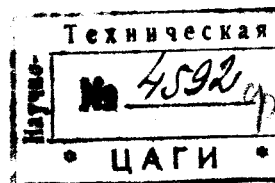


Н К Т П С С С Р
ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Труды Центрального аэро-гидродинамического института
им. проф. Н. Е. Жуковского

Выпуск 234

Е. Е. СОЛОДКИН



ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ МОНОПЛАННОГО КРЫЛА НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

В

ГАНЕ

ИЗДАНИЕ ЦЕНТРАЛЬНОГО АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА
им. проф. Н. Е. ЖУКОВСКОГО

Москва

1 9 3 5

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Настоящая работа является продолжением предыдущей работы автора¹, в которой разработан метод расчета монопланнх крыльев I. Loitz для прямоугольных, трапецевидных и трапецевидных с прямоугольным центропланом крыльев.

В настоящей работе решение указанных крыльев доведено до численных результатов и сделан анализ влияния формы крыла на его аэродинамические характеристики.

В качестве основных параметров выбраны: удлинение $\lambda = \frac{l^2}{S}$, коэффициент сужения

$$\xi = \frac{\bar{b} - b_e}{\bar{b}} \text{ и относительная длина центроплана } \frac{2l_c}{l}.$$

Численные значения этих параметров приняты:

1) для прямоугольных крыльев

$$\lambda = 6, 8, 10, 12, 14;$$

2) для трапецевидных крыльев

$$\lambda = 6, 10, 14,$$

$$\xi = 0,2; 0,4; 0,6; 0,8;$$

3) для трапецевидных крыльев с прямоугольным центропланом

$$\lambda = 6, 10, 14,$$

$$\xi = 0,2; 0,4; 0,6; 0,8,$$

$$\frac{2l_c}{l} = 0,1; 0,2; 0,3; 0,4.$$

Для всех вариантов подсчитано распределение циркуляции, истинного угла атаки и индуктивного сопротивления по размаху крыла.

Кроме того, подсчитаны величины:

N—отношение индуктивного сопротивления данной формы крыла (при заданной подъемной силе) к индуктивному сопротивлению эллиптического крыла;

T—отношение среднего индуктивного угла атаки данной формы крыла к индуктивному углу атаки эллиптического крыла.

В виде приложения, в зависимости от указанных параметров, представлены коэффициенты разложения циркуляции в ряд Фурье.

¹ Е. Е. Солодкин. Определение аэродинамических характеристик монопланного крыла произвольной формы. Труды ЦАГИ, вып. 194. 1935.

Отв. редактор В. Л. Александров

Техн. редактор И. Г. Гефтер

Сдано в набор 13/VII 1935 г.

Подписано к печати 17/VIII 1935 г.

3³/₄ печ. л. по 66 000 зн. в п. л.

Формат бумаги 72×105

Уполн. Главлита № В—22292

Тираж 1000 экз. Зак. № 300.

Типография ЦАГИ—Москва, ул. Радио, 17.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящая работа выпускается Экспериментально-аэродинамическим отделом ЦАГИ с основной целью — помочь конструкторам и расчетчикам при проектировании крыла самолета как в отношении прочности, так и аэродинамики. В богатом графическом материале, охватывающем с достаточной полнотой диапазон форм современных крыльев, автор освещает распределение циркуляции, распределение индуктивного сопротивления и истинного угла атаки вдоль по размаху незакрученного и нестреловидного крыла. Расчет, проделанный по методу Лотца (отличному от метода Треффца разложения в ряд функций хорды и угла атаки), избавит конструкторские бюро авиапромышленности от громоздких пересчетов при выборе типа крыла и окончательном аэродинамическом расчете. Вспомогательные графики коэффициентов разложения циркуляции и таблицы будут большим подспорьем в этой работе конструктора.

А. Мартынов

ОТ АВТОРА

Настоящая работа проведена в Экспериментально-аэродинамическом отделе ЦАГИ в 1934 г.

Работа состоит из двух частей: в первой части при постоянных по размаху профиле и геометрическом угле атаки выяснено влияние на аэродинамические характеристики очертания крыла в плане; во второй части, подготовляемой к печати, при заданной форме крыла будет выяснено влияние закрутки и стреловидности.

Работа выполнена автором при ближайшем участии техника Е. Я. Разореновой. Ею выполнена вся счетная и чертежная работа и оформлен материал к печати.

Отмечая большую инициативу, проявленную т. Разореновой при проведении работы, автор приносит ей свою глубокую благодарность.

Апрель 1935 г.

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

S — площадь крыла.

l — размах крыла.

z — координата вдоль размаха крыла.

$$\theta = \arccos\left(-\frac{2z}{l}\right).$$

$b, b(z)$ — хорда крыла в точке z .

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \text{ — удлинение крыла.}$$

\bar{b} — хорда среднего сечения крыла¹.

b_e — хорда на конце крыла².

$$\xi = \frac{\bar{b} - b_e}{\bar{b}} \text{ — коэффициент сужения.}$$

$$\frac{2l_c}{l} \text{ — относительная длина центроплана.}$$

$\alpha, \alpha(z)$ — геометрический угол атаки в точке z ³.

$\alpha', \alpha'(z)$ — истинный угол атаки в точке z .

α_i — индуктивный угол атаки в точке z .

ρ — массовая плотность воздуха.

V — скорость полета.

$\Gamma, \Gamma(z)$ — циркуляция вокруг крыла в точке z .

W — индуцированная скорость в точке z .

$$a = \frac{dC_y}{d\alpha} \text{ — наклон прямолинейного участка коэффициента подъемной силы в зависимости от углов атаки.}$$

a_0 — наклон прямолинейного участка коэффициента подъемной силы для профиля в плоскопараллельном потоке.

A_n — коэффициенты разложения циркуляции в ряд Фурье.

B_n — коэффициенты разложения функции угла атаки в ряд Фурье.

C_{2k} — коэффициенты разложения функции хорды крыла в ряд Фурье.

¹ Все величины, относящиеся к среднему сечению крыла, обозначены сверху чертой.

² Все величины, относящиеся к концу крыла, обозначены индексом e .

³ Углы атаки всегда измеряются от такого положения крыла, при котором подъемная сила обращается в нуль.

Введение

Приступая к анализу влияния формы крыла на его аэродинамические характеристики, следует указать, что последние не являются единственным критерием при выборе той или иной формы крыла. Наряду с аэродинамическими характеристиками данной формы крыла не менее важную роль играют конструктивные преимущества и выгодность ее в смысле прочности. К сожалению, конструкция, выгодная в смысле аэродинамики, обладает в большинстве случаев существенными недостатками в смысле прочности и наоборот. Задача конструктора заключается в том, чтобы найти такую форму крыла, которая по возможности рационально сочетала бы оба необходимые свойства.

В настоящей работе мы ограничимся анализом влияния формы крыла на аэродинамические характеристики. Вместе с тем, насколько позволит располагаемый материал, нами будут сделаны некоторые выводы относительно других важных свойств той или иной формы крыла. Анализ полученного материала будет проведен, главным образом, для выяснения влияния формы крыла на следующие три характеристики:

1) индуктивное сопротивление, зависящее, как известно, от распределения циркуляции по размаху и минимум которого получается при эллиптическом распределении;

2) демпфирующее свойство крыла относительно продольной оси, зависящее от распределения истинного угла атаки по размаху и которое сохраняется, если при возрастании угла атаки сохраняется приращение подъемной силы на концах крыла;

3) устойчивость относительно поперечной оси (момент тангажа), которая при заданной подъемной силе зависит исключительно от стреловидности крыла в плане (во второй части).

Ход расчета

Расчет крыла по методу I. Lotz подробно изложен в указанной выше работе автора. Здесь будет приведен только ход расчета, который в основном состоит в следующем.

Требуется определить циркуляцию, заданную интегральным уравнением:

$$\Gamma = a_0 b V \left[\alpha - \frac{1}{4\pi V} \int_{-\frac{l}{2}}^{+\frac{l}{2}} \frac{d\Gamma}{dz} \cdot \frac{dz}{z - z_1} \right]$$

или представленную в несколько ином виде:

$$\alpha = \frac{1}{4\pi V} \int_{-\frac{l}{2}}^{+\frac{l}{2}} \frac{d\Gamma}{dz} \cdot \frac{dz}{z - z_1} + \frac{\Gamma}{a_0 b V}. \quad (1)$$

После подстановки:

$$z = -\frac{l}{2} \cos \theta \text{ и } \Gamma = a_0 \bar{b} V \sum A_n \sin n\theta$$

уравнение (1) принимает вид:

$$\alpha \sin \theta = \frac{\bar{b}}{b} \sin \theta \sum A_n \sin n\theta + \bar{\mu} \sum n A_n \sin n\theta. \quad (2)$$

Для анализа влияния угла атаки в ряд Фурье раскладывается функция:

$$\alpha \sin \theta = \sum B_n \sin n\theta.$$

Для анализа влияния очертания крыла в плане в ряд Фурье раскладывается функция:

$$\frac{\bar{b}}{b} \sin \theta = \sum C_{2k} \cos 2k\theta,$$

тогда уравнение (2) представится:

$$\sum B_n \sin n\theta = \sum A_n \sin n\theta \sum C_{2k} \cos 2k\theta + \bar{\mu} \sum n A_n \sin n\theta.$$

Сравнивая коэффициенты при синусах одинаковых дуг, получаем систему линейных уравнений для определения неизвестных A_n :

$$\begin{aligned} \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_2) + \bar{\mu} \right] A_1 &= B_1 - \frac{1}{2} \left[(C_2 - C_4) A_3 - (C_4 - C_6) A_5 - (C_6 - C_8) A_7 \dots \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_4) + 2\bar{\mu} \right] A_2 &= B_2 - \frac{1}{2} \left[(C_2 - C_6) A_4 - (C_4 - C_8) A_6 - (C_6 - C_{10}) A_8 \dots \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_6) + 3\bar{\mu} \right] A_3 &= B_3 - \frac{1}{2} \left[(C_2 - C_4) A_1 - (C_2 - C_8) A_5 - (C_4 - C_{10}) A_7 \dots \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_8) + 4\bar{\mu} \right] A_4 &= B_4 - \frac{1}{2} \left[(C_2 - C_6) A_2 - (C_2 - C_{10}) A_6 - (C_4 - C_{12}) A_8 \dots \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_{10}) + 5\bar{\mu} \right] A_5 &= B_5 - \frac{1}{2} \left[(C_4 - C_6) A_1 - (C_2 - C_8) A_3 - (C_2 - C_{12}) A_7 \dots \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_{12}) + 6\bar{\mu} \right] A_6 &= B_6 - \frac{1}{2} \left[(C_4 - C_8) A_2 - (C_2 - C_{10}) A_4 - (C_2 - C_{14}) A_8 \dots \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_{14}) + 7\bar{\mu} \right] A_7 &= B_7 - \frac{1}{2} \left[(C_6 - C_8) A_1 - (C_4 - C_{10}) A_3 - (C_2 - C_{12}) A_5 \dots \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_{16}) + 8\bar{\mu} \right] A_8 &= B_8 - \frac{1}{2} \left[(C_6 - C_{10}) A_2 - (C_4 - C_{12}) A_4 - (C_2 - C_{14}) A_6 \dots \right] \\ &\dots \\ &\dots \end{aligned} \quad (3)$$

Так как расчет мы будем вести для крыльев с углом атаки симметричным относительно середины, поэтому в дальнейшем воспользуемся только нечетной системой.

Чтобы получить хорошее приближение для аэродинамических характеристик крыла, с достаточной для практики точностью, можно ограничиться первыми четырьмя коэффициентами A_n , поэтому во всех случаях мы ограничились решением системы четырех линейных уравнений.

Определив величины B_n и C_{2k} , решение системы ведем методом последовательных приближений (итераций).

В первой части мы ограничимся расчетом крыла с постоянным углом атаки по размаху:

$$\alpha = \bar{\alpha} = \text{const},$$

поэтому

$$B_n = \frac{4}{\pi} \bar{\alpha} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \sin \theta \cdot \sin n\theta d\theta = \begin{cases} \bar{\alpha} & \text{при } n = 1 \\ 0 & \text{при } n \neq 1. \end{cases}$$

Что же касается коэффициентов C_{2k} , то они принимают различные значения в зависимости от формы крыла в плане.

В указанной выше работе автора вычислены и представлены в виде таблиц и графиков значения коэффициентов C_{2k} для некоторых форм крыльев, которые в дальнейшем будут использованы нами для расчета.

Выбор параметров и объем исследования

Расчет производился для прямоугольных, трапецевидных и трапецевидных с прямоугольным центропланом крыльев (см. приложение 1).

В качестве основных параметров выбраны: удлинение $\lambda = \frac{l^2}{S}$; коэффициент сужения $\xi = \frac{\bar{b} - b_e}{\bar{b}}$ и относительная длина центроплана $\frac{2l_c}{l}$.

Величина $a_0 = \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_\infty$ — наклон коэффициента подъемной силы для профиля в плоскопараллельном потоке; в отличие от теоретического значения $a_0 = \pi$ принята равной 2,8 — значение очень близкое для большинства современных профилей. В случае, если a_0 имеет другое значение, легко показать, что вместо удлинения λ в расчет войдет „эквивалентное удлинение“:

$$\lambda_{\text{эKB}} = \frac{a_0}{2,8}$$

Действительно, величина a_0 совместно с удлинением крыла λ входит в величину $\bar{\mu} = \frac{a_0 \bar{b}}{2l} = \frac{a_0}{k\lambda}$, где k — величина, зависящая от очертания крыла в плане (см. приложение 1).

Чтобы сохранить величину $\bar{\mu}$ при изменении величины a_0 , придется соответственно изменить значение удлинения λ из следующего соотношения:

$$\bar{\mu} = \frac{a_0'}{k\lambda'} = \frac{a_0''}{k\lambda''},$$

откуда:

$$\lambda'' = \frac{a_0''}{a_0'} \lambda'$$

или в нашем случае

$$\lambda_{\text{эKB}} = \frac{a_0}{2,8} \lambda.$$

Для всех вариантов было подсчитано (см. приложение 2):

1. Распределение циркуляции по размаху:

$$\Gamma = a_0 \bar{b} V \bar{\alpha} \sum A_n \sin n\theta.$$

Так как $\frac{dP}{dz} = \rho V \Gamma$ имеем также распределение подъемной силы по размаху:

$$\frac{dP}{dz} = \rho V^2 a_0 \bar{b} \bar{\alpha} \sum A_n \sin n\theta.$$

2. Распределение истинного угла атаки по размаху:

$$\alpha' = \frac{\Gamma}{a_0 b V} = \frac{\bar{b}}{b} \bar{\alpha} \sum A_n \sin n\theta.$$

Так как $C_y = a_0 \alpha'$ имеем также распределение C_y по размаху:

$$C_y = a_0 \alpha' = \frac{\bar{b}}{b} a_0 \bar{\alpha} \sum A_n \sin n\theta.$$

В каждом сечении крыла сумма истинного и индуктивного углов атаки равна геометрическому углу атаки:

$$\bar{\alpha} = \alpha' + \alpha_i,$$

поэтому имеем распределение индуктивного угла атаки по размаху:

$$\alpha_i = \bar{\alpha} - \alpha' = \bar{\alpha} \left[1 - \frac{\bar{b}}{b} \sum A_n \sin n\theta \right].$$

3. Распределение индуктивного сопротивления по размаху будет:

$$- \frac{d\theta_i}{dz} = \frac{dP}{dz} \alpha_i = \rho V^2 a_0 \bar{b} \alpha^2 \sum A_n \sin n\theta \left[1 - \frac{\bar{b}}{b} \sum A_n \sin n\theta \right].$$

Точно так же подсчитаны следующие величины.

4. Отношение индуктивного сопротивления данной формы крыла (при заданной подъемной силе) к индуктивному сопротивлению эллиптического крыла, т. е. к минимальному индуктивному сопротивлению:

$$N = \frac{Q_i}{Q_{i \text{ эл}}} = \frac{\sum n A_n^2}{A_1^2}.$$

5. Отношение среднего индуктивного угла атаки данного крыла к индуктивному углу атаки эллиптического крыла, имеющего ту же подъемную силу:

$$T = \frac{\alpha_{i \text{ ср}}}{\alpha_{i \text{ эл}}} = \frac{\sum A_n}{A_1}.$$

Прямоугольные крылья

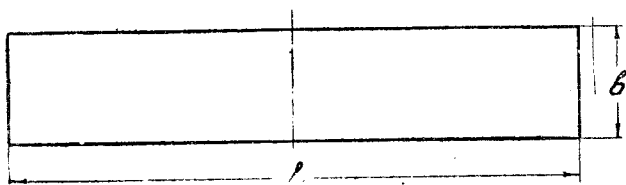
Расчет прямоугольных крыльев производился для пяти значений удлинения:

$$\lambda = 6; 8; 10; 12; 14.$$

Численные значения коэффициентов $\frac{A_n}{\alpha}$ представлены в табл. 1—3 и на фиг. 68—71 (см. приложение 3).

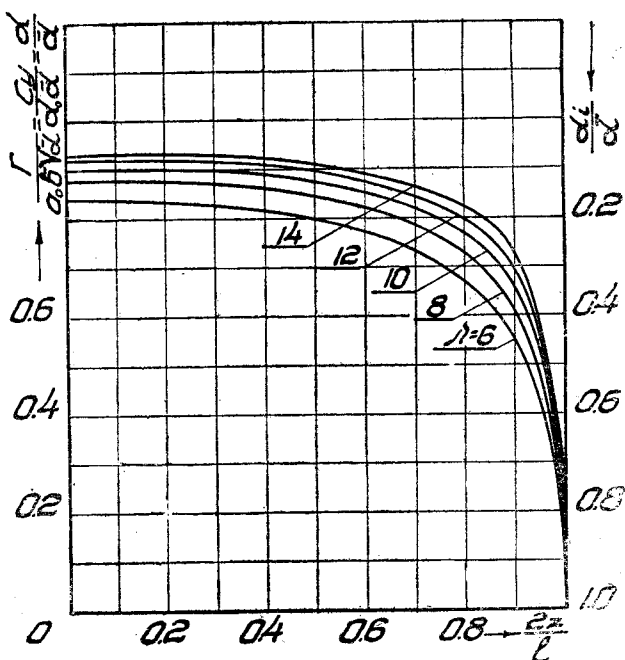
На фиг. 2 представлено распределение циркуляции по размаху крыла при различных значениях величины удлинения λ в отвлеченной форме: $\frac{\Gamma}{a_0 \bar{b} V \alpha}$.

Приращение полной подъемной силы крыла с увеличением удлинения уменьшается. Можно ожидать, что дальнейшее увеличение λ практически мало отразится на величине полной подъемной силы крыла.



Фиг. 1.

На этой же фигуре представлено распределение истинного угла атаки по размаху крыла в виде $\frac{\alpha'}{\alpha}$, коэффициента C_y в виде $\frac{C_y}{a_0 \alpha}$ и индуктивного угла атаки в виде $\frac{\alpha_i}{\alpha}$.



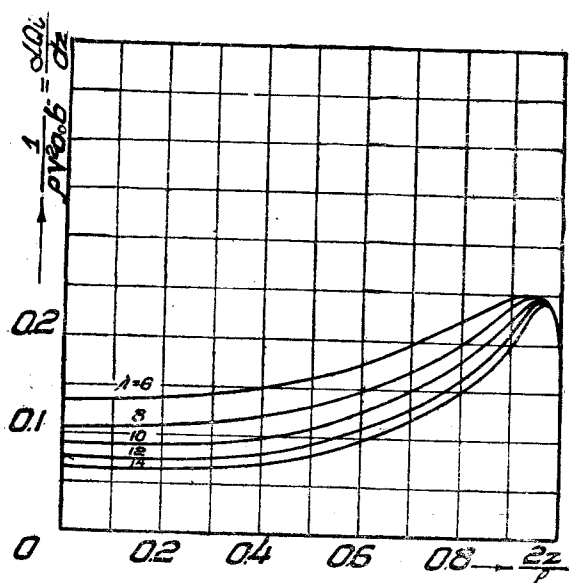
Фиг. 2.

В смысле устойчивости обтекания концов крыла прямоугольная форма очень благоприятна. Максимальное значение истинного угла атаки находится в середине крыла и равномерно уменьшается к концам. Кроме того все сечения крыла работают при одинаковых числах Рейнольдса, поэтому нет опасности срыва потока с концов крыла.

На фиг. 3 представлено распределение индуктивного сопротивления по размаху крыла в отвлеченной форме: $\frac{1}{\rho V^2 a_0 \bar{b} \alpha^2} \cdot \frac{dQ_i}{dz}$.

Максимум сопротивления находится на конце крыла, причем имеет почти одно и то же значение для всех удлинений.

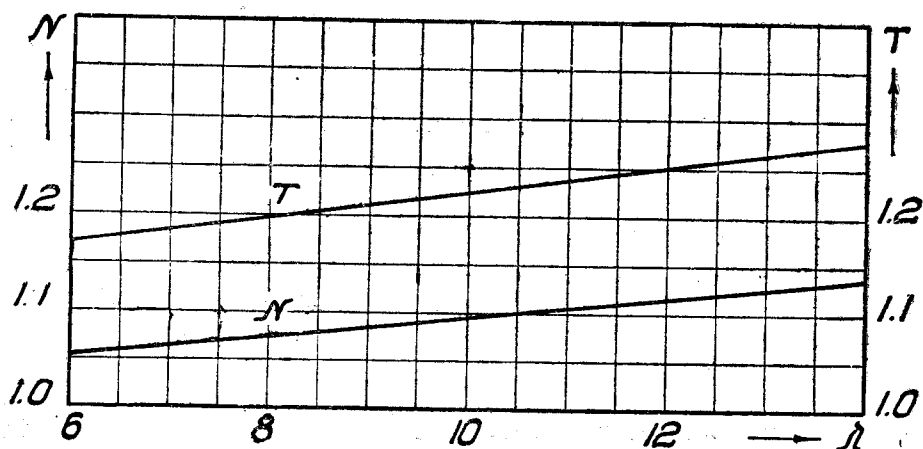
На фиг. 4 в зависимости от удлинения представлена величина N — отношение индуктивного сопротивления прямоугольного крыла (при заданной подъемной силе) к индуктивному сопротивлению эллиптического крыла.



Фиг. 3.

Величины N и λ связаны между собой линейной зависимостью, которая при выбранном нами значении $a_0 = 2,8$ может быть выражена аналитически следующим образом:

$$N = 0,995 + 0,010\lambda.$$



Фиг. 4.

На той же фигуре в зависимости от удлинения представлена величина T — отношение среднего индуктивного угла атаки прямоугольного крыла к индуктивному углу атаки эллиптического крыла, имеющего ту же подъемную силу.

Величины T и λ связаны также между собою линейной зависимостью, которая при $a_0 = 2,8$ может быть выражена аналитически:

$$T = 1,10 + 0,0125 \lambda.$$

Выводы

Прямоугольное крыло, будучи благоприятным в строительном отношении, благодаря простоте своего очертания, обладает рядом недостатков как в отношении прочности, так и в аэродинамическом отношении.

Распределение подъемной силы у прямоугольного крыла вызывает большие изгибающие моменты вдоль размаха и тем самым утяжеляет вес конструкции.

Распределение циркуляции сильно отличается от эллиптического, поэтому индуктивное сопротивление прямоугольного крыла выше минимального индуктивного сопротивления (при заданной подъемной силе) для применяемых на практике удлинений на 5—7%.

Единственным преимуществом является демпфирующее свойство такой формы крыла относительно продольной оси. Максимальное значение истинного угла атаки находится в середине крыла, поэтому на больших углах атаки нет опасности срыва потока с концов крыла.

Этим же, очевидно, объясняется, что крыло прямоугольной формы лучше работает в закритической области и легче поддается улучшению при помощи дополнительных средств, как-то: концевые предкрылки и др. для сохранения устойчивости в закритической области.

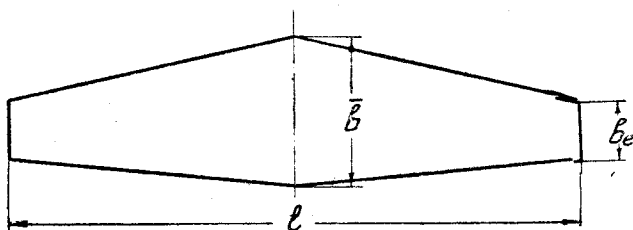
Трапецевидные крылья

Расчет трапецевидных крыльев производился для трех значений удлинения:

$$\lambda = 6; 10; 14;$$

и четырех значений коэффициента сужения.

$$\xi = 0,2; 0,4; 0,6; 0,8.$$



Фиг. 5.

Численные значения коэффициентов $\frac{A_n}{\alpha}$ в зависимости от величины ξ при различных λ представлены в табл. 1—3 и на фиг. 68—71 (см. приложение 3).

На фиг. 6, 7, 8 представлено распределение циркуляции по размаху крыла в виде отношения: $\frac{\Gamma}{a_0 b_m V \alpha}$, где $b_m = \frac{S}{l}$ — средняя хорда крыла.

Последняя выбрана из тех соображений, что она имеет одно и то же значение для всех крыльев с одинаковым улучшением.

Чтобы перейти к величине циркуляции, отнесенной к максимальной хорде, к которой обычно относят все аэродинамические характеристики, численное значение $\frac{\Gamma}{a_0 b_m V \alpha}$ нужно изменить в отношении:

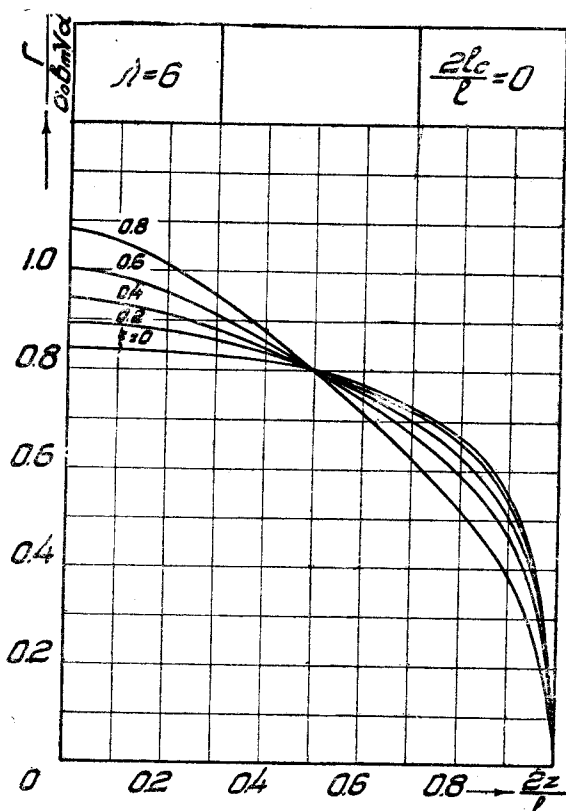
$$\frac{b_m}{\bar{b}} = \frac{2 - \xi}{2}.$$

Действительно, площадь трапецевидного крыла можно представить:

$$S = l b_m = \frac{\bar{l} \bar{b}}{2} (2 - \xi),$$

откуда:

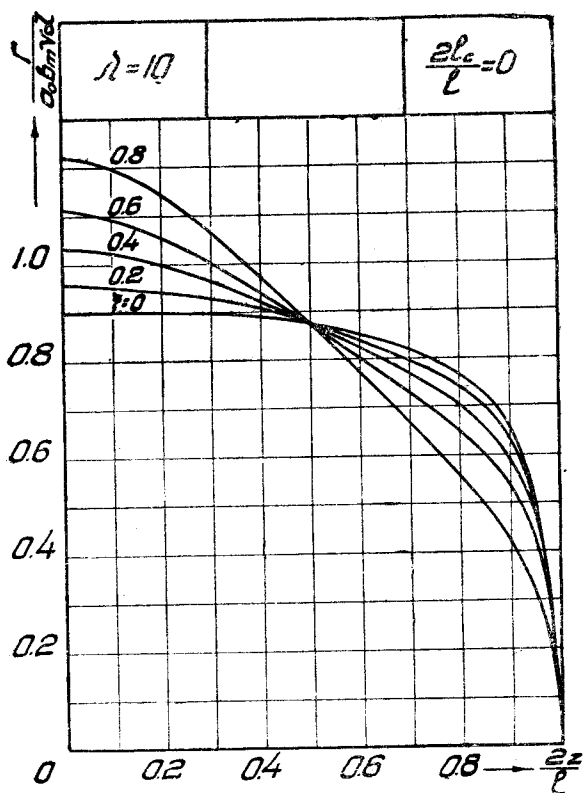
$$\frac{b_m}{\bar{b}} = \frac{2 - \xi}{2}.$$



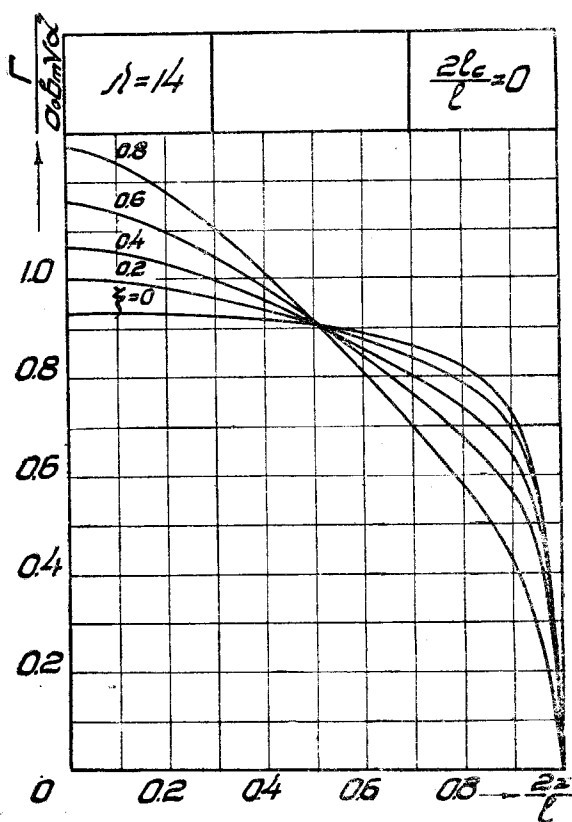
Фиг. 6.

Из рассмотрения фиг. 6, 7, 8 следует, что распределение циркуляции по размаху сильно напоминает очертание крыла в плане. Кроме того, при $\frac{2z}{l} = 0,5$ циркуляция имеет одно и то же значение при любом удлинении и любом сужении.

Первое обстоятельство, как мы увидим ниже, имеет большое значение в конструктивном отношении, так как благодаря сужению происходит концентрация подъемной силы в середине крыла и тем самым уменьшаются изгибающие моменты вдоль размаха.



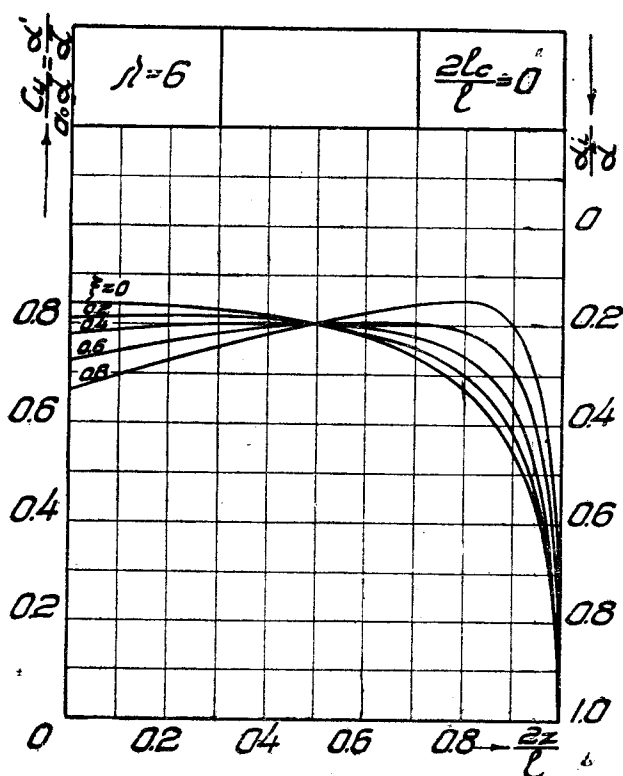
Фиг. 7.



Фиг. 8.

На фиг. 9, 10, 11 представлено распределение истинного угла атаки по размаху крыла в виде: $\frac{\alpha'}{\alpha}$ и так как $C_y = a_0 \alpha'$, распределение C_y в виде: $\frac{C_y}{a_0 \alpha}$. Там же представлено распределение индуктивного угла атаки по размаху крыла в виде: $\frac{\alpha_i}{\alpha}$.

Вследствие того, что вертикальная индуцированная скорость на концах крыла имеет малое значение, истинный угол атаки больше чем в середине, поэтому на больших углах атаки создается опасность срыва потока с концов крыла и тем больше, чем больше сужение.

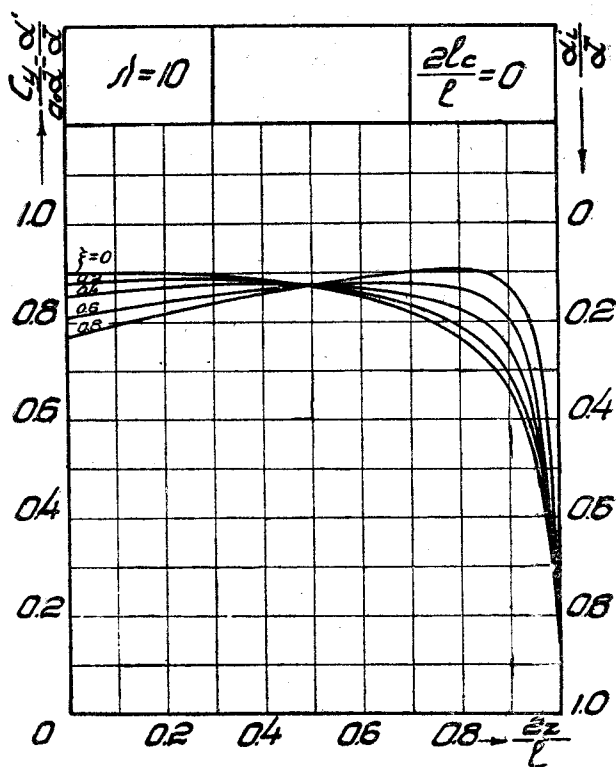


Фиг. 9.

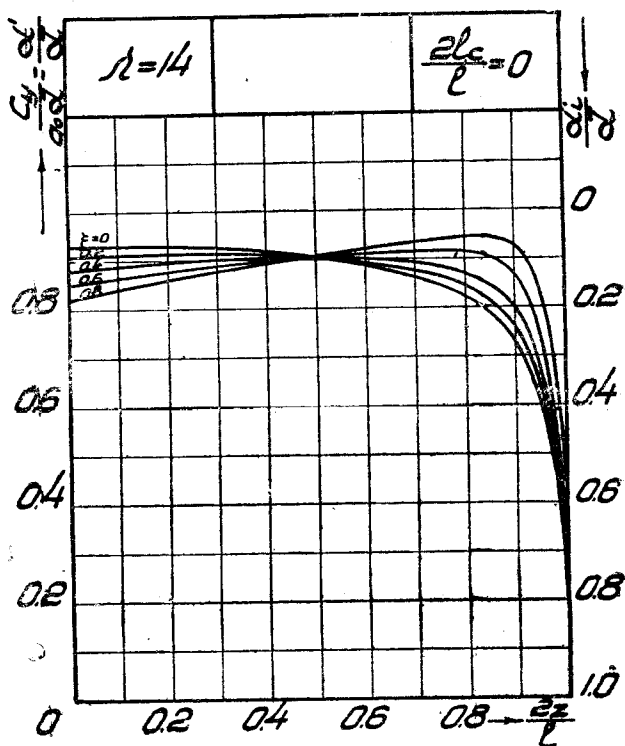
Что же касается удлинения, то оно действует в обратную сторону, не влияя на положение максимального значения истинного угла атаки, но при своем увеличении сильно уменьшает разность между последним и углом атаки в середине крыла и тем самым опасность срыва с концов крыла.

На фиг. 12, 13, 14 представлено распределение индуктивного сопротивления по размаху крыла в виде: $\frac{1}{\rho V^2 a_0 b_m \alpha^2} \cdot \frac{dQ_i}{dz}$.

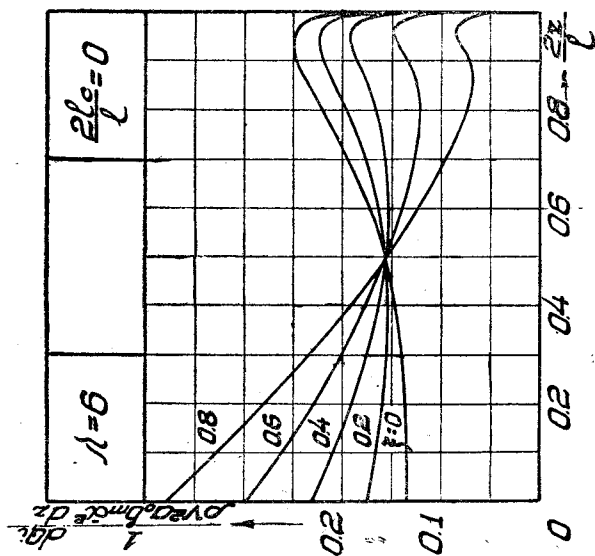
Для всех удлинений максимальное значение индуктивного сопротивления остается почти постоянным, но сильно подходит к концу крыла. Влияние сужения сводится лишь к смягчению максимума сопротивления на концах крыла, который имеет явную форму при прямоугольном крыле.



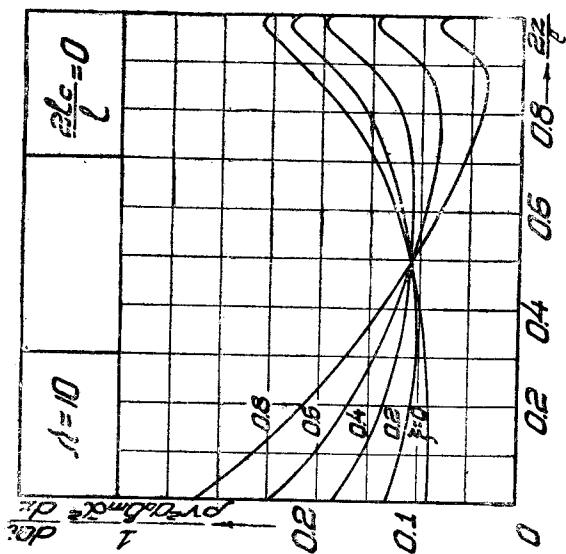
Фиг. 10.



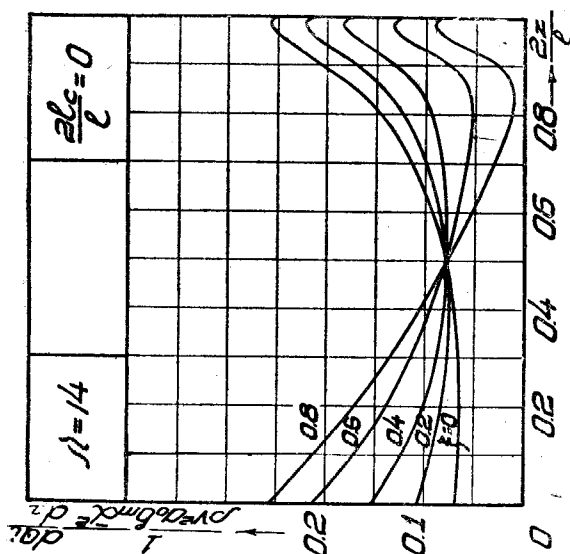
Фиг. 11.



Фиг. 12.



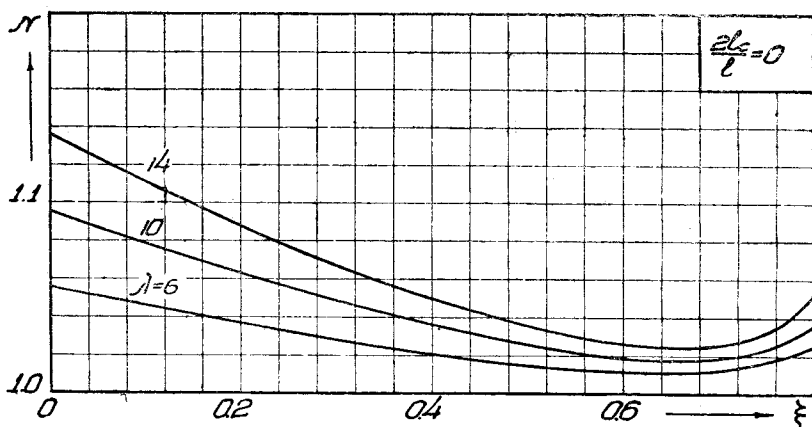
Фиг. 13.



Фиг. 14.

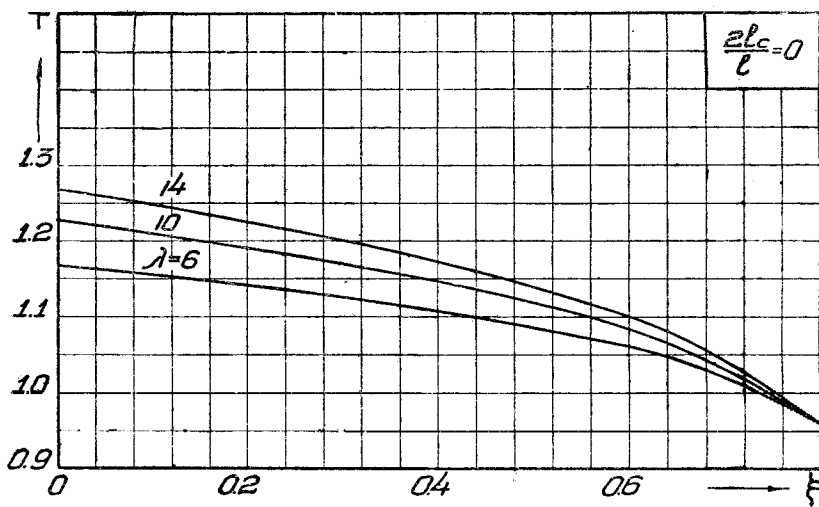
На фиг. 15 представлена величина $N = \frac{\sum n A_n^2}{A_1^2}$ в зависимости от коэффициента сужения ξ при различных значениях λ .

С точки зрения индуктивного сопротивления наиболее благоприятным является сужение, соответствующее коэффициенту $\xi = 0,6 - 0,7$. В этом случае индуктивное сопротивление трапецевидного крыла (при данном



Фиг. 15.

C_y) отличается от индуктивного сопротивления эллиптического крыла в зависимости от λ на $0,5 - 1,2\%$. С увеличением удлинения отклонения индуктивного сопротивления от эллиптического крыла увеличиваются.



Фиг. 16.

На фиг. 16 представлена величина $T = \frac{\sum A_n}{A_1}$ в зависимости от коэффициента сужения ξ при различных значениях удлинения λ .

Интересно отметить, что для всех удлинений при $\xi = 0,8$ величина $T = 0,96$, т. е. средний индуктивный угол атаки трапецевидного крыла, на 4° меньше, чем у эллиптического.

Выводы

Трапецевидное крыло, в зависимости от сужения, в большей или меньшей степени концентрирует подъемную силу в середине крыла и тем самым уменьшает изгибающие моменты вдоль размаха крыла.

Сужение также благоприятно влияет на величину индуктивного сопротивления крыла, которое уменьшается с увеличением сужения и достигает своей минимальной величины при $\xi \cong 0,7$.

Менее благополучно при такой форме крыла обстоит вопрос с распределением истинного угла атаки по размаху. С увеличением сужения максимальное значение истинного угла атаки перемещается к концу крыла, что на больших углах атаки благоприятствует срыву потока с концов крыла. Этому также способствует следующее: благодаря сужению концы крыла работают на меньших числах Рейнольдса (Re), чем середина крыла, так что срыв у них будет начинаться раньше, чем в середине. Указанные обстоятельства делают плоскую трапецевидную форму крыла на больших углах атаки весьма неустойчивой относительно продольной оси и может служить началом авторотации и штопора.

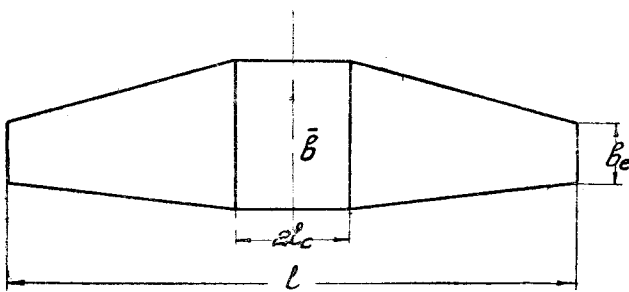
Между тем, вряд ли можно найти такое монопланное крыло, которое в той или иной степени не имело бы сужения. Объясняется это тем, что демпфирующее свойство крыла относительно продольной оси зависит еще от целого ряда параметров и, в первую очередь, от свойства профиля и закрутки крыла. При помощи соответствующего выбора неавторотирующего профиля или соответствующей закрутки можно затянуть срыв потока до очень больших углов атаки или понизить и даже уничтожить разность между максимальным значением истинного угла атаки и угла атаки в середине крыла и тем самым уничтожить источник срыва.

Задача конструктора заключается в том, чтобы найти такое сочетание величины сужения, профиля и закрутки, при котором можно добиться благоприятных аэродинамических свойств крыла, воспользовавшись теми конструктивными и строительными преимуществами, которые дает трапецевидное очертание крыла в плане.

Трапецевидные крылья с прямоугольным центропланом

Расчет трапецевидных крыльев с прямоугольным центропланом производится для трех значений удлинения:

$$\lambda = 6; 10; 14;$$



Фиг. 17.

четырёх значений относительной длины центроплана:

$$\frac{2l_c}{l} = 0,1; 0,2; 0,3; 0,4$$

и четырёх значений коэффициента сужения:

$$\xi = 0,2; 0,4; 0,6; 0,8.$$

Численные значения коэффициентов $\frac{A_n}{\alpha}$ в зависимости от коэффициента сужения ξ при различных значениях λ и данном отношении $\frac{2l_c}{l}$ представлено в табл. 1—3 и на фиг. 68—87 (см. приложение 3).

На фиг. 18—29 представлено распределение циркуляции по размаху крыла в виде отношения: $\frac{\Gamma}{a_0 b_m V \alpha}$,

где $b_m = \frac{S}{l}$ — средняя хорда крыла.

Чтобы перейти к циркуляции, отнесенной к максимальной хорде крыла, выражение $\frac{\Gamma}{a_0 b_m V \alpha}$ нужно изменить в отношении:

$$\frac{b}{b_m} = 1 - \frac{\xi}{2} \left(1 - \frac{2l_c}{l} \right)^2,$$

которое легко выводится из следующих соображений: площадь трапецеидного крыла с прямоугольным центропланом можно представить:

$$S = l b_m = \bar{b} \left[1 - \frac{\xi}{2} \left(1 - \frac{2l_c}{l} \right)^2 \right],$$

откуда

$$\frac{b_m}{\bar{b}} = 1 - \frac{\xi}{2} \left(1 - \frac{2l_c}{l} \right)^2.$$

По мере увеличения длины центроплана происходит перераспределение циркуляции по размаху в сторону приближения к кривой для прямоугольного крыла. Как и в случае чисто трапецеидного крыла, все кривые распределения при различных ξ пересекаются в одной точке, но сама точка пересечения с увеличением длины центроплана сдвигается вправо.

На фиг. 30—41 представлено распределение истинного угла атаки по размаху крыла в виде: $\frac{\alpha'}{\alpha}$, так как $C_y = a_0 \alpha'$ распределение C_y в виде:

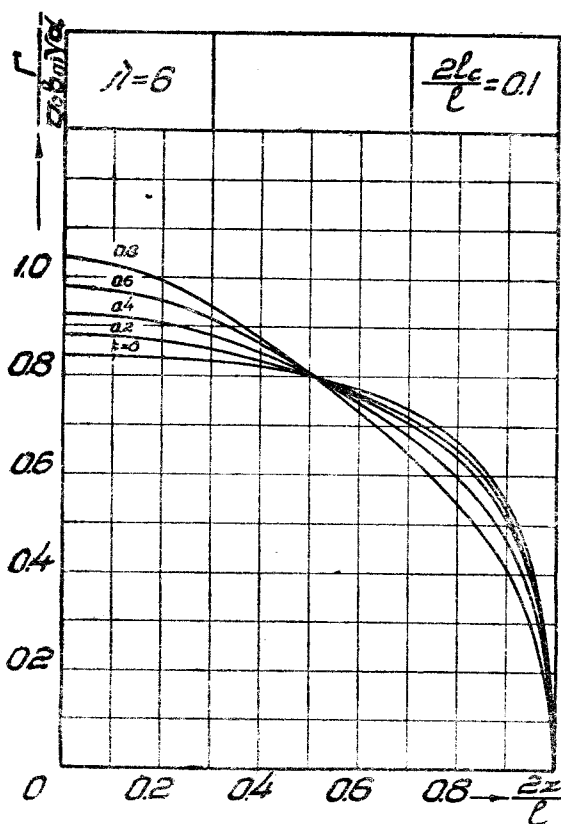
$\frac{C_y}{a_0 \alpha}$, а также распределение индуктивного угла атаки в виде: $\frac{\alpha_i}{\alpha}$.

При наличии центроплана каждая кривая имеет два максимума: один в середине крыла (внутренний максимум), а другой на конце (внешний максимум).

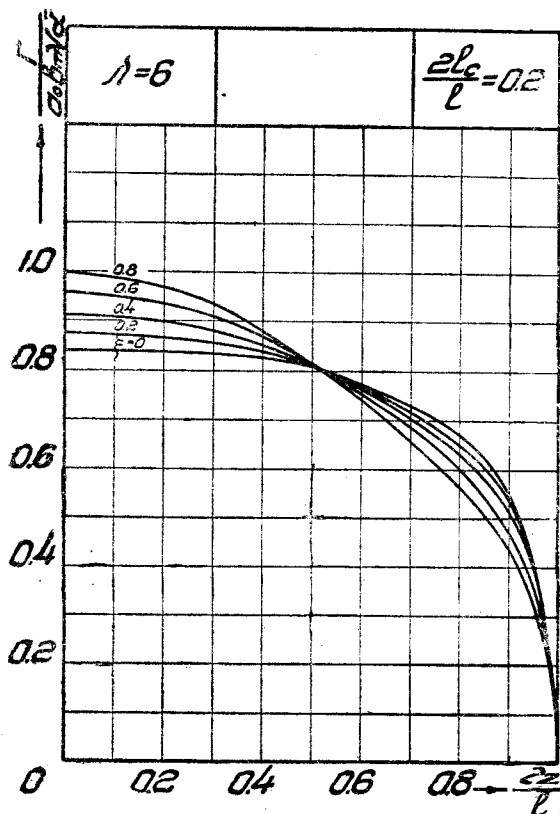
По мере увеличения длины центроплана внешний максимум уменьшается, так что при $\frac{2l_c}{l} = 0,3—0,4$ в зависимости от λ он становится равным и даже меньше внутреннего.

На фиг. 42—53 представлено распределение индуктивного сопротивления в виде: $\frac{1}{\rho V^2 a_0 b_m \bar{\alpha}^2} \cdot \frac{dQ_i}{dz}$.

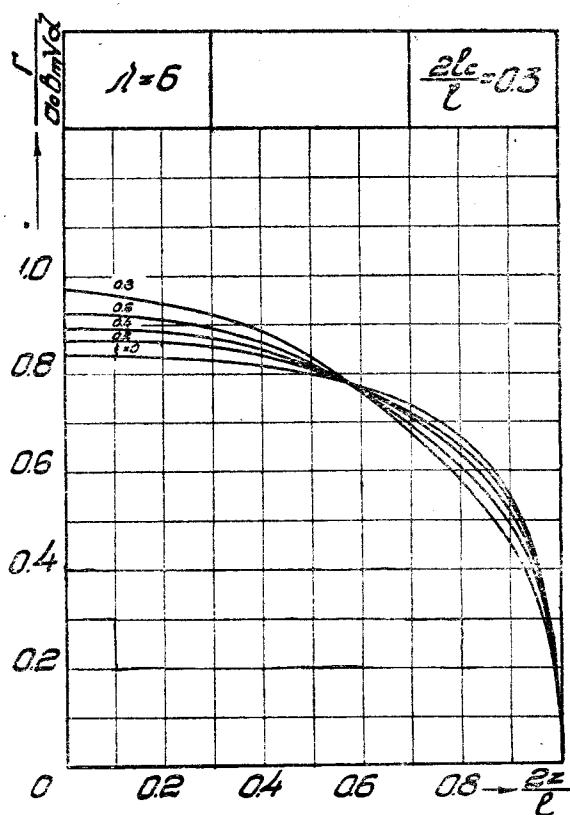
Как и в случае распределения циркуляции и истинного угла атаки, наличие центроплана действует в сторону приближения соответствующих кривых к кривой для прямоугольного крыла.



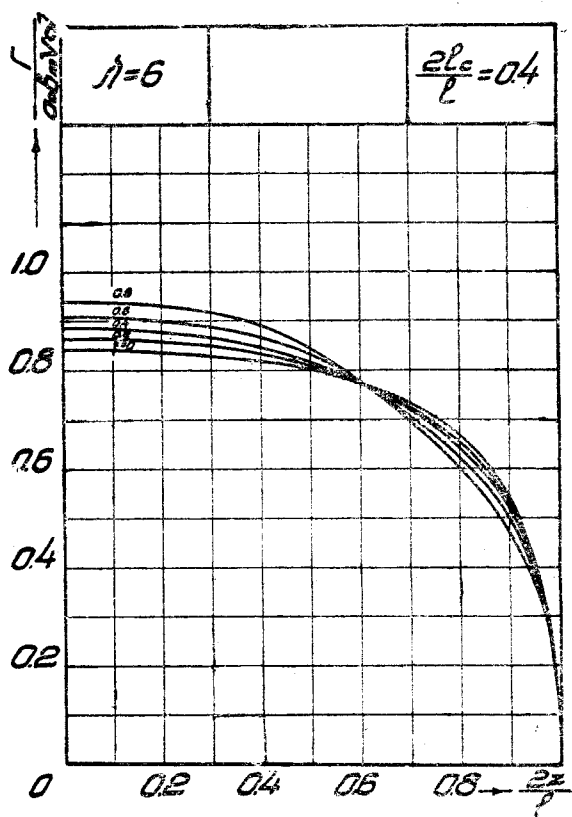
Фиг. 18.



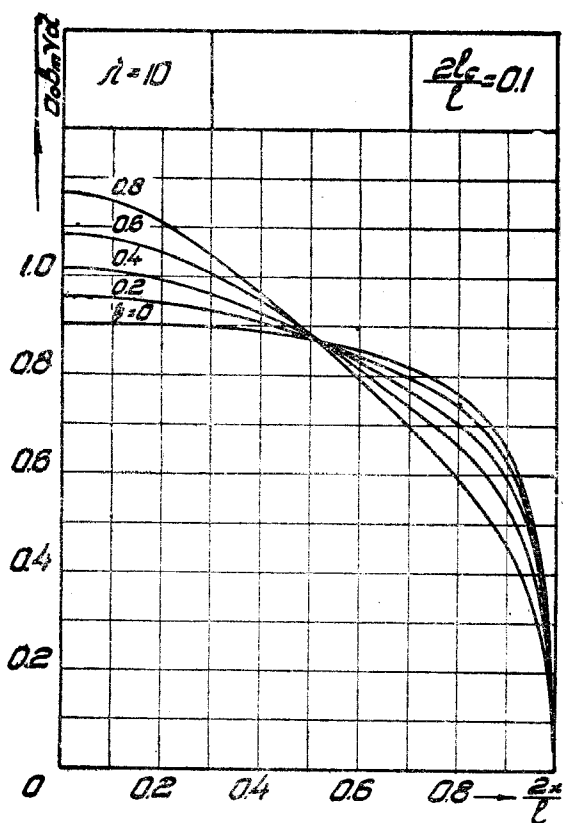
Фиг. 19.



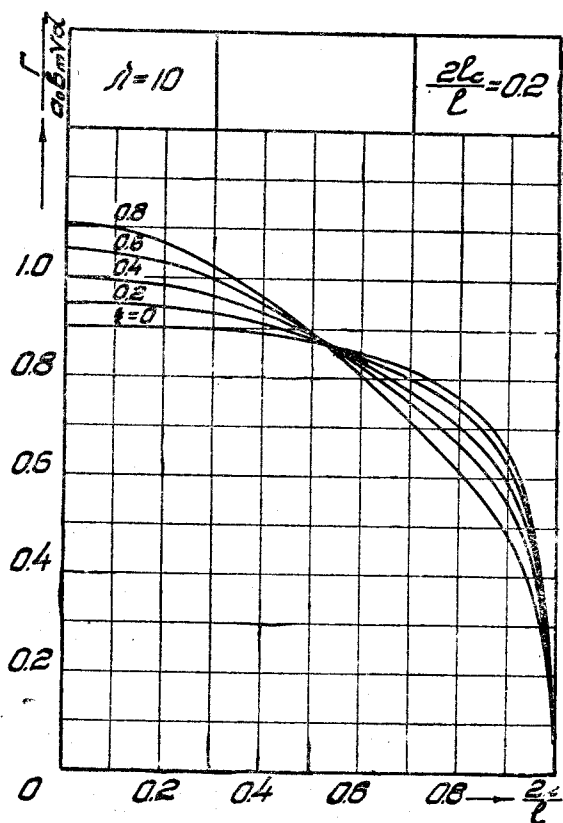
Фиг. 20.



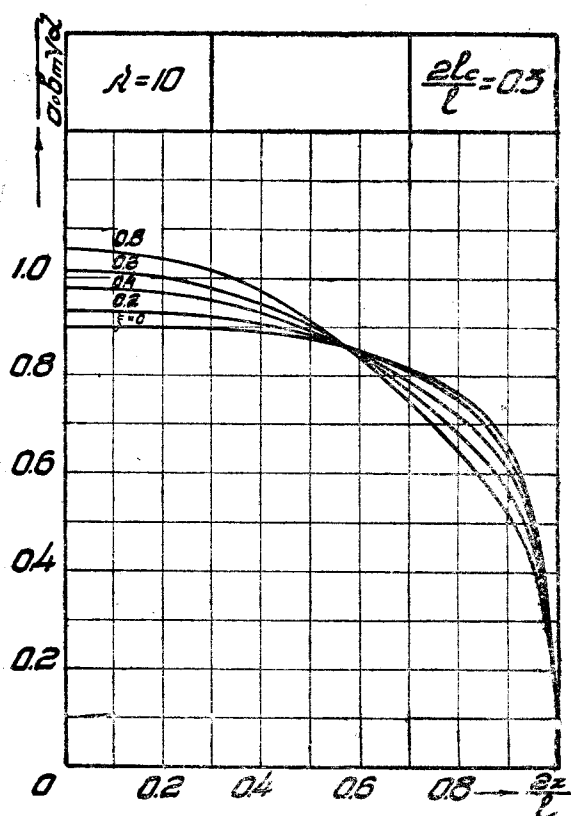
Фиг. 21.



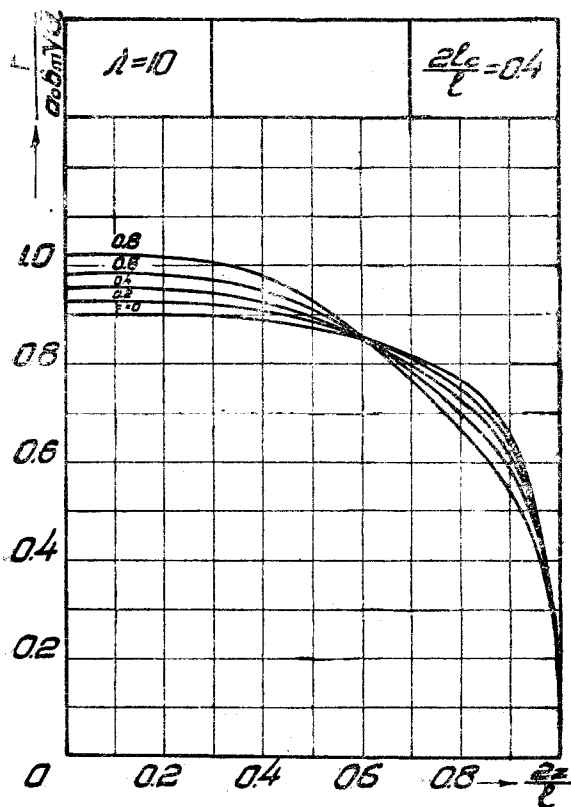
Фиг. 22.



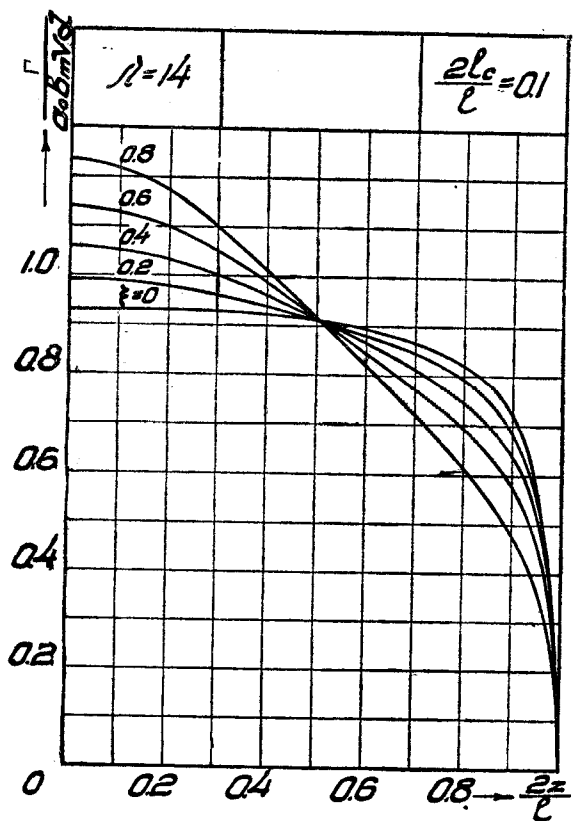
Фиг. 23.



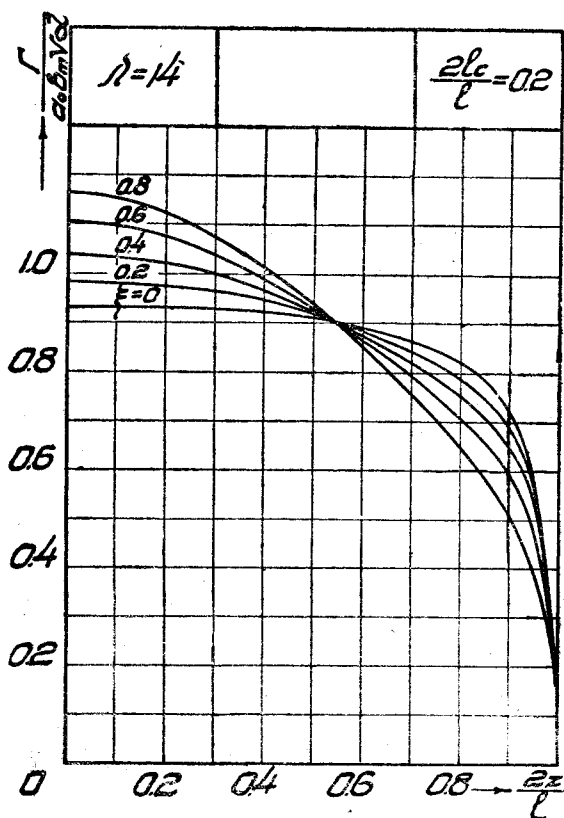
Фиг. 24.



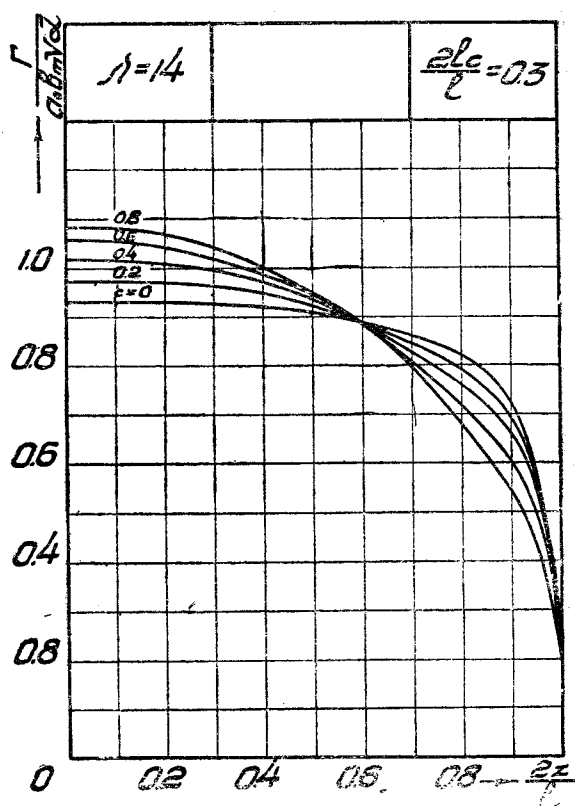
Фиг. 25.



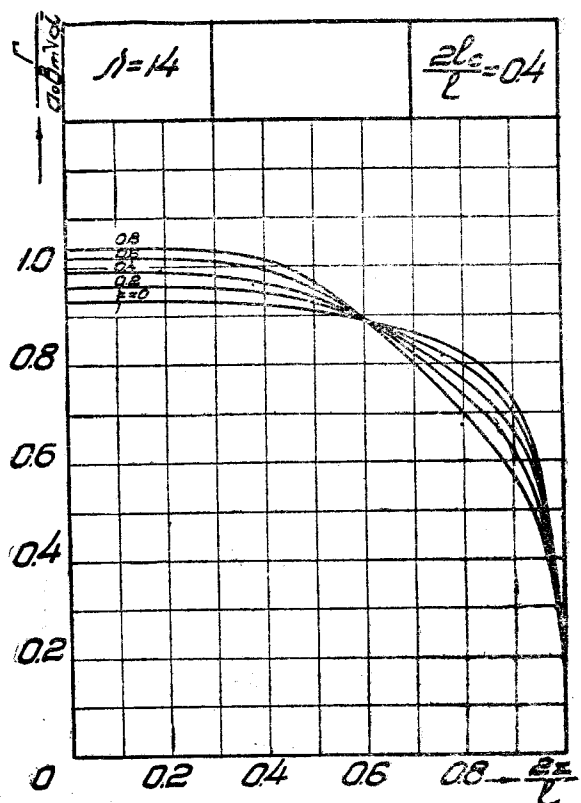
Фиг. 26.



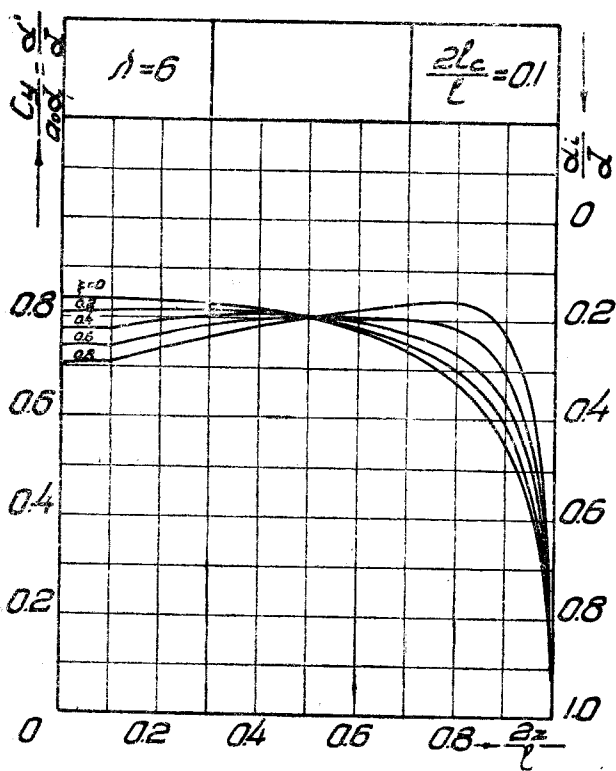
Фиг. 27.



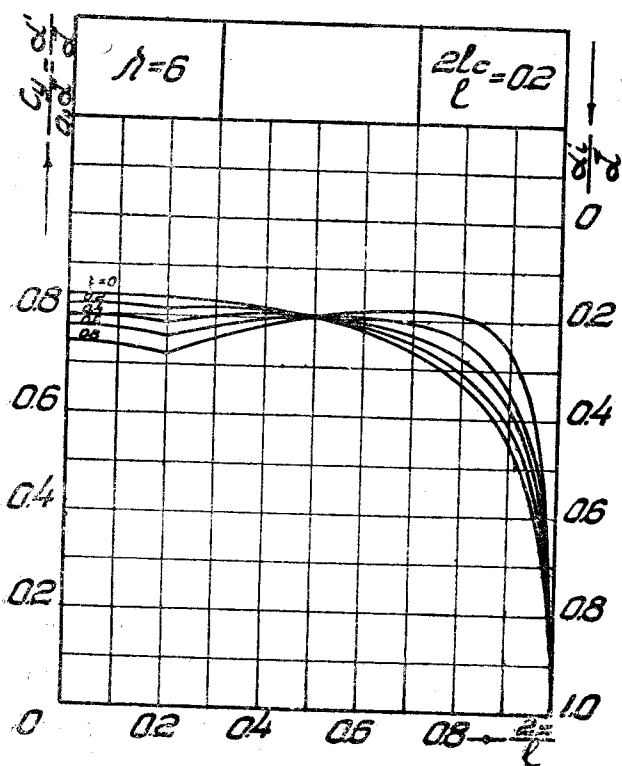
Фиг. 28.



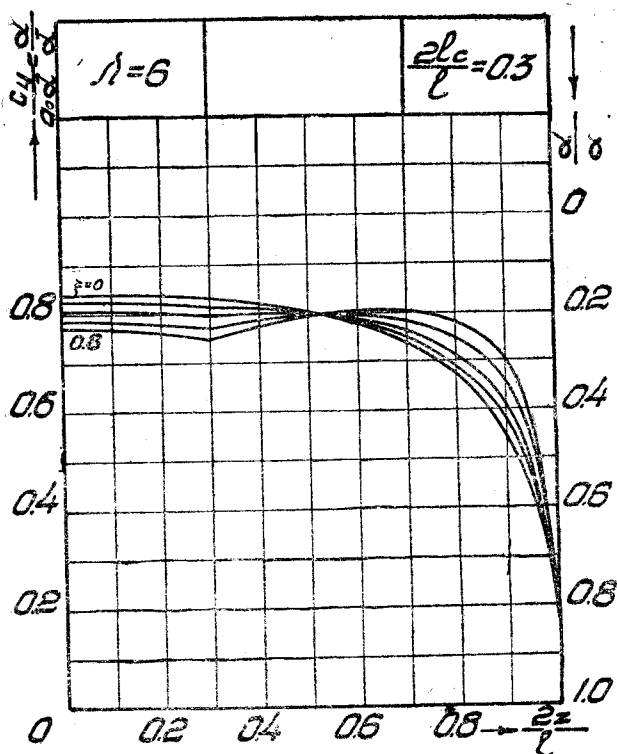
Фиг. 29.



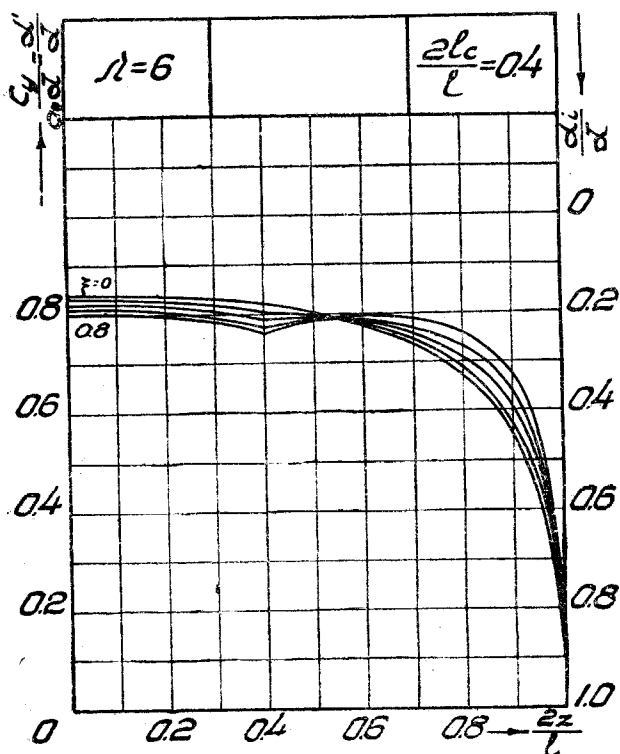
Фиг. 30.



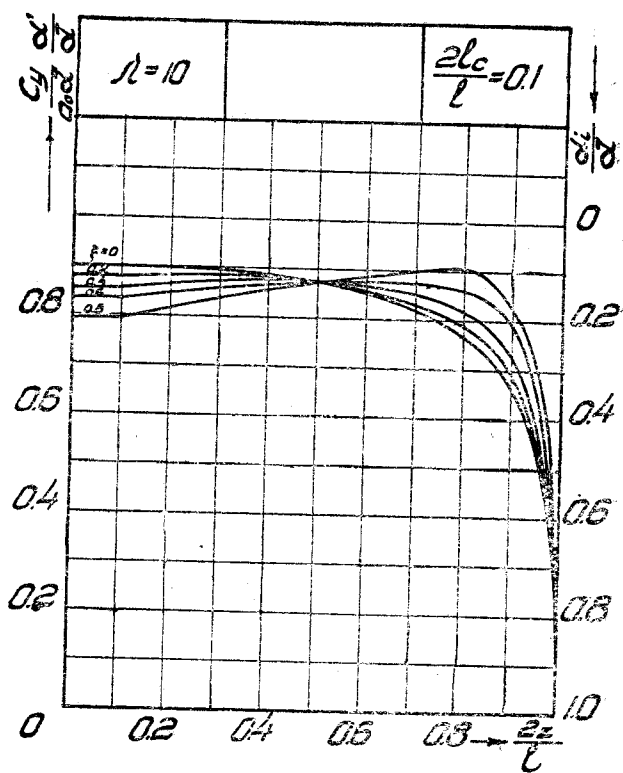
Фиг. 31.



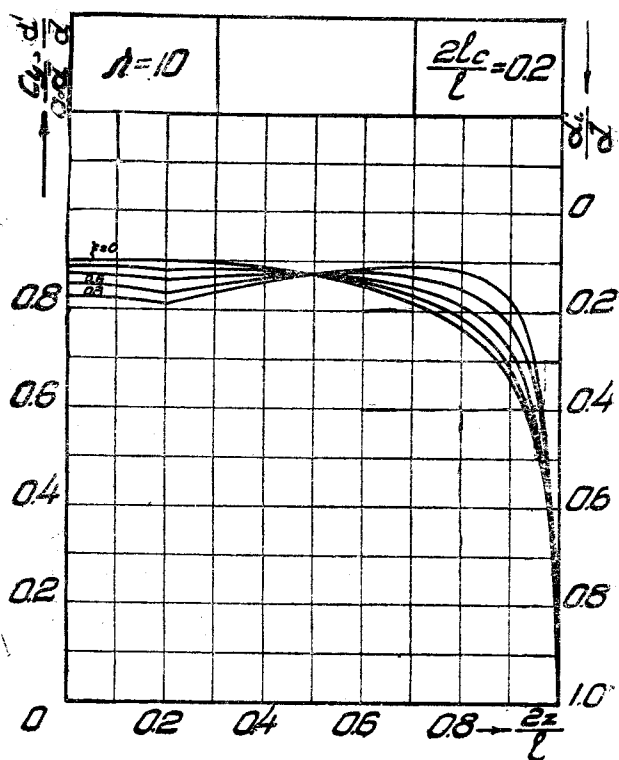
Фиг. 32.



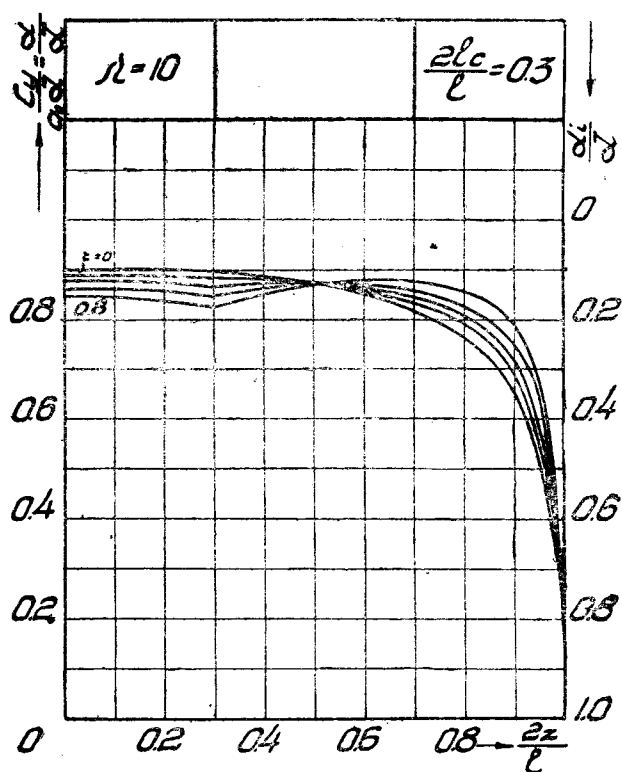
Фиг. 33.



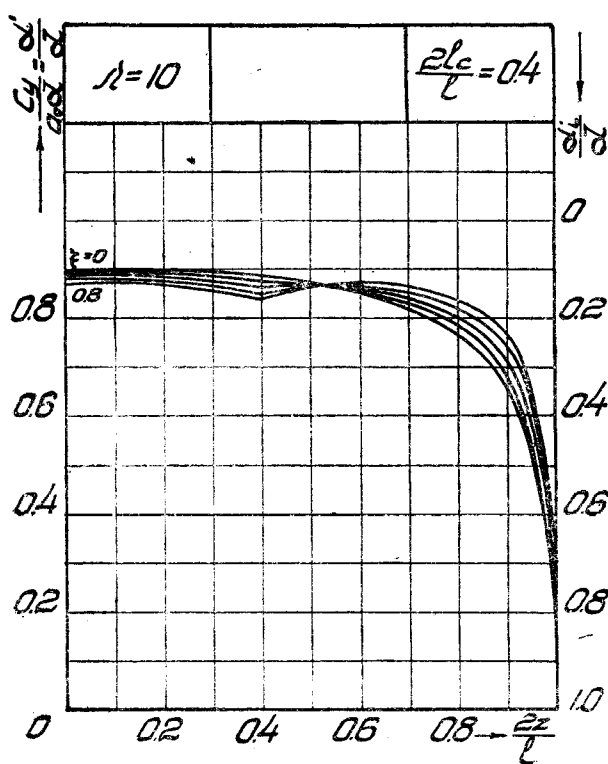
Фиг. 34.



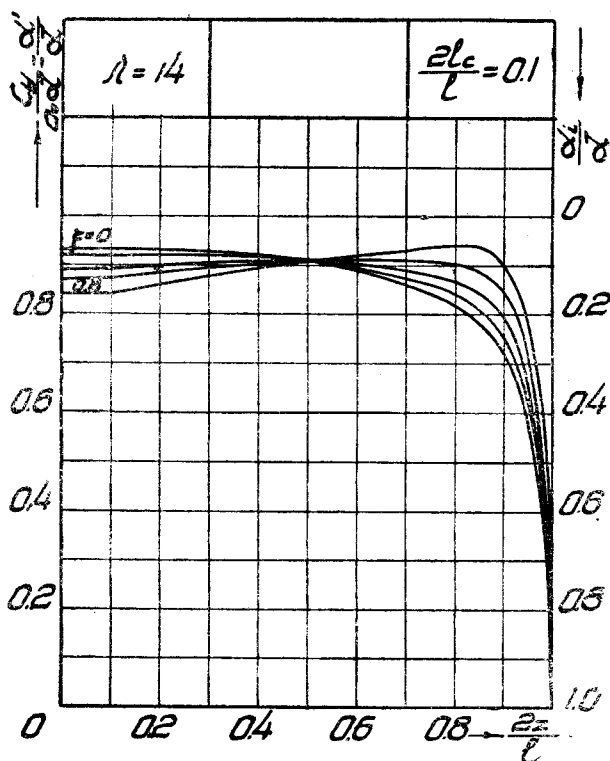
Фиг. 35.



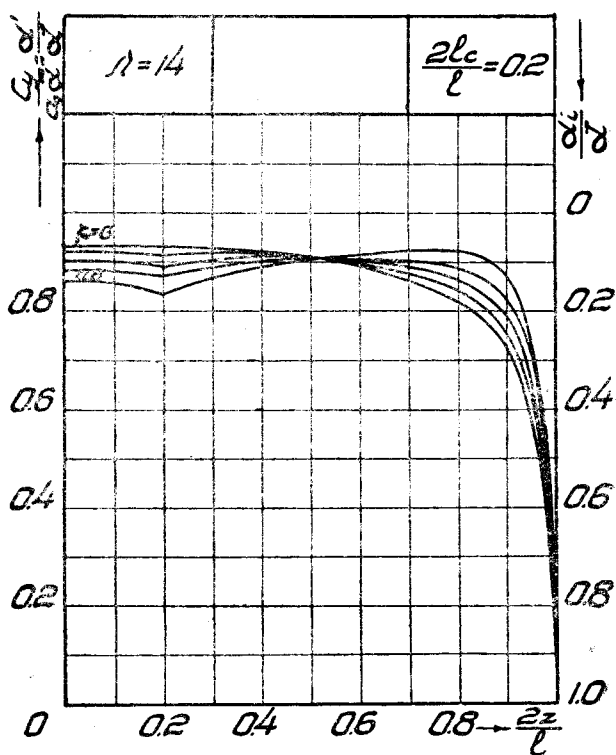
Фиг. 36.



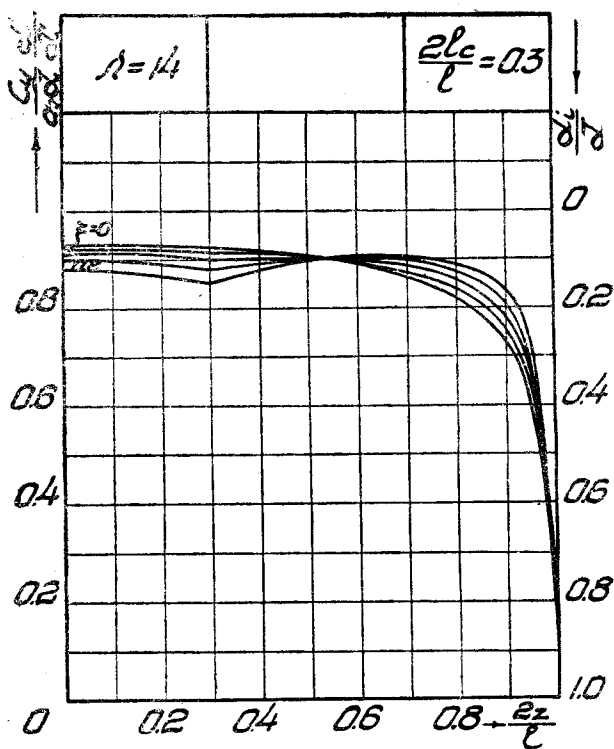
Фиг. 37.



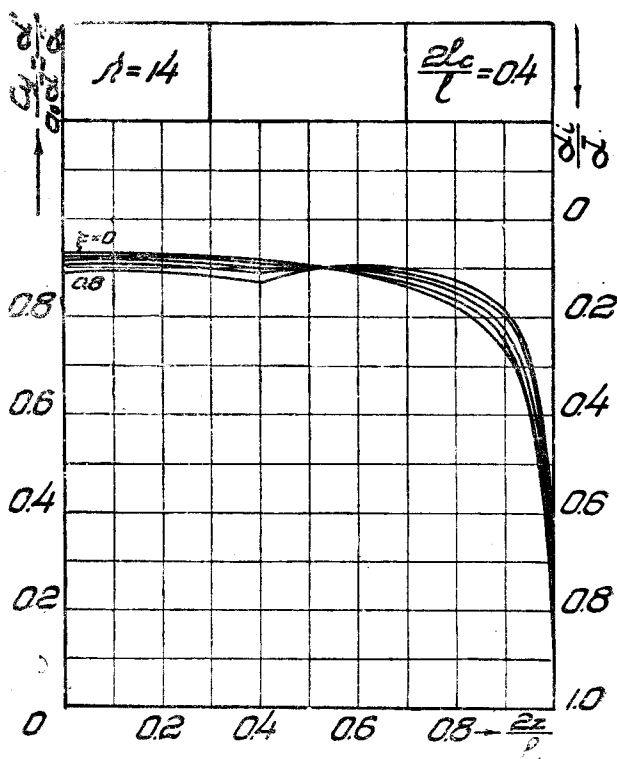
Фиг. 38.



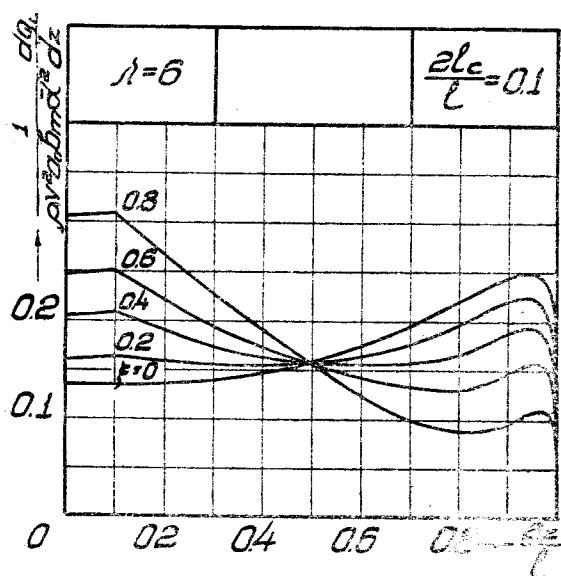
Фиг. 39.



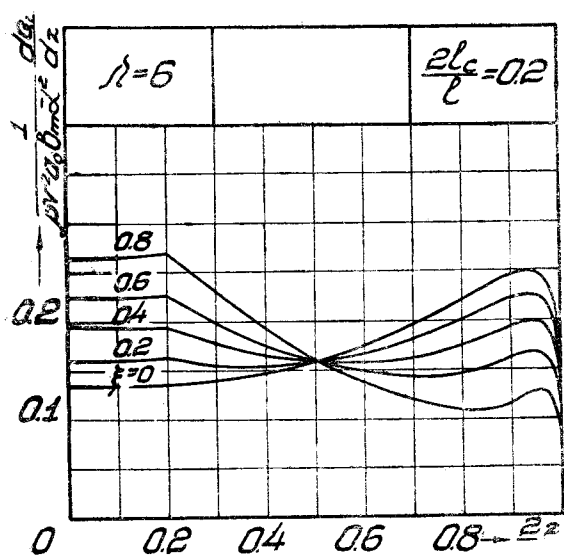
Фиг. 40.



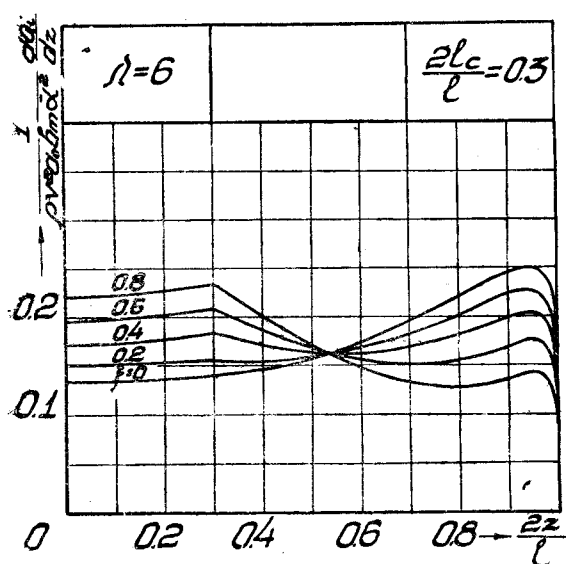
Фиг. 41.



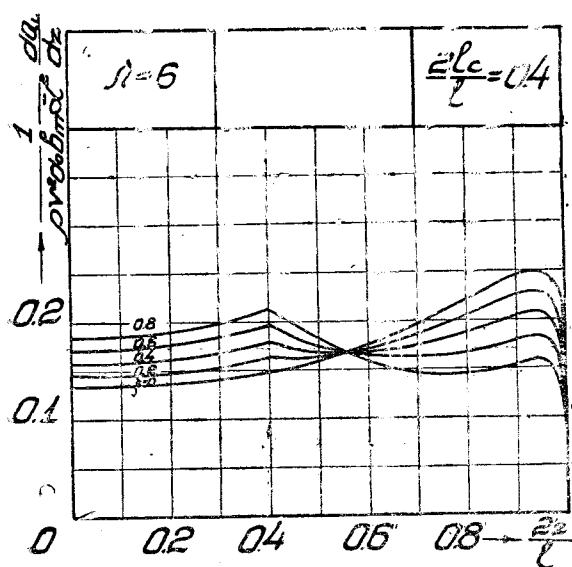
Фиг. 42.



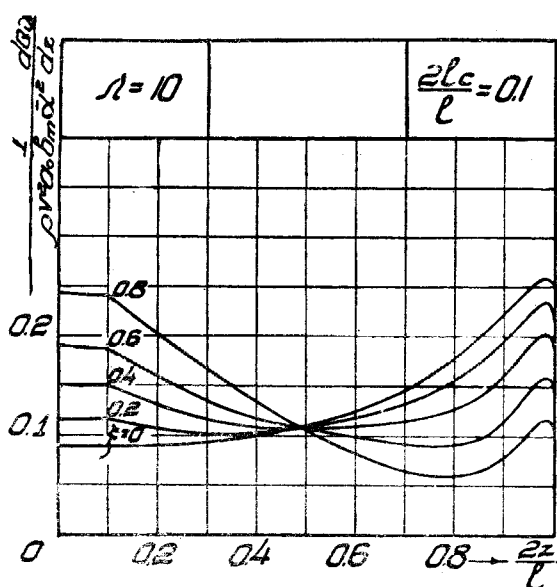
Фиг. 43.



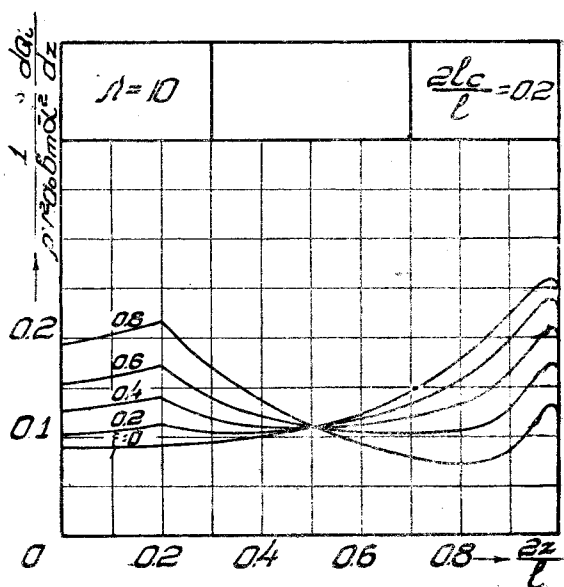
Фиг. 44



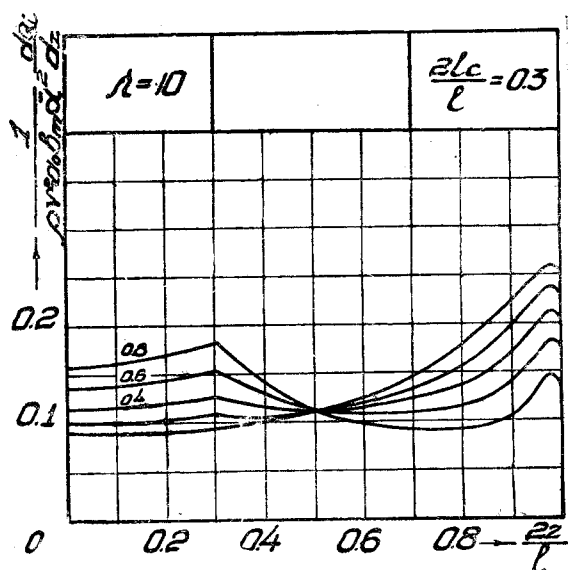
Фиг. 45.



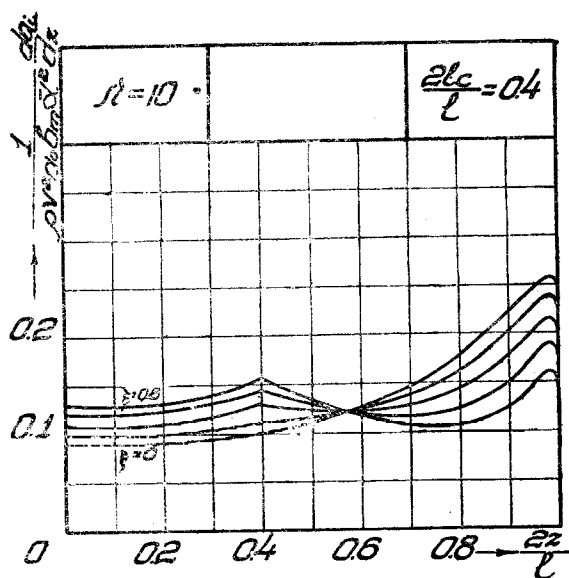
Фиг. 46.



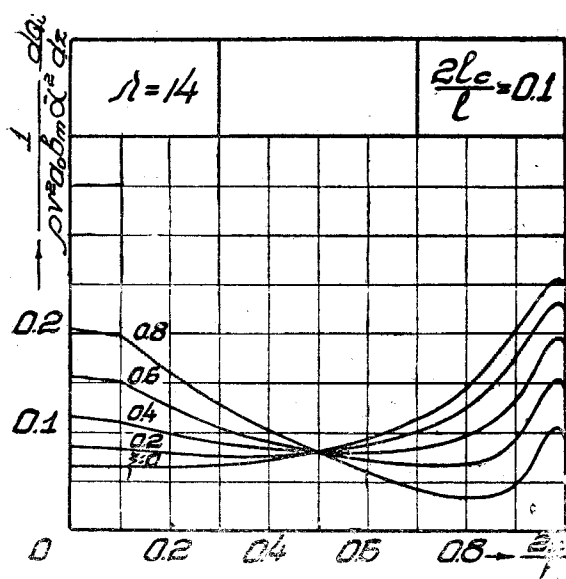
Фиг. 47.



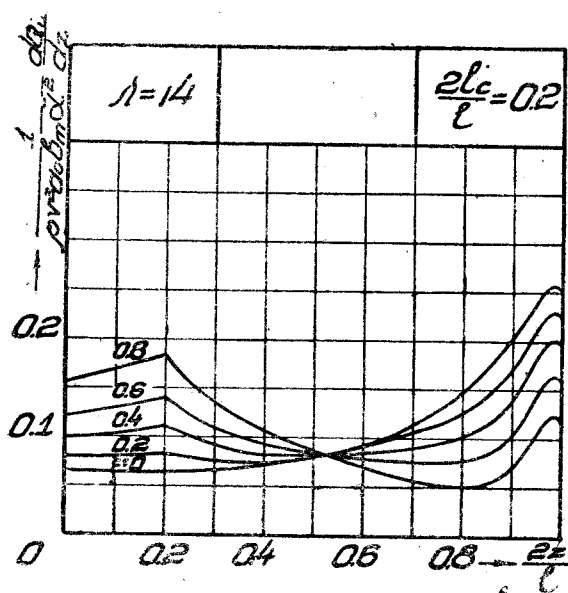
Фиг. 48.



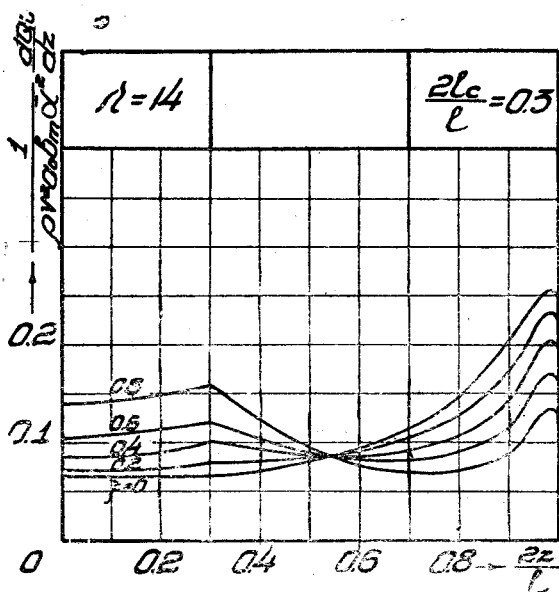
Фиг. 49.



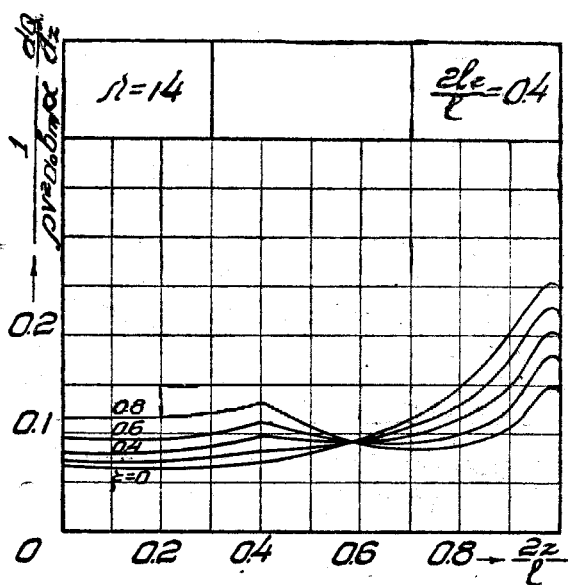
Фиг. 50.



Фиг. 51.

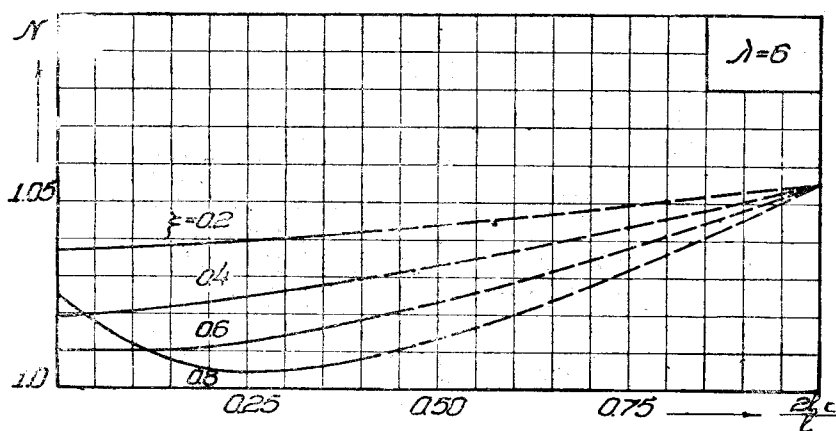


Фиг. 52.

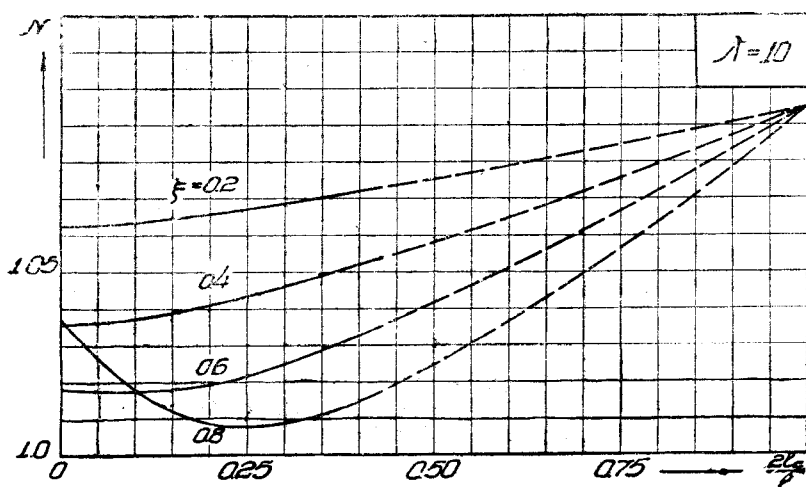


Фиг. 53.

На фиг. 54—60 представлена величина N в двух видах: 1) в зависимости от величины отношения $\frac{2l_c}{l}$ при различных ξ и данном значении λ и 2) в зависимости от величины ξ при различных λ и данном значении $\frac{2l_c}{l}$.

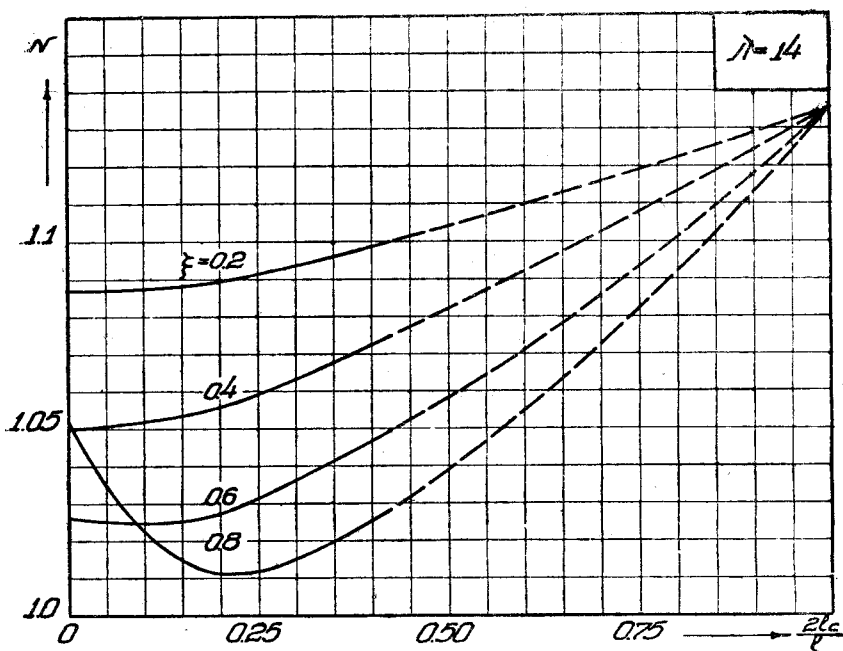


Фиг. 54.

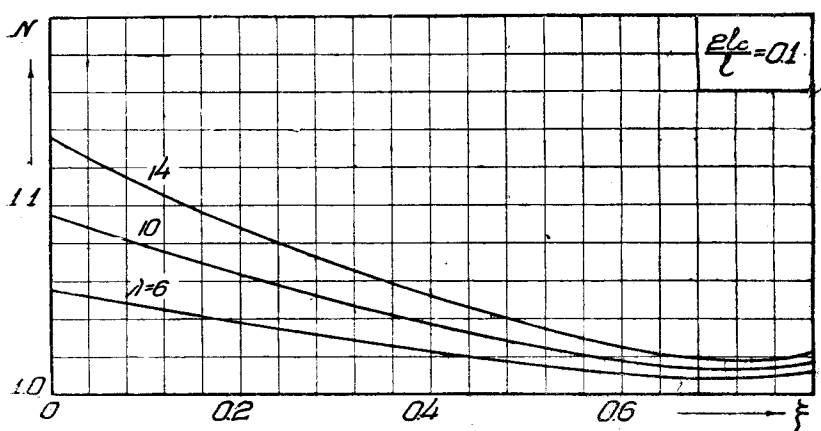


Фиг. 55.

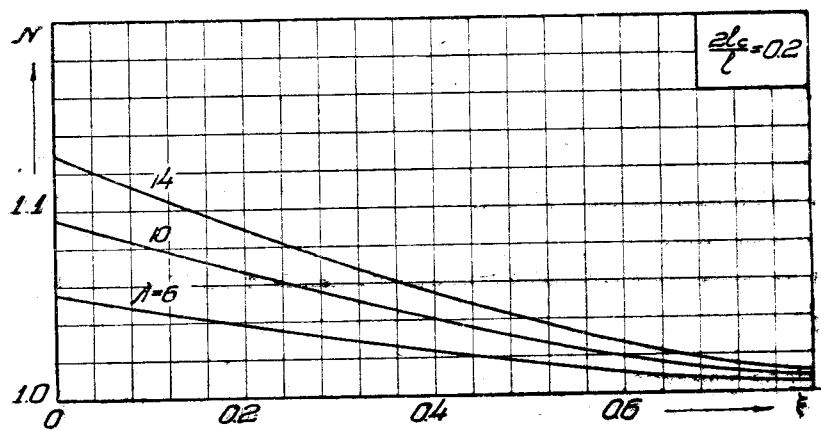
Наличие центроплана при больших сужениях приближает распределение циркуляции к эллиптическому, поэтому в этих случаях индуктивное сопротивление (при данном C_y) меньше, чем при чисто трапецевидном крыле.



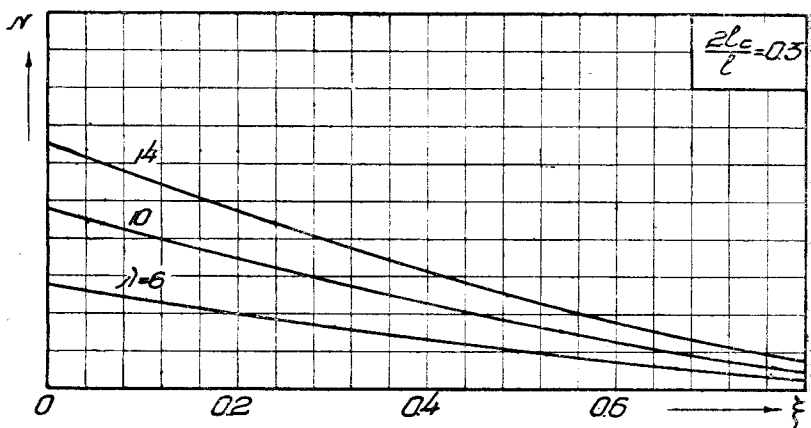
Фиг. 56.



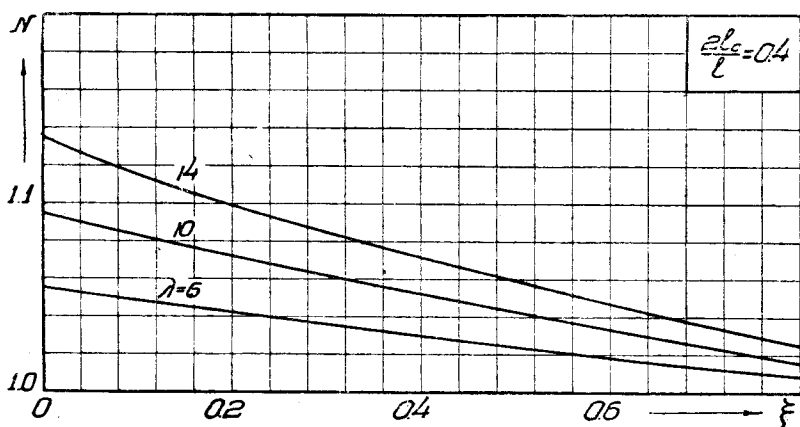
Фиг. 57.



Фиг. 58.



Фиг. 59.

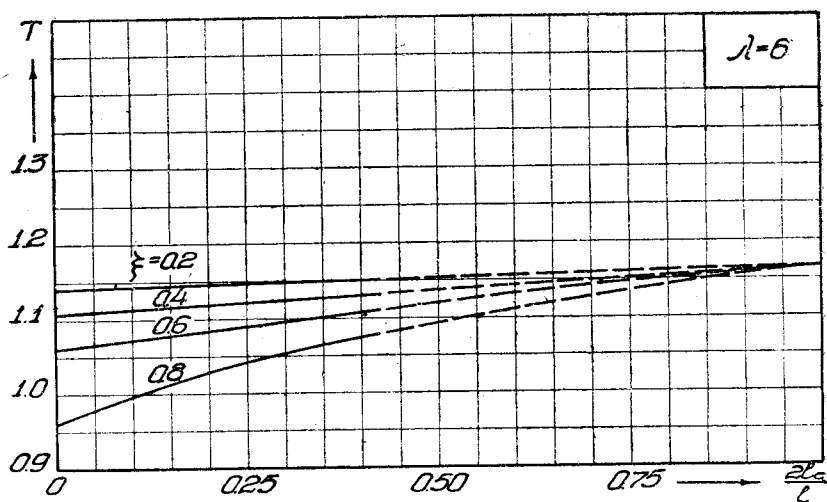


Фиг. 60.

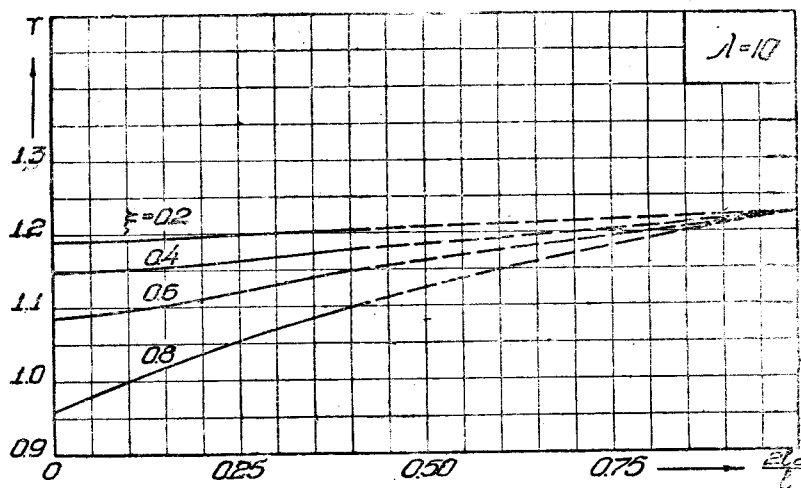
На фиг. 61—67 представлена величина T также в двух видах:

- 1) в зависимости от $\frac{2l_c}{l}$ при различных значениях коэффициента сужения ξ и данном λ и
- 2) в зависимости от коэффициента сужения ξ при различных λ и данном отношении $\frac{2l_c}{l}$.

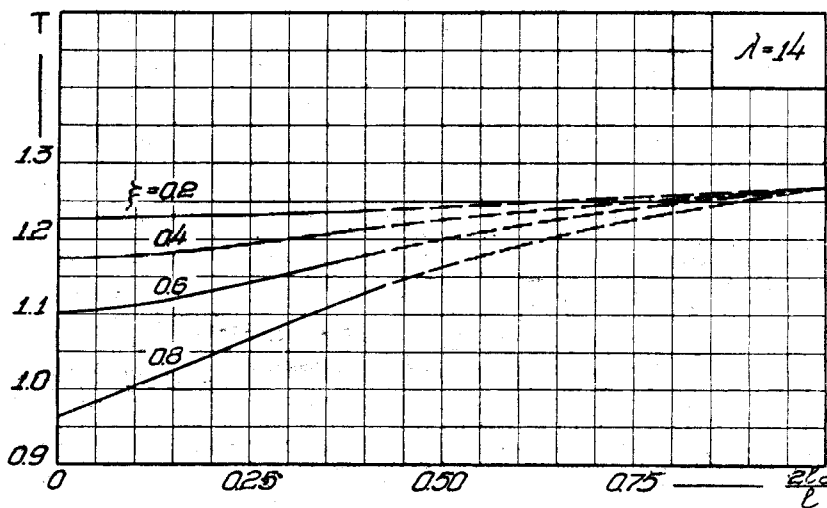
По мере увеличения длины центроплана величина T растет, достигая различными путями, в зависимости от сужения, значения для прямоугольного крыла.



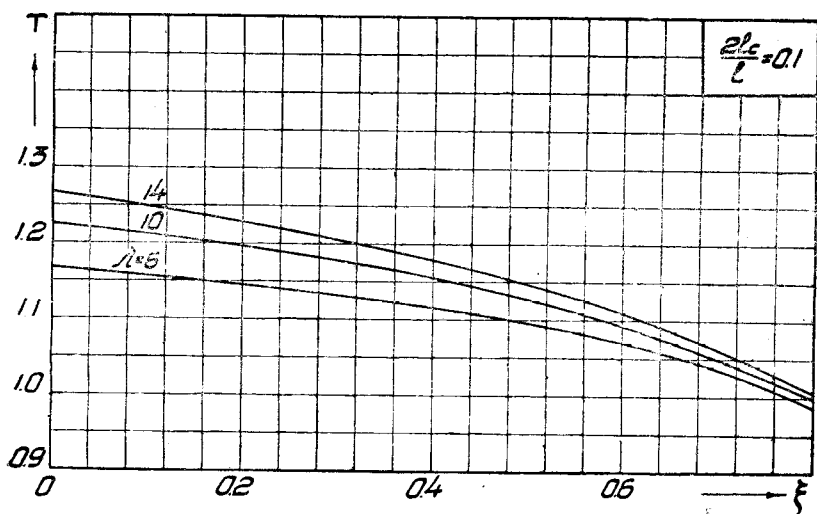
Фиг. 61.



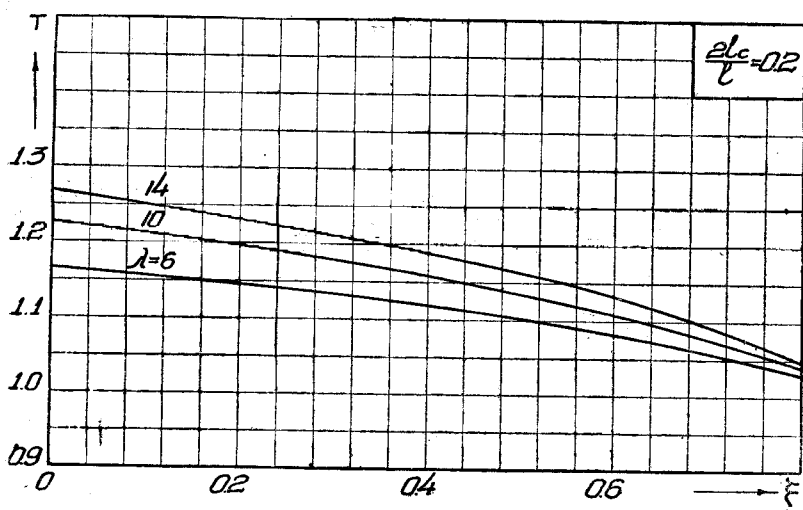
Фиг. 62.



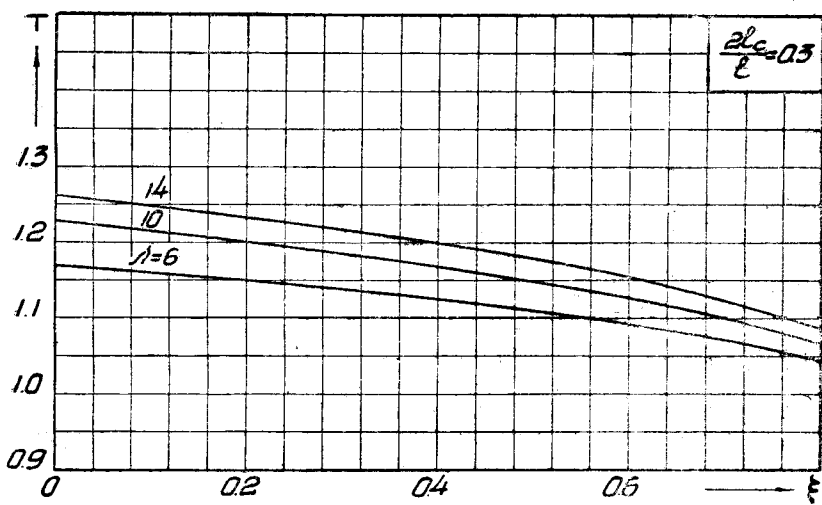
Фиг. 63.



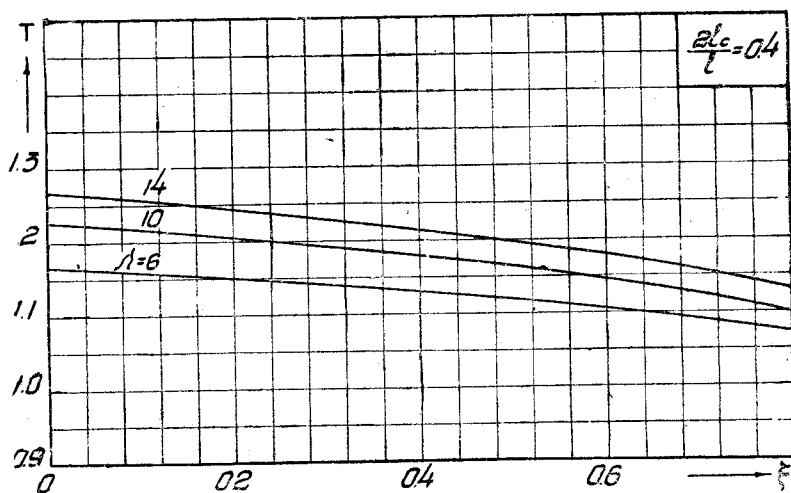
Фиг. 64.



Фиг. 65.



Фиг. 66.



Фиг. 67.

Выводы

Трапецевидное крыло с прямоугольным центропланом, будучи промежуточной формой между чисто трапецевидным и прямоугольным крылом, обладает естественно как преимуществами, так и недостатками обеих форм. Такая форма крыла как бы является компромиссным решением между аэродинамическими и конструктивными свойствами крыла.

Наличие центроплана перераспределяет циркуляцию в сторону нагружения концов крыла, поэтому увеличиваются изгибающие моменты вдоль размаха, но, с другой стороны, распределение истинного угла атаки становится более благоприятным в смысле демпфирования относительно продольной оси крыла.

Что же касается индуктивного сопротивления, то при небольшой длине центроплана и при благоприятном сочетании с сужением можно получить сопротивление меньшее, чем при чисто трапецевидном крыле.

В этом случае, как и в случае чисто трапецевидной формы крыла в плане, вряд ли можно полностью решить вопрос о наивыгоднейшем крыле. Только при соответствующем выборе профиля и закрутки можно полностью решить поставленную задачу, поэтому в этой части ограничимся анализом влияния очертания крыла в плане. Решение задачи в полном объеме мы перенесем во вторую часть после анализа влияния закрутки и стреловидности.

ПРИЛОЖЕНИЕ I

Очертание крыла в плане	Хорда b	Площадь S	Удлинение λ	Характеристи- ческая константа среднего сечения $\bar{\mu}$
Прямоугольное (фиг. 1)	\bar{b}	$\bar{b}l$	$\frac{l}{b}$	$\frac{a_0}{2\lambda}$
Трапецевидное (фиг. 5)	$\bar{b}(1 - \xi \cos \theta)$	$\frac{\bar{b}l}{2}(2 - \xi)$	$\frac{2l}{\bar{b}(2 - \xi)}$	$\frac{a_0}{(2 - \xi)\lambda}$
Трапецевидное с прямоуголь- ным центро- планом (фиг. 17)	$\bar{b}[1 - \xi(\cos \theta - \cos \theta_c)]$	$\left[1 - \frac{\xi}{2}\left(1 - \frac{2l_c}{l}\right)^2\right]\bar{b}l$	$\frac{2l}{\left[2 - \xi\left(1 - \frac{2l_c}{l}\right)^2\right]\bar{b}}$	$\frac{a_0}{\left[2 - \xi\left(1 - \frac{2l_c}{l}\right)^2\right]\lambda}$

ПРИЛОЖЕНИЕ II

№ сечений	$\frac{2z}{l} = \cos \theta$	$\sin \theta$	$\sin 3\theta$	$\sin 5\theta$	$\sin 7\theta$
I	0	1,00	—1,00	1,00	—1,00
II	0,20	0,9798	—0,8231	0,5348	—0,1610
III	0,40	0,9165	—0,3297	—0,4682	0,9663
IV	0,60	0,8000	0,3516	—0,9971	0,2068
V	0,80	0,6000	0,9361	—0,0756	—0,9784
VI	0,90	0,4358	0,9763	0,7753	—0,0145
VII	0,95	0,3121	0,8146	0,9999	0,7957

Таблица 1

 $\lambda = 6$

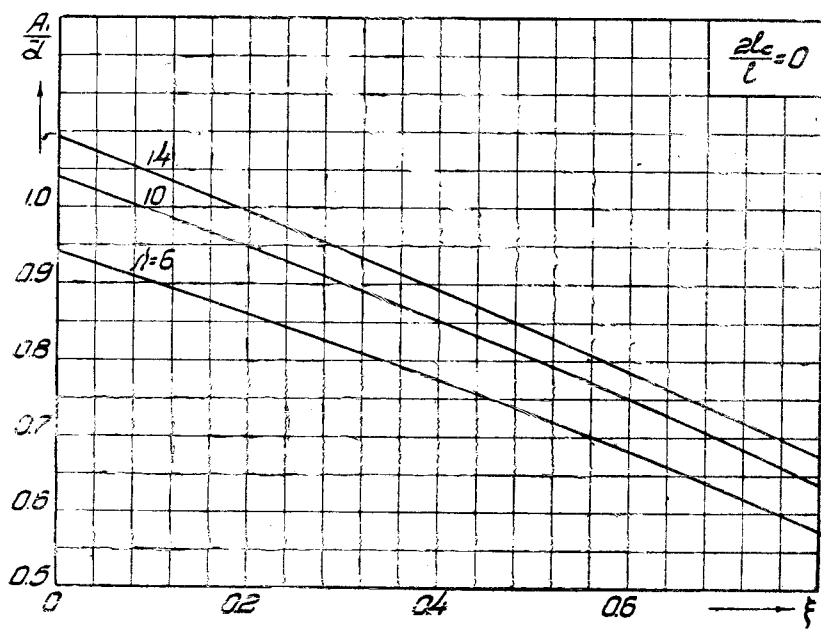
$\frac{A_1}{\alpha}$					
$\xi \backslash \frac{2l_c}{l}$	0	0,2	0,4	0,6	0,8
0	0,9440	0,8610	0,7731	0,6818	0,5763
0,1	0,9440	0,8775	0,8081	0,7363	0,6541
0,2	0,9440	0,8940	0,8399	0,7800	0,7211
0,3	0,9440	0,9100	0,8650	0,8225	0,7800
0,4	0,9440	0,9185	0,8904	0,8625	0,8362
$\frac{A_3}{\alpha}$					
$\xi \backslash \frac{2l_c}{l}$	0	0,2	0,4	0,6	0,8
0	0,1228	0,0850	0,0483	0,0089	-0,0427
0,1	0,1228	0,0910	0,0530	0,0188	-0,0254
0,2	0,1228	0,0950	0,0620	0,0320	-0,0051
0,3	0,1228	0,0990	0,0720	0,0460	0,0140
0,4	0,1228	0,1020	0,0813	0,0598	0,0330
$\frac{A_5}{\alpha}$					
$\xi \backslash \frac{2l_c}{l}$	0	0,2	0,4	0,6	0,8
0	0,0272	0,0303	0,0301	0,0293	0,0246
0,1	0,0272	0,0305	0,0303	0,0290	0,0240
0,2	0,0272	0,0295	0,0290	0,0270	0,0216
0,3	0,0272	0,0280	0,0270	0,0240	0,0182
0,4	0,0272	0,0260	0,0240	0,0202	0,0142
$\frac{A_7}{\alpha}$					
$\xi \backslash \frac{2l_c}{l}$	0	0,2	0,4	0,6	0,8
0	0,0078	0,0058	0,0046	0,0013	-0,0053
0,1	0,0078	0,0068	0,0055	0,0025	0,0025
0,2	0,0078	0,0102	0,0092	0,0072	0,0042
0,3	0,0078	0,0125	0,0122	0,0117	0,0110
0,4	0,0078	0,0093	0,0110	0,0121	0,0135

$\frac{A_1}{\alpha}$					
$\frac{2l_c}{l} \backslash \xi$	0	0,2	0,4	0,6	0,8
0	1,0425	0,9470	0,8520	0,7510	0,6385
0,1	1,0425	0,9685	0,8905	0,8107	0,7224
0,2	1,0425	0,9860	0,9255	0,8635	0,7930
0,3	1,0425	1,0000	0,9575	0,9070	0,8600
0,4	1,0425	1,0130	0,9818	0,9502	0,9211
$\frac{A_3}{\alpha}$					
$\frac{2l_c}{l} \backslash \xi$	0	0,2	0,4	0,6	0,8
0	0,1739	0,1210	0,0689	0,0136	—0,0532
0,1	0,1739	0,1245	0,0761	0,0248	—0,0326
0,2	0,1739	0,1318	0,0872	0,0404	—0,0067
0,3	0,1739	0,1380	0,1000	0,0610	0,0190
0,4	0,1739	0,1445	0,1151	0,0845	0,0462
$\frac{A_5}{\alpha}$					
$\frac{2l_c}{l} \backslash \xi$	0	0,2	0,4	0,6	0,8
0	0,0473	0,0478	0,0471	0,0436	0,0362
0,1	0,0473	0,0484	0,0476	0,0434	0,0345
0,2	0,0473	0,0470	0,0458	0,0410	0,0314
0,3	0,0473	0,0450	0,0433	0,0372	0,0270
0,4	0,0473	0,0425	0,0400	0,0324	0,0219
$\frac{A_7}{\alpha}$					
$\frac{2l_c}{l} \backslash \xi$	0	0,2	0,4	0,6	0,8
0	0,0152	0,0120	0,0090	0,0043	—0,0035
0,1	0,0152	0,0132	0,0105	0,0052	—0,0022
0,2	0,0152	0,0160	0,0140	0,0103	0,0060
0,3	0,0152	0,0183	0,0178	0,0170	0,0162
0,4	0,0152	0,0170	0,0192	0,0212	0,0232

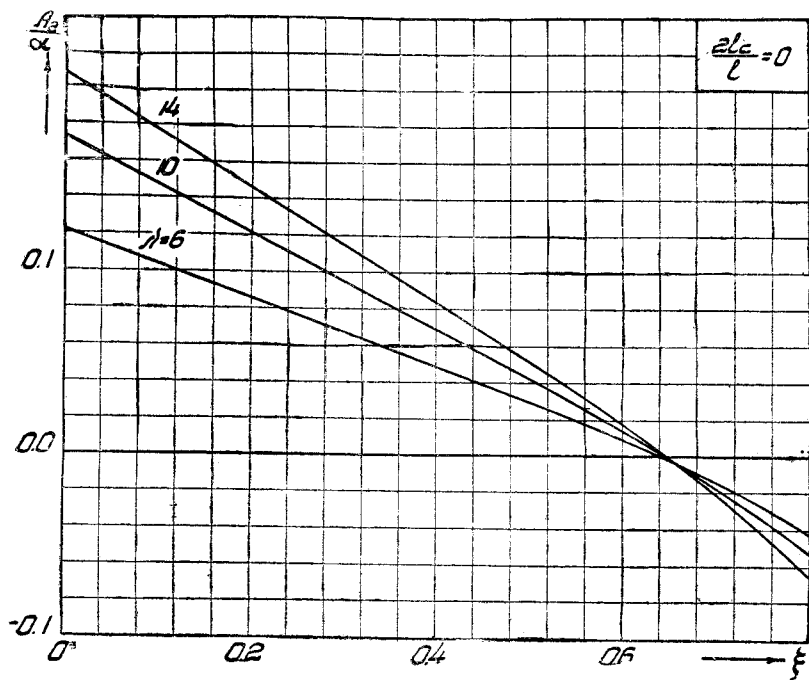
$\lambda = 14$

Таблица 3

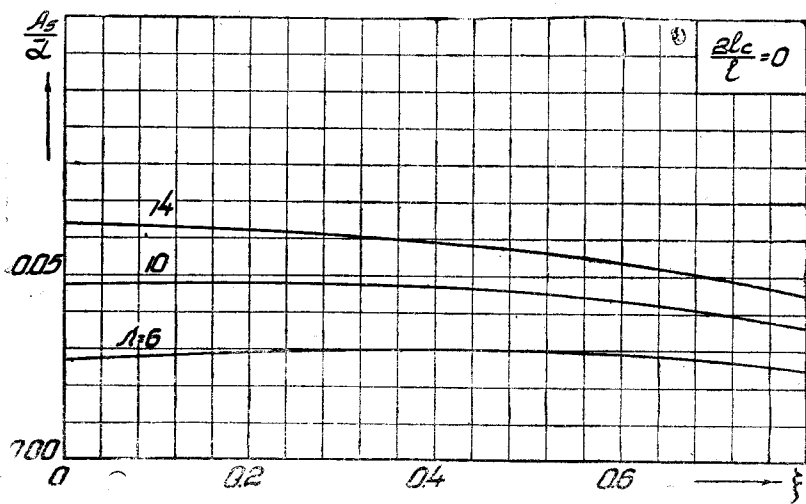
$\frac{A_1}{\alpha}$					
$\frac{2l_c}{l} \backslash \alpha$	0	0,2	0,4	0,6	0,8
0	1,0931	0,9925	0,8915	0,7854	0,6805
0,1	1,0931	1,0140	0,9318	0,8477	0,7554
0,2	1,0931	1,0340	0,9687	0,9031	0,8240
0,3	1,0931	1,0520	1,0040	0,9480	0,8870
0,4	1,0931	1,0630	1,0280	0,9942	0,9477
$\frac{A_3}{\alpha}$					
$\frac{2l_c}{l} \backslash \alpha$	0	0,2	0,4	0,6	0,8
0	0,2085	0,1460	0,0828	0,0169	—0,0687
0,1	0,2085	0,1490	0,0920	0,0303	—0,0377
0,2	0,2085	0,1560	0,1046	0,0487	—0,0071
0,3	0,2085	0,1640	0,1200	0,0730	0,0270
0,4	0,2085	0,1735	0,1378	0,1008	0,0600
$\frac{A_5}{\alpha}$					
$\frac{2l_c}{l} \backslash \alpha$	0	0,2	0,4	0,6	0,8
0	0,0641	0,0624	0,0595	0,0537	0,0451
0,1	0,0641	0,0630	0,0604	0,0540	0,0418
0,2	0,0641	0,0624	0,0587	0,0518	0,0375
0,3	0,0641	0,0610	0,0560	0,0478	0,0323
0,4	0,0641	0,0590	0,0525	0,0425	0,0265
$\frac{A_7}{\alpha}$					
$\frac{2l_c}{l} \backslash \alpha$	0	0,2	0,4	0,6	0,8
0	0,0221	0,0168	0,0132	0,0087	—0,0012
0,1	0,0221	0,0170	0,0132	0,0078	—0,0010
0,2	0,0221	0,0202	0,0172	0,0140	0,0072
0,3	0,0221	0,0240	0,0230	0,0220	0,0205
0,4	0,0221	0,0252	0,0284	0,0314	0,0347



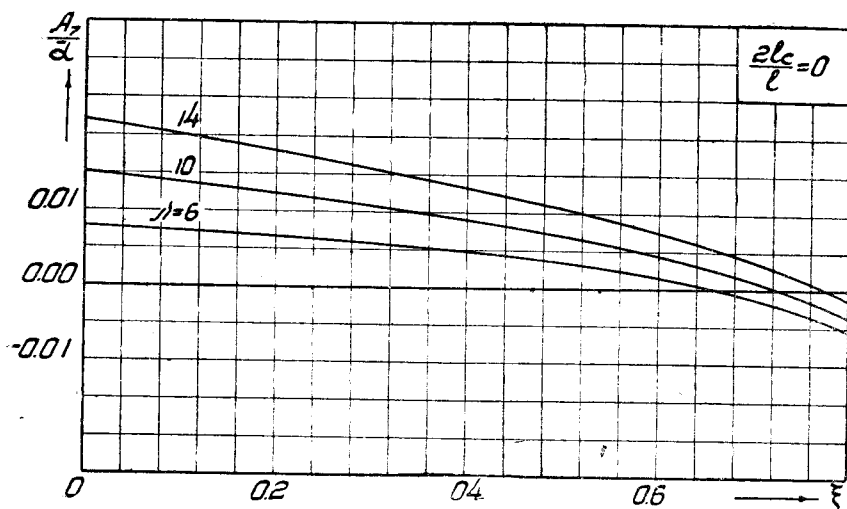
Фиг. 68.



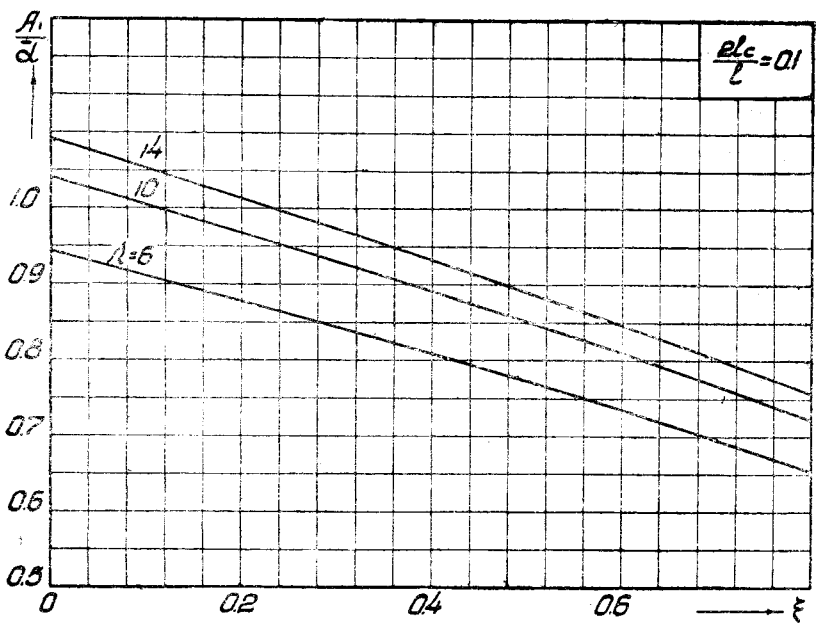
Фиг. 69.



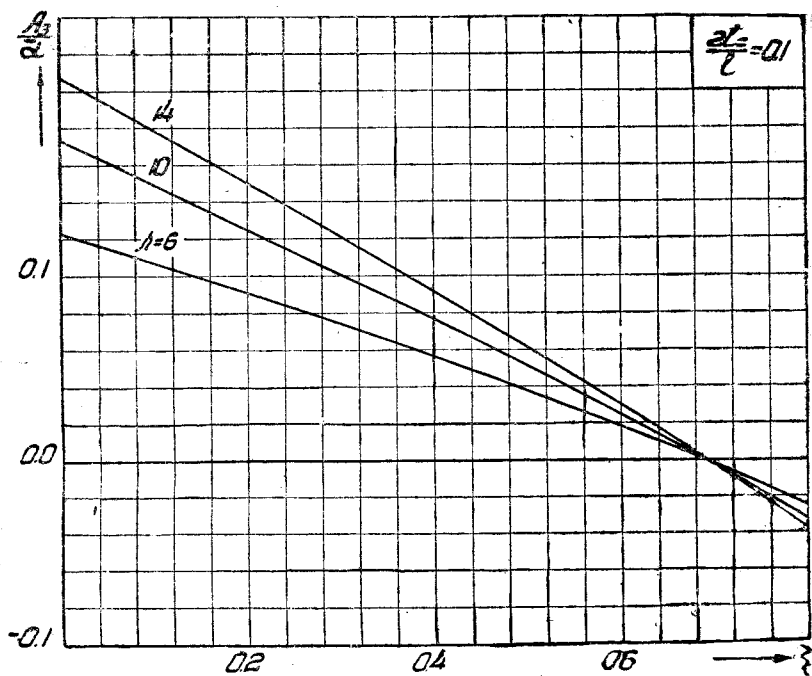
Фиг. 70.



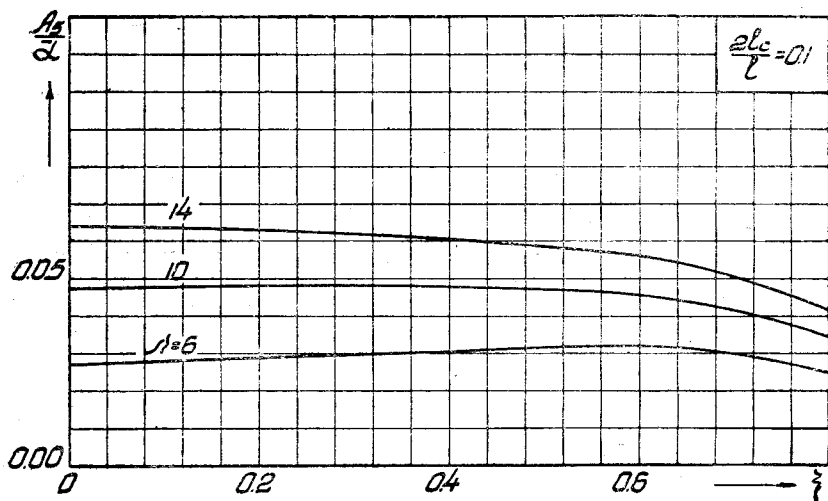
Фиг. 71.



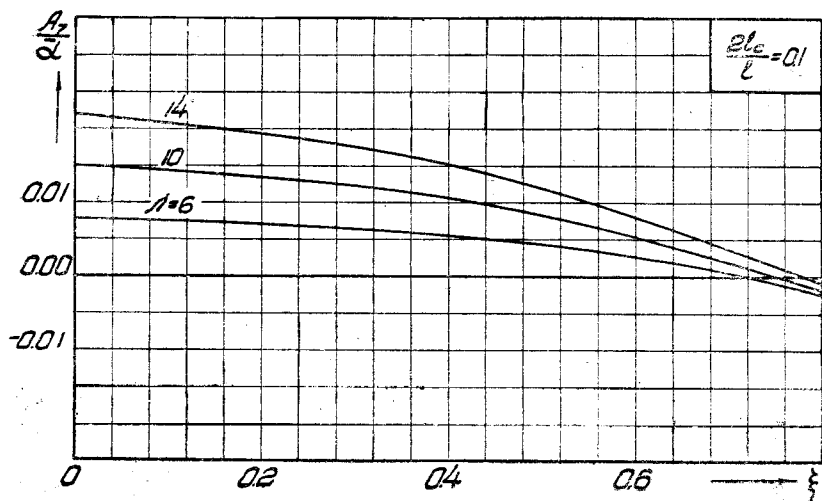
Фиг. 72.



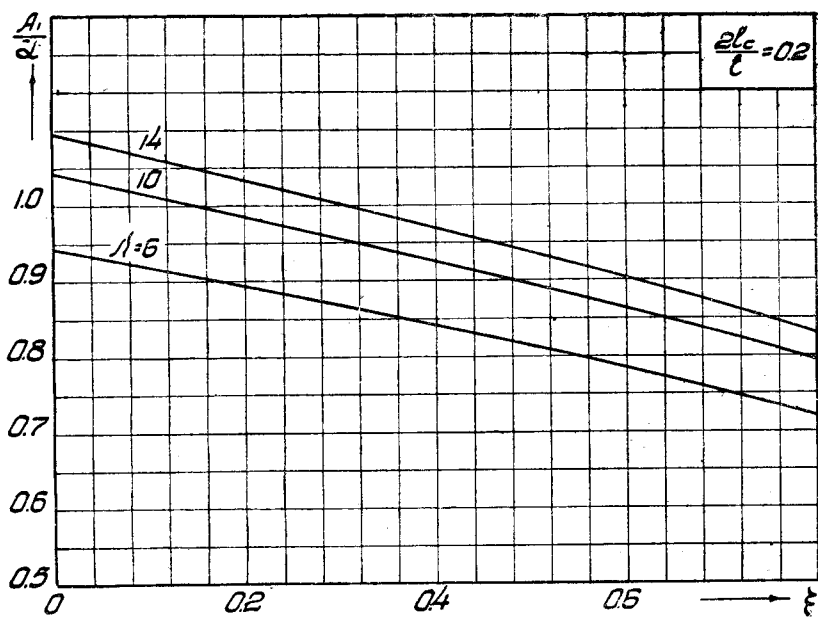
Фиг. 73.



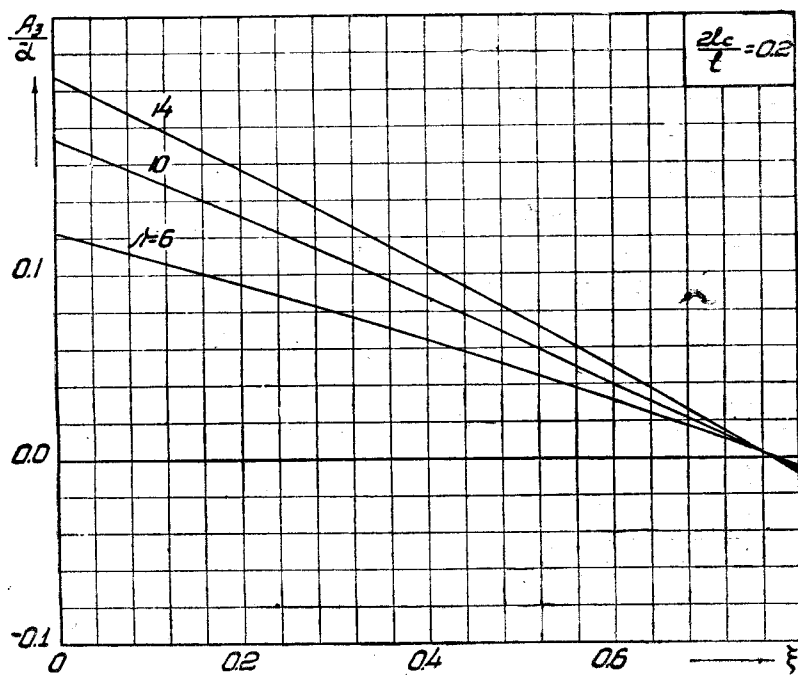
Фиг. 74.



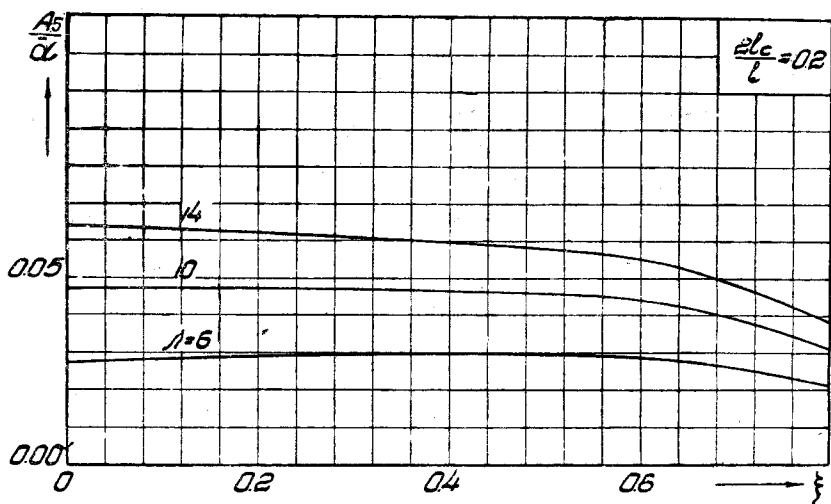
Фиг. 75.



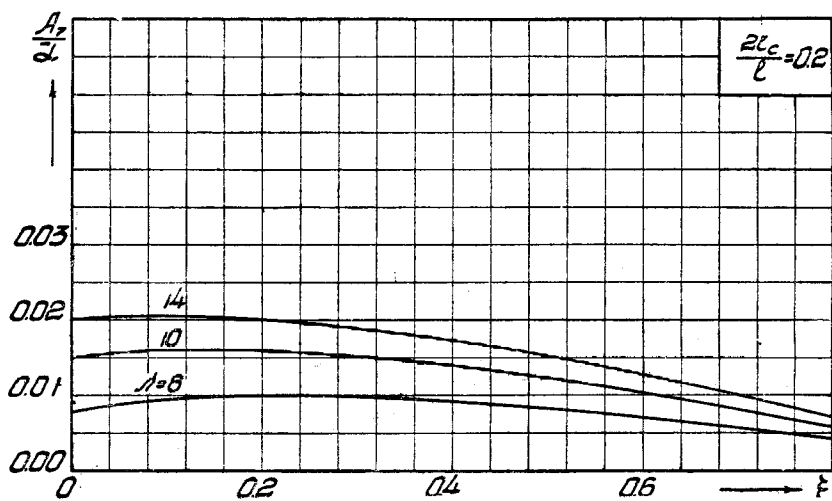
Фиг. 76.



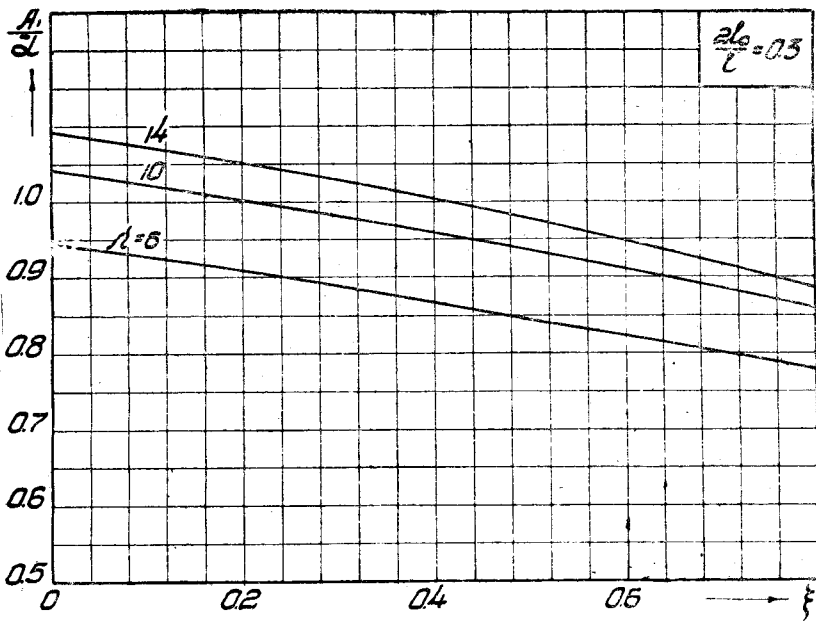
Фиг. 77.



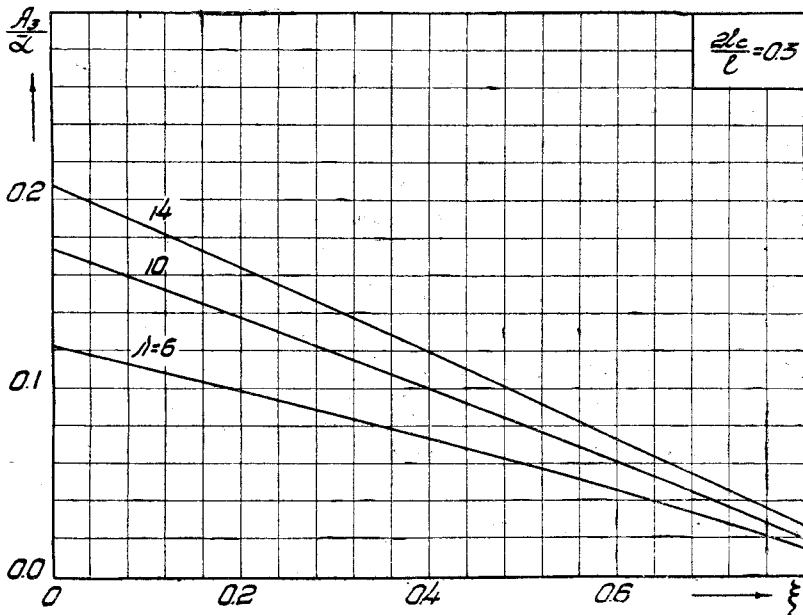
Фиг. 78.



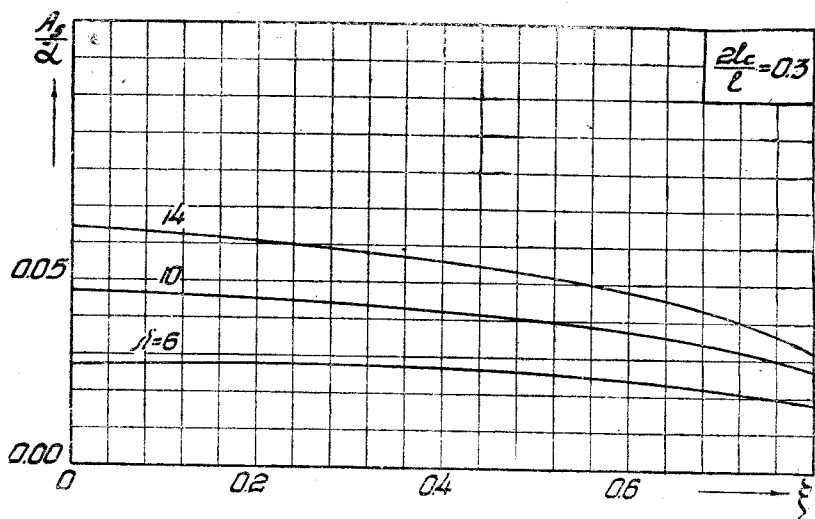
Фиг. 79.



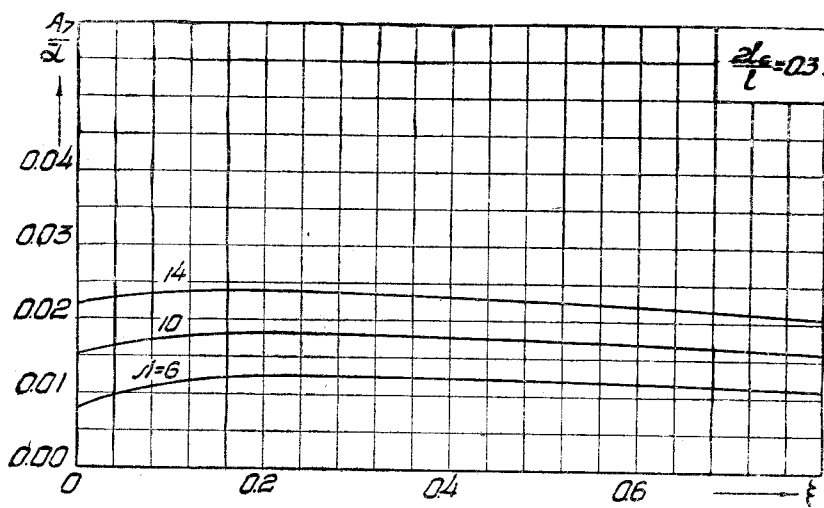
Фиг. 80.



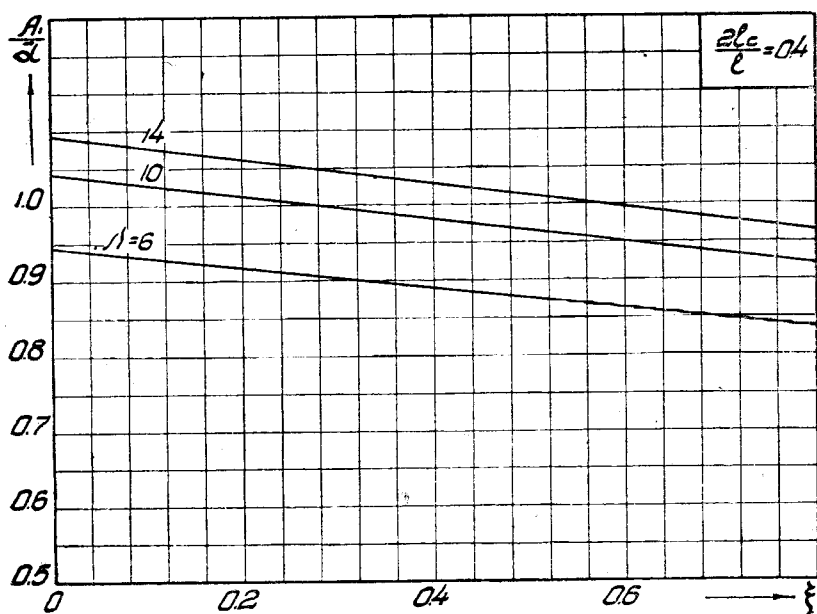
Фиг. 81.



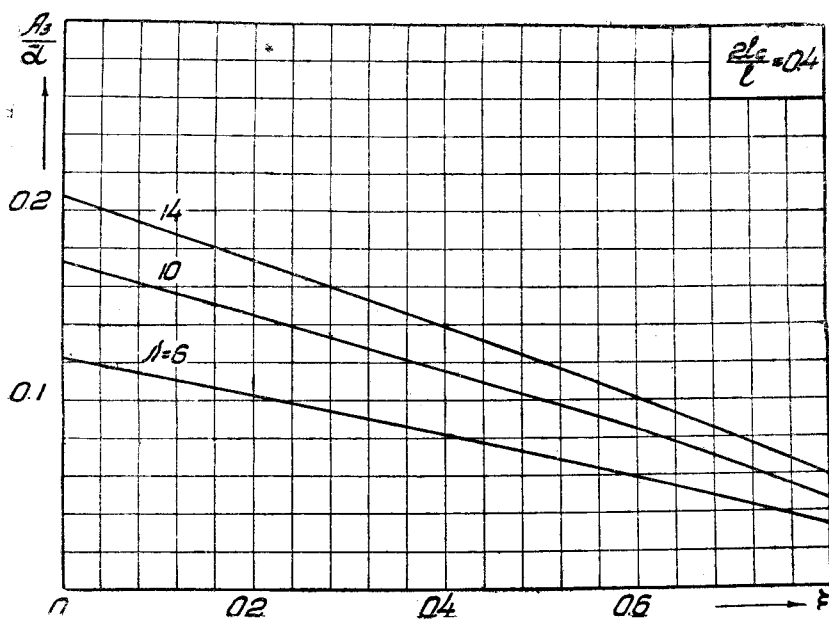
Фиг. 82.



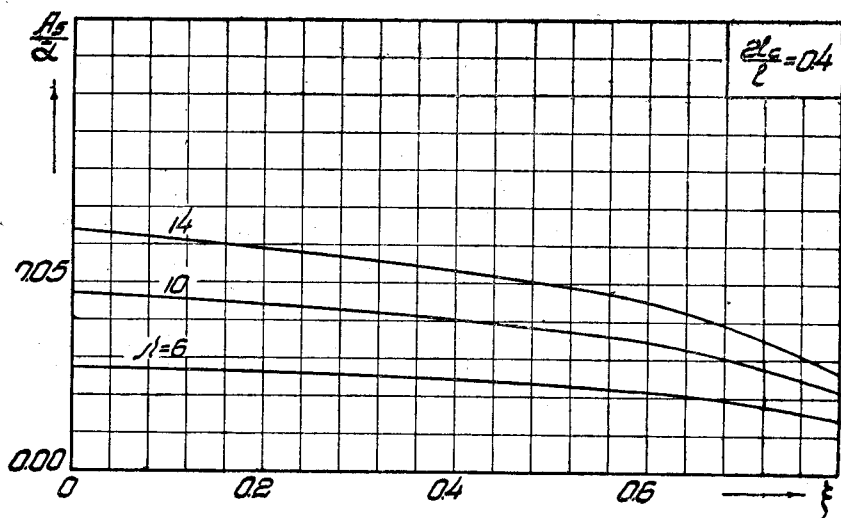
Фиг. 83.



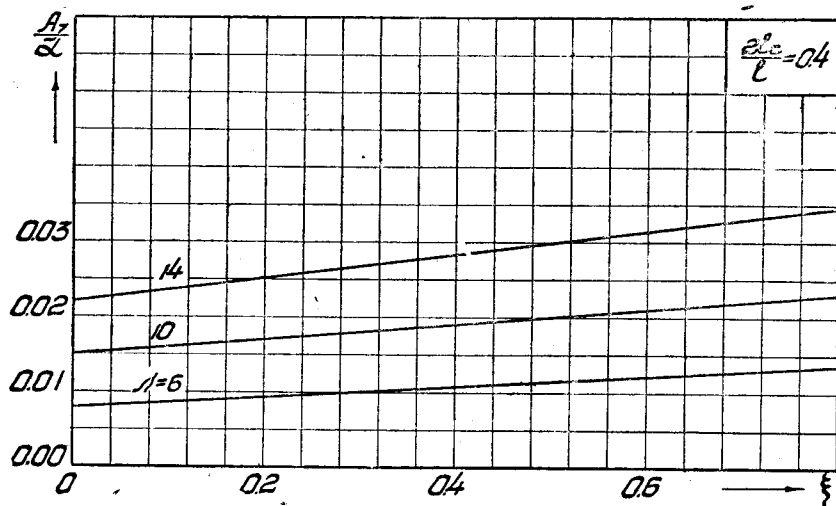
Фиг. 84.



Фиг. 85.



Фиг. 86.



Фиг. 87.

Summary

The present report is a continuation of an article by the same author¹ in which the general method of monoplane wing design as developed by Lotz was applied to the case of tapered rectangular wings and tapered wings with a rectangular center plane.

In the present report the numerical solution of the above mentioned problem is obtained and an analysis is made of the effect of the wing plan form on its aerodynamical characteristics.

The analysis is carried on the base of the following parameters:

The aspect ratio $\lambda = \frac{l_2}{S}$

The wing taper: $\xi = \frac{\bar{b} - b_e}{\bar{b}}$

and the relative length of the center plane: $\frac{2l_c}{l}$

The numerical values of these parameters are taken as follows:

1. For rectangular wings

$$\lambda = 6; 8; 10; 12; 14$$

2. For tapered wings

$$\lambda = 6; 10; 14$$

$$\xi = 0,2; 0,4; 0,6; 0,8$$

3. For tapered wings with a rectangular center plane

$$\lambda = 6, 10, 10$$

$$\xi = 0,1; 0,4; 0,6; 0,8$$

$$\frac{2l_c}{l} = 0,1; 0,2; 0,3; 0,4$$

In all cases the distribution of circulation, of the true angle of incidence and of the induced drag along the wing span is determined.

In addition the following quantities are given:

1. The ratio of the induced drag of a given wing form (at a given lift) to the induced drag of an elliptical wing, and

2. The ratio of the mean angle of downwash for a given wing form to the angle of downwash for an elliptical wing.

In an Appendix the coefficients of expansion in the Fourier series of the lift as depending on the above mentioned parameters are given.

¹ Aerodynamical characteristics of a monoplane wing of an arbitrary form. Transactions of the Central Aero-Hydrodynamical Institute No. 194, 1935.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Предисловие	3
От автора	—
Принятые обозначения	4
Введение	5
Ход расчета	—
Выбор параметров и объем исследования	7
Прямоугольные крылья	8
Трапецевидные крылья	11
Трапецевидные крылья с прямоугольным центропланом	18
Приложения	43