

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ СОПЛА НА ПАРАМЕТРЫ ГАЗА НА СРЕЗЕ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FLOWVISION

Е.А. Горшенев^{1,а}, Г.В Ханов^{2,б}, д. т. н. профессор

¹ АО «ЦКБ «Титан», 400071, г. Волгоград

² Волгоградский государственный технический университет,

Рассматривается влияние геометрического профиля стенок параболического сопла на параметры газового потока (давления и скорости) в выходном сечении при заданной степени расширения сопла. В соответствии с методом характеристик построения контура сопла, была получена аналитическая зависимость определения входного и выходного углов стенок. Описана модель истечения газовой струи из сопла в программном комплексе вычислительной гидродинамики FlowVision. Представлены результаты численного моделирования, по которым выявлены факторы, влияющие на газодинамические параметры потока на срезе сопла.

Ключевые слова: сопло, вычислительная гидродинамика, газовая струя, вычислительный эксперимент.

Введение

С развитием методов математического моделирования и появлением большого числа прикладных программ, все больший интерес вызывает моделирование различных процессов, происходящих в технических устройствах, особенно в тех областях, где проведение физического эксперимента затруднено в виду различных обстоятельств, как например, истечение высокотемпературных газов из сопел.

В работе рассматривается задача моделирования истечения газа из сопла с применением программного комплекса по численному расчету процессов течения и тепломассообмена FlowVision. Необходимо разработать модель имеющейся газовой струи. В качестве модели расчетной области выбран сектор цилиндрической области с малым углом α , высотой H , радиусом R и вырезанным объемом профиля сопла (рис. 1).

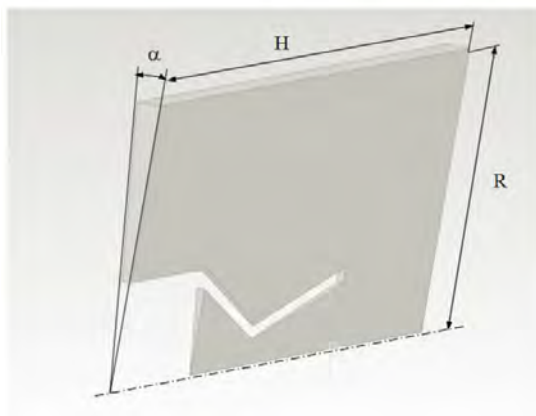


Рис. 1 – Расчетная область модели

В данной постановке моделируется течение газа внутри сопла с последующим истечением в окружающее пространство. При моделировании течения газа внутри сопла, желательно получить параметры струи на срезе (скорости, давления, температуры) с погрешностью не более 5% по отношению к имеющимся исходным данным. Практика работы во FlowVision показывает, что представление сопла в виде простого конического насадка, такое условие не может быть получено, а также ведет к большим потерям КПД [Meerbeek, Zandbergen, Souverein, 2013].

Построение контура сопла

Поскольку форма газовой струи зависит от геометрического профиля сопла, в среде Flow Vision рассмотрено моделирование истечения газа из соплового насадка с подбором его геометрической конфигурации.

Форма сопла выбрана исходя из условий получения равномерного параллельного потока (применительно к сверхзвуковым аэродинамическим трубам и реактивным аппаратам с большой скоростью истечения) со специальными стенками для построения которых применяются методы характеристик или функциональных рядов [Абрамович, 1991; Кацкова и [др.], 1961]. Для построения профиля использован геометрический метод [Абрамович, 1991; Rao, 1960], дающий контуры, очень близкие к оптимальным. Схема построения контура сопла показана на рис. 2.

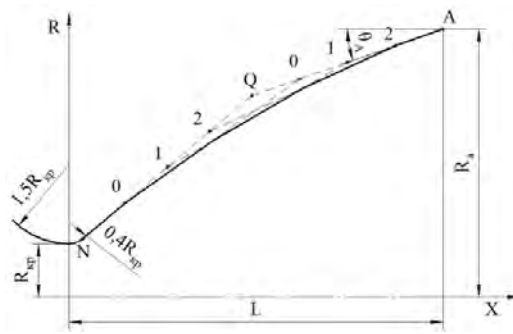


Рис. 2

Горловина такого сопла описывается двумя окружностями: дозвуковая часть – радиусом $1,5R_{кр}$, и сверхзвуковая часть – радиусом $0,4R_{кр}$, где $R_{кр}$ – радиус критического сечения сопла. К отрезку дуги радиуса $0,4R_{кр}$ под заданным углом θ_N к оси сопла проводится касательная NQ до пересечения с отрезком QA , проходящим через срез сопла и наклоненным к оси под заданным углом θ_A . Отрезки NQ и QA разбиваются на равное число участков, причем точки деления линии QA соединяются с одноименными точками деления линии NQ ; огибающая полученной сетки прямых образует контур сопла [Абрамович, 1991]. На рис. 3 приведены зависимости для определения углов наклона θ_N

(сплошные линии) и θ_A (пунктир) по заданным величинам относительной длины $\frac{L}{R_{кр}}$ и относительного радиуса выходного сечения $\frac{R_a}{R_{кр}}$. Для входного конуса рекомендуется выбирать угол $\theta_{вх} = 30 \dots 60^\circ$ к продольной оси сопла. При увеличении угла $\theta_{вх}$ свыше 60° возрастают тепловые потоки, направленные к стенке [Фахрутдинов, 1987].

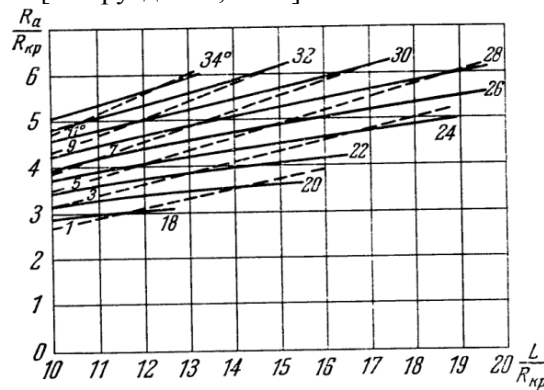


Рис. 3

Анализируя зависимости (рис. 3), относительный радиус выходного сечения сопла $y = \frac{R_a}{R_{кр}}$ можно представить следующей линейной зависимостью

$$y = \operatorname{tg} \gamma \cdot x + b(\gamma). \quad (1)$$

где γ – угол наклона линий θ на зависимостях (рис. 3);

x – относительная длина сопла $\frac{L}{R_{кр}}$;
 $b(\gamma)$ – коэффициент, зависящий от угла γ .

В частности, для угла наклона θ_A зависимость (1) принимает вид

$$y = \operatorname{tg}(9,02^\circ + 1,31 \cdot \theta_A) \cdot x + (1,47 - \operatorname{tg} \gamma \cdot 2,65). \quad (2)$$

а для угла наклона θ_N соответственно

$$y = \operatorname{tg}(-13,57^\circ + 0,89 \cdot \theta_N) \cdot x + (2,672 - \operatorname{tg} \gamma \cdot 2,14). \quad (3)$$

Математическая модель

Учитывая, что истечения высокотемпературных газов из сопла в окружающее пространство очень сложный процесс, в рамках решения данной задачи были приняты следующие допущения:

- газ считается идеальным;
- газовый поток является изоэнтропическим и адиабатическим;
- рассматривается «замороженное течение» [Губертов [и др.], 2004].

Процесс теплопереноса в расчетной модели задается математической моделью «Конвекция и теплопроводность» и описывается уравнением энергии [ООО «ТЕСИС», 2014]

$$\frac{\partial(\rho H)}{\partial t} + \nabla(\rho V H) = \frac{\partial P}{\partial t} + \nabla \left[\left(\frac{\lambda}{C_p} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \nabla H \right] + \rho V \cdot F + Q, \quad (4)$$

где ρ – плотность, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$;

H – полная энтальпия, $\frac{\text{м}^2}{\text{с}^2}$;

V – относительная скорость в подвижной системе координат, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$;

t – время, с;

P – давление, Па;

λ – молекулярная теплопроводность, $\frac{\text{кг} \cdot \text{м}}{\text{с}^3 \cdot \text{К}}$;

Pr_t – турбулентное число Прандтля;

μ_t – турбулентная динамическая вязкость, $\frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}}$;

F – ускорение, производимое внешней объемной силой, $\frac{\text{м}^2}{\text{с}^2}$;

Q – сумма

источников энергии различной природы, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^3}$.

Процесс движения в расчетной модели задается математической моделью «Ньютоновская жидкость» и описывается уравнениями неразрывности (5) и импульсов (6) [ООО «ТЕСИС», 2014]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho V) = 0, \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho V}{\partial t} + \nabla(\rho V \otimes V) = -\nabla P + \nabla \cdot \hat{\tau}_{\text{eff}} + \rho F, \quad (6)$$

где $\hat{\tau}_{\text{eff}}$ – тензор вязких напряжений для Ньютоновской жидкости.

Для описания турбулентности воспользуемся моделью $k-\omega$ Shear Stress Transport (SST), которая предназначена для моделирования течений с высокой степенью турбулизации, с возвратными зонами и большими обратными градиентами давления, а также для свободных течений и течений с небольшими градиентами давления [ООО «ТЕСИС», 2014; Menter, Kuntz, Langtry, 2003]. При этом турбулентные числа Прандтля и Шмидта для осесимметричной струи задаем 0,8 и 0,75 соответственно [2, 10].

Проектирование расчетной модели

Модель расчетной области (рис. 1), построенная в CAD-системе, импортируется в FlowVision в один из стандартных форматов (STL, VRML) [ООО «ТЕСИС», 2014]. Размер расчетной области составляет: $H=24R_a$, $R=6R_a$, $\alpha=2$.

Расстановка граничных условий показана на рис. 4

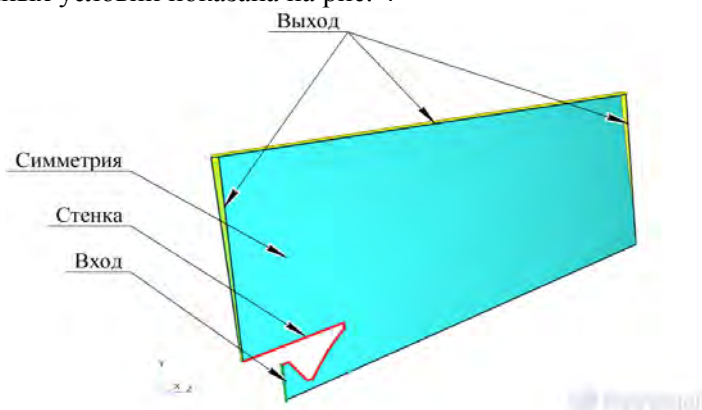


Рис. 4

Значения граничных условий показаны в таблице 1.

Таблица 1

Переменные	Тип
<i>Граничное условие «Выход» - тип Свободный выход</i>	
Скорость	Сверхзвуковой выход
Температура	Нулевой градиент
Турб. Энергия	Нулевой градиент
Турб. Диссипация	Нулевой градиент
<i>Граничное условие Симметрия</i>	
Скорость	Проскальзывание
Температура	Нулевой градиент
Турб. Энергия	Нулевой градиент
Турб. Диссипация	Нулевой градиент
<i>Граничное условие Стенка</i>	
Скорость	Логарифмический закон
Температура	Нулевой градиент
Турб. Энергия	Знач. в яч. рядом со стенкой
Турб. Диссипация	Знач. в яч. рядом со стенкой
<i>Граничное условие «Вход» - тип Вход/Выход</i>	
Скорость	Полное давление P , Па
Температура	Значение T , К
Турб. Энергия	Пульсации
Турб. Диссипация	Масштаб турбулентности

Начальные условия для расчетной области задаются параметрами давления P_0 в Па и температуры T_0 в К. В области дозвуковой части сопла (рис.5) задаются начальные условия с параметрами давления и температуры равными параметрам на граничном условии «Вход». При такой постановке задачи моделируется истечение газа из критического сечения сопла при постоянных значениях параметров внутри дозвуковой области.

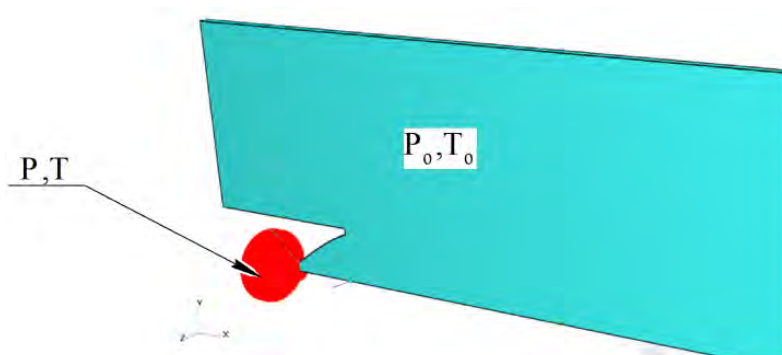


Рис. 5

Расчетная область разбивается равномерной прямоугольной сеткой с размером ячеек $\Delta h=0,05..0,01 R_{кр}$ (рис. 6).

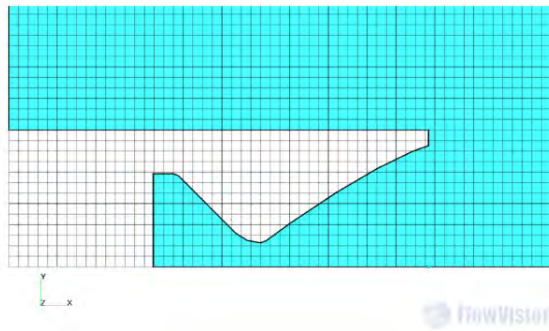


Рис. 6

Решение поставленной задачи в оболочке FlowVision осуществляется численным методом по неявной разностной схеме со 2-м порядком точности. Шаг по времени задается числом Куранта-Фридрихса-Леви (КФЛ) [ООО «ТЕСИС», 2014].

Результаты моделирования

С учетом выше изложенного и в соответствии с для $y = \frac{R_a}{R_{кр}} = 5$ были получены следующие расчетные варианты (таблица 2).

Таблица 2

Вариант 1		Вариант 2		Вариант 3		Вариант 4		Вариант 5		Вариант 6	
$\frac{L}{R_{кр}}$	θ_N	$\frac{L}{R_{кр}}$	θ_N	$\frac{L}{R_{кр}}$	θ_N	$\frac{L}{R_{кр}}$	θ_N	$\frac{L}{R_{кр}}$	θ_N	$\frac{L}{R_{кр}}$	θ_N
7,91	40,3	7,04	40,3	5,28	46	7,04	45	7,04	36	7,91	36

Варианты 1 и 4 получены по (3), остальные расчетные варианты имеют отклонения от полученных зависимостей.

По результатам моделирования расчетных вариантов были получены зависимости значений на срезе числа Маха (рис. 7) и давления (рис. 8).

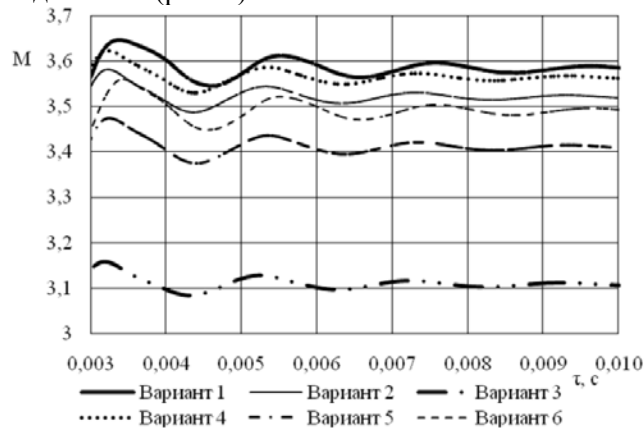


Рис. 7

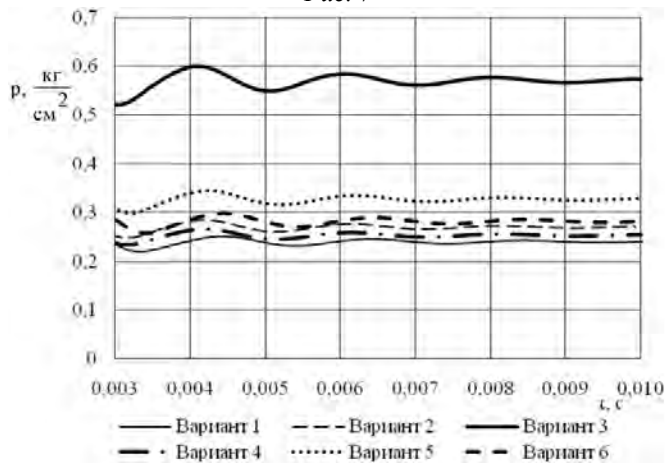


Рис. 8

Как видно из полученных зависимостей, незначительные изменения геометрического профиля стенок сопла, при неизменных степени расширения сопла и входных параметров, приводят к значительным изменениям газодинамических параметров на срезе. Так увеличение длины сверхзвукового участка сопла приводит к увеличению скорости и уменьшению давления газа на срезе сопла. Увеличение угла θ_N приводит к увеличению скорости и, соответственно, уменьшению давления газа на срезе сопла. Увеличение длины сверхзвукового участка сопла способствует улучшению равномерности потока на выходе. Изменяя параметры длины сверхзвукового участка сопла, входного и выходного углов стенок, подбирается требуемый контур сопла наиболее, в котором параметры потока в выходном сечении наиболее приближены к известным данным.

Заключение

В представленной работе рассматривается первый этап задачи моделирования истечения сверхзвуковой газовой струи из сопла, а именно подбор контура сопла. Получена аналитическая зависимость углов стенок сверхзвукового участка сопла от степени расширения сопла при заданных значениях длины. Исследования показали, что небольшое изменение геометрических параметров сверхзвуковой части сопла ведет к достаточным изменениям газодинамических параметров на срезе.

Представленный выше метод позволяет подобрать геометрический профиль сопла в соответствии с имеющимися данными. Полученные результаты моделирования в программном комплексе FlowVision подтверждаются в работах по исследованию истечения газа из сверхзвуковых сопел. В этой связи, применение программного комплекса FlowVision позволяет производить расчет газодинамических параметров сопел, а дальнейшее усовершенствование расчетной модели позволит рассматривать истечение газа из сопла в окружающее пространство.

Список литературы

1. CIMNE Congress Bureau
2. van Meerbeeck, W. B. A. A Procedure for Attitude Optimization of Parabolic Nozzle Contours Considering Thrust, weight and Size / W. B. A. van Meerbeeck, B. T. C. Zandbergen, L. J. Souverein // 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, Munich, Germany, 1-5 July 2013. – EUCASS, 2013 – Режим доступа : <http://congress.cimne.com/eucass2013/admin/files/fileabstract/a201.pdf>. – Загл. с экрана.
3. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика ч. 1 / Г. Н. Абрамович. – изд. 5-е, перераб. и доп. – М. : Наука. Гл. ред. физ-мат. лит., 1991. – 600 с.
4. Опыт расчета плоских и осесимметричных сверхзвуковых течений газа методом характеристик / О. Н. Кацкова [и др.]. – М. : Вычислительный центр АН СССР, 1961. – 57 с.
5. Rao, G. Approximation of Optimum Thrust Nozzle contour / G. Rao // ARS Journal. – 1960. – Vol. 30, №6. – P. 561.
6. Фахрутдинов, И. Х. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива / И. Х. Фахрутдинов, А. В. Котельников. – М. : Машиностроение, 1987. – 328 с.
7. FlowVision. Версия 3.09.03. Руководство пользователя [Электронный ресурс]. – М. : ООО «ТЕСИС», 2014 - . – Режим доступа: <http://flowvision.ru/index.php/public-downloads/category/8-dokumentatsiya-flowvision>, свободный. – свободный. – Загл. с экрана.
8. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива / А. М. Губертов [и др.] ; под ред. академика А. С. Коротева. – М. : Машиностроение, 2004. – 512 с.
9. Система моделирования движения жидкости и газа FlowVision. Версия 3.09.03. Примеры решения типовых задач [Электронный ресурс]. – М. : ООО «ТЕСИС», 2014 - . – Режим доступа: <http://flowvision.ru/index.php/public-downloads/category/19-uchebniki-tutorial-vkhodyashchie-v-distributiv>, свободный. – Загл. с экрана.
10. Menter F.R Ten years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model / F. R. Menter, M. Kuntz, R. Langtry // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4. – 2003. – Begell House, Inc. – 8p.
11. Рейнольдс, А. Дж. Турбулентные течения в инженерных приложениях / А. Дж. Рейнольдс; пер. с англ. под ред. И. А. Шеренкова и А. П. Нетюхайло. – М. : Энергия, 1979. – 408 с.