

УДК 629.7.036.72

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭЛЕКТРОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ В ЖРД

© Буторин С.А., Багаутдинов Д.И., Матвеев И.П., Филинов Е.П.

*Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, г. Самара, Российская Федерация*

e-mail: timberm4n.bagautdinov@yandex.ru

В настоящее время ракетно-космическая отрасль переживает значительные перемены. Десятилетиями в качестве систем подачи топлива и окислителя в камеру сгорания ракетного двигателя применялись вытеснительные системы и турбонасосные агрегаты (ТНА). Однако благодаря значительным технологическим прорывам в области аккумуляторов и электродвигателей настало время рассмотреть перспективы использования электронасосных агрегатов (ЭНА) в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД). Турбонасосные агрегаты хоть и являются весьма эффективными, однако имеют свои недостатки, такие как высокие массогабаритные характеристики, дорогостоящая и крайне сложная конструкция, а также вытекающая из этого подверженность внезапным поломкам. В то же время, электронасосные агрегаты предлагают более компактные размеры и упрощенную схему ЖРД, меньшую массу, простоту регулировки оборотов насосов и режима ЖРД по тяге, многократность включений и высокую надежность при гораздо меньшей стоимости разработки и изготовления. Однако следует учитывать, что пока это относится только к ЖРД с тягой на уровне 20–30 кН. С увеличением тяги возрастает необходимая мощность насосов, а с ней – количество необходимой энергии аккумуляторов, что означает прирост массы.

Данная технология показала свой потенциал после успешного запуска сверхлегкого ракеты-носителя (РН) Electron компанией Rocket Labs Inc. На обеих ступенях данной ракеты используется ЖРД с тягой 24 кН – Rutherford, электронасосные агрегаты которых питаются от литий-полимерных батарей. В России данная технология, в частности сверхлегкие ракеты-носители, только начинает развиваться благодаря вкладу частных космических компании, которые ищут пути снижения стоимости разработки РН. На основании вышесказанного при проведении анализа были рассмотрены ЖРД, предназначенные для верхних ступеней РН с тягой до 30 кН, такие как С5.66, С5.92, 14Д30, которые работают по открытому циклу и активно используются на разгонных блоках (РБ).

Ли и др. [1] провели подробные теоретические исследования возможности использования электронасосного цикла питания для жидкостного ракетного двигателя с тягой 500 Н. На основе регрессионного анализа имеющихся данных по двигателям были проведены расчеты массы каждого компонента. Оказалось, что для исследуемых параметров двигатель с электронасосным питанием имеет меньшую сухую массу, чем двигатель с газогенераторным циклом. Квак и др. [2] представили технико-экономическое обоснование применения двигателя с электронасосным питанием по сравнению с двигателем с газогенераторным циклом для комбинации топлива кислород – керосин. В рамках работы была также предложена новая схема цикла двигателя. Проведенные исследования показали, что при современном уровне развития аккумуляторов и электродвигателей максимально возможная тяга для двигателя, использующего новый цикл, составляет около 100 кН. Вместе с тем прогнозируется, что комбинация кислород-метан будет наиболее подходящей для будущих двигателей с

новым циклом. Экономическая эффективность комбинации ракетных топлив, их доступность и высокие эксплуатационные характеристики отмечаются во многих работах [3–6].

Таким образом, использование электронасосных агрегатов в жидкостных ракетных двигателях имеет большой потенциал для повышения эффективности и надежности систем ЖРД. С развитием аккумуляторов и электродвигателей, возможности применения ЭНА будут только расширяться, что открывает новые перспективы для космической отрасли и разработки будущих ракетных систем.

Библиографический список

1. Lee Juyeon, Roh Tae-Seong, Huh Hwanil, and Lee Hyoung Jin. Performance analysis and mass estimation of a small-sized liquid rocket engine with electric-pump cycle // *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 22:94–107, 2021.
2. Kwak Hyun-Duck, Kwon Sejin, and Choi Chang-Ho. Performance assessment of electrically driven pump-fed lox/kerosene cycle rocket engine: comparison with gas generator cycle // *Aerospace Science and Technology*, 77:67–82, 2018.
3. Morehead Robert L.. Project morpheus main engine development and preliminary flight testing // 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2011.
4. Bellomi P., Rudnykh M., Carapellese S., Liuzzi D., Caggiano G., Arione L., Gurtovoy A.A., Lobov S.D., Rachuk V.S., D'Aversa E., De Lillis A., and Pellegrini R.C. Development of Im10-mira liquid oxygen-liquid natural gas expander cycle demonstrator engine // *Progress in Propulsion Physics*, 11:447–466, 2019.
5. DeLuca Luigi T., Shimada Toru, Sinditskii Valery P., and Calabro Max. The Status of the Research and Development of LNG Rocket Engines in Japan // *Chemical Rocket Propulsion: A Comprehensive Survey of Energetic Materials*. Springer Aerospace Technology, 2017.
6. Kato Toshiki et al. Subscale firing test for regenerative cooling lox/methane rocket engine // 7th European Conference for Aero-nautics and Space Sciences (EUCASS), 2017.