

УДК 533.6.011

Проблемы научно-методического обеспечения расчета аэродинамики ракет-носителей

В. П. Галинский, В. И. Тимошенко

Институт технічної механіки НАН України та НКА України, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 23.03.98

Обговорюються питання створення науково-методичного забезпечення розрахунку аерогазодинамічних характеристик ракет-носіїв. Приведена коротка характеристика методичного та програмного забезпечення, розробленого в ІТМ НАН України та НКА України для проведення аеродинамічних розрахунків ракет-носіїв у проектах АКРК «Світязь-1» та «Оріль» космічної програми України.

Определение аэрогазодинамических параметров является неотъемлемой частью проектной отработки новых образцов ракет-носителей (РН). Необходимо знание как суммарных аэродинамических характеристик (АДХ), так и параметров, распределенных по поверхности РН, на всех участках траектории, начиная со старта и кончая сверх- и гиперзвуковым полетом. Получение достоверной информации о значениях газодинамических параметров требует большого объема экспериментальных и расчетно-теоретических исследований, что в свою очередь вызывает необходимость создания и совершенствования методического обеспечения этих исследований. Возможности экспериментальной базы крайне ограничены. На экспериментальных установках можно моделировать лишь небольшую часть изменения таких определяющих параметров, как скорость движения, высота, состав газовой среды. В большей мере это относится к экспериментам в области сверх- и, особенно, трансзвуковых скоростей. Проблемы здесь связаны как с недостаточностью существующей экспериментальной базы, трудностями экономического характера ее развития и совершенствования, так и с относительно большими материальными затратами на проведение экспериментов даже на имеющихся экспериментальных установках.

© В. П. ГАЛИНСКИЙ, В. И. ТИМОШЕНКО, 1998

Расчетно-теоретические методы дают возможность получить более полную информацию при меньших временных и материальных затратах. Однако при этом возникают вопросы верификации расчетных методик, т. е. подтверждение достоверности результатов. Поэтому для определения аэрогазодинамических проектных параметров необходимо оптимальное сочетание расчетно-теоретических и экспериментальных методов. Экспериментальные исследования могут проводиться в ограниченном диапазоне изменения определяющих параметров, необходимым для подтверждения достоверности полученных аэрогазодинамических параметров. Основной объем информации при этом должен быть получен расчетными методами, эффективность которых существенным образом определяется уровнем развития численных методик определения суммарных и распределенных аэродинамических характеристик.

Разработка эффективного аэрогазодинамического обеспечения предусматривает проведение комплексных расчетно-теоретических исследований с целью:

— разработки основанных на конечно-разностном решении дифференциальных уравнений газовой динамики методов определения аэрогазодинамических параметров с учетом вязкости, от-

рыва, интерференции элементов корпуса и крыльев, реальных физико-химических высокотемпературных процессов, сопровождающих сверх- и гиперзвуковое обтекание;

- разработки инженерных методов оперативного определения характеристик для использования их на ранних этапах проектирования и в оптимизационных задачах;
- выдачи рекомендаций по оптимальным аэродинамическим формам;
- составления систематизированных каталогов характеристик типовых форм.

Характерной особенностью создания программно-методического аэрогазодинамического обеспечения является то, что расчет проектных аэрогазодинамических параметров требует рассмотрения комплекса задач до-, транс- и сверхзвукового внешнего обтекания ракет, решаемых в приближениях невязкого и вязкого газа. Не все из этих направлений достаточно разработаны. Наиболее развитыми являются методы определения суммарных АДХ и распределенных параметров на сверхзвуковом участке траектории, хотя и в этой области есть нерешенные проблемы, например расчет параметров на больших углах атаки при наличии развитых отрывных зон. Проблематичным является теоретическое определение параметров обтекания РН на трансзвуковых и дозвуковых скоростях. Необходимость рассмотрения большого количества задач выдвигает определенные требования к разработке математических моделей, к алгоритмическому и программному обеспечению, которые вытекают из компромисса между повышением точности численного моделирования и снижением затрат как на разработку методического и программного обеспечения (МПО), так и на проведение исследований [12].

Ниже приводится краткая характеристика МПО, разработанного в ИТМ НАН Украины и НКАУ с учетом этих требований, которое было использовано для проведения аэродинамических расчетов полных компоновок РН в проектах авиационных космических ракетных комплексов (АКРК) «Ориль» и «Свитязь-1», выполняемых в рамках космической программы Украины. Возможности созданного МПО иллюстрируются результатами решения задач пространственного сверхзвукового обтекания изолированных корпусов РН и полных компоновок РН, оснащенных крыльями, органами управления и стабилизации (ОУС). Сначала остановимся на методике определения АДХ изолированного корпуса РН, а затем — полных компоновок РН.

Существуют различные методики определения АДХ изолированных корпусов РН. Выбор расчетной методики определяется требованиями точно-

сти, зависящими от геометрических параметров формы тела: удлинения конической ($\lambda_k = L_k/D$) и цилиндрической ($\lambda_{ц} = L_{ц}/D$) частей, где L_k — длина конического наконечника, $L_{ц}$ — длина цилиндрического участка, D — диаметр цилиндра, а также условий полета (числа Маха M_∞ и угла атаки α). В настоящее время мы не располагаем достаточно эффективными численными методиками, которые бы позволяли получить АДХ корпусов РН при дозвуковых и трансзвуковых скоростях полета ($M_\infty < 1$ и $M_\infty \approx 1$). В этих условиях АДХ корпусов РН, как правило, определяются на основе обработки большого объема экспериментальных данных, имеющихся в различных КБ и представленных в виде таблиц и графиков зависимостей суммарных АДХ и распределений давления от параметров λ_k , $\lambda_{ц}$, M_∞ и α . Помимо этих данных существуют различные инженерные методики, построенные на обработке экспериментальных данных, позволяющие получать приближенные значения суммарных АДХ корпусов РН, например полуэмпирическая методика [14].

Хорошо отработаны методики определения распределенных и суммарных АДХ корпусов РН при сверхзвуковых скоростях полета ($M_\infty > 1.5$). Согласно этим методикам при организации алгоритма расчета поле течения около изолированного корпуса РН разбивается на переднюю часть, размещенную вблизи носика корпуса, основную сверхзвуковую часть возмущенного потока, размещенную около боковой поверхности корпуса, и донную часть. Передняя область может быть как областью трансзвукового течения для затупленного наконечника, так и областью сверхзвукового конического течения для заостренного наконечника. Поле потока в передней области может рассчитываться по различным методикам в зависимости от вида наконечника. Для сферически затупленного наконечника обычно используется банк полей около сферы. Если затупленный наконечник несферической формы, то поле течения около него может быть рассчитано методом установления по времени [9]. При задании наконечника в виде острого конуса для расчета поля течения в передней области могут быть использованы два подхода. В первом подходе коническое поле течения около носика тела определяется методом установления по времени при численном интегрировании системы уравнений газовой динамики, записанной в сферической системе координат для конических переменных. Во втором подходе используется маршевое установление конического поля течения. Согласно этому подходу осуществляется маршевый расчет в цилиндриче-

ской системе координат поля течения около затупленного конуса того же угла полураствора, что и у острого конического наконечника тела. Поле устанавливается до тех пор, пока параметры в поле потока не перестанут изменяться при изменении маршевой координаты, направленной вдоль оси корпуса. Результаты расчетов показывают преимущество второго подхода, решение устанавливается быстрее в маршевом методе для затупленного конуса. Однако применение этого подхода имеет ограничение для больших углов атаки и полураствора конуса.

Необходимость расчета параметров течения в донной области корпуса тела обусловлена значительным влиянием донного давления на общее сопротивление РН. Расчет донного давления с учетом поля течения около корпуса РН и отклонения сопла от оси симметрии производится по методике [1], основанной на модели разделяющей линии тока.

Поле потока в основной области сверхзвукового течения рассчитывается пошаговым, маршевыми алгоритмами. Выбирается цилиндрическая система координат, с осью, направленной вдоль корпуса РН. Начало и ось цилиндрической системы координат вводятся таким образом, чтобы в поперечном сечении контур боковой поверхности корпуса РН был однозначной функцией меридионального угла φ . Форма поперечного сечения поверхности корпуса РН может быть произвольной. Это позволяет проводить расчеты обтекания корпусов РН по продольной и параллельной схемам. Ограничение на форму поверхности корпуса РН связано с гиперболичностью по маршевой переменной численно решаемой системы уравнений газовой динамики, т. е. с требованием отсутствия областей дозвукового течения вблизи боковой поверхности корпуса РН. Численное решение системы уравнений газовой динамики, описывающих течения невязкого газа, осуществляется по конечно-разностной схеме для счетной области, заключенной между заданной поверхностью корпуса РН и фронтом головного скачка [3, 10].

Этот подход позволяет получить приемлемые численные результаты только в определенном диапазоне удлинений цилиндрической части корпуса РН $\lambda_{\text{ц}}$ и углов атаки α . Из проведенного анализа результатов систематических численных расчетов изолированных корпусов РН следует, что АДХ изолированных корпусов РН могут быть получены с приемлемой точностью для умеренных сверхзвуковых скоростей полета $M \approx 3$ при удлинениях цилиндрической части корпуса $\lambda_{\text{ц}}$, не превосходящих пяти калибров и углах атаки α до 10° . Для

корпусов РН, имеющих удлинения $\lambda_{\text{ц}}$ порядка десяти-двадцати калибров, не удастся получить приемлемое численное решение. Это связано с тем, на подветренной стороне поверхности корпуса РН происходит срыв потока и образуется развитая область завихренного потока. При небольших углах атаки $\alpha \leq 10^\circ$ уровень давления на подветренной стороне поверхности тела в области отрыва может слабо отличаться от давления на наветренной стороне, и поэтому даже незначительные погрешности в распределении давления могут приводить к значительным ошибкам в коэффициентах подъемной силы и момента тангажа, возрастающим с увеличением удлинения корпуса РН. Численное решение, получаемое в приближении невязкого потока, не позволяет учесть отличия, обусловленные срывом пограничного слоя с поверхности тела. Поэтому следует максимально использовать экспериментально полученную информацию. Имитация поперечного отрыва на корпусах большого удлинения позволяет расширить диапазон использования ПО для расчета АДХ корпусов РН в приближении невязкого газа.

Один из таких подходов базируется на ранее упомянутой полуэмпирической методике [14], построенной на обработке большого объема экспериментальных данных. Предполагается, что полуэмпирическая методика дает верное изменение производной коэффициента нормальной силы $\dot{C}_{y_n}^z$ вдоль корпуса РН, которая на некотором удалении от носика тела практически не изменяется. Исходя из этого соображения, корректируются вычисления АДХ корпуса РН. Предполагается, что на наветренной стороне поверхности тела окружные распределения давления $P(\varphi)$, полученные в численном счете, соответствуют физике течения, а на подветренной — не соответствуют. Поэтому при вычислении АДХ окружные интегралы на поверхности тела представляются в виде суммы двух интегралов. Первого, вычисляемого на интервале $0 \leq \varphi \leq \varphi_*$, в котором используется распределение давления на поверхности тела, полученное в численном счете по конечно-разностной схеме, и второго, вычисляемого на интервале $\varphi_* \leq \varphi \leq \pi$, в котором задается некоторое постоянное значение давления \tilde{P} . Угловая координата $\varphi_*(z)$ определяется в каждом сечении $z = \text{const}$ таким образом, чтобы производная \dot{C}_y^z , получаемая при интегрировании численно полученного распределения давления, совпадала с $\dot{C}_{y_n}^z$. Существует большой произвол в задании значения \tilde{P} на подветренной стороне поверхности тела. Будем считать, что

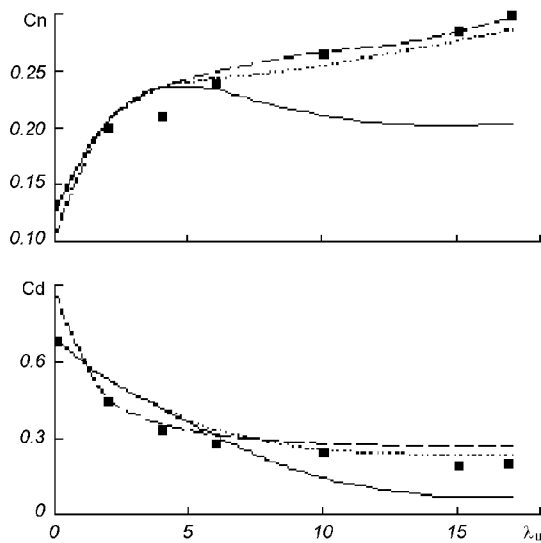


Рис. 1. Изменения коэффициента нормальной силы C_n и коэффициента центра давления C_d от удлинения цилиндрической части $\lambda_{ц}$ для двухсоставного тела конус-цилиндр с удлинением конического наконечника $\lambda_k = 2.5$ при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 3$, угле атаки $\alpha = 4^\circ$: квадратики — экспериментальные данные; точечная линия — приближенная методика; сплошная линия — численный расчет; штриховая линия — численный расчет с учетом значения $\tilde{C}_{yп}^z$

$$\tilde{P} = q \cdot P_\infty + (1 - q)P_*$$

где P_* — давление при $\varphi = \varphi_*$, а P_∞ — давление в окружающей среде. Параметр q изменяется в диапазоне от 0 до 1, при $q = 0$ $\tilde{P} = P_*$, и при $q = 1$ $\tilde{P} = P_\infty$. Обычно $P_\infty > P_*$, а иногда $P_\infty \gg P_*$, поэтому, задавая значение $q = 0$, мы завышаем значение коэффициента C_y , и наоборот, при $q = 1$ — занижаем C_y .

Использование предложенного подхода позволяет повысить точность численного определения АДХ изолированных корпусов РН для сверхзвуковых чисел Маха набегающего потока (рис. 1). Однако при малых сверхзвуковых числах Маха $M \approx 1.5$ не удастся получить достоверных результатов по конечно-разностной схеме и использовать следует приближенные полуэмпирические методики.

При достаточно больших углах атаки α , когда вблизи боковой поверхности тела формируется область с поперечным сверхзвуковым течением и уровень давления на наветренной стороне поверхности тела на порядок выше, чем на подветренной стороне, а изменениями в распределении давления на подветренной стороне можно пренебречь, рас-

пределенные параметры на наветренной стороне поверхности корпуса РН и суммарные АДХ могут быть получены с приемлемой точностью.

В этом случае АДХ тела рассчитываются по распределениям давления, полученным на участке поверхности тела $0 \leq \varphi \leq \varphi_*$, где $\varphi = \varphi_*$ соответствует граничной меридиональной плоскости, находящейся с подветренной стороны поверхности тела, нормальная составляющая скорости на которой больше скорости звука. Поле течения в секторе $\varphi_* \leq \varphi \leq \pi$ не рассчитывается, и давление в нем полагаем равным нулю. Результаты расчетов АДХ изолированного корпуса РН «Ориль», полученные с использованием такого подхода в диапазоне углов атаки $10^\circ \leq \alpha \leq 24^\circ$, приведены на рис. 2. Исключение из рассмотрения части поля течения, находящегося в отрывной зоне с подветренной стороны тела, позволяет получить достоверные результаты при маршевом расчете сверхзвукового обтекания корпусов РН под углами атаки до 30° в приближении невязкого газа.

Остановимся на вопросах численного расчета сверхзвукового невязкого обтекания РН, оснащенных крыльями и органами управления и стабилизации (ОУС). Сначала рассмотрим каким образом задается форма полной компоновки РН и условия функционирования ОУС. Будем считать, что любая компоновка РН представляется в виде корпуса, ОУС и крыльев, размещенных на нем. Крылья и ОУС отличаются формой и условиями функционирования. Под условиями функционирования ОУС будем понимать параметры, определяющие исходное положение органа или крыла на корпусе, задаваемое продольной координатой z_0^* и меридиональным углом φ_0 , и угол δ отклонения ОУС относительно его исходного положения. Всем ОУС и крыльям присваиваются определенные номера таким образом, чтобы они были упорядочены. Причем упорядочены они могут быть произвольным образом (например, снизу вверх по потоку). Затем для каждого органа задаются z_0^* , φ_0 и δ , и тип его формы. ОУС или крылья одинаковой формы должны иметь одинаковое значение параметра типа формы из заданного набора форм.

Поверхность ОУС или крыла задается формой в плане и профилем. Для описания формы в плане используются декартовы координаты X и Z точек на передней и задней кромках в плоскости ОУС или крыла. Задание формы в плане оказывается достаточным для полного описания формы поверхности плоского крыла. При описании поверхности ОУС (крыла) не плоской формы требуется помимо формы в плане иметь возможность задавать форму

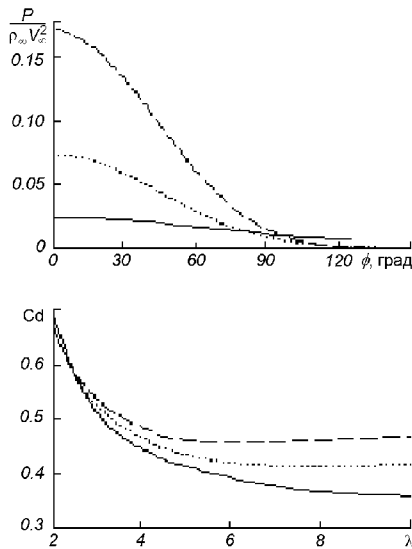


Рис. 2. Окружное распределения давления на поверхности тела в сечении $\lambda = 8$ и изменение коэффициента центра давления изолированного корпуса РН АКРК «Ориль» при $M_\infty = 6$ для разных углов атаки α : сплошная линия — $\alpha = 5^\circ$; точечная линия — $\alpha = 15^\circ$; штриховая линия — $\alpha = 24^\circ$

профиля. Для задания формы профиля используются два подхода: аналитическое и табличное задание. При аналитическом задании формы поверхности используются известные зависимости в поперечных сечениях $Z = \text{const}$ для описания формы профиля. Неявное уравнение для формы поверхности ОУС (крыла) имеет вид $f(X, Y, Z) = 0$, его необходимо разрешить относительно Y . Это уравнение для формы продольного профиля крыла в поперечном сечении $X = \text{const}$ можно записать таким образом

$$Y = f(X, a_1(Z^*), a_2(Z^*), \dots, a_n(Z^*)),$$

где форма профиля крыла является явной функцией координаты $X^* = X/X_{\text{кр}}$ и параметров a_1, a_2, \dots, a_n , изменяющихся вдоль оси Z . Здесь $X_{\text{кр}}$ — координата X кромки крыла в текущем сечении $Z = \text{const}$. Количество параметров a_i ($i = 1, \dots, n$) и зависимости этих параметров от координаты $Z^* = (Z - Z_{\text{нк}})/L_{\text{нк}}$ задаются для каждой конкретной формы крыла, где $L_{\text{нк}} = (Z_{\text{нк}} - Z_{\text{зк}})$ — длина профиля крыла в сечении $X = \text{const}$, $Z_{\text{нк}}$ — координата Z точки на передней кромке профиля, $Z_{\text{зк}}$ — координата Z точки на задней кромке профиля. В созданном программном обеспечении (ПО) реализованы симметричные сверхзвуковые профили крыла с острой передней кромкой — треугольный, четырехугольный и шестиугольный, которые зада-

ются следующими параметрами:

- максимальная относительная толщина ε профиля для треугольного профиля;
- относительные поперечная и продольная координаты ε, ξ угловой точки на профиле для четырехугольного профиля;
- относительные поперечная и продольная координаты первой и второй угловых точек $\varepsilon_1, \xi_1, \varepsilon_2, \xi_2$ на профиле для шестиугольного профиля.

Значения параметров ε и ξ задаются в виде относительных величин длины Z^* продольного профиля в сечении $X = \text{const}$.

При табличном задании профиль может быть произвольного вида. В этом подходе для описания формы поверхности ОУС (крыла) вводится разбиение его опорными сечениями $X_k = \text{const}$ ($k = 1, \dots, K_x$, где K_x — количество сечений разбиения), параллельными плоскости симметрии тела. Крыло рассекается сечениями $X_k = \text{const}$ на части, начиная от корневой хорды крыла и заканчивая его вершиной. В каждом опорном сечении $X_k = \text{const}$ задаются координаты $Y_{k,i}$ и $Z_{k,i}$ ($i = 1, \dots, K_{yz}$, где K_{yz} — количество опорных точек, задаваемых на профиле крыла) характерных точек на нижней и верхней сторонах поверхности крыла. Причем количество характерных точек на нижней и верхней сторонах поверхности крыла остается неизменным во всех опорных сечениях. Форма профиля крыла в точках поверхности крыла, лежащих в опорном сечении $X_k = \text{const}$ между характерными точками или между опорными сечениями, вычисляется по формулам линейной интерполяции.

С учетом вышеуказанных представлений полных компоновок РН разработана методика расчета АДХ. Сущность методики расчета АДХ РН с ОУС, разработанной в соответствии с принципом функциональной независимости, состоит в следующем. Сложная комплексная задача разбивается на ряд более простых задач, для каждой из которых численно интегрируется система уравнений газовой динамики. Для решения комплексной задачи в зависимости от требований к точности расчета могут использоваться различные подходы. Наиболее широко применяется подход, в котором не учитывается интерференция корпуса и крыльев или ОУС. Сначала рассчитывается поле сверхзвукового течения около изолированного корпуса РН, а затем в поле течения, возмущенное этим корпусом, помещаются ОУС и крылья и определяется воздействие потока на них. Вдоль корпуса РН вводятся характерные области течения, в каждой из которых формулируется своя математическая задача. Расчет параметров потока в области, где располагаются ОУС или крылья, проводится по

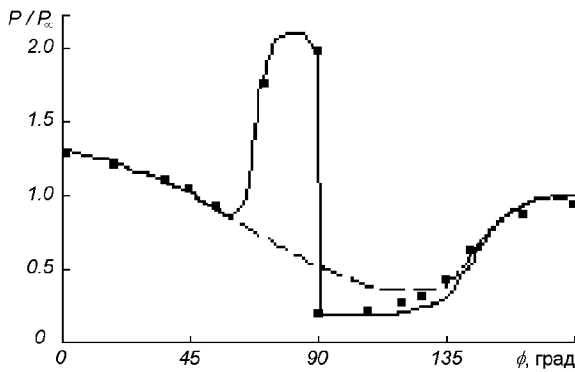


Рис. 3. Распределение давления на поверхности тела с оперением в плоскости $\varphi = 90^\circ$ при $Z = 4.5$ для $M_\infty = 3$, $\alpha = 10^\circ$: квадратики — эксперимент; сплошные линии — расчет; штриховые линии — расчет для изолированного корпуса

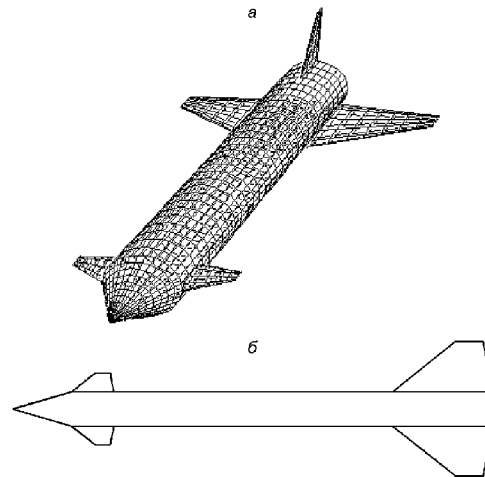


Рис. 4. Компоновка РН АКРК «Связь-1»: а — в изометрии; б — вид в плане

различным методикам, определяемым формой ОУС (крыла) и режимом его функционирования. Используются несколько подходов к расчету АДХ ОУС, которые приводятся ниже по мере усложнения.

В самом простом случае, когда требуется определить силовое воздействие потока на ОУС (крыло) и не предъявляется высокая точность к результатам расчетов, например, при проектной отработке, можно ограничиться точным расчетом поля течения около корпуса РН и рассчитывать АДХ ОУС приближенно по методу локального взаимодействия (МЛВ). Этот подход наиболее прост и может быть применен к ОУС произвольных форм. Сначала определяется поле возмущенного потока около изолированного корпуса РН. Затем рассматривается воздействие возмущенного потока на каждый ОУС, размещенный в рассматриваемой области, причем это воздействие не зависит от положения остальных органов. Для вычисления давления на поверхности ОУС используются два подхода: расчет по формулам Ньютона для местных параметров, возмущенных корпусом РН, либо наложение скачка или волны разрежения при повороте местного возмущенного потока в касательную к поверхности тела плоскость. Второй подход дает более адекватные результаты.

Более точные результаты дает использование точного численного решения уравнений газодинамики для расчета поля течения около ОУС. При таком подходе рассматривается обтекание изолированного ОУС сверхзвуковым потоком, возмущенным корпусом РН. Основное ограничение на получаемое решение состоит в требовании гиперболичности системы уравнений газодинамики, в силу

чего накладываются ограничения на формы рассчитываемых ОУС и условия их функционирования. Точность аэродинамического расчета ОУС увеличивается за счет учета влияния вязкости поля течения перед этими органами. Учет влияния вязкости производится с использованием методологии численного расчета ламинарного или турбулентного пограничного слоя на корпусе РН.

Следующий подход к повышению точности расчетов АДХ корпуса РН и АДХ ОУС состоит в учете их интерференции, когда рассматривается обтекание сверхзвуковым потоком одновременно корпуса РН и ОУС и крыльев, размещенных на нем. Используется многозонный метод (МЗМ) расчета, при котором внутренняя граница счетной области состоит из элементов поверхности корпуса, ОУС и крыльев в соответствующих маршевых сечениях, а в качестве внешней границы задается головной скачок. Счетная область в маршевом сечении разбивается на несколько зон. В этом подходе учитывается интерференция корпуса, ОУС и крыльев в процессе счета для каждого маршевого сечения. Основная сложность расчета таких течений состоит в том, что для их расчета должны использоваться различные алгоритмы, так как ОУС, крылья могут иметь существенно отличающиеся формы.

Используется две методики расчета полей течения около РН с ОУС и крыльями, которые зависят от относительной толщины ОУС и крыльев. Согласно первой методике предполагается, что ОУС (крыло) является достаточно тонким и его можно заменить плоским разрезом, лежащим в плоскости ОУС или крыла [13]. В этом случае используется вышеописанный МЗМ, и расчет поля течения около тонкого крыла ничем не отличается от расчета поля

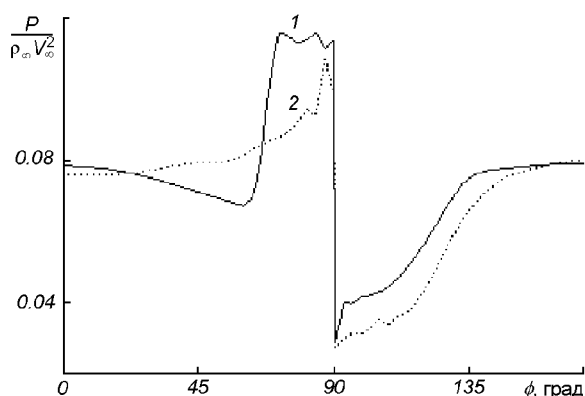


Рис. 5. Окружное распределение давления на поверхности РН АКРК «Святязь-1» в поперечном сечении $\lambda = 9$ для крыла в положениях среднеплана и низкоплана при $M_\infty = 3$, $\alpha = 5^\circ$: 1 — среднеплан; 2 — низкоплан

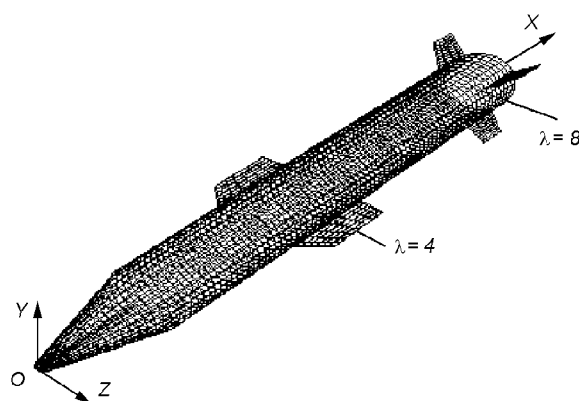


Рис. 6. Компонка РН АКРК «Ориль»

течения около ОУС. Несущие, стабилизирующие и управляющие органы РН, как правило, достаточно тонкие и могут быть заменены плоскими элементами. Реальная форма профиля крыла или ОУС учитывается при постановке граничных условий и вычислении аэродинамических нагрузок, действующих на эти органы. Использование этого подхода позволяет значительно упростить численную реализацию задачи и повысить оперативность расчета, так как в этом случае количество ОУС и крыльев, размещенных на корпусе РН, практически не влияет на время счета. Используемая методика позволяет учесть взаимное влияние возмущений полей течения около корпуса РН, ОУС и крыльев независимо от их количества и места расположения на корпусе РН. При наличии нескольких органов на каком-либо участке поверхности корпуса РН увеличение времени счета обусловлено в основном сгущением счетной сетки, которое необходимо использовать для увеличения разрешающей способности. Сравнения распределенных и суммарных АДХ оперенного тела, взятого из литературных источников [7], подтверждают достоверность результатов, получаемых с использованием разработанной методики (рис. 3).

Во втором подходе предполагается, что крыло является достаточно толстым. В этом случае поверхность крыла задается в качестве нижней границы счетной области (поверхности тела), а не границы между двумя счетными подобластями, как это делается в случае тонкого крыла [3, 4]. Нижняя граница счетной области строится в сечениях $Z_k = \text{const}$ с учетом формы поверхности корпуса РН и крыла. Уравнения газовой динамики численно интегрируются в цилиндрической системе координат. Положение продольной оси цилиндрической

системы координат выбирается таким образом, чтобы контур поперечного сечения, состоящий из поверхности корпуса РН и крыла, являлся однозначной функцией меридионального угла φ . Ось цилиндрической системы координат, вводимой для расчета поля течения в случае толстого крыла, может быть параллельно смещена в плоскости симметрии тела относительно оси корпуса РН. Таким образом разработанные методики предполагают разные подходы к расчету полей течения на разных участках поверхности РН. Эти методики были использованы для численного определения аэродинамических характеристик ВКС «Буран» [4], РН АКРК «Святязь-1» и «Ориль». Остановимся на результатах расчетов сверхзвукового обтекания РН АКРК «Святязь-1» и «Ориль».

Корпус РН АКРК «Святязь-1» задается в виде острого конического наконечника, имеющего удлинение $\lambda_k = 1.9$ и угол полураствора 20° , и цилиндрической поверхности с удлинением $\lambda_{ц} = 9.0$ (рис. 4). В хвостовой части поверхности корпуса размещены крылья, а для уменьшения запаса статической устойчивости за коническим наконечником установлены дестабилизаторы. Крылья и дестабилизаторы имеют трапециевидную форму с углом стреловидности передней кромки 45° , продольные профили задаются в виде 6-го симметричного профиля NACA-0006. Отношение площадей крыла и дестабилизатора в плане задается равным 6.5. Так как относительные толщины крыльев и дестабилизаторов малы, то можно считать, что они расположены в меридиональных плоскостях $\varphi = 90, 270^\circ$ (вектор скорости лежит в плоскости симметрии тела). С учетом такого допущения были проведены расчеты аэродинамических характеристик отдельных элементов и полной компоновки РН на

сверхзвуковом участке полета. Было исследовано влияние положения крыльев (средне- и низкоплан) и формы крыльев (в плане и профиля) на аэродинамические характеристики полной компоновки. На рис. 5 приведено окружное распределение давления на поверхности корпуса в поперечном сечении $Z_k = \text{const}$ (сечении на крыле) при $M = 3$ угле атаки $\alpha = 5^\circ$. Линия 1 соответствует крылу в положении среднеплана, а 2 — низкоплана. Размещение крыла в положении низкоплана приводит к уменьшению запаса статической устойчивости компоновки. На примере 6 % профиля крыла показано, что изменение формы профиля крыла может приводить к 10 % изменениям аэродинамических характеристик полной компоновки РН. Замена крыла плоской пластиной дает минимальные значения коэффициентов нормальной силы C_n и момента C_m для одной и той же формы крыла в плане.

Результаты аэродинамических расчетов компоновки РН АКРК «Ориль» (рис. 6) приведены на рис. 7, 8. Аэродинамическая компоновка включает два аэродинамических руля, расположенных в меридиональных плоскостях $\varphi = 90, 270^\circ$ на боковой поверхности при $\lambda = 4$, и четыре аэродинамических стабилизатора в меридиональных плоскостях $\varphi = 45, 135, 225, 315^\circ$ на хвостовой части при $\lambda = 8$. Окружные изменения давления на поверхности корпуса РН показаны на рис. 7, где сплошная линия соответствует поперечному сечению $\lambda = 4$, точечная — $\lambda = 6$, штриховая — $\lambda = 8$. На рис. 8 показаны поля изобар в трех поперечных сечениях $Z_k = \text{const}$ ($\lambda = 4$ соответствует сечению, в котором

находятся стабилизаторы; $\lambda = 6$ — сечению на цилиндрической части поверхности корпуса РН, лежащей между стабилизаторами и рулями; $\lambda = 8$ — сечению, в котором находятся рули). Хорошо видна эволюция внутреннего скачка, который сначала формируется на наветренной стороне потока вблизи руля при $\lambda = 4$, а затем распространяется вниз по потоку. Там же хорошо виден скачок, который формируется при $\lambda = 8$ вблизи стабилизатора, размещенного на наветренной стороне корпуса РН ($\varphi = 45^\circ$).

Таким образом, имеющееся МПО позволяет проводить расчеты сверхзвукового обтекания различных компоновок РН, оснащенных ОУС и крыльями. При этом могут быть получены суммарные

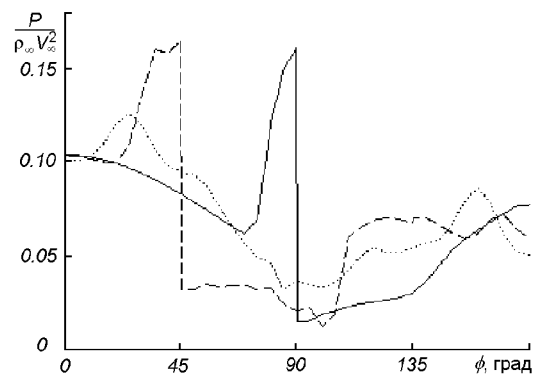


Рис. 7. Окружные распределения давления на поверхности корпуса РН АКРК «Ориль» при $M_\infty = 3$, $\alpha = 5^\circ$ в сечениях: сплошная линия — $\lambda = 4$; пунктирная линия — $\lambda = 6$; штриховая линия — $\lambda = 8$

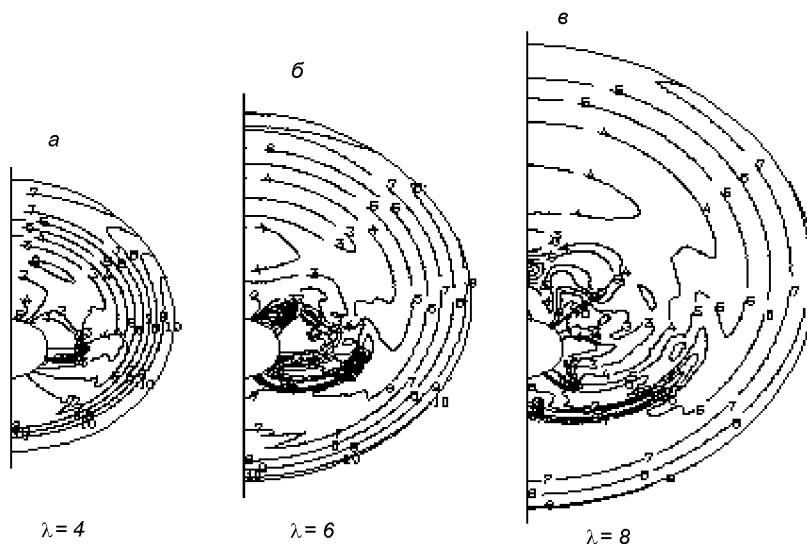


Рис. 8. Изобары в поле потока около РН АКРК «Ориль» при $M_\infty = 3$, $\alpha = 5^\circ$ в сечениях: $\lambda = 4, 6, 8$

АДХ отдельных составляющих и полной компоновки РН, распределения параметров на поверхности корпуса РН и ОУС и в любой точке поля потока.

1. Белоцерковец И. С., Тимошенко В. И., Филипповская Л. М. Влияние неравномерности внешнего потока и угла отклонения сопла на донное давление за осесимметричным телом с одиночной сверхзвуковой струей // Изв. ВУЗов. Авиационная техника.—1990.—№ 1.—С. 34—36.
2. Воронова Г. Г., Лиманский А. В., Тимошенко В. И. Параметрическое исследование аэродинамического качества затупленных конусов // Уч. зап. Центр. аэро-гидродинам. ин-та.—1991.—22, № 1.—С. 77—81.
3. Галинский В. П., Тимошенко В. И. Результаты численного исследования сверхзвукового обтекания тел с крыльями переменной стреловидности // Прикладные вопросы аэродинамики летательных аппаратов. — Киев: Наук. думка, 1985.—С. 77—81.
4. Галинский В. П., Тимошенко В. И. Результаты численного исследования сверхзвукового обтекания тел с крыльями переменной стреловидности // Аэротермодинамика воздушно-космических систем: Сб. докл. школы-семинара ЦАГИ. — М.: Изд-во ЦАГИ, 1992.—Часть II. —С. 116—131.
5. Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я. и др. Численное решение многомерных задач газовой динамики. — М.: Наука, 1976.—400 с.
6. Кушнир Г. Г., Тимошенко В. И. Параметрическое исследование аэродинамического сопротивления и качества биэллиптических затупленных конусов // Изв. ВУЗов. Авиационная техника.—1989.—№ 2.—С. 67—68.
7. Розин А. В. Исследование обтекания оперенного тела сверхзвуковым потоком газа // Аэродинамика входа тел в атмосферу планет. — М.: Изд-во МГУ, 1983.—С. 17—23.
8. Тимошенко В. И. Пакет прикладных программ для комплексного решения задач сверхзвукового обтекания осесимметричных тел // Комплексы программ математической физики. — Новосибирск: Изд-во ИТПМ СО АН СССР, 1980.—С. 52—60.
9. Тимошенко В. И., Белоцерковец И. С. Численное модели-

рование сверхзвукового пространственного обтекания тупых тел // Гидрогазодинамика и тепломассообмен летательных аппаратов. — Киев: Наук. думка, 1988.—С. 53—58.

10. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Оперативный расчет пространственного сверхзвукового обтекания тел, близких к осесимметричным // Изв. ВУЗов. Авиационная техника.—1991.—№ 4.—С. 22—26.
11. Тимошенко В. И., Галинский В. П., Белоцерковец И. С. Проблемы научно-методического аэродинамического сопровождения разработок ракет-носителей // Научно-технические проблемы космонавтики и ракетостроения: Тез. и аннотации докл. методич. конф. — М.: Изд-во ЦНИИМаш, 1996.—С. 96—97.
12. Тимошенко В. И., Лиманский А. В. Технология численного решения на ЭВМ задач газовой динамики. — Киев: Наук. думка, 1985.—231 с.
13. Тимошенко В. И., Филипповская Л. М. Численное исследование особенностей сверхзвукового обтекания кругового конуса с плоскими крыльями потоком невязкого газа // Изв. ВУЗов. Авиационная техника.—1989.—№ 1.—С. 53—55.
14. Moore F. G., Devan L., Hymer T. New semiempirical method for computing nonlinear missile aerodynamics // J. Spacecraft and Rockets.—1993.—30, N 6.—P. 697—706.

PROBLEMS IN DEVELOPING SCIENTIFIC METHODS FOR CALCULATING AERODYNAMIC PARAMETERS OF BOOST VEHICLES

V. P. Galinskiy, V. I. Timoshenko

We discuss the problems that arise in the development of scientific methods for calculating aerodynamic characteristics of boost vehicles. We describe briefly the methodology and the software developed at the Institute of Engineering Mechanics NASU and the National Space Agency of Ukraine for aerodynamic calculations of boost vehicles in the «Svityaz-1» and «Oril» projects of the space program of Ukraine.