

03

## **Влияние произвольно ориентированной горячей струи на сверхзвуковое обтекание затупленного тела**

© Т.А. Кортаева, А.П. Шашкин

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича  
СО РАН, Новосибирск  
E-mail: korta@itam.nsc.ru

Поступило в Редакцию 20 февраля 2012 г.

Представлены результаты численного моделирования обтекания затупленного тела с истекающей с его поверхности пространственно ориентированной тонкой горячей струей совершенного газа. Целью исследования являлось определение воздействия угла истечения на режим течения и суммарные аэродинамические характеристики тела.

В настоящее время проявляется значительный интерес к разработке и исследованию эффективности нетрадиционных методов управления суммарными аэродинамическими характеристиками тел. Нетрадиционными являются методы, позволяющие изменить структуру скоростного потока вблизи поверхности конфигурации за счет локализованного или распределенного подвода энергии [1–3]. Одним из способов воздействия на поток может быть тонкая плазменная струя, выдуваемая из обтекаемого тела навстречу свободному течению. Изучению воздействия встречных струй на структуру потока посвящен ряд экспериментальных и теоретических работ [4,5], в которых показано, что в случае тонкой струи, выдуваемой из обтекаемого тела навстречу потоку, управление обтеканием может осуществляться за счет: кинематического и динамического воздействия самой струи на поток, создания градиента температуры и нагрева газа перед телом, физико-химических процессов в плазменной струе. Эти явления играют большую роль в перераспределении параметров потока вблизи обтекаемой конфигурации и модификации структуры течения, что, в свою очередь, меняет силовые и тепловые характеристики тела. При этом влияние возмущающих

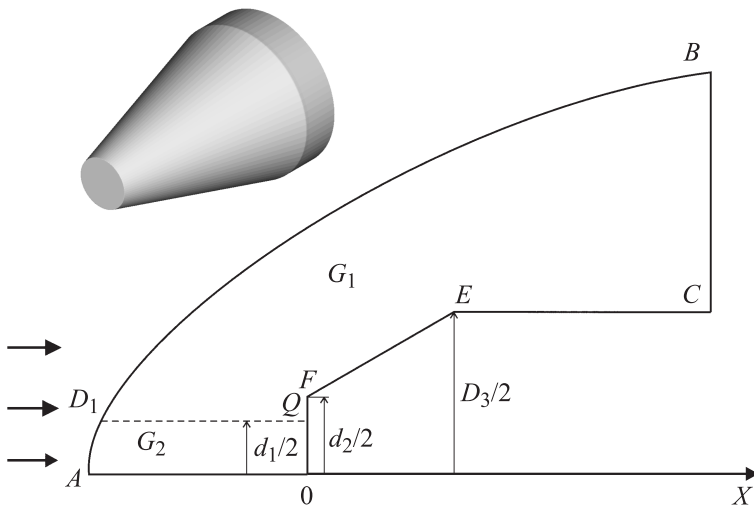


Рис. 1. Исследуемая модель и область решения в плоскости симметрии.

факторов зависит от формы обтекаемого тела, угла атаки, чисел Маха, Рейнольдса и т.д.

В зависимости от определяющих задачу параметров глубина проникновения струи в набегающий поток может быть малой (short penetration mode (SPM)), или большой (long penetration mode (LPM)) [5]. Если структура SPM достаточно хорошо изучена, то структура LPM не определена достаточно четко. По этой причине в некоторых работах режимы, являющиеся, по сути, режимами SPM, отнесены к режимам LPM.

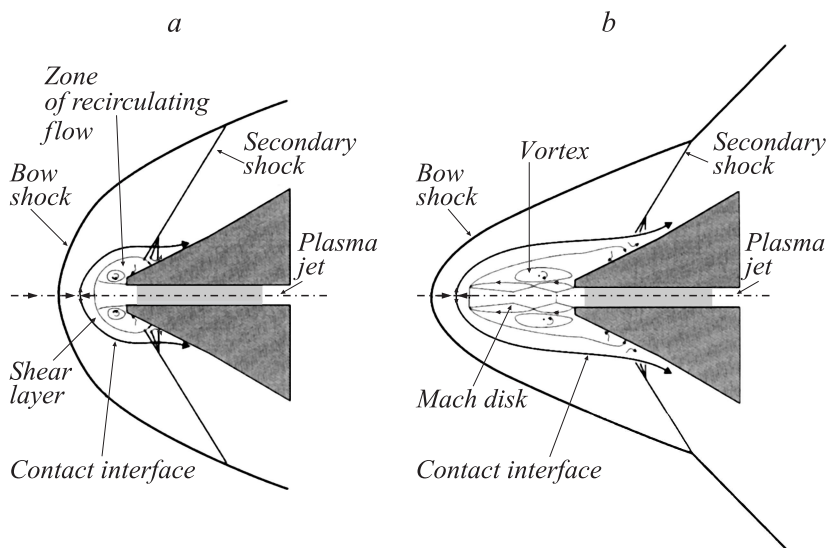
Данная статья является продолжением [5], в работе представлены результаты численного моделирования обтекания затупленного тела с истекающей с его поверхности пространственно ориентированной тонкой горячей струи совершенного газа. Моделью для исследований является усеченный конус с углом полураствора  $\Theta_c = 31^\circ$  и отношением диаметра миделя  $d_3$  к диаметру торца  $d_2$  — 3:1. Параметры набегающего потока соответствуют параметрам атмосферы на высоте 10 km, число Маха потока  $M_\infty = 2.4$ , угол атаки тела по отношению к набегающему потоку  $\alpha = 0^\circ$ . Параметры струи  $p_{0j}/p_\infty = 9$ ,  $T_{0j}/T_\infty = 1$ ,

число Маха на выходе сопла  $M_a = 2.8$ . Целью исследования являлось определение воздействия угла истечения на режим течения и суммарные аэродинамические характеристики тела. Схема задачи показана на рис 1.

На выходе струи ( $OQ$ ) параметры определялись из решения одномерной изоэнтропической задачи истечения газа из сосуда при известных параметрах (считались известными число Маха на выходе, температура торможения и давление торможения). На границах внешней области ( $AB$ ) ставились условия в набегающем потоке, на выходной границе расчетной области ( $BC$ ) принимались условия равенства нулю второй производной от параметров потока по направлению скорости. На теле ( $QFEC$ ) выполнялось условие непротекания. В начальный момент времени условия в набегающем потоке были приняты в области  $G_1(D_1, B, C, E, F, Q, D_1)$ . Условия в области  $G_2(A, D_1, Q, O, A)$  определялись условиями в истекающей струе. Для решения поставленной задачи используются уравнения Эйлера. Большинство представленных в литературе методов решения уравнений Эйлера обладает хорошей точностью и физически обоснованы, они позволяют получить многие важные характеристики течения, так как, хотя реальные течения никогда не являются полностью невязкими, влияние вязкости существенно лишь в узких областях, например в пограничных слоях.

При обтекании тел неоднородным сверхзвуковым потоком формируется сложная волновая структура. В этом случае предсказать заранее положение и вид газодинамических особенностей практически невозможно. Поэтому должна быть использована интегральная форма записи уравнений, которая позволяет работать с разрывными функциями, и соответственно для получения численного решения использован метод конечных объемов. Запись уравнений в консервативной форме и использование дискретных преобразований, сохраняющих массу и т.д., позволяет получить решение, удовлетворяющее дивергентной форме исходных уравнений. Решения уравнений, записанных в дивергентной форме, автоматически удовлетворяют условиям Рэнкина–Гюгонно на любом скачке, который может возникнуть в потоке. Это позволяет использовать метод сквозного счета без предварительного выделения особенностей.

Разностная схема имеет второй порядок аппроксимации как по времени, так и по пространственной переменной и предназначена для расчета как стационарных, так и нестационарных трехмерных течений.



**Рис. 2.** Схема течения: *a* — режим SPM, *b* — режим LPM.

Схема является явной по времени. Детальное изложение используемого численного метода можно найти в [6].

Решение задачи о проникновении встречной струи в сверхзвуковой поток при обтекании затупленного тела позволило получить два основных режима течения SPM и LPM и переходные режимы, при которых возможны пульсирующие (неустойчивые) режимы проникновения.

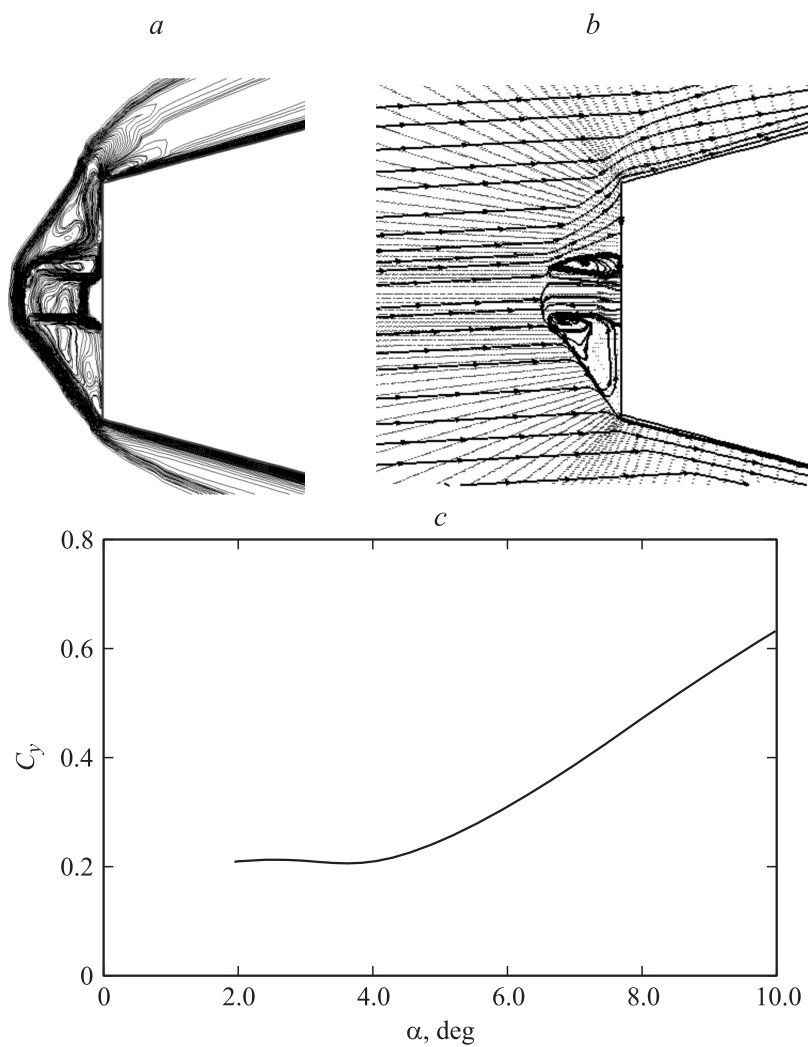
Если удельный импульс струи не превышает удельного импульса в потоке между головной ударной волной и телом, то истечение струи происходит в режиме SPM. Детальное описание схемы такого течения дано в классической работе Финлея или в [5], где отмечается, что струя с коротким проникновением действует в области между затуплением и ударной волной. Она оттесняет головной скачок и, сносимая встречным потоком, образует над боковой поверхностью аппарата некоторую достаточно разреженную зону возвратного течения (рис. 2, *a*). Если удельный импульс струи превосходит удельный импульс набегающего на струю потока, то формируется сверхзвуковое течение со стабильной многоблочковой структурой — LPM (рис. 2, *b*). В таком режиме струя

выходит за пределы головного скачка уплотнения. Перед затуплением формируется зона возвратного течения. Возникает тороидальный вихрь с мало изменяющимся давлением внутри области возвратного течения. В рамках невязкого приближения, используемого в данной работе, этот вихрь чисто динамический и образуется вследствие того, что часть струи течет по боковой поверхности тела, а часть, стекая по торцу, течет внутрь возвратной зоны. Расчеты показали, что для стабильности такого режима необходимо, чтобы точка присоединения возвратного течения струи находилась на затупленной части. С течением времени точка присоединения перемещается по торцу. В момент ее перехода на боковую поверхность давление вне струи падает. Это приводит к уменьшению рециркуляционной зоны и соответственно к возврату точки присоединения на торец. Колебание положения точки присоединения у края торца приводит к периодическим изменениям структуры и длины струи. Если струя становится сильно недорасширенной, течение может перейти в режим SPM.

Противоточные струи при всех режимах истечения могут влиять на сопротивление тела. Наиболее эффективными с точки зрения уменьшения сопротивления тел являются области переходных режимов SPM  $\rightarrow$  LPM и режимы LPM с относительно небольшой длиной проникновения струи в набегающий поток.

подавляющее большинство публикаций, посвященных воздействию противопоточных плазменных струй, связано с исследованием симметричного обтекания тел. Это относится как к экспериментальным, так и к расчетно-теоретическим работам. Важный вопрос о воздействии подвода энергии и массы не только на сопротивление, но и на остальные аэродинамические характеристики летательного аппарата, определяющие устойчивость и управляемость, остается недостаточно освещенным. К таким редким работам можно отнести экспериментальные работы Леонова [7], в которых показано, что выдув плазменной струи из носовой части модели существенно влияет на боковые силы и моменты осесимметричной модели.

На рис. 3 представлены некоторые результаты, полученные в рамках данного исследования. Показано распределение чисел Маха (рис. 3, *a*), поле скоростей и линии тока (рис. 3, *b*). Для указанного соотношения параметров потока и противопоточной струи реализуется режим длинного проникновения LPM, если струя истекает под нулевым углом атаки. Из рисунка можно видеть, что даже малый угол поворота



**Рис. 3.** Истечение горячей струи под углом  $3^\circ$  из торца затупленного конусоцилиндра ( $M_\infty = 2.4$ ,  $M_a = 2.8$ ): *a* — распределение чисел Маха, *b* — поле скорости и линии тока, *c* — зависимость подъемной силы, действующей на тело, от угла атаки.

струи привел к исчезновению структуры течения, характерной для LPM. Были определены суммарные аэродинамические характеристики для двух режимов истечения SPM и LPM. Значения суммарных аэродинамических коэффициентов были отнесены к соответствующим значениям, рассчитанным для конуса-цилиндра без струи. Расчеты показали, что влияние противопоточной струи на волновое сопротивление и в том, и в другом случае оказалось незначительным. В то же время коэффициент подъемной силы и момент тангажа претерпели значительное изменение в случае, когда соотношение параметров потока и струи соответствует режиму LPM при нулевом по отношению к потоку направлении струи. Для примера зависимость коэффициента подъемной силы от угла истечения показана на рис. 3, с.

Таким образом, анализ полученных данных показывает, что режим длинного проникновения является неустойчивым, и даже малый угол поворота струи приводит к исчезновению столь характерной многобочковой структуры LPM. Тем не менее влияние противопоточной струи в этом диапазоне параметров на подъемную силу и момент тангажа значительно, что является хорошей предпосылкой для использования плазменных образований как управляющих элементов ЛА либо усилителей действия штатных систем.

## Список литературы

- [1] Черный Г.Г. // Восьмой Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике. Август 23–29, 2001. Пермь. С. 594.
- [2] Fomin V., Tretyakov P., Taran J.-P. // *Aerospace Science and Technology*. 2004. V. 8. N 5. P. 411.
- [3] Bletzinger P., Ganguly B.N., Van Wie D., Garscadden A. // *J. Phys. D: Appl. Phys.* 2005. V. 38. P. 33.
- [4] Ganiev Y.C., Gordeev V.P., Krasilnikov A.V., Lagutin V.I., Otmennikov V.N., Panasenko // *J. Thermophysics and Heat Transfer*. 2000. V. 14. N 1. P. 10–17.
- [5] Malmuth N.D., Fomin V.M., Maslov A.A., Fomichev V.P., Korotaeva T.A., Shashkin A.P., Shplyuk A.N., Pozdnyakov G.A. // *AIAA Journal*. 2002. V. 40. N 6. P. 1170–1177.
- [6] Fomin V.M., Maslov A.A., Korotaeva T.A., Shashkin A.P. // *CFD Journal Special Issue*. 2003. V. 12. N 2. P. 367–382.
- [7] Леонов С.Б. Дис. на соис. учен. степ. доктора физ.-матем. наук. М.: ИВТАН, 2006. 426 с.