

紹介

飛行機の空気力學的計算 (承前)

Works of C.A.H.I. Issue 42,

A. V. Tchessaloff, Y. A. Pobiedonostzeff, V. S. Vedroff.

Moscow 1929.

發動機の高空性能曲線

A. V. Tchessaloff 著

プロペラー發動機組の高空特性の決定は次の二要素に分けられよう。

1) 地上附近或は低壓室に於ける發動機試験成績に依つて發動機の高空特性を定める事
(即ち種々の要求高度で發動機の回轉數と有効馬力の關係を測定する事)

2) 發動機の高空特性をプロペラの特性に合はせる事

機體のみ(發動機を除いて)を考へた場合. 例へば或る状態で飛行する際の必要馬力の變化の問題には之等の變化を空氣密度のみの函數と考へて密度變化の原因一種々の溫度及び壓力に依る一を無關係と見做す. 航空發動機の高度に依る馬力の變化は米國の研究⁽¹⁾に依つて示されてゐる如く, 周圍の空氣の壓力及び溫度の二つの變數の函數であるから, 今の場合之等を考へねばならぬ.

研究室の實驗に於ては發動機實驗の高空特性を, 或る標準大氣から國際標準大氣へ換算したり, 又此の逆を行つたり, 或は又一定溫度の低壓室で行つた發動機試験結果を國際標準大氣に直す方法を知つてゐる必要のある場合がある. 依つて國際標準大氣で馬力變化の問題に手をつける前に, 先づ第一に一定溫度及び回轉數で發動機の馬力變化に及ぼす壓力の影響, 第二に一定壓力及び回轉數で溫度の影響を考へよう. さらに進んで一層理解を容易にする爲に, 別に換算の方法及び大氣状態を他に變へる方法を考へる.

プロペラ撰擇の問題は此處に持ち出さない; プロペラは已に出來てゐて, その特性は知られてゐるものと見做す.

§ 1. 壓力の變化に伴ふ發動機の有効馬力の變化

一定溫度, 一定回轉數の下で壓力の變化に伴ふ有効馬力の變化の問題は米國で研究され⁽²⁾, 此處で數多くの實驗が行はれた. 之等の實驗で知られた事は, 一定回轉數で溫度一定の空氣中では發動機の有効馬力は壓力の 1.15 乘に比例して變化する. 即ち

$$\frac{N_z}{N_0} = \left(\frac{P_z}{P_0} \right)^{1.15} \dots\dots\dots (1)$$

こゝで N_z —壓力 P_z の時の發動機の有効馬力及び N_0 —壓力 P_0 の時の有効馬力

(1) Report No. 171, N.A.C.A. Washington.

(2) Report No. 171, N.A.C.A.

此の法則を立證した發動機實驗は、實際出會ふ壓力變化の範圍内で行はれたものである。

§ 2. 溫度變化に伴なふ發動機の有効馬力の變化

低壓室に於ける發動機實驗は種々の壓力で行はれてゐるが溫度は一定である。これは國際標準大氣の状態と一致せぬ、低壓室の實驗成績をこれに直すには、溫度變化に伴なふ發動機の有効馬力の變化の法則を知る要がある。

米國の報告の一つ⁽¹⁾に實驗式が載つてゐる。これに溫度變化に伴なふ馬力變化の法則が可成り良く出てゐる。今 N_{t_2} を以つて $t_2^\circ\text{C}$ の溫度に於ける發動機の有効馬力を、 N_{t_1} で溫度 $t_1^\circ\text{C}$ に於ける有効馬力を表はすと、一定回轉數一定大氣壓の下で發動機の有効馬力の變化は次の式で計算される。これは次の形を持つてゐる。

$$\frac{N_{t_2}}{N_{t_1}} = \frac{529+t_1}{529+t_2} \dots\dots\dots(2)$$

最近の米國の研究⁽²⁾に依ると、一定溫度、一定回轉數の下で流入する空氣の溫度變化に伴なふ發動機の有効馬力の變化は絕對溫度の平方根に逆比例する。

上に述べた所に依ると、次の如く表はされる

$$\frac{N_{t_2}}{N_{t_1}} = \sqrt{\frac{273+t_1}{273+t_2}} \dots\dots\dots(3)$$

此の式を多くの發動機の實驗を使つて試した處果實際の溫度變化の全域にわたつて完全に良い結果である事が示された依つて、兩者の換算に使つて共に良い結果を得られる。

§ 3. 或る大氣狀態より他の大氣狀態への有効馬力の換算

此の種の換算は次の場合に必要になる事がある。

- 高度特性が國際標準大氣に依らずに他のものに直されてゐた場合、後者から國際標準大氣に換算する要ある時。
- 低壓室で實驗して發動機の特性が一定溫度で示され此の特性を國際標準大氣に換算する要ある時。
- 發動機の試験が國際標準大氣と異なる大氣狀態の空氣中に行はれ、之等試験結果を國際標準大氣に直さねばならぬ場合。

實際しばしば行はれる、上述の如き發動機の有効馬力を或る大氣狀態から他の大氣狀態に換算するには先づ第一に空氣の壓力と溫度を決めてかゝらねばならぬ。

空氣の壓力が壓力の單位で與へられてゐない場合、空氣の重量密度及び溫度が知れてゐるのが普通でこれ Clipperone の式を使へば壓力は決まる。例へば γ が空氣一立方メートルの重さ、 T が $^\circ\text{C}$ で表はした絕對溫度、 $R=29.27$ が空氣の特性恒數であれば壓力は kg/m^2 で次の如く表はされよう。

$$P = RT\gamma \dots\dots\dots(4)$$

發動機の高度特性が國際標準大氣でなく、他のものに直されてゐる空氣の壓力と溫度が知れてゐない場合後者は此の大氣の表から得らる可きである。

(1) Rep. No. 45, N.A.C.A.

(2) Rep. No. 171 及び 190 N.A.C.A.

我々は發動機の高度特性を國際標準大氣に直す事丈に關心を持つてゐるのであるから此の問題のみを考へよう。

高度に依る變化は次式に従ふ。

$$\frac{P_z}{P_0} = \left(1 - \frac{Z}{44300}\right)^{5.256} \dots\dots\dots(5)$$

こゝで Z は m で表はした高度 P_z は高度 Z に於ける kg/m^2 で表はした大氣壓、そして $P_0 = 10300 \text{ kg/m}^2$ は海上に於ける大氣壓。

依つて壓力 P_z が既知であれば國際標準大氣に於いて此の壓力に相當する高度 Z は (5) 式に依つて容易に決定されよう、此の式は少し變形すれば次の様になる。

$$Z = 44300 - 7650 P_z^{0.19} \dots\dots\dots(6)$$

大氣の溫度の補正を (3) 式或は (2) 式に依つて行つた場合、國際標準大氣への直しは解決されたものと考へてよからう。此の補正を行ふには $^{\circ}\text{C}$ で表はした溫度を初期の状態及び國際標準大氣の状態で決めねばならぬ。

國際標準大氣に於いては溫度は地上 15°C より 11000 m 迄 0.0065 の降下率で直線的に降下し従つて次式で定められる事は容易に了解される。

$$t_z = 15 - 0.0065 Z \dots\dots\dots(7)$$

こゝで Z は m で表はした高度、

§ 4. 國際標準大氣中で高度に依る發動機有效馬力の變化

上に示された如く航空發動機の有効馬力は周圍の大氣の壓力及び溫度（之は又國際標準大氣中での高度に依るのであるが）の函數である。第5圖及び第6圖の如し。

依つて發動機有效馬力の高度に依る變化の法則は解析的に決められる。

(6) 式と (7) 式を少し變形して比較すると國際標準大氣では次の如くである事が知れる。

$$\frac{T_z}{T_0} = \left(\frac{P_z}{P_0}\right)^{0.19} \dots\dots\dots(8)$$

溫度に對する補正は (3) 式より得られるから

$$\frac{N_{Tz}}{N_{T_0}} = \sqrt{\frac{T_0}{T_z}} = \left(\frac{T_z}{T_0}\right)^{-0.50} \dots\dots\dots(3)$$

國際標準大氣に於いては壓力の補正が 0.095 乘に比例すると同じである。即ち

$$\frac{N_{Tz}}{N_{T_0}} = \left(\frac{P_z}{P_0}\right)^{-0.095} \dots\dots\dots(9)$$

一定溫度では發動機の有効馬力は壓力の 1.15 乘に比例して變化する事を考慮して (9) 式に依つて溫度に對する補正を内挿 (interpolate) すると、最後の結果は次の如くである。

$$\frac{N_z}{N_0} = \left(\frac{P_z}{P_0}\right)^{1.055} \dots\dots\dots(10)$$

即ち國際標準大氣の状態下で作動してゐる發動機の有効馬力は壓力變化の 1.055 乘に比例して變化する。

(5) 式を使へば我々は發動機馬力の變化を國際標準大氣の高度に直接換算する事が出来るかくして (10) 式は次の形を有する事となる。

$$\frac{N_z}{N_0} = \left(1 - \frac{Z}{44300}\right)^{5.545} \dots\dots\dots(11)$$

此の、高度に依る發動機馬力の變化の法則を確かめる爲に低壓室内で實驗した發動機及び“Napier 450”發動機の實驗の結果の大部分を補正した。後者は大氣中に行つたもので此の發動機の指壓圖線(indicated diagram)をも作成した。

實驗の結果を國際標準大氣の状態に直す際 N_z/N_0 の値は圖上に Z の函數として記録した。第 1 圖で見られる如く實驗中に得た點は (11) 式に依つて作つた曲線を全く規定した。

最大のづれ (3.5% の範圍) は 7000 m 高度に於ける B.M.W 185 發動機の場合であつた。

次の表は高度 Z に對する N_z/N_0 の値である。

Z_m	0	500	1000	1500	2000	2500	3000
N_z/N_0	1.000	0.939	0.883	0.826	0.774	0.725	0.678
Z_m	3500	4000	4500	5000	5500	6000	6500
N_z/N_0	0.634	0.592	0.552	0.515	0.480	0.446	0.415
Z	7000	7500	8000	8500	9000	9500	10000
N_z/N_0	0.385	0.357	0.331	0.307	0.284	0.262	0.242

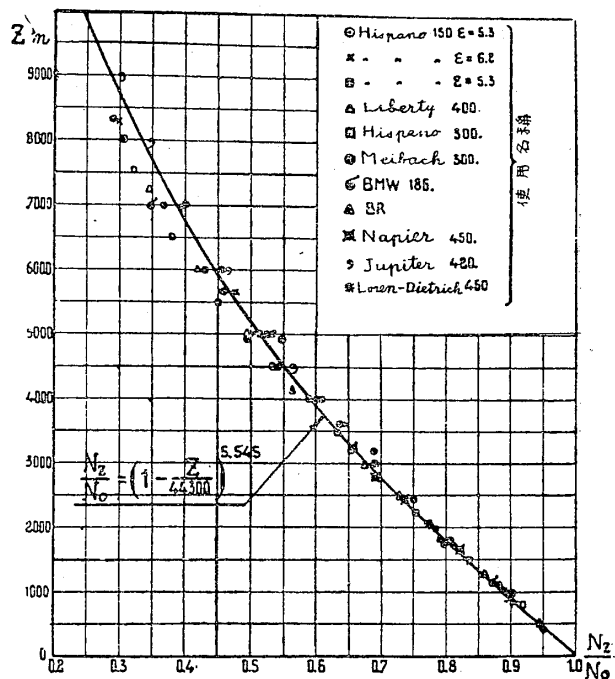
§ 5. 地上特性を知つて發動機の高空特性を作る事

a) 普通の發動機

發動機の高空性能が低壓室の實驗から知られて居ない場合には前述の如く地上附近の實驗結果即ち地上試驗 (第 2 圖) より (11) 式に依つてそれを作る事が出来る。

非高空發動機の地上特性とは壓力 760 mmHg 溫度 15°C で絞弁全開時の發動機回轉數に對する有效馬力の變化の意味である。

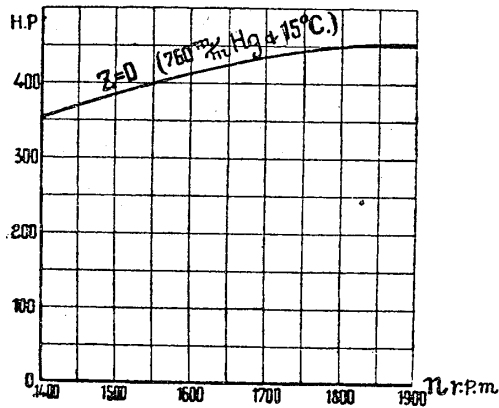
この馬力を (11) 式で N_0 と書く、非高空發動機の高空特性は大體第 3 圖に示す如き形をそなへて居る。地上特性が未知の場合には發動機の公稱馬力とこれに相當する回轉數に依つ



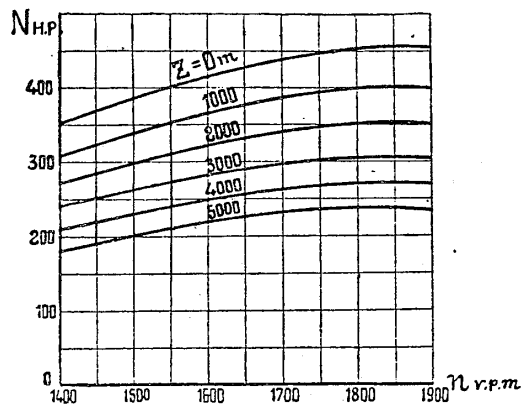
第 1 圖 各種發動機の標準大氣中の高度變化に伴ふ馬力の變化

(1) Jupiter 420 及び Loren-Dietrich 450 發動機の實驗成績は實驗室のものである。

(2) (11) 式は第 1 圖で示されてゐる發動機の場合と大體同種の機械効率を有する發動機に對して良好な結果を示すであらう。



第 2 圖 發動機の地上性能

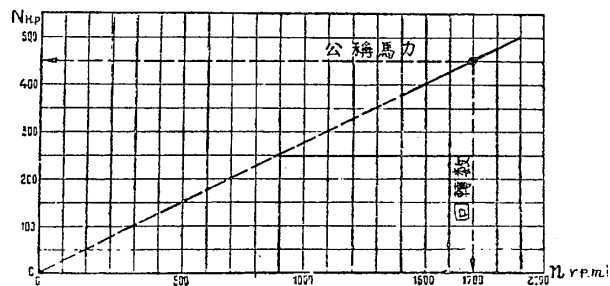


第 3 圖 普通の發動機の高空特性

て大體それを作る事が出来る。此の場合發動機の有効馬力の變化（回轉數の必要變域内で）は回轉數の變化に比例すると見做される。

b) 高空用發動機

高空發動機とは或高度 Z' 迄その馬力を保つ事の出来る發動機に使ふ言葉である。



第 4 圖

高空發動機は各れも壓縮、氣筒擴大、排氣馳動型壓縮器、發動機馳動型壓縮器等の各れに依るか等のその“高度能力”の依つて來たる所を考慮する事なく或高度迄紋辨を全開せず作動出来るものでなければならぬ。

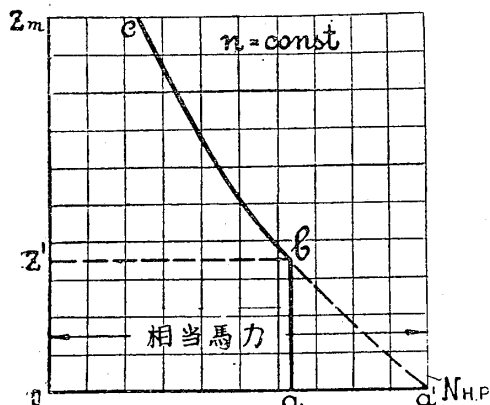
紋辨全開は高度 Z' に於いて行はれる。地上特性とは別に、 Z' 以上の高度で此の種の發動機の馬力變化を豫め定めようとするれば高度 Z' （國際標準大氣で）に於ける馬力或は所謂地上相當馬力（第 5 圖）を知る事が必要である。

地上相當馬力或は高空發動機の相當馬力とは地上附近（760 mmHg で 15°C）で激爆（デトネーション）を起す事なしに紋辨全開で出し得る馬力を呼稱するもので、此の馬力は第 5 圖の a' 點で示されてゐる。

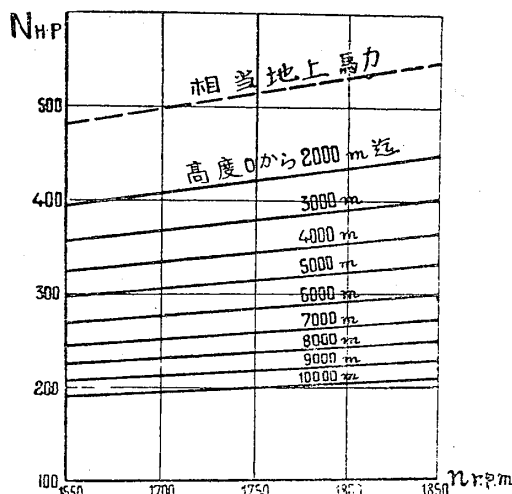
發動機の回轉數が一定の場合には高空發動機の高度に依る馬力の變化は破線 abc を使つて圖式で表はされよう。一方此の破線 abc の ab 部分は通常直線と考へられ bc 部分は高空發動機の相當馬力に等しい a' 馬力を地上附近で有する所の通常の高空發動機に對して (11) 式で作られる曲線部分に等しいと考へられてゐる。

依つて高空發動機の高空性能を作成する事は初期 a' 馬力を有する通常發動機の特性を作成する事である。（第 5 圖）。

第 6 圖に高い壓縮比（ $\rho=6.5$ ）を有する Jupiter 420 發動機の高度特性を例として示す。



第 5 圖 國際標準大氣の高度變化に伴ふ高空用發動機の馬力の變化



第 6 圖 Jupiter 420・ $\epsilon=6,5$ 發動機の高度特性

§ 6. 發動機の特性とプロペラの特性の結合

プロペラ實驗室で試験した或種の列系の對數圖表よりプロペラを選んだ場合或はその特性が對數尺度で判つてゐる場合“飛行機の第一次空力計算”の章で述べた如く“Rit”の方法⁽¹⁾を使へばプロペラ特性と發動機の特性をうまく結び合す事が出来る。總て他の場合にプロペラと發動機の特性を結び合はせるにはこれも又良く知れてゐる事だが、圖式解析法を使つてうまくやる事が出来る。

後者は次の方法を基礎にしてゐるもので飛行状態の特性に従つて、數個の適當な $\lambda_1 \lambda_2 \lambda_3$ の値を選ぶと馬力係數 β とプロペラ效率係數 η の曲線(第7圖)より之等に相當する數個の $\beta_1 \beta_2 \beta_3 \dots$ 及び $\eta_1 \eta_2 \eta_3$ の値が定まる。

此等の値に依つて $\lambda = V/n_s D$ の各の値に對するプロペラ馬力 N_0 が計算されそれは次のものに等しい。

$$N_0 = \frac{\rho \cdot \beta}{75} \quad D^5 n_s^3 = \text{const.} \cdot n_s^3 \dots \dots \dots (12)$$

こゝで $\rho = \frac{\gamma}{g}$ は空氣密度、 D は m で表はしたプロペラ直徑、 n_s は毎秒當りの回轉數

(12)式に依り數個の三次拋物線が作られる。之等拋物線は同じ圖上に示されてゐるプロペラの種々の状態 λ に對する馬力を表はすものでこゝには發動機の特性(第8圖)が與へられてゐる之等拋物線と發動機の特性曲線との交りで回轉數と種々の λ に對する全プロペラ發動機組の出す馬力が判る。

n_s 、 D 、 λ 、 η 及び N が知れてゐれば先づ飛行速度を知る事が出来る。

(1) Rit の方法は B. N. Yurief. プロペラ Works C.A.H.I. Issue 10 に詳細に説明されてゐる。

$$V_1 = \lambda_1 n_{s1} D,$$

$$V_2 = \lambda_2 n_{s2} D,$$

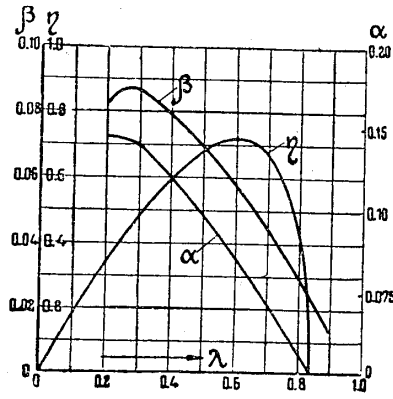
$$V_3 = \lambda_3 n_{s3} D, \text{ 等}$$

そして之等の速度に相当してプロペラ發動機組の出す牽引力は

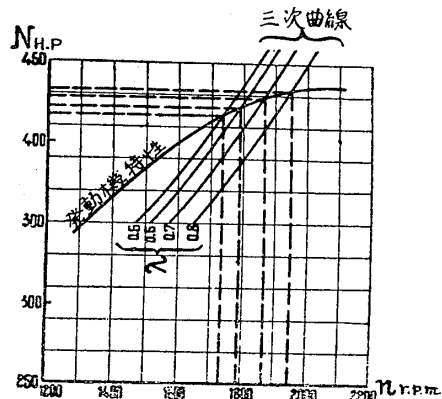
$$\phi_1 = \psi_1 \frac{N_1 75}{V_1}$$

$$\phi_2 = \psi_2 \frac{N_2 75}{V_2}$$

$$\phi_3 = \psi_3 \frac{N_3 75}{V_3} \text{ 等}$$



第 7 圖 プロペラの通常特性

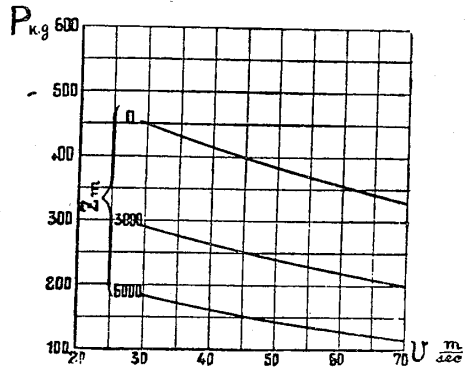


第 8 圖

でこれで牽引力の曲線 (第 9 圖) が定まる。

高空に於けるプロペラ發動機組の特性を出すには地上附近の發動機の特性的の代りに高度特性をとる必要があるが而し、唯プロペラの使つた馬力を國際標準大氣から持つて來るか或は次式を使つて計算した空氣の相當密度 Δ に比例して變化させさすればよい。

$$\Delta = \left(1 - \frac{Z}{44300}\right)^{4.254} \dots\dots\dots(13)$$



第 9 圖 プロペラ發動機組の特性

牽引力と速度を座標にとつて數種の高度に對してプロペラ發動機組の特性を作ると次の如き形を取るであらう。第 9 圖を見よ。(S.S.)

飛行機性能の第一次決定

A. V. Tchessaloff 著

第一次空力計算とは、以下の説明に明らかである如く、構造物各個の寸法が定まつてゐる範囲を取扱ひ、各變數の最も適當な最後の選擇を行ふ事である。

此の方法に従つて計算する場合には、プロペラ發動機組の性能は出來てゐて總べての計算は最後の計算としてやり、ただ抵抗の計算のみは簡単に、個々の部材の抵抗係數と切口面積を用ひ飛行機の全體模型の風洞試験に依らない事丈が例外である。他に翼の特性曲線はいくら複雑でも理論的に作らねばならない。

構造物の重量は、現在迄實驗式で決めてゐたが、最早更に正確な式が見つかる迄は此の方法を使へないから、機體重量を定めるには何か信頼出来る實驗値か、今迄の經驗に依らねばならぬ。

現在迄最後のものと考へられてゐた此の方法を多くの人々は複雑過ぎて機體の寸度決定に使へまいと考へてゐるが、飛行機製作を實際やつてみると、寸度の問題を正しく解決する爲に、計算には充分時間をかける價值がある事が判る。

計算は便宜上次の様な順序で行ふ。

§ 1. Lilienthal の翼組特性曲線の作成

飛行機（單葉、複葉、或は一半葉の）を製作するに當つて多くの場合、空氣力學的に有利である事よりはむしろ、操縱能力、視界のよい事、最大積載量等を基礎とするから飛行機の設計は相當規定されて來て最後寸度の問題はしばらく取り上げられてゐる。

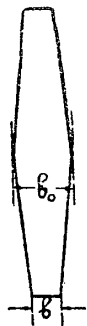
與へられた型の飛行機及び翼型で有用寸度を定めるには、先づ數個の翼弦で翼組特性曲線を作つてみる要がある。

今考へてゐる飛行機が單葉で、全巾にわたつて同一翼型で同じ取付角であれば、翼の特性曲線は次の式を使へば、縦横比と翼の形に従つて簡単に計算出来る。

$$\Delta\alpha = \frac{k_1}{\lambda} c_z \text{ (ラヂアン)} \dots\dots\dots (1)$$

$$c_i = \frac{k_2}{\lambda} c_z^2 \dots\dots\dots (2)$$

こゝで $\Delta\alpha$ —翼附近の吹降し角； λ —縦横比で $\frac{l^2}{s}$ に等しく； c_z —翼の揚力係數， c_i —誘導抵抗係數， k_1 及び k_2 —翼の平面形に依つて定まる數値で次の表から得られるものである。



第 1 圖



第 2 圖

翼の平面形	k_1	k_2
橢圓翼	0.637	0.637
矩形翼	0.750	0.670
次の範圍に入るしぼり翼 $\frac{b}{b_0} = \frac{1}{3} \sim \frac{1}{2}$		
(第 1 圖)	0.637	0.637
正の隅切を持つ翼 (第 2 圖)	0.675	0.637
翼端圓弧の翼	0.730	0.637
平面形が菱形の翼	0.725	0.750

任意の形を持つた單葉翼の、實驗値とよく合ふ特性曲線の決め方に二つある。第一は Y. A. Pobiedonostzeff⁽²⁾ が試みた Prandtl⁽¹⁾ の渦理論を基にして圖式を用ひ且つ可成簡單にした近似の方法と。

第二は同じく任意の形を持つた翼特性曲線を純粹の解析方法で決めた Trefftz の方法である。Trefftz の理論の用法は前章⁽³⁾ の一つに述べてある。

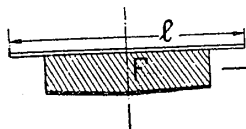
飛行機を同一弦長の複葉で設計する場合には翼組の特性曲線を作る問題はよく知られた Prandtl の近似理論で規定される。

$$\Delta\alpha = \frac{2S}{\pi l^2 + 4F} c_y \dots\dots\dots(3)$$

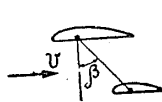
$$c_i = \frac{2S}{\pi l^2 + 4F} c_y^2 \dots\dots\dots(4)$$

このとき、 S —翼組全面積； l —最大翼巾、 F —主翼面と、小さい翼巾の翼の両端に立てた鉛直線で圍まれた面積。(第3圖)

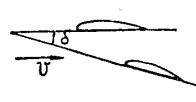
弦長が等しく、兩翼が同一翼型翼組で喰ひ違ひの無い場合は之等近似式は實用上の見地からは充分満足出来る結果を與へる。翼に相當の喰ひ違ひがあつたり(第4圖)翼型が異なつたり或は又取付角差がある場合には、Betz の渦の如き「 \square 」型の渦の理論を基礎として G. N. Musiniantz⁽⁴⁾ の圖式の方法に依るか、或は同じ理論を土臺とした、補助の圖を用ふる簡便な方



第3圖



第4圖



第5圖

法を使へば更によい Lilienthal⁽⁵⁾ の特性曲線を作る事が出来る。

§ 2. 抵抗の計算

全機の Lilienthal の特性曲線を求めるには、翼の特性曲線に、機體各部の有害抵抗を附加しなければならぬ。飛行機の第一次空力計算では全抵抗は各部分全體の抵抗を加へ合はせなければならぬが、それには之等各部の抵抗係數と最大切口の面積を知らねばならぬ。抵抗係數は“抵抗係數”の章から此の目的の爲めに充分正確に定める事が出来る。

飛行機の大きい抵抗の一つは胴體に依るもので、胴體面積の大いさは普通構造上から最初決まつて來るのではなくて、發動機の寸法、客室の必要寸度から定まるのであるから、大低の場合可成正確に定める事が出来る。

機體各部の寸法、例へば操縦翼とか車輪は靜力學から充分精確に定まるし、支柱、張線、索、脚支柱、尾樞等の最大切口面積も靜力學とか概略の強度計算を行つて定められよう。

(1) B. N. Yurieff “翼の誘導抵抗” C.A.H.I. 1926 Issue 20. を見よ。

(2) Y. A. Pobiedonostzeff “翼巾方向の循環分布の圖式求め方” (前章参照)

(3) 前章の“任意の形を持つた單葉翼の Lilienthal 特性曲線の求め方”参照。

(4) 此の論支は Shapiorgraph (個人の發表機關) で印刷され目下發表の準備中で、今のところ此の方法を簡單に説明するに止める。

(5) Fuchs-Hopf. Aerodynamik. Berlin. 1922. S. Kozloff. “複葉翼組の空力計算” Technics of the Airfleet. §3 1927.

風洞試験の際風を受ける部分の相当平板面積を知る必要のある場合を考へる。抵抗を計算するに當つては之等各部の合成の表に、附圖をそへるのが良い。飛行機の抵抗の概算は次の第II表に示す如きものである。

表 II

各部名称	番 號	中間全面積 Fm^2	c_x	$c_x F$	プロペラ後流 中の面積の%	$\sigma = \frac{c_x \cdot F}{0.64}$
1	2	3	4	5	6	7
胴 體 垂 直 尾 翼 水 平 尾 翼 等			$\sum c_x F =$			

相当平板面積

各部 $\sigma =$

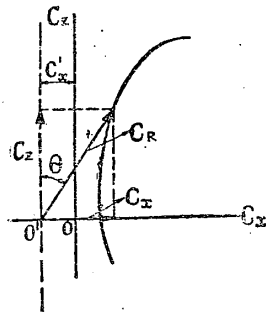
胴體 $\sigma_1 =$

胴體以外の風に曝さらされた各部 $\sigma_2 =$

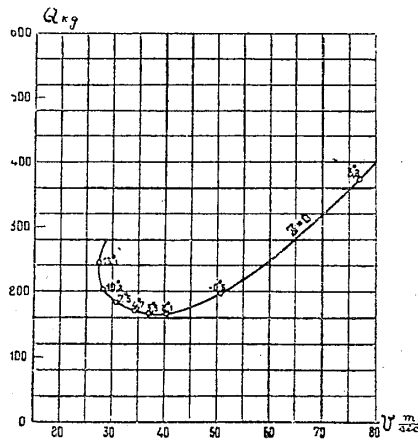
此の表で 1, 2, 3, 及び 6 の各項は飛行機の一般圖を作成する際の報告に基づき、4 項及びこれに附隨する項 5, 7, は風洞試験の報告から、飛行機の抵抗係数が定まり次第、數値を入れる事が出来る。

§ 3. 水平飛行に必要な牽引力曲線 (Curves of Penault) の作成

有害抵抗を計算したら、これを翼組の特性曲線に加へれば全機の Lilienthal の特性曲線が得られる。此のためには有害抵抗は迎角の如何に拘はらず一定であるを考へ、縦の座標軸を $c_x' = 0.64 \frac{\sigma}{s}$ 丈左に移す (第 6 圖)。こゝで σ は翼を省いた飛行機各部全體の相当平板面積; s は翼面積; そして c_x の値の計算は此の新しい座標軸に就いて行ふ。初期の空力計算では、着陸姿勢の附近の迎角で行ふ水平飛行の揚力は全機模型の風洞試験結果と通常掛離れた結果を示すので考へなくてもよい。



第 6 圖



第 7 圖

飛行機が水平定常飛行を行ふに必要な牽引力の特性曲線を作るには次の様にする。

揚力と抵抗の式は次の様な形を持つ。⁽¹⁾

$$P = \frac{1}{2} c_{z1} \rho s V^2 \dots \dots \dots (5)$$

$$Q = \frac{1}{2} c_{x1} \rho s V^2 \dots \dots \dots (6)$$

水平飛行に於いては揚力 P は飛行機の全重量 G_0 に等しいから (5) 式で P の代りに G_0 と

(1) プロペラ軸と飛行方向とのなす角は、あまり影響がない。

置き、(6)式を(5)式で除せば

$$\frac{Q}{G_0} = \frac{c_x}{c_z} \quad \text{或は} \quad Q = \frac{G_0}{\frac{c_z}{c_x}} \dots\dots\dots(7)$$

となる。即ち水平定常飛行の際の飛行機の前面抵抗は重量を揚抗比 (quality) で除したものである。

水平飛行に必要な速度は(5)式から知れる

$$V = \sqrt{\frac{2G_0}{c_z \cdot \rho \cdot s}} = \sqrt{\frac{2p}{c_z \cdot \rho}} \dots\dots\dots(8)$$

ここで $p = \frac{G_0}{s}$ は翼面毎 m^2 當りの荷重。

従つて、全機特性曲線から種々の迎角に對する c_z 及び c_x の値を知り (7) 及び (8) 式に代入すれば、水平飛行の全範圍で飛行速度と之に必要な牽引力の關係曲線を容易に定める事が出来る。

かゝる曲線の例を第7圖に示す。

§ 4. プロペラの選擇とプロペラ-發動機組の特性の作成

飛行機の上昇性能を豫知したり、上昇限度や水平最大速度を定めたりするためには、どうしてもプロペラ-發動機組の高空特性を作らねばならぬ、この爲には發動機の高空特性と、プロペラ特性を知る必要がある。

異つた型の發動機の高空特性の作り方は“プロペラ-發動機組高空特性の作り方”の章に明らかにされてゐる。

以上の目的に對しては、プロペラ列系を決める對數圖表を使用する極めて簡単な方法を用ふればよい。之れは同時に選んだプロペラを發動機に合はせる事にも使へるもので、此の圖表を使へば最も簡單で速いやり方 — Rit の方法 — でプロペラ發動機組の特性を作る事が出来る。

プロペラを擇ぶには發動機の回轉數、馬力、飛行速度を知る必要がある。又此の時必要なプロペラ列系の効率が最大である事が望ましい。上述の速度を普通プロペラの計算速度と呼ぶ。

飛行機のプロペラを選擇するに際しては、回轉數や發動機馬力は常に已知で只プロペラの計算速度を決める事丈が残されてゐる。

序に述べた如く第一次の空力計算用の nomogram を使つて、設計者は飛行の適當な寸法の範圍と最大速度の變化の限界を決定する事が出来、従つて又上昇に最も適當な速度をも知る事が出来る。

即ち、設計者がプロペラの“計算速度”の計算に手を付けた時は、速度の限界は常に判つてゐるのであるから、規定に従つて一番適當なプロペラ速度を決めさえすればよい。

nomogram は水平最大速度の時プロペラは γ_{\max} で働いてゐると假定した事は記憶して居なければならぬ。従つて設計者が水平飛行に手心を加へれば、いつでも上昇速度と上昇限度を増す事が出来る。

此の様にしようとするにはプロペラの計算速度は nomogram から得たものより小さく取らねばならぬ。

飛行機が機種に依つて容易に高度を取り且つ上昇限度が出来る丈高い爲には、プロペラの計算速度には上昇に最も都合の良い速度を取るのゝ當然である。此の速度は普通 $0.8 V_{max}$ と $0.9 V_{max}$ の間にある。

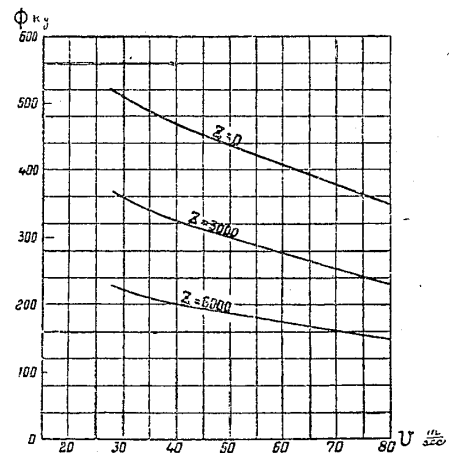
然し、之れは皆普通の非高用空發動機を備へた飛行機のみにて當て嵌まるもので、高空用發動機を備へた飛行機のプロペラ選擇は發動機の“高空能力”に依るから非常に複雑になつて、地上速度で計算すれば、發動機がその馬力を保持する高度ではプロペラは回轉が上り過ぎるだらうし、此の高度の或る速度で計算したプロペラは上昇の時或は地上附近の飛行の際は重過ぎるだらう。此の様な場合プロペラの計算速度を compromise して決めるには近似の方法を使へばうまく出来るが、それにはプロペラ發動機組の特性を出す Rit の方法を使へば可成手早く出来る。

發動機馳動型壓縮器 (turbo-compressor) を有する非常な高度迄馬力を保持して行く事の出来る發動機では、プロペラの選擇は困難であつて、此の compromise がむづかしい、一般には可動翼を持つ特別なプロペラを設計せねばならぬ。

プロペラを對數圖表を使つて擇べば、上述の如く其の特性を發動機の特性に合はせる事は Rit の方法を使つて容易に然も短時間に出来る。この手取り早い事とは別にこの方法が便利であると云ふ理由は、tracing cloth の上に畫いた發動機の高度性能をそのまま、飛行機最終空力計算でプロペラを選択する場合にも使へるからである。

速度と牽引力を座標にとつたプロペラ發動機組の特性は通常ゆるやかな曲線となり時にはほとんど一直線となる。

直線からずれの大きい所は速度の小さい場合で第 8 圖に種々の高度に於けるプロペラ發動機組の特性の例を示して置く。



第 8 圖

§ 5. プロペラと飛行機各部の相互干渉の計算

機體各部とプロペラとの相互の影響を概算するは次の如くすればよいと考へられてゐる。

- a) プロペラが機體各部の受ける抵抗に及ぼす影響

胴體の受ける抵抗 R_0 はプロペラの後流が當ると次の割合で増す。

$$\frac{R}{R_0} = 1 + \left(1 + \frac{1}{4c_x}\right) B \dots\dots\dots(9)$$

これは牽引プロペラの場合で、推進プロペラの場合は

$$\frac{R}{R_0} = 1 + \frac{1}{3c_x} B \dots\dots\dots(10)$$

(1) V. L. Alexandroff. Vortex Theory N. E. Joukowski and the Calculation, According to it, of Airscrews. Technics of Airfleet, §3. 1928.

である。これ以外のプロペラ後流中の機體部分の抵抗は次の割合で増加する。

$$\frac{R}{R_0} = 1 + 2B \dots\dots\dots(11)$$

ここで B は常にプロペラの迎面上の負荷係数, c_x は胴體の抵抗係数。

b) プロペラの働に及ぼす機體各部の影響

機體の小さい部分はプロペラの働に影響を及ぼさぬと考へてよからう。

複葉翼がプロペラの働に及ぼす影響は普通僅かであつて、翼は後流の端と接觸がある丈であるから、この影響は求めなくても良からう。單葉翼だと後流の中央を切る事があるので影響は相當大きいかも知れぬが、残念ながら此の問題に関する實驗結果がないので此の影響を計算する事が出来ない。

プロペラの働に及ぼす胴體の影響を計算するには、牽引力及び馬力曲線を λ 軸にそつて λ の増加する方向に $\epsilon \cdot \lambda$ 丈動かせばよい。ここで ϵ は次式より定まる値である。

$$\epsilon = 5 \frac{\sigma_1}{F} \sqrt{\frac{s}{F}} \dots\dots\dots(12)$$

これは牽引プロペラの時、推進プロペラでは

$$\epsilon = 3 \frac{\sigma_1}{F} \sqrt{\frac{s}{F}} \dots\dots\dots(13)$$

である。この場合 σ_1 は胴體の相當平板面積 F はプロペラの迎面面積; s は胴體の中間切口面積である。

飛行機につけたプロペラ効率 η_{aircraft} はプロペラ單獨の効率係数 η_{isol} を使用して次の如く表はされる。

$$\eta_{\text{aircraft}} = \eta_{\text{isol}} (1 + \epsilon) \left(1 + \frac{0.64 \cdot a \cdot \sigma_1}{F} - \frac{1.28 \sigma_2}{F} \right) \dots\dots\dots(14)$$

ここで σ_2 はプロペラ後流内にある胴體を除く各部の相當平板面積 η_{aircraft} 及び η_{isol} 點の λ' 及び λ の値は機體に装着したプロペラは λ' の箇處で働き、單獨プロペラは λ の箇處で働く事を示すものである。

前に示した様に λ と λ' との関係は

$$\lambda' = \lambda (1 + \epsilon) \dots\dots\dots(15)$$

(14) 式中の係数 “ a ” の値は、牽引プロペラで

$$a = 1 + \frac{1}{4c_x} \dots\dots\dots(16)$$

推進プロペラで

$$a = \frac{1}{3c_x} \dots\dots\dots(17)$$

即ち、プロペラ發動機組の特性が速度と牽引力を座標軸にとつて表はされた場合、プロペラと機體各部の間の相互の影響は次の順序で決める事が出来る。

(14), (12) 及び (16) 式を使ふか、若しくは (14), (13) 及び (17) 式を使つて η_{aircraft} の値を見つくる、次に (15) 及び (12) 式或は (15) 及び (13) 式を使つて $(1 + \epsilon)$ の數値を求めると二つの簡単な式が得られる、これからプロペラ發動機組の出す牽引力を可成速く見付け

る事が出来ると同時に、プロペラと機體部分の相互の影響を計算する事が出来る。

[例]

知られてるもの。

- 1) 胴體の抵抗係數

$$c_w = 0.22$$

- 2) 胴體最大切口面積或は軸に垂直な斜影面積

$$s = 0.95 \text{ m}^2$$

- 3) 索引プロペラの直徑

$$D = 2.85$$

プロペラ迎面面積

$$F = 0.785 D^2 = 6.36 \text{ m}^2$$

- 4) プロペラ單獨の場合にプロペラ發動機組の發生する索引力曲線 (第9圖に曲線 *abcd* の符號を付けたもの)

次にプロペラと機體各部の相互の影響を考へに入れた。プロペラ發動機組の出す索引力の新しい曲線を作る必要がある。

[解]

(16) 及び (12) 式を使つて “*a*” と ϵ の値を定める。

$$a = 1 + \frac{1}{4 \cdot 0.22} = 2.13$$

$$\epsilon = \frac{5 \cdot 0.326}{6.36} \sqrt{\frac{0.95}{6.36}} = 0.099$$

σ_2 はプロペラ後流中にある胴體以外各部の相當平板面積で

$$\sigma_2 = 0.5 \text{ m}^2$$

である。(14) 式を使ふと

$$\eta_{\text{aircraft}} = \eta_{\text{isol}} \cdot 1.099 \left(1 - \frac{0.64 \cdot 2.13 \cdot 0.326}{6.36} - \frac{1.28 \cdot 0.5}{6.36} \right)$$

$$\eta_{\text{aircraft}} = 0.91 \eta_{\text{isolated propeller}}$$

プロペラ後流に依る損失は我々の場合 9% 各飛行速度に對して、プロペラ發動機組の發生する索引力の大きさを此れ丈減少させねばならぬ。

然し機體に装着したプロペラは胴體の影響を受けて、胴體が存在する場合と同様な速度變化を受けて別の状態で働く。依つて

$$\lambda' = (1 + \epsilon)\lambda = 1.090\lambda$$

$$V' = 1.090 V$$

従つてプロペラと飛行機各部の相互の影響を計算しようとするれば、我々の場合必要な事は

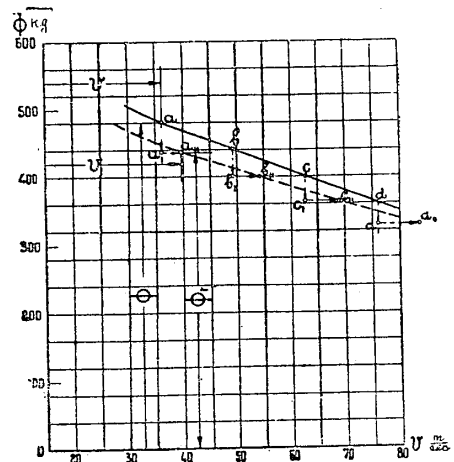
- 1) プロペラ發動機組の索引力曲線の各 “*a*” 點を次式に相當する a_1 點迄引もどす事

$$\eta_{\text{aircraft}} = 0.91 \eta_{\text{isolated propeller}}$$

或は

$$\phi_1 = 0.91 \phi$$

(第9圖)。



第 10 圖

2) a_I 点を次式に相當する丈右の a_{II} 點へ移す事

$$\lambda' = (1 + \varepsilon) \lambda = 1.099$$

或は

$$V' = 1.099V$$

依つて、“ a ” 點はプロペラと機體各部の相互の影響を計算して a_{II} 點へ移される事になる。 b 點は b_{II} 點等へ移るであらう (第9圖)。同様な事を索引力曲線の各點で行へば第9圖に點線で示す様な最後の曲線が得られる。高空に於けるプロペラと機體各部の相互の影響の計算は同じ方法で出来る。これは Δ を之等の各々の式にも使用しないで済むからである。

かくして、胴體の c_x が小さければ小さい程プロペラ發動機の發生する牽引力の損失は大きくなるが、他方胴體の c_x は減少してゐるから必要な牽引力の曲線は幾分下方に下り、外見上胴體 (最大切口面積の同一な) の c_x の變化の結局の結果は飛行機の性能 (上昇速度, 上昇限度, 最大水平速度の如き) に幾分影響する。

§ 6. 種々の高度に於ける飛行速度

前に出した式 (7) 及び (8) は地上附近の水平飛行の必要牽引力曲線を作るに役立つ (第7圖)

$$Q = \frac{G_0}{\frac{c_z}{c_x}} \dots\dots\dots (7)$$

$$V_0 = \sqrt{\frac{P}{c_y \cdot \rho}} \dots\dots\dots (8)$$

今度は高度に伴ふ此の曲線の變化を求めよう。(7) 式で水平飛行に必要な索引力を珥で表はした値は Q が空氣密度と無關係であるから地上附近のものと同じである事が判る。

只此の水平飛行を行ふに必要な速度のみは空氣密度に依るであらう。此の地上附近の速度が (8) 式で表はされる場合には、 Z の高度即ち $\Delta = \frac{\rho Z}{\rho}$ の相對密度を有する高度では速度は

$$V_z = \sqrt{\frac{P}{c_y \cdot \rho \cdot \Delta}} \dots\dots\dots (18)$$

である。(18) 式を (8) 式で除すと

$$\frac{V_z}{V_0} = \sqrt{\frac{1}{\Delta}} \dots\dots\dots (19)$$

或は
$$V_z = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}} \dots\dots\dots (21)$$

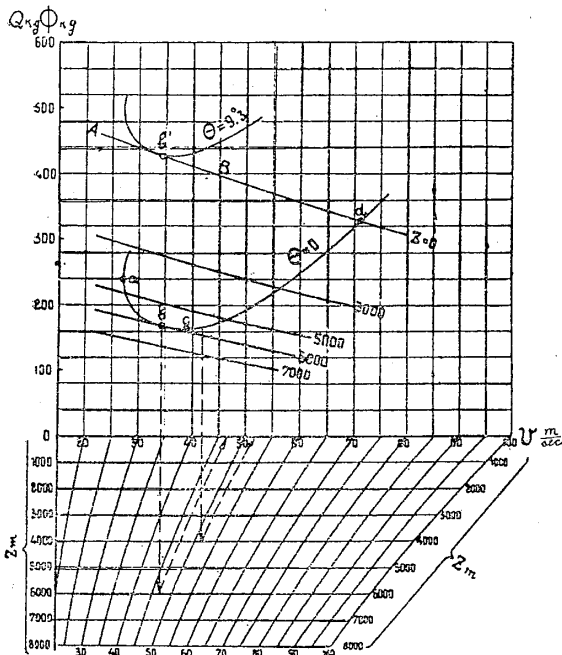
即ち、或姿勢で高空で水平飛行が出来るのに必要な速度は、地上附近の水平飛行速度よりも常に $\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$ 倍丈大きい、此の理由は第7圖の必要牽引力の曲線で高空用のものは少し右にづれて幾分延びてゐる事から判る。

之等の曲線を使つて或特定の設計に最も都合のよい寸法及び翼斷面の最終の決定が出来る、これには少くも三つを組合はせねばならぬ事を考へると、必要な牽引力の曲線を別々に作る事は止めた方がよい。各高度毎に別々の曲線を作る代りに座標軸に別の目盛を付け加へて置く方がよい、これは第10圖の如く種々の高度に依つて網の目型になる。

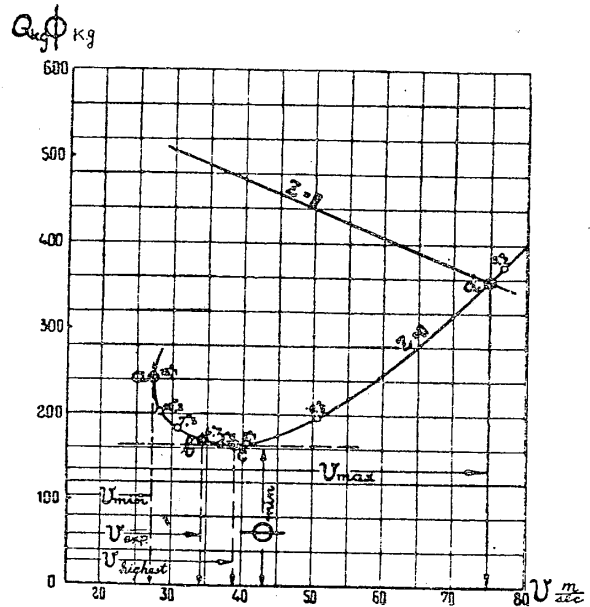
高空での速度の目盛を求めるには横座標の目盛を $\sqrt{\frac{1}{\rho}}$ 倍丈減らす。この計算を各高度に就いて繰返し、等しい速度の点を結んで緩やかな曲線を作れば、求むる目盛の網の目が得られる。

高空での速度を読み取らうとする場合、第10圖に示される處に従つて、今地上に於ける飛行機速度 V が 42 m/sec であれば、4,000 m の高度では $V_{4000} = 51.5$ m/sec である事が判る。

注意すべきは、横座標の標準の目盛を使つて豫め網目を作つて置けば都合が良い、そうすれば少くも二三の翼断面と寸度の組み合わせを比較するに必要な必要牽引力曲線を作るに要する時間は遙かに短時間で済む。



第 10 圖



第 11 圖

§ 7. 種々の飛行姿勢に於ける水平飛行速度

或種のプロペラ—發動機組を装着した飛行機の空力特性を考へる前に、種々の飛行姿勢の色々な定義を與へよう、或はむしろ我々が度々實際行ふ之等飛行姿勢に應ずる速度を求めよう。

a) 飛行機の着陸速度は水平定常飛行の出来る最小速度である。依つて我々が必要牽引力の曲線を速度の函數で得られた場合には V_{min} は牽引力曲線上の一點で定まり第11圖上で此の點は“a”であり、縦座標に平行な牽引力曲線の切線を畫いて見出す事が出来る。

b) 飛行機の最も有利な速度は、最小の牽引力で定常飛行の出来る速度である。最も有利な速度に對應する飛行機の姿勢は最有用姿勢(the most useful regime)と名付けられてゐる。第11圖の牽引力曲線上の點cは最有用姿勢に相當する。

c) 飛行機の經濟速度とは定常飛行の出来る最小馬力の時の速度である。

此の速度は馬力と速度を座標軸とする馬力曲線を使つて容易に見出す事が出来る、そして

第 11 圖で $(QV)_{\min}$ を與へる處の “b” 點に依り大體定義される。

d) 飛行機の最大水平速度はプロペラ發動機組の出す牽引力と小さい迎角の時の牽引力曲線との交りで第 11 圖に於いては “d” 點である。

上に述べた定義は高空に於ける水平定常飛行に對しても當然當て嵌る。

§ 8. 垂直速度と上昇限度の決定

上昇能力や上昇限度を定める爲には必要牽引力の曲線上にプロペラ發動機組の曲線を用いなければならぬ。此の時曲線はプロペラとプロペラ後流中にある機體各部の間の相互干渉に對して補正されたものを使ふ。此の目的の爲に第 10 圖上に有効牽引力 (useful pull) の曲線を記入す、斯くして之等曲線の横軸にそふ目盛は綱目の目盛に對應するであらう。

プロペラ發動機組の曲線が牽引力曲線と交はる點は各高度に於ける小さい迎角の時の水平飛行の最大速度を定めるであらう。

飛行機が普通の非高空用發動機 (non-altitude motor) を備へ、第 10 圖に示すと大體同じ様な特性を出すプロペラを持つてゐる時は、高度は更に高められるが、最大速度は減少し、可能な水平飛行速度の範圍は縮小されるであらう。

飛行機の絶對上昇限度はプロペラ發動機組の出す牽引力曲線が必要牽引力曲線と切する一點で定義され經濟迎角 (economical angle of attack) と同様な迎角で水平飛行の可能な只一つの速度が存在する。

これは第 10 圖の “b” 點に相當し我々の場合には上昇限度 $H_{\text{abs}}=6000 \text{ m}$ の高度を與へ、此の高度に於ける水平飛行速度は 46.5 m/sec である。

曲線 $abcd$ (第 10 圖) に就いて云へば此れは定常水平飛行に對して作られたものであるから、上昇速度を定めるには與へられたプロペラ發動機組を有する飛行機で得られる最大垂直速度を種々の高度で知らねばならぬ。

上昇中に於ける靜力學的平衡の條件を考へよう。 θ — 上昇角; γ — プロペラ軸と飛行経路の切線との間の角; ϕ — プロペラ牽引力, G_0 — 飛行機の全重量 (第 12 圖) とすれば、靜力學的平衡の條件は次の如くであらう。

$$\phi \cdot \cos \gamma = G_0 \sin \theta + Q = G_0 \sin \theta + R_2 \cdot V^2 \dots\dots\dots(22)$$

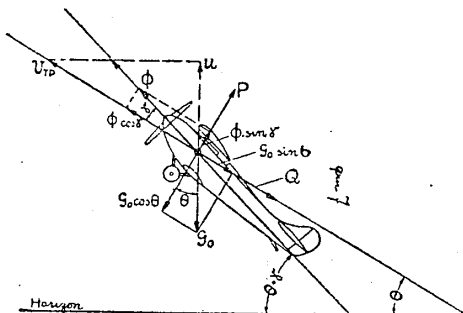
$$G_0 \cos \theta = \phi \sin \theta + P = \phi \sin \gamma + R_2 \cdot V^2 \dots\dots\dots(23)$$

之等二つの式中には未知數が三つある。即ち、 ϕ — プロペラ牽引力; V — 飛行経路にそふ速度、及び θ — 飛行機の上昇の角である。之等未知數を決めるには又飛行速度とプロペラ發動機組の牽引力の間の關係を用ひなければならぬ。

之れは各高度に就いて、問題の線 AB と共に第 10 圖に示されてゐる、 AB は直線法則を使つて解析的に充分正確に次式で表はされよう。

$$\phi = \phi_0 - kV \dots\dots\dots(24)$$

之等 (22), (23), (24), の式を同時に解けば、求むる ϕ , θ , 及び V の値を求められる。 V 及び θ の値が見付かつたならば、鉛直方向の速度を定めるのは



第 12 圖

容易である。これは各高度に於いて次の式で表はされよう。

$$u_z = V_{\text{trajectory}} \cdot \sin\theta \dots\dots\dots(25)$$

然しながら ϕ , θ , 及び V の値を解析的に決める問題は非常に複雑であるから、我々は此の方法を使ふまい。

上昇角及び飛行経路にそふ飛行速度を厳密に解くには、種々の上昇角で飛行する場合に必要な牽引力の曲線を N. E. Joukowski の方法を使つて作るによい。さうすれば種々の上昇角に應じて、其等の曲線がプロペラ發動機組の發生する牽引力に切する點は上昇角 θ 及び相當する高度で経路にそふ速度 $V_{\text{trajectory}}$ を決める。後者の値（上昇角及び経路にそふ速度）は鉛直速度を定めるのに必要である。第10圖の例は上昇角 $\theta = 9.3^\circ$ で飛行するに必要な牽引力曲線の一點で切點を“b”で示してある。

上に述べた種々の上昇角に対する N. E. Joukowski の曲線は(22)式及び(23)式を使つて作らねばならぬ。これを少し變形すると次の如くなる。

$$V = \sqrt{G_0 \frac{\cos(\theta + \gamma)}{k_x \cdot \sin\gamma + R_z \cdot \cos\gamma}} \dots\dots\dots(26)$$

$$\phi = \frac{G_0 \left(\cos\theta + \sin\theta \frac{R_z}{R_x} \right)}{\frac{R_z}{R_x} \cos\gamma + \sin\gamma} \dots\dots\dots(27)$$

N. E. Joukowski の曲線を作るのに之等の式を使ふのは未だ面倒であるから、計算の簡單の爲めに γ の角を零と見做す。これは計算結果には影響が少いから、飛行機の空力計算には多くの場合斯く考へて良からう。

(26) (27)式は次の形となるであらう。

$$V = \sqrt{\frac{G_0 \cdot \cos\theta}{R_z}} \dots\dots\dots(28)$$

$$\phi = \frac{G_0 \cdot \cos\theta}{\frac{R_z}{R_x}} + G_0 \sin\theta \dots\dots\dots(29)$$

且つ、曲線の作り方は可成簡單になる。然し此の簡單化に依つても未だ第一次空力計算に充分と云へない。

プロペラ發動機組の水平飛行に必要な馬力以上の最大過剩馬力は最有効飛行姿勢附近にある必要馬力曲線の位置から近似的に決める事が出来るが、これを使へば飛行機の上昇鉛直速度を可成正確に定める事が出来る。飛行機の性能が牽引力と速度を座標軸にとつて表はされてる場合には過剩馬力は次式で表はされる。

$$\Delta T = \phi V - Q \cdot V = (\phi - Q) V \dots\dots\dots(30)$$

且つ、垂直速度は次式で表はされる。

$$u = \frac{\Delta T}{G_0} = \frac{(\phi - Q) V}{G_0} \dots\dots\dots(31)$$

飛行機の迎角は一定であると假定する。これは今の場合許される事であるとして(31)式に ϕ と V の値を種々の高度に應じて代入すれば求むる高度に於ける飛行機の上昇中の鉛直速度を決定する事が出来る。

垂直速度の計算で、之等の省略を行つた爲如何なる誤差が入つて來たかを見よう。最も有利な上昇に應ずる迎角は二三の省略を行へば(30)式を使つて可成うまく求める事が出来る。依つて此處に上昇及び水平飛行の間にプロペラの働く速度變化の影響を考慮する事が残されてゐる。(同じ飛行機の迎角で)

同一の迎角で、経路にそふ飛行速度と水平飛行速度の間の關係は次式で表はされる。

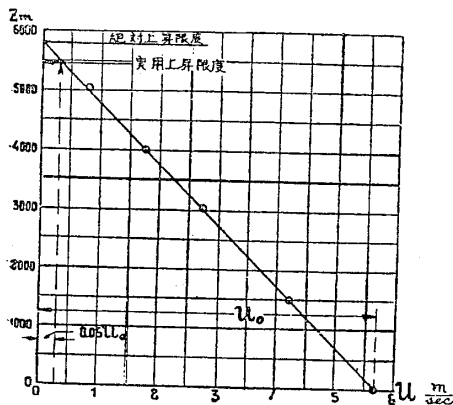
$$\frac{V_{traj.}}{V_{horiz.}} = \sqrt{\frac{G_0 \cos \theta - \phi \sin \gamma}{G_0}} \dots\dots\dots(32)$$

依つて我々が若し大體極端の場合をとつて

$$\theta = 15^\circ; \phi = 0.25 G_0; \gamma = 10^\circ \quad \text{と假定すると}$$

$$V_{traj.} = 0.96 V_{horizontal \ flight} \dots\dots\dots(33)$$

の式を得る。即ち上昇角 15° で $\gamma = 10^\circ$ の様な大きい角の場合でさへも速度變化は4%に過ぎぬ然し若し我々が速度が減少して然もプロペラ發動機組の發生する過剩馬力は幾らか増すと考へても、過剩馬力の計算誤差は僅か(最大3%)である事は明らかであるから垂直速度の決定の場合には此の方法を心配無く使ふ事が出来る。



第 13 圖

種々の高度に對する垂直速度を求め、高度の函數として圖上にプロットした後、滑らかな曲線で之等の點をつなげば此の曲線と横軸との交點で飛行機の絶対上昇限度が決まる。(第13圖)

飛行機の實用上昇限度とは良く知られてゐる様に第13圖から定まる。其の定義を再述すると實用上昇限度とは國際標準大氣に直して、飛行機の上昇速度が地上での垂直速度の5%になる高度である。

此の最終速度を定めよう。第13圖から

$$u_{ultimate} = 0.05 u_0 \dots\dots\dots(34)$$

此の $0.05 u_0$ の速度が定まつたら此の點を通つて横軸に平行な直線を引き垂直速度の變化の曲線と交はせると、實用上昇限度は高度の座標から読み取る事が出来る。

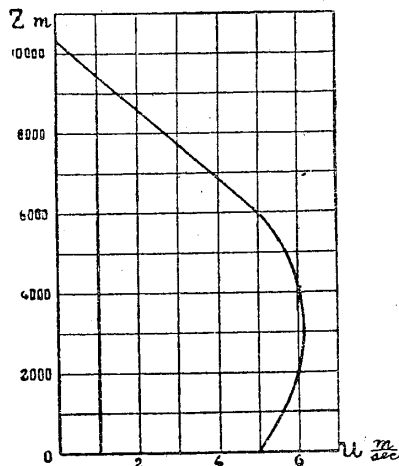
§ 9. 上 昇 速 度

飛行機が普通の非高空發動機 (non-altitude motor) を装着してゐる場合には飛行機の垂直速度の高度に依る變化の法則は通常直線か或は其れに近いもので表はされる。此の場合に求むる高度 Z 迄の上昇時間を分で表はしたものは次式に依つて可成手取り早く計算出来る。

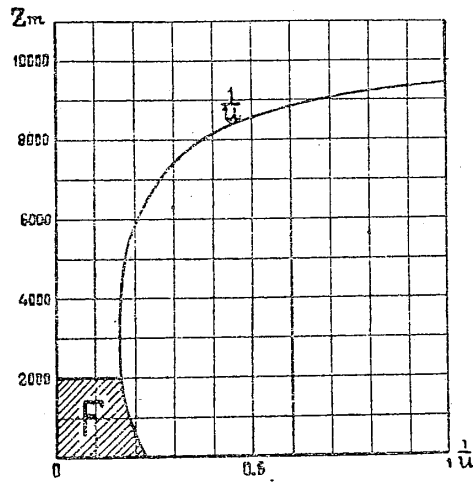
$$t_{min} = 0.0384 \frac{H}{u_0} \lg \frac{H}{H-Z}$$

こゝで $H-m$ で表はした絶対上最限度、 u_0-m/sec で表はした上昇の初期に於ける垂直速度、 $Z-m$ で表はした高度。

高度に依る垂直速度の變化が高空用發動機 (altitude motor) を装着した場合の様に直線



第 14 圖



第 15 圖

以外第 14 圖の様な別の形の曲線で表はされた場合には上昇速度の計算は幾分複雑になる、理由は上昇時間を表はす積分

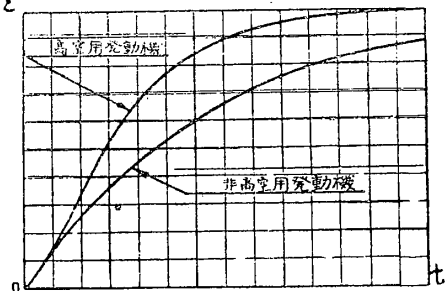
$$t = \int_0^z \frac{dz}{u} \dots\dots\dots(36)$$

は高度の函數で表はした u の曲線の式が知れてゐないので取れない。

此の問題を解くには普通圖式で行ふ。

その爲には第 15 圖の例でやつてある通り高度の函數で $1/u$ の値を求めると影をほどこした部分の面積 F は或る scale で求むる高度 Z 迄の上昇時間を表はすであらう。

種々の高度に對する上昇時間を斯の様にして求めた z ならば、之等の値を高度の函數として圖上に記入し、其れ等の點を曲線で結ぶと、高度と上昇時間の曲線が得られる、これは任意の高度迄の上昇時間を表はすものである。高空用發動機 (altitude motor) を有するものは第 16 圖の如く變つた形になる。



第 16 圖

§ 10. 滑空飛行, 垂直降下

直線経路にそふ降下飛行の際、抵抗が飛行機の重量の性分と釣合にある様な場合には、滑空飛行と稱せられる、且つ其の経路は滑空飛行の“飛行経路” (glissade) と名付けられる。

第一次空力計算に於いて空氣密度一定で定常滑空飛行に就いて二つの場合を考へる、即ち；

- 1) 發動機は牽引力が零となるように絞弁を幾分閉じて作動してゐる時の滑空飛行。
- 2) 發動機が全く作動してゐない場合の滑空飛行 (プロペラは停止してゐるか或は風車として回轉してゐる場合)。

上述の場合の定常滑空飛行では次の事が考へられよう： I. 種々の迎角で滑空飛行経路にそつて滑空してゐる時の速度の大いさ。 II. 與へられた高度からの最大滑空距離。

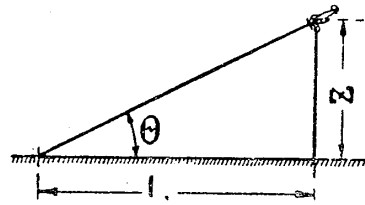
滑空に就いて上の二つの場合を考へて見よう。第一の場合。此の時は發動機からプロペラ

を取り去り、飛行機は滑空飛行経路にそつて滑空機として飛翔してゐるのと同じである。

飛行機の特性格線上の c_x 軸の目盛が c_z 軸の目盛と同じであれば、滑空角 θ 即ち滑空飛行経路と水平線との角は總ての迎角に就いて第6圖から横軸とベクトル c_R の間の角で決められる。 c_R は c_x と c_z との合成ベクトルで次の如きものである。

$$c_R = \sqrt{c_z^2 + c_x^2} \dots\dots\dots(37)$$

最大滑空距離に達する最小滑空角は特性格線の切線 c_R で決まつて来る。最小滑空角に應ずる飛行機の迎角は第6圖から明らかなる如く滑空角の正切が飛行機の揚抗比の逆數 c_x/c_z で表はされるならば揚抗比の曲線から容易に知る事が出来る。滑空角は飛行機の揚抗比のみに依り空氣密度に依らないから、高度に無關係である。此れか又は他の方法に依つて最小滑空角が定まるか、或は飛行機の最大揚抗比が知れる場合には、求むる高度からの最大滑空距離は容易に求められる。第17圖を使ふと滑空距離は次の如く書ける。



第 17 圖

$$L = z \cdot \text{ctg}\theta = z \left(\frac{c_z}{c_x} \right)_{\text{max}} \dots\dots\dots(38)$$

任意の滑空角任意の高度で経路に沿ふ定常滑空飛行速度は次式で定められる。

$$V = \sqrt{\frac{2G_0 \cdot \cos\theta}{c_z \rho_0 S \Delta}} \dots\dots\dots(39)$$

こゝで θ —滑空角； G_0 —kg で表はした飛行機の全重量； ρ_0 —地上附近の空氣密度で 0.125 に等しい； S — m^2 で表はした翼面積； c_z —與へられた滑空角に相當する翼組の揚力係數； Δ —相對空氣密度、此の値は國際標準大氣の表から取る可きである。

$\frac{c_z}{\cos\theta} = c_R$ であるから (39) 式は次の様に書き表はされる

$$V = \sqrt{\frac{2G_0}{c_R \cdot \rho_0 \cdot S \cdot \Delta}} \dots\dots\dots(40)$$

第二の場合、滑空の途次發動機が停止し、プロペラは停止してゐるか、或は風車として廻轉し續けてゐる場合には附加抵抗(所謂負の牽引力)を生ずる。前の場合と同様な問題を解くには此の負の牽引力を定めなければならぬ。これは次の様にしてやれば出来る。プロペラの出す餘分の抵抗係數 c_{prop} が見つかつたら、第一次空力計算の際有害抵抗をやつたと同様飛行機の特性格線に此れを付け加へる、そして座標の新しい原點からベクトル c_R を引けば、前の場合と同じやり方で滑空角及び経路に沿ふ滑空速度を知る事が出来る。

發動機停止場合のプロペラの抵抗係數は次式から知れる。

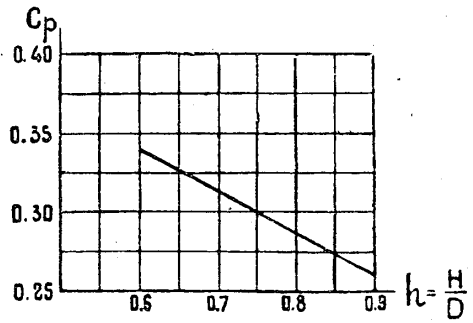
$$c_{\text{propeller}} = c_{\text{prop}} \cdot \frac{F}{S} \cdot a, \dots\dots\dots(41)$$

こゝで $F = 0.785 (D^2 - d^2)$ —プロペラの回轉面積； D — m^2 で表はしたプロペラ直徑； d — m で表はした socket 或はナセルの直徑； S — m^2 で表はした翼組面積； $a = z \cdot b_{\text{mean}}$ —次式を使つて計算したプロペラ相對平均翼幅

$$b_{\text{mean}} = \frac{\text{プロペラ翼の展開面積}}{\text{半徑}}$$

C_{prop} .—プロペラの負牽引力係数, $\lambda \geq 5$ に於ける此の値は第18圖から決められよう, それには縦軸に沿つてプロペラの相對ピッチの値 $h = H/D$ ⁽¹⁾ を記入してある. 他の $\lambda = V/h_s D$ の値に對しては實驗室の實驗から得た曲線を使ふがよい.

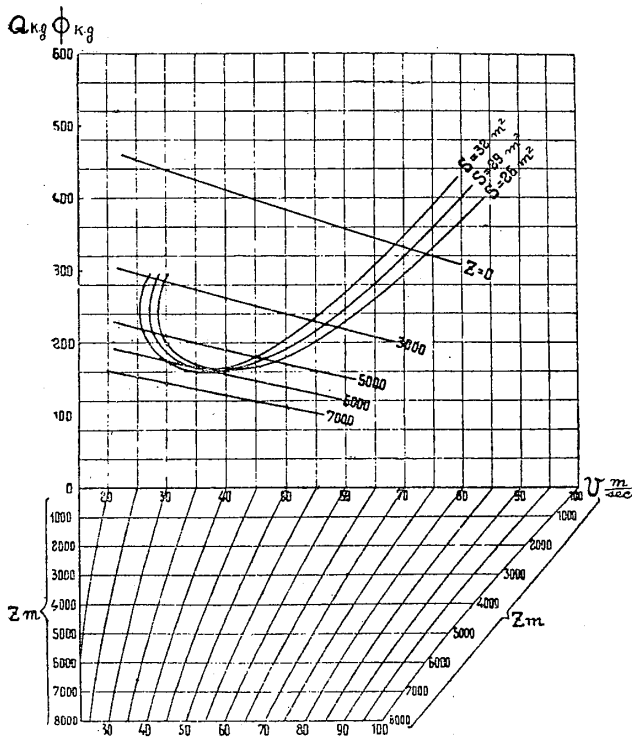
(37) 式で c_z が零で, $c_R = c_x$ あれば第6圖から容易に知れる通り滑空用 $\theta = 90^\circ$ となる. 此の終局の滑空の時を垂直降下場合と呼ぶ. 任意の高度で今考へてゐる兩場合の定常垂直降下速度は, (40) 式で定まるがこの中に c_R の値の代りに飛行機の特長曲線 (第6圖) から求まる $c_z = 0$ のときの c_x の値を入れなければならぬ.



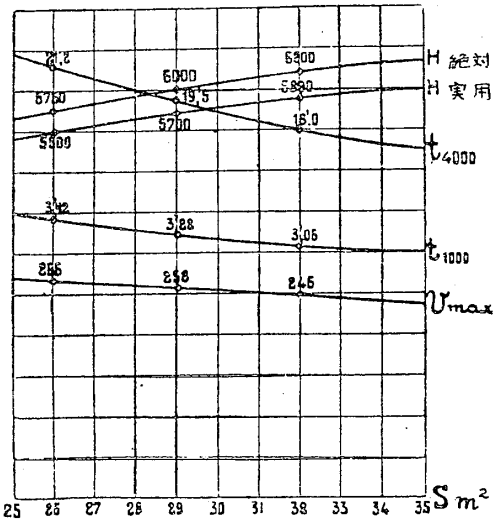
第 18 圖

§ 11. 飛行機の寸法の最終の撰擇

前章に於いて我々は第一次空力計算を細かく述べ實際に出會ふ最も重要な場合を出来る限



第 19 圖



第 20 圖

り考究した.

設計者がプロペラと機體各部の間の相互干渉の略算を行つたプロペラ發動機組の性能曲線及び, 翼面翼断面の種々の組み合はせで作つた必要牽引力曲線を澤山

持つてゐる場合(第19圖)寸法の最終の撰擇に關する問題の解は困難ではない.

飛行機の合理的な寸法の撰擇を精確に解くには次の事が關係する:

- (1) 可變ピッチプロペラでは H の値は半徑 $= 0.35D$ のときの H を取る.
- (2) 第56圖及び第57圖を見よ.

“The Notes of Durability of the Aircraft with the Static Experiments,” Issue 25, Works of C.A.H.I., 1927.

- 1) 考へてゐる組み合わせの數
- 2) 各の組み合わせに於ける飛行機の重量の精密な決定
- 3) 有害抵抗面及び其の抵抗係數の嚴密な決定

別に、之等總ての條件は主として設計者の經驗及び所有してゐる靜力學的實驗値に依る。然り實際の設計者は要求されてゐる性能に對して最も有利な組合せを擇ぶ爲には interpolation 或は extrapolation の方法で出来るように、考へてゐる翼面積の範圍で飛行機の寸法を三つ或は四つと翼斷面との組合せを考へる(第19圖)翼面積及び更に進んだ interpolation 及び extrapolation に對する飛行機の空力特性の變化を示すには第20圖に示す様な曲線を作るのが便利である。

(S. S.)

正 誤 飛行機の空気力學的計算 (昭和十二年一月號. 第 149 號)

頁	位 置	誤	正
13	上から 11 行目	一定溫度	一定氣壓
〃	〃 15 〃	處果	結果
25	〃 3 〃	知られてゐる	知られてゐる