

четы. Действительно, из данных [10] следует, что при $x \rightarrow \infty$

$$\mu \sim (\ln 2c_x^2 k^2 / 6x)^{1/2} / 4$$

Используя это соотношение, нетрудно найти, что для наименьшего из рассмотренных чисел Рейнольдса область, где молекулярная вязкость составляет 0.1 и более от турбулентной, описывается соотношением $x > 1.6 \cdot 10^6$.

Поступила 14 XII 1972

ЛИТЕРАТУРА

1. Хорошко К. С. Гиперзвуковой след за затупленными телами. Изв. АН СССР, МЖТ, 1969, № 2.
2. Fox J., Rungaldier H. Anemometer measurements of velocity and density in projectile wakes. AIAA Journal, 1971, vol. 9, No. 2. (Рус. перев.: Измерения термоанемометром скорости и плотности в следах за снарядами. Ракетная техника и космонавтика, 1971, т. 9, № 2.)
3. Гадион В. Н., Иванов В. Г., Мишин Г. И., Палкин С. Н., Скурин Л. И. Исследование электронных и газодинамических параметров гиперзвукового следа за моделями, движущимися в аргоне. Ж. техн. физ., 1972, т. 42, вып. 5.
4. Demetriades A. Mean-flow measurements in an axisymmetric compressible turbulente wake. AIAA Journal, 1968, vol. 6, No. 3. (Рус. перев.: Измерение средних величин при течении в осесимметричном турбулентном следе сжимаемой жидкости. Ракетная техника и космонавтика, 1968, т. 6, № 3.)
5. Demetriades A. Observations on the transition process of two-dimensional supersonic wakes. AIAA Journal, 1971, vol. 9, No. 11. (Рус. перев.: Исследование процесса перехода в плоских сверхзвуковых следах. Ракетная техника и космонавтика, 1971, т. 9, № 11.)
6. Zeiberg S. L., Bleich G. D. Finite - difference calculation of hypersonic wakes. AIAA Journal, 1964, vol. 2, No. 8. (Рус. перев.: Расчет гиперзвукового следа методом конечных разностей. Ракетная техника и космонавтика, 1964, т. 2, № 8.)
7. Wilson L. N. Far - wake behavior of hypersonic blunted cones. AIAA Journal, 1967, vol. 5, No. 8. (Рус. перев.: Характеристики дальней части следа за затупленными конусами, движущимися с гиперзвуковыми скоростями. Ракетная техника и космонавтика, 1967, т. 5, № 8.)
8. Смирнов Б. М. Атомные столкновения и элементарные процессы в плазме. М., Атомиздат, 1968.
9. Kretschmer C. B., Petersen H. L. Use of langmuir probes to study ion - electron recombination. J. Appl. Phys., 1963, vol. 34, No. 11.
10. Скурин Л. И. Асимптотика реагирующего дальнего следа. В сб. «Тепло- и массо-перенос», т. 1, ч. 3. Минск, 1972.
11. Скурин Л. И. Расчет плоского следа за телом. Инж.-физ. ж., 1972, т. 23, № 1.

УДК 532.52.63

СОВМЕСТНОЕ ВЛИЯНИЕ ЧИСЕЛ МАХА И РЕЙНОЛЬДСА НА ПЕРЕХОД В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

В. Г. ПРИДАНОВ, А. М. ХАРИТОНОВ, В. В. ЧЕРНЫХ

(Новосибирск)

Рассматриваются результаты экспериментального исследования явления перехода в пограничном слое плоской пластины, проведенные в диапазоне чисел Маха $M_\infty = 2.0 \div 4.0$ и Рейнольдса $(U/v)_\infty = (10 \div 72) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Приводятся также результаты измерений поля звукового давления, генерируемого турбулентным пограничным слоем стенок рабочей части аэродинамической трубы. Показано, что изменения числа Рейнольдса перехода и уровня пульсаций давления с ростом единичного числа Рейнольдса качественно согласуются.

Исследованию влияния различных факторов на положение и протяженность области перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковых скоростях потока посвящено много работ [1-10]. Имеющиеся экспериментальные данные получены в различных установках, отличающихся размером рабочей части, характером и уровнем возмущений свободного потока, и относятся к моделям различной конфигурации (конус, клин, полый цилиндр, плоская пластина) с различной геометрией передней кромки. При этом, как правило, применялись различные методы определения положения области перехода, основанные как на измерении макроскопических характеристик (распределение теплового потока, поверхностного

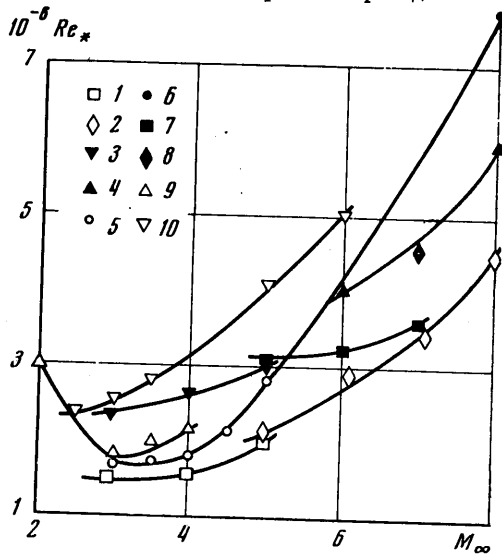
трения, давления торможения в пограничном слое), так и некоторых статистических характеристик (распределение среднеквадратичного напряжения датчика термоанемометра или пульсаций давления на стенке модели).

Многообразие факторов, совместное их влияние на переход, сложность выделения влияния одного фактора в чистом виде — все это затрудняет анализ имеющихся экспериментальных данных. На фиг. 1 представлена зависимость числа Рейнольдса Re_* перехода от числа Маха набегающего потока по данным некоторых экспериментальных работ (нумерация значков на фигуре соответствует нумерации в таблице). Видно, что совместное влияние факторов приводит к большому разбросу данных.

Систематические исследования перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковых скоростях потока в данной работе проводились на

плоской пластине в сверхзвуковой аэродинамической трубе ИТПМ Т-325. Были предприняты специальные меры, способствующие снижению уровня турбулентности набегающего потока. В результате на входе в сверхзвуковое сопло уровень всех мод был достаточно низким. Пульсации давления не превышали 80–90 дБ; пульсации температуры — 0.02%; продольная составляющая пульсаций скорости — 0.03%. Изучалось совместное влияние на переход в пограничном слое числа Маха и единичного числа Рейнольдса при фиксированных значениях толщины и угла заострения передней кромки, при нулевых значениях углов атаки и стреловидности.

Большинство опубликованных экспериментальных данных получено с применением макроскопических методов измерения перехода, основанных на определении распределения таких величин, как тепловой поток, поверхностное трение и



Фиг. 1

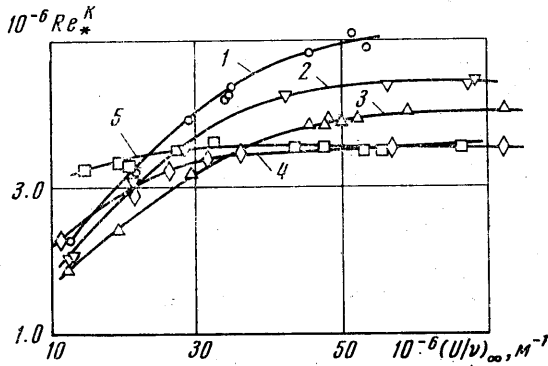
полное давление. Вопросу сходимости этих методов посвящены работы [3, 4, 11]. Авторами проведены сопоставления двух методов измерения области перехода, основанных на определении распределения полного давления p_0' и среднеквадратичного напряжения термоанемометрического датчика e^* . Обнаружено, что характерные точки этих распределений заметно расходятся, что можно объяснить различной чувствительностью методов к процессам, происходящим в области перехода. Если в первом методе положение экстремальных точек определяется чувствительностью

Источник	D, м	в, мм	$\left(\frac{u}{v}\right)_\infty \cdot 10^{-4}, м^{-1}$	Метод определения перехода	
1.	[2]	0.305-0.305	$v \rightarrow 0$	7.88	$\max P_0'$
2.	[2]	0.305-0.305	$v \rightarrow 0$	7.88	$\max P_0'$
3.	[2]	1.02-1.02	$v \rightarrow 0$	7.88	$\max P_0'$
4.	[2]	1.27	$v \rightarrow 0$	7.88	$\max P_0'$
5.	[3]	0.305-0.305	0.076	11.0	$\max T_w/T_0$
6.	[3]	0.75	0.051	11.0	$\max T_w/T_0$
7.	[4]	0.2	0.02	30.0	$\max T_w/T_0$
8.	[7]	ударная труба	< 0.02	38.0	$\max T_w/T_0$
9. данная работа		0.2-0.2	0.1	11.0	$\max P_0'$
10. неопубликованные данные		0.6-0.6	0.1	11.0	$\max P_0'$

к перестройке профиля скорости в пограничном слое, то максимум распределения среднеквадратичного напряжения соответствует наибольшей частоте прохождения турбулентных пятен в данной точке [11]. Есть основания полагать, что максимум распределения p_0' соответствует коэффициентам перемежаемости, близким к $\gamma =$

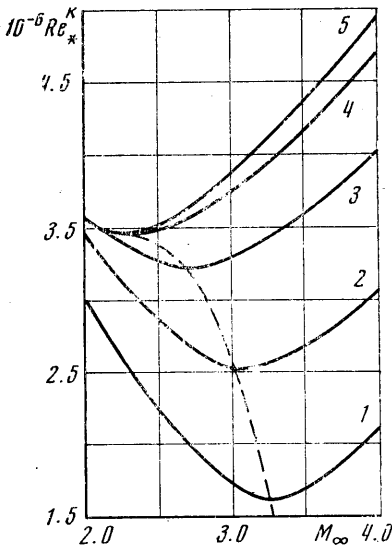
$=0.75$, в то время как максимальное значение e^* соответствует $\gamma=0.5$. Поэтому сопоставление данных по переходу, полученных различными методами, не всегда является корректным, что приводит к заметному разбросу результатов измерений, не относящемуся к существу явления.

В [10] обнаружено, что при числе Маха $M_\infty=3.0$ с увеличением значений единичного числа Рейнольдса $(U/v) > 40 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ влияние этого размерного параметра на число Рейнольдса по координате конца области перехода Re_*^K прекращается. Проведенные исследования (фиг. 2) показывают, что отмеченный ранее эффект



Фиг. 2

наблюдается в широком диапазоне чисел Маха. При этом по мере уменьшения числа M_∞ этот эффект проявляется при более низких значениях параметра $(U/v)_\infty$ (кривые 1, 2, 3, 4, 5 относятся к $M_\infty=4.0, 3.5, 3.0, 2.5, 2.0$ соответственно). Здесь отчетливо наблюдается совместное влияние чисел Маха и Рейнольдса на положение области перехода. Следует отметить, что зависимость $Re_*^K(M_\infty)$ (фиг. 3) имеет явно выраженный минимум, положение которого смещается в сторону меньших чисел Маха с ростом единичного числа Рейнольдса (кривые 1, 2, 3, 4, 5 относятся к значениям $(U/v)_\infty=(10, 20, 30, 40, 50) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ соответственно). Результаты исследований указывают также, что влияние числа Маха главным образом сводится к расширению протяженности области перехода.



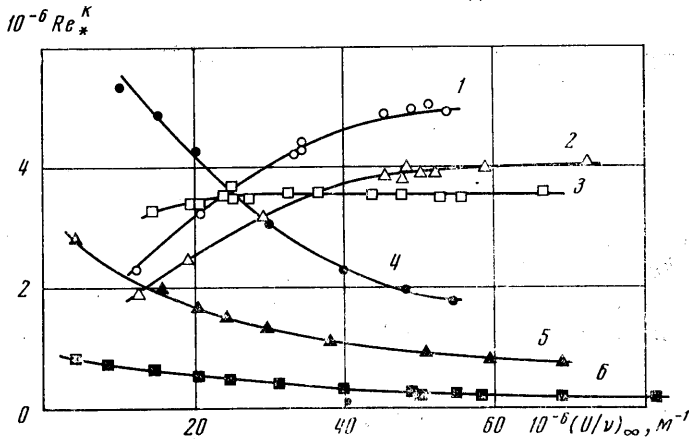
Фиг. 3

в форкамере качественно подтверждают гипотезу Пэйта и Шюлера [2] о том, что влияние единичного числа Рейнольдса обусловлено звуковыми волнами, генерируемыми турбулентным пограничным слоем стенок трубы. Измерения пульсаций давления проводились с помощью комплекта аппаратуры фирмы «Брюль и Кьер», в который входили: конденсаторный микрофон 4138 (диаметр 3.2 мм), предусили-

Наиболее противоречивым параметром, влияющим на переход в пограничном слое, является единичное число Рейнольдса. Некоторые исследователи [1, 2] считают, что кажущееся влияние этого размерного параметра $(U/v)_\infty$ обусловлено звуковыми волнами, генерируемыми турбулентным пограничным слоем стенок рабочей части трубы. В то же время исследования [6], проведенные в баллистической установке, где уровень этих возмущений на три порядка меньше, чем в аэродинамических трубах, обнаружили влияние единичного числа Рейнольдса. На основании этих исследований автор [6] пришел к заключению, что эффект единичного числа Рейнольдса является фундаментальным и связывает устойчивость пограничного слоя с явлением перехода. Эта точка зрения высказывается также в работе [12].

Проведенные в аэродинамической трубе Т-325 измерения среднеквадратичных пульсаций давления p^* в пограничном слое стенок рабочей части при различных давлениях

тель 2615, измерительный усилитель 2606, набор третьоктавных фильтров 1614 и самописец уровня 2305. На фиг. 4 показана качественная связь между изменением числа Рейнольдса перехода на пластине (кривые 1, 2, 3 для $M_\infty=4, 3, 2$ соответственно) и безразмерных пульсаций давления p^*/p_∞ в пограничном слое стенок рабочей части (кривые 4, 5, 6 для $M_\infty=4, 3, 2$ соответственно) в зависимости от единичного числа Рейнольдса. Здесь p_∞ — статическое давление в набегающем потоке.



Фиг. 4

Сопоставление этих результатов дает основание полагать, что изменение Re_*^k , по-видимому, связано с возмущениями, генерируемыми турбулентным пограничным слоем стенок трубы. По мере того как величина пульсаций давления p^*/p_∞ с увеличением единичного числа Рейнольдса асимптотически приближается к некоторому постоянному значению, прекращается зависимость числа Re_*^k от параметра $(U/v)_\infty$. Вероятно, этот размерный параметр следует привести к характерному масштабу возмущений. Однако имеющейся информации недостаточно. Необходимы дальнейшие экспериментальные исследования уровня и спектрального распределения акустических возмущений, уровня турбулентности невозмущенного потока и структуры пограничного слоя в области перехода в широком диапазоне уровня и спектра возмущений.

Можно полагать, что лишь выбор и обоснование определяющего масштаба возмущений позволят систематизировать имеющиеся данные по переходу, полученные в различных установках, а также решить вопрос о физической природе влияния единичного числа Рейнольдса.

Поступила 25 VII 1972

ЛИТЕРАТУРА

1. Современные проблемы газовой динамики. М., «Мир», 1971.
2. Pate S. R., Schueler C. J. Radiated aerodynamic noise effects on boundary - layer transition in supersonic and hypersonic wind tunnels. AIAA Journal, 1969, No. 9.
3. Potter J. L., Whitfield J. D. Effects of slight nose bluntness and roughness on boundary - layer transition in supersonic flows. J. Fluid Mech., 1962, vol. 12.
4. Michel R., Schmitt V. Resultats sur la region de transition de la couche limite hypersonique. L'Aeronautique et l'Astronautique, 1970, No. 19.
5. Heller H. H. Acoustic technique for detection of flow transition on hypersonic re - entry vehicles. AIAA Journal, 1969, No. 12.
6. Potter J. L. Observations on the influence of ambient pressure on boundary - layer transition. AIAA Journal, 1968, No. 10.
7. La Graff. Observations of boundary - layer transition in a Mach 7 gun tunnel with a hot wire anemometer. AIAA paper, 1971, No. 199.
8. Mateer G. G., Larson H. K. Unusual boundary - layer transition results on cones in hypersonic flow. AIAA Journal, 1969, No. 4.
9. Корнилов В. И., Левченко В. Я., Харитонов А. М., Исследование перехода пограничного слоя на крыловом профиле при сверхзвуковых скоростях. Изв. СО АН СССР, Сер. техн. н., 1971, вып. 1, № 3.
10. Струмминский В. В., Харитонов А. М., Черных В. В. Экспериментальное исследование перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковых скоростях. Изв. АН СССР, МЭРГ, 1972, № 2.

11. Owen F. K. Transition experiments on a flat plate at subsonic and supersonic speeds. AIAA Journal, 1970, vol. 8, No. 3.
12. Reshoiko E. Stability theory as a guide to the evaluation of transition data. AIAA Journal, 1969, vol. 7, No. 6.

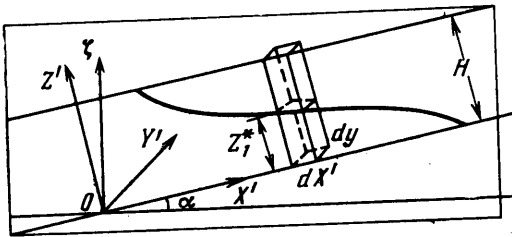
УДК 532.546

ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ УРАВНЕНИЯ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЕ ВОДО-НЕФТЯНОГО КОНТАКТА В НАКЛОННОМ НЕОДНОРОДНОМ ПЛАСТЕ

Ю. А. ТЕПЛОВ

(Казань)

В работе [1] для нахождения перемещающегося в пласте водо-нефтяного контакта (ВНК) предложено использовать две схемы предельно анизотропных пластов $k_z = \infty$ и $k_z = 0$ (k_z — проницаемость по нормали к пласту), дающие оценку решения задачи для изотропного пласта. Проведенное в работе [2] сравнение результатов численного решения задачи о перемещении ВНК для обеих схем предельной анизотропии пласта с экспериментальными данными показало, что схема с $k_z = \infty$



дает результаты, весьма близкие к экспериментальным данным для изотропного пласта. В [1] при $k_z = \infty$ получены нелинейные уравнения параболического типа, определяющие плоское и осесимметричное перемещение ВНК в однородном пласте. В [3-5] при $k_z = \infty$ получены нелинейные уравнения параболического типа, определяющие плоское и осесимметричное перемещение ВНК в неоднородном пласте. Ниже рассматривается пространственное перемещение ВНК в наклонном неоднородном пласте в предположении бесконечной проницаемости по нормали к пласту. Получена система двух нелинейных уравнений в частных производных второго порядка, определяющая пространственное перемещение ВНК.

1. Рассматривается наклонный под углом α к горизонту пласт постоянной мощности H (см. фигуру), проницаемость которого $k'(x', y', z') = k_1(x'/H, y'/H)k'(z')$, где $k_1(x'/H, y'/H)$ — величина безразмерная, а $k'(z')$ имеет размерность проницаемости. Предполагается, что в пласте имеется зона, где более тяжелая вода находится в нижней части пласта, а нефть — в верхней. Пласт и жидкости считаются несжимаемыми, фильтрация — подчиняющейся закону Дарси. Влияние фазовых проницаемостей и капиллярного давления не учитывается, т. е. считается, что происходит поршневое вытеснение нефти водой. Оси координат x' и y' помещены в плоскости подошвы пласта, причем ось y' направлена вдоль линии пересечения горизонтальной плоскости с подошвой, ось x' — по подъему пласта, а ось z' — вверх по нормали к плоскости подошвы. Скорости фильтрации воды и нефти определяются законом Дарси

$$(1.1) \quad V_i = - \frac{k_1(x'/H, y'/H)k'(z')}{\mu_i} \nabla p_i^*$$

Здесь индекс $i=1$ соответствует воде, $i=2$ — нефти

$$(1.2) \quad p_i^* = p_i + \gamma_i \zeta$$

μ, γ — вязкость и весовая плотность жидкости, $p(x', y', z', t)$, $p^*(x', y', z', t)$ — гидродинамическое и приведенное к горизонтальной плоскости, проходящей через начало координат, давления жидкости, ζ — расстояние от горизонтальной плоскости, проходящей через начало координат.

Далее принимается, что $k_z = \infty$, тогда распределение давлений по нормали к пласту определяется гидростатическим законом. Для приведенных давлений в водной и нефтяной зонах согласно (1.2) и формуле поворота осей

$$\zeta = \cos \alpha z' + \sin \alpha x'$$

получим

$$(1.3) \quad p_1^* = p_0 + \gamma_1 \sin \alpha x', \quad p_2^* = p_0 + \gamma_2 \sin \alpha x' - \Delta \gamma \cos \alpha z_1^*$$