

УДК 532.517.2

КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ТЕЧЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ТЕЛ СЕГМЕНТАЛЬНО-КОНИЧЕСКОЙ ФОРМЫ

АНДРЕЕВ Г. Н., ГЛАГОЛЕВ А. И., ЗУБКОВ А. И.,
ЛЯГУШИН Б. Е.

В работах [1-3] обсуждались и анализировались отдельные аспекты возникновения и развития отрывных течений около затупленных тел при умеренных углах атаки. В плане развития и обобщения результатов этих исследований в данной работе рассматривается вопрос о поведении предельных линий тока на поверхности тела сегментально-конической формы, обтекаемого гиперзвуковым потоком, и о пространственных схемах обтекания таких тел. Экспериментальные исследования, результаты которых обсуждаются ниже, проведены в аэродинамической трубе при числе Маха набегающего потока $M=6$, температура торможения 480-500 К и числе Рейнольдса по параметрам набегающего потока и максимальному диаметру $5,9 \times 10^6$. Угол атаки модели изменялся от 5 до 90°.

Картини предельных (донных) линий тока на поверхности были получены методом масляной пленки. Боковая поверхность модели после окончания эксперимента многократно фотографировалась с поворотом от кадра к кадру на постоянный угол. Из центральных участков фотографий составлялась полная развертка конической поверхности со следами масляной пленки на ней, по которым копировались предельные линии тока.

Исследуемая модель представляла сочетание шарового сегмента и прямого кругового конуса, имеющих общее основание диаметром 55 мм. Угол полураствора конуса равнялся 10°, центральный угол сегмента - 60°. Модель крепилась на осевую державку. Длина модели по оси от вершины сегмента до сочленения с державкой составляла 135 мм.

Ниже по тексту образующая $\psi=0$ соответствует подветренной стороне тела, $\psi=180^\circ$ - наветренной. Буквой S обозначены линии стекания, буквой e - линии растекания.

Предельными (донными) линиями тока являются векторные линии касательного напряжения на поверхности модели, определяемые уравнением

$$\frac{h_1 d\xi}{\tau_1(\xi, \eta)} = \frac{h_2 d\eta}{\tau_2(\xi, \eta)}$$

где ξ, η - криволинейная ортогональная система координат на поверхности, h_1, h_2 - соответствующие параметры Ламэ, $\tau_1(\xi, \eta), \tau_2(\xi, \eta)$ - составляющие вектора трения по ξ и η .

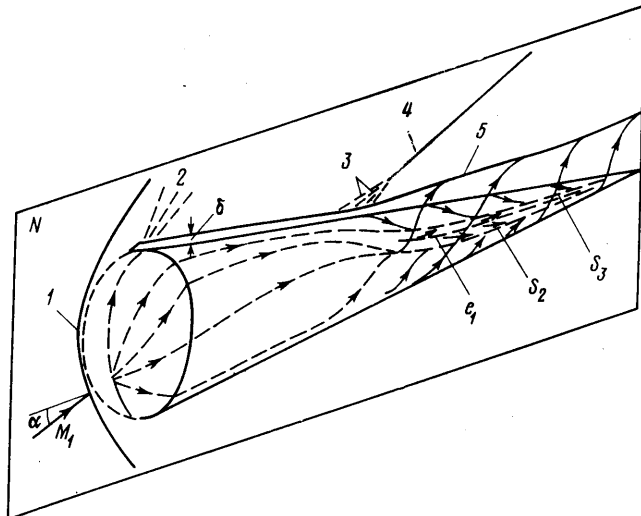
Сингулярным точкам на поверхности тела соответствует обращение в нуль обих составляющих касательного напряжения. Если предположить, что трение на поверхности тела и его производные по ξ и η до второго порядка включительно непрерывны, исследование течения около сингулярной точки сводится к изучению поведения интегральных кривых однородного дифференциального уравнения в окрестности особой точки. Характеристическое уравнение для особой точки имеет вид

$$\lambda^2 - \Delta\lambda + I = 0$$

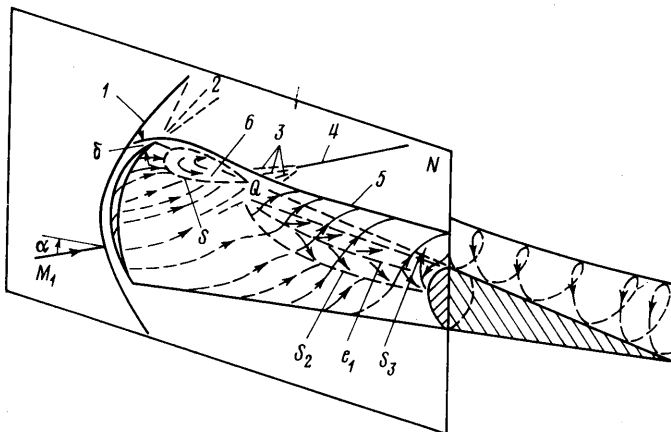
$$\Delta = \frac{1}{h_1^2} \tau_{1\xi}^2 + \frac{1}{h_2^2} \tau_{2\eta}^2, \quad I = \frac{1}{h_1^2 h_2^2} (\tau_{1\xi} \tau_{2\eta} - \tau_{1\eta} \tau_{2\xi})$$

Здесь Δ - дивергенция вектора касательного напряжения, I - якобиан преобразования от ξ, η к τ_1, τ_2 . Индексом $^\circ$ отмечены значения в сингулярной точке. Тип особой точки (узел, фокус, центр, седло) полностью определяется величиной Δ и I , а направление течения - знаком Δ . При $\Delta > 0$ все линии тока выходят из сингулярной точки, если последняя имеет тип узла или фокуса, при $\Delta < 0$ линии тока сходятся в узле или фокусе.

Проведем анализ поведения предельных линий тока при обтекании сегментально-конического тела сверхзвуковым потоком. Пространственная картина течения для малых углов атаки изображена на фиг. 1. Здесь в плоскости симметрии N отмечены ударная волна 1, область течения разрежения 2, течение сжатия 3 и скачок 4, вызванный накоплением газа в окрестности плоскости симметрии на теневой стороне и вспуханием пограничного слоя в зоне интенсивного вихревого течения. Здесь же схематически в виде спирали 5 изображена траектория частицы газа, в плоскости N отмечена граница пограничного слоя δ . Пунктиром на поверхности тела отмечены предельные линии тока. Сплошными линиями со стрелками указано направление невязкого течения.



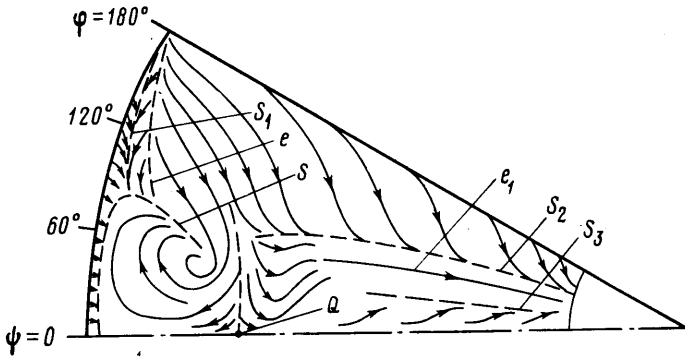
Фиг. 1



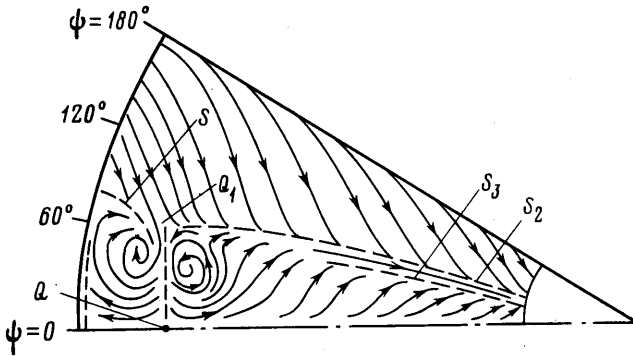
Фиг. 2

При углах атаки $\alpha \sim 3-5^\circ$ у поверхности происходит плавное искривление линий тока, приводящее к их собиранию к плоскости симметрии тела на теневой стороне. Сингулярные точки отсутствуют. Ниже по течению формируется зона, вызванная обратным течением в пристеночной части пограничного слоя. При этом минимум давления смещается с образующей $\psi=0$ [3], что приводит к сгущению предельных линий тока вдоль «желоба» в распределении давления. Линия S_2 ограничивает зону интенсивного вихревого течения, где происходит вспухание пограничного слоя и сворачивание его в вихревой жгут. В придонной части пограничного слоя газ движется от образующей $\psi=0$ к линии S_2 , а во внешней части движение идет от S_2 к плоскости симметрии. На это движение налагается течение, приводящее к сносу вдоль образующей. Реальная картина течения оказывается еще более сложной. Как показано на фиг. 1, внутри зоны, ограниченной линией S_2 , развиваются области вторичных течений, приводящие к появлению линии стекания S_3 . Между ними образуется линия растекания e_1 . Зона интенсивного вихревого течения открыта сверху и соединяется с областью основного течения.

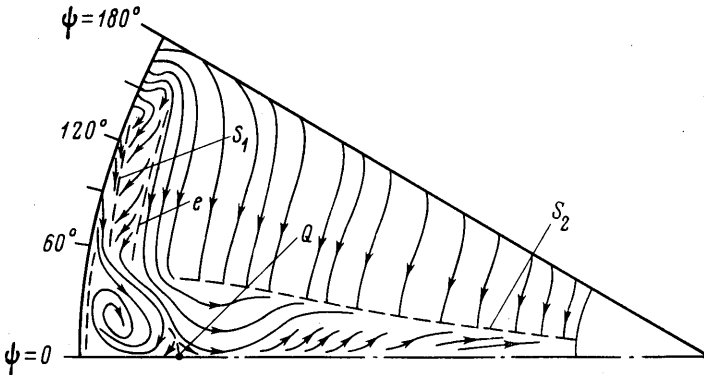
Увеличение угла атаки приводит к существенному изменению пространственной картины течения на поверхности тела. Начиная с углов атаки $\alpha = 7^\circ 30'$ на поверхно-



Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5

сти появляется сингулярная точка Q , имеющая тип седла [2]. Кроме линии, совпадающей с образующей $\psi=0$, в точку Q приходит вторая линия тока, отмеченная на фиг. 2 пунктиром. Выше точки Q появляется зона возвратных течений b , ограниченная линией S . Образование зоны b связано с тем, что частицы газа, которые не могут преодолеть положительного градиента давления, вызванного течением сжатия z , разворачиваются в окрестности точки Q навстречу основному потоку, образуя область малоинтенсивного движения. Кормовая зона вихревых движений увеличивается в размерах и сдвигается вперед. Течение в ней становится более интенсивным. Линия стекания S_3 так же отчетливо выражена, как и S_2 . Между ними прослеживается линия растекания e_1 . Всю эту зону пронизывает течение вдоль образующей $\psi=0$, направленное от плоскости симметрии. Наличие нескольких линий на картине предельных линий тока свидетельствует о развитой мелкомасштабной вихревой структуре, свойственной этой области.

Передняя и кормовая области отрыва четко разграничены даже при сравнительно большом угле атаки $\alpha=20^\circ$. Разделяет их течение в окрестности сингулярной точки Q . Для уточнения характера течения в передней области отрыва окрашенная жидкость порциями подавалась через отверстие, расположенное в пределах этой зоны. Границы зон были предварительно определены. Процесс снимался на киноплёнку.

Изучение киноматериалов показало, что внутри зоны существует циркуляционное течение: вводимая жидкость длительное время сохраняется в виде плоского пятна, покрывающего зону b . Происходит незначительный унос жидкости с верхней границы вследствие смещения. Выносимая жидкость собирается частично вдоль линии S_2 , ограничивающей внешнюю зону вихревого течения.

Описанная картина течения наблюдается с незначительными изменениями до углов атаки 25° . При приближении к верхней границе этого диапазона изменения α происходит сближение передней и кормовой отрывных зон [2]. Образуются линии стекания S_1 и растекания e (фиг. 3, $\alpha=30^\circ$), начинающиеся на наветренной стороне тела и доходящие до границы S . Между линиями S_1 и e имеет место интенсивное вихревое течение, в котором в придонной части пограничного слоя направление течения значительно отклоняется от внешнего невязкого потока.

Передняя и кормовая зоны отрыва увеличиваются в размерах. Границы задней отрывной области следуют почти по образующим. Поступление газа из окрестности седловины усиливает центральное течение вдоль плоскости симметрии, которое занимает большую часть отрывной области, сближая линии S_2 и S_3 (фиг. 4).

Увеличение угла атаки приводит к тому, что часть линий тока, развернувшихся в окрестности точки Q , не может преодолеть повышение давления ниже по течению и разворачивается, образуя еще одну пару сингулярных точек типа фокус. Из фиг. 4 видно, что при угле атаки $\alpha=40^\circ$ на конической поверхности имеется две пары фокусов, в окрестности которых течение идет по сходящейся спирали. Образование второй пары фокусов приводит к появлению еще одной пары сингулярных точек Q_1 , являющихся седлами.

При дальнейшем увеличении угла атаки $\alpha>55^\circ$ вторая пара фокусов и седел Q_1 , характерная для режимов $\alpha\sim 35-55^\circ$, исчезает. Структура течения при больших углах атаки (фиг. 5, $\alpha=90^\circ$), ниже точки Q становится однородной, границы области отрыва почти прямолинейны.

Полученные данные свидетельствуют об изменении числа сингулярных точек в картине предельных линий тока на поверхности сегментально-конических тел. В случае безотрывного обтекания, очевидно, имеем только две сингулярные точки типа узла: одна на лобовой поверхности тела (критическая точка), другая в вершине конуса. При умеренных углах атаки, когда возникает передняя область возвратного течения, на поверхности существует четыре узла-фокуса (на лобовой поверхности, в вершине конуса, в центрах вихрей в передней отрывной области) и два седла. Дальнейшее увеличение углов атаки приводит к возникновению шести узлов-фокусов и четырех седел (фиг. 4), что соответствует режиму обтекания с двумя парами вихрей в передней области отрыва. Этот режим течения при углах атаки $\alpha>55^\circ$ сменяется режимом с четырьмя узлами или фокусами и двумя седловинами. Во всех случаях число узлов-фокусов на два превышает число седел, то есть выполняется теорема Пуанкаре — Бендиксона для изолированной односвязной поверхности [4].

ЛИТЕРАТУРА

1. Андреев Г. Н., Глаголев А. И., Зубков А. И., Лягушин Б. Е., Миносцев В. Б. О структуре течения вблизи боковой поверхности и о формировании отрывных зон на телах сегментально-конической формы. — Докл. АН СССР, 1976, т. 230, № 3, с. 541.
2. Глаголев А. И., Зубков А. И., Лягушин Б. Е. Экспериментальное исследование закономерностей развития зон отрыва на телах сегментально-конической формы, обтекаемых потоком с числом M_1 от 3 до 10. — В кн.: Струйные и отрывные течения. М.: Изд-во МГУ, 1979, с. 5.
3. Андреев Г. Н., Глаголев А. И., Зубков А. И., Лягушин Б. Е., Миносцев В. Б. Исследование структуры течения газа у боковой поверхности тел сегментально-конической формы. — В кн.: Аэродинамика больших скоростей. М.: Изд-во МГУ, 1979, с. 60.
4. Lighthill M. J. In laminar boundary layers. Oxford: University Press, 1963, p. 48–88.

Москва

Поступила в редакцию
27.VI.1980