

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

ВЛИЯНИЕ РАВНОВЕСНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ АДИАБАТЫ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ НА ПРОФИЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО СОПЛА

ФГБОУ ВО "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (МАИ):

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н., профессор
Николай Юрьевич Кочетков, к.т.н., старший преподаватель

Турбулентность в сверхзвуковом потоке отсутствует, и это упрощает процесс профилирования сверхзвукового сопла ракетного двигателя. Традиционные способы с помощью решения обратной задачи теории сопла предполагают знание точной величины показателя адиабаты Пуассона, которая современными методами определяется не точно. Из термодинамических расчетов известны лишь равновесные значения, являющиеся границами интервала всех возможных значений. В работе предложен метод определения показателей адиабаты Пуассона для реальных газов в зависимости от характерной температуры. Соответствующие показатели учитываются при профилировании сопел. Показано, что отличие в размерах контура сопла весьма заметное даже при небольших изменениях показателей адиабаты и приводит к ощутимым величинам потерь удельного импульса тяги.

There is no turbulence in the supersonic flow, and this simplifies the process of profiling the supersonic nozzle of a rocket engine. Traditional methods by solving the inverse problem of the nozzle theory assume knowledge of the exact value of the Poisson's adiabatic index, which is not accurately determined by modern methods. From thermodynamic calculations, only equilibrium values are known, which are the boundaries of the interval of all possible values. The paper proposes a method for determining the parameters of the Poisson's adiabatic for real gases depending on the characteristic temperature. The corresponding indicators are taken into account when profiling the nozzles. It is shown that the difference in the size of the nozzle contour is very noticeable even with small changes in the adiabatic parameters and leads to noticeable losses of the specific thrust impulse.

Ключевые слова: Турбулентность, профилирование, показатель адиабаты, неравновесность.
Keywords: Turbulence, profiling, adiabatic index, disequilibrium.

Существует большое число способов профилирования сверхзвуковой части сопел ракетных двигателей (ЖРД, РДТТ и т.д.) [1 - 7]. Принцип профилирования основан на достижении максимального уровня энерго-массовых характеристик. Это означает, что при разработке сопловых блоков нужно достичь таких параметров удельного импульса (энергетический аспект) и массы конструкции (механический аспект), при которых их совместное влияние будет выдавать максимальные значения тяги двигателя.

От способа профилирования сопла зависит реализация оптимального термодинамического процесса, происходящего при расширении потока. Применяется формула для расчета массы сопла:

$$M_c = \rho_{\text{мат}} \cdot \delta \cdot S.$$

Здесь $\rho_{\text{мат}}$ и δ - плотность материала сопла и толщина стенки сопла, S - площадь внутренней поверхности сопла.

Следует заметить, что величина удельного импульса тяги сопла зависит от степени его расширения. Важным фактором является и закон формирования термодинамического процесса, который определяет именно профиль расширяющегося канала. При этом важнейшим параметром газового потока продуктов сгорания является показатель адиабаты k . Поэтому при профилировании контура сопла он играет определяющую роль.

Различные способы профилирования сверхзвукового сопла

Многие способы профилирования для удобства конструирования сопел являются инженерными и, как правило, основаны на экспериментальном опыте, либо на использовании уже известных прототипов сопел, которые положительно показали себя в работе ракетных двигателей и зарекомендованы с хорошей стороны.

К таким способам следует отнести метод Вячеслава Даниловича Курпатенкова. Этот метод основан на обобщении большого числа результатов расчетов газового поля. Анализ линий тока в виде многочисленных таблиц позволил доказать результативность аппроксимации контура параболой, которую предлагалось строить методами начертательной геометрии по извест-

ным, либо заданным ограничениям на входе и выходе из сопла. При этом помимо координат точек критического сечения и среза в них задавались углы наклона. Выбор углов наклона на входе обосновывался расширением потока в сопле и желательным углом, при котором мог бы произойти отрыв потока. Угол на выходе (срезе) из сопла должен быть как можно меньше, но ограничен неким оптимальным углом, зависящим от газодинамических потерь удельного импульса (из-за трения и рассеивания) и массой сопла. Такой способ профилирования хорош своей простотой и часто используется в конструкторских бюро.

Другой способ подобен первому и отличается лишь выбором другой кривой - дугой окружности. Этот способ чаще применяется для высотных сопел, с большой степенью расширения. Здесь также используется в качестве кривой полином n -ой степени. Выбор коэффициентов этого полинома производится с помощью оптимизации на ЭВМ и основан на, так называемом, целенаправленном переборе различных контуров с различными коэффициентами. Этот способ предусматривает выбор внутри кривых различных классов парабол, гипербол, окружностей и называется прямой оптимизацией. Существуют и другие способы оптимизации.

Наиболее точным, в настоящий момент времени, является способ профилирования, основанный на решении обратной задачи теории сопла. В отличие от прямой задачи теории сопла, в которой рассчитывается газовое поле в уже известном контуре, обратная задача предусматривает восстановление крайней линии тока по данным, описывающим желаемое газовое поле. То есть по заданным параметрам поля в критике и на срезе сопла расчётным путём выстраивается линия тока и для каждого варианта расчёта выделяется крайняя, которую принимают за контур сопла.

Восстановление части газового поля производится методом характеристик, полученных из уравнения Эйлера, которое носит название идеального уравнения и не учитывает два важных

свойства: вязкость потока и его сжимаемость. Не вдаваясь в изложение самого способа, отметим, что он даёт в силу своей "идеальности" максимально возможные значения удельного импульса тяги и при этом не учитывает реальные свойства продуктов сгорания.

В связи с этим для коррекции полученных контуров, либо для адекватной оценки удельного импульса тяги в них оценивают потери удельного импульса эмпирическим способом и проверяют (продувают) сопла на эксперименте.

Метод характеристик - это очень изящный способ решения гиперболического уравнения математической физики. В настоящее время он используется при окончательном профилировании сопла. Для этого достаточно задать всего два параметра: число Маха на срезе M_0 , что, по существу, является желаемым удельным импульсом тяги:

$$M_0 = W_0 / a_0,$$

где W_0 - абсолютная скорость газа на срезе сопла, которая тождественно равна удельному импульсу тяги $W_0 \equiv J_{уд}$, и показатель адиабаты газового потока k .

Итак, всего лишь пара значений M_0 и k определяют контур сопла.

Этот контур для различных параметров затабулирован в удобной форме, а табличные значения позволяют его выстроить в виде конструктивного элемента - профиля.

Определение показателя адиабаты термодинамическим путём

Основное искусство при профилировании сверхзвуковой части сопла - это правильный выбор значения k - показателя адиабаты. Если число Маха нулевое может быть взято из технического задания (ТЗ), то показатель адиабаты необходимо правильно определить. Он должен соответствовать реальным свойствам продуктов сгорания.

В настоящее время используемые отечественные и зарубежные программы, предназначенные для термодинамического расчёта (Astra, CEA [8, 9], RPA и другие), не позволяют точно определять реальные значения свойств продуктов сгорания, например, значения теплоёмкостей, теплопроводности, вязкости, показатели адиабаты и другие, а предлагают всего лишь два крайних значения, которые рассчитываются для равновесных случаев при постоянной энтропии $dS = 0$. Это случаи, так называемого, замороженного течения при скоростях химических реакций близких к нулю и равновесного значения, проходящих со скоростью химических реакций, стремящихся к бесконечности. Другими словами, программы выдают две крайние точки: термодинамику очень близкую по составу к исходному топливу (замороженную) и термодинамику, полученную для уже полностью прореагировавшего химического состава - продуктов сгорания (равновесную). Но известно, что химическая реакция проходит не мгновенно, а укладывается, в хоть и весьма малое, но некоторое конечное время и зависит существенно от температуры. Поэтому эти электронные продукты внутри интервала от нуля до бесконечности реальных значений не выдают, а выдают лишь эти два крайних значения. Для различных тепловых характеристик они могут отличаться в разы и сильно влиять на интегральные параметры тепловых и силовых расчётов.

Существует небольшое количество программ, которые учитывают локальные характеристики химической неравновесности. Но эти программы весьма и весьма трудоёмкие с огромным числом нюансов комбинаторики и часто страдают недостатком требующихся для этих расчётов исходных данных. Разработчики этих программ пытаются подробно учесть прямые и обратные химические реакции, промежуточный состав, радикалы, для чего требуется множество условностей и ограничений.

Инженерный метод расчёта неравновесных термодинамических параметров

В работе [10] было показано, что уравнение Навье-Стокса справедливо только для благородных газов и не даёт правиль-

ных решений в случае химически неравновесных потоков. В последующих работах было получено уравнение движения, учитывающее все практические свойства реального газового потока: вязкость, сжимаемость и неравновесность:

$$\frac{d\bar{p}\bar{v}}{d\tau} = \text{div}\Pi - \frac{k+1}{k-1} \cdot P \text{grad} \ln P \psi(\xi).$$

Здесь неравновесность учитывается правым членом, а конкретнее функцией $\psi(\xi)$ [11, 12]:

$$\psi(\xi) = \frac{1}{\xi} e^{-\frac{1}{\xi}}, \text{ где } \xi = \frac{T}{\frac{E}{R}}.$$

Причём, если $\xi = 0$ - течение замороженное, а если $\xi = 1$ - равновесное.

При замороженном течении правый крайний неравновесный член пропадает, а уравнение превращается в уравнение Навье-Стокса, где Π - тензор Коши.

Таким образом, функция $\psi(\xi)$ определяет динамику химических реакций и в зависимости от температуры может выдавать значения для неравновесных случаев. Величина отношения E/R - энергии активации к универсальной газовой постоянной определяется эмпирически, а значения текущей температуры из равновесных расчётов.

Для определения неравновесных значений показателя адиабаты можно предложить следующую формулу:

$$\frac{k - k_{\text{равн}}}{k_{\text{зам}} - k_{\text{равн}}} = 1 - \psi(\xi).$$

Безусловно, формула является эвристической и не является точным решением, но для инженерных расчётов она вполне приемлема. Ведь решения по, так называемым, "точным" методикам с огромным числом алгебраических, химических и дифференциальных уравнений дают значения с большей погрешностью, определяемой, например, точностью задания исходных данных.

Профилирование с помощью метода характеристик

Первым шагом при профилировании необходимо сделать термодинамический расчёт и определить величины "замороженного" и "равновесного" значений показателя адиабаты. После чего по инженерной формуле для полученной температуры определить неравновесное (реальное) его значение.

Прежде чем сделаем основные расчёты, проведём исследование с целью выявления велико ли отличие в контурах, которые будут спрофилированы. Построим на одном графике контуры для замороженного и равновесного состава продуктов сгорания вдоль трёх линий тока: первой с угловой точкой, второй с небольшим скруглением в районе критического сечения и наиболее удалённой от первой - третьей. На рисунках 1 - 3 различными цветами выделены замороженный и равновесный расчёты.

Из рисунков видно, что разница между кривыми весьма существенна, то есть даже при весьма малом отличии в значениях показателей адиабат ординаты отличаются на величину до нескольких процентов.

Этот факт дал основание для учёта этого различия при профилировании одного из двигателей третьей ступени с диаметром критического сечения $d_{кр} = 53,0$ мм. Из рис. 4 следует, что абсолютное различие в диаметрах среза сопла этого двигателя составляет величину, равную радиусу критики - 26,5 мм.

На основании термодинамического расчёта определим показатели адиабаты для этого двигателя $k_{\text{зам}} = 1,22$ и $k_{\text{равн}} = 1,20$.

Значение E/R возьмём из работы [13]:

$$E/R = 9547 \text{ К.}$$

Температура в соответствии с термодинамическими расчётом составила $T = 3570 \text{ К.}$

После подстановки в рабочую формулу определяем значение реального показателя адиабаты.

$$k_{\text{реал}} = k_{\text{равн}} + (1 - \psi(\xi)) \cdot (k_{\text{зам}} - k_{\text{равн}}).$$

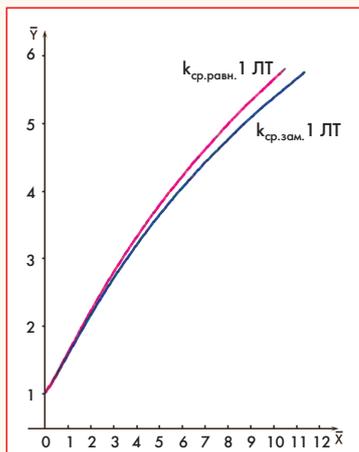


Рис. 1 Спрофилированный контур сопла по первой линии тока (1 ЛТ) для "замороженного" и "равновесного" показателя адиабаты

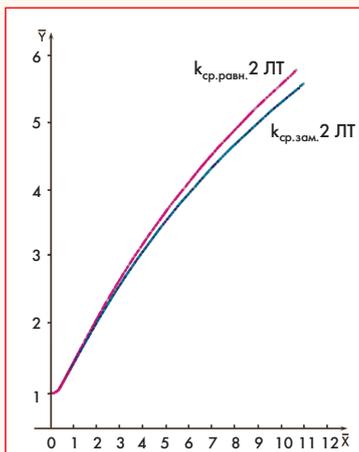


Рис. 2 Спрофилированный контур сопла по второй линии тока (2 ЛТ) для "замороженного" и "равновесного" показателя адиабаты

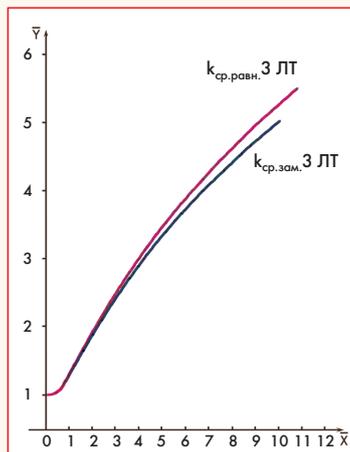


Рис. 3 Спрофилированный контур сопла третьей линии тока (3 ЛТ) для "замороженного" и "равновесного" показателя адиабаты

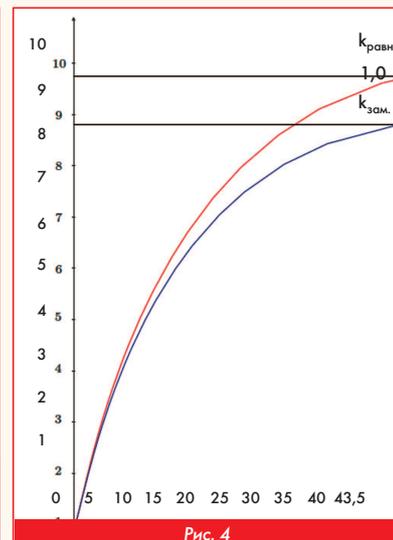


Рис. 4

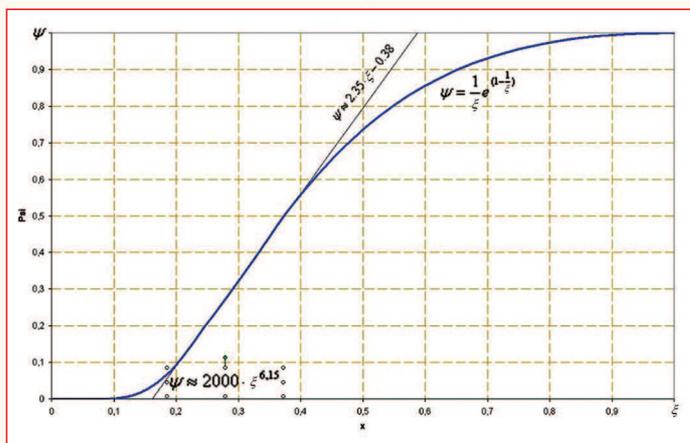


Рис. 5 Функция нормального насыщения

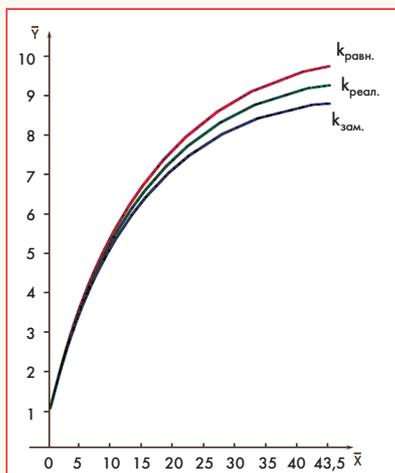


Рис. 6 Контур, спрофилированный по значениям реального показателя адиабаты

Значение функции $\psi(\xi)$ определим из графика рис. 5, где $\xi = T/(E/R) = 3570/9547 = 0,374$ или $\psi(\xi) = 0,5$.

Тогда:

$$k_{\text{реал}} = 1,2 + 0,5 \cdot 0,02 = 1,21.$$

Новый показатель адиабаты естественно находится между двумя крайними значениями: замороженным и равновесным. С этим значением и при том же значении $M_0 = 5$ рассчитаем новый контур сопла. На рис. 6 представлен новый контур, спрофилированный по значениям реального показателя адиабаты.

Анализ влияния показателя адиабаты на профилирование

Анализ, проделанный на основании результатов расчетных исследований, показал, что при профилировании совершенно необходимо правильно выбрать (рассчитать) величину показателя адиабаты. Несмотря на малые отличия в абсолютном значении ($k_{\text{зам}} = 1,22$ и $k_{\text{равн}} = 1,20$), линия контура, особенно степень расширения сопла, могут отличаться весьма заметно, и это может повлиять на величину удельного импульса тяги.

Если будет наблюдаться существенное отличие "замороженного" показателя адиабаты от "равновесного" и сопло в отличии от реального будет на несколько процентов более расширенное, то это необоснованное увеличение приведет к необоснованному увеличению удельного импульса тяги пропорционально разности пло-

щадей на срезе сопла. В случае равновесного - наоборот. И придется учитывать потери удельного импульса тяги из-за неравновесности химических процессов. Эти потери в настоящее время традиционно оцениваются величиной порядка 0,2 процента, и в пересчете их на полезную нагрузку или дальность они оказываются весьма ощутимыми. Уточненный контур позволит избавиться от расчета дополнительных потерь на химическую неравновесность. **П**

Литература

1. В.Д. Курпатенков. Расчет профиля сопла с изломом образующей // М. МАИ, 1975 г.
2. Д.А. Мельников, У.Г. Пирумов, А.А. Сергиенко. Сопла реактивных двигателей // Аэродинамика и газовая динамика, М. Наука, 1976 г.
3. А.М. Губерт, В.В. Миронов, Ю.М. Кочетков и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива // М. Машиностроение, 2004 г.
4. В.В. Семенов, А.А. Сергиенко, И.Э. Иванов, И.А. Крюков. Профилирование круглых сопел и регулирование их высотности // М. Вузовская книга, 2018 г.
5. И. Тимнат. Ракетные двигатели на химическом топливе // М. Мир, 1990 г.
6. А.Д. Рычков. Применение прямых оптимизационных методов для оптимизации осесимметричных сопел Лавала в случае равновесных и неравновесных двухфазных течений // Изв. АН СССР. МЖГ № 1, 1982 г.
7. Н.Ю. Кочетков. Энергетика и профилирование сверхзвуковых сопел РДТТ с двухсоставными зарядами // Двигатель № 1, 2010 г.
8. Трусов Б.Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах. АСТРА-4. М.: МГТУ им. Э.Н. Баумана. 1991.
9. The NASA Computer program CEA (Chemical Equilibrium with Applications) URL: <https://www1.grc.nasa.gov/research-and-engineering/ceaweb/> (дата обращения: 08.04.2021)
10. Кочетков Ю.М. Турбулентность реальных газов. Благородное уравнение газовой динамики // Двигатель № 1, 2017 г.
11. Н.Ю. Кочетков. Разработка математического аппарата для расчета двухсоставных зарядов перспективных твердотопливных двигательных установок космического назначения // ж. РКТ ч1. Расчет, проектирование, конструирование и испытание космических систем № 1, 2010 г.
12. Кочетков Ю.М. Турбулентность. Закон пси от кси // Двигатель № 2, 2017 г.
13. Computational simulation and design applications for research and development in the field of Chemical Rocket Propulsion and Combustion. Rocket Propulsion Analysis. URL: <http://www.propulsion-analysis.com> <http://www.propulsion-analysis.com/index.htm> (дата обращения 08.12.2021)

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com