

УДК 533.69.01

© 1996 г. Ю.Г. ЖУЛЕВ, С.И. ИНШАКОВ

О ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТАНГЕНЦИАЛЬНОГО ВЫДУВА ЩЕЛЕВОЙ СТРУИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ПРОФИЛЯ

Представлены результаты испытаний отсека крыла, имеющего каплевидные профили с тангенциальным выдувом щелевой струи в их передней части. Показана возможность реализации для таких профилей подъемной силы, значительно превосходящей подъемную силу, достигаемую при тангенциальном выдуве щелевой струи на профили традиционной формы с закрылками.

1. Эффективным способом повышения несущих свойств профиля является тангенциальный выдув щелевой струи на поверхность отклоненного закрылка (см. [1–3]). Принципиальная схема такого способа представлена на фиг. 1. Такой метод может быть использован, например, для улучшения взлетно-посадочных характеристик летательных аппаратов.

Ниже будет показано, что имеются такие формы профилей и такой способ выдува на их поверхность щелевой струи, при которых несущая способность профиля намного превосходит несущую способность показанной на фиг. 1 конфигурации.

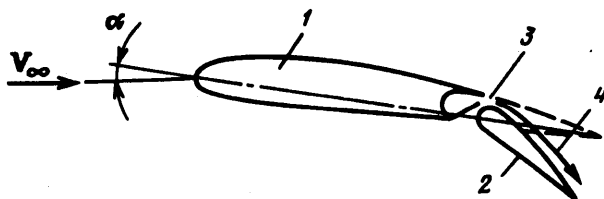
Исследованные профили показаны на фиг. 2. Они имели каплевидные формы с тангенциальным выдувом щелевой струи в передней части профиля. Идея исследования таких профилей возникла из рассмотрения безотрывного обтекания однородным потоком идеальной жидкости каплевидного контура, окружающего дискретный вихрь. Для уменьшения отрыва при обтекании реальной жидкостью был применен тангенциальный выдув струи.

В реальном выполнении передняя часть исследованных профилей образовывалась цилиндрическими трубопроводами подвода сжатого воздуха. Щелевое сопло (через которое осуществляется выдув сжатого воздуха по касательной к цилиндру) располагалось на линии пересечения цилиндрической поверхности и плоскости, проходящей через ось цилиндра и заднюю кромку профиля.

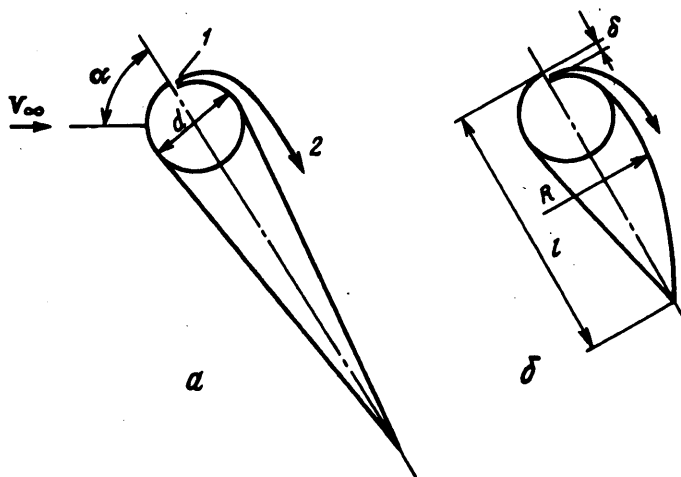
Эксперименты проводились в аэродинамической трубе для установленного на тензосах отсека прямого крыла длиной L , снабженного круглыми концевыми шайбами D ($L = 0,25$ м, $D = 0,27$ м). Для вариантов a и b соответственно $L/l = 2,8$ и $4,6$. Скорость потока в рабочей части аэродинамической трубы поддерживалась равной 15 м/с ($M = 0,048$). Число Рейнольдса, подсчитанное по хорде профиля, было $5,3 \cdot 10^4 \leq Re \leq 9 \cdot 10^4$. Давление воздуха перед щелевым соплом изменялось в процессе экспериментов в диапазоне $0,12$ – $0,3$ МПа (отношение скорости выдуваемой струи V_c к скорости набегающего потока V_∞ при этом изменялось в диапазоне 11 – 21 , а расход воздуха – от 17 до 44 г/с).

2. Основные результаты проведенных экспериментов приведены на фиг. 3 и 4, где в скоростной системе координат представлены зависимости $C_y(\alpha)$ и $C_x(\alpha)$ при различных значениях коэффициента импульса выдуваемой струи C_μ

$$C_y = Y/(qF), \quad C_x = X/(qF), \quad C_\mu = J/(qF)$$



Фиг. 1. Схема профиля с выдувом щелевой струи на закрылок. 1 – профиль, 2 – отклоняемый закрылок, 3 – щелевое сопло, 4 – щелевая струя, выдуваемая вдоль закрылка



Фиг. 2. Исследованные профили. d – диаметр цилиндрической части профиля ($d = 21$ мм), l – хорда профиля, 1 – щелевое сопло, 2 – щелевая струя, δ – ширина щелевого сопла. *a* – профиль с прямолинейными образующими $d/l = 0,2$, $\delta/l = 10^{-3}$, *б* – профиль с криволинейными образующими $d/l = 0,39$, $R/l = 0,8$, $\delta/l = 10^{-3}$

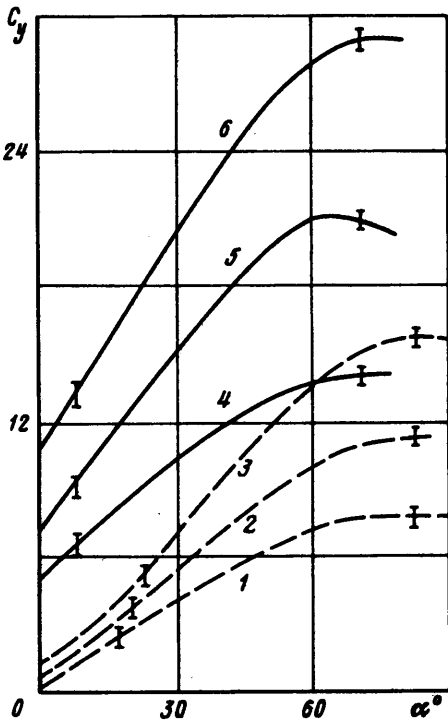
Здесь q , F , J – соответственно скоростной напор в рабочей части аэродинамической трубы, площадь отсека крыла и импульс выдуваемой струи (истечение считалось изэнтропическим), Y и X – соответственно подъемная сила и сила сопротивления отсека крыла без учета силы, действующей на концевые шайбы (положительное направление силы X совпадает с направлением потока в трубе). Штриховые кривые соответствуют варианту *a* (кривые 1–3 соответствуют $C_\mu = 1,6; 3,0; 5,6$). Сплошные кривые соответствуют варианту *б* (кривые 4–6 это $C_\mu = 2,7; 5,1; 9,5$).

Эксперименты проводились для трех абсолютных значений импульсов выдуваемой струи. Поэтому различие в C_μ у сравниваемых вариантов объясняется разной величиной хорд. Имевшие место безразмерный расход выдуваемого воздуха и безразмерная мощность выдува могут быть оценены из соотношений

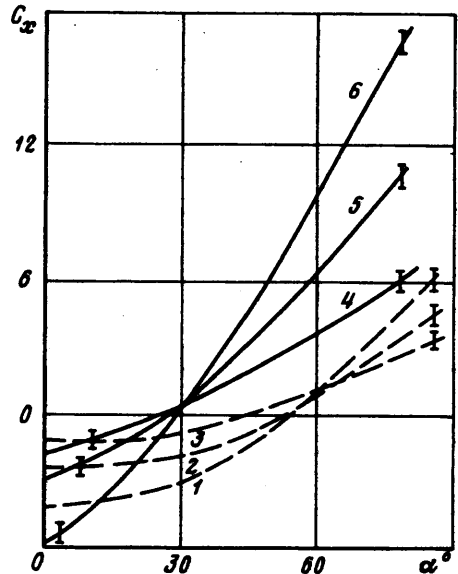
$$\frac{G}{\rho_\infty V_\infty l l} = \frac{C_\mu}{2(V_c / V_\infty)}; \quad \frac{N}{q V_\infty l l} = C_\mu \frac{V_c}{V_\infty}$$

где ρ_∞ – плотность набегающего потока.

Значения C_y исследованных профилей существенно увеличиваются с ростом угла атаки α и коэффициента C_μ . При этом в области больших значений углов атаки C_y меняется слабо, а C_x заметно растет. Поэтому для получения больших значений C_y / C_x целесообразно иметь углы атаки, для которых несущая способность несколько меньше максимальной.



Фиг. 3



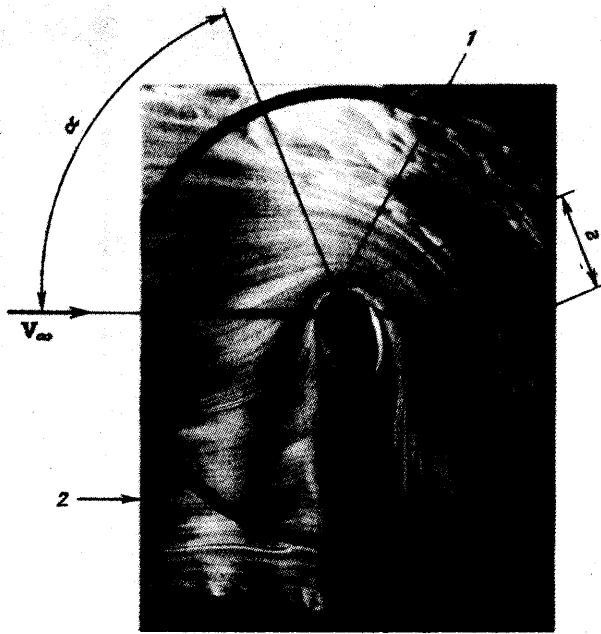
Фиг. 4

Фиг. 3. Коэффициент подъемной силы C_y исследованных профилей. Штриховые кривые – вариант *a*, кривые 1–3 соответствуют $C_{\mu} = 1,6; 3,0; 5,6$. Сплошные кривые – вариант *б*, кривые 4–6 – $C_{\mu} = 2,7; 5,1; 9,5$

Фиг. 4. Коэффициент сопротивления C_x исследованных профилей. Обозначения те же, что и на фиг. 3

Для анализа полученных результатов вычтем из величины подъемной силы Y абсолютное значение импульса выдуваемой струи $|J|$. Величина $Y - |J|$ будет означать прирост подъемной силы по сравнению со случаем, когда струя просто выдувается вниз перпендикулярно направлению набегающего потока. В этом смысле можно условно назвать величину $Y - |J|$ аэродинамической подъемной силой и определить коэффициент этой подъемной силы из соотношения $C_y^* = (Y - |J|) / (qF) = C_y - C_{\mu}$. Этот коэффициент достигает величины ~ 19 , что намного больше достигнутых значений C_y для традиционной схемы с выдувом щелевой струи на отклоненный закрылок (для которой $C_{y_{\max}} = 6 - 7$, см., например, [1, 2]).

Качественное объяснение полученному результату можно дать с помощью представленной на фиг. 5 визуализации обтекания профиля варианта *б* в среднем сечении по высоте исследованного отсека крыла при $\alpha = 70^\circ$ и $C_{\mu} = 9,5$. Визуализация производилась путем введения дымовых струек в часть потока аэродинамической трубы. На фиг. 5 темный круг – это скошенные края верхней прозрачной концевой шайбы, через которую производилось фотографирование (черные точки – дефекты материала шайбы) $V_{\infty} l$, и α – соответственно вектор скорости набегающего потока, хорда профиля и угол атаки, стрелка l указывает положение щелевого сопла, через которое воздух выдувался по касательной к носовой части профиля. Скорость набегающего потока была равна 15 м/с, а скорость выдуваемой струи 310 м/с. Число Re , подсчитанное по хорде профиля, было равно $5,4 \cdot 10^4$.



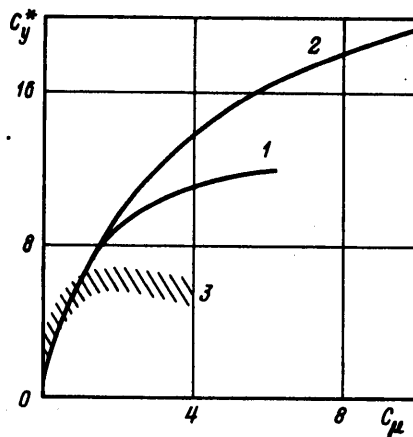
Фиг. 5. Визуализация обтекания профиля методом дымящей проволочки

Выдуваемая щелевая струя в соответствии с эффектом Коанда распространяется вдоль поверхности профиля (и продолжает затем движение как струя в сносящем потоке), передняя критическая точка находится ниже профиля в потоке. Стрелка 2 указывает ориентировочно разделительную линию тока, выше которой набегающий поток отклоняется в сторону профиля. Затемненная область за профилем и ниже его соответствует выдуваемой струе, поскольку дым подавался лишь во внешний поток.

Таким образом, в рассматриваемом случае высокие значения C_y^* при больших углах атаки обуславливаются сильным смещением вниз передней критической точки (когда возникает разрежение на передней части профиля). Подтверждением сказанному является сравнение результатов для исследованных вариантов при $\alpha \geq 60^\circ$ и при одинаковых абсолютных значениях импульса выдуваемой струи. Видно, что имеет место $C_{y1}^* l_1 \approx C_{y2}^* l_2$, где C_{y1}^* , C_{y2}^* , l_1 и l_2 — соответственно коэффициенты подъемной силы и величины хорд исследованных вариантов. Следовательно, в обоих случаях сила Y была почти одинакова и приложена как подсосывающая сила в верхней поверхности профиля.

Специфика обтекания в рассматриваемом случае выявляется также при рассмотрении фиг. 6, где кривые 1 и 2 — зависимости $C_y^* = f(\mu)$ соответственно для вариантов a и b , а область 3 — обобщенная зависимость $C_y^* = f(\mu)$ для случая выдува пристеночной струи на поверхность отклоняемого закрылка (эта область охватывает результаты, приведенные в ряде работ, и в том числе в [1–3]).

При выдуве на отклоняемый закрылок с увеличением C_μ величина C_y^* вначале интенсивно растет из-за уменьшения или устранения отрыва на поверхности закрылка. Затем она продолжает менее интенсивно расти из-за положительного влияния на характер обтекания щелевой струи, сходящей с задней кромки отклоненного закрылка. Однако начиная с некоторого значения C_μ величина C_y^* начинает уменьшаться, так как при дальнейшем увеличении C_μ рост подъемной силы будет вызываться



Фиг. 6. Сравнение эффективности различных схем профилей с выдувом щелевой струи

только вертикальной составляющей избыточного импульса пристеночной струи, сходящей с задней кромки отклоненного закрылка. В рассмотренном же случае рост C_y^* имеет место и при весьма больших значениях C_μ , так как чем больше C_μ , тем дальше отодвигается критическая точка от передней части профиля (при этом растет разрежение на передней части профиля и, следовательно, растет подсосывающая сила).

Закключение. Проведенное исследование доказывает возможность реализации несущих свойств профилей, намного превышающих достигнутые в настоящее время.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Thomas F.* Untersuchungen über die Erhöhung des Auftriebes von Tragflügeln mittels Grenzschichtbeeinflussung durch Ausblasen // *Z. für Flugwissenschaften.* 1962. В. 10. Н. 2. С. 46–65.
2. *Lawford J.A., Foster D.N.* Zow-spread wind-tunnel tests on a wing section with plain leading and trailing-edge flaps having boundary-layer control by blowing // *Aeronaut. Res. Counc. Repts and Mem.* 1970. № 3639. 32 p.
3. *Ганич Г.А., Жулев Ю.Г., Макаров В.А.* Влияние геометрических параметров отклоняемого закрылка со сдувом пограничного слоя на эффективность воздействия на $C_{y \max}$ при взлетно-посадочных режимах // *Тр. ЦАГИ.* 1988. Вып. 2400. С. 16–26.

Москва

Поступила в редакцию
14.II.1995