

## Введение

Мы начинаем издание курса "Конструкции самолетов" со II части, включающей выпуски

III-X

Считаю необходимым вынести здесь благодарность инж. Клячкину Я.Л., Люльки Е.С., Ягранович М.В. и Еременко В.Н., взявшим на себя труд составить отдельные главы курса (Хвостовое оперение, Мотоустановки, Управление мотором).

Выношу также свою благодарность студентам ХЯЦ Элькину И.И., Александеру Ш.Зеличенко И.В., Зименко В.И., Долгину И.М., Суворову М.Б., Хаеву Э.Е. и Поляку Я.Н. предоставившим в мое распоряжение конспекты лекций по курсу "Конструкции самолетов" читанных мной в ХЯЦ в 1938г., и тем, значительно, облегчившим работу по составлению настоящего издания.

Я. Кроль.

## Принцип действия.

Элероны служат для осуществления поперечного управления самолетом, т.е. для уничтожения крена, возникающего от случайных причин, а, также, для своевременного создания, поддержания и уничтожения крена при выполнении виража и других эволюций с-та.

Простейший тип элерона изображен схематически на рис. 107.

Он представляет собой подвижную хвостовую часть профиля крыла, отклонение которой изменяет кривизну профиля и, следовательно, его аэродинамические характеристики.

Отклонение элеронов вызывает также перераспределение лобового сопротивления по размаху крыла. При полете на малых углах атаки индуктивное сопротивление по-



Рис. 107.

лучья с опущенным элероном больше, чем индуктивное сопротивление полукрыла с поднятым элероном.

Элероны, расположенные по разные стороны от оси симметрии самолета, отклоняются в противоположных направлениях. Такое отклонение элеронов вызывает перераспределение подъемной силы крыла по размаху (см. рис. 108).

Результирующая подъемной силы, смещаясь, дает момент относительно продольной оси самолета — так

называемый, момент крена ( $M_x$ ).

Отклонение элеронов вызывает также перераспределение лобового сопротивления по размаху крыла.

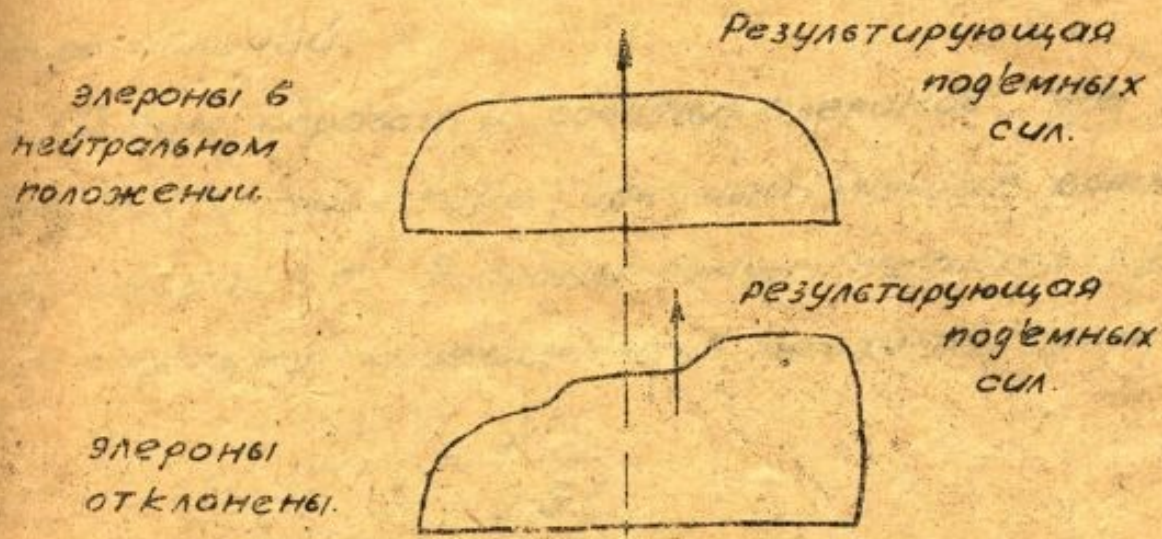


Рис. 108.

При полете на малых углах атаки индуктивное сопротивление полукрыла, где элерон опущен, больше, чем индуктивное сопротивление полукрыла, где элерон поднят.

Благодаря этому появляется момент, стремящийся повернуть самолет относительно вертикальной оси ( $M_y$ ).

Такой момент наз. моментом рыскания.

Скольжение, создаваемое этим моментом рыскания, создает момент крена, противоположный моменту крена от элеронов.

Момент рыскания, вызывающий эффект обратный эффекту элерона, условимся считать отрицательным.

При полете на больших углах атаки разница в индуктивных сопротивлениях полукрыльев с опущенным и поднятым элеронами увеличивается.

Разница профильных сопротивлений, незначительная при малых значениях  $C_y$ , на больших углах атаки, также, дает момент рыскания, складывающийся с моментом рыскания от разницы индуктивных сопротивлений.

Таким образом, у обычных элеронов, при полете на больших углах атаки, вредный момент рыскания увеличивается. Элероны обычно характеризуются зависимостями коэффициентов момента крена

$$C_{mx} = \frac{M_x}{q S l}$$

и коэффициентов момента рыскания

$$C_{my} = \frac{M_y}{q S l}$$

(где:  $M_x$  - момент крена,

$M_y$  - — " — рыскания,

$q$  - скоростной напор  $-\left(\frac{\rho v^2}{2}\right)$ ,

$S$  - площадь крыльев,

$l$  - размах — " — ).

от угла отклонения элеронов  $\delta_z$  и угла атаки крыла.

При отклонении элеронов от нейтрального положения летчику приходится преодолевать моменты аэродинамических сил, действующих на элероны, относительно осей вращения последних. Эти моменты называются шарнирными моментами ( $M_{ш}$ ).

Для того, чтобы можно было использовать результаты испытаний подобных моделей шарнирные мо-

менты, как и другие аэродинамические величины, выражают при помощи безразмерных коэффициентов.

Эти коэффициенты ( $C_{ш}$ ) называются коэффициентами шарнирных моментов элеронов и вычисляются по формуле:

$$C_{ш} = \frac{M_{ш}}{q S_э b_э}$$

где:  $q$  - скоростной напор

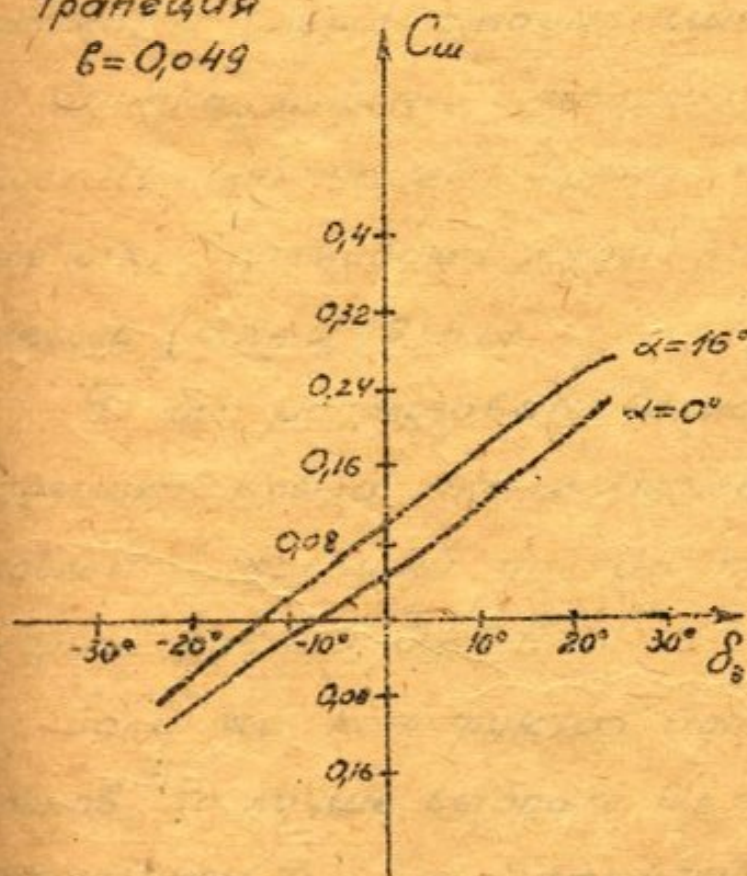
$S_э$  - площадь элеронов

$b_э$  - средняя или максимальная хорда элеронов.

На рис. 109 изображены кривые коэффициентов

шарнирного момента элерона трапецеобразного крыла.

Трапеция  
 $b = 0,49$



Эти кривые показывают, что шарнирный момент линейно зависит от угла отклонения элерона и возрастает с увеличением угла отаки крыла.

Критерием эффективности элеронов является также величина отношения

Рис. 109.

момента крена к шарнирному моменту.

$$\frac{M_x}{M_{ш}} = \frac{C_{тх} \cdot S \cdot l}{C_{ш} S_э b_э}$$

Это отношение характеризует эффективность элеронов по отношению к усилию на ручке пилота.

Согласно исследованиям, произведенным инж. Хабинской<sup>х)</sup>, на всех углах атаки наименьшее  $C_{ш}$  имеют элероны, величина хорды которых находится в пределах  $(0,25 \div 0,35) \text{ в.кр.}$ . Коэффициент момента крена на всех углах атаки растет с возрастанием хорды элеронов (в данном случае была испытана серия элеронов с размерами хорд от  $0,12 \text{ в.кр.}$  до  $0,46 \text{ в.кр.}$ , включительно).

Если сравнивать элероны с различными хордами по величине отношения  $\frac{M_x}{M_{ш}}$ , то наиболее выгодным окажется элерон с наименьшей возможной хордой.

Однако, элероны с малой хордой не могут создать достаточный момент крена, поэтому обычно выбирают элероны с размерами хорды, лежащими в пределах между  $(0,2 \div 0,25) \text{ в.кр.}$

Чтобы использовать возможно большую часть размаха крыла для постановки посадочных приспособлений, большей частью применяют элероны с хордой равной  $0,25 \text{ в.кр.}$

Если же конструктор идет на расщепление элеронов<sup>хх)</sup>, то лучше выбрать  $b_э = 0,2 \text{ в.кр.}$ , т.к. такой элерон при той же эффективности, требует меньших усилий на ручке пилота.

---

х) Труды ЦАГИ, вып. 183. | хх) т.е. располагает щиток по всему размаху крыла, включая элероны.

Элероны на тонком профиле более эффективны, чем на толстом. При этом величина шарнирного момента мало зависит от толщины профиля.

Следует отметить, что и вредные моменты рыскания у тонких профилей меньше, чем у толстых.

На околокритических углах атаки обыкновенные элероны мало эффективны. Причины этого явления следующие:

Отклоненный вниз элерон увеличивает подъемную силу за счет увеличения кривизны профиля. При этом уменьшается угол, на котором происходит срыв потока.

На углах атаки, близких к критическому, возможен переход участка крыла с опущенным элероном в закритическую зону обтекания, сопровождающийся резким падением подъемной силы, вместо ожидаемого увеличения ее.

Это обстоятельство в сочетании с увеличением вредных моментов рыскания приводит к малой эффективности (а иногда и к полной потере эффективности) элеронов на больших углах атаки.

Для повышения эффективности элеронов на больших углах атаки прибегают к дифференциальному отклонению элеронов.

В этом случае кинематика управления элеронами подбирается таким образом, чтобы отклонение элеронов вверх преваливало отклонение

элеронов вниз.

На рис. 110, 111 показаны изменения коэффициентов моментов относительно продольной и вертикальной осей самолета ( $C_{mx}$  и  $C_{my}$ ), в зависимости от степени дифференциальности и угла отклонения элерона для углов атаки  $0^\circ$  и  $13^\circ$ .

Из рассмотрения рисунка 110 можно сделать вывод, что наиболее эффективной в смысле получения наибольшего  $C_{mx}$  на летных углах атаки является дифференциальность 1:2. В отношении же уменьшения момента рыскания такая дифференциальность практически не имеет никаких преимуществ (рис. 111)

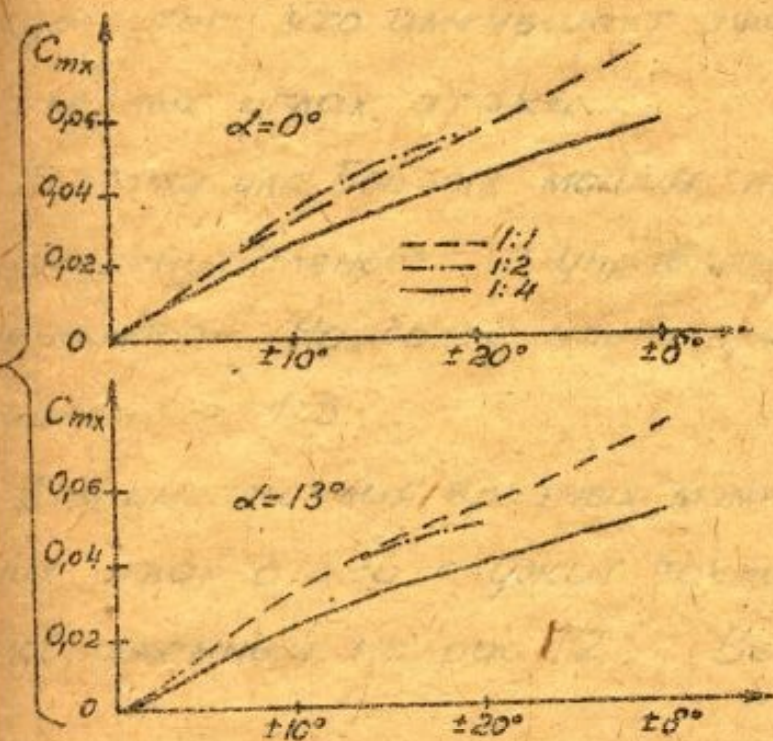


Рис. 110.

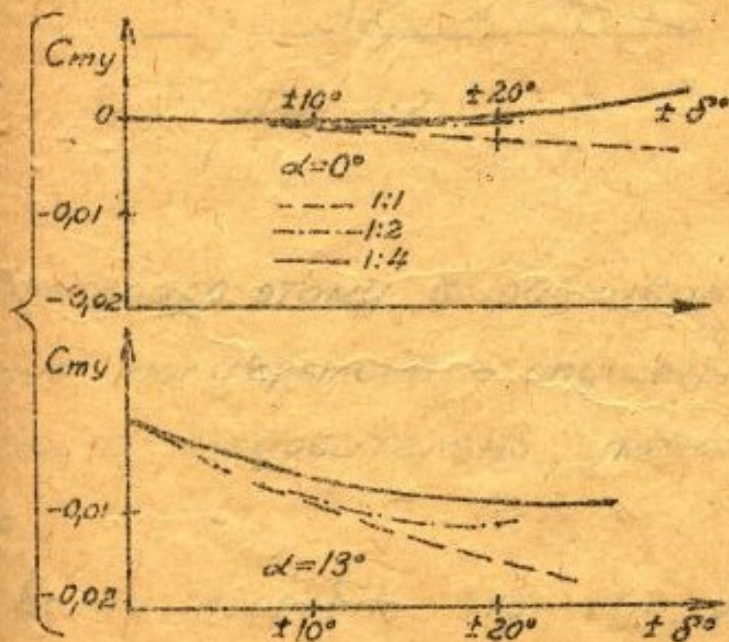


Рис. 111.

В этом отношении лучшие результаты дает диф-



дифференциальность 1:4. На самолете Вулфи VI-AS дифференциальность элеронов равна 1:6.

Однако, большая дифференциальность имеет тот недостаток, что уменьшает эффективность элеронов на летных углах атаки.

Поэтому для боевых машин применение большой дифференциальности в управлении элеронами не рекомендуется. Наиболее часто применяется дифференциальность 1:3.

Для уменьшения вредных моментов рыскания на больших углах атаки служит также элерон типа Фрайз изображенный на рис. 112



Рис. 112.

Вступающий вниз носок отклоненного вверх элерона Фрайз увеличивает сопротивление соответствующего полукрыла.

Благодаря этому выравниваются лобовые сопротивления полукрыльев с опущенным и поднятым элеронами, а, следовательно, уменьшается момент рыскания.

Более подробно этот тип элерона будет рассмотрен ниже.

## Выбор площади элерона.

Площадь элерона выбирают по статистическим данным однотипных самолетов (в среднем площадь элерона выбирается в пределах  $S_{эл} = (0,08 - 0,13) S_{кр.}$ ) и проверяют по величине коэффициента мощности.

Коэффициент мощности характеризует отношение момента, создаваемого элеронами, к моменту, который они обязаны компенсировать и определяется по формуле:

$$k = \frac{S_{эл} \cdot l_{эл.}}{S_{кр.} \cdot \frac{z}{2}} \quad \text{где:}$$

$S_{эл.}$  — площадь элеронов

$l_{эл.}$  — расстояние от ц.г. элерона до продольной оси самолета.

$S_{кр.}$  — площадь всего крыла

$\frac{z}{2}$  — полуразмах крыла самолета.

Выражение  $S_{кр.} \cdot \frac{z}{2}$  называется характеристикой момента крыла.

Величины коэф. мощности представлены в таблице №1

Таблица №1

тип самолета	k	примечание
истребители	0,058 - 0,06	Менее маневренные самолеты.
разведчики	0,05 - 0,06	
тяж. машины	0,05 - 0,03	

$k = 0,08$  применяют для машин с большими грузами в крыле, а, значит, и с большими моментами инерции.

Следует отметить, что таблица №1 значения

коэф.  $k$  приводится нами по данным 1934 г., ибо более новых данных в литературе нет. В практике же конструирования имеются тенденции к увеличению коэф. мощности до 0,65-0,68 для самолетов не имеющих больших грузов в крыле.

Объясняется это тем обстоятельством, что, по мере роста удельных нагрузок на крыло, относительно увеличивается момент инерции самолета.

В самом деле если сравнивать два самолета, имеющих одну и ту же площадь крыла, из которых один построен в 1933 г., а другой в 1938 г., то вес последнего, а следовательно и его момент инерции относительно продольной оси, будет много больше.

Отсюда - тенденция увеличения площади элерона.

### Влияние формы крыла и элерона в плане.

Исследования показали, что элероны на эллиптическом крыле на всех углах атаки имеют меньший шарнирный момент, чем элероны на крыле другой формы в плане. Элероны на трапецевидном крыле, при малой конусности крыла, на больших углах атаки меньше теряют свою эффективность, чем элероны на прямоугольном крыле. Увеличение конусности крыла до  $3 \div 3,5$ , увеличивает эффективность элеронов на единицу площади<sup>х)</sup>, что позволяет выбрать площадь элерона придерживаясь минимальных значений коэф. мощности.

<sup>х)</sup> См. вкл. II. Глава "Выбор формы крыла в плане".

Чрезмерное увеличение конусности крыла ведет к раннему срыву потока, а, следовательно, к понижению эффективности элеронов на больших углах атаки крыла.

✓ Элерон с постоянной хордой по размаху эффективнее, чем трапецевидный элерон, но производство такого элерона затруднено тем, что полки лонжерона элерона не будут образованы прямыми линиями. Во избежание этого, хорда элерона изменяется обычно пропорционально изменению хорды крыла. \*)

На фиг. 55 изображена конструкция элерона простейшего типа. Элерон представляет собой однолонжеронное крылышко, изготовленное целиком из дюрала.

Лонжерон элерона корабчатого типа составлен из двух профилей корытного сечения.

Нервюры элерона представляют собой вертикальные стенки, отбортованные по контуру и имеющие отбортованные отверстия. Нервюра приклепана к лонжерону отбортовкой ее передней части.

К остальным участкам отбортовки нервюры крепится обшивка элерона, изготовленная из тонких дюралевых листов (на фиг. 55 обшивка не показана).

В местах крепления нервюр в лонжерон элерона вклепаны диафрагмы (см. сеч. 2-2 на фиг. 55).

Элерон подвешен к крылу на шомполе.

С шомпольным (петлевым) креплением мы уже встречаемся выше (см. вып. II - описание самолета Девуатин 500). В отличие от описанного крепления, шомпольное

\*) смотри стр. 11<sup>а</sup>.

Большую часть конца элерона отстоит на расстоянии  $a = (0,05 - 0,1) L$  от конца крыла (рис. 113)

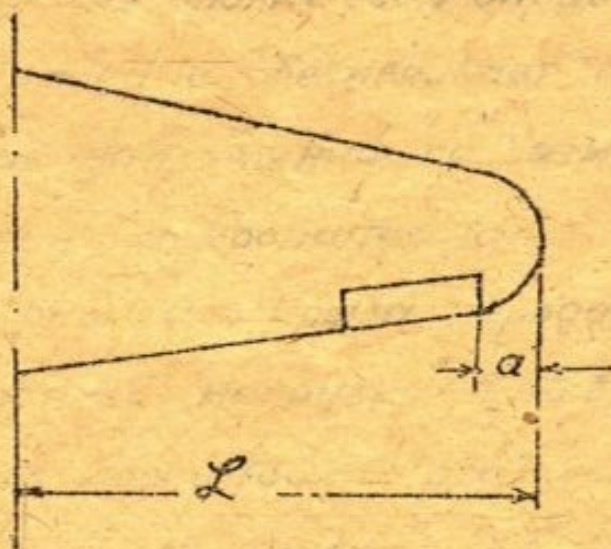


Рис. 113.

Этим: 1) значительно улучшается аэродинамика крыла и 2) уменьшается нагрузка на элерон / так как концевая часть элерона нагружена много больше всей остальной его части - см. рис. 114 взятый из норм прочности самолетов 1934 г. /

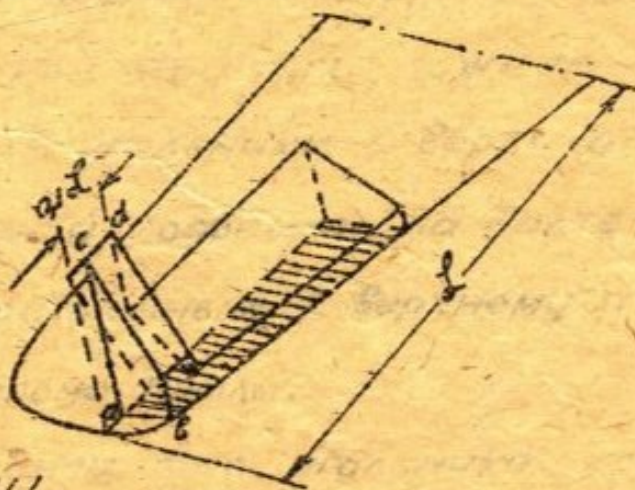


Рис. 114.

подвешивание элерона должно не только прикрепить элерон к крылу, но и обеспечить ему свободное вращение относительно последнего.

Такая конструкция вполне себя оправдала.

Шомпольное крепление обеспечивает более равномерное распределение напряжений по размаху элерона, чем подвешивание на кронштейнах.

В этом случае реакция крыла передается на элерон в виде распределенной нагрузки, в то время как при подвешивании на кронштейнах реакция крыла передается в виде сосредоточенных сил в местах подвески.

Если размах элерона велик, то последний разрезается на два или (редко) на три участка.

Это делается во избежание сильного закручивания элерона и заедания шомпола при изгибе крыла и элерона. К верхней части лонжерона элерона приклепан кронштейн, к которому на шарикоподшипнике крепится тяга. Эта тяга пропущена сквозь отбортованные отверстия в стенках заднего лонжерона крыла.

Другой конец этой тяги, тоже на шарикоподшипнике, крепится к угольнику с вертикальной осью вращения, который подвешен на болте к двум кронштейнам, прикрепленным к верхнему и нижнему поясам заднего лонжерона крыла.

Другой конец этого угольника крепится к тяге управления элеронами, идущей вдоль размаха крыла (на фиг. 55 эта тяга не показана) к ручке пилота.

Верхняя передняя часть контура элерона выполнена в виде окружности с центром в точке подвешивания элерона к крылу. Это обеспечивает плавное сопряжение верхних поверхностей крыла и элерона при любом положении последнего (в пределах максимальных отклонений вверх и вниз).

Как видно из фиг. 55 элерон отклоняется вверх на  $20^\circ$ , вниз на  $8^\circ$ .<sup>\*)</sup>

### Меры уменьшения давления на ручку пилота.

Давление на ручку пилота не должно превышать 8-10 кг. При данной скорости полета самолета и выданных размерах элерона, усилие на ручке пилота, соответствующее данному углу отклонения  $\delta_3$  (обычно сумма углов отклонения элерона вверх и вниз  $\Sigma \delta_3 = 22^\circ \div 28^\circ$ ) элерона, зависит от двух факторов: передаточного числа  $\frac{\delta_3}{x}$  (где  $x$  - путь руки пилота при отклонении ручки в сторону - см. рис. 115 и величины шарнирного момента  $M_{ш}$ .

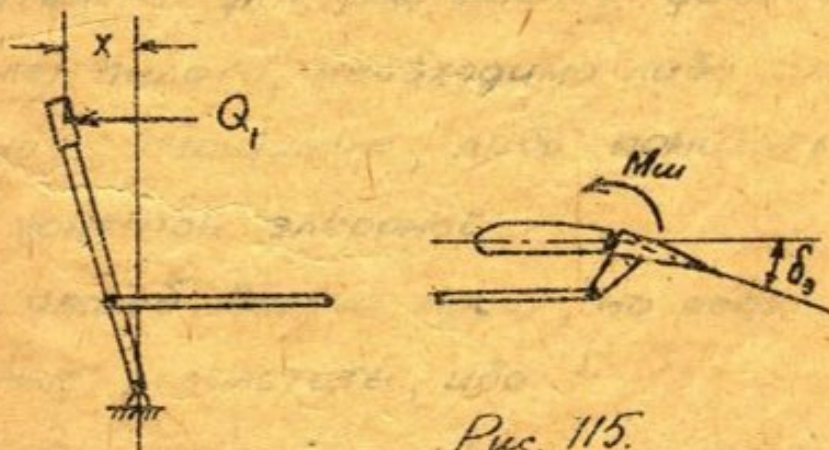


Рис. 115.

\*) Методы осуществления дифференциального отклонения элеронов будут рассмотрены в вкл. IV - "Управление самолетом".

В самом деле, на основании начала возможных перемещений, можно написать

$$Q_1 \cdot dx = M_{\omega} \cdot d\delta_3$$

(где  $Q_1$  — усилие пилота, необходимое для управления одним элероном), откуда

$$Q_1 = M_{\omega} \frac{d\delta_3}{dx}$$

Т.к.  $X$  изменяется почти пропорционально изменению  $\delta_3$ <sup>\*)</sup> и нулевые значения  $\delta_3$  и  $X$  совпадают, то отношение  $\frac{d\delta_3}{dx}$  можно заменить отношением (передаточным числом)  $\frac{\delta_3}{X}$ .

Тогда

$$Q_1 = M_{\omega} \frac{\delta_3}{X}$$

Полное усилие

пилота, необходимое для управления элеронами определится из условия  $QX = \sum M_{\omega} \delta_3$ . (к полученному выражению давления на ручку пилота от аэродинамических сил, следует прибавить давления от трения в передаточном механизме).

Следовательно, для уменьшения усилий на ручке (штурвале) пилота, необходимо либо изменить передаточное отношение, либо понизить величину шарнирных моментов элеронов.

Первый способ весьма прост, но редко дает удовлетворительные результаты, ибо:

1) Уменьшая усилия на ручке (штурвале), уменьша-

<sup>\*)</sup> На закон изменения  $X = f(\delta_3)$  влияет наличие дифференциальности в системе управления — об этом подробнее см. в вып. II. "Управление самолетом".



ния передаточного отношения, увеличивает необходимое отклонение ручки (X) или поворот штурвала.

Путь же ручки ограничен размерами и устройством кабины пилота.

2) Если даже отклонение ручки управления оказывается допустимым, то утомляемость пилота при таком способе уменьшения усилия не уменьшится, ибо работа, требуемая для оперирования элеронами, не может быть уменьшена изменением передачи.

(Произведение  $Q \cdot X$ , характеризующее работу затрачиваемую пилотом, остается неизменным).

Единственным радикальным способом уменьшения давления на ручку является уменьшение шарнирного момента:

$$M_{ш} = C_{ш} \cdot S_{э} \cdot t_{э} \cdot Q$$

При выбранных размерах элерона и скорости полета самолета, влияя на величины  $S_{э}$ ,  $t_{э}$  и  $Q$  мы не можем.

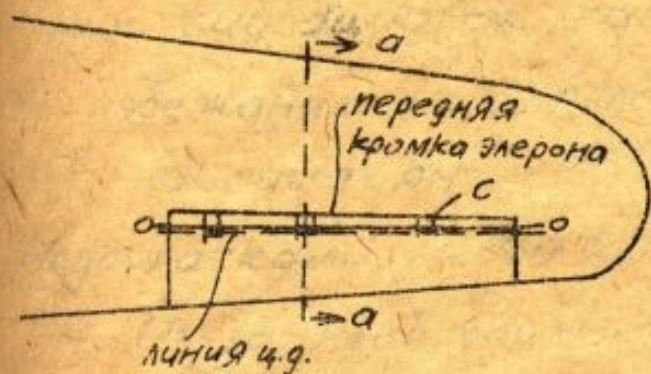
Остается единственный способ - уменьшение коэффициента шарнирного момента  $C_{ш}$ . Способы уменьшения коэффициента шарнирного момента многочисленны и теоретически еще не исчерпаны.

Наиболее распространенными видами компенсации являются:

1. Осевая
2. роговая
3. Флеттнера.

## Осевая компенсация или внутренняя.

В целях уменьшения шарнирного момента, естественно, нужно приблизить ось вращения элерона к его центру давления (рис. 116)



OO- ось вращения элерона.

Однако, при отклонении элерона носик его, выступая за габарит профиля крыла, нарушает поток (рис. 116<sup>а</sup>)

Во избежание этого следует придавать носу элерона с осевой компенсацией заостренную форму (рис. 116<sup>б</sup>)

Поместив ось вращения в Ц.Д., мы избавились бы от шарнирного момента.

Однако, так поступать не следует.

Во-первых, полное уничтожение давления нежелательно. Давление на ручку служит для летчика некоторым контролем режима полета. Во-вторых, Ц.Д. не постоянен и может уйти за ось вращения (вперед).

Сечение по а-а



сечение по а-а



Рис. 116.

Если же Ц.Г. окажется впереди оси вращения (явление перекомпенсации), то элерон сам стремится отклониться от нейтрального положения и удержать его в нужном положении затруднительно.

Кроме того, перекомпенсация содействует возникновению вибрации (см. ниже).

Во избежание этого явления - ось вращения помещают на расстоянии 15-20%  $l_a$ .

Недостатками осевой компенсации являются:

1. Из-за необходимости среза носика нарушается форма профиля.
2. На малых углах отклонения элеронов этот тип компенсации мало эффективен, т.к. передняя часть элерона загорожена крылом.

На больших углах отклонения элеронов, когда между крылом и элероном образуется щель, через которую протекает воздух, нагрузка на переднюю часть элерона сильно возрастает, шарнирный момент сильно уменьшается и может стать даже обратным (перекомпенсация).

3. Необходимость давать громоздкие кронштейны, которые, помимо утяжеления конструкции, также ухудшают аэродинамику, т.к. приходится либо выносить кронштейны в поток, либо делать вырезы в элероне ("С" на рис. 116)

Преимущество ее то, что она меньше всех других видов компенсации содействует появлению флаттера

54080  
3779

БИБЛИОТЕКА  
13/5-216

крыла. Одной из разновидностей элеронов с осевой компенсацией является выше рассмотренный элерон Фрайз.

На рис. 117 даны типичные кривые  $C_{\Sigma}$  и  $C_{\Sigma x}$  элерона Фрайз.

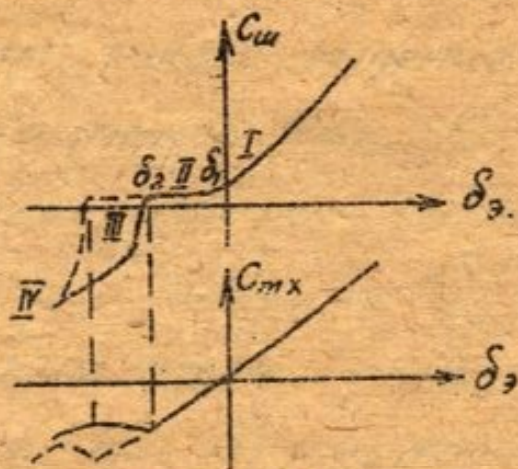


Рис. 117.

Особенностью этих кривых является наличие резких изменений производных  $\frac{dC_{\Sigma}}{d\delta_3}$  и  $\frac{dC_{\Sigma x}}{d\delta_3}$  в области отрицательных  $\delta_3$ .

Эти переломы отражают значительные качественные изменения обтекания элерона,

которые можно себе представить следующим образом.

На участке I кривой  $C_{\Sigma}$  по  $\delta$ , компенсатор спрятан в толще крыла. При некотором угле отклонения элерона  $\delta$ , компенсатор выходит из контура профиля крыла и на носке компенсатора возникает разрежение, растущее по мере увеличения отрицательного  $\delta_3$  (участок II).

На этом участке компенсатор действует наиболее сильно и производная  $\frac{dC_{\Sigma}}{d\delta_3}$  имеет наименьшее значение.

Затем, при  $\delta_3 = \delta_2$ , происходит срыв обтекания компенсатора, разрежение на его верхней поверхности падает и, одновременно, начинается крутое падение кривой  $C_m$  на участке III, переходящем в участок IV, имеющий, примерно, такой же наклон, как и участок I.

Одновременно с падением кривой  $C_m$  в точке  $\delta_2$ , происходит также падение (или прекращение роста) коэффициента  $C_{mx}$ . По аналогии с критическим углом атаки, при котором происходит срыв обтекания крыла и падение  $C_y$ , угол  $\delta_2$  можно назвать критическим углом отклонения элерона Фрайз.

Так как при  $\delta_3 < \delta_2$  характеристики элерона  $C_m$  и  $C_{mx}$  сильно ухудшаются, следует стремиться к тому, чтобы оттянуть срыв обтекания компенсатора до больших по абсолютной величине отрицательных углов  $\delta_3$ . В данной конструкции (рис. 112) для этой цели носик компенсатора скруглен.

Следует отметить, что небольшой подъем нижней поверхности скругленного носика компенсатора<sup>\*)</sup> вызывает значительно большее смещение точки  $\delta_2$ .

На рис. 117 пунктиром показаны продолжения кривых  $C_m$  и  $C_{mx}$  для элерона с приподнятым и скругленным носиком.

\*) См. пунктир на рис. 112.

## Роговая компенсация или внешняя. (рис. 118)

Благодаря давлению на площади рога, центр давления элерона перемещается вперед.

В результате шарнирный момент элерона уменьшается.

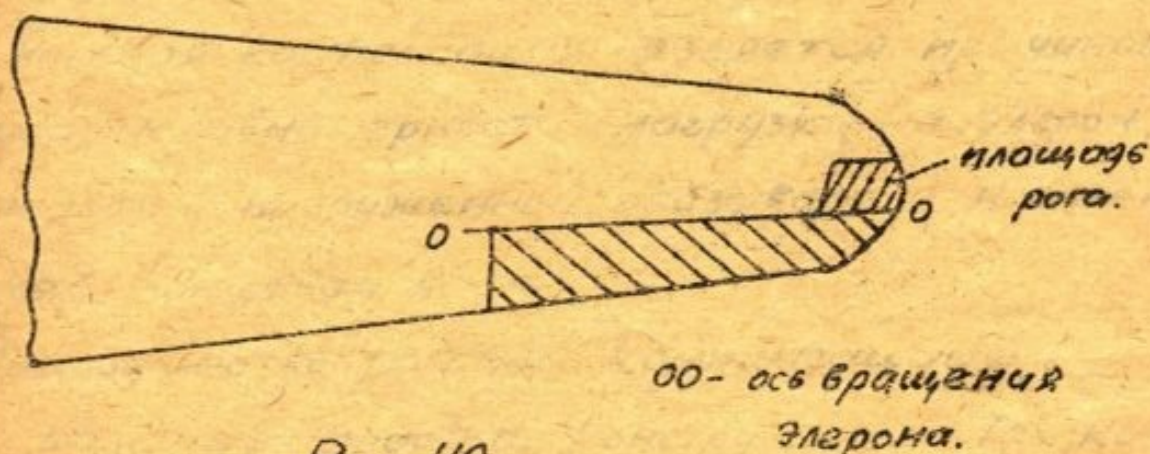


Рис. 118.

Площадь рога выбирается равной 8-12% от площади элерона. Большие значения давать не рекомендуется во избежание перекомпенсации.

Опыты на  $C_m$  и  $C_{mx}$  с моделями элеронов с роговой компенсацией, произведенные в ЦАГИ, показали, что более выгодным является увеличение компенсатора элерона вдоль по хорде, а не по размаху.

Роговая компенсация имеет ряд существенных недостатков:

1. Щель при отклонении элеронов увеличивает лобовое сопротивление.
2. Степень компенсации не постоянна, и зависит

от угла поворота элерона. Пока эл-н повернут мало, шарнирный момент невелик.

Но при сильном отклонении руля, по причине плохого обтекания узкой выступающей части (рога), компенсация ослабевает.

3. Удары потока в рог могут вызвать вибрацию крыла.

4. Роговая компенсация является причиной большой неравномерности нагрузки на элерон, причем наиболее нагруженной оказывается наименее жесткая концевая часть.

Преимущество роговой компенсации:

1. Большая простота конструкции. Так как ось вращения элерона совпадает с передней кромкой, то имеется возможность осуществить петлевую подвеску элеронов.

Сочетание осевой и роговой компенсаций дает равномерное уменьшение шарнирных моментов на большом диапазоне углов отклонения элерона.

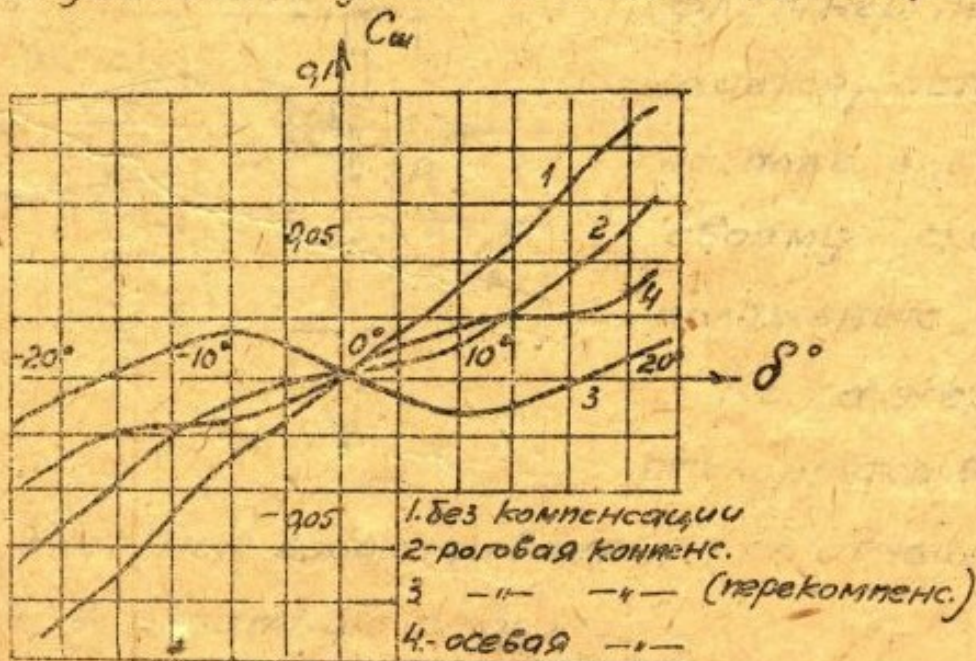
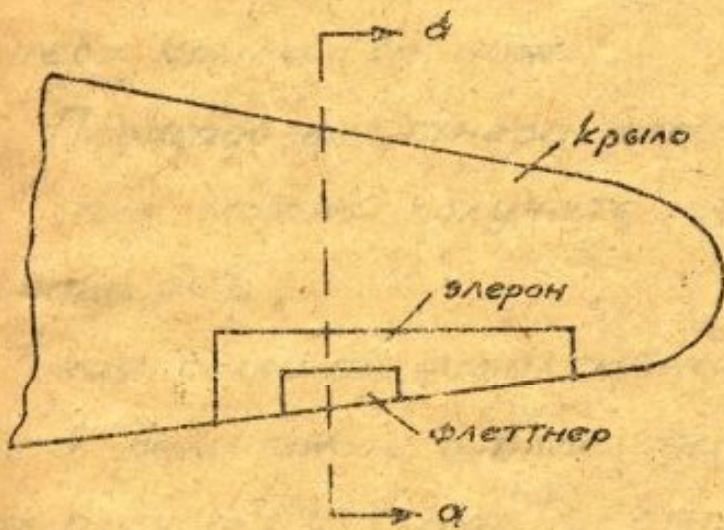


Рис. 119.

На рис. 119 изображен примерный характер кривых  $C_m$  и  $\delta_z$  для элерона без компенсации, с роговой компенсацией и с осевой компенсацией.

Из этой диаграммы видно, что сочетание роговой и осевой компенсаций может дать хороший результат.

### Компенсация Флеттнера (рис. 120)



Сечение по  $\alpha-\alpha$

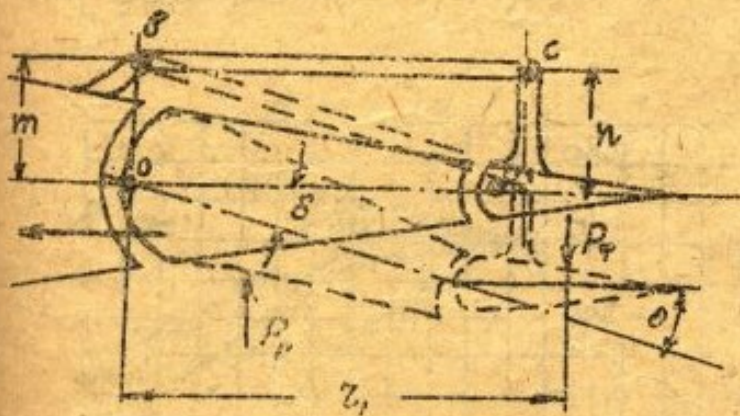


Рис. 120.

$\delta$  - угол отклонения элерона,  
 $\theta$  - угол отклонения флеттнера.

Если  $OB \parallel O'C$  и  $m = n$ , то согласно правилу параллелограмма

$$\angle \theta = \angle \delta, \text{ т.е.}$$

флеттнер перемещается, оставаясь параллельным своему исходному положению.

Когда элерон отклоняется в одну

сторону, флеттнер поворачивается (по отношению к элерону) в обратную сторону.

Сила, действующая на флеттнер ( $P_f$ ), содействует



отклонению элерона. В этом и заключается компенсация Флеттнера.

Недостатки компенсации Флеттнера:

1) Так как флеттнер отклоняется в сторону, обратную отклонению элерона, эффективность последнего падает. Это обстоятельство требует увеличения площади элерона на 8-10%.

2) Флеттнер содействует возникновению флаттера крыла (см. ниже).

Площадь флеттнера берется в пределах  $(5 \div 7)\% S_z$ , при этом можно получить степень компенсации порядка 80%.

Такая большая эффективность флеттнера, при столь малой величине его площади, объясняется большим плечом ( $l_f$ ) силы  $P_f$  относительно точки  $O$  (рис. 120)

Из диаграммы на рис. 121 видно, что кривые  $C_{m_i} = f(\delta)$

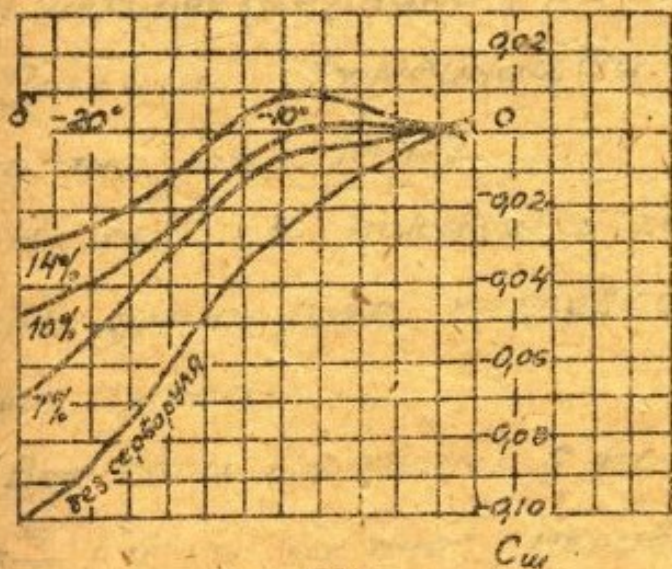


Рис. 121

с флеттнерами идут с меньшим наклоном, по сравнению с теми же кривыми без флеттнеров, причем, это уменьшение наклона кривых  $C_{m_i}$  за счет

флеттнеров, т.е. уменьшение  $\frac{\partial C_{ш}}{\partial \delta}$  можно наблюдать только до  $15^\circ$  отклонения флеттнера, при большем же их отклонении уже уменьшение наклона кривых  $C_{ш}$  не наблюдается и кривые  $C_{ш}$  с флеттнерами и без флеттнеров идут параллельно друг другу.

Следовательно, можно сказать, что флеттнеры остаются эффективными только до отклонения их не больше, чем на  $15^\circ$  и дальнейшее их отклонение становится уже совершенно бесполезным и даже вредным, поскольку это будет увеличивать потерю эффективности основного руля (элерона).

Исходя из вышеизложенного, ясно, что если максимальный угол отклонения элерона  $\delta_{э}$  больше  $15^\circ$ , то следует осуществить связь между элероном и флеттнером таким образом, чтобы  $\frac{\theta}{\delta_{э}}$  было меньше единицы ( $k = \frac{\theta}{\delta} < 1$ ).

Для этого достаточно изменить соотношение плеч четырехзвенника (рис. 117), сделав  $l > m$ .

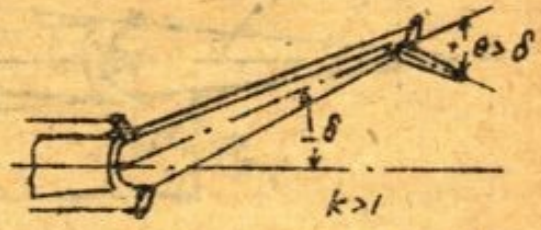
Различные комбинации в соотношениях плеч показаны на рис. 122.

На рис. 123 показана схема компенсатора флеттнера для случая петлевой подвески элерона и флеттнера.

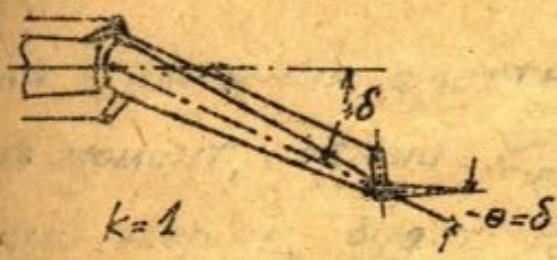
Все тяги спрятаны в кривле. В этом случае  $k = \frac{\theta}{\delta} < 1$  и за счет неравенства ( $l > m$ ), и за счет непараллельности плеч.



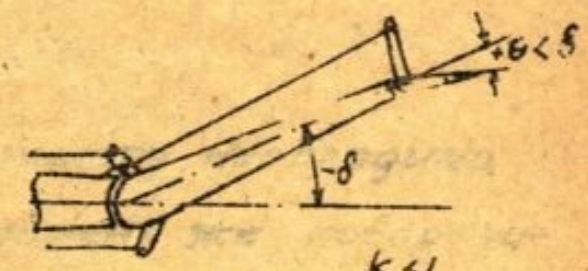
$\delta=0 ; \theta=0 ; k=1$



$k > 1$



$k = 1$



$k < 1$

Рис. 122.



Рис. 123.

### Серво-руль Флеттнера (рис. 124)

Принцип работы серво-руля Флеттнера состоит в следующем: основной руль (элерон) висит свободно на шарнире, а управляется пилотом, лишь дополнительный рулек (серво-руль). При этом, необходимо чтобы троссы проходили через ось вращения основного руля (элерона).

При стоянке на земле элерон не работает. В полете, сила действующая на серво-руль заставляет поворачиваться элерон.

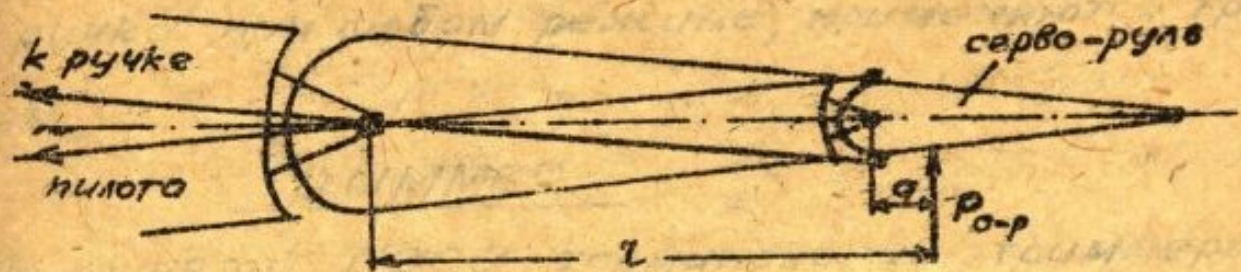


Рис. 124.

Для отклонения флэтнера пилоту необходимо создать момент, равный  $P_{с-р} \cdot \alpha$ , момент же, поворачивающий элерон, будет  $P_{с-р} \cdot l$ .

Т. к. " $l$ " много больше " $\alpha$ ", то ясно, что пилот должен затрачивать только небольшую долю той работы, которая нужна для отклонения элерона.

Достоинства серво-руля — малое давление на ручку пилота.

Недостатки: 1. Необходимость очень точной весовой компенсации, во избежание провисания рулей.

2. Крылья с серво-рулями сильно подвержены вибрациям, т. к. небольшие колебания серво-руля вызывают колебания элерона и крутильные колебания крыла.

3. Лететь с брошенной ручкой можно только на одном режиме, на котором самолет сбалансирован.

При незначительном изменении угла атаки или центровки самолета, пилот ощущает давление на ручку. Для того, чтобы дать возможность

отбегать пилоту в полете, т.е. уничтожить давление на ручку при любом режиме, применяются триммеры.

### Триммер.

По принятой НАСА терминологии, триммером называется управляемый серво-руль на управляемом руле (элероне) — /рис. 125/

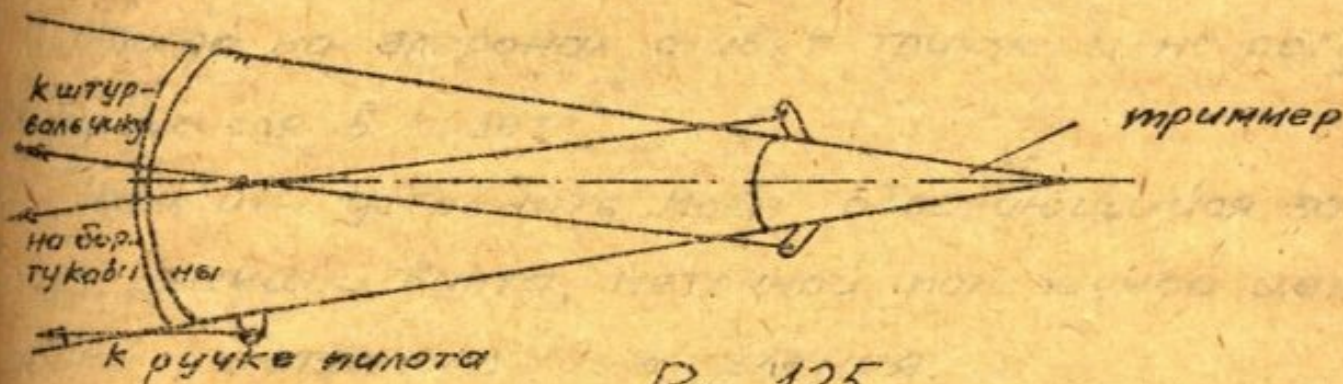


Рис. 125.

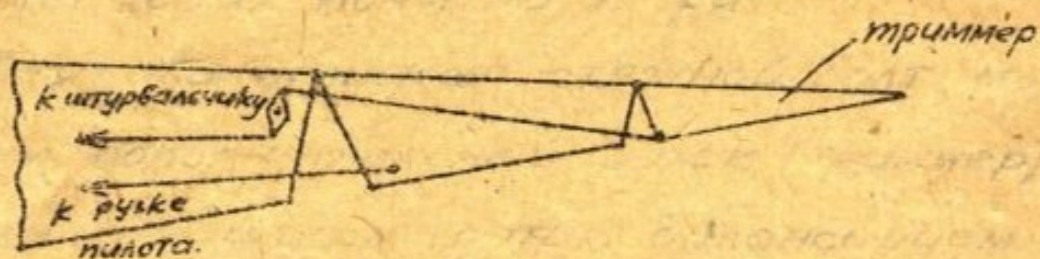


Рис. 126.

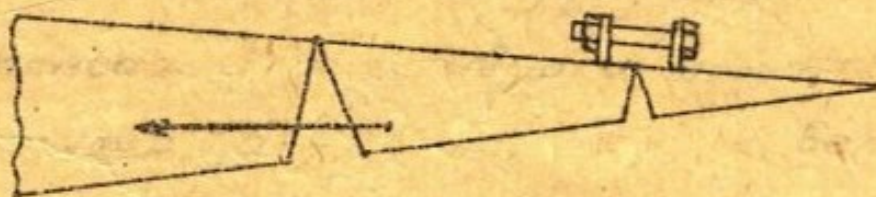


Рис. 127.

Элерон управляется от ручки пилота, а триммер отдельно от штурвала, смонтированного на борту кабины или сбоку на кресле пилота. Управление триммером и основным рулем

(элероном) независимы друг от друга.

На практике, триммером называют компенсатор Флеттнера, регулируемый в полете (рис 120)

Желая уничтожить давление на ручку, пилот поворачивает специальную ручку или штурвал и отклоняет компенсатор Флеттнера, а последний тянет за собой элерон. В остальное время полета такой триммер работает как компенсатор.

Иногда на элеронах ставят триммеры не регулирующиеся в полете.

Цель их — устранить крен, образующийся за счет реакции винта, неточной поперечной центровки и неточного изготовления.

Осуществление их понятно из рис. 121

Подтягивая или отпуская стяжной болт, мы поворачиваем дополнительный рулек (триммер) на необходимый нам угол и этим балансируем самолет относительно продольной оси.

Ставят их, обыкновенно, на одном крыле.

(Полной компенсации реактивного момента винта такой триммер дать не может, т. к. величина реактивного момента в полете меняется с изменением числа оборотов мотора).

Мы уже указывали, что часто, с целью получения более равномерной компенсации, применяют смешанную компенсацию — осевую и поговую.

Точно также, компенсация Флеттнера может

быть применена в сочетании с осевой или роговой компенсацией. Примером первого сочетания является компенсация на самолете Максим Горький, примером второго сочетания - компенсация самолета Вулти VI-AS.

Помимо вышеуказанных приспособлений, существуют еще целый ряд других, культивируемых отдельными авиационными фирмами.

Отметим особые виды компенсаторов фирмы Дорнье.

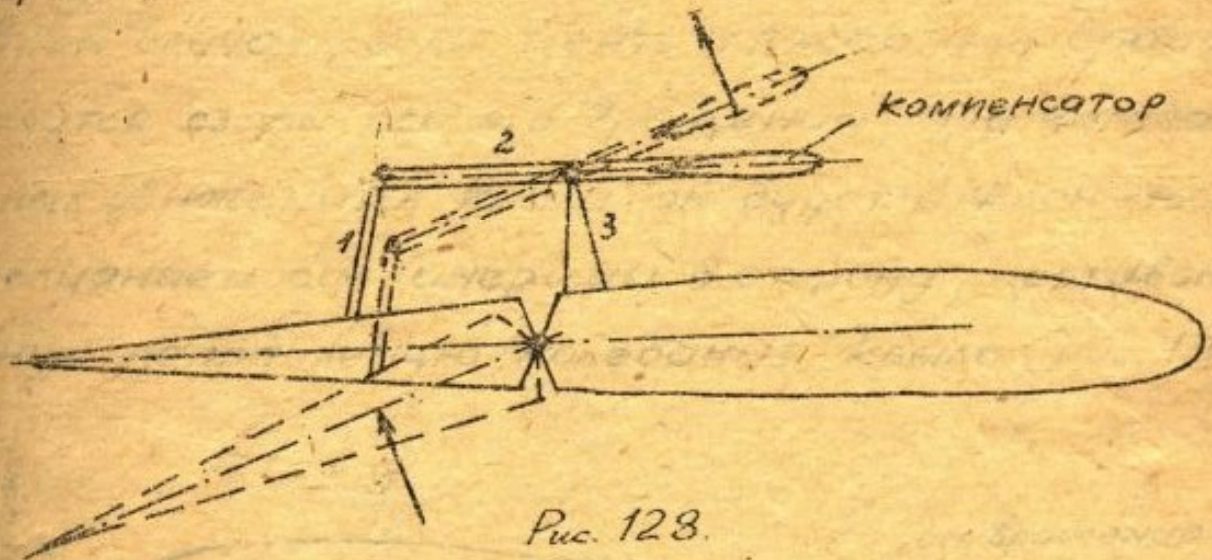


Рис. 128.

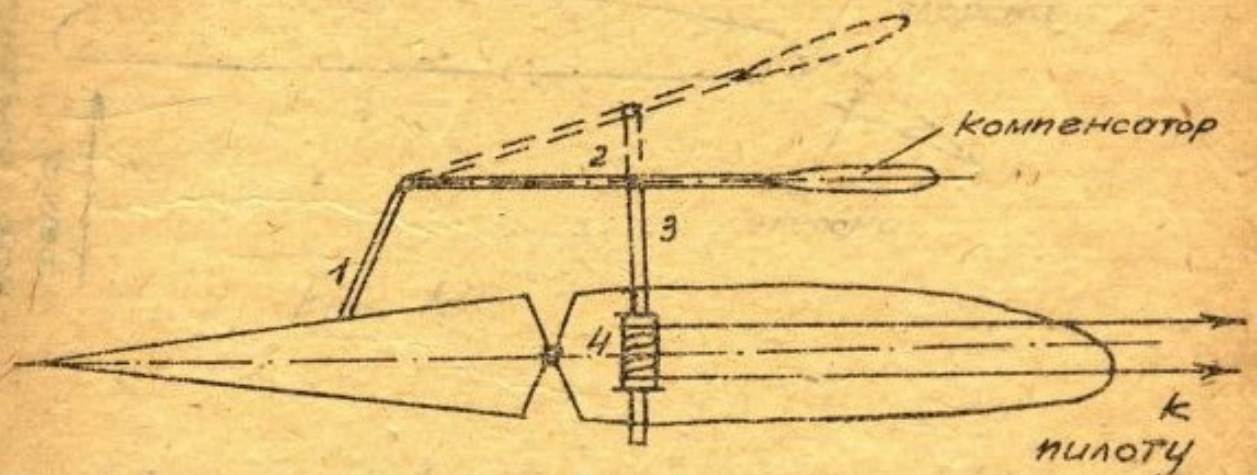


Рис. 129.

На рис. 128 показан регулируемый на земле компенсатор Дорнье.

Изменяя длину стержня 1 можно добиться необходимой степени компенсации.

Регулируемый в полете компенсатор Дорнсе показан на рис. 129.

Регулируя высоту колонки 3 мы поворачиваем дополнительное крылышко (компенсатор).

Такое устройство было применено на самолете-гиганте DO-X.

### Влияние элерона на флаттер крыла.

В том случае, если центр тяжести элерона находится сзади оси его вращения, при колебательных движениях крыла он будет отклоняться под влиянием сил инерции в сторону, противоположную направлению колебания крыла (рис. 130)

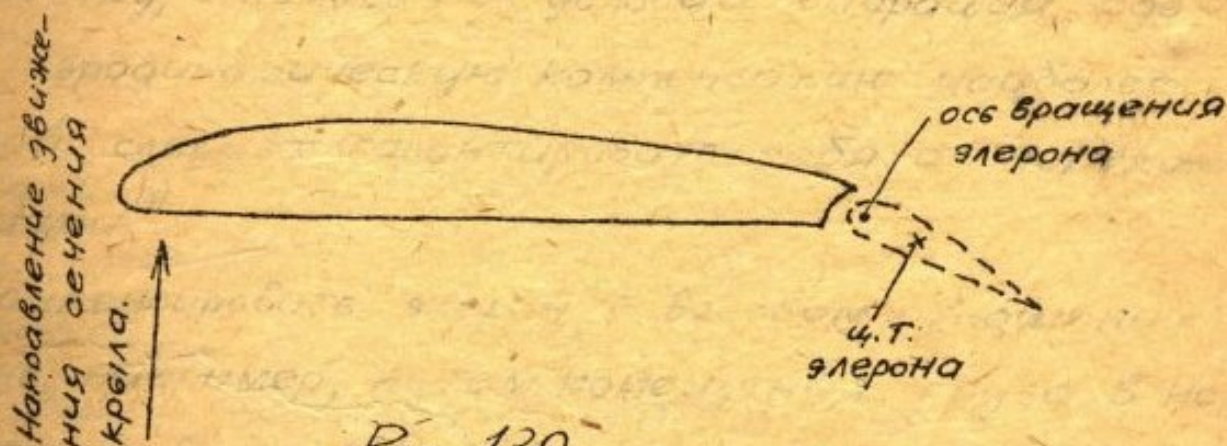


Рис. 130

Вследствие этого кривизна профиля крыла будет изменяться таким образом, что дополнительная подъемная сила будет совпадать по направлению со скоростью колебания крыла.



Вибрации будут нарастать.

Этот случай аналогичен случаю колебаний крыла, когда ц.т. крыла находится позади его ц.ж. (см. выш. II. - раздел "устойчивость конструкции крыла в полете").

Во избежание нарастающих колебаний, необходимо внесение ц.т. элерона вперед, по отношению к его оси подвешивания или, как минимум, совпадение оси инерции элерона с осью подвешивания.

Отсутствие аэродинамической компенсации элерона, также, может служить причиной нарастающих колебаний. Однако, недокомпенсация с точки зрения вибраций менее опасна, чем перекомпенсация.

Поэтому, стремясь, из условий вибраций, сделать аэродинамическую компенсацию наиболее полной, следует гарантировать себя от перекомпенсации.<sup>х)</sup>

Компенсировать элерон в весовом отношении можно, например, путем помещения груза в носок крыла (рис. 131) [заливка свинцом, постановка трубы и т.д.]. Этот способ имеет то преимущество, что дает возможность равномерно компенсировать элерон по размаху.

х) Гроссман. "Флаттер". гл. X. - Элероны.

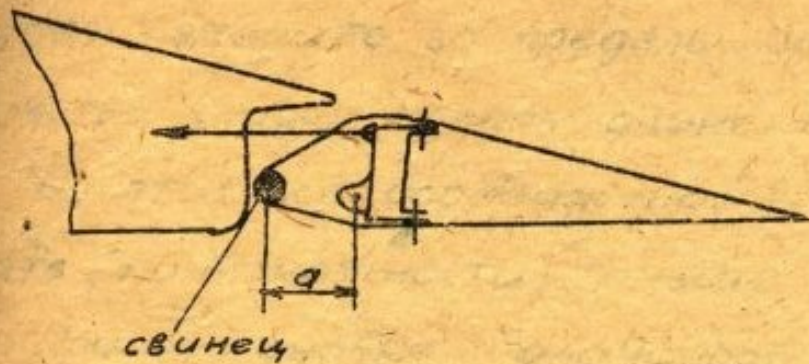


Рис. 131.

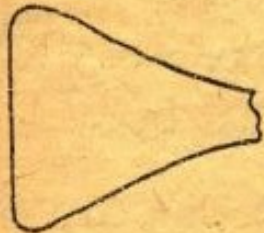


Рис. 132.



Рис. 133.

Однако, ввиду малости плеча "а", груз, при этом, приходится ставить значительный.

В результате ц.т. крыла смещается назад, а это с точки зрения флаттера же невыгодно.

Чтобы уменьшить смещение ц.т. назад уменьшают вес балансирующего груза, путем увеличения его плеча. конструктивно это оформляется в виде вынесения сосредоточенных грузов на кронштейнах внутрь крыла (см. рис. 132) и фиг. 55А).

Но, увеличение длины кронштейнов может

повести к тому, что при отклонении элерона, груз будет выхлестить за пределы крыла. Это обстоятельство кладет предел длине кронштейнов.

Из этих же соображений груз следует выполнять, по возможности, тоньше.

При постановке балансиров в одной точке цель будет достигнута только в том случае, если:

1. Балансир помещен в сечении, проходящем через центр давления элерона и
2. Конструкция элеронов достаточно жесткая, и гарантирует малые деформации элерона при кручении (например, конструкция Моноспар).

Иногда, весовая компенсация может быть достигнута путем вынесения оси вращения за лонжерон (рис. 133). Однако, это требует вынесения в поток кронштейнов крепления элерона к крылу.

С той же целью — получения весовой компенсации — лонжерон элерона, изображенного на фиг. 55 имеет большой наклон вперед. Разумеется, полной весовой компенсации таким путем получить нельзя, но, тем не менее, центр тяжести элерона смещается вперед.

Из существующих типов элеронов наиболее выгодными, с точки зрения вибраций, следует признать концевые (элероном является вся концевая часть крыла — рис. 134).

Их легко точно скомпенсировать аэродинамически.

выбрав симметричный профиль и поместив ось вращения около  $1/4$  хорды (фокуса).

Весовую балансировку легко осуществить, утяжелив носок элерона, причем, в данном случае, дополнительный груз будет создавать перемещение ц.т. всего крыла вперед, а не назад, как в случае обыкновенных элеронов.

Известны случаи, когда причиной вибрации являлись флеттнеры. Флеттнеры добавляют новую степень свободы, благодаря чему появляется ряд новых возможных форм колебаний (например, отклонение элерона - отклонение флеттнера). Флеттнеры тем более опасны, что устанавливаются на органах управления, которые сами по себе не жестко закреплены.

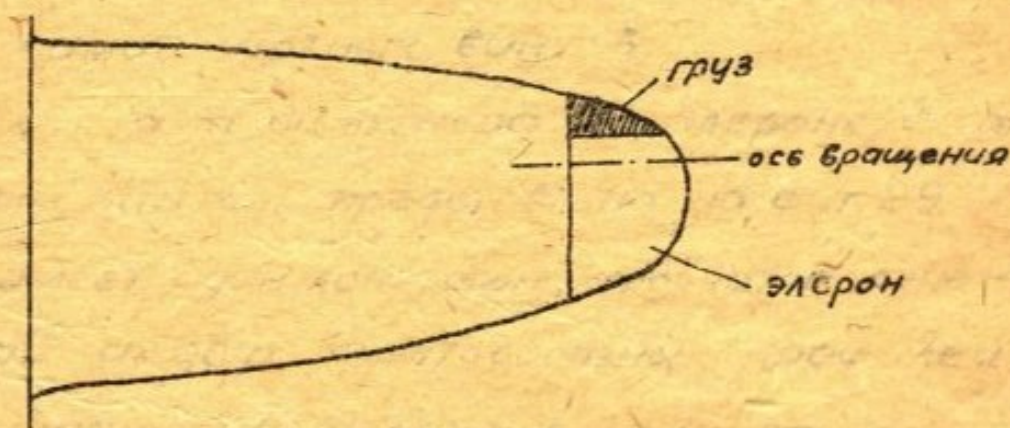


Рис. 134.

Для уменьшения вибраций можно рекомендовать следующие мероприятия:

1. Уничтожение люфтов в жесткой системе управления.

2. Следует избегать тросового управления элеронами (и рулями).

3. По возможности следует облегчать конструкцию органов управления (элеронов и рулей), что облегчает их балансировку и дает выигрыш в положении ц.т. крыла.

Поэтому, желательна постройка на органах управления полотняной обшивки. Был случай, когда заменой металлической обшивки на элеронах на полотняную была устранена причина аварий от вибрации.

4. Управление флеттнерами следует делать не реверсивным (т.е. таким, при котором нагрузка на флеттнер не вызывает его отклонения за счет люфтов в системе управления).

Это может быть достигнуто, например, применением самотормозных винтов.

Такая система флеттнера на элероне с самотормозным винтом представлена на фиг. 29.

Элерон имеет один лонжерон коробчатого сечения, составленный из двух корытообразных профилей.

Внутри лонжерона вклепаны диафрагмы.

Каждая нервюра элерона разрезана лонжероном на два участка. Оба участка нервюры представляют собой вертикальные стенки, имеющие для обеспечения жесткости отбортованные отверстия.

Нервюры имеют отбортовку по контуру для

соединения с лонжероном и обшивкой. Крепление элерона к крылу осуществляется при помощи петлевого (шомпольного) подвешивания.<sup>x)</sup>

Крепление триммера к элерону также осуществлено при помощи петлевого подвешивания. Нервюры триммера представляют собой отбортованные по контуру вертикальные стенки.

Обшивка элерона и триммера - из дуралевых листов. Тяга управления элероном с помощью болта прикреплена к кронштейну, который приклепан к стенке лонжерона (см. фиг. 29 - план участка элерона и сечение).

Для того, чтобы избежать местного вмятия стенки лонжерона, внутрь последнего вклепан бобышка из тянутого двутаврового профиля.

К Z образному профилю в носке триммера приклепан кронштейн. К этому кронштейну крепится тяга управления триммером.<sup>ix)</sup>

Эта тяга шарнирно прикреплена к другой тяге, имеющей хвостовик с винтовой нарезкой. Шарнир, крепящий обе тяги, подвешен на серьге к шомполу петлевого крепления элерона к крылу.

---

<sup>x)</sup> Шомпольное крепление вполне оправдало себя на практике.

При большом размахе элерона (во избежание заедания при изгибе шомпола) последний разрезается на два или (реже) несколько участков.

<sup>ix)</sup> см на обороте

Хвостовик ввинчен в бронзовую гайку, которая впрессована во втулку литого барабанчика из алюминиевого сплава. Барабанчик укреплен на шарикоподшипниках внутри литого картера.

Сам картер подвешен к крылу таким образом, что он может вместе с помещенным внутри него барабанчиком поворачиваться в плоскости тяг управления триммером. На образующей барабанчика сделаны винтовые канавки. На них намотан тросс, идущий к штурвалчику управления триммерами у пилота. Конструкция подвески картера понятна из чертежа.

Нетрудно заметить, что тяга с хвостовиком, сервага и конструкция крыла, составляют вместе шарнирный трехзвенник, не имеющий ни одной степени свободы, если барабанчик не вращается в картере.

Элерон, триммер, тяга управления триммером и сервага, составляют вместе шарнирный четырехзвенник. При отклонении элерона, звенья этого четырехзвенника поворачиваются друг относительно друга, в частности триммер поворачивается в сторону, противоположную направлению отклонения элерона (т.е. работает как компенсатор).

При движении тросса в ту или другую сторону, в том же направлении поворачивается барабанчик

При этом, хвостовик ввинчивается в гайку или вывинчивается из нее, т.е. изменяется длина

одной из сторон шарнирного трехзвенника; Это вызывает поворот звеньев последнего друг относительно друга. Тяга, идущая к кронштейну на триммере, толкается или тянется, что вызывает отклонение триммера в ту или другую сторону.

Так как элерон поднимается вверх на угол больший  $15^\circ$ , то для того, чтобы отклонение триммера, при этом, не превышало  $15^\circ$ , плечо между осью вращения триммера и тягой больше длины серьги.

Как указывалось выше, для устранения реверсивности управления триммером, резьбу хвостовика и гайки следует сделать самоотормозящей.\*)

Следует обратить внимание на то, что:

- 1) тяга управления элероном перпендикулярна оси вращения последнего,
- 2) тяга управления триммером перпендикулярна оси вращения триммера и элерона (с этой целью триммер спроектирован таким образом, чтобы ось его вращения была параллельна оси вращения элерона).

Только при выполнении этих условий крепление тяг к элерону и триммеру может быть осуществлено простым шарнирным соединением.

В противном случае, при отклонении элерона или триммера, тяги (или одна из них) должны иметь возможность поворота в плоскости крыла.

Возможность такого поворота при малых значе-

\*) Когда триммер работает как компенсатор трассы разгруженной.



ных углов (порядка 6-7°) может быть обеспечена ориентирующимися шарикоподшипниками в узлах; при больших значениях углов необходимы карданные соединения.<sup>\*)</sup>

### Щелевые элероны.

Выше мы указывали, что отклонение элерона вниз при полете на углах атаки близких к критическому, способствует преждевременному срыву потока с того участка крыла, где расположен опущенный элерон (т.к. с увеличением кривизны профиля его критический угол атаки понижается). Срыв потока сопровождается резким падением подъемной силы, вместо требуемого ее повышения.

Таким образом, нещелевые элероны теряют свою эффективность на больших (близких к критическому) углах атаки.

В случае щелевого элерона поток воздуха,

устремляющийся через щель, сообщает заторможенным частицам, обтекающим верхнюю поверхность, новый импульс.

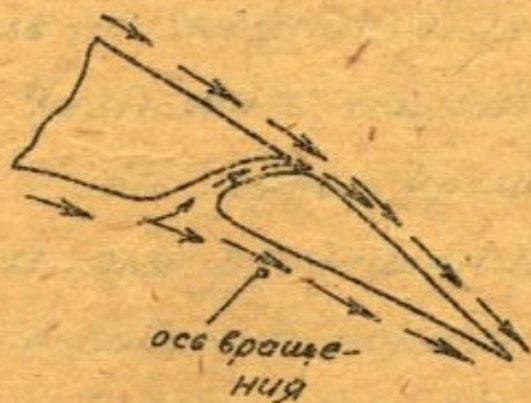


Рис. 135.

<sup>\*)</sup> Более подробно — см. выш. IV. „Управление самолетом“.

Благодаря этому улучшается обтекание верхней поверхности крыла и элерона.

В результате щелевые элероны оказываются более эффективными на больших углах атаки.

Недостатки щелевых элеронов следующие:

1) Для того, чтобы сохранить правильную форму щели на всех углах отклонения элерона и обеспечить достаточную осевую компенсацию, ось вращения щелевых элеронов должна быть вынесена вниз от хорды и назад от передней кромки элерона (см. рис. 135)

Такое расположение оси требует вынесения в поток кронштейнов крепления элеронов к крылу.

2) Согласно исследованиям НАСА, наличие щели на крыле снижает максимальную скорость полета самолета на 3-5%.

### Надкрыльные элероны. (рис. 136)

Цель применения этих элеронов:

1. Уменьшить момент рыскания.
2. Иметь заднюю кромку крыла полностью свободной для размещения щитков-закрылков.

Исследования показали, что надкрыльные элероны менее эффективны, чем нормальные на малых углах атаки. Но с увеличением углов атаки надкрыльные элероны значительно медленнее тэ.

ряют свою эффективность; уже при угле атаки  $\alpha = 20^\circ$  надкрыльные элероны гораздо эффективнее нормальных. Из исследований видно, что в то время, как нормальные элероны при переходе к дифференциальному отклонению значительно теряют свою эффективность, надкрыльные элероны полностью сохраняют свою эффективность при дифференциальности  $1/4$ .

Эти же исследования показали, что надкрыльные элероны создают вредные моменты рыскания, в среднем, вдвое меньшие, по сравнению с нормальными элеронами, как при обычном и при дифференциальном отклонении.

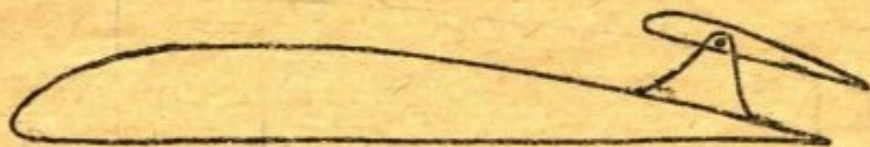


Рис. 136.

Недостатки надкрыльных элеронов:

- 1) При совместной работе надкрыльных элеронов и щитков - взаимное их влияние оказывается невыгодным; как эффективность щитков-закрылков ( $C_{y_{max}}$ ) в присутствии надкрыльных элеронов, так и эффективность ( $C_{m_x}$ ) надкрыльных элеронов при отклоненных щитках заметно снижаются.
- 2) Общее сопротивление крыла с надкрыльными

элеронами возрастает на 15-20%.

### Плавающие концевые элероны. (рис. 137).

Кинематическая связь у этих элеронов с кривым такова, что они оба поворачиваются по относительному потоку воздуха свободно, как флагеры.

Система управления связывает перемещение одного элерона относительно другого.

Преимущество плавающих элеронов заключается в том, что когда крыло находится на углах атаки, близких к критическому, элероны, устанавливаясь по потоку, находятся на нормальных летных углах.

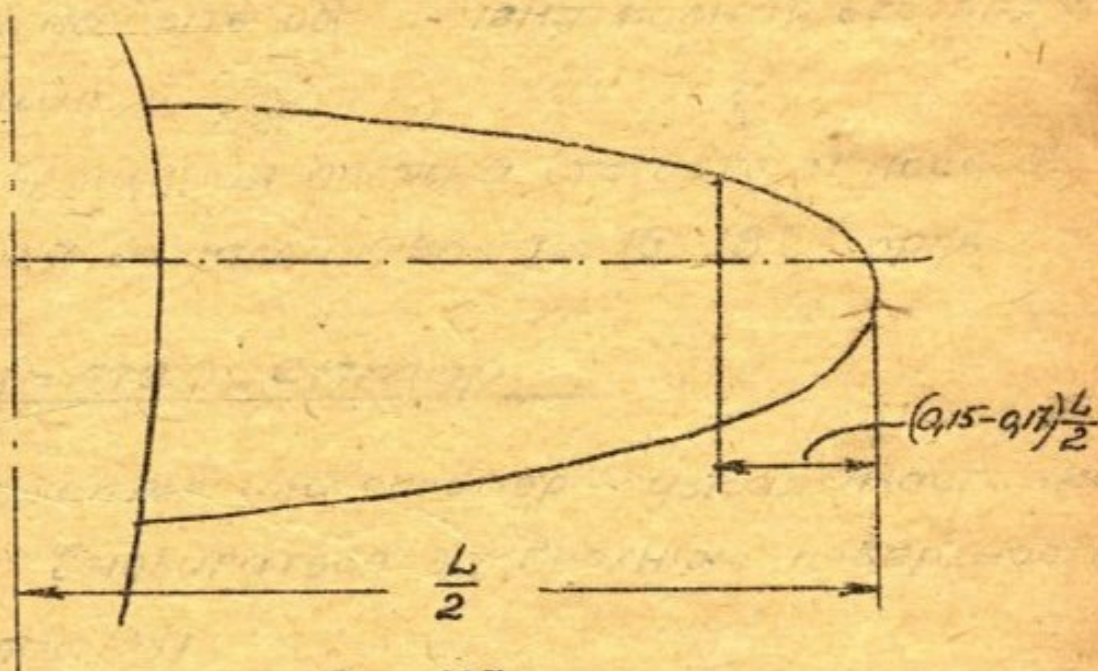


Рис. 137.

Плавающие концевые элероны более эффективны, чем нормальные и создают меньшие моменты рыскания, но они ухудшают аэродинамическое

кие характеристики крыла, т.к. учитывая малую подъемную силу участков крыла, занятых плавающими элеронами, при посадке, приходится увеличивать общую площадь крыла. В результате сопротивление возрастает на 15-20%.

Появление лишней степени свободы (свободный поворот элеронов относительно крыла) способствует возникновению вибрации крыла.

Но, как показывают эксперименты, этот недостаток плавающего элерона исключается при соблюдении следующих трех условий:

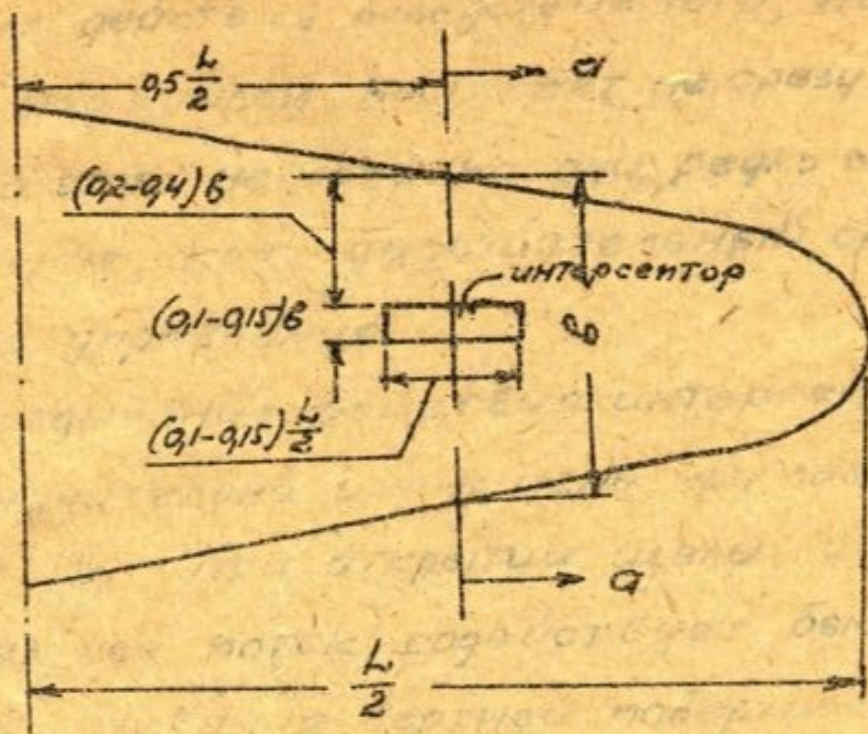
1. Профиль элеронов должен иметь постоянный центр давления.
2. Должна быть обеспечена полная весовая компенсация.
3. Ось вращения должна отстоять от носика профиля не дальше как на 15-18% хорды.

### Интерсептор.

Интерсептор или спойлер — узкая пластинка, могущая выдвигаться за верхнюю поверхность крыла (рис. 138)

Назначение интерсепторов — поперечное управление самолетом.

В нейтральном положении интерсептор плотно прилегает к основному профилю, либо прячется в последний. Отклонение интерсептора ведет к



сечение по а-а.

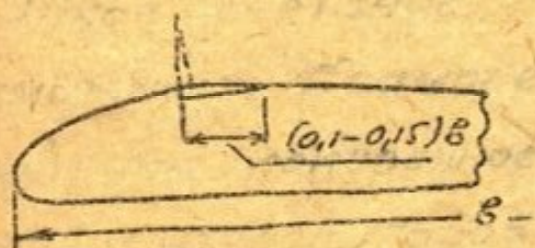


Рис. 138.

образованию завихрения над крылом и, как следствие этого, к уменьшению подъемной силы и увеличению лобового сопротивления того полукрыла, на котором интерсентор выдвинут.

Уменьшение подъемной силы полукрыла обеспечивает крен самолета. Момент рыскания интерсенторов - положителен. (Скольжение, вызванное моментом рыскания от интерсенторов, создает кренящий момент того же знака, что и от действия интерсенторов). Это - большое достоинство интерсенторов.

Недостатком интерсенторов является задержка

вание их действия вследствие того, что нарушение потока над крылом наступает не сразу.

Из-за этого недостатка они редко находят себе применение, как самостоятельный орган поперечного управления.

Запаздывание действия интерсепторов может быть значительно уменьшено при помощи щели (см. рис. 139). При открытии щели, устремляющейся через нее поток содействует быстрому нарушению обтекания верхней поверхности крыла.

[когда интерсептор прижнут к крылу - щель закрыта]

Такое сочетание интерсептора и щели дало возможность в самолете Коолеховен FK-55 осуществить поперечное управление при помощи одних интерсепторов. Запаздывание действия

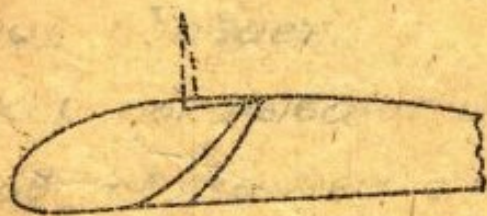


Рис. 139.

интерсептора зависит от положения последнего по хорде крыла.

Тем дальше интерсептор расположен от носка крыла, тем меньше

запаздывание его действия, однако, тем меньше значение угла атаки, при котором наступает потеря эффективности интерсептора.

Поэтому, обычно размещают интерсептор в пределах  $0,2 \div 0,4$  от хорды крыла.

Большую часть управления интерсепторами

связывается с управлением элеронами. В этом случае интерсейтор того полукрыла, на котором элерон отклоняется вниз, остается нейтральным, а интерсейтор того полукрыла, на котором элерон отклоняется вверх, выдвигается в поток.

При этом возникают кренящие моменты, от падения подъемной силы того полукрыла, на котором интерсейтор выдвинут в поток, суммирующиеся с моментом крена от элеронов. Момент рыскания, вызванный интерсейторами, имеет знак противоположный знаку момента рыскания, вызванного элеронами.

В результате, при одновременном действии элеронов и интерсейторов (так, как описано выше), кренящий момент элерона возрастает, а момент рыскания убывает.

Как показывают испытания, эффективность элеронов, связанных с интерсейторами, на малых скоростях очень велика. На больших скоростях пользоваться такими интерсейторами нецелесообразно, поэтому, обычно связывают управление интерсейторами с управлением элеронами таким образом, что открывание интерсейтора наступает только тогда, когда элерон отклоняется вверх на угол, превышающий  $6^{\circ}-8^{\circ}$ .

Для повышения поперечной устойчивости самолета на больших углах атаки, часто устанавли-



ваются концевые автоматические предкрылки.

При помощи таких предкрылков может осуществляться включение и выключение интерсепторов.

Пример такой конструкции будет разобран ниже - при описании предкрылков в разделе „Механизация крыла“.

Внутренняя структура элерона, так же как и конструкция узлов крепления элерона к крылу и тяг управления к элерону, аналогичны структуре и узлам рулей высоты и направления.

Т. к. в разделе „Хвостовое оперение“ разобран целый ряд типовых узлов, мы ограничиваемся в настоящем разделе лишь рассмотрением выше-разобранных конструкций (фиг. 29 и 55).

### Л и т е р а т у р а:

Хабинская. — Аэродинамические исследования элеронов. ч. I и ч. II. Труды ЦАГИ, вып. 183 и 210.

Сильман. — Исследования эффективности элеронов малой площади на двух крыльях с различными профилями. Техн. зам. ЦАГИ № 122.

Сильман. — Аэродинамические характеристики элеронов с осевой компенсацией. Техн. зам. ЦАГИ № 139.

- Хабинская. — Аэродинамические исследования  
концевых плавающих элеронов.  
Техн. зам. ЦАГИ, вып. 127.
- Колосов. — Аэродинамические исследования  
крыла с надкрыленными элеронами.  
Техн. зам. ЦАГИ, вып. 104.
- Колосов. — Исследования оперения с серво-  
рулями. Техн. зам. ЦАГИ, вып. 55.
- Гроссман. — Флаттер. Труды ЦАГИ № 284.
- 

Модель крыла

# Механизация крыла.

## Приспособления для увеличения максимальной подъемной силы крыльев.

### Введение.

Выше<sup>\*)</sup> было установлено, что величина отношения  $\frac{C_{y \max}}{C_{x \min}}$  очень сильно влияет на максимальную скорость самолета. Сейчас мы займемся рассмотрением методов увеличения  $\frac{C_{y \max}}{C_{x \min}}$  при помощи различных приспособлений, устанавливаемых на крыле. Эффект этих приспособлений заключается в увеличении кривизны профиля, или в улучшении его обтекания и затягивании срыва потока, или в некотором увеличении хорды профиля.

Многие из тех приспособлений, на которых мы сейчас остановимся, вызывают комбинированный эффект от перечисленных факторов.

### Закрылки.

Закрылком называется подвижная задняя часть крыла, отгибающаяся вниз наподобие элеронов.

В отличие от элеронов, закрылки не могут отклоняться вверх от нейтрального положения и все участки закрылков, расположенные на обоих полукрыльях и центроплане, связаны между собой так, что все они отклоняются одновременно

<sup>\*)</sup> См. выш. II. - "Крыло самолета".

в ту же сторону (вниз) и на один и тот же угол.<sup>\*)</sup>

На рисунке 140 схематически изображены некоторые типы закрылков.

Наиболее эффективными в отношении увеличения  $C_{y_{max}}$  оказались закрылки с профилированной щелью (типы В и С). Поток воздуха, устремляющийся через щель, сообщает заторможенным частицам воздуха, обтекающим верхнюю поверхность, новый импульс.



Рис. 140

Благодаря этому улучшается обтекание верхней поверхности крыла и закрылка (рис. 141)<sup>\*\*)</sup>

Исследования, произведенные в ЦАГИ с профилем Р-II с открытой и замазанной щелью, пока-

---

\*) Иногда, упрощая систему управления, допускают различные углы отклонения закрылков на отрывках и на центроплане.

Однако, это, в той или иной мере, снижает эффект закрылков.

\*\*) См раздел „Щелевые элероны“.

залч, что криво с открытой щелью имеет  $C_{y_{max}}$  на величину 0,12 больше чем  $C_{y_{max}}$  крыла с замкнутой щелью. Не следует забывать, что форма щели оказывает большое влияние на эффект закрылков.

Типы закрылков (в) и (с) - [рис. 140] отличаются друг от друга положением оси вращения и, зависящей от этого, конфигурацией щелей.



Рис. 141

В схеме (в) ось вращения закрылка помещается на хорде крыла или несколько ниже ее, что позволяет подвешивать

закрылки на небольших кронштейнах, более легких и обтекаемых, чем при типе (с).

Зато, в последнем случае, щель получается более плавной и можно достигнуть того, что закрылок при своем отклонении будет перемещаться так, чтобы все время будет находиться в зоне наиболее выгоднейших положений относительно основного профиля, с точки зрения наибольшего  $\Delta C_{y_{max}}$ .

Таким образом, мы можем заключить, что в отношении профильного сопротивления крыла более выгодными оказываются закрылки типа (в), зато, в отношении увеличения максимальной подъемной

Щели кривла - большой эффект дают закрылки типа (с). На фиг. 32 изображена конструкция щелевого закрылка типа (в).

Присутствие задней открытой щели может увеличить минимальное сопротивление кривла на 7-10% [при нейтральном положении закрылка]. Однако, можно так выбрать конфигурацию щели, что при нулевом положении закрылка щель закрыта.

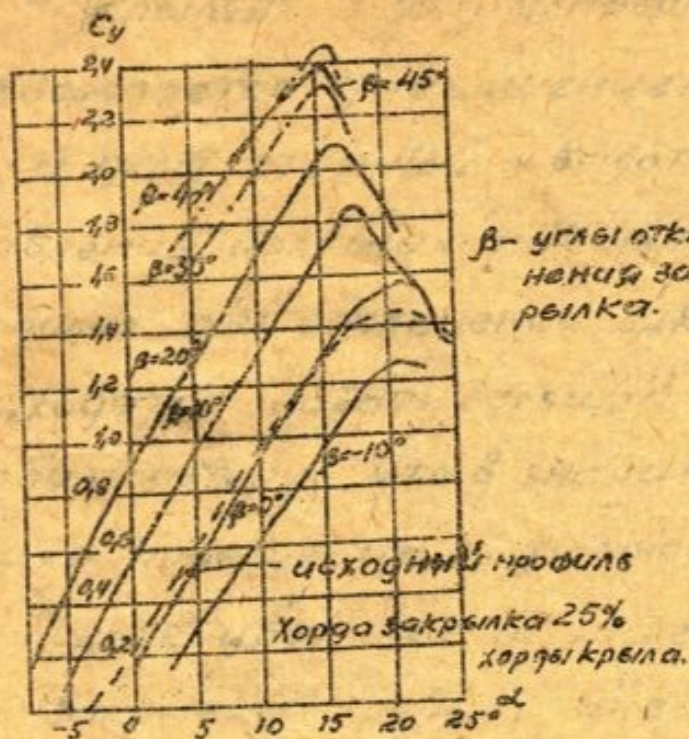
В этом случае увеличение сопротивления мало [около 3-5%].

На туристском самолете Харди FN-305 с закрылками [фиг. 50] связаны специальные пластинки (5). Вся эта система [закрылки с 4 пластинками 5] в полете остается неподвижной, образуя гладкую поверхность кривла 1.

В момент посадки пилот опускает закрылок 4 и, одновременно, пластинка 5 приподнимается над поверхностью кривла 1. Такое устройство [надкрылок НАСА] действует подобно щелевому кривлу и увеличивает эффективность закрылка.

На рис. 142 представлена типичная диаграмма для кривла со щелевым закрылком.

Из этой диаграммы следует, что  $\Delta C_y = f(\beta)$  уменьшается по мере увеличения отклонения закрылка [например, возрастание  $C_y$  при отклонении закрылка от  $\beta = 20^\circ$  до  $\beta = 30^\circ$  равно  $\sim 0,32$ , а при значениях  $\beta$  от  $30^\circ$  до  $40^\circ$   $\Delta C_y = 0,14$ ]; после дости-



$\beta$  - углы отклонения закрылка.

Рис. 142.

жения максимума кривая  $C_y = f(\alpha)$  довольно резко падает.

Значение критического угла атаки существенно зависит от кривизны профиля.

У профилей с большей кривизной критический угол

атаки ниже, чем у более прямых профилей.

$C_{y_{max}}$  у крыла с отклоненным на  $30-40^\circ$  закрылом достигается на углах атаки меньших на  $3^\circ-5^\circ$ , чем у исходного профиля.

Отклонение закрылка на  $30-40^\circ$  увеличивает  $C_{y_{max}}$  на величину  $0,8-1,1$  и значительно / в несколько раз / увеличивает  $C_{l_{0.5}}$ .

Максимальное качество  $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{max}$  профиля с отклоненным закрылом меньше, чем у исходного профиля.

Зато экономическое качество  $\frac{C_y^{3/2}}{C_x}$  на больших углах атаки у профиля с отклоненным закрылом больше, что позволяет применять закрылки не только для уменьшения посадочной скорости, но и для улучшения взлета и скоро



подъемности самолета на больших углах атаки.

В крыльях с закрылками увеличение  $C_{y_{max}}$  сопровождается уменьшением  $\alpha_{кр}$ , следовательно, и угла стоянки и высоты шасси. Но, вследствие появления больших пикирующих моментов, возникающих при отклонении закрылков, при посадке приходится давать большой отрицательный угол стабилизатору, что в значительной мере уменьшает общее повышение подъемной силы самолета.

Резкое увеличение момента крыла при отклонении закрылка требует оперирования стабилизатором одновременно с отклонением закрылка.

Чтобы облегчить работу пилота на некоторых самолетах (например Harrier FN-305) управление закрылками связано с управлением стабилизатора таким образом, что при отклонении закрылков одновременно происходит автоматическая регулировка стабилизатора.

Однако эта связь не должна препятствовать регулированию стабилизатора при нейтральном положении закрылков. Поэтому конструктивное ее оформление достаточно сложно.

Резкое падение  $C_{y}$  крыла с закрылком после достижения критического угла атаки вызывает увеличение склонности к авторотации.

В некоторых схемах разрезных крыльев применяются элероны-закрылки, которые, содной стороны,

выполняют роль элеронов, а с другой — служат еще и для увеличения подъемной силы крыла в целом.

Управление элеронами-закрылками устроено так, что независимо от сдвига в разные стороны, элероны-закрылки могут быть одновременно отклонены вниз на угол  $15-20^\circ$ . В этом случае кинематика управления должна быть осуществлена так, чтобы элерон, отклоняющийся вверх от крайнего нижнего положения его как закрылка, или доходил до нейтрального положения, или же переходил в область отрицательных углов отклонения; в противном случае поперечная управляемость будет хуже, чем при нормальной работе элеронов (от нейтрального положения).

На фиг. 30 изображен механизм управления закрылками и элеронами-закрылками. Этот механизм связывает закрылки и элероны-закрылки так, что при отклонении закрылков элероны-закрылки также отклоняются вниз.

Наличие этого механизма не препятствует нормальному управлению элеронами-закрылками как элеронами от ручки или штурвала пилота.

Механизм состоит из масляного цилиндра и системы рычагов. Масляный цилиндр состоит из двух половин, скрепленных друг с другом фланцевым соединением. Для большей простоты изготовления обе половины цилиндра представляют

собой цилиндрические обечаики с приваренными к ним днищами и фланцами. Между фланцами проложена кожа для уплотнения и перегородка, разделяющая внутренние полости обеих половин цилиндра друг от друга. К перегородке приварены упоры для поршней. Полости обеих половин по левую сторону от поршней соединены друг с другом трубкой. К цилиндру подведены два трубопровода.

При помощи специального крана, пилот может накачивать нагнетаемое помпой масло в цилиндр через один или другой трубопроводы. Пусть масло нагнетается в правый трубопровод. Под давлением масла правый поршень движется влево и через трубку перегоняет масло из левой полости правой половины цилиндра в левую полость левой половины цилиндра. Давление масла в этой полости заставляет левый поршень двигаться вправо. Так как масло практически несжимаемо, то перемещение правого поршня всегда равно перемещению левого и оба перемещения всегда происходят одновременно, чем достигается синхронная работа закрылков.

Концы штоков поршней связаны через качалки с тягами управления закрылками.

К обоим штокам прикреплены также две траверсы, связанные между собой тягой.

К концам траверс присоединены, идущие к

элеронам-закрылкам, тяги.

С правой траверсой связана также тяга, идущая от ручки управления элеронами в кабине пилота. При движении поршней в масляном цилиндре, тяги, идущие к закрылкам и к элеронам-закрылкам, синхронно приводятся в движение.

Первые - через качалки, а вторые - при помощи траверс. Последние, в этом случае, вращаясь вокруг точек крепления тяги, их связывающей, работают как рычаги первого рода. Плечи траверс и качалок выдвигают так, чтобы при наибольшем отклонении закрылков  $/45^\circ$ , элероны-закрылки отклонялись на  $30^\circ$ .

При оперировании элеронами-закрылками в качестве элеронов, тяга от управления элеронами поворачивает обе траверсы в одну и ту же сторону. Центры вращения траверс в этом случае находятся в точках крепления траверс к штокам; траверсы, работая как рычаги второго рода, перемещают в одну и ту же сторону тяги, идущие к элеронам-закрылкам. Т.е. - или толкают левую и тянут правую тягу, или наоборот. При этом элероны-закрылки, как обычные элероны, отклоняются в противоположные стороны.

Ниже мы рассмотрим пример установки такого механизма на крыле с элеронами-закрылками.

## Предкрылки.

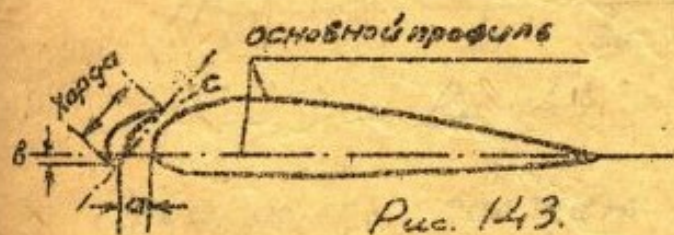
Предкрылком называется небольшое крылышко, выделенное из исходного профиля крыла или же имеющее вид тонкой пластинки, прилегающей к исходному профилю.

На рис. 143 изображен первый из указанных типов предкрылков.

Струя, протекающая через щель между предкрылком и основной частью профиля, увеличивает энергию пограничного слоя на верхней поверхности крыла. Благодаря этому срыв потока затягивается до очень больших углов атаки.

За счет этого явления увеличивается коэффициент максимальной подъемной силы крыла.

Предкрылок, будучи интенсивно обтекаем, имеет довольно значительную собственную подъемную силу.



Но, ввиду того, что благодаря наличию щели несколько уменьшается разность давлений в областях под и над крылом, подъемная сила основного профиля уменьшается.

В результате, на летнем диапазоне углов

атаки полная подъемная сила дужки с предкрылком немного меньше, чем подъемная сила исходного профиля, если дужка и исходный профиль имеют одинаковые углы атаки.

Увеличение же максимальной подъемной силы крыла с предкрылком происходит главным образом в результате увеличенная критического угла атаки.

Это можно видеть на рис. 144.

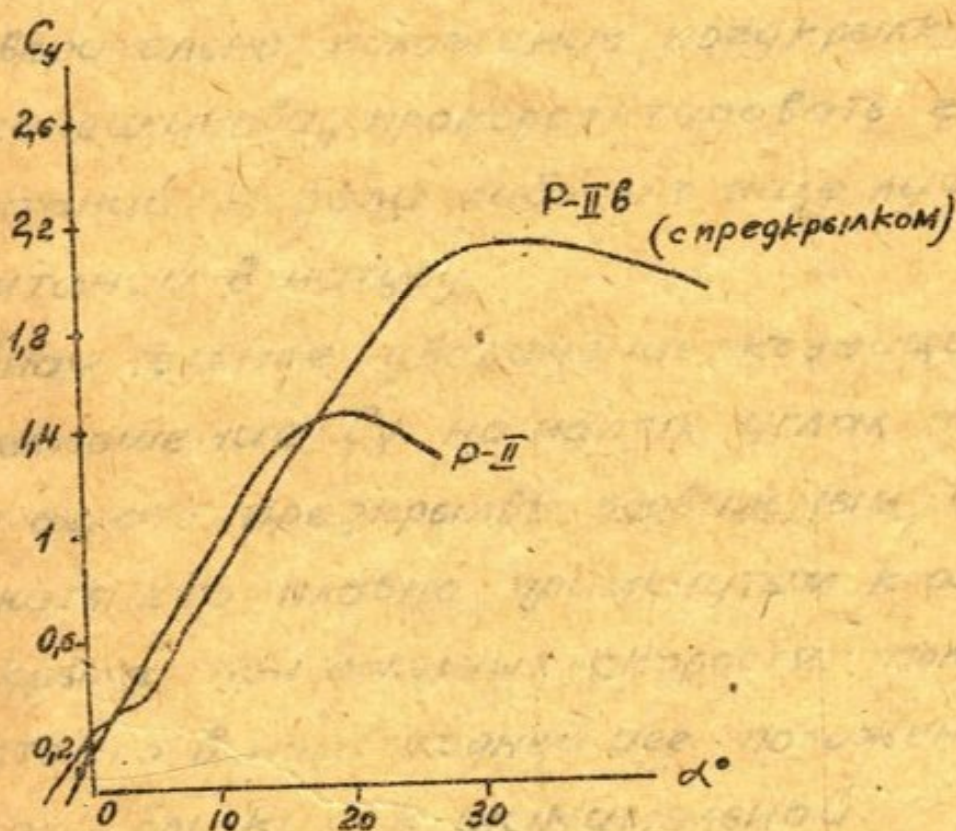


Рис. 144.

Предкрылок должен быть так расположен относительно исходного профиля, чтобы его положение не ухудшало обтекания передней части крыла и чтобы предкрылок мог влиять на наиболее благоприятным образом на обтекание основной части крыла. Кроме того, угол атаки предкрылка должен

обеспечивать наибольшее значение  $C_y$  самого предкрылка.

На основании систематической обработки значительного количества испытаний, члж. Красильщиковым<sup>\*)</sup> были предложены эмпирические формулы, определяющие наилучшее положение предкрылка, удовлетворяющее указанным выше требованиям. Само собой разумеется, что при реальном проектировании следует, выбрав предварительно положение предкрылка по ф-лам Красильщикова, прокорректировать его, путем испытаний модели либо, что еще лучше, путем испытаний в натуре.

Значительное увеличение коэффициента  $C_{xp}$  и уменьшение  $C_y$  на малых углах атаки заставляет делать предкрылок подвижным, что позволяет держать его плавно прикинутым к основной части крыла, при больших скоростях полета и выдвигать его в наилучшее положение при скоростях, близких к минимальной.

Предкрылок, находящийся в наилучшем положении, увеличивает  $\alpha_{кр.}$  на  $8^\circ-12^\circ$ , увеличивает  $C_{y_{max}}$  на величину  $0,8-1,0$ , увеличивает  $C_{xp}$  на величину  $0,02-0,04$  и немного перемещает ц. г. вперед.

\*) Красильщиков - О выборе наилучшего положения предкрылка - Труды ЦАГИ, Вып. 161

Предкрылок, уменьшая максимальное качество, также, как и закрылок, увеличивает экономическое качество на больших углах атаки.

Положительным свойством предкрылка является то, что после достижения  $C_{y_{max}}$ , подъемная сила при дальнейшем увеличении угла атаки падает плавно, поэтому и склонность к авторотации у крыла с предкрылком значительно меньше, чем у крыла с закрылком.

Однако, у крыла с предкрылком увеличение  $C_{y_{max}}$  сопровождается значительным увеличением критического угла атаки, а следовательно и стояночного угла самолета, что влечет за собой необходимость в значительном увеличении высоты шасси.

Кроме того, центр давления такого крыла на больших углах атаки при наилучшем положении предкрылка несколько перемещается вперед, по сравнению с исходным профилем, что влечет за собой увеличение /хотя и небольшое/ хода подъема стабилизатора.

Более удобным на практике оказалось крыло с предкрылком и закрылком [рис. 145]

Такая комбинация дает больший  $C_{y_{max}}$  и на меньшем угле атаки, чем при наличии только предкрылка.

Кроме того, в этом случае перемещение центра давления назад меньше, чем у крыла с закрылком.





Рис. 145.

Иногда предкрылок ставят не по всему размаху крыла, а только на концевых его частях /концевые предкрылки/. Такие предкрылки мало увеличивают  $C_{y\max}$  всего крыла, но, зато, повышают поперечную устойчивость и управляемость в полете на малых скоростях. В этом случае, даже при углах больших критического /для исходного профиля/, концы крыла находятся в зоне докритического обтекания и при случайном крене появляется тормозящий момент, препятствующий авторотации /т.к. на концах  $\frac{dC_y}{d\alpha} > 0$ /.

Кроме того, вследствие плохого обтекания концов крыла, сохраняется эффективность элеронов. Длина концевых предкрылков имеет свой оптимум, при котором угол начала авторотации крыла будет наибольшим.

Эффективность концевых предкрылков существенно зависит от формы крыла в плане.

У сильно конических крыльев она может быть очень низкой.

Концевые предкрылки часто делают не управляемыми, а автоматическими.

Автоматическое действие предкрылков основано на том, что на малых углах атаки аэродинамическая сила, действующая на предкрылок, мала и дает слагающую назад; по мере увеличения углов атаки, равнодействующая растет и изменяет свое направление таким образом, что дает слагающую, стремящуюся оторвать предкрылок / см. рис. 146 З/

Под влиянием этой силы предкрылок выдвигается вперед и становится в наиболее выгодное положение.

Проектируя кинематику автоматического предкрылка, следует ее увязывать с результатами продувок с таким расчетом, чтобы, с одной стороны, предкрылок не открывался преждевременно, а с другой - чтобы на больших углах атаки равнодействующая аэродинамических сил, действующих на предкрылок, имела составляющую, открывающую предкрылок не только в начальном и конечном его положениях, но и во всех промежуточных.

На работу автоматического предкрылка существенно влияют зазоры между основной частью крыла и предкрылком в передней и задней части последнего / рис. 146 В, С/.

Зазор в передней части предкрылка / вариант, В/ уменьшает углы атаки при которых

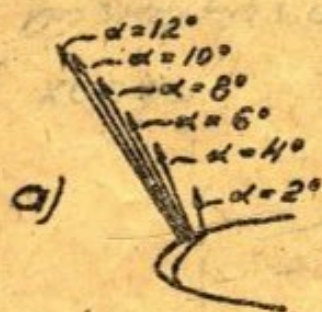
начинается автоматическое открытие предкрылка; вариант С<sup>2</sup> дает обратный эффект.

Выбирая тот или иной вариант можно регулировать угол открытия автоматического предкрылка.

На фиг. 31 изображена схема сложного разрезного крыла, имеющего предкрылки, автоматические предкрылки, закрылки и элероны-закрылки.

Крыло предназначено для разведчика со схемой подкосного высокоплана. Форма крыла в плане определена стремлением получить хороший обзор и сделать крыло равнопрочным.

Там, где к крылу крепится подкос, изгибающие моменты достигают максимума, поэтому, в этом месте крыло имеет наибольшую хорду.



Лонжероны сделаны прямыми. Это, правда, усложняет их производство, т.к. лонжероны получаются расположенными на разном проценте хорды по размаху,



Рис. 146.

от чего их высота изменяется по кривой.

Зато, такая конструкция, по сравнению с крылом, имеющим лонжероны на постоянном проценте хорды [рис. 147] имеет то преимущество, что дает возможность избежать неблагоприятного перераспределения нагрузок у места излома лонжеронов.

На схеме виден механизм, связывающий движение элеронов-закрылок с закрылками, описанный нами выше.

От этого механизма в каждое крыло идут две тяги. Одна, управляющая элеронами-закрылками, другая - управляющая предкрылками и закрылками.

На фиг. 32, 33, 34<sup>\*)</sup> изображены сечение и план участка крыла, со схемой которого мы только что познакомились (фиг. 31), в месте максимальной хорды.

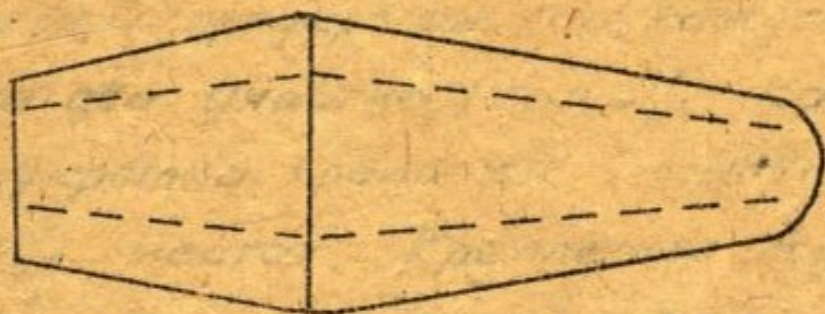


Рис. 147.

\*) Фиг. 33 и 34 представляют собой увеличенные участки фиг. 32.

Лонжероны представляют собой звучающие балки, состоящие из вертикальной стенки, четырех швеллеров и двух накладок из листовых полос. Нервюры представляют собой стенки с отбортовкой по контуру. Для облегчения в нервюрах сделаны отверстия треугольные и круглые.

Обшивка крыла подкреплена пятью стрингерами л-образного сечения.

Лонжерон закрылка представляет собой коробку, составленную из двух швеллеров и двух вертикальных стенок. Нервюры закрылка для облегчения имеют отверстия с отбортовками.

Закрылок подвешен на кронштейнах, причем ось вращения закрылка вынесена за лонжерон.

Этим достигается весовая компенсация закрылка. Конфигурация щели выбрана таким образом, что в нейтральном положении щель закрыта.

Управляемый предкрылок на каждом крыле разрезан на два участка (фиг. 31). Каждый участок предкрылка крепится к основной части крыла в двух местах. Крепление осуществляется при помощи двух тяг. Одна из нервюр предкрылка развита и выходит за его контур, врезаясь в контур основного профиля; к этой развитой нервюре и крепятся тяги, на которых подвешен предкрылок.

Сквозь круглые отверстия в нервюрах основного профиля пропущена тяга управления предкрылками и закрылками.

Эта тяга крепится к коленчатому рычагу; к одному плечу этого рычага, при помощи шатуна, крепится тяга управления предкрылками, а к другому, тоже при помощи шатуна, — тяга управления закрылками, причем обе эти тяги проходят в направляющих сквозь стенки лонжеронов.

Коленчатый рычаг прикреплен к специальной стойке на нервюре, приклепанной сверху и внизу к стрингерам. В местах крепления предкрылка одна из тяг, на которых он подвешен, продолжена за свою ось вращения и к этому ее концу крепится тяга, идущая от коленчатого рычага.

Таким образом, если механизм в фюзеляже толкнет тяги управления предкрылками и закрылками на обоих крыльях в направлении к концам крыльев, то коленчатые рычаги потянут тяги, идущие к предкрылкам и толкнут тяги, идущие к закрылкам.

Предкрылки выдвинутся, а закрылки опустятся. Одновременно опустятся и элероны-закрылки.

Обратное движение тяги управления предкрылками и закрылками вызовет закрытие предкрылков и поднятие закрылков в нейтральное положение.

В разделе „Элероны“ мы указывали о наличии концевых автоматических предкрылков на крыле с интерсепторами, первые используются для включения и выключения последних.

На фиг. 35 и 36 изображен механизм управления интерсептором в крыле с автоматическим предкрылком. Автоматический предкрылок подвешен к основной части крыла на двух звеньях таким образом, что при соответствующем направлении результирующей аэродинамических сил, действующих на него, предкрылок может выдвигаться и стать в наиболее выгодное положение.

Интерсептор представляет собой согнутую по дуге пластинку. Эта пластинка связана с коленчатым рычагом, который подвешен на оси, крепящейся к основной части крыла.

В нейтральном положении интерсептор спрятан в носке крыла, для чего в передних частях нервюр сделаны вырезы, подкрепленные уголковыми профилями. При повороте коленчатого рычага интерсептор выступает в поток над крылом.

Интерсептор удерживается в нейтральном положении пружинкой, один конец которой прикреплен к коленчатому рычагу интерсептора, а второй - к кронштейну, к которому прикреплена ось коленчатого рычага / см. узел В на фиг. 36/.

Тяга, связанная с управлением элеронами,

подходит к траверсе. Один конец этой траверсы, с помощью тяги, связан с коленчатым рычагом интерсептора, а другой, тоже с помощью тяги, с кривошипом, сидящим на одной оси с звеном предкрылка. Ко втулке кривошипа приварен зуб, поворот которого относительно звена ограничен выступом на ушке последнего (см. узел А на фиг. 35).

Описываемый механизм предусматривает включение и выключение интерсептора с помощью автоматического предкрылка.

В работе механизма возможны следующие положения:

1. Автоматический предкрылок закрыт, интерсептор нейтрален. При оперировании элеронами тяга, связанная с ними, движется вперед или назад. Так как дальнейшее движение интерсептора вглубь крыла ограничено упором, а его выдвиганию в поток сопротивляется пружина, то движение тяги и траверсы передается на кривошип, который свободно поворачивается, т.к. при закрытом предкрылке зуб на втулке кривошипа может совершать значительные повороты в ту или другую сторону, не встречая выступа на ушке звена предкрылка (см. фиг. 35).

Таким образом, когда автоматический предкрылок закрыт при оперировании элеронами —



- интерсептор остается нейтральным.

2. Автоматический предкрылок открыт. Если элерон опускается, тяга, идущая от управления элеронами, движется вперед и /как и в предвидущем случае/ кривошип свободно поворачивается вперед, а интерсептор остается нейтральным.

Если же элерон поднимается, то тяга идет назад. При открытом автоматическом предкрылке, выступ на ушке звена поворачивается вместе с этим звеном и упирается в зуб на втулке кривошипа, не давая последнему повернуться назад. Траверса поворачивается и тянет за собой коленчатый рычаг, преодолевая сопротивление пружины.

Интерсептор выдвигается за верхнюю поверхность крыла /положение I фиг. 35/. Таким образом, когда автоматический предкрылок открыт, при отклонении элерона вниз - интерсептор остается нейтральным, а при отклонении элерона вверх - интерсептор выдвигается за верхнюю поверхность крыла.

3. Предположим, что при полете на малых углах атаки пилот оперирует элеронами. При этом интерсепторы нейтральны. Если в следующий момент машина перешла на большой угол атаки, то следствием этого явится откры-

тие автоматических предкрылков.

Нетрудно проследить, что на той стороне, где элерон поднят, автоматический предкрылок, открываясь, потянет за собой тягу, идущую к траверсе, повернет последнюю и будет выдвигать интерсептор [положение II на фиг. 36], на той же стороне, где элерон опущен, при открытии автоматического предкрылка интерсептор остается нейтральным.

Щитки - закрылки.

Щиток-закрылок представляет собой отклоняющуюся вниз часть крыла, расположенную на нижней стороне его у задней кромки. Существует много типов щитков - закрывков.

На рис. 148 изображены: простой щиток /щиток Шренка/ и щиток типа ЦАМ.

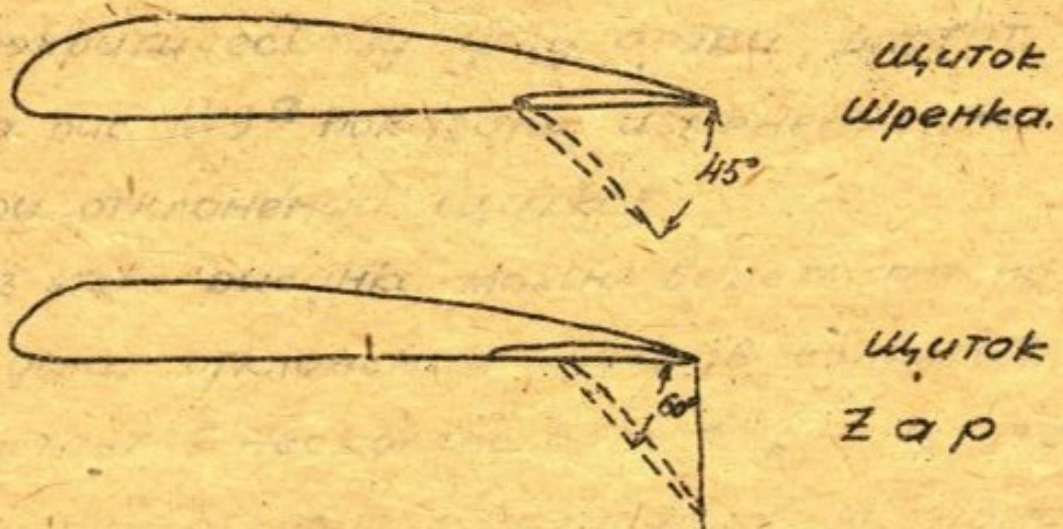


Рис. 148.

Эффект, вызываемый щитками - закрывками, является результатом взаимодействия двух факторов.

1) Отклонение щитка эквивалентно увеличению кривизны профиля. Подъемная сила и лобовое сопротивление увеличиваются. Но увеличение кривизны должно было бы повлечь за собой уменьшение критических углов атаки.

Однако,

2) Разрежение, возникающее между щитком и задней частью крыла, отсасывает пограничный слой с верхней поверхности последнего. Скорости у задней части поверхности крыла увеличиваются и тем самым затягивается срыв струи с верхней поверхности крыла.

Сочетание этих двух факторов приводит к тому, что критический угол атаки крыла с отклоненными щитками остается приблизительно неизменным, по сравнению с критическим углом крыла без щитка, а значения  $C_y$  и  $C_x$ , соответствующие произвольному докритическому углу атаки, растут.

На рис. 149<sup>a</sup> показано изменение поляри крыла при отклонении щитков.

Из этого рисунка можно видеть, что при больших углах отклонения щитков, сопротивление возрастает в несколько раз. В результате, щитки при полном открытии уменьшают экономическое качество крыла. При открытии же щитков-закрылков на угол  $20^\circ-30^\circ$  наблюдалось некоторое улучшение взлета, что объясняется небольшим

увеличением экономического качества при малых углах отклонения щитков. Однако, эффект щитков в отношении улучшения взлета значительно меньше, чем у крыла с предкрылком или закрылком. На диаграмме / рис. 149<sup>Б</sup>/ показаны изменения длины разбега перед взлетом в зависимости от угла открытия щитка или закрылка.

Щиток Шренка при углах отклонения порядка 20° уменьшает длину разбега, приблизительно, на 10%.

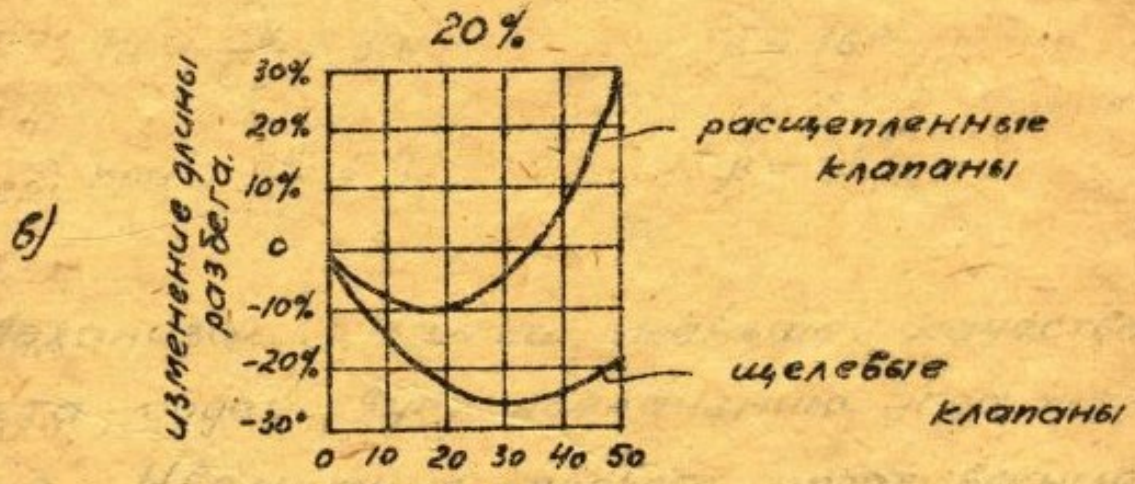
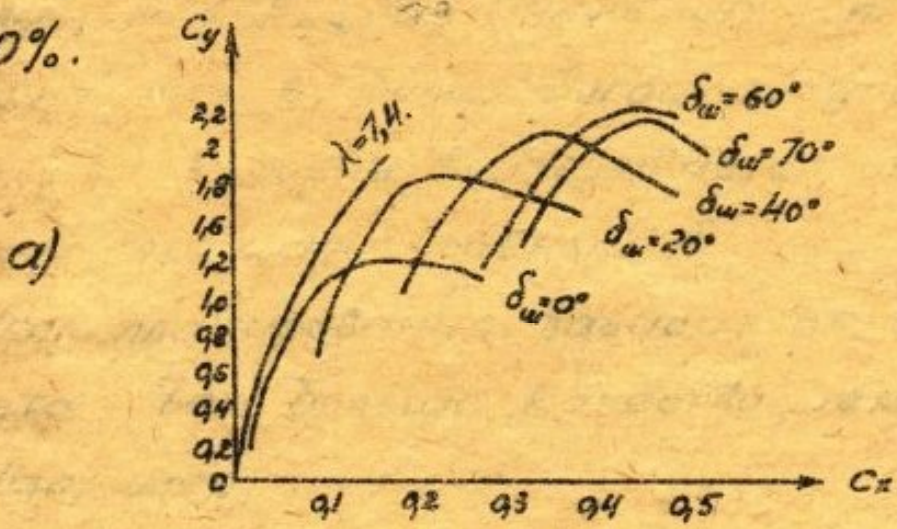


Рис. 149.

Щелевой закрылок при отклонении его на  $30^\circ$  уменьшает эту длину на 25-27%.

Зато щитки, кроме значительного уменьшения посадочной скорости, позволяют сильно увеличить крутизну траектории при посадке.

При этом требуется меньшая посадочная площадь на аэродроме. Это ясно из рис. 149<sup>с</sup>.

Если  $h$  - высота какого-то строения вблизи аэродрома,  $\beta_1$  и  $\beta_2$  различные углы планирования, то ясно, что  $\beta_1$  более выгодный угол планирования, при котором выгадывается отрезок посадочной площади, равный  $A$ .

Угол планирования зависит от качества самолета. Чем больше качество, тем меньше  $\beta$ .

Например,

$$\text{при } \frac{C_y}{C_x} = 3,5 \quad \beta = 16^\circ$$

$$\text{при } \frac{C_y}{C_x} = 8 \quad \beta = 8^\circ$$

Механизация крыла, уменьшая качество самолета, содействует увеличению угла планирования. Увеличение лобового сопротивления также выгодно в отношении уменьшения пробега после посадки. Длина пробега за счет роста  $C_x$  сильно уменьшается.

/ Во Франции была сделана удачная попытка применения механизации крыла для увеличения

эффективности колесных тормозов при пробеге самолета после посадки.

Принцип такой механизации заключается в том, что на земле отклоняется вверх задняя кромка крыла, в результате чего подъемная сила не только уменьшается, но даже меняет знак. Получающееся вследствие этого увеличение нагрузки на колеса повышает максимальный тормозной момент. Пробег сокращается./

Простые щитки лучше всего делать с хордой около 0,2 хорды крыла.

Щитки типа ЦАМ имеют наибольшее приращение  $C_{y_{max}}$ , по сравнению с исходным профилем, когда хорда щитка равна 35% от хорды крыла.

Однако, так как увеличение хорды ЦАМ'а от 25% до 35% хорды крыла создает незначительный рост  $C_{y_{max}}$ , одновременно значительно усложняя и утяжеляя конструкцию, то на практике обычно щитки ЦАМ выполняются с хордой равной 25% от хорды крыла.

На рис. 150 дана зависимость эффективности щитка от его длины и положения по размаху крыла. Из этого рисунка видно, что:

- 1) расположение щитка у корня крыла /верхняя кривая/ значительно выгоднее расположения его у конца крыла /нижняя кривая/, и
- 2) вырез щитков под фюзеляжем значительно

снижает их эффективность.



Рис. 150

### Крыло Фаулера. /рис. 151/

В основу этого крыла положена идея увеличения кривизны и площади крыла в полете.

И: сток отходит назад и поворачивается на угол до 40°. При этом площадь крыла увеличивается до 30%.

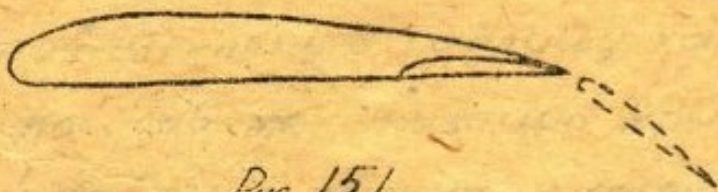


Рис. 151.

Недостатком крыла Фаулера является сложность конструкции, вытекающая из необходимости обеспечить перемещение закрылка далеко назад, не вынося, в то же время, механизма управления в поток. Однако, стремление к увеличению удельной нагрузки на крыло вынуждает конструкторов искать пути разрешения этой задачи и крылья последних скоростных машин снабжены уже закрылками Фаулера.

Например, самолет Локхид 14 имеет щитки Фаулера, перемещающиеся на роликах по направляющим, выступающим за нижнюю поверхность крыла. Управление тросовое.

### Крыло со щитком и предкрылком.

В ЦАГИ были произведены испытания крыла со щитком и предкрылком.

Эти испытания дали следующие результаты:

а) Приращение максимальной подъемной силы крыла с предкрылком и щитком равно сумме приращений максимальной подъемной силы за счет предкрылка и щитка, в отдельности

$$|C_{y \max} = 2,98|.$$

б) Критический угол атаки этого крыла на  $2^\circ-3^\circ$  меньше, чем у крыла с предкрылком

$$|\alpha_{кр} \cong 26^\circ|.$$

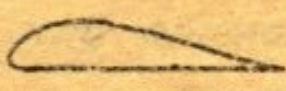
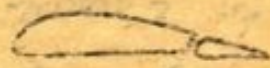




Таким образом, в этой комбинации почти полностью сохраняется основной недостаток крыла с предкрылком — большие значения критических углов атаки.

Приведем сравнительную таблицу характеристик различных способов механизации крыла [см. стр. 30]. Из этой таблицы можно усмотреть, что наиболее эффективными в отношении  $C_{y \max}$ , кроме крыла Фаулера, являются щиток ЦАМ и комбинация закрылка и предкрылка.

Щиток ЦАМ и комбинация предкрылка с закрылком обеспечивают также возможность наиболее крутого планирования.



таблица № 2\*

Тип механи- защиты.	$\delta$	$C_{y_{max}}$	$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{C_{y_{max}}}$	$\alpha_{кр.}$	
исходный профиль	-	1,291	7,6	15°	
Щелевой закрылок	45°	1,98	4,0	12°	
Предкрылок и закрылок	45°	2,26	3,8	19°	
Щренк	50°	2,16	4,3	14°	
ЦАП	60°	2,35	3,7	13°	
Фаулер	40°	2,42	4,25	15°	

Последняя комбинация, однако, имеет ряд недостатков:

1)  $C_{y_{max}}$  достигается на большом угле атаки, а это требует большой высоты шасси.

2) Увеличение  $C_y$  сопровождается значительным ростом  $C_m$ , следствием чего является необходимость регулирования стабилизатора одновременно с опусканием закрылков.

3) Как мы могли убедиться на основании разобранных выше примера (фиг. 31), управление такой системой достаточно сложно.

\* В данных таблицы № 2 не учтено влияние земли и числа Рейнольдса. В натуре шток ЦАП<sup>в</sup> дает  $C_{y_{max}}$  до 2,9, крыло Фаулера - до 3,2.

При установке щитков на крыле:

1) Значение критического угла атаки крыла несколько, даже, уменьшается.

2) Пикирующий момент крыла при отклонении щитков увеличивается. Однако, щитки вызывают значительное увеличение схода потока за крылом.

При удачном расположении хвостового оперения относительно крыла, дополнительный снос потока при отклонении щитков может так изменить подъемную силу оперения, что увеличение пикирующего момента крыла будет скомпенсировано изменением момента хвостового оперения.

3) Опасность возникновения бафтинга хвостового оперения при использовании щитками уменьшается, так как отрыв струй с верхней поверхности крыла, благодаря отсосу пограничного слоя, практически отсутствует до критических углов атаки.

4) Система управления щитком Шренка может быть выполнена очень простой. Управление щитком типа ЦАИ более сложно, однако, все же значительно проще и легче системы управления закрыльком и предкрыльком.

Значительные шарнирные моменты щитков, в случае щитка типа ЦАИ, могут быть избегнуты удачным расположением шарниров.

В случае простых щитков и таких конструк-

ций щитков ЦАП, в которых удачным выбором кинематики не удается достаточно уменьшить шарнирные моменты (а, следовательно, и работу затрачиваемую пилотом для отклонения щитков), приходится применять гидравлический, пневматический или электрический приводы.

### Компенсация щитков.

В том случае, если конструктору желательно оставить ручное управление щитками, необходимо тем или иным способом уменьшить работу необходимую для отклонения щитков, т.е. компенсировать щитки.

Ручное управление компенсированными щитками имеет то преимущество перед гидравлической, пневматической или электрической системой управления обычными (некомпенсированными) щитками, что обеспечивает возможность более быстрого оперирования ими.

Это особенно важно в том случае, когда нужно быстро убрать щитки / например, при ошибочном расчете на посадку/. Компенсированный щиток может быть убран одним движением руки пилота.

Рассмотрим здесь два типа компенсированных щитков:

I - Двойные щитки

## II - Щитки с двойным подвешиванием.

Схема двойных щитков изображена на фиг. 37

Основной щиток [задний] выполняется с хордой равной 20% от хорды крыла.

Хорда вспомогательного [переднего] щитка равна 10% хорды крыла. Разрезание, образующееся за вспомогательным щитком, содействует открыванию основного щитка.

Общая работа пилота, затрачиваемая на открывание системы двойных щитков [связанных одним управлением], в несколько раз меньше работы, необходимой для открывания простого щитка. Кинематика механизма управления двойными щитками показана на фиг. 37<sup>а</sup>.

Рычаги  $R_1$  и  $R_2$ , передающие движение основному и вспомогательному щиткам, сидят на одной оси. На этой же оси сидит рычаг, связанный с управлением от пилота [на чертеже этот рычаг не показан].

Щитки отклоняются одновременно. Соотношение максимальных углов отклонения основного и вспомогательного щитков  $\delta_{ш_2}$  и  $\delta_{ш_1}$  должно быть подобрано из того условия, чтобы получить возможно большую компенсацию, избегнув в то же время перекомпенсации, на всем диапазоне углов отклонения основного щитка.

По предварительным данным, такое решение

дает соотношение углов  $\frac{\delta\omega_2}{\delta\omega_1} = \frac{60^\circ}{75^\circ}$ .

Однако, это необходимо еще проверить дополнительными продувками. / В ЦАГИ были произведены продувки для  $\frac{\delta\omega_2}{\delta\omega_1} = \frac{60^\circ}{90^\circ}$ . При этом оказалось, что на малых углах отклонения основного щитка имеет место перекомпессация/.

Конструкция щитка с двойным подвешиванием изображена на фиг. 50 и 51. Щиток состоит из двух створок. Верхняя створка на шомполе подвешена к крылу, а нижняя створка также к верхней. Обе створки щитка представляют собой конструкции типа Моноспар.

Благодаря большой жесткости такого типа конструкции на кручение, можно не обшивать щитки с обеих сторон. Для удобства сборки самих щитков и монтажа узлов управления, верхняя створка покрыта обшивкой только по верхней своей поверхности, а нижняя створка - по нижней поверхности. С нижней створкой щитка связан рычаг, подвешенный своим вторым концом на кронштейне, прикрепленном болтами к заднему лонжерону крыла. К этому рычагу крепится конец тяги, другой конец, который прикреплен к скобе, приваренной к трубе "а".

Труба "а" пропущена сквозь лонжерон крыла

и скользит в двух направляющих втулках.

Одна из них прикреплена болтами непосредственно к лонжерону, а вторая является головкой кронштейна, составленного из трех труб.

Передний конец трубы "а", при помощи серьги, соединен с угольником, к другому концу которого крепится тяга управления щитком.

В нейтральном положении щиток, сложенный вдвое, вместе с идущим к нему рычагом спрятан в особой выемке на нижней поверхности хвостика крыла, обшитой дуралем и прикрепленной дуралевым профилем.

Если потянуть за тягу управления щитками, то коленчатый рычаг, повернувшись, толкнет трубу "а" назад.

Последняя, при помощи тяги, повернет рычаг вниз, который, в свою очередь, опустит щиток. Нетрудно заметить, что, меняя соответствующим образом положение точки крепления рычага к нижней створке щитка, можно менять величину и направление момента относительно точки подвешивания рычага, вследствие чего будет меняться и усилие, необходимое для управления такими щитками.

Наиболее рациональным будет такое положение точки крепления рычага к нижней створке щитка, при котором усилие, необходи-

мов для управления щитком, при любом положении последнего - будет, по возможности, мало и направлено все время в сторону закрывания щитков.

Эффективность таких щитков в отношении повышения  $C_{y_{max}}$  приблизительно равна эффективности клапанов Шренка; шарнирный момент щитка с двойным подвешиванием в 5-6 раз меньше шарнирного момента щитка Шренка.

Рассмотрим несколько типовых конструкций щитков.

### Щитки типа ЦАИ.

Типичным представителем щитков типа ЦАИ является клапан, установленный на самолете КАУ-1.

Первоначально на самолете был установлен механизм, изображенный на фиг. 39<sup>a</sup>.

Он состоит из бронзовой каретки  $A$ , движущейся по стальной направляющей  $[2 \times 12 \text{ мм.}]$ , и из качалки  $C$ .

Направляющая привернута 3 мм болтиками к нижней сосновой полке хвостовой части нервюры. К этой нервюре крепится задний конец/ось вращения/ качалки  $C$ , второй конец, которой связан вильчатым болтом с лонжероном закрылка. С кареткой соединен тянущий трос, при движении которого каретка перемещается к задней кромке крыла, отодвигая, таким образом

закрывает назад и поворачивая его на  $60^\circ$ .

Схема проводки тросов управления клапана показана на фиг. 38.

Более совершенным можно считать механизм, показанный на фиг. 39<sup>б</sup>.

Он состоит из Л-образного согнутого дуголевого кронштейна, по всей длине которого расположена стальная трубка с прорезом. По трубке скользит цилиндрок с ушком. По оси цилиндрика заделывается тянущий трос.

Таким образом, ось троса совпадает с осью скользящего цилиндра, чем значительно уменьшается возможность заедания.

Эта схема включает основной недостаток первого варианта (фиг. 39<sup>а</sup>), а именно: в закрытом положении все три точки вращения образуют достаточно большой угол, далекий от "мертвого" положения механизма, вызывавшего провисание закрывки от его собственного веса.

При конструировании механизмов закрывки ЦАИ, особое значение следует придавать расположению точек вращения. Точка вращения на самом клапане выбирается так, чтобы она была в центре парусности клапана или очень близко от него<sup>х)</sup>.

---

<sup>х)</sup> Центр парусности щутка располагается на (40-46)% его хорды /в зависимости от угла его отклонения/.



дабы избежать большого шарнирного момента.

Это условие исключает наличие большого усилия в тянущем тросе и, следовательно, управление клапаном делается легким, обеспечивающим быстрое открывание клапана в случае вынужденной посадки, и уменьшает вес всего механизма управления.

На фиг. 40, также, изображена конструкция щитка типа ЦАП с тросовым управлением.

Механизм управления ЦАП'ом размещен между двумя, близко поставленными, хвостиками нервюр. В стенках этих хвостиков нервюр сделаны направляющие прорезы, в которых катится каретка, приводимая в движение тросом.

В отличие от предыдущей конструкции, щиток имеет, вместо жесткого кронштейна и одного звена, три звена. Концы двух звеньев (переднего и среднего-передаточного) соединены с кареткой. Третье звено, также, как и в предыдущих конструкциях, связывает лонжерон щитка с хвостиком нервюры крыла.

При движении каретки назад, это звено толкается передаточным звеном и щиток, поворачиваясь, опускается.

Такая конструкция механизма обеспечивает надежную работу щитков, ибо шарнирные связи щитка с кареткой и качение каретки (вместо скольжения цилиндрика по направляющей в

предыдущей конструкции /- сводят к минимуму возможности перекосов и „заеданий“.

Конструкция, изображенная на фиг. 41, имеет то преимущество, что в ней исключено движение по направляющей, являющееся /в большей или меньшей мере/ источником заеданий.

Труба, работающая на кручение, связана с передним кривошипом. Этот кривошип толкает шатун, сообщаящий щитку поступательное движение назад. Движение этого шатуна создает поворот заднего кривошипа, шатун которого поворачивает щиток вокруг точки крепления первого шатуна.

Недостатком этой конструкции механизма управления щитком является наличие трубы, работающей на кручение, ибо из условия достаточной жесткости трубы на кручение, последняя получается тяжелой.

Увеличение нагрузки на единицу площади крыла, способствующее повышению максимальной и крейсерской скоростей, требует вместе с тем увеличения мощности механизации крыла.

Как уже писалось выше, величина хорды щитка-закрылка имеет свой оптимум, но достигении которого эффективность щитка перестает увеличиваться и в дальнейшем падает.

Чтобы увеличить мощность щитков, приходится увеличивать долю размаха крыла, занятому

щитками и соответственно уменьшать размах элеронов. А так как размах элеронов, не может быть ниже предела, определяемого из условия поперечной управляемости самолета, то единственным путем, остающимся в распоряжении конструктора, оказывается расщепление элеронов.

Это позволяет совмещать щиток и элерон на одном и том же участке размаха крыла.

Правда, эта мера, в особенности при коротких элеронах, не дает значительного увеличения мощности щитков, так как участки щитка, расположенные у концов крыла, как мы видели выше [рис. 142], мало влияют на увеличение общей подъемной силы последнего.

На фиг. 42 и 42<sup>a</sup> показана конструкция элерона типа Фриз, расщепленного на щиток Шренка. Элерон висит на трубе "а".

Конструкция элерона (типа Моноспар) представляет собой набор косых (силовых) и нормальных образующих профиль элерона / нервюр, связанных с лонжероном корытного сечения.

К лонжерону элерона на болтах прикреплены кронштейны. Этими кронштейнами элерон подвешен к кронштейнам, прикрепленным к ложному лонжерону крыла.

В головки этих последних кронштейнов впрессованы угольчатые подшипники. Сквозь эти

подшипники пропущена труба „а“, могущая скользить вдоль своей оси в текстолитовых втулочках игольчатых подшипников.

Этот узел в более крупном масштабе показан на фиг. 42<sup>б</sup>. Таким образом, на протяжении размаха элерона труба „а“ скользит в текстолитовых втулочках. На протяжении остального размаха крыла установлены более совершенные роликовые направляющие [фиг. 42<sup>а</sup>].

Управление элеронами осуществляется при помощи тяги „в“, шарнирно прикрепленной к концу кронштейна элерона [фиг. 42 и 42<sup>б</sup>].

Щиток представляет собой систему Моноспар с лонжероном г-образного сечения.

Щиток, расположенный под центропланом и по всему размаху открылков [не считая закруглений на концах крыла], подвешен на шомполах.

На трубе „а“ надет хомут, могущий поворачиваться относительно трубы; скольжению же хомута вдоль трубы препятствуют стопорные кольца.

С вилкой этого хомута шарнирно связана наклонная тяга, другой конец которой через карданное звено связан с болтом, могущим вращаться в лонжероне щитка.

Когда поршень масляного цилиндра потянет трубу „а“ к центроплану, то тяга, идущая к щитку, толкнет щиток вниз. Имеющий, при этом, место по размаху элеронов щиток на шомполах подвешен к элеронам.

небольшой поворот щитка относительно оси тяги, идущей от хомута на трубе "а" к щитку, при помощи карданного звена компенсируется поворотом болта в лонжероне щитка. Таким образом осуществляется открывание щитков.

Подобный механизм управления щитками был разработан и впервые применен фирмой Дуглас.

Поэтому, его часто называют механизмом типа Дуглас.

Недостатками системы Дуглас являются:

1) Перемещение трубы "а" в направляющих либо создает значительное трение в системе управления щитками и в той или иной мере, является источником заеданий, либо требует сложных направляющих узлов с роликами (фиг. 42<sup>с</sup>).

2) Такую систему управления щитками можно осуществить только на прямоугольных или мало конических крыльях, не прибегая к разрезанию щитков по размаху на участки с одной тягой каждый. В самом деле: из условий прочности следует крепить тяги управления по линии Ц.г. щитка. У конических крыльев эта линия наклонна по отношению к оси вращения щитка. Радиусы  $R$  на рис. 152 а, следовательно, и длины тяг в различных сечениях щитка различны.

Необходимым условием, обеспечивающим отсутствие перекосов щитка неразрезанного по размаху, является поворот всех его сечений на один и тот же угол при его отклонении.

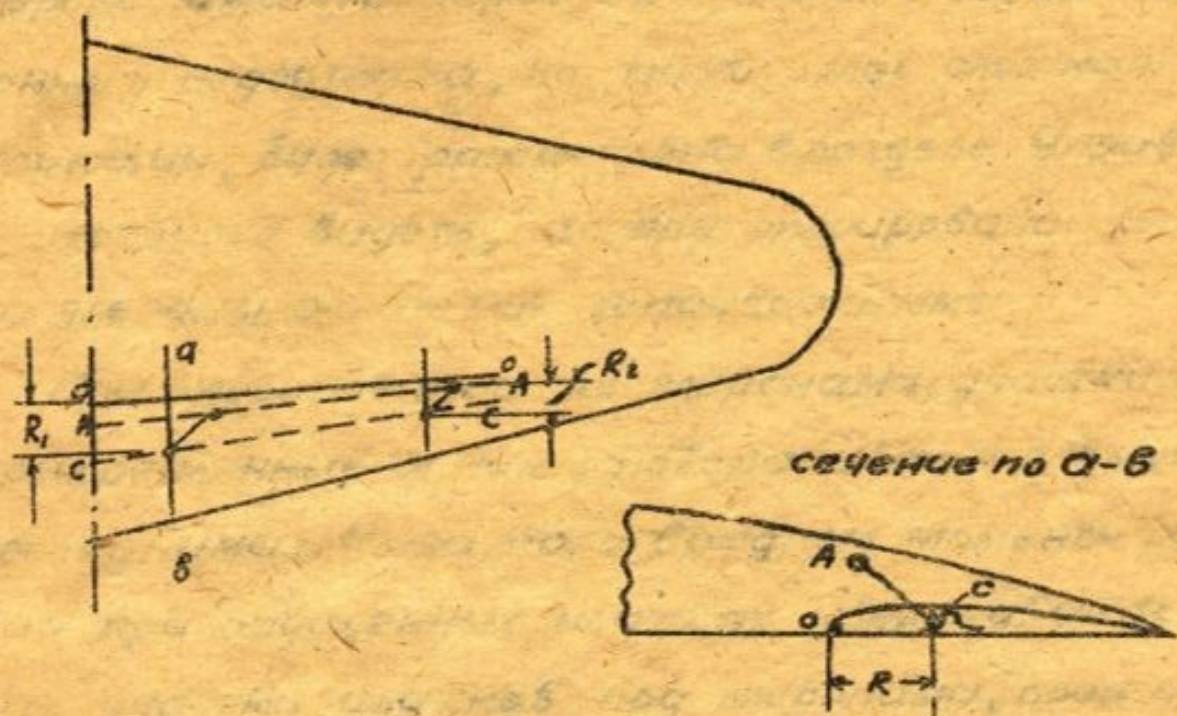


Рис. 152

Для выполнения этого условия у щитка на конечном крыле, имеющего несколько наклонных тяг управления различной длины, нужно концам этих тяг дать различные перемещения вдоль оси трубы, в то время, как в механизме Дугласа одинаковое перемещение всех точек трубы вдоль размаха определяет и одинаковое перемещение концов этих тяг.

Для обеспечения возможности применения системы Дуглас на сильно конечном крыле, щиток по размаху разрезается. На фиг. 42 <sup>а</sup> щиток, имеющий две наклонных тяги управления, разрезан на два участка. При этом можно соблюсти равенство мак-

симальных углов отклонения обочих участков щитков / соответствующим подбором наклёнов и длин тяг /.

Промежуточные же значения углов будут различны. Система управления щитком на расщепленном элероне самолета Анрио 220, не имеющая вышеописанного недостатка, но много более сложная по конструкции, будет рассмотрена в разделе Управления.

Нетрудно видеть, что при оперировании щитками элероны остаются неподвижными.

При оперировании же элеронами, участки щитков, прикрепленные к ним, поворачиваются вместе с последними. Из за этого вредные моменты рыскания при опущенных щитках увеличиваются, так как участки щитков под элеронами, поднимаясь и опускаясь вместе с последними, создают значительную разность лобовых сопротивлений полукрыльев с опущенным и поднятым элероном.

Дифференциальное отклонение элеронов не только не уменьшает, но может и увеличить эту разность, а следовательно, и вредный момент рыскания.

Для уменьшения вредных моментов рыскания наиболее эффективным средством является, в этом случае, применение элерона типа "Фриз".

Независимость действия элерона и щитка в описанной выше конструкции достигнута путем совмещения двух осей: оси вращения элерона и оси перемещения трубы управления щитком / "а" /.

При попытке расщепить элерон на щиток типа ЦАМ, достигнуть такого совмещения осей значительно труднее.

Учитывая: 1) малую эффективность щитков на концах крыла; 2) то обстоятельство, что / благодаря большому углу отклонения щитков типа ЦАМ по сравнению со щитками Шренка / вредный момент рыскания элеронов расщепленных на щитки типа ЦАМ особенно велик,

3) значительное усложнение конструкции, приходим к выводу, что расщепление элерона на щиток типа ЦАМ нецелесообразно.

На фиг. 42<sup>а</sup> изображен план крыла с расщепленным элероном, а на фиг. 42<sup>б</sup> - 42<sup>в</sup> детали этой конструкции. Из фиг. 42<sup>а</sup> видно, что тяги управления щитками заканчиваются штоками поршня масляного цилиндра, расположенного в фюзеляже.

Агрегат масляного управления изображен отдельно на фиг. 42<sup>г</sup>.

На фиг. 43 / щиток самолета Моран-Сольнье / и фиг. 44 также показаны системы управления щитками типа Дуглас. От вышеописанной системы они отличаются отсутствием хомута на трубе.

Крепление звена осуществляется посредством шквца с шарикоподшипником к болту, пропущенному через трубу; вторая степень свободы обеспечивается вращением самой трубы в подшипниках.



Вынос вверх рычага крепления звена управления к щитку на фиг. 44 увеличивает расстояние от оси вращения щитка до звена, а, следовательно, уменьшает усилия в системе управления.

Структура самих щитков также отличается от вышеописанной; косых нервюр нет.

Кручение щитка воспринимается лонжероном. Следует отметить, что лонжерон в таких случаях должен выполняться в виде замкнутого профиля, достаточно жесткого на кручение.

С этой точки зрения интересен щиток с-та Мюро 190 [фиг. 45]; лонжерон щитка, образованный двумя швеллерами и двумя листами, представляет собой коробку, способную обеспечить малые деформации щитка на кручение.

Модификация рей-механизма Дуглас-управления щитками является системой, схематически изображенная на рис. 153

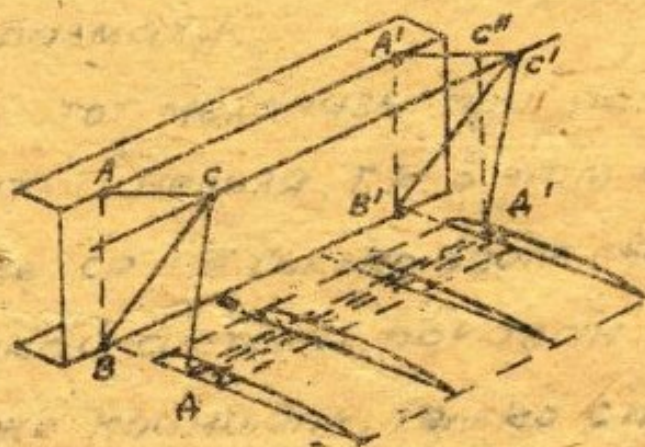


Рис 153.

В этой конструкции труба „а“ подвешена на кронштейнах АВС, могущих свободно поворачиваться вокруг осей АВ. От мест крепления трубы с кронштейнами, к щитку идут наклонные тяги СД, действие которых аналогично действию соответствующих тяг механизма Дугласа.

Преимуществом этой конструкции, по сравнению с механизмом Дугласа, является:

1) отсутствие направляющих трубы „а“.

2) возможность применения такого механизма на концевых крыльях без разрезания щитка по размаху. В самом деле, перемещая точку крепления тяги С'Д' из точки С' в какую то другую точку на кронштейне С'', можно получить различные хода верхних концов тяг СД и С''Д' при перемещении трубы „а“. Это обстоятельство позволяет добиться одинакового угла отклонения щитка, управляемого несколькими наклонными тягами на концевом крыле по его размаху.

Применить этот механизм при расщеплении элеронов на щитки нельзя, т.к. в этом случае труба „а“ перемещается не только вдоль своей оси.

Пример такой системы показан на фиг. 46.<sup>2465</sup>

На таком же принципе, только с применением тросового управления вместо трубы „а“, осуществлена система управления щитками на самолете Вульфи VI-AS /фиг. 48 и 49/.

Щитки консольной части и центроплана имеют гладкую внешнюю обшивку и внутреннюю гофрированную [фиг. 48<sup>а</sup>]. Шарнир выполнен в виде петель I, загнутых на дуралево́й полосе. Эта полоса, вместе с усиливающим угольником 2, зажата между гофром и гладкой обшивкой щитка [фиг. 48].

К гофру крепится клепанный профилированный лонжерон 3, в котором имеется подшипник тяги управления. Разница между щитками консоли и центроплана заключается в конструкции задних кромок.

В щитках центроплана задняя кромка не доходит до задней кромки крыла [фиг. 48].

У щитков консольной части, наоборот, задняя кромка несколько заходит за крыло. Между кромкой и щитком имеется кожаная прокладка, приклеенная к щитку. За счет смещения, в обоих случаях образованы достаточно высокие и жесткие профили на задних кромках как щитков, так и крыльев.

Кроме того, таким путем уменьшается разница в значениях хорд щитков на открылках и на центроплане, что, в свою очередь, ведет (согласно вышеизложенному) к уменьшению потребной разности хорд наклонных тяг /тяги 4 на фиг. 49/.

К хвостовым нервюрам прикреплены Z-образные стрингеры, к которым крепятся метли такой же конструкции, как и у щитков.

Хвостовые нервюры консоли и центроплана снизу ничем не закрыты, что облегчает доступы к проводке управления элеронами и щитками.

Кронштейны управления щитками литые (фиг. 49).

Они состоят из подшипника I, закрепленного на стойке нервюры, сектора 2, на котором крепятся троссы управления, подкоса 3 и тяги управления 4.

Кронштейн поворачивается относительно оси  $O_1 O_2$ , тяга 4 - относительно кронштейна вокруг оси  $O_3 - O_4$ , а относительно лонжерона щитка - вокруг оси  $O_5 O_6$ .

При открытии щитка тяга 4 перемещается в плоскость, перпендикулярную к оси лонжерона щитка (фиг. 49). При закрывании щитка и движении кронштейна в направлении, указанном стрелкой [фиг. 49], нижний конец тяги 4 укладывается в вырез лонжерона щитка 3 [фиг. 49].

Вследствие выбранной кинематики механизма, при максимальном открытии щитка ( $\delta_{щ} = 45^\circ$ ) и максимальном шарнирном моменте все усилие передается на кронштейн, а троссы управления совершенно не нагружаются.

При открывании щитка [фиг. 49, вид по направлению хорды крыла] и постепенном увеличении шарнирного момента и усилия по тяге 4 угол  $\alpha$  между тягой 4 и ведущими троссами 6 постепенно увеличивается. Следовательно, усилие в троссах по мере открытия увеличивается мало, а в открытом

положении IV преобразуется в нуль.

Таким образом троссы не должны вытягиваться, тем более, что их диаметр  $d=5$  мм., очевидно, взят большим запасом. Натяжение троссов осуществляется при помощи барабана, сидящего на одной оси с сектором червячного колеса. Червяк, через систему передач, приводится в движение электромотором /см. Вып. IV. Главу „комбинированные системы управления“ фиг. 90 а/.

На фиг. 47 показан щиток с-та Ньюпор 160. Управление щитком осуществляется при помощи обыкновенного угольника и связанной с ним тяги.

### Закрывлок Гласса.

В целях сочетания преимуществ щелевого закрылка /в отношении улучшения взлета и скороподъемности/ и щитка ЦАП /в отношении повышения максимальной подъемной силы и увеличения угла планирования/ инж. Гласс /ЦАГЦ/ был разработан новый способ механизации крыла.

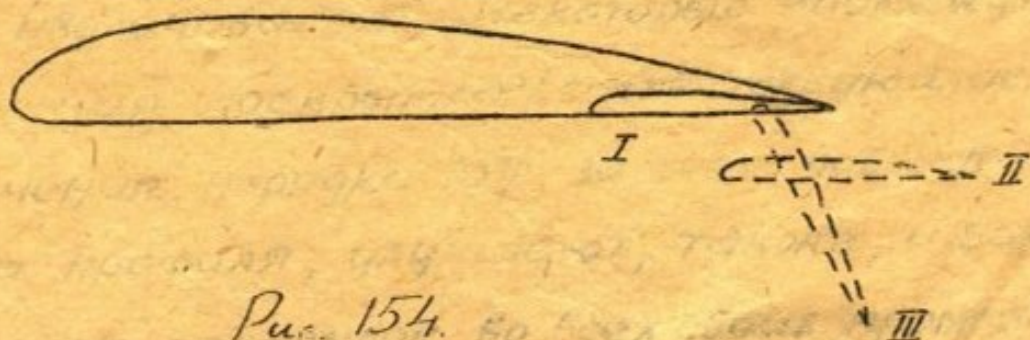


Рис. 154.

Предложенный инж. Гласс закрылок [рис. 154] представляет собой аэродинамически профилированный подкрылок, целиком вписывающийся в контур сечения в прижатом положении [I] и образующий разрезное крыло в выдвинутом положении [II].

Наконец, в конечном положении [III] подкрылок работает, как щиток типа ЦАМ /если носок подкрылка вплотную примыкает к поверхности крыла/ или как модификация ЦАМ /при наличии небольшой щели/.

На рис. 155 и 156 изображены кривые  $C_{y\text{поп}}$  и профильные поляры крыла ВВС с подкрылком Гласса в различных положениях.

Из этих диаграмм следует, что вызываемый подкрылком прирост  $C_{y\text{поп}}$  достигает 0,55, что вполне соответствует эффективности щитка типа ЦАМ. Для некоторых промежуточных положений подкрылка /угол отклонения порядка  $20^\circ$ / экономическое качество профиля значительно /на 10-11%/ увеличивается.

Следовательно, взлет облегчается и скороподъемность увеличивается. Некоторые промежуточные положения подкрылка /соответствующие углу отклонения порядка  $10^\circ$ /, за счет повышения качества профиля, улучшают, также, и вираж.

Щиток-подкрылок во всех своих промежуточных положениях мало меняет положение ц. давления

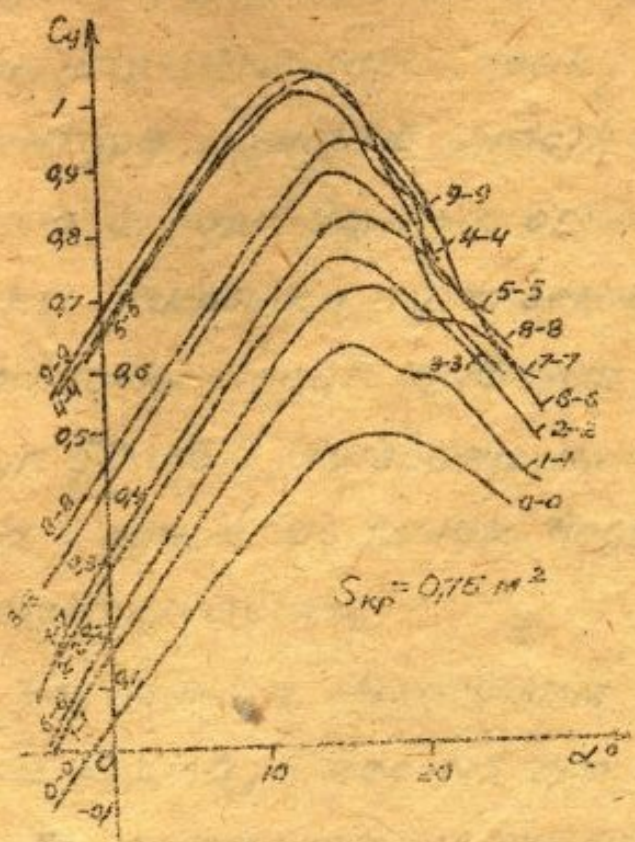


Рис 155

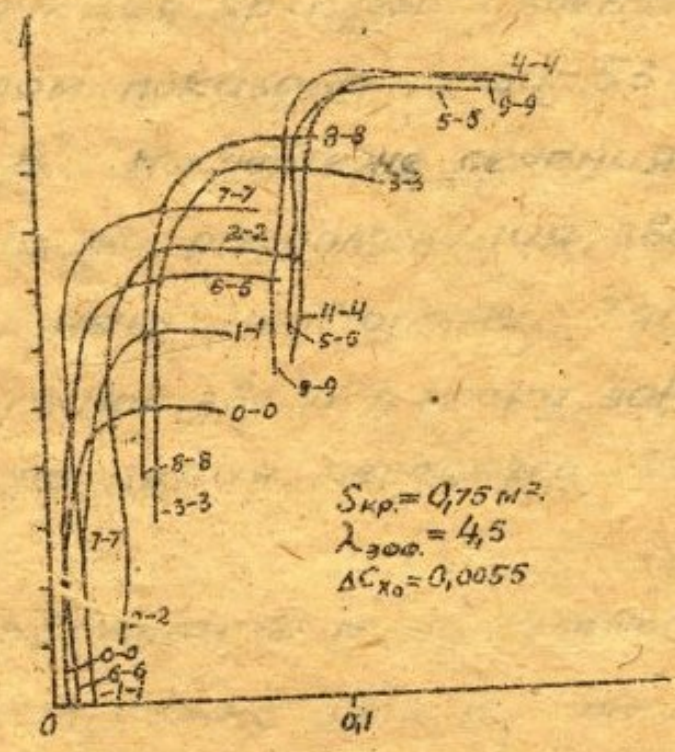


Рис 156

крыла<sup>х)</sup>.

На фиг. 52, 53, 54 изображена конструкция закрылка Гласа и управления им. Закрылок представляет собой двухлонжеронное крыло с жесткой работающей обшивкой (фиг. 53).

Лонжероны изготовлены из Г-образных тянутых профилей, подкрепленных дуралевыми полосами.

Нервюры закрылка разрезаны лонжеронами на три участка.

х) О изменении положения ц.г. при полностью отклоненном щитке - см. на стр. /для щитков типа ЦАМ/.

Каждый участок нервюры представляет собой дугообразную вертикальную стенку, отбортованную по своему контуру. Средние участки нервюр имеют для облегчения отбортованные отверстия.

Участки закрылка на отъемных частях крыла имеют по три точки подвешивания (см. фиг. 52).

На фиг. 53 и 54 изображены сечение хвостовой части крыла в одной из точек подвешивания закрылка и план этого участка.

Для крепления механизма закрылка, в хвостовой части крыла, в местах его подвешивания проведены два параллельных участка нервюр (фиг. 52).

Между этими нервюрами укреплены звенья, на которых подвешен закрылок.

Конструкция крепления звеньев к закрылку и к нервюрам показана на фиг. 53 в вынесенных узлах "А", "Б" и "В". На чертеже сечения IV-IV (фиг. 53) показана схема расположения звена между двумя параллельными нервюрами. Тяга "В" крепится через карданное звено к носку закрылка рядом с точкой крепления переднего звена (см. сеч. I-I на фиг. 53).

Из соображений минимального веса узла желательно как можно больше сблизить плоскости крепления тяги и звена. Расстояние между этими плоскостями (45 мм.) выбрано минимальным, при котором, однако, без труда может быть произведе-



дена сборка узла / постановка болтов, завинчивание и шплинтовка гаек /.

Усилия на тягу „В“ от тяги управления закрыв-ками передаются через очень жесткий, сваренный из труб угольник, к которому конец тяги „В“ прикреплен через карданное звено. Угольник подвешен на литом кронштейне „а“, который крепится к лонжерону болтами. Конструкция кронштейна „а“ показана на ввинске фиг. 54.

Во избежание местного вмятия стенок лонже-рона в местах крепления кронштейнов „а“, внутри последнего, вклепаны согнутые из дуралевых листов коробочки. Ввиду того, что равнодействующая аэро-динамических сил может быть не параллельна плоскости звеньев, имеется составляющая этой силы, направленная по размаху щитка.

В связи с этим, на каждом участке щитка долж-на быть пара раздвоенных звеньев, способная вос-принимать эту составляющую / см. фиг. 52 и 54 /.

Крепление одного из раздвоенных звеньев к нер-вюрам крыла представлено на фиг. 53 / узел „Г“ /.

На той же фигуре показаны промежуточные и конечные положения закрывка Гласса.

Для того, чтобы обеспечить достаточный ход уголь-нику, в нервюрах сделан вырез, подкрепленный на-кладками. Ход тяги „В“ мог бы быть значительно умень-шен, если бы она крепилась не к щитку у конца

переднего звена, а непосредственно к звену выше его крепления к щитку. Однако, при этом возросли бы усилия в элементах управления закрылками, а, следовательно, и вес всего механизма.

Это большая затрата работы, необходимая для оперирования закрылком Гласс, является серьезным недостатком последнего.

Выше указывалось, что работа, затрачиваемая на перемещение системы, может быть значительно уменьшена рациональным размещением точек подвешивания щитка. Очевидно, что с этой точки зрения наиболее рациональным положением точки крепления заднего звена к щитку было бы такое, при котором ц.г. щитка в любых его положениях оставался бы немного впереди этой точки.

Однако, получение правильной кинематики щитка Гласс, обеспечивающей прохождение им всех необходимых промежуточных положений, вынуждает размещать точку крепления заднего звена впереди ц.г. щитка. Например, на фиг. 53 точка крепления заднего звена к щитку расположена на 30% хорды последнего, в то время как ц.г. щитка при полном его открытии находится на 45-46% хорды.

Тяги управления щитками [фиг. 52] приводятся в движение от поршней масляного цилиндра.

Управление этой системой осуществляется пилотом при помощи золотникового крана переключателя,

три положения которого изображены на рис. 52.

Если первое и третье положения крана-переключателя соответствуют открыванию и закрыванию щитка, то второе положение золотника фиксирует щиток Гласса в любом из необходимых промежуточных положений.

Л и т е р а т у р а:

1. Справочник авиаконструктора, ч. I.
2. Красильщиков - Исследования по различным крыльям с закрылками. Труды ЦАГИ, вып. 105.
3. Красильщиков - О выборе наилучшего положения предкрылка - Труды ЦАГИ, вып. 161.
4. Зубанов - Аэродинамические исследования крыла с двойными щитками. Техн. заметки ЦАГИ, вып. 143.
5. Новиков - Исследование трапецевидного крыла со щитком и предкрылком. Техн. заметки ЦАГИ, вып. 108.
6. Сутугин - Общие понятия об элементах разрезного крыла. Техн. заметки ЦАГИ, вып. 35.
7. Т. В. Ф. № 8-9 за 1936 г. Статья инж. Гласс.
8. Крыло В. В. S /исследование инж. Гласс - для служебного пользования/.
9. Т. В. Ф. № 2 за 1935 г. Описание с-та КАИ-1.
10. Т. В. Ф. № 3 за 1937 г. Описание с-та Вульфи.
11. Aircraft Engineering - Август /1935 г./.
12. L'aeronautique № 210.

3749



## Оглавление

### Элероны

Принцип действия . . . . .	1
Выбор площади элерона . . . . .	9
Влияние формы крыла и элерона в плане . . . . .	10
Меры уменьшения давления на ручку пилота . . . . .	13
Осевая компенсация или внутренняя . . . . .	16
Роговая компенсация или внешняя . . . . .	20
Компенсация Фиттнера . . . . .	22
Серво-руль Фиттнера . . . . .	25
Триммер . . . . .	27
Влияние элерона на флаттер крыла . . . . .	30
Щелевые элероны . . . . .	39
Надкрыльные элероны . . . . .	40
Плавающие концевые элероны . . . . .	42
Интерсептор . . . . .	43
Литература . . . . .	47

### Механизация крыла

Приспособления для увеличения максимальной подъемной силы крыльев.

Введение . . . . .	49
Закрылки . . . . .	49
Предкрылки . . . . .	58
Щитки-закрылки . . . . .	71
Крыло Фаулера . . . . .	76
Крыло со щитком и предкрылком . . . . .	77
Компенсация щитков . . . . .	80
Щитки типа ЦАП . . . . .	84
Закрылок Гласса . . . . .	98
Литература . . . . .	105