

А.В. Чесалов

**Материалы по
аэродинамическому расчету
самолетов**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 53
ББК 22.3
А11

А11 **А.В. Чесалов**
Материалы по аэродинамическому расчету самолетов / А.В. Чесалов – М.:
Книга по Требованию, 2023. – 197 с.

ISBN 978-5-458-32108-2

ISBN 978-5-458-32108-2

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2023

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2023

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первозданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.



Серия Книжный Ренессанс

www.samizday.ru/reprint

Аэродинамический расчет самолета 1-го приближения.

А. В. Чесалов.

§ 1. Введение.

Для правильного решения задачи о выборе рациональных размеров самолета и мощности мотора в каждом частном случае необходимо пользоваться двумя приближенными методами аэродинамического расчета разных степеней грубости.

Первый из них, более грубый, позволяет выбрать мощность мотора и определить только диапазон размеров самолета, наилучшим образом удовлетворяющих заданию, не вникая в индивидуальные особенности профилей. Этот метод приводится в настоящей статье.

Второй же метод¹⁾, который изложен нами в одной из статей, вошедшей в настоящий сборник, рассматривает найденный диапазон размеров уже при индивидуальных особенностях подходящих как в конструктивном, так и в аэродинамическом отношениях дужек и позволяет окончательно остановиться на одном из наиболее выгодных вариантов.

В этой статье делаются выводы приближенных формул для определения максимальной скорости, потолка и скороподъемности самолета, дающие возможность произвести в первом приближении аэродинамический расчет самолета, выяснив его основные размеры. Кроме того, здесь приводится весьма простая номограмма, в которую нам удалось связать указанные выше приближенные уравнения.

Вышеупомянутые формулы и номограмма дают близкие к действительности результаты для самолетов, снабженных винтами, у которых максимальный к. п. д. винта $\eta_{\max}$ соответствует максимальной скорости полета, что охватывает почти все самолеты с большим избытком мощности. Определение веса конструкции самолета, в зависимости от площади крыльев, ранее производилось эмпирическими формулами, точность которых обычно была до 15%. Для большинства современных машин такая точность определения веса будет недостаточна, так как при весе конструкции равном 50% от полного веса, перетяжеление может оказаться, равном 7,5%, что весьма чувствительно

¹⁾ Кривые Пэно в координатах тяги и скорости при приближенном учете вредных сопротивлений и обдувки.

может отозваться и на потолке, и на скороподъемности самолета. Следовательно, до тех пор, пока не будут установлены более точные формулы для определения веса машин лучше, всего пользоваться надежной статистикой или же опираться на предыдущий опыт.

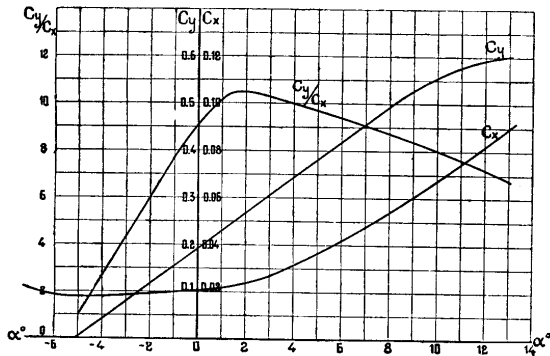
Оценку вредных сопротивлений самолета в настоящем приближенном методе можно делать довольно быстро, исходя из возможных

$$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$$

самолета, которые, как будет показано в дальнейшем, для определенных типов конструкций лежат в довольно узких пределах.

§ 2. Отношение предельных скоростей самолета.

Если рассматривать C_y , C_x и $\frac{C_y}{C_x}$ в функции угла атаки α , то у любой дужки, нашедшей большое применение в современных самолетах, можно заметить, что наклон прямолинейного участка кривой C_y остается практически постоянным, примерно от $C_y=0$ до $C_y=0,9 C_{y\max}$. Кроме того, вследствие малости изменения C_x с углом атаки при малых C_y наклон кривой $\frac{C_y}{C_x}$ также остается достаточно постоянным, примерно от $C_y=0$ до $C_y=0,4 C_{y\max}$ (фиг. 1).



Фиг. 1.

Следовательно, можно написать, что

$$\frac{C_y}{C_x} = a \cdot C_y = b \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max} \cdot C_y. \quad (1)$$

Если через $V_{\max}$ и $V_{\text{пос}}$ обозначить максимальную и посадочную скорости самолета, то отношение их, как известно, будет равно:

$$\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} = \sqrt{\frac{C_{y\max}}{C_y}}. \quad (2)$$

Подставляя из уравнения (2) в уравнение (1) значение C_y , имеем:

$$\frac{C_y}{C_x} = b \cdot \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\max} \cdot \frac{C_{y\max}}{\left(\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} \right)^2} = k \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\max} \cdot \left(\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} \right)^{-2} \quad (3)$$

Мощность, необходимая для горизонтального полета, равна

$$\text{HP}_{\text{потр}} = \eta \cdot \text{HP}_{\text{ном}} = \frac{QV}{75}, \quad (4)$$

где Q — сопротивление в кг,

V — скорость в м/сек., а

$\text{HP}_{\text{ном}}$ — номинальная мощность мотора в л. с.

При горизонтальном полете подъемная сила равна весу самолета. Следовательно, лобовое сопротивление самолета будет:

$$Q = \frac{G_0}{C_x}, \quad (5)$$

и уравнение (4) переписывается так:

$$\text{HP}_{\text{ном}} \cdot \eta = \frac{G_0 \cdot V}{75 C_x}. \quad (6)$$

При максимальной скорости горизонтального полета $V = V_{\max}$ и предполагая, что $\eta = \eta_{\max}$,

$$\frac{V_{\max}}{\left(\frac{C_y}{C_x} \right)} = \frac{75 \eta_{\max} \cdot \text{HP}_{\text{ном}}}{G_0} = \frac{75 \eta_{\max}}{\frac{G_0}{\text{HP}_{\text{ном}}}}. \quad (7)$$

Подставляя значение $\frac{C_y}{C_x}$ из (3) в уравнение (7), имеем:

$$\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} = \frac{k \cdot 75 \cdot \eta_{\max} \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\max}}{\frac{G_0}{\text{HP}_{\text{ном}}}}. \quad (8)$$

Откуда получаем:

$$\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} = \frac{k_1 \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\max}}}{\sqrt[3]{\frac{V_{\text{пос}}}{\eta_{\max}} \cdot \frac{G_0}{\text{HP}_{\text{ном}}}}}. \quad (9)$$

Для определения коэффициента k_1 в Америке ¹⁾ были построены достаточно точным способом характеристики самолета с пятью различными нагрузками на 1 м², при 6 различных нагрузках на лош. силу. Максимальный коэффициент полезного действия винта $\eta_{\max}$ был определен

¹⁾ Report № 173, 1923 г. National Advisory Committee for Aeronautics. Washington.

по $\lambda = \frac{V}{n_s \cdot D}^1$) при максимальной скорости и $n = 1800$ об/мин. Оказалось, что для среднего хорошо спроектированного самолета

$$k_1 \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}} = 12. \quad (10)$$

Эта же цифра была получена и для ряда испытанных самолетов, максимальное качество которых было равно или весьма близко к

$$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max} = 8.$$

Таким образом, можно приближенно принять $k_1 \approx 6$.

Обозначив величину $\frac{V_{\text{пос}}}{\eta_{\max}} \cdot \frac{G_0}{\text{НР}_{\text{ном}}}$ через L , для отношения предельных скоростей можно окончательно написать:

$$\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} = \frac{6 \sqrt[3]{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}}}{\sqrt[3]{L}}. \quad (11)$$

§ 3. Вертикальная скорость у земли.

Вертикальная скорость самолета в начале подъема находится по избытку мощности у земли и выражается формулой:

$$u_0 = \frac{75 (\text{НР}_{\text{дейст}} - \text{НР}_{\text{потр}})}{G_0}. \quad (12)$$

Действительная мощность винто-моторной группы будет:

$$\text{НР}_{\text{дейст}} = k_2 \cdot \eta_{\max} \cdot \text{НР}_{\text{ном}}, \quad (13)$$

где k_2 —некоторая постоянная, зависящая от винто-моторной группы.

Потребная же мощность равна

$$\text{НР}_{\text{потр}} = \frac{Q \cdot V_{\text{подъем}}}{75} = \frac{G_0 \cdot V_{\text{подъем}}}{75 \left(\frac{C_y}{C_x}\right)}, \quad (14)$$

где $V_{\text{подъем}}$ — скорость по траектории подъема.

Вынося за скобки в уравнении (12) $\text{НР}_{\text{потр}}$ и подставляя в него значение $\text{НР}_{\text{потр}}$ из уравнения (14), получим:

$$u_0 = \frac{V_{\text{подъем}}}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)} \left(\frac{\text{НР}_{\text{дейст}}}{\text{НР}_{\text{потр}}} - 1 \right). \quad (15)$$

Практикой американцев установлено, что наилучшая скорость при подъеме $V_{\text{подъем}}$ больше посадочной скорости примерно на $1/3$ разности между $V_{\max}$ и $V_{\text{пос}}$, т.е.

$$V_{\text{подъем}} = V_{\text{пос}} + \frac{1}{3} (V_{\max} - V_{\text{пос}}) = \frac{2 V_{\text{пос}} + V_{\max}}{3}. \quad (16)$$

¹⁾ n_s —число оборотов винта в сек., D —диаметр винта.

Эта скорость ¹⁾ лежит очень близко, а практически почти всегда совпадает со значением максимального качества самолета $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$. Кроме того, оказывается, что k_2 в функции $\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}}$ достаточно точно может быть выражено таким уравнением ²⁾:

$$k_2 = \left(\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}}\right)^{-0,27} \quad (17)$$

Уравнение (16) на основании (10) и (11) может быть преобразовано в следующее:

$$V_{\text{подъем}} = \frac{V_{\text{пос}} \left(\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} + 2\right)}{3} = 4 V_{\text{пос}} \left(\frac{1}{6} + \sqrt{\frac{1}{L}}\right). \quad (18)$$

Деля уравнение (13) на (14) и подставляя значение k_2 из уравнения (17), имеем:

$$\frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}} = \frac{75 \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}}{\left(\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}}\right)^{0,27} G_0 \cdot \frac{V_{\text{подъем}}}{\eta_{\max}}} \quad (19)$$

Подставляя далее значение $V_{\text{подъем}}$ из уравнения (18) и делая некоторые преобразования, получим:

$$\frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}} = \frac{9,6 \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}}{\frac{1}{6} L^{0,91} + L^{0,58}}, \quad (20)$$

и уравнение (15) принимает окончательно такой вид:

$$u_0 = 4 V_{\text{пос}} \left(\frac{1}{6} + \sqrt{\frac{1}{L}}\right) \left[\frac{9,6}{\frac{1}{6} L^{0,91} + L^{0,58}} - \frac{1}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}} \right] \quad (21)$$

Следует заметить, что для очень малых u_0 формула (21) ненадежна, так как малые ошибки в любом из членов могут повлечь за собой большие ошибки в u_0 .

Минимальное значение u_0 , для которого формула (21) дает хорошие результаты, это—2 м/сек.

§ 4. Абсолютный потолок.

Абсолютным потолком называется высота, приведенная к международной стандартной атмосфере, при которой вертикальная скорость при подъеме самолета равна нулю. Вальтером Дилем ³⁾ найдена зави-

¹⁾ Report № 173, 1923 г. N. A. C. A.

²⁾ Ibid.

³⁾ Report № 171, 1923 г. N. A. C. A.

симость высоты абсолютного потолка от избытка мощности у земли. Эта зависимость представлена на фиг. 2 и для постоянного числа оборотов выражается уравнением:

$$H_{\text{абс}} = \left(15\,400 - 450 \frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}} \right) \lg \frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}}. \quad (22)$$

Для того, чтобы выразить отношение $\frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}}$ через те же величины L и $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}$, в более краткой форме можно приближенно считать $V_{\text{подъем}}$ равным $V_{\text{пос}}$; разделив уравнение (13) на (14), получим:

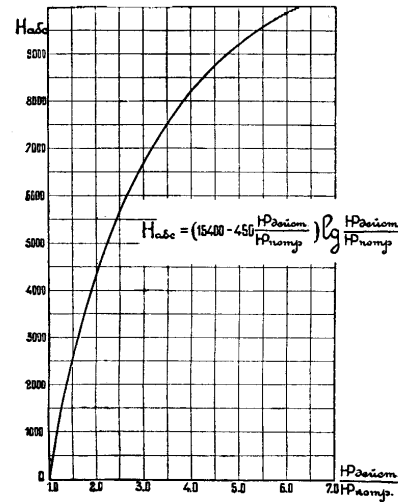
$$\frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}} = \frac{k_3 \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}}{L}. \quad (23)$$

В этом случае мы имеем уже некоторый коэффициент k_3 , который можно представить так:

$$k_3 = 75 \left(\frac{V_{\text{max}}}{V_{\text{пос}}} \right)^{-0,60}. \quad (24)$$

Подставляя значение k_3 в уравнение (23) и выражая $\frac{V_{\text{max}}}{V_{\text{пос}}}$ через $\frac{12}{\sqrt{L}}$, после простых преобразований найдем:

$$\frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}} = \frac{17 \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}}{L^{0,80}} \quad (25)$$



Фиг. 2. Зависимость высоты абсолютного потолка от избытка мощности у земли ($n = \text{const}$).

или же подставляя это значение $\frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}}$ в уравнение (22), окончательно получим:

$$H_{\text{абс}} = \left[15\,400 - \frac{7\,650 \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}}{L^{0,8}} \right] \lg \frac{17 \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}}{L^{0,80}}. \quad (26)$$

Проверка этой формулы на различных самолетах показала, что если мы перепишем ее так:

$$H_{\text{абс}} = \left[15\,400 - \frac{7\,650 \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}}{L^{0,8}} \right] \lg \frac{k_4 \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}}{L^{0,8}},$$

то коэффициент k_4 изменяется в пределах от 16,5 до 17,5 и имеет, как среднее значение, действительно 17.

Необходимо еще раз заметить, что в величину L всюду входит один и тот же максимальный коэффициент полезного действия винта $\eta_{\max}$, который соответствует *максимальной скорости полета*. Изменение же его при подъеме учитывается уже опытными коэффициентами k_2 и k_3 . Если у самолета расчетная скорость винта далека от его максимальной скорости, например, специально высотный винт, то графики теряют силу.

Принято, что нормальное число оборотов мотора $n = 1800$ об/мин., соответствующее максимальной скорости, равномерно уменьшается до 1600 об/мин. на малой скорости. Это уменьшение числа оборотов может оказаться несколько больше обычного для малых пределов изменения скоростей, но как среднее оно хорошо. Поэтому значение u_0 и потолка, в случае самолета с малым избытком мощности, оказывается несколько меньшим.

§ 5. Время подъема на любую высоту.

Если принять, что вертикальная скорость изменяется с высотой линейно, что имеет место у большинства самолетов, снабженных не-высотными моторами, то можно написать, что

$$u = \frac{u_0}{H_{\text{аде}}} (H_{\text{аде}} - Z). \quad (27)$$

Здесь u_0 — наибольшая вертикальная скорость у земли, $H_{\text{аде}}$ — абсолютный потолок и u — вертикальная скорость на высоте Z .

За время dt на высоте Z самолет поднимается на высоту dZ

$$u \cdot dt = dZ. \quad (28)$$

Интегрируя это уравнение, получаем:

$$t = \int_0^Z \frac{dZ}{u}. \quad (29)$$

Подставляя значение u из (27) в уравнение (29), найдем, что

$$t = \int_0^Z \frac{H_{\text{аде}} dZ}{(H_{\text{аде}} - Z) \cdot u_0} = \frac{H_{\text{аде}}}{u_0} \int_0^Z \frac{dZ}{H_{\text{аде}} - Z}. \quad (30)$$

Окончательное интегрирование правой части уравнения (30), постановка пределов и переход от натуральных логарифмов к десятичным дают:

$$t_{\text{вс}} = 2,3 \frac{H_{\text{аде}}}{u_0} \lg \frac{H_{\text{аде}}}{H_{\text{аде}} - Z}, \quad (31)$$

когда же t выражено в минутах, то

$$t_{\text{мин}} = 0,0384 \frac{H_{\text{аде}}}{u_0} \lg \frac{H_{\text{аде}}}{H_{\text{аде}} - Z}. \quad (32)$$

§ 6. Практический потолок самолета.

Практическим потолком самолета следует называть высоту, приведенную к международной стандартной атмосфере, при которой вертикальная скорость при подъеме самолета равна 5% от вертикальной скорости у земли (на уровне моря ¹⁾). Для целей аэродинамического расчета 1-го приближения можно принять:

$$H_{\text{практ}} = 0,95 H_{\text{абс}}. \quad (33)$$

§ 7. Качество самолета.

Во всех вышеприведенных формулах фигурирует величина $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}$, которая является максимальным качеством всего самолета. Если имеется поляра всего самолета, то, разумеется, следует брать действительные его значения. Но очень часто конструктору бывает нужно сделать „прикидку“ или быстро определить влияние изменения веса или мощности самолета на его характеристики. Тогда величиной качества самолета можно довольно близко задаться, так как отклонение от $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}} = 8$ в большинстве случаев бывает невелико.

Можно считать, что:

Конструкции с очень большим относительным сопротивлением $\left(\frac{\sigma}{S}\right)$ имеют $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}$ равным от 6,5 до 7,5
 обычные конструкции $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}$ „ „ 7,5 „ 8,5
 весьма удачные конструкции $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}$ „ „ 8,5 „ 9,5

§ 8. Сводка приближенных формул.

Отношение предельных скоростей:

$$\frac{V_{\text{max}}}{V_{\text{пос}}} = \frac{6 \sqrt[3]{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}}}{\sqrt[3]{L}}. \quad (11)$$

Вертикальная скорость на уровне моря:

$$u_0 = 4 V_{\text{пос}} \left(\frac{1}{6} + \sqrt[3]{\frac{1}{L}} \right) \left[\frac{9,6}{\frac{1}{6} L^{0,91} + L^{0,58}} - \frac{1}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}} \right]. \quad (21)$$

¹⁾ См. дальше нашу статью: Международная стандартная атмосфера и приведение к ней результатов полетных испытаний самолетов.

Скорость при подъеме:

$$V_{\text{подъем}} = \frac{2 V_{\text{пос}} + V_{\text{мах}}}{3}. \quad (16)$$

Абсолютный потолок:

$$H_{\text{абс}} = \left[15400 - \frac{7650 \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{мах}}}{L^{0,8}} \right] \lg \frac{17 \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{мах}}}{L^{0,8}}. \quad (26)$$

Практический потолок:

$$H_{\text{практ}} = 0,95 H_{\text{абс}}. \quad (33)$$

Время подъема на высоту Z :

$$t_{\text{мин}} = 0,0384 \frac{H_{\text{абс}}}{u_0} \lg \frac{H_{\text{абс}}}{H_{\text{абс}} - Z} \quad (32)$$

$$L = \frac{V_{\text{пос}}}{\eta_{\text{мах}}} \cdot \frac{G_0}{\text{НР}_{\text{ном}}}.$$

$V_{\text{пос}}$ — посадочная скорость самолета в м/сек .

$\eta_{\text{мах}}$ — максимальный коэффициент полезного действия винта, соответствующий наибольшей скорости полета.

G_0 — полный вес самолета в полете в кг .

$\text{НР}_{\text{ном}}$ — номинальная мощность мотора в лш. сил.

$\left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{мах}}$ — максимальное качество *всего* самолета.

u_0 — вертикальная скорость самолета у земли в м/сек .

$H_{\text{абс}}$ — абсолютный потолок в м .

$H_{\text{практ}}$ — практический потолок в м .

$t_{\text{мин}}$ — время подъема на определенную высоту в мин.

Z — высота в м .

§ 9. Номограмма для аэродинамического расчета самолета 1-го приближения. Построение номограммы.

Пользование формулами, только что перечисленными в предыдущем параграфе, не всегда бывает удобным, в особенности, если нет под руками таблицы логарифмов или логарифмической шкалы на счетной линейке, да и сама операция раскрытия каждый раз какой-нибудь неуклюжей формулы (напр. 21) отнимает не мало времени, а принимая во внимание приближенность метода, может заставить вообще отказаться от пользования этим методом; поэтому все найденные зависимости мы изобразили рядом графиков, которые нам удалось связать между собой и представить в виде одной, весьма простой для пользования, номограммы, позволяющей чрезвычайно быстро определить характеристику всего самолета (см. номограмму).

В левом верхнем углу изображена графически зависимость $\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}}$ от L и $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$, которая в пояснении не нуждается и получена раскрытием формулы (11).

В правом верхнем углу в координатах L, H даны кривые для определения абсолютного потолка, полученные вычислениями по формуле (26), так что значение L при любом качестве самолета сразу определяет $H_{\text{абс}}$ в метрах. В левом нижнем углу изображен график зависимости $V_{\text{подъем}}$ от $\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}}$, который легко строится по формуле (18), и в пояснении также не нуждается.

В середине внизу дан график зависимости u_0 от $V_{\text{подъем}}$

$$\text{и} \quad \frac{\frac{\text{НР}_{\text{действ}} - 1}{\text{НР}_{\text{потр}}}}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}}.$$

Он легко строится по формуле (15).

В середине вверху даны кривые для определения вспомогательной

$$\text{величины} \quad \frac{\frac{\text{НР}_{\text{действ}}}{\text{НР}_{\text{потр}}}}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}}.$$

• Эти кривые легко строятся после небольшого преобразования формулы (20) и приведения ее к виду:

$$\frac{\frac{\text{НР}_{\text{действ}} - 1}{\text{НР}_{\text{потр}}}}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}} = \frac{9,6}{\frac{1}{6} L^{0,91} + L^{0,58}} - \frac{1}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}}. \quad (20^1)$$

Наконец, внизу имеется еще два графика, которые могли быть связаны между собой более тесно, чем остальные. Первый из них служит для определения времени подъема на любую высоту при линейном законе изменения с высотой u , а второй для определения максимальной скорости полета на любой высоте.

Первый строится таким образом.

В координатах H, u_0 проводятся прямые постоянных значений $\frac{H}{u_0}$, которые фигурируют постоянными для данного самолета и в формуле (32)

$$t_{\min} = 0,0384 \frac{H}{u_0} \lg \frac{H}{H-Z}.$$

Построив значения $\frac{H}{Z}$ в масштабе $0,0384 \lg \frac{1}{1-\frac{Z}{H}}$, как показано на номограмме, и проведя прямую до пересечения с прямой постоян-