

НАПРАВЛЕНИЕ
«РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ. КОСМИЧЕСКАЯ ЭНЕРГЕТИКА» /
«ROCKET ENGINES AND SPACECRAFT POWER ENGINEERING»

УДК 621.45.026

**КРИТЕРИАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ МАСШТАБНОГО ФАКТОРА
НА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ
СВЕРХЛЕГКИХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

Бечаснов П.М.

Московский государственный технический университет имени Н.Э.Баумана,
г. Москва,

bechasnov@bmstu.ru

Ключевые слова: сверхлегкие ракеты-носители, маршевые двигатели малой тяги, масштабный фактор, критериальный анализ.

Продолжающееся за рубежом совершенствование сверхлегких ракет-носителей (СЛРН) и развитие российских проектов выставляют требования к созданию маршевых жидкостных ракетных двигателей относительно малой тяги. Согласно отечественной классификации, ракеты-носители сверхлегкого класса выводят на орбиту полезную нагрузку с массой менее 500 кг. Анализ существующих образцов показывает, что их вторая ступень имеет характеристическую скорость на уровне 6 км/с, при этом в качестве топливных компонентов в основном используются керосин и жидкий кислород. В сочетании с баллистическими требованиями по тяговооруженности ступеней РН [1], это означает, что вторые ступени СЛРН должны комплектоваться двигателями с тягой в вакууме приблизительно 4 тс и менее.

Для двигателей такой тяги из-за снижения удельной мощности турбонасосных агрегатов снижается рабочее давление в камере сгорания (КС), а также возрастает отношение площади стенок камер сгорания к их объему. Это существенно влияет на протекание рабочих процессов в КС. Поэтому целью данной работы является анализ влияния масштабного фактора на КС ЖРД СЛРН. Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- определить влияние масштабного фактора на основные факторы возникновения потерь удельного импульса в КС ЖРД СЛРН;
- выявить наличие дополнительных потерь давления в КС ЖРД СЛРН из-за воздействия масштабного фактора и оценить их влияние на массу турбонасосов;
- оценить влияние масштабного фактора на массу КС ЖРД СЛРН.

На основе приведенных в литературных источниках моделей для различных составляющих потерь удельного импульса, а также для массы камеры сгорания проведен анализ их зависимости от влияния масштабного фактора в виде расчетной тяги камеры. Анализ влияния масштабного фактора на распыление топлива и на потери удельного импульса из-за трения о стенки камеры проведен с помощью критериальных зависимостей, на потери из-за неравновесности течения в сопле – с помощью литературных расчетных данных, на потери из-за неоптимальности смесеобразования для охлаждения стенок камеры – посредством численного эксперимента в программе Rocket Propulsion Analysis 2.3.2 в одномерной постановке с валидацией расчетной методики и формированием входных параметров, на массу камеры – с помощью опубликованных статистических зависимостей.

Основным предметом исследования служили изменения удельного импульса и массы КС, возникающие при изменении ее тяги с величин 100-200 тс, характерных для маршевых

ЖРД РН среднего и тяжелого класса, до величин 0,5-4,0 тс, требуемых для верхних ступеней РН сверхлегкого класса. При этом для выявления влияния сниженного из-за малой удельной мощности турбонасосных агрегатов внутрикамерного давления отдельно исследовались камеры со сравнительно низким и высоким рабочим давлением там, где используемые модели [2-6] предоставляли такую возможность.

В результате проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

- изменение тяги КС ЖРД с величин 100-200 тс, характерных для маршевых ЖРД РН среднего и тяжелого класса, до величин 0,5-4,0 тс, требуемых для верхних ступеней РН сверхлегкого класса, приводит к росту потерь удельного импульса в основном из-за увеличения неравносности течения, которые резко возрастают при снижении тяги менее 4 тс. Эти потери могут быть снижены при увеличении внутрикамерного давления, однако такое увеличение сложно реализуемо из-за низкой удельной мощности турбонасосов ЖРД данной тяги. При этом рост данных потерь со снижением тяги во многом компенсируется уменьшением потерь на несовершенство смесеобразования в связи со снижением характерной длины КС при завесном охлаждении. Следует отметить, что использование метана как горючего в ЖРД СЛРН приводит к меньшему росту удельного импульса, чем в ЖРД большой тяги, из-за высокого подогрева в рубашке камеры сгорания, что приводит к снижению плотности и росту потерь давления.

- дополнительные потери давления в КС ЖРД СЛРН из-за воздействия масштабного фактора по сравнению с ЖРД большей тяги невелики при неизменном относительном расходе через завесы и обусловлены в основном ростом потребного перепада давления на форсунках при снижении внутрикамерного давления из-за низкой удельной мощности турбонасосов ЖРД СЛРН;

- изменение тяги КС ЖРД с величин 100-200 тс, характерных для маршевых ЖРД РН среднего и тяжелого класса, до величин 0,5-4,0 тс, требуемых для верхних ступеней РН сверхлегкого класса, приводит к почти двукратному росту отношения веса КС к создаваемой ею тягой, что приводит к дополнительному снижению отношения тяги к массе для ЖРД СЛРН.

Список литературы

1. Сердюк В.К., Толяренко Н.В., Хлебникова Н.Н. Транспортные средства обеспечения космических программ /под ред. В.П. Мишина (Итоги науки и техники, серия: «Ракетостроение и космическая техника»). Т. 11 . М.: ВИНТИ, 1990. 276 с
2. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник в 10 т. Под ред. акад. В. П. Глушко. — М.: ВИНТИ АН СССР. 1971 — 1979.
3. Дитякин Ю.Ф., Клячко Л.А. Распыливание жидкостей/М.: Машиностроение, 1977. - 206 с
4. В.М. Хайлов. Химическая релаксация в соплах реактивных двигателей. - М.: Машиностроение, 1975, 158 с
5. Иевлев В. М. Турбулентное движение высокотемпературных сплошных сред. М.: Наука, 1975. 255 с
6. Козлов А.Л., Новиков В.Н., Соловьев Е.В. Системы питания и управления ЖРДУ. — М.: Машиностроение, 1988, 352 с.

Сведения об авторах

Бечаснов П.М., к.т.н., доцент кафедры СМ-1 МГТУ им. Н.Э.Баумана звание, должность. Область научных интересов: системное проектирование ракетно-космических комплексов и их энергосиловые установки

CRITERION ANALYSIS OF SCALE FACTOR INFLUENCE ON COMBUSTION CHAMBERS OF ULTRA-LIGHT LAUNCH VEHICLE ENGINES

Bechasnov P.M., bechasnov@bmstu.ru
Bauman Moscow State Technical University, Moscow

Changing the thrust of the values of 0.5-4.0 tf required for upper stages of ULV leads to an increase in specific impulse losses due to low turbopump efficiency, an additional pressure losses and almost twofold increase in the ratio of boosters weight to thrust.