

飛行機の性能計算圖表に就て

濱 田 榮

目 次

- | | |
|--------------------------------|--------------|
| 1. 緒 論 | 2. 第一性能圖表の製作 |
| 3. n_h, v_h, λ_{vh} の値 | 4. 第一性能圖表使用法 |
| 5. 第二性能圖表 | 6. 結 論 |

緒 論

飛行機の性能上の設計に圖表を使用することは既に各國に於て考案せられてゐる、日本にても曩に野田哲夫氏が K. K. S. 圖表 (海軍航空機試験所式圖表の意) を發表して飛行機の性能推定に貢献してゐる。此圖表の延長を試みた所二三の新らしい結果を加へ得るに至つたので茲に一纏として述べやうと思ふ。

飛行機の性能推定に最も影響するものはプロペラの効率の假定であつて、この假定が適當でなかつたら其の性能推定は全く信用のおけないものとなる、プロペラの最大効率は今使用されてゐるプロペラは大抵同じ様な値を有してゐるから之の値を假定する事は容易であるが上昇時に於けるプロペラ効率は飛行機によつて非常に違つて來るから、一々計算して見なければ適當なる効率を假定する事は困難である、又從來の圖表の如く、プロペラの効率を高度に無關係であると假定することは事實に反する、何となれば、或る一定の迎角を以て上昇飛行を行ふ時は計器速度は一定であるけれども、飛行機の眞速度は次第に増加する、従つてプロペラ効率は速度の函數であるから、其れに應じて増加しなければならないからである。プロペラ効率の高度に對する變化を發動機の高度に對する遞下率中に含ませ、便宜上、プロペラ効率を高度に無關係として取扱ふことも出来るが、かゝる圖表に於ては各姿勢に對する性能を推定するにはプロペラ効率の速度に對する變化に従つて一プロペラ効率をかへて見なければならぬら面倒があるのみならず、稍々もすれば $\frac{C_a^3}{C_w^2}$ の *max.* の點が最大上昇率を得る姿勢の如く思はしめる。各姿勢に於てプロペラ効率が變ることを勘定に入れるならば、最大上昇率を得る姿勢は明らかに $\frac{C_a^3}{C_w^2}$ の *max* の點にあらずして外に存在するのである。

以上の考へからプロペラ効率を常數として、圖表に入れることは面白くないと思つてプロペラ効率を速度の或る函數として挿入することを工夫した、其の結果は以上の缺點を補ふのみならず、性能

を一目瞭然たらしむる特徴がある。

最大速度、最小速度、上昇限度、上昇速度、上昇時間の五つを通常飛行機の性能と稱してゐるが、之等の推定法が別々になつてゐては使用上、不便であるから、之を全部一組の圖表に収める様にしたことは又特徴の一つと信ずる。

設計の初期に於てはプロペラ等も定つて居らず、分つてゐるのは飛行機の重量と、馬力數位であるが、相當飛行機の計畫が進むと第一次の性能の豫想も出來、プロペラも決定せられる、従つて各速度に對する有効馬力數を計算することが出来る、この有効馬力數を使用すれば第一次の豫想のものよりもつと精しい性能を算出する事が出来る、依つて、第二性能圖表として、この有効馬力曲線を使用して性能を計算する方法をも述べよう。

従つて茲に述べんとする圖表には設計の初期に使用し、又は簡単に飛行機の性能を比較したりするために使用する第一性能圖表と、相當飛行機の計畫が進んだ後に性能の精算に用ひらるべき第二性能圖表との二つがあるわけである。

第一性能圖表の製作

飛行機の水平飛行の方程式は

$$\left\{ \begin{array}{l} W = \frac{\gamma_h}{2g} C_a A V_h^2 \dots\dots\dots(1) \\ 75 P_h \eta_{vh} = W \frac{C_w}{C_a} V_h \dots\dots\dots(2) \end{array} \right.$$

茲に

- W : 飛行機の重量 (瓩)
- A : 翼面積 (平方米)
- C_a : 揚力係數
- C_w : 抵抗係數
- V_h : 高度 h 米に於ける飛行機の世界 (米/秒)
- P_h : 高度 h 米に於ける發動機の出馬力數 (馬力)
- η_{vh} : 速度 V_h に於けるプロペラ効率
- γ_h : 高度 h 米に於ける空氣密度 (瓩/立方米)
- g : 重力加速度 (米/秒²)

今

$$n_h = \frac{\gamma_h}{\gamma_0}, \quad \nu_h = \frac{P_h}{P_0}, \quad \lambda_{\nu h} = \frac{\eta_{\nu h}}{\eta_{max}}$$

茲に γ_0 : 地上に於ける空氣密度

P_0 : 地上に於ける發動機の出馬力

η_{max} : プロペラの最大効率

然るときは (1) 及 (2) 式は次の如く書き直すことが出来る

$$\frac{W}{A} = \frac{\gamma_0}{2g} \cdot n_h C_a V_h^2 \dots\dots\dots (3)$$

$$\frac{W}{P_0} = 75 \eta_{max} \nu_h \lambda_{\nu h} \frac{C_a}{C_w} \frac{1}{V_h} \dots\dots\dots (4)$$

$\frac{W}{A}$ 及 $\frac{W}{P_0}$ は通常 Surface loading 及び power loading と呼ばれる量で、飛行機の性能を表はす

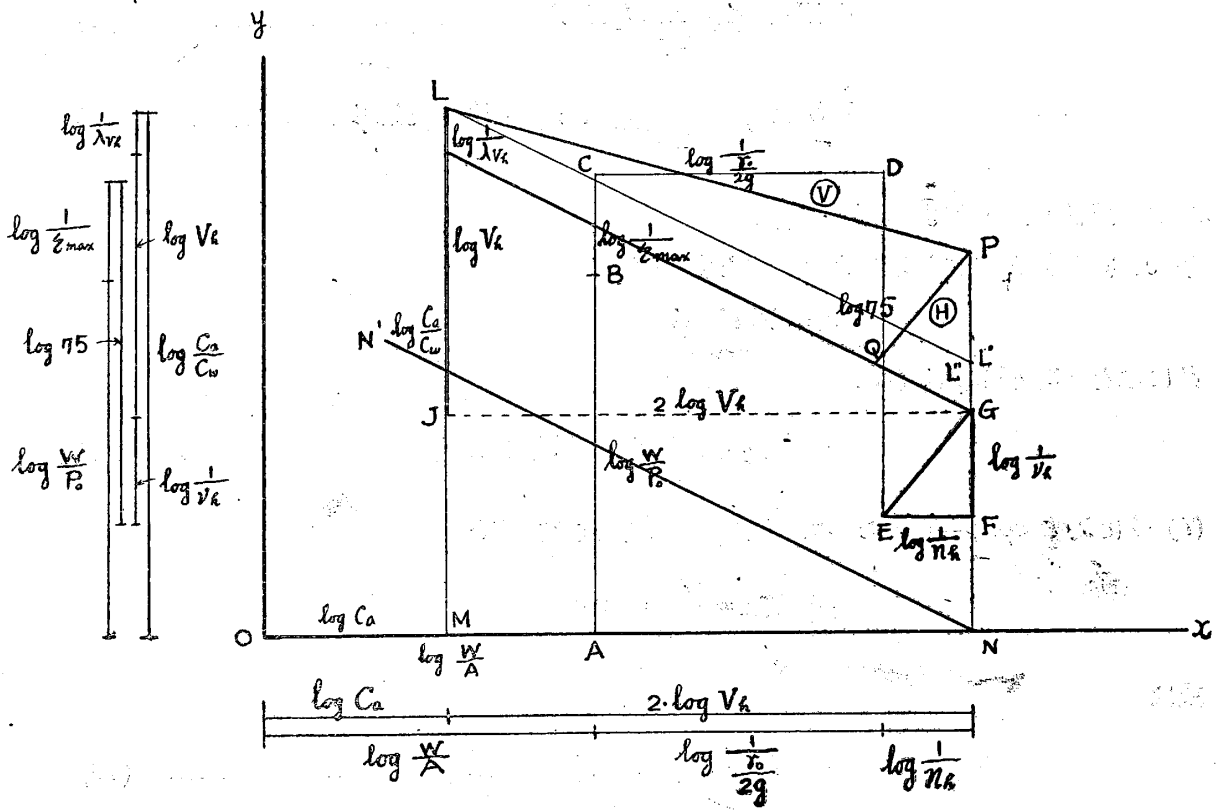
時同時に之等の値を記載するのが習慣である。

(3) 及 (4) 式の對數をとれば

$$\log \frac{W}{A} + \log \frac{1}{\frac{\gamma_0}{2g}} + \log \frac{1}{n_h} - 2 \log V_h - \log C_a = 0 \dots\dots\dots (5)$$

$$\log \frac{W}{P_0} + \log \frac{1}{\eta_{max}} - \log 75 + \log \frac{1}{\nu_h} + \log \frac{1}{\lambda_{\nu h}} + \log V_h - \log \frac{C_a}{C_w} = 0 \dots\dots\dots (6)$$

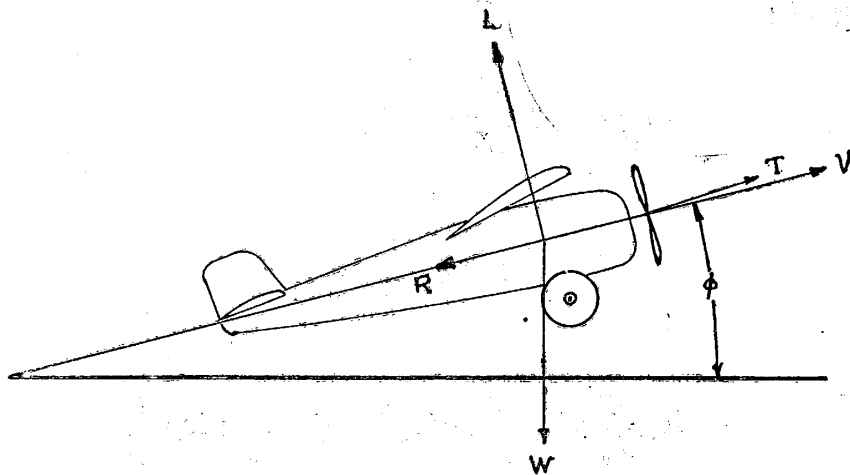
今 (5) 式を x 軸に (6) 式を y 軸にとつて見ると、之等の式が成立するためには第一圖に示す如く、 O より出發すれば再び O に歸つて來なくてはならぬ、若し (5) 及 (6) の兩式が同時に成立するためには xy 平面上に於て O より出發して $OABCDEFGHIJKLMO$ の如く再び O に歸着すればよいのである。プロペラ効率の遞下率 $\lambda_{\nu h}$ を各速度に對してとる時は L 點の軌跡は LP となる、 EFG は高度のみに關係する故に一本の線 EG となるが、 P より EG に平行線を引きて DE との交點を Q とすれば、 PQ を以て EG におきかへることが出来る。依つて上述の閉路は又 $OABCDEQPLMO$ の如くなるものと考へてもよい、今此の閉路を B 點及 L 點にて二分して $BCDEQPL$ と $BAOML$ とし前者を透明紙に後者を對數方眼紙にとり、透明紙には各高度に對して夫々 LP の如き線を作り、それに速度の目盛を附し又プロペラ効率の所 BC にも必要なだけ目盛をつけて置く、而して、對數方眼紙に $C_a - C_a/C_w$ 曲線と $\frac{W}{A} - \frac{W}{P_0}$ の點 (B 點) を記入しておいて透明紙を對數方眼紙の上のせ、假定した η_{max} の値の所を B 點に重ね合はせる、然る時は $C_a - C_a/C_w$ 曲



第一圖

線上の任意の點 L は何れかの速度線及高度線上に落ちて上述の閉路を作る、換言すれば、 L なる姿勢にて水平飛行をなす場合に於ける、速度及高度を直に求めることが出来る。

次に飛行機が水平と角 ϕ をなしてとぶときは



第二圖

$$\left\{ \begin{aligned} W \cos \phi &= \frac{\gamma_h}{2g} C_a A V_h^2 \dots\dots\dots(7) \\ 75 P_h \eta_{vh} &= \frac{\gamma_h}{2g} C_w A V_h^3 + W V_h \sin \phi \dots\dots\dots(8) \end{aligned} \right.$$

の二つの運動方程式を得る、

今 v_h を高度 h 米に於ける上昇速度とすれば

$$v_h = V_h \sin \phi$$

故に之を (8) 式に入れば

$$75 P_h \eta_{vh} = \frac{\gamma_h}{2g} C_w A V_h^3 + W v_h \dots\dots\dots(9)$$

(7) 式に於て $\cos \phi = 1$ とおいて それにて (9) 式を割ると

$$75 \frac{P_h}{W} \eta_{vh} = \frac{C_w}{C_a} V_h + v_h$$

或は

$$v_h = 75 \frac{P_h}{W} \eta_{vh} - \frac{C_w}{C_a} V_h \dots\dots\dots(10)$$

此の式の右邊の第一項は單位重量當り全馬力數にして第二項は (2) 式によつて分る如く單位重量當りの水平飛行用馬力數である、故に v_h は單位重量當りの上昇飛行用馬力數を表はすこととなる、任意の高度に於ける $75 \frac{P_h}{W} \eta_{vh}$ 及び $\frac{C_w}{C_a} V_h$ は少しく工夫せば上述の圖表の上にて読み取り得べく其の差をとれば即ち其の高度に於ける上昇速度が得られる

$75 \frac{P_h}{W} \eta_{vh}$ を讀むには

$$\begin{aligned} 75 \frac{P_h}{W} \eta_{vh} &= 75 \frac{P_0}{W} \eta_{max} \nu_h \lambda_{vh} \\ &= \frac{1}{\frac{W}{P_0} \frac{1}{\eta_{max}} \frac{1}{75} \frac{1}{\nu_h} \frac{1}{\lambda_{vh}}} \end{aligned}$$

分母の對數をとれば

$$\log \frac{W}{P_0} + \log \frac{1}{\eta_{max}} - \log 75 + \log \frac{1}{\nu_h} + \log \frac{1}{\lambda_{vh}}$$

にしてこれは第一圖に於て $ABCDEFGL'$ にして結局 L' 點の ordinate となる、但し $GL' = KL$

$= \log \frac{1}{\lambda_{v_h}}$ とする、故に $75 \frac{P_h}{W} \eta_{v_h}$ の値は L 點より KG に平行線を引きて FG と L' にて交らし

め L' 點の ordinate を對數方眼紙にて読みその逆數をとればよい、

次に $\frac{C_w}{C_a} V_h$ を讀むには、

$$\frac{C_w}{C_a} V_h = \frac{1}{\frac{C_a}{C_w} \frac{1}{V_h}}$$

分母の對數をとれば

$$\log \frac{C_a}{C_w} - \log V_h$$

にして第一圖に於て $MLRL'$ (但し $RL'' = \log V_h$ にして結局 L' 點 ordinate となり $\frac{C_w}{C_a} V_h$ は其の逆數である、第一圖は水平飛行の場合であるから L' と L'' とは重なりて上昇速度=0 と云ふことを示してゐる。若し L なる姿勢にて高度のみ低き時は全馬力の點 L' は L'' 點より下方に位置して L' と L'' との間に距離を生じ此の距離は餘分の馬力を表はすものにして上昇速度に相當する圖表では $L' L''$ の長さは $C_a - C_a/C_w$ 曲線と高度線との間にはさまれたる距離であるから其の距離の大きさは其の高度に於ける上昇速度に比例することとなる。

今 FG 線の延長が OX 軸即ち對數方眼部の 1 の線との交點 N より KG に平行線 NN' を引けば此の線とある高度線との間にはさまれたる部分は其の高度に於ける $75 \frac{P_h}{W} \eta_{v_h}$ を表はし、又 $C_a - C_a/C_w$

曲線との間にはさまれたる部分は $\frac{C_w}{C_a} V_h$ を表はす、故にこの NN' 線を使用すれば、上昇速度を讀むことは容易であるから此の線を上昇速度基準線とでも名付けよう、この基準線は高度によつて $\sqrt{v_h}$ だけ高さが變つて行くが之れの變り方を上昇速度を讀む目盛に附記しておけば、基準線は高度 0 の時の線を一本引けば足りる事になる。

上昇時間を算出するには圖表より求めた各高度に於ける上昇速度の逆數をとりて高度に對して曲線を引きて所要の高さまでの面積を planimeter 或は其の他の方法で求むれば其れが上昇時間である、然し圖表を使用すれば、より簡単に上昇時間を求める事が出来る。但しこの圖表による方法は迎角を一定にして上昇飛行を行ふ時に限る、

(10) 式より

$$t_h = 75 \frac{P_0}{W} \eta_0 \nu_h \lambda_{v_h} - \frac{C_w}{C_a} V_h$$

茲に η_0 は地上にてのプロペラ効率である

(7) 式に於て $\cos\phi=1$ とおけば、

$$V_h = \sqrt{\frac{2g}{\gamma_h}} \sqrt{\frac{1}{C_a}} \sqrt{\frac{W}{A}}$$

故に

$$v_h = 75 \frac{P_0}{W} \eta_0 \nu_h \lambda_{vh} - \sqrt{\frac{2g}{\gamma_h}} \sqrt{\frac{C_w^2}{C_a^3}} \sqrt{\frac{W}{A}} \dots \dots \dots (11)$$

上昇限度にては $v_h=0$

$$75 \frac{P_0}{W} \eta_0 \nu_c \lambda_{vc} = \sqrt{\frac{2g}{\gamma_c}} \sqrt{\frac{C_w^2}{C_a^3}} \sqrt{\frac{W}{A}}$$

故に (11) 式は

$$v_h = 75 \frac{P_0}{W} \eta_0 \left\{ \nu_h \lambda_{vh} - \nu_c \lambda_{vc} \sqrt{\frac{\gamma_c}{\gamma_h}} \right\} \dots \dots \dots (12)$$

然るときは高度 h 米迄の上昇時間は

$$t_h = \int \frac{dh}{v_h} = \frac{1}{75} \frac{W}{P_0} \frac{1}{\eta_0} \int \frac{dh}{\nu_h \lambda_{vh} - \nu_c \lambda_{vc} \sqrt{\frac{\gamma_c}{\gamma_h}}}$$

時間の分で表はせば

$$t_h = \frac{1}{4.5} \frac{W}{P_0} \frac{1}{\eta_0} \frac{1}{1000} \int \frac{dh}{\nu_h \lambda_{vh} - \nu_c \lambda_{vc} \sqrt{\frac{\gamma_c}{\gamma_h}}} \dots \dots \dots (13)$$

今

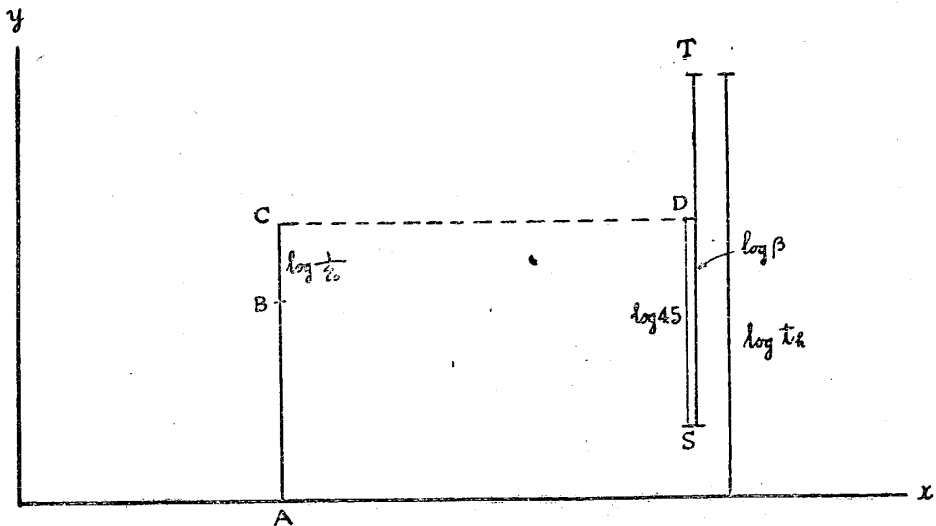
$$\beta = \frac{1}{1000} \int \frac{dh}{\nu_h \lambda_{vh} - \nu_c \lambda_{vc} \sqrt{\frac{\gamma_c}{\gamma_h}}}$$

とおけば

$$t_h = \frac{1}{4.5} \frac{W}{P_0} \frac{1}{\eta_0} \beta \dots \dots \dots (14)$$

之の對數をとれば

$$\log t_h = \log \frac{W}{P_0} + \log \frac{1}{\eta_0} - \log 4.5 + \log \beta \dots \dots \dots (15)$$



第 三 圖

之を圖にとれば右邊は第三圖に示す如く ABCDST となりて結局 T の ordinate が上昇時間となる、B より T までを透明紙にとつておきて假定せる η_0 の點を對數方眼紙上にとれる $\frac{W}{P_0}$ の點に重ねれば T の ordinate 即ち上昇時間は對數方眼紙の目盛にて直に読み取る事が出来る、

β 曲線は之を左右に動かす事は何等妨げないから、第一圖に述べた同じ透明紙上に邪魔にならない所に β 曲線を引いておけば使用者には甚だ便利であるのみならず、圖表の使用法の所で述べる如く、容易に任意の η_0 を $\frac{W}{P_0}$ の點に合はせる事が出来る、 β 曲線は上昇限度と高度との函數にして次章に述べる方法によつて計算することが出来る。

$n_h, \nu_h, \lambda_{\nu h}$ の値

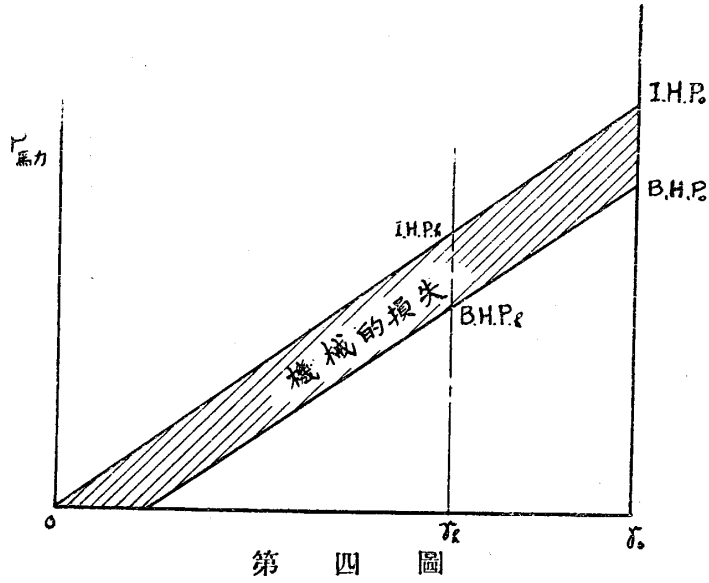
今迄の式の中に $n_h, \nu_h, \lambda_{\nu h}$ が入つてゐるから此等の値を決定しなくてはならぬ。

n_h は地上に於ける空氣密度と h 米の高度に於ける空氣密度との比であるが田丸卓郎氏の與へた標準状態に於ける空氣密度の式より取る事とする、

$$n_h = \frac{\gamma_h}{\gamma_0} = \left(1 - \frac{0.0065 h}{288}\right)^{4.253} \dots\dots\dots(16)$$

γ_0 は 1.2249 斤/立方米にして $\frac{\gamma_0}{2g} = \frac{1}{16}$ である、

次に發動機の出馬力の高度に對する遞下率は發動機の種類によつて異なるけれども普通の發動機に對しては大體 W. Hoff 氏の如く I. H. P. が空氣密度に比例し機械的損失は高度に無關係にして常數であると假定する、其の關係を圖にて示せば第四圖の如し



然る時は、遞下率は

$$\nu_h = \frac{1}{\eta_m} \left[\frac{\gamma_h}{\gamma_0} - (1 - \eta_m) \right] \dots\dots\dots (17)$$

茲に $\eta_m = \frac{I. H. P_0}{B. H. P_0}$ 即ち、機械的効率と稱するものにして通常 0.85 としてゐる

依つて

$$\nu_h = \frac{1}{0.85} \left[\frac{\gamma_h}{\gamma_0} - 0.15 \right] \dots\dots\dots (18)$$

各高度に於ける n_h 及 ν_h の値は第一表の如し、

h	$\frac{\gamma_h}{\gamma_0}$	ν_h
0 米	1	1
1,000	0.908	0.891
2,000	0.822	0.790
3,000	0.742	0.697
4,000	0.669	0.610
5,000	0.601	0.530
6,000	0.539	0.457
7,000	0.481	0.390
8,000	0.429	0.328
9,000	0.381	0.272
10,000	0.337	0.220
11,000	0.297	0.173
12,000	0.254	0.132

第一表

プロペラ効率は $\frac{V}{ND}$ の函数であるけれども發動機の回轉數の影響を無視して單に V_0 のみの函数と見る事が出来る、勿論 N はプロペラ効率のみならず、發動機の出馬力にも影響する、然し普通の場合は N が減少すれば $\frac{V}{ND}$ の値が大きくなつてプロペラ効率が增加して N の減少に伴ふ發動機の出馬力の減少をある程度迄補ふから有効馬力に対しては N の影響は僅小にして實用上には發動機の出馬力を常數と見てプロペラ効率は V のみの函数と見て差し支へない様に思ふ。プロペラ効率を圖表中に折り込もうとすると、どうしても、圖表の使用範圍が制限せられるが最も普通の場合のプロペラの最大効率が最大速度の附近にあるものに対しては次の如く假定する事が出来る

$$\eta = c_1 \sqrt{V}$$

或は

$$\lambda_{vn} = \sqrt{\frac{V}{V_0}} \dots \dots \dots (20)$$

但し V_0 は最大速度附近の速度にして、プロペラの最大効率がそこにあるものとす、

上式は甚だ粗略な假定であるが通常使用の範圍内では多くて 5% 位の誤差しか誘導しない、プロペラ効率を上如く假定する時は或る速度例へば 100 米/秒の所に最大効率がある如く圖表を製作しておけば、使用の際任意の速度に最大効率を移す事は容易である。

v_h 及 λ_{vn} の假定が出来たから前章に述べた β 曲線を計算する事が出来る、飛行機が迎角を一定にして上昇飛行をする場合は計器速度は一定である、此の關係から飛行機の眞速度は空氣密度の平方根に逆比例して増加する事を知る、

$$V_h \propto \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_h}} \dots \dots \dots (21)$$

速度が増加すればプロペラ効率が增加する、その關係は (20) 及 (21) 式によつて

$$\lambda_{vn} = \sqrt[4]{\frac{\gamma_0}{\gamma_h}} \dots \dots \dots (22)$$

故に上昇時間の式に於て、

$$v_h \lambda_{vn} = \frac{1}{0.85} \left[\frac{\gamma_h}{\gamma_0} - 0.15 \right] \sqrt[4]{\frac{\gamma_0}{\gamma_h}}$$

及び

$$v_c \lambda_c = \frac{1}{0.85} \left[\frac{\gamma_c}{\gamma_0} - 0.15 \right] \sqrt[4]{\frac{\gamma_0}{\gamma_c}}$$

従つて β は

$$\beta = \frac{1}{1000} \int \frac{dh}{\frac{1}{0.85} \left[\frac{\gamma_h}{\gamma_0} - 0.15 \right]^{1/4} \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_h}} - \frac{1}{0.85} \left[\frac{\gamma_c}{\gamma_0} - 0.15 \right]^{1/4} \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_c}} \sqrt{\frac{\gamma_c}{\gamma_h}}} \dots\dots\dots (23)$$

此の式は一般にとけない、近似的値を求める事が出来るのみである、第二表は β の値を Simpson's Rule によつて求めたものである。

β の 値

h	上 昇 限 度								
	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000
500	2.295	1.546	1.194	1.000	0.860	0.771	0.706	0.657	0.619
1000	5.610	3.454	2.580	2.123	1.803	1.609	1.465	1.359	1.277
1500	11.28	5.913	—	—	—	—	—	—	—
2000	∞	9.395	6.242	4.859	4.043	3.533	3.145	2.921	2.727
2500	—	15.43	—	—	—	—	—	—	—
3000	—	∞	12.56	8.745	6.950	5.879	5.163	4.749	4.398
3500	—	—	19.16	—	—	—	—	—	—
4000	—	—	∞	15.44	11.03	8.974	7.751	6.939	6.354
4500	—	—	—	22.40	—	—	—	—	—
5000	—	—	—	∞	18.17	13.37	11.05	9.649	8.997
5500	—	—	—	—	25.56	—	—	—	—
6000	—	—	—	—	∞	20.94	15.75	13.18	11.60
6500	—	—	—	—	—	28.85	—	—	—
7000	—	—	—	—	—	∞	23.87	18.21	15.39
7500	—	—	—	—	—	—	32.38	—	—
8000	—	—	—	—	—	—	∞	26.90	20.80
8500	—	—	—	—	—	—	—	36.00	—
9000	—	—	—	—	—	—	—	∞	30.14
9500	—	—	—	—	—	—	—	—	39.80
10000	—	—	—	—	—	—	—	—	∞

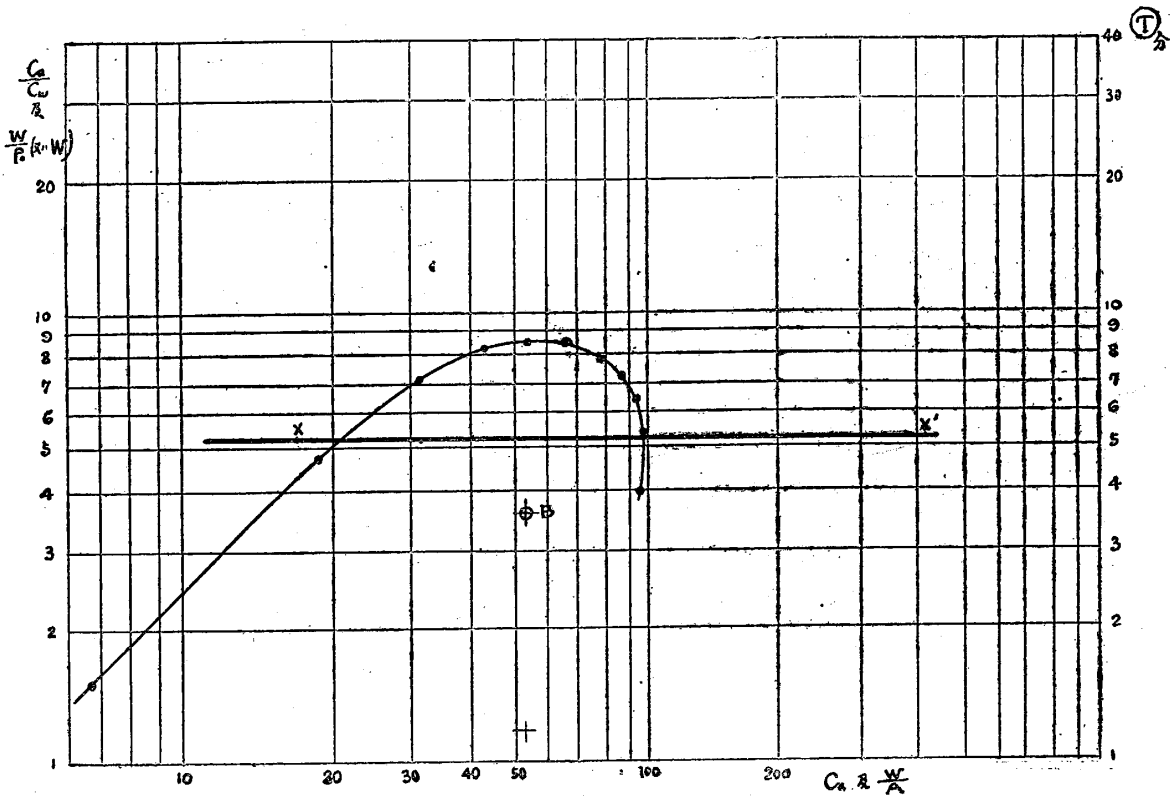
第一性能圖表使用法

第一性能圖表は發動機が普通のものでプロペラの最大効率が最大速度附近にあるものに對して製作したものであるから、その積りで使用されん事を希望する。

飛行機の模型試験又は其の他の方法で $C_a - C_d/C_w$ 曲線を知り又實物の $\frac{W}{A}$ 及 $\frac{W}{P_0}$ の値を知つてゐるとしよう、

然るときは對數方眼部(第五圖)に $C_a - C_d/C_w$ 曲線 L を描き且つ其の飛行機の loadings に相當する點 B を記せ、而して速高度部の透明紙(第六圖)を對數方眼部の上にプロペラの最大効率 G が B の上に重なる様にのせる、然る時は透明紙の上から、圖に示す點線の如く $C_a - C_d/C_w$ 曲線が

對 方 眼 部



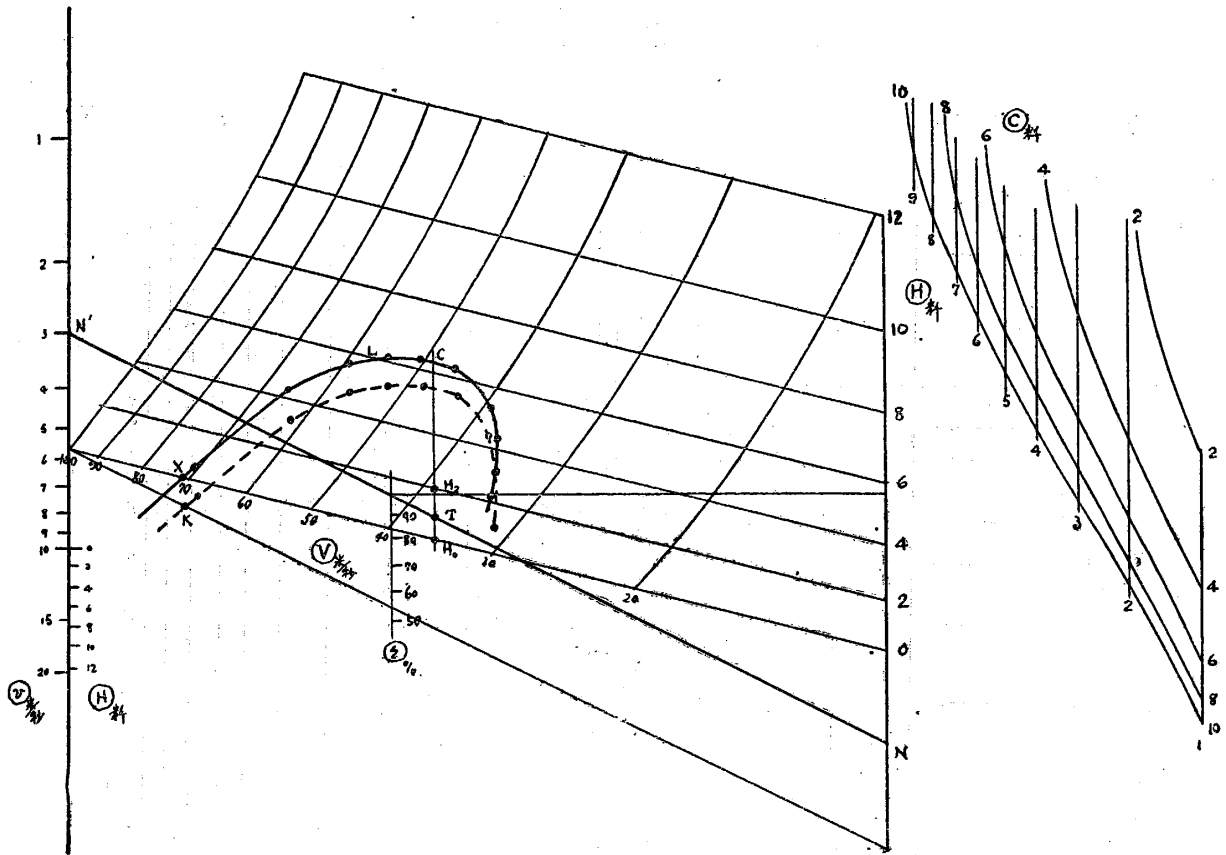
第 五 圖

見えるだろう、圖表にては最大効率を速度 100 米/秒 の所においてあるから最大効率が其の飛行機の最大速度にある様に直ほさねばならぬ、 $C - C_a/C_w$ 曲線が KG 直線と交はる點を K とすれば K は地上に於ては最大速度に相當する、 K よりその直上の點 X に至る間の距離が最大効率を 100 米/秒においたために起つた喰ひ違ひである、故にこの距離だけ $C_a - C_a/C_w$ 曲線を上方にずらしてやればよい、それには X 點に印しをつける、此の時下の對數方眼部の上にも同じ點 X を印しする、これは後に上昇時間算出の時に使用するものである。

然るときは X 點が $C_a - C_a/C_w$ 曲線上丁度のる迄上の紙を下方にずらす、其の位置で $C_a - C_a/C_w$ 曲線を速高度部に寫し取れば、それにてすべての姿勢に於ける速度及高度がよめる、

次に上昇速度を読むための基準線を引かなければならぬ、それには \textcircled{H} 線及 \textcircled{O} 線が夫々 10 米/秒及 100 米/秒 の速度の所に立て、あるから、此の二線が對數方眼部の横の 1 の線及 10 の線との交點を夫々 N 及 N' とすれば、 NN' を結めばそれが基準線となる、 NN' 線は KG 直線と平行である、

性能の読み方を述べんに、最大速度は上述の K 點であることは既に知る所である、最小速度は C_a が最大の時であつて最も右端にある姿勢 F から垂直線を下して來て地上に於ける速度の目盛線にて讀む。上昇限度は $C_a - C_a/C_w$ 曲線が高度線と一點にて切する點であつて圖で言へば O 點で



第六圖

ある、上昇速度を読むには例へば上昇限度の點 C の姿勢で上昇飛行をなす場合につきて云へば、その地上に於ける上昇速度は C より鉛直線を下し、高度 0 米及基準線 NN' との交點を夫々、 H_0 及 T とすれば、 CH_0T をその儘左側の上昇速度目盛線の上に T を (H) 部の 0 米の點に合せて、 H_0 と C に相當する目盛を別々に讀んで其の差をとれば、地上に於ける上昇速度を得る、高度 2 米に於ける上昇速度は T を (H) 部 2 米の所に合はして、 H_2 及 C の讀みをとつて其の差を計算すればよい。

姿勢 L にて飛ぶときの上昇速度の求め方も全く同様である、此の如くしてしらべて見ると最大上昇率を得る姿勢は上昇限度の姿勢ではない、最大上昇率を得る姿勢は地上に於ては C よりもずつと迎角の小さい所例へば L 點の邊にあつて高度が高くなるにつれて迎角の大きい所に移つて遂に上昇限度にては C 點になる、即ち最大上昇率を得る姿勢は高度によつて異なるものであつてこれはプロペラ効率が速度によつて變る事に基因するのである。故にプロペラ効率を常數として取扱つてゐる圖表にてはこの事實は表はれて來ない。

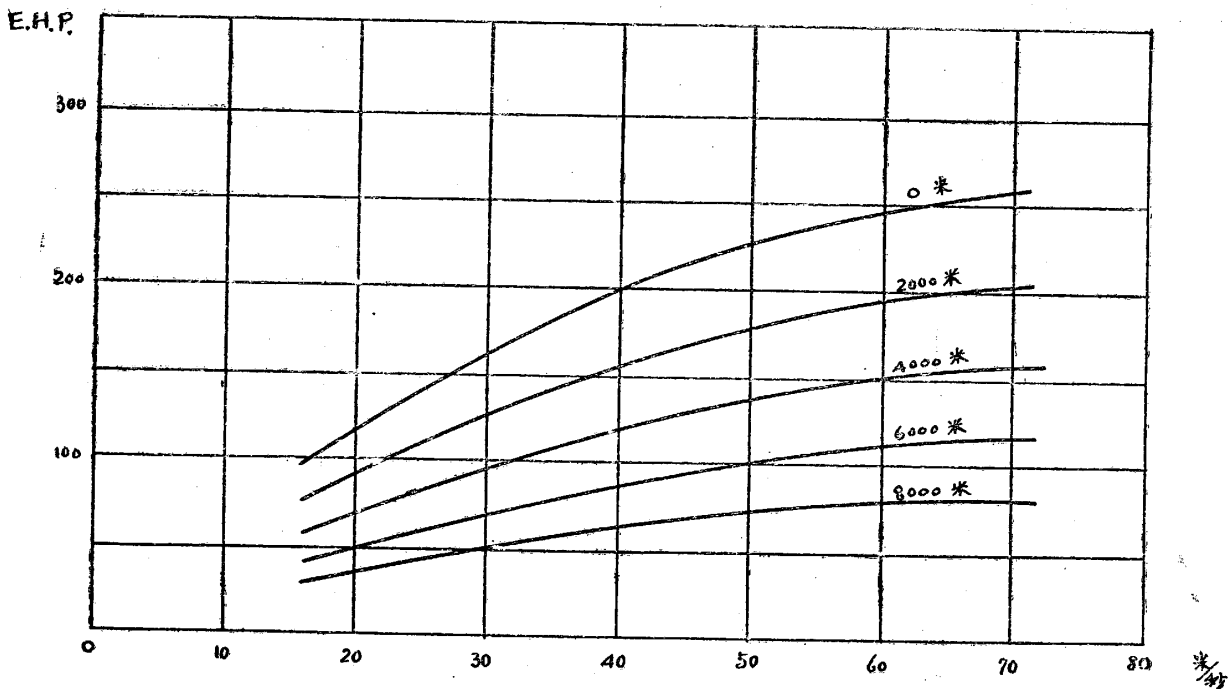
次に上昇時間を算出するには前に對數方眼部に印しておいた X 點を通つて水平線 XX' を引く、この線は地上に於けるプロペラ効率 η_0 を出すための線である、今姿勢 C にて上昇飛行をなす時の上昇時間を求めるには速高度部を對數方眼部の上に重ねたまゝ上下にずらして H_0 が水平線 XX' 上に

ある様にすれば、其の姿勢の地上に於けるプロペラ効率 η_0 に合はしたことになる。依つて右側の β 曲線の中で、 C 點の高度を上昇限度とし其の限度と所要の高度との交點を求めて下の對數方眼紙の ⑦にて目盛を讀めば其の高度迄の上昇時間を得る。此の場合にも各姿勢に對してプロペラ効率 η_0 が變はるから、最大上昇率の姿勢は上昇速度の時にしらべた如く上昇限度の姿勢よりもずつと小さい迎角の處にある事を知る、

第二性能圖表

第一性能圖表によつて大體飛行機の性能の豫想が出来たならば、それによつて其の飛行機に合ふ様にプロペラ及び其直徑を選擇決定する、プロペラの直徑が決定したならば、發動機に其のプロペラを組合はせた場合の各速度に對する有効馬力數を計算する事が出来る、これは發動機の出馬力とプロペラの吸收馬力が常に丁度同じになる様にして計算しなければならぬ、茲では其の計算の方法は略して只第七圖の如き有効馬力曲線を得たとする、

各高度に於ける有効馬力數



第七圖

第二性能圖表は原理に於ては第一圖表と何等變る所はない、水平飛行の方程式に於て

$$P_0 \eta_{max} v_h \lambda_{\gamma_h} = P_{ch}$$

とおく

茲に P_{ch} は高度 h 米に於ける有効馬力であつて第七圖の有効馬力曲線より持つて來るものとする。
 依つて水平飛行の方程式は

$$\frac{W}{A} = \frac{\gamma_0}{2g} n_h C_a V_h^2 \dots\dots\dots(3)$$

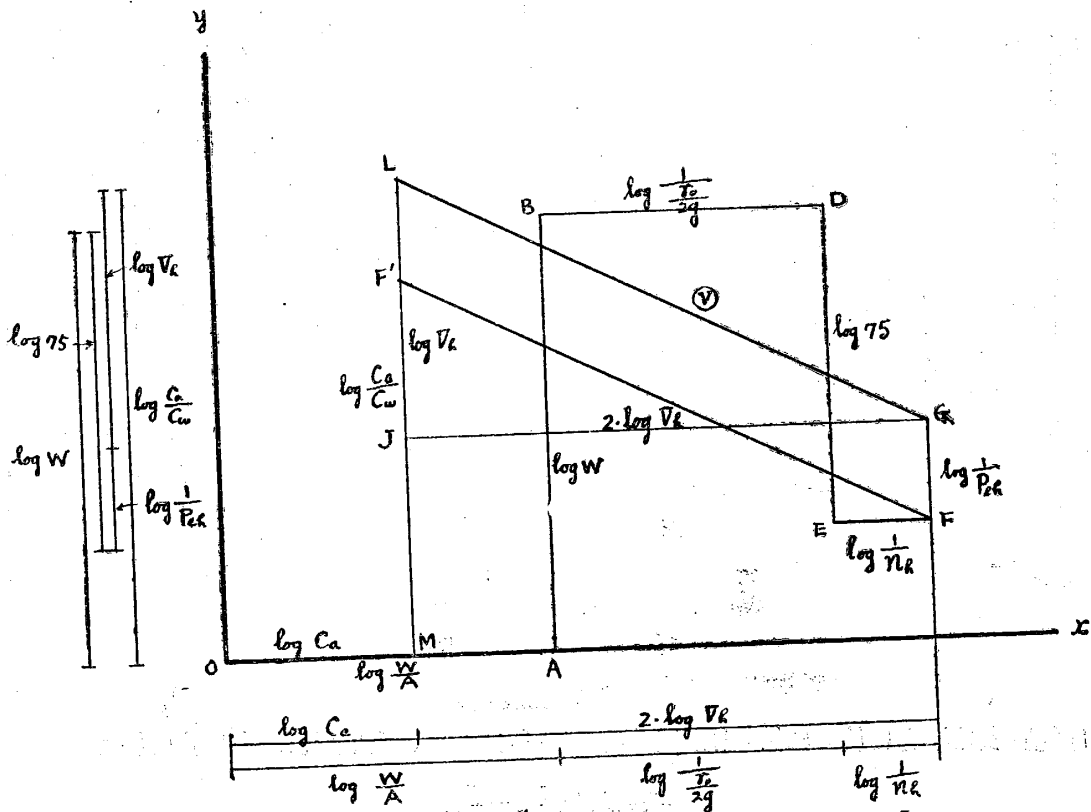
$$W = 75 P_{ch} \frac{C_a}{C_w} \frac{1}{V_h} \dots\dots\dots(4)'$$

之の對數をとれば、

$$\log \frac{W}{A} + \log \frac{\gamma_0}{2g} + \log \frac{1}{n_h} - 2 \log V_h - \log C_a = 0 \dots\dots\dots(5)$$

$$\log W - \log 75 + \log \frac{1}{P_{ch}} + \log V_h - \log \frac{C_a}{C_w} = 0 \dots\dots\dots(6)'$$

(5) 及 (6)' 兩式を前の如く圖表にすれば、 xy 平面に於ては第八圖の如く、 $OABDEFG LMO$ の閉路を作る、この閉路を B 及 L にて二分して $BDEFL$ 及 $BAOML$ とし前者を透明紙に後者を對數方眼紙にとる、

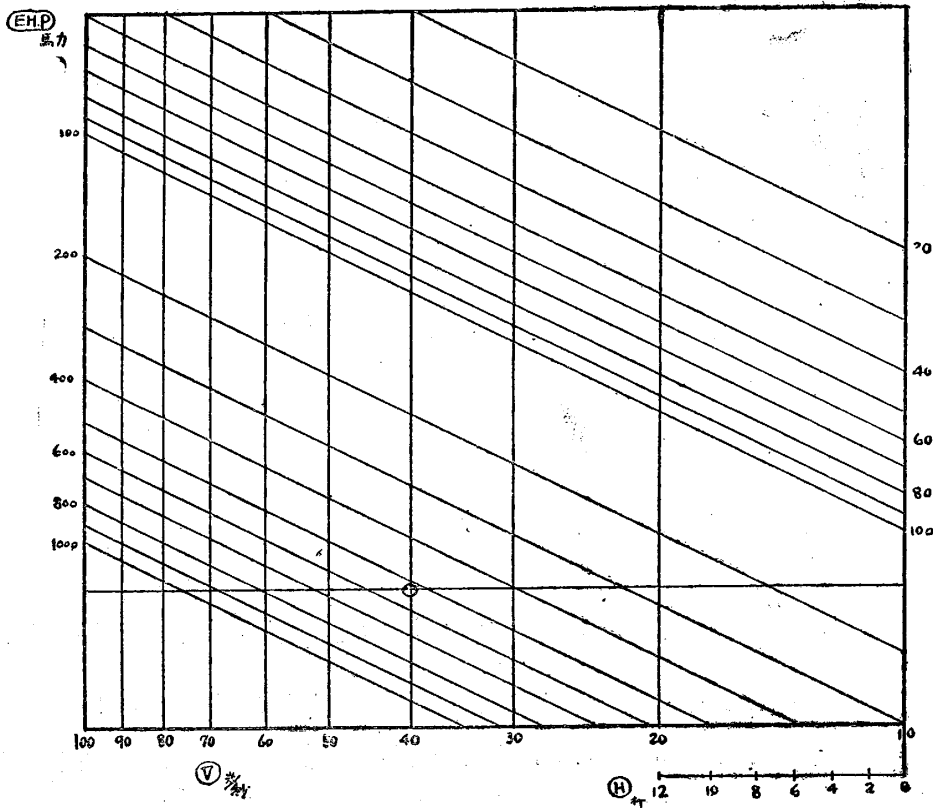


第八圖

今度は透明紙上の速高度の線は飛行機によつて一々異なる、 F より GL に平行線 FF' を引けば、 $LF' = GF' = -\log P_{ch}$ となるから此の関係から第九圖の如き速度と有効馬力との目盛線を引く之を有効馬力部と名付けよう、圖中の ϕ は第八圖の B 點に相當する點である、

任意の飛行機の速高度線は第七圖と第九圖とから容易に之を作る事が出来る、

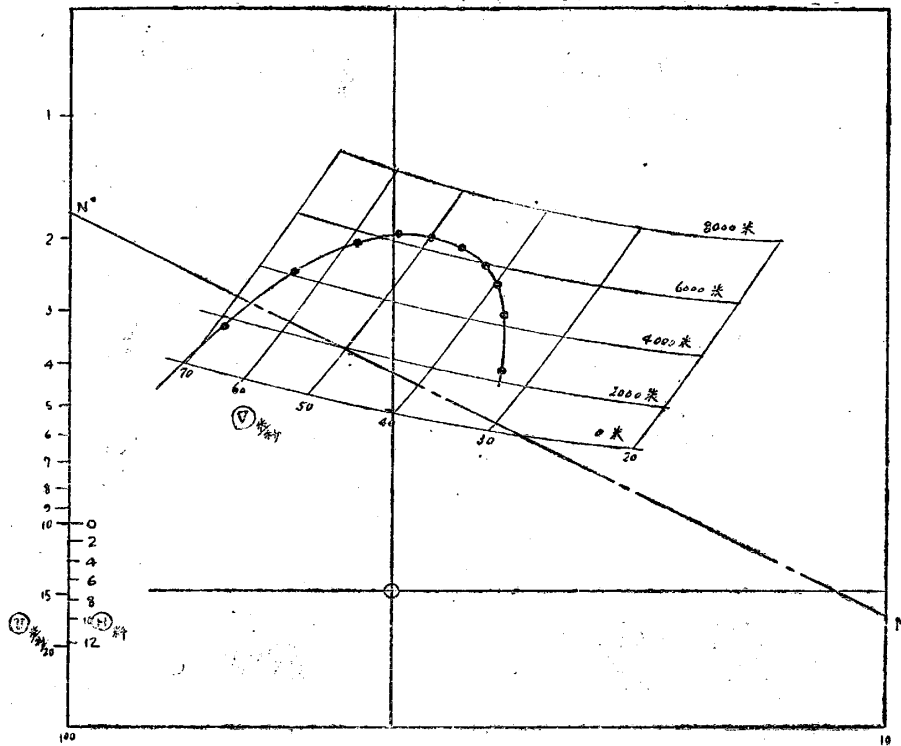
有効馬力部



第九圖

第十圖の速高度部は初め白紙である、先づ 點 ϕ 兩端の 10 米/秒 及 100 米/秒 の線及上昇速度目盛線を寫し取る、これは初めから引いてあれば尙便利であらう。任意の高度に於ける有効馬力曲線は n_h (第八圖で云へば EF) だけ右方にずれるからこれを考へに入れなければならぬ、さて、高度 0 に於ける有効馬力曲線は速高度部を有効馬力部の上に ϕ が重なる様にのせ下紙の目盛にて第七圖の高度 0 の有効馬力曲線を記入する、次に任意の高度に於ける馬力曲線は下側の \textcircled{H} 部の目盛によつて其の高度だけ上の紙を左の方にずらしておいて、前の如く其の高度に於ける馬力曲線を記入する、斯くして出來た馬力曲線が高度線となり高度線上の同一速度を結んだ線が速度線となる。此の速高度部が出來たならば第一性能圖表と全く同様である。

速 高 度 部



第 十 圖

⊕ 印を對數方眼紙の $\frac{W}{A} - W$ (今度は前の power loading の代りに全重量をとる) の點に重ねて $C_a - C_a/C_w$ 曲線を寫し上昇速度を読むために兩側の垂直線が對數方眼部の横の 1 の線及 10 の線との交點 N 及 N' を結んで、基準線 NN' を引く、性能の読み方も第一圖表の場合と全く同様である。只此の圖表では上昇時間が読み取れない、上昇速度の方から間接に出すより外はない、

それには高度を等間隔にとつてその高度に於ける上昇速度を圖表より求めその逆數をとつて Simpson's Rule で積分した方が最も迅速に算出し得る様である、

$$t_h = \frac{2k}{3} \left[\frac{1}{2} \frac{1}{v_0} + 2 \frac{1}{v_1} + \frac{1}{v_2} + \dots + \frac{1}{2} \frac{1}{v_n} \right] \times \frac{1}{60} \dots \dots \dots (24)$$

k は等間隔の高度であるが、これは隨分あらくとつても プラ=メーカーで積分するのと大差なく出て来る、

結 論

飛行機の性能の豫想は scale effect. プロペラと飛行機體との干涉等の問題があつて確實に之をなす事は困難である、現在では寧ろ豫想の性能と實物の試験飛行の結果とを比較して逆に之等の問題を

攻究しなければならぬ状態にあつて非常に面倒な計算をして性能を出して見た所で正確なものを得るとは定らないのである、

第二性能圖表に使用する有効馬力曲線の如きも近似的に出して充分の様に考へる、近似的方法の一つを上げれば、

$$P_{ch} = P_0 \eta V_h$$

茲に P_0 は正規回轉數に於ける發動機の出馬力をとる

η は速度のみの函數にして

$$\eta = \eta_{max} \left[2 \frac{V}{V_0} - \left(\frac{V}{V_0} \right)^2 \right] \dots\dots\dots(25)$$

とす、但し V_0 は η_{max} の存在する速度である、豫め V_0 が分つて居れば、かなり設計の初期に於て第二性能圖表を使用する事が出来る、

ν_h は發動機の出馬力の高度に對する遞下率である、compressor とか supercharger とかを備へた特種な發動機を使用する場合は、それに相當する様に ν_h の値をとればよい、

(25) 式の一般の形は

$$\eta = av - bv^2 \dots\dots\dots(26)$$

にして E. Everling の公式

$$\eta = av - bv^3 \dots\dots\dots(27)$$

とは第二項が異なるけれども N. A. C. A. の報告中にあるプロペラの代表的のものと比較して見ると(26) 式の方が合ふ様に思はれる。

第一性能圖表と K. K. S 圖表とを比較して見るに K. K. S 圖表は發動機の出馬力の高度に對する遞下率は空氣密度に比例しプロペラ効率は高度に無關係として作製したもので、原理は全く同じである。

上昇飛行の場合には $\nu_h = \frac{\gamma_h}{\gamma_0}$, $\lambda_{\nu h} = 1$ 故に

$$\nu_h \lambda_{\nu h} = \frac{\gamma_h}{\gamma_0} \times 1 = \frac{\gamma_h}{\gamma_0}$$

第一性能圖表に於ては

$$\nu_h = \frac{1}{0.85} \left[\frac{\gamma_h}{\gamma_0} - 0.15 \right] \div \left(\frac{\gamma_h}{\gamma_0} \right)^{1.25} \quad (\text{但し } 8000 \text{ 米位迄})$$

$$\lambda^{\nu h} = \sqrt[4]{\frac{\gamma_0}{\gamma_h}}$$

故に

$$v_h \lambda_{vh} = \left(\frac{\gamma_h}{\gamma_0}\right)^{1.25} \sqrt{\frac{A}{\gamma_h} \cdot \frac{\gamma_h}{\gamma_0}}$$

即ち兩圖表は略々同假定にある事を知る

故に K. K. S 圖表にては任意の姿勢に於ける性能を出すにはプロペラ効率を一々かへねばならぬ面倒はあるけれどもプロペラ効率の假定が適當であれば、出て來る性能は正しい様に思はれる。

K. K. S 圖表、第一性能圖表及び第二性能圖表をある飛行機につきて比較して見よう、 $C_a - C_d/C_w$ 曲線は別に scale effect を考へず模型試験結果をそのままとり、又有効馬力もプロペラと機體との干渉を無視す、前述にある如く之等の問題を無視することは重大なることであるが圖表の比較には差し支へない。

比較に使用した飛行機の主要目は

全重量 1180 斤

發動機 イスパノシイザ、300 馬力、出馬力 320.

翼面積 26.92 平方米

$$\frac{W}{A} = 44. \quad \frac{W}{P} = 3.69 \quad \eta_{max} = 80\% \quad \eta_{上昇時} = 60\% \quad (\text{K.K.S 圖表})$$

第二性能圖表に使用する、有効馬力曲線はイスパノシイザ 300 馬力と N.A. CA 117 (dia=2.75 米) のプロペラとを組合して計算したものである。

	K. K. S 圖表	第一性能圖表	第二性能圖表
最大速度	240 斤/時	240 斤/時	240 斤/時
最小速度	95	95	95
上昇限度	7400 米 (迎角 9.5°)	6700 米 (迎角 8.0°)	6600 米 (迎角 8.0°)
最大上昇率を得る姿勢	9.5°	5.0° (3000米迄)	5.0° (3000米迄)
上昇速度 地上にて	8.35 米/秒	7.75 米/秒	7.95 米/秒
1000 米	6.95 "	6.55 "	6.60 "
2000 米	5.80 "	5.30 "	5.30 "
3000 米	4.65 "	4.05 "	4.05 "
3.000 米迄 上昇時間	8.0 分	8.8 分	8.7 分

第 三 表

第一及第二性能圖表に於ける最大上昇率を得る姿勢は本當は高度によつて變化するが、迎角を一定にして上昇する場合につきて云へば 3000 米迄は 5.0° 附近である、各高度に於て、最大上昇速度を得る様に即ち本當の意味の最大上昇率を得る様に飛行せんには、初め地上にて迎角 4.5° 附近にて飛び、高度が高くなるにつれて漸時迎角を増し上昇限度にて 8.0° になる様にすればよい、

K. K. S 圖表に於て上昇時のプロペラ効率を 60% と假定したが、精算して見ると 54% をとらねばならぬ、依つて 54% を使用し、第二性能圖表の姿勢 9.5 に於ける上昇率とを比較して見ると、第四表に示す通りである。*

	K. K. S 圖表	第二性能圖表
姿勢	迎角 9.5°	9.5°
上昇速度 地上にて	7.20 米/秒	7.20 米/秒
1000 米	5.95 "	5.95 "
2000 米	4.85 "	4.90 "
3000 米	3.75 "	3.80 "
3000 米迄上昇時間	9.6 分	9.5 分

第 四 表

此の表を見ると K. K. S 圖表にてはプロペラ効率の假定さへ適當であれば合ふことを示してゐる各姿勢にて一々プロペラ効率の變化する事を考へに入れて最大上昇率を得る姿勢を求むれば第二性能圖表と同じ結果に到達する。

斯の如き計算をして K. K. S 圖表を使用すれば、正確なものを得るけれどもこれは非常に煩鎖なものとなる。

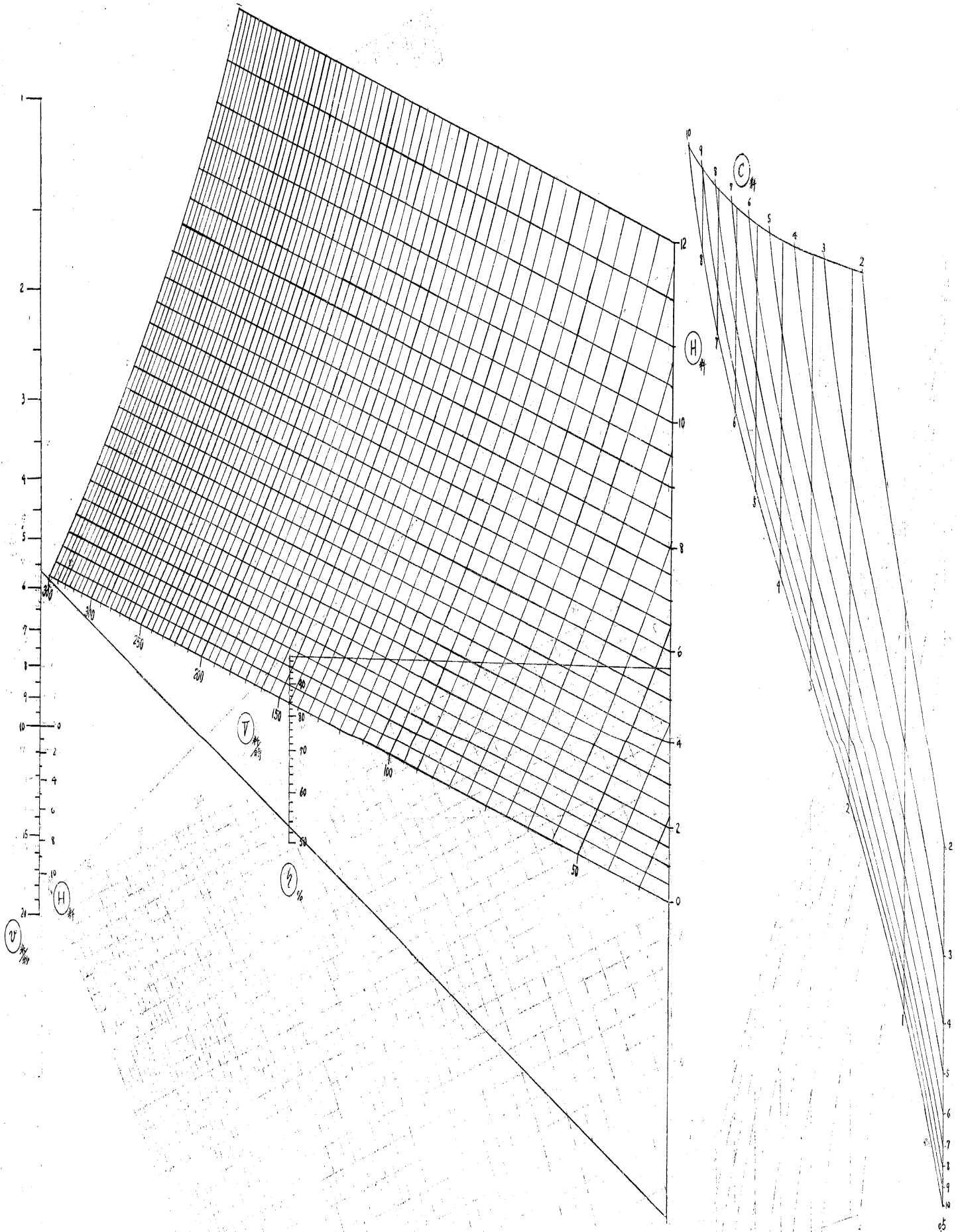
- 附圖 I 第一性能圖表 (速高度部)
- 附圖 II 對數方眼部
- 附圖 III 有効馬力部
- 附圖 IV 第二性能圖表 (速高度部)
- 附圖 V K. K. S. 圖表 (速高部)

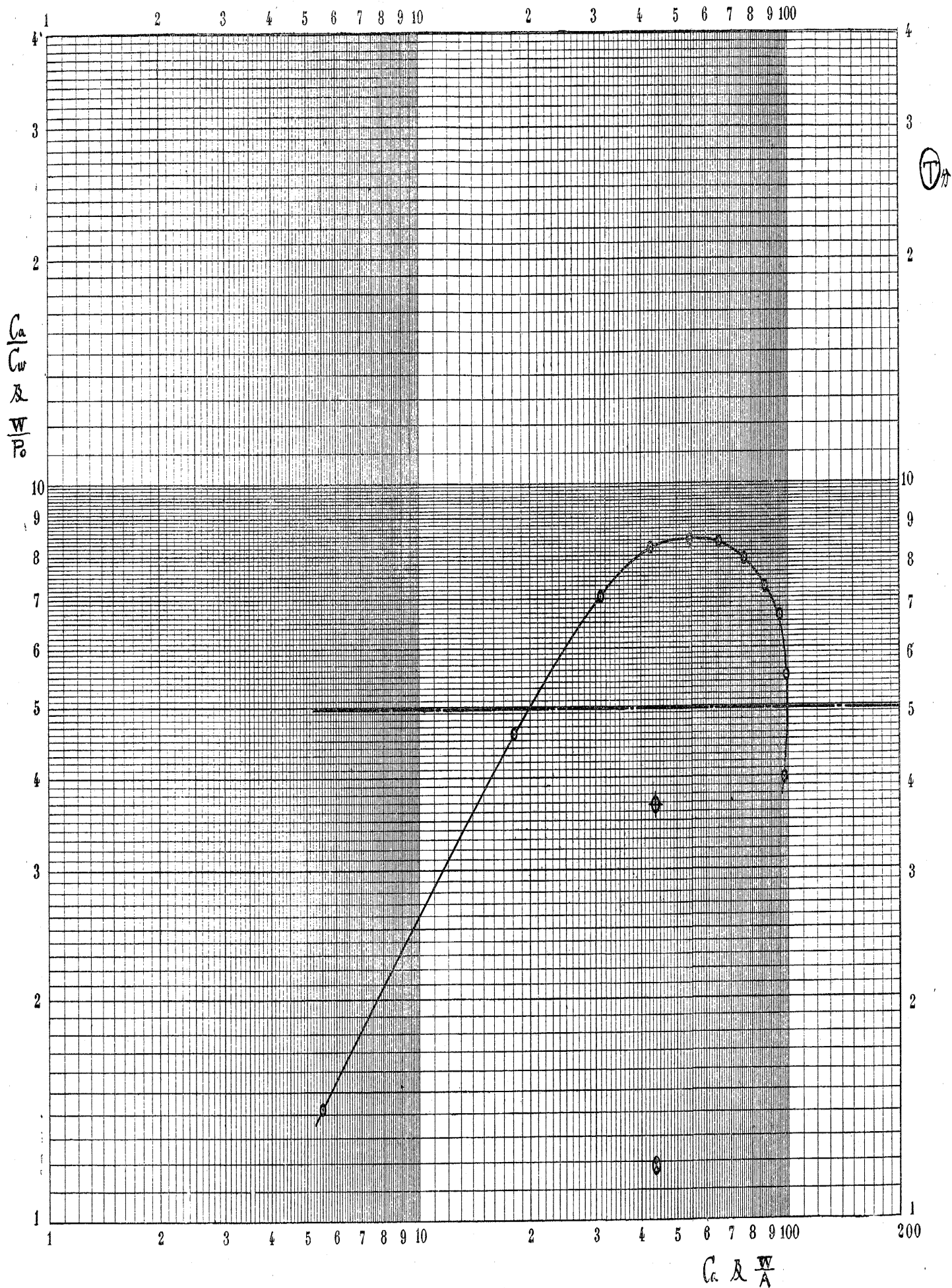
圖表の scale の大きさは通常の計算尺に使用されてゐる大きさをとり單位長さを 12.52 纏とした、速度は實用單位 浬/時 に書き換へた。

[終 り]

第一性能圖表

附圖 I.





第二性能圖表

附圖Ⅲ

