

адгезию гальванических покрытий для деталей из титановых сплавов ВТ 22 и ВТ 3-1.

#### Библиографический список

1. Букатый С.А., Букатый А.С. Автоматизированная система определения остаточных напряжений. / Механика и процессы управления. Труды XXXVIII Уральского се-

минара. Екатеринбург: УрО РАН, Миасс. – 2008. – Т. 1. – С. 191-194.

2. Букатый С.А., Семенченко И.В. Коробление и размерная стабильность маложестких тонкостенных деталей в производстве газотурбинных двигателей. / Вестник машиностроения. – М.: Машиностроение, 1994. – № 10. – С. 32-37.

УДК 629.7

## АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СВЕРХЛЁГКОГО КЛАССА С ПРИМЕНЕНИЕМ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

© 2018 А.В. Нагиев<sup>1</sup>, Е.В. Космодемьянский<sup>1</sup>, В.А. Кирпичев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

<sup>2</sup>Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

### CARRIER ROCKET EXTRALIGHT CLASS CREATION WITH USE OF POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS POSSIBILITY ANALYSIS

Nagiev A.V., Kosmodemyansky E.V. (JSC «SRC «Progress», Samara, Russian Federation)

Kirpichev V.A. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

*Creation of carrier rocket of extralight class and working off on it new technologies is offered: application in designs of polymeric composition materials, use of the additive technologies, new components of fuel, development of the reusable first step.*

Малые космические аппараты (МКА) запускают на ракетах-носителях (РН) совместно с более крупногабаритными КА (попутный запуск) или крупными партиями (кластерный пуск).

При попутном запуске возможны задержки с запуском из-за задержек в создании основной полезной нагрузки; орбита выбирается не заказчиком, а владельцем основного груза; имеется запрет применения высокоэнергетических устройств [1].

Текущие рыночные тенденции в области запусков МКА, а также развитие зарубежных высокотехнологичных проектов формируют необходимость в создании РН, способной выводить малые КА на требуемую для них орбиту в кратчайшие сроки [2].

Предлагаемая двухступенчатая РН сверхлёгкого класса (СЛК) «Аквилон» предназначена для выведения полезной нагрузки массой в 450 кг на низкую околоземную орбиту (НОО) или 300 кг на среднюю стационарную орбиту (ССО) (H=500 км) при стартовой массе РН 14,5 т (16 т в возвращаемой конфигурации) и предполагаемой стоимости

запуска в 6,3 млн. долл., что лишь незначительно уступает РН «Электрон» и превосходит другие аналоги. В качестве полезной нагрузки (ПН) могут выступать как малые КА (МКА), так и группировки КА формата CubeSat с устройством отделения.

Предлагаемая РН (рис. 1) включает в себя два ракетных блока, соединенных по схеме тандем.

2-й ракетный блок (РБ) представляет собой композитную цилиндрическую оболочку, с внутренней стороны баков снабжённую герметизирующим слоем. Межбачковые отсеки отсутствуют вследствие совмещения днищ баков «О» и «Г» ввиду близости температур заправленных компонентов топлива, что позволяет сэкономить некоторую массу. РБ оснащён однокамерной ЖРДУ с возможностью управления вектором тяги (установка в кардановом подвесе), а также оснащён системой управления движением. Полезная нагрузка защищена от тепловых и механических нагрузок набегающего потока двустворчатый головным обтекателем.



Рис. 1. Предлагаемая РН СЛК «Аквилон»

1-й РБ также представляет собой композитную цилиндрическую оболочку, с внутренней стороны баков снабжённую герметизирующим слоем. Отличием от конструкции 2-го РБ является наличие дополнительных баков «О» и «Г», предназначенных для питания ЖРДУ, а именно рулевых ЖРД, в процессе реализации возврата РБ и посадки на посадочную полосу с целью повторного использования. Межбаковые отсеки также отсутствуют. РБ оснащён четырёхкамерной ЖРДУ с 4-мя рулевыми камерами с возможностью многократного запуска, а также оснащён специализированной системой управления движением, позволяющей обеспечить также возврат и посадку на специально выделенную взлётно-посадочную полосу. В конструкции РБ предусмотрена возможность крепления консолей крыла (возвращаемая конфигурация РБ) с исполнительными органами управления для реализации спасения по самолётной схеме и возможность установки убираемых стоек шасси с исполнительными органами управления в специально выделенные для их размещения отсеки в корпусе РБ.

Выводы. Для занятия ниши на рынке пусковых услуг по предоставлению услуг запуска МКА и группировок КА формата CubeSat предлагается создание РН СЛК. На РН данного класса имеется возможность обработки перспективных технологических решений (применение углепластика в конструкции сухих отсеков и топливных баков, использование в качестве топлива пары сжиженный природный газ (СПГ) + жидкий кислород, спасаемый 1-й РБ, применение 3D печати при изготовлении элементов конструкции, подготовка и пуск РН в полуавтоматическом режиме, в том числе с мобильной стартовой платформы) с наименьшими рисками и затратами по сравнению с РН среднего и тяжёлого классов.

#### Библиографический список

1. Костев Ю. В., Мезенова О. В., Позин А. А., Шершаков В. М. Система запуска малых космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. – 2016. – Т. 59. – № 6. – С. 482-488.
2. Всемирная микроракетная лихорадка [Электронный ресурс] / –: URL: <http://zelenyikot.com/global-rocket-fever/>