

УДК 533.4.011

АНАЛИЗ ВОЗДЕЙСТВИЯ ЛОКАЛЬНОГО ЭНЕРГОИСТОЧНИКА НА СВЕРХЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ ЭЛЛИПТИЧЕСКОГО КОНУСА

Т. А. Коротаева, В. М. Фомин, А. П. Шашкин

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск

Рассматриваются аэродинамические характеристики эллиптических конусов с различным соотношением полуосей при сверхзвуковом обтекании потоком, возмущенным областью энергоподвода. Показано, что для тел, форма которых близка к форме крыла, воздействие локального энергоисточника может оказывать существенное влияние на аэродинамическое качество.

В последнее время большой интерес вызывает разработка новых средств управления режимами обтекания летательных аппаратов. Способы воздействия на параметры потока могут быть различными, одним из таких способов является создание искусственных областей энергоподвода. Существуют как численные, так и экспериментальные работы, посвященные этой проблеме [1–3]. При численном исследовании влияние энергоподвода учитывалось введением в уравнение энергии слагаемого, моделирующего точечный источник. Рассматривалось воздействие на параметры сверхзвукового потока модельного точечного источника, когда энергоподвод осуществляется по закону Гаусса. Мощность источника энерговыделения \dot{Q} (количество тепла, подведенного к единице массы газа в единицу времени) принималась известной функцией координат и времени [1–3]

$$\dot{Q} = q_0 \left(\frac{p_\infty}{\rho_\infty} \right)^{3/2} \frac{1}{R_s} \exp \left(- \frac{\Delta r^2}{R_s^2} \right), \quad (1)$$

где $\dot{Q} = dQ/dt$; R_s — эффективный радиус теплового пятна; Δr — расстояние от текущей точки до источника энерговыделения; p_∞ , ρ_∞ — давление и плотность в набегающем потоке; q_0 — параметр, характеризующий интенсивность энергоподвода. Геометрические величины обезразмерены.

В работе [1] задача рассматривалась в двумерной постановке без учета вязкости, в [2, 3] решение указанной задачи получено в рамках трехмерных уравнений Эйлера. В целом проведенные исследования показали, что наличие локальных источников возмущения потока, в частности областей энергоподвода, может воздействовать на газодинамическую структуру течения и, таким образом, оказывать значительное влияние на аэродинамические характеристики (как на волновое сопротивление затупленных тел [1], так и на коэффициент подъемной силы и момент тангажа заостренного тела [2, 3]). При этом сложные эффекты, имеющие место в пространственных течениях, когда исследуемая конфигурация находится под различными углами атаки и при различном положении источника, сдвинутого относительно оси тела, остались малоизученными. В работе [4] проведен численный анализ воздействия энергоисточника, отклоненного от оси оживала. В настоящей работе в развитие [4] рассматривается влияние локального источника одной интенсивности на обтекание тел различной формы. Проведение параметрических исследований этой задачи даже в рамках трехмерных уравнений Эйлера (без учета вязкости) на данном этапе развития вычислительной техники является достаточно трудоемким, так как число параметров

и диапазон их изменения велики. В связи с этим авторами разработана и применена приближенная методика, определяющая воздействие источников возмущения на суммарные аэродинамические характеристики летательного аппарата, в которой упрощение не связано с уменьшением размерности задачи. Она использована для качественной оценки и выделения наиболее эффективных ситуаций, которые можно в дальнейшем тщательно исследовать с помощью более полных газодинамических моделей.

Методика состоит из двух частей.

1. *Приближенное определение суммарных аэродинамических характеристик тел в неравномерном набегающем потоке при больших сверхзвуковых скоростях.* Одновременно проводится численное выделение фронта ударной волны (в рамках метода конечных объемов) и используются асимптотики (для $M_\infty \rightarrow \infty$) вблизи стенки [5]. Возмущенная область между волной и телом разбивается на две подобласти: внешнюю, граничащую с ударной волной, и внутреннюю, прилегающую к телу. В этих подобластях используются различные алгоритмы решения задачи. Такой подход вполне оправдан [6]. Действительно, небольшие изменения в положении ударной волны приводят к большим изменениям параметров в возмущенной области, поэтому необходимо определять это положение как можно точнее. В то же время, так как рассматривается обтекание тел потоком с большими сверхзвуковыми скоростями, толщина возмущенной области невелика, что позволяет ввести ряд упрощающих предположений и заменить в окрестности стенки дифференциальные уравнения алгебраическими выражениями.

2. *Приближенное задание поля потока в следе за энергоисточником.* В следе за энергоисточником формируется существенно неоднородное течение [1–4, 7]. Вследствие этого изменяется положение головной ударной волны у летательного аппарата и соответственно его аэродинамические характеристики. В работе [7] показано, что для моделирования потока за локальным энергоисточником может быть использована струйная аналогия, которая позволяет получить адекватную физическую картину течения. В [7] также проводилось сравнение суммарных аэродинамических характеристик оживала в следе за областью энергоподвода, полученных по приближенной методике и при численном решении трехмерных уравнений Эйлера. Показано, что результаты расчетов удовлетворительно согласуются между собой.

В настоящей статье приближенная методика использована при исследовании влияния энергоисточника на суммарные аэродинамические характеристики тел различной формы: рассматриваются эллиптические конусы с различным соотношением полуосей с углом полураствора 10° по большой оси. На рис. 1, а, б дано изменение аэродинамического качества ΔK для эллиптических конусов с отношением полуосей $a/b = 0,125; 0,25; 0,5; 1,0$ (линии 1–4) при числе Маха набегающего потока $M = 6$, расстоянии от центра источника до носка тела $X_z = 4R_s$ и углах атаки $\alpha = 0; 5^\circ$ соответственно. Здесь ΔK — отношение коэффициента подъемной силы к коэффициенту волнового сопротивления (без учета трения); R_s — эффективный радиус источника (безразмерная величина, отнесенная к характерному размеру задачи) [3]; X_z, Y_z — расстояния от центра источника до носка тела в направлении осей X, Y . Все варианты рассчитаны при одной интенсивности энергоподвода. Коэффициент интенсивности принимался равным 20 [2]. Изменение аэродинамического качества ΔK рассчитывалось для каждой конфигурации при трех положениях источника:

- 1) источник расположен ниже оси X (направление совпадает с направлением потока): $Y_z = -2R_s$;
- 2) источник расположен непосредственно на оси X : $Y_z = 0$;
- 3) источник расположен выше оси X : $Y_z = 2R_s$.

Во всех случаях расстояние от центра источника до носка тела $X_z = 4R_s$. На рис. 1, а ($\alpha = 0$) видно, что источник, расположенный ниже оси X , приводит к уменьшению аэро-

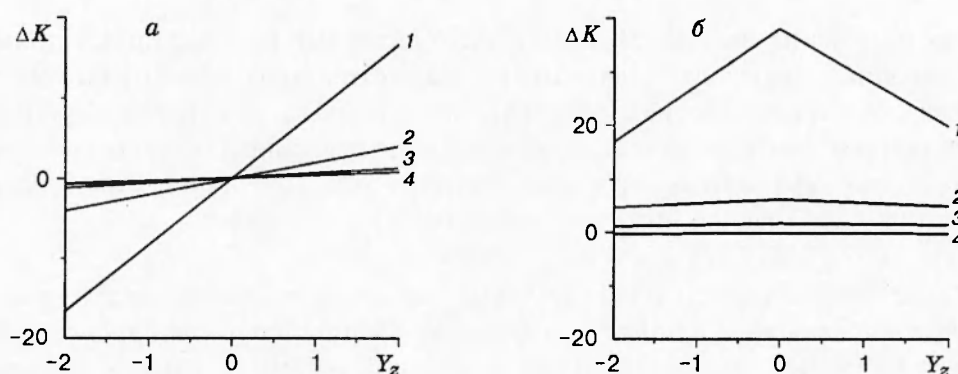


Рис. 1

динамического качества, тогда как расположение источника выше оси ведет к росту аэродинамического качества. При этом чем более сжатым является конус, тем существеннее влияние энергоподвода на его аэродинамическое качество. Необходимо отметить, что, поскольку все расчеты проведены в предположении невязкого нетеплопроводного газа, фактор трения не учитывался. При его учете значения ΔK будут несколько иными, но в целом характер зависимостей не изменится.

На рис. 1,б ($\alpha = 5^\circ$) при всех положениях источника величина ΔK положительна. Максимальный эффект достигается в ситуации, когда источник расположен на оси перед телом. На рис. 1,б также видно, что присутствие локального энергоподвода приводит к сильному изменению аэродинамических характеристик именно для тел, форма которых близка к форме крыла.

Получив с помощью приближенной методики качественные оценки, для рассматриваемых вариантов (эллиптических конусов с отношением полуосей $a/b = 0,125; 0,25$) необходимо провести полные расчеты для конкретизации физической картины течения. Расчеты в рамках трехмерных уравнений Эйлера проведены при тех же условиях во внешнем потоке и при той же интенсивности энергоподвода, что и при использовании приближенной методики. Однако область энергоподвода располагалась над верхней частью поверхности в плоскости симметрии тела на расстоянии $Y_z = 2R_s$. Целью исследования являлось определение характера взаимодействия потока, измененного источником возмущения, и головной ударной волны. Рассматривались последовательные положения источника при его движении вдоль оси X : $l/L = 0; 0,25; 0,5; 0,75$. Здесь l — текущее расстояние вдоль оси X ; L — длина тела.

На рис. 2 представлена схема исследуемой задачи (кривая 1 — $a/b = 0,125$; кривая 2 — $a/b = 0,25$). Там же показано влияние положения энергоисточника на суммарные аэродинамические характеристики рассмотренных тел. На рис. 2 видно, что при перемещении источника от задней кромки к носку происходит уменьшение аэродинамического качества до $\Delta K \approx -10$. Вблизи носка крыла влияние энергоисточника ослабевает за счет перетекания поджатого газа на нижнюю поверхность крыла, так как эффективный радиус энергоисточника превышает ширину крыла. Для эллиптического конуса с большим значением $a/b = 0,25$ (кривая 2 на рис. 2) влияние энергоисточника на изменение аэродинамического качества заметно меньше.

На рис. 3 приведен пример поля изолиний в плоскости симметрии эллиптического конуса при $l/L = 0,5$; $a/b = 0,125$. Заметно сгущение линий, соответствующее повышению давления в области расположения источника энергоподвода. На поверхности тела и вблизи нее видна еще одна зона повышенного давления. Внутри этой зоны по мере удаления от

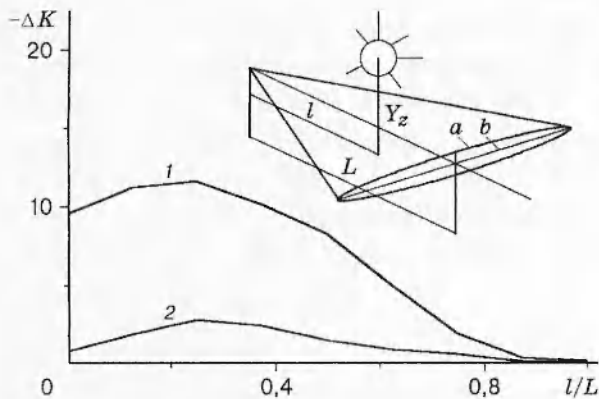


Рис. 2

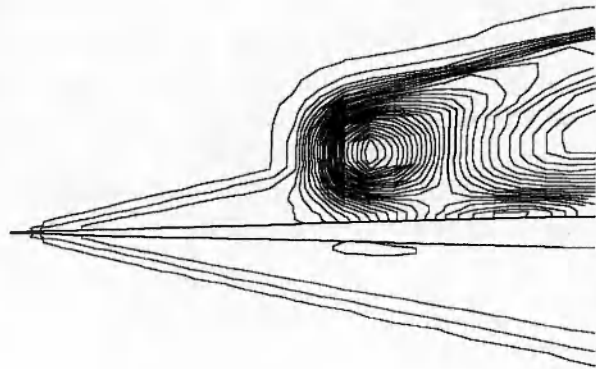


Рис. 3

источника давление убывает. Можно отметить также образование единого для исследуемого тела и энергоисточника фронта ударной волны над верхней поверхностью крыла и область повышенного давления с нижней стороны тела непосредственно под энергоисточником, являющуюся следствием перетекания поджатого газа с верхней части поверхности на нижнюю. Взаимодействие ударных волн, идущих от эллиптического конуса с отношением полуосей $a/b = 0,125$ и энергоисточника, слабое, так как интенсивность головной ударной волны, идущей от тонкого тела, мала.

Интенсивность головной волны, идущей от эллиптического конуса с отношением полуосей $a/b = 0,25$, выше, и ее взаимодействие с зоной повышенного давления в ядре источника выражено более ярко. За областью энергоподвода наблюдается зона разрежения, а вблизи поверхности крыла возникает зона сильного поджатия, как в предыдущем случае. Далее образуется область, перемежающаяся волнами сжатия от периферийной части следа, разрежения в центральной части следа, сжатия отраженной от поверхности тела волны и разрежения в потоке за ней.

Из полученных результатов следует, что локальный энергоисточник, расположенный над движущимся со сверхзвуковой скоростью аппаратом, может оказывать значительное влияние на его аэродинамические характеристики. При одинаковых условиях во внешнем потоке и одной интенсивности энергоподвода это влияние более существенно для тел, форма которых близка к форме крыла.

ЛИТЕРАТУРА

1. Георгиевский П. Ю., Левин В. А. Сверхзвуковое обтекание тела при подводе тепла перед ним // Тр. / АН СССР. Мат. ин-т. Соврем. пробл. механики и их прил. 1989. Т. 186. С. 197-201.
2. Коротаева Т. А., Фомин В. М., Шашкин А. П. Численное исследование воздействия локального энергоисточника на пространственное сверхзвуковое обтекание заостренных тел. Новосибирск, 1996. (Препр. / Ин-т теорет. и прикл. механики СО РАН; № 1-96).
3. Бергельсон В. И., Медведюк С. А., Немчинов И. В. и др. Аэродинамические характеристики тела при различной локализации тепловой иглы // Мат. моделирование. 1996. Т. 6, № 1. С. 3-9.
4. Коротаева Т. А., Фомин В. М., Шашкин А. П. Пространственное сверхзвуковое обтекание заостренного тела при подводе энергии перед ним // ПМТФ. 1998. Т. 39, № 5. С. 116-121.

5. **Коротаева Т. А.** The use of the thin layer model for numerical simulation of the flow around three-dimensional bodies // Proc. of the Intern. conf. on the methods of aerophys. research, Novosibirsk (Russia), 29 June — 3 July, 1998. Novosibirsk: Inst. Theoret. Appl. Mech., 1998. Pt 2. P. 101–105.
6. **Дьяченко В. Ф.** О неасимптотических принципах аппроксимации // Численное моделирование в аэрогидродинамике. М.: Наука, 1986. С. 97–103.
7. **Коротаева Т. А.** Численное исследование пространственного обтекания тел сверхзвуковым неравномерным потоком: Дис. ... канд. физ.-мат. наук. Новосибирск, 1997.

Поступила в редакцию 7/V 1998 г.
