飛行機の主要諸元を決定する一簡易法¹⁾山名 正夫²⁾

A Simple Method to Determine the chief Dimensions of Aeroplane

By Masao YAMANA

Normal gross weight G , weight of fuel and oil G_{f+o} and necessary horsepower N_z or thrust T_z can readily be calculated by equations (4), (5), (6) or (10), (11), (12) respectively for propeller planes or jet planes, as the function of payload A , design load factor sn_A , range R and maximum velocity V_z at attitude z . The values of statistical constants a_i , b_i and numerical example are shown in appendices.

1. 緒 言

形が与えられている飛行機の性能計算をするにはいろいろと便利な方法が考えられているが、初期計画の場合には先ず飛行機の形をきめること、すなわち“要求性能を満足すべき最も適当な機体主要諸元”を決定することが先決問題になる。特別な場合を除き一般的に考えると、計画要求事項の中で最も飛行機の要目を左右する基本要素として、搭載物件、強度、航続距離および最高速度の4つを探るのが妥当と思われる。そこで先ずこの4要素を基として全備重量、必要な発動機馬力または推力、および燃料搭載量を、できるだけ簡単な方法で求めようとするのが本報告の考え方である。

本方法は計算が簡単であるから、初期計画に際し上述の基本要素をいろいろと変えた時の機体要目の変化状況を調べ、最も均衡のとれた飛行機を求める等の計画研究に使用して便利と思われる。

2. 記 号

G = 全備重量	kg	N = 馬力	H.P.
F = 主翼面積	m ²	T = 推力	kg
s = 安全係数		b = (燃料+滑油)消費率	
n_A = A場合運用負荷倍数		プロペラ機	kg/H.P.h
R = 航続距離	s. mile	ジェット機	kg/kg·h
v = 速度	m/s	ρ = 空気密度	kg·sec ² /m ⁴
V = " "	kt	A = 有償搭載量 (ただし乗組員を含むものとする)	kg
a_i, b_i = 常数		G の添字記号 :—	
z = 高度	km	z = 自重	c = 冷却装置
C_z = 揚力係数	t = 搭載量	f = 燃料	
C_w = 抗力係数	e = 発動機	o = 滑油	
η = プロペラ効率	p = プロペラ	m = 平均重量	
λ = アスペクト比			

3. プロペラ機の場合

A 場合の破壊負荷倍数 sn_A , 航続距離 R , 高度 z

における最高速度 V_z および有償搭載量 A を与えて全備重量 G , (燃料+滑油)搭載量 G_{f+o} および高度 z における必要発動機馬力 N_z を求める。

構造重量 $(G_z - G_{e+p+o})$ と sn_A との間には統計的に次式が成立する (附録参照),

$$(G_z - G_{e+p+o})/G = a_1 + b_1 sn_A$$

両辺を 1 から引いてこれを B と置けば,

$$(G_t + G_{e+p+o})/G = 1 - a_1 - b_1 sn_A = B$$

よって $(G_t - G_{f+o}) + G_{e+p+o} + G_{f+o} = BG$.

$(G_t - G_{f+o})$ は搭載量から (燃料+滑油) の重量を引いたものですなわち A に等しく, また G_{e+p+o} は概ね発動機の公称高度における公称馬力 N_z に比例するから $G_{e+p+o} = a_2 N_z$ と置けば

$$A + a_2 N_z + G_{f+o} = BG \quad \dots \dots \dots (1)$$

次に, 馬力の釣合式を重量の釣合式で割れば

$$75\eta N/G = vC_w/C_z \text{ したがって } v/N = 75\eta C_z/GC_w,$$

航続距離は (速度×航続時間) とであるから $R = v \times G_{f+o}/N$, これに上の v/N を代入して G を全航程の平均重量 G_m と考えると

$$R = 75\eta C_z G_{f+o} / b C_w G_m (\text{m/s} \cdot \text{h}) = 270 \eta / b (\text{km}) \\ = 146 \eta / b (\text{s} \cdot \text{mile})$$

したがって

$$R = 146 (\eta C_z / b C_w) G_{f+o} / \left(G - \frac{1}{2} G_{f+o} \right) \text{ s} \cdot \text{mile} \quad \dots (2)$$

なお式中の $\eta C_z / b C_w$ は巡航速度で全航程を飛んだ時の平均値をとるものとする。

最高速度は馬力の釣合式 $v_z^3 = 75 \times 16 \rho_0 \eta N_z / \rho_z C_z F$ において $F C_w / \eta = a_3 G$ と置きかつ速度を kt 単位で表わせば

$$V_z^3 = 8813 (\rho_0 / \rho_z) (N_z / a_3 G) \quad \dots \dots \dots (3)$$

(1), (2) および (3) の連立方程式を解いて未知数 G , G_{f+o} および N_z を求めると

$$\left. \begin{aligned} G &= A/(B-C-D), \text{ kg} \\ G_{f+o} &= CG, \text{ kg} \\ N_z &= DG/\alpha_2 \text{ H.P.} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (4)$$

ただし

$$\left. \begin{aligned} B &= 1 - \alpha_1 - b_1 s n_A \\ C &= 1 / \left(\frac{1}{2} + 146 \eta C_z / b C_w R \right) \\ D &= (\alpha_2 \alpha_3 / 8813) (\rho_z / \rho_0) V_z^3 \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (5)$$

発動機が与えられたときは

$$\left. \begin{aligned} G &= (A + G_{e+p+o}) / (B - C), \\ G_{f+o} &= CG \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (6)$$

(4) 及び (5) 式で明らかなように, $\alpha_1 + b_1 s n_A$, α_2 , α_3 および $\eta C_z / b C_w$ に設計しようとする飛行機に適合した値を入れると G , G_{f+o} および N_z が直ちに計算できる。また, これらの式は上の諸因子および A , V_z , R 等によって, G , G_{f+o} , N_z が変化する場合を示す。たとえば R だけを変数とした場合, R と G の関係は第1図のようになる。すなわち仮に現在の技術水準で得られる曲線を I とすれば, 構造材料または構造法の進歩によって $\alpha_1 + b_1 s n_A$ が小さくなるか, 発動機の進歩により α_2 或は b が小さくなるか, さらに空気力学の進歩により α_3 が小さくなりまたは C_z / C_w が大きくなること等によって II の曲線が得られることになり, I よりも小さい G すなわち小さい飛行機で同じ航続力 R が得られ或は G を同一にすれば大きな R が得られる。本例は定性的な記述に過ぎないが,

$$\left. \begin{aligned} C_J &= 1 / \left(\frac{1}{2} + 7.77 \sqrt{\rho_0 / \rho_z} (C_z^{0.5} / b C_w R) \sqrt{G_m / F} \right) \\ D_J &= (\alpha_2 \alpha_3 / 60.3) (\rho_z / \rho_0) V_z^3 \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (11)$$

発動機が与えられたときは

$$\left. \begin{aligned} G &= (A + G_e) / (B - C) \\ G_f &= C_J G \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (12)$$

今 $C_w = C_{xp} + C_z^2 / e \pi \lambda$ と置き, $R_{\max}$ を与える C_z を

この種の数値計算による検討が上式により容易に遂行し得るわけである。

4. ジェット機の場合

発動機重量と公称

推力との関係を

第1図

 $G_e = \alpha_2 T_z$ と置けば (1) と同様にして

$$A + \alpha_2 T_z + G_f = BG \dots\dots\dots (7)$$

を得る。ただしジェット発動機の滑油消費量は小さいので省略した。また $G/T = C_z / C_w$ および $V = (3.6 / 1.852) \sqrt{G / \frac{1}{2} \rho_z F G_z} = 1.943 \sqrt{\quad}$ kt であるから

$$R = V \times G_f / b T = 7.77 \sqrt{\rho_0 / \rho_z} \times (C_z^{0.5} / b C_w) (G_f / G_m) \sqrt{G_m / F} \dots\dots\dots (8)^*$$

$$\text{ただし } G_m = G - \frac{1}{2} G_f, \quad \text{また}$$

$$V_z^3 = 60.3 (\rho_0 / \rho_z) (T_z / \alpha_2 G) \dots\dots\dots (9)$$

よってプロペラ機の場合と同様に

$$\left. \begin{aligned} G &= A / (B - C_J - D_J), \\ G_f &= C_J G, \\ T &= D_J G / \alpha_2, \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (10)$$

ただし

C_{z_0} で表わした $C_z / C_{z_0} = r$ と置いて R に関する各種係数をプロペラ機とジェット機の場合につき比較すれば

プロペラ機	ジェット機
$C_{z_0} = \sqrt{e \pi \lambda C_{xp}}$	$C_{z_0} = \sqrt{\frac{1}{3} e \pi \lambda C_{xp}} \dots\dots\dots (13)$
$(C_z / C_w)_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{e \pi \lambda / C_{xp}}$	$(C_z^{0.5} / C_w)_{\max} = 3^{\frac{3}{2}} (e \pi \lambda)^{\frac{1}{2}} / 4 C_{xp}^{\frac{3}{2}} \dots\dots\dots (14)$
$\frac{C_z / C_w}{(C_z / C_w)_{\max}} = \frac{2r}{1+r^2}$	$\frac{C_z^{0.5} / C_w}{(C_z^{0.5} / C_w)_{\max}} = \frac{4r^{0.5}}{3+r^2} \dots\dots\dots (15)$

プロペラ機では R を大きくするには $(C_z / C_w)_{\max}$ を大きくした巡航時の C_z / C_w が $(C_z / C_w)_{\max}$ よりあまり小さくない範囲で飛ばせばよい。 $(C_z / C_w)_{\max}$ を大きくするには λ を大きくしかつ C_{xp} を小さくすればよいが, (14) で示される如くこれらはいずれも同一の次数

で利く。しかるにジェット機の場合は $(C_z^{0.5} / C_w)_{\max}$ が大なるを要し, これに対して λ は $\frac{1}{4}$ 乗, C_{xp} は $\frac{3}{4}$ 乗で利くから λ を小さくしても C_{xp} を減らす方が有利になる。勿論飛行機全般として考えると端的に結論を下すことは出来ないが, (14) の関係式はジェット機と

ロベラ機に対する形態上の大きな相違点を指向するも ため (15) の関係式を第2図に示した。
のではないかと考えられる。なお計算に便ならしめる

第2図

6. 附 録

a_i , b_i 等は計画しようとする飛行機に対し適当な値を採用すればよいが、この資料にするため昭和14年頃から20年にかけて海軍機につき調べた値があるのでこれを以下に示す。これらの値は必要に応じその都度求めたもので今から見ると統一が取れていなかったり、記入すべき機体が洩れていたり不備な点があるが、現在では補足し得ないものが多いので、手許にあるものをその儘記すこととした。なお第3図乃至5図中に記した略符号と機体名称の関係は次の通りである。

艦 戦 A5	九 六 機	J7	震 電
A6	零 戦	夜 戦 J1N1	月 光
A7	烈 風	D4Y2-S	彗 星
陸 戦 J2	雷 電	艦 偵 O6	彩 雲
N1K1-J	紫 電	艦 攻 92KK	九二艦攻
N1K2-J	紫 電 改	96KK	九六艦攻

97-1KK	九七, 一	陸 爆 D4Y4	彗 星
	号艦攻	P1	銀 河
97-2KK	九七, 二	水 偵 95ST	九五水偵
	号艦攻	E12A, N	
B7	流 星		十二試二座水偵
艦 爆 94KB	九四艦爆	E13	零式水偵
D4Y1, Y3		E15	十五試水偵
	彗 星	観測機 F1	零式水上観測機
陸 偵 R2	景 雲		
陸 攻 G3	九六陸攻	飛行艇 97	九七飛行艇
G4	一式陸攻	99	九九飛行艇
G8	連 山	H8	二式飛行艇

外国機については信頼出来る資料が少ないので、木村教授から載いた資料を元にしてジェット機数機につき計算した値を記入しておいた。

第3図に sn_A と $a_1 + b_1 sn_A$ との関係を示す。ジ

第3図

ジェット機は sn_A が明確でないの推定して記入した。MIG-15¹⁾ の値が 2 つあるが、上の $\times$ は G に対し combat weight を下の $\times$ は maximum weight を当て嵌めたものである。旧海軍機を概観しこれから統計式を作れば

陸上機: $a_1 = .28 \sim .44$, ただし単発機は $.28 \sim .38$;
水上機および飛行艇: $a_1 = .38 \sim .44$

$$b_1 = .0075$$

を得る,

$a_2 = G_{e+p+c}/N_z$ は発動機の公称高度 z によって異なる。右辺中の G_e/N_z につき昭和 20 年頃迄の 1000 乃至 3000 馬力級発動機の概略値を示せば

z km.	0	2	4	6	8
G_e/N_z kg/H.P.	.45~.50	.46~.54	.49~.58	.52~.62	.58~.65

第 4 図は $\eta C_z/bC_x$ と R および C の関係を示す。機体略符号の傍に附した数字は速度と高度で、たとえば 180-4 は高度 4km 巡航速度 180 kt を示す。概ね $\eta/b = 3 \sim 4$, $\eta C_z/bC_x = 30 \sim 60$ である。

第 5 図の縦軸 $10^3 a_3 = (FC_x/\eta)(G/10^3)$ は全備重量 1 ton 当りの最高速度時に於ける抵抗面積 m^2 であって、横軸はプロペラ機は試作年度で爾後改造された機体もすべて最初の試作年度に対し記入した。海軍機の値はすべて旧海軍第一技術廠飛行実験部に於ける性能試験成績を基礎として計算したものであって、 $\circ$ 印のもののみ性能計算値から算出した。ジェット機に対しては横軸に初飛行年度を採った。MIG-15 が 2 点あるのは第 3 図と同一理由による。

a_3 と $\eta C_z/bC_x$ 或は $C_z^{.5}/bC_x$ はいずれも適当と思われる値を採用するのであるが、これらは互に関連があるわけであるから、一応検討して矛盾しない値に修正しておく必要がある。プロペラ機の場合につき次にその要領の一例を示す。

$$\left. \begin{array}{l} 10^3 a_3 \xrightarrow{\eta, F} C_x \\ V_{max}, G/F \xrightarrow{\lambda, c} C_{xcr} \end{array} \right\} C_{xp} = C_x - C_{xcr}$$

第 4 図

$$\begin{aligned} C_{xp} &\rightarrow C_{z0}, (C_z/C_x)_{max} \left\{ C_{zcr}/C_{z0} = r \rightarrow \right. \\ G_m/F, z_{cr}, V_{cr} &\rightarrow C_{zcr} \\ \frac{(C_z/C_x)_{cr}}{(C_z/C_x)_{max}} &= \frac{2r}{1+r^2} \\ &\rightarrow (C_z/C_x)_{cr} \xrightarrow{\eta, b} (\eta C_z/bC_x)_{cr}. \end{aligned}$$

第 5 図

初飛行年度

上式中添字 cr. は巡航時なることを表わす。

7. 計算例

空冷発動機装備の軽連絡機を考えてみる。

$A=320\text{ kg}$, $V_{\max}=350\text{ km/h}=189\text{ kt}$ (海面上)

$R=1100\text{ km}=594\text{ s}\cdot\text{mile}$, $V_{cr}=300\text{ km/h}$
 $=162\text{ kt}$ ($Z=2.5\text{ km}$)

$sn_A=1.5\times 3.8=5.7$ とし,

$a_1+b_1sn_A=.475$ (やや大きな値をとる),

$a_2=G_{e+p}/N=.9$,

$10^3a_3=.25$, $(\eta C_z/bC_x)_{cr}=45$ とすれば

$B=1-(a_1+b_1sn_A)=.525$,

$C=.087$ (第3図で $\eta C_z/bC_x$ と R の交点から),

$D=(a_2a_3/8813)(\rho_z/\rho_0)V_z^3=(a_2a_3/8813)V_0^3$

$=(.9\times .25\times 189^3)/(8813\times 10^3)=.172$,

よって

$G=A/(B-C-D)=320/(.525-.087-.172)$

$=320/.266=1200\text{ kg}$,

$G_{f+0}=CG=.087\times 1200=104\text{ kg}$

$N_0=DG/a_2=.172\times 1200/.9=230\text{ H.P.}$

を得る。今 $G/F=80\text{ kg/m}^2$ とすれば $F=15\text{ m}^2$, 翼幅

を 10 m とすれば $\lambda=.67$, $e=.95$ および $\eta=.80$ と

しこれらを用いて 10^3a_3 と $(\eta C_z/bC_x)_{cr}$ との関係を

検討すれば

$(C_z)_{V_{\max}}=a_3G\eta/F=(.25\times 1200\times .8)/(10^3\times 15)$

$=.016=C_{xp}$,

$C_{z0}=\sqrt{e\pi\lambda C_{xp}}=\sqrt{.95\times \pi\times .67\times .016}=\sqrt{.32}=.57$

$(C_z/C_x)_{\max}=\frac{1}{2}\sqrt{e\pi\lambda/C_{xp}}=\frac{1}{2}\sqrt{.95\times \pi\times .67/.016}$

$=17.7$,

また $G_m/F=77$, $V_{cr}=162\text{ kt}$, $z_{cr}=2.5\text{ km}$ から C_{zcr} を

計算すれば, $.24$ を得るから

$C_{zcr}/C_{z0}=.24/.57=.42$,

よって第2図から

$(C_z/C_x)_{cr}/(C_z/C_x)_{\max}=.70$,

したがって

$(C_z/C_x)_{cr}=17.7\times .70=12.4$,

$\eta_{cr}=.80$ とし $b=.22$ とすれば

$(\eta C_z/bC_x)_{cr}=.80\times 12.4/.22=45$

を得る。これは最初に仮定した値と偶然一致したことになるが、一般には一致しないのが普通であるから、どれかの要素を修正して略々一致させればよいわけである。

7. 結 語

昭和14年頃から毎年、海軍用飛行機として次年度に試作すべき飛行機全般に対する実用機試製計画(略称実計)研究が行われ、短期間に多数機種に関する均衡のとれた計画要求の原案を作るために、普通の方法で性能計算をしたのでは間に合わないで、本報告にその一部を示した簡易法を使用しかなりの便宜を得た。当時筆者に協力して資料の蒐集に努力された上山忠夫、服部六郎、田村福平、島文雄、中口博の諸氏並びに最近のジェット機の資料を提供された日本大学木村教授に厚く御礼申上げる。

- 1) 昭和27年11月15日 日本応用力学会第98回講演会にて講演
- 2) 岡村製作所
- 3) 木村秀政, ジェット飛行機の航続性能, 日本大学工業研究所彙報 昭和27年9月及航空工学講習会プリント 昭和27年9月参照, 中口博 タービンロケット機の性能計算法 昭和19年(未発表)
- 4) M.I. Gurevich, I Designed the MIG-15, Aero Digest 1951 7, p. 17
- 5) 本計算例の軽飛行機は科学朝日 1952年12月号73頁記載のものに相当する。

カルテックス石油提携

日本石油株式会社

東京・丸の内