

ИДК 532.5.013.12:532.517.4

© 1992 г. С. Ф. КОНОВАЛОВ, Ю. А. ЛАШКОВ, В. В. МИХАЙЛОВ,
И. В. ФАДЕЕВ, Г. К. ШАПОВАЛОВ

ВЛИЯНИЕ ПРОДОЛЬНОГО МИКРООРЕБРЕНИЯ НА СОПРОТИВЛЕНИЕ ТЕЛА ВРАЩЕНИЯ

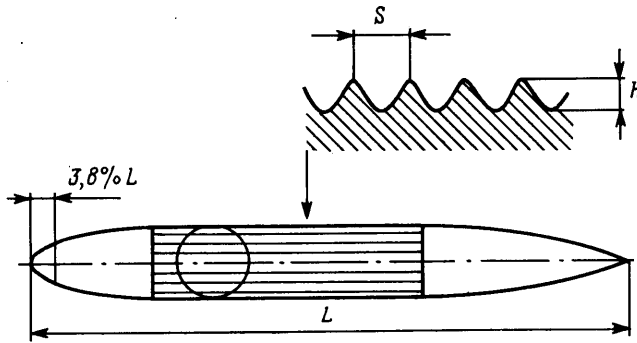
Снижение величины сопротивления турбулентного трения является значительным резервом повышения аэродинамического совершенства дозвуковых самолетов, так как составляет основную часть их полного сопротивления. Одним из возможных способов снижения этого вида трения является применение мелкооребристых (риблетных) покрытий поверхности летательного аппарата.

Многочисленные измерения напряжения турбулентного трения на риблетных поверхностях при числах $M_\infty < 1$ [1-7] показали, что расположенные вдоль пристеночных линий тока ребра оптимальных формы и размера позволяют снизить трение на 6-9%. Гораздо меньшее число публикаций посвящено исследованию влияния микрооребрения поверхности тел на их полное сопротивление. В работах [8, 9] на режиме малых чисел M_∞ путем измерений в следе обнаружено снижение сопротивления профилей, имеющих ребристое покрытие верхней поверхности. Предполагая, что указанный эффект связан лишь с уменьшением трения, в [9] делается вывод о том, что риблетное покрытие снижает напряжение турбулентного трения на 9%. В [10] для чисел $M_\infty \ll 1$ путем обработки проведенных весовых испытаний модели фюзеляжа аэробуса с риблетным покрытием цилиндрической части при аналогичном предположении получен максимальный выигрыш в напряжении трения, равный 3,5%.

Влияние M_∞ и угла атаки α на эффективность применения микрооребрения для снижения сопротивления тела вращения исследованы в [9]. Весовые испытания проведены при $M_\infty = 0,42-0,8$, $\alpha = 0, 10, 20^\circ$ и числах Re (по длине цилиндрической части модели), равных $3,8 \cdot 10^6 - 18,7 \cdot 10^6$. Риблетное покрытие, имеющее треугольную форму ребра с высотой h и шагом между ребрами $s = h = 0,023-0,076$ мм, наносилось на цилиндрическую часть тела. Полученные результаты измерения сопротивления соответствуют по существу сумме сопротивлений носовой и цилиндрической части, поскольку вся кормовая часть тела, закрепленного на хвостовой державке, была закрыта обтекателем. Естественно, что по крайней мере при $\alpha = 0^\circ$ обтекание тела было безотрывным, о чем свидетельствует монотонное падение коэффициента сопротивления с ростом числа Re и отсутствие влияния на c_x числа M_∞ . Приняв, что полученный выигрыш в сопротивлении непосредственно связан с уменьшением трения на оребренной цилиндрической части, рассчитанное максимальное уменьшение напряжения трения составило 8%.

В данной работе изложены результаты сравнительных весовых измерений полного сопротивления осесимметричного тела с гладкой и оребренной цилиндрической частью поверхности. Испытания проведены в аэродинамической трубе замкнутого типа при начальных давлениях в контуре трубы, равных 0,5 и 1 ата с искусственной турбулизацией пограничного слоя модели. Число Маха набегающего потока изменялось в диапазоне 0,15-0,85, число Re , вычисленное по длине модели, - в пределах $4 \cdot 10^6 - 30 \cdot 10^6$, углы атаки α - от 0 до 12° . Полученная на оребренной модели максимальная величина выигрыша в полном сопротивлении составила 8%. Заметная доля достигнутого снижения сопротивления может быть связана с влиянием оребрения на сопротивление гладкой хвостовой части тела.

1. Постановка исследований. В эксперименте, результаты которого изложены ниже, исследовалось полное сопротивление осесимметричной модели. Модель крепилась к платформе шестикомпонентных аэродинамических весов с помощью двух боковых Х-образных и одной носовой стреловидной профилированных лент. Это позволило моделировать обтекание всех элементов модели и после введения стандартных поправок на сопротивление подвески получить данные о полном сопротивлении тела вращения с гладкой и оребренной цилиндрической частью.



Фиг. 1

Модель (фиг. 1) представляла собой осесимметричное тело с геометрическими пропорциями, характерными для фюзеляжа современного дозвукового пассажирского самолета, имела длину $L=2,626$ м и диаметр цилиндрической центральной части $D=0,2985$ м. Отношения длин носовой, цилиндрической и хвостовой частей к диаметру миделевого сечения модели составляли соответственно $\lambda_1=1,78$, $\lambda_2=4,02$, $\lambda_3=3$. Форма носовой и хвостовой частей была выбрана в соответствии с зависимостью $r=[\Delta x(2-\Delta x)^m]$, где Δx — координата, отсчитываемая вдоль оси симметрии от носка (хвостика), отнесенная к длине носовой (хвостовой) части; r — текущий поперечный радиус носовой (хвостовой) части, отнесенный к радиусу цилиндрического участка: $m=0,45$ — для носовой части; $m=0,9$ — для хвостовой части. Отношение омываемой площади цилиндрического участка к полной омываемой площади модели составляло $F_r=0,523$.

На расстоянии от носка модели, равном $0,038$ ее полной длины, вплотную к поверхности закреплялось кольцо — турбулизатор. В качестве турбулизатора использовалась проволока с диаметром $0,2$ мм. Площадь миделя без риблетного покрытия составляла $F_M=0,07$ м².

Риблетное покрытие, наносившееся на цилиндрическую часть, представляло собой полимерную пленку с толщиной (по вершинам ребер) около $0,17$ мм. Угол при вершине симметричного треугольного ребра составлял 62° , высота ребра h (с учетом затупления вершины $3-4$ мкм) — $0,035$ мм, шаг оребрения — $s=0,063$ мм (фиг. 1).

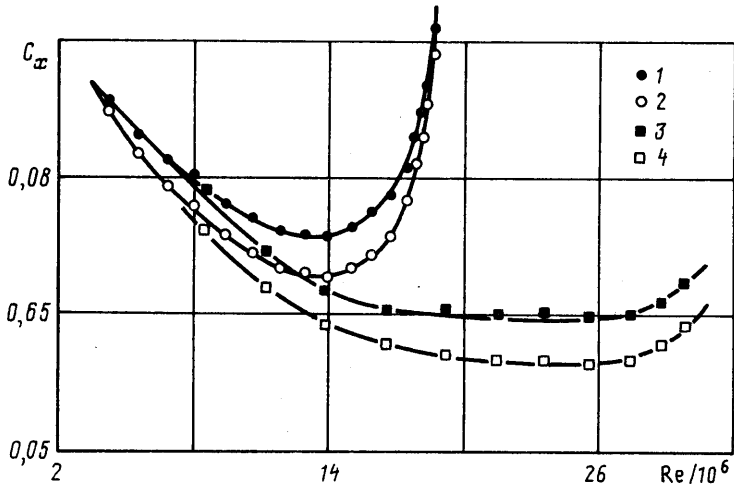
Испытания проводились в промышленной аэродинамической трубе замкнутого типа с перфорированной рабочей частью диаметром $2,48$ и длиной $4,85$ м при двух режимах, соответствующих начальным давлениям в контуре $p_n=1$ и $0,5$ ата. Это позволило получить результаты в диапазоне чисел $M_\infty=0,15-0,85$ и чисел $Re=4 \cdot 10^6-30 \cdot 10^6$, включая оптимальные режимы обтекания покрытия, соответствующие заданным размерам оребрения. Влияние угла атаки α исследовалось при $M_\infty=0,3, 0,5$ и $0,8$, $p_n=0,5$ ата в диапазоне $\alpha=0-12^\circ$.

Сила сопротивления модели в скоростной системе координат измерялась внемоделными весами. Максимальный среднеквадратичный разброс результатов измерений составлял 3% .

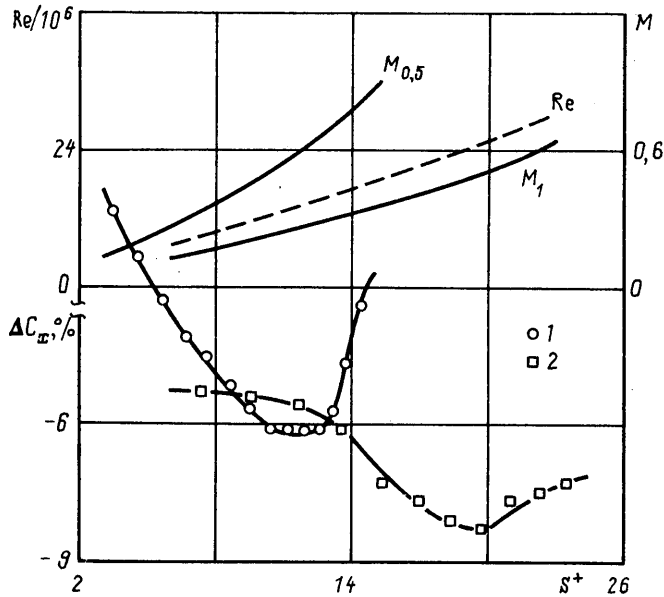
Приведенные ниже данные испытаний получены среднеарифметическим осреднением кривых, построенных с помощью стандартной методики для каждого отдельного испытания. Результаты, относящиеся к режиму $\alpha=0$, усреднены по десяти испытаниям, данные, относящиеся к влиянию угла атаки, — по трем. Испытания гладкой модели проводились после испытаний оребренной. Риблетное покрытие удалялось без снятия модели с подвески.

2. Результаты исследований. Результаты испытаний представлены на фиг. 2–5. На фиг. 2 приведены значения коэффициента полного сопротивления гладкой (кривые 1, 3) и оребренной (кривые 2, 4) модели в зависимости от числа Re , соответствующих различным начальным давлениям и скоростям потока в аэродинамической трубе. Коэффициент сопротивления рассчитан по площади миделя гладкой модели, кривые 1, 2 относятся к случаю $p_n=0,5$ ата, кривые 3, 4 — $p_n=1$ ата. В отличие от результатов [10] наблюдается сильная зависимость от значения числа Маха при $M_\infty > 0,3$ и немонотонный характер изменения c_x при увеличении числа Re . Указанные качественные отличия можно связать с влиянием сопротивления хвостовой части модели, поскольку в значения c_x , измеренные в [10], эта часть сопротивления не входила.

На фиг. 3 показан относительный выигрыш в полном сопротивлении Δc_x , полученный за счет оребрения цилиндрической части модели. Значения Δc_x построены в зависимости от величины безразмерного шага оребрения s^+ , подсчитанного по фор-



Фиг. 2

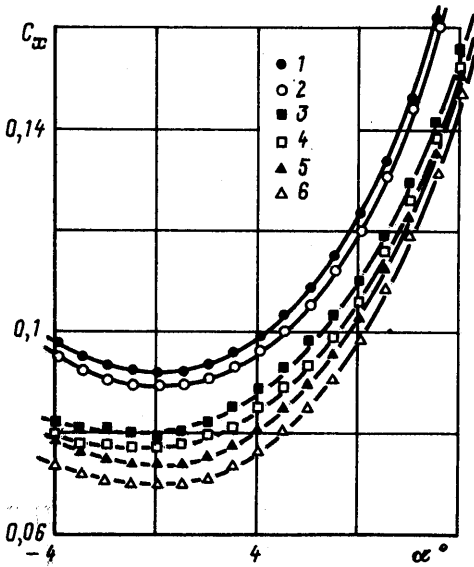


Фиг. 3

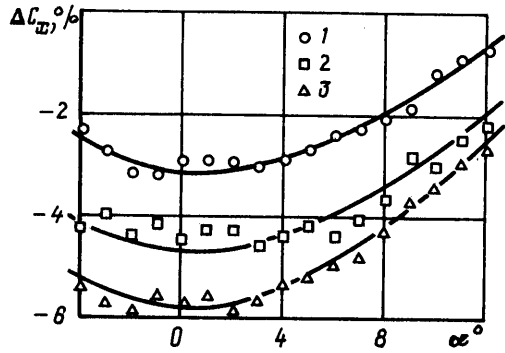
муле $s^+ = Re_s \sqrt{c_f/2} = 0,102 Re_s Re_L^{-0,068}$. Здесь c_f — коэффициент турбулентного трения

пластины в несжимаемом газе; Re_s , Re_L — числа Рейнольдса, подсчитанные по параметрам набегающего потока и соответственно шагу оребрения s и длине тела L . Значение c_f аппроксимировано степенной зависимостью от текущего числа Re_x (по длине пластины) и выбрано равным значению в точке $x=0,37 L$. Кривая 1 соответствует случаю $p_u=0,5$ ата, кривая 2 — $p_u=1$ ата. Приведенные здесь же зависимости чисел $Re=f(s^+)$ и $M=f(s^+)$ при $p_u=0,5$ и 1 ата иллюстрируют условия реализации эффекта риблетного покрытия.

Представленные на фиг. 3 результаты позволяют сделать вывод о том, что полученный выигрыш в полном сопротивлении нельзя связать лишь с уменьшением напряжения трения на оребренной части поверхности тела. В случае справедливости указанного предположения максимальная величина снижения напряжения трения должна была бы составлять более 16%, тогда как имеющиеся непосредственные из-



Фиг. 4



Фиг. 5

мерения трения дают величину, не превышающую 9% [1-7]. В работах [9, 10], где измерялось полное сопротивление оребренных тел, пересчет на трение не давал выигрыша, превышающего 9%. Это обстоятельство могло быть связано с тем, что в [10] использовалась недостаточно эффективная форма оребрения (угол при вершине - 90°), а в [9] исследовалось или обтекание профиля, имеющего практически безотрывное обтекание хвостовой части, или измерялось лишь суммарное сопротивление носовой и цилиндрической частей тела вращения.

Одной из возможных причин полученного в данной работе значительного снижения полного сопротивления может быть влияние оребрения на положение линии отрыва потока с гладкой хвостовой части тела. Естественно, что высказанное предположение требует непосредственной экспериментальной проверки.

На фиг. 4 показано изменение полного сопротивления гладкой (кривые 1, 3, 5) и оребренной (кривые 2, 4, 6) модели с ростом угла атаки при различных числах M ($M=0,8$ - кривые 1, 2; $M=0,3$ - кривые 3, 4; $M=0,5$ - кривые 5, 6). На фиг. 5 представлен относительный выигрыш в полном сопротивлении. Эти данные соответствуют начальному давлению $p_n=0,5$ ата и числам $Re_L=8 \cdot 10^6$ ($M_\infty=0,3$ - кривая 2), $Re_L=13 \cdot 10^6$ ($M=0,5$ - кривая 3), $Re_L=18 \cdot 10^6$ ($M=0,8$ - кривая 1). Падение относительной эффективности воздействия оребрения с ростом угла атаки вызвано в основном увеличением полного сопротивления, а не уменьшением абсолютной величины ΔC_x . Для оценок можно принять, что при увеличении угла атаки от 0 до 9° эффективность воздействия оребрения на полное сопротивление уменьшается в 2 раза.

Изложенные выше результаты позволяют сделать следующие выводы. Уменьшение полного сопротивления оребренных тел может быть связано не только со снижением напряжения трения на риблетном покрытии, но и с модификацией течения на гладкой расположенной вниз по потоку диффузорной части тела. Оптимальное с точки зрения снижения трения значение $s^+=14$ может служить лишь ориентиром при выборе шага оребрения, минимизирующего полное сопротивление тела.

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. Walsh M. J. Turbulent boundary layer drag reduction using riblets // AIAA Pap 1982. № 169. 8 p.
3. Walsh M. J., Lindemann A. M. Optimization and application of riblets for turbulent drag reduction // AIAA Pap. 1984. № 347. 10 p.
4. 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.
5. Енютин Г. В., Лашков Ю. А., Самойлов Н. В. и др. Влияние продольного оребрения на сопротивление турбулентного трения // Уч. зап. ЦАГИ. 1988. Т. 19. № 4. С. 37-44.

6. Енютин Г. В., Лашков Ю. А., Самойлова Н. В. и др. Экспериментальное исследование турбулентного трения на поверхностях с прерывистым продольным оребрением // Уч. зап. ЦАГИ. 1991. Т. 22. № 4.
7. Walsh M. J., Sellers W. L., III, McGinley C. B. Riblet drag at flight conditions // J. Aircraft. 1989. V. 26. № 6. P. 570-575.
8. Бутылин И. Д., Ермолаев В. П., Озеров В. Н., Фомин В. М. Летные исследования влияния микрорифления поверхности на сопротивление трения // Уч. зап. ЦАГИ. 1991. Т. 22. № 2.
9. Coustols E. Behaviour of internal manipulators: «riblet» models in subsonic and transonic flows // AIAA 2-nd Shear Flow Conference. Paper 89-0963. March 1989. 14 p.
10. Coustols E., Gleyzes C., Schmitt V., Berrue P. Etude experimentale de la reduction du frottement turbulent au moyen de parois rainurees. 24-eme Colloque AAAF. Poitiers. 26-28/X, 1987.

Москва

Поступила в редакцию
3.VI.1991