

УДК 532.526.3+533.6.011.34

© 1998 г. В.Ф. БАБУЕВ, В.И. БИРЮКОВ, В.Д. БОКСЕР, А.Ф. КИСЕЛЕВ,
В.Г. МИКЕЛАДЗЕ, Н.В. НАСЕДКИН, Г.К. ШАПОВАЛОВ

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ В УСЛОВИЯХ ЛОКАЛЬНОГО ОТСОСА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ПРИ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

На большой полумодели стреловидного крыла (угол стреловидности $\chi = 35^\circ$) исследовано влияние локального отсоса газа из пограничного слоя вблизи передней кромки верхней поверхности на протяженность области ламинарного обтекания при дозвуковых скоростях. Исследование проведено различными методами и сопоставлены полученные результаты.

Актуальной проблемой аэродинамики стреловидного крыла при дозвуковых скоростях является увеличение области ламинарного обтекания с целью снижения сопротивления. Как показали результаты многочисленных исследований, проведенных в нашей стране и за рубежом, одним из наиболее эффективных способов ламинаризации обтекания поверхности является применение отсоса газа из пограничного слоя (см., например, [1–3]). Экспериментальные исследования [4], проведенные на профилях и моделях прямых и стреловидных крыльев, также продемонстрировали эффективность отсоса на значительной части поверхности для увеличения протяженности ламинарных участков при дозвуковых скоростях.

В последнее время для решения проблемы ламинаризации обтекания стреловидного крыла при дозвуковых скоростях рассматривается гибридная система, так называемое комбинированное управление ламинаризацией обтекания [5–7].

Эта система предполагает [4, 8], что при проектировании стреловидных крыльев используются специальные профили с быстрым разгоном потока непосредственно в окрестности передней кромки для ослабления в целом поперечной неустойчивости на крыле и с последующим малым отрицательным градиентом давления для уменьшения продольной неустойчивости (волны Толлмина – Шлихтинга). С целью радикального снижения поперечной неустойчивости упомянутая система ламинаризации обтекания предполагает использование локального отсоса малой интенсивности в передней части крыла (до $x' \approx 15\text{--}20\%$ хорды).

Цель настоящей работы – экспериментальное исследование возможности реализации системы управления ламинаризацией обтекания на конкретном стреловидном крыле в условиях промышленной аэродинамической трубы. Использована большая полумодель стреловидного крыла без сужения ($\chi = 35^\circ$, размах $l = 1675$ мм, хорда $b = 732$ мм), которая устанавливалась под отрицательными углами атаки $\alpha = -2$ и -4° для создания слабого отрицательного градиента давления на верхней поверхности. Тем самым были исключены проблемы продольной неустойчивости при ламинаризации обтекания крыла. Для ослабления поперечной неустойчивости, которая является в данном случае основной причиной ламинарно-турбулентного перехода, был применен локальный отсос газа из пограничного слоя вблизи передней кромки верхней поверхности крыла ($x'_s = x_s/b = 0,03\text{--}0,11$), где особенно велики значения продольного градиента давления и связанная с ним поперечная неустойчивость.

Контроль за состоянием пограничного слоя на исследуемой поверхности крыла, столь ответственный в эксперименте, осуществлялся тремя методами.

1. Аэродинамическая труба. Модель. Техника и методика эксперимента. Настоящие экспериментальные исследования по ламинаризации течения на стреловидном крыле проводились в большой дозвуковой аэродинамической трубе ЦАГИ диаметром $d_{wt} = 2700$ мм и длиной неперфорированной рабочей части $l_{is} = 3500$ мм. Она является замкнутой компрессорной трубой непрерывного действия с диапазоном скоростей, соответствующим числам $M = 0,15-0,92$. В эксперименте числа Маха набегающего потока изменялись в диапазоне $M = 0,2-0,4$, что соответствовало числам Рейнольдса по хорде $Re = (3,3-6,3) \cdot 10^6$.

Модель стреловидного полукрыла, составленного из одного симметричного профиля с максимальной относительной толщиной $t' = 9,8\%$ по направлению набегающего потока, консольно крепилась через механизм изменения угла атаки на боковой стенке рабочей части трубы. Для устранения влияния турбулентного пограничного слоя боковой стенки трубы на обтекание крыла использована экранирующая шайба, установленная в конце прямоугольного участка (размахом 670 мм) модели. Для ослабления возможных вибраций модели вследствие большого ее размаха концевая часть модели была укреплена с помощью профилированной ленты, растянутой между верхней и нижней стенками рабочей части трубы (фиг. 1).

Для осуществления отсоса газа из пограничного слоя передняя часть крыла ($x'_s = 0,03-0,11$) была перфорирована следующим образом. Внутри модели размещались три сборные камеры, примыкающие своими стенками к исследуемой верхней поверхности крыла. В этой поверхности были выполнены сквозные перфорационные отверстия диаметром $d = 0,2$ мм, через которые производился отсос воздуха. Они располагались сериями по пять рядов в каждой, идущими по направлению образующей крыла; расстояния между рядами в сериях и между отверстиями в ряду составляли 1 мм. Расстояние между сериями по хорде равнялось 15 мм. Первая серия отверстий располагалась на расстоянии 22 мм от передней кромки крыла. Всего в эксперименте было задействовано пять серий отверстий (25000 отверстий). Одна серия отверстий располагалась над первой сборной камерой и по две серии над второй и третьей камерами. Это позволяло варьировать отсос по хорде. Разрежение в сборных камерах поддерживалось от коллектора, из которого вакуумными насосами постоянно откачивался воздух. Вблизи коллектора, расположенного вне рабочей части аэродинамической трубы, в пневмотрассе каждой сборной камеры находились расходомерное устройство и вакуумный кран. С помощью вакуумных кранов осуществлялась тонкая регулировка расхода отсасываемого воздуха. Коэффициент расхода отсасываемого воздуха определялся по формуле

$$C_{qi} = \frac{W_i}{\rho_{\infty} V_{\infty} S} = \alpha_i \beta \frac{F_i}{S} \sqrt{\frac{\Delta p_i p_i}{q_{\infty} p_{\infty}}}, \quad i = 1, 2, 3$$

Здесь W_i – массовый расход воздуха через i -ю сборную камеру, $\rho_{\infty}, V_{\infty}, q_{\infty}, p_{\infty}$ – плотность, скорость, скоростной напор и давление газа в невозмущенном потоке, S – площадь крыла в плане, обслуживаемая системой отсоса, α_i – градуировочный коэффициент расхода i -й шайбы (использовались шайбы с диаметром $d_{od} = 9,14$ мм с одинаковыми $\alpha_i = 0,775$), β – поправка на сжимаемость воздуха в системе отсоса (при малых перепадах давления с большой степенью точности можно считать $\beta = 1$), F_i – площадь отверстия шайбы, Δp_i – перепад давления на i -й мерной шайбе, p_i – давление газа перед шайбой.

Следует отметить, что суммарная величина коэффициента расхода воздуха через все три сборные камеры, соответствовавшая максимальному смещению вниз по потоку линии перехода на крыле ($C_q = C_{q\text{оп}}$), была в настоящем эксперименте небольшой и составляла $C_{q\text{оп}} = (12-4) \cdot 10^{-5}$ в диапазоне чисел $M = 0,2-0,4$.



Фиг. 1. Полумодель в аэродинамической трубе

Определение ламинарно-турбулентного перехода на верхней поверхности исследуемого крыла осуществлялось тремя методами.

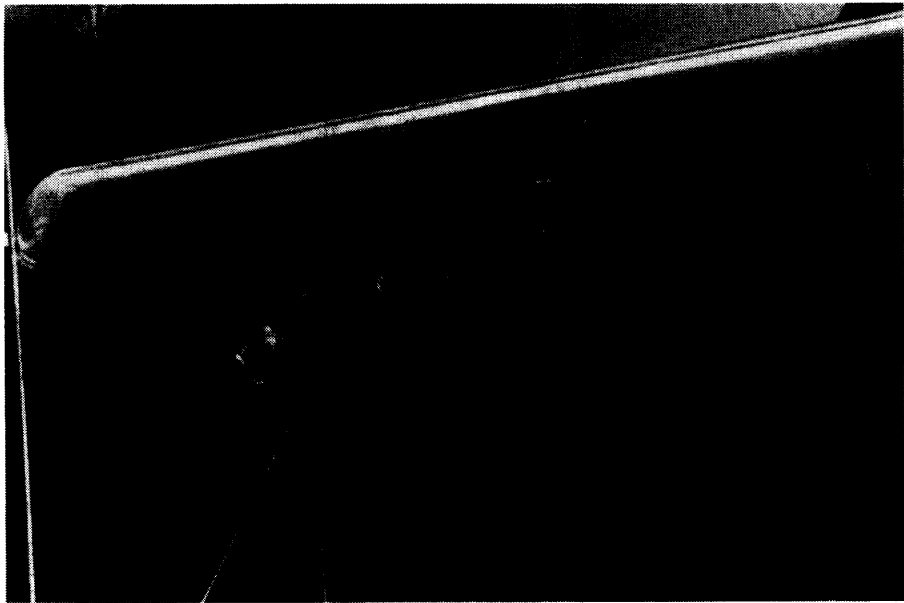
Метод эфирокатолинового покрытия. Для получения общей картины состояния пограничного слоя на всей верхней поверхности крыла применен разработанный в ЦАГИ метод визуализации ламинарно-турбулентного перехода с помощью эфирокатолинового покрытия. Он является модернизацией традиционного метода католинового покрытия и подробно описан в [9].

Метод полного давления и пульсаций полного давления. Для фиксации ламинарно-турбулентного перехода в средней части стреловидного отсека крыла ($z' = 0,5$) использован известный в аэродинамических исследованиях пневмометрический метод измерения полного давления в пограничном слое на поверхности (метод P_{0w}) и сравнительно новый метод пульсаций полного давления (метод P'_{0w}). Он основан на измерении среднеквадратичных значений пульсационной составляющей полного давления в пограничном слое на поверхности P'_{0w} .

В настоящей работе эти две методики совмещены путем использования сложного насадка полного давления прямоугольного сечения высотой 0,31 мм и шириной 2,5 мм, скользящего при помощи координатника вдоль поверхности крыла (фиг. 2). Этот насадок кроме канала для измерения полного давления включал в себя во внутренней полости миниатюрный микрофон для измерения пульсационной составляющей полного давления. Таким образом, данным насадком одновременно измерялись две характеристики пограничного слоя на поверхности крыла: P_{0w} и P'_{0w} .

2. Анализ результатов эксперимента. Настоящий эксперимент по исследованию ламинарно-турбулентного перехода на крыле достаточно большой стреловидности ($\chi = 35^\circ$) проводился в диапазонах чисел $M = 0,2-0,74$ (без отсоса, $C_q = 0$) и $0,2-0,4$ (при наличии отсоса, $C_q > 0$) при повышенных значениях чисел Рейнольдса $Re = (3,3-9,2) \cdot 10^6$ и $(3,3-6,3) \cdot 10^6$ соответственно. При исследовании явления перехода пограничного слоя целесообразно иметь представление о начальной степени турбулентности набегающего потока.

В данном эксперименте посредством термоанемометра, установленного на стойке,

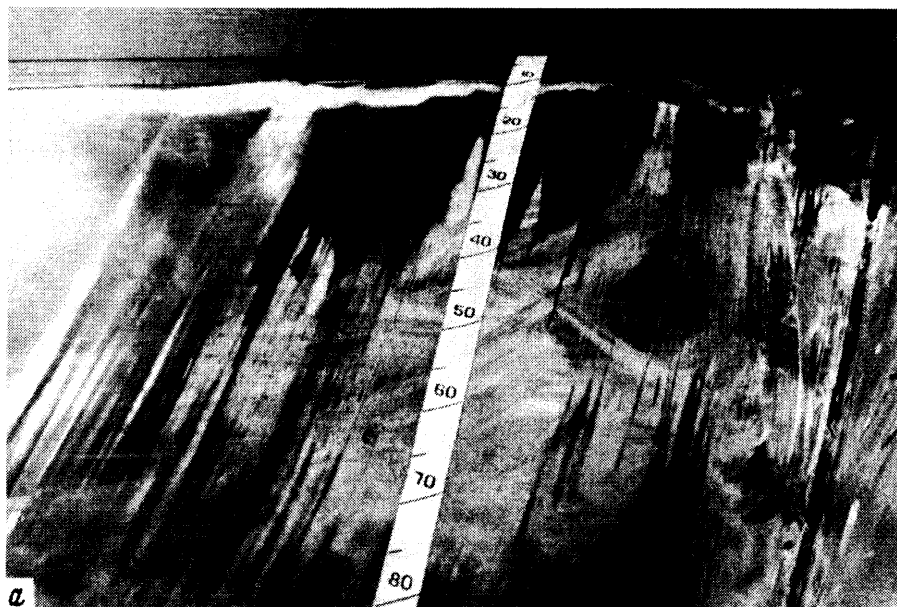


Фиг. 2. Координатник с насадком полного давления на поверхности крыла

крепившейся к боковой стенке аэродинамической трубы (фиг. 1), и удаленного от передней кромки центрального сечения стреловидной части полумодели ($z' = 0,5$) на расстоянии 1,65 хорды крыла, измерены пульсации массового расхода ϵ_m (начальная степень турбулентности набегающего потока) в присутствии модели и координатника с насадком полного давления¹. Измерения, проведенные в диапазоне чисел $M = 0,2 - 0,5$, показали невысокий уровень начальной турбулентности потока $\epsilon_m = 0,2 - 0,25\%$ в рассмотренном диапазоне чисел $Re = (3,3 - 7,5) \cdot 10^6$. Измерение перехода пограничного слоя на верхней поверхности стреловидного крыла различными методами проведено при отрицательных углах атаки. Это обусловлено тем обстоятельством, что на данном стреловидном крыле, составленном из одного симметричного профиля, именно на небольших отрицательных углах атаки в условиях заметного влияния границ потока ($d_{w,l}/b = 3,7$) на значительной части хорды ($x' = 0,2 - 0,6$) имеют место малые отрицательные градиенты давления ($dc_p/dx' = -0,1 - -0,25$), приемлемые с точки зрения влияния их на развитие поперечных возмущений, определяющих ламинарно-турбулентный переход на исследуемом крыле, и благоприятные для ослабления интенсивности волн Толлмина – Шлихтинга. На фиг. 3 приведены фотоснимки, полученные методом эфироксаолинового покрытия на режиме $\alpha = -4^\circ$, $M = 0,2$, $Re = 3,3 \cdot 10^6$ (a - без отсоса, $C_q = 0$, b - в случае оптимального отсоса малой интенсивности, $C_{q,op} = 12,2 \cdot 10^{-5}$). На фотоснимках темные области соответствуют ламинарному течению на поверхности, светлые области – турбулентному течению. Наглядно видно существенное увеличение области ламинарного течения при наличии локального отсоса ($x'_s = 0,03 - 0,11$) малой интенсивности (от $x'_{lr} = 0,35$ при $C_q = 0$ до $0,78$ при $C_{q,op}$, $\Delta x'_{lr} \approx 0,4$).

Наряду с методом эфироксаолинового покрытия состояние пограничного слоя на верхней поверхности стреловидного крыла определялось и пневмометрическими методами. На фиг. 4 в случае отсутствия отсоса приведено отношение местного полного давления P_{0w} к полному давлению набегающего потока $P_{0\infty}$ в различных точках среднего сечения крыла (метод P_{0w}) для чисел $M = 0,2 - 0,5$ на угле атаки $\alpha = -2^\circ$.

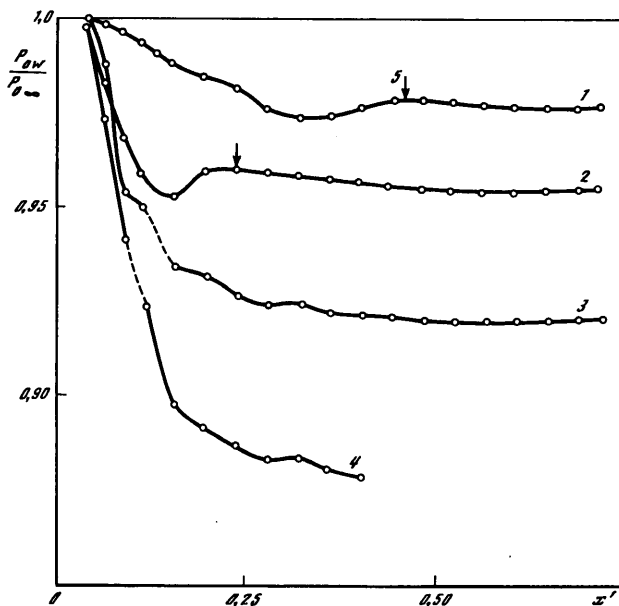
¹ Результаты получены В.М. Филипповым.



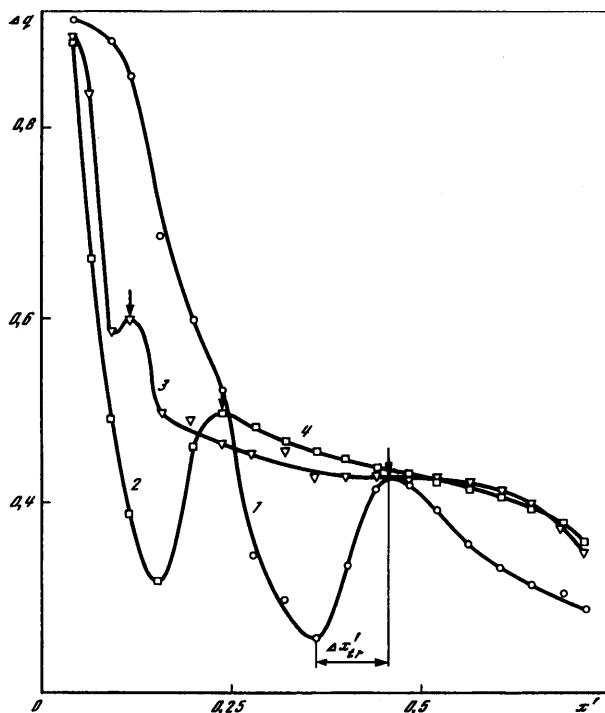
Фиг. 3. Состояние пограничного слоя на верхней поверхности крыла: *а* – без отсоса ($C_q = 0$, $x'_{tr} = 0,35$), *б* – при его наличии ($C_{q\text{оп}} = 12,2 \cdot 10^{-5}$, $x'_{tr} = 0,78$, $M = 0,2$, $\alpha = -4^\circ$, $\chi = 35^\circ$)

Максимум этих значений соответствует концу области перехода (x'_{tr}), минимум – началу ее. Пунктирное проведение части кривых для случаев $M = 0,4$ и $0,5$ связано с недостаточностью экспериментальных точек в предполагаемой области ламинарно-турбулентного перехода.

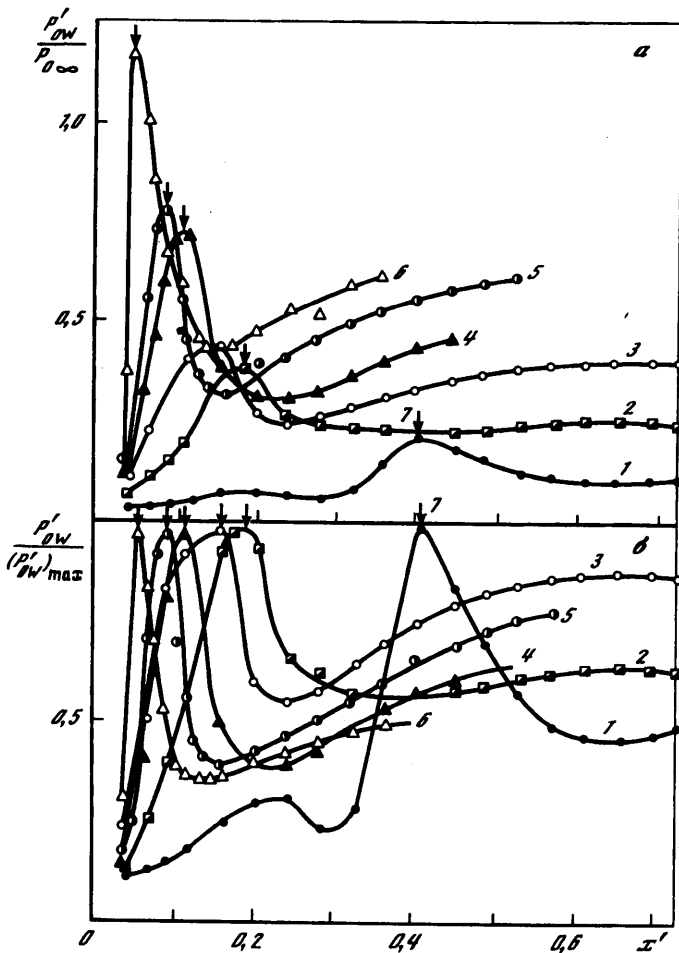
На основе измерения местного полного P_{0w} и статического p давлений в среднем сечении крыла была рассчитана их разность и отнесена к скоростному напору набегающего потока: $\Delta q = (P_{0w} - p)/q_\infty$. Приведенные на фиг. 5 зависимости $\Delta q(x')$ для чисел $M = 0,2-0,4$ на угле атаки $\alpha = -2^\circ$ позволяют более отчетливо определить



Фиг. 4. Относительное местное полное давление P_{OW} вдоль среднего сечения крыла (кривые 1-4) для различных чисел M : 0,2, 0,3, 0,4, 0,5; 5 - x'_{tr} , $\alpha = -2^\circ$, $C_q = 0$



Фиг. 5. Относительная разность местного полного и статического давления Δq вдоль среднего сечения крыла (кривые 1-3) для различных чисел M : 0,2, 0,3, 0,4; 4 - x'_{tr} , $\alpha = -2^\circ$, $C_q = 0$. Цифра 4 относится к стрелкам

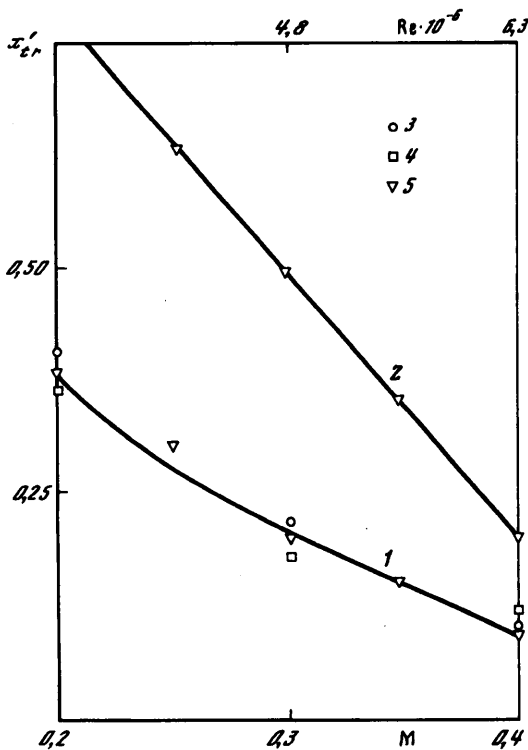


Фиг. 6. Относительные пульсации местного полного давления (%), (а) и отношение пульсаций местного полного давления к их максимальному значению (б) вдоль среднего сечения крыла (кривые 1–6) для различных чисел M : 0,2, 0,3, 0,4, 0,5, 0,6, 0,7; 7 – x'_{tr}

область перехода (между минимумом и максимумом) по сравнению с методом P_{0W} . Это обстоятельство обусловлено тем фактом, что величина Δq пропорциональна квадрату местной скорости в пограничном слое, которая существенно увеличивается при переходе от ламинарной формы течения к турбулентной (наполнение профиля скорости в пограничном слое). Как видно из фиг. 5, увеличение числа M от 0,2 до 0,4 приводит к уменьшению области перехода $\Delta x'_{tr}$ от 0,4 до 0,1.

На основе пневмометрических измерений пульсаций полного давления в среднем сечении стреловидного крыла на фиг. 6, а приведены зависимости от x' относительного уровня пульсаций $P'_{0W} / P_{0\infty}$ для случая $C_q = 0$, $\alpha = -2^\circ$. Видно, что в диапазоне чисел $M \approx 0,2-0,7$ максимальные значения относительных пульсаций полного давления, соответствующие примерно середине области перехода, x'_{tr} , не превышают 0,2–1,2%. На фиг. 6, б приведены зависимости от x' пульсаций полного давления, отнесенных к их максимальному значению для каждого числа M , $P'_{0W} / (P'_{0W})_{max}$.

На этих кривых наглядно видно смещение точки перехода x'_{tr} вперед по хорде по мере увеличения числа M .



Фиг. 7. Изменение положения ламинарно-турбулентного перехода от чисел M и Re при отсутствии отсоса (1 – три метода измерения) и при локальном оптимальном отсосе малой интенсивности (2) для методов: 3 – P_{0w} , 4 – P'_0 , 5 – каолина, $\alpha = -4^\circ$, $z' = 0,5$

Сопоставление трех методов измерения положения точки ламинарно-турбулентного перехода (полного давления, пульсаций полного давления и каолина) в диапазоне чисел $M = 0,2-0,4$ при $C_q = 0$ показало удовлетворительное согласование их между собой (фиг. 7). В случае отсутствия отсоса газа из пограничного слоя ($C_q = 0$, $\alpha = -4^\circ$) увеличение числа M от 0,2 до 0,4, $Re = (3,3-6,3) \cdot 10^6$, приводит к заметному смещению точки перехода вперед по хорде (примерно от 0,4 до 0,1). При наличии оптимального отсоса малой интенсивности $C_{q\text{оп}} = (12-4) \cdot 10^5$ точка перехода также смещается вперед по хорде по мере увеличения чисел M и Re в этом диапазоне ($M = 0,2-0,4$, $Re = 3,3 \cdot 10^6-6,3 \cdot 10^6$, $x'_{cr} = 0,78-0,2$ (фиг. 7)). Тем не менее применение системы комбинированного управления ламинаризацией обтекания позволяет, как видно из фиг. 7, сместить положение ламинарно-турбулентного перехода примерно вдвое дальше вниз по потоку по сравнению со случаем без отсоса.

Заключение. Исследования показали, что для крыла достаточно большой стреловидности ($\chi = 35^\circ$) применение локального отсоса газа из пограничного слоя ($x'_s = 0,03-0,11$) малой интенсивности ($C_q = (12-4) \cdot 10^5$, $M = 0,2-0,4$) приводит к существенному расширению области ламинарного обтекания (например, при $\alpha = -4^\circ$ и $M = 0,2$, $\Delta x'_{tr} \approx 0,4$).

Работа выполнена при финансовой поддержке Международного научно-технического центра (грант N 199-95).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 742 с.
2. Gregory N. Research on suction surfaces for laminar flow // Boundary layer and flow control / Ed. G.V. Lachman. London: Pergamon Press, 1961. V. 2. P. 924-950.

3. Брук А.А., Козлов В.В., Левченко В.Я. и др. Развитие возмущений в пограничном слое при отсосе // Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений. Новосибирск: ИТПМ СО АН, 1982. С. 61–70.
4. Михайлов В.В. Ламинарно-турбулентный переход и управление пограничным слоем // ЦАГИ – основные этапы научной деятельности. 1968–1993. М.: Наука–Физматлит, 1996. С. 367–371.
5. Maddalon D.V., Colier F.S., Montoya L.C., Putham R.J. Transition flight experiments on a swept wing with suction // IUTAM Symp., Toulouse, France, 1989. Berlin; Heidelberg: Springer, 1990. P. 53–62.
6. Bushnell D.M. Viscous drag reduction in aeronautics // ICAS-94, Guggenheim Lecture, ICAS Proc. 1994. P. XXXII–LVI.
7. Tardif C. Laminarite: place aux essais grande echelle // Air and Cosmos / Aviation International. 1994. № 1499. P. 44–45.
8. Боксер В.Д. Аэродинамика профилей // ЦАГИ – основные этапы научной деятельности. 1968–1993. М.: Наука–Физматлит, 1996. С. 25–29.
9. Бирюков В.И., Боксер В.Д., Микеладзе В.Г., Шаповалов Г.К. О некоторых методах экспериментального исследования ламинарно-турбулентного перехода при околосзвуковых скоростях // Изв. РАН. МЖГ. 1997. № 6. С. 42–47.

Москва

Поступила в редакцию
26.XII.1996