

УДК 532.526.4.629.735.33

© 1998 г. В.М. ФИЛИПОВ, Г.К. ШАПОВАЛОВ

ИССЛЕДОВАНИЕ СОСТОЯНИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ВБЛИЗИ ЛИНИИ РАСТЕКАНИЯ НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ И ВОЗМОЖНОСТИ ЕГО ДЕТУРБУЛИЗАЦИИ

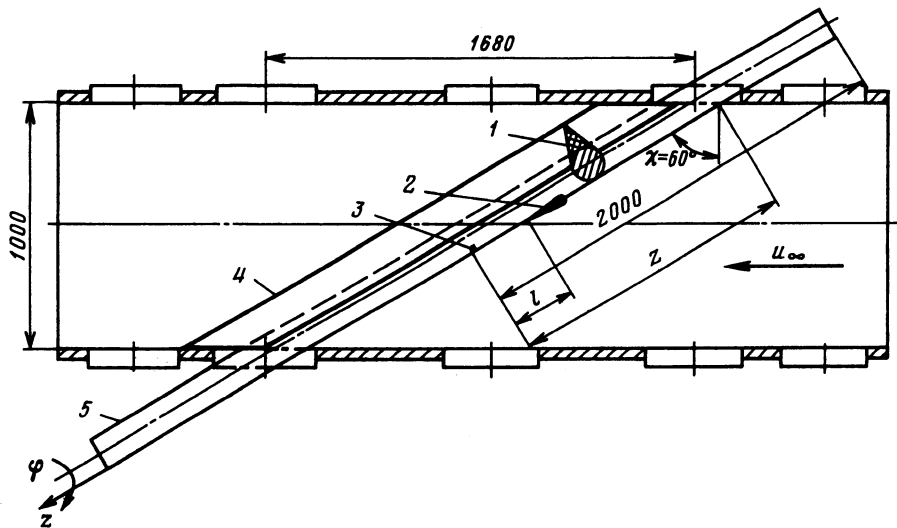
Представлены результаты экспериментальных исследований влияния турбулентности от фюзеляжа, попадающей на переднюю кромку стреловидного крыла, на состояние пограничного слоя. Изучена возможность ослабления ее турбулизирующего воздействия. Определены критерии ламинарно-турбулентного перехода.

Область течения у передней кромки стреловидного крыла является важным участком обтекания модели, который во многом определяет все дальнейшее развитие течения, в том числе состояние пограничного слоя вниз по потоку. На передней кромке сконцентрированы и проявляются в своих максимальных значениях силы различного происхождения – центробежные, давления, вязкие, которые определяют ламинарно-турбулентный переход. В соответствии с современными представлениями в пограничном слое на стреловидном крыле можно выделить несколько механизмов перехода в турбулентное состояние, проявляющихся либо по отдельности, либо в сочетании, в зависимости от геометрии крыла и условий его обтекания. Кроме перехода, связанного с развитием волн Толлмина – Шлихтинга, сюда входят: неустойчивость, вызванная поперечным течением в пограничном слое, неустойчивость Тейлора – Гёртлера на вогнутых участках поверхности, переход после ламинарного отрыва и на линии растекания вблизи передней кромки, вызываемый, например, турбулентным "загрязнением", т.е. турбулентными возмущениями, попадающими на переднюю кромку крыла от примыкающего к нему фюзеляжа. Пограничный слой на нем турбулентный и является источником этих возмущений, которые при определенных обстоятельствах могут турбулизировать пограничный слой стреловидного крыла. Последний из перечисленных механизмов перехода является наименее исследованным и в то же время он может стать решающим в общей проблеме, поскольку посредством его будет генерироваться турбулентность уже на передней кромке крыла.

В настоящей статье представлены результаты по экспериментальному исследованию течения на передней кромке цилиндра, расположенного под углом скольжения $\chi = 60^\circ$, с креплением в боковых стенках рабочей части аэродинамической трубы, с которых на переднюю кромку цилиндра набегал турбулентный пограничный слой.

Целью работы является изучение состояния пограничного слоя на наветренной стороне цилиндра в зависимости от числа Re набегающего потока в условиях мало-турбулентной аэродинамической трубы ЦАГИ и возможности его детурбулизации.

В [1] получено критическое число Re_θ , вычисляемое по толщине потери импульса пограничного слоя на линии растекания θ , порядка 100 для диапазона угла скольжения (стреловидности) $\chi = 40-60^\circ$. Предложен механизм детурбулизации течения, использующий некоторый барьер для предотвращения распространения корневой турбулентности на переднюю кромку. С помощью этого барьера, размещаемого на линии растекания, удалось увеличить критическое число Re_θ до 170. В [2] применено вытягивание передней кромки (уменьшение радиуса передней кромки и тем самым – толщины

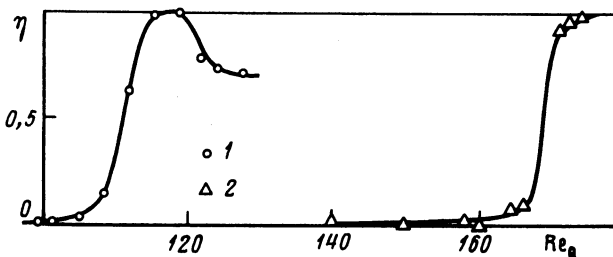


Фиг. 1. Вид сверху исследуемой модели в рабочей части аэродинамической трубы: 1 – поперечное сечение модели; 2 – детурбулизатор (наплыв); 3 – термоанемометрический датчик; 4 – неподвижная клиновидная часть модели; 5 – подвижная цилиндрическая часть

пограничного слоя на линии растекания и, следовательно, θ). Использованы также перегородки для предотвращения растекания турбулентного течения вдоль передней кромки. Управление пограничным слоем на линии растекания путем отсоса через поперечные щели было также успешно применено на самолете X-21 [2].

1. Экспериментальное оборудование и методика измерения. Представленные исследования проведены в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-124 ЦАГИ с рабочей частью размерами $1 \times 1 \times 4 \text{ м}^3$. Степень турбулентности набегающего потока не превышала 0,06% во всем диапазоне скоростей (0–100 м/с). Модель представляла собой цилиндр диаметром 0,108 м и длиной 4 м, который состыковывался с хвостовой клиновидной частью так, что цилиндрическая часть модели могла свободно двигаться относительно неподвижной хвостовой части вдоль и вокруг своей оси, как это показано на фиг. 1. Такая конструкция модели, по сути модели-координатника, позволила обходиться без специального координатного устройства, которое искажало бы поток и тем самым влияло на точность измерений в такой чувствительной зоне, какой является передняя кромка цилиндра с толщинами пограничного слоя порядка долей миллиметра. Диаметр цилиндрической части модели выбран так, чтобы для диапазона скоростей трубы находиться в области чисел Re , при которых еще не наступал переход, вызываемый неустойчивостью поперечного потока, но чтобы в этом же диапазоне чисел Re уже смог произойти переход на линии растекания из-за турбулизации пограничного слоя на передней кромке потоком, натекающим на нее со стенки аэродинамической трубы. При диаметре цилиндра 108 мм (все размеры на фигурах даны в миллиметрах) и его установке под углом скольжения $\lambda = 60^\circ$ в реализуемом в аэродинамической трубе диапазоне скоростей достигались как раз необходимые порядки чисел Re .

Цилиндрическая подвижная часть модели проходила сквозь боковые стенки рабочей части аэродинамической трубы (без протекания), хвостовая неподвижная часть модели жестко крепилась к боковым стенкам (фиг. 1). Такая конструкция позволяла исследовать всю поверхность цилиндрической части модели всего лишь одним датчиком. Во всех измерениях при исследовании состояния пограничного слоя на цилиндре использовался термоанемометрический датчик в комплекте с термоанемометром постоянной температуры фирмы DISA-55DOI. Средняя и пульсационная составляющие выходного сигнала



Фиг. 2. Определение ламинарно-турбулентного перехода при $z = 956$ мм, $\varphi = 0^\circ$: 1 – без детурбулизатора; 2 – с детурбулизатором

термоанемометра измерялись цифровым вольтметром с оптимальным временем усреднения. Параллельно сигнал расшифровывался с помощью спектроанализатора и записывался на графопостроителе. Вся использовавшаяся анализирующая аппаратура производства фирмы "Solatron-Schlumberger". Термоанемометрический датчик был накладного типа, его чувствительный элемент выполнен из омедненной вольфрамовой проволоки диаметром 4,5 мкм, которая припаивалась к никелевой фольге толщиной 5 мкм, наклеенной на полиамидную пленку толщиной порядка 40 мкм. Пленка крепилась в заданной точке поверхности модели. Электропровода от датчика выводились во внутрь модели через отверстие в ее поверхности, располагавшееся ниже по потоку от датчика. Его конструкция обеспечивала установку в любой точке модели без предварительного препарирования при достаточно высокой чувствительности и доступности изготовления. Высота расположения чувствительного элемента по отношению к поверхности модели не превышала 0,1 мм.

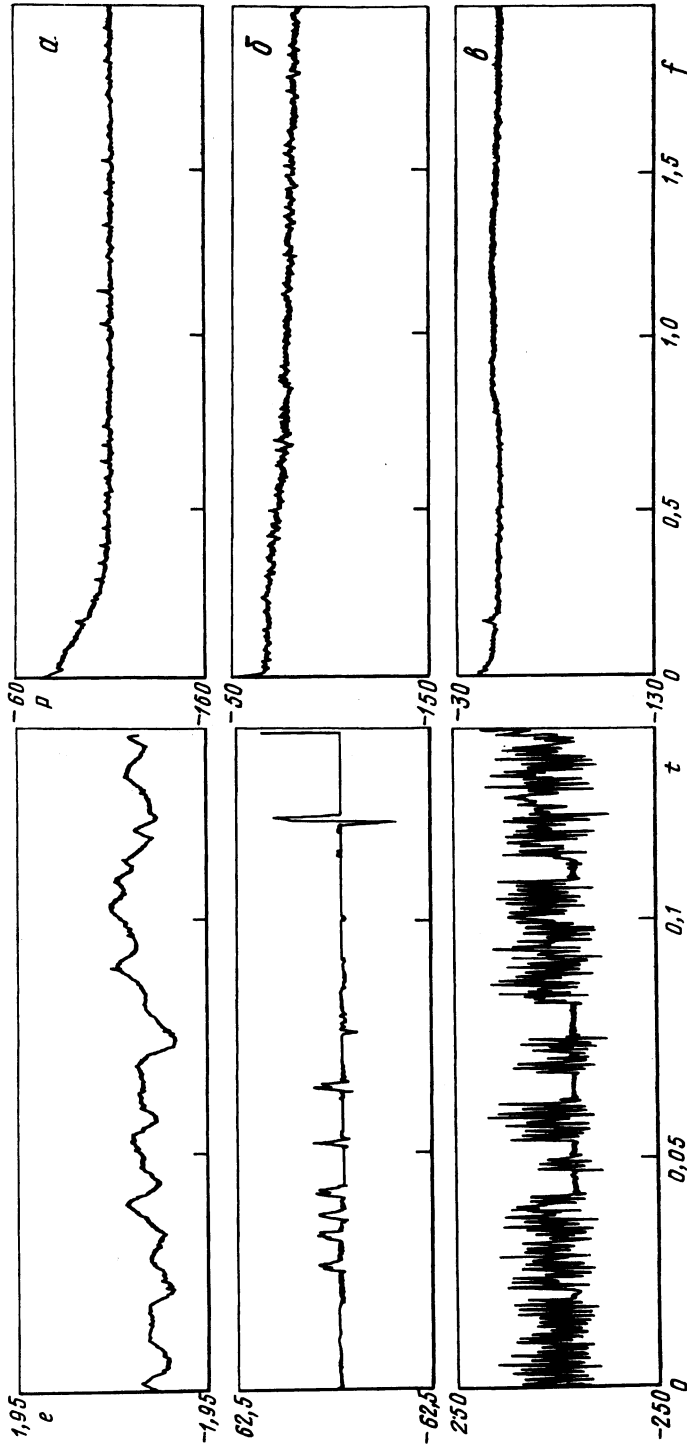
Состояние пограничного слоя определялось по методике, связанной с измерением среднеквадратичных значений пульсаций напряжения на термонити, а также с непосредственной расшифровкой сигнала с помощью спектроанализатора. Резкое нарастание среднеквадратичных значений пульсаций напряжения на термонити e , соответствовало началу перехода. Типичный рабочий материал данной методики представлен на фиг. 2, где по оси ординат отложена величина $\eta = e/e_{\max}$. На осциллограммах начало перехода определяется появлением первых турбулентных пятен (типичные осциллограммы и спектры ламинарного, переходного и турбулентного течений представлены на фиг. 3).

Эксперимент проводился в следующей последовательности. Исследовалось состояние пограничного слоя на линии растекания модели, а также в ее окрестности. Измерения проводились в четырех сечениях модели на расстоянии $z = 250, 510, 956$ и 1530 мм от стенки рабочей части аэродинамической трубы по образующей (фиг. 1) и на различных широтах по углу φ от линии растекания. Для этого цилиндр с термоанемометрическим датчиком передвигался вдоль своей оси (сквозь стенки рабочей части аэродинамической трубы) и вращался вокруг своей оси.

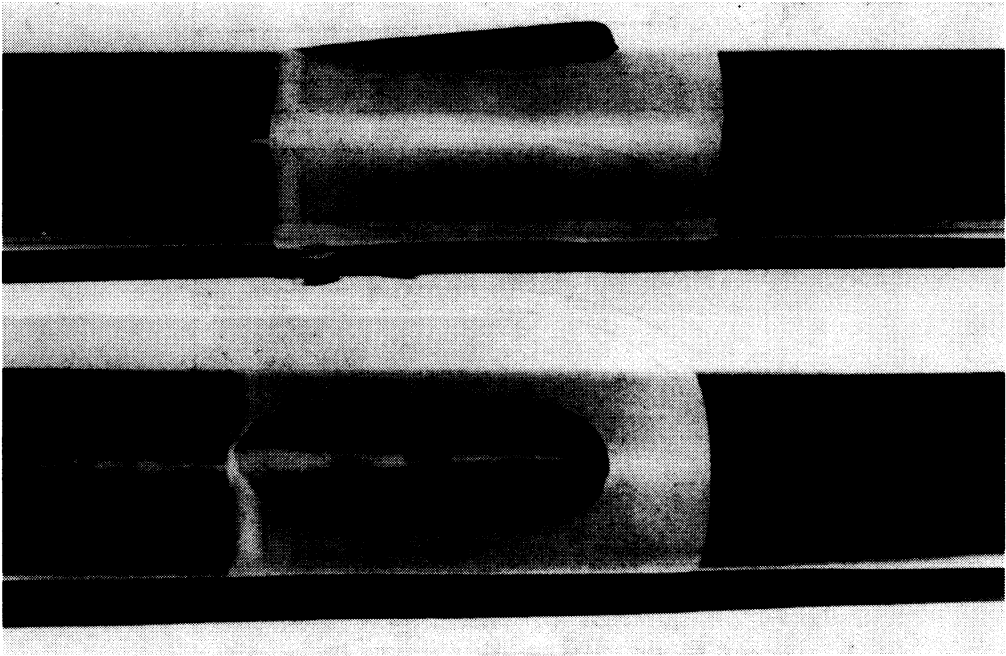
Далее был проведен анализ состояния пограничного слоя на линии растекания на модели при наличии детурбулизатора.

Применяемый детурбулизатор является аналогом использованного в [1]. Его вид и размеры, которые легко восстанавливаются по известному диаметру цилиндрической части модели, приведены на фиг. 4. Для удобства перемещения относительно термоанемометрического датчика детурбулизатор, выполненный из пластилина, крепился на пленку, облегающую цилиндр и перемещаемую по его поверхности.

Была определена детурбулизирующая способность обтекателя (детурбулизатора) в зависимости от его положения относительно источника турбулентных возмущений (стенки аэродинамической трубы). В процессе эксперимента изменялись расстояние z от обтекателя до стенки вдоль линии растекания и угол отклонения обтекателя от линии растекания φ . Нужное положение обтекателя достигалось перемещением цилиндрической части модели вдоль и вокруг оси цилиндра. Обтекатель и контро-



Фиг. 3. Осциллограммы для ϵ (дБ) от t (с) и спектры для P (дБ) от f (кГц), характеризующие состояние пограничного слоя на линии растекания при $z = 956$ мм и $\varphi = 0^\circ$: *a* – ламинарное, *b* – переходное, *e* – турбулентное



Фиг. 4. Вид сбоку и сверху на детурбулизатор

лирующий термоанемометрический датчик находились друг относительно друга на постоянном расстоянии l при всех перемещениях цилиндра.

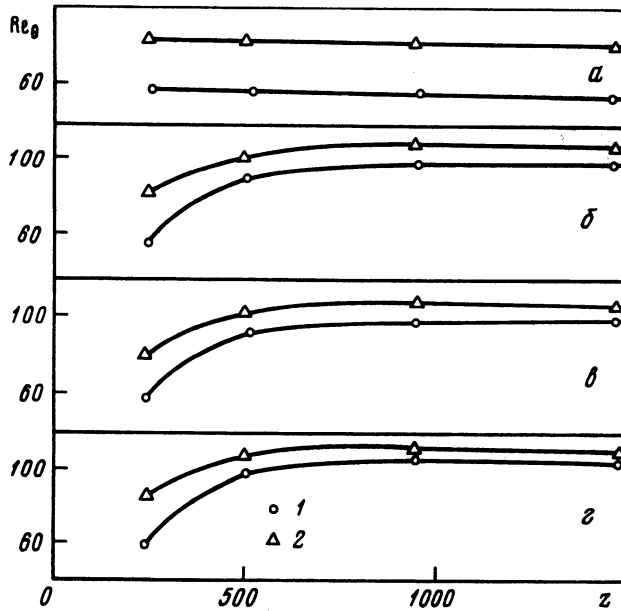
При исследовании дальнего действия детурбулизатора он оставался на постоянном расстоянии от стенки аэродинамической трубы, находясь все время на линии растекания, в то время как контролирующий термоанемометрический датчик удалялся на разные расстояния l от детурбулизатора по линии растекания и отклонялся от нее на различные углы φ . Этот процесс осуществлялся также передвижением цилиндрической части модели вдоль и вокруг оси цилиндра и перемещением пленки, на которой был укреплен детурбулизатор, относительно цилиндра.

2. Результаты эксперимента. Экспериментальные данные представлены на фиг. 5 в виде зависимости $Re_{\theta_{tr}}(z)$, где число $Re_{\theta_{tr}}$ соответствует началу перехода на линии растекания, вызываемого турбулентным загрязнением со стенок аэродинамической трубы; z – расстояние от термоанемометрического датчика, контролирующего состояние пограничного слоя на всей цилиндрической части модели, до стенок аэродинамической трубы. Число Re_{θ} вычисляется по толщине потери импульса ламинарного пограничного слоя θ на линии растекания

$$Re_{\theta} = \frac{\theta U_{\infty} \sin \chi}{\nu}$$

Здесь U_{∞} – скорость набегающего потока, χ – угол стреловидности, ν – кинематическая вязкость. В связи с трудностью экспериментального определения величины θ (из-за чрезвычайной малости толщины пограничного слоя на линии растекания) использована формула для числа Re_{θ} [3]

$$Re_{\theta} = 0,404 \left(\frac{U_{\infty} r \operatorname{tg} \chi \sin \chi}{2\nu} \right)^{1/2}$$

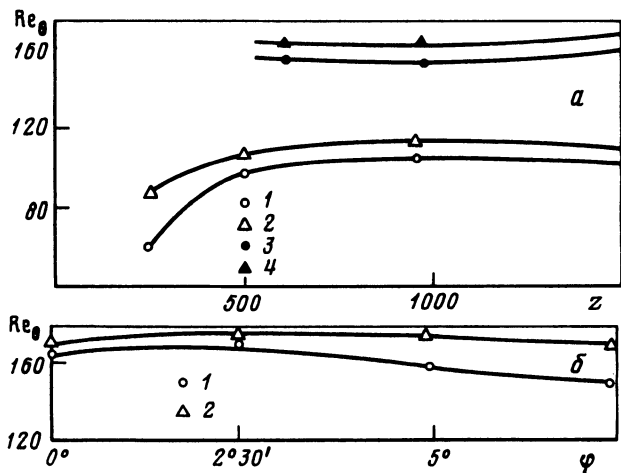


Фиг. 5. Распределения Re_θ в зависимости от z в окрестности передней кромки крыла для значений углов $\varphi = 90, 60, 30, 0^\circ$ (а-г); 1, 2 – начало и конец области перехода

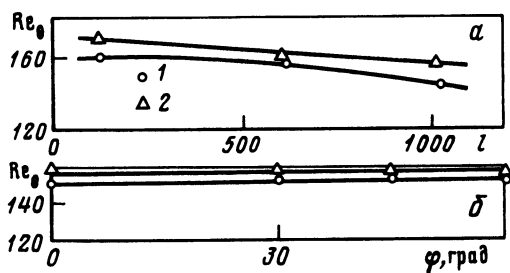
которая получена для течения на линии растекания модели с цилиндрической носовой частью радиуса r .

Число Рейнольдса перехода $Re_{\theta_{tr}}$, как видно из фиг. 5, на линии растекания при малых z зависит от расстояния до стенки, с которой на переднюю кромку цилиндра стекает турбулентное загрязнение, но уже примерно с 5 калибров эта зависимость практически исчезает и переход далее происходит при разных углах φ при одном и том же числе $Re_{\theta_{tr}} \sim 105$ (фиг. 5). Полученные данные показывают, что переход начинался на линии растекания, а не процессами перехода в поперечном потоке (в противном случае переход должен был зависеть от φ). Осциллограммы и спектры пульсационных составляющих напряжения на термониты, представленные на фиг. 3, характеризуют состояние пограничного слоя в исследуемой области. На них мгновенные значения напряжения соответствуют мгновенным значениям пульсационной составляющей скорости. В диапазоне чисел Re_θ от 150 до 170 происходит качественное перестроение течения от чисто ламинарного ($Re_\theta = 158$, коэффициент перемежаемости $\gamma = 0$) через переходное ($Re_\theta = 165$, $\gamma > 0$) к турбулентному ($Re_\theta = 172$, $\gamma \sim 1$). Так же происходит перестроение спектральных характеристик $P(f)$ от чисто ламинарных (фиг. 3, а) к типично турбулентным (фиг. 3, в). Такие осциллограммы и спектры получены в различных сечениях цилиндра при нескольких значениях γ без детурбулизатора и при наличии его. Из экспериментальных данных определены основные количественные результаты по переходу в окрестности линии растекания на передней кромке крыла.

Зависимость числа Рейнольдса перехода $Re_{\theta_{tr}}$ от z , но уже при использовании детурбулизатора, представлена на фиг. 6, а. Для сравнения там же помещены данные по переходу без применения детурбулизатора. Видна высокая эффективность влияния применяемого устройства. Число Рейнольдса перехода Re_θ увеличивается от 105 до 170. Из фиг. 6, а видно, что при $z \geq 500$ мм детурбулизирующее воздействие обтекателя сохраняется неизменным. Влияние детурбулизатора на течение при его положении не только на линии растекания, но и при разных значениях угла его поворота (исследования проведены до $7^\circ 30'$) от линии растекания показано на фиг. 6, б. Такая



Фиг. 6. Распределения Re_θ в окрестности передней кромки крыла: *a* – в зависимости от z при $l = 120$ мм, 1, 2 – ламинарное и турбулентное течение без детурбулизатора, 3, 4 – ламинарное и турбулентное течение с детурбулизатором; *б* – от угла расположения детурбулизатора φ при $z = 1520$ мм, 1, 2 – ламинарное и турбулентное течение



Фиг. 7. Зависимости Re_θ от долготы l , мм (*a*) и широты φ° (*б*): 1, 2 – ламинарное и турбулентное течение

ситуация достигалась простым вращением цилиндра вокруг своей оси последовательно на $2^\circ 30'$, 5° и $7^\circ 30'$. Взаимное расположение датчика и детурбулизатора здесь не менялось, расстояние между ними $l = 120$ мм и при развороте цилиндра датчик и детурбулизатор поворачивались на одинаковый угол синхронно. При небольших углах поворота детурбулизатора относительно линии растекания, как видно из фиг. 6, б, его детурбулирующее воздействие сохраняется, хотя, конечно, с увеличением этого угла полезное воздействие постепенно уменьшается.

Результаты влияния дальнего действия детурбулизатора представлены на фиг. 7. Детурбулизатор оставался на линии растекания на расстоянии, примерно равном 400 мм от стенки аэродинамической трубы, в то время как контролирующий состояние пограничного слоя термоанемометрический датчик перемещался на различные расстояния l от детурбулизатора и углы φ от линии растекания. Таким образом, обследовался весь шлейф течения за детурбулизатором. Из приведенных данных следует, что дальнее действие детурбулизатора хорошо сохраняется как по долготе l , так и по широте φ .

Заключение. В результате проведенных экспериментов показано, что при числах $Re_\theta \leq 10^2$ распространяющиеся от стенки рабочей части вдоль передней кромки крыла

возмущения затухают и на всей ее длине сохраняется ламинарный пограничный слой. При больших числах Re_θ в пограничном слое модели устанавливается турбулентный режим течения. Применение на носовой части модели удобообтекаемого наплыва препятствовало распространению возмущений вдоль передней кромки и ламинарное обтекание сохранялось до чисел $Re_\theta \sim 165$. Детурбулизирующее воздействие наплыва имело место на всей передней кромке ($-90^\circ \leq \varphi \leq 90^\circ$) по всему размаху. При изменении положения наплыва относительно линии растекания в пределах $-7^\circ 30' \leq \varphi \leq 7^\circ 30'$ его детурбулизирующий эффект сохранялся.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Gaster M.* On the flow along swept leading edges // *Aeronaut. Quart.* 1967. V. 18. Pt. 2. P. 165–184.
2. *Pfenninger W.* Preliminary note about an experimental verification of the turbulent spanwise contamination on a swept wing in the Northrop 8 × 11 foot wind tunnel // *Northrop Norair Memorandum*. 1963. № 3850-362. P. 26–48.
3. *Poll D.I.A.* Transition in the infinite swept attachment line boundary layer // *Aeronaut. Quart.* 1979. V. 30. Pt. 4. P. 607–629.

Москва

Поступила в редакцию
27.I.1997