

УДК 629.735.33.027

ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ, НЕРЖАВЕЮЩИХ СТАЛЕЙ, МЕТАЛЛОКОМПОЗИЦИОННЫХ И АНТИФРИКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В ШАССИ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ

*В.И. Рябков¹, д-р. техн. наук, Л.В. Капитанова¹, канд. техн. наук,
Ю.В. Бабенко¹, канд. техн. наук, В.А. Трофимов², канд. техн. наук, Н.Н. Бычкова²*
¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»,
²Авиационный научно-технический комплекс «Антонов»

Анализируется влияние применения титановых сплавов, нержавеющей стали, композиционных и антифрикционных материалов на массу и ресурс шасси современных самолетов.

* * *

The article analyzes the influence of use of titanium alloys, stainless steels, composite and antifriction materials on mass and service life of landing gear of modern aircraft.

* * *

Аналізується вплив застосування титанових сплавів, нержавіючих сталей, композиційних і антифрикційних матеріалів на масу та шасі сучасних літаків.

При создании шасси современных пассажирских и транспортных самолетов выдвигается ряд высоких требований: масса шасси не должна превышать достигнутого уровня весового совершенства, т.е. 3,5...4,5% от взлетной массы самолета; ресурс шасси должен составлять не менее 50 тыс. взлето-посадок в течение 25 лет эксплуатации самолета. Одним из эффективных средств реализации столь высоких требований является рациональное использование современных конструкционных материалов. Поэтому целью данной работы является анализ эффективности и выработка рекомендаций по использованию конструкционных материалов и покрытий с учетом массы, жесткости и долговечности опор шасси.

Мировая статистика показывает, что относительная масса шасси ($\bar{m}_{ш}$) монотонно возрастает с увеличением взлетной массы самолета m_0 (рис. 1а.) и требуемого ресурса R (рис. 1б). Практическое обеспечение приемлемой массы шасси во многом зависит от рационального использования конструкционных материалов в его стойках.

Традиционно в силовых элементах этого агрегата используют хорошо зарекомендовавшие себя

высокопрочные углеродистые стали 30ХГСА, 30ХГСН2МА и 30ХГСНА [1], [3] основные характеристики которых представлены в табл. 1, 2 и 3.

При примерно равных показателях удельной жесткости E/ρ и удельной цикловой усталости K_{Ic}/ρ сталь 30ХГСНА обеспечила существенное снижение массы за счет более высокого показателя удельной прочности σ_B/ρ [2].

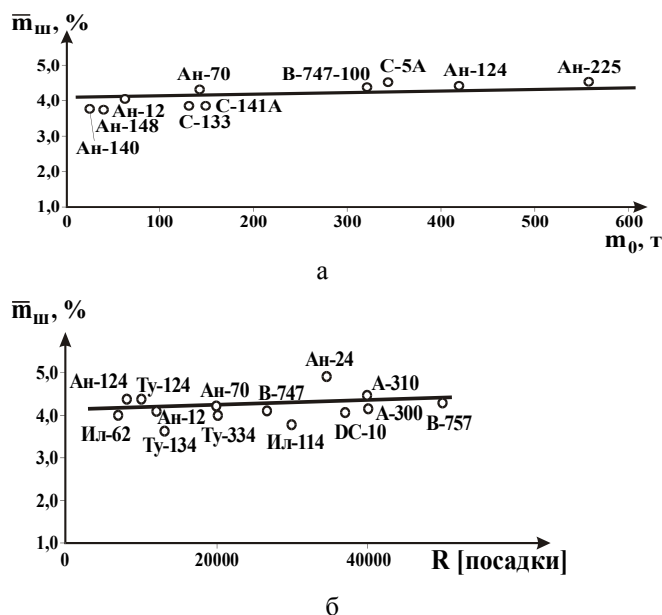


Рис.1 Зависимость относительной массы шасси:

а – от взлетной массы самолета;

б – от назначенного ресурса

Таблица 1

Механические и физические свойства углеродистых сталей, применяемых в стойках шасси

Марка материала	Механические свойства					Физические свойства			
	σ_B , МПа	$\sigma_{0.2}$, МПа	δ , % $\geq$	ψ , % $\geq$	a , кг/см ²	E, МПа	ρ , кг/м ³	$\alpha \cdot 10^{-6}$ 1/град	λ , Вт/мх град
30ХГСА	1100-1300	950-1300	10	45	≥ 5	200000	7850	12,1	39
30ХГСН2МА	1600-1800	1400-1600	9	45	≥ 6	195000	7770	12,2	32

Таблица 2

Малоцикловая усталость штамповок из термоупрочненных материалов, рекомендуемых для изготовления узлов шасси

Марка материала	Вид образца	$\sigma_{\max}^{\text{нетто}}$, МПа	Средняя долговечность, $\bar{N}$ циклов	K_{1c} , МПа	Литературный источник
30ХГСА	проушина	400	25610		паспорт ВИАМ
30ХГСН2МА	проушина	400	32500	2500-2800	ВИАМ справочник

Таблица 3

Удельные характеристики высокопрочных углеродистых сталей

Марка материала	σ_B / ρ	E / ρ	K_{1c} / ρ
30ХГСА	14,012	2548	
30ХГСНА	20,59	2510	32,18

Наиболее полное использование таких сталей в конструкциях стоек проявилось в начале второй половины прошлого века (шасси самолетов Ан-22, Ил-76, Ту-134 и т.д.).

В конце XX века в авиационные конструкции решительно вошли титановые сплавы и нержавеющие стали [2]. Благодаря своим уникальным свойствам (табл. 4, 5, 6) широкое применение они получили и в создании стоек шасси самолетов (рис. 2).

Анализ данных, представленных в табл. 4-6, показывает, что не всегда материалы с максимальными значениями прочности (даже без учета конструктивных особенностей) являются наиболее эффективными для узлов шасси, где необходимо обеспечить требуемую жесткость и максимальную живучесть конструкции. Сталь ВКС-210 и титановый сплав ВТ-22 имеют примерно равную удельную

прочность, но сплав ВТ-22 значительно превосходит названную сталь по удельному коэффициенту интенсивности напряжения. Очевидно, что в деталях, от которых требуется максимальная жесткость, наиболее эффективной будет применение стали 30ХГСА, а в деталях с максимальной живучестью – стали ВНС-5.

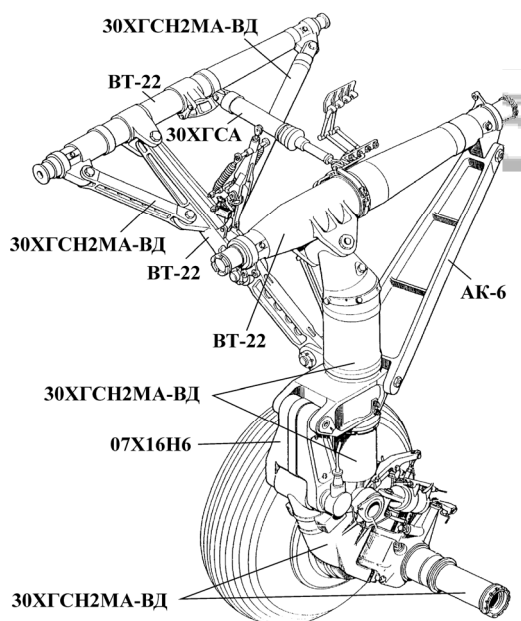


Рис. 2. Конструкционные материалы, используемые в опорах шасси самолета Ан-124

х.

Таблица 4

Механические и физические характеристики высокопрочных нержавеющей сталей и титанового сплава

Марка материала	Механические свойства					Физические свойства			
	σ_B , МПа	$\sigma_{0.2}$, МПа	δ , % ≥	ψ , % ≥	a , кг/см ²	E , МПа	ρ , кг/м ³	$\alpha \cdot 10^{-6}$ 1/град	λ Вт/м. град
03Н18К8М5Т (ВКС-170)	1600-1850	1550-1800	9-13	50-65	≥5	190000	8100		
03Н18К9М5Т (ВКС-210)	1950-2150	1850-2050	7	45	≥3	184000	8010	10,7	26
ВТ22	1100-1300	1050-1150	8	20	≥3	115000	4620	8,5	13
13Х15Н4АМЗ (ВНС5)	1380-1600	≥920	≥15	55	≥10	190000	7820		
35ХС2НЗМ1ФА (ВКС-9)	1350-2150	1600-1780	≥9	≥40	≥5	200000	7720	12,2	

Таблица 5

Ресурсные характеристики высокопрочных нержавеющей сталей и титанового сплава

Марка материала	$\sigma_{\text{нетто макс}}$, МПа	Средняя долговечность, $\bar{N}$ циклов	K_{IC} , МПа	Литературный источник
ВКС-9	400	39900	2400-3000	паспорт ВИАМ
ВКС-170	360		3700-5000	паспорт ВИАМ
ВКС-210	400	65900	1800-2150	отчет АНТК
ВТ22		19600	2650-3000	паспорт ВИАМ
ВНС5			5500-6000	

Таблица 6

Удельные характеристики высокопрочных нержавеющей сталей и титанового сплава

Марка Материала	σ_B / ρ	E / ρ	K_c / ρ
ВКС-210	24,34	2297	22,47
В22	23,81	2490	57,36

ВНС5	17,90	2430	70,33
------	-------	------	-------

Расчеты показывают, что титановый сплав ВТ-22 и аналогичные ему целесообразно применять в крупногабаритных узлах, работающих в основном на изгиб и не имеющих пространственных ограничений для реализации оптимальных геометрических параметров в расчетных сечениях. При этом достигается выигрыш по массе до 20% по сравнению с тем же узлом, изготовленным из стали 30ХГСН2МА-ВД без потери жесткости.

При компоновке узлов из титановых сплавов необходимо также учитывать электрическую совместимость титана и стали, так как в местах сопряжения деталей из этих металлов возникают процессы электрохимической коррозии, для устранения которых необходимы специальные конструктивные меры.

В самолете Ан-124 общая масса деталей шасси из титанового сплава ВТ-22 доведена до 35%, что позволило обеспечить относительную массу $\overline{m}_{ш}$ в пределах 4,2...4,3 % от взлетной массы и снизить общую массу этого самолета на 170 кг.

Как уже отмечалось, к шасси самолетов, разрабатываемых в настоящее время, предъявляют особые высокие требования: дальнейшее снижение массы конструкции; обеспечение ресурса шасси, равного 50000 взлето-посадок; безремонтная технологическая эксплуатация в течение 25 лет.

Решение этих весьма трудных с технологической точки зрения задач может быть осуществлено на основе использования высокопрочных сталей, титановых сплавов и металлокомпозиционных материалов (МКМ), как обладающих наиболее высокой удельной прочностью, достаточной жесткостью и способных обеспечить требуемый ресурс.

Наиболее перспективным с точки зрения снижения массы конструкции стоек шасси (рис. 3) следует признать металлокомпозиционные материалы, в которых армирующий элемент может быть как

непрерывным (борные волокна, стальная проволока и др.), так и дискретным (нитевидные кристаллы, частицы С и др.).

В непрерывно армированных МКМ волокна располагаются, как правило, в одном направлении. Отсюда и специфика свойств – высокая степень анизотропии прочности, модуля упругости, низкая технологичность.

Для сложноармированных и дискретно армированных МКМ эта особенность свойств проявляется в меньшей мере благодаря расположению волокон под разными углами, дополнительному армированию сетками волокон пластичных материалов и равномерному распределению волокон в дискретно армированных МКМ.

Однако именно однонаправленные армированные МКМ позволяют в наибольшей степени реализовать высокую прочность и модуль упругости волокон в материале. Это определяет интерес к ним со стороны разработчиков.

Испытания подтвердили, что подкосы (рис. 3), имеющие оптимальные параметры конструкции, на 30...50% легче, а трудоемкость их изготовления после освоения серийного производства соизмерима с технологией цельнометаллических аналогов.

Следует отметить, что для успешной дальнейшей работы по внедрению конструкции из МКМ необходимо решить следующие вопросы:

–организовать специализированное производство листовых полуфабрикатов МКМ со стабильными физико-механическими свойствами;

–паспортизировать МКМ по основным расчетным и технологическим свойствам с учетом возможности варьирования структуры;

–разработать надежные методы исследований и прогнозирования поведения МКМ в конструкции в

зависимости от состояния структуры (в том числе неразрушающий контроль), повысить уровень реализации характеристик МКМ в элементах конструкций;

– провести комплекс исследований натурных конструкций, определив влияние технологии получения изделия на эксплуатационные свойства.

Другая важнейшая задача - обеспечение ресурса шасси в количестве 50 тыс. взлето-посадок при безремонтной технической эксплуатации в течение 25 лет в плане использования конструкционных материалов - может быть решена на основе применения титанового сплава ВТ-22 и высокопрочной нержавеющей стали ВКС-170. Дело в том, что при заявленном выше ресурсе (50 тыс. взлето-посадок в течение 25 лет) серьезным препятствием выступает электролитическая коррозия и коррозия под напряжением.

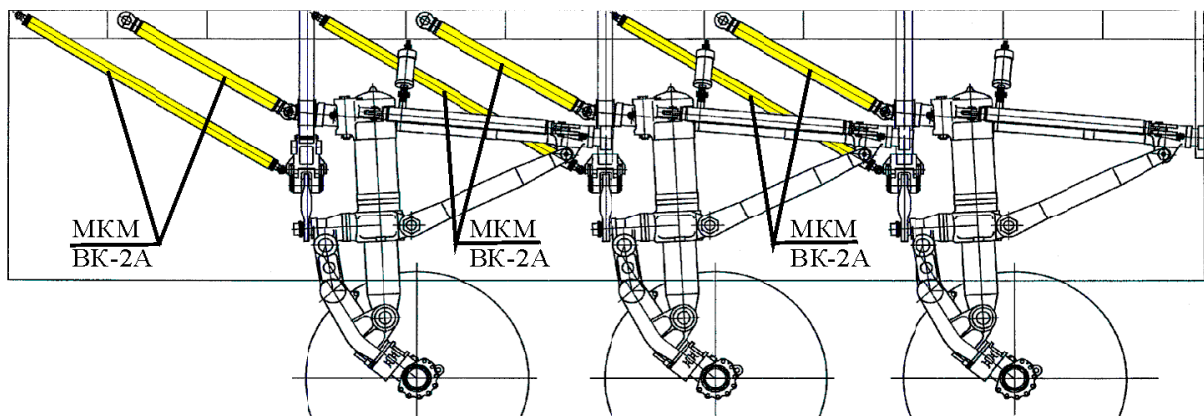


Рис. 3 Применение металлокомпозиционных подкосов из ВК-2А в основных стойках шасси самолета Ан-70

Основные физико-механические характеристики этой стали представлены в табл.7. В связи с тем, что применение ВКС-170 призвано решить сложную ресурсную задачу, весьма интересными представляются ее усталостные характеристики, которые приведены в табл.8.

При хромировании сталь ВКС-170 практически не наводораживается, что свидетельствует о высоких прочностных и пластических свойствах после хромирования.

Как следует из приведенных данных, предел выносливости стали ВКС-170 находится на уровне соответствующих показателей стали 30ХГСН2МА.

Опыт широкого использования высокопрочной углеродистой стали 30ХГСН2А-ВД показал, что из-за наводораживания поверхностных слоев детали, изготовленные из этой стали, могут преждевременно разрушаться при нагрузках, не превышающих расчетные.

С учетом этих обстоятельств для высоконагруженных деталей стоек шасси взамен стали 30ХГСН2МА предложена высокопрочная нержавеющая сталь ВКС-170, способная работать при $-196 < t^{\circ}, C < 400$ в условиях повышенной влажности, когда необходимо высокое сопротивление коррозионному растрескиванию — КР.

Сталь не склонна к замедленному разрушению. При полном погружении в воду образцы из стали ВКС-170 (при $\sigma = 1500$ МПа) через 40 суток сняты без разрушения, тогда как при изготовлении из стали 30ХГСН2А (при $\sigma = 1200$ МПа) они разрушались через один-два часа.

Сталь ВКС-170 обладает высоким сопротивлением коррозионному растрескиванию в камере с 3% NaCl и водородному растрескиванию при хромировании и кадмировании: K/Scс для ВКС-170 — 2100-2200 МПа, тогда как у 30ХГСН2А — 350-400 МПа. Коррозионное растрес-

кивание при $\sigma = 1450$ МПа составляет более 90 су-
ток (без разрушения).

Таблица 7

Физические и механические свойства стали ВКС-170

Наименование свойств	Температура, °C				
	-196	-70	+20	+200	+400
$E_{\text{при растяж}}$, МПа		202500	190000	175000	
$\sigma_{\text{пц}}$, МПа	1740-1980	1320-1700	1340-1460	1100-1300	1050-1140
$\sigma_{0,2}$ (раст.), МПа	1900-2220	1640-1930	1550-1800	1400-1600	1200-1400
σ_B , МПа	2000-2300	1730-1990	1600-1850	1450-1650	1360-1570
δ , % $\ell = 10d$ $\ell = 5d$	7-9	8-12	4,5-6 9-13	4,5-5 9-10	7-8
ψ , %	40-45	50-55	50-65	50-55	45-55
$\sigma_{0,2}$ (сжатие), МПа			1650-1900		
τ_B , МПа			960-1000		
HRC			45,4-48,5		
a_H , кг/см ²	4-4,5	4-6	5-8		
ρ , кг/м ³			8100		

Таблица 8

Ресурсные характеристики стали ВКС-170

Наименование свойств	Температура		
	+20°C	-70°C	-130°C
Статистическая чувствительность к надрезу при двух коэффициентах концентрации напряжений $\sigma_{\text{разр}}$ при $K=2,2$ $K=4,0$	1,3-1,35 1,5-1,6	1,3-1,35 1,5-1,55	1,3-1,4 1,5
K/c , кгс/мм ^{3/2}	370-500	350-440	350-390
K/Scc в 3% NaCl на базе 10.000 часов	210-220		
Предел выносливости: σ_{-1} гладк. σ_{-1}^H с надрез. $K_t=2,2$	66 40		

Сварные соединения без полной термообработки (только с низкотемпературным старением до 350°C) имеют $\sigma_B = 1200$ МПа при $a_H = 8 - 10$ кгс/см².

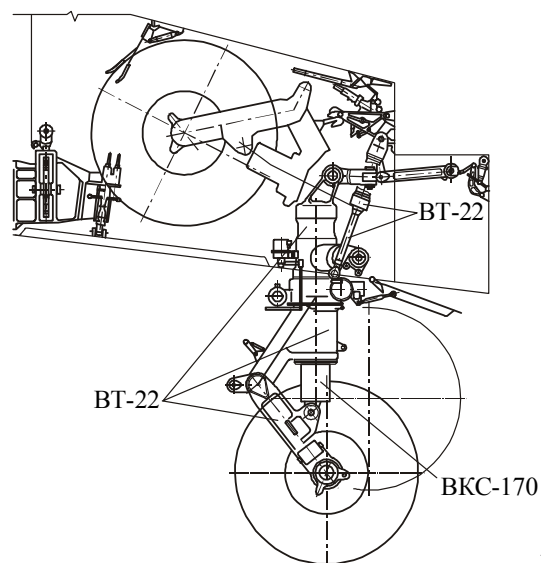


Рис. 4.

Использование высокопрочной нержавеющей стали ВКС-170 и титанового сплава ВТ-22 в силовых элементах стоек шасси самолетов нового поколения

Как видно из рис. 4, нержавеющая сталь ВКС-170 может заменить распространенную углеродистую сталь 30ХГСН2МА-ВД. В общем, это объяснимо, если сравнить эти два материала по их удельным характеристикам (табл. 9).

Таблица 9

Сравнительные удельные характеристики

Марка стали	Удельный показатель		
	σ_B / ρ	E / ρ	K_{Ic} / ρ
30ХГСН2МА-ВД	20,59	2510	32,18
ВКС-170	20,00	2401	48,27

Следовательно, по таким параметрам, как σ_B / ρ и E / ρ , определяющим массу и жесткость конструкции, эти материалы примерно одинаковы, тогда как по параметру K_{Ic} / ρ , определяющему долговечность, сталь ВКС-170 имеет почти полукратное преимущество.

Если при этом учесть, что сталь ВКС-170:

- не чувствительна к концентрации напряжений;
- не склонна к замедленному разрушению;
- обладает высоким сопротивлением коррозионному разрушению;
- не наводораживается при хромировании,

то есть все основания считать, что ее использование наряду с применением титанового сплава ВТ-22 позволит обеспечить ресурс стоек шасси, равный 50 тыс. взлетов-посадок в течение 25 лет технической эксплуатации.

В качестве суммарного критерия оценки эффективности использования высокопрочных конструкционных материалов при разработке стоек шасси обычно используют [4] соотношение

$$\pi = \frac{m_{оп}}{P_{ст}}, \quad (1)$$

где $m_{оп}$ – масса опоры;

$P_{ст}$ – стояночная нагрузка, действующая на опору;

π – весовая отдача.

Нами предложено использовать приведенное значение весовой отдачи:

– для отдельной стойки шасси:

$$\bar{\pi}_{ст} = \frac{m_{ст}}{P_{ст} \cdot n_{ст}^э}; \quad (2)$$

– для стойки с колесом (колесами):

$$\bar{\pi}_{ст+к} = \frac{m_{ст} + m_k + n_k}{P_{ст} \cdot n_{пос}^э}, \quad (3)$$

где $m_{ст}$, m_k , — массы стойки и колеса;

$n_{пос}^э$ — эксплуатационная перегрузка при посадке;

n_k — число колес на одной стойке.

В отличие от ранее принятого критерия π приведенное значение $\bar{\pi}$ определяется с учетом перегрузки при посадке $n_{пос}^э$.

Дело в том, что транспортные и военнотранспортные самолеты проектируются на разную посадочную скорость и разные посадочные перегрузки, в особенности при обеспечении короткого взлета и посадки.

Оценка технического совершенства стойки по весовой отдаче предполагает безусловное выполнение требований: по ресурсу, жесткости, кинематике и другим факторам.

Так, например, методика оценки массы шасси изложена в [4] при ресурсе, равном 5000 взлетов-посадок.

В случае, когда заданный ресурс оцениваемой стойки превышает 5000 взлетов-посадок, значение $m_{ст}$ должно быть умножено на коэффициент

$$K_R = 0,5 \left(1 + \sqrt[4]{R_i / 5000} \right), \quad (4)$$

где R_i — ресурс оцениваемой стойки, взлето-посадок.

В табл.10 представлено суммарное сравнение по критерию (1) конструктивных решений, осуществленных в различное время и на различных транспортных самолетах при проектировании опор шасси.

Таблица 10

Значения отношений общей массы опор к стояночным нагрузкам, действующим на опоры

Опоры	Тип самолета			
	Ан-22	С-5А	Ил-76	Ан-124
Передние	0,055	0,054	0,074	0,04
Основные	0,059	0,048	0,045	0,039

Как видно из табл.10, суммарная весовая отдача у опор самолета Ан-124 существенно выше, чем у самолетов Ан-22 и С-5А. Частично это можно объяснить сдвижкой во времени проектирования этих самолетов. Но то обстоятельство, что показатель весовой отдачи у опор Ан-124 существенно выше, чем у Ил-76, следует объяснить эффективностью различных моделей при использовании шасси этих самолетов.

Если же в качестве критерия сравнительной оценки принятых решений принять выражение (3), то применительно к стойкам шасси самолета Ан-124 величины $\bar{\pi}_{ст}$ будут представлены в следующем виде (табл.11):

Таблица 11

Сравнительная оценка приведенных значений весовой отдачи стоек шасси

Время создания самолета	1980 г.	1990 г.	2000 г.
Достигнутый мировой уровень	0,00850,009	0,00810,0083	0,0080,0081
Для стоек шасси самолета Ан		0,008	0,0079

Как видим, благодаря научно обоснованному выбору конструкционных материалов у самолета семейства "Ан" удалось обеспечить мировой уровень технического совершенства стоек шасси по их массовой отдаче.

Одним из негативных аспектов использования титановых сплавов и нержавеющей сталей в качестве основных конструкционных элементов стоек шасси является то обстоятельство, что титановые сплавы обладают низкими антифрикционными характеристиками - высоким коэффициентом трения, склонностью к контактному схватыванию и налипанию на другие металлы [7].

Попытки улучшить характеристики поверхности титановых сплавов путем нанесения гальванических покрытий из водных растворов не дали положительных результатов [8].

Поэтому задача обеспечения заданного ресурса по параметрам усталостной долговечности и износа подвижных сочленений стоек шасси, изготовленного из титановых сплавов, решалась с использованием двух направлений:

- нанесения на титановую поверхность ионного покрытия с необходимыми антифрикционными свойствами;
- модификации поверхностного слоя детали, обеспечивающей создание желаемых структур и свойств.

Для решения этих задач при обеспечении ресурса подвижных сочленений шасси самолетов семейства "Ан" использованы: плазменное напыление; ионно-плазменное напыление; диффузионная электрохимическая обработка (ДЭХО).

Так, например, на детали шасси типа "шток", изготовленных из титанового сплава ВТ 22, входящего в состав гидравлического цилиндра, нанесено плазменное покрытие из никелида титана, что позволило в два раза повысить ресурс работы цилиндра по сравнению с ранее применявшимся

гальваническим хромированием.

Использование процесса ДЭХО (диффузионная электрохимическая обработка) в деталях шарнирной гидропроводки из сплава ОТ4-1 позволило решить сразу несколько конструктивных, эксплуатационных и технологических проблем, существующих при использовании традиционного гальванического хромового покрытия. Из-за сложности геометрической формы и ажурности деталей гидропроводки и необходимости выполнять шлифовку гальванического хромового покрытия в производстве часто наблюдалось полное местное удаление хромового покрытия. При использовании ДЭХО в гидропроводке была устранена её негеометричность, а также значительно сокращено количество брака и снижена стоимость изготовления из-за отсутствия шлифования покрытия. При этом ресурс работы шарниров с ДЭХО равен ресурсу самолета.

Применение ионно-плазменных многослойных покрытий [5], [6] системы Ti-Ti3N-TiN вместо карбонитрации ниппельных соединений трубопроводов гидросистемы самолета позволило резко повысить качество деталей, в 30 раз увеличить коррозионную стойкость ниппелей, исключить сколы кромок и повысить износостойкость деталей.

Для обеспечения эффективности применения метода модификации поверхностных слоев путем аморфизированного изменения их структуры подвергнуты паспортизации и аттестации гидравлические цилиндры, рычаги, оси, вкладыши, замки и другие детали шасси самолетов Ан-124 и Ан-70. При этом оценивалась интенсивность изнашивания, степень влияния на безопасность, степень влияния на трудозатраты в производстве.

Установлено, что основными видами трения при работе данных узлов являются трение скольжения, трение при виброперемещении и реверсивное трение, и на основе этого определены и реализованы требования по модификации поверхностей трения,

т.е. по защите от износа при нормальной и умеренно высокой температуре. Путем методических и стендовых испытаний установлено, что по служебным свойствам аморфизованные титановые поверхности превосходят гальваническое хромирование и химическое никелирование.

Объемы реального использования новых способов нанесения покрытий на детали, изготовленные из титановых сплавов, приведены в табл.12 [5], [8].

На основе широкомасштабного применения плазменного, ионно-плазменного и ДЭХО нанесения покрытий удалось обеспечить ресурс подвижных сочленений шасси, равный ресурсу самолета.

Таблица 12

Объем использования покрытий
в транспортных самолетах "Ан"

Виды покрытий	Количество, штук / наименований	
	Ан-124	Ан-70
Плазменное	350/44	200/30
Ионно-плазменное	350/20	2350/15
ДЭХО	410/16	120/12

Заключение

1. Решение задачи обеспечения минимальной массы шасси современных самолетов может быть осуществлено на основе применения в силовых элементах стоек высокопрочных титановых сплавов и металлокомпозиционных материалов. При их использовании даже у тяжелых самолетов удается обеспечить относительную массу шасси на уровне 4%.

2. При необходимости безремонтной технологии эксплуатации шасси в течение 25 лет следует ориентироваться на использование в силовых элементах шасси титанового сплава ВТ-22 и нержавеющей стали ВКС-170, как наименее склонных к электролитической коррозии и коррозии под напряжением.

3. Для обеспечения ресурса подвижных элементов шасси, выполненных из титановых сплавов, равного ресурсу планера самолета, следует использовать плазменное, ионно-плазменное нанесение антифрикционных покрытий, а также диффузионную электрохимическую обработку поверхностей трения.

Литература

1. Бойцов Б.В. Комплексное исследование шасси самолетов. – М.: Машиностроение, 1985. – 232 с.
2. Шейн В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1984. – 525 с.
3. Руководство для конструкторов. Том V. Кн. 2. Вып. 2. М., 1978.
4. Арэфьев В.Н. Определение веса шасси в начальной стадии проектирования // Самолетостроение. Техника воздушного флота. X., 1971. - №2. – С. 53-57.
5. Трофимов В.А. Методы улучшения триботехнических характеристик подвижных узлов шасси, выполненных из титановых сплавов // Авиационно-космическая техника и технология. X., 2001. - Вып. 24. –С. 143-150.
6. Моляр А.Г., Петров Л.М., Ильин А.А. Много-слойные коррозионно-износостойкие ионно-вакуумные покрытия // Труды Координационного совета ”Разработка оборудования и технологических процессов multifunctional вакуумных ионно - плазменных покрытий. –М, 1988. – С. 22-24.
7. Бабенко Ю.В. Критерии предельной работоспособности подвижных узлов самолетных агрегатов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Харьков, 1999. Вып. 5. С. 52 - 56.
8. Богданович В.И. Михлин В.И., Докупина И.Л. Применение титана в узлах пар трения космических аппаратов // Проблемы машиностроения и автоматизации. – М., 1998. -№ 2-3. –С. 100-103.

Поступила в редакцию 14.04.03

Рецензенты: канд. техн. наук, с.н.с. Шеметов С.Е., Украинская инженерно-педагогическая академия, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор, Рыженко А.И., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

УДК 539.3:534.1:629.7.02

МЕТОД ИДЕНТИФИКАЦИИ КРАЕВЫХ УСЛОВИЙ В ЗАДАЧАХ УПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ. ИДЕЯ МЕТОДА

*С.А. Халилов**Национальный аэрокосмический университет «ХАИ». Украина, г. Харьков*

Идея метода прослеживается на двух нетривиальных одно- и двумерных задачах, допускающих точное решение. Реализация метода осуществляется в три основных этапа - определение исходного состояния, решение промежуточных задач и решение собственно задач устойчивости какого-либо звена системы.

* * *

Идея метода просліджується на двох нетривіальних одно- і двовимірних задачах, які допускають точне розв'язання. Реалізація методу здійснюється в три основні етапи - знаходження початкового стану, вирішення проміжних задач і розв'язання власно задач стійкості якої-небудь ланки системи.

* * *

The idea of this method is seen in two nontrivial problems one- and two-dimensional, with precise solving. The method applied is fulfilled during three stages: defining the initial state, intermediate problem solving and solving stability problems of any link of the system itself.

Разрушение серийных и опытных изделий при статических испытаниях в результате потери устойчивости происходит в более чем в 50% случаев, а разрушение несущих поверхностей планера – более чем в 60% [1]. Эти объективные данные убедительно подтверждают остроту и актуальность существующей проблемы, что не оспаривается во всем мире ни теоретиками, ни практиками [2].

Два основных исторически сложившихся подхода [3] не в состоянии рационально разрешить проблему в силу их известных недостатков. При первом не без налета академичности подходе математические модели строятся на основе последних достижений науки, однако при их анализе ставятся классические краевые условия, не реализуемые в действительности. При втором более прагматичном подходе, базирующемся главным образом на методе конечных элементов, реальные условия сложного взаимодействия элементов (блоков) системы учитываются не в полной мере.

Альтернативный в известном смысле двум предыдущим подход был предложен автором [3, 4]. Последовательная реализация основных положений

подхода, их теоретическая и практическая проработка привели к формулировке нового метода – метода идентификации краевых условий, в котором рационально сочетаются достоинства классических подходов и который, обладая высокой точностью и оперативностью, позволяет получить двусторонние оценки критических параметров сравнительно простыми средствами.

Главная нерешенная задача в проблеме устойчивости конструкций – это правильное определение условий взаимодействия блоков сложной системы в целях получения достоверных моделей, анализ которых может быть выполнен быстро и с задаваемой точностью. В предлагаемом методе эта задача решается путем постановки и анализа так называемых промежуточных краевых задач. Как только решен определенный набор таких задач, то задача собственно устойчивости формулируется достаточно просто как задача на собственные значения с естественными краевыми условиями, содержащая критический параметр. Математическая сложность последней задачи наряду со сложностью промежуточных задач и служит, по-видимому, основным препятст-

вию к более широкому распространению метода. Ситуация здесь аналогична той, какая имела место в методе граничных элементов, на становление которого ушло более полувека [5].

Разрабатываемая проблема начиная с 1992 года регулярно включается в тематический план научных исследований Министерства образования и науки Украины. Полученные результаты регулярно внедряются в АНТК им. О.К.Антонова.

Целью настоящей статьи является изложение методологического подхода, основных положений метода идентификации краевых условий.

Идея метода прослеживается на двух простых моделях, допускающих точное решение. Выбор этих моделей, характерных для конструкции крыла, продиктован стремлением не загромождать существо рассматриваемых вопросов второстепенными деталями, неизбежно возникающими при получении приближенных решений.

Первая (одномерная) модель представляет собой регулярную часть решетчатой системы (рисунок). Она позволяет получить ряд качественных результатов, раскрывающих особенности совместной работы при потере устойчивости крыльевых панелей (совокупности элементов 1, 2 и 3, 4) и нервюры-стойки (элемент 5). В сечениях О-О панелей из регулярности решетки следуют условия косо́й симметрии: равенство нулю угла поворота и перерезывающей силы (нагрузка консервативна)

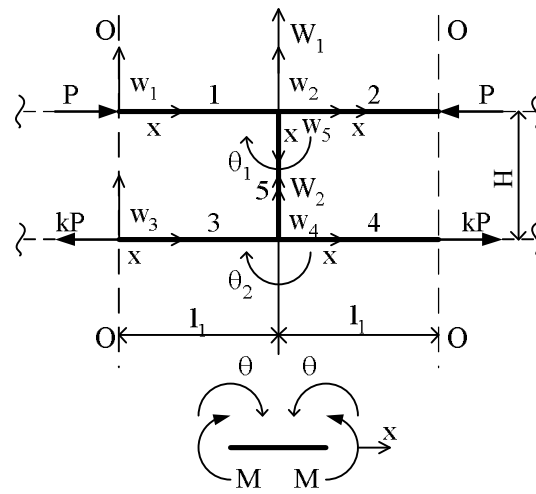
Отнесем каждый элемент i ($i=1...5$) к своей безразмерной (измеряемой в долях от H для элемента 5 и в долях от l_1 – для остальных элементов) координате x и обозначим через W_i и Θ_i – прогибы и углы поворота в узлах А($i=1$) и В($i=2$), возникающие при выпучивании; $w_i = w_i(x)$ – функции прогиба элементов системы.

В соответствии с методом задачу устойчивости системы сведем к задаче устойчивости одного элемента, например, стойки. Необходимо выполнить три этапа [1]. Первый этап – это определение исходного состояния; здесь оно известно: $N_1 = N_2 = -P$, $N_3 = N_4 = kP$, $N_5 = 0$. Вторым этапом является постановка и решение промежуточных задач. Здесь – это задачи определения жесткостей упругих опор в узлах А и В, в которых осуществляется упругое сочленение стойки и панелей. Решение этих (стандартных) задач следующее:

$$M_1 = -C_1 \Theta_1, M_2 = C_2 \Theta_2, \quad (1)$$

где коэффициенты жесткости C_i определяются по формулам:

$$C_1 l = 4D_1 \alpha \operatorname{ctg} \alpha, C_2 l = 4D_3 \beta \operatorname{cth} \beta, \\ l = 2l_1, \alpha^2 = Pl_1^2/D_1, \beta^2 = kPl_1^2/D_3 = k\alpha^2/\mu, \quad (2) \\ D_i = (EI)_i, i = 1...5; \mu = D_3/D_1; D_1 = D_2; D_3 = D_4.$$



Одномерная модель

На третьем (завершающем) этапе нужно сформулировать и решить задачу собственно устойчивости. Здесь – это задача устойчивости стойки с упругими на поворот в концевых сечениях опорами, жесткости

которых (2) являются функциями нагрузки, не приложенной к стойке, и параметров элементов системы: именно через C_i свойства системы “трансформируются” к стойке, параметры которой будут учтены на данном этапе. Таким образом, получаем следующую задачу собственно устойчивости:

$$\begin{aligned} w_5^{IV} &= 0, 0 < x < 1; \quad w_5 = 0, x = 0, x = 1; \\ w_5'' - \rho_1 w_5' &= 0, x = 0; \quad w_5'' + \rho_2 w_5' = 0, x = 1; \\ \rho_1 &= C_1 l / 2D_1 \gamma, \quad \rho_2 = \mu C_2 l / 2D_3 \gamma, \quad \gamma = D_5 l_1 / D_1 H. \end{aligned} \quad (3)$$

Решая задачу (3) на собственные значения (параметр нагрузки α входит в краевые условия), приходим к трансцендентному уравнению относительно этого параметра:

$$(\alpha \operatorname{ctg} \alpha + 2\gamma)(\mu \beta \operatorname{cth} \beta + 2\gamma) - \gamma^2 = 0 \quad (4)$$

Параметр γ относится к стойке.

Эту же задачу можно свести к задаче устойчивости верхней или нижней (растянутой!) панели. Из изложенного выше совершенно очевидно, как это сделать. Приведем лишь решение промежуточных задач:

$$M_A = C_A \Theta_1, M_B = -C_B \Theta_2, \quad (5)$$

$$C_A = \frac{2D_5}{H} \frac{2\beta \operatorname{cth} \beta + 3\eta}{\beta \operatorname{cth} \beta + 2\eta}, C_B = \frac{2D_5}{H} \frac{2\alpha \operatorname{ctg} \alpha + 3\eta}{\alpha \operatorname{ctg} \alpha + 2\eta}, \quad (6)$$

$$\eta = D_5 l_1 / D_2 H.$$

Решая упомянутые задачи, вновь получаем уравнение (4).

Приведем теперь прямое решение задачи при оговоренных ранее граничных условиях в концевых сечениях панелей.

Решения для всех пяти элементов системы имеют вид ($0 \leq x \leq 1$)

$$\begin{aligned} w_1(x) &= W_1 - \Theta_1 l_1 (\cos \alpha - \cos \alpha x) / \alpha \sin \alpha, \\ w_2(x) &= W_1 + \Theta_1 l_1 (\cos \alpha - \cos \alpha(1-x)) / \alpha \sin \alpha, \\ w_3(x) &= W_2 + \Theta_2 l_1 (\operatorname{ch} \beta - \operatorname{ch} \beta x) / \beta \operatorname{sh} \beta, \\ w_4(x) &= W_2 - \Theta_2 l_1 (\operatorname{ch} \beta - \operatorname{ch} \beta(1-x)) / \beta \operatorname{sh} \beta, \\ w_5(x) &= -\Theta_1 H x + H(2\Theta_1 + \Theta_2)x^2 - H(\Theta_1 + \Theta_2)x^3. \end{aligned} \quad (7)$$

Из равновесия узлов А и В по моментам следует система двух линейных алгебраических уравнений относительно Θ_1 и Θ_2 :

$$\begin{aligned} \Theta_1 (\alpha \operatorname{ctg} \alpha + 2\gamma) + \Theta_2 \gamma &= 0, \\ \Theta_1 \gamma + \Theta_2 (\mu \beta \operatorname{cth} \beta + 2\gamma) &= 0. \end{aligned} \quad (8)$$

Равенство нулю определителя этой системы приводит к уравнению (4). Из уравнений (8) можно исключить Θ_2 (или Θ_1):

$$\Theta_2 = -\Theta_1 (\alpha \operatorname{ctg} \alpha + 2\gamma) / \gamma = -\Theta_1 \gamma / (\mu \beta \operatorname{cth} \beta + 2\gamma). \quad (9)$$

Далее положим $W_2=0$, что законно; тогда для W_1 получим

$$W_1 = -\frac{H}{15} \Theta_1 \left(1 + \left(\frac{\alpha \operatorname{ctg} \alpha + 2\gamma}{\gamma} \right)^2 + \frac{\alpha \operatorname{ctg} \alpha + 2\gamma}{2\gamma} \right). \quad (10)$$

Функции (7) с учетом равенств (9), (10) и $W_2=0$ определяют форму потери устойчивости системы. Анализ этой формы показывает, что потеря устойчивости сжатой панели по синусоиде (как обычно принимается) не имеет места, смена знака кривизны осевой линии панели происходит не в узле А, а в точках, равноудаленных от узла на величину $x = \left(1 - \frac{\pi}{\alpha}\right) l_1$; растянутая панель, участвуя в работе системы, также выпучивается, интенсивность этого выпучивания, однако, на порядок ниже, чем для сжатой панели.

Обратимся теперь к двумерной задаче и рассмотрим свободно опертую прямоугольную пластину со

сторонами a и b , подкрепленную одним стрингером параллельно стороне b (на расстоянии $x=c$) и равномерно сжатую погонными усилиями $N_y^0 = \sigma_y \delta$ (δ – толщина пластины). Стрингер имеет ось симметрии, перпендикулярную срединной плоскости пластины, в которой лежит центр тяжести его поперечного сечения, и наделен жесткостями на растяжение-сжатие (EF), изгиб из плоскости пластины (EI_x) и свободное кручение (GI_k). Принимается, что взаимодействие стрингера и пластины происходит по линии и стрингер сжат усилиями $N_c^0 = \sigma_y F$. Кроме того, при рассмотрении кручения стрингера можно пренебречь величиной $N_c^0 r^2$ (r – полярный радиус инерции сечения стрингера) в сравнении с GI_k . Начало правой прямоугольной системы координат расположено в левом верхнем углу пластины (ее плоскость совпадает с плоскостью листа), а оси координат направлены вдоль сторон. Задача устойчивости системы – это обобщенная двумерная краевая задача на собственные значения, допускающая точное решение методом разделения переменных.

Применим рассматриваемый метод и сведем задачу к одномерной – задаче устойчивости стрингера, “погруженного” в упругую среду, создаваемую пластиной и препятствующую изгибу стрингера из плоскости пластины и его кручению. В этих условиях реакции среды сводятся к распределенным по линии (оси стрингера) усилиям $q_0(y)$ (перпендикулярным плоскости пластины) и моментам $m_0(y)$. Тогда искомая одномерная задача (задача собственно устойчивости) получается сразу:

$$\begin{aligned} EI_x w_c^{IV}(y) + N_c^0 w_c''(y) &= -q_0(y), \\ GI_k \theta_c''(y) &= m_0(y), \quad 0 < y < b; \\ w_c = w_c'' = \theta_c(y) &= 0, \quad y = 0, \quad y = b, \end{aligned} \quad (11)$$

где $w_c(y)$, $\theta_c(y)$ – прогиб и угол закручивания сечений стрингера. Определение характеристик упругой среды составляет предмет промежуточной задачи. Более общо: промежуточная задача – это задача установления зависимостей между q_0 , m_0 и w_c , θ_c .

В общем случае упомянутые зависимости можно представить в операторном виде (A_k , B_{ki} – операторы):

$$\begin{aligned} A_1 q_0(y) &= B_{11} w_c(y) + B_{12} \theta_c(y), \\ A_2 m_0(y) &= B_{21} w_c(y) + B_{22} \theta_c(y). \end{aligned} \quad (12)$$

Наличие операторных равенств (12) следует из теоремы существования и единственности краевой задачи изгиба пластины, подверженной действию поперечных нагрузок и усилий в срединной плоскости; однако получение таких зависимостей – задача далеко не простая. Предположим все-таки, что равенства (12) установлены. Тогда, обращая операторы A_k (существование A_k^{-1} также следует из упомянутой теоремы), получим:

$$\begin{aligned} q_0(y) &= A_1^{-1} B_{11} w_c(y) + A_1^{-1} B_{12} \theta_c(y), \\ m_0(y) &= A_2^{-1} B_{21} w_c(y) + A_2^{-1} B_{22} \theta_c(y). \end{aligned} \quad (13)$$

Подставив равенства (13) в уравнения (11), приходим к одномерной задаче собственно устойчивости.

В рассматриваемом случае благодаря возможности получить точное решение промежуточной задачи зависимости (12) предельно упрощаются: операторы A_k – это операторы, ставящие в соответствие всякой функции ее ряд Фурье по синусам, а B_{ki} – это операторы, ставящие в соответствие всякой функции ряд Фурье по синусам, коэффициенты которого – суть произведения коэффициентов Фурье исходной функции и некоторых зависящих от номера члена ряда постоянных, т.е. равенства (12) приобретают вид ($0 < y < 1$):

$$\begin{aligned}
q_0(y) &= \sum_{n=1}^{\infty} q_{0n} \sin n\pi y = \\
&= \sum_{n=1}^{\infty} C_{w\omega n} W_n \sin n\pi y + \frac{1}{c} \sum_{n=1}^{\infty} C_{w\theta n} \Theta_n \sin n\pi y,
\end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned}
m_0(y) &= \sum_{n=1}^{\infty} m_{0n} \sin n\pi y = \\
&= \sum_{n=1}^{\infty} C_{\theta\omega n} W_n \sin n\pi y + \frac{1}{c} \sum_{n=1}^{\infty} C_{\theta\theta n} \Theta_n \sin n\pi y,
\end{aligned}$$

где q_{0n} , m_{0n} , W_n , Θ_n – коэффициенты Фурье функций $q_0(y)$, $m_0(y)$, $w_c(y)$, $\theta_c(y)$ соответственно (параметр c введен для удобства выкладок). Величины $C_{\alpha\beta n}$ – коэффициенты жесткости упругой среды (пластины) в месте расположения стрингера, определяемые из решения промежуточной задачи, которая формулируется следующим образом.

Пусть при $x=c$, т.е. на линии сочленения стрингера и пластины, для изолированной пластины (стрингер удален) известны функции прогиба и угла поворота в виде

$$w_c(y) = \sum_{n=1}^{\infty} W_n \sin n\pi y, \quad \theta_c(y) = \frac{1}{c} \sum_{n=1}^{\infty} \Theta_n \sin n\pi y. \quad (15)$$

Требуется определить, какое погонное усилие $q_z(y)$ и какой погонный момент $m_y(y)$ необходимо приложить к пластине, чтобы вызвать в ней заданные в виде равенств (15) прогибы и углы поворота.

Задача решается точно методом разделения переменных, с чем и связана необходимость представления функций $w_c(y)$ и $\theta_c(y)$ в виде (15) и благодаря чему получены зависимости (14). Это решение имеет вид

$$\begin{aligned}
C_{w\omega n} &= -D\bar{C}_{w\omega n}/b^3, \quad C_{w\theta n} = -Dc\bar{C}_{w\theta n}/b^3, \\
C_{\theta\omega n} &= -D\bar{C}_{\theta\omega n}/b^2, \quad C_{\theta\theta n} = -Dc\bar{C}_{\theta\theta n}/b^2,
\end{aligned} \quad (16)$$

где D – цилиндрическая жесткость пластины, а $\bar{C}_{\alpha\beta n}$ – безразмерные параметры жесткости:

$$\begin{aligned}
\bar{C}_{w\omega n} &= \gamma_2^3 p_{2n} - \gamma_3^3 \bar{p}_{2n}, \quad \bar{C}_{w\theta n} = \gamma_2^3 q_{2n} - \gamma_3^3 \bar{q}_{2n}, \\
\bar{C}_{\theta\omega n} &= \gamma_3^2 \bar{p}_{1n} - \gamma_2^2 p_{1n}, \quad \bar{C}_{\theta\theta n} = \gamma_3^2 \bar{q}_{1n} - \gamma_2^2 q_{1n}.
\end{aligned} \quad (17)$$

Отметим, что имеет место равенство

$$C_{w\theta n} = C_{\theta\omega n}, \quad (18)$$

что следует из теорем взаимности. В равенствах (17) приняты такие обозначения:

$$\begin{aligned}
p_{1n} &= P_n''(1), \quad q_{1n} = Q_n''(1); \\
p_{2n} &= P_n'''(1), \quad q_{2n} = Q_n'''(1); \\
\bar{p}_{1n} &= \bar{P}_n''(0), \quad \bar{q}_{1n} = \bar{Q}_n''(0); \\
\bar{p}_{2n} &= \bar{P}_n'''(0), \quad \bar{q}_{2n} = \bar{Q}_n'''(0).
\end{aligned}$$

Здесь $P_n, Q_n, \bar{P}_n, \bar{Q}_n$ – некоторые функции от переменной x (они будут приведены ниже); штрихи означают дифференцирование по x , в скобках указаны значения аргумента, при которых вычисляются производные;

$$\gamma_2 = \frac{b}{c} = \frac{\lambda}{\rho}, \quad \gamma_3 = \frac{\lambda}{1-\rho}, \quad \rho = \frac{c}{a}, \quad \lambda = \frac{b}{a}.$$

Подставляя теперь равенства (14) и (15) с учетом равенств (16) и (17) в уравнения (11), приходим к системе двух линейных алгебраических уравнений относительно W_n и Θ_n :

$$\begin{aligned}
&W_n (\gamma_1 n^4 \pi^4 - \xi^2 \gamma_4 n^2 \pi^2 - \gamma_2^3 p_{2n} + \gamma_3^3 \bar{p}_{2n}) - \\
&- \Theta_n (\gamma_2^3 q_{2n} - \gamma_3^3 \bar{q}_{2n}) = 0, \\
&W_n (\gamma_2^2 p_{1n} - \gamma_3^2 \bar{p}_{1n}) + \Theta_n (\gamma_2^2 q_{1n} - \gamma_3^2 \bar{q}_{1n} + \gamma_k n^2 \pi^2) = 0,
\end{aligned} \quad (19)$$

$$\text{где } \gamma_1 = \frac{EI_x}{Db}; \gamma_4 = \frac{Fb}{c^2 \delta}; \gamma_k = \frac{GI_k}{Db}; \gamma_2; \xi^2 = \frac{N_y^0 c^2}{D}.$$

Равенство нулю определителя системы (19) дает уравнение относительно параметра нагрузки ξ .

Приведем теперь прямое решение. Расчленим систему на три элемента – стрингер и две пластины (первая пластина расположена слева от стрингера). Каждую пластину и стрингер отнесем к своей (без-

размерной) системе координат: $0 < x < 1$, $0 < y < 1$ (y измеряется в долях от b , x – в долях от c для первой пластины и в долях от $(a-c)$ – для второй). На линии сопряжения элементов системы введем перемещения согласно (15). Прогибы пластины определяются равенствами

$$\begin{aligned} w_1(x, y) &= \sum_{n=1}^{\infty} (W_n P_n(x) + \Theta_n Q_n(x)) \sin n\pi y, \\ w_2(x, y) &= \sum_{n=1}^{\infty} (\overline{W}_n \overline{P}_n(x) + \overline{\Theta}_n \overline{Q}_n(x)) \sin n\pi y, \end{aligned} \quad (20)$$

где: $P_n(x) = r_{1n} \operatorname{sh} \alpha_n x + s_{1n} \sin \beta_n x$

$$Q_n(x) = r_{2n} \operatorname{sh} \alpha_n x + s_{2n} \sin \beta_n x,$$

$$\overline{P}_n(x) = \overline{r}_{1n} \operatorname{sh} \eta_n (1-x) + \overline{s}_{1n} \sin \zeta_n (1-x),$$

$$\overline{Q}_n(x) = \overline{r}_{2n} \operatorname{sh} \eta_n (1-x) + \overline{s}_{2n} \sin \zeta_n (1-x),$$

$$r_{1n} \Delta_{1n} = \beta_n \cos \beta_n, \quad r_{2n} \Delta_{1n} = -\sin \beta_n,$$

$$s_{1n} \Delta_{1n} = -\alpha_n \operatorname{ch} \alpha_n, \quad s_{2n} \Delta_{1n} = \operatorname{sh} \alpha_n,$$

$$\overline{r}_{1n} \Delta_{2n} = -\zeta_n \cos \zeta_n, \quad \overline{r}_{2n} \Delta_{2n} = -\gamma_5 \operatorname{sh} \zeta_n,$$

$$\overline{s}_{1n} \Delta_{2n} = \eta_n \operatorname{ch} \eta_n, \quad \overline{s}_{2n} \Delta_{2n} = \gamma_5 \operatorname{sh} \eta_n,$$

$$\Delta_{1n} = \beta_n \operatorname{sh} \alpha_n \cos \beta_n - \alpha_n \operatorname{ch} \alpha_n \sin \beta_n,$$

$$\Delta_{2n} = \eta_n \operatorname{ch} \eta_n \sin \zeta_n - \zeta_n \operatorname{sh} \zeta_n \cos \eta_n,$$

$$\left. \begin{matrix} \alpha_n \\ \beta_n \end{matrix} \right\} = \sqrt{\kappa_n (\xi \pm \kappa_n)}, \quad \left. \begin{matrix} \eta_n \\ \zeta_n \end{matrix} \right\} = \gamma_5 \left\{ \begin{matrix} \alpha_n \\ \beta_n \end{matrix} \right\},$$

$$\kappa_n = n\pi\mu, \quad \mu = \frac{\rho}{\lambda}, \quad \gamma_5 = \frac{1-\rho}{\rho}.$$

Вычислим с помощью решений (20) погонные усилия $q_z(y)$ и момент $m_y(y)$, передаваемые на стрингер пластинами

$$\begin{aligned} q_z(y) &= V_{x2}(0, y) - V_{x1}(1, y), \\ m_y(y) &= M_{x1}(1, y) - M_{x2}(0, y), \end{aligned} \quad (21)$$

где M_{xk} , V_{xk} – погонные изгибающий момент и обобщенная перерезывающая сила (по Кирхгофу), определяемые по известным формулам теории пластин. В систему уравнений (11) после перехода к

безразмерной переменной y подставим равенства (15) и $q_0 = -q_z$, $m_0 = -m_y$. В результате придем к системе (19).

Таким образом, показана принципиальная возможность редукции задачи устойчивости системы к задаче устойчивости ее одного-единственного элемента, в которой через коэффициенты жесткости отражены все свойства системы. Если существует точное решение задачи, то метод приводит также к точному решению.

В случае двумерной проблемы и при наличии в системе одномерных элементов метод дает конструктивный подход к сведению проблемы к одномерной (правда, промежуточные задачи остаются все-таки двумерными; но это – стандартные задачи и потому они могут быть решены только один раз).

Применение метода даже в том случае, когда можно получить прямое точное решение, дает определенные выгоды, так как позволяет получить точные количественные характеристики таких понятий, как “подкрепляемый элемент”, “подкрепляющий элемент”, “эффективность подкрепления”, “провоцирование” потери устойчивости и др. Так, например, из равенств (6) следует, что стойка и растянутая панель будут оказывать поддерживающее влияние на сжатую панель вплоть до их разрушения, а количественная характеристика этого явления содержится в формуле для C_A . Напротив, растянутая панель будет испытывать поддерживающее влияние со стороны стойки и сжатой панели вплоть до выполнения равенства: $2\alpha \operatorname{ctg} \alpha + 3\gamma = 0$ ($D_5 \neq 0, H \neq \infty$). Аналогичные качества и их количественные характеристики можно получить из равенств (2) и (17).

Данным методом решен ряд сложных задач устойчивости силовой конструкции аэрокосмической техники. Опубликованы лишь результаты исследования устойчивости силовых нервюр в работах

[6, 7], выполненных под руководством автора. Соответствующее программное обеспечение успешно эксплуатируется на АНТК им. О.К.Антонова и ТАНТК им. Г.М.Бериева.

Заклучение

В заключение можно сделать такие выводы:

- метод идентификации краевых условий позволяет свести задачу устойчивости системы к задаче для одного ее элемента;
- если краевые условия для элемента установлены (идентифицированы) точно, то метод приводит к точному решению;
- решения промежуточных задач содержат неизвестный параметр, что вносит определенные сложности в применение метода для двумерных задач;
- задачи собственно устойчивости формулируются стандартным образом и включаются в некий каталог;
- высокая точность и оперативность метода достигается благодаря возможности использования математических моделей любой сложности и постановке задачи для одного-единственного элемента, «погруженного» в упругую среду.

Литература

1. Кутыинов В.Ф., Замула Г.Н., Мохов В.Ф. Методология исследования разрушений авиационных конструкций при статических испытаниях // Расчет НДС и рациональное проектирование авиац. CONSTR. Труды ЦАГИ. – 1992. – Вып. 2495. – С.87–91.
2. Потеря устойчивости и выпучивание конструкций: теория и практика/Под ред. Дж.Томпсона и Дж.Ханта. – М.:Наука, 1991. – 424 с.
3. Халилов С.А. Проблема устойчивости несущей конструкции большегрузных самолетов // Авиационно-космическая техника и технология Труды

Харьковского авиационного института им. Н.Е.Жуковского за 1993 г. – Харьков, 1994. – С.358-369.

4. Халилов С.А. Развитие альтернативного подхода к решению проблемы устойчивости силовых элементов конструкции самолета // Авиационно-космическая техника и технология/ Труды Харьковского авиационного института им. Н.Е.Жуковского за 1994 г. – Харьков, 1995. – С.223-227.

5. Крауч С., Старфилд А. Методы граничных элементов в механике твердого тела. – М.: Мир, 1987. – 328 с.

6. Минтюк В.Б. Устойчивость типовой нервюры с криволинейными поясами. Определение исходного состояния // Авиационно-космическая техника и технология/ Труды Харьковского авиационного института им. Н.Е.Жуковского за 1997 г. – Харьков, 1998. – С.339-345.

7. Минтюк В.Б. Исследование устойчивости нервюры с криволинейными поясами при произвольных нагрузках с учетом влияния панелей посредством компенсаторов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Темат.сб.науч.тр. Вып.19(2). – Харьков, 2000. – С.82-88.

Поступила в редакцию 11.04.03

Рецензенты: д-р физ.-мат. наук, профессор Проценко В.С., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. физ.-мат. наук, доцент Несвит М.И., ХГТУС, г. Харьков.

УДК 629.734.7.018.7

СПАСЕНИЕ ЭКИПАЖА И ПАССАЖИРОВ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА*П.И. Иванов, канд. техн. наук**НИИ АУС, г. Феодосия*

Анализируется возможность разработки парашютной системы (ПС) для спасения экипажа и пассажиров самолета.

* * *

Аналізується можливість розробки парашютної системи (ПС) для врятування екіпажу та пасажирів літака.

* * *

The opportunity of the creation of the parachute system (PS) for the rescue of the crew and the passengers of an airplane is analyzed in the work.

Спасение жизней экипажа и пассажиров летательных аппаратов в катастрофических ситуациях является одной из актуальных проблем, связанных с важной практической задачей обеспечения безопасности, сохранения здоровья и жизни людей.

Материалы, в которых начато решение данной задачи и на которые в данной статье делаются ссылки, изложены в работах [1-3].

Нерешенная на сегодняшний день часть общей проблемы, которой посвящена настоящая статья, связана с построением моделей и поиском методов и схем спасения, что позволит в перспективе продвинуться в решении задач безопасности систем спасения.

Целью настоящей работы является построение и оценка качества вариантов моделей возможных схем спасения пассажиров и экипажей самолетов.

В последнее время в мире существует устойчивая тенденция к увеличению количества пассажиров, перевозимых гражданскими пассажирскими самолетами, количества авиалиний и самолетов на этих авиалиниях. Все это неизбежно увеличивает вероятность авиационных катастроф и больших человеческих жертв.

Конечно, не все виды авиационных катастроф допускают возможность применения ПС и при этом не все пассажиры и экипаж могут быть спасены.

Сюда относятся некоторые виды столкновений самолетов в воздухе, аварии на предельно малых высотах (на взлете и посадке) и т.д., когда времени на принятие решения у экипажа фактически не остается (правда, в некоторых случаях за экипаж это может сделать автоматика). Кроме того, бывают случаи, когда экипаж погибает либо применение ПС становится просто неэффективным.

Однако практика показывает, что в остающемся числе случаев использование ПС для спасения экипажа и пассажиров было бы вполне возможным и достаточно эффективным.

Рассмотрим ряд принципиально возможных вариантов схем спасения экипажа и пассажиров пассажирского самолета с помощью применения ПС.

Вариант 1. Спасение фюзеляжа самолета

На высоте катастрофы производится отделение избыточной массы (крыльев, хвостового оперения, шасси, двигательной установки, топливных емкостей) и при этом немедленно (с помощью катапульты) вводится в действие парашют относительно небольшой площади, стабилизирующий и ориентирующий в пространстве падающий фюзеляж с экипажем и пассажирами.

Далее фюзеляж движется в строго ориентированном и стабилизированном положении до высот, где уже возможна нормальная жизнедеятель-

ность человека (высоты $\leq 4000\text{м}$) и допустимо введение в действие ПС, а далее вводится в действие тормозной парашют (ТП), снижающий скорость движения фюзеляжа до величины, допустимой для введения в действие основной парашютной системы.

Вводится в действие основная парашютная система, уменьшающая скорость фюзеляжа до величины, допустимой для его безопасного приземления, и перед приземлением (при необходимости) приводится в действие система амортизации.

Достоинства и преимущества первой схемы заключаются в следующем:

1. Экипаж и пассажиры находятся под защитой фюзеляжа, защищающего их от агрессивного для жизнедеятельности человека воздействия низких температур, недостатка кислорода и возможного поражения отделившимися фрагментами самолета.

2. Пассажиры остаются на своих местах. Автоматика надежно фиксирует их в своих креслах.

Недостатки первой схемы:

1. Требуется дооборудование самолетов (а возможно, и разработка принципиально новых конструкций) пироэнергетическими установками и устройствами, что неизбежно повлечет за собой увеличение стоимости как самих ЛА, так и билетов на самолеты, оборудованные системой спасения.

2. Из-за большой массы самого спасаемого фюзеляжа масса парашютной системы будет весьма значительной.

Если принять приближенно, что масса ПС составляет 5% от массы спасаемого объекта, то при массе фюзеляжа с пассажирами 100 т масса ПС составит 5 т. Вряд ли какая-либо коммерческая фирма согласится регулярно перевозить 5 т груза, вероятность применения которого по прямому назначению достаточно мала.

Правда, в качестве компенсации здесь может сыграть свою роль психологический фактор.

Пассажиры значительно охотнее могут приобретать билеты на самолеты, оборудованные системой спасения, что позволит фирме, эксплуатирующей самолеты с системами спасения, иметь преимущество в борьбе с конкурентами.

3. Пассажиры, не оказавшиеся в момент катастрофы по каким-либо причинам на своих местах, могут быть травмированы воздействующей на них перегрузкой. Правда, здесь опять же можно использовать систему пассивной безопасности в салоне по типу автомобильных надувных мешков и охватывающих (фиксирующих) пассажира пневмоустройств, автоматически входящих в действие в момент катастрофы.

4. Всегда существует опасность несанкционированного приведения в действие пироэнергетики системы спасения.

Вариант 2. Спасение платформы с пассажирами самолета

В этом случае не требуется отделять элементы конструкции самолета от фюзеляжа, как это предполагалось в варианте 1. В случае, если самолет неуправляем, то, как и в варианте 1, немедленно (с помощью катапульты) вводится в действие стабилизирующий парашют, ориентирующий в пространстве падающий фюзеляж с экипажем и пассажирами. Далее, на высотах менее $\leq 4000\text{ м}$ вводится в действие тормозной парашют, снижающий скорость движения фюзеляжа до величины, допустимой для введения в действие основной парашютной системы, после чего отстреливается задняя панель фюзеляжа, происходит перецепка звена тормозного парашюта на внутреннюю легкую платформу, на которой в фюзеляже самолета установлены кресла с пристегнутыми в них пассажирами.

Под действием тягового усилия ТП (который в данном случае уже выполняет роль вытяжного) платформа с установленной на ней основной парашютной системой покидает фюзеляж самолета.

После снижения скорости платформы на ТП

до величины, допустимой для безопасного функционирования, вводятся в действие основная парашютная система и система амортизации, после чего производится приземление (приводнение) плавучей платформы с пассажирами.

Достоинства и преимущества второй схемы заключаются в следующем:

1. Масса платформы с установленными на ней креслами с пассажирами уже значительно меньше массы фюзеляжа, а значит, и масса ее парашютной системы. Например, при массе платформы с пассажирами 20 т масса ПС составит не более 1 т, что уже вполне допустимо по условиям перевозки ее как некоммерческого груза.

Недостатки второй схемы:

1. Требуется дооборудование самолетов платформой и пироэнергетическими установками, правда, уже в значительно меньшем объеме, чем в первом варианте.

2. В случае деформации фюзеляжа в момент катастрофы возможны заклинивание и невыход платформы с креслами и пассажирами по направлению из фюзеляжа самолета.

3. Возможна потеря пассажиров в воздухе, по каким-либо причинам вовремя не пристегнувшихся в своих креслах. Правда, этот недостаток можно устранить, если платформу дооборудовать автоматически устанавливаемым тканевым защитным тентом, закрывающим и защищающим пассажиров от воздействия скоростного напора и предотвращающим их возможное рассеивание (потерю) в воздухе.

Вариант 3. Спасение блоками кресел с пассажирами или индивидуальное спасение пассажиров самолета

Второй недостаток второго варианта можно устранить, если вместо целой платформы, разделив ее на секции, фрагментарно спасать каждую из них в отдельности. Например, спасать пассажиров мож-

но прямо вместе с рядами кресел, в которых они располагаются.

Схема действия здесь может быть предположительно такова:

По команде экипажа (или исполнительного автоматического устройства) на высоте не более 3000-4000 м отстреливаются люки (по бокам, сверху или снизу) фюзеляжа и по монорельсам импульсами от амортизаторов или автономных малогабаритных ракетных двигателей в поток вводятся ряды кресел с пристегнутыми в них пассажирами.

После отделения от самолета в поток вводятся стабилизирующие парашюты кресел, которые одновременно могут играть роль тормозных.

По истечении определенного времени и достижении определенной высоты и скорости в действие вводится спасательная парашютная система каждого данного ряда кресел.

На каждый ряд кресел устанавливается автономная система пневмоамортизации, которая погасит вертикальную посадочную скорость. Здесь, правда, перед посадкой каждый ряд кресел как длинномерный объект необходимо будет снабдить гайдропной системой ориентации, а каждого пассажира - автономной пневматической системой безопасности по типу автомобильной.

Кроме того, в целях предотвращения потери в воздухе людей, не успевших по каким-либо причинам пристегнуться к креслу, каждый ряд кресел можно оборудовать легким тентом с пневмокаркасом, автоматически охватывающим ряд кресел в момент катапультирования.

Достоинства и преимущества третьей схемы заключаются в следующем:

1. В случае повреждения только части фюзеляжа, например, в результате столкновения или взрыва и гибели пассажиров в некоторой зоне, оставшиеся в живых пассажиры неповрежденной зоны фюзеляжа имеют шанс спастись даже при полной потере управляемости и контроля над самолетом.

Недостатки третьей схемы:

1. Возможны столкновения в воздухе большого количества кресел между собой и с фрагментами разрушенного самолета.

2. Необходимо оборудовать системами спасения достаточно большое количество рядов кресел.

Наряду с рассмотренными выше дискутировалась также схема автономного, индивидуального покидания каждым пассажиром ЛА со своим индивидуальным средством спасения. Однако она была признана целесообразной только для членов экипажа и то лишь только после того, как самолет покинут все оставшиеся в живых пассажиры.

Для физически неподготовленных и неопытных пассажиров время одевания на себя подвесной системы в условиях его острого дефицита может оказаться неприемлемо большим. Кроме того, многим бывает просто психологически трудно совершить прыжок. Ну а если самолет испытывает большие перегрузки от вращения в процессе падения, то они просто могут не дать пассажирам возможности или подняться из кресел, или же пассажиры могут получить увечья от перегрузки, или же могут находиться в бессознательном состоянии или состоянии шока.

Проведем оценочные расчеты баллистических характеристик движения ряда кресел в соответствии с предложенной выше третьей схемой, выполним оценку возможности спасения.

Движение катапультировавшегося объекта в воздухе можно разбить на ряд участков:

- активный участок работы ракетной двигательной установки (РД) для сообщения начального импульса на отделение и удаление от самолета;

- пассивный участок стабилизированного движения по инерции после прекращения работы РД в целях выхода из опасной зоны возможного контакта с элементами конструкции самолета (крыльев, хвостового оперения) и катапультируемых объектов друг с другом;

- участок введения в действие тормозных и основных каскадов ПС и выход на режим установившегося снижения;

- посадка.

В свою очередь, активный участок работы РД можно условно разбить на три элементарных участка:

- первый, нестационарный, близкий к линейно возрастающему закону $F_T = f(t)$;

- второй, стационарный, близкий к закону $F_T = const$;

- третий, нестационарный, близкий к линейно убывающему закону $F_T = f(t)$ либо, для большинства моделей, просто вертикальный фронт.

Таким образом, в ряде случаев для рассматриваемых моделей можно принять диаграмму тяги РД, близкой по форме к неравнобочной трапеции.

Уравнения движения объекта (в нашем случае - ряда кресел) на активном участке при катапультировании вверх из горизонтально летящего самолета [1]:

$$m \frac{dV_x}{dt} = -Q_x - F_{Tx}; \quad m \frac{dV_y}{dt} = -(G + Q_y) + F_{Ty}. \quad (1)$$

При катапультировании вниз:

$$m \frac{dV_x}{dt} = -Q_x - F_{Tx}; \quad m \frac{dV_y}{dt} = -G + Q_y - F_{Ty}.$$

При катапультировании в сторону движение ряда кресел уже будет не плоским, а пространственным:

$$m \frac{dV_x}{dt} = -Q_x - F_{Tx}; \quad m \frac{dV_y}{dt} = -G + Q_y - F_{Ty};$$

$$m \frac{dV_z}{dt} = -Q_z + F_{Tz}.$$

В данном случае ось x ориентирована вдоль продольной оси самолета, ось y перпендикулярна ей и направлена вверх, ось z - в сторону полукрыла, перпендикулярно к плоскости xy .

Кроме того, здесь сделано предположение, что в процессе катапультирования на активном участке объект ориентирован так, что вектор тяги РД

$\vec{F}$ направлен перпендикулярно касательной к траектории движения, т.е. перпендикулярен вектору абсолютной скорости.

Наиболее безопасным в смысле возможности контакта с элементами самолета при условии установившегося снижения самолета, отсутствии вращений и достаточном запасе высоты представляется катапультирование вниз.

При катапультировании вверх существует опасность задевания за киль, в сторону – за стабилизатор или полукрыло.

Рассмотрим случай катапультирования ряда кресел вверх.

Тогда система уравнений (1) после преобразований примет вид

$$\begin{aligned}\frac{dV_x}{dt} &= -kV^2 \cos \beta - gn_T \sin \beta; \\ m \frac{dV_y}{dt} &= -(g + kV^2 \sin \beta) + gn_T \cos \beta,\end{aligned}$$

где $k = \frac{\rho}{2m} c_x f$ - баллистический параметр объекта

на высоте катапультирования; $n_T = \frac{F_T}{mg}$ - перегрузка, создаваемая тягой РД; β - угол между вектором абсолютной скорости катапультируемого объекта и продольной осью горизонтально летящего самолета (в данном случае совпадает с траекторным углом).

При катапультировании вверх необходимо рассчитывать также величину импульса mV , получаемого объектом от суммарного воздействия сил тяги F_T ракетного двигателя, сопротивления Q и веса объекта G , скорость к моменту выхода на установившийся по тяге режим:

$$V = g \int_0^{t_0} n(t) dt,$$

и путь s_0 движения на активном участке из закона сохранения энергии:

$$\frac{mV^2}{2} = G \int_0^{s_0} n(s) ds,$$

исходя из условий предельно допустимой величины перегрузки и прохождения объекта над килем на

безопасном расстоянии. Здесь $n(t,s) = \frac{\vec{F}_T - \vec{Q}}{G} - 1$ -

суммарная перегрузка в процессе катапультирования.

Примем для рассматриваемой модели диаграмму тяги РД, близкой к неравнобочной трапеции с левым, линейно возрастающим и правым, практически вертикальным фронтом. Будем считать приближенно постоянной тягу F_T на центральном активном участке диаграммы.

На рис.1 показана траектория движения $H = f(L)$ катапультируемого вверх объекта (ряда кресел) массой $m = 500 \text{ кг}$ с характеристикой $c_k f_k = 0,5$ в абсолютной (земной) системе координат. Катапультирование осуществляется на высоте $H = 1000 \text{ м}$ из горизонтально движущегося со скоростью $V_c = 150 \text{ м/с}$ самолета.

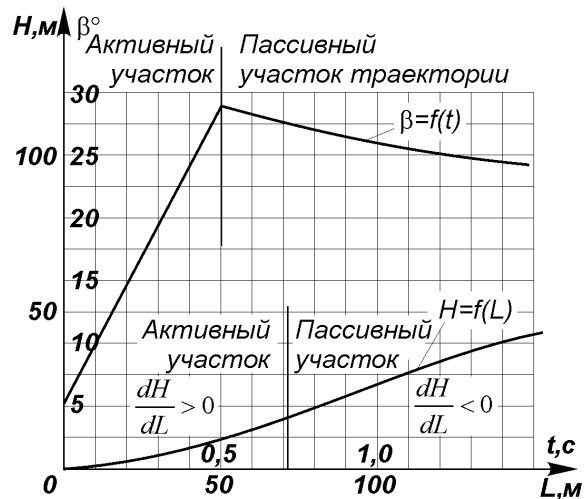


Рис. 1 Траектория катапультирования в абсолютной системе координат и закон изменения траекторного угла во времени

Угол между продольной осью самолета и вектором скорости объекта, покидающего фюзеляж, примем равным 90° .

Скорость покидания (к концу первого нестационарного участка работы РД) $\approx 9,9 \text{ м/с}$.

Скорость нарастания перегрузки на первом нестационарном участке $\frac{dn_T}{dt} \approx 70$.

Перегрузка на стационарном участке диаграммы тяги РД $n_T = 10$.

Суммарная перегрузка на объект к началу основного стационарного участка по расчету $n = 9,08$, что вполне допустимо по условиям ее переносимости человеком.

Время работы РД на стационарном активном участке равно 0,5с.

Из рис. 1 следует, что траектория движения объекта имеет точку перегиба, соответствующую моменту отсечки работы РД, причем до момента отсечки производная $\frac{dH}{dL} > 0$, а после него $\frac{dH}{dL} < 0$.

Таким образом, РД обеспечивает интенсивный подъем объекта в зону прохождения над килем самолета.

В течение времени работы РД суммарная перегрузка снижается незначительно (от 9,08 до 8,64), однако в момент отсечки работы РД, т.е. к началу пассивного участка траектории, она резко падает до величины $n = 1,73$.

Скачок суммарной перегрузки, возникающий на заднем фронте диаграммы тяги РД, можно уменьшить, увеличив характеристику объекта $c_K f_K$.

Так, увеличение ее с 0,5 до 0,9 (например, за счет введения стабилизирующего парашюта большей площади) увеличивает суммарную перегрузку в начале пассивного участка до $n = 2,38$, что уже несколько уменьшает скачок перегрузки на заднем фронте отсечки РД и улучшает ее переносимость экипажем.

На рис.1 показан также характер изменения траекторного угла $\beta = f(t)$ на активном и пассивном участках движения объекта.

Анализируя кривые $H = f(L)$ и $\beta = f(t)$, можно сделать вывод, что на пассивном участке, несмотря на уменьшение траекторного угла, все еще

продолжается по инерции эффективный подъем объекта.

Это может быть использовано для увеличения минимально безопасной высоты при переборке его через хвостовое оперение самолета или уменьшения энергоемкости РД (при достаточности запаса высоты), что очень важно с точки зрения безопасности при массовом катапультировании объектов.

На рис 2 показано изменение кривых $V = f(t)$, $V_x = f(t)$, $V_y = f(t)$, характеризующее динамику изменения скорости и ее составляющих на активном и пассивном участках движения катапультируемого объекта.

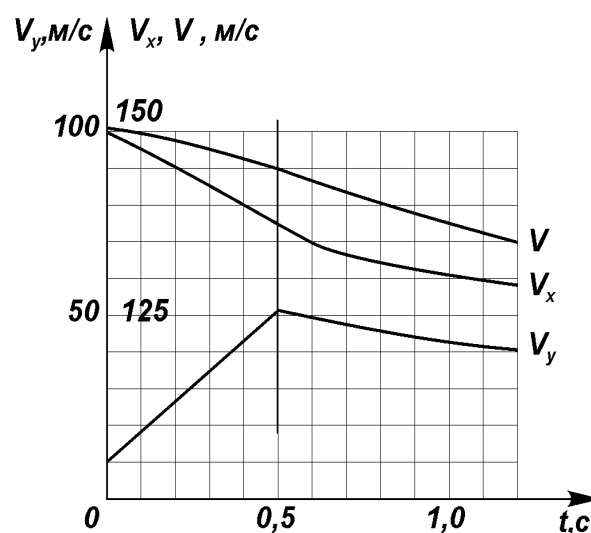


Рис. 2 Изменение скорости и ее составляющих в процессе катапультирования

Представляет интерес построение баллистических кривых относительного (связанного с самолетом) движения объекта на пассивном участке траектории.

Это дает возможность оценить возможность прохождения объекта над килем в зависимости от расстояния от точки катапультирования объекта до кия, отсчитываемого вдоль продольной оси самолета, при заданной начальной скорости.

Предположим, что после завершения активного участка работы РД объект получил начальную скорость V_0 , с которой он начинает свое движение

на пассивном участке траектории (примем условно начало движения перпендикулярным к оси фюзеляжа самолета).

На рис.3 изображен ряд относительных траекторий $h = f(l)$ объекта массой $m=500\text{кг}$, имеющего характеристику $c_k f_k = 0,5$, катапультируемого вверх с различными начальными скоростями $V_0=10\dots30\text{м/с}$ на пассивном участке траектории (после отработки РД). Высота горизонтального полета самолета $H=1000\text{м}$, истинная скорость - 150м/с .

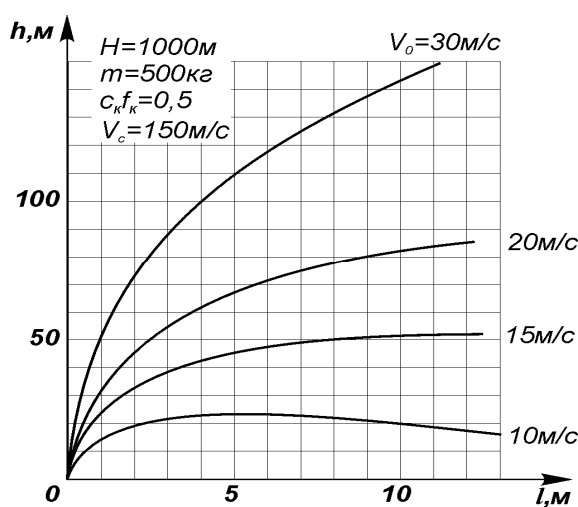


Рис. 3 Траектории движения катапультируемого объекта относительно самолета

Анализ рис.3 показал, что в этом случае начальная скорость на пассивном участке катапультирования не должна быть меньше некоторого критического значения, определяемого высотой кия и расстоянием до него от точки катапультирования, обеспечивающего гарантированное перебрасывание (с определенным запасом высоты) через киль.

В рассматриваемом примере скорость менее 20 м/с уже не может быть приемлемой.

Закон изменения начальной скорости катапультирования вверх $V_0 = f(l)$ вдоль фюзеляжа может быть переменным, с точкой минимума ближе к центру фюзеляжа и двумя максимумами непосредственно в хвостовой и носовой частях фюзеляжа.

Это позволит несколько уменьшить суммарную мощность пирознергетических устройств катапультируемых кресел самолета.

Перегрузки от воздействия скоростного напора в начале пассивного участка для всех рассмотренных случаев скоростей катапультирования $V_0=10\dots30\text{м/с}$ не превышали $1,8g$, что вполне допустимо по условиям переносимости их человеком.

Нужно отметить, что перегрузки на активном участке траектории могут быть значительно выше, чем на пассивном, но, тем не менее, в пределах переносимости их человеком.

На рис.4 показаны зависимости изменения суммарной перегрузки на пассивном участке катапультирования от характеристики $c_k f_k$, причем начальная скорость пассивного участка выступает в качестве параметра и изменяется в пределах от 10 до 80м/с .

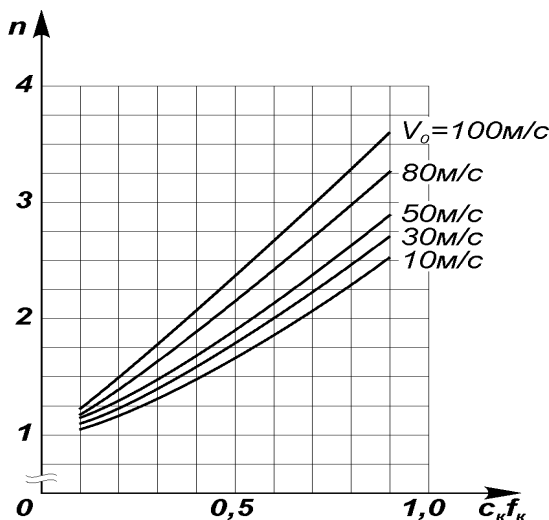


Рис. 4 Изменение суммарной перегрузки на пассивном участке катапультирования

Заметен достаточно эффективный рост перегрузки с увеличением начальной скорости и характеристики сопротивления $c_k f_k$, но, тем не менее, перегрузка остается в пределах допустимой переносимости ее человеком.

Таким образом, предварительные баллистические расчеты и их анализ для предложенных выше

схем и систем в ряде случаев доказывает возможность спасения катапультируемых объектов с пассажирами из самолетов, попавших в катастрофические ситуации.

Тем не менее, результаты проведенных исследований показывают сложность решения задач спасения пассажиров самолетов, причем степень этой сложности возрастает с ухудшением катастрофической ситуации, с ухудшением условий введения ПС в действие, с увеличением числа пассажиров и габаритных размеров пассажирского самолета.

При этом становится очевидным, что производителям самолетов при дооборудовании их системами спасения придется кардинально менять концепции проектирования и компоновки, закладывавшиеся в эти процессы до сих пор.

Это наряду с возрастающими затратами неизбежно повлечет за собой генерацию новых идей и решений концептуального характера, связанных с процессами проектирования систем спасения летательных аппаратов.

Сегодня пока еще все усилия направляются на повышение безопасности полетов, предупреждение катастрофических ситуаций во всех точках их возможного возникновения. Однако практика показывает, что совершенствование систем предупреждения аварийных ситуаций неизбежно ведет к их усложнению, а значит, к уменьшению их надежности.

В этой связи вновь становится актуальной проблема спасения пассажиров и экипажей самолетов с применением катапультных устройств и парашютных систем.

Наиболее реальными в настоящее время представляются проектирование и разработка систем спасения пока только пассажиров самолетов относительно небольших размеров с небольшим количеством пассажиров (самолеты бизнес-класса и др.).

Заклучение

Спасение пассажиров самолетов является важной и достаточно сложной проблемой, имеющей не только технический, но и экономический, социальный, политический, а также ряд других не менее важных аспектов.

И решена она может быть только с привлечением ведущих ученых и специалистов, при серьезной экономической поддержке, возможно, даже на правительственном уровне.

Результаты работы позволяют выполнять предварительную сравнительную оценку различных схем спасения, их возможностей, в первом приближении оценивать их достоинства и недостатки.

В перспективе дальнейших исследований планируется продолжение детального анализа разработок, предложенных выше, а также поиск новых схем и систем спасения.

Предполагается математическое моделирование различных ситуаций в процессе катапультирования, построение статистических и вероятностных моделей, технический и экономический анализ возможных схем спасения.

Литература

1. Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов - М.: Машиностроение, 1965.- 364 с.
2. Иванов П.И. Летные испытания парашютных систем. - Феодосия: Гранд-С., 2001.- 332 с.
3. Иванов П.И. Парашютные системы для космических аппаратов. - Феодосия, Гранд-С., 2002. – 203 с.

Поступила в редакцию 22.10.02

Рецензенты: канд. физ.-мат. наук, доцент Варавин В.Ю., ФРФ ХГТУ, г. Феодосия; начальник отдела испытаний, Химин В.М., НИИ АУС, г. Феодосия.

УДК 629.733.5

ПРОЕКТ ТРАНСПОРТНОГО ДИРИЖАБЛЯ “D-20”*В.П. Гусынин¹, д-р техн. наук, Г.Г. Козаченко², А.В. Гусынин³**¹ Национальное космическое агентство Украины,**² Авиационный научно-технический комплекс «Антонов»,**³ Национальный технический университет Украины «КПИ»*

Приведены результаты первого этапа создания дирижабля жесткой схемы “D-20” для транспортировки грузов массой до 20 т. Оценена конструктивная внешняя и внутренняя компоновочные схемы дирижабля, определены форма и размеры силового корпуса и оперения. Рассмотрены вопросы технологии причаливания и швартовки дирижабля, а также особенности процесса погрузки и разгрузки грузов.

* * *

Наведені результати першого етапу створення дирижабля жорсткої схеми “D-20” для транспортування вантажів вагою до 20 т. Оцінена конструктивна зовнішня та внутрішня компоновальна схеми дирижабля, визначена форма та розміри силового корпусу і оперення. Розглянуті питання технології причалування та швартування дирижабля, а також особливості процесу навантаження та розвантаження вантажів.

* * *

This paper shows results of the first phase of a rigid airship "D-20" creation for cargo transportation with lifting capacity up to 20 tons. An airship feature is the opportunity of cargo transportation both on an outside load and inside of a vehicle hull. The constructive outside and inside scheme diagram of the airship is appreciated. Forms and sizes of the power hull and tail are determined. Configuration of a cargo cabin, structure and preliminary accommodation of the equipment are considered. Questions of airship mooring technology and feature of loading-unloading processes are considered.

Введение

В последние годы во многих странах вновь возрастает интерес к летательным аппаратам легче воздуха. Но в отличие от аналогичного процесса конца 70-х – начала 80-х годов XX столетия, когда произошло возрождение небольших мягких дирижаблей за рубежом, объектом внимания нынешнего повышенного интереса являются проекты транспортных дирижаблей большой дальности и высокой грузоподъемности, предназначенных для перевозки тяжелых негабаритных грузов. К таким грузам относятся неделимые блоки атомных электростанций, сверхмощные турбины и генераторы, секции мостов, части газо- и нефтепроводов и т.д. Потенциальный объем перевозок таких грузов различными видами транспорта составляет около 5 млрд. т [1]. Независимо от вида транспортировки – наземным, воздушным или морским путем – перевозка тяжелых негабаритных грузов требует особых условий,

является очень дорогой и продолжительной по времени. Проведенные немецкой компанией “Cargo Lifter” маркетинговые исследования показали, что в мире транспортируется более 300 видов грузов массой свыше 100 т, длиной более 25 м и диаметром свыше 4 м. Рынок подобных грузов оценивается в 1 миллиард долларов США ежегодно. Каждый год он увеличивается на ~10...12%, темпы его роста опережают любой другой сектор грузоперевозок. По мнению зарубежных экспертов, дирижабли смогут завоевать не менее 10% этого рынка [2]. На серьезное коммерческое использование уже сегодня претендуют проекты транспортных дирижаблей из разных стран мира, в том числе проекты “CargoLifter CL 160” (Германия) [3], “Aerocraft” (США) [4], “Aeros ML” (США) [5], “SkyCat” (Великобритания) [6], “RA-180” (Нидерланды) [7], “ДЦ-Н1” (Россия) [8]. Проект конкурентоспособного дирижабля разрабатан и в Украине инженерами Киевского общественного конструкторского бюро воздухоплавания

(КОКБВ) при АНТК «Антонов» [9]. В данной работе приведены обобщенные результаты первого этапа разработки проекта (техническое предложение) по созданию дирижабля жесткой схемы «D-20» для транспортных перевозок грузов массой до 20 т. Отличительной особенностью проекта является возможность установки грузов как под корпусом дирижабля, так и в грузовой кабине внутри корпуса. При необходимости грузовая кабина может быть переоборудована в пассажирский салон. В проекте заложены конструкторские решения, реализованные при создании и эксплуатации наибольших в мире транспортных самолетов большой грузоподъемности украинской фирмы «Антонов» - Ан-124 «Руслан» и Ан-225 «Мрія». Предусматривается максимальное использование серийных агрегатов и систем для обеспечения надежной работы дирижабля. В рамках технического предложения рассмотрены основные вопросы, касающиеся облика дирижабля, его компоновки, состава оборудования, летно-технических характеристик, а также эксплуатации [10].

Компоновка дирижабля

Дирижабль «D-20» является типичным представителем жестких дирижаблей, выполненных по классической сигарообразной схеме. Дирижабль имеет длину 183 м, диаметр 36,6 м, объем $128\,000\text{ м}^3$, коммерческую нагрузку 20 т. Его наиболее характерные особенности - носовые и хвостовые дизельные двигатели, приводящие в действие винтовентиляторы, с отклоняемыми рулевыми плоскостями для управления изменением вектора тяги; газонепроницаемые внутренние баллоны; электродистанционная система управления полетом; автоматизированный контроль за работой большинства подсистем. Основным назначением дирижабля является перевозка грузов. Кроме того, он может выполнять функции патрулирования и технического обслуживания трасс газонефтепроводов, линий электропередач в труд-

нодоступных районах. Общий вид дирижабля показан на рис. 1.

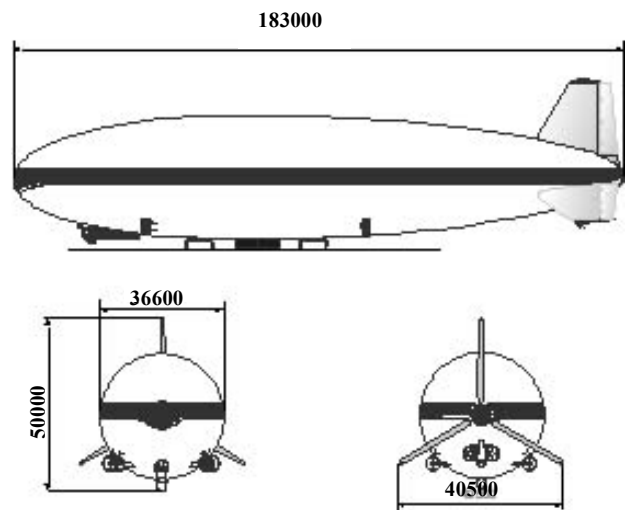


Рис. 1. Дирижабль «D-20»

Корпус дирижабля имеет обтекаемую форму, образуемую рядом поперечных кольцеобразных ферм-шпангоутов, располагаемых на определенных расстояниях друг от друга, и продольными фермами-стрингерами, соединяющими углы шпангоутов. Последние образуют меридиональный обвод фермы корпуса, замыкаемый с концов носовым и хвостовым конусообразными куполами. Нижняя часть шпангоутов сконструирована таким образом, что внизу вдоль всего корпуса образуется коридор-проход и в соответствующих местах корпуса находятся служебные помещения и грузовой отсек. Поскольку шпангоуты имеют в поперечном разрезе треугольное сечение, то в этих полостях удобно разместить балластные и топливные баки, а также другие необходимые коммуникации дирижабля.

В качестве материала для оболочки дирижабля используют полиэстер, покрытый с внешней стороны для защиты от атмосферных воздействий полиуретаном со специальным лакокрасочным слоем.

Оперение дирижабля - «λ» - образное, состоит из трех неподвижных, расположенных под углом 120° , стабилизаторов, верхний из которых установлен вертикально по оси симметрии.

Вдоль корпуса дирижабля попарно установлено шесть силовых установок с винтовентиляторами – в носовой, средней и хвостовой частях аппарата.

Силовая схема конструкции. Корпус дирижабля представляет собой жесткую ферменно-балочную конструкцию и имеет 20 поперечных силовых элементов-шпангоутов жесткой ферменной конструкции. Форма сечения шпангоута – треугольник, основанием лежащий на теоретическом контуре корпуса. Размеры сечения шпангоута (3 x 2,5 м в средней части) позволяют разместить внутри него агрегаты систем, емкости с балластом и топливом, проходы к силовым установкам, служебные помещения и т.д. Расстояния между шпангоутами в средней части корпуса меньше, чем между шпангоутами в носовой и хвостовой частях корпуса. Это позволяет по возможности уравнивать нагрузки, приходящиеся на стрингерные балки от газоместилищ в средней и концевых частях корпуса.

В поперечном сечении корпуса шпангоут представляет собой 17-угольник, через вершины которого проходят 17 основных стрингерных балок коробчатого сечения (рис.2).

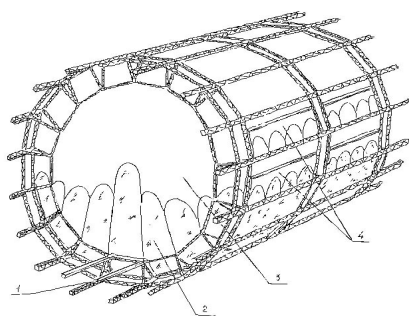


Рис. 2. Силовая схема конструкции:

1 - элементы конструкции корпуса дирижабля; 2 - пленочная оболочка газоместилища; 3 - тканевая катанарная система крепления оболочки газоместилища к каркасу; 4 - катанарные пояса передачи усилий на стрингерные балки каркаса дирижабля

В их функции входит восприятие продольных нагрузок в корпусе от общих нагрузок изгиба и кручения и местных нагрузок от катанарных систем креп-

ления газоместилищ. В районе хвостового оперения, кабины экипажа, силовых установок стрингерные балки воспринимают также местные сосредоточенные нагрузки.

Размеры сечения основных стрингерных балок – 20 x 40 см в средней части корпуса. Форма сечения – прямоугольная, как наиболее технологичная.

По диагоналям клеток, образуемых шпангоутами и стрингерными балками, а также по диагоналям клеток ферм шпангоутов располагают тросовые расчалки, обеспечивающие конструкции корпуса жесткость на изгиб и кручение.

Чтобы минимизировать часть объема дирижабля, занимаемую конструкцией каркаса, и шпангоуты, и стрингерные балки выводятся на геометрический контур корпуса и занимают совмещенные строительные объемы. Посередине между основными стрингерными балками располагаются 17 вспомогательных стрингеров, назначение которых – натяжение наружной обшивки. Форма сечения стрингера – изменяемая по высоте балка с поясами таврового сечения.

Применяемые конструкционные материалы позволяют добиться высокой весовой отдачи конструкции корпуса, обеспечить необходимый ресурс, высокую технологичность изготовления деталей и сборки.

Хвостовое оперение. Оперение дирижабля – “λ”-образное, что обеспечивает большой клиренс (расстояние между нижними поверхностями стабилизаторов и землей). Форма и площадь всех трех стабилизаторов одинакова и соответствует минимальному шарнирному моменту. Каркас оперения выполнен из алюминиевых профилей. Стабилизаторы сконструированы в виде свободностоящих пространственных ферм, имеющих обтекаемую форму. На стабилизаторах смонтированы, на шарнирных навесах, аэродинамические рули направления и высоты.

Силовая установка. Силовая установка дирижабля создана на базе серийно выпускаемого дизельного двигателя мощностью 300 л.с. Двигатели установлены внутри дирижабля в специальных отсеках, примыкающих к силовым шпангоутам и продольному коридору в нижней части корпуса. Эти машинные отделения отделены от остального внутреннего пространства дирижабля специальными непроницаемыми для огня перегородками. Двигатели расположены перпендикулярно продольной оси дирижабля и приводят в движение находящиеся снаружи винтовентиляторы в кольцевых насадках. Использование серийно выпускаемых агрегатов в трансмиссии силовых установок позволяет упростить до некоторой степени их проектирование и изготовление. Питание двигателей топливом осуществляется из специальных расходных баков, расположенных в непосредственной близости с машинным отделением, а подача топлива в расходные баки - посредством специальных трубопроводов и насосов основной топливной системы дирижабля. Размещение силовой установки вдоль корпуса дирижабля выполнено попарно, т.е. два двигателя на носу аппарата, два - в средней части и два - в хвостовой части. Носовые силовые установки оборудованы специальными отклоняемыми рулевыми плоскостями, позволяющими отклонять струю воздуха от винтовентилятора в вертикальной плоскости дирижабля на угол до 35° . Этим можно изменить вектор тяги силовой установки и осуществлять управление дирижаблем на околонулевых скоростях полета и в режиме висения, что облегчает маневры дирижабля при швартовочных операциях. Подобного рода управление вектором тяги осуществлено и на хвостовых силовых установках, но только в горизонтальной плоскости, что позволяет управлять дирижаблем по курсу. Силовые установки, расположенные в средней части корпуса, управления вектором тяги не имеют и выполняют функции только

чисто маршевых двигателей для достижения соответствующей путевой скорости.

Кабина экипажа. Кабина экипажа (гондола) длиной 17,5 м выполнена из кевлара и эпоксидного пластика. Пол, потолок и шпангоуты выполнены из легких и высокопрочных панелей из волокнистого материала. Гондола прикрепляется к корпусу посредством переходной силовой схемы в восьми силовых узлах. Иллюминаторы гондолы и лобовой обтекатель из прозрачного пластика обеспечивают хороший круговой обзор. Схема компоновки кабины экипажа показана на рис. 3.

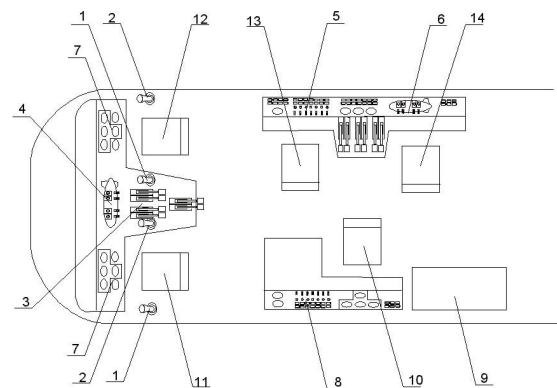


Рис.3. Компоновка кабины экипажа:

1 — рукоятка управления аэродинамическими рулями направления и высоты; 2 — рукоятка управления газодинамическими рулями направления и высоты, изменяющими направления векторов тяги; 3 — рычаги управления силовыми установками, имеющими газодинамические рули изменения вектора тяги по курсу и высоте; 4 — мнемосхема и органы управления системами выпуска маневрового газа и балласта; 5 — органы управления и приборы контроля работы силовой установки и систем энергоснабжения; 6 — органы управления и приборы контроля работы систем дирижабля (газовой, балластной, причально-швартовочной и т.п.); 7 — пилотажно-навигационные приборы; 8 — пилотажно-навигационные приборы штурманского обеспечения и радиосвязное оборудование; 9 — шкаф с органами управления и автоматами защиты сети систем дирижабля; 10 — место штурмана-навигатора, он же радист-метеоролог; 11 — место командира дирижабля, он же рулевой по курсу; 12 — место рулевого по высоте и управлению сплавной силой дирижабля; 13 — место бортинженера по управлению и контролю силовых установок; 14 — место бортинженера по управлению и контролю систем дирижабля

Грузовая кабина. Грузовая кабина предназначена для перевозки грузов, требующих поддержания положительной температуры во время полета (по сравнению с контейнером, подвешенным снаружи), для перевозки крупногабаритных грузов, а также грузов, по общему весу близких к максимальной грузоподъемности дирижабля, в условиях, когда не нужна быстрая погрузка-разгрузка и возможна длительная неподвижная швартовка дирижабля. Состояние грузов, перевозимых в грузовой кабине, можно контролировать в полете.

Под грузовую кабину выделяется грузовой отсек размером 16 х 6 х 3,5 м. Конструктивно грузовая кабина состоит из двух отсеков по 8 м длиной каждый. Ширина грузовой кабины, равная 6 м, конструктивно выбрана из условия базирования пола на одной стороне 17-гранника, образующего контур шпангоута вблизи миделя корпуса. Такие размеры позволяют перевозить колесную, гусеничную, самоходную и несамоходную технику, грузы, спакетированные на поддонах, и большой ассортимент крупных моногрузов. При необходимости грузовую кабину можно переоборудовать в пассажирский салон, разместив в объеме грузовой кабины два ряда пассажирских кают с коридором между ними.

Для обеспечения выполнения погрузочно-разгрузочных работ грузовая кабина снабжается двумя грузовыми люками с рампами (рис. 4).

Проем каждого люка при ширине 5,3 м вписывается в расстояние между соседними силовыми шпангоутами. При угле наклона рампы к горизонтальной плоскости, равном 12° , проем между рампой и окантовкой люка на высоте составляет 3 м. Такие габаритные размеры и расположение люков позволяют осуществить поперечную загрузку-разгрузку кабины при минимальном перемещении грузов вдоль кабины.

Газовые баллоны. В качестве несущего газа на дирижабле используют инертный газ гелий, а в качестве маневренного газа – флегматизированный

гелием водород (безопасная гелиево-водородная смесь).

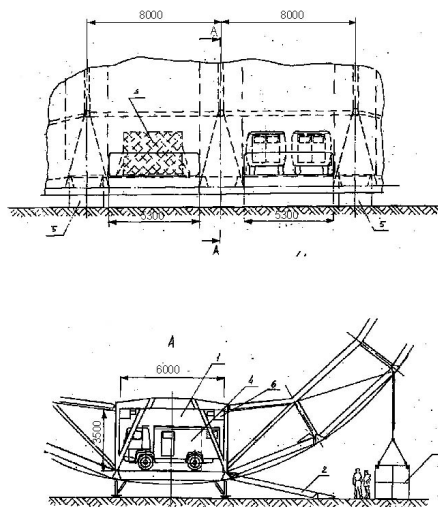


Рис. 4. Схема размещения грузов в грузовой кабине: 1 - грузовая кабина; 2 - напольная рампа; 3 - спакетированная секция грузов; 4 - грузовой автомобиль; 5 - балластные грузы; 6 - лебедочное устройство

Размещаются они в газовых баллонах по всей длине корпуса дирижабля. Газовые баллоны, содержащие подъемный газ, расположены в 11 отсеках, образуемых соответствующими группами стоящих рядом трех шпангоутов. Они представляют собой цилиндрические по форме конструкции, повторяющие конфигурацию внутренних объемов дирижабля (рис. 5).

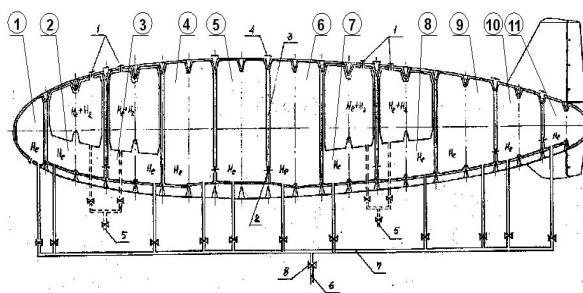


Рис. 5. Схема газовой системы:

1 – маневровые управляемые клапаны для стравливания расходного газа (чистый водород или гелиево-водородная негорючая смесь); 2 – предохранительные автоматические клапаны для стравливания несущего газа (гелия); 3 – вытяжная шахта; 4 – защитный кожух от атмосферных воздействий; 5 – штуцеры заправки расходным газом; 6 – штуцер заправки гелием; 7 – трубопровод заправки гелием; 8 – перекрывные краны

Особенность конструкции газовых баллонов дирижабля состоит в том, что при наполнении их газом нагрузки от возникающей сплавной силы передаются на силовой каркас дирижабля. Каждый газовый баллон снабжен газовым клапаном, предназначенным для обеспечения автоматического открытия и выпуска несущего газа из оболочки при превышении давления выше допустимого. Клапаны и вытяжные шахты газовых баллонов смонтированы в пустотелых треугольных зонах, образуемых фермами шпангоутов. Автоматическое открытие клапана происходит в процессе подъема дирижабля или при его перегреве, когда внутреннее давление превышает 40...50 мм вод. ст. Четыре отсека газовых баллонов (два - в носовой части и два - в средней части) имеют дополнительные полости для размещения маневрового газа. Клапаны этих полостей имеют принудительный привод из кабины управления, а газовые выходы выведены на поверхность корпуса дирижабля.

Система наполнения дирижабля несущим газом состоит из штуцеров большого диаметра (100...150 мм) - для принятия газа гелия из газгольдера, штуцеров малого диаметра - для принятия газа гелия из баллона высокого давления, а также подобных штуцеров для принятия водорода из специальных газгольдеров и баллонов. От штуцеров гелиевого наполнения идет рукав вдоль корпуса дирижабля, в котором установлены индивидуальные ответвления к каждому газовому баллону через перекрываемый клапан. У каждого перекрываемого клапана имеется специальный сигнализатор, соединенный с манометром и расходомером, по которому определяют величину заправки газом каждой емкости.

Сводная информация о количестве и величине давления газа в каждой емкости также выведена на щиток пилотской кабины.

Система управления полетом. На дирижабле "D-20" устанавливается электродистанционная система управления полетом. В некоторых ка-

налах управления предусматривается дублирование (резервирование) источников электроснабжения, электрических, гидравлических и механических магистралей, исполнительных механизмов. Для обеспечения надежной работы системы предусматривается максимальное использование серийных электрических и гидравлических агрегатов, отработанных и доведенных на самолетах механических систем и их элементов.

Система управления дирижаблем "D-20" содержит:

- каналы управления величиной и направлением вектора тяги воздушного винта четырех из шести установленных на дирижабле силовых установок;
- каналы управления выпускными клапанами специальных секций газовых баллонов и всех объектов балласта, предназначенных для изменения сплавной силы и углов атаки (дифферента) дирижабля;
- каналы управления аэродинамическими рулями направления и высоты;
- каналы управления газодинамическими рулями направления и высоты.

На дирижабле "D-20" установлены:

- шесть силовых установок с дизельными двигателями с управляемой мощностью (оборотами) и шагом (тягой) воздушного винта;
- аэродинамические рули - руль направления на вертикальном киле и две секции руля высоты на левой и правой консолях "λ"-образного оперения;
- газодинамические рули, представляющие собой управляемые рулевые поверхности и расположенные за воздушными винтами силовых установок;
- два управляемых выпускных клапана на газовых баллонах (передний и задний - для одновременного или раздельного управления сплавной силой);
- управляемые сливные клапаны на балластных емкостях (передний и задний - для одновременного или раздельного управления сплавной силой).

При проработке системы управления рассматривались различные варианты использования командных, магистральных и исполнительных участков того или иного канала управления. Были оценены величины шарнирных моментов и силы сопротивления перемещению управляемого объекта (руль, золотник гидроусилителя, заслонка клапана, кран подачи гидросмеси и т.п.), требования к надежности и точности срабатывания системы, технологические, экономические и эргономические требования, требования к весовой культуре и унификации.

Балластная система. Балластная система предназначена для управления дирижаблем в вертикальной плоскости при отсутствии или недостаточной эффективности аэродинамических рулей, или же параллельно с ними. Управление производится путем изменения величины и точки приложения избыточной сплавной силы, действующей на дирижабль.

В качестве балласта на дирижабле чаще всего используют воду, как наиболее дешевое и удобное в перемещении вещество. Основной её недостаток - в условиях отрицательных температур необходимо добавлять в неё антифриз для снижения точки замерзания. При полетах над пустынями балластная система может быть переориентирована на песок.

В общем случае на борту дирижабля должно быть 8 т балласта. Весь балласт делится на два объема: 4 т - посадочного и 4 т - расходного.

Посадочный балласт размещается в восьми баках объемом по 500 л каждый, расположенных двумя группами по 4 шт. вблизи носовой части и вблизи кормы на примерно равных расстояниях от центра объема. Баки снабжены сливными кранами большого расхода, позволяющими при взлете-посадке быстро изменять угол тангажа дирижабля.

Расходный балласт размещается в шести баках объемом по 650 л вблизи центра объема. Эти баки снабжены сливными кранами, которые путем

слива балласта позволяют увеличивать сплавную силу дирижабля. Перекачивающие насосы, установленные в магистральном трубопроводе балластной системы, позволяют перемещать, при необходимости, центр тяжести балласта, управляя тем самым углом тангажа дирижабля. С помощью таких же насосов заливается вода в баки из наземных источников.

Баки снабжены электродистанционными датчиками уровня. Все краны электромагнитные с дистанционным управлением. Это позволяет на пульте управления в любой момент времени иметь информацию о весе и центре тяжести балласта.

Баки расходного балласта снабжены перекидными кранами таким образом, что после слива из них воды они могут быть подсоединены к топливной системе и заполнены топливом для силовых установок.

Топливная система. Основное назначение топливной системы - питание топливом силовых установок дирижабля. Общий вес дизельного топлива на дирижабле - 17820 кг. Это топливо размещается:

- в четырех баках емкостью по 1250 л каждый, находящихся вблизи центра объема газоместности;
- в 12 баках по 700 л каждый, вблизи носа и в 12 баках вблизи хвостовой части дирижабля;
- в шести расходных баках, емкостью по 300 л вблизи каждого из шести двигателей.

Баки емкостью по 700 л удалены от центра объема для обеспечения возможности изменения центровки дирижабля путем перекачки топлива между баками. Магистральный газопровод, идущий от носовых до хвостовых баков, предназначен для перекачки топлива между баками при заправке, при изменении центровки, при сливе в расходные баки, из которых топливо самотеком поступает в двигатели. Расходные баки каждой из трех пары двигателей закольцованы для повышения надежности.

Топливная система сообщается с частью баков балластной системы, которые, при необходимости, также могут заполняться топливом.

Каждый топливный бак имеет дренаж, датчик уровня с 10 %-ным шагом показаний и сигнализатор минимально допустимого остатка топлива.

Все краны и электронасосы - с электродистанционным управлением. Пульт управления топливной системой в любой момент дает информацию об остатке топлива и обеспечивает возможность: дозаправки, слива, перекачки между баками, перекачки в расходные баки и из них.

Состав причально-швартовочного оборудования

Состав бортового и наземного причально-швартовочного оборудования, необходимого для технического обслуживания дирижабля, определяется технологией причаливания и швартовки дирижабля, транспортировки его по земле, обслуживания газовой системы, а также предполетного, послеполетного, текущего обслуживания и ремонта дирижабля. Исходя из изложенного выше, в состав причально-швартовочного оборудования входит оборудование, устанавливаемое на борту дирижабля, и наземное причально-швартовочное оборудование.

К причально-швартовочному оборудованию, установленному на борту дирижабля, относятся:

1. Главный швартовочный трос, выпускаемый в носовой части дирижабля.
2. Кормовой швартовочный трос, выпускаемый из кормовой части дирижабля.

Оба троса взаимодействуют с тросами электрических лебедок, установленных на борту дирижабля. Кроме того, на дирижабле установлены: в передней части – передний буксировочный трос, в кормовой части – задний буксировочный трос. Передний буксировочный трос является элементом автономной электрической лебедки, позволяющей регулировать его длину. Задний буксировочный

трос – нерегулируемый. Установка причально-швартовочного оборудования на борту дирижабля показана на рис. 6.

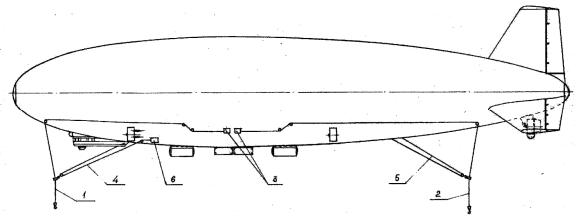


Рис. 6. Бортовое причально-швартовочное оборудование:

1 – главный швартовочный трос; 2 – кормовой трос; 3 – электрические лебедки; 4 – передний буксировочный трос; 5 – задний буксировочный трос; 6 – электрические лебедки переднего буксировочного троса

Наземное причально-швартовочное оборудование включает в себя:

- причальный круг – площадка диаметром 800...1000 м, свободная от посторонних предметов высотой более 2 м;
- спланированная без деревьев и построек площадка диаметром 400 ... 500 м, в центре которой находится в виде пирамиды пилон, в верхней части которого имеется узел, вращающийся вокруг вертикальной оси. На швартовочном круге уложены концентрически два рельса радиусом 80 ± 6 м, по которым могут двигаться на колесах с помощью тягача две платформы в виде тележек с плоским днищем;
- балластная тележка с грузом на самоориентирующихся колесах, установленная на покрытой асфальтом круговой рулевой дорожке;
- четыре балластных груза весом не более 5 тс каждый, смонтированных на самоориентирующихся колесах;
- средства балансировки – вода, песок, дробь и т.д.

Компоновка наземного причально-швартовочного оборудования показана на рис. 7.

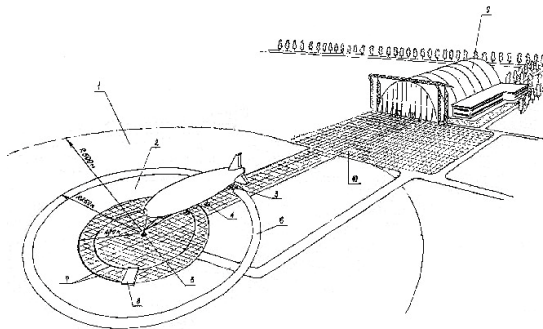


Рис. 7. Наземное причально-швартовочное оборудование:

1 – причальный круг; 2 – швартовочный круг; 3 – балластная тележка; 4 – балластный груз; 5 – пирамидальный пилон; 6 – рулевая дорожка; 7 – рельсовая дорожка; 8 – платформа на колесах; 9 – сборочно-эксплуатационный эллинг; 10 – площадка для обслуживания и ремонта

Назначение элементов наземного причально-швартовочного оборудования:

1. Причальный круг – зона, где после снижения дирижабля перед посадкой происходит его ориентирование против ветра и выравнивание, снижение до высоты 100 ... 150 м с путевой скоростью не больше 1 м/с, и выбрасывание главного и кормового швартовочных тросов.
2. Швартовочный круг – зона, в которой осуществляется снижение до высоты, обеспечивающей зацепление главного троса за буксировщик, а кормового троса – за балластную тележку с самоориентирующимися колесами.
3. Пирамидальный пилон – устройство для длительного удержания дирижабля, обеспечивающее самоориентирование последнего при изменении направления ветра.
4. Балластная тележка на самоориентирующихся колесах – устройство, обеспечивающее закрепление кормовой части дирижабля в случае всплывания при порывах ветра, а также удержание его при изменении направления ветра.
5. Балластные грузы – грузы, удерживающие от всплывания дирижабль при проведении на нем погрузочно-разгрузочных работ, а также работ при техническом обслуживании.

6. Платформы на колесах – подвижные тележки для приема грузовых контейнеров, закрепленных на внешней подвеске дирижабля, а также для осуществления монтажа к дирижаблю очередного контейнера.

7. Средства балансировки – песок, дробь – в мешках по 40 ... 50 кг, вода – в канистрах.

Перед взлетом на дирижабле должны находиться указанные выше средства балансировки в количестве 3000 ... 4000 кгс. Они предназначены для получения необходимой вертикальной скорости в процессе взлета-посадки, а также для осуществления статического уравнивания дирижабля при заходе последнего на посадку.

Технология причаливания дирижабля

Одной из серьезных проблем эксплуатации дирижабля является обеспечение его безаварийной посадки и швартовки. Для обеспечения вертикальной управляемости дирижабля при взлете и посадке применяют различные методы и средства, в том числе сброс балласта и выпуск газа. Трудности на этом этапе заключаются в усложнении управления дирижаблем вблизи поверхности земли из-за малой воздушной скорости, что снижает эффективность управляющих аэродинамических поверхностей. Ситуация усложняется при наличии ветра. Поэтому операция посадки и швартовки дирижабля требует помощи наземной команды и ее оснащения техническими средствами. Для дирижабля “D-20” наземная команда состоит из шести-восьми человек.

Процесс причаливания начинается заблаговременно. Дирижабль, снижаясь до высоты 150...300 м, делает круг над летным полем и, заходя на посадку с подветренной стороны, снижает путевую скорость до 1 м/с, после чего выбрасывают главный и кормовой швартовочные тросы. Члены наземной команды осуществляют зацепление главного троса за седельное устройство на тягаче, а кор-

мового троса – за буксировочный узел на балластной тележке, после чего включением бортовых лебедок на уборку главного и кормового тросов осуществляют плавное притягивание дирижабля к земле, а именно к тягачу и балластной тележке.

Уборкой длины буксировочного троса с помощью электрической лебедки выставляют дирижабль на такое расстояние от тягача, чтобы главный трос составлял с горизонтом угол $75 \dots 85^\circ$. Зацепление всех тросов за тягач и балластную тележку показано на рис. 8. Затем производят буксировку дирижабля тягачом к пирамидальному пилону, расположенному в центре швартовочного круга.

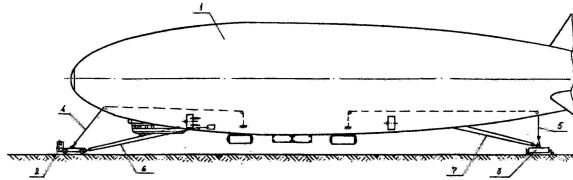


Рис. 8. Начало швартовки дирижабля:

1 – дирижабль; 2 – буксировщик; 3 – балластная тележка; 4 – главный швартовочный трос; 5 – кормовой трос; 6 – передний буксировочный трос; 7 – задний буксировочный трос

Не доходя буксировочным узлом тягача 2...3 м до пилонa, останавливают тягач, после чего подают под дирижабль платформу. Из дирижабля выпускают две крановые подвески и закрепляют их за узлы на платформе. Затем выпускают главный трос до снятия на нем нагрузки, которая исчезает после нагружения крановых подвесок (рис. 9).

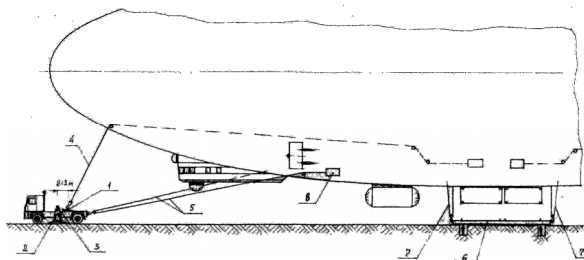


Рис. 9. Установка швартовочной платформы под дирижаблем:

1 – седельное устройство тягача; 2 – пилон; 3 – вращающийся вокруг вертикальной оси узел; 4 – главный трос; 5 – передний буксировочный трос; 6 – платформа; 7 – крановые подвески; 8 – лебедка

Снимают главный трос с седельного устройства и зацепляют его за узел в верхней части пилонa. Отсоединяют передний буксировочный трос от тягача и также закрепляют его за тот же узел на пилоне. Лебедкой главного троса выполняют его нагружение, после чего отсоединяют крановые подвески от платформы. Выборкой длины переднего буксировочного троса осуществляют подтягивание дирижабля к пилону на такую длину, чтобы гнезда фитингов подвешенного грузового контейнера разместились над ответными узлами в платформе. Отсоединяют главный и кормовой швартовочные тросы от тросов лебедок, предварительно зафиксировав их на корпусе дирижабля. Из освободившихся тросов лебедок собирают систему для зацепления подвижных блоков этой системы за балластные грузы. Дирижабль подготовлен для проведения на нем погрузочно-разгрузочных работ.

Варианты транспортировки грузов

Перевозка грузов с помощью дирижабля осуществляется в следующих вариантах:

Вариант I. Грузы размещаются на внешней подвеске под корпусом дирижабля в грузовых контейнерах (рис. 10). После доставки груза к месту назначения контейнеры отсоединяют от узлов крепления на дирижабле и подают к месту их назначения.

Вариант II. Грузы размещают в грузовой кабине внутри корпуса дирижабля и закрепляют к грузовому полу с помощью комплекта швартовочного оборудования (сеток, ремней, хомутов, тросов, цепей и т.п.), прилагаемого к дирижаблю (рис. 4).

Этот вариант применяют также для перевозки грузов, требующих для своей сохранности определенного температурного режима, а также взятия большого веса полезных грузов, исключающего одновременную перевозку тяжелой тары (контейнера).

По варианту I перевозка грузов в унифицированных контейнерах позволяет осуществлять вы-

грузку и замену доставленных контейнеров вновь подготовленными, что значительно сокращает время нахождения дирижабля на стоянке при проведении погрузочно-разгрузочных работ.

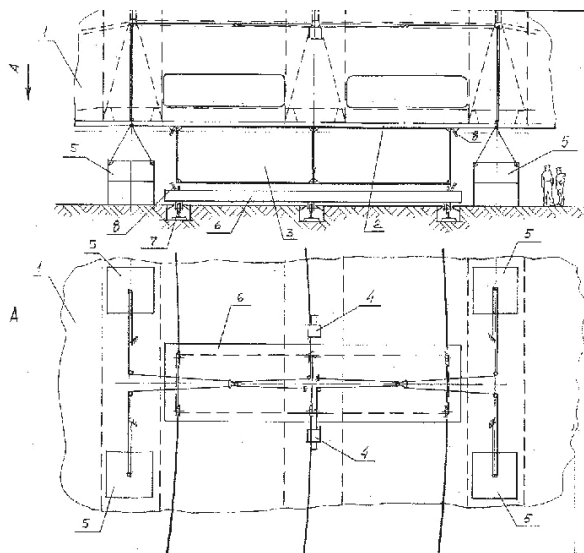


Рис. 10. Размещение грузов на внешней подвеске 1 – дирижабль; 2 – грузовая платформа; 3 – контейнер; 4 – грузовые лебедки; 5 – балластные грузы; 6 – подвижная платформа; 7 – рельсовая дорога; 8 – направляющие для ориентирования контейнера под грузовой платформой

Однако такие операции осуществляются быстро на аэродромах, имеющих "механизированную" землю, т.е. оборудованных вращающимися по кругу платформами, поставляющими и убирающими из-под дирижабля контейнеры.

Для обеспечения транспортировки контейнеры прикрепляют к узлам дирижабля в подвешенном состоянии (на внешней подвеске). Создание погрузочных систем, обеспечивающих заданную высоту стоянки дирижабля над площадкой, а также закрепление и отцепление контейнеров от дирижабля осуществляют с помощью тросов лебедок, погрузочных блоков и балластных грузов, расположенных под дирижаблем на погрузочной площадке.

При транспортировке грузов по варианту II грузы размещают в грузовой кабине на полу дирижабля. Их погрузку осуществляют с помощью автопогрузчиков, а также ручную по наклонным рам-

пам, размещенным у левого борта. Закрепляют грузы швартовочными тросами.

Летно-технические характеристики

Аэродинамические характеристики дирижабля "D-20" были определены расчетным путем с последующим уточнением по результатам испытаний модели дирижабля в аэродинамической трубе. Полученные на их основе летно-технические характеристики дирижабля "D-20" приведены ниже в таблице.

Характеристики	Величина
Объем дирижабля, м ³	128 000
Длина дирижабля, м	183
Высота дирижабля, м	50
Ширина дирижабля, м	49,5
Взлетный вес дирижабля, т	122,65
Макс. коммерческая нагрузка, т	20
Число двигателей	6
Мощность, л.с.	6 x 300
Макс. скорость, км/ч	106
Крейсерская скорость, км/ч	90
Статический потолок, м	3500
Крейсерская высота, м	500...1000
Дальность полета при крейсерской скорости, км	4000

Выводы

Рынок транспортных дирижаблей нового поколения четко определен. Он состоит, прежде всего, в транспортировке тяжелых сверхгабаритных грузов. Этому способствуют уникальные характеристики дирижаблей и умеренные требования к их наземному обслуживанию. К особенностям дирижабельной транспортной системы можно отнести: приемлемую скорость, возможность транспортировки грузов большого объема и веса, высокую топливную эффективность, экологичность, высокий фактор безопасности. Реализовав на практике свои преимущества, транспортные дирижабли смогут стать реальной альтернативой существующим воздушным, морским и наземным средствам транспорти-

ровки грузов. Основной задачей первого этапа проекта дирижабля жесткой схемы "D-20" для транспортировки грузов массой до 20 т была оценка возможности создания в Украине транспортного дирижабля с максимально возможным использованием традиционных технологий авиационного производства. Полученные результаты показали принципиальную возможность создания в Украине конкурентоспособного транспортного дирижабля. Примененные в проекте конструкторские решения, реализованные при создании и эксплуатации наибольших в мире транспортных самолетов большой грузоподъемности украинской фирмы "Антонов" - Ан-124 "Руслан" и Ан-225 "Мрія", - позволяют максимально удешевить проектирование и постройку опытного образца дирижабля. Прежде всего, это касается максимального использования серийных агрегатов, систем и оборудования для обеспечения надежной работы дирижабля.

Литература

1. Гусынин В.П., Гусынин А.В. Технические особенности современных проектов транспортных дирижабельных систем // Механіка та машинобудування. – 2002. - № 1. – С. 41-49.
2. CargoLifter: Annual Report 1998/99 and Annual Financial Statements. – CargoLifter AG. – 1999. – 26 p.
3. Taverna M. Heavy-Lift dirigible demo nears first flight. – Aviation Week&Space Technology. – July 19, 1999. – P. 41-42.
4. NASA исследует новые технологии. – www.avias.com/news/Aviation/4341.html
5. ML Aircraft. – Official Aeros website. – www.aeros-airships.com.
6. SkyCat 20. – Official SkyCat Technologies Inc. website. – www.skycattech.com.
7. RA-180. – Official RAD website. – www.tradezone.com.
8. Щербаков Ю.В. Второе рождение дирижабля Циолковского // Воздух. Информационный бюллетень. – 2000. - №7. – С. 8-12.
9. Техническое предложения по разработке дирижабля "D-20". – К.: КОКБВ, 1999. – 230 с.
10. Gusynin V.P., Kozachenko G.G., Gusynin A.V. Project D-20: A Development Status. – Proceeding of the 4th Airship Convention and Exhibition, Cambridge. – 28-31 July, 2002.

Поступила в редакцию 18.03.03

Рецензенты: канд. техн. наук, профессор Цепляева Т.П., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; канд. техн. наук, руководитель информационной службы Заугольников Н.Л., НПП «Интеравиасервис», г. Харьков.

УДК 629.7.018.74

ВЛИЯНИЕ ГАБАРИТНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ВЫБОР ОБЩЕЙ СХЕМЫ СВЕРХЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*Д.Ю. Силин**Национальный аэрокосмический университет им Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Получена зависимость дальности полета сверхлегкого беспилотного летательного аппарата от максимального габарита аппарата, разработаны рекомендации по выбору общей схемы сверхлегкого беспилотного летательного аппарата с учетом габаритных размерных ограничений.

* * *

Отримана залежність дальності польоту надлегкого безпілотної літального апарата від максимального габариту апарата, розроблені рекомендації щодо вибору загальної схеми надлегкого безпілотної літального апарата із урахуванням габаритних обмежень.

* * *

It has been obtained the dependence of flight range of micro aerial vehicle from the largest vehicle size, also it has been developed some recommendations for choosing general configuration of micro aerial vehicle with taking into account size limitation.

В настоящее время одним из приоритетных направлений развития беспилотной авиации является создание легких и сверхлегких беспилотных летательных аппаратов (СБЛА). К этому классу относятся аппараты с габаритными размерами менее одного метра. Считается, что мобильный, простой в эксплуатации и малозаметный СБЛА может быть чрезвычайно эффективным при решении широкого круга народнохозяйственных задач [1].

Анализ существующих методик проектирования СБЛА [1, 2, 3, 4, 5] позволяет выявить недостаточную проработанность важнейшего вопроса общего проектирования СБЛА — выбора общей схемы при ограничении максимального габаритного размера аппарата.

Целью данной работы является анализ влияния габаритных ограничений на летные характеристики СБЛА и разработка рекомендаций по выбору общей схемы СБЛА при ограничении максимального габарита аппарата.

Согласно концептуальным требованиям к СБЛА, как малозаметному средству визуального мониторинга, габаритные размеры СБЛА всех типов ограничены. Например, для всех проектируемых в США аппаратов установлен максимальный габарит $l_{\max} \leq 0,15 \text{ м}$ [1]. Такое значение было принято в

предположении о том, что достоверное обнаружение СБЛА посторонним наблюдателем должно происходить на дистанции визуального контакта не более 30 м. Анализ области эффективного существования СБЛА (множества летно-технических характеристик аппарата, гарантирующие целесообразность применения для заданного полетного задания именно СБЛА) позволил выявить дополнительные габаритные ограничения для СБЛА, определяющие мобильные характеристики комплекса СБЛА в целом: габариты контейнера с комплексом СБЛА не должны превышать $0,2 \times 0,4 \times 0,5 \text{ м}$ [6]. Комплекс СБЛА включает в себя СБЛА в транспортной конфигурации, наземную станцию управления СБЛА, приемник бортового видеосигнала, вспомогательное оборудование и контейнер.

Для анализа влияния габаритных ограничений на летные характеристики СБЛА в качестве исследуемой величины целесообразно назначить дальность полета L , поскольку данная характеристика является общей для всех полетных заданий СБЛА.

Представим дальность полета в виде произведения крейсерской скорости полета $V_{кр}$ и продолжительности полета $T_{пол}$

$$L = V_{кр} T_{пол}.$$

Время полета можно представить как отношение располагаемой энергии $E_{расп}$ и средней потребляемой мощности $N_{ср}$

$$T_{пол} = \frac{E_{расп}}{N_{ср}}.$$

Для СБЛА с постоянной массой (электрическая силовая установка) располагаемый запас энергии представим в виде

$$E_{расп} = C_e \bar{m}_e m_0,$$

где C_e — удельная массовая емкость энергоносителя,

$\bar{m}_e = \frac{m_e}{m_0}$ — относительная масса энергоносителя,

m_e — масса энергоносителя,

m_0 — взлетная масса СБЛА.

Средняя потребляемая мощность пропорциональна крейсерской скорости полета и средней потребной тяге и находится из системы уравнений движения летательного аппарата в связанной системе координат [7]

$$N_{ср} = P_{ср} V_{кр} = k_{реж} P_{гор} V_{кр} = k_{реж} \frac{m_0 g}{K} V_{кр},$$

где $P_{гор} = \frac{m_0 g}{K}$ — потребная тяга при горизонтальном полете,

K — аэродинамическое качество СБЛА на крейсерском полете,

$k_{реж} = \frac{1}{T_{пол} N_{гор}} \int N(t) dt$ — коэффициент режимов полета, учитывает наличие участков полета с отличными от крейсерского полета скоростью и траекторными углами (набор высоты, активное маневрирование).

Окончательно выражение для L имеет вид

$$L = V_{кр} \frac{C_e \bar{m}_e m_0}{k_{реж} \frac{m_0 g}{K} V_{кр}} = \frac{C_e \bar{m}_e K}{k_{реж} g}. \quad (1)$$

Одной из основных особенностей общего проектирования СБЛА при ограничении стоимости аппарата является применение серийно производимых компонентов бортовой аппаратуры. Состав бортового комплекта оборудования (в том числе и полезной нагрузки) определяется на первом этапе создания СБЛА исходя из финансовых возможностей и в процессе проектирования, как правило, остается неизменным. Из данного положения следует, что при увеличении габаритных размеров аппарата будет увеличиваться только масса конструкции, что повлечет за собой изменение относительной массы энергоносителя.

Диапазон полетных чисел Рейнольдса Re СБЛА характеризуется ухудшением аэродинамического качества аппарата при уменьшении Re , т.е. при уменьшении габаритов аппарата, причем этот эффект усиливается при уменьшении относительной толщины профиля [8, 9, 10].

С учетом данных положений для двух габаритов l_1 и l_2 и соответствующих им L_1 и L_2 справедливо равенство

$$\begin{aligned} \frac{L_2}{L_1} &= \frac{C_e \cdot \bar{m}_e(l_2) \cdot K(l_2)}{k_{реж} \cdot g} \cdot \frac{k_{реж} \cdot g}{C_e \cdot \bar{m}_e(l_1) \cdot K(l_1)} = \\ &= f'\left(\frac{l_2}{l_1}\right) \cdot f''\left(\frac{l_2}{l_1}\right), \end{aligned} \quad (2)$$

где $f'\left(\frac{l_2}{l_1}\right)$ — отношение $\bar{m}_e(l_2)$ к $\bar{m}_e(l_1)$,

$f''\left(\frac{l_2}{l_1}\right)$ — отношение $K(l_2)$ к $K(l_1)$.

Зависимость относительной массы энергоносителя от габаритов аппарата можно выявить, проанализировав уравнение существования летательного аппарата [11]

$$m_0 = m_{н.н} + m_k + m_{с.у} + m_e + m_{упр},$$

где $m_{н.н}$ — масса полезной нагрузки,

$m_{упр}$ — масса системы управления,

m_k — масса конструкции,

$m_{c,y}$ — относительная масса силовой установки.

Как было показано выше, при изменении габаритов СБЛА изменяется только m_k , следовательно, относительную массу энергоносителя для l_1 и l_2 можно представить в виде

$$\bar{m}_{e1} = \frac{m_e}{m_0}, \quad \bar{m}_{e2} = \frac{m_e}{m_0 + \Delta m_k},$$

где $\Delta m_k = m_{k2} - m_{k1}$ — приращение массы конструкции, соответствующее $\Delta l = l_2 - l_1$.

Отношение $\bar{m}_e(l_2)$ к $\bar{m}_e(l_1)$ будет равно

$$f' \left(\frac{l_2}{l_1} \right) = \frac{m_0 + \Delta m_k}{m_0},$$

или опуская промежуточные преобразования, -

$$f' \left(\frac{l_2}{l_1} \right) = \frac{\frac{1}{\bar{m}_{k1}}}{\frac{1}{\bar{m}_{k1}} - 1 + \frac{m_{k2}}{m_{k1}}}.$$

Согласно закону квадрата-куба [11] отношение $\frac{m_{k2}}{m_{k1}}$ должно быть пропорционально кубу

отношения линейных размеров $\left(\frac{l_2}{l_1} \right)^3$. Избежать

столь быстрого роста массы планера СБЛА позволяет ряд конструктивных мероприятий и учет особенностей применяемых материалов. Например, для обтяжки несущих поверхностей СБЛА габаритами до 1 м используется лавсановая пленка одинаковой (минимальной) толщины 7 мкм. Показатель степени n' при $\frac{l_2}{l_1}$ целесообразно назначать на основании анализа статистических данных СБЛА и летающих моделей аналогичной исследуемому СБЛА схемы. Для СБЛА самолетной схемы можно рекомендовать следующие значения n :

$$\text{- при } \frac{l_2}{l_1} = 1 \dots 2 \quad n' = 1 \dots 1,5,$$

$$\text{- при } \frac{l_2}{l_1} = 2 \dots 4 \quad n' = 1,5 \dots 2,5.$$

Окончательно f' принимает вид

$$f' = \frac{\frac{1}{\bar{m}_{k1}}}{\frac{1}{\bar{m}_{k1}} - 1 + \left(\frac{l_2}{l_1} \right)^{n'}}. \quad (3)$$

Точная зависимость аэродинамического качества СБЛА от его габаритов может быть получена только путем натурных продувок аппарата в аэродинамической трубе при различных числах Рейнольдса. Для анализа влияния максимального габарита аппарата на дальность полета можно использовать следующее эмпирическое выражение:

$$f'' \left(\frac{l_2}{l_1} \right) = \frac{K(l_2)}{K(l_1)} = \left(\frac{l_2}{l_1} \right)^{n''}, \quad (4)$$

где $n'' = 0,9 - 76 \bar{c}^{2,37}$, $\bar{c}$ — относительная толщина профиля крыла аппарата.

Приведенное выражение получено в результате анализа серий поляр различных профилей [8, 9, 10] для $\bar{c} = 0,03 \dots 0,2$ и $Re = 5 \cdot 10^4 \dots 2 \cdot 10^5$, соответствующих средней аэродинамической хорде крыла СБЛА.

Подставив (3) и (4) в (2), получим зависимость дальности полета от максимального габарита СБЛА

$$\frac{L_2}{L_1} = \frac{\frac{1}{\bar{m}_{k1}}}{\frac{1}{\bar{m}_{k1}} - 1 + \left(\frac{l_2}{l_1} \right)^{n'}} \left(\frac{l_2}{l_1} \right)^{n''}.$$

Данное полученного выражения в относительной форме позволяет в наглядной форме отобразить изменение дальности полета при различных значениях входящих в данное выражение параметров.

На рис. 1 показаны зависимости $\frac{L_2}{L_1} \left(\frac{l_2}{l_1} \right)$

для $\bar{m}_k = 0,15 \dots 0,25$ при $\bar{c} = 0,03$ и $n' = 1,5$.

На рис. 2 изображены зависимости $\frac{L_2}{L_1} \left(\frac{l_2}{l_1} \right)$ для $\bar{c} = 0,03 \dots 0,2$ при $\bar{m}_k = 0,2$ и $n' = 1,5$.

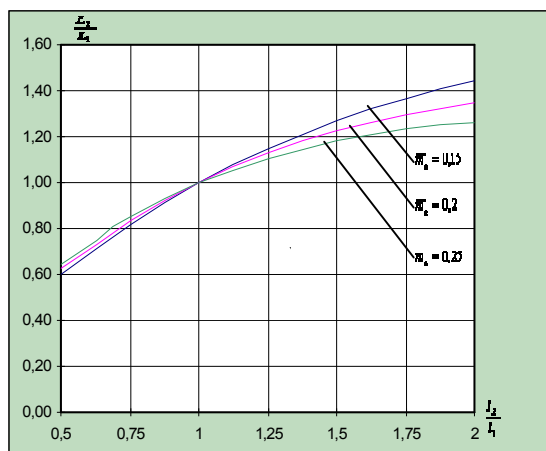


Рис. 1. $\frac{L_2}{L_1} \left(\frac{l_2}{l_1} \right)$ для $\bar{m}_k = 0,15 \dots 0,25$

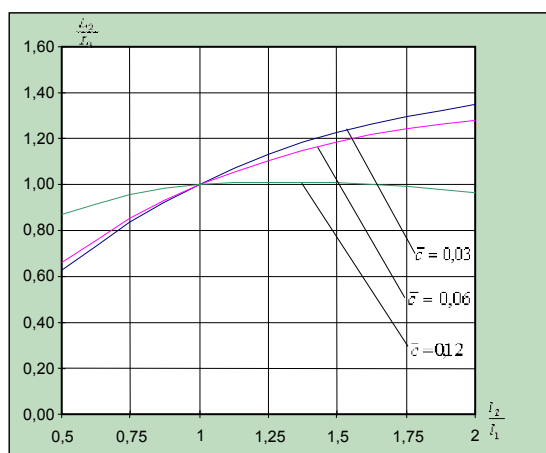


Рис. 2. $\frac{L_2}{L_1} \left(\frac{l_2}{l_1} \right)$ для $\bar{c} = 0,03 \dots 0,12$ при $\bar{m}_k = 0,2$

Согласно рис. 1 и 2 целесообразность увеличения габаритов СБЛА возрастает при уменьшении относительной массы конструкции и снижается при увеличении относительной толщины профиля крыла.

Рассмотрим вопрос о влиянии габаритных ограничений на выбор общей схемы СБЛА.

Первое из упомянутых выше ограничений явно определяет максимальный габарит СБЛА исходя из соображений заметности. Очевидно, что помимо максимального габаритного размера визуальная заметность аппарата определяется рядом факторов — освещенностью аппарата, его ракурсом

относительно наблюдателя, его окраской и т.д. Тем не менее, при прочих равных условиях аппарат с наименьшими габаритами будет иметь минимальную заметность.

Второе ограничение определяет объем СБЛА в транспортной конфигурации и применительно к выбору общей схемы аппарата отражает требуемую способность СБЛА уменьшать свои габариты при транспортировке.

С учетом указанных в концептуальных требованиях к СБЛА максимальных габаритов СБАС ($0,2 \times 0,4 \times 0,5 \text{ м}$) максимально допустимый габаритный объем СБЛА (произведение габаритов) в транспортной конфигурации

$$V_{\text{сблa}}^{\text{mp}} = 0,04 - V_{\text{н.с}}, \quad (5)$$

где $V_{\text{сблa}}^{\text{mp}}$ — максимально допустимый габаритный объем СБЛА,

$V_{\text{н.с}}$ — суммарный объем оборудования наземной станции.

Объем СБЛА в транспортной конфигурации можно выразить через максимальный габарит СБЛА в полетной конфигурации, вводя коэффициент складывания

$$k_m = \frac{V_{\text{сблa}}^{\text{mp}}}{l_{\text{max}}^3}.$$

Коэффициент складывания от-

ражает способность рассматриваемой схемы уменьшать свои максимальные габариты за счет конструктивных мероприятий: складывающиеся консоли крыла, съемная хвостовая балка и т.п. (рис. 3).

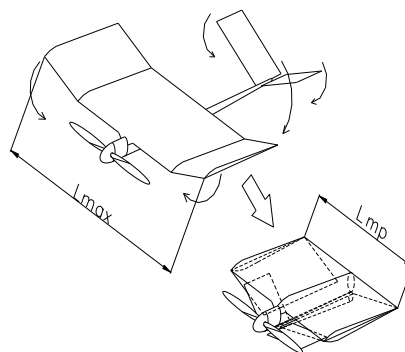


Рис. 3. Складывающийся СБЛА

Подставляя введенный коэффициент в (5), получим условие ограничения максимального габаритного размера СБЛА концептуальными требованиями

$$l_{\max} \leq \sqrt[3]{\frac{0,04 - V_{н.с.}}{k_m}}.$$

В процессе предварительного проектирования максимальный габарит СБЛА может быть найден следующим образом.

Представим эффективную площадь несущих поверхностей аппарата рассматриваемой схемы в виде (см. рис. 4)

$$S_{эф} = k_{cx} S_{ом}, \quad (6)$$

где $S_{эф}$ — площадь поверхностей аппарата, непосредственно участвующих в создании подъемной силы;

k_{cx} — коэффициент наполнения ометаемой площади;

$$S_{ом} = \frac{\pi}{4} l_{\max}^2 \text{ — ометаемая площадь.}$$

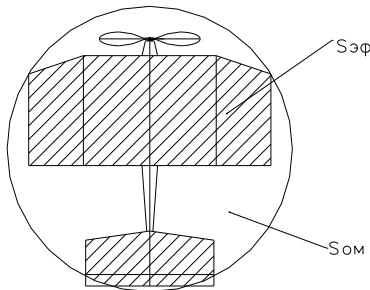


Рис. 4. Эффективная площадь СБЛА

При определении основных параметров летательного аппарата потребная эффективная площадь определяется выражением [11]

$$S_{эф} = \frac{m_0}{p}, \quad (7)$$

где p — максимально допустимая нагрузка на крыло.

Приравнявая (6) и (7), получим выражение для максимально допустимого габарита СБЛА

$$S_{эф} = \frac{m_0}{p} = k_{cx} \frac{\pi}{4} l_{\max}^2 \Rightarrow l_{\max} = 1.13 \sqrt{\frac{m_0}{p k_{cx}}}.$$

Окончательно габаритные размерные ограничения на общую схему СБЛА принимают вид

$$l_{\max} = 1.13 \sqrt{\frac{m_0}{p k_{cx}}} \leq \min \left[\sqrt[3]{\frac{0,04 - V_{н.с.}}{k_m}}, [l] \right] \quad (8).$$

Значения k_{cx} и k_m для некоторых наиболее распространенных схем представлены в таблице. Зависимости коэффициентов от удлинения получены по осредненным статистическим данным летающих моделей и СБЛА. Для парашюта как аппарата с мягкой обшивкой значения коэффициентов определены в предположении о полной прозрачности обшивки (т.е. заметность парашюта определяется только заметностью гондолы).

Для выбора оптимальной по габаритным ограничениям схемы СБЛА необходимо выполнить такую последовательность действий:

- для всех принятых к рассмотрению общих схем СБЛА $i = 1 \dots n$ найти взлетную массу $m_{01} \dots m_{0n}$ и максимально допустимую нагрузку p (расчет m_0 и p не рассматривается в рамках данной работы — см. заключение);

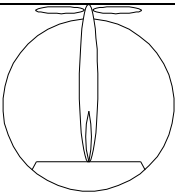
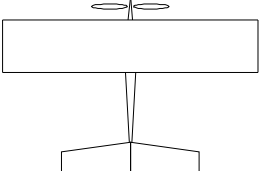
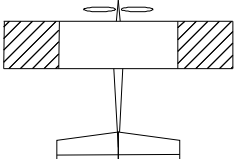
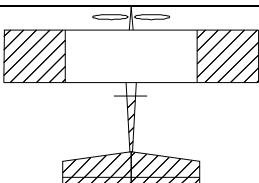
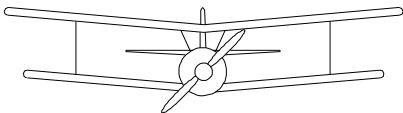
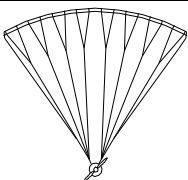
- по данным таблицы для выбранных схем определить коэффициенты наполнения ометаемой площади k_{cx_i} и коэффициенты складывания k_{m_i} ;

- для каждой схемы найти эффективную площадь $S_{эф_i}$ и по ней определить максимальный габарит аппарата $l_{\max_i}$;

- полученные $l_{\max_i}$ подставить в условие (8).

Невыполнение условия $l_{\max} \leq [l]$ означает, что рассматриваемая схема не удовлетворяет заданным в тактико-технических требованиях на проектирование габаритным ограничениям по визуальной заметности. В этом случае рассматриваемая схема исключается из дальнейшего рассмотрения.

Коэффициенты k_{cx} и k_m для некоторых схем СБЛА

Схема	$S_{эф}$	$V_{сбл\alpha}^{mp}$	k_{cx}	k_m
Летающее крыло, круглое, складной киль 	$\frac{\pi}{4} l^2$	$l \times l \times 0,4l$	1	0,4
Классическая схема, неразборная 	$\frac{l^2}{\lambda}$	$l \times 0,7l \times 0,1l$	$\frac{4}{\pi \cdot \lambda}$	0,07
Классическая схема, складные ушки крыла 	$\frac{l^2}{\lambda}$	$0,5l \times 0,7l \times 0,1l$	$\frac{4}{\pi \cdot \lambda}$	0,035
Классическая схема, складные ушки крыла и хвостовая балка 	$\frac{l^2}{\lambda}$	$0,5l \times 0,35l \times 0,05l$	$\frac{4}{\pi \cdot \lambda}$	0,00875
Биплан, неразборной 	$1,75 \frac{l^2}{\lambda}$	$l \times 0,7l \times \frac{1,25l}{\lambda}$	$\frac{7}{\pi \cdot \lambda}$	$\frac{0,875}{\lambda}$
Параплан с жесткими нервюрами 	$\frac{l^2}{\lambda}$	$\frac{l}{\lambda} \times \frac{l}{4\lambda} \times \frac{l}{2\lambda}$	$\frac{4}{\pi \cdot \lambda}$	$\frac{1}{8\lambda^3}$

Невыполнение условия $l_{\max} \leq \sqrt[3]{\frac{0,04 - V_{н.с}}{k_m}}$

означает, что данная схема обладает слишком большими габаритами в транспортной конфигурации. В этом случае необходимо внести конструктивные изменения в принятую схему (ввести в конструкцию дополнительные шарниры, пересмотреть схему конструктивного членения планера) либо, если такие изменения невозможны, – исключить данную схему из рассмотрения и перейти к рассмотрению оставшихся схем.

Из всех рассмотренных схем оптимальной следует считать схему, удовлетворяющую условию (8) и имеющую при фиксированных летно-технических характеристиках минимальное значение $l_{\max}$.

Согласно приведенным в таблице значениям коэффициентов k_{cx} наибольшей эффективной площадью при фиксированном максимальном габаритном размере обладает схема «круглое летающее крыло». Это позволяет рекомендовать данную схему для малозаметных СБЛА.

Отметим, что при одинаковых габаритах наибольшей устойчивостью и аэродинамическим качеством обладает «классическая» самолетная схема с заднерасположенным горизонтальным оперением, поэтому при прочих равных условиях ей следует отдавать предпочтение.

Заклучение

В данной работе получена зависимость дальности полета сверхлегкого беспилотного летательного аппарата от его максимального габарита, исследовано влияние некоторых относительных величин на характер данной зависимости.

На основании анализа требований к заметности СБЛА и концептуальных требований к комплексам СБЛА разработаны рекомендации по выбору общей схемы сверхлегкого беспилотного летательного аппарата с учетом габаритных ограничений.

Показано, что при ограничении максимального габарита аппарата по соображениям заметности оптимальной необходимо считать схему «летающее крыло».

Следует отметить, что изложенные в данной работе рекомендации не претендуют на полноту изложения вопроса о выборе общей схемы СБЛА и являются одним из этапов разрабатываемой в настоящее время методики общего проектирования СБЛА.

Литература

1. Micro Air Vehicles — Toward a New Dimension in Flight. J.M. McMichael, Michael S. Francis. Defense Advanced Research Projects Agency. 1997. — 12 p.
2. Joel M. Grassmeyer, Matthew T. Keennon. Development of the Black Widow Micro Air Vehicle. Aerovironment Inc. — 2001, 16 p.
3. Design and flight test results for micro-sized fixed-wing and VTOL aircraft / Stephen J. Morris. MLB

Company, Palo Alto, CA, USA. 2000. — 20 p.

4. Development of surveillance and endurance micro air vehicles for the 2003 international micro air vehicle competition / The University of Arizona Micro Air Vehicle Team. Department of Aerospace and Mechanical Engineering, University of Arizona/ Tucson, USA — 2003, 8 p.

5. Micro Aerial Vehicle Development: Design, Components and Flight-Testing. Gabriel Torres, Thomas J. Mueller. USA: University of Notre Dame, IN. AUVSI 2000, Orlando, FL. — 21 p.

6. Рыженко А.И., Кремешный А.И., Си-лин Д.Ю., Таврин В.А. Концептуальные требования к мобильному средству мониторинга внешней среды // Интегрированные технологии и энергосбережение: Научно-практ. Журнал. 2003. X.: НТУ «ХПИ». — 2003. С. 125-129.

7. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. — М: Машиностроение, 1965. — 498 с.

8. Гаевский О.К. Летающие модели планеров. — М.: Изд-во ДОСААФ, 1955. — 150 с.

9. Смирнов Э.П. Как сконструировать и построить летающую модель. — М.: Изд-во ДОСААФ, 1973. — 176 с

10. Е.П. Вачасов, Ю.Ф. Усик. Анализ планирующего полета парящей модели. // Авиамоделис: Учеб. пособие. — Х.: Харьк. кн. изд-во, 1961. — 30 с.

11. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.

Поступила в редакцию 18.04.03

Рецензенты: д-р техн. наук, ст. науч. сотрудник Бетин А.В., НИИ ПФМ, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор Рябков В.И., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

УДК 658.512.4.011.56: 621.9.06 + 621.9.02

СОЗДАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО МОДУЛЯ В РАМКАХ СОВРЕМЕННОЙ КОНЦЕПЦИИ ОРГАНИЗАЦИИ ВИРТУАЛЬНЫХ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ КОМПЛЕКСОВ

В.С. Кривцов, д-р техн. наук, В.Е. Зайцев, канд. техн. наук

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

Одной из главных задач комплексной автоматизации является задача уменьшения длительности производственного цикла изготовления изделия. Этого можно достичь путем сокращения длительности изготовления на каждом этапе, уменьшения времени согласования между этапами и уменьшения количества возвратов полученных решений для дополнительной коррекции и, наконец, переходом от последовательного метода выполнения этапов к параллельному – «concurrent engineering». Одна из ключевых задач комплексной автоматизации предприятия - автоматизация технологической подготовки производства.

* * *

Однією з головних задач комплексної автоматизації є задача зменшення тривалості виробничого циклу виготовлення виробу. Цього можна досягти шляхом скорочення тривалості виконання кожного етапу, зменшення часу узгодження між етапами та зменшення кількості повернень отриманих рішень для додаткової корекції і, нарешті, переходом від послідовного методу виконання етапів до паралельного - «concurrent engineering». Однією з ключових задач комплексної автоматизації підприємства є автоматизація технологічної підготовки виробництва.

* * *

One of main problems of an integrated automation is the problem of reduction of production cycle. It is possible for achieving by reduction of each stage duration, by reduction time of the coordination between stages and reduction of quantity of returns of the obtained solutions for padding correction and, at last, by transition from a series method of fulfillment of stages to parallel - «concurrent engineering». One of key problems of an integrated automation of firm is the automation of production tooling.

Анализ предыдущих исследований и развития современных производственных систем показывает, что наиболее эффективной формой автоматизации производства может быть только комплексная автоматизация с созданием интегрированных систем управления, которая охватывает все этапы жизненного цикла сложного изделия машиностроения [1-3].

Главной целью данной работы является создание технологического модуля в рамках концепции организации виртуальных производственных комплексов. Это сократит длительность производственного цикла изготовления изделия, так как системы комплексной автоматизации позволят решить следующие проблемы:

- сокращение длительности выполнения каждого этапа;
- уменьшение времени на согласование между этапами;
- сокращение количества возвратов и дополнительных коррекций;

– переход от последовательного метода выполнения этапов к параллельному – «concurrent engineering».

Идеология «concurrent engineering» предполагает не только совмещение выполнения этапов изготовления изделия, но и участие всей «команды» проектантов в решении функциональных задач каждого этапа, сокращения межэтапных итераций. Программно-технической поддержкой рассматриваемого подхода является создание локальной сети и организация «виртуального предприятия» с общим доступом к базам данных и знаний.

Одна из ключевых задач комплексной автоматизации и интеграции предприятия – автоматизация технологической подготовки производства (ТПП).

Цель ТПП – обеспечить подготовку серийного изготовления изделия в требуемых количествах, высокого качества и в заданные планом сроки при наименьших затратах материальных и финансовых ресурсов. Для реализации этой цели в процессе тех-

нологической подготовки производства нового изделия применяют все современные достижения науки и технологии. Поэтому автоматизация должна охватить все этапы ТПП – от отработки конструкции изделия на технологичность до проектирования процессов технического контроля.

Качество работ, выполняемых при ТПП, оказывает решающее влияние на технико-экономические показатели последующего серийного производства, так как каждое решение (в том числе и ошибочное), принятое при ТПП, затем многократно реализуется в производстве. В этой связи важным направлением совершенствования ТПП является комплексная и сквозная автоматизация ее процессов.

Автоматизация ТПП осуществляется путем создания автоматизированных информационно-поисковых и информационно-справочных систем, механизации и автоматизации оформления документов, автоматизации логических и расчетных задач. В этой связи основными функциями автоматизированных систем ТПП будут:

- ведение информации по участкам, технологическим операциям и основному технологическому оборудованию производственного цеха;
- информационное представление состава изделия и маршрутных технологий для всех комплектов деталей сборочных единиц (ДСЕ);
- формирование списка наименований обрабатываемых ДСЕ;
- определение вида технологии изготовления детали;
- формирование списка типовых видов заготовок (прокат, поковки, литье);
- ведение списков покупных и нормализованных деталей;
- ведение значений нормализованных припусков на механообработку;
- ведение списка применяемых материалов;
- формирование тарифной сетки для расчета

стоимости рабочего времени;

- ведение типовых составов используемых технологических операций.

В состав проектных действий входят:

- проектирование как маршрутных, так и маршрутно-операционных и операционных технологических процессов. Пример блок-схемы автоматизированной системы проектирования технологического процесса для заготовительно-штамповочного производства показан на рисунке;
- просмотр эскизов основного и вспомогательного инструмента, комплектующих, оборудования и их автоматизированный выбор;
- расчет режимов обработки;
- нормирование основных и вспомогательных материалов;
- расчет операционной трудоемкости;
- архивирование технологических процессов;
- автоматизированное создание маршрутного технологического процесса при разработке его отдельных фрагментов с разных рабочих мест;
- автоматизированное получение всех технологических документов с возможностью варьирования информации, включаемой в тот или иной документ, и составление собственных документов.

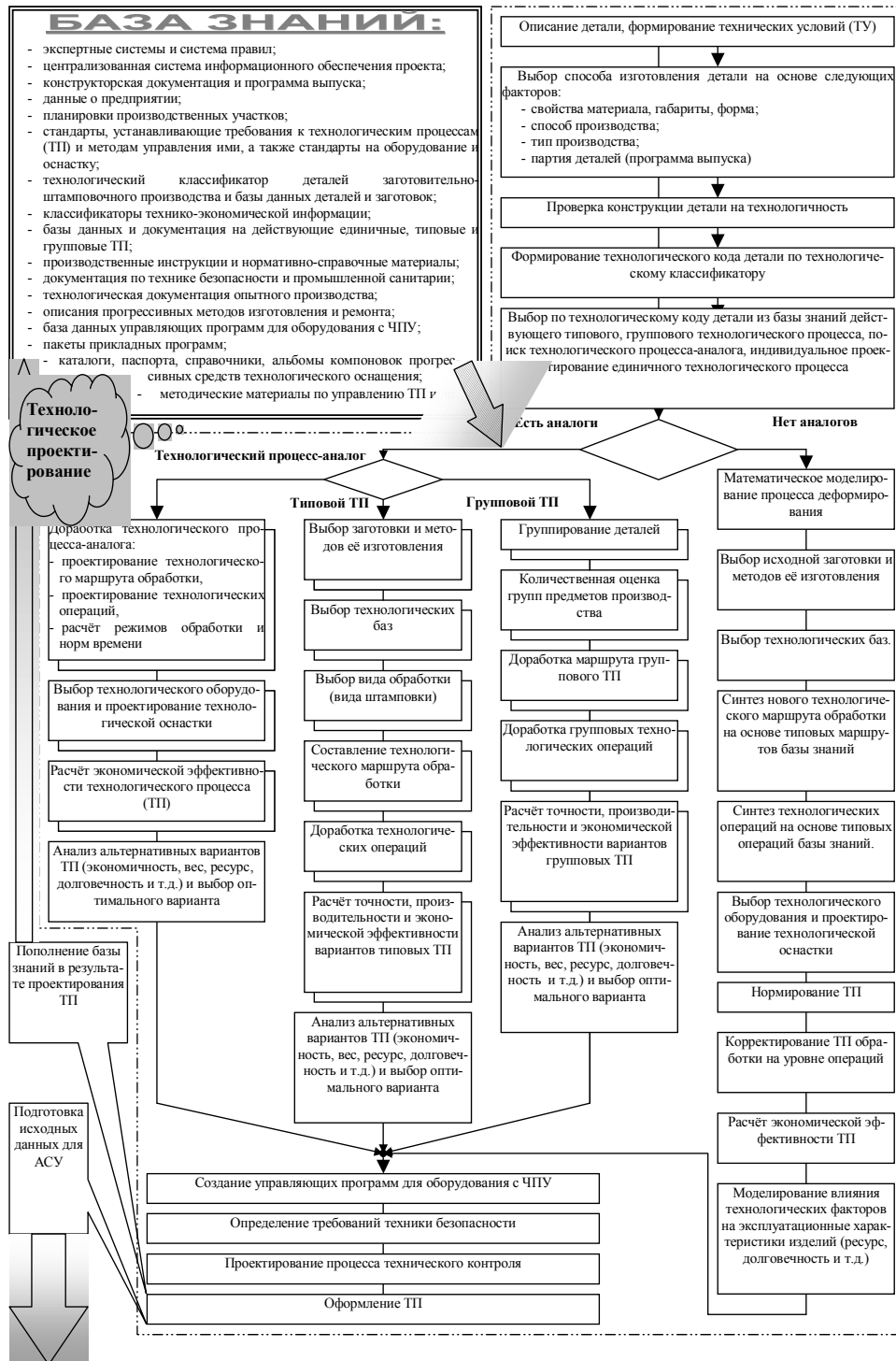
При реализации САПР ТП на практике выбирают один из следующих методов автоматизации проектирования технологических процессов:

1. Повторное использование единичных технологических процессов. Схема проектирования технологии имеет следующий вид:

Деталь → Деталь-аналог → Техпроцесс на деталь-аналог → Техпроцесс на деталь.

2. Использование унифицированного технологического процесса (УТП). В зависимости от степени конструктивно-технологического подобия деталей группы УТП может быть типовым или групповым. Схема проектирования технологического процесса имеет следующий вид:

Деталь → УТП → Рабочий ТП.



Блок-схема технологического модуля для заготовительно-штамповочного производства

3. Проведение синтеза технологического процесса.

Этот метод основан на исследовании многоуровневой декомпозиции процессов технологического проектирования и типизации технологических решений на уровне перехода. Автоматизированное проектирование технологического процесса происходит в четыре этапа:

1. Синтез принципиальной схемы технологического процесса (назначение заготовительного этапа технологического процесса; формирование черновых и чистовых этапов обработки детали).

2. Синтез технологического маршрута (расчленение множества методов обработки поверхностей деталей на укрупнённые операции; упорядоче-

ние укрупнённых операций; разбиение укрупнённых операций на простые; выбор оборудования для каждой простой операции; выбор технологических баз и схем базирования детали; определение последовательности операций).

3. Синтез технологических операций (определение межоперационных размеров; расчленение операций на переходы; выбор средств технологического оснащения; определение режимов резания и норм времени; выбор рационального варианта операций).

4. Синтез управляющих программ для станков с ЧПУ (если необходимо).

В рамках разрабатываемого технологического процесса в автоматизированной системе технологической подготовки должны рассматриваться:

- автоматическое кодирование детали с помощью классификатора;
- технологическая операция (код, наименование, цех, участок, рабочее место);
- используемый инструмент, оснастка для технологического перехода;
- основные и вспомогательные материалы;
- руководящая документация и различного рода вспомогательная информация;
- технологическое оборудование и параметры его работы;
- нормирование операций;
- контрольно-измерительные оборудование и инструмент.

В результате работы системы в автоматизированном режиме должен готовиться пакет технологической документации (материальные карты, список нормализованных и покупных деталей комплекта, сведения о технологических маршрутах, технологическая карта и др.).

Автоматизированная система ТПП должна обеспечивать проведение в автоматическом или автоматизированном режиме следующих расчетов:

- расчет потребности в материалах, трудоем-

кости, себестоимости изделия, потребности в стандартных изделиях и комплектующих;

- формирование карты сборки узла или изделия;
- получение сводных конструкторско-технологических документов;
- расчеты применимости оборудования, материалов, номенклатуры цеха/участка;
- ведение архива изделий и др.

При разработке модуля автоматизированной системы ТПП должны учитываться следующие требования:

- модуль должен работать как в автономном режиме (вне компьютерных сетей), так и в компьютерной сети – локальной и глобальной;
- следует обеспечить возможность работы с 3D-моделью изделия без потери информации при переводе из формата в формат;
- в процессе решения задач должна использоваться единая информационная база проекта, поддержание в автоматизированном режиме целостности данных;
- в процессе решения задач кодирование информации реализуется в автоматическом или автоматизированном режиме;
- следует обеспечить широкий доступ (в рамках дозволенного) к информационным ресурсам проекта (в том числе и мировым);
- формирование и учет извещений об изменении должен проводиться в автоматизированном режиме;
- необходимо обеспечить редактирование и формирование разнообразной текстовой и атрибутивной информации (справки, пояснения, формы технологической отчетности и др.);
- следует обеспечить возможность развития информационной и организационной структуры системы.

Эффективность современного машиностроительного производства во многом определяется качеством и оперативностью принятия решений в

процессе технологической подготовки и управления производством, что, в свою очередь, прямо зависит от эффективности использования существующих технологических знаний.

В результате развития технологической науки и производства накоплен значительный объем знаний, сосредоточенных в обширной литературе и технической документации. Однако эффективность применения знаний заметно снижается вследствие ряда недостатков:

- рассредоточенность знаний как по источникам, так и по времени приобретения;
- невозможность немедленного использования знаний о физических процессах (технологических методах) без определенных преобразований, так как во многих источниках они представлены в виде количественных зависимостей, логических утверждений, графиков, диаграмм, гистограмм и др. В таком представлении знания выражены неявно, трудно извлекаемы и практически неформализуемы.

Перечисленные недостатки приводят к крайне низкой эффективности использования знаний в ходе принятия решений для технологической подготовки производства.

Решению этой проблемы должно помочь создание экспертных систем и банков знаний, являющихся неотъемлемой частью автоматизированной системы ТПП и составной частью единой комплексной системы.

Создание банка знаний базируется на систематизированном представлении конструкторско-технологического классификатора. Классификация и кодирование изделий машиностроения и технологических процессов их производства обеспечивают единство информационного сопровождения изделий на всех стадиях жизненного цикла изделий, начиная от маркетинга и заканчивая утилизацией. Необходимость автоматизации процесса классификации тем сильнее, чем больше номенклатура и меньше партийность изделия.

Заклучение

Для создания современного программного продукта необходимо провести научно-технические работы в области систематизации имеющейся разрозненной информации, упорядочения и унификации предоставления обмена производственными данными и создать интеллектуальные производственные базы знаний. Это может стать предпосылкой к созданию «виртуальных предприятий».

Для решения всех сложных проблем и задач, связанных с разработкой новых научных направлений и информационных технологий, необходима аккумуляция всего научного потенциала отечественных предприятий и организаций, привлечение опытных специалистов-практиков. Создание такого программного комплекса позволит в современных условиях в несколько раз сократить время выполнения заказов, повысить качество продукции.

Литература

1. CALS в авиастроении // Братухин А.Г., Давыдов Ю.В., Елисеев Ю.С., Павлов Ю.Б., Суров В.И.; Под. ред. Братухина А.Г. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 304 с.
2. Кривцов В.С., Федорович О.Е., Зайцев В.Е. Направления исследований при создании компьютерных интегрированных технологий автоматизации заготовительно-штамповочного производства // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Вип. 15. – Харків: ХАІ, 2000. – С. 119 – 123.
3. Кривцов В.С., Федорович О.Е., Зайцев В.Е. Интегрированные компьютерные технологии и сквозной электронный тракт при проектировании и производстве сложных изделий машиностроения // *Вісті Академії інженерних наук України*. – 2000, № 4. – С. 11 – 17.

Поступила в редакцию 31.03.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Федорович О.Е., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. техн. наук Полищук С.М., ООО «Энергоатом Харьков проект», г. Харьков.

УДК 629.735.33.023.8.018.4

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ ПРИ РАСТЯЖЕНИИ-СЖАТИИ ВЫСОКОПРОЧНЫХ ЗАКЛЕПОЧНЫХ СОЕДИНЕНИЙ УГЛЕПЛАСТИКА

Ю.А. Воробьев, С.Г. Кушнаренко, канд. техн. наук

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

Изложены результаты экспериментальных исследований статической прочности заклепочных соединений образцов из углепластика, выполненных различными способами клепки; влияние на прочность радиального натяга в соединении.

* * *

Викладено результати експериментальних досліджень статичної міцності заклепувальних з'єднань зразків із вуглепластику, виконаних різними способами клепання; вплив на міцність радіального натягу в з'єднанні.

* * *

The results of experimental researches of a static strength of riveting of junctions are stated is exemplar from carboncomposite, executed by various clappmethods; influence to strength characteristics of radial tightness in connection.

Клепка авиационных конструкций из композиционных материалов – углепластиков (КМУ) высокопрочными титановыми заклепками с шайбой должна обеспечивать регламентированные техническими требованиями и условиями эксплуатации функциональные и потребительские свойства ЛА.

К такого рода свойствам специалисты относят, прежде всего, повышение статической прочности и ресурса ЛА, снижение массы конструкции, снижение трудоемкости выполнения соединений.

Исследования циклической долговечности заклепочных соединений КМУ, проведенные авторами [1, 2], показали существенные преимущества импульсной клепки по сравнению с многоударной и пресовой при условии выбора оптимальных параметров технологического процесса и инструмента. Основными факторами, определяющими свойства заклепочных соединений, являются величина радиального натяга и характер его распределения по толщине пакета. В настоящее время специалисты расходятся во мнениях об оптимальных величинах радиальных натягов в соединениях из КМУ, обеспечивающих максимальные значения статической прочности. В [3] установлен оптимальный натяг

3 %, в других же работах [4, 5] рекомендуют натяг 0,7...1,5 %, заклепки типа Stahl-Hi-Loks устанавливают с натягом 0,08...2,25 % [6], предпочитая минимальные значения.

Целью работы было исследование влияния способа клепки и величины радиального натяга в соединении на его статическую прочность.

Для этого были проведены испытания на растяжение-сжатие следующих типов образцов заклепочных соединений (рис. 1):

1. Тип 1 - заполненное ненагруженное отверстие (безмоментное соединение $\varepsilon_B/\varepsilon_{AX}=0$, отсутствуют напряжения смятия и среза $F_{L0}/F=0$).
2. Тип 2 - двухсрезное симметричное четырехрядное с одной заклепкой в ряду (безмоментное соединение $\varepsilon_B/\varepsilon_{AX}=0$, существуют напряжения смятия и среза $F_{L0}/F=0,54$);
3. Тип 3 - односрезное несимметричное соединение с одной заклепкой (вторичные напряжения изгиба $\varepsilon_B/\varepsilon_{AX}=0,35$, существуют напряжения смятия и среза $F_{L0}/F=0,25$).

Отверстия под заклепки выполняли в два перехода: сверление с охлаждением водой на стацио-

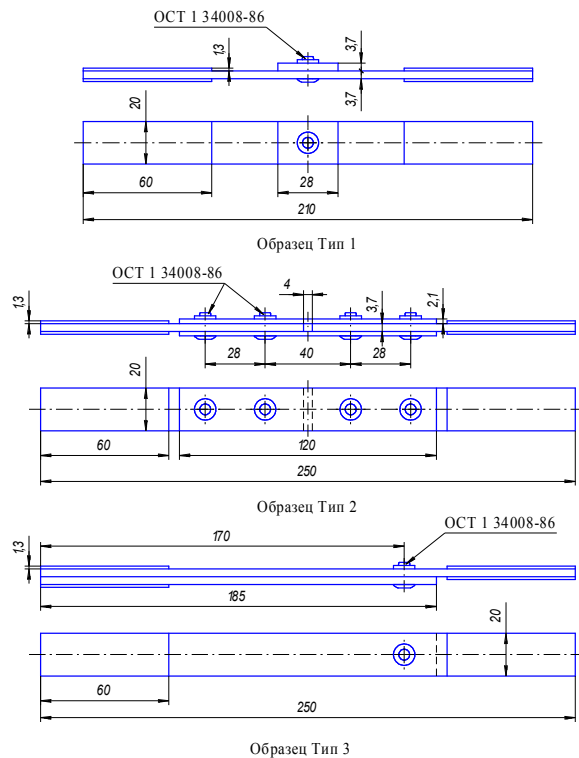


Рис. 1. Типы образцов заклепочных соединений

нарном сверлильном станке с частотой вращения 65 с^{-1} с последующим развертыванием вручную до размера $d_o=4,1H9$ или $d_o=3,1H9$ соответственно.

Клепку выполняли на прессе мод. КП-204М; многоударным молотком мод. КМП-25 (метод клепки – прямой, поддержка с плоской рабочей частью массой $m_n=3d$, где d – диаметр заклепки, мм, m_n – масса поддержки, кг [7]); пневмоимпульсным клепальным молотком мод. МПИ-90М (поддержки с плоской рабочей частью и с лункой по форме закладной головки заклепки массой $m_n=d$; обжимки с плоской рабочей частью и со сферическими лунками $R_{сф}=d$, $h=0,3d$ и $R_{сф}=1,25d$, $h=0,22d$ при $d_{max}=1,42d$ массой 0,14 кг).

Для сравнения были испытаны пластины из исходного материала и образцы с концентратором напряжений в виде отверстия диаметром $d_o^{пл} = d_o$.

Эксперимент выполняли на электромеханической испытательной машине Schenk TREBEL RM 250 (рис. 2), настройку и контроль параметров осуществляли со стойки управления Schenk TREBEL M 1600, запись

и обработку результатов – с помощью ПЭВМ Atari SM 124.

Нагружение образцов осуществляли с постоянной скоростью 1 мм/мин. Замер перемещений выполняли с помощью стандартных приспособлений на измерительной базе 50 мм. Так как разрушение образцов Тип 2 возможно по двум различным местам, то для съема перемещений в этом случае использовали два приспособления и во внимание принимали показания того, который располагался в зоне разрушения.

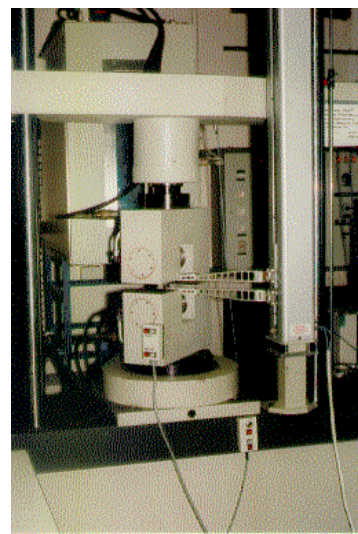


Рис. 2. Электромеханическая испытательная машина

При испытаниях на сжатие образцы нагружали только касательными усилиями, как это регламентировано ASTM (схема 1-3 [8]). Для исключения влияния продольного изгиба при растяжении образцов Тип 3 и потери устойчивости при сжатии всех типов клепаных образцов использовали приспособления, предотвращающие выпучивание боковой поверхности образца, но не стесняющие деформации в его плоскости. Поддерживающие приспособления были изготовлены из алюминиевого сплава и со стороны образца для уменьшения трения покрыты слоем тефлона.

В результате сравнения напряжений разрушения пластин без концентратора напряжений и напряжений разрушения остальных образцов определяли коэффициент эффективности соединения

$$k_{эф} = \frac{\sigma_{разр}^{обр}}{\sigma_{разр}^{пл}}$$

Найденные коэффициенты использовали для сравнения эффективности различных способов клепки.

Результаты эксперимента на растяжение-сжатие для пластин и клепаных образцов представлены в таблице. Напряжения разрушения рассчитывали для полного сечения образца.

Тип образца и способ клепки		Напряже- ние разру- шения $\bar{\sigma}_b$, МПа	Коэффи- циент эффектив- ности соединения $\bar{K}_{эф}$
Растяжение			
Пластина без концентратора напряжений		1057,01	1,00
Пластина с концентратором в виде отверстия $d_0^{пл} = d$		629,57	0,60
Тип 1	прессовая клепка	734,97	0,69
	многоударная клепка	643,45	0,61
	импульсная клепка плоской обжимкой	749,58	0,71
	импульсная клепка обжимкой с лункой $R_{сф}=d$	690,05	0,65
	импульсная клепка обжимкой с лункой $R_{сф}=1,25d$	744,15	0,70
	Stahl-Hi-Loks CP H 802 A-06-03	367,00	0,43
Тип 2	импульсная клепка обжимкой с лункой $R_{сф}=1,25d$	615,68	0,58
Тип 3	импульсная клепка обжимкой с лункой $R_{сф}=1,25d$	707,23	0,67
Сжатие			
Пластина без концентратора напряжений		-1078,26	1,00
Пластина с концентратором в виде отверстия $d_0^{пл} = d$		-964,52	0,62
Тип 1	прессовая клепка	-964,52	0,89
	многоударная клепка	-845,67	0,78
	импульсная клепка плоской обжимкой	-992,43	0,92
	импульсная клепка обжимкой с лункой $R_{сф}=d$	-840,95	0,78
	импульсная клепка обжимкой с лункой $R_{сф}=1,25d$	-983,36	0,91
	Stahl-Hi-Loks CP H 802 A-06-03*	-660,00	0,76
Тип 2	импульсная клепка обжимкой с лункой $R_{сф}=1,25d$	-785,41	0,73
Тип 3	импульсная клепка обжимкой с лункой $R_{сф}=1,25d$	-720,96	0,67

Из представленной таблицы видно следующее:

- Пластина с концентратором и клепаные образцы обладают меньшей прочностью по сравнению с пластиной без концентратора. Концентратор напряжений в виде отверстия $d_0^{пл} = d_0$ снижает прочность образца до $0,6\sigma_b^{пл}$ при растяжении и $0,62\sigma_b^{пл}$ при сжатии (по [9] эти значения соответственно равны $0,69\sigma_b^{пл}$ и $0,72\sigma_b^{пл}$), где $\sigma_b^{пл}$ – предел прочности пластины без концентратора напряжений.
- Максимальную статическую прочность имеют образцы, выполненные импульсной клепкой плоской обжимкой (коэффициент эффективности соединения при растяжении и сжатии – соответственно, 0,71 и 0,92) и обжимкой со сферической лункой при $R_{сф}=1,25d$ (коэффициент эффективности соединения – соответственно 0,70 и 0,91); минимальную (коэффициент эффективности соединения – соответственно 0,61 и 0,78) – образцы, клепаные многоударным молотком. Импульсная клепка обжимкой со сферической лункой при $R_{сф}=d$ также показала низкие результаты, что можно объяснить высокими значениями натягов в соединении и, как следствие, наличием внутренних расслоений в композите.
- Минимальный разброс экспериментальных значений прочности имеют клепаные образцы, выполненные на прессе (среднеквадратичные отклонения при растяжении и сжатии составили соответственно 5,42 и 5,51 % от среднего значения прочности); далее идет импульсная клепка, и худшие результаты – у многоударной клепки (6,62 и 8,92 % соответственно). Это также подтверждает высокую стабильность параметров соединения при импульсной клепке. Несколько более высокую повторяемость результатов при импульсной клепке обжимкой со сферической лункой, чем с плоской рабочей частью, можно объяснить особенностями стесненных условий деформирования, характеризующихся меньшей чувствительностью к разбросу энергии

деформирования.

Виды разрушения были характерными для каждого типа образцов и вида испытания.

На рис. 3 показаны графики «напряжение-деформация» для различных типов образцов, выполненных импульсной клепкой - обжимкой со сферической лункой $R_{сф}=1,25d$, приведены численные значения напряжений и деформаций при разрушении. Для сравнения показана кривая для пластины без концентратора напряжений.

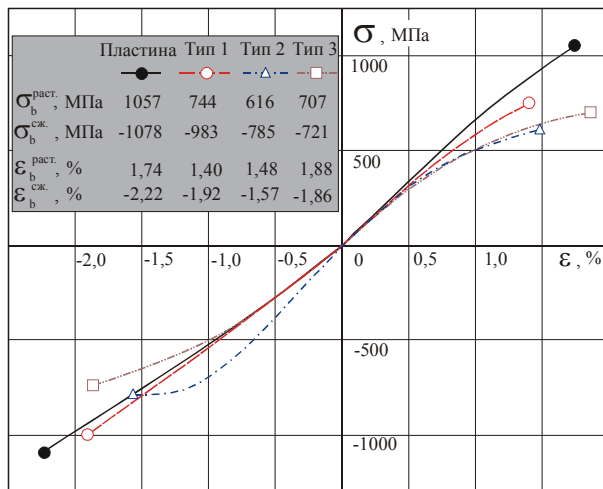


Рис. 3. Графики «напряжение-деформация» для различных типов образцов, выполненных импульсной клепкой - обжимкой со сферической лункой $R_{сф}=d$

Из графиков видно:

- Пластины и клепаные образцы Тип 3 имеют практически равные напряжения разрушения при растяжении и сжатии (для пластин с концентратором средние значения $\sigma_b^{сж} = 1,06\sigma_b^{раст}$, для пластин без концентратора и клепаных образцов Тип 3 - $\sigma_b^{сж} = 1,02\sigma_b^{раст}$), в то время как для клепаных образцов Тип 1 и Тип 2 это отличие составляет 22...32 % (для образцов с Stahl-Hi-Loks – 80 % [6, 9]). Это объясняется существенным снижением при сжатии касательных напряжений в зоне отверстия вследствие натяга в соединении.
- Для большинства образцов Тип 3 на диаграмме «напряжение-деформация» в виде скачка или плоской площадки четко выражено «начальное разрушение». При разрушении напряжения сжатия в дей-

ствительности превосходят напряжения «начального разрушения» на 20-40 %. С учетом этого на рис. 3 для образцов Тип 3 показаны данные «начального разрушения», в случае его отсутствия – данные момента полного разрушения образца (на обобщенной диаграмме скачки не показаны).

- Диаграммы для пластины и образцов Тип 1 имеют практически линейный характер и наиболее близки по крутизне. Для образцов Тип 2 вблизи предела прочности при сжатии характерен существенный рост деформации (нелинейность), объясняемый выявленной при осмотре образцов после разрушения конусонизацией отверстия. При этом из-за высоких значений передаваемых через крепежный элемент усилий $F_{Lü}/F=0,54$ два из пяти образцов разрушились от смятия стенок отверстия. Существенная нелинейность кривой «напряжение-деформация» образцов Тип 3 объясняется значительным перекосом заклепки.

На рис. 4 показаны экспериментальные данные (пункты) и аппроксимирующие зависимости предела прочности при растяжении клепаных образцов Тип 1 от натяга в соединении $\sigma_b^{раст} = f(\Delta)$ для различных способов клепки. Аппроксимацию проводили по методу наименьших квадратов. Анализ результатов статистической обработки свидетельствует о достаточности выборок для достоверности полученных данных, так как для всех способов клепки и типов образцов показатель точности $P \leq 5\%$.

Зависимость, полученная для импульсной клепки, имеет максимальное значение $\sigma_b^{раст} = 766,1$ МПа, которое соответствует радиальному натягу в соединении $\Delta=1,14\%$, что совпадает с оптимальными значениями натягов, установленными другими авторами [4, 5].

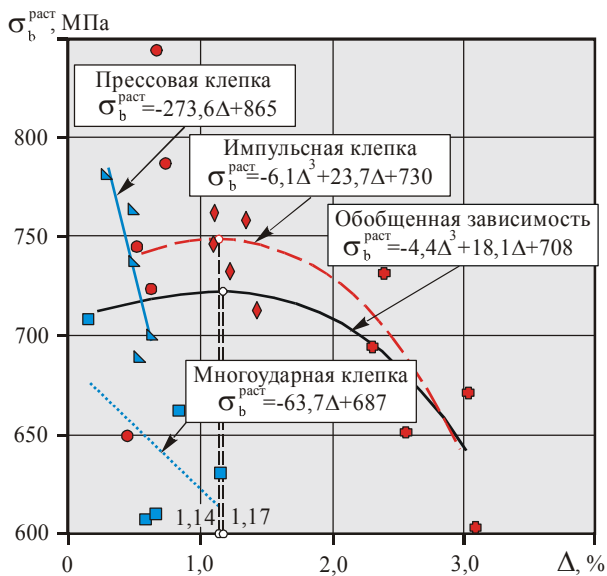


Рис. 4. Залежність статическої прочності при розтягненні $\sigma_b^{\text{раст}}$ заклепочних з'єдинень від натяга Δ і способу склеювання

Заключення

Приведенные результаты показывают, что импульсная клепка высокопрочных заклепочных соединений способна обеспечить максимальную статическую прочность авиационных конструкций из углепластика по сравнению с прессовой и многоударной клепкой, зависящую от условий деформирования заклепок. Оптимальная величина радиального натяга в соединении составляет 1, 14 %.

Литература

1. Кушнаренко С.Г., Воробьев Ю.А. Исследование технологии импульсной клепки авиаконструкций из КМУ высокопрочными заклепками // Труды второй международной конференции «Новые технологии в машиностроении». – Рыбачье, Харьк. авиац. ин-т, 1993. – С. 153-156.
2. Кушнаренко С.Г., Чистяк В.Г., Воробьев Ю.А. Выполнение соединений КМУ титановыми заклепками с использованием пневмоимпульсных клепальных молотков // Тез. докл. отраслевого научно-технического семинара «Совершенствование

процессов выполнения высокоресурсных заклепочных соединений в конструкциях из легких, жаропрочных сплавов и композиционных материалов». Самара, 15-17 октября 1991. – С. 30-31.

3. Разработка рекомендаций по выполнению высокоресурсных заклепочных соединений в углепластиках заклепками из титанового сплава. Технический отчет 2.8841.68. НИАТ. 1986.-46 с.

4. Воронов А.В. Исследование технологии и механизма формообразования заклепочных соединений, выполненных высокоскоростным магнитно-импульсным способом в конструкциях ЛА из КМ: Автореферат дис. ... канд. техн. наук. - М.: МАИ, 1981.-22 с.

5. Воробей В.В., Сироткин О.С. Соединения конструкций из КМ. -Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние. 1985.-168 с.

6. Schwingfestigkeitsuntersuchungen an Fügungen in Faserverbundbauweise. Luftfahrttechnisches Handbuch, Faserverband-Leichtbau, VB 23 200-10.21.07. 1982.

7. Буланов И.М., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: Учебник для вузов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. - 516 с.

8. Композиционные материалы: Справочник/ В.В. Васильев, В.Д. Протасов, В.В. Болотин и др.; Под общ. ред. В.В. Васильева, Ю.М. Тарнопольского М.: Машиностроение, 1990.-512 с.

9. Schwingfestigkeitsuntersuchungen an Fügungen in Faserverbundbauweise. Luftfahrttechnisches Handbuch, Faserverband-Leichtbau, VB 23 200-10.21.07.1982.

Поступила в редакцию 18.03.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Бетин А.В., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; главный конструктор Яшин С.А., НИИ ПФМ, г. Харьков.

УДК 004. 8

РАЗРАБОТКА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ В ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКЕ ПРОИЗВОДСТВА

И.Б. Сироджа, д-р техн. наук

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

Рассмотрены преимущества использования квантовых моделей и методов инженерии знаний для создания интеллектуальных систем поддержки принятия технологических решений в условиях неопределённости. Разработана методология создания интеллектуальной информационной технологии поддержки принятия решений технолога в машиностроении на базе использования метода вероятных алгоритмических квантов знаний (ВАКЗ-метод).

* * *

Розглянуто переваги застосування квантових моделей і методів інженерії знань для створення інтелектуальних систем підтримки прийняття технологічних рішень в умовах невизначеності. Розроблено методологію створення ефективної інтелектуальної інформаційної технології підтримки прийняття рішень технолога в машинобудуванні, що ґрунтується на використанні методу імовірних алгоритмічних квантів знань (ІАКЗ-метод).

* * *

Advantages of quantum models and methods of engineering knowledge used for creating intelligent system of making technological decisions in uncertain conditions are concerned. Effective information technology of making technological decisions in machine building, based on using the method of probable algorithmic quantum of knowledge (PAQK-method) is proposed.

Введение

На современном этапе автоматизации производства, базирующейся на применении новых ЭВМ, микропроцессорной техники, искусственного интеллекта и телекоммуникационных систем, остро встали проблемы непосредственного использования и переработки знаний как **информационного ресурса** [1,2]. Последний стал **основным ресурсом** человечества, главной ценностью современной цивилизации. Новым мощным средством использования и превращения знаний в информационный ресурс оказались стремительно развивающиеся **информационные технологии (ИТ)**. Установлено [2], что **эффективность информационных технологий** определяется **интеллектуальным совершенством** компьютеров, степенью их включения в процессы мыслительной деятельности человека. Она возрастает с переходом от машинной обработки **данных** к обработке **знаний** [2,5]. Существует **проблема** создания эффективных интеллектуальных ИТ (ИИТ) третьего поколения (с обучением) на основе использования баз знаний и современных экспертных систем (ЭС), где человек с его творческими возможно-

стями органически включен в компьютеризованную систему использования, переработки и накопления информационного ресурса [1-7].

Цель этой статьи состоит в аргументированном изложении теоретических и конструктивных основ построения ИИТ для поддержки принятия решений технолога в машиностроении на базе использования предложенных автором **квантовых средств инженерии знаний**, в частности, метода вероятных алгоритмических квантов знаний (ВАКЗ-метод) [7]. В работе приведены архитектура и функциональная схема интеллектуальной системы поддержки принятия решений (ИСППР) «КВАНТ+» для технологической подготовки производства машиностроительных изделий путем механообработки, аргонодуговой наплавки, листовой и объемной штамповки с компьютерной генерацией соответствующей технологической документации.

ИСППР «КВАНТ+» разрабатывается под руководством автора на кафедре №603 – программно-го обеспечения компьютерных систем (ПОКС) Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» в рамках госбюджетной

темы «**Методологические основы синтеза перспективных конструкций летательных аппаратов на базе современных технологий и материалов**» Министерства образования и науки Украины, выполняемой совместно коллективами ряда кафедр под научным руководством ректора университета профессора Кривцова В.С. В основе разработки лежит **САРЕ-концепция** (Concurrent Art-to-Product Environment), суть которой состоит в построении **единой электронной среды создания изделия от идеи до реализации** путем **интеграции** автоматизированных систем проектирования (**САПР**), технологической подготовки производства (**АСТПП**) и управления (**АСУ**) с использованием знаниеориентированных информационных технологий.

Благодаря единой информационной среде, системности, модульности и гибкости интегрирование указанных систем в единую **САПР / АСТПП / АСУ / ИСППР** – систему позволит принципиально изменить технологию проектирования и производства изделий, существенно сократить сроки их изготовления, снизить затраты на весь жизненный цикл изделий, повысить их качество и обеспечить жизнеспособность предприятия в условиях жесткой рыночной конкуренции. Это достигается за счет повышения точности изготовления изделий и обеспечения взаимозаменяемости процессов, возможности создавать оснастку до полного окончания проектирования, исключения промежуточных носителей геометрии и ручной доводки, а также использования средств искусственной интеллектуализации процесса принятия решений. Особая роль здесь отводится ИИТ, призванным помогать конструктору и технологу принимать решения в условиях многокритериальности выбора и различных неопределенностей, обусловленных неполнотой и нечеткостью данных, преобладанием качественных характеристик производственных ситуаций, недостаточной логической и вероятностной определенностью последствий принимаемых решений и другими факторами. Подоб-

ные проблемы, по определению Г.Саймона [3], называются **слабоструктуризованными** либо **плохо формализуемыми**, для решения которых особую важность приобретает человеческая интуиция. Рассматриваемая в данной работе задача автоматизации проектирования технологических процессов является типичным примером **плохо формализованной проблемы принятия технологических решений**, где не известны надёжные количественные модели и закономерности, описывающие связь конкретной производственной ситуации с соответствующим принимаемым решением. В таких случаях лишь интуиция, опыт и умение технолога как знатока в своей области (эксперта) позволяют найти приемлемое решение. Догадки знающего технолога, основанные на его прошлом опыте, на «чутье», на явных и неявных знаниях, позволяют ему решать плохо формализованные задачи, как известно, на удивительно хорошем уровне. Именно этот факт побудил автора достичь в работе заманчивой цели – **запечатлеть и реализовать умение опытных технологов вместе с достижениями науки в искусственной базе знаний с возможностью передать это умение компьютеру и менее опытным пользователям-технологам**. Иными словами, задача заключается в разработке ИСППР «КВАНТ+» как **интеллектуальной ИТ** для автоматизации принятия технологических решений путем имитации умений технолога в рамках создания указанной интегрированной компьютерной **САПР / АСТПП / АСУ / ИСППР** – системы.

1. Постановка задачи

Эффективность машиностроительного производства определяется в основном качеством и оперативностью принятия решений в процессах технологической подготовки и управления производством, что непосредственно зависит от эффективности использования существующих **технологических знаний**. Развитие производства и технологической

науки привело и приводит к накоплению значительного объема знаний (информационного ресурса), сосредоточенных в обширной литературе, проектах и технической документации. Однако эффективность использования этих знаний в традиционных автоматизированных системах технологической подготовки производства (ТПП) крайне низка из-за несовершенства современных форм представления, хранения и обработки знаний средствами компьютерной техники. Поэтому наша **задача** в общем сводится к разработке обоснованной **методики знаниеориентированной поддержки принятия технологических решений** с соответствующей **алгоритмизацией**, а также к созданию программного обеспечения (ПО) **новой информационной технологии в виде ИСППР «КВАНТ+»** на базе использования теоретических положений ВАКЗ-метода [7] и результатов экспертного анализа конкретной предметной машиностроительной области.

Синтезируемая ниже методика **интеллектуальной поддержки принятия технологических решений (ИППТР)** обосновывается **содержанием** и общими правилами проектирования основных этапов разработки технологических процессов-аналогов, типовых, групповых, индивидуальных технологических процессов конкретного производства, а также результатами экспертного анализа производства с учетом отечественного и зарубежного опыта. Собственно разработка **методики ИППТР** базируется на результатах изучения **правил и закономерностей организации технологических процессов**, а также на выявлении **факторов и параметров**, от которых существенно зависит интенсификация производства и повышение качества изделий. Синтез методики **ИППТР** осуществим, соблюдая следующие **принципы**:

1) **эвристической декомпозиции** технологических задач на **формализованные** и **плохо формализованные** с выделением сценариев творческих действий технолога;

2) **обучения** синтезируемой **базы квантов знаний (БкЗ)** на сценарных примерах технологических ситуаций и (или) таблицах эмпирических данных (ТЭД);

3) **алгоритмической имитации** причинно-следственного вывода решений технолога посредством предварительно синтезируемой **БкЗ**.

Алгоритмизация способа обучения **БкЗ** на **сценарных примерах обучающих знаний (СПОЗ)** и процессов принятия технологических решений выполняется согласно **методике ИППТР** средствами инженерии знаний ВАКЗ-метода [7].

Таким образом, **задача** сводится по существу к разработке системы **моделей квантов знаний, алгоритмов** и соответствующего **программного обеспечения (ПО)** для ПЭВМ в целях реализации интеллектуальной поддержки принятия технологических решений посредством «КВАНТ+». Разработка **ПО ИСППР «КВАНТ+»** осуществляется путем реализации синтезированных алгоритмов на ПЭВМ класса «Pentium» средствами объектно-ориентированного программирования.

С другой стороны, наша **проблема** состоит в решении совокупности следующих **трудоемких взаимосвязанных научно-технических задач**:

-синтез **методики ИППТР** в конкретной предметной области;

-построение **квантовых моделей представления знаний и методов** алгоритмического **манипулирования** ими;

-создание **способов приобретения и извлечения** технологических знаний;

-синтез **алгоритмов обучения на СПОЗ** **искомой БкЗ**, а также **операторов логического причинно-следственного вывода** принимаемых решений посредством **БкЗ**;

-разработка **архитектуры, функциональной схемы ИСППР «КВАНТ+»** и соответствующего программного обеспечения.

2. Синтез методики интеллектуальной поддержки принятия технологических решений (ИППТР)

В основу синтеза **методики ИППТР** положим использование **знаний** о традиционных методах проектирования технологических процессов и эвристических суждений, базирующихся на интуиции и опыте технолога с использованием справочных данных и нормативных материалов. По существу методика носит характер **правил и рекомендаций** со сложными логическими взаимосвязями действий технолога на всех этапах его работы, связанных с поиском информации, стандартными расчетами, творческими логическими многоступенчатыми рассуждениями и принятием решений с машинной генерацией технологической документации.

Синтез **методики ИППТР** является сложным, трудоемким творческим процессом выработки **правил, рекомендаций и действий** по организации **типовых, групповых, единичных технологических процессов и операций-аналогов**, а также **индивидуального проектирования**, которое осуществляется при отсутствии типового или группового, либо технологического процесса-аналога. Особую **трудность** при этом составляют **творческие действия технолога**: представление детали как комплекса взаимосвязанных элементов и поверхностей, определение технологических процессов обработки каждой поверхности, а затем формирование на их основе операций с указанием их очередности и соблюдением стандартов Единой системы технологической подготовки производства (ЕСТПП). При формировании технологических операций и их последовательности на различных этапах необходимо учесть влияние большого числа факторов, например, технологические возможности применяемого оборудования и оснастки, форма и размеры детали, величина партии выпускаемых деталей, традиции завода, особенности цеха и т.п. Это вызывает разделение **синтеза технологического маршрута** на ряд задач, дифференцированно учитывающих указан-

ные факторы. Иными словами, для реализации **синтеза методики ИППТР** предлагаем выполнять следующие действия:

- 1) **провести** направленный экспертный анализ данной предметной области, связанный с целью технологической подготовки к выполнению конкретного производственного задания (штамповка, механообработка и т.п.);
- 2) по результатам проведенного анализа **сформировать** входную информацию относительно ТПП (конструкторская документация на изделие: чертежи, технические условия, плановое задание на изготовление), необходимые целевые установки, критерии и **составить (описать) полный сценарий действий технолога (ПСДТ)**, необходимых для выполнения данного производственного задания;
- 3) согласно 1-му принципу синтеза методики с учётом целевых установок **выполнить** эвристическую декомпозицию **ПСДТ** на предопределённые (**формализуемые**) и творческие (**плохо формализуемые**) действия (последние относятся к ситуациям, когда требуется принимать технологические решения в условиях неопределённости);
- 4) в **предопределённых** ситуациях **осуществить** традиционную алгоритмизацию действий технолога, а в **творческих** ситуациях **выделить** предметные подобласти и **сформулировать** соответствующие частные задачи знаниеориентированной поддержки принятия технологических решений в рамках идеологии РАКЗ-методов инженерии знаний [6,7] с соблюдением 2-го и 3-го принципов синтеза **методики ИППТР**;
- 5) каждая частная задача решается по методике ВАКЗ-метода [7]: сначала **выбирают** посылочные (**входные**) и заключительные (**целевые**) ситуации, затем с помощью экспертов **формируют** соответствующие **СПОЗ**, по которым **обучают** логическую сеть, например, **вероятных рассуждений (ЛСВР)**, и после автоматического квантования с оптимизацией **получают** v-квантовую сеть вывода

решений (**v-КСВР**),используемую одновременно в качестве частной **БкЗ** и **механизма вывода**;

6) **сформировать** секционированную **БкЗ** путём объединения всех частных **БкЗ** для излагаемой ниже общей методики решения поставленной задачи.поддержки принятия технологических решений при выполнении производственного задания в рамках

3. Общая методология решения поставленной задачи

Созданная автором общая методология квантового моделирования и алгоритмизации знание-ориентированного принятия решений в условиях неопределенности [6,7] базируется на построении введенного обобщенного класса

$M = \{M_t, M_\pi, M_v\}$ различных РАКЗ-моделей, удовлетворяющих специфическим ограничениям в подклассах: M_t – точных **тк-знаний**, M_π – приближенных **пк-знаний** и M_v – вероятностных **vk-знаний**. В отличие от существующих подходов появилась возможность создания эффективных РАКЗ-моделей и РАКЗ-методов представления и компьютерного манипулирования квантами знаний (к-знаниями) в строго формализованном классе M алгоритмических квантовых структур разноуровневой сложности. **Общность методики** обусловлена **общим принципом** автоматического векторно-матричного квантования различных уровней информации с **доменным** представлением характеристик объектов принятия решений (**ОПР**), **единой**

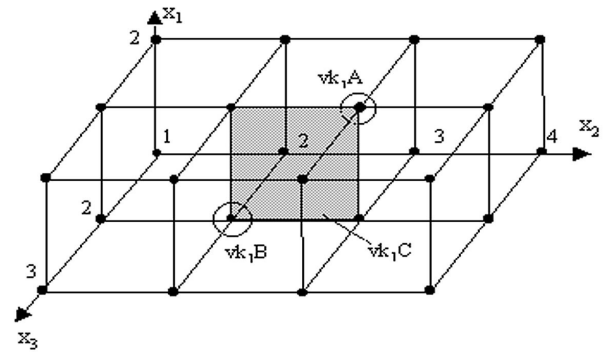


Рис. 1. Квантовое пространство РАКЗ-моделей 2х4х3-размерности для трех признаков x_1, x_2, x_3 ОПР

структурой пространства РАКЗ-моделей, показанного на рис. 1, единым их аналитическим **конечно-предикатным представлением**, а также общей индуктивно-дедуктивной логической схемой вывода искомых решений.

Общая индуктивно-дедуктивная логическая схема причинно-следственного вывода искомых решений иллюстрируется на рис.2.

Квант знаний 1-го уровня представляет собой осмысленную, поименованную структуру данных в виде конечного вектора, домены которого разделены двоеточием «:» и отвечают разнотипным признакам ОПР, а компоненты доменов – значениям признаков так, что i -я компонента j -го домена должна содержать «1», если наблюдается i -е значение j -го признака, иначе i -я компонента равна «0».

Согласно **семантике** кванта, т.е. содержанию описанной им технологической ситуации, его домены логически связаны **конъюнкцией** (символ «:»), а соответствующие компоненты в домене – **дизъ-**

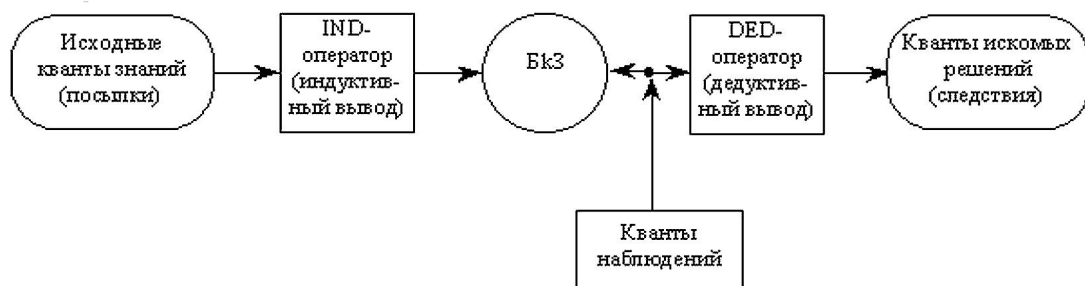


Рис. 2. Общая схема причинно-следственного вывода решений

юнкцией (символ «,»). Если каждый домен **кванта 1-го уровня** содержит строго по одной «1», то он называется **элементным**, в противном случае – **интервальным** векторным квантом.

Например, точкам А и В пространства РАКЗ-моделей на рис.1 соответствуют точные (обведенные кругами) **элементные векторные кванты 1-го уровня** с указанными символьными семантическими кодами tk_1A и tk_1B и именами А и В соответственно:

$$tk_1A = \left[\overbrace{01}^{x_1} : \overbrace{0010}^{x_2} : \overbrace{010}^{x_3} \right], \quad (1)$$

$$tk_1B = [10 : 0100 : 010]. \quad (2)$$

Заштрихованному интервалу С отвечает точный **интервальный** векторный квант 1-го уровня tk_1C с именем С:

$$tk_1C = \left[\overbrace{11}^{x_1} : \overbrace{0110}^{x_2} : \overbrace{010}^{x_3} \right], \quad (3)$$

который можно представить **матричным вероятным** квантом (v-квантом) **2-го уровня** с 4-мя **элементными векторными v-квантами 1-го уровня**

$$vk_2C = \left[\begin{array}{c} \overbrace{[0,1|p_2^1 : 0,0,1|p_3^2,0 : 0,1|p_2^3,0]}^{x_1} \\ [1|p_1^1,0 : 0,0,1|p_3^2,0 : 0,1|p_2^3,0] \\ \overbrace{[0,1|p_2^1 : 0,1|p_2^2,0,0 : 0,1|p_2^3,0]}^{x_2} \\ [1|p_1^1,0 : 0,1|p_2^2,0,0 : 0,1|p_2^3,0] \end{array} \right], \quad (4)$$

где символика « $1|p_i^j$ » означает **вероятность i-го значения j-го признака** технологического ОПР.

На основе использования алгебраических формализмов вида (1) – (4) поставлены и решены **базовые задачи квантовой формализации знаний: (A_г-, A_π-, A_ν-задачи)**, а также выполнена алгоритмизация построения **БкЗ** в режиме обучения и вывода по схеме рис.2 идентификационных (**В-**

задача) и прогнозных (**С-задача**) решений соответственно для **tk**-знаний, **πk**-знаний и **νk**-знаний [7]. Принятие **приближенных идентификационных (В_π-задача)** и **прогнозных решений (С_π-задача)**, а также **вероятных идентификационных (В_ν-задача)** и **прогнозных решений (С_ν-задача)** осуществляется с помощью **π-квантовых** сетей вывода решений (**π-КСВР**) и **ν-квантовых** сетей вывода решений (**ν-КСВР**) соответственно, которые обучаются на **СПОЗ**. В работах [6,7] даны строгие определения **π-КСВР**, **ν-КСВР**, **СПОЗ** и обоснованы методы их построения соответствующими **IND** – и **DED** – операторами с применением предложенных алгоритмов обучения (**АЛОБУЧ**), автоматического квантования (**АЛАКВА**), оптимизации (**АЛОПТ**) и управления (**АЛУПР**).

На базе использования ПЭВМ средней мощности, предложенной квантовой методологии принятия решений с помощью **БкЗ**, средств объектно-ориентированной среды Borland Pascal 7.0 и Delphi 5.0 на кафедре №603–ПОКС в ХАИ уже созданы интерактивные программные комплексы (ИПК) «П-КВАНТ», «V-КВАНТ», которые внедрены в учебный процесс ХАИ и ряда университетов Украины, а также в авиационное производство «АВИАНТ» и АНТК «АНТОНОВ» (г. Киев). На основе совершенствования предыдущего опыта развёрнуты работы по созданию ИСППР, ориентированной на автоматизацию технологической подготовки аэрокосмического производства. Разработан исследовательский прототип ИПК «**КВАНТ+**», архитектура и функциональная схема которого отражены на рис.3. Особенностью архитектуры является наличие секционированной **БкЗ** для принятия решений при штамповке (листовой и объемной), механообработке, наплавке, а также системы мониторинга производства, включающей в себя динамическую экспертную систему (ДЭС) с интеллектуальным агентом, которые обеспечивают поддержку принятия технологических решений в режиме реального времени.

Секционированная **БкЗ** допускает расширение путем добавления новых секций в зависимости от увеличения объема частных задач технологической подготовки производства благодаря наличию подсистем обучения и дообучения на знаниях. Интеллектуальный агент режима реального времени (РВ) выполняет функции, которые делегирует ему

ДЭС в целях принятия технологических решений в динамических ситуациях конкретного производства.

Система мониторинга производства имеет собственную базу данных (БД), которая посредством специального интерфейса взаимодействует с производственной БЗ ДЭС при динамическом формировании решений.

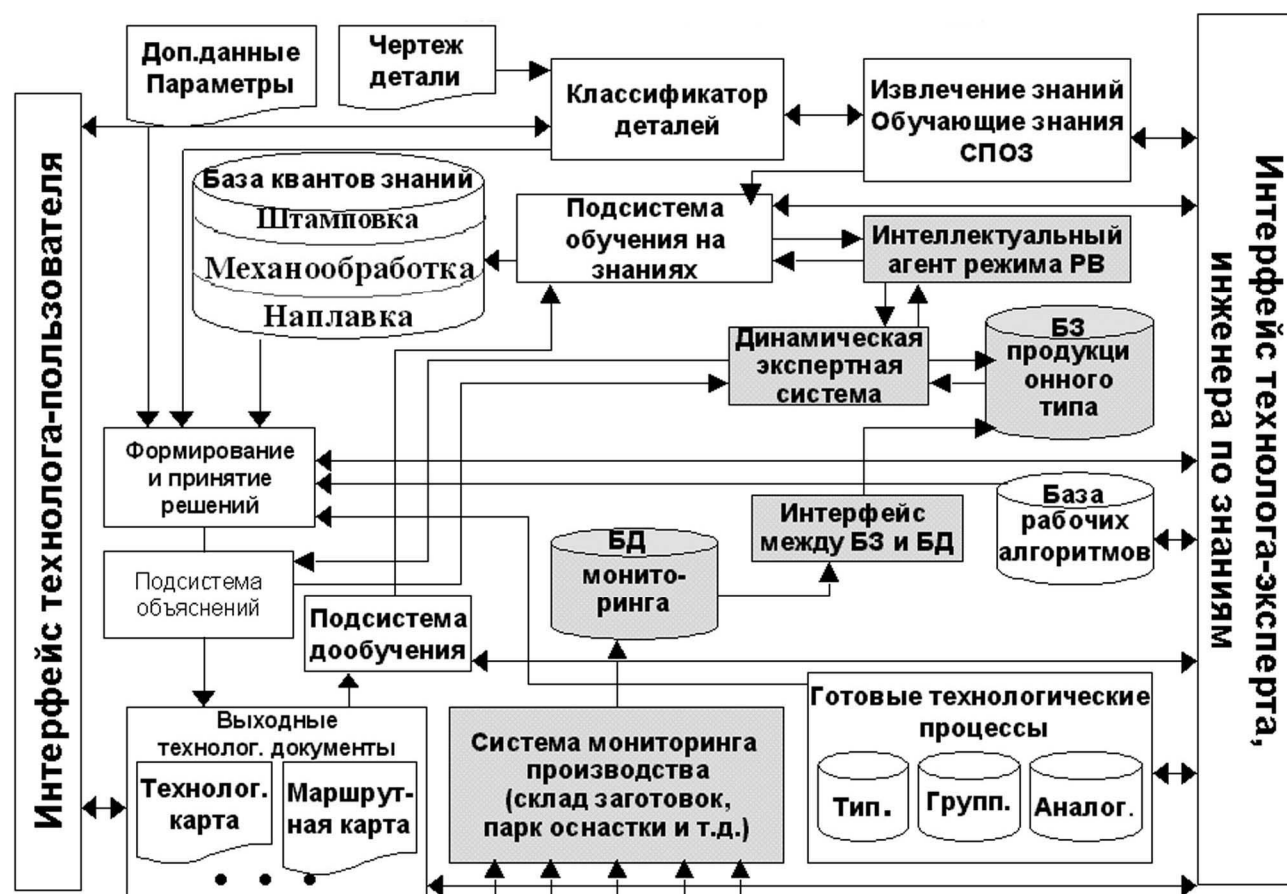


Рис. 3. Функциональная схема интеллектуальной системы поддержки принятия решений «КВАНТ+» для технологической подготовки авиационного производства

Схема интеграции прототипа ИСППР «КВАНТ+» с CAD/CAM-системами и ДЭС при технологической подготовке машиностроительного производства показана на рис.4. Указанная интеграция состоит в организации взаимоувязанных процессов сбора, приобретения, извлечения необходи-

мой информации (знаний), ее хранения и переработки на соответствующих пяти уровнях, включая процесс принятия технологических решений с участием **интеллектуального агента** и автоматической генерацией выходных технических документов.

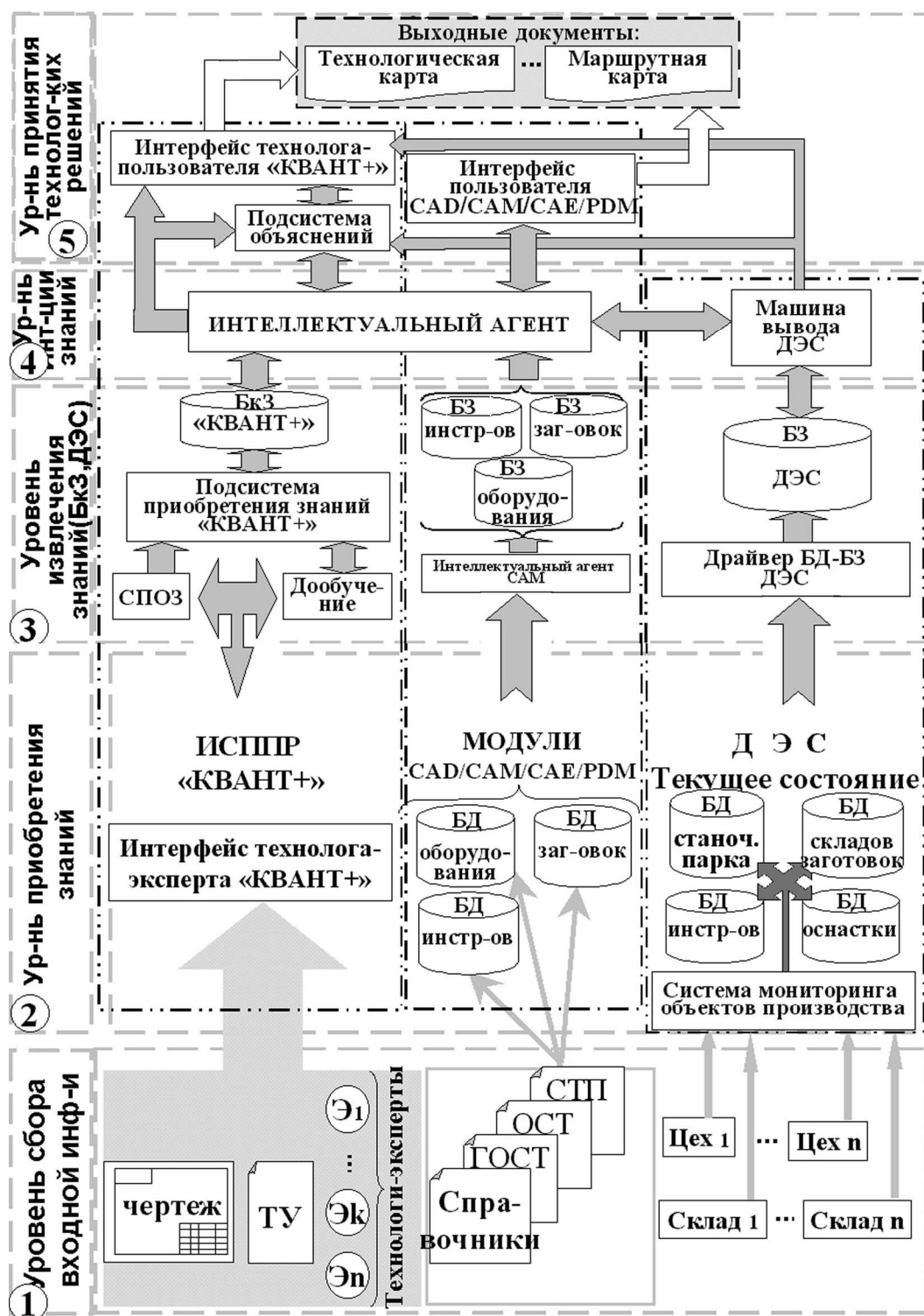


Рис. 4. Схема интеграции ИСППР "КВАНТ+", CAD/CAM и ДЭС для ТПП

Заключение

Развиваемые в ХАИ ИПК «П-КВАНТ», «V-КВАНТ» и «КВАНТ+» составляют ядро новой информационной технологии инженерии знаний, которая, в отличие от известной нейросетевой технологии, строится проще путем синтеза **логических сетей** нечётких или вероятных рассуждений, способных оперативно обучаться по сценарным примерам производственных ситуаций и трансформироваться в **базы квантов знаний** с адаптирующимися структурами для эффективного вывода решений в условиях неопределённости. С помощью указанных ИПК при решении ряда тестовых и практических задач получены результаты сравнения с известными аналогами предложенных **пРАКЗ** – и **vРАКЗ** – моделей, показавшие высокую адекватность и эффективность последних [6,7]. Преимущества **РАКЗ-метода** принятия решений состоят в **уменьшении** среднего риска **на порядок**, **увеличении** скорости процесса обучения в **2,5** раза и **сокращении** объема памяти **БкЗ** в **1,5** раза благодаря применению введенных машинных алгебр над **квантами знаний**.

Литература

1. Громов Г.Р. Национальные информационные ресурсы: проблемы промышленной эксплуатации – М.: Наука, 1985. – 235 с.
2. Каныгин Ю.М., Калинич Г.И. Основы теоретической информатики. – К.: Наук. думка, 1990. – 230 с.
3. Саймон Т. Наука об искусственном. – М.: Мир, 1972. – 384 с.
4. Ларичев О.И., Мошкович Е.М. Качественные методы принятия решений. – М.: Наука – Физматлит. 1996. – 208 с.
5. Трахтенгерц Э.А. Компьютерная поддержка принятия решений. – М.: СИНТЕГ, 1998. – 376 с.
6. Сироджа И.Б., Петренко Т.Ю. Метод разноразмерных алгоритмических квантов знаний для

принятия производственных решений при недостатке или нечеткости данных. – К.: Наук. думка, 2000. – 247 с.

7. Сироджа И.Б. Квантовые модели и методы искусственного интеллекта для принятия решений и управления. – К.: Наук. думка, 2002. – 490 с.

Поступила в редакцию 15.01.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Пуятин Е.П., ХНУРЭ, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор, Кулик А.С., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

УДК 621.7.044.2

ОБ ОРГАНИЗАЦИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ИМПУЛЬСНОГО ОБОРУДОВАНИЯ В ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ЛИНИЯХ НЕПРЕРЫВНОГО ПРОИЗВОДСТВА

С.А. Мазниченко, канд. техн. наук, А.С. Морголенко, канд. техн. наук, А.А. Павленко

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

Предложен способ стабилизации фазы подготовки газовой смеси в приводах импульсных машин для резки горячего металла и брикетирования сыпучих материалов, основанный на введении переменного отрезка времени между окончанием подачи топлива и началом подачи окислителя.

* * *

Запропоновано спосіб стабілізації фази підготовки газоповітряної суміші у приводах імпульсних машин для різання гарячого металу та брикетування сипких матеріалів, зоснований на введенні змінного відрізка часу між закінченням подачі палива й початком подачі окислювача.

* * *

Method of stabilization of air-gas mixture preparation stage for actuators of impact machines for hot metal cutting and loose material briquetting, based on insertion of variable time cell between the ending of fuel feed and beginning of oxidizing agent feed is proposed.

Необходимым условием наращивания экономического потенциала Украины является рост производства в металлургической и машиностроительной отраслях. Следует использовать существующие прогрессивные технологии, материалы, оборудование, осуществлять поиск, создавать современные технологии и их комбинации в целях получения перспективных результатов с одновременным сокращением ресурсо- и энергопотребления, сохранением окружающей среды, снижением эксплуатационных расходов, улучшением условий труда.

В связи с ростом потребления сырья, материалов и энергии одной из актуальных технических задач современности является разработка и создание ресурсосберегающих технологий и машин с широкими технологическими возможностями. В такой постановке это характерно для металлургии и некоторых отраслей точного машиностроения, в частности авиастроения и производства объектов ракетно-космической техники.

К числу таких новых технологий следует отнести импульсные методы обработки материалов, на основе которых можно создавать безотходные технологии и оборудование с высокой степенью концентрации энергии в технологическом цикле. С по-

мощью импульсных технологий и оборудования решены многие прикладные технические задачи [1, 2], однако целесообразно продолжить исследования в этой области, чтобы расширить их сферу использования, как весьма перспективных в сложившейся политико-экономических условиях, что предусмотрено планом выполнения работ по госбюджетной теме № ГР 0100U03348 Министерства образования и науки Украины.

Известно, что наибольшей эффективности можно добиться, используя непрерывные технологические процессы и ритмичные производства. Так, в металлургии увеличение выпуска металлопродукции достигается благодаря применению прогрессивных технологий, одной из которых является производство сталей на машинах непрерывного литья заготовок (МНЛЗ), где в качестве режущих агрегатов для отделения от движущегося слитка заготовок мерной длины используют машины импульсной резки (МИР). Отрезанные заготовки отправляют для дальнейшей прокатки. При производстве проката из непрерывнолитых заготовок очевидна целесообразность наличия положительного допуска на развес (мерную длину) исходных заготовок. Однако в целях уменьшения обрезки точность мерной длины за-

дана в жестких пределах (+20 ... +30 мм). Поэтому организация рабочего цикла МИР, установленных в линии многоручьевой МНЛЗ, играет важную роль в соблюдении величин допусков, поскольку для работы привода использован принцип внутреннего смесеобразования с отдельной подачей компонентов в камеру сгорания привода. Такую меру можно считать обязательной, так как взрывоопасная горючая смесь образуется при этом непосредственно в полости камеры сгорания энергоузла, благодаря чему соблюдены меры безопасности.

Из-за необходимости по техническим причинам изменять цикловую энергию МИР время подготовки смеси принципиально нестабильно, так как поэтому длительность подачи газа, а затем воздуха различна от цикла к циклу. Рез по требованиям соблюдения допуска на длину должен быть выполнен точно в заданный момент. Положение усугубляется также нестабильностью скорости вытягивания заготовки, так как уровень жидкого металла в кристаллизаторе МНЛЗ поддерживается автоматически путем изменения скорости вытягивания, поэтому в процессе разлива возможны мгновенные изменения скорости на участке резки заготовки. В результате положительный допуск, как правило, превышает допустимую величину, что приводит к увеличению обреза при прокатке.

Реальным путем повышения точности мерного реза с помощью МИР является строгая стабилизация длительности фазы подготовки смеси.

Эта же проблема существует и при использовании импульсного оборудования для брикетирования или пакетирования металлических отходов в виде обреза, стружки и т.п.

Несмотря на применение новых технологий металлообработки в авиастроении и в машиностроительных отраслях образуется большое количество стружки черных и цветных металлов, переработка которой сопровождается значительными потерями при переплавке [3]. Положение можно улучшить

приведением сыпучего сырья в вид брикетов или пакетов. Здесь также весьма перспективными являются импульсные прессы – машины импульсного брикетирования (МИБ) [2]. Организацию участка брикетирования на основе МИБ также можно отнести к категории непрерывных производств, так как важный экономический показатель работы такого участка – производительность – напрямую зависит от четкой цикличности импульсного оборудования.

Технология получения плотно упакованной стружки предусматривает наличие в составе участков устройств очистки, отжига, транспортирования, дозирования. Достижение максимальной производительности участка обуславливает агрегатирование этих устройств и согласованное управление производственным ритмом. Здесь также прослеживается необходимость стабилизации цикла наполнения камеры сгорания МИБ газозооушной смесью, что вызвано необходимостью изменять энергию в соответствии с дозированным количеством брикетируемого материала, чтобы не перегружать машину и ее технологический узел в силовом отношении и этим значительно увеличить надежность и продлить срок службы.

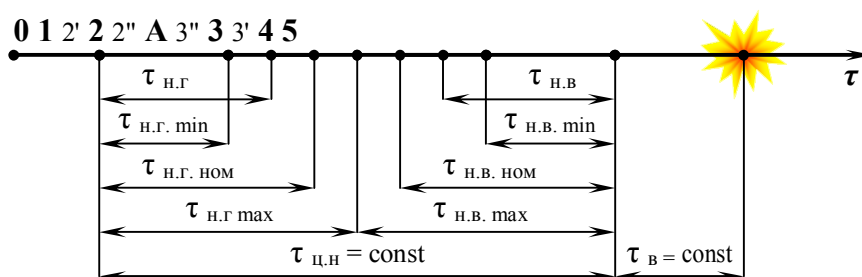
Для работы приводов МИР и МИБ используют смесь газообразных углеводородов с воздухом, которая образуется при отдельной подаче компонентов. Начальное давление их и соотношение давлений находятся в строгой взаимосвязи, так как количество энергии цикла прямо пропорционально давлению смеси, а соотношение давлений компонентов обуславливает качественный ее состав, теплофизические характеристики цикла и в конечном итоге также влияет на энергетический уровень.

Использование газообразного энергоносителя весьма удобно, газовое топливо (природный газ или пропан-бутан) относительно дешево, легко транспортируется и дозируется (по давлению), не является агрессивным по отношению к материалам, с которыми соприкасается, обладает высокой тепло-

творной способностью. Однако у таких смесей есть существенный недостаток: они легко расслаиваются в нетурбулизированной смеси за короткое время (более 0,6 ... 1 с), поэтому после окончания наполнения, чтобы получить нормированную энергию цикла, образовавшуюся в камере смесь необходимо поджечь не позднее этого времени. Осуществлять поджиг ранее также нецелесообразно, потому что перемешивание смеси еще не завершилось, и ее состав не стабилизирован. Экспериментально установлено, что наивыгоднейший интервал выдержки

лежит в пределах 0,15 ... 0,3 с.

С учетом этого фаза смесеобразования в камерах сгорания приводов МИР и МИБ, работающих в технологических линиях с непрерывным циклом производства, сформирована так, что время между началом впуска газа в полость камеры сгорания и окончанием впуска воздуха всегда неизменно, а между окончанием впуска газа и началом впуска воздуха введен временной промежуток. Это можно проиллюстрировать графически (рисунок).



Цикл образования смеси в камерах сгорания приводов МИР и МИБ

Здесь $\tau_{н.г.}$, $\tau_{н.в.}$ — время наполнения камеры сгорания газом и воздухом соответственно, $\tau_{ц.н.}$ — общее время цикла наполнения, $\tau_{в.}$ — время выдержки перед поджигом смеси.

Горизонтальная ось — время. Длительность от точки 1 до точки 2 — наполнение в некотором режиме мощности (задает оператор или система автоматизированного управления). Соотношение времени наполнения газом и наполнения воздухом для данной МИР или МИБ постоянно и заранее введено в управляющую систему. После впуска газа система выдерживает вычисленную паузу (от точки 2 до точки 3) и дает команду на впуск воздуха, который длится от точки 3 до точки 4. В продолжение паузы камера наполнена газом, который без присутствия воздуха не расслаивается, а в процессе подачи воздуха хорошо с ним перемешивается, и к моменту, отображенному точкой 4, смесь готова. После этого следует установленная постоянная выдержка до точки 5, в которой смесь поджигается электрической искрой. Цикловая мощность регулируется пу-

тем уменьшения или увеличения временного промежутка между точками 2 и 3. От точки 2' до точки 3' — пауза наибольшая, значит, мощность цикла минимальна; от точки 2'' до точки 3'' — пауза соответствует номинальной мощности цикла. При паузе, равной нулю, когда после подачи газа, которая длится до точки А, сразу начинается подача воздуха (от точки А) мощность цикла максимальна, так как длительность впуска компонентов наибольшая и весовая доля заряда также максимальная.

Такой способ стабилизации времени наполнения реализован на основе АСУ с использованием микропроцессорной техники и переходом на цифровую обработку сигналов управления. Поскольку отсчет временных интервалов при дозировании газа и воздуха осуществляется на основе встроенного в АСУ генератора частотных импульсов, то точность процесса определяется стабильностью его работы, а так как подобные генераторы имеют кварцевую стабилизацию, то следует ожидать точности отсчета в пределах $10^{-5} \dots 10^{-6}$ с. Переход на цифровую обра-

ботку информации, поступающей от датчиков, позволяет значительно улучшить помехозащищенность системы управления МИР и МИБ.

Так, например, перевод двух МНЛЗ Молдавского металлургического завода на импульсную резку позволил увеличить скорость вытягивания заготовок с 2,5 м/мин до 4,5 ... 5 м/мин. В результате весь выплавленный металл (около 1 млн. т в год) разливают на одной МНЛЗ, а вторая – демонтирована. Эксплуатация предложенной системы дозирования совместно с АСУ МНЛЗ даже при таких скоростях движения заготовки (до 85 мм/с) позволяет выдерживать допуск на мерную длину в заданных пределах.

Стабилизация времени наполнения камеры сгорания МИБ опытного брикетировочного участка для получения брикетов из стружки обычных и нержавеющей сталей на предприятии ООО «ПТТП», г. Днепропетровск дала возможность довести производительность установки до 2 т/ч. При этом производительность ограничивалась несовершенством вспомогательного оборудования (измельчителя, загрузочного устройства и т.п.). Переход на многопозиционное импульсное оборудование, в котором фаза непосредственного получения брикета выполняется в технологическом узле МИБ, а остальное – засыпка, трамбовка, выталкивание – вне его, обеспечивает увеличение числа брикетов в единицу времени и применение предложенного способа стабилизации цикла, позволит еще более усовершенствовать производство брикетов с плотностью 70 ... 90 % от плотности исходного материала и значительно уменьшить потери при переплавке таких брикетов.

Заключение

Предложенный метод стабилизации времени цикла образования горючей смеси в камерах сгорания приводов импульсного резания и брикетирования достаточно универсален и может быть использован не только применительно к высокоскоростным машинам, работающим в технологических ли-

ниях металлургического производства. Промышленная эксплуатация МИР с такой системой стабилизации (МНЛЗ, ММЗ, г. Рыбница) показала устойчивость организации цикла, хорошее согласование заданного уровня энергии с полученным фактически и, что наиболее существенно – высокую стабильность от цикла к циклу при неизменности заданных энергетических параметров.

Литература

1. Кононенко В.Г., Стриженко В.Е. Импульсная резка слитков в системе многоручевой МНЛЗ // Высокоскоростная обработка материалов давлением. – Харьков, 1972. С. 94-102.
2. Кононенко В.Г., Шалбаян А.С. Исследование и внедрение импульсного процесса брикетирования стружки алюминиевых сплавов // Высокоскоростная обработка материалов давлением. – Харьков, 1972. С. 94-102.
3. Равич Б.М. Брикетирование в цветной и черной металлургии. – М.: Металлургия, 1975. 273 с.

Поступила в редакцию 27.03.03

Рецензенты: канд. техн. наук, зав. кафедрой теоретической механики и машиноведения Сапрыкин В.Н., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; канд. техн. наук, главный инженер Буденный М.Ф., канд. техн. наук, заместитель главного технолога Федосенко И.Г., ГП "Завод им. Малышева", г. Харьков.

УДК 621.7.044

МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ИМПУЛЬСНОЙ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ШТАМПОВКИ

А.Г. Нарыжный, В.Н. Сапрыкин, канд. техн. наук

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

Рассмотрены особенности механических процессов в элементах технологической системы импульсной гидродинамической штамповки, полученные при численном решении соответствующей динамической контактной задачи механики деформируемых твердых тел.

Розглянуто особливості механічних процесів в елементах технологічної системи імпульсного гідродинамічного штампування, які отримані при числовому вирішенні відповідної динамічної контактної задачі механіки деформівних твердих тіл.

Particularities of mechanical processes is considered in elements technological system for pulsed hydrodynamical stampings, got under numerical decision corresponding to dynamic contact problem of deformable bodies mechanic.

Импульсные методы обработки металлов, применяемые в производстве изделий аэрокосмической техники, имеют как свои достоинства (штампование габаритных деталей из труднодеформируемых материалов, упрощенная техоснастка и др.), так и недостатки, главным из которых является высокий уровень действующих на конструкцию технологического оборудования динамических нагрузок [1]. По своей природе эти нагрузки являются реактивными внутрисистемными и могут исследоваться только в составе конкретной технологической системы.

При теоретическом анализе механических процессов в технологической системе импульсной штамповки принято по отдельности рассматривать процессы раздачи заготовки и деформирования матрицы [2]. Методика прочностного проектировочного и поверочного расчетов матриц основана на модели плоского осесимметричного деформированного состояния [3,4].

Цель настоящей работы – моделирование и анализ технологического процесса как единого и непрерывного, включающего в себя процесс свободной раздачи заготовки в технологическом зазоре, затем первое соударение и дальнейшее совместное

движение заготовки и матрицы на основе использования осесимметричной модели, решаемой по методу Уилкинса [5]. По результатам решения нестационарной задачи прогнозируют окончательное асимптотическое состояние системы.

Модель технологической системы показана на

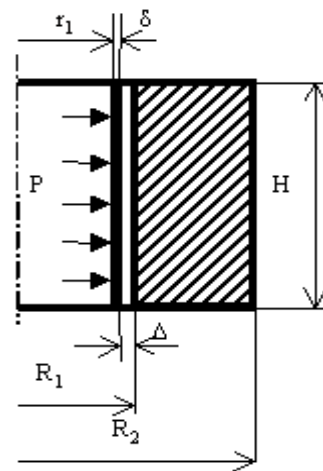


Рис. 1. Модель технологической системы

рис. 1.

Цилиндрическая тонкостенная заготовка с внутренним радиусом $r_1=25$ мм, толщиной $\delta=1$ мм и высотой $H=100$ мм нагружена изнутри импульсным давлением жидкости вида [2]

$$P(t) = \begin{cases} p_0 \sin \lambda t, & 0 \leq t \leq \pi / \lambda, \\ 0, & t > \pi / \lambda, \end{cases} \quad (1)$$

где $p_0 = 1.38 \times 10^8$ Па - расчетная амплитуда давления в жидкости, наполняющей заготовку, при ударе снаряда, $\lambda = 5.4 \times 10^3$ с⁻¹ - расчетная постоянная времени. Матрица представляет собой полый цилиндр высотой H с внутренним и наружным радиусами $R_1=27$ мм и $R_2=52$ мм, соответственно. Между заготовкой и матрицей установлен технологический радиальный зазор $\Delta = 1$ мм. Заготовка и матрица закреплены от осевых перемещений.

Заготовка изготовлена из алюминиевого сплава, деформирующегося по упругопластическому типу, с плотностью $\rho = 2700$ кг/м³, модулем упругости $E = 7 \times 10^{10}$ Па, коэффициентом Пуассона $\nu = 0.33$ и предельной кривой

$$\sigma = 3 \times 10^8 \times \varepsilon^{0.145}, \quad (2)$$

где σ - интенсивность напряжений, ε - интенсивность деформаций.

Матрица стальная, обладает следующими характеристиками- $\rho = 7850$ кг/м³, $E = 2.1 \times 10^{11}$ Па, $\nu = 0.3$. Предельная кривая для стали

$$\sigma = 9.05 \times 10^8 \times \varepsilon^{0.145}. \quad (3)$$

Рассмотрено осесимметричное (ОС) упругопластическое деформирование матрицы и заготовки в симметричной половине системы. Для сравнения решены задачи с учетом упругого ОС деформирования матрицы и упругопластической матрицы в состоянии плоского ОС деформирования. В дальнейшем заготовку рассматривают как тело общего вида (без использования оболочечных моделей и гипотезы прямых нормалей).

При численном решении задач использованы равномерные сетки с прямоугольными элементами. Вдоль радиуса в заготовке – четыре слоя элементов, в матрице - 50 слоев. Вдоль осевой или окружной координаты использовано по 50 слоев элементов как в заготовке, так и в матрице. Всего в дискретной модели 2700 элементов, 2856 узлов и 5712 узловых переменных. Временной интервал исследования

механических процессов составляет 0.001 с от начала действия нагрузки. Шаг дискретизации по времени колеблется в пределах $3.1 \dots 3.3 \times 10^{-8}$ с для обеспечения численной устойчивости процесса решения.

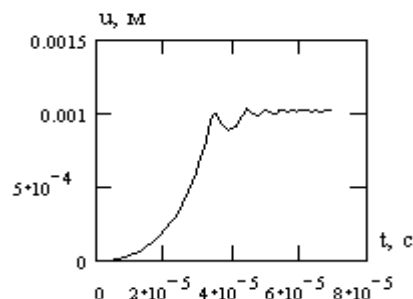


Рис. 2. Изменение зазора между заготовкой и вкладышем

На рис. 2 показан начальный этап движения точки, расположенной в середине контактной поверхности заготовки, включая свободную раздачу в технологическом зазоре и первые восемь колебаний с соударениями. Первое соударение происходит в момент времени $3.5 \cdot 10^{-5}$ с со скоростью 92.6 м/с. Амплитуды колебаний заготовки быстро затухают. В конце периода расчета наблюдаются упругие односторонние колебания заготовки, модулируемые колебаниями матрицы, как показано на рис. 3 (пунктиром показаны перемещения точки на контактной поверхности матрицы, сплошной линией – перемещения точки заготовки).

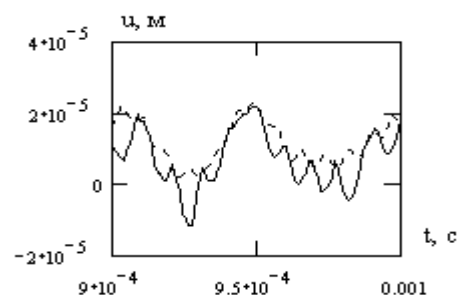


Рис. 3. Изменение зазора между вкладышем и обоймой

По результатам расчета перемещений точек после установления упругих колебаний элементов системы определены математические ожидания средних асимптотических перемещений заготовки и

матрицы, которые равны соответственно $u_z = (\Delta + 7.2 \cdot 10^{-6})$ м и $u_m = 1.2 \cdot 10^{-5}$ м. Другими словами, радиальный размер детали больше номинального размера формующей поверхности матрицы, внутренний размер матрицы увеличивается на указанную величину за один технологический цикл, а между матрицей и заготовкой ожидается зазор величиной $4 \cdot 10^{-6}$ м. Изменение размера формующей поверхности матрицы связано с возникновением локализованной пластической волны напряжений, возбуждаемой ударом заготовки. Стойкость матриц, определяемую как предельное количество циклов N , изменяющих внутренний размер на величину допуска D , можно определить как

$$N = D/u_{\max} \quad (4)$$

Расчеты с использованием упругой модели материала матрицы дают следующие оценки остаточных перемещений заготовки и матрицы от номинального внутреннего размера матрицы: $6.58 \cdot 10^{-6}$ и $1.527 \cdot 10^{-8}$ м, соответственно, т.е. ожидаемый размер заготовки всегда меньше номинала, а изменение размера матрицы – в пределах ошибки мантиссы машинного представления реального числа.

В процессе деформирования контактная поверхность заготовки принимает, как показано на рис. 4, сложную непрямолинейную форму. По оси абсцисс отложен номер граничного узла в осевом направлении, по оси ординат – величина перемещений. Сплошной линией показано распределение радиальных перемещений вдоль осевого направления на половине заготовки в момент времени $3.998 \cdot 10^{-5}$ с на этапе свободной раздачи перед соударением. Видно, что деформация свободного края заготовки опережает деформацию основной части, соответственно выглядит график радиальных скоростей, среднее значение которых составляет 11.7 м/с, а максимальное значение на свободном торце вдвое больше – 22.5 м/с. Свободный торец первым соударяется с поверхностью матрицы, причем амплитуда контактного давления выше за счет более высокой

скорости, в результате чего возникает неоднородное по длине поле контактных давлений и волны изгиба заготовки, распространяющиеся со свободного торца к середине заготовки, как показано на рис. 4 штриховой линией, соответствующей моменту времени после первого соударения $4.997 \cdot 10^{-5}$ с.

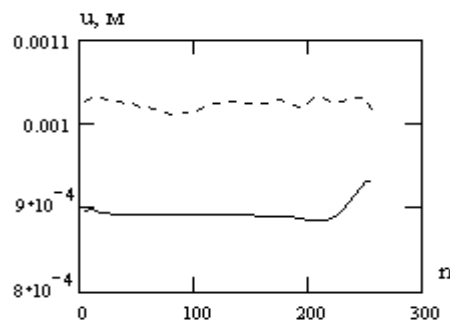


Рис. 4. Форма образующей заготовки

В конце интервала времени расчета изгибные волны "замерзают" и формируется остаточная картина, описывающая дефекты формы контактной поверхности заготовки, достигающие 0.02 мм. Следовательно, НДС заготовки и технологической системы в целом присуща генетическая неоднородность в осевом направлении, поэтому применение одномерных моделей НДС, например, плоского деформированного осесимметричного состояния, должно быть ограничено. На сетке элементов в процессе деформирования, в особенности в зонах контакта с матрицей, наблюдаются значительные искажения, что свидетельствует о невыполнении гипотезы прямых нормалей, лежащей в основе технической теории оболочек.

Многочисленные соударения заготовки с матрицей являются важным фактором НДС и прочности последней. Поле напряжений носит волновой характер. На рис. 5 показана тоновая картина интенсивностей напряжений в элементах системы в момент времени $3.498 \cdot 10^{-6}$ с (после первого удара заготовки); где обозначены: 1 - невозмущенная зона в матрице, 2 - волна сжатия, имеющая серповидную форму благодаря неодновременному удару (рис. 5), 3 - слабая отраженная от торца волна растяжения, 4

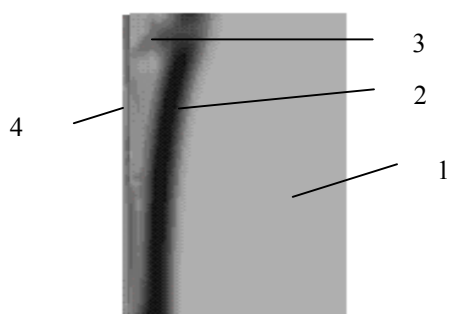


Рис. 5. Волновая картина напряженного состояния системы

- заготовка, видна ее утяжка в осевом направлении. С течением времени волновая картина напряжений быстро деградирует и НДС переходит в режим колебаний. Максимальные значения интенсивностей напряжений в вариантах расчетов с учетом и отсутствием заготовки в осесимметричных моделях равны $3.903 \cdot 10^8$ и $3.287 \cdot 10^8$ Па соответственно. При учете заготовки максимальные интенсивности напряжений выше на 18.7 % при зазоре 1 мм и скорости соударения 92.6 м/с, указанная разница растет с ростом скорости соударения. При использовании модели плоского деформированного состояния максимальные интенсивности напряжений равны $3.272 \cdot 10^8$ Па, следовательно, использование в расчетах НДС матрицы моделей плоского деформированного состояния, а равно неучет заготовки в осесимметричной модели занижают уровень напряжений, что может повлечь за собой ошибки при проектировании матриц на прочность.

Расчет НДС матрицы, деформирующейся по упругому типу, дает величину максимальных значений интенсивностей напряжений от удара заготовки $6.8449 \cdot 10^8$ Па, превосходящую на 75.4 % таковые значения для упругопластической матрицы. Применение в расчетах упругой модели поведения матрицы приводит к нерациональному использованию прочности материала.

Заключение

Радиальные перемещения и скорости заготовки неоднородны вдоль образующей, наряду с радиальными наблюдаются и изгибные колебания. В связи с

такой особенностью деформирования контактное взаимодействие с матрицей и само НДС матрицы также неоднородны в осевом направлении. Изгибные "замерзшие" деформации представляют собой неустраняемый дефект формы заготовки.

Удар заготовки является значительным фактором НДС, прочности и стойкости матриц.

С точки зрения НДС и прочности матриц необходимо применять осесимметричную модель НДС с упругопластическим типом деформирования материала.

Литература

1. Кривцов В.С. Концепция создания технологических систем производства деталей летательных аппаратов с использованием импульсных методов обработки: Дис... докт. техн. наук: 05.07.04. – К., 1998. – 312 с.
2. Лепихин П.П. Численное определение напряжений в толстостенных коаксиальных цилиндрах с зазором, заполненным жидкостью // Проектирование и оптимизация элементов, устройств и систем летательных аппаратов с использованием ЭВМ. Харьков, 1977. С. 134-141.
3. ОСТ 1.41177-78. Расчет на прочность матриц для штамповки импульсными нагрузками листовых замкнутых осесимметричных обечаек. НИАТ, 1978.
4. Lepikhin P.P., Romashchenko V.A., Beiner O.S., Demenko V.F., Narizhnyi A.G., Ivashchenko K.B. On applicability of the one-dimensional models for the evaluation of the dynamic strength of axisymmetric solids // 4-th International Symposium Strength and Fracture of Materials and Structural Members under Impuls Loading. Abstracts. Kiev, 2001. P.108-109.
5. Уилкинс М.Л. Расчет упругопластических течений // Вычислительные методы в гидродинамике. – М.: Мир, 1967. С. 232-263.

Поступила в редакцию 18.03.03

Рецензент: д-р техн. наук, профессор Борисевич В.К., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; д-р техн. наук, профессор Мовшович А.Я., Харьковский НИИ технологии машиностроения, г. Харьков.

УДК 629.735.33.002: 621.88.044

ОЦЕНКА ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВНЕДРЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ИМПУЛЬСНОЙ КЛЕПКИ

*Ю.А. Воробьев**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Изложены результаты использования комплексного показателя эффективности технического решения и метода экспертных оценок для определения экономической эффективности внедрения импульсной клепки авиационных конструкций.

* * *

Викладено результати використання комплексного показника ефективності технічного рішення і методу експертних оцінок для визначення економічної ефективності впровадження імпульсного клепаання авіаційних конструкцій.

* * *

The results of usage of a complex index of efficiency of an engineering solution for definition of economic cost-effectiveness of an manufacturing application of impulse riveting of air constructions are expounded.

Существующие методики определения экономической эффективности внедрения изделий новой техники [1] не всегда позволяют обнаружить наличие экономического эффекта от внедрения наукоемких технологий. Это обусловлено неадекватностью поэлементного расчета себестоимости при наличии затрат на научно-исследовательские (НИР) и опытно-конструкторские (ОКР) работы.

Целью работы является определение относительной эффективности использования импульсной по сравнению с традиционной многоударной клепкой в условиях стапельной сборки авиационных конструкций.

Для определения экономической эффективности разработки и внедрения технологии импульсной клепки авиационных конструкций использован комплексный показатель эффективности (КПЭ) технологического процесса [2, 3]. КПЭ широко используется и показал свою адекватность в функционально-стоимостном анализе (ФСА).

Была использована сравнительная эффективность E технологии импульсной клепки (внедряемая технология) по отношению к технологии клепки многоударными молотками (базовая технология), которая отождествляется с отношением КПЭ этих технологий:

$$E = \frac{e_{\text{имп}} - e_{\text{мн}}}{C_{\text{имп}} - C_{\text{мн}}} = \frac{Q_{\text{имп}}}{Q_{\text{мн}}}, \quad (1)$$

где $e_{\text{имп}}$ и $e_{\text{мн}}$ – экономические эффекты, обеспечиваемые внедряемой и базовой технологиями; $C_{\text{имп}}$ и $C_{\text{мн}}$ – издержки, характеризующие внедряемую и базовую технологии; $Q_{\text{имп}}$ и $Q_{\text{мн}}$ – комплексные показатели эффективности, характеризующие внедряемую и базовую технологии.

КПЭ построен на основе экспертной оценки различных частных критериев предпочтительности с помощью «методики расстановки приоритетов». КПЭ Q_i для i -го варианта технологии определяется по относительному приоритету i -го варианта по g -му критерию оценки, относительному приоритету g -го критерия оценки и количеству критериев оценки.

Для определения численных значений КПЭ составлен список критериев оценки сравниваемых технологий клепки. На основе анализа литературных данных [4, 5 и др.] проведено ранжирование критериев оценки эффективности сравниваемых технологий исходя из условия использования обеих технологий при стапельной сборке. Список критериев и результаты их ранжирования приведены в табл. 1.

Таблица 1

Критерии оценки и их ранжирование при внедрении импульсной клепки взамен многоударной клепки

Номер ранга	Обозначение	Семантика критерия
1	K ₈	Прочностные и усталостные характеристики заклепочных соединений
2	K ₃	Вредные условия труда (шум и вибрация), вызывающие профессиональные заболевания у сборщиков–клепальщиков
3	K ₄	Влияние субъективных особенностей сборщика–клепальщика на качество клепки
4	K ₇	Габаритные размеры и масса клепального молотка
5	K ₆	Расход сжатого воздуха (на одну заклепку 4–12 ГОСТ 1 34008–86)
6	K ₁	Трудоемкость технологии (на одну заклепку 4–12 ГОСТ 1 34008–86)
7	K ₅	Быстрая утомляемость рабочих
8	K ₂	Сложность конструкции клепального молотка

На основе табл. 1 построена матрица значимости, приведенная в табл. 2.

Относительный приоритет каждого критерия определен по следующей формуле:

$$\beta_r = \frac{\beta_{a(r)}}{\sum_{r=1}^m \beta_{a(r)}}, \quad (2)$$

где $\beta_{a(r)}$ – абсолютный приоритет r -го критерия, определяемый как следующее произведение матриц:

$$\beta_{a(r)} = \bar{A} \cdot \bar{B}, \quad (3)$$

причем $\bar{A} = |K_{r1}, K_{r2}, \dots, K_{rm}|$ – i -я матрица–строка коэффициентов предпочтительности в матрице значимости критериев;

$\bar{B} = \begin{vmatrix} \sum_{j=1}^m a_{1j} \\ \vdots \\ \sum_{j=1}^m a_{mj} \end{vmatrix}$ – матрица–столбец сумм коэффициентов

предпочтительности по строкам матрицы значимости критериев.

Таблица 2

Матрица значимости критериев оценки

i	j								$\sum_{j=1}^7 a_{ij}$	$\beta_{a(r)}$	β_r
	K ₁	K ₂	K ₃	K ₄	K ₅	K ₆	K ₇	K ₈			
K ₁	1	1	0	0	1	0	0	0	3	6	0,05
K ₂	0	1	0	0	0	0	0	0	1	1	0,008
K ₃	1	1	1	1	1	1	1	0	7	28	0,233
K ₄	1	1	0	1	1	1	1	0	6	21	0,175
K ₅	0	1	0	0	1	0	0	0	2	3	0,025
K ₆	1	1	0	0	1	1	0	0	4	10	0,083
K ₇	1	1	0	0	1	1	1	0	5	15	0,125
K ₈	1	1	1	1	1	1	1	1	8	36	0,3

Относительные предпочтительности технологий $P_{i(r)}$, вычисляются аналогично определению значимости критериев с той разницей, что объектами сравнения становятся варианты технологий, как это

представлено в табл. 3, в которой принято $m_p=2$ (импульсная клепка и клепка многоударными молотками). Здесь $P_{ai(r)}$ – абсолютный приоритет.

Таблица 3

Сводная таблица матриц предпочтительности сравниваемых вариантов технологий – импульсной клепки (X_1) и клепки многоударными молотками (X_2)

Крите- рий	i	j		$\sum_{j=1}^2 b_{ij}$	$P_{ai(r)} = (b_{ij})_r \cdot \left \sum_{j=1}^2 b_{ij} \right $	$\sum_{i=1}^2 P_{ai(r)}$	$P_{i(r)} = \frac{P_{ai(r)}}{\sum_{i=1}^2 P_{ai(r)}}$	β_r
		X_1	X_2					
K_1	X_1	1	1	2,0	4,0	8,00	0,50	0,05
	X_2	1	1	2,0	4,0		0,50	
K_2	X_1	1	0,9	1,9	3,79	7,98	0,475	0,008
	X_2	1,1	1	2,1	4,19		0,525	
K_3	X_1	1	1,8	2,8	4,96	6,72	0,738	0,233
	X_2	0,2	1	1,2	1,76		0,262	
K_4	X_1	1	1,3	2,3	4,51	7,82	0,577	0,175
	X_2	0,7	1	1,7	3,31		0,423	
K_5	X_1	1	1,1	2,1	4,19	7,98	0,525	0,025
	X_2	0,9	1	1,9	3,79		0,475	
K_6	X_1	1	1,3	2,3	4,51	7,82	0,577	0,083
	X_2	0,7	1	1,7	3,31		0,50	
K_7	X_1	1	1	2,0	4,0	8,00	0,50	0,125
	X_2	1	1	2,0	4,0		0,525	
K_8	X_1	1	1,1	2,1	4,19	7,98	0,525	0,30
	X_2	0,9	1	1,9	3,79		0,475	

Коэффициенты b_{ij} , подставляемые в узлы пересечений строк и столбцов X_1 и X_2 , установлены из следующих соображений.

По критерию K_1 – «Трудоемкость технологии (на одну заклепку 4–12 ОСТ 1 34008–86). Чем меньше трудоемкость, тем лучше» альтернативы оценены как равноценные, так как трудоемкость по нормативам составляет $T=42,5$ с [6], в то время как время деформирования заклепки отличается существенно (для импульсной клепки $t_{\text{деф}} \approx 2 \cdot 10^{-4}$ с, для многоударной $t_{\text{деф}} = 1,5 \dots 2$ с [4]).

По критерию K_2 – «Сложность конструкции клепального молотка. Чем меньше сложность, тем лучше» незначительное предпочтение отдано многоударной клепке ввиду относительной простоты конструкции многоударных клепальных молотков и наличия большого опыта их эксплуатации.

По критерию K_3 – «Вредные условия труда (шум и вибрация), вызывающие профессиональные заболевания у рабочих. Чем благоприятнее условия труда, тем лучше» предпочтение однозначно отдано импульсной клепке ввиду отсутствия воздействия

вибрации на организм рабочего (к рукоятке импульсного молотка прикладывается минимальной усилие $P=0 \dots 5$ Н; время клепки значительно меньше, чем для многоударной). При этом за работу во вредных условиях труда предусмотрена доплата клепальщикам–сборщикам в размере 12 % от базовой зарплаты.

По критерию K_4 – «Влияние субъективных особенностей сборщика–клепальщика на качество клепки. Чем меньше влияние, тем лучше» предпочтение также отдано импульсной клепке. Ввиду того, что при импульсной клепке параметры заклепочных соединений определяются настройкой клепального молотка и не зависят от квалификации рабочих, можно использовать для выполнения операции клепки конструкций из КМУ клепальщиков–сборщиков третьего разряда, а не пятого, как это предусмотрено нормативами [7]. Стоимость часовой тарифной ставки рассчитывают следующим образом:

$$C = \frac{3\Pi_{\text{баз}}}{T} \cdot k \cdot k_{\text{вр. усл}}, \quad (4)$$

где $ЗП_{\text{баз}}$ – базовая величина заработной платы, в 2002 году по ХГАПП составила $ЗП_{\text{баз}}=85,00$ грн.; T – среднемесячная продолжительность рабочего времени в часах за месяц, $T=166,83$ часа; k – коэффициент соотношения тарифной ставки и базовой заработной платы соответствующей сетки и разряда; $k_{\text{вр.усл}}$ – коэффициент, учитывающий работу во вредных условиях труда (для клепки многоударными молотками в стесненных условиях $k_{\text{вр.усл}}=12\%$).

Тогда стоимость часовой тарифной ставки сборщика–клепальщика пятого разряда, работающего многоударным молотком (номер сетки 53), составит

$$C_{\text{мн}} = \frac{85}{166,83} \cdot 3,985 \cdot 1,12 = 2,274 \text{ грн.}, \text{ а для}$$

сборщика–клепальщика третьего разряда, работающего импульсным молотком (номер сетки 50),

$$C_{\text{имп}} = \frac{85}{166,83} \cdot 3,164 \cdot 1,0 = 1,162 \text{ грн.}, \text{ т.е. сравни-}$$

тельная эффективность импульсной клепки по критерию K_4 составит $C_{\text{мн}}/C_{\text{имп}}=1,96$.

По критерию K_5 – «Быстрая утомляемость рабочих. Чем меньше утомляемость, тем лучше» признано, что импульсная клепка вызывает меньшую утомляемость рабочих, чем многоударная. Большая утомляемость рабочих при клепке многоударными молотками объясняется наличием вредных условий труда, использованием поддержки большей массы (при клепке прямым способом пневмомолотком КМП–33 рекомендована масса поддержки $m_{\text{п}}=(2\dots3)d$, при импульсной клепке $m_{\text{п}}=d$). В этой связи для рабочих, занятых многоударной клепкой, предусмотрены в течение рабочей смены два регламентированных перерыва по 20 мин. и удлиненный на 10 мин. обеденный перерыв, т.е. время работы уменьшено на 10,5 %.

По критерию K_6 – «Расход сжатого воздуха (на одну заклепку 4–12 ОСТ 1 34008–86). Чем меньше расход, тем лучше» предпочтение следует отдать импульсной клепке, так как расход сжатого воздуха на установку одной заклепки импульсным способом составляет

менее $0,4 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3$ (при давлении 0,4 МПа). При клепке многоударным пневмомолотком КМП–33 на установку одной заклепки требуется 1,5...2 с при расходе $0,4 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}$.

По критерию K_7 – «Габаритность и материалоемкость. Чем меньше масса и габаритные размеры, тем лучше» альтернативы оценены как равноценные. Применяемые для клепки титановых заклепок 4–12 ОСТ 1 34008–86 многоударные клепальные молотки КМП–33 имеют габаритные размеры $250 \times 148 \times 53$ мм и массу 2,6 кг, в то время как пневмоимпульсный клепальный молоток МПО–4 имеет габаритные размеры $350 \times 190 \times 70$ мм (т.е. примерно в 1,4 раза большие) при массе 1,8 кг (в 1,4 раза меньше).

По критерию K_8 – «Прочностные и усталостные характеристики заклепочных соединений. Чем выше характеристики, тем лучше» предпочтение отдано импульсной клепке. На основе результатов проведенных исследований статической прочности и циклической долговечности (коэффициент эффективности соединения при статическом растяжении для многоударной клепки $\bar{K}_{\text{эф}}^{\text{мн}} = 0,61$, для импульсной – $\bar{K}_{\text{эф}}^{\text{имп}} = 0,7$; напряжения усталостного разрушения на базовом числе циклов соответственно составили 608 Н/мм^2 для многоударной клепки и 697 Н/мм^2 – для импульсной) сравнительная эффективность импульсной клепки по критерию K_8 составит 1,15.

На основе данных табл. 3 можно определить комплексные показатели эффективности для внедряемой $Q_{\text{имп}}$ и базовой $Q_{\text{мн}}$ технологий по формуле

$$Q_i = \sum_r P_{i(r)} \beta_r. \quad (5)$$

Для импульсной клепки:

$$Q_{\text{имп}} = 0,5 \cdot 0,05 + 0,475 \cdot 0,008 + 0,738 \cdot 0,233 + 0,577 \cdot 0,175 + 0,525 \cdot 0,025 + 0,577 \cdot 0,083 + 0,5 \cdot 0,125 + 0,525 \cdot 0,3 = 0,58.$$

Для клепки многоударным клепальным молотком:

$$Q_{\text{мн}} = 0,5 \cdot 0,05 + 0,525 \cdot 0,008 + 0,262 \cdot 0,233 + 0,423 \cdot 0,175 +$$

$+0,475 \cdot 0,025 + 0,423 \cdot 0,083 + + 0,5 \cdot 0,125 + 0,475 \cdot 0,3 = 0,42$.

Таким образом, по наибольшему значению Q_i заключаем, что вариант импульсной клепки предпочтительнее варианта клепки многоударным молотком, потому что он более эффективен. При этом величина относительной эффективности импульсной клепки по отношению к многоударной составит

$$E = \frac{Q_{\text{имп}}}{Q_{\text{мн}}} = \frac{0,58}{0,42} = 1,38.$$

Для вычисления экономического эффекта необходимо поэлементным расчетом получить величину затрат, связанных с внедрением технологии импульсной клепки, как более эффективной. В связи с тем, что затраты на внедрение существенно зависят от условий деятельности и уровня развития конкретного производства, экономический эффект в абсолютных величинах не считался, и для оценки экономической эффективности разработки использована относительная, или сравнительная эффективность E .

Заключение

Использование комплексного показателя эффективности технического решения позволяет на уровне экспертных оценок определить экономический эффект от внедрения наукоемких технологий. Приведенные расчеты показывают, что относительная эффективность импульсной клепки по сравнению с традиционной для авиационного производства многоударной клепкой составляет 1,38.

Литература

1. Методика (основные положения) определения экономической эффективности использования в народном хозяйстве новой техники, изобретений и рационализаторских предложений. - М.: Экономика, 1977. - 54 с.

2. Точилин П.В., Сагателян Г.Р., Назаров

Ю.Ф. Методика расчета экономической эффективности внедрения наукоемких технологий // МГОУ-XXI-Новые технологии. № 1. 2001. - С. 29 - 34.

3. Точилин П.В. Применение методики определения экономической эффективности внедрения наукоемких технологий // Экономика и производство. Журнал депонированных рукописей. № 1. 2001. - С. 1 - 10.

4. Современные технологии авиастроения / Коллектив авторов; Под ред. А.Г. Братухина, Ю.Л. Иванова. - М.: Машиностроение, 1999. - 832 с.

5. Воробьев Ю.А. Разработка схем и конструкций пневмоимпульсных клепальных молотков // Перспективні технології та обладнання обробки тиском в машинобудуванні та металургії: Темат. зб. наук. пр. - Краматорськ: Донбаська державна машинобудівна академія, 2001. - С.453-458.

6. Нормативы времени на узловую и агрегатную сборку летательных аппаратов. - М.: НИАТ, 1973. - 395 с.

7. Единый тарифно-квалификационный справочник работ и профессий рабочих. Вып. 22. Раздел «Производство и ремонт ЛА, двигателей и их оборудования». - М.: НИИ труда, 1970. - 205 с.

Поступила в редакцию 18.03.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Божко В.П., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; канд. техн. наук, доцент Чистяк В.Г., Харьковский государственный экономический университет, г. Харьков.

УДК 621.317.15

СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Т.И. Внукова, И.Н. Зянчурина

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

Эта статья посвящена проблемам усовершенствования показателей качества технологических процессов изготовления крупногабаритных деталей в авиастроении с помощью информационно-управляющей системы для контроля изготовления деталей непосредственно на станках с ЧПУ.

* * *

Ця стаття присвячена проблемам удосконалення показників якості ТП виготовлення великогабаритних деталей в авіабудуванні за допомогою інформаційно керуючої системи для контролю виготовлення великогабаритних деталей саме на станках із ЧПУ.

* * *

This article is dedicated to the problem of improving the index quality of the technological process for production large scale parts in aircraft by using information management system for the control of part producing directly on the machine-tool with numeric programming control.

Основные характеристики гибких производственных систем (ГПС) в значительной мере определяются возможностями обрабатывающей базы. Возможность быстрой переналадки и чрезвычайно широкая номенклатура обрабатываемых деталей позволяет сочетать в станке с числовым программным управлением (ЧПУ) гибкость универсального оборудования с точностью и производительностью станка автомата, что обеспечивает высокую эффективность использования его для автоматизации мелкосерийного производства [1]. Основными критериями при выборе средств контроля являются точность измерения, быстродействие прибора (длительность переходного процесса), измерительное усилие, надежность устройства активного контроля, габариты и масса измерительного преобразователя. Кроме технических, необходимо учитывать и экономические критерии, такие, как стоимость оснащения группы станков системами активного контроля и экономические потери в производстве, вызываемые дополнительными затратами времени на настройку системы активного контроля для группы станков с ЧПУ [2].

На основе вышесказанного возникает проблема применения системного подхода для автоматизация процессов измерения параметров качества изготовления сложных изделий в условиях совре-

менного производства. Такой подход предполагает анализ процесса контроля на каждом этапе жизненного цикла изделия. Поэтому целью данной статьи является построение информационно-управляющей системы контроля качества изготовления деталей, которая может применяться для решения вопроса построения технологического процесса выполняемых измерений при производстве изделий.

Рассмотрим данную проблему применительно к решению задачи комплексного обеспечения повышения качества изготовления крупногабаритных деталей (КД) летательных аппаратов (ЛА).

В качестве примера для определенности рассмотрим схему технологического процесса (ТП) изготовления длинномерных стрингерных панелей рис.1. В качестве заготовок используют прессованный профиль из алюминиевых сплавов Д16Т, В95 и др. Рассмотрим укрупнено этапы технологического процесса измерений в его взаимосвязи с основными этапами производства.

При входном контроле материалов проверяют их соответствие сертификату по габаритным, массовым и основным физико-химическим параметрам, а также по внешнему виду. Контроль в зоне обработки начинается с контроля правильности установки и фиксации заготовки на станке.

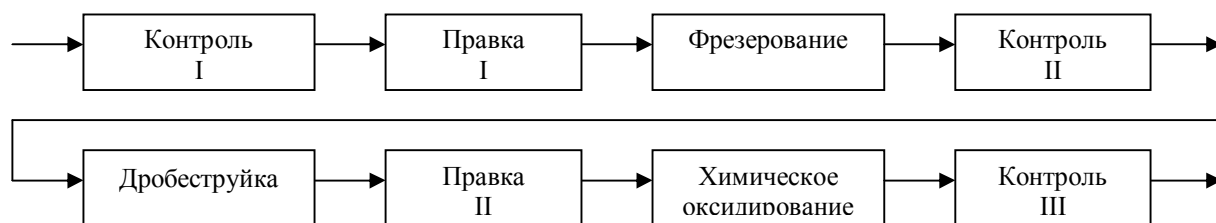


Рис.1. Увеличенная схема технологического процесса изготовления и контроля крупногабаритных деталей

Диапазоны измеряемых параметров и требования к точности могут колебаться весьма существенно.

С учетом характеристик станка, системы ЧПУ и режима обработки (стабильности во времени, влияния тепловых деформаций, стойкости и режущих характеристик инструмента и т.д.) в ряде случаев в качестве основного измеряемого параметра, характеризующего размерную точность обрабатываемой детали, выбирают диаметр инструмента с наиболее жестко заданным допуском на обработку. При этом, зачастую, отказываются от контроля остальных параметров, в том числе и вылета инструмента, поскольку контроль в этом случае переносится (допуск на вылет, как правило, менее жесткий) на этап контроля готовой детали.

Финишный контроль проводят после снятия изделия со станка и установки его на стапеля. При этом используют универсальное метрологическое оборудование и инструменты, что значительно увеличивает время контроля.

В силу того, что точность формообразования КД оказывает существенное влияние на аэродинамическое качество и ресурс летательного аппарата, этим вопросам во всем мире уделяется большое внимание. Анализ ТП изготовления КД показывает, что доминирующее воздействие на формирование качества изделий и, в первую очередь, на точность изготовления оказывает механическая обработка (фрезерование) на станках с ЧПУ. При этом следует отметить одну особенность производства КД на предприятиях США и Западной Европы, заключающуюся в том, что ведущие авиационные кон-

церны в этих странах производят обработку КД на специализированных предприятиях. В странах же бывшего СНГ КД обрабатывают в условиях серийного производства, а в последние годы, можно сказать, единичного, что затрудняет решение ряда вопросов достижения требуемой точности. Данные исследования по анализу точности изготовления КД на станках с ЧПУ за период 1999 - 2003 гг. показывают, что устойчивая точность обработки полотен КД даже в условиях освоенного производства, в лучшем случае находится в диапазоне $\pm 0,3 \dots 0,4$ мм при допуске по чертежу $+0,1 \dots -0,3$.

Последствиями низкой точности обработки КД являются:

- брак до 6-8% чрезвычайно дефицитных КД. Стоимость одной КД при производстве ЛА семейства АНов колеблется от 16 до 40 тыс. долларов США;
- необходимость ручной размерной слесарной дообработки всех поверхностей КД;
- введение промежуточных получистовых и чистовых операций. Следствием двух последних причин является высокая трудоемкость изготовления КД, достигающая 200...750 нормо/ч на одну деталь;
- в связи с большой площадью поверхности КД до нескольких десятков, а то и сотен квадратных метров на ЛА и вследствие погрешности изготовления панелей имеется "привес" от 240 до 400 кг на одно изделие;
- высокая погрешность замыкающих размеров конструкций ЛА. Следствием данного обстоятельства является потеря ЛА аэродинамических

качеств. Так, по данным печати погрешность изготовления аэродинамической хорды крыла в 0,1 мм приводит к ежегодной потере до 30 тыс. долларов США в сфере эксплуатации одного тяжелого ЛА;

- низкое качество изготовления КД требует 100% контроля качества, в связи с чем высокой является трудоемкость контрольных операций. Так, контроль монолитной панели самолета типа Ан - 124 требует от 4 до 32 нормо/ч.

На основе сказанного выше можно сделать следующие выводы. Существующий ТП изготовления КД является нестабильным, не обеспечивающим требуемой точности изготовления, имеет высокий процент брака, характеризуется высокой трудоемкостью вспомогательных и контрольных операций. Достижение требуемых показателей качества ТП может быть получено на основе решения вопросов комплексной автоматизации, основным содержанием которой является управление точностью механической обработки. Основой комплексного решения данной проблемы может стать информационно-управляющая система измерений и контроля (ИУС ИК) для технологического процесса обработки КД ЛА непосредственно на станках с ЧПУ. ИУС ИК КД предназначена для измерения остаточной толщины элементов обрабатываемых панелей (полотна, полок, замков и т.д.), расчета комплексных размерных показателей с последующим использованием этих значений для управления качеством всего ТП. Результаты контроля позволяют оценить точность изготовления того или иного элемента КД, а также служат основой для коррекции параметров, используемых в управляющих программах (УП) для станков с ЧПУ. Это позволяет значительно повысить скорость контроля, сократить подготовительно-заключительное время, расширить технические возможности станков, повысить уровень автоматизации производства.

Структурно ИУС ИК КД представляет собой технологическую аппаратно-программную систему,

способную проводить измерения заданных параметров с требуемой точностью. В качестве измерительного устройства для рассмотренного выше технологического процесса выбран ультразвуковой цифровой толщиномер типа УЦТМ-1М [3], а в качестве вычислительного устройства может быть использован любой компьютер типа IBM, укомплектованный аналого-цифровым преобразователем и параллельным интерфейсом.

Функционирование предложенного выше аппаратно-программного комплекса в автоматизированном режиме предполагает решение следующих задач:

- на основании технологической документации и информации об обрабатываемой поверхности автоматически рассчитать координаты точек контроля;
- на базе решения предыдущей задачи автоматически построить траекторию движения датчика, устанавливаемого на обрабатывающем же станке вместо режущего инструмента, и создать для этого программу для устройства ЧПУ.

При решении первой из задач реализованы два метода преобразования информации чертежа во внутримашинное представление, понятное компьютеру. При этом ставилась задача получения с помощью данных методов информации о чертеже в виде поля точек, в которых необходимо выполнить измерения (контроль) с заданным шагом. Наиболее удобно представлять такую информацию об области контроля в виде двоичных переменных (проводить контроль, не проводить контроль).

Одно из решений такой задачи получено с помощью математического аппарата алгебры логики. Рассматривался метод, являющийся развитием геометрических приложений теории **R**-функций [4].

Применительно к рассматриваемой практической задаче предлагаемое решение позволяет упростить процедуру дискретизации информации об обрабатываемой области, делает ненужными проверки

"исключительных случаев", таких, как самопересечение контура и ТДИ, касание границ и т.д. При этом использование математического аппарата R-функций и его геометрических приложений позволяет получить единую аналитическую зависимость, описывающую область обработки практически любой сложности, возможность оперировать с двоичными переменными, такими, как знак функций для любой точки чертежа.

На практике непрерывные контуры до 90% изделий образуются сочетанием дуг окружностей и сопряженных с ними прямых, которые в общем случае для плоскости XOY можно рассматривать как функции двух переменных, каждой из которых при условии их неотрицательности, определенности и непрерывности соответствует своя область D_i . Каждой элементарной области D_i можно поставить в соответствие некоторый предикат $P(x,y)$ (функцию, которая принимает значения только из двоичного алфавита $\{0,1\}$). Например, для некоторой полуплоскости D_i , ограниченной ориентированной прямой, проходящей через точки M_1 и M_2 соседних вершин (точек сопряжения элементов контура), с соблюдением левого обхода (движение против часовой стрелки), соответствующий предикат будет иметь вид

$$P_0(x,y) = -x(y_2 - y_1) + y(x_2 - x_1) - y_1x_2 + x_1y_2 \geq 0$$

и принимать значение "1", если условие в скобках правой части уравнения выполняется, и "0" - при его невыполнении. Таким образом, для области D_i предикат принимает значение истинности, если некоторая точка M_j принадлежит этой области, и ложности - в противном случае.

Поскольку предикаты являются двоичными переменными, они могут входить в качестве аргументов в булевы функции. Для любой геометрической фигуры, представленной в виде некоторой упорядоченной последовательности предикатов можно записать булеву функцию, определяющую логику построения данной области.

Задача получения уравнения чертежа в виде функции, знак которой определяет положение любой точки плоскости XOY относительно нашего контура, сводится к задаче отыскания булевой функции, описывающей логику построения произвольной области по упорядоченной последовательности элементарных участков (прямых, дуг, окружностей) границы данной области. Иными словами, из последовательности координат вершин (точек сопряжения) произвольного контура необходимо получить булеву запись уравнения предикатов

$$\prod \{P_1, P_2, \dots, P_n\} = 1.$$

В частном случае, когда область D_i ограничена выпуклым n -угольником, она может быть описана следующим предикатным уравнением:

$$\prod = P_1 \wedge P_2 \wedge \dots \wedge P_n$$

В общем случае, когда область D_i имеет произвольную конфигурацию, необходимы искусственные преобразования, такие, как дополнение ее контура до выпуклого и описание внутренних контуров с соблюдением правого обхода, которые легко реализуются ЭВМ. Построение уравнения чертежа сводится к переходу в предикатном уравнении от символов логических функций к соответствующим преобразованиям R-функций.

Недостатком рассмотренного метода описания деталей, основанного на использовании теории R-функций, является относительная сложность математического аппарата, особенно если контур обрабатываемой детали содержит дуги окружностей или кривые более высоких порядков.

Этот недостаток может быть устранен при использовании векторного метода, несложный математический аппарат которого позволяет получить простейшую зависимость, описывающую область обработки детали.

На практике для непрерывных контуров большинства изделий, которые образуются сочетанием дуг окружности и сопряженных с ними прямых, первые могут быть заменены последователь-

ностью хорд. В этом случае для плоскости XOY контур детали описывается последовательностью точек сопряжения элементов контура.

Сущность второго рассматриваемого метода заключается в следующем. Контур области контроля аппроксимируется с заданной точностью прямыми. Для построения двоичного поля строится базовый вектор из точки, принадлежность которой к области контроля мы проверяем. Конечной точкой вектора является произвольно выбранная начальная i -вершина рассматриваемого контура. Вычисляется значение угла α между базовым вектором и вектором, проведенным к следующей $i+1$ вершине. Принимая последний за базовый и совершая обход контура против часовой стрелки, продолжаем последовательное вычисление углов между векторами. Последняя вершина многоугольника является начальной. Вычисление угла ведется по его тригонометрическим функциям

$$\sin \alpha = \frac{(x_i - x)(x_2 - x) - (y_i - y)(y_2 - y)}{\sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2} \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2}}$$

$$\cos \alpha = \frac{(x_i - x)(x_2 - x) + (y_i - y)(y_2 - y)}{\sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2} \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2}}$$

Считается сумма всех углов относительно выбранной точки с учетом их знаков. Если рассматриваемая точка не принадлежит области, то величина суммарного угла равна нулю, в противном случае сумма углов равна 360° , т.е.

$$P_i(x, y) = \begin{cases} \sum_{i=1}^n \alpha_i = 0, & \text{если } M_i(x, y) \notin D, \\ \sum_{i=1}^n \alpha_i = 1, & \text{если } M_i(x, y) \in D, \end{cases}$$

где D_i - внутренняя область контура, т.е. область обработки детали. Если элементом контура является дуга окружности, то вычисление угла поворота вектора происходит следующим образом. Определяется положение точки M_j и центра радиуса дуги АВ относительно прямой, соединяющей ее вершины. Уравнение такой ориентированной прямой имеет вид

$$P(x, y) = -x(y_2 - y_1) + y(x_2 - x_1) - y_1x_2 + x_1y_2,$$

а значение для исследуемой точки определяется следующим образом:

$$P(x, y) = \begin{cases} < 0, & \text{если } M(x, y) \notin D \\ \geq 0, & \text{если } M(x, y) \in D. \end{cases}$$

Если и центр радиуса дуги и точка находятся по одну сторону от прямой, то угол считается как обычно, в противном случае пересчет угла ведется по формуле

$$\alpha = \begin{cases} |\alpha| - 360^\circ, & \alpha > 0 \\ 360^\circ - |\alpha|, & \alpha < 0. \end{cases}$$

Рассмотренные методы позволяют значительно упростить процедуру подготовки информации чертежа для получения двоичного представления области контроля. Исходной информацией служат только заданный шаг измерения и координаты опорных точек контура, которые могут задаваться в любой удобной форме. На базе рассмотренных алгоритмов формирования массива точек контроля решали вторую важную задачу ИУС ИК КД, [5] а именно: задачу, автоматического построения и оптимизации ТДД, которая сводится к определению пути обхода всех заданных точек на плоскости. В отличие от классической постановки подобной задачи в данном случае имеются технологические ограничения. КД представляет собой набор колодцев, зон, панелей, образованных стрингерами, нервюрными поясами и т.д. Область обработки (контроля) в общем виде представляет собой лабиринт, перемещения по которому могут осуществляться только по заданным точкам, так как в противном случае датчик может "встретиться" с препятствием в виде конструктивной особенности детали.

Несмотря на ограничения, подпрограмма позволяет на эмпирическом уровне оптимизировать траекторию движения датчика. Для этого в начале подпрограммы задается последовательность приоритетов в виде предпочтительности движения датчика в определенном направлении. В соответствии с

этимі пріорытэтнымі направамі ісходзя з канкрэтнай сітуацыі падпраграма пашагова строіт ТДД. Пріорытэтнасць таго ці іншага напраўлення задаецца апэратарам (із тэхналагічных сөөбражэнь) ці генеріруецца падпраграмай аўтаматычна (пріорытэтнасці напраўлення ізабражэны в правам ніжнем углу экраннай формы, паказанай на рис.2).

Для кожнага заданнага варыянта пріорытэтнасці напраўлення дзвіжэння датчыка расчытаваюць сваю траекторыю і падсчытаваюць такія тэхналагічныя параметры, як агульнае лічба шагоў і лічба шагоў па ўжэ пройдзеным тэчкам. Праверяюць, во ўсех лі тэчках праведзены кантроль. Прымеры рабэты падпраграмы праказаны на рис.2.

Сравнявая палученыя варыянты, апэратар (опяць-такі па тэхналагічным сөөбражэньям) лібо камп'ютер сам, па крытэрыям мінімізацыі агульнага лічба шагоў пры абходзе, выбіраюць аканчатэльнае рэшыенне, кэторэ в апрадэленным смышле мажа назваць оптымальным із імаючыхся, ці квазіоптымальным. Выходнымі параметрамі яўляецца строга апрадэленная паслядаватэльнасць тэчек, в кэторых мажа асущэствляцца іх абход датчыкам в віде УП для УЧПУ.

Заключэенне

Праграмна-інфармацыйнае абеспэчэенне ІУС ІК КД, разрабэтаннае в рамках даннай рабэты выаполнэно в сөөветствіі с традыцыйным пэстроеніем для САПР УП (прэпроцэсар, геаметрычэскі і тэхналагічэскі прэпроцэсары, пэстпроцэсары)

сэ) і аб'яднае чэтырэ аадэльных праграмнах бэлка, кажады із кэторых рэшае сваю вполне апрадэленную задачу. Все эці бэлки рэалізаваны в віде аадэльных падпраграм, тэсно взаімосвязаны друг с другом, і іх аб'яднае едіная інфармацыйная база. Пэблэчнэе пэстроенне ўдобна с тэчки зрэння пээтапнага рэшыення асновнай абущей задачі і пэзволяе в случае неабходымості лэгка мадэрнізавать і наращываць вэможнасці сымстэмы в чэлом.

Літэратура

1. Актыўны кантроль размэров./Пад рэд. С.С. Волосова.- М.:Машыностроеніе, 1988.-224с.
2. Комплексныя тэхналагічныя прэцэсы ГПС./Пад рэд. Б.И.Черпакова.-М.:Высшая шкэла, 1989.-110с.
3. Ультразвукавой імпульсны толщінэмер УЦТ-1М.:Тэхнічэскэ аписаніе. - Казань, НІАТ, 1988. - 56 с.
4. Рвачев В.Л. Тэорія R-функцый і некэторыя ея прылажэня. – К.: Наук. думка, 1982. – 552 с.
5. Джонс Ж.,Харроу К.Рэшыенне задач в сымстэме Турбо-Паскаль. - М.: Фінансы і статістика, 1991. - 718 с.

Пэступіла в рэдакцый: 10.04.03

Рэцэнзэнтэ: д-р тэхн. наук, профэсар Вартанян В.М., АО «Авіакантроль», г. Харьков; канд. тэхн. наук, профэсар Попов В.А., Національний аэрокосмічэскі універсітэті ім. Н.Е. Жуковскаго «ХАІ», г. Харьков.

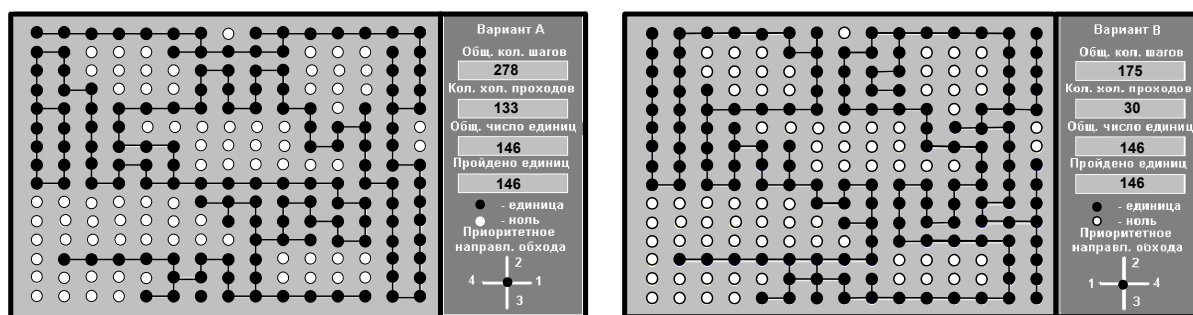


Рис.2. Прымер рабэты падпраграмы

УДК 658.512.6:02:006.354

ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ПОДГОТОВКА ПРОИЗВОДСТВА К УТИЛИЗАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.Н. Кобрин, д-р техн. наук, В.В. Сухов, д-р техн. наук, В.В. Вамболь

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

Рассмотрены вопросы технологической подготовки производства к утилизации летательных аппаратов с учетом критериев безопасности жизнедеятельности. При исследовании множества вариантов минимизации параметров, влияющих на безопасность жизнедеятельности и на длительность процесса разборки, предложен комплексный критерий, который рационально учитывает как технологические параметры процесса утилизации, так и параметры безопасности жизнедеятельности. Проведены исследования энергосиловых параметров нагружения утилизируемого изделия в процессе его разборки, позволяющие сделать вывод о возможности проведения безопасной разборки на компоненты.

* * *

Розглянуто питання технологічної підготовки виробництва до утилізації літальних апаратів з урахуванням критеріїв безпеки життєдіяльності. При дослідженні багатьох варіантів мінімізації параметрів, що впливають на безпеку життєдіяльності та на тривалість процесу розборки, запропоновано комплексний критерій, який раціонально враховує як технологічні параметри процесу утилізації, так і параметри безпеки життєдіяльності. Проведено дослідження енергосилових параметрів навантаження виробу, що утилізується, в процесі його розбирання, що дозволяють зробити висновок про можливість проведення безпечного розбирання на частини.

* * *

The mathematical model of a technological system of dismantling grounded on graph theory, allows to rationalize process of recovering. The complex measure is offered which rationally takes into account technological parameters of process of recovering and parameters of safety of habitability.

Введение

Утилизация летательных аппаратов (ЛА) является сложной задачей, требующей высокого качества организации технического процесса. Работы, связанные с утилизацией некоторых ЛА, относятся к работам высокой сложности и повышенной опасности и требуют строгого выполнения требований существующих наставлений и инструкций по технике безопасности. При выборе способа утилизации отдельных типов ЛА необходимо учитывать возможность вторичного использования продуктов утилизации и их переработки, т.е. для каждого типа ЛА следует выбирать такой способ, при котором гарантируется полная безопасность выполнения работ и максимальное получение полезных материалов. Существенный вклад в разработку технологических процессов утилизации различных ЛА сделали Вдовенко О.В., Макаренко В.И., Житний Г.Д., Васильев В.П., Мосеян А.В. и др.

1. Формулирование проблемы

Одним из перспективных направлений ликвидации ЛА, исчерпавших ресурс, является полная или частичная разборка данных изделий на составные части с последующим их использованием или переработкой. Вопросам механической разборки ЛА, собираемых в системе допусков и посадок, на составные части и определению несущей способности элементов конструкций посвящены работы Сухова В.В., Житного Г.Д., Павлюка В.В., Леонец В.А. и др. Разборка на элементы может проводиться лишь в специально оборудованных помещениях при наличии рабочих мест, имеющих требуемое техническое оснащение. Возможность утилизации таким способом для каждого изделия определяется его конструктивными особенностями, характеристиками его снаряжения, составом продуктов утилизации, степенью пригодности, а также экономическими показателями. Однако разборкой на элементы утилизируются только те ЛА, конструктивное устрой-

ство которых позволяет проводить разборку и рас-
снаряжение их с гарантией безопасности выполне-
ния этих работ. Рассмотрим концепцию технологи-
ческой подготовки производства к утилизации ЛА,
собираемых в системе допусков и посадок. Для та-
ких изделий утилизация разборкой на элементы
возможна.

Одним из представителей таких ЛА являются,
например, изделия типа С-5. В связи с тем, что этот
тип ЛА различных модификаций морально устарел,
не подлежит модернизации и снят с производства,
их необходимо утилизировать в первую очередь,
несмотря на убыточность самого процесса утилиза-
ции. Кроме того, проведя исследования и разработав
возможные процессы разборки и утилизации для
данного типа ЛА, можно применять полученные
результаты для утилизации других летательных ап-
паратов, аналогичных по конструктивно-
технологическим признакам.

Для проведения расснаряжения конкретного ти-
па ЛА в целях уменьшения количества данной про-
дукции необходимо выполнить технологическую
подготовку производства (ТПП), основным назна-
чением которой является:

- освоение утилизации рассматриваемых ЛА в ми-
нимальные сроки при минимальных затратах на
технологический процесс на всех стадиях утили-
зации изделия, включая обычную отработку тех-
нологических процессов;
- организация процесса, допускающего возмож-
ность быстрой переналадки для утилизации дру-
гих типов ЛА.

Технологическая подготовка производства
должна быть организована таким образом, чтобы, в
конечном счете, было представлено информацион-
ное, математическое и техническое обеспечение,
необходимое для выполнения функций ТПП, при
этом она должна выполняться в соответствии с тре-
бованиями безопасности труда и обеспечивать пол-
ную технологическую готовность предприятия к

процессу утилизации изделий, отработавших ре-
сурс.

2. Решение проблемы

Технологическую подготовку производства к
утилизации изделий, непригодных для дальнейшего
использования, будем осуществлять путем решения
задач, группируемых по следующим основным
функциям, являющимся критическими при утилиза-
ции ЛА:

- конструктивно-технологический анализ ЛА в це-
лях их безопасной утилизации;
- разработка технологического процесса, имеющего
оптимальную последовательность операций и ра-
циональное сочетание работ для достижения ми-
нимальной продолжительности цикла утилизации;
- разработка нестандартного оборудования и
средств технологического оснащения, позволяю-
щих после соответствующей переналадки прово-
дить утилизацию других ЛА с аналогичной конст-
рукцией.

При проведении конструктивно-технологи-
ческого анализа утилизируемых изделий основное
внимание необходимо обратить на степень сложно-
сти конструкции изделия, применяемые материалы,
условия изготовления и степень повреждения, а
также перспективность повторного использования
полученных элементов и объем извлекаемых мате-
риалов. Конструктивно-технологический анализ
особенностей изделия следует проводить относи-
тельно всего изделия, учитывая особенности со-
ставных частей, а также технологичность и безопас-
ность технологического процесса разборки.

В связи с отсутствием типового или группового
технологического процесса утилизации необходимо
разработать технологический процесс на основе
использования ранее принятых прогрессивных ре-
шений, содержащихся в имеющихся в настоящее
время единичных технологических процессах ути-

лизации аналогичных изделий (например, ЛА другого назначения).

Основными этапами разработки технологического процесса утилизации конкретного типа ЛА являются:

1. Анализ исходных данных для разработки технологического процесса, т.е. предварительное ознакомление с условиями изготовления изделия.
2. Определение последовательности технологических операций и возможности ее рационализации с точки зрения уменьшения общего времени проведения технологического процесса, а также определение состава и средств технологического оснащения.
3. Нормирование технологического процесса, т.е. установление необходимых данных для расчетов норм времени и технологических параметров нагружения изделия при его закреплении.
4. Определение требований техники безопасности, обеспечение экологической устойчивости окружающей среды.
5. Расчет экономической эффективности технологического процесса.
6. Оформление технологического процесса.

Разрабатываемый в соответствии с перечисленными выше этапами технологический процесс должен быть рациональным в конкретных производственных условиях и характеризоваться единством содержания и последовательности большинства технологических операций для группы утилизируемых изделий, обладающих общими конструктивными признаками.

Необходимость исследования конструктивно-технологических особенностей летательных аппаратов, подлежащих утилизации, объясняется тем, что конструкция существенно может влиять на порядок разборки изделия, а также накладывать ограничения на применяемое для разборки оборудование и инструмент.

Определение рациональной последовательности разборки рассматриваемых изделий, что является следующим этапом технологической подготовки производства к утилизации ЛА, можно проводить с помощью теории графов. Именно этот метод является основным и в то же время простым и доступным инструментом для решения задач, связанных с дискретными объектами, которые возникают при проектировании схем управления, исследований в теории расписаний и дискретной оптимизации. Так как летательные аппараты по своей конструкции представляют собой множество взаимосвязанных элементов, т.е. дискретных объектов, то существует основание предполагать, что данный метод позволит рационализировать последовательность этапов разборки данных изделий и минимизировать время выполнения технологического процесса.

Для решения поставленной задачи разбираемую конструкцию изделия S требуется представить в виде множества отдельных деталей $a_i \in A$ и ребер $(a_i, a_{i+1}) \in C$, отражающих связи между деталями [1, 2]. В целях определения существующих ограничений по разборке утилизируемого изделия необходима информация о реальных конструктивных связях деталей между собой, которую в полной мере отражает граф сопряжения деталей $G(A, C)$ (рис. 1).

Полная разборка изделия S означает удаление всех дуг из графа G . Таким образом, задачу определения последовательности операций разборки $P(a_0, a_n) = (a_0, a_1) \dots (a_{n-1}, a_n)$ изделия S можно представить как задачу определения последовательности удаления дуг графа сопряжения, причем данная последовательность $P(a_0, a_n)$ должна обеспечивать рациональную величину общей длительности разборки ЛА, при которой выражение

$$t(P) = \sum_{i=0}^{n-1} t(a_i, a_{i+1}), \quad (1)$$

минимально. В зависимости (1) – $t(a_i, a_{i+1})$ – время рассоединения двух деталей a_i и a_{i+1} .

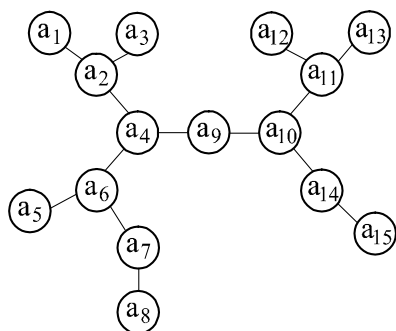


Рис. 1. Граф сопряжения деталей утилизируемого изделия типа С-5:

a_i – элементы утилизируемого изделия

Другими словами, для определения последовательности операций разборки требуется построить связную часть P , содержащую все вершины графа G .

Однако на последовательность разборки изделия влияют некоторые конструктивные ограничения (например, нельзя отсоединить деталь a_{i+2} , если еще не отсоединена a_{i+1} от базовой детали a_i), организационные ограничения (например, наличие свободных рабочих зон, число исполнителей) и ограничения, связанные с работой со снаряжением ЛА (например, технологическая норма загрузки).

Например, для различных типов снаряжения существуют свои технологические нормы загрузки, т.е. разрешается проведение работ только с определенным количеством изделий, содержащих то или иное снаряжение. Пусть имеется J – множество норм технологической загрузки снаряжения. Тогда $v(S)$ – количество изделий, допускаемых для одновременной разборки, будет при условии, что $m(B) \in v(S)$ не превышает значения $J(B)$, т.е.

$$m(B) \leq J(B), \quad (2)$$

где $m(B)$ – масса данного снаряжения.

Таким образом, процесс разборки данных ЛА должен быть организован так, чтобы выполнялись все условия ограничений, накладываемых конструкцией, организацией и т.д., и при этом технологический процесс должен осуществляться за минимальное время.

Из конструктивно-технологического анализа рассматриваемых ЛА следует, что основные корпусные детали изделий соединяются между собой с

помощью резьбовых соединений. Для рассоединения целого изделия на составные части требуется создать крутящий момент, преодолевающий сопротивление трения в резьбе. С учетом того, что оболочка рассматриваемых ЛА является тонкостенной и легкодеформируемой, возникает необходимость нахождения усилий зажатия корпуса, которые не деформировали бы его и не привели бы к взрыву вследствие образования эффективного очага [3, 4].

В результате проведения исследований было получено выражение для определения момента свинчивания резьбы $M_{св}$

$$M_{св} = \frac{1}{2} \cdot \left[F_{зат} \cdot \left(d_2 \cdot \operatorname{tg}(\varphi' - \psi) + f' \cdot \frac{D_n + d}{2} \right) + A_{кл} d_2 \tau_b \right], \quad (3)$$

где $F_{зат}$ – величина предварительной затяжки резьбы; D_n – наружный диаметр корпуса; d – наружный диаметр резьбы; d_2 – средний диаметр резьбы; f' – приведенный коэффициент трения; ψ – угол подъема резьбы; φ' – приведенный угол трения; τ_b – предел прочности на сдвиг используемого герметика; $A_{кл}$ – площадь герметика в резьбе.

При этом необходимое давление на поверхность обечайки P_0 определится следующей зависимостью:

$$P_0 = 0,6 \cdot \frac{F_{зат} \left(d_2 \cdot \operatorname{tg}(\varphi' - \psi) + f' \cdot \frac{D_n + d}{2} \right) + A_{кл} d_2 \tau_b}{f D_n^2 L}, \quad (4)$$

где L – длина нагруженного участка корпуса ракеты; f – коэффициент трения между материалом зажимающего элемента и материалом корпуса утилизируемого изделия.

Значения требуемого давления на поверхность обечайки, полученные из выражения (4), не должны превышать некоторых критических величин

$$P_{кр} = \frac{4 \alpha h^2 \sigma_T}{3 L [1 + e^{-\alpha L} (\cos \alpha L - \sin \alpha L)]}, \quad (5)$$

вызывающих деформацию оболочки, при которой происходит воздействие на снаряжение.

В выражении (5) σ_t – предел текучести материала оболочки; α – коэффициент, определяемый по формуле

$$\alpha = \sqrt[4]{\frac{3(1-\mu^2)}{R^2 h^2}},$$

где μ – коэффициент Пуассона; h – толщина зажимаемой оболочки; R – радиус оболочки.

Экспериментальное изучение перечисленных выше величин было проведено на испытательном стенде (рис. 2), который выполняет две функции:

- 1) исследование корпуса ЛА на устойчивость путем нагружения испытываемого образца усилием, которое можно регулировать;
- 2) определение требуемого давления, которое обеспечивает неподвижное закрепление рассматриваемого ЛА при раскручивании резьбового соединения, путем приложения к образцу крутящего момента, также с возможностью изменения его величины.

Исследования энергосиловых параметров нагружения данного изделия в процессе его разборки проводили исходя из предпосылки, что хранение ЛА, отработавших свой ресурс, осуществлялось в надлежащих условиях и в пределах допустимых сроков хранения для данных изделий. Однако, говоря о нагружении корпуса ЛА и о развинчивании резьбового соединения, следует помнить, что в процессе длительного хранения материалы могут изменять свои свойства. Герметик, препятствующий свинчиванию резьбы, в отдельных изделиях может заклинить резьбу, а так как давление на корпус ЛА увеличивать нельзя, то возможно его проскальзывание в кольцах стенда.

В этом случае совершается работа силы трения, которая идет на нагрев корпуса утилизируемого изделия и силового кольца, относительно которого это изделие прокручивается. Такая ситуация является очень опасной, поскольку при некотором количестве оборотов изделия внутри силового кольца температура корпуса ЛА (как известно, корпус является

тонкостенной цилиндрической оболочкой) может достигнуть критической температуры, при которой снаряжение, находящееся внутри корпуса, воспламенится.

Следовательно, описанную ситуацию необходимо учесть и проанализировать, так как полностью исключить возможность ее появления невозможно. При разработке технологического процесса разборки рассматриваемых изделий необходимо учитывать кроме технологических параметров процесса, таких, как время и усилия его зажатия, другие параметры, как, например, готовность самого рабочего к выполнению операций, количество переходов в техпроцессе, работа с различным видом снаряжения и др. Поэтому желательно разработать такой критерий, который бы рационально учитывал как технологические параметры процесса разборки, так и параметры безопасности жизнедеятельности (учет «человеческого фактора», экологической безопасности и др.) [5]. Рассмотрев критерии безопасного нагружения и оценки деятельности рабочего-исполнителя, можно сказать, что вероятность безопасной работы определится как

$$P_{\text{без}} = P_{j(\min)}, \quad (6)$$

где $P_{j(\min)}$ – минимальная вероятность реализации какой-либо опасности из всех возможных.

Следовательно, рациональным будет тот процесс, для которого

$$P_{\text{без}} \rightarrow \max, \quad (7)$$

а задача рационализации последовательности разборки может быть теперь сформулирована следующим образом: процесс разборки считается рациональным, если среди допустимых процессов (для которых $P_{\text{без}} \rightarrow \max$) данный технологический процесс построен таким образом, что имеет наиболее ранний срок окончания последней операции, т.е.

$$t_{\text{тп}} \rightarrow t_{\text{тп}(\min)}, \quad (8)$$

где $t_{\text{тп}}$ – длительность технологического процесса разборки.

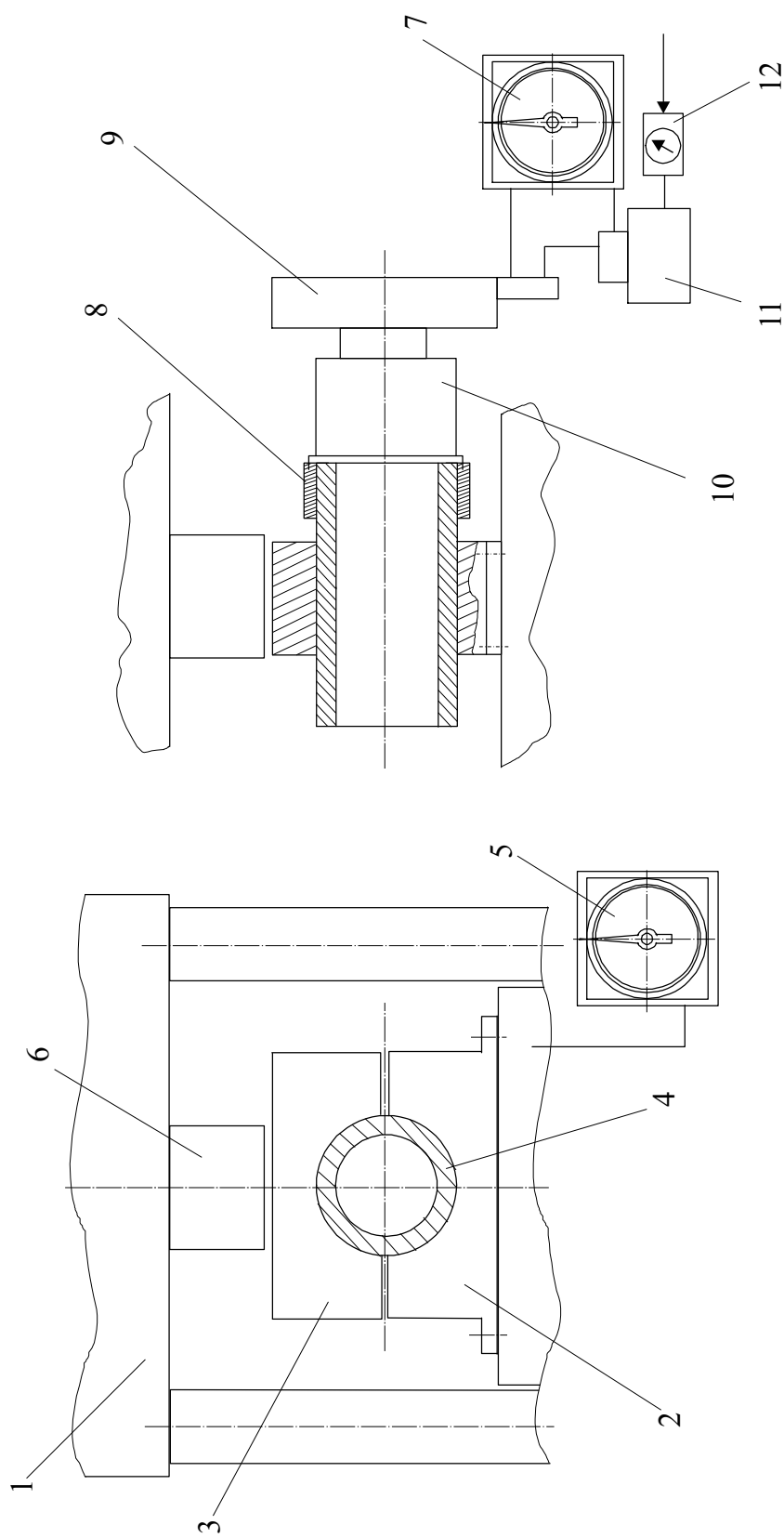


Рис. 2. Схема испытательного стенда:

1 – разрывная машина Р-50; 2 – нижнее полукольцо; 3 – верхнее полукольцо; 4 – испытательный образец; 5 – торсионный силовизмеритель; 6 – рабочий цилиндр; 7 – гидравлический манометр; 8 – хомут; 9 – гидравлический привод; 10 – торсион; 11 – пневмогидравлический насос; 12 – блок подготовки воздуха

Учитывая изложенное выше, комплексный критерий можно записать следующем виде:

$$k(P) = k[t_{\text{тп}} \rightarrow t_{\text{тп}}(\min)]; (p_{\text{без}} = p_j(\min)), \quad (9)$$

где P – последовательность разборки.

Использование данного критерия позволяет определить величину безопасного нагружения утилизируемых изделий при их разборке (свинчивании резьбы), причем технологический процесс разборки должен быть минимизирован по времени с обеспечением безопасности.

3. Заключение

В заключение проведенного анализа по технологической подготовке производства к утилизации ЛА, не пригодных для дальнейшего использования, можно сделать следующие выводы:

1. Теория графов может быть использована для рационализации времени разборки ЛА на составные элементы.
2. При определении силовых параметров расснаряжения ЛА необходимо учитывать наличие герметика в резьбе изделий.
3. В целях обеспечения безопасности проведения работ по утилизации рекомендуется разработка технологического процесса расснаряжения ЛА с использованием комплексного критерия технологичности и безопасности жизнедеятельности.
4. Технологический процесс расснаряжения ЛА, учитывающий комплексный критерий, может быть реализован на специальном механизированном стенде.

Литература

1. Бабушкин А.И. Моделирование и оптимизация сборки летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.
2. Кобрин В.Н., Вамболь В. В. Технологический процесс разборки авиационных средств поражения.

// Авиационно-космическая техника и технология. Харьков, НАКУ., 2000. Вып. 18

3. Афанасьев Г.Т., Боболев В.К. Инициирование твердых взрывчатых веществ ударом. – М.: Наука, 1968. – 172 с.

4. Маяк Н.М., Сухов В.В., Жук С.П. Проблемы утилизации летательных аппаратов и пути их решения // Технологические системы. – Киев. № 2. 1999.

5. Кобрин В.Н., Сухов В.В., Вамболь В.В. Комплексный критерий технологичности и безопасности жизнедеятельности при разборке снарядов типа С-5, С-8 // Авиационно-космическая техника и технология. Харьков, НАКУ. 2001. Вып. 19.

Поступила в редакцию 21.04.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Буланов В.В., Национальный автодорожный университет, г. Харьков; канд. техн. наук, доцент Чистяк В.Г., Харьковский государственный экономический университет, г. Харьков.

УДК 681.322:621.5.041:533.697

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОГО ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ ОБЛИКА ВЕНЦОВ ТУРБОМАШИН*М.Л. Угрюмов, канд. техн. наук, А.М. Цегельник, С.А. Прокофьев**Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*

Рассмотрена информационная технология синтеза аэродинамически совершенных высоконагруженных венцов турбомашин путем их трехмерного рационального профилирования. Профилирование выполняется на основе системной структуризации, моделирования трехмерного вязкого течения в межлопаточных каналах и комплексного использования в них способов управления отрывом потоков.

* * *

Розглянуто інформаційну технологію синтезу аеродинамічно досконалих високонавантажених вінців шляхом їх тривимірного раціонального профілювання. Профілювання виконується на основі системної структуризації, моделювання тривимірної в'язкої течії у міжлопаткових каналах і комплексного використання засобів керування відривом потоку у них.

* * *

Information technology of a aerodynamically perfect highloaded turbomachinery rows synthesis by their three-dimensional rational designing are considered. Blade design is carried out on a basis of system structuring, three-dimensional viscous flow modeling in blade passages and complex using of flow separation control.

На современном этапе развития авиационной техники повышение эффективности авиационных двигателей связано с совершенствованием отдельных их элементов. В частности, это относится к компрессорам турбореактивных двигателей, для которых актуальной задачей является уменьшение потерь кинетической энергии. Применявшиеся ранее методы проектирования компрессоров уже не удовлетворяют современным требованиям, поэтому требуют развития методы и средства информационной технологии, позволяющие решать такие задачи.

Основной научной задачей данного исследования является разработка системотехнических основ синтеза аэродинамически совершенных высоконагруженных венцов путем их трехмерного рационального профилирования на основе системной структуризации, моделирования трехмерного вязкого течения в межлопаточных каналах и комплексного использования способов управления отрывом потока в них — для использования в практике проектирования и доводки турбомашин.

Различные подходы к решению данной задачи представлены в работах [1-3]. В этих работах параметры течения определяли на основе численного

решения уравнений Навье–Стокса для трехмерного случая. Параметры венцов и форму профилей задавали параметрически. В процессе оптимизации находилось от 10 до 43 [3] управляющих параметров. Очевидно, что это приводит к большому количеству расчетов по прямой задаче (542 расчета [3]) и, соответственно, большим временным затратам даже на очень мощных компьютерах. Представленный ниже метод решения задачи реконструкции (модификации) венца турбомшины позволяет за счет разделения общей задачи на два этапа и использования оригинальных расчетных алгоритмов значительно снизить вычислительные затраты и сделать их приемлемыми в современных условиях.

Решение данной задачи основывается на следующих данных: описании объекта исследования; наличии прототипа, цели реконструкции (модификации) сложной технической системы (СТС), класса допустимых способов и реализующих их устройств для управления отрывом потока, критериях качества проектных решений.

Системная цель реконструкции (модификации) турбомшины — повышение ее аэродинамической эффективности, т.е. следует добиваться минимиза-

ции потерь в венцах в широком диапазоне условий работы при сохранении заданных газодинамических параметров турбомашин на установившихся режимах.

Сформулируем задачу реконструкции (модификации) венца турбомашин. Будем характеризовать объект, подлежащий реконструкции, разными группами параметров: режимными и проектными Π° , которые задаются конструктором; фазовыми параметрами или параметрами состояния Φ° , устанавливаемыми в процессе расчетов по заданным замыкающим соотношениям; управляющими или регулирующими переменными U° , выбор которых определяется типом задачи. Вектор Π° находится в некоторой области D_Π пространства Π , вектор U° ограничен и находится в некоторой области $D_U = \{U^\circ = (u_1, \dots, u_l, \dots, u_L) : (\forall l \in [1 \dots L]) a_l \leq u_l \leq b_l\}$ пространства U , что математически записывается как

$$\Pi^\circ \in D_\Pi \subset \Pi, U^\circ \in D_U \subset U.$$

Область $D_\Pi \subset \Pi$ является областью имеющих физический смысл режимов, а область $D_U \subset U$ – область допустимых управлений. Вектор $\Phi^\circ = \Phi^\circ(\Pi^\circ, U^\circ)$ ограничен так, что обычно $\Phi^\circ \in [\Phi^\circ_{\min}, \Phi^\circ_{\max}]$.

Пусть $Q = \{q_j^0\}$, $q_j^0 = (\Pi_j^0, \Phi_j^0, U_j^0)$, $j = 1 \dots J$ – дискретное множество допустимых проектных решений (подмножество корректности). С точки зрения лица, принимающего решения (ЛПР), качество любого решения $q_j^0 \in Q$ определяется относительно критериев $W = \{w_i\}$, $i = 1 \dots M$.

Пусть для каждого решения существует отображение $A: q_j^0 \rightarrow W_j$, тогда значение $A_i(q_j^0) = w_{ij}$ – оценка решения $q_j^0 \in Q$ по i -му критерию $w_{ij} \in W$.

Пусть для критериев $W = \{w_i\}$ существует отображение $L: W \rightarrow W^\circ$, $W^\circ = \{w^\circ_{ij}\}$, тогда значение $L_i(w_{ij}) = w^\circ_{ij}$ – оценка критерия $w_{ij} \in W$ по нормированному критерию $w^\circ_{ij} \in W^\circ$.

Пусть $W^\circ_j = (w^\circ_{1j}, w^\circ_{2j}, \dots, w^\circ_{mj})$ – множество оценок j -го проектного решения по критериям

$W_j = (w_{1j}, w_{2j}, \dots, w_{mj})$ на системе предпочтений G , сконструированных в виде системы правил формирования вектора U° . Тогда пара (q_j^0, W°_j) , $j = 1 \dots J$, есть альтернатива v_j^0 . Множество пар $v_j^0 = (q_j^0, W^\circ_j)$ составляет множество альтернатив $V = \{v_j^0\}$.

В рассматриваемом случае множество альтернатив V содержит прототип $v_0^0 \in V$, а остальные его элементы — v_j^0 могут быть получены заданием малых отклонений от параметров прототипа.

Задачи реконструкции как частный случай задач принятия решений [4, 5] могут быть представлены кортежем вида

$$\{t, V, G, F\}, \quad (1)$$

где t – постановка задачи (например, выделение лучшей альтернативы, выделение упорядоченного или неупорядоченного подмножества лучших альтернатив и др.), F – процедура выбора рациональных проектных решений из множества альтернатив V в системе предпочтений G .

Процедура выбора F реализаций отображения $F: (V, G) \rightarrow V$, а результат ее применения — подмножество $\hat{V} \subseteq V$ рациональных альтернатив, которые составляют элементы, недоминируемые относительно критериев W , входящих в применяемую систему предпочтений $G = (W, R)$:

$$\begin{aligned} \hat{V} &= \{v_i^0, i \in [1 \dots J]: v_i^0 \in \hat{V}, \\ (\forall j \in [1 \dots J]) v_j^0 \notin \hat{V} &\rightarrow v_i^0 R_1^1 v_j^0: v_i^0 R_\ell^1 v_j^0, \ell = 2 \dots M, \\ v_i^0 &\in \hat{V}; \\ (\forall i_1, i_2 \in [1 \dots J]) v_{i_1}^0, v_{i_2}^0 &\in \hat{V} \rightarrow v_{i_1}^0 R_k^2 v_{i_2}^0, \\ k &= 1 \dots K \}. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь $R_\ell^1 \in R$ — отношение доминирования относительно G ; $R_k^2 \in R$ — отношение равноценности относительно G .

Запись $v_i^0 R_1^1 v_j^0$ означает «решение v_i^0 предпочтительнее, чем v_j^0 по критерию w_1^0 , если задано бинарное отношение приоритета $R_1^1: w_1^0(q_i^0) < (q_j^0)$ », запись вида $v_i^0 R_\ell^1 v_j^0$ — «реше-

ние v_i^0 удовлетворяет условиям $R_\ell^1 : |w_\ell^0(q_i^0) - w_\ell^*| < \varepsilon_\ell$ (или $w_\ell^0(q_i^0) \leq w_\ell^*$), запись вида $v_{i1}^0 R_k^2 v_{i2}^0$ — «решение v_{i1}^0 равноценно решению v_{i2}^0 , если удовлетворяется условие $R_k^2 : |w_k^0(q_i^0) - w_k^*| < \varepsilon_k$ (или $w_k^0(q_i^0) \leq w_k^*$)». Здесь w_i^0 — решающий критерий, w_ℓ^0 — дополнительные критерии (в том числе и псевдокритерии).

В качестве решающего критерия выберем

$$w_1^0 = \langle \delta_\sigma \rangle / \langle \delta_\sigma \rangle_0, \quad (3)$$

где $\langle \delta_\sigma \rangle$, $\langle \delta_\sigma \rangle_0$ — осредненные по шагу и высоте лопатки за выходными кромками коэффициенты потерь полного давления в относительном движении исследуемого варианта проектного решения и прототипа, соответственно.

В качестве дополнительных критериев могут быть выбраны:

$$\text{— для } PK_j + HA_j : w_2^0 = \max |\Delta \alpha_j^0(r)|, \quad (4)$$

где $\Delta \alpha_j^0(r) = (\alpha_1(r) - \alpha_1(t)) / \Delta \alpha_1(t)$ — относительная степень рассогласования углов потока в абсолютном движении на входе в следующий венец по сравнению с проектными (теоретическими); $\Delta \alpha_1(t)$ — диапазон рабочих режимов по углу атаки на следующий венец.

$$\text{Для } HA_j + PK_{j+1} : w_2^0 = \max |\Delta \beta_{j+1}^0(r)|;$$

$$\text{— для } PK_j + HA_j : w_3^0 = \max |\Delta P_{0j}^0(r)|, \quad (5)$$

где $\Delta P_{0j}^0(r) = (\langle P_{0j} \rangle - P_{0j}(r)) / \langle P_{0j} - P_j \rangle$ — относительная степень неравномерности по высоте лопатки осредненного по шагу полного давления в абсолютном движении за выходными кромками; $\langle P_{0j} \rangle$ — полученное в результате осреднения по шагу и высоте лопатки значение полного давления в абсолютном движении в выбранном сечении;

$$\text{— для } PK_j + HA_j : w_4^0 = \max |\Delta \pi_{0k}^0|, \quad (6)$$

где $\Delta \pi_{0k}^0 = (\langle \pi_{0k} \rangle - \pi_{0k}) / \langle \pi_{0k} \rangle_0$ — относительная степень рассогласования по степени сжатия.

Значения величин w_2^* , w_3^* и w_4^* обычно назначаются специалистом — проектировщиком.

Задача реконструкции (модификации) венца турбомшины (1) математически формулируется следующим образом: задан прототип v_0^0 , множество альтернатив $V = \{v_i^0\}$ и система предпочтений G . Требуется выделить такое допустимое управление $U^0(\Phi^0)$ ($U^0 \in D_U$), которое перевело бы систему из заданного состояния v_0^0 в другое допустимое $\hat{v}^0 \in \hat{V}$ (2) в системе предпочтений G .

В задачах многокритериального принятия решений следует руководствоваться принципом оптимальности решения, который удовлетворяет аксиомам оптимальности по Парето и равенствам нормированных оценок частных критериев.

Определение. Принцип оптимальности решения задачи (1–6) с приоритетом первого критерия.

Существует лучшая альтернатива $\hat{v}^0$ из множества рациональных альтернатив $\hat{v}^0 \in \hat{V}$ задачи многокритериального принятия решений (1–6) в случае приоритета первого критерия над другими, если найдены точка $\hat{U}^0$ и минимальный относительный уровень $\hat{w}^0$ среди всех нормированных критериев такой, что

$$\hat{w}^0 = \min_{U^0} \max_i \left\{ \begin{array}{l} p_i^1 w_i^0(U^0), i = 1 \dots M, U^0 \in D_U : \\ p_i^1 = w_i^0(U^0) / w_i^0(\hat{U}^0), \\ p_i^1 \in [p_i^1(\hat{U}^0), p_i^1(U^0)] \end{array} \right\} \quad (7)$$

Сформулированная задача относится к задачам синтеза оптимального управления $U^0(\Phi^0)$ с подвижными концами при наличии ограничений на режимные, фазовые и управляющие параметры.

Фазовые переменные определяются путем компьютерного моделирования СТС, основанного на применении компьютерной интерактивной системы инженерного анализа трехмерного вязкого течения в межлопаточных каналах турбомшины.

Эффективное решение задач многокритериального принятия решений возможно путем иерархической организации алгоритма: исходная задача большой размерности сводится к решению подзадач меньшей размерности. При этом множество допустимых решений разбивается на ряд подмножеств. Исключение из дальнейшего рассмотрения бесперспективных подмножеств позволяет сократить перебор вариантов решения задачи.

В соответствии с основными принципами системного подхода проведена декомпозиция общей задачи многокритериального принятия решений при формировании облика венцов турбомашин на ряд задач: синтеза системных рациональных проектных решений по основным конструктивным параметрам венца и решеток профилей в сечениях вдоль размаха лопатки (с использованием профилей некоторого типичного семейства форм) и синтеза формы профилей в сечениях. Основанием для выбранной иерархии подзадач является принятое упорядочение управляющих параметров в порядке убывания влияния на значения приоритетных, исходя из системы предпочтений, критериев качества технического решения.

Постановка и метод решения первой подзадачи рассмотрены в [6]. Постановка и метод решения вариационной задачи аэродинамики построения профиля в плоских решетках рассмотрены в [7]. Предложенный в [7] метод был распространен на трехмерный случай. Для компьютерного моделирования трехмерного вязкого течения использовали адаптивную пространственную расчетную сетку, получаемую стыковкой сеток типа «Н» на поверхностях вращения в радиальном направлении. Координаты первоначально взятых профилей в сечениях вдоль размаха лопатки определяли как точки пересечения выпуклой и вогнутой поверхностей лопатки с поверхностями вращения, на которых располагались внутренние узлы расчетной сетки. Распреде-

ния давления $P_0(s)$ как функции дуговой абсциссы первоначально взятого контура γ_0 для каждой из сторон профиля в отдельности в сечениях вдоль размаха лопатки определяли путем компьютерного моделирования трехмерного вязкого течения в межлопаточных каналах венцов. Новую форму профилей в сечениях находили как квазирешение вариационной задачи аэродинамики построения профиля в решетках на поверхностях вращения, близких или совпадающих с осесимметричными поверхностями тока в полном соответствии с методом [7].

Разработана информационная технология аэродинамического анализа и совершенствования венцов турбомашин. Информационная технология процесса совершенствования предполагает наличие исходного венца-прототипа, который в дальнейшем реконструируется в целях повышения его аэродинамической эффективности. Структура компьютерной адаптивной системы поддержки принятия решений при формировании рациональной формы венца турбомашин на стадии концептуального проектирования показана на рис. 1. В общей структуре проектирования можно выделить два контура — внешний и внутренний.

Во внешнем контуре проводится параметрический синтез системных рациональных проектных решений по основным конструктивным параметрам венца и решеток профилей в сечениях вдоль размаха лопатки. В соответствии с обобщенным алгоритмом установлен следующий порядок операций. Специалист - проектировщик на основе собственного опыта и базы данных (БД) выбирает из набора проектных параметров подмножество управляющих параметров, на основе которых будет происходить модификация исходного варианта облика венца. Кроме того, возможен вариант, при котором подмножество допустимых управляющих параметров формируется генератором альтернатив (ГА) и базой знаний (БЗ) с использованием информации из

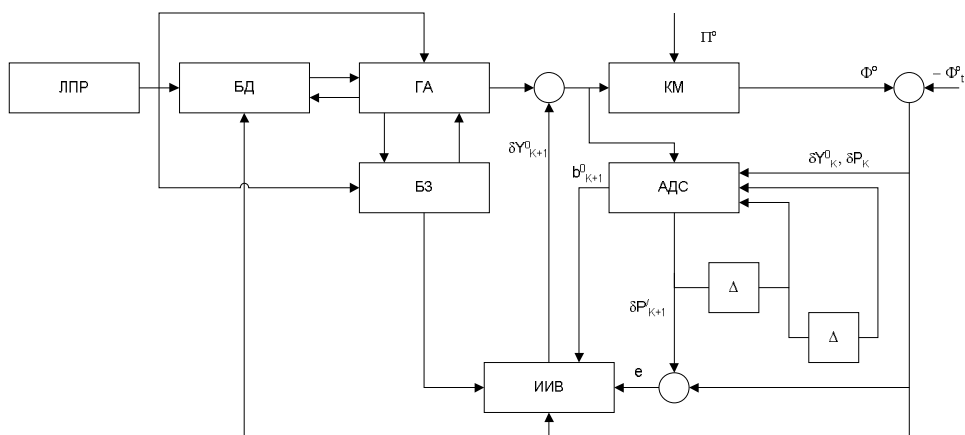


Рис. 1. Структура компьютерной адаптивной системы поддержки принятия решений

БД. Далее проводится компьютерное моделирование (КМ) альтернативного варианта конструкции венца с заданными режимными и проектными (Π^0) и выбранными управляющими (U^0) параметрами. Фазовые переменные альтернативного варианта (Φ^0), полученные на основе КМ, сравниваются с заданными Φ^0 , после чего проводится визуализация и анализ результатов расчетов лицом, принимающим решение (ЛПР). Далее, либо генерируется новый вариант облика конструкции венца, либо параметрический синтез решений продолжается по внутреннему контуру.

Во внутреннем контуре синтезируется форма профилей в сечениях вдоль размаха лопатки. В его состав входит три блока: КМ венца, адаптивной дифференциальной связи (АДС) и идентификации источников возмущений (ИИВ). КМ потока в межлопаточных каналах венца турбомшины связано с относительно высокой вычислительной сложностью и трудоемкостью, поэтому для повышения эффективности обобщенного алгоритма в систему были введены АДС и ИИВ. Использование АДС и ИИВ обусловлено тем, что малые возмущения формы профилей, генерируемые ГА, достаточно точно могут быть предсказаны как квазирешения вариационной задачи аэродинамики. В соответствии с обобщенным алгоритмом установлен следующий порядок операций во внутреннем контуре: адаптация

дифференциальной связи, определение оптимальных исходных распределений давления (ИРД) $\hat{P}_1(s)$, нахождение поправок к координатам обводов для каждой из сторон контуров профилей в отдельности и их модификация на полученные величины $\hat{\delta}_1^*(s)$ в сечениях вдоль размаха лопатки. На начальном этапе работы системы по выбранному контуру реализуется процесс обучения АДС. Коррекция коэффициентов b_{ik} влияния δY_{ik} возмущений формы в k -х точках контура профиля проводится посредством алгоритма адаптации, который в качестве обратной связи реализует контроль отклонения предсказываемой АДС вариации давления $\delta P'_k$, вызванной вариацией формы профиля $\hat{\delta}_1^*(s)$, от рассчитываемой — δP_k путем КМ. Когда заданная точность предсказания достигнута, осуществляется ИИВ на основе рассчитанных в блоке АДС коэффициентов влияния b_{ik} . Далее определяются оптимальные ИРД $\hat{P}_1(s)$ в сечениях вдоль размаха лопатки. ИИВ заключается в построении квазирешения обратной краевой задачи аэродинамики (ОКЗА) — гидродинамики целесообразного распределения давления (ГЦРД), удовлетворяющего условию совместимости исходных данных (УСИД) и условиям конструктивной реализуемости и разрешимости (УР) ОКЗА, а также соответствующей ему вариации формы профиля $\hat{\delta}^*(s)$. Входными данными для ИИВ кроме

оптимальных ИРД являются проектные и фазовые параметры решеток профилей в сечениях вдоль размаха лопатки. В процессе синтеза решений по внутреннему контуру ИИВ генерирует возмущения формы профилей и вновь, уже для новой формы лопатки рассчитывается распределение давления посредством КМ. На каждом шаге итераций точность предсказываемой АДС вариации давления $\delta P'_k$ оценивается по данным КМ и в случае необходимости проводится повторное обучение АДС. При достижении с заданной точностью ε значений критерия качества $w(\Delta\delta^*) = \max(\text{abs}(\delta_L^*(s) - \delta_{L-1}^*(s))) < \varepsilon$ при построении квазирешения ОКЗА на выбранном множестве корректности процесс вычислений по внутреннему контуру останавливается. Выходные данные в форме массива точек, задающих форму профилей в сечениях вдоль размаха лопатки, возвращаются в БД. Фазовые переменные альтернативного варианта Φ^0 , полученные на основе КМ, сравниваются с заданными Φ^0 , после чего выполняется визуализация и анализ результатов расчетов ЛПР. Далее, либо параметрический синтез решений продолжается по внешнему контуру (ГА генерирует новый вариант облика конструкции), либо процесс глобальных итераций останавливается.

Таким образом, ЛПР в соответствии с обобщенным алгоритмом проводит анализ множества рациональных альтернатив $\hat{V}$, информация о кото-

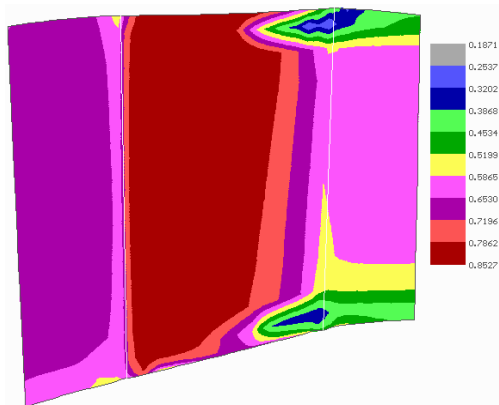
рых хранится в БД, и выбирает наилучшую альтернативу $\hat{V}^0$ — системное рациональное проектное решение.

Тестовые примеры

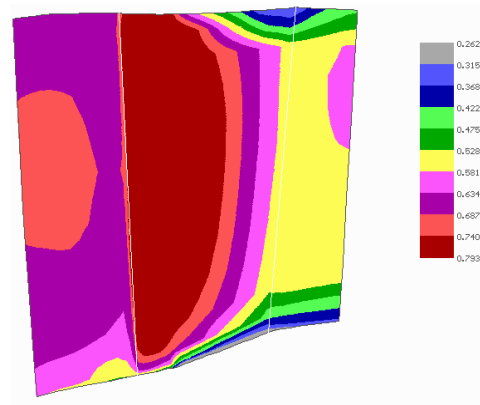
В качестве тестового примера приведены результаты трехмерной реконструкции направляющего аппарата (НА) вентилятора перспективного авиационного двигателя и компьютерного моделирования потока с помощью САЕ системы в нем. Результаты показаны на рис. 2-3. Основные параметры венца представлены в работе [6]. Использование профилей с откорректированной диффузорностью обеспечивает снижение потерь полного давления в венце на 10%.

Заключение

Разработаны постановка и метод решения задачи многокритериального принятия решений при формировании рациональной пространственной формы венцов турбомашин. Обоснована система предпочтений, структурированных в виде системы правил формирования управляющих переменных. Разработаны обобщенный алгоритм и средства информационной технологии решения задачи реконструкции (модификации) венцов турбомашин. Перспективным направлением дальнейших исследований является разработка эффективных алгоритмов дискретной оптимизации поиска глобальных экстремумов.



Исходный профиль



Лопатка с окружным навалом и измененными меридиональными обводами

Рис. 2. Распределение чисел Маха на стороне разрежения НА

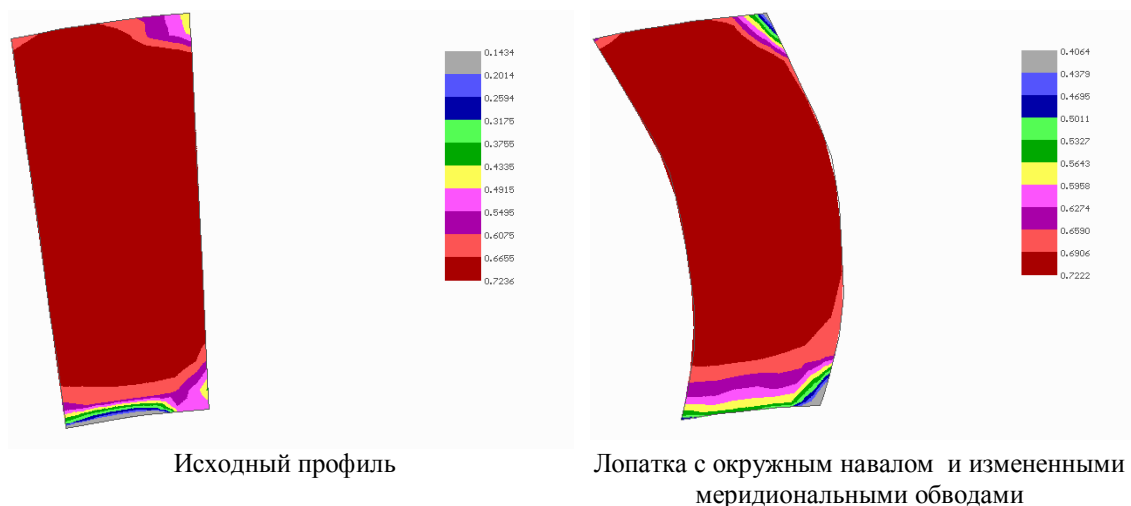


Рис. 3. Распределение удельного расхода на выходе НА

Литература

1. Lampart P., Yershov S. 3D shape optimization of turbomachinery blades // Task quarterly 6 2002. - No. 1. – P.113-125.
2. Burguburu S., Toussaint C., Leroy G. Numerical optimization for turbomachinery blades aerodynamic design using gradient method coupled with a Navier-Stokes solver //ISABE-2001-1117
3. Marc G. Nagel Leonhard Fottner Ralf-D. Baier Optimization of three dimensionally designed turbine blades and sided walls //ISABE-2001-1058
4. Гельфандбейн Я. А., Рудинский И. Д., Новожилова Н. В. Гибридные многомодельные системы. Вопросы реализации // Техническая кибернетика.-1991.-№3.- С.174-183.
5. Интеллектуальные системы принятия проектных решений / А. В. Алексеев, А. Н. Борисов, Э. Р. Вилломс, Н. Н. Слядзь, С. А. Фомин. – Рига: Зинатне, 1997.-320 с.
6. Угрюмов М.Л., Меняйлов А.В., Цегельник А.М. Параметрический синтез трехмерного рационального профилирования венцов турбомашин с использованием САЕ-систем // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр. / Гос. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».-Х., 2000. - Вып.21. - С.195-201.
7. Ugryumov M.L., Tsegelnik A.M., Menyaylov A.V. Computer – aided Improvement of the Axial Turbomachinery Rows Streamlined by 3D Viscous Flow // Turbomachinery. - Lodz, 1999. -No.115.- P.379-386.

Поступила в редакцию 11.04.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Бастеев А.В., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; канд. техн. наук, доцент Тарасов А.И., НТУ «ХПИ», г. Харьков.

УДК 621.41.001.572: 51+ 536.2.072

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТОДОВ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ МОНИТОРИНГА ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД

Д.В. Крикунов, А.В. Олейник, канд. техн. наук

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

Выполнен анализ эффективности применения методов решения задач мониторинга температурного состояния деталей ГТД. Получены количественные оценки размерности и вычислительной трудоёмкости методов мониторинга. Сделаны выводы о перспективах использования рассмотренных методов для решения различных типов задач мониторинга температурного состояния.

* * *

Виконано аналіз ефективності використання методів вирішення задач моніторингу температурного стану деталей ГТД. Отримані кількісні показники розмірності і обчислювальної трудомісткості методів моніторингу. Зроблено висновки щодо перспектив використання методів, що були розглянуті, для вирішення різних типів задач моніторингу температурного стану.

* * *

The calculation efficacy of various mathematical methods used to solve heat transfer monitoring problems in gas turbine engine parts is analyzed. The number of dimension and ordinary arithmetical operation number of this methods are estimated. The analysis results allow to determine field of application and possibility of this methods to solve heat transfer monitoring problems in future trends.

Общая постановка проблемы и её связь с научно-практическими задачами. Для повышения эффективности и безопасности эксплуатации ГТД и дорогостоящего теплоэнергетического оборудования большое значение приобрели автоматизированные системы (АС) контроля и диагностики. В алгоритмах этих систем используются специализированные математические модели (диагностические модели, модели мониторинга), целью которых является решение задач мониторинга, заключающихся в непрерывном вычислении параметров состояния контролируемых объектов. Характерной задачей мониторинга для АС контроля и диагностики ГТД и теплоэнергетического оборудования является задача мониторинга температурного состояния (ТС) в опасных точках их деталей.

Обзор публикаций и анализ проблемы. Можно выделить три группы методов, используемых для решения задач мониторинга ТС: 1) регрессионные модели [1, 2 и др.]; 2) сеточные (дискретные) модели малой размерности [3, 4 и др.]; 3), методы использующие математический аппарат интегральных уравнений [5, 6 и др.]. Ограниченный набор методов объясняется противоречивыми требованиями,

предъявляемыми к моделям мониторинга ТС. С одной стороны, в модели должен быть реализован метод, позволяющий решать задачи теплопроводности довольно общей формулировки; с другой стороны – удовлетворять требованиям, обусловленным работой в составе алгоритмов АС контроля и диагностики. Они должны иметь возможность работать в масштабе реального времени, следовательно, обладать достаточной точностью, быстросчётностью и требовать малых ресурсов памяти ЭВМ.

Вследствие увеличения вычислительных возможностей ЭВМ, используемых в АС контроля и диагностики, происходит постоянное развитие методов решения задач мониторинга температурного состояния по пути учёта большего числа факторов и, следовательно, усложнения моделей. Повышение точности решения задач мониторинга температурного состояния требует создания и развития методов, позволяющих решать стационарные и нестационарные задачи теплопроводности, учитывать сложность геометрии, температурные нелинейности (зависимости теплофизических свойств материала и параметров граничных условий от температуры), различные типы граничных условий (ГУ) теплооб-

мена и пр. Кроме того, в рамках предложенного метода желательно иметь возможность решения задачи определения температурных напряжений в опасной точке детали. Таким образом, развитие методов решения задач мониторинга температурного состояния требует проведения анализа вычислительной эффективности и возможностей методов решения задач теплопроводности.

Цель исследований. Целью исследований являлся анализ эффективности методов решения задач теплопроводности с точки зрения их применения для решения задач мониторинга ТС деталей ГТД и теплоэнергетического оборудования.

Содержание исследований. Для оценки эффективности методов решения задач мониторинга ТС рассмотрим следующие их качества: 1) возможность решения задач теплопроводности различной сложности (стационарных и нестационарных, с различными типами ГУ и температурных нелинейностей); 2) вычислительная трудоёмкость метода (размерность задачи N , число элементарных операций N_0 , требуемая память) и возможность понижения размерности задачи; 3) трудоёмкость создания модели; 4) надёжность вычислительного алгоритма. Под размерностью задачи будем рассматривать количество связей (уравнений) системы. Элементарными операциями считаются арифметические операции умножения и деления.

Ключевыми числовыми характеристиками при анализе эффективности методов являются размерность задачи N и число элементарных операций N_0 . Размер требуемой памяти ЭВМ определяется объёмом массивов характеристик системы, промежуточной числовой информации и зависит от размерности задачи и количества операций. Трудоёмкость создания модели пропорциональна размерности задачи. Надёжность отлаженных вычислительных алгоритмов с «фильтруемыми» входными данными в основном зависит от числа вычислительных

операций, так как чем больше число операций и время вычислений, тем выше вероятность сбоя.

Модели мониторинга ТС в виде регрессионных зависимостей не отражают физических закономерностей теплопереноса и являются моделями типа «чёрный ящик». Вследствие этого они могут быть использованы для решения задач мониторинга, когда температуры в детали являются функциями ограниченного (обычно небольшого) числа аргументов. Они имеют простую математическую структуру, вследствие чего являются наиболее экономичными с точки зрения привлекаемых ресурсов ЭВМ. Размерность регрессионной модели для одного моделируемого параметра равна единице

$$N = 1, \quad (1)$$

а число элементарных операций зависит от принятой структуры регрессионной зависимости. Так, для полных полиномов J аргументов степени s может быть вычислено по следующей зависимости:

$$N_0 = \sum_{i=0}^s J^{s-i} (s-i). \quad (2)$$

Трудоёмкость получения исходной информации для построения регрессий связана с необходимостью проведения численных или физических экспериментов с привлечением точных математических моделей (моделей верхнего уровня). Трудоёмкость зависит от количества аргументов модели (влияющих факторов), объёма вычислений при решении задачи с помощью модели верхнего уровня, возможности алгоритмизации процесса вычисления матрицы плана. Вследствие этих причин, даже при современных возможностях ЭВМ для решения модельных задач, в настоящее время регрессионные модели используются для мониторинга установившихся температурных состояний при количестве влияющих факторов менее трех-пяти.

Сеточные методы (метод конечных элементов, метод конечных разностей, метод прямых) и методы, использующие математический аппарат интегральных уравнений (методы граничных интеграль-

ных уравнений, расчётно-аналитические методы), являются более универсальными, чем регрессионные зависимости, так как отражают физические закономерности теплопереноса. Они позволяют решать стационарные и нестационарные задачи теплопроводности с различными типами ГУ теплообмена и наличием температурных нелинейностей. Сеточные методы позволяют учитывать все типы температурных нелинейностей. Методы, использующие математический аппарат интегральных уравнений, применимы тогда, когда может быть обеспечена внутренняя линейность задачи теплопроводности [7].

Вычислительная трудоёмкость, точность и трудоёмкость создания сеточных моделей зависит от степени пространственной дискретизации, которая в свою очередь зависит от сложности геометрии рассматриваемого объекта. От сложности геометрии также зависит принципиальная возможность применения методов прямых и конечных разностей, а также возможность понижения размерности задачи при использовании метода конечных элементов (МКЭ), так как существует стандартный набор форм конечных элементов. Кроме того, МКЭ очень чувствителен к выбору временного шага, что создаёт трудности дискретизации по времени [7, 8].

Таким образом, минимальная размерность сеточных методов лимитируется требуемой точностью и сложностью геометрии. Вследствие этого, несмотря на универсальность, их применение для решения задач мониторинга температурного состояния деталей ГТД в настоящее время ограничено деталями простой геометрической формы, где размерность задачи может быть сильно понижена без существенной потери точности моделирования.

С точки зрения размерности задачи более выгодными по сравнению с сеточными методами являются методы на основе интегральных уравнений. К этой группе методов относятся методы граничных интегральных уравнений и расчётно-аналитические

методы решения температурных задач. Под расчётно-аналитическими понимаются методы, в которых записывается замкнутое решение задачи, содержащее аппроксимированные по результатам физического или численного эксперимента функции. Методы на основе интегральных уравнений позволяют при той же точности, что и сеточные методы, понизить пространственную размерность задачи на единицу, так как требуют пространственной дискретизации не всей объёмной области, а только её границы. Эти методы позволяют также уменьшить размерность задачи теплопроводности за счёт более грубой пространственной дискретизации. Методы на основе интегральных уравнений более устойчивы относительно выбора шага временной дискретизации [7], что позволяет, увеличив временной шаг, уменьшить вычислительную трудоёмкость задачи теплопроводности.

Трудоёмкость создания моделей этого типа связана с описанием статических и динамических характеристик тепловой системы. В методах граничных интегральных уравнений они вычисляются в процессе решения посредством численного интегрирования по граничной поверхности. Трудоёмкость их создания заключается в описании модели теплопереноса на границе тела (на граничных элементах). Расчётно-аналитические методы используют структуру решения в виде интегральных граничных уравнений и статические и динамические характеристики тепловых систем, полученные из предварительных расчётов на моделях верхнего уровня. Такой подход позволяет устранить трудоёмкую вычислительную процедуру интегрирования по граничной поверхности, но увеличивает трудоёмкость создания модели, так как требует проведения численных экспериментов на точных математических моделях. Точность и трудоёмкость создания этих моделей зависит от количества статических и динамических характеристик, привлекаемых для описания рассматриваемой тепловой системы.

Выполним количественный анализ вычислительной трудоёмкости и размерности сеточных методов на примере МКЭ и методов на основе интегральных уравнений на примере методов граничных интегральных уравнений (МГИУ). В качестве модельной задачи рассмотрим задачу теплопроводности в кусочно-однородной области без внутренних источников теплоты с различными типами ГУ теплообмена на границе. Для оценки размерностей дискретных моделей в качестве области решения задачи будем рассматривать квадрат (двумерная задача) и куб (трёхмерная задача).

Применение рассматриваемых методов подразумевает пространственную дискретизацию задачи теплопроводности, в МКЭ – по всему объёму, в МГИУ – по граничной поверхности. После дискретизации задача теплопроводности описывается системой линейных алгебраических уравнений (СЛАУ)

$$A\vec{T} = \vec{B}, \quad (3)$$

где $\vec{T}$ – вектор искомых температур, размерностью (1×1) ; A – $(m \times 1)$ матрица связей; $\vec{B}$ – $(m \times 1)$ вектор, зависящий от параметров ГУ теплообмена и вектора искомых температур на предыдущем шаге.

Степень дискретизации (максимальный размер конечного или граничного элемента) для МКЭ и МГИУ одинакова и зависит от требуемой точности моделирования [7]. Будем считать, что для достижения некоторого уровня точности количество узлов дискретной модели по каждой из координатных осей равно n . Тогда размерность СЛАУ теплового баланса для МКЭ J_V в двух- и трёхмерной задачах соответственно равна n^2 и n^3 . При МГИУ размерность СЛАУ J_B равна соответственно $4(n-1)$ и $6n^2 - 8n + 4$.

Размерности матриц и векторов СЛАУ теплового баланса (3) при использовании МКЭ для всех типов ГУ теплообмена, стационарных и нестационарных задач $m = l = J_V$. При этом матрица связей A яв-

ляется разреженной симметрической ленточной матрицей [8]. Размерность МКЭ

$$N = J_V. \quad (4)$$

Размерность МГИУ зависит от типа ГУ теплообмена. При граничных условиях, не зависящих от температуры поверхности (ГУ 1-го и/или 2-го родов), задача формулируется в виде интеграла суперпозиции, следовательно, размерность равна

$$N = 1. \quad (5)$$

Если на граничной поверхности имеются участки с заданными ГУ, зависящими от температуры (ГУ 3-го рода, нелинейные ГУ 2-го рода), то размерности матриц и векторов СЛАУ (3) m и l равны количеству этих участков. С добавлением интеграла суперпозиции имеем следующую оценку размерности МГИУ:

$$N \leq J_B + 1. \quad (6)$$

Выражения (4)-(6) позволяют получить следующие соотношения размерностей МКЭ и МГИУ

$\eta = N_{МКЭ} / N_{МГИУ}$. Для стационарных задач $\eta = N_{МКЭ} = J_V$. Для нестационарных двумерной и трёхмерной задач $\eta = 0.2499n + 0.1964$ и $\eta = 0.1666n + 0.2314$ соответственно.

При оценке числа элементарных операций не будем рассматривать операции, связанные с вычислением коэффициентов СЛАУ (3), так как вычислительная трудоёмкость этой процедуры пропорциональна размерности задачи. Число элементарных операций N_O при использовании МКЭ не зависит от типа ГУ и стационарности или нестационарности рассматриваемой задачи, а зависит только от размерности матрицы связей A [8, 9]. Разработаны специальные методы решения СЛАУ с симметрическими разреженными матрицами, имеющими место при решении задач с помощью МКЭ [9]. Будем считать, что для решения рассматриваемой СЛАУ может быть один из экономичных методов – метод параллельных сечений [9]. Количество элементар-

ных операций решения разреженных систем с помощью метода параллельных сечений состоит из операций разложения матрицы связей A и собственно решения системы уравнений [9]:

$$N_0 = \left(\frac{28}{3}\right)^{\frac{1}{2}} m^{\frac{5}{2}} l + O(m^2 l) + 4\sqrt{3} m^{\frac{3}{2}} l + O(ml). \quad (7)$$

В системе уравнений МКЭ $m = l = J_V$. Подставив значения m и l в (7), получим оценку числа элементарных операций для МКЭ

$$N_0 = \left(\frac{28}{3}\right)^{\frac{1}{2}} J_V^{\frac{7}{2}} + 4\sqrt{3} J_V^{\frac{5}{2}} + O(J_V^3). \quad (8)$$

В отличие от МКЭ число элементарных операций N_0 при использовании МГИУ зависит как от типа ГУ, так и стационарности или нестационарности рассматриваемой задачи. В зависимости от сочетания указанных факторов можно рассмотреть четыре возможных варианта с различными наборами вычислительных процедур (таблица).

Вычислительные процедуры при решении задач теплопроводности с помощью МГИУ

ГУ	Стационарные задачи	Нестационарные задачи
Не зависящие от температуры поверхности.	1. Вычисление суммы откликов от каждого граничного участка	2. Интегрирование интеграла суперпозиции откликов по времени
Зависящие от температуры поверхности	3. Решение СЛАУ и вычисление суммы откликов от каждого граничного участка	4. Решение СЛАУ и интегрирование интегралов суперпозиции откликов по времени

В случае 1 (таблица) решение представляет собой сумму произведений интенсивностей граничных условий на соответствующие коэффициенты влияния каждого граничного участка на температуру в

искомой точке тела. Количество элементарных операций в этом случае

$$N_0 = J_B. \quad (9)$$

В случае 2 (таблица) решение находят путём численного интегрирования интеграла суперпозиции откликов. Считая, что каждая переходная характеристика тепловой системы численно описывается массивом из s пар чисел (обычно $s \approx O(10^2)$), а интегрирование выполняется рекуррентно с помощью формулы трапеций, получим следующую оценку количества элементарных операций:

$$N_0 = 3sJ_B. \quad (10)$$

В случае 3 (таблица) вначале решается СЛАУ для нахождения значений ГУ на граничных участках, а затем вычисляется сумма откликов от действия каждого граничного участка на температуру опасной точки. В случае МГИУ матрица связей системы A является плотной и имеет размер $(J_B \times J_B)$. При этом одним из наиболее эффективных методов решения рассматриваемой СЛАУ является метод квадратного корня [9, 10], количество элементарных операций которого равно $\frac{J_B^3 + 9J_B^2 + 2J_B}{6}$. Таким образом, общее число элементарных операций

$$N_0 = \frac{J_B^3 + 9J_B^2 + 2J_B}{6} + J_B. \quad (11)$$

Наиболее вычислительно трудоёмким является случай 4 (таблица), при которых вначале решается СЛАУ для нахождения параметров ГУ на границе. Затем выполняется интегрирование по времени интегралов суперпозиции откликов граничных температур и температуры в опасной точке. Количество элементарных операций в этом случае

$$N_0 = \frac{J_B^3 + 9J_B^2 + 2J_B}{6} + 3s(J_B + 1). \quad (12)$$

Соотношение числа элементарных операций $\mu = \frac{N_{0\text{МКЭ}}}{N_{0\text{МГИУ}}}$ при использовании МКЭ и

МГИУ для двух- и трёхмерных задач показано на рис. 1 и 2 соответственно.

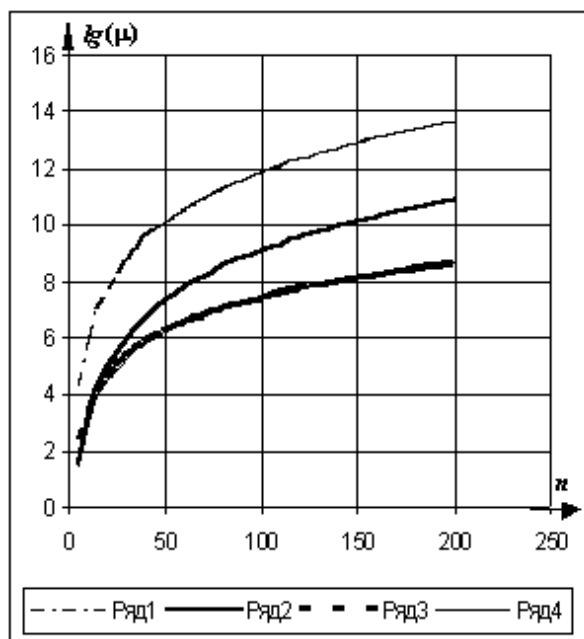


Рис. 1. Соотношение числа элементарных операций МКЭ и МГИУ $\mu = N_{\text{МКЭ}}/N_{\text{МГИУ}}$ для двумерной задачи теплопроводности.

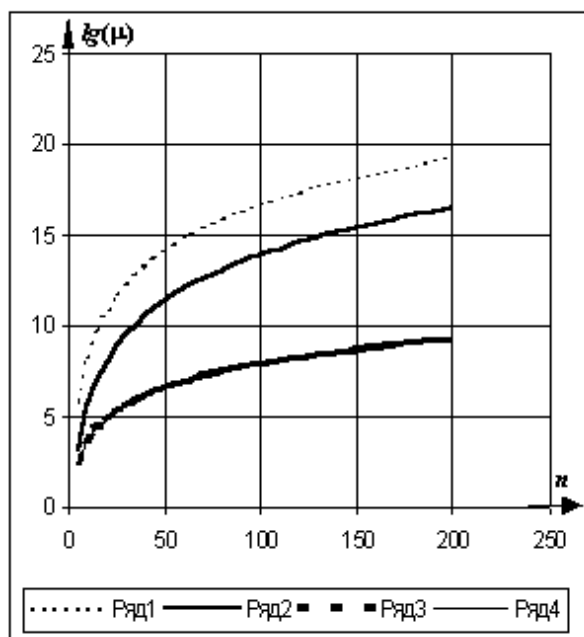


Рис. 2. Отношение числа элементарных операций МКЭ и МГИУ $\mu = N_{\text{МКЭ}}/N_{\text{МГИУ}}$ для трёхмерной задачи теплопроводности.

Выводы. Исследованы возможности и получены оценки размерности N (1), (4)-(6) и количества элементарных операций N_o (2), (8)-(12) методов

решения задач мониторинга ТС, которые позволяют сделать следующие выводы об их эффективности.

В силу нефизичности регрессионных зависимостей область из применения ограничена классом задач теплопроводности, где искомая температура является функцией ограниченного числа параметров. В силу большой трудоёмкости получения исходных данных для их построения число параметров этих моделей в настоящее время – не более пяти.

В отличие от регрессионных зависимостей, сеточные (дискретные) модели малой размерности и модели на основе интегральных уравнений отражают физические закономерности теплопереноса и позволяют решать стационарные и нестационарные задачи теплопроводности с различными типами граничных условий теплообмена и наличием температурных нелинейностей.

Эффективной областью применения сеточных (дискретных) методов малой размерности являются стационарные и, особенно, нестационарные задачи теплопроводности с наличием существенных внутренних температурных нелинейностей в телах простой геометрии. Противоречивые требования к точности и быстросчётности, влияющие на выбор размерности этих моделей, не всегда могут быть выполнены, что существенно ограничивает их область применения для тел сложной геометрии. В качестве недостатка применения сеточных методов для решения задач мониторинга ТС можно указать избыточность выходной информации. Они рассчитывают всё поле температур, в то время как в задачах мониторинга достаточно следить за изменением температурного состояния только в одной или нескольких точках контролируемой детали.

Методы на основе граничных интегральных уравнений являются более гибкими с точки зрения понижения размерности задачи теплопроводности, имеют меньшую размерность и вычислительную трудоёмкость (рис. 1, 2), но область их применения

ограничена случаями внутренней линейности рассматриваемой задачи. Эффективной областью их использования являются стационарные задачи теплопроводности. С точки зрения вычислительной эффективности решения нестационарных задач в телах сложной геометрии, методы на основе граничных интегральных уравнений также более эффективны по сравнению с сеточными методами, но трудоёмкость их создания, как правило, выше. Трудоёмкость создания моделей мониторинга нестационарных температурных состояний связана с необходимостью идентификации динамических характеристик тепловой системы, количество которых зависит от размерности задачи.

Все рассмотренные методы наряду с решением задачи теплопроводности позволяют теми же подходами решать задачу определения температурных напряжений в опасных точках детали. Это обстоятельство позволяет сделать аналогичные выводы об эффективности применения этих методов для решения задач мониторинга температурных напряжений.

Литература

1. Регрессионные модели нагружения деталей газотурбинного двигателя в АС контроля выработки его ресурса /А.Н. Ветров, П.В. Королёв, А.В. Тарасенко, А.С. Якушенко // Проблемы управления технической эксплуатацией авиационной техники: Сб. науч. тр. –К.: КМУГА. 1997. –С. 14-16.
2. Моделирование температурного состояния деталей на установившихся режимах для систем учёта выработки ресурса газотурбинных двигателей/ А.В. Олейник, Д.В. Крикунов, Н.А. Шимановская, С.Б. Резник, Е.А. Бандурко // Авіаційно-космічна техніка і технологія: Зб. наук. праць Національного аерокосмічного університету. – Харків: ХАІ, 2002. – Вип. 34. Двигуни та енергоустановки. –С. 133–135.

3. Paquet M.D., Gatlin P.K., Cote S.M. Usage monitoring – a milestone in engine life management. // AIAA-1985. -№1206. -6р.

4. Исследование теплового и термонапряжённого состояния дискового ротора ГТД /Ю.В. Петельгузов, О.Т. Ильченко, Б.А. Левченко, А.А. Шевелёв // Методы и средства машинной диагностики газотурбинных двигателей и их элементов: Тез. докл. Всесоюз. научн. конф.. – Харьков: ХАИ, 1980. –Т. 2. –С. 144–145.

5. Арюткин Ю.И., Курякин В.Ф., Семёнов Ю.К. Расчётно-экспериментальный метод решения температурных задач при переменных по координате и во времени граничных условиях // ИФЖ. –1991. –Т. 61, №3. –С. 479-484.

6. Олейник А.В. Диагностические модели термонапряжённого состояния деталей ГТД на нестационарных режимах // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр. Национального аэрокосмического ун-та.– Харьков: ХАИ, 2000. – Вип. 19. Тепловые двигатели и энергоустановки. –С. 219–222.

7. Бреббия К., Теллес Ж., Вроубел Л. Методы граничных элементов: Пер. с англ. – М.: Мир, 1987. –524 с.

8. Шабров Н.Н. Метод конечных элементов в расчётах деталей тепловых двигателей. – Л.: Машиностроение, 1983. – 212 с.

9. Джордж А., Лю Дж. Численное решение больших разреженных систем уравнений: Пер. с англ. – М.: Мир, 1984. –333 с.

10. Фаддеев Д.К., Фаддеева В.Н. Вычислительные методы линейной алгебры. – М.: Физматгиз, 1960. –656 с.

Поступила в редакцию 17.04.03

Рецензенты: канд. техн. наук, ст. преп. Филяев В.А., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; доктор техн. наук, профессор Ведь В.Е., Национальный технический университет "ХПИ", г. Харьков.

УДК 621.951.47

**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ И ВЫБОР
ОЧИСТКИ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ АГРЕГАТОВ***А.В. Лосев, канд. техн. наук, А.А. Жданов, Е.Н. Сломинская, канд. техн. наук**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Выполнен анализ состояния проблем очистки сложнопровильных поверхностей прецизионных деталей агрегатов летательных аппаратов и рассмотрены различные методы решения этих проблем.

* * *

Виконано аналіз стану проблеми очищення складних поверхонь прецизійних деталей літальних апаратів і розглянуто різні методи розв'язання цих проблем.

* * *

Problems of cleaning of precision parts intricate shape surfaces of aircraft assembly units are analyzed and different methods of its solution are examined.

Проблема повышения надежности и ресурса машин тесно связана с обеспечением чистоты поверхностей и кромок деталей, а также рабочих полостей узлов. По статистическим данным, до 50% всех отказов гидравлических систем самолетов, связанных с выходом из строя насосов, заклиниванием распределительных и регулирующих устройств, повышенным износом ответственных деталей, происходит по причине технологических загрязнений. При обеспечении чистоты поверхностей деталей и рабочих полостей машин ресурс может быть увеличен в два-три раза [2]. Поэтому интерес к отделочно-очистным технологиям (ООТ) в высокоразвитых в промышленном отношении странах не ослабевает на протяжении последних 30 лет. В США работают в данной области техники более 2000 тысяч фирм. За последние 10 лет количество отделочно-очистных методов увеличилось с 80 до 110 [12].

В СССР (1990—91 годы) была предпринята попытка перехода от разрозненных исследований и разработок отделочных технологий и оборудования к целостной технологической системе [9]. Но работы в этом направлении были прекращены с ликвидацией СССР.

В Национальном аэрокосмическом университете «ХАИ» работы по исследованию ООТ и оборудования на базе импульсных источников энергии были начаты в 1975 году, а с 1980 года исследова-

ния и разработки выполнялись по общесоюзным программам ГКНТ СССР.

Изучалась не только физика процессов очистки поверхностей и кромок деталей, но и область применения новых технологий. Были обследованы предприятия практически всех отраслей машиностроения, в результате чего установлена взаимосвязь работоспособности, эксплуатационной надежности, долговечности изделий и доли отделочно-очистных операций в общей трудоемкости изготовления ответственных деталей. Трудоемкость этих операций по мере убывания требований к надежности изделий следующая: при изготовлении отдельных видов боеприпасов – 70...80% ; в авиадвигателестроении – 30...55%; в авиаагрегатостроении – 30...50%; в станкостроении – 4...12%; в тракторостроении – 2...8%; в легпишемашиностроении – 2...4%. Низкое качество продукции последней отрасли послужило причиной расформирования и переподчинения ее предприятий оборонному комплексу.

При исследовании технологических загрязнений поверхностей деталей нами обнаружено, что все виды механической обработки, использующие режущий инструмент, сопровождаются образованием на поверхностях и кромках помимо микрозаусенцев еще микрочастиц и микрозаусенцев из обрабатываемого материала и инструмента, не от-

фильтровываемых бортовыми фильтрами [4]. По статистике основная доля отказов золотниковых агрегатов происходит из-за превышения норм по массовой концентрации частиц и эти микроскопические загрязнения необходимо удалять и предотвращать их массовое образование. Попадая в зазоры между движущимися частями прецизионных пар, частицы вызывают преждевременный их износ или заклинивания. Эти неисправности могут привести к авариям или к катастрофам летательных аппаратов. Установлено, что эффект от применения ООТ достигается при 100%-ной обработке деталей, входящих в замкнутую систему машины или автономного агрегата.

В таблице приведены основные методы отделки и очистки поверхностей и кромок деталей. Такое многообразие методов тем не менее не решает проблем не только авиационного агрегатостроения, но и нашего машиностроения в целом потому, что накопленный опыт использования многих технологий мало доступен и для эффективной обработки деталей даже среднего машиностроительного завода Украины необходимо применить около 10 – 15 методов [6].

Актуальность проблемы очистки кромок и поверхностей деталей агрегатов летательных аппаратов связана с обеспечением эксплуатационной надежности авиационной техники, а в рыночных условиях еще и необходимостью обеспечения конкурентной способности продукции.

Рассмотрим технологические особенности типовых отделочно-очистных методов. Исходя из физико-химического воздействия на материалы при обработке, существующие методы отделки и очистки деталей можно разделить на пять групп, каждую из которых подразделяют на подгруппы (см. таблицу).

Механические методы, при которых удаление ликвидов осуществляется путем механического воздействия на обрабатываемые детали твердых тел,

инструментов. К ним относятся: слесарные, лезвийные, абразивные методы, обработка давлением, ударные, галтовочные, центробежные, турбуляционные, вибрационные и робототехнические способы зачистки.

Химико-механические методы, при которых имеет место одновременное механическое воздействие инструмента и химическое воздействие внешней среды (жидкости). К этим методам относятся абразивная, гидродинамическая, галтовочная, центробежная, турбуляционная и вибрационная обработка с применением смазочно-охлаждающих жидкостей (СОЖ).

Химические методы, при которых удаление ликвидов осуществляется путем воздействия химически активной жидкой или газовой среды. Их подразделяют на химические, галтовочно-химические, турбуляционно-химические и виброхимические способы.

Электрохимические методы, для которых характерно химическое воздействие жидкой среды и электрического тока, проходящего через электролит и материал детали. Их подразделяют на электрохимические с погружением, электрохимические локальные, галтовочно-электрические, виброэлектрические способы.

Физические методы, при которых обработка осуществляется путем счет физического воздействия на материал: ультразвуковых волн, электрических разрядов, электрогидравлических ударов и др. Их подразделяют на ультразвуковые, электроконтактные и импульсные (взрывной, электрогидравлический, термоимпульсный и др.) способы.

Рассмотрим сущность и технологические особенности всего многообразия известных методов зачистки деталей на типовых методах.

Удаление заусенцев лезвийным инструментом предусматривает снятие заусенцев и образование фасок с помощью стандартного или специального режущего инструмента.

Классификация методов отделки и зачистки деталей [1,2,3,4,5,6,7,8,9, 10,11,12]

Группа	Подгруппа	Метод	Производительность (приведенная к ручной)
1	2	3	4
Механические	Слесарные [⊗] , лезвийные [⊗]	Ручной, механизированный резцовый, фрезерный, дисковый, сверлильный, протяжной, щеточный, эластичными кругами	1
	Абразивные [⊗]	Эластичный без СОЖ, ленточный без СОЖ, абразивный без СОЖ, алмазный без СОЖ, магнитоабразивный без СОЖ, криогенно-абразивные	2-4
	Давление	Прокаткой, штамповочный	3-5
	Ударные [⊗]	Пескоструйный, дробеструйный, пневмодробеструйный, пневмошариковый, пневмобойковый, крайцовочный, пневмопластошариковый, криогенно-дробеструйный	3-5
	Галтовочные без СОЖ [⊗]	Галтовочно-абразивный, галтовочно-обкатной	8-10
	Центробежные без СОЖ [⊗]	Центробежно-абразивный центробежно-обкатной, центробежно-кордный	8-10
	Турбуляционные без СОЖ [⊗]	Турбуляционно-абразивный, турбуляционно-обкатной, орборезонантный	8-9
	Вибрационные без СОЖ [⊗]	Виброабразивный без СОЖ, виброобкатной без СОЖ, виброкордный без СОЖ	15-20
	Робототехнические [⊗]	Лезвийным инструментом, струей жидкости и абразива	3-5
Химико-механические	Абразивные с СОЖ [⊗]	Эластичный с СОЖ, ленточный с СОЖ, абразивный с СОЖ, алмазный с СОЖ, магнитоабразивный с СОЖ	3-5
	Гидродинамические [⊗]	Гидродробеструйный, гидропескоструйный, гидрокавитационный, гидрокавитационно-абразивный	3-5
	Галтовочные с СОЖ [⊗]	Галтовочно-абразивный, галтовочно-обкатной, галтовочно-кордный	9-10
	Центробежные с СОЖ [⊗]	Центробежно-абразивный с СОЖ, центробежно-обкатной с СОЖ, центробежно-кордный с СОЖ	9-10
	Вибрационные с СОЖ	Виброабразивный с СОЖ, виброобкатной с СОЖ, виброкордный с СОЖ	10-11

Продолжение таблицы 1

1	2	3	4
Хими- ческие	Химические	Химический с нагружением	10
	Термохимические	Термохлорный, термокислородный	15
	Галтовочно-химический	Галтовочно-химический	10-12
	Турбуляционно-химические	Турбуляционно-химический, турбуляционно-химико-механический	12-18
	Виброхимические	Виброхимический	17-20
Элек- трохи- миче- ские	Электрохимические с погружением	Анодный, катодный, реверсивный, электрогидратный	10-12
	Электрохимические локальные	Электро-химико-механический, электро-химико-гидравлический	5-6
	Галтовочно-электрохимические	Галтовочно-электрохимический, галтовочно-электро-химико-механический	9-12
	Виброэлектро-химические	Виброэлектрохимический, виброэлектро-химико-механический	15-20
	Электроимпульсное полирование	ЭИП (электролит- слабый раствор солей)	
Физиче- ские	Ультразвуковые	Ультразвукохимический, ультразвуковой, ультразвуко-локальный, криогенно-ультразвуковой	7-8
	Электроконтактные	Прерывный, с предварительным замораживанием	5-6
	Термические	плавление в высокотемпературной жидкой и газовой среде	10-15
	Импульсные	Взрывной, электрогидравлический, термоимпульсный газовый, термоимпульсный газовый с наложением электрического поля, термоимпульсный с наложением механических воздействий на детали, лазерный	20-40 и более

⊗ –методы, образующие вторичные загрязнения микрочастицами и микрозаусенцами

Снимаются заусенцы разных размеров на деталях из различных материалов. Длительность цикла колеблется от 10 до 30 секунд. Размеры детали не ограничены. По сравнению с ручной зачисткой производительность повышается в четыре раза. Метод не позволяет удалять заусенцы на внутренних поверхностях деталей сложной формы, образует вторичные микрозаусенцы [5,8].

Удаление заусенцев вращающимися щетками происходит путем абразивного или режущего воздействия щетки. Применяется сухая и влажная обработка при ручном, полуавтоматическом или автоматическом цикле. Удаляются заусенцы величиной до 0,075 мм. Удаление больших заусенцев возможно при использовании щеток с нанесенным абразивом, но при этом происходит шаржирование поверхности. К недостаткам следует отнести изменение размеров детали в местах обработки, увеличение высоты микронеровностей и образование вторичных заусенцев и микрочастиц [8,4].

Заусеницы могут удаляться абразивной лентой только на наружных поверхностях детали. У деталей сложной формы снятие заусенцев выполняется при ручной ориентации детали. Возможно удаление заусенцев толщиной около 0,3 мм. В процессе удаления заусенцев изменяется размер детали (до 0,05 мм), а также происходит шаржирование поверхностей деталей из мягких материалов, образуются микрозаусенцы и частицы, соизмеримые с величиной шероховатости.

Абразивно-струйная обработка осуществляется струей жидкости, насыщенной абразивными зернами, под давлением. Обрабатываются как наружные, так и внутренние поверхности. На деталях любых размеров и формы удаляются заусенцы толщиной до 0,25 мм. К недостаткам следует отнести: большой расход жидкости, необходимость очистки деталей от абразивной смеси после обработки, невозможность обработки глухих отверстий глубиной более 1,5 диаметра. Следует иметь в виду, что материалы,

деформируемые в холодном состоянии, могут претерпевать пластические деформации. В отдельных деталях может быть получено изменение шероховатости поверхности и размеров, образуются микрозаусенцы и частицы, соизмеримые с величиной шероховатости. Если заусенцы имеют большую длину, то в процессе обработки они могут деформироваться и остаться не удаленными [5,10].

Обработка заусенцев с помощью высокоскоростной струи жидкости ведется при давлении в диапазоне 6...210 МПа. Используется вода с примесью растворимого в воде масла (от 1 до 3%). Удаляются ликвиды, доступные воздействию струи воды толщиной менее 0,075 мм. Обрабатываются детали из алюминиевых сплавов, цинка, чугуна. Производительность обработки составляет в среднем 200...500 деталей в час. Серьезным фактором, ограничивающим применение этого метода, является низкая надежность механизмов, работающих под высоким давлением, обрабатываются только открытые поверхности. Детали малой жесткости могут быть деформированы. Давление струи на поверхности детали при ее торможении может превышать начальное в несколько раз [5,8,12].

Для удаления заусенцев галтовкой обрабатываемые детали помещаются в медленно вращающийся барабан, заполненный галтовочной абразивной смесью. Длительность обработки колеблется между 1,0 и 100 часами на партию деталей. Небольшие стальные детали обрабатываются за два часа при удалении заусенцев толщиной до 0,075 мм и скруглении кромок радиусом до 0,25 мм. Эффективнее лезвийного, абразивного, ударного, механизированного методов в 2 – 10 раз. Величина деталей ограничивается размерами галтовочного барабана. Недостатком метода является изменение размеров и форм деталей, возможны забоины, царапины; не обрабатываются заусенцы в глухих отверстиях; заусенцы, имеющие большую длину, могут загигаться и завальцовываться на детали; шаржируется по-

верхность деталей, образуются микрозаусенцы и частицы, соизмеримые с величиной шероховатости [5,10,11,12].

Вибрационные методы удаления заусенцев отличаются от галтовочных тем, что на систему действует несколько сил, векторы которых находятся в разных плоскостях. Технологические возможности считаются аналогичными галтовке, однако производительность в два-три раза выше. Длительность цикла обработки колеблется от 10 минут до 5 часов [5,12].

Удаление заусенцев методом давления заключается в воздействии на ликвиды сил давления с помощью штампов или валков. Метод обеспечивает более высокую производительность по сравнению со слесарным, приспособления для реализации метода отличаются простотой. Таким методом можно обрабатывать только плоские и штампованные детали, при этом качество обработки невысокое и требуется дополнительная зачистка и очистка [5].

Ударные методы основаны на ударном воздействии мелких твердых тел на заусенцы. Особенностью этих методов является образование наклепа на поверхностях деталей. Производительность несколько выше, чем для режущего и абразивного методов. Однако данными методами невозможно обрабатывать точные детали, внутренние поверхности, глухие отверстия. При обработке изменяется шероховатость и размеры, образуются микрозаусенцы [5,11,12].

Основой химических методов удаления заусенцев и частиц является погружение обрабатываемых деталей в резервуар с химикалиями, где благодаря химической реакции происходит зачистка. Эти методы используются при обработке деталей из различных металлов. Толщина удаляемых заусенцев - до 0,075 мм. Длительность обработки партии деталей - от 15 до 20 минут. При обработке понижается точность, наблюдается неравномерное травление металла с поверхности детали, применяются эколо-

гически опасные технологии с дорогостоящей утилизацией отходов [3,5,11].

Электрохимическое удаление ликвидов происходит в результате их растворения в электролите под действием электрического поля. Электролит находится в зазоре между ликвидами и электродами специальной формы. Наибольшая эффективность обеспечивается при снятии заусенцев толщиной менее 0,37 мм. Длительность процесса обработки составляет от 0,5 до 15 минут. Обрабатываются металлы и их сплавы. Метод позволяет удалять как наружные, так и внутренние заусенцы, но требует большого набора электродов, соответствующих контурам обрабатываемых поверхностей. Помимо удаления заусенцев происходит местное снятие материала детали (до 0,25 мм) и местное травление. Кроме того, вопреки рекомендациям, обрабатывать детали группами не всегда удастся, так как без установочной базы невозможно выдержать оптимальные зазоры (около 0,2 мм) между электродами и обрабатываемой поверхностью у нескольких деталей одновременно. Оборудование (насосы, трубопроводы и т.д.) подвергается повышенной коррозии. Трудно подобрать раствор для каждого обрабатываемого металла, применяются экологически опасные технологии с дорогостоящей утилизацией отходов. Метод рекомендуется использовать для партии деталей не менее 5000 штук [5,6,11,12].

Снятие заусенцев под воздействием ультразвука объясняется кавитационно-абразивной теорией. Метод применим для мелких деталей с толщиной заусенцев не более 0,08 мм. Эффективно очищаются открытые поверхности деталей от микрочастиц. Время обработки - 10...15 мин. Повышается величина шероховатости поверхности на один-два класса. Время процесса по сравнению с галтовочным, по данным американских фирм, сокращается в 20 раз. К недостаткам следует отнести отсутствие серийного оборудования, неизученность процессов, ограниченные размеры снимаемых заусенцев, неэффектив-

ность при очистке сложнопрофильных деталей из-за наличия теневых зон [5,10,12].

При электроконтактных методах используют для обработки тепло, выделяющееся при протекании тока через соприкасающиеся поверхности, обладающие повышенным контактным электрическим сопротивлением. Достоинства метода: возможность качественно и производительно удалять заусенцы и окалину со средних и крупногабаритных деталей; возможность местной очистки поверхностей детали практически любых размеров. Недостатки: неизученность метода, отсутствие серийного оборудования, невозможность обработки мелких деталей, увеличение шероховатости обрабатываемой поверхности, изменение структуры поверхностного слоя, образование вторичных, более мелких, заусенцев [5,12].

Из физических методов в настоящее время наиболее интенсивно изучаются термохимический и термоимпульсный методы зачистки. В основе этих методов лежит нагрев заусенцев и детали, но поскольку отношение массы заусенцев к площади поверхности незначительна по сравнению с тем же показателем самой детали, то заусенцы прогреваются быстрее и могут либо плавиться, либо сгорать в среде окислителя. В качестве окислителя используют хлор и кислород. За рубежом в последние годы получил широкое распространение термохимический метод, в котором в качестве импульсного источника тепла применяют детонирующую газовую смесь с избытком кислорода. Этот метод позволяет удалять заусенцы и микрочастицы с деталей любой формы, т.е. там, куда есть доступ газовой смеси. В процессе обработки дополнительные заусенцы не образуются. К преимуществам также следует отнести высокую производительность, универсальность, возможность гибкой автоматизации процесса, стабильность результатов обработки, широкую номенклатуру обрабатываемых материалов.

Недостатками метода являются: ограничение

по наименьшей толщине элементов детали, которая должна быть в 10 раз больше толщины максимального удаляемого заусенца, а также отложение конденсированных оксидов на поверхностях деталей, которые удаляются химическим травлением. Кроме того, метод мало изучен, импортное оборудование отличается высокой стоимостью, отсутствует надежное оборудование отечественного производства [5,6,12].

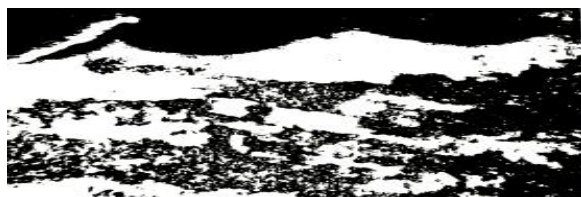
Термоимпульсный метод отличается от термохимического тем, что доминирующими являются теплофизические процессы, при этом ликвиды оплавляются и удаляются вместе с продуктами сгорания из рабочей камеры до начала конденсации оксидов. К достоинствам метода следует отнести гибкость, высокую производительность, совмещение операций отделки поверхностей и кромок с их очисткой, возможность обработки сложнопрофильных высокоточных деталей, включая детали топливной аппаратуры.

К недостаткам следует отнести ограничение размеров обрабатываемых деталей размерами рабочей камеры [4,6].

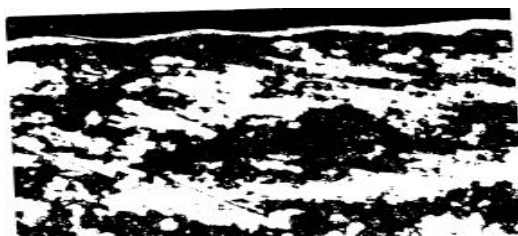
На рис. 1 и 2 показаны типовые поверхности деталей агрегатов летательных аппаратов после механической обработки и последующей термоимпульсной очистки.

Рассмотрим отделочно-очистные методы применительно к условиям агрегатного производства авиационной промышленности. Наименьшая величина удаляемых ликвидов косвенно установлена стандартами ГОСТ 17216-71, ОСТ 1.41144-80 и др. размером в 5 мкм, максимальная величина, по нашим исследованиям, не превышает 200 мкм при соблюдении технологической дисциплины. Исходя из требований, предъявляемых к деталям агрегатного производства по промышленной чистоте, ликвиды на них могут удаляться лезвийным, слесарным, химическим, электрохимическим методами, физическими методами без применения абразива, струями

воды под высоким давлением.

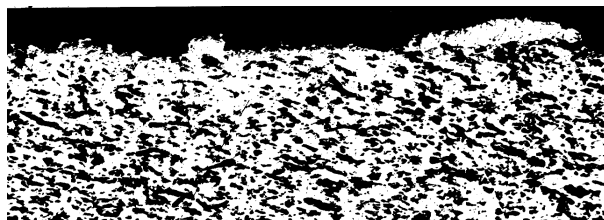


а

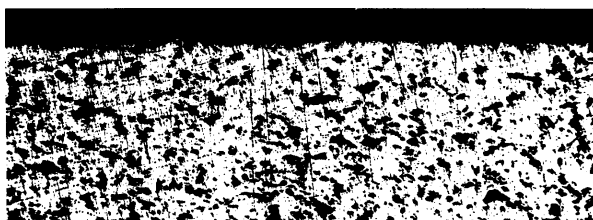


б

Рис.1. $\times 350$. Типовые поверхности после расточки(а) и термоимпульсной очистки(б)



а



б

Рис.2. $\times 350$. Типовые поверхности после шлифования (а) и термоимпульсной очистки(б)

Использование методов, использующих абразивную среду, принципиально возможно, но требуется последующая, более трудоемкая, чем удаление металлических частиц, очистка от абразивных частиц.

Мелкосерийность и многономенклатурность производства пневмогидравлических и топливных агрегатов, а также их непрерывное обновление делают применение электрохимического метода экономически нецелесообразным. Кроме того, с удалением ликвидов и острых кромок происходит травле-

ние поверхностей, что влечет за собой изменение размеров.

Слесарные, как правило, ручные, лезвийные и физические, методы без применения абразива ограниченно применимы для удаления заусенцев в местах, не влияющих на надежность и ресурс трущихся пар, не связанных с работой гидравлических и пневматических систем. Ручная слесарная обработка требует высокой квалификации, малопроизводительна, не исключает возможности брака на финишных операциях, образует микрозаусенцы и микрочастицы, удаляемые путем длительных операций прокачки рабочими жидкостями агрегатов на специальных стендах, быстро утомляет зрение и по этой причине не гарантирует качества, носит неустойчивый характер

Ультразвуковые методы эффективны при очистке поверхностей от органических и минеральных пленок масел. Можно выполнять качественное обезжиривание деталей перед и после термоимпульсной очистки.

В мелкосерийном, многономенклатурном производстве необходимо применять универсальные методы и оборудование, позволяющие обрабатывать, при минимальных затратах на подготовку производства, обширную номенклатуру деталей из различных металлов и сплавов, в том числе высокопрочных. При этом должны обрабатываться как внешние, так и внутренние поверхности деталей независимо от сложности конфигурации поверхностей, размеров отверстий и т.д., должна обеспечиваться быстрая переналадка оборудования в зависимости от марки обрабатываемого материала, величины ликвидов и других факторов. Наиболее перспективными из всех рассмотренных способов является термоимпульсный.

Заклучение

1. Выполненный сравнительный анализ технологических возможностей методов очистки кромок и поверхностей деталей с учетом специфики агрегатного производства и наличия технологических загрязнений, образующихся в процессе механической обработки, обоснованно выявил преимущество использования термоимпульсной технологии.

2. Впервые показана возможность автоматизации процессов отделки и очистки кромок и поверхностей сложнопрофильных деталей, включая прецизионные, в условиях многономенклатурного, мелкосерийного производства.

3. Применение термоимпульсного метода в сочетании с другими универсальными технологиями позволит резко повысить качество высокоточных изделий машиностроения в Украине.

Литература

1. Афонин В. Л. Технологические роботы для механической обработки. Механика и управление // Научно-технический прогресс в машиностроении. – М., 1989. Вып. 16.

2. Белянин П.Н., Данилов В.М. Промышленная чистота машин – М.: Машиностроение, 1982. – 224 с.

3. Геворкян Г. Г., Ландау Ю. И. Электрохимические станки и автоматы для снятия заусенцев // Технология автомобилестроения. 1982. №5. С 3-5.

4. Жданов А.А. Обеспечение качества гидротопливных агрегатов летательных аппаратов за счет новых технологий // Технологические системы. 2002. №5. С.9 – 13.

5. Кулаков Ю.М., Хрульков В.А. Отделочно-зачистная обработка деталей. – М.: Машиностроение, 1979. – 216 с.

6. Лосев А.В. Особенности применения и перспективы развития термоимпульсной зачистки // Механизация и автоматизация производства. 1991. №12. С. 28-30.

7. Матвеев А.П., Шпитанков Л.Н., Юденкова Г.Н. Высокоэффективные способы удаления заусенцев. // Авиационная промышленность. 1988. №3. С. 34-36.

8. Одинцов Л.Г. Методы отделочно-зачистной обработки изделий народного потребления // Металлургия машиностроения. 2002. №2. С. 37-47.

9. Рекомендации Всесоюзного научно-технического семинара "Механизация финишно-зачистных и отделочных работ в машиностроении". – Белгород, май 1990 г.

10. Такадзава Т. Способы удаления заусенцев: Пер. с япон. №13077/1. – Кикай-но кэнкю, 1978. Т. 30. №8. С. 996-1002.

11. Grindrod S. H. Deburring. A Review of Methods and Equipment. // Production Engineer. 1977. V. 56. N1-2. P. 19-25.

12. Gillespie LaRoux K. Worldwide Trends of Burr Technology & Present Status in the U.S.A.- 6th International Conference "Precision Surface Finishing and Deburring Technology-2000". P.6-57.

Поступила в редакцию 11.03.03

Рецензент: канд. техн. наук, главный инженер Фадеев В.А., ГП "Харьковский машиностроительный завод ФЭД, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор Долматов А.И., Харьковский Национальный университет радиоэлектроники, г. Харьков.

УДК 629.7.064.52, 681.5.015

ПРОГРАММНЫЕ СРЕДСТВА ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦИИ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

К.В. Безручко д-р техн. наук, И.Б. Туркин канд. техн. наук, А.В. Горовой

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"

Изложены принципы построения программного комплекса для испытаний систем электроснабжения космических аппаратов. В качестве примера использования разработанных средств приведен алгоритм проверки одного из датчиков напряжения системы электроснабжения.

* * *

The principles of the software development for tests of space vehicles power systems are discussed. The algorithm of one voltage-sensors check during autonomous and complex tests of an electrical power system is explained as an usage example of designed software.

* * *

Викладені принципи побудови програмного комплексу для випробувань систем електрозабезпечення космічних апаратів. Як приклад використання розроблених засобів наведено розроблений алгоритм перевірки одного з датчиків напруги систем електрозабезпечення.

Введение

Актуальной проблемой при создании систем электроснабжения (СЭС) космических аппаратов (КА) является оценка эффективности функционирования и проверка соответствия их характеристик техническим требованиям, которые реализуются в ходе исследовательских и экспериментально-отрабочных испытаний [1].

Важная составляющая испытаний — их информационно-управляющая система (ИУС). Общим вопросам построения ИУС испытаний СЭС КА посвящена работа [2], в которой предложены принципы разработки программного обеспечения (ПО) ИУС для натурных испытаний солнечной СЭС КА (требования к ПО и его структура).

Данная статья является развитием работы [2] с примером реализации изложенных ранее концепций для ИУС испытаний СЭС малого спутника.

1. Имитационная модель инфраструктуры испытательного стенда

Отладку и тестирование технологических режимов испытаний, алгоритмов программного обеспечения трудоемко и экономически неэффективно

проводить только в стендовых условиях на поздних этапах разработки. Поэтому технология разработки специального программного обеспечения натурных испытаний СЭС базируется на имитационной математической модели (ИММ) инфраструктуры стенда и объекта испытаний: СЭС и ее контрольно-измерительной и контрольно-проверочной аппаратуры (КИА и КПА). Такая модель необходима не только для тестирования системы, но и для уточнения и развития требований, изучения свойств системы, понимания логики взаимодействия с внешней средой и т.д. При этом высокая стоимость испытаний с реальными объектами оправдывает значительные затраты на такие системы, тем более, если предстоят испытания систем электроснабжения, имеющий длительный жизненный цикл с множеством развивающихся версий. Основные требования к модели сводятся к следующим положениям [3]:

— все данные от ИММ должны поступать на испытываемое ПО в соответствии с естественным ходом процессов в имитируемых объектах реального времени;

— диапазоны изменения исходных данных в программных имитаторах должны обеспечивать перекрытие всех характеристик реальных объектов;

- генерируемые тестовые и эталонные данные, все виды искажений и аномалий, поступающих на испытываемое СПО, должны регистрироваться, контролироваться и обобщаться в любой момент времени и на любом заданном шаге обработки информации;
- модель должно настраиваться на структуру ее аппаратных средств и параметры внешнего окружения, которые при разработке системы обычно точно не определены. Настройка обычно выполняется статически до запуска системы;
- должна быть обеспечена возможность измерения и обобщения показателей качества и безопасности СПО.

2. Функции и структура комплекса программного обеспечения

Перечисленные требования к ИММ определяют необходимость разработки программного комплекса, функциональное назначение которого состоит в следующем:

- 1) подготовка испытаний СЭС, включая редактирование технологических процессов испытаний специалистом-технологом без участия программиста и повторной компиляции программного комплекса, а также автономное тестирование ПО и верификацию технологических процессов испытаний;
- 2) осуществление проверок СЭС на стенде автономных испытаний и в составе КА, в том числе управление имитаторами нагрузки и фотоэлектрической батареей, эмуляция алгоритмов контура управления СЭС, реализующегося в системе управления КА, получение, визуализация и протоколирование телеметрической информации, контроль взаимного функционирования составных частей и СЭС в целом, логики работы в различных условиях и режимах эксплуатации, близких к реальным, работоспособности СЭС при имитации возможных нестандартных ситуаций и т.д.;
- 3) анализ интегральных электроэнергетических характеристик СЭС по результатам испытаний.

На этапе подготовки испытаний формируется описание технологического процесса испытаний, представленное в формате базы данных. Редактор сценариев проведения испытаний СЭС в диалоговом режиме с использованием удобного, графического и интуитивно-понятного интерфейса пользователя обеспечивает возможности создания и редактирования, описание режимов испытаний, которое впоследствии может быть сохранено на диске и документировано на твердом носителе.

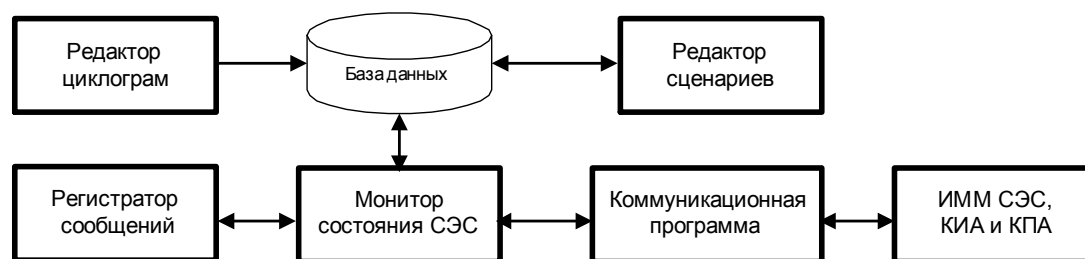
3. Взаимодействие компонентов ПО в режиме реального времени

Подсистема реального времени (рис. 1) включает в себя следующие программные единицы:

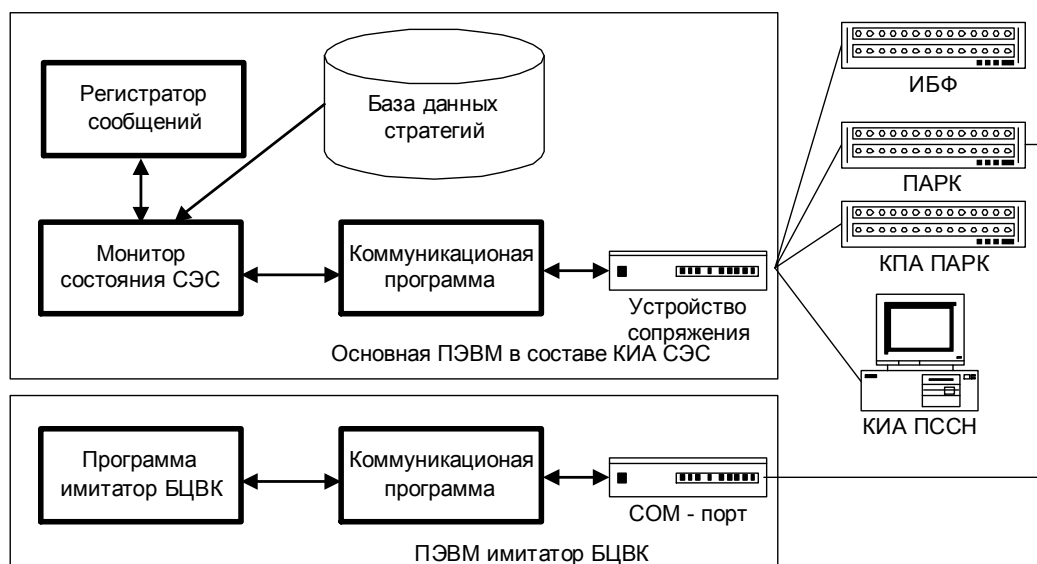
- монитор состояния СЭС, который, исходя из описания стратегии испытаний, хранящейся в базе данных, осуществляет запросы информации от внешних устройств, ее прием и преобразование, выдачу управляющих воздействий;
- программа-имитатор БЦВК, применяемая только при автономных испытаниях СЭС;
- программа регистрации, обработки и просмотра сообщений о событиях, происходящих при испытаниях;
- коммуникационная программа для взаимодействия с внешними устройствами через последовательный интерфейс и по локальной сети Ethernet в реальном времени и с ИММ во время автономной отладки технологии проведения испытаний и тестирования программного продукта.

Основой для представления технологических процессов является запись алгоритмов их проведения на языке функциональных блоков [4], к основным типам которых относятся:

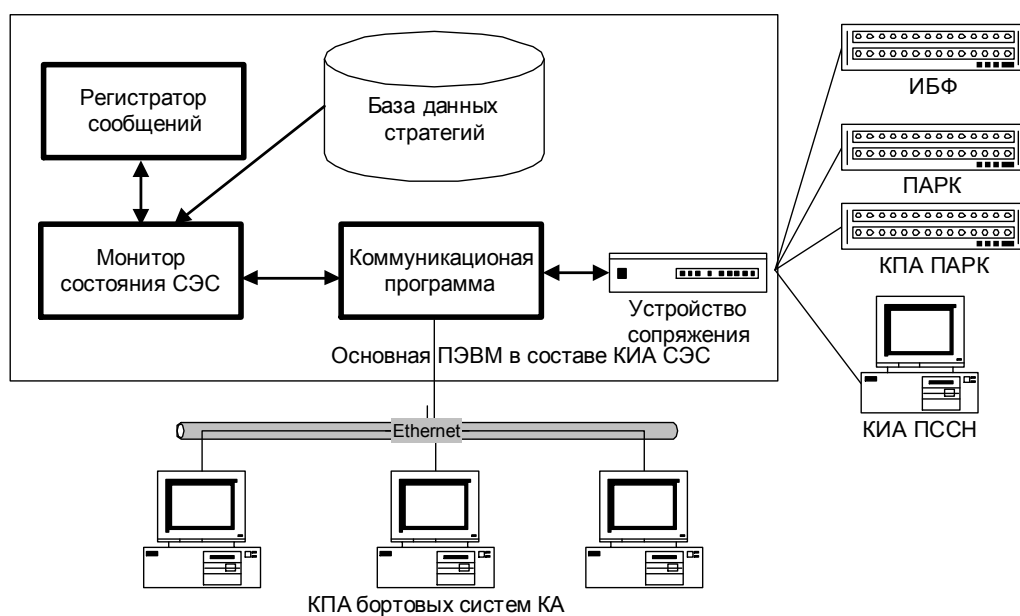
1. Блоки-источники, которые представляют собой ссылку на данные, формируемые путем программного опроса внешних каналов, ввода текущего времени или выполнения внешней подсистемы. Опрос внешних каналов и преобразование принятой



а



б



в

Рис. 1. Схема информационного взаимодействия программ подсистемы реального времени: а – схема применения математической модели СЭС для тестирования программного обеспечения и верификации технологических процессов; б – автономные испытания СЭС; в – испытания в составе КА

информации происходят автоматически (программно) с заданной периодичностью.

2. Блоки анализа и обработки данных, регламентирующие основные способы преобразования информации.

3. Блоки управления сценарием, позволяющие организовать иерархическую схему описания процесса испытаний.

4. Блоки, реализующие выдачу команд управления на внешние устройства, данных из вызываемых подсистем, сообщений оператору.

4. Стратегия проведения испытаний на примере алгоритма проверки датчика напряжения

В качестве примера использования данного подхода для испытаний СЭС КА «Микроспутник» рассмотрим один из разработанных алгоритмов, а именно: алгоритм проверки исправности датчика среднего напряжения (ДСН). Известно, что срабатывание ДСН должно происходить при устойчивом (в течение 3...5 с) снижении напряжения на выходе СЭС (шинах ПАРК) до величины $29,5 \pm 0,15$ В. Указание двух допустимых диапазонов времени и напряжения срабатывания приводит к тому, что результаты проверки могут иметь четыре возможных исхода, среди которых только один соответствует исправному состоянию датчика.

Тогда алгоритм проверки ДСН выглядит так:

1. Если датчик сработал при $U > U_{\text{ДСН}} + \Delta U$ (где $U_{\text{ДСН}} = 29,5$ В, $\Delta U = 0,15$ В), то сигнализировать о ложном срабатывании датчика.

2. При падении напряжения на выходе СЭС до $U \leq U_{\text{ДСН}} + \Delta U$ (где $U_{\text{ДСН}} = 29,5$ В, $\Delta U = 0,15$ В) начать отсчет возможного времени $t_{\text{возм}}$.

3. При срабатывании ДСН фиксировать $t_{\text{возм}}$. Если $t_{\text{возм}} < 3$ с, сигнализировать о преждевременном срабатывании датчика, в противном случае – об его исправности.

4. При отсутствии срабатывания ДСН и $U \leq U_{\text{ДСН}} - \Delta U$ начать отсчет необходимого времени срабатывания $t_{\text{необх}}$.

5. При отсутствии срабатывания и выполнении условия $t_{\text{необх}} > t_{\text{max}}$ (где $t_{\text{max}} = 5$ с) сигнализировать о задержке срабатывания датчика.

6. Если при отсчете $t_{\text{возм}}$ или $t_{\text{необх}}$ зафиксирована ситуация $U > U_{\text{min}}(U_{\text{max}})$, соответствующий таймер остановить.

Если проверку ДСН представить объектом, то схему его поведения можно охарактеризовать диаграммой состояний (рис. 2). Диаграмма содержит практически всю необходимую информацию для программной реализации, но предварительно она должна быть синтезирована программистом и технологом совместно, с учетом желательных свойств поведения объекта и возможности их программной реализации.

Разработанные программные средства для испытаний СЭС ориентированы на использование визуальных средств проектирования и спецификации технологических режимов испытаний, которые обладают большей выразительной мощностью по сравнению с традиционными текстовыми языковыми средствами.

Управление процессом интерактивного создания и редактирования технологических режимов испытаний осуществляется объектно-ориентированным редактором сценариев испытаний (рис. 3), в результате чего происходит создание и модификация реляционной базы данных. В процессе редактирования данных редактор осуществляет исчерпывающий контроль корректности и непротиворечивости данных, допуская построение базы данных (описания технологического процесса) лишь в точном соответствии с алгоритмами проверок.

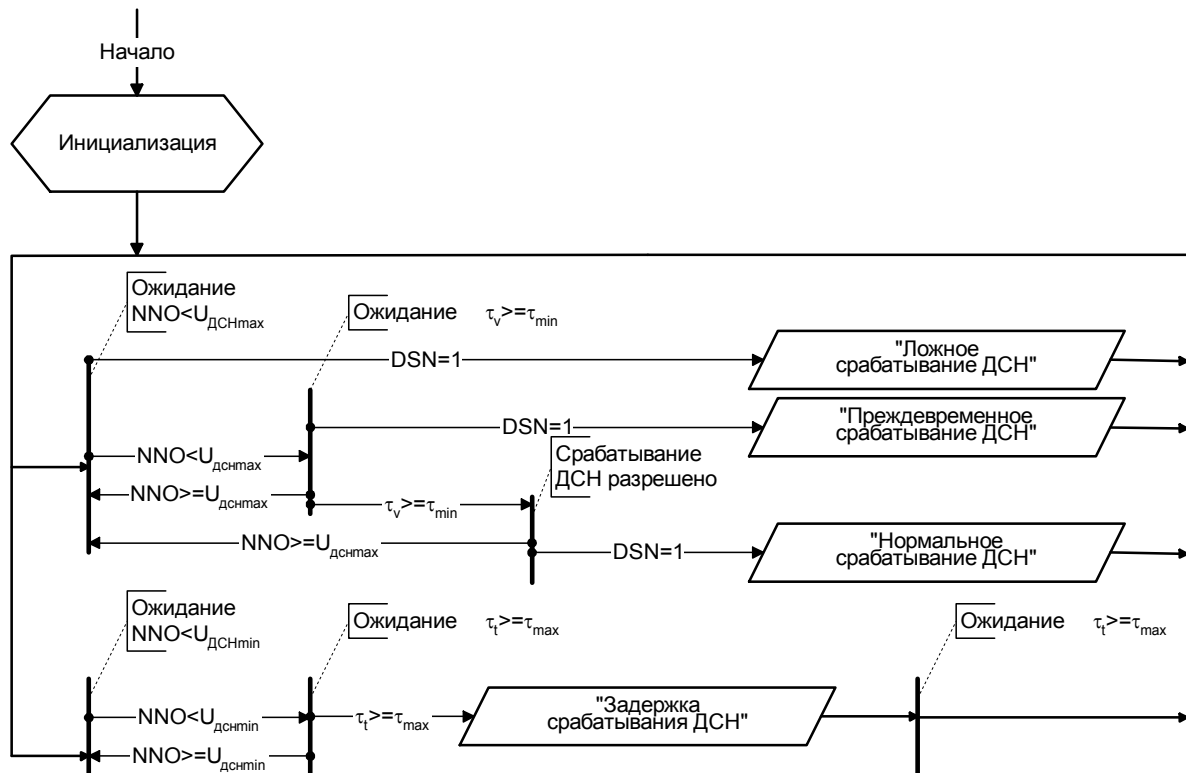


Рис.2. Диаграмма последовательностей проверки корректности срабатывания ДСН

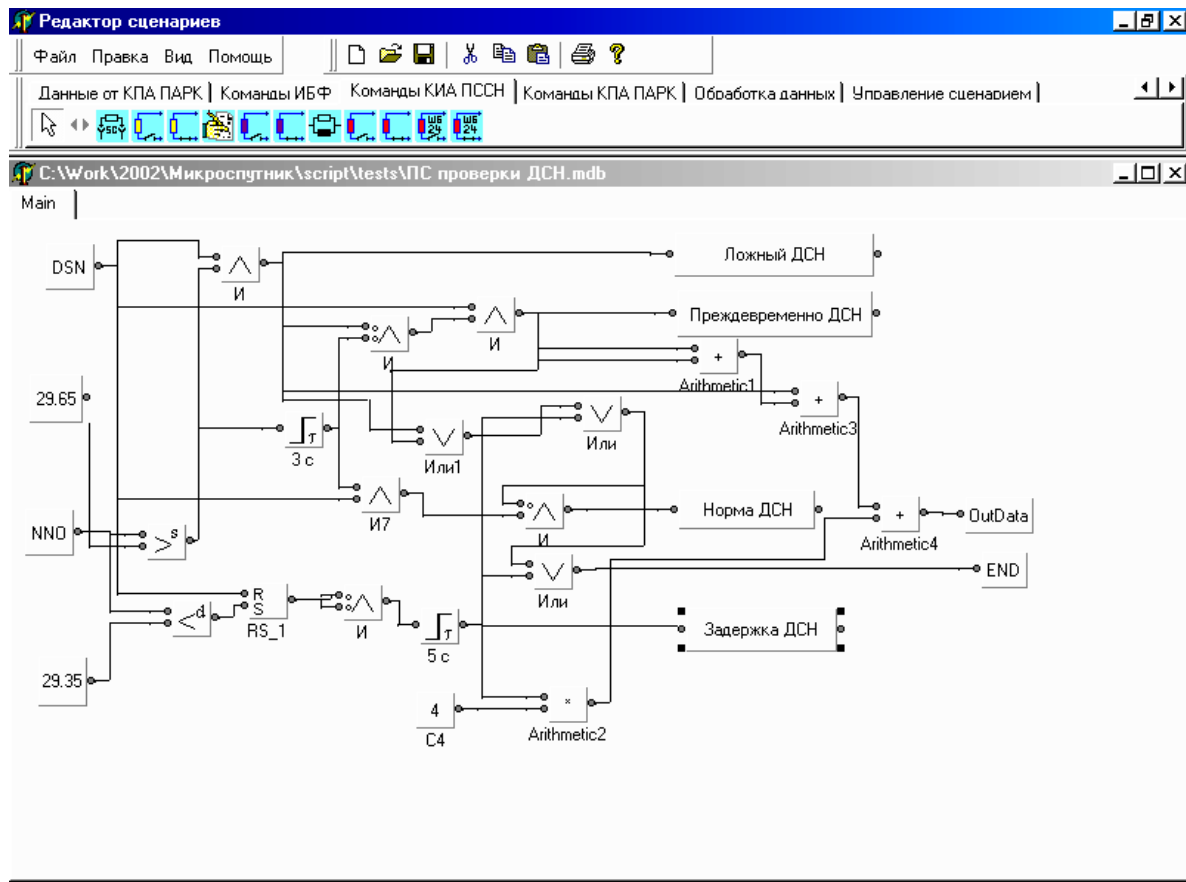


Рис.3. Процесс графического редактирования сценария проверки ДСН

Вся информация, содержащаяся в отредактированном сценарии испытаний, автоматически сохраняется в базе данных, а затем на этапе проведения испытаний считывается из нее, т.е. отсутствует ручная трансляция представлений технолога в текст программной реализации, при которой обычно допускается много ошибок.

Заклучение

В статье предложен подход к разработке программного обеспечения для ИУС испытаний СЭС КА. Особенности данного подхода являются:

- включение в состав ПО имитационной модели инфраструктуры испытательного стенда;
- распределение функций программного комплекса по соответствующим его подсистемам – подготовки испытаний, реального времени, анализа и обработки результатов;

- использование баз данных стратегий проведения испытаний, описанных на языке функциональных блоков и доступных для редактирования специалисту-технологу испытаний посредством их представления в графическом виде (мнемосхемы).

Дальнейшее развитие работы предполагается в следующих направлениях:

- оптимизация архитектуры ПО путем введения программы-сервера взаимодействия приложений, предназначенной для хранения общих переменных и методов приложений, входящих в ПО;
- разработка баз данных типовых стратегий для проведения проверок и диагностики элементов фотоэлектрических СЭС КА в процессе наземных испытаний системы;
- создание программных средств для сопровождения СЭС КА в период летной эксплуатации.

Литература

1. Безручко К.В., Туркин И.Б. Концепция планирования испытаний систем электроснабжения

космических аппаратов // Вісті Академії інженерних наук України. 2001. №1, 20. С. 143-162.

2. Безручко К.В., Туркин И.Б. Автоматизированная система испытаний энергоустановок космических аппаратов // Авіаційно-космічна техніка і технологія.: Зб. наук. праць. - Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2001. Вип 26. С. 199-204.

3. Парфенов В.В., Терехов А.Н. RTST – технология программирования встроенных систем реального времени. Системная информатика. Вып. 5: Архитектурные, формальные и программные модели. Новосибирск, 1997, с. 228-256.

4. ITU Recommendation Z.100: Specification and Description Language (SDL). 1993. 204 p.

Поступила в редакцию 14.04.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор, нач. отдела термодинамики Соловей В.В., ИПМАШ НАНУ, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор, зав. каф. электротехники Яковлев А.И., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

УДК 62-533.6:62-541.2:681.5.013:681.542.4

СИСТЕМА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ С РЕЛЕЙНОЙ СИСТЕМОЙ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

*Д.В. Чайка, В.М. Тимошенко, К.С. Епифанов**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"*

В статье представлено обоснование использования релейной системы регулирования для технологического кондиционирования климатической камеры. Приведена математическая модель системы и экспериментальные данные. Подтверждена работоспособность климатической камеры с релейной системой регулирования.

* * *

У статті подано обґрунтування використання релейної системи регулювання для технологічного кондиціювання кліматичної камери. Наведено математичну модель системи і експериментальні дані. Підтверджено працездатність кліматичної камери з релейною системою регулювання.

* * *

In article, the substantiation of use of relay regulation system for technological conditioning for the climatic chamber is submitted. The mathematical model of system and experimental data is given. Serviceability of the climatic chamber with relay regulation system is confirmed.

Система технологического кондиционирования предназначена для поддержания параметров воздуха (температуры T и относительной влажности ϕ) в климатической камере в заданных пределах.

В настоящее время в системах технологического кондиционирования, сушильных установках с высокой точностью поддержания параметров контролируемой атмосферы применяют преимущественно систему плавного изменения параметров с помощью пропорциональных, интегральных, дифференциальных и комбинированных регуляторов. Основным преимуществом такой системы по сравнению с релейной является более высокое качество регулирования. Однако стоимость, энергопотребление и эксплуатационные затраты такой системы зачастую существенно выше релейной. Кроме того, значительное усложнение конструкции приводит к увеличению вероятности отказов. Поэтому при технически и экономически грамотном проектировании системы технологического кондиционирования становится выгодным использование релейной системы регулирования, особенно для установок небольшой мощности. В литературе широко представлен синтез систем автоматического регулирования (САР) с линейными элементами [4, 5]. Однако для

релейных систем известные аналитические методики анализа САР не пригодны. Применение классических численных методик оптимизации, в частности метода наименьших квадратов, осложняется тем, что зависимость функционала качества релейной САР от параметров САР претерпевает разрывы, поэтому задача развития методик синтеза САР с релейными элементами является безусловно актуальной.

В данной статье представлено решение задачи синтеза релейной САР климатической камеры для технологического кондиционирования.

При решении задачи оптимизации САР выгодно использовать адекватную математическую модель, описывающую теплогидравлические процессы в системе. Моделирование целесообразно вести с использованием методики системного моделирования, что позволяет решить задачу оптимизации с минимальными затратами времени и средств. Принципиальная схема климатической камеры показана на рис.1. Климатическая камера представляет собой негерметичный объем, в котором находится продукт хранения. Рабочим телом в камере является влажный воздух. Он представляет собой двухкомпонентную смесь, состоящую из сухого воздуха и водяного пара.

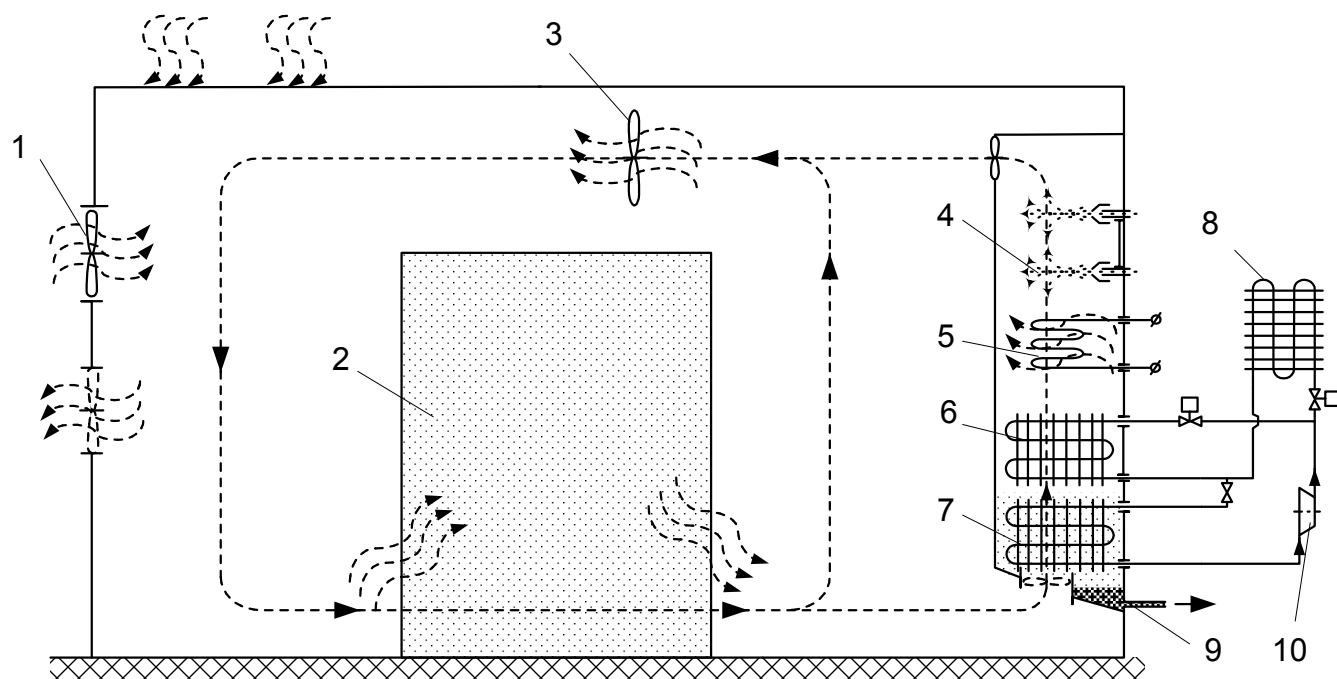


Рис.1. Принципиальная схема климатической камеры: 1 - приточно-вытяжная вентиляция; 2 - продукт; 3 - циркуляционный вентилятор; 4 - увлажнители; 5 - электрические нагреватели; 6 - конденсатор холодильной машины, используемый в режиме теплового насоса; 7 - испаритель холодильной машины; 8 - конденсатор холодильной машины, используемый в режиме охлаждения; 9 - поддон для сбора конденсата; 10 - холодильный компрессор.

В камере поддерживается непрерывная циркуляция воздуха. В результате образования градиента температуры и влажности на поверхности продукта и в воздухе происходят процессы тепло- и массообмена между воздухом и продуктом. Регулирование температуры и влажности в камере осуществляется:

- принудительной вентиляцией;
- холодильной машиной, которая используется как охладитель – осушитель;
- работой холодильной машины в режиме теплового насоса;
- нагревателем;
- увлажнителем.

Воздух в камере обменивается теплом через стены с окружающей средой. Вследствие негерметичности камеры при нагреве или охлаждении воздуха в камере происходит его частичный сброс в атмосферу или подвод из атмосферы, так что давление в камере всегда равно атмосферному.

Такая камера моделируется методом идеализированных элементов. При таком подходе воздух климатической камеры моделируется с помощью контрольных объемов, ветвей и тепловых проводников. Контрольные объемы характеризуют способность различных участков климатической камеры накапливать массу и энергию и характеризуются удельной внутренней энергией смеси, массой водяного пара и сухого воздуха. Ветвь переносит массу и энергию между контрольными объемами и характеризуются массовым расходом смеси. Тепловые проводники переносят теплоту и характеризуются тепловыми потоками. Вместо физических элементов вводим контрольные объемы с ветвями и тепловыми проводниками. Таким образом, климатическая камера моделируется с помощью одного нестационарного контрольного объема (2) и восьми нулевых фиктивных контрольных объемов, в которых не происходит накопления массы и энергии.

Совокупность идеализированных элементов образует нодализационную схему или топологический образ математической модели. Топологический образ математической модели климатической камеры имеет вид, показанный на рис.2.

В качестве управляющих воздействий были приняты:

- включение и выключение холодильной машины;
- включение и выключение электронагревателя;
- впрыск водяного пара.

Другие возможные управляющие воздействия в данном случае не используются. Принятая программа управления изображена на рис.3.

Логика управления такова. В начале работы все агрегаты, оказывающие управляющие воздействия, отключены. В процессе работы в каждый момент времени проводят измерения параметров потока воздуха, обдувающего продукт. Затем оценку при-

надлежности точки с измеренными параметрами областям, изображенным на рис.3. Если точка принадлежит области «включение», то подается команда на включение соответствующего агрегата; если точка принадлежит области «выключение», то подается команда на выключение соответствующего агрегата. В ином случае режим работы (или останов) агрегата не изменяется.

На рис.4 показаны изменения температуры и влажности воздуха в климатической камере, полученные с помощью математической модели.

Видно, что после выхода системы на рабочий режим параметры воздуха остаются в установленных пределах.

Однако при этом не контролируется число срабатываний регулирующих органов. В реальных же условиях, число пусков-остановов компрессора холодильной машины не должно превышать пяти-семи в час.

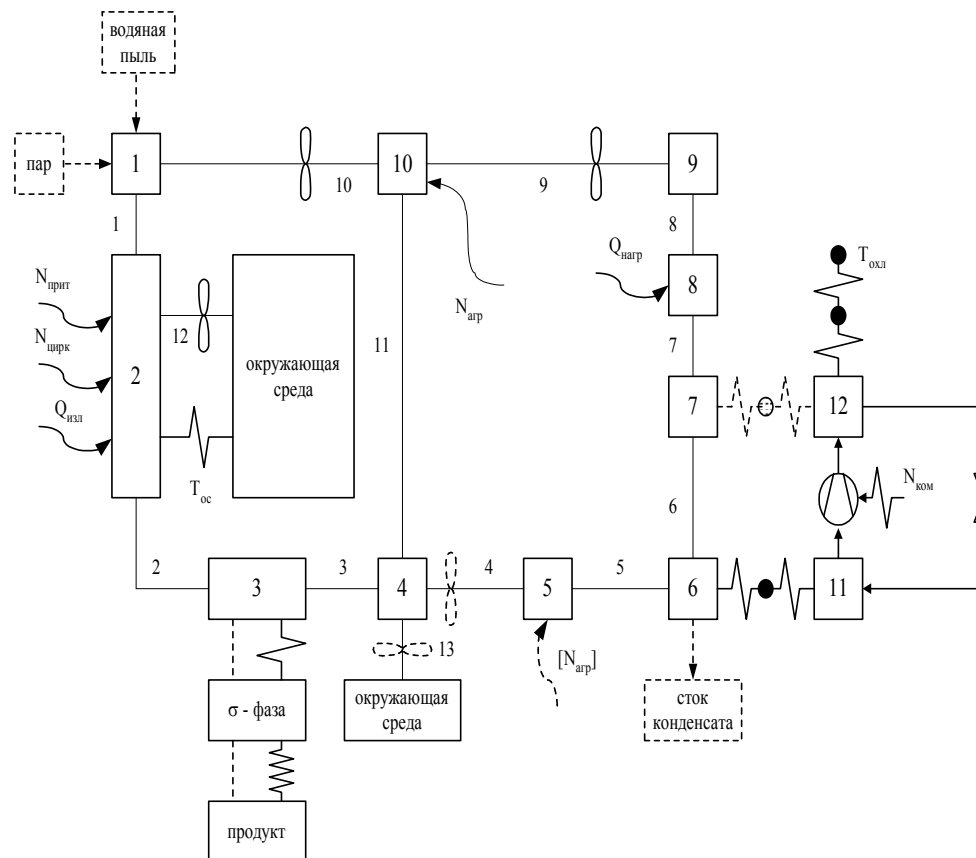


Рис.2. Топологический образ математической модели климатической камеры

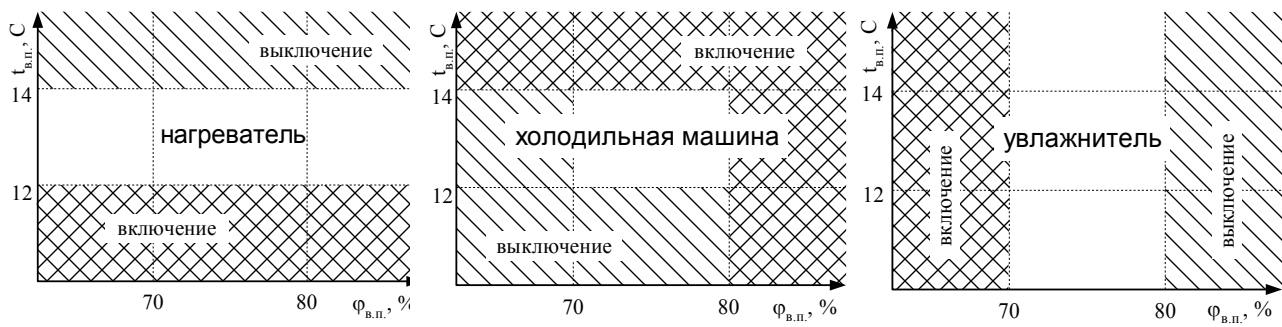


Рис.3. Принятая программа регулирования

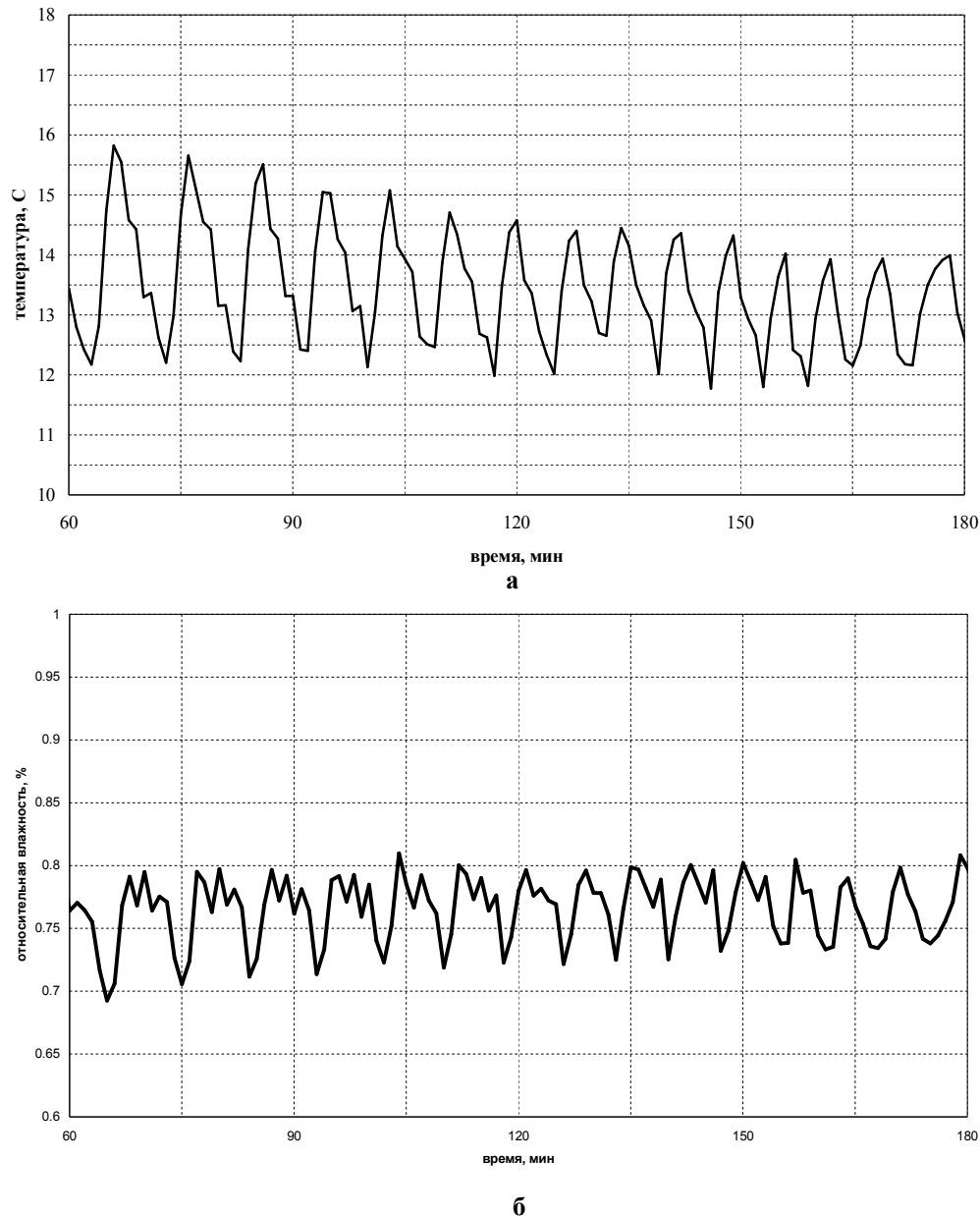


Рис.4. Изменение параметров воздуха в климатической камере, полученное с помощью математической модели:

а – изменение температуры; б – изменение относительной влажности

Рис. 5 иллюстрирует влияние ограничения числа пусков – остановов компрессора холодильной машины на качество регулирования. Реализация

ограничения приводит к выходу поддерживаемых параметров за заданный диапазон. Следовательно, климатическая камера с релейной САР будет рабо-

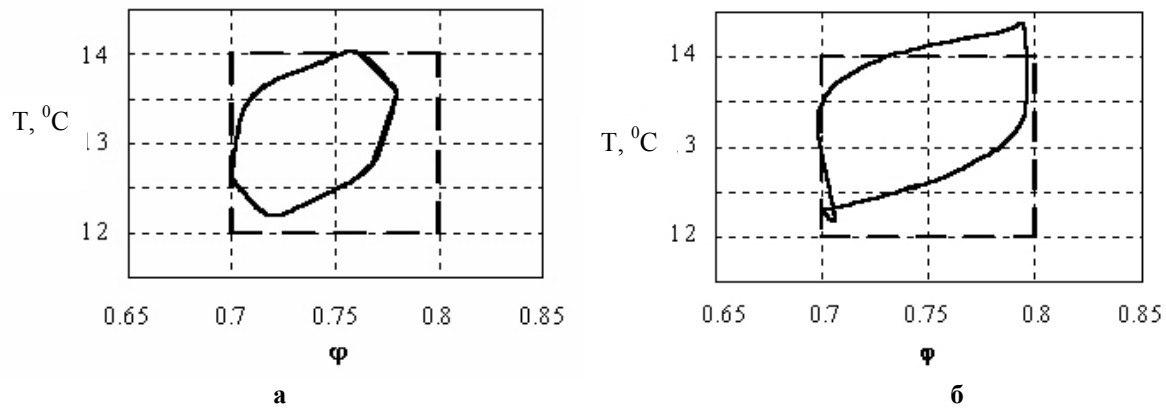


Рис. 5. Фазовая траектория: а – нет ограничения на число пусков – остановов компрессора холодильной машины; б – минимальное время останова компрессора холодильной машины - 5 мин.

тоспособна, если ее объем и теплоизоляция при выключенном компрессоре холодильной машины за минимальное время простоя компрессора не позволяет регулируемым параметрам выйти за диапазон, заданный техническим заданием.

Для верификации математической модели и проверки работоспособности камеры с релейной САР был проведен ряд экспериментов на базе Национального аэрокосмического университета "ХАИ" и ЗАО "Волчанский мясокомбинат". Было проанализировано поведение системы кондиционирования при двух вариантах климатической камеры: камера объемом 180 м^3 и камера объемом 40 м^3 . На рис.6. показано изменение параметров воздуха в большой и малой камерах при одинаковых условиях окружающей среды.

Как видно из приведенных графиков, параметры воздуха в малой камере (рис.6, а) кратковременно выходят за установленные пределы ($T=13 \pm 1^\circ\text{C}$; $\varphi=75 \pm 5\%$) по причине реализации ограничения количества пусков-остановов холодильной машины. Параметры воздуха в большой камере (рис.6, б) за время останова оборудования остаются в требуемом диапазоне.

Заключение

Результаты экспериментов совпадают с данными, полученными с помощью математической модели, и, таким образом, подтверждают ее адекватность, а следовательно, и работоспособность климатической камеры с релейной системой автоматического регулирования.

Поэтому использование климатических камер с релейной САР может быть перспективным с точки зрения минимизации приведенных затрат.

Литература

1. Горбенко Г.А., Гакал П.Г. Математическое и физическое моделирование сложных теплоэнергетических систем // Удосконалення турбоустановок методами мат. і фіз. моделювання: Зб. наук. праць. – Х., ІПМаш НАН України, 2000. С. 69 – 75.
2. Ганжа Е.П. Влияние выпадения влаги на теплообмен при течении влажного воздуха в трубчато-пластинчатом теплообменнике // Інтегровані технології та енергозбереження. - 2000. - № 2. – С.7 – 13.
3. Кириллин В.А., Сычев В.В., Шейндлин А.Е. Техническая термодинамика – М.: Энергия, 1974. – 448 с.

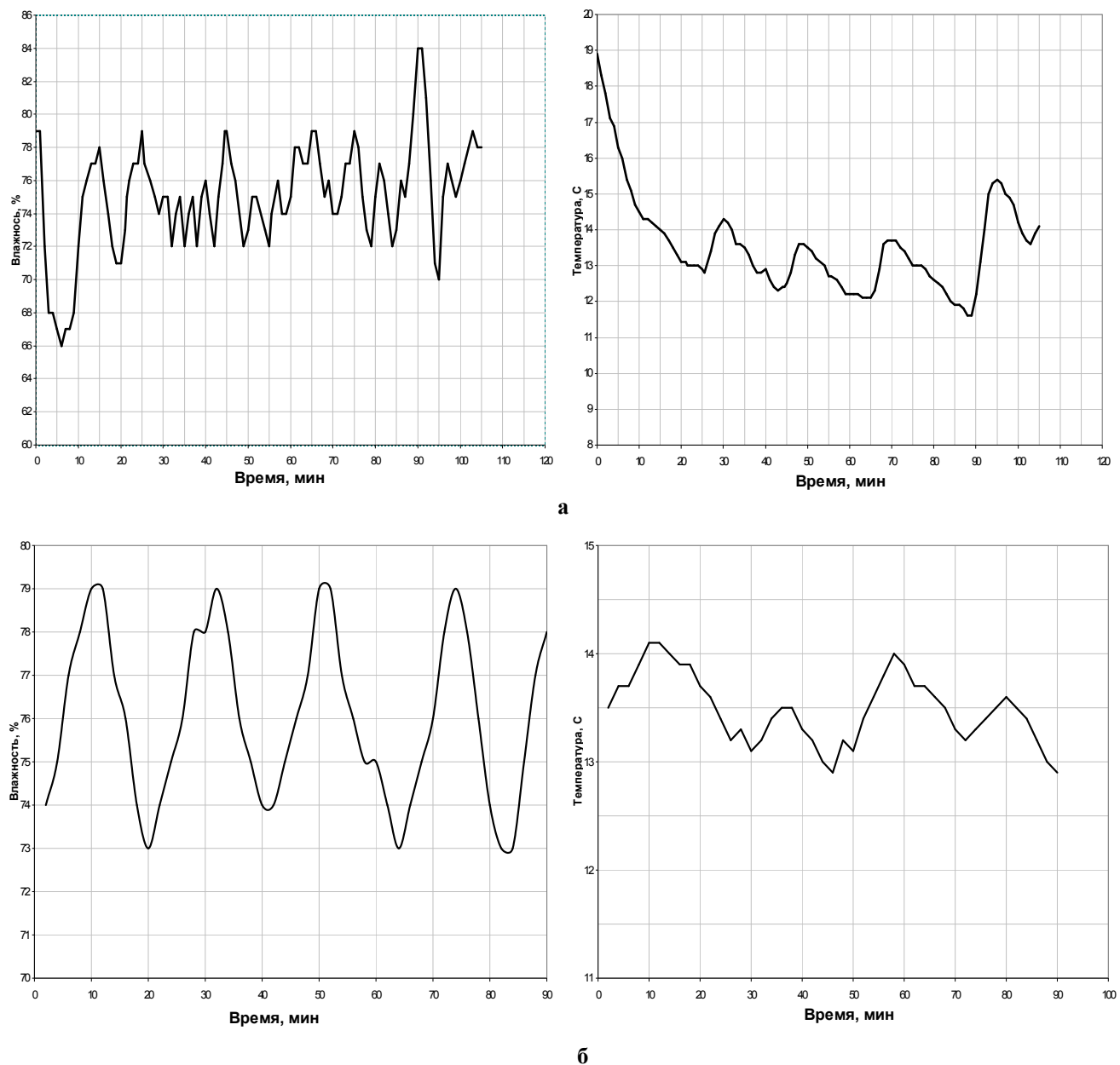


Рис.6. Изменение параметров воздуха в климатической камере, полученное в результате эксперимента:
а – камера, объемом 40 м³; б – камера, объемом 180 м³.

4. Бесикерский В. А., Попов Е.П. Теория автоматического регулирования. - М.: Наука, 1972. - 768 с.

5. Арховский В.Ф., Серегин Ю.Н. Основы автоматического регулирования.- М.: Машиностроение, 1974.- 208 с.

Поступила в редакцию 15.01.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Соловей В.В., Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного Национальной Академии Наук Украины, г. Харьков; канд. техн. наук, доцент Гакал П.Г., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

УДК 533.682

ТОНКИЙ ПРОФИЛЬ СО СТРУЙНОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ

Ю.А. Крашаница, д-р техн. наук, Ф. Мохаммед

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

Представлены теоретические и экспериментальные исследования нелинейных задач теории струйного профиля вблизи поверхности раздела.

* * *

Представлено теоретичні та експериментальні дослідження нелінійних задач теорії струменевого профіля розташованого поблизу поверхні розподілу.

* * *

The paper is dedicated to a theoretical and experimental investigation of nonlinear boundary problems a theory for the jet flap in ground effect

Введение

Реактивным или струйным закрылком называют тонкую газовую струю, вытекающую с большой скоростью из щелевого сопла вдоль задней кромки крыла (или вблизи от нее) под некоторым углом к скорости набегающего потока и хорде профиля. Под действием набегающего потока струя изгибается. При этом в ней возникают силы противодействия в виде центробежных сил массы газовой струи, которые уравниваются силами давления основного потока на нижней и верхней поверхностях струи. Искривленная струя замедляет скорость движения основного потока под крылом и ускоряет его сверху, что приводит к появлению дополнительной циркуляции скорости на контуре крыла и связанной с ней аэродинамической подъемной силой - Y_c .

Теоретические и экспериментальные исследования крыльев с реактивными закрылками начали проводиться сравнительно недавно [2...4]. Интерес, проявляемый к этому газодинамическому способу увеличения подъемной силы крыла, обуславливается, с одной стороны, стремлением решить важную проблему уменьшения взлетно-посадочных скоростей современных самолетов, а с другой стороны, в полной мере воспользоваться энергетическими возможностями реактивных двигателей. Кроме того, исследование кинематических и динамических характеристик струи позволяет предсказывать ее

влияние на окружающую среду.

Постановка задачи

Предполагается, что тонкая струя жидкости, вытекающая с большой скоростью из задней кромки

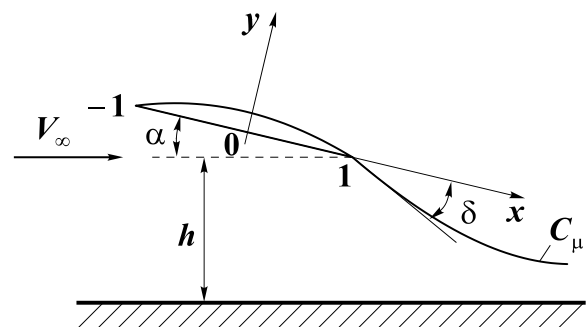


Рис. 1. Тонкий профиль со струйным закрылком вблизи поверхности раздела

профиля крыла под углом δ к хорде крыла, обтекает потенциальным потоком несжимаемой жидкости без смешивания (рис.1). Поток в струи и вне струи считается изэнтропическим. Характерной особенностью задачи является отсутствие условия Жуковского – Чаплыгина на задней кромке профиля. Для упрощения анализа рассматривается плоскопараллельное течение, но основные приведенные результаты могут быть в разумных пределах распространены и на трехмерные течения.

При наличии секундного импульса струи K , помимо аэродинамических сил, в создании подъемной силы крыла будет также принимать участие вертикальная составляющая реакции струи $K \sin(\tau + \alpha)$. Таким образом, полная подъемная сила крыла

будет складываться из трех компонентов

$$Y = Y_{np} + Y_c + K \sin(\tau + \alpha).$$

где Y_{np} - подъемная сила профиля без струи.

Постоянство секундного импульса струи

Результаты первых систематических экспериментальных исследований крыла с реактивным закрылком, опубликованные в конце 1955 г. [2] свидетельствовали о высокой аэродинамической эффективности подобного рода устройств.

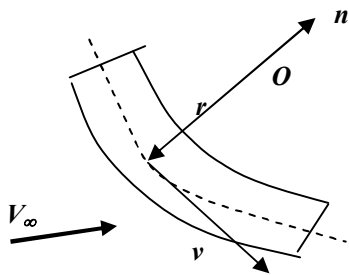


Рис. 2. Произвольный элемент сечения вязкой струи

Как уже отмечалось выше, в результате взаимодействия внешнего потока и струи, на границах последней возникает перепад давления, который может быть выражен через параметры струи. Для этого рассмотрим произвольный элемент сечения струи (рис.2). Параметры p , ρ , v и r есть соответственно текущие значения давления, плотности, касательной скорости и радиуса кривизны линии тока. Индекс 1 относится к вогнутой границе струи, индекс 2 – к выпуклой.

Уравнения движения установившегося потенциального потока несжимаемой невесомой жидкости

$$(\nabla, V) = 0; \quad (V, \nabla)V = -\frac{1}{\rho} \nabla p \quad (1)$$

в кольцевом канале при $v_z = v_r = 0$ имеют вид:

$$\frac{\partial v_\varphi}{\partial \varphi} = 0,$$

поэтому $V = v_\varphi = v_\varphi(r)$ и

$$\frac{v_\varphi^2}{r} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r}. \quad (2)$$

Разность давлений на границах струи из (2) и рис. 2 вычисляется по формуле

$$\Delta p_c = p_2 - p_1 = \int_{r_1}^{r_2} \frac{\rho v^2}{r} dr.$$

Если определить значение среднего радиуса кривизны r_{cp} выражением

$$r_{cp} = \frac{\int_{r_1}^{r_2} \rho v^2 dr}{\int_{r_1}^{r_2} \frac{\rho v^2}{r} dr} \quad (r_1 < r_{cp} < r_2),$$

$$\text{то } \Delta p_c = \frac{1}{r_{cp}} \int_{r_1}^{r_2} \rho v^2 dr.$$

Интеграл справа выражает секундный импульс, производимый струей на единице размаха. Следовательно,

$$\Delta p_c = \frac{K}{r_{cp}},$$

$$\text{где } K = \int_1^{r_2} \rho v^2 dr.$$

Таким образом, перепад давления на поверхности тонкой струи зависит только от расхода импульса и некоторого среднего радиуса кривизны струи, причем

$$r_{cp} = \frac{[1 + (y'_c)^2]^{3/2}}{y''_c},$$

где $y_c = y_c(x)$ – уравнение средней линии струи.

Вопрос об изменении секундного импульса вдоль струи можно было бы решить строго лишь с учетом фактического изменения скоростей и давлений по толщине струи. Такой анализ представляет значительные трудности. Оказывается, что имеется возможность применить гипотезу постоянства импульса вдоль струи, исходя из следующих предположений. Если струя используется в качестве реактивного закрылка, то на нижней ее поверхности создается повышенное, а на верхней - пониженное давление по сравнению с давлением невозмущенного потока. Поэтому среднее давление в струе в пер-

вом приближении может быть принято равным давлению невозмущенного потока, что ведет к условию постоянства величины K вдоль направления движения струи.

Отметим, что такой же результат был получен аналитически в работе [2] при рассмотрении предельного случая бесконечно тонкой струи в предположении ее несжимаемости. Последнее ограничение было введено для простоты анализа и не является принципиальным. В дальнейшем как допущение принимается, что секундное количество движения тонкой струи по ее длине остается величиной неизменной.

Суммарные силы на струе

Подъемная сила и лобовое сопротивление струи (см. рис. 2) единичного размаха выражаются формулами

$$Y_c = \int_l \Delta p_c dx; \quad X_c = - \int_l \Delta p_c dy.$$

Если зависимость $y_c = f(x)$ есть уравнение средней линии струи, то

$$r_{cp} = \frac{[1 + f'^2(x)]^{3/2}}{f''(x)}.$$

Тогда с учетом формулы (1) и очевидных равенств $y''dx = dy'$; $y'dx = dy$ найдем, что

$$Y_c = K \int_{y'_g}^{y'_\infty} \frac{dy'_c}{[1 + y'^2_c]^{3/2}}; \quad X_c = -K \int_{y'_g}^{y'_\infty} \frac{y'_c dy'_c}{[1 + y'^2_c]^{3/2}}.$$

Пределы интегрирования здесь найдутся из граничных условий. Угол отклонения струи по отношению к скорости невозмущенного потока равен: на задней кромке крыла $y'_g = -tg(\delta + \alpha)$; далеко за крылом, при $x \rightarrow \infty$ $y'_\infty = -tg\epsilon_\infty$.

При этих условиях получим

$$\begin{aligned} Y_c &= K[\sin(\delta + \alpha) - \sin \epsilon_\infty]; \\ X_c &= K[\cos \epsilon_\infty - \cos(\delta + \alpha)]. \end{aligned} \quad (3)$$

Можно считать, что в плоскопараллельном потоке возмущения, вызываемые системой крыло - струя, уменьшаются по мере удаления от крыла так,

что на бесконечности по потоку они исчезают, и скорость основного потока приобретает направление невозмущенной скорости. В противном случае подъемная сила крыла будет всегда бесконечно большой, в то время как подъемная сила самой струи остается величиной конечной. Поэтому при рассмотрении плоской задачи в формулах (3) необходимо положить величину ϵ_∞ равной нулю

$$Y_c = K \sin(\delta + \alpha); \quad X_c = K[1 - \cos(\delta + \alpha)].$$

или в безразмерном виде

$$C_{y_c} = C_\mu \sin(\delta + \alpha); \quad C_{x_c} = C_\mu [1 - \cos(\delta + \alpha)], \quad (4)$$

где $C_\mu = \frac{K}{\rho_\infty V_\infty^2 S/2}$ является коэффициентом секундного количества движения струи.

Сравнение суммарных аэродинамических характеристик профиля с реактивным закрылком при $\alpha = 0$, полученных по методу эквивалентного закрылка, с данными вихревой теории [2] показывает почти полное отсутствие расхождения (менее 1%) во всем диапазоне рассмотренных в этой работе значений C_y , как для коэффициента подъемной силы, так и для коэффициента продольного момента.

Интегральное уравнение

Таким образом, рассматривается обтекание безвихревым потоком несжимаемой жидкости со скоростью V_∞ тонкого слабоизогнутого профиля со струйным закрылком. Профиль заменяется несущей вихревой поверхностью (S) (производной от двойного слоя поверхности разрыва), свободная струя, которая вытекает из задней кромки образует вихревую поверхность (Σ), поверхность разрыва моделируется зеркально отображенной системой (см. рис.1).

Граничные условия при такой постановке задачи обтекания крыла, как твердой поверхности, имеют вид

$$\partial\varphi/\partial n + V \cos(V, n) = 0. \quad (5)$$

Поверхность струи (Σ) за пределами крыла

представляется линией тока и поэтому вектор скорости совпадает по направлению с касательной к линии тока, что эквивалентно выполнению на (Σ) условий:

$$\partial\varphi/\partial n + V \cos(V, \mathbf{n}) = 0; \partial\varphi/\partial \tau + V \cos(V, \boldsymbol{\tau}) = 0, \quad (6)$$

где (s, τ, n) - система ортогональных криволинейных координат такая, что семейства кривых $\tau = \text{const.}$ совпадают с линиями тока.

Удовлетворяя граничным условиям (5 - 6) на поверхностях (S) и (Σ) , пользуясь для потенциала φ выражением

$$\varphi = \frac{1}{2\pi} \int_{L_i} \mu_i \arctg\left(\frac{y-\eta}{x-\xi}\right) dl, \quad (7)$$

имеем систему граничных интегральных уравнений для определения интенсивностей вихревых слоев μ_i , а также формы поверхности струи (Σ) .

В плоскопараллельном потоке интенсивность непрерывно распределенного вихревого слоя тонкой реактивной струи представляется формулой [2]

$$\mu_j = \frac{1}{2} C_\mu V_\infty \frac{y_j''}{[1 + (y_j')^2]^{3/2}}. \quad (8)$$

Возьмем определенный интеграл от погонной завихренности струи (8) в пределах от задней кромки профиля, где $y_j' = -\tan(\delta + \alpha)$ до точки x , где удовлетворяется граничное условие,

$$\int_{x_p}^x \mu_j dl = \frac{1}{2} C_\mu V_\infty \int_{x_p}^x \frac{y_j''}{[1 + (y_j')^2]^{3/2}} \sqrt{1 + (y_j')^2} dx.$$

Отсюда определяется граничное условие в (6) для угла наклона касательной к струе в точке x :

$$\arg \tau(x) = \frac{2}{C_\mu V_\infty} \int_{x_p}^x \mu_j dl + \alpha + \delta. \quad (9)$$

Полученные системы интегральных уравнений, построенные квадратурные формулы [1], дали возможность заменить интегральные уравнения системой линейных алгебраических уравнений относительно коэффициентов разложения интенсив-

ностей вихревого слоя профиля и струи в узловых точках соответствующих квадратурных правил. При этом отрезками выстраивается и форма струи.

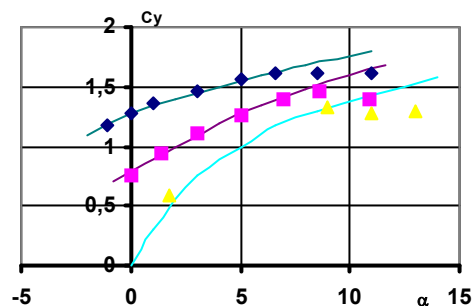


Рис. 3. Коэффициент подъемной силы C_y тонкого профиля как функции угла атаки α и импульса струи C_μ : Δ - $C_\mu = 0$; $\square$ - $C_\mu = 1$; $\diamond$ - $C_\mu = 5$, — - эксперимент [2].

На рис. 3 показаны некоторые результаты решения нелинейной задачи обтекания тонкого профиля, расположенного на относительном расстоянии до поверхности раздела $\bar{h} = 0,05$, со струйным закрылком.

Литература

1. Крашаница Ю.А., Неффа Р.В. Приближенное решение интегрального уравнения тонкого механизированного профиля/ *Математ. методы анализа динамич. систем.* 1982, вып. 6. С. 17 – 21.
2. Spence D.A., The Lift Coefficient of a Thin, Jet-Flapped Wing/ *Proceeding of the Royal Society of London, Ser. A*, Vol. 238, No. 121, 1956, pp.46-68..
3. Lissaman P.B.S., "A Linear Theory for the Jet Flap in Ground Effect," *Journal of Aircraft*, Vol. 4, No. 6, Nov.-Dec. 1967, pp. 555-556.
4. Kida T., Miyai Y. Jet-Flapped Wings in very Close Proximity to the Ground/ *AIAA Journal*, 1972, v.10, № 5, pp. 611-616.

Поступила в редакцию 04.04.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Солодов В.Г., ХНАДУ, г. Харьков; канд. техн. наук, доцент Шувалов А.А. ХИ ВВС, г. Харьков.

УДК 04.78

ПРОБЛЕМЫ И ПРЕДПОСЫЛКИ СОЗДАНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ СИСТЕМ АВТОНОМНОГО УПРАВЛЕНИЯ

В.Н. Дашкиев¹, канд. техн. наук, С.В. Ульянина²

¹Харьковский Институт Военно-Воздушных Сил,

²Харьковский национальный университет радиоэлектроники

Для решения проблемы ограниченности вычислительных мощностей в интеллектуальной системе управления перспективных летательных аппаратов (ЛА) предлагается ее оснащение функцией управления ресурсами, производящей оценку состояния ЛА и окружающей среды, определение приоритетов моделей поведения и областей памяти, перенастройку вычислительного процесса, распределение ресурсов между восприятием новой информации и принятием решения.

* * *

Для вирішення проблеми обмеження обчислювальної потужності в інтелектуальній системі керування перспективних літальних апаратів (ЛА) пропонується її оснащення функцією управління ресурсами, що здійснює оцінку стану ЛА та навколишнього середовища, визначення пріоритетів моделей поведінки та областей пам'яті, перебудову обчислювальних процесів, розподілення ресурсів між сприйняттям нової інформації й прийняттям рішень.

* * *

To solve the computing capacities' limitation of perspective unmanned aircraft intellectual control system problem equipment by function of resource management making: an estimation of aircraft environment statement, definition of behaviour models priorities and areas of memory, recustomizing of computing process, distribution of resources between a new information perception and decision-making is offered.

В современной специальной литературе все чаще появляются прогнозы, касающиеся разработки перспективных сверхмалых беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), созданных по так называемым «нано-технологиям» [1, 2, 3]. Одной из ключевых проблем воплощения подобных аппаратов является создание их системы управления. Судя по публикациям, в качестве единственно возможной предусматривается применение радиокомандной системы управления. В частности, в [3], как достоинство, описывается, что с оператора снимаются реальные физические и психологические нагрузки, которым подвержен экипаж пилотируемых самолетов, и что «... Смысл дистанционного управления сводится к тому, что между человеком-оператором на наземном пункте управления и БПЛА, находящимся в воздухе, непрерывно происходит обмен информацией, а с помощью полезной нагрузки на борту (например, телекамеры), создается иллюзия наблюдения за наземными целями с борта самолета».

Однако такое управление весьма уязвимо к экранированию радиоволн рельефом местности, к естественным и искусственным радиопомехам (что ведет к нарушению управления и потере ЛА). Кроме того, оно демаскирует и оператора, и ЛА - и не гарантирует от возможной несанкционированной расшифровки управляющих сигналов и переподчинения ЛА. Эта ситуация будет усугубляться с уменьшением размеров ЛА и связанным с этим снижением рабочих напряжений в аппаратной части системы управления ЛА. При сохранении радиокомандной системы управления от этих недостатков полностью избавиться невозможно.

Следовательно, проблема управления в общем виде сводится к созданию интеллектуальной системы (ИС), способной автономно, без вмешательства человека, управлять ЛА и всеми его функциями на всем протяжении полета.

По данной тематике накоплен уже большой научный задел – как фундаментальных трудов [4, 5, 6],

так и отдельных публикаций, посвященных решению частных научных задач.

В данной проблеме может быть продуктивно использован ряд гипотез и решений частных задач, опубликованных в научной периодике. Например, в [7] предложен «системно-бионический подход», заключающийся в том, что механизм мышления рассматривается, в первую очередь, «сверху вниз», т.е. от мыслительных функций – вглубь реализующих их структур. Там же предлагается концептуальная модель ИС, включающая в себя единую среду памяти и процессов мышления, воплощение в среде памяти модели иерархически организованной семантической сети, процесс целенаправленного мышления, как образование цепи причинно-следственных соотношений, взаимодействие интуитивной и осознаваемой компонент мышления в процессе решения и пошаговый характер процесса целенаправленного мышления с перемежающимися участками последовательных рассуждений и интуитивного нахождения решения. Бионический подход использован и в [8], на сей раз для решения частной задачи – организации вычислений на элементарном уровне, где предлагается базисная композиция элементарных операций, освобожденная от операций умножения и ориентированная на непрерывную логику. Разумеется, в соответствии с принципом «сверху вниз» задача организации вычислений на элементарном уровне должна решаться уже после того, как будет выстроена вычислительная система более высоких уровней. Тем не менее в силу сходства условий существования и решаемых задач БПЛА и биологических объектов бионический подход к решению данной проблемы является плодотворным. Также могут быть применены решения из смежных с биологией областей. Например, в [9] решается медицинская задача прогнозирования угрожающих состояний. Но при соответствующей доработке алгоритма это решение может быть использовано и для прогнозирования угроз безопасности БПЛА в

полете. В работе [10] рассмотрено решение очень близкой задачи – создание ИС-подсказчика летчику пилотируемого ЛА, хотя в этом случае ИС не принимает решение самостоятельно, а функционирует совместно с человеком. К тому же в данном случае на ИС не распространяются специфические ограничения, присущие БПЛА. Автор [11] подошел уже к вопросам сознания, подсознания, морали и этики искусственного интеллекта. Им предлагается базовая структура и функционально-логическая организация процессорного обеспечения «для принятия коллективно согласованных, этических, логических, волевых, эмоциональных и других решений». Несомненно, эта работа представляет чисто теоретический интерес. Однако относительно ее практического использования необходимо следующее замечание. Вопросы эмоций, морали и сознания рассмотрены безотносительно их истинной необходимости для выживания биологических объектов (а также искусственных, вынужденных существовать в агрессивной внешней среде). Без этого, без рациональной организации вычислительного процесса «эмоциональной» ИС придание компьютеру функций эмоций и морали излишне усложнит его, в то же время не способствуя результативности.

Однако в данном научном направлении имеется серьезная проблема, так как нигде не рассматривается применимость искусственных интеллектуальных систем (ИС) на подвижных объектах микроскопических размеров. Между тем, как помимо общих для создания всех ИС научных, технических, технологических, экономических и организационных проблем и вполне очевидной проблемы создания самой ИС имеются и нерешенные ранее части общей проблемы, связанные со спецификой предметной области.

Это, во-первых, обычное для авиации требование минимума массы, объема и энергопотребления аппаратной части – особо жесткое для беспилотных

микросамолетов. Это серьезно ограничивает вычислительные мощности, быстродействие и память ИС.

Во-вторых, требуемое время реакции системы управления минимально. Управление ЛА осуществляется исключительно в реальном масштабе времени. Для этого необходимо высокое быстродействие ИС, что противоречит предыдущему условию.

В-третьих, управляющая ЛА интеллектуальная система действует в условиях неопределенности, когда часть необходимых для принятия решения сведений отсутствует вообще, а часть вновь поступающей информации оказывается неверно истолкованной либо умышленно ложной.

В-четвертых, действуя в условиях неопределенности, ИС функционирует, основываясь на накопленном образе мира (базе знаний), на текущей информации, поступающей из окружающей среды, и на выработанном прогнозе поведения окружающей среды. Общий объем информации, накопленный в базе знаний, значителен сам по себе, намного превышает объем оперативной памяти и требует длительного времени для просмотра и выбора требуемых в каждый момент знаний.

В-пятых, через «органы чувств» ИС получает из окружающей среды значительные потоки информации, причем полезные сведения, как-то: ориентиры на местности, препятствия, целевые области или объекты, опасные зоны и пр. – занимают очень небольшую долю. С неизбежным совершенствованием датчиков – их чувствительности и разрешающей способности – одновременно возрастают проходящие через них потоки информации, что обостряет проблему необходимости фильтрации информации.

В-шестых, перед ИС возникает проблема «реверса истины». В условиях неопределенности и когда известно, что информация может быть ложной, ИС может часть верной информации воспринять как ложную, а ложную – как истинную. Это чревато ошибкой в принятии решения. Для ЛА, действующего в агрессивной внешней среде, неверное реше-

ние приведет к срыву задания и потере машины.

Итак, налицо комплекс требований и условий, выполнение каждого из которых препятствует выполнению остальных. Главное противоречие состоит в требовании хранения и обработки возможно больших объемов информации при минимуме времени, располагаемого для принятия решения, и, одновременно, при ограничении вычислительных мощностей и объемов памяти.

Это противоречие будет преодолеваться совокупностью решений в области естествознания, философии, программирования, технологии производства микроэлектроники и т.д. Весьма существенным для успеха является решение проблемы рационального использования вычислительных мощностей. Впрочем, для всех случаев, когда ресурсы ограничены, разумна и общепринята логика: обеспечить всем необходимым функцию, в данный момент главнейшую, оставив все прочие «на голодном пайке».

Следовательно, целью данной статьи является определение архитектуры интеллектуальной системы, которая – для оптимального использования вычислительных мощностей – будет способна в каждый момент времени применительно к обстоятельствам определить приоритетную задачу, выделить на ее решение максимум возможного из ресурсов и учиться организовать свой вычислительный процесс.

Для этого нами предлагается следующее. В структуру системы управления должна быть включена дополнительная структура – функция или программа, осуществляющая управление аппаратной частью и вычислительным процессом, динамическая экспертная система (ДЭС), которая содержит экспертную информацию в базе знаний и программы, осуществляющей поиск решения на знаниях [12]. Разумеется, это необязательно будет какая-то отдельная структура, а возможно, часть ИС, выполняющая специфические функции. Следует особо

подчеркнуть, что в авиационных условиях очень нежелательным является локализация описываемой функции – как, впрочем, и любой иной функции – в отдельном аппаратном блоке. Ибо возможный физический отказ или повреждение блока неминуемо ведет к потере данной функции – следовательно, к отказу всего вычислительного процесса и потере управления ЛА. Наиболее благоприятным в этом смысле является распределение всех функций по всей аппаратной части. При разработке программного обеспечения должна быть предусмотрена способность сохранения непрерывности вычислительного процесса при отказах или физических повреждениях отдельных блоков аппаратной части. Следовательно, должен быть реализован распространяющийся сейчас в авиационных системах управления принцип «толерантного ухудшения качества при отказе»: отказ должен вести к ухудшению качества соответствующей функции, но не к полной потере ее.

Предлагаемая интеллектуальная система должна выполнять следующее:

- определение обобщенной функции состояния – самого ЛА и внешней среды относительно него, а также оценку количественной меры этой функции. Функция состояния будет различной, в зависимости от назначения ЛА, задачи, им выполняемой, и участка траектории;
- определение приоритетной модели поведения в соответствии с функцией состояния и степенью ее;
- переоценку значимостей накопленных знаний, изменение приоритетов доступа к областям памяти;
- перенастройку вычислительного процесса;
- выделение предпочтительных вариантов решения, изменение энергетических и прочих параметров исполнительных органов ЛА (например, в опасной обстановке – снятие ограничений по тяге и перегрузке);
- управление «концентрацией внимания», т.е.

распределение вычислительных ресурсов между восприятием новой информации, выработкой решения и его исполнением;

- проверка истинности вновь поступающих сведений и уже накопленных знаний;

- обучение ИС «способности обучаться» («разбор полетов», анализ работы ИС, определение ошибочных шагов и непроизводительных процедур, обучение рациональным приемам и оптимальным путям нахождения решения; подчеркнем, что для интеллекта знание пути нахождения решения важнее, чем само решение!);

- самообучение системы (а также анализ проделанной работы, выделение ошибок и неэффективных действий, поиск оптимальных стратегий управления вычислительным процессом).

Очевидно, сказанное нуждается в пояснении. В [13] показано, что ИС может осуществлять поиск решения по «медленному» или по «быстрому» алгоритмам. «Медленный» применяется в задачах и условиях данной ИС, еще не встречавшихся, с высокой «степенью неизвестности». И необходимо с большими затратами времени отыскивать совершенно новое решение. «Быстрый» алгоритм используется, когда подобная задача уже встречалась. И задание состоит в выборе, видоизменении и приспособлении уже имеющегося решения к изменившимся условиям. Понятно, что «медленные» алгоритмы целесообразны при обучении, когда ни величина затраченного времени, ни цена ошибки не являются критичными. А в реальном использовании ИС, при дефиците времени и маломощной бортовой вычислительной технике, возможен единственно лишь поиск в памяти, выбор и приспособление имеющегося решения - «быстрый» алгоритм.

Препятствием здесь будет «распознавание условий». Датчиками ЛА из окружающего пространства снимаются физические параметры – например, координаты и характеристики источников электромагнитного излучения. А выбор решения ИС осуществ-

ляет на основании неких смысловых значений. Причем одинаковым или схожим смысловым значениям могут соответствовать совершенно разные показания датчиков – и наоборот. Нет прямой связи между изображением окружающего пространства (например, в оптическом диапазоне) и смысловым содержанием изображения. Например, картина одной и той же местности при разных вылетах ЛА на 95% идентична. Но смысловое содержание образа коренным образом различно в зависимости от того, присутствует или нет на оставшихся 5% изображение зенитно-ракетного комплекса.

К примеру, ИС, управляющая ЛА на поле боя, должна из потока входящих электромагнитных сигналов (оптических, радиолокационных, инфракрасных) выделить изображения, распознать образы и определить их содержание: облачность, рельеф местности и объекты на ней, препятствия, навигационные ориентиры, наличие опасностей типа целей и средств ПВО противника, их количество, расположение и удаленность. На основании этого ИС должна выполнить оценку состояния внешней среды. Например, в метрике: «абсолютно безопасно – незначительная опасность – опасно – очень опасно». Эта оценка должна быть соотнесена с оценкой состояния самого ЛА (работоспособность всех систем, запас топлива, текущие параметры движения), с поставленным заданием и фазой полета. На основании всего этого должна быть осуществлена некая обобщающая оценка состояния внешней среды и ЛА в ней – аналог эмоций у высших животных и человека. Исходя из такой оценки будет выбираться подходящий класс моделей поведения и характер вычислительного процесса. Следует отметить, что при тождественной оценке состояния внешнего мира (например, «очень опасно»), но при различных поставленных задачах и собственном состоянии ЛА – «эмоциональный отклик» ИС и ею выбранные модели поведения будут различными. Например, ЛА-перехватчик прикрывает важный объект, чья стои-

мость многократно превышает стоимость самого ЛА. При появлении воздушного противника приемлемой моделью поведения будет атака противника, невзирая на опасность для самого ЛА. Смена задания на атаку наземного объекта вызовет соответствующую смену «эмоций». Гибель самолета будет означать срыв задания, и проводить атаку следует, соблюдая меры собственной безопасности - не превышая пределов допустимого риска. Когда задание выполнено и боекомплект исчерпан, собственная безопасность становится определяющей. Ведь боевой потенциал самолета временно равен нулю, и целесообразно покинуть поле боя, сохранив дорогостоящую машину.

В зависимости от состояния внешнего мира, «эмоционального отклика» ИС и принятой модели поведения происходит перераспределение ценностей накопленных знаний. Соответственно ИС должна выполнить переоценку их значимостей с изменением приоритетов доступа к соответствующим областям памяти. Например, во время перелета через горы приоритетными будут знания о рельефе местности и характере атмосферной турбулентности в горах. Знание характеристик средств противовоздушной обороны противника здесь имеет второстепенное значение. При боевых действиях над равнинной местностью, насыщенной зенитными средствами, ситуация обратная.

Соответственно обстоятельствам должны быть заблокированы все вычисления, бесполезные для выработки текущего решения и не связанные с управлением ЛА. А нужным вычислениям предоставлен наивысший приоритет и максимум вычислительных мощностей.

Согласно «эмоциональному отклику» изменяются энергетические и прочие параметры исполнительных органов. В авиатехнике, как правило, устанавливается ряд ограничений: во избежание превышения пределов прочности конструкции, выхода на недопустимые режимы полета (штопор, флаттер и

пр.), чрезмерного расходования ресурса конструкции самолета и двигателя или перегрева конструкции по скоростному напору. Этим ограничениям должна быть придана гибкость: например, при выполнении энергичного противоракетного маневра опасность поломки конструкции из-за перегрузки становится второстепенной, хотя и сохраняется вполне.

Для пилотирования ЛА, навигации, распознавания образов внешнего мира и для принятия решения приходится использовать одни и те же (ограниченные!) вычислительные мощности. Следовательно, эти операции конкурируют между собой – и в каждый момент времени нужно оценить их приоритеты и распределить вычислительные мощности. Нуждается ли ИС в уточнении окружающей обстановки – или максимум ресурсов следует бросить на выработку решения?

Естественно, что проблема «машинного зрения» еще далека от решения. Распознавание образов и определение их смыслового значения относятся к высшим проявлениям интеллекта [14]. Для авиационной ИС ситуация усугубляется тем, что одновременно с ограниченностью вычислительных мощностей через датчики поступают значительные объемы информации (зрительной, радиолокационной и пр.), в которых «полезные» сигналы занимают очень небольшой процент. Кроме того, «изображения» полезных объектов чрезвычайно разнообразны и очень меняются в зависимости от ракурса, освещенности, времени года, погоды и режима полета ЛА. Некоторые из них могут быть умышленно замаскированы во избежание их распознавания. ИС и невозможно, и нецелесообразно уделить достаточно «внимания» всему окружающему пространству. Поэтому предлагаемая интеллектуальная система должна выбирать между распознаванием сигналов, приходящих с границы дальности видимости, и подробным изучением близлежащего нейтрального объекта «дерево», за которым может прятаться

опасный объект типа «зенитный комплекс». Тут напрашивается аналогия с психологическими терминами: «ближний, средний, дальний круги внимания».

Что касается обучения ИС и самообучения, то возникает следующая трудность. Для выбора имеющегося решения и для поиска совершенно нового требуется разное время и разный уровень интеллекта. Сомнительно, чтобы миниатюрный вычислительный комплекс микросамолета был в достаточной степени оснащен творческими способностями. Ограниченного, в силу необходимости, интеллекта ЛА может оказаться недостаточно для самообучения, и он просто не в состоянии будет находить новые решения или анализировать собственные действия, хотя выбирать готовые решения сможет. Между тем, как непрерывное саморазвитие является обязательным условием успешной работы ИС. В качестве одного из вариантов решения проблемы предлагаем, согласно принципу «размножения» интеллекта [15], разделение функций, возложив самообучение на стационарный наземный комплекс. Он лишен ограничений габаритных размеров и массы вычислительной аппаратуры. В период обучения на основе использования телеметрии либо записи бортовых приборов ЛА он имел бы неограниченное время на поиск наилучших решений и путей их нахождения, анализ собственной работы и работы бортовых ИС летательных аппаратов, выявление ошибочных шагов и непроизводительных процедур. Он имел бы и помощь человека в случае необходимости. А готовые решения уже сбрасывались бы в бортовую память ЛА.

Из сказанного можно сделать следующие выводы. Внедрение интеллектуальной системы управления летательными аппаратами, ввиду ограничения массы, габаритных размеров и производительности аппаратной части, ставит проблему рационального использования вычислительных мощностей. Для этого предлагается в архитектуру интеллектуальной

системы внедрить ДЭС, производящую следующие действия: определение обобщенной оценки состояния ЛА и внешней среды; определение приоритетной модели поведения; переоценку значимостей накопленных знаний, изменение приоритетов доступа к областям памяти; перенастройку вычислительного процесса; выделение предпочтительных вариантов решения, изменение энергетических и прочих параметров исполнительных органов ЛА, распределение вычислительных ресурсов между восприятием новой информации, выработкой решения и его исполнением.

С точки зрения авторов, перспективы дальнейших научных изысканий в данном направлении состоят в развитии биоинформатики как науки, изучающей процессы обработки информации в биологических объектах.

Литература

1. *Фирсов А.* Разведчик стартует с ладони // *Авиация и космонавтика*. 2002. №2. С. 25-27.
2. *Пятышев Е.Н., Лурье М.С.* Микротехнологии и микроэлектромеханические системы – новое научно-техническое направление // *Справочник. Инженерный журнал*. – 2000. - №5. - С. 7-13
3. *Янкевич Ю. И., Веркин Ю. В.* Состояние и перспективы развития летательных микроаппаратов // *Искусственный интеллект*. – 2001. - № 3. С. 686-691.
4. *Васильев В.И., Коноваленко В.В., Горелов Ю.И.* Имитационное управление неопределенными объектами. АН УССР. Ин-т кибернетики. - Киев: Наук. думка, 1989. – 216 с.
5. *Любарский Ю.Я.* Интеллектуальные информационные системы. - М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1980. – 232 с. – (Пробл. искусств. интеллекта)
6. *Фрадков А.Л.* Адаптивное управление в сложных системах: беспоисковые методы. - М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. – 296 с.
7. *Коваль В.Н., Полагин А.В., Рабинович З.П.* О системно-бионическом развитии искусственного интеллекта в аспекте поддержки моделирования мыслительных действий. // *Электронное моделирование*. - 1996. - Т.18. № 4. - С. 54-59.
8. *Гордиенко В.И., Дубровский С.Е.* Бионический подход к разработке систем искусственного интеллекта. // *Искусственный интеллект*. 2001. - №3. - С. 54-59.
9. *Прокопчук Ю.А.* Прогнозирование угрожающих состояний с позиций теории искусственного интеллекта // *Искусственный интеллект*. - 2001. - №3. - С. 89-97.
10. *Федунов Б.Е.* Бортовые оперативно-советующие экспертные системы и семантический облик их базы знаний // *Искусственный интеллект*. - 2001. - №3. - С. 133-140.
11. *Широчин В.П.* Архитектура и функции искусственного сознания, подсознания и надсознания в эмоционально- и морально-ориентированных суперкомпьютерах будущих поколений // *Искусственный интеллект*. - 2001. - №1. - С. 96-102.
12. *Попов Э.В.* Динамические интеллектуальные системы в моделировании и проектировании. – М.: МИФИ, 1996.
13. *Ботвинник М.М.* О кибернетической цели игры. - М.: Сов. радио. 1975.- 88 с.
14. *Саган Карл.* Драконы Эдема. Рассуждения об эволюции человеческого разума: Пер. с англ. – М.: Знание, 1986.- 256 с.
15. *Стальский В.В.* Принципы создания «размножающегося» искусственного интеллекта. // *Искусственный интеллект*. - 2001. - №1. - С. 143-157.

Поступила в редакцию 25.02.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Авраменко В.П., ХНУРЭ, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор, Сироджа И.Б., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

УДК 629.7.062.017.1:681.518.5

ОБЕСПЕЧЕНИЕ АКТИВНОЙ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ ПНЕВМАТИЧЕСКОГО СЕРВОПРИВОДА ПОСРЕДСТВОМ ЗАМКНУТОГО ДИАГНОСТИРОВАНИЯ

А.С. Кулик, д-р техн. наук, С.Н. Фирсов

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

Обеспечивается активная отказоустойчивость пневматического сервопривода посредством замкнутого самодиагностирования и гибкого восстановления обнаруженных отказов привода

* * *

Забезпечено активну відмовостійкість пневматичного сервоприводу шляхом замкнутого самодіагностування та гнучкого відновлення знайдених відмов приводу.

* * *

Active fault-tolerance of pneumatic drive through self-diagnostic and flexible restoring of founded driver's faults is provided.

Введение. Для повышения эффективности беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) и динамически подобных летательных аппаратов (ДПЛА), снижения затрат на их эксплуатацию в настоящее время широко внедряются цифровые системы автоматического управления (САУ), где в качестве исполнительных приводов используются пневматические сервоприводы (ПСП) [1, 2, 3]. Основное требование, предъявляемое к таким системам, – выполнение предписанных функций в течение ограниченного времени полета с заданными показателями качества, что достигается существенным усложнением систем, которое опережает улучшение характеристик надежности элементов САУ. Поэтому на передний план выдвигается проблема повышения надежности функционирования САУ и ее элементов [1, 4, 5, 6, 7]. Одним из таких элементов является ПСП, динамика которого существенно влияет на динамику всей системы.

В настоящее время существует два пути повышения надежности приводов: первый путь связан с повышением надежности функциональных элементов ПСП, а второй – с обеспечением активной отказоустойчивости ПСП [5, 8, 9].

На данном этапе развития науки и техники незначительное увеличение надежности ПСП приводит к большим затратам на его проектирование и

производство, а также к увеличению его массогабаритных характеристик [1, 4, 6, 8]. Поэтому наиболее перспективным является второй подход, заключающийся в обеспечении активной отказоустойчивости ПСП, путем проведения замкнутого глубокого самодиагностирования и гибкого восстановления отказов [8-10].

Постановка задачи. Объектом исследования в данной работе является ПСП, функциональная схема которого показана на рис.1. Принцип действия ПСП заключается в следующем: на сумматор (СМ) поступает напряжение задающего воздействия ($U_z(t)$) и напряжения с потенциометров (Π_1 , Π_2) обратной связи ($U_{\Pi_1}(t)$, $U_{\Pi_2}(t)$). Напряжение с выхода сумматора $U_{СМ}(t)$ является входным для усилителя мощности УМ. Шток рулевой машинки (РМ) отклоняется в зависимости от выходного напряжения УМ ($U_{УМ}(t)$), $\mu(t)$ – величина отклонения штока.

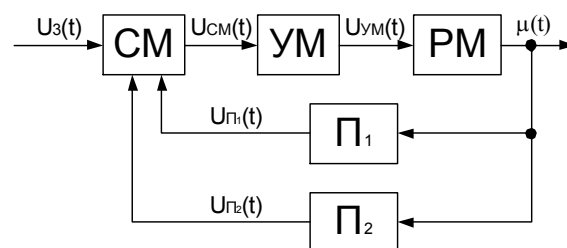


Рис. 1. Функциональная схема пневматического сервопривода

Математическая модель функционирования ПСП в номинальном режиме представлена в виде рекуррентно-разностного уравнения второго порядка (ARX модель) [10, 11]:

$$U_{\Pi}(k+2) = a_1 U_{\Pi}(k+1) + a_2 U_{\Pi}(k) + b_2 U(k), \quad (1)$$

$$\text{где } a_1 = \frac{2T_{PM} - T_0}{T_{PM}}; U_{\Pi}(k) = \frac{U_{\Pi1}(k) + U_{\Pi2}(k)}{2};$$

$$b_2 = \frac{T_0^2 K_4 K_{YM} K_{PM} (K_1 K_{\Pi1} + K_2 K_{\Pi2})}{T_{PM}};$$

$$a_2 = \frac{T_0 - T_{PM} - T_0^2 K_4 K_{YM} K_{PM}}{T_{PM}}; K_3, K_1, K_2 -$$

коэффициенты усиления сумматора по входам $U_3(t)$, $U_{\Pi1}$, $U_{\Pi2}$; K_4 - коэффициент усиления по выходу сумматора; K_{YM} - коэффициент усиления УМ; $K_{\Pi1}$, $K_{\Pi2}$ - коэффициенты передачи потенциометров; K_{PM} и T_{PM} - коэффициент передачи и постоянная времени РМ.

Обеспечение активной отказоустойчивости ПСП в рамках системного подхода базируется на информации о состоянии объекта с заданной глубиной диагностирования и гибкого восстановления обнаруженных отказов [9, 10, 12, 13]. Поэтому в рамках рассматриваемой задачи необходимо решить следующие взаимосвязанные задачи: построение иерархии диагностических моделей (ДМ); обнаружения отказа; поиск места отказа; установление класса отказа; определение вида отказа; подтверждение диагноза и восстановление отказа.

Диагностическое обеспечение. Характерной особенностью используемого сигнально-параметрического подхода для диагностирования ПСП является применение концепции ДМ как математического описания, однозначно связывающего косвенные диагностические признаки с прямыми - признаками видов отказов [8, 9, 10, 12, 13]. ДМ объединяются в иерархию: на нижнем уровне находятся ДМ определения вида отказа, а на верхнем - ДМ установления факта появления отказа. Иерархия ДМ строится с нижнего уровня - с моделей для за-

дачи определения вида отказа, и заканчивается на верхнем уровне моделями обнаружения отказов.

Для построения иерархии ДМ в рамках рассматриваемого подхода сформировано множество видов отказов D каждого функционального элемента и выполнена параметризация множества видов отказов по общности их проявления, т.е. виды отказов каждого подмножества D объединены в классы, которые характеризуются определенными параметрами и образуют множество классов отказов ПСП [12, 13]:

$$\alpha_{\text{ПСП}} = \{\alpha_{\text{СМ}}, \alpha_{\text{УМ}}, \alpha_{\text{РМ}+\text{П}_1+\text{П}_2}\}, \quad (2)$$

где $\alpha_{\text{СМ}}, \alpha_{\text{УМ}}, \alpha_{\text{РМ}}, \alpha_{\text{П}_1}, \alpha_{\text{П}_2}$ - подмножества классов отказов СМ, УМ, РМ, П₁ и П₂ соответственно.

$$\alpha_{\text{СМ}} = \{\tilde{k}_1, \tilde{k}_2, \tilde{k}_3, \tilde{k}_4, \tilde{U}_{\text{СМ}_0}\}, \quad (3)$$

$$\text{где } \{d_4, d_8\} \in \tilde{k}_1; \{d_5, d_9\} \in \tilde{k}_2; \{d_3, d_7\} \in \tilde{k}_3;$$

$$\{d_6, d_{10}, d_{11}\} \in \tilde{k}_4; \{d_1, d_2\} \in \tilde{U}_{\text{СМ}_0}.$$

$$\alpha_{\text{УМ}} = \{\tilde{U}_{\text{УМ}_0}, \tilde{k}_{\text{УМ}}, \tilde{U}_{\text{УМ}_{\min}}, \tilde{U}_{\text{УМ}_{\max}}\}, \quad (4)$$

где

$$\{d_1, d_2\} \in \tilde{U}_{\text{УМ}_0}; \{d_3, d_4, d_5, d_6, d_7, d_8, d_9\} \in \tilde{k}_{\text{УМ}};$$

$$\{d_{10}\} \in \tilde{U}_{\text{УМ}_{\min}} \cup \tilde{U}_{\text{УМ}_{\max}}.$$

$$\alpha_{\text{РМ}+\text{П}_1+\text{П}_2} = \{\tilde{T}_{\text{РМ}}, \tilde{k}_{\text{РМ}}, \tilde{\mu}, \tilde{U}_{\text{П}_{10}}, \tilde{k}_{\text{П}_1}, \tilde{U}_{\text{П}_{20}}, \tilde{k}_{\text{П}_2}\}, \quad (5)$$

$$\text{где } \{d_1\} \in \tilde{T}_{\text{РМ}}; \{d_2\} \in \tilde{k}_{\text{РМ}}; \{d_3\} \in \tilde{\mu};$$

$$\{d_4\} \in \tilde{U}_{\text{П}_{10}}; \{d_5, d_6, d_7, d_8\} \in \tilde{k}_{\text{П}_1}; \{d_9\} \in \tilde{U}_{\text{П}_{20}};$$

$$\{d_{10}, d_{11}, d_{12}, d_{13}\} \in \tilde{k}_{\text{П}_2}.$$

Определение места отказа ПСП заключается в установлении конструктивно законченного блока, в котором произошел отказ (СМ, УМ, РМ, П₁, П₂). Для этих целей вводятся параметры β_i , характеризующие отдельные элементы ПСП, перекрывающие все множество видов отказов и классов (2-5):

$$\beta_{\text{ПСП}} = \{\tilde{k}_4, \tilde{k}_{\text{УМ}}, \tilde{T}_{\text{РМ}}, \tilde{k}_{\text{П}_1}, \tilde{k}_{\text{П}_2}\}. \quad (6)$$

Установление факта появления отказа осуществляется сравнением выходов эталонной модели и

выхода ПСП. При трехкратном выходе за допустимые пределы, величины рассогласования $\Delta y(t)$ инициируется факт появления отказа в приводе. Для определения вида отказа ПСП необходимо переходить от одного уровня иерархии ДМ к другому (от верхнего к нижнему), изменяя совокупности прямых и косвенных признаков отказов. Более общими (и менее конкретными по отношению к множеству D в полученной иерархии) являются ДМ верхнего уровня, а менее общими (и более конкретными) – ДМ нижнего уровня.

Диагностирование ПСП обычным сигнально-параметрическим подходом [] (разомкнутое диагностирование), который не учитывает действия возмущения на объект диагностирования, в некоторых случаях дает ошибочные результаты диагноза. Поэтому необходимо подтверждение диагноза, т.е. применение замкнутого диагностирования, структурная схема которого показана на рис.2.

Подтверждение диагноза осуществляется путем сравнения выхода ПСП и выхода модели возмущенного движения (МВД). МВД – это математическая модель ПСП, параметры которой изменяются в зависимости от вида обнаруженного отказа. Если выходы ПСП и МВД попадают в установленный диапазон, то в ПСП произошел отказ и вид отказа верно определен, в противном случае рассогласование выходов произошло из-за внешнего возмущения, парирование которого осуществляется пропорциональным законом управления, который заложен в конструкцию ПСП (принцип управления по отклонению).

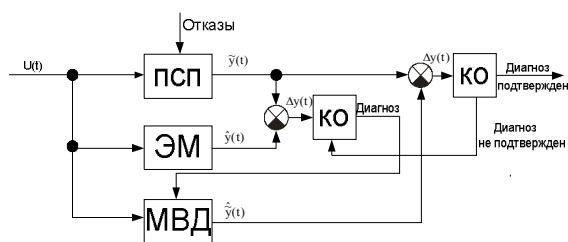


Рис. 2. Структурная схема замкнутого диагностирования

Восстановление работоспособности. Для восстановления работоспособности при каждом конкретном виде отказа используется один из следующих ресурсов: 1) параметрическая подстройка; 2) сигнальная подстройка; 3) резервная аппаратура; 4) резервные алгоритмы управления. При параметрической подстройке по определенным алгоритмам подстраиваются параметры, предусмотренные в ПСП или введенные дополнительно. Реконфигурация аппаратуры используется для парирования некомпенсируемых видов отказов путем замены отказавшего функционального элемента привода резервным.

Заключение

В результате исследования была получена иерархия диагностических моделей, отражающих зависимость отклонения выходных сигналов ПСП от изменения прямых признаков отказов. Наличие таких зависимостей позволяет с помощью математического аппарата исследовать различимость и диагностируемость различных видов отказов, а также их влияние на ПСП. Проведенные экспериментальные исследования показали адекватность ДМ. Полученная иерархия ДМ необходима для определения вида возникшего отказа и осуществления гибкого восстановления работоспособности ПСП с применением имеющейся избыточности (алгоритмической, структурной, аппаратной).

Литература

1. Кривцов В.С., Карпов Я.С., Федотов М.М. Інженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки: Підручник для вищих навчальних закладів (напрямок підготовки “Авіація і космонавтики”). Ч.2. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т “Харк. авіац. ін-т”, 2002. – 723 с.

2. Алисултанов Ш.М. Коррекция управления полетом легкого дистанционно пилотируемого летательного аппарата в сложных погодных условиях на базе нечеткой логики // Труды IX Международного научно-технического семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации». –М.: Научтехлитиздат, 2002. – 462 с.
3. Лебедев М.В. Применение аппарата нечеткой логики для нейросетевого управления частично неработоспособного летательного аппарата // Труды IX Международного научно-технического семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации». –М.: Научтехлитиздат, 2002. – 462 с.
4. Безопасность полетов летательных аппаратов / Под ред. Н.М.Лысенко. –К.: Изд-во КВВАИУ, 1989. – 354 с.
5. Неймарк М.С., Цесарский Л.Г. Системный подход в прогнозировании характеристик надежности и безопасности самолетов Ил // Техника, Экономика. Сер. Автоматизация систем управления. – 1994. – Вып.4. – С. 59-66.
6. Васильев В.И., Гусев Ю.А. Автоматический контроль и диагностика систем управления силовыми установками летательных аппаратов. –М.: Машиностроение, 1989. – 322 с.
7. Средства технической диагностики / Под ред. В.В. Ключева. –М.: Машиностроение, 1989. – 342 с.
8. Кулик А.С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления. –Харьков: Гос. аэрокосмический ун-т «ХАИ»: Бизнес Информ, 2000. – 260 с.
9. Кулик А.С. Отказоустойчивое управление: состояние и перспективы // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2000. – Вип.15. – С 18-31.
10. Кулик А.С., Фирсов С.Н. Построение диагностических моделей при разработке диагностического обеспечения пневматического сервопривода // Авиационно-космическая техника и технология. – 2002. – Вып.32. – С 35-40.
11. Льюнг Л. Идентификация систем. Теория для пользователя: Пер с англ. / Под ред. Я.З. Цыпкина. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат.лит., 1991. – 432 с.
12. Кулик А.С., Фирсов С.Н. Построение диагностических моделей при разработке диагностического обеспечения пневматического сервопривода // Авиационно-космическая техника и технология. – 2002. – Вып.32. – С 35-40.
13. Кулик А.С., Фирсов С.Н. Функциональные диагностические модели пневматического сервопривода // Авиационно-космическая техника и технология. – 2002. – Вып.33. – С 214-223.

Поступила в редакцию 24.03.03

Рецензенты: д-р техн. наук, доцент Соколов А.Ю., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. техн. наук, нач. отдела Остроумов Б.В., НТ СКБ «ПОЛИСВИТ» ПО «Коммунар», г. Харьков.

УДК 531.386.535

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ОБЪЕКТА В ЕДИНОЙ ГОСУДАРСТВЕННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ВИЗИРОВАНИЯ ОПТИЧЕСКИМ ПРИБОРОМ

В.И. Задорожный, И.С. Задорожный, канд. техн. наук, Ю.И. Задорожный

Черкасская академия менеджмента

Рассматривается метод определения координат объектов и нанесение их на топографические карты в Единой государственной системе координат путем визирования углового положения объекта оптическим прибором с подвижного носителя. Получены уравнения определения координат объекта и проведена оценка точности их измерения.

* * *

Розглядається метод визначення координат об'єктів і нанесення їх на топографічні карти в Єдиній державній системі координат шляхом візування кутового положення об'єкта оптичним приладом з рухомого носія. Отримані рівняння визначення координат об'єкта і проведена оцінка точності їх вимірювання.

* * *

The method is considered determinations of co-ordinates of objects and causing them on the topographical maps in the Single state system of co-ordinates by the vise of angular position of object by the scope from the mobile transmitter. The equalizations of determination of object co-ordinates are got and the estimation of exactness of their measuring is conducted.

Введение в проблему. Для ускоренного определения объектов в экстремальных условиях, связанных с лесными пожарами, оползнями, обвалами, весенними паводками, геологической разведкой, определения их размеров и координат поиска потерянной техники и др., привязки их на топографической карте, возникает задача определения координат объектов в Единой государственной системе привязки координат (ЕГСПК). Для осуществления этой задачи перспективным направлением является применение оптических приборов, установленных на подвижных носителях - вертолетах или самолетах. Оптический прибор должен обеспечивать обнаружение и опознавание интересующих объектов на значительном расстоянии и выдавать угловые координаты для точной привязки объекта в ЕГСПК. Учитывая то, что во время снятия координат объекта оптический прибор совместно с носителем постоянно перемещается, то постоянно меняются исходные условия решения задачи. Известны методы измерения и привязки координат объекта в ЕГСПК, которые решаются для статических условий [1-3].

Целью настоящих исследований является разработка математической модели определения координат объекта с подвижного носителя, точной привязки объекта в ЕГСПК, оценки дисперсионных ошибок снятия координат, а также решения технических задач, связанных с выбором точности и типа датчиков измерения углов.

Решение поставленных задач. Определение координат объекта в ЕГСПК, предложенного в настоящей работе, выполняется на основе информации, поступающей от оптического прибора (ОП) в вычислитель (БЦВМ) и системы бортовых навигационных приборов (БНП). Система БНП позволяет определить положение носителя ОП и системы БНП в ЕГСПК в любой момент времени, т.е. выдает информацию $x_b = x_b(t)$, $y_b = y_b(t)$, а ОП определяет углы визирования объекта, т.е. его угловые координаты относительно подвижной системы координат, связанной с носителем. В случае отсутствия дальномера дальность до наблюдаемого объекта относительно носителя непосредственно определить невозможно. Поэтому для определения координат объекта в ЕГСПК необходимо иметь хотя бы две различ-

ные точки съема углов визирования (расстояние между этими точками – база пеленгации – используется в качестве недостающего линейного элемента вычисления координат).

Общая идея решения задачи привязки координат объекта в ЕГСПК состоит в следующем: пусть B_1, B_2 – точки визирования; $x_1, y_1; x_2, y_2$ – их координаты в ЕГСПК; β_1, β_2 – углы визирования, тогда x_y, y_y – координаты объекта в ЕГСПК – однозначно определяются из геометрических вычислений (рис. 1).

Непосредственно из геометрических соотношений следует:

$$\begin{aligned} x_y &= x_2 + D_2 \cos \beta_2, \\ y_y &= y_2 + D_2 \sin \beta_2, \end{aligned} \quad (1)$$

где D – дальность $B_2Ц$.

На основании теоремы синусов запишем

$$\frac{D_2}{\sin \beta} = \frac{B}{\sin(\beta_1 - \beta_2)}, B = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2}, \quad (2)$$

где $B = B_1B_2$ – линейная база пеленгации, на

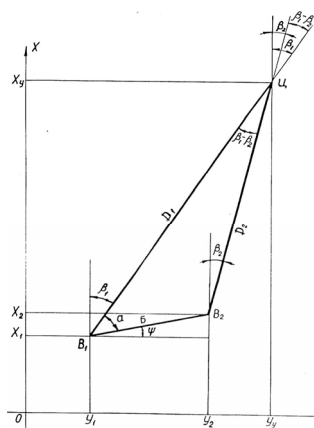
Из рис.1, а запишем

$$\alpha = 180^\circ - \beta_1 - \varphi, \quad (3)$$

где $\varphi = \arcsin \frac{y_1 - y_2}{B} = \arcsin \frac{x_1 - x_2}{B}$.

Тогда

$$D_2 = B \frac{\sin \alpha}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} = B \frac{\sin(\beta_1 + \varphi)}{\sin(\beta_1 - \beta_2)}, \quad (4)$$



а

$$\begin{aligned} \sin \alpha &= \sin(180^\circ - \beta_1 - \varphi) = \sin(\beta_1 + \varphi) = \sin \beta_1 \cos \varphi + \\ &+ \cos \beta_1 \sin \varphi, \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} B \sin \alpha &= B \cos \varphi \sin \beta_1 + B \sin \varphi \cos \beta_1 = -\frac{x_2 - x_1}{B} B \sin \beta_1 + \\ &+ \frac{y_2 - y_1}{B} B \cos \beta_1 = (y_2 - y_1) \cos \beta_2 - (x_2 - x_1) \sin \beta_1 \end{aligned} \quad (6)$$

Окончательно

$$D_2 = [(y_2 - y_1) \cos \beta_1 - (x_2 - x_1) \sin \beta_1] \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)}, \quad (7)$$

и

$$\begin{aligned} x_y &= x_2 + \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} [(y_2 - y_1) \cos \beta_1 - (x_2 - x_1) \sin \beta_1] \cos \beta_2 \\ y_y &= y_2 + \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} [(y_2 - y_1) \cos \beta_1 - (x_2 - x_1) \sin \beta_1] \sin \beta_2 \end{aligned} \quad (8)$$

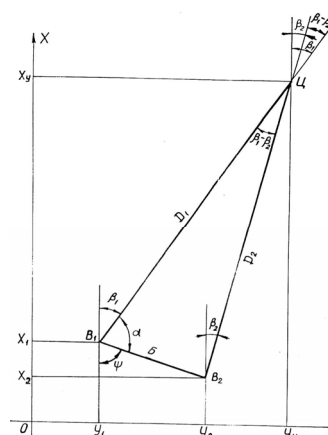
Формулы (8) являются решением поставленной задачи. Докажем, что формулы (8) не зависят от геометрических особенностей треугольника $B_1B_2Ц$. Для этого рассмотрим альтернативный вариант расположения точек $B_1B_2Ц$ (см. рис. 1, б):

$$\frac{B}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} = \frac{D_2}{\sin \alpha}, \alpha = \frac{\pi}{2} - (\varphi + \beta_1), \quad (9)$$

$$\sin \alpha = \sin\left(\frac{\pi}{2} - \varphi - \beta_1\right) = \cos(\varphi + \beta_1) = \cos \varphi \cos \beta_1, \quad (10)$$

$$-\sin \varphi \cos \beta_1 = \cos \beta_1 \frac{y_2 - y_1}{B} - \sin \beta_1 \frac{x_2 - x_1}{B},$$

$$\cos \varphi \frac{y_2 - y_1}{B}, \sin \varphi = \frac{x_2 - x_1}{B}, \quad (11)$$



б

Рис.1. Теоретический чертеж вычисления координат объекта в ЕГСП

$$D_2 = \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} [(y_2 - y_1) \cos \beta_1 - (x_2 - x_1) \sin \beta_1]. \quad (12)$$

Определим координаты объекта в ЕГСПК

$$\begin{aligned} x_y &= x_2 + \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} [(y_2 - y_1) \cos \beta_1 - (x_2 - x_1) \sin \beta_1] \cos \beta_2, \\ y_y &= y_2 + \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} [(y_2 - y_1) \cos \beta_1 - (x_2 - x_1) \sin \beta_1] \sin \beta_2. \end{aligned} \quad (13)$$

Итак, на основании полученных выражений следуют выводы:

1. Выражение (13) является решением задачи привязки координат неподвижного наблюдаемого объекта в ЕГСПК на основе данных $x_1, x_2, y_1, y_2, \beta_1, \beta_2$, определяющих положение точек визирования и линии визирования. На основе этих формул выведем соотношения, определяющие ошибки привязки в зависимости от ошибок данных.

2. Решение аналогичной задачи в случае движущегося с определенной скоростью носителя является оригинальной задачей исследования. В общем случае перемещение носителя по отношению к измеряемому объекту оказывает большое влияние на точность измерения и привязки объекта при расчетах координат объекта по нескольким точкам засечек объекта на измерительной базе Б. В случае дополнительных данных о характере его положения объекта на местности или его движения необходимо предусмотреть грубый расчет положения объекта по одной точке засечки. Рассмотрим такой случай. Пусть В – неподвижная точка визирования; O_1 и O_2 – два положения объекта. Тогда на основании теоремы синусов запишем

$$\frac{O_2 B}{\sin(\frac{\pi}{2} + \beta_1)} = \frac{Vt}{\sin(\beta_2 - \beta_1)}, \quad (14)$$

$$O_2 B = \frac{Vt \cos \beta_1}{\sin(\beta_2 - \beta_1)}, \quad (15)$$

$$x_2 = x_B + O_2 B \cos \beta_2 = x_B + Vt \frac{\cos \beta_1 \cos \beta_2}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} \quad (16)$$

$$y_2 = y_B + Vt \frac{\cos \beta_1 \sin \beta_2}{\sin(\beta_2 - \beta_1)}.$$

Проведем анализ влияния геометрических параметров алгоритма вычисления координат объекта на точность решения задачи привязки в системе ЕГСПК. В соответствии с формулами (13) найдем компонентный состав ошибок $\Delta x_y, \Delta y_y$ определения координат объекта в ЕГСПК.

Исходя из функциональных соотношений

$$x_y = f(x_1, x_2, y_1, y_2, \beta_1, \beta_2),$$

$$y_y = \varphi(x_1, x_2, y_1, y_2, \beta_1, \beta_2) \quad (17)$$

получим

$$\Delta x_y = f'_{x1} \Delta x_1 + f'_{y1} \Delta y_1 + f'_{x2} \Delta x_2 + f'_{y2} \Delta y_2 + f'_{\beta1} \Delta \beta_1 + f'_{\beta2} \Delta \beta_2,$$

$$\Delta y_y = \varphi'_{x1} \Delta x_1 + \varphi'_{y1} \Delta y_1 + \varphi'_{x2} \Delta x_2 + \varphi'_{y2} \Delta y_2 + \varphi'_{\beta1} \Delta \beta_1 + \varphi'_{\beta2} \Delta \beta_2, \quad (18)$$

где $\Delta x_1, \Delta y_1, \Delta x_2, \Delta y_2, \Delta \beta_1, \Delta \beta_2$ – ошибки определения соответствующих параметров;

$f'_{x1}, f'_{y1}, f'_{x2}, f'_{y2}, f'_{\beta1}, f'_{\beta2}, \varphi'_{x1}, \varphi'_{y1}, \varphi'_{x2}, \varphi'_{y2}, \varphi'_{\beta1}, \varphi'_{\beta2}$ – производные функции f и φ по соответствующим переменным;

$\Delta x_y, \Delta y_y$ – полные ошибки определения координат объекта.

Дифференцируя соотношение (13) по каждой переменной, получим:

$$f'_{x1} = \frac{1}{\sin(\beta_2 - \beta_1)} \sin \beta_1 \cos \beta_2, \quad (19)$$

$$f'_{x2} = 1 - \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \sin \beta_1 \cos \beta_2, \quad (20)$$

$$f'_{y1} = -\frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \cos \beta_1 \cos \beta_2, \quad (21)$$

$$f'_{y2} = \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \cos \beta_1 \cos \beta_2, \quad (22)$$

$$f'_{\beta1} = \frac{\cos \beta_2}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} [-(y_2 - y_1) \cos \beta_2 + (x_2 + x_1) \sin \beta_2], \quad (23)$$

$$f'_{\beta2} = -\frac{\cos \beta_1}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} [-(y_2 - y_1) \cos \beta_1 + (x_2 + x_1) \sin \beta_1], \quad (24)$$

$$\varphi'_{x1} = -\frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \sin \beta_1 \sin \beta_2, \quad (25)$$

$$\varphi'_{x2} = -\frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \sin \beta_1 \sin \beta_2, \quad (26)$$

$$\varphi'_{y_1} = -\frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \cos \beta_1 \sin \beta_2, \quad (27)$$

$$\varphi'_{y_2} = 1 + \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \cos \beta_1 \sin \beta_2, \quad (28)$$

$$\varphi'_{\beta_1} = -\frac{\sin \beta_2}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} [-(y_2 - y_1) \cos \beta_2 + (x_2 + x_1) \sin \beta_2], \quad (29)$$

$$\varphi'_{\beta_2} = -\frac{\sin \beta_2}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} [(y_2 - y_1) \cos \beta_1 - (x_2 + x_1) \sin \beta_1], \quad (30)$$

Рассмотрим влияние следующих компонентов ошибки Δx_y :

1. Влияние Δx_1

$$\Delta x_y (\Delta x_1) = \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \sin \beta_1 \cos \beta_2 \Delta x_1. \quad (31)$$

2. Влияние Δx_2

$$\Delta x_y (\Delta x_2) = \left[1 - \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \sin \beta_1 \cos \beta_2 \right] \Delta x_2. \quad (32)$$

3. Влияние Δy_1

$$\Delta x_y (\Delta y_1) = -\frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \cos \beta_1 \cos \beta_2 \Delta y_1. \quad (33)$$

4. Влияние Δy_2

$$\Delta x_y (\Delta y_2) = \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \cos \beta_1 \cos \beta_2 \Delta y_2. \quad (34)$$

5. Влияние $\Delta \beta_1$

$$\Delta x_y (\Delta \beta_1) = -\frac{\cos \beta_2}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} \times \\ \times [-(y_2 - y_1) \cos \beta_2 + (x_2 - x_1) \sin \beta_2] \Delta \beta_1. \quad (35)$$

6. Влияние $\Delta \beta_2$

$$\Delta x_y (\Delta \beta_2) = -\frac{\cos \beta_1}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} \times \\ \times [-(y_2 - y_1) \cos \beta_1 + (x_2 - x_1) \sin \beta_1] \Delta \beta_2. \quad (36)$$

Рассмотрим влияние компонентов ошибки Δy_y

для выражения (18):

1. Влияние Δx_1

$$\Delta x_y (\Delta x_1) = \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \sin \beta_1 \sin \beta_2 \Delta x_1. \quad (37)$$

2. Влияние Δx_2

$$\Delta y_y (\Delta x_2) = -\frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \sin \beta_1 \sin \beta_2 \Delta x_2. \quad (38)$$

3. Влияние Δy_1

$$\Delta y_y (\Delta y_1) = -\frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \cos \beta_1 \sin \beta_2 \Delta y_1. \quad (39)$$

4. Влияние Δy_2

$$\Delta y_y (\Delta y_2) = \left[1 + \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \cos \beta_1 \sin \beta_2 \right] \Delta y_2. \quad (40)$$

5. Влияние $\Delta \beta_1$

$$\Delta y_y (\Delta \beta_1) = -\frac{\sin \beta_2}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} \times \\ \times [(y_2 - y_1) \cos \beta_2 - (x_2 - x_1) \sin \beta_2] \Delta \beta_1. \quad (41)$$

6. Влияние $\Delta \beta_2$

$$\Delta y_y (\Delta \beta_2) = \frac{\sin \beta_1}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} \times \\ \times [(y_2 - y_1) \cos \beta_1 - (x_2 - x_1) \sin \beta_1] \Delta \beta_2. \quad (42)$$

Тогда формулы для полных ошибок Δx_y , Δy_y будут следующие:

$$\Delta x_y (\Delta x_1, \Delta y_1, \Delta x_2, \Delta y_2, \Delta \beta_1, \Delta \beta_2) = \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \times \\ \times \sin \beta_1 \cos \beta_2 \Delta x_1 + \left[1 - \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \sin \beta_1 \cos \beta_2 \right] \Delta x_2 + \\ + \left[\frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \cos \beta_1 \cos \beta_2 \right] (-\Delta y_1 + \Delta y_2) + \\ + \frac{\cos \beta_2}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} [-(y_2 - y_1) \cos \beta_2 + (x_2 - x_1) \sin \beta_2] \Delta \beta_1 + \\ + \frac{\cos \beta_1}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} [(y_2 - y_1) \cos \beta_1 - (x_2 - x_1) \sin \beta_1] \Delta \beta_2. \quad (43)$$

$$\Delta y_y (\Delta x_1, \Delta y_1, \Delta x_2, \Delta y_2, \Delta \beta_1, \Delta \beta_2) = \\ = \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \sin \beta_1 \sin \beta_2 (\Delta x_1 - \Delta x_2) - \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \times \\ \times \cos \beta_1 \sin \beta_2 \Delta y_1 + \left[1 + \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \cos \beta_1 \sin \beta_2 \right] \Delta y_2 + \\ + \frac{\sin \beta_2}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} [-(y_2 - y_1) \cos \beta_2 + (x_2 - x_1) \sin \beta_2] \Delta \beta_1 + \\ + \frac{\sin \beta_1}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} [(y_2 - y_1) \cos \beta_1 - (x_2 - x_1) \sin \beta_1] \Delta \beta_2. \quad (44)$$

Формулы компонентного состава ошибок Δx_y (43) и Δy_y (44) определяют весовое значение каждой ком-

поненты в составе общей ошибки. Развернутые формулы ошибок Δx_y , Δy_y , оценивающие их модульные значения в зависимости от модульных значений составляющих, имеют вид:

$$\begin{aligned} \left| \Delta x_y \right| \leq & \left| \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \right| \left| \sin \beta_1 \cos \beta_2 \right| (|\Delta x_1| + |\Delta x_2|) + \\ & + |\Delta x_2| + \left| \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \cos \beta_1 \cos \beta_2 \right| (|\Delta y_1| + |\Delta y_2|) + \\ & + \left| \frac{\cos \beta_2}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} [-(y_2 - y_1) \cos \beta_2 + \right. \\ & \left. + (x_2 - x_1) \sin \beta_2] \right| |\Delta \beta_1| + \\ & + \left| \frac{\cos \beta_1}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} [(y_2 - y_1) \cos \beta_1 - (x_2 - x_1) \sin \beta_1] \right| |\Delta \beta_2|. \quad (45) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \left| \Delta y_y \right| \leq & \left| \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \right| \left| \sin \beta_1 \cos \beta_2 \right| (|\Delta x_1| + |\Delta x_2|) + |\Delta y_1| + \\ & + \left| \frac{1}{\sin(\beta_1 - \beta_2)} \cos \beta_1 \sin \beta_2 \right| (|\Delta y_1| + |\Delta y_2|) + \\ & + \left| \frac{\sin \beta_2}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} [-(y_2 - y_1) \cos \beta_2 + (x_2 - x_1) \sin \beta_2] \right| |\Delta \beta_1| + \\ & + \left| \frac{\cos \beta_2}{\sin^2(\beta_1 - \beta_2)} [(y_2 - y_1) \cos \beta_1 - (x_2 - x_1) \sin \beta_1] \right| |\Delta \beta_2|. \quad (46) \end{aligned}$$

Для моделирования точности формирования углов визирования и координат объекта исследовались уравнения

$$x_y = x_2 + \frac{1}{\sin \gamma} [\Delta y \cos \beta_1 - \Delta x \sin \beta_1] \cos \beta_2, \quad (47)$$

$$y_y = y_2 + \frac{1}{\sin \gamma} [\Delta y \cos \beta_1 - \Delta x \sin \beta_1] \cos \beta_2, \quad (48)$$

где введены следующие замены:

$$\gamma = \beta_1 - \beta_2, \quad \Delta x = x_2 - x_1, \quad \Delta y = y_2 - y_1, \quad (49)$$

$$B = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}, \quad \frac{\Delta x}{\Delta y} = \operatorname{tg} \varphi, \quad (50)$$

$$\varphi = \arctg\left(\frac{\Delta x}{\Delta y}\right), \quad \beta_1 + \alpha + \varphi = 90^\circ. \quad (51)$$

Положение треугольника на плоскости (см. рис.1) однозначно определено параметрами Δx , Δy , β_1 , β_2 , x_1 , y_1 или B , α , γ , φ . Для уменьшения числа независимых параметров фиксируем φ , тогда перебор параметров B , α , γ определит всевозможные типы треугольников на плоскости. Не ограничивая общности, можно принять $\varphi = 0$, тогда

$$\begin{aligned} \Delta x_y &= 0, & \Delta y &= B, \\ \beta_1 + \alpha &= 90^\circ, & \beta_1 &= 90^\circ - \alpha, \\ \beta_2 &= \beta_1 - \gamma, & \beta_2 &= 90^\circ - (\alpha + \gamma). \end{aligned} \quad (52)$$

Выражения для определения координат объекта примут вид

$$x_y = x_2 + \frac{1}{\sin \gamma} [B \sin \alpha] \sin(\alpha + \gamma), \quad (53)$$

$$y_y = y_2 + \frac{1}{\sin \gamma} [B \sin \alpha] \cos(\alpha + \gamma).$$

Пусть α^2 – дисперсия угловых величин, тогда дисперсия величины y_y будет определена формулами

$$\alpha^2(x_y) = \alpha^2 \left[(x_y)'_{\alpha}^2 + (x_y)'_{\gamma}^2 \right], \quad (54)$$

$$\text{где} \quad (x_y)'_{\alpha} = \frac{d}{d\alpha} x_y, \quad (x_y)'_{\gamma} = \frac{d}{d\gamma} x_y, \quad (55)$$

$$\alpha^2(y_y) = \alpha^2 \left[(y_y)'_{\alpha}^2 + (y_y)'_{\gamma}^2 \right], \quad (56)$$

$$(y_y)'_{\alpha} = \frac{d}{d\alpha} y_y, \quad (y_y)'_{\gamma} = \frac{d}{d\gamma} y_y. \quad (57)$$

Исходя из формул (55) и (56) с учетом (53) находим

$$\begin{aligned} (x_y)'_{\alpha} &= \frac{1}{\sin \gamma} B [\cos \alpha \sin(\alpha + \gamma) + \sin \alpha \cos(\alpha + \gamma)] = \\ &= -\frac{1}{\sin \gamma} B \sin(2\alpha + \gamma), \end{aligned} \quad (58)$$

$$(x_y)'_{\gamma} = B \sin \alpha \frac{\cos(\alpha + \gamma) \sin \gamma - \sin(\alpha + \gamma) \cos \gamma}{\sin^2 \gamma} = B \frac{\sin^2 \alpha}{\sin^2 \gamma}, \quad (59)$$

$$(y_y)'_{\alpha} = \frac{1}{\sin \gamma} B [\cos \alpha \sin(\alpha + \gamma) - \sin \alpha \cos(\alpha + \gamma)] = \quad (60)$$

$$B \frac{1}{\sin \gamma} \cos(2\alpha + \gamma),$$

$$(y_y)'_{\gamma} = B \frac{-\sin(\alpha + \gamma) \sin \gamma - \cos(\alpha + \gamma) \cos \gamma}{\sin^2 \gamma} = -B \frac{\sin \alpha}{\sin^2 \gamma} \cos \alpha \quad (61)$$

Введем нормированные функции A_x , A_y :

$$A_x = \frac{1}{\sin^2 \gamma} \sqrt{\sin^2 \gamma \sin^2 (2\alpha - \gamma) + \sin^4 \alpha}, \quad (62)$$

$$A_y = \frac{1}{\sin^2 \gamma} \sqrt{\sin^2 \gamma \cos^2 (2\alpha + \gamma) + \sin^2 \alpha \cos^2 \alpha}. \quad (63)$$

Тогда

$$\alpha(x_y) = \alpha B A_x, \quad (64)$$

$$\alpha(y_y) = \alpha B A_y.$$

Введем нормированные функции B_x, B_y :

$$B_x = A_x \frac{\sin \gamma}{\sin(\alpha + \gamma)}, \quad (65)$$

$$B_y = A_y \frac{\sin \gamma}{\sin(\alpha + \gamma)}, \quad (66)$$

Результаты исследования амплитуды нормированных показателей B_x (выражение-(65)) и B_y (выражение -(66)), как функций переменных α и γ показаны на рис.4, а и б.

Тогда:

$$\alpha(x_y) = \alpha D B_x, \quad (67)$$

$$\alpha(y_y) = \alpha D B_y. \quad (68)$$

Применяя теорему синусов, запишем

$$\frac{B}{\sin \gamma} = \frac{D}{\sin(\alpha + \gamma)}, \quad (69)$$

где D – дальность объекта.

Тогда

$$(x_y)'_{\alpha} = B \frac{\sin(2\alpha + \gamma)}{\sin \gamma}, \quad (70)$$

$$(x_y)'_{\gamma} = B \frac{\sin^2 \alpha}{\sin^2 \gamma}, \quad (71)$$

$$(y_y)'_{\alpha} = B \frac{\cos(2\alpha + \gamma)}{\sin \gamma}, \quad (72)$$

$$(y_y)'_{\gamma} = -B \frac{\sin \alpha}{\sin^2 \gamma} \cos \alpha. \quad (73)$$

$$D'(x_y) = \alpha^2(x_y) = \alpha^2 B^2 \left[\sin^2 \gamma \sin^2 (2\alpha + \gamma) + \sin^4 \alpha \right] \frac{1}{\sin^4 \gamma}, \quad (74)$$

$$D'(y_y) = \alpha^2(y_y) = \alpha^2 B^2 \left[\sin^2 \gamma \cos^2 (2\alpha + \gamma) + \sin^2 \alpha \cos^2 \alpha \right] \frac{1}{\sin^4 \gamma}. \quad (75)$$

Следовательно, среднеквадратическое значение определения координат объекта по каждой из координат определится из выражений

$$\alpha(x_y) = \alpha B \frac{1}{\sin^2 \gamma} \sqrt{\sin^2 \gamma \sin^2 (2\alpha + \gamma) + \sin^4 \alpha}, \quad (76)$$

$$\alpha(y_y) = \alpha B \frac{1}{\sin^2 \gamma} \sqrt{\sin^2 \gamma \cos^2 (2\alpha + \gamma) + \sin^2 \alpha \cos^2 \alpha}. \quad (77)$$

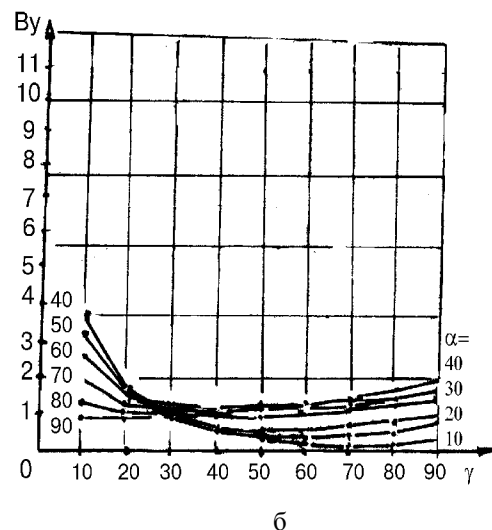
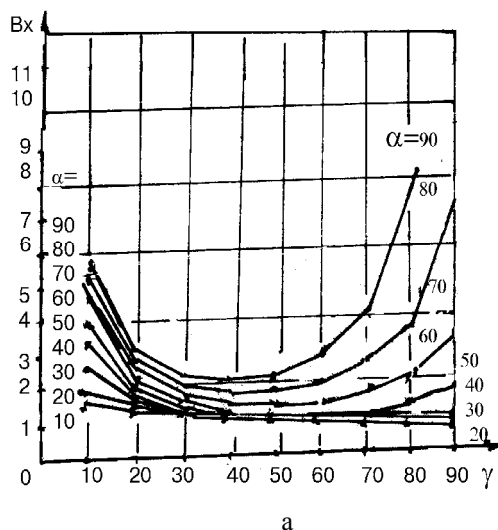


Рис.3. Исследование амплитуды нормированных показателей B_x - выражение-(65) и B_y - выражение (66) как функций переменных α и γ

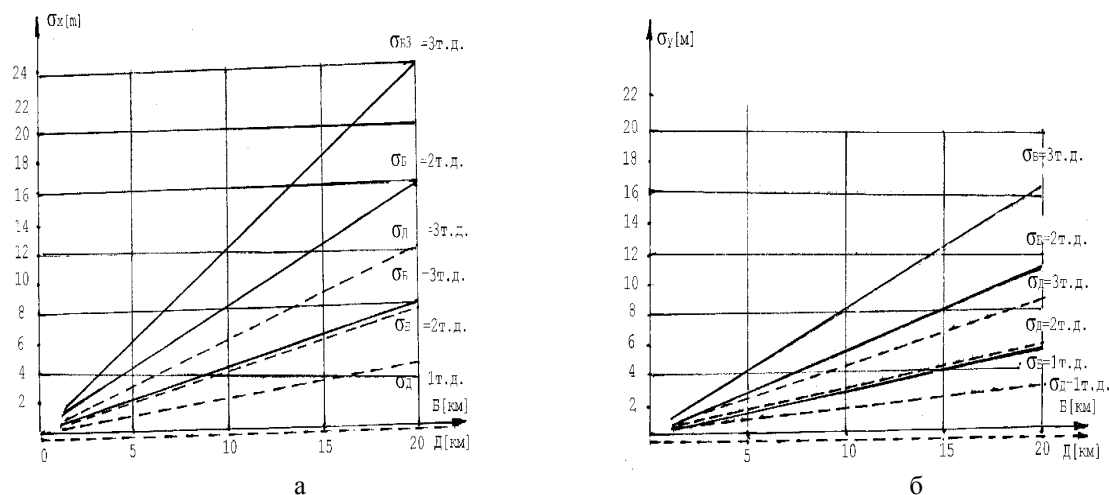


Рис.4. Исследование средневквдратической ошибки вычисления координат объекта в ЕГСПК как функции дальности D и точности измерения углов визирования $\sigma_{\text{д}}$

Моделирование средневквдратических значений ошибок проводилось при условии изменения дальности D от 1 км до 20 км, и точности съема угловых координат $\sigma_{\text{д}} = 1 \text{ т.д.}$, 2 т.д. , 3 т.д. Результаты расчетов приведены на рис.4 а) – для курса и рис.4.б) – для тангажа.

Заключение

Анализ результатов исследований показывает, что при точности съема угловых координат не хуже 1 т.д. максимальная ошибка определения координат объекта не превышает 4 м. Выполненные исследования позволяют сделать следующие выводы:

1) предложена методика расчета координат объекта в системе ЕГСПК, основанная на измерении угловых координат оптического прибора, установленного на подвижном носителе, совершающем движение по отношению к объекту по предложенному закону типа «вираж- ∞ » и разработана математическая модель для расчета координат объекта в системе ЕГСПК;

2) получены выражения для оценки влияния составляющих измерения координат на точность привязки объекта в системе ЕГСПК;

3) определены выражения и проведена оценка средневквдратических ошибок определения координат объекта в ЕГСПК и выработаны требования по

точности для выбора датчиков измерения координат;

4) полученные результаты нашли применение при разработке оптического прибора [4] и авиационного комплекса и могут быть использованы в дальнейшем специалистами при разработке новых оптических приборов, устанавливаемых на подвижные носители для измерения координат объектов в ЕГСПК.

Литература

1. Березин М.С., Жидков Н.П. Методы вычислений. Том. 1, 2.-М.: Наука, 1966.- 562 с.
2. Федоров Д.К., Фадеев Б.Н. Вычислительные методы линейной алгебры. -М.: Физматгиз. N 2. 1957. С. 32-38.
3. Бук Э.Д. Численные методы. -М.: Физматгиз, 1959.- 387 с.
4. Задорожный И.С., Гордиенко В.И., Москалюк А.Е., Сухомлинов П.А., Задорожный В.И. Устройство определения координат. А.с. 189499.

Поступила в редакцию 5.03.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Кочкарев Ю.О., Черкасская академия менеджмента, г. Черкассы; д-р техн. наук, профессор Кошевой Н.Д., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

УДК 519.876.2 + 65.012.34

СИСТЕМНЫЕ МОДЕЛИ ПРОМЫШЛЕННОЙ ЛОГИСТИКИ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ РАСПРЕДЕЛЕННЫМИ ПРОИЗВОДСТВЕННЫМИ КОМПЛЕКСАМИ*О.Е. Федорович, д-р техн. наук, А.В. Прохоров, А.С. Садовничий**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"*

Описаны системный подход к формированию знаниеориентированной модели анализа процессов управления в распределенных технологических комплексах с позиций промышленной логистики.

* * *

Описуються системний підхід до формування знанняорієнтованої моделі аналізу процесів управління в розподілених технологічних комплексах з позицій промислової логістики.

* * *

The approach to creation of knowledge frame-based model for analysis of control processes of distributed technological complexes in view of manufacturing logistics.

Введение

Экономические преобразования, происходящие в Украине в связи с переходом к рыночным отношениям, привели к качественным изменениям в производственной сфере и потребовали формирования новых подходов к управлению предприятиями и технологическими комплексами, которые являются сложными автоматизированными многоуровневыми распределенными системами (МРС). Первоочередное значение приобретает проблема устойчивого управления функционированием и развитием МРС, их адаптации к изменяющимся условиям рынка, что в свою очередь проявляется в необходимости проведения реструктуризации и модернизации существующих производств, создании интегрированных МРС, комплексной автоматизации, построении многоуровневых АСУ и инструментальных средств поддержки принятия решений.

При этом МРС необходимо рассматривать как сложные системы высокой степени интеграции, имеющие ряд особенностей, которые оказывают существенное влияние на выбор и обоснование методов их исследования: многомерность; иерархичность; многоуровневость; множество структурно-компоновочных решений; динамичность; распределенность в пространстве и времени; многоцелевой

характер функционирования; неопределенность различной природы; вероятностный характер функционирования.

Для исследования МРС в данной работе предлагается использовать сравнительно новое научное направление - промышленная логистика. Концепция логистического анализа МРС предполагает интегральное потоковое представление всех процессов, протекающих в системе в целях выявления законов функционирования и развития, а также вариантов управления материальными и информационными потоками на всех уровнях.

В настоящее время вопросам логистики посвящено достаточно много зарубежной и отечественной литературы [1,2]. Однако четких методов и моделей, которые бы позволили провести анализ всех процессов одновременно и в динамике, по результатам которого можно было бы принимать решения по управлению МРС, не приводится.

Концепция логистического анализа МРС

Предлагаемая концепция логистического анализа предполагает ряд взаимосвязанных этапов (рис. 1), конечной целью которых является логистическое управление (ЛУ) МРС. Один из ключевых этапов логистического анализа - системный анализ МРС.

Системный подход является методологической основой сквозного управления потоковыми процессами и применительно к исследованию МРС реализуется в создании интегрированных логистических систем (ЛС).

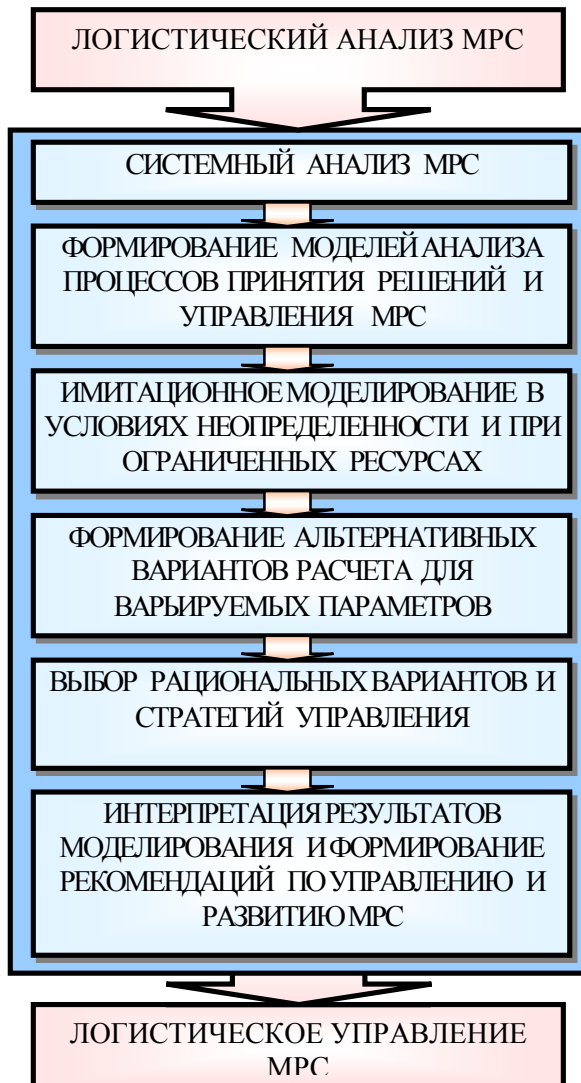


Рис. 1. Концепция логистического анализа МРС

Объединение всех необходимых элементов ЛС (от материально-технического снабжения и производства к распределению и поставке готовой продукции потребителям) как взаимосвязанных и взаимодействующих для достижения глобальной цели управления представляет собой полную интеграцию производства, причем в качестве интегратора выступает материальный поток.

Основная особенность здесь состоит в том, что процесс интеграции охватывает всю логистическую цепочку и динамическую внешнюю среду, распро-

страняясь на все предприятия МРС, производственные подразделения предприятий (цеха, участки), логистических посредников и т.д. Модельный метод анализа целесообразен для формализованного описания МРС, содержащего представления объектов ЛС, а также свойств и связей этих объектов.

Разработка системных моделей МРС

Формирование многоуровневой системной (сетевой) модели (СМ) анализа МРС осуществляется по следующим взаимосвязанным уровням (стратам) представления: целевому, функциональному, алгоритмическому, организационному и информационному с учетом всех основных функциональных подсистем логистики МРС: закупочной, распределительной (сбыта), производственной, складской и транспортной. Концепция формирования СМ МРС заключается в последовательном накоплении знаний при переходе по стратам представления МРС.

На основе проведенной системной структуризации объекта исследования и принципов декомпозиции и стратификации разработан комплекс СМ МРС: СЦМ – сетевая целевая модель; СФМ – сетевая функциональная модель; САМ – сетевая алгоритмическая модель; СМОС – сетевая модель организационной структуры (ОС); СМУ – сетевая модель управления. Каждая из СМ разработана на основе теории категорий [3] и представляет собой «И-ИЛИ» граф (рис. 2), в котором представлены конъюнктивные (обозначены кружочками) и дизъюнктивные (обозначены прямоугольниками) вершины.

С точки зрения категорного подхода вершины СМ представляют собой физические или информационные (абстрактные) объекты (цели и подцели, задачи и подзадачи и т.д.). Дуги СМ отражают причинно-следственные связи (включение, подчинение, предшествование и т.п.) и характеризуют отображения (морфизмы) одних объектов в другие. Для каждой логистической функциональной подсистемы были определены основные объекты (цели, задачи,

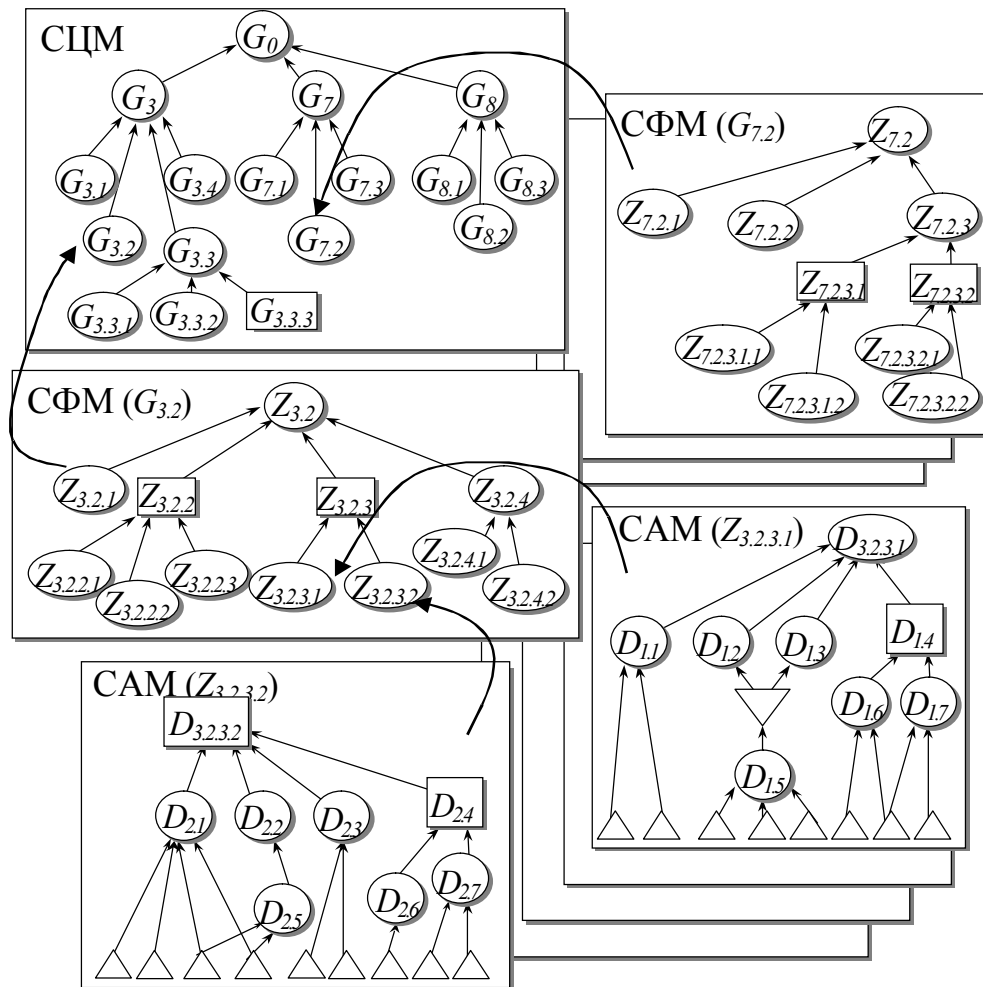


Рис. 2. Фрагменты СЦМ, СФМ и САМ и их взаимосвязи

параметры, свойства и др.), а также основные показатели и стратегии логистических процессов. Взаимосвязь сетевых моделей обеспечивается посредством строгих отображений объектов нижестоящих уровней в соответствующие объекты стоящего выше уровня. Этим достигается формирование многоуровневой общей СМ МРС. При этом объекты каждого уровня могут иметь вложенные структуры.

СЦМ представляет собой совокупность целей МРС, объединенных единством глобальной цели и общими ресурсами. Глобальной целью логистического управления МРС является обеспечение производства и доставки товаров и изделий в заданное место, в заданный срок, в требуемом количестве и ассортименте, в максимально возможной степени подготовленных к личному или производственному потреблению при заданном уровне издержек. Основная

задача, которая должна быть решена на этом этапе, - это ликвидация несоответствий и противоречий между интересами и целями всей ЛС и ее отдельных элементов. СФМ представляет собой совокупность и последовательность задач, которые необходимо выполнить для достижения поставленных целей. Основой для построения системной функциональной модели (СФМ) служит СЦМ МРС. Весь комплекс задач решается в рамках логистической стратегии оптимизации управления материальными и сопутствующими им информационными потоками с точки зрения: минимизации уровней запасов; оптимизации работы транспортно-складского комплекса; сокращения времени производственно-технологического цикла; уменьшения всех логистических издержек в производстве и др.

Исследование динамики функционирования

МРС невозможно без формирования системного алгоритмического представления. САМ отображает последовательность операций, действий или процессов, которые необходимо выполнить для решения конкретной функциональной задачи.

САМ разрабатываются в соответствии с СФМ для каждой из задач нижнего уровня и могут иметь декларативное представление в виде сетевой модели или процедурное представление в виде программных модулей.

Дополнительными элементами САМ являются начальные условия или состояния физической реальности и объектов (обозначены треугольниками), т.е. представляют собой исходные данные, необходимые для решения задач. Кроме того, для действий или процессов, которые могут заканчиваться возможными альтернативными результатами, предусмотрены разветвители (обозначены перевернутыми треугольниками). Такие разветвители позволяют учитывать неопределенный результат действий (процессов), в том числе связанный с возможными случайными или зависимыми от других систем факторами, путем введения дополнительных действий в случае неблагоприятных результатов. Это позволяет учесть множество альтернативных действий или решений, т.е. адаптировать структуру САМ к конкретным условиям реальности.

Каждый из процессов в свою очередь может представляться в виде сетевой алгоритмической модели подпроцессов или действий, характеризующих динамику его развития и т.д. Таким образом, САМ имеет многоуровневое представление, состоящее из множества вложенных САМ.

ОС МРС - это иерархическая распределенная структура исполнителей, задействованных в решении поставленных задач. Поэтому ОС можно представить в виде СМОС, показанной на рис. 3. При решении конкретных задач в соответствии с СФМ и САМ из СМОС будет выделяться необходимая ее часть (фрагмент), т.е. те исполнители, которые мо-

гут выполнять требуемые действия, операции (роли). Следовательно, СМОС накладывает ограничения на реализацию САМ в конкретных условиях и этапах функционирования МРС. СМОС, прежде всего, отражает отношения подчиненности, т.е. вертикальные связи. При реализации задач согласования, т.е. горизонтальных связей, вводятся узлы согласования (заштрихованы на рис. 3), поэтому СМОС будет иметь однородную структуру лишь с вертикальными связями.

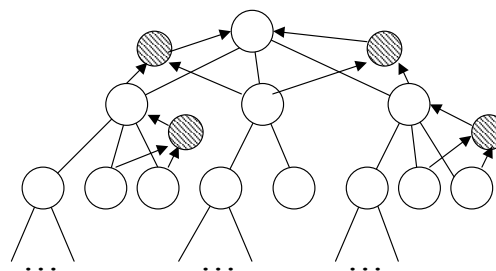


Рис. 3. Системная сетевая модель ОС МРС

Сложность ОС МРС обуславливает непростой характер и многообразие координационной деятельности: организационная, технологическая, производственная, экономическая, маркетинговая, ресурсная координации. В процессе функционирования МРС возникает необходимость реализации сложного комплекса задач управления. Поэтому, кроме иерархии подчиненности для ОС МРС, необходимо описать информационное представление процессов управления МРС. Рассматривая решение каждой задачи из СФМ на элементах СМОС, исследуют информационные потоки с их характеристиками, при этом ОС доопределяется информационными каналами связи, необходимыми для осуществления информационного обмена в процессе достижения поставленных целей и задач. Таким образом, возникает необходимость анализа процессов управления, протекающих в ОС МРС, чтобы регламентировать обмен информацией между ее элементами и обеспечить требуемое качество принимаемых управленческих решений.

Реализация наиболее сложной сетевой модели управления МРС осуществляется на основе СМОС и

алгоритмов взаимодействия логистических звеньев по информационным потокам ЛС. Для учета механизмов управления в процессе достижения целей необходимо для каждой функциональной задачи определить узел - инициатор ее решения, узел, осуществляющий ее решение, и контур управления, т.е. цепочку узлов, взаимодействие которых обеспечивается реализацией сценария или протокола управления. Для формализации отношения узлов структуры и задач системы предлагается ввести следующую классификацию ролей узла управляющей структуры по отношению к задаче: $I(n_i, z_k)$ – узел n_i является инициатором задачи z_k ; $C(n_i, z_k)$ – узел n_i является координатором решения задачи z_k ; $M(n_i, z_k)$ – узел n_i является руководителем решения задачи z_k ; $E(n_i, z_k)$ – узел n_i является непосредственным исполнителем задачи z_k ; $B(n_i, z_k)$ – узел n_i является посредником при решении задачи z_k . От роли узла структуры управления по отношению к задаче будут зависеть действия, выполняемые им при решении задачи, а значит, и процессы управления, протекающие в системе.

Под обобщенным сценарием или протоколом управления будем понимать описание последовательности действий, выполняемых руководителем и подчиненным, а также правила их взаимодействия в рамках рассматриваемого процесса управления для решения поставленной задачи. Очевидно, что вид протокола управления будет зависеть от задачи, в процессе решения которой он используется, и от ролей узлов относительно решаемой задачи. Взаимодействие узлов ОС МРС проходит в несколько взаимосвязанных этапов и носит повторяющийся циклический характер: подготовка управляющих решений (ПУР), подготовка ответа (ПО), информационный обмен (ИО), ожидание решения (ОР), исполнение задачи (ИЗ), подготовка ответа на задачу (ПОЗ), анализ и принятие решения (АПР) (рис. 4).

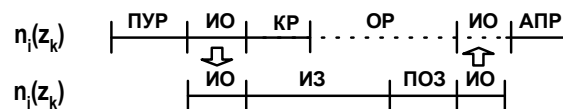


Рис. 4. Базовый протокол взаимодействия узлов ОС

В общем случае процесс управления решением задачи может осуществляться по более сложному контуру управления (кроме того, в определенных ситуациях управления в сценариях взаимодействия могут отсутствовать некоторые элементы), в котором задействовано некоторое число посредников. При этом возникают вложенные алгоритмы.

Таким образом, формирование общей СМ МРС позволяет: формализовано описать процессы, происходящие в МРС на всех уровнях иерархии; закрепить решаемые задачи за всеми элементами ОС; получить исходные данные и модели для системного имитационного моделирования динамики функционирования МРС с учетом всего множества задач, решаемых в системе.

Системное имитационное моделирование МРС

Основными этапами при формировании системной имитационной модели МРС являются структуризация и формализация.

Разработанная концепция формализации, основанная на многозначной логике присутствия [4], которая обеспечивает универсальность представления объектов, процессов и задач моделирования МРС, предоставляет возможность учета неопределенностей и противоречий, а также за счет прагматической интерпретации имеет эффективный механизм управления как объектом исследования, так и самой системой моделирования.

При имитационном моделировании потоковых производственных процессов наиболее предпочтительно использование блочной концепции структуризации. Блочная концепция структуризации, наиболее полно отвечающая принципам объектно-ориентированного моделирования, предполагает описание моделируемого процесса в виде системной

комбинации блоков, выбираемых из некоторого зафиксированного, но расширяемого набора.

Задача системного имитационного моделирования МРС заключается в анализе потоковых производственных процессов в целях раскрытия закономерностей, существенных с точки зрения согласования критериев оптимизации функционирования всех элементов интегрированной ЛС и обоснованного выбора вариантов управления ими и МРС в целом.

Количество типовых блоков (элементов), применяемых для построения системных имитационных моделей МРС, выбрано минимальным, но достаточным для составления моделей МРС любой архитектуры и наиболее типичных классов процессов. Блоки собраны в универсальных и проблемно-ориентированных библиотеках.

Результаты анализа МРС формируются в процессе имитационного моделирования (их можно рассматривать как для всей системы в целом, так и для каждого структурного элемента) и включают в себя: процент выполнения производственного плана (по всей номенклатуре продукции); размеры возможных дефицитов по отдельным позициям комплектующих и продукции; срывы поставок с указанием причин их возникновения; объемы незавершенного производства; фактические времена технологических циклов изготовления продукции; составление расписаний (графиков) перемещений материальных ресурсов между узлами логистической цепи производственной системы; расчет расписания загрузки элементов производственной структуры; затраты на выполнение технологических операций; расчет логистических затрат и др.

Принятие решений по управлению МРС основывается на информации, полученной в результате исследования, и может осуществляться путем проведения следующих мероприятий: изменение характера технологических процессов с одновременной модификацией структуры МРС; изменение стратегий

управления транспортным и складским хозяйством; организация дополнительных мероприятий для обеспечения необходимой производительности и пропускной способности системы; изменение структуры материальных потоков, включая модификацию структуры поставок; изменения в ОС управления предприятием (горизонтальное и вертикальное “сжатие”, распределение управленческих и исполнительских нагрузок); выбор желательной рыночной и производственной политики предприятия (определение стратегии размещения заказов, стратегий закупок и сбыта).

Моделирование может осуществляться путем задания различных сценариев запуска модели и вариантов стратегий управления для отдельных элементов и для системы в целом. Полученные результаты моделирования по всем вариантам могут быть оценены с помощью разработанной подсистемы принятия решений по многим критериям.

Структуризация логистического управления МРС

Таким образом, проведенный системный анализ ЛУ МРС позволил представить его в виде трехмерной модели (системный куб), увязывающей основные функциональные подсистемы логистики, уровни управления и объекты управления (рис. 5). Каждый сегмент этой модели представляет собой в укрупненном виде плановое задание, в рамках которого выполняются основные действия всеми участниками ЛС МРС. МРС

С помощью данной модели можно установить связи согласования по любым двум парам координат: уровни управления и функциональные подсистемы, уровни управления и объекты логистического управления, объекты логистического управления и функциональные подсистемы. Для этого из модели необходимо выделить исследуемую пару координат (рис. 6). Векторами показано направление согласования (в данном случае по уровням и по объектам логистического управления).

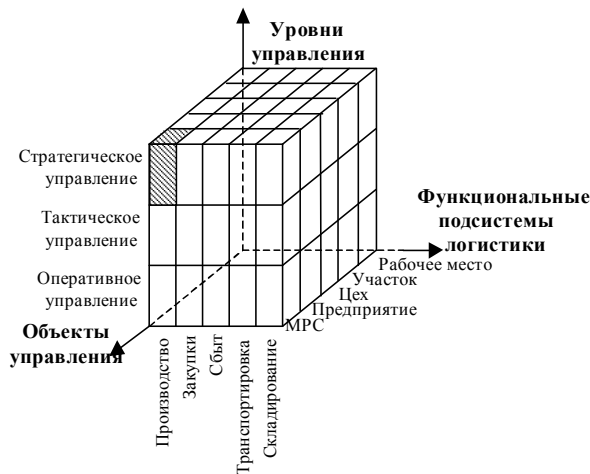


Рис. 5. Системная структуризация ЛУ

Это означает, что сначала разрабатываются стратегические планы, затем тактические и оперативные. На пересечении векторов указан вид управленческой или исполнительской деятельности. От-

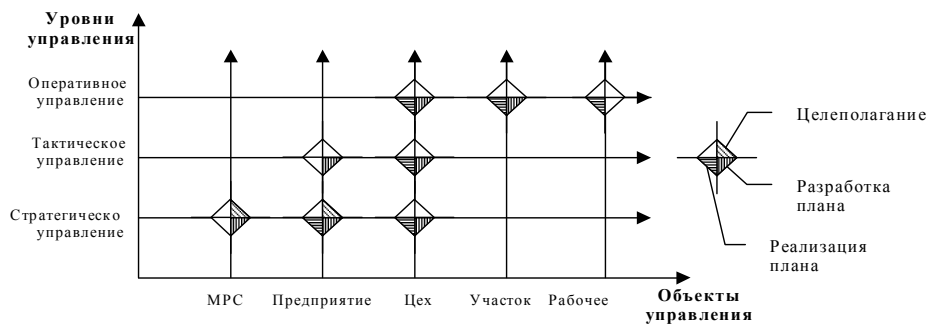


Рис. 6. Связи согласования

Настройка моделей МРС осуществляется путем визуального объектно-ориентированного моделирования, использования библиотек типовых элементов и базы знаний, содержащей модели знаний, которые описывают объекты системы, алгоритмы функционирования и задачи управления, элементы и механизмы имитационного моделирования, целевые установки, оценки результатов управления МРС.

Система имитационного моделирования обеспечивает настройку на конкретную предметную область и может быть использована на этапах проектирования, эксплуатации и развития МРС.

Литература

1. Сергеев В.И. Логистика в бизнесе: Учебник – М.: ИНФРА-М, 2001.-608 с.
2. Бауэрсокс Д. Дж., Клосс Д. Дж. Логистика:

существование указателей на пересечении векторов означает, что здесь прямых связей согласования не должно быть.

Заключение

Таким образом, в отличие от традиционного системного подхода предложена структуризация МРС по всем стратам на основе теории категорий, что обеспечивает построение единой СМ МРС на основе однозначных отображений одних объектов в другие.

Излагается концепция моделирования, основанная на систематизированном, ориентированном на конечного пользователя подходе к исследованию МРС. Это достигается путем создания универсальных и адаптируемых к изменениям внутренней и внешней среды МРС структур моделирования, основанных на моделях знаний.

интегрированная цепь поставок / Пер. с англ. –М.: Олимп-Бизнес, 2001. –674 с.

3. Букур И., Деляну А. Введение в теорию категорий и функторов. – Пер. с англ. –М.: Мир, 1972. – 259с.

4. Fedorovich O.E., Sadovnychiy S.N., Prohorov A.V., Sadovnychiy A.S. System models of logistics analysis of the virtual distributed technological complexes // Telecommunication and radio engineering. –2002. -Vol. 58. №7. -P.49-58.

Поступила в редакцию 25.03.03

Рецензенты: канд. техн. наук, доцент Береза А.С., ООО "Харьковский Дом науки и техники", г. Харьков; д-р техн. наук, профессор Сироджа И.Б., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

УДК 658.5.012.2

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГОСУДАРСТВЕННЫХ ЦЕЛЕВЫХ ПРОГРАММ И ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ИХ РЕАЛИЗАЦИИ НА РАЗВИТИЕ ПРЕДПРИЯТИЙ

Е.А. Дружинин, канд. техн. наук, М.С. Мазорчук, И.Н. Цихмистро

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

Проведен анализ оценки эффективности выполнения государственных целевых программ. Выделены основные направления оценки мультипликативного эффекта. Рассмотрено влияние реализации государственных целевых программ на развитие предприятий.

Проведено аналіз оцінки ефективності виконання державних цільових програм. Виділено основні напрямки оцінки мультиплікативного ефекту. Розглянуто вплив реалізації державних цільових програм на розвиток підприємств.

The analysis of an estimation of efficiency of performance of the state target programs is carried out(spent). The basic directions of an estimation of multiply effect are allocated. Influence of realization of the state target programs on development of the enterprises is considered

В настоящее время в Украине одним из основных направлений развития экономики и научного потенциала страны является осуществление инновационных проектов и программ. Инновационные инвестиции – это капиталовложения экономических ресурсов в научно-технические разработки в целях создания и получения чистых выгод как в экономике в целом, так и в отдельном хозяйственном субъекте. К приоритетным направлениям нововведений в развитии науки и технике относятся сверхмощные научно-технические системы в обороне, информатике, аэрокосмической и атомной промышленности [1]. Основным заказчиком проектов и программ разработки и создания таких сложных объектов техники выступает государство. Разрабатываемые государственные целевые программы представляют собой комплекс взаимосвязанных по срокам, исполнителям и ресурсам проектов, направленных на достижение единой цели.

Для реализации таких программ существует необходимость разработки новых технологий, обновления основных фондов, реорганизации производства, т.е. при выполнении проектов и программ параллельно возникает задача развития предприятий, реа-

лизующих как основные производственные процессы, так и вспомогательные. Основными направлениями развития производства являются техническое перевооружение, модернизация и реконструкция мощностей, увеличение номенклатуры и ассортимента выпускаемой продукции, совершенствование структуры управления с учетом требований рыночной экономики.

Основные проблемы при управлении целевыми программами и выборе приоритетных направлений развития предприятий связаны, прежде всего, с оценкой эффективности реализации таких программ, а также выбором адекватных методов и моделей управления. Применение существующих методов управления проектами к целевым программам часто является невозможным. Это обусловлено масштабами, сложностью и уникальностью самих программ, а также трудно прогнозируемым развитием экономической, социальной и политической ситуации в нашей стране [2]. В данной работе рассматривается проблема оценки эффективности реализации целевых программ, а также влияние реализации отдельных проектов, выполняемых в рамках единой государственной программы, на развитие

предприятий.

Так как космическая деятельность отнесена к государственным приоритетам Украины как главный фактор инновационного развития экономики, была создана Общегосударственная (Национальная) космическая программы Украины (О(Н)КПУ) на 2003-2007 г. (далее - Программа). Она определяет основные цели, задания, приоритеты и пути осуществления космической деятельности в Украине. Необходимо определить подходы к оценке ее эффективности и оценить возможность развития предприятий, участвующих в ее реализации.

На сегодняшний день существуют методы оценки эффективности инвестиционных проектов. В их основе лежит расчет следующих показателей: чистой текущей стоимости (NPV); внутренней нормы окупаемости (IRR); индекса рентабельности (PI); дисконтного срока окупаемости (DPP) [3 – 5]. Эти показатели учитывают затраты и результаты коммерческого характера, т.е. с точки зрения принесения чистой прибыли. Однако такой подход для оценки эффективности государственных целевых программ не является достаточным, что обусловлено спецификой области применения, целей и структуры программ, а также получаемых результатов. Большинство проектов, входящих в состав государственных программ, носят затратный характер, т.е. не приносят чистой прибыли за время их реализации. Однако в масштабах государства и отрасли выполнение данной программы может быть необходимым. Поэтому возникла необходимость разработки и оценки новых показателей эффективности при оценке таких программ.

Для научно-исследовательских разработок при оценке их эффективности рассматривают [5]:

1) научно-технический эффект. Относительно технологических разработок – это повышение научно-технического уровня, улучшения параметров техники и технологий;

2) экономический эффект. Заключается в по-

лучении экономических результатов от научно-технических разработок как для народного хозяйства в целом, так и для каждого производственного субъекта;

3) социальный эффект, который отображает изменения условий деятельности человека в обществе. Проявление социального эффекта наблюдается в изменениях характера и условий труда, повышении жизненного уровня населения, улучшения его бытовых условий, расширении возможностей духовного развития личности, а также в изменениях состояния окружающей среды.

Проведенный анализ эффективности реализации научно-исследовательских разработок позволил сделать вывод, что последствия реализации государственной целевой программы проявляются не только непосредственно в выполнении поставленных первоначально задач и достижении намеченной цели, но и в цепной реакции на данные изменения в других отраслях и сферах. Например, в рамках О(Н)КПУ реализуется целевая программа «Космические комплексы», которая предусматривает изготовление носителей «Циклон-3» для запусков космических аппаратов в соответствии с программой. При достижении данной цели произойдут следующие цепные изменения. Для изготовления носителей «Циклон» в рамках программы планируется модернизация мощностей производственного объединения «Южмаш». Это в свою очередь приводит к осуществлению заказов на производство оборудования для внедрения необходимых технологий на производстве. С одной стороны, предприятия-производители оборудования не простаивают, а получают прибыль, с другой стороны - ПО «Южмаш» сможет брать заказы от других заказчиков и выполнять их благодаря наращенным производственным мощностям в рамках программы. Планируемый заказ на изготовление около 10 носителей в год даст возможность обеспечения дополнительных рабочих мест и полную занятость рабочих с выплатой им

зарплат. Это в свою очередь повышает их жизненный уровень, улучшает бытовые условия; приводит к увеличению потребительского спроса на товары легкой и пищевой промышленности, тем самым стимулируя производство этих товаров и поддержание или расширение их производственных мощностей и т.д.

Рассмотрим реализацию проектов на производственном предприятии. На каждом этапе жизненного цикла проектируемых технических систем требуется множество технологий (R_Y), оборудование (R_Z), квалифицированный персонал (R_{Ex}) и ресурсы на управление (R_M) (рис.1). Выделенные заказчиком средства ($S_{зак}$, $t_{зак}$) могут не покрывать требуемые ресурсы, и возникнет дефицит (d_Y , d_Z , d_{Ex} , d_M). Каждый из возможных видов дефицита может быть

переведен окончательно в дефицит временных и финансовых средств, на основании которых можно определить реализуемость проекта. Под реализуемостью проекта или программы понимается возможность их выполнения в заданные временные сроки и с учетом финансовых ограничений на рассматриваемом производстве. Таким образом, реализуемость программы W будет зависеть от двух параметров – дефицита времени d_T и средств d_S : $W=f(d_T, d_S)$.

Дефицит средств по отдельному проекту может быть компенсирован за счет средств заказчика по договору с исполнителем, либо, если данный проект выполняется в рамках целевой программы, то дефицит может покрываться за счет государства. Однако в общем случае задачи развития производ-

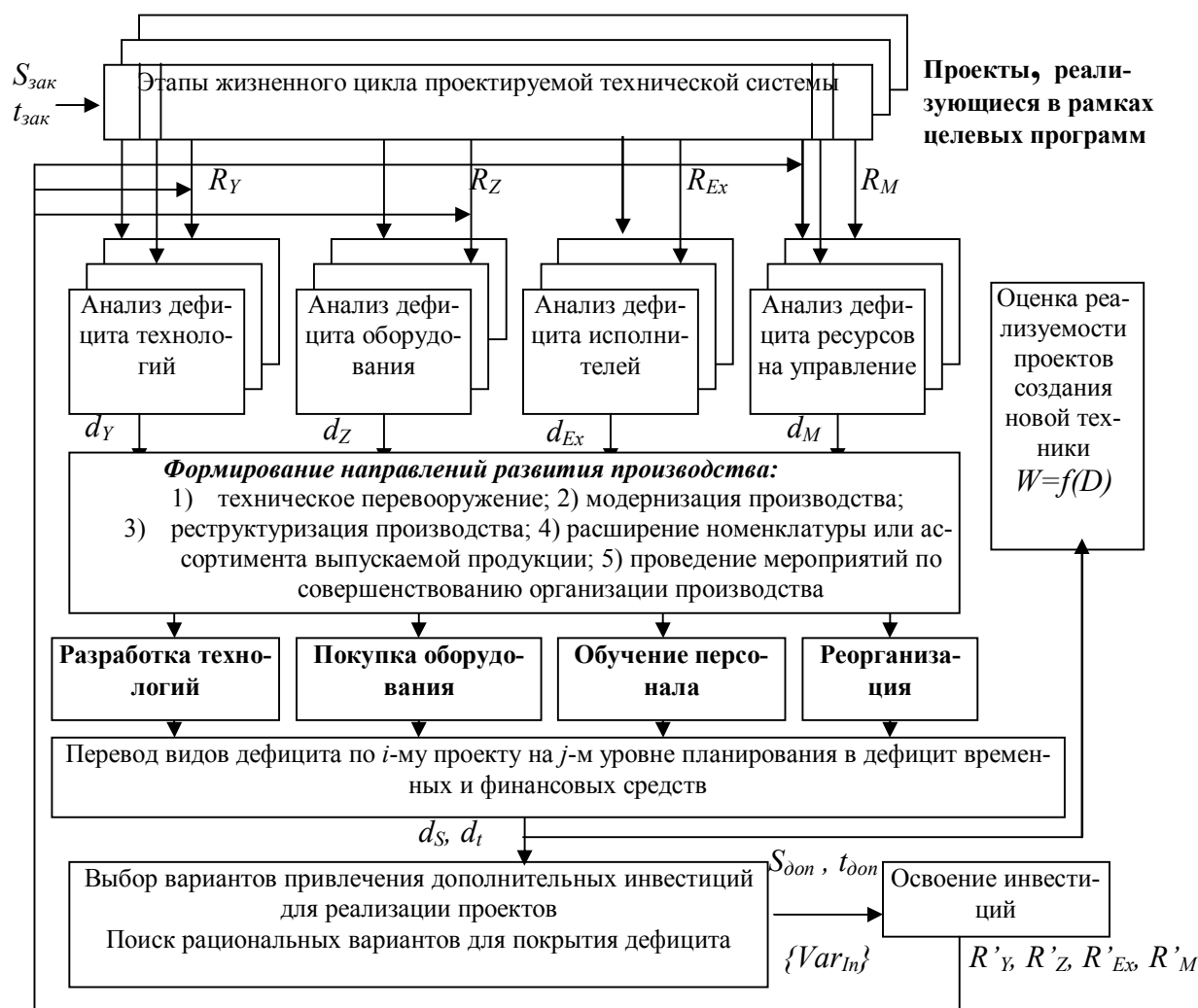


Рис. 1. Управление процессом развития производства через реализацию проектов

ства (разработка технологий, закупка оборудования, обучение персонала и т.д.) должны быть решены непосредственно исполнителем. Это связано, с одной стороны, с нежеланием заказчиков решать проблемы предприятия, с другой стороны, создание изделий новой техники для реализации на свободном рынке требует первоначальных вложений (инвестиций). Поэтому руководству предприятия необходимо определить направления развития производства с учетом развития отрасли и выбрать рациональный вариант привлечения дополнительных инвестиций как для повышения реализуемости программы – приобретения и освоения недостающих ресурсов ($R'_Y, R'_Z, R'_{Ex}, R'_M$), так и для развития предприятия в целом.

Формирование направлений развития производства осуществляют на основании анализа структуры дефицита ресурсов. По выбранным направлениям развития определяют варианты привлечения дополнительных инвестиций для реализации программы [6]. Таким образом, оценивают возможность участия предприятия в целевой программе с учетом его ресурсов. При этом учитывают интересы руководства предприятия относительно развития.

Как отмечалось выше, реализация целевой программы приводит не только к изменению состояния производственного предприятия, но и к цепным изменениям в других областях – социальной, научной, экономической. Для оценки эффективности целевых программ предлагается использовать принцип мультипликации [7].

Космическая Программа финансируется за счет государственного бюджета. При ее реализации непосредственно кроме инфраструктуры космической отрасли задействованы и другие отрасли – они используют результаты программы или поставляют свою продукцию. Вследствие внедрения результатов программы и при ее выполнении будут развиваться и другие предприятия народнохозяйственного комплекса страны.

Социальные последствия внедрения научно-технических проектов в большинстве случаев подлежат стоимостной оценке и включаются в состав общих результатов проекта в рамках определенной его эффективности. Так как большая часть проектов в составе целевых программ относится к области фундаментальных исследований, их эффективность надо рассматривать с учетом эффекта мультипликации.

Можно выделить следующие основные направления проявления эффекта мультипликации:

1. Создание новых рабочих мест. Изменения в количестве рабочих мест на объекте, где внедряется техническое нововведение. Для современного состояния производства увеличение рабочих мест является позитивным фактором его развития и его учет при оценке эффективности инноваций должен вытекать из сравнения затрат на каждое рабочее место и возмещения их за счет повышения продуктивности труда [5]:

$$\sum_{i=1}^k l_i \cdot Z_i + Pr > 0$$

где l_i - новое рабочее i -е место;

Z_i - затраты на создание i -го места;

Pr - прибыль от повышения продуктивности труда за счет введения новых рабочих мест.

2. Повышение процента занятости населения, следовательно, сокращение государственных выплат по обеспечению незанятого населения. Эффект можно рассчитать следующим образом:

$$Bg = H + \Delta J,$$

где Bg - увеличение поступлений в бюджет;

H – налоговые поступления и поступления в социальные фонды из зарплат рабочих;

ΔJ - доля уменьшения выплат по безработице.

3. Изменения в структуре рабочего персонала и его квалификации. Сохраняется высококвалифи-

цированный кадровый потенциал, что также является позитивным фактором развития производства. Затраты из-за его отсутствия в денежном эквиваленте можно подсчитать следующим образом:

$$Z_{перс} = C_{об} + C_{прив} + C_{произ},$$

где $C_{об}$ – затраты на обучение необходимого специалиста;

$C_{прив}$ – затраты на привлечение необходимого специалиста извне;

$C_{произ}$ – потери производства из-за отсутствия в данное время необходимого специалиста.

4. Изменение уровня здоровья работников, определяемое с помощью уровня предотвращенных потерь, связанных с выплатами из фонда социального страхования и затратами на охрану здоровья. Оценка изменения здоровья работников производства, где используются последствия научно-технических разработок, обеспечивает предотвращение потерь чистого дохода, а также изменений в сумме выплат на социальное страхование и изменений затрат на охрану здоровья:

$$\mathcal{E}f_{здor} = \Delta NPV + \Delta C_{соц_вып} + \Delta C_{охр_зд}$$

где $\mathcal{E}f_{здor}$ – эффективность от внедрения разработок в производстве с точки зрения охраны здоровья;

ΔNPV – величина предотвращения потерь чистого дохода за счет улучшения уровня здоровья работников;

$\Delta C_{соц_вып}$ – сумма уменьшения выплат на социальное страхование;

$\Delta C_{охр_зд}$ – уменьшение затрат на охрану здоровья.

Таким образом, при оценке эффективности реализации программы определяют величину мультипликативного эффекта и оценивают влияние ее выполнения на развитие производства. На основании данных показателей строится агрегированная оценка эффективности программы в целом.

Рассмотрим пример (рис. 2) проявления мультипликации при выполнении Программы, показывающий механизм последующих изменений в социально-экономической и производственной сферах.

Пусть количество человек, занятых непосредственно в реализации Программы, составляет 200000. Перемножив это количество на 12 месяцев и размер средней заработной платы 500 гр., получим значение выплаченной им в общей сумме зарплаты. Из этого фонда отчисления в пенсионный фонд составят 2%, что потенциально равно примерно 160000 пенсий. Государству в виде налоговых пла-

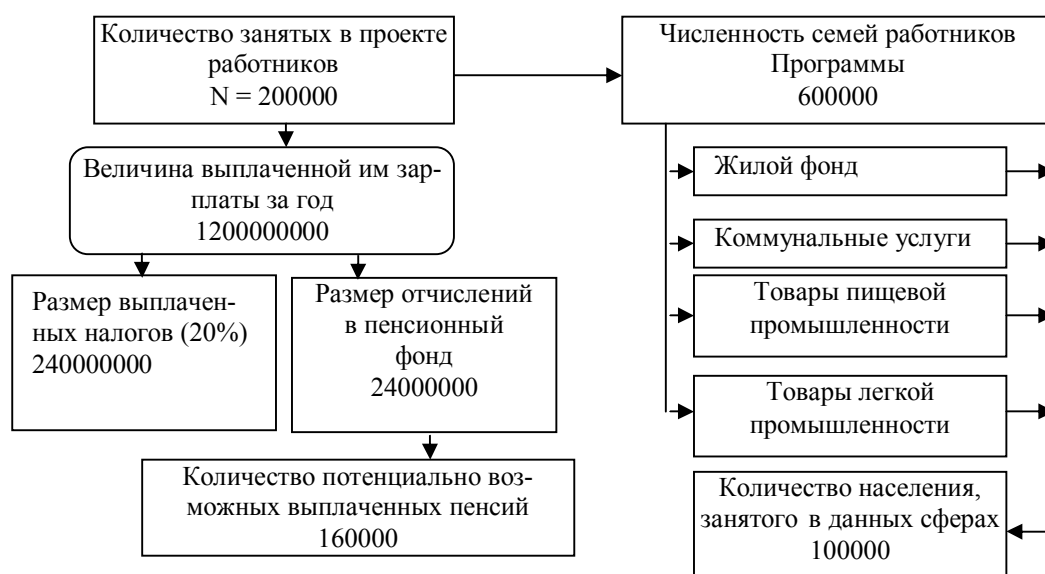


Рис. 2. Схема проявления мультипликации в социально-экономической сфере

тежей поступает 2400000000 гр. Кроме того, если брать в среднем трех человек семьи на каждого рабочего, то мы имеем 600000 чел., косвенно получающих средства от реализации Программы. Далее деньги от населения идут в жилой фонд, на плату за коммунальные услуги, на оплату товаров первой необходимости, пищевой и легкой промышленности, тем самым обеспечивая развитие не только предприятий, реализующих проекты в рамках Программы, но и других предприятий народного хозяйства Украины.

Таким образом, мультипликативный эффект при реализации программы О(Н)КПУ связан:

- с развитием производственных предприятий, реализующих проекты в рамках Программы;
- обеспечением занятости населения как в космической отрасли, так и сфере обслуживания;
- сохранением интеллектуального потенциала страны;
- повышением уровня жизни населения.

Заключение

Таким образом, в работе приведены основные показатели оценки эффективности государственных целевых программ и рассмотрены основные направления проявления мультипликативного эффекта при их реализации. Рассмотрено влияние реализации целевой программы на развитие производства. Предложенный подход к анализу реализации государственных целевых программ дает возможность оценивать выполнение программ на конкретном производстве, что позволит руководителю предприятия принимать эффективные управленческие решения, а также обосновать разработку и реализацию целевой программы государством.

Литература

1. Управление организацией: Учебник/ Под ред. А.Г. Поршнева, З.П. Румянцевой, Н.А. Саломатина. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: ИНФРА-М, 2000. – 669 с.
2. Воропаев В.И. Управление проектами в России. – М.: «Аланс», 1995. – 225 с.
3. Ковалев В.В. Введение в финансовый менеджмент. – М.: ЮНИТИ, 2000. – 767 с.
4. Бирман Г., Шмидт С. Экономический анализ инвестиционных проектов. – М.: ЮНИТИ, 1997. – 631с.
5. Методика визначення економічної ефективності витрат на наукові дослідження і розробки та їх впровадження у виробництво. – К.: Наказ Міністерства економіки та з питань європейської інтеграції та Міністерства фінансів України від 26.09.2001 № 218/446. – 33 с.
6. Дружинин Е.А., Луханин М.И., Мазорчук М.С. Анализ возможности привлечения дополнительных инвестиций для реализации крупномасштабных проектов и программ // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. трудов. Вып. 15. – Харьков: Гос. аэрокосмический ун-т “Харьк. авиац. ин-т”, 2000. – С. 115-118.
7. Экономическая теория: Учебник для студентов высш. учеб. заведений/ Под. ред. В.Д. Камаева. – 6-е изд., перераб. и доп. – М.: Гуманит. изд. центр ВЛАДОС, 2000. – 640 с.

Поступила в редакцию 8.04.03

Рецензент: канд. техн. наук, профессор Попов В.А., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, г. Харьков; канд. техн. наук, Директор управления надежности и ресурсов Полищук С.М., ООО «Энергоатом Харьков проект», г. Харьков.

УДК 681.51

УПРАВЛЕНИЕ ЗАПАСАМИ В ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СИСТЕМЕ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

И.В.Чумаченко, д-р техн. наук, Ю.А. Романенков

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

Рассмотрена задача управления запасами производственной системы в условиях динамики параметров участников рынка. Описан графоаналитический метод анализа моделей. Предложены аналитические критерии принятия управленческих решений.

* * *

Розглянуто задачу управління запасами виробничої системи в умовах динаміки параметрів учасників ринку. Описано графоаналітичний метод аналізу моделей. Запропоновано аналітичні критерії прийняття управлінських рішень.

* * *

The problem of storekeeping of industrial system in conditions of dynamics of parameters of participants of the market was considered. The column-analytical method of the analysis of models was described. Analytical criteria of making administrative decisions was suggested.

В современной экономической ситуации задача эффективного управления запасами производственных систем должна решаться в условиях реального рынка, т.е. с учетом динамики и возможной неопределенности некоторых экономических показателей.

Постановка проблемы. Так как параметры рынка и внутренние параметры производственно-экономической системы изменяются во времени, то расчетное оптимальное решение устаревает. Возникает задача оперативного управления в целях обеспечения минимума затрат на хранение и транспортировку товара.

Рассмотрим модель управления запасами, которая носит название модели экономически выгодных размеров заказываемых партий и основана на предположении о полной определенности относительно процессов поступления и потребления материалов [1].

В случае движения запасов при мгновенных поставках и отсутствии дефицита (рис. 1) оптимальным в смысле издержек в единицу времени является управление со следующими видами параметров:

$$T^* = \sqrt{\frac{2g}{\mu s}}, \quad H^* = \sqrt{\frac{2g\mu}{s}}, \quad L^* = \sqrt{2g\mu s}, \quad q^* = \sqrt{\frac{2g\mu}{s}},$$

где T^* – оптимальный период поставок, H^* – оптимальная величина заказов, L^* – минимальное значение издержек в единицу времени, q^* – оптимальный объем партии заказа, g – постоянные издержки поступления товара, μ – интенсивность спроса, s – коэффициент пропорциональности между издержками хранения запаса и средним уровнем запаса.

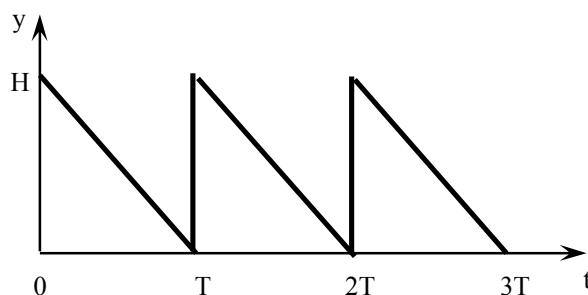


Рис. 1. График движения запасов

Целью статьи является определение оптимального объема поставок товара с учетом различных предложений на рынке поставок.

Будем рассматривать ситуацию, когда стоимость поставки зависит от объема поставки. В частности, иногда предоставляются скидки при закупке товаров в определенных количествах. Таких градаций может быть несколько. Для наглядности рас-

смотрим пример, когда имеется два интервала постоянства стоимости единицы товара.

Пусть g – постоянные затраты на поставку при ненулевой партии поставки, a – переменные затраты на единицу продукции при заказе партии размером меньше Q , b – переменные затраты на единицу продукции при заказе партии размером более Q ($b < a$). Функция стоимости поставки имеет вид:

$$L_n(q) = \begin{cases} 0 & \text{при } q = 0; \\ g + aq & \text{при } 0 < q < Q; \\ g + bq & \text{при } Q \leq q. \end{cases} \quad (1)$$

Издержки хранения запишем в виде:

$$L_{xp} = \frac{1}{2}sqT. \quad (2)$$

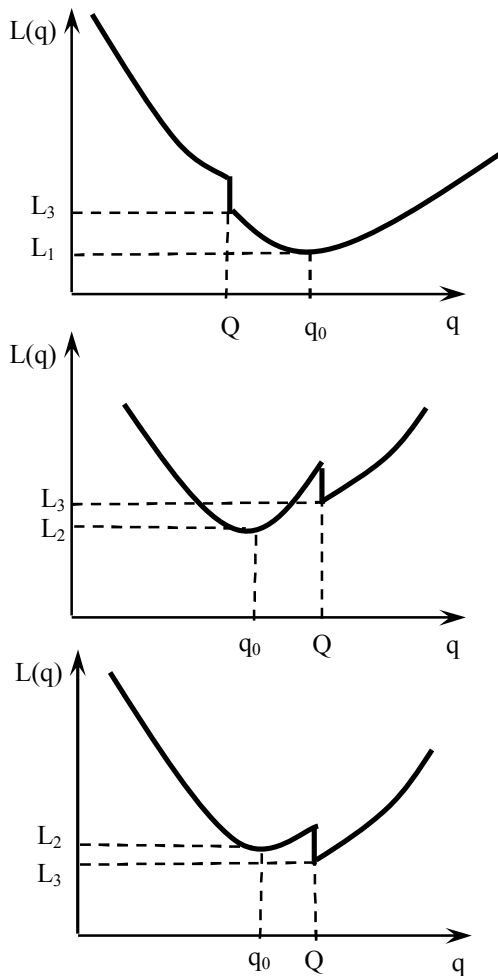


Рис.2 Зависимость затрат от объема партии поставок

Тогда целевая функция – затраты в единицу времени

$$L = \frac{L_n(q)}{T} + \frac{1}{2}sq, \quad \text{или с учетом (1)} \\ L(q) = \begin{cases} \frac{g\mu}{q} + a\mu + \frac{1}{2}sq & \text{при } 0 < q < Q; \\ \frac{g\mu}{q} + b\mu + \frac{1}{2}sq & \text{при } q \geq Q. \end{cases} \quad (3)$$

Функция $L(q)$ (рис. 2) имеет разрыв в точке $q = Q$, вызванный изменением цены. Поскольку в интервалах непрерывности функция (3) выпукла, то она достигает своего минимума в точке разрыва либо в точках q_0 , где первая производная равна нулю.

Имеем

$$\frac{dL(q)}{dq} = -\frac{g\mu}{q^2} + \frac{1}{2}s = 0.$$

Отсюда

$$q_0 = \sqrt{\frac{2g\mu}{s}}. \quad (4)$$

Если $q_0 \geq Q$, минимальные издержки можно вычислить по формуле

$$L_1 = b\mu + \sqrt{2g\mu s}. \quad (5)$$

При $q_0 < Q$

$$L_2 = a\mu + \sqrt{2g\mu s}. \quad (6)$$

Значение целевой функции в точке разрыва $q = Q$

$$L_3 = \frac{g\mu}{Q} + b\mu + \frac{1}{2}sQ. \quad (7)$$

При $q_0 > Q$ значение целевой функции в точке $q = q_0$ (L_1) не может быть больше величины L_3 , поэтому оптимальный размер партии поставки равен величине q_0 . Этот объем поставки сохраняется и при $q_0 < Q$ и $L_2 < L_3$ (при равенстве $L_2 = L_3$ объем поставки может быть равен либо q_0 , либо Q). Однако если $q_0 < Q$ и $L_2 > L_3$, то объем заказа должен приниматься равным величине Q . Для этого необходимо выполнение условия

$$a\mu + \sqrt{2g\mu s} > \frac{g\mu}{Q} + b\mu + \frac{1}{2}sQ. \quad (8)$$

Заменим неравенство (8) эквивалентным ему неравенством

$$a - b > \xi, \quad (9)$$

где

$$\xi = \frac{1}{\mu} \left(\frac{g\mu}{Q} - \sqrt{2g\mu s} + \frac{1}{2}sQ \right). \quad (10)$$

Правило выбора оптимальной партии поставки можно представить в виде

$$q^* = \begin{cases} q_0 & \text{если } q_0 \geq Q; \\ q_0 & \text{если } q_0 < Q \text{ и } (a-b) \leq \xi; \\ Q & \text{если } q_0 < Q \text{ и } (a-b) > \xi. \end{cases} \quad (11)$$

Предположим, что на рынке существует множество предложений для реализации поставок товара, запасами которого управляют по описанной выше модели. Каждый поставщик может характеризоваться параметрами b_i – переменными затратами на поставку единицы продукции, и Q_i – объемом товара, при котором предоставляются скидки. При любой интенсивности спроса μ найдется такой или такие поставщики параметры, b_i и Q_i которых позволяют покупателю воспользоваться системой скидок и минимизировать затраты. Для выбора из возможных альтернатив при анализе модели можно построить семейство выпуклых областей в плоскости параметров b_i и Q_i (каждой интенсивности спроса μ соответствует своя область), для которых верно неравенство (9).

Нахождение параметров поставщика внутри построенной области гарантирует минимизацию издержек при работе с ним при постоянных параметрах производственной системы. Из полученной области можно также сделать вывод о том, услуги какого из поставщиков позволят максимально снизить затраты в конкретной производственной системе.

На рис. 3 показана область допустимых или приемлемых параметров b_i и Q_i при $g=100$ ед., $a=200$ ед., $\mu=100$ ед., $s=10$ ед.

Используя графоаналитический подход, можно также определить, при каких значениях интенсивности спроса μ услуги того или иного поставщика будут приемлемыми.

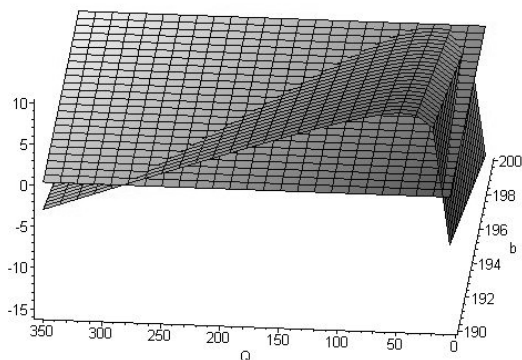


Рис. 3. Область допустимых значений параметров b_i и Q_i

Заключение

Таким образом, рассмотрена задача квазиоптимального управления запасами с учетом неопределенности параметров, характеризующих потенциальных поставщиков. Предложен графоаналитический метод анализа модели управления запасами, который позволяет получить информацию для принятия управленческих решений.

Литература

1. Экономико-математические методы и прикладные модели: Учеб. пособие для вузов/ Под ред. В.В. Федосеева. – М.: ЮНИТИ, 2001. – 391 с.
2. Романенков Ю.А. Графоаналитические методы решения задач оперативного управления // Информационно-управляющие системы на железнодорожном транспорте. – 2002. – №3. – С. 3-6.

Поступила в редакцию 14.04.03

Рецензенты: канд. техн. наук, доцент Осиевский А.Г., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; д-р техн. наук, профессор Вартамян В.М., ООО «Авиаконтроль», г. Харьков.

УДК 658.52.011:658.562

МЕТОДОЛОГИЯ СИСТЕМНОЙ ОЦЕНКИ КАЧЕСТВА НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ПРОГРАММ РАЗВИТИЯ ПРОИЗВОДСТВА

О.В. Малеева, канд. техн. наук

Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», Украина, г.Харьков

Предлагаемая методология на основе квалиметрических моделей позволяет получить показатели качества научно-технических программ. Уделено внимание системному и процессному подходам. Выделены основные задачи и системные методики получения локальных и интегральных оценок качества.

* * *

Запропонована методологія на основі кваліметричних моделей дозволяє отримати показники якості науково-технічних програм. Приділяється увага системному та процесному підходам. Виділені основні задачі та системні методики отримання локальних та інтегральних оцінок якості.

* * *

The suggesting methodology on the basis of qualimetric models allows to receive indexes of quality of scientific-technical programs. The attention is given to system and processing approaches. The main problems and system methodics of receipt of local and integral appraisals of quality are distinguished.

Важной проблемой в Украине является повышение эффективности управления процессами формирования и реализации государственных программ развития отраслей народного хозяйства. Во избежание неоправданных затрат и ускорения темпов развития необходимо создание современных научно-методических подходов и применение компьютерных информационных технологий.

Анализ исследований и публикаций по данной проблеме показал, что решение задач оценки качества объектов планирования слабо структурировано, плохо формализуемо и в основном базируется на опыте [1-6]. Существующие методы не позволяют создать достаточно адекватные модели анализа сложных проектов и программ, которые учитывали бы в полной мере системные аспекты формируемых программ, набор различных критериев эффективности, ограничений и условий выполнения экономического, технико-технологического и организационного характера. Основным недостатком в решении задач управления государственными программами и проектами является отсутствие единой методологической базы.

Перечисленные обстоятельства обуславливают актуальность цели данной статьи: разработка методологических основ и научно обоснованных

принципов анализа качества государственных программ и сложных проектов как на этапах их формирования, так и на этапах выполнения.

Существующая классификация сложных проектов и программ определяется следующими аспектами (рис.1) [1]: уровнями управления, целями, характером целей и задач.

В свою очередь класс государственных научно-технических программ развития характеризуется такими особенностями:

- они ориентированы на достижение единой цели государственного уровня, которая является научно-исследовательской, а также научно-технической;
- имеют иерархию подцелей различного характера: предметные, а также точечные и интервальные;
- формируются по принципу единства решаемой проблемы;
- предназначены для осуществления структурных сдвигов в промышленности;
- направлены на решение интеграционных задач временного характера;
- срок реализации этапов часто не совпадает с периодами планирования.

Научно-техническая программа является сложной социо-технической системой (рис.2). Иерархическая морфологическая структура на верхних

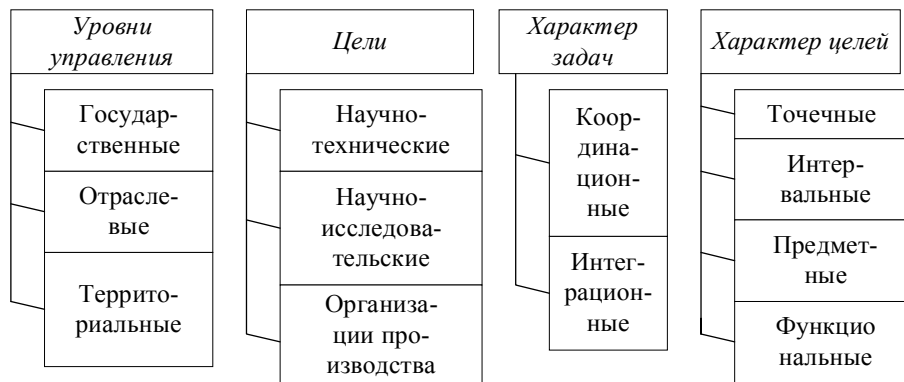


Рис.1. Классификация научно-технических программ

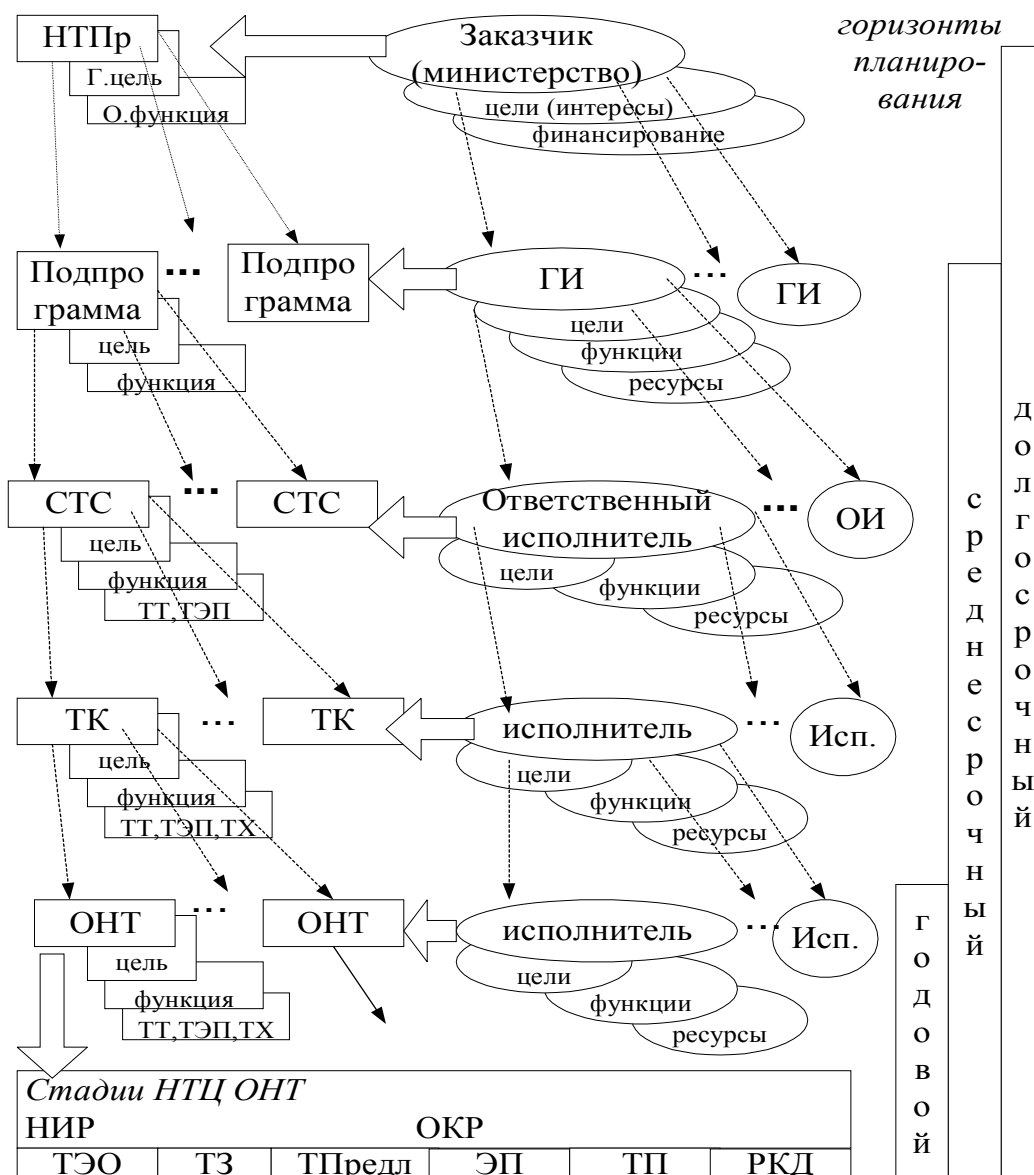


Рис.2. Структурно-системные аспекты научно-технических программ развития

уровнях содержит организационные элементы – планы по реализации программы и подпрограмм. Ниже появляются сложные технические системы и их компоненты – подсистемы, комплексы, элементы. Для каждого структурного элемента определены цели и функции, для технических элементов – укрупненные технические требования на разработку.

Организационный аспект программ выражается структурой исполнителей: головной исполнитель, ответственный и ряд соисполнителей. Каждый исполнитель характеризуется целями, функциями, ресурсами.

Любая крупномасштабная программа при ее формировании, а также в процессе выполнения рассматривается на трех временных горизонтах – долгосрочном, среднесрочном, годовом. В свою очередь, разработка отдельного элемента программы предусматривает реализацию ряда этапов жизненного цикла разработки образца новой техники.

Обзор существующих методов и подходов к анализу сложных проектов и программ показал, что не существует единой терминологии в показателях их оценки [1-3]. Необходимо определение единого понятия качества программы. Само понятие качества использовалось в разных значениях, под ним понималось "соответствие требованиям", "превосходство над другими аналогичными проектами", "пригодность к использованию" «производственная осуществимость», «стабильность», «надежность», «оптимальность», «эффективность» и др. Целям данного анализа более всего отвечает определение качества в трактовке Международной организации стандартов. В Украине сегодня действуют международные стандарты качества ISO 9000, которые обновлены в 2000 г. [6]. Качество здесь определено как совокупность характеристик объекта, относящихся к его способности удовлетворять установленные и предполагаемые потребности. В соответствии с этим определением можно ввести понятие качества программы, которое определяется рядом

показателей, характеризующих объект на сегодняшний момент и на период планирования.

Управление качеством, согласно стандарту, подразумевает текущее управление процессом оценки и обеспечения качества на укрупненных стадиях программы и на этапах жизненного цикла создаваемых образцов новой техники.

С точки зрения теории управления проектами качество проекта учитывается как равноправная составляющая среди других аспектов процесса управления. Однако все аспекты проекта, их показатели обуславливают качество проекта. Разработана схема управления качеством (рис.3), основой которой являются функции управления – планирование, выполнение, контроль. Образуется два контура управления: первый - при оценке качества на этапе планирования, второй – при контроле качества на этапах выполнения.

Предлагается качество программы рассматривать с двух сторон: как качество объекта и как качество процесса (рис.4). На этапах планирования и выполнения выделяются такие показатели качества: реализуемость требований, возможность выполнения работ, качество продукта или труда, возможность выполнения программы, которая характеризуется степенью достижения глобальной цели.

Методология оценки качества включает в себя систему методов получения количественных и лингвистических значений показателей, адекватно отражающих качество формирования и процесса выполнения программы. Полученные оценки являются основой для принятия рациональных решений при управлении сложными проектами и программами. Методология основана на следующих принципах:

1. Применение системного подхода в представлении объекта и получении оценок качества.
2. Применение системных квалитетических моделей при получении локальных и интегральных оценок качества.

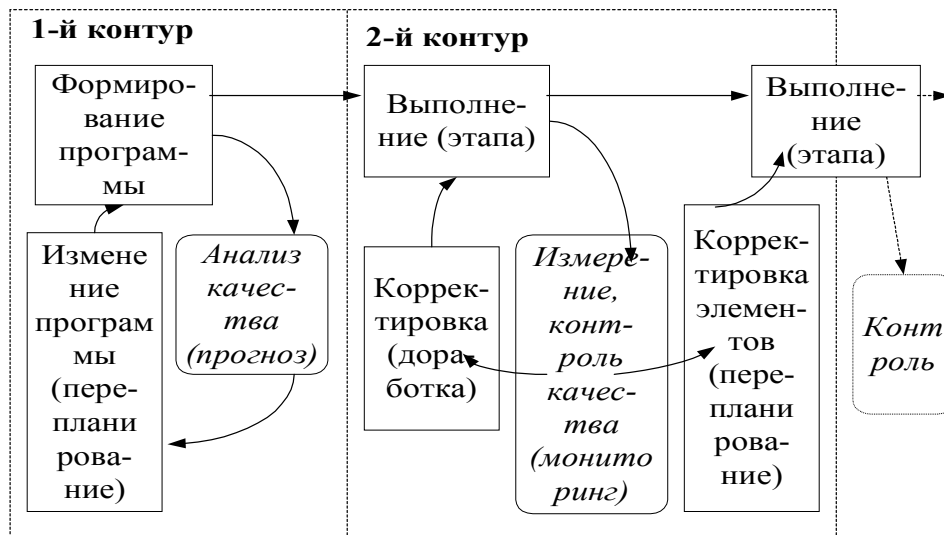


Рис.3. Схема управления качеством

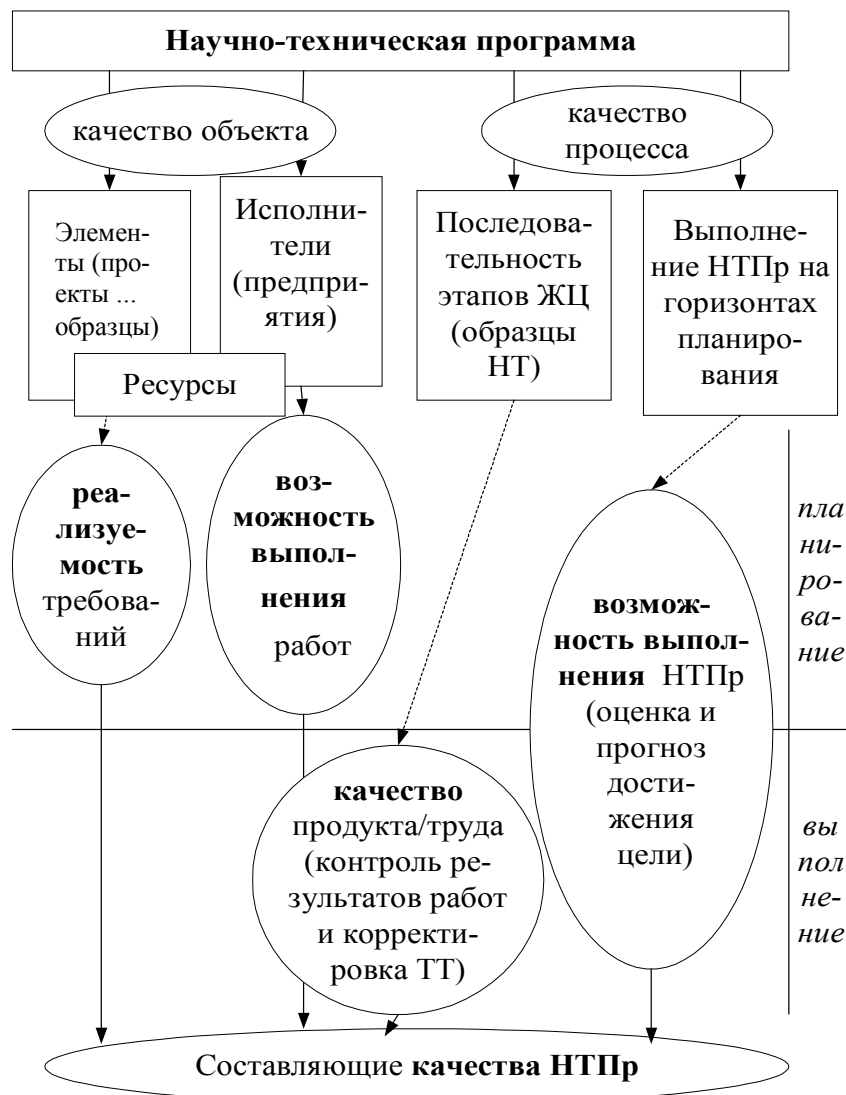


Рис.4. Показатели качества научно-технических программ

3. Необходимость формализации элементов программы для измерения качества.

4. Интеграция значений нескольких показателей при получении оценки качества программы.

5. Необходимость анализа качества на стадии планирования – при формировании программы.

6. Применение процессного подхода: качество программы обеспечивается последовательно на всех этапах разработки элементов.

7. Ориентация процедур оценки качества на обеспечение интересов заказчика.

Рассмотрим некоторые из этих принципов. Необходимость применения системного подхода обусловлена следующими особенностями научно-технических программ:

- иерархическая структура целей;
- большое число взаимосвязанных и взаимодействующих элементов структуры;
- иерархическая функциональная структура;
- организационные и технические элементы с неравномерным разделением по уровням;
- взаимосвязь элементов по ресурсам, исполнителям и срокам, по техническим требованиям;
- изменение задач и условий выполнения;
- наличие производственных и экономических факторов качества;
- различные виды измерения факторов;
- взаимосвязь краткосрочных проблем с долгосрочной стратегией развития.

Стандарты по системам качества исходят из того, что вся выполняемая работа представима в виде процесса, т.е. преобразования, при котором возрастает ценность. Управление качеством подразумевает управление процессами в двух аспектах:

- непосредственно самой структурой сети процессов, в которых имеет место поток продукции или информации, и их выполнением;
- качеством продукции и информации, поток которой имеет место в структуре.

Процессный подход необходим при решении задач мониторинга качества в ходе выполнения программы, он обеспечивает получение количественных характеристик процессов разработки элементов программы - образцов новой техники.

Методология построена с использованием квалиметрических моделей. До сих пор квалиметрию применяли в основном для оценки качества продукции, в технических приложениях – при определении надежности систем. Здесь предлагается использование категорий квалиметрии для оценки как сложных объектов, так и процессов. В соответствии с системным представлением объекта и выделением показателей качества методология предусматривает решение основных задач анализа качества научно-технических программ развития (НТПР).

К задачам планирования относятся:

- анализ и оценка состояния и возможностей предприятия-исполнителя;
- анализ реализуемости функциональных и технических требований к составляющим элементам НТПР;
- получение прогнозных оценок возможности выполнения НТПР на различных временных горизонтах.

Задачи стадии выполнения:

- оценка результатов работ предприятий-исполнителей;
- получение прогнозных оценок возможности создания образца новой техники с учетом выполнения этапов разработки изделия;
- корректировка прогнозных оценок возможности выполнения НТПР на различных временных горизонтах.

Для каждой задачи построены квалиметрические модели систем оценок, которые используют основные категории квалиметрии [7] и общий вид четырехкомпонентной модели оценки качества.

В символической записи мера качества

$$\mu : \{r_i\} \rightarrow \text{Re}, \{r_i\} \subset R ,$$

где R - объект или процесс, Re - множество вещественных чисел.

Таким образом, мера качества рассматривается как отображение измерения, приписывающего качеству, свойству или группе свойств число. Если вместо множества Re используют множество семантических единиц Se , мера называется семантической мерой качества: $s : \{r_i\} \rightarrow \text{Se}$.

Понятие семантической меры расширяет предмет квалиметрии, включая в ее содержание семантическую оценку.

Система оценки качества – четырехкомпонентная модель:

$$S = \{Sb, Ob, B, Al\},$$

где Sb - субъект, Ob - объект, B - база и Al - логика оценки.

Объект описывается следующими компонентами: R - пространство качеств со структурой отношений в нем, Γ – совокупность свойств со структурой, M – пространство мер качества со структурой.

Алгоритм оценивания

$$Al = \langle \Theta, L, K, O \rangle,$$

где Θ – операторы, L – логика, K – методы, O – пространство оценок.

Таким образом, при измерении качества осуществляется движение от внешней фиксации объекта к раскрытию структурности качества; к системе взаимосвязанных показателей, к определению их значений и от них – к оценкам качества

Последовательность решения задач оценки качества НТПР явилась основой общей схемы системной методологии. Она учитывает сложность объекта оценивания как по структурному признаку, так и по разнообразию показателей качества. В методологии предусматривается оценка качества на этапах планирования с учетом временных горизон-

тов. Реализована процедура получения обобщенных показателей качества при планировании, частных показателей качества при выполнении, их агрегация и коррекция плановых оценок. Эта процедура образует два контура, которые соответствуют контурам управления проектами.

Объект исследования рассматривается последовательно на различных горизонтах планирования. Выделяются субъекты разработки. На каждом горизонте планирования необходимо получить множество показателей качества объекта: реализуемости требований, возможности выполнения работ.

На концептуальном уровне представления долгосрочного плана осуществляется прогноз выполнения укрупненных технико-экономических показателей, которые характеризуют основную цель программы. Здесь на основе анализа накопленного научного опыта и существующего технического потенциала дается прогнозная оценка принципиальной осуществимости общих функциональных требований. При этом проводится оценка ответственных исполнителей программы. Большой вес имеют методы экспертной квалиметрии.

Далее происходит оценка качества первого этапа среднесрочного уровня. Здесь анализируются элементы иерархической структуры программы, определяется возможность создания отдельных образцов новой техники. При этом проводится анализ реализуемости технических требований на разработку. Дается оценка опыта и сегодняшних возможностей предприятий – головных исполнителей элементов программы. Широко применяется таксонометрическая квалиметрия.

На нижнем горизонте планирования осуществляется текущий контроль выполнения и рассматриваются результаты работ по этапам жизненного цикла разработки образцов новой техники. Эти оценки являются основой для прогнозирования уровня изменения технических требований на раз-

работку образца. В результате получаем показатель возможности выполнения работ годового плана.

Анализ элементов НТПР происходит на всех стадиях соответствующей декомпозиции объекта.

Прогнозные оценки на стадии формирования НТПР являются приближенными. В ходе выполнения программы необходимо проводить их постоянное уточнение. Так, после выполнения каждого этапа среднесрочного уровня и получения действительной оценки результатов происходит сравнение прогнозной и реальной оценки. При значительном расхождении возможно уточнение концептуальной оценки, образуется первый контур корректировки. После получения результатов выполнения работ года возможна корректировка среднесрочной прогнозной оценки, а затем, при необходимости – и общего показателя качества программы. Этот процесс образует второй контур корректировки.

Методология включает в себя следующие системные методики анализа качества [8]:

- оценка качества элементов НТПР с применением экспертных и аналого-сопоставительных методов при долгосрочном планировании,
- анализ качества исполнителей научно-технических программ,
- оценка научно-технических программ на стадии выполнения.

Разработанная методология позволяет на основе системного подхода и квалиметрических моделей получать прогнозные оценки качества на этапах планирования и уточнять их в ходе реализации программы.

Проводятся дальнейшие исследования в направлениях:

- создание нормативных баз данных и баз данных аналогов в соответствующих отраслях промышленности;
- разработка методик сертификации производства с точки зрения его возможностей по освоению производства новой продукции;

- разработка аналитических и полуэвристических методов оценки адекватности квалиметрических моделей и достоверности результатов (показателей качества).

Литература

1. Зыков Ю.А., Слетова Т.Л. Комплексные программы научно-технического прогресса. – М.: Наука, 1987. – 159 с.
2. Проблемы планирования и управления: опыт системных исследований / Под ред. Е. П. Голубкова. – М.: Экономика, - 1987. – 208 с.
3. Анализ развития управления проектами: Отчет о НИР/ СОВНЕТ. Книга 1. - М., 1991. - 211 с.
4. Проекты и управление проектами в России и Восточной Европе: Сб. тр. Междунар. симп. - М.: СОВНЕТ, АЛАНС, 1993. - 416 с.
5. Управление научно-техническими программами / Д.Н.Бобрышев, В.А. Диссон, А.М.Литягина. – М.: Экономика, 1996. – 336 с.
6. ДСТУ ISO 9000-2000. Системи управління якістю. – Київ: Держстандарт України, 2001. – 40 с.
7. Андрианов .М., Субетто А.И. Квалиметрия в приборостроении и машиностроении. – Л.: Машиностроение, 1990. – 216 с.
8. Maleeva O. Methodology of expertise of design solution for complex systems development // Вісник “ХПІ”. Системний аналіз, управління та інформаційні технології. – Харків: НТУ “ХПІ”. – 2001. – № 21. – С.137-143.

Поступила в редакцию 10.02.03

Рецензенты: канд. техн. наук, доцент Губка С.А., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. техн. наук Полищук С.М., ООО «Энергоатом Харьков - проект», г. Харьков.

УДК 658.012.122

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОИЗВОДСТВА НА ОСНОВЕ ПОЛУЧЕНИЯ ФУНКЦИИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ ПРОДУКТОВ

И.П. Внуков, канд. техн. наук, В.С. Пигнастая

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

Предпринята попытка описания производственных процессов с точки зрения «физической экономики», на основе использования функции распределения эквивалентных продуктов, что позволяет наперед с заданной точностью осуществить описание фактически действующей производственной системы.

Зроблено спробу описання виробничих процесів з точки зору “фізичної економіки”, на основі використання функції розподілення еквівалентних продуктів, що надає можливість насамперед із заданою точністю здійснити описання фактично існуючої виробничої системи.

The attempt was undertaken of manufactory process description on the view of “physical economic” by using the function of distribution of equivalent products that allow to released description of really existence manufactory system in advance with assignment precision.

Проблема управления предприятием состоит в исследовании влияния различных внешних и внутренних событий на параметры бизнес-процессов и в корректном изменении этих параметров для достижения требуемой эффективности функционирования всей системы.

Сложность управления состоит в том, что не только предприятие «движется» к целевому назначению, но и само пространство, в котором происходит движение, изменяется. Правильно поставленное управление позволяет: получить информацию, необходимую для расстановки приоритетов в деятельности фирмы; планировать дальнейшую работу; сформировать базу для оценки перспективности открывающихся возможностей; обеспечить механизм контроля за исполнением принятых решений.

На сегодняшний день бурно развиваются малые и средние предприятия в таких отраслях как легкая, пищевая промышленность, производство стройматериалов, отдельных комплектующих в машиностроении и т.д. Отличительной особенностью таких предприятий является то, что они уже могут позволить себе производить продукцию крупными партиями (сериями), но при этом не могут позво-

лить себе допустить даже малейшие ошибки в производственной политике в сложившихся рыночных условиях. Для этого им необходимо быстро реагировать на изменения спроса со стороны потребителей, выбрать цель и стратегию развития предприятия. На этапе разработки программы по достижению цели труднее всего определить, насколько близка цель программы с направлениями, по которым движется предприятие, т.е. предусматривается увязка задачи достижения с ресурсами, формированием структуры и установлением пропорций производства в соответствии с потребностями в том или ином продукте. При этом рынок воздействует на производство путем реакции потребителя на уже произведенную продукцию. План выступает как попытка предвидеть реакцию потребителя, в соответствии с чем и нужно составлять программу производства. Обычно при планировании проводят анализ состояния предприятия на основе имеющейся статистики, исходя из чего делают прогноз, что будет при определенных экономических условиях. Нестабильность экономики, изменение спроса покупателей и конкуренция уменьшают точность прогноза, поэтому использование описанного порядка планирования без существенной доработки приво-

дит к значительному перерасходу средств. Для этого необходимо разработать унифицированную модель, которая позволяла бы представить производственный процесс для предприятия с серийным выпуском продукции с учетом внешних и внутренних факторов.

В теоретической экономике существует несколько направлений. Наиболее развита классическая (и неоклассическая) экономика. Она хорошо оснащена математически и сейчас представляет собой замкнутое внутри себя направление, со своим специфическим понятийным аппаратом, своей аксиоматикой и методологией [1]. Это направление обособлено от естественных наук. Такое положение теоретической экономики вызывает негативную реакцию и со стороны прогрессивных экономистов, а также специалистов в области моделирования процессов, происходящих в реальном обществе, по следующим причинам:

- самоизоляция препятствует развитию любой науки и сейчас, во время интеграции наук и развития смежных дисциплин, это особенно ощутимо;
- неоклассическая экономика не смогла ни предвидеть, ни объяснить развитие реальной экономики за последние десятилетия. Об этом упоминали Нельсон и Уинтер еще 20 лет назад [2], и события последнего времени подтверждают справедливость их предвидения;
- в естественных науках накоплен богатый опыт построения и исследования динамических моделей развивающихся систем, к которым относится производство.

В результате появились альтернативные направления. Их объединяет общая идея о том, что теоретическая экономика не должна обособляться от других естественных наук, а, напротив, должна развиваться вместе с ними и использовать их достижения [3]. В первую очередь речь идет о теории развивающихся систем (ее называют также синергетикой). В ней используется арсенал современной математики, но предпочтение отдается теории ди-

намических систем. Важным является то, что динамические модели в экономике позволяют качественно описать переходы между состояниями и выявить главные параметры, управляющие этими процессами. Кроме того, существует понятие «физическая экономика», которое предложил экономист Линдер Ларуш [4]. Под словом «физическая» Ларуш понимает экономику, построенную по образу и подобию точных и естественных наук. Необходимо понять причины происходящего и объяснить их на принятом в естественных науках языке.

При большом числе выпускаемых изделий использование сложных методик по управлению производством данных изделий оказывается громоздким и малоэффективным, а стоимость внедряемых информационных систем может перекрыть предполагаемую экономию. Поэтому в зависимости от затрат на производство или вида технологического процесса производимые изделия делят на группы.

В данной статье предпринята попытка рассмотреть экономические вопросы с точки зрения статистической механики.

При построении моделей, описывающих различные физические процессы, довольно часто используют подход, когда случайные параметры рассматриваются детерминированными или описываются наперед заданной функцией распределения случайной величины. Данный подход находит в последнее время широкое применение и в других теориях, например, управлении запасами и управлении ресурсами, когда спрос или потребление задается одним из известных законов, полученных главным образом из статистики поведения подобных систем. В частности, решение задачи будет определяться выбором функции распределения, которая обычно аппроксимируется на основании имеющейся статистики для соответствующего продукта (услуги) или заключения экспертов, если такая статистика отсутствует. С другой стороны, каждый новый продукт (услуга) обладает своими присущими только ему, конкретными параметрами, которые, в частности, и

определяют вид функции распределения. Таким образом, задача получения реальной функции распределения позволяет с наперед заданной точностью осуществить описание фактически действующей производственной системы.

Для построения модели производственного процесса введем понятие *эквивалентный продукт*. Параметры и величины, описывающие состояние *эквивалентного продукта* системы, будем называть микропараметрами и микровеличинами, а подход описания производственной системы через них – микроописанием.

Исходя из сказанного выше, рассмотрим варианты выбора *эквивалентного продукта* для моделирования различных производственных систем. Так, например, при построении модели производственного процесса для однопродуктового предприятия с серийным выпуском продукции за эквивалентный продукт модели может быть взято выпускаемое производством *изделие*. Подобный подход применим и для производственного предприятия, серийно выпускающего несколько видов продукта, каждый из которых при построении модели серийного производственного процесса характеризуется своими законами продвижения по этапам технологической цепочки производственного процесса. При изготовлении предприятием большого количества изделий разных видов, сильно отличающихся друг от друга по технологическим признакам, времени и себестоимости изготовления, за *эквивалентный продукт* целесообразно брать понятие *договор*, заключенный на выпуск продукции соответствующего ассортимента по соответствующей цене и в соответствующем количестве. Часто в производственной практике название *договор* заменяют на *заказ*. Показательная система работы предприятия позволяет, с одной стороны, отслеживать выполнение заказов, представляющих собой выполнение обязательств по заключенному договору со сторонним предприятием, с другой стороны, минимизировать складские запасы как сырья и материалов, так и готовой про-

дукции. Однако недостаток подобного подхода при построении моделей производственного процесса состоит в том, что каждый заказ имеет присущие только ему параметры: например, срок изготовления продукции по договору T_d и сумма затрат на изготовление продукции по договору S_d , что приводит к большому количеству переменных $[T_{dj}, S_{dj}]$ в модели производственного процесса предприятия, природа возникновения которых носит вероятностный характер (j – индекс соответствующего заключенного договора). Если количество договоров за отчетный период небольшое, то обычно в целях повышения эффективности системы управления производственным процессом используется разбиение договоров на более мелкие этапы работ (разделение на подзаказы, недельные или декадные задания). Следующий подход заключается в переводе выпускаемой производством однотипной номенклатуры к *базовому изделию*, которое может быть принято за *эквивалентный продукт*. Для описания состояния *базового изделия* введем, например, понятие *эквивалентный срок* изготовления T_d и понятие *эквивалентная себестоимость* S_d .

Количество вариантов выбора *эквивалентного продукта* системы может быть достаточно велико. Окончательный вариант выбора *эквивалентного продукта* системы определяется, с одной стороны, получением наиболее простой в решении модели производственного процесса, с другой стороны, наиболее близко описывающей реальный производственный объект. Принимая во внимание рассмотренные выше варианты выбора *эквивалентного продукта*, перейдем к построению модели, описывающей серийное производство на основании микропараметров производственной системы.

Главное в таком описании состоит в том, что состояние производственной системы определяется состоянием множества элементов *эквивалентного продукта* системы. Поведение каждого

эквивалентного продукта подчиняется определенным законам. Эти законы определяются установленными на предприятии технологическими процессами изготовления конкретно взятой продукции, производственным планом, трудовыми ресурсами, количеством оборудования и его готовности к выполнению работ. Состояние производственной системы, ориентированной на выпуск *эквивалентных продуктов*, в некоторый момент времени будет задано, если будет задано состояние каждого элемента из множества *эквивалентного продукта*, а состояние производственной системы в любой другой момент времени может быть просто определено из решения уравнений состояния элементов множества *эквивалентного продукта*. Однако, если количество элементов *эквивалентных продуктов* N_I много больше единицы, то решить систему из N_I -уравнений состояния элементов *эквивалентного продукта*, описывающих состояние производственной системы, практически невозможно. Последнее уточнение требует перехода от микроописания производственной системы к макроописанию, включающему в себя некий элемент вероятностной природы. Основная трудность в таком описании состоит в том, чтобы выделить те основные характеристики множества всех микросостояний элементов *эквивалентного продукта*. Тем самым, макровеличины посредством точных уравнений связаны с другими макровеличинами через интегральные параметры микрорассмотрения. Таким образом, значения одних лишь макровеличин в настоящем не определяют однозначно их значения в будущем, т.е. макровеличины изменяются во времени не автономно.

Для наглядности рассмотрим однопродуктовое предприятие с серийным выпуском продукции. За *эквивалентный продукт* модели возьмем изделие. Состояние *эквивалентного продукта* в виде изделия будем описывать макровеличинами (S_j, μ_j) , где S_j (грн) - сумма общих затрат, поне-

сенных предприятием на изготовление j -го элемента *эквивалентного продукта* на текущий момент времени, выраженных в гривнах;

$\mu_j = \frac{\Delta S_j}{\Delta t}$; $\Delta t \rightarrow 0$ (грн/ч) - сумма затрат в единицу времени, которые несет предприятие на изготовление j -го элемента *эквивалентного продукта* в текущий момент времени.

Состояние производственной системы в некоторый момент времени будет определено, если определены в некоторый момент макровеличины $(S_I, \mu_I; \dots; S_{N_I}, \mu_{N_I})$ всех элементов конкретного *эквивалентного продукта*. Положение системы в любой другой момент времени может быть найдено из системы уравнений состояния множества элементов *эквивалентного продукта*:

$$\begin{cases} \frac{dS_j}{dt} = \mu_j, \\ \frac{d\mu_j}{dt} = f_j(t), \end{cases} \quad j = I..N_I$$

где $f_j(t)$ - функция, характеризующая установленные на предприятии технологические процессы изготовления конкретно взятого *эквивалентного продукта* в соответствии с производственным планом, трудовыми ресурсами, количеством и характеристиками оборудования.

Вместо того, чтобы рассматривать начальное состояние производственной системы макровеличинами $(S_I, \mu_I; \dots; S_{N_I}, \mu_{N_I})$, рассмотрим дискретную функцию распределения $\chi(t, S, \mu)$ числа N_I элементов *эквивалентного продукта* в фазовом пространстве (t, S, μ) . Предполагается при этом, что функция распределения соответствующим образом нормирована.

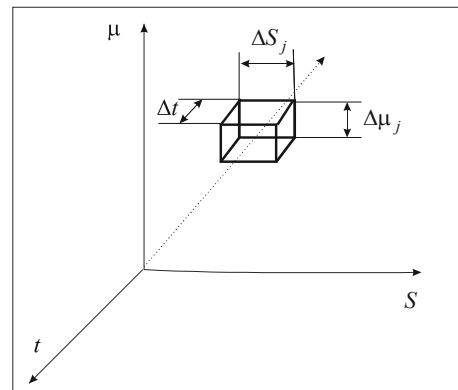
При больших N_I эта функция распределения будет хорошо аппроксимироваться *непрерывной* функцией распределения $\chi(t, S, \mu)$. Запишем макровеличины производственной системы в тер-

минах функции распределения. Если производственная система состоит из нескольких множеств разного вида эквивалентных продуктов, то для описания системы потребуется получить вид функции распределения для каждого множества конкретного эквивалентного продукта.

Идея описания эквивалентного продукта производственной системы в фазовом пространстве (t, S, μ) с помощью непрерывной функции распределения в какой-то мере парадоксальна. При больших N_I такое описание вполне разумно. Однако с качественной точки зрения оно совершенно неприемлемо, так как при любом конечном N_I истинная функция распределения будет всегда дискретна. Поэтому если мы хотим на основании такого описания сформулировать строгие утверждения, то придется сделать предельный переход при $N_I \rightarrow \infty$. Здесь, собственно, и возникает макроописание состояния производственной системы (рисунок). Его можно представить себе, например, следующим образом. Разобьем фазовое пространство (t, S, μ) на большое число ячеек и вместо того, чтобы фиксировать точные значения микровеличин (S_j, μ_j) каждого эквивалентного продукта, будем приближенно характеризовать состояние производственной системы, задавая число эквивалентных продуктов в каждой ячейке (число заполнения). Если ячейки $\Delta t \cdot \Delta S_j \cdot \Delta \mu_j$ достаточно малы (т.е. их размеры таковы, что в них помещается только один элемент эквивалентного продукта), то приближенное описание будет нести в себе почти столь же подробную информацию, что и точное. Рассмотрим теперь другую предельную ситуацию, когда количество элементов эквивалентного продукта гораздо больше, чем ячеек, тогда мы получим описание, весьма далекое от точного.

Определим макроописание как исходное разбиение фазового пространства на конечное число ячеек, объявляя при этом соответствующие числа

заполнения макронаблюдаемыми. Таким образом, мы приходим к необходимости наряду с основным пределом при $N_I \rightarrow \infty$ рассматривать и предельный случай - переход к непрерывной функции распределения при стремящихся к нулю размерах ячейки. Конечно, в первую очередь следует учитывать предельный переход при $N_I \rightarrow \infty$ (или требовать, чтобы N_I гораздо быстрее стремилось к бесконечности, чем размеры ячейки к нулю). Интуитивно ясно также, что, с одной стороны, ячейки должны быть выбраны столь малыми, чтобы они удовлетворяли условию *бесконечной малости*, а с другой стороны, они должны быть достаточно велики, чтобы каждая из них содержала большое число элементов эквивалентного продукта.



Макроописание эквивалентного продукта

В силу того, что величина $\chi(t, S, \mu) \cdot dS \cdot d\mu$ представляет собой среднее число элементов эквивалентного продукта в заданной бесконечно малой ячейке фазового пространства (t, S, μ) , мы можем по изменению фазовой координаты S и фазовой скорости μ базового элемента со временем судить и об изменении самой функции $\chi(t, S, \mu)$. Запишем уравнение, описывающее поведение функции распределения $\chi(t, S, \mu)$:

$$\frac{d\chi(t, S, \mu)}{dt} = J(t, S, \mu),$$

где $J(t, S, \mu)$ - некоторая функция, определяемая технологическим процессом предприятия. Данная

функция $J(t, S, \mu)$ стремится при $t \rightarrow \infty$ свести начальное распределение элементов эквивалентного продукта, описанное посредством функции распределения $\chi(0, S, \mu)$, к распределению эквивалентных продуктов с функцией распределения $\chi(t, S, \mu)$, определяемой технологическим процессом. Запишем полную производную функции распределения по времени

$$\frac{d\chi}{dt} = \frac{\partial\chi}{\partial t} + \frac{\partial\chi}{\partial S} \cdot \frac{dS}{dt} + \frac{\partial\chi}{\partial\mu} \cdot \frac{d\mu}{dt} = \frac{\partial\chi}{\partial t} + \frac{\partial\chi}{\partial S} \mu + \frac{\partial\chi}{\partial\mu} f,$$

в которой μ и f могут быть найдены из системы уравнений состояния элементов эквивалентного продукта:

$$\begin{cases} \frac{dS}{dt} = \mu; \\ \frac{d\mu}{dt} = f(t, S, \mu), \end{cases} \quad \text{где } f(t, S, \mu) - \text{функция, характе-}$$

ризуемая установленными на предприятии технологическими процессами изготовления конкретно взятой продукции, производственным планом, трудовыми ресурсами, наличием количества и состояния оборудования. Функцию $f(t, S, \mu)$ будем называть производственной.

Используя подстановки, запишем уравнение, описывающее поведение функции распределения

$$\frac{\partial\chi}{\partial t} + \frac{\partial\chi}{\partial S} \mu + \frac{\partial\chi}{\partial\mu} f = J(t, S, \mu).$$

Считаем функцию распределения $\chi(t, S, \mu)$ нормированной $\int_0^\infty dS \int_0^\infty d\mu \cdot \chi(t, S, \mu) = N_I$, где N_I - количество изделий (элементов), находящихся в производственном процессе на всей технологической цепочке производственного подразделения. Условие нормировки представляет собой закон сохранения количества изделий, находящихся в производственном процессе.

В заключение еще раз напомним, что когда мы рассматриваем бесконечно малый объем $d\Omega = dS \cdot d\mu \cdot dt$, то подразумевается не математически, а физически малый объем фазового про-

странства (S, μ, t) , т.е. участок пространства, размеры которого малы по сравнению с характерными размерами задачи, но в котором содержится большое количество элементов эквивалентного продукта с характерными временами протекания микропроцессов, много меньшими времени рассмотрения задачи.

Дальнейшие исследования целесообразно проводить в направлении получения макропараметров производственной системы и уравнений, связывающих их между собой, а также выводе производственной функции из инженерных расчетов, а не из статистического анализа деятельности предприятия.

Заключение

В данной статье предпринята попытка описания производственных процессов с точки зрения «физической экономики» на основе процесса получения реальной функции распределения эквивалентных продуктов. Это позволяет наперед с заданной точностью осуществить описание фактически действующей производственной системы.

Литература

1. Ашманов С.А. Введение в математическую экономику. - М.: Наука, 1984.
2. Нельсон Р.Р., Уинтер С.Дж. Эволюционная теория экономических изменений. - М.: Наука, 1984.
3. Сильверберг Дж. Вестн. Молодых ученых. Сер. Экономические науки (6) 76 (2000).
4. Ларуш Л. Физическая экономика как платоновская эпистемологическая основа всех отраслей человеческого знания. - М.: Научная книга, 1997.

Поступила в редакцию: 14.04.03.

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Жихарев В.Я., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. техн. наук Дашков А.В., НПФ «Технология», г. Харьков.