

УДК 629.7.002

А.И. КОСТЕНКО

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

КРИТЕРИЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕХНОЛОГИИ ЛАЗЕРНОГО РАСКРОЯ ЛИСТОВЫХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА ПАНЕЛЕЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

Статья посвящена оценке эффективности технологии лазерного раскроя листовых конструкционных материалов для производства панелей крыла и фюзеляжа воздушных судов транспортной категории в случае, когда данная технология приводит к снижению ресурса самолета вследствие снижения долговечности панелей по сравнению с технологией раскроя в базовом варианте. Методика оценки эффективности лазерного раскроя панелей основана на критерии стоимости изменения выносливости Д.Л. Томашевича и учете снижения производственных затрат при реализации лазерной технологии. Предложенная методика оценки эффективности технологии лазерного раскроя может быть реализована на этапах планирования переоснащения современного серийного авиационного производства в условиях рыночной экономики.

Ключевые слова: лазерный раскрой листовых материалов, эффективность, панели воздушных судов, критерий стоимости изменения выносливости, производственные затраты.

Эффективность той или иной технологии может выражаться одним из следующих трех критериев.

1. Данная технология обеспечивает повышение одного или нескольких эксплуатационных качеств (ресурса, несущей способности и т.п.).

2. Данная технология обеспечивает повышение как минимум одной эксплуатационной (критериальной) характеристики совместно с дополнительной технологией при одинаковой или более низкой себестоимости по сравнению с альтернативной.

3. Данная технология сама или совместно с дополнительной технологией обеспечивает равное или более низкое значение эксплуатационной характеристики (критериальной) до допустимого уровня при более низкой себестоимости по сравнению с альтернативной, перекрывающей затраты, связанные со снижением этой эксплуатационной характеристики.

Первые два критерия можно рассматривать как абсолютные, а третий – как относительный, выполняющийся только в случае доказанной допустимости уровня снижения критериальной эксплуатационной характеристики.

Определение количественных значений каждого из обсуждаемых выше критериев имеет разную степень точности: наиболее точным является первый, так как при этом анализируются затраты, связанные с определением себестоимости только одного вида технологии.

Наиболее сложным представляется прогноз эффективности третьего варианта, так как при этом

нужно задействовать вред от снижения ресурса эксплуатации исследуемого объекта.

Ниже обсуждается именно этот вариант применительно к технологии лазерного раскроя несущих панелей крыла и фюзеляжа самолета транспортной категории, при реализации которого ресурс воздушного судна (ВС) уменьшается вследствие более низких усталостных характеристик материала панелей по сравнению с технологией раскроя в базовом варианте (например, фрезерованием).

Эффективность реализации технологии лазерного раскроя заготовок несущих панелей будем анализировать на основе критерия стоимости изменения их выносливости (ресурса), предложенного в [1] на базе критерия, впервые предложенного Д.Л. Томашевичем [2].

Экспериментально установлено, что число циклов до разрушения при одинаковой программе многоциклового растяжения у образцов из ряда листовых конструкционных материалов из алюминиевых сплавов, полученных лазерным раскромом при определенных режимах, ниже чем у идентичных после раскроя фрезерованием. Эти результаты являются предварительными и требуют продолжения комплексных исследований и отмечены только как возможный негативный эффект, при котором анализируется позитивная реализация третьего варианта выдвинутого выше критерия эффективности той или иной технологии.

Силовые панели крыла и фюзеляжа относятся к таким частям планера воздушного судна, которые, как правило, не подлежат замене при его капиталь-

ном ремонте. Поэтому их технический ресурс, представляющий собой суммарную наработку или общий срок службы с учетом всех видов ремонтных работ по восстановлению технического состояния конструкции, проводимых в процессе эксплуатации, может быть принят равным техническому ресурсу самолета.

Фактический срок службы планера $T_{пл}$ является величиной случайной, зависящей от ряда факторов: возникновения и развития усталостных повреждений вследствие повторно-статических нагрузок; ползучести материала; наличия конструктивно-технологических дефектов в материале; качества и технологии обрабатываемых поверхностей.

Однако в рассматриваемом нами случае все эти факторы считаются проявляющимися с равной вероятностью, кроме долговечности, непосредственно связанной с технологией раскроя панелей.

При такой трактовке вероятность того, что планер самолета не выйдет из строя вследствие усталости $P(T_{пл})$, может быть определена как вероятность неоявления отказов второго вида, приводящих к гибели воздушного судна (ВС) в наиболее «слабом» элементе конструкции планера – панели.

При этом все другие факторы можно считать постоянными для любой технологии раскроя. Тогда

$$P(T_{пл}) = K_1 P_{уст}, \quad (1)$$

где K_1 – коэффициент пропорциональности;

$P_{уст}$ – вероятность того, что ВС не выйдет из строя вследствие усталости панели.

Как отмечено, в [1], рядом отечественных и зарубежных исследователей установлено, что $P_{уст}$ является функцией числа циклов до разрушения наиболее «слабого» звена N_p , $T_{пл}$, а также плотности распределения вероятности эксплуатационных перегрузок $f(n_y)$:

$$P_{уст} = \Phi[T_{пл}, N_p, f(n_y)], \quad (2)$$

где $f(n_y) = \frac{dF(n_y)}{dn_y}$, $F(n_y)$ – функция распределения вероятности.

Для одних и тех же условий эксплуатации $P_{уст}$ изображается графиком рис. 1.

Если вероятность неоявления отказов второго типа вследствие усталости панели остается неизменной, то для одних и тех же спектров нагружения воздушного судна срок службы планера $T_{пл}$ пропорционален выносливости панели

$$T_{пл} = K_2 N_p, \quad (3)$$

где K_2 – коэффициент пропорциональности.

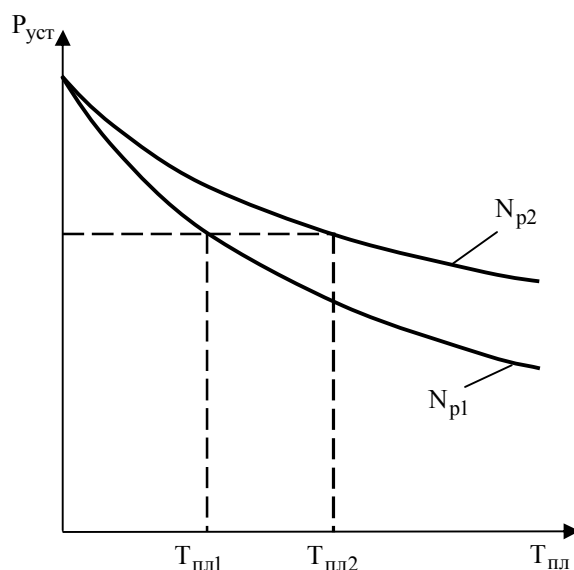


Рис. 1. Характер зависимости вероятности $P_{уст}$ от выносливости конструкции, выполненной по разным технологиям (N_{p1} и N_{p2}) и срока службы самолета

Считая, что различные технологии изготовления панелей отличаются только числом циклов до разрушения N_p и затратами на изготовление панелей $B_{пан}$, а все другие параметры остаются одинаковыми, стоимость изменения этого параметра на единицу показателя выносливости (1 %) A_N представим в виде [1]:

$$A_N = \frac{B}{R} \frac{N_p}{100} \frac{dR}{dN_p} - \frac{dB_{э}}{dN_p} \frac{N_p}{100} - \frac{dB_{пр}}{dN_p} \frac{N_p}{100} - \frac{dB_B}{dN_p} \frac{N_p}{100}. \quad (4)$$

Здесь обозначено: B – полные затраты на изготовление ВС и поддержание его работоспособности в эксплуатации, грн.; R – потребительская стоимость ВС, грн.; $B_{э}$ – затраты на эксплуатацию ВС, грн.; $B_{пр}$ – затраты на производство ВС в целом, грн.; B_B – затраты на изготовление вспомогательных элементов конструкции, не входящих в $B_{пан}$.

Принимаем, что при изменении выносливости панелей изменяются затраты, связанные только с изменением технологии изготовления этих конструктивных элементов. Поэтому затраты на изготовление вспомогательных элементов конструкции не будут зависеть от технологии изготовления панелей,

то есть $B_B = \text{const}$. Тогда в формуле (4) $\frac{dB_B}{dN_p} = 0$.

На практике чаще всего возникает вопрос о повышении выносливости. Однако в соответствии с поставленной нами задачей исследуется возможность (критерий) снижения выносливости планера

ВС на $\frac{\Delta N_p}{N_p} 100\%$ за счет применения лазерной тех-

нологии вырезки панелей, которая приводит к снижению производственных затрат на $\Delta B_{\text{пан}}$. В соответствии с принятым определением стоимости изменения выносливости условие целесообразности снижения выносливости при реализации технологии лазерной резки будет состоять в выполнении неравенства

$$\Delta B_{\text{пан}} < A_N \frac{\Delta N_p}{N_p} 100. \quad (5)$$

Выражение, стоящее в правой части неравенства, представляет собой максимально допустимые затраты, при которых целесообразно снижение выносливости на величину ΔN_p .

При необходимости учета дополнительных капиталовложений, связанных с применением лазерной технологии обрезки панелей на приобретение соответствующего оборудования, неравенство (5) запишется в виде

$$\Delta B_{\text{пан}} < A_N \frac{\Delta N_p}{N_p} 100 - \frac{B_{\text{кап доп}}}{\tau_n N_g} \left(1 + \frac{\Delta R}{R} \right), \quad (6)$$

где $B_{\text{кап доп}}$ – дополнительные капитальные вложения для реализации лазерной технологии;

τ_n – нормативный срок окупаемости капитальных вложений в годах;

N_g – годовая программа выпуска воздушных судов;

ΔR – приращение потребительской стоимости (цены) ВС за счет дополнительных капитальных вложений.

Экономию при реализации лазерной обрезки панелей с учетом (4) – (6) можно записать в виде

$$\mathcal{E} = \frac{B}{R} \Delta R - \Delta B_3 - \frac{B_{\text{кап доп}}}{\tau_n N_g} \left(1 + \frac{\Delta R}{R} \right) - \Delta B_{\text{пан}}. \quad (7)$$

В [1] показано, что стоимость изменения выносливости для пассажирских ВС приближенно можно представить в виде

$$A_N = \frac{B_{\text{пр}} + 2B_{\text{кр}}}{100}, \quad (8)$$

где $B_{\text{кр}}$ – общая сумма затрат на капитальные ремонты за весь срок службы планера $T_{\text{пл}}$.

С учетом (8) формула (7) приобретает вид

$$\mathcal{E} = (B_{\text{пр}} + 2B_{\text{кр}}) \frac{\Delta N_p}{N_p} - \frac{B_{\text{кап доп}}}{\tau_n N_g} \left(1 + \frac{\Delta R}{R} \right) - \Delta B_{\text{пан}}. \quad (9)$$

Из формулы (4) следует, что для определения стоимости изменения выносливости необходимо знать зависимость потребительской стоимости (це-

ны) ВС и эксплуатационных затрат от выносливости $R = R(N_p)$ и $B_3 = B_3(N_p)$ для определенного промежутка изменения выносливости $N_p - \Delta N_p \leq N_p \leq N_p + \Delta N_p$, которые должны быть непрерывны на этом интервале и иметь производные (рис. 2).

Зависимость (9) не содержит в явном виде потребительской стоимости (цены) ВС. Однако в [3] отмечается, что расчеты $B_{\text{кр}}$ могут быть приближенно приняты равными 35 % от величины амортизационных отчислений в расчете на 1 час налета $B_{\text{ам}}$:

$$B_{\text{кр}} = 0,35 B_{\text{ам}}. \quad (10)$$

В свою очередь $B_{\text{ам}}$ в [3] определяется формулой

$$B_{\text{ам}} = \frac{H_{\text{ам}} R}{100 N_{\text{гн}}}. \quad (11)$$

Здесь $H_{\text{ам}}$ – норма амортизации по ВС, принимаемая в расчетах равной 15 %; $N_{\text{гн}}$ – годового производственный налет часов на одно ВС.

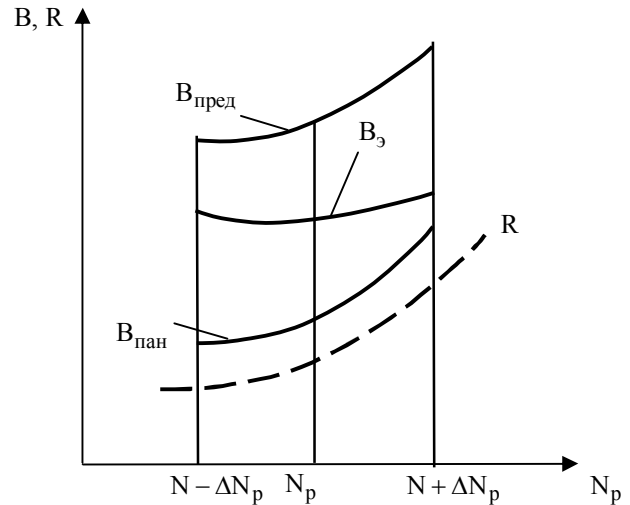


Рис. 2. Зависимость полных и составляющих затрат на ВС и его потребительской стоимости от изменения долговечности панелей, изготавливаемых по различным технологиям

В [3] приводится таблица технико-экономических показателей отечественных и зарубежных ВС, в которой содержатся данные по R и $N_{\text{гн}}$ (табл. 1).

Затраты на производство ВС на серийном заводе определяются формулой [4]:

$$B_{\text{пр}} = \sum_{i=1}^m 3_{0i} + \sum_{i=i_0}^m T_{\text{лср}} N^{-\alpha} \bar{C}_{\text{лср}} e^{-\beta \frac{\tau}{\tau_{\text{ср}}}}, \quad (12)$$

Таблица 1

Технико-экономические показатели воздушных судов

Тип самолета	Начало эксплуатации, год	Взлетная масса $G_{взл}$, т	Вес снаряжения $G_{об}$, т	Максимальная коммерческая нагрузка G_k , т	Количество пассажирских кресел $N_{кр}$, шт	Крейсерская скорость $V_{кр}$, км/ч	Дальность полета с максимальной коммерческой нагрузкой L_{maxG} , км	Дальность полета максимальной L_{max} , км	Время взлета, посадки, маневрирования Δt , ч/рейс	Среднечасовой расход топлива $q_{гс}$, т/ч	Стоимость ВС R_s , млн. \$	Среднедневной налет часов $N_{гн}$
Ил-90-200	1997—1998	125	64	24	198	870	9500	13250	0,39	2,88	44	3500
Ил-90-300	1990	216	117	40	300	860	7400	11000	0,389	5,9	61,53	2500
Ил-62М	1974	167	73,4	23	168	830	7780	10280	0,389	7,49	43,75	2400
Ил-62	1968	161,6	68,6	23	168	830	6700	9100	0,389	7,49	41,88	2400
А-340-200	1993	246	115,2	50,8	375	870	10730	16130	0,268	5,76	85,35	4000
MD-II	1990	273,29	125,28	55,66	405	880	10200	14360	0,268	7,08	110,8	4000
B-747-400	1988	394,53	177,67	65,0	660	907	11790	14480	0,33	10,77	141,93	4000
B-747-200	1984	377,85	170,4	68,83	550	896	10100	12790	0,288	10,7	129,06	3500
B-747-300ER	1987	184,61	91,49	39,14	258	855	8240	12480	0,39	3,9	62,01	3700
A-330	1993	206	113,3	46,7	375	870	6530	12400	0,288	4,85	73,26	4000
B-757-200	1982	99,79	58,26	25,2	239	850	5300	7810	0,268	2,98	42,13	3500
Ил-86	1980	210	117,4	42	350	870	3300	7080	0,39	11,3	64,11	2500
Ту-204	1990	93,5	55,5	21	214	850	2500	4700	0,39	3,80	41,5	2500
Ту-154М	1986	100	55,0	18	180	850	3600	6000	0,39	5,41	35,5	2400
B-737-300	1984	56,47	31,69	16,03	149	785	2050	5050	0,268	2,4	25,03	2800
B-737-400	1989	62,82	34,47	17,74	168	780	2830	4460	0,268	3,3	19,1	3000
MD-92	1993	69,174	40,543	20,24	164	840	2220	6475	0,265	1,856	20,48	
Ту-334-II	1998	47,4	29,0	13,5	126	800	2000	5400	0,288	1,59	17,6	2000
Як-42	1980	54	33,46	12,8	120	800	1850	3850	0,288	3,141	18,39	1500
Як-46	1998	61,3	37,3	17,5	150	820	1800	5980	0,288		21,2	2500
Ту-134А	1970	47,6	29,3	8,3	76	820	1750	2790	0,288	2,46	14,04	1500
Ту-134Б	1980	47,6	32,7	8,2	80	850	1680	2790	0,288	2,48	14,58	1600
Як-42М	1991	56,5	34,58	14,8	126-156	800	1850	4500	0,288	3,18	19,24	2000
Як-42Д	1985	56,5	33,7	13	130-150	800	1850	4640	0,288	3,15	19,53	1800
B-737-500	1990	59,39	30,96	15,53	132	776	1800	5700	0,288	2,02	24,19	2800
BAC-146-200	1983	42,184	23,37	10,645	112	706	1800	2800	0,288	2,625	19,6	2200
BAC-146-300	1988	44,226	24,454	11,153	117	706	1500	2650	0,288	2,340	21,0	2200

где Z_{0i} – затраты i -го года серийного производства, не связанные с трудоемкостью изготовления ВС (начальные затраты на организацию серийного производства, покупку материалов, оборудования и проч.);

$T_{1сер}$ – трудоемкость изготовления первого серийного самолета, н-час.;

N – порядковый номер серийного самолета;

α – статистический коэффициент;

$\bar{C}_{1сер}$ – средняя норма оплаты труда, грн/н-час;

β – показатель функции производственного риска, связанного с опережающим сроком запуска в серию ВС до получения им сертификата типа.

Показатель $\beta = -3,5$ при степени риска, опреде-

ляемого как $e^{-\beta \frac{\tau}{\tau_{сер}}} = 1$ (τ – время начала освоения изделия серийным заводом; $\tau_{сер}$ – время получения сертификата типа ВС).

Как видно из (12), затраты на серийное производство ВС существенно зависят от программы выпуска m .

Трудоемкость производства первого серийного самолета $T_{1сер}$ определяется по экономикоматематической модели НИАТ и Минпромполитики Украины [5 – 6] эмпирической зависимостью

$$T_{1сер} = 1114,8 G_0^{0,69} (0,6 + 0,06 k_{\phi} + 0,19 k_M + 0,15 k_T) k_K k_{\Pi}, \quad (13)$$

где G_0 – масса пустого самолета;

$k_K = 1,065$ – коэффициент, учитывающий трудоемкость операций контроля;

$k_{\phi} = 1,13$ – коэффициент, учитывающий отличие объема применения композиционных материалов в конструкции планера самолета от базового ВС;

$k_T = 1,09$ – коэффициент, учитывающий изменение в соотношении видов соединений, применяемых в обтекаемой поверхности планера, от аналогичных соединений в базовом ВС;

$k_{\Pi} = 0,8$ – коэффициент, учитывающий повышение производительности труда и снижение трудоемкости работ, связанных с применением компьютерных информационных технологий, при проектировании и производстве нового ВС.

Расчет трудоемкости методом сравнения с самолетами-аналогами выполняется по формуле [6]:

$$T_{1сер} = T_{1серан} k_G k_c k_{\Pi}, \quad (14)$$

где $T_{1серан}$ – трудоемкость первого серийного ВС-аналога;

$k_G = 1,41$ – коэффициент изменения объема работ, связанный с изменением массы нового ВС по сравнению с самолетом-аналогом;

$k_c = 1,41$ – коэффициент изменения объема работ, связанный с конструктивно-технологическими отличиями нового ВС от самолета-аналога.

Таким образом, для реализации формулы (9), определяющей экономию при применении лазерной обрезки панелей, остаются не определенными только изменение потребительской цены (стоимости) ВС ΔR от изменения выносливости планера и изменение затрат на лазерную обрезку панелей $\Delta V_{пан}$.

Первый из этих параметров количественно определить довольно затруднительно даже при абсолютно одинаковой системе эксплуатации ВС с фрезерованными панелями и вырезанными лазерной резкой. Здесь немаловажную роль играет и понятие реальной стоимости продукции.

В [3] указано, что цена, отражающая реальную стоимость, – методологическая концепция, используемая в народнохозяйственном анализе. Исходя из предположения, что рыночные цены точно отражают стоимость, или реальную ценность товаров только в условиях совершенной конкуренции, когда на рынке действует большое количество продавцов и покупателей, имеющих одинаковую и полную информацию. В условиях несовершенной конкуренции и особенно при наличии искажений, вызванных экономической политикой государства, рыночные цены не отражают реальной ценности продуктов, в связи с чем необходимо использовать расчетные цены, являющиеся лучшим приближением к реальной стоимости продуктов, чем рыночные.

В работе [7] подробно обсуждаются вопросы ценообразования в условиях рынка, анализируются виды цен и их структурные элементы. В этой работе приведена табл. 2, характеризующая схему образования цен по элементам затрат. Одновременно отмечается, что в связи с многообразием форм и способов купли-продажи в настоящее время насчитывается более 125 различных наименований цен.

Из всего этого многообразия цен можно считать приемлемой для определения ΔR лимитную цену – предельно допустимую цену на новую технику с заданными технико-экономическими показателями.

Отмечается, что эта цена устанавливается на стадии проектирования новой техники с таким расчетом, чтобы эта продукция (в данном случае ВС) была экономически выгодна не только потребителю, но и изготовителю.

Таблица 2

Схема образования цен по элементам (стадиям) затрат

Розничная цена									
Закупочная цена							Затраты (издержки) торговли	Прибыль торговли	НДС торговли
Оптовая цена предприятия (отпускная)				Затраты (издержки) посредника	Прибыль посредника	НДС посредника			
Оптовая цена предприятия		НДС производителя	Аквиз на особые виды продукции						
Себестоимость продукта	Прибыль предприятия-производителя								

Лимитная цена рассчитывается по формуле

$$Ц_{\text{л}} = Ц_{\text{б}} + Э_{\text{п}} K_{\text{э}}, \quad (15)$$

где $Ц_{\text{б}}$ – цена базовой продукции;

$Э_{\text{п}}$ – полезный эффект от применения новой продукции;

$K_{\text{э}}$ – коэффициент, равный 0,7 [8].

Принимая $Ц_{\text{б}} = R$, получим

$$\Delta R = R - Ц_{\text{л}} = R - Э_{\text{п}} K_{\text{э}}. \quad (16)$$

По-видимому, параметр $Э_{\text{п}}$ должен определяться экспертной оценкой. Этот параметр представляется наиболее уязвимым в аспекте точности его количественного определения, особенно в данном конкретном случае, так как имеет место неопределенность в его определении. Можно исходить из предположения, что полезным эффектом от применения панелей, полученных лазерной обрезкой, по сравнению с базовым вариантом является снижение затрат на лазерную обрезку по сравнению с фрезерованием $\Delta B_{\text{пан}}$, а коэффициент $K_{\text{э}}$ отражает снижение эффекта $\Delta B_{\text{пан}}$ вследствие некоторых интегральных потерь (затрат) в эксплуатации ВС с уменьшенным сроком его эксплуатации за счет снижения долговечности панелей.

С учетом сказанного выше формула (9), отражающая экономию средств при использовании лазерной обрезки панелей после простых преобразований, принимает вид

$$\begin{aligned} Э = & (B_{\text{пр}} + 2B_{\text{кр}}) \frac{\Delta N_{\text{р}}}{N_{\text{р}}} - 2 \frac{B_{\text{кап доп}}}{\tau_{\text{н}} N_{\text{г}}} - \\ & - \Delta B_{\text{пан}} \left(\frac{B_{\text{кап доп}} K_{\text{э}}}{\tau_{\text{н}} N_{\text{г}} R} + 1 \right). \end{aligned} \quad (17)$$

Определение $\Delta B_{\text{пан}}$ связано с трудоемкими, но рутинными калькуляционными расчетами с учетом всех статей, содержащихся в [4 – 7]. Причем определение этого параметра существенно упрощается при задействовании на предприятии соответствующих компьютерных программ и справочных баз

данных по всем необходимым технико-экономическим показателям, аналогичным предложенным в [8], с учетом дополнений, связанных с рыночными отношениями на производстве и сфере услуг.

Предложенная методика оценки эффективности технологии лазерного раскроя может быть реализована на начальных этапах планирования переоснащения современного серийного авиационного производства в условиях рыночной экономики.

Литература

1. Беляков И.Т. Технологические проблемы проектирования летательных аппаратов / И.Т. Беляков, Ю.Д. Борисов. – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.
2. Томашевич Д.Л. Конструкция и экономика самолета / Д.Л. Томашевич. – М.: Оборонгиз, 1960. – 202 с.
3. Кулаев Ю.Ф. Экономика гражданской авиации Украины / Ю.Ф. Кулаев. – К.: Фенікс, 2004. – 667 с.
4. Бабушкин А.И. Экономика предприятия авиационно-космической отрасли: преддипломный курс. – Учеб. пособие / А.И. Бабушкин. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005. – 258 с.
5. Інформаційні матеріали щодо концепції відновлення серійного впровадження літаків українськими підприємствами авіабудівної галузі. – К.: ВАТ УкрНДІАТ, 2006. – 19 с.
6. Методические рекомендации по оценке изменений экономических факторов на себестоимость производства продукции (работ, услуг) в промышленности и на эффективность работы предприятий. – К.: Минпромполитики Украины, гос. Ин-т комплексных технико-экономич. исслед., 2004. – 319 с.
7. Бабушкин А.И. Экономика предприятия: Учебное пособие / А.И. Бабушкин. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 419 с.
8. Расчеты экономической эффективности новой техники: Справочник / под ред. д.э.н. проф. К.М. Великанова. – Л.: Машиностроение, 1975. – 432 с.

Поступила в редакцию 24.05.2010

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

**КРИТЕРІЙ ЕФЕКТИВНОСТІ ТЕХНОЛОГІЇ ЛАЗЕРНОГО РОЗКРОЮ ЛИСТОВИХ
КОНСТРУКЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ДЛЯ ВИРОБНИЦТВА ПАНЕЛЕЙ
ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ**

О.І. Костенко

Стаття присвячена оцінці ефективності технології лазерного розкрою листових конструкційних матеріалів для виробництва панелей крила і фюзеляжу повітряних судів транспортної категорії у разі, коли дана технологія приводить до зниження ресурсу літака унаслідок зниження довговічності панелей в порівнянні з технологією розкрою в базовому варіанті. Методика оцінки ефективності лазерного розкрою панелей базується на критерії вартості зміни витривалості Д.Л. Томашевича і обліку зниження виробничих витрат при реалізації лазерної технології. Запропонована методика оцінки ефективності технології лазерного розкрою може бути реалізована на етапах планування переоснащення сучасного серійного авіаційного виробництва в умовах ринкової економіки.

Ключові слова: лазерний розкрій листових матеріалів, ефективність, панелі повітряних судів, критерій вартості зміни витривалості, виробничі витрати.

**PERFORMANCE MEASUREMENT TECHNOLOGY OF LASER CUTTING
OF SHEET STRUCTURAL MATERIALS FOR THE PRODUCTION
OF PANELS OF AIRCRAFT TRANSPORT CATEGORY**

A.I. Kostenko

The authors assess the effectiveness of technology of laser cutting of sheet structural materials for the production of panels of the wing and fuselage of transport category aircraft in the case where the technology leads to a decrease in the resource plane due to the reduction of long-etermity panels compared with the technology of cutting the base version. Methodology for Assessing the effectiveness of the laser cutting of panels based on the criteria of cost changes in endurance D.L. Tomashevich and given a reduction in production costs in the implementation of laser technology. The proposed method of estimating the efficiency of the technology of laser cutting may be easier said than done in the planning stages retrofitting modern serial aircraft production in market economy

Key words: laser cutting of sheet materials, efficiency, panels of aircraft, the criterion value changes in endurance, the production costs.

Костенко Александр Иванович – аспирант кафедры проектирования ракетно-космических аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 621.7.044:[519.8:534.2]

Я.С. ЖОВНОВАТЮК*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МОДЕЛИРОВАНИЕ НАГРУЖЕНИЯ ЗАГОТОВКИ УДАРНЫМИ ВОЛНАМИ
В РАЗРЯДНЫХ КАМЕРАХ ЭЛЕКТРОГИДРОИМПУЛЬСНЫХ ПРЕССОВ**

Рассмотрены исследования по моделированию нагружения заготовки ударными волнами в разрядных камерах простой формы электрогидроимпульсных прессов. Установлены исходные данные для расчета полей нагружения заготовки прямыми и отраженными ударными волнами и указаны основные допущения, принятые при расчете. Представлены расчетные схемы и основные математические зависимости для определения путей распространения ударных волн в разрядных камерах различного профиля с различным расположением точки разряда в полости камеры. Выбраны расчетные формулы определения максимального давления на заготовке при воздействии ударных волн. Намечены пути совершенствования расчетной модели.

Ключевые слова: разрядная камера, прямые и отраженные ударные волны, поле нагружения.

Введение

Как известно, способ электрогидроимпульсной штамповки (ЭГШ) позволяет уменьшить стоимость технологической оснастки, а также снизить длительность подготовки производства, что в случае единичного и мелкосерийного производства значительно уменьшает затраты на подготовку производства. Однако выполнение некоторых операций (например, вырубки или калибровки) способом ЭГШ требует интенсивного и равномерного поля нагружения заготовки прямыми и отраженными ударными волнами. В общем случае основное влияние на распространение ударных волн оказывает геометрическая форма разрядной камеры, а также наличие внутри камеры электродов, которые препятствуют свободному отражению ударных волн от стенок разрядной камеры, создавая зоны затенения [1].

Первоначально исследования оптимальной формы отражающей поверхности камер, обеспечивающей равномерность поля нагружения, проводились для взрывных прессов. Было установлено, что оптимальной формой взрывной камеры является параболическая поверхность, при этом подрыв заряда необходимо осуществить в фокусе параболы. При этом парабола описывается формулой (1) [2]:

$$r^2 = 1,27R_K x, \quad (1)$$

где r – радиус взрывной камеры в сечении x ;

R_K – радиус выходного сечения камеры.

Поскольку изготовление параболической поверхности взрывной камеры на станках с ЧПУ связано со значительными затратами, то последующие исследования связаны с определением более технологичной упрощенной формы взрывной камеры без

снижения ее отражающей эффективности. Так, в работе [3] предложено аппроксимировать параболическую поверхность конической. При этом для обеспечения одновременного нагружения всех точек заготовки необходимо чтобы отношение глубины камеры к ее выходному сечению примерно равнялось 0,3.

В работе [4] была предпринята попытка аппроксимировать параболическую поверхность сферической, результатом чего стала зависимость расстояния от оси электродов до выходного сечения камеры от ее диаметра для получения равномерного поля нагружения.

Однако проведенные исследования рассматривают лишь простые формы разрядных камер с фиксированной точкой выделения энергии, тогда как использующиеся на практике разрядные камеры имеют довольно сложную пространственную форму с "плавающей" (не имеющей точного местоположения) точкой разряда.

Математическое описание распространения ударных волн в таких камерах представляет очень сложную задачу, которую можно решить только при помощи дискретных методов.

1. Исходные данные и допущения

Предлагаемый способ расчета позволяет произвести определение поля давлений, создаваемого прямыми и отраженными ударными волнами, на плоской преграде под разрядными камерами различной формы.

Исходными данными для расчета являются:

– геометрия полости разрядной камеры;

- координаты точки разряда $M_p (x_p, y_p, z_p)$;
- координаты плоскости преграды $M_{пр} (x_{пр}, y_{пр}, z_{пр})$;
- начальное напряжение заряда конденсаторной батареи $U_0, [B]$;
- емкость $C, [F]$ и индуктивность $L, [Гн]$ разрядного контура;
- плотность передающей среды $\rho_0, [кг/м^3]$;
- искровая постоянная: для свободного разряда $A = 10^5 B^2 \cdot c/m^2$, при инициировании разряда взрывающейся проволокой $A = 0,25 \cdot 10^5 B^2 \cdot c/m^2$.

Для расчета приняты следующие основные допущения.

1. Распространение ударных волн считаем одинаковым по всему объему камеры.
2. При падении ударной волны на жесткую преграду угол отражения равен углу падения.
3. При отражении от разрядной камеры часть энергии ударной волны преломляется и переходит в стенку, при этом энергия отразившейся ударной волны составляет 95% от исходной.
4. Канал разряда заменяем точкой, расположенной в произвольном месте между электродами.
5. При падении на один и тот же участок преграды фронтов от нескольких ударных волн суммарное давление ударной волны определяется алгебраическим суммированием давлений на фронте каждой ударной волны.
6. При двух и более отражениях ударной волны от жестких стенок камеры давление на ее фронте принимаем равным нулю.
7. Считаем, что отраженные ударные волны ото всех участков отражающей поверхности разрядной камеры приходят к преграде в один и тот же момент времени.

2. Расчетные схемы и зависимости

Для осуществления расчета движения ударной волны в разрядной камере первоначально необходимо представить отражающую поверхность камеры как дискретное множество точек, лежащих на ней.

Определение точек начинаем с выходного сечения разрядной камеры двигаясь к ее вершине. При этом чем меньше расстояние между точками (т.е. чем больше количество точек выбрано), тем точнее выполняется расчет [5].

Далее каждые три точки объединяются в треугольники, аппроксимирующие отражающую поверхность разрядной камеры (рис. 1).

На следующем этапе выделим на плоскости преграды конечную область и зададим ее макси-

мальные и минимальные координаты и также разобьем данную область на точки с определенным шагом по осям OX , OY и OZ (рис. 2).

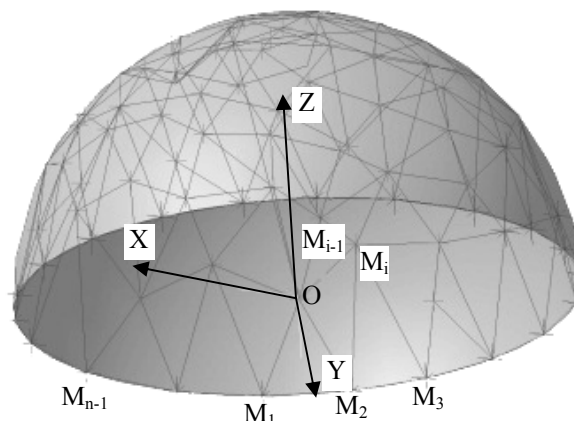


Рис. 1. Схема аппроксимации отражающей поверхности разрядной камеры треугольниками: $M_i(x_i, y_i, z_i)$ – точки, описывающие отражающую поверхность разрядной камеры

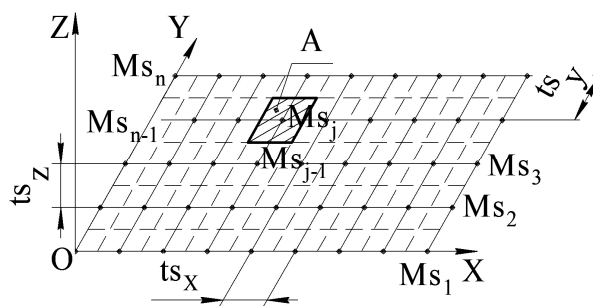


Рис. 2. Схема разбиения области плоскости преграды на точки: $Ms_i(x_{Si}, y_{Si}, z_{Si})$ – точки преграды, ts_x, ts_y, ts_z – шаг точек по осям OX, OY и OZ соответственно, A – элементарная площадка преграды, приведенная к точке Ms_j

Следующим шагом является определение поля давлений на преграде, возникающего под воздействием прямой ударной волны.

Для этого проводим лучи, исходящие из точки разряда и проходящие через точки, описывающие выходное сечение камеры, и определим координаты точек M_{prgvi} их пересечения с плоскостью преграды.

Разбив область падения прямой ударной волны на треугольники (рис. 3), определим, какие точки преграды лежат в данной области. Затем определим расстояния от точки разряда до найденных точек преграды.

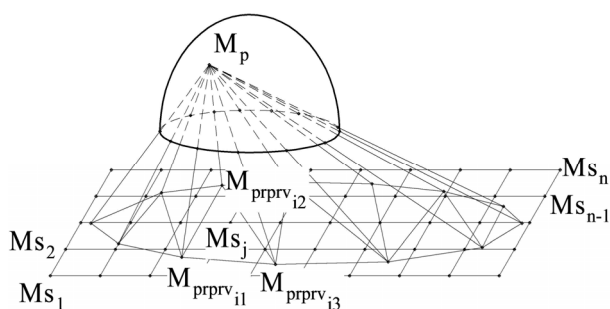


Рис. 3. Схема определения точек преграды, лежащих в области действия прямой ударной волны:

$M_{prgv_{i1}}(X_{prgv_{i1}}, Y_{prgv_{i1}}, Z_{prgv_{i1}})$, $M_{prgv_{i2}}(X_{prgv_{i2}}, Y_{prgv_{i2}}, Z_{prgv_{i2}})$, $M_{prgv_{i3}}(X_{prgv_{i3}}, Y_{prgv_{i3}}, Z_{prgv_{i3}})$ – точки i -го треугольника, составляющего некоторую часть области действия прямой ударной волны

Определение давления, создаваемого прямой ударной волной во всех точках преграды выполняется по формулам (2) [6].

– при $a_m < l_{prv} \leq 2,5 \cdot l_i \cdot y$

$$P_{prj} = \frac{0,16 \cdot A^{\frac{1}{4}} \cdot \rho_0^{\frac{3}{8}} \cdot U_0^{\frac{3}{4}} \cdot C^{\frac{1}{8}}}{\sqrt{l_{prv}} \cdot l_i^{\frac{8}{y}} \cdot L^{\frac{1}{2}}}; \quad (2)$$

– и $\delta \in 2,5 \cdot l_i \cdot y < l_{prv} \leq 5,5 \cdot l_i \cdot y$

$$P_{prj} = \frac{0,2 \cdot \left(1 - 0,1 \cdot \frac{l_{prv}}{l_i \cdot y}\right) \cdot A^{\frac{1}{4}} \cdot \rho_0^{\frac{3}{8}} \cdot U_0^{\frac{3}{4}} \cdot C^{\frac{1}{8}}}{\sqrt{l_{prv}} \cdot l_i^{\frac{8}{y}} \cdot L^{\frac{1}{2}}};$$

– и $\delta \in l_{prv} > 5,5 \cdot l_i \cdot y$

$$P_{prj} = \frac{0,26 \cdot A^{\frac{1}{4}} \cdot \rho_0^{\frac{3}{8}} \cdot U_0^{\frac{3}{4}} \cdot C^{\frac{1}{8}} \cdot l_i^{\frac{1}{y}}}{l_{prv}^{1,13} \cdot L^{\frac{1}{2}}},$$

где a_m – радиус канала разряда;

l_{prv} – расстояние, которое преодолела ударная волна от точки разряда до точки пересечения с преградой;

$l_{мэ}$ – межэлектродное расстояние;

P_{prj} – максимальное давление на фронте ударной волны;

A – искровая постоянная;

ρ_0 – плотность передающей среды;

U_0 – начальное напряжение заряда конденсаторной батареи;

C – емкость конденсаторной батареи;

L – индуктивность разрядного контура.

Таким образом, следуя данному алгоритму можно определить давление прямых ударных волн на плоской преграде под разрядными камерами

различной сложной формы с «плавающим» (не фиксированным) расположением точки разряда в полости камеры.

Следующей целью расчета является определение полей давления, создаваемых на плоской преграде ударными волнами, отраженными от поверхности камеры. На рис. 4 показана схема распространения ударной волны, отраженной от элементарного конечного участка отражающей поверхности разрядной камеры. Для получения полной картины перемещения отраженной ударной волны, необходимо выполнить расчет для всех участков отражающей поверхности.

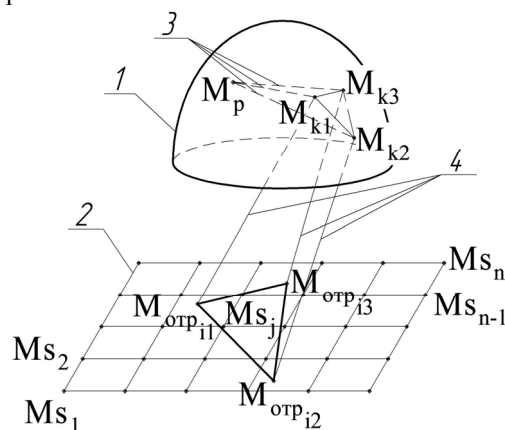


Рис. 4. Схема распространения отраженной ударной волны:

- 1 – отражающая поверхность разрядной камеры;
- 2 – плоскость преграды; 3 – отрезки, определяющие направление распространения прямой ударной волны; 4 – отрезки, определяющие направление распространения отраженной ударной волны
- M_p – точка разряда; M_{k1} , M_{k2} , M_{k3} – точки k -го треугольника, аппроксимирующего отражающую поверхность разрядной камеры; $M_{отр_{i1}}$, $M_{отр_{i2}}$, $M_{отр_{i3}}$ – точки i -го треугольника, созданного на преграде ударными волнами, отраженными от k -го треугольника отражающей поверхности разрядной камеры

Алгоритм расчета следующий.

1. Определяем направляющие координаты плоскостей треугольников, аппроксимирующих отражающую поверхность.

2. Определяем направляющие векторы прямых, перпендикулярных к треугольникам, аппроксимирующим отражающую поверхность.

3. Определяем направляющие векторы прямых, описывающих движение ударной волны от точки разряда до отражающей поверхности.

4. Из точки разряда опустим перпендикуляры на прямые, проходящие через вершины треугольников, аппроксимирующих отражающую поверхность, перпендикулярно к их плоскостям, и определим точки их пересечения.

5. На следующем этапе необходимо определить опорные точки и направляющие векторы прямых, описывающих распространение ударной волны после отражения от плоскостей треугольников, аппроксимирующих отражающую поверхность.

6. Далее определяем расположение точки пересечения отраженной прямой (проверка на второе отражение): если прямая пересекает один из треугольников, аппроксимирующих отражающую поверхность разрядной камеры, то при дальнейшем ее пересечении с плоскостью преграды принимаем давление на фронте ударной волны, соответствующей данной прямой, равным нулю. Если же отраженная прямая пересекает преграду без предыдущих пересечений с поверхностью разрядной камеры, то на следующем шаге определяем путь, пройденный отраженной ударной волной и по формулам (2) вычисляем давление на ее фронте в месте пересечения с преградой.

7. При пересечении с плоскостью преграды ударная волна, отраженная от элементарного треугольника, аппроксимирующего отражающую поверхность разрядной камеры, также создает проекцию треугольника. Далее определяем, какие точки преграды попали в данную проекцию. Далее по формуле (3) определяем давление, создаваемое отраженной ударной волной на ограниченные проекцией точки преграды.

$$P_{otrj} = \frac{P_{otr_{k1}} + P_{otr_{k2}} + P_{otr_{k3}}}{3}, \quad (3)$$

где P_{otrj} – давление, создаваемое отраженной ударной волной в j -й точке плоскости преграды;

$P_{otr_{k1}}, P_{otr_{k2}}, P_{otr_{k3}}$ – давление, создаваемое отраженной ударной волной в вершинах проекции k -го треугольника, аппроксимирующего отражающую поверхность разрядной камеры.

Если точка на преграде попадает в несколько проекций аппроксимирующих треугольников, то давление отраженной ударной волны определяется алгебраическим суммированием средних давлений в данных проекциях.

8. По рекомендации работы [7] по формуле (4) вычислим полное давление на преграде.

$$P_{maxj} = P_{prj} + 0,6 \cdot P_{otrj}, \quad (4)$$

где P_{maxj} – полное давление в j -й точке плоскости преграды.

Далее по известным координатам точек преграды и вычисленным значениям полного давления в данных точках строим карты полей нагружения ударными волнами при заданных параметрах разряда и геометрических характеристик отражающей поверхности разрядной камеры.

3. Пути совершенствования созданной расчетной модели

Как было указано во введении, основное отличие камер взрывных прессов от разрядных камер электрогидравлических прессов состоит в наличии в разрядных камерах электродов, создающих препятствия свободному распространению ударных волн в полости камеры. Поэтому модель расчета полей нагружения ударными волнами должна учитывать данный фактор. Учет наличия электродов должен производиться как при расчете прямых ударных волн, так и на этапе расчета отраженных ударных волн.

Как известно, прижимные кольца при ЭГШ также могут оказывать влияние на распределение ударных волн в разрядной камере. Так, при правильном профилировании, отражающая поверхность прижимного кольца способна концентрировать ударные волны, направляя их на заготовку, тогда как неправильное профилирование рассеивает как прямые, так и отраженные ударные волны. Таким образом, еще одним путем совершенствования расчетной модели является проведение расчета с учетом наличия отражающей поверхности прижимного кольца.

Одним из допущений, принятых в рассмотренной модели, является одновременность прихода прямых и отраженных ударных волн к плоскости преграды, а неравномерность учитывается введением коэффициента 0,6 в выражении (4). Однако это вносит существенную погрешность в расчет давления. Поэтому в расчетной модели следует учитывать разновременность воздействия прямой и отраженной ударных волн, что увеличит точность расчета максимального давления на заготовку.

При выполнении калибровки глубоких деталей, чеканке мелких радиусов либо вырубке отверстий на дне или боковых стенках детали необходимо создать интенсивное и равномерное поле нагружения ударными волнами для качественного формообразования данных конструктивных элементов. Следовательно, определение модели расчета полей давления для такого класса деталей также является важной научно-практической задачей.

Заключение

Таким образом, разработана математическая модель распространения ударных волн в разрядных камерах с различной формой отражающей поверхности при возможности задания точки разряда в любом месте полости камеры, а также определены алгоритмы расчета полей давлений, создаваемых прямыми и отраженными ударными волнами. На-

чены пути совершенствования разработанной модели, в частности, определения распространения ударных волн в полости разрядной камеры с учетом наличия электродов.

Литература

1. Долматов А.И. Исследование полей нагружения криволинейных поверхностей при электрогидравлической штамповке / А.И. Долматов, Я.С. Жовноватюк, В.И. Савченко // Вісник Інженерної академії України. – 2008. – № 1. – С. 160-164.
2. Исаенко В.И. К вопросу выбора параметров камер для взрывных прессов / В.И. Исаенко, В.К. Борисевич, С.Л. Каныгин // Импульсная обработка металлов давлением : темат. сб. науч. тр. – Х.: Харьк. авиац. ин-т., 1980. – Вып. 8. – С. 129-132.
3. Рябинин А.Г. К вопросу об оптимизации формы разрядной камеры при электрогидроимпульсной штамповке / А.Г. Рябинин, К.К. Мертенс, В.С. Мамутов, В.А. Вагин // Высокоскоростная обработка материалов давлением. – 1982. – № 8. – С. 120-125.
4. Генкин Б.С. К расчету разрядных камер для электрогидравлической штамповки / Б.С. Генкин, А.Ю. Святенко, Л.Г. Костин // Высокоскоростная обработка материалов давлением. – 1982. – № 8. – С. 118-120.
5. Корн Г. Справочник по математике (для научных работников и инженеров): пер. с англ. / Г. Корн, Т. Корн. – М.: Наука, 1973. – 832 с.
6. Оборудование и технологические процессы с использованием электрогидравлического эффекта: [монография] / Г.А. Гулый [и др.]; под ред. Г.А. Гулого. – М.: Машиностроение, 1977. – 320 с.
7. Чачин В.Н. Электрогидравлическая обработка машиностроительных материалов: монография / В.Н. Чачин. – Мн.: Наука и техника, 1978. – 184 с.

Поступила в редакцию 29.05.2010

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

ДО ПИТАННЯ МОДЕЛЮВАННЯ РОЗПОВСЮДЖЕННЯ УДАРНИХ ХВИЛЬ В РОЗРЯДНИХ КАМЕРАХ ЕЛЕКТРОГІДРОІМПУЛЬСНИХ ПРЕСІВ

Я.С. Жовноватюк

Розглянуто дослідження з моделювання навантаження заготовки ударними хвилями в розрядних камерах простої форми електрогідроімпульсних пресів. Встановлено вихідні дані для розрахунку полів навантажень заготовки прямими та відбитими ударними хвилями та вказано основні допущення, що прийнято при розрахунку. Представлено розрахункові схеми та основні математичні залежності для визначення шляхів розповсюдження ударних хвиль в розрядних камерах різного профілю з різним розміщенням точки розряду в порожнині камери. Вибрано розрахункові формули визначення максимального тиску на заготовці під час дії ударних хвиль. Намічено шляхи вдосконалення розрахункової моделі.

Ключові слова: розрядна камера, прямі та відбиті ударні хвилі, поле навантаження.

ON THE ISSUE OF MODELING OF SHOCK WAVES DISTRIBUTION IN DISCHARGE CHAMBERS OF ELECTROHYDROIMPULSE PRESSES

Ya.S. Zhovnovatyuk

Researches in modeling of blank loading by shock waves in simple-shaped discharge chambers of electrohydroimpulse presses were considered. Source data for calculation of load fields on blank by direct and mirrored shock waves was established and calculation main assumptions were pointed out. Calculation schemes and main mathematical dependencies for shock waves distribution paths determination in different shapes discharge chambers with different discharge point location in chamber cavity were presented. Calculation formulas for determination of maximum pressure on blank by shock waves impact were selected. Paths of calculation pattern improvement were denoted.

Key words: discharge chamber, direct and mirrored shock waves, load field.

Жовноватюк Ярослав Сергеевич – научный сотрудник кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина, e-mail: yaroslavzhovnovatyuk@yandex.ru.

УДК 669.018.28

Н.Е. КАЛИНИНА¹, О.А. КАВАЦ¹, В.Т. КАЛИНИН²¹Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, Украина²Национальная металлургическая академия Украины, Днепропетровск, Украина

ПОВЫШЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ЛИТЕЙНЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ ПРИ МОДИФИЦИРОВАНИИ НАНОДИСПЕРСНЫМИ ЧАСТИЦАМИ

Приведено влияние нанодисперсного тугоплавкого модификатора карбида титана на технологические свойства литейных алюминиевых сплавов. Показаны химические составы исследуемых алюминиевых сплавов систем Al-Si-Mg и Al-Zn-Mg. Разработана технология модифицирования алюминиевых сплавов порошковым модификатором. Достигнуто повышение технологических свойств исследуемых сплавов. Показаны результаты проведенного изучения технологических свойств модифицированных сплавов В93 и АК9. Предложены теоретические обоснования отмеченного повышения технологических свойств литейных алюминиевых сплавов. Разработаны заводские технологические инструкции по модифицированию алюминиевых сплавов и получению отливок высокого качества.

Ключевые слова: алюминиевый сплав, модификатор, дисперсная частица, технологические свойства, жидкотекучесть, трещинообразование, газосодержание.

Введение

Литейные алюминиевые сплавы систем Al-Zn-Mg и Al-Si-Mg применяют для изготовления ответственных деталей сложной конфигурации, так как они имеют высокие показатели механических свойств в термически обработанном состоянии, высокую коррозионную стойкость, малую удельную прочность, допускают глубокую вытяжку, что обуславливает их перспективность для современного машиностроения.

Однако недостаточная технологичность при литье и механической обработке сдерживает широкое применение алюминиевых сплавов как конструкционных материалов. Низкая технологичность объясняется наличием в сплавах хрупких и труднорастворимых фаз FeAl_3 , Mg_2Si , MgZn_2 , выделяющихся в виде крупных скоплений и образующих сплошную сетку [1]. Эти хрупкие составляющие служат причиной трещинообразования при литье слитков и фасонных отливок. Кроме того, замедляются диффузионные процессы растворения фазы Mg_2Si при гомогенизации отливок. Другой важной причиной низкой технологичности является повышенное газосодержание в сплавах.

1. Формулирование проблемы

Развитие современной техники требует создания новых материалов и усовершенствования уже существующих сплавов. Одним из эффективных

путей повышения качества отливок, устранения столбчатой и веерной структуры, измельчения зерна и достижения однородной структуры является модифицирование. Промышленные предприятия Украины применяют модифицирование литейных алюминиевых сплавов солями натрия, что способствует дифференциации эвтектики Al-Si. Однако легкоплавкие соли натрия не технологичны для обработки больших масс расплавов, поскольку сокращается время действия модификатора и возникают экологические проблемы его применения [2].

2. Решение проблемы. Теоретическое обоснование

Для повышения уровня механических и технологических свойств отливок из алюминиево-кремниевых и алюминиево-цинковых сплавов проводят модифицирование. В настоящее время перспективным направлением является применение дисперсных модификаторов: карбидов, нитридов, боридов, оксидов металлов размерами более 100 нм. При модифицировании литейных алюминиевых сплавов марок В93 и АК9 (табл. 1) ультрадисперсными частицами карбида титана размерами до 100 нм отмечено повышение механических свойств сплавов и коррозионной стойкости.

Разработан технологический процесс модифицирования сплавов В93 и АК9. Для удобства введения модификатора в расплав в работе использован способ таблетирования порошков карбида титана.

Химический состав
литейных алюминиевых сплавов

Сплав	Содержание элементов, % мас.					
	Si	Zn	Mg	Mn	Cu	Fe
В93	0,2	7,3	2,2	0,3	1,2	0,4
АК9	9,5	0,5	0,3	0,5	1,0	0,8

Для этого изготовили на пресс-автомате ударного действия прессованные таблетки из смеси порошков карбида титана фракцией до 100 нм и порошков алюминия фракцией 50...150 мкм в соотношении 1:3 (мас.). Таблетки диаметром 10 мм и высотой 4 мм имеют предел прочности на сжатие 8 МПа. Возможно изготовление таблеток с широкими интервалами диаметра и высоты, что обеспечивается сменными матрицей и пуансоном пресс-автомата. В промышленных условиях проведен ряд опытных плавок сплавов В93 и АК9, модифицированных частицами TiC.

В приведенной работе определяли следующие технологические свойства литейных алюминиевых сплавов: жидкотекучесть, склонность к образованию горячих трещин, газосодержание и герметичность.

Жидкотекучесть является важным свойством сплава, характеризующим степень его подвижности в процессе заполнения формы. Чем выше жидкотекучесть, тем легче получить сложную фасонную отливку с тонким сечением [3]. Жидкотекучесть алюминиевых сплавов В93 и АК9 до и после модифицирования определяли методом отливки образцов в виде прутков.

Длина залитого прутка характеризовала жидкотекучесть исследуемых сплавов. Чем больше длина залитого прутка, тем выше жидкотекучесть. Температура заливки алюминиевых сплавов превышала температуру плавления сплавов на 200 °С.

Среднеарифметические значения жидкотекучести сплавов В93 и АК9 до и после модифицирования 0,3 % TiC, которые определены методом прутковой пробы, приведены в табл. 2.

Результаты определения
жидкотекучести сплавов

Сплав	Жидкотекучесть, мм
В93	280
В93, модифицированный TiC	285
АК9	360
АК9, модифицированный TiC	382

Из таблицы следует, что модифицирование карбидом титана повышает жидкотекучесть сплавов В93 и АК9 на 1,5 и 6,2 % соответственно.

Определение склонности к образованию горячих трещин литейных алюминиевых сплавов В93 и АК9 до и после модифицирования нанодисперсными частицами провели по следующей методике. В форму из песчано-глинистой смеси формовали две пробы в виде колец наружным диаметром 100 мм. Внутренний диаметр колец выполняли за счёт простановки стержней из коррозионностойкой стали марки 12Х18Н10Т, предварительно окрашенных литейной краской для исключения насыщения алюминиевых сплавов железом, хромом и никелем. Одновременно в форму устанавливали холодильники в противоположных от питателя направлениях. Температура литья также превышала на 200 °С температуру плавления алюминиевых сплавов. Толщину кольца изменяли путём установки в форму стальных стержней различных диаметров. Чем больше диаметр стержня, то есть чем меньше толщина кольца, тем больше усадочные напряжения, возникающие в кольце при остывании. Толщину кольца можно изменять через каждые 2,5 мм. Такая методика позволяет образовывать трещины в дальней части или вблизи питателя, то есть в том месте, где сплав кристаллизуется в последнюю очередь. Степень трещиностойкости определяли толщиной кольца, при которой обнаружены первые трещины. На рис. 1 приведен эскиз отливки образцов для определения склонности алюминиевых сплавов к образованию горячих трещин.

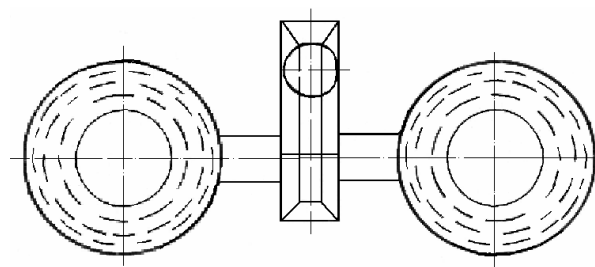


Рис. 1. Эскиз отливки
для определения трещиностойкости

Результаты проведенных экспериментов по определению склонности сплавов к образованию горячих трещин приведены в табл. 3, из которой следует, что сплав АК9 до и после модифицирования дисперсными частицами карбида титана имеет высокую стойкость к образованию горячих трещин. Трещиностойкость сплава В93 при модифицировании повышается, так как при толщине кольца 10 мм у исходного сплава отмечены трещины в образцах в дальней части от питателя. При этом в модифицированном сплаве В93 таких трещин не наблюдали.

Таблица 3
Результаты определения трещиностойкости

Сплав	Толщина кольца, мм
АК9	5
АК9, модифицированный TiC	5
В93	10
В93, модифицированный TiC	5

Содержание газов в сплавах определяют с помощью различных технологических проб. При понижении температуры жидкого металла в форме понижается растворимость газов и, следовательно, увеличивается количество газовых пузырей [4]. Сплавы В93 и АК9 доэвтектического состава, обладающие большей жидкотекучестью, менее склонны к образованию в отливках газовых раковин [5]. В данной работе газосодержание в сплавах В93 и АК9 до и после модифицирования частицами карбида титана определяли с помощью вакуумных проб.

Плавку алюминиевых сплавов проводили в промышленной электропечи сопротивления САТ-0,16 ёмкостью 160 кг по алюминию. Расплавленный металл заливали в графитовый тигель, который устанавливали под колпак прибора. Создавали невысокий вакуум, чтобы кристаллизация сплавов происходила при пониженном давлении, и выдерживали пробы в приборе в течение 40...60 с.

Оценку проб проводили визуально по количеству выделившихся газовых пузырей до момента кристаллизации сплавов со сравнительной оценкой отливок по шкале пористости. Отливку разрезали в вертикальном направлении, из половины которой изготавливали микрошлиф и оценивали пористость. Результаты оценки проб приведены в табл. 4.

Таблица 4
Результаты определения газосодержания

Сплав	Количество газовых пузырей до момента кристаллизации	Количество пор на 100 мм ²
В93	12	5
В93+TiC	9	3
АК9	7	4
АК9+TiC	6	3

Из табл. 4 следует, что модифицирование карбидом титана литейных алюминиевых сплавов В93 и АК9 обеспечивает низкое газосодержание, соответствующее 1 баллу пористости для отливок из алюминиевых сплавов по ДСТУ 2839-94.

Заключение

В заводских условиях проведен ряд экспериментальных плавов сплавов В93 и АК9 с частицами TiC. Применение модификатора карбида титана значительно повысило прочностные свойства и характеристики пластичности алюминиевых сплавов В93 и АК9, привело к измельчению макро- и микроструктуры алюминиевых сплавов.

Работы, проведенные в промышленных условиях, показали повышение технологических свойств модифицированных алюминиевых сплавов: высокую стойкость к образованию горячих трещин; повышение жидкотекучести алюминиевых сплавов на 1,5...6,2 %; низкое газосодержание, соответствующее 1 баллу пористости по ДСТУ 2839-94. Разработаны заводские технологические инструкции по модифицированию сплавов В93 и АК9.

Литература

1. Фридляндер И.Н. *Металловедение алюминия и его сплавов*. – М.: Металлургия, 1983. – 522 с.
2. Куцова В.З. *Алюміній та сплави на його основі* / В.З. Куцова, Н.Е. Погребна. – Дніпропетровськ: Пороги, 2004. – 135 с.
3. Калинина Н.Е. Влияние модифицирования тонкодисперсным карбидом кремния на свойства литейных алюминиевых сплавов / Н.Е. Калинина, О.А. Кавац, В.Т. Калинин // *Оборудование и технологии термической обработки металлов и сплавов: междунар. науч.-техн. конф.*, 28 мая – 1 июня 2007 г.: сб. докл. – VIII., 2007. – С. 140-143.
4. Добаткин В.И. Газы и окислы в алюминиевых сплавах / В.И. Добаткин, Р.М. Габидуллин, Б.А. Колачев. – М.: Металлургия, 1976. – 262 с.
5. Калинина Н.Е. Влияние модифицирования на механические и коррозионные свойства литейных алюминиевых сплавов / Н.Е. Калинина, О.А. Кавац, В.Т. Калинин // *Проблеми високотемпературної техніки : зб. наук. пр. – М-во освіти і науки України, Дніпропетр. нац. ун-т ім. О. Гончара*. – 2008. – С. 57-61.

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры Е.А. Джур, Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, Днепропетровск.

**ПІДВИЩЕННЯ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ
ЛИВАРНИХ АЛЮМІНІЄВИХ СПЛАВІВ ПРИ МОДИФІКУВАННІ
НАНОДИСПЕРСНИМИ ЧАСТИНКАМИ**

Н.Є. Калініна, О.А. Кавац, В.Т. Калінін

Наведений вплив нанодисперсного тугоплавкого модифікатора карбіду титану на технологічні властивості ливарних алюмінієвих сплавів. Показано хімічні складі досліджуваних алюмінієвих сплавів систем Al-Si-Mg і Al-Zn-Mg. Розроблено технологію модифікування алюмінієвих сплавів порошковим модифікатором. Досягнуто підвищення технологічних властивостей досліджуваних сплавів. Показано результати проведеного вивчення технологічних властивостей модифікованих сплавів В93 і АК9. Запропоновано теоретичні обґрунтування відзначеного підвищення технологічних властивостей ливарних алюмінієвих сплавів. Розроблено заводські технологічні інструкції з модифікування алюмінієвих сплавів і одержання виливків високої якості.

Ключові слова: алюмінієвий сплав, модифікатор, дисперсна частинка, технологічні властивості, рідкотекучість, тріщиноутворення, газовміст.

**INCREASE OF TECHNOLOGICAL PROPERTIES OF CASTINGS ALUMINIUM ALLOYS
AT RETROFITTING BY NANODISPERSIBLE PARTICLES**

N.E. Kalinina, O.A. Kavats, V.T. Kalinin

Influence over of nanodispersible refractory modifier of carbide of titanium is brought on technological properties of castings aluminium alloys. Chemical compositions of the investigated aluminium alloys of the systems of Al-Si-Mg and Al-Zn-Mg are shown. Technology of retrofitting of aluminium alloys a powder-like modifier is worked out. The increase of technological properties of the investigated alloys is attained. The results of the conducted study of technological properties of the modified alloys of B93 and AK9 are shown. The theoretical grounds of the noted increase of technological properties of castings aluminium alloys are offered. Plant technological instructions on retrofitting of aluminium alloys and receipt of foundings of high quality are worked out.

Key words: aluminium alloy, modifier, dispersible particle, technological properties, fluidity, formation of cracks, gas content.

Калинина Наталия Евграфовна – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры технологии производства Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Кавац Олег Анатольевич – аспирант Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Калинин Василий Тимофеевич – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры литейного производства Национальной металлургической академии Украины, Днепропетровск, Украина.

УДК 629.73 (045)

М.С. СТОРОЖЕНКО¹, О.П. УМАНСЬКИЙ², О.А. ТАМАРГАЗИН¹¹ Національний авіаційний університет, Україна² Інститут проблем матеріалознавства НАН, Україна

ПІДВИЩЕННЯ ЗНОСОСТІЙКОСТІ СТАЛІ 30ХГСА ЕЛЕКТРОІСКРОВИМ ЛЕГУВАННЯМ КОМПОЗИТАМИ НА ОСНОВІ TiB_2 -SiC

Вивчено кінетику масопереносу електродів з розроблених керметів ТБКНХ на основі TiB_2 -20%SiC з 20, 30, 40 % (мас.) металевої зв'язки Ni-20%Cr при електроіскровому легуванні сталі 30ХГСА. Досліджено особливості формування структури модифікованого в результаті електроіскрового легування поверхневого шару сталі в залежності від вмісту металевої зв'язки в електродах ТБКНХ. Встановлено механізми зношування та досліджено триботехнічні характеристики отриманих покриттів в умовах тертя ковзання без мастила у порівнянні зі сталлю та ЕІЛ-покриттям з ВК-6. Показана перспективність застосування розроблених керметів для нанесення зносостійких покриттів для екстремальних умов експлуатації.

Ключові слова: кермет, диборид титану, карбід кремнію, електроіскрове легування, кінетика масопереносу, покриття, зносостійкість, триботехнічні властивості.

Вступ

Вирішення проблеми підвищення надійності і ресурсу роботи деталей авіаційної техніки нерозривно пов'язане зі збільшенням зносостійкості рухомих контактуючих пар, а також з підвищенням конструктивної міцності елементів конструкцій. Саме тому на сьогоднішній день велика увага приділяється створенню нових композиційних матеріалів триботехнічного призначення зі складним комплексом фізико-механічних властивостей. Однак безпосереднє використання композиційних матеріалів для виготовлення деталей машин і механізмів часто обмежується значними технологічними труднощами, а також відносно високою вартістю. Тому в ряді випадків найбільш ефективним методом вирішення складних технічних проблем є створення на поверхні виробів з конструкційних матеріалів зносостійких покриттів, для яких першочергового значення набуває поєднання високої твердості з пластичними властивостями. Перспективними в цьому відношенні є покриття на основі композиційної кераміки, в яких можна цілеспрямовано керувати фазовим складом та структурними ефектами, що дозволяє конструювати поверхневий шар з необхідними експлуатаційними властивостями.

В Інституті проблем матеріалознавства ім. Францевича НАН України було розроблено кермети ТБКНХ на основі TiB_2 -20%SiC з металевою зв'язкою Ni-20%Cr, які мають високу зносостійкість в парі зі сталлю при терті ковзання без мастила [1]. Було встановлено, що в процесі тертя на поверхні

керметів ТБКНХ утворюються оксиди TiO_2 , B_2O_3 , SiO_2 , які, зв'язуючись в аморфну плівку, що має низьку схильність до адгезійної взаємодії зі сталлю, захищають поверхню матеріалу від пошкоджень [2]. Для вивчення можливості створення зносостійких покриттів на основі розроблених керметів доцільним є дослідження процесу електроіскрового (ЕІЛ) зміцнення сталі електродами ТБКНХ.

В ряді напрямків зміцнювальних технологій метод ЕІЛ вирізняється можливістю нанесення будь-яких струмопровідних матеріалів, в тому числі тугоплавких металів і сполук, а також високою міцністю зчеплення зміцнюваного шару з основою, можливістю локального нанесення покриттів без помітної деформації деталей. Крім того, метод ЕІЛ відноситься до екологічно чистих технологій, характеризується низькою енергоємністю, простотою процесу, малими габаритами обладнання. Оптимізація властивостей ЕІЛ-покриттів передбачає відповідний вибір складу покриття, його структури, пористості і адгезії з врахуванням робочої температури, доступності і вартості матеріалу покриття.

Аналіз літературних даних показав [3 – 6], що для ЕІЛ широко застосовуються чисті метали (Mo, Cr), металеві сплави (Fe-Cr, Fe-C, Ni-Cr, Ni-Mo), графіт (ЕГ-2, ЕГ-4) та тверді сплави типу ВК і ТК. При використанні електродів із матеріалів перших трьох класів в багатьох випадках не вдається отримати покриття з необхідними високими експлуатаційними характеристиками. Тверді сплави не завжди задовольняють вимогам, що висувуються до електродних матеріалів в зв'язку з їх високою ерозійною

стійкістю і відповідно низьким коефіцієнтом масопереносу, а дефіцитність вольфраму ставить питання розробки безвольфрамових ЕІЛ-покриттів.

При формуванні покриттів керметами ТБКНХ наявність металевої зв'язки Ni-20%Cr повинна сприяти збільшенню коефіцієнту масопереносу та забезпечити високу адгезію компонентів електроду з сталлюю основою, а тугоплавка складова на основі дибориду титану-карбіду кремнію забезпечити високий рівень фізико-механічних та експлуатаційних властивостей.

Таким чином, метою даної роботи є дослідження особливостей формування структури та трибологічних властивостей покриттів нанесених на сталь 30ХГСА електроіскровим методом з використанням електродних матеріалів на основі дибориду титану-карбіду кремнію.

1. Об'єкти і методи дослідження

ЕІЛ-покриття наносили на сталь 30ХГСА з використанням розроблених електродних матеріалів ТБКНХ на основі тугоплавкої складової $TiB_2-20\%SiC$ з 20, 30, 40% (мас.) металевої зв'язки Ni-20%Cr.

Електроди ТБКНХ отримували методом спікання в вакуумі при температурі 1650 °С в печі СШВ протягом однієї години. Електроіскрове легування сталі проводили на установці ALIER-50, яка дозволяє наносити покриття на семи режимах і за рахунок цього варіювати товщину отриманих покриттів. В умовах проведення експерименту ЕІЛ-покриття наносили протягом 8 хвилин на 6-му режимі (амплітудне значення струму імпульсу $I=200$ А, енергія імпульсу $E_{им}=2,52$ Дж, тривалість імпульсу $t_{им}=700$ мкс) з метою забезпечення більшої товщини (до 200 мкм). При цьому через кожну хвилину нанесення фіксували зміну ваги електроду і зразка площею 1 см². По отриманих даних будували кінетичні залежності зміни ваги анода $\sum\Delta a$ і катода $\sum\Delta k$ та розраховували коефіцієнт масопереносу ($K_n = (\sum\Delta k / \sum\Delta a) \cdot 100\%$).

Триботехнічні дослідження розроблених ЕІЛ-покриттів проводили в умовах тертя ковзання без мастильного матеріалу на установці МТ-68 за схемою вал-вкладиш в парі зі сталлю 65Г в широкому діапазоні швидкостей та навантажень [7]. Для порівняння в таких же умовах і випробовували ЕІЛ-покриття на основі ВК-6 та сталь 30ХГСА.

Склад і структуру покриттів та вторинних фаз, що утворилися в процесі тертя, вивчали на електронному мікроаналізаторі «Camebax SX-50». Мікротвердість вимірювали на мікротвердомірі ПМТ-3 при навантаженні 0,1Н.

2. Результати досліджень та їх обговорення

При нанесенні покриттів на сталь 30ХГСА розробленими електродами ТБКНХ з 20, 30 та 40% (мас.) зв'язки відмічається загальна тенденція процесу ЕІЛ: в першу хвилину легування процес відбувається дуже інтенсивно, при цьому спостерігається значне збільшення товщини легуваного шару (до 130 мкм), однак в наступні хвилини ефективність ЕІЛ зменшується (рис. 1). Процес легування розробленими електродами характеризується порівняно високим коефіцієнтом масопереносу (до 85 %) в першу хвилину нанесення, а потім різко зменшується (до 30 %).

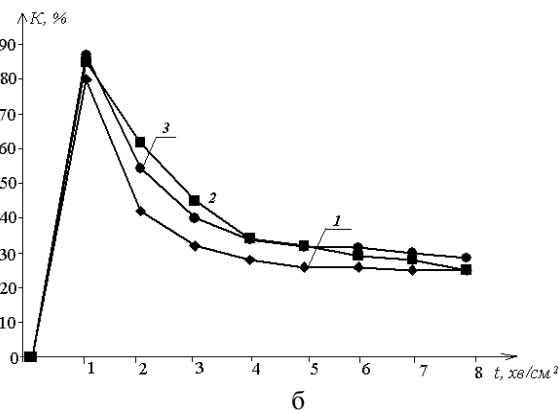
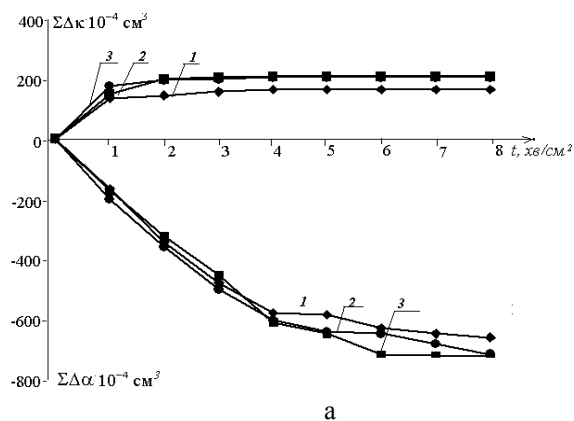


Рис. 1. Кінетика масопереносу при ЕІЛ сталі 30ХГСА електродами ТБКНХ: а – приріст катоду та ерозія аноду; б – коефіцієнт масопереносу 1 – ТБКНХ20; 2 – ТБКНХ30; 3 – ТБКНХ40

Починаючи з другої-третьої хвилини процесу не відбувається приросту товщини покриття, а з 4–5 хвилин не спостерігається ерозія електродного матеріалу. Це пов'язано зі специфікою процесу ЕІЛ сталі розробленими електродами ТБКНХ: вже з перших хвилин ЕІЛ відбувається інтенсивне формування на оброблюваній поверхні легуваного шару, який складається з компонентів електроду, сталлюї

основи та продуктів їх взаємодії з навколишнім середовищем. Під час ЕІЛ відбувається розплавлення металеві зв'язки електроду, яка являє собою твердий розчин кремнію в ніхромі, та перемішування з матеріалом сталі основи в мікрованні на поверхні. Диборид титану захоплюється конвективними потоками розплаву і переноситься в поверхневий шар сталі. За рахунок оксидних фаз, що утворюються в процесі легування, на поверхні сталі відбувається формування діелектричного шару, що погіршує параметри процесу ЕІЛ. З іншого боку, на робочій поверхні електродів за рахунок зворотного масопереносу компонентів підкладки і їхнього високотемпературного окиснення також формуються оксидні плівки TiO_2 , Fe_2O_3 , SiO_2 , Cr_2O_3 , що також погіршують ефективність процесу.

На ефективність процесу ЕІЛ впливає зміна співвідношення фазових складових в матеріалі електроду. При використанні в якості легуючого матеріалу ТБКНХ20, що містить 20% зв'язки Ni-20%Cr, процес ЕІЛ характеризується найменшим приростом товщини легуючого шару ($h=150-165$ мкм), при нанесенні покриття спостерігалось почервоніння та розтріскування електроду вже з першої хвилини процесу. Це свідчить про недостатню кількість пластичної складової електроду для забезпечення технологічності процесу ЕІЛ. Матеріали ТБКНХ30 ТБКНХ40 забезпечують отримання легованого шару більшої товщини ($h=180-200$ мкм) у порівнянні з ТБКНХ20 ($h=150-165$ мкм).

Фазовий склад легованого шару суттєво відрізняється від складу легуючого електроду за рахунок взаємодії матеріалів в процесі ЕІЛ. В процесі ЕІЛ електродними матеріалами ТБКНХ на сталі формується гетерофазна структура, яка являє собою матрицю з твердого розчину кремнію, нікелю та хрому в сталі (Fe-Ni-Cr-Si), що дисперсно зміцнена включеннями дибориду титану (рис. 2). Це підтверджується даними РФА, за результатами якого фазовий склад ЕІЛ-покриттів на основі композиційних матеріалів ТБКНХ з різним вмістом металеві зв'язки однаковий, основними фазами, що входять до складу покриття, є диборид титану, ніхром, фаза на основі заліза з розчиненими в ній нікелем, хромом та кремнієм. Дисперсність включень дибориду титану в матеріалі покриття залежить від кількості металеві зв'язки в електроді: зі збільшенням металеві зв'язки від 20 до 40% розмір включень TiB_2 зменшується в середньому від 4 до 1 мкм. Оскільки розмір зерен дибориду титану в керметах ТБКНХ30 та ТБКНХ40 в середньому сягає 6–8 мкм [2], то імовірно в процесі ЕІЛ відбувається подрібнення компонентів електродів внаслідок механічних та термічних впливів іскрового розряду.

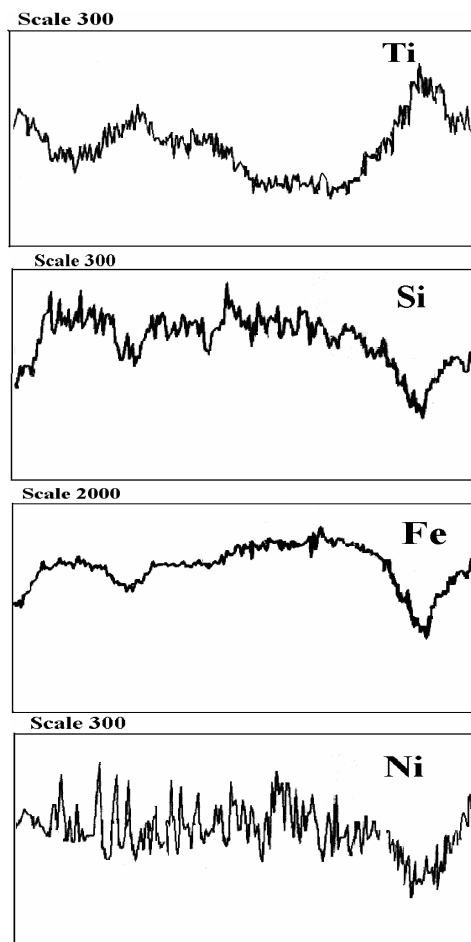
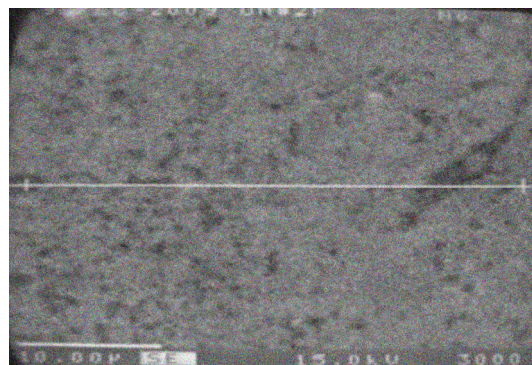


Рис. 2. Структура ЕІЛ-шару сталі на основі композиційного матеріалу ТБКНХ30

Між сталлю та покриттям не існує чіткої межі розділу, що свідчить про формування на сталі в процесі ЕІЛ не покриття, а модифікованого дисперсно зміцненого шару глибиною 300–400 мкм на зразок композиційного матеріалу з матричною структурою. Зміна мікротвердості по товщині легованого шару сталі на основі керметів ТБКНХ з 20, 30 та 40% металеві зв'язки має однаковий характер: H_n у поверхні становить 21–23 ГПа і плавно знижується в напрямку до сталі основи до $H_n = 4,8-4,6$ ГПа (рис. 3).

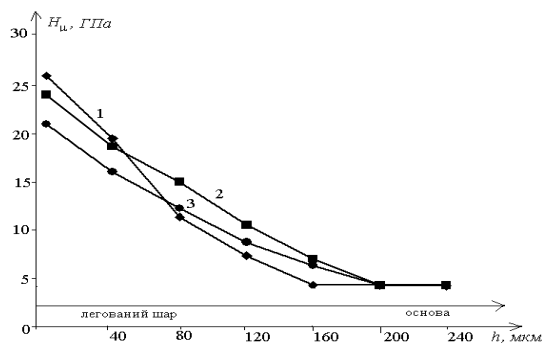


Рис. 3. Зміна мікротвердості по глибині легованого шару: 1 – ЕІЛ-шар ТБКНХ20; 2 – ЕІЛ-шар ТБКНХ30; 3 – ЕІЛ-шар ТБКНХ40

Формування модифікованого легованого шару на поверхні сталі має ряд переваг в порівнянні з класичним ЕІЛ-покриттям: в умовах тертя під дією контактних навантажень ЕІЛ-покриття може відколюватись або відшаровуватись внаслідок недостатньої адгезії з основою, в той час як рівномірна дрібнодисперсна структура ЕІЛ-шару на основі ТБКНХ по всій площі зразка має забезпечити високі експлуатаційні властивості. Крім того, оскільки при терті ковзання без мастила в контактній зоні розвиваються високі температури, то суттєвим є той факт, що в даному випадку коефіцієнт термічного розширення не матиме різкого стрибка по глибині модифікованого шару.

Триботехнічні дослідження в умовах тертя ковзання без мастила показали, що розроблені ЕІЛ-поверхні на основі ТБКНХ мають значно меншу інтенсивність зношування та коефіцієнт тертя в порівнянні зі сталлю 30ХГСА (рис. 4).

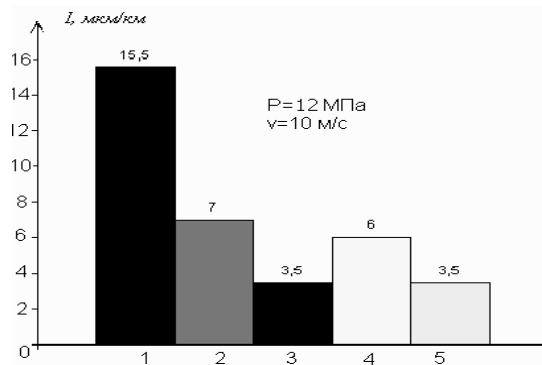


Рис. 4. Інтенсивність зношування в умовах тертя ковзання без мастила при $P=12$ МПа, $v=10$ м/с: 1 – Сталь 30ХГСА; 2 – ЕІЛ покриття ТБКНХ20; 3 – ЕІЛ покриття ТБКНХ30; 4 – ЕІЛ покриття ТБКНХ40; 5 – ВК-6

В умовах проведення експерименту ($P=12$ МПа, $v=10$ м/с) найменші значення інтенсивності зношування характерні для ЕІЛ-поверхні на основі ТБКНХ30 ($I_z=3,5$ мм³/км) і ЕІЛ-покриття на основі ВК-6 ($I_z=3,5$ мм³/км). При цьому покриття на основі

ТБКНХ мають кращі антифрикційні властивості ніж сталь 30ХГСА ($f=0,33-0,38$) і покриття ВК-6 ($f=0,2-0,34$); найменший коефіцієнт тертя ЕІЛ-поверхні на основі ТБКНХ30 становить $f=0,18-0,22$.

Механізм зношування розроблених покриттів в умовах тертя ковзання без мастила визначається процесами формування в зоні трибоконтакту вторинних структур в вигляді оксидних плівок складного компонентного складу: TiO_2 , SiO_2 , B_2O_3 та Fe_2O_3 , які відіграють роль твердого мастила та зменшують коефіцієнт тертя, що дозволяє отримувати високі триботехнічні характеристики.

Інтенсивність формування вторинних структур в вигляді захисних окисних плівок залежить від кількості металевої зв'язки в матеріалі електроду, а отже і від структури ЕІЛ-поверхонь. Окисні плівки на поверхні ЕІЛ-шару на основі ТБКНХ30 більш щільні та розміщені більш рівномірно, ніж на поверхні покриття ТБКНХ20. Поверхня тертя ЕІЛ-шару ТБКНХ30 не зазнає значних пошкоджень в процесі тертя, спостерігаються лише сліди направленої пластичної деформації без явних ознак адгезійної взаємодії. Покриття на основі ТБКНХ40 також характеризується утворенням в процесі тертя окисної плівки, однак на поверхні виявлено джерела адгезійної взаємодії з матеріалом сталевого контр тіла.

Висновки

Таким чином, було встановлено, що в процесі електроіскрового легування сталі 30ХГСА електродами ТБКНХ на основі композиційного матеріалу ($TiB_2-20\%SiC$) з вмістом 20, 30, 40% зв'язки ($Ni-20\%Cr$) формується гетерофазна структура, яка являє собою матрицю $Fe-Ni-Cr-Si$, дисперсно зміцнену зернами дибориду титану, розміром 1–5 мкм.

Нанесення захисних покриттів з матеріалів на основі ТБКНХ на сталь 30ХГСА приводить до суттєвого покращення триботехнічних властивостей. Триботехнічні характеристики розроблених ЕІЛ-поверхонь залежать від кількості металевої зв'язки в легуючому електроді. В умовах тертя ковзання при $v=10$ м/с та $P=12$ МПа оптимальним є застосування ЕІЛ-шару на основі ТБКНХ30, що підвищує зносостійкість сталі в 4–4,5 рази та знижує коефіцієнт тертя до $f=0,18-0,21$. Механізм зношування розроблених покриттів визначається процесами формування в зоні трибоконтакту вторинних структур в вигляді боросилікатних плівок на основі TiO_2 , SiO_2 , B_2O_3 , Fe_2O_3 , які відіграють роль твердого мастила та зменшують коефіцієнт тертя. Отже, розроблені кермети можуть бути використані в якості електродів для зміцнення сталевих деталей машин, що працюють в умовах тертя без мастила при швидкостях до 10 м/с та навантаженнях до 12 МПа.

Література

1. Пат. №42091 Україна, МПК C22C 29/06. Композиційний зносостійкий матеріал на основі дибориду титану / Панасюк А.Д., Уманський О.П., Костенко О.Д., Стороженко М.С., Тамаргазін О.А.; заявник і власник Інститут проблем матеріалознавства ім. Францевича НАН України. – Заявл. 30.12.2009; опубл. 25.06.2009, Бюл. №12.

2. Исследование структуры и трибологических свойств композиционных материалов на основе TiB_2 -SiC / М.С. Стороженко, А.П. Уманский, А.В. Лавренко [и др.] // Проблемы трибологии. – 2009. – № 3. – С. 77-84.

3. Верховтуров А.Д. Формирование поверхностного слоя металлов при электроискровом легиро-

вании / А.Д. Верховтуров. – Владивосток: Дальнаука, 1995. – 323 с.

4. Электродные материалы для электроискрового легирования / А.Д. Верховтуров, И.А. Подчерняева, Л.Ф. Прядко, Ф.Ф. Егоров. – М.: Наука, 1988. – 200 с.

5. Самсонов Г.В. Электроискровое легирование металлических поверхностей / Г.В. Самсонов, А.Д. Верховтуров. – К.: Наукова думка, 1976. – 219 с.

6. Соловьев В.В. Изменение структуры стали 45 при электроискровом легировании сплавом ВК-6 / В.В. Соловьев, Е.С. Астапова, В.А. Агапатов // ФХОМ. – 2002. – №6. – С. 73-76.

7. Комплекс машин и методика определения антифрикционных свойств при трении скольжения / Э.Т. Мамыкин., А.И. Юга [и др.] // Порошковая металлургия. – 1973. – №1. – С. 67-72.

Поступила в редакцию 12.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Д. Панасюк, Институт проблем материаловедения НАН Украины, Киев.

ПОВЫШЕНИЕ ИЗНОСОСТОЙКОСТИ СТАЛИ 30ХГСА ЭЛЕКТРОИСКРОВЫМ ЛЕГИРОВАНИЕМ КОМПОЗИТАМИ НА ОСНОВЕ TiB_2 -SiC

М.С. Стороженко, А.П. Уманский, А.А. Тамаргазін

Изучена кинетика массопереноса электродов из разработанных керметов ТБКНХ на основе TiB_2 -20%SiC с 20, 30, 40 % (мас.) металлической связки Ni-20%Cr при электроискровом легировании стали 30ХГСА. Исследованы особенности формирования структуры модифицированного в результате электроискрового легирования поверхностного слоя стали в зависимости от содержания металлической связки в электродах ТБКНХ. Установлены механизмы изнашивания и исследованы триботехнические характеристики полученных покрытий в условиях трения скольжения без смазки в сравнении со сталью и ЭИЛ-покрытием ВК-6. Показана перспективность применения разработанных керметов для нанесения износостойких покрытий для экстремальных условий эксплуатации.

Ключевые слова: кермет, диборид титана, карбид кремния, электроискровое легирование, кинетика массопереноса, покрытие, износостойкость, триботехнические свойства.

INCREASE OF 30ХГСА STEEL WEAR RESISTANCE BY ELECTRIC-SPARK ALLOYING WITH COMPOSITES ON THE BASE OF TiB_2 -SiC

M.S. Storozhenko, A.P. Umansky, A.A. Tamargasin

The kinetics of mass transfer of electrodes from developed cermets ТБКНХ on the base TiB_2 -20%SiC with 20, 30, 40 % of metallic bond Ni-20%Cr at electric-spark alloying of steel 30ХГСА has been studied. Features of formation of structure of steel modified surface coating depend on metallic bond content in electrodes ТБКНХ have been investigated. Wear mechanisms and the tribotechnical characteristics of developed alloys spark coatings in sliding friction without lubricating conditions have been established. The perspective of developed cermets application for wear resistance coatings plating for operation extreme conditions were shown.

Key words: cermet, titanium boride, silicone carbide, electric spark alloying, kinetics of mass transfer, coating, wear-resistance, tribotechnical properties.

Стороженко Марина Сергіївна – асистент кафедри технологій аеропортів Аерокосмічного інституту Національного авіаційного університету, Київ, Україна, storozhenkomary@ukr.net.

Уманський Олександр Павлович – д-р техн. наук, провідний науковий співробітник Інституту проблем матеріалознавства ім. І.Н. Францевича НАН України, Київ, Україна.

Тамаргазін Олександр Анатолійович – д-р техн. наук, завідувач кафедри технологій аеропортів Аерокосмічного інституту Національного авіаційного університету, Київ, Україна.

УДК 669.094.54:661.87.621:661.668

Г.В. БОКУЧАВА¹, В.Д. ВИРИЧ², Г.Ш. ДАРСАВЕЛИДЗЕ¹,
А.Ю. ЖУРАВЛЁВ², В.В. ЛЕВЕНЕЦ², Н.А. СЕМЁНОВ²,
С.В. СТРИГУНОВСКИЙ², А.А. СУЩАЯ², Б.М. ШИРОКОВ²

¹Сухумский физико-технический институт, Грузия

²ННЦ «Харьковский физико-технический институт», Украина

СОСТАВ И МОРФОЛОГИЯ КРЕМНИЙ И КРЕМНИЙ-ГЕРМАНИЕВЫХ ПЛЕНОК ЛЕГИРОВАННЫХ БОРОМ И ФОСФОРОМ НА МОНОКРИСТАЛЛАХ Si И Si-Ge

Методами лазерной масс-спектрометрии, микрорентгеноспектрального анализа, растровой микроскопии и ядерно-физическими исследованиями изучены морфология, состав эпитаксиальных пленок, определены профили распределения основных элементов Si, Ge и примесных P и B. Получены профили распределения элементов на границе раздела подложка-пленка. Показано, что в зависимости от условий получения могут быть реализованы поликристаллические и эпитаксиальные варианты структуры в широком диапазоне концентраций основных элементов и вводимых примесей P и B.

Ключевые слова: кремний, германий, плёнки, морфология поверхности, исследования, легирование, состав, распределение элементов.

Введение

Получение новых полупроводниковых материалов и структур с контролируемыми примесями для создания высокотехнологичных элементов микроэлектронных устройств стало одним из основных направлений современной электроники. Применение полупроводниковых приборов на основе Si-Ge сплавов и гетероструктур особенно актуально в настоящее время для авиационной и космической техники в устройствах навигации, системах управления и в качестве датчиков и источников излучений. Проведение научно-исследовательских и технологических разработок получения гетероэпитаксиальных структур невозможно без комплексного исследования состава, структуры, распределения основных элементов и вводимых примесей. Одним из возможных направлений аналитического сопровождения в области создания новых полупроводниковых приборов на основе сплавов кремния и германия является объединение особенностей методов лазерной масс-спектрометрии (ЭМАЛ), ядерно-физических (ХРИ и МИЯР), микрорентгеноспектральных (МРСА) и растровой микроскопии (РЭМ). Настоящая работа посвящена изучению свойств пленок Si-Ge легированных бором и фосфором на монокристаллических подложках Si, Si-Ge этими методами.

Основными достоинствами масс-спектрометров с лазерным источником ионов и двойной фокусировкой являются, с одной стороны, высокая абсолютная (10^{-11} з) и относительная (10^{-7} %) чувствительность, а

с другой стороны, – возможность одновременной регистрации с последующим количественным определением практически всех элементов (от лития до урана) и отсутствие ограничений на физическую форму образца, проведение работ с объектами малых размеров, а также выполнение усредненного, локального и послойного анализов [1].

Элементный анализ кремний – германиевых объектов проводили на промышленном лазерном масс-спектрометре ЭМАЛ-2. Масс-спектрометр выполнен по классической схеме Маттауха-Герцога с фокусировкой по энергиям и по массам, с использованием лазерно-плазменного источника ионов. Ионно-оптический тракт прибора отъюстирован по методике [2] с применением компенсирующего магнитного поля перед α -щелью. Разрешающая способность прибора составляла $M/\Delta M > 5000$ на изотопах свинца при величинах G , α , β щелей – 0,05, 0,5 и 1,5 мм соответственно, и величине тока отклоняющего магнита – 4,2 А.

Для контроля правильности результатов анализа кремний – германиевых проб использовали стандартный образец кремния (Si 7), а также калибровочный кремний – германиевый образец-слиток с содержанием германия 1.2 масс. %. Расчёт концентраций в образцах проводился как с использованием стандартного образца, так и безэталонным способом по балансу составляющих в массовых спектрах, путём определения доли ионного тока каждого элемента из полного ионного тока. Результаты исследований приведены в табл. 1.

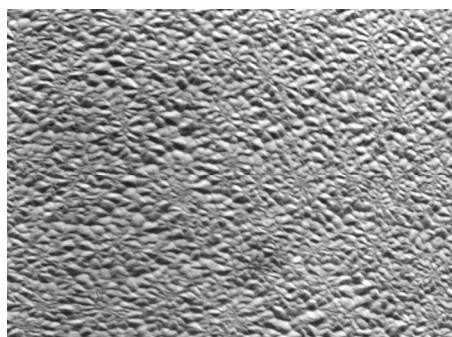
© Г.В. Бокучава, В.Д. Вирич, Г.Ш. Дарсавелидзе, А.Ю. Журавлёв, В.В. Левенец,
Н.А. Семёнов, С.В. Стригуновский, А.А. Сушья, Б.М. Широков

Таблица 1

Элементный состав исследуемых образцов

Образцы	Образец № 1-0	Образец № 1-01	Образец № 2-1	Образец № 2-5
Элементы	вес. %	вес. %	вес. %	вес. %
B	$\angle 1 \cdot 10^{-5}$	$7 \cdot 10^{-4}$	$\angle 5 \cdot 10^{-5}$	$7 \cdot 10^{-3}$
C	0,0001	0,002	0,005	0,003
O	0,007	0,001	0,035	0,002
Al	$\angle 2 \cdot 10^{-6}$	$\angle 2 \cdot 10^{-5}$	0,0009	0,0008
Si	остаток	остаток	остаток	остаток
Ge	0,001	1,2	10	16
P	0,0002	0,0005	0,0015	0,0007

Морфологию поверхности полученных пленок исследовали с помощью растрового электронного микроскопа микроанализатора РЭММА-200 с использованием методик анализа изображений во вторичных, поглощённых и отражённых электронах [3]. С помощью «вариации глубины фокуса» оценивались размеры морфологических особенностей полученных покрытий. Все измерения проводились с учётом коррекции угла наклона образца, а использование тест-объектов позволило контролировать и свести к минимуму искажения изображения [4]. Морфологию изучали во всём диапазоне получаемых концентраций и фазового состава. Наиболее характерные изображения поверхности представлены на рис. 1 и 2 соответственно.

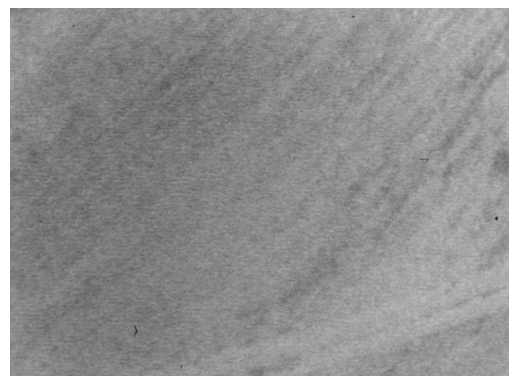


а



б

Рис. 1. Поверхность поликристаллической пленки:

а – ($\times 450$), обр. № 12-34;б – ($\times 4500$), обр. № 12-34Рис. 2. Поверхность эпитаксиальной пленки ($\times 4100$), образец № 2-5

Микрорентгеноспектральные исследования распределения элементов по глубине слоев на тонких образцах (≤ 5 мкм) проводили на "косых" металлографических шлифах [6] с учетом глубины образования области генерации характеристического рентгеновского излучения [7]. В качестве эталонов использовались образцы сплавов с известным составом и многослойные пленочные структуры чистых элементов.

На рис. 3 представлено распределение элементов по толщине Si-Ge пленки (обр. № 2-5)

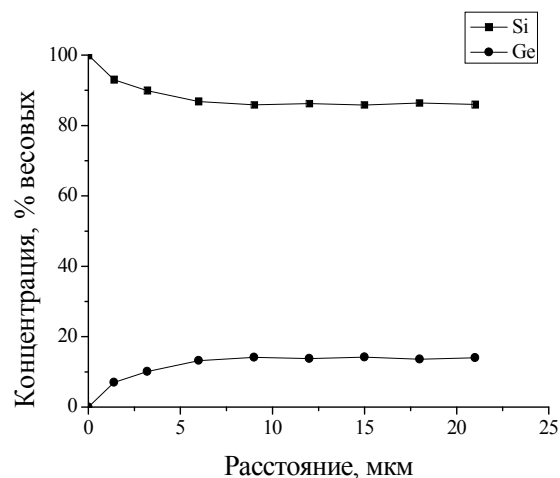


Рис. 3. Распределение элементов в образце № 2-5

С помощью методики "вариации ускоряющего напряжения" [5] и пленочных стандартов известной толщины оценивались толщины эпитаксиальных и поликристаллических пленок при анализе состава поверхности.

На рис. 4 представлено распределение элементов по поверхности Si-Ge пленки (обр. № 2-5) (усреднение состава по 5 зонам на поверхности образца).

На образцах эпитаксиальных структур проводились исследования ядерно-физическим методом

равномерности распределения легирующей примеси Р по глубине полученных плёнок. Для этого на фрагментах центральных частей образцов было проведено трехкратное послойное травление в плавиковой кислоте. После каждого травления производилось определение толщины оставшегося слоя и измерение концентрации Ge и Р.

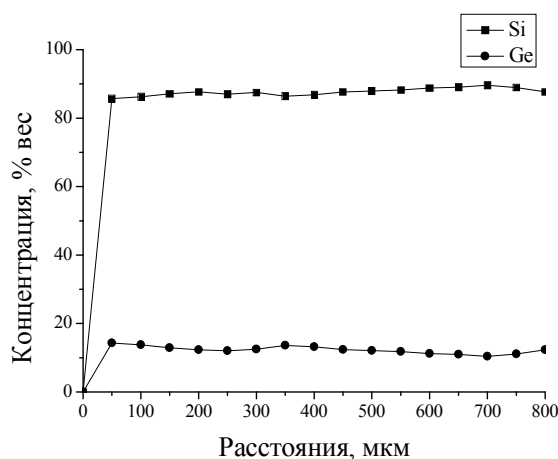


Рис. 4. Распределение элементов по поверхности образца № 2-5

Результаты измерений (для обр. №1.16) представлены в табл. 2.

Таблица 2

Определение равномерности распределения элементов по толщине осажденного слоя

	Толщина оставшегося слоя	Концентрация Ge, ат. %	Концентрация Р, ат. %
Поверхность слоя	17	4,8	$7,8 \cdot 10^{-3}$
Первое травление	13	5,0	$7,6 \cdot 10^{-3}$
Второе травление	10	4,7	$7,2 \cdot 10^{-3}$
Третье травление	6	4,9	$7,1 \cdot 10^{-3}$

Как видно из табл. 2, германий распределён равномерно по глубине образца, а концентрация фосфора у поверхности образца выше, чем в глубинных слоях.

На образцах, вырезанных из плёнок 1.11 и 1.17, при осаждении которых в качестве подложек использовалась кремниевая пластинка, ядерно-физическим методом исследовалась граница раздела подложка-пленка. Профиль распределения кремния для образца 1.17 приведен на рис. 5.

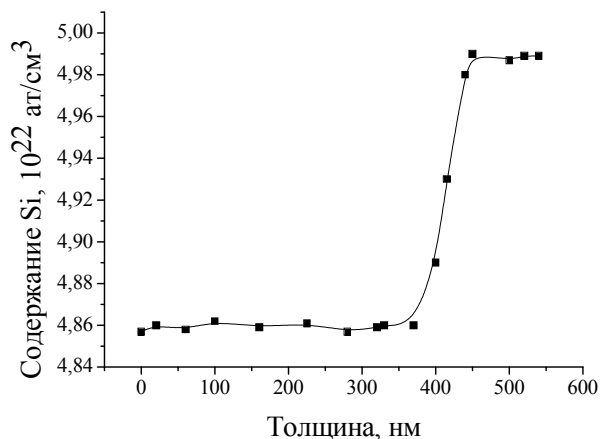


Рис. 5. Профиль распределения кремния в образце № 1.17

Как следует из рис. 5, ширина перехода между слоем кремний-германиевого сплава и кремниевой подложкой не превышает 400 Å. Аналогичный результат получен для образца 1.11.

Выводы

1. Методами МРСА, ЭМАЛ и ЯФМ исследован состав и распределение основных (Si, Ge) и примесных (Р, В) элементов в эпитаксиальных пленках. Неравномерность распределения германия не превышает 5 – 7%.

2. Ядерно-физическими методами показано, что ширина перехода подложка – пленка (Si-SiGe) составляет около 400 Å°.

Литература

1. Быковский Ю.А. Лазерная масс-спектрометрия / Ю.А. Быковский, В.Н. Неволлин. - М.: Энергоатомиздат, 1985. – 128 с.
2. Белоусов В.И. Влияние юстировки масс-спектрометра ЭМАЛ-2 на правильность и воспроизводимость результатов анализа / В.И. Белоусов, И.Д. Ковалев, А.М. Потапов // Высокочистые вещества. – 1994. – № 3. – С. 121-128.
3. Ньюбэри Д. Формирование изображения в растровом электронном микроскопе / Д. Ньюбэри // Практическая растровая электронная микроскопия. – М.: Мир, 1978. – С. 113-169.
4. Everhart T.E. Factors affecting contrast and resolution in the scanning electron microscope / T.E. Everhart, O.C. Wells, C.W. Oatley // Electron. Control. – 1959. – № 7. – P. 97-111.
5. Reed S.J.B. The backscattering correction for quantitative electron probe microanalysis with electrons incident at 45° / S.J.B. Reed // Journal of Physics D: Applied Physics. – 1971. – V.4, N 12. – P. 1910-1912.

6. Приборы и методы физического металловедения. Вып. 1 / под ред. Ф. Вейнберга. – М.: Мир, 1973. – С. 216-217.

7. Васичев Б.Н. Электроннозондовый микроанализ тонких плёнок / Б.Н. Васичев. – М.: Металлургия, 1977. – С. 115-117.

Поступила в редакцию 12.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, зам. директора ИФТТМТ В.А. Белоус, Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт», Харьков, Украина.

СКЛАД ТА МОРФОЛОГІЯ КРЕМНІСВИХ І КРЕМНІЙ-ГЕРМАНІСВИХ ПЛІВОК, ЛЕГОВАНИХ БОРОМ І ФОСФОРОМ НА МОНОКРИСТАЛАХ SI І SI-GE

Г.В. Бокучава, В.Д. Віріч, Г.Ш. Дарсавелідзе, О.Ю. Журавльов, В.В. Левенець, М.О. Семенов, С.В. Стригуновський, А.А. Суца, Б.М. Широков

Методами лазерної мас-спектрометрії, мікрорентгеноспектрального аналізу, растрової мікроскопії і ядерно-фізичних досліджень вивчені морфологія, склад епітаксійних плівок, визначені профілі розподілу основних (Si, Ge) і легуючих (P, B) елементів. Отримано профілі розподілу елементів на границі розподілу підложка-плівка. Показано, що залежно від умов одержання можуть бути реалізовані полікристалічні та епітаксійні варіанти структури в широкому діапазоні концентрацій основних елементів і домішок, що вводяться (P і B).

Ключові слова: кремній, германій, плівки, морфологія поверхні, дослідження, легування, склад, розподіл елементів.

STRUCTURE AND MORPHOLOGY SILICON AND SILICON-GERMANIUM FILMS ALLOYED BY A PINE FOREST AND PHOSPHORUS ON MONOCRYSTALS SI AND SI-GE

G.V. Bokuchava, V.D. Virich, G.S. Darsavelidze, A.J. Zhuravlyov, V.V. Levenets, N.A. Semyonov, S.V. Strigunovskij, A.A. Sushchaja, B.M. Shirokov

Morphology and composition epitaxial films with methods laser mass spectrometry, microprobe analysis, raster microscopy and nuclear-physical are investigated. Profiles of distribution of basic (Si, Ge) and impurity (P, B) elements are defined. Profiles of distribution of elements on border the substrate-film are obtained. It is shown, that depending on conditions of obtaining can be realized polycrystalline and epitaxial variants of structure in a wide range of concentration of basic elements and entered impurity (P and B).

Keywords: silicon, germanium, films, morphology of a surface, research, alloying, composition, distribution of elements.

Бокучава Гурам Варламович – д-р физ.-мат. наук, проф., директор Сухумского физико-технического института, Тбилиси, Грузия.

Віріч Владимир Дмитриевич – младший научный сотрудник, Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт», Харьков, Украина.

Дарсавелідзе Георгий Шотаевич – д-р физ.-мат. наук, проф., начальник лаборатории Сухумского физико-технического института, Тбилиси, Грузия.

Журавльов Александр Юрьевич – младший научный сотрудник, Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт», Харьков, Украина.

Левенець Владимир Викторович – канд. техн. наук, начальник отдела, Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт», Харьков, Украина.

Семёнов Николай Александрович – заместитель начальника отдела, Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт», Харьков, Украина.

Стригуновський Сергей Васильевич – инженер-исследователь, Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт», Харьков, Украина.

Суца Алина Анатольевна – инженер-исследователь, Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт», Харьков, Украина.

Широков Борис Михайлович – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, начальник отдела, Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт», Харьков, Украина, e-mail: shirokov@kipt.kharkov.ua.

УДК 621.7.044

В.В. ТРЕТЬЯК, А.В. ОНОПЧЕНКО

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

ОПТИМИЗАЦИЯ РАСЧЕТОВ ЗАРЯДА В ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССАХ ВЗРЫВНОЙ ШТАМПОВКИ

В статье представлен анализ методик для расчета заряда при изготовлении сложных листовых крупногабаритных деталей методом взрывной штамповки. Приведен подход для оптимизации расчета заряда в технологических процессах взрывной штамповки. Произведены расчеты и выполнено сравнение результатов по различным методикам расчета заряда. Приведены формулы для расчета полей давления. Даны рекомендации для установки заряда и его месторасположения. Даны рекомендации для корректировки величины заряда в зависимости от производственных условий. Представлен вариант программной реализации расчетов.

Ключевые слова: импульсные методы, штамповка взрывом, технологический процесс, дистанция установки зарядов, вес заряда.

Введение

Взрывная штамповка среди одноинструментальных методов обладает уникальными возможностями. Этим способом можно изготавливать детали больших габаритов без технологического членения, повышенной точности, сложной пространственной конфигурации, из высокопрочных материалов, при этом сроки подготовки производства минимальные, а капитальные затраты в десятки раз ниже. Эти преимущества и обусловили использования этого метода для изготовления деталей авиационно-космической техники. Апробация этого метода, а в последующем и его широкое применение стало возможным благодаря результатам исследований ученых в самых различных предметных областях по изучению явлений, протекающих при взрывной штамповке. Несмотря на сложности явлений, протекающих при взрывной штамповке, разработаны методики определений режимов обработки и несущей способности силовых элементов средств технологического оснащения, что позволило использовать метод в производственных условиях и накопить опыт в практике взрывной штамповки. Методы проектирования технологических процессов базируются на общих положениях, рекомендациях, интуиции и опыте технолога и сводились к определению веса заряда, его месторасположения и априорному назначению схемы штамповки, маршрута обработки, элементов технологических процессов и их свойств [1].

1. Определение веса заряда ВВ

Один из важнейших технологических параметров гидровзрывной штамповки – вес заряда ВВ. Его

необходимо задавать так, чтобы получить годное изделие, не разрушая штамповой оснастки и оборудования. Этому вопросу посвящено много работ различных авторов. В работе [2] дан подробный анализ основных методов подхода к определению веса зарядов и к предложенным формулам.

Ограничимся приведением расчетных таблиц и выводов В.Г. Степанова [2]. Сопоставляя численные значения отдельных сомножителей в формулах различных авторов для определения веса сосредоточенного заряда и сводя их в табл. 1, можно убедиться в том, что каждый сомножитель отражает определенную сущность процесса: C_A – учитывает работу деформирования, приходящуюся на единицу смоченной поверхности заготовки; C_M – присоединенную массу заготовки; C_R – расстояние от заряда заготовки; C_Ψ – дифракцию ударной волны; C_J – импульс ударной волны.

Произведя расчеты и сопоставив опытные данные для штамповки днищ Ø 1100 мм и толщиной 10...27 мм из различных материалов (табл. 1), получим коэффициенты сходимости по каждой методике, равные отношению опытного веса заряда к расчетному. Из таблицы виден большой разброс конечных результатов – до 40% по сравнению с опытными. Практика показывает, что при пользовании любой методики необходимо для окончательных результатов производить корректировку после проведения определенных опытных работ для данных условий штамповки. Методика, предложенная Р.В. Пихтовниковым, широко применяется, но в какой-то мере эта методика требует дальнейшего уточнения. Р.В. Пихтовников [3] рекомендует пользоваться следующими зависимостями для определения веса заряда ВВ:

Таблица 1

Сопоставление численных значений различных формул для определения веса заряда [2]

Авторы методик	Параметры				
	C_A	C_M	C_R	C_Ψ	C_j
Алексеев	$(fq)^{0,795}$	$(2\rho\delta)^{0,795}$	$R^{1,41}$	-	$0,156(k^{-2})^{0,195}$
Пихтовников	$\left(\frac{A}{S_0}\right)^{0,8}$	$\left(2\rho\delta\frac{1}{1-\gamma^2}\right)^{0,8}$	$R^{1,44}$	-	0,156
Навагин	$\left(\frac{A}{S_0}\right)^{0,75}$	$\left(2\frac{M}{S_0}\right)^{0,75}$	$R^{1,5}$	$\left(\frac{1}{n_0a}\right)^{1,5}$	$0,089\left(\frac{1}{4}\right)^{0,75}$
Родосский	$\left(\frac{A}{S_0}\right)^{0,75}$	$\left(\frac{2M}{S_0}\right)^{0,75}$	$R^{1,5}$	$\left(\frac{1}{\Psi}\right)^{1,5}$	$0,089\left(\frac{1}{4}\right)^{0,75}$

для штамповки сферическим зарядом вес его (в кг) определится по формуле

$$G = \left(\frac{\omega s R_s^{1,8}}{1 - v^2} N \right)^{0,8};$$

для штамповки линейным зарядом вес на единицу длины равен

$$q = \left(\frac{\omega s R_3^{0,55}}{1 - v^2} M \right)^{0,8};$$

N , M и величина $1 - v^2$ определяются по табл. 1; s – толщина изделия; ω – удельная работа деформации.

Удельная работа деформации определяется как

$$\omega = \frac{\omega_{сф}}{\pi R_{из}^2},$$

где $\omega'_{сф}$ – энергия деформации сферического сегмента, равная

$$\omega'_{сф} = \frac{B}{1 + \alpha} \left(\frac{4}{3} \frac{h_{из}^2}{R_{из}} \right)^{1 + \alpha} \pi R_{из}^2 s,$$

здесь $h_{из}$ – высота изделия в см; $R_{из}$ – расстояние до заряда, равное радиусу изделия в см; B и α – константы, характеризующие материал, определяются из опытов на простое растяжение; для отдельных материалов их значения приведены в табл. 2.

Приведенные формулы дают достаточно удовлетворительные результаты для днищ диаметром до 1 м. Некоторые исследователи предлагают более сложную зависимость для определения веса заряда при расчете днищ большего диаметра, а расчет производить в следующем порядке.

Таблица 2

Значения величин N , M и $[1 - v^2]$

Материал	ρ в кгс·с ² /см ²	$1 - v^2$ при $\beta > 2$	N	M
Сталь	$7,8 \cdot 10^{-6}$	0,781	$1,376 \cdot 10^{-6}$	$222 \cdot 10^{-6}$
Титановые сплавы	$4,5 \cdot 10^{-6}$	0,813	$0,792 \cdot 10^{-6}$	$128 \cdot 10^{-6}$
Алюминиевые сплавы	$2,8 \cdot 10^{-6}$	0,824	$0,494 \cdot 10^{-6}$	$79 \cdot 10^{-6}$

По сложной формуле определяется произведение пикового давления на фронте ударной волны P_t на постоянную времени экспоненциального закона спада давления ударной волны, т. е.

$$P_m \theta \approx 1,07 h_{из} \frac{s}{R_{из}} \sqrt{\sigma_t \rho_m \left(1 + 0,786 \frac{\rho_0 R_{из}}{\rho_m s} \ln \frac{R_{заг}}{R_{из}} \right)}.$$

Определив по этой формуле значение произведения $P_m \theta$ и, задавшись расстоянием от центра заряда до заготовки R_3 , определяем вес заряда по формуле

$$P_m \theta = A_{ВВ} G^{1/3} \left(\frac{G^{1/3}}{R_3} \right)^{\alpha_{ВВ}},$$

где $A_{ВВ}$ и $\alpha_{ВВ}$ – коэффициенты, зависящие от типа ВВ (для тротила плотностью 1,55...1,56 г/см³; $A_{ВВ} = 0,0588$, $\alpha_{ВВ} = 0,89$); σ_t – предел текучести материала при скорости деформации, соответствующей скоростям деформации при взрывной штамповке; ρ_m – характеризует массовую плотность материала (для сталей равна $8 \cdot 10^{-6}$ кгс·с²/см⁴, для алюминиевых сплавов $2,8 \cdot 10^{-6}$ кгс·с²/см⁴ и для титановых сплавов $4,8 \cdot 10^{-6}$ кгс·с²/см⁴); ρ_0 – массовая плотность воды, равная $1,02 \cdot 10^{-6}$ кгс·с²/см⁴.

Можно определить постоянную времени экспоненциального закона спада давления ударной волны по формуле

$$\theta = A_2 \left(\frac{G^{1/3}}{R_3} \right)^{\alpha_2} G^{1/3} \text{ с.}$$

2. Дистанция взрыва

К сожалению, нет достаточно обоснованных расчетных формул определения дистанции взрыва, поэтому на основании опыта можно предложить некоторые эмпирические зависимости для различных случаев. При вытяжке деталей для сосредоточенного заряда

$$R_3 = (0,2 \dots 0,4) D_{\text{изд}},$$

для рассредоточенного заряда

$$R_3 = (0,1 \dots 0,15) D_{\text{изд}}.$$

При вытяжке толстостенных деталей без прижима

$$R_3 = (0,15 \dots 0,25) D_{\text{изд}}.$$

При вытяжке деталей коробчатой формы и сложных форм для рассредоточенного заряда на первом переходе

$$R_3 = (1,0 \dots 1,2) H,$$

то же на последующих переходах

$$R_3 = (0,6 \dots 0,8) H,$$

где H – высота коробки или глубина вытяжки сложной формы.

При формовке зигов и местных рельефов в зависимости от толщины и свойств материала заряд располагают на расстоянии не менее 100 и не более 200 мм от формируемого участка заготовки.

Для проведения калибровки изделия необходимо заряд помещать таким образом, чтобы давление распределялось равномерно по всей поверхности калибруемого изделия.

3. Программная реализация расчетов

Для расчетов величины заряда составлен алгоритм и выполнена программа, позволяющая производить расчет с выводом графической визуализации данных, на рис. 1 – 4 показаны этапы расчета.

Входные данные		
☐	Радиус изделия (Riz), см	100
☐	Высота изделия (hiz), см	20
☒	Толщина изделия (s), см	0.1
☐	Расстояние от центра заряда до заготовки (Rz), см	50
Марка материала		BT-1Д

Рис. 1. Ввод данных для расчета заряда

Величины, характеризующие материал изделия	
N	7.92E-7
M	0.000128
$1 - \nu^2$ (y)	0.813
B	90
alfa	0.12

Рис. 2. Определение величин, характеризующих материал изделия

Входные данные		
☐	Радиус изделия (Riz), см	100
☐	Высота изделия (hiz), см	20
☒	Толщина изделия (s), см	0.1
☐	Расстояние от центра заряда до заготовки (Rz), см	50
Марка материала		BT-1Д

Расчет

Результаты промежуточного расчета

Энергия деформации сферического сегмента

☐	$\omega_{сф}^*$ (omegasf)	57445.939910551
☐	Удельная работа деформации	
☐	ω (omega)	1.8285610594648

Расчет

Выходные данные

Вес заряда на единицу длины для штамповки линейным зарядом

☐	q	0.000230598522579683
☒	G	0.000190300425877426

Очистить

График

Рис. 3. Расчет выходных параметров

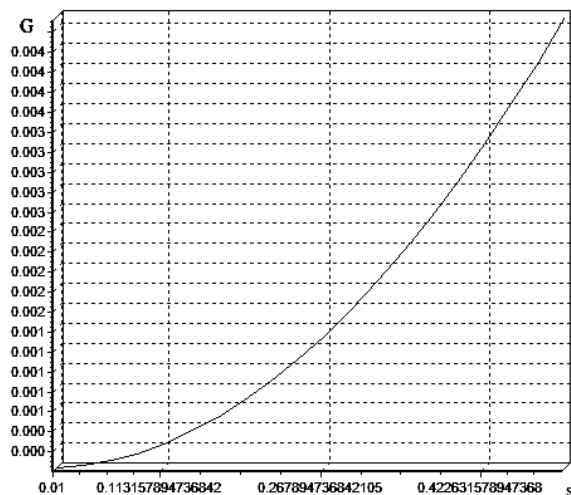


Рис. 4. Графическая визуализация данных

Литература

1. Третьяк В.В. Математическая модель и расчет импульсных технологических процессов в объектном представлении / В.В. Третьяк // Вісті академії інженерних наук. Спеціальний випуск. Машинобудування та прогресивні технології, 2009. – №1(38). – С. 126-133.
2. Степанов В.Г. Гидровзрывная штамповка элементов судовых конструкций / В.Г. Степанов, П.М. Сипилин, Ю.С. Навагин. – Л., 1966. – 291 с.
3. Пихтовников Р.В. Штамповка листового материала взрывом / Р.В. Пихтовников, В.И. Завьялова. – М., 1964. – 173 с.

Поступила в редакцию 24.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

ОПТИМІЗАЦІЯ РОЗРАХУНКІВ ЗАРЯДУ В ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСАХ ВИБУХОВОГО ШТАМПУВАННЯ

В.В. Третьяк, А.В. Онопченко

В статті представлений аналіз методик для розрахунку заряду при виготовленні листових крупних складних деталей методом вибухового штампування. Приведений підхід для оптимізації розрахунку заряду в технологічних процесах вибухового штампування. Проведені розрахунки і виконано порівняння результатів по різних методиках розрахунку заряду. Приведені формули для розрахунку полів тиску. Дані рекомендації для установки заряду і його місцерозташування. Дані рекомендації для коректування величини заряду залежно від виробничих умов. Представлений варіант програмної реалізації розрахунків.

Ключові слова: імпульсні методи, штампування вибухом, технологічний процес, дистанція установки зарядів, вага заряду.

OPTIMIZATION OF COMPUTATIONS OF CHARGE IN TECHNOLOGICAL PROCESSES OF EXPLOSIVE STAMPING

B.B. Tretyak, A.V. Onopchenko

In article the analysis is presented of methods for computation of charge at making of sheet large difficult details by the method of the explosive stamping. Approach is resulted for optimization of computation of charge in the technological processes of the explosive stamping. Computations are made and the comparison is executed of results on different methods of computation of charge. Formulas are resulted for computation of fields of pressure. The recommendations are given for installation of charge and its place of location. The recommendations are given for adjustment of size of charge depending on the production terms. A variant is presented of program realization of computations.

Key words: impulsive methods, stamping by the explosion, technological process, distance of installation of charges, weight of charge.

Третьяк Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент кафедры производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mint_khai@rambler.ru.

Онопченко Антон Виталиевич – младший научный сотрудник кафедры производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mint_khai@rambler.ru.

УДК 621.923

Н.В. СУРДУ, А.В. ТЕЛЕГИН

*Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков***РЕЖИМЫ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОГО БЕСЦЕНТРОВОГО ШЛИФОВАНИЯ**

В статье представлены прогрессивные режимы бесцентрового шлифования со скрещающимися осями инструмента и детали. Приведен порядок назначения наладочных параметров – угла наклона ведущего круга, угла установки опорного ножа и режимов резания. Новые режимы позволяют вести обработку деталей малой жесткости со снятием 0,1...2 мм на проход. Они представлены в виде номограммы наладочных параметров и режимов резания, удобной для технологов и шлифовщиков. Разработанные режимы и наладочные параметры предназначены для использования на серийных бесцентрово-шлифовальных станках с поворотным ведущим кругом.

Ключевые слова: бесцентровое шлифование, скрещающиеся оси, режимы резания.

Введение

Благодаря высокой производительности, бесцентровые круглошлифовальные станки используют в разнообразных отраслях промышленности: подшипниковой, автотракторной, металлургической, электротехнической, станкостроении и других. При бесцентровом шлифовании базирование выполняется по обрабатываемой поверхности детали. В существующих станках, в процессе снятия припуска, при продольном шлифовании цилиндрических поверхностей, деталь, которая перемещается в осевом на-

правлении, вращается в рабочем пространстве. Ее обработка ведется со скрещающимися осями ведущего и шлифовального кругов.

При обработке данным способом шлифовальный круг имеет рабочую коническую и калибрующую цилиндрическую части. Так как положение оси заготовки отличается от положения оси детали на калибрующем участке, то деталь получает дополнительное смещение к шлифовальному кругу. В результате деталь получает погрешность обработки в виде седлообразности.

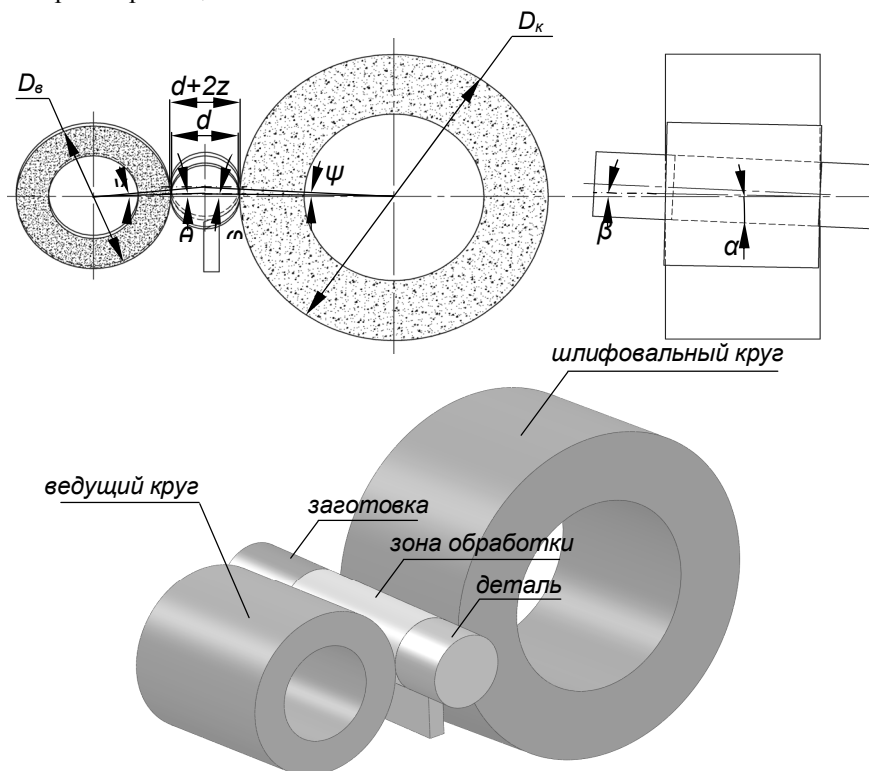


Рис. 1. Схема бесцентрового шлифования со скрещающимися осями инструмента и детали

Результаты исследований

Для предотвращения данного явления был разработан способ бесцентрового шлифования цилиндрических деталей [1 – 4], при котором ось заготовки перемещается вдоль прямой, которая совпадает с номинальным положением детали на калибрующем участке. Дополнительные смещения детали к шлифовальному кругу отсутствуют, что исключает возникновение подреза профиля детали.

Усовершенствование процесса шлифования происходит за счет изменения схемы обработки таким образом, что инструментальные поверхности шлифовального и ведущего кругов и опорного ножа образуются профилем комбинированной поверхности вращения, которая охватывает параметры заготовки и детали.

Реализация данного способа возможна на станках с поворотным ведущим кругом при скрещивании осей шлифовального круга, детали и ведущего круга (рис. 1) и позволяет вести обработку с величиной припуска значительно большей, чем при традиционной схеме бесцентрового круглого шлифования.

С другой стороны существует широкая номенклатура быстроизнашивающихся деталей металлургического оборудования для производства труб, обработка которых способом круглого наружного шлифования малоэффективна.

Так при производстве прошивных игл необходимо обрабатывать детали малой жесткости длиной 900...1400 мм диаметром от 25 мм. При этом припуск на обработку может составлять до 1,5 мм.

Таким образом, необходимо разработать режимы резания для нового способа бесцентрового шлифования, которые обеспечивали бы производительную обработку со снятием припуска до 2 мм на проход. Для этого необходимо определить режимы обработки и наладочные параметры (угол установки опорного ножа α и угол наклона ведущего круга β). Именно решению этой задачи и посвящена настоящая работа.

Исходными данными для нахождения режимов обработки являются: обрабатываемый материал, его твердость, требуемая точность и шероховатость, диаметр шлифования d , припуск на обработку $2z$, ширина H и диаметры шлифовального D_k и ведущего D_v кругов.

Выбор характеристик шлифовального круга, определение частоты вращения заготовки n_d , высота установки опорного ножа h выполняются по традиционным рекомендациям [5 – 7].

Поэтому далее будут определены углы установки опорного ножа α и ведущего круга β .

Для этого рассмотрим схему формообразования (рис. 1) и определим вспомогательные углы γ , ψ , φ , θ .

$$\sin \varphi = \frac{2h}{D_k + d}; \quad (1)$$

$$\cos \psi = \frac{(D_k + d) \cos \varphi}{D_k + d + z}; \quad (2)$$

$$\sin \theta = \frac{2h}{D_v + d}; \quad (3)$$

$$\cos \gamma = \frac{2h}{(D_v + d + z) \operatorname{tg} \theta}. \quad (4)$$

Тогда искомые углы найдутся по (5) и (6):

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{(D_k + d + z) \sin \psi - z}{2H}; \quad (5)$$

$$\sin \beta = \frac{(D_k + d + z) \sin \psi - (D_v + d + z) \sin \varphi}{2H}. \quad (6)$$

При этом величина продольной подачи найдется по (7):

$$S_{\text{пр}} = V_d \cdot \operatorname{tg}(\alpha - \beta). \quad (7)$$

Нагрузка на зерно определится из (8):

$$a_z = \frac{S_{\text{пр}} \cdot z}{2H \cdot n_d}. \quad (8)$$

По приведенным формулам были определены наладочные параметры обработки деталей диаметром 25...200 мм на станках с диаметром шлифовального круга $D_k = 600$ мм, диаметром ведущего круга $D_v = 300$ мм шириной $H = 300$ мм, припуска на проход $2z = 0,2...2$ мм при высоте установки опорного ножа над линией центров $h = 5$ мм. Результаты представлены на номограммах для припуска 0,2...0,6 мм и 0,8...2 мм.

Порядок назначения режимов резания.

1. В зависимости от обрабатываемого материала, его твердости и характера операции (предварительное, получистовое) по традиционным рекомендациям [5 – 7] назначается абразивный круг.

2. В зависимости от диаметра шлифования d по номограмме определяется частота вращения детали и ведущего круга.

3. По номограмме определяется угол установки опорного ножа α и угол наклона ведущего круга β , а также величина продольной подачи $S_{\text{пр}}$ для требуемого припуска z и диаметра шлифования d .

Для чего из точки, соответствующей выбранному диаметру шлифования d , восстанавливается вертикаль до пересечения с кривой $z - \text{вар}$ на соответствующих полях номограммы.

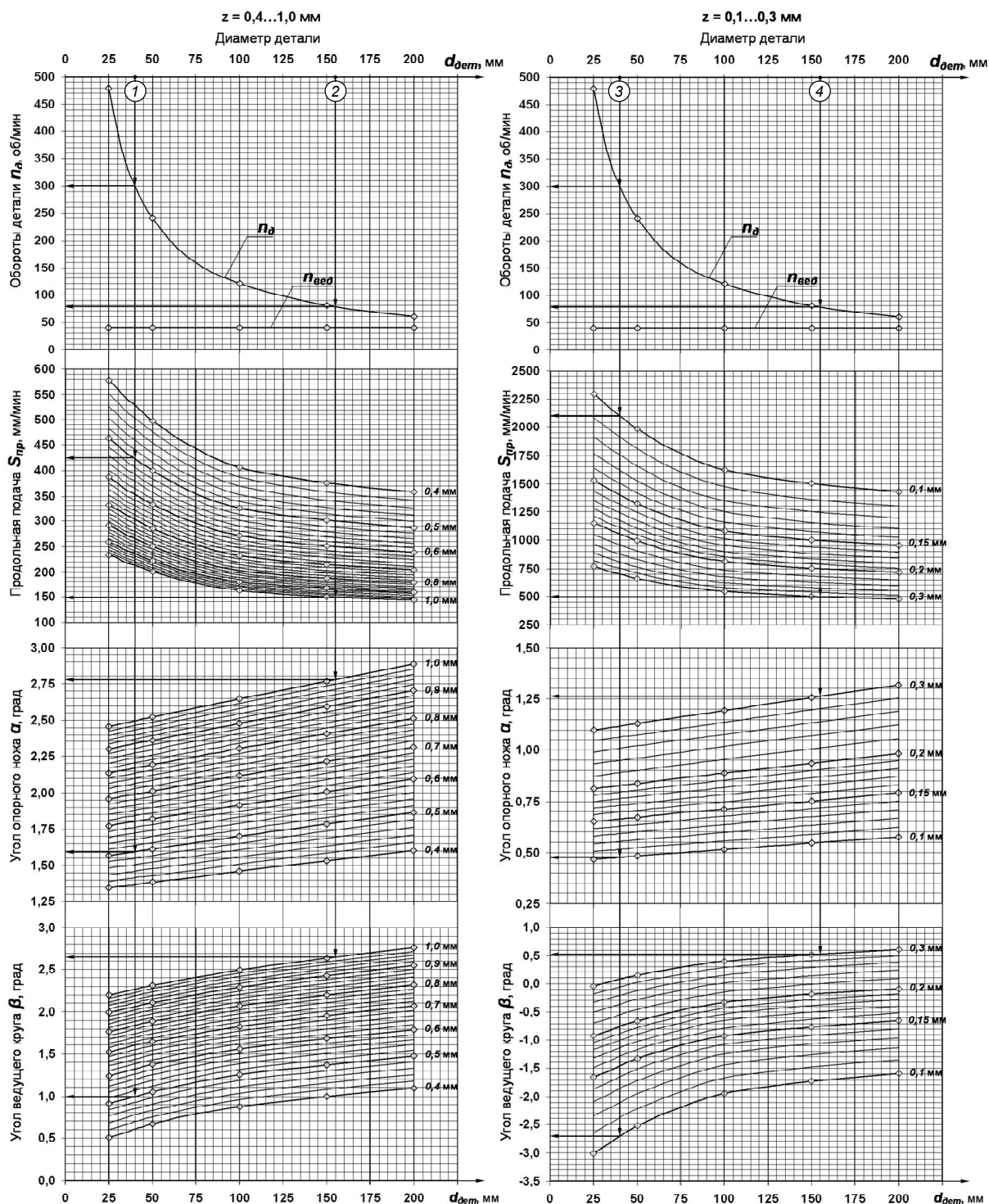


Рис. 2. Номограмма прогрессивных режимов бесцентрового наружного шлифования

Примеры назначения наладочных параметров:

- | | |
|--|---|
| 1: $d = 40$ мм, $z = 0,5$ мм: $n_d = 300$ об/мин,
$n_{вед} = 40$ об/мин, $S_{пр} = 425$ мм/мин;
угол установки опорного ножа $\alpha = 1,6^\circ$;
угол установки ведущего круга $\beta = 1,0^\circ$; | 3: $d = 40$ мм, $z = 0,1$ мм: $n_d = 300$ об/мин,;
$n_{вед} = 40$ об/мин, $S_{пр} = 2100$ мм/мин;
угол установки опорного ножа $\alpha = 0,5^\circ$;
угол установки ведущего круга $\beta = -2,6^\circ$; |
| 2: $d = 160$ мм, $z = 1,0$ мм: $n_d = 80$ об/мин,
$n_{вед} = 40$ об/мин, $S_{пр} = 150$ мм/мин;
угол установки опорного ножа $\alpha = 2,75^\circ$;
угол установки ведущего круга $\beta = 2,65^\circ$; | 4: $d = 160$ мм, $z = 0,3$ мм: $n_d = 80$ об/мин,
$n_{вед} = 40$ об/мин, $S_{пр} = 500$ мм/мин;
угол установки опорного ножа $\alpha = 1,25^\circ$;
угол установки ведущего круга $\beta = 0,5^\circ$. |

Для приведенных режимов круглого продольного бесцентрового шлифования припуск на зерно не превышает 4 мкм, что позволяет применять данные режимы для предварительного и полустого шлифования шлифовальными кругами зернистостью 25...63.

Выводы

1. Разработаны наладочные параметры бесцентрового круглого наружного шлифования со скрещающимися осями круга и детали, которые позволяют вести производительную обработку со снятием припуска до 2 мм на проход.

2. Разработанные режимы и наладочные параметры предназначены для использования на серийных бесцентрово-шлифовальных станках с поворотным ведущим кругом. Они представлены в виде номограммы, удобной для технологов и шлифовщиков.

Литература

1. Деклараційний патент України на винахід (корисну модель) № 14242 B24B5/04. Спосіб безцентрового поздовжнього шліфування циліндричних поверхонь / Кальченко В.І., Кальченко В.В., Шам М.К.; опубл. 15.05.2006р. Бюл. № 5.

2. Кальченко В.В. Научные основы эффективного шлифования со скрещающимися осями абразивного инструмента и обрабатываемой детали: Дисс.... докт. техн. наук / В.В. Кальченко. – Х.: НТУ «ХПИ», 2006. – 329 с.

3. Кальченко В.В. Безцентрове поздовжнє шліфування циліндричних поверхонь зі стабілізацією положення вісі обертання деталей / В.В. Кальченко // Вісник Тернопільського держ. технічн. ун-ту: науковий журнал. – Тернопіль, 2003. – Том 8, № 3. – С. 83-90.

4. Грабченко А.И. Шлифование со скрещающимися осями инструмента и детали: монография / А.И. Грабченко, В.И. Кальченко, В.В. Кальченко. – Чернигов: ЧГТУ, 2009. – 356 с.

5. Режимы резания труднообрабатываемых материалов: Справочник / Я.Л. Гуревич, М.В. Горохов, В.И. Захаров и др.; 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1986. – 240 с.

6. Справочник шлифовщика / Л.М. Кожуро, А.А. Панов, Э.И. Ремизовский, П.С. Чистосердов; Под общ. ред. П.С. Чистосердова. – Мн.: Высш. школа, 1981. – 287 с.

7. Прогрессивные режущие инструменты и режимы резания: Справочник / В.И. Баранников, А.В. Жариков, Н.Д. Юдина и др.; Под общ. ред. В.И. Баранникова. – М.: Машиностроение, 1990. – 400 с.

Поступила в редакцию 2.06.2010

Рецензент: член-корр., д-р техн. наук, проф., зав. отдела А.О. Тарелин, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина.

РЕЖИМИ ПРОДУКТИВНОГО БЕЗЦЕНТРОВОГО ШЛІФУВАННЯ

М.В. Сурду, О.В. Телегін

У статті представлені прогресивні режими без центрового шліфування з перехресними осями інструмента й деталі. Наведений порядок призначення налагоджувальних параметрів – кута нахилу ведучого круга, кута встановлення опорного ножа й режимів різання. Нові режими дозволяють вести обробку зі зняттям 0,1...2 мм на прохід. Вони представлені у вигляді номограм налагоджувальних параметрів й режимів різання, зручної для технологів і шліфувальників. Розроблені режими й налагоджувальні параметри призначені для використання на серійних безцентрово-шліфовальних верстатах з поворотним ведучим кругом.

Ключові слова: безцентрове шліфування, перехресні осі, режими різання.

MODES OF PRODUCTIVE CENTRELESS GRINDING

M.V. Surdu, O.V. Telegin

The paper presents innovative cutting condition of flute grinding axes intersect with tools and parts. The order of appointment of adjustment parameters – the angle the leading circle, installation angle of the reference blade and cutting conditions. New cutting condition allow you to carry out processing with removal of 0,1 ... 2 mm for the passage. They are presented in the form of nomograms of adjustment parameters and cutting condition, convenient for the technology and grinders. Developed the cutting condition and adjusting the parameters intended for use on serial grinding machines with turning around the lead.

Key words: centreless grinding, intersect axes, cutting condition.

Сурду Николай Васильевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник отдела общетехнических исследований в энергетике Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: surdu@ipmach.kharkov.ua.

Телегин Алексей Васильевич – канд. техн. наук, младший научный сотрудник отдела общетехнических исследований в энергетике Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: telegin@ipmach.kharkov.ua.

УДК 621.793.7.001.5(045)

Ю.В. БРУСИЛО

Национальный авиационный университет, Киев, Украина

ВЫБОР ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ УПРОЧНЕНИЯ И ВОССТАНОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОДУГОВЫМ НАПЫЛЕНИЕМ

Представлен сравнительный анализ технических характеристик и технологических параметров выпускаемого в настоящее время отечественного и зарубежного оборудования для электродугового напыления. Даны рекомендации по выбору оборудования для упрочнения и восстановления деталей двигателя внутреннего сгорания. Показано, что правильный выбор конструкции оборудования для напыления позволяет увеличить скорость и температуру струи транспортирующего газа и частиц, уменьшить диаметр капель, повысить плотность и снизить окисляемость покрытий. Использование в качестве распыляющего газа продуктов сгорания пропано-воздушной смеси позволит активировать процесс электродугового напыления.

Ключевые слова: поршневой двигатель, упрочнение, восстановление, покрытия, электродуговое напыление, оборудование.

Введение

Повышение надежности и долговечности деталей поршневых двигателей является важнейшей задачей двигателестроения. Увеличить надежность и долговечность деталей и тем самым уменьшить зависимость от зарубежных поставщиков, по основным наиболее дорогостоящим и металлоемким деталям, позволит использование технологий упрочнения новых и восстановлению изношенных деталей. Способ упрочнения и восстановления деталей, должен обеспечивать высокий ресурс эксплуатации деталей, экологическую чистоту производства, быть достаточно универсальным, простым и доступным.

В мировой практике, по разработке и применению технологий упрочнения и восстановления деталей поршневых двигателей, все большее внимание уделяется электродуговому напылению (ЭДН) [1 – 6]. Это обусловлено многими достоинствами метода, однако в первую очередь тем, что разработанное оборудование для электродугового напыления позволяет наносить покрытия по качеству, не уступающему покрытиям, нанесенным плазменным и детонационным методами.

1. Постановка проблемы

Качество наносимого покрытия, производительность процесса в значительной мере зависят от технических характеристик применяемого оборудования. При этом решающее влияние на эксплуатационные свойства покрытия оказывает конструкция оборудования. В настоящее время в эксплуатации находится широкая номенклатура установок для

электродугового напыления различных фирм. Однако не достаточно изучен и не проведен сравнительный анализ влияния основных технических характеристик установок для напыления на физико-механические свойства получаемых покрытий, не разработаны научно обоснованные рекомендации по взаимозаменяемости и применению оборудования для электродугового напыления. Вышеуказанные причины делают затруднительным правильный выбор оборудования для организации участков электродугового напыления и применение технологических процессов, обеспечивающих высокую производительность и качество покрытий, соответствующих современному мировому уровню развития данной области техники.

Электродуговое напыление находит в настоящее время самое широкое применение и постепенно вытесняет традиционный газопламенный метод. Это связано [2, 4], в основном, с более высокой производительностью электродугового метода (в 3...4 раза выше, чем при газопламенном напылении), распространенностью и доступностью источника энергии для плавления металла, получением более качественных покрытий с несколько большей прочностью сцепления с основным металлом, возможностью механизации и автоматизации процесса. Электродуговой метод обладает более высокой тепловой эффективностью, достигающей 57 % по сравнению с 13 и 17 % при газопламенном и плазменном напылении. Поэтому в последнее время наметилась тенденция к замене газопламенного напыления электродуговым напылением.

Анализ научно-технических источников и практических исследований за последнее [1 – 9] де-

стилетие показали, что развитие оборудования для электродугового напыления идет по пути расширения технологических возможностей и увеличения ресурса работы, повышения производительности и удобства эксплуатации, сокращения потерь напыляемого материала и повышения качества покрытий. При этом основные усилия направлены на решение задачи управления параметрами газотермического потока: скоростью и температурой газа и частиц, коэффициентом сосредоточенности потока, гранулометрическим составом частиц, свойствами частиц и несущей среды.

Ведущие фирмы в области разработки и производства оборудования для газотермического напыления создают модульные системы установок электродугового напыления, большим преимуществом которых является совместимость отдельных узлов, таких как электрометаллизаторы, пакеты шлангов и т.д., со всеми источниками питания и специальной оснасткой, входящими в систему.

С целью получения покрытий с высокими характеристиками прочности сцепления, плотности, износостойкости и повышения ресурса деталей поршневых двигателей был сделан сравнительный анализ технических характеристик и технологических параметров выпускаемого в настоящее время оборудования для электродугового напыления, качества получаемых ним покрытий.

2. Результаты исследований

Наилучшими показателями обладает оборудование разработанное Физико-механическим институтом НАН Украины (г. Львов) совместно с ГМП «Газотермик» при ФМИ НАН Украины и оборудование, производимое НПО «МАД» (г. Минск).

Путём совершенствования конструкции оборудования для электродугового напыления и повышения защитно-энергетического уровня факела распыла была решена задача повышения физико-механических свойств покрытий за счёт снижения окисления диспергированного металла в факеле распыла и повышения скорости полёта частиц [7]. Оборудование для электродугового напыления монтируется на суппорте токарно-винторезного станка 16К20 и состоит из приводного механизма и механизма подачи, системы распыления. В приводной механизм входит электропривод (двигатель переменного тока) и одноступенчатый червячный редуктор с горизонтальной приводной осью. Выходные концы оси в верхней части оборудованы роликами, которые служат активными протяжными элементами правой и левой части механизма протяжки электродных проволок. Прижатие проволоки осуществляется пассивными роликами, которые размещены в откидной крышке

металлизатора. Правая и левая части подающего механизма электроизолированы между собой и корпусом металлизатора. Изменяя скорость вращения шпинделя и расстояние между суппортом и шпинделем, осуществляется регулирование скорости перемещения установки для электродугового напыления относительно поверхности образца и дистанции напыления. Толщина напыленного слоя регулируется скоростью перемещения металлизатора и числом его проходов относительно поверхности покрытия.

Для нанесения покрытий используются аппараты с различной дутьевой системой и геометрией сопла. В настоящее время известно несколько схем формирования гетерогенного металловоздушного потока при электродуговом напылении: диафрагмовая, центральносопловая, дифференциальная и закрытая [7]. В серийном производстве самое широкое распространение получила диафрагмовая схема, в частности она использована при изготовлении установок для электродугового напыления Барнаульского аппарата-механического завода и фирм "Metco" и "Mogul" в США. При использовании этой схемы формируется достаточно широкий металло-воздушный поток. Применение этой дутьевой системы эффективно для нанесения антикоррозийных покрытий. Центрально-сопловая схема использована в металлизаторе ЭМ-17 (г. Барнаул, Россия), где создается узкий металловоздушный поток, который является особенно эффективным при нанесении покрытий на тела вращения, например, на валы, в том числе и коленчатые [7, 10].

С целью повышения качества покрытий целесообразно использовать распылительную головку для металлизатора, в основу которой положена закрытая схема формирования металло-воздушного потока. В работе [7] отмечается преимущество аппаратов с закрытой схемой и дифференциальным соплом по сравнению с открытой схемой центрального сопла. Закрытая схема формирования металло-воздушного потока позволяет получать чрезвычайно мелкие фракции распыляемых частиц (диаметром менее 50 мкм), которые определяются высокой скоростью полета (50...130 м/с). Такую схему распыления следует использовать, когда возникает необходимость нанесения мелкодисперсного покрытия (50...200 мкм) распылением порошковых проволок, в состав шихты которых входят тугоплавкие компоненты. Закрытая схема формирования металло-воздушного потока использована в аппаратах производства ДМП "Газотермик" при ФМИ НАН Украины. Закрытая схема имеет свои преимущества в том случае, когда размер дуги в сечении становится соизмеримым с сечением цилиндрического канала, в котором она горит. Закрытая схема формирования металло-воздушного потока позволяет реализовы-

вать два режима напыления: непрерывный и импульсный. При уменьшении диаметра цилиндрической части сопла давление в сопле может стать равным давлению в дуге. При таком соотношении давлений холодный воздух активно будет проникать в зону горения дуги и обусловит сокращение ее длины. Когда длина сократится настолько, что расплав замкнет дугу, возникает импульсный режим. Соотношение давлений в дуге сильно зависит от диаметра сопла и мощности дуги. Экспериментально установлено, что чем больший диаметр сопла, тем большей должна быть мощность дуги, чтобы реализовался импульсный режим работы аппарата. При работе аппарата для ЭДН в импульсном режиме, торцы проволок, которые плавятся, становятся параллельными между собой. Жидкая фаза, замыкая торцы электродов-проволок, реализуется рейкотронный эффект. Рейкотронный эффект проявляется в том, что в щели между двумя параллельными направляющими электродами действует электродинамическая сила, которая направлена параллельно к поверхностям электродов, которые плавятся. Расплав выбрасывается электродинамическими силами из промежутка и возникает пауза, после которой цикл повторяется. Частота выбросов зависит от скорости подачи проволоки-электрода. Чем выше скорость подачи проволоки, тем выше частота выброса расплава. При таком способе электродугового напыления за счет рейкотронного эффекта порции жидкого металла получают дополнительный импульс, который повышает скорость полета в начальный момент и способствует диспергированию расплава. При использовании "закрытой" схемы максимальный размер распыленных частиц не превышает 50 мкм.

Оборудование для электродугового напыления характеризуется следующими параметрами: напряжение – 18...36 В, сила тока – 50...600 А, мощность дуги – 5...20 кВт, расстояние от сопла до напыляемой поверхности (дистанция напыления) – 50...200 мм, скорость продольного перемещения металлатора – 5...10 мм/об, частота вращения вала – 0...60 об/мин, давление сжатого воздуха (распыляющего газа) – 0,35...0,5 МПа, расход сжатого воздуха (распыляющего газа) – 60...150 м³/час, диаметр проволоки – 1,6...2,0 мм, скорость подачи проволоки – 0,05...0,35 м/с.

Установки для электродугового напыления, производимые НПО «МАД» (г. Минск) соединяют в себе достоинства электродугового и высокоскоростного напыления. Отличительной особенностью является наличие малогабаритной высокоэффективной камеры сгорания пропано-воздушной смеси, которая используется в качестве транспортирующего газа. Продукты сгорания образуют на вы-

ходе из сопла сверхзвуковую струю со скоростью свыше 1500 м/с при 2200 К.

Важное достоинство предлагаемой аппаратуры – работа камеры сгорания на пропано-воздушной смеси. Отсутствие кислорода в качестве окислителя топлива значительно снижает себестоимость наносимых покрытий и повышает надежность и безопасность проводимых работ. Оригинальная конструкция камеры сгорания, использование эффективного катализатора горения, отсутствие водяного охлаждения камеры и наличие устройства автоматического поджига смеси существенно повышает надежность оборудования и облегчает работу обслуживающего персонала.

Аппарат имеет следующие технические характеристики:

диаметр применяемой проволоки – 1,5...2,2 мм;
максимальный рабочий ток – 380 А;
расход воздуха – 60 м³/ч;
расход пропан-бутана – 0,011 кг/ч;
габариты – 290×255×75 мм;
масса аппарата – 3,1 кг;
производительность при диаметре проволоки 2 мм:
по стали – 18,4 кг/ч;
по алюминию – 6,5 кг/ч;
по цинку – 16,8 кг/ч.

К конструкционным достоинствам предлагаемого оборудования следует отнести: быстросъемные распылительные головки, легкая и быстрая замена проволоки и переход с одного диаметра проволоки на другой, высокая электро-термозащищенность, отсутствие регулировок, быстрый доступ ко всем узлам аппарата, простые и быстро заменяемые токосъемные элементы, замена подающих роликов без разборки аппарата, блочно-узловая сборка, быстрое техобслуживание и ремонт.

В основе работы установок лежит процесс плавления проволок электрической дугой и распыление расплавленного металла высокоскоростной струей продуктов сгорания пропано-воздушной смеси. В аппаратах используются восстановительные транспортирующие газы с оригинальной подачей через профилированные сопла, камера сгорания в системе подачи газов, особое взаимное расположение токоподводов и распыляющего сопла. Скоростной напор потока, выражающийся отношением кинетической энергии к единице объема газа и характеризующий силу, действующую на частицу в потоке, составляет 234 кПа по сравнению с 75 кПа при традиционном электродуговом напылении. При этом частицы расплавленного металла разгоняются в потоке до скорости 500 м/с и формируют покрытие, которое имеет прочность сцепления вдвое выше, чем при традиционном электродуговом напылении и достаточное для работы в самых экстремальных условиях, в том числе

и при наличии ударно-абразивного изнашивания. Использование в качестве распыляющего газа продуктов сгорания пропано-воздушной смеси значительно снижает окисление напыляемого материала и выгорание легирующих элементов. При равном отношении воздуха и пропана углерода в покрытии вдвое меньше, чем в исходном материале, а при распылении чистым воздухом (традиционное ЭДН) содержание углерода уменьшается почти в три раза. Условия образования, транспортировки частиц и формирования покрытия, отличные от других методов газотермического напыления, приводят к образованию иных структур в материале покрытия. Малое количество хрупких оксидов, значительное количество интерметаллидов, наряду с образованием закалочных структур и достаточно высокой пластичностью напыленного слоя создают предпосылки для использования данного оборудования при упрочнении и восстановлении ответственных деталей поршневых двигателей и существенно расширяют номенклатуру обрабатываемых деталей. Кроме того, в условиях высокоскоростного напыления происходит изменение коэффициента сосредоточенности материала в струе в сторону его увеличения, поскольку угол расхождения двухфазных сверхзвуковых струй меньше, чем дозвуковых и составляет $5...7^\circ$. Как следствие уменьшается диаметр пятна напыления, возрастает коэффициент использования материала. Он достигает 0,85 против 0,75 при традиционном электродуговом напылении.

Таким образом, к достоинствам аппаратов можно отнести: снижение окисления напыляемого материала и выгорание легирующих элементов; увеличение скорости частиц напыляемого материала; угол раскрытия струи не превышает 10 градусов; коэффициент использования материала увеличивается до 0,85 (против 0,75 у обычных аппаратов для ЭДН); пористость стальных покрытий $5...7\%$, плотность покрытий из алюминиевых сплавов приближается к плотности литого металла.

Заключение

На основании анализа результатов научно-технических, практических и экспериментальных исследований были сделаны следующие выводы:

– основным преимуществом метода электродуговой металлизации является его высокая производительность, которая достигает 50 кг/г максимальное значение энергетических КПД распыления и напыления;

– основным недостатком электрометаллизационных покрытий является относительно низкая плотность ($60...70\%$) и прочность сцепления ($20...30$ МПа), что отрицательно влияет на качество покрытий и эксплуатационные свойства.

Устранить эти недостатки и сохранить преимущества метода электродугового напыления позволит использование для нанесения покрытий установки для электродугового напыления ЭМ-14 с закрытой схемой формирования металло-воздушного потока и аппарата для активированной электродугового напыления АДМ-8.

Применение закрытой схемы формирования металло-воздушного потока при электродуговом напылении [7] позволит получить покрытия с плотностью выше 90 % и прочностью сцепления до 180 МПа.

Совершенствование оборудования для напыления [1 – 10], позволит увеличить скорость и температуру струи транспортирующего газа и частиц, уменьшить диаметр капель, повысить плотность и снизить окисляемость покрытий.

Используются в качестве распыляющего газа продукты сгорания пропано-воздушной смеси для активирования процесса электродугового напыления. Варьированием расходов пропана и воздуха можно создавать нейтральную или восстановительную атмосферу в зоне плавления электродной проволоки и тем самым снижать окисление металла и выгорание легирующих элементов [2, 4, 5].

Подбор состава напыляемого материала так, чтобы создать условия для протекания экзотермических реакций между его компонентами, для получения дополнительного количества тепла, которое выделяется при протекании реакции и создания покрытий из карбидов, оксидов, боридов, алюминидов и силицидов, которые увеличивают твердость покрытий [6 – 13].

Таким образом, анализ результатов исследований позволяет рекомендовать для упрочнения и восстановления деталей поршневых двигателей установки для электродугового напыления ЭМ-14 с закрытой схемой формирования металло-воздушного потока и аппараты для активированного электродугового напыления АДМ-8. Конструкция выбранного оборудования обеспечивает создание покрытий разного функционального назначения с высокими эксплуатационными свойствами, что очень важно для повышения ресурса деталей поршневых двигателей.

Литература

1. Мчедлов С.Г. Газотермическое покрытие в технологии упрочнения и восстановления деталей машин / С.Г. Мчедлов // Свароч. пр-во. – 2007. – № 10. – С. 35-45.
2. Теория и практика нанесения защитных покрытий / П.А. Витязь, В.С. Иващенко, А.Ф. Ильющенко и др. – Мн.: Беларуская навука, 1998. – 583 с.
3. Кудинов В.В. Нанесение покрытий напылением. Теория, технология и оборудование / В.В. Кудинов, Г.В. Бобров. – М.: Металлургия, 1992. – 250 с.

4. Куприянов И.Л. Газотермические покрытия с повышенной прочностью сцепления / И.Л. Куприянов, М.А. Геллер. – Мн.: Беларуская навука, 1990. – 176 с.

5. Куприянов И.Л. Электродуговая металлизация – перспективный метод нанесения защитных покрытий / И.Л. Куприянов, В.С. Иващенко, Г.И. Лытко и др. – Мн.: Беларуская навука, 1988. – 321 с.

6. Газотермические покрытия из порошковых материалов: справочник / Ю.С. Борисов, Ю.А. Харламов, С.А. Сидоренко, Е.Н. Ардамовская. – К.: 1987. – 544 с.

7. Студент М.М. Розробка захисних та відновних електрометалізаційних покриттів з використанням порошкових дрітків: автореф. дис. на здобуття наук, ступеня канд. техн. наук: спец. 05.02.01 "Матеріалознавство" / М.М. Студент. – Львів, 1998. – 18 с.

8. Оборудование для восстановления деталей: [каталог]. – [М.: Информагротех, 1990]. – 40 с.

9. Сварочное оборудование, расходные материалы, вспомогательное оборудование, сырье для изготовления электродов, газосварочное оборудо-

вание, оборудование для специальных способов сварки, резки, наплавки и напыления: справочник / К: Салон «Сварка», 1994. – 100 с.

10. Воропай Н.М. Распределение температуры в воздушной струе и напыляемой основе при электродуговой металлизации / Н.М. Воропай, А.И. Мажейка, С.И. Маркович // Автоматическая сварка. – 2004. – № 5. – С. 18-21.

11. Современ. пробл. свароч. науки и техн. «СВАРКА-95»: матер. Рос. науч.-техн. конф., (Пермь, 23-25 мая, 1995). – Ч.1. – С. 103-105.

12. Козырев В.В. Получение и перспективы использования металлизированных порошковых материалов для упрочнения деталей машин / В.В. Козырев, М.Ю. Петров // Технология машиностроения. – 2004. – № 3. – С. 40-41.

13. Сердобинцев Ю.П. Самофлюсующийся порошок для газотермического нанесения покрытий с пониженной температурой оплавления (ПГНТ-1) / Ю.П. Сердобинцев, А.Г. Схиртладзе // Технология металлов. – 2005. – № 6. – С. 17-18.

Поступила в редакцию 28.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой А.А. Тамаргазин, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

ВИБІР ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ ЗМІЦНЕННЯ І ВІДНОВЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ ПОРШНЕВИХ ДВИГУНІВ ЕЛЕКТРОДУГОВИМ НАПИЛЕННЯМ

Ю.В. Брусіло

Представлений порівняльний аналіз технічних характеристик і технологічних параметрів вітчизняного та імпортного обладнання, яке випускається в теперішній час для електродугового напилення. Приведені рекомендації з вибору обладнання для зміцнення і відновлення деталей двигунів внутрішнього згорання. Показано, що правильний вибір конструкції обладнання для напилення дозволяє збільшити швидкість і температуру струї транспортуючого газу і часток, зменшити діаметр капель, підвищити щільність і зменшити окислюємість покриттів. Використання у якості розпилюючого газу продуктів згорання пропано-повітряної суміші дозволить активувати процес електродугового напилення.

Ключові слова: поршневі двигун, зміцнення, відновлення, покриття, електродугове напилення, обладнання.

SAMPLING OF THE EQUIPMENT FOR THE REINFORCEMENT AND RESTORATION OF RECIPROCATING ENGINES DETAILS BY THE ELECTRIC ARC SPRAYING

J.V. Brusilo

The comparative assaying of technical datas and technological parameters of the domestic now domestic and foreign equipment for an electric arc spraying is presented. Recommendations for choice the equipment for a reinforcement and restoration of details the explosive motor are given. It is displayed, that correct sampling of a construction of the equipment for a spraying allows to augment speed and temperature of a stream of carrying gas and corpuscles, to diminish diameter of drops, to raise density and to lower oxidizability of coverages. Use of in the capacity of volatilising gas of products of combustion of propano-air mixture will allow to activate process of an electric arc spraying.

Keywords: reciprocating engine, reinforcement, restoration, coverages, electric arc spraying, equipment.

Брусіло Юрій Володимирович – студент факультета ракетно-космічної техніки Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: alex@khai.edu.

УДК 669.018

А.И. ВИНОГРАДОВ, А.А. ЖУКОВ, О.В. НОВИКОВА, В.А. КОЧЕТКОВ

ГОУ ВПО «Рыбинская государственная авиационная технологическая академия им. П.А. Соловьева», Рыбинск, Россия

ТЕОРИЯ И ТЕХНОЛОГИЯ ВОССТАНОВИТЕЛЬНОЙ ОБРАБОТКИ ЛОПАТОК ГТД СПОСОБОМ ГАЗОСТАТИЧЕСКОГО ПРЕССОВАНИЯ

На основе использования методов рентгеноструктурного и электронного анализа показана возможность восстановления структуры и свойств сплава ЖС6У-ВИ в лопатках ГТД после эксплуатации. При проведении исследований использован метод упругих релаксационных свойств, который позволил выявить влияние процессов упорядочения и рекристаллизации на восстановление эксплуатационных характеристик сплава. В результате проведенных экспериментальных исследований установлены основные закономерности структурных и фазовых превращений при газостатическом прессовании и определены технологические режимы восстановительной обработки. Приведены практические результаты восстановительной обработки лопаток ГТД.

Ключевые слова: газостатическое прессование, лопатки ГТД, рентгеноструктурный и электронный анализ, внутреннее трение, упорядочение структуры, рекристаллизация.

Введение

На основе использования методов рентгеноструктурного и электронного анализа показана возможность восстановления структуры и свойств сплава ЖС6У-ВИ в лопатках ГТД после эксплуатации. Кроме металлографического анализа проводили механические испытания, а также использовали метод упругих и релаксационных свойств, который позволил выявить влияние процессов упорядочения и рекристаллизации на восстановление структурного состояния лопаток после наработки. В результате экспериментальных исследований установлены закономерности структурных и фазовых превращений в процессе горячего газостатического прессования (ГИП). Приводятся практические результаты использования ГИП для повышения качества и эксплуатационного ресурса лопаток ГТД.

1. Постановка проблемы

Для изготовления деталей горячего тракта современных авиационных двигателей применяются жаропрочные гетерофазные сплавы на никелевой основе типа ЖС6У ВИ, ЖС26 и т.д. Основными методами изготовления деталей из данного сплава являются: равноосное литьё по выплавляемым моделям, литьё с направленной кристаллизацией и монокристаллическое литьё. Всем видам литья присуще наличие таких дефектов, как структурная и фазовая неоднородность, микропористость, дислокационное несовершенство структуры, которые, в свою оче-

редь, определяют надежность и эксплуатационные свойства деталей.

Длительная эксплуатация рабочих лопаток турбины сопровождается развитием обратимых и необратимых структурных и фазовых превращений, приводящие к исчерпанию работоспособности сплава.

Детали горячего тракта газотурбинных двигателей 5-го поколения, работающие в более жестких условиях при повышенных температурах эксплуатации и более высоких нагрузках требуют применение новых подходов к технологии их изготовления. Дальнейшее повышение эксплуатационных свойств деталей горячего тракта газотурбинных двигателей невозможно без кардинального изменения технологии их изготовления. Одним из методов повышения качества литых деталей из гетерофазных сплавов является горячее изостатическое прессование (ГИП).

Сущность ГИП заключается в одновременном воздействии на обрабатываемую деталь высокого барометрического давления и высокой температуры. В результате ГИП происходит залечивание внутренних дефектов структуры отливки, вследствие чего увеличивается плотность материала отливки, уменьшается дефективность тонкой структуры, повышаются эксплуатационные характеристики деталей (усталостная и длительная прочность). Поэтому своевременная и эффективная восстановительная термообработка лопаток ГТД является актуальной проблемой и имеет важное научное и практическое значение. Несмотря на широкое использование ГИП, в настоящее время отсутствуют аргументиро-

ванные рекомендации по выбору технологических режимов ГИП обеспечивающих:

1) устранение (залечивание) микро и макродефектов;

2) восстановление исходной структуры сплава. Это обусловлено:

1) многообразием и сложностью структурных и фазовых превращений в жаропрочных никелевых сплав;

2) необходимостью сбалансированного сочетания механических и эксплуатационных свойств;

3) особенностями протекания структурных и фазовых превращений при одновременном воздействии температуры и давления.

Цель работы – оценка эффективности ГИП рабочих лопаток ГТД и дальнейшее развитие теории и технологии баротермической обработки жаропрочных никелевых сплавов.

2. Изложение основного материала

На начальной стадии исследований рассмотрено влияние термической и малоциклового усталости на структуру и жаропрочность сплава ЖС6У-ВИ.

Предложен безразмерный критерий для оценки формы включений γ' – фазы. Выполнен анализ структуры, фазового состава и свойств сплава ЖС6У-ВИ в исходном состоянии и после эксплуатации в течение ≈ 12.000 час. При этом выявлены следующие структурные изменения:

– наряду с монокарбидами MeC формирование более сложных карбидов Me_6C и Me_{23}C_6 ;

– трансформация γ' – фазы из кубической в глыбообразную, частичное растворения γ' – фазы и выделения «сыпи» в γ – твердом растворе;

– коалесценция частиц γ' – фазы и формирование «рафт» – структуры;

– выделение пластин топологически плотноупакованной σ – фазы;

– образование микропор в γ – матрице и надрывов по поверхности раздела «рафт» частиц и матрицы.

Перечисленные изменения в структуре сплава приводят к снижению предела прочности σ_B до (630...760) МПа и предела выносливости σ_{-1} до (150...165) МПа.

Усталостные испытания лопаток проводили согласно ОСТ1.0870-77 на электродинамическом вибростенде ВЭДС-400.

Оценка пористости лопаток после эксплуатации осуществлялась на шлифах, вырезанных из пера лопаток с использованием металлографического микроскопа «НЕОФОТ-21» путем сканирования

4...5 полей и последующей обработки экспериментальных данных по программе EXPRES.

В результате количественного металлографического анализа установлено:

– суммарная доля пор на поверхности шлифа составляет (0,7...1,8)%;

– средний размер пор (5,5...10,6) мкм;

– максимальный размер пор (32...68) мкм.

Необходимо отметить, что на температурной зависимости внутреннего трения образцов после обработки имеется максимум при температуре ($\approx 450...500$) °С который обусловлен эффектом горячей пластической деформации при многократных термоциклических напряжениях. Это согласуется с максимальным значением предела текучести σ_{02} сплава ЖС6У-ВИ при 500 °С [1].

Следующий этап работы посвящен выбору режимов ГИП. Очевидно, что наибольший эффект термической обработки можно получить только с учетом характеристических температур сплавов – это температуры ликвидуса, солидуса, растворения (или выделения) γ' – фазы, эвтектики ($\gamma + \gamma'$) и карбидов M_xC_y .

Специфика структурных и фазовых превращений происходящих в сплавах в условиях баротермического воздействия изложены в работах [2, 3].

Влияние давления на величину характеристических температур учитывается с помощью соответствующих барических коэффициентов

$$B = dT/dP \text{ (К/МПа)}.$$

Значения этих коэффициентов приведены в работе [3].

С учетом этих коэффициентов получены следующие характеристические температуры для сплавов типа ЖС при давлении $P = 170$ МПа:

– плавление эвтектики – (1327...1293) °С;

– конец кристаллизации эвтектики – (1305...1242) °С;

– температура полного растворения γ' – фазы – (1300...1280) °С;

– температура выделения γ' – фазы (при охлаждении) – 1295 °С;

– температура солидуса (при нагреве) – 1345 °С;

– температура солидуса (при охлаждении) – 1255 °С;

– температура ликвидуса (при нагреве) – 1415 °С;

– температура ликвидуса (при охлаждении) – 1390 °С;

– растворение карбидов (при нагреве) – (1355...1403) °С;

– выделение карбидов (при охлаждении) – (1378...1330) °С.

В зависимости от характера структурных изменений, прошедших в сплаве при эксплуатации, температура ГИП должна назначаться из условий:

1) обеспечения растворения γ' – фазы (1280...1300)°С;

2) обеспечения растворения образовавшихся сложных карбидов (1355...1400)°С.

При этом необходимо также учитывать, что температура нагрева не должна превышать температуру солидуса – 1345°С.

С учетом изложенных рекомендаций выбраны следующие режимы ГИП:

- температура нагрева $t = 1250 \pm 10$ °С,
- давление $P = 170$ МПа,
- время выдержки $\tau = 3$ часа.

После газостатирования временное сопротивление составило $\sigma_B = 920$ МПа, относительное удлинение $\delta = 4,4\%$, что удовлетворяет требованиям ТУ ($\sigma_B \geq 850$ МПа, $\delta \geq 3,0\%$). Предел выносливости лопаток после газостатирования увеличился на 36 % и составил $\sigma_{-1} = 220$ МПа. При этом суммарная доля пор снижается по сравнению с наработкой в 2...4 раза и составляет (0,30...0,50)% средний размер оставшихся пор 3,2...4,6 мкм, максимальный размер пор уменьшается в 3...4 раза и равен 11,0...24,0 мкм.

Микроструктура сплава после ГИП в значительной степени восстанавливается: происходит вторичное выделение γ' – фазы в виде строчек, а также в форме двойной эвтектики ($\gamma - \gamma'$), практически полностью устранены цепочные включения высокотемпературных карбидов.

Происходящие структурные изменения согласуются с температурной зависимостью внутреннего трения образцов после наработки и последующего газостатистического прессования. На кривой исчез деформационный максимум ($t=450...500$ °С) в результате рекристаллизации, но появился низкотемпературный максимум в интервале ($t=450...500$ °С).

Появление этого максимума можно связать с формированием упорядоченных структур в системе Ni-Cr (К – состояния) в результате медленного охлаждения образцов в газостате. Известно [4], что эти

структуры играют определяющую роль в формировании γ' – фазы.

Таким образом, использование метода внутреннего трения, при изучении прессов ГИП, дополнительно к металлографическому анализу подтвердило возможность восстановления исходной структуры сплава ЖС6У-ВИ после эксплуатации.

Выводы и рекомендации

1. Выявлены особенности структурных и фазовых превращений в сплаве ЖС6У-ВИ в процессе термоциклических воздействий.

2. С учётом барических коэффициентов и температур фазовых превращений назначены технологические режимы ГИП.

3. В результате проведения газостатистического прессования образцов и лопаток после эксплуатации (наработки), произошло восстановление структуры и свойств сплава ЖС6У-ВИ до исходного уровня.

4. Впервые показана возможность оценки эффективности ГИП по изменению характера температурной зависимости внутреннего трения.

5. Подтверждена целесообразность практического использования предлагаемого метода восстановления эксплуатационных свойств для лопаток ГТД.

Литература

1. Патон Б.Е. *Жаропрочность литейных никелевых сплавов и защита их от окисления* / Б.Е. Патон, Г.Н. Строганов, С.Т. Кишкин и др. – К.: Наук. думка, 1987 – 256 с.
2. Шиняев А.Я. *Фазовые превращения и свойства сплавов при высоком давлении* / А.Я. Шиняев – М.: Наука, 1973 – 155 с.
3. Падалко А.Г. *Практика горячего изостатического прессования неорганических материалов* / А.Г. Падалко – М.: ИКЦ «Академкнига», 2007 – 267 с.
4. Симса Ч.Т. *Суперсплавы. Жаропрочные материалы для аэрокосмических и промышленных энергоустановок* / Под ред. Симса Ч.Т., Столлоффа Н.С., Хагеля У.К. в 2-х книгах. Кн. 1 – М.: Металлургия, 1995. – 384 с.

Поступила в редакцию 15.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. зав. кафедрой, проректор А.А. Шатульский, Рыбинская государственная авиационная технологическая академия имени П.А. Соловьева, Рыбинск, Россия.

ТЕОРИЯ І ТЕХНОЛОГІЯ ВІДНОВЛЮЮЧОЇ ОБРОБКИ ЛОПАТОК ГТД ЗА ДОПОМОГОЮ ГАЗОСТАТИЧНОГО ПРЕСУВАННЯ

О.І. Виноградов, А.О. Жуков, О.В. Новікова, В.А. Кочетков

На основі використання методів рентгеноструктурного і електронного аналізу показана можливість відновлення структури і властивостей сплаву ЖС6У-ВІ в лопатках ГТД після експлуатації. При проведенні досліджень був використаний метод пружних релаксаційних властивостей, що дозволив виявити вплив процесів впорядкування і рекристалізації на відновлення експлуатаційних характеристик сплаву. В результаті проведених експериментальних досліджень встановлені основні закономірності структурних і фазових перетворень при газостатичному пресуванні і визначені технологічних режимів відновлюючої обробки. Наведено практичні результати відновлюючої обробки лопаток ГТД.

Ключові слова: газостатичне пресування, лопатки ГТД, рентгено-структурний і електронний аналіз, внутрішнє тертя, впорядкування структури, рекристалізація.

THEORY AND TECHNOLOGY OF RESTORATION TREATMENT FOR GAS-TURBINE ENGINES BLADES BY METHOD OF GAS-STATIC COMPRESSION

A.I. Vinogradov, A.A. Zhukov, O.V. Novikova, V.A. Kochetkov

Opportunity of restoration of structure and properties of alloy GS6U-VI for gas-turbine engines blades after its exploitation was shown on bases of methods roentgen- structure and electronical analyses. In the process of investigation was used method of elastic and relaxation properties, which provided for expose of influence of process of regulation and recrystallization on restoration of exploitation properties of alloy. The results of experimental investigation gave opportunity to receive the bases conformity with low for structure and phases transformations during gas-static compression and determine technological parameters of restoration treatment. The article represent practical results of restoration treatment for gas-turbine engines blades.

Key words: gas-static compression, gas-turbine engines blades, roentgen- structure and electronical analyses, internal friction, regulation of structure, recrystallization.

Виноградов Александр Иванович – главный металлург, НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: alexandr.vinogradov@npo-saturn.ru.

Жуков Анатолий Алексеевич – канд. техн. наук, профессор кафедры металловедения, литья и сварки, Рыбинская государственная авиационная технологическая академия имени П.А. Соловьева, Рыбинск, Россия, e-mail: gukovv@rambler.ru.

Новикова Ольга Викторовна – зам. главного металлурга, НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: alexandr.vinogradov@npo-saturn.ru.

Кочетков Владимир Андреевич – канд. техн. наук, зам. главного металлурга, НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: alexandr.vinogradov@npo-saturn.ru.

УДК 629.7.017.1:621.452.3.023:621.7/9

К.А. ДАНЬКО, И.В. ЗОРИК

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

АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ПРОБЛЕМЫ ПОВЫШЕНИЯ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ

В статье проведен анализ состояния проблемы повышения жизненного цикла деталей авиационных двигателей технологическими методами. Среди рассмотренных – методы поверхностно-пластического деформирования, термическая обработка, диффузионное насыщение, обработка в магнитном поле, электрофизическая обработка, отделочно-упрочняющая обработка и нанесение функциональных покрытий. Тщательное рассмотрение вышеперечисленных методов, позволило выделить высокоскоростное газопламенное напыление покрытий как метод, обладающий широкими технологическими возможностями и экономической эффективностью.

Ключевые слова: ремонтпригодность, дорнование, чеканка, закалка, отпуск, цементация, азотирование, полирование, напыление, высокоскоростное газопламенное напыление.

Введение

Тенденции развития авиационной техники и сложившиеся на сегодняшний день рыночные отношения между отечественными предприятиями авиационной отрасли и зарубежными партнерами выносят на передний план вопросы повышения ресурса силовых установок летательных аппаратов, ремонтпригодности их деталей и узлов, снижения уровня шума, сокращения количества вредных выбросов в атмосферу и экономии топлива.

С каждым годом география использования отечественных авиационных двигателей расширяется. На сегодняшний день, двигатели, выпускаемые лидером производства авиационных двигателей (АД) в СНГ – ОАО «Мотор Сич», эксплуатируются в России (Д-436 для Ан-148 и др.), Индии (АИ-20Д-5М для многоцелевых самолетов Ан-32), Китае (АИ-222-25F для китайских учебно-тренировочных самолетов L-15), Иране (ТВЗ-117ВМА-СБМ1 для самолета Iran-140), Ливии (Д-36 для самолетов Ан-74), Южной Кореи (ТВЗ-117 ВМА, АИ-9 для вертолета Ка-32), Алжире (АИ-222-25 для самолетов Як-130) и многих других странах. Специфика эксплуатации нашей техники в условиях, не характерных для климатических и географических условий Украины, заключается в наличии следующих факторов: повышенная влажность при высоких температурах, характерные для тропического климата; высокая разреженность воздуха в высокогорных регионах; значительная запыленность воздуха, при эксплуатации в условиях отсутствия взлетно-посадочной полосы с твердым покрытием; засоренность

воздуха песком, характерная для работы в условиях пустыни и т.д.

Ежегодные убытки авиационной отрасли по причине преждевременного выхода из строя отдельных деталей и узлов АД составляют миллионы гривен, а расход дорогостоящих материалов на изготовление запасных частей узлов и агрегатов АД часто соизмерим с уровнем его расхода при производстве новых изделий. Выходом из сложившейся ситуации служит широкое использование различных методов модификации и упрочнения поверхностных слоев деталей с целью увеличения их жизненного цикла.

Решению данного вопроса посвящено много работ [1 – 11], но, не смотря на это, он не теряет своей актуальности. На сегодняшний день наиболее распространенными в авиадвигателестроении способами увеличения ресурса деталей являются следующие: поверхностно-пластическое деформирование (ППД), термическая обработка (ТО), диффузионное насыщение, нанесение функциональных покрытий, обработка в магнитном поле, электрофизическая обработка, отделочно-упрочняющая обработка.

На рис. 1 представлена классификация методов упрочнения металлических деталей АД, составленная на базе существующих классификаций [1, 9].

Целью данной статьи является анализ существующих на сегодняшний день технологических методов увеличения ресурса деталей АД и выявление наиболее эффективных с точки зрения экономических показателей, технологических возможностей и эксплуатационных характеристик рабочих поверхностей деталей АД.

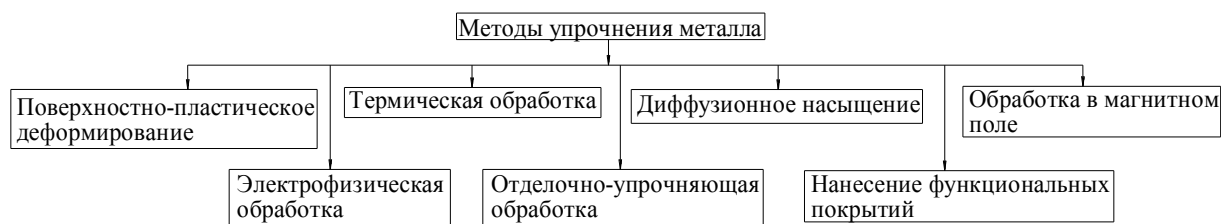


Рис. 1. Методы упрочнения металла

Технологические методы повышения жизненного цикла деталей АД

Одним из методов, широко применяемых с целью повышения усталостной прочности, контактной выносливости и износостойкости, достижения более низких значений шероховатости поверхностей деталей АД является метод поверхностно-пластического деформирования. Благодаря уменьшению высоты микронеровностей, сглаживанию их формы и уп-

рочнению поверхностного слоя, детали, обработанные этим методом, имеют значительно более высокую несущую способность, по сравнению с деталями, не подвергнутыми ППД.

Наиболее распространенные способы упрочнения пластическим деформированием поверхностей деталей АД показаны в табл. 1.

Все применяемые методы ППД, в зависимости от механики процесса, разделяют на две основные группы [1, 11]:

Таблица 1

Способы упрочнения пластическим деформированием поверхностей деталей АД

№ п/п	Название метода		Тип обрабатываемой поверхности				
			Наружные цилиндрические	Отверстия	Торцы и кромки отверстий	Плоские поверхности	Фасонные поверхности
1.	Обкатывание роликами/шариками		"+"	"_"	"+"	"+"	"+"
2.	Алмазное выглаживание		"+"	"+"	"+"	"+"	"+"
3.	Дорнование		"_"	"+"	"_"	"_"	"_"
4.	Раскатывание	• центробежная обработка отверстий шариками	"-"	"+"	"-"	"-"	"-"
		• ротационное раскатывание роликами					
5.	Прессовая чеканка		"_"	"+"	"_"	"_"	"_"
6.	Дробеструйная обработка	• пневмодробеструйная	"+"	"+"	"+"	"+"	"+"
		• гидродробеструйная					
7.	Виброобработка	• ультразвуковое упрочнение	"+"	"-"	"-"	"+"	"+"
		• виброабразивное полирование					
		• виброгалтовка					
		• вибрационное упрочнение					
8.	Центробежная динамическая ППО	• обработка шариками	"+"	"-"	"-"	"-"	"-"
		• обработка щетками					
		• обработка пружинным инструментом					
9.	Чеканка		"+"	"+"	"+"	"+"	"+"
10.	Обработка дробью устройствами хаотического типа		"_"	"+"	"_"	"_"	"_"
11.	Пневмоимпульсная обработка		"_"	"+"	"_"	"_"	"_"
12.	Обработка взрывом		"+"	"+"	"+"	"+"	"+"

"+" – метод применяется для данного типа поверхности; "-" – метод не применяется для данного типа поверхности.

1) статические (сила прижима обрабатываемых элементов к обрабатываемой поверхности имеет постоянное значение, а обрабатывающие элементы во время обработки находятся в постоянном контакте с обрабатываемой поверхностью);

2) динамические (силы прижима периодически изменяются во время обработки, а элементы, выполняющие поверхностную пластическую обработку, находятся или не находятся в постоянном контакте с обрабатываемой поверхностью и периодически воздействуют на нее с большой частотой).

Учитывая особенности обработки наружных цилиндрических поверхностей, отверстий в деталях АД, торцов и кромок отверстий, плоских и фасон-

ных поверхностей каждая из этих групп рассматривается отдельно.

Как метод упрочнения, ППД имеет много преимуществ. К числу основных можно отнести уменьшение шероховатости, возможность получения заданных параметров величины и глубины упрочнения поверхностного слоя, возможность регулирования параметров микрорельефа обрабатываемых поверхностей (например с целью лучшего удержания смазки, меньшего износа, коррозии и схватывания). Недостатками данного метода являются невозможность восстановления изношенных поверхностей деталей, низкая производительность и быстрый износ оборудования для ППД (рабочие

части песко-, дробеструйных аппаратов, ролики, алмазные наконечники) [12 – 25].

Термическая обработка (ТО) металлических деталей АД чаще всего представляет собой комплекс операций, в результате которых получают заданные свойства детали. В зависимости от назначения термообработки, различают следующие основные ее виды:

- отжиг (снятие остаточных напряжений, выравнивание химической неоднородности);
- нормализация (исправление структуры перегрева стали, снятие внутренних напряжений, разрушение карбидной сетки);
- закалка (придание стали наибольшей твердости);
- отпуск (уменьшение или полное снятие остаточных напряжений, увеличение пластичности стали);
- улучшение (закалка плюс высокий отпуск);
- патентирование (получение высоких механических свойств перед волочением);
- старение (повышение твердости и прочности, снижение вязкости);
- криогенная обработка (закалка и обработка холодом от температуры закалки или от нормальной температуры, термоциклирование) [26 – 31].

Термообработка металлических деталей АД, как метод увеличения их ресурса и прочности, обладает следующими преимуществами: высокая степень проработки и налаженность технологического процесса ТО; возможность получения заданных свойств детали путем изменений в ее кристаллической решетки (не нужны дополнительные дорогостоящие материалы); высокая прогнозируемость результатов. К недостаткам упрочнения металлов методом ТО относятся: высокая вероятность деформации детали; окисление и обезуглероживание поверхностного слоя детали; необходимость в высококвалифицированных рабочих (требуется строгое соблюдение технологического процесса ТО); сложное, громоздкое и энергоемкое оборудование (мощность электропечей сопротивления непрерывного действия от 135 кВт (СТО-5.60.5/3Б1) до 588 кВт (70КБ-1564) и выше, конвейерных электропечей – от 54,4 кВт (СКЗ – 4.20.1/7Б2) до 317 кВт (СКЗ – 8.60.2,5/10М1)); низкая производительность и невозможность восстанавливать изношенные детали; данный метод не является универсальным (не все металлы поддаются термообработке) [30].

Диффузионное насыщение является распространенным методом упрочнения деталей АД и представляет собой процесс, при котором под действием определенных температур и активных сред (газовых, твердых или жидких) происходят изменения химического состава, структуры и свойств поверхности изделий.

В авиадвигателестроении применяют следующие виды диффузионного насыщения:

- цементация (повышение твердости, теплоустойчивости, износостойкости и усталостной прочности стальных деталей при условии их последующей закалки);
- азотирование (получение высокой поверхностной твердости и износостойкости, сжимающих остаточных напряжений на поверхности);
- нитроцементация, цианирование (повышение твердости поверхности, сопротивления износу и задиру, хорошая прирабатываемость);
- борирование (повышение износостойкости и красностойкости стальных деталей);
- хромирование (повышение жаро- и износостойкости, коррозионной и кавитационной стойкости);
- алитирование (повышение окалиностойкости, сопротивляемости коррозии).

Также находят применение ванидирование, ниобирование, сульфидирование и комбинации вышеупомянутых методов: боросульфидирование, борохромирование, боромеднение, бороалитирование, бороцирконирование, хромотитанирование, хромосилицирование, хромоалитирование, карбованадийтитанирование, циркотитанирование, циркосилицирование, сульфацианирование, титаноалитирование и др. [9, 26, 31]

Основными преимуществами методов диффузионного насыщения являются возможность получения заданных параметров поверхностного слоя деталей АД, изменяющихся по глубине (высокая твердость поверхности и вязкая сердцевина); возможность применения простых углеродистых сталей для изготовления деталей, обладающих высокой жаростойкостью (после операции алитирования, хромирования или силицирования). К недостаткам метода относится экологическая небезопасность и большая продолжительность процесса (особенно при диффузии металлов).

Суть метода упрочнения металлических деталей АД обработкой в магнитном поле состоит в изменении энергетического запаса поверхностного слоя детали (электроферромагнитная обработка, обработка в импульсном магнитном поле). Воздействием магнитного поля на закаленные детали АД достигают дополнительного образования мартенсита, что ведет к увеличению их твердости. Кроме того, проф. В.Д. Евдокимовым и доц. Л.В. Кошарской разработана методика упрочнения сталей с применением магнитного поля и высокоскоростного трения, позволяющая повысить износостойкость в 1,5 раза [9, 32].

Обработка металлических деталей АД в магнитном поле позволяет повысить их эксплуатационные свойства и ресурс за счет внутренних резервов материала детали. Это и является отличительной чертой и достоинством данного метода. Основным его недостатком – ограниченные технологические возможности.

Электрофизическая обработка деталей АД с целью их упрочнения включает в себя следующие методы:

- электроэрозионная обработка: электроискровая обработка, электроимпульсная обработка;
- ультразвуковая обработка (повышаются показатели механических свойств обрабатываемых деталей при их закалке, снижаются остаточные напряжения при отпуске, повышается твердость (при воздействии мощных УЗ колебаний)) [9, 34].

Достоинства метода – простота реализации и высокие эксплуатационные показатели поверхности обработанной детали, недостатки – низкая производительность и высокая энергоемкость процесса.

Среди методов отделочно-упрочняющей обработки деталей АД, увеличивающих их ресурс, можно выделить следующие:

- магнитно-абразивное полирование (МАП) (повышение микротвердости поверхности образцов по сравнению со шлифованными, упрочнение за счет тонкой структуры, удаление дефектного слоя, изменение направления микронеровностей и, как результат, повышение износостойкости и эксплуатационных характеристик поверхностного слоя). Применяется для обработки титановых сплавов (BT5) [1];

- полирование сизалевыми кругами с жидкими абразивными пастами (отсутствие термопластических деформаций, уменьшение рассеяния параметров шероховатости по сравнению с ручным полированием, отсутствие внедренных в поверхностный слой абразивных зерен, наведение сжимающих остаточных напряжений, увеличение сопротивления усталости и предела выносливости). Используется для обработки дисков компрессора ГТД (сплав BT9) [1];

- турбоабразивная обработка (ТАО) (отсутствие механических и тепловых деформаций, формирование остаточных напряжений сжатия, и как следствие, повышение предела выносливости и циклической долговечности). Разработаны технологии обработки лопаток ГТД, зубчатых колес, дисков компрессоров и турбин (BT8, BT3-1, ЭИ698-ВД), сварных барабанов роторов компрессоров ГТД, валов роторов компрессора высокого давления (КВД) (ЭИ437БУ-ВД, ЭИ698-ВД) и других ответственных деталей из конструкционных и нержавеющей сталей, цветных, титановых и жаропрочных сплавов [1].

В эту группу можно отнести также традиционные шлифование, суперфиниширование и хонингование [9].

Широкое применение отделочно-упрочняющей обработки в авиадвигателестроении объясняется универсальностью инструмента (МАП, ТАО и др.), возможностью повышения эксплуатационных характеристик поверхностного слоя титановых сплавов [1], низкотемпературным характером процессов. Но, в то же время, технологические возможности метода ограничены возможностями материала обрабатываемой детали, и, кроме того, высока вероятность шаржирования обрабатываемой поверхности частичками абразива.

Нанесение функциональных покрытий на металлические детали АД как метод повышения их жизненного цикла, содержит в себе множество способов и еще большее количество типов функциональных покрытий. В связи с широким диапазоном условий работы деталей АД, находят применение не только металлические функциональные покрытия (рис. 2), а еще и лакокрасочные покрытия, твердые антифрикционные и эмалевые пленки [1, 9, 10, 35, 36].

Из вышеперечисленных, наибольший интерес представляют металлические покрытия. Необходимое качество металлических покрытий на детали АД обеспечивают методы газотермического напыления со сверхзвуковой скоростью истечения рабочей среды — детонационный, высокоскоростной газопламенный, высокоскоростной электродуговой, высокоскоростной плазменный и импульсно-плазменный.

На сегодняшний день наиболее динамично развивающимся методом нанесения функциональных покрытий является метод высокоскоростного газопламенного напыления. Этот метод включает в себя различные способы, отличающиеся видом приме-



Рис. 2. Классификация процессов нанесения металлических покрытий

няемого топлива (газообразное или жидкое), типом окислителя (кислород или воздух), структурой распыляемого материала (порошок или проволока). С точки зрения обеспечения максимального качества напыленного покрытия и энергетических параметров газовой струи, нагревающей и ускоряющей напыляемый материал, стоит выделить способ высокоскоростного газопламенного напыления порошковых материалов с применением углеводородного газообразного топлива и кислорода, в качестве окислителя. В зарубежных источниках данный способ известен как High velocity oxy-fuel (HVOF).

В горелках, реализующих данный способ, порошок нагревается до температуры, близкой к температуре его плавления или чуть превышающей ее, и, будучи ускоренным сверхзвуковым потоком, формирует на подложке плотное пластинчатое покрытие. Данным способом напыляют износостойкие покрытия, такие как WC-Co, CrC-Ni-Cr, а также покрытия из керамики, металлические покрытия и некоторые оксиды. В среднем, толщина напыляемых покрытий колеблется от 0,05 до 0,5 мм, но возможно напыление и существенно больших толщин [37 – 40].

HVOF-напыление широко применяется для ремонта, защиты от износа и коррозии всех типов (в том числе высокотемпературной) в авиационной отрасли. Оно позволяет получать детали, сочетающие вязкость и пластичность материала подложки с заданными свойствами поверхностного слоя, наиболее подверженного воздействию ударных нагрузок, коррозии, изнашиванию, эрозии и, по сути, объединяют в себе преимущества детонационного и газопламенного напыления, исключая их недостатки [37, 38].

Внедрение метода высокоскоростного газопламенного напыления покрытий позволило решить важные технические задачи восстановления и продления ресурса деталей в авиационной отрасли (лопатки газовых турбин, тормозные колодки, валы, посадочные места под подшипники, уплотнения статора), на предприятиях металлургической промышленности (валки прокатных станов, кристаллизаторы, фильеры), в области энергетики (детали роторов и уплотнение статоров гидро-, паровых и газовых турбин), а также в автомобилестроении, полиграфии, целлюлозно-бумажной и химической промышленности и др.

Широкое распространение данный метод получил благодаря своим уникальным возможностям и преимуществам перед существующими:

- высокая адгезионная прочность (60-80 МПа) [39];
- низкая пористость (< 2 %) [40];
- возможность напыления покрытий из материалов, для которых температура перехода в пластическое состояние ниже температуры сгорания углеводородных топлив в кислороде (~3300 К) [41];

– по сравнению со звуковыми методами – хорошая адгезионная и когезионная прочность, низкая пористость, поры не связаны между собой, низкое содержание оксидов при напылении металлических покрытий, низкие потери легирующих элементов напыляемого материала и, как следствие, предсказуемый химический состав покрытия, мелкодисперсная, гомогенная микроструктура покрытия, низкие остаточные напряжения, высокая микротвердость, незначительное тепловое воздействие на подложку, возможность получения большой толщины покрытий, гладкая поверхность покрытий [10, 42];

– возможность использования различных видов топлива: жидких (керосин, этиловый спирт) и газообразных (ацетилен, пропан, бутан, метан, МАФ-газ) позволяет подобрать оптимальные параметры процесса, обеспечивающие высокое качество покрытия с минимальным воздействием на окружающую среду [43];

– с точки зрения условий формирования покрытий и производительности напыления, непрерывный метод HVOF лучше импульсного детонационного;

– современный уровень теоретических знаний в области аэродинамики сопла (в том числе и двухфазных течений) позволяет без каких-либо затруднений проектировать оборудование для высокоскоростного газопламенного напыления покрытий, и с высокой степенью точности моделировать поведение частиц напыляемого порошка металла [44 – 50].

Заключение

Таким образом, метод высокоскоростного газопламенного напыления покрытий является уникальным, с точки зрения технологических возможностей и качества обработанной поверхности и заслуживает повсеместного внедрения в технологические процессы изготовления и ремонта деталей АД. Кроме того, необходимо укрепление научной базы процесса с целью совершенствования оборудования и достижения лучших эксплуатационных показателей покрытий.

Литература

1. *Технология производства авиационных двигателей ч. 3. Методы обработки деталей авиационных двигателей* / В.А. Богуслаев, А.Я. Качан, В.К. Яценко, А.И. Долматов, А.В. Богуслаев и др. – Запорожье: Мотор Сич, 2008. – 638 с.
2. *Багмет М.Н. Разработка комплексных технологий, повышающих жизненный цикл деталей и узлов авиационных двигателей: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04* / М.Н. Багмет. – Х., 2003. – 265 с.
3. *Яцерицын П.И. Технологическая и эксплуатационная наследственность и ее влияние на долговечность машин* / П.И. Яцерицын, Ю.В. Скорынин. – Минск: Наука и техника, 1978. – 120 с.

4. Богуслаев В.А. Технологическое обеспечение и прогнозирование несущей способности деталей ГТД / В.А. Богуслаев, В.К. Яценко, В.Ф. Притченко. – К.: Манускрипт, 1993. – 322 с.
5. Технологическое обеспечение эксплуатационных характеристик деталей ГТД. Лопатки компрессоров и вентиляторов. Ч. 1.: моногр. / В.А. Богуслаев [и др.]. – Запорожье: Мотор Сич, 2003. – 396 с.
6. Технологическое обеспечение эксплуатационных характеристик деталей ГТД. Лопатки турбины. Ч. 2.: моногр. / В.А. Богуслаев [и др.]. – Запорожье: Мотор Сич, 2003. – 420 с.
7. Кудрявцев И.В. Повышение несущей способности крупных стальных валов / И.В. Кудрявцев, М.Я. Белкин // ЦНИИТМАШ, 1962. – №4. – С. 113-132.
8. Хасуй А. Наплавка и напыление / А. Хасуй, О. Моригаки.: пер. с яп. / В.Н. Попова; под ред. В.С. Степина, Н.Г. Шестеркина. – М.: Машиностроение, 1985. – 240 с.
9. Евдокимов В.Д. Технология упрочнения машиностроительных материалов: учеб. пособие-справ. / В.Д. Евдокимов, Л.П. Клименко, А.Н. Евдокимова. – К.: Профессионал, 2006. – 352 с.
10. Технологические особенности методов сверхзвукового газотермического напыления (обзор) / В.А. Фролов, В.А. Поклад // Технология машиностроения. – 2006. – № 2. – С. 45-53.
11. Одинцов Л.Г. Упрочнение и отделка деталей поверхностным пластическим деформированием: справочник / Л.Г. Одинцов. – М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.
12. Справочник металлиста в пяти томах. Т. 5.; под ред. канд. техн. наук А.Н. Малова. – М.: Машигиз, 1960. – 1184 с.
13. Браславский В.М. Технология обкатки крупных деталей роликами / В.М. Браславский. – М.: Машиностроение, 1966. – 160 с.
14. Барац А. И. Поверхностное упрочнение деталей машин обкаткой роликами / А.И. Барац. – Х.: ГНТИ, 1959. – 137 с.
15. Папиев Д. Д. Упрочнение деталей обкаткой шариками / Д. Д. Папиев. – М.: Машиностроение, 1968. – 132 с.
16. Внутренние напряжения при обкатке роликами / Э.Ф. Финкеништейн, У. Прекель // Черные металлы. – 1984. – № 14. – С. 13-17.
17. Торбило В.М. Алмазное выглаживание / В.М. Торбило. – М.: Машиностроение, 1972. – 133 с.
18. Хворостухин Л.А. Повышение несущей способности деталей машин поверхностным упрочнением / Л.А. Хворостухин, С.В. Шишкин, А.П. Ковалёв, Р.А. Ишмаков. – М.: Машиностроение, 1988. – 144 с.
19. Отделочно-упрочняющая обработка алмазным выглаживанием / Л.А. Хворостухин, Н.В. Плешивцев, В.Н. Бибаев // Вестник машиностроения. – 1969. – № 8. – С. 48–50.
20. Diamond burnishing / E.H. Hull // Machinery (N.Y.). – 1962. – Vol. 68. – N 5.
21. Яценко В.К. Повышение несущей способности деталей машин алмазным выглаживанием / В.К. Яценко, Г.З. Зайцев, В.Ф. Притченко, Л.И. Иващенко. – М.: Машиностроение, 1985. – 232 с.
22. Одинцов В.М. Финишная обработка деталей алмазным выглаживанием и вибровыглаживанием / В.М. Одинцов. – М.: Машиностроение, 1981. – 160 с.
23. Головань А.Я. Алмазное выглаживание и точение / А.Я. Головань, Э.Г. Грановский, В.Н. Машков. – М.: Машиностроение, 1976. – 290 с.
24. Лукьянец В.А. Физические эффекты в машиностроении: справочник / В.А. Лукьянец [и др.]; под общ. ред. В.А. Лукьянца. – М.: Машиностроение, 1993. – 224 с.
25. Справочник машиностроителя в 3-х томах. Т. 2. Предс. ред. совета – акад. Е.А. Чудаков. Главн. ред. тома Э.А. Сатель. – М.: МАШГИЗ, 1952. – 1080 с.
26. Циммерман Р. Металлургия и материаловедение: справ. изд.: пер. с нем. / Р. Циммерман, К. Гюнтер. – М.: Металлургия, 1982. – 480 с.
27. Каменичный И.С. Краткий справочник технолога-термиста / И.С. Каменичный. – М.: Машигиз, 1963. – 287 с.
28. Термическая обработка в машиностроении: справочник / под ред. Ю.М. Лахтина, А.Г. Рахштадта. – М.: Машиностроение, 1980. – 783 с.
29. Тылкин М.А. Справочник термиста ремонтной службы / М.А. Тылкин. – М.: Металлургия, 1981. – 648 с.
30. Каменичный И.С. Спутник термиста / И.С. Каменичный. – К.: Техніка, 1978. – 230 с.
31. Гуляев А.П. Металловедение / А.П. Гуляев. – М.: Металлургия, 1986. – 544 с.
32. Калетина Ю.В. Влияние магнитного поля на количество остаточного аустенита в закаленных сталях / Ю.В. Калетина, Е.А. Фокина // Металловедение и термическая обработка металлов. – 2008. – №10. – С. 25–29.
33. Немилов Е.Ф. Электроэрозионная обработка материалов: ученик для ПТУ / Е.Ф. Немилов. – Л.: Машиностроение, 1983. – 160 с.
34. Попилов Д.Я. Электрофизическая и электрохимическая обработка материалов: справочник / Д.Я. Попилов. – М.: Машиностроение, 1982. – 400 с.
35. Залаява Г.О. Диагностика, ремонт, монтаж, сервисное обслуживание оборудования: учебно-метод. пос. – Петропавловск-Камчатский: КамчатГТУ, 2007. – 106 с.
36. Покрывания и обработка поверхности для защиты от коррозии и износа: сб. статей под ред. К.Н. Страффорда, П.К. Даты, К.Дж. Гуджеса. пер. с англ. / под ред. В.В. Кудинова. – М.: Металлургия, 1991. – 243 с.
37. Кулик А.Я. Газотермическое напыление композиционных порошков / А.Я. Кулик, Ю.С. Борисов, А.С. Мнухин, М.Д. Никитин. – Л.: Машиностроение, 1985. – 199 с.
38. Михайловский Ю.Н. Атмосферная коррозия металлов и методы их защиты / Ю.Н. Михайловский. – М.: Металлургия, 1989. – 103 с.
39. Pawlowski Lech, The Science and Engineering of Thermal Spray Coatings: second edition / Lech Pawlowski.

lowski. – Chichester: John Wiley & Sons, Ltd, 2008. – 626 p.

40. *Handbook of deposition technologies for films and coatings. Science, Technology and Applications / edited by Rointan F. Bunshah. – Los Angeles, California, University of California: Noyes Publications, 1994. – 888 p.*

41. *Высокоскоростное газопламенное напыление двухкамерными горелочными устройствами / Ю.И. Евдокименко, В.М. Кисель, В.Х. Кадыров, А.А. Король, И.А. Подчерняева, А.Д. Панасюк // Порошковая металлургия. – 2003. – №11/12. – С. 45-54.*

42. *Оборудование для нанесения защитных покрытий газопламенным сверхзвуковым напылением / Ю.С. Коробов // Авиационная промышленность. – 2005. – № 4. – С. 14-17.*

43. *Voronetski A. Analysis of potential improvements of HVOF based processes / A. Voronetski, V. Belashchenko // Proceedings of the 2006 International Spray Conference, May 15 – 18, 2006, Seattle, Washington, USA*

44. *Дейч М.Е. Техническая газодинамика / М.Е. Дейч. – М.: Энергия, 1974. – 592 с.*

45. *Левинсон Я.И. Аэродинамика больших скоростей / Я.И. Левинсон. – М.: Гособоронгиз, 1950. – 352 с.*

46. *Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели / М.В. Добровольский. – М.: Машиностроение, 1968. – 396 с.*

47. *Алемасов В.Е. Теория ракетных двигателей / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.*

48. *Годунов С.К. Численное решение многомерных задач газовой динамики / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Иванов, А.Я. Крайко, Г.П. Прокопов. – М.: Наука, 1976. – 400 с.*

49. *Болгарский А.В. Рабочие процессы в жидкостно-реактивных двигателях / А.В. Болгарский, В.К. Щукин – М.: Гособоронгиз, 1953. – 424 с.*

50. *Тимошенко В.И. Газовая динамика высокотемпературных технологических процессов / В.И. Тимошенко. – Днепропетровск: Институт технической механики НАНУ и НКАУ, 2003. – 460 с.*

Поступила в редакцию 30.04.2010

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

АНАЛІЗ СТАНУ ПРОБЛЕМИ ПІДВИЩЕННЯ ЖИТТЄВОГО ЦИКЛУ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ТЕХНОЛОГІЧНИМИ МЕТОДАМИ

К.А. Данько, І.В. Зорік

У статті наведений аналіз стану проблеми підвищення життєвого циклу деталей авіаційних двигунів технологічними методами. Серед розглянутих – методи поверхнево-пластичної деформації, термічна обробка, дифузійне насичення, обробка у магнітному полі, електрофізична обробка, обробно-зміцнюючі методи та нанесення функціональних покриттів. Детальний розгляд вищезгаданих методів дозволив виділити високошвидкісне газополуменеве напылення покриттів як економічно обґрунтований метод, що має широкі технологічні можливості.

Ключові слова: ремонтпригодність, дорнування, чеканка, гартування, відпускання, цементация, азотування, полірування, напылення, високошвидкісне газополуменеве напылення.

ANALYSIS OF THE PROLONGATION OF LIFE CYCLE PROBLEM FOR THE AERO-ENGINE'S PARTS BY TECHNOLOGICAL METHODS

K.A. Danko, I.V. Zorik

In the article the analysis of the prolongation of the life cycle problem for the aero-engine's parts by technological methods is conducted. Among the considered are: surface plastic deformation methods, thermal treatment, diffusion saturation, treatment in a magnetic field, electrophysical machining, finishing and strengthening machining, deposition of functional coatings. Careful consideration of those methods made it possible to pick out high velocity gas-flame spraying method as the one, that is characterized by wide technological facilities and economical efficiency.

Key words: maintainability, burnishing, chasing, hardening, abatement, cementation, nitride hardening, polishing, spraying, high velocity gas-flame spraying.

Данько Константин Анатольевич – мл. научный сотрудник каф. «Технология производства двигателей летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ConstantineDanko@mail.ru.

Зорик Игорь Владимирович – ст. преподаватель каф. «Технология производства двигателей летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.9.02

В.Ф. МАКАРОВ¹, В.Р. ТУКТАМЫШЕВ²¹ГОУ ВПО «Пермский государственный технический университет», Россия²ОАО «Пермский Моторный Завод», Россия

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОЦЕССА ПРОТЯГИВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД НА СТАНКАХ ЧПУ

Приведен аналитический обзор экспериментальных исследований, по протягиванию жаропрочных материалов, с использованием инструмента из различных режущих материалов, также приведены физические основы оптимизации процесса протягивания. Использовались следующие материалы протяжек: быстрорежущая сталь P18П, быстрорежущая сталь P12Ф2К5М3-МП и твердый сплав ВК8. Отмечено, что протяжки из твердого сплава имеют более высокую стойкость на более высоких режимах резания по сравнению со стойкостью быстрорежущих сталей, причем их стойкость возрастает с увеличением скорости резания.

Ключевые слова: протягивание, жаропрочные сплавы, твердые сплавы, оптимальное резание.

Введение

В последнее время для процесса протягивания деталей с большим припуском на обработку все чаще применяются новые протяжные станки с большой длиной хода (до 10 метров) и с автоматическим управлением от системы ЧПУ. Например, на ОАО «Пермский моторный завод» для протягивания глубоких пазов ёлочного профиля в дисках турбин в 2007 году был приобретен горизонтально протяжной станок мод. RAWX25 фирмы HOFFMANN с ЧПУ вместо обычно применяемого станка мод. 7A540. При его проектировании и изготовлении были применены самые последние и современные разработки и технологии. В процессе внедрения станка выяснилось, что применение его на прежних режимах протягивания (2 м/мин) с быстрорежущими протяжками экономически неоправданно. Так, например, при протягивании 73 ёлочных пазов в дисках турбин из жаропрочного сплава ЭП741НП протяжками из быстрорежущей стали P18 на скорости резания 1,5-2 м/мин общее время обработки составляет более 24 часов. При этом стойкость протяжек составляет не более одного диска. Поэтому рассмотрена задача повышения эффективности использования этого дорогостоящего протяжного станка с ЧПУ.

На ОАО «Пермский моторный завод» проведен широкий комплекс научно-исследовательских работ по разработке и внедрению процессов скоростного протягивания деталей ГТД из различных сталей и сплавов с применением твердосплавных протяжек.

Теоретической основой применения скоростного протягивания твердосплавными протяжками явилось установление оптимальных температурных зон в процессе резания, при которых наблюдалось

существенное снижение износа протяжек, сил резания и усадки стружки. Физическая природа этого явления выяснилась при проведении высокотемпературных механических испытаний образцов обрабатываемых материалов на растяжение. Установлено (рис. 1), что при определенной температуре (например, 700 °С для сплава ЭИ787ВД) наблюдается явление провала пластичности материала (минимум относительного сужения ψ и удлинения δ) при снижении его прочностных свойств σ_b .

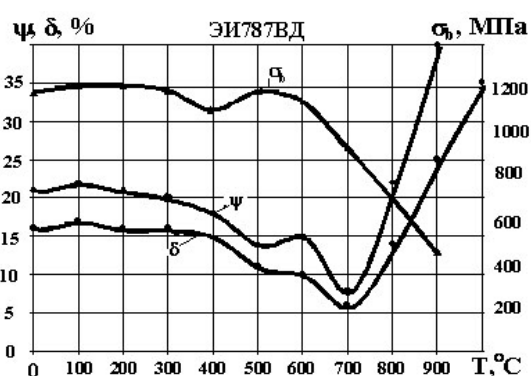


Рис. 1. Влияние температуры механических испытаний (Т) на прочностные (σ_b) и пластические (δ, ψ) свойства жаропрочного сплава ЭИ787ВД

Оптимальными условиями в процессе резания считаются такие, при которых наблюдается минимальная интенсивность износа инструмента. Были проведены эксперименты с различными подачами на зуб при протягивании сплава ЭИ787ВД. Минимальная интенсивность износа протяжек наблюдалась при различных оптимальных скоростях резания V_0 для различных подач на зуб S_z , но при одной и той же оптимальной температуре резания $T_0 = 700^\circ\text{C}$.

Таким образом, был разработан новый метод протягивания на оптимальных скоростях для каждой секции протяжки. Согласно новому методу скорость резания при последовательном переходе на каждую следующую секцию протяжки необходимо увеличивать до оптимального значения для заданной подачи на зуб (рис. 2).

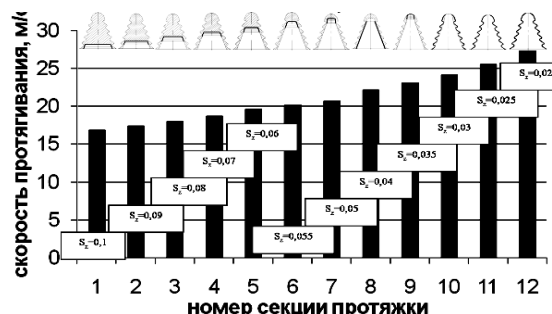


Рис. 2. Скорость протягивания при использовании нового метода

На основе этих исследований разработан и внедрен в производство новый способ скоростного протягивания замков лопаток типа "ласточкин хвост".

Сравнительный статистический анализ показал, что замена применяемого на производстве низкоскоростного процесса протягивания на вновь разработанный способ высокоинтенсивного скоростного протягивания твердосплавными протяжками помимо повышения производительности (машинное время сокращается в 10 и более раз), обеспечивает повышение средней стойкости протяжек, например, в 10,5 раз при протягивании замков лопаток из жаропрочного сплава ЭИ787ВД, в 27 раз при протягивании замков из титанового сплава ВТ3-1 и в 31 раз при протягивании замков из стали ЭИ736Ш.

Для повышения эффективности использования нового станка впервые в России было разработано несколько конструкций протяжек со сменными пластинами (рис. 3), которые на данный момент проходят испытания.

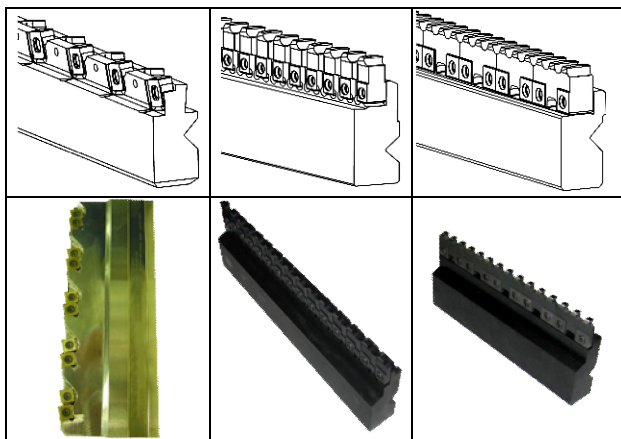


Рис. 3. Эскизы предварительно разработанных конструкций протяжек и изготовленные образцы

1. Экспериментальная часть

При внедрении в производство нового жаропрочного сплава ВВ751П, было выявлено, что при применении традиционного способа протягивания обработка дисков из этого материала невозможна. Эксперименты проводились на диске из сплава ВВ751П. В качестве инструмента применялись трехзубые протяжки с подъемом на зуб 0,05 мм/зуб (рис. 4).

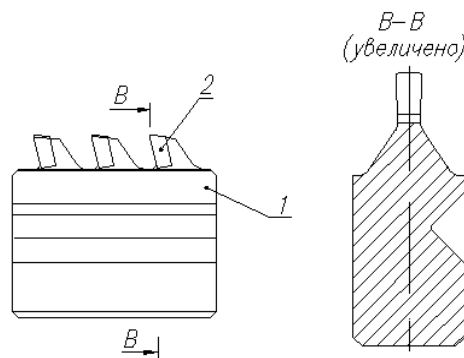


Рис. 4. Экспериментальные трехзубые протяжки с напайными твердосплавными пластинами

Испытывались следующие инструментальные материалы: Р18П, Р12Ф2К5М3-МП, ВК8.

Измерялся износ по задней поверхности.

Материалы Р18П, Р12Ф2К5М3-МП испытывались на скорости 1 м/мин, замеры проводились на 5, 10, 20 резах.

При предварительных исследованиях было выявлено, что протяжки из сплава Р18П при протягивании ЭИ698ВД на скорости 8 м/мин, сгорают при первом резе.

Материал ВК8 испытывался на скорости 6, 8, 10, 12 м/мин, замеры проводились на 10, 20, 40 резах.

Максимальный износ допустимый при протягивании дисков турбин 300мкМ.

Ниже приведена таблица (табл. 1) изменения значения износа протяжек в мкМ из различных материалов по задней поверхности, в зависимости от количества резов.

Таблица 1

Анализ изменения значения износа протяжек (мкМ)

Нреза	Р18П 1 м/мин	Р12Ф2К5М3-МП 1 м/мин	ВК8 6 м/мин	ВК8 8 м/мин	ВК8 10 м/мин	ВК8 12 м/мин
5	225	175				
10	300	250	60	50	50	50
20	450	375	75	75	75	60
40			225	200	150	150

2. Анализ полученных результатов

Основные выводы из проведенных экспериментов следующие:

– протяжки из сплавов P18, P12Ф2К5М3-МП изнашиваются при 10 резах, наблюдается образование сколов и проточин;

– протяжки из сплавов ВК8 не достигли критического износа при 40 резах (количество пазов на диске 52 шт.), это позволяет сделать вывод о возможности обработки всей детали одной протяжкой;

– износ протяжек из сплавов ВК8 уменьшался с увеличением скорости резания;

– твердосплавные протяжки при скоростях выше 12 м/мин не испытывались, хотя можно допустить, что износ протяжек будет уменьшаться до 16-18 м/мин.

Заключение

В результате проведенных исследований установлено, что разработанный принципиально новый метод скоростного протягивания на оптимальных для каждой секции протяжек скоростях резания обеспе-

чивает помимо высокой производительности более высокую стойкость как предварительных, так и окончательных протяжек, улучшает качество поверхностного слоя, повышает стабильность технологического процесса. Все это отражается в конечном счете на повышении усталостной прочности, надежности и ресурса обрабатываемых деталей ГТД.

Литература

1. Макаров А.Д. Оптимизация процессов резания [Текст] / А.Д. Макаров // М.: Машиностроение, 1976. – 278 с.

2. Макаров В.Ф. Интенсификация процесса протягивания труднообрабатываемых материалов [Текст]: Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук / В.Ф. Макаров. – М.: СТАНКИН, 1998.

3. Макаров В.Ф. Интенсификация процесса протягивания на протяжном станке «KURT HOFFMANN» [Текст] / В.Ф. Макаров, В.Р. Туктамышев // Материалы 4-й всероссийской научно-технической конференции молодых специалистов, посвященная 83-й годовщине образования ОАО «УМПО»: сб. мат. – Уфа: УГАТУ, 2008. – С. 24.

Поступила в редакцию 12.02.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Иванов, Пермский государственный технический университет, Пермь, Россия.

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ПРОЦЕСУ ПРОТЯГУВАННЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД НА ВЕРСТАТАХ ЧПУ

В.Ф. Макаров, В.Р. Туктамышев

Наведено аналітичний огляд експериментальних досліджень за протягування жароміцних матеріалів з використанням інструменту з різних ріжучих матеріалів, також наведені фізичні основи оптимізації процесу протягування. Використовувалися наступні матеріали протяжок: швидкоріжуча сталь Р18П, швидкоріжуча сталь Р12Ф2К5М3-МП і твердий сплав ВК8. Відзначено, що протяжки з твердого сплаву мають більш високу стійкість на більш високих режимах різання в порівнянні з стійкістю швидкорізальних сталей, причому їх стійкість зростає із збільшенням швидкості різання.

Ключові слова: протягування, жароміцні сплави, тверді сплави, оптимальне різання.

IMPROVING THE PROCESS OF PULLING PARTS OF GTE ON CNC MACHINES

V.F. Makarov, V.R. Tuktamyshev

An the analytical review of experimental studies, broaching on heat-resistant materials, using tools from different cutting materials, as described physical basis optimize broaching. The following materials broaches: High-speed steel R18P, high-speed steel R12F2K5M3-MP and carbide VK8. It is noted that broaching carbide have a higher resistance at higher cutting conditions, as compared with the stability of high-speed steels, and their resistance increases with increasing cutting speed.

Keywords: drawing, high-temperature alloys, hard alloys, the optimum cutting.

Макаров Владимир Федорович – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой технология машиностроения, Пермский государственный технический университет, Пермь, Россия, email: tms3@pstu.ru.

Туктамышев Виталий Рафаилович – канд. техн. наук, ведущий инженер-технолог ОАО «Пермский Моторный Завод», Пермь – Россия, email: TuktamyshevVR@pmz.ru.

УДК 629.735.33.015.017.28.3.025.035

В.П. ПУСТОВОЙТОВ*Государственное предприятие „АНТОНОВ“, Украина*

О ФОРМИРОВАНИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПЕНСАЦИИ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ТУРБОВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ НА ЭТАПЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Излагается процедура, позволяющая определять сочетание осевой, роговой и серво-компенсаций органов управления турбовинтовых самолетов и значения относительных площадей этих аэродинамических компенсаций на этапе предварительного проектирования. Значения относительных площадей аэродинамических компенсаций рекомендуется определять из следующих условий: невыход контура носка органа управления за контур профиля несущей поверхности (осевая компенсация); равенство нулю угла наклона зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки или угла скольжения несущей поверхности (роговая компенсация); получение требуемых значений угла наклона зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла его отклонения (кинематическая сервокомпенсация); обеспечение максимального угла отклонения органа управления (пружинная сервокомпенсация и серворулевая компенсация).

Ключевые слова: турбовинтовой самолет, несущая поверхность, орган управления, угол схода, контур профиля, аэродинамическая компенсация, осевая, роговая и серво-компенсации, относительная площадь компенсации, коэффициент шарнирного момента.

Введение

В настоящее время формирование аэродинамической компенсации органов управления турбовинтовых самолетов, имеющих безбустерную систему управления, на этапе предварительного проектирования производится путем расчета характеристик управляемости самолета по усилиям для различных вариантов сочетания типов и параметров аэродинамических компенсаций органов управления, т.е., по существу, методом „проб и ошибок“.

Для достижения желаемой цели – получения требуемых характеристик управляемости самолета – приходится тратить много времени, экономию которого дает, в основном, накопленный опыт проектирования.

Очевидно, рационально разработать процедуру, которая приводила бы к требуемому результату более эффективным способом.

Постановка задачи. Разработать процедуру формирования аэродинамической компенсации органов управления турбовинтовых самолетов на этапе предварительного проектирования, позволяющую определять сочетание типов аэродинамической компенсации органов управления (осевой, роговой и серво-компенсаций) и значения ее параметров (относительных площадей осевой, роговой и серво-компенсаций).

1. Выбор параметров несущей поверхности

Известно, что чем в более широком диапазоне углов атаки или скольжения несущих поверхностей и углов отклонения органов управления, расположенных на этих поверхностях, сохраняется линейность шарнирных моментов органов управления, тем более высокую оценку характеристик управляемости самолета по усилиям дает летчик. Известно также, что на линейность характеристик шарнирных моментов органов управления существенно влияет величина угла между касательными к верхней образующей и нижней образующей контура профиля несущей поверхности в области хвостика органа управления (угла схода σ) [1]. Накопленные экспериментальные данные свидетельствуют о том, что для получения линейных характеристик шарнирных моментов органов управления величина этого угла не должна превышать $\sim 11^\circ$ [1, 2]. Выбор профилей горизонтального и вертикального оперений с учетом этого требования обычно не встречает затруднений. Давно применяемые на элеронных частях крыльев турбовинтовых самолетов профили имеют большую величину угла схода ($\sigma \approx 16...18^\circ$), вследствие чего зависимости коэффициентов шарнирных моментов элеронов от угла атаки крыла нелинейны. Приемлемую величину угла схода σ имеют новые высоконе-

сущие малоскоростные и умеренноскоростные профили крыла, которые характеризуются, в частности, вогнутостью нижнего контура профиля в области элерона [3].

2. Определение параметров осевой аэродинамической компенсации

В основу аэродинамической компенсации органов управления турбовинтовых самолетов обычно полагается наиболее широко применяемая осевая аэродинамическая компенсация. Линейность изменения коэффициента шарнирного момента органа управления по углу его отклонения обеспечивается, если контур носка органа управления не выходит или незначительно выходит за контур профиля несущей поверхности [2, 4]. Этим условием и определяется величина относительной хорды, а, следовательно, и относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления, а также форма его носка. Практика показала, что условие невыхода контура носка обычного (нечелевого) органа управления (руля высоты, руля направления) за контур профилей несущих поверхностей (горизонтального, вертикального оперений), имеющих углы схода $\sigma \approx 11^\circ$, выполняется при умеренных значениях относительной площади осевой аэродинамической компенсации ($\bar{S}_{o.k} \approx 0,18 \dots 0,2$) и умеренно „полных“ носках органов управления (эллиптической формы). При применении современных высококонесущих малоскоростных и умеренноскоростных профилей с углами схода $\sim 11^\circ$, применяемых в элеронных частях крыла и характеризующихся вогнутостью нижнего профиля в области элерона, выполнить указанное условие, сохранив обычное расположение оси вращения элерона вблизи плоскости хорд крыла, затруднительно. Очевидным решением является смещение оси вращения элерона вниз и переход к элерону щелевого типа.

Определив величину относительной площади осевой аэродинамической компенсации из условия невыхода контура носка органа управления за контур профиля несущей поверхности, по формуле из [2]:

$$m_{ш. о.к}^{\delta} = -0,1 \bar{S}_{o.y} (1 - 4,5 \bar{S}_{o.k}^{\frac{3}{2}}) C_y^{\alpha*} \quad (1)$$

можно рассчитать величину частной производной шарнирного момента органа управления по углу его отклонения. Так как условие невыхода контура носка органа управления за контур несущей поверхности выполняется, то полученная частная производная $m_{ш. о.к}^{\delta}$ характеризует наклон зависимости

$m_{ш. о.к} = f(\delta)$ практически во всем диапазоне углов отклонения органа управления как обычного, так и щелевого типа [2].

3. Определение параметров роговой аэродинамической компенсации

Роговая аэродинамическая компенсация является основным средством влияния на наклон зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки или угла скольжения несущей поверхности. Это влияние выражается частной производной $m_{ш. р.к}^{\alpha*}$ [2]. Известно, что большие отрицательные и большие положительные значения частной производной $m_{ш. р.к}^{\alpha*}$ неприемлемы. Поэтому величину относительной площади роговой аэродинамической компенсации органа управления, имеющего осевую аэродинамическую компенсацию, целесообразно принять такой, чтобы значение частной производной $m_{ш. (о.к+р.к)}^{\alpha*}$ органа управления с осевой и роговой аэродинамическими компенсациями было равно нулю. Это условие записывается следующим образом:

$$m_{ш. о.к}^{\alpha*} + m_{ш. р.к}^{\alpha*} = 0. \quad (2)$$

При известной величине и знаке частной производной $m_{ш. о.к}^{\alpha*}$ уравнение (2) определяет требуемую величину и знак частной производной $m_{ш. р.к}^{\alpha*}$. Так как величина относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления определена, то значение частной производной $m_{ш. о.к}^{\alpha*}$ можно рассчитать по формуле из [2]:

$$m_{ш. о.к}^{\alpha*} = -0,18 \bar{S}_{o.y} (1 - 3 \bar{S}_{o.k}) C_y^{\alpha*}, \quad (3)$$

в которой для случая щелевого элерона эмпирический коэффициент 0,18 следует увеличить до 0,3.

Из (2) следует, что

$$m_{ш. р.к}^{\alpha*} = -m_{ш. о.к}^{\alpha*}.$$

Тогда с помощью формулы из [2]:

$$m_{ш. р.к}^{\alpha*} = 0,037 \bar{S}_{р.к} + 0,1 \bar{S}_{р.к}^2 \quad (4)$$

можно рассчитать требуемую величину относительной площади роговой аэродинамической компенсации открытого типа. Для случая щелевого элерона эмпирический коэффициент 0,1 в формуле (4) следует увеличить до 0,6.

Введение роговой аэродинамической компенсации в дополнение к осевой приводит к уменьше-

нию угла наклона зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления с осевой аэродинамической компенсацией от угла его отклонения практически во всем диапазоне углов отклонения органа управления на величину, которая рассчитывается по формуле из [2]:

$$m_{ш.р.к}^{\delta} = 0,022 \bar{S}_{р.к} + 0,1 \bar{S}_{р.к}^2. \quad (5)$$

В этой формуле для случая щелевого элерона эмпирический коэффициент 0,1 следует увеличить до 0,4.

4. Характеристики шарнирных моментов органа управления с осевой и роговой аэродинамическими компенсациями

Угол наклона зависимости $m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta} = f(\delta)$ для органа управления с осевой и роговой аэродинамическими компенсациями, параметры которых определены описанным в разделах 2 и 3 способом, практически во всем диапазоне углов отклонения органа управления будет определяться суммой частных производных $m_{ш.о.к}^{\delta}$ и $m_{ш.р.к}^{\delta}$:

$$m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta} = m_{ш.о.к}^{\delta} + m_{ш.р.к}^{\delta}. \quad (6)$$

В диапазоне углов атаки (скольжения) несущей поверхности, которому соответствует линейное изменение коэффициента шарнирного момента органа управления по углу атаки (скольжения), частная производная $m_{ш(о.к+р.к)}^{\alpha*}$ по условию (2) равна нулю:

$$m_{ш(о.к+р.к)}^{\alpha*} = 0.$$

5. Определение параметров сервокомпенсации

Потребное значение частной производной $m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta}$ можно получить из нормируемых характеристик управляемости самолета по усилиям [5]. Если абсолютная величина частной производной $m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta}$ меньше абсолютной величины частной производной, определяемой уравнением (6), то дальнейшее уменьшение абсолютной величины частной производной $m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta}$ может быть достигнуто с помощью кинематического сервокомпенсатора:

$$m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta} + K_{с-к} m_{ш.с}^{\tau_c} = m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta}_{потр}. \quad (7)$$

Задавшись коэффициентом $K_{с-к}$, абсолютная

величина которого не должна превышать отношения величины угла $\tau_{с.маx}$ к величине угла $\delta_{маx}$, из уравнения (7) можно определить потребное значение частной производной $m_{ш.с}^{\tau_c}$. На основе этого значения с помощью формулы из [2]:

$$m_{ш.с}^{\tau_c} = -0,0374 \bar{S}_c + 0,1 \bar{S}_c^2 \quad (8)$$

можно рассчитать потребную величину относительной площади сервокомпенсатора $\bar{S}_c$.

Если абсолютное значение частной производной $m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta}$ столь мало, что не может быть стабильно реализовано с помощью кинематического сервокомпенсатора в обычной схеме безбустерной системы штурвального управления, имеющей одну степень свободы, то рассматриваются более сложные схемы безбустерной СШУ, имеющие две степени свободы. В случае пружинного сервокомпенсатора потребное значение частной производной $m_{ш.с}^{\tau_c}$ определяется из уравнения, заимствованного из [5], которое в принятых в настоящей статье обозначениях имеет вид

$$m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta} \delta_{маx} + (m_{ш.с}^{\tau_c} + \frac{P_{пр}^{\tau_c}}{K_{ш.н} \cdot S_{о.у} \cdot b_{о.у} \cdot q \cdot K_s}) \tau_{с.маx} = 0. \quad (9)$$

В случае серворулевой схемы, когда жесткость пружины пружинного сервокомпенсатора $P_{пр}^{\tau_c}$ равна нулю, потребное значение частной производной $m_{ш.с}^{\tau_c}$ определяется из уравнения

$$m_{ш(о.к+р.к)}^{\delta} \delta_{маx} + m_{ш.с}^{\tau_c} \tau_{с.маx} = 0. \quad (10)$$

6. Проверка параметров аэродинамической компенсации органов управления в области больших углов атаки и скольжения несущих поверхностей

Результаты, изложенные в предыдущих разделах, получены для диапазона углов атаки (скольжения) несущей поверхности, в котором зависимость коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки (скольжения) несущей поверхности линейна. В работе [2] показано, что для обычного (нещелевого) органа управления, имеющего осевую аэродинамическую компенсацию, диапазон линейного изменения коэффициента шарнирного момента органа управления по углу атаки (скольжения) несущей поверхности соответствует диапазону углов атаки (скольжения), в котором линейна зави-

симость коэффициента подъемной (боковой) силы несущей поверхности по ее углу атаки (скольжения).

Из работы [2] следует также, что угол атаки (скольжения), при котором нарушается линейность зависимости коэффициента подъемной (боковой) силы несущей поверхности от угла ее атаки (скольжения) (угол α_L^*) в реальных компоновках существенно меньше угла атаки (скольжения), который соответствует максимальному значению коэффициента подъемной (боковой) силы несущей поверхности (угол α_s^*). У турбовинтовых самолетов с безбустерной системой штурвального управления схема оперения, тип органов управления и их размеры выбираются таким образом, чтобы при нормируемых эволюциях самолета на участках несущих поверхностей, обслуживаемых органами управления, углы атаки (скольжения) не превышали допустимых углов $\alpha_{\text{доп}}^*$, значения которых выбираются на $2...3^\circ$ меньшими, чем значения углов α_s^* . Существующие нормы летной годности гражданских самолетов транспортной категории [6, 7] требуют, чтобы при упомянутых эволюциях самолета усилия на рычагах управления самолетом оставались прямыми. Это означает, что при всех углах атаки (скольжения) несущих поверхностей, включая углы $\alpha_{\text{доп}}^*$, коэффициенты шарнирных моментов соответствующих органов управления не должны изменять знак.

Так как при нормируемых эволюциях самолета углы атаки (скольжения) его несущих поверхностей могут быть больше углов атаки (скольжения), при которых нарушается линейность зависимостей коэффициентов подъемной (боковой) силы этих поверхностей от их углов атаки (скольжения), то при определении усилий на рычагах управления самолетом следует учитывать приращения шарнирных моментов органов управления $\Delta m_{\text{ш}}(\alpha^*)$, вызванные нелинейностью зависимостей $m_{\text{ш}} = f(\alpha^*)$ в области больших углов атаки (скольжения).

Примем, что угол наклона зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки (скольжения) несущей поверхности на линейном участке этой зависимости сведен к нулю средствами осевой и роговой аэродинамических компенсаций в соответствии с подходом, изложенным в разделе 3. Как следует из работы [2], у органов управления с осевой и роговой аэродинамическими компенсациями приращение коэффициента шарнирного момента органа управления к линейной

части этого коэффициента при угле атаки (скольжения) α_s^* определяется, в основном, осевой аэродинамической компенсацией.

Величина этого приращения $\Delta m_{\text{ш.с}}$ слабо зависит от величины относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления и в случае обычных (нечелевых) органов управления может быть принята равной 0,04 для отрицательных значений угла α_s^* и -0,04 для положительных значений угла α_s^* . Для щелевых органов управления величина приращения $\Delta m_{\text{ш.с}}$ существенно меньше ($\pm 0,005...0,01$).

На основании вышеизложенного для органов управления, осевая и роговая компенсации которых сформированы в соответствии с процедурой, изложенной в разделах 2...4, нелинейное приращение коэффициента шарнирного момента органа управления к линейной части этого коэффициента в области больших углов атаки или скольжения можно представить кривыми, показанными на рис. 1.

Для обычной схемы безбустерной системы штурвального управления условие отсутствия перемены знака усилий на рычаге управления при эволюциях самолета, вызванных положительными приращениями угла отклонения органа управления $\Delta \delta_{\text{эв}}$ может быть записано следующим образом:

$$m_{\text{ш (о.к+р.к)}}^{\delta} \Delta \delta_{\text{эв}} + \Delta m_{\text{ш}}(\alpha^*) < 0. \quad (11)$$

При эволюциях самолета, вызванных отрицательными приращениями угла отклонения органа управления, это условие записывается следующим образом:

$$m_{\text{ш (о.к+р.к)}}^{\delta} \Delta \delta_{\text{эв}} + \Delta m_{\text{ш}}(\alpha^*) > 0. \quad (12)$$

В неравенствах (11) и (12) $\Delta \delta_{\text{эв}}$ – приращение угла отклонения органа управления, необходимое для выполнения нормируемых эволюций (вывод самолета на сваливание, создание нулевой вертикальной перегрузки в посадочной конфигурации, создание скольжения полным перемещением педалей, создание требуемой угловой скорости при перекладке самолета из крена в крен и др.). При этих эволюциях значения углов атаки (скольжения) не превышают значений угла $\alpha_{\text{доп}}^*$ и, следовательно, значения приращений $\Delta m_{\text{ш}}(\alpha^*)$ не превышают значений $\Delta m_{\text{ш}}(\alpha_{\text{доп}}^*)$ (рис. 1).

Проанализируем неравенства (11) и (12) с привлечением графиков, представленных на рис. 1.

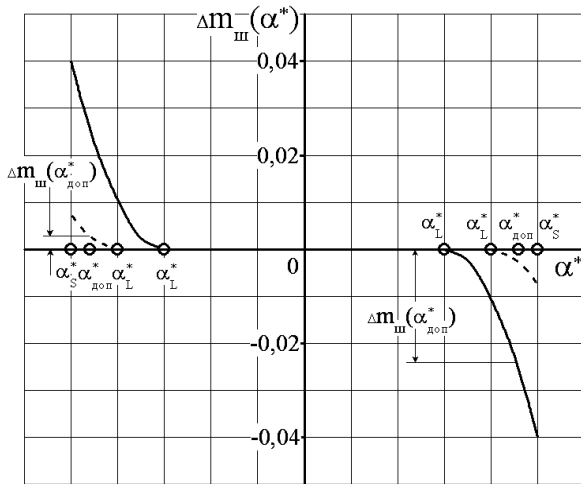


Рис. 1. Зависимость нелинейного приращения коэффициента шарнирного момента органа управления к линейной части этого коэффициента от угла атаки (скольжения) несущей поверхности:
 — обычный орган управления с осевой аэродинамической компенсацией (РВ, РН);
 — — — щелевой орган управления с осевой аэродинамической компенсацией (ЭЛ);

α_L^* — значение угла атаки (скольжения) несущей поверхности, соответствующее началу нелинейности зависимостей коэффициента подъемной силы несущей поверхности и коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки (скольжения) несущей поверхности;

α_S^* — значение угла атаки (скольжения) несущей поверхности, соответствующее максимальному значению коэффициента подъемной силы несущей поверхности;

$\alpha_{доп}^*$ — допустимое значение угла атаки (скольжения) несущей поверхности ($\alpha_{доп}^* = \alpha_S^* - 2...3^\circ$)

Трудности в выполнении условий, выраженных этими неравенствами, возрастают с возрастанием абсолютной величины коэффициента $\Delta m_{ш}(\alpha^*)$, т.е. в тех случаях, когда текущие углы атаки (скольжения) участков несущих поверхностей, обслуживаемых органами управления, превышают значения углов α_L^* и приближаются к углам $\alpha_{доп}^*$. Трудности также возрастают при удалении значений углов α_L^* от значений углов α_S^* , т.е. в тех случаях, когда на участках несущих поверхностей, обслуживаемых органами управления, рано возникают местные отрывы потока (диффузорные отрывы, отрывы вследствие влияния щелей, вырезов и т.п.). При прочих равных условиях трудности возрастают и с уменьшением абсолютной величины частной производной

$m_{ш(о.к+р.к)потр}^{\delta}$, для получения которой на самолетах средних и больших размеров с обычной схемой безбустерной СШУ используется кинематический сервокомпенсатор. Трудности отмечаются также, если значения приращений $\Delta \delta_{эв}$ малы (задние центровки, большое уменьшение степени продольной статической устойчивости вследствие влияния работы турбовинтовых двигателей, уменьшение степени продольной статической устойчивости и поперечного демпфирования самолета при приближении к сваливанию и др.).

Проведенный анализ сохраняет силу и для схемы пружинного сервокомпенсатора, т.к. усилие на рычаге управления самолетом в этой схеме, как и в обычной схеме безбустерной СШУ, прямо пропорционально коэффициенту шарнирного момента органа управления.

В серворулевой схеме приращение $\Delta m_{ш}(\alpha^*)$ должно быть несущественным, т.к. оно вызывает дополнительное отклонение органа управления в процессе эволюции самолета, которое летчик оценивает как „самопроизвольное“ и „неожиданное“.

Если при применении безбустерной СШУ в качестве основной системы управления самолетом выполнить условия (11) и (12) не удастся, то рассматривается применение безбустерной СШУ в качестве резервной системы управления. В этом случае величину приращения $\Delta m_{ш}(\alpha^*)$ можно существенно уменьшить или вовсе свести к нулю, введя в Летное руководство самолета ограничения на конфигурацию и параметры движения самолета, выполнение которых сужает диапазон углов атаки (скольжения), используемых в резервном режиме управления, до пределов, внутри которых характеристики шарнирных моментов органов управления линейны (ограничение угла отклонения закрылков на посадке, ограничение приращений вертикальной перегрузки при маневрах, ограничение величины перемещения педалей при создании скольжений, повышение скоростей полета для увеличения запасов до сваливания и др.).

Заключение

Предложена процедура формирования аэродинамической компенсации органов управления турбовинтовых самолетов, позволяющая определять сочетание осевой, роговой и серво-компенсаций их органов управления и значения относительных площадей этих аэродинамических компенсаций. Предложенную процедуру рекомендуется использовать

при оценке возможности применения безбустерной системы управления на турбовинтовом самолете на этапе предварительного проектирования и при разработке технических заданий на проектирование моделей для исследования характеристик шарнирных моментов органов управления самолета в аэродинамических трубах.

Литература

1. Петров К.П. *Аэродинамика элементов летательных аппаратов* / К.П. Петров. – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с.
2. Пустовойтов В.П. *К расчету характеристик шарнирных моментов органов управления турбовинтовых самолетов* / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 6 (63). – С. 5-18.
3. Болсуновский А.Л. *Аэродинамика профилей* / А.Л. Болсуновский, С.В. Ляпунов // *ЦАГИ – основные этапы научной деятельности 1993-2003*. – М.: ФИЗМАТГИЗ, 2003. – С. 62-69.

ные этапы научной деятельности 1993-2003. – М.: ФИЗМАТГИЗ, 2003. – С. 62-69.

4. Микеладзе В.Г. *Аэродинамика органов управления* / В.Г. Микеладзе // *Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов* / Под ред. Г.С. Бюшгенса. – Издательский отдел ЦАГИ – Авиаиздательство КНР. – Москва-Пекин, 1995. – С. 236-265.
5. Пустовойтов В.П. *Метод получения требуемых характеристик управляемости турбовинтовых региональных самолетов* / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 6 (42). – С. 5-13.
6. *Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Часть 25 Авиационных правил Межгосударственного авиационного комитета (АП-25)*.
7. *Нормы летной годности Европейского союза для больших самолетов (CS-25)*.

Поступила в редакцию 18.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.В. Тюрёв, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“, Харьков, Украина.

ПРО ФОРМУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ КОМПЕНСАЦІЇ ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ ТУРБОГВИНТОВИХ ЛІТАКІВ НА ЕТАПІ ПОПЕРЕДНЬОГО ПРОЕКТУВАННЯ

В.П. Пустовойтов

Подается процедура, яка дозволяє визначати поєднання осьової, рогової та серво-компенсацій органів керування турбогвинтових літаків і значення відносних площ цих аеродинамічних компенсацій на етапі попереднього проектування. Значення відносних площ аеродинамічних компенсацій рекомендується визначати із таких умов: невихід контура носка органа керування за контур профілю несучої поверхні (осьова компенсація); рівність нулю кута нахилу залежності коефіцієнта шарнірного моменту органа керування від кута атаки чи кута ковзання несучої поверхні (рогова компенсація); одержання потрібних значень кута нахилу залежності коефіцієнта шарнірного моменту органа керування від кута його відхилення (кінематична серво-компенсація); забезпечення максимального кута відхилення органа керування (пружинна сервокомпенсація і серворульова компенсація).

Ключові слова: турбогвинтовий літак, несуча поверхня, орган керування, кут сходу, контур профілю, аеродинамічна компенсація, відносна площа компенсації, коефіцієнт шарнірного моменту.

ON FORMING OF AERODYNAMIC BALANCE FOR TURBOPROP AIRPLANE'S CONTROL SURFACES AT THE PRELIMINARY DESIGN PHASE

V.P. Pustovoytov

A procedure is described permitting to determine combinations of the aerodynamic, horn and servo balance for control surfaces of turboprop airplanes and the values of relative areas of these types of control surface balancing at the preliminary design stage. The relative area values for the aerodynamic balance options are recommended to be determined based on the following provisions: control surface leading edge contour sinking within the contour of the lifting surface (aerodynamic balance); control surface hinge-moment coefficient – to – lifting surface angle of attack or sideslip angle relation incidence equaling zero (horn balance); obtaining the required values of incidence of the control surface hinge-moment coefficient – to – its deflection angle relation (geared-trim tab servo balance); providing a maximum control deflection angle (spring-tab servo balance and control-tab servo balance).

Key words: turboprop airplane, lifting surface, control surface, angle of throat, contour of profile, aerodynamic balance, relative area of balance, hinge moment coefficient.

Пустовойтов Валентин Петрович – д-р техн. наук, заместитель начальника отделения аэродинамики Государственного предприятия „АНТОНОВ“, Киев, Украина, e-mail: kudryavtsev@antonov.com.

УДК 629.7.085

В.А. СЕРЕДА

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

КЛАССИФИКАЦИЯ ЗАКОНОВ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЯГОВОГО УСИЛИЯ НАЗЕМНЫХ ПУСКОВЫХ УСТРОЙСТВ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

На основе предложенных комплексно-сопряженных газотермодинамических и механических моделей наземных пусковых устройств (НПУ) беспилотных летательных аппаратов (БЛА) получены законы распределения тягового усилия. Согласно характеру изменения различные законы сведены к трем типам. Основные результаты исследования представлены в виде графического материала. Изложены особенности условий старта БЛА при различных законах тяги привода НПУ, а также их достоинства и недостатки. Сделан вывод о целесообразности применения компенсирующих устройств (копиров) для приводов с регрессивным законом.

Ключевые слова: пусковое устройство, беспилотный летательный аппарат, закон распределения тягового усилия.

Введение

Динамика разгона беспилотного летательного аппарата (БЛА) на стартовом участке зависит от принципа создания тягового усилия, а также частных свойств пускового устройства (ПУ) и определяется соответствующим законом. Фаза ввода в полет критична для всех без исключения летательных аппаратов (ЛА) и, вследствие этого, установление законов создания тягового усилия тех или иных типов ПУ является необходимым информационным условием, обеспечивающим процесс проектирования комплексов с БЛА. В известных открытых библиографических источниках [1 – 4 и др.] указанная проблематика не получила системного освещения. Лишь некоторые сведения о динамике могут быть извлечены косвенным путем из публикуемых материалов, касающихся принципа действия ПУ, и интегральных характеристик общего вида. В предлагаемой статье представлен опыт систематизации известных типов наземных ПУ (НПУ) в соответствии с законом создания тягового усилия на основе анализа результатов натурных и численных исследований. Из существующего многообразия современных типов НПУ в качестве предмета рассмотрения выделен катапультный старт, как наиболее распространенный и целесообразный в условиях наземного запуска легких БЛА.

Классификация законов

Несмотря на наличие сходных конструктивных элементов катапульт: направляющей, стартовой те-

лежки, трансмиссии и собственно привода, каждому типу соответствует индивидуальный закон тягового усилия:

$$F = F\{m_{\text{БЛА}}, w, n_X, L, \theta, M, E\}, \quad (1)$$

где $m_{\text{БЛА}}$ – масса запускаемого БЛА; L – длина направляющей; θ – угол пуска; n_X – предельно допустимая стартовая перегрузка; w – стартовая скорость; M – массогабаритные параметры привода; E – энергетические параметры привода.

Варьируемыми параметрами в зависимости от конкретного типа катапульты могут выступать следующие характеристики.

$$M = \begin{Bmatrix} S \\ m_{\text{max}} \\ m_{\text{гр}} \\ \dots \end{Bmatrix}; \quad E = \begin{Bmatrix} p \\ n \\ k \\ \dots \end{Bmatrix}, \quad (2)$$

где S – площадь поршня расширительной машины; m_{max} – масса маховика; $m_{\text{гр}}$ – масса падающего груза; p – рабочее давление; n – частота вращения маховика; k – коэффициент упругости эластичных элементов.

Независимо от типа НПУ масса БЛА $m_{\text{БЛА}}$ в фазе старта остается неизменной. Стартовая перегрузка n_X зависит от типа ЛА и ограничена предельно допустимым значением. Достижение необходимой (заданной) скорости схода БЛА w является конечной целью проектирования НПУ. Таким образом, фиксированными параметрами катапульты следует считать $m_{\text{БЛА}}, w, n_X = \text{idem}$.

Варьирование длиной направляющей L позволяет добиться необходимой стартовой скорости БЛА. Изменение угла наклона направляющей к горизонту θ дает возможность исключить просадку БЛА после схода с направляющей. Определение массогабаритных (M) и энергетических (E) параметров катапульты, обеспечивающих необходимые стартовые характеристики, является конечной целью проектирования. Следовательно, к варьируемым показателям следует отнести L , $\theta = \text{var}$ и M , $T = \text{var}$. В дальнейшем изложении указываются специфические фиксированные и варьируемые параметры конкретных типов НПУ. Результаты исследований, представленные на рис. 1–4, получены на основе опережающего численного эксперимента и натурных испытаний катапульт. Численный эксперимент проводился на основе комплексно-сопряженных моделей различных типов

НПУ катапультного типа, включающих в себя нестационарную газотермодинамическую подмодели тепловой расширительной машины и механической трансмиссии [5 – 6]. Опережающие численные исследования на основе предложенных моделей, в совокупности с натурными испытаниями на экспериментально-производственной базе ООО НПС КБ «Взлет», позволили выделить три основных разновидности закона изменения тягового усилия: 1) регрессивный; 2) постоянный; 3) дегрессивный.

К числу доминирующих факторов также относится закон изменения действующей на БЛА продольной перегрузки, которая не только определяет класс запускаемого ЛА, но и динамику старта (рис. 1), что в конечном итоге определяет скорость схода аппарата с направляющей. В связи с этим в рассмотрение включена продольная перегрузка n_x .

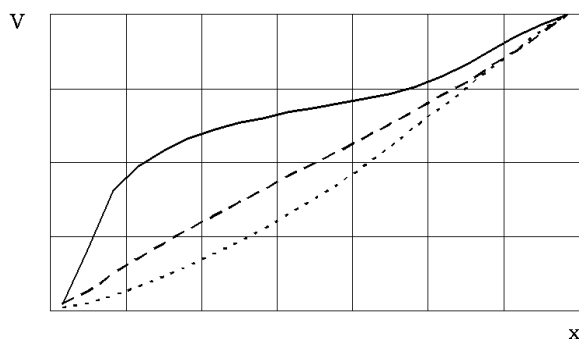


Рис. 1. Динамика разгона БЛА при различных законах тягового усилия: — — регрессивный; — — — — — постоянный; - - - - - дегрессивный

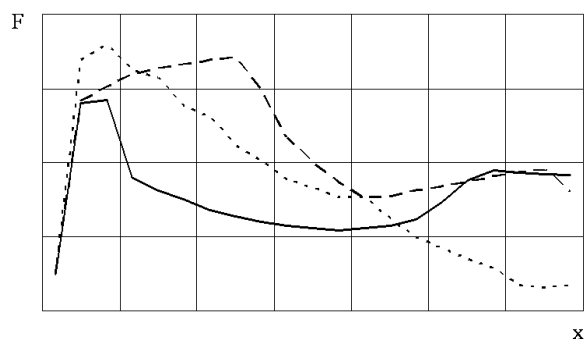


Рис. 2. Регрессивный закон тягового усилия. Типы НПУ: — — — — — пневматическая; — — — — — пороховая; - - - - - резиновая; — — — — — инерционная

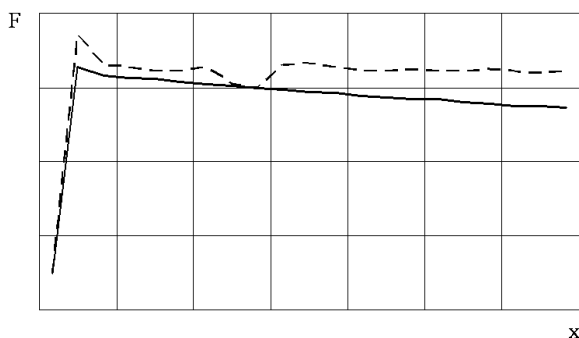


Рис. 3. Постоянный закон тягового усилия. Типы НПУ: — — — — — инерционная; — — — — — вакуумная

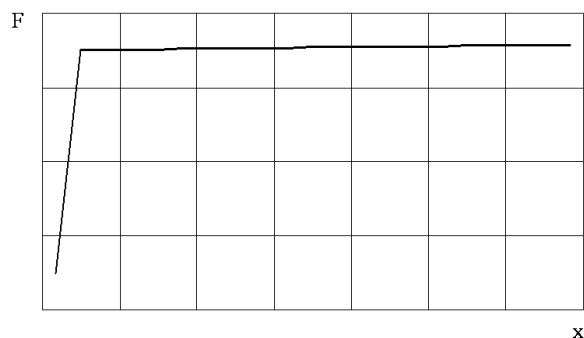


Рис. 4. Дегрессивный закон тягового усилия НПУ на основе противомассы

Далее приведен анализ характеристик старта БЛА с помощью катапульт, реализующих ту или иную разновидность закона тягового усилия.

В связи с тем, что пороховые НПУ (реактивные тележки, газодинамические системы старта и пороховые аккумуляторы давления) занимают особое место и исключены из рассмотрения, так как варьирование геометрий шашки и площадью поверхности горения заряда твердого топлива позволяет реализовать любую разновидность закона изменения тягового усилия.

Регрессивный закон

Регрессивный закон распределения тягового усилия (БЛА Sperwer, Luna X-2000, Ranger) присущ преобладающему большинству наземных катапульт. Зачастую к ним относятся НПУ с промежуточным рабочим телом: пневматические, гидравлические, паровые и т.д. [7], а также катапульты на упругих элементах – резиновые. Подобный закон в расширительных машинах объясняется увеличением рабочего объема при постоянном давлении (рис. 2). Этот

тип катапульт является наиболее востребованным ввиду высокой мощности и как следствие позволяет запускать БЛА в широком диапазоне масс. Основным положительным моментом заброса стартовой перегрузки в начальный момент страгивания является уверенное преодоление трения покоя и реализация энергичного старта.

Рассматриваемые катапультные приводы имеют следующие недостатки. Весь последующий полет большинства БЛА проходит со значительно сниженными перегрузками, поэтому начальный заброс характеристик невыгоден по причине необходимости обеспечения однократной защиты БРЭО в фазе старта, что приводит к удорожанию БЛА в целом. Кроме того, регрессивный закон неэффективен вследствие нецелесообразного использования всей длины направляющей. Зачастую разгон на 2/3 длины осуществляется по инерции (рис. 1).

Основной целью проектирования привода катапульт на базе тепловых расширительных машин является определение площади поршня S и давления в цилиндре p (т.е. $S, p = \text{var}$).

Постоянный закон

К катапультам, обеспечивающим постоянное тяговое усилие, условно можно отнести лишь инерционную и вакуумную [7] (БЛА Альбатрос, Vulture), т.е. рассматриваемый закон осуществим только для некоторых типов НПУ.

Во-первых, для инерционного НПУ незначительное падение тягового усилия привода возможно лишь при значительном наращивании массы маховика (по отношению к запускаемому БЛА), при этом его частота вращения должна быть достаточно высокой. Во-вторых, в вакуумной катапulte постоянное тяговое усилие реализуется вследствие постоянного давления атмосферы, выступающей в данном случае в качестве рабочего тела.

Постоянный закон в вакуумном приводе возможен при незначительном возрастании противодавления в камере, что достигается применением мощных вакуумных насосов и спаренных вакуумных камер большого объема. Рассматриваемый закон распределения тягового усилия гораздо выгоднее предыдущего по причине эффективного использования всей длины направляющей (рис. 3).

Описываемые НПУ занимают промежуточное место по мощности, так как атмосферное давление имеет фиксированное значение, а минимальное значение давления в камере лимитируется предельными возможностями вакуумного насоса. Для инерционного НПУ предельная мощность определяется прочностными ограничениями гибкой трансмиссии.

Как и в предыдущем случае, катапультам с постоянным законом тягового усилия также свойствен

незначительный заброс характеристик в начальный момент времени, что исключает возможность «вялого» старта. В отличие от других типов катапульт, системы с подобным законом обеспечивают линейный закон увеличения скорости БЛА (рис. 1).

Существенное воздействие на стартовые характеристики инерционных НПУ оказывает варьирование частоты вращения n и массы маховика $m_{\text{мах}}$. Следовательно, в данном случае $m_{\text{мах}}, n = \text{var}$.

Дегрессивный закон

Одним из немногих типов наземных систем старта, приближенно обеспечивающих дегрессивный закон распределения тягового усилия, является катапульт, основанная на падении противомассы в поле гравитационных сил [8] (БЛА Грант). Среди механических НПУ гравикатапульт является наиболее маломощной и громоздкой, т.к. перегрузка, действующая на БЛА, кратна массе груза. Для нее наибольшее значение перегрузки наблюдается в момент схода БЛА с направляющей (рис. 4). Особенностью рассматриваемой катапульты является обеспечение равноускоренного движения БЛА по направляющей, и как следствие, возможность придания необходимой начальной скорости на меньшей длине направляющей (рис. 1). В связи с вышесказанным подобные НПУ требуют применения гибкой трансмиссии – полиспастных механизмов с передаточным отношением четыре и более.

В случае гравикатапульты, значительное влияние на стартовые характеристики будет оказывать изменение массы и высоты падения груза $m_{\text{пр}}, h = \text{var}$.

Заключение

Результаты проведенных исследований обеспечивают возможность детерминированного принятия проектного решения по выбору того или иного типа наземных систем старта, ориентируясь в особенностях динамики разгона БЛА.

Предложенная классификация катапульт согласно разновидностям закона тягового усилия дает возможность принимать адекватные меры по модернизации в зависимости от необходимости обеспечения необходимого закона тяги. Для этой цели возможно, например, применение копиров [9] – специальных устройств, обеспечивающих движение стартовой тележки по заданному закону.

Основным достоинством копира, как вариатора, является возможность бесступенчатой передачи тягового усилия за счет создания непрерывной рабочей поверхности. Одним из немногих примеров успешного использования копиров является пневматическая катапульт БЛА Scan Eagle Boeing [9].

Катапульты постоянного и дегрессивной разновидности закона тягового усилия могут эффективно применяться для ввода в полет БЛА небольшой массы с низкой удельной нагрузкой на крыло без внесения изменений в конструкцию.

Катапульты, реализующие регрессивную разновидность закона тягового усилия, предназначены для запуска тяжелых БЛА с высокой удельной нагрузкой на крыло. Данный тип наземных катапульт обладает наибольшим проектным потенциалом, так как высокая мощность приводов может эффективно сочетаться с вариаторами, выполненными, например, в виде тех же копиров, что обеспечивает постоянную или регрессивную разновидности закона тягового усилия.

Литература

1. Мосов С. *Беспилотная разведывательная авиация стран мира: история создания, опыт боевого применения, современное состояние, перспективы развития: монография* / С. Мосов. – К.: Изд. дом. «Румб», 2008. – 160 с.
2. Василин Н.Я. *Беспилотные летательные аппараты* / Н.Я. Василин. – Мн.: Попурри, 2003. – 272 с.

3. Матусевич А.Н. *Советские беспилотные самолеты-разведчики первого поколения* / А.Н. Матусевич. – М.: АСТ, Мн.: Харвест, 2002. – 48 с.

4. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.uav.ru>.

5. Авилов И.С. *Комплексно-сопряженная модель инерционного стартового устройства легкого беспилотного летательного аппарата* / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 2 (49). – С. 5-8.

6. Амброжевич А.В. *Комплексная траекторная модель летательного аппарата* / А.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5 (52). – С. 40-44.

7. Середа В.О. *Метод формування вигляду наземних пускових пристроїв безпілотних літальних апаратів: дис.... канд. техн. наук: 05.07.06; захищено 23.10.09; затв. 10.02.10* / Середа Владислав Олександрович. – Х., 2009. – 176 с.

8. Сведения о НПУ [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: [ttp://dpla.ru/grantpromo/index.htm](http://dpla.ru/grantpromo/index.htm).

9. Сведения о НПУ [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.boeing.com>.

Поступила в редакцию 19.05.2010

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

КЛАСИФІКАЦІЯ ЗАКОНІВ РОЗПОДІЛЕННЯ ТЯГОВОГО ЗУСИЛЛЯ НАЗЕМНИХ ПУСКОВИХ ПРИСТРОЇВ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

В.О. Середа

На основі запропонованих комплексно-спряжених газотермодинамічних й механічних моделей наземних пускових пристроїв (НПП) безпілотних літальних апаратів (БЛА) отримані закони розподілення тягового зусилля. Згідно характеру змінення різноманітні закони зведено до трьох типів. Основні результати дослідження подано у вигляді графічного матеріалу. Викладено особливості умов старту БЛА при різних законах тяги приводу НПП, а також їх переваги та недоліки. Зроблено висновок про доцільність застосування компенсуючи пристроїв (копірів) для приводів з регрессивним законом.

Ключові слова: пусковий пристрій, безпілотний літальний апарат, закон розподілення тягового зусилля.

CLASSIFICATION OF LAWS OF DISTRIBUTION OF TRACTION EFFORT OF GROUND LAUNCHING DEVICE OF UNMANNED AERIAL VEHICLE

V.O. Sereda

On the basis of offered in a complex-connected gas thermodynamic and mechanical models of ground launching device (GLD) of unmanned aerial vehicle (UAV) laws of distribution of traction effort are received. According to character of change various laws are shown to three types. The basic results of research are submitted as a graphic material. Features of conditions of start UAV are stated at various laws of draft of drive GLD, and also their merits and demerits. The conclusion about expediency of application of compensating devices (templet) for drives with the regressive law is made.

Key words: launching device, unmanned aerial vehicle, the law of distribution of traction effort.

Середа Владислав Александрович – канд. техн. наук, вед. инженер кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda_vlad@ukr.net.

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ¹, С.Н. ЛАРЬКОВ², К.В. МИГАЛИН³¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²Производственное объединение «Коммунар», Украина³ООО НПФ «РОТОР», Россия

ТЕХНОЛОГИЯ ЧИСЛЕННЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ С БЕСКЛАПАННЫМИ ПУЛЬСИРУЮЩИМИ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Представлена технология опережающих численных исследований рабочего процесса в транспортной системе (ТС) с бесклапанным пульсирующим воздушно-реактивным двигателем (ПуВРД), состоящая из физико-математической модели, метода численного решения системы уравнений модели и средств программной реализации. Модель отображает комплекс взаимосвязанных базовых факторов рабочего процесса в ТС с бесклапанным ПуВРД, включая пространственные волновые явления, горение топливо-воздушной смеси и динамику полета и др. Модель имеет «открытую» архитектуру, основывающуюся на методе особенностей, а ее ресурсоемкость ориентирована на обычные ПЭВМ.

Ключевые слова: технология опережающих численных исследований, транспортные системы, бесклапанные пульсирующие воздушно-реактивные двигатели.

Введение

Несмотря на солидную предысторию, множество термогазодинамических предпочтений и внешнюю простоту конструкции, тепловые двигатели периодического действия с волновыми явлениями в качестве доминирующего фактора рабочего процесса распространения не получили. В качестве главной причины задержки прогрессивного развития на данном направлении авторы усматривают непригодность традиционного расчетного инструментария, базирующегося на неадекватных физике процесса квазистационарных представлениях, принятых в классической теории двигателей. Таким образом, дело здесь в несовершенстве информационной компоненты современных технологий процесса проектирования. Как показала практика, получившие широкое распространение в настоящее время прикладные пакеты программ универсального назначения, как то «Flow Works», «Fluind» и др. необходимыми для решения подобного класса задач адаптивными возможностями не обладают. Тем не менее, на данном этапе развития вычислительной техники и численных методов решения уравнений механики сплошных сред проблема создания соответствующих технологий опережающих исследований рабочего процесса не является неразрешимой, что продемонстрировано на ряде практических примеров комплексного моделирования рабочих процессов в двигателях периодического действия различных типов на основе метода особенностей [1 – 3 и др.].

К указанному проблемному классу следует отнести и задачу исследований, состоящую в создании математико-информационных средств моделирования рабочего процесса свободнолетающей транспортной системы (ТС) с бесклапанным ПуВРД. Нестационарные эжекционные эффекты, торoidalные вихри, интерференция струй, эффект экрана вблизи поверхности земли и пр. представляют собой доминирующие факторы, определяющие динамику вертикального взлета ТС с ПуВРД. В связи с этим для обеспечения адекватности метода расчета интегральных характеристик ТС подобного класса, как, впрочем, и любого ЛА с ПуВРД, необходимы комплексно-сопряженные модели внешнего и внутреннего обтекания, учитывающие пространственно-временную неоднородность физических полей в области пространства, вовлеченной в процесс движения. В качестве ближайшего аналога для решения поставленной задачи следует рассматривать технологию опережающих исследований процесса в ПуВРД с механическим клапаном [2]. Важной отличительной особенностью моделируемого объекта в данном случае является отсутствие осевой симметрии, что делает нецелесообразным применение цилиндрических координат и полностью исключает переход к экономичным 2D моделям.

Поставленная задача исследований потребовала разработки специальной технологии опережающих численных исследований, включающей в себя триаду: «модель → численный метод → средства программной реализации». В предлагаемой статье

содержится описание указанных составляющих технологии численных исследований рабочего процесса ТС с бесклапанным ПуВРД и приведен демонстрационный пример двигателя типа «ThermoJet».

1. Модель ТС с бесклапанным ПуВРД

Процесс свободного полета ТС с ПуВРД отображается полностью замкнутой нестационарной 3D моделью в прямоугольной системе координат с использованием свойств геометрической симметрии физического оригинала. Модель внешнего и внутреннего обтекания задана в контрольном объеме (КО), связанном с ПуВРД (рис. 1), т.е. свободно летающим объектом, что предопределяет использование неинерциальной системы отсчета.

Процесс движения многокомпонентной среды во внешних и внутренних зонах КО характеризуется базовым набором, состоящим из двух термодинамических параметров, одного кинематического и функций субстанциональных свойств (табл. 1), что отображается в модели матрицей состояния физических полей:

$$\bar{\Pi}(\bar{x}, t) = \{p, T, \bar{w}, \bar{C}\}(\bar{x}, t). \quad (1)$$

Возможно использование отличной от (1) покомпонентной записи матрицы $\bar{\Pi}$. Связь между вариантными формами покомпонентной записи определяется термическим уравнением состояния. По аналогии с [1 – 3] модель построена на основе метода особенностей вида источников–стоков (ИС) массы, импульса и энергии. Математическое описание модели представлено в векторно-матричных терминах:

$$\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} + \bar{\nabla} \bar{\Phi} = \sum_{n=1}^{M_M} \left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_{(n)} + \sum_{n=1}^{M_c} \bar{\Delta}_{(n)}, \quad (2)$$

где $\bar{F} = \rho \{1, \bar{C}, \bar{w}, \varepsilon^0\}$ – обобщенные потоковые век-

тор-матрицы;

$$\bar{\Phi} = \sum_{k=1}^3 \bar{i}_k \bar{\Phi}_k - \text{вектор-матрица конвективных и}$$

волновых процессов; $\bar{i}_k$ – орты прямоугольной системы координат;

$$\bar{\Phi}_k = \bar{F} w_k + p \{0, 0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k\} -$$

проекция вектор-матрицы конвективных и волновых процессов на оси координат;

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

матрица «свободных» ИС;

M_M – общее число групп ИС, обусловленных субстанциональным переносом;

M_c – общее число групп «свободных» ИС, (n) – индексы групп ИС.

Система (2) замыкается уравнением состояния идеального газа $p = \rho R T$, предположением об аддитивности теплофизических свойств среды, соотношения, определяющие интенсивности ИС:

$$\left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_{(\beta)} = f_{\beta}(\bar{\Pi}, x_1, x_2, x_3, t), \quad \beta = 1, \dots, M_M; \quad (3)$$

$$\bar{\Delta}_{(\gamma)} = f_{\gamma}(\bar{\Pi}, x_1, x_2, x_3, t), \quad \gamma = 1, \dots, M_c \quad (4)$$

начальными и граничными условиями:

$$\bar{\Pi} = \bar{\Pi}(x_1, x_2, x_3, 0), \quad \{x_1, x_2, x_3\} \in \Omega, \quad (5)$$

$$\bar{\Pi} = \bar{\Pi}(x_1, x_2, x_3, t), \quad \{x_1, x_2, x_3\} \in \Gamma, \quad \forall t. \quad (6)$$

В соответствии с методом особенностей, совокупность доминирующих факторов модели представляется аппликацией источников-стоков (ИС) материальных субстанций двух типов: связанных с массопереносом (3) и «свободных» (4) (табл. 2).

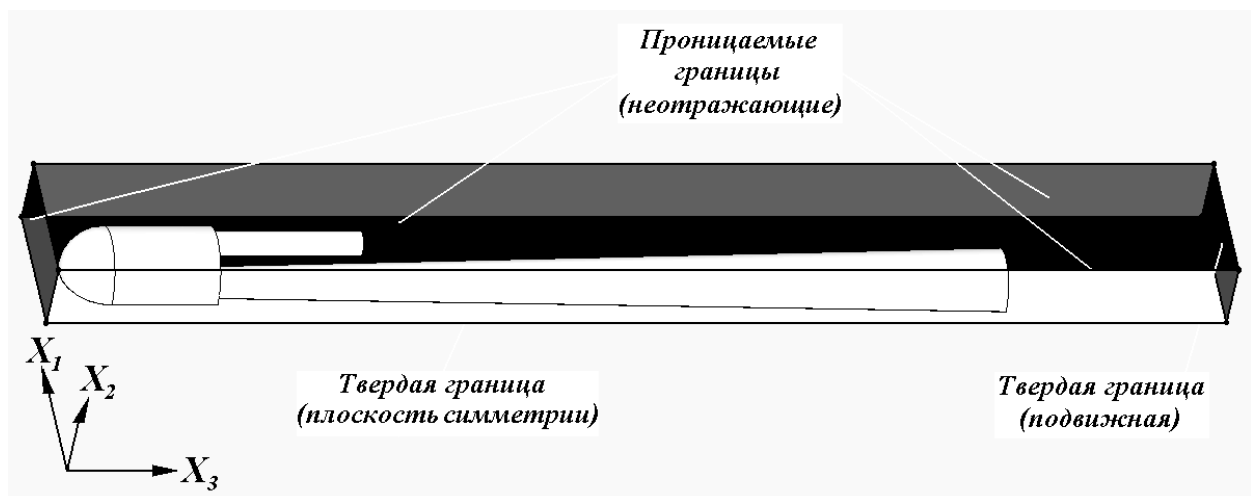


Рис. 1. Контрольный объем, заключающий в себя ТС с ПуВРД

Таблица 1
Основные параметры, факторы и функции процесса внутреннего и внешнего обтекания ПуВРД

Обозначение	Физический смысл	Покомпонентная форма записи
t	время	—
$\vec{x}$	координатный вектор	$\{x_1, x_2, x_3\}$
p	давление	—
T	температура	—
$\vec{w}$	вектор скорости	$\{w_1, w_2, w_3\}$
$\bar{C}$	матрица функций субстанциональных свойств	$\{\omega, \omega_r, \bar{t}, S\}$
ω, ω_r	массовые концентрации продуктов сгорания и горючего	—
$\bar{t}$	индивидуальное время химически реагирующей частицы	—
S	энтропия	—
$\varepsilon, \varepsilon^0$	внутренняя энергия (по ст. параметрам и полная)	—
i, i^0	энтальпия (по статическим параметрам и полная)	—
$\bar{f}$	напряженность поля массовых сил	$\{f_1, f_2, f_3\}$

Таблица 2
«Элементная база» модели транспортной системы с ПуВРД

(n)	Характер фактора, имитируемого вектором ИС	Форма записи	Интенсивности образующих факторов (компоненты)	Механизм воздействия
1	Повышение концентрации продуктов сгорания, уменьшение концентрации горючего и подвод теплоты при сгорании топлива	$\frac{\partial(\rho\omega)_{(1)}}{\partial t}$	источника массы продуктов сгорания	субстанциональный перенос
		$\frac{\partial(\rho\omega_r)_{(1)}}{\partial t}$	стока массы горючего	
		$\frac{\partial(\rho\varepsilon^0)_{(1)}}{\partial t}$	источника энергии	
2	Тепловые потоки между газозооушной смесью и элементами тракта	$\frac{\partial(\rho\varepsilon^0)_{(2)}}{\partial t}$	источника энергии	свободный
3	Подача горючего	$\frac{\partial\rho_{(3)}}{\partial t}$	источник массы всей смеси	субстанциональный перенос
		$\left(\frac{\partial\rho}{\partial t}\omega_r\right)_{(3)}$	источника массы горючего	
4	Диссипативные силы	$\bar{\Delta I}_{(4)}$	напряженности сил трения	свободный
5	Взаимодействие с твердыми границами	$\bar{\Delta I}_{(5)}$	нормальных напряжений	
6	Направляющие свойства пристеночных зон течения	$\bar{\Delta I}_{(6)}$	напряженности поверхностных сил	
7	Действие сил инерции	$\bar{\Delta I}_{(7)}$	напряженности сил инерции	

На протяжении малых интервалов времени, ассоциированных с временными шагами, такого рода ИС полагаются автономными явлениями, к которым применим принцип суперпозиции в виде семейства параллельно–последовательных схем.

2. Подмодель горения

Кинетические модели химического взаимодействия компонентов топлив [5 и др.] описываются системами трансцендентных уравнений высокого порядка. Получение единичного результата на основе такого рода моделей для топлив типа «воздух–бензин» с условной формулой $C_\alpha H_\beta N_\gamma O_\delta$ общего вида представляет собой отдельную задачу высокой ресурсоемкости [6 – 8 и др.]. На данном этапе развития ЭВМ такая категория моделей горения не совместима с общей задачей создания комплексной модели, отображающей внешнее и внутреннее обтекание камеры ПуВРД.

Наиболее продуктивный выход из данной ситуации видится в традиционном для общей теории тепловых двигателей подходе, основанном на использовании эмпирических зависимостей типа известной формулы Вибе [9, 10] или ЦНИДИ [11]. В представленной модели процесс сгорания имитируется с использованием формулы Вибе, обеспечивающей возможность параметрической адаптации к различным условиям горения углеводородных топлив.

Для отслеживания отдельных химически реагирующих частиц в потоке наиболее удобна лагранжева система координат. На фоне основной (эйлеровой) системы координат, согласно [1, 3], химически реагирующая частица с момента инициализации может сопровождаться посредством специального субстанционального признака («индивидуального времени» – $\bar{t}$).

Диффузия $\bar{t}$, как и любого субстанционального признака, подчинена соответствующему уравнению переноса в системе (2). Данный принцип вполне удовлетворителен в тех случаях, когда моделируемый процесс не связан с интенсивным слиянием химически реагирующих частиц с различной предысторией (т.е. отличающихся значениями $\bar{t}$). Из области применимости данного принципа выпадает класс задач пространственных течений с неоднородным полем предысторий химически реагирующих частиц при наличии интенсивных обменных процессов. Однако, если пространственная модель процесса в камере ПуВРД использует допущение о синхронном характере инициализации горения во всем ее объеме, такой подход не вступает в противоречие с физикой. Поле $\bar{t}$ при этом будет постое-

нным, а частицы, не содержащие инициализированных исходных реагентов, благодаря принятому виду соответствующего уравнения переноса системы, останутся нейтральными по отношению к «горящим», т.е. не повлияют на свойственные последним значения $\bar{t}$ при слиянии.

В двигателях с самоподдерживающимся волновым характером рабочего процесса одним из важнейших факторов, влияющих на амплитудно-частотные характеристики, а также принципиальную осуществимость подобных тепловых машин на заданных видах горючего, являются условия самовоспламенения. В представленной модели предплатенные процессы отображаются условием [12]:

$$I = \int \frac{1}{\tau(\alpha, p, T, ON)} dt = 1, \quad (10)$$

где I – интеграл самовоспламенения; $\tau(\alpha, p, T)$ – время задержки самовоспламенения как функция параметров: α – коэффициент избытка окислителя; p – давление; T – температура; ON – октановое число горючего.

Наиболее употребимое функциональное соотношение, связывающее время задержки самовоспламенения с параметрами горючей смеси, основывается на модели, строящейся на представлениях о накоплении свободных радикалов и достижении критической скорости реакций окисления:

$$\tau = A p^B \exp\left(\frac{E_a}{RT}\right), \quad (11)$$

где A , B – эмпирические константы; E_a – кажущаяся энергия активации реакции.

Согласно [13], процесс горения предварительно перемешанной горючей смеси состоит из двух стадий: т.н. «холодного пламени» и развитого горения. В соответствии с [14], моделирование двух стадий горения с помощью формулы Вибе может осуществляться путем включения в нее дополнительной части, отражающей расширенную схему физического процесса:

$$X = 1 - \exp C \left[n_{pf} \left(\frac{t}{t_z} \right)^{m_{pf}+1} + (1 - n_{pf}) \left(\frac{t}{t_z} \right)^{m+1} \right], \quad (12)$$

где X – доля сгоревшего топлива к моменту времени t ; m_{pf} – показатель характеристики горения в предпламенных процессах; m – показатель характеристики горения основной доли топлива; n_{pf} – массовая доля топлива, окисляющегося в предпламенных процессах; t_z – продолжительность процесса сгорания; $C = \ln(1 - X_z)$ – константа, выражающая долю горючего X_z , выгорание которой является индикатором окончания процесса горения.

3. Подмодель динамики полета

Процесс движения ТС подчиняется уравнениям динамики тела переменной массы, движущегося в поле сил земного тяготения под действием несбалансированных сил, приложенных к наружным и внутренним поверхностям:

$$\frac{dM_{TC}}{dt} = - \int_{\Omega(3)} \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \omega_r \right)_{(3)} dV, \quad (13)$$

$$\frac{d(M_{TC} \bar{u})}{dt} = - \int_{\sigma(5)} \bar{\Delta} I(5) \bar{n}_{(5)} d\sigma - M_{TC} \bar{g}, \quad (14)$$

$$\left(\frac{\partial \omega_n}{\partial t} \right) = \frac{M_n}{I_n}, n = 1, 2, 3, \quad (15)$$

где M_{TC} – масса ТС; $\bar{u}$ – скорость полета; $\Omega(3)$ – зона впрыска горючего; $\bar{n}_{(5)}$ – единичный вектор внешней нормали к поверхности ТС; $\sigma(5)$ – внутренняя и внешняя поверхности ТС; $\bar{g}$ – ускорение свободного падения; ω_n – компоненты угловых скоростей, M_n – траекторные моменты, I_n – осевые моменты инерции.

Ускоренное движение КО, включающего в себя ТС, обуславливает неинерциальный характер связанной системы отсчета:

$$\left(\frac{\partial \bar{w}}{\partial t} \right)_{-Ин.СО} = \left(\frac{\partial \bar{w}}{\partial t} \right)_{Ин.СО} + \frac{\partial \bar{u}}{\partial t}, \quad (16)$$

где $-Ин.СО$ и $Ин.СО$ – неинерциальная и инерциальная системы отсчета.

Ускорения (16) определяют напряженность поля сил инерции $\bar{\Delta} I(7)$ (табл. 2).

4. Разностная схема

Представление (7 – 9) органически сочетается с принципом расщепления по физическим процессам $n = 0, \dots, M$ в применении к операциям каждого временного шага. В общем случае явный разностный аналог системы (2) принимает следующий вид:

$$\bar{F}_{i_1, i_2, i_3}^{l+1} = \bar{F}_{i_1, i_2, i_3}^l + \tau \sum_{n=0}^M \left(\bar{\Lambda}_n \right)_{i_1, i_2, i_3}^l, \quad (17)$$

где « $(\dots)^l$ », « $(\dots)_{i_1, i_2, i_3}$ » – индексы временного слоя и узлов прямоугольной сетки соответственно; $\tau^l \equiv \Delta t$ – временной шаг.

Разностные аналоги $\left(\bar{\Lambda}_n \right)_{i_1, i_2, i_3}^l$ на каждом новом временном слое отвечают независимым (парал-

лельным) вычислительным шагам и находятся по состоянию предыдущего: $\bar{\Pi}_{i_1+\sigma_1, i_2+\sigma_2, i_3+\sigma_3}^l$, где $\{\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3\}$ – относительные индексы шаблона разностной схемы шага расщепления № n.

На шаге «автономного» течения используется модифицированная схема С.К. Годунова:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\Phi}_k}{\partial x_k} \Big|_{x_1(i_1), x_2(i_2), x_3(i_3)} &\equiv \\ &\equiv \frac{1}{h_k} \sum_{\beta=-1}^1 \beta \bar{\Phi}_k^{l+\frac{1}{2}}_{i_1+\frac{\beta \delta_{k,1}}{2}, i_2+\frac{\beta \delta_{k,2}}{2}, i_3+\frac{\beta \delta_{k,3}}{2}}, \end{aligned} \quad (18)$$

где $h_k \equiv \Delta x_k$, $k = 1, 2, 3$ – шаги пространственной сетки.

С использованием представлений (17) и формул аппроксимации вида (18) разностная схема шага «автономного» течения:

$$\bar{F}_{i_1, i_2, i_3}^{l+1} = \bar{F}_{i_1, i_2, i_3}^{l+\frac{1}{2}} + \tau^l \left(\bar{\Lambda}_0 \right)_{i_1, i_2, i_3}^l, \quad (19)$$

где

$$\begin{aligned} \left(\bar{\Lambda}_0 \right)_{i_1, i_2, i_3}^l &= - \sum_{k=1}^3 \frac{1}{h_k} \sum_{\beta=-1}^1 \beta \bar{\Phi}_k^{l+\frac{1}{2}}_{i_1+\frac{\beta \delta_{k,1}}{2}, i_2+\frac{\beta \delta_{k,2}}{2}, i_3+\frac{\beta \delta_{k,3}}{2}}, \\ \gamma &= \begin{cases} 0, \{i_1, i_2, i_3\} \notin \Gamma_{\text{подв}}(t^l) \\ 1, \{i_1, i_2, i_3\} \in \Gamma_{\text{подв}}(t^l) \end{cases} - \text{параметр, управляю-} \end{aligned}$$

щий заданием исходного состояния на подвижных границах и во всех прочих узлах расчетной сетки.

$$\text{Потоки } \bar{\Phi}_k^{l+\frac{1}{2}}_{i_1+\frac{\beta \delta_{k,1}}{2}, i_2+\frac{\beta \delta_{k,2}}{2}, i_3+\frac{\beta \delta_{k,3}}{2}} \text{ на свобод-}$$

ных гранях внутренних и граничных ячеек сетки определяются решением задачи о распаде начального разрыва. На непроницаемых гранях используется решение задачи о взаимодействии однородного потока газа с преградой. Исходя из условий экономичности алгоритма, решения перечисленных автомодельных задач находятся в изоэнтропическом приближении в виде аналитических зависимостей.

В представленной модели ТС с ПуВРД используется принцип отображения диссипативной сигнатуры, исходящий из подтвержденного на практике предположения о подобии структур коэффициентов вязкости – физической и аппроксимационной [4, с. 103]. Диссипация в процессе обтекания внешней и внутренней поверхностей ПуВРД воспроизводится путем нормирования аппроксимационной вязкости [1, 3], что, может рассматриваться в качестве однопараметрической модели турбулентности.

Сеточное отображение топологии КО включает в себя маску, воспроизводящую проницаемость

ячеек и формирующуюся путем импорта твердотельного образа поверхностей, сгенерированного в среде проектирования, в среду применяемого алгоритмического языка. Проницаемость границы может составлять от 0,0 до 1,0, что позволяет имити-

ровать как перфорированные стенки, так и конструктивные элементы с размерами меньше шага расчетной сетки.

Вид твердотельной маски применительно к ПуВРД типа «ThermoJet» представлен на рис. 2.

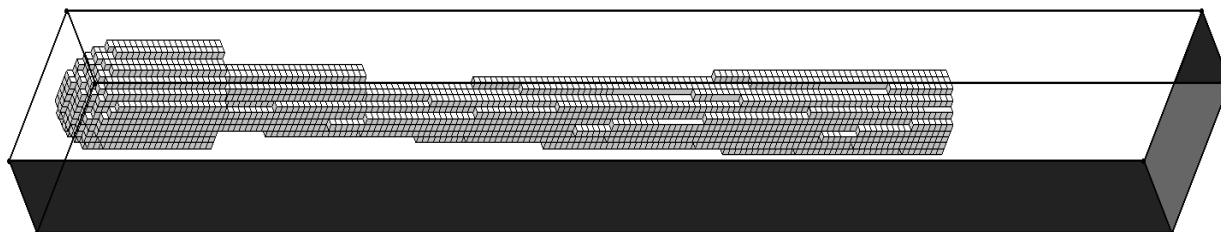


Рис. 2. Маска в сеточной области, отображающая оболочку камеры ПуВРД

5. Реализация модели

Визуализация физических полей осуществляется путем синхронного анимационного отображения их актуальных состояний в виде цветowych карт сечений КО (рис. 3). Представленная технология обеспечивает решение комплекса основных задач проектирования бесклапанных ПуВРД.

Далее приведен пример исследования рабочего процесса в ПуВРД типа «ThermoJet» с предварительной карбюризацией. Представление об основных фазах газообмена устойчивого режима работы дают серии временных срезов, снабженные соответствующими комментариями (рис. 3, где: вып. и вп. тр. – впускная и выпускная трубы; ПС – продукты сгорания; ТВС – топливо–воздушная смесь; КС – камера сгорания; $p_{КС}$ – давление в КС; $p_{атм}$ – атмосферное давление; абс. – «абсолютное»).

Средства реализации модели представляют собой авторский программный продукт, для эксплуатации которого пригодны любые версии ОС WINDOWS, поддерживающие среду алгоритмического языка FORTRAN Visual Pro.

Неотъемлемой частью технологии численных исследований являются средства визуализации, представляющие собой адаптированную к условиям физического оригинала графическую оболочку анимационного сопровождения вычислительного эксперимента в реальном масштабе времени.

Разработаны специальные средства импорта твердотельного образа камеры ПуВРД из проектной среды Solid Works с последующим преобразованием в маску, формирующую топологию контрольного объема в программной среде FORTRAN Visual Pro.

Ресурсоемкость модели ориентирована на обычные ПЭВМ класса Pentium 4 с использованием векторных команд расширения SSE II. Максимально достижимая разрешающая способность модели оценивается отображением геометрической подобласти

решения на $50 \times 24 \times 400$ расчетных ячеек, что для минимального шага по пространственной координате ~ 5 мм требует для получения решения на ~ 15 рабочих циклов двигателя 150 часов машинного времени для процессора с тактовой частотой 1,7 ГГц.

Заключение

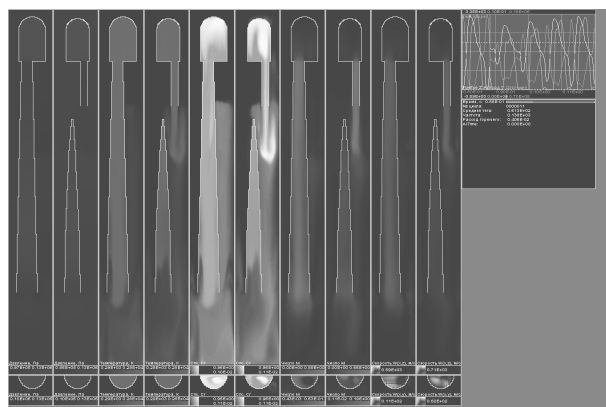
Представленная технология опережающих численных исследований универсальна и область ее применимости не ограничивается подмножеством транспортных систем с бесклапанными двигателями типа «ThermoJet».

Ресурсоемкость представленной технологии обеспечивает возможность получения дроссельных и высотно-скоростных характеристик ПуВРД на ПЭВМ ординарного класса.

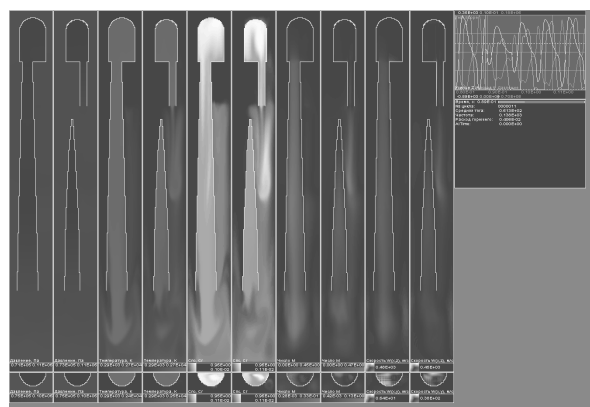
Заложенные в принципиальную основу модели возможности воспроизведения свободного полета ТС с ПуВРД в полной мере могут быть реализованы на более производительных ПЭВМ.

Литература

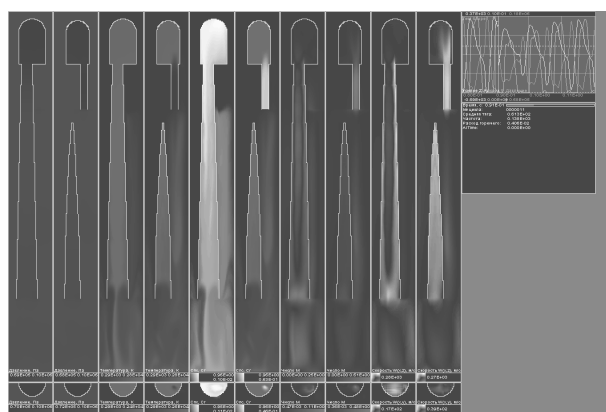
1. Амброжевич А.В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях / А.В. Амброжевич. – Х.: ХГАДТУ, 1999. – 77 с.
2. Амброжевич А.В. Комплексная математическая модель ПуВРД малой тяги / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2004. – № 4. – С. 118–121.
3. Амброжевич А.В. Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении / А.В. Амброжевич. – Х.: ХАИ, 2005. – 233 с.
4. Белоцерковский О.М. Численное моделирование в механике сплошных сред / О.М. Белоцерковский. – М.: Наука, 1984. – 520 с.
5. Глушко В.П. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: Справочник в 10 т. / Под ред. В.П. Глушко. – М.: ВИНТИ АН СССР, 1971–1979.



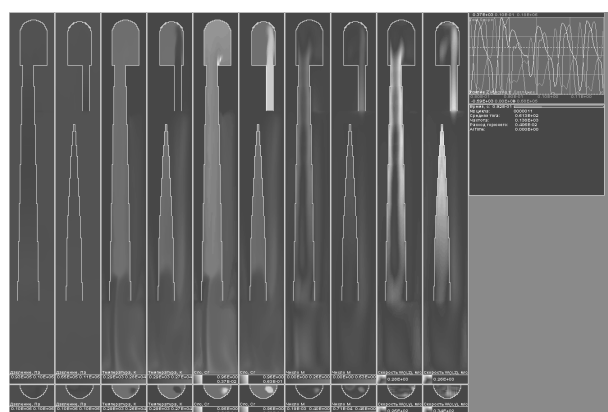
I. По окончании сгорания в вып. и вп. тр. устанавливается течение в сторону сопел; $p_{KC} > p_{атм}$



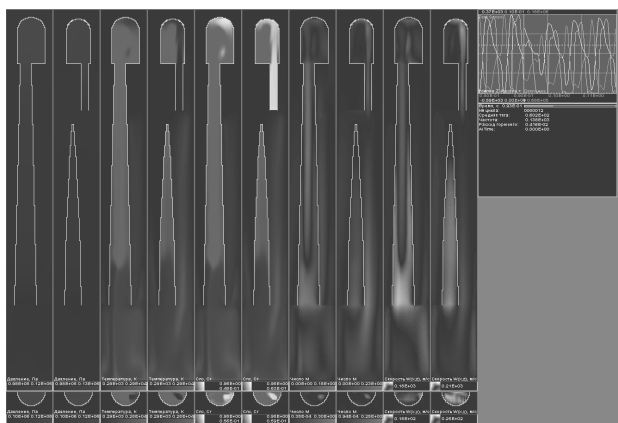
II. При истечении из сопел и падении p_{KC} во вп. тр. поток тормозится. В вып. тр. силы инерции обуславливают выс. скорость ПС



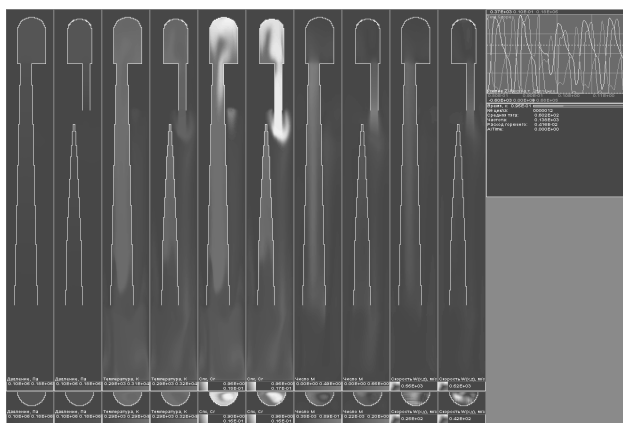
III. Торможение в вып.тр. и реверсирование во вп. тр.; p_{KC} достигает абс. минимума в момент реверсирования в вып.тр. В вып. тр. сохраняется зона прямого потока и проявляется вихрь в нач. ее части



IV. С натеканием свежей ТВС и ПС из вып. тр. при $p_{KC} \approx p_{атм}$, в КС зарождаются вихр. структуры. ТВС поступает в КС двумя струями, слабо взаимодействующими друг с другом и с внутр. течениями



V. По мере роста p_{KC} вследствие натекания ТВС и ПС зона вихревых структур захватывает всю КС и начальную часть вып. трубы. Обратный поток во вп. трубе тормозится. Происходит интенсивное перемешивание ТВС с ПС по всей длине поступившего заряда с последующим воспламенением смеси. Вып. труба охвачена интенсивными вих. структурами



VI. Рост p_{KC} приводит к установлению во вп. и вып. тр. течения в сторону сопел. При достижении $p_{KC\max}$ вихр. структуры вытесняются из ПЧ. Выгорает $\sim 2/3 \dots 3/4$ горючего. Большая часть КС охвачена процессами горения. В рез. эжекции горячей ТВС из КС в вып. тр. часть ТВС сгорает в расш. секции. Во вп. тр. со стороны стенки проникают ПС предыдущего цикла

Рис. 3. Фазы рабочего процесса в бесклапанном ПуВРД типа «ThermoJet»

6. *A Detailed Chemical Kinetic Reaction Mechanism for the Oxidation of Iso-Octane and Heptane over an Extended Temperature Range and its Application to Analysis of Engine Knock* / C.K. Westbrook, J. Warnatz etc // 22nd Symposium (Intl) on Combustion. – (893). – 1988.

7. Kong S.C. Modeling and Experiments of HCCI Engine Combustion Using Detailed Chemical Kinetics with Multidimensional CFD / S.C. Kong, S.D. Mariott etc // SAE 2001-01-1026.

8. Acevs S.V. A Decoupled Model of Detailed Fluid Mechanics Followed by Detailed Chemical Kinetics for Prediction of Iso-Octane HCCI Combustion / S.V. Acevs, J. Martines-Frias etc // SAE 2001-01-3612.

9. Орлин А.С. Двигатели внутреннего сгорания / Под ред. А.С. Орлина, М.Г. Круглова. – М.: Машиностроение, 1983. – 375 с.

10. Воинов А.Н. Сгорание в быстроходных поршневых двигателях. / А.Н. Воинов. – М.: Машиностроение, 1977. – 277 с.

11. Ваншейдт М. Дизели. Справочник / Под ред. М. Ваншейдта. – М.-Л.: Машиностроение, 1964. – 559 с.

12. Livengood J.C. Correlation of Autoignition Phenomena in Internal Combustion Engines and Rapid Compression Machines / J.C. Livengood, P.C. Wu // Fifth Symposium on Combustion. – 1955.

13. Jinkai Zheng. A Global Reaction Model for the HCCI Combustion Process / Jinkai Zheng, David L. Miller, Nicolas P. Gernansky // SAE Paper № 2004-01-2950.

14. Watson N. A Combustion Correlation for Diesel Engine Simulation / N. Watson, A.D. Pilley, M. Marzouk // SAE Paper № 800029.

Поступила в редакцию 1.06.2010

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

ТЕХНОЛОГІЯ ЧИСЕЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ РОБОЧИХ ПРОЦЕСІВ ТРАНСПОРТНИХ СИСТЕМ З БЕЗКЛАПАННИМИ ПУЛЬСУЮЧИМИ ПОВІТРІЯНО-РЕАКТИВНИМИ ДВИГУНАМИ

О.В. Амброжевич, С.М. Ларьков, К.В. Мігалин

Подана технологія випереджуючих чисельних досліджень робочого процесу в транспортній системі (ТС) з безклапанним пульсуючим повітряно-реактивним двигуном (ПуПРД), що складається з фізико-математичної моделі, методу чисельного розв'язання системи рівнянь моделі та засобів програмної реалізації. Модель віддзеркалює комплекс взаємозв'язаних базових факторів робочого процесу в ТС з безклапанним ПуПРД, охоплюючи просторові хвильові явища, горіння паливоповітряної суміші та динаміку польоту та ін. Модель має «відкриту» архітектуру, що ґрунтується на методі особливостей, а її ресурсоемність орієнтована на ординарні ПЕОМ.

Ключові слова: технологія чисельних досліджень, транспортні системи, безклапанні пульсуючі повітряно-реактивні двигуни.

A TECHNOLOGY OF NUMERICAL INVESTIGATION OF THE WORKING PROCESS OF VALVELESS PULSE JET ENGINES FOLUING VEHICLES

A.V. Ambrożewicz, S.N. Larkov, K.V. Migalin

A technology of preliminary numerical investigation of the working process of transporting system (TS) with valveless pulse jet engine (PJE), composed of physical-mathematical model, method of numerical solution of system equations of model and soft, is presented. A model is simulated a complex of mutually connected factors of the working process of the TS with PJE, including 3D wave's phenomena, air-fuel mixture combustion and flight's dynamic etc. A model has same "opened" architecture, based of the method of specifics and has resource's needing, collocated with possibilities of ordinary personal computers.

Key words: technology of numerical investigation, transporting system, valveless pulse jet engine.

Амброжевич Александр Владимирович – д-р техн. наук, профессор кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

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

Мигалин Константин Валентинович – канд. техн. наук, директор, ООО НПФ «РОТОР», Тольятти, Россия, e-mail: MigalinK@mail.ru.

УДК 536.24

Ю.А. СКОБ

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

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛООБМЕНА В ТВЕРДЫХ ТЕЛАХ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ

Выполнено численное моделирование процессов нестационарного теплообмена в многосвязных твердых телах сложной формы, окруженных теплопроводной газообразной средой, на основе единого конечно-разностного алгоритма. Проведена верификация математической модели сравнением с аналитическими решениями тестовых задач для бесконечной пластины. Получены трехмерные поля температуры в пространственных твердых телах формы различных примитивов, а также их комбинаций. Проведены расчеты теплообмена в лопатке турбины сплошного сечения и снабженной полостями охлаждения. Трехмерные поля температур можно использовать для оценки теплонпряженного состояния твердых тел.

Ключевые слова: численное моделирование, теплообмен, теплопроводность, твердое тело сложной формы, изотермы.

Введение

Пусковые и переходные режимы работы авиационных двигателей, холодильников, камер обжига и других энергетических и теплотехнических установок характерны необходимостью оперативно вводить резервную энергетическую мощность, что может приводить к недопустимым изменениям технологических зазоров в их рабочей части из-за неодинакового расширения (охлаждения) или к чрезмерным температурным напряжениям в деталях ротора и статора.

Для оптимального управления такими нестационарными режимами энергетических машин необходимо иметь изменяющиеся во времени трехмерные температурные поля в элементах оборудования. Прогнозирование и анализ тепловых полей позволяет избежать недопустимого превышения температуры или возникновения критических ее перепадов.

Кроме того, нестационарные задачи теплообмена часто возникают в различных процессах экологии атмосферы, связанных с пожарами, когда окружающие объекты подвергаются значительной термической нагрузке, под воздействием которой они нагреваются, тлеют, выделяют в атмосферу вредные вещества и т.д.

Целью данной работы является численное моделирование трехмерных полей температуры в однородных многосвязных твердых телах в процессе их нагрева (охлаждения) в газообразной теплопроводной среде. Аналитические методы решения таких задач оказываются эффективными только для тел простой формы [1, 2]. В этом случае расчетные

нестационарные зависимости поля температур выражаются в виде экспоненциальных рядов, сходимость которых зависит от местоположения контрольной точки внутри тела и времени с момента начала процесса. Численные методы на базе современной вычислительной техники позволяют преодолеть данные проблемы и решать поставленную задачу уже без применения комплексных иерархических методов, таких как поэтапное моделирование [3]. Ряд работ предлагают способ моделирования, который базируется на применении конечно-разностного метода и метода конечных элементов [4], однако, как правило, расчеты проводятся без учета многомерности процесса [5] или только для бесконечно больших интенсивностей теплообмена твердых тел с окружающей средой [6]. Поэтому создание новой математической модели, адекватно описывающей переходные тепловые процессы в твердых телах, построение эффективного метода решения поставленной задачи и реализация его в виде современного программного продукта, который можно использовать в инженерных целях для анализа и прогноза, является актуальной задачей.

1. Математическая модель

1.1. Основные уравнения

Для описания процессов движения окружающей твердое тело газообразной среды (в общем случае, многокомпонентной смеси газов) используются усеченные уравнения Навье-Стокса, полученные путем отбрасывания вязких членов (приближение Эйлера с источниковыми членами) с допущением о

том, что основное влияние на процесс оказывает конвективный обмен массой, импульсом и энергией [7].

Расчетной областью Ω является параллелепипед с прямолинейными образующими, расположенный в правой декартовой системе координат (X, Y, Z) с основанием в плоскости XOZ (ось Y ориентирована в направлении, противоположном действию сил тяжести Земли) (рис. 1). Расчетная область разбивается на пространственные ячейки, причем размеры граней подбираются из условия достаточно полной передачи объема и поверхностей твердого тела.

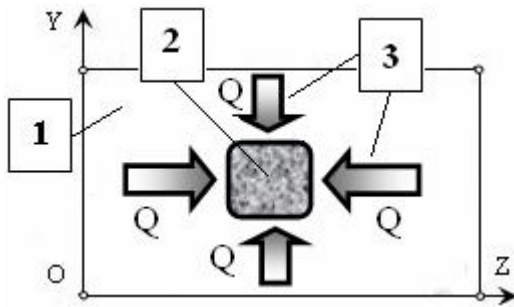


Рис. 1. Общая расчетная схема теплообмена:
1 – окружающая газовая среда; 2 – твердое тело;
3 – тепловые потоки

Закон сохранения энергии для каждой расчетной «твердой» ячейки (без источников тепла) может быть представлен в интегральной форме:

$$\iiint_V \rho \frac{d(C_v T)}{dt} dV = \iiint_V \operatorname{div}(-\lambda \operatorname{grad} T) dV. \quad (1)$$

Применим теорему Остроградского-Гаусса к правой части уравнения (1):

$$\iiint_V \operatorname{div}(-\lambda \operatorname{grad} T) dV = \iint_{\sigma} (-\lambda \operatorname{grad} T, \vec{n}) d\sigma, \quad (2)$$

где V – объем элементарной расчетной ячейки; σ – ограничивающая поверхность данной ячейки, которая имеет внешнюю нормаль $\vec{n}$ ($\sigma \vec{n}$); λ – коэффициент теплопроводности; T – температура; q – тепловой поток, определяемый по закону Фурье $q = -\lambda \operatorname{grad} T$.

1.2. Граничные условия

Тепловой поток на границе твердой ячейки, сопряженной с газовой ячейкой (рис. 2), можно определить согласно закону Ньютона:

$$q_w = \alpha(T_w - T_e) = -\lambda \frac{\partial T}{\partial n}, \quad (3)$$

где T_w – температура на стенке; T_e – температура в сопряженной газовой ячейке; α – коэффициент теплоотдачи.

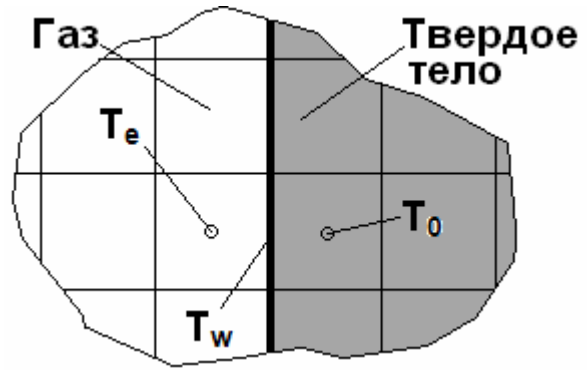


Рис. 2. Расчетная схема теплоотдачи на границе «газ-тело»

Предположив одинаковый размер h ячеек по всем направлениям, уравнение (3) можно упростить:

$$\alpha(T_w - T_e) \cong -\lambda(T_w - T_0)/h/2. \quad (4)$$

Выполнив ряд тождественных преобразований, получим соотношение для температуры на стенке:

$$T_w = (h\alpha T_e + 2\lambda T_0)/(h\alpha + 2\lambda). \quad (5)$$

Коэффициент температуропроводности для материала твердого тела с теплоемкостью C_v и плотностью ρ определяется так:

$$a = \lambda/(C_v \rho). \quad (6)$$

Введем безразмерный параметр Bi теплообмена для ячейки (число Био):

$$\overline{Bi} = (\alpha h)/\lambda. \quad (7)$$

Тогда соотношение (5) можно преобразовать к виду, удобному для вычислений:

$$T_w = (T_e \overline{Bi}/2 + T_0)/(\overline{Bi}/2 + 1). \quad (8)$$

При постановке граничных условий для «газовых» граней полагается, что расходная составляющая скорости не превосходит скорость звука. Граничные условия на входе будем задавать на поверхностях тех граней, примыкающих к границам расчетной области, через которые в расчетную область поступает атмосферный воздух. Набегающий поток на входе определяется величинами полной энтальпии, функции энтропии, направлением вектора скорости потока, относительной массовой плотностью примеси.

Параметры потока на входе определяются с привлечением соотношения для «левого» инварианта Римана [8]. На непроницаемых участках, ограничивающих расчетную область поверхностями, выполняются условия «непротекания». Граничные условия на выходе будем задавать на поверхностях тех граней конечно-разностных ячеек, которые примыкают к границам расчетной области и через которые предполагается вытекание или втекание газовой смеси. В выходных областях, кроме атмо-

сферного давления использовались соотношения для «правого» инварианта Римана [8].

1.3. Начальные условия

В начальный момент времени во всех «газообразных» ячейках расчетной области принимались параметры окружающей среды, а распределение температуры в твердом теле предполагалось равномерным по объему. При интенсивном воздействии температуры внешней среды, что соответствует значению коэффициента теплоотдачи равному бесконечности, температура поверхности тела мгновенно принимала значение, равное температуре среды.

В начальный момент времени во всех «газообразных» ячейках расчетной области принимаются параметры окружающей среды. В ячейках, занимаемых облаком газообразной примеси, которое образовалось в результате мгновенного выброса, относительная массовая концентрация примеси принимается равной $Q=1$ (100%). В ячейках с испарением или истечением газа задается закон изменения расхода примеси.

1.4. Метод численного решения

Законы сохранения массы, импульса, энергии окружающего газа в интегральной форме для каждой расчетной газовой ячейки численно решались с использованием схемы распада произвольного разрыва (метод С.К. Годунова [7]), которая обеспечивает построение разрывных решений без выделения разрывов. Совокупность газодинамических параметров во всех ячейках в момент времени t^n представляет собой известное решение на временном слое с индексом n . Параметры в следующий момент времени $t^{n+1} = t^n + \tau$ рассчитывались посредством применения явных конечно-разностных аппроксимаций. Устойчивость конечно-разностной схемы обеспечивается за счет выбора величины шага по времени τ .

Для твердой ячейки с размерами h_x , h_y , h_z вдоль осей координат условие устойчивости конечно-разностной схемы выглядит так:

$$2a\tau \leq 1 / \left(1/h_x^2 + 1/h_y^2 + 1/h_z^2 \right). \quad (9)$$

Тогда шаг по времени для явной схемы расчета можно определить из соотношения:

$$\tau \leq 1 / \left(2a \left(1/h_x^2 + 1/h_y^2 + 1/h_z^2 \right) \right). \quad (10)$$

Так как шаг по времени для газовых ячеек на порядок меньше, чем шаг для твердых ячеек, в случае неподвижной или установившейся теплопроводной окружающей твердое тело газовой среды, целесообразно «заморозить» по времени параметры

газа. Это позволяет значительно снизить временные затраты на выполнение расчета.

2. Верификация численной модели

Адекватность разработанной математической модели теплообмена проводилась на основе сопоставления численного моделирования с известными аналитическими решениями одномерных тестовых задач для бесконечной пластины с различными начальными, граничными условиями и переменной интенсивностью теплообмена с теплопроводной газообразной окружающей средой.

2.1. Тестовая задача 1

Рассматривается нестационарный процесс остывания бесконечной пластины при условии бесконечно большой интенсивности теплообмена с окружающей газообразной средой (рис. 3).

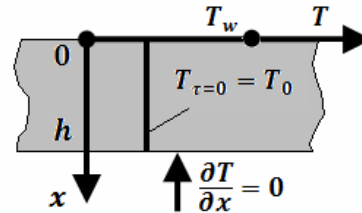


Рис. 3. Расчетная схема теплообмена (задача 1)

В начальный момент времени температура в пластине имеет постоянное значение:

$$T|_{\tau=0} = T_0. \quad (11)$$

На одной границе пластины выполняется условие

$$T|_{x=0} = T_w, \quad (12)$$

а на другой границе –

$$\left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{x=h} = 0. \quad (13)$$

Аналитическое решение для распределения параметра температуры представлено бесконечным рядом:

$$\Theta = \sum_{n=1}^{\infty} A_n \cos[\mu_n (1-\eta)] \exp(-\mu_n^2 F_0), \quad (14)$$

где коэффициенты μ_n и A_n выглядят так:

$$\mu_n = (2n-1)\pi/2, \quad (15)$$

$$A_n = (-1)^{n+1} \frac{2}{\mu_n}. \quad (16)$$

В расчетах использовались безразмерные аргументы времени $F_0 \equiv (a\tau)/h^2$ (число Фурье) и текущей координаты $\eta \equiv x/h$.

Результаты сравнения аналитического и численного решений представлены на рис. 4.

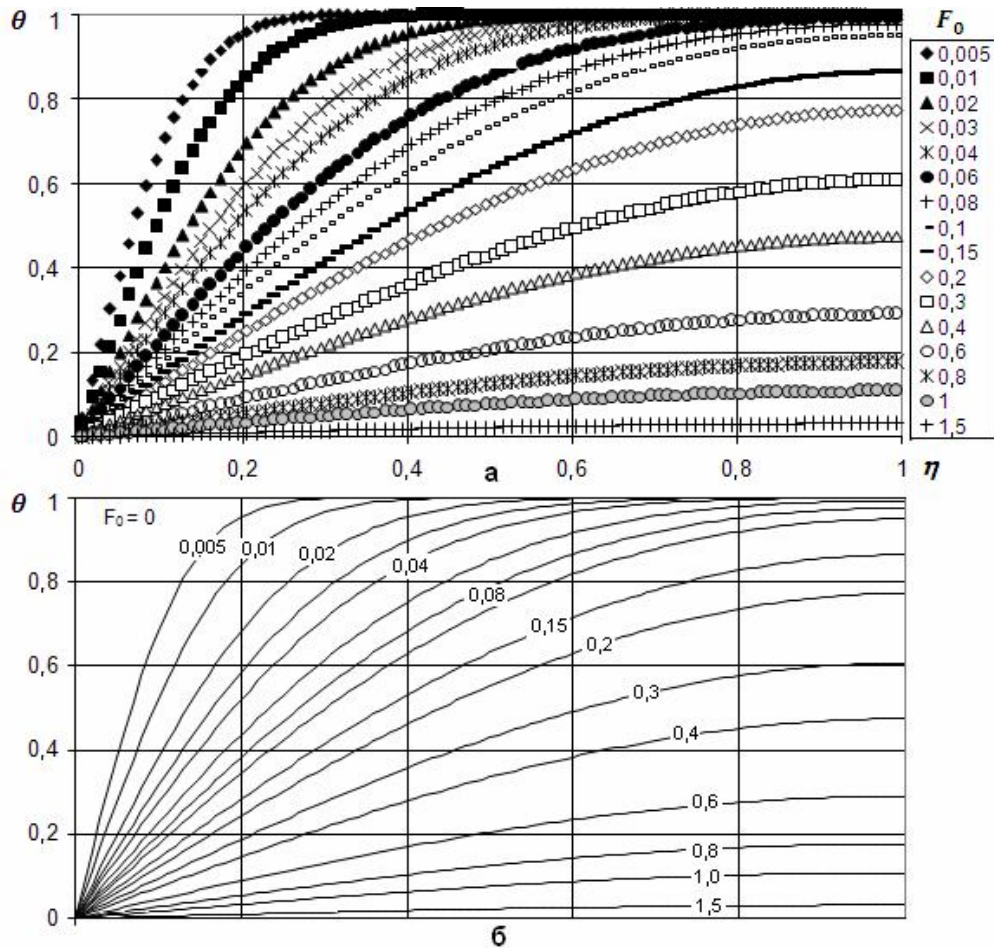


Рис. 4. Результаты расчета теплообмена в бесконечной пластине согласно схеме 1:
а – расчет; б – аналитический метод [1]

2.2. Тестовая задача 2

Рассматривается нестационарный процесс теплопроводности в бесконечной пластине с градиентным распределением начальной температуры при условии бесконечно большой интенсивности теплообмена с окружающей газообразной средой (рис. 5).

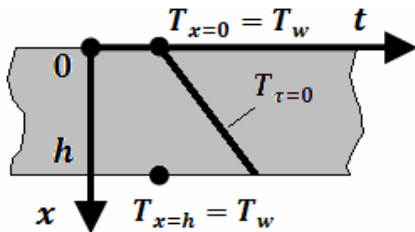


Рис. 5. Расчетная схема теплообмена в бесконечной пластине (задача 2)

В начальный момент времени температура в пластине меняется по закону:

$$T|_{\tau=0} = T_w + \Delta T x / h. \quad (17)$$

На обеих границах пластины выполняется условие:

$$T|_{x=0} = T|_{x=h} = T_w. \quad (18)$$

Аналитическое решение для распределения параметра температуры представлено бесконечным рядом:

$$\Theta = \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin[\mu_n \eta] \exp(-\mu_n^2 F_0), \quad (19)$$

где коэффициенты μ_n и A_n выглядят так:

$$\mu_n = n\pi, \quad (20)$$

$$A_n = (-1)^{n+1} \frac{2}{\mu_n}. \quad (21)$$

Результаты сравнения аналитического и численного решений представлены на рис.6.

2.3. Тестовая задача 3

Рассматривается процесс теплообмена в бесконечной пластине с постоянным распределением начальной температуры при конечной величине коэффициента теплоотдачи α с окружающей газообразной средой с температурой T_e (рис. 7).

В начальный момент времени температура в пластине имеет постоянное значение: $T|_{\tau=0} = T_0$. На одной границе пластины выполняется условие:

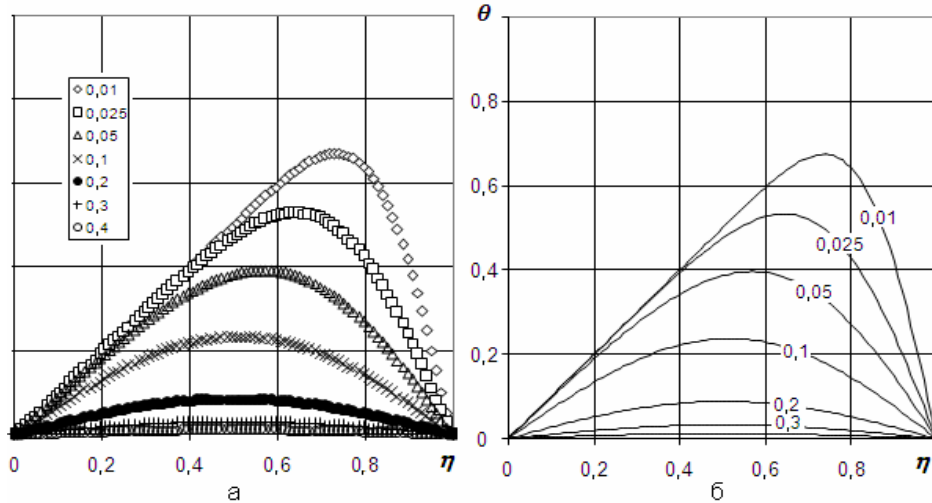


Рис. 6. Результаты расчета теплообмена в бесконечной пластине согласно схеме 2:
а – расчет; б – аналитический метод [1]

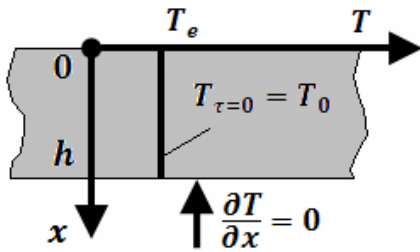


Рис. 7. Расчетная схема теплообмена в бесконечной пластине (задача 3)

$$\Gamma - \lambda \left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{x=0} = \alpha (T_e - T_{x=0}), \quad (22)$$

де температура окружающей среды $T_e = \text{const}$; λ – коэффициент теплопроводности для материала пластины; α – коэффициент теплоотдачи для системы «газ-материал». На другой границе $\left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{x=h} = 0$.

Аналитическое решение распределения параметра температуры представлено бесконечным рядом:

$$\Theta = 1 - \sum_{n=1}^{\infty} A_n \cos[\mu_n (1 - \eta)] \exp(-\mu_n^2 F_0), \quad (23)$$

где соотношения для коэффициентов μ_n и A_n выглядят так:

$$\text{ctg } \mu_n = 1/\text{Bi}, \quad (24)$$

$$A_n = \frac{(-1)^{n+1} (2\text{Bi} \sqrt{\mu_n^2 + \text{Bi}^2})}{\mu_n (\mu_n^2 + \text{Bi}^2 + \text{Bi})}. \quad (25)$$

В расчетах использовался безразмерный критерий теплообмена – число Био $\text{Bi} \equiv (\alpha h)/\lambda$.

Результаты сравнения аналитического и численного решений представлены на рис. 8 – 11. Данные численных расчетов с приемлемой точностью согласуются с аналитическими данными, что позволяет использовать математическую модель для решения поставленной задачи.

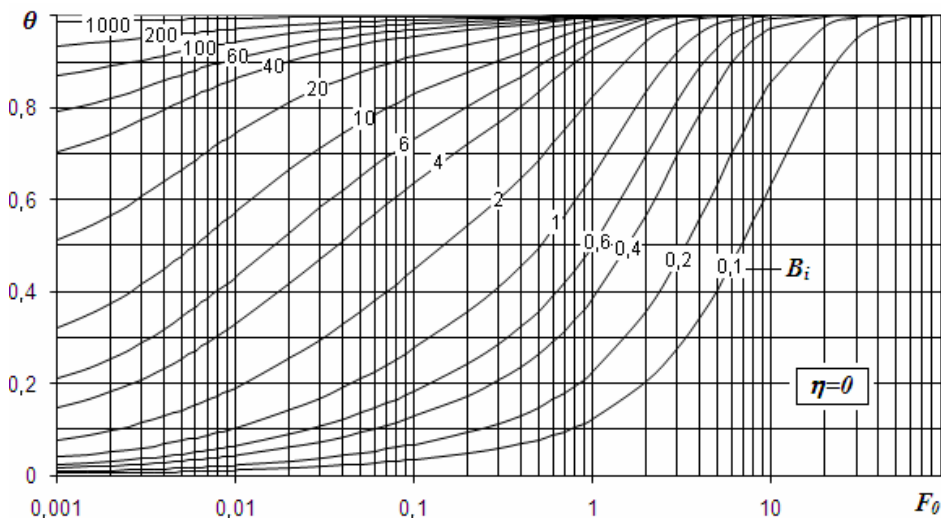


Рис. 8. Результаты аналитического решения задачи теплообмена в бесконечной пластине согласно схеме 3 при $\eta=0$ [1]

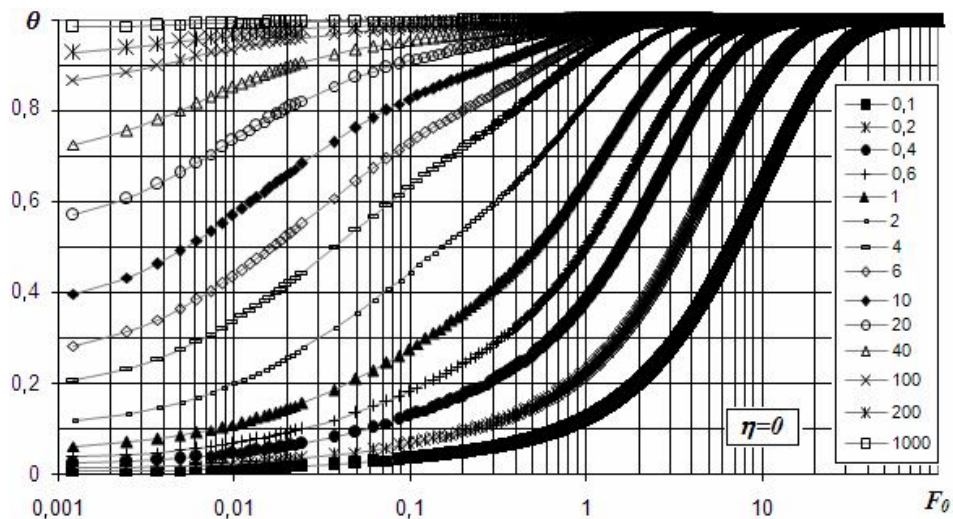


Рис. 9. Результаты расчета теплообмена в бесконечной пластине согласно схеме 3 при $\eta=0$

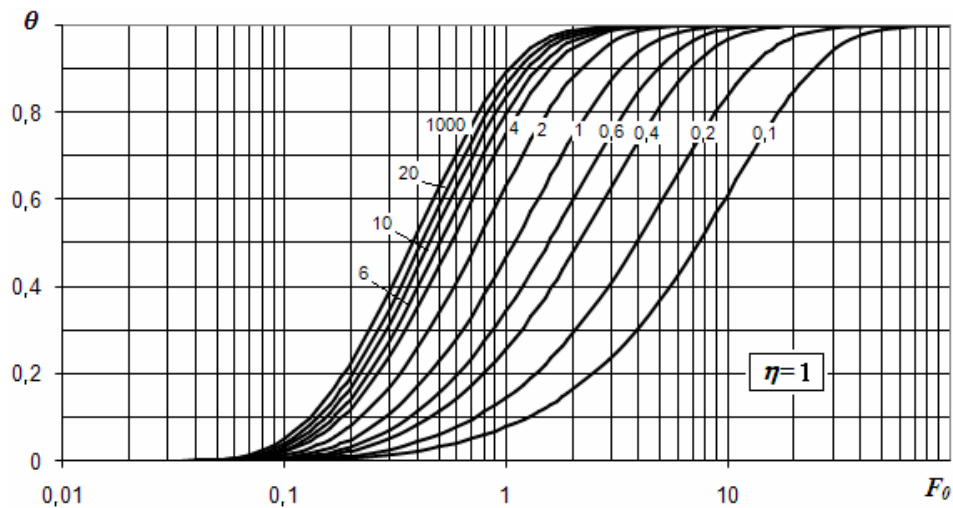


Рис. 10. Результаты аналитического решения задачи теплообмена в бесконечной пластине согласно схеме 3 при $\eta=1$ [1]

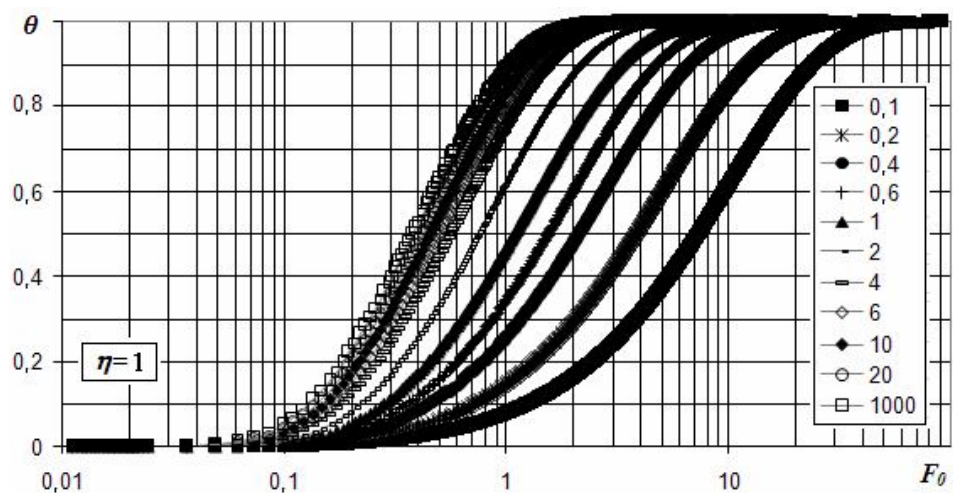


Рис. 11. Результаты расчета теплообмена в бесконечной пластине согласно схеме 3 при $\eta=1$

3. Расчет теплопроводности в твердых телах сложной формы

На основе математической модели создана компьютерная подсистема инженерного анализа теплопроводности в многосвязных твердых телах с однородными теплофизическими свойствами, подвергающихся охлаждению (нагреву) при мгновенном погружении их в теплопроводную газовую среду. Эта подсистема является составной частью исследовательского программного комплекса «Fige» [9]. Программа позволяет прогнозировать изменение концентрации примеси во времени и пространстве в расчетной области с использованием персональных компьютеров в практически приемлемое время.

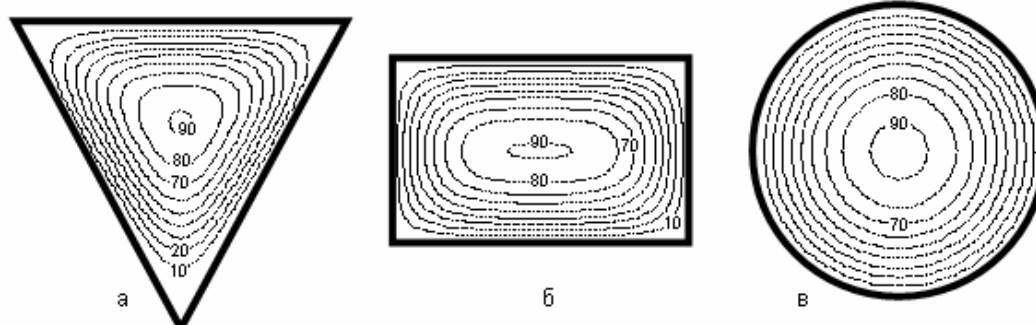


Рис. 12. Изотермы в сечении: а – трехгранной призмы; б – параллелепипеда; в – цилиндра

3.2. Расчет объектов с полостями

Кроме сплошных твердых тел разработанная компьютерная система позволяет рассматривать твердые тела с полостями, заполненными газовой средой.

Перечисленные ранее геометрические формы представлены в компьютерной программе как система родственных классов, что позволяет использо-

3.1. Расчет твердых объектов простых форм

Были проведены расчеты температурных полей в трехмерных твердых телах примитивных геометрических форм: сфера, цилиндр, параллелепипед, призма с основанием правильного многогранника и произвольного полигона. Есть возможность произвольного расположения данных фигур в пространстве относительно заданной системы координат.

Для упрощения расчетов предполагалось, что окружающая газовая среда неподвижна и интенсивность теплоотдачи от газа к телу является бесконечно большой. Результаты расчетов представлены на рис. 12.

вать их для конструирования полостей в твердых телах. Результаты охлаждения цилиндрического тела с полостью в форме параллелепипеда представлены на рис. 13.

Видно, что форма твердых тел и наличие полостей разных геометрических форм существенно влияют на характер полей температур и скорость процесса охлаждения.

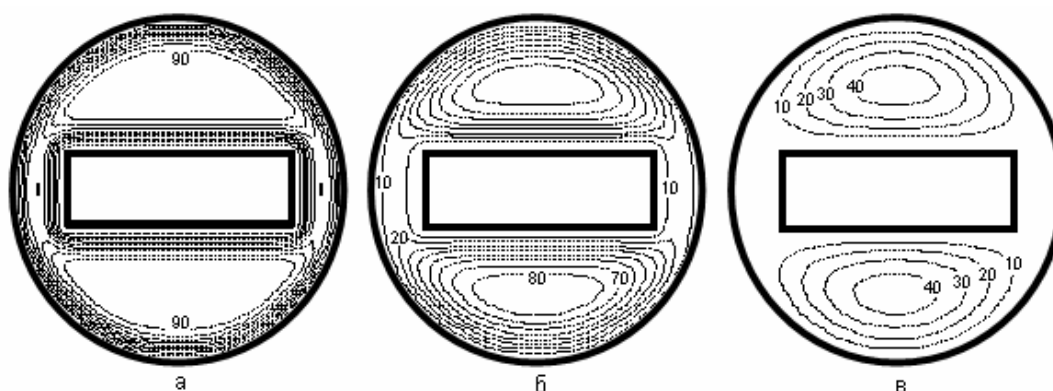


Рис. 13. Изотермы в сечении: цилиндра с полостью в разные моменты времени охлаждения: а – 0,5 с; б – 1,5 с; в – 2,5 с

3.3. Расчет объектов сложных форм

В реальной инженерной практике детали машин, подвергающиеся тепловой нагрузке, имеют сложные формы.

Поэтому в компьютерной системе предусмотрена возможность обрабатывать твердые тела, форма которых может быть совокупностью тел перечисленных примитивных форм. Температурное поле в сечении тела-комбинации призмы с двумя парал-

лелепипедами в определенный момент процесса охлаждения представлено на рис. 14.

Часто теплонапряженные детали имеют совершенно произвольную форму, которая не может быть компиляцией фигур простых геометрических форм. Примером такого тела может служить лопатка турбины (ротора или статора).

Для такого рода тел система предлагает использовать тела с основанием произвольного полигона. Координаты плоского сечения лопатки турбины и формируют такой полигон.

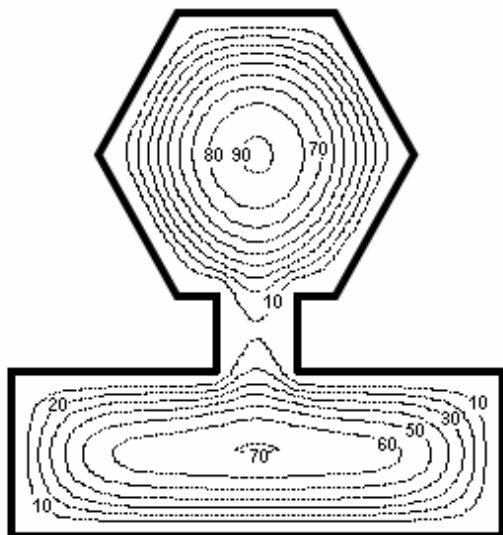


Рис. 14. Изотермы в сечении тела сложной формы в некоторый момент охлаждения (1,49 с)

Были проведены модельные расчеты процесса охлаждения типовой сплошной лопатки турбины (рис. 15) и с полостями охлаждения (рис. 16) при бесконечно большой интенсивности теплообмена. Видно, что наличие полостей ускоряет теплообмен.

Заключение

Разработана трехмерная математическая модель переходных процессов теплообмена в однородных многосвязных твердых телах произвольной формы, окруженных теплопроводной газообразной средой. Конечно-разностная схема разработана для случая трехмерной системы уравнений движения газовой динамики, дополненной законом сохранения внутренней энергии для твердого тела. Разработан единый алгоритм сквозного счета для нахождения теплофизических параметров газа и сплошного твердого тела на основе явной конечно-разностной схемы первого порядка аппроксимации. Разработана компьютерная система, моделирующая нестационарные процессы теплообмена в твердых телах произвольной формы. Верификация математической модели показала приемлемую ее точность, в сравне-

нии с известными аналитическими решениями для ряда тестовых задач теплообмена.

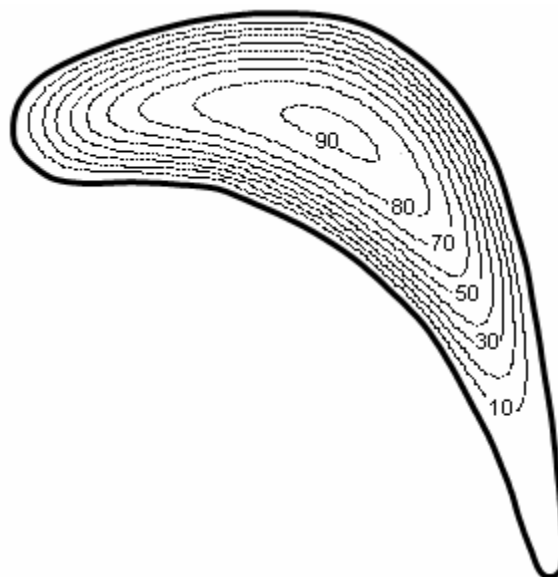


Рис. 15. Изотермы в сечении сплошной лопатки турбины (8,5 с)

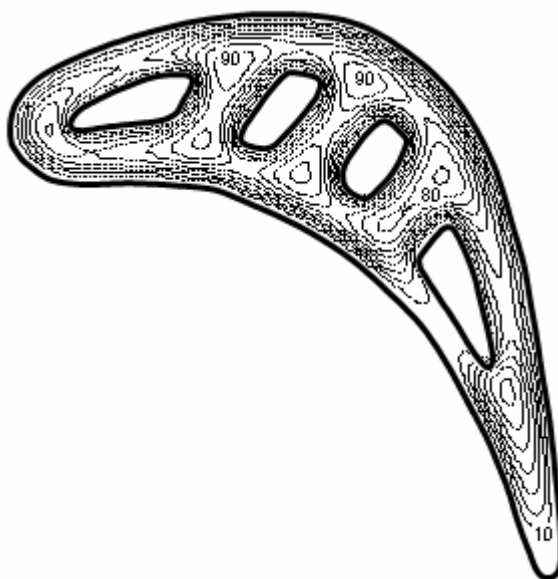


Рис. 16. Изотермы в сечении лопатки турбины с полостями охлаждения (1,98 с)

Выполнено численное моделирование переходных процессов остывания трехмерных твердых тел примитивных геометрических форм сплошного сечения и снабженных полостями, заполненными газом. Проведены расчет и анализ температурных полей в плоском сечении неохлаждаемой и охлаждаемой турбинной лопатки.

Полученные результаты численного моделирования могут быть использованы для последующего расчета напряженного состояния твердого тела, которое подвергается термической нагрузке.

Литература

1. Пехович А.И. Расчеты теплового режима твердых тел / А.И. Пехович, В.М. Жидких. – Л.: Энергия, 1976. – 352 с.
2. Карслоу Г. Теплопроводность твердых тел / Г. Карслоу, Д. Егер. – М.: Наука, 1964. – 302 с.
3. Дульнев Г.Н. Методы расчета теплового режима приборов / Г.Н. Дульнев, В.Г. Парфенов, А.В. Сигалов. – М.: Радио и связь, 1990. – 312 с.
4. Дульнев Г.Н. Применение ЭВМ для решения задач теплообмена / Г.Н. Дульнев, В.Г. Парфенов, А.В. Сигалов. – М.: Высшая школа, 1990. – 207 с.
5. Ярышев Н.А. Приближенный анализ одномерных процессов теплопроводности / Н.А. Ярышев // Изв. Вузов. Приборостроение. – 2000. – Т. 43, №3. – С. 54-61.
6. Золотухин Ю.А. Моделирование и расчет температурных полей в переходных процессах теплопроводности / Ю.А. Золотухин // Современные технологии: Сб. научных статей Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики. – СПб.: ГИТМО (ТУ), 2001. – №1(15). – С. 249-256.

7. Numerical Modeling of Hydrogen Release, Mixture и Dispersion in Atmosphere / E.A. Granovskiy, V.A. Lyfar, Yu.A. Skob, M.L. Ugryumov // Abstracts Book и CD-ROM Proceedings the International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – 10 p. (ICHS Paper No. 110021).

8. Численное решение многомерных задач газовой динамики / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Иванов, А.Н. Крайко, Г.П. Прокопов. – М.: Наука, 1976. – 400 с.

9. Скоб Ю.А. Комп'ютерна програма «Комп'ютерна інтерактивна система інженерного аналізу та прогнозу руху хімічно реагуючих газоповітряних сумішей в задачах промислової аеродинаміки та екології атмосфери «FIRE»»: Свідчення про реєстрацію авторського права на твір № 30079 / Ю.А. Скоб, М.Л. Угрюмов, К.П. Коробчинський (Україна). – Дата реєстрації 28.08.2009.

Поступила в редакцию 1.06.2010

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

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ ТЕПЛООБМІНУ В ТВЕРДИХ ТІЛАХ СКЛАДНОЇ ФОРМИ

Ю.О. Скоб

Виконано чисельне моделювання процесів нестационарного теплообміну в багатозв'язаних твердих тілах складної форми, які розташовані у теплопровідному газоподібному середовищі на основі єдиного алгоритму. Проведена верифікація математичної моделі порівнянням з аналітичними розв'язаннями модельних тестових задач для пластини. Отримані тривимірні поля температури в просторових твердих тілах з формою примітивів, а також їх комбінації. Проведені чисельні розрахунки теплообміну в лопатці турбіни сполученого перетину та з отворами охолодження. Тривимірні поля температур можуть бути використані для оцінки тепло напруженого стану твердих тіл.

Ключові слова: чисельне моделювання, теплообмін, теплопровідність, тверде тіло складної форми, ізотерми.

HEAT TRANSFER NUMERICAL MODELING IN COMPLEX SHAPED SOLIDS

Y.A. Skob

A time-dependent heat transfer processes numerical modeling in complex-shaped solids surrounded by heat-conducting gaseous environment was carried out. A mathematical model was validated by some test analytical solutions. Three-dimensional temperature fields in spatial solids of simple forms and their arbitrary combinations were calculated. Numerical calculations of heat transfer in the turbine blade with and without cooling caves were conducted. The calculated three-dimensional temperature fields can be used during engineering evaluation of the high-beat area of the solids.

Key words: numerical modeling, heat transfer, thermal conductivity, solid, complex shape.

Скоб Юрий Алексеевич – канд техн. наук, доцент, доцент кафедры информатики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: skob@ic.kharkov.ua.

УДК 621.454-404.9

С.Г. БОНДАРЕНКО¹, Н.Д. КОВАЛЕНКО²¹Днепропетровский национальный университет им. О.Гончара²Институт технической механики НАН и НКА Украины

ОСОБЕННОСТИ ОТРАБОТКИ ВЫСОТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ПАСТООБРАЗНОГО ТОПЛИВА С РЕГУЛИРУЕМЫМ ВЕКТОРОМ ТЯГИ

Рассмотрены особенности конструкции и отработки высотных ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе (РДУПТ) с механической или газодинамической системой управления вектора тяги (СУВТ); дана оценка возможности их отработки при стендовых огневых испытаниях. Отмечается, что механические СУВТ, основанные на качении соплового блока или камеры сгорания, не могут быть отработаны в наземных условиях, газодинамические системы, основанные на вдуве генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла, могут быть в достаточно полном объеме отработаны в наземных условиях в процессе стендовой отработки и контрольных испытаний высотных РДУПТ.

Ключевые слова: ракетная двигательная установка, пастообразное топливо, отработка, система регулирования, сопло, тяга.

Введение

Общая постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами. В период с 1990 по 2009 год возросло число опубликованных результатов по разработке и исследованию ракетных двигателей (РД), работающих на унитарном пастообразном ракетном топливе [1, 3 – 8]. Такие РД в настоящее время представляют особый интерес. В них ракетное смесевое твердое топливо находится в неотвержденном состоянии – это топливная паста, состоящая из основных компонентов современных ракетных топлив, которые перемешаны требуемым образом в заводских условиях на этапе изготовления без добавки компонентов, обеспечивающих затвердевание этой пасты. Считается, что одним из преимуществ изготовления такого топлива является то, что оно базируется на использовании отработанных технологий, применяемых в ракетной отрасли для твердотопливных ракетных двигателей (РДТТ). Вполне очевидно, что создание этих новых типов двигательных установок требует решения многих конструктивных, схемных, технологических, термогазодинамических и других задач.

Среди множества проблем и задач, требующих решения при создании регулируемой РДУПТ для верхних ступеней ракет-носителей (РН) одной из основных является выбор оптимальной СУВТ двигателя для обеспечения управления полетом летательного аппарата (ЛА). Для ее решения требуются сравнительные оценки энергомассовых, динамических, габаритно-компоновочных, эксплу-

тационных и других задач. Среди задач, отнесенных к другим, которые (в ряде случаев) могут оказаться главными, следует отнести, в частности, возможность надежной отработки СУВТ в наземных стендовых условиях.

Применительно к вновь разрабатываемой РДУПТ вопросы отработки ее имеют первостепенное значение. Вместе с тем этим вопросам до настоящего времени уделялось мало внимания.

Анализ последних достижений и публикаций. В работе [1] кратко сообщаются результаты, полученные в КБ «Южное» в период до 1992 года. Отмечается, что в результате проведения научно-исследовательских работ был создан ряд двигателей, один из которых решал задачу управления полетом верхней ступени РН.

В работе [3] сообщаются результаты дальнейших работ и дана оценка состояния разработки РДУПТ, освещены основные этапы работ по созданию в Украине дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе. Показан ряд конструктивных схем РДУПТ, приведены результаты испытаний некоторых модельных образцов разного назначения. Отмечаются некоторые работы по созданию регулируемых РДУПТ, проводимые за рубежом.

Среди приведенных в [3] конструктивных схем двигателей наибольший интерес представляет маршевый двигатель верхней ступени РН многократного запуска с механически регулируемым вектором тяги и глубоким её дросселированием (рис. 1).

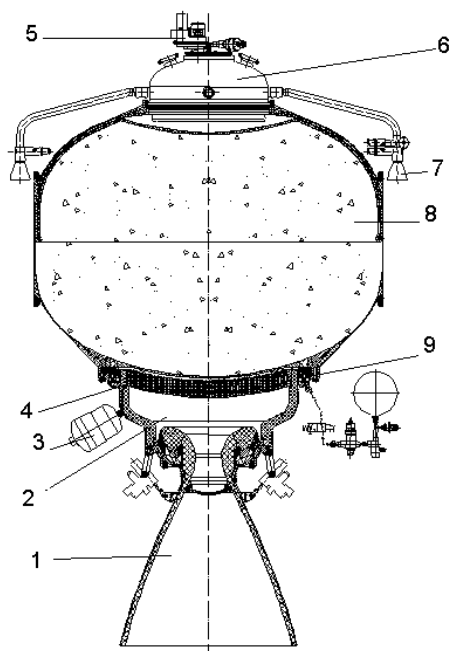


Рис. 1. Маршевый ракетный двигатель на пастообразном топливе для верхних ступеней РН с механически регулируемым вектором тяги:
1 – качающееся подвесное управляющее сопло с приводами; 2 – камера сгорания; 3 – пусковой газогенератор; 4 – фильерный блок; 5 – регулятор тяги; 6 – вытеснительный газогенератор, работающий на низкотемпературном пастообразном топливе; 7 – сопла системы управления ориентацией и стабилизацией (СУОС); 8 – диафрагменный бак с высокотемпературным пастообразным топливом; 9 – кольцевой отсечной клапан подачи топлива

Разработка такого типа двигателя поддерживается Украинским научно-техническим центром в рамках проекта № 4049. В процессе выполнения работ по данному проекту разработан аналогичный двигатель с газодинамической СУВТ двигателя (рис. 2).

Цель работы – на основании комплексного анализа схем и конструктивных решений двух упомянутых типов СУВТ, решаемых ими задач в составе РДУПТ верхних ступеней РН оценить возможности их отработки при стендовых огневых испытаниях и сформировать рекомендации по выбору оптимальных параметров СУВТ высотных РДУПТ.

Результаты исследований

Анализ особенностей отработки механических и газодинамических СУВТ базируется на опыте стендовой отработки РД с механическими (качение соплового блока или камеры сгорания) и газодинамическими (вдув в сверхзвуковую часть сопла газа, отбираемого из камеры сгорания) системами управления вектора тяги.

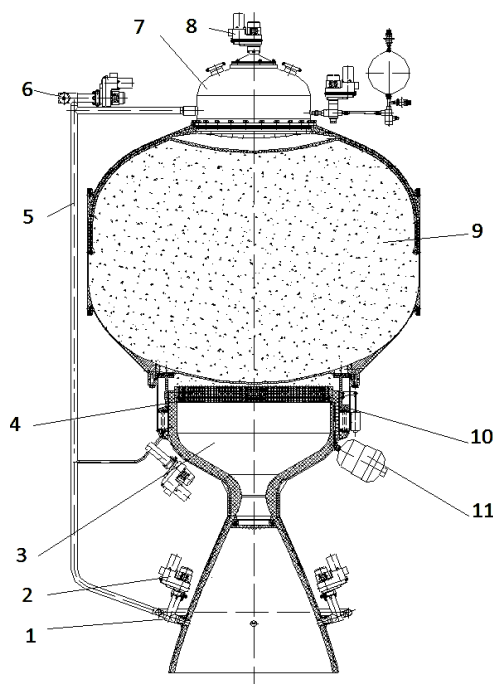


Рис. 2. Маршевый ракетный двигатель на пастообразном топливе для верхних ступеней РН с газодинамической системой управления вектором тяги:
1 – клапан-регулятор вдува; 2 – привод клапана-регулятора; 3 – камера сгорания; 4 – фильерный блок; 5 – газовод; 6 – сопла СУОС; 7 – вытеснительный газогенератор, работающий на низкотемпературном пастообразном топливе; 8 – регулятор тяги; 9 – диафрагменный бак с высокотемпературным пастообразным топливом; 10 – кольцевой отсечной клапан подачи топлива; 11 – пусковой газогенератор

Принятые для анализа СУВТ имеют общие и характерные для каждой в отдельности особенности в части их функционирования, устройства, отработки и контрольных (сертификационных) испытаний.

Обе СУВТ (механическая и газодинамическая) используют приводы, управляемые командами, которые формируются в системе управления полетом ЛА. Все составные части СУВТ требуют автономной отработки, комплексных испытаний и отработки в совокупности всей системы в условиях, имитирующих штатные. На завершаемом этапе испытаний СУВТ в большинстве случаев проводятся совместные испытания штатных исполнительных органов в составе штатного двигателя со штатной аппаратурой системы стабилизации и управления полетом ЛА [2, 9].

Особенность устройства механической СУВТ состоит в том, что она содержит массоёмкие подвижные агрегаты и сложные массоёмкие узлы их шарнирной подвески, требует использования мощных приводов. Последние могут быть гидравлическими и пневматическими, при этом в конструктивно-компоновочной схеме двигательных установок

необходимо предусмотреть объёмы размещения упомянутых шарнирных узлов подвески двигателя, рулевых агрегатов и бортовых источников мощности, а также свободное пространство для обеспечения качания РД.

Упомянутых недостатков не имеют СУВТ, основанные на вторичной инжекции в сверхзвуковую часть сопла основных компонентов топлива или продуктов их сгорания. Здесь в двигателе не содержатся массоёмкие подвижные агрегаты, их приводы и источники питания. Стационарно закрепленный двигатель обладает высокими габаритно-массовыми характеристиками, а СУВТ обладает наиболее высоким быстродействием и наименьшим потреблением энергии.

Особенности конструкции и массовых характеристик анализируемых СУВТ при отработке рассматриваемых двигателей в обеспечение параметрической и функциональной надежности возникают существенно разные критические процессы. Механические СУВТ без существенного усложнения конструкции могут для решения задачи наведения и парирования больших возмущающих усилий обеспечить столь угодно большие потребные управляющие боковые силы, путем отклонения соплового блока (камеры в целом) на требуемый угол. Однако, при отработке режимов стабилизации вектора тяги могут возникнуть серьезные трудности в части обеспечения устойчивости процесса работы автомата стабилизации системы управления полетом. Газодинамические СУВТ обеспечивают высокое быстродействие регулирования, точность параметров и устойчивость процессов на режимах стабилизации полета ЛА, однако, на режимах с максимальными возмущающими моментами могут возникать сложности по обеспечению больших управляющих усилий.

Технологическое оборудование для испытаний высотных РД содержит ряд специальных систем и устройств. Стендовое оборудование имеет системы, имитирующие полетные условия запуска и работы на всех режимах двигателя, систему измерения осевой тяги, многочисленные системы измерения давлений, средства обеспечения безотрывного истечения газа из сопла, средства обеспечения безопасной работы и другое вспомогательное оборудование. Стенд для отработки РД с СУВТ в обоих вариантах резко усложняется, так как, кроме упомянутого, должен обеспечить отработку и контрольные испытания СУВТ.

Величины основных факторов, определяющих требуемые усилия привода, должны быть надежно определены для реальных условий работы СУВТ с целью уменьшения их до целесообразного минимума. Запасы по располагаемым усилиям привода могут создавать проблемы по обеспечению устойчиво-

сти рабочих процессов СУВТ на режимах стабилизации полета ЛА.

Известно, что в процессе работы двигателя действие многих факторов может существенно отличаться от действия их в процессе цеховых «холодных» испытаний [2, 9].

В течение запуска двигателя, могут создаваться камерой кратковременные боковые нагрузки на привод, превышающие нагрузки при нормальном функционировании двигателя, шарнирного подвеса и гидропривода. Это особенно важно для РД с высокой степенью расширения сопла, при запуске которых боковые нагрузки большие и действуют более продолжительное время [9].

Эксцентриситет вектора тяги высотного РД с большой степенью расширения сопла может зависеть от угла отклонения двигателя в связи с изменением стационарных и динамических нагрузок на элементы шарнирного узла и гидропривода, а также в связи с возможным появлением неравномерности донного давления при отклоненном положении двигателя.

Упругость всей системы при качании работающего двигателя, создающего реальную тягу, может значительно превышать упругость «холодного» двигателя с имитацией условий работающего двигателя.

Из анализа известных конструкций шарнирных узлов для качания сопловых блоков (СБ) ракетных двигателей твердого топлива [12 – 17] следует, что конструкция известных шарнирных узлов чрезвычайно сложна и имеет нестабильные (в течение времени) характеристики. Это обусловлено чрезвычайно тяжелыми условиями работы ответственных элементов шарнирного узла (высокие температуры газового потока, эрозийное воздействие его на подвижные элементы шарнира, большие сжимающие усилия и вибрационные нагрузки).

Для поворота сопла (или сопла с камерой сгорания) в узле качания по командам системы управления полетом или по командам контрольно-измерительной аппаратуры при наземных испытаниях должны быть два мощных привода для качания двигателя в каждой плоскости (тангаж и рыскание) и источники питания приводов.

Проведенные оценки показали, что при многократном включении двигателя приводы должны быть гидравлическими и многократного срабатывания. Следовательно, не удастся избежать применения на борту ступени жидкого компонента топлива с узлами автоматики многократного включения.

Для отклонения СБ или камеры сгорания с СБ требуется применительно к РДУПТ четыре исполнительных механизма большой мощности, сигналы на которые подаются двумя блоками управления.

Кроме того, в состав гидросистемы с приводом входят датчики давления, пусковой электропироклапан, сигнализатор фиксации гидропривода, индуктивный датчик обратной связи, элементы кабельной сети.

Все отмеченное выше ориентирует разработчика на использование гидроприводов с повышенным запасом по располагаемым усилиям. Однако, упомянутые запасы и без того мощных приводов еще более усложняют задачу по обеспечению устойчивости рабочих процессов СУВТ на режимах стабилизации полета ЛА.

При использовании мощных приводов сильно увеличивается погрешность отклонения двигателя приводом на режимах стабилизации вектора тяги, когда требуются малые углы отклонения двигателя (до $\sim 0,5^\circ$) с частотой колебаний до 5 Гц, что может привести к потере устойчивости процесса стабилизации. Для решения проблемы устойчивости режимов стабилизации приходится усложнять логику и аппаратную часть системы управления [9].

В реальных условиях работы СУВТ двигателя с карданным подвесом может возникнуть взаимовлияние управления вектором тяги по каналам тангаж и рыскание, влияющее на устойчивость процесса управления. Упомянутое взаимовлияние состоит в том, что движение привода в одной плоскости воздействует на другой привод в соответствующей плоскости. Это может быть вызвано погрешностью расположения приводов и погрешностью их установки, крепления к шарниру и опорному элементу корпуса ступени ракеты (при стендовых испытаниях к опорному элементу стенда). Если это взаимовлияние большое, может развиваться потеря устойчивости процесса управления.

СУВТ должна быть способна без задержки отреагировать на команду системы управления по отклонению двигателя, сформированную приводом, структурой двигателя и тяговыми характеристиками ЛА. Если двигатель не может быстро реагировать на движение, как запрашивается системой управления полетом, то это приводит к потере устойчивости процесса и качание двигателя прекращается. Рабочие частотные характеристики СУВТ должны обеспечивать незначительную степень погрешности отклонения двигателя, возможность обратной связи и стабилизацию параметров. Это вынуждает разработчика устанавливать особо высокие требования к точности изготовления, установки и крепления приводов к элементам карданного подвеса и к стыковочному фланцу ступени ракеты.

Все отмеченные особенности условий работы СУВТ при запуске, а также в отклоненном положении при стабилизации вектора тяги могут потребовать не только расчетного, но и экспериментального

подтверждения характеристик и работоспособности СУВТ. При этом следует заметить, что возможности экспериментального подтверждения в наземных условиях весьма ограничены даже при использовании специального стендового оборудования (барокамеры, эжекторных установок и др.).

Чрезвычайно важной особенностью отработки обоих типов СУВТ высотных РД является необходимость испытания СУВТ в составе двигателя, работающим с безотрывным истечением газа из сопла. Для этого стендовое оборудование резко усложняется, так как должно оснащаться дополнительным специальным сложным оборудованием, в том числе упомянутым выше. Решить эту задачу в полном объеме практически невозможно.

При испытании высотного двигателя с механической СУВТ практически невозможны испытания его с полноразмерным соплом или качание его в рабочем диапазоне. Следовательно, несмотря на важность отработки СУВТ в наземных условиях, реализовать эти важные испытания невозможно. Это диктует необходимость предусмотреть летные испытания СУВТ с качанием двигателя со штатным сопловым блоком. В процессе таких испытаний необходимо получить достаточно полную и точную информацию о статических и динамических характеристиках реальной СУВТ во всем диапазоне режимов и условий работы.

Из результатов сравнительной оценки следует, что СУВТ, основанная на качании СБ или камеры сгорания, содержит намного больше ответственных элементов функционирования, обладает намного большей массой конструкции, сложнее в отработке и не может быть сертифицирована без проведения летных испытаний.

В процессе отработки СУВТ РДУПТ, основанной на качании соплового блока, должна быть подтверждена надежность работы СУВТ и следующие основные её функциональные и параметрические характеристики:

1. Проверка работоспособности СУВТ со штатным сопловым блоком в составе двигателя и элементами системы управления ориентацией и стабилизации положения ЛА (в данном случае короткой верхней ступени ракеты, или разгонного блока большого космического аппарата, или кассеты аппаратов) при многократном включении двигателя и СУВТ. Такие проверки возможны только при летно-конструкторских испытаниях (ЛКИ), так как в наземных условиях невозможно испытать полноразмерное сопло с качанием; при качании «обрезанного» сопла реализуются несколько другие параметры и характеристики (упругие, динамические, инерционные и газодинамические нагрузки на шарнирный узел и элементы привода).

2. Подтверждение и доводка статических характеристик привода и СУВТ в целом – это зависимость момента сил для качания от угла поворота $M_{\text{кач}} = f(\varphi_{\text{п}})$ и боковых управляющих усилий. Задачу можно решить только в условиях ЛКИ.

3. Определение динамических (амплитудно-частотных) характеристик на основных и переходных режимах работы СУВТ автономно и СУВТ с СУОС. Задача решается при ЛКИ по указанным выше причинам.

Для сравнительного анализа используются принципиальная схема, составные части и элементы, а также описанные ниже особенности отработки газодинамической системы регулирования вектора тяги путем инъекции в сверхзвуковую часть сопла продуктов сгорания основного топлива двигателя или генераторного газа.

Газодинамической СУВТ РД содержит четыре узла вторичной инъекции, выполненных на сверхзвуковой части сопла, по два диаметрально расположенных в каждой плоскости стабилизации летательного аппарата. Каждый узел вторичной инъекции содержит закрытый (в нулевом положении) регулятор расхода (дроссель) инжектируемого рабочего тела. Каждый регулятор расхода или два диаметрально противоположных узла снабжены приводами. Каждый узел инъекции соединен трубопроводом с источником рабочего тела, находящимся в составе двигателя (в данном случае с газогенератором, работающем на пастообразном топливе). На каждом узле вторичной инъекции установлен датчик положения регулирующего органа или датчик давления инжектируемого рабочего тела за регулирующим органом. Упомянутые датчики (одного из двух типов) являются элементами системы обратной связи в системе управления полетом ступени ракеты и одновременно служат для контроля функционирования и параметров СУВТ. Каждый привод и датчики соединены кабельной сетью с источником электропитания и системой управления и контроля.

Преимущества газодинамических СУВТ состоят в следующем:

- наиболее высокая (из всех известных в настоящее время СУВТ) чувствительность исполнительного органа к управляющему воздействию и наиболее высокое быстродействие регулирования;
- малые габариты и вес элементов регулирования, их приводов и источников питания;
- отсутствие массоёмких подвижных элементов и сложной гидравлической системы, требующей выполнения регламентных работ при хранении и при выполнении предстартовых операций;
- возможность отработки элементов и всей СУВТ в наземных условиях, в том числе и комплексных испытаний с аппаратурой системы управления;

– малые габариты и высокая плотность исполнительных органов системы управления в сочетании со стационарно закрепленным двигателем позволяют создать сверхплотную компоновку двигательной установки с регулируемым вектором тяги.

Следует заметить, что газодинамические СУВТ успешно применены на ряде твердотопливных двигателей, разработанных в отечественных и зарубежных организациях [1, 2].

Особенность стендовой отработки РД с газодинамической СУВТ состоит в том, что в составе стендового оборудования (в силовом измерительном стапеле) должен содержаться технологический шарнирный узел с системой измерения боковых сил, возникающих в сопле, и системы тарирования измерительного комплекса (стапель, двигатель, система измерений).

Отмеченные дополнительные требования усложняют конструкцию стенда, однако, как показал опыт отработки ряда двигателей, в стендовых условиях отработка СУВТ с двигателем может быть выполнена в полном объеме. Особенности этой отработки сообщаются ниже.

Результаты исследований [2, 9] показали, что система измерений боковых сил должна проходить тарировку до испытания и в процессе огневого испытания после выхода двигателя на установившийся режим, непосредственно перед инъекцией рабочего тела в сопло.

Для обеспечения достаточного вакуума на срезе сопла требуемые давления в газодинамической трубе (ГДТ) на срезе сопла могут обеспечиваться установкой определенной величины зазора между сегментами регулировочного кольца ГДТ и соплом двигателя [2]. В зависимости от конструктивных особенностей измерительного станка зазор между кольцом ГДТ и соплом может быть выполнен радиальным и осевым, при этом зазор должен сохраняться равномерным по периметру и в требуемом диапазоне величин. При подготовке двигателя к испытанию устанавливался некоторый установочный зазор, который при работе двигателя изменялся, устанавливаясь на уровне допустимого.

В процессе стендовых испытаний системы вдува в составе двигателя проводились следующие исследования и проверки:

1. Проверка работоспособности двигателя с системой вдува и всех элементов системы в составе двигателя. При испытаниях варьировались параметры системы вдува и двигателя во всем рабочем диапазоне, в том числе – проверка при крайних сочетаниях параметров.

2. Подтверждение и доводка статических характеристик $P_y = f(p_{\text{овд}})$, $p_{\text{овд}} = f(\varphi)$ и определение влияния на них режима работы двигателя.

3. Определение динамических характеристик переходных процессов в системе вдува при запуске и переходе с режима на режим.

4. Определение экономичности системы вдува и потерь удельного импульса тяги двигателя на единицу управляющего усилия.

5. Оценка влияния отбора газа для вдува на режим работы двигателя и его основных агрегатов, а также взаимовлияние параметров режимов системы вдува по каналам тангаж и рыскание при их совместной работе.

С целью подтверждения надежности системы вдува, а также для проверки совместной работы системы вдува как исполнительного органа системы стабилизации и управления полетом ракеты, а также определения границ устойчивости автомата стабилизации в составе двигателя, были проведены комплексные испытания системы вдува с аппаратурой системы управления.

В состав блок-схемы испытываемой СУВТ входят следующие основные системы: двигатель штатной комплектации; штатная система вдува, обеспечивающая создание боковых сил по каналам тангаж и рыскание; штатные приводы рулевых машин; автомат стабилизации ракеты; эквивалент изделия; потенциометры обратной связи; усилители-преобразователи; датчики давлений и др. При проведении испытаний системы вдува за входной параметр принимается угол поворота потенциометра обратной связи, а за выходной – давление в коллекторе вдува. Дальнейшее подтверждение функциональной и параметрической надежности системы регулирования вектора тяги проведено при летных испытаниях ракеты.

Несмотря на то, что анализ особенностей отработки механической и газодинамической систем управления вектором тяги выполнен на обобщении, в основном, опыта проектирования и отработки ограниченного количества СУВТ РД, большинство рассмотренных особенностей можно считать характерными для широкого круга двигательных установок верхних ступеней ракет.

Затронутые задачи и особенности отработки СУВТ не охватывают всех возможных.

Применительно к РДУПТ могут возникать еще другие задачи, например, определение влияния на устойчивость работы механической СУВТ нестационарных динамических (частотных) характеристик тяжелых механических конструкций элементов СУВТ, подвижной части двигателя с элементами герметизации камеры сгорания с большим давлением, при этом узел герметизации может располагаться на большом диаметре.

Некоторые положения, сформулированные в настоящей работе, могут быть дискуссионными, однако, по многим позициям в частности и в целом

могут быть использованы при проектировании и отработке новых или модернизируемых двигательных установок верхних ступеней ракет с регулируемым вектором тяги.

Выводы

1. Механические СУВТ высотных РДТТ, а также РДУПТ, основанные на качании соплового блока, не могут быть отработаны в наземных условиях, что резко сокращает конкурентоспособность таких двигателей на рынке космических услуг.

2. При отработке упомянутых механических СУВТ могут возникнуть сложные (а в ряде случаев не решаемые) проблемы в обеспечении работоспособности СУВТ в частности и системы управления в целом (по причине несоответствия характеристик СУВТ расчетным значениям), сохранении приемлемого диапазона упомянутых характеристик, требуемой надежности СУВТ и РДТТ и РДУПТ в целом.

3. Газодинамические СУВТ могут быть в достаточной полноте отработаны в наземных условиях в процессе стендовой отработки и контрольных испытаний РДТТ, РДУПТ и жидкостных РД.

4. Учитывая отмеченные особенности двух типов СУВТ, многие разработки перспективных твердотопливных ракет предусматривают использование двигателей со стационарным сопловым блоком и с газодинамической системой регулирования вектора тяги.

5. Особенно большие преимущества газодинамические СУВТ имеют в высотных двигателях, т.е. в двигателях с большой степенью расширения газа в сопле до низких давлений.

Литература

1. Кукушкин В.И. Состояние и перспективы разработки РДТТ / В.И. Кукушкин // *AIAA Pap.* – 1992. – № 3872. – 9 с.
2. Коваленко Н.Д. Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет / Н.Д. Коваленко. – Днепропетровск: Институт технической механики НАНУ и НКАУ, 2003. – 412 с.
3. Иванченко А.Н. Состояние разработки дроселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе / А.Н. Иванченко, С.Г. Бондаренко // *Проблемы високотемпературной техники.* – 2008. – С. 40-50.
4. Иванченко А.Н. Особенности ракетной двигательной установки на пастообразном топливе / А.Н. Иванченко // *Космическая наука и технология.* – 1999. – Т.5, № 4. – С. 1-10.
5. Шевченко К.М. Пастообразные топлива / К.М. Шевченко, А.Ф. Курочкин // *ВМС-2008: тез.*

докл. 3-й Открытой конф. мол. ученых по высокомолекулярным соединениям, 13-16 мая 2008 г. – К.: ИХВС НАНУ, 2008. – С. 62.

6. Бондаренко С.Г. К оценке энергетической эффективности ракетных двигателей на пастообразном топливе с глубоким дросселированием / С.Г. Бондаренко, П.Г. Хорольский, Л.В. Адамчик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 7(54). – С. 148-150.

7. Долматова Н.В. Алюминий содержащие пастообразные композиции / Н.В. Долматова, А.Ф. Курочкин // *Людина і космос: тез. докл. 11-й Межд. мол. научно-практ. конф., 8-10 апреля 2009 г.* –

Дніпропетровськ: НЦАОМ, 2009. – С. 451.

8. Анализ эффективности применения маршевой двигательной установки на унитарном пастообразном топливе на верхних ступенях ракет-носителей легкого класса / Д.В. Майданюк, С.Г. Бондаренко, А.Н. Иванченко, Д.В. Павленко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 9(66). – С. 95-99.

9. Особенности отработки высотных ЖРД с регулируемым вектором тяги / Н.Д. Коваленко, Г.А. Стрельников, А.Д. Игнатъев, Г.Н. Коваленко // *Современная наука*. – 2009. – № 2 (2). – С. 21-22.

Поступила в редакцию 2.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.А. Стрельников, Институт технической механики НАН и НКА Украины, Днепрпетровск.

ОСОБЛИВОСТІ ВІДПРАЦЮВАННЯ ВИСОТНИХ РАКЕТНИХ ДВИГУННИХ УСТАНОВОК ПАСТОПОДІБНОГО ПАЛИВА З ВЕКТОРОМ ТЯГИ, ЩО РЕГУЛЮЄТЬСЯ

С.Г. Бондаренко, М.Д. Коваленко

Розглянуті особливості конструкції та відпрацювання висотних ракетних двигунних установок на унітарному пастоподібному паливі (РДУПП) з механічною чи газодинамічною системою управління вектора тяги (СУВТ); дано оцінку можливості їх відпрацювання при стендових вогневих випробуваннях. Відзначається, що механічні СУВТ, базовані на качанні соплового блока або камери згоряння, не можуть бути відпрацьовані в наземних умовах; газодинамічні системи, основані на вдуванні генераторного газу до надзвукової частини сопла, можуть бути в достатньо повному обсязі відпрацьовані в наземних умовах у процесі стендового відпрацювання та контрольних випробувань висотних РДУПП.

Ключові слова: ракетна двигунна установка, пастоподібне паливо, відпрацювання, система регулювання, сопло, тяга.

PECULIARITIES OF WORKING OUT OF HIGH-ALTITUDE ROCKET PROPULSION PLANTS USING A PASTE-LIKE FUEL WITH REGULATED THRUST VECTOR

S.G. Bondarenko, M.D. Kovalenko

Peculiarities of design and working out of high-altitude rocket propulsion plants using a unitary paste-like fuel (RPPUPLF) with a mechanical or gas-dynamic system of thrust vector regulation (STVR) are considered; the evaluation of the possibility of working out them at test-bench fire tests is given. It is noticed that mechanical STVR's based on a nozzle unit or combustion chamber gimbaling can not be worked out under on-ground conditions and gas-dynamic systems based on blowing up generator gas into the supersonic part of a nozzle can be worked out under on-ground conditions in rather full volume in the process of test-bench working out and control tests of high-altitude RPPUPLF's.

Key words: rocket propulsion plant, paste-like fuel, working out, regulation system, nozzle, thrust.

Бондаренко Сергей Григорьевич – канд. техн. наук, доцент, ведущий научный сотрудник НИИ энергетики Днепрпетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепрпетровск, Украина, e-mail: serg_bondarenko@mail.ru.

Коваленко Николай Дмитриевич – д-р техн. наук, профессор, зав. отделом Института технической механики НАН и НКА Украины, Днепрпетровск, Украина.

УДК 539.2 + 519.6

М.А. СЛЕПИЧЕВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИЗМА КОМПЕНСАЦИИ ДАВЛЕНИЯ ВОДОРОДА
В СИСТЕМЕ ВОДОРОД – ФУЛЛЕРЕН C₆₀**

В рамках дискретно-событийного алгоритма поставлена и решена задача моделирования процесса адсорбирования молекулярного водорода молекулой фуллерена C₆₀. Описан дискретно-событийный алгоритм. Предложен новый метод поддержания постоянного давления в системе водород – молекула фуллерена. Представлены формулы вычисления термодинамических величин. Проведено сравнение относительного массового содержания водорода на поверхности фуллерена C₆₀, полученного с помощью событийного подхода (с учётом и без учета механизма компенсации водорода) и в среде пакета HyperChem.

Ключевые слова: дискретно-событийный алгоритм, адсорбция, водород, фуллерен C₆₀, постоянное давление.

Введение

В настоящее время для решения энергетических проблем авиационного двигателестроения активно изучаются альтернативные источники энергии, одним из которых может быть водород. Перспективными объектами для хранения водорода могут быть углеродные наноструктуры (нанотрубки, фуллерены). Применение этих материалов будет эффективным, если будет достигнуто значение обратимого накопления более 6,5% водорода материалом при комнатной температуре и невысоком давлении [1]. В большинстве работ, которые для моделирования используют методы с учетом квантовых эффектов, указывается на невозможность преодоления емкости по водороду углеродными нанотрубками (УНТ) более 6,5 % [2, 3]. Вместе с тем, известны работы, в которых удалось преодолеть предел водородной емкости УНТ в 8 % [4, 5].

Каждый отдельный акт присоединения молекулы водорода к поверхности наноглерида (или разрыв связей) вносит изменение в состояние системы водород – наноглерод. Основными методами моделирования рассматриваемой системы является метод молекулярной динамики (МД) (классический метод МД или квантовые методы МД) и метод Монте-Карло (диффузионный (ДМК) или канонический методы).

В методе Монте-Карло изменение системы рассматривается как случайная последовательность дискретных состояний. Переход между состояниями происходит по заданным правилам с заданными частотами, удовлетворяющими условия равновесия.

Метод молекулярной динамики (МД) сводится к

численному решению уравнений классической механики Ньютона для системы частиц в ограниченном объеме с учетом взаимодействий между ними.

1. Постановка задачи

Изменение плотности свободного (неприсоединенного к фуллерену) водорода вносит изменения в термодинамические параметры системы. В частности, присоединение молекулы водорода к поверхности фуллерена C₆₀ приводит к уменьшению давления в системе. Кроме того, требование сохранения энергии в парных взаимодействиях с неизбежностью приводит к повышению температуры. Таким образом, одной из задач теоретического исследования поведения системы водород-фуллерен C₆₀ является создание алгоритма, обеспечивающего изотермичность и постоянство давления. Процесс поддержания постоянной температуры описан в работе [6]. В данной работе рассмотрен метод поддержания постоянного давления. Для вычисления давления необходимо учитывать только свободный водород, который находится в газообразном состоянии.

2. Основной метод исследования

В данной работе рассмотрен новый метод моделирования процесса взаимодействия коллектива частиц (атомов), образующих нанообъекты (нанокластеры, углеродные нанотрубки, фуллерены), основанный на дискретно-событийном подходе [7, 8].

В рамках этого подхода поставлена и решена задача моделирования процесса адсорбирования молекулярного водорода молекулой фуллерена C₆₀.

В применении к рассматриваемой задаче метод событийного моделирования сводится к следующему.

Моделью молекулярной системы является коллектив модельных частиц, движение которых описывается с помощью уравнения движения Ньютона, в правой части которого находится антиградиент потенциальной энергии по координатам соответствующего атома. В качестве модельного выбран прямоугольный потенциал.

Каждая модельная частица представляется в виде двухслойной сферы. Внутренние сферы абсолютно упруги, что отвечает отталкиванию. Наличие потенциальной ямы соответствует притяжению. Если две частицы попадают в потенциальную яму, то они становятся соседними. Вводится понятие соседей второго порядка в молекуле фуллерена для описания дипольных взаимодействий. Акты взаимодействия модельных объектов считаются событиями, реализующимися в определенной последовательности, получаемой упорядочиванием моментов времени взаимодействия в порядке возрастания.

Между событиями перемещения прямолинейны и равномерны. Таким образом, процесс изменения координат центров модельных частиц представлен как последовательность событий, совершающихся в дискретные моменты времени. Моменты наступления событий упорядочиваются по возрастанию. Обработке подвергается событие, совершающееся в ближайший момент времени после текущего. При обработке события вычисляются новые скорости обеих модельных частиц с соблюдением сохранения импульса, полной энергии и момента импульса. Для каждой частицы вычисляются моменты времени наступления новых событий, в которых она может участвовать. Наименьший из этих моментов времени вставляется в очередь. Длительность интервала времени между событиями – вычисляемая величина. Введено понятие «локального времени» объекта. Новое локальное время после события принимается равным тому моменту времени, в который событие произошло.

Знание координат и скоростей частиц позволяет вычислять термодинамические параметры моделируемой системы модельных частиц в целом (температуру и давление) по следующим формулам:

$$T = \frac{2}{3nk_B} \sum_{i=1}^n \frac{m_i \vec{v}_i^2}{2}, \quad (1)$$

$$P = \frac{2}{3W} \sum_{i=1}^n \frac{m_i \vec{v}_i^2}{2}, \quad (2)$$

где k_B – постоянная Больцмана;

n – количество модельных частиц;

m_i – масса i -й частицы;

$\vec{v}_i$ – вектор скорости i -й частицы;

W – объем расчетной области.

Эти формулы справедливы для давлений, находящихся в пределах, рассматриваемых в данной работе. Формула Менделеева-Клапейрона возникает как следствие формул (1)-(2):

$$PW = nk_B T. \quad (3)$$

Анализ формулы (3) позволяет указать методы поддержания постоянного давления. Один из них аналогичен методу релаксации температуры в системе, сводящийся к изменению количества частиц через фиксированные интервалы времени. Ввиду громоздкости этого метода в данной работе предлагается подход, основанный на непосредственном использовании уравнения газового состояния (3). Он заключается в соблюдении постоянства общего количества свободных молекул путем добавления (или исключения) отдельных частиц поодиночке. Этот метод основывается на особенностях событийного подхода и демонстрирует преимущество представления изменения состояний системы по мере наступления отдельных актов присоединения модельных частиц к поверхности молекулы фуллерена (или разрыва связей).

3. Результаты численных расчетов

Рассмотрим молекулу фуллерена C_{60} , радиуса $3,53 \text{ \AA}$, которая окружена молекулами водорода. В молекуле фуллерена C_{60} атомы углерода располагаются на сферической поверхности в вершинах 20 правильных шестиугольников и 12 правильных пятиугольников, так что каждый атом углерода находится в вершинах двух шестиугольников и одного пятиугольника [9]. В структуре C_{60} имеется два типа связей, одна из которых (двойная) является общей стороной двух шестиугольников, а другая (одинарная) является общей стороной пятиугольника и шестиугольника.

При моделировании фуллерена C_{60} учитывается 4 типа взаимодействий: между атомами углерода с одинарной связью (тип «5-6»); между атомами углерода с двойной связью (тип «6-6»); между соседями второго порядка, связанных ребрами с одинарной связью (тип «5-6&5-6»); между соседями второго порядка, связанных ребрами с одинарной и двойной связью (тип «6-6&5-6»). Параметры для потенциалов взаимодействия атомов углерода, составляющих молекулу фуллерена C_{60} , выбраны согласно принятым в работе [10]. Расчеты проводились при температуре 77К и различном давлении. Расчетная область выбрана размерами $40 \text{ \AA} \times 40 \text{ \AA} \times 40 \text{ \AA}$. Внутренними степенями свободы в молекуле H_2 и кван-

товыми эффектами пренебрегают. В молекулярной системе, состоящей из фуллерена и молекул водорода, учитываются 2 типа взаимодействия: между молекулами H_2 и атомами C, взаимодействие молекул H_2 между собой. Параметры для потенциала взаимодействия выбраны согласно силовому полю AMBER94 [11] (табл. 1).

Таблица 1

Параметры для потенциалов взаимодействия

Взаимодействие	C – H_2	H_2 – H_2
$d_0, \text{Å}$	3,179	2,928
$d_1, \text{Å}$	3,279	3,028
U, кДж/моль	0,154	0,0657

Результаты расчётов относительного массового содержания водорода $\frac{m_{H_2}}{m_C} \cdot 10^2$ на поверхности фуллерена при температуре 77К и различном давлении, представлены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты расчетов относительного массового содержания водорода в фуллерене C_{60} при температуре 77К для расчётной области $40 \text{ Å} \times 40 \text{ Å} \times 40 \text{ Å}$

P, МПа	$\frac{m_{H_2}}{m_C}, \%$ (без механизма компенсации)	$\frac{m_{H_2}}{m_C}, \%$ (с учетом компенсации водорода)	$\frac{m_{H_2}}{m_C}, \%$ (расчет в пакете HyperChem)
1	1,36	2,00	1,74
2	2,36	3,03	2,28
4	3,86	4,69	4,00
6	5,24	5,51	5,66
8	6,11	6,62	6,36
10	6,56	6,89	6,60

Для того чтобы уточнить результаты расчетов, увеличение массового содержания водорода предлагается обеспечить путем описанного механизма компенсации давления водорода в порядке наступления событий.

Дискретно-событийный алгоритм позволяет просто реализовать этот механизм.

Система водород – углерод разбивается на две подсистемы. Первая подсистема состоит из свобод-

ного водорода (газ), а вторая – из углерода в фуллерене и присоединённого водорода (твёрдое тело). Углерод в фуллерене и связанный водород не создают давления, поскольку принадлежат второй подсистеме – твёрдому телу. Если молекула свободного водорода образует новую связь с фуллереном, то в случайно выбранной точке расчётной ячейки добавляется молекула свободного водорода. Если же связь C – H_2 разрывается, и молекула водорода становится свободной, то из расчётной области удаляется случайно выбранная свободная молекула водорода. Тем самым количество свободных молекул водорода остаётся постоянным.

Проведено сравнение полученных результатов с аналогичными опытами в среде пакета HyperChem, проведенными авторами [12] (табл. 2).

Для проверки адекватности рассмотренного метода компенсации водорода проведены расчеты в случае, когда общее количество свободных молекул водорода существенно больше, чем в рассмотренном случае.

Сравнительные расчёты производились в большой расчётной области размерами $200 \text{ Å} \times 200 \text{ Å} \times 200 \text{ Å}$ при температуре 80К и давлении 10 МПа. Процент адсорбированного водорода (6,76 %) в расчётах без компенсации водорода, но в большой расчётной области, незначительно отличается от расчётов с компенсацией водорода (6,89 %). Однако при увеличении расчётной области и, соответственно, количества модельных частиц увеличивается и время расчётов. Использование же описанного механизма компенсации позволяет сократить общее время расчетов без потери адекватности изучаемым процессам.

Заключение

Разработан эффективный метод моделирования процессов адсорбции водорода углеродными наноструктурами (в частности, фуллеренами). Предложен механизм компенсации давления водорода в системе водород – фуллерен C_{60} , который легко реализуется с помощью дискретно-событийного алгоритма.

Получены результаты расчётов относительного массового содержания водорода в молекуле фуллерена C_{60} от давления с учетом и без учета механизма поддержки постоянного давления. Проведено сравнение полученных результатов с аналогичными опытами в среде пакета HyperChem.

Использование событийного подхода в методе молекулярной динамики позволяет уменьшить время расчётов, увеличить размеры расчетной области и количество моделируемых частиц.

Литература

1. Елецкий А.В. Эндоздральные структуры / А.В. Елецкий // Успехи физических наук. – 2000. – Т. 131, № 2. – С. 113-142.
2. Luo T. Grand Canonical Monte Carlo Simulation of Hydrogen Adsorption in Different Carbon Nano Structures / T. Luo, John R. Lloyd. – arXiv: 0905.2194 (May 2009). – 20 p.
3. Фёдоров А.С. Плотность и термодинамика водорода, адсорбированного на поверхности однослойных углеродных нанотрубок / А.С. Фёдоров, П.Б. Сорокин // Физика твёрдого тела. – 2006. – Т. 48, № 2. – С. 377-382.
4. Maruyama S. Molecular dynamics simulation of hydrogen storage in single-walled carbon nanotubes / S. Maruyama, T. Kimura // International Mechanical Engineering Congress and Exhibit. – 2000. – Vol. 22. – P. 405-409.
5. Guo L. Molecular simulation of hydrogen adsorption density in single-walled carbon nanotubes and multilayer adsorption mechanism / L. Guo, M. Changxiang, Shuai Wang, He MA, Xin LI // Journal of Materials Science and Technology. – 2005. – Vol. 21, № 1. – P. 123-127.
6. Berendsen H. J. Molecular dynamics with coupling to an external bath / H. J. Berendsen // Journal of Chemical Physics. – 1984. – Vol. 81. – P. 3684-3690.
7. Чернышев Ю.К. Событийное программирование. Применение к решению некоторых задач физики: учеб. пос. по курсовому и дипломному проектированию / Ю.К. Чернышев. – Х.: ХАИ, 2008. – 68 с.
8. Слепичева М.А. Использование прямоугольного потенциала при имитационном моделировании фазовых переходов в простых кристаллах / М.А. Слепичева // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2008. – Вып. 38. – С. 211-216.
9. Елецкий А.В. Фуллерены и структуры углерода / А.В. Елецкий, Б.М. Смирнов // Успехи физических наук. – 1995. – Т. 165, № 9. – С. 977-1009.
10. Глухова О.Е. Фуллереновый нано-термодатчик / О.Е. Глухова, И.Н. Салий // Нано- и микро-системная техника. – 2008. – № 5. – С. 64 – 68.
11. Cornell W.D. A Second Generation Force Field for the Simulation of Proteins, Nucleic Acids, Organic Molecules / Wendy D. Cornell // Journal of the American Chemical Society. – 1995. – Vol. 117. – P. 5179 – 5197.
12. Вахрушев А.В. Моделирование процессов адсорбирования водорода наноструктурами / А.В. Вахрушев, А.М. Липанов, М.В. Суетин // Альтернативная энергетика и экология. – 2007. – № 1. – С. 13 – 20.

Поступила в редакцию 12.05.2010

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

МОДЕЛЮВАННЯ МЕХАНІЗМУ КОМПЕНСАЦІЇ ТИСКУ ВОДНЮ В СИСТЕМІ ВОДЕНЬ – ФУЛЕРЕН C₆₀

М.О. Слепичева

В рамках дискретно-подієвого алгоритму була поставлена і вирішена задача моделювання процесу адсорбції молекулярного водню молекулою фулерена C₆₀. Описаний дискретно-подієвий алгоритм. Запропонований новий метод підтримки постійного тиску в системі водень – молекула фулерена. Представлені формули обчислення термодинамічних величин. Проведено порівняння відносного масового змісту водню на поверхні фулерена C₆₀, отриманого за допомогою подієвого підходу (з обліком і без урахування механізму компенсації водню) і в середовищі пакету HyperChem.

Ключові слова: дискретно-подієвий алгоритм, адсорбція, водень, фулерен C₆₀, постійний тиск

SIMULATION OF THE MECHANISM OF PRESSURE COMPENSATION IN THE SYSTEM OF HYDROGEN – FULLERENE C₆₀

М.А. Slepicheva

Within discrete-event algorithm the problem of modeling the process of adsorption of molecular hydrogen by the molecule of fullerene C₆₀ was solved. It was described discrete event algorithm. The new method of maintaining a constant pressure in the system hydrogen – molecule of fullerene was offered. The formulas for calculating the thermodynamic quantities were described. A comparison of the relative mass content of hydrogen on the surface of the fullerene C₆₀ obtained by event-driven approach (with and without a compensation mechanism for hydrogen) and in the environment of HyperChem was made.

Keywords: event-driven algorithm, adsorption, hydrogen, fullerene C₆₀, constant pressure

Слепичева Маргарита Александровна – магистр кафедры информатики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: margarita-slepicheva@rambler.ru.

УДК 629.735

М.Р. МУСТАФАЕВ^{1,2}, П.Ш. АБДУЛЛАЕВ², Ю.М. АШУРОВ²¹Национальная академия авиации, Баку, Азербайджан²Азербайджанский технический университет, Баку, Азербайджан

ПРОФИЛИРОВАНИЕ СЕЧЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЯ КРИВИЗНЫ

Предлагается методика построения сечения профилей дозвуковых решеток на основе решения уравнения кривизны, т.е. создание профиля по заранее принятому характеру изменения скорости. При этом для описания кривизны применено уравнение $k(x) = a_2(x_0 + x)^m$, обеспечивающее плавность ее изменения, так как при значении $x_0, x > 0$ кривизна не меняет знак, т.е. исключается перегиб линий, очерчивающий профиль. Значения постоянных a_2, m , а также a_1 и a_0 , которые входят в зависимость $y' = f(x, a_2, m) + a_1$ и $y = f(x, a_2, a_1, m) + a_0$, определяются из граничных условий с обеспечением размера минимального проходного сечения межлопаточного канала и максимальной толщины профиля. Такой подход позволяет уверенно строить профиль лопаток с высокими гидродинамическими качествами.

Ключевые слова: профилирование, дозвуковые лопатки турбины, кривизна.

Введение

Рабочая лопатка – одна из наиболее ответственных деталей газовой турбины и должна удовлетворять ряду требований газовой динамики, прочности и технологии изготовления.

Одними из основных критериев, определяющих качество их работы, являются форма линии, очерчивающая профиль, форма межлопаточного канала, величина узкого сечения канала и т.д. При этом для плоских дозвуковых решеток удовлетворительный результат получается, если кривизна контура монотонно (без скачков) уменьшается от входной кромки к выходной и канал плавно сужается от входа в решетку к выходу из нее [1].

В настоящее время широкое распространение САД-систем создает благоприятные условия для применения аналитических методов и на их основе – разработке специализированных приложений для профилирования лопаток турбины, позволяющих найти оптимальный вариант по заданному критерию, а также изготовить чертеж, с применением компьютера.

При классической постановке построение сечения на заданном радиусе является одной из основных задач процесса профилирования. Применение аналитического метода позволяет варьировать контур профилей в широких пределах и в максимальной степени удовлетворять всем требованиям аэродинамики, конструкции, прочности и технологии. Известный аналитический метод построения сечения с помощью степенных многочленов [2] является при-

годным для описания профилей самых разнообразных форм. Однако подбор граничных условий при высоких степенях полиномов занимает значительное время. Так как кривая, описанная полиномом степени n , имеет $n-2$ потенциальных точки перегиба (изменение направления вогнутости кривых), то их при выборе параметров необходимо исключить.

Как известно, кривые, используемые для образования контуров корыта и спинки, должны отличаться, прежде всего, монотонным изменением кривизны. Скачок в кривизне или перегиб в профиле приводит к отрыву потока и по этой причине не допустим. Разумеется, что в этом случае кривизну можно определить после того, как профиль уже построен. В случае несоответствия отмеченных условий, процесс повторяется сначала.

Исходя из вышеизложенного, разработка метода профилирования сечения лопаток по заранее принятому характеру изменения скорости по его обводу, позволяющая уверенно строить профили с высокими гидродинамическими качествами, является **актуальной задачей**.

1. Метод построения сечения

Нами предлагается метод построения сечения профиля на основе решения уравнения кривизны вдоль контура, то есть создание профиля по заранее принятому характеру изменения скорости по его обводу.

Также предлагается методика определения параметров, обеспечивающих заданные характеристики профиля, основанная на CAD-технологии.

Далее рассмотрим основную суть предлагаемого метода.

Решив дифференциальное уравнение кривизны

$$k(x) = y'' / (1 + (y')^2)^{1,5}, \quad (1)$$

(где $k(x)$ – функция кривизны; y – функция уравнения кривой профиля), можно получить функциональную зависимость, описывающую кривую поверхности спинки корытца.

Заметим, что уравнение (1) не содержит явным образом искомой функции y .

Обозначив $\frac{dy}{dx} = p$, после соответствующих преобразований из (1) получим [3, 4]:

$$p = \frac{K(x)}{\sqrt{1 - K^2(x)}}, \text{ или } \frac{dy}{dx} = \frac{K(x)}{\sqrt{1 - K^2(x)}}, \quad (2)$$

и окончательно

$$y = a_0 + \int \frac{K(x)}{\sqrt{1 - K^2(x)}} dx, \quad (3)$$

где $K(x) = \int k(x) dx$.

Из (2) имеем

$$K(x) = \frac{y'}{\sqrt{1 + (y')^2}}. \quad (4)$$

Как отмечено, кривая, описывающая кривизну, должна быть плавной в заданном интервале. Принимаем кривую кривизну в виде

$$k(x) = a_2(x_0 + x)^m; \quad (5)$$

$$K(x) = a_1 + \frac{a_2}{m+1}(x_0 + x)^{m+1}. \quad (6)$$

Значение коэффициентов a_0, a_1, a_2 и значение m , входящее в уравнения (3), (5), (6), для спинки и корыта определяются из соответствующих граничных условий.

Анализ показывает, что кривизна, описанная в виде уравнения (5), при $x_0 \geq 0$ на всем диапазоне изменения x от 0 до b (где b – ширина лопаток) не меняет знак, т.е. исключает перегиб линии, очерчивающей профиль на участке $0 < x < b$, что является одним из основных требований, предъявляемых к линии профиля.

Профиль, являющийся конечным результатом, должен иметь определенные величины геометрических характеристик, в которые обычно входят следующие:

- ширина решетки b ,
- конструктивные углы β_1 и β_2 ,
- площадь сечения f (или максимальная толщина профиля),
- радиусы округления кромок r_1, r_2 ,
- размер минимального проходного сечения (горло) d_2 межлопаточного канала,
- угол δ отгиба выходной кромки.

Эти величины и являются исходными для построения профиля.

Однозначную связь исходных данных с граничными условиями для составления уравнений спинки и корыта установить невозможно, поэтому значения граничных условий сначала задают приблизительно, а затем уточняют до получения всех заданных геометрических характеристик.

Одним из эффективных способов создания единой среды для вычислительных работ и графических построений является создание пользовательского приложения AutoCAD.

AutoCAD широко распространен среди пользователей, открыт для дополнения, в нем встроены язык программирования высокого уровня AutoLISP и вычислительная система CAL [5]. При разработке алгоритма и метода определения параметров учитывались эти особенности.

Расположение проектируемого профиля в прямоугольной системе координат, характерные точки на профиле и геометрические углы приведены на рис. 1.

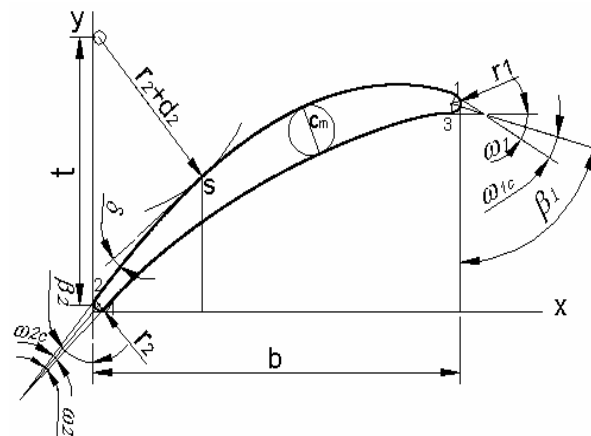


Рис. 1. Расположение проектируемого профиля в прямоугольной системе координат и характерные точки на профиле

На рис. 1 приняты следующие обозначения:

- b – ширина решетки;
- t – шаг решетки;
- d_2 – размер минимального проходного сечения (горла) межлопаточного канала;
- C_m – максимальная толщина профиля;
- r_1 – радиус округления входной кромки;

- r_2 – радиус округления выходной кромки;
- ω_1 – угол заострения входной кромки;
- ω_2 – угол заострения выходной кромки;
- δ – угол отгиба выходной кромки;
- β_1 – конструктивный угол входной кромки;
- β_2 – конструктивный угол выходной кромки;
- 1,2 – точки сопряжения спинки с окружностью входной и выходной кромки;
- 3,4 – точки сопряжения корыта с окружностью входной и выходной кромки, S – точка касания линии спинки с окружностью, проведенной из центра окружности выходной кромки соседнего профиля.

Порядок расчета следующий:

Построение профиля начинается с построением спинки. Получив кривую для спинки, удовлетворяющую заданным величинам горла межлопаточного канала и угла отгиба задней кромки, можно переходить к построению корыта.

Геометрические углы профиля рассчитываются следующим образом:

$$\begin{aligned}\beta_{1c} &= \beta_1 - \omega_{1c}, \\ \beta_{2c} &= \beta_2 + \omega_{2c}, \\ \beta_{1k} &= \beta_1 + \omega_{1k}, \\ \beta_{2k} &= \beta_2 - \omega_{2k}, \\ \omega_{1c} &= k_1 \omega_1, \\ \omega_{1k} &= (1 - k_1) \omega_1, \\ \omega_{2c} &= k_2 \omega_2, \\ \omega_{2k} &= (1 - k_2) \omega_2\end{aligned}$$

(значения k_1 и k_2 могут изменяться в диапазоне от 0,4 до 0,6).

Для определения координаты центра окружности выходной кромки, точки касания спинки к ней, координаты точки S, также x координаты точки касания спинки к входной кромки имеем:

$$\begin{aligned}x_{c2} &= r_2, \quad y_{c2} = r_2 \\ x_2 &= r_2 (1 - \cos \beta_{2c}), \\ y_2 &= r_2 (1 + \sin \beta_{2c}); \\ x_S &= r_2 + (r_2 + b_2) \sin(90 - \beta_{2c} - \delta), \\ y_S &= t + 2r_2 - (r_2 + b_2) \cos(90 - \beta_{2c} - \delta); \\ x_1 &= b - r_1 [1 - \cos(\beta_1 - \omega_1 / 2)].\end{aligned}$$

Теперь могут быть вычислены граничные условия и параметры уравнения (a_0, a_1, a_2, m), описывающие спинку.

В качестве граничных условий для вычисления значения a_1, a_2 и m используются величины:

$$\begin{aligned}x &= x_1, y' = y'_1 = \operatorname{tg}(90 + \beta_1); \\ x &= x_2, y' = y'_2 = \operatorname{tg}(90 - \beta_{2c}); \\ x &= x_S, y' = y'_S = \operatorname{tg}(90 - \beta_{2c} + \delta).\end{aligned}\quad (7)$$

Из уравнения (4) с учетом (6) и (7) имеем:

$$\begin{cases} a_1 + \frac{a_2}{m+1} (x_0 + x_1)^{m+1} = \frac{y'_1}{\sqrt{1 + (y'_1)^2}}, \\ a_1 + \frac{a_2}{m+1} (x_0 + x_2)^{m+1} = \frac{y'_2}{\sqrt{1 + (y'_2)^2}}, \\ a_1 + \frac{a_2}{m+1} (x_0 + x_S)^{m+1} = \frac{y'_S}{\sqrt{1 + (y'_S)^2}}. \end{cases} \quad (8)$$

Из первых двух уравнений системы (8) имеем:

$$\begin{aligned}a_1 &= \frac{b_{11} a_{22} - b_{22} a_{12}}{a_{11} a_{22} - a_{21} a_{12}}, \\ a_2 &= \frac{a_{11} b_{22} - a_{21} b_{11}}{a_{11} a_{22} - a_{21} a_{12}},\end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned}a_{12} &= \frac{1}{m+1} (x_0 + x_1)^m, \\ a_{22} &= \frac{1}{m+1} (x_0 + x_2)^m, \\ a_{11} &= a_{21} = 1; \\ b_{11} &= \frac{y'_1}{\sqrt{1 + (y'_1)^2}}, \\ b_{22} &= \frac{y'_2}{\sqrt{1 + (y'_2)^2}}.\end{aligned}$$

Подставив полученные выражения для a_1 и a_2 (как функции от значений x_0 и m) в третье уравнение системы (8) и задав значение x_0 , вычислим значение m . Для этого удобно применить метод итераций.

Далее численным методом вычисляется значение y из (3), удовлетворяющее начальному условию $y(x_2) = y_2 = a_0$. Для этого удобно применить метод Рунге-Кутты, принимая значение $\Delta x < 0.05 \text{ mm}$. Результаты проведенных расчетов записываются в массив и используются в качестве исходных данных для построения профиля.

По вычисленному значению $y = f(x)$ и известному направлению касательных в точке сопряжения с окружностью входной и выходной кромки строится кривая для спинки (в виде кривых Безье) с помощью команды «spline».

Составленное таким образом уравнение спинки профиля может не обеспечить получение заданного размера минимального проходного сечения межлопаточного канала (горла) b_2 , следовательно, нужно проверить величину горла.

Для этого предлагаем, легко реализуемую в CAD-системах, (в частности AutoCAD-e) следующую методику. через две последовательные точки P_1 и P_{1+1} спинки проводится «пользова-

тельская» система координат и на этой системе определяется x -координата точки $O(r_2, r_2 + t)$.

Этот процесс продолжается до тех пор пока $x'_p \leq 0$ (рис. 2). При этом вычисляется координаты точки P_C на отрезке (P_{i-1}, P_i) , расположенном от P_i на расстоянии x'_p .

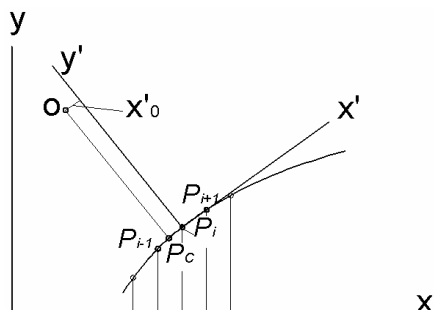


Рис. 2. К определению размера минимального проходного сечения межлопаточного канала

Размер горла межлопаточного канала определяется по формуле $d_2 = |P_C O| - r_2$.

Если полученное значения d_2 отклоняется от заданного, то варьируя δ ($\delta_{\min} \leq \delta \leq \delta_{\max}$) и x_0 ($x_0 \geq 0$) добиваемся их соответствия. При этом из всех возможных решений необходимо выбирать решение, соответствующее условию [2]

$$\Omega = \int_0^s k^2 ds \rightarrow \min$$

где s -длина кривой.

Для этого можно применить следующую последовательность действий.

При значении $x_0 = x_{0j}$ и значениях δ_i и $\delta_{i+1} = \delta_i + \xi$ ($\xi \leq 0.1$) определяются значения $(d_2)_i$ и $(d_2)_{i+1}$, затем вычисляется приближенное значение

$$\partial d_2 / \partial \delta_i = [(d_2)_{i+1} - (d_2)_i] / \xi.$$

Далее вычисляется значение $\Delta \delta$ по формуле:

$$\Delta \delta = [d_{2\text{зад}} - (d_2)_i] / (\partial d_2 / \partial \delta_i).$$

Если значения δ выходят за пределы допустимого ($\delta_{\min} \leq \delta \leq \delta_{\max}$), то варьируя x_0 надо вновь определить значение d_2 .

При этом надо иметь ввиду, что при постоянном значении x_0 с увеличением δ значение d_2 увеличивается, а Ω — уменьшается, а при постоянном значении δ с увеличением x_0 значения d_2 и Ω увеличиваются.

Отклонение полученной величины горла межлопаточного канала от заданной не должно превышать определенной, достаточно малой величины.

Получив кривую для спинки, удовлетворяющую заданным величинам горла межлопаточного канала и угла отгиба задней кромки, можно переходить к построению корыта.

Координаты точки касания корыта с выходной кромки определяется следующим образом:

$$x_4 = r_2 [1 + \cos(\beta_2 + \omega_{2k})],$$

$$y_4 = r_2 [1 - \sin(\beta_2 + \omega_{2k})].$$

Координаты центра окружности входной кромки определяются по формулам:

$$x_{c1} = x_1 - r_1 \sin(90 - \beta_{1c}),$$

$$y_{c1} = y_1 - r_1 \cos(90 - \beta_{1c}),$$

где y_1 — значение y в спинке, соответствующее значению $x = x_1$.

Координаты точки касания корыта с входной кромкой определяются по формулам:

$$x_3 = x_{c1} + r_1 \sin(\beta_{1k} - 90);$$

$$y_3 = y_{c1} - r_1 \cos(\beta_{1k} - 90).$$

В качестве граничных условий для вычисления параметров уравнения, описывающего корыто, используются величины:

$$x = x_3, y = y_3,$$

$$y'_3 = (dy/dx)_{x=x_3} = \tan(90 + \beta_{1k});$$

$$x = x_4, y = y_4,$$

$$y'_4 = (dy/dx)_{x=x_4} = \tan(90 - \beta_{2k}).$$

Из уравнения (4) с учетом (6) и (9) имеем:

$$\begin{cases} a_{1k} + \frac{a_{2k}}{mk+1} (x_{0k} + x_3)^{mk+1} = \frac{y'_3}{\sqrt{1+(y'_3)^2}}, \\ a_{1k} + \frac{a_{2k}}{mk+1} (x_{0k} + x_4)^{mk+1} = \frac{y'_4}{\sqrt{1+(y'_4)^2}}. \end{cases} \quad (10)$$

Зависимость $a_{1k}, a_{2k} = f(x_{0k}, mk)$, полученную из (7), подставим в (3), затем численным методом вычисляется значение y , удовлетворяющее начальному условию $y(x_4) = y_4$.

Полученное таким образом значение y может не обеспечивать условие $y(x_3) = y_3$, следовательно, задав значение x_{0k} , вычисляется значение mk .

Для этого можно применить методику, примененную при определении параметров уравнения, описывающего спинку.

По вычисленному значению $y = f(x)$ и известному направлению касательных в точке сопряжения с окружностью входной и выходной кромки, строится кривая для корыта (в виде кривых Безье) с помощью команды «spline».

Независимо от того, каким способом построен профиль, должны быть определены его характеристики, определяющие прочность (площадь, положение центра тяжести, моменты инерции и сопротивление). В настоящее время имеющиеся САД-системы, в частности AutoCAD, позволяют легко и точно определить геометрические характеристики плоского замкнутого контура. Для этого, соединив спинку и корыто с окружностью входной и выходной кромки, получаем замкнутый контур («region») и используя команду «massprop» точно определяем все геометрические характеристики, в том числе площадь, координаты центр тяжести и др.

Если в исходных данных было задано значение $C_{\max}$, необходимо определить максимальную толщину профиля.

Максимальную толщину профиля $C_{\max}$ определяют как длину, лежащего внутри контура профиля отрезка общей нормали к линиям спинки и корыта (рис. 3).

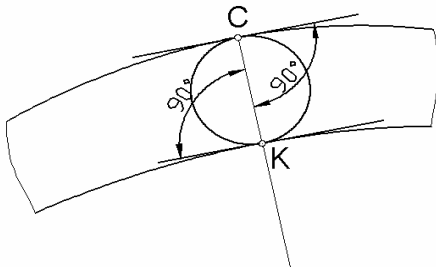


Рис. 3. К определению максимальной толщины профиля

Если обе линии, очерчивающие профиль, не имеют перегибов на участке $0 < x < b$ и на концах интервала, то очевидно, что в этом интервале существует только одна общая нормаль. Ее можно найти, восстанавливая нормали из точек на одной линии до пересечения с другой линией и сравнивая производные y'_k и y'_c в точках пересечения. Равенство производных – условие общности нормали.

Процесс нахождения точки К на линии корыта, через которую проходит общая нормаль, можно осуществить следующим образом.

На линии корыта берется точка соответствующая $x \approx 3r_2$, определяется центр кривизны:

$$M_k(x_M, y_M) \quad x_M = x_k + y'_k(1 + y'^2_k) / y''_k;$$

$$y_M = y_k + (1 + y'^2_k) / y''_k$$

и через точки К и M_k проводится нормаль для

корыта. Определяются координаты точки пересечения нормали со спинкой x_c, y_c и вычисляется y'_c .

Если $y'_c > y'_k$, то увеличивается значение x ($x = x + \Delta x$) и процесс повторяется до получения $y'_c \leq y'_k$.

Если $y'_c < y'_k$ то значение x уменьшается на Δx и принимая значения $\Delta x = \Delta x / 10$ процесс повторяется.

Таким образом, по заданной точности определяется значение x_K и можно вычислить максимальную толщину профиля

$$C_{\max} = \sqrt{(x_k - x_c)^2 + (y_k - y_c)^2}$$

и координаты центра вписанной в профиль окружности с диаметром, равным $C_{\max}$:

$$x_{C_{\max}} = (x_K + x_C) / 2;$$

$$y_{C_{\max}} = (y_K + y_C) / 2.$$

Если полученная толщина или площадь профиля не равна заданной, то варьируя значениями x_{0k} и ω_1 , добиваемся их равенства.

При профилировании охлаждаемых лопаток, толщины задаются радиусами соответствующих окружностей, вписанных в профиль. Параметры окружностей, вписанных в профиль и касающихся спинки в заданной точке, можно определить так, как показано на рис. 4.

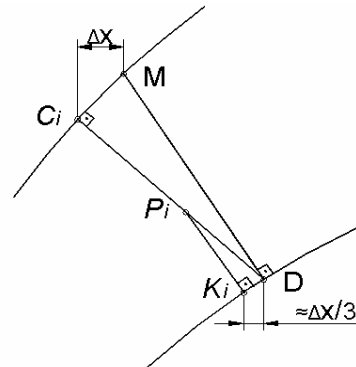


Рис. 4. К определению радиуса окружностей, вписанных в межлопаточный канал

От точки C_i проводим перпендикуляр к спинке и определяем точку D – пересечение перпендикуляра с корытом (рис. 4). Далее, через точку D проводим перпендикуляр к корыту и определяем точку пересечения его со спинкой (M), а также значение Δx ($\Delta x = x_M - \delta_{C_i}$). Из точки на корыте K_i , которая соответствует значению $x_{ki} = x_D - \xi$ ($\xi \approx \Delta x / 3$), проводим перпендикуляр к спинке, определяем точку пересечения P_i с

прямой, и варьируя положение K_i добиваемся выполнения условия $|P_i C_i| = |P_i K_i|$.

Точка P_i обеспечивающая это условие, является центром окружности, вписанной в межлопаточный канал и касающейся спинки в точке C_i .

После получения заданной площади f или максимальной толщины профиля $C_{\max}$ уравнения спинки и корыта считают составленными и приступают к расчету остальных геометрических характеристик.

Кроме контроля геометрических характеристик профиля, необходимо проверить формы канала, образуемого двумя соседними профилями решетки. Канал считается удовлетворительным, если он плавно сужается от входа в решетку к выходу из нее.

На корыте соседнего профиля, отстоящего от рассчитываемого на расстоянии t по оси y , выбирается несколько точек K_i с координатами x_{ki}, y_{ki} , ($i=1, 2, \dots, n$) и определяются параметры окружностей, вписанных в образуемый канал и касающихся корыта в указанных точках. Параметры окружностей определяются также, как это делалось при определении параметров окружностей, вписанных в профиль, с учетом того что, точками K_i и C_i обозначены соответственно точки на спинки и корыте и $x_{K_i} < x_D$, т.е. нет необходимости для определения точки M .

2. Анализ полученных результатов

Для реализации вышеизложенного метода, используя язык AutoLISP, разработано пользовательское приложение к AutoCAD.

На рис. 5 показан профиль, построенный при помощи предложенной методики.

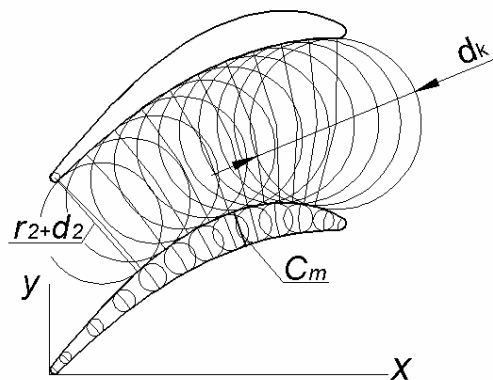


Рис. 5. Профиль сечения лопаток

Пример основан на предположительных исходных данных:

$$\begin{aligned} \beta_1 &= 74^\circ, \beta_2 = 42^\circ, \\ t &= 19,55 \text{ mm}, b = 30 \text{ mm}, \\ r_1 &= 0,7 \text{ mm}, r_2 = 0,5 \text{ mm}, \\ \beta_{2\text{до}} &= 39^\circ, \omega_2 = 6^\circ, \\ C_m &= 3,7 \text{ mm}, \delta = 9.5^\circ \end{aligned}$$

и поэтому имеет чисто методическое значение.

На рис. 6 показаны изменения кривизны линий спинки (1) и корыта (2), а на рис. 7 приведено изменение ширины межлопаточного канала в зависимости от x -координаты точки касания вписанных окружностей корыта. Как видно они меняются достаточно плавно, и могли бы быть использованы для образования профилей.

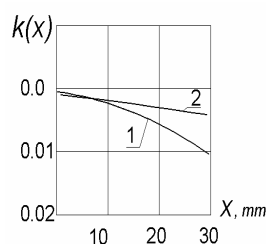


Рис. 6. Кривизна по обводу профиля лопатки:
1- спинка; 2- корыто

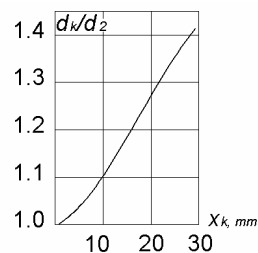


Рис. 7. Изменение размера межлопаточного канала

Заключение

Предложенный аналитический метод достаточно обоснован, позволяет построить профиль сечения с высокими гидродинамическими качествами с меньшими затратами машинного времени, по сравнению с аналитическим методом степенных многочленов, мог бы быть использован для профилирования дозвуковых решеток и оптимизации их параметров.

Литература

1. Копелев С.З. Расчет турбин авиационных двигателей (газодинамический расчет; профилирование лопаток) / С.З. Копелев, Н.Д. Тихонов. – М.: Машиностроение, 1974. – 268 с.
2. Журавлев В.А. Профилирование лопаток газовой турбины с применением цифровой электронной машины / В.А. Журавлев // Известия АН СССР, ОТН. Энергетика и транспорт. – 1963. – № 1. – С. 72-77.
3. Бронштейн И.Н. Справочник математика. Для инженеров и учащихся втузов / И.Н. Бронштейн, К.Ф. Семендяев. – М., 1981. – 720 с.

4. Иманов А.С. Профилирование лопаток по геометрическому критерию качества на основе решения обратной задачи / А.С. Иманов // Изв. вузов. Авиаци-

онная техника. – 2003. – № 1. – С. 64-66.

5. Джеймс А. Лич Энциклопедия AutoCAD 2002 / А. Лич Джеймс. – СПб.: Питер, 2002. – 1072 с.

Поступила в редакцию 30.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры «Теории авиационных двигателей» В.П. Герасименко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина

ПРОФІЛІЗАЦІЯ ПЕРЕТИНУ ЛОПАТОК ТУРБИНИ НА ОСНОВІ ВИРІШЕННЯ РІВНЯННЯ КРИВИЗНИ

М.Р. Мустафаєв, П.Ш. Абдуллаєв, Ю.М. Ашуров

Пропонується методика побудови перетину профілів дозвукових ґрат на основі вирішення рівняння кривизни, тобто створення профілю по заздалегідь прийнятому характеру зміни швидкості. При цьому для опису кривизни застосовано рівняння $k(x) = a_2(x_0 + x)^m$, що забезпечує плавність її зміни, оскільки при значенні $x_0, x > 0$ кривизна не міняє знак, тобто виключається перегин ліній, що обкреслюють профіль. Значення постійних a_2, m , a_1 і a_0 , що входять в залежності $y' = f(x, a_2, m) + a_1$ і $y = f(x, a_2, a_1, m) + a_0$, визначаються з граничних умов із забезпеченням розміру мінімального прохідного перетину міжлопаткового каналу і максимальної товщини профілю. Такий підхід дозволяє упевнено будувати профіль лопаток з високими гідродинамічними якостями.

Ключові слова: профілізація, дозвукові лопатки турбіни, кривизна.

PROFILING OF TURBINE BLADES SECTION BY CURVATURE EQUATION SOLVING

M.R. Mustafayev, P.Sh. Abdullayev, Y.M. Ashurov

The technique of construction of cut of profiles of subsonic lattices, on the basis of a solution of the equation of curvature, i.e. creation of a profile on in advance accepted character of a modification of a velocity is offered. Thus the equation $k(x) = a_2(x_0 + x)^m$ ensuring smoothness of its modification since at value $x_0, x > 0$ curvature does not change a sign is applied to exposition of curvature, i.e. the inflection of lines outlining a profile is excluded. Values of constants a_2, m as well a_1, a_0 entering into functions $y' = f(x, a_2, m) + a_1$ and $y = f(x, a_2, a_1, m) + a_0$, is defined from boundary conditions with providing of a size of minimum through passage cut among blades channel and maximum thickness of a profile. Such approach allows to build confidently a profile of blades with high hydrodynamic qualities.

Key words: profiling, subsonic blades of the turbine, curvature.

Мустафаєв Мустафа Рагим оглы - д-р техн. наук, профессор, проф. кафедры конструкции и эксплуатации летательных аппаратов и авиационных двигателей Национальной академии авиации, зав.каф. инженерной графики Азербайджанского технического университета, Баку, Азербайджан, e-mail: mustamro@rambler.ru.

Абдуллаєв Парвиз Шахмурад оглы - канд. техн. наук, доцент, зав. кафедрой «Конструкция и эксплуатация летательных аппаратов и авиационных двигателей» Национальной академии авиации, Баку, Азербайджан, e-mail: a_parviz@azeronline.com.

Ашуров Юсиф Монсум оглы - аспирант, преподаватель кафедры «Конструкция и эксплуатация летательных аппаратов и авиационных двигателей» Национальной академии авиации, Баку, Азербайджан, e-mail: yusifashurov@gmail.com.

УДК 621.793.184

А.М. СМЫСЛОВ, А.А. БЫБИН, Р.Р. НЕВЬЯНЦЕВА, О.Г. СМОЛЬНИКОВА

Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия

ВЛИЯНИЕ ХИМИЧЕСКОГО И ФАЗОВОГО СОСТАВА НА ПРОЦЕСС УДАЛЕНИЯ АЛЮМИНИДНЫХ ПОКРЫТИЙ С РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ ХИМИЧЕСКИМ МЕТОДОМ

Изучено влияние химических элементов, входящих в состав алюминидных покрытий для никелевых сплавов, на скорость удаления покрытий в кислотном растворе и на глубину растратов на поверхности сплава. Установлена связь между выходными параметрами процесса травления и различием в электродных потенциалах поверхностей фаз, обуславливающих определенную величину ЭДС коррозионных микрогальванопар, действующих при контакте с травильным раствором. Результаты исследования рекомендуются для прогнозирования особенностей процесса ремонта лопаток ТВД с дефектными покрытиями.

Ключевые слова: жаростойкое покрытие, никелевый сплав, химический и фазовый состав, удаление покрытий, химический метод.

Введение

В процессе нанесения жаростойких покрытий на лопатки турбины при нарушении режимов технологического процесса возникают дефекты, которые снижают ресурс лопаток при эксплуатации. Для обеспечения работоспособности лопаток дефектное покрытие подлежит удалению, для чего в большинстве случаев используется химический метод. Анализ литературы показывает, что во многих ремонтных технологиях в качестве базовой части травителей применяется раствор, содержащий азотную и соляную кислоты и оксид хрома (VI) [1 – 4]. В данной системе азотная кислота проявляет окислительные свойства, соляная кислота определяет pH раствора, а хлорид-ионы входят в состав комплексного иона, в котором ион металла выступает в качестве комплексообразователя. Оксид хрома (VI), образующий в растворе хромат ионы, выполняет двойную роль: с одной стороны хромат ионы являются сильными окислителями и способствуют удалению металлического покрытия, а с другой – обеспечивают пассивацию поверхности никелевых сплавов [5].

Как показывает опыт ремонта, для различных систем «покрытие – сплав» скорость полного удаления покрытий и глубина растратов на поверхности сплава отличаются, что сказывается на длительности процесса обработки. Указанные различия определяются химическим и фазовым составом покрытий и материала лопаток.

Цель данной работы – изучение влияния химического и фазового состава алюминидных жаростойких покрытий на скорость съема покрытия и глубину растратов на поверхности сплава.

1. Методика проведения исследования

Исследования проводили на темплетях, вырезанных из рабочих лопаток газовых турбин различного назначения. Материалы защитных покрытий и изучаемых никелевых сплавов, метод нанесения и толщина покрытия представлены в табл. 1.

Таблица 1
Материал сплава и защитного покрытия

Сплав	Покрытие	Метод нанесения	Толщина, мкм
ЖС6У	ВСДП-11	Ионно-плазменный	45
ЖС6У	СДП-2	Ионно-плазменный	50
ЖС6У	NiCr/CrAlY	Порошковый	60
ЖС32ви	ВСДП-11	Ионно-плазменный	45
ЦНК7П	Al-Si	Шликерный	30
ВЖЛ12У	ДифА	Порошковый	40
ЭП220вд	ДифА	Порошковый	25

Удаление покрытий проводили в растворе, содержащем соляную и азотную кислоты и бихромат калия. Эксперименты проводили при температуре электролита 20...22 °С.

Скорость удаления покрытия определяли гравиметрическим методом с использованием аналитических весов модели GR200. Время полного удаления покрытия регистрировали по моменту резкого перехода величины электродного потенциала поверхности из положительной области в отрицательную. Растрав поверхности сплава после удаления покрытия изучали на поперечных микрошлифах с использованием микроскопа модели

NIKON MS100. Микроструктуру защитных покрытий и распределение в нем химических элементов исследовали на растровом электронном микроскопе модели JSM-6490LV (JEOL). Рентгенофазовый анализ проводили на дифрактометре Philips PW1800 в медном K_{α} -излучении.

2. Результаты исследований и их обсуждение

Изучение микроструктуры покрытий показало, что в зависимости от метода нанесения все покрытия за исключением покрытия СДП-2 характеризуются двухзонным строением, при этом внутренняя зона образуется за счет диффузионного взаимодействия элементов наносимого покрытия с компонентами защищаемого сплава. По степени легированности покрытия были разделены на три группы. К первой группе были отнесены малолегированные алюминидные покрытия на сплавах ВЖЛ12У и ЭП220ВД. В данном случае покрытия сформированы с использованием порошковых смесей с малой активностью с галогенидным активатором [6]. Основу внешней зоны в основном составляют алюминидные фазы β -NiAl (~ 70...75 %) и γ' -Ni₃Al. Внутренняя зона покрытий состоит из соединений β -NiAl и γ' -Ni₃Al, количество которых в данной зоне примерно одинаковое [7]. Легирующие элементы, диффундирующие в процессе нанесения покрытия из сплава, незначительно легируют алюминидные фазы и в основном формируют собственные фазы: твердый раствор на основе α -Cr во внешней зоне и карбиды хрома, титана, вольфрама, молибдена во внутренней зоне покрытия.

Ко второй группе отнесены алюминидные покрытия на сплавах ЖС6У, ЖС32ВИ и ЦНК7П, формирование которых проводилось с добавлением в насыщающую смесь кремния, что позволяло кроме фаз, указанных для покрытий первой группы, получать в покрытии фазы силицидного типа и дополнительно легировать алюминиды никеля кремнием. Насыщающая смесь наносилась на поверхность шликерным или ионно-плазменным методом с последующим диффузионным отжигом деталей в вакуумной среде.

Среди указанных покрытий второй группы отдельно следует отметить покрытие на сплаве ЖС32ВИ. Данный сплав в отличие от других сплавов дополнительно легирован рением и танталом. Поэтому закономерно ожидать наличие указанных элементов в фазах, формируемых в покрытии. Присутствие данных элементов может вызвать отклонение от общих закономерностей.

К третьей группе отнесены покрытия системы Ni-Cr-Al-Y, нанесенные на сплав ЖС6У диффузионным и ионно-плазменным методом. Общим признаком для покрытий данной группы является наличие в по-

крытии большого количества никеля и хрома по сравнению с покрытиями других групп.

Основными структурными составляющими внешней зоны покрытия, сформированного диффузионным методом по двухстадийной технологии [1], являются фазы β -NiAl и γ' -Ni₃Al. Количество фазы γ' -Ni₃Al составляет 40...50 %. Во внутренней зоне покрытия кроме частиц легированных β - и γ' -фаз присутствуют также карбидные фазы типа MC, M₂₃C₆ и M₆C.

Конденсационное покрытие СДП-2 характеризуется отсутствием развитой диффузионной зоны и практически однородно по всей толщине [8]. Матрицей покрытия является преимущественно γ' -фаза с незначительным количеством β -фазы. Легирующие элементы из сплава слабо диффундируют в покрытие.

Результаты по влиянию химического состава покрытия на скорость его удаления и глубину травов на поверхности сплава после съема покрытия представлены на рис. 1 и 2.

Так как основными фазовыми составляющими изучаемых покрытий являются фазы β -NiAl и γ' -Ni₃Al, в первую очередь анализировалось влияние концентрации никеля и алюминия на скорость съема покрытий. Как видно из данных, приведенных на рис. 1, увеличение содержания никеля в покрытии приводит к росту скорости съема, в то время как для алюминия наблюдается ее спад. Наличие в покрытии различных фаз определяет гетерогенность системы, способствующей ускорению процесса травления металлического покрытия в кислотном растворе. В данном случае процесс травления рассматривается с точки зрения электрохимической коррозии, протекающий по механизму действия микрогальванопар с различными электродными потенциалами поверхности. В рамках такого подхода увеличение концентрации никеля, приводящего к возрастанию доли γ' -фазы, способствует повышению ЭДС микрогальванопар и, соответственно, скорости травления.

Алюминий является наиболее химически активным элементом по сравнению с другими элементами жаростойкого покрытия. Однако повышение его содержания приводит к снижению скорости съема покрытия. Данный факт связан не только с уменьшением гетерогенности системы (за счет роста доли β -фазы), но и с тем, что алюминий при взаимодействии с концентрированной азотной кислотой пассивируется благодаря образованию оксидной пленки, которая тормозит процесс травления.

Легирование алюминидных покрытий хромом и кремнием, которые вводятся при нанесении

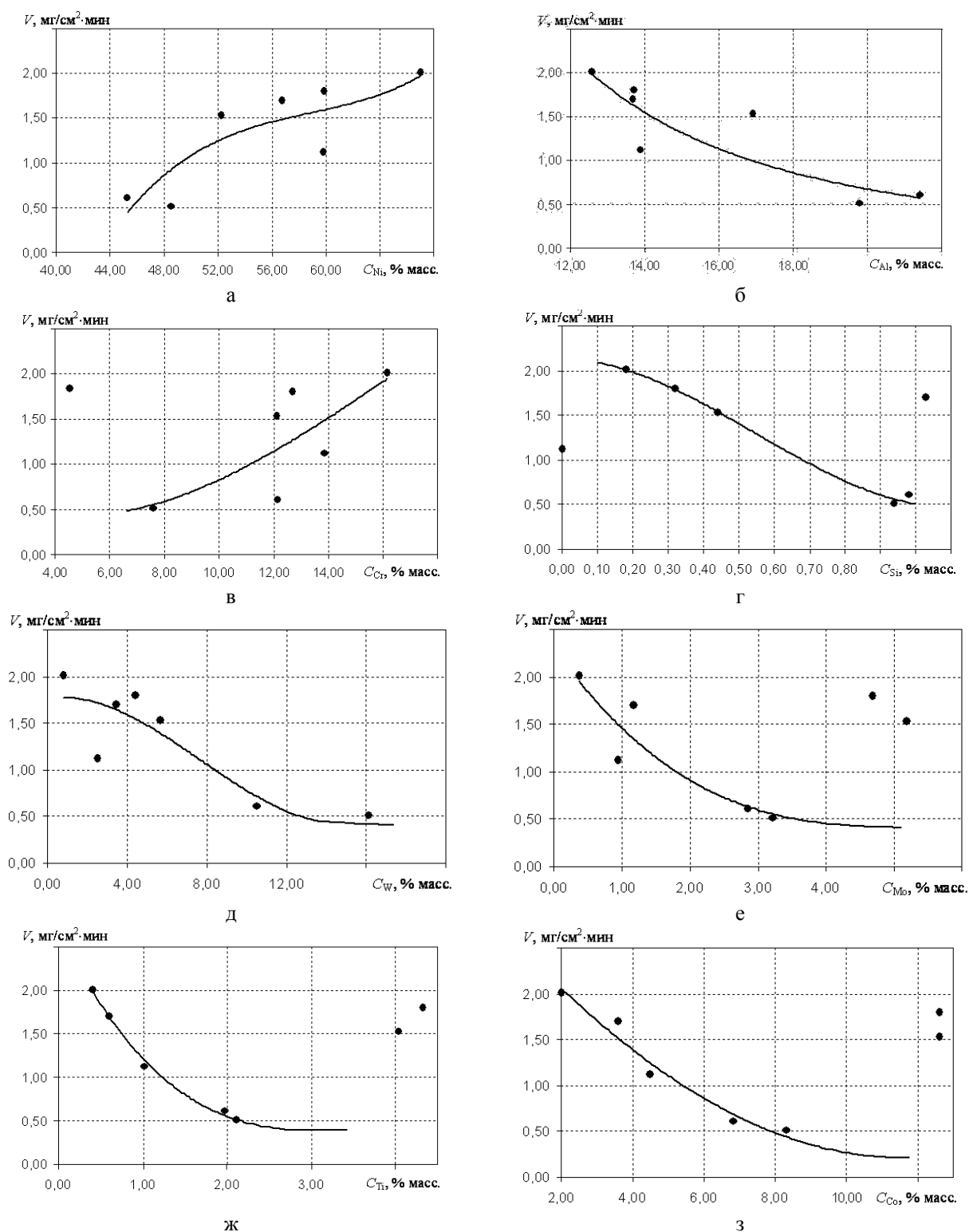


Рис. 1. Изменение скорости удаления покрытия в зависимости от концентрации в нем элемента: а – никеля; б – алюминия; в – хрома; г – кремния; д – вольфрама; е – молибдена; ж – титана; з – кобальта

покрытия, приводит к увеличению и спаду скорости съема при возрастании указанных элементов соответственно. Как указывалось ранее, хром во внутренней зоне покрытия формирует химически пассивные карбиды и травлению подвергаются в основном области вокруг карбидных фаз. При воз-

растании содержания Cr , кроме карбидных фаз в покрытии преимущественно во внешней его зоне наблюдается выделение фаз в виде твердого раствора на основе $\alpha\text{-Cr}$, который обладает достаточной химической активностью и способствует увеличению скорости съема покрытия.

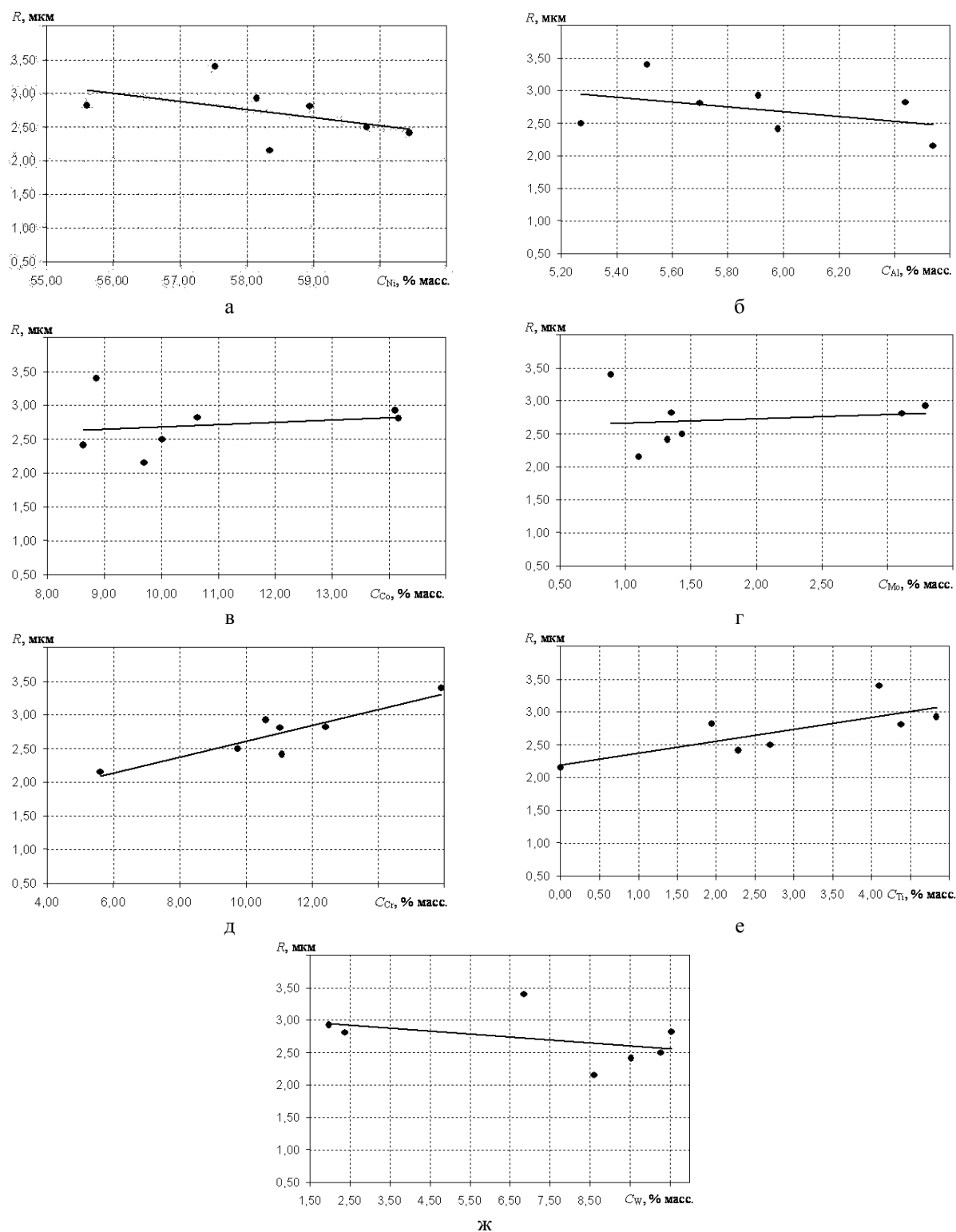


Рис. 2. Изменение величины растравливания сплава после удаления покрытия в зависимости от концентрации элемента в поверхностном слое сплава под покрытием: а – никеля; б – алюминия; в – кобальта; г – молибдена; д – хрома; е – титана; ж – вольфрама

Кремний в покрытии при малых концентрациях легирует в основном β -фазу, повышая ее пассивность. При возрастании концентрации кремний, кроме того, образует и самостоятельные химически пассивные силицидные фазы [6].

Легированные элементы, диффундирующие из сплава в покрытие: W, Mo, Ti и Co, незначительно легируют γ' -фазу внешней зоны и формируют карбидные фазы во внутренней зоне. При больших концентрациях данных элементов увеличивается

доля химически пассивных фаз, что замедляет скорость растворения покрытия.

При анализе данных, показанных на рис. 1, учитывалось, что некоторые точки выпадали из общей закономерности. К ним, в частности, относятся данные для сплава ЖС32ви с покрытием ВСДП-11 по концентрации хрома и кремния, а также для сплавов ВЖЛ12У и ЭП220вд с покрытием ДифА по концентрации Мо, Тi и Со. Для указанных точек отмечается более высокая скорость съема покрытия по сравнению с выявленными закономерностями. Данные отклонения связаны с тем, что в покрытии на сплаве ЖС32ви присутствует рений и тантал, диффундирующие из сплава при формировании покрытия. Если тантал не растворяется в кислотах и формирует пассивные карбиды типа МС, то рений, содержание которого преобладает над танталом, хорошо растворяется в азотной кислоте и способствует ускорению процесса травления [9]. Повышенная скорость травления покрытий на сплавах ВЖЛ12У и ЭП220вд вызвана значительной диффузией Мо, Тi и Со из сплава в покрытие при его формировании. Данные элементы способны образовывать фазы: NiTi, TiCN, Mo₃Al, α-Mo, σ-(Cr,Mo,Co) и др., которые увеличивают гетерогенность покрытия и скорость его удаления.

Растворивание поверхности сплава после удаления покрытия при передержке образцов в растворе в течение 30 мин зависит от концентрации элементов в поверхностном слое сплава. Как видно из данных, приведенных на рис. 2, увеличение содержания никеля и алюминия в поверхностном слое приводит к незначительному уменьшению глубины растратов. Матрицей изучаемых сплавов является γ твердый раствор хрома в никеле, в которой распределены частицы γ'-фазы и карбиды. Уменьшение глубины растратов обусловлено тем, что при травлении в рассматриваемом растворе на поверхности сплава формируется пассивная пленка, состоящая из оксохроматов никеля [10]. Такая пленка будет пассивировать и области вокруг фазовых выделений. Влияние алюминия на глубину растратов аналогично его влиянию на скорость удаления покрытия и связано с формированием на поверхности оксида алюминия, тормозящего коррозионные процессы.

Такие легирующие элементы как Со и Мо практически не оказывают влияния на глубину растратов, т.к. не создают собственных фаз и не увеличивают его гетерогенность. Данные элементы способны легировать твердый раствор, частицы γ'-фазы и входить в состав двойных карбидов. Однако, значительного изменения ЭДС микрогальванопар происходить не будет в связи с близостью электродных потенциалов Со и Мо с потенциалами других элементов указанных фазовых выделений.

Увеличение концентрации хрома и титана приводит к росту глубины растратов. Данные элементы формируют собственные карбидные фазы, а также легируют γ'-фазу. Образование карбидов повышает гетерогенность сплава, а легирование γ'-фазы химически активными элементами приводит к снижению ее коррозионной стойкости в растворе.

Повышение концентрации вольфрама вызывает незначительное снижение глубины растратов. Вольфрам в сплаве формирует двойные карбиды типа Ni₃W₃C, что должно увеличивать растравливание областей сплава вокруг данных частиц. Однако, согласно [11], вольфрам также легирует твердый раствор, равномерно распределяясь как в осях дендритов, так и в межосных пространствах сплава. Высокая химическая стойкость W в неорганических кислотах, входящих в состав травильного раствора [9], способствует снижению коррозионной активности сплава.

Заключение

Установлено, что химические элементы, входящие в состав покрытия и поверхностного слоя сплава, оказывают различное влияние на скорость удаления покрытия и глубину растратов на поверхности сплава в кислотном растворе, содержащем азотную и соляную кислоты и бихромат калия. Указанные различия связаны с особенностями распределения элементов между матрицей и фазовыми выделениями в покрытии и сплаве. Показана связь между выходными параметрами процесса травления и различием в электродных потенциалах поверхностей фаз, обуславливающих определенную величину ЭДС коррозионных микрогальванопар, действующих при контакте с травильным раствором. В рамках данной статьи рассматривалось влияние каждого элемента в отдельности, хотя в действительности имеет место их суммарное влияние на выходные параметры. Однако, результаты исследования позволяют использовать полученные закономерности для прогнозирования особенностей процесса травливания алюминидных покрытий при ремонте лопаток ТВД из никелевых сплавов.

Литература

1. Абрамов Н.В. Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов / Н.В. Абрамов, Ю.С. Елисеев. – М.: Интермет Инжиниринг, 2001. – 622 с.
2. Закономерности удаления алитированного покрытия с ремонтных лопаток ГТД из сплава

ЭП-220вд / С.П. Палинич, Н.А. Амирханова, Р.Р. Невьянцева, Т.М. Тимергазина, А.А. Быбин // *Известия вузов. Авиационная техника*. – 1998. – № 3. – С. 110-112.

3. Исследование закономерностей химического травления жаростойких покрытий с лопаток ГТД / Н.А. Амирханова, С.П. Палинич, Р.Р. Невьянцева, М.К. Новикова, Т.М. Клыкова // *Известия вузов. Авиационная техника*. – 1997. – № 1. – С. 96-99.

4. Абраимов Н.В. Выбор состава раствора и режимов обработки при удалении жаростойких покрытий с лопаток турбин ГТД химическим способом при ремонте / Н.В. Абраимов, А.В. Егоров, Р.Н. Шарыпов // *Научно-методические материалы по защитным покрытиям: сб. науч. тр. / ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского*. – М., 1985. – С. 111-117.

5. Об удалении алюминидного покрытия с лопаток ГТД / Н.А. Амирханова, Р.Р. Невьянцева, А.А. Быбин, И.П. Семенова, О.Г. Смольникова // *Защита металлов*. – 2003. – Т. 39, № 5. – С. 538-541.

6. Тамарин Ю.А. Жаростойкие диффузионные покрытия лопаток ГТД / Ю.А. Тамарин. – М.: Машиностроение, 1970. – 136 с.

7. Коломыцев П.Т. Жаростойкие диффузионные покрытия / П.Т. Коломыцев. – М.: Металлургия, 1979. – 272 с.

8. Тонкая структура и фазовый состав конденсационных покрытий NiCrAlY / Ю.Р. Немировский, М.С. Хадыев, В.П. Кузнецов, В.П. Лесников // *Защита металлов*. – 2000. – Т. 36, № 3. – С. 310-314.

9. Рипан Р. Неорганическая химия. Химия металлов / Р. Рипан, И. Четяну. – М.: Мир, 1972. – Т. 2. – 872 с.

10. Коняев Б.Я. Пассивация никеля в хроматных растворах / Б.Я. Коняев // *Защита металлов*. – 1975. – № 6. – С. 737-740.

11. Каблов Е.Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей (сплавы, технология, покрытия) / Е.Н. Каблов. – М.: МИСИС, 2001. – 632 с.

Поступила в редакцию 30.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры материаловедения и физики металлов Н.Г. Зарипов, Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа, Россия.

ВПЛИВ ХІМІЧНОГО Й ФАЗОВОГО СКЛАДУ НА ПРОЦЕС ВИДАЛЕННЯ АЛЮМІНІДНИХ ПОКРИТТІВ З РОБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИНИ ХІМІЧНИМ МЕТОДОМ

А.М. Смыслов, А.О. Бибін, Р.Р. Нев'янцева, О.Г. Смольнікова

Вивчений вплив хімічних елементів, що входять до складу алюмінідних покриттів для нікелевих сплавів, на швидкість видалення покриттів у кислотному розчині й на глибину растрівів на поверхні сплаву. Установлений зв'язок між вихідними параметрами процесу травлення й відмінністю в електродних потенціалах поверхонь фаз, що обумовлюють певну величину ЕДС корозійних мікрогальванопар, що діють при контакті із травильним розчином. Результати дослідження рекомендуються для прогнозування особливостей процесу ремонту лопаток ТВД із дефектними покриттями.

Ключові слова: жаростійке покриття, нікелевий сплав, хімічний і фазовий склад, видалення покриттів, хімічний метод.

INFLUENCE OF CHEMICAL AND PHASE COMPOSITION ON PROCESS OF STRIPPING ALUMINIDE COATING FROM WORKING BLADES OF TURBINE BY CHEMICAL METHOD

A.M. Smyslov, A.A. Bybin, R.R. Nevyantseva, O.G. Smolnikova

Influence of elements, entering in the complement of aluminide coatings on nickel superalloys is studied, on speed of moving away of coatings in acid solution and on the depth of depth of corrosion on the surface of alloy. Connection is set between the data-outs of process of etch and distinction in electrode potentials of surfaces of phases, stipulating a certain size E.M.F. corrosive of microgalvanic pair, operating at a contact with etching solution. Research results are recommended for prognostication of features of process of repair of turbine blades with imperfect coatings.

Keywords: a heat resisting covering, a nickel alloy, chemical and phase composition, stripping covering, chemical method.

Смыслов Анатолий Михайлович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой «Технология машиностроения» Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия.

Быбин Андрей Александрович – канд. техн. наук, доцент кафедры «Технология машиностроения» Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия, e-mail: anbybin@yandex.ru.

Невьянцева Римма Рахимзяновна – канд. хим. наук, доцент, доцент кафедры Общей химии Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия.

Смольникова Ольга Геннадьевна – ассистент кафедры Общей химии Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия.

УДК 621.990:681.3

А.В. БОГУСЛАЕВ, В.Ф. МОЗГОВОЙ, К.Б. БАЛУШОК, А.Ю. БАСОВ, М.К. БИРУК

ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина,

АВТОМАТИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА ОАО «МОТОР СИЧ» В СРЕДЕ АСТПП НА БАЗЕ КОМПЛЕКСА TECHCARD/SEARCH

В статье рассмотрены основные результаты создания и внедрения автоматизированной системы технологической подготовки производства на ОАО «Мотор Сич» на базе комплекса TechCARD/Search (ОДО «ИНТЕРМЕХ»). Авторами рассмотрены основные принципы создания и состав комплекса средств автоматизации, сведения о функциональности и структуре системы, основные направления ее развития. Также проанализированы основные виды обеспечения: методическое, программное, техническое, информационное, организационное. Показана системная интеграция компонент системы с соответствующими видами обеспечения.

Ключевые слова: автоматизация, подготовка производства, технологический процесс, электронный архив, разработка, программное обеспечение

Введение

В настоящее время перед предприятиями наукоемкого машиностроения стоит задача освоения производства нового поколения техники, что диктует необходимость внедрения принципиально новых интегрированных компьютерных технологий подготовки производства, основанных на принципах непрерывной информационной поддержки изделия на протяжении всего жизненного цикла [1]. **Цель данной работы** – показать основные результаты внедрения автоматизированной системы технологической подготовки производства в ОАО «Мотор Сич».

Постановка задачи. Специфика технологической подготовки производства авиационных двигателей состоит в необходимости совмещения подготовки производства с выпуском товарной продукции, что в свою очередь требует четкого планирования и соблюдения сроков разработки технологической и производственной документации, минимизации сроков проектирования и изготовления технологической оснастки, подбора и применение средств УПТО и УСП. Таким образом, общей целью работ по автоматизации технологической подготовки производства (ТПП) является сокращение сроков и затрат технологической подготовки производства авиационных двигателей за счет комплексной автоматизации элементов ТПП.

1. Основные принципы построения АСТПП

Построение и внедрение сложной многоуровневой системы автоматизации технологической под-

готовки производства требует создания комплекса средств автоматизации (КСА).

Общими требованиями, предъявляемыми к системе в целом, являются:

- комплексность – обеспечение технической и организационной возможности автоматизации всех элементов ТПП;
- инвариантность по отношению к виду и форме представления исходных данных;
- гибкость при выполнении проектных процедур и управлении данными;
- открытость к адаптации, модернизации компонент и интеграции с смежными системами САПР, АСУТП и АСУП.

Создание комплекса средств автоматизации АСТПП диктует необходимость создания и согласования всех его компонент, основными из которых являются:

- организационное обеспечение;
- техническое обеспечение;
- программное обеспечение;
- информационное обеспечение;
- методическое обеспечение.

Основными принципами, определяющими правила создания и согласования компонент КСА являются:

- адекватность средств автоматизации решаемой задаче;
- взаимная совместимость компонент КСА;
- соответствие компонент КСА требованиям действующей нормативной документации.
- открытость компонент КСА к модернизации и адаптации к условиям предприятия.

2. Структура и функции АСТПП

Основной задачей АСТПП является комплексная автоматизация всех элементов технологической подготовки производства.

Для решения этой задачи система должна обладать следующими функциями:

- автоматизированная разработка межцеховых маршрутов;
- автоматизированное проектирование технологических процессов (включая проработку на технологичность и разработку технологической документации);
- автоматизированный учет материалов и трудовое нормирование;
- автоматизированное проектирование средств технологического оснащения (СТО);
- автоматизированная разработка управляющих программ (УП) для станков с ЧПУ;
- централизованное управление данными ТПП.

Указанные функции подлежат реализации в рамках существующей организационной структуры служб подготовки производства.

Структура системы определяется требованиями к её функциональности. АСТПП включает следующие структурные компоненты:

- систему автоматизированного проектирования технологических процессов в составе:
 - систему разработки межцеховых маршрутов;
 - систему разработки технологической документации;
 - систему расчета трудовых нормативов;
 - систему материального нормирования;
 - систему автоматизированного проектирования СТО в составе:
 - САПР металлургической оснастки;
 - САПР приспособлений;
 - САПР инструмента и средств измерительной техники (СИТ)
 - систему автоматизированной подготовки управляющих программ для оборудования с ЧПУ основного производства;
 - систему автоматизированной подготовки управляющих программ для оборудования с ЧПУ вспомогательного производства;
 - системы управления данными и документацией ТПП.

3. Состав комплекса технических средств АСТПП

3.1. Организационное и методическое обеспечение системы

Организационное обеспечение – это совокупность документов, устанавливающих организацион-

ную структуру, права и обязанности персонала в условиях функционирования, проверки и обеспечения работоспособности системы [4].

Методическое обеспечение системы – это совокупность документов устанавливающих технологию функционирования, методы выбора и применения пользователем технологических приемов для получения конкретных результатов [4].

Нормативная документация, регламентирующая функционирование элементов АСТПП в ОАО «Мотор Сич» насчитывает несколько десятков стандартов предприятия и технологических инструкций.

Кроме этого, отдельные процедуры, выполняемые средствами АСТПП, регламентируются стандартами, непосредственно не входящими в систему организационного и методического обеспечения системы.

Комплекс нормативных документов системы непрерывно дополняется и совершенствуется.

3.2. Техническое обеспечение системы

Техническое обеспечение АСТПП – это совокупность технических средств, используемых при функционировании системы [4].

Основу комплекса технических средств АСТПП составляют:

- центральный сервер системы технического электронного документооборота на базе кластера HP;
- рабочие станции персонала АСТПП в цехах основного и вспомогательного производства.
- рабочие станции персонала АСТПП в управлении главного технолога.
- активное и пассивное сетевое оборудование, обеспечивающее пропускную способность корпоративной вычислительной сети предприятия на уровне не менее 100 Мбит/с.
- инженерная система Осе TDS422, применяемая в конструкторских отделах УГТ для получения бумажных и электронных копий КД СТО.

3.3. Программное обеспечение системы

Программное обеспечение системы включает универсальные и специальные программные комплексы, как собственной разработки, так и представленные на рынке ПО. Основой системы является система TDM/PDM Search, разработанная Минским ОДО «Итермех».

В соответствии с требованиями п. 2.8 ГОСТ 2.501-88 [5], электронный архив Search представляет собой базу данных, в которой система хранит документы и информацию, необходимую для их идентификации и поиска – обозначение, наименование, формат и т.д. Для упорядочения документов

по их статусу, типу и другим признакам, Search обеспечивает гибкую модель электронного архива, в которой весь архив предприятия строится из необходимого количества архивов различного назначения и статуса.

Каждый документ в архиве имеет электронную карточку подписей, в которой Search фиксирует кто, когда и в какой должности подписал данную версию документа. Автоматизация процедур согласования и утверждения документов обеспечивается путем их рассылки по соответствующим маршрутам различным пользователям для сбора необходимых подписей. Внутренний механизм электронных подписей Search при необходимости может быть легко интегрирован с различными системами электронной цифровой подписи, поддерживающими Microsoft Crypto API.

Основой системы автоматизированного проектирования технологических процессов является интегрированный с системой Search комплекс программных средств TechCARD. Система TechCARD предназначена для комплексной автоматизации проектирования технологической документации на машиностроительных предприятиях, использующих в производстве продукции различные виды работ и, соответственно, проектирующих комплекты технологической документации.

В настоящее время заканчиваются работы по внедрению системы в цехах механосборочного производства. Используются два варианта разработки и утверждения комплектов ТД:

- комплект разрабатывается и утверждается параллельно в электронном виде и бумажном;
- комплект разрабатывается в Techcard, выводится на печать и утверждается в традиционном виде, после чего сканируется и помещается в архив системы Search.

Проектирование средств технологического оснащения выполняется с использованием интегрированных CAD/CAM систем среднего и тяжелого класса. В настоящее время основой комплекса программного обеспечения САПР металлургической оснастки является пакет CadMECH для CAD/CAM Unigraphics (ОДО «Интермех», Siemens PLM Software). Основой САПР САПР приспособлений, инструмента и средств измерительной техники (СИТ) является CAD/CAM. В настоящее время ведутся работы по программной интеграции CAD/CAM ADEM и PDM Search.

Для проектирования и анализа зуборезного инструмента применяется программное обеспечение «Зубообработка», созданное специалистами предприятия.

Одной из основных целей создания и внедрения САПР является обеспечение качества проекти-

рования, которое достигается, прежде всего, за счет наличия возможности анализа принимаемых проектных решений. Для обеспечения качества проектирования дорогостоящей металлургической оснастки, в ОАО «Мотор Сич» применяется программное обеспечение CAE MAGMASoft.

Одним из наиболее сложных элементов технологической подготовки производства авиационных ГТД является разработка управляющих программ для оборудования с ЧПУ.

Для решения этой задачи в основном производстве применяется программное обеспечение CAD/CAM Unigraphics, CAD/CAM Euclid, TS CAM, CAD/CAM GeMMA 3D (группа «ГеММа» г. Жуковский ЦАГИ).

3.4. Информационное обеспечение системы

Информационное обеспечение представляет собой совокупность форм документов, классификаторов, нормативной базы и реализованных решений по объемам, размещению и формам существования информации, применяемой в системе при ее функционировании результатов [4]

Наполнение баз данных автоматизированной системы технологической подготовки производства происходит непрерывно по мере расширения функциональности системы и создания новых условно-постоянных данных ТПП. В настоящее время базы данных системы автоматизированного проектирования технологических процессов содержат:

- материалов – 830;
- оборудования – 8160;
- операций – 1090;
- переходов – 5876;

Параллельно созданы справочники для расчетов режимов резания:

- материалов – 276;
- переходов 3104.

С 1980 года на предприятии работает информационно-поисковая система «Инструмент» для подбора режущего и мерительного инструмента.

В настоящее время БД системы содержит следующие типы инструмента:

- режущий инструмент: сверла, зенкеры, развертки, метчики, плашки, фрезы, резцы, протяжки;
- мерительный инструмент: пробки, скобы, шаблоны, эталоны, стенкоммеры, нутромеры, кольца, щупы, инструмент для замера резьбы, индикаторные мерители, а также нормализованный и покупной инструмент.

Общий объем базы данных составляет около 150 тыс. записей

Внедрение комплексной АСТПП привело к необходимости интеграции данных ИПС «Инструмент» с программными средствами САПР ТП и

САПР СТО, в связи с чем на предприятии создано и внедрено поколение ИПС «Инструмент», адаптированное к эксплуатации в условиях АСТПП. Переработанные на основе нового классификатора и увязанные с электронной документацией из архива Search, данные ИПС в актуальном состоянии хранятся в среде БД IMBase (ОДО «Интермех»).

Для обеспечения централизованного хранения и учета УП для оборудования с ЧПУ основного производства, в рамках общей схемы разработки УП, на предприятии создана централизованная база данных управляющих программ (БДУП) основного производства. Основными функциями системы являются:

- обеспечение учета, хранения и доступа подразделений предприятия к УП;
- обеспечение данными приложения DNC-Server, которое обеспечивает передачу УП на обрабатывающее оборудование.

4. Результаты внедрения

В настоящее время основные структурные компоненты АСТПП, обеспечивающее автоматизированное проектирование и создание документации внедрены и применяются при освоении производства новых изделий.

По итогам 2009 года применение компонент АСТПП показало следующие результаты:

- 80% комплектов технологической документации разрабатывается в среде АСТПП;
- 95% конструкторской документации СТО разрабатывается в среде АСТПП;
- все электронные модели СТО разрабатываются в среде АСТПП и помещаются в электронный архив системы;
- все УП основного и вспомогательного производства создаются в среде АСТПП;
- все вновь создаваемые комплекты технологических документов помещаются в электронный архив АСТПП;
- применение ИПС позволило обеспечить количество подбора инструмента на уровне до 40%, а по зуборезному инструменту до 70%.

Развитие системы происходит в направлении расширения её функциональности, в частности выполняются работы:

- по обеспечению обращения всей технической документации ТПП в электронном виде в рамках системы управления электронной документацией Search;
- по внедрению компонент САПР ТП в металлургических цехах и цехах вспомогательного производства;
- по внедрению компонент АСТПП на филиалах предприятия;

– по адаптации покупного программного обеспечения к условиям и требованиям предприятия, системной интеграции программных средств.

– по интеграции АСТПП с АСУП на базе SAP R/3.

Заключение

Опыт внедрения и эксплуатации автоматизированной системы технологической подготовки производства в ОАО «Мотор Сич» показывает, что решение основной задачи системы – комплексной автоматизации ТПП – требует комплексного подхода к созданию всех компонент автоматизированной системы.

Поскольку АСТПП является сложной многоуровневой системой [7], то развитие её функциональности может происходить поэтапно, с учетом специфики и особенностей организационной структуры предприятия. При этом, создание технического, программного и информационного обеспечения сводится к системной интеграции и адаптации стандартных компонент [8] на основе требований, предъявляемых организационным обеспечением системы, т.е. действующими на предприятии нормативными документами. Такой подход позволил создать в ОАО «Мотор Сич» комплексную автоматизированную систему, обеспечивающую решение задач технологической подготовки производства двигателей нового поколения.

Литература

1. Братухин А.Г. Стратегия, концепция, принципы CALS // *Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение* / А.Г. Братухин, В.Г. Дмитриев; гл. ред. А.Г. Братухин. – М.: ОАО «НИЦ АСК», 2008. – С. 15-26.
2. Богуслав В.А. Компьютеризация технологической подготовки производства новых изделий / В.А. Богуслав, В.Ф. Мозговой, К.Б. Балушок и др. // *Авиационная промышленность*. – 1999. – № 2. – С. 16-18.
3. Информационные технологии в наукоёмком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса / В.А. Богуслав, В.Ф. Мозговой, К.Б. Балушок и др.; под общ. ред. А.Г. Братухина. – К.: Техніка, 2001. – 476 с.
4. ГОСТ 34.003-90 Информационная технология. Комплекс стандартов на автоматизированные системы. Термины и определения.
5. ГОСТ 2.501-88. Единая система конструкторской документации. Правила учета и хранения.
6. Суханова А. Для авиадвигателестроения NX – вне конкуренции. Интервью Д.Н. Елисеева, директора по ИТ ММПП «Салют» / А. Суханова // *CAD/CAM/CAE Observer*/ #6(36), 2007. – С. 7-14.

7. Цветков В.Д. Система автоматизации проектирования технологических процессов / В.Д. Цветков. – М. Машиностроение, 1972. – 330 с.

8. Булавкин В.В. Автоматизированная технологическая подготовка производства ракетно-кос-

мической техники / В.В. Булавкин, В.В. Хоменко, П.Ю. Потапов // Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение / Гл. ред. А.Г. Братухин. – М.: ОАО «НИИЦ АСК», 2008. – С. 318-330.

Поступила в редакцию 5.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Я. Качан, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина.

АВТОМАТИЗАЦІЯ ТЕХНОЛОГІЧНОЇ ПІДГОТОВКИ ВИРОБНИЦТВА ВАТ «МОТОР СІЧ» АСПІВ НА БАЗІ КОМПЛЕКСУ TECHCARD/SEARCH

О.В. Богуслаєв, В.Ф. Мозговий, К.Б. Балушок, О.Ю. Басов, М.К. Бірук

У статті розглянуті основні результати створення й впровадження автоматизованої системи технологічної підготовки виробництва на ВАТ «Мотор Січ» на базі комплексу TechCARD/Search (ТДВ «Інтермех»). Авторами розглянуті основні принципи побудови та склад комплексу засобів автоматизації (КЗА), відомості про функціональність та структуру системи, основні напрямки її розвитку. Також проаналізовані основні види забезпечення: методичне, програмне, технічне, інформаційне, організаційне. Показана системна інтеграція компонент системи з відповідними видами забезпечення.

Ключові слова: автоматизація, технологічна підготовка, інтегрування, комп'ютерні технології, функціональність.

AUTOMATION OF TECHNOLOGICAL PREPRODUCTION JSC "MOTOR SICH" IN THE SPHERE OF CAM ON THE BASIS OF TECHCARD/SEARCH COMPLEX

A.V. Boguslaev, V.F. Mozgovoy, K.B. Baloushok, A.Y. Basov, M.K. Biruk

The article is devoted to the description of the basic results of creation and introduction of the automated systems of process and methods manufacture preparation on JSC "Motor Sich" on the basis of complex TechCARD/Search. The article contains target setting, the basic principals of creation and composition of complex facilities of automation (CFA), the information about functionality and structure of system, the main directions of it development; it considers supplying types: methodical, program, technical, informational, organizational, and also presented systems integration of components with the supplying types.

Key words: automation, manufacture preparation, integration, computer technologies, functionality.

Богуслаєв Александр Вячеславович – канд. техн. наук, доцент, ведущий инженер, ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина.

Мозговой Владимир Фёдорович – канд. техн. наук, главный технолог, ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: bvc.ugt@motorsich.com.

Балушок Константин Брониславович – канд. техн. наук, зам. главного технолога, ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: bvc.ugt@motorsich.com.

Басов Алексей Юрьевич – нач. отдела, ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: bvc.ugt@motorsich.com.

Бірук Михаил Карпович – инженер-программист, ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: bvc.ugt@motorsich.com.