

средней скорости и может быть описан зависимостью вида

$$\frac{\sqrt{\langle u'^2 \rangle}}{\sqrt{\langle u_\delta'^2 \rangle}} = \frac{\langle u \rangle}{\langle u_\delta \rangle} \quad (4)$$

Соотношение же (3) справедливо непосредственно у стенки и не может быть использовано для определения пульсаций скорости по всей толщине пограничного слоя.

Поступило 10 VI 1970

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Белов И. А., Гинзбург И. П., Зазимко В. А., Терпигорьев В. С. Влияние турбулентности струи на ее теплообмен с преградой. В сб. «Тепло- и массоперенос», т. 11, Минск, Изд-во АН БССР, 1969.
2. Илизарова Л. И. Некоторые результаты измерения пульсаций скорости в начальном участке осесимметричной струи. Сб. «Промышленная аэродинамика», вып. 27, М., «Машиностроение», 1966.
3. Corrsin S., Uberoi M. E. Further experiments on the flow and heat transfer in a heated turbulent air jet, NACA Rept, 1950, No. 998.
4. Davies P. O. A. L., Barrat M. J., Fisher M. J. The characteristics of the turbulence in the mixing region of a round jet. J. Fluid Mech., 1963, vol. 15, pt 3, p. 337.
5. Конт-Белло Ж. Турбулентные течения в канале с параллельными стенками. М., «Мир», 1968.
6. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М., «Наука», 1969.
7. Brady W., Ludvig G. Theoretical and experimental studies of impinging uniform jets. I.A.S. Paper, 1963, No. 63—29, ill., (Рус. перев. Реферат БНИЦАГИ № 122, 1965.)

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ДАВЛЕНИЯ ПРИ ОБТЕКАНИИ ЗАТУПЛЕННЫХ КОНУСОВ ПОД УГЛАМИ АТАКИ ГИПЕРЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ГАЗА

А. В. АНТОНЕЦ, А. В. КРАСИЛЬНИКОВ, В. И. ЛАГУТИН

(Москва)

Приводятся результаты экспериментального исследования влияния угла атаки на расположение центра давления притупленного по сфере конуса с углом полураствора  $\theta = 11^\circ$  при гиперзвуковом обтекании. Подтверждается возможность вычисления координат центра давления при помощи численных расчетов пространственного обтекания конусов вязким газом вплоть до угла атаки  $\alpha = 20^\circ$ .

Широкое применение на практике разработанных в последние годы разнообразных методов и программ расчета пространственного обтекания тел на ЭВМ (см., например, [1-5]), обусловленное все возрастающими требованиями, в частности, к точности определения аэродинамических характеристик тел, вызывает необходимость исследований по установлению и обоснованию пределов применимости тех или иных моделей течения (методов расчета).

Существуют мнения, что аэродинамические характеристики затупленных конусов, полученные численным расчетом безотрывного обтекания на углах атаки, превышающих угол полураствора конуса, недостаточно надежны.

Здесь делается попытка установить действительные соотношения теоретических и экспериментальных данных. В качестве исследуемой аэродинамической характеристики был выбран центр давления  $c_d$  — один из наиболее важных коэффициентов в аэродинамике, а с другой стороны, наиболее чувствительный ко всякого рода неточностям вычислений.

Зависимость  $c_d(\alpha)$  изучалась экспериментально методом свободной балансировки в гиперзвуковых аэродинамических трубах при значениях числа Маха  $M_\infty = 6,15$  и числе Рейнольдса  $Re \sim 10^6$  на модели конуса с углом полураствора  $\theta = 11^\circ$ , затупленного по сфере радиуса  $R$ , и относительной длиной конической части  $x/R = 5$ .

Сущность метода свободной балансировки заключается в том, что модель, подвешенная на шарнире донной державки, имеет возможность в одной плоскости под действием аэродинамического момента устанавливаться на балансировочном угле атаки.

При зависимости  $c_d(\alpha)$  (например, как на фигуре) и при установке положения оси вращения модели позади центра давления, соответствующего  $\alpha \rightarrow 0$  (т. е. при создании «запаса статической неустойчивости» вблизи  $\alpha = 0$ ), модель может иметь балансировочный угол атаки, отличный от нуля. При этом, очевидно, значение  $c_d$  для такого балансировочного угла атаки совпадает со значением  $x_0$  — расстоянием оси вращения от носка модели, отнесенной к ее длине.

Изменяя  $x_0$ , таким образом можно получить зависимость  $c_d(\alpha)$  в пределах изменения  $\alpha$ , допускаемого конструкцией державки и модели.

Погрешность определения  $c_d(\alpha)$  этим методом связана с точностью установки оси вращения, величиной момента трения в подшипниках опоры и погрешностью измерения величины угла атаки.

Точность задания  $x_0$  модели весьма высока  $\approx 0.02$  мм (используется измерительный инструмент с такой точностью). Величина момента трения тщательно подобранных и хорошо обкатанных шарикоподшипников составляет  $\leq 0.1\%$  аэродинамического момента, а угол атаки определяется с погрешностью  $\pm 0.5^\circ$ .

Таким образом, точность метода свободной балансировки весьма высока.

На фигуре приводится сравнение кривых  $c_d(\alpha)$ , полученных на основе численных расчетов трехмерного обтекания совершенным газом с показателем адиабаты  $\gamma = 1.4$  рассматриваемого затупленного конуса методом [5] при  $M_\infty = 6, 15$  (кривые 1, 2 соответственно) с экспериментальными данными для  $M_\infty = 6$  (кружочки) и  $M_\infty = 15$  (точки). Пунктиром нанесена зависимость  $c_d(\alpha)$ , рассчитанная по формуле Ньютона.

Как видно из фигуры, соответствующие экспериментальные и рассчитанные по программе [5] значения  $c_d$  очень хорошо согласуются между собой (максимальные отклонения не превышают 2% измеряемых величин). В то же время значения  $c_d$ , рассчитанные по формуле Ньютона, существенно отличаются от экспериментальных в рассматриваемом диапазоне углов атаки.

Полученные результаты дают основания считать, что физические явления на подветренной стороне конуса при  $\alpha \geq \theta$ , не учитываемые при расчетах численными методами идеального обтекания, не оказывают существенное влияние на значения аэродинамических характеристик. И это вполне естественно, так как давление в этой области мало при  $\alpha \geq \theta$  и, соответственно, вклад этой области в интегральные характеристики также мал.

Эти соображения, по-видимому, следует использовать, чтобы расширить диапазон углов атаки применения численных методов для расчета аэродинамических характеристик.

Поступило 9 IV 1970

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Бабенко К. И., Воскресенский Г. П., Любимов А. Н., Русанов В. В. Пространственное обтекание гладких тел идеальным газом. М., «Наука», 1964.
2. Дьяконов Ю. Н., Миносцев В. Б., Теленин Г. Ф., Тиняков Г. П. Сверхзвуковое пространственное обтекание затупленных тел. Сб. «Проблемы гидродинамики и механики сплошной среды». М., «Наука», 1969.
3. Белоцерковский О. М., Булекбаев А., Голомазов М. М., Грудницкий В. Г., Душин В. К., Иванов В. Ф., Лунькин Ю. П., Попов Ф. Д., Рябинков Г. М., Тимофеева Т. Я., Толстых А. И., Фомин В. Н., Шугаев Ф. В. Обтекание затупленных тел сверхзвуковым потоком газа. М., ВЦ АН СССР, 1966.
4. Лунев В. В., Магомедов К. М., Павлов В. Г. Гиперзвуковое обтекание при тупленных конусов с учетом равновесных физико-химических превращений. М., ВЦ АН СССР, 1968.
5. Антонец А. В. Расчет пространственного сверхзвукового обтекания затупленных тел с изломами образующей с учетом равновесного и замороженного состояния газа в ударном слое. Изв. АН СССР, МЖТ, 1970, № 2.

