

УДК 621.454.2.022.5

DOI 10.22213/2413-1172-2018-2-49-56

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ВИРТУАЛЬНЫХ АНАЛОГОВ ЖИДКИХ РАКЕТНЫХ ТОПЛИВ

М. А. Корепанов, доктор технических наук, доцент, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия
С. Н. Храмов, доктор технических наук, профессор, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия

Поставленная Концепцией модернизации образования задача повышения качества подготовки специалистов для оборонного комплекса обеспечивается наличием доступной и достоверной информации о технических характеристиках и реально достигнутых результатах предыдущей профессиональной деятельности разработчиков сложных технических систем, в том числе различных по устройству и назначению летательных аппаратов (баллистических ракет). Ретроспективная идентификация виртуальных аналогов баллистических ракет опирается на достоверную информацию о характеристиках использованных в них ракетных топлив.

Рассмотрен процесс идентификации виртуальных аналогов двухкомпонентных высококипящих жидких ракетных топлив, использованных для одноступенчатых баллистических ракет. С помощью методов теории планирования вычислительных экспериментов получены параметры полиномиальных моделей термодинамических характеристик продуктов сгорания, необходимые для идентификации характеристик баллистических ракет.

Определяющими факторами при организации полного факторного трехуровневого вычислительного эксперимента выбраны массовое соотношение компонентов и давление в камере сгорания. За расчетное давление на срезе сопла принято 0,1 МПа. Течение в сопле ракетного двигателя считается одномерным и равновесным, показатель изэнтропы рассчитывается по параметрам критического сечения и среза сопла. Не учитываются потери, обусловленные теплообменом и трением в пограничном слое.

По результатам вычислительных экспериментов для семи высококипящих топлив одноступенчатых баллистических ракет определены коэффициенты полиномиальных моделей термодинамических характеристик продуктов сгорания: температура и мольная масса в камере сгорания, показатель изэнтропы при расширении в сверхзвуковом сопле, удельная тяга на расчетном режиме.

Ключевые слова: жидкое ракетное топливо, виртуальный аналог, термодинамические характеристики, полиномиальные модели.

Введение

Поставленная Концепцией модернизации образования задача повышения качества образовательного процесса предполагает формирование современной информационно-образовательной среды вуза [1], ориентированной на активное использование в учебном процессе доступной (благодаря интернету) информации [2]. При этом основной проблемой является определение качества этой информации [3].

Особо ценной является информация о реально достигнутых результатах предыдущей профессиональной деятельности разработчиков сложных технических систем, к которым, несомненно, относятся различные по устройству и назначению летательные аппараты. Например, в [4, 5] приведены результаты комплексного анализа тактико-технических характеристик баллистических ракет подводных лодок России и США. Полученная информация использована для опреде-

ления технического уровня баллистических ракет морского базирования на начальных этапах проектирования [6], характерных для решения учебных задач в процессе подготовки специалистов для оборонного комплекса.

Актуальной подобная задача является при анализе баллистических ракет других классов, решаемая в рамках ретроспективной идентификации технических объектов. Необходимым условием решения такой задачи является наличие достоверной информации о характеристиках ракетных топлив.

Целью настоящего исследования является отработка методики идентификации и определение параметров виртуальных аналогов жидких ракетных топлив, использованных в реальных баллистических ракетах.

Объекты ретроспективной идентификации

Достоверность результатов идентификации проектных параметров и технических характе-

ристик виртуальных аналогов баллистических ракет определяется в числе прочих точностью данных по термодинамическим характеристикам продуктов сгорания ракетных топлив. Рассмотренные в [7] одноступенчатые баллистические ракеты использовали различные топлива (жидкие криогенные, жидкие высококипящие, твердые смесевые). Криогенные топлива в настоящее время используются в многоступенчатых ракетах-носителях космического назначения. Смесевые твердые топлива имеют сложный состав, информация по свойствам используемых компонентов не всегда достоверна. Высококипящие жидкие ракетные топлива (ЖРТ) в силу определенных эксплуатационных преимуществ применялись на ракетах различного назначения (табл. 1).

Основными веществами в составе окислителей высококипящих жидких ракетных топлив являются азотная кислота и четырехокись азота, соотношение которых определяет тип окислителя. В состав горючих входит большее количество веществ. Для удобства расчетов смеси веществ обычно представляют эквивалентной формулой [8]. Основные сведения о физических свойствах и химических реакциях с участием

этих веществ есть в [9]. Особенности производства и эксплуатационные свойства жидких ракетных топлив описаны в [10]. Результаты систематизации экспериментальных и расчетных данных по свойствам топлив приведены в справочнике [11].

Опубликованные в доступных источниках данные отражены в учебнике [12] и учебном пособии [13]. Наиболее достоверная информация содержится в стандартах, например, ГОСТ 10227–2013. Топлива для реактивных двигателей. Технические условия; ГОСТ 1571–82. Скипидар живичный. Технические условия.

По результатам анализа информационных материалов идентифицированы виртуальные аналоги окислителей (табл. 2) и горючих (табл. 3), которые были использованы в указанных ракетах (см. табл. 1).

Методика идентификации

Для использования описанной в [14] программы идентификации баллистических характеристик одноступенчатых ракет необходимы данные, зависящие от соотношения компонентов ракетного топлива, давления в камере сгорания и условий расширения в сверхзвуковом сопле (табл. 4).

Таблица 1. Высококипящие ЖРТ одноступенчатых баллистических ракет

ЖРТ	Окислитель	Горючее	Ракеты	Давление в камере сгорания, МПа		
				ЖРД ракет	$p_{к\ min}$	$p_{к\ max}$
1	БДАК	Скипидар	Emeraude	1,8	1,5	3,5
2	КДАК	НДМГ	Lance, Corporal	2,3; 3,2		
3	АК-20	Т-1	P-11, P-11M	3,26; 2,5		
4	АК-27	ТМ-185	P-12, P-17	3,92; 6,8	3,0	8,0
5	АК-27	ТГ-02	P-13, P-21	4,3; 7,3		
6	АК-27	НДМГ	P-14	7,35		
7	АТ	НДМГ	P-27, CSS-2	12; 7,2	5,0	13,0

Таблица 2. Виртуальные аналоги окислителей жидких ракетных топлив

Тип	Состав, %			Плотность, кг/м ³	Энтальпия, кДж/кг	Атомы условной формулы ($\mu = 1000$)		
	HNO ₃	N ₂ O ₄	H ₂ O			H	N	O
БДАК	97,5	0,5	2,0	1493,5	-3023,9	17,6925	15,5809	47,7443
КДАК	84,0	14,0	2,0	1485,4	-2679,3	15,5502	16,3729	47,1859
АК-20	78,4	20,0	1,6	1484,8	-2471,8	14,2175	16,7884	46,9061
АК-27	71,4	27,0	1,6	1480,7	-2293,0	13,1067	17,1990	46,6166
АТ	0,40	99,5	0,1	1387,6	-238,4	0,1745	21,6901	43,4993

Таблица 3. Виртуальные аналоги горючих жидких ракетных топлив

Тип	Состав	Плотность, кг/м ³	Энтальпия, кДж/кг	Атомы условной формулы ($\mu = 1000$)			
				C	H	N	O
Скипидар	Терпены и терпеноиды	860	-220	73,4010	117,4415	0	0
НДМГ	98,9 % (CH ₃) ₂ N ₂ H ₂ + 1,1 % (CH ₃) ₂ NH	783,2	763,4	33,3987	133,3507	33,1547	0
Т-1	Нафтенны, парафины	830	-1810	71,5838	139,0938	0	0
ТМ-185	Полимердистеллат, масло пиролиза	790	-1370	70,0396	151,6235	0	0,3699
ТГ-02	50 % (C ₂ H ₅) ₃ N + 50 % C ₆ H ₃ (CH ₃) ₂ NH ₂	834,7	-450,7	62,6537	119,5006	9,0670	0

Таблица 4. Данные, необходимые для использования в программе «Баллистика» [15]

Давление в камере сгорания, МПа	p_k	$n = \frac{\ln\left(\frac{p_{kr}}{p_a}\right)}{\ln\left(\frac{v_a}{v_{kr}}\right)} \quad J_0 = \sqrt{\frac{2n}{n-1} \frac{R_0}{M} T_k \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_k}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]}$
Давление на срезе сопла, МПа	p_a	
Удельная тяга на Земле, м/с	J_0	
Температура продуктов сгорания, К	T_k	
Мольная масса продуктов сгорания, кг/кмоль	M	
Показатель изэнтропы	n	$R_0 = 8314,41 \text{ Дж/кг}\cdot\text{К}$ – универсальная газовая постоянная

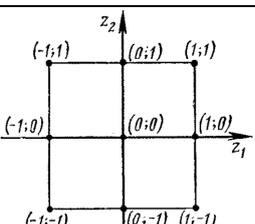
На переходных режимах ЖРД соотношение компонентов в камере сгорания зависит также от динамических характеристик топливных магистралей [16]. При идентификации технических характеристик двигательных установок баллистических ракет процессы в камере сгорания можно рассчитывать только для установившегося режима. При этом объектами исследования могут быть вещества, не оказывающие существенного влияния на энергетические характеристики ракетного топлива, но значимые для оценки экологических характеристик продуктов сгорания [17]. Для расчета термодинамических процессов в камере сгорания и сопле ракетного двигателя в

ИжГТУ имени М. Т. Калашникова разработана программа «Термодинамика», детально описанная в [18]. Версия [19] этой программы более двадцати лет активно используются как в учебном процессе [20], так и при выполнении научно-исследовательских работ.

Эта программа позволила провести вычислительные эксперименты по идентификации термодинамических характеристик продуктов сгорания ракетных топлив в зависимости от соотношения компонентов и давления в камере сгорания.

За основу выбран трехуровневый полный факторный эксперимент ПФЭ 3^2 (табл. 5).

Таблица 5. Параметры трехуровневого полного двухфакторного эксперимента (ПФЭ 3^2)

Схема плана ПФЭ 	Характерные точки плана	Нормированный масштаб	Натуральные значения факторов	
			$x_1, k_m = G_o / G_g$	$x_2, p_k, \text{ МПа}$
	Нижний уровень	-1	3,0	1,5
	Центр плана	0	$k_{m0} = 4,5$	$p_{k0} = 2,5$
	Верхний уровень	+1	6,0	3,5
	Интервал варьирования	1	$\Delta k_m = 1,5$	$\Delta p_k = 1,0$

Определяющие факторы x_1 (массовое соотношение расходов окислителя G_o и горючего G_g) и x_2 (давление в камере сгорания) приводились к нормированному масштабу.

Диапазон соотношения компонентов назначался так, чтобы была возможность определения максимума теоретической удельной тяги ракетного двигателя на расчетном режиме работы сопла. Диапазон давлений в камере сгорания назначался по данным табл. 1.

Сначала методом подекадного приближения определялись коэффициенты избытка окислителя, соответствующие заданным соотношениям компонентов. Полученные значения использовались как исходные данные для программы «Термодинамика».

Рассчитывались параметры продуктов сгорания в камере, в критическом сечении и на срезе сопла. Необходимые для последующих расчетов результаты фиксировались как отклики вычислительного эксперимента: коэффициент избытка

окислителя α ; термодинамическая температура продуктов сгорания $T_k, \text{ К}$; мольная масса продуктов сгорания $M, \text{ кг/кмоль}$; давление продуктов сгорания в критическом сечении сопла $p_{kr}, \text{ МПа}$; удельные объемы продуктов сгорания в критическом сечении (v_{kr}) и на срезе сопла (v_a), $\text{ м}^3/\text{кг}$; скорость потока на срезе сопла $w_a, \text{ м/с}$.

В табл. 6 показан пример реализации плана ПФЭ 3^2 для топлива ЖРТ 1 (табл. 1) – БДАК (белая дымящая азотная кислота) + скипидар, использованного в ракете *Emeraude*.

Полученные результаты

Результаты, представленные в табл. 6, позволяют рассчитать необходимые для использования в программе «Баллистика» исходные данные (см. табл. 4), которые можно считать откликами вычислительного эксперимента, то есть их можно считать дополнительными столбцами табл. 6: отношение термодинамической температуры продуктов сгорания (T_k) к мольной массе (M), пропорциональное рабо-

госпособности рабочего тела (RT); показатель изэнтропы n , удельная тяга (J_0) ракетного двигателя на расчетном режиме при давлении на срезе сопла, равном атмосферному.

По этим данным рассчитываются коэффициенты полиномов второго порядка, совокупность которых и будет виртуальным аналогом исследуемого топлива (табл. 7).

Таблица 6. Результаты вычислительного эксперимента по программе «Термодинамика»

№ п/п	ПФЭ 3^2		Исх. дан.		Результаты эксперимента (программа «Термодинамика»)						
	x_1	x_2	k_m	p_k , МПа	α	T_k , К	M , кг/кмоль	$p_{кр}$, МПа	$v_{кр}$, м ³ /кг	v_a , м ³ /кг	w_a , м/с
1	-1	-1	3,0	1,5	0,567815	2570,23	21,9172	0,84006	1,047070	5,87225	2040,04
2	1	-1	6,0	1,5	1,135610	2928,55	27,0700	0,87007	0,974188	6,62692	2052,09
3	-1	1	3,0	3,5	0,567815	2579,37	21,9355	1,95818	0,449581	4,98272	2254,21
4	1	1	6,0	3,5	1,135610	2994,02	27,2426	2,02679	0,423960	5,91192	2307,33
5	-1	0	3,0	2,5	0,567815	2576,12	21,9289	1,39920	0,629001	5,31761	2175,86
6	1	0	6,0	2,5	1,135610	2968,27	27,1745	1,44867	0,590013	6,05610	2212,45
7	0	-1	4,5	1,5	0,851715	3026,92	25,4978	0,86883	1,068730	7,10710	2144,63
8	0	1	4,5	3,5	0,851715	3098,43	25,6702	2,02289	0,465507	6,19741	2400,13
9	0	0	4,5	2,5	0,851715	3070,38	25,6025	1,44620	0,647625	6,55904	2305,72

Таблица 7. Виртуальный аналог ЖРТ 1 (БДАК + скипидар)

Компоненты топлива		Тип	Энтальпия, кДж/кг	Условная формула ($\mu = 1000$)				Плотность кг/м ³
				С	Н	О		
Окислитель		БДАК	-3023,9	0	17,6925	15,5809	47,7443	1493,5
Горючее		Скипидар	-220	73,4010	117,4415	0	0	860
Факторы		Функции	$Y_i(x_1, x_2) = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_{12}x_1x_2 + b_{11}x_1^2 + b_{22}x_2^2$					
x_1	x_2		b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_{11}	b_{22}
$k_m - k_{m0}$	$p_k - p_k$	α	0,851715	0,283898	0	0	0	0
Δk_m	Δp_k	T_k , К	3068,77	194,2367	24,3033	14,0075	-295,7667	-5,2867
$k_{m0} = 4,5$	$p_{k0} = 2,5$	M , кг/кмоль	25,5989	2,61758	0,06055	0,03858	-1,045383	-0,013083
$\Delta k_m = 1,5$	$\Delta p_k = 1,0$	T_k / M , К·кмоль/кг	119,8788	-4,167888	0,669002	0,346969	-6,502744	-0,148533
		n	1,15572	-0,048126	0,006054	0,002816	0,035346	-0,005291
		J_0 , м/с	2304,56	16,9600	120,8183	10,2675	-109,8300	-31,6050

В верхней части таблицы указаны виртуальные аналоги компонентов ракетного топлива (окислитель + горючее). В нижней части представлены параметры плана ПФЭ 3^2 – основные уровни факторов и интервалы варьирования (ГОСТ 24026–80 «Исследовательские испытания. Планирование эксперимента. Термины и определения»); исследуемые функции (отклики) и коэффициенты регрессии, определяющие полиномиальные модели функций отклика. Переход от натуральных (размерных) значений факторов (k_m , p_k) к нормированным (безразмерным) значениям (x_1, x_2) осуществляется по формулам, показанным в табл. 7.

Корректность выбора основных уровней и интервалов варьирования факторов наглядно демонстрируют 3D-отклики функций, отражающих энергетические возможности ракетного топлива: термодинамическая температура продуктов сгорания T_k ; работоспособность рабочего тела $RT = R_0(T_k/M)$; удельная тяга сопла J_0 , равная скорости истечения на расчет-

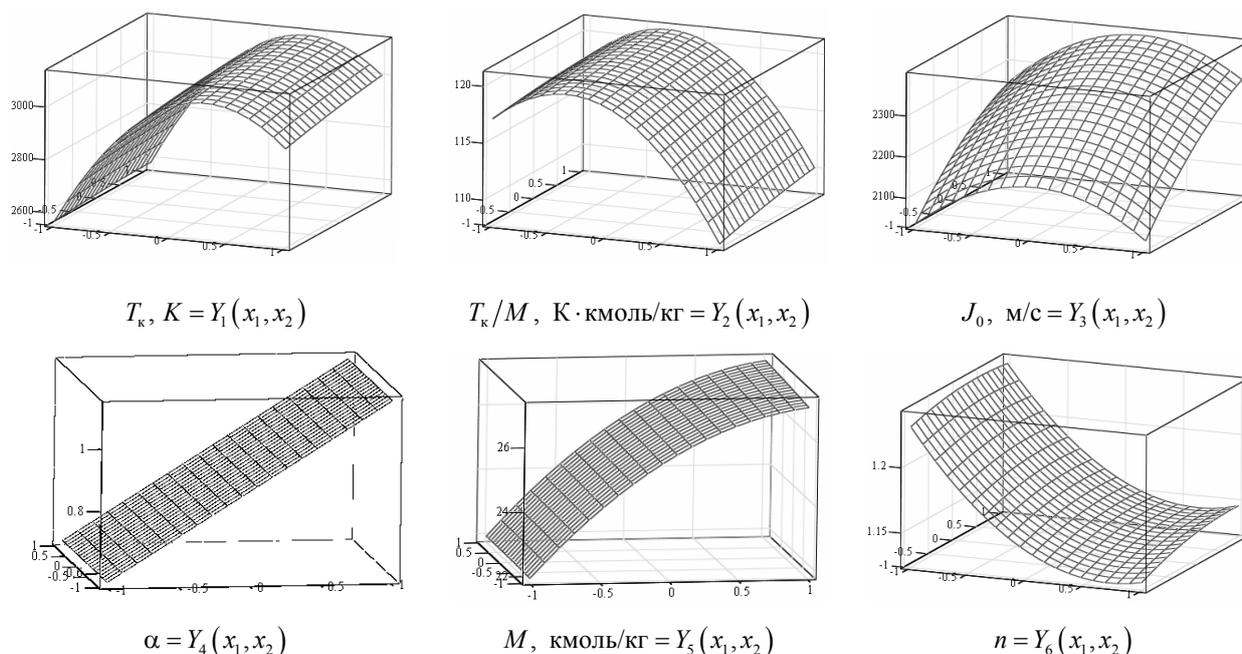
ном режиме ($p_a = p_h$). Максимумы этих функций должны попадать в область факторного пространства. В случае необходимости границы области следует изменить.

Пример графической иллюстрации полученных моделей представлен на рисунке.

Как видно, на область экстремума наибольшее влияние оказывает соотношение компонентов. При этом максимумы отмеченных функций не совпадают. Но для идентификации ракетного двигателя более информативной является зависимость от исследованных факторов удельной тяги ракетного двигателя на расчетном режиме.

Зависимости от указанных факторов коэффициента избытка окислителя α , мольной массы продуктов сгорания в камере M и показателя изэнтропы n экстремумов не имеют. Их графические образы приведены на рисунке только в качестве примера.

По такой же методике определены виртуальные аналоги остальных высококипящих жидких ракетных топлив, указанных в табл. 1 (табл. 8–13).



3D-отклики функций по данным табл. 7

Таблица 8. Виртуальный аналог ЖРТ 2 (КДАК + НДМГ)

Компоненты топлива	Тип	Энтальпия, кДж/кг	Условная формула ($\mu = 1000$)				Плотность, кг/м ³	
			С	Н	N	O		
Окислитель	КДАК	-2679,3	0	15,5502	16,3729	47,1859	1485,4	
Горючее	НДМГ	747,0	33,5123	133,2972	33,0611	0	784,1	
Факторы		Функции	$Y_i(x_1, x_2) = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_{12}x_1x_2 + b_{11}x_1^2 + b_{22}x_2^2$					
x_1	x_2		b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_{11}	b_{22}
$\frac{k_m - k_{m0}}{\Delta k_m}$	$\frac{p_k - p_k}{\Delta p_k}$	α	0,841526	0,339563	0	0	0	0
		T_k, K	3049,419	260,5533	21,4533	13,385	-366,7333	-4,80333
		$M, \text{кг/кмоль}$	23,07168	3,154233	0,047883	0,032825	-1,154367	-0,01062
$k_{m0} = 2,85$	$p_{k0} = 2,5$	$T_k/M, K \cdot \text{кмоль/кг}$	132,1706	-5,83546	0,653665	0,368221	-8,938341	-0,14909
$\Delta k_m = 1,15$	$\Delta p_k = 1,0$	n	1,170631	-0,49553	0,006445	0,00376	0,031754	0,00042
		$J_0, \text{м/с}$	2399,42	7,038333	121,82667	8,945	-130,025	-32,64

Таблица 9. Виртуальный аналог ЖРТ 3 (КДАК + НДМГ)

Компоненты топлива	Тип	Энтальпия, кДж/кг	Условная формула ($\mu = 1000$)				Плотность, кг/м ³	
			С	Н	N	O		
Окислитель	АК20	-2471,8	14,2175	16,7884	46,9061	-2471,8	1484,8	
Горючее	Г-1	-1810	71,5838	139,0938	0	0	830	
Факторы		Функции	$Y_i(x_1, x_2) = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_{12}x_1x_2 + b_{11}x_1^2 + b_{22}x_2^2$					
x_1	x_2		b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_{11}	b_{22}
$\frac{k_m - k_{m0}}{\Delta k_m}$	$\frac{p_k - p_k}{\Delta p_k}$	α	0,79764	0,308663	0	0	-0,00305	0
		T_k, K	3197,38	253,2567	28,645	17,1975	-336,353	-6,18833
		$M, \text{кг/кмоль}$	24,3199	3,31047	0,0676	0,04585	-1,2191	-0,0143
$k_{m0} = 4,25$	$p_{k0} = 2,5$	$T_k/M, K \cdot \text{кмоль/кг}$	131,4711	-6,91305	0,814972	0,42335	-6,63898	-0,18137
$\Delta k_m = 1,65$	$\Delta p_k = 1,0$	n	1,152639	-0,64602	0,005232	0,00132	0,036058	-0,00110
		$J_0, \text{м/с}$	2411,644	9,04	127,9683	12,64	-113,4267	-34,0417

Таблица 10. Виртуальный аналог ЖРТ 4 (АК-27 + ТМ-185)

Компоненты топлива		Тип	Энтальпия, кДж/кг	Условная формула ($\mu = 1000$)				Плотность, кг/м ³
				С	Н	Н	О	
Окислитель		АК-27	-2293,0	0	13,1067	17,1990	46,6166	1480,7
Горючее		ТМ-185	-1370	70,0396	151,6235	0	0,3699	790
Факторы		Функции	$Y_i(x_1, x_2) = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_{12}x_1x_2 + b_{11}x_1^2 + b_{22}x_2^2$					
x_1	x_2		b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_{11}	b_{22}
$\frac{k_m - k_{m0}}{\Delta k_m}$ $k_{m0} = 4,6$ $\Delta k_m = 1,9$	$\frac{p_k - pk}{\Delta p_k}$ $p_{k0} = 5,5$ $\Delta p_k = 2,5$	α	0,85264	0,354609	0	0	0	0
		$T_{к}, К$	3185,50	344,7317	26,5567	17,215	-490,0417	-6,6967
		$M, кг/кмоль$	25,055978	3,63085	0,06555	0,0456	-1,599017	-0,01632
		$T_{к}/M, К \cdot кмоль/кг$	127,1337	-3,1472	0,725847	0,440352	-11,74926	-0,18691
		n	1,166366	-0,04723	0,005262	0,006034	0,03753	-0,00221
		$J_0, м/с$	2572,333	46,465	112,9433	10,9575	-91,715	-33,66

Таблица 11. Виртуальный аналог ЖРТ 5 (АК-27 + ТГ-02)

Компоненты топлива		Тип	Энтальпия, кДж/кг	Условная формула ($\mu = 1000$)				Плотность, кг/м ³
				С	Н	Н	О	
Окислитель		АК-27	-2293,0	0	13,1067	17,1990	46,6166	1480,7
Горючее		ТГ-02	-450,7	62,6537	119,5006	9,067	0	834,7
Факторы		Функции	$Y_i(x_1, x_2) = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_{12}x_1x_2 + b_{11}x_1^2 + b_{22}x_2^2$					
x_1	x_2		b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_{11}	b_{22}
$\frac{k_m - k_{m0}}{\Delta k_m}$ $k_{m0} = 4,15$ $\Delta k_m = 1,45$	$\frac{p_k - pk}{\Delta p_k}$ $p_{k0} = 5,5$ $\Delta p_k = 2,5$	α	0,898299	0,314038	0	0	0	0
		$T_{к}, К$	3199,97	164,4567	29,385	14,9075	-315,2267	-7,43167
		$M, кг/кмоль$	25,87578	2,728383	0,073067	0,041575	-1,152017	-0,01817
		$T_{к}/M, К \cdot кмоль/кг$	123,6661	-6,289127	0,795515	0,356024	-6,300658	-0,20618
		n	1,151582	-0,040836	0,00693	0,004034	0,045828	-0,0022
		$J_0, м/с$	2555,968	1,718333	115,6733	8,1325	-142,3117	-34,5867

Таблица 12. Виртуальный аналог ЖРТ 6 (АК-27 + НДМГ)

Компоненты топлива		Тип	Энтальпия, кДж/кг	Условная формула ($\mu = 1000$)				Плотность, кг/м ³
				С	Н	Н	О	
Окислитель		АК-27	-2293,0	0	13,1067	17,1990	46,6166	1480,7
Горючее		НДМГ	763,4	33,3987	133,3507	33,1547	0	783,2
Факторы		Функции	$Y_i(x_1, x_2) = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_{12}x_1x_2 + b_{11}x_1^2 + b_{22}x_2^2$					
x_1	x_2		b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_{11}	b_{22}
$\frac{k_m - k_{m0}}{\Delta k_m}$ $k_{m0} = 2,8$ $\Delta k_m = 1,0$	$\frac{p_k - pk}{\Delta p_k}$ $p_{k0} = 5,5$ $\Delta p_k = 2,5$	α	0,84045	0,30016	0	0	0	0
		$T_{к}, К$	3156,01	232,75	26,535	16,1825	-312,0867	-6,87167
		$M, кг/кмоль$	23,24538	2,8551	0,059333	0,0402	-0,961367	-0,015167
		$T_{к}/M, К \cdot кмоль/кг$	135,7687	-5,98997	0,794967	0,43006	-7,388187	-0,21021
		n	1,183636	-0,045585	0,006422	0,00425	0,02081	-0,00203
		$J_0, м/с$	2632,443	16,425	116,3417	9,845	-118,325	-34,925

Таблица 13. Виртуальный аналог ЖРТ 7 (АТ + НДМГ)

Компоненты топлива		Тип	Энтальпия, кДж/кг	Условная формула ($\mu = 1000$)				Плотность, кг/м ³
				С	Н	Н	О	
Окислитель		АТ	-238,4	0	0,1745	21,6901	43,4993	1387,6
Горючее		НДМГ	763,4	33,3987	133,3507	33,1547	0	783,2
Факторы		Функции	$Y_i(x_1, x_2) = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_{12}x_1x_2 + b_{11}x_1^2 + b_{22}x_2^2$					
x_1	x_2		b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_{11}	b_{22}
$\frac{k_m - k_{m0}}{\Delta k_m}$ $k_{m0} = 2,75$ $\Delta k_m = 1,25$	$\frac{p_k - pk}{\Delta p_k}$ $p_{k0} = 9,0$ $\Delta p_k = 4,0$	α	0,89292	0,406566	0	0	0	0
		$T_{к}, К$	3454,90	290,3067	33,565	18,6425	-446,877	-8,19167
		$M, кг/кмоль$	24,07119	3,842467	0,07685	0,04825	-1,46613	-0,01838
		$T_{к}/M, К \cdot кмоль/кг$	143,5280	-10,04526	0,944425	0,45030	-8,76399	-0,23763
		n	1,156665	-0,051226	0,006279	0,00504	0,05710	-0,00212
		$J_0, м/с$	2866,127	-1,893333	105,2683	10,005	-201,080	-30,605

Заключение

Полученные результаты позволяют упростить расчеты, требующие точных значений термодинамических параметров продуктов сгорания ракетных топлив. Это позволяет даже в предварительных проектных работах повысить достоверность идентификации виртуальных аналогов баллистических ракет и жидкостных ракетных двигателей, использующих исследованные компоненты топлива. Предложенную методику можно использовать для идентификации виртуальных аналогов ракетных топлив, содержащих другие компоненты.

Библиографические ссылки

1. Андреева Е. Ф. Формирование информационно-образовательной среды вуза // Молодой ученый. 2017. № 15.1 (149.1). С. 1–2.
2. Коломейченко А. С. Системные принципы информатизации образования в высшей школе // Образование и наука в современных условиях. 2015. № 3. С. 109–111.
3. Andrey A. Sholomitskij, Sergey G. Dzura. The real World Virtual Models // ICAIS 2002. 2002 IEEE International Conference on Artificial Intelligence Systems. The USA: Journal "Computer Society", 2002. Pp. 260–264.
4. Евтифьев М. Д. Комплексный технико-экономический анализ баллистических ракет подводных лодок (часть 1) // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М. Ф. Решетнева. 2007. № 4(17). С. 79–86.
5. Евтифьев М. Д. Комплексный технико-экономический анализ баллистических ракет подводных лодок (часть 2) // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М. Ф. Решетнева. 2008. № 1(18). С. 86–90.
6. Евтифьев М. Д. Определение технического уровня развития баллистических ракет морского базирования для дальнейшего использования на начальных этапах проектирования // Решетневские чтения. 2009. Т. 1. № 13. С. 25–27.
7. Храмов С. Н. Ретроспективная идентификация виртуальных аналогов баллистических ракет // Вестник ИжГТУ имени М. Т. Калашникова. 2017. Т. 20, № 3. С. 13–18.
8. Алемасов В. Е. Теория ракетных двигателей. М. : Оборонгиз, 1962. 476 с.
9. Сарнер С. Химия ракетных топлив. М. : Мир, 1969. 488 с.
10. Зрелов В. Н., Серегин Е. П. Жидкие ракетные топлива. М. : Химия, 1975. 320 с.
11. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив : справочник / Н. Ф. Дубовкин [и др.]. М. : Химия, 1985. 240 с.
12. Пономаренко В. К. Ракетные топлива. СПб. : ВИККА им. А. Ф. Можайского, 1995. 619 с.
13. Егорычев В. С., Кондрусев В. С. Топлива химических ракетных двигателей. Самара : Изд-во СГАУ, 2007. 72 с.

14. Идентификация проектных параметров баллистических ракет : учеб. пособие / В. Н. Гринберг, В. Г. Толмачев, С. Н. Храмов, Б. А. Якимович. Ижевск : Изд-во ИжГТУ, 2002. 180 с.

15. Там же.

16. Храмов С. Н., Корепанов М. А., Митюков Н. В. Моделирование процесса горения в энергетических установках с учетом динамики топливных магистралей // Современные проблемы внутренней баллистики РДТТ / отв. ред. А. В. Алиев. Ижевск : Ин-т прикл. мех. УрО РАН, 1996. С. 207–217.

17. Корепанов М. А., Храмов С. Н. Математическое моделирование образования и разложения загрязняющих веществ в рабочих телах энергетических устройств // Химическая физика и мезоскопия. 2000. Т. 2, № 1. С. 12–28.

18. Корепанов М. А. Математическое моделирование химически реагирующих течений // Химическая физика и мезоскопия. 2008. Т. 10, № 3. С. 268–279.

19. Корепанов М. А. Программа «Термодинамика» // Каталог инновационных разработок Ижевского государственного технического университета. 2-е изд., доп. и перераб. Ижевск : Изд-во ИжГТУ, 2001. С. 95.

20. Храмов С. Н. Имитационное моделирование технических систем в учебном процессе // Наука и технология : Избранные труды российской школы к 70-летию Г. П. Вяткина. М. : РАН, 2005. С. 664–675.

References

1. Andreeva E. F. (2017). The formation of the information and educational environment of the university. *Molodoi uchenyi* [Young Scientist], no. 15.1 (149.1), pp. 1-2 (in Russ.).
2. Kolomeichenko A. S. (2015). System principles of computerization of education in higher education. *Obrazovanie i nauka v sovremennykh usloviyakh* [Education and science in modern conditions], no. 3, pp. 109-111 (in Russ.).
3. Andrey A. Sholomitskij, Sergey G. Dzura (2002). The real World Virtual Models. ICAIS 2002. 2002 IEEE. International Conference on Artificial Intelligence Systems. The USA: Journal "Computer Society", pp. 260-264.
4. Evtif'ev M. D. (2007). Evtif'ev MD Complex technical and economic analysis of submarine-launched ballistic missiles (part 1). *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva* [Vestnik of the Siberian State Aerospace University Academician M.F. Reshetnev], no. 4(17), pp. 79-86 (in Russ.).
5. Evtif'ev M.D. (2008). Complex technical and economic analysis of ballistic missiles of submarines (part 2). *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva* [Vestnik of the Siberian State Aerospace University Academician M.F. Reshetnev], no. 1(18), pp. 86-90 (in Russ.).
6. Evtif'ev M. D. (2009). Determination of the technical level of the development of sea-based ballistic mis-

siles for further use at the initial stages of design. *Reshetnevskie chteniya* [Reshetnevsky readings], vol. 1, no. 13, pp. 25-27 (in Russ.).

7. Khramov S. N. (2017). Retrospective identification of virtual analogues of ballistic missiles. *Vestnik IzhGTU imeni M. T. Kalashnikova* [Bulletin of Kalashnikov ISTU], vol. 20, no. 3, pp. 13-18 (in Russ.).

8. Alemasov V. E. (1962). Theory of rocket engines. Moscow: *Oborongiz* (in Russ.).

9. Sarner S. (1969). Chemistry of rocket fuels. Moscow: *Mir* (in Russ.).

10. Zrelou V. N., Seregin E. P. (1976). Liquid rocket fuels. Moscow: *Khimiya* (in Russ.).

11. Dubovkin N. F. (1985). Physicochemical and operational properties of jet fuels. Moscow: *Khimiya* (in Russ.).

12. Ponomarenko V. K. (1995). Missile fuels. St. Petersburg: *VIKKA im. A. F. Mozhaiskogo them. AF Mozhaisky* (in Russ.).

13. Egorychev V. S., Kondrusev V. S. (2007). Kondrusev VS Fuel of chemical rocket engines. Samara: *Izd-vo SGAU* (in Russ.).

14. Grinberg V. N., Tolmachev V. G., Khramov S. N., Yakimovich B. A. (2002). Identification of design parameters of ballistic missiles. Izhevsk: *IzhGTU* (in Russ.).

15. Ibid.

16. Khramov S. N., Korepanov M. A., Mityukov N. V. (1996). Modeling of the combustion process in power plants taking into account the dynamics of fuel lines. *Sovremennye problemy vnutrennei ballistiki RDIT* [Current problems of internal ballistics RDIT] (ed. A. V. Aliev), pp. 207-217. Izhevsk: *Institut prikladnoi mekhaniki UrO RAN* (in Russ.).

17. Korepanov M. A., Khramov S. N. (2000). Mathematical modeling of formation and decomposition of pollutants in working bodies of power devices *Khimicheskaya fizika i mezoskopiya* [Chemical physics and mesoscopy], vol. 2, no. 1, pp. 12-28 (in Russ.).

18. Korepanov M. A. (2008). Mathematical modeling of chemically reacting flows. *Khimicheskaya fizika i mezoskopiya* [Chemical physics and mesoscopy], vol. 10, no. 3, pp. 268-279 (in Russ.).

19. Korepanov M. A. (2001). Program "Thermodynamics". *Katalog innovatsionnykh razrabotok Izhevskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta* [Catalog of innovative developments of Izhevsk State Technical University], p. 95. Izhevsk: *IzhSTU* (in Russ.).

20. Khramov S. N. (2005). Simulation Modeling of Technical Systems in the Educational Process. Proceedings of the *Nauka i tekhnologiya : Izbrannye trudy Rossiiskoi shkoly k 70-letiyu G.P. Vyatkina*, pp. 664-675. Moscow: *Rossiiskaya akademiya nauk* (in Russ.).

Identification of Virtual Analogs of Liquid Rocket Fuels

M. A. Korepanov, DSc in Engineering, Associate Professor, Kalashnikov ISTU, Izhevsk, Russia

S. N. Khramov, DSc in Engineering, Professor, Kalashnikov ISTU, Izhevsk, Russia

The task set by the Concept of modernization of education is to improve the quality of training of specialists for the defense complex by the availability of accessible and reliable information about the technical characteristics and the actual results achieved by the previous professional activities of developers of complex technical systems, including aircrafts (ballistic missiles) various by the design and purpose. The retrospective identification of virtual analogues of ballistic missiles is based on reliable information about the characteristics of the rocket fuels used in them.

The paper describes the process of identifying the virtual counterparts of two-component high-boiling liquid rocket fuels used for single-stage ballistic missiles. Using the methods of planning theory for computational experiments the parameters of the polynomial models of thermodynamic characteristics of combustion products are obtained necessary for the identification of characteristics of ballistic missiles.

The determining factors in the organization of a three-level full factorial computational experiment were the mass ratio of the components and the pressure in the combustion chamber. The pressure 0.1 MPa was chosen as the calculated pressure at the nozzle. Flow in a rocket engine nozzle is taken to be one-dimensional and the equilibrium, the rate of isentrope is calculated according to the parameters of the critical section and the nozzle exit. Losses due to heat transfer and friction in the boundary layer are not taken into account.

According to the results of computational experiments for seven high-boiling propellants of single-stage ballistic missiles the coefficients of polynomial models of thermodynamic characteristics of combustion products are determined: temperature and molar mass in the combustion chamber, the rate of isentrope during expansion in a supersonic nozzle, and the specific thrust of the current regime.

Keywords: liquid rocket fuel, virtual analogue, polynomial models, thermodynamic characteristics.

Получено 10.04.2018