

РАЗВИТИЕ КОНТРОЛИРУЕМЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА

Г.Л. Колосов, А.В. Панина, А.Д. Косинов, А.А. Яцких

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН
630090 Новосибирск, Россия*

Вопрос о переходе к турбулентности в пограничных слоях стреловидного крыла находится в центре внимания исследователей более одного десятилетия [1, 2]. Высокая практическая актуальность напрямую связана с тем, что подобные пограничные слои реализуются на крыльях самолетов. Однако большое количество факторов, вовлеченных в процесс ламинарно-турбулентного перехода, создают немало трудностей при его изучении. Фундаментальным свойством пограничного слоя на стреловидном крыле является наличие поперечного течения, что приводит к появлению новых видов неустойчивостей в сравнении с двумерным пограничным слоем. Для возбуждения контролируемых возмущений в сверхзвуковом пограничном слое в ИТПМ СО РАН используется периодический тлеющий разряд в камере [3]. Эта методика позволила подробно изучить линейное развитие волнового поезда на стреловидном крыле с углом стреловидности 45° при числе Маха 2.0 и получить основные характеристики устойчивости для возмущений с частотами 10 и 20 кГц [4, 5]. В вышеуказанных работах измерения проходили при движении датчика термоанемометра параллельно передней кромке модели. Поскольку в [5] было обнаружено, что максимум пульсаций находится примерно в одном месте по толщине пограничного слоя, представляет интерес измерение волновых характеристик в системе координат, связанной с набегающим потоком. При таком подходе датчик движется не параллельно передней кромке крыла, а перпендикулярно направлению набегающего потока – как в случае плоской пластины. Этот подход имеет свои преимущества и недостатки. Из плюсов – упрощение обработки экспериментальных данных, а именно при преобразовании Фурье и оценке продольных волновых чисел. Из минусов – движение датчика в эксперименте происходит по криволинейной траектории с изменением нормальной координаты, поскольку верхняя поверхность модели крыла не плоская, а выпуклая. В данной работе приводится сравнение результатов, выполненных в двух подходах: когда датчик движется параллельно и не параллельно передней кромке модели крыла.

Эксперименты проводились в малошумной сверхзвуковой аэродинамической трубе ИТПМ СО РАН Т-325 при числе Маха 2.0 и единичном числе Рейнольдса $Re_1=5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. Использовалась модель стреловидного крыла с углом стреловидности 45° [4, 5]. Верхняя поверхность модели имеет радиус кривизны 4 м, нижняя поверхность – плоская (3% профиль, максимальная толщина составляет 12 мм). Источник искусственных возмущений был смонтирован в модели. Контролируемые пульсации вводились в пограничный слой через отверстие 0,4 мм в диаметре на расстоянии 56 мм от передней кромки, и они возбуждались посредством высокочастотного тлеющего разряда в камере, работающего с частотой 20 кГц. Пульсации в пограничном слое измерялись с помощью термоанемометра постоянного сопротивления.

Как уже упоминалось, в данной статье представлены результаты экспериментов в двух подходах: когда датчик термоанемометра движется параллельно передней кромке модели и не параллельно. Примерные траектории движения датчика показаны на рис. 1. Значение x_s соответствует расстоянию от разряда до измерительного сечения вдоль центральной линии симметрии модели.

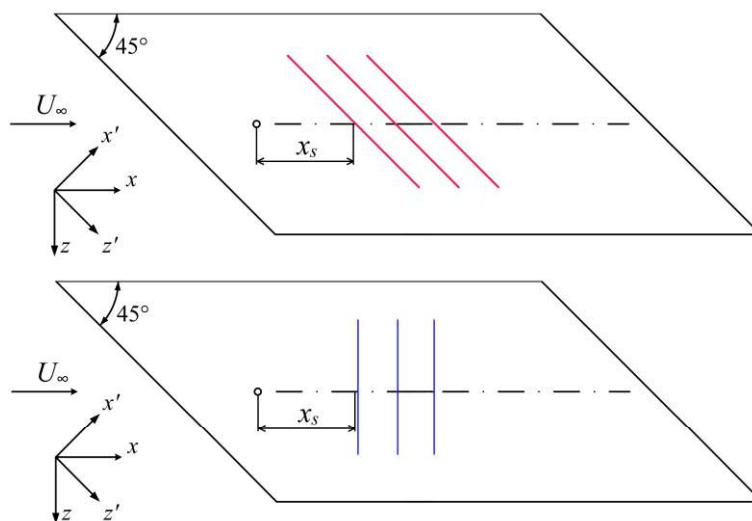


Рис. 1. Траектория движения датчика термоанемометра: параллельно (сверху) и непараллельно (снизу) передней кромке модели.

На рис. 2 приведены амплитудные β -спектры контролируемых возмущений на частоте 20 кГц, полученные после Фурье-преобразования по времени и пространству [5] для двух случаев движения датчика. В отличие от случая с плоской пластиной, β -спектры стреловидного крыла асимметричны. Рост амплитуды наблюдается в широком диапазоне поперечных волновых чисел, но максимум амплитуды находится при $\beta' = 1,11$ рад/мм для случая параллельного движения датчика термоанемометра и при $\beta = 1,17$ рад/мм для случая непараллельного движения. Эти значения относятся к линейному пику в развитии контролируемых возмущений вниз по потоку и соответствуют β -спектрам в [4, 5].

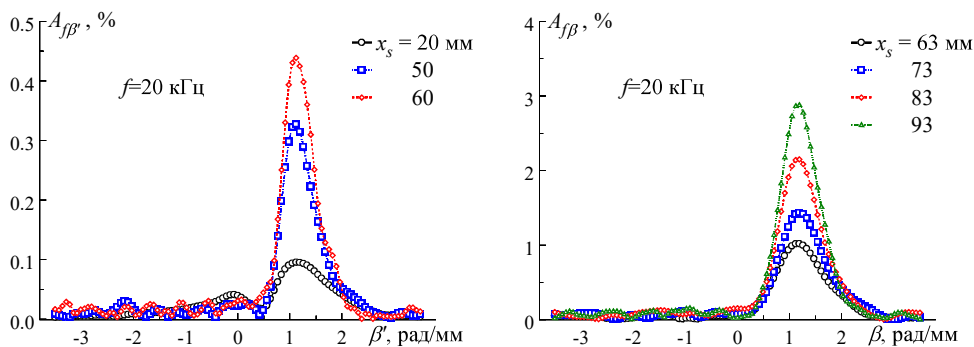


Рис. 2. Амплитудные β -спектры на частоте 20 кГц при движении датчика параллельно (слева) и непараллельно (справа) передней кромке модели.

Амплитудные и фазовые β -спектры позволяют оценить волновые характеристики неустойчивых возмущений, в частности, волновое число продольной составляющей волнового вектора α_r и углы наклона волновых векторов [5]. Оценочные результаты для α_r для обоих случаев движения датчика термоанемометра показаны на рис. 3 (слева). Зависимости $\alpha_r(\beta)$ близки к линейным и численно совпадают друг с другом и с оценками в [4, 5]. Направления волновых векторов для двух случаев (см. рис. 5 (справа)) также показы-

вают соответствие волновых характеристик при измерениях параллельно и не параллельно передней кромке модели. Также и другие волновые характеристики, такие как фазовые скорости, длины волн и инкременты роста, совпадают в двух разных подходах.

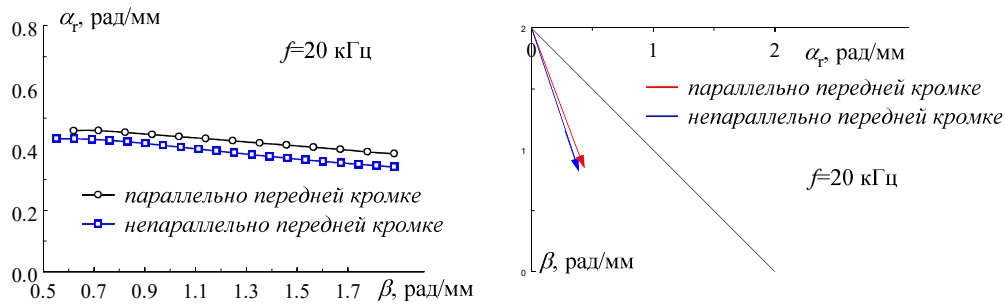


Рис. 3. Дисперсионное соотношение $\alpha_r(\beta)$ и углы наклона волнового вектора при движении датчика параллельно и непараллельно передней кромке модели.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта № МК-2491.2019.1.

Работы выполнялись с использованием оборудования ЦКП «Механика».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Bippes H.** Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability // Prog. Aerospace Sci. 1999. Vol. 35. P. 363–412.
2. **Saric W.S., Reed H.L., White E.B.** Stability and transition of three-dimensional boundary layers // Annu. Rev. Fluid Mech. 2003. Vol. 35. P. 413–440.
3. **Kosinov A.D., Maslov A.A., Shevelkov S.G.** Experiments on the stability of supersonic laminar boundary layers // J. Fluid Mech. 1990. Vol. 219. P. 621–633.
4. **Ermolaev Y.G., Kolosov G.L., Kosinov A.D., Semenov N.V.** Linear evolution of controlled disturbances in the supersonic boundary layer on a swept wing // Fluid Dynamics. 2014. Vol. 49. P. 188–197.
5. **Kosinov A.D., Kolosov G.L., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G.** Linear development of controlled disturbances in the supersonic boundary layer on a swept wing at Mach 2 // Phys. Fluids. 2016. Vol. 28. 064101.