

ДЕМОНСТРАТОР ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ МНОГОРАЗОВОЙ ТРАНСПОРТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ГИПЕРЗВУКОВОГО ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Козлов А.А.^{1*}, Аврашков В.Н.^{1**}, Боровик И.Н.^{1***},
Чудина Ю.С.^{1****}, Козлов О.А.²

¹ *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

² *Линтех Сервис,*

Кутузовский проспект, 36, стр.23, оф. 506, Москва, 121170, Россия

** e-mail: kozlov202@yandex.ru*

*** e-mail: aerospace@mai.ru*

**** e-mail: borra2000@mail.ru*

***** e-mail: y.chudina@gmail.com*

Представлена концептуальная модель демонстратора транспортной космической системы (ТКС) с двумя типами двигательных установок, в состав которых входят жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) с различными уровнями тяг и гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ГПВРД). Приведены сравнительные характеристики экологических пар топлива, и сделан выбор в пользу использования высококонцентрированной перекиси и керосина в ЖРД. По результатам баллистических расчетов и конструкторских проработок получены массовые характеристики и внешний облик демонстратора ТКС. Разработана концепция системы управления полетом демонстратора с помощью аппаратуры наземного пункта управления и бортовой аппаратуры.

Ключевые слова: демонстратор, двухступенчатая многоразовая транспортная космическая система, гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель, жидкостная ракетная двигательная установка, высококонцентрированная перекись водорода (ВПВ) и керосин, система управления полетом.

Введение

Уже более 50 лет ракетно-космические отрасли развитых стран работают над созданием экономически более эффективных многоразовых средств выведения полезных грузов на низкие опорные орбиты (НОО) Земли.

Большой интерес для решения этой проблемы представляет использование в составе ТКС ступени с ГПВРД, на которую возлагается основной участок разгона летательного аппарата (ЛА) [1–3]. За счет использования атмосферного воздуха запас бортового окислителя ТКС значительно сокращается. Однако для эффективной работы ГПВРД требуется предварительный разгон ЛА до чисел Маха ~2М.

Двухконтурная ступень ТКС

Концепция ступени ТКС с двумя двигательными контурами (ЖРД + ГПВРД) базируется на ис-

пользовании созданных двигателей: широкодиапазонном стендовом ГПВРД [4, 5] (рис. 1) и двухрежимных ЖРД [7–9] (рис. 2). Работы, проводимые на кафедрах факультета «Двигатели летательных аппаратов» МАИ [6–11], позволяют использовать имеющийся задел и конструкторские идеи для разработки новых перспективных средств выведения полезной нагрузки на НОО.

Дальнейшее развитие упомянутой концепции может быть реализовано за счет введения двухконтурной двигательной установки (ДУ) в состав орбитальной ступени и использования традиционной ЖРДУ в составе первой (разгонной) ступени.

К важнейшим компонентам концепции относится выбор топлива, к которому предъявляется комплекс требований: экологическая чистота, высокая эффективность, освоенность.

В табл. 1 приведены свойства известных экологически чистых топлив применительно к ЖРД.

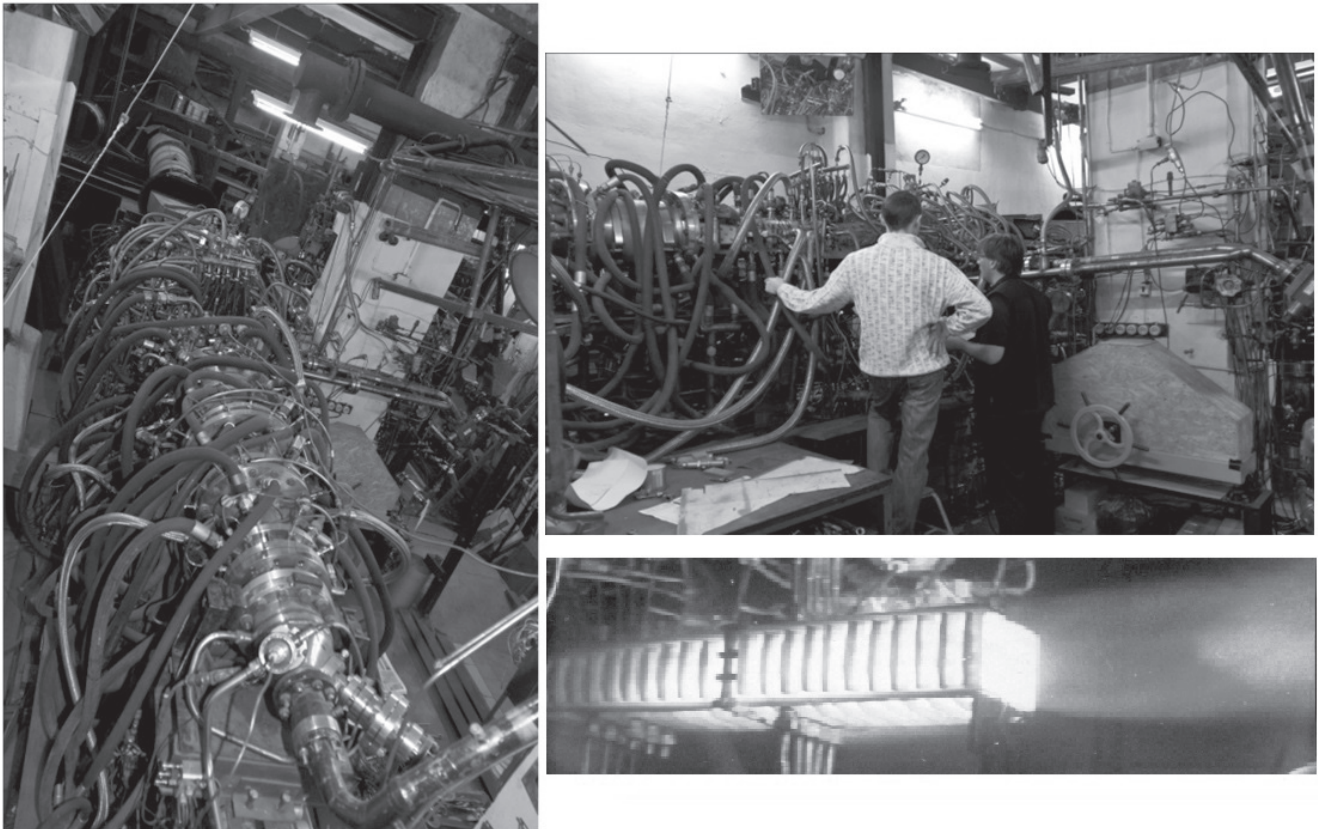


Рис. 1. Стендовый комплекс для испытания ГПВРД и фото испытания неохлаждаемой камеры сгорания

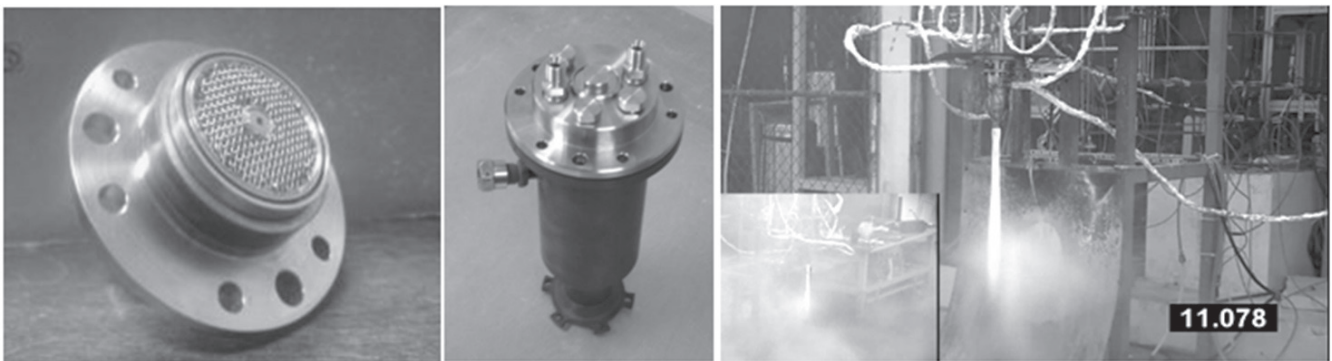


Рис. 2. ЖРД тягой 500Н на компонентах ВПВ и керосин

Последняя строка для традиционного топлива (азотный тетраоксид+ несимметричный диметилгидразин) приведена для сравнения.

Эффективность топлива можно оценить, используя интегральное уравнение движения ЛА:

$$\Delta V = I_{уд} \ln \frac{1}{1 - \frac{G_T}{G_0}} - g \sin \Theta \frac{G_T}{G_0} \frac{I_{уд}}{n_0}. \quad (1)$$

Здесь $n_0 = \frac{P}{G_0}$; $I_{уд}$ — удельный импульс, м/с; ρ_T — плотность топлива; ρ_0 — плотность окислителя; ρ_T

— плотность горючего; P — тяга ДУ; G_0 — стартовый вес ЛА; ΔV — приращение скорости ЛА; Θ — угол местного тангажа; $\frac{G_T}{G_0} = 0.845$ (усреднено по

трем разгонным блокам: «Бриз» М, «Фрегат», кислородно-водородный разгонный блок — КВРБ).

Анализ результатов расчетов позволяет выбрать наиболее перспективное топливо для ЖРД малой тяги исходя из комплекса требований — экологической чистоты, эффективности (ΔV , ρ_T), эксплуатационных свойств (температура кипения).

Таблица 1

Сравнительная характеристика экологически чистых топлив для ЖРД МТ ($P_k = 1$ МПа, $\varepsilon = 1000$, $\alpha = 0,9$)

Топливо	K_{m0}	K_m	ρ_r , кг/м ³	$I_{уд}$, с	ρ_o , кг/м ³	ρ_r , кг/м ³	ΔV , м/с
$O_{2r} + CH_{4r}$	4	3.6	834.7	401.6	1140	425	6620
$O_{2r} + C_{10}H_{20}$	3.4	3.06	1040	372.1	1140	820	6134
$O_{2r} + C_2H_6O$	2.087	1.873	987.6	315.96	1140	790	5009
$H_2O_2 + C_{10}H_{20}$	7.285	6.5	1294	336.88	1420	820	5553
$H_2O_2 + CH_4$	8.5	7.65	1024	344.5	1420	425	5678
$H_2O_2 + C_2H_6O$	4.434	4.	1225	327.8	1420	790	5009
$N_2O_4 + (CH_3)_2N_2H_2$	3.06	2.754	1187	346.72	1442	790	5636

Криогенные компоненты ($O_{2ж}$, $CH_{4ж}$) требуют газификации для использования в качестве исполнительных органов реактивной системы управления (РСУ), что усложняет и утяжеляет ДУ. Наиболее перспективным — долго хранимым и экологически чистым — топливом остается топливо ВПВ-керосин, незначительно уступающее по эффективности токсичному топливу $N_2O_4 + (CH_3)_2N_2H_2$.

Демонстратор двухступенчатой многоразовой ТКС

По результатам проработок имеющихся заделов МАИ в двигательных установках определено, что для успешного полета многоразовой ТКС необходимо учесть влияние полетных условий как на работу ДУ, так и на ЛА в целом. Для учета этого влияния и в соответствии с опытом разработки новых транспортных систем [1, 2] целесообразно подготовить и выполнить полет на так называемом демонстраторе, который воспроизводит все этапы полета ТКС на ЛА существенно меньших размеров.

Рассмотрим состав и характеристики демонстратора двухступенчатой ТКС более подробно.

Перед демонстратором ставятся следующие основные задачи:

- отработка режимов работы ГПВРД в условиях изменяющихся высоты и скорости полета ЛА,
- уточнение аэродинамических характеристик орбитальной ступени,
- отработка спасения первой ступени (вертолетный подхват) [3],
- летная отработка систем управления обеими ступенями.

В качестве исходных данных ТКС возьмем те же, что и в работе [12]: стартовая масса демонстратора $M_{д0} = 1200$ кг, компоненты топлива ЖРДУ обеих ступеней — ВПВ + керосин, горючее для ГПВРД — керосин. На первой ступени используется двигатель РД-161П производства «НПО Энер-

гомаш имени академика В.П.Глушко», характеристики которого представлены на рис. 3 [13].

После отделения орбитальной ступени первая ступень продолжает полет по баллистической траектории, выпускает парашют, и на высоте 3 км осуществляется её вертолетный подхват [3]. Вертолет доставляет «сухую» конструкцию на стартовую площадку для повторного использования (рис. 4).

На основе выполненных баллистических расчетов и предварительных конструктивных проработок получены весовая сводка (табл. 2 и 3) и концептуальная модель демонстратора (рис. 5).

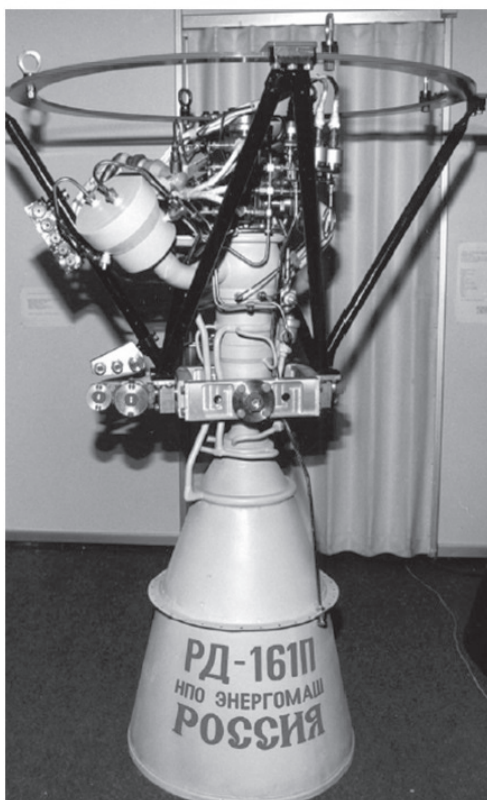
Система управления полетом демонстратора

По результатам баллистических расчетов и известным характеристикам двигателей разработана концепция системы управления полетом (СУП) демонстратора. Управление реализуется с помощью аппаратуры наземного пункта управления и бортовой аппаратуры.

Оператор наземного пункта управления (НПУ) является высшей иерархической ступенью управления полетом (рис. 6). Аппаратура НПУ включает в себя рабочее место оператора, оборудованное средствами индикации, дистанционного управления полетом, аппаратурой радиопередачи, системой электроснабжения, средствами регистрации параметров и результатов полета.

Бортовая аппаратура (рис. 7) содержит пилотажно-навигационный комплекс (ПНК), систему управления силовой установкой, аппаратуру радиопередачи (АРЛ), систему электроснабжения (СЭС).

Этапы и режимы полета демонстратора аналогичны проекту космической системы (КС) «Буря», что способствует использованию существующего задела и алгоритмов управления полетом аппарата.



РД-161П - проект 1993 г. с двумя уровнями тяги (1 - основной, 2 - промежуточный режим).
 Компоненты топлива - ВПВ и керосин.
 Схем двигателя - замкнутая с дожиганием.
 Назначение - третья ступень РН "Союз".
 $R_{п1} = 2,5 \text{ тс (24,5 кН)}$
 $R_{п2} = 1,4 \text{ тс (13,7 кН)}$
 $I_{п1} = 319 \text{ с}$
 $I_{п2} = 317 \text{ с}$
 $p_k = 12.23 \text{ МПа}$
 $t = 900 \text{ с}$
 Количество камер 1
 Геометрическая степень расширения сопла 265,0
 $K_m = 5.9$
 Количество включений - до 50
 $N_{ТНА} = 500 \text{ л.с.}$
 $M_{ДВ} = 105 \text{ кг}$
 $D_{ДВ} = 540 \text{ мм}$
 $L_{ДВ} = 1450 \text{ мм}$

Рис. 3. РД-161П «НПО Энергомаш имени академика В.П.Глушко»

	Участок полета	Время полета	ΔV , м/с	Конечная высота, км	Тип ДУ		Θ , град
1	Вертикальный	50	600	18	ЖРДУ1	РД-161П	90
2	Полет на ГПВРД	1200	7650	18-60	ГПВРД	МАИ	10
3	Доразгон до НОО	60	80	200	ЖРДУ2	4 ЖРД МТ МАИ-500	30
4	Управляемый спуск орбит. ступени	240	-	0	ЖРДУ2	-	-

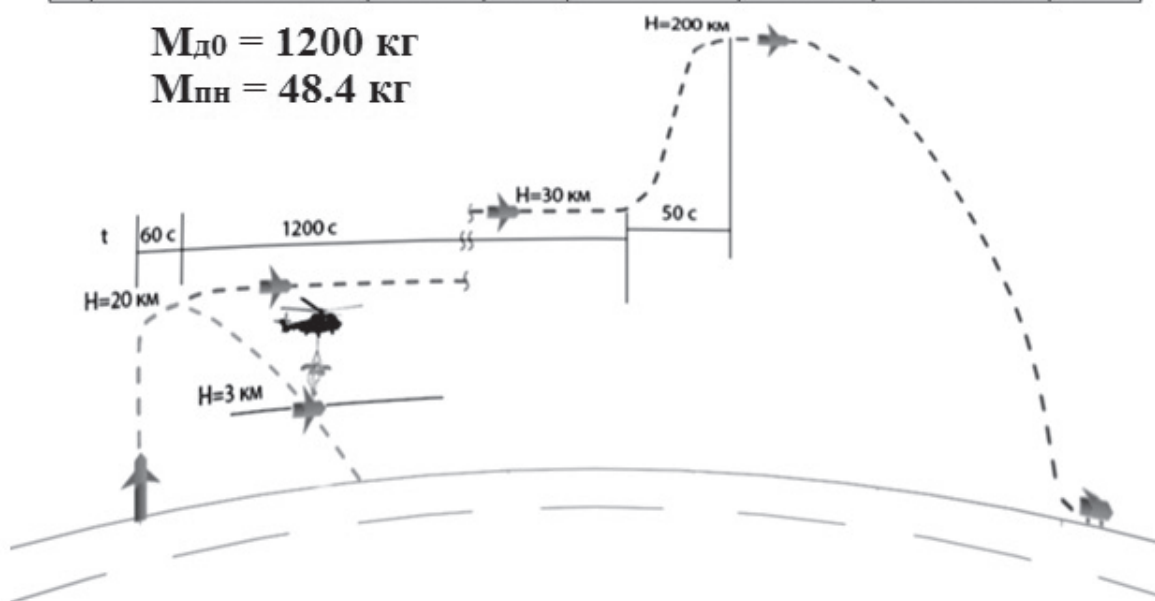


Рис. 4. Схема полета двухступенчатого демонстратора ТКС

Таблица 2

Расчетные весовые характеристики первой ступени демонстратора

Первая ступень	Масса, кг
Стартовая масса демонстратора	1200
Масса двигателя РД-161П	105
Масса несущего совмещенного бака	46.4
Масса газа (гелия)	0.272
Масса баллона	3.34 (Ti), 1.213kg(C-C)
Масса редуктора	4.5
Масса клапана наддува	3.0
Масса обтекателя	11.121
Масса парашюта	13
Масса топлива	376
Масса системы разделения ступеней	3.5
Масса крыльев	23
Система управления ступени	5
Сухая масса ступени	218
Стартовая масса ступени	587.2

Таблица 3

Расчетные весовые характеристики второй ступени демонстратора

Вторая ступень	Масса, кг
Масса после разделения ступеней	612.8
Масса ГПВРД	80
Масса ЖРД	20
Масса композиционного совмещенного бака	38
Масса газа	1.56
Масса баллона	10
Масса редуктора	4.5
Масса крыльев	26
Масса шасси	21
Масса СУ	5
Масса тепловой защиты	41.4
Масса топлива	278.7
Масса головного обтекателя	12
Масса полезного груза	48.4 (4% от стартовой массы)
Сухая масса ступени	253.6

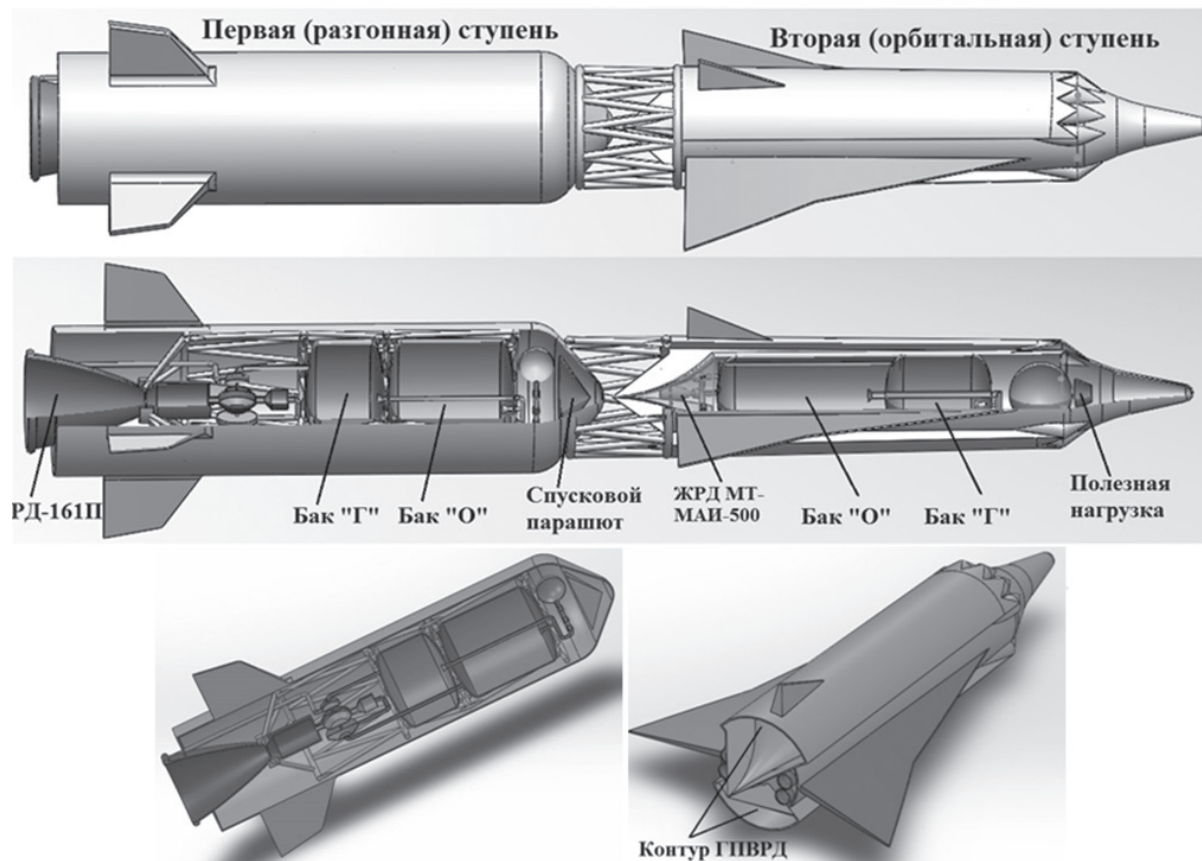


Рис. 5. Концептуальная модель демонстратора ТКС

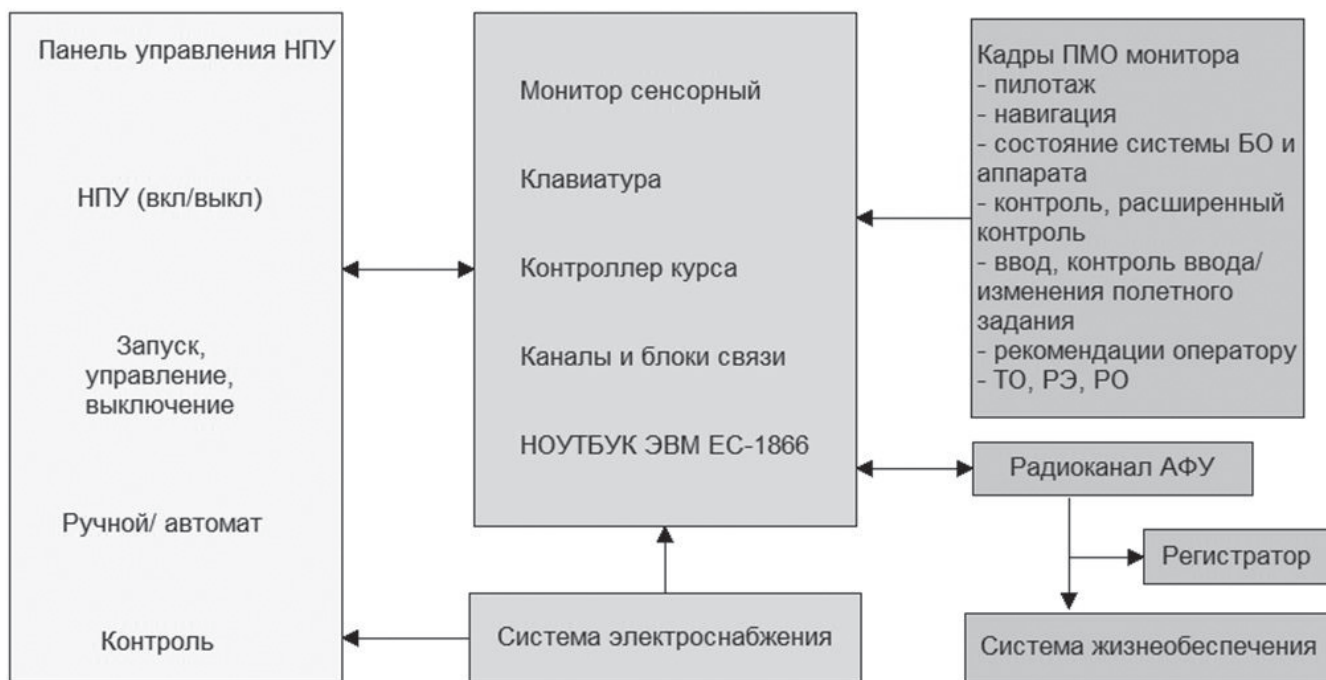


Рис. 6. Структура наземного комплекса управления

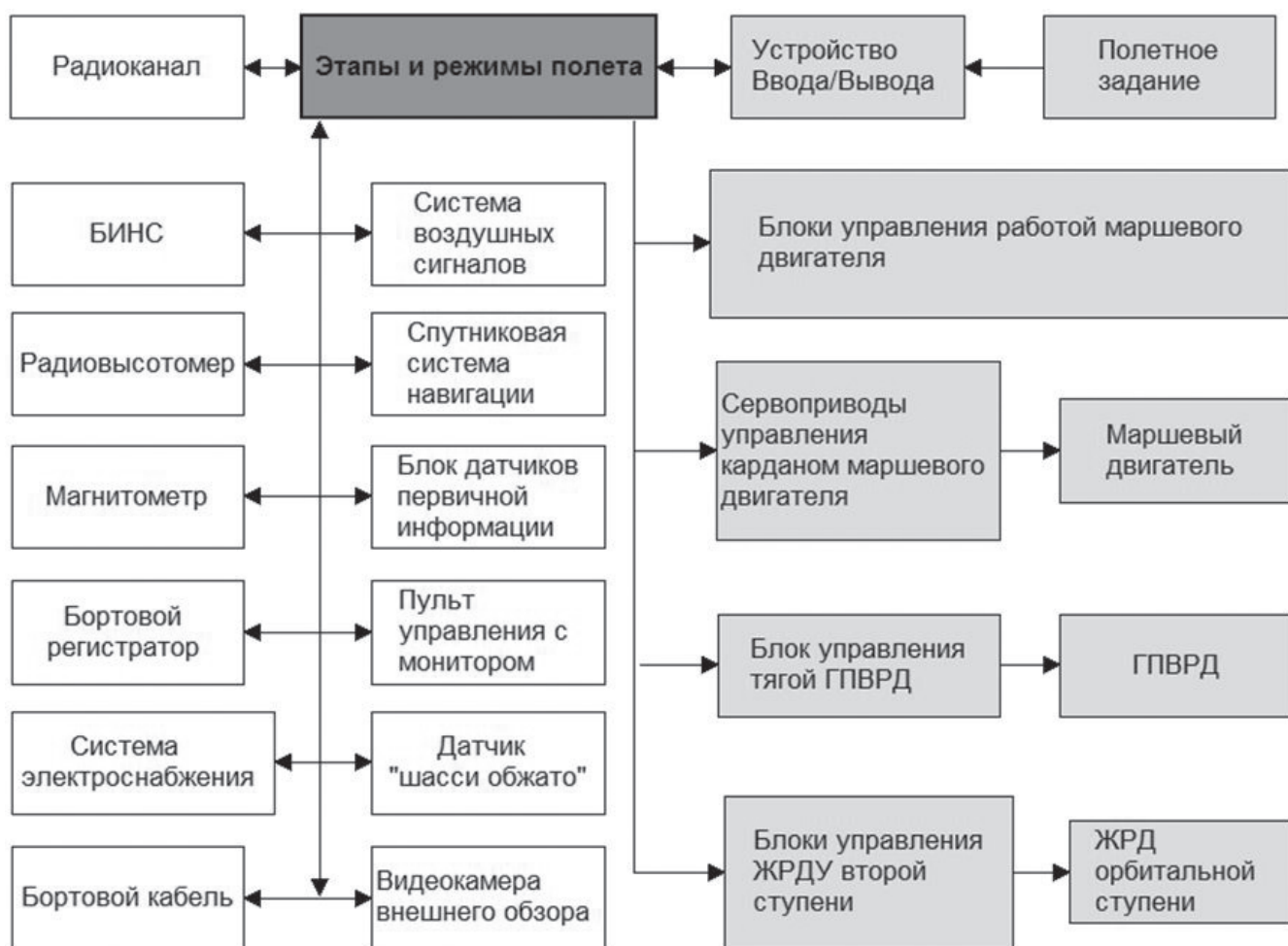


Рис. 7. Структурная схема бортового комплекса оборудования демонстратора

Выводы

1. Разработана концепция двухступенчатой транспортной космической системы многократного использования с двумя типами двигательных установок — ЖРД и ГПВРД.

2. Выбрана топливная пара — керосин+ВПВ для обоих типов двигательных установок.

3. Для уточнения влияния полетных условий на эффективность ТКС разработано техническое предложение на создание и полет демонстратора ТКС многократного использования.

4. Концепция демонстратора основывается на использовании созданных двигателей:

- для первой ступени — двигатель РД-161П, разработанный в «НПО Энергомаш имени академика В.П.Глушко»;

- для второй (орбитальной) ступени — ГПВРД МАИ с широкодиапазонной композиционной камерой сгорания;

- для высотного участка полета и тормозного импульса при спуске с орбиты — двигатели ЖРД МТ МАИ-500.

5. Массовые характеристики и баллистические расчеты полета демонстратора показывают, что при увеличении стартовой массы ЛА до уровней, реальных для ТКС (100-200 тонн), эффективность ЛА по полезной нагрузке, выводимой на НОО Земли, достигает 10% от стартовой массы.

Библиографический список

1. *Нечаев Ю.Н.* Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. — М.: Изд. Академии космонавтики им. К.Э. Циолковского. 1996. — 214 с.
2. *Макеич Г.С., Тюкаев М.Ю., Чибисов Я.Н.* Проект «Молот» гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика с комбинированной экранной турбопрямоточной силовой установкой // Труды МАИ. 2012. № 51. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29075> (дата обращения: 15.01.2016).
3. Новая технология создания семейства многоразовых ракет-носителей «Ангара-М». URL: <http://a402-bgtu.narod.ru/angara.htm> (дата обращения: 15.01.2016).
4. *Аврашков В.Н., Метелкина Е.С., Мещеряков Д.В.* Исследование высокоскоростных ПВРД // Физика горения и взрыва. 2010. Т.46. №4. С.36-44.

5. *Метелкина Е.С., Мещеряков Д.В.* Огневой подогреватель воздуха для исследований камер сгорания широкодиапазонных ПВРД // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т.15. №5. С.44-52.
6. *Гнесин Е.М., Давиденко Д.М., Мещеряков Д.В., Шаповалов К.* Измерение полей скоростей в недорасширенной затопленной горячей струе газа с помощью лазерного измерителя скорости (PIV-метод) // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т.19. №1. С.81-90.
7. *Ковалева Ю.С., Богачева Д.Ю.* Оценка теплового состояния камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги, работающего на экологически чистых компонентах топлива // Труды МАИ. 2013. №65. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=40191> (дата обращения: 15.01.2016).
8. *Чудина Ю.С., Боровик И.Н., Козлов А.А., Богачева Д.Ю., Воробьев А.Г., Заранкевич И.А., Ташев В.П., Казеннов И.С.* Экспериментальное исследование характеристик ЖРД тягой 500Н на топливе керосин — ВПВ // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2014. №4. С.83-98.
9. *Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Ха С.* Разработка ЖРД малой тяги на компонентах перекись водорода и керосин // Вестник СибГАУ им. М.Ф.Решетнева. 2011. №4(37). С.121-126.
10. *Бачев Н.Л., Матюнин О.О., Козлов А.А., Бачева Н.Ю.* Численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания жидкостных ракетных двигателей с дожиганием генераторного газа при сверхкритических параметрах // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т.18. №2. С.108-116.
11. *Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Казеннов И.С., Лахин А.В., Богачев Е.А., Тимофеев А.Н.* Разработка жидкостных ракетных двигателей малой тяги с камерой сгорания из углерод-керамического композиционного материала // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т.17. №3. С.135-142.
12. *Козлов А.А., Аврашков В.Н., Боровик И.Н., Тимушев С.Ф.* Транспортная космическая система с двумя двигательными контурами (ЖРД + ГПВРД) // Актуальные проблемы российской космонавтики: Материалы 39-х академических чтений по космонавтике. Секция 15. — М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2015. С.381-382.
13. *Шустов И.Г.* Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные. — М.: ООО «АКС-Конверсалт», 2000. — 434 с.

TWO-STAGE REUSABLE SPACE TRANSPORTATION SYSTEM IMPLEMENTING LIQUID ROCKET ENGINE AND SCRAMJET DEMONSTRATOR

Kozlov A.A.^{1*}, Avrashkov V.N.^{1}, Borovik I.N.^{1***},
Chudina Yu.S.^{1****}, Kozlov O.A.²**

¹ *Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia*

² *Lintech Service,
36/23, Kutuzovskii av., Moscow, 121170, Russia*

* *e-mail: kozlov202@yandex.ru*

** *e-mail: aerospace@mai.ru*

*** *e-mail: borra2000@mail.ru*

**** *e-mail: y.chudina@gmail.com*

Abstract

The paper tackles the issue of effective space system design. The experience of developed countries proves that such transportation system may include hypersonic loop. The Faculty of Flying Vehicles Engines in Moscow Aviation Institute (National Research University) has developed the conception of the reusable space transportation system (STS) based on liquid rocket engine (LRE) and scramjet.

The idea of using available stock of propulsion systems development forms the basis of the concept. Space Transportation System consists of two stages: the booster (first) stage and the orbital (second) stage.

We plan to include RD-161P engine into the booster stage of the propulsion system. This engine is in progress at "Scientific-production association «Energomash named after academician V.P. Glushko»".

Orbiter has a dual-loop propulsion installation consisting of a scramjet and a low-thrust thrust (500 N) rocket engine. These engines are developed at the Faculty of Flying Vehicles Engines in Moscow Aviation Institute.

To select the fuel type for the use in space transportation system, we compared several fuel compositions that meet the environmental requirements, high efficiency and assimilation. As a result, we chose the fuel: high-concentrated hydrogen peroxide and kerosene.

The successful flight of a returnable STS requires taking into account the effect of flight conditions on the flying vehicle control. We propose to create a demonstrator and simulate all phases of flight STS with the aircraft of significantly smaller size.

The following demonstrator flight scheme is assumed: after orbital stage separation, the first stage continues moving along its ballistic trajectory. Parachute

is ejected, and then at the height of 3km helicopter grabs the first stage. The helicopter delivers dry assembly to the launch pad for reuse.

We conducted ballistic calculations and preliminary design studies. As a result, we obtained weight characteristics and the model of a demonstrator. Payload weight is about 4% of the take-off weight of a demonstrator. With an increase of take-off weight of an aircraft up to actual STS weight levels (100-200 tons), the aircraft placing into LEO payload efficiency reaches 10% of the take-off weight.

Using well-known and calculated demonstrator performance we developed demonstrator flight control system: ground control post hardware and on-board equipment.

Phases and modes of flight demonstrator are similar to space station Buran project. It facilitates the implementation of the existing stock and flight control algorithms.

The developed concept of a two-stage reusable space transportation system is designed with two types of propulsion - LRE and scramjet, operating with high-concentrated hydrogen peroxide and kerosene. We suggest to use the demonstrator to make more precise the impact of flight conditions on the efficiency of STS. Calculations reveal that the efficiency of the aircraft payload placing into LEO reaches 10% of the take-off weight.

Keywords: demonstrator, two-stage reusable space transportation system, scramjet, liquid rocket power plant, high-concentrated hydrogen peroxide and kerosene, flight control system.

References

1. Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdushno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* (Propulsion systems and hypersonic air and spacecraft), Moscow, Akademiya Kosmonavтики im. K.E. Tsiolkovskogo, 1996, 214 p.
2. Makeich G.S., Tyukaev M.Yu., Chibisov Ya.N. *Trudy MAI*, 2012, no.51, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29075>
3. *Novaya tekhnologiya sozdaniya semeistva mnogorazovykh raket-nositelei "Angara-M"*, <http://a402-bgtu.narod.ru/angara.htm>
4. Avrashkov V.N., Metelkina E.S., Meshcheryakov D.V. *Fizika goreniya i vzryva*, 2010, vol. 46, no. 4, pp. 36-44.
5. Metelkina E.S., Meshcheryakov D.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, Moscow, 2008, vol. 15, no. 5, pp. 44-52.
6. Gnesin E.M., Davidenko D.M., Meshcheryakov D.V., Shavo K. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, Moscow, 2012, vol.19, no.1, pp.81-90.
7. Kovateva Yu.S., Bogacheva D.Yu. *Trudy MAI*, 2013, no. 65, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=40191>
8. Chudina Yu.S., Borovik I.N., Kozlov A.A., Bogacheva D.Yu., Vorob'ev A. G., Zarankevich I.A., Tashev V.P., Kazennov I.S. *Vestnik MGTU im. N.E.Baumana, Mashinostroenie*, Moscow, 2014, no.4, pp. 83-98.
9. Vorob'ev A.G., Borovik I.N., Kha S. *Vestnik SibGAU im. M.F.Reshetneva*, 2011, no. 4(37), pp. 121-126.
10. Bachev N.L., Matyunin O.O., Kozlov A.A., Bacheva N.Yu. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 108-116.
11. Vorob'ev A.G., Borovik I.N., Kazennov I. S., Lakhin A.V., Bogachev E.A., Timofeev A.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 3, pp. 135-142.
12. Kozlov A.A., Avrashkov V.N., Borovik I.N., Timushev S.F. *Materialy 39 akademicheskikh chtenii po kosmonavtike "Aktual'nye problemy rossiiskoi kosmonavтики"*, Moscow, 2015, issue 15, pp. 381-382.
13. Shustov I.G. *Dvigateli 1944-2000: aviatsionnye, raketnye, morskije, promyshlennye* (Engines of 1944-2000: aviation, rocket, sea, industrial), Moscow, AKS-Konversalt, 2000, 434 p.