

Концепция вспомогательной двигательной установки III ступени ракеты-носителя «Союз»

© В.Д. Горохов, В.М. Фомин, В.В. Голубятник, Д.А. Щеблыкин

АО КБХА, Воронеж, 394055, Россия

В целях снижения стоимости запуска полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту рассмотрена концепция создания вспомогательной двигательной установки для III ступени ракеты-носителя «Союз». Дано описание вспомогательной двигательной установки и ее составных элементов. Приведены результаты предварительного расчета основных характеристик двигателя малой тяги. Создана эскизная компоновка вспомогательной двигательной установки с интеграцией в жидкостный ракетный двигатель 14Д23. Проанализированы массовые характеристики составных элементов и наибольший вклад в общую массу двигательной установки. Особенность предлагаемой двигательной установки заключается в использовании электрических приводов насосов системы питания вместо турбинного. Вспомогательная двигательная установка, совмещенная с жидкостным ракетным двигателем 14Д23, на компонентах топлива кислород — нафтил предложена для использования в составе III ступени ракеты-носителя «Союз-2-1б».

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, насос, электропривод

Введение. На современном этапе развития ракетостроения основной проблемой является уменьшение стоимости выведения полезной нагрузки в космическое пространство и сохранение Россией лидирующих позиций на рынке коммерческих пусковых услуг [1]. Ученые многих стран различными способами решают данную проблему: возвращением первых ступеней ракет-носителей, внедрением аддитивных технологий, применением композитных материалов в конструкции, проектированием новых двигательных установок и т. д. [2–4].

Уменьшить стоимость запуска полезной нагрузки можно, отказавшись от использования разгонных блоков (РБ). Согласно оценкам, приведенным в [4, 5], стоимость изготовления блоков сопоставима со стоимостью верхней ступени ракеты-носителя (РН).

«Союз-2-1б», оснащенный III ступенью с кислородно-керосиновым жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) 14Д23, — один из основных РН в Российской Федерации. После выключения основного двигателя 14Д23 III ступени задачи управления и вывода полезной нагрузки на низкие околоземные орбиты решает двигательная установка РБ «Фрегат» [6, 7].

Специалистами АО КБХА предложена концепция создания вспомогательной двигательной установки (ВДУ), совмещенной с ЖРД 14Д23, который входит в состав III ступени РН «Союз-2-1б» [8].

В случае использования части компонентов топлива (горючее — нафтил, окислитель — жидкий кислород), газов наддува, включая «подушку» наддува баков компонентов топлива (КТ), оставшиеся запасы гелия обеспечения наддува, электроэнергию от аккумуляторных батарей ступени РН, ВДУ сможет решать следующие задачи.

1. Перевод орбитального блока с переходной орбиты на орбиты размещения космического аппарата (КА), используя маршевый ЖРД малой тяги ВДУ, который работает на базовых КТ III ступени: жидкий кислород + нафтил.

2. Маневрирование (управление движением) на пассивных участках полета при создании управляющих усилий по каналам тангажа, рыскания и крена.

3. Увод III ступени РН (при необходимости) с траектории полета, в том числе обеспечение его схода с орбиты.

4. Управление движением III ступени РН «Союз-2-1б» по заданной траектории путем создания управляющих усилий по каналам тангажа, рыскания и крена, т. е. камеры маршевого двигателя 14Д23 будут неподвижны, что исключит все существующие элементы качания и уменьшит массу основного двигателя III ступени.

Цель настоящей статьи — провести оценку технической возможности и целесообразности создания вспомогательной двигательной установки, используемой совместно с двигателем 14Д23, для повышения тактико-технических характеристик III ступени РН «Союз-2-1б».

Особенность ВДУ заключается в применении ЖРД с электрическим приводом насосов системы питания вместо турбинного. Примером такого подхода является двигатель «Резерфорд» РН «Электрон» [9].

Для двигателя многократного включения такое решение по сравнению с традиционным применением высокотемпературной турбины имеет несколько преимуществ, одно из которых — отсутствие высокотемпературной турбины, т. е. элемента, определяющего ресурс, число включений и кратность использования двигателя.

Кроме того, существенно расширяются возможности регулирования расходов КТ двигателя: не требуется использование таких агрегатов, как дроссели и регуляторы, плавное, бесступенчатое регулирование в широком диапазоне осуществляется за счет изменения частоты вращения электродвигателя — привода насосов окислителя и горючего.

Согласно информации, приведенной в [10], неудачные запуски РН связаны с нештатной работой разгонных блоков. Учитывая упрощение запуска и простоту схемы, исключаяющей для РБ газогенератор и горячую турбину, применением предлагаемой ВДУ можно снизить количество неудачных пусков РН, связанных с РБ.

Таким образом, совместная работа двигателя 14Д23 и ВДУ позволит решить определенные задачи выведения КА без применения разгонных блоков.

Описание установки. Вспомогательная двигательная установка, работающая совместно со штатным жидкостным ракетным двигателем 14Д23 или автономно, — это дополнительный элемент блока III ступени РН «Союз-2-1б».

Согласно концепции специалистов АО КБХА, вспомогательная двигательная установка представляет собой (рис. 1):

- маршевый четырехкамерный ракетный двигатель тягой в пустоте 5,9 кН с насосной подачей КТ;
- реактивную систему управления;
- систему обеспечения запуска.



Рис. 1. Блок-схема вспомогательной двигательной установки в составе III ступени РН «Союз-2-1б»

Необходимо отметить, что для применения жидкостного кислородно-керосинового ракетного двигателя 14Д23 тягой 294,2 кН совместно с ВДУ потребуются его конструктивная доработка. Согласно предварительным расчетам, доработка ЖРД 14Д23 для совместного использования с вспомогательной двигательной установкой приводит к уменьшению его массы суммарно на 114,2 кг.

Маршевый двигатель малой тяги ВДУ состоит из следующих деталей и сборочных единиц (ДСЕ):

- четырех камер общей тягой в пустоте 5,9 кН;
- электронасосных агрегатов (ЭНА) подачи КТ;
- системы поджига КТ;
- системы обеспечения запуска;
- арматуры питания и крепления.

Реактивная система управления служит для многократного включения сопел в полете (до 2000 раз), которые обеспечивают управление III ступенью РН по каналам тангажа, рыскания и крена. Для корректировки движения III ступени РН «Союз-2-1б» по созданию управляющих усилий по каналам тангажа, рыскания и крена используют 12 сопел управления номинальной тягой в пустоте 24,5 Н каждое.

Выбор необходимого сочетания управляющих усилий выполняет система управления (СУ) РН. Выбор импульсов управляющих усилий проводят с помощью их значений и продолжительности, которые определяет СУ РН.

Характеристики переходных процессов при подключении и отключении сопел целесообразно рассчитать при отработке совместно с агрегатами, управляемыми подключением и отключением сопел.

Система обеспечения запуска сбрасывает газ через специальное сопло и создает продольную перегрузку III ступени РН «Союз-2-1б» для прижатия КТ к днищу баков. Система обеспечения запуска состоит из следующих элементов:

- камеры тягой 98 Н, работающей на смеси газов гелия и паров газообразного кислорода, поступающей из подушки основного бака III ступени;
- электроклапана, обеспечивающего включение и выключение камеры;
- трубопроводов и арматуры крепления.

Результаты предварительных расчетов. Жидкостный ракетный двигатель 14Д23 и маршевый двигатель малой тяги ВДУ могут работать как совместно, так и в автономном режиме на одних и тех же КТ.

При работе по совместной схеме маршевый двигатель малой тяги играет роль рулевого двигателя III ступени, компоненты топлива подаются из магистралей двигателя 14Д23, а при автономной схеме — используется в качестве маршевого двигателя разгонного блока.

Учитывая особенность функционирования, ЖРД 14Д23 и маршевый двигатель ВДУ имеют общую компоновочную схему.

Эскизная компоновка варианта жидкостного ракетного двигателя 14Д23 с маршевым двигателем малой тяги ВДУ приведена на рис. 2.

Маршевый двигатель ВДУ с качанием камер работает на компонентах топлива, которые подаются в камеры из баков двигателя 14Д23 насосами с электроприводами. Регулирование маршевого двигателя по тяге и соотношению компонентов топлива осуществляется за счет изменения частоты вращения и мощности насосов с помощью электроприводов. Питание электронасосов обеспечивают аккумуляторные батареи (АКБ), которые вместе с электродвигателем вносят наибольший вклад в массу ЖРД.

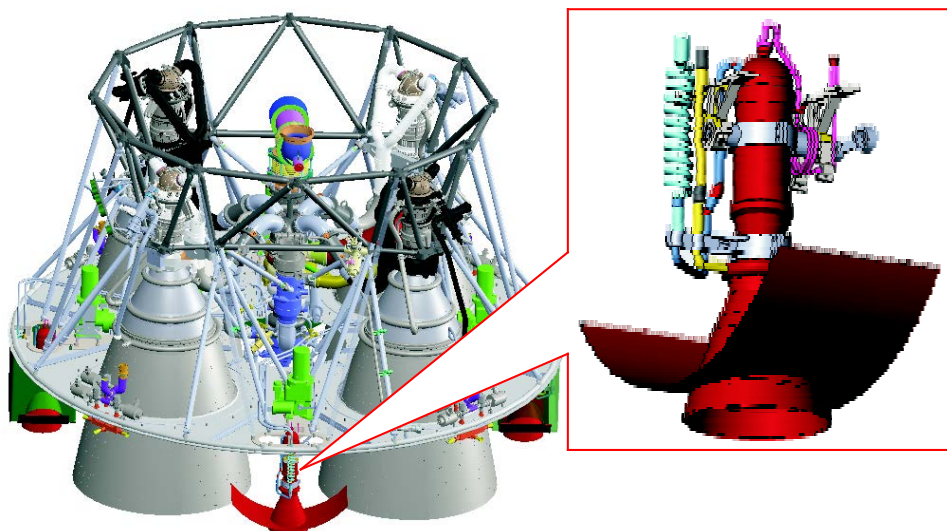


Рис. 2. Эскизная компоновка варианта ЖРД 14Д23 с маршевым двигателем малой тяги ВДУ (вариант компоновки)

С учетом совокупных характеристик комплекс электрической аппаратуры, включающей электродвигатель, систему управления и АКБ, может иметь конкурентоспособные параметры, обеспечивая при этом беспрецедентный уровень надежности и безопасности. В качестве элементов питания целесообразно использовать литий-ионные (Li-Ion) аккумуляторные батареи, которые обладают максимальными параметрами удельной мощности.

Основные параметры маршевого четырехкамерного двигателя ВДУ на номинальном режиме при автономной работе с подачей компонентов топлива в камеры из баков насосами с электроприводами приведены ниже:

Время работы, с.....	300
Количество включений.....	3
Тяга, кН.....	5,88
Удельный импульс тяги, с.....	294
Соотношение компонентов.....	2,1
Расход, кг/с:	
топлива	2,0
окислителя.....	1,356
горючего.....	0,644
Давление в камере, МПа	1,96
Давление горючего на входе в тракт охлаждения, МПа	3,43
Температура горючего на входе в тракт охлаждения, К	264
Температура горючего после тракта охлаждения, К	~500
Давление окислителя на входе, МПа	2,55
Температура окислителя на входе, К	93,3
Диаметр минимального сечения, мм.....	23
Диаметр выходного сечения сопла, мм	175
Длина сопла, мм	200

Предварительные расчеты дают оценку массы электродвигателя около 2 кг без учета конструктивных элементов (корпуса, подшипниковых щитов, опор качения и т. д.).

Суммарная масса электронасоса с системами питания и управления составит 92 кг: 3,5 кг каждый из агрегатов, 5 кг система управления каждого, 75 кг общий вес АКБ.

Объем, занимаемый аккумуляторными батареями, эквивалентен примерно 36 л, систем питания и управления — 3,5 л каждой, каждого из электронасоса — 1,2 л ($\varnothing 100 \times 150$ мм). Таким образом, общий объем, занимаемый электронасосами с системой управления и аккумуляторной батареей, будет равен примерно 45,5 л.

Заключение. В результате проведенного исследования возможности и целесообразности разработки вспомогательной двигательной установки с электронасосной подачей компонентов топлива, используемой совместно с доработанным ЖРД 14Д23, получены следующие выводы.

1. Разработана концепция маршевого двигателя малой тяги с электронасосной подачей компонентов топлива: жидкий кислород и нафтил.

2. Приведена оценка габаритно-массовых характеристик агрегатов.

3. Создана эскизная компоновка маршевого двигателя малой тяги с интеграцией ее в ЖРД 14Д23.

4. Масса маршевого четырехкамерного двигателя малой тяги с электронасосами (без аккумуляторных батарей) составляет 116,9 кг.

5. Масса имеющихся аккумуляторных батарей с блоком управления составляет 75 кг.

Таким образом, общая масса жидкостного ракетного двигателя 14Д23 с ВДУ (без учета аккумуляторов) составит 652,7 кг, а с аккумуляторными батареями — 727,7 кг.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Литвинчук А.Ю., Максимов С.А. Перспективы развития мирового рынка производства ракетно-космической техники. *Решетневские чтения*, 2010, № 14, с. 626–627.
- [2] Космодемьянский Е.В., Нагиев А.В., Изратов Д.Ю., Кирпичев В.А., Давыдов П.А., Маркарова А.А., Козлова И.В., Окутин А.Ю., Пустовалов А.Ю. Проект космического ракетного комплекса на базе ракеты-носителя сверхлегкого класса. *Онтология проектирования*, 2015, № 4 (30), с. 523–536.
- [3] Боровик И.Н. Технический облик кислородно-водородной жидкостной ракетной двигательной установки межорбитального транспортного аппарата. *Сибирский журнал науки и технологий*, 2011, № 5 (38), с. 108–112.
- [4] Кузьмина К.А. Ресурсосберегающие системы для удешевления космических грузовых перевозок. *Символ науки*, 2016, № 12-1, с. 133–136.
- [5] Шубин П.С. *Цены на отечественную космическую продукцию*. URL: <http://habr.com/ru/post/411709> (дата обращения 08.03.2021).

- [6] Неватус И.С. Конструктивные особенности двигательной установки разгонного блока «Фрегат». *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*, 2017, т. 1, с. 163–164.
- [7] Борисов М.В., Садыков О.Ф. Транспортная космическая система: задачи, структура, параметры. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2019, № 1, с. 71–80.
- [8] Ракета-носитель «Союз-2». *Официальный сайт компании АО «РКЦ «Прогресс»*. URL: http://www.samspace.ru/products/launch_vehicles/rn_soyuz_2 (дата обращения 08.03.2021).
- [9] Сверхлегкая ракета — двигатель на батарейках. *АНО «Платформа НТИ»*. URL: <http://ntinews.ru/sverkhlegkaya-raketa-dvigatel-na-batareykakh.html> (дата обращения 08.03.2021).
- [10] Беляков Г.П., Анищенко Ю.А., Сафронов М.В. Анализ источников риска в космических проектах. *Менеджмент социальных и экономических систем*, 2016, № 2, с. 4–11.

Статья поступила в редакцию 02.07.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Горохов В.Д., Фомин В.М., Голубятник В.В., Щеблыкин Д.А. Концепция вспомогательной двигательной установки III ступени РН «Союз». *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 8.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-8-2102>

Горохов Виктор Дмитриевич — д-р техн. наук, профессор, заместитель директора — главный конструктор АО КБХА. e-mail: info_kb@kbkha.ru

Фомин Валерий Митрофанович — заместитель главного конструктора АО КБХА. e-mail: vmf_10@mail.ru

Голубятник Вячеслав Васильевич — канд. техн. наук, заместитель начальника отдела АО КБХА. e-mail: slava6123@rambler.ru

Щеблыкин Даниил Андреевич — инженер-конструктор АО КБХА. e-mail: gendelf080808@gmail.com

The concept of the auxiliary propulsion system of the III stage of the Soyuz launch vehicle

© V.D. Gorokhov, V.M. Fomin, V.V. Golubyatnik, D.A. Scheblykin

Joint Stock Company “Konstruktorskoe Buro Khimavtomatiki” (JSC KBKhA),
Voronezh, 394055, Russia

The paper introduces a concept of creating an auxiliary propulsion system for the III stage of the Soyuz launch vehicle. The concept is aimed at reducing the cost of launching a payload into low Earth orbit. The study describes the auxiliary propulsion system and its constituent elements and gives the results of a preliminary calculation of the main characteristics of a low-thrust engine. Within the research, we developed a sketch layout of the auxiliary propulsion system integrated into the 14D23 liquid propellant rocket engine and analyzed the mass characteristics of the constituent elements and the greatest contribution to the total mass of the propulsion system. The proposed propulsion system is distinguished by electric drives for the power supply system pumps used instead of the turbine drive. This auxiliary propulsion system, combined with a 14D23 liquid propellant rocket engine, powered by oxygen-naphthyl propellants, is proposed for use in the III stage of the Soyuz-2-1b launch vehicle.

Keywords: liquid propellant rocket engine, pump, electric drive

REFERENCES

- [1] Litvinchuk A.Yu., Maksimov S.A. *Reshetnevskie chteniya — Reshetnev Readings*, 2010, no. 14, pp. 626–627.
- [2] Kosmodemyanskiy E.V., Naguiev A.V., Izratov D.Yu., Karpachev V.A., Davydov P.A., Markarova A.A., et al. *Ontologiya proektirovaniya — Ontology of Designing*, 2015, no. 4 (30), pp. 523–536.
- [3] Borovik I.N. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii (Journal of Reshetnev Siberian State University of Science and Technology)*, 2011, no. 5 (38), pp. 108–112.
- [4] Kuzmina K.A. *Simvol nauki — Symbol of Science*, 2016, no. 12, pp. 133–136.
- [5] Shubin P.S. *Tseny na otechestvennyuyu kosmicheskuyu produktsiyu* [Prices for domestic space products]. Available at: <http://habr.com/ru/post/411709>
- [6] Nevatus I.S. *Aktualnye problemy aviatsii i kosmonavтики (Actual problems of aviation and astronautics)*, 2017, vol. 1, pp. 163–164.
- [7] Borisov M.V., Sadykov O.F. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN — Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2019, no. 1, pp. 71–80.
- [8] The Soyuz-2 LV. *Ofitsialny sayt kompanii AO «RKTs «Progress»* [Official site of the company JSC “RSC “Progress”]. Available at: http://www.samspace.ru/products/launch_vehicles/rn_soyuz_2 (accessed March 8, 2021).
- [9] ANO «Platforma NTI» [ANO “NTI Platform”]. Available at: <http://ntinews.ru/sverkhlegkaya-raketa-dvigatel-na-batareykakh.html> (accessed March 8, 2021).
- [10] Belyakov G.P., Anischenko Yu.A., Safronov M.V. *Menedzhment sotsialnykh i ekonomicheskikh sistem — Management of social and economic systems*, 2016, no. 2, pp. 4–11.

Gorokhov V.D. graduated from Kharkiv Aviation Institute with a degree in Aircraft Engines in 1976 and Voronezh State University with a degree in Mathematics in 1983, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Deputy Director — Chief Designer of Joint Stock Company “Konstruktorskoe Buro Khimavtomatikiy” (JSC KBKhA). e-mail: info_kb@kbkha.ru

Fomin V.M. graduated from VolPI in 1979, Deputy Chief Designer, Joint Stock Company “Konstruktorskoe Buro Khimavtomatikiy” (JSC KBKhA).
e-mail: vmf_10@mail.ru

Golubyatnik V.V. graduated from Mozhaisky Military Space Academy with a degree in Aircraft in 1994, Cand. Sc. (Eng.), Deputy Head of Department Joint Stock Company “Konstruktorskoe Buro Khimavtomatikiy” (JSC KBKhA).
e-mail: slava6123@rambler.ru

Sheblykin D.A. graduated from Voronezh State Technical University with a degree in Aircraft and Rocket Engines Design in 2020, design engineer at Joint Stock Company “Konstruktorskoe Buro Khimavtomatikiy” (JSC KBKhA).
e-mail: gendelf080808@gmail.com