

УДК 621.45.015: 629.784

И. Н. Боровик

ТЕХНИЧЕСКИЙ ОБЛИК КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОЙ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА

Описываются результаты разработки технического облика безгенераторной кислородно-водородной жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) межорбитального транспортного аппарата (МТА) одноразового использования с помощью математической модели многокритериальной оптимизации проектных параметров. В качестве критериев оптимизации выбраны максимальная масса полезного груза и минимальная удельная стоимость выведения полезного груза на целевую орбиту. Приведен расчет оптимальных проектных параметров ЖРДУ МТА для четырех задач выведения, определенных характеристическими скоростями межорбитального перехода: 2 500, 3 500, 4 800 и 7 000 м/с. По полученным оптимальным проектным параметрам рассчитаны проектные параметры агрегатов питания ЖРДУ и построен технический облик.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, технический облик, оптимизация.

Для выведения полезных грузов на различные орбиты используют межорбитальные транспортные аппараты с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) или разгонные блоки (РБ). В традиционной практике ракетно-космического двигателестроения проектирование основывается на свойствах ЖРД как тепловой машины. Однако для полного удовлетворения основной задачи МТА – выведению полезного груза на целевую орбиту с высокой эффективностью – такой подход недостаточен. Это объясняется тем, что, во-первых, ЖРДУ для МТА является прежде всего исполнительным органом системы управления, а во-вторых, ЖРДУ представляет собой сложный бортовой комплекс, тесно взаимодействующий с подсистемами МТА и несущий основную нагрузку по достижению цели МТА. Для обеспечения высокой эффективности МТА необходимо, чтобы проектные параметры ЖРДУ были оптимизированы по критериям эффективности всего МТА.

ЖРДУ представляет собой сложную техническую систему, входящую в состав системы более высокого уровня – МТА. Для разработки оптимальной ЖРДУ на основе методологии системного проектирования осуществляется выбор оптимального технического облика и проектных параметров ЖРДУ. Решение сложной задачи проектирования ЖРДУ МТА при этом представляется в виде иерархии частных задач, связанных между собой исходными данными, критериями оптимизации и математическими моделями. Судить о том, насколько оптимально схемное решение и выбранные параметры ЖРДУ, можно только по приобретенной вследствие этого эффективности всей системы «летательный аппарат – двигательная установка» или в нашем случае, «МТА–ЖРДУ».

Для реализации полученного подхода к проектированию разработана комплексная математическая модель (КММ) определения оптимальных проектных параметров ЖРДУ МТА по различным критериям. Структура модели и использованные в ней математические модели подробно описаны в [1–4]. Подобные КММ ранее были созданы и широко применялись для

формирования технического облика ЖРДУ одноразовых МТА [5–7], но в них не учитывалась стоимость разработки и изготовления МТА, а также не формировался технический облик пневмогидросистемы ЖРДУ и ее элементов, позволяющий оценить выполнимость заявленных требований к ЖРДУ в целом. Ранее в математических моделях формирования технического облика ЖРДУ МТА оптимизация по критериям экономической эффективности представляла большие трудности ввиду недостатка статистики, ограниченности моделей стоимости и секретности данных о затратах. Поэтому наиболее употребимым был критерий массового совершенства МТА – максимальная масса выводимого полезного груза. В настоящее время стоимостные модели стали более широко представленными и значительно более точными [8–10]. В разработанной модели все вышеперечисленные недостатки устранены.

Проектирование ЖРДУ – это итерационный процесс, связанный с последовательным улучшением системы, принятием конструктивных решений. Каждый цикл включает в себя анализ эффективности изделия, влияния на него характеристик подсистем и ограничений. Оптимальные проектные параметры ЖРДУ МТА соответствуют экстремуму критериальной функции. С помощью достаточно простых приближенных итерационных методов можно найти экстремум данной функции. Однако применение итерационных математических методов последовательного улучшения систем не всегда удобно, так как они обладают рядом недостатков. Не всегда критериальная функция дифференцируема по всем переменным, а, следовательно, и найти глобальный экстремум не представляется возможным. Инженерные задачи оптимизации по своему существу многокритериальны и природа их такова, что с улучшением одних критериев качества другие ухудшаются. Поэтому помимо математических моделей, позволяющих рассчитывать проектные параметры МТА, ЖРДУ и ее элементов, в разработанной модели используется эффективный метод оптимизации – метод исследования простран-

ства параметров (метод ИПП) [11], позволяющий найти надежные варианты технических решений проектов МТА, обеспечивающие его функционирование с наилучшим качеством. Метод ИПП основан на построении и анализе допустимого множества решений с помощью таблиц с результатами расчета величин выбранных критериев.

Для исследования возможностей параметрической оптимизации ЖРДУ МТА с помощью разработанной математической модели и анализа результатов, полученных с ее помощью, были найдены оптимальные проектные параметры ЖРДУ для МТА, выводящего полезный груз на различные орбиты. Целью данного исследования являлось не только определение собственно технического облика ЖРДУ, но и анализ проектных параметров агрегатов ее пневмогидросистемы. Был проведен анализ преимуществ использования выдвижного соплового насадка с увеличенным диаметром выходного сечения сопла. В качестве объекта исследования был выбран безгенераторный кислородно-водородный ЖРД как наиболее перспективный для использования в тяжелых МТА. Полученные результаты сравнивались с результатами выполнения аналогичных задач в тех же условиях перспективным кислородно-водородным блоком КВТК со штатным двигателем РД-0146, используемым на РН «Ангара». Для этого проектная математическая модель была модифицирована в имитационную математическую модель для анализа реальной ЖРДУ – РД-0146. Характеристики РД-0146 были взяты из [11].

Выбранные орбиты соответствовали наиболее часто решаемым задачам выведения на современном этапе развития космонавтики. Это задачи, которым соответствуют характеристические скорости межорбитального перехода 2 500 м/с (переход с орбиты 200 км на орбиту 800 км), 3 500 м/с (переход с низкой околоземной орбиты (НОО) – 200 км на стандартную ГПО (высота апогея 35 870 км, высота перигея 5 500 км, наклонение плоскости орбиты 25°), 4 800 м/с (например, переход с НОО на ГСО) и 7 000 м/с (переход на отлетные траектории к другим планетам).

Исходными данными для выбора оптимальных основных проектных параметров безгенераторного кислородно-водородного ЖРДУ МТА однократного использования для решения различных задач выведения являлись:

- характеристическая скорость;
- наклонение плоскости орбиты 51,6°;
- высота начальной орбиты $h_{нач} = 200$ км;
- начальная масса МТА на низкой орбите $m_0 = 25\,000$ кг;
- максимальный диаметр среза сопла: $d_a = 1,2$ м и 2,2 м.

По полученным оптимальным основным проектными параметрам (см. таблицу) был сформирован технической облик безгенераторной кислородно-водородной ЖРДУ МТА (см. рисунок).

Анализ полученных данных показывает, что масса выводимого полезного груза на ГСО с помощью МТА с ЖРДУ, оптимизированной под выведение на ГСО, увеличивается на 11 % по сравнению с массой, выведенной с помощью РБ КВТК (с ЖРДУ на основе

РД-0146), основной задачей которого также может считаться выведение КА на ГСО. Это становится возможным благодаря большей тяге оптимизированной ЖРДУ и более высокому рабочему соотношению компонентов топлива по сравнению с РД-0146, что позволяет снизить гравитационные потери при выведении и сухую массу МТА, несмотря на увеличенную при этом массу ЖРДУ.

Из полученных данных также видно, что использование соплового насадка с диаметром 2,2 м позволяет увеличить максимальную массу полезного груза в среднем на 8 % (в зависимости от выполняемой задачи выведения – в среднем на 150 кг) и снизить удельную стоимость выведения в среднем на 8,6 %. При использовании соплового насадка увеличивается масса ЖРДУ, стоимость изготовления и производства, причем чем более энергоемка задача выведения, тем выше стоимость разработки и производства МТА и ЖРДУ. Это связано в значительной мере с тем, что для испытаний ЖРДУ с большой степенью расширения потребуется использование специального дорогостоящего стендового оборудования для создания условий космического пространства. Увеличение стоимости разработки влечет за собой увеличение удельной стоимости выведения на целевую орбиту в случае учета в ней компенсации затрат на разработку. Поэтому увеличение степени расширения сопла для ЖРДУ МТА, выводящего полезный груз на низкие орбиты (определяемые характеристическими скоростями межорбитального перехода $\Delta V_{хар} = 2\,500$ и $3\,500$ м/с) нецелесообразно, так как удельная стоимость выведения такого ЖРД (с учетом стоимости разработки) будет даже выше, чем стоимость выведения ЖРД с соплом диаметром 1,2 м. Если же не учитывать затраты на разработку в удельной стоимости выведения, то уменьшение удельной стоимости составит 1 %, что меньше погрешности вычислений. Общая тенденция такова, что с увеличением энергоемкости задачи и удельной стоимости выведения применение соплового насадка становится более выгодным. Наибольший эффект снижения удельной стоимости выведения от использования соплового насадка с диаметром выходного сечения сопла 2,2 м и оптимизацией параметров приходится на ЖРДУ, оптимизированные для выведения полезных грузов на отлетные траектории ($\Delta V_{хар} = 7\,000$ м/с).

Оптимальным вариантом ЖРДУ МТА для всего спектра задач выведения является ЖРДУ, оптимизированная для выведения на ГСО, с диаметром выходного сечения сопла $d_a = 2,2$ м или в случае ограничения габаритов – с диаметром $d_a = 1,2$ м.

Для данного варианта были рассчитаны проектные параметры агрегатов пневмогидросистемы разработанной ЖРДУ (см. рисунок). По сравнению с двигателем РД-0146 в оптимизированном ЖРД более низкое число оборотов ротора ТНА водорода, но более высокий КПД турбины, благодаря большему расходу и меньшей доли потерь расхода на утечки, т. е. более высокому гидравлическому КПД.

**Основные проектные параметры кислородно-водородной ЖРДУ, оптимизированной
для решения различных задач выведения в составе МТА**

Параметр	$\Delta V_{\text{хар}} = 2\,500\text{ м/с}$		$\Delta V_{\text{хар}} = 3\,500\text{ м/с}$		$\Delta V_{\text{хар}} = 4\,800\text{ м/с}$		$\Delta V_{\text{хар}} = 7\,000\text{ м/с}$		РД-0146 РБ КВТК
	$D_a = 1,2\text{ м}$	$D_a = 2,2\text{ м}$	$D_a = 1,2\text{ м}$	$D_a = 2,2\text{ м}$	$D_a = 1,2\text{ м}$	$D_a = 2,2\text{ м}$	$D_a = 1,2\text{ м}$	$D_a = 2,2\text{ м}$	
Ограничение по габаритам сопла	$D_a = 1,2\text{ м}$	$D_a = 2,2\text{ м}$	$D_a = 1,2\text{ м}$	$D_a = 2,2\text{ м}$	$D_a = 1,2\text{ м}$	$D_a = 2,2\text{ м}$	$D_a = 1,2\text{ м}$	$D_a = 2,2\text{ м}$	$D_a = 1,26\text{ м}$
Коэффициент избытка окислителя	0,74	0,746	0,745	0,757	0,751	0,795	0,802	0,829	0,743
Геометрическая степень расширения сопла	138	440	123	417	119	383	118	369	200
Давление в камере сгорания, Па	$76,2 \cdot 10^5$	$80,6 \cdot 10^5$	$77,4 \cdot 10^5$	$87,4 \cdot 10^5$	$81,5 \cdot 10^5$	$84 \cdot 10^5$	$76 \cdot 10^5$	$79 \cdot 10^5$	$80 \cdot 10^5$
Расход компонентов топлива, кг/с	27,2	30,6	31,28	34,64	33,9	36,68	32,4	36,2	21,6
Диаметр выходного сечения сопла, м	1,2	2,196	1,2	2,181	1,2	2,187	1,2	2,194	1,26
Пустотная тяга ЖРДУ, кН	122,5	140,5	140	159	152	167,7	144,5	165,3	98,1
Удельный импульс, м/с	4 497	4 590	4 483	4 587	4 479	4 573	4 457	4561	4 532
Огневой ресурс ЖРДУ в полете, с	398	347	438	388	490	446	617	546	–
Масса ЖРД, кг	284	388	302	414	314	419	309	417	282
Масса «сухого» МТА, кг	2 784	2 879	2 804	2 896	3 038	3 100	3 255	3334	3 330
Удельная стоимость выведения орбиту без учета стоимости разработки, долл./кг	7 751	7 655	10 531	10 342	16 778	16 259	54 962	50213	17 400
Удельная стоимость выведения на орбиту с учетом стоимости разработки, долл./кг	10 850	11 006	13 751	13 771	20 982	20 708	57 741	53187	19 860
Масса полезного груза, кг	11 446	11 553	8 313	8 464	5 185	5 335	1 577	1720	4 600
Стоимость разработки МТА, млн долл.	1 928	2 045	2 188	2 316	2 502	2 631	2 554	2695	1 972
Стоимость разработки ЖРД, млн долл.	669,8	791,8	757,8	893,1	857,1	1 001	843,1	996	615
Стоимость изготовления МТА, млн долл.	10,15	10,47	10,68	10,99	11,17	11,43	11,58	11,88	11,03
Стоимость изготовления ЖРД, млн долл.	2,241	2,618	2,347	2,708	2,403	2,746	2,373	2,74	2,06

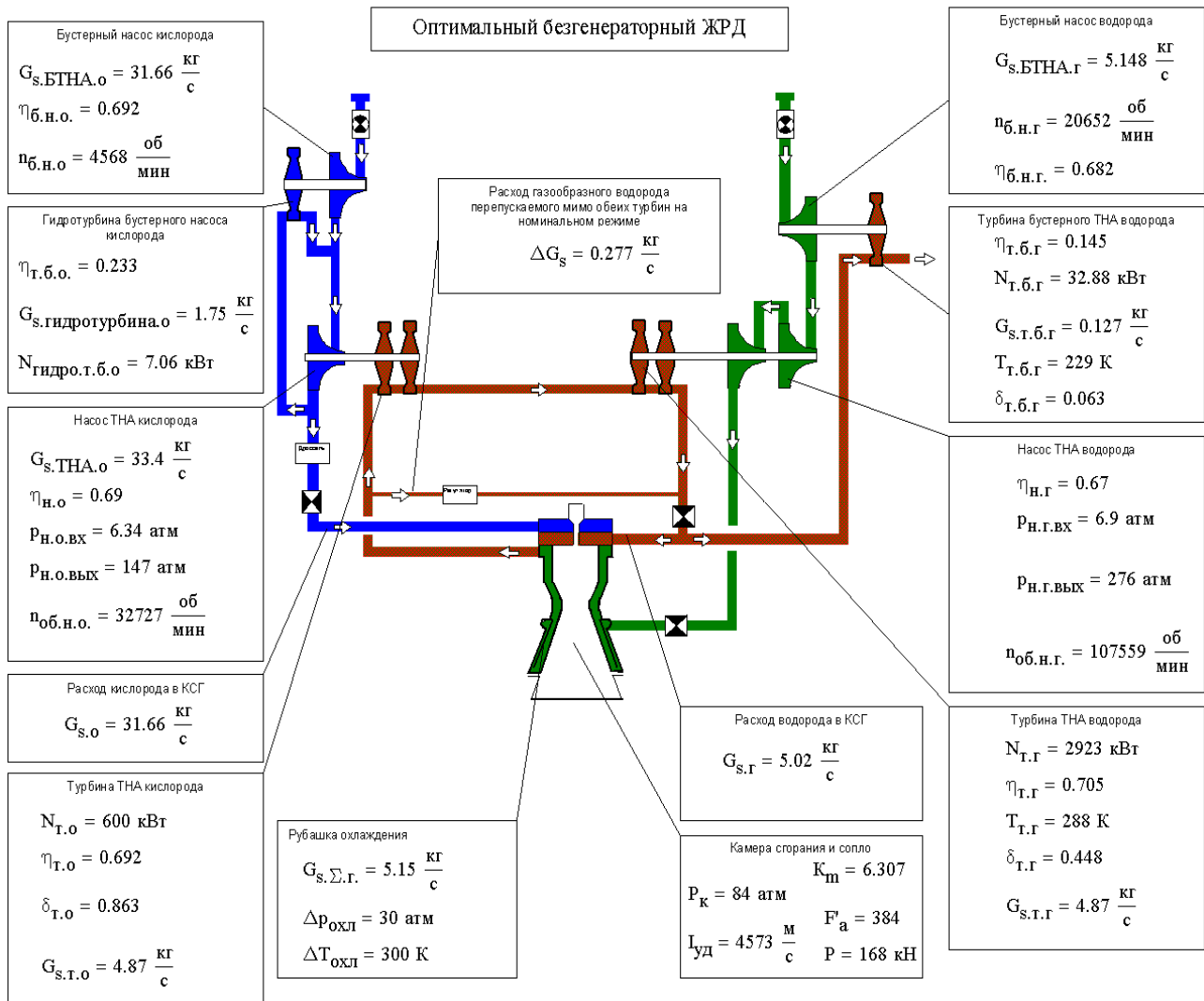


Рис. 1. Пневмогидросхема оптимизированной ЖРДУ с основными проектными параметрами агрегатов, рассчитанными с использованием разработанной математической модели (результат работы программы):

$G_{s.БТНА.о}$, $G_{s.БТНА.г}$ – расход окислителя и горючего в бустерный ТНА; $\eta_{б.н.о}$, $\eta_{б.н.г}$ – КПД бустерного насоса окислителя и горючего; $n_{б.н.о}$, $n_{б.н.г}$ – частота вращения ротора бустерного насоса окислителя и горючего; $\eta_{т.б.о}$, $\eta_{т.б.г}$ – КПД гидротурбины бустерного ТНА окислителя и газовой турбины бустерного ТНА горючего; $G_{s.гидротурбина.о}$ – расход окислителя на привод гидротурбины бустерного ТНА; $N_{гидро.т.б.о}$ – мощность гидротурбины бустерного ТНА окислителя; $G_{s.ТНА.о}$ – расход окислителя на выходе из насоса; $\eta_{н.о}$, $\eta_{н.г}$ – КПД насоса окислителя и горючего; $P_{н.о.вх}$, $P_{н.г.вх}$ – давление на входе в насос окислителя и горючего; $P_{н.о.вых}$, $P_{н.г.вых}$ – давление на выходе из насоса окислителя и горючего; $n_{об.н.о}$, $n_{об.н.г}$ – частота вращения ротора ТНА горючего и окислителя; $G_{s,о}$, $G_{s,г}$ – расход горючего и окислителя в камеру сгорания; $\eta_{т.о}$, $\eta_{т.г}$ – КПД турбины окислителя и горючего; $\delta_{т.о}$, $\delta_{т.г}$ – перепад давления на турбинах ТНА горючего и окислителя; $G_{s.т.о}$, $G_{s.т.г}$ – расход на привод турбины ТНА окислителя и горючего; $G_{s,\Sigma.г}$ – расход горючего на охлаждение сопла; $\Delta p_{охл}$ – перепад давления горючего в рубашке охлаждения; $\Delta T_{охл}$ – перепад температуры горючего в рубашке охлаждения; $G_{s.т.б.г}$ – расход горючего на привод турбины бустерного ТНА; $N_{т.б.г}$ – мощность турбины бустерного ТНА горючего; K_m – соотношение компонентов топлива, поступающего в камеру сгорания; P – тяга двигателя; F'_a – геометрическая степень расширения сопла; $I_{уд}$ – удельный импульс двигателя; P_K – давление в камере сгорания двигателя

Полученные проектные параметры агрегатов ПГС вполне реализуемы в реальной ЖРДУ, а значит, и создание ЖРДУ для МТА, функционирующего с максимальной эффективностью, вполне выполнимо.

Таким образом, произведен расчет и анализ оптимальных проектных параметров безгенераторной кислородно-водородной ЖРДУ МТА одноразового использования для двух ограничений по диаметру выходного сечения сопла – 1,2 и 2,2 м и для четырех задач выведения, соответствующих характеристиче-

ским скоростям межорбитального перехода 2 500, 3 500, 4 800 и 7 000 м/с.

Для максимизации массы полезного груза необходимо использовать ЖРДУ со следующими основными проектными параметрами.

В случае ограничения по диаметру выходного сечения сопла – 1,2 м):

- соотношение компонентов топлива $K_m = 5,96$;
- геометрическая степень расширения сопла $\bar{F} = 119$;

- давление в камере сгорания $p_k = 81,5 \cdot 10^5$ Па;
- пустотная тяга ЖРДУ $P_n = 152$ кН;
- удельный импульс $I_y = 4\,479$ м/с.

В случае ограничения по диаметру выходного сечения сопла – 2,2 м:

- соотношение компонентов топлива $K_m = 6,3$;
- геометрическая степень расширения сопла $\bar{F} = 383$;
- давление в камере сгорания $p_k = 84 \cdot 10^5$ Па;
- пустотная тяга ЖРДУ $P_n = 167,7$ кН;
- удельный импульс $I_y = 4\,573$ м/с.

ЖРДУ с такими проектными параметрами обладает максимальной эффективностью как по массе, так и по стоимости функционирования в составе МТА при решении им задач выведения полезных грузов на различные целевые орбиты.

Произведено сравнение основных проектных параметров оптимизированной ЖРДУ МТА со штатным маршевым ЖРД РБ КВТК РД-0146. Показано, что применение ЖРДУ с основными проектными параметрами, оптимизированными для выведения на ГСО, позволит увеличить массу выводимого полезного груза на 11 % и снизить стоимость выведения на 3,5 %.

Библиографические ссылки

1. Borovik I. N., Kozlov A. A. Determination method of optimum main design parameters of LOx-LH2 expander-cycle LRE for reusable OTV (orbital transfer vehicle) [Electronic resource] : rep. to the 60th Intern. Astronautical Cong. Daejeon. 2009 // MAI. Dep. of the eiquid rocket engines. URL: <http://www.mai202.ru/publication/PDF/DETERMINATION%20METHOD%20OF%20OPTIMUM%20MAIN%20DESIGN%20PARAMETERS.pdf> (date of visit: 10.11.2011).

2. Боровик И. Н. Математическая модель определения удельной стоимости выведения полезного груза на целевую орбиту с помощью разгонного блока многократного использования // Вестник МАИ. 2008. Т. 15. № 3. С. 44–50.

3. Козлов А. А. Выбор топлива, схемы и основных параметров жидкостной ракетной двигательной установки на ранних этапах проектирования : учеб. пособие. М. : Изд-во МАИ, 1997.

4. Боровик И. Н., Козлов А. А. Математическая модель оценки массовых характеристик кислородно-водородного безгенераторного ЖРД по его основным проектным параметрам [Электронный ресурс] // Тр. МАИ. 2008. № 32. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.pdp?ID=7468> (дата обращения: 10.11.2011).

5. Сафранович В. Ф., Эмдин Л. М. Маршевые двигатели космических аппаратов. Выбор типа и параметров. М. : Машиностроение, 1980.

6. Dunn V. P. High-Energy Orbit Refueling for Orbital Transfer Vehicles // AIAA J. Spacecraft and Rockets. 1987. Vol. 24. № 6. P. 518–522.

7. Galabova K. Architecting a Family of Space Tugs Based on Orbital Transfer Mission Scenarios : MS Thesis / Dep. of Aeronautics and Astronautics, MIT. Cambridge, MA, 2004.

8. Koelle D. E. Handbook of cost engineering for space transportation systems. Revision 2. With TransCost 7.2 Statistical-analytical model for cost estimation and economical optimization of launch vehicles [Electronic resource] : Rep. № TCS-TR-184 // Intern. Space Univ. 2003. URL: http://isulibrary.isunet.edu/opac/index.php?v/=author_see&id=9 (date of visit: 10.11.2011).

9. Wertz J. R. Economic model of reusable vs. expandable launch vehicles [Electronic resource] : presented at the IAF Congress. Rio de Janeiro. 2000. URL: <http://www.smad.com/scorpius/IAFPaper.pdf> (date of visit: 10.11.2011).

10. Соболев И. М., Статников Р. Б. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями : учеб. пособие для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Дрофа, 2006.

11. Конструкторское бюро химавтоматики : науч.-техн. юбил. сб. 1941–2001. Воронеж : Воронеж, 2001.

I. N. Borovik

TECHNICAL CHARACTERISTICS OF OXYGEN-HYDROGEN LIQUID ROCKET PROPULSION SYSTEM OF INTERORBITAL SPACE VEHICLE

In the article the results of working out of technical shape of LOX-LH2 Expander Cycle Liquid Rocket Engine (LRE) for expandable Orbital Transfer Vehicle, by means of mathematical model of multi-criteria optimization of design parameters, are described. As the criteria of optimization, the maximum weight of a payload and the minimum specific cost of transferring of a payload into a target orbit, are chosen. The calculation of optimum design parameters of LRE for expandable Orbital Transfer Vehicle for four problems of orbital transfer, defined in the characteristic speeds of inter-orbital transition, is resulted: 2500 km/s, 3500 km/s, 4800 km/s and 7000 km/s. On the received optimum design parameters, the design parameters of units of LRE are calculated and the technical shape is constructed.

Keywords: liquid rocket engine, technical shape, optimization.

© Боровик И. Н., 2011