

УДК 629.78

*Ванин Ю.В.,
старший мастер 2 группы, механо-эрозионного
участка, сборочно-сварочного цеха 222
АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко»
Россия, г. Химки*

МНОГОРАЗОВЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ: ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

***Аннотация:** в статье рассмотрены основные вопросы, связанные с эксплуатацией жидкостных ракетных двигателей многоразового использования. В частности, описываются принципы дросселирования с примерами соответствующих характеристик отечественных и зарубежных двигателей, обсуждаются проблемы регулирования тяги и способы их решения.*

***Ключевые слова:** жидкостный ракетный двигатель, дросселирование, тяга, ракетостроение, аэрокосмическая промышленность.*

***Annotation:** the paper deals with the main issues related to the reusable liquid-propellant rocket engines. In particular, it describes the principles of throttling with examples of corresponding characteristics of domestic and foreign engines, discusses the problems of thrust control and ways to solve them.*

***Key words:** liquid rocket engine, throttling, thrust, rocket science, aerospace.*

В настоящее время приобретает популярность концепция многоразового использования ракетных установок, что достигается, в том числе, методом вертикальной посадки, для обеспечения безопасности и надёжности которой требуется точное и стабильное регулирование тяги двигателя до низких уровней [1, с. 2-3].

Пример многоразового ракетного двигателя – разработанный компанией Rocketdyne жидкостный двигатель Спейс Шаттла (Space Shuttle Main Engine, SSME) или RS-25, функционирующий по ступенчатому циклу сгорания на жидком кислороде в качестве окислителя, и жидком водороде в качестве горючего. Недостатком является то, что у двигателя наблюдаются проблемы с выносливостью, которые приводят к неоптимизированному и дорогостоящему техническому обслуживанию [2, с. 63-65]. Большинство из них связаны с термическими нагрузками, частично – с выбранным типом топлива (оно криогенное и имеет низкую плотность), поэтому ожидается, что будущий двигатель многоразового использования Прометей (Prometheus), разработка которого началась в 2017 году и ведётся по настоящее время, будет работать на кислородно-метановом топливе (рисунок 1).



Рисунок 1. Двигатель Прометей (Prometheus) [3]

Двигатель Прометей функционирует по газогенераторному циклу с одним валом турбонасоса. Газогенераторные установки используют газогенератор – дополнительный компонент для сжигания небольшого количества топлива и подачи его мощности в турбину [4, с. 47]. Ожидается, что Прометей достигнет тяги 950-1000 кН, удельного импульса – от 326 с до 366 с, в зависимости от ступени, на которой он будет размещён. Предусмотрено пятикратное повторное использование двигателя, и от двух до четырёх воспламенений за полёт.

Для соответствия целям миссии многократной пусковой установки, новые виды подобных двигателей требуют возможности регулирования тяги (дросселирования) [1, с. 2]. Конструкции жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) обычно предусматривают работу при постоянной тяге с небольшими отклонениями от точки равновесия. При этом важно отметить, что дросселирование крайне необходимо в ряде космических миссий: орбитальное маневрирование, посадка, зависание, дросселирование во избежание столкновений. Дросселируемые ЖРД способны непрерывно адаптироваться к оптимальной (наиболее экономичной с точки зрения расхода топлива) кривой тяги, что обеспечивает наилучшие эксплуатационные характеристики ракетной установки в целом.

В настоящее время доступны различные методы регулирования тяги: использование специальных форсунок с высоким перепадом давления, с двойным коллектором, с переменной площадью, и подобных, а также технологически более сложные методы – импульсная модуляция, многокамерное дросселирование. Существует несколько величин и параметров, используемых для изменения тяги: расход топлива, его типы и состав, а также площадь сечения горловины сопла. Наиболее распространённым способом является регулирование расхода топлива посредством регуляторов расхода [5, с. 3], форсунок. Так, в двигателе РД-180, аналогично двигателям РД-170 и РД-0120, разработанных АО «НПО

Энергомаш имени академика В.П. Глушко», в линии подачи топлива газогенератора с высоким уровнем окислителя установлен регулятор расхода, а также дроссельная заслонка на линии подачи топлива в камеру сгорания, что обеспечивает снижение тяги до 47% от номинального уровня [6, с. 4].

Современные отечественные ЖРД большой тяги с принципом дросселирования позволяют регулировать тягу до 30-60% от номинального уровня. К примеру, двигатель РД-191 (рисунок 2) того же производства АО «НПО Энергомаш имени академика В. П. Глушко» [7, с. 4], снижает тягу до 32% от номинального уровня [6, с. 5].



Рисунок 2. Двигатель РД-191 [8]

Основными проблемами, связанными с дросселированием, являются: нестабильность сгорания и системы, преимущественно вызванная неоптимальным впрыском, ухудшение производительности, чрезмерная теплопередача и динамика насоса, которые являются типичными проблемами в двигателях многоразового использования. К примеру, низкая дроссельная способность двигателя BE-3 производства Blue Origin, составляющая 18%, упрощает процесс его вертикальной посадки. Другой двигатель Merlin 1D

Вакуум компании SpaceX, снижает скорость до 39%. Каждый отдельный двигатель многоразовой японской зондирующей ракеты, разработанной Японским агентством аэрокосмических исследований (JAXA), может регулировать тягу от 40% до 100%, обеспечивая вертикальную посадку ракеты-носителя [2, с. 63-65].

Вышеуказанные возможности ЖРД нового поколения (возможность повторного использования, дросселирование, многократный перезапуск) делают их работу значительно сложнее, что ставит перед инженерами-конструкторами определённые задачи. Достижение цели, касающейся возможности повторного использования, подразумевает более высокие требования к надёжности ракетной установки. Возможность многократного перезапуска во время полёта также требует принятия соответствующих мер по обеспечению безопасности и слаженной работы всех компонентов системы.

Таким образом, с учётом различных режимов работы двигателя, требуется применение модернизированных систем управления для безопасного достижения низких уровней тяги. Потенциальная потребность в многоразовых пусковых установках и связанных с ними двигателях представляет собой реальную проблему для инженеров, ввиду чего требуется провести немало исследований для получения соответствующих результатов.

Использованные источники:

1. Барышев С.А. Оптимизация работы жидкостных ракетных двигателей большой тяги // Аллея науки. – 2023. – № 1 (76). – С. 2-3.
2. Pérez-Roca S. et al. A survey of automatic control methods for liquid-propellant rocket engines // Progress in Aerospace Sciences. – 2019. – Т. 107. – С. 63-65.
3. European space-rocket liquid-propellant engines. – URL: http://www.b14643.de/Spacerockets/Specials/European_Rocket_engines/Prometheus.jpg.

4. Васянькин А.В. Классификация жидкостных ракетных двигателей по типу управления // V МНПК «Актуальные вопросы современной науки». – Пенза, 25 февраля 2023. – С. 47.
5. Барышев С.А. Анализ способов регулирования тяги в жидкостных ракетных двигателях // Аллея науки. – 2023. – № 1 (76). – С. 3.
6. Бруев В.Н., Козловский Л.Н. Принцип дросселирования в отечественных жидкостных ракетных двигателях // Аллея науки. – 2023. – № 1 (76). – С. 4-5.
7. Васянькин А.В. Концепция многоразового использования ракетных установок // Аллея науки. – 2023. – № 3 (78). – С. 4.
8. Гунеев С. Ракетный двигатель РД - 191. Архивное фото // РИА Новости. – 27 августа 2019 (обновлено 3 марта 2020). – URL: <https://ria.ru/20190827/1557943931.html>.