

УДК 621.458

МОНИТОРИНГ ТЕНДЕНЦИЙ РАЗВИТИЯ КОМБИНИРОВАННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В РОССИИ И МИРЕ

Корнеева А. И., Ушакова А. С., Якупова Р. М., Рыбаков В. Н.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Существующие двигатели не могут обеспечить приемлемые тягово-экономические и габаритно-массовые характеристики в широком диапазоне изменения режимов полёта. Именно это и стало предпосылкой для развития комбинированных двигателей (КД) [1].

В 1937 году была спроектирована и изготовлена первая в мире двухступенчатая ракета Р-3 с комбинированной силовой установкой. На первой ступени применялся пороховой ракетный двигатель, разгонявший ракету до скорости, необходимой для начала работы прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) на второй ступени. Лётные испытания ракет Р-3 проводились в 1939 г. и прошли успешно [2].

В 50-х–60-х годах в МКБ «Факел» были проведены работы по созданию ракетно-прямоточных двигателей (РПДТ) применительно к зенитным-управляемым ракетам (ЗУР). 1960–1962 гг. было проведено около 40 пусков опытных ЗУР 17Д и 19Д, оснащенных РПДТ.

В 60-е годы в ГосМКБ «Вымпел» был создан серийный интегральный РПДТ для ЗУР 3М9 комплекса «Куб». Газодинамические условия работы РПДТ на стартовом участке и на маршевом участке требовали различной геометрии сопла камеры сгорания, поэтому по завершении работы стартовой ступени (длительностью 3–6 секунд) предусматривался отстрел внутренней части соплового аппарата со стеклопластиковой решеткой, удерживающей стартовый заряд [2].

ЗУР 3М9 послужила прототипом при создании ряда зарубежных зенитных и противокорабельных ракет: ракеты «воздух–поверхность» ASALM (США), ASMP (Франция), ASSM (Германия), «поверхность–корабль» С-301 (Китай), «корабль–корабль» С-302 (Китай) и др. Ни одна из перечисленных ракет не была реализована в серийном производстве.

В это же время в США велись активные разработки турбореактивного двигателя (ТРД) изменяемого цикла – J58, который работает и как ТРД, и как ПВРД. При скорости 3,2 Маха 80% тяги двигателя обеспечивается его прямоточной частью, и только 20% – турбореактивной частью. На более низких скоростях J58 работает как чистый ТРД. Первые успешные испытания этого двигателя состоялись в 1958 году. Впоследствии J58 использовался на Lockheed A-12, на YF-12 и на SR-71 Blackbird.

Skylon — проект, запущенный в 1992 году компанией Reaction Engines Limited, по созданию беспилотного космолёта многоразового использования, который будет способен доставить в космос приблизительно 12 тонн полезного груза.

Ключевой частью этого проекта является уникальная силовая установка – два многорежимных турборакетнопрямоточных двигателя «SABRE» — гиперзвуковой комбинированный синергетический воздушно-реактивный/ракетный двигатель с предварительным охлаждением (турборакетные двигатели с дополнительными прямоточными контурами, создающими часть тяги, наиболее значительную при низких скоростях полёта). 17 июля 2013 года правительство Великобритании объявило о финансировании этого проекта. Первые тесты двигателей SABRE запланированы на 2019 год.

В 2013 на стенде военной академии ракетных войск стратегического назначения демонстрировался комбинированный воздушно-реактивный двигатель с прямоточной камерой пульсирующего горения и системой воздушного запуска. Это действующая установка, которая доказала работоспособность двигателя с переключением работы с воздушного на ракетный режим и обратно. Впервые проект двигателя дебютировал на выставке «День инноваций» в 2013 году.

В настоящее время в КНР ведётся разработка комбинированного гиперзвукового двигателя «TRRE» — турбированный ракетно дополненный ПВРД/ГПВРД. В нём под единым корпусом размещены турбореактивный, ракетный и прямоточный воздушно-реактивный двигатели. Они имеют общие воздухозаборник и сопло с изменяемыми в зависимости от скорости полета и включенного двигателя сечениями. Все двигатели будут работать на авиационном керосине. В ракетном двигателе в качестве окислителя для керосина будет использоваться жидкий кислород. Лётные испытания запланированы в середине 2020-х годов.

Сравнительный анализ характеристик КД и их аналогов показал, что несмотря на то, что КД могут уступать по ряду характеристик, их применение оправдано. В таблице 1 приведены характеристики двигателей КД J58 и ТРД J75, в разное время использованных на истребителе SR-71 Blackbird. Несмотря на то, что двигатель J58 уступает по массовым показателям, его тяговые и скоростные характеристики значительно превосходят характеристики J75.

Таблица 1. Сравнение характеристик КД J58 и ТРД J75

	J58	J75
Тяга без форсажа, кН	106,3	71,62
Тяга на форсаже, кН	144,6	108,98
Число Маха	3,00	2,31
Сухая масса, кг	3200	2277

В таблице 2 приведено сравнение характеристик двигателей ЗУР малой дальности. Видно, что скоростные и габаритно-массовые характеристики РПДТ преобладают над характеристиками РДТТ.

Таблица 2. Сравнение характеристик РПДТ

	РПДТ (ЗУР 3М9)	РДТТ (ЗУР 5В27)
Разработчик	ГосМКБ «Вымпел»	НПО «Алмаз»
Длина, мм	5800	5948
Масса снаряженной ракеты, кг	599	980
Скорость полёта ракеты, км/ч	2940	2682
Дальность пуска, км	до 22	до 20
Высота полёта, км	до 15	до 18

Использование КД может позволить сократить стоимость эксплуатации и разработки космических аппаратов многоразового использования, что сократит затраты на доставку грузов на орбиту [1]. Поэтому разработка КД является актуальной и важной задачей современности.

Библиографический справочник

1. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных двигателей [Текст]: учебник для вузов ВВС: в 2 ч. / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров, В.Н. Котовский, А.С. Полев; под ред. Ю.Н. Нечаева. — М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. — 448 с.
2. Сорокин, В.А. Ракетно-прямоточные двигатели на твёрдых и пастообразных топливах [Текст]: учебное пособие / Л.С. Яновский, В.А. Козлов, Е.В. Суриков — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. — 320 с.