

УДК 533.6.011.72+532.526.214

© 2004 г. Н. Н. ПИЛЮГИН, В. С. ХЛЕБНИКОВ

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КОЛЕБЛЮЩЕГОСЯ ВДОЛЬ ПОТОКА СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ С ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НА ПЛАСТИНЕ

Исследованы характерные особенности течения в области взаимодействия колеблющегося скачка уплотнения с пограничным слоем на пластине при ламинарном, переходном и турбулентном режимах обтекания. Проведен анализ картины течения, распределений давления и теплового потока в области взаимодействия при различной интенсивности, частоте и амплитуде колебаний скачка уплотнения. Дано сравнение результатов взаимодействия колеблющегося и стационарного скачка уплотнения с пограничным слоем на пластине.

Ключевые слова: скачок уплотнения, пограничный слой, ламинарный, переходный, турбулентный, давление, тепловой поток.

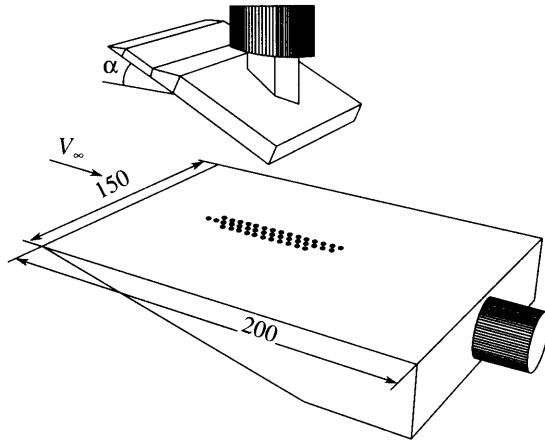
В связи с современным уровнем развития аэродинамики возникает необходимость изучения характерных особенностей течения в области взаимодействия колеблющегося скачка уплотнения с пограничным слоем на поверхности тела. В результате такого взаимодействия меняются частота и амплитуда колебаний, а также интенсивность скачка уплотнения.

К таким задачам относятся взаимодействие скачков уплотнения, генерируемых колеблющимися антеннами либо надстройками на летательных аппаратах, с пограничным слоем на их поверхности; течения с автоколебаниями (массорасходными) отрывных зон, вызванных трехмерностью или переходными режимами обтекания летательного аппарата и т.д.

Взаимодействие скачка уплотнения с пограничным слоем на пластине рассмотрено в ряде экспериментальных работ [1–7]. В основном эти работы посвящены исследованию условий возникновения отрыва, структуры и особенностей течения вблизи зоны взаимодействия, а также распределений давления и теплового потока в ней. В [1–5] дан качественный анализ схем течения в области взаимодействия скачка уплотнения с турбулентным и ламинарным пограничным слоем в зависимости от интенсивности падающего на пластину скачка уплотнения, приведены характерные распределения давления в этих областях. В [6, 7] проведено исследование теплообмена в области взаимодействия скачка уплотнения с ламинарным и турбулентным пограничным слоем. Влияние нестационарных возмущений большой амплитуды на ламинарно-турбулентный переход рассмотрено в [8].

В данной работе исследованы разные режимы взаимодействия колеблющегося скачка уплотнения с пограничным слоем на пластине от относительно малых чисел Рейнольдса до переходных, и соответствующих турбулентному режиму течения.

Исследования проведены в аэродинамической трубе с осесимметричной рабочей частью и подогревом потока при числе $M_\infty = 3$. Пластина, около которой исследовалось взаимодействие скачка уплотнения с пограничным слоем, имела ширину 150 и длину 200 мм. Вдоль оси ее симметрии на поверхности располагались дренажные отверстия или калориметрические датчики. Скачок уплотнения индуцировался пласти-

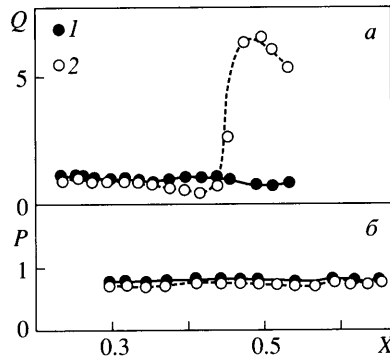


Фиг. 1. Схема расположения моделей в потоке

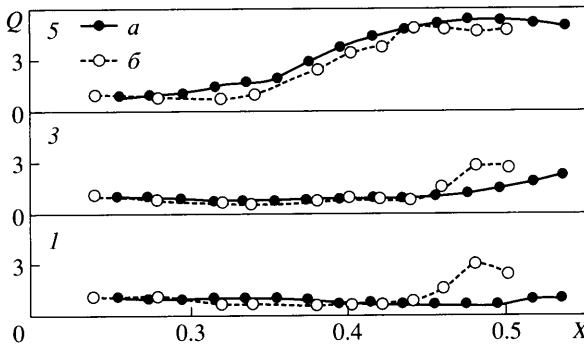
ной шириной 80 и длиной 100 мм, установленной под углом α к набегающему потоку. Пластина крепилась на вибраторе, при помощи которого она могла колебаться параллельно потоку с заданными частотой и амплитудой. Изменение интенсивности скачка уплотнения производилось путем установки угла атаки пластины α . Общий вид моделей в трубе представлен схематически на фиг. 1. Испытания проведены при $\alpha = 6, 18, 24$ и 30° . Частота и амплитуда колебаний скачка уплотнения в испытаниях изменялись в следующих пределах: $\nu = 0\text{--}40$ Гц, $a = 0\text{--}9.5$ мм. Пластина, генерирующая колебания скачка уплотнения в широких диапазонах частоты и амплитуды, позволяет моделировать течение в области взаимодействия с пограничным слоем при ламинарном, переходном и турбулентном режимах обтекания.

В области взаимодействия помимо измерений давления и теплового потока проводилось исследование картины обтекания, визуализированной при помощи прибора Теплера. В зависимости от реализующегося на пластине пограничного слоя испытания проведены при различных режимах работы аэродинамической трубы: в случае ламинарного пограничного слоя при $p_0 = 2.55 \cdot 10^5$ Н/м², $T_0 = 473$ К, $Re = 6 \cdot 10^5$; $q_{av} = 3.57$ Вт/см²; в случае турбулентного пограничного слоя при $p_0 = 5 \cdot 10^5$ Н/м², $T_0 = 393$ К, $Re = 2.35 \cdot 10^6$; $q_{av} = 2.06$ Вт/см². Здесь q_{av} – среднее значение удельного теплового потока (по шести точкам) на ламинарном участке пограничного слоя ($0.235 \leq x \leq 0.335$), p_0 и T_0 – полное давление и температура торможения потока, число Рейнольдса Re вычислено по параметрам набегающего потока и расстоянию от передней кромки пластины до места падения скачка уплотнения x_0 . На фиг. 2 для этих режимов приведены соответственно распределения теплового потока $Q(X)$ и давления $P(X)$ на оси симметрии пластины, помещенной в невозмущенный поток. Здесь $X = x/L$, где x – расстояние от передней кромки пластины, L – длина пластины, $Q = q/q_{av}$ – отношение удельного теплового потока q к поверхности пластины в данной ее точке к среднему значению, q_{av} , $P = p/p_\infty$ – отношение давления на поверхности пластины p к статическому давлению в невозмущенном потоке p_∞ .

Распределения давления на оси пластины на этих режимах не позволяют определить, какой на ней реализуется пограничный слой (фиг. 2). Распределения же теплового потока показали, что в первом режиме на пластине (в области измерений) реализуется ламинарный пограничный слой, а во втором режиме на участке пластины $X < 0.43$ – ламинарный, на участке $0.43 \leq X \leq 0.47$ – переходный и на участке $X > 0.47$ – турбулентный.



Фиг. 2. Распределение теплового потока (а) и давления (б) на оси симметрии пластины в невозмущенном потоке: 1 – $Re = 6 \cdot 10^5$, 2 – $2.35 \cdot 10^6$



Фиг. 3. Распределение теплового потока на оси пластины (а) и на параллельной ей линии, смещенной на 5 мм (б), в невозмущенном потоке для режимов 1, 3 и 5

Отрыв ламинарного и турбулентного пограничного слоя определяется по формулам из [9, 10]

$$\frac{p_1 - p_\infty}{p_\infty} = 1.27 \frac{M_\infty^{3/2}}{Re^{1/4}} \tag{1}$$

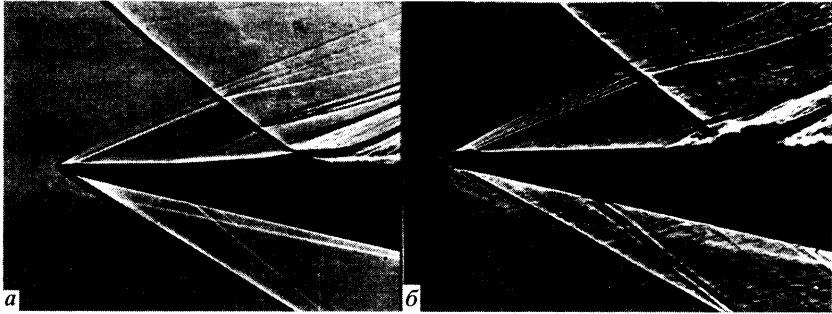
$$\frac{p_1 - p_\infty}{p_\infty} = 0.346 \frac{\gamma M_\infty^2}{1 + (\gamma - 1) M_\infty^2 / 2} \tag{2}$$

где p_1 – давление за скачком уплотнения, вызывающим отрыв, индекс “ ∞ ” соответствует параметрам в невозмущенном потоке.

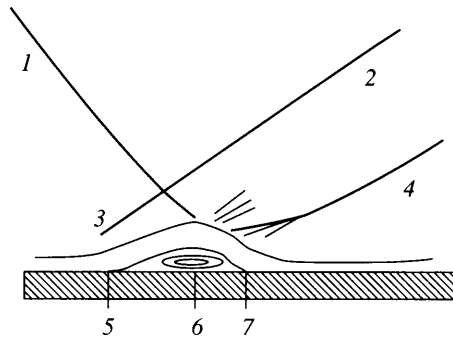
Анализ приведенных зависимостей показал, что отрыв в первом режиме работы трубы произойдет при $\alpha = 3^\circ$, а во втором – при $\alpha = 11^\circ$.

При исследовании взаимодействия скачка уплотнения с переходным пограничным слоем использовались шесть режимов работы трубы.

Режим, $T_0 = 353$ К	1	2	3	4	5	6
$p_0 \cdot 10^{-5}$, Н/м ²	2.29	2.94	3.11	3.43	4.91	6.21
$Re \cdot 10^{-6}$	0.98	1.26	1.34	1.48	2.11	2.67
q_{av} , Вт/см ²	0.145	0.184	0.192	0.205	0.245	0.299



Фиг. 4. Фотографии картины течения в области взаимодействия стационарного скачка уплотнения ($\alpha = 24^\circ$) с ламинарным ($Re = 6 \cdot 10^5$, а) и турбулентным ($Re = 2.35 \cdot 10^6$, б) пограничным слоем на пластине

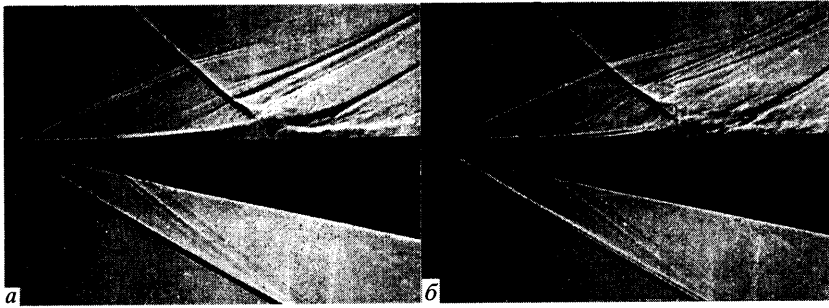


Фиг. 5. Схема течения в области взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем: 1 – скачок уплотнения, 2 – индуцируемый зоной отрыва скачок уплотнения, 3 – скачок уплотнения в области отрыва, 4 – скачок уплотнения в области присоединения, 5 – точка отрыва пограничного слоя, 6 – точка падения скачка уплотнения, 7 – точка присоединения пограничного слоя

Распределения теплового потока вдоль пластины, расположенной в невозмущенном потоке, для режимов (1, 3 и 5) представлены на фиг. 3. Кривая а соответствует распределению $Q(X)$ на оси симметрии пластины, б – на линии, смещенной от оси симметрии пластины на расстояние 5 мм. В зоне расположения калориметрических датчиков на оси симметрии пластины (а) в режиме 1 всюду реализуется ламинарный пограничный слой, в режиме 3 до $X = 0.46$ – ламинарный, а далее – переходный пограничный слой, в режиме 5 – до $X = 0.32$ – ламинарный, в диапазоне $0.32 < X \leq 0.46$ – переходный, а при $X > 0.46$ – турбулентный пограничный слой. Для линии, смещенной от оси симметрии пластины на 5 мм, в режимах 1 и 3 до $X = 0.45$ реализуется ламинарный, далее – переходный пограничный слой, в режиме 5 изменение характера течения в пограничном слое такое же, как и на оси симметрии пластины.

На фиг. 4 представлены фотографии характерной картины течения в области взаимодействия стационарного падающего скачка уплотнения с ламинарным ($Re = 6 \cdot 10^5$, а) и турбулентным ($Re = 2.35 \cdot 10^6$, б) пограничными слоями при $\alpha = 24^\circ$. Схематически область взаимодействия изображена на фиг. 5 [1, 2, 11, 12].

Отметим, что при стационарном взаимодействии скачка уплотнения с пограничным слоем на пластине при числах Re , близких к критическому, картина течения ста-



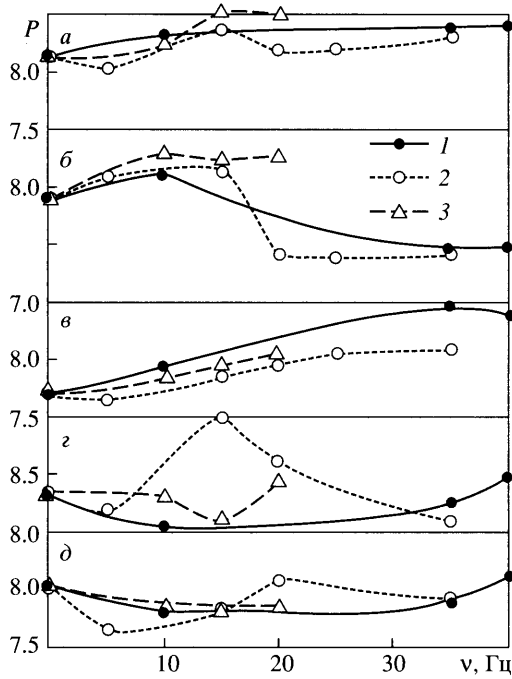
Фиг. 6. Фотографии картины течения в области взаимодействия стационарного скачка уплотнения ($\alpha = 30^\circ$) с пограничным слоем в переходном режиме ($Re = 1.2 \cdot 10^6$)

новится нестационарной. Отрывная зона колеблется от ламинарного режима течения к турбулентному. Это подтверждают фотографии картины течения в области взаимодействия скачка уплотнения при $\alpha = 30^\circ$ с пограничным слоем на пластине при $Re = 1.2 \cdot 10^6$ (фиг. 6). На фотографиях видно, что отрывная зона в области взаимодействия то длинная (а), как в ламинарном течении, то короткая (б), как в турбулентном потоке.

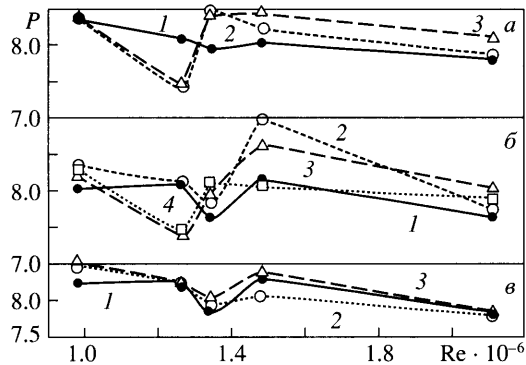
Рассмотрим изменение давления и теплового потока в точке присоединения при взаимодействии колеблющегося скачка уплотнения при $\alpha = 24^\circ$ с пограничным слоем на пластине, течение в котором будет меняться от ламинарного до турбулентного. На фиг. 7 представлены зависимости давления P в точке присоединения пограничного слоя от частоты ν и безразмерной амплитуды $A = a/x_0$ колебаний скачка уплотнения при различных значениях чисел Re , где a – амплитуда колебаний падающего на пограничный слой скачка уплотнения в миллиметрах, $x_0 = 70$ мм – расстояние от передней кромки пластины до места падения скачка уплотнения на ее поверхность. При ламинарном (а) и турбулентном (д) режимах разница между максимальным и минимальным значениями давления в точке присоединения не превышала 0.5. Например, при ламинарном обтекании различие в давлениях для колеблющегося и стационарного скачка уплотнения менее 4.5%. В то же время на переходных режимах обтекания разница составляла 0.9(б), 0.8(в) и 0.95(г). Следовательно, колебания скачка уплотнения оказывают существенное влияние на давление в точке его присоединения.

При взаимодействии колеблющегося скачка уплотнения с переходным пограничным слоем (например для фиксированной амплитуды колебаний $A = 0.029$) с изменением частоты колебаний может происходить резкое изменение давления в точке присоединения пограничного слоя. Так, при изменении частоты от 15 до 20 Гц величина P уменьшилась на 0.75 (фиг. 7, б, 2), а при изменении частоты от 5 до 15 Гц – увеличилась на 0.85 (фиг. 7, г, 2).

Рассмотрим изменение давления в точке присоединения для фиксированной частоты и амплитуды его колебаний в зависимости от числа Re при взаимодействии колеблющегося скачка уплотнения с пограничным слоем при его переходе от ламинарного состояния к турбулентному. На фиг. 8 при некоторых значениях ν и A влияние числа Re на давление в точке присоединения пограничного слоя весьма слабое (фиг. 8, а, б, 1). Однако увеличение частоты колебаний может приводить к существенному усилению влияния числа Re на давление (фиг. 8, а, б, 2, 3) в интервале $Re = 1.26 \cdot 10^6 - 1.48 \cdot 10^6$. Повидимому, наложение вынужденных возмущений отрывной зоны, вызванных колебаниями скачка уплотнения, на ее естественные колебания могут в отдельных случаях приводить к резонансным явлениям. Дальнейшее увеличение амплитуды колебаний



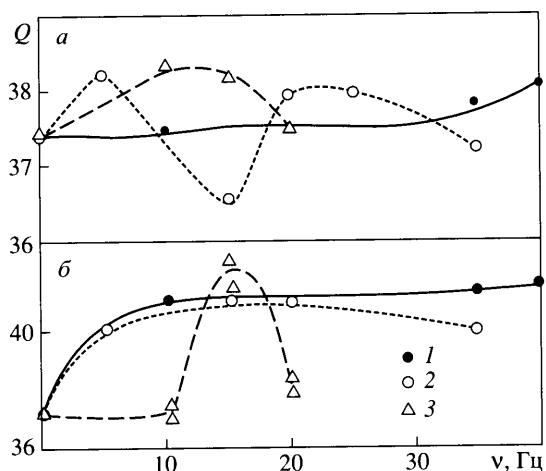
Фиг. 7. Зависимости максимального давления в зоне присоединения пограничного слоя от частоты и амплитуды колебаний скачка уплотнения при различных числах Re : $a - Re = 0.98 \cdot 10^6$, $б - 1.26 \cdot 10^6$, $в - 1.34 \cdot 10^6$, $г - 1.48 \cdot 10^6$, $д - 2.11 \cdot 10^6$; $1 - A = 0.014$, $2 - 0.029$, $3 - 0.1$



Фиг. 8. Зависимости максимального давления от числа Re в области взаимодействия на переходном режиме обтекания: $a - A = 0.014$, $\nu = 10$ Гц (1), 35 Гц (2), 40 Гц (3); $б - A = 0.029$, $\nu = 5$ Гц (1), 15 Гц (2), 20 Гц (3), 35 Гц (4), $в - A = 0.1$, $\nu = 10$ Гц (1), 15 Гц (2), 20 Гц (3)

скачка уплотнения при его фиксированной частоте приводит к ослаблению влияния числа Re в рассматриваемом диапазоне изменения на давление в точке присоединения пограничного слоя (фиг. 8, б, в, 2, 3).

Рассмотрим влияние частоты и амплитуды колебаний скачка уплотнения при его взаимодействии с пограничным слоем на пластине на тепловой поток в области присоедине-



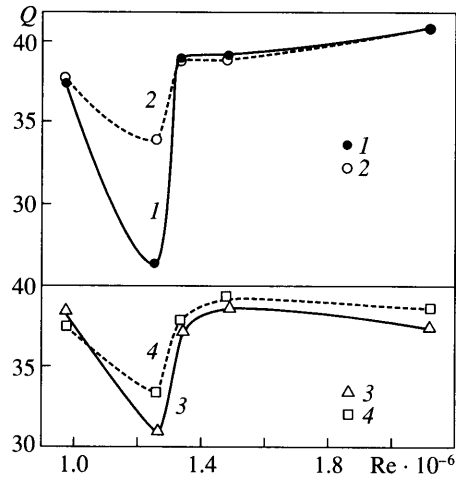
Фиг. 9. Зависимости максимального теплового потока в области присоединения от частоты колебаний скачка уплотнения. *a* – $Re = 0.98 \cdot 10^6$, *б* – $2.11 \cdot 10^6$; 1 – $A = 0.014$, 2 – 0.029, 3 – 0.1

ния отрывной зоны. На фиг. 9 представлены зависимости относительного теплового потока Q в области присоединения отрывной зоны от ν при $Re = 0.98 \cdot 10^6$ (*a*) и $2.11 \cdot 10^6$ (*б*). Различие величин тепловых потоков в области присоединения отрывной зоны в случаях колеблющегося и стационарного скачка уплотнения не превышало $\pm 3\%$ (фиг. 9, *a*, 1–3).

В переходном режиме обтекания ($Re = 2.11 \cdot 10^6$) для малых амплитуд $A = 0.014$ и 0.029 (фиг. 9, *б*, 1, 2) при увеличении ν происходит существенное возрастание величины Q (примерно на 9.5%) по сравнению с тепловым потоком, измеренным в случае взаимодействия стационарного скачка уплотнения с пограничным слоем. Следовательно, можно говорить о том, что данные амплитуды и частоты колебаний скачка уплотнения способствуют турбулизации течения в зоне смешения.

Дальнейшее увеличение амплитуды колебаний скачка уплотнения до 0.1 резко меняет характер зависимости $Q(\nu)$ по сравнению с описанным выше (фиг. 10, 3). При увеличении частоты колебаний скачка уплотнения до 10 Гц величина Q остается практически постоянной на том же уровне, как и в случае взаимодействия стационарного скачка уплотнения с пограничным слоем, т.е. происходит затягивание турбулентного перехода в области присоединения отрывной зоны. При $\nu = 15$ Гц происходит резкое возрастание величины Q (на 12%), что связано, по-видимому, с резонансом при наложении возмущений, индуцируемых колеблющимся скачком уплотнения, на естественные колебания отрывной зоны на переходном режиме обтекания. Можно сделать вывод, что резонанс способствует турбулентному переходу в области присоединения отрывной зоны. При увеличении ν до 20 Гц происходит резкое уменьшение Q до уровня, близкого к тепловому потоку при $\nu = 10$ Гц. Следовательно, колебания скачка уплотнения с большими амплитудами представляют особый интерес при изучении его взаимодействия с пограничным слоем на пластине.

Рассмотрим влияние числа Re на тепловой поток в области присоединения отрывной зоны при взаимодействии колеблющегося вдоль потока скачка уплотнения с пограничным слоем на пластине для фиксированных значений A и ν на переходных режимах обтекания. Зависимости теплового потока $Q(Re)$ при изменении числа Re от $0.98 \cdot 10^6$ до $1.34 \cdot 10^6$ (переходный режим обтекания) имеют крайне неравномерный характер (фиг. 10, *a*, 1, 2; *б*, 3, 4) как и зависимости $P(Re)$ на фиг. 8. Причем в этом режиме обтека-



Фиг. 10. Зависимости максимального теплового потока в области присоединения от числа Re на переходном режиме: *a*: 1 – $A = 0.014$, $\nu = 10$ Гц, 2 – 0.029 , 20 Гц; *б*: 3 – $A = 0.1$, $\nu = 10$ Гц; 4 – 0.1 , 20 Гц

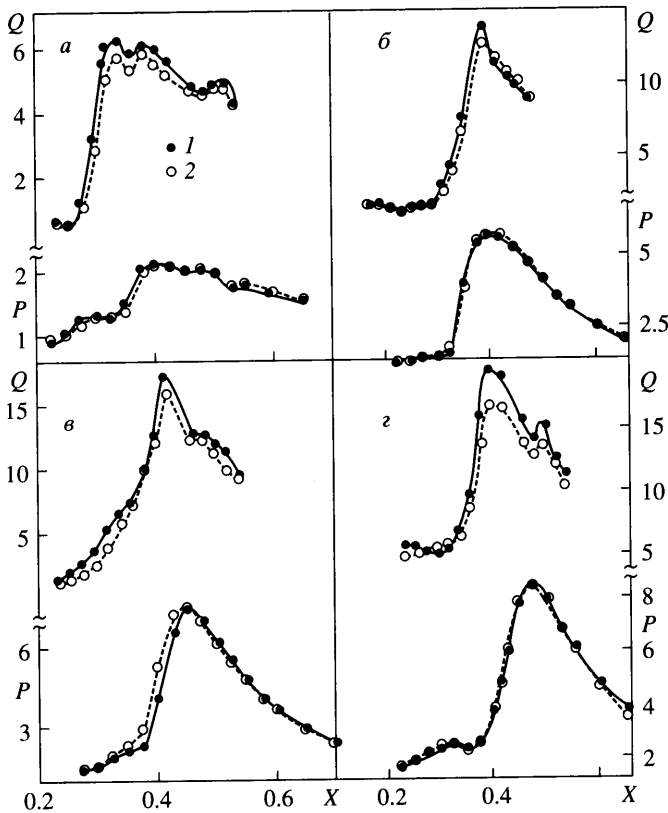
ния величина Q существенным образом зависит от ν и A . При дальнейшем увеличении числа Re в случае малых амплитуд A тепловой поток Q продолжает возрастать (фиг. 10, *a*, 1, 2). В случае больших амплитуд A (фиг. 10, *б*, 3, 4) тепловой поток убывает и остается на уровне, соответствующем $Re = 0.98 \cdot 10^6$.

Рассмотрим результаты измерений давления и теплового потока на оси симметрии пластины в области взаимодействия стационарного ($\nu = 0$) и нестационарного ($\nu = 10$ Гц, $a = 9.5$ мм) скачков уплотнения (при их различной интенсивности) с ламинарным ($Re = 6 \cdot 10^5$) и турбулентным ($Re = 2.35 \cdot 10^6$) пограничными слоями. На фиг. 11 представлены зависимости $Q(X)$ и $P(X)$ в области взаимодействия стационарного (кривая 1) и колеблющегося (2) скачка уплотнения соответственно при $\alpha = 6^\circ$ (*a*), 18° (*б*), 24° (*в*) и 30° (*г*) с ламинарным, а на фиг. 12 – с турбулентным пограничным слоем. При $Re = 6 \cdot 10^5$ амплитуда $A = 0.14$, при $Re = 2.35 \cdot 10^6$ – $A = 0.12$. При $Re = 6 \cdot 10^5$ отрыв потока происходил при $\alpha = 6^\circ$ (фиг. 11, *a*, 1), при $Re = 2.35 \cdot 10^6$ – при $\alpha = 18^\circ$ (фиг. 12, *б*, 1).

При $Re = 2.35 \cdot 10^6$ и $\alpha = 6^\circ$ (фиг. 12, *a*, 1) падающий стационарный скачок уплотнения не вызывал отрыва турбулентного пограничного слоя на пластине, однако способствовал передаче возмущений вверх по потоку по ламинарной части пограничного слоя. Это выражалось в увеличении теплового потока на участке $0.23 \leq X \leq 0.33$ и давления на участке $0.32 \leq X \leq 0.42$ (фиг. 12, *a*, 1) перед падающим скачком уплотнения (фиг. 2, *a*, *б*, 2).

При взаимодействии стационарного скачка уплотнения с ламинарным пограничным слоем на пластине максимальное давление на ее оси зафиксировано вблизи точки присоединения, а теплового потока – внутри отрывной зоны (фиг. 12, *г*, 1), что согласуется с теоретическими результатами, полученными асимптотическими методами в [13]. Ниже по потоку, за точкой присоединения и замыкающим отрывную зону скачком уплотнения наблюдается локальный максимум теплового потока (фиг. 5 и 11, *г*, 1), который вызван растеканием газа на оси симметрии пластины в стороны ее боковых кромок. Аналогичные результаты получены и в области взаимодействия стационарного скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем (фиг. 12, *б*, *в*, 1).

На фиг. 12, *г* представлено распределение давления в области взаимодействия падающего скачка уплотнения ($\alpha = 30^\circ$) с турбулентным пограничным слоем на пласти-



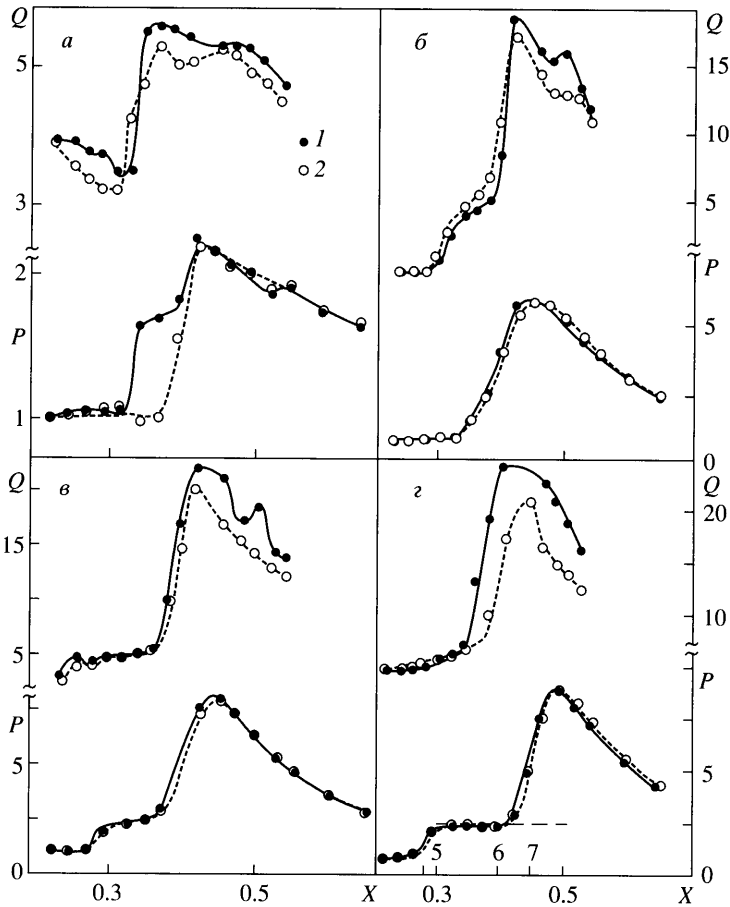
Фиг. 11. Зависимости теплового потока и давления в области взаимодействия от координаты на оси симметрии пластины при ламинарном режиме обтекания ($Re = 6 \cdot 10^5$) для случаев стационарного (1) и колеблющегося (2) скачка уплотнения: а – $\alpha = 6^\circ$, б – 18° , в – 24° , г – 30°

не. На оси X отмечены точки отрыва, падения скачка уплотнения и присоединения (фиг. 5). Здесь же штриховой кривой показан результат расчета давления в области плато по формуле [14]

$$\frac{p_1}{p_\infty} = \left(\frac{1 + 0.2M_\infty^2}{1 + 0.128M_\infty^2} \right)^{3.5}$$

Расчетные значения удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

На фиг. 11, 12 (кривые 2) представлены распределения средних по времени значений теплового потока и давления в области взаимодействия колеблющегося вдоль потока скачка уплотнения ($\nu = 10$ Гц, $a = 9.5$ мм) с ламинарным и турбулентным пограничными слоями на пластине. Распределения давления в области взаимодействия колеблющегося и стационарного скачков уплотнения с пограничным слоем на пластине почти совпадают, а теплового потока – отличаются (например, фиг. 11, г и 12, г). Максимальный тепловой поток Q_m в области присоединения при колеблющемся скачке уплотнения заметно меньше по величине, чем при стационарном (фиг. 11 и 12, а–г, 1, 2). Различие в величинах Q_m тем значительнее, чем больше интенсивность скачков уп-

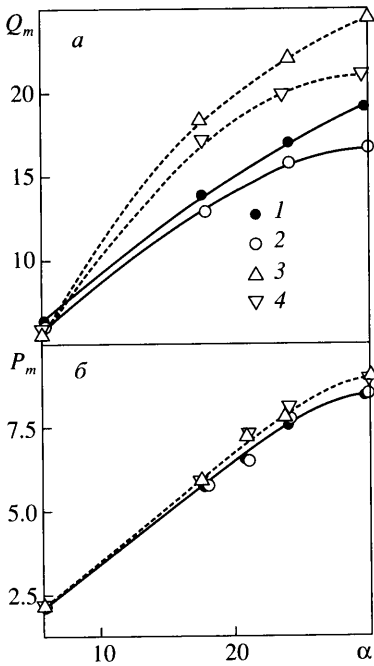


Фиг. 12. Зависимости теплового потока и давления в области взаимодействия от координаты на оси симметрии пластины при турбулентном режиме обтекания ($Re = 2.35 \cdot 10^6$) для случаев стационарного (1) и колеблющегося (2) скачка уплотнения: а – $\alpha = 6^\circ$, б – 18° , в – 24° , г – 30°

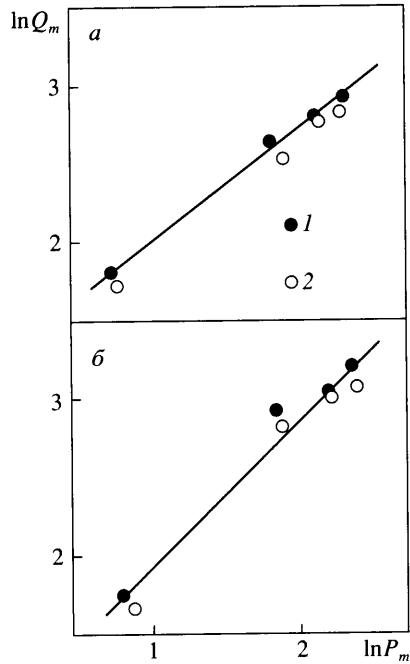
лотнения. Например, при $Re = 6 \cdot 10^5$ (фиг. 11, г), $2.35 \cdot 10^6$ (фиг. 12, г) и $\alpha = 30^\circ$ величина Q_m в области с нестационарным взаимодействием на 17% меньше, чем в области со стационарным взаимодействием. С одной стороны, это происходит из-за “размазывания” пика теплового потока в области присоединения. С другой – несмотря на малость числа $Sh = 0.001$, под воздействием поперечных возмущений, индуцируемых колеблющимся скачком уплотнения, тепловой поток перераспределяется внутри области взаимодействия.

Измерения высоты зоны отрыва при стационарном и нестационарном взаимодействии ($Re = 6 \cdot 10^5$, $\alpha = 24^\circ$) показали, что в нестационарном случае высота на 11–16% больше. Утолщение отрывной зоны в области нестационарного взаимодействия приводит к снижению теплового потока внутри нее.

Турбулентный пограничный слой – закритический и не пропускает возмущений вверх по потоку. Однако известно, что в результате сильного возмущения от падающего на пластину скачка уплотнения, вызывающего отрыв турбулентного пограничного слоя, часть слоя в отрывной зоне становится докритической и через него возму-



Фиг. 13



Фиг. 14

Фиг. 13. Зависимости максимальных значений теплового потока (*a*) и давления (*б*) в области присоединения от угла наклона пластины для стационарного (1 – $Re = 6 \cdot 10^5$, 3 – $2.35 \cdot 10^6$) и колеблющегося (2 – $Re = 6 \cdot 10^5$, $\nu = 10$ Гц, $A = 0.14$, 4 – $2.35 \cdot 10^6$, 10 Гц, 0.12) скачка уплотнения

Фиг. 14. Зависимость между логарифмами максимальных значений теплового потока и давления в области взаимодействия для стационарного (1) и колеблющегося (2) скачка уплотнения: *a* – $Re = 6 \cdot 10^5$, *б* – $2.35 \cdot 10^6$

щения, индуцируемые колеблющимся скачком уплотнения, могут повлиять на характер течения в области взаимодействия.

На фиг. 13 даны зависимости максимальных значений теплового потока (*a*) и давления (*б*) в стационарной и нестационарной областях взаимодействия от угла наклона пластины, индуцирующей падающий скачок уплотнения. Колебания скачка уплотнения слабо влияют на величину P_m и оказывают заметное влияние на Q_m при ламинарном и турбулентном отрыве (особенно при большой интенсивности падающего скачка уплотнения).

Для стационарного (точки 1) и нестационарного (точки 2) взаимодействий между логарифмами величин Q_m и P_m существует линейная зависимость (фиг. 14). При ламинарном отрыве (*a*) коэффициент наклона прямой $K = 0.85$, а при турбулентном (*б*) – $K = 1.2$, что удовлетворительно согласуется с результатами [15] для этого типа взаимодействия скачков уплотнения с пограничным слоем.

Заключение. Экспериментально исследованы течения в области взаимодействия стационарного и колеблющегося вдоль потока скачка уплотнения с ламинарным, пе-

реходным и турбулентным пограничным слоем на пластине. Определены характерные физические закономерности существования таких течений. При взаимодействии стационарного скачка уплотнения с пограничным слоем и числа Re , близких к критическому значению, происходят автоколебания отрывной зоны от ламинарного течения к турбулентному. Наложение вынужденных колебаний на естественные автоколебания отрывной зоны могут приводить к резонансным явлениям.

Взаимодействие колеблющегося скачка уплотнения с пограничным слоем приводит к снижению теплового потока в области присоединения как при ламинарном, так и при турбулентном режимах обтекания по сравнению с тепловым потоком в случае стационарного скачка уплотнения. Снижение теплового потока тем больше, чем больше интенсивность скачка уплотнения.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (№01-01-00050).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Петров Г.И. Аэромеханика больших скоростей и космические исследования. Избр. труды. М.: Наука, 1992. 306 с.
2. Петров Г.И., Лихущин Г.Я., Некрасов И.П., Сорокин Л.И. Влияние вязкости на сверхзвуковой поток со скачками уплотнения // Тр. ЦИАМ. 1952. № 224. 28 с.
3. Hakkinen R.J., Greber I., Trilling L., Abarbanel S.S. The interaction of an oblique shock wave with a laminar boundary layer // NASA. Mem. 1959. NT. 2-18-59 W.
4. Marvin J.G., Horstman C.C., Rubesim M.W., Coakley T.J., Kussoy M.I. An experimental and numerical investigation of shock wave induced turbulent boundary layer separation at hypersonic speeds // AGARD CP168 Göttingen, 1975. Pap.25. 13 p.
5. Chapman D.R., Kuehn M., Larson K. Investigation of separated flows in supersonic and subsonic stream with emphasis on the effect of transition // NASA Rept. 1958. № 1356. 40 p.
6. Кондратьев И.А. Экспериментальное исследование теплопередачи на плоской пластине при взаимодействии косога скачка уплотнения с ламинарным пограничным слоем // Учен. зап. ЦАГИ. 1971. Т. 2. № 2. С. 18-23.
7. Sayano S. Heat transfer in shock wave – turbulent boundary layer interaction regions // Douglas Aircraft Co. Rept. SM 42567. 1962. 55p.
8. Rist U., Pagella A., Krause O., Babucke A. Interaction of an oscillating shock with a laminar boundary layer // Euromech 440. Aerodynamics and Thermochemistry of High Speed Flows. Marseille, 2002. P.119-122.
9. Amick J.L. Semiempirical relation for laminar separation // J. Aero / Space Sci. 1959. V. 26. № 9. P. 603-604.
10. Gutan W.J. On the plateau and peak pressure of regions of pure laminar and fully turbulent separation in two-dimensional supersonic flow // J. Aero / Space Sci. 1959. V. 26 № 1. P. 56.
11. Чжен П. Отрывные течения. Т. 1. М.: Мир, 1972. 299 с.
12. Желтоводов А.А. Физические особенности и некоторые свойства двумерных и трехмерных отрывных течений при сверхзвуковых скоростях // Изв. АН СССР. МЖГ. 1979. № 3. С. 42-50.
13. Нейланд В.Я. Асимптотические задачи теории вязких сверхзвуковых течений // Тр. ЦАГИ. 1974. Вып. 1529. 125 с.
14. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969. 824 с.
15. Hayes J.W., Hains F.D. Analytical and experimental studies of shock interference heating in hypersonic flows // NASA, TN D-7139. 1973. 137 p.