

Таким образом, профиль турбулентного трения при развитом турбулентном течении определяется, согласно рассмотренной модели, только динамической скоростью v_* или числом Рейнольдса. Точка с максимальным турбулентным трением расположена выше обычно принимаемой границы вязкого подслоя и ее положение зависит от числа Рейнольдса.

Известно [7], что в диапазоне $0 < yv^*/\nu < 100$ наблюдается удовлетворительное совпадение значений $\langle uv \rangle$ в трубе и в пограничном слое на пластине. Поэтому полученные зависимости можно использовать и при расчете течения жидкости вблизи пластины.

Автор благодарен А. И. Зараеву и А. Н. Патрашеву за ценные обсуждения.

Поступило 22 III 1971

ЛИТЕРАТУРА

1. Патрашев А. Н. Гидромеханика. М., Военмориздат, 1953.
2. Монин А. С., Яглом А. М. Статистическая гидромеханика, ч. 1. М., «Наука», 1965.
3. Townsend A. A. The structure of turbulent shear flow. Cambr., cup, 1956. (Рус. перев.: Таунсенд А. Структура турбулентного потока с поперечным сдвигом, М., Изд-во иностр. лит., 1959.)
4. Laufer J. The structure of turbulence in fully developed pipe flow. NACA T. Rept, 1954, No. 1174.
5. Laufer J. Investigation of turbulent flow in a two-dimensional channel. NACA Rept, 1951, No. 1053.
6. Comte-Bellot G. Ecoulement turbulent entre deux parois paralleles. Paris, 1965. (Рус. перев.: Конт-Белло Ж. Турбулентное течение в канале с параллельными стенками. М., «Мир», 1968).
7. Hinze J. O. Turbulence. An introduction to its mechanism and theory. New York MC Graw — Hill, 1959. (Рус. перев.: Хинце И. Турбулентность. Ее механизм и теория. М., Физматгиз, 1963.)

УДК 532.526.5 : 532.555.2

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В ЗОНАХ ОТРЫВА ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ПЕРЕД ДВУХМЕРНЫМ УСТУПОМ

Б. Е. ЛУЖАНСКИЙ, В. П. СОЛНЦЕВ

(Москва)

Приведены результаты экспериментального исследования течения в зонах отрыва турбулентного пограничного слоя перед двухмерным прямоугольным уступом при дозвуковой скорости потока. Исследовалась картина течения, распределение статического давления на поверхности пластины и уступа, определялись характерные размеры отрывных зон и параметры пограничного слоя в отрывном сечении.

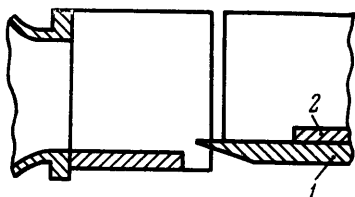
Течение и теплообмен перед уступом при дозвуковой скорости потока изучены недостаточно. В работах [1-3] имеются лишь отрывочные данные, которые не дают возможности определить схему течения, размеры отрывной зоны и распределение статического давления в зависимости от параметров потока и пограничного слоя перед уступом.

1. Эксперименты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе с открытой рабочей частью, описание которой имеется в работе [4]. Число Маха достигало 0.85, число Рейнольдса $R = 2 \cdot 10^4 - 3.7 \cdot 10^5$. Экспериментальный участок, схема которого показана на фиг. 1, представлял собой открытый сверху прямоугольный канал шириной 260 или 80 мм, на дно 1 которого устанавливались уступы 2 высотой h_0 от 5 до 45 мм. Для уменьшения концевых эффектов пограничный слой с боковых стенок канала сливался через щели, расположенные на некотором расстоянии перед отрывной зоной. Размер и расположение щелей, а также ширина канала подбирались из условия обеспечения независимости картины течения, размеров зоны и распределения статического давления в отрывной зоне (исключая небольшие участки у боковых стенок канала), от отношения ширины канала к высоте уступа.

За счет слива пограничного слоя со дна канала или установки на дно канала сменных проставок с различной шероховатостью было получено изменение толщины

турбулентного пограничного слоя на линии отрыва перед уступом от 2.7 до 34 мм и формпараметра $H = \delta_1 / \delta_2$ от 1.5 до 3. (Здесь δ_1 и δ_2 — безразмерные толщина вытеснения и толщина потери импульса, отнесенные к высоте уступа h_0 .) Отношение толщины пограничного слоя к высоте уступа δ изменялось от 0.09 до 4.6.

2. Исследование картины течения перед уступом осуществлялось при помощи визуализации течения на поверхности уступа, пластины и зондов в виде тонких пластинок, вносимых в различные области отрывной зоны. Для визуализации течения на поверхность наносились масляная пленка, сажа с керосином или другие красители.



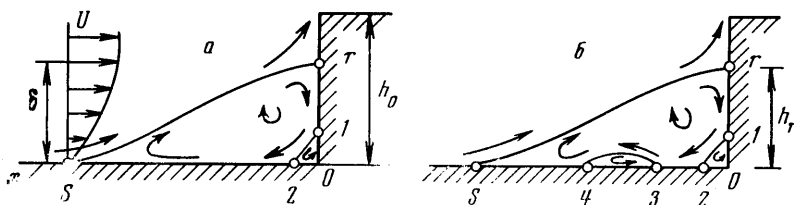
Фиг. 1

Картина течения красителей фотографировалась во время работы аэродинамической трубы. Кроме этого, было проведено измерение векторов скоростей и полей полного давления в отрывной зоне перед уступом высотой 150 мм при помощи трехдырочного насадка. Структура течения в непосредственной близости у поверхности уступа и пластины, а также структура пограничного слоя до отрыва исследовались при помощи трубки Пито с плоской приемной частью толщиной 0.2 мм и шириной 2 мм.

Схемы течения в отрывной зоне перед уступом, выявленные в результате исследования, показаны на фиг. 2. Пограничный слой отрывается

от пластины на линии отрыва s и присоединяется на уступе на линии присоединения r , образуя отрывную зону перед уступом. Пристеночный пограничный слой, образовавшийся при тчении газа от линии r к основанию уступа, отрывается от поверхности на линии 1 и присоединяется к пластине на линии растекания 2 (фиг. 2, а). Наличие в отрывной зоне дополнительной циркуляционной зоны 1—2 отмечалось в работе [2].

Проведенное исследование показало, что пристеночный пограничный слой, образовавшийся на пластине при тчении от линии растекания 2, может также отрываться на линии отрыва 3 и присоединяться к пластине на линии растекания 4 (см. фиг. 1, б).



Фиг. 2

3. Типичные распределения статического давления в отрывной зоне приведены на фиг. 3, на которой показаны зависимости коэффициента давления $C = 2(p - p_0) \cdot (\rho_0 u_0^2)^{-1}$ от координаты $x^0 = x / h_0$ (ρ , p , u — плотность, статическое давление и скорость потока, индекс нуль относится к невозмущенному течению). Дренажные отверстия для измерения статического давления на поверхности уступа и пластины имели диаметр 0.5 мм.

Максимум давления на поверхности уступа находится вблизи линии присоединения r , минимум приближенно соответствует координате центра вихря. Торможение газа в углу приводит к образованию на поверхности уступа участка с положительным градиентом давления, на котором происходит отрыв пристеночного пограничного слоя по линии 1.

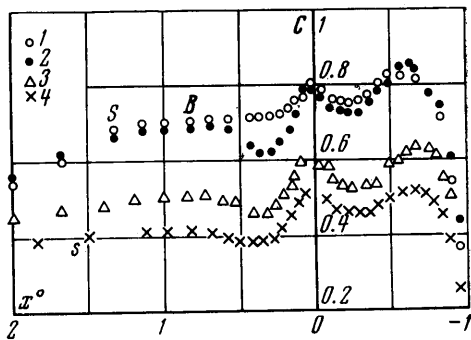
На пластине наблюдаются два типа распределения статического давления. В некоторой области определяющих параметров давление в отрывной зоне монотонно уменьшается от максимума в окрестности линии растекания 2 до линии отрыва s . Пример такого распределения показан точками 1, которые получены при значениях $E = p_0 (\rho_0 u_0^2)^{-1} = 232$, $R = \rho_0 u_0 h_0 \mu^{-1} = 2.9 \cdot 10^4$, $\delta = 0.3$ и $H = 2$. При других значениях определяющих параметров под центром вихря появляется минимум давления и участок течения с положительным градиентом давления, заканчивающийся в точке В. Пример такого распределения давления показан точками 2, соответствующими значениям $E = 7.7$, $R = 1.6 \cdot 10^5$, $\delta = 0.3$ и $H = 2$. Если величина положительного градиента давления достаточно велика, то происходит отрыв пристеночного слоя на линии 3 и течение осуществляется по схеме б на фиг. 2.

Распределение коэффициентов статического давления C в отрывной зоне неавто- модельно и зависит от критериев E и R , причем эта зависимость проявляется в основном в расслоении данных в зоне поворота газа вокруг центра вихря. Распределение коэффициентов давления до отрывной зоны и коэффициентов давления на линии растекания C_r не зависит от числа R . В исследованном диапазоне параметров не было обнаружено также зависимости C_r от числа E . Отсутствие зависимости распределения статического давления до линии отрыва от числа R согласуется с данными, полученными, например, при сверхзвуковой скорости потока в работе [3].

Из сравнения экспериментальных данных, обозначенных на фиг. 3 точками 3 и 2 и полученных при $\delta = 1$ и 0.3 соответственно, видно, что увеличение δ при одинаковом значении формпараметра H приводит к снижению уровня давления на поверхности уступа и пластины. Аналогичный эффект вызывает увеличение формпараметра пограничного слоя H . Для примера можно сравнить экспериментальные точки 3 и 4, полученные при $\delta = 1$ и $H = 2$ и 3 соответственно.

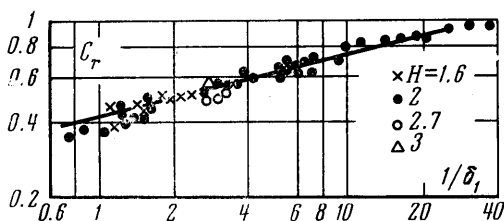
Следует отметить, что согласно полученным здесь данным форма профиля скорости в сечении отрыва s изменяется в широких пределах и зависит от δ и предыстории пограничного слоя. Для изменения H на дно канала до отрывной зоны устанавливались сменные проставки с различной регулярной или единичной шероховатостью и изменялась форма или толщина передней кромки пластины (при экспериментах со сливом пограничного слоя со дна канала). Эти мероприятия обеспечили изменение формпараметра H на линии отрыва перед уступом от 1.6 до 3.

Анализ данных, полученных в широком диапазоне изменения формы профиля скорости, позволяет сделать вывод, что параметром, удовлетворительно определяющим



Фиг. 3

распределение коэффициентов статического давления на уступе и пластине, является отношение толщины вытеснения пограничного слоя в отрывном сечении к высоте уступа δ_1 . На фиг. 4 показана зависимость коэффициента давления на линии присоединения от параметров пограничного слоя в отрывном сечении. Экспериментальные данные в диапазоне изменения $\delta_1 = 0.033-1.5$ могут быть обобщены зависимостью



Фиг. 4

$$C_r = 0.43\delta_1^{-0.25}$$

При $\delta_1 < 0.033$ величина C_r асимптотически приближается к единице. Зависимость C_b от δ_1 имеет аналогичный характер и в диапазоне изменения $\delta_1 = 0.028-1.5$, $E = 1.1-230$, $R = 2 \cdot 10^4-4.5 \cdot 10^5$ может быть описана аппроксимирующей формулой

$$C_b = 0.37\delta_1^{-0.25}$$

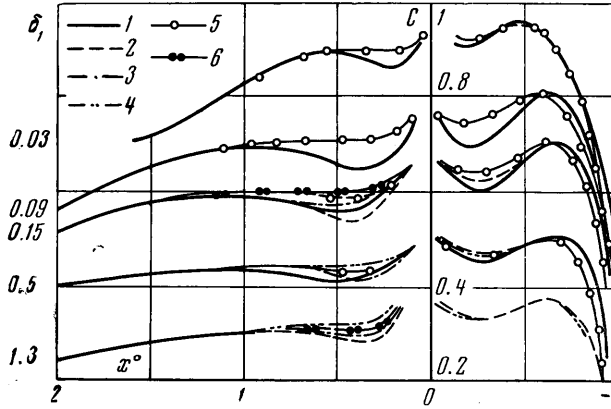
Отсутствие автоподобности в распределении статического давления в отрывной зоне не позволяет получить универсальную зависимость, описывающую распределение давления на поверхности уступа и пластины. Распределение коэффициентов статического давления в широком диапазоне определяющих параметров δ_1 , R и E можно получить по номограммам, построенным по экспериментальным данным. Пример такой номограммы показан на фиг. 5. Осредненные кривые 1, 2, 3 и 4 получены при значении числа $E = 2$ и чисел $R = 2.8 \cdot 10^5$, $1.4 \cdot 10^5$, $7.5 \cdot 10^4$ и $5 \cdot 10^4$ соответственно. Кривые 5 и 6 получены при значении числа $E = 150$ и чисел $R = 3.3 \cdot 10^4$ и $9 \cdot 10^3$ соответственно.

Для расчета параметров пограничного слоя в отрывном сечении, а также определения силового воздействия, вызываемого наличием уступа на поверхности летательного аппарата, необходимо знать распределение статического давления перед отрывной зоной. Обобщенные данные по распределению давления на пластине перед отрывной зоной приведены на фиг. 6. Коэффициенты статического давления до отрывной

зоны при $\delta_1 = 0.06-1.3$ могут быть рассчитаны по аппроксимирующей зависимости

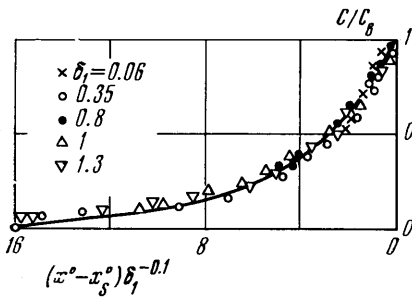
$$\frac{C}{C_b} = 1 - \exp \left[\frac{-3.5}{(x^\circ - x_s^\circ)\delta_1^{-0.1} + 1} \right]$$

4. Рассмотрим результаты измерения размеров отрывных зон перед уступом. Данные по изменению координат $x_s^\circ = x_s/h_0$ и $h_r^\circ = h_r/h_0$, полученные при изменении критерия E от 2 до 200 и формпараметра H от 1.5 до 3, приведены на фиг. 7. Безразмерные длина отрывной зоны и координата линии присоединения на уступе не зависят от критериев R и E .

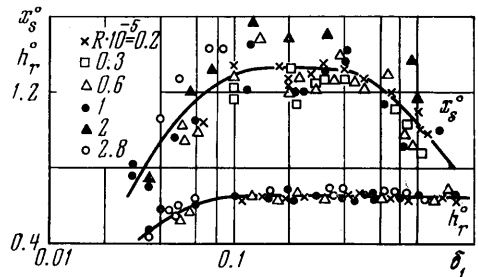


Фиг. 5

Кроме координат x_s и h_r практическое значение имеют также данные по координате линии отрыва пристеночного пограничного слоя x_3 , положение которой оказывает влияние на распределение тепловых потоков в отрывной зоне. Координата x_3 существенно зависит от чисел E , R и параметра δ_1 , что связано с влиянием этих пара-



Фиг. 6



Фиг. 7

метров на распределение статического давления и толщину пристеночного пограничного слоя в зоне обратных токов на пластине. Принимая, что величины местных скоростей в зоне обратных токов могут приблизительно характеризоваться скоростью на разделяющей линии тока u_b для учета зависимости координаты $x_3^* = x_3/h_r$ от числа R и δ_1 , можно попытаться использовать один параметр — число $R_b = \rho_b u_b \times h_r \mu^{-1}$. Скорость на разделяющей линии тока может быть определена из выражения

$$u_b \approx u_0 [(C_r - C_b)\rho_0 / \rho_b]^{1/2}$$

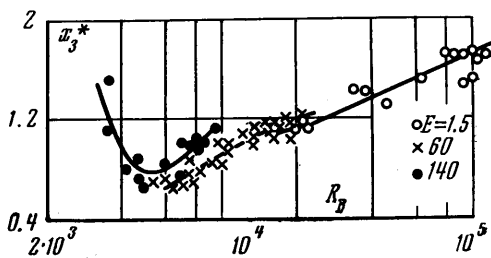
Изменение x_3^* в зависимости от чисел R_b и E представлено на фиг. 8. Видно, что в широком диапазоне изменения $\delta_1 = 0.03-1.4$ зависимость $x_3^* = f(R_b)$ вполне удов-

летворительно описывает изменение x_3^* в зависимости от δ_1 и числа R . Следует заметить, что при фиксированном числе E отрыв пристеночного пограничного слоя осуществляется только в интервале чисел R_b , в котором нанесены данные по x_3^* на фиг. 8. Вне этого интервала течение в отрывной зоне осуществляется по типу фиг. 2, а.

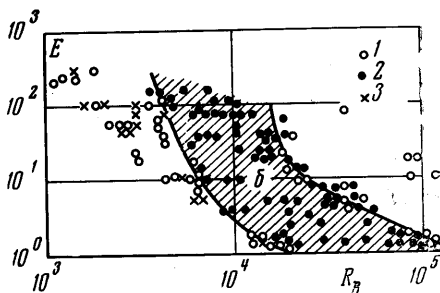
На фиг. 9 показаны области существования течения типа *a* (точки 1) и типа *b* (точки 2) (см. фиг. 2), выявленные по данным визуализации течения. Там же нанесены точки 3, соответствующие значениям чисел E и R_b , при которых отсутствует участок с положительным градиентом давления в зоне обратных токов на пластине. Область существования течения типа *b* заштрихована. Слева от заштрихованной области не происходит отрыва пристеночного пограничного слоя, так как в зоне обратных токов нет участка с положительным градиентом давления или величина положительного градиента давления недостаточна для отрыва. С увеличением числа R_b величина положительного перепада давления в зоне обратных токов увеличивается и при некотором значении достигает максимума. При дальнейшем увеличении числа Рейнольдса величина положительных градиентов давления в зоне обратных токов не увеличивается, а толщина пристеночного пограничного слоя уменьшается настолько, что существующие градиенты давления не могут вызвать отрыва. В этом случае справа от заштрихованной области течение в отрывной зоне перестраивается от схемы *b* к схеме *a* (см. фиг. 2).

Авторы благодарны В. С. Авдучевскому за обсуждение результатов работы.

Поступило 14 IV 1970



Фиг. 8



Фиг. 9

ЛИТЕРАТУРА

1. Chapman D. R., Kuehn D., Larson H. K. Investigation of separated flows in supersonic and transsonic streams with emphasis on the effect of transition. NACA Rept, 1958, No. 1356.
2. Heuser A., Maurer F. Experimentelle Untersuchungen an festen Spoilern und Strahlspoilern bei Machschen Zahlen von 0,6 bis 2,8. Z. Flugwiss., 1962, Jg. 10, H. 4/5.
3. Bienert P. Strömungsbild einer turbulenten Ablösung. Z. Flugwiss. 1968, Jg. 16, H. 5.
4. Авдучевский В. С., Крюков В. Н., Солнцец В. П. Экспериментальное исследование структуры пограничного слоя и теплообмена на шероховатой поверхности. В сб. «Исследование теплообмена в потоках жидкости и газа» М., «Машиностроение», 1965.
5. Love E. S. Pressure rise associated with shock-induced boundarylayer separation. NACA TN. 3601, 1955.