

УДК 621.671

М.А. Катренко, А.Т. Кудреватых

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, Днепропетровск

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ПОДВОДА ВОЗДУХА В КОМБИНИРОВАННОМ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОМ ДВИГАТЕЛЕ

Представлены результаты теоретических исследований подвода воздуха в комбинированном ракетно-прямоточном двигателе. Рассматриваются модели подвода воздуха в двигатель при различном числе воздухозаборников и переменном угле воздушного канала. Моделирование рабочего процесса в комбинированном ракетно-прямоточном двигателе выполнено путем решения системы уравнений Навье-Стокса описывающих течение вязкого сжимаемого газа, методом конечных объемов. Показана адекватность расчетных моделей.

Ключевые слова: течение газовых потоков, воздухозаборник, скорость, расход, смешение, реактивное сопло.

Введение

Данная работа является продолжением исследований, результаты которых изложены в работах [1 - 3]. Разработка комбинированных ракетно-прямоточных двигателей (РПД) для летательных аппаратов различного назначения представляет важную и перспективную научно-техническую проблему. Важность рассматриваемого вопроса заключается в том, что при создании нового двигателя, как правило, проектируется и летательный аппарат, в силу того, что и двигатель и планер имеют общие элементы. При этом необходимо оптимизировать и параметры двигателя и параметры летательного аппарата. Поэтому исследование особенностей рабочих процессов в агрегатах и узлах двигателя, связанных с совершенствованием подходов к проектированию является актуальной задачей.

Целью исследования являлось проведение исследования влияния угла подачи воздуха в камеру смешения комбинированного ракетно - прямоточного двигателя на его энергетические параметры, на основе численного моделирования рабочего процесса в нем.

Анализ последних исследований и публикаций. В работе [4] изложена теория и методы расчета прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей. Рассмотрены модели струйных эжекторов ракетно-прямоточных двигателей, выведены основные расчетные соотношения для двигателя с цилиндрической камерой смешения, приведены подходы к расчету расходных характеристик двигателя, а также к его основным энергетическим параметрам, исследован вопрос об эффективности двигателя в целом. Авторы разработали основы методики расчета комбинированных ракетно-прямоточных двигателей с учетом реальных свойств газов и неравномерности газовых потоков в его проточной части. В качестве

основной модели двигателя рассматриваются схемы с осесимметричным воздухозаборником.

В работе [5] авторы значительно расширили опыт проектирования комбинированных ракетных двигателей, и исследовали вопросы проектирования РПД на основе твердых топлив, особенности рабочих процессов в них, привели результаты экспериментальной отработки устойчивости ракетной ступени, а также динамических характеристик системы регулирования. В [5] рассматриваются основные компоновочные схемы РПД с воздухозаборниками различных конфигураций, схем размещения на летательном аппарате, их количестве. Кроме этого приведены подходы и методы оптимизации двигателя в составе летательного аппарата – система «двигатель – аппарат», изложены методы управления режимом работы двигателя, траекторией полета и управлением углом атаки летательного аппарата, а также поперечными перегрузками. В главе 5 приведена математическая модель рабочего процесса в РПД, с учетом расположения воздухозаборника относительно фюзеляжа летательного аппарата и угла подвода воздуха в камеру смешения и дожигания, однако не приведены результаты математического моделирования влияния числа воздухозаборников и угла подвода воздуха на эффективность двигателя, его массовые характеристики.

В работе [6] изложена теория авиационных эжекторных усилителей тяги на самолетах вертикального и укороченного взлета в качестве элементов силовой установки и эжекторного крыла. В ней рассмотрены физические основы и вопросы термодинамической эффективности рабочего процесса в эжекторных усилителях тяги и некоторые эксплуатационные характеристики эжекторных усилителей тяги. В частности, представлены результаты экспериментальных исследований по влиянию взаимного расположения активных и пассивных каналов под-

вода газов на эффективные и энергетические параметры усилителей тяги, дано обоснование происходящих рабочих процессов.

Основная часть

Решение рассматриваемой задачи расчета пространственного течения вязкого сжимаемого газов в комбинированном ракетно-прямоточном двигателе, описываемая уравнениями Навье-Стокса было осуществлено методом конечных объемов, суть которого изложена в [8]. Для расчетов применена к-ε модель турбулентности.

Подвод воздуха в РПД с использованием осесимметричного воздухозаборника расположенного в носовой части летательного аппарата и смешения супутных потоков рассмотрен в [4], где расчет параметров газового потока, а также тяговые характеристики рассчитывались на основе алгебраических уравнений. Если система подачи воздуха в камеру смешения включает в свой состав несколько воздухозаборников, расположенных параллельно корпусу ракеты, как показано в [5], то процесс смешения и общая энергетика двигателя будет зависеть, в частности, от угла подвода воздуха. В [5] предложена зависимость для определения удельного импульса двигателя с учетом угла подвода потока воздуха при расположении воздухозаборника симметрично, относительно продольной оси летательного аппарата и двигателя. На рис. 1, 2 представлены расчетные схемы комбинированных ракетно-прямоточных двигателей.

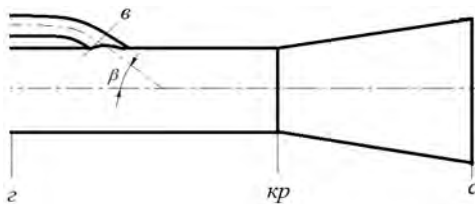


Рис. 1. Расчетная схема двигателя

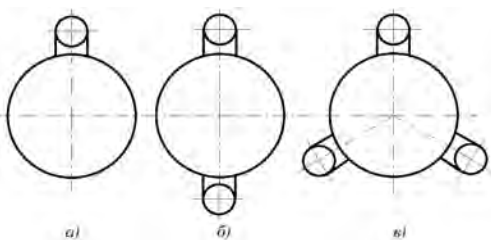


Рис. 2. Схема расположения воздухозаборников

Для рассматриваемых задач в трехмерной постановке, рассчитывались двигатели с величинами углов подачи воздуха β равными 0, 12, 18, 21, 24, 37, 44 и 90 градусов. Параметры газового потока на выходе из ракетной ступени (сечение «г») и высота и параметры полета принимались постоянными. Реактивное сопло ракеты не регулируется. Процессы теплопередачи в окружающую среду через стенки

двигателя не учитывались. В качестве исследуемых параметров в характерных сечениях двигателя приняты следующие: термодинамические параметры газового потока p – давление, T – температура, ρ – плотность; полные параметры p^* , T^* , ρ^* ; скорость газов W ; сила тяги P .

Моделирование работы двигателей выполнялось исходя из изменяемого числа воздухозаборников, как показано на рис. 2.

Анализ проведенных исследований

Расчетные данные результатов математического моделирования работы двигателей с различным расположением воздухозаборников представлены на рис. 3 – 14.

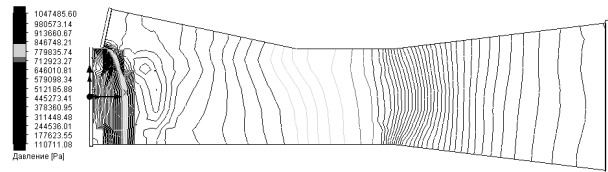


Рис. 3. Изменение статического давления газов для двигателя схема «а», $\beta = 12^\circ$.

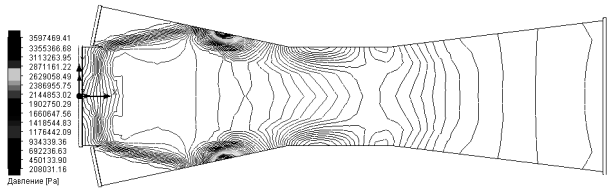


Рис. 4. Изменение статического давления газов для двигателя схема «б», $\beta = 12^\circ$.

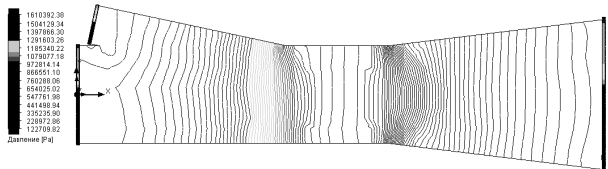


Рис. 5. Изменение статического давления газов для двигателя схема «в», $\beta = 12^\circ$.

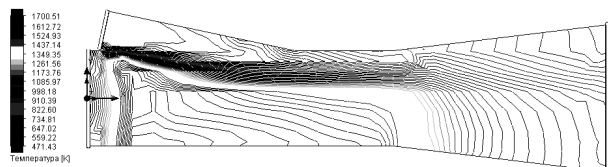


Рис. 6. Изменение статической температуры газов для двигателя схема «а», $\beta = 12^\circ$.

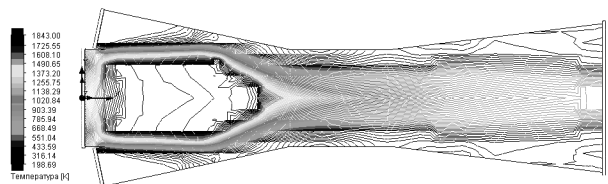


Рис. 7. Изменение статической температуры газов для двигателя схема «б», $\beta = 12^\circ$.

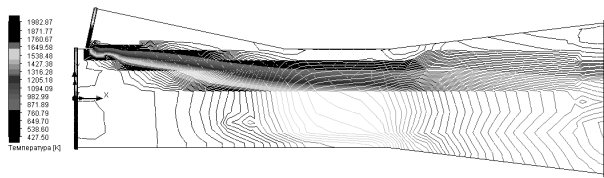


Рис. 8. Изменение статической температуры газов для двигателя схема «в», $\beta = 12^\circ$

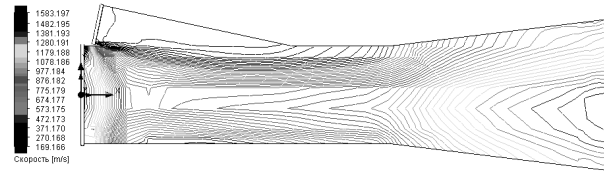


Рис. 9. Изменение скорости газов для двигателя схема «а», $\beta = 12^\circ$

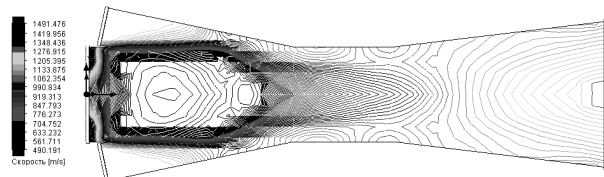


Рис. 10. Изменение скорости газов для двигателя схема «б»

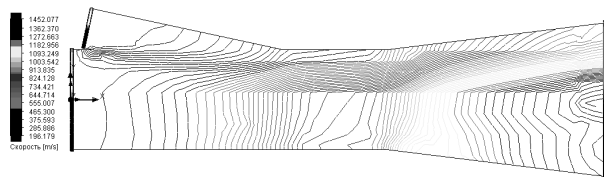


Рис. 11. Изменение скорости газов для двигателя схема «в», $\beta = 12^\circ$

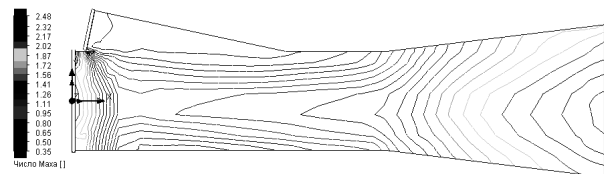


Рис. 12. Изменение числа Маха газов для двигателя схема «а», $\beta = 12^\circ$

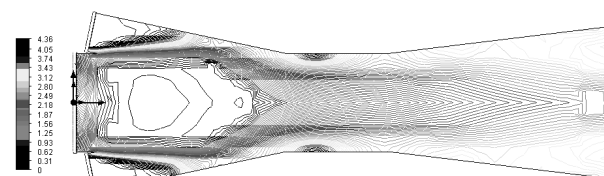


Рис. 13. Изменение числа Маха газов для двигателя схема «б»

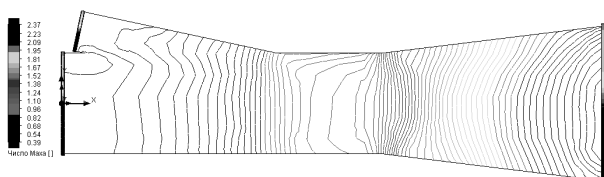


Рис. 14. Изменение числа Маха газов для двигателя схема «в», $\beta = 12^\circ$

Для модельных двигателей, в зависимости от угла подвода воздуха в камеру смешения рассчитывались:

$K_p = P_{РПД}/P$ – коэффициенты усиления тяги, как отношение тяги двигателя к тяге, развиваемой ракетной ступенью;

$$C_R = \frac{2 \cdot P_{РПД}}{\rho \cdot F_{Мид} \cdot V_{П}^2} \text{ – коэффициенты тяги, как отношение тяги двигателя к скоростному напору;}$$

$\varepsilon = P_{КР}/P_{Г}$ – степень повышения давления.

Сравнительный анализ процессов в двигателях производился путем сопоставления работы активной ступени без подачи воздуха в камеру смешения. Полученные результаты приведены на рис. 15, 16.

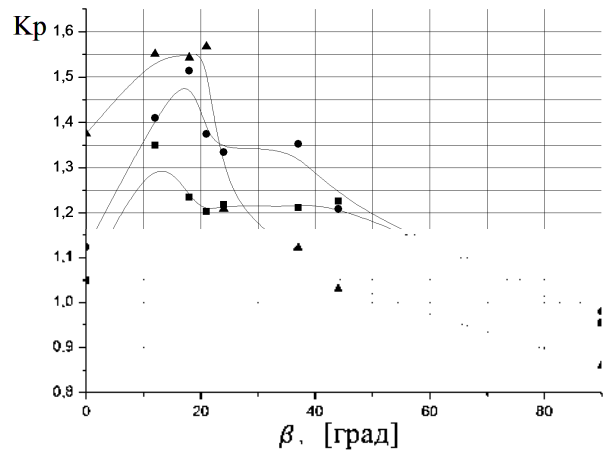


Рис. 15. Зависимость коэффициента усиления тяги РПД от угла подвода воздуха в камеру смешения:

- – схема двигателя «а»;
- – схема двигателя «б»;
- ▲ – схема двигателя «в»

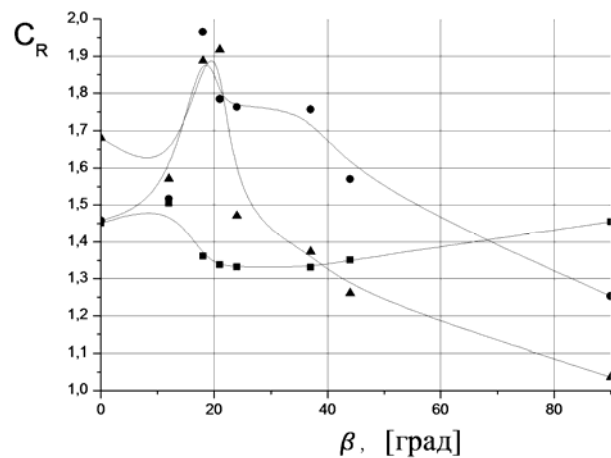


Рис. 16. Зависимости коэффициента тяги от угла подвода воздуха в камеру смешения двигателя:

- – схема двигателя «а»;
- – схема двигателя «б»;
- ▲ – схема двигателя «в»

Полученные результаты соответствуют теоретическим положениям, изложенным в [7] относительно параметров течения газовых потоков близких к третьему критическому режиму течения в двигателе. Так, для схемы «а», запас по степени эжекции составлял более 9. Степень повышения давления в двигателях изменяется $\epsilon = 1,05 \div 2,25$, что соответствует теоретическим положениям изложенных в [7].

Из результатов расчетов следует, что при использовании схемы ракеты с РПД с осесимметричным подводом воздуха в камеру смешения двигателя, наиболее приемлемый диапазон угла подвода воздуха в камеру смешения находится в пределах от 10 до 22 градусов, при которых обеспечивается максимум коэффициентов усиления и тяги.

Выводы

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

- полученные результаты математического моделирования термогазодинамических процессов в комбинированных ракетно-прямоточных двигателях в целом соответствуют теоретическим, что говорит о адекватности постановки задачи, и методов исследования;
- сложность внутрикамерных процессов течения высокоскоростных, высокотемпературных потоков подтверждает тезисы о необходимости регулирования всех входящих в двигатель агрегатов;
- необходимо проведение дальнейших исследований для схем двигателя с регулируемыми геометрическими параметрами камер и сопла.

Список литературы

1. Бучарский В.Л. Некоторые результаты численного моделирования процессов смешения в ракетно-прямоточных двигателях [Текст] / В.Л. Бучарский,

М.А. Катренко, А.А. Шинкаренко // Сборник научных трудов ДНУ «Проблемы высокотемпературной техники». – Днепропетровск : РВВ ДНУ, 2003. – С. 31-36.

2. Бучарский В.Л. Особенности численного моделирования процесса смешения в сверхзвуковом газоструйном эжекторе [Текст] / В.Л. Бучарский, М.А. Катренко, А.А. Шинкаренко // Сборник научных трудов ИТМ НАН Украины. Техническая механика. – № 1. – 2005. – С. 50-57.

3. Бучарский В.Л. Проектирование камеры смешения гибридного ракетного двигателя методом численного моделирования [Текст] / В.Л. Бучарский, М.А. Катренко, А.А. Шинкаренко // Научно-технический журнал «Авиационно-космическая техника и технология». – Х. : ХАИ, 2005. – № 9/25. – С. 126-130.

4. Зуев В.С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей [Текст] / В.С. Зуев, В.С. Макарон. – М.: Машиностроение, 1971. – 368 с.

5. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. (Основы теории и расчета) [Текст] / В.Н. Александров, В.М. Быцкевич, В.К. Верховоломов и др. – М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. – 343 с.

6. Авиационные эжекторные усилители тяги [Текст] / В.Г. Ененко, А.Л. Клячкин, В.С. Коротков, В.М. Супрун. – М.: Машиностроение, 1980. – 135 с.

7. Зуев В.С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей [Текст] / В.С. Зуев, В.С. Макарон. – М.: Машиностроение, 1971. – 368 с.

8. Патанкар С.В. Численное решение задач теплопроводности и конвективного теплообмена при течении в каналах [Текст] / С.В. Патанкар // /Computation of conduction and Duct Flow Heat Transfer: Пер. с англ. – М.: Изд-во МЭИ, 2003. – 312 с.

Поступила в редколлегию 14.05.2016

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ф.А. Санин, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск.

ДОСЛІДЖЕННЯ ОСОБЛИВОСТЕЙ ПІДВОДУ ПОВІТРЯ В КОМБІНОВАНОМУ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОМУ ДВИГУНІ

М.О. Катренко, О.Т. Кудреватих

Подані результати теоретичних досліджень підводу повітря в комбінованому ракетно-прямоточному двигуні. Розглядаються моделі підводу повітря в двигун при змінному числі повітрязбірників а також при змінному куту повітряного каналу відносно вісі двигуна. Моделювання робочого процесу в комбінованому ракетно-прямоточному двигуні виконано шляхом рішення системи рівнянь Нав'є-Стокса, які описують течію в'язкого стискаемого газу, методом кінцевих об'ємів. Показана адекватність розрахункових моделей фізичним процесам в двигуні.

Ключеві слова: течія газових потоків, повітрязбірники, швидкість, витрата, змішання, реактивне сопло.

THE RESEARCH OF FEATURES OF AIR INTAKE IN THE ROCKET-BASED COMBINED ENGINE

M.A. Katrenko, A.T. Kudrevatykh

Results of theoretical researches of air intake in a rocket-based combined engine was present. Models of air inlet in the drive was consider at different number of air inlets and a variable corner of an air passage. Simulation of working process in a rocket-based combined engine are execute by a path of the solution of a set of equations of the Navier-Stokes describe flow of viscous compressible gas, a method of final volumes. Adequacy of computational models are show.

Keywords: flow of gas, air inlet, speed, consumption, mixture, nozzle.