

ЛИТЕРАТУРА

1. Черный Г. Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. М., Физматгиз, 1959.
2. Hayes W. D., Probst R. F. Hypersonic flow theory, vol. 1. Inviscid flows. New York — London, Acad. Press., 1966.
3. Гиро Ж. Основные вопросы теории гиперзвуковых течений. М., «Мир», 1965.
4. Гонор А. Л. Обтекание конических тел при движении газа с большой сверхзвуковой скоростью. Изв. АН СССР, Механика и машиностроение, 1959, № 1.
5. Messiter A. F. Lift of slender delta wings according to Newtonian theory. AIAA Journal, 1963, vol. 1, No. 4. (Рус. перев.: Подъемная сила тонких треугольных крыльев по ньютоновской теории. Ракетная техника и космонавтика, 1963, т. 1, № 4.)
6. Hillier R. Three-dimensional wings in hypersonic flow. J. Fluid Mech., 1972, vol. 54, pt 2.
7. Roe P. L. Thin shock layer theory. Aerodynamic problems of hypersonic vehicles. AGARD LS, 1972, vol. 1, No. 42.
8. Булах Б. М. Нелинейные конические течения газа. М., «Наука», 1970.
9. Голубкин В. Н. Обтекание плоского треугольного крыла гиперзвуковым потоком газа. Уч. зап. ЦАГИ, 1976, т. 7, № 6.
10. Голубинский А. И., Голубкин В. Н. О треугольном крыле в гиперзвуковом потоке газа. Докл. АН СССР, 1976, т. 226, № 4.
11. Голубинский А. И. Обтекание гиперзвуковым потоком треугольных крыльев определенного класса, установленных под углом атаки с присоединенным скачком уплотнения. Изв. АН СССР, МЖГ, 1968, № 5.
12. Воскресенский Г. П. Численное решение задачи обтекания произвольной поверхности треугольного крыла в области сжатия сверхзвуковым потоком газа. Изв. АН СССР, МЖГ, 1968, № 4.
13. Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В. Динамика пространственного движения самолета. М., «Машиностроение», 1967.

УДК 533.6.011.5

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ ОСТРЫХ
КОНУСОВ С ОКОЛОКРИТИЧЕСКИМИ И ЗАКРИТИЧЕСКИМИ
УГЛАМИ РАСТВОРА**

И. И. АМАРАНТОВА, В. Г. БУКОВШИН, В. И. ШУСТОВ

(Москва)

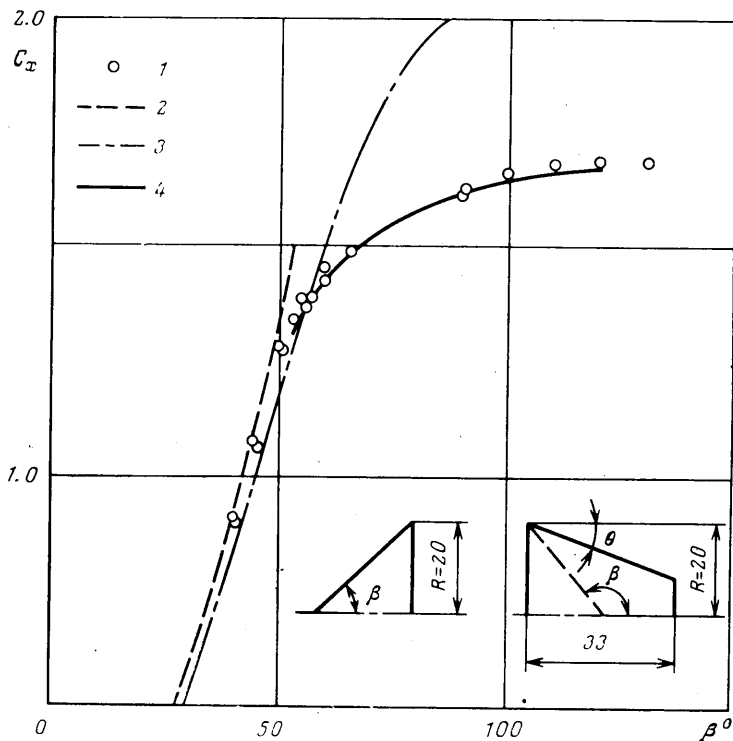
Приводятся результаты экспериментального исследования сверхзвукового обтекания острых конусов с околокритическими и закритическими углами полураствора. Определены коэффициенты сопротивления и положения ударной волны при сверхзвуковой скорости потока, соответствующей $M_\infty=4.0$ в диапазоне изменения углов полураствора конуса от 40 до 130° при угле атаки $\alpha=0$. Экспериментальные значения коэффициентов сопротивления сравниваются с имеющимися расчетными значениями, полученными при использовании как точных, так и приближенных методов расчета. Положения отсоединенной ударной волны, полученные в опытах, сравниваются с расчетными зависимостями, полученными методом интегральных соотношений в первом приближении.

1. Несмотря на то что круговые конусы представляют собой одну из наиболее простых форм тел вращения, до последнего времени отсутствовали удовлетворительные методы расчета поля течения и вычисления сил, действующих на них на режимах обтекания с отсоединенной ударной волной, даже при нулевом угле атаки ($\alpha=0$). Известно, что на режимах обтекания с присоединенной ударной волной имеются точные решения как при $\alpha=0$, так и при $\alpha \neq 0$ и для оценок сил и давления на поверхности конуса при больших числах Маха может быть использован метод Ньютона. В противоположность этому на режиме обтекания с отсоединенной ударной волной даже при $\alpha=0$ нельзя ожидать, что метод Ньютона даст правильные оценки для давления на поверхности конуса и сил, действующих на конус. Действительно в этом случае истинное распределение давления на конусе изменяется от давления торможения за прямым скачком в вершине конуса до давления, соответствующего скорости потока, равной местной скорости звука, в конце образующей, тогда как метод Ньютона дает постоянное значение давления вдоль всей образующей.

В [1] задача об обтекании при $\alpha=0$ острых конусов с отсоединенной ударной волной решена методом интегральных соотношений в первом приближении. Из при-

веденных в [1] результатов расчета обтекания конусов до углов полураствора $\beta=120^\circ$ видно, что коэффициент сопротивления отличается как качественно, так и количественно от коэффициента сопротивления, соответствующего режиму обтекания с присоединенной ударной волной, и от значений, полученных с использованием метода Ньютона. Поэтому представляется интересным сравнение экспериментальных значений коэффициента сопротивления со значениями, полученными в [1].

2. Экспериментальные исследования проведены на моделях круговых конусов с углами полураствора $\beta=40, 45, 50, 53, 55, 57, 60, 65, 90, 100, 110, 120, 130^\circ$ с диаметром мидаля $D=40$ мм. У моделей с углами полураствора β от 90 до 130° хвостовая часть выполнена в виде усеченного конуса с углом полураствора $\theta=20^\circ$ (см. фиг. 1).



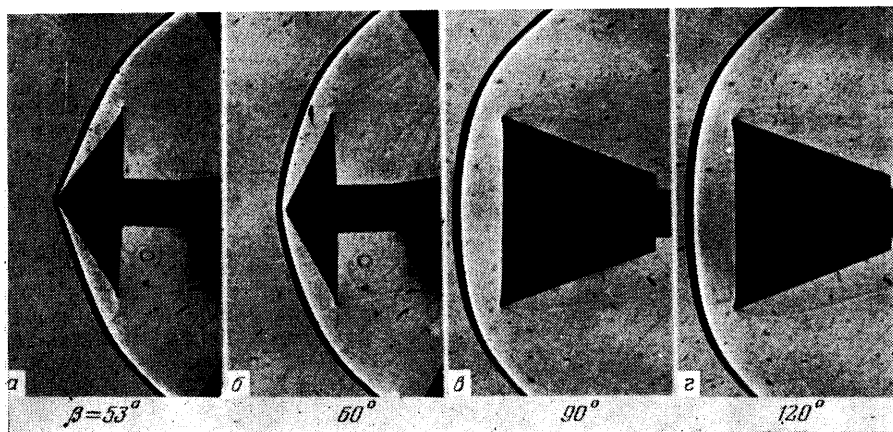
Фиг. 1

Экспериментальные исследования проведены в аэродинамической трубе в потоке воздуха при $M_\infty=4.03$. Число Рейнольдса, рассчитанное по параметрам невозмущенного потока и диаметру мидаля модели D , $Re \approx 10^6$. Сила сопротивления измерялась с помощью тензометрических весов. По измеренным силам определялись коэффициенты сопротивления C_x , равные отношению силы сопротивления к произведению скоростного напора на площадь мидаля. Для введения поправки в измеренное значение C_x на донное давление одновременно с измерением силы сопротивления измерялось донное давление в одной точке около два модели. Для получения теневой картины течения около моделей использовался прибор Теплера.

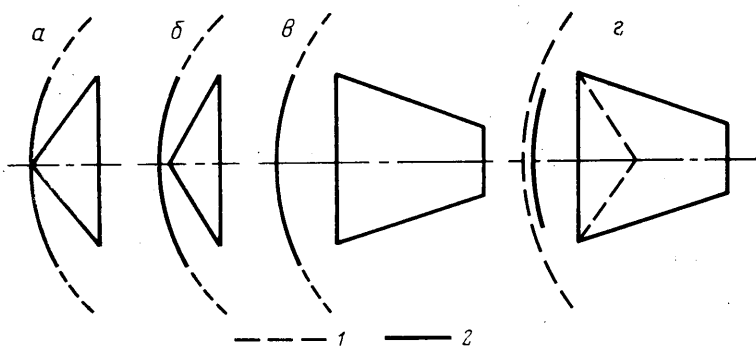
На фиг. 1 приведены экспериментальные значения (точки 1) коэффициента сопротивления C_x , исправленного на данное давление, т. е. для случая $C_p=0$ на донном срезе $C_p=(p_g-p_\infty)/q$, где p_g — измеренное донное давление, p_∞ — статическое давление в невозмущенном потоке, q — скоростной напор невозмущенного потока). На этой же фигуре для сравнения приведены результаты расчетов C_x по известным в настоящее время методам. Кривая 2 соответствует результатам расчетов по нелинейной теории конических течений для круговых конусов с присоединенной ударной волной; кривая 3 — результатам, полученным по теории Ньютона. Кривой 4 соответствуют результаты расчетов по методу интегральных соотношений в первом приближении, заимствованные из [1].

Из результатов расчетов по теории конических течений следует, что при $M_\infty=4.0$ для воздуха течение с присоединенной ударной волной может иметь место до $\beta=52.8^\circ$, а при $\beta=50.3^\circ$ на поверхности конуса скорость течения уменьшается до

местной скорости звука. Конечные размеры конуса и наличие пограничного слоя вносят свою коррективу в картину обтекания. Уже при $\beta=45^\circ$ измеренное значение коэффициента сопротивления C_x меньше значения, определяемого теорией конических течений, при $\beta=50^\circ$ отклонение экспериментальных значений C_x от значений C_x , соответствующих режиму идеального конического течения, увеличивается. Такой характер изменения сопротивления конусов может свидетельствовать о том, что на конусах конечной длины область разрушения конического характера течения за счет влияния дна охватывает все большую часть течения по мере увеличения угла β . Таким образом, возможно, до отсоединения волны значительная часть течения уже



Фиг. 2



Фиг. 3

не является конической, а ударная волна в меридиональной плоскости не будет изображаться на всем протяжении прямой.

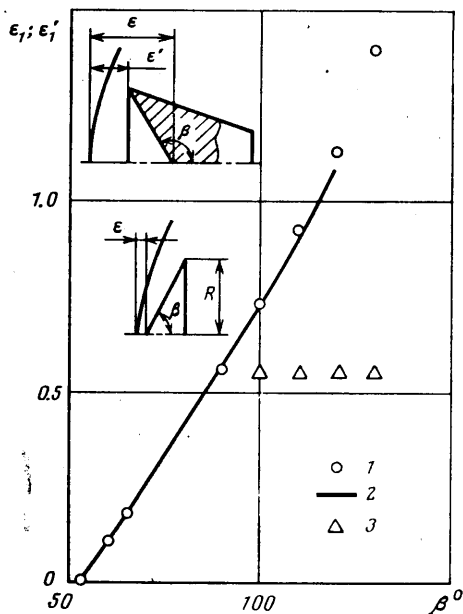
Начиная с критического угла раствора конуса экспериментальные данные (точки 1) хорошо согласуются с результатами расчета [1]. Следует обратить внимание на особенность, отмеченную в [1], которая подтвердилась экспериментально. Коэффициент сопротивления конуса при угле полураствора β , стремящемся к критическому значению угла полураствора β_* (при $M_\infty=4.0$ для воздуха $\beta_*=53^\circ$) со стороны $\beta > \beta_*$, стремится к величине, примерно на 10% меньшей величины коэффициента сопротивления бесконечного конуса, определяемой теорией конических течений для круговых конусов. Величина сопротивления конусов и на закритических углах полураствора конуса, превышающих критическое значение угла полураствора конуса на $10-15^\circ$, все еще остается меньше величины коэффициента сопротивления конуса с критическим углом раствора, вычисленной по теории конических течений. Метод Ньютона (кривая 2), который на докритических углах полураствора конуса дает умеренно заниженные значения коэффициента сопротивления, при закритиче-

ских углах раствора дает завышение сопротивления и тем большее, чем больше угол раствора конуса.

Таким образом, из приведенного анализа следует, что метод интегральных соотношений [1] (кривая 4) уже в первом приближении в настоящее время является для закритических углов полураствора до $\beta=90^\circ$ наилучшим, а при $\beta>90^\circ$ — единственным методом расчетного определения сопротивления круговых конусов при нулевом угле атаки.

Результаты оптических исследований формы головной ударной волны для конусов с критическим ($\beta=53^\circ$) и закритическими ($\beta=60, 90, 120^\circ$) углами полураствора при $\alpha=0$ (теневые фотографии картины течения около этих конусов приведены на фиг. 2, а — г) представлены на фиг. 3 (кривая 1). Для сравнения на этой же фигуре приведены результаты расчетов (кривая 2), полученные с использованием метода интегральных соотношений в первом приближении (см. [1]). Измеренные вдоль оси симметрии величины отхода головных ударных волн от вершин конусов (фиг. 4, точки 1) $\varepsilon_1=\varepsilon/R$ и величины отхода, вычисленные методом интегральных соотношений в первом приближении [1] (кривая 2), хорошо согласуются между собой, что еще раз подтверждает надежность метода расчета, использованного в [1].

Интересно отметить, что для конусов с углами полураствора $90^\circ \leq \beta \leq 120^\circ$ отход волны от плоскости входа



Фиг. 4

($\varepsilon_1'=\varepsilon'/R$, экспериментальные значения соответствуют точкам 3) практически не зависят от угла β .

Пользуясь случаем, авторы выражают признательность Г. Е. Сидельникову за помощь, оказанную при обработке материалов эксперимента по его программе на ЭВМ.

Поступила 17 VI 1977

ЛИТЕРАТУРА

1. Чушкин П. И. Отошедшая ударная волна перед клином или конусом. Ж. вычислит. матем. и матем. физ., 1974, т. 14, № 6.

УДК 533.697.4

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ИДЕАЛЬНОГО ГАЗА В СУЖАЮЩИХСЯ СОПЛАХ

Р. К. ТАГИРОВ

(Москва)

Определению характеристик сужающихся сопел посвящены работы [1–3]. В [1] на основе обработки экспериментальных данных и использования метода установления [4] предложен упрощенный метод расчета коэффициентов расхода для сверхкритических и докритических режимов истечения. Интересный метод, основанный на численном интегрировании уравнений осесимметричного течения в плоскости годографа для сужающихся сопел с прямолинейными стенками, предложен в [2]. До углов наклона стенки сопла $\alpha=80^\circ$ получено хорошее совпадение коэффициентов расхода и тяги, а также формы звуковой линии с экспериментальными данными. Метод установления был использован в работе [3] для получения характеристик