

## АЭРОГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ СОПРОВОЖДЕНИЕ ОТДЕЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ

Приведены результаты аэрогазодинамического сопровождения международных космических проектов «Марс-96» и «Венера-Галлей» разработки НПО им. Лавочкина, Генеральным конструктором которого с 1977 г. был В. М. Ковтуненко. Представлены также результаты аэродинамических расчетов, предполетных оценок и летных испытаний отдельных американских космических аппаратов «Спейс Шаттл» для различных условий их обтекания.

Наведені результати аерогазодинамічного супроводження міжнародних космічних проектів «Марс-96» і «Венера-Галлей» розробки НВО ім. Лавочкина, Генеральним конструктором якого з 1977 р. був В.М.Ковтуненко. Представлені також результати аеродинамічних розрахунків, передпольотних оцінок і льотних випробувань окремих американських космічних апаратів «Спейс Шаттл» для різних умов їх обтікання.

The results of aerogasdynamic support for Mars and Venus-Halley international projects made at the Lavochkin Research and Production Association where since 1977 V.M. Kovtunenکو has been a General Designer are presented. Also, the results of aerogasdynamic calculations of a preflight evaluation and flight tests of some American Space Shuttles under various conditions of the flow around are given.

Аэрогазодинамическое сопровождение процессов проектирования и эксплуатации орбитальных и спускаемых космических аппаратов, движущихся в верхних слоях атмосферы Земли и планет, требует достаточно унифицированных расчетных модулей. Для принятия конструкторских решений на всех стадиях проектирования необходимы комплексные исследования, учитывающие в полной мере физические особенности обтекания и позволяющие принимать решения в сжатые сроки. Другими словами, программные комплексы и отдельные модули должны быть максимально приближены к расчетной практике конструкторских бюро, обеспечивая при этом:

- простоту и универсальность задания геометрических обводов космического аппарата (КА);
- выполнение расчетов с заданной наперед точностью;
- оперативное проведение расчетов при контролируемой точности получаемых результатов;
- диагностику ошибок и выдачу различных предупреждений пользователю об особенностях решаемой задачи;
- удобство и наглядность представления результатов счета.

Эти требования и были положены в основу программного обеспечения, разработанного и созданного коллективом сотрудников отдела динамики разреженного газа Института технической механики НАН Украины и НКА Украины (ИТМ НАНУ и НКАУ). Основным методологическим принципом при создании этого обеспечения являлся структурированный подход к программированию, позволяющий создать независимые универсальные расчетные модули, которые с помощью специальных управляющих программ могли быть легко настроены на решение широкого круга прикладных задач. Работы велись по принципу «от простого – к сложному» и «от известного – к новому» Такой подход позволил выделить основные направления при разработке алгоритмов, определить место разрабатываемого комплекса программ среди программного обеспечения, созданного другими разработчиками, и сократить процесс его отладки и тестирования.

Многие элементы этого программного комплекса совершенствовались в процессе общения с пользователями на этапе сопровождения и внедрения его в расчетную практику различных конструкторских бюро. Большое влияние

© В.П. Басс, 2011

на формирование облика вновь создаваемых и проектируемых программ имели межотраслевые совещания по прикладным вопросам аэродинамики, которые были проведены в Институте технической механики АН УССР ныне ИТМ НАНУ и НКАУ в 1983–1985 г.г.

Часть разработанных алгоритмов и программных средств была использована в Межотраслевом «Руководстве для конструкторов» и включена в отраслевой фонд алгоритмов и программ систем автоматизированного проектирования.

Модульный подход к разработке проблемно ориентированных комплексов программ позволил при незначительных затратах настроить соответствующие функциональные модули на решение различных задач в области динамики разреженного газа, молекулярной газовой динамики, лучистого теплообмена и спутниковой фотометрии [1].

Ниже приведены отдельные результаты аэрогазодинамического сопровождения космических проектов «Марс-96» и «Венера-Галлей», полученные коллективом отдела динамики разреженного газа Института технической механики НАНУ и НКАУ в тесном сотрудничестве с коллективом ученых и специалистов НПО им. Лавочкина при непосредственном творческом и активном участии его лидера В. М. Ковтуненко.

**Орбитальный КА для исследования планеты Марс [2].** В программе экспедиции "Марс-96" основным средством доставки научной аппаратуры для исследования атмосферы Марса и его поверхности был орбитальный

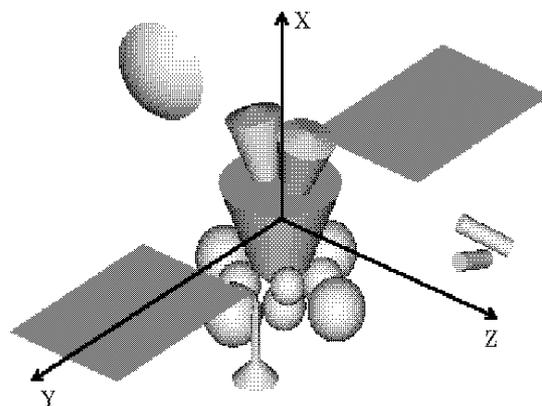


Рис. 1

космический аппарат (ОКА), с борта которого планировалось десантировать отдельные элементы: комплекс малых станций, пенетратор и марсоход. В соответствии с данными инженерной модели атмосферы Марса [3] и ее вариаций [4], набегающий поток на высотах свыше 200 км над поверхностью планеты настолько разрежен, что аэродинамические силы  $\vec{F}_i$  и моменты  $\vec{M}_i$ , действующие на

ОКА, могут быть вычислены в рамках свободномолекулярной модели. Для проведения многопараметрических исследований ОКА его поверхность (рис. 1) аппроксимировалась 53-мя базовыми элементами. Расчеты выполнены для скоростного отношения  $S_\infty = 3; 5; 12$ , что соответствует минимальному и максимальному значению  $S_\infty$  при скорости набегающего потока  $V_\infty = 4$  км/с для «горячей» и «холодной» модели атмосферы [3, 4]. Направление вектора скорости задавалось двумя углами: углом скольжения  $\beta$  ( $0 \div 180^\circ$ ) и углом атаки  $\alpha_{II}$  ( $45^\circ \div 145^\circ$ ).

При исследовании влияния характера отражения на аэродинамические характеристики предполагалось, что корпус и нижние поверхности солнечных батарей имеют отражательные свойства, близкие к экранно-вакуумной теплоизоляции с коэффициентами аккомодации  $\sigma_n = 0,85; \sigma_\tau = 1,0$  [1].

На верхней поверхности солнечных батарей (СБ) значения принимались равными:

- 1)  $\sigma_n = 0,9$ ;  $\sigma_\tau = 0,8$ ;
- 2)  $\sigma_n = 0,9$ ;  $\sigma_\tau = 0,9$ ;
- 3)  $\sigma_n = 0,9$ ;  $\sigma_\tau = 1,0$ ,

что соответствовало результатам экспериментов в установке ВАУ-2М при различной ориентации ступенчатой структуры СБ относительно набегающего потока [1, 5].

Поведение коэффициента силы  $C_x$  и момента  $M_z$  в системе координат, связанной с ОКА, для диффузной модели взаимодействия в зависимости от угла скольжения  $\beta$  и угла атаки  $\alpha_{II}$  представлено на рис. 2: *a* –  $C_x$  для  $S_\infty = 3,5$  и высоты полета  $H = 450$  км; *б* –  $M_z$  для  $S_\infty = 3,5$ ,  $H = 450$  км; *в* –  $C_x$  для  $S_\infty = 12$ ,  $H = 200$  км; *г* –  $M_z$  для  $S_\infty = 12$ ,  $H = 200$  км.

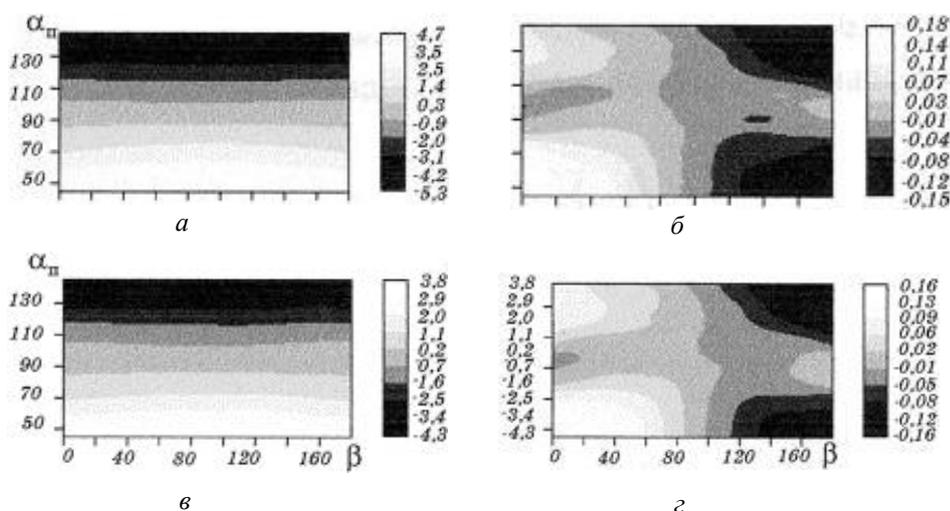


Рис. 2

Значения характеристики на изолинии, разделяющей две области различной тональности, приведены на шкале справа. Характер поведения  $C_x$  слабо зависит от угла скольжения. Влияние молекулярного числа Маха достигает ~25%. Это обусловлено тем, что при достаточно малых значениях  $S_\infty$  (~3,5) существенным становится вклад молекул, имеющих большие тепловые скорости движения. В качестве характерных размеров в расчетах приняты: площадь  $A_M = 10 \text{ м}^2$  и длина  $L = 10 \text{ м}$ .

Наружная поверхность ОКА представляла собой сложную пространственную структуру (рис. 1). Взаимное затенение одних элементов другими учитывалось в приближении "геометрической оптики". Оценка погрешностей такого приближения и учет влияния эффектов "интерференции" выполнены с использованием метода прямого статистического моделирования. Анализ полученных результатов показал, что вклад этих эффектов в суммарные аэродинамические характеристики не превышает погрешностей экспериментального определения коэффициентов обмена импульсом [1].

**Аппарат «Вега» для исследования кометы Галлея.** Примером адаптации разработанного программного обеспечения к решению новых задач в об-

ласти динамики разреженного газа может служить аэрогазодинамическое обеспечение международного проекта «Венера-Галлей». С помощью созданного в короткий срок программного обеспечения был выполнен комплекс параметрических исследований силовых и моментных характеристик КА «Вега», газовой обстановки в его окрестности и угловых коэффициентов излучения внешних элементов конструкции аппарата и автоматической стабилизированной платформы [6 – 9]. Впервые в расчетной практике были решены комплексные вопросы гиперзвукового ( $V_\infty = 80$  км/с) обтекания КА двухфазным газопылевым потоком при одновременном воздействии потока солнечной радиации.

В работе [6] сформулированы аэродинамические проблемы и определены основные возмущающие факторы, действующие на КА «Вега» в экстремальных условиях взаимодействия газопылевой кометной атмосферы с его поверхностью. В [7] представлены результаты расчетов аэродинамических характеристик с учетом особенностей взаимодействия пылевых частиц различной массы с защитными противопылевыми экранами и элементами конструкции (рис. 3).

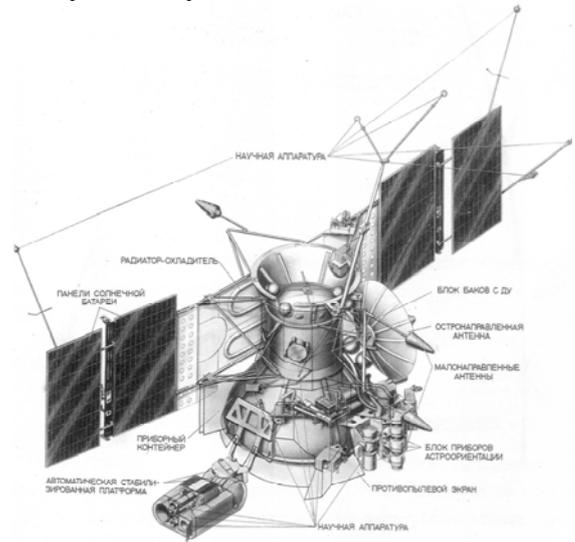


Рис. 3

Суммарные нормальная и касательная составляющие импульса, действующего на элемент поверхности  $dS$ , ориентированный под углом  $\theta$  к набегающему потоку, представлялись в виде

$$I_{\vec{n}} = m_\infty V_\infty \cos \theta + \alpha m_n V_n \cos \theta,$$

$$I_{\vec{\tau}} = m_\infty V_\infty \sin \theta + \alpha m_n V_n \sin \theta, \quad (1)$$

где параметр  $\alpha$  определяет тип удара;  $m_\infty$  и  $V_\infty$  – масса и скорость ударяющей частицы;  $m_n$  и  $V_n$  – масса и скорость частиц, удаленных в результате удара.

Возможны три типа удара [6]:

– сквозное пробивание с вылетом ударяющей частицы на обратную сторону конструкции (например, сквозное пробивание солнечной батареи). При этом полагается  $\alpha = 0$ ;

– сквозное пробивание внешнего слоя с последующим торможением продуктов разрушения частицы и экрана, летящих в направлении удара, вторым экраном или другими элементами конструкции ( $\alpha = 0,5$ ;

$$m_n \cong 0,39 \partial_1 \rho_1^{1/3} m_\infty^{2/3} V_\infty^{4/3} / E_\lambda);$$

– удар без пробивания с образованием кратера ( $\alpha = 1$ ;  $m_n = m_\infty V_\infty^2 / 10 E_\lambda$ ).

Здесь  $\partial_1, \rho_1$  – толщина и плотность пробиваемой конструкции;  $E_\lambda$  – теплота испарения материала.

Размер частиц  $a_0$ , пробивающих конструкцию, определяется из условия, что объем кратера, образующегося при ударе частиц, равен объему расплавленного вещества. При этом предполагается, что: 1) для плавления 1 ед. массы конструкции требуется затратить 5 удельных энергий плавления; 2) при ударе образуется кратер полусферической формы; 3) конструкция считается пробитой, если глубина образующегося кратера равна толщине конструкции; 4) падающая частица считается сферической формы, состоящей из кристаллов льда.

Таким образом, количество расплавленного вещества определяется из соотношения  $m_\infty V_\infty^2 / 2 = 5E_S m_S$  ( $E_S$  – удельная энергия плавления;  $m_S$  – масса расплавленного вещества). Выражая массы  $m_\infty$  и  $m_S$  через объемы расплавленного вещества, получаем следующее выражение для критического размера частицы:  $a_0 = (5E_S \rho_1 / V_\infty^2 \rho_\infty)^{1/3} \partial_1$ , ( $\rho_1 = 1 \text{ г/см}^3$ ;  $\rho_\infty$  – плотность набегающих частиц). Умножая выражения (1) на число частиц набегающего потока, пересекающих элемент  $dS$  в единицу времени, и выполняя интегрирование по размерам частиц и их скоростям, получаем выражение для силы, действующей на элемент поверхности

$$\vec{F} = (\cos^2 \theta \vec{n} + \cos \theta \sin \theta \vec{t}) \sum_{i=1}^3 (-1)^i [F_i(a_i, V_\infty, \rho_\infty, E_\lambda, \alpha, \partial_1, r) - F_i(a_0, V_\infty, \rho_\infty, E_\lambda, \alpha, \partial_1, r)] \quad (2)$$

где  $a_1$  и  $a_2$  – радиусы частиц при  $\alpha = 0,5$  и  $\alpha = 1$ ;  $a_3 = a_0 + a_1 - a_2$ ;  $r$  – расстояние  $dS$  до ядра кометы. Аналитические выражения для  $F_i$  достаточно громоздки и подробно изложены в [9].

Первое слагаемое в (2) определяет реактивную силу в случае третьего типа удара (без пробивания), второе – в случае второго типа удара (с пробиванием) и третье – силу, обусловленную взаимодействием КА с частицами набегающего потока.

Численное интегрирование выражений (2) выполнялось по отдельным элементам конструктивно-компоновочной схемы КА с учетом эффекта затенения и физико-химических свойств конструкционных покрытий, которые вводились в программу расчета вместе с вводом геометрических обводов аппарата.

Для оценки возможного диапазона возмущений, действующих на аппарат, были выполнены расчеты аэродинамических характеристик в предположении, что испаренное вещество может разлетаться в среднем по нормали к поверхности в точке удара. При этом выражения (1) представимы в виде

$$I_{\vec{n}} = m_\infty V_\infty \cos \theta + m_n V_n, \\ I_{\vec{t}} = m_\infty V_\infty \sin \theta. \quad (3)$$

На рис. 4 представлены результаты расчетов момента  $M_y$ , действующего на аппарат при его движении в атмосфере кометы, для различных расстояний

аппарата от ядра кометы и значений показателя  $u$  в функции распределения пылевых частиц по радиусам и программной ориентации аппарата в пространстве. Кривые 1 соответствуют расчетам с использованием аппроксимаций (1) для  $I_n, I_t$ , кривые 2 – с использованием выражений (3). На тех же графиках представлены результаты расчета суммарных моментных характеристик, обусловленных воздействием газовой составляющей кометного облака и солнечного электромагнитного излучения.

Для расстояния  $r = 10^4$  км аппарата от ядра кометы суммарные аэродинамические характеристики, полученные вследствие воздействия «газовой» и «солнечной» составляющих возмущений (кривая 3), пренебрежимо малы по сравнению с возмущениями, обусловленными взаимодействием пылевой составляющей кометного облака с элементами аппарата. Для расстояния  $r = 10^5$  км аэродинамические возмущения (на графиках обозначены буквой  $A$ ) и солнечные электромагнитные возмущения (обозначены буквой  $S$ ) становятся соизмеримыми с возмущениями пылевых частиц.

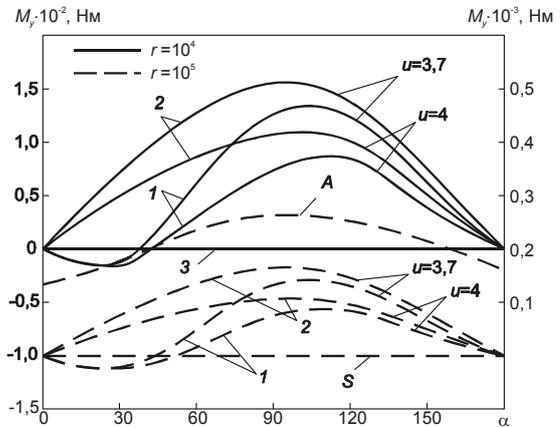


Рис. 4

Проведенные расчеты были использованы при выборе траектории полета аппарата в коме кометы Галлея, режимов работы систем ориентации и стабилизации, обеспечении тепловой защиты аппарата и надежного функционирования комплекса научной аппаратуры. Правильность принятых решений была подтверждена успешным выполнением миссии «Венера-Галлей».

В знак благодарности за совместную работу на обложке сборника, содержащего описание и научные задачи международного проекта «Венера-Галлей», В.М. Ковтуненко сделана надпись: «Дорогому коллеге и ученику Валентину Петровичу Бассу на память о совместной работе вообще и по проекту «Вега» в частности» (08.09.86 г.).

**Спускаемые КА.** При входе КА в плотные слои атмосферы реализуется переходный по числу Кнудсена режим обтекания. В этом случае широко используются приближенные методы расчета [10 – 26], которые базируются на основных закономерностях поведения аэродинамических характеристик, полученных в результате точных решений целого класса модельных задач и обработки имеющихся экспериментальных данных. Основными требованиями к расчетным алгоритмам, реализующим эти методы, являются сравнительная простота и универсальность применительно к расчету КА различной формы при контролируемой точности получаемых результатов.

Основой большинства методов, применяемых для практических расчетов КА в переходном режиме обтекания, является теория локального взаимодействия [27, 9, 22]. В гиперзвуковом приближении задача сводится к решению соответствующих дифференциальных уравнений для аэродинамических сил и моментов, действующих на КА [23]. Одна из первых универсальных аппроксимаций зависимости коэффициента лобового сопротивления  $C_x$  от числа

Кнудсена  $Kn$ , полученная на базе обработки экспериментальных данных для сферы, перпендикулярных потоку цилиндра и острых конусов, предложена в [9]

$$C_x = C_x^0 + (C_x^\infty - C_x^0) \Phi [\lg Kn + a] / \sigma, \quad (4)$$

где  $C_x^0$ ,  $C_x^\infty$  – предельные значения  $C_x$  при  $Kn=0$  и  $Kn \rightarrow \infty$ ,

$\Phi(x) = \frac{1}{2} \left[ 1 + \operatorname{erf} \left( \frac{x}{\sqrt{2}} \right) \right]$ . Для рассмотренных в [9] форм принято  $\sigma = 0,77$  и

гауссовская случайная величина  $\alpha = 0,878$  со средним квадратичным отклонением 0,26.

Численные исследования, проведенные в [23 – 24], показали применимость формулы (4) для более широкого класса форм, вплоть до возвращаемых аппаратов многоразового использования [12]. Результаты расчетов лучше согласуются с экспериментальными данными, если в (4) принять  $\sigma = 0,975$  и  $a = 1,05$ . Дальнейшие исследования позволили выдать несколько рекомендаций по выбору характерного линейного размера  $l$  при определении числа  $Kn$  в формуле (4). Показано, что для простых тел (сфера, цилиндр, острый конус) в качестве характерного размера  $l$  можно выбирать средний размер

миделевого сечения  $l = \left( \iint_{\cos \alpha \geq 0} \cos \alpha dA \right)^{1/2} = \sqrt{S_\perp}$  или так называемую «смо-

ченную длину»  $l = \iint_{\cos \alpha \geq 0} dA = \sqrt{S_+}$  при данной ориентации рассматриваемого

тела относительно вектора скорости набегающего потока. В случае пространственных тел, вытянутых по потоку, в качестве характерного размера необходимо задавать их длину  $L$ .

Составляющие аэродинамической силы и момента, действующих на спускаемый КА, находятся путем численного интегрирования локальных нагрузок

$$\vec{F} = \sum_{i=1}^N \int_{A_i} d\vec{F}_i; \quad \vec{M} = \sum_{i=1}^N \int_{A_i} \vec{r}_S \times d\vec{F}_i \quad (5)$$

по поверхностям элементов его конструктивно-компоновочной схемы.

Здесь  $d\vec{F}_i = (P_n \vec{n} + P_\tau \vec{\tau}) dA_i$  – сила, действующая на элемент поверхности  $dA_i$ ;  $r_S$  – радиус-вектор центра площадки  $dA_i$  в глобальной системе координат. На каждом шаге интегрирования в (5) анализируется возможность затенения площадки  $dA_i$  другими элементами. Выражения для  $P_n$  и  $P_\tau$  взяты в виде

$$P_n = \lambda_1 P_r^0 + \lambda_2 P_n^0; \quad P_\tau = \mu \cdot P_\tau^0, \quad (6)$$

$$P_\tau^0 = \sin \theta \frac{\chi(z)}{\sqrt{\pi}}; \quad P_r^0 = \left( \frac{T_w}{T_\infty} \right)^{1/2} \cdot \frac{\chi(z)}{S_\infty^2};$$

$$P_n^0 = \cos \theta \frac{\chi(z)}{S_\infty \sqrt{\pi}} + \frac{1 + \operatorname{erf}(z)}{2S_\infty^2};$$

$$z = S_\infty \cos \theta; \quad \chi(z) = \exp(-z^2) + \sqrt{\pi}z[1 + \operatorname{erf}(z)];$$

$$\operatorname{erf}(z) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^z \exp(-t^2) dt; \quad S_\infty = \sqrt{\frac{\gamma}{2}} M_\infty,$$

где  $T_w$  – температура поверхности КА;  $T_\infty$  и  $M_\infty$  – температура и число Маха набегающего потока;  $\gamma$  – показатель адиабаты.

На основании обработки экспериментальных и расчетных данных полагается, что  $\lambda_2 = 1$ , а  $\lambda_1 = \mu$  [10]. Тогда единственный коэффициент режима определяется из соотношения

$$\lambda_1 = \mu = \frac{C_x - \frac{1}{S_m} \int_{(\vec{v}n) > 0} P_n^0 \cdot \cos \theta dA}{\frac{1}{S_m} \int_{(\vec{v}n) > 0} (P_r^0 \cdot \cos \theta + P_\tau^0 \cdot \sin \theta) dA}, \quad (7)$$

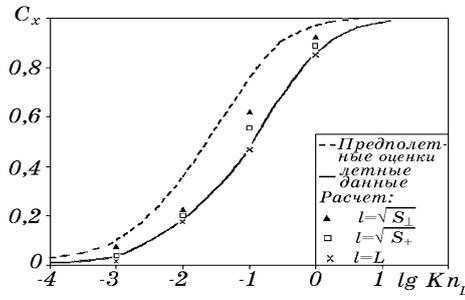


Рис. 5

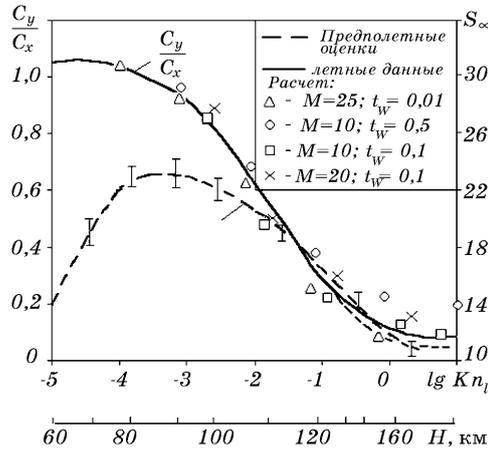


Рис. 6

Кнудсена (Рейнольдса) режимах обтекания [5]. Характерным примером является расчет коэффициента сопротивления внедряемого исследовательского зонда (пенетратора) в атмосфере Марса [24]. Исследовательский зонд являлся

где  $C_x$  вычисляется по формуле (4), а  $S_m$  – характерная площадь.

В качестве примера на рис. 5, 6 представлены результаты расчетов [10], летных испытаний и предполетных оценок [13] коэффициента сопротивления  $C_x$  и аэродинамического качества  $\frac{C_y}{C_x}$

КА STS-6 и STS-7 “Спейс шаттл” в зависимости от числа  $Kn_l$  (высоты полета  $H$ ) для различных чисел Маха  $M$  и температурного фактора  $t_w = \frac{T_w}{T_0}$ , где  $T_0$  – температура торможения.

В расчетах, представленных на рис. 6, полагалось, что скоростное отношение  $S_\infty = 25$ , а  $t_w = 0,01$ .

Успех в решении аэродинамических задач в переходной области во многом зависит и от корректного расчета характеристик в предельных по числу

одним из составных элементов межпланетной космической станции «Марс-96» и был предназначен для забора грунта. Для аэродинамической стабилизации пенетратора его геометрическая форма выбрана в виде составного тела вращения с хвостовым конусом большого угла полураствора (рис. 7). На этапе

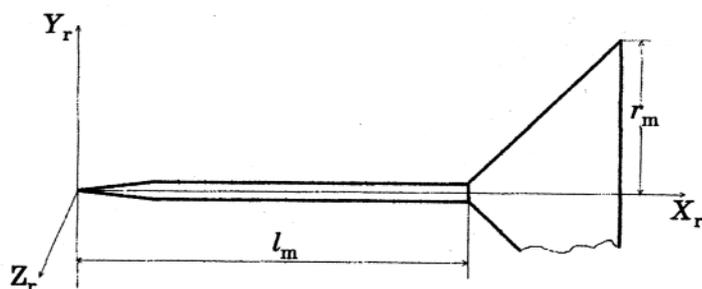


Рис. 7

спуска и входа в плотные слои атмосферы Марса пенетратор движется в различных, сменяющих друг друга, режимах обтекания – от свободногомолекулярного до сплошносреднего.

По сравнению с типовыми спускаемыми аппаратами, при больших числах Рейнольдса физическая картина течения в окрестности модели пенетратора имеет свои характерные особенности. Наличие длинной тонкой цилиндрической области (рис. 7), которая соединена с основным конусом, имеющим большой угол полураствора ( $\theta = 45^\circ$ ), приближает эту конфигурацию к классу затупленных тел с иглой. Для таких тел допущение о монотонном влиянии эффектов вязкости по мере увеличения числа Рейнольдса не соответствует реальной картине течения. В сплошной среде при больших числах Рейнольдса появляется довольно устойчивая отрывная зона в области стыковки цилиндра с хвостовым конусом [24]. Это явление приводит к значительному уменьшению сопротивления по сравнению с невязким обтеканием. Для вычисления аэродинамических характеристик пенетратора под углом атаки в сплошной среде используется методика, приведенная в [25]. Расчетная схема определения распределенных по поверхности пенетратора нагрузок в континуальном режиме при осесимметричном обтекании базируется на последовательном выполнении нескольких операций.

В первом приближении давление и местное число Маха в узловых точках (точках излома образующей) определяются в предположении невязкого обтекания. Здесь используются классические соотношения теории скачков уплотнения и волн разрежения. Давление вдоль каждого линейного участка образующей находится по формуле

$$P = P_d \cdot f_1(x) + P_k \cdot f_2(x). \quad (8)$$

Здесь  $P_d$  – значение давления в начальном сечении,  $P_k$  – его асимптотическое значение на данном участке. Вид аппроксимирующих функций  $f_1(x)$  и  $f_2(x)$  определяется значениями параметров в узловых точках ( $x$  – безразмерная продольная координата). Зная характеристики в невязком потоке, можно определить параметры пограничного слоя и зоны отрыва. В частности, критическое значение коэффициента давления  $P_{kp}$  в скачке перед хвостовым конусом, где происходит отрыв потока, определяется формулой:

$$P_{kp} = 2,03 \left[ \left( M_{uf}^2 - 1 \right)^{0,3} Re_{uf}^{0,25} \right]^{-1}. \quad (9)$$

Здесь  $M_{uf}$  и  $Re_{uf}$  – локальные значения чисел Маха и Рейнольдса перед хвостовым конусом.

Отрывное течение реализуется во всем рассмотренном диапазоне чисел Маха и Рейнольдса. Длина зоны отрыва определяется по формулам, полученным для тупого тела с иглой [26]. Затем находят параметры на поверхности тела с учетом отрыва и присоединения потока, которые приводят к образованию системы скачков и их взаимодействию с пограничным слоем.

Коэффициент сопротивления пенетратора при  $\alpha = 0$  представляется в виде суммы:

$$C_x^0 = C_{x_N} + C_{x_{f1}} + C_{x_{f2}}, \quad (10)$$

где  $C_{x_N}$  – коэффициент сопротивления носовой части (иглы),  $C_{x_{f1}}$  – коэффициент сопротивления участка в отрывной зоне, а  $C_{x_{f2}}$  – коэффициент сопротивления участка вне отрывной зоны хвостового конуса.

При несимметричном обтекании пенетратора и определенных углах атаки происходит перестройка отрывного течения и характер поведения  $C_x^0$  сильно меняется. Если угол атаки превышает некоторое значение  $\alpha_K$ , то на верхнем контуре пенетратора образуется зона разрежения. При  $\alpha < \alpha_K$  зона сжатия сохраняется на верхнем и нижнем участках. В расчетной схеме принято предположение, что

$$\alpha_K = \text{arctg} \frac{r_m}{l_m} = 16^\circ \quad (\text{рис. 7}).$$

Для  $\alpha > 0$  коэффициент давления на каждом участке поверхности тела представляется в виде [25]:

$$P = A + B \cos \varphi + D \cos^2 \varphi, \quad (11)$$

где  $A = 0,5(P_R + P_S) \cos^2 \alpha$ ;

$$B = 0,5(P_R + P_S)Z;$$

$$C = 0,5(P_R + P_S)Z - A.$$

Здесь  $P_R$  и  $P_S$  – коэффициенты избыточного давления вдоль образующей при значениях меридионального угла  $\varphi = 0$  и  $\varphi = \pi$ , соответственно (на наветренной стороне  $\varphi = 0$ ).

$Z$  – коэффициент, учитывающий уменьшение давления на

хвостовом конусе в результате отрыва потока:  $Z = \frac{2}{3}(1 + \sin^2 \alpha)$  при  $\alpha \leq \alpha_K$ ,

$Z = 1$  при  $\alpha > \alpha_K$ .

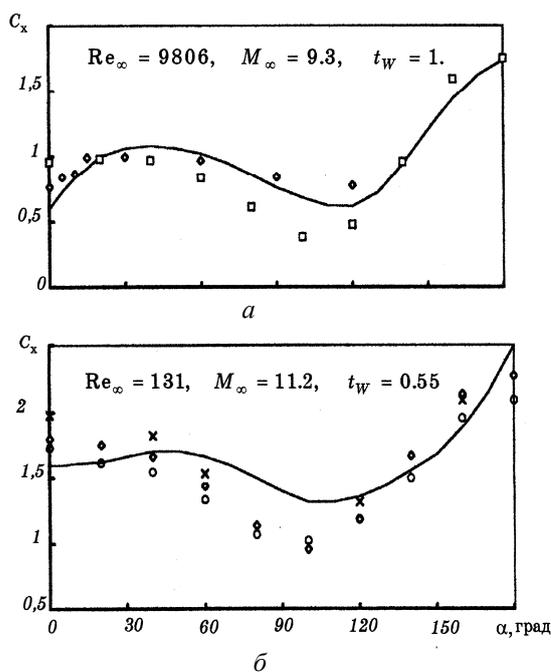


Рис. 8

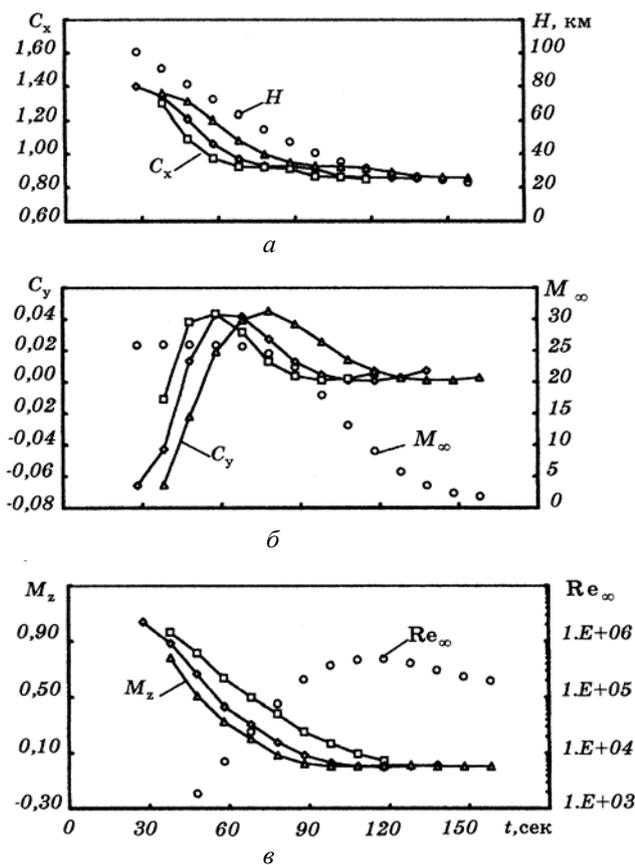


Рис. 9

Результаты расчетов зависимости коэффициента лобового сопротивления пенетратора от углов атаки для  $Re_\infty = 131$ ;  $M_\infty = 11,2$ ;  $t_w = 0,55$  (ромбики) и их сравнение с экспериментальными данными (сплошная линия) и данными, полученными по методике [26] (крестики) и [18] (кружочки), представлены на рис. 8, б. На рис. 9 представлены результаты расчетов коэффициентов сопротивления  $C_x$ , подъемной силы  $C_y$  и момента  $M_z$ , действующих на пенетратор, вдоль расчетной траектории. Данные приведены для модели атмосферы Марса [24] с учетом минимальной (квадратики), средней (ромбики) и максимальной (треугольники) солнечной и геомагнитной активности. Светлыми кружочками на графиках рис. 9 обозначены изменение высоты полета  $H$  вдоль расчетной траектории спуска пенетратора, числа Маха и числа Рейнольдса. По оси абсцисс на рис. 9 отложено расчетное время движения  $t$ . Моментные характеристики определялись относительно носка. В качестве характерной площади при расчете аэродинамических характеристик взята площадь основания хвостового конуса, а в качестве характерной длины – длина всего аппарата. Контрольные сравнения с экспериментом показывают, что комплексный инженерный подход к расчету аэродинамических характеристик обеспечивает точность, необходимую на этапе эскизного проектирования.

Результаты расчетов зависимости  $C_x$  от  $\alpha$  при различных значениях  $Re_\infty$  и  $M_\infty$  для модели пенетратора по изложенной выше методике (ромбики) представлены на рис. 8. Здесь же приведены экспериментальные данные (сплошная линия) и расчеты по модифицированной теории Ньютона с применением метода касательных конусов (квадратики).

Удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных данных для модели пенетратора при  $Re_\infty = 9,8 \cdot 10^3$ ;  $M_\infty = 9,3$ ;  $t_w = 1$  (рис. 8, а) позволило использовать их в соотношениях (4), (7) для определения коэффициента сопротивления во всем переходном режиме. Результаты рас-

1. Басс В. П. Молекулярная газовая динамика и ее приложения в ракетно-космической технике / В. П. Басс. – Киев : Наук. думка, 2008. – 272 с.

2. *Абрамовская М. Г.* Аэрогазодинамические характеристики орбитального космического аппарата для исследования планеты Марс / *М. Г. Абрамовская, В. П. Басс, В. И. Бразинский, В. М. Ковтуненко* и др. // *Техническая механика*. – 1998. – Вып. 7. – С. 14 – 22.
3. *Мороз В. И.* Инженерная модель атмосферы Марса для проекта МАРС-84 (МА-90) / *В. И. Мороз, В. В. Кержанович, В. А. Краснопольский* // *Космические исследования*. – 1991. – Т. 29, вып. 1. – С. 3 – 81.
4. *Изаков М. Н.* Вариация структуры верхней атмосферы Марса / *М. Н. Изаков, О. З. Ростэ* // *Космические исследования*. – 1996. – Т. 34, № 34. – С. 289 – 299.
5. *Басс В. П.* Результаты численных и экспериментальных исследований в области молекулярной газовой динамики и их приложения / *В. П. Басс* // *Техническая механика*. – 2001. – № 1. – С. 63 – 85.
6. *Абрамовская М. Г.* Аэрогазодинамика летательного аппарата в кометной атмосфере / *М. Г. Абрамовская, В. П. Басс, В. И. Бразинский, В. П. Карягин, В. М. Ковтуненко* и др. // VI Всесоюзный съезд по теоретической и прикладной механике. (Аннот. докл.). – Ташкент : Фан, 1986. – С. 10.
7. *Басс В. П.* Аэродинамические характеристики аппарата, предназначенного для исследования кометы Галлея / *В. П. Басс, В. И. Бразинский, В. П. Карягин, В. М. Ковтуненко* и др. // *Прикладные вопросы аэродинамики летательных аппаратов*. – Киев : Наук. думка, 1984. – С. 11 – 15.
8. *Басс В. П.* Расчет газовой обстановки около аппарата "Вега" во время пролета комы / *В. П. Басс, В. И. Бразинский, В. П. Карягин, В. М. Ковтуненко* и др. // *Аэродинамика тепло- и массообмен в разр. газе* : Тр. VIII Всесоюз. конф. по динамике разр. газов. – М., 1987. – С. 3 – 7.
9. *Rijov Y. A.* Aerodynamic Problems of Space Probes in Comet Atmosphere / *Y. A. Rijov, V. P. Bass, V. P. Karjagin, V. M. Kovtunencko* u.a // *Rarefied Gas Dynamic : 13 International Symposium on Rarefied Gas Dynamic*. – New York and London : Plenum Press, 1982. – Vol.1. – P. 503 – 511.
10. *Абрамовская М. Г.* Исследование аэродинамических характеристик круговых конусов в переходном режиме обтекания / *М. Г. Абрамовская, В. П. Басс* // *Ученые записки ЦАГИ*, 1980. – № 1. – С. 122 – 126.
11. *Абрамовская М. Г.* К расчету аэродинамических характеристик тел в переходном режиме обтекания / *М. Г. Абрамовская, В. П. Басс* // *Космические исследования на Украине*. – Киев : Наук. думка, 1982. – Вып. 16. – С. 29 – 34.
12. *Абрамовская М. Г.* Результаты расчетов аэродинамических характеристик ВКС в переходном режиме обтекания / *М. Г. Абрамовская, В. П. Басс* // Сб. докл. ежегодной научной школы-семинара ЦАГИ (Механика жидкости и газа). – 1990. – Ч. 1. – С. 126 – 129.
13. *Бланишар Р. К.* Данные о плотности атмосферы и аэродинамические характеристики КЛАМИ "Спейс шаттл", полученные во время полетов STS-6 и STS-7 / *Р. К. Бланишар, Г. М. Бак* // *Аэрокосмическая техника*. – М. : Мир, 1986. – № 9. – С. 121 – 129.
14. *Горенбух П. И.* О приближенном расчете аэродинамических характеристик простых тел при гиперзвуковом обтекании разреженным газом / *П. И. Горенбух* // *Динамика разреженных газов и молекулярная газовая динамика* : Труды ЦАГИ – М. : Изд. отдел ЦАГИ, 1990. – Вып. 2436. – С. 28 – 43.
15. *Горенбух П. И.* Корреляция коэффициентов сопротивления выпуклых тел в гиперзвуковом потоке разреженного газа / *П. И. Горенбух* // Тр. 8 Всесоюзной конф. по динамике разр. газов (Аэродинамика, тепло- и массообмен в разреженном газе). – М. : МАИ, 1987. – С. 51 – 55.
16. *Горенбух П. И.* Корреляционная зависимость коэффициентов лобового сопротивления тел в гиперзвуковом потоке разреженного газа / *П. И. Горенбух* // *Ученые записки ЦАГИ*, 1986. – Т. 7, № 2. – С. 99 – 105.
17. *Абрамовский Е. Р.* О применении метода эквивалентных конусов и клиньев в аэродинамике разреженных газов / *Е. Р. Абрамовский* // *Гидроаэромеханика и теория упругости* // *Межвузовский сборник научных трудов*. – Днепропетровск, 1989. – С. 4 – 6.
18. *Котов В. М.* Расчет аэродинамических характеристик тел сложной формы в промежуточной области / *В. М. Котов, Е. Н. Лычагин, А. Г. Решетин, А. Н. Щелконогов* // *Численное моделирование в аэродинамике*. – М. : Наука, 1986. – С. 115 – 124.
19. *Александров В. Ю.* Приближенный метод аэродинамического расчета ЛА при больших сверхзвуковых скоростях полета / *В. Ю. Александров, В. С. Галкин, Г. Г. Нерсесов, В. С. Николаев* // *Труды ЦАГИ* – М. : Изд. отдел ЦАГИ, 1990. – Вып. 2492.
20. *Perminov V. D.* Approximate aerodynamic analysis for complicated bodies in rarefied gas flows / *V. D. Perminov, S. L. Gorelov, O. G. Freedlender, A. A. Khmelnskiy* // *Proceeding of the 17th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics*. – Aachen (Germany), 1990. – P. 554 – 561.
21. *Абрамовская М. Г.* К расчету аэродинамических характеристик тел в переходном режиме обтекания / *М. Г. Абрамовская, В. П. Басс, А. В. Лиманский, В. И. Тимошенко* // *Прикладная аэродинамика космических аппаратов*. – Киев : Наук. думка, 1977. – С. 69 – 75.
22. *Мирошин Р. Н.* Теория локального взаимодействия / *Р. Н. Мирошин, И. А. Халидов*. – Изд-во Ленинградского университета, 1994. – 276 с.
23. *Басс В. П.* Применение метода локального взаимодействия к расчету аэродинамических характеристик тел сложной формы в гиперзвуковом потоке разреженного газа / *В. П. Басс, В. И. Тимошенко* // *Труды ЦАГИ "Динамика разреженного газа и молекулярная газовая динамика"*. – 1977. – Вып. 1833. – С. 28 – 37.
24. *Абрамовская М. Г.* Аэрогазодинамические характеристики исследовательского зонда в атмосфере Марса / *М. Г. Абрамовская, Е. Р. Абрамовский, В. П. Басс* и др. // *Техническая механика*. – 1998. – Вып. 7. – С. 22 – 27.
25. *Абрамовский Е. Р.* Инженерные методы аэродинамики больших скоростей Уч. пособие. / *Е. Р. Абрамовский* // – Днепропетровск : ДГУ, 1985. – 138 с.

26. *Краснов Н. Ф.* Аэродинамика отрывных течений / *Н. Ф. Краснов, В. Н. Кошевой, В. Т. Калугин.* – М. : Высш. школа, 1988. – С. 351.
27. *Antreasian P. G.* Prediction of Radiant Energy Forces on the TOPEX/POSEIDON Spacecraft / *P. G. Antreasian, G. W. Rosborough* // *Journal of Spacecraft and Rockets.* – 1992. – Vol. 29, № 1. – P. 8190.

Институт технической механики  
НАН Украины и НКА Украины,  
г. Днепропетровск

Получено 15.07.11,  
в окончательном варианте 9.09.11