

## О СОПРОТИВЛЕНИИ ОСТРОГО КОНУСА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ РАЗРЕЖЕННОГО ГАЗА

ВОРОНИН Ф. С., ЖДАНОВА Л. Н.

На основе анализа полученных авторами и приведенных в литературе экспериментальных данных о сопротивлении острого конуса с углом полураствора в интервале  $\theta=2,5-20^\circ$  для диапазона режимов обтекания от сплошной среды до свободномолекулярного рекомендуется осредненная корреляционная кривая.

При обтекании боковой поверхности острого конуса сверхзвуковым потоком разреженного газа в общем случае по длине образующей одновременно могут иметь место различные режимы — от свободномолекулярного у вершины конуса до течения в классическом пограничном слое. В связи с такой сложной картиной обтекания в настоящее время не существует общепринятой теории определения сопротивления острого конуса даже при нулевом угле атаки во всем диапазоне режимов течения. Поэтому единственно надежным способом определения сопротивления конуса является эксперимент. За последнее время накоплен большой объем результатов разносторонних экспериментальных исследований сопротивления конуса в широких пределах как по режимам обтекания, так и по значениям угла полураствора конуса [1-9].

Однако на режимах обтекания, близких к свободномолекулярному, экспериментальных данных о сопротивлении острого конуса сравнительно мало.

В связи с этим в вакуумной аэродинамической трубе при числе Маха набегающего потока  $M_\infty=11,2$  проведены экспериментальные исследования сопротивления

Таблица 1

Режим	$\theta^\circ$	$D, \text{ мм}$	$Re_\infty$	$C_x$	$C_{x1}$	Режим	$\theta^\circ$	$D, \text{ мм}$	$Re_\infty$	$C_x$	$C_{x1}$
1	5	5	6,2	2,34	2,18	4	10	10	12,3	1,88	2,13
2	5	10	12,3	2,27	2,18	5	15	5	6,2	2,04	2,19
3	10	5	6,2	2,10	2,13	6	15	10	12,3	2,24	2,19

острого конуса на режимах обтекания, приближающихся к свободномолекулярному. Были испытаны конусы с углами полураствора  $\theta=5, 10$  и  $15^\circ$  и диаметром донного среза  $D=5$  и  $10$  мм.

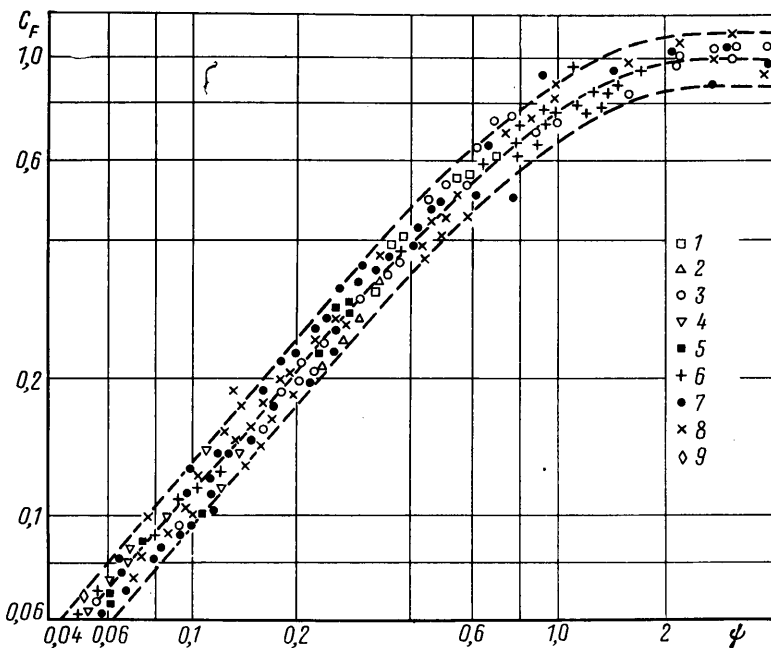
Сопротивление конуса определялось при помощи весовых измерений. Эксперименты проведены при значении температурного фактора  $t_w=T_w/T_0=0,55$ . Здесь  $T_w$  — температура боковой поверхности конуса,  $T_0$  — температура торможения газового потока. При определении числа Рейнольдса в качестве характерной длины принят диаметр донного среза конуса  $D$ . Результаты этих исследований приведены в табл. 1.

Там же помимо экспериментальных значений коэффициента сопротивления  $C_x$

Таблица 2

$\theta^\circ$	$M_\infty$	$Re_\infty$	$t_w$	Источник
15	4	259-3623	1,0	[1]
9	20,8-21,5	2509-5340	0,08	[2]
6-15	5,87-9,94	$7,9 \cdot 10^2 - 3,78 \cdot 10^5$	0,14-0,9	[3]
2,5-25	15-24,6	$1,08 \cdot 10^2 - 1,15 \cdot 10^3$	0,034	[4]
9	7,6	23-411	1,0	[5]
3-15,3	5,09-9,03	119-1224	1,0	[6]
5-90	13	$(2-3) \cdot 10^4$	0,16	[7]
10-15	4,6-4,96	34-77	1,0	[8]
7,5-15	5,08-8,0	87-1725	0,12-0,57	[9]
5-15	11,2	6-12	0,55	Данная работа

приведены результаты расчета коэффициента сопротивления конуса в свободномолекулярном потоке  $C_{x1}$  при диффузной схеме взаимодействия для условий экспериментов ( $M_\infty, T_0, \theta$ ). Полученные результаты расширяют область экспериментальных данных в сторону большей степени разреженности потока. Экспериментальные значения коэффициента сопротивления конуса практически равны соответствующим величинам расчета при свободномолекулярном обтекании.



Наряду с получением новых экспериментальных результатов предпринята попытка систематизации и обобщения литературных данных о сопротивлении острого конуса в сверхзвуковом потоке разреженного газа.

При анализе результатов экспериментальных работ коэффициент динамической вязкости газа  $\mu$  для умеренных значений температуры воздуха определялся по формуле Сэзерленда. Для температуры  $T < 100$  К принималась линейная зависимость  $\mu = 7,2 \cdot 10^{-9} \cdot T$  ( $\text{кг} \cdot \text{с}^2 / \text{м}^2$ ), а для  $T > 2000$  К использовались данные [10].

Рассмотрены экспериментальные данные о сопротивлении острых конусов на нулевом угле атаки в широком интервале значений угла полураствора  $\theta = 2,5 - 20^\circ$  при параметрах обтекания, приведенных в табл. 2.

Предварительный анализ данных показал, что наиболее наглядно влияние степени разреженности газа на сопротивление острого конуса проявляется при представлении результатов экспериментов в виде отношения  $(C_x - C_{x0}) / (C_{x1} - C_{x0}) = C_f / C_{f1} = C_F$ . Здесь  $C_{x0}$  — значение коэффициента сопротивления конуса, рассчитанное по модифицированной теории Ньютона,  $C_{x1}$  — рассчитанное по теории свободномолекулярного обтекания при условии диффузной схемы взаимодействия для соответствующих условий экспериментов.

В литературе отсутствует однозначное мнение о выборе параметра корреляции экспериментальных данных по аэродинамике в разреженном газе. В качестве параметра корреляции из уравнения Больцмана получен комплекс [11]

$$K^2 = \frac{\text{Re}_\infty}{\gamma M_\infty^2} \frac{\mu_\infty T_*}{\mu_* T_\infty}$$

Здесь  $\mu_*$  — коэффициент динамической вязкости, соответствующий некоторой характерной температуре  $T_*$ , а  $\gamma = C_p / C_v$ . В зависимости от выбора характерной температуры могут быть получены предлагавшиеся ранее критерии подобия: при  $T_* = T_0$  — число  $\text{Re}_0$  [12], при  $T_* = T_2$  (температура за прямым скачком) —  $\text{Re}_2$  [13] и при  $T_* = T_\infty$  (температура набегающего потока) —  $\text{Re}_\infty / M_\infty^2$ . Эквивалентный последнему параметру критерий подобия  $M_\infty / \sqrt{\text{Re}_\infty}$  ранее успешно использовался в ряде работ, например в [14], при анализе данных о коэффициенте сопротивления при продольном обтекании плоской пластины разреженным газом. В литературе используются также более сложные выражения для характерной температуры [11, 13]. Выбор характерной температуры диктуется, как правило, желанием получить лучшую корреляцию рассматриваемых в каждом конкретном случае экспериментальных данных.

В процессе анализа экспериментальные данные о сопротивлении острого конуса были обработаны в зависимости от критериев подобия  $\text{Re}_0$ ,  $\text{Re}_2$ ,  $K^2$  ( $T_* = (T_w + T_0) / 2$ ) и  $M_\infty / \sqrt{\text{Re}_\infty}$ . При определении числа  $\text{Re}_2$  температура  $T_2$  за прямым скачком уплотнения рассчитывалась для равновесного течения.

Наиболее удачная корреляция получилась в случае представления отношения

$C_f/C_{f1}=C_F$  в зависимости от параметра  $M_\infty/\sqrt{Re_\infty}$ . При этом экспериментальные данные достаточно четко расслоились по величине температурного фактора. После введения поправки на температурный фактор в виде  $(t_w)^{0,26}$  результаты экспериментальных исследований сопротивления острого конуса для широких пределов параметров обтекания (табл. 2) и угла полураствора  $\theta$  от 2,5 до 20° вполне удовлетворительно коррелируются единой зависимостью  $C_F=\varphi(\psi)$ , показанной на фигуре. Здесь  $\psi=(M_\infty/\sqrt{Re_\infty})t_w^{0,26}$ ; точки 1-9 соответствуют  $\theta=2,5; 3; 5; 6; 8; 9; 10; 15; 20^\circ$ . Разброс экспериментальных данных в основном не превышает  $\pm 15\%$  от значений на осредненной кривой. При величине параметра  $\psi \approx 2$  экспериментальные значения коэффициента сопротивления острого конуса практически достигают свободномолекулярного предела.

При корреляции экспериментальных данных о сопротивлении острого конуса в зависимости от других, рассмотренных выше, критериев подобия результаты обработки образуют более широкие полосы разброса.

Имеющиеся в литературе ограниченные результаты экспериментов по определению коэффициента сопротивления острого конуса с углом полураствора  $\theta > 20^\circ$  показывают, что при этом величины  $C_f/C_{f1}$  существенно превышают значения, соответствующие осредненной кривой (при  $\theta=25^\circ$  [4, 7] на 25-30%; при  $\theta=30^\circ$  [7] на 40%).

Таким образом, полученную на фигуре осредненную кривую можно использовать для определения коэффициента сопротивления острого конуса с углом полураствора в интервале  $\theta=2,5-20^\circ$  практически во всем диапазоне режимов обтекания от сплошной среды до свободномолекулярного.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. *Ipsen D. C.* Experiments on cone drag in a rarefied air flow.— Jet propulsion, 1956, в. 26, № 12, p. 1076—1077.
2. *Уитфилд, Гриффит.* Влияние вязкости на лобовое сопротивление тонких конусов в гиперзвуковом потоке разреженного газа.— Ракетная техника и космонавтика, 1965, т. 3, № 6, с. 225—227.
3. *Деймен, мл.* Влияние вязкости на обтекание тонких конусов при полете с гиперзвуковыми скоростями.— Ракетная техника и космонавтика, 1965, т. 3, № 8, с. 22—34.
4. *Кассой, Хорстмен.* Лобовое сопротивление конуса в гиперзвуковом разреженном потоке.— Ракетная техника и космонавтика, 1970, т. 8, № 2, с. 154—160.
5. *Кил, мл., Крейг, Пассмор, Запата.* Сопротивление конуса в гиперзвуковом потоке малой плотности.— Ракетная техника и космонавтика, 1972, т. 10, № 5, с. 3—4.
6. *Haslam-Jones T. F.* Measurements of the drag of slender cones in Hypersonic flow at low Reynolds numbers using a magnetic suspension and balance. University of Oxford. Department of engineering science. Report March 1978. 113 p.
7. *Красильщиков А. П., Носов В. В.* Результаты систематических экспериментальных исследований аэродинамических характеристик круговых конусов в вязком гиперзвуковом потоке.— Тр. ЦАГИ, 1971, вып. 1341. 29 с.
8. *Пономарев В. Я., Серегин В. С.* Расчет на основе гипотезы локального взаимодействия аэродинамических характеристик типовых тел при их стационарном и нестационарном движении в разреженном газе.— Тр. IV Всесоюз. конф. по динамике разреженного газа и молекулярной газовой динамике. М., 1977, с. 392—398.
9. *Илларионова Л. Г., Дипин А. В., Тигов В. А.* Экспериментальное исследование влияния температурного фактора на аэродинамические характеристики заостренного конуса в сверхзвуковом потоке разреженного газа.— Тр. IV Всесоюз. конф. по динамике разреженного газа и молекулярной газовой динамике. М., 1977, с. 581—588.
10. *Кибардин Ю. А., Кузнецов С. И., Любимов А. Н., Шумяцкий Б. Я.* Атлас газодинамических функций при больших скоростях и высоких температурах воздушного потока. М.— Л.: Госэнергоиздат, 1961. 328 с.
11. *Арамонов А. К., Архипов В. Н., Фарафонов В. Г.* Критерии подобия в аэродинамике разреженного газа.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1981, № 1, с. 140—144.
12. *Гусев В. Н., Коган М. Н., Перепухов В. А.* О подобии и изменении аэродинамических характеристик в переходной области при гиперзвуковых скоростях потока.— Уч. зап. ЦАГИ, 1970, т. 1, № 1, с. 24—33.
13. *Potter J. L.* The transitional rarefied-flow regime. Arnold Engineering Development Center, Arnold Air Force Station, Tennessee, August 1966, 56 p.
14. *Boettcher R. D., Koppenwallner G., Legge H.* Flat plate skin friction in the range between hypersonic continuum and free molecular flow.— In: Rarefied Gas Dynamics. Progress in astronautics and aeronautics. V. 51, Pt 1. Princeton: Princeton Univ. Press, 1977, p. 349—359.

Москва

Поступила в редакцию  
15.VIII.1985