

УДК.533.17

МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ СВЕРХЗВУКОВОЙ ПЕРЕРАСШИРЕННОЙ СТРУИ

магистрант В.М.Толкачева

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф.Устинова

Успешное проектирование стартовых установок ракет различного назначения должно обеспечиваться данными по ожидаемым нагрузкам от действия высокоэнергетичных газовых струй двигательной установки. Опасность высокого уровня силового и теплового нагружения корпуса носителя и элементов стартового устройства обуславливается большой мощностью газовых струй продуктов сгорания высокоэнтальпийных топлив. Это нагружение может превышать допустимое в отдельности или в совокупности с нагрузками других видов, что может привести к разрушению элементов конструкции стартовой установки, поскольку тепловые нагрузки во время старта соизмеримы с нагрузками на спускаемые аппараты (плотности тепловых потоков достигают 10^6 Вт/м^2).

Поэтому в ходе проектирования стартовой установки важно определить величину тепловых нагрузок, действующих на элементы стартовой установки, для гарантии безаварийного старта, то есть необходимо знать конвективные тепловые потоки, подходящие к ним.

В данной работе рассмотрен пятисопловой ракетный двигатель твёрдого топлива, со следующими характеристиками: температура газа в камере сгорания $T_0=2740 \text{ К}$, давление в камере сгорания $p_0=25 \text{ Мпа}$, показатель адиабаты продуктов сгорания $\gamma=1,24$, расход продуктов сгорания $\dot{m}=16 \text{ кг/с}$.

Расчёт параметров сверхзвуковой перерасширенной струи проводился с помощью метода конечных объёмов с допущением о том, что рабочее тело идеальный газ. Основа метода заключается в том, что расчётная область с помощью сетки разбивается на совокупность конечных объёмов. Узлы, в которых ищется решение, находятся в центрах этих объёмов. Для каждого объёма должны выполняться законы сохранения массы, количества движения и энергии. То есть, например, изменение во времени массы среды в контрольном объёме может происходить только за счёт внешнего потока массы, входящего в объём, или за счёт потока массы из данного объёма выходящего. Все расчёты, а также построение геометрии и расчётной сетки проводились в программном комплексе Ansys Fluent.

Стационарные или нестационарные течения вязкого сжимаемого газа описываются системой уравнений гидромеханики в состав которых входят уравнения энергии, неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = 0, \quad (1)$$

и уравнения движения (уравнения Навье-Стокса):

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j u_i}{\partial x_j} = \frac{\partial \rho}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}. \quad (2)$$

Для расчетов турбулентных течений используется осреднение по Рейнольдсу этих уравнений с последующим замыканием полученных уравнений. Метод осреднения Рейнольдса заключается в замене случайно изменяющихся характеристик потока (скорость, давление, плотность) суммами осреднённых и пульсационных составляющих. Уравнения Навье-Стокса осреднённые по Рейнольдсу в интегральном виде выглядят следующим образом:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V W dV + \oint_{\partial V} [F - G] dS = \int_V H dV, \quad (3)$$

где W - вектор консервативных переменных; F -вектор конвективных потоков; G -вектор диссипативных потоков; H -полная энтальпия.

При выполнении данного расчёта вышеприведённые уравнения были дополнены $k-\omega-SST$ моделью турбулентности.

Кинетическая энергия турбулентных пульсаций k и турбулентная диссипация ω , определяются из уравнений

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k v_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k, \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega v_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega, \quad (5)$$

где \tilde{G}_k – генерация кинетической энергии турбулентности; G_ω – генерация для удельной энергии диссипации; Γ_k и Γ_ω – коэффициенты эффективной диффузии для k и ω ; Y_k и Y_ω – диссипация для k и ω вследствие турбулентности; D_ω – перекрёстный диффузионный член.

Граничные условия: на границе, через которую жидкость поступает в расчетную область, было задано давление и температура в камере сгорания РДТТ; на границе, через которую жидкость покидает расчетную область, выставлены мягкие граничные условия, выражающие собой условие равенства нулю производной по нормали к границе.

На первом этапе расчёта проводилось построение геометрии сопла РДТТ, а также построение геометрии расчётной области. Трёхмерная модель сопла затем была преобразована в модель для расчёта течения, где стенка сопла представлена в виде "полости" в теле течения. Рассматриваемое течение осесимметричное и при его расчёте нерационально рассматривать всю расчётную область в полном объёме, поскольку потребляется слишком много вычислительных ресурсов. Вместо этого рассматривался сектор расчётной области, а на секущих плоскостях сектора были выставлены условия симметрии. Построенная геометрия представлена на рисунке 1.

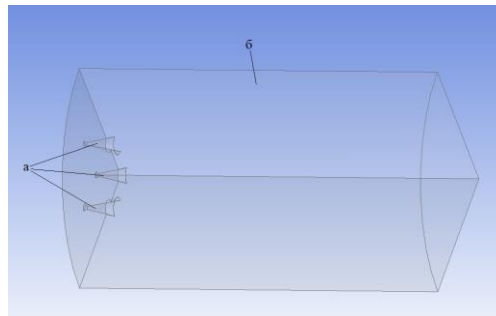


Рисунок 1 – Геометрия сопла РДТТ и расчётной области: а – сопла двигательной установки; б – тело внешнего потока

Количество элементов построенной расчётной сетки с призматическими слоями в районе стенок сопел составило 895116.

Полученное в результате расчёта поле распределения температур приведено на рисунке 2. Поле распределения скоростей на рисунке 3.

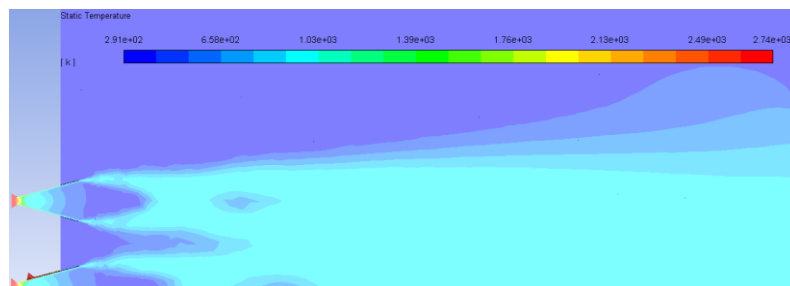


Рисунок 2 – Поле распределения температуры в плоскости симметрии

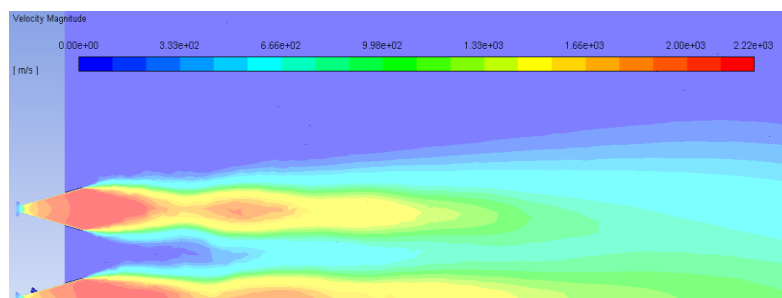


Рисунок 3 – Поле распределения скоростей в плоскости симметрии

Расчитанная температура в выходном сечении сопла, на оси струи в первой и второй бочке составила соответственно: 800, 450, 700 К. Скорость в тех же сечениях составила: 2200, 2400, 1800м/с.

Таким образом, разработана методика, и программное обеспечение расчёта параметров сложной перерасширенной струи, которые являются исходными данными для последующей оценки работоспособности стартовой установки.

Библиографический список

1. Акимов Г.А., Зазимко В.А., Моисеев М.Г. Аэрогазодинамика [Текст]: лабораторный практикум [для вузов] Ч.1; БГТУ “ВОЕНМЕХ” им. Д.Ф.Устинова. – СПб.: [б.и.], 2007.
2. ANSYS FLUENT v.16.Release. Theory guide.