

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

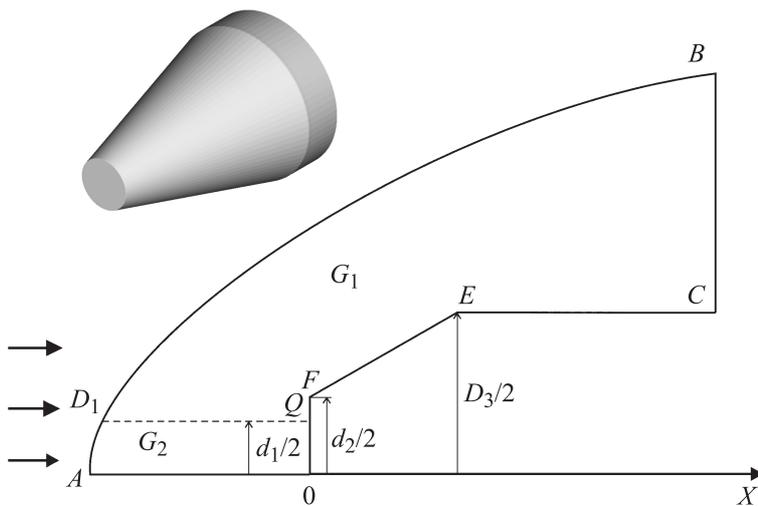


Рис. 1. Исследуемая модель и область решения в плоскости симметрии.

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.

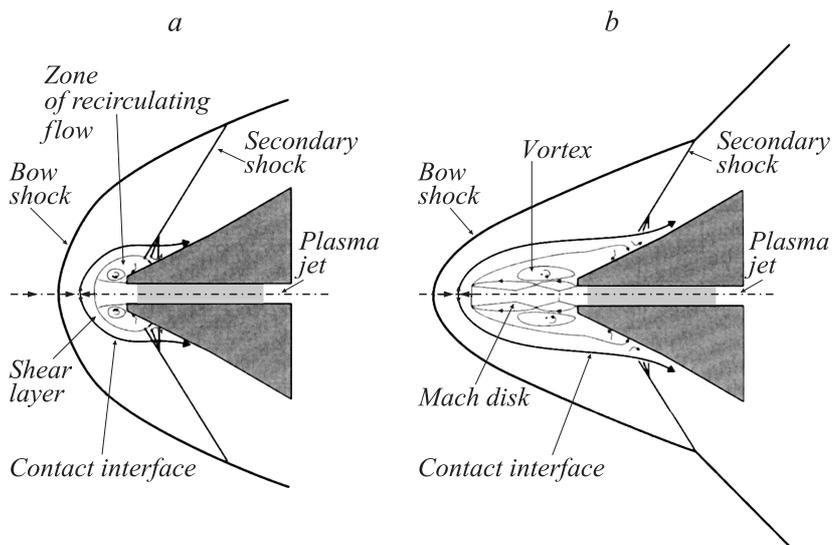


Рис. 2. Схема течения: *a* — режим SPM, *b* — режим LPM.

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

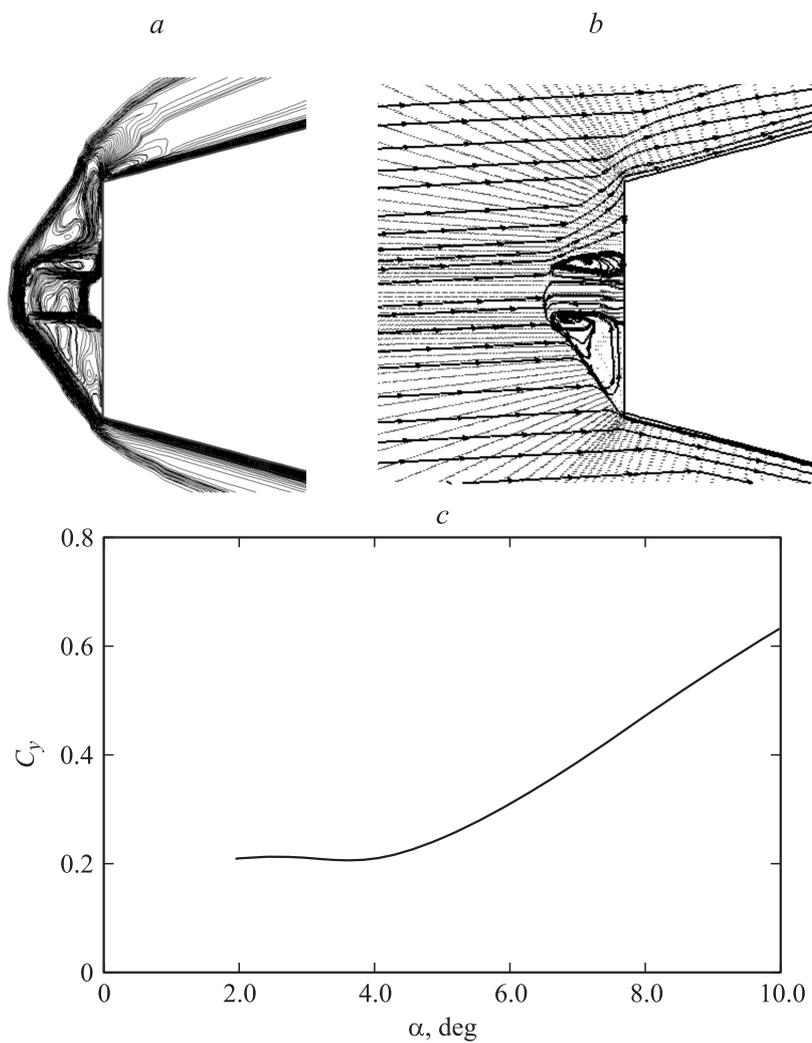


Рис. 3. Истечение горячей струи под углом 3° из торца затупленного конусоцилиндра ($M_\infty = 2.4$, $M_a = 2.8$): *a* — распределение чисел Маха, *b* — поле скорости и линии тока, *c* — зависимость подъемной силы, действующей на тело, от угла атаки.

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.