

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПАДАЮЩИХ СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ С ПЛОСКИМ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ

Г. С. БАЛАНДИНА, Л. М. ЗЫСИНА-МОЛОЖЕН, Л. А. ФЕЛЬДБЕРГ, И. Г. ШАПИРО

(Ленинград)

В данной работе приводятся результаты экспериментального исследования пограничного слоя, возмущенного падающим скачком уплотнения, при параметрах, характерных для задач обтекания профилей лопаток в последних ступенях мощных паровых турбин.

Обозначения

x — расстояние вдоль исследуемой поверхности от передней кромки пластины или профиля;
 y — расстояние по нормали к исследуемой поверхности;
 X — безразмерная координата вдоль области взаимодействия;
 p — давление; p^0 — относительное изменение давления поперек пограничного слоя;
 l — протяженность области взаимодействия;
 x_+ — координата первого сечения пограничного слоя, в котором возникает отклонение давления на внешней

границе пограничного слоя от давления при бескачковом обтекании, или начинается отклонение от условия $dp/du = 0$;

x_- — координата сечения, за которым превышение давления над давлением при бескачковом обтекании остается неизменным, или в котором устанавливается условие $ap/ay = 0$;

δ — толщина пограничного слоя;

δ^* — вытеснения;

δ^{**} — потери импульса;

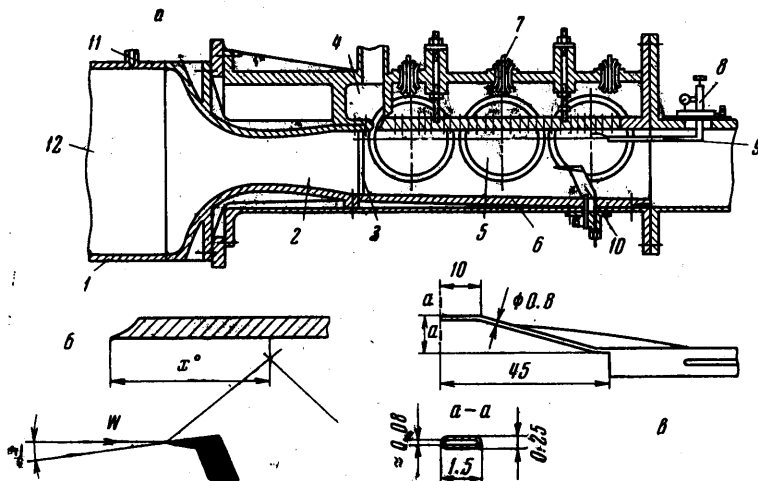
λ — приведенная скорость;

M — число Маха;

R — число Рейнольдса

$$\lambda = \frac{W}{a_*}, \quad M = \frac{W}{a}, \quad R = \frac{Wx\rho}{\mu}, \quad X = \frac{x-x_+}{l}, \quad p_{1,2} = \frac{\Delta p_{1,2}}{p^* - p^0}$$

Индекс 0 означает параметры торможения, 1 — невозмущенного скачком потока, 2 — потока за область взаимодействия, штрих — начала области взаимодействия, два штриха — максимального давления в скачке на границе пограничного слоя; верхний индекс минус — дозвуковой части пограничного слоя, верхний индекс звездочка — параметры связанные со скачком.



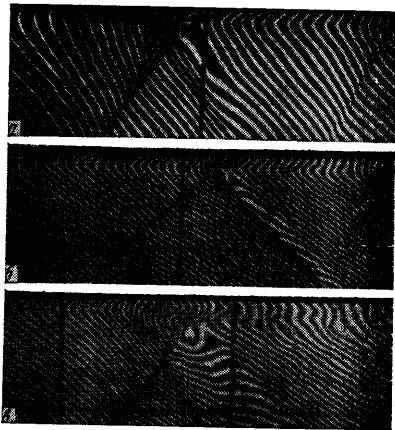
Фиг. 1. Схема рабочего участка: 1 — подводящий патрубок, 2 — сопло, 3 — отсосные щели, 4 — отсосная камера, 5 — экспериментальная пластина, 6 — поворотная стенка, 7 — сальники, 8 — координатник, 9 — микротрубка, 10 — клин, 11 — штуцер для отбора давления, 12 — спай термопары

В экспериментах исследовалась область взаимодействия с падающими скачками пограничного слоя, образующегося при обтекании плоской пластины для значений

$$M_\infty = 1.45, 1.65, 1.73, 2 \cdot 10^6 \leq R^1 \leq 20 \cdot 10^6, 1.08 \leq p''/p' \leq 2.24, 2 \leq \delta' \leq 10 \text{ мм}$$

Экспериментальное исследование проводилось на оптическом стенде в закрытой аэродинамической трубе постоянного действия со сменными сверхзвуковыми соплами и рабочими участками. Рабочие участки находились в поле зрения интерферометра или теневого прибора.

На фиг. 1, а приведена схема рабочего участка с клином и микротрубкой полного напора. Показанное на фигуре расположение приборов соответствует измерениям в области взаимодействия, возникающей при падении скачка уплотнения на последнюю треть экспериментальной пластины длиной 500 мм. Для измерения давления непосредственно на исследуемой поверхности было сделано 57 дренажных отверстий с переменным шагом. В пределах 20 мм у мест падения скачка шаг был равен 2 мм. Скачок уплотнения, падающий на пограничный слой, создавался клином с углом раствора 5°. Интенсивность скачка (угол θ) изменялась путем поворота клина (см. фиг. 1, б). Полный напор в поперечных сечениях пограничного слоя измерялся микротрубкой с клинообразной державкой. Носовая часть микротрубки показана на фиг. 1, в. Отсутствие искажающего влияния трубки на течение в области взаимодействия контролировалось по неизменности интерференционной картины течения при наличии и отсутствии трубки. В опытах с решетками профилей исследовалось влияние на развитие пограничного слоя скачков уплотнения в косом срезе решетки.



Фиг. 2. Интерферограммы обтекания пластины: а — $M_\infty = 1.45$, $\theta = 3.5^\circ$; б — $M_\infty = 1.73$, $\theta = 3.5^\circ$; в — $M_\infty = 1.73$, $\theta = 7^\circ$

го и теневого методов результатов применительно к рассматриваемой задаче приведен в работе². В работе использовался также метод цветного теневого изображения.

По данным расшифровки интерферограмм при известных значениях давления торможения и температуры торможения набегающего потока определялись значения скорости $\lambda = W/a_*$, давления p/p_0 вдоль внешней границы пограничного слоя и в других необходимых точках в ядре потока, профили скорости в пограничном слое, условные толщины пограничного слоя δ^* , δ^{**} и $H = \delta^*/\delta^{**}$ и т. д. Расчет всех этих параметров производился на ЭЦВМ «Урал-2» по разработанной в ЦКТИ программе³. Величины скорости и давления в потоке в случае наличия потери энергии, как, например, действительная скорость за решеткой профилей или давление в сечении пограничного слоя, определялись по значениям плотности, найденным из расшифровки интерферограмм и по измеренным трубкой Пито значениям давления торможения p_n . Сложность экспериментального исследования области взаимодействия падающих скачков уплотнения с пограничным слоем заключается, как известно, в большой чувствительности происходящих в ней процессов ко внешним воздействиям и в соответствующей неустойчивости значений измеряемых параметров. Применение оптических методов экспериментального исследования в сочетании с обработкой опытных данных на ЭЦВМ позволили в данной работе обойти эту трудность путем исключения необходимости введения в поток измерительных приборов³ и получения

¹ За характерный размер числа Рейнольдса при расчете R принимался x (см. фиг. 1, б).

² Шапиро И. Г. Определение параметров обтекания плоской решетки профилей интерферометрическим методом. Автореферат диссертации, Л., ЛПИ имени М. И. Калинина, 1960.

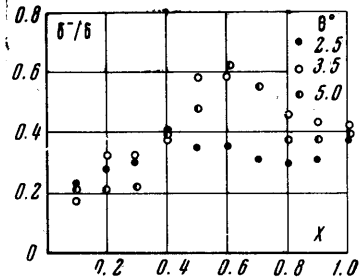
³ В проведенных опытах только при определении изменения давления в поперечных сечениях пограничного слоя приходилось вводить в поток микротрубку полного напора. Определяя плотность интерферометрическим методом, измерение давления, являющееся наиболее трудным и наименее точным, удалось заменить измерением микротрубкой только полного напора, т. е. наиболее достоверно определяемой величины. При этом по интерферограмме всегда можно было контролировать отсутствие искажающего влияния трубки на поток.

Конструкция экспериментальной установки и методика эксперимента при использовании интерферометра и теневого прибора описаны в работах авторов [1, 2]. Анализ точности получаемых с помощью интерферометрического

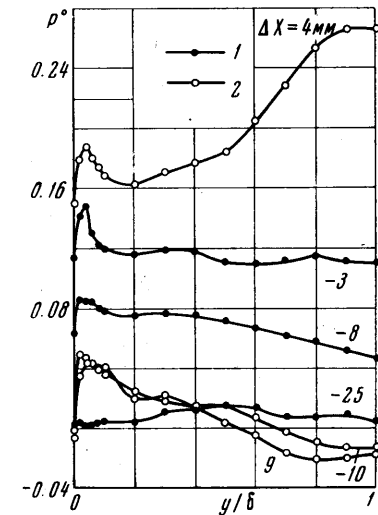
возможности анализа настолько большого количества опытных материалов, что к ним можно было применять статистическое осреднение. Это дало возможность получить некоторые обобщенные соотношения.

1. На фиг. 2 приведено несколько интерферограмм обтекания пластины при возмущении ее пограничного слоя падающими скачками разной интенсивности. Расшифровка интерферограмм подтвердила хорошо известный факт утолщения пограничного слоя в области взаимодействия, а также показала, что гораздо более интенсивно, чем толщина пограничного слоя δ , увеличивается под воздействием падающего скачка толщина его дозвуковой части δ^- . На фиг. 3 для иллюстрации приведена одна из типичных картин относительного изменения δ^- вдоль области взаимодействия при трех различных интенсивностях падающих скачков. Рассмотрение таких кривых показало, что в области, непосредственно прилегающей к месту падения скачка, дозвуковая часть пограничного слоя достигает примерно 50—60%, а иногда и 90% всей толщины δ . Перестройка пограничного слоя под влиянием скачка происходит таким образом, что в конце области взаимодействия не восстанавливается соотношение между δ^- и δ , имевшее место в невозмущенном пограничном слое. Дозвуковая часть остается большей и сохраняет примерно 40% значения δ .

2. Распространение возмущений, вносимых падающим скачком в пограничный слой, вызывает изменение давлений в нем в продольном и в поперечном направлениях. Абсолютное значение этих изменений, естественно, оказалось связанным как с интенсивностью падающего скачка и расположением рассматриваемого сечения относительно места



Фиг. 3. Относительное изменение доли дозвуковой части пограничного слоя в области взаимодействия при $M_\infty = 1.45$ и при различной интенсивности падающих скачков



Фиг. 4. Изменение давления $\Delta p_{1,2} / (p'' - p')$ поперек пограничного слоя в области взаимодействия: 1 — до скачка, 2 — за скачком

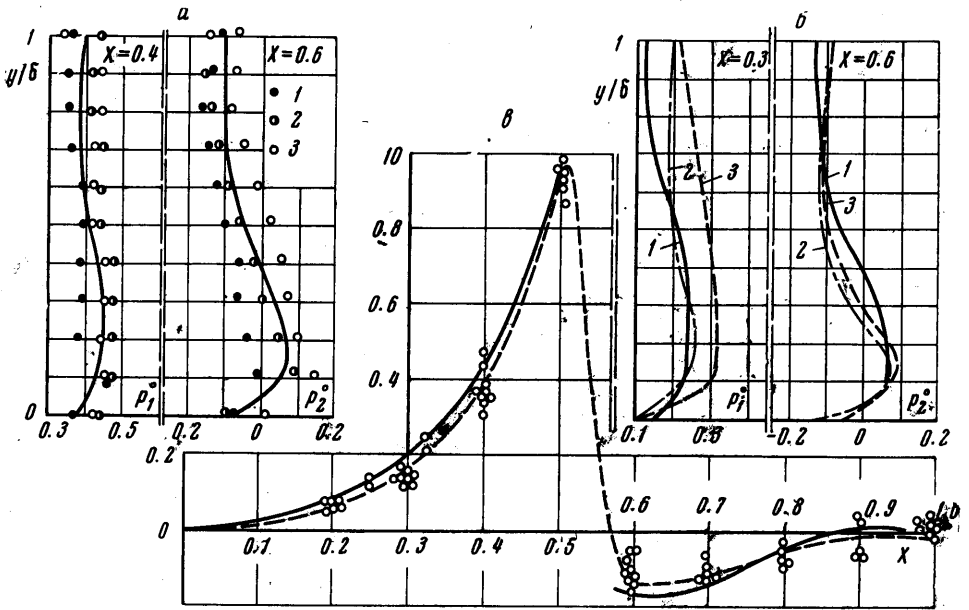
практически группируются вокруг единой кривой для каждого X . На фиг. 5, б приведены сопоставления соответствующих осредненных кривых для разных чисел M . Как видно, и в этом случае, линии согласуются друг с другом в пределах максимальной погрешности $\pm 15\%$.

места падения скачка, так и с толщиной и структурой пограничного слоя. На фиг. 4 для иллюстрации приведена одна из таких картин изменения давления поперек пограничного слоя на различных расстояниях $\Delta x = x - x^*$ от места падения скачка при неизменных значениях интенсивности скачка и числа M . Изменения давления в разных опытах и в разных сечениях области взаимодействия достигали различных значений и в зависимости от интенсивности падающего скачка колебались от нескольких процентов до значений, превышающих 100% величины давления в начале области взаимодействия p' . Абсолютная протяженность областей взаимодействия l для различных опытов была различной.

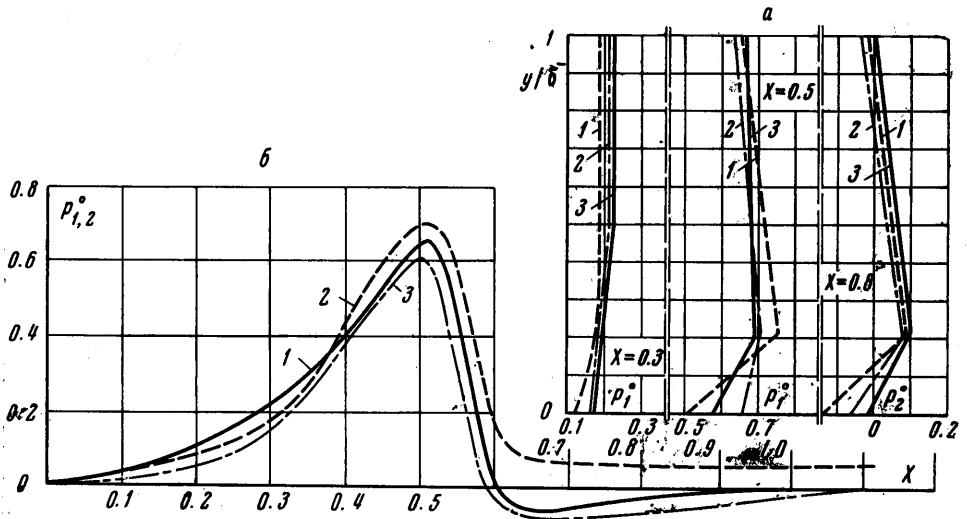
Однако, если при анализе полей давлений ввести в рассмотрение не абсолютное значение продольной координаты $(x - x^*)$, а ее относительную величину в долях от l , т. е. если сопоставлять кривые $p = p(y)$ при одинаковых значениях $X = (x - x^*) / l$, то из рассмотрения всего многообразия кривых при их статистической обработке удается установить некоторую общую закономерность. На фиг. 5, а для иллюстрации приведены сопоставления относительных изменений давления при трех различных значениях интенсивности падающего скачка для двух значений X .

По оси абсцисс отложены превышения давления над давлением при бескачковом обтекании $\Delta p_1 = p_i - p'$ (при $X < X''$) или превышение давления над давлением, устанавливающимся за областью взаимодействия $\Delta p_2 = p_i - p_2$ (при $X > X''$) в долях от перепада давления в скачке $(p'' - p')$.

Как видно, опытные точки разных опытов практически группируются вокруг единой кривой для каждого X . На фиг. 5, б приведены сопоставления соответствующих осредненных кривых для разных чисел M . Как видно, и в этом случае, линии согласуются друг с другом в пределах максимальной погрешности $\pm 15\%$.



Фиг. 5. Распределение давлений поперек пограничного слоя: (а) при значениях $\delta' = 9$ мм, $M_\infty = 1.65$ точки 1 соответствуют $\theta = 3.5^\circ$, точки 2 — $\theta = 5^\circ$ и точки 3 — $\theta = 8^\circ$; (б) кривые 1 соответствуют значениям $\delta' = 3.5$ мм, $M_\infty = 1.73$, $\theta = 3.5, 5.7^\circ$; кривые 2 — значениям $\delta' = 9$ мм, $M_\infty = 1.65$, $\theta = 3.5, 5.7^\circ$; кривые 3 — значениям $\delta' = 2$ мм, $M_\infty = 1.45$, $\theta = 2.5, 5^\circ$; (в) — распределение давлений в сверхзвуковой части пограничного слоя: 1 — расчетная кривая, 2 — экспериментальная кривая



Фиг. 6. Распределение давлений в дозвуковой части пограничного слоя: (а) в поперечных сечениях слоя; кривые 1 соответствуют значениям $\theta = 2.5, 5^\circ$, $M_\infty = 1.45$, кривые 2 — значениям $\theta = 3.5, 5.7^\circ$, $M_\infty = 1.73$, кривые 3 — значениям $M_\infty = 1.65$, $\theta = 3.5, 5.8^\circ$; (б) вдоль области взаимодействия кривая 1 для внешней границы дозвуковой части пограничного слоя, кривая 2 для внешней границы ламинарного подслоя, кривая 3 — на стенке

При сопоставлении полученных обобщенных кривых с отмеченной в п. 1 структурой пограничного слоя обнаружено, что характер изменения давления неодинаков в различных частях пограничного слоя. В сверхзвуковой части его давление по нормали к поверхности практически не изменяется на протяжении всей области взаимодействия, изменяется оно только в продольном направлении. При этом экспериментальные точки всех проведенных опытов укладываются на одну кривую $p = p(X)$. На фиг. 5, в приведена эта осредненная кривая (пунктирная линия). Она удовлетворительно аппроксимируется отмеченными на фиг. 6 сплошными линиями зависимостями

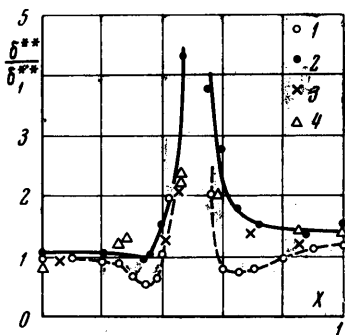
$$\frac{\Delta p_1}{p'' - p'} = X(2X - 1) + \frac{X}{1 - 4X^2}$$

справедливой в области $0 \leq X \leq 0.5$, и

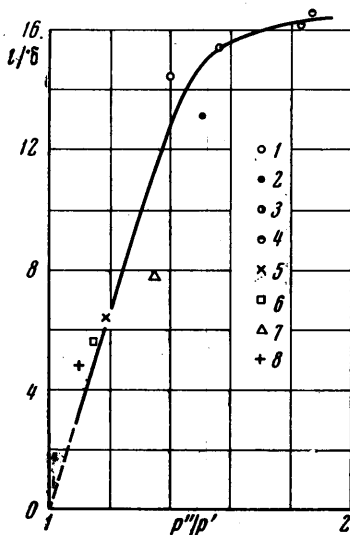
$$\frac{\Delta p_2}{p'' - p'} = X(2X - 1) - \frac{X}{2 - X^2}$$

справедливой в области $0.6 \leq X \leq 1$.

Область значений $0.5 < X < 0.6$ не рассматривается, так как она является областью наиболее резких изменений p , где особенно заметными являются даже незначительные ошибки измерений. Кажущаяся при рассмотрении указанных соотношений независимость поля давлений ни от каких параметров, кроме продольной координаты фактически не имеет места, так как зависимость от $M, R, p''/p'$ скрыта в координатах. Кривая фиг. 5, в позволяет приближенно оценить изменение давления на внешней границе пограничного слоя за счет воздействия падающего скачка уплотнения



Фиг. 7



Фиг. 8

Фиг. 7. Зависимость l относительного изменения δ^{**} в пределах области взаимодействия; точки 1 — $\theta = 3.5, 5.8^\circ, R = 1.7 \cdot 10^7, \delta' = 10$ мм, $M_\infty = 1.65$; 2 — $\theta = 3.5, 5.7^\circ, R = 3.5 \cdot 10^6, \delta' = 4$ мм, $M_\infty = 1.73$; 3 — $\theta = 3.5^\circ, R = 2.6 \cdot 10^5, \delta' = 3$ мм, $M_\infty = 1.45$; 4 — $\theta = 2.5^\circ, R = 2.6 \cdot 10^5, \delta' = 3$ мм, $M_\infty = 1.45$

Фиг. 8. Зависимость l/δ' от p''/p' ; точки: 1 — $\theta = 2.5^\circ, M_\infty = 1.45, \delta' = 2.3$ мм; 2 — $\theta = 3.5^\circ, M_\infty = 1.45, \delta' = 2.1$ мм; 3 — $\theta = 5^\circ, M_\infty = 1.45, \delta' = 2.2$ мм; 4 — $\theta = 3.5, 4.5, 5.7^\circ, M_\infty = 1.73, \delta' = 3.0$ мм; 5 — $\theta = 2.5^\circ, M_\infty = 1.73, \delta' = 10$ мм; 6 — $\theta = 3.5^\circ, M_\infty = 1.65, \delta' = 9.5$ мм; 7 — $\theta = 5^\circ, M_\infty = 1.45, \delta' = 10$ мм; 8 — $\theta = 2.5^\circ, M_\infty = 1.45, \delta' = 10$ мм

В дозвуковой части пограничного слоя давление изменяется и по нормали, и по касательной к поверхности. При этом, начиная от внешней границы дозвуковой части пограничного слоя до внешней границы ламинарного подслоя, давление в пограничном слое по мере приближения к стенке возрастает, в ламинарном подслое, наоборот, уменьшается.

Учитывая уже отмечавшееся различие в дозвуковых толщинах δ при различных X и различие в относительной доле δ^-/δ , опытные данные различных испытаний. в целях сопоставления, представлялись в координатах $(p'', y/\delta^-)$ при X — параметре. Такая обработка показала, что кривые разных испытаний в дозвуковой части пограничного слоя приближенно можно аппроксимировать прямыми линиями и эти

линии также, как и в сверхзвуковой части, являются в пределах максимального разброса $\pm 10\%$ подобными для каждого значения X , независимо от значений числа M и интенсивности скачков. Для иллюстрации сказанного на фиг. 6, а приведено сопоставление нескольких осредненных кривых при различных значениях числа M и X . На фиг. 6, б приведены кривые изменения вдоль области взаимодействия давлений на внешних границах дозвуковой части пограничного слоя, ламинарного подслоя и давлений на стенке.

Эти кривые в сочетании с кривой фиг. 5 позволяют приближенно оценить изменение давления поперек пограничного слоя в области взаимодействия.

3. Соответственно изменению давления в области взаимодействия происходит изменение профилей скорости в поперечных сечениях пограничного слоя, при этом характер профилей скорости по мере приближения к $X = 0.5$ становится все более близким к открытому. Из-за такой перестройки профилей скорости и утолщения пограничного слоя в области взаимодействия существенно возрастают значения условных толщины пограничного слоя δ^* и δ^{**} и параметра $H = \delta^* / \delta^{**}$. Для примера рассмотрим вопрос о влиянии падающих скачков на характер изменения δ^{**} . На фиг. 7 приведены экспериментальные значения δ^{**} в области взаимодействия при различных значениях чисел R , M_∞ , толщины пограничного слоя в начале области взаимодействия δ' и интенсивности скачка p''/p' в функции от координаты X . По оси ординат отложены локальные значения δ^{**} в долях от соответствующих значений δ_1^{**} при тех же параметрах потока, но при отсутствии падающего скачка минус. Как видно, изменение δ^{**} вблизи места падения скачка ($X \approx 0.5$) весьма значительно, оно может достигать четырехкратного увеличения относительно δ_1^{**} . В конце области взаимодействия δ^{**} продолжает превышать значение δ_1^{**} примерно на (40—50)%. Это отличие, видимо, связано с отмечавшимся выше характером перестройки пограничного слоя и его дозвуковой части.

Аналогичный характер изменения δ^{**} был обнаружен и при исследовании области взаимодействия в решетках профилей.

Сравнение экспериментальных значений потерь в решетках с расчетными показало, что внесение поправок к значению δ^{**} с учетом местоположения области взаимодействия относительно задней кромки профиля позволяет существенно сблизить экспериментальные и расчетные значения потерь.

4. При принятой обработке опытных данных в обобщенных координатах большое значение имеет правильность определения протяженности области взаимодействия l . При исследовании безградиентного или слабоградиентного обтекания плоской поверхности обнаружено, что величина l изменяется с изменением M , R , p''/p' . Характер этой зависимости таков, что если для каждого конкретного эксперимента отнести величину l к значению толщины пограничного слоя δ' , то все опытные значения l/δ' сгруппируются вокруг одной кривой в зависимости от p''/p' . Эта кривая представлена на фиг. 8.

Поступило 20 IX 1968

ЛИТЕРАТУРА

1. Гукасова Е. А., Жуковский М. И., Завадовский А. М., Зысина-Моложен Л. М., Скнар Н. А., Тырышкин В. Г. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов паровых и газовых турбин. М.—Л., Госэнергоиздат, 1960.
2. Зысина-Моложен Л. М., Пармонов Н. И., Соскова И. Н., Усков И. Б., Цветков В. М., Шапиро И. Г. Экспериментальное исследование теплового и динамического пограничных слоев применительно к условиям обтекания решеток профилей турбомашин. Тр. ЦКТИ, 1965, вып. 54.
3. Миронова В. А., Шапиро И. Г. Программирование на ЭЦВМ «Урал-2» расчета параметров плоского потока по данным расшифровки интерферограмм. Тр. ЦКТИ, 1966, вып. 74.

ТОЛЩИНА И ВНУТРЕННЯЯ СТРУКТУРА ПРЯМОГО СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ, ОБРАЗУЮЩЕГОСЯ ПРИ ИСТЕЧЕНИИ СИЛЬНО НЕДОРАСШИРЕННОЙ СТРУИ В ПРОСТРАНСТВО С МАЛОЙ ПЛОТНОСТЬЮ

В. В. ВОЛЧКОВ, А. В. ИВАНОВ

(Москва)

В последние годы в газодинамических установках, предназначенных для создания молекулярных пучков [1] и изучения обтекания различных тел при гиперзвуковых скоростях [2], нашли широкое применение идеи, связанные с использованием сильно недорасширенных струй. Обычно, в этих случаях струя истекает в затопленное пространство пониженного давления. Если это давление не слишком мало, чтобы