DOI: 10.15593/2224-9982/2016.47.05
УДК 621.454.2

Чонг Гичонг[1], Чонг Сокгю[1], А.А. Козлов[2]

[1] Сеульский национальный университет, Сеул, Республика Корея
[2] Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ РАЗГОННОГО БЛОКА

Рассмотрена задача двухимпульсного гомановского перехода разгонного блока с низкой опорной орбиты Земли на лунную орбиту. Для решения поставленной задачи используется программный комплекс «ФОРДУ», разработанный на кафедре 202 МАИ. Программный комплекс «ФОРДУ» содержит базу данных результатов термодинамического расчета большинства используемых топлив, а также алгоритмы расчетов массовых характеристик жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) (двигатель, баки, баллоны, система наддува, реактивная система управления полетом и др.). В качестве критерия оптимальности используется масса полезной нагрузки.

Выбрано топливо, схема ЖРДУ и ее основные параметры (тяга, массовое соотношение компонентов топлива K_m, давление в камере сгорания, степень расширения сопла). Учитывая ограниченные возможности корейской РН KSLV-2 по выводу полезного груза на низкую опорную орбиту Земли, для выполнения целевой задачи на лунной орбите необходимо использовать разгонный блок с двигательной установкой на топливе $CH_4 + O_2$, а также композиционный материал УУКМ для топливных баков и баллонов с газом.

Ключевые слова: разгонный блок, жидкостная ракетная двигательная установка, полезная нагрузка, характеристическая скорость, оптимизация параметров, ракета-носитель, низкая опорная орбита.

Jeong Gijeong[1], Jeong Seokkyu[1], A.A. Kozlov[2]

[1] Seoul National University, Seoul, Korea Republic
[2] Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

PARAMETER OPTIMIZATION OF UPPER STAGE LIQUID-PROPELLANT PROPULSION SYSTEM

The problem of two-impulse Homann flight from low earth to lunar orbit of space vehicle was considered. For solution of this problem program complex “FORDU”, developed on department 202 MAI is used. Program complex “FORDU” contains database of thermodynamically calculations for majority used propellants and also algorithms for calculations of mass characteristics of liquid-propellant propulsion system (engine, tanks, balloons, pressurization system, reactive control system of flight and others). Payload mass was chosen as a criteria of efficiency.

Liquid-propellant, scheme of propulsion system and its main parameters (thrust, mass ratio of propellant components, combustion chamber pressure, expansion ratio of the nozzle) were chosen. Taking into consideration limited possibilities of Korean carrier rocket KSLV-2 for transportation of payload mass to low earth orbit, for mission performance at lunar orbit it is necessary to use space vehicle on liquid-propellant $CH_4 + O_2$ and composite material UUKM for propellant tanks and gas balloons.

Keywords: upper stage, liquid-propellant propulsion system, payload, orbital transfer velocity, parameter optimization, carrier rocket, low earth orbit.

Введение

В настоящее время уровень развития космической техники является показателем возможностей промышленности страны. С 1950-х гг. страны запускали много ракет-носителей (РН) с космическими аппаратами (КА) для исследования космоса. Луна является ближайшим к Земле небесным телом, поэтому человечество пыталось отправлять КА и человека в первую очередь именно туда. Сначала Советский Союз успешно запускал орбитальные станции серии «Луна», наконец, 20 июля 1969 г. американский космический корабль «Аполлон-11» высадил космонавтов на поверхность Луны [1].

Однако после этого успеха почти 20 лет не было подобных проектов. В 1980-х гг. интерес к исследованию Луны возобновился, но уже с целью построения лунной базы, добычи ресурсов и т.д. С 1990-х гг. кроме России и США проекты по исследованию Луны успешно выполняли такие страны, как Китай, Япония и Индия. Недавно Республика Корея также разработала план исследования Луны, Марса и астероидов [2, 3]. Корея должна отправить орбитальную станцию, миссией которой является изучение магнитного поля Луны, фотографирование Луны, изучение газовой компоненты межпланетного пространства и т.д. [4, 5].

Также в Корее имеется план создания ракет-носителей для выведения в космос автоматических космических аппаратов. После успеха запуска первой ракеты-носителя KSLV-I, разработанной с помощью России в 2013 г., Корея создает вторую ракету-носитель KSLV-II. Эта РН состоит из трех ступеней и имеет высоту 48,5 м (рис. 1). Для выполнения проекта созданы два двигателя тягой 7 тс и 75 тс. Они прошли наземные испытания. На первой ступени устанавливаются четыре жидкостных ракетных двигателя (ЖРД) тягой по 75 тс (рис. 2), на второй – один ЖРД тягой 75 тс и на третий – один ЖРД тягой 7 тс.

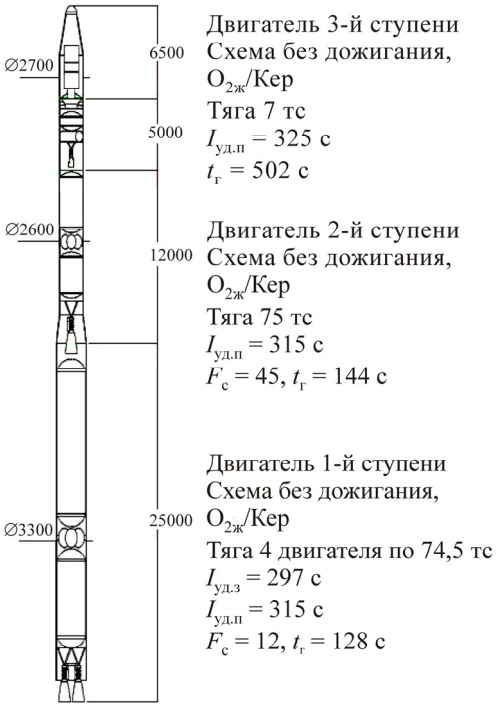


Рис. 1. Схема РН KSLV-II



Рис. 2. ЖРД KARI тягой 75 тс

План освоения Луны

По плану экспедиции на Луну до 2020 г. Республика Корея будет запускать ракету-носитель серии KSLV для отправки первой корейской лунной орбитальной станции массой 550 кг с помощью апогейного двигателя с низкоопорной орбиты (НОО) высотой 200 км. По расчету KARI при использовании KSLV-II стартовая масса M_0 разгонного блока с полезным грузом на НОО приблизительно равна 2600 кг, потребная для выполнения задачи характеристическая скорость 3,98 км/с [2].

Для точного расчета перелета к Луне необходимо учитывать действия на КА гравитационных полей Земли и Луны. Действие гравитационных полей складывается в рассматриваемой задаче из значений величины характеристической скорости $\Delta v_{\text{хар}}$ и потерь на преодоление притяжения Земли – $\Delta v_{\text{грав}}$.

$$M_{\text{п.н}} = M_0 \cdot \exp\left(-\frac{\Delta v_{\text{хар}} + \Delta v_{\text{грав}}}{I_{\text{уд}}}\right) - \sum_i M_{\text{констр}} = f\left(P, p_{\text{к}}, \varepsilon, K_m\right),$$

где $M_{\text{п.н}}$ – масса полезной нагрузки; M_0 – стартовая масса; $\Delta v_{\text{хар}}$ – приращение скорости; $\Delta v_{\text{грав}}$ – гравитационные потери; $M_{\text{констр}}$ – «сухая» масса конструкции.

Как видно из формулы, увеличение полезной нагрузки РБ возможно как за счет увеличения удельного импульса $I_{\text{уд}}$ (смена топлива), так и за счет уменьшения сухой массы конструкции (использование, например, композиционного материала).

Поскольку угол наклона лунного экватора к плоскости ее орбиты и угол наклона плоскости орбиты к плоскости эклиптики малы, в расчетах влиянием этих уголов пренебрегаем (компланарный перелет). В первом приближении можно пренебречь влиянием Луны в геоцентрической сфере, а внутри селеноцентрической сферы – влиянием Земли. В нашем случае КА запускается с орбиты Земли, поэтому нужно рассматривать геоцентрическую сферу. Оптимальной по энергетике траекторией перелета в поле одного притягивающего тела является полуэллипс Гомана [6, 7]. Поскольку Луна не может захватить КА, для получения спутника Луны нужно тормозить селеноцентрическую скорость КА за счет использования апогейного двигателя, который устанавливается на борту КА. Для простоты рассматривается плоская траектория полета. Плоские траектории разделяются на пролетные и попадающие. С учетом существующей характеристики KSLV-II траектория с возвращением к Земле не может быть реализована. Следовательно, для получения необходимого приращения скорости на перелет требуются две двигательных установки. По рассмариваемой схеме одна из них устанавливается в разгонном блоке, другая система (апогейного двигателя) – в КА (рис. 3).

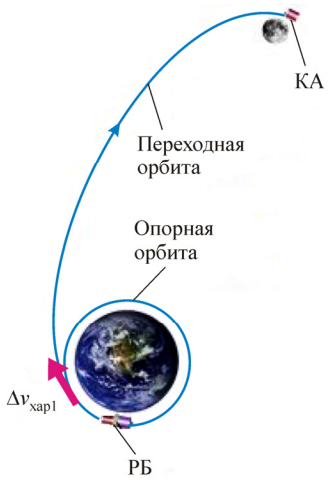


Рис. 3. Схема одноимпульсного перехода

Поскольку у Кореи уже есть твердотопливный ракетный блок тягой 7 тс, использованный в KSLV-I, для снижения затрат и времени рассматривается его ис-

пользование при переходе на отлетную траекторию. При использовании РДТТ трудно управлять и корректировать траекторию, так как многоразовое включение невозможно, следовательно, снижается вероятность выполнения задач [7]. Исходя из этого для успеха перелета к Луне нужно создать новый разгонный блок с ЖРД. В табл. 1, 2 представлены РБ и МТА (межорбитальные транспортные аппараты) России и США. Большинство из них использует токсичные компоненты топлива и ЖРД малой тяги как апогейный двигатель [8] (обычно применяются высококипящие топлива). Например, в китайском КА «Чанъэ-1» использовано топливо АТ/ММГ (азотный тетраоксид / монометилгидразин), в индийском КА «Чандраян-1» – МОН-3/ММГ [1]. Но такие высококипящие компоненты топлива агрессивны и токсичны, поэтому при эксплуатации необходимо устанавливать специальное оборудование, использовать дорогие конструкционные материалы или материалы для защитного покрытия, которые имеют антиокислительную способность [9]. Наряду с высокими энергетическими характеристиками желательно иметь экологически чистый перспективный разгонный блок. В этой статье рассматривается двигатель разгонного блока, с которым можно получить первую характеристическую скорость перелета [4, 5].

Таблица 1

Основные характеристики российских РБ и МТА [4]

Название	Топливо	Тяга ДУ, кН	Удельный импульс тяги, м/с	Год первого запуска	Ракета космического назначения
Е	Кислород/керосин	55	3260	1959	«Восток»
Л	Кислород/керосин	69	3400	1965	«Молния-М»
Д	Кислород/керосин	85	3538	1967	«Протон»
ДМ	Кислород/синтин	85	3541	1976	«Протон-М» «Зенит-3»
С5М	АТ/НДМГ	81,8	3110	1977	«Циклон-3»
«Икар»	АТ/НДМГ	30	2923	1999	«Союз»
«Бриз-КМ»	АТ/НДМГ	19,6	3193	1990	«Рокот»
«Бриз-М»	АТ/НДМГ	19,6	3217	2000	«Протон-М» «Протон-К»
«Фрегат»	АТ/НДМГ	19,6	3208	2000	«Союз-2»

Таблица 2

Основные характеристики американских РБ и МТА [4]

Название	Топливо	Тяга ДУ, кН	Удельный импульс тяги, м/с	Год первого запуска	Ракета космического назначения
Burner	Твердое	42,2	2845	1971	Atlas
Delta	N_2O_4 + аэродин-50	43,2	2963	1982	Delta
Agena	HNO_3 + ММГ	71,6	2855	1966	Atlas Titan-3B
Centaur	Кислород + водород	2×66,7	4356	1962	Atlas Titan-3E Space Shuttle
PAM-D	Твердое	81,8	2837	1983	Delta Space Shuttle
IUS	I ступень – твердое II ступень – твердое	203 82,3	2890 2850	1982	Titan-34D Space Shuttle

Характеристики топлива

Рассмотрены четыре компонента топлива: метан, керосин (горючие) и кислород, перекись водорода (окислители). Они являются распространенными и экологически чистыми компонентами топлива ЖРД. Жидкий метан и жидкий кислород – криогенные, а остальные – высококипящие компоненты (табл. 3).

Таблица 3

Характеристики компонентов топлива

Компоненты	Горючее		Окислитель	
	Метан	Керосин	Кислород	Перекись водорода
	$CH_{4ж}$	$C_{10}H_{20}$	$O_{2ж}$	H_2O_2
$T_{кип}$, К	111,5	<320	90,3	423,3
ρ, кг/м^3	415	793	1132,1	1420
$p_{нас}$, ата	1	$1{,}60 \cdot 10^{-2}$	~1	$3{,}10 \cdot 10^{-3}$

Топливная пара кислород/метан

Оба компонента являются низкокипящими, поэтому необходимо теплоизоляционное покрытие на баке. Удельный импульс этой пары топлива выше, чем пары кислород/керосин, около 380 с, а плотность топлива немного меньше. Топливная пара кислород/метан обычно сравнивается с парой кислород/водород. Водородная пара имеет выше

удельный импульс и малую плотность ($\rho_{H_{2ж}}$ = 71 кг/м^3). Газообразный водород имеет более широкий диапазон концентрации для воспламенения. Водород трудно сохранить в жидком виде длительное время.

Топливная пара кислород/керосин

Керосин является высококипящим, поэтому на баке не нужно применять дополнительную теплоизоляцию. Но для бака кислорода необходимо использовать теплоизоляцию. Удельный импульс топливной пары кислород/керосин – около 370 с.

Топливная пара перекись водорода/керосин

Несмотря на то, что удельный импульс топливной пары перекись водорода/керосин существенно ниже других пар – около 328 с, ее достоинством является снижение массы двигательной установки, так как все компоненты этой пары могут храниться при обычной температуре. Эта комбинация имеет высокую плотность и экологически чиста так же, как топливо кислород/водород [5].

Оптимизация параметров двигательной установки

При проектировании двухкомпонентных двигателей важны выбор компонентов топлива и схемы двигательной установки. На ранних этапах проектирования жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) нужно оптимизировать основные параметры (тяга двигателя P, давление в камере сгорания $p_к$, степени расширения газов в сопле ε и массовое соотношение компонентов топлива K_m). С помощью программного комплекса «ФОРДУ» можно оптимизировать эти параметры[1] [10, 11]. Основные задачи, на которых апробировалась эффективность разработанной системы:

1. Выбор компонентов топлива.
2. Выбор схемы ЖРДУ.
3. Оптимизация основных параметров (P, $p_к$, ε, K_m).
4. Сравнение различных составов избранной схемы.

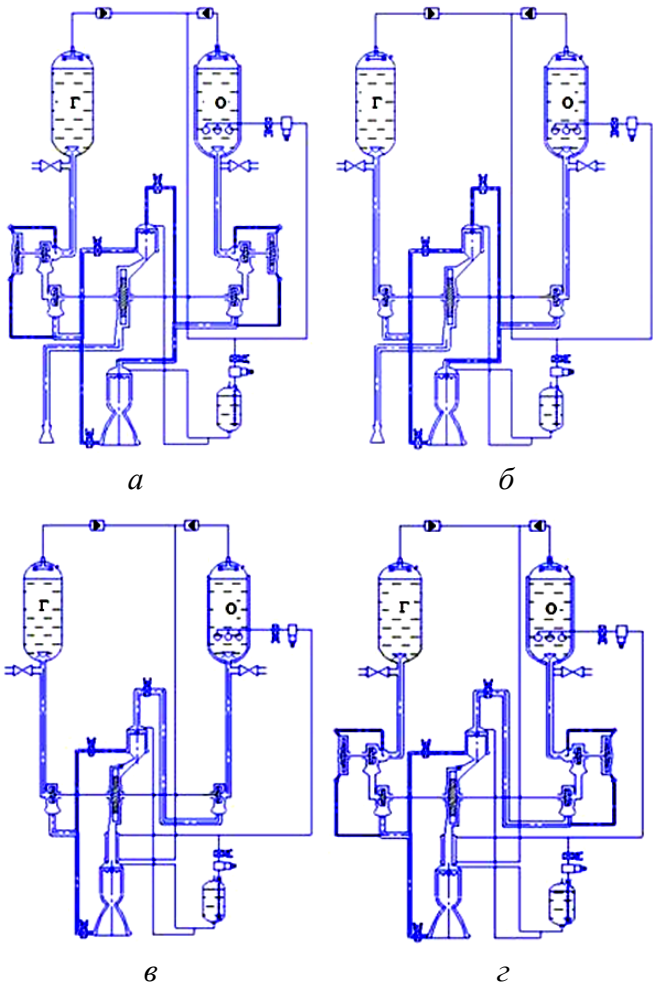
[1] Боровик И.Н., Козлов А.А. Программа «Расчет параметров ЖРДУ одноразового межорбитального транспортного аппарата на топливе жидкий кислород и жидкий водород, оптимальных по критерию максимальной массы полезного груза». Свид. о гос. рег. № 2013615021 от 27 мая 2013 г.; Козлов А.А., Гнесин Е.М. Свид. о гос. рег. программы для ЭВМ «ФОРДУ» для расчета основных параметров ЖРДУ № 2010615938. Зарег. в Реестре программ для ЭВМ 10.09.2010.

Оптимизированные параметры соответствуют максимальной массе полезной нагрузки РБ (как сложной технической системы), которая определяется по заданной упрощенной формуле.

Рассмотрены четыре основные схемы ЖРДУ, принимаемые для рассмотрения при задании полетной задачи ЛА на Луну:

– схемы с турбонасосным агрегатом (ТНА) и дожиганием генераторного газа (ГГ) (без бустерного ТНА (БТНА) и с БТНА) – рис. 4, *в*, *г*;

– схемы с ТНА без дожигания генераторного газа (без БТНА и с БТНА) – рис. 4, *а*, *б*.



а *б* *в* *г*

Рис. 4. Схема ЖРДУ: *а* – открытая схема с БТНА; *б* – открытая схема без БТНА; *в* – закрытая схема с БТНА; *г* – закрытая схема без БТНА

Приняты следующие исходные данные:
– ракета-носитель KSLV-II;
– начальная масса $M_0 = 2600$ кг;
– диаметр баков $D_0 = 2{,}7$ м (объем в обтекателе $2{,}7 \times 4$ м);
– топлива: $CH_{4ж}$–$O_{2ж}$; керосин–$O_{2ж}$; керосин–H_2O_2.

Результаты расчета

Расчеты показывают, что с увеличением характеристической скорости уменьшается полезная нагрузка из-за увеличения потребного запаса топлива и роста гравитационных потерь. Использование схемы с дожиганием обеспечивает бóльшую массу полезной нагрузки по сравнению с открытой схемой ($I_{уд.дож} > I_{уд.откр}$), и при использовании метан-кислородного топлива – большую массу полезной нагрузки по сравнению с двигателем на керосин-кислородном топливе, несмотря на то, что топливная пара керосин/перекись водорода – высококипящая и ей не нужна теплоизоляция (рис. 5).

БТНА используются для увеличения давления на входе в основные насосы, необходимого для работы основного насоса без кавитационного срыва. Но из-за добавленной массы полезная нагрузка снизилась (табл. 4). Программный комплекс «ФОРДУ» включает алгоритм расчета массы двигателя для тяг $P_{дв} > 3000$ кг, поэтому для меньших тяг требуется уточнение алгоритма расчета $M_{дв}$ или переход на схему с вытеснительной системой подачи.

Как показано на предыдущих графиках, характеристическая скорость первого участка отлета на Луну $\Delta v = 3180$ м/с. При стартовой массе 2600 кг (масса полезной нагрузки РН) такую скорость получить невозможно. Чтобы снизить массу конструкции для бака, занимающего наибольший объем, выбраны композиционные углерод-углеродные материалы, плотность которых меньше, чем металлических сплавов [12, 13] (табл. 5). При применении УУКМ 715 ($\rho = 1400$ кг/м^3), в случае использования двигателя на топливе метан/кислород со схемой с дожиганием без БТНА, $\Delta v \approx 3100$ м/с, получилась масса полезной нагрузки $M_{п.н} \sim 400$ кг (рис. 6).

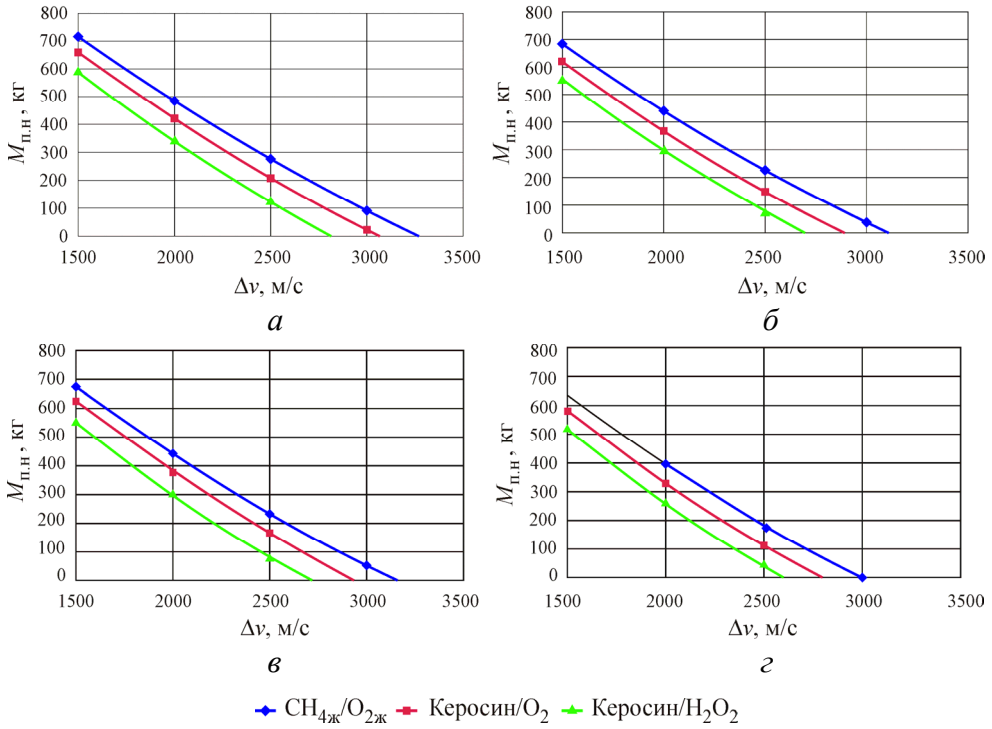


Рис. 5. Зависимость массы полезной нагрузки $M_{п.н}$ от приращения скорости Δv:
а – схема с дожиганием без БТНА; *б* – схема без дожигания без БТНА;
в – схема с дожиганием с БТНА; *г* – схема без дожигания с БТНА

Таблица 4

Результат расчетов при $\Delta v_{хар} = 3000$ м/с

Схемы	Топливо	P, кг	$p_к$, атм	K_m	ε
Схема с дожиганием ГГ без БТНА	$CH_{4ж}/O_{2ж}$	441,64	197,93	3,44	4238,35
	Керосин/$O_{2ж}$	361,30	295,43	3,25	5590,90
	Керосин/H_2O_2	427,30	187,15	7,58	2801,85
Схема без дожигания ГГ без БТНА	$CH_{4ж}/O_{2ж}$	347,21	46,84	3,44	2726,16
	Керосин/$O_{2ж}$	281,46	37,64	2,98	1396,90
	Керосин/H_2O_2	362,62	37,10	7,47	1056,69
Схема с дожиганием ГГ с БТНА	$CH_{4ж}/O_{2ж}$	441,64	197,93	3,44	4238,35
	Керосин/$O_{2ж}$	361,30	295,43	3,25	5590,90
	Керосин/H_2O_2	427,30	187,15	7,58	2829,71
Схема без дожигания ГГ с БТНА	$CH_{4ж}/O_{2ж}$	347,21	46,84	3,44	2726,16
	Керосин/$O_{2ж}$	362,62	37,64	2,98	1396,90
	Керосин/H_2O_2	362,62	37,10	7,47	1056,69

Таблица 5

Материалы бака

Марка	Вид материала	Плотность $\rho_{мат}$, кг/м^3	Предел прочности σ_B, МПа
АМГ-6 [9]	Al–Mg сплав	2680	35
УУКМ 32 [8]	УУКМ	1900	170
УУКМ 715 [8]	УУКМ	1400	210

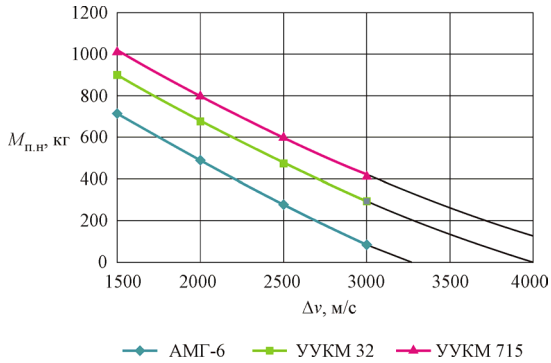


Рис. 6. Зависимость массы полезной нагрузки $M_{п.н}$ от приращения скорости Δv (схема с дожиганием генераторного газа без БТНА на топливе $CH_{4ж}/O_{2ж}$)

Результаты расчета оптимизации при применении композиционного материала УУКМ 715 на баке топлива представлены в табл. 6 и схема показана на рис. 7.

Таблица 6

Оптимизированные энергетические и массовые характеристики ЖРДУ разгонного блока

Параметры	Ед. изм.	Значения параметров ДУ
Тяга двигателя	10 Н	347
Давление в камере	10^5 Па	215
Массовое соотношение компонентов топлива	–	3,44
Степень расширения по давлениям	–	5422
Масса полезной нагрузки	кг	363
Масса двигателя	кг	97

Окончание табл. 6

Параметры	Ед. изм.	Значения параметров ДУ
Масса топлива	кг	1514
Удельный импульс	м/с	3965
Масса бака окислителя	кг	189
Масса бака горючего	кг	182
Масса обтекателя	кг	35
Масса баллона	кг	17
Масса газа	кг	2,8

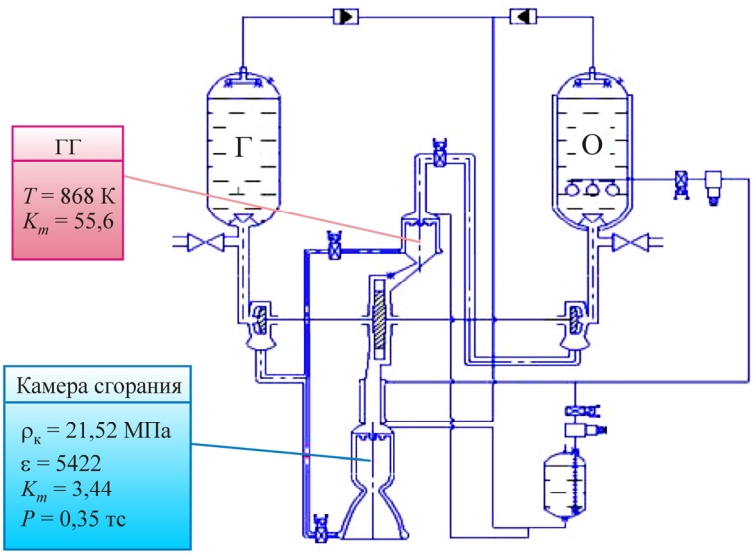


Рис. 7. Оптимизированная схема ($CH_{4ж}$–$O_{2ж}$; схема с дожиганием без БТНА; M_0 = 2600 кг; Δv = 3180 м/с)

Заключение

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Из-за трудности корректирования и управления полетом РБ с РДТТ для перевода КА на лунную орбиту лучше применить ЖРД на экологически чистых компонентах топлива.

2. На основе данных проекта верхнего модуля KSLV-II и с использованием программного комплекса «ФОРДУ» определены: схема

ЖРДУ (с дожиганием генераторного газа), топливная пара (метан-кислород) и оптимальные основные параметры двигателя (P, $p_к$, ε, K_m) для разгонного блока, используемого при перелете к Луне.

3. При применении топлива жидкий метан / жидкий кислород из рассмотренных компонентов получается рациональное значение массы полезной нагрузки ($M_{п.н}$ = 363 кг) в схеме ЖРДУ с дожиганием без БТНА с использованием композиционного материала баков компонентов.

This work was supported by Advanced Research Center Program (NRF-2013R1A5A1073861) through the National Research Foundation of Korea (NRF) grant funded by the Korea government (MSIP) contracted through Advanced Space Propulsion Research Center at Seoul National University.

Библиографический список

1. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / под ред. В.А. Лопоты, В.П. Легостаева. – М.: Энергия, 2011. – 584 с.

2. KARI. Planning research for the lunar exploration plan. – Deajeon, 2008.

3. Long-term planning for Korea's space development, interagency / Ministry of Science, ICT and Future Planning. – Republic of Korea, 2013.

4. Sang-Wook Kang, Gwang-Hyeok Ju, Dong-Young Rew, Sang-Ryool Lee. Analysis of delta-v of Earth-Moon transfer trajectories for minimization of fuel consumption // Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences. – 2012. – Vol. 40, № 1. – P. 69–70.

5. Lee K.H. Overview of propulsion system performance for Lunar orbiter and recent development status // Journal of the Korean Society for Precision Engineering. – 2011. – Vol. 15, № 1. – P. 90–101.

6. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. – 407 с.

7. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. – М.: Наука, 1990. – 448 с.

8. Козлов А.А., Воробьев А.Г., Боровик И.Н. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги. – М.: Изд-во МАИ, 2013. – 207 с.

9. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 2009. – 504 с.

10. Козлов А.А. Выбор топлива, схемы и основных параметров ЖРДУ на ранних этапах проектирования. – М.: Изд-во МАИ, 1997. – 48 с.

11. Kozlov A.A., Gnesin E.M. The choice of scheme, propellant and fundamental parameters of the engine at the early stage of design work // Sino – Russian – Ukraina workshop on space propulsion, 17–19 September. – Xi'an, 2002. – 9 p.

12. Абашев В.М. Конструкционные материалы, используемые в ракетных двигателях. – М.: Изд-во МАИ, 2009. – 87 с.

13. Lurie S.A., Kozlov A.A., Abashev V.M. The combustion chambers design from the carbon-carbon composite materials for liquid apogee thrust // 22nd International Symposium on Space Technology and Science, May 28 – June 4. – 2000. – Morioka, 2000. – 5 p.

References

1. Luna – shag k tekhnologiyam osvoeniya Solnechnoy sistemy [Moon – step to exploration of Solar system]. Eds. V.A. Lopota, V.P. Legostaev. Moscow: Energiya, 2011. 584 p.

2. KARI. Planning research for the lunar exploration plan. Deajeon, Republic of Korea, 2008.

3. Long-term planning for Korea's space development, interagency. Ministry of Science, ICT and Future Planning. Republic of Korea, 2013.

4. Sang-Wook Kang, Gwang-Hyeok Ju, Dong-Young Rew, Sang-Ryool Lee. Analysis of delta-v of Earth-Moon transfer trajectories for minimization of fuel consumption. *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, 2012, vol. 40, no. 1, pp. 69-70.

5. Lee K.H. Overview of propulsion system performance for Lunar orbiter and recent development status. *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, 2011, vol. 15, no. 1, pp. 90-101.

6. Sikharulidze Yu.G. Ballistika i navedenie letatelnykh apparatov [Ballistics and guidance of aircrafts]. Moscow: BINOM. Laboratoriya znaniy, 2013. 407 p.

7. Okhotsimskiy D.E., Sikharulidze Yu.G. Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta [Principles of flight mechanics in space]. Moscow: Nauka, 1990. 448 p.

8. Kozlov A.A., Vorobev A.G., Borovik I.N. Zhidkostnye raketnye dvigateli maloy tyagi [Liquid rocket engines of small thrust]. Moskovskiy aviatsionnyy institut, 2013. 207 p.

9. Serdyuk V.K. Proektirovanie sredstv vyvedeniya kosmicheskikh apparatov [Development of spacecraft launch vehicles]. Moscow: Mashinostroenie, 2009. 504 p.

10. Kozlov A.A. Vybor topliva, skhemy i osnovnykh parametrov ZhRDU na rannikh etapakh proektirovaniya [Chosing propellant, scheme and main parameters of liquid rocket engines on early development stage]. Moskovskiy aviatsionnyy institut, 1997. 48 p.

11. Kozlov A.A., Gnesin E.M. The choice of scheme, propellant and fundamental parameters of the engine at the early stage of design work. *Sino – Russian – Ukraina workshop on space propulsion*, 17-19 September, Xi'an, 2002. 9 p.

12. Abashev V.M. Konstruktsionnye materialy ispolzuemye v raketnykh dvigatelyakh [Constructional materials for rocket engines]. Moskovskiy aviatsionnyy institut, 2009. 87 p.

13. Lurie S.A., Kozlov A.A., Abashev V.M. The combustion chambers design from the carbon-carbon composite materials for liquid apogee thrust. *22nd International Symposium on Space Technology and Science*, May 28 – June 4. Morioka, 2000. 5 p.

Об авторах

Чонг Гичонг (Сеул, Республика Корея) – аспирант Сеульского национального университета (Gwanakno 1, Gwanak-gu, Seoul; e-mail: lunnoe201@yandex.ru).

Чонг Сокгю (Сеул, Республика Корея) – аспирант Сеульского национального университета (Gwanakno 1, Gwanak-gu, Seoul; e-mail: lunnoe201@yandex.ru).

Козлов Александр Александрович (Москва, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (125993, г. Москва, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: kozlov202@yandex.ru).

About the authors

Jeong Gijeong (Seoul, Republic of Korea) – Postgraduate Student, Seoul National University (Gwanakno 1, Gwanak-gu, Seoul; e-mail: lunnoe201@yandex.ru).

Jeong Seokkyu (Seoul, Republic of Korea) – Postgraduate Student, Seoul National University (Gwanakno 1, Gwanak-gu, Seoul; e-mail: lunnoe201@yandex.ru).

Alexander A. Kozlov (Moscow, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Rocket Engines, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russian Federation, e-mail: kozlov202@yandex.ru).

Получено 03.10.2015