

ПЕРЕСОБЛІК 20 ¹⁹р.

624.73 6243
К83 К-83

ПЕРЕСОБЛІК 20 12

47497

Общие сведения

В составлении раздела "Общие сведения"
принимали участие инж. ЕРЕМЕНКО В. Н.
и инж. АГРАНОВИЧ М. В.

Раздел "Конструкция хвостового оперения"
составлен инж. КЛЯЧКИНЫМ А. Л.

А. Кроль

Хвостовое оперение.

Хвостовое оперение обычных типов самолета состоит из вертикального и горизонтального оперений.

Горизонтальное оперение имеет назначением обеспечить продольную устойчивость самолета и свободу маневрирования (управляемость) в вертикальной плоскости.

Горизонтальное оперение обычно состоит из неподвижной поверхности, называемой стабилизатором^{*)} и подвижной поверхности, называемой рулем высоты или рулем глубины.

Вертикальное оперение имеет назначением обеспечить

самолету устойчивость пути и управляемость в горизонтальной плоскости.

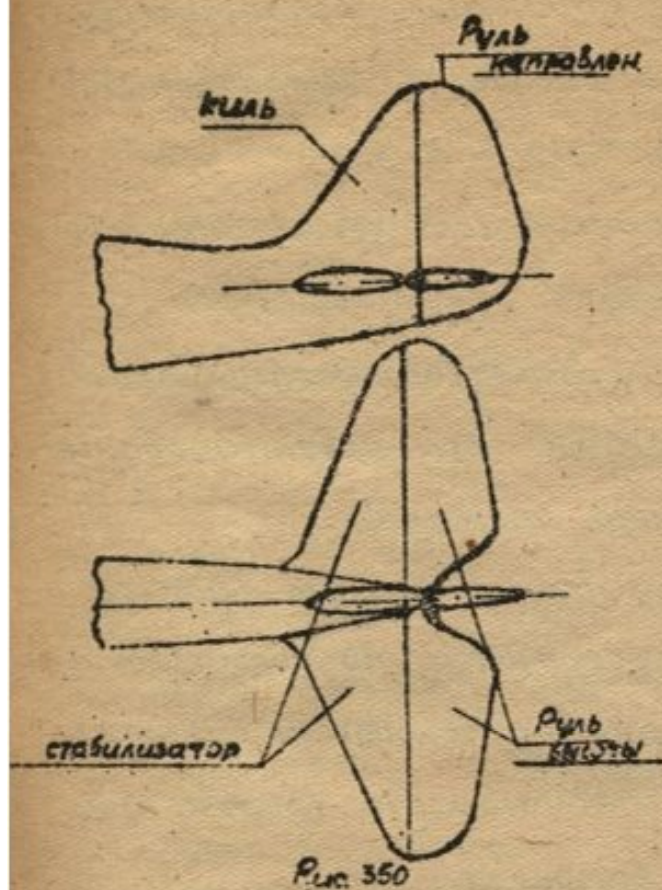
Вертикальное оперение состоит из неподвижной вертикальной поверхности, называемой килем и подвижной поверхности, называемой рулем поворота или рулем направления.

Принцип действия рулей рассмотрен в разделе "Управление самолетом" (вып. 4)

Проектирование хвостового оперения

Основными моментами при проектировании хвостового оперения являются:

^{*)} О регулировании стабилизатора см. ниже стр. 10



2

1. Определение основных параметров (форм и размеров) горизонтального и вертикального оперений, обоснованных требованиями продольной устойчивости и устойчивости пути.

2. Определение размеров, обоснованных требованиями управляемости, т.е. подбор рулей высоты и направления.

3. Подбор компенсации рулей.

4. Расположение вертикального и горизонтального оперений на общей схеме самолета.

Практика проектирования самолетов установила несколько последовательных стадий при проектировании горизонтального и вертикального оперений.

Первоначально, при вычерчивании общего вида самолета, размеры оперения определяются по формулам и цифровым данным, выведенным на основании статистики и, в первом приближении, отвечающим требованиям устойчивости и управляемости самолета.

Затем, происходит уточнение размеров на основании расчетов устойчивости и управляемости самолета. Наконец, выбранные таким образом, размеры контролируются продувкой и, соответственно, устанавливаются окончательные размеры и расположение оперения.

Выбор основных размеров оперения в первом приближении

Площади горизонтального и вертикального оперений выбираются по данным статистики однотипных самолетов и проверяются по коэффициентам мощности оперения. (Значение коэффициентов мощности, рекомендуемых для различных типов самолетов, также получены в результате обработки статистических данных).

Площади горизонтального и вертикального оперений даются в процентном отношении к несущей поверхности крыла (см. таблицу №1).

$$\frac{S_{г.о.}}{S} \text{ и } \frac{S_{в.о.}}{S}$$

где $S_{г.о.}$ - площадь горизонтального оперения

$S_{в.о.}$ - площадь вертикального оперения.

S - площадь крыла.

Размеры рулей даются в процентном отношении к общей площади соответствующего оперения (см. табл. №1).

$$\frac{S_{р.в.}}{S_{г.о.}} \text{ и } \frac{S_{р.н.}}{S_{в.о.}}$$

где $S_{р.в.}$ - площадь руля высоты

$S_{р.н.}$ - площадь руля направления.

Таблица №1

Ориентировочные соотношения площадей.

Тип самолета	$\frac{S_{г.о.}}{S} \%$	$\frac{S_{р.в.}}{S_{г.о.}} \%$	$\frac{S_{в.о.}}{S} \%$	$\frac{S_{р.н.}}{S_{в.о.}} \%$	$K_{г.о.}$	$K_{в.о.}$
Истребители	12-15	47-52	6-7	60-70	0,39-0,40	0,190-0,21
Разведчики	12-14	45-50	5-6	50-70	0,38-0,40	0,175-0,185
Тяжелые с-ты	13-15,5	32-45	4,5-6	40-60	0,36-0,40	0,165-0,175
Лодки.	14-15,75	45-50	5-8	40-70	0,42-0,45	0,22-0,26

Коэффициенты мощности характеризуют отношение моментов, создаваемых оперением относительно центра тяжести, к моменту крыла и выражаются как отношение статического момента оперения, относительно центра тяжести самолета, к произведению несущей площади на среднюю аэродинами-

ческую хорду крыла.

$$K_{г.о} = \frac{S_{г.о} \cdot L_{г.о}}{S \cdot b_{ср}}$$

$$K_{в.о} = \frac{S_{в.о} \cdot L_{в.о}}{S \cdot b_{ср}}$$

здесь $L_{г.о}$ - плечо момента горизонтального оперения относительно центра тяжести самолета.

$L_{в.о}$ - плечо момента вертикального оперения относительно центра тяжести самолета.

$b_{ср}$ - средняя аэродинамическая хорда крыла.

Плечом момента горизонтального и вертикального оперения ($L_{г.о}$ и $L_{в.о}$) следует считать расстояние от центра тяжести самолета до центра давления соответствующего оперения.

При симметричном профиле можно считать, что центр давления оперения находится на 25% его средней аэродинамической хорды.

Таблица №2 приводится нами по данным технических заметок ЦАГИ №34.

Необходимо отметить, что значения $\frac{S_{г.о}}{S}$; $\frac{S_{в.о}}{S}$; $\frac{S_{р.в}}{S_{г.о}}$; $\frac{S_{р.в}}{S_{в.о}}$; $K_{г.о}$ и $K_{в.о}$, приводимые в технических заметках ЦАГИ №34 получены путем обработки статических данных о самолетах, построенных и находившихся в эксплуатации до 1933 года.

Последующие годы характеризуются уменьшением площади крыла самолета в связи с ростом удельной нагрузки.

Уменьшение площади крыла ведет к уменьшению средней хорды $b_{ср}$, а следовательно, и к уменьшению момента крыла относительно центра тяжести самолета (при данной скорости).

-5-

Отношение $\frac{L}{S_{\text{всп}}}$ остается неизменным и равным для большинства самолетов 2,5-2,8. Если размеры оперения выбрать по табл. №1 (т.е. оставить отношение $\frac{S_{\text{оп}}}{S}$ для данного типа самолета постоянным), то они будут изменяться пропорционально изменению площади крыла и значения коэффициентов мощности $K = \frac{S_{\text{оп}} L}{S_{\text{всп}}}$ останутся неизменными.

Однако, в практике проектирования самолета имеется вполне определенная тенденция к увеличению коэффициентов мощности (напр. $\frac{S_{\text{до}}}{S}$ достигает у современных самолетов 0,23-0,25).

Объясняется это следующим: назначением оперения является уравнивание моментов крыла, фюзеляжа, винта и вредных сопротивлений

$$M_{\text{оп.}} = M_{\text{кр.}} + M_{\text{ф.}} + M_{\text{в.}} + M_{\text{вр.}}$$

По мере уменьшения момента крыла возрастает влияние моментов фюзеляжа, винта и вредных сопротивлений на устойчивость самолета. (Кроме того нужно отметить, что момент винта относительно центра тяжести возрастает в связи с увеличением мощности винтомоторной группы).

Это обстоятельство требует увеличения площади оперения по отношению к площади крыла.

Значения коэффициентов $K = \frac{S_{\text{оп.}} L}{S_{\text{всп}}}$ возрастают.

Следует упомянуть еще об одном обстоятельстве.

По мере увеличения удельной нагрузки на крыло, одной и той же площади крыла соответствует все больший вес самолета (G), а следовательно и больший момент инерции (J).

Последнее обстоятельство, естественно, требует увеличения

площади рулей по отношению к площади крыла. а следовательно, и увеличение коэффициента мощности $K = \frac{S_{оп} \cdot L^2}{S \cdot B_{ср}}$

Анализируя выражение определяющее коэффициент мощности оперения мы видим, что площадь оперения $S_{оп}$ и плечо от центра давления оперения до центра тяжести самолета L в одинаковой степени влияют на статическую устойчивость.

Однако, изменение L ограничено узкими пределами ($\frac{L}{B_{ср}} = 2,5 \div 2,8$)

Удлинение L удлиняет фюзеляж, что ведет к увеличению высоты шасси и утяжелению самолета.

Чрезмерное уменьшение L , а следовательно, увеличение $S_{оп}$ ведет к возрастанию сопротивления самолета и давления на ручку пилота. Увеличение момента оперения могло бы быть также достигнуто путем увеличения коэффициента подъемной силы $C_{уоп}$.

На величину $C_{уоп}$ оказывает влияние форма профиля и удлинение оперения.

Профиль оперения, обычно, берется симметричным с возможно малым профильным сопротивлением при неотклоненном руле.

Применение несимметричного профиля очевидно нерационально (не считая тех случаев, когда конструктор предпочитает заменить деградацию стабилизатора постановкой несимметричного перевернутого профиля), т.к. профиль оперения должен обеспечивать в равной мере как положительную, так и отрицательную подъемную силу.

Кроме того такой профиль дает увеличение шарнирных моментов и лобового сопротивления. Все же

симметричные профили имеют значение $C_{y\text{оп}}$ очень мало отличающиеся друг от друга.

Увеличение удлинения ($\lambda_{\text{оп}}$) сказывается положительно на величину статической устойчивости (за счет увеличения $C_{y\text{оп}}$).

Однако, вопросы прочности, веса, вибрации и кручение фюзеляжа не позволяют делать $\lambda_{\text{оп}}$ очень большим и его значение практически колеблется в пределах 3-4.

Из условий прочности же, процентаж профиля оперения у корня, обычно, принимают равным 8-10%.

На характеристику оперения [$C_{y\text{оп}} = f(\alpha, \delta)$] в значительной мере влияет и форма оперения.

Формы оперения в плане чрезвычайно разнообразны. В большинстве случаев, форма горизонтального оперения соответствует форме крыла в плане. Несмотря на разнообразие форм оперения, явно преобладают контуры прямоугольников и трапеций, замкнутые дугами круга, дающие достаточно совершенные аэродинамические характеристики. Влияние обводов оперения на его характеристики, в том случае если они не представляют собой отклонения от простых контуров, - невелика.

Значительное влияние на характеристики оперения оказывают вырезы в горизонтальном оперении для свободы отклонения руля направления. Эти вырезы увеличивают $C_{x\text{га}}$ и уменьшают $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$. В последнее время наметилась тенденция к возможному уменьшению вырезов.

Уточнение размеров оперения

Уточнение размеров горизонтального оперения

производятся на основании расчетов устойчивости и управляемости самолета. Вопрос управляемости тесно связан с вопросом величины давления на ручку пилота.

Как указывалось в выпуске 3 „Элероны“, величина давления на ручку пилота не должна превышать определенных значений при максимальных отклонениях руля.

С другой стороны, следует избегать случаев незначительных давлений на ручку, вследствие того, что при этом теряется чувствительность пилота.

Практически минимальная величина давления на ручку пилота, при максимальных отклонениях руля не должна быть меньше 3 кг. Максимальное давление не должно превышать 8-10 кг.

Мерой уменьшения давления на ручку является компенсация рулей. Типы компенсации подробно разобраны в вышеуказанном разделе.

На рис. 351, 352 и 353 представлены оперения с различными типами компенсации рулей.

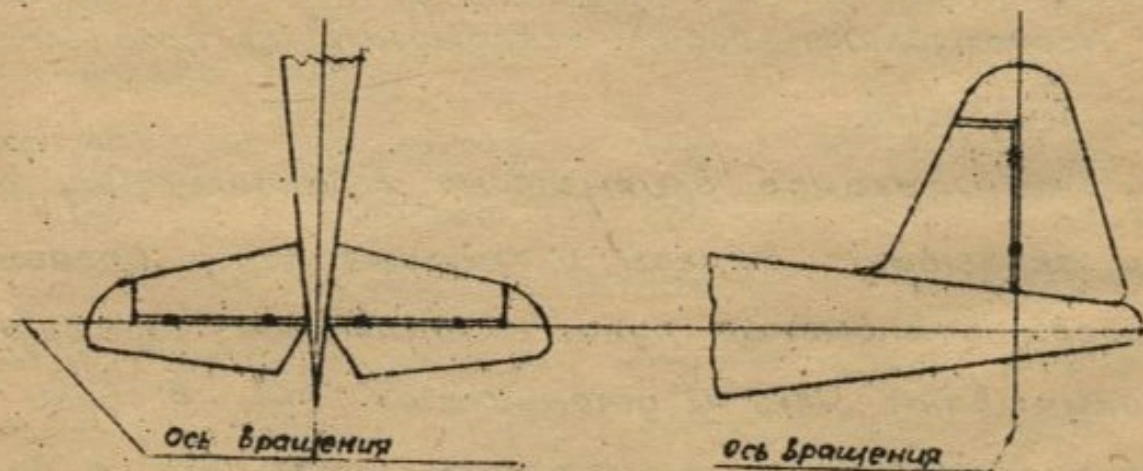


Рис. 351. Оперение с роговой компенсацией рулей.

Уменьшение давления на ручку пилота может быть также достигнуто обеспечением соответствующего угла

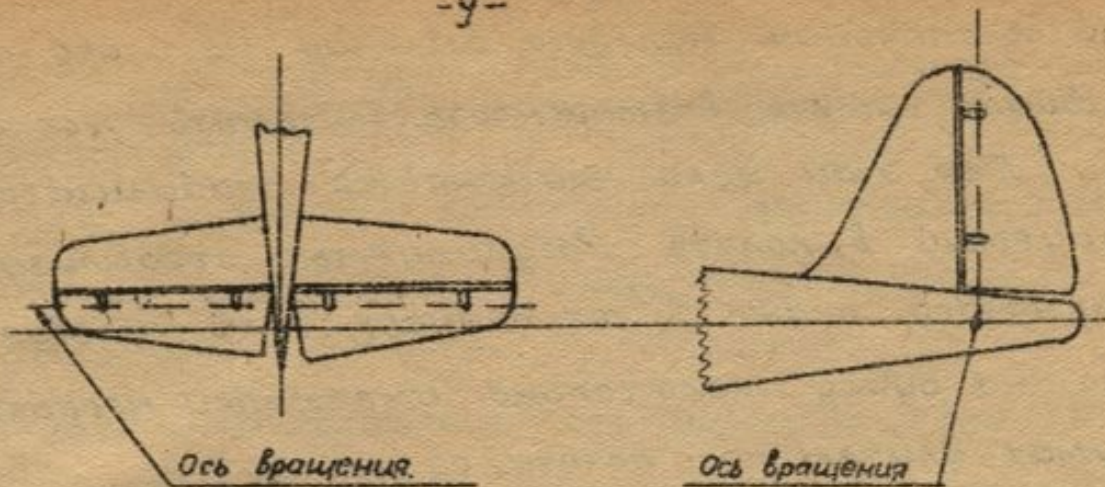


Рис 352 Оперение с осевой компенсацией рулей.

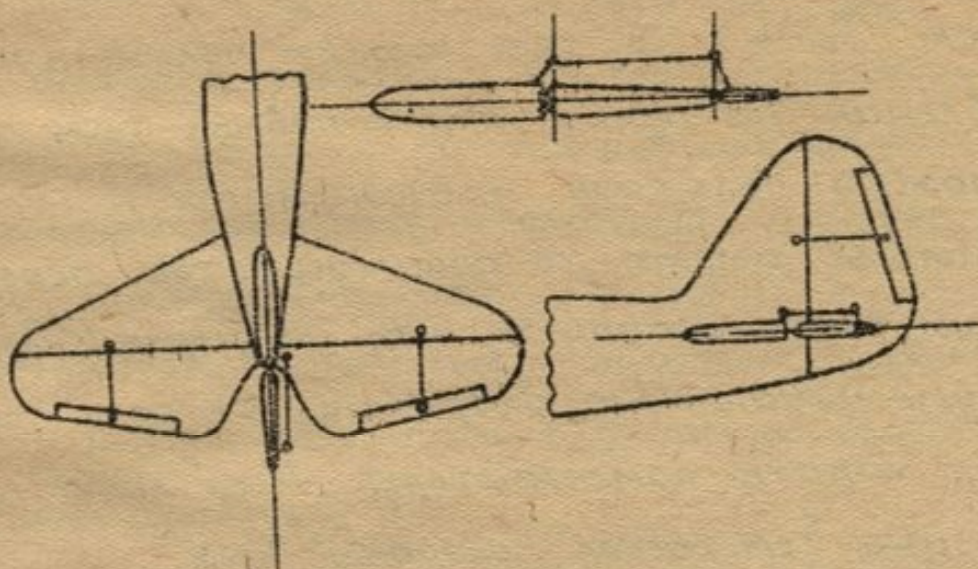


Рис 353 Оперение с компенсацией Флеттнера.

деградации стабилизатора

(Напомним, что углом деградации стабилизатора называется угол, составленный хордой стабилизатора с продолжением хорды крыла (рис 354)).

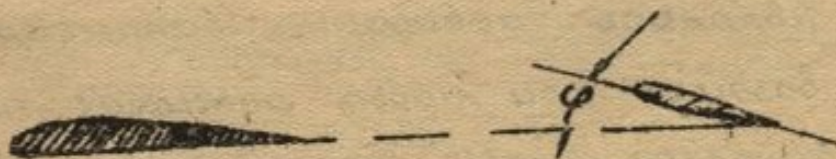


Рис 354

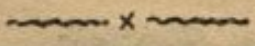
Соответствующим выбором угла деградации стабилизатора обеспечивается нулевое давление на ручку при основном режиме полета самолета.

Если центровка самолета изменяется в полете,

то для обеспечения нулевого давления на ручку пилота, необходимо иметь возможность изменять угол деградации. Для этой цели применяется стабилизатор, регулируемый в полете. Регулируемый стабилизатор применяется также в тех случаях, если нулевое давление на ручку желательно иметь при нескольких режимах длительного полета самолета.

Конструктивное оформление механизма регулируемого стабилизатора показано в разделе "Управление самолетом" (вып.4). Тот же эффект получения нулевого давления на ручку, при основных режимах полета, можно получить применением триммеров.

Триммеры имеют то преимущество перед регулируемым стабилизатором, что упрощают конструкцию и уменьшают вес оперения, т.к. роль триммеров могут играть компенсаторы Флеттнера на рулях глубины (см. раздел "Элероны" вып.3)



Если размеры горизонтального оперения могут быть достаточно просто уточнены по расчетам устойчивости и управляемости, то простого и удобного метода для расчета вертикального оперения нет.

Исходными данными для проверки площади руля высоты являются требования балансирования самолета в воздухе при любых режимах полета.

Что касается рулей направления, то даже очень маленький руль может повернуть самолет. Но поворот этот будет совершаться очень медленно и самолет будет "вялый".

Наоборот, большой руль заставит самолет повернуться с большой скоростью и резко реагировать

на небольшие движения педалей. Такой самолет будет „излишне чуткий“.

Поэтому данные статистики приобретают особенно большую ценность. У современных самолетов $\frac{S_{в.о.}}{S}$ достигает $0,09 + 0,11$.

Необходимо отметить, что форма и величина килей и руля поворота часто лимитируется не столько необходимой устойчивостью и управляемостью пути, сколько обеспечением безопасности штопора (см. ниже).

Мы вначале указывали, что для окончательного установления размеров и положения горизонтального и вертикального оперения, необходимо произвести серию продувок в аэродинамических трубах.

С особой тщательностью и полнотой продувки нужно производить для новых схем, которые не являются развитием предшествующих.

Продувки оперения необходимо делать в присутствии фюзеляжа и с точным соблюдением всех вырезов, т.к. в расчетах, при подборе оперений, нет возможности учесть интерференцию, которая в некоторых случаях может сильно понизить расчетную эффeктивность рулей и уменьшить устойчивость.

Расположение оперения на общей схеме самолета.

Расположение оперения на самолете должно быть таким, чтобы ни на каком режиме полета оно не попадало в аэродинамическую тень крыла - область подторможенной скорости потока.

Это требование отражает не только желание

повысить эффективность оперения, но и необходимость обезопасить оперение от бафтинга - явления сотрясения оперения, вследствие попадания оперения в завихренную зону за крылом.

Экспериментальные исследования в аэродинамических трубах, а также данные летной эксплуатации самолетов показали преимущества высокого расположения оперения относительно крыла, особенно при наличии щитков.

Пока в практику самолетостроения не вводилась различного рода механизация крыла, для уменьшения посадочной скорости, достаточно было расположить оперение на высоте хорды крыла, или еще лучше, несколько сдвинуть его вниз, чтобы полностью вывести его за пределы аэродинамической тени крыла. При этом конструктивно более простым и естественным было решение задачи в схеме высокоплана.

С введением в самолетостроении щитков, картина резко изменилась; щитки энергично отклоняют аэродинамическую тень крыла книзу и если учесть, что большинство современных конструкций самолетов являются низкопланами, то уйти за пределы аэродинамической тени крыла можно только вынесением оперения вверх.

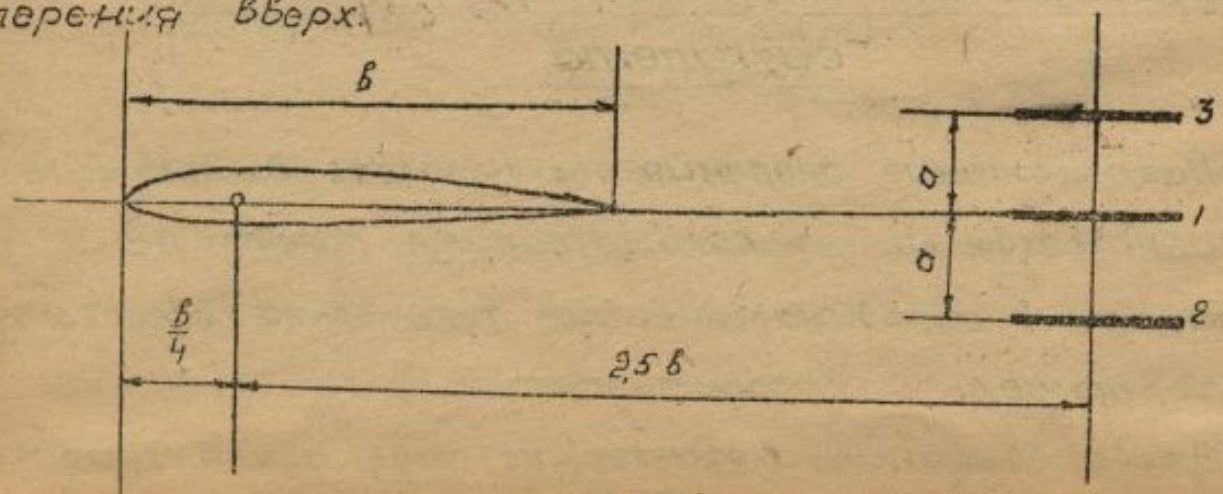


Рис 355.

Эффективность горизонтального оперения является функцией коэф. торможения $[K = (\frac{v_{ср}}{v})^2]$ и скоса потока (φ°). В таблицах №2 и №3 приведены результаты экспериментов, произведенных в аэродинамической трубе МАСА с целью выяснения значений этих параметров в зависимости от расположения оперения (рис 355).

Таблица №2

Результаты эксперимента при крыле без щитка.

Положен	1	2	3
K	0,97	1	0,85
φ°	7,2°	6,2°	7,8°

Таблица №3

Результаты эксперимента при крыле с отклоненным щитком (хорда щитка равна 20% от хорды крыла).

Положен.	1	2	3
K	0,71	0,73	0,91
φ°	13,0°	9,8°	15,5°

Анализируя результаты экспериментов можно прийти к выводу, что при крыле без щитков или с неотклоненными щитками наиболее выгодным является положение 1, а при отклоненном щитке наиболее ^{выгодно} ~~показывает~~ ^{показывает} выгодным ^{положение} ~~положение~~ 3.

Применение более глубоких (630%) и более мощных щитков типа ЦАП, еще резче сдвигает область аэродинамической тени вниз и делает высокое расположение горизонтального оперения необходимым.

Не менее важным обстоятельством, определяющим расположение оперения на общей схеме самолета, является необходимость обеспечения достаточной эффективности оперения при штопоре.

Для выхода из штопора необходимо убрать нос, т.е. "дать ногу" и перевести самолет в режим пикирования, т.е. "взять ручку" на себя.

Отсюда следует, что надежность выхода из штопора обеспечивается эффективностью горизонтального и вертикального оперений в закритическом полете.

Значительного повышения эффективности можно добиться рациональным взаимным расположением крыла, горизонтального оперения и вертикального оперения с тем, чтобы на нужных углах атаки (30° - 50°) оперение было минимально затенено и даже была использована активизирующая зона повышенных скоростей.

Режим штопора характеризуется срывом потока и сопровождается следующими явлениями:

1. Исчезает снос потока за крылом, следовательно увеличиваются углы атаки горизонтального оперения, самолет приобретает склонность к пикированию.

2. Появляется зона затенения от крыла.

3. Вертикальное оперение в закритическом полете теряет эффективность, вследствие затенения крылом и, главным образом, горизонтальным оперением.

Падение эффективности вертикального оперения на больших углах атаки (порядка 40° - 50°) до нуля приводит к невозможности вывода самолета из штопора.

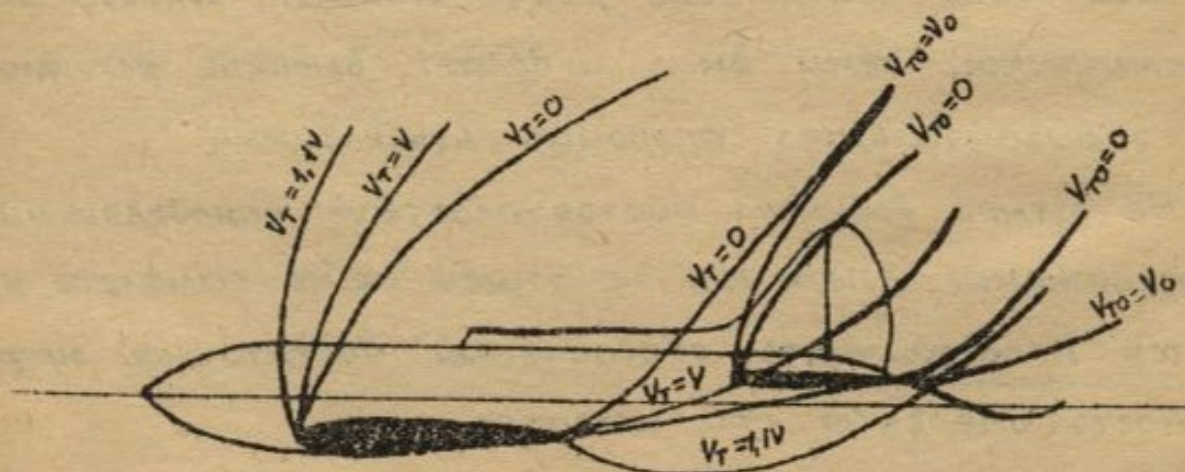


Рис. 356

На рис. 356 показано поле скоростей за крылом и

хвостовым оперением при угле атаки $\alpha = 45^\circ$

Из рисунка видно, что горизонтальное оперение, расположенное несколько выше крыла, находится в зоне активизирующих скоростей и, следовательно, вполне эффективно.

Более высокое расположение оперения относительно крыла повело бы к снижению скоростей и, следовательно, к понижению эффективности оперения при штопоре.

Понижение же оперения лимитируется эффективностью его при отклоненных щитках. Хорошие результаты дает расположение оперения - 3 (рис. 355) при $\alpha = (0,3 \div 0,4) \beta$.

Вертикальное же оперение, изображенное на рис. 356 полностью находится в зоне нулевых и обратных скоростей и, следовательно, никакой эффективностью при штопоре не обладает.

Повысить эффективность вертикального оперения можно рациональным размещением его относительно горизонтального оперения.

На рис. 357 представлено несколько положений горизонтального оперения относительно вертикального и показаны схематические зоны затенения, создаваемые им при штопоре.

Горизонтальное оперение, расположенное по схеме "а", почти полностью затеняет вертикальное.

При положении "д", горизонтальное оперение не перекрывает вертикального.

Однако, такое расположение горизонтального оперения ведет к конструктивным усложнениям, т.к.:

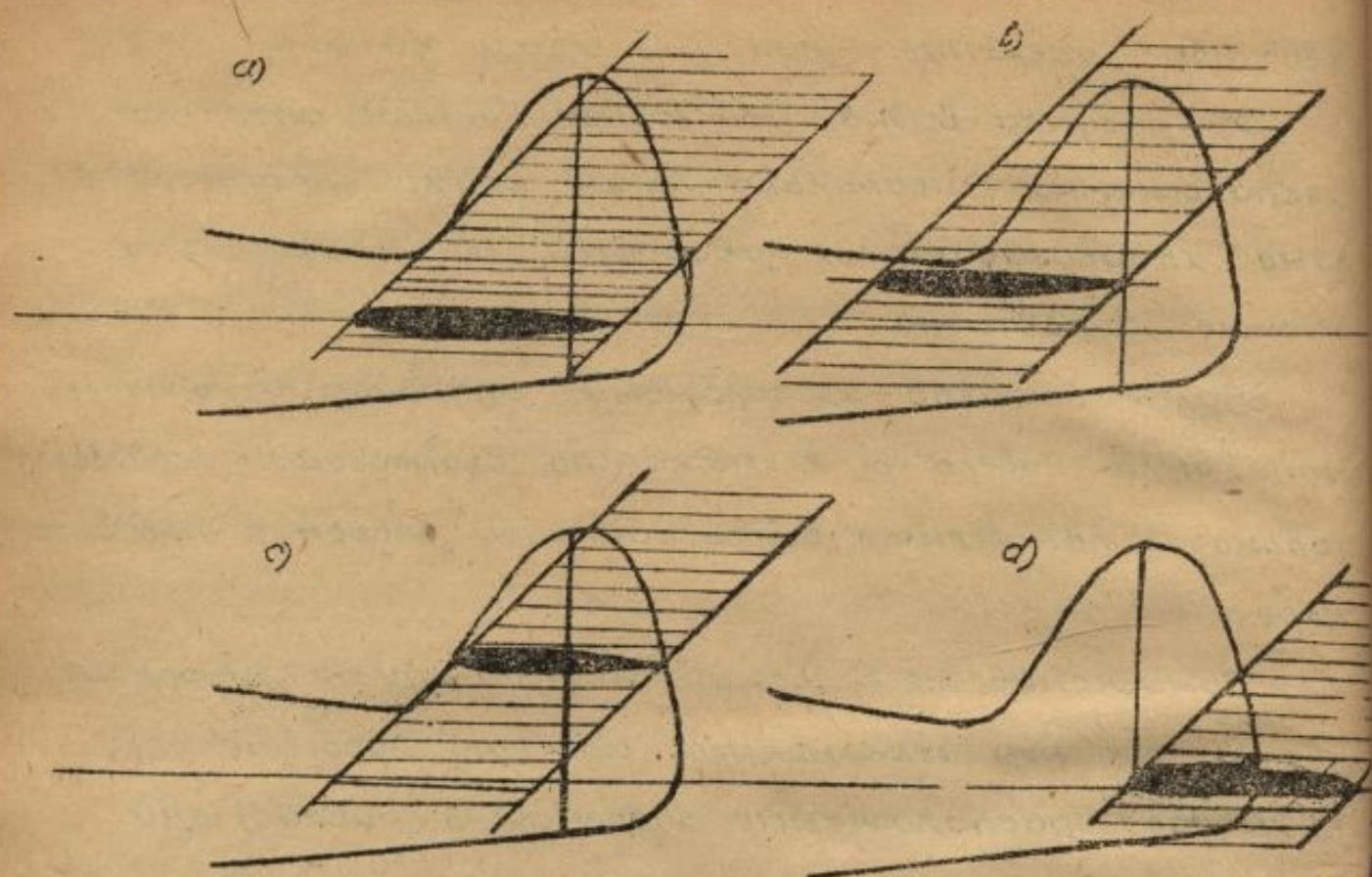


Рис. 357.

1. Крепление оперения на самом конце фюзеляжа требует специального повышения прочности и жесткости последнего, (а следовательно увеличения веса конструкции).

2. Из условия отклонения руля высоты вниз при разбеге самолета требуется увеличение высоты костьяля.

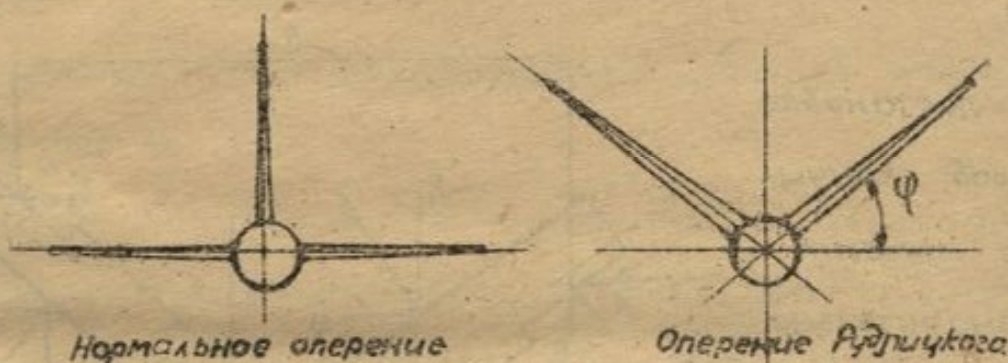
Наиболее целесообразным можно считать положение „в“ и „с“.

В этих случаях развитая часть руля направления находится в активизирующих зонах крыла и горизонтального оперения. Следует отметить, что частичное затенение руля направления, даже в этих схемах приводит к тенденции увеличения площади вертикального оперения до 9÷11% от площади крыла. В некоторых конструкциях самолетов, вопрос управляемости при штопоре решается разнесением вертикального оперения на концы горизонтального

оперения, это разнесение вертикального оперения улучшает также обстрел задней сферы самолета, однако оно утяжеляет конструкцию всего оперения и способствует флаттеру и бафтингу горизонтального оперения. Радикальное решение этого вопроса, дано в схеме оперения Рудлицкого.

Оперение Рудлицкого.

Принцип оперения Рудлицкого заключается в замене обычного оперения, в котором вертикальное и горизонтальное оперения работают порознь и независимо друг от друга, одним оперением двумя поверхностями поставленными под углом к горизонтальной плоскости (Рис 358)



Нормальное оперение

Оперение Рудлицкого

Рис. 358

При отклонении обеих рулевых поверхностей, как показано на рис 359, в одну сторону, вверх или вниз, создается

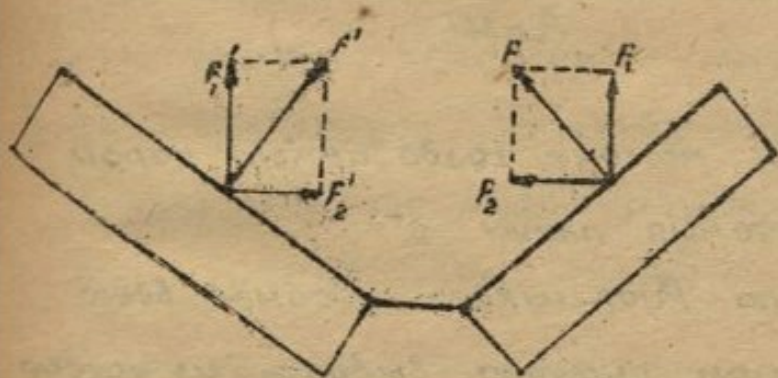


Рис. 359

только продольный аэродинамический момент и оперение действует как руль высоты.

Силы F_2 и F_2' взаимно уравновешиваются, силы F_1 и F_1' стремятся, в за-

висимости от их направления, поднять или опустить хвост.

При отклонении рулей в противоположные стороны, как это указано на рис. 360, силы F_2 и F_2' стремятся занести

БИБЛИОТЕКА
ХАРЬК. АВАИЦИОН.
ИНСТ. ТУТА
И. В. СОВАЛОВИЧ

хвост, в зависимости от их направления, вправо или влева т.е. V-образное оперение работает как вертикальное оперение.

Силы F_1 и F'_1 образуют пару, скручивающую фюзеляж.

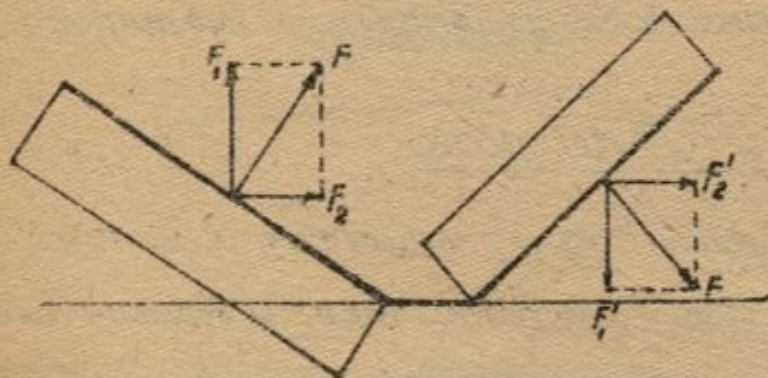


Рис. 360

Отметим, что момент сил $F_1 - F'_1$ создает крен самолета, противоположный тому, который необходим для правильного вырва (Так, например, левому развороту самолета под влиянием сил F_2 и F'_2 соответствует правый крен от момента сил $F_1 - F'_1$ (рис. 360)).

При постановке флеттнеров, скручивающий момент можно значительно уменьшить разнесом флеттнеров на внешние концы рулевых поверхностей (рис. 361),

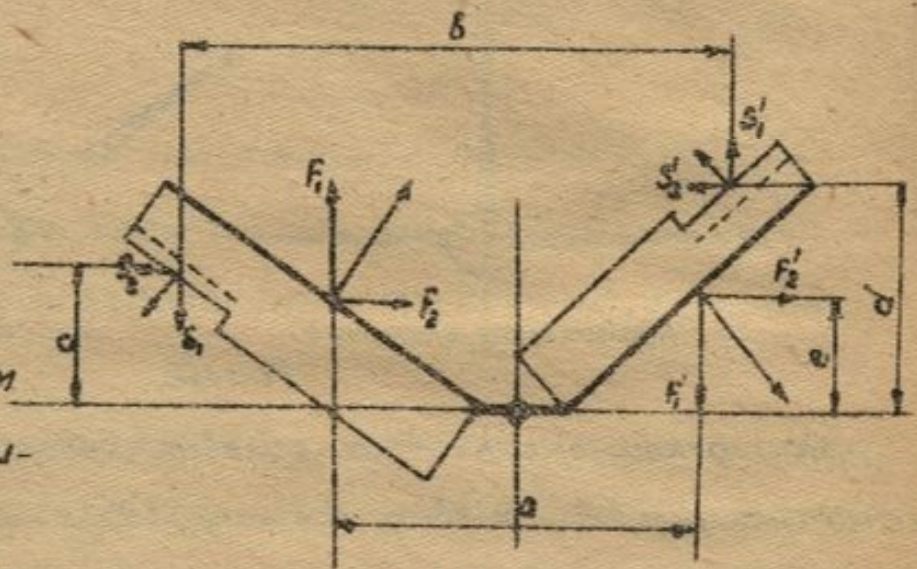


Рис. 361

т.к. при этом увеличивается разгружающий момент создаваемый парой $S_1 - S'_1$, вследствие увеличения плеча „b“.

Выбор оперения типа Рудлицкого удобнее всего вести следующим образом: сначала выбрать, из расчета устойчивости или по коэффициентам мощности, размеры нормального оперения, необходимые для данного самолета, а затем, считая вертикальное и горизонтальное оперения проекциями V-образного, подсчитать площадь

оперения и угол, составляемый оперением с горизонтальной плоскостью. Практически установлено, что для получения хорошей управляемости, полученную таким образом площадь V-образного оперения следует увеличить на 5-8%.

Положительные качества оперения Рудлицкого:

1. Значительное улучшение обзора и обстрела назад.
2. Увеличение $C_{y_{max}}$ г.о. на 3,4-6,7%.
3. Выигрыш в площади, а следовательно и в сопротивлении.
4. Улучшение обтекания задней части самолета.
5. Удобное для гидросамолетов высокое расположение оперения.
6. Улучшение противоштопорных свойств оперения.

Недостатки:

1. Большие крутящие моменты V-образного оперения приводят к необходимости утолщения, а следовательно, утяжеления обшивки хвостовой части фюзеляжа.
2. Для осуществления обычных движений пилота, для управления самолетом, приходится делать довольно сложный, в кинематическом отношении, механизм (см. раздел "Управление самолетом" вып. 4)
3. При поворотах, летчику приходится прикладывать значительные дополнительные усилия на ручку или штурвал для создания необходимого крена.

Меры борьбы с вибрацией оперения.

(Бафтинг и флаттер).

При полете самолетов нередко наблюдаются случаи вибрации хвостового оперения, которые в некоторых случаях приводили к разрушению горизонтального

Рассмотрим два наиболее опасных типа вибрации „бафтинг“ и „флаттер“.

„Бафтинг“ — это вынужденные колебания хвостового оперения под действием вихрей сбегających с крыла при больших углах атаки (т.е. при малой скорости полета).

Вихри, периодически срываются с крыла, попадая на оперение, сообщают последнему толчки, вызывающие периодические колебательные движения его. Срыв струй особенно интенсивен при наличии диффузорных, расширяющихся в направлении потока, сопряжений крыла с фюзеляжем.

Эффективными мероприятиями по устранению бафтинга являются:

1. вывод оперения из аэродинамической тени крыла;
2. уменьшение диффузорного эффекта крыла путем применения зализов или соответствующего сочетания крыла с фюзеляжем (см. Вводную часть Вып. I).

Наряду с этим необходимо делать более жесткой конструкцию оперения и хвостовой части фюзеляжа.

„Флаттер“ — это самовозбуждающиеся колебания крыла или хвостового оперения с нарастающей амплитудой, возникающие в полете.

Природа этих колебаний была рассмотрена в разделе „Крыло“ Вып. 2 и в разделе „Элероны“ Вып. 3.

Отметим только, что при рассмотрении колебаний типа „флаттер“ (хвостового оперения) задача усложняется наличием значительного количества степеней

свободы, а именно: изгиб и кручение стабилизатора, кручение фюзеляжа, отклонение руля глубины, изгиб и кручение киля и отклонение руля направления.

Не приводя методов расчета на „флаттер“,*) отметим только главные конструктивные мероприятия, необходимые для предотвращения этого явления.

Громадное большинство наблюдаемых случаев вибрации хвостового оперения имели причиной наличие несбалансированных в весовом отношении рулей. Чтобы исключить неблагоприятное влияние рулей, необходимо правильно их сбалансировать, т.е. выполнить два условия:

1. массу и плечо балансира подобрать так, чтобы центр тяжести руля вместе с балансиром оказался на оси вращения руля или впереди ее. При этом следует стремиться к возможному увеличению плеча балансира (см. разд. „Элероны“ вып. 3.)
2. расстояние балансира от оси фюзеляжа подобрать из условия:

$$h = \frac{J}{m \cdot \xi}$$

где h - расстояние балансира от оси фюзеляжа,

m - масса руля,

ξ - расстояние ц. т. руля от его оси вращения,

J - центробежный массовый момент инерции руля относительно оси фюзеляжа и оси вращения руля.

В случае, если центры тяжести сечений руля распола-

*) См. Гроссман Е.П., „Вибрации хвостового оперения“ Труды ЦАГИ №186.
Гроссман Е.П., „Флаттер“ Труды ЦАГИ №284.
Справочник Авиаконструктора, т. I.

заяются на прямой, параллельной оси вращения. Второе условие будет выполнено, если балансир поместить в том сечении, где находится ц.т. всего руля.

В случае больших рулей, конструктивно оформить весовую балансировку одним балансиром не представляется возможным, тогда ставят несколько балансиров, но в сумме они должны удовлетворять вышеуказанным двум требованиям.

Наряду с этим, необходимо рули выполнять как можно более легкими и более жесткими на кручение, применяя, например, конструкцию типа Моностар или выполняя лонжерон руля с возможно большим полярным моментом инерции.

Следует стремиться достигнуть наиболее полной аэродинамической компенсации рулей, избегая при этом перекомпенсации.

Наилучшей компенсацией в этом отношении следует признать осевую.

Постановка всякого рода сервокомпенсаторов увеличивает возможность „флаттера“.

*

*

*

КОНСТРУКЦИЯ
ХВОСТОВОГО ОПЕРЕЕНИЯ

Анализ конструктивных особенностей хвостового оперения

Анализируя работу хвостового оперения мы видели, что его можно уподобить крылу.

Действительно, „несущие“ поверхности хвостового оперения (стабилизатор с рулем глубины, киль с рулем поворота) в полете нагружены аэродинамическими силами, аналогично крылу с элероном.

Рули (как и элерон), отклоняясь в ту или другую сторону, увеличивают или уменьшают общую воздушную нагрузку оперения.

„Нормы прочности самолетов“ (1934 г.) также подтверждают эту аналогию, принимая, что:

1. Интенсивность воздушной нагрузки рулей оперения и элерона пропорциональны максимальным скоростям самолета

$$(p = k \cdot V_{\max}^2, \text{ где } k = \text{const})$$

2. Распределение воздушной нагрузки по размаху оперения пропорционально хорде оперения (аналогично при расчете крыла).

3. Распределение воздушной нагрузки по хорде руля и элерона - подобно.

Из общности (подобия) работ крыла и хвостового оперения вытекает и общность их конструктивная.

Это конструктивное подобие прежде всего выражается в подобии внешних форм. Так например, контуры оперения в плане соответствуют контурам крыла. Напр., трапецевидной форме крыла самолета соответствует и трапецевидная форма оперения (см. рис 362 363)

Общая схема оперения также аналогична крылу, (напр. самолет со свободнонесущим крылом обычно имеет и свободнонесущее

оперение)

Схема самолета Райан SC-115 W с трапецевидным крылом и гор. оперением.

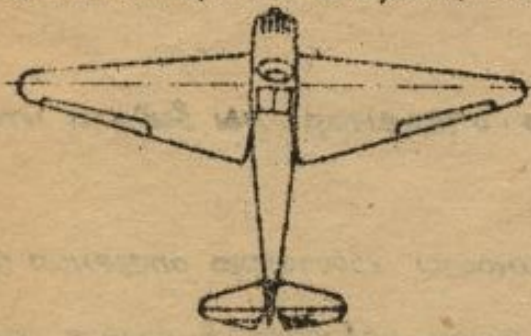


Рис. 362

Схема бомбардировщика Хейнкель He-III с эллиптическим крылом и горизонт. оперением.

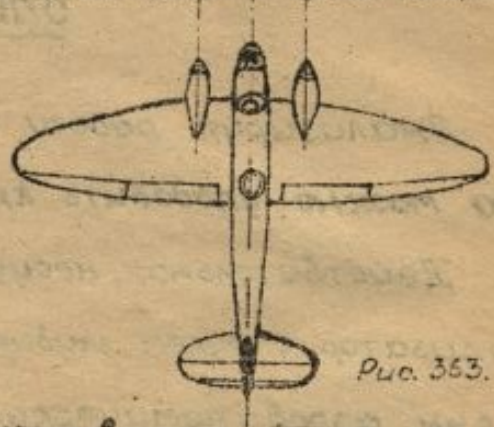


Рис. 363.

Во-вторых - хвостовое оперение изготавливается из тех же материалов, что и крыло. Таким образом, конструкции оперений бывают металлические, деревянные и смешанные.

В-третьих - силовая структура оперения принципиально ничем не отличается от силовой структуры крыла. Каркас оперения состоит из продольного набора (лонжероны и стрингеры) и поперечного (нервюры), причем, так же как и в крыле, конструкция оперения может быть одно-, двух- и многолонжеронной (моноблочной).

Детали набора оперения представляют собой изготовленные в масштабе "детали крыла."

Следовательно, можно кратко формулировать, что принципиальная схема и конструкция оперения аналогична крылу.

Тем не менее, конструкция хвостового оперения обладает рядом особенностей, которые, вытекая из специфичности условий работы оперения, заключаются в следующем.

Во-первых в сравнительно малых габаритах оперения.

В самом деле: относительная толщина профиля оперения равна $8 \div 10\%$ против $12 \div 18\%$ крыла. Общая же поверхность хвостового оперения составляет $17 \div 25\%$ от площади крыла.

Возможность применения тонких профилей в оперении, как известно, объясняется значительно меньшими удельными нагрузками.

$$\left[\rho = \frac{P_y (кг)}{S (м^2)} \right]$$

приходящимися на органы оперения (по сравнению с крылом). В частности, в горизонтальном полете стабилизатор, киль и рули почти не нагружены. Однако, малые строительные высоты поверхностей оперения осложняют технологию производства, затрудняют процесс сборки оперения, требуя применения открытых профилей, открытой клепки и т.д.

Кроме того, при малых строительных высотах тонкостенных конструкций, применение в качестве материала дерева становится невыгодным, т.к. в этом случае обеспечение необходимой прочности связано с увеличением веса деревянной конструкции. Поэтому, в скоростной авиации сейчас наблюдается повсеместная тенденция - к конструированию металлических оперений самолетов. Часто можно встретить самолеты с деревянным крылом и фюзеляжем и металлическим хвостовым оперением.

Во-вторых - оперение, находясь в зоне приторможенного потока или аэродинамической тени крыла, подвергается опасности возникновения вибраций в значительно большей степени, чем крыло (см. выпуск № 1 стр. 1). Причем, вибрация (бафтинг) может возникнуть преимущественно на режимах малых скоростей (при посадке), когда аэродинамическая нагрузка на хвостовое оперение сравнительно мала. Опасность вибрации еще усугубляется постоянным воздействием на неподвижные стабилизирующие поверхности оперения больших знакопеременных нагрузок со стороны подвижных рулей.

Определяющим фактором вибрации здесь является жесткость конструкции.

Поэтому жесткость конструкции оперения должна быть весьма высокой.

Третьей особенностью хвостового оперения является одновре-
 менность действия руля глубины и руля поворота. С целью
 облегчения взаимодействия рулей (при их одновременном отклю-
 нении), до последнего времени конструкторы производили соот-
 ветствующие вырезы в рулях. (рис 364)

Эти вырезы значительно ухудшают концевое обтекание
 фюзеляжа и рулей.

В современных конструкциях взаимодействие рулей обес-
 печивается применением так наз. „разрезных рулей“

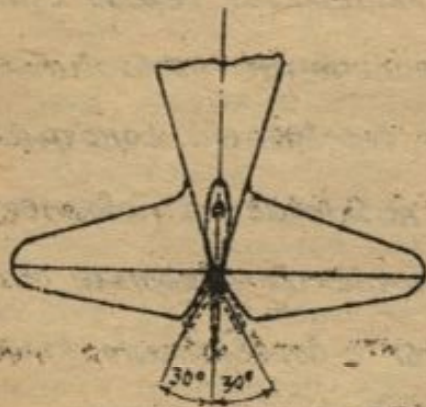


рис. 364

Таким образом, эти особенности ра-
 боты хвостового оперения, приводят к
 конструктивным требованиям:

1. Применения открытых профилей.
2. Использования в качестве строитель-
 ного материала - легкие металлы (дю-
 раль, алюмин и т.д.)

3. Весьма жесткой, малодеформируемой структуры оперения.
4. Отсутствия в конструкции каких-бы то ни было вырезов,
 резких переходов в неподвижных и подвижных рулях.

К этим требованиям можно добавить еще требования, выте-
 кающие не из особенностей работы оперения, а из условий сборки,
 эксплуатации, обеспечения необходимой прочности и т.д. - это тре-
 бования:

5. Полной статической уравновешенности рулей, что означает
 безусловное применение весовых компенсаторов.

Применение весовых компенсаторов на рулях особенно важ-
 но, т.к. площади рулей в оперении равны и даже превосходят
 площади стабилизатора и киля, а поэтому, сбалансированность
 рулей в оперении в смысле гарантии от вибрации имеет еще
 большее значение, чем весовая уравновешенность элерона на
 крыле самолета.

крыле

6. Возможность легкой замены (в случае необходимости) рулей и неподвижных (фиксируемых) поверхностей - стабилизатора и килля. Поэтому все кронштейны (узлы) подвески органов оперения на рулях и каркасе самолета должны быть легко съемными, а сами соединения - полностью взаимозаменяемыми.

7. Узлы подвески рулей к киллю, и стабилизатору должны быть так выполнены, чтобы обеспечить легкое управление рулями, причем, количество и размещение их должно быть таковым, чтобы наиболее выгоднейшим образом передавать нагрузку от рулей на киль и стабилизатор, а затем, дальше на каркас фюзеляжа.

8. И, наконец, требование уборки из воздушного потока деталей, вызывающих вредное сопротивление деталей управления хвостовым оперением (рычаги, тяги, кабанчики и т.д.).

Все указанные детали хвостового оперения должны быть полностью спрятаны в конструкции рулей, хвостовой части фюзеляжа.

Глава II.

Классификация хвостовых оперений

Горизонтальные оперения разделяются по силовой схеме на:

1. Свободнонесущие.
2. Подкосные.
3. Расчалочные * (см. рис. 365, 366, 367).

Свободнонесущее оперение, как и крыло, выгоднее всего в аэродинамическом отношении, но также обладает всеми дефектами свободнонесущего крыла (большие деформации изгиба, необходимость

*Примечание: Классификация горизонтальных оперений по количеству несущих поверхностей (монопланная и бипланная схемы) представляется условной, вследствие редкого применения бипланной конструкции, из-за низкой степени аэродинамического совершенства этих конструкций.

Схема свободнонесущего оперения

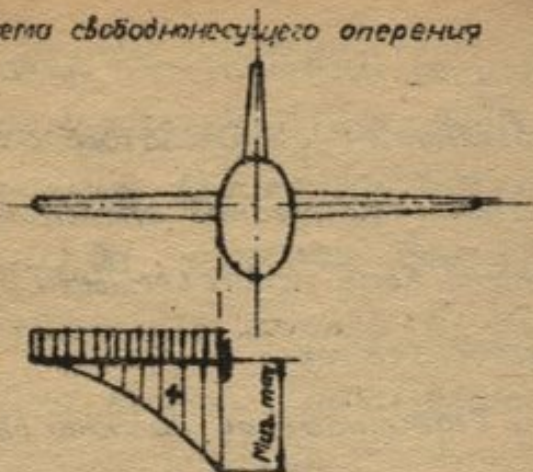


Рис 365.

Схема подкосного оперения

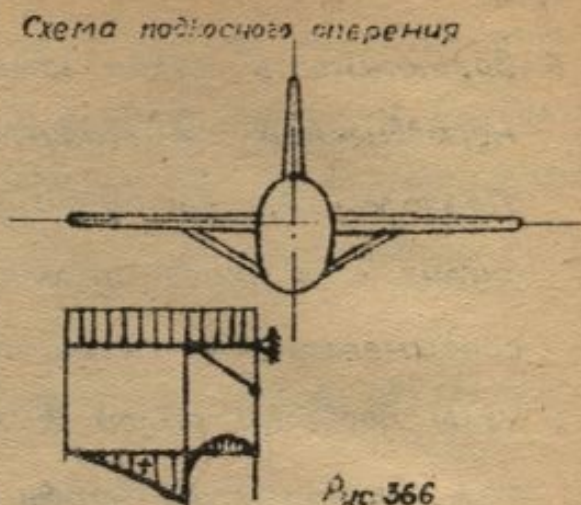


Рис 366

Схема расчалочного оперения

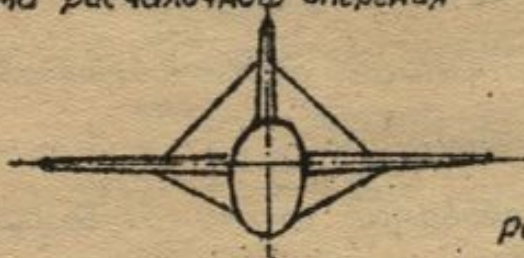


Рис 367.

применения профилей значительной относительной толщины и т.д.)

Подкосные и расчалочные стабилизаторы значительно легче консольных, вследствие меньших моментных нагрузок. Иногда такие схемы стабилизаторов применяются для увеличения жесткости конструкции (гидросамолет с высоко расположенным оперением).

Однако, широкому распространению подкосных и расчалочных схем препятствуют их аэродинамические и эксплуатационные недостатки (большие C_x подкосов и расчалок, необходимость постоянной регулировки лент-расчалок, вибрация их в полете и т.д.)

Вертикальные оперения разделяются по схеме на:

1. Нормального типа (киль, прикреплен к каркасу фюзеляжа).
2. Раздвоенные (с 2-мя разнесенными килями, по размаху стабилизатора).

Анализ этих схем смотреть на стр

По применяемому материалу, конструкции хвостовых оперений разделяются на:

1. деревянные,
2. металлические,
3. смешанные конструкции.

Наиболее распространенными являются металлические конструкции, вследствие своей большой удельной прочности.

В качестве металла чаще всего применяются дюралевые сплавы, реже - алюмин и сталь (для лонжеронов, рулей).

Под смешанной конструкцией будем понимать конструкцию с полотняной обшивкой.

Оперение с полотняной обшивкой чаще всего встречается на самолетах малой грузоподъемности в сочетании с внутренней структурой типа "Моноспар".

Полотняная обшивка с равным успехом применяется на оперении деревянной и металлической конструкции.

Классификация оперения по внутренней структуре производится совершенно аналогично крылу (однолонжеронные, моноблочные конструкции и т.д.).

*

*

*

Глава III-я

Конструктивные детали и элементы хвостового оперения

Конструкция стабилизатора

Стабилизатор, обычно, выполняется в виде легкоъемной конструкции, кренящейся к каркасу фюзеляжа. Иногда при высоко расположенном горизонтальном оперении, стабилизатор крепится к силовым элементам киль.*)

*) На некоторых самолетах необычной схемы, стабилизатор и киль крепятся к так наз. "хвостовым" балкам или фермам, заменяющие фюзеляж (см. рис 368, стр 30).

Конструкция стабилизатора состоит из двух и большего числа лонжеронов, системы нервюр и стрингеров.

На переднем и заднем лонжеронах стабилизатора установлены крайтейны крепления к каркасу самолета. Кроме того, на заднем лонжероне (установлены) расположены узлы подвески руля глубины.

Задний лонжерон стабилизатора, ось которого проходит параллельно оси вращения руля, обычно расположен перпендикулярно к продольной оси самолета.

Передний лонжерон расположен параллельно ребру атаки стабилизатора и в зависимости от формы стабилизатора в плане, может образовывать довольно значительный угол с задним лонжероном (до 30°). (см. рис. 270)

В нормальном полете задний лонжерон всегда больше нагружен, чем передний, т.к. на него передается через шарнирные подвески, нагрузка от руля глубины. Поэтому, обычно, он выполняется значительно прочней и жестче, чем передний.

Правда, при пикировании получается такое распределение воздушных сил на стабилизатор, при котором большая часть нагрузки приходится на передний лонжерон. (см. рис. 369)

Схема самолета Либрамс „Эксплорер“

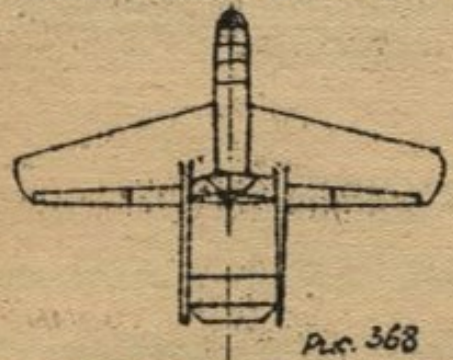
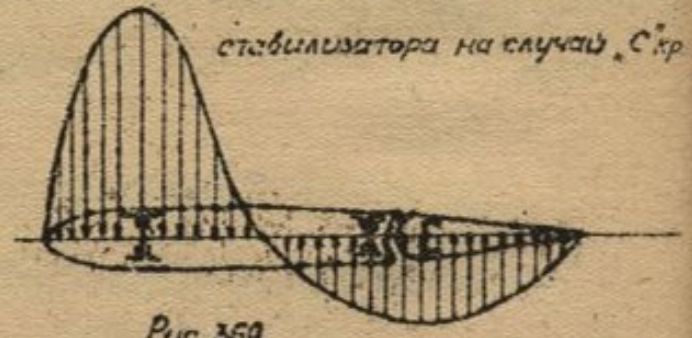


Рис. 368

Распределение давления по хорде



стабилизатора на случай „Скр“

Рис. 369

Вследствие этого, у пикирующих самолетов особое внимание конструкторов должно быть обращено на прочность переднего лонжерона, в особенности на прочность узлов крепления его.

Рассмотрим наиболее распространенные сечения профилей лонжеронов стабилизатора.

Выше мы указали на необходимость применения открытых профилей лонжеронов. Поэтому, когда-то весьма распространенные сечения лонжеронов типа „а“ (рис. 370), сейчас редко применяются.

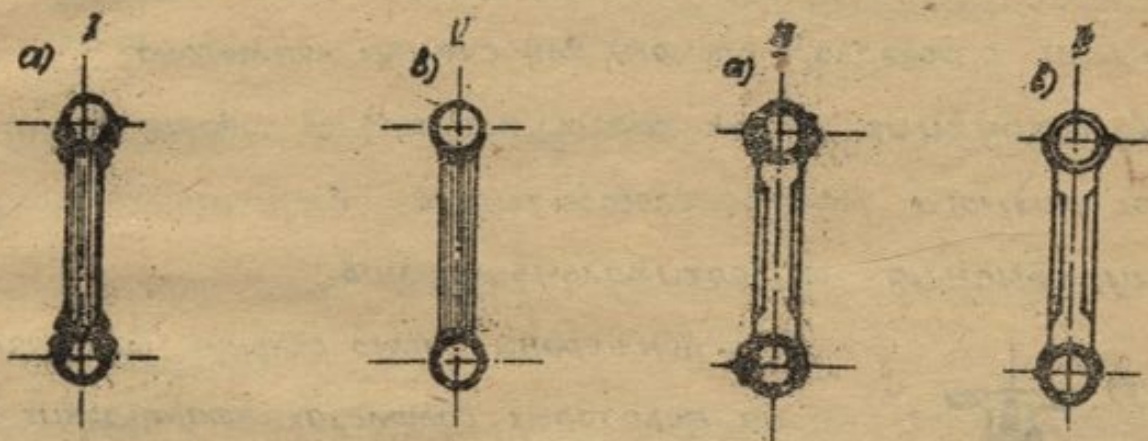


Рис. 370

Этот тип лонжерона обладает следующими недостатками:

Во-первых, при малых диаметрах труб весьма затруднительна внутренняя клепка для крепления к трубам (полкам) стенок.

Во-вторых, при малых строительных высотах профиля, материал трубчатых полок недостаточно полно используется (в работе), а поэтому такие лонжероны обладают значительным весом.

По аналогичным соображениям не выгодны в весовом отношении обыкновенные круглые и овальные трубы (рис. 371).

Лонжерон сечения „с“ (рис. 372) обладает теми же недостат-

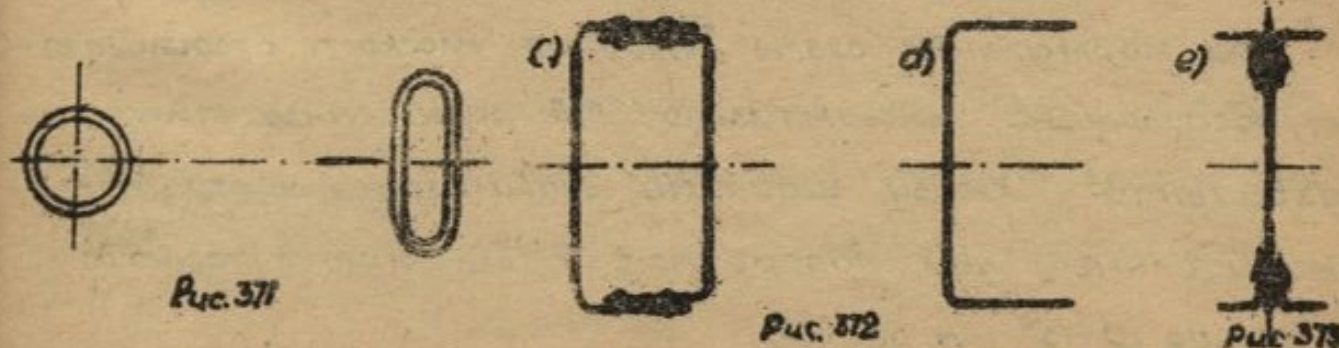


Рис. 371

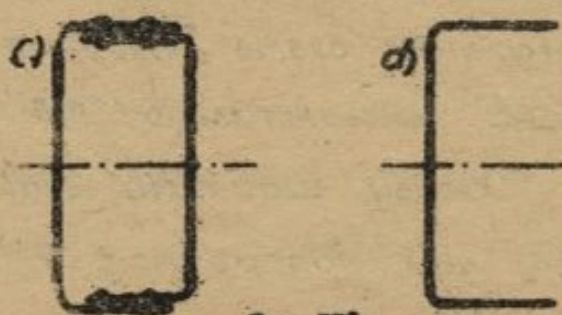


Рис. 372



Рис. 373

ками сборки, хотя вес его значительно меньше, чем вес типа „а“.

Лонжерон типа „d“ (швеллер) (рис. 372) часто ставится на стабилизатор, т.к. такой профиль очень прост в производстве и хорошо работает на изгиб. В моноблочных конструкциях оперения следует признать весьма удачным сечение „e“ (двутавр) (рис. 373). Модификацией этого типа являются лонжероны сечения „f“ (рис. 374), состоящие из двух однотавровых катаных профилей с вырезом (пазом) для стенки лонжерона.

Конструкция полок таких лонжеронов удачно решает вопрос разнеса масс, а следовательно, обеспечивает хорошую работу сечения на вертикальный изгиб.



Рис. 374

Лонжероны такого сечения применяются на некоторых самолетах французских авиационных фирм.

Весьма часто применяются, в особенности для заднего лонжерона стабилизатора, тип „g“ (рис. 375) лонжерона, обладающего большой

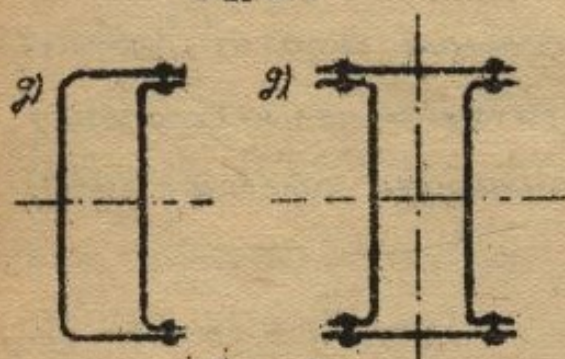


Рис. 375

местную жесткость лонжерона постановкой внутренних диафрагм.

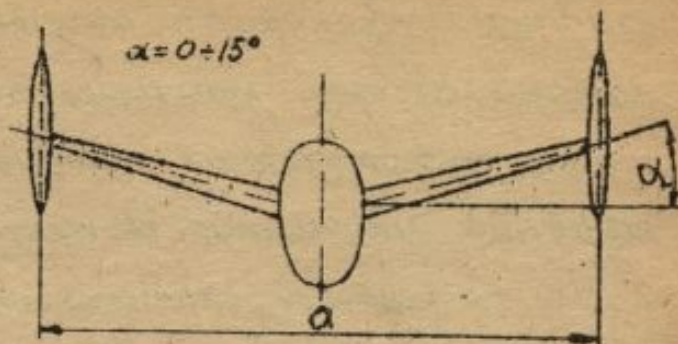
жесткостью на изгиб и кручение и весьма удобного в сборке. Кроме того, при такой структуре лонжерона весьма удобно осуществлять крепление кронштейнов подвески рулей. Также легко увеличить

При нормальной схеме оперения, плоскость стабилизатора расположена горизонтально. При разнесенных кляях с развитыми книзу шайбами, стабилизатор часто имеет значительный угол поперечного V , величина которого доходит до $10+15^\circ$ (см. рис. 376).

Назначение поперечного V на горизонтальном оперении,



Рис 375



Поперечное V горизонтальн. оперения

Рис 376

обеспечить невредимость концевых шайб (килей) при посадке со сносом.

Аналогичную цель преследует поперечное „V” низко расположенного стабилизатора

Поперечное „V” (до известных пределов $V = 3-5^\circ$) оперения, как и крыла, улучшает общую поперечную устойчивость сам-та.

Конструкция килля.

На самолетах малого и среднего тоннажа киль чаще всего выполняется в виде неразъемной конструкции и представляет собой естественное продолжение каркаса фюзеляжа.

Выполнение килля зацело с фюзеляжем не представляет особых конструктивных и производственных затруднений, т.к. силовые продольные элементы килля представляют собой развитие в виде отростков шпангоуты фюзеляжа (в случае конструкции фюзеляжа „Монокот”) или продолженные сверху ст. олки с системой поясов и раскосов (в случае ферменной конструкции фюзеляжа) (рис 377) (фиг. 271, 272).

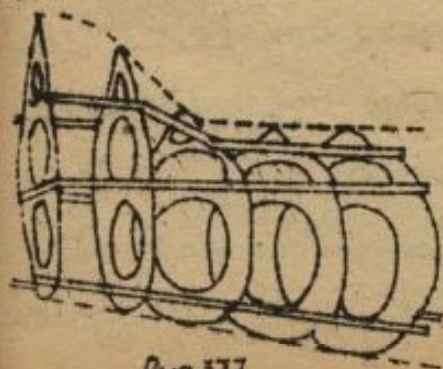


Рис 377

Съемные кили преследуют цели облегчения (ускорения) производственного процесса, а также удобства транспортировки самолетов.

Съемный киль собирается отдельно в

стаппеле, покрывается обшивкой, а затем, полностью изготовленный агрегат монтируется на каркасе фюзеляжа.

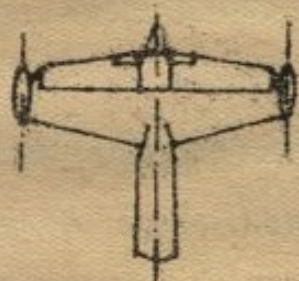
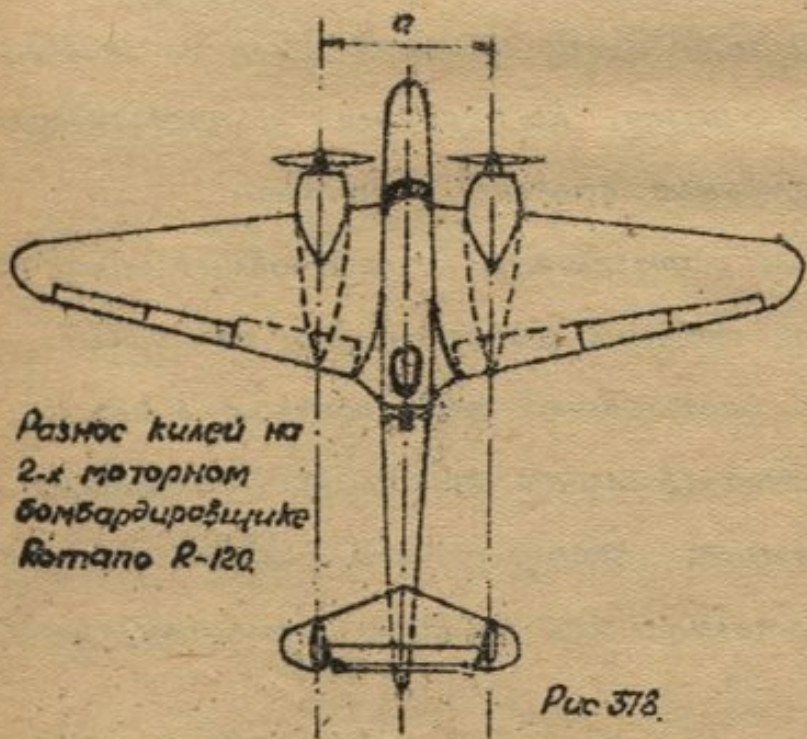
На многомоторных многоместных бомбардировщиках, из соображений улучшения обстрела назад, киль раздваивается - разносится по размаху стабилизатора в виде 2^х (несущих) вертикальных поверхностей. (см. Выпуск № стр.).

В этом случае разнос килей (расстояние между плоскостями килей), определяется разносом моторов с тем, чтобы увеличить эррефективность вертикального оперения (концевых шайб и рулей) вследствие возрастания скоростей набегающего потока, из-за обдувки винта

$$[R_{y_{руля}} = f(V_{с-та})]$$

В частности, у 2^х моторного самолета разнос килей равен разносу моторов (рис. 378 ^а).

Хвост самолета Потез 63



У 4^х моторного самолета кили большей частью расположены в пространстве между крайними и средними моторами (рис 379 стр.35)

Примером самолета, имеющем 3 килевые поверхности является самолет Дуглас „ДС-4“ (рис.380, фиг.273).

4^х моторный самолет „ДС-4“ является одним из крупнейших пассажирских самолетов, обслуживающих воздушные линии США

Схема хвостового оперения
с-та Дуглас DC-4

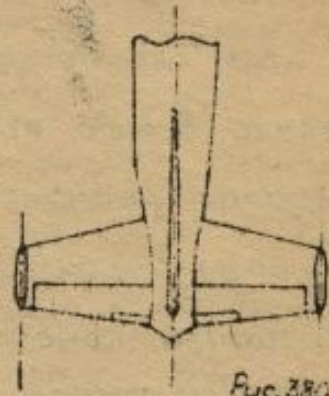
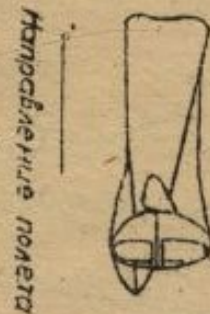


Рис. 380

2-я проекция



(к рис. 380)

Самолет рассчитан на совершение полета при 2^х остановленных (выключенных) моторах с одной стороны крыла. В этом случае регулируемые тройные килевые поверхности сравнительно легко погашают моменты отбража действующих моторов.

Это мероприятие имеет целью максимально повысить безопасность полета.

Силовая структура киля, как и стабилизатора, состоит из лонжеронов, нервюр и стрингеров.

Задний лонжерон является основным силовым элементом киля и носит название „килевой балки“ и „килевой колонки“.

При проектировании хвостового оперения следует по возможности сохранять килевую балку неразрезной.

При неразъемной конструкции киля, лонжероны киля представляют собой развитые в отрезки шпангоуты фюзеляжа. Таких лонжеронов может быть 3-4, в зависимости от габаритов киля (см. рис. и фиг. 274).

При разъемной конструкции, киль имеет, обычно, 2 лонжерона, причем роль переднего лонжерона выполняет ребро атаки киля. Ребра атаки киля в этом случае выполнено в виде жесткого открытого профиля соединенного нервюрами с килевой балкой.

Чногда передний лонжерон киля расположен наклонно по отношению к заднему, образуя с ним прямоугольную трапецию

В этом случае удобно переднюю кромку (ребро атаки) киля делать в виде отбрасываемого на петлях носка (с жесткими нервюрами, расположенными перпендикулярно к переднему лонжерону) (см. фиг. 275).

В прочей конструкции киля подвешен стабилизатору.

Схема хвостового оперения с-та Хоукер "Харрикен"

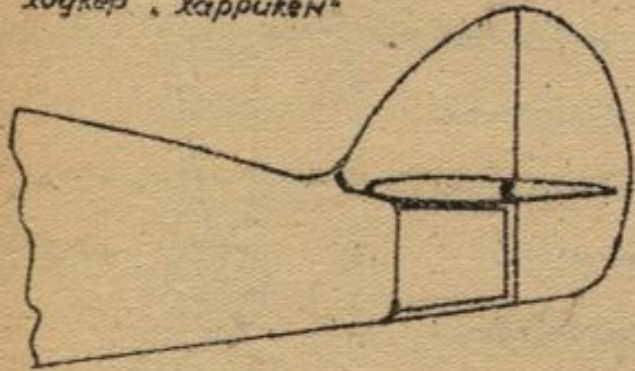


Рис. 381.

Схема хвостового оперения с-та Каэрон С-710

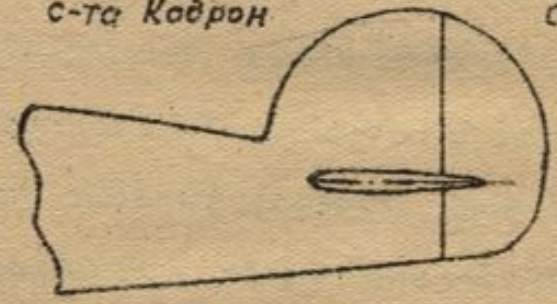


Рис. 382.

Схема хвостового оперения с-та Шепли-Кутчуэйк



Рис. 383.

Схема хвостового оперения самолета Потез 661

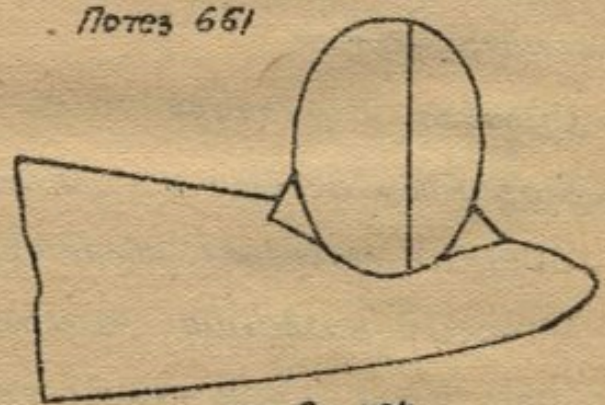


Рис. 384.

На рис. 381, 382, 383, 384 даны общие виды вертикальных оперений некоторых самолетов.

Конструкция рулей хвостового оперения

Так как руль поворота по своей конструкции принципиально ничем не отличается от руля глубины, то в дальнейшем описании мы будем пользоваться термином "рули" (имея в виду, что это общее наименование в равной мере относится и к рулю глубины, и к рулю поворота).

Особенностью руля хвостового оперения самолета является

его однолонжеронная структура (фиг. 276). Это объясняется тем, что руль, представляя собой удлиненную несущую поверхность с малой хордой, имеет весьма незначительные строительные высоты (просфиля), резко уменьшающиеся к задней кромке руля. В самом деле, если относительная толщина стабилизатора доходит до 10% хорды, то максимальное значение относительной толщины руля глубины обычно не превосходит $6\pm 7\%$.

С целью использования строительной высоты руля и укорочения (иначе говоря — уменьшения веса) кронштейнов подвески рулей, выгодно передний лонжерон руля выносить вперед, возможно ближе к передней кромке руля. Размещение же на просфиле руля еще одного или нескольких лонжеронов при малых габаритах профиля руля нецелесообразно ни в прочностном, ни в технологическом отношении, ни в смысле весовой уравновешенности.

Таким образом, руль представляет собой однолонжеронную конструкцию с системой подкрепляющих стрингеров и нервюр.

При такой структуре руля весьма опасной становится деформация кручения, т.к. довольно значительные крутящие моменты передаются на лонжерон руля.

Большие значения крутящих моментов объясняются несовпадением ц. давления с осью вынесенного вперед лонжерона (у руля с неработающей обшивкой) или с осью жесткости сечения просфиля, в случае руля с работающей обшивкой. Элементарные крутящие моменты, возникая на конце руля, накапливаются вдоль размаха в суммарный момент кручения, который достигает максимума в месте подвода кабаника тяги управления рулем.

Если кабаник управления руля находится на середине руля, то кабаник снимает суммарный подведенный момент

справа и слева от него. Совершенно очевидно, что чем длиннее руль, тем больше $\Sigma \Delta M_{кр}$ и тем больше деформация руля (φ), равная

$$\varphi = \frac{M \cdot l}{9J_p}$$

С целью уменьшения крутящих моментов, рули иногда делают не по всему размаху килей и стабилизатора, оставляя концевые части килей и стабилизатора в виде „обратных рогов“ (рис. 385)

Схема горизонтального оперения с-та Кодрон С-710

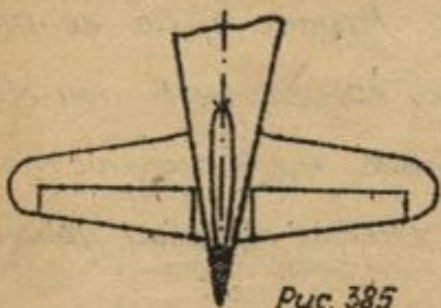


Рис. 385.

„Обратные рога“ также значительно улучшают концевое обтекание несущей поверхности. Этим объясняется и широкое их применение в конструкции крыла.

Для уменьшения моментов кручения руля выгодно кабаник управления размещать ближе к центру размаха руля (см. рис. 386, 387, 388).

Эпюра $M_{кр}$ при центральном положении кабаника управления.

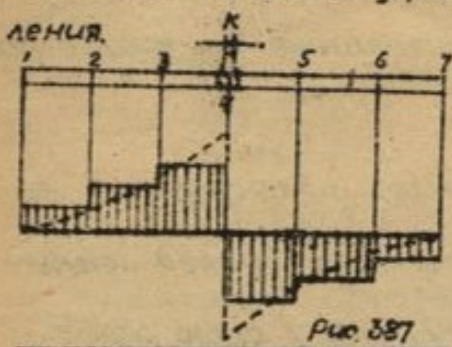


Рис. 387

Эпюра $M_{кр}$ при крайнем положении кабаника управ.

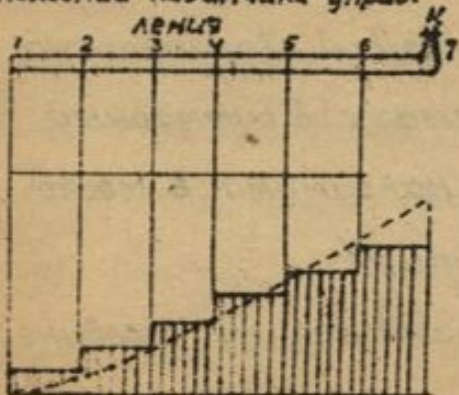


Рис. 386.

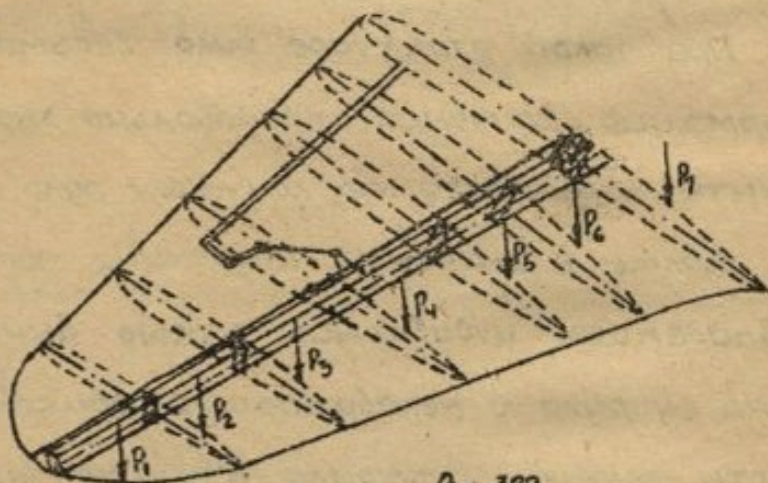


Рис. 388.

Из этих соображений выгодно делать руль глубины составным, состоящим из двух отдельно устанавливаемых и работающих частей, с отдельно проведенными к ним тягами управления (рис. 389, стр. 39).

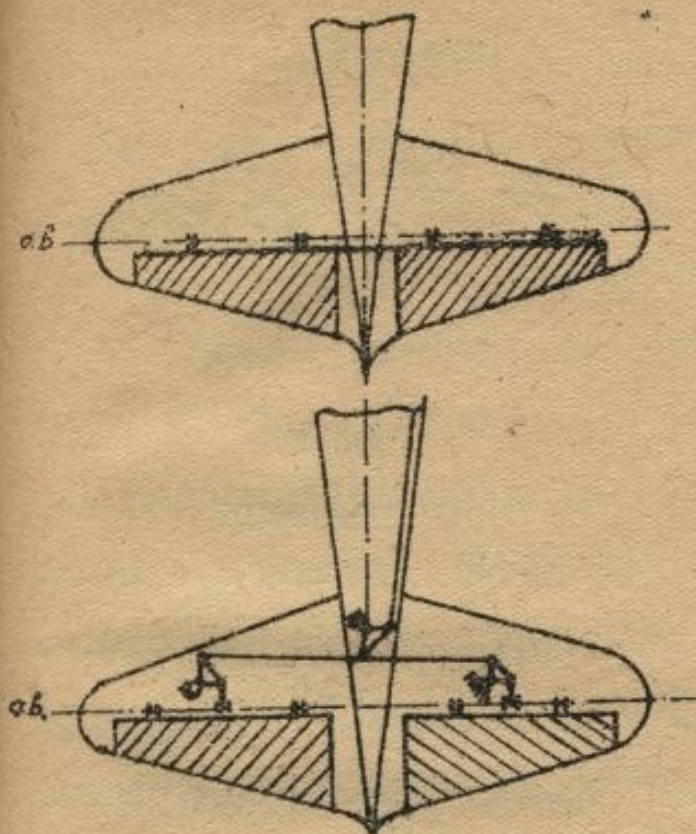


Рис. 389.

Преимущество составного руля заключается также в сравнительной легкости монтажа.

Кроме того, при составной конструкции руля глубины, центральная часть „а“ используется как дополнительная стабилизирующая поверхность для улучшения концевой обтекания и как хвостовой кок или крестовина для уборки трос и рычагов управления. См. стр. и фиг. 277, 278.

С целью улучшения прочности руля на „кручение“, лонжерон его изготавливается закрытого сечения. (см. рис. 375¹⁶)

Для улучшения условий работы лонжерона, конструкция рулей часто выполняется типа Моноспар-Стигер, с косыми нервюрами, образующими в плане весьма жесткую ферму. (Рис. 390)

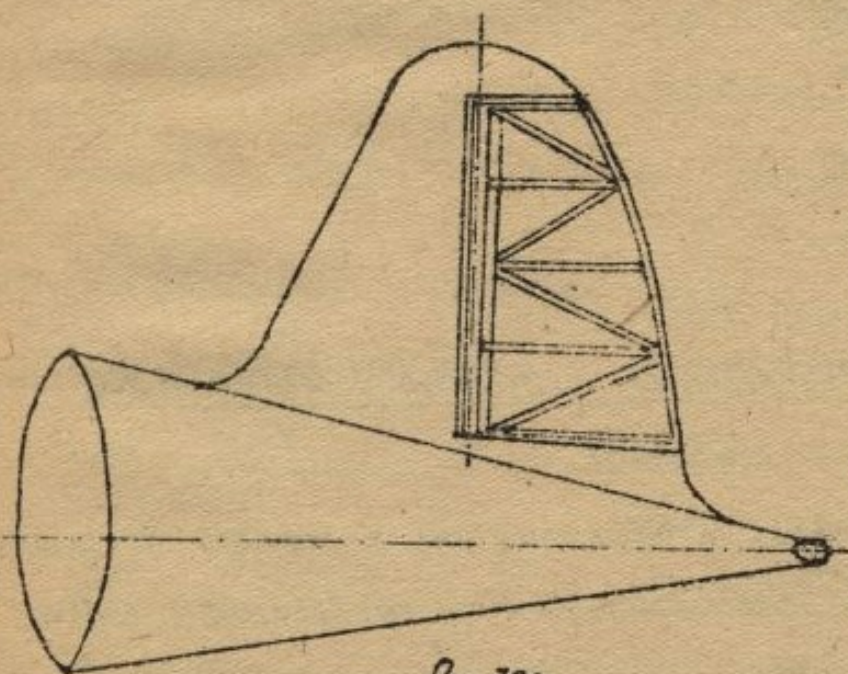


Рис. 390.

Иногда, при наличии значительной осевой компенсации, для улучшения концевой обтекания на рулях делаются скосы (рис. 391, 391', 392, стр. 40), назначение которых таково. На конце руля, вследствие малой процентности профиля, при

данном предельном угле отклонения руля, передняя кромка руля может выйти из габаритов профиля килля или стабилизатора, что

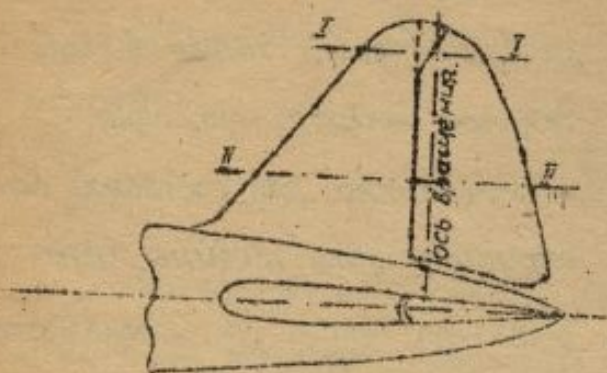


Рис. 391

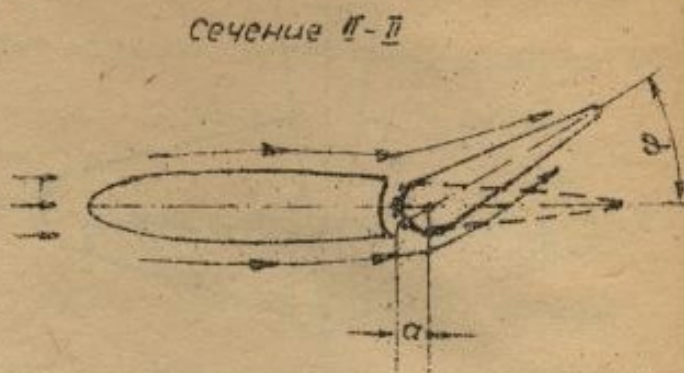


Рис. 391'

нарушит плавность обтекания.

Скосы при том же угле отклонения руля, этот недостаток устраняют, т.к. передняя кромка конца руля приближается к оси вращения (рис. 393.)

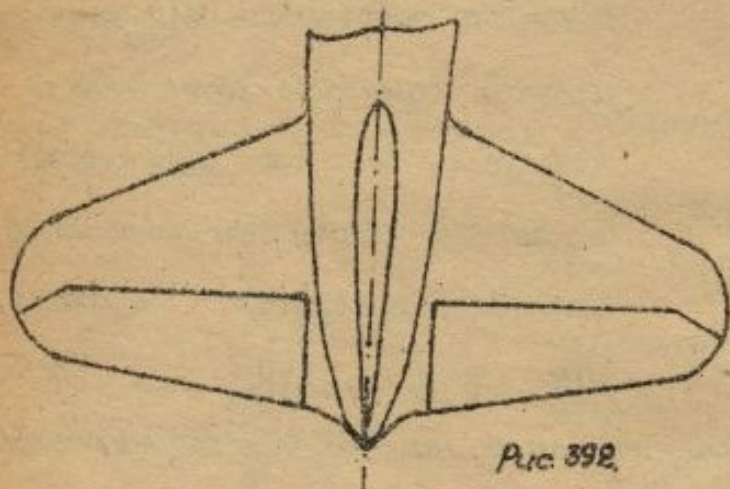


Рис. 392.

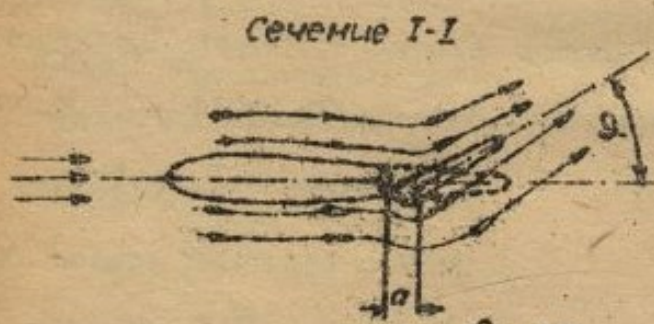


Рис. 393

Глава IV.

Крепление стабилизатора к каркасу фюзеляжа (киля)

Конструкция крепления стабилизатора к каркасу фюзеляжа (киля) должна прежде всего удовлетворять требованиям надежности и жесткости. С этой целью узлы крепления должны связывать основные силовые звенья конструкции оперения и каркаса фюзеляжа (киля). Такими звеньями являются, как известно

лонжероны стабилизатора и шпангоуты фюзеляжа. К ним и крепятся кронштейны подвески стабилизатора.

Выше мы указывали на необходимость обеспечения быстрого и легкого съема стабилизатора с фюзеляжа. Это требование вызывает некоторые конструктивные и производственные осложнения и в известной степени предопределяет характер и конструкцию узлов крепления.

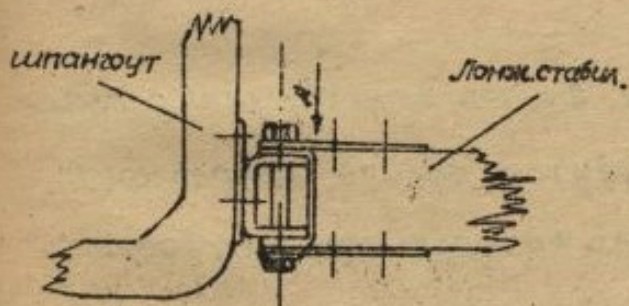
В самом деле, плоскость стабилизатора примерно совпадает с горизонтальной плоскостью симметрии хвостовой части фюзеляжа, или расположена несколько выше или ниже - в зависимости от схемы расположения горизонтального оперения.

Конструктивно стабилизатор выполняется: в виде неразъемного агрегата со «сквозными» (проходящими по всему размаху) лонжеронами и в виде разъемной (по лонжеронам) конструкции. Если стабилизатор разъемный, то сборка осуществляется следующим образом: каждая половина стабилизатора индивидуально подводится и крепится к каркасу фюзеляжа.

Самое крепление может быть осуществлено 3-мя способами:

1. Лонжероны стабилизатора доходят только до каркаса.

В этом случае крепление стабилизатора производится к наружным кронштейнам шпангоутов (рис. 394)



По стр. 11

Рис. 394.

2. Лонжероны стабилизатора проходят внутри каркаса фюзеляжа и стыкуются друг с другом. Части лонжеронов, расположенные внутри каркаса, крепятся к узлам шпангоутов (рис. 400, стр. 46).

3. Лонжероны стабилизатора состоят из 3-х частей: центральная часть лонжеронов проведена и закреплена внутри каркаса, а отъемные части стабилизатора стыкуются с центральными

лонжеронами, аналогично креплению отъемных частей крыльев к центроплану (фиг. 290). При этом характер крепления имеет вид, указанный на рис. 394. и фиг.

Если же стабилизатор неразъемный, то в фюзеляже должны быть вырезы, достаточно широкие для того, чтобы проткнуть сквозь них стабилизатор, установить его и закрепить на каркасе.

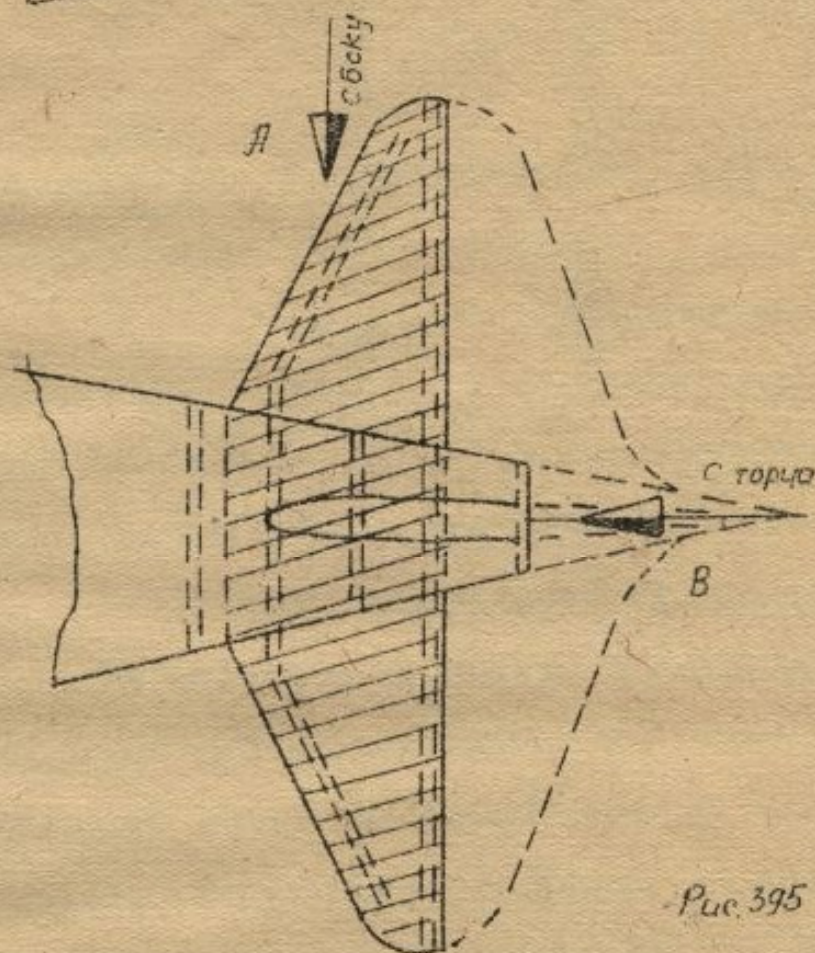
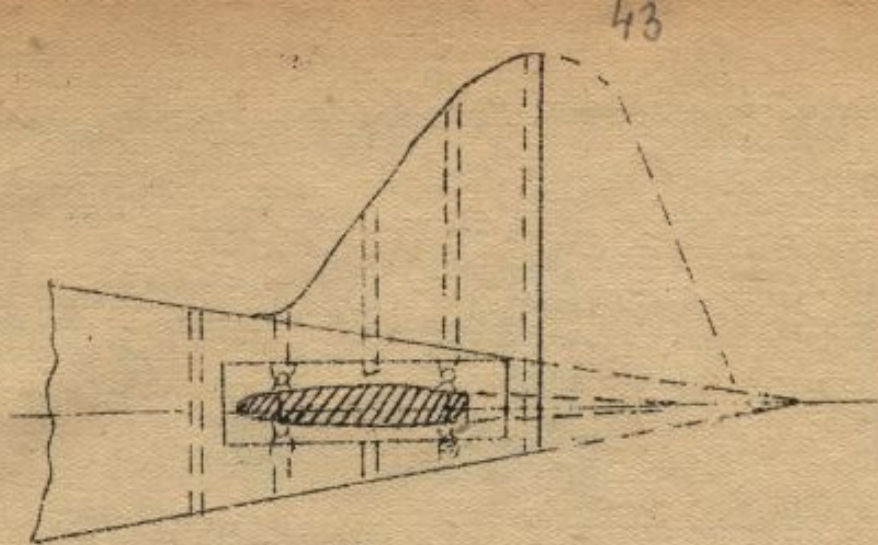
В случае разъемного стабилизатора, осложняется сборка. Узлы при этом получаются весьма массивными и сложными.

Во втором случае - ухудшается прочность фюзеляжа, вследствие необходимости делать местные вырезы (разрезные шпангоуты, вырезы в обшивке). Надо отметить, что на подавляющем большинстве современных самолетов, применяются неразрезные стабилизаторы, причем местные ослабления фюзеляжа компенсируют дополнительной связью конструкции фюзеляжа со стабилизатором (самолеты Нортроп, Вульфи и т.д.)

Возникает вопрос, как целесообразней всего делать вырезы в фюзеляже (т.е. каркасе и обшивке) с тем, чтобы возможно меньше нарушить силовую структуру фюзеляжа. Возможны 2 варианта сборки неразрезного стабилизатора к каркасу, и в зависимости от них и местные вырезы в конструкции:

1-й способ - заводка стабилизатора внутрь конструкции с торца фюзеляжа; в этом случае приходится делать разрезными все шпангоуты фюзеляжа, через которые протягивается фюзеляж (см. рис. 395)

2-й способ - заводка стабилизатора внутрь конструкции сбоку фюзеляжа. В этом случае также шпангоуты и обшивка разрезаются. Однако, при 2-м способе килевая балка (торцевой шпангоут) может остаться неразрезной, что является боль-



шим преимуществом по сравнению с 1-м способом (рис 395)

Неизбежные зазоры между стабилизатором и обшивкой, оставшиеся после установки стабилизатора, прикрываются заплатами, специальными легкоъемными обтекателями

На рис. 396 показан узел крепления металлического стабилизатора с ферменным лонжероном.

Для стабилизатора, регулируемого в полете, узел крепления показан на рис 397

Весьма распространенный тип крепления металлического стабилизатора нерегулируемого в полете, к шпангоутам деревян-

ного каркаса фюзеляжа показан на рис. 398 (стр. 45)

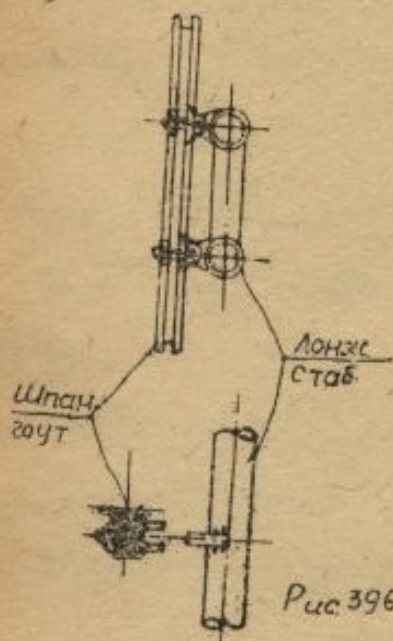


Рис. 396

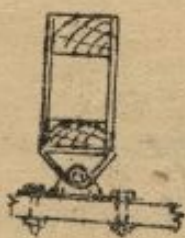
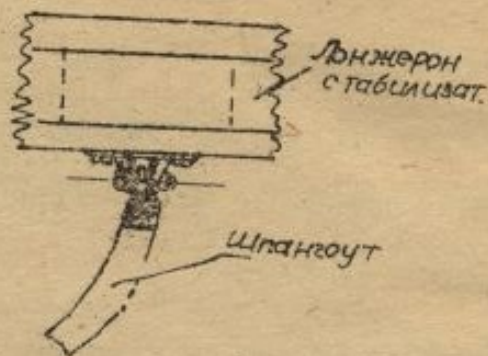


Рис. 397



Остановимся кратко на способах соединения между собой отдельных разветвленных частей лонжеронов стабилизатора.

Соединение (стыковку) лучше всего производить в торец посредством охватывающих концы лонжеронов профилей с широкими фланцами. Борты фланцев накладок соединяемых концов лонжеронов соединяются болтами.

На рис. 400 (стр. 46) показана стыковка двух частей лонжеронов закрытого составного дюралевого профиля. Соединительная обойма плотно входит во внутрь сечения лонжерона и имеет широкую торцевую пластину (для стыка). В промежутке между обеими торцевыми пластинами обойма крепится кронштейн подвески руля глубины.

Как соединительные профили, так и кронштейн подвески представляют собой литые дюралевые детали, очень легкие (по весу) и достаточно жесткие

(стр. 46)

На рис. 399 показан стык трибчатого лонжерона, причем конструкция соединительных обойм совершенно аналогична с предыдущей, рассмотренной на рис. 400.

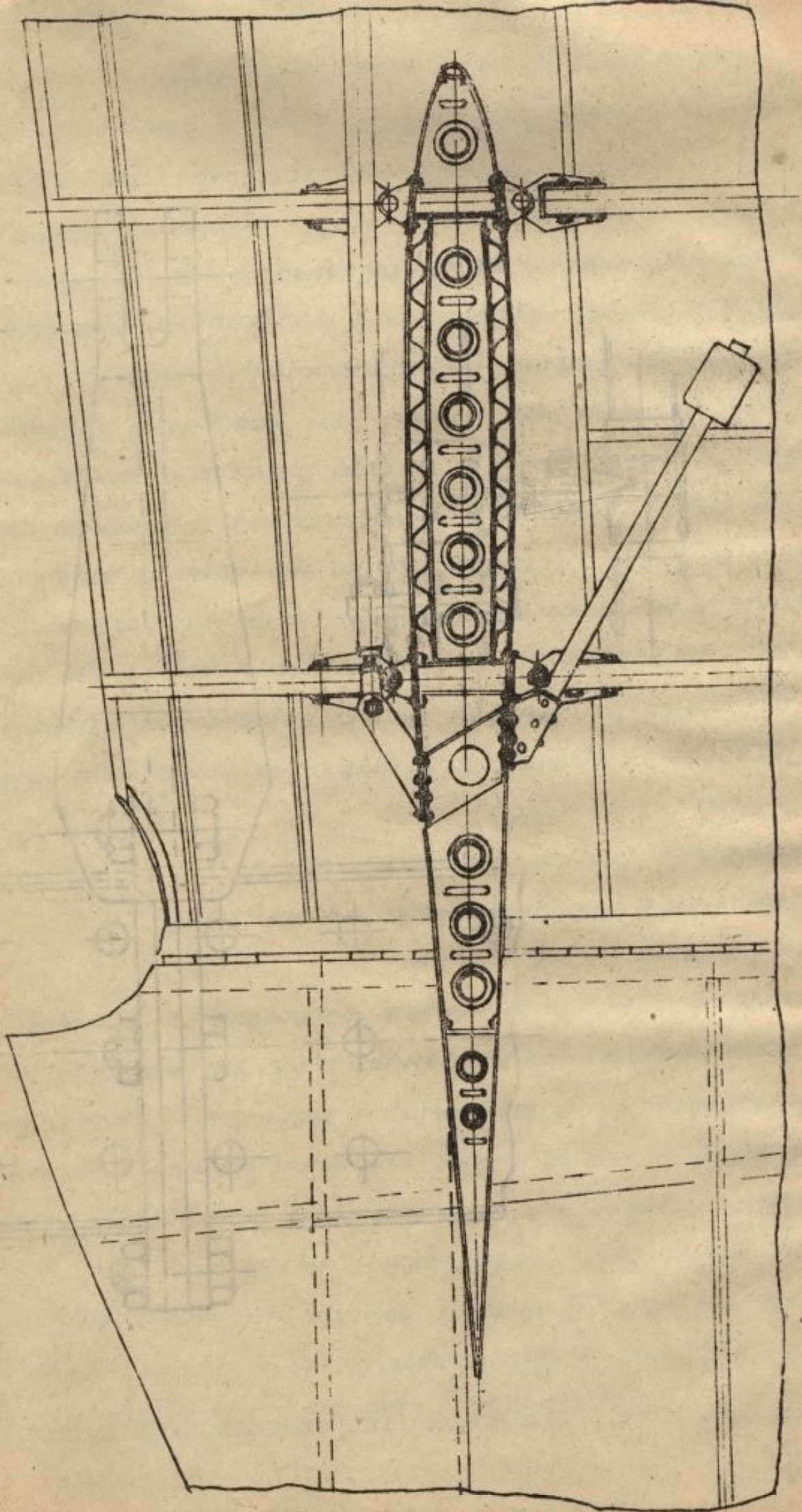
Рис. 399

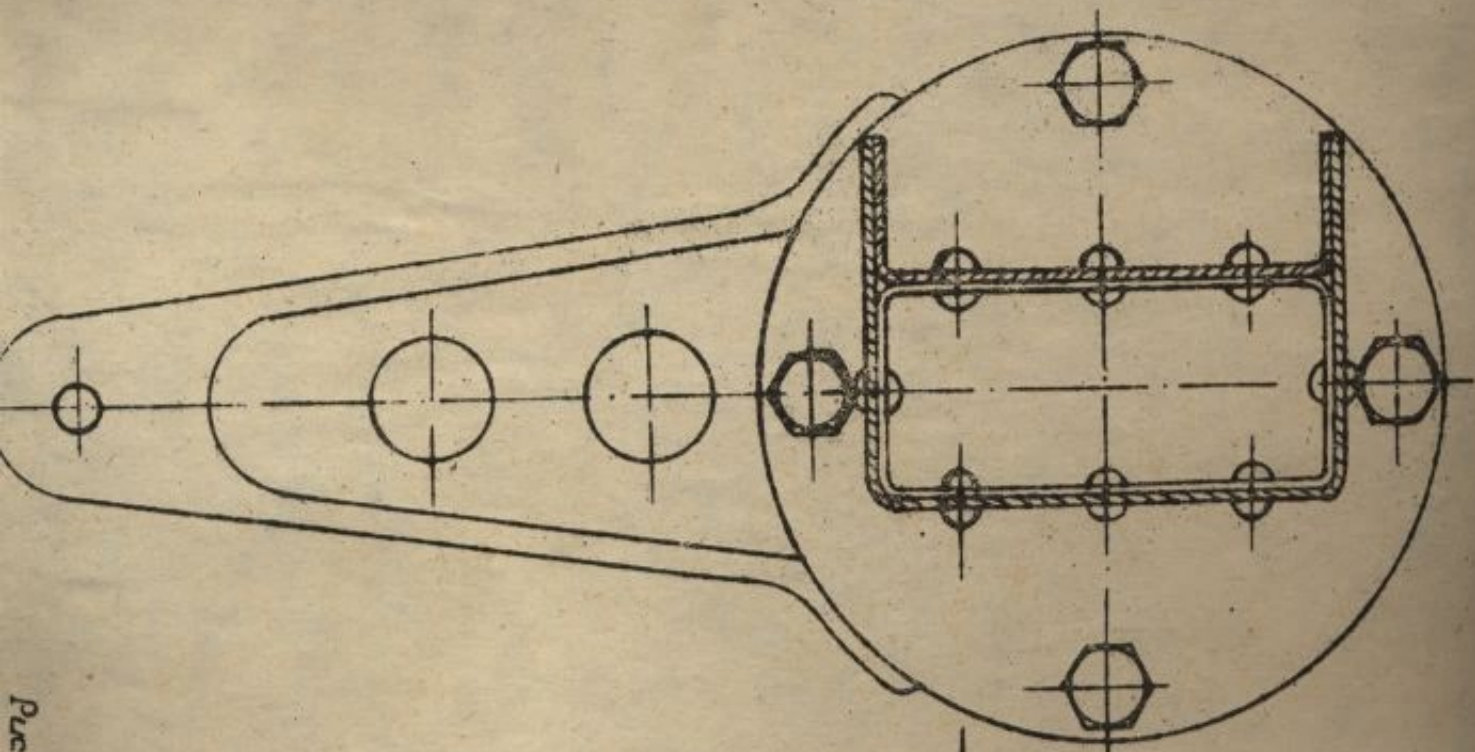
*

*

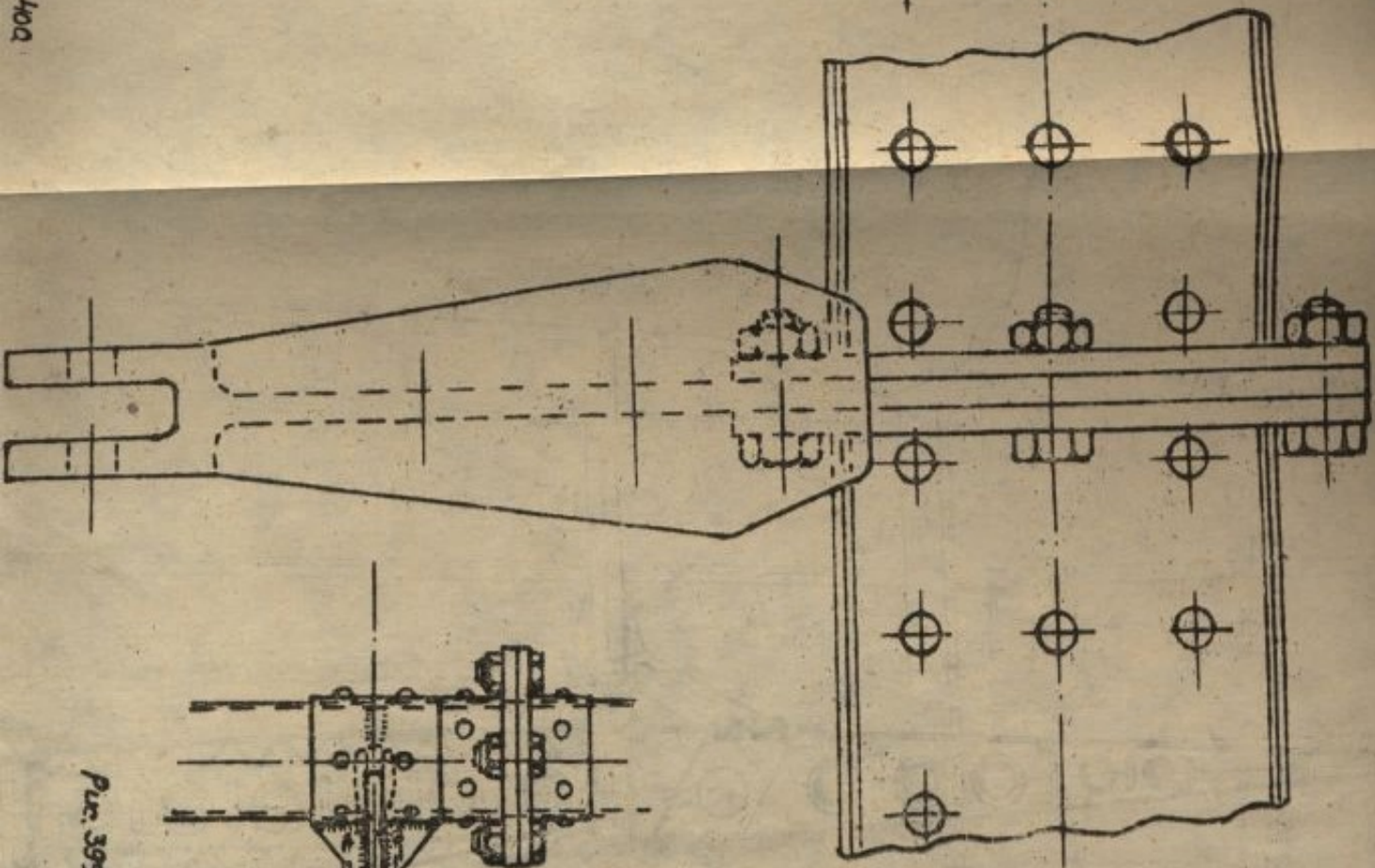
*

Pl. 598

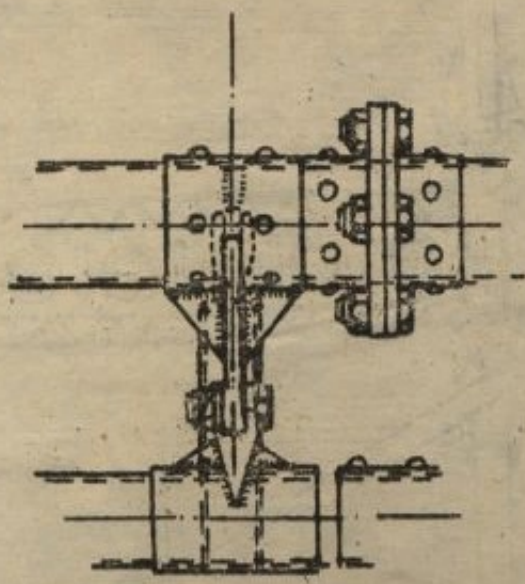




Puc 400



-15-



Puc. 399

Глава V

Узлы подвески рулей к стабилизатору и киллю

Так как узлы подвески руля поворота и руля глубины аналогичны, то при описании их конструкций разграничения между ними мы производить не будем.

Изложим основные принципы при размещении узлов подвески, а также основные принципы их конструирования.

В требованиях к конструкции хвостового оперения, мы отметили принцип размещения узлов подвески рулей исходя из условий наиболее выгоднейшего распределения нагрузки от рулей на киль и стабилизатор.

Известны 2 способа подвески рулей:

1. Шарнирное (посредством кронштейнов);
2. Петлевое (шомпальное).

Петлевое крепление конструктивно проще, легче (в весовом отношении) и решает вопрос равномерной передачи нагрузки от руля к киллю или стабилизатору. В случае конструкции с работающей обшивкой (киля или стабилизатора), безусловно, следует остановиться на шомпальном соединении. Во всех других случаях предпочтительней шарнирное крепление.

В зависимости от конкретной схемы, количество кронштейнов подвески руля может быть различным, поэтому универсального рецепта по их размещению нет.

Однако, следует руководиться следующими соображениями:

1. Кронштейны на руле (стабилизаторе и киле) должны быть размещены в наиболее жестких элементах конструкции. В сечении стыка лонжерона руля (стабилизатора) с нервюрой или рядом с этим сечением. Причем, кронштейн может крепиться к нервюре, к заднему лонжерону или (реже) к ложному лонжерону.

На рис. показан кронштейн руля, имеющего осевую компенсацию, крепящийся к деревянному лонжерону в месте стойка последнего с нервюрой.

На рис. хвостовая часть нервюры развита в кронштейн подвески руля.

2. Количество кронштейнов подвески руля глубины к стабилизатору при раздельных рулях - 2+3 шт. на каждой половине; при общем руле - 4+5 шт.

(Тоже для руля поворота).

Следует помнить, что большее число шарниров осложняет сборку (трудно выдержать общую ось вращения). При малом числе кронштейнов, вследствие больших нагрузок, передающихся на них, приходится раздвигать габариты узлов, а значит, увеличивать их вес и укреплять местную прочность конструкции. Кроме того при числе кронштейнов - равного двум, повреждение одного из них полностью выводит из строя руль, в то время как при большем количестве кронштейнов руль продолжает работать.

3. Рычаг (кабинчик) управления рулем должен быть расположен в вертикальной плоскости одного из кронштейнов подвески, иначе говоря, желательно один из шарниров руля совместить с рычагом. Если это условие не будет соблюдено, то большая сила, передающаяся через рычаг управления рулем, создаст большой изгибающий момент относительно ближайшей опоры (кронштейна подвески).

Что же касается конструкции узлов подвески, то можно отметить следующее:

1. Кронштейны подвески рулей должны быть легкосъемными. С этой целью крепление их должно производиться на болтах или шурупах, но не на заклепках (следует также избегать крепления посредством сварки).

2. С целью уменьшения потерь трения при работе рулей, в шарнирах должны быть обязательно установлены шариковые подшипники.

3. С целью восприятия осевых сил рулей (действующих параллельно оси вращения рулей), один из кронштейнов на рулях глубины поворота, а также стабилизаторе и киле, должен обладать достаточной жесткостью в направлении действия этой возможной силы (напр. сила веса руля поворота).

Часто этот «упорный» кронштейн выполняют в виде просторанственной фермочки (пирамидки из 3^х стержней). Отдельно осветим вопросы материала узлов подвески, а также способа их изготовления (технологии).

В качестве материала для узлов применяется либо сталь, либо дюралевый сплав.

Еще несколько лет назад почти все соединения и узлы самолета выполнялись из стали. В последнее же время в связи с повышением общей авиационной культуры (применение высококачественных материалов с высокой удельной прочностью, борьба за «облегчение» деталей и т.д.), все большее распространение получают легкие (дюралевые и магниевые) сплавы. Стальные узлы необходимо изготавливать из высококачественной стали (хромомолибден, хромансиль, хромониккель и т.д.). При применении низкокачественных сталей (СВ12, СВ14) конструкция становится слишком тяжелой и нерациональной.

Поэтому, применение дюралевых сплавов взамен таких сталей имеет очевидный смысл.

Стальные узлы могут быть изготовлены способом: сварки, штамповки, механической обработки и литья.

Узлы из стального литья делаются редко, вследствие низких его прочностных качеств (из-за неизбежности различных

механических включений в литье). Не так давно еще сварные детали были широко распространены. Однако, сварке поддается не всякая сталь.

Лучше всего свариваются мягкие низкачественные стали (С6120 и С6140).

Хорошо поддаются сварке и некоторые высококачественные (закаленные) стали (хромомолибден). Однако, при сварке таких сталей происходит их естественный "отпуск" и, таким образом, после изготовления детали, ее необходимо снова термически обработать. При этом (не говоря уже о сложности производства) очень трудно сохранить точные контуры детали из-за неизбежной "поводки" (коробления).

Таким образом, применение мягких сталей нецелесообразно в прочностном и весовом отношении, применение же высококачественных сталей сильно усложняет и удорожает производство.

Если к этому добавить значительные производственные дефекты при сварке ("перезжоги", сварка "нахолодно" и т.д.), а также недостаточную чистоту деталей вследствие местных "наплывов" при ручной работе, то станет очевидным неудовлетворительность этого способа изготовления.

В последнее время от сварных узлов конструктора стали отказываться и переходить на штамповку и механическую обработку узлов.

Большие перспективы имеет развитие горячей и холодной штамповки при изготовлении основных крепежных деталей самолета.

Широкая механизация и производительность работ при штамповке, простота и точность изготовления деталей различной сложности весьма привлекает конструкторов и производственников.

и сейчас горячая и холодная штамповка стальных деталей уже получила всеобщее признание и получает все большее распространение. Детали из легких сплавов (дюраль, электрон и т.д.) изготавливаются аналогично стальным.

В США широкое распространение получили детали, изготовленные штамповкой из этих сплавов, а также из цветного литья.

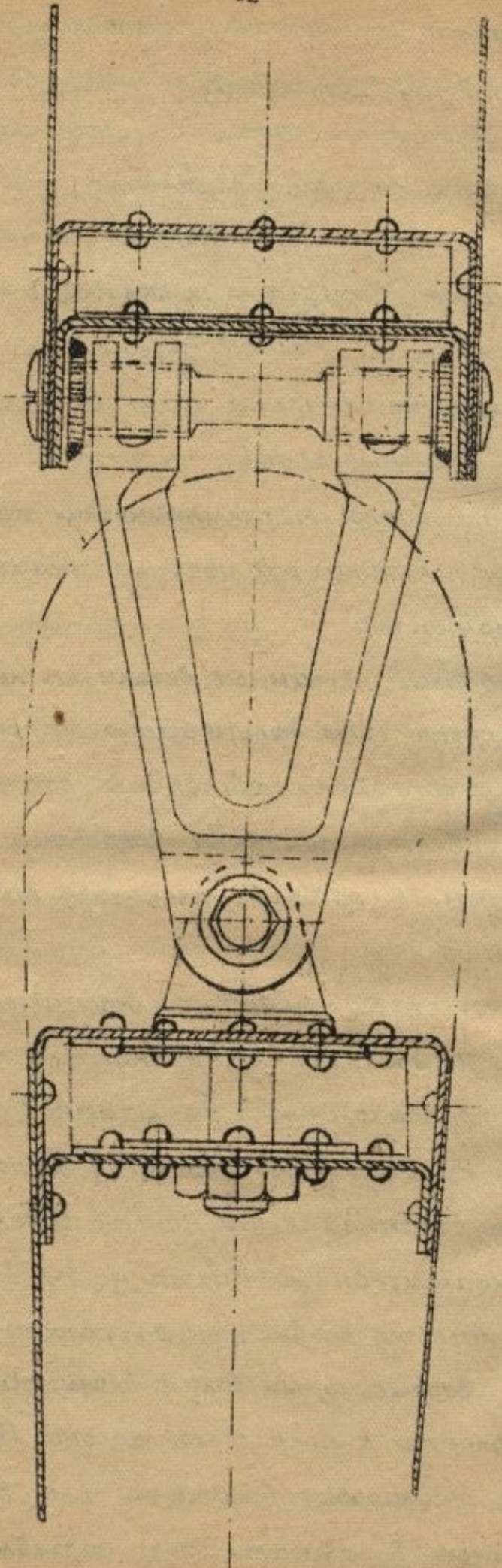
В частности на самолетах фирм Вульфи, Нортроп совершенно отсутствуют стальные детали.

В последнее время металлургические лаборатории США и других стран получили ряд цветных сплавов с весьма низкой удельной прочностью.

Таким образом, указанные детали из легких сплавов имеют широкие перспективы дальнейшего распространения, а горячая и холодная штамповка - перспективы стать универсальным методом изготовления основных крепежных деталей.

В заключение разберем несколько примеров узлов подвески рулей оперения.

На рис. 401 (стр. 52) изображен кронштейн подвески руля глубины на стабилизаторе. Сам кронштейн представляет собой механически обработанную или штампованную деталь в виде плоскостной 2-х стержневой рамки (с тавровым сечением стержней). Концы стержней выполнены в виде вилачки с внутренней нарезкой. Кронштейн надевается на 2-х ступенчатый вертикальный болт с резьбой, во внутренней полости которого также имеется нарезка. Вертикальный болт с кронштейном посредством шурупов прикрепляется к полкам лонжерона. Резьба кронштейна необходима для регулировки положения узла по высоте. Вращая болт, мы этим самым, в зависимости от направления его вращения, поднимаем или опускаем кронштейн.



Puc 401

Для увеличения местной жесткости лонжерона стабилизатора, между стенками лонжерона установлены распорные диафрагмы. Кронштейн руля представляет собой ушковый болт, крепящийся к стенкам лонжерона руля.

Для большей жесткости, к стенкам лонжерона руля также приклепаны распорные диафрагмы.

На рис. 402 (стр. 54) показан сварной кронштейн на стабилизаторе. Кронштейн представляет собой овальный рычаг „1“, к которому крестообразно приварены 4 ребра жесткости „2“.

Рычаг и ребра жесткости приварены к общей стальной подошве „3“, исполненной по форме швеллера лонжерона стабилизатора.

Подошва приклепывается к лонжерону стабилизатора заклепками.

Вследствие отмеченных выше недостатков узел нельзя признать удачным.

На рис. 403 (стр. 54) также показана конструкция рычага управления (5) руля глубины.

Криволинейный сварной рычаг овального сечения прикреплен 4-мя болтами к 2-м охватывающим его угольникам, приклепанными к стенке лонжерона руля.

На рис. 404 (стр. 55) показаны штампованные кронштейны подвески руля поворота к килю.

На рис. 404 (стр. 55) показана установка кронштейна подвески руля поворота.

*

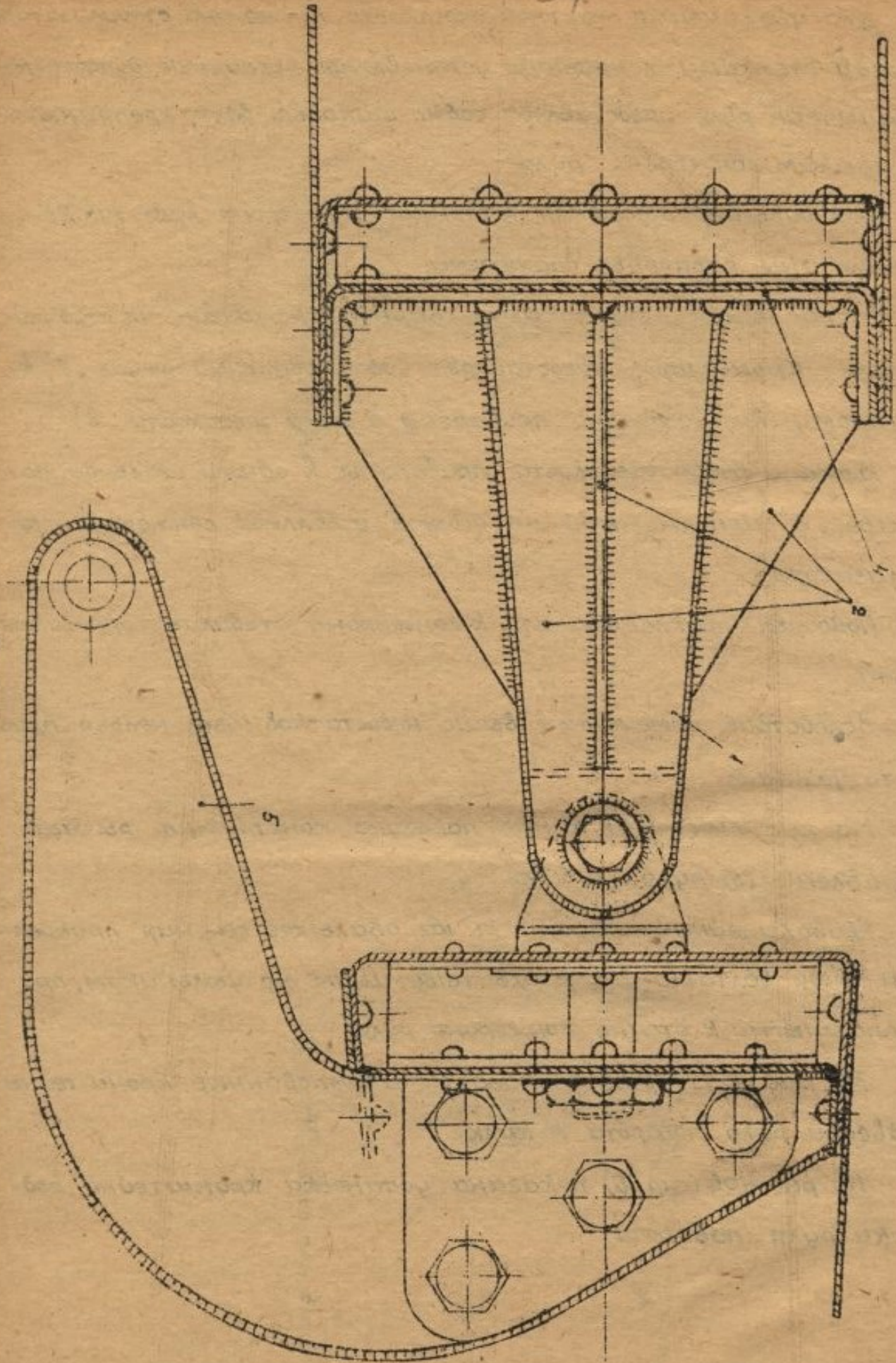
*

*

Глава VІ

Проиллюстрируем все сказанное разбором конструкции хвостовых оперений некоторых современных самолетов.

Puc. 102



Узел крепления руля поворота

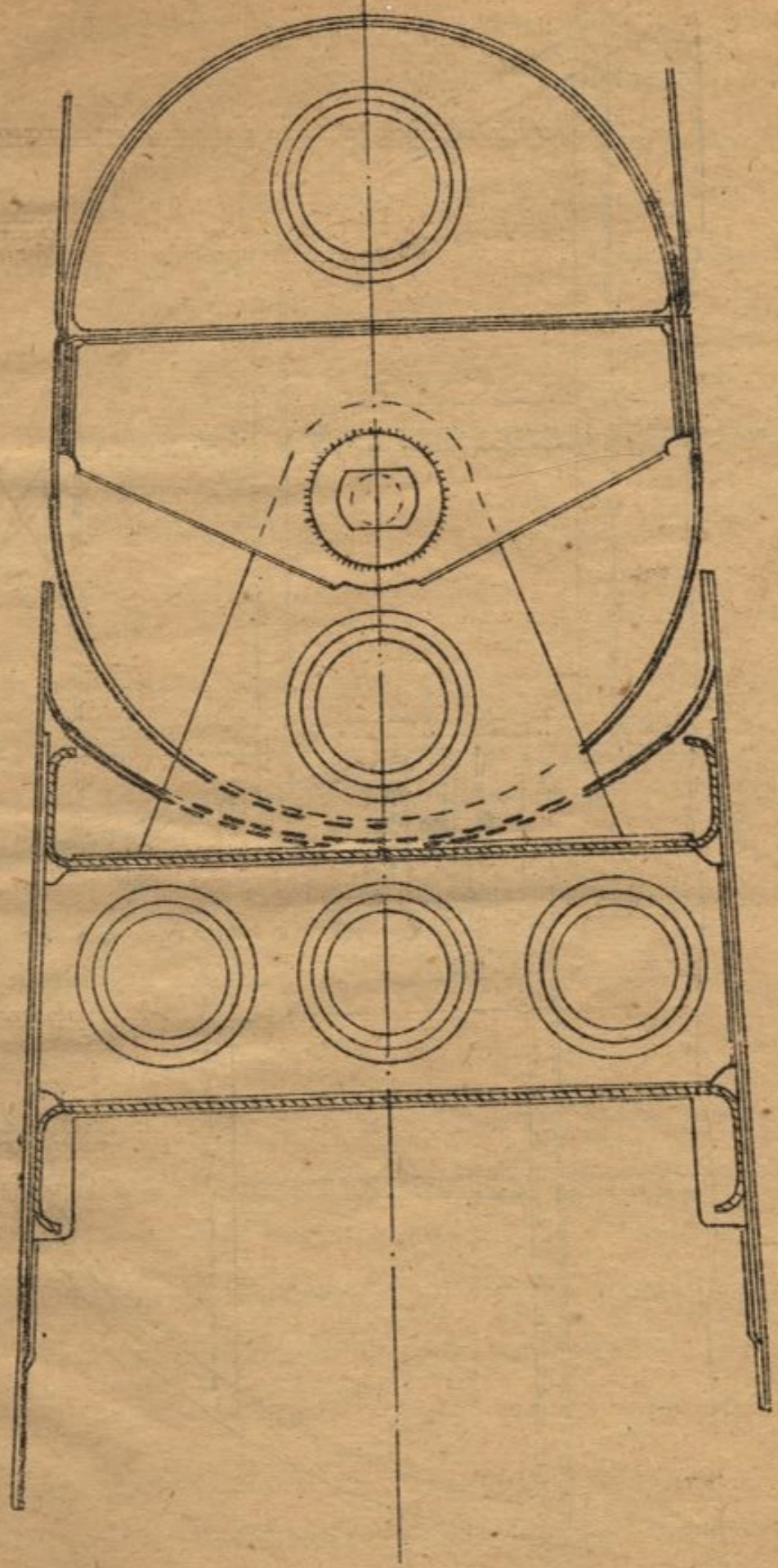


Рис 403

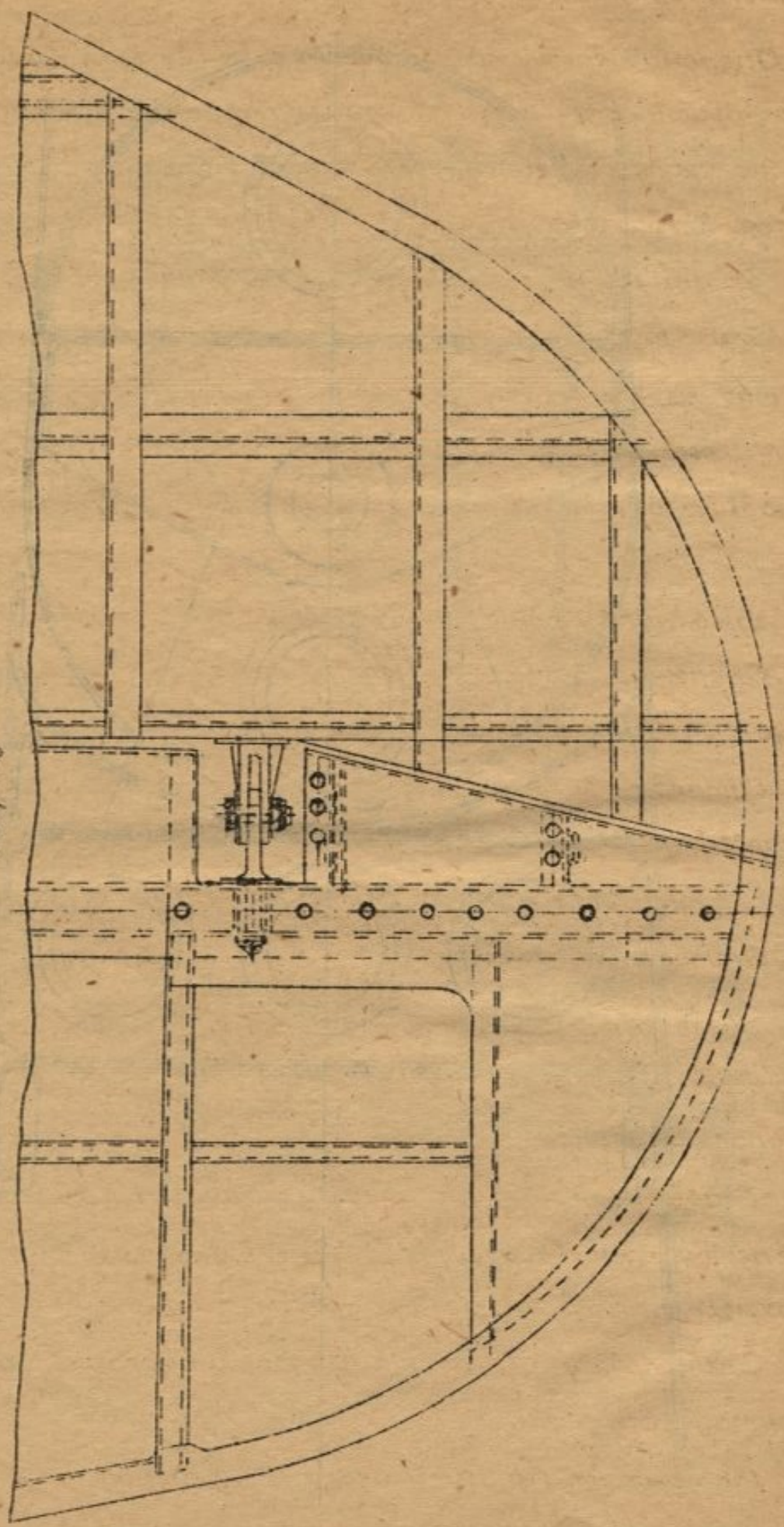


Рис. 104

Самолет Вилкерс „Уэлсли“

(Одномоторный бомбардировщик геодезической конструкции) (фиг. 279)

Оперение самолета состоит из съемного киля, крепящегося к хвостовому коку на 4-х кронштейнах и разъемного, состоящего из 2-х частей, стабилизатора. Каждая половина стабилизатора крепится к хвостовому коку также 4-мя кронштейнами.

Кронштейны установлены в торцевой части обеих лонжеронов стабилизатора. Конструкция стабилизатора и киля однотипны и состоят из 2-х лонжеронов, с системой косых нервюр, превращающие конструкцию в систему весьма жестких 3-хгранных ячеек. Основные детали конструкции соединены болтами и шурупами (см. фиг. 280)

Конструкция рулей - однолонжеронная с косыми нервюрами.

Оперение весьма жесткое и рассчитано на длительную эксплуатацию в воздухе.

Самолет Вилкерс Уэлсли в ноябре 1938 г. поставил мировой рекорд дальности полета.

II. Самолет „Хаукер Хуррикэн“

(Одноместный истребитель) (фиг. 281, 282)

Киль оперения самолета „Хаукер“ несъемный, крепящийся профилем ребра атаки к обшивке фюзеляжа, а своей килевой и дополнительной балкой к стальной ферме фюзеляжа.

Стабилизатор - не регулирующийся в полете - неразъемный. Крепится передним лонжероном к балке киля, а задним к верхней панели стальной фермы фюзеляжа.

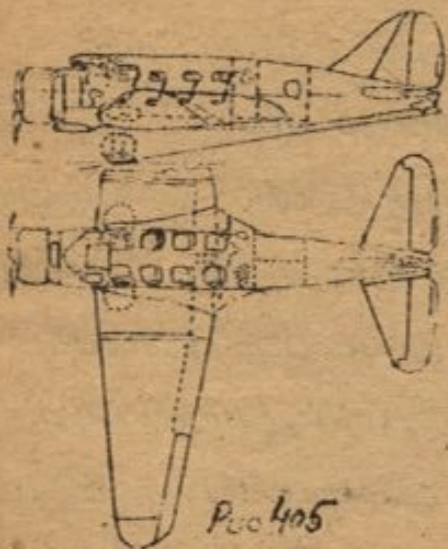
Стабилизатор состоит из 2-х лонжеронов, соединенных фермой Варрена.

1-й лонжерон стабилизатора 2-й поясной, трубчатый, 2-й лонжерон имеет коробчатое сечение.

Конструкция киля и рулей - обычная. Руль поворота имеет

На фото виден хвостовой АНО, укрепленный к рулю поворота

III Самолет Волти „V-1A8“ (рис. 405)



Горизонтальное оперение - свободно-несущее по схеме и трапецевидное по форме в плане.

Стабилизатор имеет гладкую обшивку и под ней гофр, расположенный волнами по размаху, также как и в крыле.

Передний и задний лонжероны швеллерного сечения (рис. 406).

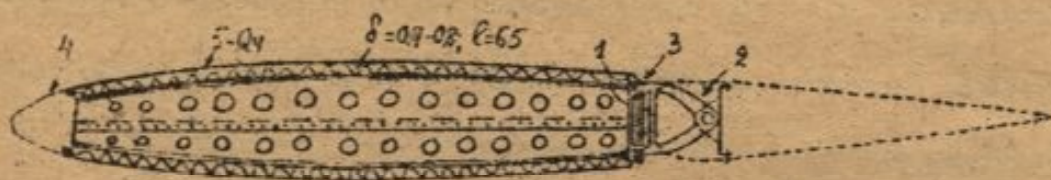


Рис. 406

Нервюры стабилизатора, штампованные из листового материала, выполнены из двух половинок, склепанных по хорде профиля.

Передний и задний лонжероны крепятся к целым шпангоутам срюзеляжа.

Руль высоты состоит из двух половинок, стыкующихся в хвостовом обтекателе и покрыт полотном.

В месте стыка лонжерон руля трубчатый, а затем переходит в клепаный, состоящий из работающего носка и швеллера.

Нервюры руля штампованные из листового материала

Руль высоты имеет небольшую осевую и поперечную компенсацию, причем последняя использована в качестве весового компенсатора.

Киль состоит из 2-х частей, из которых задняя сложена с

фюзеляжем, а передняя крепится к фюзеляжу и задней части на болтах и шурупах. Передняя часть киля добавляется при переходе на поплавковые шасси. Руль направления имеет осевую, роговую и весовую компенсации, а также триммер. Оригинально выполнены кронштейны рулей (рис. 406).

Кронштейны состоят из 2х литых частей, из которых одна 1 приклепана к заднему лонжерону стабилизатора, а вторая 2 на шарнире крепится к лонжерону руля. Обе части кронштейна соединяются вертикальным болтом 3, легко доступным при разборке.

Хвостовые шпангоуты и обшивка в месте крепления стабилизатора разрезаны на две части (рис. 407), и через вырез про-

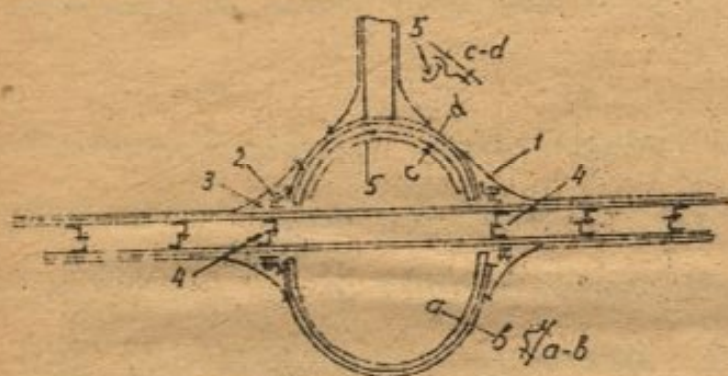


Рис. 407.

пущены лонжероны и гофрированная внутренняя обшивка стабилизатора.

Соединение верхней и нижней частей фюзеляжа

достигается при помощи угольников 1, приклепанных к обшивке фюзеляжа и соединенных шурупами 2 с толстой прокладкой 3, приклепанной к гофру стабилизатора.

Вырезанные участки обшивки фюзеляжа, до некоторой степени компенсируются нервюрами стабилизатора 4.

Верхняя часть перерезанных шпангоутов, служащая для крепления киля, усилена профилем 5, наклепанным с одной стороны (рис. 407).

Последняя наклонная рамка фюзеляжа 1 помещена за задним лонжероном стабилизатора, им не перерезается и служит для крепления хвостового колеса.

IV. На рис. 283 изображено типичное оперение самолетов

фирмы Кодрон.

Горизонтальное оперение сильно вынесено вперед по отношению к Вертикальному.

Ѹ. На фиг. 284 дан общий вид самолета Луар 250 (одноместный истребитель).

Видна неподвижная общая центральная часть руля глубины и поворота, выполняемая в виде крестовины для улучшения концевой обтекания фюзеляжа. Крестовина легкосъемна. К концу крестовины прикреплен ЯНО.

Стабилизатор крепится к шпангоутам киля и при сборке заводится с торца. Киль оперения - несъемный.

ѹ. На фиг. 285 дана конструкция клепанного руля поворота самолета Луар 46. Видны 4 узла подвески руля, а также рычаг управления рулем.

Ѻ. Самолет Ньюпор „160“ (одноместный истребитель) (фиг. 286, 287).

Киль оперения легкосъемный. Выполнен зацелб с хвостовой частью фюзеляжа. Киль разборной, состоит из 2-х частей: нижняя часть служит базой для крепления стабилизатора; верхняя часть киля крепится к килевой колонке нижней части и к стабилизатору.

ѻ. На фиг. 288 показан общий вид оперения истребителя Моран Сольнье. Горизонтальное оперение самолета подкреплено подкосами.

Ѽ. На фиг. 289 изображена хвостовая часть фюзеляжа легкого истребителя Мюро С-190. Шпангоуты фюзеляжа разрезаны для установки неразъемного стабилизатора.

На фиг. 290 дан общий вид горизонтального оперения самолета, а на фиг. 291 - детали оперения самолета.

Стабилизатор состоит из 3-х частей: 2-х боковых - отъемных и средней (внутри фюзеляжа), состоящей из двух лонжеронов,

крепящихся к кронштейнам шпангоутов фюзеляжа.

Узлы стыка (Д) лонжеронов отъемных частей и центральных частей показаны на фиг. 291.

Руль глубины состоит из 2-х частей, стыкующихся вместе в узле лонжерона (С). Руль глубины подвешен к стабилизатору посредством 5 кронштейнов.

Конструкция и крепление флягнера руля глубины показаны на фиг. 291 (см. узел „Я“).

3841



Оглавление

	стр.
Проектирование хвостового оперения.....	1
Выбор основных размеров в первом приближении.....	2
Уточнение размеров оперения.....	7
Расположение оперения на общей схеме самолета.....	11
Оперение Рудлицкого.....	17
Меры борьбы с вибрацией оперения.....	19
Анализ конструктивных особенностей хвостового оперения.....	23
Классификация хвостовых оперений.....	27
Конструктивные элементы и детали хвостового оперения.....	29
Крепление стабилизатора к каркасу фюзеляжа.....	40
Узлы подвески рулей к стабилизатору и киллю.....	47
Анализ конструкции оперения некоторых современных самолетов.....	53



ЛИТЕРАТУРА.

1. Справочник авиаконструктора т I
2. Пышинов В.С. - „Аэродинамика самолета“ ч. 2.
3. Гончаров Б.Ф. - „Подбор органов управления“ Технические заметки ЦАГИ № 34.
4. Колосов Е.Ц. - „Исследование модели оперения с серво-рулями“ Технические заметки ЦАГИ № 34.
5. Мартынов А.К. и Колосов Е.Ц. - Труды ЦАГИ № 278.
6. Журавченко А.Н. и Никитюк Я.Ц. - Труды ЦАГИ № 94.
7. Тарг С.М. - „Исследование работы вертикального оперения“ Технические заметки ЦАГИ № 51.
8. Горский В.П. - „Аэродинамические исследования горизонтальных оперений с компенсаторами и без них“ Труды ЦАГИ № 49.
9. Гроссман. - „Вибрации хвостового оперения самолетов“ Труды ЦАГИ № 185.
10. Журналы „Самолет“ №№ 3, 5, 12 за 1937 год.
11. Глисс. - „Выбор схемы скоростного самолета“ „ТВФ“ №№ 7, 8, 9 1936г.
12. „Airstaff Engineering“ № 3 за 1937г.
13. Aeronautics - March 1937.

*

*