

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ В СОПЛАХ

Г.С.Глушко¹, И.Э.Иванов², И.А.Крюков¹

¹ *Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
Москва, 119526, проспект Вернадского 101-1*

² *Московский авиационный институт (государственный технический университет), Москва,
125993, Волоколамское шоссе, 4*

Аннотация

Работа посвящена численному исследованию явления отрыва турбулентного пограничного слоя от стенки канала (сопла) при сверхзвуковом течении вязкого газа. Основное внимание уделяется проблеме взаимодействия ударной волны с пограничным слоем в условиях внутреннего турбулентного течения. Рассматриваются течения в плоских, конических и круглых профилированных соплах. Проведено детальное изучение структур потоков, исследование отдельных их элементов (отрыв, смешение, присоединение, возвратное течение), исследованы пространственно-временные взаимосвязи между параметрами течения в различных частях потока. Конкретные исследования посвящены изучению условий реализации ограниченного и неограниченного отрыва в профилированных соплах, гистерезису при смене типа отрыва на этапах повышения и снижения давления на входе в сопло, возможности управления типом отрыва и положением точки отрыва. Особое внимание уделено численному моделированию течений в соплах с двойным контуром при изменении в широком диапазоне внешнего противодавления.

NUMERICAL SIMULATION OF SEPARATED FLOW IN NOZZLES

The article is devoted to numerical study of separation of turbulent boundary layer from nozzle wall for supersonic viscous flow. Interaction of shock wave with boundary layer is studied mainly for internal flows. Flow in plane, cone and profiled axisymmetric nozzles is considered. Detailed study of flow structure and some its parts (separation, mixing, reattachment, recirculation flow) is performed. Space-time correlations between flow parameters in different flow zones are investigated. Conditions of realization of restricted and free shock separation in profiled nozzles, hysteresis of separation type during increasing or decreasing entrance pressure, possibilities of control of separation type and location of separation point are studied. Numerical simulation of turbulent flows in dual bell nozzles is considered for wide external pressure range.

1. ВВЕДЕНИЕ

Отрыв потока от обтекаемой поверхности – одно из характерных явлений, сопровождающих движение жидкости или газа. Отрывным течениям свойственны как общие закономерности, такие как наличие положительного градиента давления на стенке, наличие области возвратного течения и т.д., так и специфические, присущие отдельным видам отрывных течений, (присутствие ударной волны или системы ударных волн, нестационарность и т.д.). При этом сам отрыв в зависимости от предназначения технического устройства может играть как положительную, так и отрицательную роль. Важное значение имеют для практики способы управления отрывом.

В данной работе численно исследуется возникновение отрыва в плоских и круглых соплах Лавала. Возрастание требований к характеристикам ракетных и авиационных двигателей требует разработки сопловых блоков с более высокими характеристиками, которые в свою очередь в основном достигаются с помощью увеличения геометрической степени расширения сопла. А большая степень расширения потока приводит к перерасширенному режиму течения на стенке внутри сопла и отрыву потока от стенки с образованием ударных волн и возвратного течения.

2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД

Численное моделирование в данной работе проводится на основе решения двумерных нестационарных уравнений Навье–Стокса, описывающих динамику сжимаемого вязкого газа совместно с k - ϵ моделью турбулентности. Рассмотрены наиболее важные для данного класса течений аспекты модели турбулентности – учет сжимаемости, учет неравновесности турбулентности и обеспечение физически допустимых решений (положительности кинетической энергии турбулентности и её скорости диссипации и реализуемости напряжений Рейнольдса). На основе сравнения с экспериментальными данными и исследования влияния различных моделей сжимаемой диссипации и моделей учета неравновесности на точность расчета отрывных течений в соплах были сформирован конкретный вариант k - ϵ модели турбулентности [1–3]. В результате анализа ограничителей, используемых для обеспечения положительности и реализуемости, подобран их конкретный вид. Реализованы два варианта расчета параметров турбулентности вблизи твердых стенок: первый – так называемое приближение с низкими числами Рейнольдса, второй – с использованием метода пристеночных функций.

Для аппроксимации конвективной части системы исходных уравнений используется разработанная авторами высокоточная квазилинейная численная

схема повышенного порядка точности, являющаяся модификацией схемы С.К.Годунова и относящаяся к классу TVD, ENO схем (в зависимости от конкретной реализации элементов схемы). Аппроксимация вязких потоков выполняется по методу контрольного объема с помощью аналога центральных разностей для неравномерной сетки. Для сложных расчетных областей используется структурированная вычислительная сетка с четырехугольными ячейками.

При проведении расчетов вязких внутренних течений вычислительная сетка должна иметь размеры, позволяющие разрешить все характерные особенности течения, в том числе и градиенты параметров в пограничном слое вблизи стенок сопла. В случае течений с большими числами Рейнольдса пограничный слой достаточно тонкий и используется адаптивная расчетная сетка с сильным сгущением ячеек к стенке сопла. При этом в зонах больших градиентов параметров и в переходных зонах могут построиться сильно деформированные расчетные ячейки. Использование "стандартных" процедур восстановления данных для метода повышенного порядка в этом случае может привести к большим аппроксимационным ошибкам. Поэтому, при расчете параметров течения на боковых гранях расчетных ячеек в методе повышенного порядка точности, используется специальная чисто двумерная процедура восстановления, предложенная ранее авторами работы [4].

3. ВЕРИФИКАЦИЯ И ВАЛИДАЦИЯ ЧИСЛЕННОГО АЛГОРИТМА

Проверка правильности работы алгоритма расчета проводилась путем сравнения численных результатов и с экспериментальными данными.

Тест 1. В качестве первого теста рассматривается турбулентное течение в плоском сопле с отрывом пограничного слоя от стенки сопла [5]. В этой работе плоское сопло в расширяющейся сверхзвуковой части имело клиновую форму с полууглом раствора равным 11.01 градусов. Геометрическая степень расширения равнялась 1.797. Величина критического сечения сопла от плоскости симметрии до стенки $R^*=0.0137414\text{м}$, радиус скругления трансзвуковой части контура сопла $R2=0.625R^*$, полуугол наклона стенки сужающейся клиновидной части сопла 27.29 градусов, радиус скругления контура в районе сопряжения канала постоянной ширины и сужающейся части сопла $R1=2.0R^*$. Длины дозвуковой и сверхзвуковой части сопла одинаковы и равны $L=0.057785\text{м}$. В окружающем сопло пространстве задавались нормальные условия (давление $P_a=102387.14\text{Па}$, $T_a=293\text{К}$) и в качестве рабочей среды использовался воздух ($\gamma=c_p/c_v=1.4$). В эксперименте варьировался перепад давления n в сопле, т.е. отношение давления газа на входе в сопло P_0 к давлению окружающего пространства P_a : $n=P_0/P_a$.

В эксперименте измерения проводились в диапазоне перепадов давления от 1.8 до 8.95. При перепаде 8.95 отрыва внутри сопла не происходит. При уменьшении перепада давления положение отрыва смещается глубже внутрь сопла. Параметры на входе в сопло определялись следующим образом: давление рассчитывалось по значению нерасчетности n и P_a , а температура принималась равной температуре окружающей

среды $T_0=293\text{К}$. Предполагалось, что на вход сопла газ поступает с равномерным распределением параметров и с минимальным уровнем турбулентности $\mu_t = \mu_l$ (μ_t, μ_l – коэффициенты динамической турбулентной и ламинарной вязкости). Расчет проводился в области размером $25R^* \times 4R^*$. Для расчета использовалась расчетная сетка 200×150 ячеек со сгущением к стенке сопла. На сопло приходится 140×120 ячеек. Расчетная сетка адаптирована к границе и имеет сгущение к твердым стенкам в вертикальном направлении и критическому сечению и срезу сопла в горизонтальном направлении. При этом в направлении от среза сопла к правой выходной границе производится сильное увеличение размеров расчетных ячеек ("разгон" сетки).

На рис. 1 показано сравнение рассчитанных распределений давления вдоль стенки сопла с экспериментальными данными, полученными в [5] для различных значений параметра n . Сплошная линия соответствует расчету по модели Чена [6], значки соответствуют эксперименту. Для сжимаемой диссипации использована модель Саркара [7].

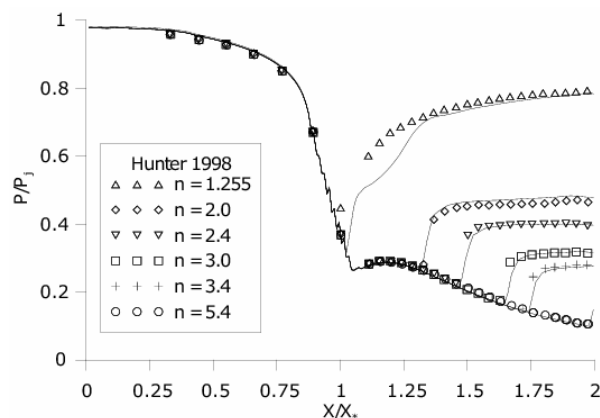


Рис.1

По оси абсцисс отложена безразмерная длина сопла x/x^* , где x – текущая координата, отсчитываемая от входного сечения сопла, x^* – координата критического сечения. Видно, что численная модель вполне удовлетворительно позволяет получить положение точки отрыва и уровень восстанавливаемого давления в зоне рециркуляционно-возвратного потока после точки отрыва.

На рис. 2 показана визуализация численного расчета с помощью тонированного изображения поля градиента плотности (численное шлирен изображение) при $n=2.4$, моделирующие шлирен-фотографию [4], приведенную на рис.3. Видно, что ударно-волновые структуры, возникающие после отрыва, в эксперименте и в расчете качественно соответствуют друг другу и существует хорошее совпадение по положению точки отрыва.

Разница между значением восстановленного давления после точки отрыва в эксперименте и расчетах не превышает 3%. Погрешность определения точки отрыва потока от стенки, рассчитанная по длине сопла, не превышает 2%. Однако есть небольшие различия в лямбдаобразной структуре ударных волн. Так, диск Маха, полученный расчетным путем, располагается несколько ниже по потоку, чем в эксперименте и имеет несколько меньший размер по поперечной координате у.

Density gradient

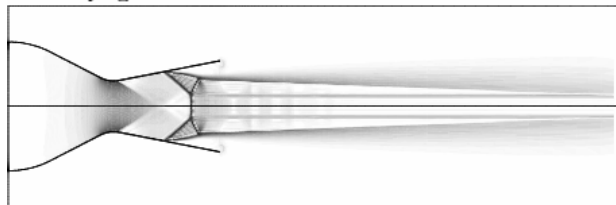


Рис.2

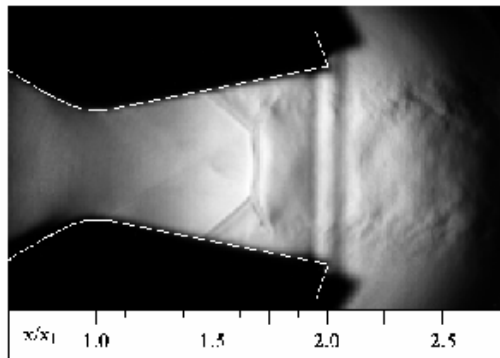


Рис.3

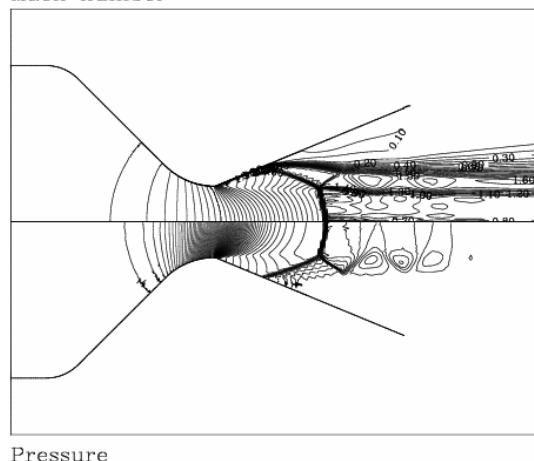
Тест 2. Второй тест посвящен расчету отрывных течений в осесимметричных соплах и основан на использовании результатов из [8], где рассматривались различные осесимметричные сопла: конические сопла с разными углами полураствора и профилированное сопло. Все рассмотренные сопла имели одну и ту же сужающуюся часть: радиус цилиндрического входного участка $4.4R^*$, угол наклона стенки сужающейся дозвуковой части сопла 45.0 градусов, радиус скругления цилиндрической и конической части $1.26R^*$, радиус скругления трансзвуковой части в дозвуке $2R^*$.

Первое сопло в этой работе в расширяющейся сверхзвуковой части имело коническую форму с полууглом раствора равным 22.5 градусов. Геометрическая степень расширения равнялась 10.24 . Величина критического сечения сопла $R^*=0.005$ м. Длина сверхзвуковой части сопла равна $L=0.02652$ м. В статье [8] утверждается, что в эксперименте использовалось сопло с угловой точкой. В то же время на графиках давления, приведенных в статье, отсутствует типичное для таких сопел довольно резкое изменение давления на стенке правее критического сечения, связанное с образованием веера волн разряжения при обтекании потоком угловой точки. Тем не менее, в данной работе используется сопло с угловой точкой, как и указано в статье [8].

В эксперименте фиксировалось давление на входе в сопло $P_0 = 3$ батм, а нужный перепад давления достигался изменением наружного давления P_a . Температура в сопле и в окружающем сопло пространстве была одинаковой и равнялась $T_a=293$ К. В качестве рабочей среды использовался воздух ($\gamma=1.4$). В эксперименте измерения проводились для трех перепадов давления $4.4, 5.88$ и 8.74 . Расчет проводился в области размером $22R^* \times 8R^*$. Для расчета использовалась расчетная сетка 200×150 ячеек со сгущением к стенке сопла. На сопло приходится 180×120 ячеек. Расчетная сетка аналогично плоскому случаю со сгущением твердым стенкам в вертикальном направлении и критическому сечению и срезу сопла в горизонтальном направлении.

На рис. 4 показаны изолинии поля чисел Маха и давления для течения в коническом сопле с углом полураствора 22.5 градуса при $n=5.88$.

Mach number



Pressure

Рис.4

На рис. 5 показано сравнение рассчитанных распределений давления вдоль стенки сопла с экспериментальными данными. Сплошная и пунктирные линии соответствуют вариантам численной модели, значки – эксперименту. Для сжимаемой диссипации использована модель Саркара. По оси абсцисс отложено безразмерное расстояние от критического сечения сопла $x-x^*$, а по оси ординат – давление, отнесенное к $\rho^*(U^*)^2$.

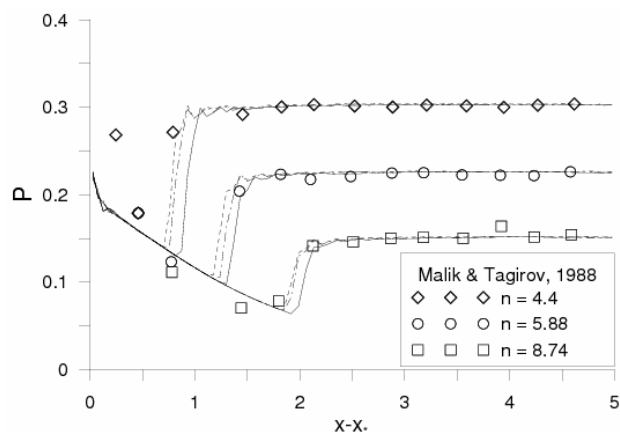


Рис.5

Видно, что в целом численная модель вполне удовлетворительно позволяет получить положение точки отрыва и уровень восстанавливаемого давления в зоне рециркуляционного потока после точки отрыва.

Существенно более сложный случай представляет собой течение в сопле с углом полураствора 4 градуса. Это связано с тем, что после отрыва граница струи проходит очень близко к стенке сопла на довольно протяженном участке. Как правило, за счет схемной вязкости контактные разрывы "размазываются" заметно сильнее ударных волн и, следовательно, в такой конфигурации может существовать дополнительное (нефизичное) взаимодействие границы струи со стенкой сопла, что может приводить к неправильному восстановлению давления за отрывом.

На рис.6 показано рассчитанное распределение логарифма плотности для конического сопла с углом полураствора 4 градуса при $n=10.6$. Для этого сопла

почти все параметры совпадают с параметрами на входе в сопло и окружающем пространстве для конического сопла 22.5 градусов. Радиус выходного сечения у обоих сопел одинаковый, т.е. меняются только угол полураствора и длина сверхзвуковой части. Из рисунка 6 видно, что после отрыва формируется перерасширенная струя с довольно сложной ударно-волновой структурой.

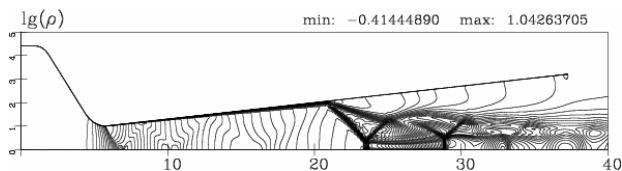


Рис.6

На рисунке 6 четко видна граница струи, которая проходит достаточно близко к стенке сопла, но не "залипает" на стенку. В работе [8] отмечалось, что для таких конфигураций характерно довольно медленное восстановление давления за точкой отрыва. Это видно и на рис. 7, где дано сравнение рассчитанных распределений давления вдоль стенки сопла с измеренными в эксперименте.

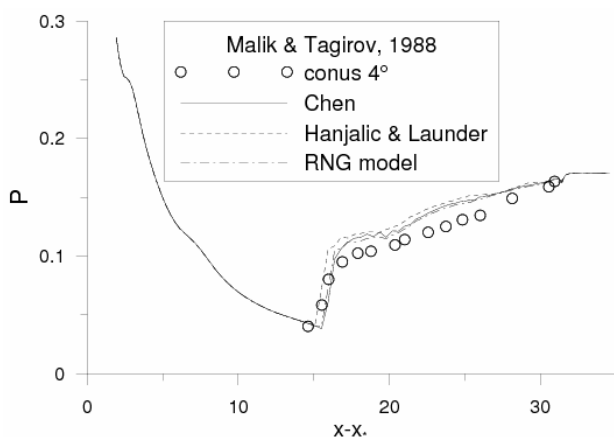


Рис.7

Ещё более сложная с вычислительной точки зрения ситуация возникает при расчете отрывных течений в профилированных соплах. Это связано с тем, что, как правило, в таких соплах угол между контуром сопла и осью сопла на срезе близок к нулю и при достаточно больших длинах сверхзвуковой части может возникать узкая и длинная рециркуляционная зона за точкой отрыва. На рис. 8 показано рассчитанное распределение логарифма плотности для профилированного сопла при $n = 15.6$.

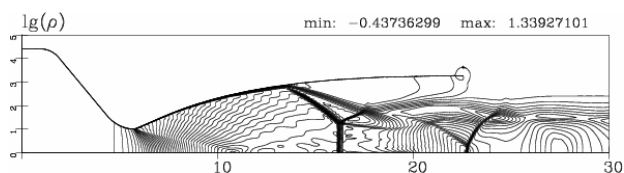


Рис.8

Сверхзвуковая часть сопла спрофилирована на получение равномерного потока с $M=4$ при $\gamma=1.4$. В соответствии с работой [8] рассматривались три перепада давления 7.25, 10.6 и 15.6. При уменьшении перепада давления отрыв происходит раньше, т.е. точка

отрыва сдвигается глубже внутрь сопла и рециркуляционная зона за отрывом становится заметно длиннее.

На рис. 9 дается сравнение рассчитанных распределений давления вдоль стенки сопла с измеренными в эксперименте. Из рисунка следует, что измерения проводились недостаточно часто и в некоторых случаях сложно определить с необходимой точностью, где происходил отрыв. С учетом этого можно утверждать, что численная модель вполне удовлетворительно предсказывает положение точки отрыва.

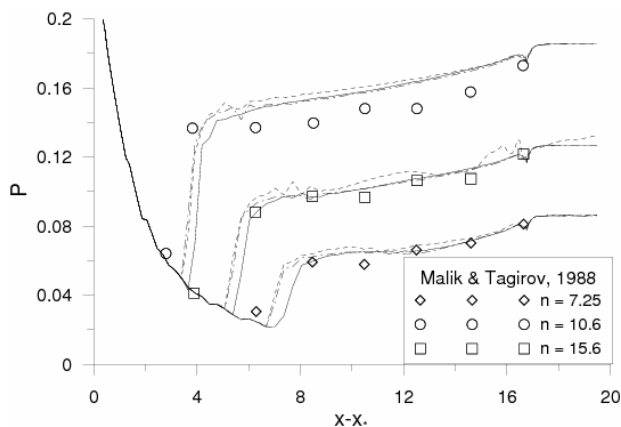


Рис.9

Видно, что в численном расчете удается получить неплохое совпадение и по распределениям восстановленного давления. Отметим, что в случае $n=7.25$ численная модель дает несколько завышенное давление в рециркуляционной зоне.

4. ИССЛЕДОВАНИЕ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ В СОПЛАХ МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Ракетные двигатели первых и вторых ступеней современных ракетных носителей прошли долгий путь развития в течение последних 50-ти лет и достигли максимальной эффективности. В настоящее время в рамках существующей парадигмы развития двигательных установок на химическом топливе возможны лишь незначительные увеличения удельных тяговых характеристик. Одно из основных направлений совершенствования маршевых двигательных установок это повышение геометрической степени расширения сопел (высотности сопел), таким образом, что сопло более эффективно работает в условиях высотного полета, но на старте в условиях уровня моря могут быть разного рода проблемы. Эти проблемы по большей части связаны с перерасширенным режимом течения в сопле, когда на большей части контура статическое давление меньше давления в окружающей среде, тем самым на этой части контура реализуется отрицательный вклад в тягу сопла. В таком случае отрыв потока от стенки может играть положительную роль, "снимая" часть перерасширения. На данном пути повышения высотности двигателя возникает вполне очевидное техническое противоречие между получением выигрыша в удельной тяге на высоте и потерями тяги в связи с перерасширенным режимом на уровне моря. Предложено несколько способов разрешения этого противоречия, которые будут рассмотрены ниже. Еще одной проблемой, для сопловых блоков с

большой геометрической степень расширения является возможность возникновения динамических высокочастотных боковых нагрузок при возрастания давления в камере сгорания на этапе запуска двигателя. Данные боковые нагрузки приводят к тряске конструкции и могут разрушить сопло. С данной проблемой непосредственно столкнулись разработчики двигателя Вулкан для РН Ариан-5. Для определения причин возникновения боковых нагрузок было создано сообщество европейских экспериментальных и расчетных групп исследователей. В результате было установлено [10-13], что боковые силы обусловлены тем, что на некоторых режимах реализуется особый тип отрыва пограничного слоя, имеющий существенно трехмерный и нестационарный характер.

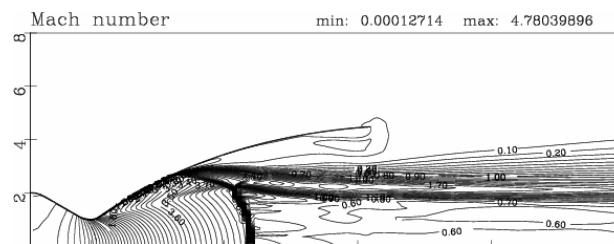
4.1. Исследование ограниченного и неограниченного отрывов индуцированных ударной волной

Ранее экспериментально [9] было установлено, что в некоторых круглых профилированных соплах большого удлинения (большой степени расширения) в зависимости от отношения значений давлений на входе в сопло и в окружающем пространстве (нерасчетности) могут реализовываться два характерных типа отрыва. Первый – это неограниченный отрыв FSS (Free Shock Separation), индуцированный ударной волной, при котором граница струи (зона смешения), оторвавшаяся от стенки дальше вниз по потоку, отделена от стенки развитой областью возвратного течения и поток газа далее распространяется как свободная струя. Второй тип – это ограниченный отрыв RSS (Restricted Shock Separation), в этом случае после отрыва пограничного слоя от стенки сопла происходит его присоединение к стенке на некотором расстоянии ниже по потоку и затем возможны новые отрывы и присоединения. Ограниченный отрыв возникает, когда зона отрыва располагается вблизи кромки сопла и сопровождается резкими изменениями давления на стенке, причем пиковые значения давления могут существенно превышать давления в окружающей среде. Возможно появление боковых нагрузок (из-за нарушений осесимметричности течения) и реализация нестационарного процесса течения.

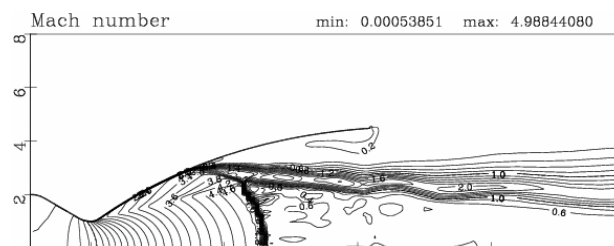
Для того, что бы определить при каких условиях реализуется неограниченный или ограниченный отрыв пограничного слоя в профилированных круглых соплах, а также выявить определяющие условия, влияющие на возникновение того или иного типа отрыва, и изучить условия перехода одного типа отрыва в другой, были проведены численные исследования.

Для исследований было выбрано профилированное сопло с геометрической степень расширения 20.0. Величина критического сечения сопла $R^*=0.03354m$. Длина сверхзвуковой части сопла равнялась $L=0.350m$. Расчет проводился в области размером $36R^* \times 14R^*$. Для расчета использовалась расчетная сетка 300×250 ячеек со сгущением к стенке сопла. На сопло приходится 240×150 ячеек. В окружающем сопло пространстве задавались нормальные условия (давление $P_a=102387.14Pa$, $T_a=293K$) и в качестве рабочей среды использовался воздух ($\gamma=1.4$), температура в камере $T_k=450K$. В вычислительном эксперименте варь-

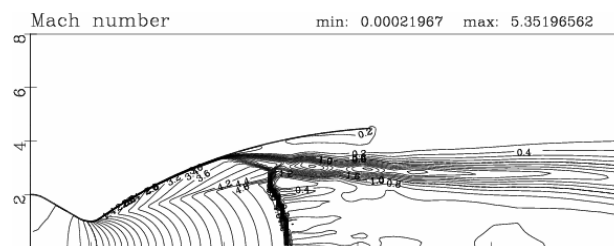
ровался перепад давления n в сопле и результаты расчетов приведены на рис.10, где показаны изолинии поля чисел Маха.



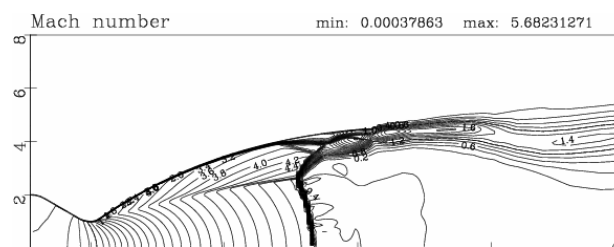
$n=16$ при повышении давления в камере



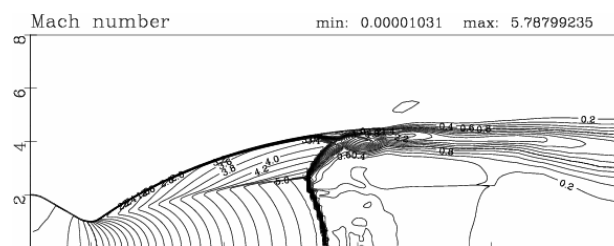
$n=18$ при повышении давления в камере



$n=21$ при повышении давления в камере



$n=22$ при повышении давления в камере



$n=26$ при повышении давления в камере

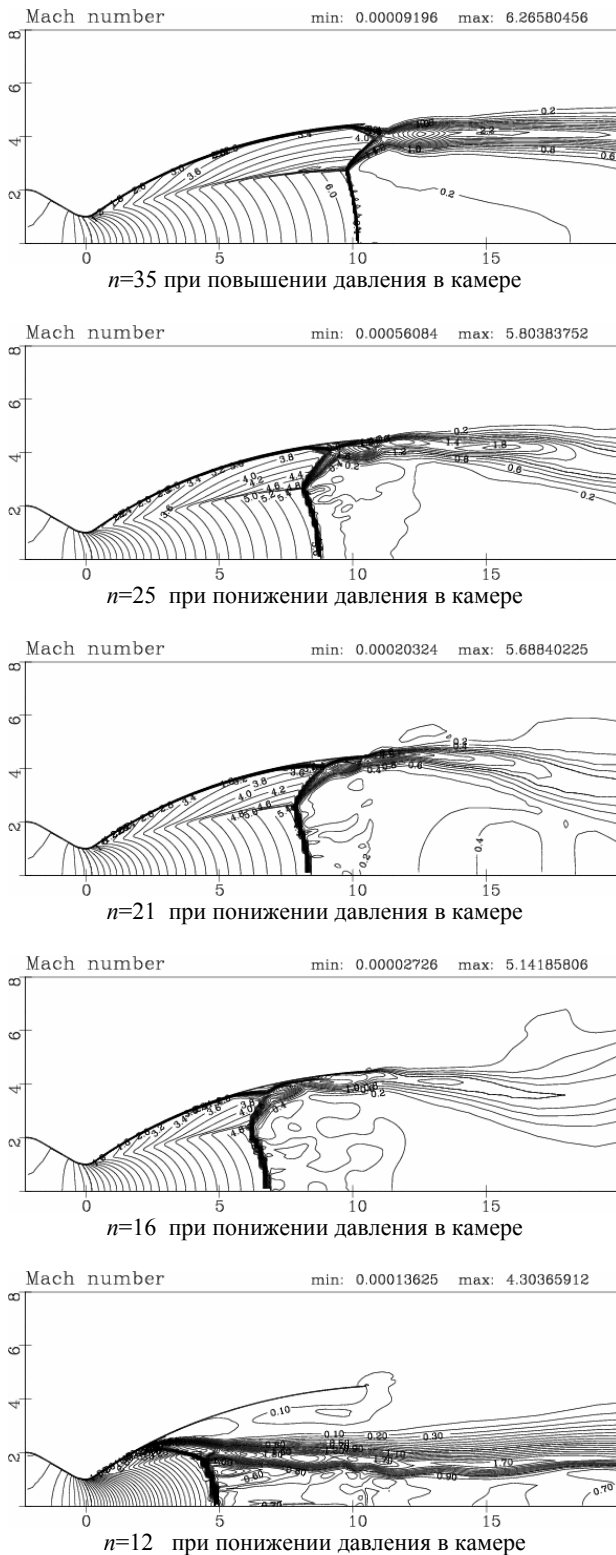


Рис. 10

В итоге было численно установлено явление гистерезиса по типу отрыва, которое ранее определялось экспериментально [11]. Это явление заключается в том, что при возрастании степени нерасчетности истечения газа n , вначале возникает неограниченный отрыв (FSS) вблизи горла сопла $n=16$ рис.10, затем отрыв перемещается в сторону среза сопла $n=18$, $n=21$ и при некотором критическом значении нерасчетности $n=22$ преобразуется в ограниченный отрыв (RSS) (FSS→RSS). При дальнейшем повышении нерасчетности $n=26$, $n=35$ отрыв достигает кромки сопла и формируется структура струи, истекающей в затопленное

пространство. При изменении нерасчетности от достигнутого значения в сторону уменьшения $n=25$, $n=21$, $n=16$ рис.10 при некотором значении нерасчетности $n=10$ заметно меньшем критического $n=21$, происходит обратный переход от ограниченного отрыва к неограниченному (RSS→FSS). Данный тип гистерезиса обусловлен глобальной перестройкой структуры течения газа в сопле при переходе к ограниченному уплотнению вблизи оси симметрии и обширной рециркуляционной зоны за ним) и в последующем инерционном влиянии этой структуры на отрыв пограничного слоя от стенки.

На формирование ограниченного отрыва оказывает влияние и взаимодействие внутренней сопловой вихряющей ударной волны, распространяющейся от точки разрыва первой или второй производной контура, с ударно-волновой структурой, возникающей в зоне отрыва.

Как уже указывалось ранее отрыв может как отрицательно, так и положительно влиять на характеристики сопел. В рассматриваемой задаче (о переходе типа отрыва на этапе запуска) целью управления отрывом является предотвращение переход от свободного к ограниченному отрыву и тем самым не допущение боковых нагрузок. В связи с этим проведено исследование двух способов управления отрывом потока.

Среди них:

- организация поперечного и тангенциального малоинтенсивного вдува газа в пограничный слой в зону перерасширенного сверхзвукового потока для возникновения отрыва пограничного слоя от стенки в заданном месте;
- организация вдува реакторного газа в сверхзвуковую часть сопла.

Первый способ (щелевое сопло) был реализован с помощью организации кольцевой щели в районе $x=x/R^*=5.0$ шириной $h=0.1R^*$ рис.11. Через данную щель давление окружающего пространства передается внутрь сопла и в условиях, когда в районе щелевого отверстия на внутренней стенке сопла реализуется перерасширенный режим течения, это способствует отрыву пограничного слоя от стенки.

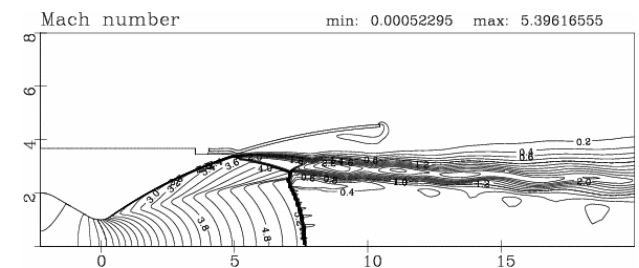


Рис. 11. Неограниченный отрыв (FSS) в щелевом сопле $n=24$

В случае, когда при $n=21$ реализуется неограниченный отрыв в гладком сопле, в щелевом сопле влияние внешнего давления и эжектируемого внутрь сопла газа препятствует переходу по типа отрыва (FSS→RSS) при всех исследуемых значениях перепада давления $n=20,21,22,24,26,30,35,50$. На рис. 11 показаны изолинии поля чисел Маха для случая $n=24$.

Второй способ воздействия на тип отрыва пограничного слоя от стенки в профилированном сопле связан с организацией принудительного вдува газа в сверхзвуковую часть сопла за счет перепада давления между второй камерой сгорания (газогенератором) и участком внутри сопла вблизи щелевого отверстия.

В данной работе щелевое отверстие располагалось там же где и в предыдущем случае и имело такие же размеры ($x=x/R^*=5.0$, $h=0.1R^*$) рис.12, 13. В численном расчете перепад давления между второй камерой и окружающей средой $n2=P02/Pa$ ($P02$ – давление во второй камере) принимал следующие значения $n2=2, 2.5, 3.0, 4.0, 5.0$.

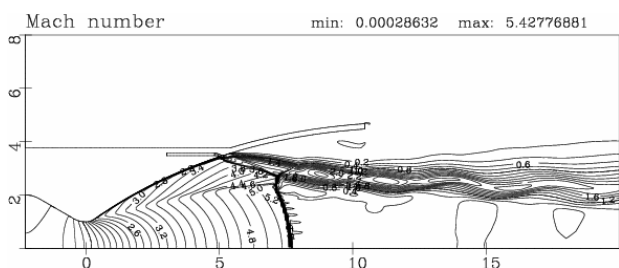


Рис. 12. Неограниченный отрыв (FSS) при вдуве газа ($n=24$, $n2=2.5$ этап повышения давления в камере)

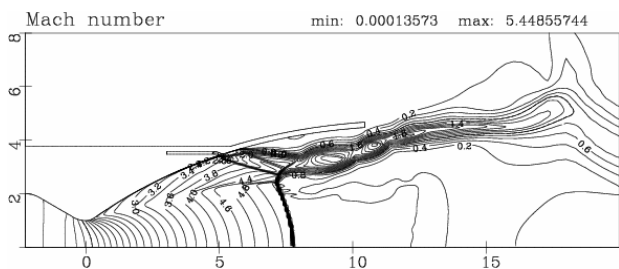


Рис. 13. Ограниченный отрыв (RSS) при вдуве газа ($n=24$, $n2=2.5$ этап понижения давления в камере)

Проведенные численные исследования для различных n и $n2$ показали, что вдув газа может задержать переход ограниченного отрыва в неограниченный (FSS→RSS) до значительно больших n , чем в гладком сопле. На рис. 12 показан случай соответствующий неограниченному отрыву при $n=24$, $n2=2.5$. В дальнейшем при возрастании значения перепада давления n происходит переход к другому типу отрыва похожую на ограниченный отрыв, но несколько отличающийся от него. Так, например, струя втекающего через щель газа не дает оторвавшемуся пограничному слою вновь “залипнуть” на стенку как при классическом ограниченном отрыве. Струя газа из основного потока лишь приближается к стенке ниже точки отрыва (рис. 13) и повышает давление на стенке по сравнению со случаем неограниченного отрыва. При снижении значения параметра n происходит обратный переход типа отрыва (RSS→FSS), однако при этом возникает гистерезис по типу отрыва. На рис. 13 показаны линии уровня функции числа Маха в расчетной области при $n=24$, $n2=2.5$ на этапе спада давления в основной камере сгорания.

4.2. Численное исследование вязких турбулентных течений в соплах с двойным контуром

Одним из способов управления отрывом в соплах с большой геометрической степень расширения является использование двухконтурных сопел (Dual Bell

Nozzle) [14-16]. Сами контура подбираются таким образом, что бы в условиях старта с уровня моря, перерасширения на первом контуре и величины угла излома контура в точке стыковки контуров было достаточно для отрыва потока от стенки (рис.14 $Pa=1.0$ атм). Тогда отрыв от происходит на изломе контура сопла, большая часть перерасширения снимается и положительный вклад в тягу дает в основном первый контур.

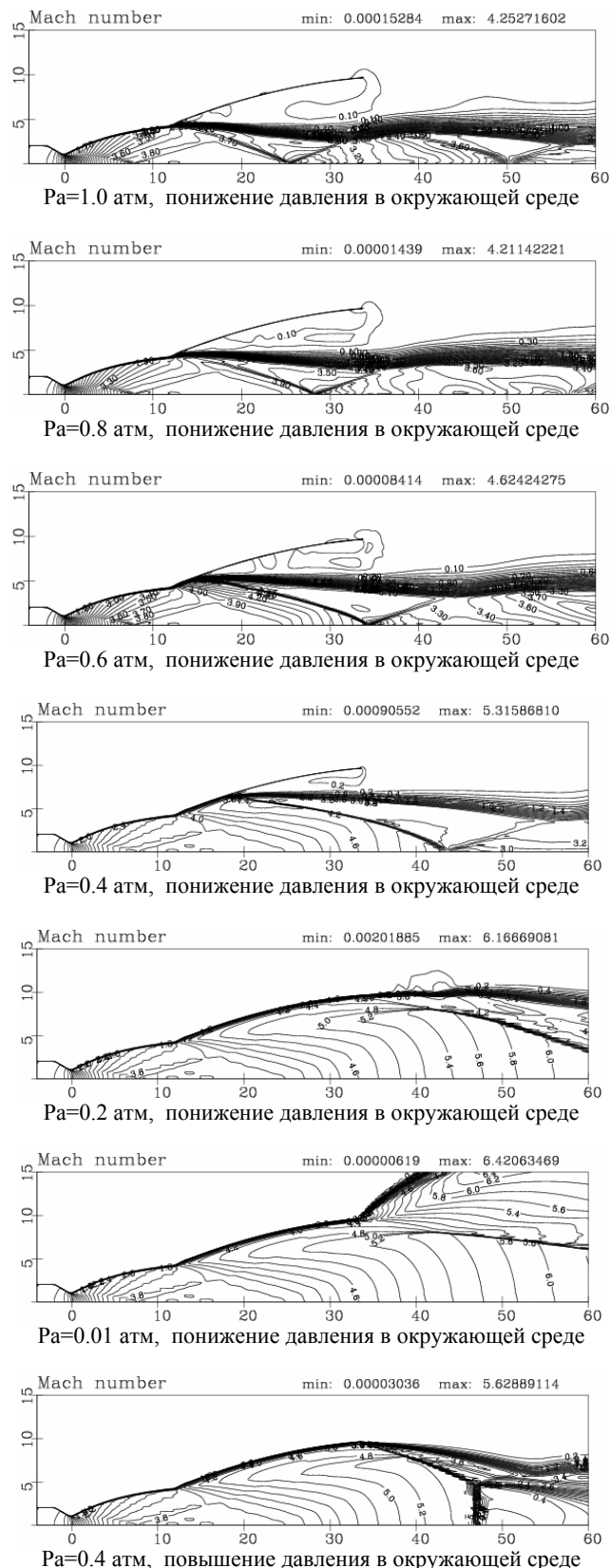


Рис. 14

Второй контур дает очень небольшой (на уровне $0.3 \div 0.5\%$) отрицательный вклад тягу за счет небольшого снижения давления на втором контуре по сравнению с атмосферным из-за возвратно-рециркуляционного потока между кромкой сопла и точкой отрыва. При подъеме РН на большую высоту и при падении давления в окружающей среде точка отрыва пограничного слоя внутри сопла смещается вниз по течению от точки излома контура к срезу сопла (Рис.14 $P_a=0.8$ атм, 0.4 атм).

При некотором внешнем давлении ($P_a=0.2$ атм. рис.14) отрыв потока происходит с кромки сопла и на больших высотах в условиях сильного разрежения и в вакууме реализуется режим течения с недорасширением потока ($P_a=0.01$ атм. рис.14) и положительный вклад в тягу дают оба контура. Таким образом, на высоте двухконтурное сопло лишь немного проигрывает по тяге гладкому соплу такой же степени расширения, но выигрывает у него в условиях старта с уровня моря. Короткому соплу, совпадающему с первым контуром, двухконтурное сопло чуть проигрывает у земли, но сильно выигрывает у него на больших высотах.

В результате проведенных численных экспериментов было установлено явление газодинамического гистерезиса по положению точки отрыва и ударно-волновой структуре струи для этапов понижения и повышения давления в окружающем пространстве. Так при повышении давления при $P_a=0.4$ атм. Отрыв происходит все еще с кромки сопла, а не с контура сопла как на этапе понижения давления (рис.14 $P_a=0.4$ атм.)

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны математическая модель и численный метод высокого порядка точности для численного моделирования турбулентных отрывных течений в конвергентно-дивергентных соплах. Математическая модель построена на основе двумерных нестационарных осредненных по Фавру уравнений Навье–Стокса с соответствующими граничными условиями и замыкающими соотношениями и двухпараметрических дифференциальных моделей турбулентности ($k-\epsilon$). Выполнены тестовые расчеты и проведено сравнение с экспериментальными данными по отрывным течениям в плоских и осесимметричных соплах.

Проведены численные параметрические исследования ограниченного и неограниченного отрывов в профилированных круглых соплах и обнаружен гистерезис по типу отрыва при увеличении и уменьшении перепада давления на сопле. Выполнено численное моделирование турбулентных течений вязкого газа в соплах с двойным контуром для условий в окружаю-

щей среде соответствующих различным точкам траектории выведения РН, начиная с уровня моря.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований (код проекта 07-01-00471-а).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Г.С.Глушко, И.Э.Иванов, И.А.Крюков. Расчет сверхзвуковых турбулентных течений. ИПМ РАН, препринт №793, М. 2005, 36 с.
2. Г.С.Глушко, И.Э.Иванов, И.А.Крюков. Численное моделирование отрывных течений в соплах. ИПМ РАН, препринт №815, М. 2006, 40 с.
3. Г.С.Глушко, И.Э.Иванов, И.А.Крюков. Особенности расчета турбулентных сверхзвуковых течений. ИПМ РАН, препринт №882, М. 2008, 38 с.
4. И.Э.Иванов, И.А.Крюков. Квазианалитический метод повышенного порядка точности для расчета внутренних и струйных течений невязкого газа. Математическое моделирование, 8, 6, 47-55.
5. C.A. Hunter. Experimental, theoretical, and computational investigation of separated nozzle flows. - AIAA Paper 98-3107, 1998.
6. Chen Y.S. Applications of new wall function to turbulent flow computations. - AIAA Paper 86-0438, 1986, 16 p.
7. Sarkar S., et al The analysis and modeling of dilatational terms in compressible turbulence // J. Fluid Mech., 1991, 227, 473-493
8. Малик Т.И., Тагиров Р.К. Полуэмпирический метод расчета турбулентного отрывного течения в коническом сопле Лавала на режиме перерасширения // Изв. АН СССР, Мех. жидк. газа, 1988, 6, 60-66.
9. Nave L.H., Caffey G.A. Sea level side loads in high ratio rocket engine. AIAA Paper 73-1284, 1973.
10. Frey M., Hagemann G. Status of flow separation prediction in rocket nozzles. AIAA Paper 98-3619, 1998.
11. Frey M., Hagemann G. Flow separation and side loads in rocket nozzles. AIAA Paper 99-2815, 1999.
12. Hagemann G., Frey M., Koschel W. Appearance of restricted scock separation in rocket nozzles // J. Propulsion and power, 18, 3, 2002, 577-584.
13. Ostlund J., Flow processes in rocket engine nozzles with focus on flow separation and side loads. - Licentiate thesis Royal Institute of Technology Department of mechanics, Stockholm, Sweden 2002.
14. Frey M., Hagemann G. Critical Assessment of Dual-Bell Nozzles // J. propulsion and power, 15, 1, 1999, 137-143.
15. Kusaka K., Kumakara A., Niino M., Konno A., Atsumi M. Experimental study on Extensible and Dual-Bell Nozzles under high altitude conditions. AIAA paper-2000-03303, 2000.
16. Nusudi F., Onofri M., Martelli E. Role of wall shape on the Transition in axisymmetric Dual-Bell nozzles // J. propulsion and power, 21, 2, 2005, 243-264.