

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ПЛОСКОГО ТЕЛА С ИСТЕКАЮЩЕЙ ИЗ ЕГО КОРМЫ СТРУЕЙ НАВСТРЕЧУ НАБЕГАЮЩЕМУ ПОТОКУ

В.И. Мышенков, Н.О. Савенко

МГТУ им. Н.Э. Баумана (Мытищинский филиал), 141005, Московская область, г. Мытищи, ул. 1-я Институтская, д. 1
savenkonkt@gmail.com

Представлены результаты численного исследования на основе уравнений Навье — Стокса с использованием k - ε -модели турбулентной вязкости взаимодействия плоской встречной струи, истекающей из донного среза аппарата прямоугольной формы (типа крыла), с набегающим потоком при различных значениях определяющих параметров. Установлены режимы взаимодействия плоской встречной струи с набегающим потоком, аналогичные случаю осесимметричного течения, с закрытой отрывной областью и малым прониканием струи в поток и с открытой отрывной областью и большим прониканием струи. Определены диапазоны устойчивого и неустойчивого течений с колебаниями структуры от одной «бочки» к нескольким в зависимости от значений определяющих параметров. Обнаружено, что глубина проникания струи в набегающий поток при всех M_∞ с увеличением M_a возрастает примерно по экспоненциальному закону, давление в критической точке области струйного взаимодействия с увеличением M_a при $M_\infty \leq 2$ практически не меняется, а при $M_a = 2,5; 3$ ведет себя немонотонно. Температура в критической точке с увеличением M_a при числах M_∞ в диапазоне $1,5 \leq M_\infty \leq 2,5$ увеличивается. Установлено, что с увеличением степени нерасчетности струи n размеры области струйного взаимодействия возрастают, критическая точка струйного течения линейно смещается от среза сопла в сторону набегающего потока. Геометрия поверхности раздела струйного течения и набегающего потока с увеличением n не изменяется, смена режимов течения не обнаружена. **Ключевые слова:** обтекание, набегающий поток, давление, струя, число Маха, число Рейнольдса, степень нерасчетности

Ссылка для цитирования: Мышенков В.И., Савенко Н.О. Численное исследование обтекания плоского тела с истекающей из его кормы струей навстречу набегающему потоку // Лесной вестник / Forestry Bulletin, 2017. Т. 21. № 6. С. 86–93. DOI: 10.18698/2542-1468-2017-6-86-93

Проблема взаимодействия сверхзвуковой струи, истекающей навстречу набегающему потоку, возникла в связи с разработкой проекта мягкой посадки летательного аппарата, а также при изучении возможности спасения его отдельных частей (элементов). Кроме того, в процессе экспериментальных исследований данной задачи обнаружилось, что встречная струя в определенных условиях может снизить интегральное сопротивление аппарата за счет изменения его обтекания аналогично воздействию на обтекающий поток выступающей перед телом тонкой «иглы». Конечно, при оценке лобового сопротивления аппарата в этом случае необходимо учитывать величину обратной тяги, создаваемой струей, истекающей навстречу набегающему потоку (встречной струей). Все это свидетельствует о том, что проблема взаимодействия встречной струи с набегающим потоком является важной и актуальной.

Объекты и методы исследований

В результате проведенных экспериментальных и теоретических исследований определяющих параметров [1–12]: числа Маха струи на срезе сопла M_a , числа Маха набегающего потока M_∞ ; степени нерасчетности струи $n = p_a/p_\infty$, где

p_a — давление на срезе сопла вытекающей струи, p_∞ — давление в набегающем потоке на бесконечности; температуры газа струи T_a ; геометрии обтекаемого тела; относительного размера диаметра среза сопла (отнесенного к диаметру миделя аппарата) и других параметров установлены режимы образующегося течения — стационарные и нестационарные, малого (с одной «бочкой») и большого (с несколькими «бочками») проникания струи в набегающий поток.

Конечно, параметр подобия степень нерасчетности $n = p_a/p_\infty$, используемый при изучении затопленных и спутных струйных течений, в данной задаче вряд ли можно применить, так как встречная струя вытекает в среду не с давлением p_∞ , а с давлением, близким к давлению торможения за прямым скачком $p_{0\infty}^*$, образующимся при обтекании аппарата набегающим потоком. Поэтому в работах [1–12] в качестве определяющего параметра наряду с n используется параметр N , равный отношению давления торможения струи p_{0a}^* и давления набегающего потока: $p_{0\infty}^* - N = p_{0a}^*/p_{0\infty}^*$.

Проведенные исследования показали, что струя при $M_a > 1$ в случае стационарного режима течения проникает до точки торможения (столкновения) струи и набегающего потока, где дав-

ление равно давлению их торможения $p_{оо}^*$ и $p_{оа}^*$. Через точку торможения проходит поверхность раздела потока газа встречной струи с газом набегающего потока, вдоль которой струйное течение разворачивается по направлению набегающего потока, образуя в зависимости от параметра N открытую или закрытую область отрывного течения на поверхности аппарата.

Размеры области отрывного течения определяются геометрией обтекаемого тела, относительным размером диаметра среза сопла вытекающей струи, параметром N , числами M_a и $M_{оо}$, а также положением точек отрыва и смыкания отрывной зоны, образуемой струйным течением. Если положение точек отрыва и прилипания (присоединения) не фиксировано, то отрывное течение оказывается неустойчивым и в результате — нестационарным. Для случая образования открытой отрывной области течение взаимодействия встречной сверхзвуковой струи с набегающим потоком, как показывают эксперименты [5], всегда устойчиво и стационарно.

Следует отметить, что экспериментальные данные взаимодействия встречной струи с набегающим потоком довольно разрознены. Попытки обобщения их результатов предпринимались в работах [4, 12]. Процесс обобщения экспериментальных данных осложняется многообразием (различием) геометрий исследуемых моделей. Однако эти попытки следует считать полезными. Ниже приводятся результаты такого обобщения, выполненные в работе [12].

Экспериментальные и численные (на основе уравнений Эйлера) исследования обтекания цилиндрической модели с углом полураствора $\theta = 10^\circ$ и диаметром среза сопла, в три раза меньшим диаметра цилиндра, встречной струей с $M_a = 3,8$ и набегающим потоком с $M_{оо} = 2,04$, проведенные в работах [10–12] при различных значениях параметра N , позволили авторам выявить следующие режимы обтекания в зависимости от отношения полных давлений встречной струи и набегающего потока ($N = p_{оа}^* / p_{оо}^*$):

1) при $N \leq 6,5$ имеет место стационарный режим обтекания модели аппарата с малым прониканием струи в набегающий поток;

2) при $6,5 \leq N \leq 8,2$ наблюдается нестационарный, переходный режим обтекания модели от малого проникания струи в набегающий поток к большому и наоборот;

3) при $8,2 \leq N \leq 25$ режим обтекания стационарный с большим прониканием встречной струи в набегающий поток;

4) при $25 \leq N \leq 27,5$ обтекание модели снова нестационарно, с переходом от режима с большим прониканием струи к малому и наоборот;

5) наконец, при $N \geq 27,5$ картина течения стабилизируется и устанавливается режим малого

проникания встречной струи с одной бочкой в набегающий поток.

При этом, согласно [10–12], полное лобовое (кормовое) сопротивление модели со встречной струей с изменением параметра N изменяется немонотонно в зависимости от режима обтекания, но всегда оказывается на 10...30 % меньше, чем сопротивление цилиндрической модели без встречной струи.

Данные, полученные по зонам режимов обтекания по параметру N , относятся к конкретной геометрической модели и определенным определяющим параметрам, а также к условиям осесимметричного течения. В случае различия определяющих параметров и геометрии аппарата, очевидно, что установленные диапазоны по N режимов стационарных и нестационарных течений будут различаться.

Эксперименты и численные исследования с плазменными и горячими встречными струями [7–10] показывают, что длина их проникания в набегающий поток из-за большего удельного импульса выше, чем у холодных струй, а режимы обтекания с изменением параметра N аналогичны режимам обтекания для случая холодных струй, рассмотренного выше.

Постановка задачи

Настоящая работа посвящена численному моделированию обтекания плоского аппарата (типа крыла) с истекающей из его кормовой части плоской струей навстречу набегающему потоку, имитирующему некоторые этапы процесса его мягкой посадки. Задача решается в двухмерном пространстве в рамках вязкого совершенного газа на основе уравнений Навье — Стокса (Рейнольдса) для случая турбулентного режима течения с использованием широко распространенной на практике k - ϵ -модели турбулентности. Решение разностных уравнений, аппроксимирующих уравнения вязкого газа, выполнялось методом установления, чтобы была возможность получать как стационарные, так и нестационарные решения с помощью пакета прикладных программ (ППП) ANSYS Fluent. Для упрощения расчетов газ истекающей встречной струи и газ набегающего потока считались одинаковыми.

Геометрия рассматриваемого летательного аппарата имела плоскую форму толщиной $h = 1$ м, длиной $l = 5...12$ м, ширина среза сопла вытекающей струи из кормовой части модели d_a принималась равной h . Набегающий поток поступал в расчетную область справа налево, а встречная струя вытекала из донного среза модели слева направо.

Расчетная область имела форму прямоугольника, а ограничивающие его поверхности (гра-

ни) располагались от обтекаемого аппарата с истекающей встречной струей на достаточном расстоянии ($H = 50$ м, $L = 90$ м), чтобы отраженные от них ударные волны и волны разрежения не искажали течения у поверхности аппарата. Поперечное сечение модели и расчетная область представлены на рис. 1.

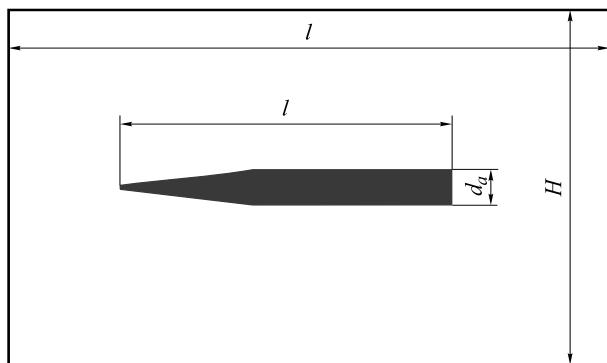


Рис. 1. Геометрия среза модели, расчетная область
Fig. 1. The geometry of the model cutoff, the computational space

Граничные условия данной задачи задавались на поверхностях (гранях) расчетной области, на поверхности аппарата и на срезе сопла вытекающей струи. На входной и боковых поверхностях (гранях) области счета параметры течения задавались равными параметрам набегающего потока на бесконечности, на выходной поверхности (грани) задавались условия мягкого сопряжения, т. е. равенство нулю вторых производных от всех параметров в направлении набегающего потока. На поверхности аппарата задавались условия прилипания потока, т. е. равенство нулю вектора скорости, и условия теплоизоляции, т. е. равенство нулю производной теплового потока q_w по нормали к поверхности. На срезе сопла задавались параметры вытекающей струи: плотность, компоненты скорости, температура T_a , давление p_a (для определения степени нерасчетности струи), число Маха M_a .

В расчетах использовались существенно неравномерные разностные сетки с максимальным сгущением у поверхности аппарата в областях образования пограничных слоев и слоев смешения, которые насчитывали до нескольких миллионов расчетных точек.

В качестве начальных данных для решения рассматриваемой комплексной задачи можно использовать несколько вариантов их задания:

1) первый вариант — задание во всей расчетной области, кроме среза сопла и поверхности аппарата, параметров, равных параметрам набегающего потока;

2) второй вариант — задание параметров полученного заранее решения задачи обтекания тела с закрытым торцом (без струи);

3) третий вариант — задание параметров полученного заранее решения задачи истечения встречной струи в затопленное пространство. Очевидно, этот вариант является самым неэффективным, поскольку большая часть расчетной области оказывается заполненной параметрами течения, очень далекими от получаемого решения.

В настоящей работе при решении задачи в основном использовался первый вариант задания начальных данных. Решение задачи обычно продолжалось до выполнения обычных критериев установления решения для стационарной задачи (течения) либо по заданному числу итерационных шагов для нестационарного течения.

Значения определяющих параметров

Численное исследование задачи обтекания потоком воздуха плоского аппарата с вытекающей из его кормовой части плоской струей навстречу набегающему потоку проведено при следующих значениях определяющих параметров: числа Маха набегающего потока $M_\infty = 1; 1,5; 2; 2,5; 3$; числа Маха встречной струи на срезе сопла $M_a = 1; 1,5; 2; 2,5; 3$; температура набегающего потока и температура струи на срезе сопла $T_\infty = T_a = 300$ К; показатели адиабаты набегающего потока и струи $\gamma_\infty = \gamma_a = 1,4$; число Прандтля $Pr = 0,71$; степень нерасчетности встречной струи $n = p_a/p_\infty$, (здесь p_a — давление на срезе сопла струи, p_∞ — давление в набегающем потоке на бесконечности), $1 \leq n \leq 100$.

При этом числа Рейнольдса ($Re = \rho v d_m / \mu$, где ρ, v, μ — плотность, скорость, вязкость газа соответственно, d_m — характерный размер задачи) газа струи Re_a и набегающего потока Re_∞ для $n = 1$ и $p_a = p_\infty = 1$ ат варьировались в диапазоне $2,2 \cdot 10^7 \leq Re \leq 6,6 \cdot 10^7$; при $n = 100$, $p_a = 5$ ат и $p_\infty = 0,05$ ат число Re_a изменялось от 10^8 до $3 \cdot 10^8$, а Re_∞ — от 10^6 до $3 \cdot 10^6$. Следовательно, все течения, рассматриваемые в настоящей работе, находятся полностью в области турбулентного режима.

Типичная картина стационарного обтекания плоского аппарата со встречной струей, получаемая в процессе расчетов, схематически представлена на рис. 2 для случаев, когда проникание струи в набегающее течение малое (с одной «бочкой») и закрытой отрывной областью на теле (рис. 2, а) и большое (возможно, с несколькими «бочками») и открытой отрывной зоной (рис. 2, б).

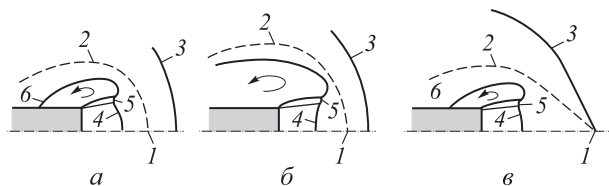


Рис. 2. Структуры течений при взаимодействии струи с набегающим потоком: *a* — с закрытой отрывной зоной; *б* — с открытой отрывной зоной; *в* — с длинным прониканием в поток; 1 — критическая точка; 2 — линия раздела встречной струи с набегающим потоком; 3 — головной скачок уплотнения; 4 — центральный скачок уплотнения; 5 — отраженный скачок

Fig. 2. Structures of currents in the interaction of a jet with an incoming flow: *a* — with a closed separation zone; *б* — with an open separation zone; *в* — with a long penetration into the stream; 1 — critical point; 2 — the line of separation of a counter-flow with an oncoming stream; 3 — head shock wave; 4 — central shock wave; 5 — reflected shock

Сравнение с экспериментальными данными

Для проверки достоверности получаемых численных решений рассматриваемой задачи целесообразно было бы сравнить их с соответствующими экспериментальными данными. Однако из-за отсутствия таковых для исследуемой в данной работе плоской модели аппарата были специально проведены расчеты осесимметричного обтекания цилиндрической модели со сферическим затуплением кормовой части и истекающей струей, исследованной в работе

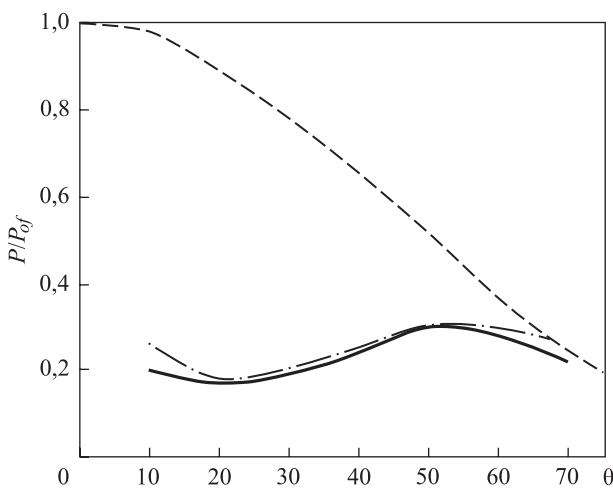


Рис. 3. Распределение давления, отнесенного к полному давлению потока, по сферическому затуплению цилиндрической модели (θ — угол по сферическому затуплению начиная от критической точки): расчет; — эксперимент; - - - без струи

Fig. 3. The distribution of pressure, referred to the total pressure of the flow, according to the spherical blunting of the cylindrical model (θ — the angle over the spherical blunting starting from the critical point): calculation; — experiment; - - - without flow

[2] при следующих определяющих параметрах: $M_a = 1$; $M_\infty = 2,5$; $N = 5,5$; $\gamma_\infty = \gamma_a = 1,4$; $Re_\infty = 1,4 \cdot 10^6$ ($Re_\infty = \rho_\infty v_\infty d_m / \mu_\infty$), отношении диаметра выходного сечения сопла к диаметру мишени модели $\lambda = d_a / d_m = 0,132$. Согласование полученных расчетных данных с экспериментальными результатами работы [2] по структуре взаимодействия встречной струи с набегающим потоком и по распределению давления на сферическом затуплении оказалось, как видно из рис. 3, вполне удовлетворительным.

Для сравнения с экспериментальными данными работы [4] был специально проведен расчет истечения встречной осесимметричной струи в набегающий поток при $M_a = 3$, $M_\infty = 3$, $N = 14$; результат сравнения представлен на рис. 4.

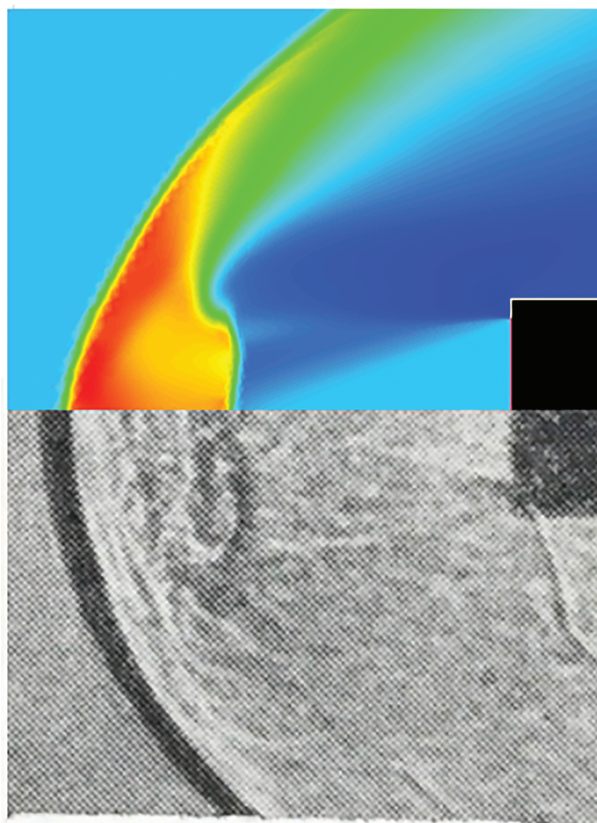


Рис. 4. Картина взаимодействия струи со встречным потоком при $M_a = 3$, $M_\infty = 3$, $N = 14$ (эксперимент [4], картина распределения плотности, расчет)

Fig. 4. The pattern of the interaction of the flow with the counterflow at $M_a = 3$, $M_\infty = 3$, $N = 14$ (experiment [4], the pattern of the density distribution, calculation)

Проведенное сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными работ [2, 4] показали удовлетворительное их согласование — как качественное, так и количественное, что может быть свидетельством достоверности получаемых расчетных результатов.

Параметрические исследования

Влияние числа Маха встречной струи M_a на параметры взаимодействия ее с набегающим потоком исследовалось при следующих значениях определяющих параметров: $n = 100$; $M_\infty = 1; 1,5; 2; 2,5; 3$; $T_\infty = T_a = 300$ К. При этом числа M_a варьировались в диапазоне от 1 до 3.

Результаты расчетов, приведенные на рис. 5, показывают, что глубина проникания струи в набегающий поток при всех рассмотренных M_∞ с увеличением M_a возрастает примерно по экспоненциальному закону.

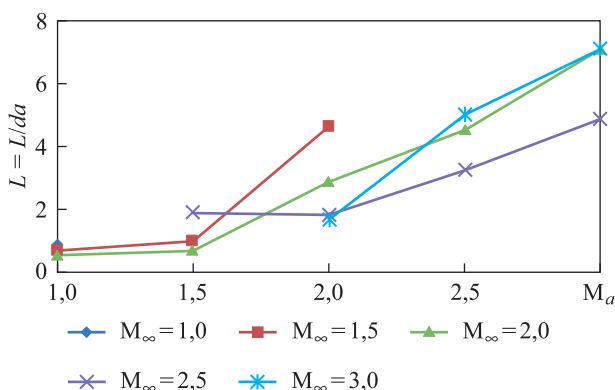


Рис. 5. Зависимость изменения длины проникания струи во встречный поток от чисел Маха M_∞ и M_a (расстояние критической точки от среза сопла)

Fig. 5. The dependence of the change in the penetration length of the flow into the counterflow from the Mach numbers M_∞ and M_a (the distance of the critical point from the nozzle cut)

В случае глубокого проникания струи критическая точка торможения приближается к ударной волне набегающего потока, что приводит к изменению формы обтекаемой структуры и самого течения. В этом случае поверхность раздела струйного течения и набегающего потока, имеющая форму кругового сегмента при $M_a \leq 2$, принимает при $M_a \geq 2,5$ клиновидную форму. При этом ударная волна в набегающем потоке также принимает форму клина, как видно из рис. 6, т. е. становится как бы «присоединенной».

Давление в критической точке при $M_\infty \leq 2$, как видно из рис. 7, практически остается неизменным с увеличением M_a , а при $M_a = 2,5; 3$ ведет себя немонотонно с увеличением M_a . Температура же в критической точке с увеличением M_a при $1,5 \leq M_\infty \leq 2$ сначала монотонно возрастает, а далее с увеличением M_a при $M_\infty = 3$ ведет себя немонотонно (рис. 8). Все эти изменения давления и температуры в критической точке вызваны перестройкой волновой структуры при взаимодействии встречной струи с набегающим потоком газа, как отмечалось выше (см. рис. 6).

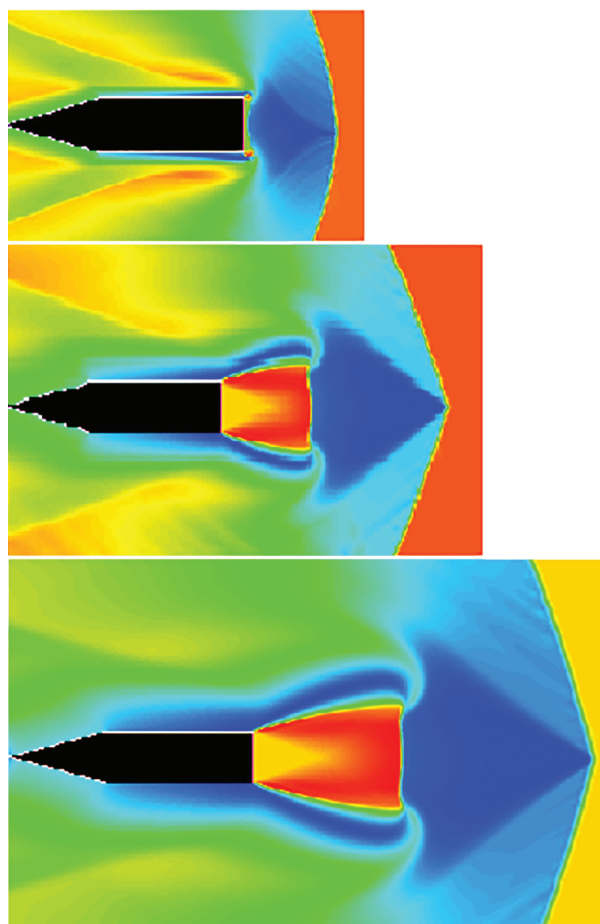


Рис. 6. Картина взаимодействия струи со встречным потоком при $n = 100$, $M_\infty = 3$ и различных M_a (сверху вниз: $M_a = 2$; $M_a = 2,5$; $M_a = 3$)

Fig. 6. The pattern of interaction of the flow with the counterflow at $n = 100$, $M_\infty = 3$ and various M_a (from top to bottom: $M_a = 2$, $M_a = 2.5$, $M_a = 3$)

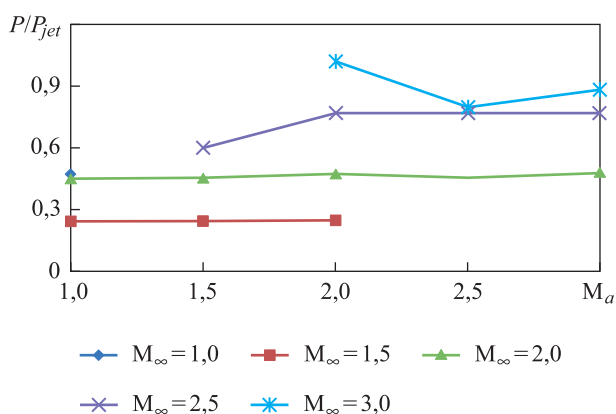


Рис. 7. Изменение давления в критической точке, отнесенного к полному давлению на срезе сопла при различных M_∞ и M_a

Fig. 7. The change in pressure at the critical point, referred to the total pressure at the nozzle cut for different M_∞ and M_a

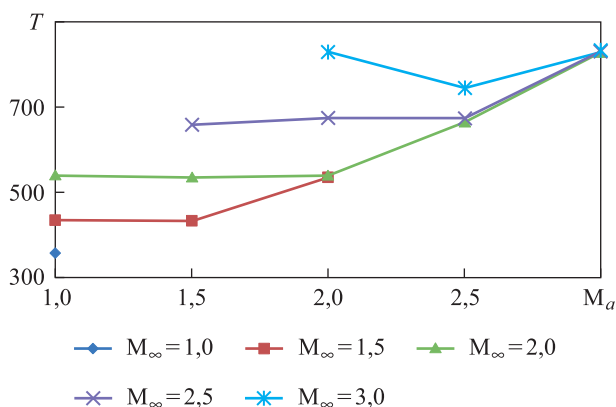


Рис. 8. Температура в критической точке при различных M_∞ и M_a

Fig. 8. The temperature at the critical point for different M_∞ and M_a

Проведенные расчеты по влиянию чисел M_∞ и M_a для $n = 100$ и $M_\infty < 3$ на параметры и структуру возникающего течения показали, что:

1) при $M_a/M_\infty < \approx 1,45$ образуется устойчивое симметричное течение с одной «бочкой» относительно плоскости симметрии;

2) при $M_a/M_\infty \in [\approx 1,45; 1,65]$ возникает неустойчивое течение с колебаниями от одной «бочки» к нескольким;

3) при $M_a/M_\infty > \approx 1,7$ образуется течение с устойчивой первой «бочкой» и колеблющимися второй и последующими «бочками».

При $n = 100$ и $M_\infty \geq 3$ критическая точка смыкается с ударной волной в набегающем потоке (глубокое проникание струи), течение перестраивается, формируется обтекание фиктивного клиновидного тела и возникает присоединенная ударная волна в виде клина (см. рис. 6, б). В этом случае:

1. При $M_a/M_\infty \in [\approx 0,6; 0,8]$ образуется устойчивое несимметричное течение, смещенное относительно плоскости симметрии обтекаемого тела (см. рис. 6, а). Однако при постановке условия симметрии течения в плоскости симметрии обтекаемого тела течение становится симметричным.

2. При $M_a/M_\infty > 0,8$ образуется устойчивое симметричное течение (см. рис. 6, средний).

Исследование влияния параметра n (степени нерасчетности струи) на процесс взаимодействия плоской встречной струи с набегающим потоком проводилось при следующих значениях определяющих параметров задачи: число Маха струи $M_a = 2$, число Маха набегающего потока $M_\infty = 2$; температура газов потока и струи $T_\infty = T_a = 300$ К; $1 \leq n \leq 100$.

Расчеты показали, что с увеличением n размеры области струйного взаимодействия возрастают, а критическая точка струйного течения линейно удаляется от среза сопла в сторону набе-

гающего потока. Геометрия поверхности раздела струйного течения и набегающего потока с увеличением n не изменяется, смена режимов течения не обнаружена.

Выводы

1. На основе уравнений Навье — Стокса с использованием k - ε -модели турбулентной вязкости с помощью ППП ANSYS Fluent проведено исследование взаимодействия плоской встречной струи, истекающей из донного среза аппарата прямоугольной формы (типа крыла), с набегающим потоком при различных значениях определяющих параметров.

2. Установлены режимы взаимодействия плоской встречной струи с набегающим потоком, аналогичные случаю осесимметричного течения, с закрытой отрывной областью и малым прониканием струи в поток и с открытой отрывной областью и большим прониканием струи.

3. Определены диапазоны устойчивого и неустойчивого течений с колебаниями структуры от одной «бочки» к нескольким в зависимости от значений определяющих параметров.

4. Установлено, что глубина проникания струи в набегающий поток при всех M_∞ с увеличением M_a возрастает примерно по экспоненциальному закону.

5. Давление в критической точке области струйного взаимодействия с увеличением M_a при $M_\infty \leq 2$ практически остается постоянным, а при $M_a = 2,5; 3$ ведет себя немонотонно, что вызвано перестройкой волновой структуры течения.

6. Температура в критической точке с увеличением M_a при $1,5 \leq M_\infty \leq 2,5$ монотонно увеличивается.

7. Обнаружено, что при некоторых значениях определяющих параметров образуется устойчивое несимметричное течение со смещением критической точки вбок.

8. Установлено, что с увеличением степени нерасчетности струи n размеры области струйного взаимодействия возрастают, критическая точка струйного течения линейно смещается от среза сопла в сторону набегающего потока. Геометрия поверхности раздела струйного течения и набегающего потока с увеличением n не изменяется, смена режимов течения не обнаружена.

Список литературы

- [1] Charwat A.F., Faulmann D. Investigation of the flow and drag due to control jets discharging upstream into a supersonic flow // Proc. 15th Int. Astronaut. Congress, Warsaw, September 7–12, 1964, v. 3. Paris: Gauthier Villard, 1965.
- [2] Finley P.J. The flow of a jet from a body opposing a supersonic free stream // J. Fluid Mech., 1966, v. 26, no. 2, pp. 337–368.

- [3] Сухнев В.А. Исследование обтекания и аэродинамического сопротивления тела со струей, направленной против сверхзвукового потока разреженного газа // Изв. АН СССР, МЖГ, 1973. № 6. 148 с.
- [4] Карпман И.М. Истечение недорасширенной струи во встречный сверхзвуковой и дозвуковой поток // Изв. АН СССР, МЖГ, 1977, № 1. С. 89–96.
- [5] Юдинцев Ю.Н., Чиркашенко В.Ф. Режимы взаимодействия встречной струи с набегающим сверхзвуковым потоком // Газодинамика и акустика струйных течений; Под ред. Дулова В. Г. Новосибирск: Ин-т теоретической и прикладной механики СО АН СССР, 1979. С. 75–106.
- [6] Tretyakov P.K., Fomin V.M., Yakovlev V.I. New principles of control of aerophysical processes research development // Proc. Int. Conf. on the Methods Aerophys. Res., Novosibirsk, 29 June — 3 July, 1996. Novosibirsk: Inst. Theoret. and Appl. Mech., 1996, v. 2, pp. 210–220.
- [7] Leonov S. Experiments on influence of plasma jet lift and drag of wing // Proc. of the 1st Workshop on weakly ionized gases, Colorado, 9–13 June, 1997, s. I., Colorado, 1997, v. 1, pp. J1–J24.
- [8] Malmuth N.D., Fomin V.M., Maslov A.A., Fomichev V.P., Shashkin A.P., Korotaeva T.A., Shilyuk A.N., Pozdnyakov G.A. Influence of a counterflow plasma jet on supersonic blunt body pressures. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999, pp. 1170–1177.
- [9] Ganiev Y.C., Gordeev V.P., Krasilnikov A.V., Aerodynamic drag reduction by plasma and hot-gas injection // J. Thermophys. Heat Trans, 2000, v. 14, no. 1, pp. 10–17.
- [10] Фомин В.М., Малмус Н.Д., Маслов А.А. Численное исследование влияния встречной набегающему сверхзвуковому потоку холодной струи на суммарные аэродинамические характеристики затупленного тела // Доклады РАН, 2000. Т. 374. № 1. С. 55–57.
- [11] Fomin V.M., Maslov A.A., Malmuth N.D. Numerical investigation of counterflow jet penetration in hypersonic flow // Proc. 2 Workshop on Magneto-plasma-aerodynamics in Aerospace Applications, Moscow, 5–7 Apr., 2000. Moscow: Inst. of High Temperatures of RAS, 2000, pp. 116–121.
- [12] Фомин В.М., Маслов А.А., Шашкин А.П., Коротаева Т.А., Малмус Н.Д. Режимы обтекания, формируемые противоточной струей в сверхзвуковом потоке // Прикладная мех. и техн. физика, 2001. Т. 42. № 5. С. 27–36.

Сведения об авторах

Мышенков Виталий Иванович — д-р физ.-мат. наук, профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана (Мытищинский филиал), myshenkov@mgul.ac.ru

Савенко Никита Олегович — магистр МГТУ им. Н.Э. Баумана (Мытищинский филиал), savenkonkt@gmail.com

Статья поступила в редакцию 30.06.2017 г.

NUMERICAL INVESTIGATION OF THE FLOW PAST A PLANE BODY WITH A JET FLOWING OUT OF ITS STERN TOWARDS THE SUPERSONIC FLOW

V.I. Myshenkov, N.O. Savenko

BMSTU (Mytishchi branch), 1 st. Institutskaya, 141005, Mytishchi, Moscow reg., Russia

savenkonkt@gmail.com

The results of a numerical study based on the Navier — Stokes equations using (k- ϵ) a model of the turbulent viscosity of the interaction of a flat counterflow flowing from the bottom cutoff of a rectangular-shaped apparatus (wing type) are presented, with an oncoming flow for different values of the determining parameters. The regimes of interaction of a flat counter flow with an incoming flow are established, analogous to the case of an axisymmetric flow, with a closed tearing region and a small penetration of the jet into the flow and with an open tearing region and a large penetration of the jet. The ranges of stable and unstable flows with the structure oscillations from one «barrel» to several are determined depending on the values of the determining parameters. It is found that the depth of penetration of the jet into the incoming flow for all M_∞ increases with an increase in M_a approximately in exponential order, and the pressure at the critical point of the jet interaction region with Ma increases at $M_\infty \leq 2$ practically does not change, and at $M_a = 2,5$ itself is non-monotonic. The temperature at the critical point increases with M_a at M_∞ in the range $1,5 \leq M_\infty \leq 2,5$. It is established that with increasing degree of non-calculation of the jet, the dimensions of the jet interaction region increase, the critical point of the jet flow linearly shifts from the nozzle cut to the oncoming stream. The geometry of the interface between the jet flow and the incoming flow with increasing n does not change, and a change in the flow regimes has not been detected.

Keywords: flowing around, the oncoming flow, pressure, jet, numbers of Max , Reynolds numbers, at the ratio of nozzle pressure to ambient pressure

Suggested citation: Myshenkov V.I., Savenko N.O. *Chislennoe issledovanie obtekaniya ploskogo tela s istekayushchey iz ego kormy struey navstrechu nabegayushchemu potoku* [Numerical investigation of the flow past a plane body with a jet flowing out of its stern towards the supersonic flow]. *Lesnoy vestnik / Forestry Bulletin*, 2017, vol. 21, no. 6, pp. 86–93. DOI: 10.18698/2542-1468-2017-6-86-93

References

- [1] Charwat A.F., Faulmann D. Investigation of the flow and drag due to control jets discharging upstream into a supersonic flow. Proc. 15th Int. Astronaut. Congress, Warszawa, September 7–12, 1964, v. 3. Paris: Gauthier Villard, 1965.
- [2] Finley P.J. The flow of a jet from a body opposing a supersonic free stream. *J. Fluid Mech.*, 1966, v. 26, no. 2, pp. 337–368.
- [3] Sukhnev V.A. *Issledovanie obtekaniya i aerodinamicheskogo soprotivleniya tela so struey, napravlennoy protiv sverkhzvukovogo potoka razrezhennogo gaza* [An investigation of the flow and aerodynamic drag of a body with a jet directed against a supersonic flow of a rarefied gas]. *Izvestia RAN, Mekhanika zhidkosti i gaza*, 1973, no. 6, 148 p.
- [4] Karpman I.M. *Istechenie nedorasshirennoy strui vo vstrechnyy sverkhzvukovoy i dozvukovoy potok* [The expiration of an underexpanded jet into a counter supersonic and subsonic flow]. *Izvestia RAN, Mekhanika zhidkosti i gaza*, 1977, no. 1, pp. 89–96.
- [5] Yuditsev Yu.N., Chirkashenko V.F. *Rezhimy vzaimodeystviya vstrechnoy strui s nabegayushchim sverkhzvukovym potokom* [Regimes of interaction of a counter jet with an incoming supersonic flow]. *Gas dynamics and acoustics of jet streams*. Novosibirsk: Institute of Theoret. and Appl. Mechanics of the Siberian Branch of the USSR Academy of Sciences, 1979, pp. 75–106.
- [6] Tretyakov P.K., Fomin V.M., Yakovlev V.I. New principles of control of aerophysical processes research development. Proc. Int. Conf. on the Methods Aerophys. Res., Novosibirsk, 29 June – 3 July, 1996. Novosibirsk: Inst. Theoret. and Appl. Mech., 1996, v. 2, pp. 210–220.
- [7] Leonov S. Experiments on influence of plasma jet lift and drag of wing // Proc. of the 1st Workshop on weakly ionized gases, Colorado, 9–13 June, 1997, s. I, Colorado, 1997, v. 1, pp. J1–J24.
- [8] Malmuth N.D., Fomin V.M., Maslov A.A., Fomichev V.P., Shashkin A.P., Korotaeva T.A., Shpiyuk A.N., Pozdnyakov G.A.. Influence of a counterflow plasma jet on supersonic blunt body pressures. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999, pp. 1170–1177.
- [9] Ganiev Y.C., Gordeev V.P., Krasilnikov A.V., Aerodynamic drag reduction by plasma and hot-gass injection. *J. Thermophys. Heat Trans.*, 2000, v. 14, no. 1, pp. 10–17.
- [10] Fomin V.M., Malmuth N.D., Maslov A.A. *Chislennoe issledovanie vliyaniya vstrechnoy nabegayushchemu sverkhzvukovomu potoku kholodnoy strui na summarnye aerodinamicheskie kharakteristiki zatuplennogo tela* [Numerical investigation of the influence of a cold jet on the sum of aerodynamic characteristics of a blunt body on the oncoming supersonic flow]. *Doklady RAS*, 2000, v. 374, no. 1, pp. 55–57.
- [11] Fomin V.M., Maslov A.A., Malmuth N.D. Numerical investigation of counterflow jet penetration in hypersonic flow. Proc. 2 Workshop on Magneto-plasma-aerodynamics in Aerospace Applications, Moscow, 5–7 Apr., 2000. Moscow: Inst. of High Temperatures of RAS, 2000, pp. 116–121.
- [12] Fomin V.M., Maslov A.A., Shashkin A.P., Korotaeva T.A., Malmuth N.D. *Rezhimy obtekaniya, formiruemye protivotochnoy struey v sverkhzvukovom potoke* [Flow modes formed by a counterflow jet in a supersonic flow]. *Applied mekh. and techn. Physics*, 2001, t. 42, no. 5, pp. 27–36.

Authors' information

Myshenkov Vitaliy Ivanovich — D-r Sci. (Phis.-math.), Professor of BMSTU (Mytishchi branch), myshenkov@mgul.ac.ru

Savenko Nikita Olegovich — Master (Degree) of BMSTU (Mytishchi branch), savenkonkt@gmail.com

Received 30.06.2017