

УДК 532.517.4 : 533.693.6

© 1995 г. С. Ф. КИОНАЛОВ, Ю. А. ЛАШКОВ, В. В. МИХАЙЛОВ

ВЛИЯНИЕ ПРОДОЛЬНОГО МИКРООРЕБРЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРЯМОГО КРЫЛА

Изложены результаты весовых аэродинамических испытаний модели прямого крыла с гладкой и оребренной поверхностью в диапазоне углов атаки $\alpha = -4-12^\circ$, чисел Маха $M_\infty = 0,15-0,63$ и чисел Рейнольдса по хорде $Re_\infty = 2,4 \cdot 10^6 - 3,5 \cdot 10^6$. Сделаны оценки характерного значения безразмерного шага оребрения s^+ , определяющего эффективность воздействия риблетного покрытия на сопротивление турбулентного трения, и влияния микрооребрения верхней и (или) нижней поверхностей прямого крыла на его сопротивление, подъемную силу и моментные характеристики.

Риблетные покрытия обтекаемой поверхности как средство уменьшения турбулентного трения экспериментально исследовались в [1, 2]. Воздействие риблетного покрытия на сопротивление моделей крыла и фюзеляжа исследовалось в [3, 4].

1. Постановка исследований. Испытания проведены в аэродинамической трубе замкнутого типа с перфорированной рабочей частью диаметром 2,48 и длиной 4,85 м. Модель прямоугольного крыла (фиг. 1) без крутки с удлинением $\lambda = 5$ и сверхкритическим несимметричным профилем крепилась к платформе аэродинамических весов с помощью двух передних и одной задней стреловидных лент-державок. Влияние державок учитывалось введением стандартных поправок на сопротивление подвески. Размах крыла $L = 1500$ мм, хорда $b = 300$ мм, площадь в плане $0,45$ м², относительная толщина профиля 10%.

На расстоянии 3% длины хорды сверху и снизу модели крыла вплотную к ее поверхности были закреплены турбулизаторы в виде круглой проволоки диаметром 0,3 мм.

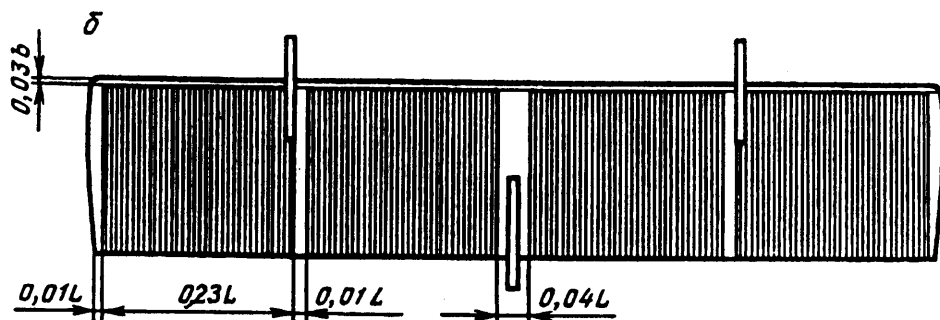
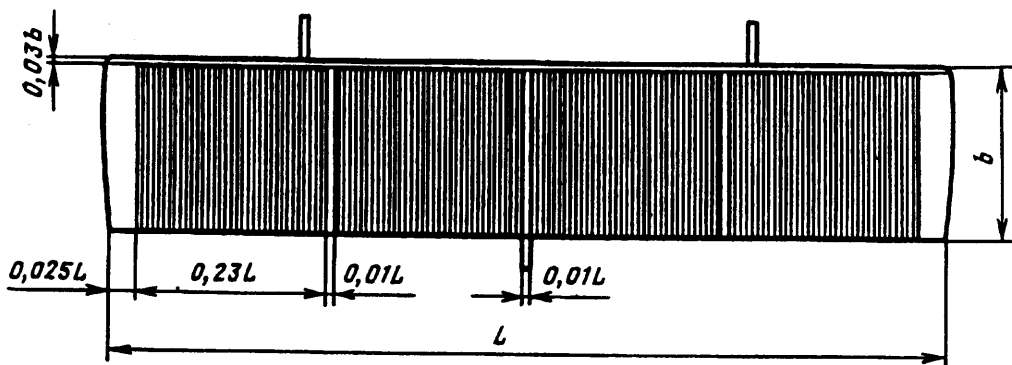
Риблетное покрытие с направлением ребер вдоль хорды наклеивалось вниз по потоку от турбулизатора на верхнюю и нижнюю поверхности крыла вплоть до задней кромки полосами шириной $0,23 L = 340$ мм (фиг. 1). Относительная площадь оклейки каждой из поверхностей крыла равнялась 85%.

Покрытие представляло собой полимерную пленку толщиной (по вершинам ребер) 0,17 мм. Шаг между ребрами $s = 0,063$ мм, высота $h = 0,035$ мм, поперечный размер притупления вершины 3—4 мкм, угол при вершине ребра 62° (фиг. 2).

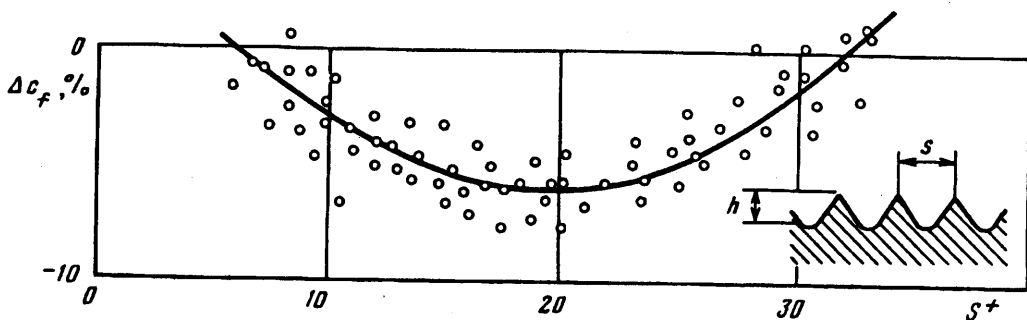
Для испытаний крыла с гладкой нижней поверхностью и целиком гладкого крыла соответствующие поверхности последовательно заполировывались, что обеспечивало незначительную разницу в геометрических параметрах оребренного крыла и крыла с гладкой поверхностью.

Действующие на крыло аэродинамические силы и моменты измерялись шестикомпонентными внемоделными весами в скоростной системе координат. Среднеквадратичный разброс результатов измерений составлял около 3%. Результаты осреднялись по трем испытаниям, соответствующим одному и тому же режиму обтекания. Благодаря этому погрешность полученных данных об относительном изменении аэродинамических коэффициентов не превышает 1%.

С целью более обоснованной интерпретации экспериментальных результатов для некоторых характерных режимов обтекания гладкого крыла проведены чис-



Фиг. 1



Фиг. 2

ленные расчеты течения на крыле с фиксированной в месте расположения турбулизатора линией перехода. Расчетные данные получены с помощью программы численного исследования трехмерного трансзвукового обтекания крыла при учете вязко-невязкого взаимодействия в рамках теории пограничного слоя [5]. Параметры внешнего невязкого течения определялись с помощью консервативной формы полного уравнения для потенциала. Расчет трехмерного сжимаемого пограничного слоя проводился методом [6]. Вытесняющее действие пограничного слоя учитывалось с помощью фиктивного условия протекания через поверхность и проведения необходимого числа итераций.

2. Выбор режимов и методика обработки результатов испытаний. Известно, что при заданной геометрической форме оребрения степень снижения турбулентного трения на риблетном покрытии по крайней мере при числах Маха $M_\infty < 0,7$ определяется числом Рейнольдса, построенным по шагу оребрения s (или высоте ребра h), динамической скорости $u_\infty = \sqrt{\tau_w / \rho_w}$ (τ_w — напряжение

трения на гладкой поверхности), плотности ρ_w и вязкости μ_w газа на стенке, т. е. параметром, обозначаемым s^+ (или соответственно h^+) [1, 2].

На фиг. 2 показано относительное уменьшение трения на использованном в данных испытаниях покрытии в зависимости от значения s^+ . Эти результаты получены прямыми измерениями на плавающем весовом элементе при $M_\infty \leq 0,5$ для случая обтекания плоской поверхности. Значения s^+ подсчитывались по формуле

$$s^+ = \rho_\infty u_\infty s \mu_\infty^{-1} \sqrt{\frac{c_f}{2}} \quad (2.1)$$

т. е. принималось $\mu_w \approx \mu_\infty$, $\rho_w \approx \rho_\infty$. Из фиг. 2 следует, что максимально снижение турбулентного трения обеспечивается значением $s_{opt}^+ \approx 20$.

При обтекании крыла параметр s^+ вдоль хорды меняется в достаточно широких пределах. Поэтому необходим обоснованный выбор некоторого характерного значения s^+ , близость которого к значению $s_{opt}^+ \approx 20$ обеспечивала бы эффективный режим воздействия риблетов на сопротивление крыла.

В данной работе характерная величина s^+ вычислялась по формуле (2.1), где значение c_f выбиралось с помощью интерполяционной формулы для местного коэффициента трения пластины в несжимаемом газе на расстоянии от передней кромки $X = 0,37 b$ (b — длина хорды крыла)

$$s^+ = 0,11 Re_b Re_\alpha^{-0,068} \quad (2.2)$$

$$Re_\alpha = \rho_\infty u_\infty s / \mu_\infty, \quad Re_b = \rho_\infty u_\infty b / \mu_\infty$$

Для использованной в испытаниях модели и риблетного покрытия отношение $s/b = 2,1 \cdot 10^{-4}$. Тогда для получения значения $s^+ = 20$ режим испытаний должен соответствовать числу $Re_b = 2,4 \cdot 10^6$.

С целью оценки достаточной обоснованности указанного выше выбора соотношения для s^+ , а также получения данных о характере обтекания крыла проведены численные расчеты турбулентного пограничного слоя на крыле для некоторых режимов течения, из которых получены, в частности, суммарные коэффициенты трения C_f верхней и нижней поверхностей крыла.

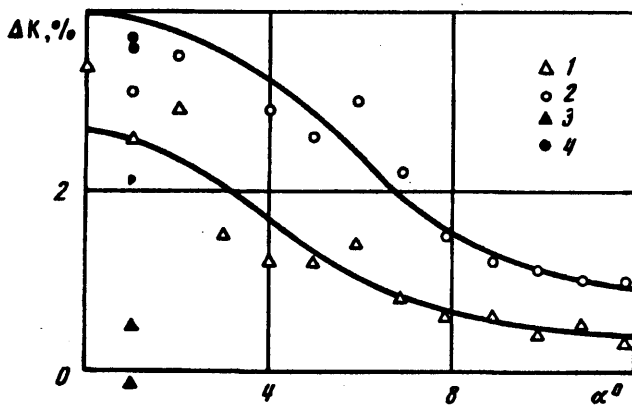
Если использовать эти значения C_f в качестве характерных значений c_f при определении величины s^+ , то для режима $Re_b = 2,4 \cdot 10^6$, $M_\infty = 0,15$, $\alpha = 1^\circ$ получим для нижней поверхности $s^+ = 21$, для верхней $s^+ = 26$. Аналогичный расчет при $M_\infty = 0,4$ дает соответственно $s^+ = 21$ и 25.

Таким образом, можно ожидать, что значение s^+ , подсчитанное по формуле (2.2), в случае достаточно малых углов атаки соответствует характерной величине s^+ для нижней поверхности и заниженной примерно на 25% характерной величине этого параметра для верхней поверхности крыла.

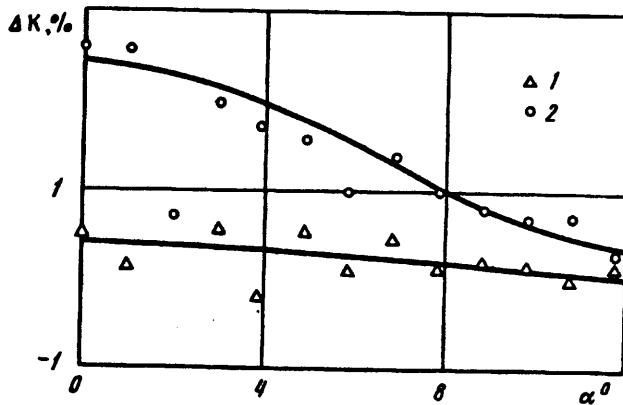
Учитывая высказанные соображения и необходимость выявления зависимости аэродинамических характеристик от числа Маха, выбраны и реализованы две серии режимов испытаний. В первой серии $M_\infty = 0,15$, $\alpha = -4$ — 12° , $Re_b = 2,4 \cdot 10^6$ ($s^+ = 20$) и $Re_b = 3,3 \cdot 10^6$ ($s^+ = 27$). Во второй серии: $M_\infty = 0,37$ — $0,63$, $Re_b = (2,4$ — $3,5) \cdot 10^6$, $\alpha = 1$ и 12° .

Испытания на этих режимах проведены для всех указанных выше вариантов обрешетки поверхности крыла.

3. Результаты испытаний. Основные результаты испытаний приведены на фиг. 3—5. На фиг. 3, 4 показаны относительные изменения аэродинамического качества, вызванные микрообрешением только верхней или обеих поверхностей крыла, обозначенные соответственно точками 1, 3 и 2, 4. Точки 1, 2 соответствуют $M_\infty = 0,15$, точки 3, 4 — $M_\infty = 0,4$.



Фиг. 3



Фиг. 4

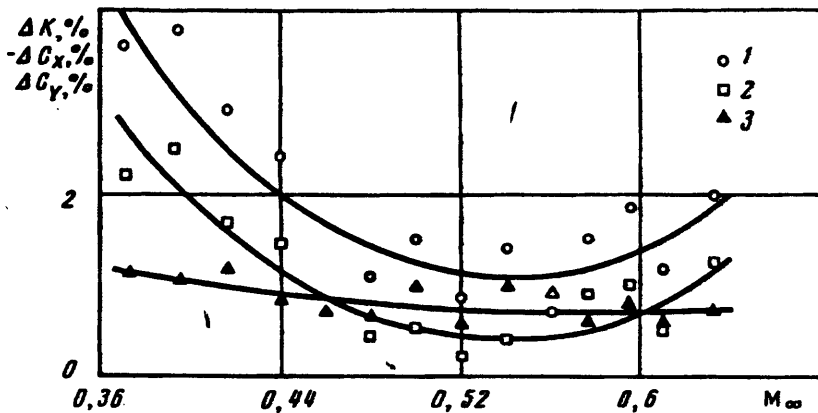
При $M_\infty = 0,15$ максимальное аэродинамическое качество K достигается на угле атаки $\alpha = 2^\circ$: для гладкого крыла $K = 17,4$ при $Re_\rho = 2,4 \cdot 10^6$ и $18,4$ при $Re_\rho = 3,3 \cdot 10^6$.

Из фиг. 3 следует, что в диапазоне малых углов атаки аэродинамическое качество может быть увеличено на $3,5-4\%$ при $s^+ \approx 20$. При $M_\infty = 0,15$ возрастание величины K происходит за счет уменьшения сопротивления как нижней, так и верхней поверхностей крыла.

Если $M_\infty \geq 0,4$, то оребрение только верхней поверхности крыла не приводит к возрастанию аэродинамического качества, что косвенно может быть объяснено появлением заметной области отрыва на верхней поверхности вблизи задней кромки.

Наличие такой области при $M_\infty = 0,4$, $\alpha = 1^\circ$, $Re_\rho = 2,4 \cdot 10^6$ показывают результаты численных расчетов обтекания гладкого крыла. Тем не менее при оребрении обеих поверхностей крыла и на этом режиме значение ΔK достигает той же величины $3,5-4\%$. Это обстоятельство связано с уменьшением сопротивления нижней оребренной поверхности, а также с вызванным оребрением этой поверхности приращением подъемной силы крыла.

При $M_\infty = 0,15$ и $s^+ = 27$ ($Re_\rho = 3,3 \cdot 10^6$) оребрение верхней поверхности практически не снижает значений коэффициента сопротивления c_x и не повышает аэродинамического качества крыла, хотя течение на этой поверхности еще остается безотрывным (фиг. 4). Такой результат можно объяснить тем, что



Фиг. 5

эффективное (или характерное) значение s^* на верхней поверхности, равное (как отмечалось выше) $s_{cr}^* = 1,25 \cdot s^* = s^* \approx 34$, выходит за пределы области снижения сопротивления трения (фиг. 2).

Данные, полученные во второй серии испытаний ($M_\infty = 0,37-0,63$), соответствуют достаточно развитой зоне отрыва на верхней поверхности крыла. При этом все результаты, полученные при $\alpha = 12^\circ$, не показали заметного влияния оребрения на аэродинамические характеристики, так же как и результаты, соответствующие $\alpha = 1^\circ$ и оребрению только верхней поверхности крыла.

Относительное изменение аэродинамического качества (кривая 1) и коэффициентов c_x (кривая 2), c_y (кривая 3) для полностью оребренного крыла при $\alpha = 1^\circ$ показано на фиг. 5.

На этих режимах обтекания наблюдается увеличение значений c_y примерно на 1% и немонотонное изменение Δc_x и ΔK при росте значений $M_\infty (Re_\delta, s^*)$. Весьма вероятно, что это связано с перестройкой условий обтекания задней кромки при отрыве с верхней поверхности за счет влияния оребрения нижней части крыла.

Изложенные результаты позволяют сделать следующие выводы, относящиеся к обтеканию прямоугольного крыла при числах $M_\infty < 0,6$.

При безотрывном обтекании крыла влияние риблетных покрытий на аэродинамические характеристики сводится в основном к уменьшению сопротивления турбулентного трения на 8—9%. На этих режимах покрытие целесообразно наносить на обе поверхности крыла в областях турбулентного течения с шагом оребрения на верхней поверхности, составляющим около 0,8 шага на нижней поверхности крыла.

На режимах отрыва потока с верхней поверхности крыла ее оребрение может оказаться нецелесообразным.

Оребрение нижней поверхности может дать положительный эффект и при наличии достаточно малых зон отрыва на верхней поверхности за счет снижения сопротивления и увеличения подъемной силы крыла.

Результаты проведенных испытаний показали также, что влияние микрооробрения на продольный аэродинамический момент крыла незначительно.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Walsh M. J., Weinstein L. M. Drag and heat transfer on surfaces with small longitudinal fins // AIAA Pap. 1978. № 1161. 11 p.
2. Енютин Г. В., Лашков Ю. А., Самойлова Н. В. и др. Экспериментальное исследование влияния

продольного оребрения на сопротивление трения плоской пластины // Изв. АН СССР. МЖГ. 1987. № 2. С. 140—145.

3. *Coustols E.* Behaviour of internal manipulators: «riblet» models in subsonic and transonic flows // AIAA 2nd Shear Flow Conf. Pap. 89-0963. March., 1989. 14 p.
4. *Конвалов С. Ф., Лашков Ю. А., Михайлов В. В. и др.* Влияние продольного микрооробрения на сопротивление тела вращения // Изв. РАН. МЖГ. 1992. № 2. С. 174—178.
5. *Kovalev V. E., Karas O. V.* Calcul de l'écoulement transsonique autour d'une aile compte tenu des effets, visqueux et de l'existence de zones décolées minces // Rech. Aerospaciale. 1991. № 1. P. 1—15.
6. *Карась О. В., Ковалев В. Е.* Применение обратного метода расчета трехмерного пограничного слоя к задаче обтекания крыла с учетом влияния вязкости // Уч. зап. ЦАГИ. 1989. Т. 20. № 5. С. 1—11.

Москва

Поступила в редакцию
1. II. 1994