электронный журнал
МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК
Издатель ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана". Эл No. ФС77-51038.

 # 12, декабрь, 2015

УДК 62-1/-9

Анализ сегментально-конических форм спускаемых аппаратов

Телицын В.А., *студент*
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н. Э. Баумана,
Аэрокосмический факультет, кафедра «Аэрокосмические системы»

Научный руководитель: Журавлев Е.И., к.т.н., доцент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н. Э. Баумана,
кафедра «Аэрокосмические системы»
bauman@bmstu.ru

Спускаемый аппарат (СА) (рис. 1) – это часть космического аппарата (КА), предназначенная для размещения полезной нагрузки, создания условий нормального ее функционирования и доставки на Землю. Спускаемый аппарат сочетает в себе функции отсека КА и в то же время самостоятельного атмосферного летательного аппарата. При возвращении на Землю необходимо обеспечить торможение, посадку и тепловой режим внутри СА. Способы спуска и приземления выбираются в зависимости от аэродинамического качества СА. Спускаемые аппараты, имеющие малое аэродинамическое качество, осуществляют спуск в атмосфере и приземление с использованием парашютов, двигателей мягкой посадки; СА с достаточно высоким аэродинамическим качеством могут совершать горизонтальную посадку. Особый тип СА составляют спускаемые капсулы, предназначенные для доставки на Землю полезной нагрузки малой массы и объема, например фото- и кинопленки. Спускаемый аппарат и капсулы могут иметь различную форму. Особенностью сферической формы является максимальный внутренний объем при минимальной внешней поверхности. Центр давления сферы находится в ее геометрическом центре. Для обеспечения устойчивости СА и спускаемых капсул при спуске необходимо сместить центр масс на 4..6 % длины радиуса в направлении лобового теплозащитного покрытия, от центра сферы для сферического СА, что достигается компоновкой. Коническая форма СА обеспечивает размещение полезной нагрузки, имеющей большую длину, например фотоаппаратуры без излома оптической оси. Траектории спуска выбирают с учетом возможностей, создаваемых характеристиками СА, в пределах ограничений по перегрузкам и тепловым

режимам, а также требований самой траектории спуска (заданный маневр, точность посадки). Указанные ограничения влияют на характеристики СА и программы управления его движением. Возможности формирования траекторий зависят от выбора аэродинамического качества и баллистического параметра, а управление движением – от их изменения в полете. В автоматических КА применяется баллистический спуск без использования подъемных сил, без управления по дальности и с большим разбросом точек посадки.



Рис. 1. Спускаемый аппарат «Союз»

При быстром движении аппарата в атмосфере возникает сила сопротивления среды — аэродинамическая, которая используется для его торможения. Поскольку аэродинамическое торможение не требует затрат топлива, этот способ используется всегда при спуске на планету, обладающую атмосферой. При аэродинамическом торможении кинетическая энергия аппарата превращается в тепло, сообщаемое воздуху и поверхности аппарата. Общее количество тепла, выделяемого, например, при аэродинамическом спуске с околоземной орбиты составляет свыше 30 МДж в расчёте на 1 кг массы аппарата. Большая часть этой теплоты уносится потоком воздуха, но и лобовая поверхность СА может нагреваться до температуры в несколько тысяч градусов, поэтому он должен иметь соответствующую тепловую защиту. Аэродинамическое торможение особенно эффективно на сверхзвуковых скоростях, поэтому используется для торможения от космических до скоростей порядка сотен м/с. На более низких скоростях используются парашюты.

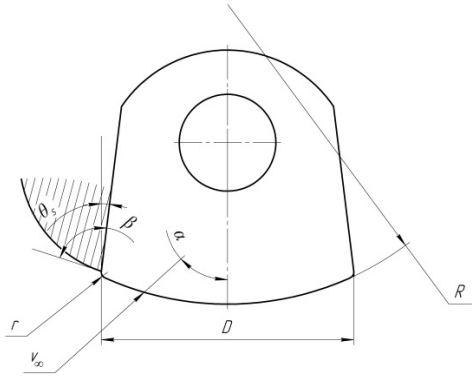


Рис. 2. Сегментально-коническая форма

Сегментально-коническая форма тела (рис. 2) состоит из лобовой части в виде шарового сегмента и сужающейся конической кормовой части со сферическим окончанием, Такая форма нашла применение для космических аппаратов, возвращаемых в атмосферу с первой и второй космическими скоростями. Именно такую форму имеют аппараты «Союз» и «Аполлон», различаясь в основном только углом конической части. Она наилучшим образом удовлетворяет требованиям баллистического спуска и может использоваться для спуска в атмосфере со значениями аэродинамического качества $K \approx 0{,}3 \div 0{,}6$. Для возвращения из космического пространства различных грузов, приборов, информационных материалов и т. п. сегментально-коническая форма с успехом применяется для аппаратов капсульного типа. Не исключено применение такой формы в других областях техники. Поэтому были проведены подробные исследования аэродинамических характеристик и характера обтекания сегментально-конических тел, часть из которых приводится ниже. Заметим, что, несмотря на относительную простоту, сегментально-коническая форма тела обладает целым рядом особенностей в протекании аэродинамических характеристик по углам атаки, числам Маха (M_∞) и Рейнольдса (Re). Особенно остро это проявляется в околозвуковом диапазоне скоростей. Поскольку в этом диапазоне надежное расчетное определение аэродинамических характеристик затруднено, то большинство исследований имело экспериментальный характер.

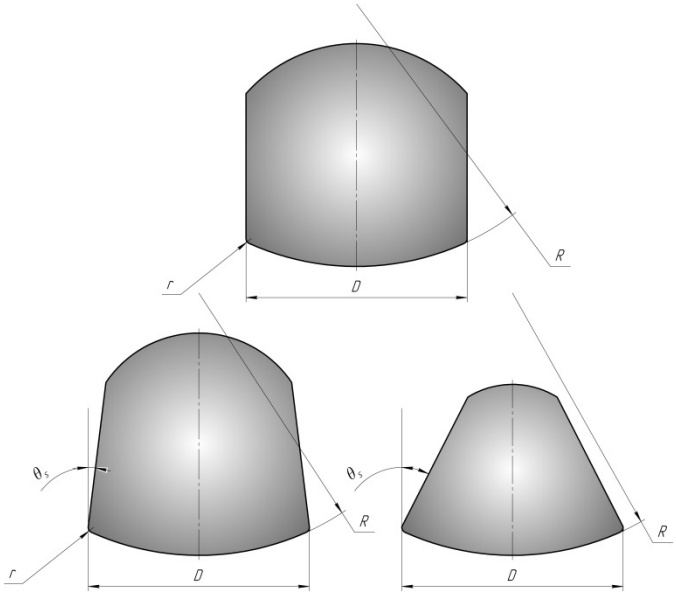


Рис. 3. Экспериментальные модели

Известно, что характер обтекания сегментально-конических тел является весьма сложным, так как связан с наличием смешанных зон течения и областей отрыва. В целях выяснения особенностей обтекания, влияющих на формирование аэродинамических характеристик сегментально-конических тел, были проведены экспериментальные исследования в аэродинамических трубах в общем диапазоне чисел $M_\infty = 0{,}6 \div 4{,}0$ и углов атаки $\alpha = 0 \div 48^o$. Число Рейнольдса (Re), вычисленное по диаметру миделя моделей, изменялось в пределах $1{,}15 \cdot 10^6 \div 3{,}2 \cdot 10^6$. Спектры обтекания моделей фотографировались с помощью стационарного прибора «Теплер». Исследованные модели (рис. 3) имели различные углы конической поверхности ($\theta_s = 0$, -7^o и -27^o) при единичном удлинении и два значения выпуклости лобового сегмента R/D = 1,18 и 0,63, где R – радиус лобового сегмента, а D – диаметр модели. В случае R/D = 0,63 удлинение модели было больше единицы. Все модели имели небольшое скругление области перехода сегментально-лобовой поверхности в обратный конус r = 0,025D. Дополнительно одна модель с $\theta_s = -27^o$ была выполнена без скругления области перехода. При опытах модели устанавливались на жесткой подвеске посредством хвостовой державки. Для обеспечения диапазона углов атаки $\alpha = 0 \div 48^o$ каждая модель устанавливалась на державке под двумя установочными углами, соответствующими $\alpha = 24^o$ и $\alpha = -24^o$. При заданных углах атаки, числах M_∞ и Re в зависимости от геометрических параметров могут образовываться как раскрытые, так и замкнутые зоны отрыва.

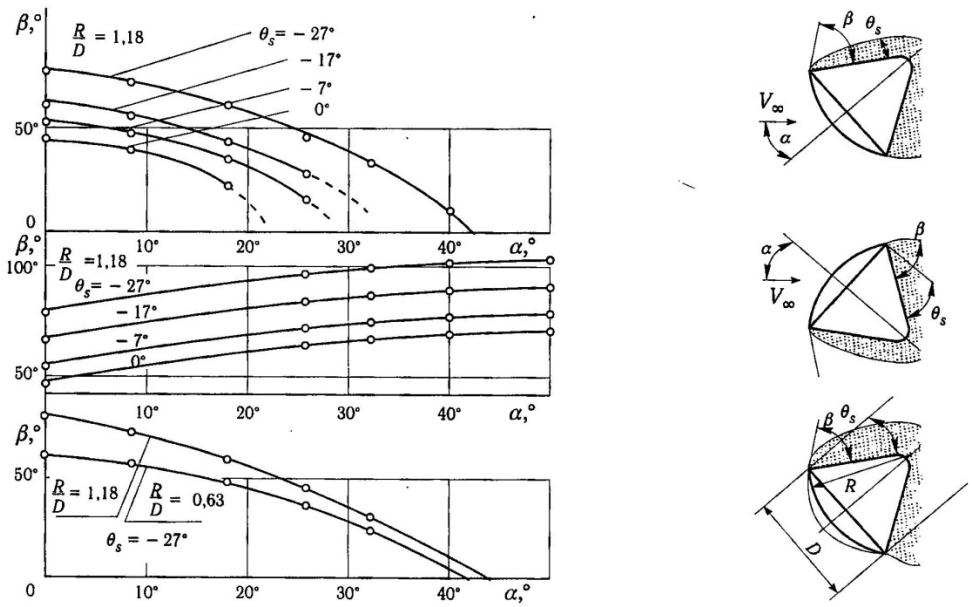


Рис. 4. Зависимость угла между касательной к внешней границе отрыва и образующей конической поверхности от угла атаки

Для оценки интенсивности отрыва с лобовой поверхности по снимкам, сделанным при проведении эксперимента, производился замер угла ($\beta,^{o}$) между касательной к внешней границе отрыва и образующей конической поверхности. На рис. 4 иллюстрируется зависимость этого угла от угла атаки сегментально-конического тела с различными углами коничности и выпуклостями сегмента при дозвуковых скоростях потока. Как на наветренной, так и на подветренной сторонах увеличение угла $-\theta_s,^{o}$ и уменьшение выпуклости способствует увеличению угла $\beta,^{o}$. Если зависимости $\beta,^{o} = f(\alpha,^{o})$ для наветренной стороны экстраполировать до оси $\alpha,^{o}$, то можно определить примерное значение угла атаки, при котором будет происходить примерное значение угла атаки, при которых будет происходить безотрывное обтекание наветренной стороны.

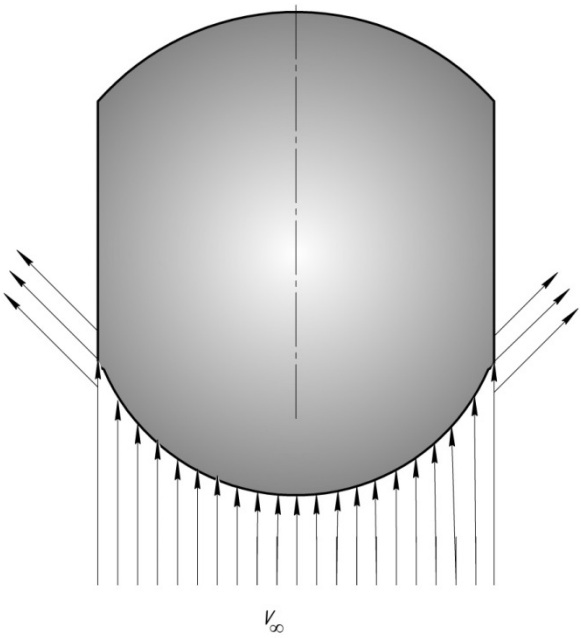


Рис. 5. Обтекание угловой кромки цилиндрической поверхности с большой выпуклостью лобового сегмента

Обращает на себя внимание тот факт, что при дозвуковых скоростях и $\alpha = 0$ даже при $\theta_s = 0$ и большой выпуклости сегмента, поток не в состоянии обтечь угловую точку излома контура и отрывается, образуя открытую срывную зону. Приведенные измерения соответствуют числу $Re_D > 2 \cdot 10^6$. Существенное влияние на величину угла $\beta,^o$ оказывает число M_∞. При переходе от дозвуковых к трансзвуковым скоростям наблюдается особенно сильное его влияние на характер обтекания сегментально-конического тела. Следует иметь в виду, что замкнутая срывная зона существует в сравнительно узком диапазоне углов атаки и чисел M_∞. После присоединения потока к конической поверхности точка отрыва переходит на кормовую сферическую часть тела.

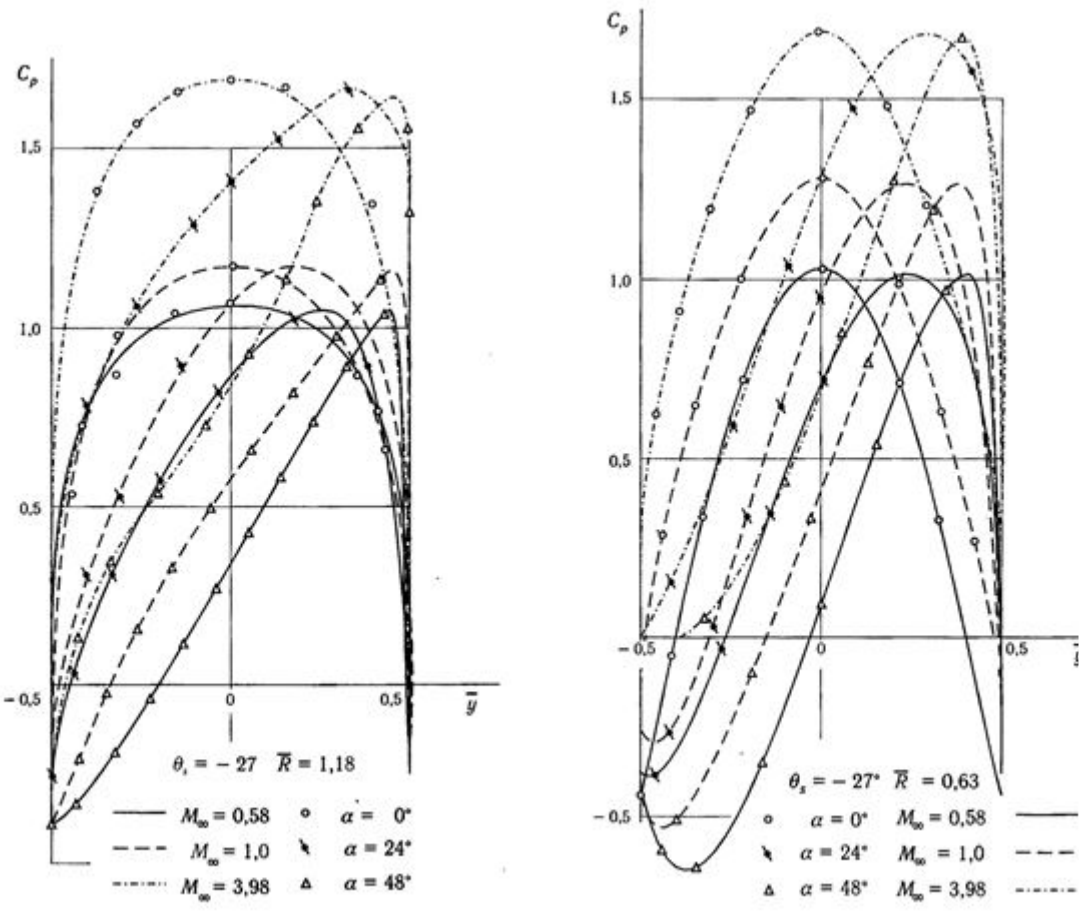


Рис. 6. Распределение давления по лобовой поверхности с малой (слева) и большой (справа) выпуклостью при различных числах Маха и углах атаки

Исследование распределения давления проводилось в тех же условиях и на моделях, аналогичных тем, которые применялись при исследовании особенностей обтекания. Значение коэффициента давления в критической точке уменьшается в направлении от критической точки (где оно максимально) к периферии лобовой поверхности (рис. 6). Сравнение распределения давления по лобовой поверхности исследованных тел и по передней части правильной сферы указывает на их практическое совпадение. Этим можно пользоваться при определении распределения давления по сегментальным поверхностям с различной выпуклостью при $\alpha = 0$. Наличие угла атаки нарушает симметричный характер распределения давления по лобовой поверхности. При $\alpha = 0$, то есть при симметричном обтекании вдоль боковой поверхности, действует практически постоянное давление, свидетельствующее о наличии открытого, разомкнутого отрыва с угловой кромки в месте соединения лобовой и боковой поверхностей. Характерным для сегментально-конических тел является увеличение в

определенных пределах давления в открытой зоне отрыва с ростом угла обратного конуса в области дозвуковых и околозвуковых скоростей. При сверхзвуковых скоростях, как показали исследования, наблюдается обратное явление. Изменение кривизны лобовой поверхности не оказывает практически никакого влияния ни на величину коэффициента давления, ни на характер его распределения по боковой поверхности в условиях открытой зоны отрыва. Наличие угла атаки приводит к сокращению зоны отрыва на наветренной стороне боковой поверхности и расширению ее на подветренной стороне. Увеличение угла атаки и связанное с этим изменение характера отрыва проходит через фазу образования замкнутой зоны отрыва на наветренной стороне. Давление на подветренной стороне боковой поверхности с увеличением угла атаки при дозвуковых и околозвуковых скоростях уменьшается. Скругление кромки сопряжения лобовой поверхности с боковой, выполненное малым радиусом $\bar{r} = 0{,}025$, также не приводит к изменению распределения давления по боковой поверхности сегментально-кончиеского тела. Иными словами, величина давления и ее изменение вдоль образующей боковой поверхности в первую очередь зависит от ее коничности и угла атаки. Донное давление сегментально-конического тела следует рассматривать как давление, которое реализуется в средней точке сферического скругления кормовой поверхности, находящейся в области срыва потока. От геометрических параметров боковой поверхности лобового сферического сегмента как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях оно практически не зависит. Исследование распределения давления по поверхности моделей в одном меридиональном сечении не позволяет определить интегральные аэродинамические характеристики сегментально-конических тел, однако, позволяет судить о влиянии на его отдельные части. В исследованном диапазоне углов атаки с увеличением числа M_∞ давление на лобовой поверхности сегментально-конического тела становится очень высоким по отношению к давлению на боковой поверхности. На сегментальной лобовой поверхности при наличии угла атаки имеет место несимметричное распределение давления, что приводит к возникновению нормальной силы того же знака, что и у углов атаки. Аэродинамическое качество сегментально-конического тела создается также, в основном, лобной поверхностью. Также эта поверхность создает отрицательное значение продольного момента относительно центра объема. Боковая поверхность, расположенная перед центром объема и за ним, создает моменты противоположных знаков.



Рис. 7. Аэродинамические весы

Исследование суммарных аэродинамических характеристик сегментально-конических тел было проведено путем измерения сил и моментов на аэродинамических весах (рис. 7) в возможно более широком диапазоне углов атаки чисел M_∞ и Re. При вычислении аэродинамических коэффициентов аэродинамические нагрузки относились к площади миделевого сечения и скоростному напору, а коэффициент продольного момента m_z был еще отнесен к максимальному диаметру модели. Было выяснение особенностей аэродинамических характеристик и причин, которые их вызывают. Ниже кратко излагаются результаты этих исследований.

Максимальное сопротивление сегментально-конические тела имеют при малых углах атаки. Увеличение углов атаки сопровождается падением величины коэффициента продольной силы, однако, для углов атаки $\alpha > 90^o$, падение коэффициента продольной силы замедляется. При малых положительных углах атаки в области дозвуковых и малых сверхзвуковых скоростей имеют место отрицательные значения коэффициента продольной силы. Следует иметь в виду, что при дозвуковых и малых сверхзвуковых скоростях давление в донной области соизмеримо с давлением на лобовой поверхности. Исследования распределения давления, приведенные выше, показывают, что на конической части сегментально-конического тела имеет место разрежение, близкое по величине к донному. Заметим, что вследствие малости значений $C_y = f(\alpha, {}^o)$ в области малых углов атаки является в определенной мере качественным (рис. 8). С ростом углов атаки большая часть нормальной силы начинает создаваться поверхностью конуса.

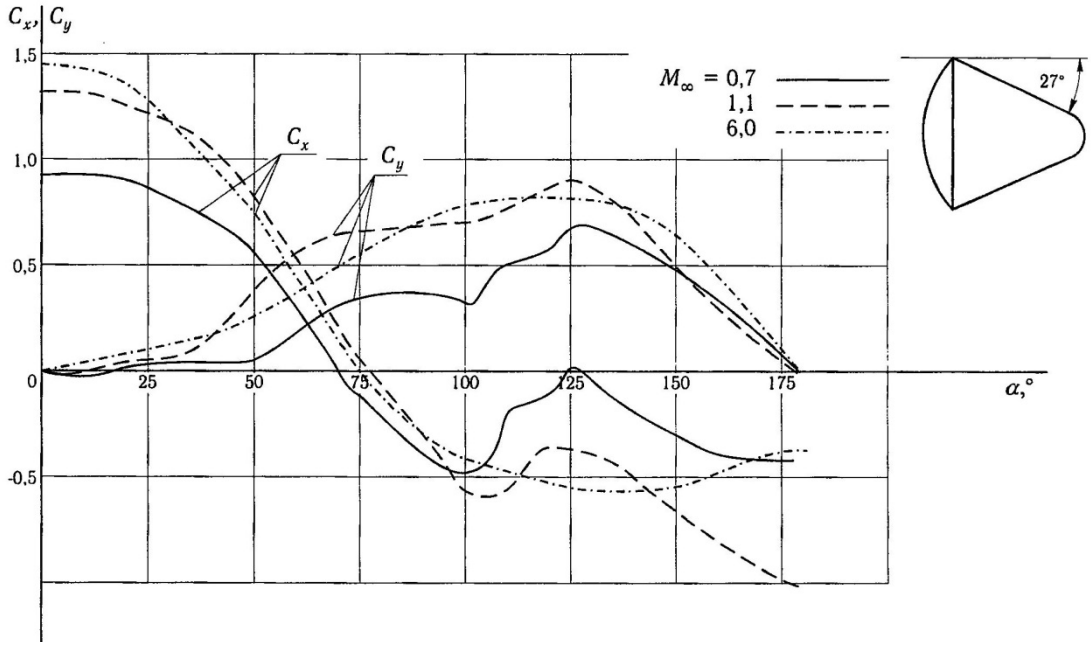


Рис. 8. Зависимость C_x, C_y для модели сегментально-конической формы при круговом обтекании и различных числах Маха

В ряде практических приложений представляет интерес величина аэродинамического качества сегментально-конических тел. Особенность этой величины заключается в том, что при заданном угле атаки возникает подъемная сила противоположного знака и, следовательно, аэродинамическое качество также противоположного знака. Подъемная сила конуса со знаком, противоположным тому, который имеет место на лобовом сегменте, возникает при таких углах атаки, при которых его боковая поверхность начинает выходить из зоны срыва за сегментальной лобовой поверхностью. С этих углов начинает происходить замедление роста величины аэродинамического качества в зависимости от угла атаки. Увеличение выпуклости лобового сегмента в пределах от R/D = 1,0 до R/D = 1,5 сопровождается увеличением значения максимального аэродинамического качества на $\Delta K_{max} \approx 0{,}06$. Скругление области сочленения лобовой поверхности с обратным конусом в пределах от r/D = 0 до r/D = 0,07 приводит к уменьшению максимального аэродинамического качества на $K_{max} \approx 0{,}13$. (R – радиус сферического сегмента лобовой поверхности; r – радиус скругления области сочленения сегмента с конусом; D – диаметр сегментально-конического тела). Величина угла обратного конуса ($-\theta_s$, ^{o}) является параметром, во многом определяющим суммарные аэродинамические характеристики сегментально-конического тела при наличии угла атаки. К сказанному следует добавить, что на сверхзвуковых скоростях при $Re > 10^5$ величина аэродинамического качества сегментально-конического тела

практически не изменяется. При достаточно больших углах атаки, при которых боковая поверхность конуса начинает выходить в невозмущенный поток, на ней образуется давление, создающее отрицательный момент за счет сил, действующих на площадь, расположенную за центром масс. Увеличение числа M_∞ и переход к сверхзвуковым скоростям сопровождается сужением зоны отрыва. Особенно важное значение форма обратного конуса и в особенности, его полнота, имеет в области $\alpha \approx 180^o$. Это обычно связывается с необходимостью иметь один угол устойчивости балансировки и, в частности, при $\alpha = 0$.

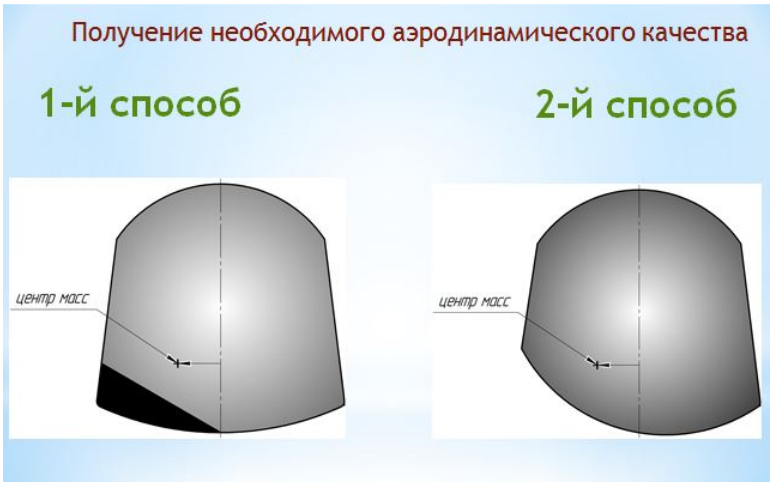


Рис. 9. Способы получения аэродинамического качества (слева – прямое смещение центра масс, справа – наклон лобовой поверхности)

Для получения необходимого значения аэродинамического качества сегментально-конического тела оно должно быть сбалансировано на определенном угле атаки. Обычно это достигается за счет смещения центра масс с продольной оси (рис. 9). Однако, эта мера вызывает затруднение, так как центр масс должен перемещаться из центра объема тела к его краям, где полезные объемы сегментально-конического тела существенно меньше. Известен другой способ получения определенного значения аэродинамического качества у тела сегментально-конической формы. Он заключается в придании наклона лобовой поверхности по отношению к продольной оси тела (рис. 9). Однако, и в этом случае центр масс также желательно смещать из центра объема тела, а сам объем тела при наклоне лобовой поверхности становится менее удобным для размещения массы грузов.

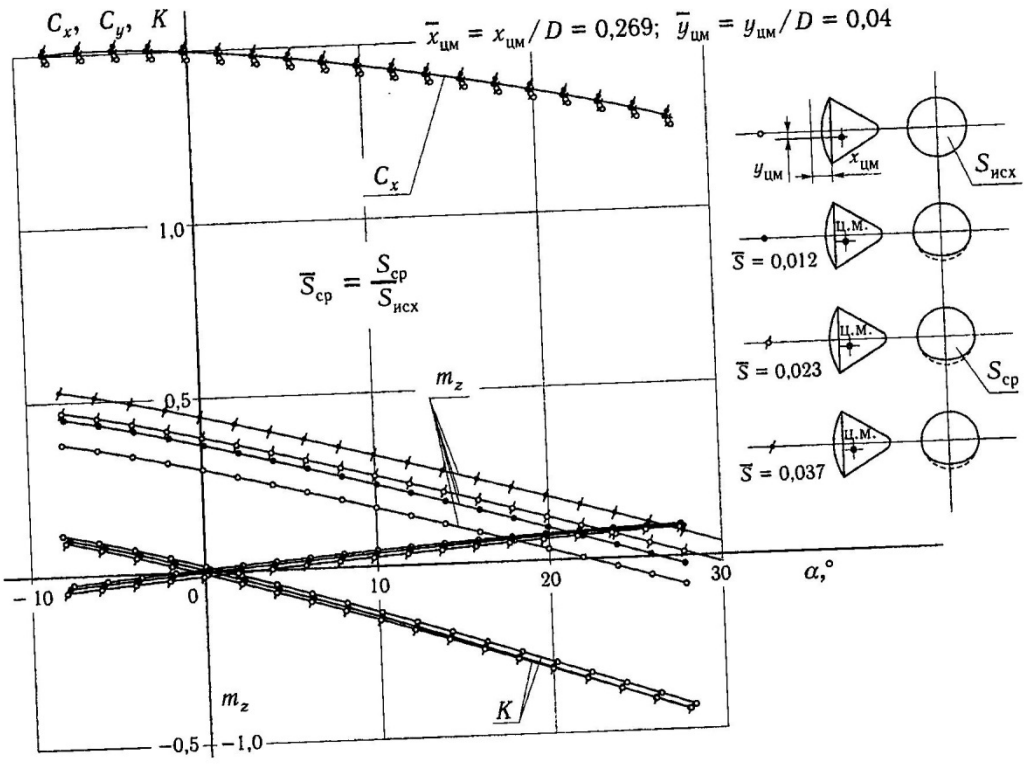


Рис. 10. Несимметричное уменьшение площади лобовой поверхности

В связи с изложенным были проведены исследования, направленные на отыскание более рациональных средств балансировки сегментально-конических тел, которые давали бы возможность получать наибольшие значения аэродинамического качества, не прибегая к смещению центра масс с продольной оси тела. Участки лобовой поверхности, расположенные на краях тела, создают наибольший момент относительно его центра. Если производить несимметричное уменьшение площади краев лобовой поверхности, то это будет сопровождаться возникновением балансировочного угла атаки при расположении центра масс на продольной оси тела. В аэродинамической трубе были проведены необходимые исследования моделей сегментально-конической формы. На моделях осуществлялось последовательное уменьшение площади лобовой поверхности со стороны одного из краев. Уменьшение площади проводилось по дуге круга диаметром, равным максимальному диаметру модели, центр которого сдвигался с продольной оси модели на соответствующие величины. Испытания были проведены при числах $M_\infty = 6{,}0$ и $Re_D = 0{,}7 \cdot 10^6$ (подсчитанного по диаметру модели) и $T_0 = 240\ ^oC$. Перемещение положения центра масс с продольной оси на 4% диаметра смещает балансировку на $\alpha \approx 22{,}5^o$ и получение значения аэродинамического качества К = 0,35. Одностороннее, периферийное уменьшение площади лобовой поверхности на $\bar{S} = 3{,}7\%$ ($\bar{S} = S_{ум}/S_{исх}$, где

$S_{ум}$ – площадь срезанной, а $S_{исх}$ – площадь исходной лобовой поверхности) увеличивает балансировочный угол примерно на 10^{o}, что эквивалентно получению прироста аэродинамического качества $\Delta K \approx 0{,}15$. Одновременное применение указанного смещения центра массы и рассмотренного уменьшения площади дает возможность получения аэродинамического качества $K \approx 0{,}5$.

Таким образом, продемонстрировано, что сегментально-коническая форма наилучшим образом удовлетворяет требованиям баллистического спуска и может использоваться для спуска в атмосфере со значениями аэродинамического качества $K \approx 0{,}3 \div 0{,}6$. По сравнению со сферической формой, она управляема на участке спуска, что позволяет с высокой точностью приземлить аппарат в заданный район. Для спуска с качеством предложено обеспечить балансировочный угол атаки, и показано, каким образом этого можно добиться как путём смещения центра масс аппарата с продольной оси, так и путём одностороннего уменьшением площади периферии лобовой поверхности.

Список литературы

1. Козлов Д. И. Конструирование автоматических космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.
2. Петров К. П. Аэродинамика тел простейших форм. М.: Физматлит, 1998. 432 с.
3. Козловский В.А., Липницкий Ю.М. Нестационарные аэродинамические характеристики возвращаемых аппаратов сегментально-конической формы // Вестник Нижегородского университета им. Н. И. Лобачевского. Сер. Механика жидкости и газа. 2011. № 4 (3). С. 860-862.
4. Ледков А.С. Исследование резонансных движений сегментально-конических тел в атмосфере: дис. … канд. техн. наук. Самара, 2009. 149 с.