

Math-Net.Ru

All Russian mathematical portal

E. V. Gurentsov, V. K. Shikov, E. B. Eigenson, On possible types of develop boundary layer behind shock wave moving along flat plate,
Dokl. Akad. Nauk, 1997, Volume 353, Number 6, 747–750

<https://www.mathnet.ru/eng/dan50312>

Use of the all-Russian mathematical portal Math-Net.Ru implies that you have read and agreed to these terms of use

<https://www.mathnet.ru/eng/agreement>

Download details:

IP: 18.97.14.84

May 21, 2025, 17:19:14



УДК 536.24

О ВОЗМОЖНЫХ ТИПАХ РАЗВИТИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ЗА УДАРНОЙ ВОЛНОЙ, ДВИЖУЩЕЙСЯ ВДОЛЬ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ

© 1997 г. Е. В. Гуренцов, В. К. Шиков, Е. Б. Эйгенсон

Представлено академиком А.И. Леонтьевым 26.12.95 г.

Поступило 05.01.96 г.

Пограничный слой, развивающийся за ударной волной, движущейся вдоль плоской пластины с острой передней кромкой, подробно исследован как теоретически (например, [1–4]), так и экспериментально [5, 6] применительно к ламинарному обтеканию поверхности. Выявленные теоретические закономерности развития такого ламинарного пограничного слоя, существенно отличающиеся от характеристик пограничного слоя при обычном стационарном обтекании плоской пластины потоком газа, связаны с областями нестационарности в пограничном слое за ударной волной и подтверждены экспериментально в [5].

Однако турбулентные режимы обтекания пластины потоком газа за ударной волной, движущейся вдоль пластины, и прежде всего особенности турбулизации и развития турбулентного пограничного слоя исследованы мало и требуют, как и все, что связано с пристенными турбулентными течениями, прежде всего экспериментального изучения.

Известно, что пограничный слой за ударной волной, движущейся вдоль поверхности, может быть разделен на три характерные зоны. Рис. 1 – мгновенное изображение такого пограничного слоя между острой передней кромкой и ударной волной.

Область I – область нестационарности, непосредственно прилегающая к ударной волне. Границы этой области определяются следующими соотношениями: $1 < \alpha < u_s/u_e$, где $\alpha = x/u_e\tau$; u_s – скорость ударной волны; u_e – скорость спутного потока за ударной волной; x – расстояние от передней кромки пластины до рассматриваемой точки; τ – время, отсчитываемое от момента прихода ударной волны в точку x .

Область II – переходная область, лежащая между областью I и областью стационарного пограничного слоя (область III). Здесь $\alpha_{\text{стац}} < \alpha < 1$,

где $\alpha_{\text{стац}}$ – значение α , при котором газодинамические и тепловые характеристики пограничного слоя стабилизируются, стремясь к значениям для обычного стационарного пограничного слоя.

Область III – область стационарного пограничного слоя ($0 < \alpha < \alpha_{\text{стац}}$). Значение $\alpha_{\text{стац}}$ составляет для ламинарного пограничного слоя 0.2 [5], для турбулентного пограничного слоя – $0.5(u_s/u_e)$ [7].

В работе [7], являющейся практически единственной, где экспериментально исследовался турбулентный режим течения за ударной волной, исследование проведено только применительно к области III. Между тем представляет интерес определение возможностей турбулизации и развития переходного к турбулентному течению в нестационарной части пограничного слоя (в области I).

В работе [8] на основе численного исследования развития нестационарного пограничного слоя за ударной волной и предложенной модели течения, переходного от ламинарного к турбулентному в таком пограничном слое, предсказаны турбулизация в области I ($\alpha > 1$) и превышение коэффициента теплоотдачи в переходной области над турбулентными коэффициентами теплоотдачи для развитого турбулентного пограничного слоя (рис. 2 из [8]). Немонотонное поведение теоретических кривых 5–7 на этом рисунке связано с конкуренцией нестационарного процесса снижения интенсивности теплоотдачи и процесса возрастания интенсивности переноса в пограничном слое из-за турбулизации пограничного слоя.

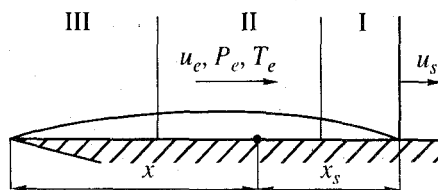


Рис. 1. Пограничный слой на плоской пластине с острой передней кромкой за движущейся ударной волной.

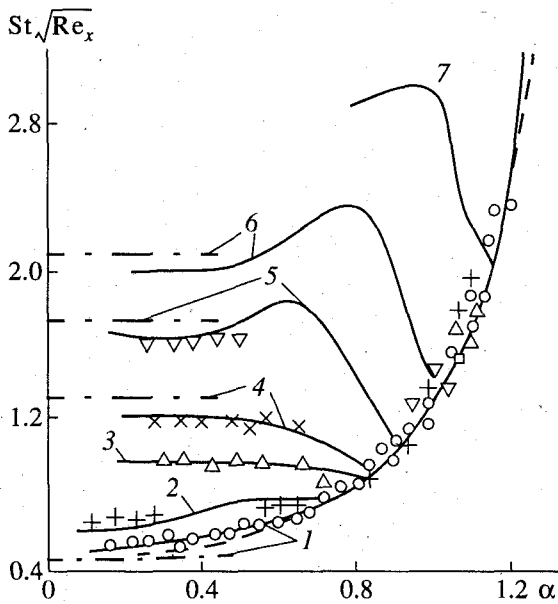


Рис. 2. Изменение коэффициента теплоотдачи в пограничном слое за ударной волной, движущейся вдоль пластины (сплошные кривые — результаты расчетов [8], штриховая — формула Майрлса [3] для ламинарного пограничного слоя, штрихпунктирные отрезки — стабилизированные значения коэффициентов теплоотдачи для стационарной области III, точки — экспериментальные данные [7] для $u_s = 1.2$ км/с, $u_e = 924$ м/с, $T_e = 956$ К, $P_e = 0.62$ атм): $x = 2.1$ (1), 2.65 (2), 3.49 (3), 4 (4), 6 (5), 12 (6), 20 см (7).

Согласно [8], такое немонотонное поведение коэффициента теплоотдачи связано с началом турбулизации в области, где $\alpha > 1$, и может проявляться при больших единичных числах Рейнольдса ($Re_1 = \rho_e u_e / \mu_e$), т.е. для прочих равных условий при значительных давлениях в спутном потоке.

С целью получения информации о возможных режимах развития пограничного слоя за ударной волной были проведены экспериментальные исследования теплообмена в пограничном слое на плоской пластине, установленной в ударной трубе. Подробно экспериментальная установка, методики измерения (в том числе измерение тепловых потоков с использованием тонкопленочных калориметров сопоставления), условия экспериментов описаны в [9].

Полученные в [9] экспериментальные данные позволили классифицировать возможные варианты развития нестационарного пограничного слоя за ударной волной, движущейся вдоль пластины с острой передней кромкой. На рис. 3 представлены выявленные режимы развития пограничного слоя, характеризующиеся различным поведением коэффициента теплоотдачи (числа Стантона) в зависимости от параметра α . На рис. 3 штриховой кривой представлена формула Майрлса [3] для чисто ламинарного пограничного слоя за

ударной волной, отрезком сплошной линии — значение коэффициента теплоотдачи для развитого стационарного турбулентного пограничного слоя.

Анализ экспериментальных данных позволяет выделить следующие варианты развития пограничного слоя на пластине за ударной волной.

1. Ламинарный пограничный слой за ударной волной развивается с момента прихода ударной волны на датчик теплового потока до окончания времени измерения, которое определяется протяженностью пробки ударно-нагретого воздуха (рис. 3а). Стабилизация значения коэффициента теплоотдачи происходит при $\alpha = 0.2$. В экспериментах [9] такой ламинарный пограничный слой за ударной волной наблюдался при низких начальных давлениях в ударной трубе ($P_0 = 1$ мм рт. ст.) во всем диапазоне скоростей ударных волн. Именно такие ламинарные режимы развития пограничного слоя за ударной волной хорошо известны со времени работы [5].

2. Ламинарный пограничный слой во всем диапазоне измерений (по времени) с наличием турбулентных всплесков, которые либо затухают, либо существуют на протяжении всего наблюдения. Наблюдались при низких начальных давлениях в экспериментах [9] при $P_0 = 1$ мм рт. ст. Такие режимы являются по существу ламинарными, так как стабилизация коэффициентов теплоотдачи происходит при значениях коэффициента теплоотдачи, равных или близких к расчетным стационарным ламинарным значениям (рис. 3б). Подобные режимы отмечались ранее в работе [10], условия эксперимента в которой также характеризовались низкими давлениями в потоке (низкими начальными давлениями).

В [9] представлены результаты экспериментов по определению первого критического числа Рейнольдса для перехода от ламинарного течения к турбулентному в стационарной области пограничного слоя в виде зависимости от единичного числа Рейнольдса. Эти данные определяют границу существования рассматриваемых вариантов развития пограничного слоя за ударной волной.

3. Пограничный слой развивается от нестационарного ламинарного (соответствующего кривой Майрлса) к стационарному переходному, так как стабилизация значения коэффициента теплоотдачи происходит при значениях ниже, чем значения для полностью развитого турбулентного пограничного слоя (переходные значения коэффициента теплоотдачи). Стабилизация коэффициента теплоотдачи происходит в области значений $0.2 < \alpha < 0.5$. Такие режимы наблюдались при умеренных значениях давления в потоке (при $P_0 = 5$ и 10 мм рт. ст.) и характеризуются тем, что отклонение коэффициента теплоотдачи от ламинарной кривой Майрлса происходит в зоне $0.8 < \alpha < 1$ (рис. 3в).

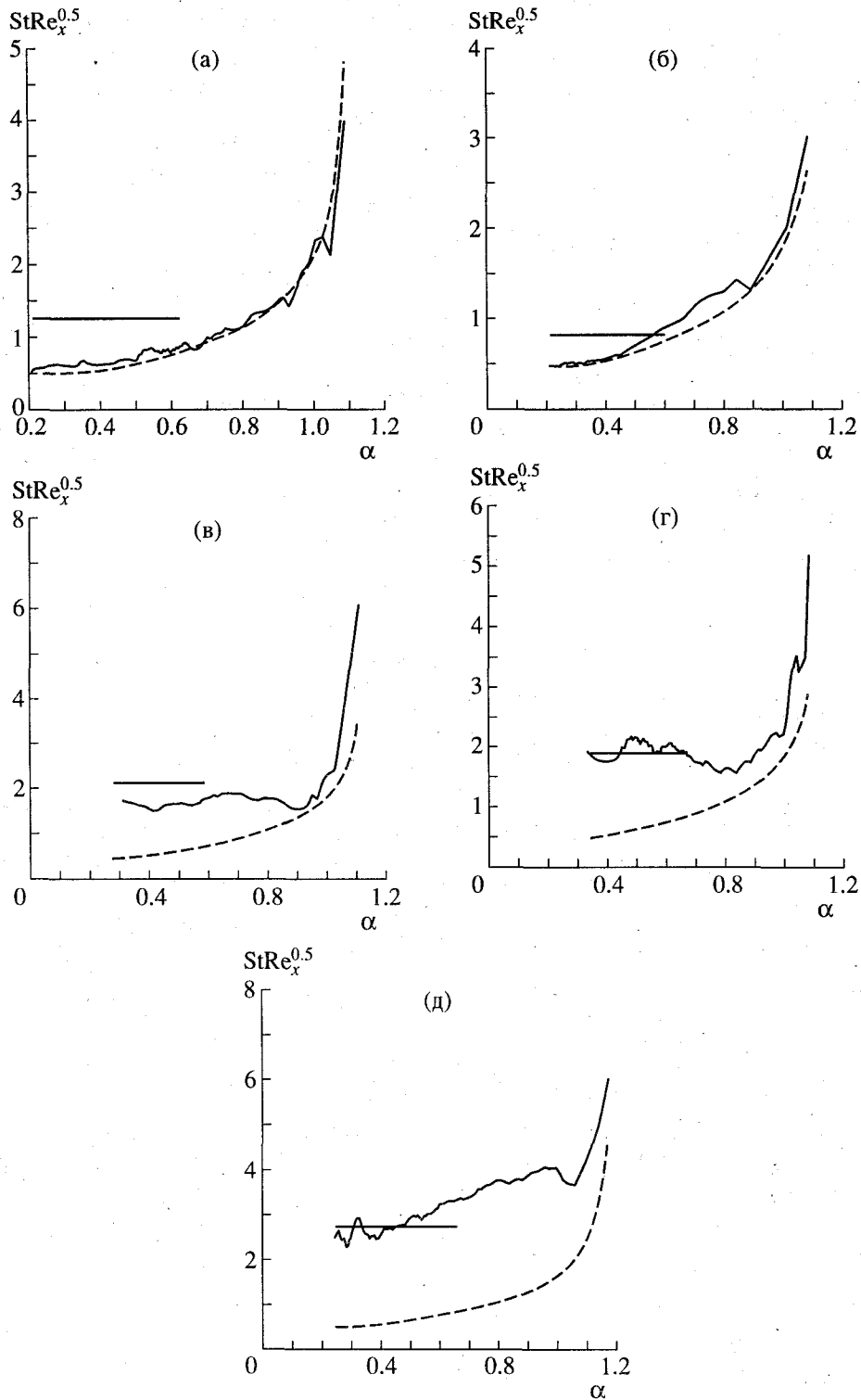


Рис. 3. Возможные виды развития пограничного слоя на плоской пластине за ударной волной: а – $P_0 = 1$ мм рт. ст., $u_s = 5.3$ км/с, $x = 50$ см; б – $P_0 = 1$ мм рт. ст., $u_s = 5.3$ км/с, $x = 15$ см; в – $P_0 = 10$ мм рт. ст., $u_s = 3.1$ км/с, $x = 30$ см; г – $P_0 = 5$ мм рт. ст., $u_s = 3.0$ км/с, $x = 40$ см; д – $P_0 = 40$ мм рт. ст., $u_s = 2.5$ км/с, $x = 20$ см.

4. Пограничный слой развивается от нестационарного ламинарного к стационарному развитому турбулентному: стабилизация значения коэффициента теплоотдачи происходит при значениях,

соответствующих развитому турбулентному пограничному слою (при $\alpha = 0.5-0.6$). Такие режимы наблюдались при $P_0 = 5$ и 10 мм рт. ст. и характеризуются тем, что отклонения от кривой Майрлса

происходят в области $0.8 < \alpha < 1$ (рис. 3г). Этот вариант развития пограничного слоя ранее исследовался в [7]. Полученные в [9] данные по первому и второму (конец перехода) критическим числам Рейнольдса определяют границы 3-го и 4-го вариантов развития пограничного слоя за ударной волной.

5. Развитие турбулентного пограничного слоя, когда отличие коэффициентов теплоотдачи от значений для ламинарного пограничного слоя (кривая Майрлса) начинается в области $\alpha > 1$ (рис. 3д). Коэффициенты теплоотдачи при этом превышают стационарное турбулентное значение. Этот вариант развития турбулентного пограничного слоя в собственно нестационарной области имел место в экспериментах [9] при высоких давлениях ($P_0 = 40$ мм рт. ст.), что соответствует большим единичным числам Рейнольдса ($Re_1 = 8 \cdot 10^6 - 1.3 \cdot 10^7$ 1/см).

По-видимому, количественным критерием возможной реализации этого вида развития пограничного слоя за ударной волной может быть значение критического числа Рейнольдса для нестационарных условий, определяемое через расстояние x_s от точки наблюдения до ударной волны (рис. 1). При $Re_{x_s} > Re_{x_s, \text{кр.1}}$ наступает турбулизация нестационарного пограничного слоя. Определение значений $Re_{x_s, \text{кр.1}}$ является самостоятельной задачей, так как неочевидно, что они

совпадают с аналогичными значениями для стационарного пограничного слоя.

Отметим, что этот последний вид развития пограничного слоя за ударной волной, предсказанный в [8], ранее не обнаруживался экспериментально, что, по-видимому, было связано с использованием в известных из литературы экспериментах относительно низких значений начального давления в ударных трубах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Демьянов Ю.А. // ПММ. 1957. Т. 21. В. 3. С. 443.
2. Lam S.H., Crocco L.J. // J. Aerosp. Sci. 1959. V. 26. P. 54.
3. Mirels Laminar Boundary Layer Behind a Strong Shock Moving on to Air. Report TN D293, NASA. 1961.
4. Экройд Дж. // Ракетная техника и космонавтика. 1968. Т. 6. № 3. С. 219.
5. Фелдерман Д. Там же. 1968. Т. 6. № 3. С. 31.
6. Cook W.J., Chapman G.T. // J. Phys. Fluids. 1972. V. 15. № 12. P. 2129.
7. Devies W.R., Bernstein L. // J. Fluid. Mech. 1969. V. 38, p. 109.
8. Зуев В.И., Шиков В.К. // ТВТ. 1988. Т. 26. № 5. С. 909.
9. Гуренцов Е.В., Сокольский А.А., Шиков В.К., Эйгенсон Е.Б. // ТВТ. 1995. Т. 33. № 5. С. 749.
10. Dillon R.E., Nagamatsu H.T. // AIAA Pap. 1982. № 32.