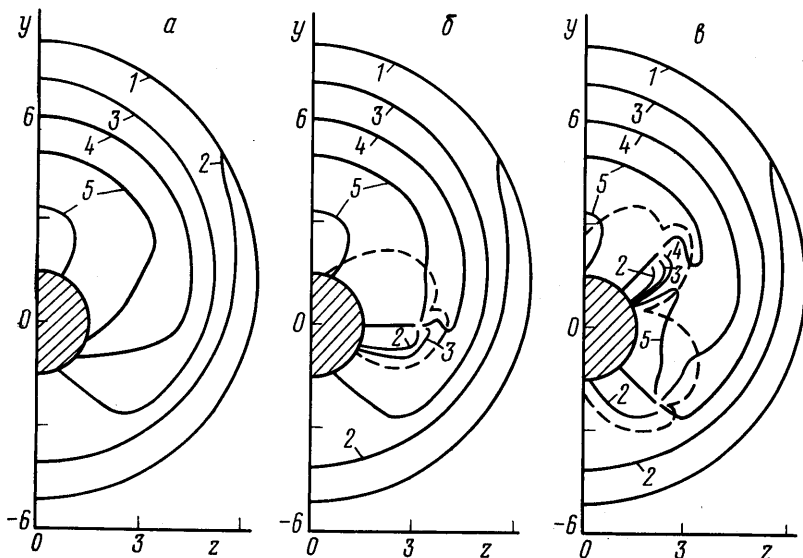


## ПРОСТРАНСТВЕННОЕ ОБТЕКАНИЕ ОПЕРЕННОГО ТЕЛА СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ИДЕАЛЬНОГО ГАЗА

РОЗИН А. В.

Приводятся результаты численного и экспериментального исследования стационарного сверхзвукового обтекания идеальным газом модели тела с плюс- и X-образным оперением. Углы атаки меняются от 0 до  $20^\circ$ . Исследуется физическая структура течения, найдены распределения давления, коэффициенты нормальной силы и момента тангажа всего тела и отдельных консолей, а также приращение коэффициента нормальной силы, возникающей на теле под влиянием оперения. Дано сравнение с линейной теорией и с данными эксперимента. Совпадение результатов расчета с экспериментальными данными удовлетворительное.



Фиг. 1

Обзор литературы по аэродинамике оперенных тел можно найти в монографиях [1–3]. Однако в основном работы посвящены либо приближенным, либо экспериментальным исследованиям. Решение рассматриваемой задачи в точной постановке представляет большие трудности. И даже в постановке идеального газа всего несколько работ посвящено обтеканию тел с оперением. В работе [4] изучены топологические свойства поверхностей тока в коническом течении около конуса с тонким крылом. В работе [5] в развитие метода Маккормака разработан алгоритм расчета снарядов с оперением при предположении «тонких» консолей (аналогичное предположениям теории тонкого тела). На кромках вводится локальное рассмотрение, используются полуэмпирические зависимости. В работе [6] метод [7, 8] обобщается на случай летательного аппарата с крыльями и оперением, произведен расчет обтекания гиперзвукового самолета с треугольным крылом.

1. Рассматривается стационарное сверхзвуковое с плоскостью симметрии обтекание оперенного тела вращения равномерным потоком невязкого нетеплопроводного газа с показателем адиабаты  $\kappa=1,4$ . Число Маха набегающего потока равно  $M_\infty=3$ . Система уравнений Эйлера интегрируется численно. В качестве конечно-разностной аппроксимации используется стационарный сверхзвуковой аналог схемы С. К. Годунова [7, 8]. Расчет проводится в цилиндрической системе координат маршевым методом без выделения внутренних скачков, порождаемых консолями оперения.

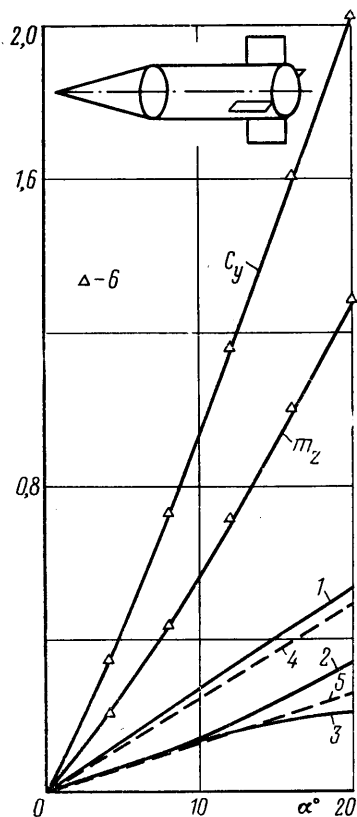
Внешняя граница расчетной области есть головная ударная волна, внутренняя – поверхность тела. На внешней границе значения параметров равны их значениям в набегающем потоке, на внутренней границе, в том числе и на консолях оперения, граничным условием является условие непротекания.

Оперенное тело представляет собой тело вращения удлинения 4,5 калибра, головная часть которого есть острый конус с углом полураствора  $15^\circ$ , а корпус – цилиндр с установленным в конце крестообразным оперением. Консоли оперения тонкие, плоские, прямоугольные в плане, размах каждой – полкальбра. Ось  $x$  цилиндрической системы координат  $(x, r, \varphi)$  совмещена с осью симметрии, а начало системы координат – с носиком тела,  $x_k$  соответствует концу тела.

В эксперименте на боковой кромке консоли оперения возможно вихреобразование, которое трудно учесть в численном расчете в рамках теории идеального газа. В работах [9, 10] предложен алгоритм расчета обтекания крыльев с учетом сходящих с кромок тангенциальных разрывов, который, однако, приводит к нарушению уравнений движения в одной расчетной ячейке. В настоящей работе расчет велся без учета вязких эффектов на боковой кромке консоли, что, конечно, ухудшает точность счета. Можно, однако, предположить, что падение точности происходит в непосредственной близости от боковой кромки и не влияет на точность расчета вдали от нее. Хорошее совпадение расчета с экспериментальными данными (см. ниже) подтверждает это предположение.

Так как решаемая задача обладает плоскостью симметрии, то счет велся в области  $0 \leq \varphi \leq 180^\circ$ . На этой плоскости ставилось условие симметричности течения по обе стороны от границы. Для проверки работы программы были проведены методические расчеты обтекания кругового конуса с углом полураствора  $15^\circ$  равномерным сверхзвуковым потоком с числом Маха  $M=3$  на двух равномерных сетках  $20 \times 20$  и  $40 \times 40$  под углом атаки до  $20^\circ$ . Полученные распределения газодинамических параметров совпадают с данными [11] и близки к табличным данным [12]. При счете на более мелкой сетке точность результатов повышалась. Так, ошибка в распределении давления при сетке  $40 \times 40$  была в пределах 1%. Кроме того, расчет всего тела также велся на двух сетках  $20 \times 20$  и  $40 \times 40$ . Были получены близкие результаты, что говорит о хорошей сходимости метода. При этом при счете на более мелкой сетке внутренние разрывы и перепады давления получались более четко, меньше «размывались».

2. Из расчета следовало, что наличие консолей оперения не влияет на положение головной ударной волны. На фиг. 1 построены картины обтекания ( $\alpha=10^\circ$ ) тела без оперения (фиг. 1, а), с плюс-образным оперением (фиг. 1б) и с X-образным оперением (фиг. 1, в) в сечении  $x=x_k$ . В этом сечении обозначен контур тела, головная ударная волна (кривая 1) и построены изобары с постоянным шагом по давлению, равным 0,2; кривой 2 соответствует значение 1,4; кривой 5 — 0,8. Давление отнесено к давлению в невозмущенном потоке. Сравнивая распределение давления во всех трех случаях, можно сделать вывод, что возмущения от консолей оперения не доходят до головной ударной волны.



Фиг. 2

Для более детального определения области влияния консолей оперения было проведено сравнение полей давления для оперенного и неоперенного тела. На фиг. 1 штрихом отмечены изолинии относительной разности давлений ( $\alpha=10^\circ$ ) в сечении  $x=x_k$ , т. е. в каждой точке поля из давления для случая течения с оперением вычитается давление для течения без оперения и модуль разности относится к последнему. Кривым соответствует значение относительной разности 0,01. По изолиниям можно судить о геометрии волн, порождаемых консолями оперения, чего нельзя сделать непосредственно, так как при сквозном счете границы внутренних волн «размываются» на несколько расчетных ячеек. Таким образом, подтверждается сделанный ранее вывод о том, что волны от консолей не доходят до головной ударной волны. Анализ распределения давления на теле, а также фиг. 1 показывают, что волны от различных консолей взаимодействуют между собой в случае X-образного оперения и не взаимодействуют в случае плюс-образного оперения.

На фиг. 2 построены коэффициент нормальной силы  $C_y$  и коэффициент момента тангажа  $m_z$  всего тела. Момент тангажа вычисляется относительно носика тела. Величина силы отнесена к скоростному напору и к площади двух консолей, величина момента, кроме того, отнесена к длине тела. Сплошной линией отмечены результаты расчета, точки б — экспериментальные данные, полученные на трубе А-8 Института механики МГУ. Коэффициенты построены для случая плюс-образного оперения. Совпадение данных эксперимента с расчетом удовлетворительное. Центры давления в обоих случаях находятся на расстоянии 62–64% длины тела, считая от носика. Там же построены графики коэффициента нормальной силы, действующей на каждую отдельную консоль оперения, от угла атаки. Величина силы отнесена к

площади консоли и скоростному напору. Кривые 1-3 соответствуют консолям с  $\varphi=90, 135, 45^\circ$ . Для сравнения штриховой линией нанесена величина коэффициента нормальной силы, которую дает линейная теория Аккерета, для двух случаев:  $\varphi=90$  и  $45^\circ$  (кривые 4 и 5 соответственно). Максимальная величина коэффициента нормальной силы у консоли  $\varphi=90^\circ$ , минимальная — у консоли  $\varphi=45^\circ$ . Точка приложения нормальной силы находится на расстоянии 43-46% размаха консоли от бортовой хорды, что близко к данным [3].

Как показали расчеты, приращение коэффициента нормальной силы, возникающей на теле вращения под влиянием консолей оперения, примерно на порядок меньше коэффициента нормальной силы, действующей на оперение.

Автор выражает благодарность Миносцеву В. Б. за постановку задачи и консультативную помощь, Сагомояну А. Я. и Фалунину М. П. за постоянное внимание к работе и Мосину А. Ф. за помощь в проведении эксперимента.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Аэродинамика ракет. М.: Высшая школа, 1968. 772 с.
2. Конструкция управляемых баллистических ракет. М.: Воениздат, 1969. 443 с.
3. Петров К. П. Аэродинамика ракет. М.: Машиностроение, 1977. 136 с.
4. Шашкин А. П. Численное исследование особенности течения газа около кругового конуса с тонким крылом при сверхзвуковом обтекании под углом атаки.— Числ. методы механики сплошн. среды, 1975, т. 6, № 1, с. 109-121.
5. Wardlaw A. B., Jr., Solomon J. M., Baltakis F. P. Supersonic inviscid flow-field computations of missile type bodies.— AIAA Pap., 1980, № 271. 16 p.
6. Аукин М. К., Тагиров Р. К. Метод расчета сверхзвукового обтекания летательного аппарата при наличии воздухозаборников, крыльев и оперения.— Числ. методы механики сплошн. среды, 1980, т. 11, № 6, с. 23-35.
7. Иванов М. Я., Крайко А. Н., Михайлов Н. В. Метод сквозного счета для двумерных и пространственных сверхзвуковых течений. 1.— Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1972, т. 12, № 2, с. 441-463.
8. Иванов М. Я., Крайко А. Н. Метод сквозного счета для двумерных и пространственных сверхзвуковых течений. 2.— Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1972, т. 12, № 3, с. 805-813.
9. Косых А. П., Минайлос А. Н. Расчет сверхзвукового течения у несущих тел и крыльев методом сквозного счета.— Тр. ЦАГИ, 1977, вып. 1809, с. 3-35.
10. Минайлос А. Н. Расчет сверхзвукового обтекания крыльев с учетом сходящих с кромок тангенциальных разрывов в рамках модели, использующей систему уравнений Эйлера.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1978, № 1, с. 78-89.
11. Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я., Крайко А. Н., Прокопов Г. П. Численное решение многомерных задач газовой динамики.— М.: Наука, 1976. 400 с.
12. Бабенко К. И., Воскресенский Г. П., Любимов А. М., Русанов В. В. Пространственное обтекание гладких тел идеальным газом. М.: Наука, 1964. 505 с.

Москва

Поступила в редакцию  
25.III.1981

УДК 533.6.011.5

### ПРОНИКНОВЕНИЕ В СВЕРХЗВУКОВОЙ ПОТОК СТРУИ, ВДУВАЕМОЙ ЧЕРЕЗ ВЫПУКЛУЮ ЦИЛИНДРИЧЕСКУЮ ПОВЕРХНОСТЬ

ЗАХАРЧЕНКО В. Ф., КАРДАНОВ Ю. Х., СЕМЕНИХИН А. Н.

Зависимость геометрических характеристик струи от основных определяющих параметров течения была рассмотрена в [1] для случая вдува в сверхзвуковой поток через узкие продольные щели на боковой поверхности цилиндра, расположенные симметрично относительно плоскости углов атаки  $\alpha$  (жидкое крыло). Вдув производился через две щели при  $\alpha=0$ , поэтому угол атаки не был включен в число определяющих параметров. Осталось невыясненным, имеет ли место взаимное влияние струй вследствие повышения противодавления в области вдува, возможного из-за ограничения растекания газа по криволинейной поверхности тела. Не были рассмотрены другие формы отверстий вдува.

В настоящей работе в развитие материалов [1] приведены данные оптических экспериментальных исследований продольного обтекания цилиндра сверхзвуковым воздушным потоком аэродинамической трубы ( $k_\infty=1,4$ ,  $M_\infty=2,06$ ,  $T_{0\infty}=288$  К,  $Re_\infty=2,54 \cdot 10^7$  [1/м]) в условиях вдува по нормали к поверхности тела «холодных» воздушных струй через круглые отверстия ( $k_i=1,4$ ,  $T_{0i}=288$  К,  $M_{i\infty}=1$ ). Здесь  $k$  — отношение удельных теплоемкостей;  $T_0$  — температура торможения;  $M$ ,  $Re$  — числа Маха