

та же модель с обычными предкрылками. Последнее следует иметь в виду, поскольку аэродинамическое качество существенным образом влияет на взлетную дистанцию самолета.

Надо также иметь в виду, что гибкие предкрылки смещают аэродинамический фокус крыла вперед несколько больше, чем обычные предкрылки.

Л и т е р а т у р а

1. *Cole J.B. Variable camber airfoil. Patent U.S. CL 244-42 CA, 1975.*
2. *Küchemann D. The aerodynamic design of aircraft. Oxford, Pergamon press, 1978.*

УДК 629.735.33.015.3.025.1.01

Л.И.Барам, С.Д.Ермоленко, С.Т.Кашафутдинов,
Р.Ф.Кисляков, Л.Г.Чернов

ЩИТОК МАЛОЙ ХОРДЫ КАК СРЕДСТВО МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА САМОЛЕТА

В 1978 г. Либеком была опубликована статья^{*}, в которой сообщалось о том, что с помощью щитков очень малой хорды (щитков Гарни), устанавливаемых вблизи задней кромки под прямым углом к нижней поверхности крыла, удается получить существенное увеличение подъемной силы при одновременном уменьшении лобового сопротивления. Крыло, имевшее малое удлинение и, по-видимому, толстый профиль с большим радиусом носка, предназначалось для стабилизации движения гоночных автомобилей.

Поскольку механизм воздействия таких щитков на обтекание крыла не совсем ясен, а их применение на некоторых типах самолетов представляется вполне возможным, авторами настоящей статьи были проведены испытания модели изолированного крыла самолета с различными вариантами щитков в аэродинамической трубе. Полученные материалы испытаний позволяют составить определенное суждение об эффективности щитков и характере обтекания крыла с подобными щитками.

Исследование проведено на модели крыла, имевшем удлинение $\lambda = 6$, сужение $\gamma = 3,37$, относительную толщину $\bar{c} = 12\%$, профили со сравнительно небольшим радиусом носка.

^{*} *Liebeck R.H. Design of subsonic airfoils for high lift. - Journal of Aircraft, 1978, vol. 15, №9.*

Были рассмотрены щитки разных хорд ($\bar{b}_{щ} = \frac{b_{щ}}{b} = 0,01; 0,02$ и $0,05$) и длин ($\bar{c}_{щ} = \frac{c_{щ}}{c} = 0,645$ и 1) при двух углах отклонения ($\alpha_{от} = 90$ и 60°) и двух положениях по хорде крыла ($\bar{x}_{щ} = \frac{x_{щ}}{b} = 1,0$ и $0,9$).

Проведены весовые испытания, испытания на распределение давлений и визуализация обтекания верхней поверхности модели при числе Рейнольдса $Re = 1,13 \cdot 10^6$ и числе $M=0,12$.

Интегральные аэродинамические характеристики представлены в скоростной системе осей координат с началом в точке, расположенной на $1/4$ части средней аэродинамической хорды крыла.

Результаты испытаний показали, что щитки существенно повышают несущие свойства крыла и что их влияние на аэродинамические характеристики крыла зависит от хорды, размаха, угла отклонения и положения щитка по хорде крыла.

Увеличение относительной хорды щитка от $0,01$ до $0,05$ сопровождается значительным увеличением коэффициента подъемной силы C_{ya} при докритических углах атаки, максимального значения коэффициента $C_{ya_{max}}$, коэффициента сопротивления C_{xa} при малых углах атаки α , уменьшением критического угла атаки крыла $\alpha_{кр}$, снижением аэродинамического качества K и появлением значительного момента тангажа на пикировании (рис. 1).

Установлено, что в области малых значений α щиток несколько увеличивает наклон кривой $C_{ya}(\alpha)$.

При докритических углах атаки приращение коэффициента подъемной силы крыла ΔC_{ya} , вызванное щитком, слабо зависит от угла атаки, величины $\Delta C_{ya_{max}}$ близки к величинам ΔC_{ya} при докритических углах атаки. При хорде щитка $\bar{b}_{щ} = 0,01$ величина $C_{ya_{max}}$ испытанной модели возрастает на $\sim 13\%$, а при хорде $\bar{b}_{щ} = 0,05$ - на 39% .

Критический угол атаки крыла со щитком, как и следовало ожидать, меньше, чем у крыла без щитка; уменьшение угла $\alpha_{кр}$ тем больше, чем больше хорда щитка.

Как показали спектры обтекания верхней поверхности модели, места начала срыва потока на крыле рассмотренной компоновки не зависят от того, имеется щиток или нет его, но интенсивность развития срыва потока по мере увеличения угла атаки возрастает с увеличением хорды щитка.

Отклоненный щиток увеличивает разрежение на верхней поверхности крыла и повышает давление на нижней (рис. 2). Если у крыла без щитка основную роль в создании подъемной силы играет верхняя поверхность, то у крыла со щитком повышается вклад нижней поверхности, причем он растет с увеличением хорды щитка. Прирост подъемной силы,

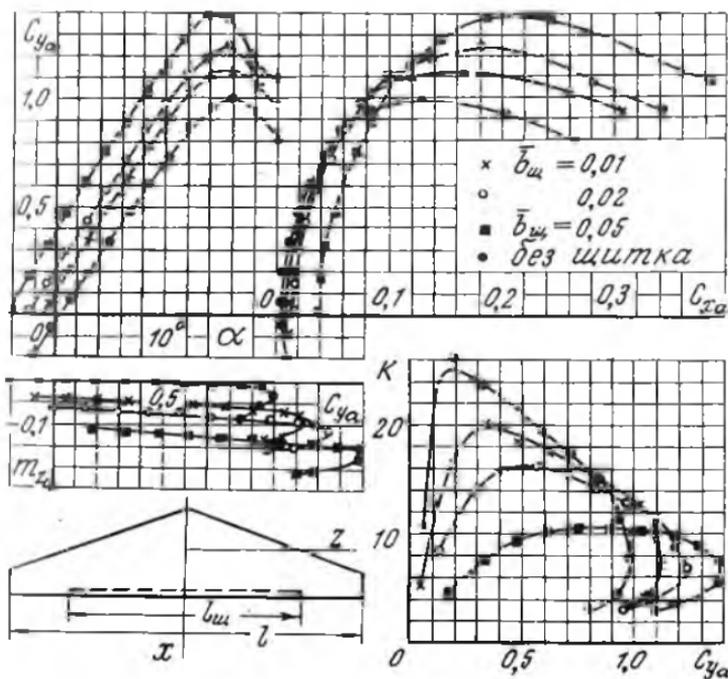


Рис. 1. Влияние хорды щитка на аэродинамические характеристики крыла ($\bar{r}_{ш} = 0,645$; $\bar{r}_{ш} = 1$; $\alpha_{ш} = 90^\circ$)

поддаваемый верхней и нижней поверхностями в сечениях, обслуживаемых щитком, примерно одинаков и слабо зависит от угла атаки в диапазоне $\alpha = 0 \dots 16^\circ$. В сечениях, обслуживаемых щитком, влияние последнего проявляется так же, но в меньшей степени.

Щиток смещает переднюю критическую точку во всех сечениях назад. При этом на носке крыла возрастает разрежение и, значит, увеличивает подсосывающая сила (рис.3). Это приращение подсосывающей силы частично компенсирует сопротивление самого щитка и ту часть приращения сопротивления, которая вызвана перераспределением давления на лобовой части крыла. Соотношение между приращениями подсосывающей силы и лобового сопротивления зависит от размеров щитка и формы профиля крыла. По-видимому, возможен случай (и это подтверждается вычислениями, упоминающимися в статье Либекса), когда приращение подсосывающей силы оказывается больше приращения лобового сопротивления. Тогда, увеличивая подъемную силу, щиток может несколько уменьшить лобовое сопротивление крыла. В проведенных нами опытах III

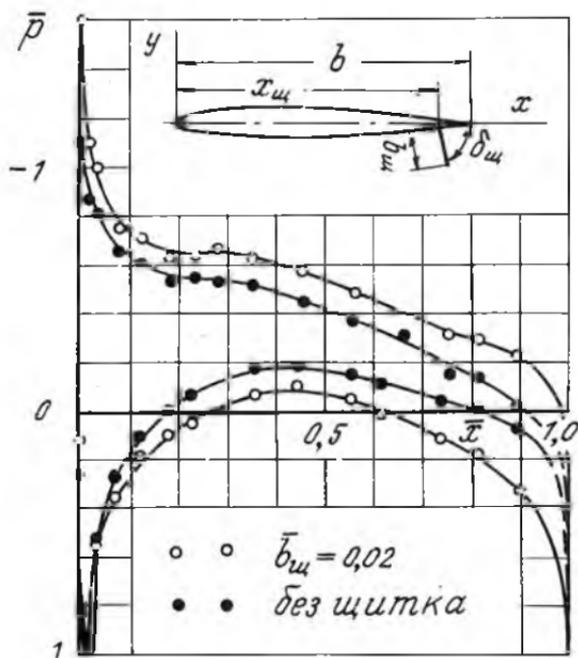


Рис. 2. Влияние щитка на хордовую диаграмму
 ($\bar{b}_{ш} = 0,645$; $\delta_{ш} = 90^\circ$; $\bar{x}_{ш} = 1$; $\bar{z} = 0,1$;
 $\alpha = 5,8^\circ$)

на крыле, скомпонованном из профилей со сравнительно небольшим радиусом носка, уменьшения C_{xa} получено не было. Однако производная $\frac{\partial C_{xa}}{\partial C_{ya}}$, характеризующая "отвал" поляр $C_{ya}(C_{xa})$ у крыла со щитком при $C_{ya} = 0-0,9$ оказалась на 10-15% меньше, чем у крыла без щитка. Отсюда следует, что щитки несколько увеличивают эффективное удлинение крыла.

Поскольку вызванное щитком увеличение разрежения на верхней поверхности и повышение давления на нижней происходят в большей степени в хвостовой части крыла, аэродинамический фокус крыла несколько смещается к задней кромке (см. рис. 1).

При увеличении размаха щитка от $\bar{b}_{ш} = 0,645$ до $\bar{b}_{ш} = 1$ наиболее сильно изменяется величина момента тангажа: при $\bar{b}_{ш} = 0,05$, $\bar{x}_{ш} = 1$,

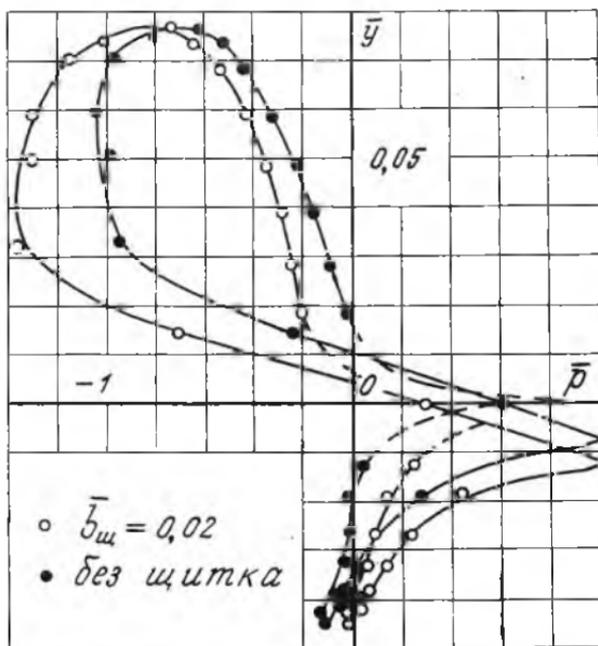


Рис. 3. Влияние щитка на распределение давления по носку крыла ($\bar{y}_{щ} = 0,645$; $\bar{x}_{щ} = 1$; $\delta_{щ} = 90^\circ$; $\bar{z} = 0,62$; $\alpha = 5,8^\circ$)

$\delta_{щ} = 90^\circ$ прирост коэффициента момента на пикирование при заданной центровке составляет около 40%. Значительно возрастает аэродинамическая нагрузка на концах крыла (рис. 4). Коэффициент подъемной силы крыла в целом на докритических углах атаки увеличивается на 0,15, аэродинамический фокус смещается к задней кромке на 3% САХ. Коэффициент сопротивления при $\delta_{щ} = 0$ немного возрастает, а индуктивное сопротивление уменьшается, но сравнительно немного. Влияние размаха щитка на величины K_{max} и $\alpha_{кр}$ оказывается слабым.

Место начала срыва потока и угол атаки, при котором начинается срыв потока на испытанной модели крыла, не зависят от размаха щитка, но характер развития срыва потока по мере увеличения угла атаки меняется.

Смещение щитка от задней кромки вперед в положение $\bar{x}_{щ} = 0,9$

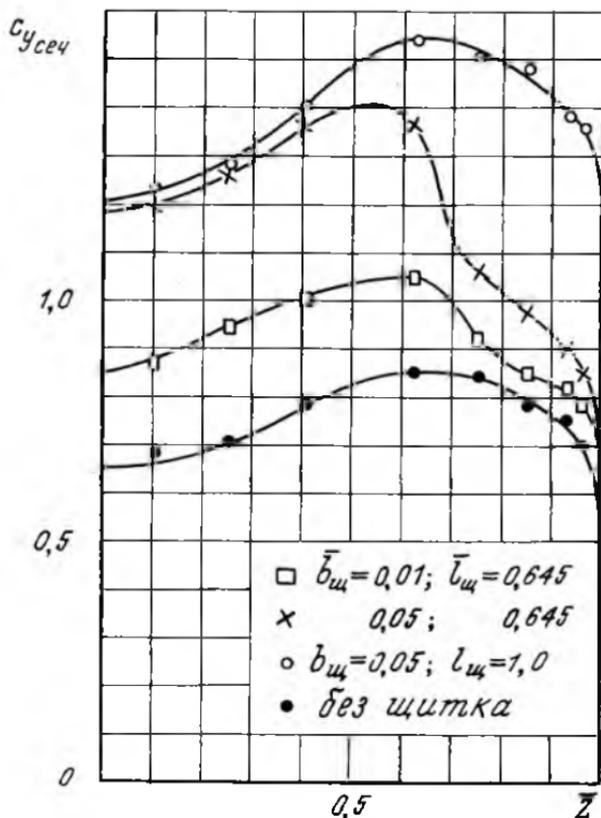


Рис. 4. Влияние щитка на распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла ($\bar{x}_{щ} = 1$; $\delta_{щ} = 90^\circ$; $\alpha = 10,9^\circ$)

дает существенное (30–40%) приращение момента тангажа на кабрировании. При этом величины $C_{y\alpha}$ и $C_{y\alpha\max}$ уменьшаются на $\sim 0,07$, а K_{\max} на единицу. Остальные аэродинамические характеристики изменяются незначительно.

Уменьшение угла отклонения щитка ($\bar{\delta}_{щ} = 0,05$, $\bar{l}_{щ} = 0,645$, $\bar{x}_{щ} = 1$) от 90° до 60° приводит к значительному уменьшению коэффициента сопротивления C_{xa} (на $\sim 36\%$), к возрастанию максимального аэродинамического качества (на $\sim 20\%$) и критического угла атаки (на $1,2^\circ$). Несущие

свойства и моментные характеристики крыла изменяются незначительно (рис. 5). Очевидным достоинством щитка малой хорды является небольшой шарнирный момент.

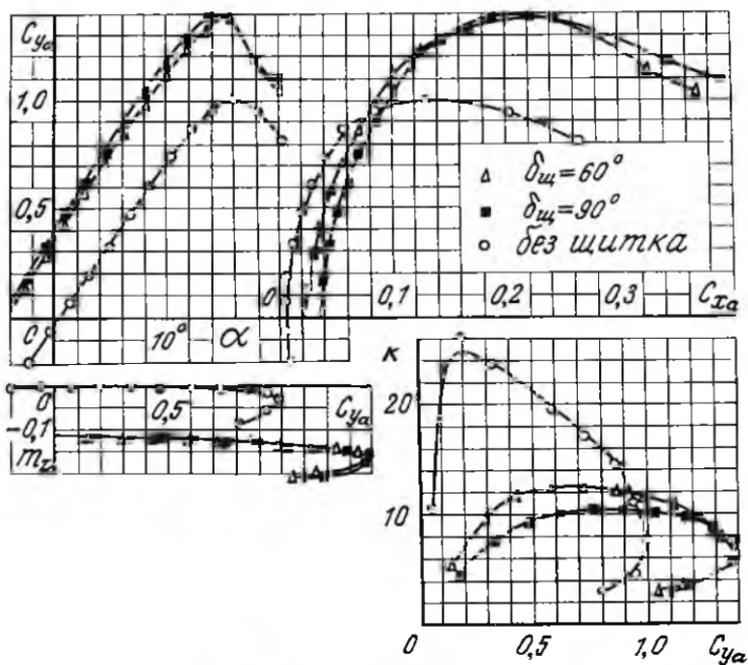


Рис. 5. Влияние угла отклонения щитка на хордовую диаграмму ($\delta_{щ} = 0,05$; $\delta_{щ} = 0,645$; $\delta_{щ} = 1$)

Приведенные выше материалы показывают, что щиток Гарни может быть использован на крыле самолета для повышения несущих свойств при малых скоростях полета, например в качестве органа непосредственного управления подъемной силой. В целях уменьшения неблагоприятного момента тангажа на пикирование, возникающего при отклонении щитка, последний следует располагать примерно на 90% хорды крыла, а для уменьшения сопротивления - отклонять его на угол 60° . Оптимальные размеры щитка в каждом конкретном случае могут быть подобраны экспериментальным путем.