

Ю. И. КЛИМНЮК, А. П. КОМАРОВ

ПРИБЛИЖЕННЫЙ МЕТОД РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ОБЛАСТИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПРЯМОГО СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ С ТУРБУЛЕНТНЫМ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

 λ_1 — коэффициент скорости невозмущенного набегающего потока; λ_{21} — коэффициент скорости за передним скачком уплотнения; λ_{12} — коэффициент скорости перед задним скачком уплотнения; δ_1 — угол отклонения потока в переднем скачке уплотнения; $\delta_2 = \delta_1$ — угол отклонения потока в заднем скачке уплотнения; $\sigma = \frac{P_{02}}{P_{01}}$ — коэффициент восстановления полного давления; δ_1^* — толщина вытеснения пограничного слоя; $\delta_{вз}^*$ — толщина вытеснения за областью взаимодействия; $K_{вз}^* = \frac{\delta_{вз}^*}{\delta_1^*}$ — коэффициент изменения толщины вытеснения в области взаимодей-

ствия;

 h — высота области взаимодействия; $l_{вз}$ — длина области взаимодействия; $\bar{l} = \frac{l}{\delta_1^*}$ — отношение линейного размера к толщине вытеснения пограничного слоя.

В области взаимодействия прямого скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем возникает система скачков уплотнения [1]—[9], при прохождении через которую меняется полное давление в потоке, а также претерпевают изменение интегральные характеристики пограничного слоя. Коэффициент восстановления полного давления в области взаимодействия, размеры области и величина толщины вытеснения за областью взаимодействия представляют определенный практический интерес. Так, максимальная производительность канала с критическим сечением, находящимся

за прямым скачком уплотнения, существенно зависит от толщины вытеснения за область взаимодействия и от осредненного коэффициента восстановления полного давления в системе прямого скачка в области взаимодействия скачка с пограничным слоем. В частности, к подобной задаче относится определение максимальной производительности компрессорной решетки при сверхзвуковом обтекании.

В данной статье определяются коэффициенты скорости потока и восстановления полного давления в области взаимодействия, а также характерные размеры области и толщина вытеснения за область взаимодействия, отнесенные к толщине вытеснения пограничного слоя перед ней.

Схематично течение в области взаимодействия прямого скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем можно представить следующим образом [1] — [9]. Большие перепады статического давления в прямом скачке уплотнения приводят к тому, что повышенное давление по дозвуковой части пограничного слоя распространяется против течения, вызывая утолщение, а затем и отрыв пограничного слоя. В месте отрыва струйки тока, прилежащие

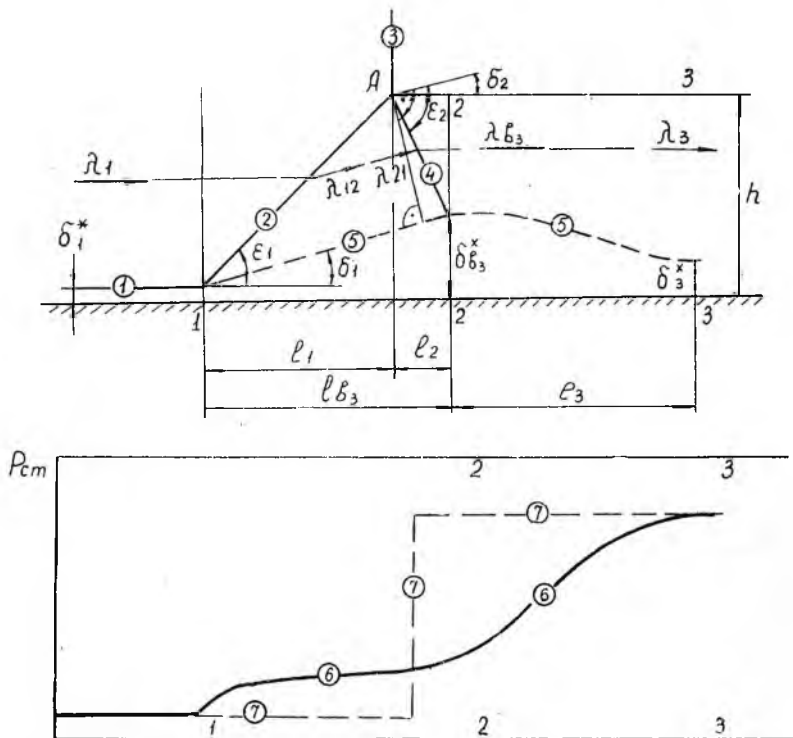


Рис. 1. Схема области взаимодействия прямого скачка уплотнения с пограничным слоем

к стенке, отклоняются на некоторый угол δ_1 . Прямой скачок уплотнения не может реализовать этого отклонения, и вместо прямого скачка уплотнения в этой области возникает так называемый передний косой скачок. За ним поток остается сверхзвуковым.

Пересечение переднего косого скачка и основного прямого скачка (рис. 1) определяет величину вертикального размера h области взаимодействия прямого скачка с пограничным слоем. Выше области взаимодействия поток, проходя через прямой скачок уплотнения, течет параллельно стенке. Поэтому и струйки тока, прошедшие передний косой скачок уплотнения, далее должны развернуться параллельно стенке. Этот разворот происходит в заднем скачке уплотнения. Так как направление струек тока перед передним и за задним скачками уплотнения совпадает с направлением струек тока потенциального ядра и направлением стенки, то разворот потока в заднем скачке δ_2 равен по величине углу разворота потока в переднем скачке δ_1 , только имеет противоположный знак, т. е. $\delta_2 = -\delta_1$. Точка пересечения заднего скачка с основным прямым скачком совпадает с точкой А (рис. 1). Область течения, заключенная между передним и задним скачками уплотнения и стенкой, образует область взаимодействия. В ней реализуется своеобразное распределение статических давлений (рис. 1). Над областью взаимодействия (выше размера h) в потенциальном ядре изменение давления разрывное, а по обтекаемой стенке — непрерывное.

Рядом экспериментальных исследований установлено, что интенсивность переднего косого скачка уплотнения, характеризуемая отношением статических давлений $\left(\frac{P_2}{P_1}\right)_1$, при турбулентном пограничном слое является функцией только коэффициента скорости $\lambda_1(M_1)$ набегающего потока и не зависит от числа Рейнольдса [1], [2], [7], [11].

В [2] на основании анализа большого количества экспериментальных данных показано, что зависимость отношения статических давлений $\left(\frac{P_2}{P_1}\right)_1$, вызывающая отрыв турбулентного пограничного слоя, определяется соотношением

$$\left(\frac{P_2}{P_1}\right)_1 = 0,515 + 0,675 M_1. \quad (1)$$

Это соотношение использовано для расчета характерных параметров области взаимодействия. По соотношениям для косого скачка уплотнения [10] с использованием (1) определяются параметры переднего скачка, а именно: скорость за скачком, угол поворота потока и коэффициент восстановления полного давления в скачке. Параметры заднего косого скачка определяются из условия потенциальности сверхзвукового течения между передним и задним скачками $\lambda_{21} = \lambda_{12}$ и условия, что $\delta_2 = -\delta_1$.

Расчеты показали, что при $1 \leq \lambda_1 \leq 1,2$ принятая схема не реализуется и поэтому величины скорости за областью взаимодействия и других параметров в этом интервале определяются интерполированием соответствующих зависимостей. На рис. 2 приведены величины угла отклонения потока δ_1 и коэффициента скорости за передним скачком. На рис. 3 приведен коэффициент скорости за областью взаимодействия $\lambda_{вз}$. На рис. 4

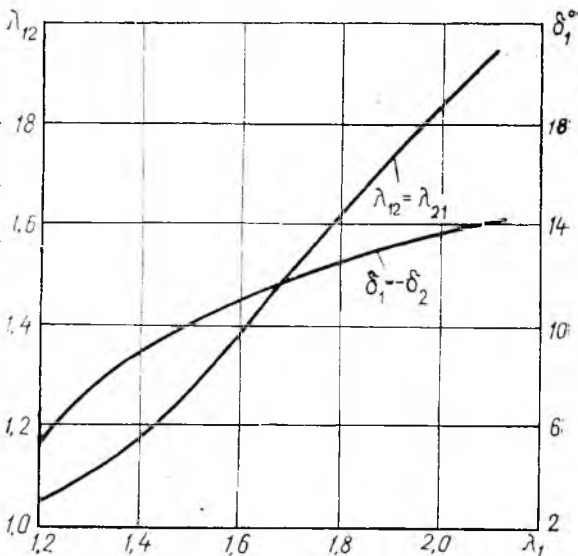


Рис. 2. Коэффициент скорости за передним скачком уплотнения и угол поворота потока в скачках ($K=1,4$).

показан суммарный коэффициент восстановления полного давления в области взаимодействия, величина которого хорошо аппроксимируется соотношением

$$\sigma_{вз} = \sigma_{ск 1} \cdot \sigma_{ск 2} = 1 - 0,5(\lambda_1 - 1)^2.$$

Как следует из рис. 4, коэффициент $\sigma_{вз}$ имеет больший уровень по сравнению с коэффициентом восстановления полного давления в прямом скачке уплотнения, что соответствует выводам [3].

При известных скорости за областью взаимодействия и коэф-

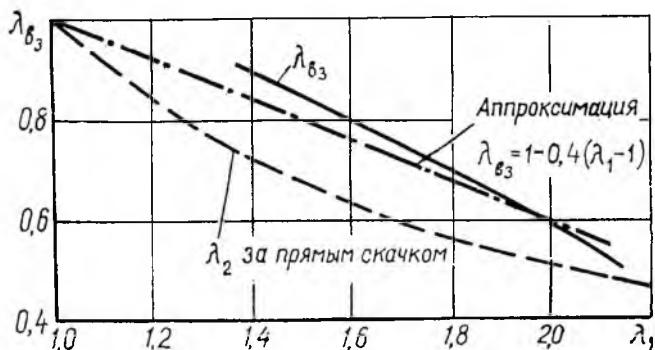


Рис. 3. Коэффициент скорости за областью взаимодействия ($K=1,4$)

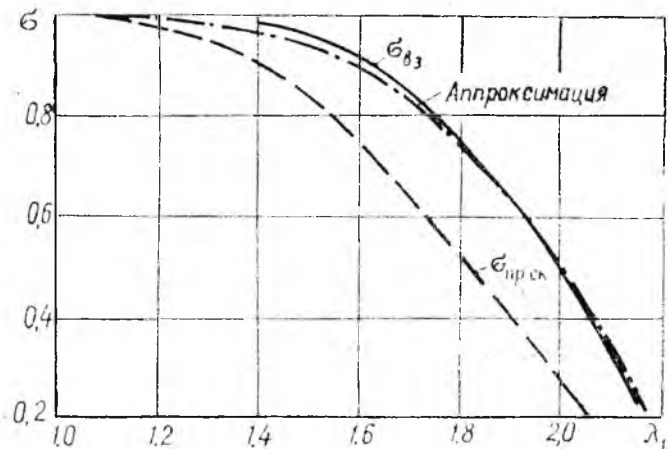


Рис. 4. Суммарный коэффициент восстановления полного давления в области взаимодействия ($K=1,4$).

коэффициенте восстановления полного давления в области взаимодействия из уравнения неразрывности

$$q(\lambda_1) \cdot (h - \delta_1^*) = q(\lambda_{вз}) \cdot (h - \delta_{вз}^*) \cdot \sigma_{вз}$$

определяется зависимость толщины вытеснения за областью взаимодействия $\delta_{вз}^*$ от ее высоты h и толщины вытеснения пограничного слоя δ_1^*

$$\frac{\delta_{вз}^*}{\delta_1^*} = K_{вз}^* = \frac{h}{\delta_1^*} \left[1 - \frac{q(\lambda_1)}{\sigma_{вз} \cdot q(\lambda_{вз})} \right] + \frac{q(\lambda_1)}{\sigma_{вз} \cdot q(\lambda_{вз})} \quad (2)$$

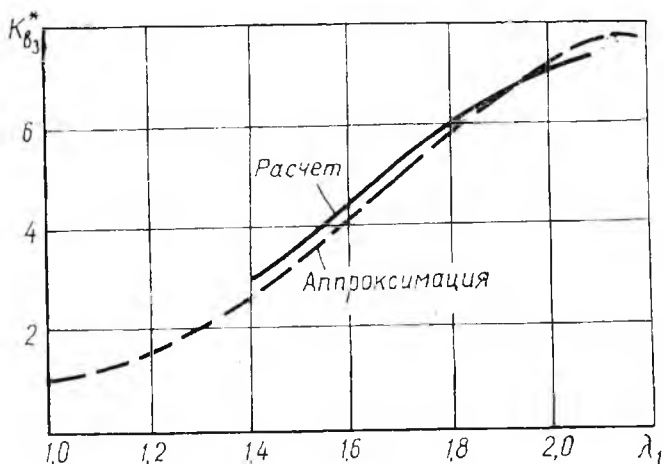


Рис. 5. Зависимость коэффициента изменения толщины вытеснения в области взаимодействия от коэффициента скорости набегающего потока λ_1 ($K=1,4$)

Анализ рис. 132 [10] и рис. 1 [11] показывает, что отношение вертикального размера h области взаимодействия прямого скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем к толщине вытеснения пограничного слоя δ_1^* в диапазоне $\lambda_1 = 1,61 \div 1,96$ близко четырнадцать (рис. 5).

Допускаем, что в диапазоне $\lambda_1 = 1,3 \div 2,0$ величина h/δ_1^* не зависит от скорости набегающего потока и равна

$$\frac{h}{\delta_1^*} = 14 = \text{const.} \quad (3)$$

На рис. 5 приведены значения $K_{вз}^*$, рассчитанные по соотношениям (2) и (3). Эти значения, в зависимости от величины λ_1 , хорошо аппроксимируются соотношением

$$K_{вз}^* = 1 + 11,2(\lambda_1 - 1)^2 - 5(\lambda_1 - 1)^3.$$

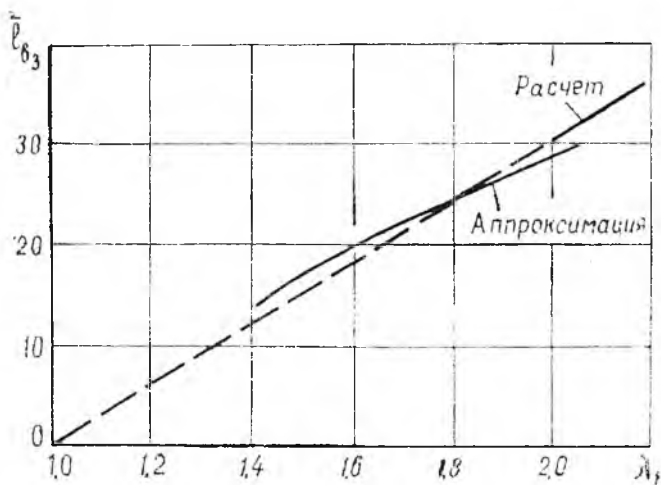


Рис. 6. Относительный осевой размер области взаимодействия ($K=1,4$)

Осевой размер области взаимодействия $l_{вз}$ (рис. 1) определяется соотношением

$$\bar{l}_{вз} = \frac{l_{вз}}{\delta_1^*} = \frac{K_{вз}^* - 1}{1,4},$$

которое, как следует из рис. 6, хорошо аппроксимируется зависимостью $\bar{l}_{вз} = 30 (\lambda_1 \ominus 1)$.

Таким образом, в данной работе получены соотношения для расчета основных размеров области взаимодействия прямого скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем и определены параметры за область взаимодействия. Подтверждено положение

[3] о том, что потери полного давления в области взаимодействия меньше, чем в прямом скачке уплотнения.

Предлагаемый метод расчета основных параметров области взаимодействия не претендует на точность в деталях, но может быть использован в ряде инженерных приложений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сообщение о докладе академика Г. И. Петрова на сессии АН СССР. Известия АН СССР, ОТН, № 9, стр. 157, 1958.

2. Ю. А. Панов, А. И. Швец. Отрыв турбулентного пограничного слоя в сверхзвуковом потоке. Прикладная механика, том II, В1, стр. 99, Издат. «Наукова думка», 1966.

3. И. Гошек. Аэродинамика больших скоростей. Инлит., 1954.

4. Ф. Бэри, А. Шапиро, Е. Ньюмен. Некоторые эксперименты по взаимодействию ударных волн с пограничным слоем на плоской пластине. Сборники сокращен. переводов и рефератов ин. периодич. лит., Механика, выпуск 1, стр. 17, 1951.

5. Ф. Бэри, А. Шапиро, Е. Ньюмен. Взаимодействие ударных волн с пограничным слоем на плоской поверхности. Сборники сокращен. переводов и рефератов ин. периодич. лит. Механика, выпуск 5, стр. 36, 1952.

6. Г. Гедд. Взаимодействие ламинарного или турбулентного пограничного слоя со скачками уплотнения. Сборник переводов и обзоров. Ин. периодич. лит., Механика, выпуск 5, стр. 3, 1954.

7. Магер. Об отрыве турбулентного пограничного слоя, вызванного скачком. Сборники переводов и обзоров ин. периодич. лит. Механика, выпуск 5, стр. 54, 1955.

8. А. И. Зубков, Л. И. Соркин. Влияние вязкости на течение в области прямого скачка уплотнения. Известия АН СССР, ОТН. Механика и машиностроение, № 1, стр. 114, 1961.

9. Г. С. Глик. Усовершенствованная теория смещения Крокко — Лиса для сверхзвукового течения с отрывом и прилипанием. Периодический сборник переводов иностр. статей. Механика, 4—86, стр. 49, 1964.

10. А. Ферри. Аэродинамика сверхзвуковых течений. Гос. изд. Т. Т. Л., 1952.

11. А. И. Глаголев, А. И. Зубков, Ю. А. Панов. Обтекание струйного газобразного препятствия на пластине сверхзвуковым потоком. АН СССР, Механика жидкости и газа № 3, стр. 97. Издат. Наука, 1967.