

УДК 629.78.015

## ОБЪЕДИНЁННАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА НА КИСЛОРОДНО-УГЛЕВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ ДЛЯ РАЗГОННОГО БЛОКА СРЕДНЕЙ РАЗМЕРНОСТИ

©2014 Д.С. Лупяк, А.А. Смоленцев, Б.А. Соколов, Е.Н. Туманин, Н.Н. Тупицын

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва, г. Королёв

В статье приведено обоснование целесообразности создания объединённой двигательной установки на кислородно-углеводородном топливе для перспективного разгонного блока средней размерности на базе многофункционального жидкостного ракетного двигателя 11Д58МФ. Представлены облик разгонного блока с двигателем 11Д58МФ, сравнительный анализ с разгонными блоками, разрабатываемыми или находящимися в эксплуатации. Отмечены особенности двигателя 11Д58МФ. Сегодня в отечественной космической отрасли существует целый ряд объективных причин и обстоятельств, в связи с которыми необходимо проводить работы по возможности создания двигательной установки на кислородно-углеводородном топливе. Такая двигательная установка может быть использована как при создании перспективного разгонного блока для космического ракетного комплекса среднего класса с семейством ракет-носителей типа «Союз» на космодроме «Восточный», так и при создании верхних ступеней РН лёгкого и сверхлёгкого классов. При этом разгонный блок с новой двигательной установкой сможет составить серьёзную конкуренцию блокам, которые разрабатываются или находятся в эксплуатации в настоящее время.

*Разгонный блок, верхняя ступень, объединённая двигательная установка, многофункциональный кислородно-углеводородный двигатель 11Д58МФ, космодром «Восточный».*

### Введение

Необходимость проведения работ по возможности создания двигательной установки (ДУ) для перспективного разгонного блока (РБ) средней размерности с применением многофункционального двигателя 11Д58МФ на кислородно-углеводородном топливе обусловлена следующими объективными причинами и обстоятельствами:

1. Прогнозы развития космической техники на ближайшие годы указывают на тенденцию снижения массы космических аппаратов (КА), а также на стремление ведущих космических корпораций к снижению затрат на выведение и эксплуатацию космической техники, в том числе за счёт возможности использования ракет-носителей (РН) меньшей размерности (в частности, использования РН среднего класса «Союз» вместо РН тяжёлого класса «Протон»).

2. Из разработанных ранее РБ для РН среднего класса в отечественной космической отрасли в настоящее время в серийной эксплуатации находится только РБ «Фрегат» разработки НПО им

С.А. Лавочкина с маршевым двигателем (МД) С5.92 тягой 2 тс разработки КБХА.

Существенным недостатком РБ «Фрегат» является использование в его ДУ высокотоксичных компонентов топлива (АТ+НДМГ для МД и гидразин для вспомогательных двигателей малой тяги), что исключает его из рассмотрения в качестве РБ средств выведения, предназначенных для космодрома «Восточный».

3. Рассматривавшийся ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» кислородно-керосиновый РБ «Дельфин» с высоконапряжённым двигателем РД-161 для него тягой 2 тс разработки «Энергомаш» не получил развития из-за больших технических трудностей по созданию двигателя и отсутствия у разработчика РБ практического опыта проектирования и отработки кислородных топливных систем с многократным включением двигателя в длительном космическом полёте.

4. Кислородно-керосиновый блок «Л» с двигателем 11Д33 тягой 6,8 тс (разработка РКК «Энергия») после передачи изготовления РБ в НПО им. С.А. Лавочкина и 40-летнего периода успешной эксплуатации в составе РКН «Молния» был снят с

производства в связи с невозможностью проведения необходимого для новых задач повторного запуска его ДУ и разработкой НПО им. С.А. Лавочкина РБ «Фрегат» с многократным запуском ДУ.

5. Логичным развитием блока «Л» может стать блок «ЛМ» с предлагаемой «РКК «Энергия» объединённой двигательной установкой (ОДУ) на базе создаваемого многофункционального кислородно-углеводородного двигателя многократного включения 11Д58МФ, использующей нетоксичное углеводородное топливо и обеспечивающей в полёте не только выдачу баллистических импульсов тяги МД, но и создание управляющих сил и моментов на пассивных участках полёта для ориентации и стабилизации орбитального блока (ОБ) с РБ и КА, создания предпускового ускорения ОБ для обеспечения осаждения компонентов топлива в основных баках ОДУ перед включениями МД, а также

для увода отработавшего РБ от КА после их разделения. Двигатель 11Д58МФ при использовании полноразмерного насадка сопла радиационного охлаждения и горючего РГ-1 обеспечит удельный импульс тяги МД 372 с, что существенно выше значений для лучших мировых аналогов кислородно-керосиновых двигателей.

6. Многофункциональный двигатель 11Д58МФ, разрабатываемый «РКК «Энергия» применительно к РБ большей размерности, может стать основой для создания высокоэкономичной и экологически чистой ОДУ блока «ЛМ», так как помимо МД этот двигатель включает в свой состав ряд необходимых для РБ дополнительных элементов из агрегатов (рис. 1):

- расходные магистрали компонентов топлива с прецизионными расходомерами;
- заборные устройства в основных баках ОДУ с разделительными клапанами и бустерным турбонасосным агрегатом по линии окислителя;

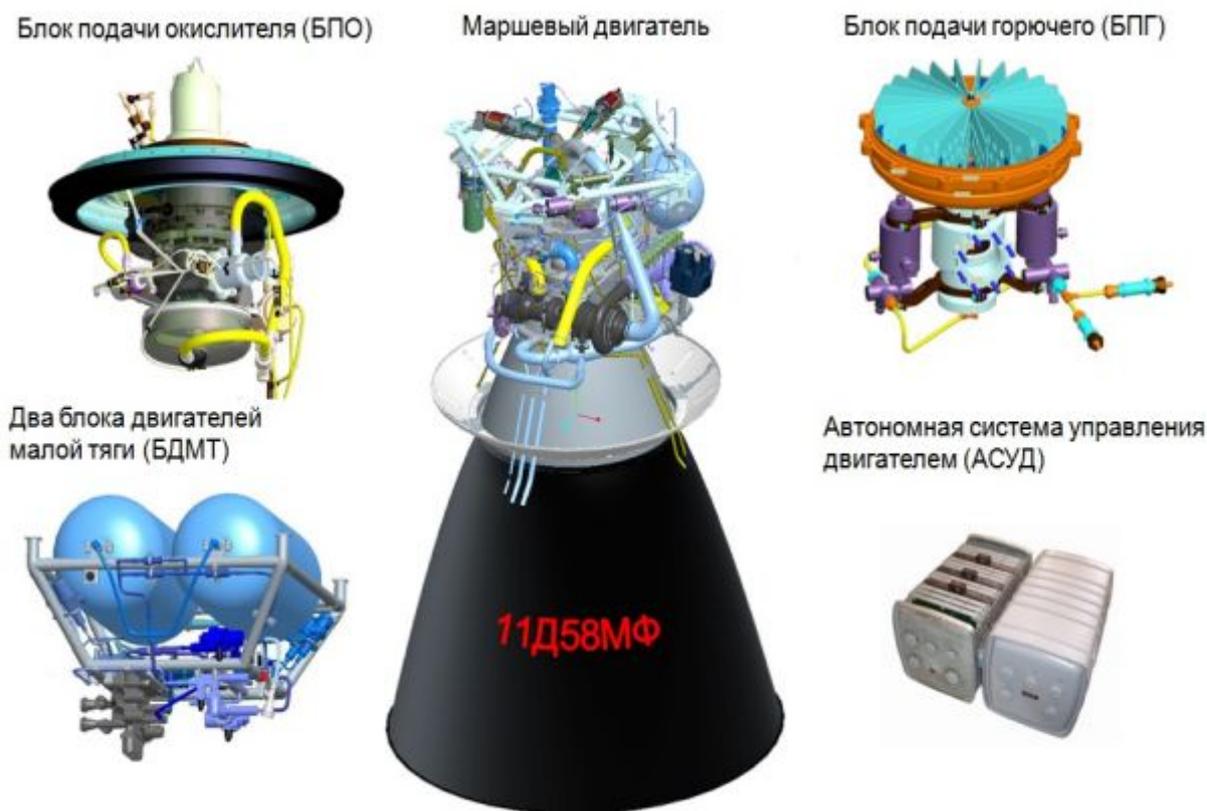


Рис. 1. Состав многофункционального двигателя 11Д58МФ

- автономную систему управления двигателем с дополнительными функциями сбора телеметрической информации по МД и аварийной защиты его при нештатных ситуациях;

- два блока двигателей малой тяги (БДМТ), использующих основные компоненты топлива ОДУ РБ и обеспечивающих ориентацию и стабилизацию ОБ на пассивных участках его полёта.

7 В настоящее время в РКК «Энергия» ведётся экспериментальная отработка основных составных частей многофункционального кислородно-углеводородного двигателя 11Д58МФ, в том числе огневые испытания камеры сгорания [1] и газогенератора МД.

Ниже приводятся данные по выбору основных проектных параметров ОДУ РБ «ЛМ», обоснование тяги МД ДУ, сравнение РБ «ЛМ» с другими РБ, а также краткие сведения по его дальнейшему совершенствованию.

### Выбор проектных параметров ОДУ РБ

Наиболее важными проектными параметрами ОДУ при разработке облика РБ являются:

- её размерность (максимально возможный заправляемый запас топлива);

- тяга МД, определяющая тяговооружённость РБ (отношение тяги МД к стартовой массе ОБ с полезной нагрузкой);

- предельная расчётная величина характеристической скорости, обеспечиваемой РБ при нулевой массе полезной нагрузки.

При проектной разработке РБ «ЛМ» учитывались все перечисленные выше параметры.

Размерность РБ «ЛМ» определяется грузоподъёмностью РН, параметрами целевой орбиты выведения, а также параметрами исходной орбиты, обеспечиваемой РН.

На данной стадии исследований в качестве предварительных исходных данных для проектирования было принято:

- в качестве РН рассматривается носитель «Союз-2» этапа 1б, обеспечивающий выведение на орбиту с параметрами  $H=180$  км,  $i=51,6^\circ$  (при старте с Байконура или космодрома «Восточный») ОБ массой 8200 кг;

- целевая орбита – геостационарная орбита (ГСО) с высотой  $H=35786$  км,  $i=0^\circ$  при условии выведения по «прямой» схеме за время  $t=5,5$  ч.

Компоновка РБ «ЛМ» с двигателем 11Д58МФ и расположение блока под головным обтекателем, используемым в настоящее время на РН «Союз», приведена на рис. 2.

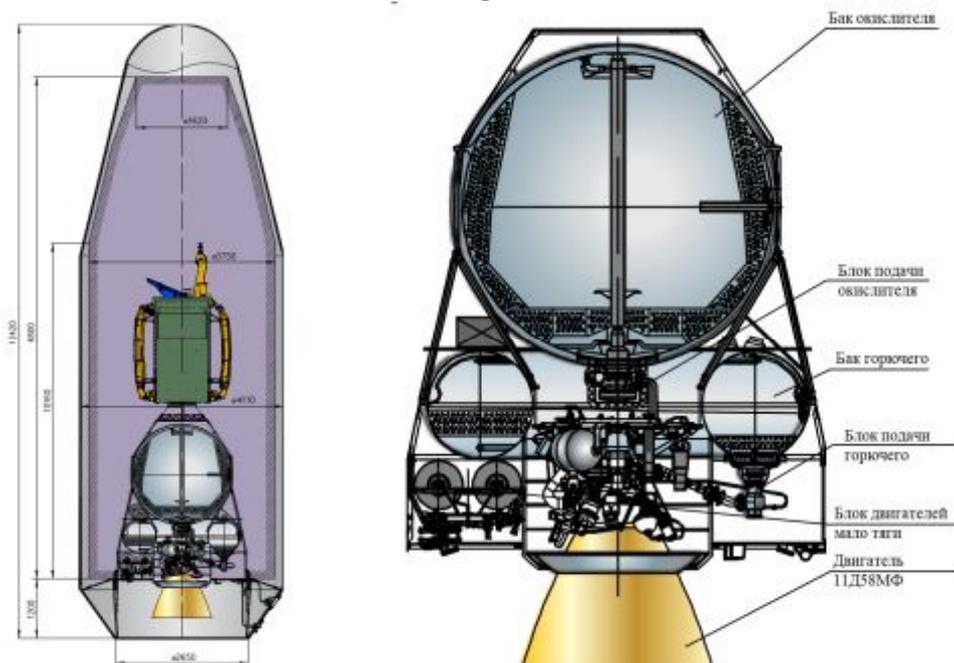


Рис. 2. Компоновка РБ «ЛМ» и его компоновка в составе космической головной части

### Обоснование выбора тяги двигателя

Для определения степени оптимальности ОДУ с двигателем 11Д58МФ для блока «ЛМ» по тяговооружённости были проведены расчёты массы полезной нагрузки на целевой орбите от тяги МД.

Анализ проводился применительно к решению транспортной задачи выведения КА на ГСО с помощью РН «Союз-2» этапа 1б совместно с РБ «ЛМ».

В анализе учитывалось влияние тяги МД на гравитационные потери скорости на активных участках полёта РБ, на массу самого двигателя, а также на массу системы топливоподачи ОДУ в МД.

В соответствии со статистическими данными по массоэнергетическим характеристикам различных МД тягой от 1 до 10 тс принималось, как и в исследовании [2], что для двигателя 11Д58МФ с тягой, отличающейся от тяги существующего двигателя-прототипа 11Д58М, масса нового двигателя Мдв при прочих равных условиях будет пропорциональной корню кубическому из величины тяги:

$$M_{дв} = 175(\text{кг}) \cdot \sqrt[3]{P/1000}.$$

Принималось, что изменение конечной массы ОДУ при изменении тяги МД будет происходить также за счёт изменения массы её топливной системы Мпгс, оцениваемой по следующей зависимости:

$$M_{пгс} = 154(\text{кг}) \cdot \sqrt{P/8100}.$$

В приведённых формулах  $P$  — тяга МД в кгс.

Удельный импульс тяги МД считался не зависящим от величины его тяги, хотя на самом деле некоторая зависимость имеется: при сохранении габаритов двигателя, определяемых общей компоновкой РБ, изменение его размерности позволяет изменить геометрическую степень расширения сопла, что оказывает небольшое влияние на величину удельного импульса тяги.

Из представленного на рис.3 графика видно, что для рассматриваемой размерности РБ (типа «ЛМ») с использованием РН «Союз-2» этапа 1б изменение номинальной тяги МД в диапазоне от 1,5 до 6 тс слабо влияет на энергетические возможности РБ.

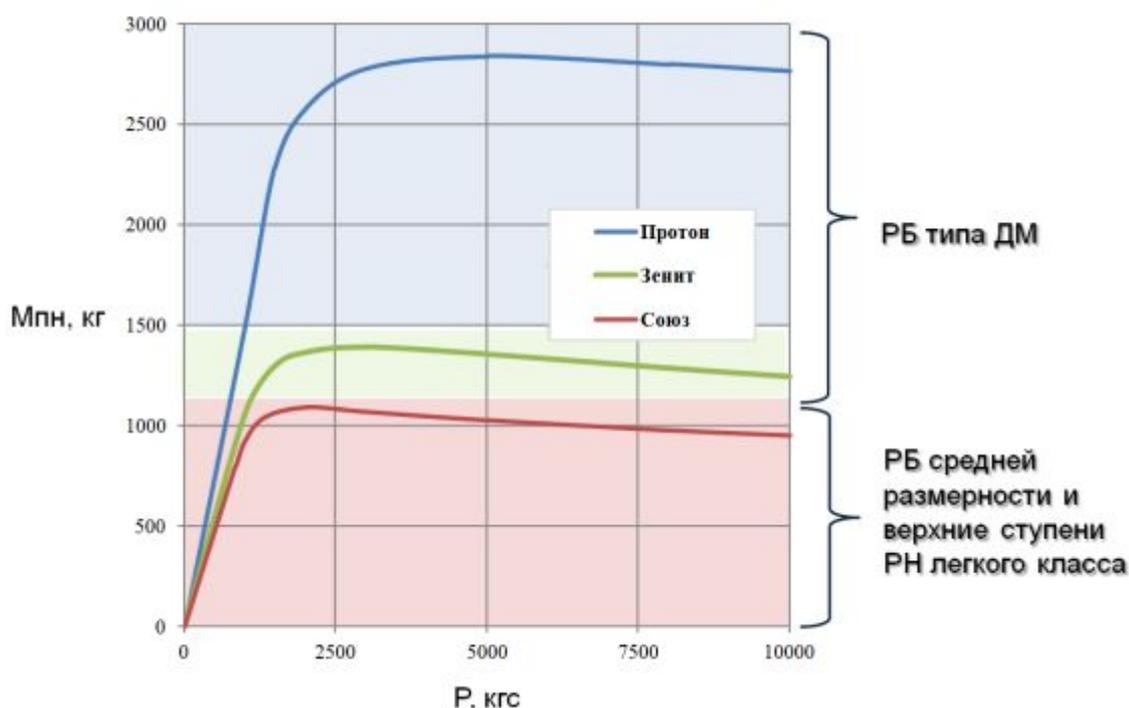


Рис. 3. Зависимость выводимой массы полезной нагрузки от тяги МД и размерности РБ

В связи с этим для РБ средней размерности (типа блока «ЛМ» и «Дельфин») рациональным с точки зрения практической реализации и надёжности, учитывая трудности создания высокоэкономичного малоразмерного кислородно-керосинового двигателя тягой 2 тс, является уровень тяги от 4 до 6 тс. При этом с точки зрения простоты разработки и отработки перспективного МД с высокими энергетическими характеристиками для РБ «ЛМ» практически оптимальным является уровень тяги МД ~ 5 тс, принятый для двигателя 11Д58МФ (в настоящее время он разрабатывается применительно к РБ типа ДМ, т.е. к РБ большей размерности).

Для сравнения на рис. 3 приведены также графики зависимостей массы полезной нагрузки РБ для РН большей грузоподъёмности—РН «Зенит» и «Протон». Графики показывают рациональность использования двигателя 11Д58МФ тягой 5 тс как в составе РБ больших размерностей, так и в составе РБ средней размерности (РБ «ЛМ»).

Следует отметить, что кислородно-углеводородная ОДУ с двигателем 11Д58МФ может быть использована также в составе верхних ступеней РН лёгкого и сверхлёгкого класса, особенно при необходимости их повторного запуска в полёте. Использование для 11Д58МФ не только в РБ типа ДМ, но и в РБ средней размерности (в первую очередь — в ОДУ

блока «ЛМ») приведёт к повышению серийности и ритмичности производства двигателя 11Д58МФ, более высоким показателям надёжности наземной и лётной отработки, а также к повышению экономической эффективности от использования данного двигателя в отрасли.

### Сравнение блока «ЛМ» с другими РБ

Сравнение блока «ЛМ» с другими РБ такой же размерности проводился по массе полезной нагрузки, выводимой на ГСО при начальной массе ОБ 8200 кг, а также по показателю массово-энергетической эффективности РБ, определяемого величиной предельной скорости, которую при максимальной заправке блок может обеспечить при нулевом значении полезной нагрузки:

$$V_{X_{пред}} = g \cdot I_{уд} \cdot I_{п} (M_{рт} + M_{к}) / M_{к}$$

Здесь  $I_{уд}$  - удельный импульс тяги МД, с;

$M_{рт}$ —рабочий запас топлива, кг;

$M_{к}$ —конечная масса блока, кг;

$$g = 9,81 \text{ м/с}^2.$$

В таблице 1 даны расчётные значения массы полезной нагрузки на ГСО  $M_{пн}$ , а также значения потребных характеристических скоростей для двухимпульсного выведения КА на ГСО с учётом гравитационных потерь  $V_{X_{потр}}$  и предельных скоростей  $V_{X_{пред}}$ , обеспечиваемых РБ.

Таблица 1 - Характеристики РБ

Разгонные блоки	Компоненты топлива МД	Двигатель	$I_{уд}$ , с	$M_{рт}$ , кг	$M_{к}$ , кг	$M_{пн}$ , кг	$V_{X_{потр}}$ , м/с	$V_{X_{пред}}$ , м/с
1. РБ «Фрегат» с увеличенными объёмами баков без сбрасываемых ёмкостей [3]	АТ+НДМГ	С5.92	332,5	6360	1000	840	4874	6511
1. РБ «Дельфин»	О2+РГ-1	РД-161	360	6140	1060	1000	4879	6766
3. РБ «ЛМ»	О2+РГ-1	11Д58МФ с укороченным насадком сопла МД	368	6070	1100	1030	4866	6767

## Пути повышения энергетических и эксплуатационных характеристик ОДУ

Разработку предлагаемой ОДУ для РБ «ЛМ» с целью повышения эффективности его использования (как за счёт дальнейшего повышения энергетических характеристик, так и за счёт расширения круга решаемых задач) предполагается проводить по следующим направлениям:

- использование вместо РГ-1 одного из высококалорийных нетоксичных синтетических углеводородных горючих новой разработки, позволяющих дополнительно повысить удельный импульс тяги МД на  $6 \div 11$  с (это дополнительно повысит энергетическую эффективность ОДУ и РБ «ЛМ»);

- реализация технических решений, позволяющих проводить многократный запуск ДУ в условиях невесомости при запасах компонентов топлива в баках на последний запуск не более 5% от суммарного (это позволит использовать энергетически более выгодные баллистические схемы выведения КА на целевые орбиты, а также обеспечить эффективное применение ОДУ в составе повторно запускающихся верхних ступеней РН лёгкого и сверхлёгкого класса);

- реализация технических решений, обеспечивающих длительное (до нескольких суток) хранение в ОДУ РБ криогенно-гоокислителя в условиях космического пространства без непроизводительных потерь кислорода (это позволит дополнительно расширить круг решаемых РБ задач).

Следует отметить, что опыт «РКК «Энергия» по созданию кислородно-керосиновой ДУ блока Д лунного пилотируемого комплекса Н1-Л3 с семикратным включением МД 11Д58 в процессе семисуточного космического полёта (в том числе результаты пуска уникального блока Д изделия Л1Э с телевизионным наблюдением поведения жидкого кислорода и керосина в топливных баках в условиях невесомости и при многократных включениях МД) позволяют «РКК «Энергия»

создать надёжную ОДУ для РБ «ЛМ» в сжатые сроки без использования специальных пусков РН для её лётной отработки.

## Заключение

1 Сложившаяся в отечественной космической отрасли ситуация требует создания современного разгонного блока — РБ «ЛМ» средней размерности, использующего высокоэкономичную экологически чистую ОДУ, обеспечивающую как выдачу с помощью МД импульсов тяги для изменения траектории полёта ОБ, так и выдачу с помощью двигателей малой тяги, работающих на основных компонентах топлива РБ, ориентацию и стабилизацию ОБ на пассивных участках полёта, ускорение ОБ перед включениями МД для осаждения топлива в баках, а также для увода РБ от КА после их разделения на целевой орбите.

Основой для создания такой ОДУ является многофункциональный кислородно-углеводородный двигатель 11Д58МФ разработки РКК «Энергия», находящийся в настоящее время на этапе автономных (в том числе огневых) испытаний его основных агрегатов.

2 Из рассмотрения результатов выполненных проработок следует, что РБ «ЛМ» с ОДУ на базе двигателя 11Д58МФ будет обладать лучшими энергетическими и эксплуатационными характеристиками, чем РБ «Фрегат» с двигателем С5.92 и проектировавшийся РБ «Дельфин» с двигателем РД-161.

3 Благодаря высоким энергетическим характеристикам и функциональным возможностям, кислородно-углеводородный РБ «ЛМ» с двигателем 11Д58МФ тягой  $\sim 5$  тс может покрыть широкую область использования как в составе экологически чистых разгонных блоков тяжёлой и средней размерности, так и в составе верхних ступеней кислородных РН лёгкого и сверхлёгкого классов, в том числе разрабатываемых для космодрома «Восточный» перспективных средств выведения.

### Библиографический список

1. Катков Р.Э., Лозино-лозинская И.Г., Мосолов С.В., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Соколова Н.А., Стриженко П.П., Тупицын Н.Н. Результаты огневых испытаний экспериментальных камер сгорания ЖРД с кислородным охлаждением // Известия РАН. Энергетика. 2013. № 1. С. 34-43.

2. Лупяк Д.С., Лакеев В.Н. Исследования по созданию разгонного блока с по-

вышенными энергомассовыми характеристиками // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 26-29.

3. Блинов В.Н., Иванов Н.Н., Сеченов Ю.Н., Шалай В.В. Ракеты-носители. Проекты и реальность. Книга 1. Ракеты-носители России и Украины. Омск: ОмГТУ, 2011. 327 с.

### Информация об авторах

**Лупяк Дмитрий Сергеевич**, ведущий инженер, Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва, г. Королёв. E-mail: [dloupiak@mail.ru](mailto:dloupiak@mail.ru). Область научных интересов: средства выведения и средства межорбитальной транспортировки.

**Смоленцев Александр Алексеевич**, главный конструктор двигателей, двигательных и энергетических установок, руководитель научно-технического центра, Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва, г. Королёв. E-mail: [alexander.smolentsev@rsce.ru](mailto:alexander.smolentsev@rsce.ru). Область научных интересов: двигательные и энергетические установки.

**Соколов Борис Александрович**, доктор технических наук, профессор, советник президента, Ракетно-космическая

корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва, г. Королёв. E-mail: [boris.sokolov@rsce.ru](mailto:boris.sokolov@rsce.ru). Область научных интересов: двигательные и энергетические установки.

**Туманин Евгений Николаевич**, кандидат технических наук, заместитель начальника отдела, начальник сектора, Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва, г. Королёв. E-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru). Область научных интересов: двигательные и энергетические установки.

**Тупицын Николай Николаевич**, заместитель начальника отделения, Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва, г. Королёв. E-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru). Область научных интересов: двигательные и энергетические установки.

### 11D58MF COMBINED PROPULSION UNIT OPERATING ON OXYGEN-HYDROGEN FUEL FOR AN AVERAGE-SIZED BOOSTER

©2014 D.S. Lupyak, A.A. Smolentsev, B.A. Sokolov, E.N. Tumanin, N.N. Tupitsin

Rocket and Space Corporation Energia, Korolyov, Moscow Region, Russian Federation

This paper describes the expediency of creation a combined propulsion unit with oxygen-hydrocarbon fuel for advanced upper stage of the middle class rockets based on the multifunctional liquid-propellant rocket engine 11D58MF. The appearance of the upper stage with 11D58MF engine, comparative analysis of the developing and exploitation upper stages are presented. The peculiarities of 11D58MF engine notes. At present there is a number of objective reasons and circumstances in which it is necessary to carry out works on the creation of propulsion with oxygen-hydrocarbon fuel in the domestic space industry. This propulsion can be used as in creation of advanced upper stage for the space launch complex with family of the middle class launch vehicles "Souz" in launch site "Vostochniy" as in creation of upper stages for the light and ultra light class launch vehi-

cles. At that upper stage with new propulsion will be able to compete with the blocks that are being in developing or exploitation at present.

*Orbital transfer vehicle, upper stage, combined propulsion, multifunctional liquid-propellant rocket engine 11D58MF, «Vostochniy» launch site.*

### References

1. Katkov R.E., Lozino-Lozinskaya I.G., Mosolov S.V., Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Sokolova N.A., Strizhenko P.P., Tupitsyn N.N. Test results of experimental rocket engine chambers for DM upper stage with liquid oxygen cooling // *Izvestiya RAN. Energetika*. 2013. No. 1. P. 34-43. (In Russ.)
2. Loupiak D.S., Lakeev V.N. Investigations in development of the upper stage with improved energy and mass parameters // *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*. 2011. No. 5. P. 26-29. (In Russ.)
3. Blinov V.N., Ivanov N.N., Sechenov Y.N., Shalay V.V. *Rakety-nositeli. Proekty i real'nost'* [Launch vehicles. Projects and reality. Book 1. Launch vehicles of Russia and Ukraine]. Omsk: Omsk State Technical University Publ., 327 p.

### About the authors

**Lupyak Dmitry Sergeevich**, leading engineer, Korolev Rocket and Space Corporation “Energia”, Korolev. E-mail: [dloupiak@mail.ru](mailto:dloupiak@mail.ru). Area of Research: launch vehicles and orbital transfer vehicles.

**Smolentsev Alexander Alekseevich**, chief designer of the engines, propulsion and power generating systems, head of the scientific technical center, Korolev Rocket and Space Corporation “Energia”, Korolev. E-mail: [alexander.smolentsev@rsce.ru](mailto:alexander.smolentsev@rsce.ru). Area of Research: propulsion and power generating systems.

**Sokolov Boris Aleksandrovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, president adviser, Korolev Rocket and Space

Corporation “Energia”, Korolev. E-mail: [boris.sokolov@rsce.ru](mailto:boris.sokolov@rsce.ru). Area of Research: propulsion and power generating systems.

**Tumanin Evgeny Nikolaevich**, Candidate of Science (Engineering), deputy of head the department, chief the section. Korolev Rocket and Space Corporation “Energia”, Korolev. E-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru). Area of Research: propulsion and power generating systems.

**Tupitsin Nikolay Nikolaevich**, deputy of head the branch office, Korolev Rocket and Space Corporation “Energia”, Korolev. E-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru). Area of Research: propulsion and power generating systems.