

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ВЫСОКОЙ СКОРОСТЬЮ ВЫДЕЛЕНИЯ ЭНЕРГИИ ТОПЛИВА

Приведены результаты разработки и огневых испытаний двух моделей пульсирующих реактивных двигателей с высокой скоростью выделения энергии газожидкостного топлива. Описаны конструкции моделей, экспериментальная установка, последовательность работ при проведении испытаний и методика определения тяги. Сообщаются некоторые данные о внутрикамерных процессах и тяговых характеристиках моделей двигателей.

Наведено результати розробки й вогневих випробувань двох моделей пульсуючих реактивних двигунів з високою швидкістю виділення енергії газорідного палива. Описано конструкції моделей, експериментальну установку, послідовність робіт при проведенні випробувань і методику визначення тяги. Повідомляються деякі дані про внутрікамерні процеси й тягові характеристики моделей двигунів.

The results of the development and firing tests of two pulsejet engine models with high rate of gas-liquid propellant energy liberation are presented. The model designs, the test stand, the test operation sequence and the method of thrust determination are described. Some data on the in-chamber processes and the thrust characteristics of the engine models are given.

Известны пульсирующие реактивные двигатели (ПРД), работающие на жидких или газообразных компонентах топлива, которые применяются, например, на самолётах-мишенях и беспилотных разведывательных летательных аппаратах [1, 2]. Представляет большой научный и практический интерес использование модификаций и усовершенствованных конструкций упомянутых двигателей в составе космических аппаратов (КА) в качестве исполнительных органов систем управления полётом, в том числе для решения задач изменения или коррекции орбиты, а также для стабилизации и управления ориентацией КА в пространстве [1]. Одним из основных направлений усовершенствования является повышение скорости выделения энергии используемых топлив, которое может быть реализовано в ударной волне или при детонационном режиме сгорания топлива [3, 4]. Особенностью таких двигателей является то, что они могут обеспечить с высокой точностью сравнительно малые импульсы тяги [4].

Для разработки таких двигателей требуются расчётные и экспериментальные исследования рабочих процессов в камере сгорания и выхлопном (соплом) устройстве. Особую актуальность в решении задач имеют экспериментальные исследования на моделях импульсных двигателей.

Целью настоящей работы является разработка моделей импульсных реактивных двигателей тягой 2Н и 20Н, предназначенных для исследования рабочих процессов в камере и тяговых характеристик двигателей.

Работа будет проведена в два этапа. В рамках первого этапа выполнен анализ известных конструкций пульсирующих реактивных двигателей [1, 2, 4] и возможностей экспериментальной базы, по результатам которых выбраны принципиальные схемы двигателей и разработаны две их модели для дальнейших экспериментальных исследований. Каждая из моделей состоит из входного устройства, содержащего жиклёр с игольчатым регулятором (рис. 1), или настроенный жиклёр с двумя форсунками (рис. 2), камеры сгорания, содержащей впускные клапаны, и выхлопной трубы. В качестве компонентов топлива использованы воздух и бензин.

Опыт показал, что при создании моделей двигателей столь малых тяг, основные трудности состоят в разработке рациональных конструкций клапанных устройств. От качества изготовления и регулирования клапанного устройства зависит тяга двигателя, а также устойчивость и длительность непрерывной работы.



Рис. 1

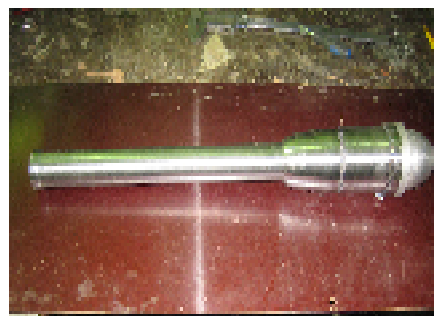


Рис. 2

В разработанных моделях применены впускные клапаны, выполненные в виде лепестковой клапанной системы, (модель 1, рис. 3), и в виде дисковой клапанной решётки, (модель 2, рис. 4). Установленные на моделях впускные клапаны аналогичны применяемым в двигателях для беспилотных разведывательных летательных аппаратов и в двигателях самолётов-мишеней [1, 2]. Однако малые габариты клапанных устройств резко усложняют работу по их настройке и по обеспечению надёжной работы.



Рис. 3



Рис. 4

В целях увеличения срока службы клапанов на модели 1 установлена пламегасительная сетка (рис. 5), которая защищает материал клапанов от воздействия высокотемпературных продуктов сгорания топлива в камере сгорания. В обеих моделях двигателей в качестве материала для клапанов с целью обеспечения их работоспособности в многоимпульсном пульсирующем режиме



Рис. 5

предусмотрено использование ниобия толщиной 0,05мм. Благодаря его высокой термостойкости ($t_{пл.Nb} \approx 2500^{\circ}C$) и хорошим пружинным свойствам увеличивается срок службы клапанов в сравнении с известными клапанными устройствами, выполненными из ленты углеродистой стали У8 – У10 толщиной 0,06мм [2].

Первый этап исследований предусматривал отработку функционирования стендовых систем подачи топлива в камеру сгорания двигателя, образования газообразной топливной смеси, системы зажигания и отработки воспроизводимых устойчивых рабочих процессов импульсного двигателя.

Для проведения исследований разработана экспериментальная установка. Она состоит из платформы, на которую устанавливаются модели, баллона с воздухом, на выходной магистрали которого установлен редуктор давления, манометр и вентиль, топливного бачка и устройства зажигания, предназначенного для инициирования воспламенения топлива с помощью установленной в камере сгорания автомобильной электросвечи.

Вид на платформу с установленными моделями показан на рис. 6 и 7. При разработке конструкции платформы с моделью и вспомогательным оборудованием была предусмотрена возможность её установки на имеющиеся маятниковые и инерционные стенды, позволяющие измерять импульс тяги работающего двигателя.



Рис. 6

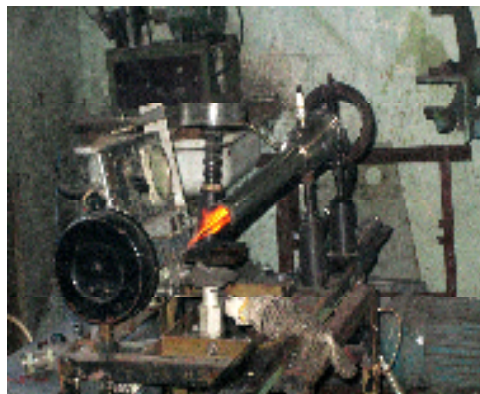


Рис. 7

Подготовка и ход испытаний проходили следующим образом: к жиклерному устройству камеры сгорания модели двигателя подключалась трубка подачи бензина из бачка, а к входному устройству подводилась трубка подачи воздуха. С помощью редуктора давления настраивалось давление подачи воздуха, определяемое по манометру (0,2 МПа), затем открывался вентиль, обеспечивая подачу воздуха на вход в модель. За счёт эффекта эжекции, создаваемого прохождением воздуха через модель, из топливного бачка начинал поступать в камеру бензин, который, распыляясь и смешиваясь с воздухом, образовывал в камере сгорания газообразную горючую смесь. В этот момент с помощью устройства зажигания подавалось напряжение на электросвечу, вследствие чего горючая смесь воспламенялась. Вначале на обеих моделях реализовывались отдельные хлопки, затем их устойчивый пульсирующий режим работы, о чём свидетельствовали визуальные наблюдения и фотогра-

фии, сделанные в процессе проведения испытаний. Результаты проведенных испытаний подтвердили правильность принятых решений по обеспечению надёжного запуска и выхода двигателей на установившийся режим. Созданная экспериментальная установка позволяет проводить огневые испытания моделей двигателей и анализировать качество протекания рабочих процессов.

Качественная диаграмма изменения параметров двигателя – давления в камере сгорания p и скорости истечения C_e за один цикл его работы, полученная на основе методики расчетного определения тяги, которую развивает двигатель [2, 3, 4], по параметрам рабочего процесса, измеряемым при испытании, приведена на рис. 8 [2]. Из диаграммы следует, что скорость истечения газа (а, следовательно, и тяга), с некоторым сдвигом по времени, изменяется в соответствии с изменением давления и достигает своего максимума примерно при максимальном значении давления. В период, когда давление в выхлопной трубе ниже атмосферного, скорость истечения и тяга – отрицательны (участок m), так как газы движутся по выхлопной трубе в сторону камеры сгорания.

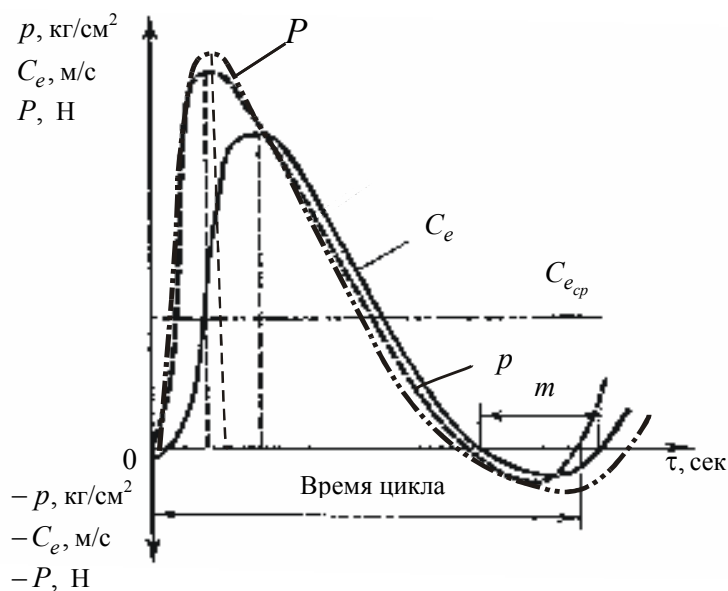


Рис. 8

Для определения импульса силы тяги введем понятие средней скорости истечения газа из двигателя $C_{e_{cp}}$ (см. рис. 8). Будем считать, что при средней скорости истечения продуктов сгорания топлива тяга двигателя P будет зависеть, соответственно, от изменения давления в камере сгорания p . Согласно второму закону механики, изменение количества движения газового потока равно импульсу силы, в данном случае силы тяги:

$$P \cdot t = m_2 \cdot C_{e_{cp}} - m_6 \cdot V, \quad (1)$$

где P – сила тяги; t – время действия силы тяги; m_z – масса продуктов сгорания топлива; $C_{e_{cp}}$ – средняя скорость истечения продуктов сгорания; m_{θ} – масса воздуха, поступающего в двигатель; V – скорость полёта.

Разделив правую и левую часть (1) на t , имеем:

$$P = \frac{m_z}{t} \cdot C_{e_{cp}} - \frac{m_{\theta}}{t} \cdot V = m_{z.сек} \cdot C_{e_{cp}} - m_{\theta.сек} \cdot V, \quad (2)$$

где $m_{z.сек}$ и $m_{\theta.сек}$ – массы продуктов сгорания и воздуха, протекающие через двигатель за секунду.

Подставляя в формулу (2) секундные массовые расходы, выраженные через секундные весовые расходы, получим:

$$P = \frac{G_{z.сек}}{g} C_{e_{cp}} - \frac{G_{\theta.сек}}{g} V,$$

$$P = \frac{G_{\theta.сек}}{g} \cdot \left(\frac{G_{z.сек}}{G_{\theta.сек}} C_{e_{cp}} - V \right). \quad (3)$$

Известно, что для полного сгорания 1 кг углеводородного топлива необходимо приблизительно 15 кг воздуха, следовательно, отношение $\frac{G_z}{G_{\theta}}$ в весовых единицах будет иметь вид:

$$\frac{G_z}{G_{\theta}} = \frac{G_m + G_{\theta}}{G_{\theta}} = \frac{1 + 15}{15} = 1,066.$$

Это же значение будет иметь выражение $\frac{G_{z.сек}}{G_{\theta.сек}}$.

Принимая в формуле (3) $\frac{G_{z.сек}}{G_{\theta.сек}} = 1$, получаем более простую, но достаточно точную формулу для определения силы тяги:

$$P = \frac{G_{\theta.сек}}{g} \cdot (C_{e_{cp}} - V). \quad (4)$$

При работе двигателя на стенде, когда $V = 0$:

$$P = \frac{G_{\theta.сек}}{g} \cdot C_{e_{cp}}. \quad (5)$$

Для циклического режима работы формулы (4) и (5) имеют вид:

$$P = \frac{G_{\theta.ц.}}{g} \cdot (n_{e_{cp}} - V) \cdot n, \quad (6)$$

$$P = \frac{G_{\theta.ц.}}{g} \cdot n_{e_{cp}} \cdot n, \quad (7)$$

где $G_{в.ц.}$ – вес воздуха, протекающего через двигатель за один цикл;
 n – количество циклов в секунду.

Анализ формул (6) и (7) показывает, что они согласуются с современными представлениями о протекающих в двигателе физических процессах; как видно, тяга импульсного двигателя зависит:

- от количества топлива, проходящего через двигатель за один цикл;
- от средней скорости истечения продуктов сгорания;
- от количества циклов в секунду.

Отработанные модели и методики проведения экспериментов и результаты исследования импульсных двигателей малой тяги будут использованы на втором этапе работы – исследовании рабочих процессов в камере и тяговых характеристик импульсных и пульсирующих двигателей для космических летательных аппаратов со сверхвысокой (детонационной) скоростью выделения энергии топлив.

1 Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) // Под общей редакцией Скибина В. А., Солонина В. И. – М. : ЦИАМ, 2004. – 424 с.

2 Бородин В. А. Пульсирующие воздушно – реактивные двигатели летающих моделей самолётов / В. Л. Бородин. – Ленинград, 1965. – 115 с.

3 Левин В. А., Марков В. В. Возникновение детонации при концентрированном подводе энергии / Левин В. А., Марков В. В. // Физика горения и взрыва. – 1991. – Т.11, №4. – С. 62 – 633.

4 Robert G. Johnson. Design, characterization and performance of a valveless pulse detonation engine: Master of science in astronautical engineering / Robert G. Johnson. – Monterey, California, 2000. – 105 с.

Институт технической механики
НАН Украины и НКА Украины,
Днепропетровск

Получено 29.08.08,
в окончательном варианте 25.03.09