

УДК 629.76.0.24.3.015:533.6.011

**Ф.М. Пахомов, М.Г. Булыгин, В.Д. Гольдин, Ю.А. Мокин****АЭРОДИНАМИКА ДЛИННЫХ ТОНКИХ КОНУСОВ  
С АСИММЕТРИЧНОЙ ФОРМОЙ ЗАТУПЛЕНИЯ**

Реализован приближённый метод расчёта аэродинамических характеристик длинных тонких затупленных конусов при их гиперзвуковом обтекании под малыми углами атаки и скольжения. Метод «осесимметричной аналогии» основан на применении понятия «эквивалентное тело» и сводит пространственно-трёхмерную задачу обтекания к ряду осесимметричных задач. Путём сравнения полученных результатов с результатами «точных расчётов», установлены рамки его применения и показана возможность использования для оценки аэродинамических свойств спускаемых аппаратов с асимметричной формой затупления.

**Ключевые слова:** *сверхзвуковое обтекание, длинные тонкие конусы, асимметричные затупления, осесимметричная аналогия, эквивалентное тело.*

Пространственный характер движения спускаемых аппаратов с гиперзвуковой скоростью в плотных слоях атмосферы Земли приводит к несимметричному разрушению головной части их поверхности. В этой связи учёт влияния асимметрии затупления на аэродинамические характеристики длинных тонких конусов является важным аспектом в оценке рассеяния спускаемых аппаратов [1 – 8]. В [2, 3] путём численного решения задачи в пространственно-трёхмерной постановке установлено сильное влияние даже незначительного смещения острого или затупленного носка от оси тонкого конуса боковой поверхности на силовые и моментные аэродинамические характеристики.

В данной работе приводятся результаты решения задачи методом «осесимметричной аналогии», когда, при малых углах атаки и скольжения, эффектами перетекания пренебрегается и исходная пространственно-трёхмерная задача сводится к ряду осесимметричных задач обтекания эквивалентного тела.

**1. Краткое описание и апробация метода  
«осесимметричной аналогии»**

Определённый интерес представляет исследование возможности использования для оценки влияния асимметрии носка на аэродинамические характеристики длинных тонких конусов приближённого метода, основанного на осесимметричной аналогии обтекания эквивалентных затупленных конусов [1]. В этом случае (при малых углах атаки и скольжения) пространственная задача сводится к ряду осесимметричных с учётом эффективного значения угла атаки. Принятый метод решения поставленной задачи основан на применении понятия «эквивалентное тело», суть которого заключается в следующем: параметры течения в некоторой меридиональной плоскости  $\varphi$  принимаются такими, как если бы обтекалось осесимметричное тело, осью симметрии которого является проекция вектора скорости набегающего потока на выбранную плоскость, а контур тела определялся бы точкой торможения и образующей тела в этой же плоскости.



По определённым в 4-х меридиональных плоскостях значениям давления на поверхности обтекаемого тела давление на остальной поверхности в зависимости от меридиональной координаты аппроксимировалось по косинусоидальному закону.

Адекватность используемого подхода сведения пространственной задачи к ряду осесимметричных устанавливалась путём сравнения полученных результатов с результатами решения задачи обтекания затупленных по сфере конусов под углами атаки в пространственно-трёхмерной постановке [6].

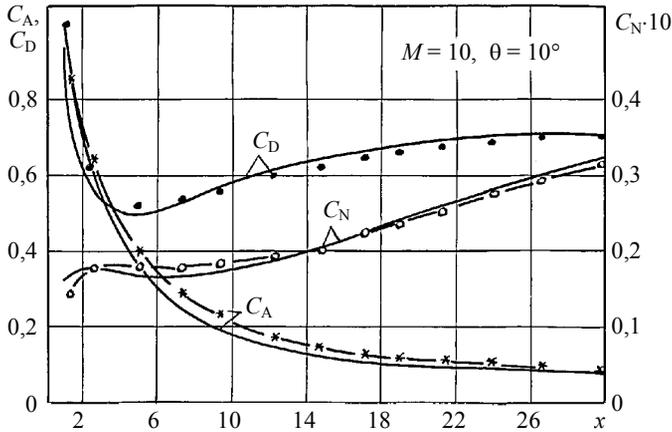


Рис. 2. Сопоставление результатов расчетов

На рис. 2 приведены зависимости аэродинамических характеристик ( $C_A$  – коэффициент осевой силы;  $C_N$  – коэффициент нормальной силы;  $C_D$  – коэффициент центра давления) от длины конуса (кратной абсциссе точки сопряжения) при гиперзвуковом ( $M_\infty = 10$ ) обтекании затупленного по сфере конуса (угол полураствора  $\Theta = 10^\circ$ ) под углом атаки  $\alpha = 1^\circ$ . Сплошные кривые соответствуют результатам данной работы, значки – результатам работы [6]. Подчеркнём, что наблюдается не только качественное, но и количественное совпадение всех определяемых аэродинамических характеристик. Причём совпадению улучшается с увеличением длины конуса.

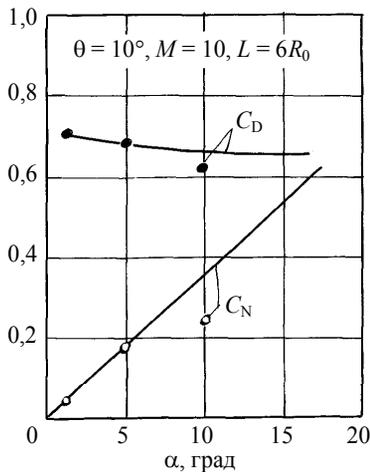


Рис. 3. Сравнение результатов аэродинамических характеристик в зависимости от угла атаки

На рис. 3 приведено сравнение результатов с работой [6] по зависимостям аэродинамических характеристик от угла атаки. Видно, что результаты полностью совпадают на интервале углов атаки  $\alpha$  от 0 до  $5^\circ$ .

Приведённые выше сравнения (единичные из выполненных в действительности) позволяют сделать вывод о возможности успешного применения метода «осесимметричной аналогии» к расчёту аэродинамических характеристик длинных тонких затупленных конусов ( $L \gg R_0, \Theta \leq 10^\circ$ ) при гиперзвуковом обтекании на углах атаки  $\alpha$  меньше  $5^\circ$ .

Приведённые выше сравнения (единичные из выполненных в действительности) позволяют сделать вывод о возможности успешного применения метода «осесимметричной аналогии» к расчёту аэродинамических характеристик длинных тонких затупленных конусов ( $L \gg R_0, \Theta \leq 10^\circ$ ) при гиперзвуковом обтекании на углах атаки  $\alpha$  меньше  $5^\circ$ .

## 2. Некоторые результаты по аэродинамике длинных тонких конусов с асимметричной формой затупления.

Помимо быстрого определения аэродинамических характеристик затупленных по сфере конусов методом «осесимметричной аналогии» большой интерес вызывает столь же быстрая оценка этим методом влияния той или иной асимметрии затупления на аэродинамику аппарата. Геометрическая асимметрия головной части может возникнуть в результате неравномерного термического разрушения и уноса теплозащитного покрытия при пространственном обтекании.

В качестве примера тела с неосесимметричным затуплением был взят контур тела из работы [2], представляющий собой круговой конус с малым углом полураствора  $\Theta_C$  и с носком в виде затупленного по сфере (радиуса  $R_N$ ) конуса с углом полураствора  $\Theta_N$ , ось которого смещена относительно основного конуса на величину  $D$  (см. рис. 4). Угловые точки сопряжения головного и основного конусов сглаживались дугами окружности радиуса  $R_1$ .

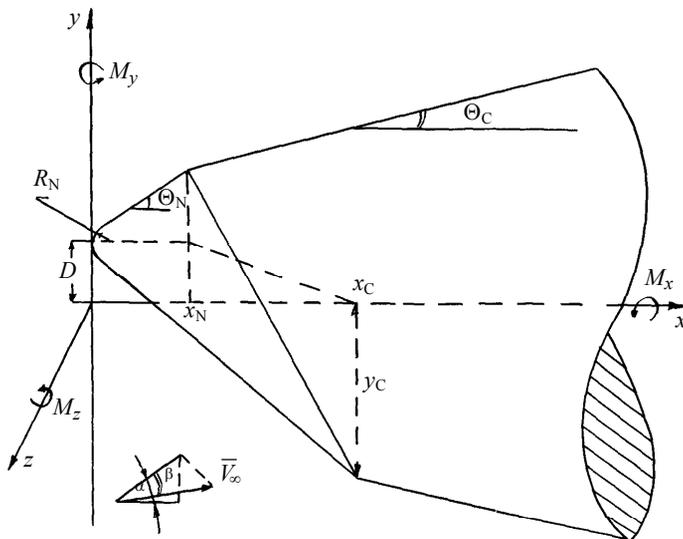


Рис. 4. Контур обтекаемого тела

На рис. 5 представлены контуры обтекаемых тел, соответствующих следующим параметрам:  $\Theta_C = 10^\circ$ ;  $\Theta_N = 30^\circ$ ;  $R_0 \equiv R_N = 0,75$ ;  $R_1 = 1,0$ ;  $h \equiv D = 0$  – сплошной контур;  $h \equiv D = 0,15$  – штриховой контур;  $L = 30$ . При этом линейные размеры отнесены к радиусу миделя затупления  $R_C \equiv y_C$ .

На этом же рисунке представлены зависимости аэродинамических характеристик от величины смещения носка  $h$  при гиперзвуковом обтекании ( $M_\infty = 10$ ) под нулевыми углами атаки и скольжения. Видно, что коэффициент осевой силы  $C_A$  практически не меняется (что находится в соответствии с правилом площадей [3]), а зависимости коэффициентов нормальной силы  $C_N$  и момента тангажа  $m_z$  имеют немонотонный вид.

При незначительном смещении  $0 < h < 0,03$   $C_N$  и  $m_z$  возрастают в силу перепада давления на носке за счёт перекоса его поверхности. При дальнейшем увеличении  $h$ , асимметрия носка начинает сказываться на распределении по боковой по-

верхности приводя к перемещению «ложек давления» на верхней и нижней образующих основного конуса, отличающихся формой затупления. Это приводит к уменьшению  $C_N$ , а момент тангажа  $m_z$  при  $h > 0,04$  даже меняет знак (положительный момент вращает тело против часовой стрелки). При  $h = 0,08$ , в рассматриваемом случае,  $C_N$  имеет минимальное значение, затем несколько возрастает и в дальнейшем при  $0,1 < h < 0,15$  меняется уже незначительно. Это связано с тем, что при  $h > 0,08$  точка сопряжения головного конуса с основным на верхней образующей находится достаточно близко к точке сопряжения со сферическим затуплением и, в результате сглаживания угловой точки, сферическое затупление сопрягается непосредственно с основным конусом, что приводит к дополнительному перепаду давления на носке и возрастанию  $C_N$ . Далее, контур верхней образующей не меняется, а незначительный прирост в зависимости  $C_N$  связан с увеличением длины головного конуса. Абсолютное значение момента тангажа  $|m_z|$  при  $h > 0,04$  монотонно возрастает, что говорит о том, что основной вклад в его изменение вносят силы, действующие на боковую поверхность основного конуса.

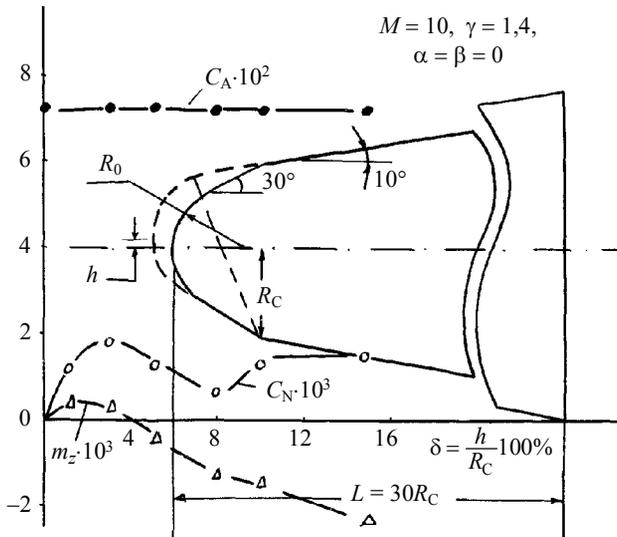


Рис. 5. Зависимость аэродинамических характеристик от смещения носка

Приведённые зависимости аэродинамических характеристик показывают, насколько сильно влияет даже незначительная асимметрия головной части на аэродинамику аппарата в целом. Обгар носовой части может привести к изменению знака у момента вращения, увеличению, либо уменьшению, нормальной силы.

Вклад той или иной части аппарата в суммарные аэродинамические характеристики иллюстрирует рис. 6, который соответствует смещению оси головного конуса  $h = 0,05$ .

Видно, что коэффициент осевой силы  $C_A$  монотонно возрастает с увеличением длины модели и вклад головной части в его значение при максимальной длине модели составляет приблизительно 20 %. Наблюдается значительный прирост коэффициента нормальной силы  $C_N$  за счёт асимметрии носка. Его значение возрастает до координаты  $x = 15$  и, в дальнейшем, уменьшается в силу изменения пере-

пада давления на верхней и нижней образующих основного конуса. Изменение перепада давления находит своё отражение и в зависимости момента тангажа от длины модели  $m_z(x)$ . При  $x > 15$  момент относительно передней точки обтекаемого тела начинает уменьшаться и при  $x > 22,5$  становится отрицательным.

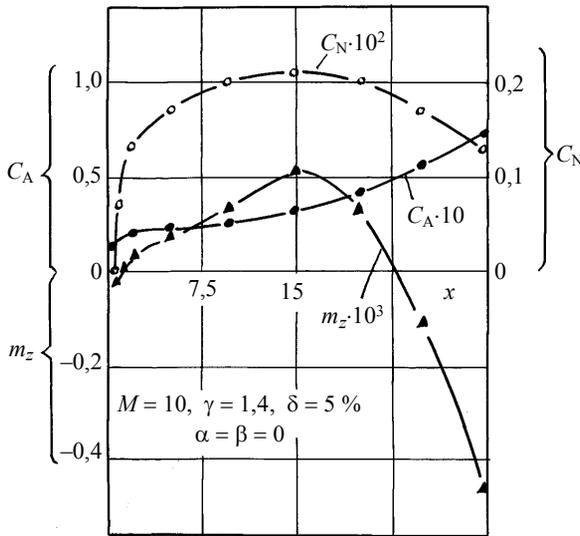


Рис. 6. Зависимость аэродинамических характеристик от длины модели с асимметричной формой затупления

Немонотонное поведение  $C_N(x)$  отмечено и в [2], где задача решалась в пространственно-трёхмерной постановке конечно-разностным методом Бабенко – Воскресенского. В [2] этот эффект объясняется пространственным характером течения и в частности говорится, что «...если рассчитывать  $C_N(z)$ , определяя распределение давления без учёта пространственного характера течения, например, по формуле Ньютона, то получается качественно неверный результат: после достижения максимума нормальная сила остаётся постоянной». Вывод совершенно справедлив относительно использования формулы Ньютона, в которой давление на поверхности тела определяется углами наклона его образующих к вектору скорости набегающего потока. Но если отказаться от формулы Ньютона для расчёта давления на боковой поверхности и провести достаточно точный расчёт течения в отдельных меридиональных плоскостях (как предлагается в данной работе), то, как свидетельствуют данные, представленные на рис. 6, даже без учёта перетекания, можно получить качественно согласующийся с «точным» расчётом результат. Можно, по-видимому, ожидать и приемлемого количественного согласования, поскольку по оценкам, проделанным всё в той же работе [2], эффекты перетекания при малых углах атаки и скольжения незначительны и течение «в каждой меридиональной плоскости можно рассматривать независимо от других меридиональных плоскостей».

На рис. 7 приведены зависимости аэродинамических характеристик длинного конуса ( $L = 30$ ) с асимметричным носком ( $h = 0,05$ ) от угла атаки  $\alpha$  при нулевом скольжении и от угла скольжения  $\beta$  при положительном и отрицательном значениях угла атаки. При нулевом угле скольжения (рис. 7, а) зависимости коэффици-

ентов момента тангажа  $m_z(\alpha)$  и нормальной силы  $C_N(\alpha)$  линейны на интервале  $-5^\circ < \alpha < 5^\circ$ , что говорит о малом вкладе асимметрии носка при ненулевых значениях угла атаки. Слабое влияние асимметрии испытывают и коэффициенты боковой силы  $C_z(\beta)$  и момента рыскания  $m_y(\beta)$  (рис. 7, б) – их зависимости симметричны относительно оси  $\beta = 0$ , разделяющей полуплоскости, соответствующие разным знакам угла атаки. Заметно сказывается асимметрия носка на значениях коэффициентов  $C_N$  и  $m_z$  при обтекании под углами скольжения и смене знака у угла атаки (рис. 7, в). За счёт перекоса носка, с появлением угла скольжения появляется момент крена. Характер изменения коэффициента момента крена  $m_x$  от угла скольжения (рис. 7, в) показывает слабую зависимость от смены знака у угла атаки.

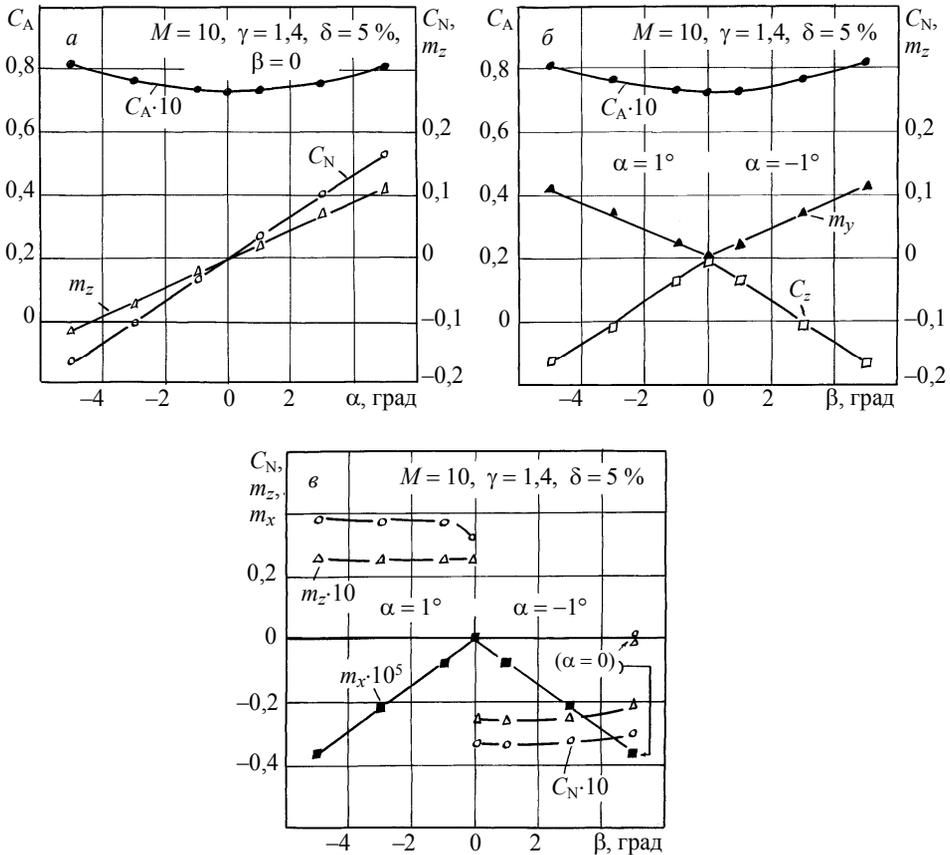


Рис. 7. Зависимости аэродинамических характеристик модели с несимметричным носком

### Заключение

Таким образом, в данной работе реализован приближённый метод расчёта аэродинамических характеристик длинных тонких затупленных конусов при их гиперзвуковом обтекании под малыми углами атаки и скольжения. Метод «осесимметричной аналогии» основан на применении понятия «эквивалентное тело» и сводит пространственно-трёхмерную задачу обтекания к ряду осесимметричных

задач. Путем сравнения полученных результатов с результатами «точных расчётов», установлены рамки его применения и показана возможность использования для оценки аэродинамических свойств спускаемых аппаратов с асимметричной формой затупления.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. *Лунев В.В., Мурзинов И.Н., Остапович О.Н.* Движение тонкого затупленного конуса под малым углом атаки с большой сверхзвуковой скоростью // Изв. АН СССР. Мех. и мат. 1960. № 3. С. 121 – 125.
2. *Вишневецкий С.Л., Иванов М.А.* Сверхзвуковое обтекание тонкого конуса с несимметричным носком // Изв. АН СССР. МЖГ. 1983. № 1. С. 144 – 149.
3. *Еремин В.В., Линицкий Ю.М., Теленин Г.Ф.* Закон подобия при гиперзвуковом обтекании тел с несимметричным притуплением // Проблемы механики и теплообмена в космической технике. М., 1982. С. 36 – 41.
4. *Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я. и др.* Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976.
5. *Mac-Cormac R.W.* The effect of viscosity in hypervelocity impact cratering // AIAA Paper. 1969. № 354.
6. *Антонец А.В.* Сверхзвуковое обтекание тел воздухом с учетом равновесных и неравновесных физико-химических процессов // ГОНТИ. 1979. № 1. 190 с.
7. *Hall D.W.* Calculation of the inviscid supersonic flow over ablated nosetips // AIAA Paper. 1979. № 342. P. 11.
8. *Swain C.E.* Aerodynamics of re-entry vehicles with asymmetric nosetip shape change // AIAA Paper. 1977. № 782. P. 9.

#### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ:

**ПАХОМОВ Фёдор Михайлович** – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры физической и вычислительной механики механико-математического факультета Томского государственного университета. E-mail: fire@mail.tsu.ru

**БУЛЫГИН Михаил Галактионович** – ведущий инженер Государственного ракетного центра им. академика В.П. Макеева. E-mail: fire@mail.tsu.ru

**ГОЛЬДИН Виктор Данилович** – старший научный сотрудник НИИ прикладной математики и механики Томского государственного университета. E-mail: vdg@math.tsu.ru

**МОКИН Юрий Александрович** – кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник Государственного ракетного центра им. академика В.П. Макеева. E-mail: fire@mail.tsu.ru

Статья принята в печать 19.11.2009 г.