

О ЧИСЛЕННЫХ ИССЛЕДОВАНИЯХ В ИТМ НАНУ И НККАУ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ТЕЛ С КРЫЛЬЯМИ ПЕРЕМЕННОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ

Дан ретроспективный обзор результатов численных исследований невязкого сверхзвукового обтекания тел с крыльями, выполнявшихся в 1970 – 1980-х годах в отделе аэрогазодинамики института, организатором и руководителем которого был В.М. Ковтуненко. Приведено описание аналитического способа задания поверхности тела сложной пространственной конфигурации, использование которого позволило провести параметрические исследования полей сверхзвукового течения совершенного газа и равновесно-диссоциирующего воздуха около стилизованных летательных аппаратов с крыльями переменной стреловидности типа воздушно-космического самолета «Буран» при различных числах Маха и углах атаки.

Дано ретроспективний огляд результатів чисельних досліджень невязкого надзвукового обтікання тіл із крилами, що виконувалися в 1970 – 1980-х роках у відділі аерогазодинаміки інституту, організатором і керівником якого був В. М. Ковтуненко. Наведено опис аналітичного способу завдання поверхні тіла складної просторової конфігурації, використання якого дозволило провести параметричні дослідження полів надзвукової течії досконалого газу й рівноважно-дисоціюючого повітря навколо стилізованих літальних апаратів з крилами змінної стріловидності типу повітряно-космічного літака «Буран» при різних числах Маху й кутах атаки.

The results of numerical studies of a non-viscous supersonic flow around bodies with wings carried out at the Department of Aerogas dynamics of the ITM, NASU&NSAU, organized and directed by V.M. Kovtunenکو, in 1970-1980s are reviewed. An analytical method for prescribing the body surface with a complex 3D configuration is presented resulting to parametric studies of supersonic flow fields of a perfect gas and an equilibrium-dissociating air around stylized vehicles with varying-sweep wings of the BURAN aerospace plane type at various Mach numbers and attack angles.

Начало работ в СССР по аэродинамике воздушно-космического самолета (ВКС) «Буран», являвшегося аналогом ВКС «Space Shuttle» США, можно отнести к 1970 – 80 х годам. Тогда же эти работы начались и в ДОИМ АН УССР (ныне ИТМ НАНУ и НККАУ). Они были поддержаны В.М. Ковтуненко. При их проведении использовалась пропагандируемая им идеология получения наглядных результатов простыми расчетными методами, формирование которой основано на всем опыте его работы. Свою производственную деятельность В.М. Ковтуненко начал в НИИ-88 в должности инженера-проектанта, занимаясь баллистикой, прочностью и аэродинамикой первых отечественных баллистических ракет. При переводе в составе группы специалистов в ОКБ-586 (ныне ГП «КБ «Южное») В.М. Ковтуненко был назначен начальником сектора аэрогазодинамики летательных аппаратов (ЛА). К тому времени он уже защитил кандидатскую диссертацию на тему "Теоретические и экспериментальные исследования аэродинамики воздушных рулей"¹. Вскоре В.М. Ковтуненко был назначен начальником проектного отдела, который внес существенный вклад в создание ракетных комплексов Р-12, Р-14, Р-16. Несмотря на то, что с 1965 г. В.М. Ковтуненко, как руководитель КБ-3 (ОКБ-586, г. Днепропетровск), а затем НПО им. Лавочкина (г. Москва) занимался созданием околоземных и межпланетных космических аппаратов различного назначения, он все время проявлял интерес к исследованиям по аэродинамике. Причем как проектант он акцентировал внимание на разработке инженерных подходов, дающих возможность выяснить основные особенности аэродинамики различных объектов ракетно-космической техники сравнительно просто и оперативно. Будучи заведующим отделом аэрогазоди-

¹ Шевалев И.Л. Вячеслав Михайлович Ковтуненко (к 80-летию со дня рождения) // <http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/ziv/2001/6-kovtunenکو.html>

намики института В.М. Ковтуненко, ориентировал сотрудников на разработку таких методик. Его концептуальные представления изложены в статье [1], а основные результаты по аэродинамике космических аппаратов на этапе их входа в плотные слои атмосферы, полученные в институте, описаны в [2]. Первые результаты по численному исследованию сверхзвукового обтекания тел с крыльями появились в ДОИМ АН УССР в 1971 году и опубликованы в [3]. В последующие годы были проведены исследования полей течения около ЛА с крыльями переменной стреловидности при их обтекании сверхзвуковым потоком невязкого совершенного газа и равновесно-диссоциирующего воздуха. Результаты этих исследований опубликованы в работах [4 – 10]. На время их получения эти результаты были первыми в Советском Союзе. Они обсуждались на семинарах в ЦНИИМАШ, НИИ Механики МГУ, ЦАГИ, докладывались в НПО «Молния», которое было головной проектной организацией по созданию ВКС «Буран». Получение этих результатов было предопределено двумя обстоятельствами. Первое, в ДОИМ АН УССР был принят подход, в котором для задания формы тела были предложены аналитические зависимости, что позволило легко задавать форму тела стилизованного ЛА с крыльями, который при определенном задании параметров довольно близко аппроксимировал форму ВКС «Буран» (на рис. 1 приведена форма ВКС «Буран» и стилизованного крылатого ЛА с численно построенными линиями тока на подветренной стороне поверхности тела).

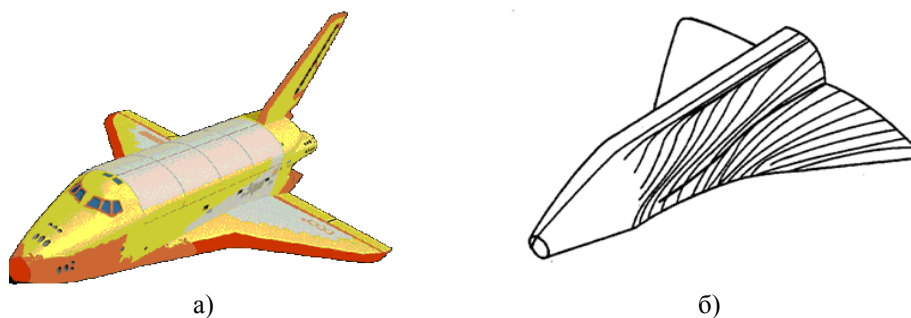


Рис. 1

И, второе, при возникновении некоторых проблем численного расчета, связанных, например, с появлением в области взаимодействия скачков уплотнения локальных дозвуковых зон, в конфигурацию тела вносились изменения, позволяющие предотвратить появление соответствующих вычислительных проблем. Для анализа погрешностей, вызванных этими изменениями, проводились специальные исследования. Такой подход позволил провести систематические исследования сверхзвукового обтекания класса тел с крыльями переменной стреловидности совершенным газом и равновесно-диссоциирующим воздухом в широком диапазоне углов атаки. Краткий обзор полученных результатов приводится ниже.

Задание формы тел сложной пространственной конфигурации. При исследовании обтекания тел сложной пространственной конфигурации с крыльями переменной стреловидности возникает ряд вопросов, связанных с выбором способа задания формы тела. В ЦАГИ для задания формы поверхности ВКС «Буран» использовался плазовый способ, достоинство которого состоит в точном описании поверхности тела. Однако при задании геометрии ЛА достаточно сложной формы необходимое количество точек может быть порядка нескольких тысяч, поэтому надежный ввод в ЭВМ координат этих

точек и определение способа интерполяции поверхности в заданных точках требуют большого и кропотливого труда. При этом достаточно сложно вносятся параметрические изменения формы поверхности тела. Тем не менее, на это необходимо идти при получении проектных параметров ЛА. На этапе предпроектных концептуальных исследований это обстоятельство затрудняет проведение параметрических расчетов с целью изучения общих закономерностей течения. А именно такие исследования важны на первом этапе определения характерных особенностей обтекания ЛА новой формы. Для проведения параметрических исследований по изучению влияния формы поверхности тела на аэродинамические характеристики и поле потока необходимо иметь более простой способ задания и изменения параметров формы поверхности обтекаемого тела.

В этой связи удачным оказалось представление формы поперечных сечений поверхности тела двумя эллипсами (биэллиптические тела). Использование эллипсов для описания форм поперечного сечений ЛА применялось для задания формы ЛА типа несущий корпус в [11 – 13]. В [3 – 5] это представление было использовано для задания формы биэллиптического тела с крыльями. И, наконец, в [6] идея аппроксимации формы поперечного сечения эллипсами второго и четвертого порядка использовалась для задания формы целого класса тел с крыльями переменной стреловидности, довольно хорошо аппроксимирующих форму реальных ЛА. Использование этой аппроксимации позволило провести параметрические исследования особенностей обтекания стилизованного ЛА типа ВКС «Буран». В цилиндрической системе координат $Ozr\varphi$ (рис. 2) форма поперечного сечения поверхности ЛА аппроксимируется с помощью двух эллипсов

$$r(z, \varphi) = \frac{a_i(z) \cdot b_i(z)}{\sqrt[n_i]{a_i^{n_i}(z) \cos^{n_i} \varphi + b_i^{n_i}(z) \sin^{n_i} \varphi}}.$$

Здесь $a_i(z)$, $b_i(z)$ – горизонтальная и вертикальная полуось нижнего ($i = 1$) и верхнего ($i = 2$) эллипсов, n_i – показатели степени. Для задания закона изменения полуосей тело вдоль оси z разбивается опорными сечениями $z_l = const$ на участки. Значения функций $a_i(z)$ и $b_i(z)$ вместе со своими производными задаются в каждом опорном сечении $z = z_l$. Для определения полуосей $a_i(z)$ и $b_i(z)$ и их производных между опорными сечениями используются аппроксимации. Полуоси $a_1(z)$ и $b_1(z)$ определяют форму тела в плане и в виде сбоку, соответственно. Между сечениями $z = 7,8$ и $z = 9,3$ угол стреловидности крыла монотонно убывает до требуемого значения χ , которое для ВКС «Буран» равно 45° . Форма тела в поперечном сечении определяется выбором значений

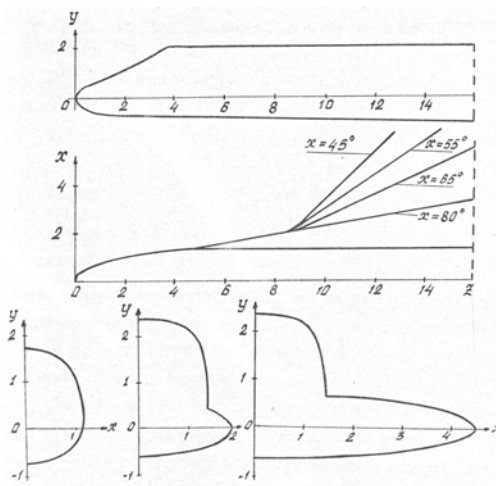


Рис. 2

n_1 и n_2 . Вдоль продольной оси тела вводится переходный участок, вдоль которого происходит возрастание n_2 от 2 до 4. Горизонтальная полуось нижнего эллипса проходит по передней кромке стреловидного крыла, а горизонтальная полуось верхнего эллипса совпадает с боковой поверхностью фюзеляжа. Предложенный подход позволяет достаточно хорошо описать форму поверхности фюзеляжа и крыла в окрестности стреловидной кромки. Полное представление о формах тел при разных углах стреловидности дает рис. 2. Здесь и далее линейные размеры отнесены к радиусу притупленного носка тела.

Аппроксимация формы поверхности ЛА предложенными зависимостями обеспечивает возможность проведения многопараметрических исследований обтекания сверх- и гиперзвуковым потоком ЛА в широком диапазоне изменения угла стреловидности крыла χ от 80° до 45° . Для угла стреловидности $\chi = 45^\circ$ получаем форму ЛА, приближающуюся к форме ВКС «Буран», однако добиться полного совпадения форм не удастся, что побудило провести исследования влияния отличий в форме тел на распределение давления по поверхности тела и в поле течения.

Исследования сверхзвукового невязкого обтекания тел с крыльями.

Анализ влияния локальных изменений формы тела. Первые результаты численных расчетов невязкого сверхзвукового обтекания ЛА с крылом были опубликованы авторами настоящей статьи в соавторстве с В.М. Ковтуненко [3]. В этой и последующей за ней статье [4] проанализировано поле давления биэллиптического тела с крылом, имеющим угол стреловидности $\chi = 70^\circ$. Вектор скорости \vec{V}_∞ лежит в плоскости симметрии тела и составляет угол атаки α с осью Oz . Характерные особенности в распределении давления на поверхности тела при $M_\infty = 20$, $\alpha = 0$ (а) и $M_\infty = 6$, $\alpha = 10^\circ$ (б) проиллюстрированы на рис. 3 сплошными линиями. Линии с номерами 1, 2 и 3 на рис. 3 относятся к сечениям $z = 3, 4$ и 5.

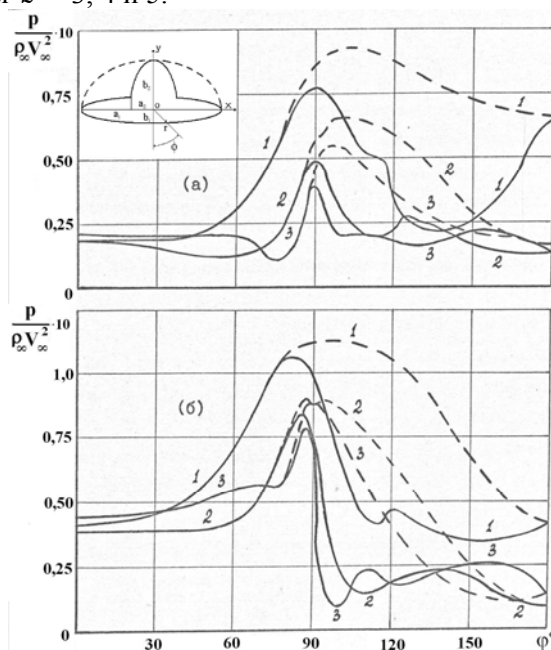


Рис. 3

На рис. 4 показано распределение давления вдоль радиальной координаты в поперечном сечении $z = 5$. Видно, что давление на кромке крыла растет до тех пор, пока на нее не попадет волна разрежения, возникающая после взаимодействия головного и внутреннего скачка, формирующегося около крыла. На подветренной стороне потока вблизи кромки крыла газ сильно ускоряется, и возникают волны разрежения. После появления крыла максимум давления на поверхности тела в поперечном сечении $z = \text{const}$ находится на кромке крыла при $\alpha = 0$ или на наветренной стороне крыла вблизи его кромки при $\varphi \approx 85^\circ$ для $\alpha = 10^\circ$. Интенсивность внутреннего скачка, возникающего около кромки крыла, сильно падает по мере приближения к плоскости симметрии тела.

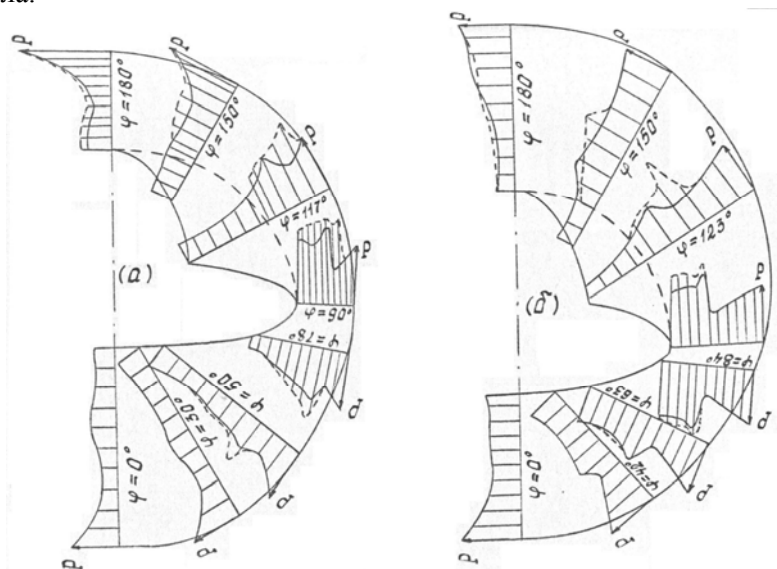


Рис. 4

В [5] было изучено влияние изменений формы некоторых участков поверхности тела, угла стреловидности крыла и угла атаки на характер течения в поле потока около ЛА и на распределение давления на его поверхности. Было показано, что изменение формы начального участка поверхности тела вблизи законечника приводит к отличиям в распределении давления в окрестности этого участка, которые быстро исчезают вниз по потоку.

Исследовалось влияние изменений формы подветренной стороны поверхности тела на поле течения в наветренной области. Рассматривалось биеллиптическое тело с крыльями ($a_1(z) > a_2(z)$ при $z > z_*$) и тело типа несущий корпус ($a_1(z) = a_2(z)$). На вставке рис. 3(а) дано сравнение поперечных сечений тел первой и второй форм при $z = 5$. Сравнение результатов, полученных для этих тел, приведено на рис. 3 и 4. Пунктирной линией нанесены результаты для несущего корпуса. Видно, что при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ (рис. 4 (б)) как распределения давления на наветренной стороне поверхности тела, так и поля давления в наветренной части потока (при $\varphi < 80^\circ$) различаются мало.

Исследования сверхзвукового невязкого обтекания тел с крыльями переменной стреловидности. Первые результаты исследования сверхзвукового обтекания ЛА с треугольным крылом переменной стреловидности, имеющим затупленные передние кромки, были получены для условий обтекания

невязким сверхзвуковым потоком с числами Маха $M_\infty = 6$ и 20 при небольшом угле атаки $\alpha = 10^\circ$ [6]. Угол стреловидности χ передней кромки крыла задавался равным 80° (наплыв) и для основной части варьировался в диапазоне значений от 65 до 45° .

После появления крыла давление на поверхности тела с наветренной стороны потока (для $\varphi < 45^\circ$) практически остается постоянным и превышает на порядок давление на подветренной стороне поверхности тела. Изменение давления вдоль кромки крыла показано на рис. 5 (сплошные линии), на рис. 6 приведено азимутальное распределение давления на поверхности тела в сечении $z = 11$ для $\chi = 55^\circ$, $M_\infty = 20$ и $\alpha = 10^\circ$.

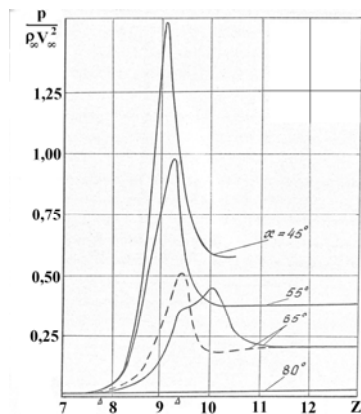


Рис. 5

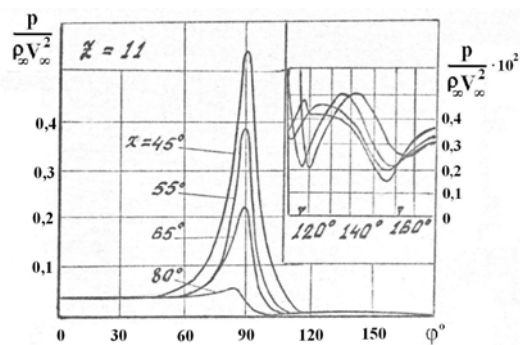


Рис. 6

Пик давления в окрестности сечения $z \approx 9,3$ иллюстрирует появление в гиперзвуковом приближении сосредоточенной силы [14], действующей на кромку крыла, находящуюся в сильно сжатом слое газа. После спада давления наблюдается участок практически постоянного значения давления на кромке крыла для сечений $z > 10$, которое соответствует обтеканию скошенной кромки крыла набегающим потоком. Спад давления в сечениях $z > 9,3$ вызывается приходом волны разрежения, возникающей при взаимодействии головного скачка и внутреннего скачка около крыла, на поверхность передней кромки крыла. После взаимодействия с внутренним скачком от крыла интенсивность головного скачка увеличивается и его фронт начинает довольно сильно отклоняться от поверхности тела, выпучиваясь вблизи кромки крыла по сравнению с его первоначальным положением.

Азимутальное распределение давления на поверхности тела, приведенное на рис. 6, типично для сечений $z = \text{const}$, расположенных после взаимодействия головного и внутреннего скачков.

Поля изобар в поперечных сечениях $z = \text{const}$ для ЛА с углом стреловидности $\chi = 55^\circ$ при $M_\infty = 20$, $\alpha = 10^\circ$ показаны на рис. 7. Отчетливо видно, как кромка крыла оттесняет фронт головного скачка. Зона влияния кромки крыла на фронт головной ударной волны сосредоточена в небольшой окрестности меридионального сечения $\varphi = 90^\circ$. Однако по мере продвижения вниз по потоку (при увеличении z) эта зона, ограниченная точками перегиба фронта головной ударной волны в сечениях $z = \text{const}$, растет. Форма участков фронта головной ударной волны, заключенных между плоскостями симметрии ($\varphi = 0$ и $\varphi = 180^\circ$) и точками перегиба фронта головного скачка в

наветренной и подветренной частях течения, определяется обтеканием передней части тела до изменения угла стреловидности крыла.

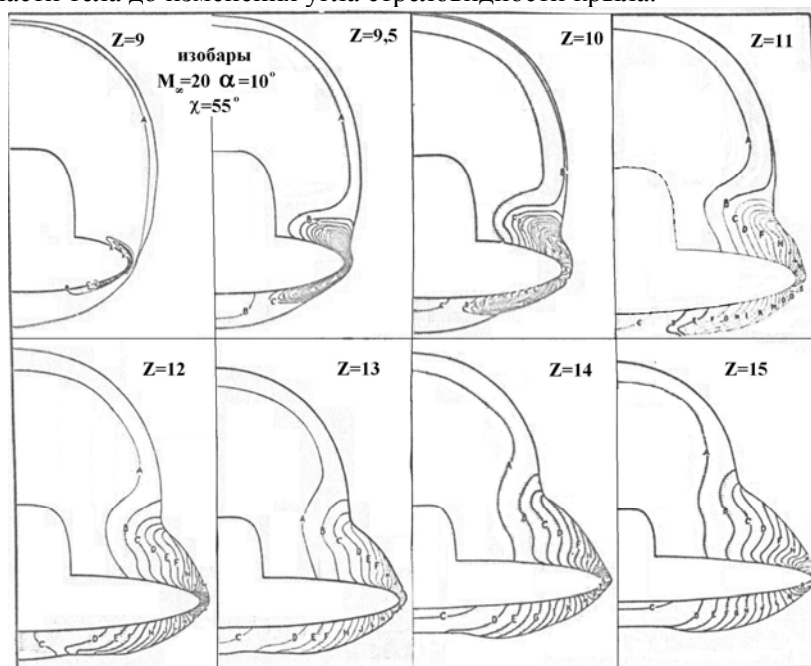


Рис. 7

Точка перегиба фронта головного скачка с наветренной стороны смещается к плоскости симметрии тела по мере продвижения вниз по потоку. Приход возмущений с кромки в наветренную часть потока отмечается также по незначительному росту давления на поверхности тела в плоскости симметрии течения ($\varphi = 0$) для сечений $z \geq 12$. С ростом координаты z волна разрежения, возникшая при взаимодействии скачков, отражается от поверхности тела и попадает на головной скачок, ослабляя его. Фронт головного скачка как бы охватывает кромку крыла, подходя очень близко к ее поверхности. Расстояние между телом и головным скачком для сечений $z \geq 13,5$ становится очень малым – порядка 0,05 при $\varphi = 90^\circ$, тогда как с подветренной стороны оно порядка десяти.

Картина течения несколько изменяется при увеличении угла атаки. Форма головной ударной волны и поля изолиний давления в поперечных сечениях $z = \text{const}$ при $M_\infty = 23$ и $\alpha = 34^\circ$, соответствующих условиям входа в плотные слои атмосферы, показаны на рис. 8. Видно, что в сечениях за изломом крыла головная ударная волна близко прилегает к поверхности тела и между ней и телом находится слой сильно сжатого газа.

Изменение угла стреловидности крыла слабо сказывается на положении головного скачка с наветренной стороны потока, за исключением окрестности кромки крыла. В то же время, на подветренной стороне потока существует перегиб фронта головной ударной волны, вызванный ростом размаха крыла вдоль оси z . Внутренний скачок, возникающий в сильно сжатом слое газа при $\alpha = 34^\circ$, имеет значительно меньшую интенсивность по сравнению со скачком от крыла при $\alpha = 10^\circ$. Ввиду того, что головной скачок на участке $z \approx 8,5-9,3$ значительно ближе прилегает к поверхности тела, взаимодействие внутренней волны сжатия, которая не успевает сформироваться в скачок, с головной волной начинается до того момента, когда крыло выходит на по-

стоянный угол стреловидности. В этой области течения формируется сложная система волн сжатия и разрежения.

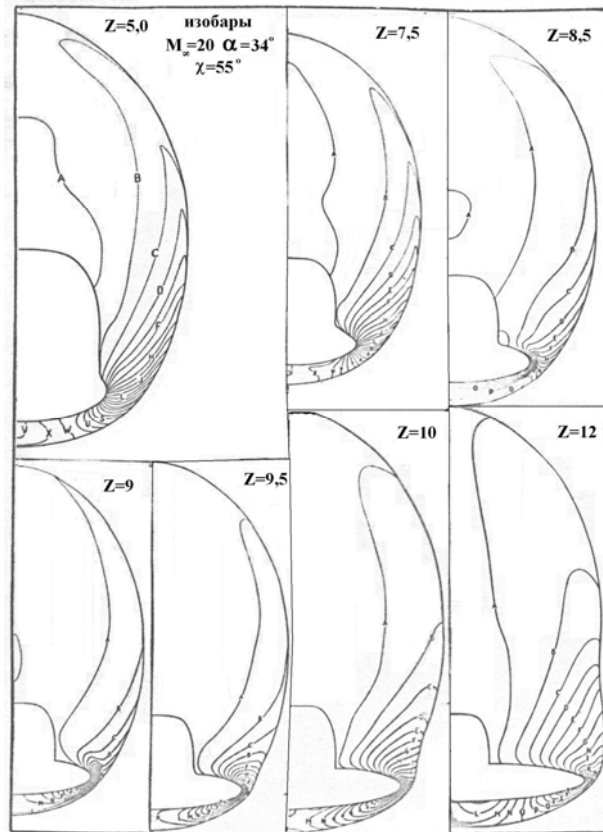


Рис. 8

На рис. 9 приведены распределения давления на поверхности тел с крыльями различной стреловидности в поперечных сечениях $z = 9$ и 11 , где линия с номером 1 соответствует $\chi = 80^\circ$, 2 – 65° , 3 – 55° , 4 – 45° .

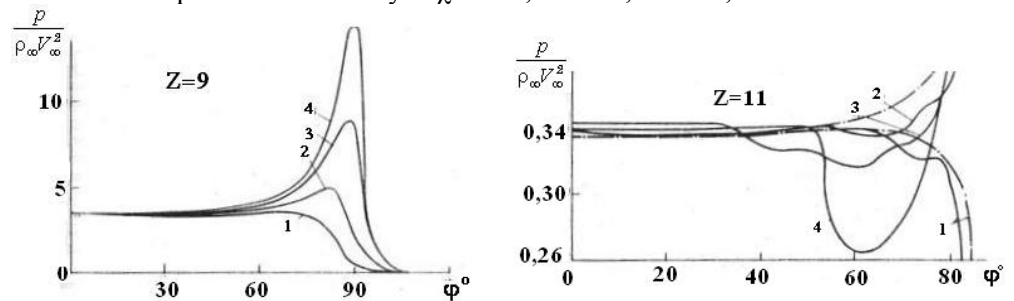


Рис. 9

В сечении $z = 9$ существует явно выраженный пик давления в окрестности угла $\phi = 85^\circ$, вызванный уменьшением угла стреловидности крыла и появлением внутренних волн сжатия, интенсивность которых определяется углом стреловидности крыла χ . Появление пика давления вблизи кромки при уменьшении угла стреловидности соответствует появлению в гиперзвуковом приближении сосредоточенной силы, действующей на переднюю кромку крыла. Характер изменения давления в окрестности кромки крыла вызван переломом волн сжатия, возникающих при изменении стреловидности

крыла. Типичными распределениями давления на наветренной стороне поверхности тела являются результаты для сечения $z = 11$.

Уровень давления на наветренной стороне потока на два порядка выше, чем с подветренной стороны. При больших углах стреловидности наблюдается резкое уменьшение давления при приближении к кромке крыла, так как давление на подветренной стороне на два порядка выше, чем на наветренной стороне. С уменьшением угла стреловидности крыла наблюдается повышение давления на кромке и понижение давления в окрестности угла $\varphi = 60^\circ$ (линия 4), связанное с вытеснением массы газа кромкой стреловидного крыла. Здесь наблюдается некоторое подобие с течением за поршнем. Для углов $\varphi < 60^\circ$ максимальное значение давления достигается в плоскости симметрии ($\varphi = 0$) и значение этого максимума в рассчитанном диапазоне изменения координаты z мало зависит от угла стреловидности χ и координаты z . Отличия этой величины от значения, полученного по теории Ньютона (штрихпунктирная линия на рис. 9), не превышает 4 %.

Следует отметить, что, так как течение с подветренной стороны тела во многом определяется эффектами вязкости (в частности возникают развитые отрывные зоны), то результаты, относящиеся к подветренной стороне, являются ориентировочными, требующими уточнения.

Влияние равновесной диссоциации на поля течения около тел с крыльями. Полученные в институте результаты исследований влияния равновесной диссоциации воздуха на характер течения около затупленной кромки крыла переменной стреловидности и на распределение давления на поверхности ЛА опубликованы в [8, 9]. Для учета равновесной диссоциации воздуха за головной ударной волной использовалось уравнение состояния, записанное в квазисовершенной форме $p = \frac{1}{Z(p, i)} \rho \cdot i$ [11], и аппроксимационные формулы для термодинамической функции $Z(p, i)$ из [12].

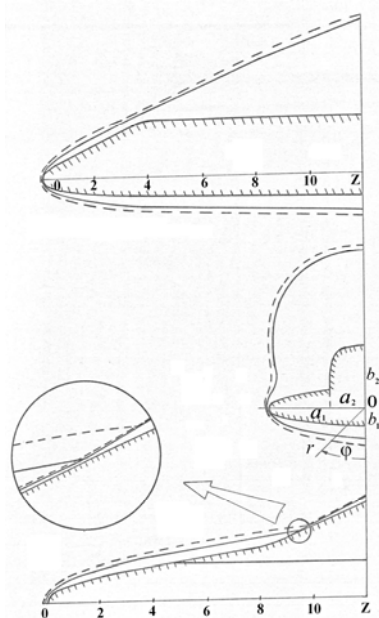


Рис. 10

Результаты сравнительных расчетов, полученных для совершенного газа при $M_\infty = 23$, $\alpha = 10^\circ$ (штриховые линии) и равновесно-диссоциирующего воздуха при $V_\infty = 7500$ м/с, $h = 60$ км, $\alpha = 10^\circ$ (сплошные линии), приведены на рис. 10, 11 и на рис. 5 для $M_\infty = 20$, $\alpha = 10^\circ$ (штриховая линия для равновесно-диссоциирующего воздуха) для крыла стреловидности $\chi = 65^\circ$.

В соответствии с асимптотической гиперзвуковой теорией (при $M_\infty \rightarrow \infty$ и $\gamma \rightarrow 1$) плотность за ударной волной в диссоциирующем воздухе намного больше плотности в совершенном газе и, как следствие, ударная волна расположена ближе к обтекаемой поверхности. Это не приводит к существенному изменению давления на поверхности выпуклых тел. Однако при обтекании тела с крылом переменной стреловидности имеются резкие изменения угла

наклона его поверхности и учет диссоциации воздуха может привести к существенному изменению давления на отдельных элементах тела. Это вызвано тем, что вследствие приближения головной ударной волны к поверхности тела область падения головной ударной волны на кромку крыла сдвигается вверх по потоку (рис. 10), что, в свою очередь, приводит к соответствующему изменению распределения давления (рис. 5 и 11).

Распределения давления на поверхности тела для совершенного газа и равновесно-диссоциирующего воздуха хорошо согласуются как качественно, так и количественно везде, кроме кромки крыла в области взаимодействия волны сжатия, вызванной изменением стреловидности крыла, с головным скачком уплотнения ($9 < z < 10$) (рис. 11). В этой области максимальные различия в давлении достигают 40 – 50 %. Это приводит к смещению центра давления и может повлиять на величину балансирующего угла атаки аппарата.

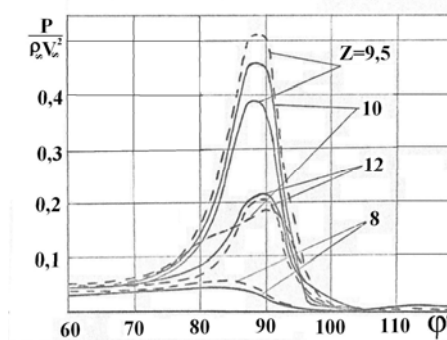


Рис. 11

Различия значений плотности на всей поверхности тела для совершенного газа и равновесно-диссоциирующего воздуха доходят до 50 %. В окрестности сечений взаимодействия скачков для совершенного газа и равновесно-диссоциирующего воздуха наблюдаются различия в плотности, достигающие 70 %.

Аэродинамика сверхзвукового обтекания ракет-носителей. Накоплены опыт расчета сверхзвукового обтекания тел с управляющими органами (рулями, крыльями и несущими поверхностями) был использован при проработке вопросов создания в Украине ракет-носителей (РН) «Свитязь» и «Ориль» (рис. 12) с воздушным стартом с самолета «Мрия», которые проводились в соответствии с третьей Национальной космической программой Украины.

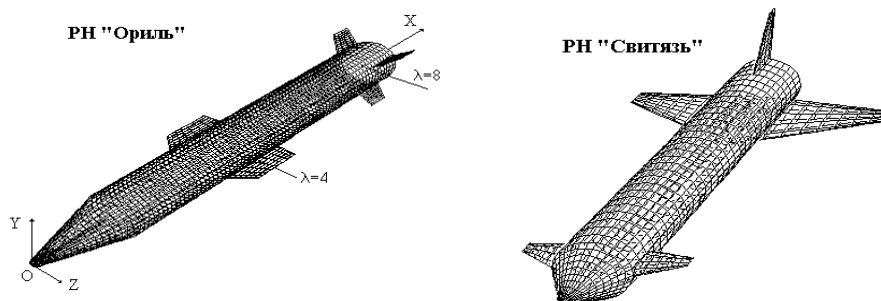


Рис. 12

Основные результаты по аэродинамике РН обсуждаются в работах [16 – 20]. Разработаны как методики определения аэродинамических характеристик изолированного корпуса РН, так и полных компоновок РН, оснащенных крыльями, органами управления и стабилизации. При расчете обтекания РН с органами управления и стабилизации (крыльями) предполагается, что эти органы являются достаточно тонкими и их можно заменить плоскими разрезами, лежащими в плоскости крыла. Отличия поверхности крыла от плоского

элемента учитываются при формулировке граничных условий на поверхности крыла и при вычислении аэродинамических нагрузок, действующих на эти органы. Разработанные методики позволяют учесть взаимное влияние возмущений полей течения около корпуса РН, органов управления, стабилизации и крыльев независимо от их количества и места расположения на корпусе ракеты.

Заключение. Проведен ретроспективный обзор результатов численных исследований невязкого сверхзвукового обтекания тел с крыльями, выполненных в ДООИМ АН УССР (ныне ИТМ НАНУ и НККАУ) в 1970 – 1980-х годах. Использование аналитического способа задания поверхности тела сложной пространственной конфигурации позволило выяснить основные закономерности сверхзвукового обтекания класса тел с крыльями переменной стреловидности, в том числе стилизованного ЛА типа ВКС «Буря». Получены качественные отличия полей течения около кромки крыла переменной стреловидности на малом и большом углах атаки. Показано, что учет равновесной диссоциации воздуха приводит к сдвигу области взаимодействия скачков к носику тела, в результате чего перераспределяется давление на поверхности ЛА и могут изменяться условия балансировки ЛА.

1. Ковтуненко В. М. Некоторые прикладные задачи аэродинамики космических летательных аппаратов / В. М. Ковтуненко // Прикладная аэродинамика космических аппаратов. – К. : Наукова думка, 1977. – С. 3 – 10.
2. Тимошенко В. И. Математическое моделирование процессов аэрогазодинамики летательных аппаратов в плотных слоях атмосферы / В. И. Тимошенко // Техническая механика. – 2001. – № 1. – С. 82 – 85.
3. Галинский В. П. Расчет сверхзвукового течения невязкого газа около тела с крыльями / В. П. Галинский, В. М. Ковтуненко, В. И. Тимошенко // Прикладная аэродинамика космических аппаратов. – К. : Наукова думка, 1977. – С. 82 – 85.
4. Галинский В. П. Расчет сверхзвукового обтекания биеллиптического тела с крыльями / В. П. Галинский, В. И. Тимошенко // Ученые записки ЦАГИ. – 1978. – Т. 9, № 6. – С. 48 – 55.
5. Галинский В. П. О некоторых особенностях обтекания сверхзвуковым потоком невязкого газа несущих тел / В. П. Галинский, В. И. Тимошенко // Космические исследования на Украине. – 1979. – № 13. – С. 43 – 48.
6. Галинский В. П. Численное исследование сверхзвукового потока около несущего тела с крыльями / В. П. Галинский, В. И. Тимошенко // Космические исследования на Украине. – 1981. – № 15. – С. 89 – 92.
7. Галинский В. П. Результат численного исследования сверхзвукового обтекания тел с крыльями переменной стреловидности / В. П. Галинский, В. И. Тимошенко // Прикладные вопросы аэродинамики летательных аппаратов. – К. : Наукова думка, 1984. – С. 77 – 81.
8. Галинский В. П. Сверхзвуковое обтекание тела с крылом переменной стреловидности равновеснодиссоциирующим воздухом и совершенным газом / В. П. Галинский, В. И. Тимошенко // Прикладные вопросы аэрогазодинамики летательных аппаратов. – К. : Наукова думка, 1987. – С. 68 – 73.
9. Галинский В. П. Результаты численного исследования сверхзвукового обтекания тел с крыльями переменной стреловидности / В. П. Галинский, В. И. Тимошенко // Аэротермодинамика воздушно-космических систем. Сб. докладов Школы-семинара ЦАГИ 30.01 – 4.02.1990. – часть II. – ЦАГИ. 1992. – С. 116 – 131.
10. Тимошенко В. И. Расчет сверхзвукового обтекания ракет с несущими поверхностями / В. И. Тимошенко, В. П. Галинский // Материалы IV и V научной конференции ученых России, Белоруссии, Украины “Прикладные проблемы механики жидкости и газа”, Севастополь, 1995. – С. 51.
11. Михайлов Ю. А. Численные исследования обтекания сверхзвуковым потоком затупленных тел одного семейства / Ю. А. Михайлов, Г. Г. Нерсосов, И. Ф. Чельшева // Труды ЦАГИ. – 1974. – № 1614. – 24 с.
12. Кутлер П. Расчет обтекания космического транспортного корабля с использованием нецентральных разностных схем / П. Кутлер, Р. Уорминг, Г. Ломакс // Ракетная техника и космонавтика. – 1973. – Т. 11, № 2. – С. 86 – 96.
13. Кутлер П. Метод расчета пространственного сверхзвукового течения со скачками уплотнения с учетом эффектов реального газа / П. Кутлер, В. Рейнхард, Р. Уорминг // Ракетная техника и космонавтика. – 1973. – Т. 11, № 5. – С. 102 – 111.
14. Лунев В. В. Гиперзвуковая аэродинамика / В. В. Лунев. – М. : Машиностроение, 1975. – 328 с.
15. Синченко С. Г. Аппроксимация термодинамических функций воздуха / С. Г. Синченко // Журн. выч. мат. и матем. физики. – 1968. – Т. 8, № 4. – С. 29 – 37.
16. Тимошенко В. И. Численное моделирование процессов аэротермогазодинамики гиперзвукового летательного аппарата и трактов двигателя / В. И. Тимошенко, В. П. Галинский, И. С. Белоцерковец // Тезисы

- докладов I международного симпозиума “Аэрокосмическая индустрия и экология. Проблемы конверсии и безопасности”, 1995. – С. 131.
17. Тимошенко В. И. Численное исследование особенностей сверхзвукового обтекания кругового конуса с плоскими крыльями потоком вязкого газа / В. И. Тимошенко, Л. М. Филипповская // Изв. ВУЗов, Авиационная техника. – 1989. – № 1. – С. 53 – 55.
 18. Тимошенко В. И. Численное моделирование процессов азротермогазодинамики гиперзвукового летательного аппарата и трактов двигателя / В. И. Тимошенко, В. П. Галинский, И. С. Белоцерковец // Научно-технические проблемы космонавтики и ракетостроения: тезисы и аннотации докладов международной конференции, 23 – 25 июля 1996. – ЦНИИМаш МОМ, 1996. – С. 162.
 19. Галинский В. П. Проблемы создания научно-методического обеспечения по аэрогазодинамике ракет-носителей / В. П. Галинский, В. И. Тимошенко // Космическая наука и технологии. – 1998. – Т. 4, № 2/3. – С. 1 – 9.
 20. Тимошенко В. И. Проблемы математического моделирования процессов аэрогазодинамики ракет-носителей / В. И. Тимошенко, В. П. Галинский, И. С. Белоцерковец // Вісник Дніпропетровського університету. Механіка. – 1998. – Т. 1, Вип. 1. – С. 37 – 52.

Институт технической механики
НАН Украины и НКА Украины,
Днепропетровск

Получено 04.07.11,
в окончательном варианте 04.07.11