

УДК 621.7

М.А. Лукашов, С.А. Паршин, Ю.В. Ткачев, З.В. Сазанишвили

*Приднепровская государственная академия строительства и архитектуры
Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара*

ФОРМИРОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К РАКЕТАМ-НОСИТЕЛЯМ СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА В РАМКАХ СОВРЕМЕННОГО РЫНКА ПУСКОВЫХ УСЛУГ

У статті проаналізовано тенденції ринку пускових послуг, передумови до появи нового класу ракет-носіїв а так само розглянуті накладаються ринком обмеження на розробку ракет-носіїв і нові вимоги до них.

Ключові слова: *ракета-носіїв, проектні параметри, система живлення, технологія.*

В статье проанализированы тенденции рынка пусковых услуг, предпосылки к появлению нового класса ракет-носителей а так же рассмотрены налагаемые рынком ограничения на разработку ракет-носителей и новые требования к ним.

Ключевые слова: *ракета-носитель, проектные параметры, система питания, технология.*

The article analyzes the trends in the launch services market, the prerequisites for the emergence of a new class of carrier rockets, and also examines market-imposed restrictions on the development of carrier rockets and new requirements for them.

Key words: *launch vehicle, design parameters, power supply system, technology.*

1. Тенденции развития рынка пусковых услуг.

Современный рынок пусковых услуг стремительно меняется под влиянием роста спроса на услуги, которые предоставляются с помощью искусственных спутников, что обусловлено увеличением доступности спутниковых технологий, уменьшением себестоимости разработки и производства спутников, увеличением доли микро- и нано- спутников на рынке предоставления услуг по дистанционному зондированию Земли.

Прогнозы, основанные на объявленных и будущих планах разработчиков программ, указывают на то, что с 2000 до 2750 нано / микроспутников будут требовать запуска с 2014 до 2020 года [1].

Увеличение на 330% запусков наноспутников (1-10 кг) в 2013 году, по сравнению с 2012 г., показывало признаки растущего рынка их запусков [1]. На сегодняшний день основным способом доставки миниатюрного спутника на орбиту все еще остается закрепление его в качестве «сопутствующего» груза на ракете-носителе, где уже есть запланированный «основной» полезный груз (так называемый «piggyback»). Подобная практика хотя и удешевляет запуск сравнительно с классическим «целевым» запуском, но привязывает запуск микроспутника к орбите, на которую выводится «целевой» груз.

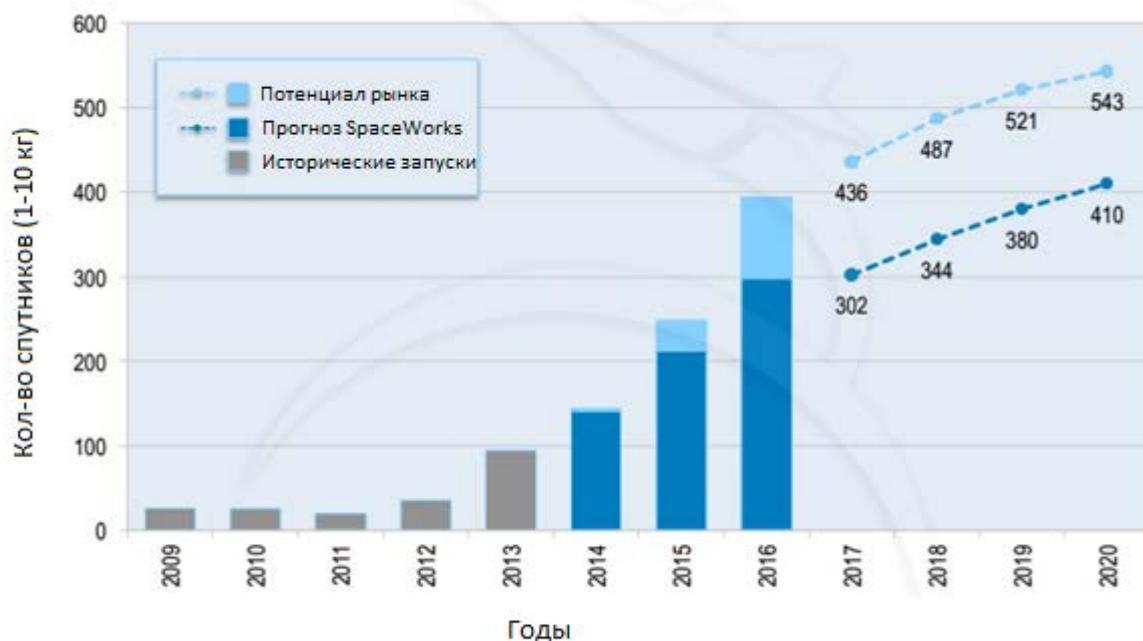


Рис. 1 Динамика выведения нано- и микроспутников

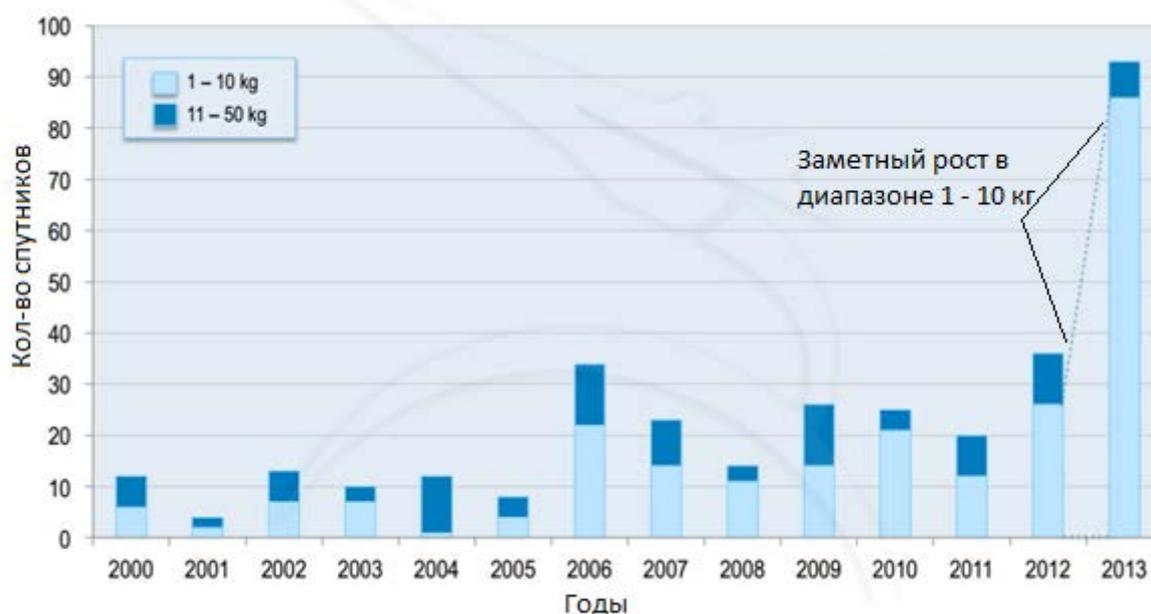


Рис. 2 Фактический рост количества выводимых спутников

Это накладывает существенные ограничения на области применения микроспутников. Одним из решением этой проблемы может стать разработка ракеты-носителя сверхлегкого класса (РН СЛК), предназначенной для целевого вывода таких спутников непосредственно на необходимую орбиту. Вывод на рынок ракет носителей такого класса значительно ускорит темпы роста доли миниатюрных спутников в общем объеме космических аппаратов и еще более удешевит их вывода. Таким образом, на сегодняшний день начал формироваться совершенно новый рынок стартовых услуг, спрос на которые уже существует, а завершенных проектов еще нет. Многие современных технологических компаний уже начали разработку ракет носителей

сверхлегкого класса. Поэтому исследование особенностей подобных ракет и их создание является перспективным направлением исследования. За последние несколько лет появилась целая серия разработок таких ракет-носителей: ELECTRON, «Таймыр», Launcher One, NEPTUNE.

Таблица 1

Характеристики разрабатываемых РН СЛК

Разработчик Характеристики	<i>Virgin Galactic Launcher One</i>	<i>RocketLab ELECTRON</i>	<i>Interorbital Systems NEPTUNE</i>	<i>Лин Индастриал Таймыр</i>
Стартовая масса, кг	Н/Д	Н/Д	Н/Д	14 600 кг
Масса конструкции, кг	Н/Д	Н/Д	Н/Д	1 604 кг
Полезная нагрузка, кг	120 кг	100 кг	145 кг	135 кг
Длина, м	Н/Д	20 м	Н/Д	10,7 м
Диаметр, м	Н/Д	1 м	Н/Д	2,7 м
Кол-во ступеней	2	2	2	3
Тяга двигателей	Н/Д	183 кН, - 1ст. 22 кН – 2ст.	Н/Д	Н/Д
Удельная тяга, с	Н/Д	327 с	Н/Д	Н/Д
Тип топлива	Н/Д	кислород – керосин	азотная кислота – скипидар	перекись – керосин
Система подачи топлива	Н/Д	электронасосная	Н/Д	вытеснительная
Материал корпуса	Н/Д	углепластик	Н/Д	углепластик, органопластик
Тип орбиты (высота)	ССО	ССО (500 км)	Полярная (310 км)	ССО
Стоимость вывода 1 кг ПГ	~ 83 300\$	~49 000\$	~35 000\$	~20 000\$
Страна производитель	США	США	США	РФ

Вторым фактором, определяющим тенденцию развития рынка пусковых услуг, является его коммерциализация, что выносит на первое место требования к минимальной стоимости вывода одного килограмма полезной нагрузки на орбиту при достаточной надежности. За последние годы появилось много частных компаний, которые ориентируются на предоставление услуг по

выводу груза на орбиту. Это обстоятельство приводит к появлению конкуренции на данном рынке и очевидно, что победит в конкурентной борьбе тот проект, который при достаточной степени надежности будет обеспечивать минимальную стоимость выведения груза на орбиту.

Необходимость в появлении ракет-носителей сверхлегкого класса порождает ряд новых требований, выдвигаемых к ракетами данного класса.

Ограничения, накладываемые рынком:

- Масса выводимого полезного груза от 100 до 300 кг
- Целевые орбиты от опорных до гелиосинхронных и, в перспективе, до геосинхронной.
- Масса РН порядка 10 тонн, длина порядка 10 метров (рамки нового класса ракет, выбранные из статистических показателей, разрабатываемых РН)

Основные требования к подобным РН:

- Минимальная стартовая масса
- Минимальная стоимость вывода 1 кг груза на орбиту
- Простота конструкции
- Простота эксплуатации
- Высокая надежность
- Технологичность и простота производства
- Мобильность стартового комплекса [2]

2. Формирование облика РН СЛК

В связи с формирующейся тенденцией общий вид современной РН СЛК можно сформулировать, проанализировав тенденции пошагово по принципиальной и конструктивно-компоновочной схеме:

1. Тип стартовой установки и схема старта

Одно из направлений по снижению стоимости разработки и эксплуатации РН заключается в переходе к мобильным стартовым комплексам, которые не требуют строительства дорогостоящих космодромов. Мобильный стартовый комплекс позволит эксплуатировать ракетно-космические комплексы потребителям, не имеющим возможности выделять территории под космодром и зоны отчуждения. Мобильные стартовые комплексы могут появиться в виде универсальных масштабируемых модульных комплексов, которые возможно будет размещать как на колесном шасси, так и на плавучей платформе. Однако, трудностью создания мобильных комплексов является необходимость использования высококипящих компонентов.

2. Схема выведения КА на орбиту

Для минимизации энергозатрат для выведения КА на заданные орбиты необходимо делить активный участок траектории на участки с различной, но оптимальной для каждого момента тяговооруженностью. Это позволит оптимизировать потери скорости как на сопротивление набегающему потоку, так и действие сил гравитации.

3. Тип ракетного топлива и состав двигательной установки

Применение мобильного стартового комплекса ставит ограничение на выбор топлива. Для максимальной компактности и простоты в эксплуатации топлива должны быть ограничены только высококипящими компонентами. Так же недопустимо использование токсичных компонентов (АТ+НДМГ). Наиболее подходящим вариантом является применение высококонцентрированной перекиси водорода (>90%) «high-test peroxide (НТР)» и керосина (RP-1). Такое сочетание компонентов применялось ранее в РН Black Arrow (Британия). Данная пара применяется в классическом ЖРД с активным охлаждением перекисью.

В связи с тем, что одной из основных проблем двигателестроения на сегодняшний день является повышение технико-экономической эффективности как средств выведения ракет, так и средств межорбитальной транспортировки, таких как разгонные блоки (РБ), межорбитальные буксиры, транспортные модули и т.д. очень актуальной становится возможность применения гибридных компонентов топлива

Степень их совершенства, надежность и стоимость запуска предопределяет эффективность, в первую очередь – удельную стоимость выводимого в космос полезного груза. Исходя из проблем эксплуатации современных ракет-носителей и оценки реализуемости долгосрочных космических программ, в основу формирования системы выведения рационально положить следующие требования [7]:

1. снижение удельной стоимости выведения КА;
2. сокращение номенклатуры и унификация средств и систем выведения;
3. модернизация и максимальное использование задела по агрегатам, системам, производственной и стендово-экспериментальной базам, наземным комплексам;
4. снижение вредного воздействия системы выведения на окружающую среду (сокращение токсичных компонентов, площадей районов падения, снижение уровня техногенного засорения орбит);
5. создание научно-технического и технологического задела по ключевым элементам системы выведения нового поколения;
6. расширение функциональных возможностей и улучшение эксплуатационных характеристик, в том числе создание специальных бортовых технических средств, обеспечивающих групповые запуски космического аппарата (КА) на целевые орбиты, а также разработка конструкции РБ, позволяющей реализовать менее энергозатратные схемы выведения на геостационарную орбиту КА.

Как показали работы разных авторов [8, 9], а также многолетние исследования, проводимые в Исследовательском центре им.М.В. Келдыша, например [7, 10], в значительной степени перечисленным выше требованиям отвечают гибридные ракетные двигатели (ГРД), работающие на твердом горючем и жидком или газообразном окислителе.

Важно отметить, что по своим удельным энергомассовым характеристикам ГРД занимают промежуточное положение между жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) на криогенных топливах и ракетными двигателями на твердом топливе (РДТТ). В то же время ГРД имеют более высокие значения удельного импульса, чем РДТТ, вследствие использования топлив с большим запасом химической энергии, но при этом одинаковых или несколько меньших значений удельного импульса, чем у ЖРД. Идеальный удельный импульс ГРД может изменяться в диапазоне от ~ 3250 м/с ($P_{кс} = 2$ МПа, $Da = 3,5$) до ~ 3940 м/с ($P_{кс} = 10$ МПа, $Da = 10$) в зависимости от компонентов топлива [7, 11].

Исходя из этого у ГРД по сравнению с ЖРД должна повыситься надежность вследствие отсутствия исполнительных устройств и магистралей, отвечающих за подачу и размещение второго жидкого компонента, и уменьшится стоимость разработки, производства двигательной установки в целом, а также упроститься и эксплуатация.

4. Тип системы и органов управления

Система и органы управления, обеспечивая в первую очередь выполнение полетного задания, должны отвечать двум основным требованиям – простота и надежность. Перспективным выглядит применение в РН СЛК систем управления, построенных на стандартных промышленных или гражданских компонентах с широким применением резервирования, обеспечивающих достаточную для решения задач прием, обработку и передачу данных, принятие решений и пространственное позиционирование.

5. Конструктивно-компоновочная схема отсеков РН СЛК

Обозначившаяся тенденция по расширению рынка запуска малых космических аппаратов накладывает жесткое ограничение по конечной стоимости ракет носителей. Это ограничение возможно реализовать применением упрощенных компоновочных схем, гибкого производства, гибких сборочных процессов, унификацией производственного и сборочного оборудования. В имеющихся условиях снижение значимости критериев минимальной массы и плотности компоновки может быть целесообразным в пользу упрощения производства, сокращения сроков разработки и удешевления системы в целом.

6. Тип системы питания

Ограничения по стоимости пуска и срокам разработки принуждают разработчиков обратить внимание на альтернативы турбонасосной системе подачи. Для ракет носителей сверхлегкого класса вполне применимы вытеснительные системы подачи, которые могут потенциально упростить конструкцию, повысить надежность и сократить сроки разработки за счет простоты конструкции и сокращения времени на экспериментальную разработку. [3]

4. Новый подход к организации производства РН СЛК

Коммерциализация разработок в области космического инжиниринга в современных условиях определяет вектор на использование экономичных инженерно-технических решений при разработке и в производстве космических носителей. Таким образом, наряду с традиционными технологиями обработки (литье, механическая обработка, штамповка и пр.) и сборки (сварка, пайка, клепка) необходимо внедрять энерго- и ресурсосберегающие технологические процессы с одной стороны, стремиться создавать конструкции, позволяющие снизить объем сборочных работ с другой, таким образом повысить уровень технологичности конструкции изделия в целом.

Одним из комплексных решений для достижения поставленных целей может быть применение технологий и процессов аддитивного производства для сложных узлов и агрегатов, например, для камер сгорания двигателей. Аддитивное производство обеспечивает:

- сокращение цикла разработки от чертежной документации до готового узла, то есть быстрое прототипирование цифровой модели с минимальными затратами времени и средств на технологическую подготовку производства;
- сокращение расходов или отсутствие необходимости вообще в покупке или проектировании и производстве специального оборудования и оснастки;
- повышение гибкости производства на этапе изготовления опытных образцов, в том числе при изменении геометрических характеристик узла;
- осуществление механической обработки только на финишных операциях, связанных с подготовкой внутренней поверхности камеры сгорания и мест ее стыковки с трубопроводами пневмогидравлической системы, тем самым сведения производственных отходов к минимуму, и приближения коэффициента использования материала к 100%;
- сокращение количества деталей от нескольких сотен до одной, а, следовательно, отсутствие в технологическом процессе ресурсоемких сборочных операций пайки и сварки, а также контроля их качества;
- сокращение общего количества наименований технологического оборудования на производственном участке, а также уменьшение количества рабочих, используемой производственной площади и потребляемых ресурсов.

Практический опыт показал, что цельно-напечатанные элементы двигательной установки по технологии Selective Laser Sintering обеспечивают расчетные параметры при огневых испытаниях, а, следовательно, точность полученных геометрических размеров и форм, прочностные характеристики используемого материала соответствуют результатам, полученным расчетным путем.

Остановимся более подробно на характеристиках аддитивных процессов. В общем случае в аддитивном производстве для изготовления элементов конструкции изделий исходными материалами являются металлические порошки с максимальным характерным размером частиц до 1,0 мм.

В настоящее время не существует общих требований к металлопорошковым композициям, применяемым для объемного послойного

формообразования деталей, а методы оценки свойств материалов, полученных традиционными технологиями, не могут быть применены в силу наличия анизотропии, неизбежной при послойном принципе создания изделия. Разные компании-производители 3D-принтеров рекомендуют свой перечень материалов с различным фракционным составом собственного производства.

За рубежом вопросы стандартизации по материалам для аддитивных технологий находятся в компетенции таких организаций, как NIST – National Institute of Standards and Technology (США), Международной организации по стандартизации ISO (комитет TC261 по аддитивным технологиям) и ASTM (международный комитет F42 по аддитивным технологиям). В настоящее время разработан только стандарт ASTM F2924 на материал Ti-6Al-4V для применения в технологиях Powder Bed Fusion.

Проблема получения порошковых материалов актуальна не только для развития аддитивных технологий, но и для целей классической порошковой металлургии. В последние годы отмечается значительный интерес к объемным наноматериалам, это обусловлено тем, что их конструкционные и функциональные свойства значительно отличаются от свойств крупнозернистых аналогов, в связи с чем нанопорошковые материалы могут быть эффективно использованы для целей аддитивных технологий.

Одним из параметров, характеризующих порошок, является средний диаметр частиц – d . Так, например, в машинах Phenix Systems используется порошок с $d = 10$ мкм; для машин Conzept Laser дисперсность порошка лежит в пределах 25 – 52 мкм при $d = 26,9$ мкм; для Arcam размер частиц составляет 45 – 100 мкм, для машин SLM Solutions – $d = 10 – 30$ и т.д. Следует отметить, что при снижении значения величины d обеспечивается лучшая рельефность и проработанность мелких элементов детали, поверхность изделия становится более гладкой. В тоже время, если порошок имеет слишком малый размер частиц, то в процессе построения легкие частицы будут «вылетать» из зоны расплава за счет введения в зону действия лазера большого количества энергии, что приведет к повышенной шероховатости детали и микропористости материала в целом. Для предотвращения попадания вылетающих из зоны расплава частиц на сплавленные участки поверхности строящегося слоя, внутри рабочей камеры создают направленный «ветер», сдувающий вылетевшие частицы в сторону. Это также может привести к слишком интенсивному выносу «строительного материала» из зоны построения. В силу этого при работе с мелкодисперсными порошками со средним диаметром менее 10 мкм применяют маломощные лазеры, а, следовательно, малопроизводительные. Вышеуказанные порошки в сочетании с соответствующими настройками оборудования применяют для изготовления мелких деталей, производство которых иным способом невозможно.

Общим требованием к порошкам для принтеров является сферическая форма частиц, которая обеспечивает более компактную укладку частиц в определенный объем, а также «текучесть» порошковой композиции с минимальным сопротивлением в системах подачи материала.

В процессе лазерного синтеза, например, по технологии Selective Laser Melting, при построении детали лазерный луч не только сплавляет частицы порошка, формируя тело детали, но и «портит» материал, непосредственно прилегающий к поверхности строящейся детали. В практике работы с принтерами по технологии Selective Laser Sintering применяют методы просеивания отработанного материала с целью удаления «бракованной» части с дальнейшим перемешиванием «отработавшего» порошка со свежим порошком. Поскольку пропорции смешения устанавливает каждая компания, то идентичность образцов, построенных на одной машине и из одного и того же порошка, не гарантирована.

5.Выводы

В целом, появление на рынке пусковых услуг нового класса ракет-носителей является закономерным. Так же закономерным является постепенное наполнение данного рынка разработками подобными ракетами-носителями. Данная тенденция обуславливает перспективность исследований проблемных вопросов при их проектировании. Проведенное ранее исследование показало зависимость стартовой массы РН от выбора давления в камере двигателя. Так же очевидно, что новые подходы к проектированию расширяют возможности применения современных подходов к расчетам и применению передовых технологий и материалов при разработке ракет носителей сверхлегкого класса. Комбинация подходов, разносторонний анализ и осознанный отход от устоявшихся «традиций проектирования», а также современные тенденции на рынке пусковых услуг дают простор для полного переосмысления проектирования ракет и возможность создавать эффективные технические решения для современного рынка.

Библиографические ссылки:

1. http://www.sei.aero/eng/papers/uploads/archive/SpaceWorks_Nano_Microsatelite_Market_Assessment_January_2014.pdf
2. Збірник наукових праць «Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки» Том XX; Н.М. Дронь, М.В. Андриевский, М.А. Лукашов влияние выбора компонентов топлива и системы подачи на проектные параметры рн слк., Дніпро, «Ліра», 2016. – 85 с
3. В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова, Л.Д. Кучма, А.К. Линник, А.С. Макарова, Д.В. Майданюк, В.Ю. Шевцов «Проектування і конструкція ракет-носіїв», Дніпропетровськ, 2007. – 504 с
4. В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов, Д.Н. Щеверов «Основы проектирования летательных аппаратов», Москва, 1985
5. В.И. Куренков «Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Часть 2. Основы проектирования ракет-носителей», Самара, 2012

6. Міжнародна конференція «Людина і космос 2015». "Оцінка проектних параметрів універсальної метеорологічної ракети спрощеної конструкції", Лукашов М.О., Паршин С.А., Ястремський В.Л., проф. Дронь М.М.
7. Процессы в гибридных ракетных двигателях / А.М. Губертов, В.В. Миронов, Р.Г. Голлендер и др.; под ред. А.С. Коротева. – М.: Наука, 2008. – 405 с.
8. Волков, Е.Б. Ракетные двигатели на комбинированном топливе / Е.Б. Волков, Г.Ю. Мазинг, Ю.Н. Шишкин. – М.: Машиностроение, 1973. – 184с.
9. Головков, Л.Г. Гибридные ракетные двигатели / Л.Г. Головков. – М.: Воениздат, 1976. – 168 с.
10. Hybrid rocket engines: The benefits and prospects / N.A. Davydenko, R.G. Gollender, A.M. Gubertovetal. // Aerospace Science and Technology. – 2007. – Vol. 11. – P. 55–60.
11. Иванов, Н.Н. К использованию гибридных ракетных двигателей на космических аппаратах / Н.Н. Иванов, А.Н. Иванов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. – 2010. – № 3. – С. 50–55.

Надійшла до редколегії 07.05.2017

ЗМІСТ

Ащепкова Н.С. Моделювання взаємодії рухомого робота з зовнішнім середовищем	3
Аджамский С. В., Сазанишвили З. В., Ткачев Ю. В. Повышение гибкости опытно-экспериментального производства изделий космической техники	8
Гайдученко П.А. Инженерная методика определения параметров торовой ёмкости минимальной массы	16
Гусарова И.А. Использование композиционных керамических материалов для жаростойких и теплозащитных конструкций многоразовых космических аппаратов.....	33
Елисеев В.И., Совит Ю.П. Диффузионный массообмен в несмешивающихся жидких электролитах.....	40
Карпович Е. В., Черныш И. А. Определение технологических условий получения бездефектных сварных соединений деталей из титанового сплава вт14 электронно-лучевой сваркой.....	52
Калинин А.В., Носова Т.В., Давидюк А.В., Юшкевич О.П. Влияние микролегирования и модифицирования на структурное упрочнение и свойства сплавов.....	62
Лукашов М.А., Паршин С.А., Ткачев Ю.В., Сазанишвили З.В. Формирование требований к ракетам-носителям сверхлегкого класса в рамках современного рынка пусковых услуг.....	68
Липовский В.И., Линник А.К., Шинкарук В.И. Оптимизация «кейса» топливного отсека орбитальной ступени РН «вега»	78
Золотько О. В., Золотько О. Є., Сосновська О.В., Савченко І.С. Вибір оптимального методу зменшення залишків компонентів палива у баках ракет	91
Лукиша А.П. Методика пересчёта тепло-гидравлических характеристик пористых прямооточных парогенераторов с граничных условий второго рода для граничных условий первого рода.....	97
Лабуткина Т. В., Серпокрьл В. Ю «Оскулирующие трубки», охватывающие группы близких траекторий орбитальных объектов, в задачах прогноза орбитальных столкновений.....	106
Мітіков Ю.О., Іваненко І.С. Новий спосіб боротьби з температурним розшаруванням рідкого кисню в баках ракетних рушійних установок.....	127
Полишко С.А. Влияние модифицирования на стабилизацию химического состава и повышение уровня механических свойств колесной стали марки КП-2	134
Седачова Е. Г., Кулик А. В., Убизький Н. Н. Метод решения одномерных задач процессовлистовой штамповки при изготовлении элементов конструкций изделий ракетно-космической техники.....	142