

Н. Фадеев

**Аналитический метод
аэродинамического расчета
самолета с винтом
изменяемого шага**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 656
ББК 39.1
Н11

Н11 **Н. Фадеев**
Аналитический метод аэродинамического расчета самолета с винтом изменяемого шага / Н. Фадеев – М.: Книга по Требованию, 2017. – 78 с.

ISBN 978-5-458-38557-2

ISBN 978-5-458-38557-2

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2017

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2017

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 первоизданном 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

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

В основу данного аналитического метода положен метод мощностей и использовано обстоятельство, что многие летные свойства выражаются через располагаемую и потребляемую мощности, а именно — через их разность и разность их производных по скорости.

Для вывода большинства формул приняты следующие допущения:

- 1) принят параболический вид поляры самолета,
- 2) кривая η по λ на основании обработки четырех серий винтов ЦАГИ разбивается на три участка, причем для среднего участка вблизи η_{\max} принимается $\eta \cong \eta_{\max} = \text{const}$, а для двух крайних участков подобраны кривые 2-го порядка.

В работе приводятся формулы для определения величины $\left(\frac{c_x}{c_y}\right)_{\min}$, характеризующих режим самолета, а также формулы для соответствующих c_x и c_y . Дается приближенный метод для подбора винта и степени редукции. Приводятся приближенные формулы для исправления к. п. д. винта на влияние моторного кока и больших окружных скоростей. Приводятся различные формулы падения мощности мотора выше высотности и дается их сравнительная оценка. Скоростной „поддув“ учитывается двумя способами — повышением мощности при той же высоте или повышением высоты п. и той же мощности.

В работе даются формулы для определения скоростей горизонтального полета и подъема, для вертикальных скоростей и углов подъема и в частности для максимальных их значений, для времени взлета, для потолка, для дальностей и радиусов действия на разных режимах.

Дальности и радиусы действия (с учетом сбрасываемого груза) определяются непосредственно по исходным данным самолета; при этом исследуется приближенным методом влияние дополнительного расхода горючего на набор высоты. Менее точно определяются непосредственно по исходным данным самолета потолок, вертикальные скорости и максимальные скорости: уточнение этих величин производится последовательными приближениями. Методом же последовательных приближений определяются крейсерская скорость и скорость по траектории при подъеме и вводятся поправки на скоростной поддув и концевые потери на винте при больших окружных скоростях. Время взлета при максимальной скороподъемности определяется, когда известны уже потолок и вертикальные скорости, чем и обуславливается определенный порядок расчета.

Все изложенное иллюстрируется числовыми примерами.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящая работа является первым этапом работы автора „Методы изыскания рациональных размеров самолета“ и имеет целью дать метод аэродинамического расчета современного самолета с винтом изменяемого в полете шага, предназначенный для применения при предварительных изысканиях схемы и размеров.

Автор приносит свою благодарность В. С. Пышнову за его отзыв и замечания, помогшие внести в работу ряд существенных исправлений и дополнений.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

A — коэффициент падения мощности мотора с увеличением высоты выше высотности.

A_m — тот же коэффициент для высотности мотора.

$A = c_{x\text{pmin}}$ — постоянный член в формуле для профильного сопротивления крыла.

$A = c_{x0}$ — постоянный член в формуле для лобового сопротивления самолета.

a — поправочный член в формуле для величины B .

B — коэффициент при c_y^2 в формуле для профильного сопротивления крыла.

$B = \frac{1}{\pi \lambda_3} = \frac{1}{\pi \lambda} + a$ — коэффициент при c_y^2 в формуле для лобового сопротивления самолета.

Ba — число Берстоу.

$b = \frac{s}{l}$ — средняя хорда крыла (м).

C — коэффициент при c_y^4 в формуле для профильного сопротивления крыла.

C — коэффициент при λ в формуле для величины N .

$$C_1 = 75 N_3 \eta_{\text{max}} (1,15 + 1,38 \beta)$$

$$C_2 = 75 N_3 \eta_{\text{max}} (0,125 + 1,15 (\beta) V_m)$$

$$C_1' = 75 N_3 \eta_{\text{max}}$$

} — коэффициенты в формуле распадаваемой мощности.

$\bar{c} = \frac{S_{\text{мид}}}{l}$ — средняя толщина крыла (м).

$\bar{c} = \frac{c}{b} = \frac{S_{\text{мид}}}{S}$ — относительная толщина дужки.

$\epsilon_1 = \frac{75 N}{\rho V^3 D^2} = \frac{c_t S}{2 \eta D^2}$ — коэффициент кубической параболы $\beta = c_1 \lambda^3$.

$c_2 = \frac{75 N \pi c^3}{\rho V^5}$ — коэффициент параболы 5-й степени.

$c_x = \frac{X}{qS}$ — коэффициент лобового сопротивления.

c_{x0} — коэффициент лобового сопротивления при $c_y = 0$.

$\left. \begin{matrix} c_{xp} \\ c_{xi} \end{matrix} \right\}$ — коэффициент профильного сопротивления.

c_y — коэффициент подъемной силы.

$c_{y\text{max п}}$ — коэффициент подъемной силы при посадке.

c_e — удельный расход горючего $\frac{kg}{л. с. ч.}$

$D_m = V \sqrt{\frac{D}{\dots}}$ — диаметр винта (м).

{ — приведенный диаметр мотора (м)

$$D_1 = \frac{c_{x0} S}{16} \left. \vphantom{D_1} \right\} \text{— коэффициенты в формуле потребной мощности.}$$

$$D_2 = 16 BG \frac{G}{S}$$

F_m — площадь миделя моторного кока (м^2).

$G = G_0 + G_r$ — полетный вес (кг).

G_0 — полетный вес без горючего (кг).

$$G_{\text{ср}} = G_0 + \frac{G_r}{2} \text{— полетный вес средний (кг).}$$

G_r — полетный вес перед сбрасыванием бомб (кг).

G_r — вес горючего (кг).

G_n — дополнительный расход горючего на подъем (кг).

H — высота полета (м).

$H_{\text{кр}}$ — высота полета крейсерская (м).

H_t — теоретический потолок (м).

$H_{\text{пр}}$ — практический потолок (м).

H_m — высотность мотора (м).

h — поправка в формуле обратного эффективного удлинения

$$\left(\frac{1}{\lambda_s} = \frac{1}{\lambda} + \frac{1}{h} \right).$$

i — число лопастей винта.

K — коэффициент в формуле для Δ_V .

K_λ — коэффициент эффективного удлинения.

K_1 — поправочный множитель к к. п. д. винта, учитывающий число Ba .

K_2 — поправочный множитель к к. п. д. винта, учитывающий влияние моторного кока.

L — дальность (км).

L_{max} — дальность максимальная (км).

$L_{\text{кр}}$ — дальность крейсерская (км).

l — размах (м).

$$l_s = \sqrt{\lambda_s S} \text{— размах эффективный (м).}$$

m — показатель степени в выражении $\frac{c_x}{c_y^m}$

$N = 1 + C_l$ — поправочный множитель к индуктивному сопротивлению.

N — мощность (л. с.)

N_p — мощность располагаемая (л. с.).

N_n — мощность потребная (л. с.).

N_{max} — мощность максимальная (л. с.).

$N_{\text{кр}}$ — мощность крейсерская (л. с.).

N_V — мощность с учетом поддува (л. с.).

N_s — мощность эквивалентная (л. с.).

N_0 — мощность у земли (л. с.).

n — показатель степени в выражении $\left(\frac{c_x}{c_y^n} \right)$.

n, n_B — число оборотов винта в минуту (об/мин).

n_m — число оборотов мотора в минуту (об/мин).

n_c — число оборотов винта в секунду (об/сек).

$$p = \frac{G}{S} \text{— нагрузка на } 1 \text{ м}^2 \text{ (кг/м}^2\text{).}$$

$$p = \frac{q}{V} \text{ км/час — километровый расход горючего.}$$

p, p_H — давление воздуха на высоте (кг/м^2).

p_0 — давление воздуха у земли (кг/м^2).

p_n — давление воздуха во всасывающей патрубке (кг/м^2).

- P_V — давление воздуха с учетом скоростного поддува ($\text{кг}/\text{м}^2$).
 $q = c_e N$ — часовой расход горючего ($\text{кг}/\text{час}$)
 $q = \rho \frac{V^2}{2}$ — скоростной напор ($\text{кг}/\text{м}^2$).
 R — радиус действия (км).
 $R_{\text{кр}}$ — радиус действия крейсерский (км).
 Re — число Рейнольдса.
 S — площадь крыла (м^2).
 $S_{\text{мид}}$ — площадь миделя крыла (м^2).
 T, T_H — абсолютная температура воздуха ($^{\circ}\text{C}$).
 T_0 — абсолютная температура воздуха у земли ($^{\circ}\text{C}$).
 T_V — абсолютная температура воздуха с учетом поддува ($^{\circ}\text{C}$).
 T_n — абсолютная температура воздуха во всасывающем патрубке ($^{\circ}\text{C}$).
 t — время подъема (сек).
 U — окружная скорость конца лопасти винта ($\text{м}/\text{сек}$).
 V — скорость полета ($\text{м}/\text{сек}$).
 V_V — вертикальная скорость самолета ($\text{м}/\text{сек}$).
 $V_{\text{под}}$ — скорость по траектории при подъеме ($\text{м}/\text{сек}$).
 V_{max} — максимальная скорость ($\text{м}/\text{сек}$).
 $V_{m \text{ max}}$ — максимальная скорость на высоте мотора ($\text{м}/\text{сек}$).
 V_m — скорость при v_{max} при $\beta \text{ const}$.
 $W = \sqrt{U^2 + V^2}$ — суммарная скорость конца лопасти ($\text{м}/\text{сек}$).
 $W_0 = W \sqrt{\frac{T_0}{T_H}}$ — суммарная скорость конца эффективная ($\text{м}/\text{сек}$).
 X — лобовое сопротивление (кг).
 Y — подъемная сила (кг).
 α — угол атаки ($^{\circ}$).
 $\beta = \frac{75 N}{\rho n_c^3 D^5}$ — коэффициент мощности винта.
 β_{mm} — коэффициент мощности винта, соответствующий $v_{\text{max max}}$.
 $\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$ — относительная плотность воздуха.
 Δ_V — относительная плотность воздуха с учетом поддува.
 $\lambda = \frac{V}{n_c D}$ — относительная поступь винта.
 λ_m — относительная поступь винта при v_{max} для $\beta = \text{const}$.
 λ_{mm} — относительная поступь винта при $v_{\text{max max}}$.
 $\tilde{\lambda} = \frac{\lambda}{\lambda_m} = \frac{V}{V_m}$ — отношение величин λ или V .
 $\lambda = \frac{l}{S}$ — удлинение.
 $\lambda_0 = K_\lambda \lambda$ — удлинение эффективное.
 φ — угол заклинивания лопасти винта ($^{\circ}$).
 θ — угол наклона траектории ($^{\circ}$).
 ρ — массовая плотность воздуха ($\frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}^4}$).
 ρ_0 — массовая плотность воздуха у земли ($\frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}^2}$).
 η — коэффициент полезного действия винта.
 $\eta_{\text{max max}}$ — максимальный к. п. д. винта данной серии.
 η_{max} — максимальный к. п. д. винта для $\beta = \text{const}$.
 $\eta_{\text{max}} = \frac{\eta_{\text{max}}}{\eta_{\text{max max}}}$ — отношение максимальных к. п. д.
 $\bar{\eta} = \frac{\eta}{\eta_{\text{max}}}$ — отношение к. п. д. для $\beta = \text{const}$.
 ζ — коэффициент гидравлических потерь в патрубке.

1. ВВЕДЕНИЕ

Преимущество аналитического метода аэродинамического расчета заключается в том, что формула позволяет быстро учитывать влияние любого фактора на то или иное летное свойство самолета. Это преимущество особенно важно в начальной стадии проектирования, когда аэродинамический расчет приходится проделывать для большого числа вариантов, так как ни схема самолета, ни основные его размеры еще окончательно не установлены и сама схема и размеры в значительной степени должны быть выбраны в зависимости от тех летных свойств, которые самолет при этом получает.

Аналитический метод расчета был бы идеальным, если бы для каждого летного свойства существовала достаточно простая и точная формула, выражающая это свойство через исходные данные самолета. Настоящая статья является попыткой приблизить аэродинамический расчет к такому состоянию для современного скоростного самолета, снабженного винтом непрерывно изменяемого шага. При выводе формул мы будем исходить из общеизвестного метода мощностей.

II. СХЕМЫ РЕШЕНИЯ ОСНОВНЫХ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА

Обращаясь к кривым располагаемой и потребной мощности, нетрудно видеть, что ряд основных задач аэродинамического расчета разрешается при помощи очень простых соотношений между располагаемой и потребной мощностями и их производными по скорости:

1) скорости горизонтального полета (фиг. 1, а) определяются из условия

$$N_p = N_n; \quad (1)$$

2) вертикальная слагающая скорости (фиг. 1, б)—из условия

$$V_y = \frac{N_p - N_n}{G}; \quad (2)$$

3) скорость максимальной скороподъемности—из условия

$$\frac{dV_v}{dV} = 0, \quad (3)$$

что равносильно условию [см. формулу (2) и фиг. 1, в]

$$\frac{dN_p}{dV} = \frac{dN_n}{dV}; \quad (4)$$

4) угол наклона траекторий (фиг. 1, б)—из условия

$$\sin \theta = \frac{V_y}{V} = \frac{1}{G} \cdot \frac{N_p - N_n}{V}; \quad (5)$$

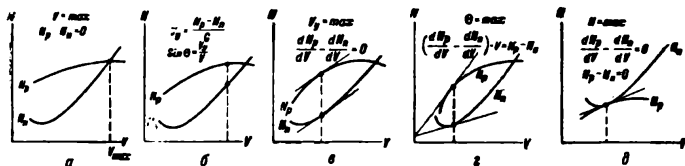
5) скорость максимальной крутизны взлета—из условия

$$\frac{d(\sin \theta)}{dV} = 0, \quad (6)$$

что равносильно условию [см. формулу (5) и фиг. 1, з]

$$\left(\frac{dN_p}{dV} - \frac{dN_n}{dV} \right) V = N_p - N_n; \quad (7)$$

6) потолок (фиг. 1, д)—из условий 1 и 4 одновременно.



Фиг. 1

Следует отметить, что во всех перечисленных случаях мы встречаемся только с разностью мощностей или их производных.

Следующей нашей задачей будет найти аналитические выражения для располагаемой и потребной мощностей в зависимости от скорости и плотности воздуха, поскольку во многих случаях расчета переменная будет и высота полета.

III. ПОТРЕБНАЯ МОЩНОСТЬ

Чтобы получить формулу потребной мощности, необходимо иметь аналитическое выражение для полярной скорости самолета. Инж. П. П. Красильщиков на основании продувок в ЦАГИ прямоугольных моделей крыльев предложил для профильного сопротивления крыла формулу следующего вида¹:

$$c_{xp} = A + Bc_y^2 + Cc_y^4, \quad 8$$

где:

$$A = c_{xp \min} = 0,0034 + 0,056 \bar{c}$$

$$\bar{c} = \frac{c}{b} \text{ относительная толщина профиля,}$$

$$B = 0,006$$

$$C = 0,0025.$$

Для коэффициента B П. П. Красильщиков дает несколько большую величину, а именно: $B = 0,009$. Наша поправка учитывает то обстоятельство, что для точного определения профильного сопротивления прямоугольного крыла по продувке его модели из всего лобового сопротивления крыла необходимо вычитать индуктивное сопротивление прямоугольного крыла, а не эллиптического, как сделал автор формулы².

¹ См. библиографию (1) в конце книги.

² Для определения $c_{xp \min}$ в настоящее время лучше пользоваться более новыми данными, учитывая влияние состояния поверхности и числа Рейнольдса см. например библиографию (2) и (3).

Формула (8) совпадает с полярной в достаточно больших пределах и, как мы дальше увидим, не лишена некоторых преимуществ при вычислениях; однако, для наших целей требуется еще более простая формула и мы для полярной всего самолета остановимся на обычной параболе:

$$A = A + Bc_y^2, \quad (9)$$

где $A = C_{x0}$:

$$B = \frac{1}{\pi \lambda_s}, \quad (10)$$

$\lambda_s = K_\lambda \cdot \lambda$ — «эффективное» удлинение.

$K_\lambda = 0,45 - 0,90$ по Ф. Г. Глассу⁽⁴⁾.

Ввиду такой сильной разбежки коэффициента K_λ , выбор его довольно затруднителен и поэтому для величины B мы используем несколько иную формулу. Дело в том, что из обработки графиков для трапецевидных крыльев и трапецевидных крыльев с прямоугольным центропланом, полученных Е. Е. Солодким⁽⁵⁾, следует, что поправочный множитель N и индуктивному сопротивлению эллиптического крыла для крыла неэллиптического выражается следующей формулой⁽⁶⁾:

$$N = 1 + C \cdot \lambda. \quad (11)$$

Таким образом, индуктивное сопротивление не эллиптического крыла равно¹:

$$\frac{1}{\pi \lambda} (1 + C \lambda) c_y^2 = \frac{1}{\pi \lambda} c_y^2 + \frac{C}{\pi} c_y^2.$$

Для наивыгоднейшего сочетания прямоугольного центроплана с трапецевидными концами (размах центроплана $l_{ц.п.} = 0,2l$ и отношение корневой и концевой хорд $n = \frac{b_{\max}}{b_{\min}} = 2,78$, по графикам Солодкина коэффициент $C = 0,000852$, а следовательно

$$\frac{C}{\pi} c_y^2 = 0,000271 c_y^2.$$

Отброшенный нами в формуле Красильщикова член $0,0025 c_y^4$ можно приблизительно компенсировать увеличением члена $0,006 c_y^2$ на величину $0,0025 c_y^2 \cdot c_y^2 = 0,0025 \cdot 0,7^2 c_y^2 = 0,001225 c_y^2$, где для c_y принято среднее значение 0,7. Суммируя все члены, пропорциональные c_y^2 , получим следующее значение для коэффициента B в формуле (9):

$$B = \frac{1}{\pi \lambda} + a, \quad (12)$$

где $a = 0,006 + 0,000271 + 0,001225 \cong 0,0075$.

Принимая во внимание то обстоятельство, что горизонтальное оперение, фюзеляж и интерференция последнего с крылом тоже могут дать дополнительное лобовое сопротивление, пропорциональное c_y^2 для величины a , примем следующие пределы:

$$a = 0,0075 - 0,01$$

¹ При использовании работы Е. Е. Солодкина необходимо учитывать ошибки, обнаруженные в ней проф. Е. В. Красноперовым⁽⁷⁾ и их исправления, предполагаемые самими Е. Е. Солодким⁽⁸⁾.

Приравнивая B из формул (10) и (12), получим связь между λ_s , K_λ и λ :

$$\lambda_s = \frac{1}{\frac{1}{\lambda} + \pi a}; \quad (13)$$

$$K_\lambda = \frac{1}{1 + \frac{\pi a}{\lambda}}; \quad (14)$$

На фиг. 2 формулы (13) и (14) даны в виде кривых для $a = 0,0075$ и $a = 0,01$.

Л. Бреге⁽⁹⁾ дает для эффективного удлинения аналогичную формулу:

$$\frac{1}{\lambda_s} = \frac{1}{\lambda} + \frac{1}{h} \quad (15)$$

и для хорошего современного моноплана предлагает считать $h = 40 - 35$, т. е. $a = \frac{1}{\pi h} = 0,008 - 0,009$. Нашим более широким пределам

$$a = 0,0075 - 0,010 \text{ соответствует } h = 42 - 32.$$

Для многомоторных самолетов могут быть использованы опыты в трубе, проведенные В. П. Горским⁽¹⁰⁾, из обработки которых следует, что на каждую пару моторных коков величину a необходимо увеличить на $0,0005 - 0,0005$, где меньшая цифра соответствует моторам, ось которых проходит ниже хорды крыла и высота миделя, примерно, равна толщине крыла, большая же цифра соответствует расположению моторов на уровне крыла и высоте миделя мотора вдвое большей толщины крыла.

Необходимо отметить, что при малом размахе интерференция крыла с фюзеляжем может оказаться значительно больше, чем это учтено величиной a , поскольку вредное влияние фюзеляжа в этом случае будет распространяться на значительную часть всего крыла. Кроме того, приводимые значения коэффициента a не учитывают неблагоприятной формы крыла в плане, а также тех случаев, когда какие-нибудь эксплуатационные соображения заставляют отойти от наиболее выгодного сочетания крыла с фюзеляжем и сознательно допустить большую интерференцию. Все перечисленные обстоятельства могут заставить повысить значение коэффициента a или же оценивать их в эффективном удлинении $\lambda_s = K_\lambda \cdot \lambda$ уменьшением коэффициента K_λ .

Итак,

$$c_x = c_{x0} + Bc_y^2, \quad (9)$$

где

$$B = \frac{1}{\pi \lambda} + a; \quad (12)$$

$$a = 0,0075 - 0,010.$$

Потребная мощность в кг·м/сек.

$$N_n = \rho c_{x0} S V^3 + \frac{B G}{\rho V} \cdot \frac{G}{S}; \quad (16)$$

$$N_n = D_1 \Delta V^3 + \frac{D_2}{\Delta V}; \quad (17)$$