

Использование программного комплекса ANSYS для создания экспериментальной установки, способной моделировать рабочий процесс в двухконтурной камере сгорания ракетно-прямоточного двигателя

Широков И. Н. *, Ляшенко А. И.

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

**e-mail: Igor_Shirokov@hotmail.com*

Аннотация

Приведен общий принцип работы и краткая история создания многоконтурных прямоточных камер сгорания на твёрдом топливе. Предложен алгоритм применения программного комплекса ANSYS для создания экспериментальной установки, способной моделировать рабочий процесс в двухконтурной камере сгорания ракетно-прямоточного двигателя.

Ключевые слова: газовая горелка с принудительной подачей воздуха, регулируемая камера смешения, двухконтурный, ракетно-прямоточный, ANSYS Fluid Flow (CFX)

Введение

В настоящее время ведётся активная работа по разработке новых, более совершенных ракетно-прямоточных двигателей. Это объясняется тем, что высокоскоростные летательные аппараты способны развивать скорость $M \geq 4$, где M – число Маха. Так же данный тип двигателей обладает высоким удельным импульсом (более 1000 секунд), что превосходит любой из существующих химических ракетных двигателей.

Главная проблема ракетно-прямоточных двигателей – необходимость организации «сверхзвукового» смешения в камере сгорания высокоскоростного летательного аппарата. Это определяется тем, что уменьшение скорости потока воздуха до $M < 1$ в сверхзвуковых двигателях ведёт к потерям полного давления в воздухозаборном устройстве и росту температуры конструкции. Поэтому в высокоскоростных летательных аппаратах, работающих на скорости $M \geq 4$, приходится организовывать подвод в камеру сгорания

сверхзвукового потока воздуха, что осложняет организацию процессов смешения и дожигания в камере сгорания такого двигателя.

Одним из вариантов, улучшающих характеристики РПД, авторы данной статьи видят в применении новых, более совершенных конструкций, например, использующих многоконтурные прямоточные камеры сгорания.

Двухконтурные прямоточные термогазоаэродинамические камеры сгорания

Для повышения эффективности работы гиперзвукового двигателя было проведено много независимых исследований, как в России, так и в зарубежных странах (прежде всего в США).

Первые исследования в России начали проводиться с 1950-х годов. В то время Вулисом Л.А. и Шебековым И.Ф. была показана возможность создания термогазоаэродинамического сопла. Щетинков Е.С. был первым учёным, кому удалось разработать схему конструкции одноконтурной термогазоаэродинамической камеры сверхзвукового сгорания. В этой камере поток атмосферного воздуха тормозился от скорости $M=3$ до скорости звука. Им были предложены концептуальные идеи сверхзвукового и объёмного горения в крупных вихрях.

Осуществить термогазоаэродинамическое торможение в расширяющейся прямоточной камере впервые удалось Строкину В.Н. [6].

Результаты данных исследований привели к созданию теоретических схем камер вихревого (турбулентного) горения. В России были разработаны схемы двухконтурных термогазоаэродинамических камер [5]. Принцип работы таких камер основан на образовании в камере областей вихревых потоков. Эти области формируются при взаимодействии газовых потоков, имеющих разные характеристики скорости, температуры и давления. Процесс горения в вихрях происходит за счёт комплексного взаимодействия тепловых, химических и термодинамических процессов.

Схема двухконтурной камеры с термогазоаэродинамическим соплом показана на рис. 1. Принцип работы заключается во взаимодействии сверхзвукового «холодного» потока атмосферного воздуха с горячими продуктами сгорания твёрдого топлива.

В результате взаимодействия этих потоков создаются отрывные зоны. Они состоят из крупных вихрей в «зоне обратных токов» и оторвавшегося пограничного слоя, содержащего менее крупные подвижные вихри. За счёт теплогазоаэродинамического взаимодействия, в образованной вихревой области, происходит горение.

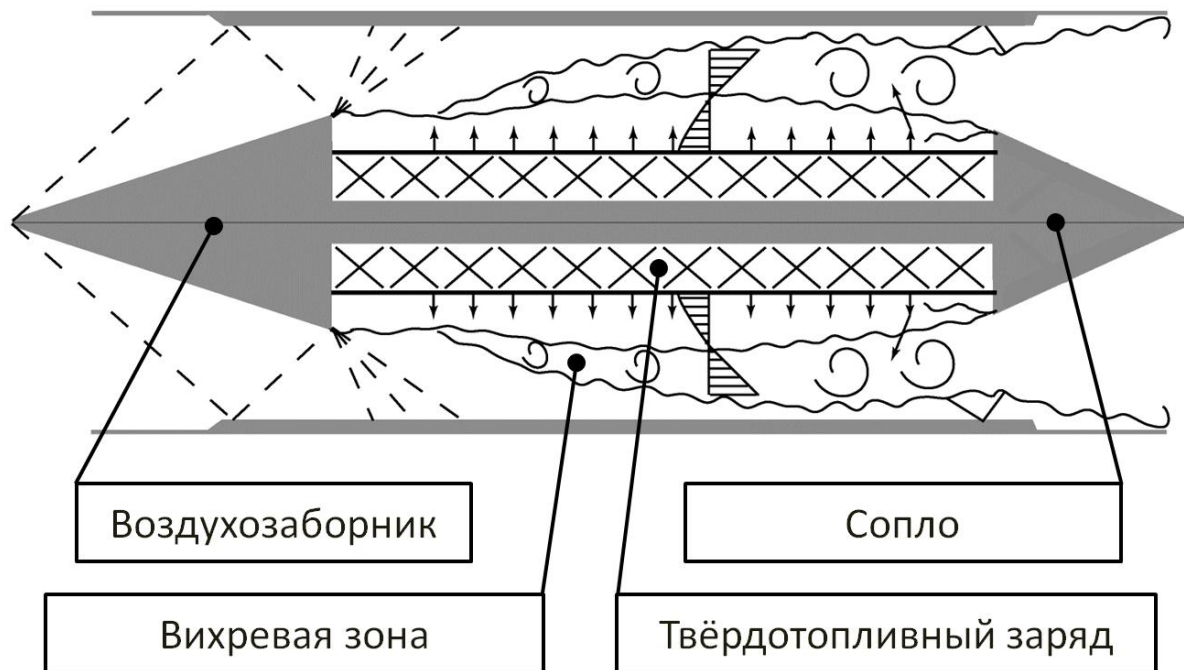


Рис. 1. Теоретическая схема сверхзвуковой термогазоаэродинамической камеры на встречных струях

Преимуществами такой конструктивной схемы является:

1. Повышается полнота сгорания и удельный импульс, за счёт дожигания продуктов сгорания твёрдого топлива в вихревых зонах;
2. Обеспечивается активное охлаждение наружного контура сверхзвуковым потоком воздуха, поступающего из воздухозаборного устройства;
3. Снижается масса конструкции за счёт применения сопла внешнего расширения.

На основе выше приведённой схемы, разработана компьютерная модель экспериментальной камеры смешения.

Экспериментальная модельная установка

План работ исследования экспериментальной камеры смешения представлен на рис. 2.

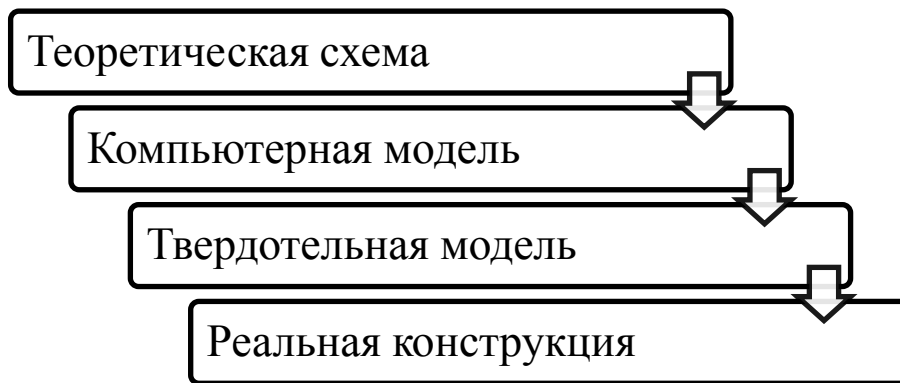


Рис. 2. План работы

На первом этапе выбрана теоретическая схема двухконтурной прямооточной термогазоаэродинамической камеры сгорания. Основными критериями при выборе данной схемы являются простота её реализации и потенциальные преимущества, которые она может обеспечить. В качестве альтернатив рассматривались схемы, представленные на рисунке 3.

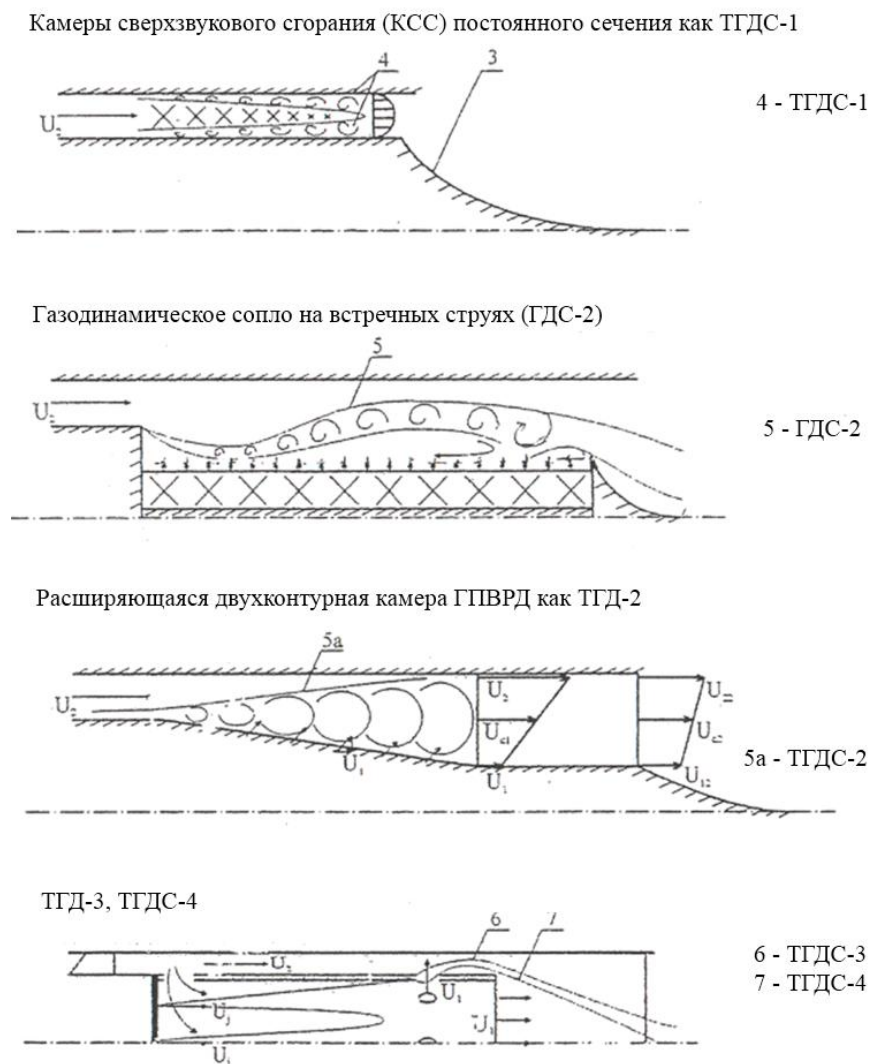


Рис. 3. Теплогазодинамические сопла (ТГДС)

На втором этапе, на основе выбранной теоретической схемы, требований к экспериментальному стенду [3] и предварительных расчетов, произведённых в программе Math CAD, используется программный комплекс ANSYS.

Спроектирована компьютерная модель (рис. 4). Для созданной модели заданы следующие условия:

1. Выбрана модель горения Methane Air WD1 NOPDF.
2. В качестве условий сходимости использован параметр Physical Timescale = 0.025 с, а затем для получения более точных результатов применены критерии сходимости Auto Timescale – aggressive и Conservation target=0.001.
3. Задана скорость воздуха на входе в камеру от 450 до 700 м/с и статическое давление равное 1 атм.
4. Задана скорость газо-воздушной смеси от 5 до 20 м/с.
5. Задан состав смеси в массовых долях (коэффициент избытка воздуха при этом изменяется в диапазоне от 0,4 до 1).
6. Задано давление на выходе из сопла равное 1 атм.

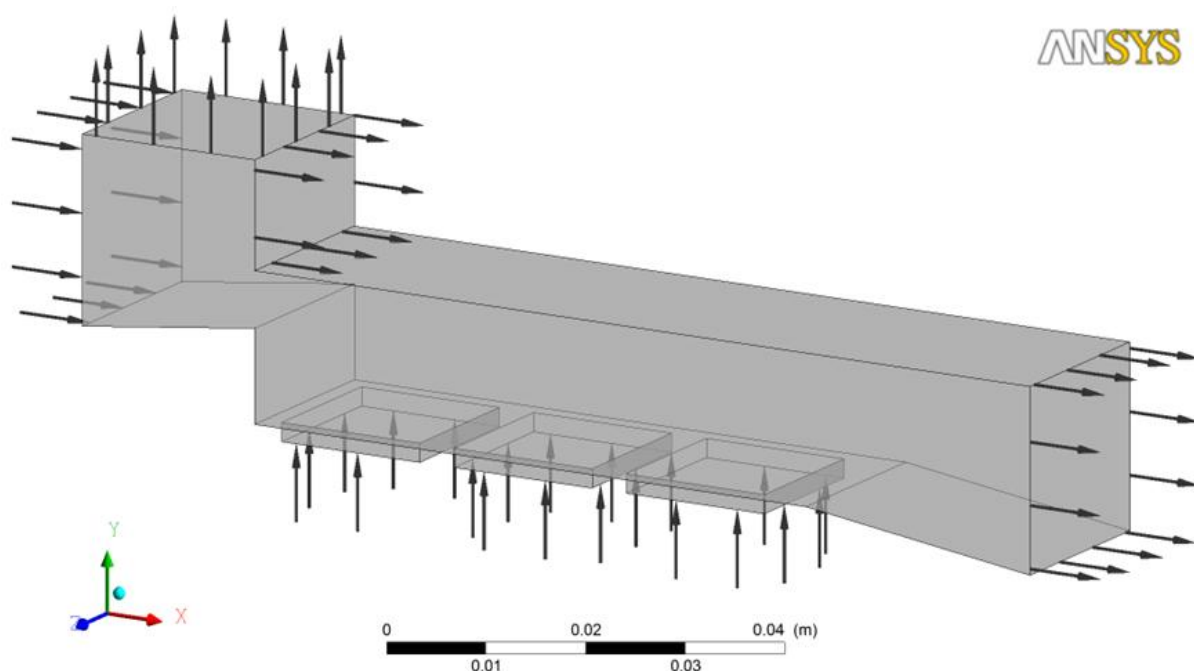


Рис. 4. Компьютерная модель

В результате моделирования, проведенного в программном комплексе ANSYS, были получены результаты, показанные на рис. 5,6. Из них следует:

1. температура около стенки остаётся в допустимых пределах на протяжении всей её длины, за счёт активного охлаждения воздушным потоком;

- наблюдается область, в которой происходит дожигание смеси метан-воздух, что ведёт к более полному сгоранию и повышению удельного импульса;
- происходит формирование термогазодинамического сопла.

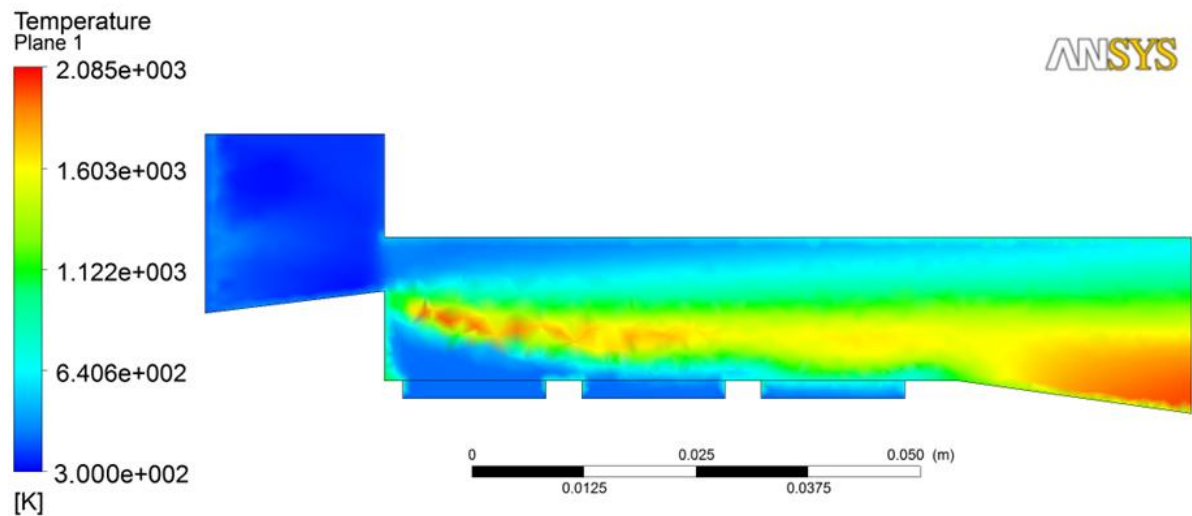


Рис. 5. Температура внутри модельной камеры сгорания

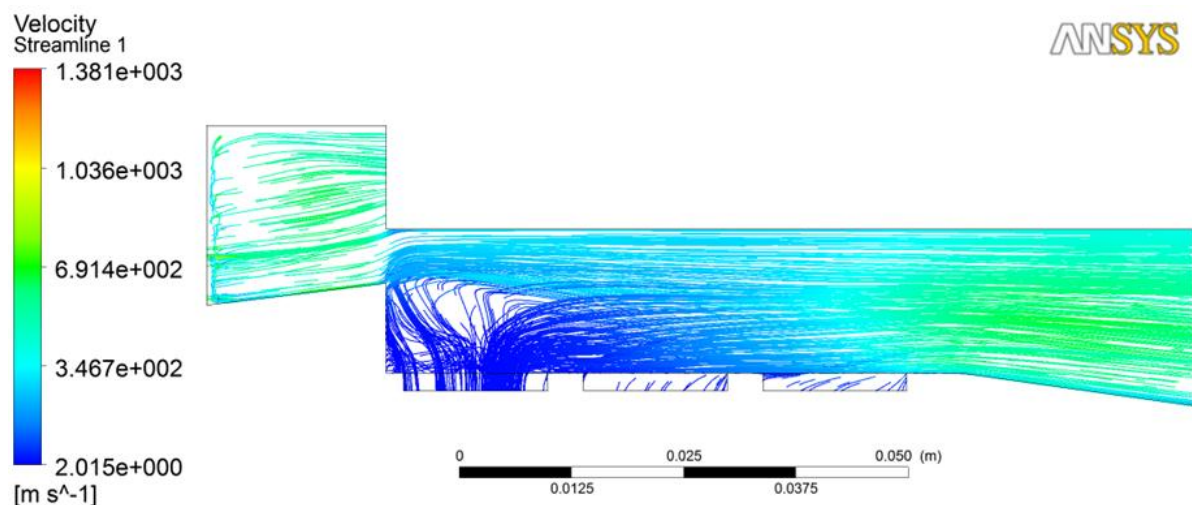


Рис. 6. Линии тока внутри модельной камеры сгорания

На третьем этапе в программном комплексе Solid Works на основе данных полученных в системе ANSYS разработана твердотельная модель экспериментальной модельной установки (рис. 7). Она состоит из: системы смешения и подачи газа, которая служит для перемешивания метана с воздухом и подачи газовой смеси к блоку горелок; трёхсекционной горелки, позволяющей организовать более равномерную подачу газовой смеси; и камеры смешения, в которой происходят процессы смешения и

горения сверхзвукового потока воздуха и дозвуковой газовой смеси. Более подробно принцип работы описан в [8].

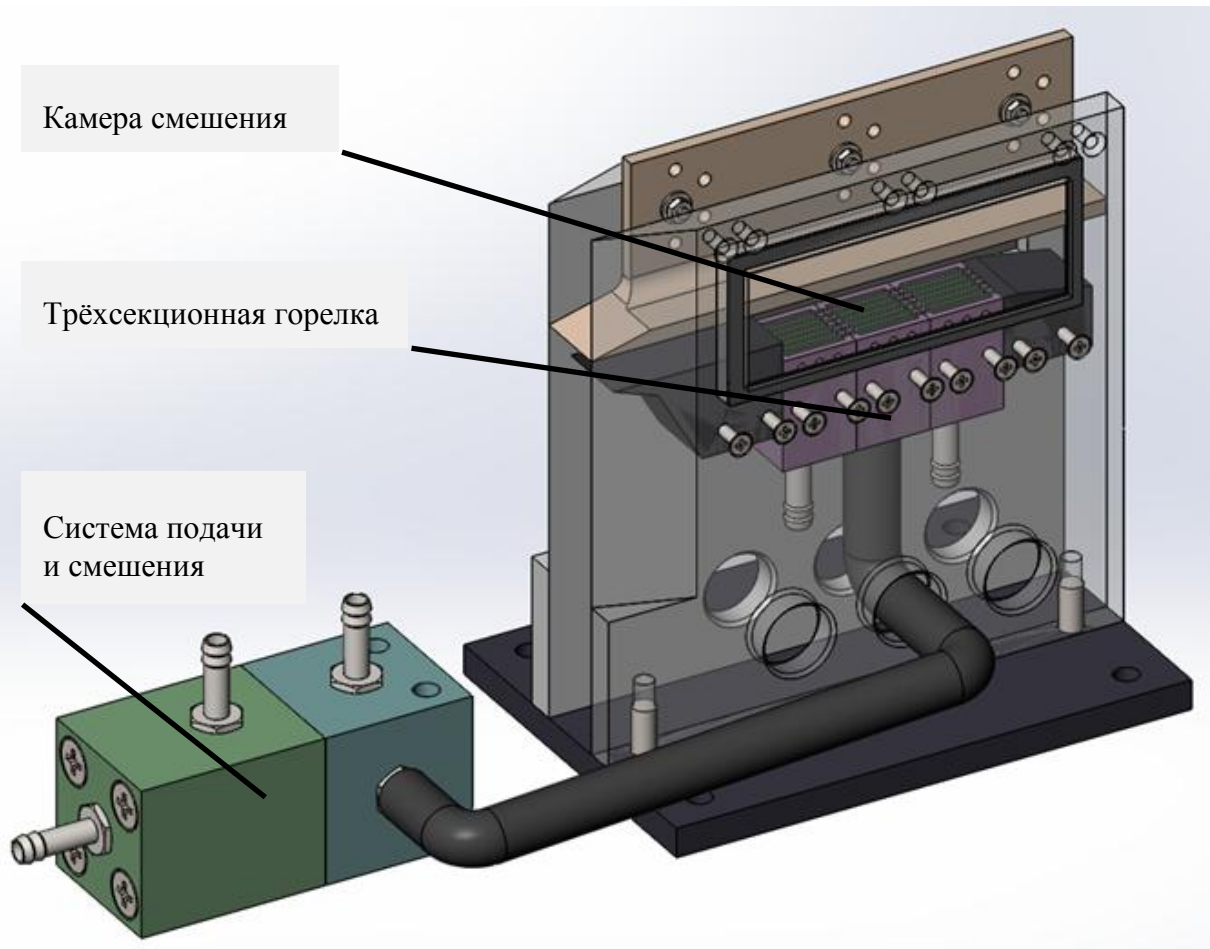


Рис. 6. Экспериментальная модельная установка

Цели, достигнутые при проектировании экспериментальной установки:

1. Выбран рабочий газ для газовой системы модельной установки.
2. Из условия формирования необходимого течения в камере смешения экспериментальной установки выбраны:
 - а. расход газовой смеси через трёхсекционную горелку с принудительной подачей воздуха.
 - б. расход воздуха через входное отверстие камеры смешения.
3. Определена окончательная геометрия модельной камеры смешения.
4. Разработана модельная камера смешения, позволяющая моделировать процесс горения внутри двухконтурной камеры сгорания ракетно-прямоточного двигателя. Главной особенностью является моделирование горения твёрдотопливного заряда за счёт применения секционной газовой горелки, обеспечивающей принудительную подачу воздуха.

Работа проводится при поддержке РФФИ, проект № 11-08-00283-а.

Библиографический список

1. **Абрамович Г. Н.** Прикладная газовая динамика [Книга]. - Москва : Наука, 1991.
 2. **Звегинцев В. И.** Испытания модели ГПВРД в импульсной аэродинамической трубе. Методика и техника эксперимента [Книга]. - Новосибирск : ИТПМ СО АН СССР, 1980.
 3. Модельная аэродинамическая установка [Отчет]. - Новосибирск : ИНСТИТУТ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКИ, 2009.
 4. **Прудников А. Г. Захаров Н. Н., Подвальный А.М., Северинова В.В.** Двухконтурные прямоточные камеры сгорания [Журнал]. - Москва : ООО "Канон", 2011 г.. - 1.
 5. **Прудников А. Г. Яновский Ю. Г.,** Способы формирования реактивных сил [Патент] : 2225526. - Россия, 11 Июль 2002 г..
 6. **Строкин В. Н.** Результаты экспериментального исследования стабилизации горения и выгорания водорода в модельных камерах сгорания скоростных ПВРД [Журнал] // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. - Москва : Издательство "ВОЕНТЕХЛИТ", 2000 г.. - 2.
 7. **Харитонов А. М.** Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч.1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки [Книга]. - Новосибирск : НГТУ, 2005.
 8. **Широков И.Н. Абашев В.М.** Моделирование рабочего процесса в камере смешения при помощи трёхсекционной горелки с принудительной подачей воздуха [Статья] // Вестник Московского авиационного института. - Москва : [б.н.], 2012 г.. - 5 : Т. 19. - стр. 61-64.
 9. **Яновский Л. С.** Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твёрдых топливах [Книга]. - Москва : ИКЦ "Академкнига", 2006. - стр. 328.
-