

Математическая модель оценки массовых характеристик кислородно-водородного безгенераторного ЖРД по его основным проектным параметрам.

И.Н.Боровик, А.А.Козлов

Ключевые слова:

жидкостной ракетный двигатель, безгенераторная схема, разгонный блок, межорбитальный транспортный аппарат, удельный импульс, камера сгорания, турбонасосный агрегат, выдвижной сопловой насадок, основные проектные параметры.

liquid rocket engine, expander cycle, upper stage, orbital transfer vehicle, specific impulse, combustor chamber, turbopump, extendible nozzle, basic design parameters.

В статье рассматривается математическая модель оценки массовых характеристик безгенераторного кислородно-водородного жидкостного ракетного двигателя по основным проектным параметрам. Приводятся результаты исследования степени влияния каждого из основных проектных параметров (расход топлива, соотношение компонентов топлива, степень расширения сопла и давление в камере сгорания) на массовые характеристики кислородно-водородного безгенераторного двигателя, сделанные с помощью разработанной модели.

Введение

Средством выведения космического аппарата (КА) на целевую орбиту является межорбитальный транспортный аппарат (МТА). Иногда в литературе МТА называют еще разгонным блоком или космическим буксиром. МТА выводит КА с низкой околоземной орбиты на целевую орбиту коей обычно являются геостационарная орбита (ГСО), переходная к ГСО (или по-другому геопереходная (ГПО)) или высокоэллиптическая орбиты.

При решении задач по выведению КА на упомянутые выше высокоэнергетические орбиты значительно возрастает важность выполнения требования по проектированию агрегатов и систем МТА с минимальной сухой массой. Наиболее эффективно данное требование по проектированию агрегатов и систем МТА с минимальной сухой массой можно

выполнить при использовании в качестве маршевого двигателя безгенераторного ЖРД (жидкостный ракетный двигатель) на кислородно-водородном топливе. [20]

Многолетний опыт эксплуатации фирмой Pratt&Whitney двигателя RL-10 и многочисленные проекты новых безгенераторных ЖРД, разрабатываемые в США, ЕС, Японии и России, показывают что безгенераторная схема на сегодняшний день является наиболее перспективной для ракетных двигателей на жидком топливе для МТА будущего. [19]

Чем более энергоемкая задача выведения стоит перед МТА, тем чувствительнее значение массы выводимого полезного груза к изменению сухой массы МТА. Поэтому проблема проектирования систем и агрегатов ЖРДУ (жидкостный ракетный двигательной установки) МТА с минимальной массой становится наиболее важной для создания МТА обеспечивающих выведение КА на высокоэнергетические орбиты и отлетные траектории к Луне, Марсу другим планетам Солнечной системы. [18,19]

Состав систем и агрегатов межорбитального транспортного аппарата.

Современный кислородно-водородный МТА в общем виде состоит из следующих агрегатов и систем: маршевого двигателя, бака горючего с внутрибаковыми устройствами (ВБУ), бака окислителя с внутрибаковыми устройствами (ВБУ), пневмогидросистемы подачи (ПГСП) КРТ (компонентов ракетного топлива), приборного отсека с бортовой кабельной сетью и арматуры соединяющей баки, маршевого двигателя и приборного отсека. [16] В таблице 1 представлена обобщенная массовая сводка МТА [9], показывающая долю каждой из систем в общей массе "сухого" МТА.

Таблица 1. Массовая сводка в процентах систем и агрегатов МТА.

Название	Процент от общей массы МТА
Маршевый двигатель	15
ПГСП	14
Бак горючего с ВБУ	15
Бак окислителя с ВБУ	13
Приборный отсек и бортовая кабельная сеть	33
Арматура и остальные элементы	11

Всего	100
-------	-----

Из таблицы 1 видно, что на массу маршевого двигателя приходится более 15 процентов от всей сухой массы МТА. Поэтому оценка массы ЖРД по основным проектным параметрам на ранних этапах проектирования МТА, позволит выбрать их оптимальные значения и существенно сократить время, затрачиваемое на НИР (научно-исследовательские работы) и ОКР (опытно-конструкторские разработки).

Особенности безгенераторной схемы ЖРД.

Главной особенностью безгенераторной схемы является отсутствие газогенератора для создания рабочего тела турбины ТНА (турбонасосного агрегата). Это дает данной схеме, как преимущества, так и недостатки по сравнению с закрытой схемой.

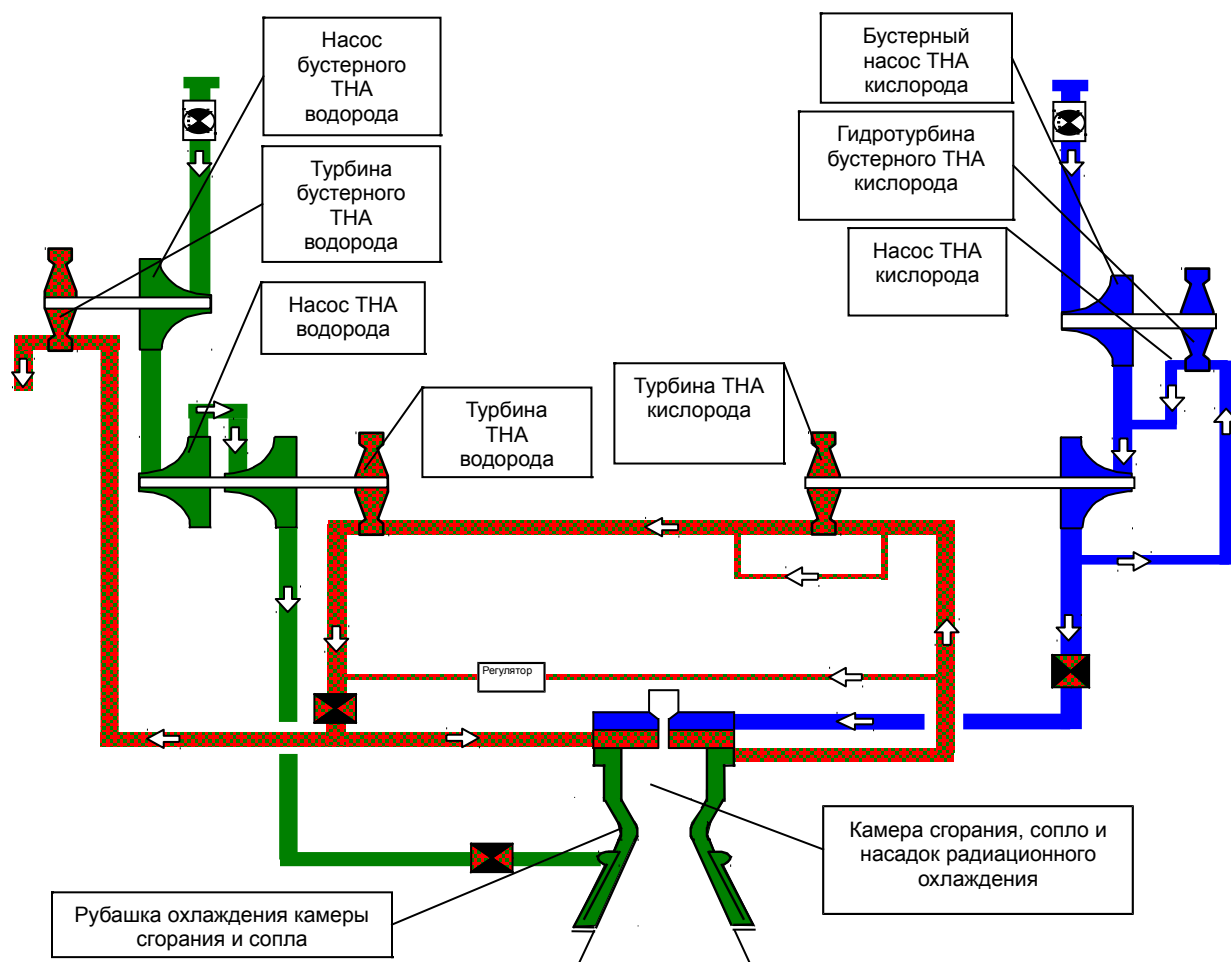


Рисунок 1. Схема безгенераторного ЖРД.

Преимуществами данной схемы являются [1], [2], [3], [4]:

- более высокий уровень надежности за счет низкой температуры (около 300 К) рабочего тела (водорода) перед турбинами ТНА, отсутствия такого теплонапряженного агрегата как газогенератор, исключения «забросов» температур при запуске, останове и отказах системы подачи;

- меньшая масса ЖРД за счет отсутствия газогенератора, агрегатов и арматуры, обеспечивающей его работу;

- возможность большего количества запусков ЖРД в условиях космоса из-за отсутствия паров воды в полостях ТНА, а, следовательно, и исключения случаев их замерзания перед повторным включением;

- упрощенная схема запуска;

- большой ресурс ТНА;

- уменьшение затрат материальной части на отработку;

- уменьшение стоимости производства доводочного и товарного ЖРД;

- уменьшение времени, затрачиваемого на отработку и достижения требуемого уровня надежности;

Недостатки безгенераторной схемы:

- большая продолжительность запуска и выхода на номинальный режим тяги;

- ограничена возможность повышения удельных параметров двигателя за счет увеличения давления в камере сгорания из-за сложности получения высокой температуры охладителя (водорода) в рубашке КСГ.

В таблице 2 представлены основные характеристики современных ЖРД безгенераторной схемы. [4, 6, 11, 12, 13, 14, 15]

Таблица 2. Основные характеристики современных ЖРД безгенераторной схемы.

Страна	ЖРД	Тяга, кН	Уд. импульс, м/с	Km	Давление в камере, МПа	РБ	Степень расширения сопла	Масса ДУ, кг
Япония (Mitsubishi)	LE-5B	137	4404	5	3,63	РН Н-ПА 3 ст.	110:1	269
США (Pratt and Whitney)	RL-10A-4-2	99	4424	5,5	4,3	Centaur	130:1	210
США (Pratt and Whitney)	RL-10B-2	110	4547	5,85	4,5	Delta-4 - Centaur	285:1	308
США (Boeing)	MB-60	267	4581	5,8	13,4	Centaur	300:1	591
РФ (КБХА)	РД-0146	98,1	4542	5,9	8,08	КВРБ	210:1	260
США (Pratt and Whitney)	RL-60	267	4561	5,85	8	Centaur	200:1	498
ЕС (EADS)	Vinci	180	4561	5,85	6,08	Vinci	240:1	450

Математическая модель оценки массовых характеристик конструкции МТА на безгенераторном кислородно-водородном ЖРД по его основным проектным параметрам.

Для определения массы безгенераторного кислородно-водородного ЖРД по основным проектным параметрам на кафедре 202 была создана математическая модель оценки массовых характеристик ЖРД по его основным проектным параметрам. В основе созданной математической модели лежат зависимости, взятые из работы [5]. Данные зависимости хорошо согласуются со статистическими данными в диапазонах тяг и давлений в камере сгорания, характерных для двигателей РН (ракет-носителей), но плохо для двигателей ступеней, работающих в космосе. Большинство кислородно-водородных безгенераторных ЖРД имеют тягу и давление в камере сгорания существенно ниже, чем допустимые для зависимостей выведенных в работе [5]. В связи с этим был проведен анализ современных безгенераторных ЖРД и введены поправочные коэффициенты, дающие среднюю ошибку вычисления массы кислородно-водородного безгенераторного ЖРД на уровне 5%, а максимальную не более 9% в диапазоне тяг от 50 кН до 300 кН и давлений в камере от 3.5 МПа до 13 МПа.

В разработанной модели ЖРД рассматривается как совокупность следующих элементов: камера сгорания и сопло, ТНА, БТНА и остальные элементы двигателя (клапаны, агрегаты автоматики, трубопроводы, рама крепления, детали общей сборки). Камера сгорания в свою очередь состоит из: газоведа, головки, цилиндрической части, сужающейся части и сопла. Масса каждой составляющей вычисляется по соответствующей формуле. Все составляющие массы камеры ЖРД удобно представить как оболочки вращения, масса которых вычисляется как произведение поверхности на удельную массу этих оболочек.

Масса насосов и турбин вычисляется как сумма полых цилиндрических и дисковых элементов, характерный диаметр которых определяется по условиям подвода жидких компонентов, а толщина – по условиям их отвода.

Анализ зависимости массы остальных элементов двигателя (клапаны и агрегаты управления, трубопроводы, рама, детали общей сборки) от основных проектных параметров показал, что на их массу наибольшее влияние оказывает тяга. Поэтому при выводе результирующей зависимости массы двигателя, как функции основных проектных параметров, масса агрегатов управления, трубопроводов, рам и деталей общей сборки представляется как функция тяги, причем коэффициенты пропорциональности отражают влияние схемных решений. В работе [5] было предложено для учета влияния остальных элементов ЖРД использовать линейную зависимость. Но анализ статистического материала по безгенераторным ЖРД показал, что гораздо лучшую аппроксимацию дает логистическая кривая вида

У данной зависимости коэффициенты a , b , и c были найдены по статистическим данным. Применение данной зависимости для учета влияния основных проектных параметров на массу остальных элементов ЖРД позволило снизить максимальную ошибку определения общей массы ЖРД.

Использованный в разработанной модели подход к определению массовых характеристик ЖРД основан на использовании аналитических зависимостей и статистических коэффициентов, учитывающих особенности технологии и конструкторских решений двигателей известных схем, а потому может быть назван аналитико-статистическим. Он может быть существенно усовершенствован в случае привлечения соответствующего дополнительного статистического материала для определения статистических коэффициентов.

Статистические коэффициенты в разработанной модели находятся путем решения систем уравнений с учетом ограничений предельно возможных значений масс агрегатов ЖРД и всего ЖРД в целом. В качестве неизвестных величин в системах уравнений выступают

статистические коэффициенты. Системы уравнений решаются последовательно для каждой составляющей безгенераторного ЖРД с помощью численных методов.

Основываясь на принятой методике, масса безгенераторного ЖРД может быть вычислена по следующим зависимостям:

$$m_{\text{безгенЖРД}} = m_{\text{кам}} + m_{\text{ТНАО}} + m_{\text{ТНАГ}} + m_{\text{БТНАО}} + m_{\text{БТНАГ}} + \frac{160,6}{1 + 158,67 \cdot e^{-0.0000157 \cdot G_s \cdot I_{\text{уд}}}} \quad (1)$$

где

$m_{\text{кам}}$ - масса камеры сгорания и сопла с сопловым насадком и механизмом выдвижения;

$m_{\text{ТНАО}}$ - масса турбонасосного агрегата окислителя;

$m_{\text{ТНАГ}}$ - масса турбонасосного агрегата горючего;

$m_{\text{БТНАО}}$ - масса бустерного турбонасосного агрегата окислителя;

$m_{\text{БТНАГ}}$ - масса бустерного турбонасосного агрегата горючего;

G_s – расход компонентов ракетного топлива в камеру сгорания безгенераторного ЖРД;

$I_{\text{уд}}$ – удельный импульс безгенераторного ЖРД.

Масса камеры сгорания и сопла с сопловым насадком и механизмом выдвижения:

$$m_{\text{кам}} = m_{\text{гол}} + m_{\text{газовод}} + m_{\text{цс}} + m_{\text{сопла}} \quad (2)$$

где

$m_{\text{гол}}$ - масса смесительной головки;

$m_{\text{цс}}$ - масса центральной и сужающейся части камеры сгорания;

$m_{\text{газовод}}$ - масса газОВОДА;

$m_{\text{сопла}}$ - масса сопла с сопловым насадком и механизмом выдвижения;

Масса смесительной головки:

$$m_{\text{гол}} = \frac{3,368 \cdot 10^5 \cdot F_{\text{кр}}}{(P_{\text{к}} \cdot \beta_{\text{кр}} \cdot G_s)^{0.25}} \quad (3)$$

где

$F_{\text{кр}}$ - площадь критического сечения;

$P_{\text{к}}$ - давление в камере сгорания;

$\beta_{\text{кр}}$ - характеристическая скорость в критическом сечении камеры сгорания;

Масса газОВОДА:

$$m_{\text{газовод}} = 25,667 \cdot (P_{\text{к}} \cdot \beta_{\text{кр}} \cdot G_s)^{0.125} \cdot F_{\text{кр}} \quad (4)$$

Масса цилиндрической части и сужающейся части камеры:

$$m_{\text{цс}} = \gamma_{\text{кам}} \cdot (\bar{S}_{\text{ц}} + \bar{S}_{\text{сс}}) \cdot F_{\text{кр}} \quad (5)$$

где

$$\gamma_{\text{кам}} = 3,691 \cdot \frac{P_k \cdot 10^{-6}}{\sqrt{d_{\text{кр}}}} - 17 \text{ - удельная масса камеры;} \quad (6)$$

$d_{\text{кр}}$ - диаметр критического сечения камеры сгорания;

$$\bar{S}_{\text{ц}} = 4,032 \cdot \frac{12,5 \cdot 10^3}{\sqrt{10 \cdot P_k}} \cdot \sqrt{\frac{P_k \cdot q_k}{G_s} - \frac{2}{q_k \cdot \beta_k}} + \sqrt{q_k \cdot \beta_k} + 1 \text{ - относительная боковая поверхность} \quad (7)$$

цилиндрической части камеры сгорания;

$$\bar{S}_{\text{с}} = \frac{2,208}{q_k \cdot \beta_k} + \frac{0,818}{\sqrt{q_k \cdot \beta_k}} - 0,974 \text{ - относительная боковая поверхность сужающейся части} \quad (8)$$

камеры сгорания

q_k - расходонапряженность камеры сгорания;

Масса сопла:

$$m_{\text{сопла}} = \gamma_{\text{сопла}} \cdot \bar{S}_c \cdot F_{\text{кр}} - 10,042 \quad (10)$$

где

$$\gamma_{\text{сопла}} = 0,054 \cdot \left(\frac{P_k}{\sqrt{\varepsilon \cdot d_{\text{кр}}}} \right)^{0,5} \text{ - 5 - удельная масса сопла;} \quad (11)$$

$$\bar{S}_c = S_0 \cdot \left(1 - \left(1,415 - \frac{1,827}{\sqrt[4]{F}} \right) \right) \cdot \left(1 - \exp(-\sqrt[3]{1-z}) \right) \text{ - относительная боковая поверхность} \quad (12)$$

сопла;

где

$$S_0 = (32 - 10n) \cdot (\sqrt{F} - 1) + (2,1 + 0,064n^4) \cdot (\sqrt{F} - 1)^{2,25} \quad (13)$$

\bar{F} - степень расширения сопла по площадям;

n - показатель изоэнтропы;

$$z = 1 - \left(\frac{\sin\left(\frac{10\pi}{180}\right)}{0,6 - (0,018 \cdot n - 0,0175) \cdot (\sqrt{F} + 24)} \right)^{4/3} \text{ - функция угла раствора сопла;} \quad (14)$$

Масса ТНА:

$$m_{\text{ТНАГ}} = 15 + 4,269 \cdot 10^{-5} \cdot D_r \text{ - масса ТНА горючего} \quad (15)$$

$$m_{\text{ТНАО}} = 15 + 4,403 \cdot 10^{-4} \cdot D_o \text{ - масса ТНА окислителя} \quad (16)$$

где

$$D_o = \frac{G_{s-o}}{\omega_o} \left(\frac{p_{\text{вых}o} - p_{\text{вх}o}}{\rho_o} \right)^{1,5} \text{ - комплекс гидромеханических параметров ТНА окислителя;} \quad (17)$$

$$D_{\Gamma} = \frac{G_{s_{\Gamma}}}{\omega_{\Gamma}} \left(\frac{p_{\text{вых}_{\Gamma}} - p_{\text{вх}_{\Gamma}}}{\rho_{\Gamma}} \right)^{1,5} - \text{комплекс гидромеханических параметров ТНА горючего}; \quad (18)$$

$$\omega_o = \frac{(C_{\text{сп}})_{\text{max}_o} \cdot \left(\frac{\Delta p_{\text{сп}_o}}{\rho_o} \right)^{3/4}}{298 \cdot \sqrt{\frac{G_{s_o}}{\rho_o}}} - \text{частота вращения вала ТНА окислителя}; \quad (19)$$

$$\omega_{\Gamma} = \frac{(C_{\text{сп}})_{\text{max}_{\Gamma}} \cdot \left(\frac{\Delta p_{\text{сп}_{\Gamma}}}{\rho_{\Gamma}} \right)^{3/4}}{298 \cdot \sqrt{\frac{G_{s_{\Gamma}}}{\rho_{\Gamma}}}} - \text{частота вращения вала ТНА окислителя}; \quad (20)$$

$p_{\text{вых}_o}$ - давление на выходе из насоса ТНА окислителя;

$p_{\text{вых}_{\Gamma}}$ - давление на выходе из насоса ТНА горючего;

$p_{\text{вх}_o}$ - давление на входе в насос ТНА окислителя;

ρ_o - плотность окислителя;

$p_{\text{вх}_{\Gamma}}$ - давление на входе в насоса ТНА горючего;

$(C_{\text{сп}})_{\text{max}_o}$ - максимально-возможный кавитационный коэффициент быстроходности насоса ТНАО;

ρ_{Γ} - плотность горючего;

$(C_{\text{сп}})_{\text{max}_{\Gamma}}$ - максимально-возможный кавитационный коэффициент быстроходности насоса ТНАГ;

$$\Delta p_{\text{сп}_{\Gamma}} = p_{\text{вх}} - p_{s_{\Gamma}} - \Delta p_{\text{вх}_{\Gamma}} \quad (21)$$

$$\Delta p_{\text{сп}_o} = p_{\text{вх}} - p_{s_o} - \Delta p_{\text{вх}_o}$$

p_{s_o} - давление насыщенных паров окислителя;

$p_{s_{\Gamma}}$ - давление насыщенных паров горючего;

$\Delta p_{\text{вх}_o}$ - кавитационный запас насоса ТНА окислителя;

$\Delta p_{\text{вх}_{\Gamma}}$ - кавитационный запас насоса ТНА горючего;

Масса БТНА (горючего и окислителя)

$$m_{\text{БТНАГ}} = 1,171 + \frac{0,09 \cdot G_{s_г} \cdot 298 \cdot \sqrt{\frac{G_{s_г}}{\rho_г}} \cdot \left(\frac{p_{\text{ВЫХ_г}} - p_{\text{ВХ_г}}}{\rho_г} \right)^{0,75}}{(C_{\text{сп}})_{\text{max_г_БТНАГ}}} \quad (23)$$

$$m_{\text{БТНАО}} = 1,171 + \frac{0,09 \cdot G_{s_о} \cdot 298 \cdot \sqrt{\frac{G_{s_о}}{\rho_о}} \cdot \left(\frac{p_{\text{ВЫХ_о}} - p_{\text{ВХ_о}}}{\rho_о} \right)^{0,75}}{(C_{\text{сп}})_{\text{max_о_БТНАО}}} \quad (24)$$

где

$p_{\text{ВХ_г}}$ - давление на входе в БТНАГ;

$p_{\text{ВЫХ_г}}$ - давление на выходе из БТНАГ;

$p_{\text{ВХ_о}}$ - давление на входе в БТНАГ;

$p_{\text{ВЫХ_о}}$ - давление на выходе из БТНАО;

$(C_{\text{сп}})_{\text{max_г_БТНАГ}}$ - максимально-возможный кавитационный коэффициент быстроходности

насоса БТНАГ;

$(C_{\text{сп}})_{\text{max_о_БТНАО}}$ - максимально-возможный кавитационный коэффициент

быстроходности насоса БТНАО;

Результаты расчета массовых характеристик по разработанной математической модели.

По представленной модели был произведен расчет масс безгенераторных ЖРД с основными проектными параметрами идентичными режимным параметрам следующих двигателей: RL -10А-4-2, РД-0146Э, РД-0146, RL-10В-2, Vinci, МВ-60, RL-60. На рисунке 2 показана сходимость результатов расчета масс безгенераторных ЖРД выполненных по модели с реальными массами данных существующих ЖРД. Максимальная ошибка составила – не более 9%, средняя – не более 5%.

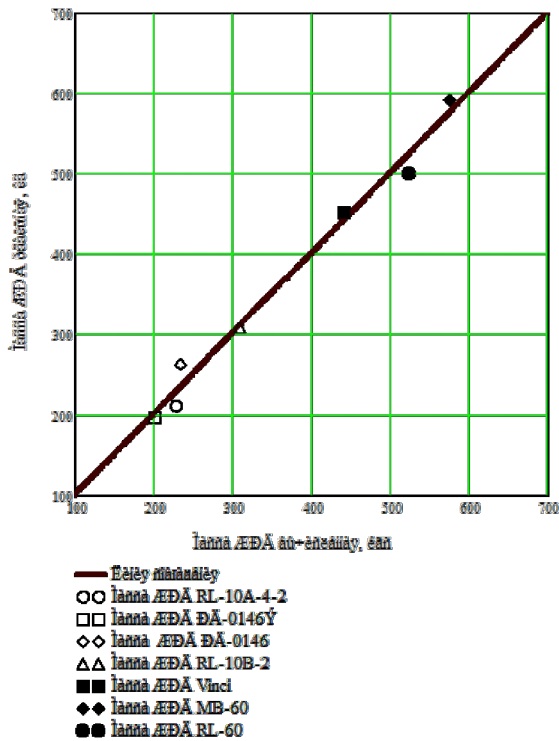


Рисунок 2. Сравнение реальных масс безгенераторных ЖРД с массами, рассчитанными по модели.

Как ранее указывалось, кроме массы всего ЖРД, модель позволяет оценить и массу основных агрегатов двигателя. В таблице 3 представлено сравнение массовой сводки двигателя РД-0146 найденной по модели и реальной.

Таблица 3

Название агрегата	Масса по модели, кг	Масса реальная, кг
Камера сгорания	16,8	-
Сопло с выдвижным насадком из УУКМ (углерод-углеродного композиционного материала) и механизмом выдвижения	104,3	-
Камера сгорания и сопло со стационарным насадком	-	102
ТНА окислителя	18,5	18,5
ТНА горючего	15,5	15,5
Бустерный ТНА окислителя	4,32	5,5
Бустерный ТНА горючего	7	
	7,17	
Остальные элементы	76,5	113
Всего	243	262

Разработанная математическая модель позволяет также проанализировать степень влияния основных проектных параметров на массовые характеристики безгенераторного ЖРД. Также по ниже приведенным рисункам можно оценить адекватность модели на примере графиков зависимостей массовых характеристик безгенераторного ЖРД от основных проектных параметров. Зависимости, графики, которых показаны на рисунках 4,5,6,7 были получены для ЖРД со следующими основными проектными параметрами (близкими к параметрам РД-0146) – соотношение компонентов 5.9, давление в камере сгорания 8.08 МПа, степень расширения сопла по площадям 210 и расход в камеру сгорания 21.5 кг/с. Для построения графиков по модели рассчитывалась масса ЖРД при варьировании одного из параметров, в то время как остальные параметры оставались постоянными.

Влияние соотношения компонентов топлива на массу безгенераторного ЖРД, показанное на рисунке 3, выражено очень слабо. Изменение соотношения компонентов в 2 раза, при сохранении всех остальных проектных параметров ЖРД неизменными, приводит к изменению массы двигателя всего на 4.2%.

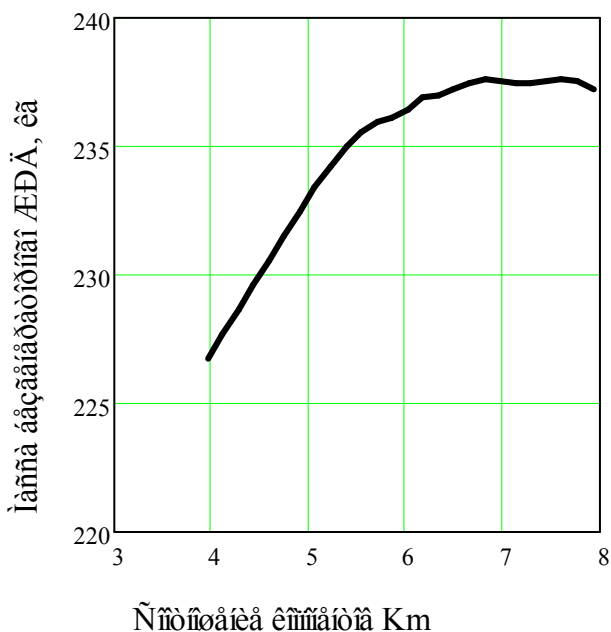


Рисунок 3. Зависимость массы безгенераторного ЖРД от соотношения компонентов топлива.

На рисунке 4 показана зависимость массы безгенераторного ЖРД от давления в камере сгорания, при сохранении постоянными соотношения компонентов, степени расширения сопла и расхода в камеру сгорания. Увеличение давления в камере сгорания приводит к уменьшению габаритов камеры сгорания и сопла, но также и влечет за собой увеличение массы ТНА из-за

повышения давления на выходе из насосов и соответственно увеличения толщины стенок корпуса ТНА. Масса же всего безгенераторного ЖРД уменьшается потому, что при увеличении давления в камере сгорания с сохранением неизменной геометрической степени расширения сопла, диаметр выходного сечения сопла уменьшается, а, следовательно, уменьшается и масса сопла. Так как доля массы камеры и сопла в общей массе ЖРД больше, чем доля ТНА, то увеличение давления в камере сгорания в 3 раза приводит к снижению массы ЖРД на 10%, что не очень существенно.

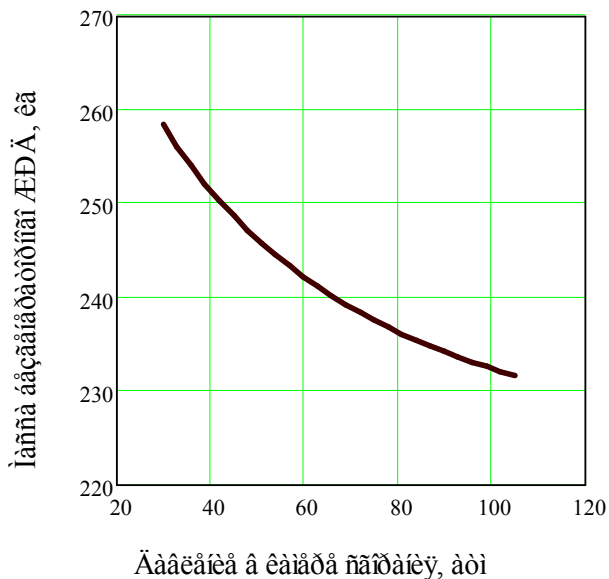


Рисунок 4. Зависимость массы безгенераторного ЖРД от давления в камере сгорания.

Влияние расхода на массу безгенераторного ЖРД показано на рисунке 5. Увеличение расхода влечет за собой увеличение массы всех агрегатов ЖРД. Изгиб кривой зависимости массы от расхода, по-видимому, связан с тем, что на ЖРД применяются агрегаты автоматики, рассчитанные на определенный диапазон расходов. И при расходе свыше 25 кг/с в ЖРД применяются агрегаты автоматики и регулирующая аппаратура для следующего диапазона расходов, что приводит к скачкообразному увеличению их массы. Если бы агрегаты автоматики разрабатывались под расход каждого конкретного ЖРД, то зависимость массы от расхода была бы близка к линейной.

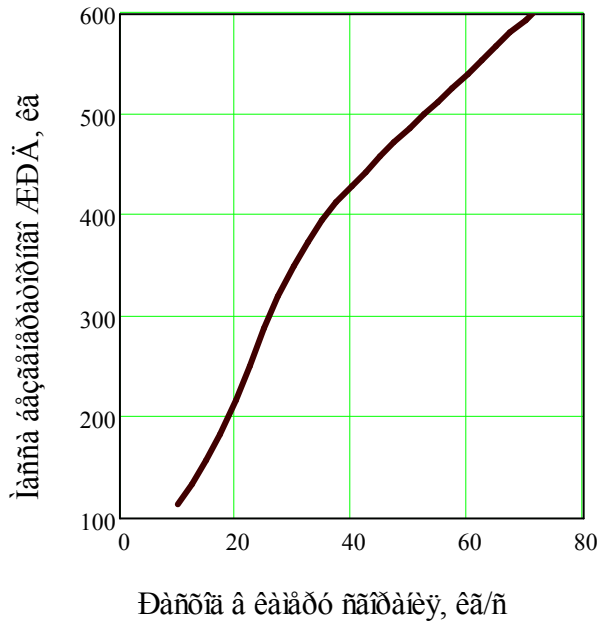


Рисунок 5. Зависимость массы безгенераторного ЖРД от расхода в камеру сгорания.

Общемировая тенденция развития космонавтики показывает, что масса КА, выводимых на околоземные орбиты, увеличивается. [17, 18] Это означает, что оптимальный уровень тяги разгонного блока также повышается. [21] Практически все перспективные безгенераторные двигатели имеют тягу более 150 кН, т.е. расход более 33 кг/с. Большие расходы в камеру сгорания позволяют создавать агрегаты питания (бустерный ТНА и ТНА) с большими КПД, что позволит также создавать двигатели с большими давлениями в камере сгорания, а, следовательно, и с большим удельным импульсом. Поэтому номинальная тяга вновь создаваемых безгенераторных ЖРД будет составлять более 150 кН, а, следовательно, и масса перспективных двигателей МТА будет более 400 кг.

Увеличение степени расширения сопла значительно влияет на массу ЖРД, т. к. при этом увеличивается площадь поверхности сопла, а, следовательно, и его масса. (Рисунок 6.) При увеличении степени расширения сопла в 5 раз, масса ЖРД увеличится в 2 раза. Знание тенденции увеличения массы ЖРД при увеличении степени расширения сопла, например за счет применения выдвижного неохлаждаемого насадка, очень полезно для принятия решения о модернизации двигателя и улучшения его энергетической эффективности. При снятии ограничений на линейные размеры безгенераторного ЖРД наибольшую эффективность принесут одновременное применение выдвижного соплового насадка и повышение давления в камере сгорания за счет увеличения поверхности теплообмена камеры сгорания, введения

искусственной шероховатости и повышения температуры рабочего тела турбины, а, следовательно, и мощности ТНА.

Но для более точного расчета массы сопел с геометрической степенью расширения

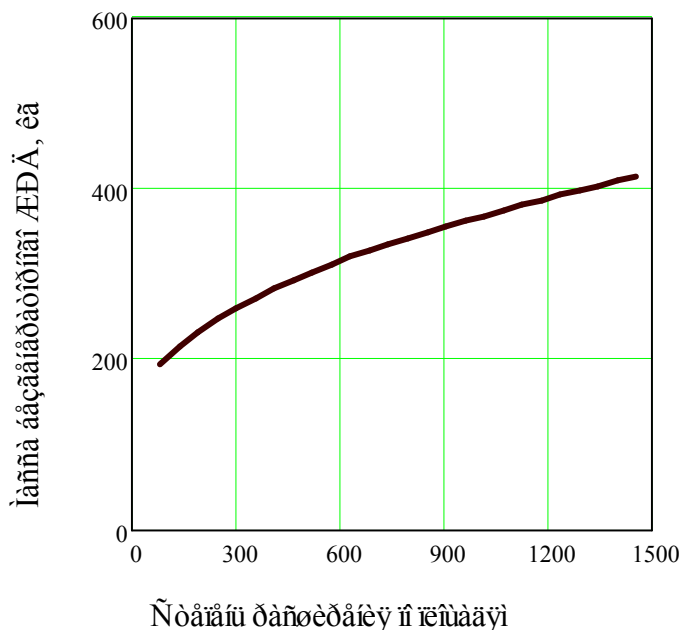


Рисунок 6. Зависимость массы безгенераторного ЖРД от степени расширения сопла.

более 350 необходимо специальное исследования и большее количество статистического материала по неохлаждаемым сопловым насадкам и механизмам их выдвижения.

Увеличение степени расширения сопла позволяет повысить значение удельного импульса ЖРД. На рисунке 10 показана зависимость удельного импульса безгенераторного ЖРД, (на примере РД-0146: $K_m=5.9$, $P_k=8.08$ МПа, расход в КСГ $G_s=21.5$ кг/с) от степени расширения сопла по площадям. На рисунке 11 показан график, иллюстрирующий увеличение массы ЖРД при увеличении удельного импульса за счет увеличения степени расширения сопла. Анализ данного графика позволяет сделать вывод о том, что при увеличении удельного импульса до 4600 м/с (за счет увеличения значения геометрической степени расширения сопла до 525) масса безгенераторного ЖРД ($K_m=5.9$, $P_k=8.08$ МПа, $G_s=21.5$ кг/с) увеличится до 310 кг, т. е. за увеличение удельного импульса на 3,5% (на 162 м/с) придется увеличить массу безгенераторного ЖРД на 50% (на 112 кг). И если, не смотря на увеличение массы маршевого двигателя, данное увеличение удельного импульса позволит ощутимо повысить массу выводимого полезного груза, то применение выдвижного соплового насадка с большой степенью расширения может быть полностью оправдано.

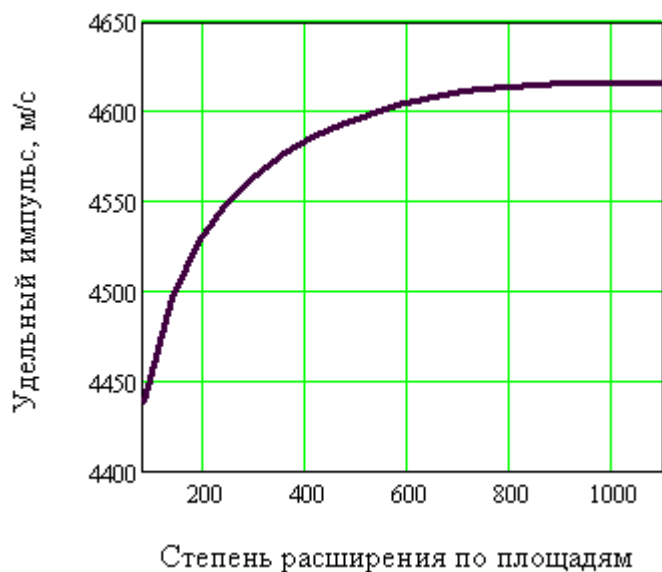


Рисунок 10. Зависимость удельного импульса от степени расширения для безгенераторного ЖРД с параметрами $K_m=5.9$, $P_k=8.08$ МПа, расход в камеру сгорания $G_s=21.5$ кг/с

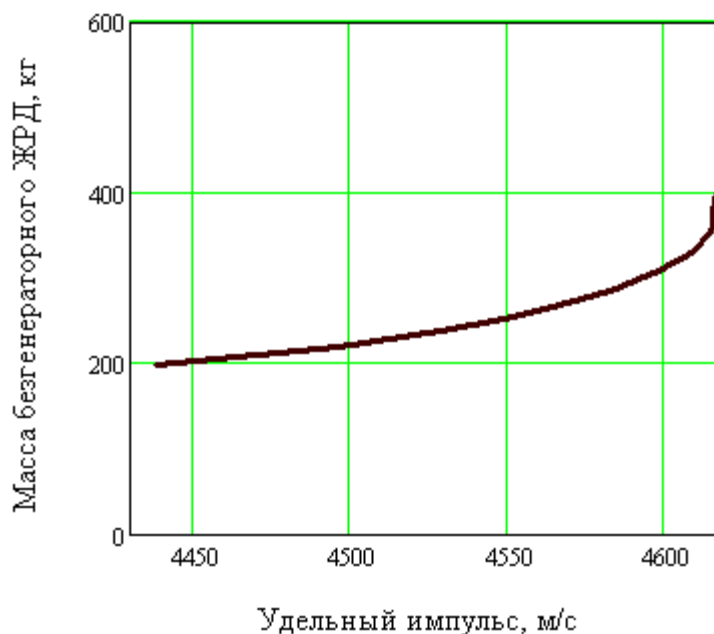


Рисунок 11. Зависимость, характеризующая увеличение массы безгенераторного ЖРД от удельного импульса при увеличении степени расширения сопла. (параметры ЖРД: $K_m=5.9$, $P_k=8.08$ МПа, расход в камеру сгорания $G_s=21.5$ кг/с).

Обзор применения выдвижных сопловых насадок радиационного охлаждения на современных и перспективных ЖРД МТА.

В настоящее время выдвижной сопловой насадок применяется лишь на двух ЖРД: на RL-10B-2 (Рисунок 7) и RL-10A-4-2 (Рисунок 8). Еще на одном двигателе – РД-58М такой насадок находится в стадии летных испытаний. В ЖРД RL-10A-4-2 выдвижной насадок выполнен из ниобиевого сплава [6], а в двигателях RL-10B-2 [7] и РД-58М [8] из УУКМ. На находящихся в данный момент в стадии наземных испытаний перспективных двигателях MB-60, РД-0146 и Vinci также планируется применять выдвижной неохлаждаемый сопловой насадок из УУКМ. Использование насадков радиационного охлаждения больших степеней расширения из УУКМ позволяет существенно увеличить удельный импульс без значительного повышения массы ЖРД.

Впервые для двигателей разгонных блоков выдвижной неохлаждаемый насадок из УУКМ был применен в 1998 году на двигателе RL-10B-2. Этот насадок изготавливается фирмой Snesma, имеющей большой опыт разработки сопел для РДТТ. Насадок изготавливается из материала Novoltex® Sercarb® и состоит из стационарной и подвижной части. Начальный диаметр насадка равен 1113 мм, выходной диаметр равен 2136 мм. Длина соплового насадка в разложенном состоянии составила 2525 мм. Степень расширения по площадям была повышена с 77 до 285, что позволило увеличить удельный импульс на 30 сек, до 465 сек. Вероятней всего сопловые насадки перспективного европейского двигателя Vinci и американского RL-60 будут также разработаны и произведены фирмой Snesma.

Применяемый на российском ЖРД РД-58М сопловой насадок из УУКМ изготавливается из материала «Граурис» (Рисунок 9). Этот материал разработан и производится НПО «Искра» и НТХ (г. Пермь), имеющих большой опыт в создании сопел для РДТТ. Для перспективного российского безгенераторного ЖРД РД-0146 также планируется использование соплового насадка из материала «Граурис».

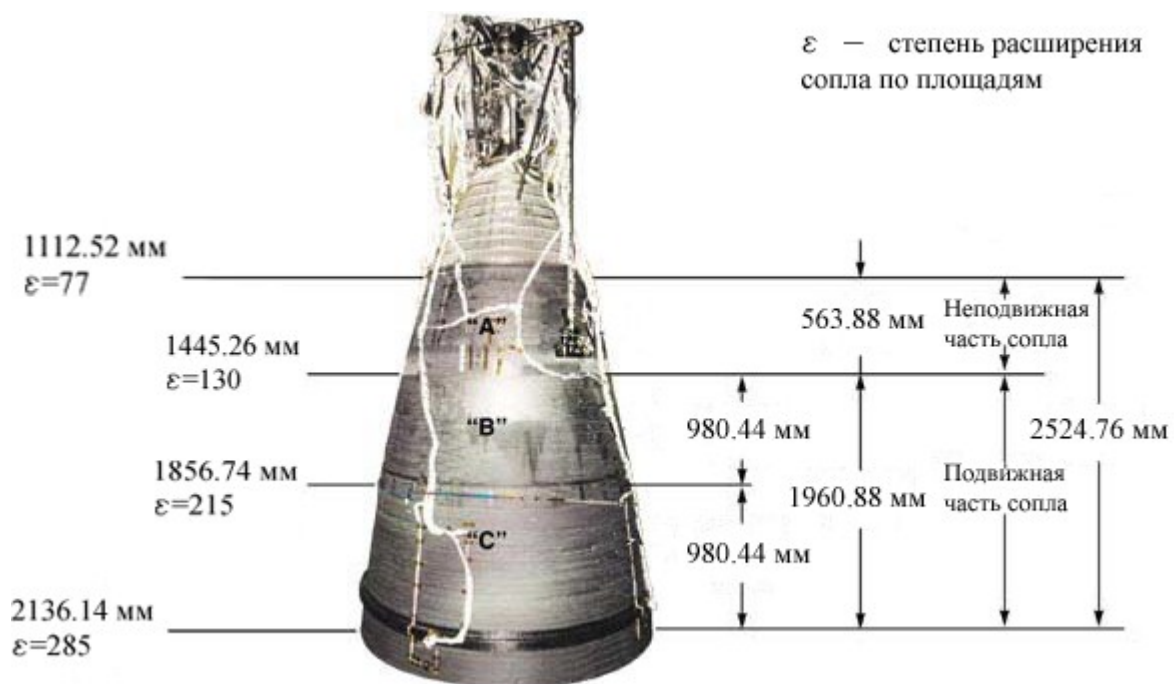


Рисунок 7. Схема выдвигного соплового насадка из УУКМ ЖРД RL-10B-2 [7].



Рисунок 8. Двигатель RL-10A-4-2 с выдвигным сопловым насадком из ниобиевого сплава.



Рисунок 9. Двигатель РД-58М с сопловым насадком из УУКМ.

Выводы.

1. Разработана математическая модель оценки массы безгенераторного ЖРД по его основным проектным параметрам: соотношению компонентов, степени расширения сопла, давлению в камере сгорания и расходу компонентов топлива в камеру сгорания.
2. С помощью разработанной модели показана степень влияния каждого из основных проектных параметров на массу безгенераторного ЖРД. В частности выявлено значительное влияние на массу ЖРД геометрической степени расширения сопла и величины расхода в камеру сгорания.
3. С помощью разработанной модели показана эффективность применения выдвижного соплового насадка для увеличения удельного импульса безгенераторного ЖРД.
4. Проведен обзор применения выдвижных сопловых насадков радиационного охлаждения на современных и перспективных ЖРД.
5. Анализ данных полученных по модели (на примере двигателя РД-0146) позволяет сформулировать рекомендации по дальнейшему совершенствованию ЖРД безгенераторной схемы:
 - повышение геометрической степени расширения сопла за счет использования выдвижного соплового насадка;
 - повышение давления в камере сгорания за счет увеличения поверхности теплообмена камеры сгорания и введения искусственной шероховатости.

Список использованных источников.

1. Горохов В.Д., Лобов С.Д., Пронякин М.И. Кислородно-водородные двигатели с кольцевой камерой и тарельчатым соплом. //КБ Химавтоматики. Научно технический юбилейный сборник 1941-2001 гг, ИПФ Воронеж 2001. с. 106-111
2. Горохов В.Д., Жовтый А.И., Мартыненко Ю.А. Исследование возможности запуска и останова кислородно-водородного двигателя с газогенератора по безгенераторной схеме.//КБ Химавтоматики. Научно технический юбилейный сборник 1941-2001 гг., ИПФ Воронеж 2001. с. 119-126.
3. Y. Demyanenko, A. Dmitrenko, A. Ivanov, V. Pershin, A.Shostak, G. Zelkind, A.Minick, R.Bracken, Ground Test Demonstrator Engine Boost Turbopumps Design and Development. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 10-13 July 2005, Tucson, Arizona. AIAA 2005-3945.
4. V. Rachuk, N. Titkov, The First Russian LOX-LH2 Expander Cycle LRE: RD0146. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 9 - 12 July 2006, Sacramento, California. AIAA 2006-4904.
5. А.А.Козлов, В.Н.Новиков, Е.В. Соловьев. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок: Учебник для студентов авиадвигателестроительных специальностей вузов. – М.: Машиностроение, 1988. – 352 с.
6. Atlas Launch System Mission Planner's Guide. Revision 10, December 2004.
7. M.Lacoste, A.Lacombe, P.Joyez, F.M.Ellis, J.C.Lee, F.M.Payne. Carbon-carbon extendible nozzles. Paper IAF. 97. Presented at the 48th International Astronautical Congress, October 6–10, 1997, Turin, Italy.
8. Разработка соплового насадка для маршевого двигателя разгонного блока «ДМ-SL»
-www.kerc.msk.ru/ipg/development/yykm.shtml
9. T.Pichon, A.Lacombe, P.Joyez, R.Ellis, S.Humbert, F.M.Payne. RL10B-2 nozzle extension assembly improvements for Delta IV. AIAA-2001-3549
10. J.R. Bullock, M. Popp, J.R. Santiago. Program Status of the Pratt & Whitney RL60 Engine.
11. Vinci. Snecma - Communications Department - June, 2006.
-<http://www.snecma.com>
12. 2nd Stage Engine for the H-IIA rocket LE-5B.
-<http://www.mhi.co.jp/aero/english/product/index.html>
13. Space Rocket Engine MB-XX.

-http://www.mhi.co.jp/aero/english/product_f/product_u07.html

14. MB-XX Upper Stage Propulsion System.

-http://www.pratt-whitney.com/prod_space.asp

15. Delta IV Payload Planners Guide. OCTOBER 2000. The Boeing Company
5301 Bolsa Avenue, Huntington Beach, CA 92647-2099 (714) 896-3311

16. Отчет по НИР. Разработка многоцелевого экологически чистого космического разгонного блока. Этап № 4. Расчетно-конструкторская разработка подсистем разгонного блока: система аварийного спасения, спускаемый аппарат. Заключительный за 1992 г. Москва 1992 г.

17. 2006 Commercial Space Transportation Forecasts. May 2006. Commercial Space Transportation (AST) and the Commercial Space Transportation Advisory Committee (COMSTAC) Federal Aviation Administration.

18. Rocket Propulsion Elements : an Introduction to the Engineering of Rockets / by George P. Sutton, Oscar Biblarz.-7th ed. 2001. 764 p.

19. Future Spacecraft Propulsion Systems: Enabling Technologies for Space Exploration / by Paul A. Czysz and Claudio Bruno. 2006

20. Сердюк В.К., Толяренко Н.В. Межорбитальные аппараты. «Ракетостроение и космическая техника» (Итоги науки и техники, т. 9, ВИНТИ АН СССР), -М., 1985, 9, 3-288.

21. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1982. – 352 с.

22. 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.

Боровик Игорь Николаевич
аспирант кафедры «Ракетные двигатели» Московского Авиационного института
(государственного технического университета)

Козлов Александр Александрович
профессор, доктор технических наук, кафедры «Ракетные двигатели» Московского
Авиационного института (государственного технического университета)
(499) 1584781