

КРИТЕРИАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ МАСШТАБНОГО ФАКТОРА НА ТУРБОНАСОСЫ 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 тяги существующие статистические модели [1,2] показывают снижение отношения тяги к массе со 100:1 и более, характерных для двигателей РН среднего и тяжелого класса, до 20-30:1. Также снижается рабочее давление в камере сгорания. Это в значительной мере объясняется снижением удельной мощности турбонасосных агрегатов с уменьшением их расхода и мощности. Так, ТНА, разработанный для двигателя XLR-132 открытой схемы тягой 1,7 тс в 1980-х годах при скорости вращения вала 60000 об/мин, имеет относительную массу на уровне около 0,13 кг/л.с.[3]. В то же время ТНА двигателя SSME имеет относительную массу 0,02 кг/л.с., а двигателя F-1 – 0,056 кг/л.с. при схожих напряжениях турбины, хотя обороты их валов ниже, а созданы они десятилетиями раньше.

Поэтому целью данной работы является анализ влияния масштабного фактора на турбонасосы двигателей СЛРН и формирование способов снижения этого влияния. Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- сформировать критерии масштабирования основных элементов ТНА к размерности СЛРН;
- оценить характеристики ТНА для границ диапазона тяг двигателей, потенциально применимых в СЛРН;
- проанализировать возможные способы парирования негативного влияния масштабного фактора на характеристики ТНА ЖРД СЛРН;
- показать достижимые характеристики ТНА ЖРД СЛРН при использовании данных способов.

В данной работе анализ характеристик ТНА ЖРД СЛРН проводился с использованием критериев подобия, по которым характеристики исследуемых конфигураций ТНА пересчитывались по данным о существующих изделиях. Данный метод обладает высокой общностью получаемых результатов, не требуя конструктивной проработки всех исследуемых конфигураций. В качестве расчетных случаев принимались гипотетические кислород-керосиновые двигатели, находящиеся на границах исследуемого диапазона тяг.

В результате проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

- масштабирование основных элементов ТНА к размерности СЛРН может быть произведено по критерию сохранения их кавитационного запаса, при этом остальные критерии напряженности ТНА как минимум не ухудшаются, несмотря на рост потребной для такого масштабирования скорости вращения;

- удельная мощность ТНА ЖРД СЛРН на современном техническом уровне может оказаться ниже, чем у РД-108, вдвое на верхней границе диапазона (4 тс) и более чем на порядок – на нижней (500 кгс). Причиной этого является отсутствие зависимости массы от расхода для малорасходных лопаточных машин, к которым относятся турбины и насосы ЖРД СЛРН;

- негативное влияние масштабного фактора на характеристики ТНА ЖРД СЛРН может быть частично парировано:

- использованием электропривода вместо газовых турбин, эффективным при тягах 2 тс и менее;

- повышением оборотов турбины, которое может быть получено при использовании бустерных насосов с механической и электротрансмиссией, либо редукторной схемы. Масштабирование механического редуктора показывает линейное повышение его мощности со скоростью вращения, как и для лопаточных машин, однако при этом возрастает необходимая быстроходность подшипников;

- при использовании редукторной схемы и бустерных насосов удельная мощность ТНА ЖРД СЛРН может быть повышена вдвое для верхней границы исследуемого диапазона тяг до величины, характерной для РД-108. Дальнейшее ее повышение требует использования активных магнитных подшипников или иных средств обеспечения ресурса ТНА при высоких оборотах.

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. Dietrich E. Koelle. Handbook of Cost Engineering and Design of Space Transportation Systems. Number TCS-TR-200. TransCostSystems (TCS), Ottobrunn Germany, 8.2 edition, October 2013

3. Siebenhaar, Adam & Campbell, William. (1987). XLR-132A storable propellant rocket engine turbopump development status. 10.2514/6.1987-2116.

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 THE INFLUENCE OF SCALE FACTOR ON TURBOPUMPS OF ULTRA-LIGHT LAUNCH VEHICLES ENGINES

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

Scaling of the TNA main elements to the ULV dimension can be performed according to the criterion of preserving their cavitation reserve. The negative influence of the scale factor can be partially eliminated by use of electric drive or increased turbine speeds, which can be implemented in a gearbox scheme.