

К РАСЧЕТУ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГИПЕРЗВУКОВОГО БЛИЖНЕГО СЛЕДА

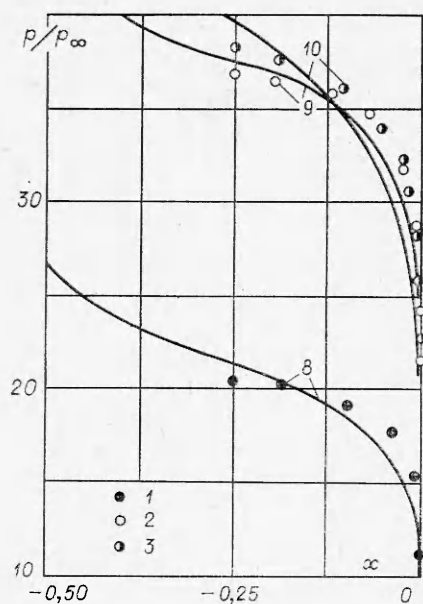
Л. И. Скурин, А. В. Юрков
(Ленинград)

Задача определения параметров ближнего следа является актуальной в связи, в частности, с проблемой расчета характеристик неравновесных гиперзвуковых следов и определения полного сопротивления удлиненных тел [1]. В последние годы появились работы по численному исследованию характеристик гиперзвукового ближнего следа для случаев достаточно больших значений чисел Рейнольдса на основе полной системы уравнений гидромеханики [2]. Используемая в [2] расчетная методика является весьма трудоемкой, требует для своего применения начальных данных, получаемых с использованием столь же сложных методов расчета обтекания тела [3], и ограничена рамками совершенного газа.

В работе [4] предложена относительно простая методика приближенного расчета характеристик вязкой подобласти ближнего следа за телами с учетом реальных свойств газов, свободная от ограничений, накладываемых скоростью сверхзвукового потока газа вблизи задней кромки тела, как это имеет место в [5], и температурой боковой поверхности тела. Эта методика включает в качестве первого этапа расчет давления, скорости и теплосодержания в приосевой области ближнего следа в рамках модели совершенного газа. В основе расчетной схемы указанных величин лежит целый ряд упрощающих предположений, когда связанные с ними погрешности нельзя оценить заранее. Цель данной работы состоит в демонстрации возможностей методики работы [4] расчета характеристик ламинарного ближнего следа и ее обоснование на основе широкого сопоставления расчетных данных с известными опытными и с расчетными данными, полученными на основе строгой постановки задачи.

Были проведены расчеты ближних следов за конусами, обтекаемыми совершенным газом, для вариантов, указанных в таблице, где α — угол полураствора конуса, r — радиус затупления, отнесенный к радиусу донного среза, H_w — энтальпия боковой поверхности, отнесенная к полной энтальпии набегающего потока, M — число Маха, Re — число Рейнольдса, построенное по параметрам набегающего потока к диаметру донного среза, κ — показатель адиабаты. В правом столбце дана ссылка на работу, в ко-

Номер варианта	α°	r	H_w	M	$Re/10^5$	κ	Лите- ратура
1	7	0	0,88	4,3	0,9	1,4	[6]
2	9	0	0,49	7	5	1,4	[7]
3	10	0,2	1	16	1,2	1,67	[8]
4	7	0	0,86	6,3	0,9	1,4	[9]
5	10	0	1	16	1,2	1,67	[10]
6	5	0	0,32	11,8	0,5	1,4	[11]
7	9	0,3	0,25	12,8	2	1,4	[12]
8	10	0,78	0,6	15	0,25	1,4	[2]
9	10	0,78	0,6	20	1,3	1,4	[2]
10	10	0,78	0,6	20	0,25	1,4	[2]
11	10	0	0,125	16	1,3	1,4	[13]
12	5	0	0,1	11,8	0,5	1,4	[11]



Фиг. 1

к давлению на бесконечности) перед донным срезом для вариантов 8—10. Координата x отнесена к диаметру донного среза и отсчитывается от среза вдоль оси симметрии. Сплошные линии — данные работ [2, 3], полученные при численном интегрировании системы уравнений Навье — Стокса. Номера кривых соответствуют вариантам таблицы. При использовании методики работы [14] в качестве невозмущенного значения давления принималось значение, соответствующее точке $x = -0,25$ (отстоящей от донного среза на длину 2—3 толщины пограничного слоя). В соответствии с асимптотической теорией [14] это значение «уносится» на минус бесконечность — этим объясняется, что в указанной точке наши расчетные данные не лежат на сплошной кривой. Видно, что отношение невозмущенного значения давления и давления на срезе составляет приблизительно 1,89, что хорошо согласуется с формулой для критического перепада давления. Из фиг. 1 видно также, что методика работы [14], которая строго справедлива для асимптотически больших значений чисел Рейнольдса, согласуется с результатами численного анализа [2], относящегося к сравнительно низким значениям чисел Рейнольдса.

На фиг. 2 приведено распределение давления вдоль следов (номера кривых соответствуют вариантам таблицы). Сплошные линии — расчет по методике работы [4], штриховые — соответствующие данные указанных в таблице работ (штриховая кривая 7 проведена по средним точкам области разброса опытных данных, оси координат для кривых 9 и 10 показаны сверху и справа).

На фиг. 3 представлены относительные значения полной энтальпии H_0 вязкой подобласти в сечении, соответствующем расчетному положению задней критической точки для вариантов 1, 2, 6—12. На оси абсцисс указаны номера вариантов в соответствии с таблицей.

В работе [4] на основе результатов экспериментальных [13] и теоретических [15] исследований принято, что в вязкой подобласти полная энтальпия постоянна (это значение полной энтальпии определяется расчетом и зависит, в частности, от профилей параметров потока перед донным

торой экспериментально или численно исследовался соответствующий вариант.

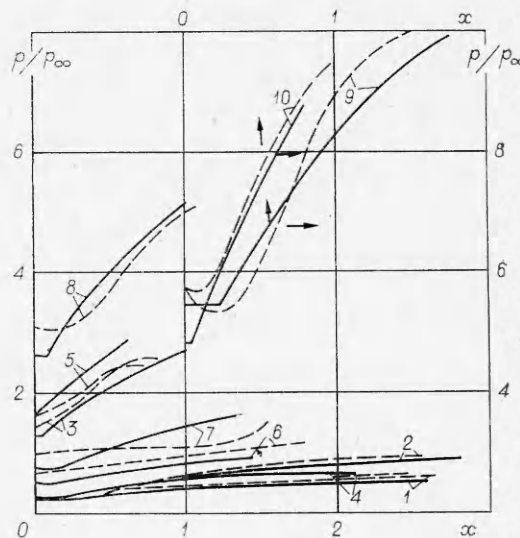
Необходимая для расчета информация о распределении параметров газа перед донным срезом бралась из работы, с результатами которой производилось сравнение (если такие данные приводились в работе), либо рассчитывалась по методике [4].

Остановимся вначале на вопросе об учете влияния донного давления вверх по потоку. Падение давления перед донным срезом рассчитывается в [4] по формуле для критического перепада давления. Применимость этой формулы, которая не является строго справедливой для рассматриваемого случая, обосновывается многочисленными расчетами, проведенными по методике работы [14]. Примеры результатов таких расчетов показаны точками 1—3 на фиг. 1, где приведено падение давления (отнесенного

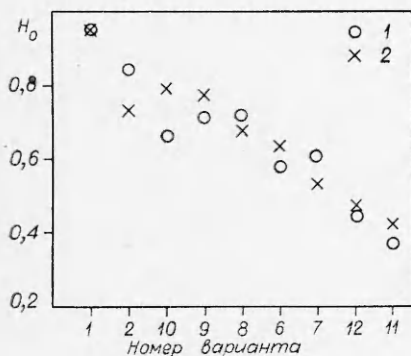
срезом или, другими словами, от условий формирования поля течения вдоль боковой поверхности тела). Поскольку расчетное значение полной энтальпии по своему смыслу представляет собой среднее значение энтальпии вязкой подобласти, а в опытах измерялись, главным образом, осевые ее значения, прямое сравнение с опытными данными затруднено. Судя по данным работ [11, 13], где приводятся радиальные распределения полной энтальпии, среднее ее значение по сечению вязкой подобласти превышает осевое значение приблизительно на 20%. Поэтому при сравнении с расчетными данными значения энтальпии на оси, приведенные в работах [2, 7, 11—13], домножались на коэффициент 1, 2. Эти значения показаны на фиг. 3 точками 1, точки 2 — расчетные значения.

На фиг. 4 демонстрируется влияние радиуса затупления конуса на донное давление и энтальпию вязкой подобласти. Здесь приведены данные, относящиеся к конусам с $\alpha = 10^\circ$, длиной $L = 1,5$ м, движущимся на высоте $H = 50$ км со скоростью 7,4 км/с. Условия перед донным срезом получены путем расчета пограничного слоя вдоль тела с учетом неравномерности физико-химических процессов и неоднородности внешнего потока [16]. Боковая поверхность конуса считалась идеально каталитической, а ее температура принималась равной 1000 К, так что $H_w = 0,04$. При расчете ближнего следа в соответствии с [4] свойства смеси газов учитывались средними по смеси значениями показателя адиабаты и молекулярного веса.

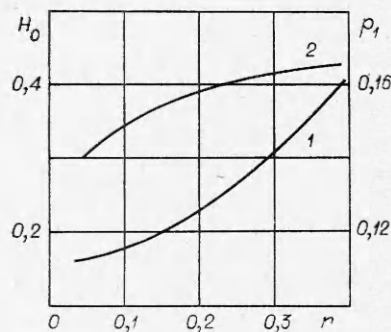
По оси абсцисс на фиг. 4 отложено относительное значение радиуса затупления, кривая 1 — значение донного давления, отнесенного к невозмущенному значению давления перед срезом тела p_1 , 2 — значение относительной полной энтальпии вязкой подобласти. С увеличением степени



Ф и г. 2



Ф и г. 3



Ф и г. 4

затупленности тела донное давление и энтальпия возрастают. Эти факты качественно согласуются с данными работ [5, 17]. Для конуса с малой степенью затупленности $r = 0,04$ отношение донного давления к давлению на бесконечности составляет 2,5. Это значение оказывается близким к известным опытным данным, относящимся к острым конусам и приведенным в [10] (в рассматриваемом случае $M^3/\sqrt{Re_L} = 13$).

Таким образом, настоящие расчетные данные как качественно, так и количественно согласуются в целом с данными расчетов, проведенных на основе строгой постановки задачи и с известными экспериментальными данными. Не претендуя на детальное описание параметров в приосевой зоне ближнего следа, методика работы [4] позволяет относительно просто вычислять важнейшие характеристики этой зоны — энтальпию и распределение давления (а также состав смеси газов и температуру) — для широкого диапазона внешних условий. Заметим, что обобщение методики работы [4] на случай турбулентного режима в следе не представляет принципиальных трудностей.

Поступила 22 V 1979

ЛИТЕРАТУРА

1. Агафонов В. П., Вертушкин В. К., Гладков А. А., Полянский О. Ю. Неравновесные физико-химические процессы в аэродинамике. М., Машиностроение, 1972.
2. Кокошинская Н. С. О течении в ближнем ламинарном следе за затупленным конусом. — В кн.: Численные методы в аэродинамике. Вып. 2. М., изд. МГУ, 1977.
3. Емельянова З. М., Павлов Б. М. Гиперзвуковое обтекание конуса при больших числах Рейнольдса. — В кн.: Вычислительные методы и программирование. XXVII. М., изд. МГУ, 1977.
4. Скурин Л. И., Юрков А. В. Приближенный расчет параметров в горле гиперзвукового следа. — ПМТФ, 1978, № 2.
5. Reeves B. L., Lees L. Theory of laminar near wake of blunt bodies in hypersonic flow. — AIAA J., 1965, vol. 3, N 11.
6. Mc Laughlin D. K., Carter J. E., Finston M., Forney J. A. Experimental investigation of the near flow of the laminar supersonic cone wakes. — AIAA J., 1974, N 3.
7. Marcellat J. An experimental study of the near wake a slender cone at varying incidence at M-7. — J. Fluid Mech., 1974, vol. 63, pt 1.
8. Peterson C. W., Bogdonoff M. An experimental study of laminar hypersonic blunt cone wakes. AIAA Paper 69 — 714, 1969.
9. Blankston I. M., Finston M. Measurements in the laminar near wake of magnetically suspended cones at $M_\infty = 6,3$. — AIAA J., 1975, N 12.
10. Murman E. M. Experimental studies of laminar hypersonic cone wake. — AIAA J., 1969, N 9.
11. Zakkay V., Cresci R. J. An experimental investigation of the near wake of a slender cone at $M_\infty = 8$ and 12. — AIAA J., 1966, N 1.
12. Muntz E. P., Softley E. J. A study of laminar near wakes. — AIAA J., 1966, N 6.
13. Todisco A., Pallone A. J. Near wake flow field measurements. — AIAA J., 1965, N 11.
14. Матвеева Н. С., Нейланд В. Я. Ламинарный пограничный слой вблизи угловой точки тела. — Изв. АН СССР. МЖГ, 1967, № 4.
15. Ohrenberger J. T., Baum E. A theoretical model of the near wake of slender body in hypersonic flow. AIAA Paper 70—792, 1970.
16. Ладнова Л. А., Полянский А. Ф., Скурин Л. И. Исследование неравновесного гиперзвукового течения вдоль боковой поверхности затупленных тел. — ПМТФ, 1979, № 5.
17. Cassanto J. S., Rasmussen N. S., Coats J. D. Correlation of free flight base pressure data for M-4 to M-19. — AIAA J., 1969, N 6.