

**Нагиев А.В., Космодемьянский Е.В., Кирпичёв В.А.**

## **ПОСТРОЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА НА БАЗЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СВЕРХЛЁГКОГО КЛАССА**

Развитие технологий в области приборостроения, конструктивных материалов и новых схемно-технических решений ведут к развитию тенденции уменьшения массово-габаритных характеристик космических аппаратов (КА): от тяжёлых КА массой в несколько тонн к лёгким КА – микро- и наноспутникам – массой в несколько килограмм.

Грузоподъёмность ракет лёгкого класса избыточна для выведения на орбиту единичных микро- и наноспутников, поэтому малые космические аппараты запускают совместно с более крупногабаритными (попутный запуск) или крупными партиями (кластерный пуск).

При попутном запуске возможны задержки, связанные с созданием основной полезной нагрузки, орбита выбирается не заказчиком, а владельцем основного груза, а также имеется запрет на применение высокоэнергетических устройств [1].

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

В данной работе представлен проект РН сверхлёгкого класса, ориентированной на выведение группировок МКА на требуемые орбиты в максимально сжатые сроки.

Предлагаемая двухступенчатая РН СЛК «Аквилон» (вариант построения РН разработки АО «РКЦ «Прогресс») предназначена для выведения полезной нагрузки массой в 450 кг на НОО или 300 кг на 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» (производства Rocket Lab, США) и превосходит другие аналоги.

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

Второй ракетный блок (РБ) представляет собой композитную цилиндрическую оболочку, с внутренней стороны баков снабжённую герметизирующим слоем. Межбаковые 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 двустворчатым головным обтекателем.

Первый РБ также представляет собой композитную цилиндрическую оболочку, с внутренней стороны баков снабжённую герметизирующим слоем. Отличием от конструкции второго 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 четырьмя рулевыми камерами с возможностью многократного запуска, а также оснащён специализированной системой управления движением, позволяющей обеспечивать 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.

В качестве топливной пары для ДУ первой и второй ступеней предполагается использовать СПГ (сжиженный природный газ с содержанием метана 90–98 %) и жидкий кислород. Это обусловлено следующими факторами:

- СПГ не ядовит;
- проливы СПГ быстро испаряются, не нанося вреда окружающей среде;
- относительно низкая стоимость и более широкая сырьевая база в сравнении с керосином;
- энергетическая эффективность;
- низкое сажеобразование, позволяющее увеличить ресурс ДУ, что важно для реализации повторного использования агрегата;
- лёгкость очистки топливных трубопроводов и полостей от остатков горючего после полёта упрощает подготовку ЖРД на СПГ к повторному использованию;
- хорошие охлаждающие свойства СПГ;
- близость температурных диапазонов СПГ и жидкого кислорода.

Применение композитных материалов с полимерной матрицей (ПКМ) при производстве космической и авиационной техники может сэкономить от 5 до 30% массы

изделия, поэтому в конструкции предлагаемой РН предполагается широкое применение композиционных материалов.



Рис. 1. Предлагаемая РН СЛК «Аквилон»

В конструкции РН предлагается использовать углепластики, основными преимуществами которых являются их низкая плотность и высокий модуль упругости. Углеродные волокна и углепластики имеют практически нулевой коэффициент линейного расширения, хорошо проводят электричество [3]. Также они обладают необходимой стойкостью к криогенным температурам [4]. Такой набор свойств композита позволяет использовать его в конструкции сухих отсеков РН [5] и несущих топливных баков [6].

В связи с появлением в мире успешно спасаемых и повторно используемых элементов ракетно-космической техники (РКТ), в своей перспективе ведущих к удешевлению стоимости запуска (в частности, спасаемый и повторно используемый первый ракетный блок РН Falcon-9 компании SpaceX), в нашей стране необходима отработка и внедрение эффективной технологии спасения, диагностики и повторного использования элементов РКТ.

В проект РН СЛК «Аквилон» заложена концепция спасения и повторного использования первого ракетного блока по самолётной схеме.

На РН СЛК «Аквилон» упрощается и удешевляется отработка ряда новых конструктивных, технологических и концептуальных решений за счёт применения полимерных композитных материалов в конструкции РН; новых компонентов топлива; разработки и экспериментальной отработки возвращаемой первой ступени; применения аддитивных технологий.

#### **Библиографический список**

1. Костев, Ю.В. Система запуска малых космических аппаратов [Текст] / Ю.В. Костев, О.В. Мезенова, А.А. Позин, В.М. Шершаков // Изв. вузов. Приборостроение. – 2016. – Т.59. – № 6. – С. 482-488.
2. Всемирная микроракетная лихорадка [Электронный ресурс]. – URL: <http://zelenyikot.com/global-rocket-fever/>
3. Полимерные композиционные материалы: основные типы [Электронный ресурс]. – URL: <https://plastinfo.ru/information/articles/110>
4. Криогенные топливные баки. Проект ракеты-носителя сверхлёгкого класса с элементами конструкции из композитных материалов [Текст] / Москва, Сколково. 2012. – 47 с.
5. Изделия производства ЦНИИСМ [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.tsniism.ru>
6. Новости мира композитов и композитных структур. NASA и Boeing совместно изготавливают композитный ракетный топливный бак [Электронный ресурс]. – URL: <http://fea.ru/news/5900>