

МАЛОБЮДЖЕТНЫЙ НИЗКОНАПОРНЫЙ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С АБЛЯЦИОННО-ЗАВЕСНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ

Бечаснов П.М.1, Дзись-Войнаровский Н.Н.2, Ильин А.М.3

¹Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана, г. Москва, bechasnov@bmstu.ru

²ООО "ЗД Исследования и Разработки", г. Воронеж

³ООО "Лин Индастриал", г. Москва

Ключевые слова: малобюджетный ракетный двигатель, абляционно-завесное охлаждение, низконапорный двигатель.

Стоимость выведения на орбиту в значительной степени зависит от стоимости используемых средствами выведения двигателей. Однако их поставочные цены весьма высоки. Даже простой и отработанный РД-108 стоил в 2011 году 30 млн. руб. [1], что с поправкой на инфляцию означает удельную стоимость тяги до тысячи рублей за килограмм-силу. Ситуацию осложняет ограниченный набор производимых двигателей, в котором отсутствуют, например, двигатели для развивающегося сегмента сверхлёгких ракет-носителей. Также сложность современных двигателей, помимо высокой стоимости, определяет их низкую стойкость к внешним факторам при возврате отработавших ступеней и трудоемкость работ при подготовке к повторному использованию.

Указанных недостатков лишён подход к конструированию жидкостных двигателей ракет-носителей, предусматривающий снижение их рабочего давления для использования вытеснительной подачи и переход к абляционному охлаждению. Это позволяет отказаться от использования в составе двигателя турбонасоса и рубашки регенеративного охлаждения, как самых дорогостоящих, высокотехнологичных и уязвимых узлов.

Ранее этот подход, не считая конструкций, разработанных на заре космической эры, был применён на первой ступени в двигателях Scorpius компании Microcosm [2,3] и в двигателях Kestrel, устанавливавшихся на второй ступени ракеты Falcon-1 компании SpaceX [4]. При этом для двигателей Scorpius достигнута удельная стоимость тяги в два раза меньше, чем у РД-108, несмотря на производство в США. Эти двигатели, однако, не смогли подтвердить необходимый ресурс, в то время как двигатели Kestrel были доведены до полёта, но их стоимость оказалась высокой из-за использования высокотехнологичных композитных материалов для камеры сгорания и ниобиевого соплового насадка.

Очевидно, что для дальнейшего развития данного направления двигателестроения необходимо искать компромисс между этими крайностями. В качестве такого компромисса в рамках конкурса НТИ «Аэронет» по созданию ракеты-носителя сверхлёгкого класса частными компаниями разрабатывается кислородно-керосиновый двигатель «Битюг» тягой около 2 тс у земли, имеющий высотные модификации с увеличенным сопловым насадком и унифицированной камерой сгорания. В нём предусмотрено абляционное охлаждение камеры сгорания, выполненной из наполненных фенольных смол, с дополнительной завесой, защищающей область критического сечения. В смесительной головке будут установлены двухкомпонентные центробежные форсунки, спроектированные на минимальный перепад давлений. Управление вектором тяги осуществляется впрыском горючего в закритическую часть сопла (в высотных модификациях).

Такая конструкция позволяет уйти от избыточных требований к стойкости теплозащиты. Наиболее теплонапряженный участок защищен завесой и не меняет геометрию в ходе работы, обеспечивая постоянный удельный импульс, а разгар камеры сгорания влияет только на начальную массу. Это позволяет сохранить удельную стоимость тяги на уровне двигателей Scorpius, обеспечив необходимый ресурс. При этом проект носителя оптимизирован в целях снижения потребного ресурса двигателей по топливу. Необходимый ресурс для двигателя «Битюг» составляет до 1,5 т. в отличие от 4 т для Kestrel (приблизительно той же тяги).

Конструкция позволяет провести быструю замену одноразовых абляционных вкладышей, обеспечивая восстановление двигателя для многократного применения, а также стойка к морской воде при приводнении ступени. При этом основную часть стоимости двигателя составляют клапаны, смесительная головка и пояс завесы, использующиеся многократно. Расчётный удельный импульс двигателя первой ступени при давлении в камере сгорания 10 бар составляет 196 с у земли и 275 с в вакууме, второй ступени – 313 с, третьей ступени – 327 с. Отношение тяги к массе у двигателя первой ступени составляет 75:1.

Разработка использует научно-технический задел ООО «Лин Индастриал» и ООО «3Д Исследования и Разработки». Так, ООО «Лин Индастриал» был показан большой расход (до 20%) охладителя при чисто завесном охлаждении металлической камеры двигателя, испытан ряд конструкций форсунок и сделан выбор центробежного типа, спроектирован и изготовлен узел подачи завесы [5, 6]. ООО «3Д Исследования и Разработки» была отработана абляционная теплозащита с испытаниями макетных двигателей на закиси азота [7, 8] при более высоких температуре и давлении.

Для управления подачей рабочего тела предполагается применить электрокраны, состоящие из стандартного металлического шарового крана на нужное давление и его электропривода. Электромотор устанавливается на место снятой ручки крана через переходник. Такая конструкция широко используется частными российскими и зарубежными ракетостроителями. В частности, ООО «Лин Индастриал» и ООО «3Д Исследования и Разработки» успешно использовали её при огневых стендовых испытаниях своих двигателей. За рубежом она доведена до лётных испытаний фирмой Copenhagen Suborbitals, которая применила данный принцип для подачи в двигатель жидкого кислорода, обеспечив подогрев крана.

До настоящего времени ООО «3Д Исследования и Разработки» успешно закупаются краны под расход около 10 кг/с, характерный для разрабатываемого двигателя, при работе на низких температурах. Масса клапанного блока при этом составляет 1-2 кг в зависимости от потребного рабочего давления. Ведутся работы по освоению использования специальных криогенных кранов, однако ситуация с их поставками сложнее. В качестве электромоторов проработано использование стандартного электромотора стеклоподъемника автомобилей ВАЗ и рулевых машинок для радиоуправляемой техники.

Предположительно, такая конструкция будет работать при кратковременном пребывании в вакууме, однако для повышения надёжности работы предусмотрено её размещение в составе ракеты-носителя внутри гермоконтейнера. Оценочные расчёты показывают возможность сохранения в нём атмосферы до суток, что сравнимо с временем выкипания жидкого кислорода в баках, однако для подтверждения полученного результата нужны испытания.

По двигателю завершён аванпроект, в высокой степени готовности находятся материалы эскизного проекта. В настоящее время ведутся переговоры с инвестором о финансировании выпуска рабочей документации и изготовления двигателя с последующим проведением огневых стендовых испытаний.

Список литературы

1. Двигатель РД-108А <https://ecorospace.me/%D0%A0%D0%94-108%D0%90.html> (дата доступа 16.05.2023).
2. Muss J.A., Chakroborty S., Leyva I.A. Development of the Scorpius® LOX/Kerosene Engine Family https://smad.com/wp-content/uploads/2005/05/JANNAF_LPS_2005-Muss1.pdf (дата доступа 16.05.2023).
3. Bauer P.T, Conger R.E, Keith E.L., Wertz J.R Status of the Scorpius Low Cost Launch Services Program <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2465&context=smallsat> (дата доступа 16.05.2023).
4. Falcon-1 Users Guide <https://web.archive.org/web/20081001161902/http://www.spacex.com/Falcon1UsersGuide.pdf> (дата доступа 16.05.2023).

5. НТО «Разработка жидкостного ракетного двигателя малой тяги». ООО «Лин Индастриал», Москва, 2015.
6. НТО «Конструкция жидкостного ракетного двигателя малой тяги с высоким удельным импульсом», ООО «Лин Индастриал», Москва, 2016.
7. НТО «Испытания жидкостных ракетных двигателей» ООО «3Д Исследования и разработки», Воронеж, 2021.
8. Дзись-Войнаровский Н.Н. Опыт создания ЖРД малой тяги частной компанией в России на закиси азота и керосине (тезисы доклада научной конференции). – Материалы V Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (V Козловские чтения) (11–15 сентября 2017 года, г. Самара); под общ. ред. А.Н. Кириллина / СамНЦ РАН. Самара, 2017). 671 с.

Сведения об авторах

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

Дзись-Войнаровский Н.Н. Генеральный директор ООО «3Д Исследования и разработки», Россия, г. Воронеж. Область научных интересов: сверхлегкие космические ракеты.

Ильин А.М. Генеральный директор ООО "Лин Индастриал". Область научных интересов: перспективные средства выведения, общие вопросы проектирования космических систем и комплексов.

LOW-BUDGET LOW-PRESSURE LIQUID ROCKET ENGINE WITH ABLATION-CURTAIN COOLING

Bechasnov P.M.¹, Dzis'-Voynarovskiy N.N.², Il'in A.M.³

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia, bechasnov@bmstu.ru

²"3D R&D" LLC, Voronezh, Russia

³"Lin Industrial" LLC, Moscow, Russia

Keywords: low-budget rocket engine, ablation-curtain cooling, low-pressure rocket engine.

A low-pressure engine for a launch vehicle with combined cutrain and ablative cooling is proposed. This will ensure an acceptable operating time while maintaining a low cost.