

УДК 533.697.4

© 1999 г. Л.Е. СТЕРНИН

**О ПРИМЕНИМОСТИ НЕКОТОРЫХ УПРОЩАЮЩИХ ДОПУЩЕНИЙ
ПРИ ПРОФИЛИРОВАНИИ ОПТИМАЛЬНЫХ РАКЕТНЫХ СОПЕЛ**

Исследовано влияние отклонения звуковой поверхности от плоскости и рекомбинации газов в реактивном сопле на форму его оптимального профиля. Показано, что с высокой точностью по удельному импульсу сопла можно профилировать, полагая звуковую поверхность плоской, а газ – не реагирующим.

При построении оптимального ракетного сопла обычно используется ряд упрощающих предположений. К их числу относятся: (чтобы избежать сложного расчета течения в дозвуковой части сопла) допущение о том, что звуковая поверхность – плоская; и о замороженном составе смеси газов с использованием постоянного (эффективного) показателя адиабаты, определяемого по значениям давления и плотности во входном и выходном сечениях сопла.

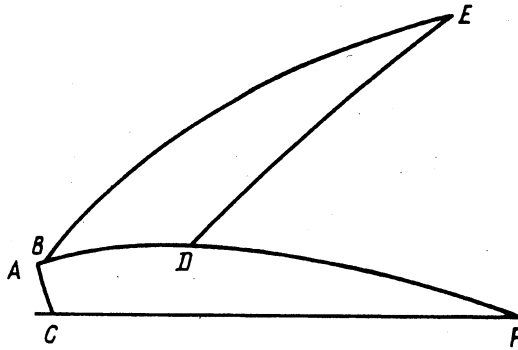
Обоснование этих двух предположений для контуров, построенных вариационными методами при обычно используемых в ракетных соплах степенях расширения и значениях показателей адиабаты, явилось основной целью данной работы.

В [1] исследовалось влияние первого предположения, однако, численные результаты были получены при низких степенях расширения сопел и при значении показателя адиабаты для воздуха. Кроме того, в результате расчетов получена лишь верхняя оценка потерь. В [2] рассмотрено второе предположение применительно к семейству укороченных сопел с равномерной характеристикой. Здесь найдено различие тяговых характеристик двух оптимальных контуров сопел, приходящих в одну конечную точку, но рассчитанных лишь для различных показателей адиабаты.

Хотя допустимость данных предположений была понятна и использовалась всеми разработчиками сопел ЖРД, целесообразность данного, вычислительного исследования, более скрупулезного, чем предыдущие [1, 2], определялась некоторой незаконченностью работ по этому вопросу, наличием технических возможностей для высокоточного численного исследования данной проблемы (новый метод, скоростная вычислительная техника), а также имевшей место многократной критикой установившейся методики профилирования сопел в части первого предположения.

1. Постановка задачи. Данное исследование базируется на достаточно общих дополнительных предположениях. Так, считается, что на входе в сопло компоненты продуктов сгорания полностью перемешаны, а смесь газов находится в термодинамическом равновесии и во всей области течения отсутствуют скачки уплотнения. Влияние вязкости не учитывается. Следовательно, энтропия постоянна во всей расчетной области, а энтальпия смеси газов h является функцией только одного параметра, в качестве которого выбрано отношение давления к плотности p/ρ , что позволяет избежать появления переменной величины молекулярной массы. Аппроксимация $h = h(p/\rho)$ получается на основании термодинамических расчетов.

На фиг. 1 изображены: кривая ABE – стенка сверхзвуковой части сопла, CF – ось симметрии сопла, две крайние характеристики второго семейства – AC, BDF , а также экстремальная характеристика первого семейства – DE . В качестве исходных данных



Фиг. 1. Контур сопла и крайние характеристики

заданы: типовой контур дозвуковой части сопла, скругление в закритической части – AB (фиг. 1) и обе координаты точки E .

Нахождение оптимального (экстремального) контура BE , обеспечивающего максимальный импульс газа на выходе, производится следующим образом. Методом установления выполняется расчет дозвуковой части сопла и небольшой области за критическим сечением, в результате чего определяется характеристика второго семейства AC . Далее, с учетом разворота газа в пучке характеристик, выходящем из кривой скругления AB методом характеристик находят параметры на характеристике второго семейства BDF . Затем, варьируя положение точек D и B , путем интерполяции можно добиться, чтобы с нужной точностью экстремаль, выпущенная из точки D , попала в точку E . После нахождения экстремали DE проводится расчет области BDE методом характеристик и определяется экстремальный контур сверхзвуковой части сопла BE .

Для интегрирования уравнений характеристик использовалась разностная схема второго порядка точности. Для двух соседних точек, расположенных на характеристике, дифференциалы заменялись разностями, а значения функций перед ними определялись полусуммой величин функций в этих точках.

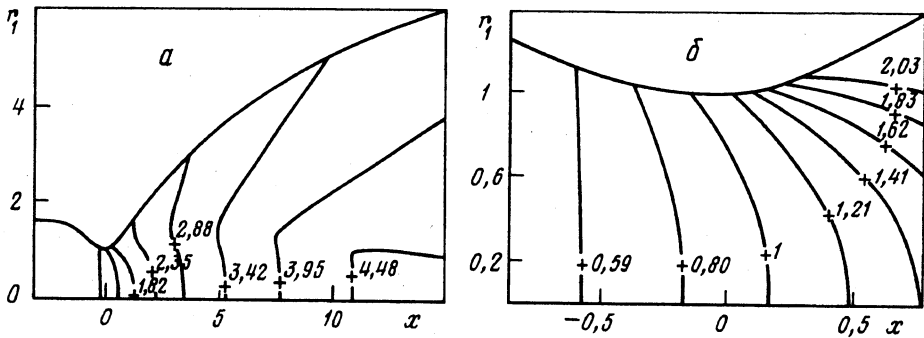
Оптимальный контур BE на фиг. 1 получается, если замыкающая характеристика первого семейства DE – экстремальная. Уравнения экстремали, приведенные в [3], имеют вид

$$V \left(\cos \theta + \frac{\sin \theta}{\operatorname{ctg} \alpha} \right) = \text{const}, \quad r p V^2 \frac{\sin^2 \theta}{\operatorname{ctg} \alpha} = \text{const}$$

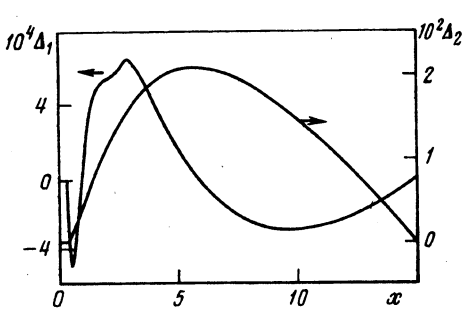
По значениям газодинамических параметров в точке D эти уравнения позволяют определить константы, а затем параметры на всей характеристике.

Решение прямой задачи течения газа в сопле, включая и дозвуковую область, строилось методом установления по времени. Использовалась неявная компактная разностная схема повышенной точности со скалярными прогонками для уравнений газовой динамики (на основе схемы [4]). Количество узлов разностной сетки подбиралось из условия достижения относительной точности расчетов 10^{-7} для удельного импульса на выходе из сопла.

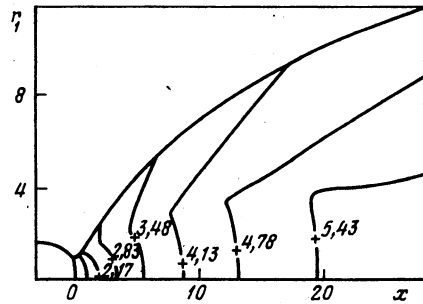
2. Результаты расчетов. Рассмотрено движение газообразных высокотемпературных продуктов сгорания керосина с кислородом через осесимметричное сопло. Заданы: контур дозвуковой части сопла, радиус скругления на входе в расширяющуюся часть и координаты выходного сечения. Относительный радиус камеры сгорания 1,6, переход контура сопла к критическому сечению определялся двумя дугами сопряжения с радиусами 4,0 и 1,5. В критическом сечении $r = 1$ и имеется плато длиной 0,0085. Радиус скругления на входе в расширяющуюся часть сопла 0,6. Координаты точки E контура $x_a = 15$, $r_a = 6,0$.



Фиг. 2. Контур сопла и изолинии чисел Маха при $\gamma_a = 6,0$



Фиг. 3. Сравнение контуров при $\gamma_a = 6,0$



Фиг. 4. Контур сопла и изолинии чисел Маха при $\gamma_a = 12,0$

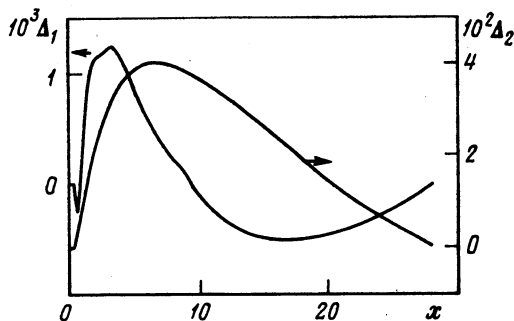
Проведены три варианта расчетов экстремального контура, для которых приняты следующие обозначения: 1 – с термодинамическим равновесием и с криволинейной звуковой поверхностью ("реальный поток"); 2 – с термодинамическим равновесием и в предположении о плоской звуковой поверхности; 3 – с постоянным эффективным показателем адиабаты и в предположении о плоской звуковой поверхности.

Расчеты производились в следующем порядке. Вначале для всех трех вариантов вычислялись экстремальные контуры сопел, а затем в сопла, соответствующие вариантам 2 и 3, запускался "реальный поток". При этом расчеты прямых задач (движение "реального потока" в заданных контурах) выполнялись во всех областях только по компактной разностной схеме метода установления высокой точности без использования метода характеристик в сверхзвуковых частях сопел.

Эффективный показатель адиабаты определялся на основании одномерных термодинамических расчетов по параметрам в критическом и выходном сечениях (индексы сечений соответственно * и a)

$$\gamma = \ln \frac{p^*}{p_a} / \ln \frac{\rho^*}{\rho_a}$$

Экстремальный контур по основному первому варианту $r_1(x)$ представлен на фиг. 2 с нанесенными в поле течения изолиниями чисел Маха (фиг. 2, a – все поле течения, а фиг. 2, б – его околосубзвуковая область). Искривление звуковой линии приводит к уменьшению расхода G по сравнению с рассчитанным по одномерной методике $G/G_i = 0,99492$. Потери в пустоте удельного импульса I из-за неравномерности и непараллельности истечения $\zeta = 1 - I/I_i = 0,006620$, где I_i – идеальный (одномерный) удельный импульс.



Фиг. 5. Сравнение контуров при $r_a = 12,0$.

Разности радиусов стенки сопла первого и второго $\Delta_1 = r_1(x) - r_2(x)$ вариантов и $\Delta_2 = r_1(x) - r_3(x)$ представлены на фиг. 3.

В отличие от интегральных величин расхождение в локальных параметрах для контуров первого и третьего вариантов может достигать существенных значений – порядка 10% для давления. Потеря удельного импульса газа на выходе сопла для контура третьего варианта по сравнению с основным $\delta_2 = 1 - I_3/I_1 = 8,8 \cdot 10^{-6}$. Изменение удельного импульса контура второго варианта находится в пределах ошибки расчетов: $\delta_1 = 1 - I_2/I_1 < 10^{-7}$. Сопоставление удельных импульсов для каждого контура производилось путем вычитания из удельного импульса I_1 , рассчитанного для контура варианта 1, удельных импульсов I_2 и I_3 для контуров вариантов 2 и 3, через которые протекал газ, соответствующий варианту 1.

С целью определения влияния степени расширения сопла были проведены аналогичные предыдущим расчеты экстремальных сопел с большими степенями расширения ($r_a = 12,0$ при $x_a = 28,2$). Экстремальный контур для основного варианта $r_1(x)$ представлен на фиг. 4. Расход газа остался прежним, потери удельного импульса из-за неравномерности и непараллельности истечения для этой степени расширения $\zeta = 0,012434$.

Разности радиусов стенки сопла первого $r_1(x)$ и второго $r_2(x)$ вариантов Δ_1 и $\Delta_2 = r_1(x) - r_3(x)$ представлен на фиг. 5.

Потеря удельного импульса газа на выходе из сопла для контура третьего варианта по сравнению с основным $\delta_2 = 8,1 \cdot 10^{-6}$. Изменение удельного импульса контура варианта 2 происходит в пределах ошибки расчетов $\delta_1 < 10^{-7}$.

Заключение. При профилировании ракетных сопел поверхность перехода через скорость звука при типовых входных частях сопел ЖРД можно считать плоской, а химические реакции, сильно влияющие на локальные параметры газа, при выборе оптимального контура сопла можно не учитывать. Расчеты по более общим методам необходимы только для определения коэффициента расхода и локальных параметров газа. Данные расчеты, выполненные с повышенной точностью для вариационных контуров сопел в широких диапазонах их рабочих параметров, подтверждают предварительные результаты, полученные ранее в [1–2], и их можно рекомендовать к использованию при профилировании ракетных сопел.

Автор благодарен А.С. Киселеву за выполнение расчетов.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 90-01 00260).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Крайко А.Н., Тилляева Н.И.* Об учете неравномерности потока в минимальном сечении при оптимальном профилировании расширяющейся части сопла // Изв. АН СССР. МЖГ. 1982. № 1. С. 184–186.
2. *Пирумов У.Г., Рубцов В.А., Суворова В.Н.* Расчет осесимметричных сопел с учетом равновесных физико-химических превращений // Численные методы в газовой динамике. Вып. 2. М.: Изд-во МГУ, 1963. С. 48–60.
3. *Стернин Л.Е.* Основы газовой динамики. М.: Изд-во МАИ, 1995. 332 с.
4. *Толстых А.И.* Компактные разностные схемы и их применение в задачах аэрогидродинамики. М.: Наука, 1990. 230 с.

Москва

Поступила в редакцию
14.XI.1997