

ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ СТЕНД РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ МАЛОЙ ТЯГИ

Чижов А.А., Ершов М. А., Иванов М. В., Долгих Д.Е., Вельможин Д.С
Самарский университет, г. Самара, tchizhov.artemui@yandex.ru

Ключевые слова: испытания ракетного двигателя, ракетный двигатель на твёрдом топливе малой тяги.

Работа по проектированию испытательного стенда ведётся в продолжение работы над производством зарядов РДТТ со стабильными характеристиками [1]. В её рамках возникла необходимость проведения испытаний модельных ракетных двигателей на твёрдом топливе малой тяги (РДТТмт), использующих заряды топлива, изготовленных по описанной в статье технологии. Проектирование и изготовление модельных РДТТмт ведётся для запусков студенческих экспериментальных моделей ракет. Важно чтобы двигатель работал, выдавая расчётные однотипные внешнебаллистические характеристики, так как от этого зависит расчётная и безопасная траектория полёта ракеты. Поэтому основной задачей испытаний РДТТмт является анализ его параметров.

Исходя из рекомендаций по проведению испытаний РДТТ [2], и условий эксплуатации к конструкции предъявляются требования:

1. Безопасность использования, – достигается возможностью дистанционного управления.
2. Автономность и помехозащищённость работы аппаратной части.
3. Возможность гибкой модернизации программно-аппаратной части по требованиям плана испытаний.
4. Наличие защиты экспериментаторов при нештатной работе двигателя.
5. Сведение данных с регистрирующих датчиков в режиме единого времени.
6. Высокая точность измерений.
7. Мобильность, простота использования, возможность дистанционного управления.

Этот пункт добавлен исходя из условий эксплуатации.

Анализ текущих публикаций в открытых источниках показал, что стенды с необходимыми параметрами отсутствуют.

Выбран вертикальный тип стенда с ориентацией двигателя соплом от земли для упрощения конструкции. В сравнении с другими типами стендов это позволяет обходиться минимальным весом конструкции и упрощает эксплуатацию стенда. Также, защита тензодатчика для измерения тяги от перегрузки при нештатной работе двигателя сводится к элементарным упорам, ограничивающим деформацию датчика.

Исходя из основной задачи испытаний, важной частью испытаний является определение внутрикамерного давления, что позволяет определить действительные коэффициенты запаса конструкции, а также перейти ко всем остальным внутрибаллистическим параметрам двигателя. Внутрикамерное давление определяется косвенным методом, используя СПК «Тетра», [3], и определение статической температуры в выходном сечении сопла. СПК «TERRA» считает идеальные параметры, используя идеальную модель, в соответствии с которой газовая фаза описывается уравнениями состояния идеального газа. Для определения действительных значений необходимо внести поправочные коэффициенты.

1. Коэффициент учета неравновесного состояния. При моделировании реальных процессов и состояний могут отмечаться отклонения от равновесного состояния. В частности, за счет относительно медленных химических реакций возможно отличие концентраций ряда индивидуальных веществ от равновесных значений.

2. Коэффициент удельного импульса, учитывающий потери из-за неадиабатности процесса в камере.

3. Коэффициент камеры сгорания, оценивающий совершенство процессов в камере сгорания.

4. Коэффициент сопла, оценивающий совершенство процессов в сопле. Будет определяться предварительной продувкой сопла перед испытаниями.

5. Коэффициент потерь из-за многофазности газового потока.

6. Коэффициент учета неравномерности потока по площади выходного сечения сопла.

Для уточнения надёжности двигателя методом прямых измерений устанавливается температура внешней боковой и торцевой поверхности корпуса, температура поверхности критического сечения сопла как самым температуронагруженным элементом. Определение температуры корпуса и сопла также позволяет установить возможность их повторного использования. Дополнительно проводится съёмка работы двигателя для анализа возможных нештатных ситуаций в работе. Для записи параметров в стенде применяется модульная электронная система, позволяющая менять конфигурацию оборудования.

В отличие от рекомендаций для маршевых РДТТ [4], это заниженные значения. Однако мы рассматриваем малогабаритные двигатели с преимущественно высоким содержанием конденсированной фазы в продуктах сгорания, что значительно затрудняет процесс исследования.

Список литературы

1. Чижов А.А. Установка термовакuumного плавления ТРТ для получения стабильных баллистических характеристик РДТТмт / А.А.Чижов, Д.В. Щербо, П.В. Фадеенков // 63-я Всероссийская научная конференция МФТИ. 2020. С. 191-192.

2. Ракетные двигатели / М. Баррер, А. Жомотт, Б. Ф. Вебек, Ж. Ванденкеркхове // Пер. с англ. М.: Оборонгиз, 1962.

3. Трусов Б.Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий / Труды XIV Межд.конф.по хим.термодинамике, СПб, 2002.

4. Волков В.Т., Ягодников Д.А. // Исследование и стендовая отработка ракетных двигателей на твердом топливе / М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 296 с.: ил.

Сведения об авторах

Чижов Артём Алексеевич, студент. Область научных интересов: проектирование, изготовление и тестирование ракетных двигателей.

Иванов Максим Владиславович, студент. Область научных интересов: проектирование и конструирование космических аппаратов и систем.

Ершов Максим Андреевич, студент. Область научных интересов: моделирование конструкции и расчёт на прочность узлов конструкции.

Вельможин Даниил Сергеевич, студент. Область научных интересов: проектирование, разработка и создание механических узлов и агрегатов, электронных систем управления в сфере ракетно-космической техники.

Долгих Дмитрий Евгеньевич, студент. Область научных интересов: конструкция жидкостных ракетных двигателей.

TEST STAND FOR LOW-THRUST SOLID-FUEL ROCKET ENGINES

Chizhov A.A., Ershov M. A., Ivanov M. V., Dolgikh D.E., Velmozhin D.S.

¹Samara National Research University, Samara, Russia, tchizhov.aptemui@yandex.ru

Keywords: rocket engine tests, low-thrust solid-fuel rocket engine.

The article discusses the main requirements for the design of a test bench for low-thrust solid-fuel rocket engines used for experimental student rockets, as well as a method for determining the reliability of engines.