

гидропневмоавтоматика, Киев, 1983, вып. 19.

4. Макушин А.Б., Чегодаев Д.Е., Гниломедов Н.Н. Экспериментальное исследование газостатического центрирования клапанов гидросистем. - В сб.: Гидропровод и гидропневмоавтоматика, Киев, 1983, вып. 20.
5. Чегодаев Д.Е., Белоусов А.И. Гидростатические опоры как гасители колебаний. - В сб.: Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей, Куйбышев: КуАИ, 1974, вып. 67.

УДК 629.735.33.015.3.025.34.

С.Д.Ермоленко, Р.Ф.Кисляков

ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛИ САМОЛЕТА С ОБЫЧНЫМИ И ТОНКИМИ ГИБКИМИ ПЕРЕДКРЫЛКАМИ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

Выбор вида механизации передней кромки крыла самолета иногда диктуется специальными требованиями к конструкции крыла и его весу. В таком случае могут представить интерес предкрылки, выполненные в виде тонких гибких пластин [1], [2], которые в убранном положении являются почти плоскими и вписываются в нижнюю часть контура крыла, а в выдвинутом положении изогнуты в форме дужки профиля с помощью специального устройства.

Сведений об эффективности подобных предкрылков в литературе нет. Между тем без этих данных нельзя оценить достоинства и недостатки гибких предкрылков по сравнению с обычными предкрылками или другими видами механизации передней кромки крыла. Представленные ниже материалы позволяют в первом приближении сделать такую оценку.

В аэродинамической трубе при скорости потока 40 м/с была испытана модель самолета со стреловидным крылом (рис. 1), на котором воспроизводились сначала обычные (вариант 1), а затем гибкие предкрылки (вариант 2).

Крыло имело удлинение $\lambda = 7,3$, сужение $\gamma = 3,2$, угол стреловидности по линии $1/4$ хорд $\chi = 35^\circ$, относительную толщину $\delta = 0,11$. В корневой и средней его части расположены целевые двухзвенные закрылки.

Программой испытаний предусматривалось определение зависимостей

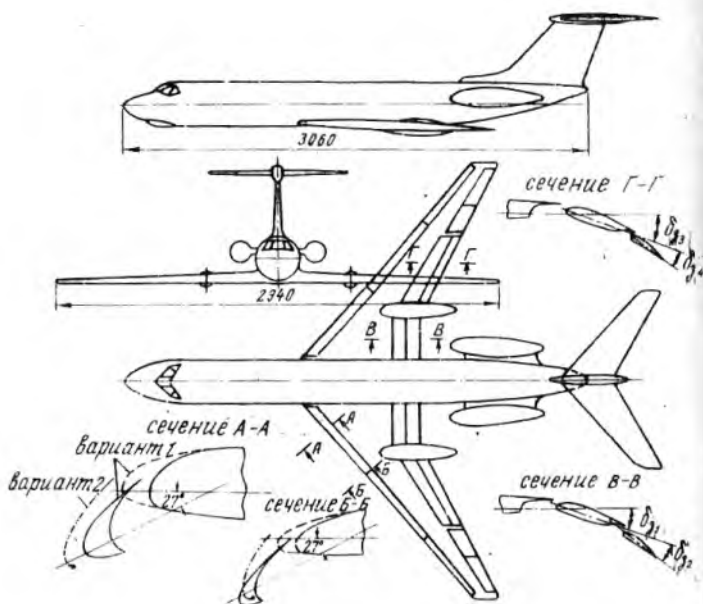


Рис. 1. Модель самолета

коэффициентов подъемной силы C_y , лобового сопротивления C_x и продольного момента m_x модели от угла атаки α при неотклоненных и отклоненных во взлетное ($\delta_{31} = 10^\circ$, $\delta_{32} = 15^\circ$, $\delta_{33} = 9,2^\circ$, $\delta_{34} = 15^\circ$) и посадочное (соотв. 35° ; 20° ; 32° , 3 и 15°) положения закрылок в сочетании с обычными и гибкими предкрылками. Для сравнения получены аналогичные зависимости для модели самолета без предкрылков.

В результаты испытаний внесены обычные поправки на влияние поддерживающих устройств модели и индукцию трубы.

Материалы испытаний представлены на рис. 2 и 3. Рассматривая их, можно отметить следующее. Как обычные, так и гибкие предкрылки на исследованной модели самолета весьма эффективны: при отклоненных в посадочное положение закрылках они увеличивают на $10-12^\circ$ критический угол атаки и на $0,7-0,8$ максимальную величину коэффициента подъемной силы. Оба вида предкрылков обладают примерно одинаковой эффективностью. Но модель самолета с гибкими предкрылками имеет большее лобовое сопротивление и несколько меньшее аэродинамическое качество,

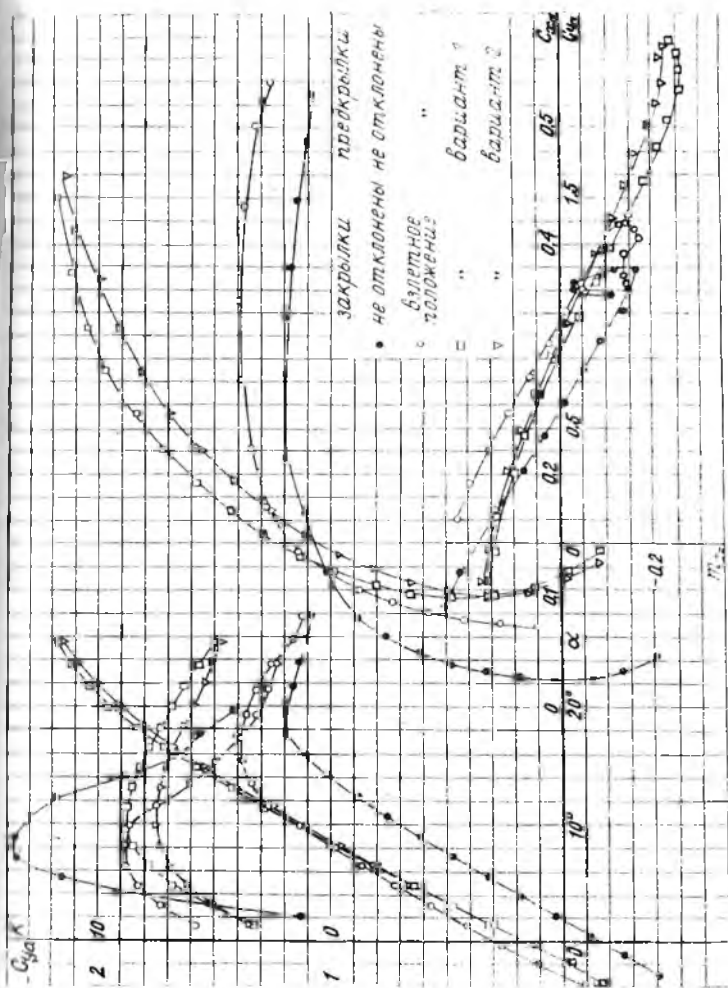
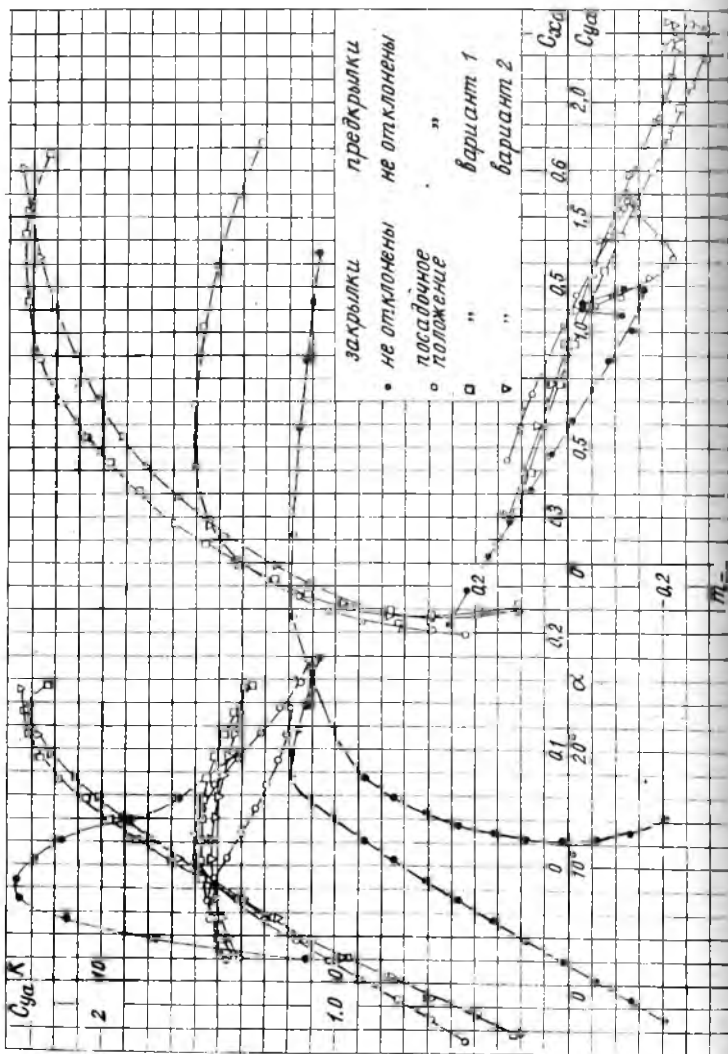


Рис. 2. Аэродинамические характеристики самолета на взлетном режиме



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.*