

Если в последнем выражении сменить знак у второго интегрального члена на обратный, то получим значение коэффициента присоединенной массы трехосного эллипсоида при его движении под свободной поверхностью, когда на ней выполняется условие $\partial\varphi/\partial x = 0$.

Сила R_z , испытываемая эллипсоидом вращения при движении под твердой стенкой, будет определяться выражением

$$R_z = \frac{4}{3} \pi \gamma a b c - 4\rho v^2(t) \pi^3 a^2 b^2 c^2 \int_0^\infty \int_{-\pi}^\pi \frac{e^{-2kh} \cos^2 \theta J_{3/2}^2(k\theta)}{(2 - \alpha_0) \theta^3} d\theta dk \quad (3.11)$$

Если изменить знак на обратный во втором интегральном члене (3.11), то получим выражение R_z для случая, когда эллипсоид движется под свободной поверхностью и на ней выполняется условие $\partial\varphi/\partial x = 0$.

Поступило 22 II 1967

ЛИТЕРАТУРА

1. Сабанеев В. С. О движении эллипсоида вращения в жидкости, ограниченной плоской стенкой. Вестник ЛГУ, 1958, № 13. Сер. матем., механ. и астрономии, вып. 3.
2. Сабанеев В. С. Присоединенные массы эллипсоида вращения, движущегося в жидкости, ограниченной плоской стенкой. Вестник ЛГУ № 19. Сер. матем., механ. и астрономии, вып. 4, 1958.
3. Eisenberg R. An Approximate Solution for Incompressible flow about an Ellipsoid near Plane Wall. J. Appl. Mech., 1950, vol. 17, No. 2.
4. Havelock T. Ship vibrations the virtual Inertia of a spheroid in shallow water. Trans. Inst. Naval Archit., 1953, vol. 95. No. 4.
5. Кочин Н. Е. О волновом сопротивлении и подъемной силе погруженных в жидкость тел. — В кн.: Кочин Н. Е., Собр. соч., т. 2, Изд-во АН СССР, 1949.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ ПУТЕМ ВДУВА НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ ПРИ ЧИСЛЕ $M=2.5$

В. Т. ГРИНЬ

(Москва)

Изучение вопросов взаимодействия скачка с пограничным слоем позволило определить критическое отношение давлений в скачке уплотнения, вызывающем отрыв пограничного слоя [1, 2]. Увеличение наполненности профиля скоростей в пограничном слое приводит к существенному возрастанию критического отношения давлений. В неопубликованной работе Огородникова Д. А. исследовалась возможность управления пограничным слоем путем отсоса и слива. Изменение показателя степени n турбулентного пограничного слоя достигалось путем слива пристеночной части пограничного слоя через узкую щель. При этом показатель степени n в зависимости от расхода сливаемого воздуха изменялся в широких пределах: от 7 до 50, что позволяло (при числе $M = 2.5$) в 2—2.5 раза повысить значение критического отношения давлений P^* для турбулентного пограничного слоя. Однако такой эффект слива достигался ценой больших потерь расхода воздуха (до 60—70% расхода, проходящего через пограничный слой). Аналогичный эффект достигается при тангенциальном вдуве газа в пограничный слой.

В работе [3] исследовалось влияние вдува на устойчивость пограничного слоя к отрыву на крыловом профиле при дозвуковых скоростях.

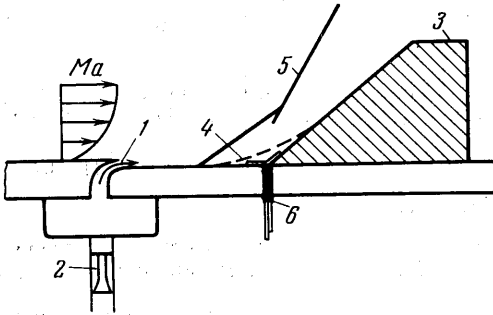
Ниже приводятся экспериментальные результаты по влиянию вдува газа в область взаимодействия скачка с турбулентным пограничным слоем.

Исследования проводились в аэродинамической трубе с закрытой рабочей частью.

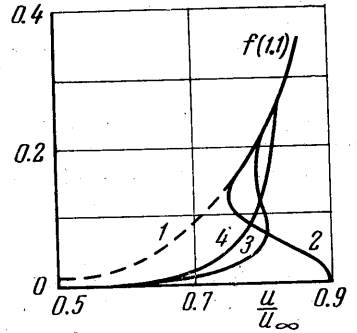
Вдув потока осуществлялся в пограничный слой на стенке рабочей части трубы через плоскую щель. Направление струи вдуваемого воздуха совпадало с направлением набегающего потока. Поле скоростей в пограничном слое определялось при помощи микронасадка, имеющего приемники полного и статического давления. Для измерения статического давления на стенке имелись дренажные отверстия. Для организации скачка уплотнения на пластине устанавливались клинья с различными углами при вершине $\alpha = 10 - 30^\circ$. Отрыв пограничного слоя, возникающий перед клином, фиксировался T -образным насадком. Расход вдуваемого воздуха измерялся мерным соплом.

Схема модели показана на фиг. 1, где 1 — щель вдува, 2 — мерное сопло, 3 — клин, 4 — зона отрыва, 5 — λ -образный скачок, 6 — T-образный насадок.

Исследование проводилось при числе M_∞ невозмущенного потока, равном 2.5, и числе Рейнольдса $R_\delta = 4.6 \cdot 10^5$ по толщине пограничного слоя $\delta = 15$ мм.

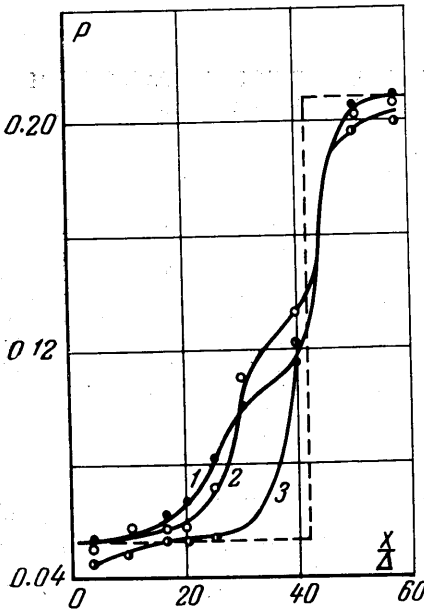


Фиг. 1

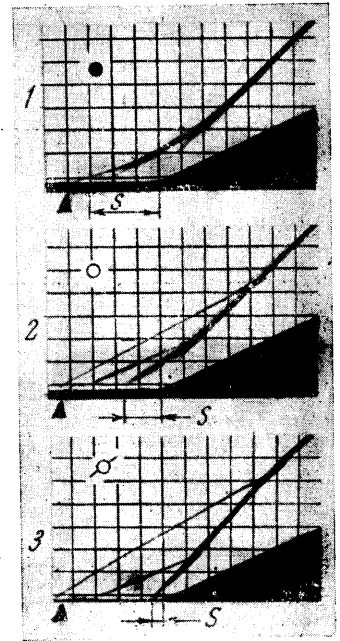


Фиг. 2

Определяющими параметрами этой задачи являются: число M_∞ набегающего потока; относительная скорость вдува U_+/U_∞ ; отношение давления в струе вдува к давлению в набегающем потоке P_+/P_∞ ; число Рейнольдса R ; отношение высоты щели



a



b

Фиг. 3

вдува к толщине пограничного слоя Δ/δ , относительное удаление от места вдува x/Δ , интенсивность скачка P_2/P_1 , вызывающего отрыв пограничного слоя.

Воздух для вдува отбирался из ресивера аэродинамической трубы. Как показало распределение статического давления, на выходе из щели реализуется типичная картина обтекания сверхзвуковым потоком недорасширенной струи. Для такого течения

характерно наличие системы скачков и области течения Прандтля — Майера вблизи щели. На расстоянии 8—10 высот щели образуется изобарический поток с профилем скоростей сложной формы, характеризующимся наличием у стенки участка с большой наполненностью профиля скоростей. По мере удаления от щели вдува профиль скорости трансформируется, приближаясь к виду обычного профиля скоростей при турбулентном пограничном слое. Трансформация профиля скоростей при удалении от щели вдува показана на фиг. 2, где 1 — профиль скорости без вдува, 2, 3, 4 — профили скоростей, соответствующие различному относительному удалению от щели вдува $x/\Delta = 25, 75, 135$ ($U_+/U_\infty = \text{const}$).

Возрастание наполненности профиля скоростей вблизи стенки приводит к существенному увеличению устойчивости пограничного слоя к отрыву. Это качественно подтверждается тепловых картин течения и распределением статического давления, представленными на фиг. 3, где кривые 1, 2, 3 и фотографии соответствуют значениям $U_+/U_\infty = 0, 0.6, 0.9$.

При взаимодействии скачка, отношение давлений в котором существенно выше критического, с турбулентным пограничным слоем происходит отрыв потока (на фото длина зоны отрыва обозначена S). По мере увеличения относительной скорости вдува зона отрыва уменьшается, градиент давления в области взаимодействия растет.

На фото 3 зона отрыва практически ликвидируется, λ -образный скачок становится присоединенным. Первые два скачка малой интенсивности, видимые на фотографиях, не связаны с отрывом пограничного слоя. Они возникают при обтекании внешним потоком недорасширенной струи вдува.

Расстояние от щели, на котором происходит перестраивание профиля со вдувом в обычный профиль стеновой формы, назовем дальностью струи l .

По данным обработки экспериментов, полученным при изменении U_+/U_∞ от 0,5 до 1 для двух значений $\Delta/\delta = 1/15$ и $1,85/15$, предлагается следующая эмпирическая зависимость, позволяющая определить дальность струи вдува:

$$l/\Delta = a(U_+/U_\infty - (\Delta/\delta)^{1/7})^b$$

Здесь при числе $M = 2.5$ постоянные a и b соответственно равны 3310 и 1.46. При этом предполагается, что $l/\Delta = 0$ при $U_+/U_\infty = (\Delta/\delta)^{1/7}$.

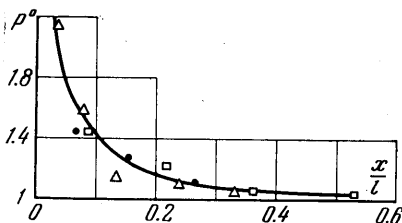
Результаты экспериментального исследования по влиянию вдува на величину критического отношения давлений показаны на фиг. 4, из которых следует, что эффективность струи вдува быстро уменьшается при удалении от щели вдува. Закон убывания эффективности струи вдува носит экспоненциальный характер.

Таким образом, в результате экспериментального исследования управления пограничным слоем путем вдува показано, что можно существенно повысить устойчивость пограничного слоя к отрыву. Такой эффект вдува достигается малым количеством расхода вдуваемого воздуха, что объясняется воздействием струи вдува только на узкую пристеночную область, а не на всю толщину пограничного слоя, как в случае слива. Так, при $U_+/U_\infty = 0.92$ относительный расход вдуваемого воздуха составляет 6% от расхода, протекающего через пограничный слой.

Поступило 21 I 1967

ЛИТЕРАТУРА

1. Сообщение о докладе академика Петрова Г. И. Изв. АН СССР, ОТН, 1958, № 9.
2. Гедд Г. Взаимодействие ламинарного и турбулентного пограничного слоя со скачками уплотнения. «Механика», № 5. Изд-во иностр. лит., 1959.
3. Thomas F. Boundary layer control for increasing lift by brouing. AIAA Journal, 1965, vol. 3, No. 5.



Фиг. 4