

УДК 629.76.0.24.3.015:533.6.011

Ф.М. Пахомов, **В.А. Антонов**, Г.Ф. Костин, Н.В. Чурилов**ТЕОРЕТИКО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ТЕЛ
ВЫПУКЛО-ВОГНУТОЙ КОНФИГУРАЦИИ**

Приводятся результаты теоретико-экспериментального исследования распределения давления на поверхности и аэродинамических характеристик обгарных форм летательных аппаратов, моделируемых телами вращения выпукло-вогнутой конфигурации при сверхзвуковом обтекании. Экспериментальные исследования проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе при углах атаки от нуля до восьми градусов и числах Маха от двух до четырёх. Результаты теоретического исследования получены в рамках модели невязкого совершенного газа с использованием конечно-разностного метода С.К. Годунова первого порядка точности по независимым переменным. Проведённое комплексное исследование показывает возможность использования принятой физической модели невязкого течения для определения картины обтекания и оценки аэродинамических характеристик при безотрывном обтекании рассматриваемых моделей.

Ключевые слова: *сверхзвуковое обтекание; обгарные формы; эксперимент; модель Эйлера; модель Навье – Стокса.*

При больших скоростях полёта в плотных слоях атмосферы Земли летательные аппараты (ЛА) подвергаются интенсивному тепловому воздействию высокотемпературного потока воздуха, что приводит к разрушению теплозащитного покрытия при использовании пассивного метода теплозащиты и, в связи с этим, к изменению геометрической формы ЛА. Как показывают исследования [1 – 4], на наиболее теплонапряжённых участках траектории полёта при больших значениях числа Рейнольдса наличие зоны перехода ламинарного течения в пограничном слое в турбулентное способствует более интенсивному разрушению боковой поверхности ЛА по сравнению с разрушением лобовой части поверхности в отличие от ламинарных режимов течения в пограничном слое. Этот эффект обусловлен интенсификацией процессов тепло- и массообмена в области перехода, в результате чего в её окрестности образуются вогнутые участки поверхности [2 – 4], что, в свою очередь, может привести к существенному изменению аэродинамических характеристик (АДХ) ЛА. Знать о поведении АДХ ЛА необходимо для определения расчётного режима их полёта. Кроме того, тела выпукло-вогнутой формы могут использоваться при необходимости обеспечения неизменной длины ЛА, что в ряде случаев представляется очень важным обстоятельством. В связи с этим представляет интерес выявление возможности определения АДХ таких обгарных форм ЛА на основе невязкой модели течения.

Результаты невязкого и вязкого сверхзвукового обтекания рассматриваемых тел содержатся, например, в работах [5 – 12]. В [5] численно исследуется влияние глубины и кривизны выемки на сфере на конфигурацию ударной волны и звуковых линий при различных значениях числа Маха и нулевом угле атаки в невязкой постановке. В [6] также теоретически рассмотрено гиперзвуковое обтекание тел с

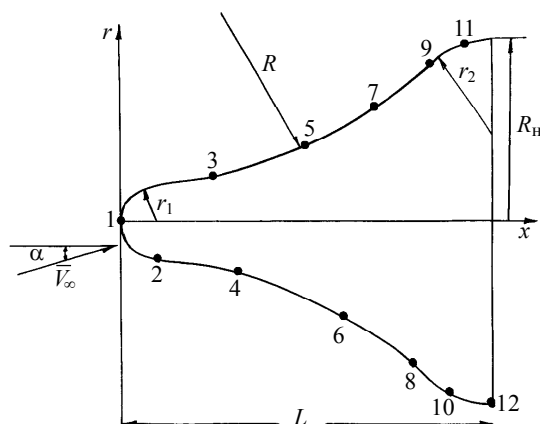
вогнутыми участками образующей. В работе [7] невязкое решение, полученное методом Мак-Кормака, хорошо согласуется с экспериментальными данными по отходу ударной волны и распределению давления на теле. В работе [8] проведено численное исследование невязкого обтекания серии затуплений, характерных для процесса уноса теплозащитного покрытия, где также получено хорошее согласование с экспериментом. Подробное теоретическое исследование особенностей невязкого обтекания тел колоколообразной формы с использованием метода С.К. Годунова приведено в работе [9]. Показано наличие тройной точки на ударной волне. В [10, 11] приводятся сравнения моделей вязкого и невязкого течения при обтекании тел с выемками. Отмечено, что в области видимого различия в распределении давления на теле с вогнутыми участками образующей невязкие расчёты дают завышенные значения давления на теле. И, наконец, подробное систематическое исследование сверхзвукового обтекания тел выпукло-вогнутой формы в рамках модели Навье – Стокса выполнено в работе [12].

В данной работе приводятся результаты теоретико-экспериментального исследования сверхзвукового обтекания тел колоколообразной формы.

Экспериментальные исследования проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе при углах атаки $\alpha = 0 \div 8^\circ$ и числах Маха набегающего потока $M_\infty = 2 \div 4$. Число Рейнольдса при $M_\infty = 4$ составляло $Re_\infty = 5,3 \cdot 10^7 \text{ м}^{-1}$.

Результаты теоретического исследования получены на основе модели невязкого совершенного газа методом С.К. Годунова с явным выделением поверхности головной ударной волны.

Геометрические параметры трёх испытываемых моделей и схема расположения дренажных отверстий на одной из них приведены на рис. 1. При этом геометрические размеры отнесены к радиусу миделевого сечения $R_M = 0,03 \text{ м}$.



Параметры модели

№ модели	r_1	r_2	R	L
Модель 1	0,2	0,5	2	1
Модель 2	0,2	0,3	2	1,5
Модель 3	0,2	0,3	2,5	2

Рис. 1. Расположение дренажных отверстий и геометрические параметры модели

На рис. 2, а представлены контур модели № 1 и картины её обтекания при $M_\infty = 4$. Там же (рис. 2, б) приведены распределения давления на поверхности обтекаемого тела, отнесённые к $\rho_\infty V_{\max, \infty}^2$, где ρ_∞ – плотность набегающего потока, $V_{\max, \infty}^2$ – его максимальная скорость. Сплошными кривыми показаны результаты расчёта в рамках невязкой модели течения. Штриховыми кривыми и треугольниками на рис. 2 показаны результаты, предоставленные О.И. Погореловым [11, 12], полученные с использованием вязкой модели течения Навье – Стокса при том же значении числа Маха и числе Рейнольдса $Re_\infty = 10^6$. Кружочки соответствуют экспериментально измеренным значениям давления.

Представленные на рис. 2 результаты позволяют сравнить две модели течения между собой и экспериментом. Прежде чем перейти к их анализу, отметим, что в эксперименте, путём нанесения лакокрасочного покрытия на поверхность обтекаемого тела, установлено наличие отрывной зоны течения в окрестности его вогнутого участка, вызванной отрывом пограничного слоя вследствие положительного градиента давления в этой области. Наличие отрыва пограничного слоя с образованием возвратноциркуляционной зоны течения на выемке установлено и в расчётах в рамках вязкой модели течения [11, 12]. Расчёты в невязкой постановке в данном случае эту особенность течения, к сожалению, не улавливают.

Этим отличием объясняются некоторые расхождения в положении головной ударной волны, полученные при расчётах обтекания с использованием разных моделей течения. Вследствие наличия отрывной зоны и пограничного слоя отход ударной волны, полученный в результате расчёта в вязкой постановке, несколько больше, чем отход, полученный в рамках невязкой модели течения. При этом положение точки перегиба ударной волны, наличие которой характерно для обтекания тел знакопеременной кривизны, довольно близки. Некоторое незначительное отличие результатов расчётов в рамках двух моделей течения касается конфигурации местных дозвуковых и сверхзвуковых областей течения в ударном слое (сплошные кривые в ударном слое – звуковые линии, полученные в рамках невязкой модели течения, пунктирные – результаты решения задачи в рамках уравнений Навье – Стокса). Отметим, что в окрестности точки перегиба ударной волны и в том и в другом случае меняется тип течения в ударном слое со сверхзвукового до дозвукового. Объясняется это наличием в поле течения косого скачка уплотнения, отчётливо видимого и на теневой картине обтекания, полученной в эксперименте.

Особенности течения находят своё отражение в распределениях давления на поверхности обтекаемого тела, представленных на рис. 2, б. Они показывают, что на первом выпуклом участке поверхности расчётные данные, полученные в рамках двух моделей течения совпадают как между собой, так и с экспериментом. Далее, в окрестности выемки, наблюдается значительное расхождение в значениях давления на поверхности обтекаемого тела, полученных в расчётах по разным моделям течения. И, если расчёты в рамках модели Навье – Стокса дают близкие значения давления к эксперименту, то расчёты в рамках модели Эйлера дают завышенные значения давления, превышающие давление торможения в критиче-

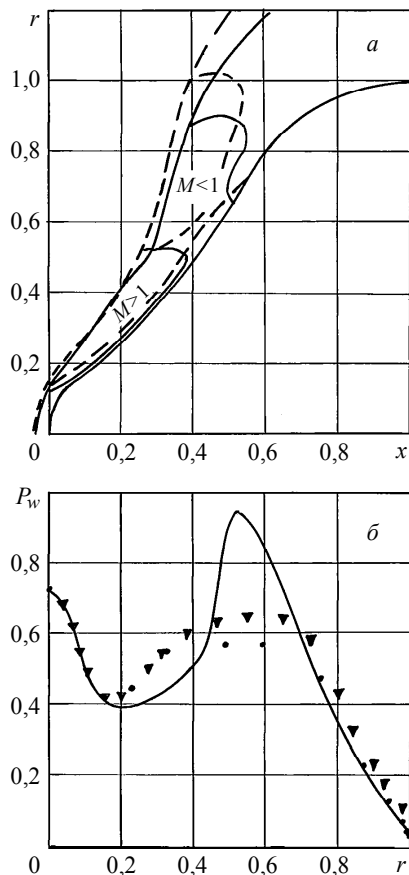


Рис. 2. Картина обтекания модели № 1 (а) и распределения давления на поверхности (б)

ской точке, что наблюдается и в работе [9]. Пик давления, превышающий давление торможения, объясняется наличием в поле течения косого скачка уплотнения, зарождающегося в тройной точке на ударной волне и падающего на поверхность тела за его вогнутым участком. Далее, на втором выпуклом участке поверхности обтекаемого тела, наблюдается хорошее согласование как расчётных, так и экспериментальных данных.

Несколько другая картина наблюдается в случае обтекания моделей № 2 и № 3, характеризующихся более пологим вогнутым участком рис. 3, 4. Сплошными кривыми на этих рисунках приведены результаты расчётов в рамках невязкой постановки задачи.

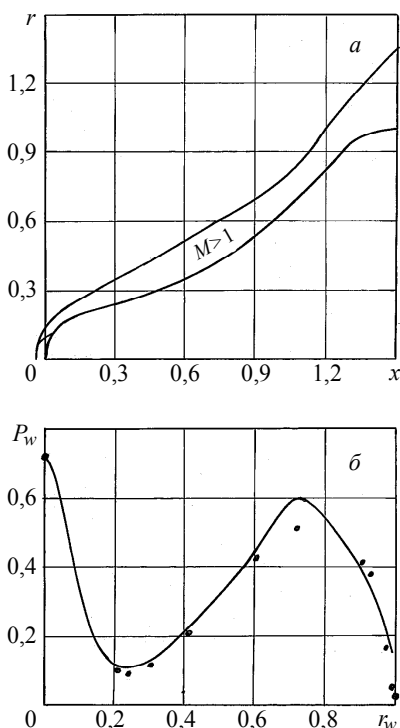


Рис. 3. Картина обтекания модели № 2 (а) и распределения давления на поверхности (б)

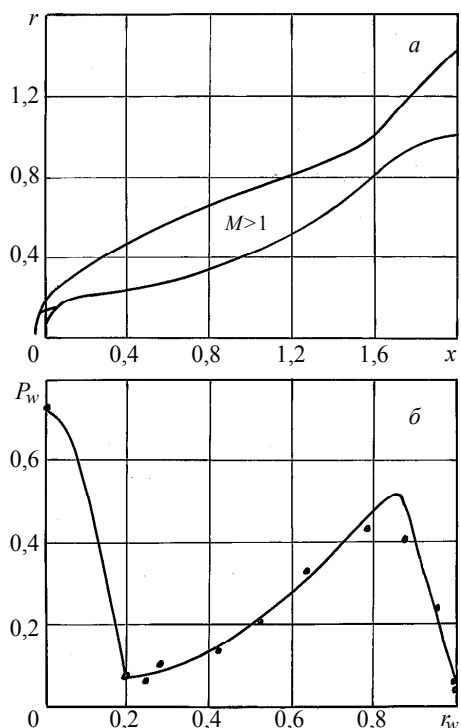


Рис. 4. Картина обтекания модели № 3 (а) и распределения давления на поверхности (б)

В эксперименте установлен безотрывной характер обтекания данных тел. Данное обстоятельство сказывается и на результатах сравнения расчётных и экспериментальных данных. Несмотря на то, что форма головной ударной волны сохраняет свой немонотонный вид, дозвуковая зона течения имеет место только в окрестности лобовой критической точки, как и для выпуклых тел. Наличие положительного градиента давления оказывает тормозящее действие на течение газа, но скорость его остается сверхзвуковой. Сравнение рассчитанных и измеренных значений давления показывает в этих случаях их удовлетворительное согласование почти на всей поверхности тела за исключением небольшой области вниз по потоку, где кривизна ударной волны и тела меняет знак, что объясняется наличием в этой области косого скачка уплотнения.

Заключение

Таким образом, проведённое теоретико-экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания моделей обгарных форм головных частей летательных аппаратов показывает возможность использования модели невязкого течения для определения картины их обтекания и оценки значений их аэродинамических характеристик в случае безотрывного обтекания. В противном случае необходимо использовать более полную модель течения, например, модель Навье – Стокса.

ЛИТЕРАТУРА

1. Мурзинов И.Н. О форме тел, разрушающихся под действием интенсивного нагрева при движении в атмосфере // Изв. АН СССР. ОТН. Механика. 1965. № 4.
2. Реда Д.К., Рейнер Р.М. Экспериментальное исследование асимметрии фронта перехода на поверхности аблирующего наконечника, движущегося с гиперзвуковой скоростью // Ракетная техника и космонавтика. 1979. Т. 17. № 11.
3. Гришин А.М., Фомин В.М. Сопряженные и нестационарные задачи механики реагирующих сред. Новосибирск, 1984.
4. Парашин А.Д., Гришин А.М. Обобщение физической модели разрушения тел за счет аэродинамического нагрева // Газодинамика неравновесных процессов. Новосибирск: Изд-во ИТПМ, 1981. С. 154 – 162.
5. Лебедев М.Г., Пчелкина Л.В., Савинов К.Г. Решение задач газовой динамики методом установления // Научные труды ин-та механики МГУ. 1972. № 19. С. 7 – 34.
6. Вишневецкий С.Л., Пахомова З.С. Обтекание острых и затупленных тел с вогнутой образующей гиперзвуковым потоком // Изв. АН СССР. МЖГ. 1975. № 1. С. 176 – 180.
7. Daywitt J. Improvement in techniques for computing supersonic blunt-body flows // AIAA Paper. 1981. P. 115.
8. Haich T. Numerical investigation of flow field about a series of indented nosetips // Ibid. P. 77.
9. Taylor T.D., Masson B.S. Application of the unsteady numerical method of Godunov to computation of supersonic flows past bell-shaped bodies // J. Computat/ Phys. 1970. V. 5. P. 443 – 454.
10. Kutler P., Chakravarty S.R., Lombard C.P. Supersonic flow over ablated nosetips using an unsteady implicit numerical procedure // AIAA Paper. 1978. P. 78 – 213.
11. Антонов В.А., Гришин А.М., Погорелов О.И. Сверхзвуковое обтекание тел выпукло-вогнутой формы на основе уравнений Эйлера и Навье – Стокса // Моделирование в механике. Новосибирск, 1988. Т. 2 (19). № 2. С. 17 – 30.
12. Гришин А.М., Погорелов О.И., Пырх С.И. Математическое моделирование сверхзвукового обтекания выпукло-вогнутых тел на основе уравнений Навье – Стокса // Численные методы механики сплошной среды. Новосибирск, 1985. Т. 16. № 3. С. 22 – 43.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ:

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

АНТОНОВ Виктор Алексеевич – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры вычислительной математики механико-математического факультета Томского государственного университета.

КОСТИН Геннадий Федотович – доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник Государственного ракетного центра им. Академика В.П. Макеева. E-mail: fire@mail.tsu.ru

ЧУРИЛОВ Николай Владимирович – инженер Государственного ракетного центра им. Академика В.П. Макеева. E-mail: fire@mail.tsu.ru

Статья принята в печать 19.11.2009 г.