

Воздействие барьерного разряда на положение ламинарно-турбулентного перехода на стреловидном крыле

А.Г. Наливайко, Н.В. Ростов, А.Ю. Урусов, А.А. Успенский, М.В. Устинов, Я.Ш. Флакман

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

Рассматривается ламинарно-турбулентный переход вызванный неустойчивостью поперечного течения при обтекании стреловидного крыла. Так как скорость поперечного течения мала и составляет $\sim 5\%$ скорости потока U , то ею можно управлять с помощью барьерного разряда [1].

Проведенные многочисленные испытания по созданию барьерного разряда на плоской пластине в потоке со скоростью $U=10$ м/с позволили выбрать конфигурации электродов и параметров разряда максимально воздействующие на поток.

На рис. 1 показана модель стреловидного крыла, использованная в эксперименте.

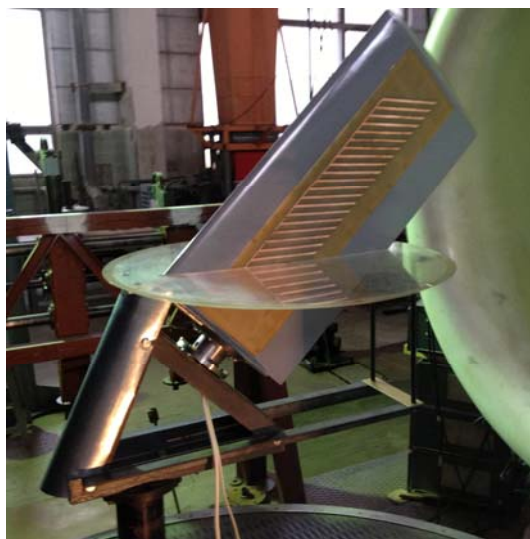


Рис. 1. Модель стреловидного крыла

Модель стреловидного крыла (см. рис. 1) с профилем NASA 0012 представляла собой прямоугольное в плане крыло с размахом 600 мм и хордой 300 мм, установленное под углом стреловидности 45° . При этом хорда профиля в направлении набегающего потока составляла $b=424$ мм, а его толщина 9.8%. На нижней консоли модели крыла параллельно набегающему потоку устанавливалась концевая шайба диаметром 600 мм, которая исключала влияние штанги крепления модели на обтекание крыла. На поверхности крыла вдоль размаха устанавливалась пластина с электродами, образующая верхнюю часть его профиля. Конфигурация электродов вытравленных на пластине была выбрана так, чтобы обеспечить максимальную силу, создаваемую разрядом на единицу площади поверхности. Для

определения положения ламинарно-турбулентного перехода применялся насадок Престона, представляющий собой трубку эллиптического сечения высотой 0.3 и шириной 1.3 мм. Он перемещался вдоль верхней поверхности крыла с помощью координатного устройства.

На рис. 2 показаны измеренные насадком Престона зависимости коэффициента полного давления $C_{P0}=2(P_0-P_A)/\rho U^2$ от расстояния x/b для скорости потока $U=40$ м/с и угла атаки $\alpha=-9^\circ$. В данном эксперименте эта характеристика качественно отражает соответствующую зависимость локального коэффициента трения. Для сравнения, на рис. 2 приведена зависимость C_{P0} от расстояния x/b для случая установки вблизи передней кромки крыла турбулизатора в виде проволоки диаметром 0.3 мм, позволяющего получить турбулентный пограничный слой.

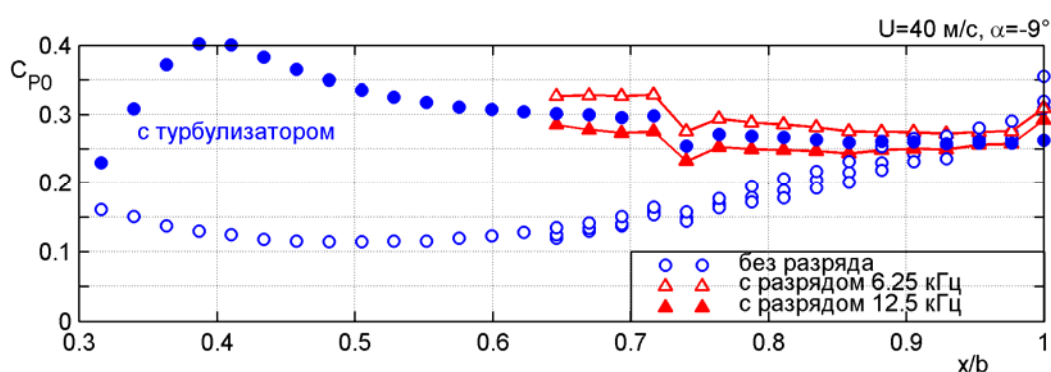


Рис. 2. Коэффициент полного давления на верхней поверхности стреловидного крыла вдоль его хорды без разряда, для двух режимов разряда и для крыла с турбулизатором

На рис. 2 видно, что зависимость C_{P0} от расстояния x/b при $x/b=0.6$ плавно переходит к зависимости соответствующей турбулентному пограничному слою. Включение барьерного разряда приводит к тому, что уже при $x/b=0.65$ зависимость C_{P0} от расстояния x/b практически совпадает с зависимостью соответствующей турбулентному пограничному слою.

Таким образом, разряд влияет на ламинарно-турбулентный переход, однако сдвигает его вверх по потоку. Требуются дальнейшие исследования.

Литература

1. Курячий А.П., Мануйлович С.В., Русьянов Д.А., Скворцов В.В., Чернышев С.Л. Оценка возможности управления ламинарно-турбулентным переходом на стреловидном крыле с помощью плазменных актуаторов. – Ученые записки ЦАГИ. – 2014. – Т. XLV, № 4. – С. 3-18.