

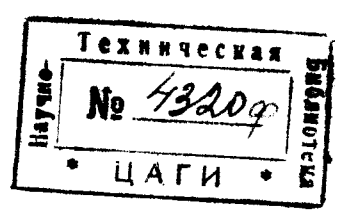
№163

НКТП СССР
ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
Труды Центрального аэро-гидродинамического института

Выпуск 163

А. К. МАРТЫНОВ

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ОПЕРЕНИЯ САМОЛЕТА МЕТОДОМ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ



ГОСМАШМЕТИЗДАТ
Москва 1934 Ленинград

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Краткое содержание	4
1. Введение	5
2. Метод исследования	5
3. Описание модели	6
4. Проведение опытов	7
5. Программа опытов	7
6. Методы обработки материалов и точность	8
7. Результаты, полученные из первой серии опытов	12
8. Влияние фюзеляжа на вертикальное и горизонтальное оперение	15
9. Сравнение с нормами прочности	16
10. Результаты, полученные из второй части опытов	20
11. Анализ работы вертикального оперения на штопорных режимах	21
12. Работа горизонтального оперения на штопорных режимах	23
13. Сопоставление полученных характеристик распределения давления с физической картиной явления	29
14. Применение выводов к целям конструирования оперения	38

Краткое содержание

Целью данной работы является аэродинамическое исследование работы оперения на различных его режимах. За метод исследования был принят метод распределения давления как дающий «дифференциальную» картину явления (по элементам), т. е. освещающий вопрос о характере нагружения оперения при различных его положениях. Автором выработана методика проведения опыта и его обработки, а также выяснена та точность, на которую можно рассчитывать при получении результатов, основанных на экспериментах в аэродинамической трубе.

Работа проведена на режимах нормального полета, а также на штопорных режимах (крутой — $\alpha = 30^\circ$ и плоский — $\alpha = 50^\circ$ штопоры) с моделью оперения одной из существующих машин.

Работа освещает:

- 1) методику проведения опытов на распределение давления;
- 2) физическую картину явления на основных интересных режимах самолета;
- 3) изменения, происходящие в аэродинамических характеристиках оперения при различных типах компенсации оперения.

Произведенное исследование дает указания к выработке и пересмотру норм прочности оперения, а также к проектированию антиштопорного оперения. Кроме того, давая физическую картину явления, оно открывает пути к рациональному применению того или иного вида компенсаций рулей и намечает мероприятия по улучшению существующих форм компенсации.

Дальнейшее развитие работы будет заключаться в сравнении аэродинамических характеристик оперения с летными характеристиками и учете влияния винта на работу оперения (в аэродинамической трубе).

I. Введение

При решении вопросов, связанных с управляемостью самолета, представляется необходимым выяснить, как распределяется на оперении нагрузка при том или ином положении оперения, вызванном какой-либо эволюцией или переходом с режима на режим. Знание распределения нагрузки дает возможность исследователю анализировать физическую картину явления и на основании этого анализа оценивать данную конструкцию и намечать пути ее развития, конструктору же и расчетчику — выбирать и рассчитывать прочность конструкции. Такое совпадение интересов исследователя, конструктора и расчетчика объясняется тем, что один из компонентов, создающих гидродинамическую картину потока, а именно сила давления, единственная практически интересная конструктору, может быть замерена непосредственно. Другие компоненты, создающие представление о потоке, — силы вязкости и инерционные, — не могут быть просто замерены непосредственно по элементам. Кроме того, они конструктору менее интересны. Обычно замеряется только суммарный эффект воздействия потока — аэродинамическая сила, а она не может создать физической картины явления и дает только количественный результат, отвечая на вопрос, „как велика сила“, а не „как сила воздействует на элементы тела“.

Основной целью работы было, с одной стороны, осветить работу оперения на обычных режимах полета (максимальная скорость, посадка), с другой же стороны, — посмотреть, что происходит с оперением на режимах штопора (крутой и плоский). Первая задача важна при выработке норм прочности, в особенности в связи с применением того или иного типа компенсации рулей. Вторая задача важна для проектирования оперения, и в особенности вертикального, эффективность которого в штопоре, и преимущественно плоском, как показали английские опыты¹, в значительной мере зависит от его формы. Эти опыты показали, что оперение может быть нагружено силами, действующими в направлении, обратном направлению потока, причем эффект усиливается при увеличении $\frac{\omega l}{2v}$. Причиной такого, на первый взгляд странного, факта является затенение вертикального оперения горизонтальным.

В проведении опытов и обработке материалов принимали участие Е. И. Колосов и Н. А. Заварин. В разработке метода дренирования и изготовления дренажа большое участие принимал Ю. В. Баранов. Ряд полезных советов был дан А. Н. Журавченко.

Опыты проводились в основном осенью и зимой 1931 г.

2. Метод исследования

В настоящее время существуют два метода получения распределения давления: метод щупика² и метод дренажа, причем дренаж бывает в ну-

¹ R & M, № 1107.

² Б. Н. Юрьев и Н. П. Лесникова, Аэродинамические исследования, Труды ЦАГИ, вып. 33, стр. 389.

трений (вся проводка внутри крыла) и наружный (сквозное отверстие заподлицо с одной стороны элемента с проводкой, проходящей вне испытуемого элемента). За метод принят метод дренажа как более определенный и изученный по сравнению с методом щупиков. Было проведено специальное подробное исследование (имеется отдельный отчет о нем)¹, результаты которого сводятся в основном к следующему:

1) Приемное отверстие (нипель) должно иметь следующие размеры:

$$d \leq 1 \text{ мм и } \frac{h}{d} \geq 3.$$

2) Ось отверстия должна быть, по возможности, нормальна к поверхности (ошибка не должна превышать 5°).

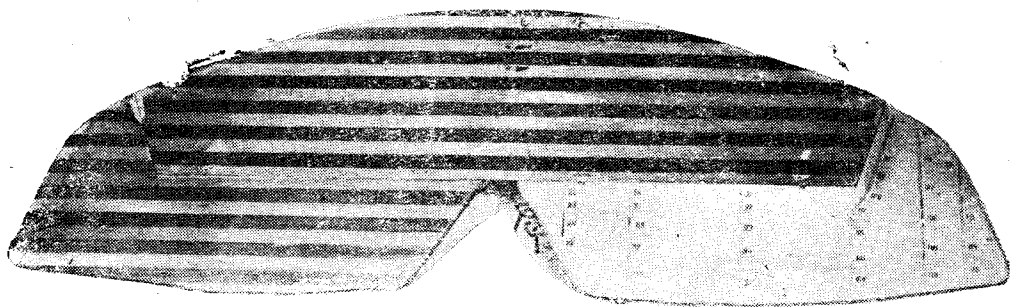
3) За метод измерения давления нужно принять метод внутреннего дренажа, т. е. все трубки должны быть положены внутри исследуемого объекта (крыло, руль).

4) Статическое давление в трубе нужно замерять единым методом — брать отсчеты по контрольному насадку (статические отверстия).

5) Наиболее удобной трубой для проведения опытов на распределение давления нужно считать трубу типа Прандтля, так как статическое давление в трубе можно не учитывать; последнее обстоятельство повышает точность работы, в особенности при малых величинах измеряемых давлений.

3. Описание модели

Модель оперения самолета Р-3 (фиг. 1) была изготовлена из дерева в масштабе $\frac{1}{8}$. Один из горизонтальных рулей и вертикальный руль изготовлены из алюминия. Систему дренажа мы приняли коллекторную



Фиг. 1. Общий вид дренированной модели горизонтального оперения.

т. е. на одной магистральной трубке расположена целая серия отверстий. Для замера давления в данной точке остается на магистрали одно отверстие, соответствующее нашей исследуемой точке, все же остальные замазываются воском, сплавленным с вазелином. Дренаж расположен на одной стороне вертикального оперения и на одной стороне горизонтального оперения. На рулях сделаны канавки, на дне которых расположены медные трубки, заливаемые сверху легкоплавким сплавом (типа Вуда). Дренажные отверстия сверлятся насквозь через слой сплава и медную трубку. Использование этой системы проводки дало очень хорошие результаты как для металлических, так и для деревянных объектов и применяется теперь в ЭАО ЦАГИ как основной метод.

¹ А. К. Мартынов, К методике проведения эксперимента на распределение давления. (Не опубликовано.)

4. Проведение опытов

Все опыты были проведены в трубе № 3 лаборатории им. Н. Е. Жуковского. Скорость потока выдерживалась более или менее постоянной ($\frac{\rho v^2}{2} = 68,8$ мм вод. ст.), и к этому скоростному напору приводились все материалы. Отсчеты брались на 30-трубном батарейном манометре. Скорость и статическое давление замерялись обычным контрольным насадком трубы. Все результаты были обработаны в виде коэффициента

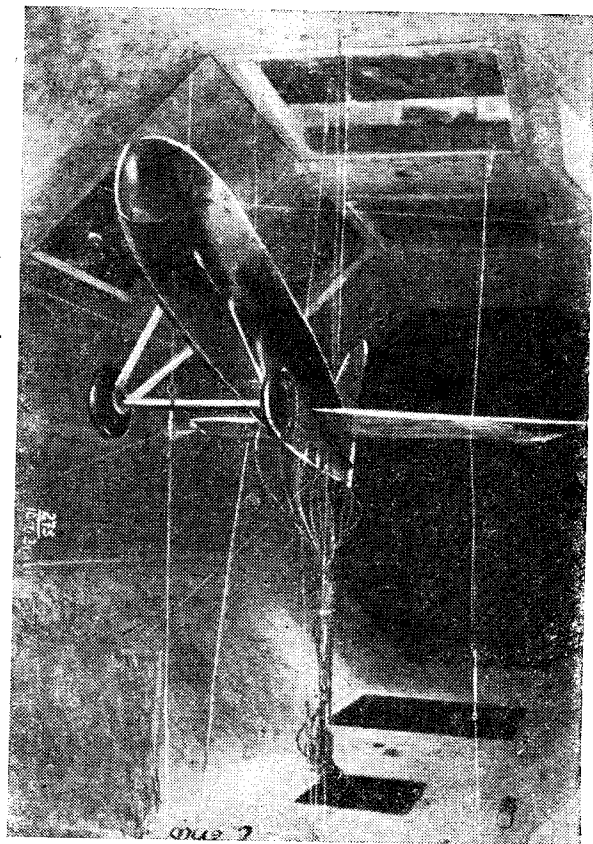
$$K = \frac{P}{\rho \frac{v^2}{2}}.$$

Так как дренаж был сделан с одной стороны рулей, приходилось для получения полной картины распределения давления проводить не меньше двух опытов в случае симметричного расположения оперения (угол сноса $\beta = 0$) и большее количество опытов в случае несимметричного расположения оперения (угол $\beta \neq 0$). В ряде опытов был применен в качестве влияющего тела фюзеляж (фиг. 2). Он был с сечением четырехгранной формы и выполнен в масштабе, немного меньшем масштаба оперения (если сравнивать с фюзеляжем Р-3).

5. Программа опытов

Опыты разбиваются на две группы. К первой группе относятся испытания, проведенные при случае нормального полета. Режимы нормального полета были следующие (принятые обозначения: α —угол атаки; β —угол сноса; γ —угол крена; δ_r —угол отклонения руля высоты; δ_v —угол отклонения руля поворота):

1) $\alpha = 0$	$\delta_r = 0$	$\delta_v = 0$	$\beta = \gamma = 0$
2) $\alpha = 0$	$\delta_r = 10^\circ$	$\delta_v = 0$	$\beta = \gamma = 0$
3) $\alpha = 0$	$\delta_r = 20^\circ$	$\delta_v = 0$	$\beta = \gamma = 0$
4) $\alpha = 0$	$\delta_r = 20^\circ$	$\delta_v = 0$	$\beta = \gamma = 0$ с фюзеляжем
5) $\alpha = +10^\circ$	$\delta_r = 20^\circ$	$\delta_v = 0$	$\beta = \gamma = 0$
6) $\alpha = +10^\circ$	$\delta_r = -20^\circ$	$\delta_v = 0$	$\beta = \gamma = 0$ с фюзеляжем
7) $\alpha = 0$	$\delta_r = 0$	$\delta_v = 20^\circ$	$\beta = \gamma = 0$



Фиг. 2. Монтаж модели полного оперения в присутствии фюзеляжа в аэродинамической трубе.

Так как основной целью работы было выяснение изменений нагрузок на оперение в связи с изменением типа компенсации, то существующая на горизонтальном руле модели роговая компенсация в 11,85% была заменена рулем без компенсации, а также осевой компенсацией в 22,8%.

Эти переделки были проведены непосредственно на оперении путем удаления рога и выноса назад осей шарниров. Таким образом вся программа была повторена для случаев с рулем без компенсации и с осевой компенсацией.

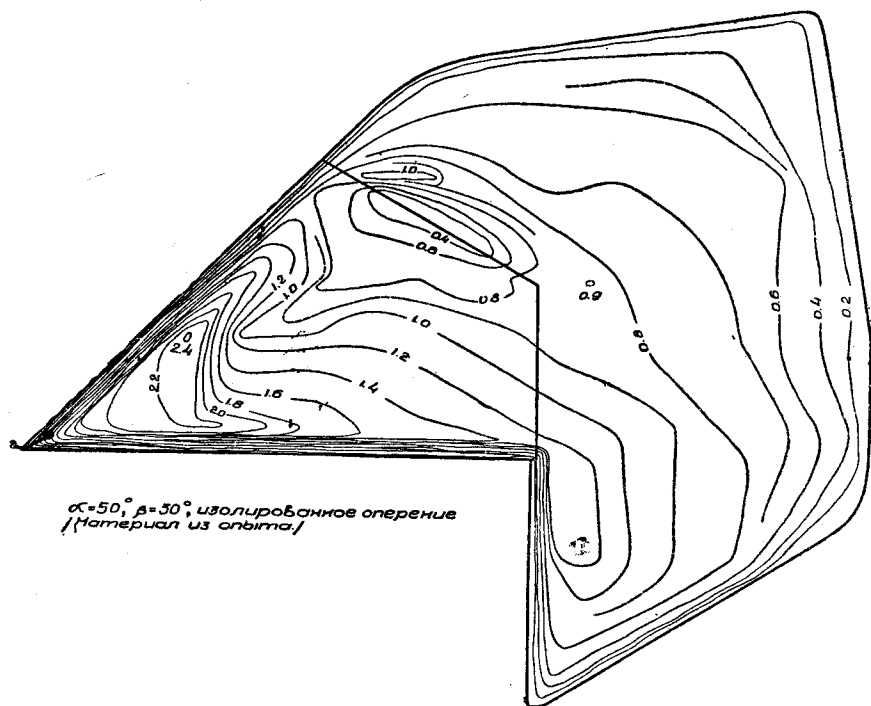
Вторая группа испытаний касается штопорных режимов самолета. Эти режимы следующие:

1) $\alpha = 30^\circ$	$\beta = 8^\circ$	$\delta_r = \delta_v = 0$
2) $\alpha = 30^\circ$	$\beta = 30^\circ$	$\delta_r = \delta_v = 0$
3) $\alpha = 50^\circ$	$\beta = 8^\circ$	$\delta_r = \delta_v = 0$
4) $\alpha = 50^\circ$	$\beta = 30^\circ$	$\delta_r = \delta_v = 0$

Полные подобные исследования по распределению давления из этой серии были проделаны на режиме $\alpha = 50^\circ$; $\beta = 30^\circ$ (как горизонтальное, так и вертикальное оперения). Тут были проведены опыты, выясняющие влияние фюзеляжа и взаимное влияние горизонтального и вертикального оперения.

6. Методы обработки материалов и точность

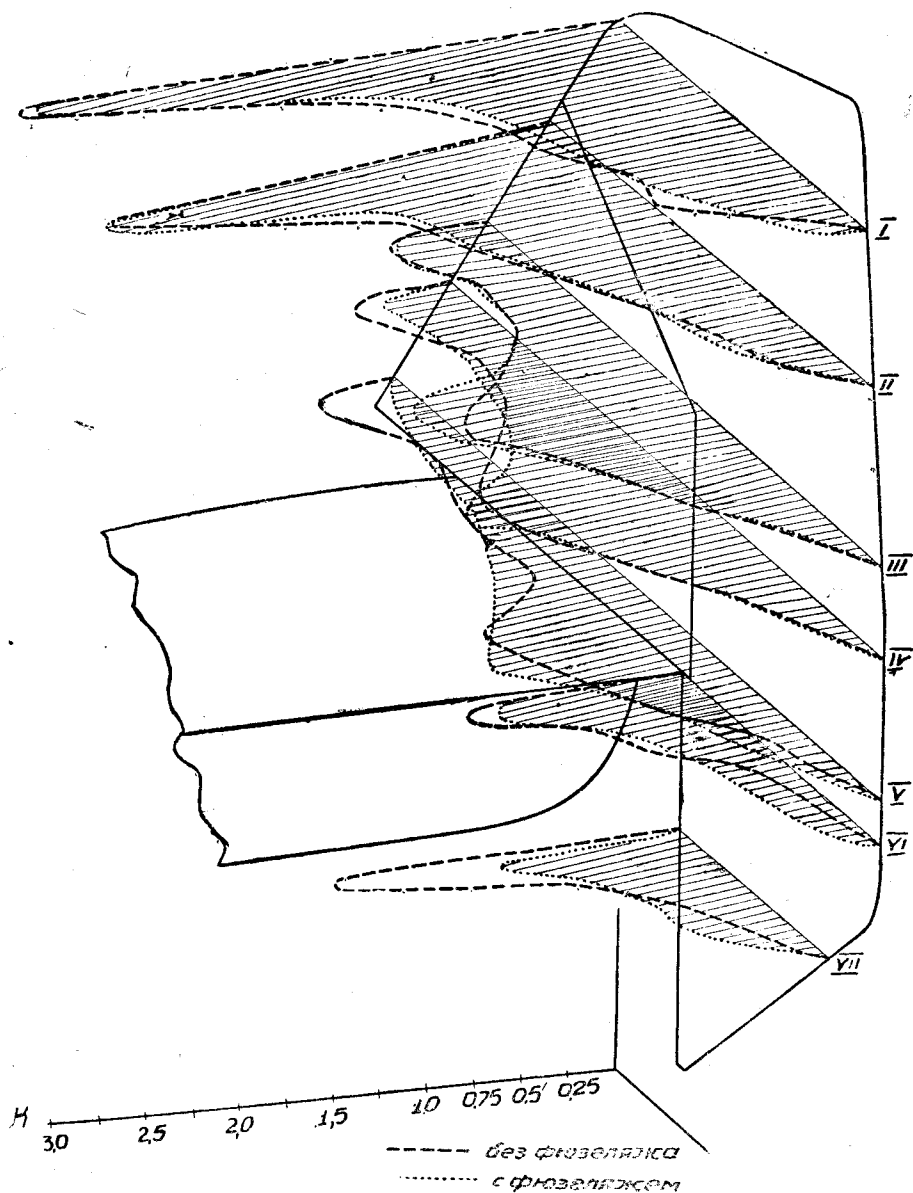
Для получения окончательных выводов из экспериментального материала последний был подвергнут обработке, которая в основном сводилась к следующему: все давления, суммированные и отнесенные к хордам оперения вертикального и горизонтального, выражались в форме безраз-



Фиг. 3. Обработка материала методом изобар.

мерного коэффициента $K = \frac{P}{\rho \frac{v^2}{2}}$. Эти коэффициенты могут быть выражены

или в виде изобар (фиг. 3), или в виде кривых распределения давления по хордам, нанесенных в аксонометрической проекции (фиг. 4). Второй способ, излюбленный американцами, очень нагляден и качественно представляет большие удобства. Для возможности получения количественных



Фиг. 4. Обработка материала методом аксонометрической проекции.

выводов этот способ пригоден, главным образом, с точки зрения суждения о максимальных и средних нагрузках. Для того же, чтобы судить о работе элементов оперения или всего оперения, приходится прибегать к графическому интегрированию, что является весьма кропотливым делом. Мы применяли оба вышеуказанные метода, но, кроме того, в основной части обработки употреблен был новый метод (фиг. 5), давший возможность обойтись без графического интегрирования. На площади проекции элемента строится из пластилина тело, представляющее собой объем

$$V = \iint \frac{K}{S} ds = \frac{G_{\text{пласт}}}{\gamma_{\text{пласт}}}.$$

Графическое интегрирование заменяется здесь лепкой — построением плавных переходов тела от сечения к сечению.

Тогда, определив вес этого объема и зная удельный вес пластилина (кстати говоря, переменный—в зависимости от атмосферных условий), легко определить нагрузку на исследуемый элемент поверхности:

$$P = \rho \frac{v^2}{2} \cdot \Delta \cdot M \cdot \iint_S \frac{K}{S} \cdot ds,$$

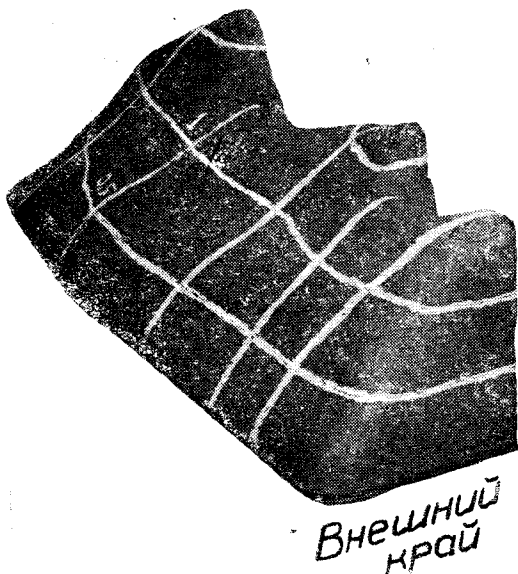
где $\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$ и M —масштаб коэффициента, умноженный на масштаб руля или вообще любого исследуемого элемента.

Центр давления на таком элементе определяется крайне просто: нахождением центра тяжести объема. Кроме того, такое тело как чисто визуально, так и будучи сфотографировано, дает прекрасное представление об аэродинамической нагрузке.

Если говорить о точности полученных из обработки материалов, то проделанный анализ показывает, что наибольшая ошибка получается при измерении самих величин давления. Происходит она как от ошибки в установке угла атаки оперения и угла установок руля (так как каждая характеристика получалась путем двух установок или даже путем многократной установки в трубе), так и ошибки в измерении давления, достигающей в среднем величины 3—6%. Как при малых, так и при больших величинах давления суммарная ошибка остается примерно одинаковой (относительно). Из обработки повторных опытных материалов выяснилось, что суммарную максимальную ошибку можно принять равной $\approx 9,0\%$. Это есть характеристика полного расхождения между отсчетами, на которые влияет систематическая ошибка от неверной установки углов стабилизатора и руля. Метод построения пластилиновых фигур дает совпадающие с графическим интегрированием результаты.

С целью возможности использования характеристик распределения давления для суждения об эффективности (нормальной нагрузки) и о величинах шарнирных моментов были проведены специальные опыты над совершенно

идентичной моделью оперения Р-3 по определению эффективности и шарнирного момента как исходного типа горизонтального оперения Р-3, так и модифицированного (без компенсации и с осевой компенсацией). Полученные как первым, так и вторым методом эффективности были сравнены между собой (табл. 1), причем оказалось следующее. Из приведенной таблицы видно, что C'_n из метода распределения давления и C''_n из поляры Лилиенталя, для случая оперения без компенсации, сходятся довольно хорошо для всех случаев, когда нагрузка на оперении лежит по одну сторону от хорды оперения. Когда кривая нагрузки пересекает хорду (режим $\alpha = +10^\circ$; $\delta_r = -20^\circ$), совпадение становится значительно худшим. Нужно помнить, что в этом случае (линия нагрузки пересекает хорду) имело место сложение нескольких малых величин давлений, соразмерных между собой, что и увеличило ошибку.



Фиг. 5. Обработка материала методом построения пластилиновых тел.

Таблица 1

Сводная таблица
 $C_n = C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha$

Тип и процент компенсации Условие установки		Роговая компенсация, 11,85%		Осевая компенсация, 22,8%		Без компенсации 0 %	
		C'_n	C''_n	C'_n	C''_n	C'_n	C''_n
$\alpha = 0$	$\delta_r = +10^\circ$	0,2445	0,2	0,1874	0,1589	0,2035	0,1988
$\alpha = 0$	$\delta_r = +20^\circ$	0,4245	0,3574	0,272	0,2742	0,38	0,3613
$\alpha = 10^\circ$	$\delta_r = -20^\circ$	-0,1245	-0,05887	—	—	-0,1193	-0,0693

C'_n — метод распределения давления (подсчет по элементам).

C''_n — метод интегральный (измерение полной силы).

Наиболее тщательно нужно дренировать носики как стабилизатора, так и руля, так как форма нагрузки на них особенно заметно отзывается на эффективности и в особенности на шарнирном моменте, в то же время как раз в этих местах дренаж обычно мало удовлетворителен из-за трудности расположения дренажных отверстий.

Вывод. Эффективность можно учитывать с помощью метода распределения давления количественно при более простых случаях нагружений, когда линия нагрузки не пересекает хорду. Для простейшего случая, приближающегося к крылу (рули без компенсации), получаем расхождение не больше 5%. Осевая компенсация несколько ухудшает картину, и при роговой компенсации эта ошибка доходит до 22%. В более сложных случаях нагружения, например $\alpha = +10^\circ$; $\delta_r = -20^\circ$, ошибка может еще более возрасти за счет „малых разностей“.

$C''_{ш}$, замеренный „интегральным“ обычным методом, получался путем измерения силы, действующей на максимальной хорде руля; рули были спарены, вводилась поправка на сопротивление нити. Таким путем были получены коэффициенты $C_{ш}$ для случаев $\alpha = 0$ и $\alpha = 10^\circ$ при условии трех типов компенсации: 1) без компенсации; 2) роговая компенсация 11,85% (реально примененная на самолете) и 3) осевая 22,8%.

Шарнирный момент из распределения давления получался путем создания модели нагрузки из пластилина и определения момента путем нахождения центра тяжести объема и проекции плеча действующей силы относительно оси вращения.

Таблица 2

Сводная таблица $C_{ш}$ рулей высоты самолета Р-8

Тип и процент компенсации Условие установки		Роговая компенсация, 11,85%		Осевая компенсация, 22,8%		Без компенсации 0%	
		$C'_{ш}$	$C''_{ш}$	$C'_{ш}$	$C''_{ш}$	$C'_{ш}$	$C''_{ш}$
$\alpha = 0$	$\delta_r = +10^\circ$	0,03495	0,0262	0,03125	0,01621	0,0502	0,054
$\alpha = 0$	$\delta_r = +20^\circ$	0,08835	0,06226	0,0773	0,03883	0,12	0,1195
$\alpha = 10^\circ$	$\delta_r = -20^\circ$	-0,059	-0,0534	-0,0437	-0,02065	-0,0735	-0,091

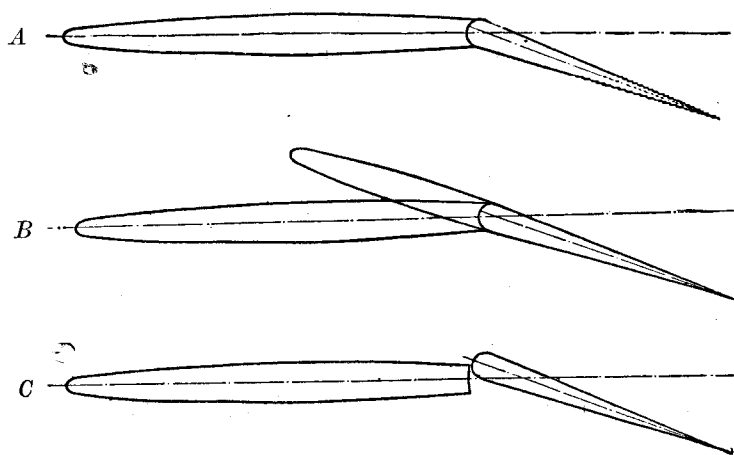
$C'_{ш}$ — метод распределения давления (подсчет по элементам).

$C''_{ш}$ — метод непосредственного получения $C_{ш}$ (измерение полного момента).

$$C_{ш} = \frac{M_{ш}}{\rho S_p v^2 b_{\max}}$$

С целью возможности применения характеристик, полученных из распределения давления для подсчета шарнирных моментов и учета точности, было проведено сопоставление двух вышеописанных методов (табл. 2). Выяснилось, что для случая оперения без компенсации характеристики очень хорошо совпадают; в случае роговой компенсации совпадение несколько хуже, и для осевой компенсации результаты разошлись совершенно. Интересно, что для всех случаев абсолютная величина, полученная из распределения давления, больше таковой, полученной обычным методом.

Анализ этого расхождения приводит к следующим соображениям (фиг. 6). В случае *A* оперение состоит как бы из крыла переменной



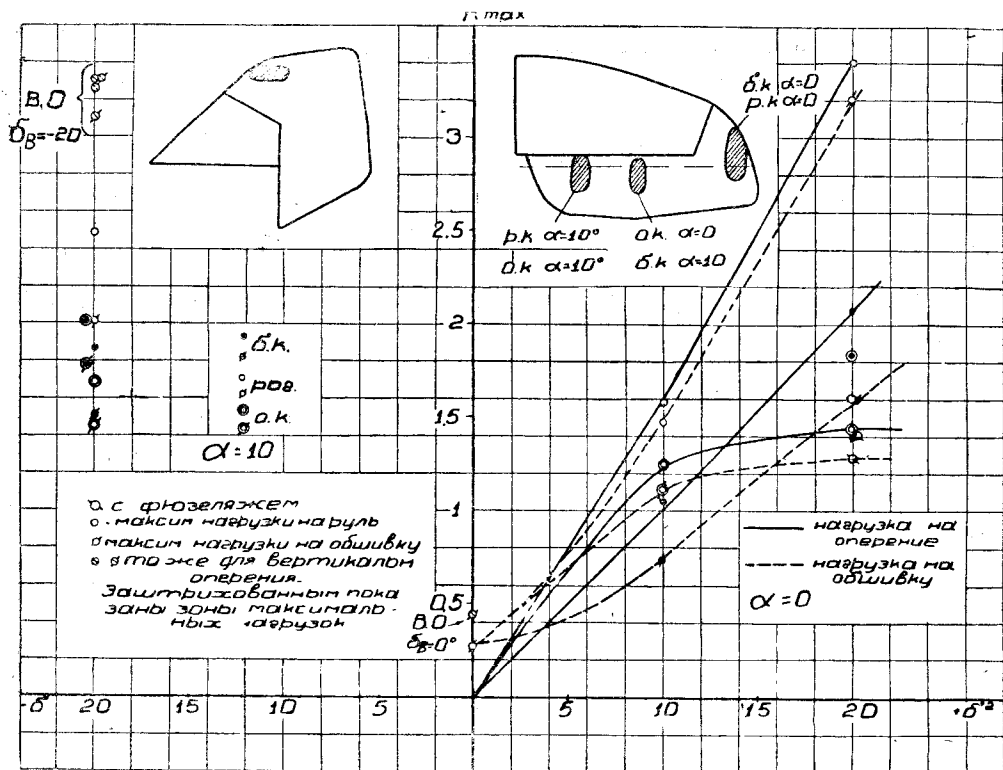
Фиг. 6.

вогнутости, щель между рулем и стабилизатором отсутствует, момент берется относительно оси руля. Нос руля дренирован не особенно тщательно, и картина давлений вблизи передней кромки является относительно менее точной, чем посреди руля. В случае *B* образуется щель между рогом-компенсатором и стабилизатором. В случае *C* существует щель на всей длине руля, причем при $\delta_r = 20^\circ$ весь руль частично выходит из-за стабилизатора. Получается, что при отсутствии щели между стабилизатором и рулем, при наличии плавного распределения нагрузки (случай *A*), момент совпадает хорошо; в особенности помогает этому близость оси шарнира к носу руля. Благодаря этому сильно уменьшается ошибка в моменте, так как неверно определенная нагрузочная площадь (на носке руля) не дает момента. В случае *B* ошибка в давлениях на роге уже начинает сказываться, но сравнительно немного, так как сама площадь рога не так уж велика. Наконец в случае *C* ошибка становится бол. шой из-за большой длины компенсатора. В особенности дело ухудшается тем, что вообще шарнирный момент очень невелик.

Вывод. Метод распределения давления для получения количественных выводов можно применять к подсчету шарнирного момента только в случае отсутствия щели, разрыва и т. п. (рули без компенсации); однако надо думать, что более тщательный дренаж носика руля, даже внутри щели между рулем и стабилизатором, даст возможность получать количественные выводы и для компенсированных рулей.

7. Результаты, полученные из первой серии опытов

Первая серия опытов дает характеристику работы оперения на обычных летных режимах самолета (конечно, без учета работы винта). Приведенная диаграмма (фиг. 7) показывает величины максимальных на-



Фиг. 7. Кривые в первой четверти относятся к $\alpha = 0$, точки во второй четверти — к $\alpha = 10^\circ$, $\delta_r = -20^\circ$. Нагрузки на вертикальное оперение при $\delta_B = -20^\circ$ в скобках, причем две нижние точки — нагрузка на обшивку.

грузок, действующих как на оперение, так и на обшивку оперения; на диаграмме изображены зоны действия максимальных нагрузок. Максимальная нагрузка растет в зависимости от угла отклонения руля для оперения с роговой компенсацией и без компенсации по линейному закону, очевидно, в связи с ростом циркуляции по профилю; зона действия этой нагрузки при α неизменном остается также неизменной. Для осевой компенсации эта линейность нарушается в сторону уменьшения максимальной нагрузки на больших отклонениях руля.

Нагрузка на обшивку соответствует максимальной нагрузке и мало от нее отличается.

Нагрузки на вертикальное оперение при $\delta_B = 20^\circ$ еще больше, чем на горизонтальное, и приложены на роговом компенсаторе руля поворотов. В табл. 3 даны величины средних нагрузок на оперение при всех режимах опыта.

Центры давления на горизонтальном оперении изображены на фиг. 8 и 9 для случаев $\delta_r = +10^\circ$ и $+20^\circ$, отдельно для руля, стабилизатора, а также и для всего оперения. Центры давления на руле приложены почти на одинаковом расстоянии от передней кромки руля и положение их не зависит от типа компенсации. Исключением является, конечно, нагрузка на роге, причем отчетливо видно перемещение центра давления вперед при меньших углах отклонения руля. Для угла $\delta_r = +20^\circ$ центр давления расположен уже почти на оси вращения, что, конечно, уменьшает эффективность. Что касается линии центра давления на полном оперении, то при испытанном нами трапецевидном оперении она направлена почти по средней линии трапеции, в особенности для $\delta_r = 20^\circ$. Следует обратить внимание на смещение назад кривой центра давления для осевой компенсации на полном оперении; это смещение увеличивается с углом атаки.

Сводная таблица нагрузок на горизонтальное оперение

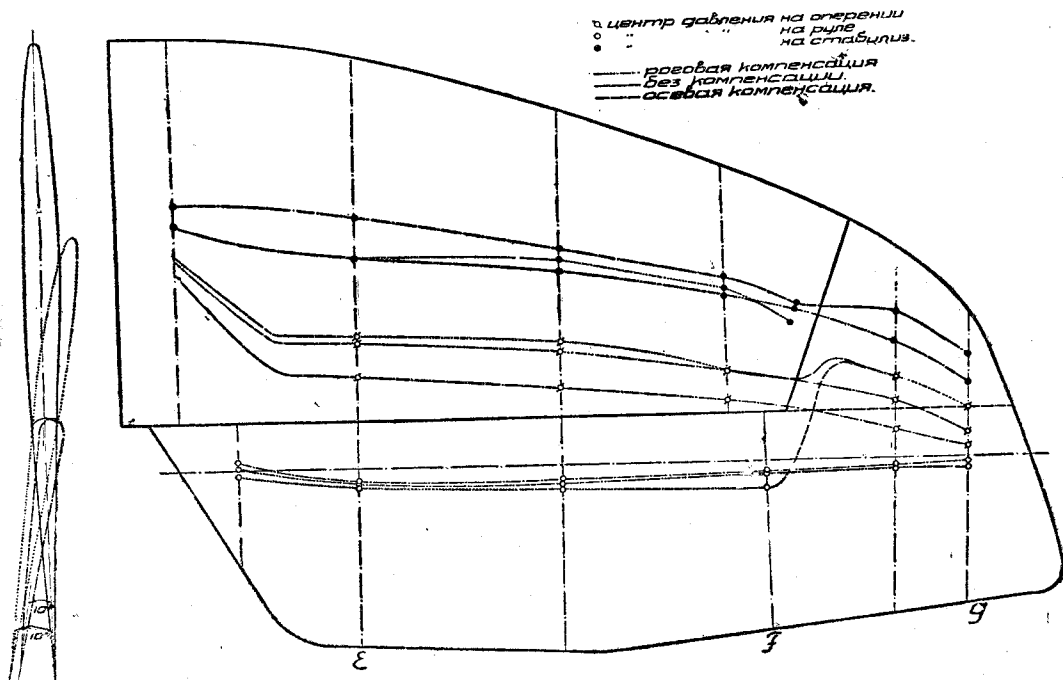
Условия установки \ Тип компенсации		Роговая компенсация		Осевая компенсация		Без компенсации	
		Средняя нагрузка $K = \frac{p}{\frac{v^2}{2}}$	Максимальная нагрузка $K = \frac{p}{\frac{v^2}{2}}$	Средняя нагрузка	Максимальная нагрузка	Средняя нагрузка	Максимальная нагрузка
$\alpha = 0$	$\delta_r = +10^\circ$	0,437	1,58	0,495	1,25	0,34	1,06
$\alpha = 0$	$\delta_r = +20^\circ$	0,868	3,4	0,8145	1,61	0,707	2,08
$\alpha = 10^\circ$	$\delta_r = -20^\circ$	0,575	2,48	0,6205	2,0	1,516	1,86

Сводная таблица характеристик, полученных из опыта
Вертикальное оперение

Условие установки	Средняя нагрузка $K = \frac{p}{\frac{v^2}{2}}$	Максимальная нагрузка $K = \frac{p}{\frac{v^2}{2}}$	C_n	$C_{ш}$	Координаты центра давления
$\alpha = 10^\circ; \delta_r = +20^\circ; \delta_v = 20^\circ$	0,797	3,3	0,373	0,0658	$x = -2,5$ $y = 78$
$\alpha = 10^\circ; \delta_r = -20^\circ; \delta_v = 20^\circ$	0,782	3,25	0,3442	0,0628	$x = 2$ $y = 80,5$

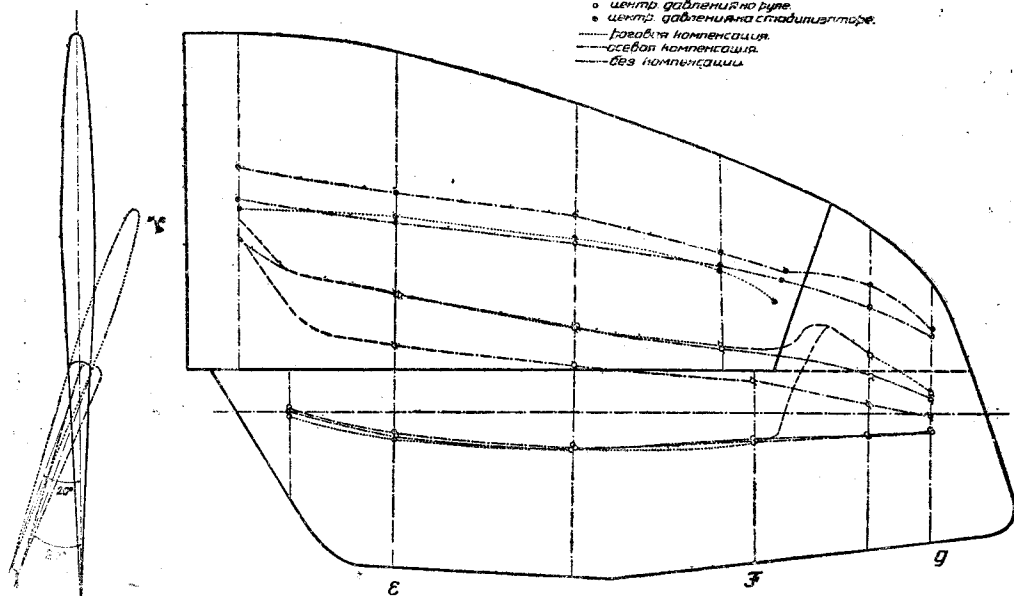
Оси координат образовывались осью шарнира вертикального оперения (ось y -ов) и хордой горизонтального оперения при $\delta_r = 0$ (ось x -ов).

Происходит это от уменьшения нагрузки на стабилизаторе, причем нагрузка на руль не увеличивается. В данном случае не оказывает влияния даже перемещение вперед центра давления на самом стабилизаторе. На



Фиг. 8.

$$\alpha = 0^\circ; \delta_r = 20^\circ$$

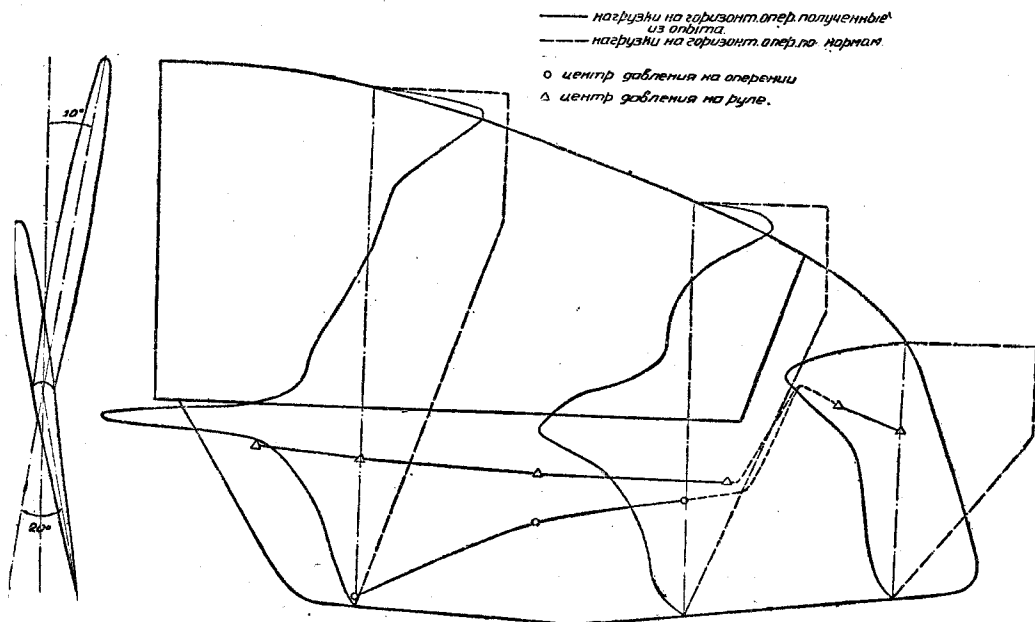


Фиг. 9.

фиг. 10 дано расположение центра давления для горизонтального оперения самолета с имеющейся там роговой компенсацией на режиме $\alpha = +10^\circ$, $\delta_r = -20^\circ$ попутно с нормами прочности (см. гл. 9).

8. Влияние фюзеляжа на вертикальное и горизонтальное оперение

Вопрос о влиянии фюзеляжа на горизонтальное оперение разобран подробно В. П. Горским и А. Н. Журавченко¹. Здесь мы даем только



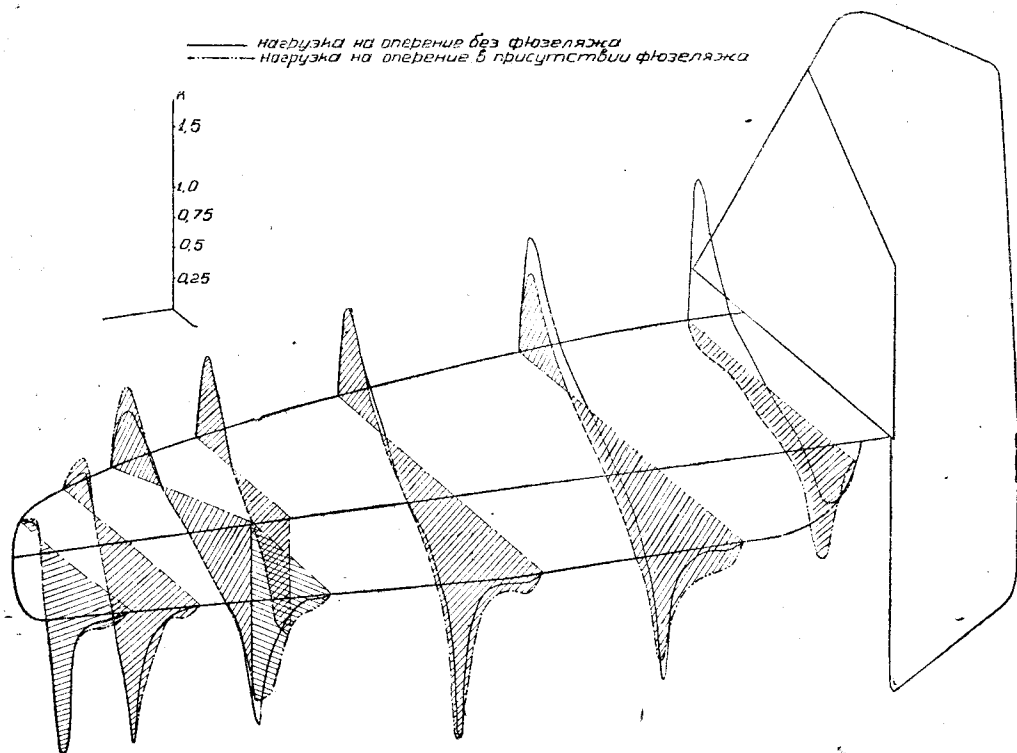
Фиг. 10.

¹ „Труды ЦАГИ“, вып. 49.

иллюстрацию, характеризующую влияние фюзеляжа на горизонтальное оперение. На вертикальном оперении (режим $\alpha = +10^\circ$, $\delta_v = +20^\circ$; $\delta_r = -20^\circ$) изменения в нагрузке невелики и происходят в зоне нижней части руля и нижнего рога руля направления.

$$\frac{C_s \text{ с фюзел}}{C_s \text{ без фюзел}} = \frac{0,3442}{0,373} = 0,923 = 92,3\%.$$

Падение эффективности вертикального оперения от влияния фюзеляжа, выражающееся в данном случае в 7,7%, при достаточно распространенном типе фюзеляжа—четырёхгранном—может служить ориентировочной цифрой. Интересен эффект фюзеляжа на шарнирном моменте руля направления. Как видно из перспективной картины нагружения, фюзеляж вызывает перемещение приведенного центра давления руля назад и, несмотря на то, что нагрузка на руле осталась в общем неизменной (она составляет 98% от нагрузки без фюзеляжа), шарнирный момент возрос при этом режиме ($\alpha = +10^\circ$) на 13,75% (фиг. 4).



Фиг. 11.

9. Сравнение с нормами прочности ¹

Проведенные нами опыты дают возможность сопоставить полученные результаты с тем, что дают расчетные нормы прочности, и несколько их дополнить, так как получены результаты для различных типов компенсации.

Горизонтальное оперение

Расчетным случаем обычно считается соответствующий выходу из пикирования, за исключением случаев для крыльев с очень малым моментом крыла на пикировании $C_{m0} = 0$.

¹ „Труды ЦАГИ“, вып. 25; „Техника воздушного флота“, № 1, 1927 г. и № 7, 1931 г.; „Технические заметки“, № 7, 1932 г.

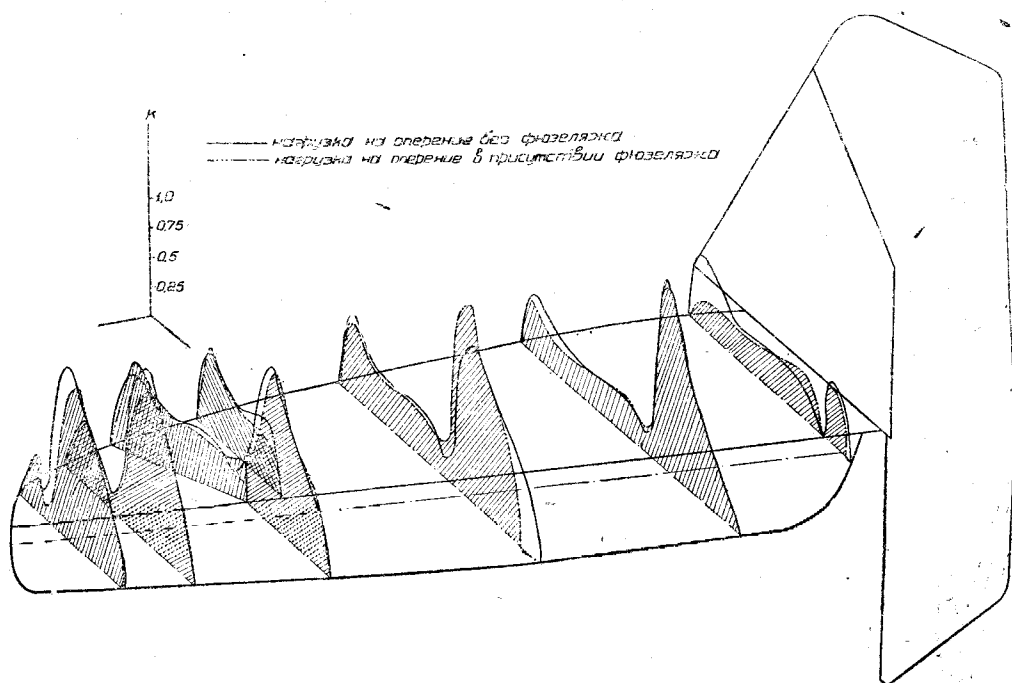
Для нашего случая можно подсчитать по характеристикам самолета нагрузку на оперение при пикировании:

$$P = k \frac{C_m'}{C_{x_c} + C_{x_b}} \cdot G \frac{t}{l},$$

где k — коэффициент, характеризующий группу самолета;
 C_m' — коэффициент момента самолета без оперения;
 C_{x_c} и C_{x_b} — лобовые сопротивления самолета и винта при пикировании;
 G — вес;
 t — хорда;
 l — плечо статического момента оперения.

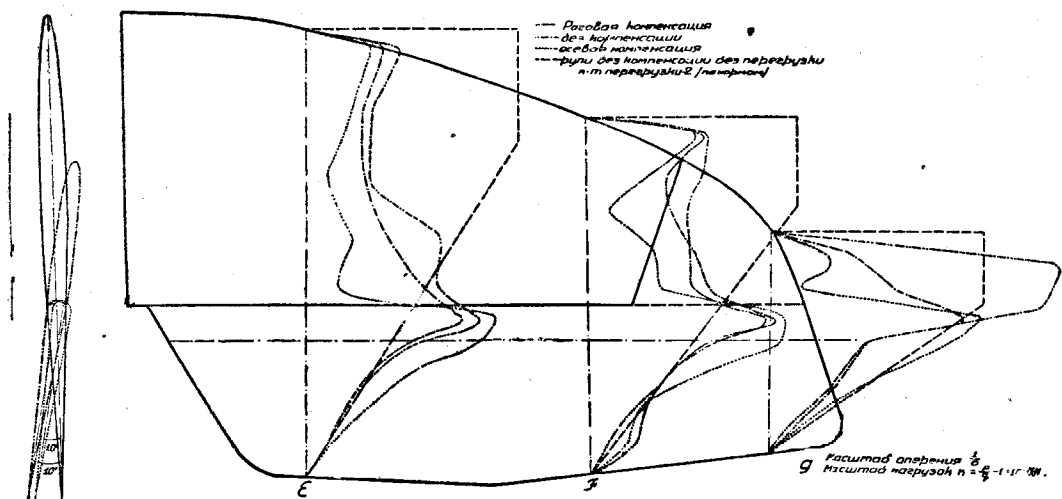
$$C_{x_b} = C_p \frac{F_b}{S} a.$$

Если бы мы пытались сравнить эту подсчитанную нагрузку с нашей, полученной на опыте, при условии резкого подрыва руля высоты на $\delta_r = 20^\circ$, при одинаковой скорости (пикирование), то мы получим в этом втором случае нагрузку, увеличенную больше чем в два раза. Происходит это оттого, что летчик не может создать сразу такую нагрузку и отклонить руль на 20° без поломки руля или управления. В немецких нормах такого рода „грубость управления“ учитывается в некоторых случаях дополнительным моментом.



Фиг. 12.

Считая, что для самолета, рассматриваемого нами, на оперение не может действовать сила, большая, чем при выходе из пикирования, и приняв коэффициент $k=1$, было построено распределение нагрузок по хордам оперения (фиг. 13 и 14) для случая $\alpha=0$; $\delta_r = +10^\circ$ и $\alpha=0$; $\delta_r = +20^\circ$.



Фиг. 13. Сравнение нагрузок на оперение, взятых из опыта и по нормам ($\delta_\Gamma = 10^\circ$).

На основании диаграмм, а также сказанного выше можно прийти к следующему заключению:

1) Нагрузка на оперение, и в особенности на рулях, учитывается нормами не совсем правильно.

2) Нагрузка на роговом компенсаторе сильно недооценивается нормами; это тем опаснее, что компенсатор склонен к вибрациям.

3) Общий характер нагрузки скорее приближается к английской схеме нагружения (см. "Технические заметки ЦАГИ", № 7, 1932 г.).

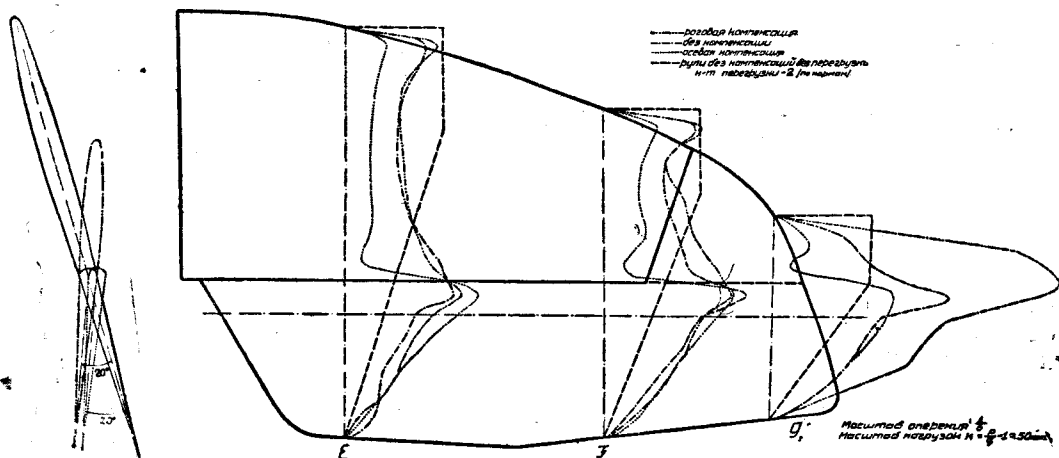
4) Осевая компенсация может допустить некоторое снижение норм на стабилизаторе.

5) Для самолета с крылом, имеющим $C_{m0} \approx 0$, существующие нормы должны быть проверены.

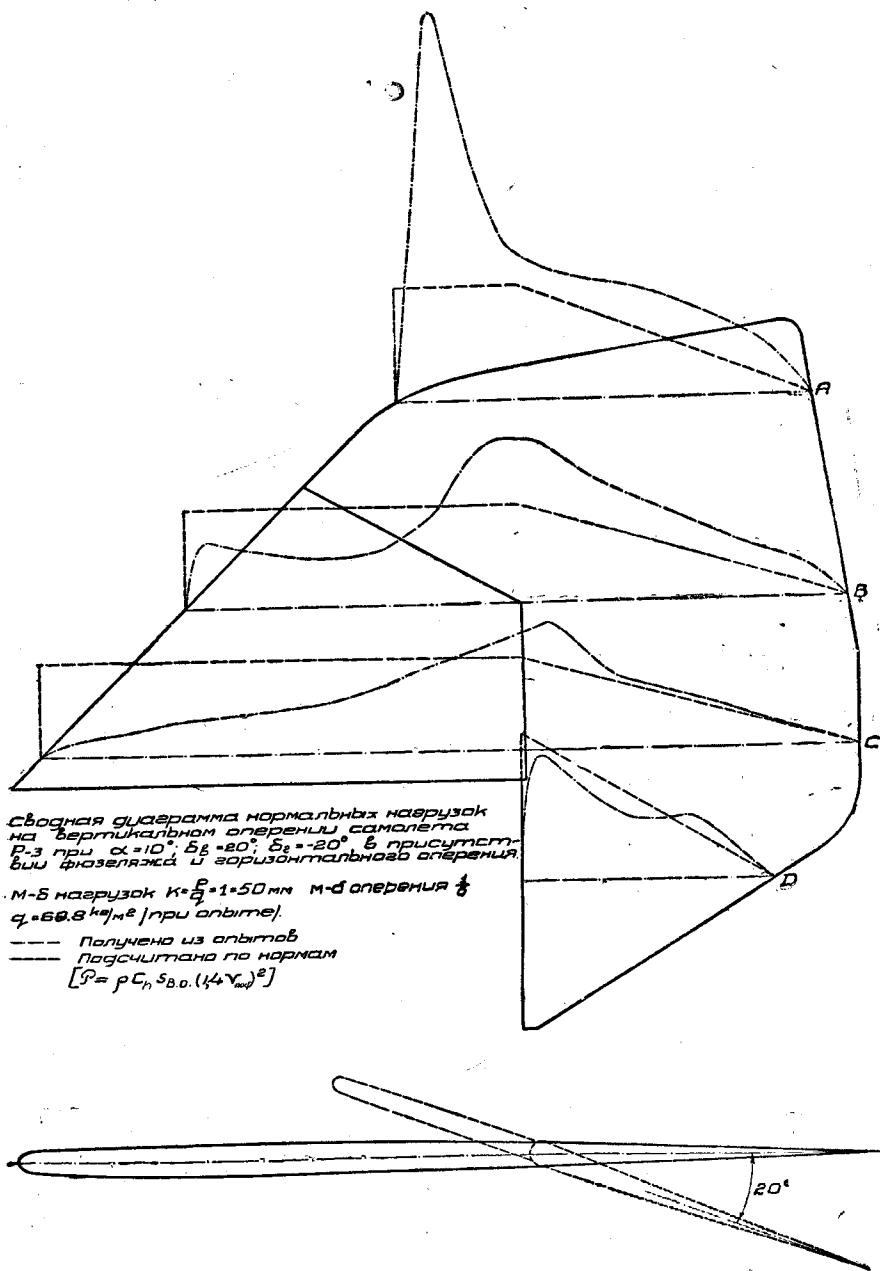
Вертикальное оперение

Материалом является диаграмма нагрузок по четырем сечениям оперения в присутствии фюзеляжа и горизонтального оперения. Нагрузка подсчитывалась согласно нормам по формуле:

$$P = \rho C_s S_{в.о.} (1,4 \cdot v_{\text{пос}})^2$$



Фиг. 14. Сравнение нагрузок на оперение, взятых из опыта и по нормам ($\delta_\Gamma = 20^\circ$).



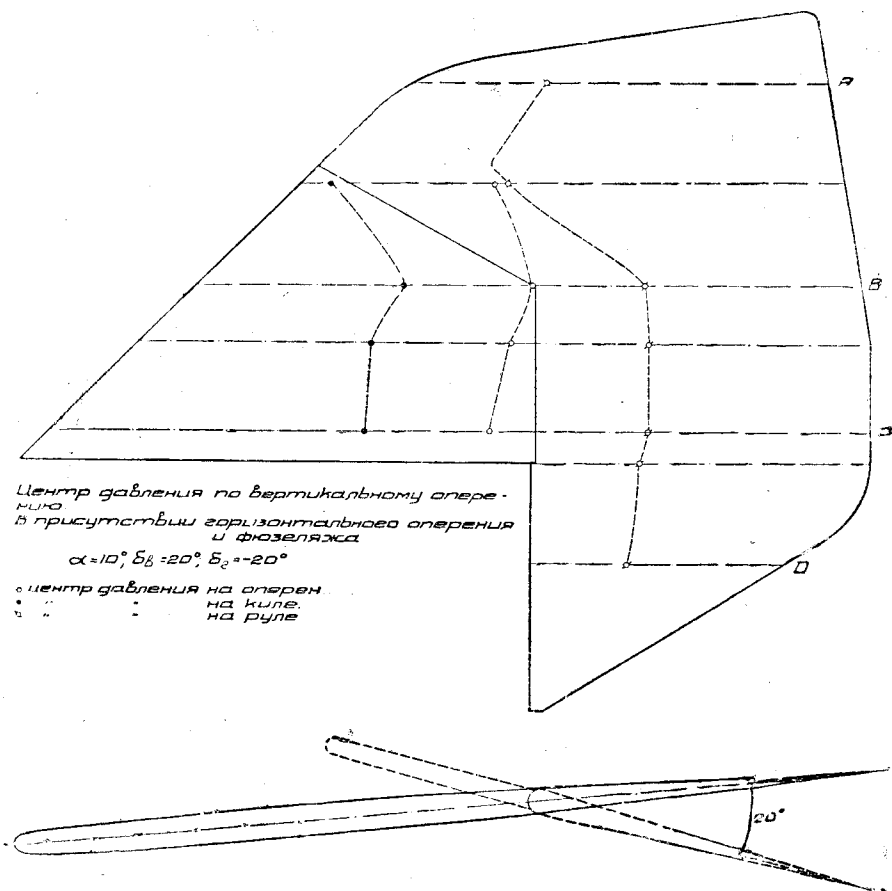
Фиг. 15. Сравнение нагрузок на вертикальное оперение, взятых из опыта и по нормам ($\delta_{в} = 20^\circ$).

(без учета коэффициента перегрузки), и подсчитанная величина распределялась или согласно нормам, или же по данным опыта.

Из диаграммы (фиг. 15) ясно:

1) Характер распределения нагрузки на вертикальном оперении не соответствует нормам. Английская и французская схемы сходятся с опытом лучше.

2) Нагрузка на руле, и в особенности на роговом компенсаторе, недооценивается нормами.



Фиг. 15а.

3) Нагрузка на нижней части киля может сильно упасть вследствие влияния фюзеляжа.

10. Результаты, полученные из второй части опытов

Вторая часть опытов была проделана на штопорных режимах. Модель оперения устанавливалась в трубе № 3 на державке весов трубы, причем угол атаки α замерялся при помощи линейки с угломером, а угол сноса β — при помощи оптического угломера фирмы „Аскания“.

Угол β имел величину 8 и 30° и измерялся нами, как угол между направлением скорости и плоскостью симметрии вертикального оперения.

Угол α (50 и 30° при опытах) являлся проекцией на горизонтальную плоскость истинного угла между направлением потока и хордой в плоскости симметрии оперения. Поэтому истинный угол $\alpha_{\text{ист}}$ получится из уравнения:

$$\operatorname{tg} \alpha_{\text{ист}} = \operatorname{tg} \alpha \cdot \cos \beta.$$

Отсюда имеем истинные углы:

β	8°		30°	
	α	$\alpha_{\text{ист}}$	α	$\alpha_{\text{ист}}$
	30°	$29^\circ 44'$	30°	$26^\circ 35'$
	50°	$49^\circ 43'$	50°	$45^\circ 58'$

Особенно тщательно исследовалось вертикальное оперение на режиме плоского штопора $\alpha = 50^\circ$; $\beta = 30^\circ$. Картины распределения давления были получены на изолированном вертикальном оперении в присутствии горизонтального оперения, фюзеляжа с горизонтальным оперением, что давало возможность полного анализа явления (табл. 4).

Обработка состояла в получении пластелинных тел, изображающих нагрузку на оперение, а также в построении изобар. Этот метод был применен при анализе работы вертикального оперения.

11. Анализ работы вертикального оперения на штопорных режимах

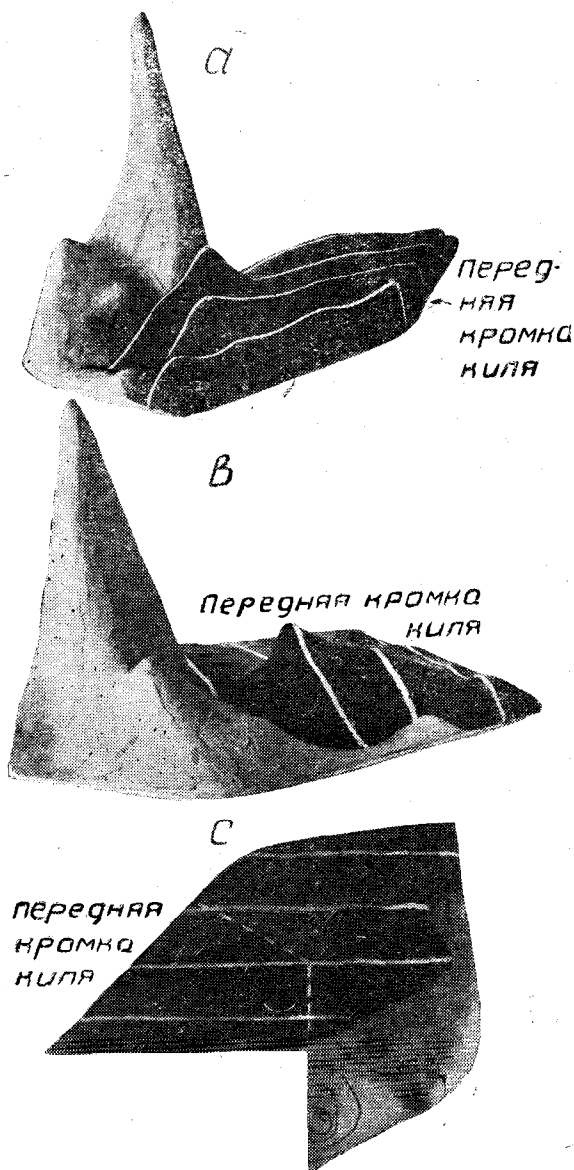
В предыдущем уже указывалось на результаты, полученные англичанами с моделью „Бентам“. Приведенная фотография макета нагрузки на вертикальном оперении (фиг. 16, а, в, с) показывает, что вся верхняя часть руля на режиме $\alpha = 50^\circ$, $\beta = 30^\circ$ не работает, точнее — работает в направлении, обратном требуемому, и только крайние верхняя и нижняя незатененные части руля поворота являются эффективными.

С целью подробного выяснения сущности этого явления была построена серия изобар. Они строились следующим образом: на чертеже вертикального оперения наносились кривые, соединяющие точки с равными значениями $K = \frac{p}{q}$ — по-

лучалось скалярное поле. Для получения производных диаграмм поля накладывались друг на друга и давали суммарные или разностные диаграммы, представляющие собой характеристики воздействия различных факторов опыта на оперение. Таким образом, например, можно выделить нагрузку, получающуюся на вертикальном оперении, от влияния фюзеляжа, вычитая из величин, соответствующих нагрузке на вертикальное оперение с фюзеляжем, величины, соответствующие изолированному оперению (табл. 5).

Анализ приведенных изобар показывает:

1) На изолированном вертикальном оперении (фиг. 3) у передней кромки киля на высоте 50 мм от нижней кромки наблюдается



Фиг. 16. Нагрузка на вертикальном оперении при $\alpha = 50^\circ$, $\beta = 30^\circ$. Черные линии — отрицательная, „подсасывающая“ нагрузка; белые; — положительная нагрузка.

Сводная таблица характеристик, полученных из опытов

при $\alpha = 50^\circ$; $\beta = 30^\circ$; $\delta_B = \delta_T = 0$

Горизонтальное оперение

Условия установки	Средняя нагрузка $K = \frac{p}{\rho \frac{v^2}{2}}$	Максимальная нагрузка $K = \frac{p}{\rho \frac{v^2}{2}}$	C_n	$C_{ш}$	Координаты центра давления
На всем оперении, в присутствии вертикального оперения	1,15	—	0,575	0,1575	$z = -53,7$ $x = 30$
На всем оперении изолированном . . .	1,116	—	0,5575	0,1572	$z = -46,3$ $x = 30,1$
На затененной половине в присутствии вертикального оперения	0,8355	1,23	0,418	0,144	$z = 156,5$ $x = 31,6$
На затененной половине изолированной	0,889	1,39	0,444	0,1159	$z = 153,9$ $x = 32,5$
На незатененной половине в присутствии вертикального оперения	1,463	2,0	0,831	0,201	$z = -173,7$ $x = 29,15$
На незатененной половине изолированной	1,345	1,92	0,672	0,1984	$z = -178,5$ $x = 28,5$

Оси координат образовывались передней кромкой руля высоты при $\delta_T = 0$ (ось z -ов) и хордой вертикального оперения при $\delta_B = 0$ (ось x -ов).

Вертикальное оперение

Условия установки	Средняя нагрузка $K = \frac{p}{\rho \frac{v^2}{2}}$	Максимальная нагрузка $K = \frac{p}{\rho \frac{v^2}{2}}$	C_n	$C_{ш}$	Координаты центра давления
$\alpha = 30^\circ$; $\beta = 30^\circ$ $\delta_T = \delta_B = 0$ В присутствии горизонтального оперения . .	0,545	1,95	0,273	0,087	$x = -5,5$ $y = +56,5$
Изолированно	1,179	3,62	0,53	—	—
$\alpha = 50^\circ$; $\beta = 30^\circ$ $\delta_T = \delta_B = 0$ В присутствии горизонтального оперения . .	-0,048	2,08	-0,024	0,0158	$x = -190$ $y = +397$
Изолированно	—	—	0,47	—	—

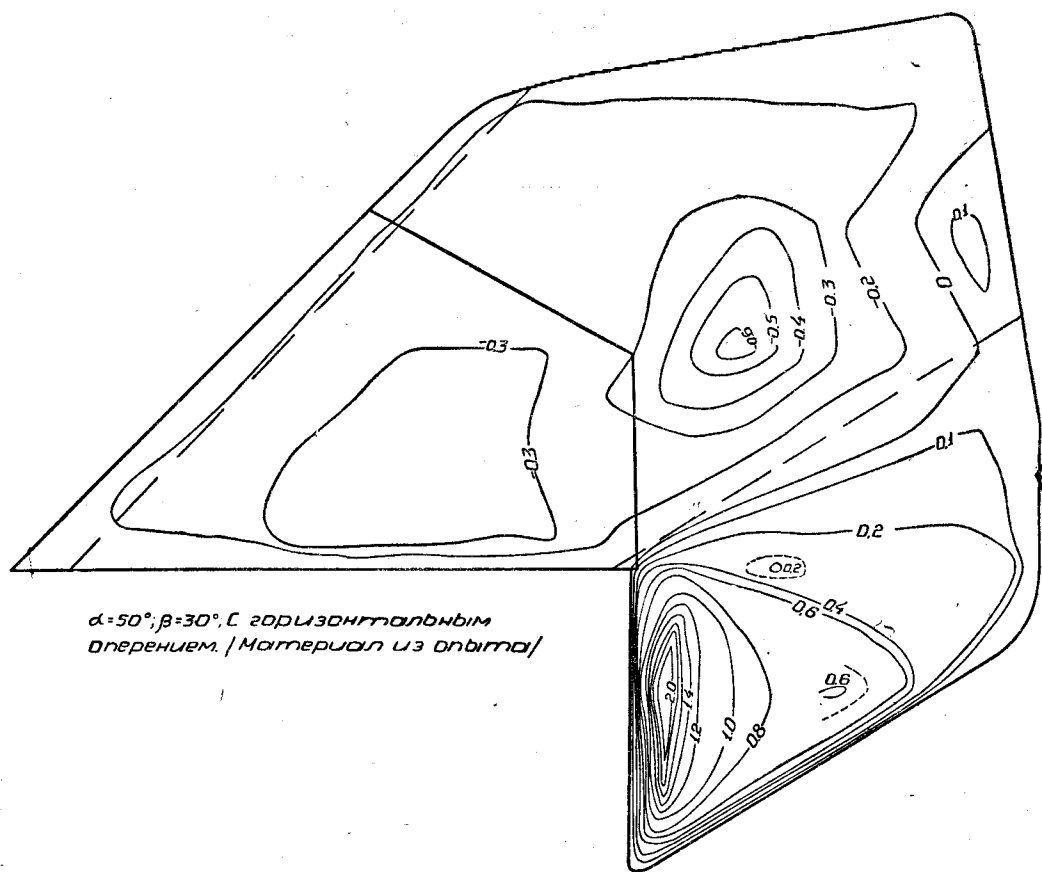
Оси координат образовывались осью шарнира вертикального оперения (ось y -ов) и хордой горизонтального оперения при $\delta_T = 0$ (ось x -ов).

№ фигур	Описание диаграмм	Способы их получения	Обозначение входящих в состав диаграмм элементов в виде схематических формул
3	Изобары на изолированном вертикальном оперении	Непосредственно из опыта	(u)
17	Изобары на вертикальном оперении в присутствии фюзеляжа .	То же	(u) + (ф)
18	Изобары на вертикальном оперении в присутствии горизонтального оперения	То же	(u) + (z)
19	Изобары на вертикальном оперении в присутствии фюзеляжа и горизонтального оперения	То же	(u) + (ф) + (z) + (ву) ¹
20	Чистое влияние фюзеляжа на вертикальное оперение	Как разность (17) — (3)	{(u) + (ф)} — (u) = (ф)
21	Чистое влияние горизонтального оперения на вертикальное оперение	Как разность (18) — (3)	{(u) + (z)} — (u) = (z)
22	Влияние горизонтального оперения и фюзеляжа на вертикальное оперение с учетом взаимной индукции.	Как разность (19) — (3)	{(u) + (ф) + (z) + (ву)} — (u) = (ф) + (z) + (ву)
23	Изобары на вертикальном оперении в присутствии фюзеляжа и горизонтального оперения без учета взаимных их влияний . .	Как сумма (17) — (21)	{(u) + (ф)} + (z) = (u) + (ф) + (z)
24	Взаимная индукция фюзеляжа и горизонтального оперения . . .	Как разность (19) + (23)	{(u) + (ф) + (z) + (ву)} — {(u) + (ф) + (z)} = (ву)
25	Изобары на вертикальном оперении в присутствии горизонтального при $\alpha = +50^\circ$ и $\beta = +8^\circ$	Непосредственно из опыта	
26	Изобары на вертикальном оперении при $\alpha = +30^\circ$ и $\beta = +30^\circ$	То же	
27	Изобары на вертикальном оперении в присутствии горизонтального при $\alpha = 30^\circ$ и $\beta = +8^\circ$	То же	

¹ vu обозначает взаимную индукцию фюзеляжа и горизонтального оперения.

холм разрежения до $2,4 \rho \frac{v^2}{2}$. Затем нагрузка падает довольно плавно, за исключением некоторой аномалии между компенсатором и килем, являющейся, возможно, результатом наличия щели между этими элементами.

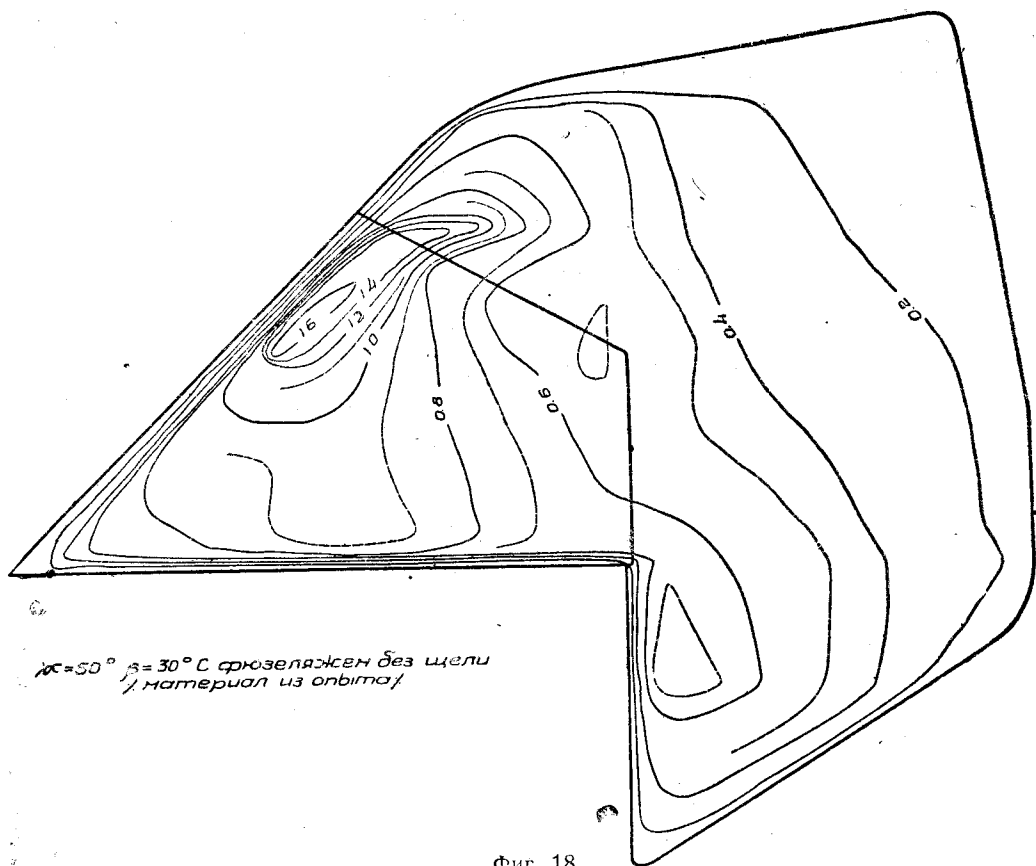
2) Горизонтальное оперение (фиг. 17) сильно меняет картину. На киле и на верхней части руля создается обратная нагрузка ввиду большого разрежения на передней стороне руля (до $0,6 \rho \frac{v^2}{2}$ в суммарном эффекте). На нижней части руля поворотов, наоборот, нагрузка действует по потоку, доходя у передней кромки до $2\rho \frac{v^2}{2}$.



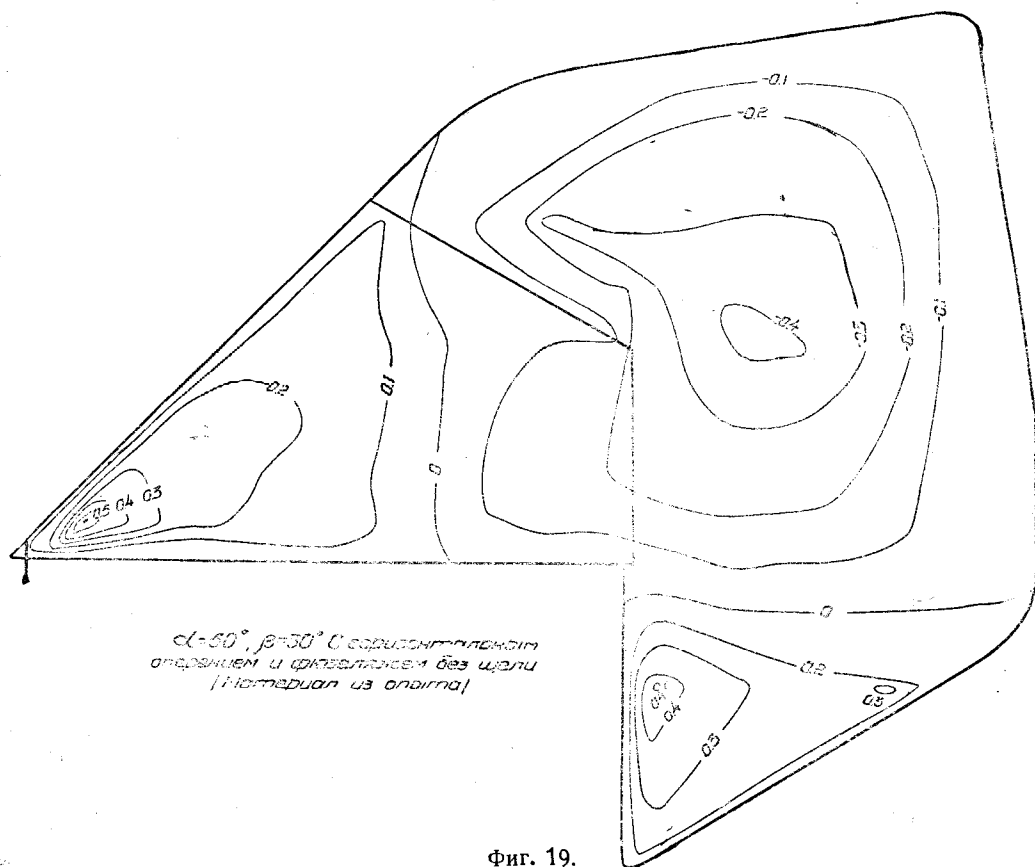
Фиг. 17.

3) Фюзеляж (фиг. 18) уменьшает нагрузку у передней кромки киля и отодвигает максимум ее на расстояние 80—90 мм. На всем руле направления происходит равномерное падение давления с передней стороны и разрежения с задней стороны руля.

4) Горизонтальное оперение + фюзеляж (фиг. 19). Весь руль, за исключением нижнего рога, а также часть киля нагружены обратной нагрузкой; передняя часть киля, так же как и нижний рог руля, нагружены положительно. Линии нулевых нагрузок проходят под прямым углом друг к другу при горизонтальном положении стабилизатора. Они как бы делят вертикальное оперение на три квадранта, из которых первая четверть нагружена отрицательно против потока.



Фиг. 18.

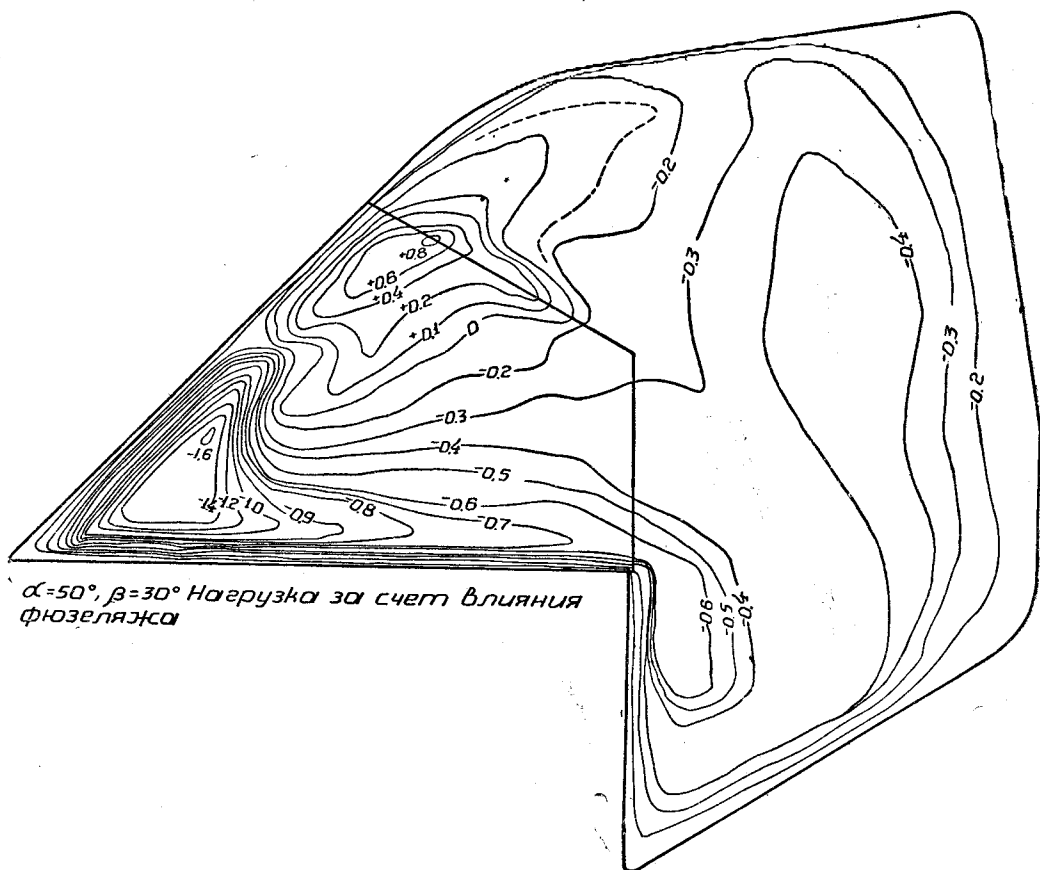


Фиг. 19.

Если рассматривать суммарный эффект воздействия близлежащих элементов самолета на вертикальное оперение на режиме $\alpha = +50^\circ$ и $\beta = +30^\circ$, можно это воздействие расчленить в основном (пренебрегая влиянием крыльев, как явно не могущим влиять на этом режиме) на три части:

- 1) чистое влияние горизонтального оперения;
- 2) чистое влияние фюзеляжа;
- 3) влияние, получающееся от взаимодействия двух предыдущих элементов.

Диаграммы фиг. 20, 21, 24 дают соответствующие картины.



Фиг. 20.

При сложении влияний пп. 1 и 2 мы получаем значительное расхождение с данными суммарного воздействия оперения и фюзеляжа, которое и объясняется довольно большой величиной влияния п. 3.

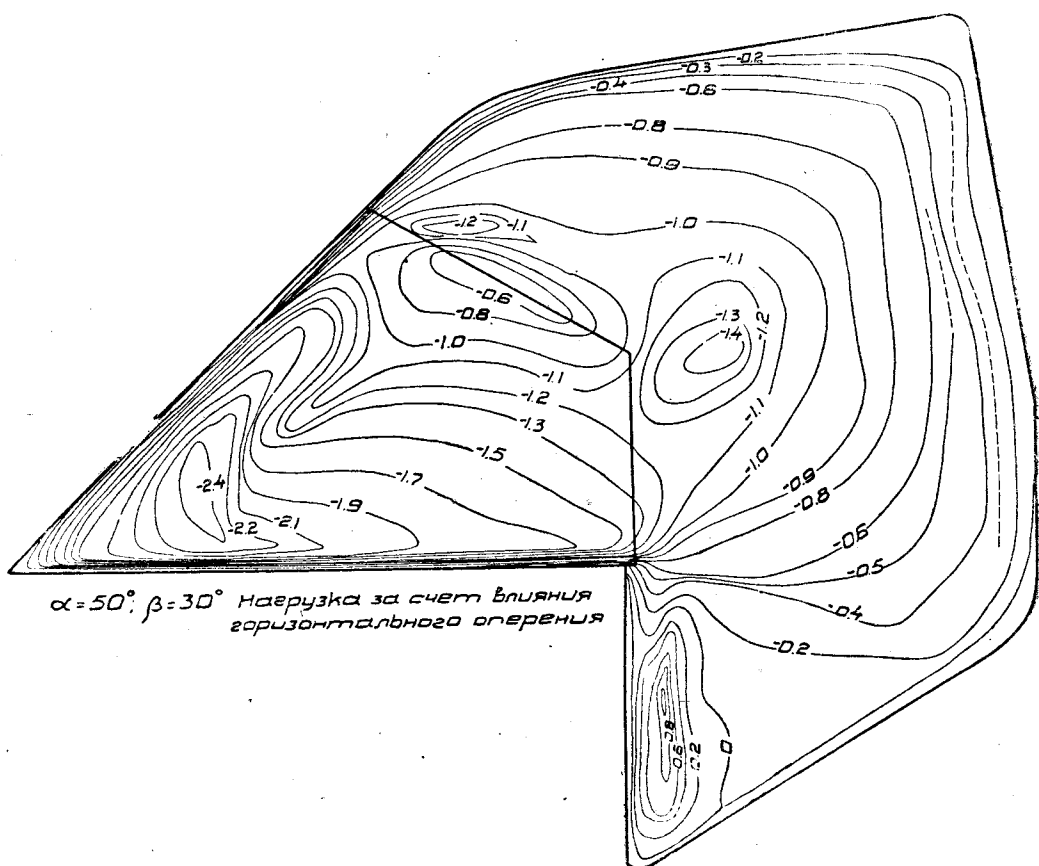
Диаграмма фиг. 24 дает картину изобар на вертикальном оперении, являющихся результатом воздействия эффекта взаимного влияния оперения и фюзеляжа. Получена эта диаграмма следующим методом:

Из диаграммы (фиг. 19), представляющей собой нанесенную в форме горизонталей поверхность загрузки оперения от воздействия горизонтального оперения, фюзеляжа и их взаимовлияния, вычитались алгебраически соответственные поверхности для случаев:

Диаграмма фиг. 23, которая, в свою очередь, представляет собой сумму диаграммы фиг. 18 (чистое воздействие фюзеляжа) и диаграммы фиг. 21 (влияние горизонтального оперения на вертикальное).

Диаграмма фиг. 21 получена как разность диаграммы фиг. 17 (изобары на вертикальном оперении в присутствии горизонтального) и диаграммы фиг. 3 (изобары на изолированном вертикальном оперении).

Полученная диаграмма фиг. 24, дающая поверхность загрузки вертикального оперения воздействием взаимовлияния горизонтального оперения и фюзеляжа, показывает нам, что на данном режиме киль и верхняя часть руля до линии, являющейся продолжением оси стабилизатора, представляет собой как по характеру, так и по величине довольно хорошее приближение к поверхности, характеризующей влияние фюзеляжа, но с обратным знаком.

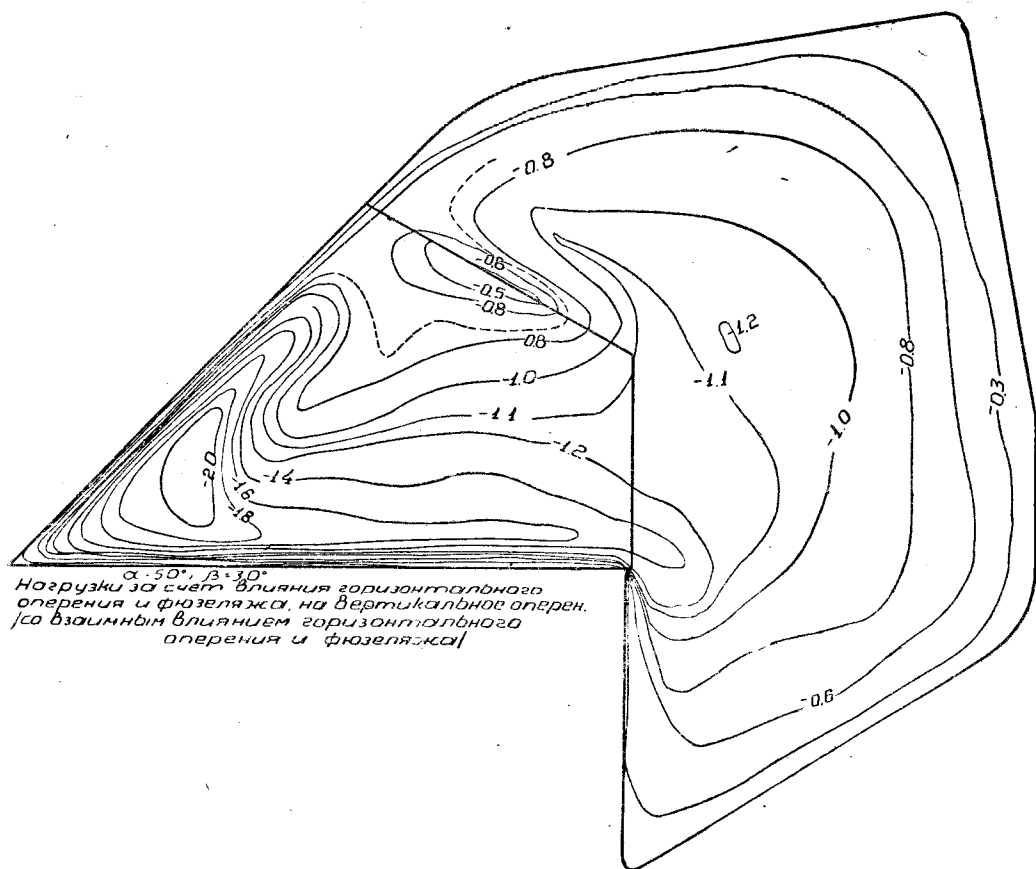


Фиг. 21.

Таким образом получается интересный вывод, что, грубо говоря, влияние фюзеляжа, с одной стороны, и воздействие взаимовлияния горизонтального оперения и фюзеляжа, с другой, друг друга уничтожают и в результате в условиях рассматриваемого режима на вертикальное воздействие только горизонтальное оперение. Что же касается нижней части руля, то там наблюдается обратная картина — воздействует только фюзеляж. Однако, учитывая то обстоятельство, что общая нагрузка на верхней части руля и киле в случае диаграммы, представленной на фиг. 24, несколько больше, чем на диаграмме, приведенной на фиг. 20, данное обстоятельство можно считать действующим в сторону уточнения выказанного положения. Конечно, такое положение может быть только в случае штопора, когда все вертикальное оперение затянется горизонтальным и находится полностью в сорванном потоке. Форма оперения и раз-

мер руля в этом случае явятся фактором достаточно второстепенным, если только вертикальное оперение находится в тени горизонтального.

Полученная нами картина нагружения вертикального оперения при режиме $\alpha = 50^\circ$; $\beta = 8^\circ$; $c_v = 0$ (фиг. 25) показывает, как и следовало ожидать, что угол β сказывается на работе вертикального оперения в довольно небольшой степени¹. Исключением является нижний рог руля направления, но эта разница будет значительно уменьшена влиянием фюзеляжа. Нахождение вертикального оперения в интенсивной тени горизонтального, очевидно, сильно понижает влияние β на работу вертикального оперения. Работа вертикального оперения на режиме $\alpha = 30^\circ$ (крутой штопор) существенно отличается от только что списанной при $\alpha = 50^\circ$. Приложенные фотографии макета и нагрузок на режиме $\alpha = 30^\circ$, $\beta = 30^\circ$



Фиг. 22.

(фиг. 2^а, б, в) наглядно подтверждают это обстоятельство. В данном случае аэродинамическая тень выражается в виде впадины, лежащей посреди руля направления. Отрицательных нагрузок на руле нигде не обнаружено — руль работает принципиально правильно. При $\alpha = 30^\circ$; $\beta = 8^\circ$; $\delta_v = 0$ нагрузка на руле небольшая, вялая, но отрицательных нагрузок за горизонтальным оперением не обнаружено. Очевидно, действуя рулем направления, можно создать требуемую для выхода из штопора нагрузку.

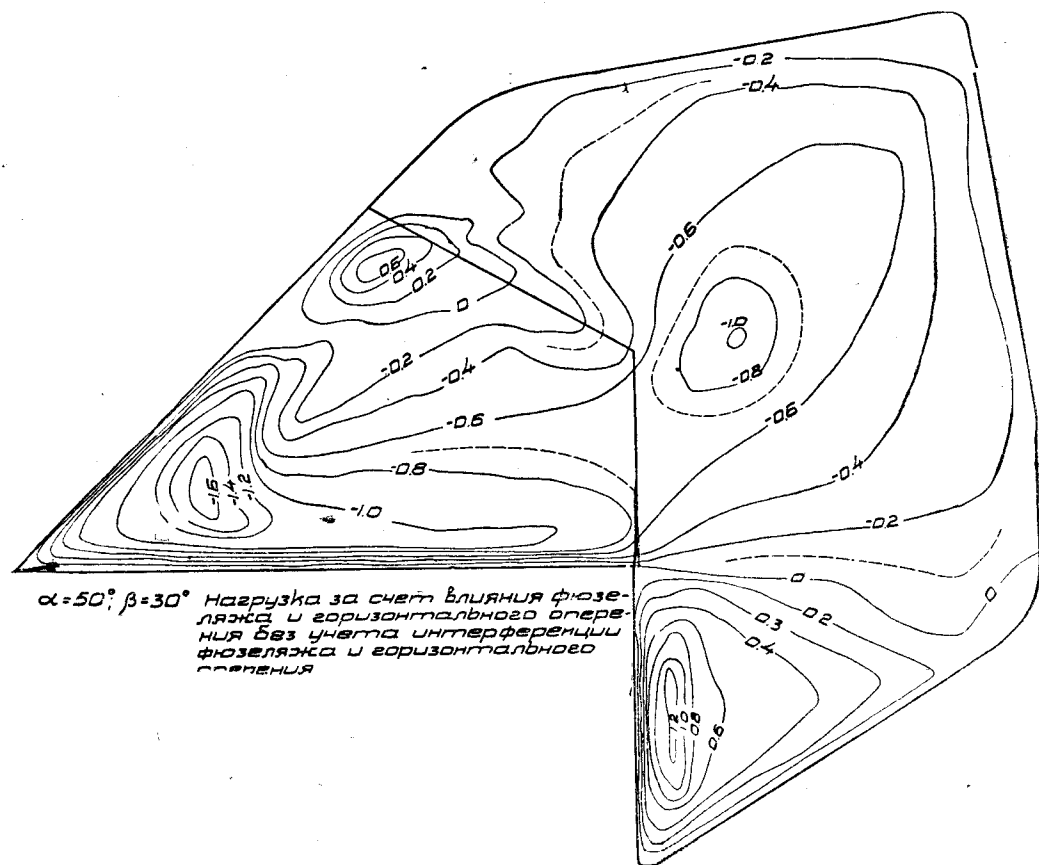
12. Работа горизонтального оперения на штопорных режимах

Горизонтальное оперение затеняется на режимах штопора крыльями, фюзеляжем и вертикальным оперением. Из наших опытов мы можем по-

¹ Нужно помнить, что $\delta = 0^\circ$

лучить данные для выяснения влияния вертикального оперения на горизонтальное. Картина явления получается следующего характера: на горизонтальном оперении получается равномерная спокойная нагрузка, характеризующая закритический режим обтекания.

Для суждения о влиянии вертикального оперения были сравнены картины распределения давления на горизонтальном оперении для режима $\alpha = +50^\circ$; $\beta = 30^\circ$, при наличии вертикального оперения и без него. Было обнаружено, что как эффективность, так и шарнирный момент рулей глубины не только не уменьшились, а наоборот, возросли. Получилось это за счет подпора—повышения нагрузки на горизонтальном оперении перед вертикальным, причем это повышение больше, чем уменьшение нагрузки за вертикальным оперением от тени. Правда, это общее

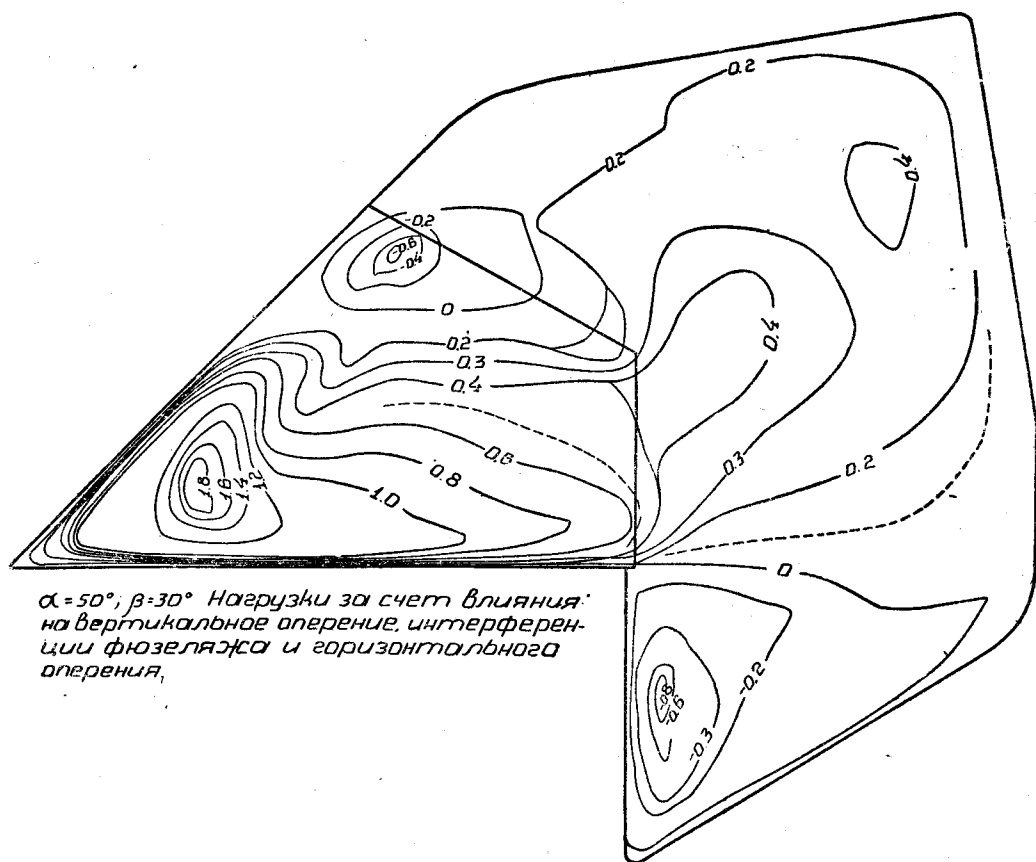


Фиг. 23.

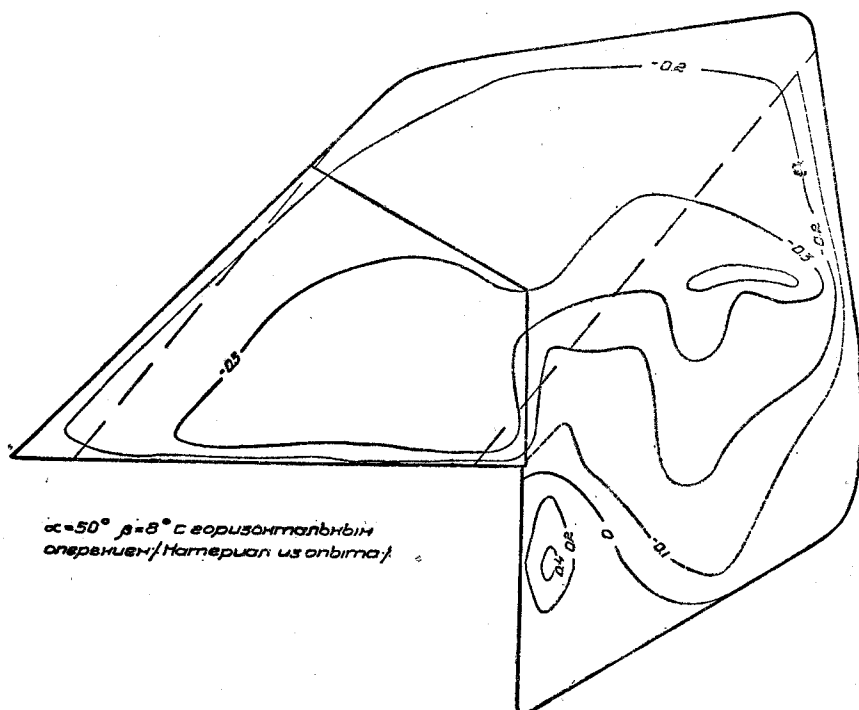
повышение нагрузки настолько невелико (3,5%), что им вполне можно пренебречь. Таким образом получается вывод, что при учете работы горизонтального оперения при штопоре влиянием вертикального оперения можно пренебречь (фиг. 29).

13. Сопоставление полученных характеристик распределения давления с физической картиной явления

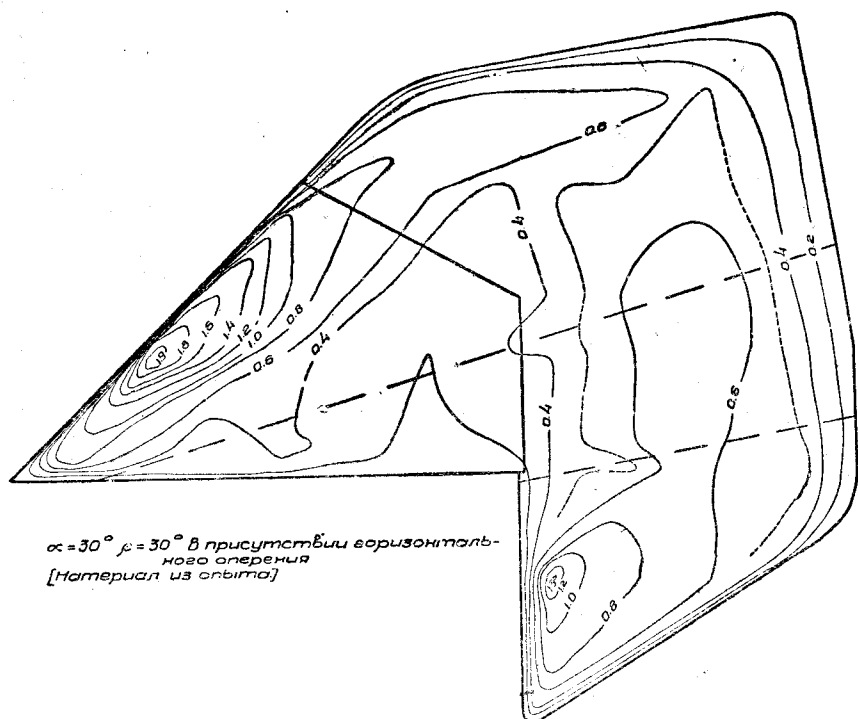
Полученные нами характеристики распределения давления могут иллюстрировать физическую сущность явления при обтекании потоком оперения на любом из рассмотренных режимов. В самом деле, рассматривая фотографии (фиг. 30, 1, 2, 3) загрузки рулей с различными видами компенсации при одном и том же режиме $\alpha = 0$, $\delta_r = +20^\circ$, можно ви-



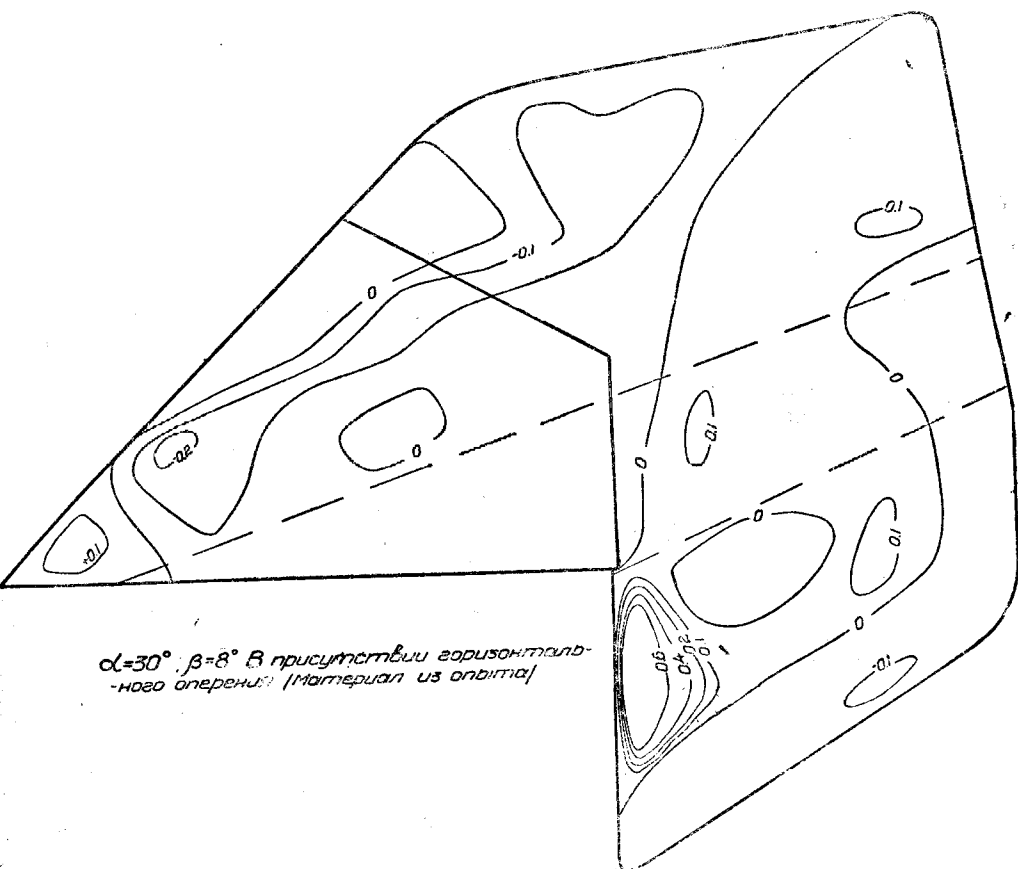
Фиг. 24.



Фиг. 25.

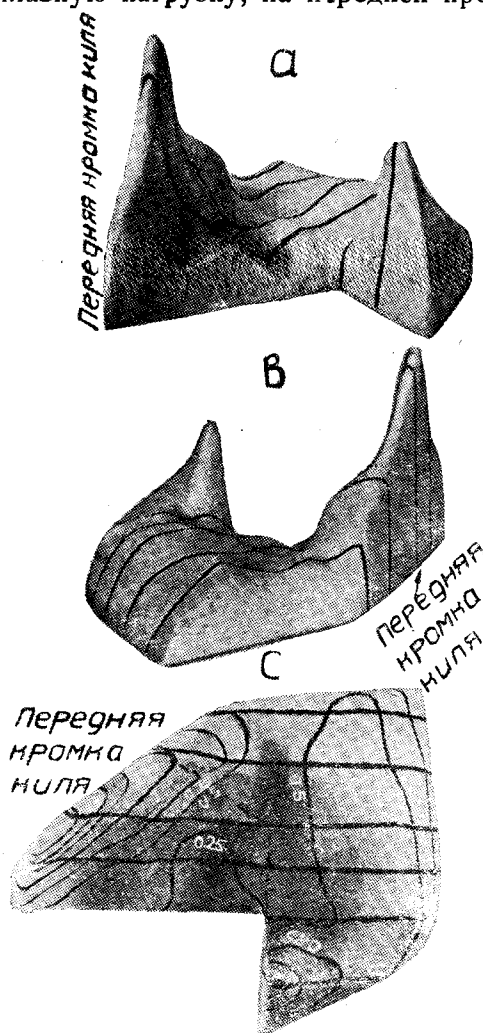


Фиг. 26.



Фиг. 27.

доть следующее. В случае руля некомпенсированного (1) нагрузка распределяется почти по закону треугольника с постепенным повышением максимума нагрузки у передней кромки, к внешнему краю руля. Получается полная аналогия с крылом на большом угле атаки — циркуляция возрастает на концах крыла. Осовая компенсация (2) дает несколько более плавную нагрузку; на передней кромке нагрузка немного уменьшается и



Фиг. 28. Картина тени от горизонтального оперения на вертикальном на режиме $\alpha = 30^\circ$, $\beta = 30^\circ$. На изобарах в плане нанесены доли скоростного напора.

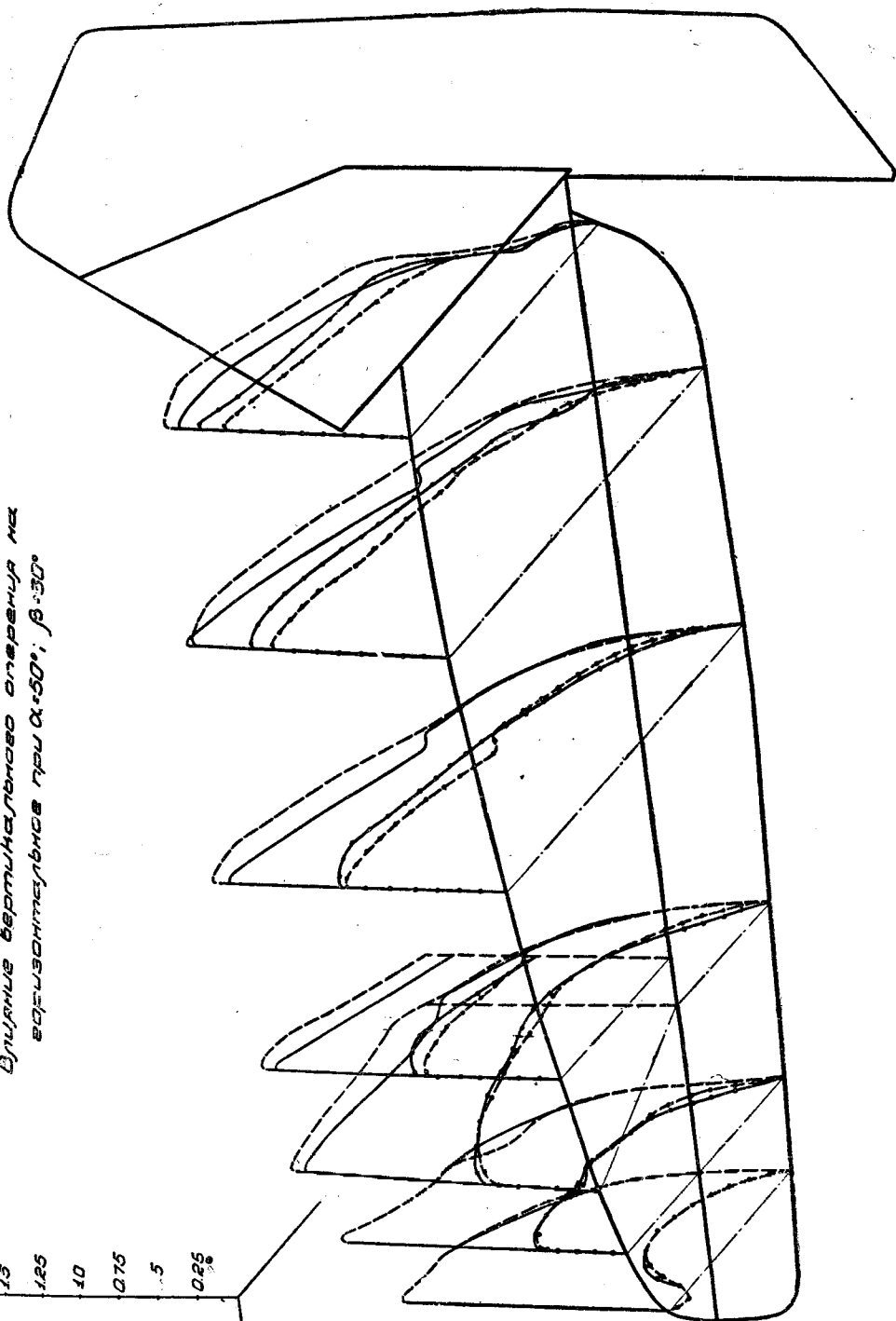
только в зонах около шарниров отмечается повышение нагрузки; уменьшение нагрузки у передней кромки объясняется в этом случае влиянием плохо профилированной щели, неизбежной у обычно применяемой осевой компенсации, в особенности при тонких рулях и стабилизаторах. Роговая компенсация (3) дает картину, сходную со случаем руля без компенсации; только на роге нагрузка с краю доходит до $3,5\rho \frac{v^2}{2}$ и образует два повышения с обоих краев рога и глубокую впадину — уменьшение нагрузки посередине. Эти повышения нагрузки получаются за счет добавочного разрежения на верхней стороне рога: очевидно, сорвавшиеся с краев рога вихри, не успевшие разойтись, и создают добавочное разрежение у верхней стороны рулей.

Фиг. 30, 2 и Фиг. 5 показывают работу руля высоты при $\alpha = 0$; $\delta_r = +20^\circ$ в случае осевой компенсации руля. Отчетливо видно падение нагрузки у передней кромки и местные повышения нагрузки у шарниров руля. Фиг. 35 дает представление о полной нагрузке на руль и стабилизатор в случае $\alpha = 0$; $\delta_r = +10^\circ$. Как мы видим, на стабилизаторе можно отметить сильное падение нагрузки в средней его части, чего нельзя сказать в случае некомпенсированных рулей и роговой компенсации. Для сравнения дана нагрузка при том же режиме, для некомпенсированного оперения (фиг. 36).

Для объяснения сущности явления при условии штопора были проделаны дополнительно съемки спектра потока при помощи шелковинок при режиме $\alpha = 50^\circ$. Как явствует из фиг. 31, являющейся обработкой фотоснимков, внешний поток в этом случае обтекает не руль, а как бы некоторое твердое тело, границы которого расположены по линиям, отделяющим поток от так называемой „зоны мертвого воздуха“, которую правильнее назвать „зоной пониженного давления“. Внутри этой зоны нет вообще никакого упорядоченного течения: либо имеются случайные токи и вихри, либо обратные токи; только кое-где по краям зоны можно наблюдать течение в направлении основного потока с очень малой скоростью и сильно завихренное.

Влияние вертикального отклонения на
горизонтальное при $\alpha=50^\circ$; $\beta=30^\circ$

15
125
10
0.75
5
0.25



Нагрузка на горизонт. отклонение в процентном вертикальном отклонении
33 Нагрузка на изогнутое горизонтальное отклонение

Незатененная сторона.
Затененная сторона.
Незатененная сторона.
Затененная сторона.

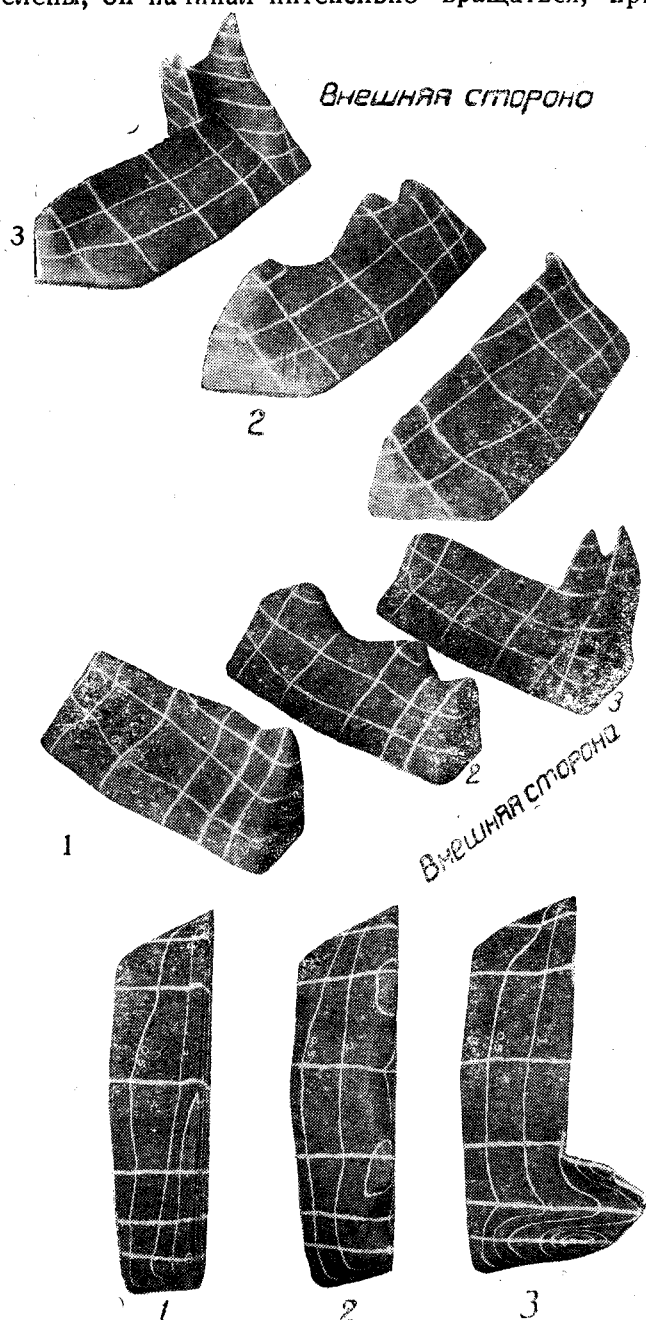
Фиг. 29.

Кроме этого, было проведено качественное исследование потока при помощи специального приборчика¹. Прибор состоял из двустороннего флюгерка, насаженного на тонкую ось (фиг. 32). Попадая в зону вихревой пелены, он начинал интенсивно вращаться, причем число оборотов его

(очевидно, выражаясь схематически, пропорциональное напряжению вихря) доходило на глаз до 1500 — 2000 в минуту. Благодаря своей высокой чувствительности он оказался очень удобным для нахождения завихренных зон потока. При помощи этого флюгерка удалось убедиться в том, что картина потока за оперением совершенно идентична с потоком за крылом. Вихревые усы в закритическом режиме существуют так же, как и в предкритическом, и срываются с крыла на небольшом расстоянии внутрь от края крыла.

Кроме того, на некотором расстоянии от крайних усов внутрь крыла можно обнаружить другие усы с обратным вращением, хотя с гораздо меньшим напряжением. В других местах никаких вихрей с осями вдоль по потоку обнаружить не удалось (фиг. 33).

Данная картина понятна, так как выделение усов происходит там, где наиболее крут наклон кривой $\frac{dJ}{dx}$; если же мы посмотрим на обычный характер этой кривой на больших углах атаки, то получим фиг. 34, которая указывает места наибольшей величины $\frac{dJ}{dx}$, являющиеся пунктами отхождения вихревых усов от оперения.

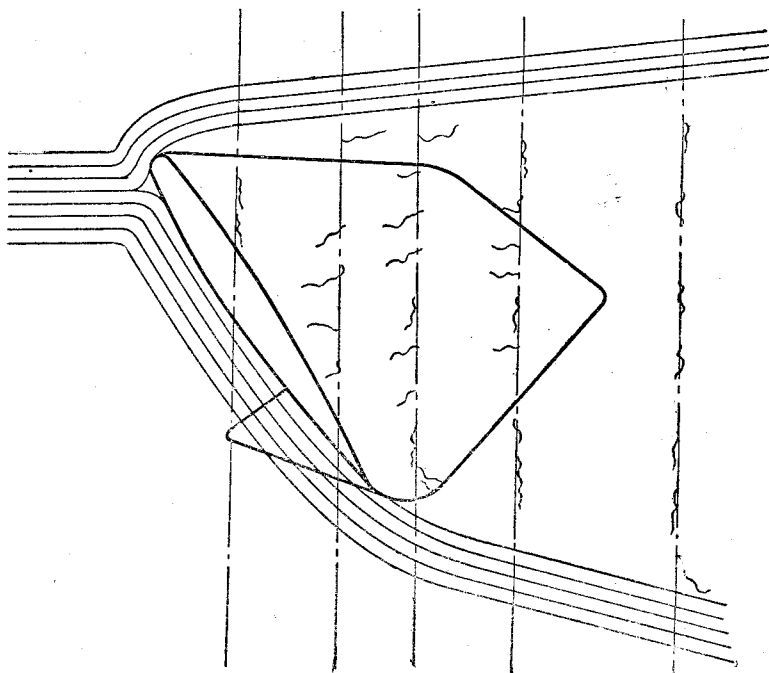


Фиг. 30. Макеты нагрузки на рули с различными типами компенсации при $\alpha = 0$, $\delta_r = +20^\circ$; 1 — без компенсации; 2 — осевая компенсация; 3 — роговая компенсация. Цифры на макетах соответствуют долям скоростного напора.

¹ Спроектирован крыловой секцией ЭАО.

На эту индуктивную картину накладывается вихревая пелена Кармана, внутренние границы которой нанесены на фиг. 31. Она образует бочкообразную поверхность, простирающуюся в диффузор трубы настолько далеко, что конца ее мы обнаружить не смогли. Интенсивность вихревой пелены значительно больше, чем у индуктивных усов, о чем можно судить по скорости вращения флюгерка. Внутри всей этой бочкообразной поверхности картина потока весьма неопределенна с преобладанием обратных токов воздуха.

Основываясь на этих опытах, а также на исследованиях Феджа (Fage)¹ и Петерсона (Petersohn)², проводивших эксперименты над потоком в закритических зонах, можно представить себе явление проходящим следующим образом.



Фиг. 31.

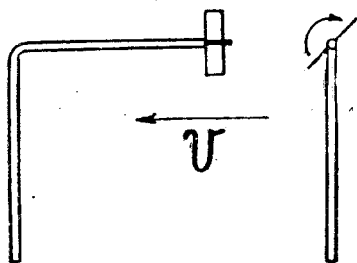
За точкой срыва струй начинается интенсивное образование дорожки Кармана, причем образуются расширяющиеся вихревые пелены с криволинейными расходящимися формами, при хорошо установившемся движении около тела, создающего срыв. При удалении тела от пелены отрываются отдельные вихревые массы, придающие движению пульсирующий характер. Так как согласно опытным данным в закритическом режиме удлинение, размеры, форма и даже угол атаки (в некоторых пределах) очень мало влияют на сущность явления, то все выводы легко распространяются на исследуемый нами случай. В вихревой пелене существует градиент скорости с очень быстрым возрастанием ее от $0,15 v_{\infty}$ у внутренней границы пелены (отделяющей пелену от зоны пониженного давления) до $1,37 v_{\infty}$ у внешней (отделяющей пелену от потенциального потока) при полном отсутствии пульсации у этой внешней границы вблизи крыла. Если величина скорости вдоль потока у внутренней границы постепенно повышается по мере удаления от тела, то скорость у внешней границы вихревой пелены и несколько дальше во внешнем невихренном

¹ A. Fage, Some recent experiments on fluid motion „R. A. S.“ April, 1928.

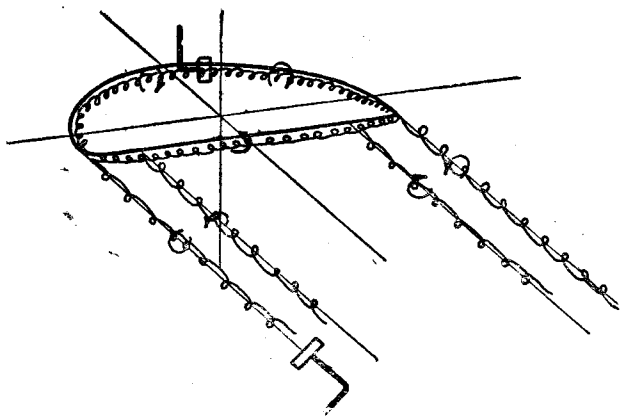
² E. Petersohn, Abwindmessungen hinter Tragflügeln mit abgerissener Strömung. „Z. F. M.“, № 10, 1931.

потоке ($1,37 v_\infty$) сохраняется постоянной на большом расстоянии от тела. Внутри „мертвой зоны“ наблюдается понижение давления как полного, так и статического, и на больших углах атаки (45° и выше) это давление держится постоянным по всему сечению с минимумами по краям около тела; эти минимумы объясняются интенсивным вихрением при образовании вихревой дорожки. На меньших углах (30° и ниже) наличие циркуляции несколько искажает эту картину, уменьшая давление в верхней части зоны по сравнению с нижней (при больших углах это явление едва заметно). Наиболее интенсивное вихрение, характеризующееся безразмерной величиной $\left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y}\right) \frac{b}{v}$ (где b — хорда крыла; u и v — компоненты скорости в направлении осей x и y), проходит посреди пелены на $0,6$ ширины, считая от внутренней границы. Вне завихренной зоны скорость продолжает сохранять свою повышенную величину еще на некотором расстоянии, а затем будет падать.

Все вышесказанное хорошо объясняет работу затененного вертикального оперения. При $\alpha = 30^\circ$ образующаяся за горизон-

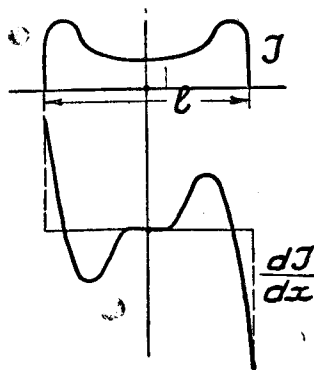


Фиг. 32. Шупик для нахождения завихренных зон.



Фиг. 33. Вихревая схема горизонтального изолированного оперения.

тальным оперением зона мертвого воздуха неширока, поэтому потеря эффективности за счет понижения давления (аэродинамическая тень) частично компенсируется повышением скорости в вихревой пелене, окружающей тень; так как скорость в пелене повышается до 37% , то часть



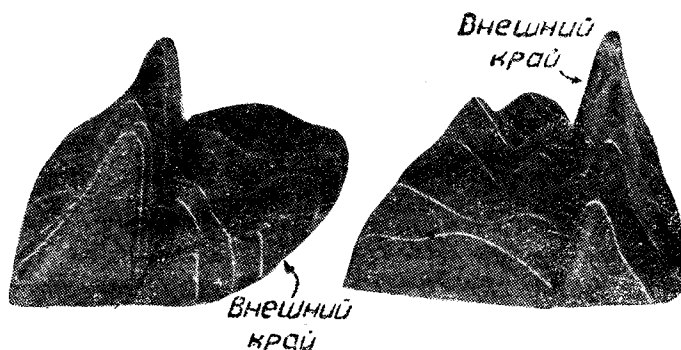
фиг. 34.

вертикального оперения работает с почти двойной эффективностью. При угле атаки горизонтального оперения, соответствующем столь большой ширине зоны пониженного давления, что вертикальное оперение полностью входит в зону, нагрузка на вертикальное оперение будет соответствовать тому статическому давлению которое в зоне существует (скоростной напор может быть или равным нулю или даже отрицательным), и поэтому ни изменение угла β , ни даже возможное отклонение руля, если он не выходит из зоны пониженного давления, не повысят эффективности оперения и могут привести самолет к гибели.

В. С. Пышнов в своей книге¹, учитывая работу оперения в штопоре

¹ В. С. Пышнов, Штопор самолетов, 1929.

допустил возможность оценки его эффективности путем построения световых теней и принятия в учет только площади, лежащей вне тени. Конечно, с физической точки зрения пока не придумано никакой аналогии явлению обтекания тела вязкой жидкостью в закритическом режиме, но все же с целью сравнения мы попытались сделать подсчет методом Пышнова, построив тень от горизонтального оперения в параллельном световом пучке для случая $\alpha = 30^\circ$; $\beta = 30^\circ$ (на фиг. 25—27 эта тень нанесена пунктиром).



Фиг. 35. Макет нагрузки на горизонтальное оперение при $\alpha = 0$; $\delta_r = +10^\circ$. Рули с осевой компенсацией.

Взяв по характеристике распределения давления на вертикальном оперении отношение

$$\frac{\text{нагрузка на затененном вертикальном оперении}}{\text{нагрузка на незатененном вертикальном оперении}},$$

получаем цифру 46,2%, характеризующую эффективность затененного вертикального оперения по сравнению с незатененным.

Воспользовавшись методом Пышнова (считая эффективность пропорциональной незатененной площади оперения), получаем отношение:

$$\frac{\text{незатененная площадь}}{\text{полная площадь}} = 0,756 = 75,6\%.$$

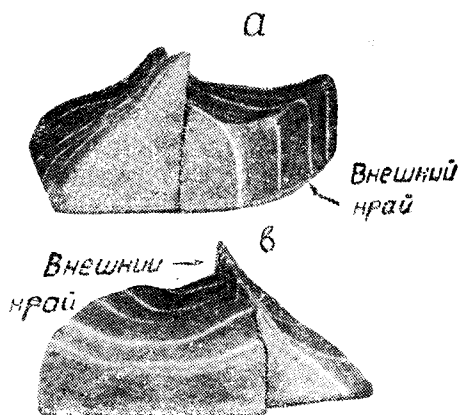
Как видим, цифры расходятся очень значительно. Если мы воспользуемся материалом Пышнова, данным им в виде графиков в его работе, то для оперения, несколько отличающегося от испытанного нами, получим:

$$\frac{\text{незатененная площадь}}{\text{полная площадь}} = 0,52.$$

Таким образом форма оперения (как вертикального, так и горизонтального) очень сильно влияет на затенение вертикального оперения.

Несовпадение двух вышеприведенных цифр эффективности вертикального оперения — из опыта (46,2% от изолированного) и подсчитанной по методу Пышнова (76,5% от изолированного) — приводит к выводу, что метод Пышнова не дает хорошего результата в случае $\alpha = 30^\circ$. Кроме того, ясно, что форма оперения имеет большое значение (сопоставление 75,6% для Р-3 и 52% для оперения, исследованного Пышновым).

Что же касается плоского штопора ($\alpha = 50^\circ$), то применять построе-



Фиг. 36. Макет нагрузки на горизонтальное оперение при $\alpha = 0$, $\delta_r = +10^\circ$. Рули некомпенсированные.

ние световой тени, очевидно, тоже нельзя, так как нагрузка на вертикальное оперение получается даже с обратным знаком. Очевидно, что в этих случаях нужно для учета затенения располагать соответствующими опытными коэффициентами. Для горизонтального оперения учитывать тень от вертикального оперения не требуется, как об этом было сказано выше.

14. Применение выводов к целям конструирования оперения

Горизонтальное оперение

Исследуя влияние компенсации рулей на характеристики нагрузок на оперение, можно сказать следующее.

Некомпенсированные рули невыгодны из-за больших нагрузок на ручку и педаль.

При роговой компенсации, в случае малого угла отклонения руля, центр давления на роге перемещается вперед (фиг. 8); вследствие этого явления роговая компенсация эффективна при малых отклонениях рулей. При большем отклонении рулей (20°) центр давления на роге лежит ближе к оси шарнира, — активное плечо компенсатора уменьшается, эффективность компенсатора падает. Кроме того, неприятно сильно возрастающее лобовое сопротивление рога, вибрации в случае динамической неуравновешенности руля и повышение нагрузок на компенсаторе, превышающих нормы прочности.

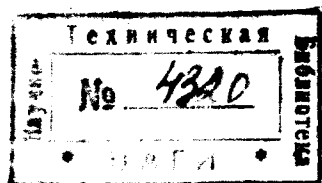
Осевая компенсация, наиболее излюбленная конструкторами, не дает на малых углах отклонения руля перемещения центра давления вперед, но изменение угла отклонения руля мало влияет на движение центра давления на руле, поэтому активное плечо шарнирного момента остается мало изменяющимся.

Наличие щели между рулем и стабилизатором вызывает падение эффективности. Нагрузки падают, в основном, на стабилизаторе. Таким образом задача улучшения работы оперения с осевой компенсацией, очевидно, связана с улучшением щели между стабилизатором и рулем.

Вертикальное оперение

Нужно отметить необходимость проектирования такого вертикального оперения, которое давало бы возможность выхода из плоского штопора. Из анализа распределения давления видно, что таким оперением будет выходящее из пределов зоны пониженного давления, т. е. развивающееся вперед верхней частью и назад нижней частью. Если нельзя поднять вверх горизонтальное оперение, то различные модификации горизонтального оперения без его коренной переделки и без изменений вертикального дадут меньшее увеличение эффективности вертикального оперения, так как они обычно улучшают нижнюю часть руля, работающую и без модификации.

Выдвижение киля вперед, надо думать, должно сказаться очень благоприятно, так как передняя зона вертикального оперения будет работать хорошо на всех режимах вне зависимости от отклонения руля.



Summary

The work was carried out with the purpose of an experimental investigation of the tail unit under various working conditions and based on the pressure distribution method. This method gives a physical model of the phenomenon as it throws some light on the problem of loads on the tail unit at various positions of the aeroplane.

The author has developed the experimental side of the method as well as the way of interpreting and presenting the results and established the degree of accuracy, obtainable with the pressure distribution method at various positions of the tail surfaces.

The work was carried out under normal flying conditions as well as during spins both normal ($\alpha = 30^\circ$) and flat ($\alpha = 50^\circ$) on a model tail unit of an existing aircraft.

The work discusses:

- 1) The methods of pressure distribution measurement in a wind tunnel.
- 2) The physical model of the phenomenon under the most interesting flying conditions.
- 3) The influence of different types of rudder and elevator balance of the aerodynamic characteristics of the tail unit.

The investigation gives some suggestions regarding the development and improvement of tail unit Load Factor Requirements and anti-spinning tail unit design. At the same time being based on the physical model of the phenomenon it permits a more rational use of different types of rudder and elevator balance and indicates some means of improving the existing types of balance.

Further it is supposed to compare the wind tunnel data with the aerodynamic characteristics of the tail unit as determined in flight and also to investigate the slipstream effect (in the wind tunnel).

~~35185~~

~~0200~~