

УДК 533.69.048.:532.526.3

© 1991 г.

В. Н. АНДРЕЕВ, В. А. КОЗЛОВСКИЙ, К. А. СТЕКЕНИУС

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОНУСОВ ПРИ МАЛЫХ УГЛАХ АТАКИ В УСЛОВИЯХ ПЕРЕХОДА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

В работах [1–5] представлены результаты экспериментальных исследований конфигурации фронта перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на поверхности конусов, обтекаемых под малыми углами атаки гиперзвуковыми потоками. Однако эти данные согласуются между собой лишь качественно, поскольку эксперименты проведены в разных аэродинамических трубах при различных значениях определяющих параметров и уровнях аэродинамического шума. По влиянию перехода пограничного слоя на интегральные аэродинамические характеристики авторам известны только данные работы [6].

В настоящей работе проведено исследование зависимости от угла атаки конфигурации фронта перехода на поверхности острых конусов с полууглами раствора $\theta_k=0,122, 0,174$ и ее влияния на интегральные аэродинамические характеристики.

Эксперименты проведены в аэродинамической трубе при числе Маха $M=4, 4,4, 6$ и $6,2$. Единичное число Рейнольдса Re_1 , вычисленное по параметрам набегающего потока и характерному размеру 1 м, принимало значения в интервале $Re_1=(0,51-4,1) \cdot 10^7$.

Температура торможения потока $T_0=493$ К при $M=6, 6,2$ и $T_0=270$ К при $M=4, 4,4$. Шероховатость поверхности моделей $0,5-1,0$ мкм.

Визуализация пограничного слоя проводилась теневым фотометрическим методом с помощью прибора Теплера, оснащенного анаморфотной приставкой с цилиндрической оптикой [7], благодаря чему масштаб изображения в направлении нормали к образующей примерно в 11 раз превышал масштаб изображения вдоль нее. Визуализация пограничного слоя теневым методом на образующих под различными азимутальными углами обеспечивалась путем пространственной ориентации модели в потоке таким образом, чтобы исследуемая меридиональная плоскость конуса, расположенного под требуемым углом атаки α , совмещалась с фронтальной плоскостью светового потока прибора Теплера. В ряде испытаний состояние пограничного слоя определялось как указанным оптическим методом, так и путем измерения тепловых потоков на образующей конуса с помощью калориметров.

Одновременно с визуализацией пограничного слоя определены интегральные аэродинамические характеристики моделей посредством внутримодельных трехкомпонентных тензометрических весов. С целью повышения точности весовых измерений применена методика, использующая частичную компенсацию аэродинамической нагрузки.

1. Конфигурация фронта перехода. На фиг. 1 представлена фотография пограничного слоя на подветренной образующей конуса с полууглом раствора $\theta_k=0,174$ при величине угла атаки $\alpha=0,305$. В области перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный видна относительно узкая зона нарастания его толщины (показана стрелкой). Сопоставление результатов оптических и тепловых измерений показало, что началу этой зоны соответствует примерно середина переходной области. В этой связи расположение указанной зоны на поверхности конуса позволяет судить о конфигурации фронта перехода.

Результаты экспериментальных исследований при $M=6,2$, $Re_1=3,2 \cdot 10^7$ приведены на фиг. 2. Положение фронта перехода на поверхности конусов с углами $\theta_k=0,122, 0,174$ представлено зависимостью $\xi(k)$, где $\xi=x_i/x_{i0}$ — относительная координата фронта перехода, $k=\alpha/\theta_k$ — относительный угол



Фиг. 1

атаки (здесь и далее индекс t обозначает переход, индекс 0 соответствует $\alpha=0$).

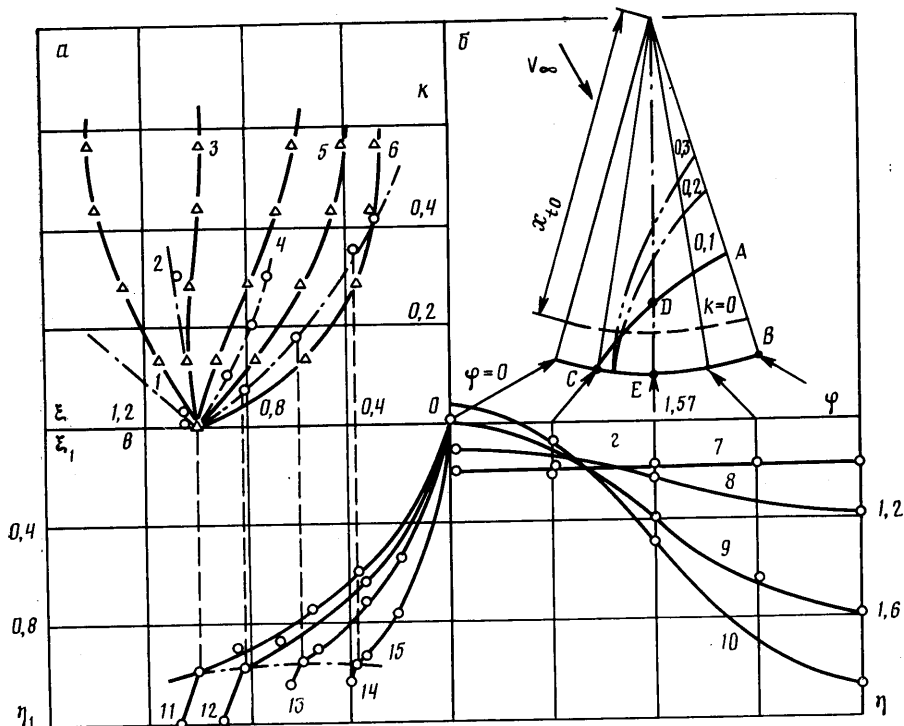
Сплошные и штрихпунктирные кривые относятся к конусам с углами $\theta_k=0,122, 0,174$ соответственно, кривые 1–6 отвечают азимутальным углам $\varphi=0, 0,785, 1,047, 1,57, 2,094, 3,14$ (фиг. 2а). Конфигурация фронта перехода, соответствующая зависимости $\xi(k)$, представлена на развертке конуса с углом $\theta_k=0,174$ для величин $k=0, 0,1, 0,2, 0,3$. С увеличением угла атаки на наветренных образующих с азимутальными углами $\varphi \leq 1,31$ фронт перехода перемещается к корме конуса, а на образующих с $\varphi > 1,31$ — к его вершине (фиг. 2, б).

Достоинством примененного оптического метода является возможность определения относительной толщины пограничного слоя $\eta=\delta/\delta_0$ (δ — регистрируемая на фотографии толщина) при вариации угла атаки, что позволило установить ее взаимосвязь с перемещениями фронта перехода.

Результаты, полученные для конуса с $\theta_k=0,174$, представлены на фиг. 2, в, г в виде зависимостей $\eta(\varphi)$ и $\eta_1(\xi_1)$, характеризующих соответственно толщину ламинарного пограничного слоя в условиях трансверсального течения с наветренной на подветренную сторону модели и изменение относительного числа Рейнольдса $\eta_1=Re^{**}/Re_0^{**}$ по продольной координате $\xi_1=x/x_{10}$ на подветренной образующей при вариации угла атаки. Число Re^{**} вычислено по параметрам потока за головным скачком уплотнения и толщине потери импульса для ламинарного пограничного слоя, определенной по известным соотношениям [5] на основании измерений δ . Кривые 7–10 соответствуют $k=0, 0,1, 0,2, 0,3$, кривые 11–14 — $k=0, 0,075, 0,175, 0,35$. Зависимость относительной толщины ламинарного пограничного слоя от азимутального угла φ близка к косинусоидальной, а от продольной координаты ξ_1 — к параболической.

Рост угла атаки приводит к существенному увеличению толщины ламинарного пограничного слоя на подветренной стороне ($\varphi > 1,31$) и ее уменьшению на наветренных образующих ($\varphi < 1,31$). Указанное обстоятельство и определяет в основном изменение конфигурации фронта перехода при изменении угла атаки.

Переход пограничного слоя (кривая 15 на фиг. 2, в) при разных величинах параметра k происходит практически при постоянном значении



Фиг. 2

Re_i^{**} (тенденция к уменьшению последнего при увеличении k обусловлена, по-видимому, снижением устойчивости пограничного слоя [2]). В то же время темп нарастания величины числа Рейнольдса при увеличении продольной координаты ξ_1 , обусловленный в основном изменением толщины пограничного слоя, существенно зависит от угла атаки. Значительное увеличение ξ_1 при практически неизменном Re_i^{**} обусловлено существенным увеличением η_1 на подветренной образующей конуса при появлении угла атаки, что хорошо видно из сопоставления кривых 6 и 15.

Поскольку изменение толщины пограничного слоя происходит за счет перетекания под действием перепада давления, возможно построение корреляции для ξ по параметру ϵ , характеризующему указанный перепад. Экспериментальные данные в диапазоне $k=0-0,6$ аппроксимируются выражениями

$$y=1-1,04\epsilon+0,535\epsilon^{1,785}, \quad \varphi=1,31-3,14 \quad (1)$$

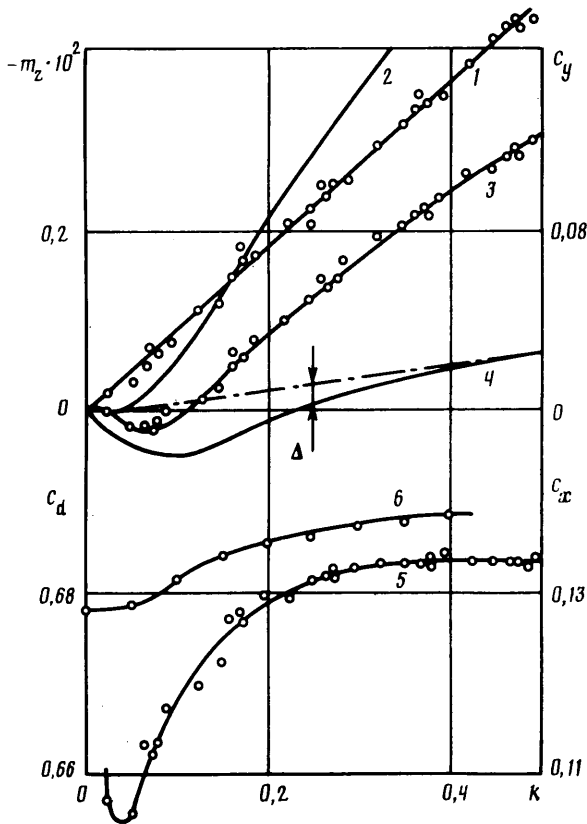
$$y=1-0,403\epsilon+0,081\epsilon^{3,87}, \quad \varphi < 1,31 \quad (2)$$

$$y=\sqrt{\xi \bar{\epsilon} \exp[0,2(M_{e0}-M_e)]}, \quad \epsilon = [(1+k \cos \varphi_0)^2 - (1+k \cos \varphi)^2] m$$

$$m=0,01M^{-0,3} Re_1^{0,204+0,015m}$$

где M_e — число Маха на внешней границе пограничного слоя, $\varphi_0 \approx 1,31$ — азимутальный угол образующей конуса, на которой давление не меняется при вариации угла атаки.

Погрешность аппроксимации $\Delta y/y = \pm 0,05$ для зависимости (1) и $\pm 0,1$ для (2). Для учета влияния особенностей потока аэродинамической трубы в выражение для ϵ введен комплекс m , который, по данным работы [8], наряду с геометрическими размерами определяет интенсивность аэродинамического шума. Использование предложенных зависимостей для аппроксимации экспериментальных данных работ [1-5] показало



Фиг. 3

возможность применения в условиях аэродинамических труб при $M=4,5-7,0$; $Re_1=(0,5-6,2) \cdot 10^7$, $T_0=(270-700)$ К для острых конусов с полууглом раствора $\theta_k=0,08-0,2$.

2. Влияние конфигурации фронта перехода на интегральные аэродинамические характеристики. Поскольку состояние пограничного слоя отражается на эффективной форме обтекаемого тела, в условиях перехода можно ожидать некоторых изменений интегральных характеристик, особенно в диапазоне небольших углов атаки, где величины аэродинамических коэффициентов малы. Применение оптического метода позволило провести экспериментальные исследования интегральных аэродинамических характеристик острых конусов в сочетании с визуализацией параметров пограничного слоя на взвешиваемой модели.

Результаты испытаний конуса с полууглом раствора $\theta_k=0,174$ и шероховатостью поверхности $\sim 0,5$ мкм при $M=6,2$ и $Re_1=5,53 \cdot 10^6$ ($l=0,172$ м) представлены на фиг. 3.

Зависимость коэффициента нормальной силы c_y от угла атаки в условиях перехода пограничного слоя остается практически линейной (кривая 1). Однако зависимости коэффициентов момента тангажа m_z и центра давления c_d (кривые 3 и 5) имеют сложный нелинейный характер. При этом коэффициент c_d в диапазоне $k \approx 0,025-0,1$, уменьшаясь на 2–3%, достигает локального минимума, что в случае малого запаса статической устойчивости может привести к появлению отличных от нуля балансирующих углов атаки (кривая 4).

С целью выявления характера сил, приводящих к нелинейности функции $m_z(k)$, величины момента тангажа определены для ряда поло-

жений условного центра масс на оси конуса X_c , характеризующихся относительной координатой $c=X_c/l$, где l — длина конуса (кривые 2–4 на фиг. 3 соответствуют $c=0,65, 0,67, 0,68$). Величина Δ , характеризующая отклонение зависимости $m_z(k)$ от линейной, а также значение параметра k , отвечающее максимальному отклонению, практически не зависят от c . Это свидетельствует о том, что нелинейность момента тангажа по углу атаки в условиях перехода пограничного слоя в основном обусловлена силами продольной ориентации и в значительно меньшей степени нормальными силами.

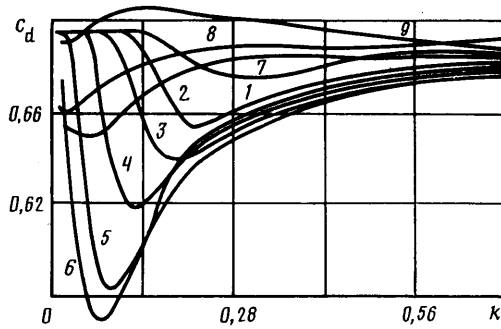
Указанное обстоятельство позволяет объяснить наблюдаемый характер зависимости $m_z(k)$, сопоставляя ее с данными по изменению конфигурации фронта перехода (фиг. 2). Изменение момента тангажа Δ обусловлено взаимодействием с внешним потоком области турбулентного пограничного слоя ABC. Причем ввиду преобладающего влияния продольных сил в зоне ABED они приводят к увеличению момента тангажа, а в зоне CDE действуют в сторону компенсации этого изменения. Отклонение конуса на малый угол атаки сначала приводит к выстрому увеличению области ABED и соответственно росту значения m_z . По мере дальнейшего увеличения k темп расширения зоны ABED замедляется, в то время как площадь зоны CDE изменяется слабо, а линия действия продольной силы приближается к оси конуса. В результате разность моментов Δ уменьшается и при $k \approx 0,4$ зависимость $m_z(k)$ вновь становится линейной.

Поскольку в случае наличия развитой области турбулентного течения на поверхности конуса при $k=0$ вариация угла атаки не приводит к существенному изменению площади зоны ABC (фиг. 2), влияние конфигурации фронта перехода на коэффициент аэродинамической продольной силы незначительно. Несколько иначе обстоит дело, когда при $k=0$ на всей поверхности конуса течение ламинарное. Экспериментальные данные, полученные при $Re_1=4,6 \cdot 10^6$, представлены на фиг. 3 (кривая б). С появлением области турбулентного течения на подветренной образующей конуса при $k \approx 0,05$ коэффициент c_x существенно возрастает.

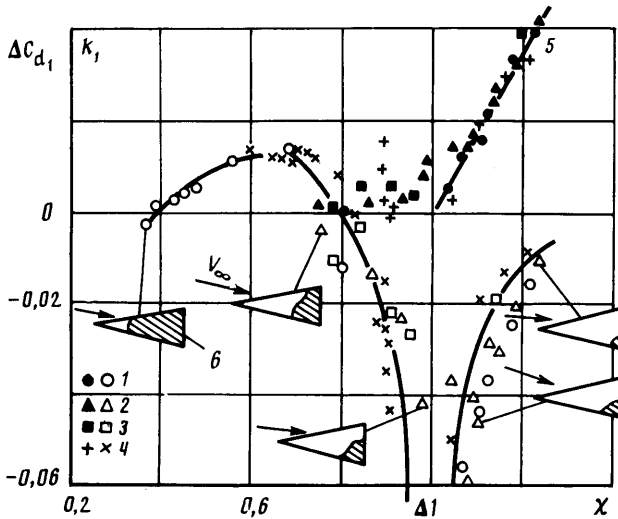
Влияние числа Рейнольдса на аэродинамические характеристики не монотонно. Для иллюстрации на фиг. 4 приведены зависимости $c_d(k, Re_1)$ для конуса с полууглом раствора $\theta_k=0,122$ при $M=4,4$ (кривым 1–9 соответствуют единичные числа Рейнольдса $Re_1 \cdot 10^{-7}=0,55, 0,75, 1,21, 1,40, 1,55, 1,80, 2,09, 2, 31, 2,54$). С увеличением числа Re_1 нелинейность зависимости $c_d(k)$ сначала усиливается (до значения $Re_1 \approx 1,8 \cdot 10^7$), а затем ослабляется. Снижение запаса статической устойчивости конуса Δc_d относительно значения 0,677, отвечающего ламинарному обтеканию, достигает величины 0,064 при $Re_1=1,8 \cdot 10^7$. С увеличением числа Re_1 минимум зависимости $c_d(k)$ смещается в сторону меньших углов атаки. В целом может наблюдаться как уменьшение, так и увеличение запаса статической устойчивости конуса.

Сравнение зависимостей $c_d(k)$ на фиг. 3, 4 показывает, что данные для конусов с $\theta_k=0,174$ и $0,122$ количественно не всегда согласуются между собой. Это обусловлено тем, что, хотя конфигурация фронта перехода практически неизменна, в исследованном диапазоне чисел M, Re и углу полураствора конуса соотношение областей ABED и CDE, вязкое взаимодействие которых с набегающим потоком определяет исследуемый эффект, существенно зависит от величины x_{10} , особенно при расположении зоны перехода вблизи донного среза модели (фиг. 2).

Число Re — не единственный параметр, определяющий положение фронта перехода при нулевом угле атаки. Кроме него необходимо учитывать такие факторы, как аэродинамический шум, шероховатость поверхности, число Маха и ряд других. В этой связи при анализе экспериментальных данных по влиянию состояния пограничного слоя на аэродина-



Фиг. 4



Фиг. 5

мические характеристики конуса рационально использовать безразмерную координату $\chi = x_{i0}/l$.

На фиг. 5 представлены зависимости $\Delta c_{d1}(\chi)$ и $k_1(\chi)$, где индексу 1 соответствует параметр k , при котором достигается максимальное отклонение зависимости $c_d(k)$ от ее значения при ламинарном обтекании конуса. Значения Δc_d получены при следующих величинах определяющих параметров: 1 — $\theta_k = 0,122$, $M = 4$; 2 — $\theta_k = 0,122$, $M = 4,4$; 3 — $\theta_k = 0,174$, $M = 6,2$; 4 — $\theta_k = 0,122$, $M = 6$. Зависимости $k_1(\chi)$ соответствует кривая 5. Там же схематично показана конфигурация области 6 турбулентного пограничного слоя на поверхности конуса, соответствующая величине k_1 . Использование параметра χ позволяет скоррелировать данные, отвечающие различным параметрам потока и геометрическим характеристикам конусов.

Характер изменения запаса статической устойчивости (знак и величина Δc_{d1}) зависит от параметра χ . Центр давления существенно (на 6% от длины тела и более) смещается к носку конуса с приближением фронта перехода при нулевом угле атаки к его корме ($\chi \rightarrow 1$). Резкое уменьшение коэффициента центра давления обусловлено тем, что эффект проявляется при малых углах атаки ($k_1 \rightarrow 0$), а следовательно, и малых величинах нормальной силы ($c_v \rightarrow 0$), в то время как момент тангажа, обусловленный вязким взаимодействием, имеет конечное значение.

Коэффициент c_d достигает минимальной величины, когда область турбулентного течения занимает всю подветренную сторону кормовой части

конуса. Это хорошо согласуется с результатами анализа причин нелинейности зависимости $m_z(k)$ в условиях перехода пограничного слоя. Максимальное увеличение запаса статической устойчивости на 1,2% достигается при величине $\chi \approx 0,6$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Андреев В. Н., Козловский В. А., Отменников В. Н. и др. Исследование влияния асимметрии области перехода пограничного слоя на аэродинамические характеристики конуса при малых углах атаки // Гагаринские научные чтения по космонавтике и авиации, 1985. М.: Наука, 1986. С. 177.
2. Стетсон К. Ф. Экспериментальное исследование перехода на конусе под углом атаки при числе Маха 6 // Аэрокосмическая техника. 1983. Т. 1. № 8. С. 71–79.
3. Давыдова Н. А., Юшин А. Я. Экспериментальное исследование влияния угла атаки на переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный при обтекании круговых конусов // Уч. зап. ЦАГИ, 1973. Т. 4. № 2. С. 45–53.
4. Мэйгир Г. Г. Влияние угла атаки на переход пограничного слоя на конусе // Ракетная техника и космонавтика. 1972. Т. 10. № 8. С. 194–196.
5. Краснов Н. Ф., Захарченко В. Ф., Кошевой В. Н. Основы аэродинамического расчета. Трение и теплопередача. Управление обтеканием летательных аппаратов. М.: Высш. школа, 1984. 264 с.
6. Бейли А. Б. Влияние перехода на положение центра давления конических тел // Ракетная техника и космонавтика, 1981. Т. 19. № 9. С. 276–277.
7. Холдер Д. В., Норт Р. Дж. Теневые методы в аэродинамике. М.: Мир, 1966. 179 с.
8. Пейт С. Р. Результаты измерений и формулы для расчета критических чисел Рейнольдса при обтекании острых тонких конусов // Ракетная техника и космонавтика. 1971. Т. 9. № 6. С. 109–121.

Москва

Поступила в редакцию
21.IV.1989