

Определение средней аэродинамической хорды (практический прием)



(Wagner - Aviation Handbook, 1931, стр. 111-113).

Т ПРОБЕРАНО 1952 г.

Средней аэродинамической хордой, называется хорда воображаемого крыла, результирующая сила давления воздуха, на который для всех режимов полета идентична с силой давления изучаемого крыла. Заменой данного крыла, таким образом, некоторым воображаемым не дает возможности совершенно точно определить силы аэродинамических давлений, но дает возможность при отсутствии данных опытного изучения оценить силы давления воздуха на проектируемое крыло.

а) Прямоугольное крыло.

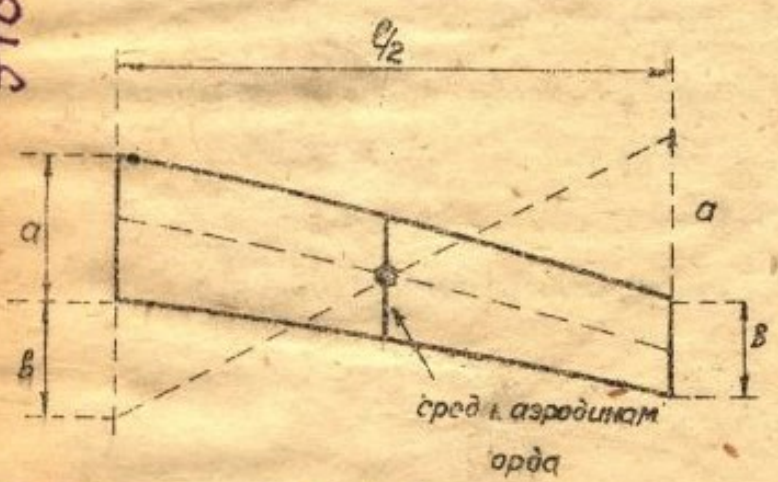
Средняя геометрическая хорда идентична с хордой крыла и имеет то же расположение

б) Трапециевидное крыло.

3995

51899

56815



Средняя а. хорда проходит через центр тяжести. Площади крыла, передняя и задняя кромки ее лежат на прямых соединяющих передние и задние кромки среднего и концевого профилей.

Фиг. 1

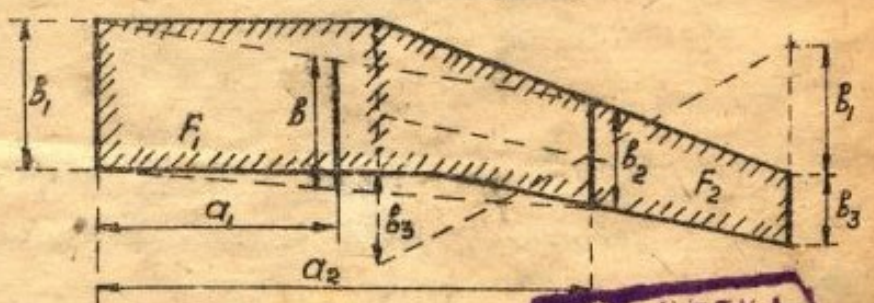
ПЕРЕОБЛІК 2002 р.

в) Также с центрипланом.

Средняя а. хорда в на- ходится построениями, ука- занными на фиг. 2, пользуясь уравнением

$a_1(F_1 + F_2) = a_2 F_2$

по которому находится a , и



Фиг. 2.

БИБЛИОТЕКА

зависящая от α , величина хорды b .

д) Биплан.

Площадь эквивалентного моноплана получается следующим способом, пользуясь фиг. 3.

Обозначая $e = \frac{C_{y1}}{C_{y2}}$,

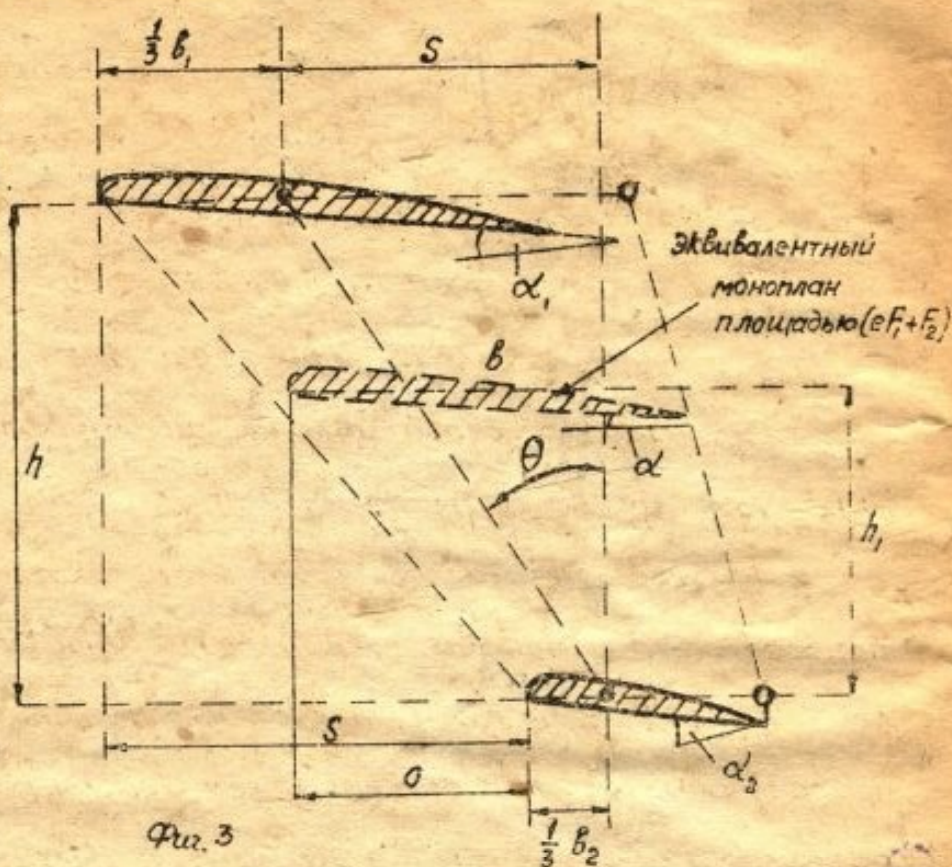
F_1 - площадь верхнего крыла

F_2 - " нижнего "

b_1 - средняя аэродинамическая хорда верхнего крыла,

b_2 - средняя аэродинамическая хорда нижнего крыла.

При определении площадей крыльев F_1 и F_2 включается 0,5 площади приходящейся на фюзеляж и 0,25 площади моторной gondoly.



Получим среднюю аэродинамическую хорду коробки биплана:

$$b = \frac{e \cdot b_1 \cdot F_1 + b_2 \cdot F_2}{e F_1 + F_2}$$

на высоте h_1 от нижнего крыла, определяемой выражением:

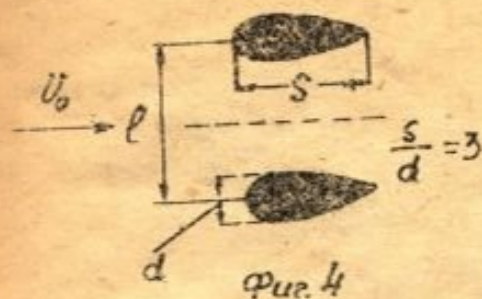
$$h_1 = \frac{h \cdot e \cdot F_1}{e F_1 + F_2}; \quad o = \frac{s \cdot h_1}{h}$$

Если углы атаки верхнего крыла α_1 , нижнего крыла α_2 , то угол атаки эквивалентного моноплана

$$\alpha = \frac{\alpha_1 \cdot F_1 + \alpha_2 \cdot F_2}{F_1 + F_2}$$

в) Интерференция частей аэроплана

Части аэроплана, расположенные вблизи одна от другой, влияют на изменение формы движения воздуха обтекающего их; этим можно создать как увеличение так и уменьшение сопротивления их.



1. Сопротивление двух стоек с толщиной d , находящихся на расстоянии l , зависит от отношения l/d .

Принимая сопротивление изолированной стойки = 1, получим сопротивление стойки

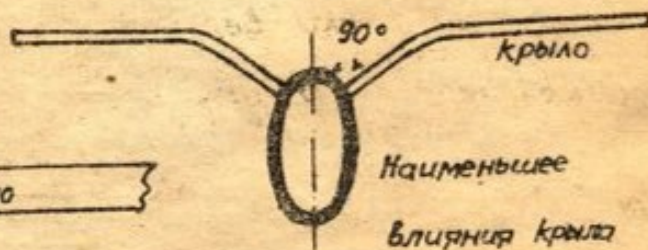
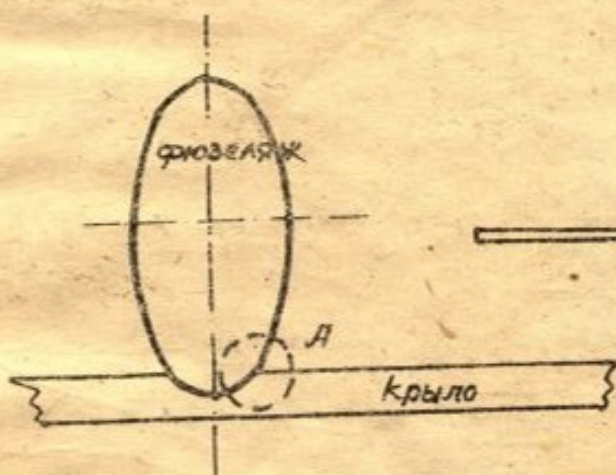
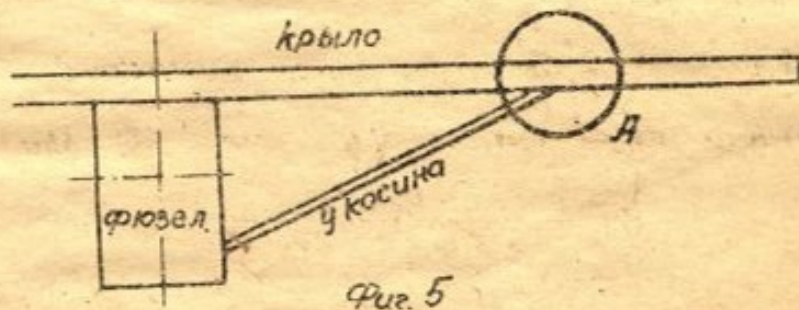
вблизи другой:

$$\frac{l}{d} = \infty; 4,9; 3,97; 2,89$$

$$P = 1; 1,04; 1,08; 1,10$$

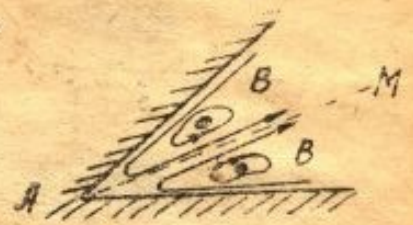
Таким образом, сопротивление увеличивается на 10% при сближении стоек на расстояние = $2,89 d$.

2. Интерференция в особенности оказывается значительной при присоединении частей между собой, при присоединении стоек к крылу, крыла к фюзеляжу, в особенности значительно влияние, если части присоединяются под острым углом (см. фиг. 5, 6 место А). При этом образуется канал расширяющийся к выходу.



При движении в таком, расширяющемся канале создаются дополнительные сопротивления.

При движении между двумя плоскостями сходящимися под острым углом (фиг. 7), в углу потери энергии значительно увеличиваются, поэтому создаются движения к вершине угла по обоим плоскостям, выходящие внутри угла по линии АМ.

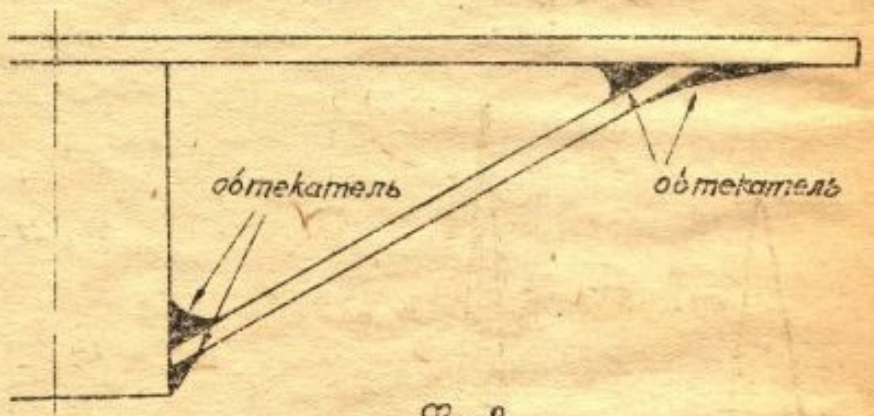


Фиг. 7

В результате этих движений образуются вихревые движения В, В (фиг. 7) являющиеся источником дополнительного сопротивления. В случае образования острого угла при присоединении крыла к фюзеляжу (фиг. 6) образующиеся завихрения вредны не только тем, что они влекут за собой добавочные сопротивления, но они вызывают аэродинамические удары в хвостовой части (вафтинг)* вызывающие значительные механические воздействия, вызывающие иногда разрушение частей аэроплана.

Устранение вредного влияния острых углов достигается обтекателями (зализы, фрейринг) (см. фиг. 8 и 9) [фиг. 9 см. стр. 5]

Обтекатели должны так заполнять углы, чтобы устранено было расширение струи, протекающей вдоль обтекателя



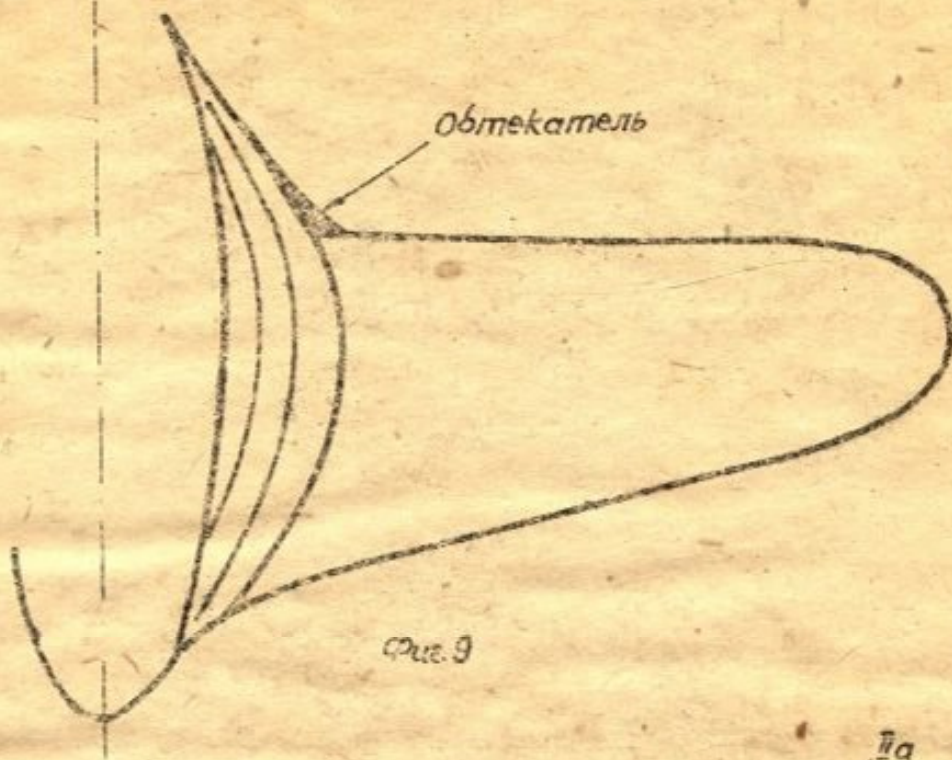
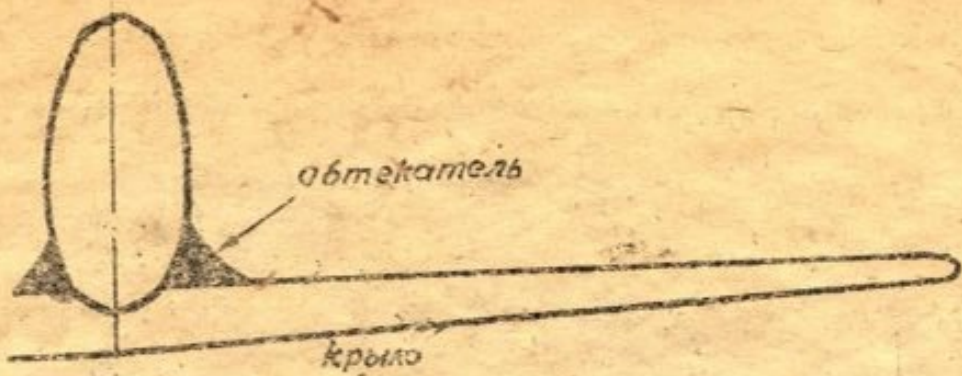
Фиг. 8

Более подробно см. Справочник авиаконструктора I, стр. 295-306)

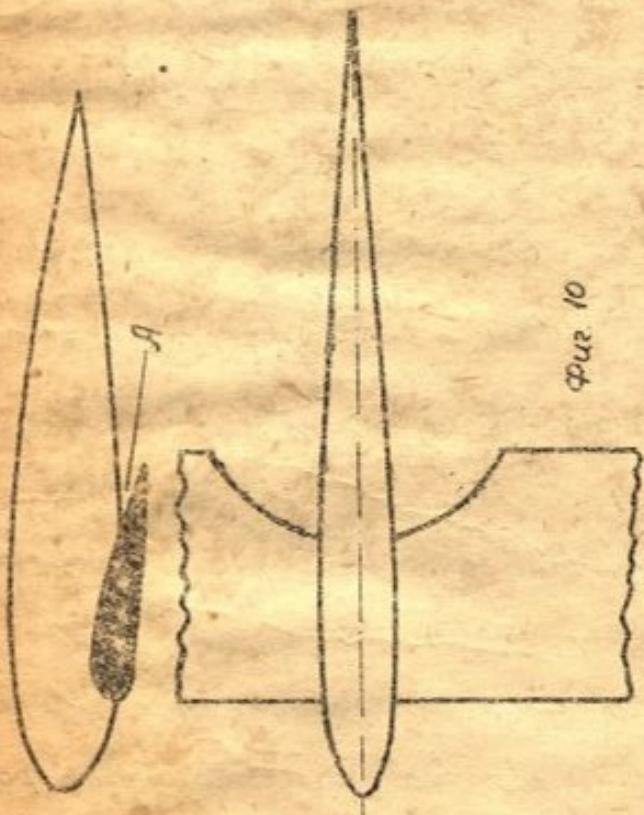
3. При нижнем расположении крыла (фиг. 10, см. стр. 5) значительное сопротивление получается, если между фюзеляжем и крылом образуется пространство А. В данном случае рекомендуется в этом месте срезать крылья, как указано в плане фиг. 10.

4. Большое влияние на сопротивление оказывает форма и расположение gondoly на крыле. На фиг. 11а, б (стр. 5) представлена форма модели и результаты изучения ее, из которой видно влияние

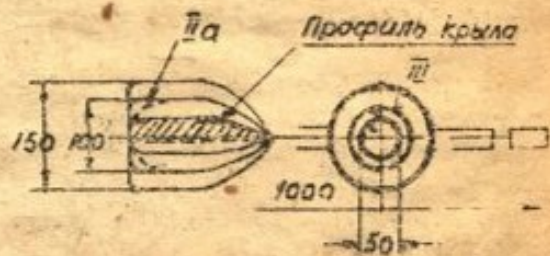
* См об этом ниже



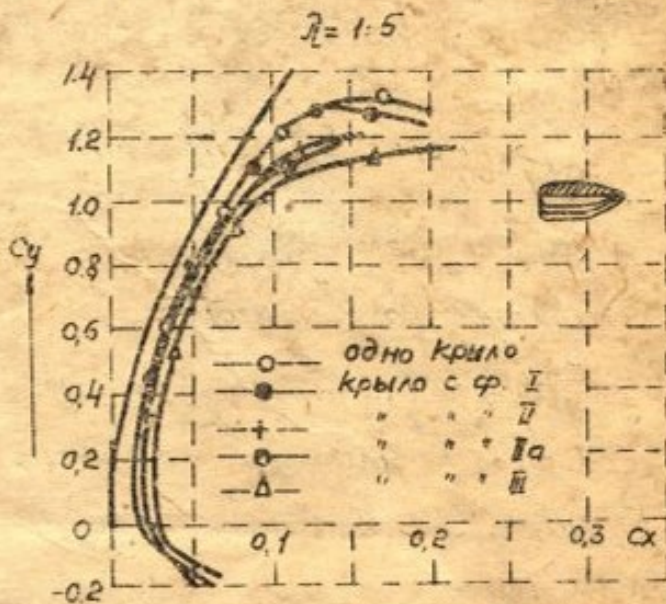
Фиг. 9



Фиг. 10



Фиг. 11а

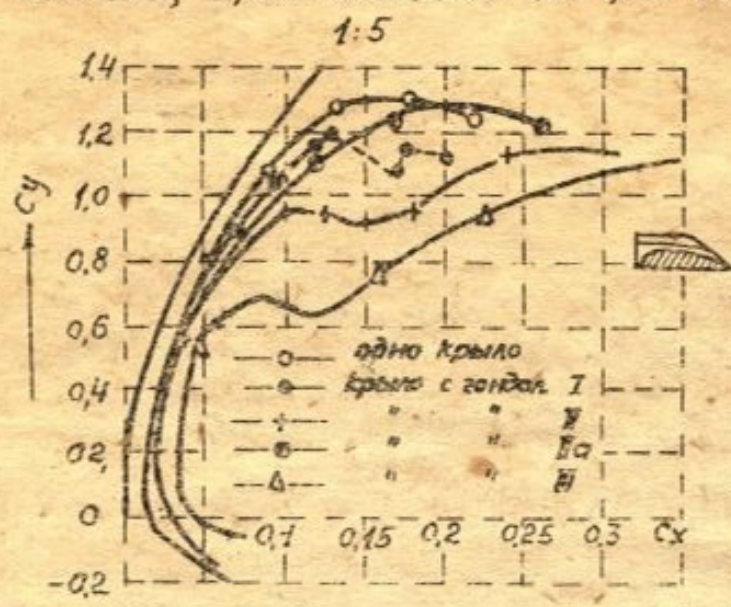


Фиг. 11Б

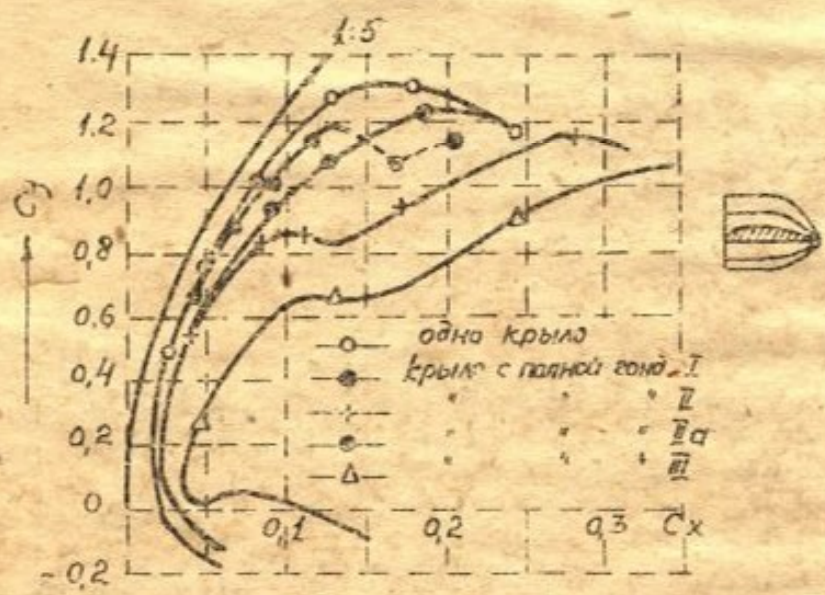
(Крыло с нижней половиной тандема)

формы и величины гондолы.

На фиг. 11 в. представлены характеристики, когда применена нижняя половина гондолы, представленной на фиг. 11 а.



Фиг. 12. Крыло с верхней половиной гондолы

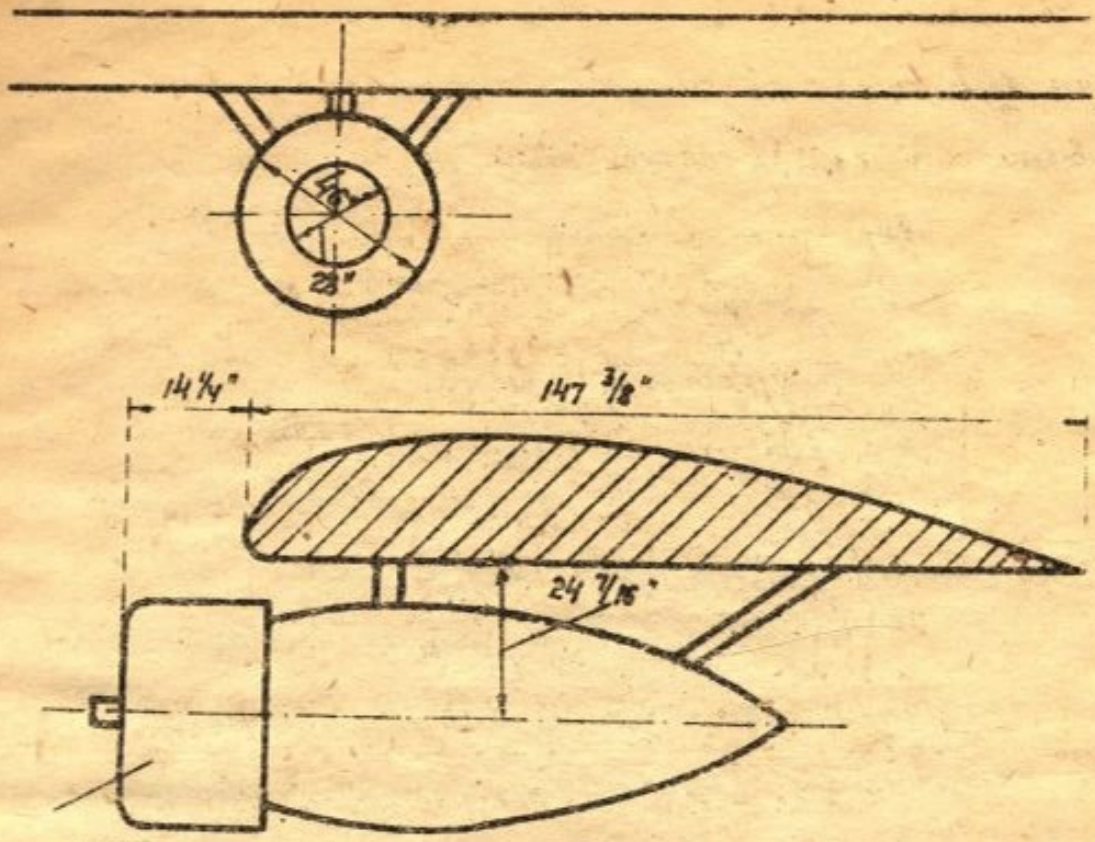


Фиг. 13. Крыло с полной гондолой.

Из сравнения фиг. 11 в, 12 и 13 видно преимущество нижнего расположения гондолы.

Аналогичные опыты проведены в США в Лэнглей Фильд, представлены на фиг. 14, 15 и 16 (см. стр. 7).

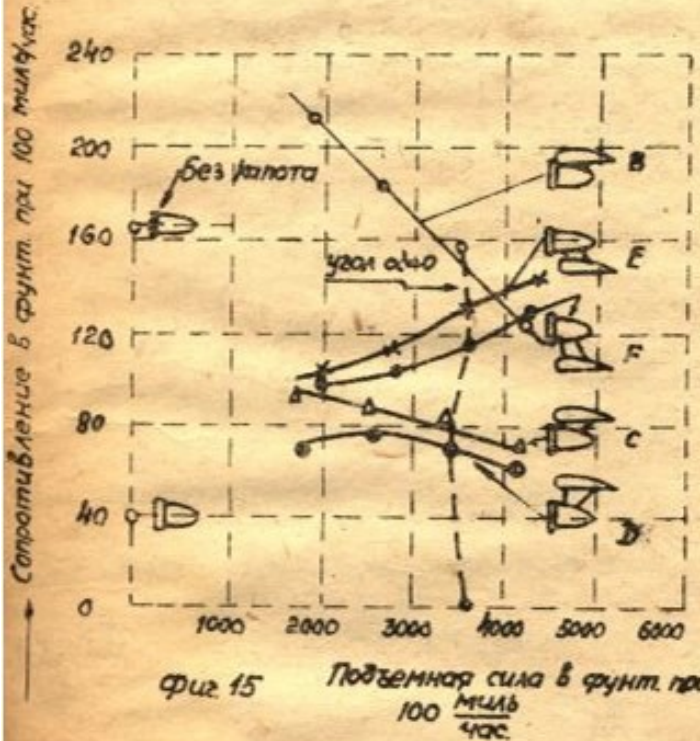
На фиг. 15 и 16 приведены значения сопротивления крыла вместе с гондолой без сопротивления крыла испытанного изолировано (без гондолы), таким образом, на этих фигурах представлено сопротивление гондолы находящейся в присутствии крыла. Сравнение E и D, F и C



Капот НАСА

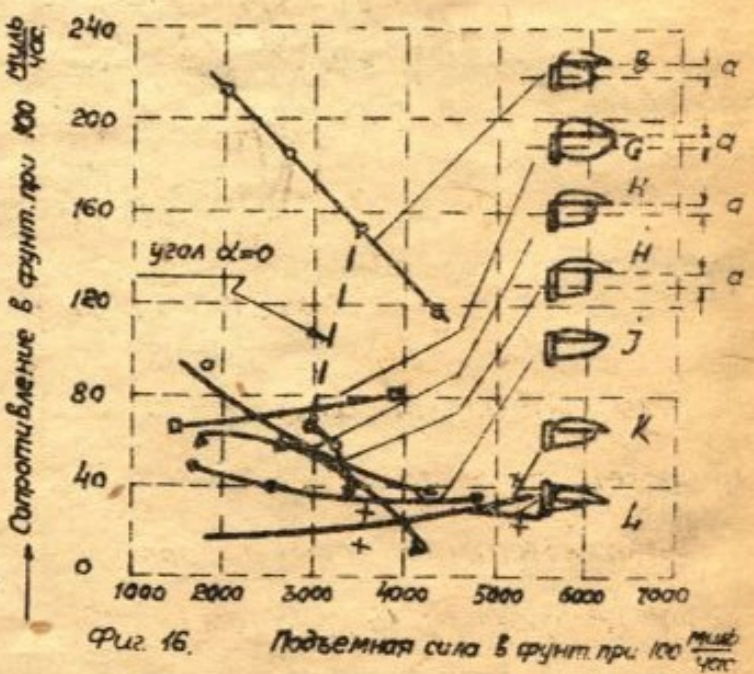
Фиг. 14

Общий вид модели с нижним расположением гондолы.



Фиг. 15

Подъемная сила в фунт. при 100 миль/час.



Фиг. 16.

Подъемная сила в фунт. при 100 миль/час.

(фиг. 15) показывает влияние крыла на сопротивление гондолы; нахождение гондолы сверху крыла в ускоренном потоке приводит к увеличению сопротивления по сравнению с положением гондолы под крылом в замедленном потоке. На фиг. 16 (G до L) гондола и крыло соединены в

единую конструкцию; это приводит к значительному уменьшению сопротивления gondoly, особенно в случае J, K и L.*)

Примечание: Значение обтекателей по фиг. 8 и 9 уменьшается при увеличении гладкости поверхностей взаимно примыкающих частей.

При полированных поверхностях не требуется применения развитых обтекателей.

4 Шутки, тормоза, цапы.

В быстроходной авиации необходимы временно действующие устройства имеющие своей целью уменьшение скорости полета для создания безопасных условий взлета и посадки

Значительное уменьшение скорости полета требует значительного увеличения $C_{y\max}$

Из выражения веса самолета:

$$G = \rho \cdot C_{y\max} \cdot S \cdot \frac{V_0^2 \min}{2} = C_{y\max} \cdot q_{\min} \cdot S$$

при взлете или посадке и

$$G = \rho C_{y\max} S \frac{V_0^2}{2} = C_{y\max} q \cdot S$$

при нормальном режиме полета; получается соотношение:

$$\frac{C_{y\max}}{C_y} = \left(\frac{V_0}{V_0 \min} \right)^2$$

*) Более подробно по вопросу интерференции крыла и фюзеляжа см. ЛАСЯ Report N-540 и 575

Принимая $\frac{V_a}{V_{0\text{min}}} = 3,5$, получим.

$$\frac{C_{y\text{max}}}{C_y} = 12,2$$

Для обыкновенного крыла при числах Рейнольдса $Re \sim 8 \cdot 10^6 - 10 \cdot 10^6$

$C_{y\text{max}} = 1,2 - 1,4$; при этом при нормальном полете $C_y = 0,100$.

В современных быстроходных самолетах C_y принимается 0,150 до 0,260; при $V_a/V_{0\text{min}} = 3,5$ значение $C_{y\text{max}} = 1,82$ до 3,0.

Таким образом неизбежны специальные устройства для повышения $C_{y\text{max}}$ нормального крыла.

Устройства эти бывают следующих типов:

- 1- разрезные крылья, предкрылки, пред- и закрылки,
- 2- щитки,
- 3- крылья переменной площади (Щитки: Цап, Фаулер, Гал),
- 4- предкрылок в соединении со щитками.

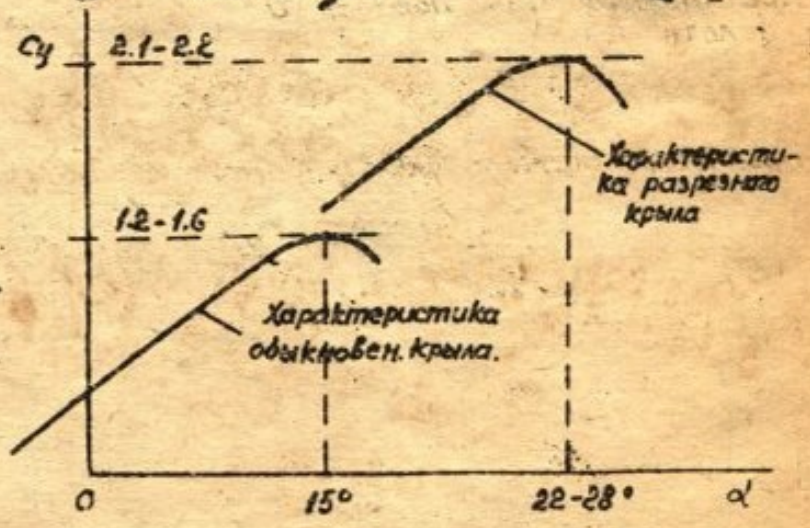
1. Разрезные крылья.












Действием щели на течение в пограничном слое достигается более устойчивое движение в пограничном слое, вследствие чего отрыв потока наступает при значительно большем угле атаки чем у простого крыла.



Характеристика разрезного крыла получается, как продолжение характеристики простого крыла (фиг. 18) с отрывом потока при угле атаки $\alpha \sim 22^\circ - 28^\circ$.



На фиг. 17 приведены результаты испытания некоторых форм разрезных крыльев с предкрылком и закрылком. Наиболее эффективно получается крыло при устройстве предкрылка с закрылком.

	1	2	3	4	5	6	Увеличение подъемной силы (в %)		11	
							7	8		9
Немеханизированное крыло 1)		-	1,291	85,0	1,6	15	-	-	-	427
Крыло с закрылками		45	1,950	128,2	4,0	12	51	-	51	427
Крыло с разрезным закрылком и козырьком		45	1,980	120,5	4,0	12	53	1,5	42	427
Многоразрезное крыло с закрылками		45	2,442	117,5	4,0	16	89	25	38	427
Крыло с неподвижным предкрылком		-	1,772	73,8	5,3	24	37	нет	нет	427
Крыло с неподвижным вспомогательным крылышком ЛАСЯ 3)		0	1,705 3)	104,5	~3,5	24	32	»	23	428
Крыло с наилучшей формой неподвижным предкрылком ЛАСЯ 3)		-	1,648 3)	76,4	-	24	27	»	нет	402
Крыло с автоматическим предкрылком Хэнди Лейдж 3)		-	1,6 2 3)	114,2 3)	-	28	26	»	34,5 3)	400
Крыло с предкрылком и 30-крылышком		45	2,182	91,0	3,8	19	69	12	7	427

Угол отклонения закрылка (в градусах) α_3

$\frac{C_y}{C_x}$ (%)

$C_{y_{max}}$

$\frac{C_{y_{max}}}{C_{x_{min}}}$

$\left(\frac{C_y}{C_x}\right) C_{y_{max}} 2)$

Угол атаки крыла при максимальной подъемной силе (в градусах)

Увеличение подъемной силы (в %)

Увеличение (в %)

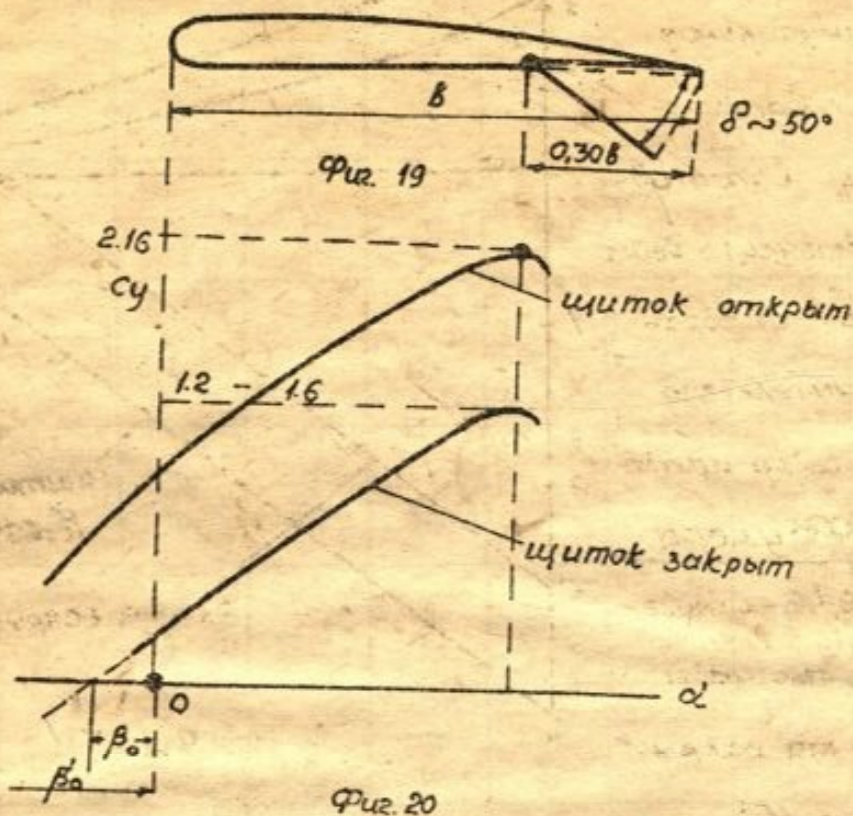
Относительно немеханизированного крыла 1)

Относительно крыла с закрылком

Ссылака на Rep ЛАСЯ

2. Щитки.

Действие щитка основано на том, что при открытом щитке увеличивается кривизна профиля; поэтому характеристика перемещается вверх

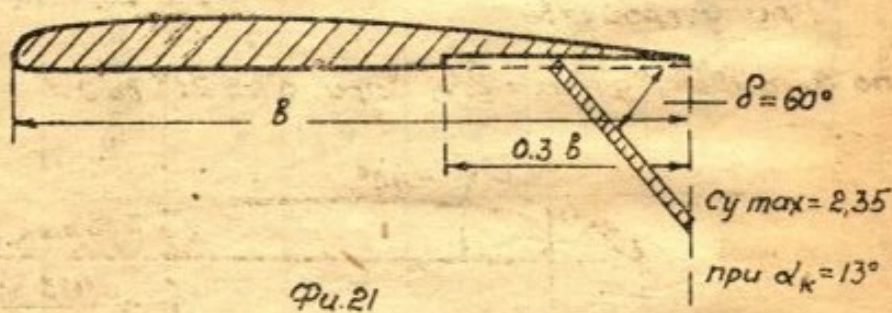


как указано на фиг. 20 от этого увеличивается $C_{y \max}$ до значения $= 2,16$

3. Передвижные щитки. (Крылья с переменной площадью)

а) Щиток Цап (Zap)

Щиток Цап имеет преимущество перед обыкновенным щитком (фиг. 20) в конструктивном отношении, вследствие



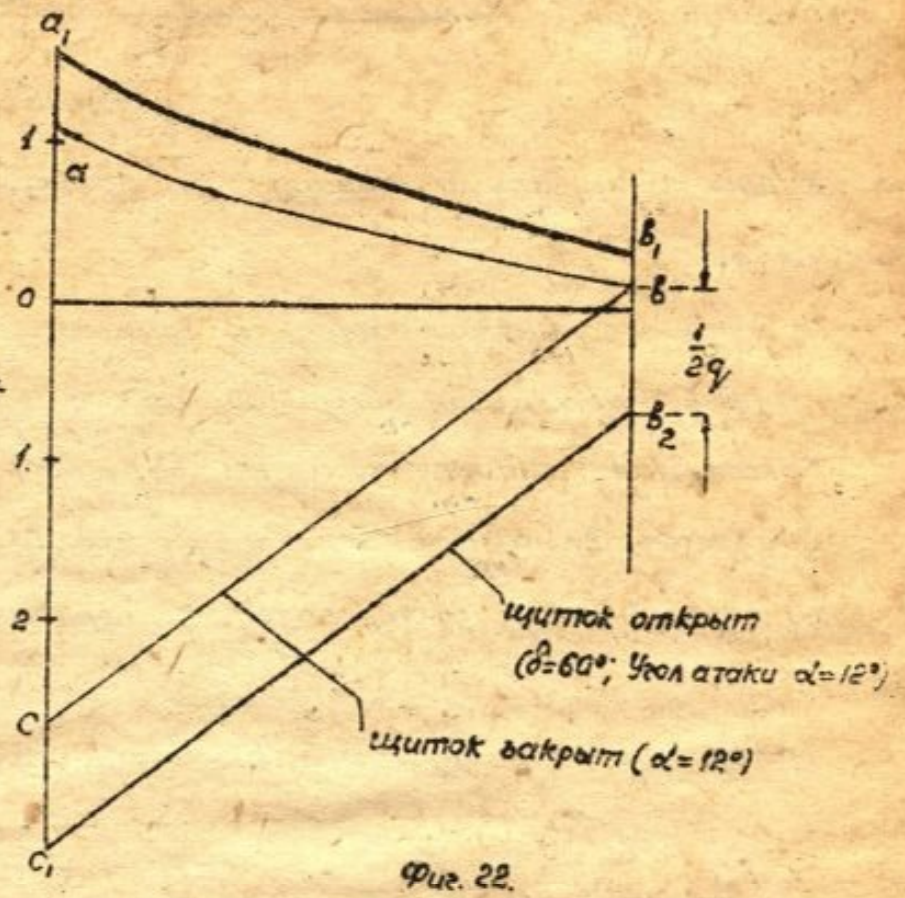
Фиг. 21

ввиду уменьшения силы перемещающей щиток.

Как простой щиток, так и щиток Цап, создают большое тормозящее действие вследствие значительного разрежения воздуха сзади щитка, достигающего величины $= \frac{1}{2} \rho$

Характерно изменение давления и разрежение при открытом

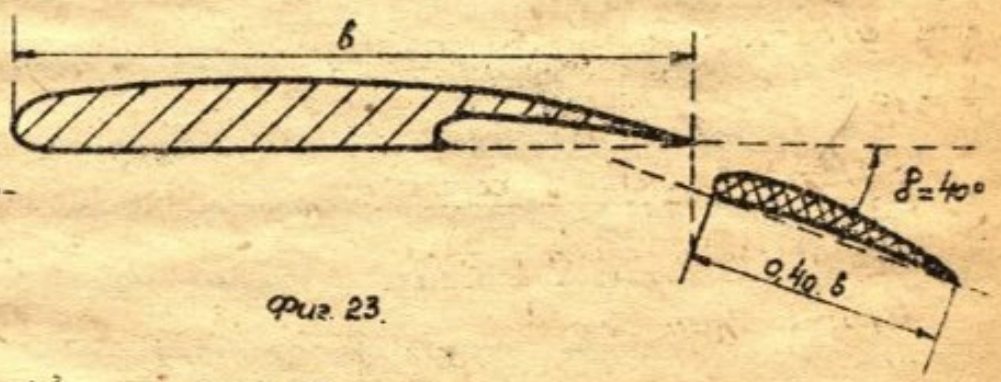
щитке (фиг. 22). При $C_{y\max}$ ($\alpha \sim 14^\circ$) при открытом щитке разрежение возрастает на всем профиле \sim на $\frac{1}{2}q$; также возрастает и давление на верхней стороне профиля. Этим определяется значительное увеличение поддерживающей силы. Сопротивление и тормозящее действие происходит от образования значительного разрежения сзади щитка



в) Щиток Фаулера.

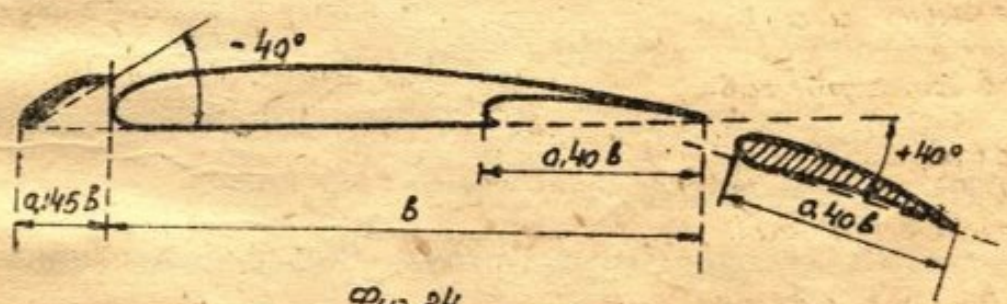
$C_{y\max} = 2,42$ - стнесено к полной площади крыла, включая закрылок, при $\alpha_k = 15^\circ$.

Устройство предкрылка при щитке Фаулера не дает большого эффекта.



Фиг. 23.

При устройстве по фиг. 24 $C_{y\max} = 2,49$ при $\alpha_k = 21^\circ$ до 25°



Фиг. 24

5. Интерсептор (преградитель)

Небольшая пластинка α на крыле создает обрыв потока, вследствие чего уменьшается C_y и увеличивается C_x . Влияния интерсептора на



Фиг. 25

характеристики крыла зависят от положения его на крыле и от высоты его h .

Положение интерсептора на нижней поверхности крыла оказывает очень небольшое влияние на C_y и небольшое на C_x .

Положение интерсептора на верхней стороне крыла оказывает значительное влияние на C_y и C_x ; это влияние тем больше, чем ближе расположен интерсептор к переднему краю крыла (НАСА, Реп. № 446).

Далее прочесть справочник Авиаконструктора I, стр. 139-159

iv. Переход от модели к натуре^{x)} (масштабный эффект)

При изучении моделей в аэродинамических трубах весьма существенным является получение характеристик действительной машины, по которым находятся значения поддерживающей силы и силы сопротивления ее или значения их коэффициентов C_y и C_x . Коэффициент C_y при небольших углах атаки определяется формой потенциального потока вне пограничного слоя и поэтому не зависит от размеров модели. В этом случае C_y зависит только от формы модели и угла атаки α .

При значительных углах атаки нарушается устойчивость движения в пограничном слое; движение это определяется вязкостью жидкости и турбулентностью внешнего потока. При больших углах атаки зависимость C_y от α не подчиняется закону потенциального потока но определяется только движением в пограничном слое. Для практических целей имеет главное значение в данном случае больших углов атаки значение $C_{y_{max}}$ и зависимость $C_{y_{max}}$ от размеров модели. По закону Берстеу ($\frac{V}{\sigma}$) рассматривается случай незначительных чисел Берстеу ($\frac{V}{\sigma}$)

динамического подобия $C_{yтаж}$, зависящее от формы движение вязкой жидкости в пограничном слое, находится в зависимости от числа Рейнольдса $Re = \frac{V \cdot b}{\nu}$. Так как форма движения в пограничном слое зависит также от формы модели, то $C_{yтаж}$ находится в зависимости от обоих указанных факторов: от Re и от формы модели.

Коэффициент сопротивления $C_x = C_i + C_r$ состоит из двух частей:

C_i - коэффициент индуктивного сопротивления, определяемый формой потенциального движения и независящий от формы движения в пограничном слое и размеров модели.

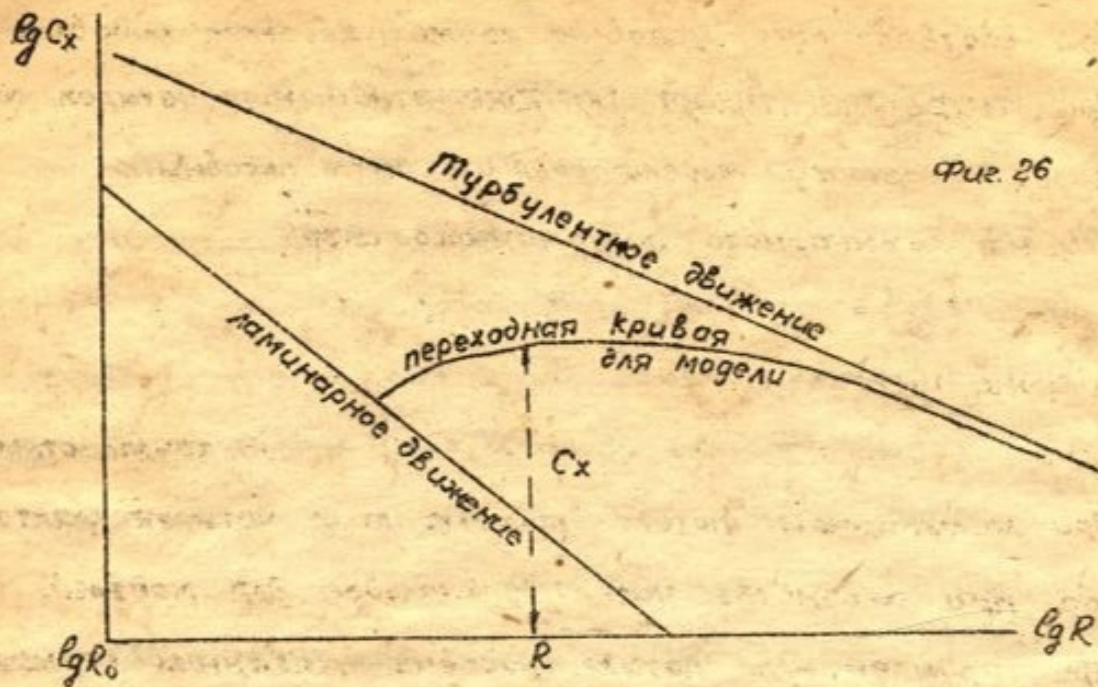
C_r - коэффициент сопротивления формы - зависит от движения в пограничном слое и зависит поэтому от формы модели и от числа Рейнольдса Re

Таким образом коэффициент C_x зависит от формы модели и числа Рейнольдса Re .

В настоящее время теоретическое нахождение зависимостей $C_{yтаж}$ и C_x от Re и формы модели не представляется возможным с точностью, необходимой для практических целей, поэтому применяется для этой цели исключительно метод опытного изучения модели в аэродинамических трубах. Как указано было выше (вып. I) большое значение имеет турбулентность потока в аэродинамической трубе.

Турбулентность и число Рейнольдса в отношении аэродинамических характеристик тела являются факторами масштабного эффекта (scale effect), при этом и влияние числа Рейнольдса приводится к влиянию турбулентности. Влияние турбулентности с одной стороны приводит к увеличению действительной вязкости ($\tau = \mu \frac{du}{dy}$); при увеличении числа Рейнольдса коэффициент сопротивления тела непрерывно и постепенно изменяется, находясь в зависимости от изменения отношения толщины пограничного слоя к длине тела (ЛЯСЯ ЗНВ) (фиг 60 на стр 14).

С другой стороны влияние турбулентности сказывается на



Фиг. 26

переходе от ламинарного к турбулентному течению в самом пограничном слое. При малой турбулентности точка перехода от ламинарного к турбулентному течению в пограничном слое находится дальше от точки втекания (разветвления); при этом большей протяженности ламинарный слой создает условие для более раннего отрыва. В этом кроется эффект раннего срыва, наблюдаемого при опытах с шаром и при определении максимума подъемной силы крыла ($C_{y\max}$).

Приведение коэффициентов сопротивления к действительному числу Рейнольдса получается произведением

коэффициента (фактор) турбулентности трубы на число Рейнольдса модели.

$$\text{Коэффициент (фактор) турб. трубы} = \frac{385000}{R_{\text{шара при } C_x = 0,30}}$$

Примеры сопоставления C_x и $C_{y\max}$ крыльев МЯСЯ 23012 и 23112 ($R=558$), найденных при испытании их в разных трубах показывают, что C_x и $C_{y\max}$ в функции R располагаются на общей кривой, представляющей закон изменения C_x и $C_{y\max}$ в зависимости от R .

Условия геометрического подобия различны при ламинарном и турбулентном потоках.

При ламинарном потоке равенство чисел Рейнольдса

моделей соответствует условию геометрического подобия модели

При турбулентном потоке отношения четырех основных размеров к размеру модели должны быть подобны:

1. толщина ламинарного пограничного слоя,
2. длина " " " "
3. толщина турбулентного " "
4. длина " " " до точки отрыва

При ламинарном потоке подобие этих четырех факторов получается при равенстве чисел Рейнольдса для моделей.

При турбулентном потоке, подобие указанных четырех факторов соблюдается при равенстве действительных чисел Рейнольдса для моделей, определяемых испытанием шара в а. трубе: действительное число Рейнольдса = $\frac{385000}{R_{c \text{ шара при } C_x=0,30}}$ x число Рейнольдса модели.

Это допущение объясняется тем, что при равенстве $C_x=0,30$ при разных значениях R_c шара для разных труб приблизительно допущение одинакового состояния движения в пограничном слое шара; поэтому при переходе к потоку с иной турбулентностью для сохранения подобия потока необходимо привести турбулентность потока трубы к турбулентности нового потока. Это достигается приведением числа Рейнольдса модели, как указано выше, умножением его на коэффициент (фактор) турбулентности трубы к числу Рейнольдса нетурбулентного потока.

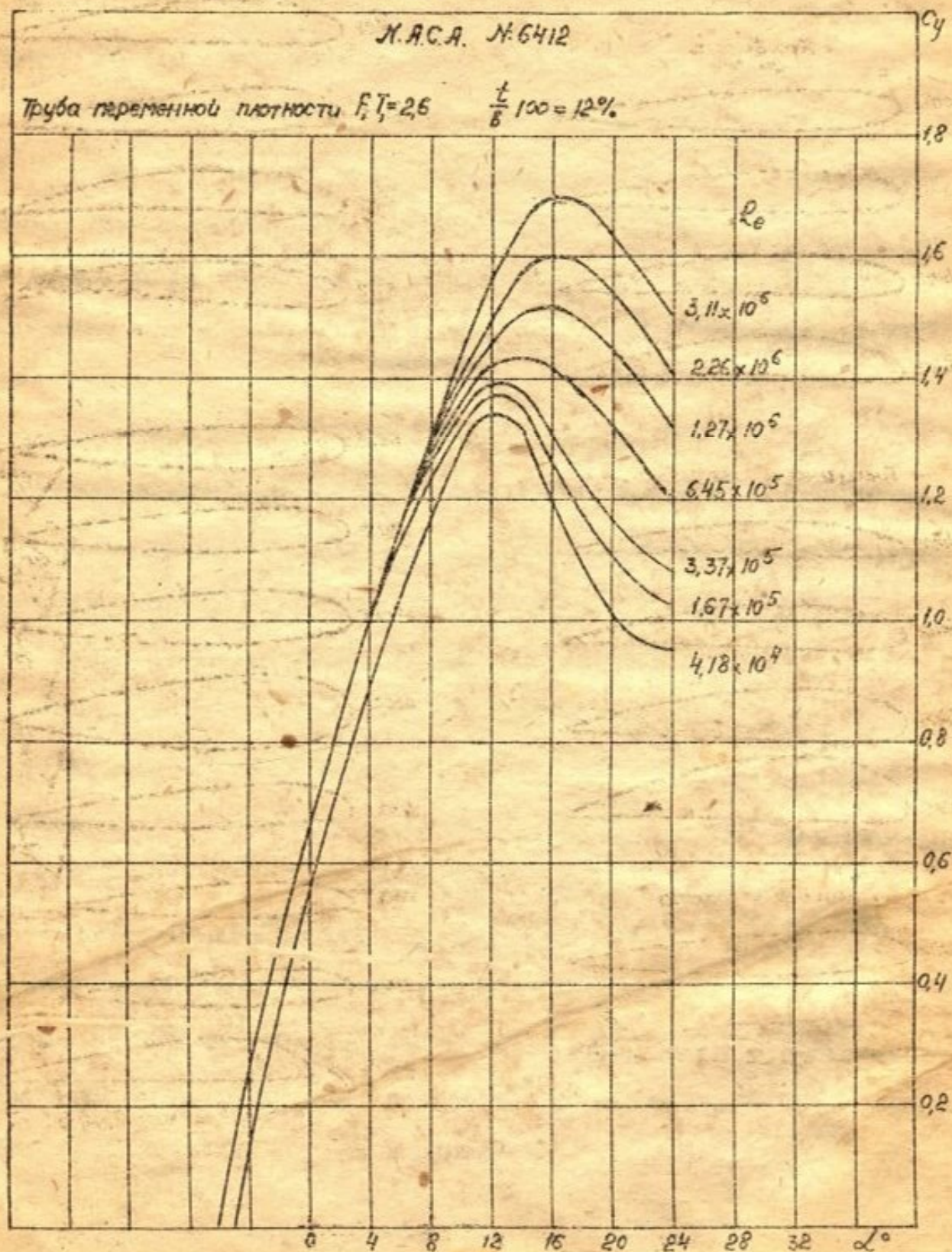
Указанный прием приведения турбулентности потока трубы к значению естественного потока дает возможность пересчета аэродинамических характеристик модели для получения действительных характеристик в полете. Для этой цели необходимо знание зависимости аэродинамических характеристик от действительного числа Рейнольдса.

Задачей опытного изучения моделей является определение

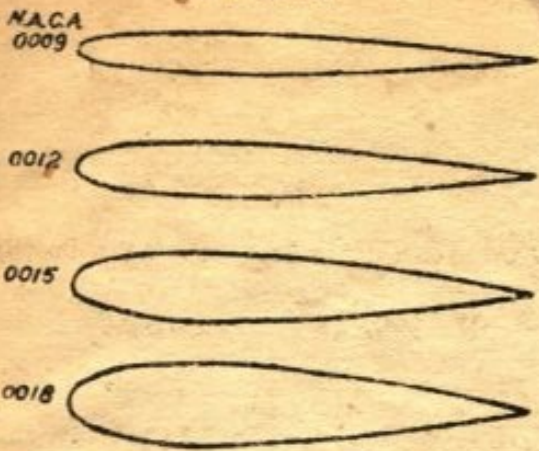
этих зависимостей.

Зависимость C_x от формы несущих моделей и Re дано выше в Вып. I. Здесь приводится аналогичное исследование определения зависимости C_x и $C_{yтаж}$ для крыльев от формы крыльев и числа Рейнольдса Re .

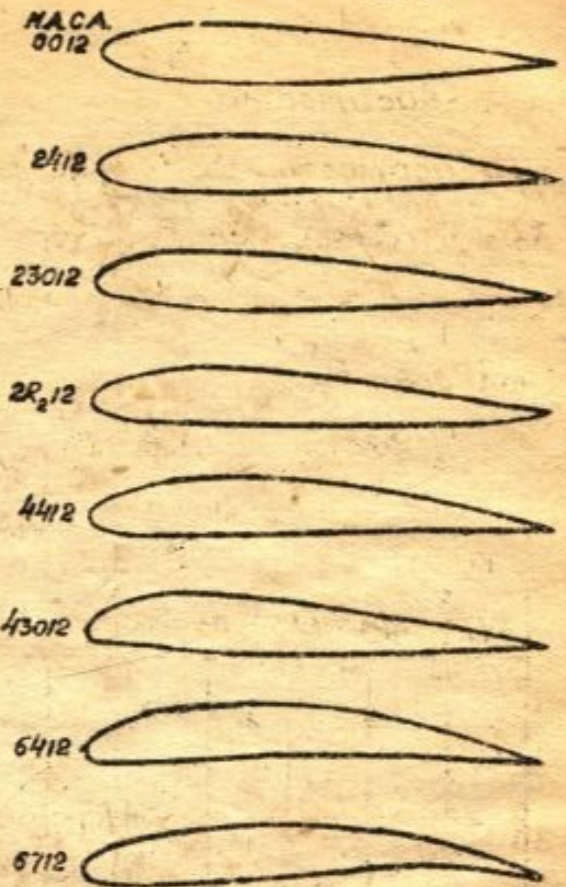
(Фиг. 28 см. на стр. 16')



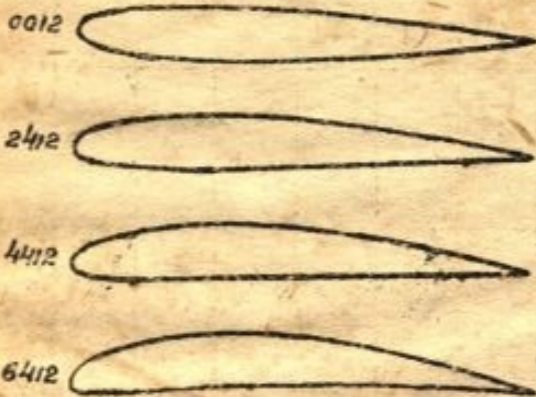
Толщина



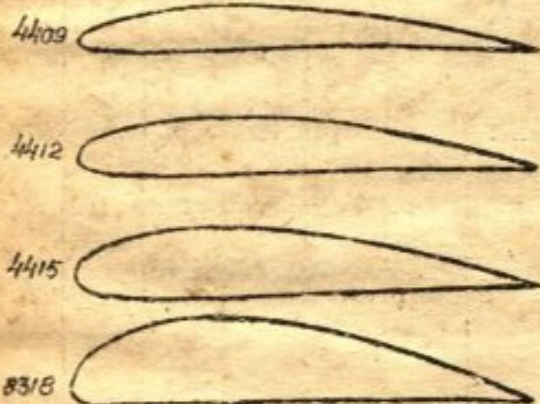
Кривизна и форма



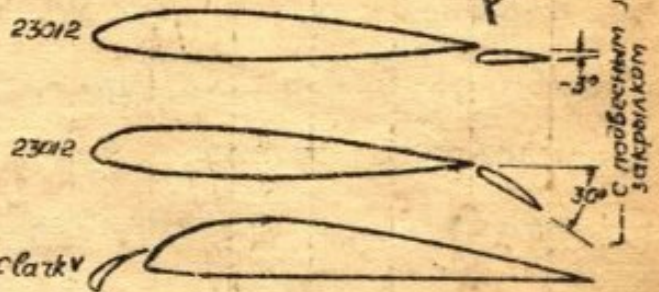
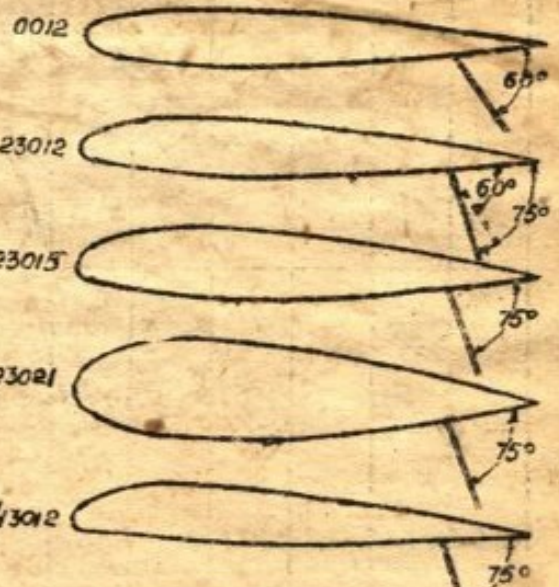
Кривизна
Сопло



Толщина и кривизна



Толщина и форма



с передкрылком Хэнсли-Пейж

со щитками
с подвижным
закрылком

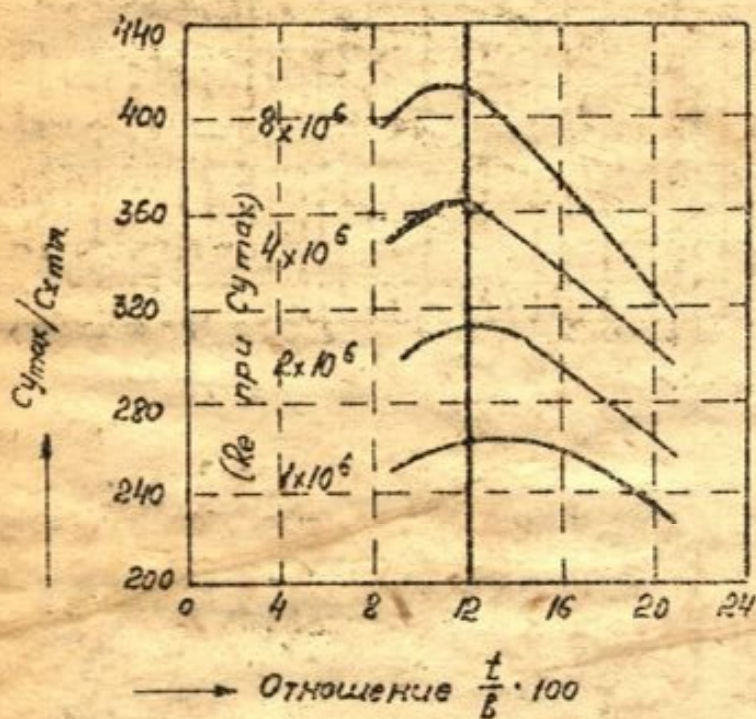
3995

Результаты опытного изучения крыльев (ЛАСЯ, № 586)

Определение характеристик крыльев сделано для профилей представленных на фиг. 27.

На фиг. 28 приведены характеристики профиля ЛАСЯ № 6412 для разных Re .

На фиг. 29 даны зависимости отношений $\frac{C_{y_{max}}}{C_{x_{min}}}$ от отношений



Фиг. 29

$\frac{t}{b} \cdot 100$ толщины профиля к хорде в процентах при разных числах Рейнольдса. Данные фиг. 29 относятся к профилю ЛАСЯ серии 230 с отклонением на 20° .

Как видно из фиг. 29 наибольшее значение $\frac{C_{y_{max}}}{C_{x_{min}}}$ получается при разных значениях Re при разных $\frac{t}{b}$. Так как в области $\frac{C_{y_{max}}}{C_{x_{min}}}$ отно-

шение это лишь немного изменяется, то как следует из кривых фиг. 29 наилучшее значение $\frac{t}{b} \cdot 100$ оказывается около 12%.

Коэффициент $C_{y_{max}}$ Для серии изученных профилей, представленных на фиг. 27, значения $C_{y_{max}}$ приведены ниже в таблице II для значений $Re \sim 8 \times 10^6$ - число Рейнольдса не турбулентного потока. Если расчетное R отличается от Re , то необходимо определить по фиг. 3B (стр. 18) корректив $\Delta C_{y_{max}}$ и прибавить его к $C_{y_{max}}$, приведенном на таблице II.

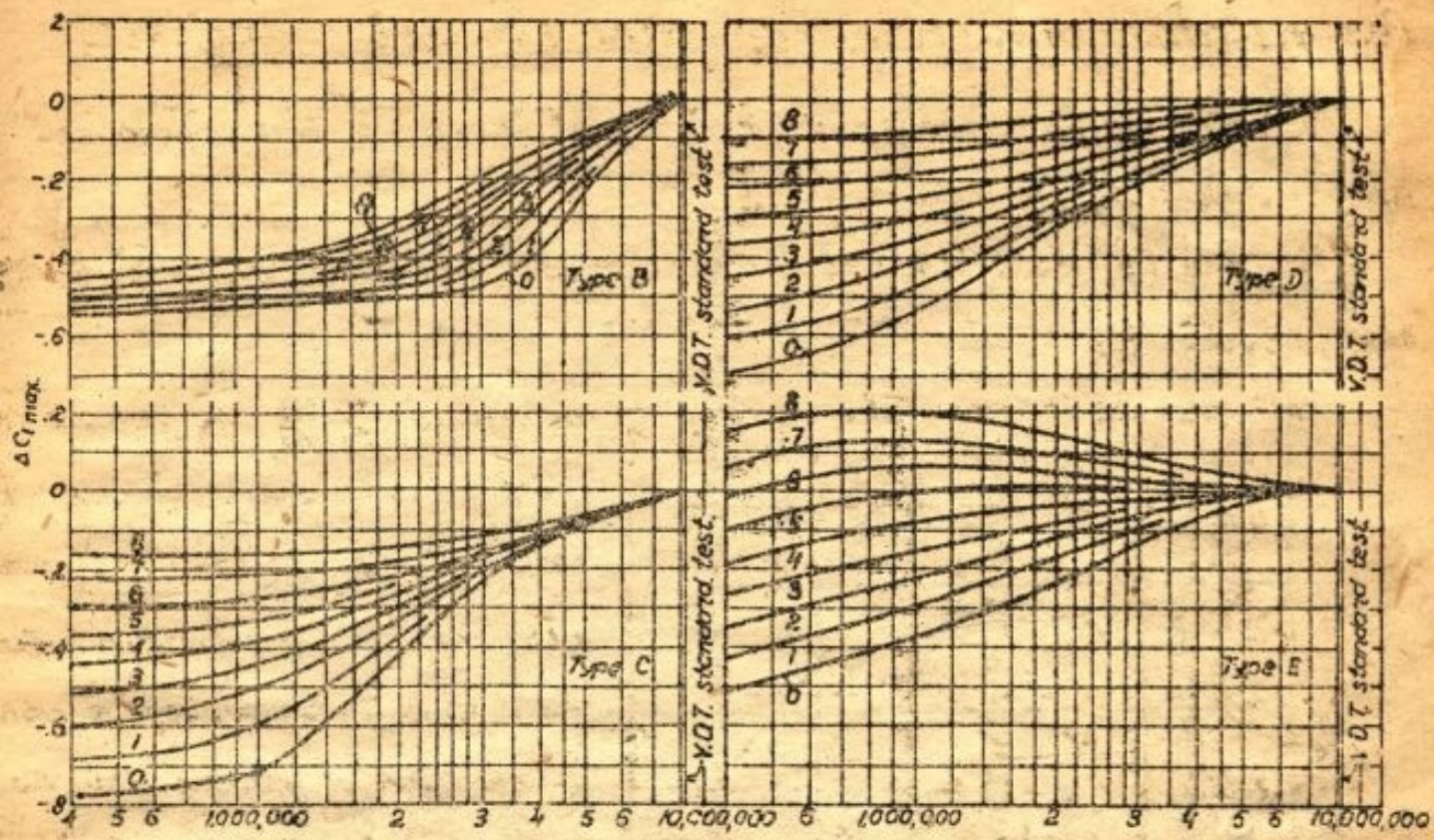


Fig. 64.

Характеристики прокладки

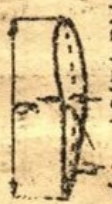
Таблица II

Кривая ЛДСЯ	Кривая гидр. СЧ	$\frac{Re}{10^6}$	С _у max	β°	$\frac{dC_y}{d\alpha}$	С _{упр} (гидр. Сх мм)	Сх мм	Ст. откл. от взад. ч.	d _ц (δ% от В считая 0,95 В)	
									Вперед	Взад.
0009	B	8,29	1,39	0	0,098	0	0,0064	0	1	5
0012	C ₀	8,37	1,66	0	0,099	0	0,0069	0	0,6	3
0015	D ₀	8,61	1,66	0	0,097	0	0,0077	0	1,2	4
0018	E ₀	7,84	1,53	0	0,096	0	0,0088	0	1,7	4
2412	C ₂	8,24	1,72	-20	0,098	0,14	0,0071	-0,043	5	3
23012	D ₂	8,16	1,72	-12	0,100	0,08	0,0070	-0,008	1,2	7
23012-33	B ₆	8,0	1,49	-12	0,097	0,20	0,0071	-0,010	0,6	5
2 R ₂ 12	C ₃	8,37	1,61	-0,6	0,098	0,10	0,0073	-0,005	1,0	7
4409	B ₄	8,08	1,77	-3,9	0,096	0,26	0,0073	-0,028	0,6	2
4412	C ₄	7,92	1,74	-4	0,098	0,32	0,0082	-0,038	0,8	2
4415	D ₄	7,92	1,72	-4	0,097	0,22	0,0090	-0,025	1,0	1
6412	C ₆	8,21	1,82	-5,9	0,098	0,37	0,0091	-0,033	0,9	1
6712	C ₂	8,10	2,05	-7,3	0,096	0,35	0,0115	-0,039	1,2	-2
8318	E ₈	8,45	1,59	-7,2	0,095	0,24	0,0127	-0,032	1,5	2
0012	C ₀	8,11	2,35	-13,1	0,091	0,0167	-0,220	0,6	3
23012	D ₂	3,18	2,48	-14,3	0,088	0,0166	-0,236	1,2	7

23012	$\delta = 75^\circ$	D_2	8,10	2,54	-15,6	0,025	...	0,201	-0,228	1,2	7
23015	$\delta = 75^\circ$	D_2	8,37	1,73	-1,1	0,038	0,10	0,021	-0,008	1,1	6
23021	$\delta = 75^\circ$	D_2	8,21	2,70	-16,2	0,086	...	0,192	-0,245	1,1	6
23021	$\delta = 75^\circ$	E_2	8,21	1,50	-1,2	0,092	0,07	0,0101	-0,005	2,3	7
13012	$\delta = 75^\circ$	E_2	8,13	2,74	-16,5	0,094	...	0,191	-0,300	2,3	7
13012	$\delta = 75^\circ$	D_4	8,39	1,84	-2,3	0,100	0,26	0,0079	-0,019	1,0	7
13012	$\delta = 75^\circ$	D_4	8,24	2,65	-17,3	0,082	...	0,200	-0,225	1,0	7
23012	со шлицом 23012 3° вверх	D_2	8,21	1,68	-2,0	0,101	0,07	0,0069	0,009	0,5	8
То же	$\delta = 30^\circ$		8,14	2,46	-13,8	0,102	0,45	0,0161	-0,260	0,5	8
Сварк	У с предкр.		8,08	2,06	-4,3	0,099	0,76	0,0248

Примечание 1. Характеристики приведены к бесконечному размаху.

2. Цифры на кривых фигур 3D обозначают кривизну профиля $\frac{h}{b} \cdot 100$, определение которой показано на прилагаемой фигуре.



3. В столбце I две последние цифры обозначают толщину профиля; напр 0012 обозначает 12% провала



$$\frac{d}{b} \cdot 100 = 12\%$$

4. Динамический центр (а.ц.) - точка сечения профиля, относительно которой коэффициент Ст стремится сохранить постоянное значение в пределах изменения Су от 0 до Суmax

Коэффициент $C_{x\min}$

По данным таблицы II находится $C_{x\min}$ выбранного профиля испытанного при числе Рейнольдса $Re \sim 8 \times 10^6$. Если число Рейнольдса будет разниться от Re , то значение $C_{x\min}$ при числе Рейнольдса R находится по соотношению:

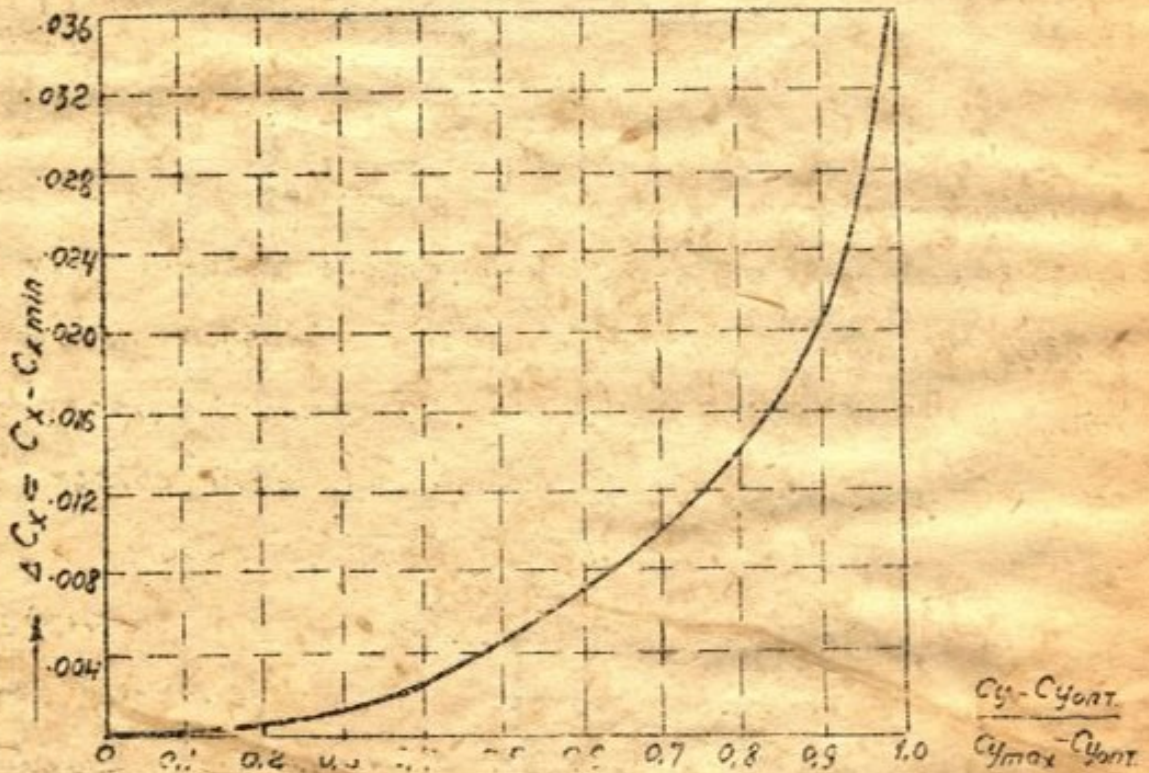
$$C_{x\min} = \left(C_{x\min} \text{ по табл. II} \right) \left(\frac{Re}{R} \right)^{0,11}$$

Значение $C_{x\min}$ соответствует $C_y = C_{y\text{опт}}$ (оптимальному значению C_y).

Если C_y отличается от $C_{y\text{опт}}$, то по фиг. 31 определяется значение $\Delta C_x = C_x - C_{x\min}$ и $C_x = C_{x\min} + \Delta C_x$. На фиг. 31 по оси абсцисс отложены значения

$$\frac{C_y - C_{y\text{опт}}}{C_{y\text{max}} - C_{y\text{опт}}}$$

а по оси ординат ΔC_x . Значение $C_{y\text{max}}$ при этом соответствует числу Рейнольдса R и определяется по табл. II и фиг. 30.



Фиг. 31.

Бафтинг

Определение бафтинга.

Этим понятием определяется „более или менее неправильные вибрации частей аэроплана (напр. хвоста), вызванные вихревыми образованиями исходящими от других частей“ (Journal R.A.S. 1934г. стр. 109).

Для пояснения явления бафтинга может служить описание, кильватерного течения, образованного за каким нибудь цилиндрическим телом (фиг. 31')

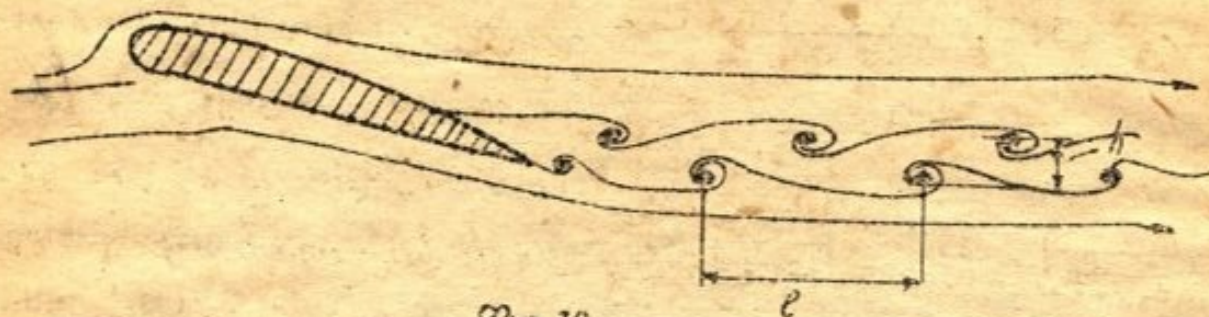


Непосредственно за телом К образуется „мертвое пространство“, в котором имеется очень слабое течение. Это пространство с двух сторон А и В ограничено вихревой пеленой, составленной из двух рядов интенсивных вихрей, расположенных в шахматном порядке. Снаружи вихревой области воздух протекает стройным завихренным течением.

Такое состояние течения сохраняется на некотором расстоянии; далее наблюдается диффузия вихрей; частицы воздуха при этом перемешиваются и движение переходит в трехразмерное. При изучении движения помощью трубки Пито найдено, что полный напор, определяемый трубкой, вне завихренного пространства сохраняет почти постоянное значение; в мертвом пространстве полный напор значительно меньше чем снаружи его.

На границе этих областей (в вихревой пелене) наблюдаются

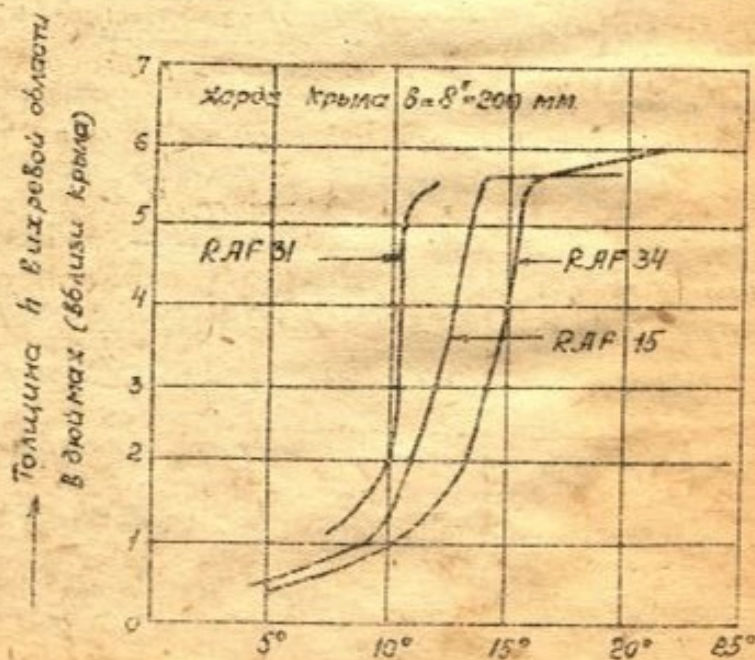
значительные пульсации потока. Аналогичная картина наблюдается за крылом; величина завихрений находится в зависимости от угла атаки.



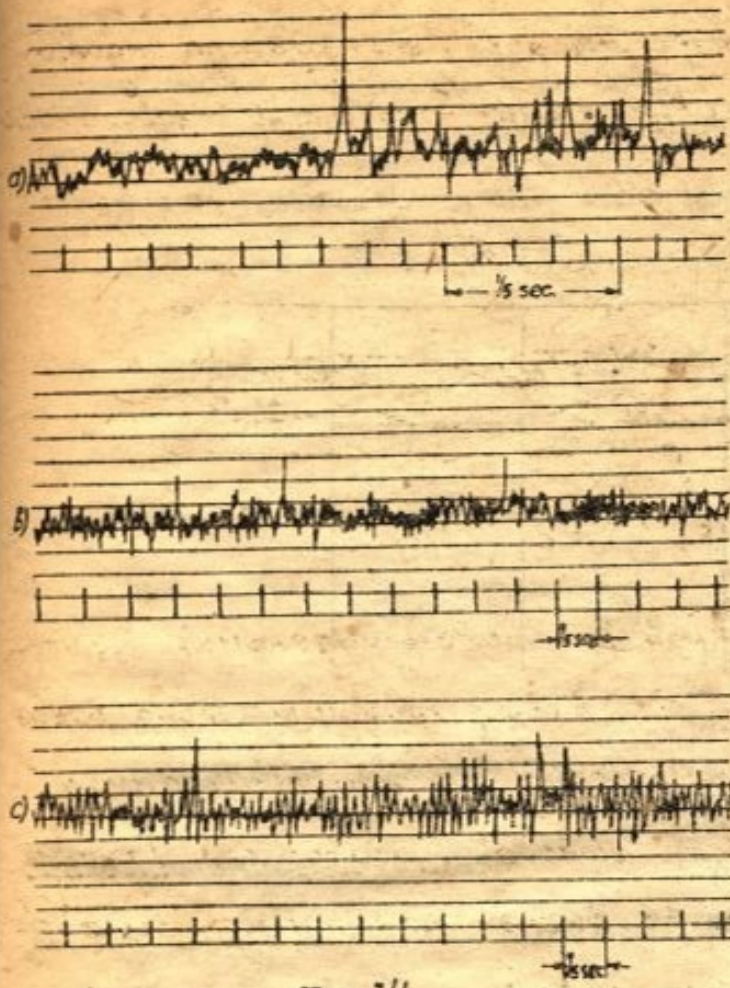
Фиг. 32

Если изучать движение за крылом при значительных углах атаки, начиная от угла атаки $\alpha \sim 2\alpha_k$, приблизительно вдвое больше критического, то обнаруживается, что при постепенном уменьшении угла α завихренная полоса суживается. Частота образования вихрей, т.е. количество вихрей одного ряда, проходящих в одну секунду через какую нибудь неподвижную точку, при этом увеличивается; течение становится все более неустойчивым. При прохождении угла α через критический α_k наблюдается внезапное сжатие вихревой области при соответствующем значительном увеличении частоты образования вихрей (см. фиг. 33). При дальнейшем уменьшении угла атаки ($\alpha < \alpha_k$) вихревая полоса еще более уменьшается; также при этом уменьшается интенсивность вихрей.

При изучении пульсаций потока помощью термоэлектрического анемометра (см. Экспериментальн. аэродинам. стр. 154) получилась картина пульсаций, представленная для крыла РЯФ 31 на фиг. 34



$\alpha =$ угол атаки



Фиг. 34

Проволка анемометра раскла-
галась параллельно размаху кры-
ла на расстояниях от выходного
ребра = 0,21 в, 0,39 в, 0,36 в, как ука-
зано на фиг. 34

Фиг. 34 а относится к углу α
немного меньше α_k ; на фигуре
виден внезапный переход от режи-
ма слабых пульсаций к режиму
значительных пульсаций, обнару-
живая этим нерегулярность пуль-
саций на этом режиме.

Фиг. 34 в относится к углу ата-
ки α немного $> \alpha_k$ и указывает
на большую регулярность движе-

ния и меньшую частоту пульсаций.

При большем угле α на фиг. 34 с, частота пульсаций почти та-
же, но более правильна.

Результаты этого исследования представлены на таблицах I и II

Таблица I

Изменения частоты образования вихрей и наибольшей скорости пульсации в зависимости от скорости потока.

Угол атаки $\alpha = 15^\circ$; измерялось в точке на расстоянии = 2 в сза-
ди и 0,36 в ниже выходной кромки.

Скорость воз- духа U_0 м/сек.	Частота обра- зования вих- рей n .	Частота/скорость $\frac{n}{U_0}$	Наибольшая скорость пуль- сации W_{max}	Скорость пульсации Скорость воздуха $\frac{W_{max}}{U_0}$
6	16	2,66	4	0,66
9	25	2,76	3,7	0,41
10,5	30	2,86	5,95	0,57
12	32	2,66	6,55	0,55

Таблица II

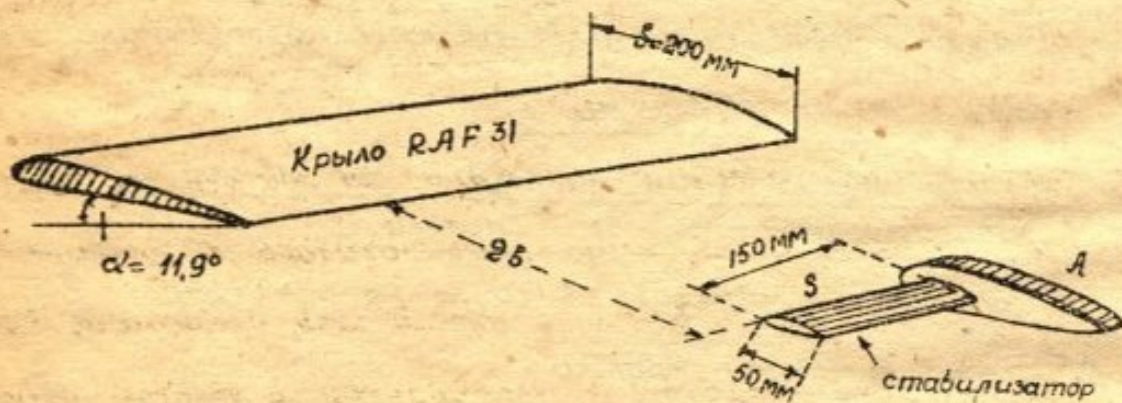
Изменения частоты образования вихрей и ширины вихревой области в зависимости от α

Ширина вихревой области измерялась на расстоянии 0,31 в. от выходной кромки. Скорость воздуха $U_0 = 9 \text{ м/с}$

α	Ширина h вихревой обл. в м.	Частота n	$\frac{h \cdot n}{U_0}$
$9,4^\circ$	0,056	67,5	0,42
$11,9^\circ$	0,143	27,3	0,43
15°	0,163	25,5	0,48

Изучение барфтинга на крыле бесконечного размаха.

На специально устроенном приборе изучалось в аэродинамической трубе колебательное движение стабилизатора. Крыло в трубе прямоугольного сечения укреплялось между стенками трубы; поток направлялся стенками и этим осуществлялись условия обтекания крыла бесконечного размаха.

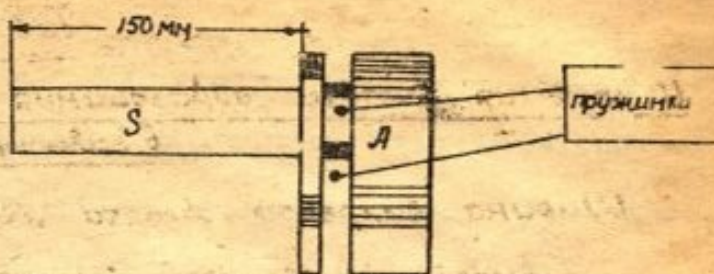


Фиг. 35

Стабилизатор S (фиг. 35) укреплялся к неподвижной части помощью двух пружинок, расположенных у передней и задней кромок; поэтому стабилизатор мог совершать только колебательные движения изгиба (см. фиг. 35 а). Деформация стабилизатора измерялась углом отклонения его в радианах.

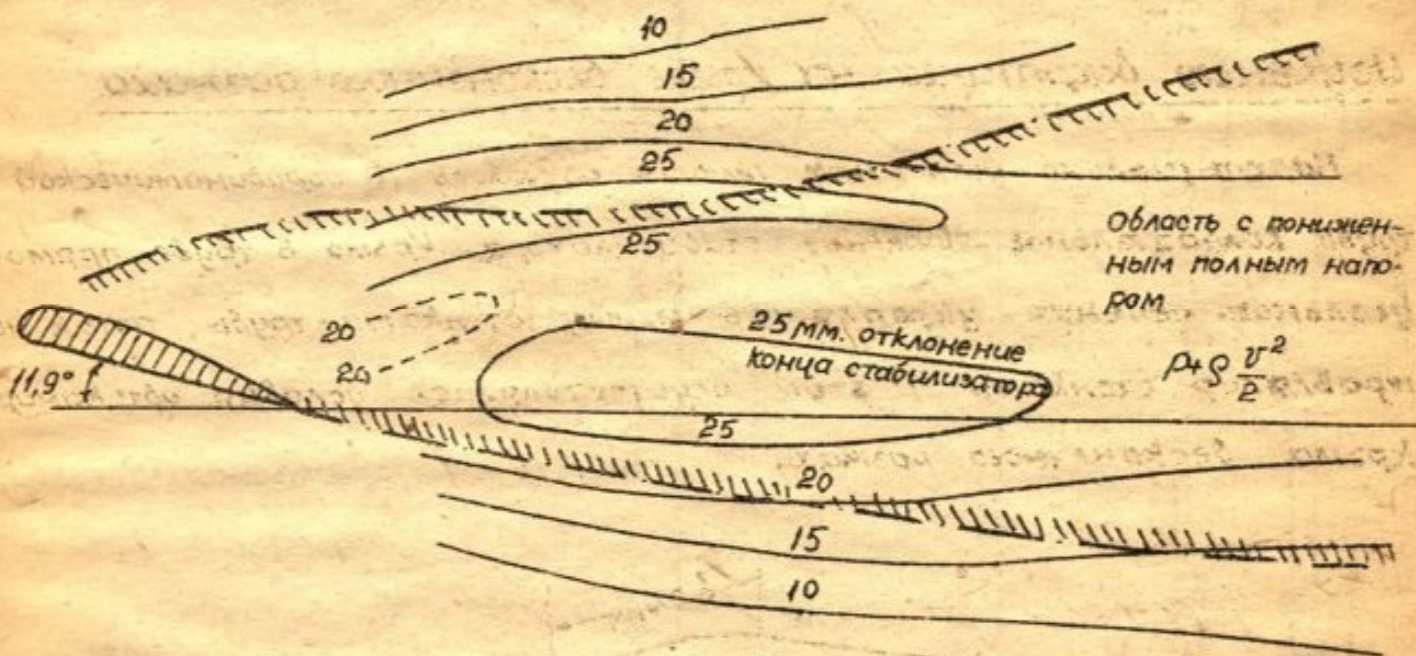
Результаты исследования крыла РЛФ 31 представлены на фиг. 36

крыло расположено под углом $\alpha = 11,9^\circ$
немного больше критического $\alpha_{кр} = 10,6^\circ$.
Сплошные линии обозначают
линии равной интенсивности бафтинга.
Интенсивность бафтинга



Фиг. 35а

измерялась величиной отклонения конца стабилизатора при экспозиции в течении одной минуты (деформация измерялась фотографическим способом). Линия — — — — — ограничивает область постоянного полного напора, измеряемого трубкой Пито.

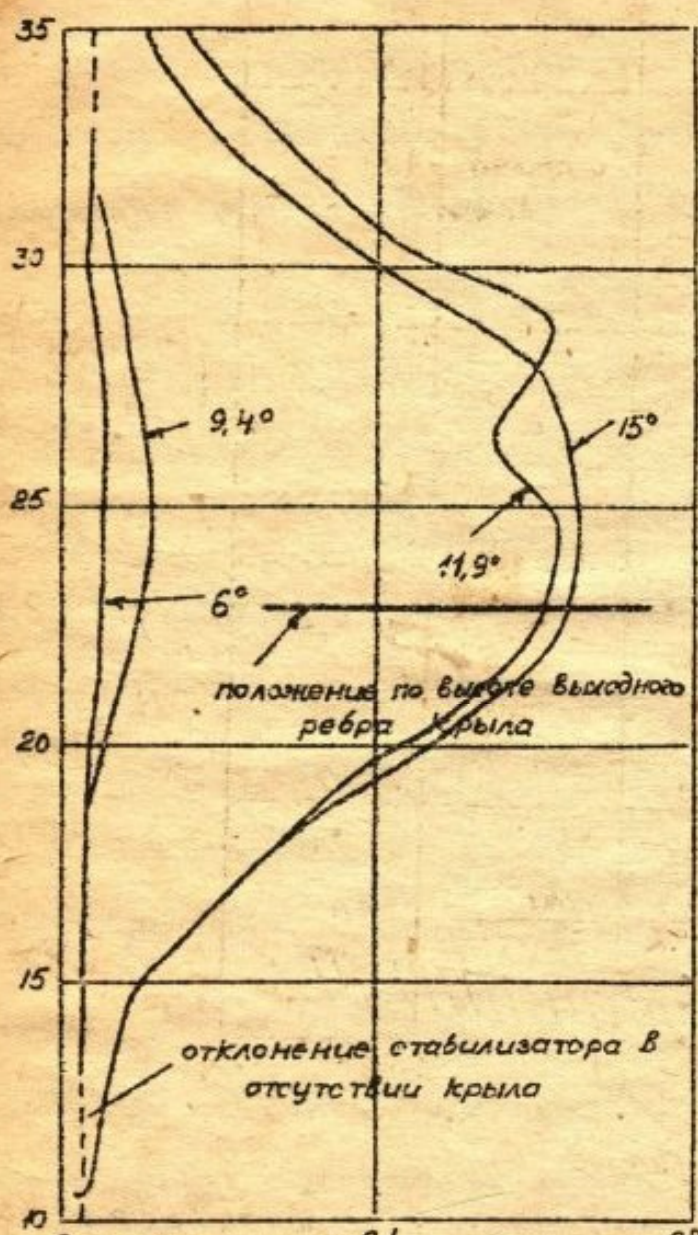


Фиг. 36.

- Цифры, поставленные у линий постоянной интенсивности бафтинга обозначают отклонения конца стабилизатора в миллиметрах.
- На основании этого исследования можно сделать следующие выводы:
1. Наиболее интенсивный бафтинг наблюдается в области пониженного напора.
 2. В месте расположения стабилизатора, обычно устраиваемого на практике, бафтинг уменьшается при перемещении стабилизатора вниз.
 3. Перемещение стабилизатора вперед или назад имеет слабое влияние на интенсивность бафтинга (Жуцлав Р.А.С. 1934г. стр. 115)

Влияние угла атаки.

Изменение угла атаки влияет значительно на интенсивность бафтинга. Это влияние представлено графически на фиг. 37 для крыла РЯР31, стабилизатор расположен на расстоянии 2 в за крылом; упругость стабилизатора $M_1 = 0,125$ кг.м. на 1 радиан^{*)}. Скорость воздуха $V_0 = 12$ м/с. Критический угол атаки $\alpha_K = 10,6^\circ$. При приближении к углу α_K , как видно из фиг. , происходит внезапное нарастание интенсивности бафтинга. При изменении от $11,9^\circ$ до 15° интенсивность бафтинга почти не изменяется.



0 1 02
Отклонение стабилизатора в радианах.
Фиг. 37

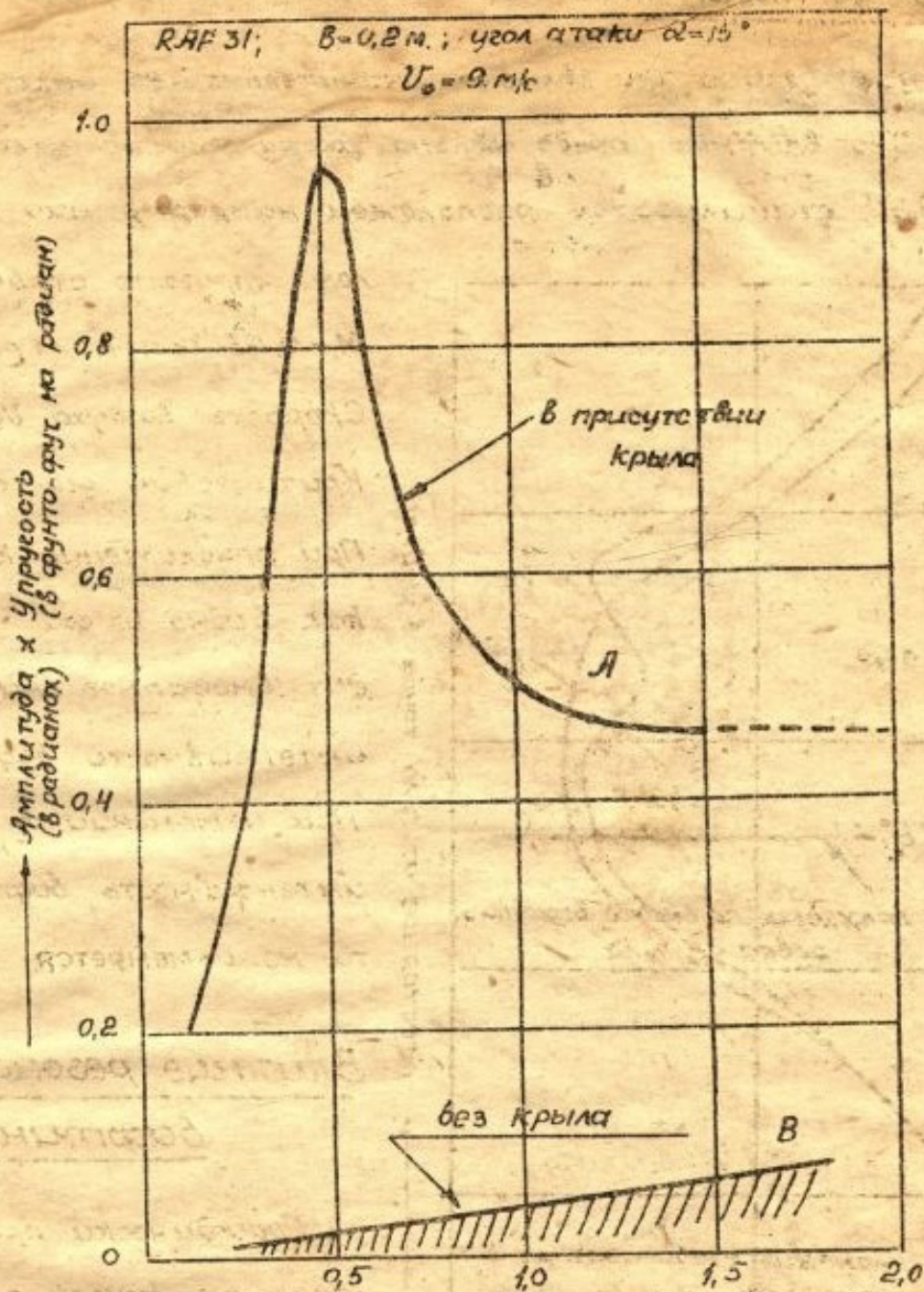
расстоянии от пола трубы в дюймах.

Влияние резонанса на бафтинг.

Периодически правильное отделение вихрей от поверхности крыла должно создавать периодически действующую силу на стабилизатор. При

этом возможно ожидать явления резонанса, когда частоты упругих колебаний стабилизатора совпадают (или будут кратными) с частотами образования вихрей. Для обнаружения явления резонанса было исследовано влияние на бафтинг величины упругости стабилизатора. Результаты этого исследования представлены на фиг. 38 (стр. 27). Как следует из опыта наибольшая амплитуда

*) Момент, вызывающий угол изгиба в 1 радиан.



Фиг. 38

соответствует значению упругости стабилизатора $M_s = 0,52 \text{ фунт.фут.} = 0,043 \text{ кг/м.}$ Это соответствует частоте свободных колебаний

$$\pi = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{M_s}{J}} = 24,5 \text{ в секунду}$$

где J - момент инерции относительно оси колебаний. По таблице II при угле атаки 15° , соответствующем данному опыту частота образования вихрей $\pi = 25,5$, что достаточно близко к величине 24,5 свободных колебаний. Частота образования вихрей может быть приближенно определена по соотношению:

$$\pi = 0,8 \frac{U_0}{b} \text{ с точностью } \pm 25\%.$$

Здесь V_0 - скорость воздуха в м/сек.; b - хорда (средняя) в м.

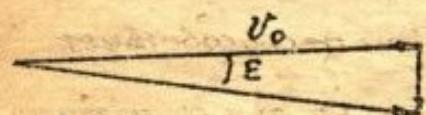
Влияние скорости на колебания при бафтинге естественно такое, что амплитуда колебаний должна быть пропорциональна квадрату скорости (V_0^2) и обратно пропорциональна упругости стабилизатора.

Внезапное изменение угла атаки не оказывает заметного влияния на величину амплитуды при бафтинге.

Точно также форма профиля крыла не оказывает влияния в случае крыла бесконечного размаха. Из этого не следует, что форма профиля крыла не оказывает влияния на бафтинг при присоединении крыла к фюзеляжу.

Бафтинг при крыле конечного размаха.

Влияние концов крыла несколько изменяет форму потока и условия возникновения бафтинга. Под влиянием отходящих вихрей к скорости V_0 присоединяется скорость снижения W . Скорость W не одинакова по длине крыла:



W большее значение она имеет на концах крыла и наименьшее посередине; при на-

личии W угол атаки α (действительный) уменьшается на

$$\epsilon = \frac{W}{V_0} = \frac{1}{\pi} \frac{b}{c} C_{y_{тах}}$$

Поэтому геометрический угол α_k должен быть больше α_k бесконечного размаха.

Из опыта с крылом RAF 31 с удлинением $\frac{l}{b} = 6$ найдено, что срывы потока раньше всего начинаются посередине крыла, позже на концах; углы атаки при том же бафтинге оказались больше соответственных углов атаки крыла бесконечного размаха: вместо $9,4^\circ$ и $11,9^\circ$ (см. фиг. 37) при бесконечном размахе получались $10,7^\circ$ и $13,2^\circ$, при крыле конечного удлинения 6.

Исследование интенсивности бафтинга по размаху обнаружило, что в центральной части крыла бафтинг имеет ту же величину, как и у крыла бесконечного размаха. У концов крыла бафтинг уменьшается значительно; это указывает, что вращательное движение вихрей сходных с концов крыла совершается без пульсаций и не создает условий для проявления бафтинга.

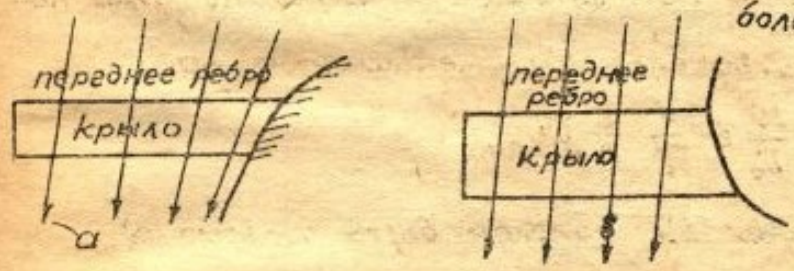
Бафтинг в условиях аэроплана.

При изучении бафтинга на отдельном крыле выяснено, что явление бафтинга наступает при угле атаки близком к критическому, когда происходит нарушение сплошности движения и образование развитой завихренной области.

При комбинации крыла с фюзеляжем явление бафтинга наступает ранее и увеличивается в интенсивности, если в соединении крыла с фюзеляжем создаются условия, способствующие раннему срыву потока с крыла и образованию вихревых движений.

Всякое расширение потока при обтекании крыла способствует более раннему образованию срывов; расположение на фиг. а поэтому

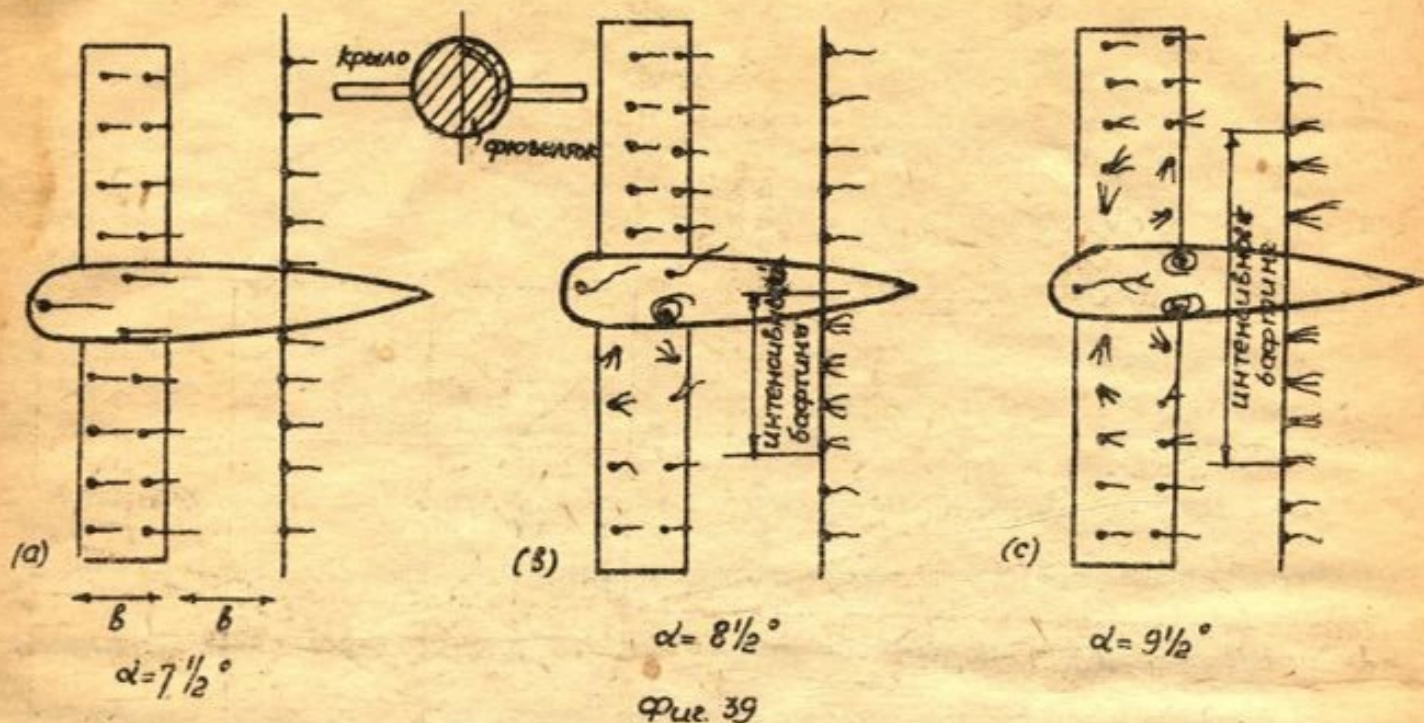
более рационально.



Исследование бафтинга помощью флажков

Параллельное изучение пульсаций помощью описанного выше властичного детектора и флажков показывает, что поведение в завихренном потоке нитяного флажка внешне, по виду колебаний его соответствует вибрациям детектора; на этом основано исследование пульсации помощью нитяных флажков, укрепляемых на поверхности крыла и на проволоке вблизи места ожидаемого

бафтинга.

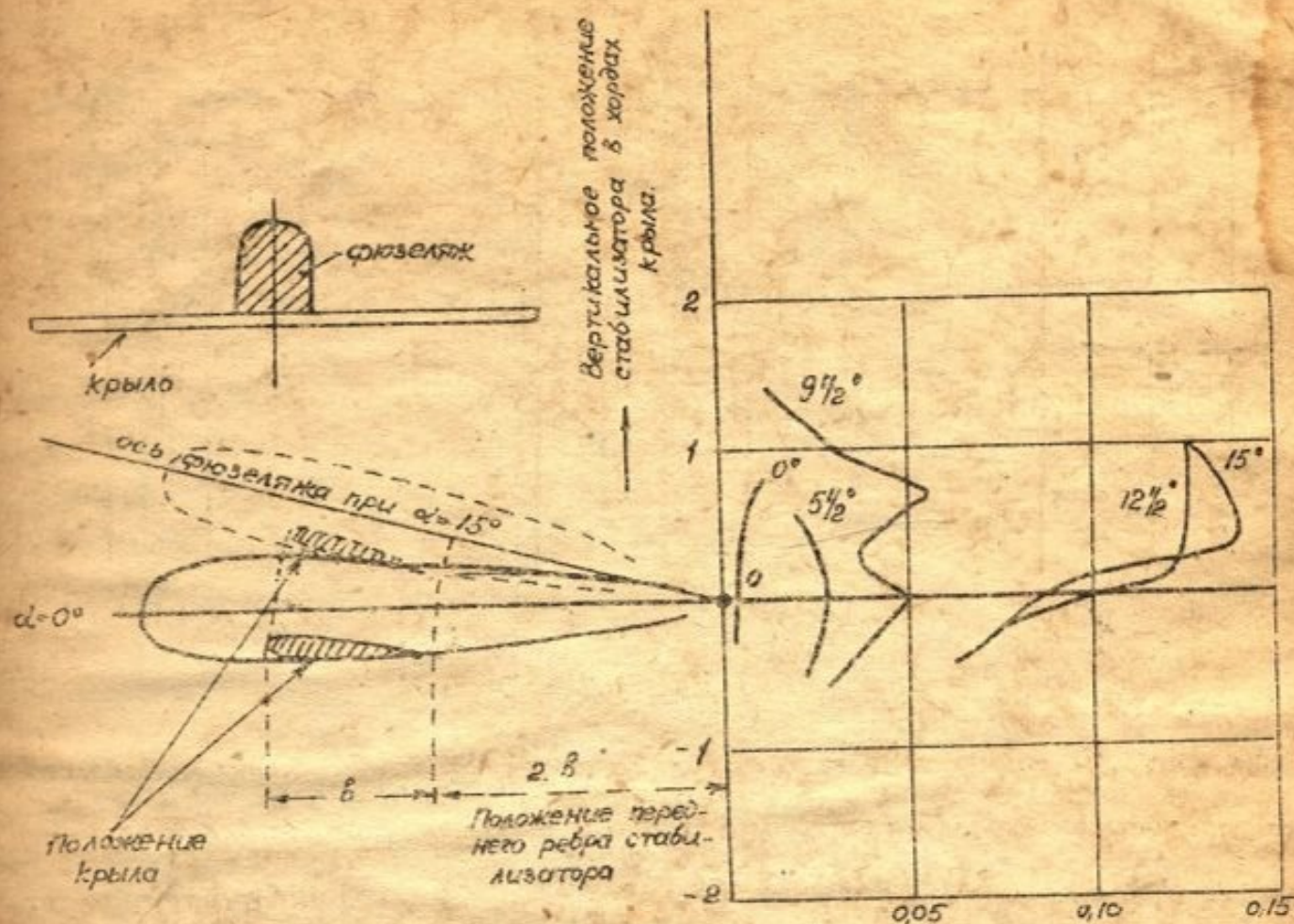


На фиг. 39 представлена картина течения возле крыла, укрепленного по середине фюзеляжа: при $7\frac{1}{2}^\circ = \alpha$ бафтинг не наблюдается; при $\alpha = 8, \frac{1}{2}$ неустойчивое состояние; завихрения появляются то на одной, то на другой половине крыла; при $9\frac{1}{2}^\circ$ вся центральная часть проникнута завихрениями; при 12° по всему крылу происходит срыв потока. На следующей таблице отмечены те же моменты при других расположениях крыла на фюзеляже.

	Спокойное течение	Переменяющийся срыв	Срыв на средней части	Срыв по всему крылу.
	$\alpha \approx 7,5^\circ$	$\alpha = 8\frac{1}{2}^\circ$	$\alpha = 9\frac{1}{2}^\circ$	$\alpha = 12^\circ$
	$\alpha \approx 11^\circ$	$\alpha = 11\frac{1}{2}^\circ$	$\alpha = \text{от } 11\frac{1}{2} - 13^\circ$	$\alpha > 13^\circ$
	$\alpha < 6^\circ$		$\alpha = 11^\circ$	$\alpha = 12^\circ$

На фиг. 40 (стр 31) представлены результаты изучения бафтинга при нижнем расположении крыла применением эластичного детектора

При увеличении угла атаки α от 0° до $9\frac{1}{2}^\circ$ интенсивность бафтинга растет равномерно; после этого происходит значительное



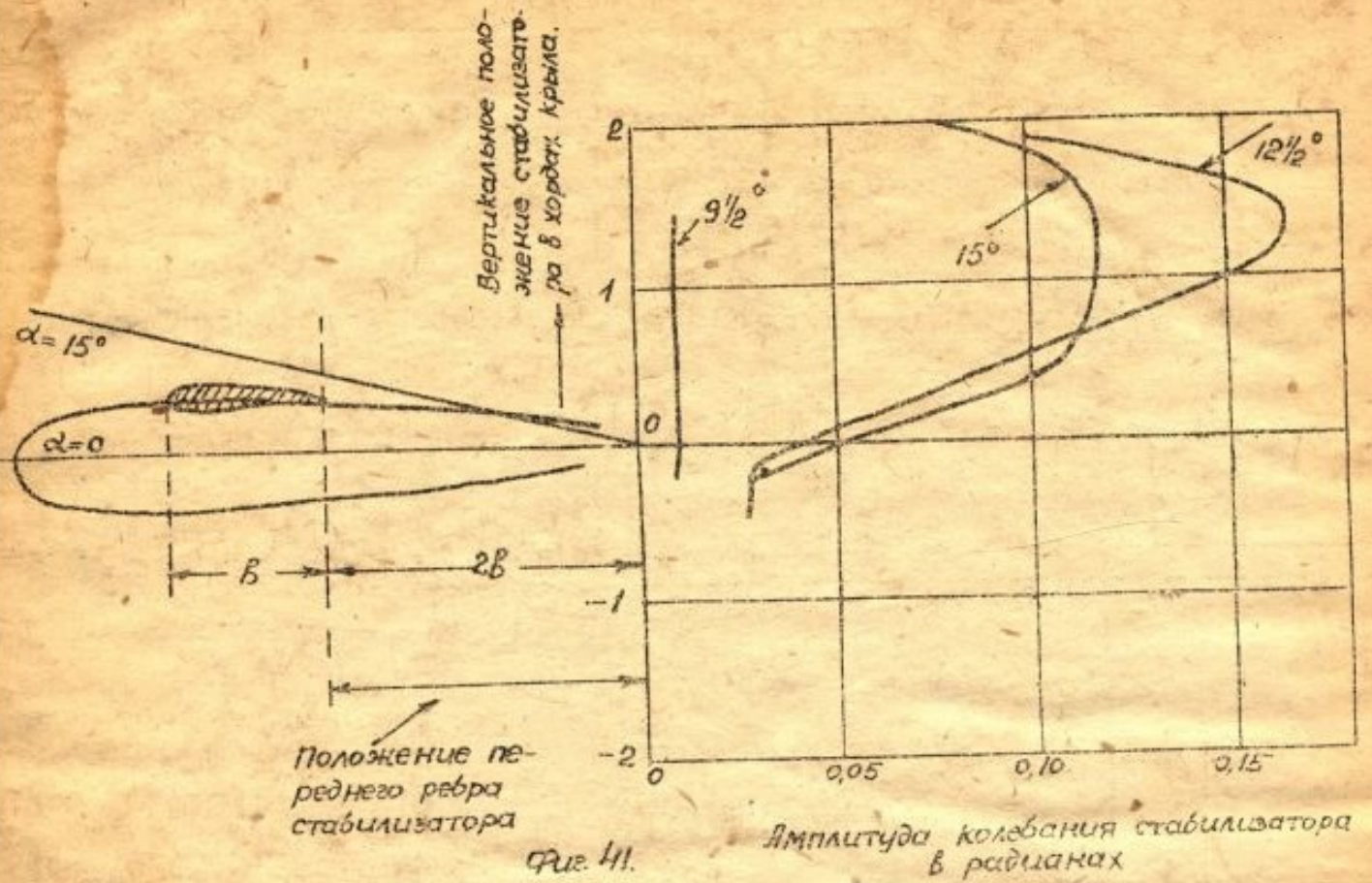
Фиг. 40

увеличение бафтинга при положении стабилизатора выше середины фюзеляжа. При нижнем расположении стабилизатора интенсивность бафтинга значительно меньше, чем при верхнем.

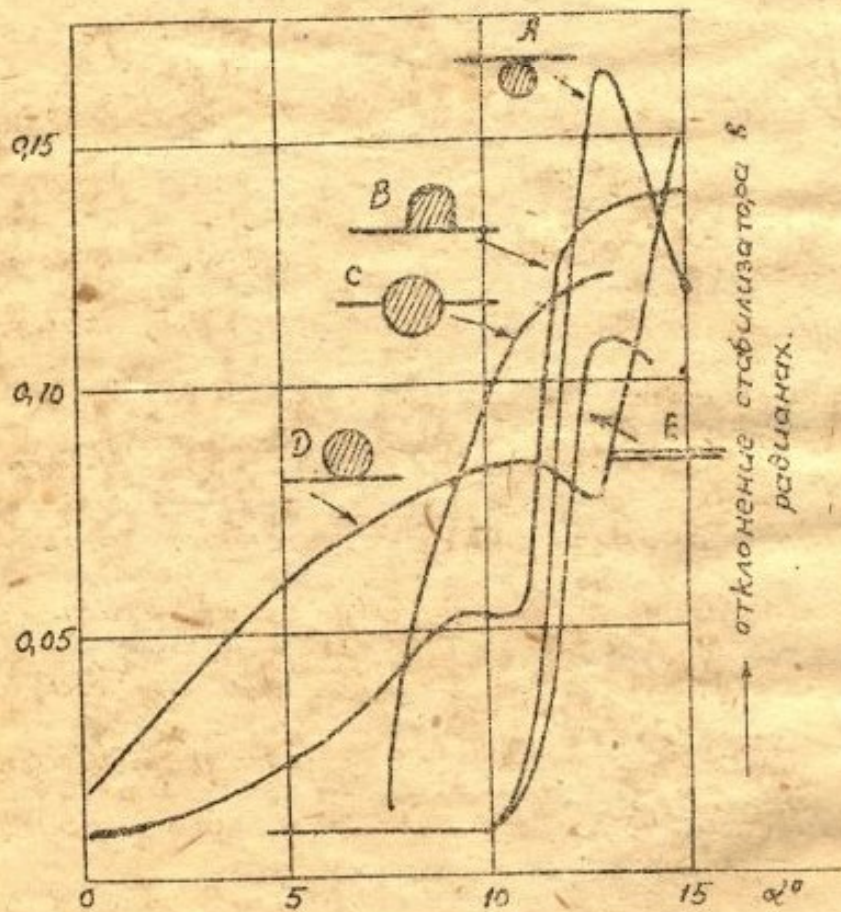
На фиг. 41 (стр. 32) представлены результаты исследования бафтинга при верхнем расположении крыла. В данном случае практически нет явления бафтинга при углах атаки меньше критического. При нормальном положении стабилизатора также отсутствует явление бафтинга, и при $\alpha > \alpha_k$

На фиг. 42 (стр. 32) представлена сводка результатов изучения бафтинга при различном расположении крыла на фюзеляже. По ординатам отложены наибольшие отклонения стабилизатора при соответствующем положении его по вертикали.

Наибольшее влияние оказывает фюзеляж при нижнем расположении крыла (D). Верхнее расположение крыла (A) дает



Фиг. 41.



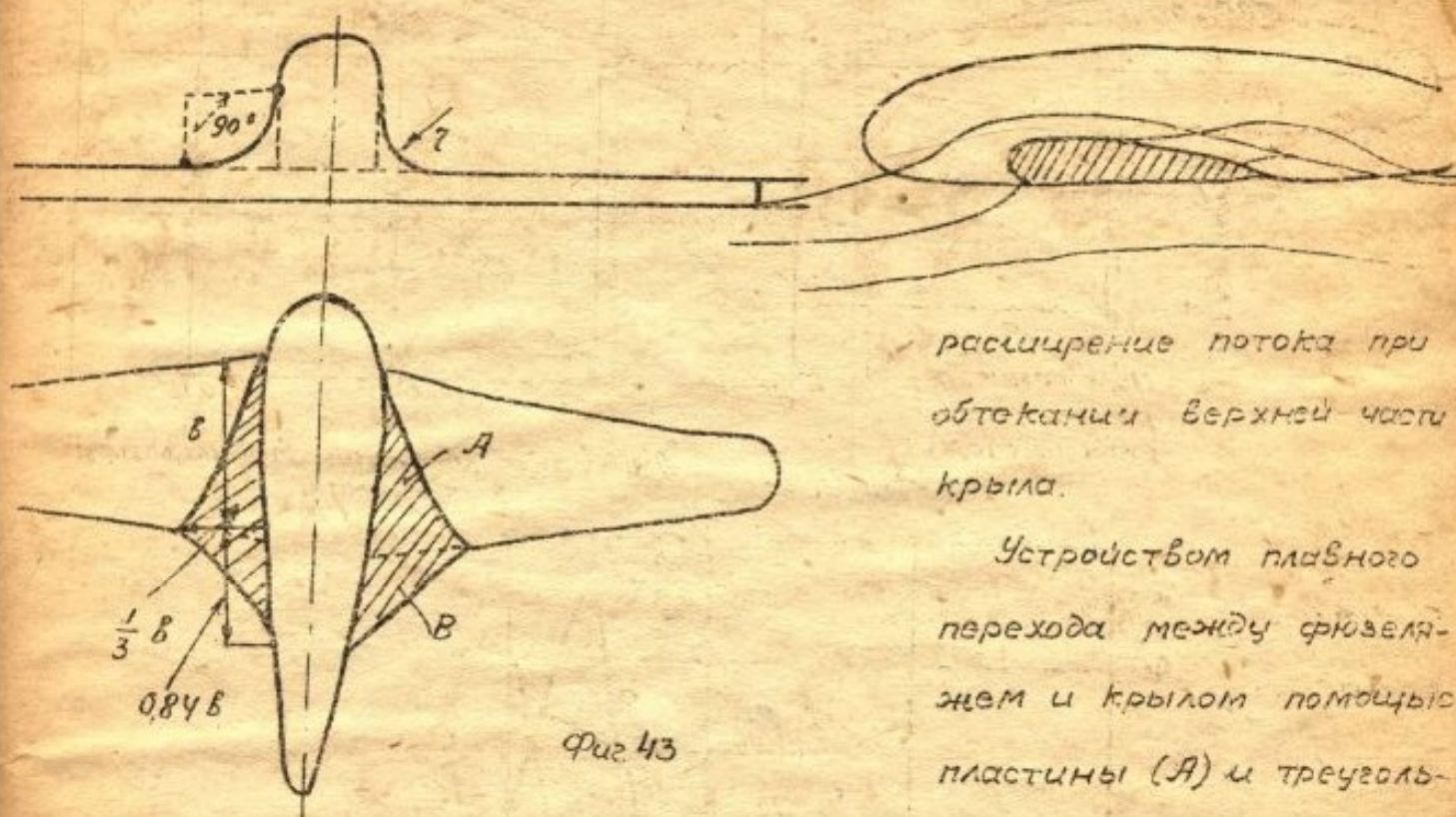
Фиг. 42

почти то же течение кривой бартинга как и крыла без фюзеляжа (E).

Средства предотвращения бафтинга

Средствами предотвращения бафтинга служат те, которые служат для предотвращения срыва потока с верхней стороны крыла.

1. Обтекатели (зализы). Образованию вихрей способствуют



Фиг. 43

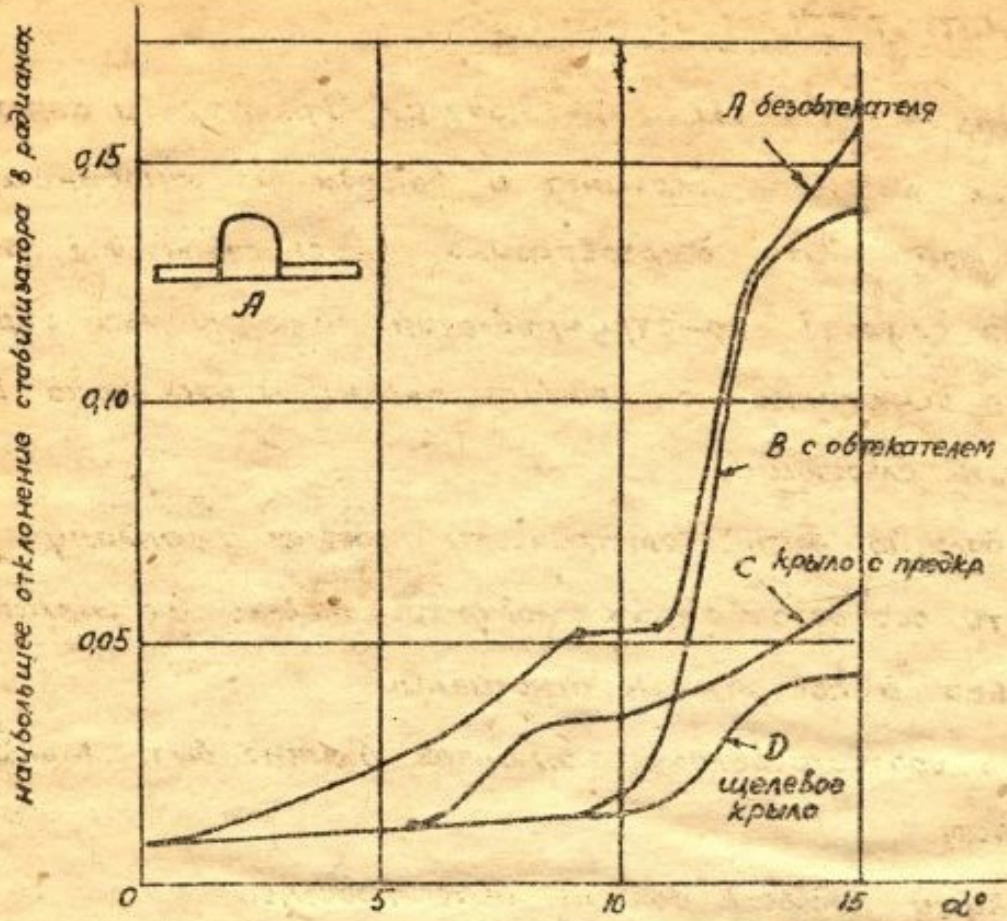
расширение потока при обтекании верхней части крыла.

Устройством плавного перехода между фюзеляжем и крылом помощью пластины (А) и треуголь-

ным продолжением крыла (В) возможно уменьшить кривизну потока и его расширение. Влияние этого на бафтинг видно из сопоставления результатов испытания на фиг. 44 (стр. 34) (сравнить кривые А и В) для моноплана с D-образным фюзеляжем и нижним расположением крыла. Для углов атаки α_k при обтекатель бафтинг получается в такой же степени как и расположении крыла сверху фюзеляжа (см. кривую А фиг. 42).

Обтекатель А (фиг. 43) очерчивается дугой круга с $\angle 90^\circ$; у выходной кромки $r = \frac{1}{3} b$; к входной кромке r уменьшается до нуля по линейному закону.

Треугольная часть В простирается назад на $0,84 b$. Нижняя часть поверхности обтекателя в части В составляет плавно продолжение нижней поверхности крыла. Верхняя



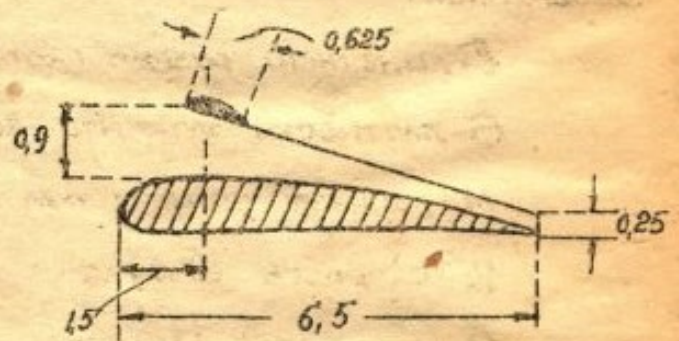
Фиг. 44

поверхность части В дугой круга с радиусом, уменьшающимся к заднему концу (Журнал R. A. S. 1934г., стр. 128).

2. Предкрылок. При устройстве предкрылка сверху крыла, как указано на фиг. 45, кривая бафтинга представлена на фиг. 44 кривой (С)

3. Щелевое крыло Хэнлей - Пэддж.

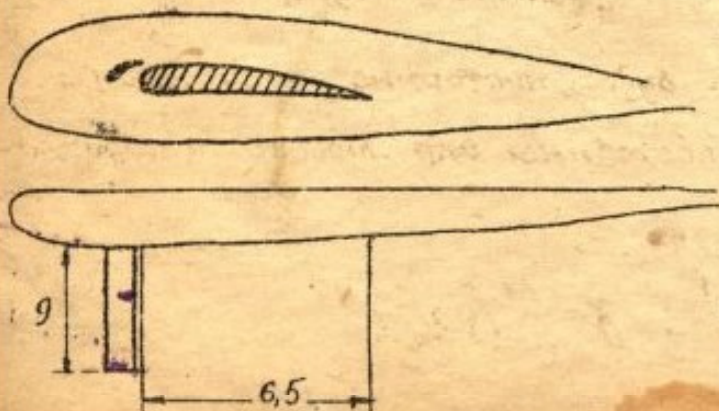
Результаты испытания представлены



Фиг. 45

на фиг. 44 кривой (D).

Таким образом из сравнения всех мер борьбы с бафтингом следует, что наиболее действительным является щелевое крыло.



Переход от модели к натуре

Описанные выше опыты на моделях крыльях и аэропланов по изучению явления бафтинга и выводы на основании этого изучения не могут быть безоговорочно перенесены для других случаев и для случаев конструирования исполняемых аэропланов

Условия динамического подобия модели и аэроплана в натуре должны быть следующие:

1. Модель должна быть геометрически подобна аэроплану
2. Плотности соответственных элементов модели и аэроплана должны находиться в постоянном отношении.
3. Упругость соответственных элементов должна быть в постоянном отношении.
4. Конструкции подвесок должны быть подобны.
5. Масштабы при переходе от модели к натуре длин, плотностей, упругостей и скоростей должны быть такие, чтобы отношения соответственных сил были те же, безразлично будут это силы инерции, упругости или аэродинамические.

Обозначим:

l - линейный размер (напр хорда крыла)

σ - плотность элемента конструкции

M_1 - момент упругих сил при деформации в 1 радиан.

V_0 - скорость воздуха.

ρ - плотность воздуха.

γ - кинематический коэффициент вязкости воздуха.

Отношения разного рода сил будет постоянно, если следующие три коэффициента будут постоянны для модели и аэроплана

$$\alpha = \frac{\sigma}{\rho}; \quad \beta = \frac{V_0 l}{\gamma}; \quad \gamma = \frac{M_1}{\rho V_0^2 l^3}$$

