
 紹 介

尾翼附近の吹き下し

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

A. V. Tchessaloff, Y. A. Pobiedenostzeff, V. S. Verdoff.

Moscow 1929

V. S. Verdoff.

尾翼に於ける吹き下し

V. S. Verdoff

§ 1 1. 翼の吹き下し

此の項の目的は安定板附近の吹き下しの実験資料を見出し理論式と比較し、多少なりとも信頼性ある縦安定の計算式を決定せんとするにある。

現存する翼の渦理論に基く吹き下し角の理論式は実験結果と可成りの隔りがあるので実際計算には或実験補正係数を用ふる必要がある。最初單葉の場合に就いて論じよう。

翼幅に沿ひ循環の楕圓分布を假定して、式は次の如く定義される。

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{2}{\pi\lambda} 57.3 c_z \left[1 + \left(\frac{l}{4L} \right)^2 \right] \dots\dots\dots(1)$$

茲に、 l ；翼幅、 λ ；縦横比 $\left(\lambda = \frac{l^2}{S}\right)$ 、 c_z ；揚力係数、 L ；考慮してゐる點より固定渦迄の距離（固定渦は翼前線より $\frac{1}{3}$ の處にあるとすれば充分正確なるものと考へ得る）。馬蹄形渦流理論に依つて次の式がある。

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{1}{2\pi\lambda} 57.3 c_z \left[1 + \sqrt{1 + \left(\frac{l}{2L} \right)^2} \right] \dots\dots\dots(2)$$

上掲の二式に依る結果は非常に異つてゐる。容易に解る如く、 $L = \infty$ の場合には(1)は(2)の二倍大の結果を與へる。上の二式を平均した結果が Fuchs and Hopf の式に依つて得られた即ち、

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{3.2}{2\pi\lambda} 57.3 c_z \dots\dots\dots(3)$$

Munk は次式を與へた

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{3.6}{2\pi\lambda} 57.3 c_z \dots\dots\dots(4)$$

V. L. Alexander は彼の「翼吹き下し及びそれが飛行機の靜安定の計算に及ぼす影響 (Downwash at the Wing and the Influence of it on the Calculation of the Static Stability

(1) R. Fuchs und L. Hopf, Berlin, 1922.

of the Aircraft.) (Scientific Supplement to the Airfleet News, 1924, § 3.)」に於て半實驗式を出した。

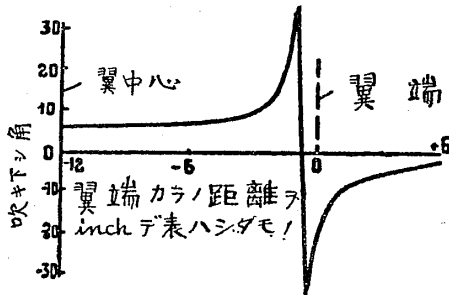
$$\Delta\alpha^\circ = \frac{3.35}{2\pi\lambda} 57.3 c_z \dots\dots\dots(5)$$

これは彼が多くの實驗資料より出したものである。

最後に吾人は次の式を提出する。⁽¹⁾

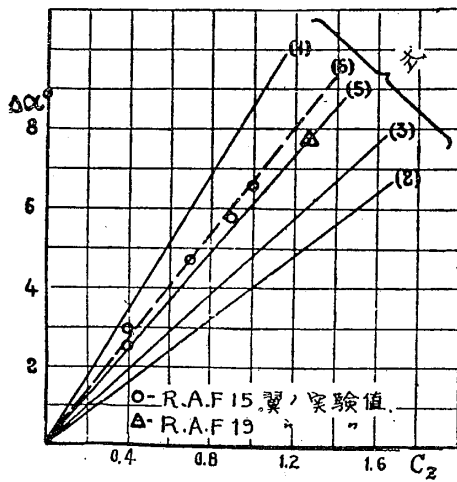
$$\Delta\alpha^\circ = \frac{3.35}{2\pi\lambda} 57.3 c_z \left[1 + \left(\frac{l}{4L} \right)^2 \right] \dots\dots\dots(6)$$

之より翼吹き下しの實驗資料を考察しよう。Piecy “On the Vortex Pair Quickly Formed by Some Aerofoils” (The Journal of the Royal Aeronautical Society, § 154, 1923) より取つた第1圖に翼幅に沿ふ吹き下しの分布を示す。圖で分る如く洗流は可なり異つて居り、殊に翼端近くに於いて甚しい。然し通例安定板が取付けられてゐる翼中央部分に於いては、吹き下しの値は大きい範圍に亘つて變化しない。これに依つて、吹き下しは尾翼の全幅に沿つて一定と考へる事が出来る。

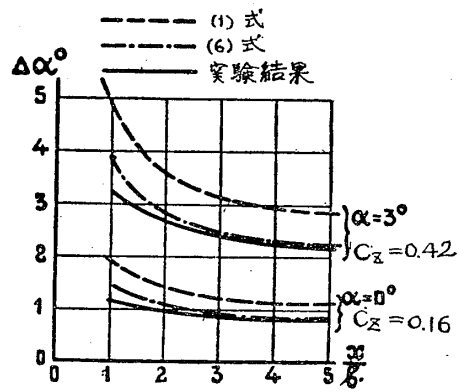


第 1 圖

同様に、實驗結果から垂眞方向に於ける安定板の翼に對する高さを考へる必要のない事が明かにされた。又一方、後述する如く安定板と翼との距離 L は非常に重要である。



第 2 圖



第 3 圖

(1) “The Downwash at the Tail Plane (stabilizer)” (Technics of Airfleet, § 5, 1927) に於て吾々の式は次の如く與へられた。

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{2.9}{2\pi\lambda} 57.3 \left[1 + \left(\frac{l}{4L} \right)^2 \right]$$

此の式は多くの實驗資料より得たものであるが、この結果には風洞の影響が考慮してゐないので或る補正項を必要とする。

風洞の影響は精々 15% までであつた。この補正の爲めに止むなく係数を 2.9 から 3.35 に變たのである。

第2圖に實驗の平均値と計算値との比較を示す。之に依つて見れば式(6)は實驗資料と比較して最も近い値を示す。

第3圖 R. & M. 578 (Piercy "On the flow in the rear of an aerofoil at small angle of incidence") に依つて計算した洗流角が、考慮してゐる點の翼後縁からの距離 "X" に關して(弦長の%で)示してある。

式(6)は又實驗値とよく一致する。

"Über die Berechnung des Abwindes hinter einem rechteckigen Tragflügel" (Z. F. M. 1925. Heft. 15) 中の章に於て Helmbold は非常に複雑な吹き下しの計算式を誘導し、之を Göttingen 研究所に於ける實驗結果と比較してゐる。λ=6, L/l=0.618, c_z=1.38 に於て單葉を試験した結果洗流角の實驗値は Δα°=6.5° であつた。Helmbold の式に依れば 6°, 吾々の式(6)では Δα°=8.15°, Alexander の式(5)に依れば, Δα°=8.4° である。

同著者に依る "Eine Näherungsformel für Abwindrechnungen am Eindecker" (Z. F. M. 1927, Heft 1) には非常に稀な状態に於ける實驗結果が出てゐる。即ち λ=8.04, L/l=0.583, c_z=0.792 のとき實驗結果 Δα°=2.65°, 同著者の非常に複雑な式に依れば Δα°=2.77° 吾々の式(6)に依れば Δα°=3.1°, Alexander の式(5)に依れば Δα°=3.15° である。實際の吹き下しは風洞の影響を考慮して補正を加へる必要があるので、風洞から得た結果より遙に大きい値を有する事を明記せねばならぬ。この影響は大體 15% 迄である故に吾々の式は良い結果を與へる。依つて式(6)は實際計算に推薦されてよい。然し着陸角に近い迎角では流れの定常性が亂されるので一般的に吹き下し角の計算式を推薦することは大變困難である。明かに着陸角に於ては Δα° と c_z との比例性が亂され吹き下しの減少の傾向へ向ふ。吹き下しの比例性が着陸迎角邊り迄持續するものと考へれば、只安定計算の信頼性を増すのみである。

次に複葉を考へよう。

之には只 Pröll の理論式があるのみである。(Flügtechnik, 1919) 即ち

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{1}{\pi} \cdot \frac{s_1 c_{z1} + s_2 c_{z2}}{(l_1 + l_2)^2} \left\{ \sqrt{1 + \left(\frac{l_1 + l_2}{2L}\right)^2} + \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{l_1 + l_2}{4L}\right)^2}} \right\} 57.3$$

.....(7)

茲に s₁, s₂ は夫々上翼, 下翼面積, l₁, l₂ は翼幅, 此式は係數 c_{z1}, c_{z2} を上下兩翼に就いて假定してゐるので, 計算が大變複雑になる。

更に此式は馬蹄形渦理論に依つて誘導されたものであるが, この假定は既に單葉の場合に知れた如く實驗結果と大きい開きがある。

上述の章に於て V. L. Alexander は次の實驗式を發表してゐる。

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{5.5}{2\pi\lambda} 57.3 c_z \dots\dots\dots(8)$$

吾々は單葉の場合の(6)式の様に次式を提出する。

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{3.35}{4\pi\lambda_1} c_z \left[1 + \left(\frac{l}{4L}\right)^2 \right] 57.3 \dots\dots\dots(9)$$

l; 翼幅, λ₁; 相當單葉の縦横比, 茲に相當單葉とは, c_z, α 曲線が一致する様な縦横比を有

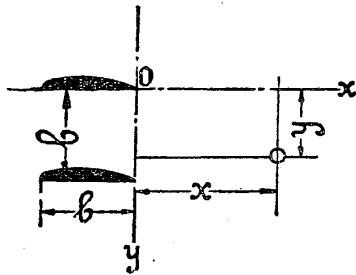
する單葉である。

英國の技術家は複翼型の實驗結果より作つた實驗式を用ひてゐるが、この式は實際の目的には分數指數を含む幕、即ち指數函數を含んでゐるので不便である。次に實驗資料を検討しよう。

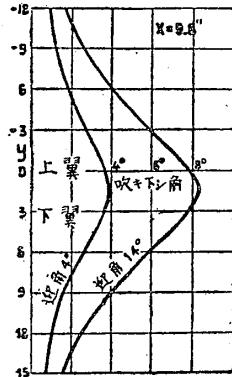
“Investigation of the downwash behind a biplane” (R. & M. 426, Sandison, Gravert, and Jones) に複葉の洗流の詳細な研究が出てゐる。

實驗に使用された複葉模型は喰ひ違ひを有せず同一の翼を有する、翼間隔は翼弦に等しく $b=3'$ (第4圖参照)、決定さるべき點の位置は圖示の如く座標 x, y にて規定される。

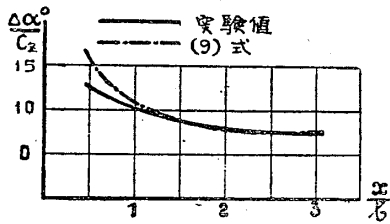
第5圖に洗流角が高度即ち高さ y に関して示してある。圖より、通常安定板を取付る翼の



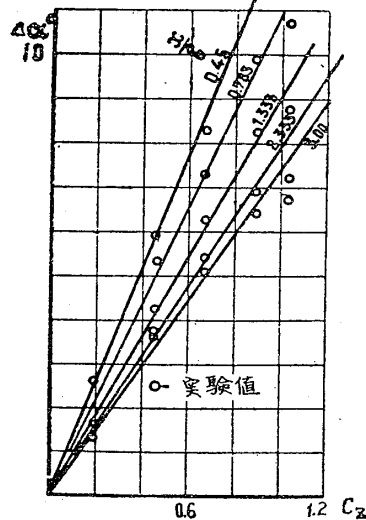
第4圖



第5圖



第7圖



第6圖

中間に於ては吹き下し角は一定である。一方翼よりの距離(座標 X)の影響はより大きいので、之を決定せねばならぬ。

第6圖は $\frac{x}{b}$ の種々な値に於ける、吹き下し角と全機の C_z との關係を示す。 C_z と吹き下し $\Delta\alpha^\circ$ との比例性が良く觀取される。

第7圖は $\frac{\Delta\alpha^\circ}{C_z}$ とパラメータ $\frac{x}{b}$ との關係を示す。同圖に式(9)による結果がある。式は(通例安定板が設置される $\frac{x}{b}=1.3$ より始まつて)實驗と全然一致する。

著者は之等の實驗より次の式を誘導した。

$$\Delta\alpha^\circ = \Delta\alpha_0^\circ 10^{-0.05 \frac{x}{b} - 0.08 \frac{y}{b}}$$

$\Delta\alpha_0^\circ$ は直接 C_z に比例し x, y に關しない。W. Diehl は “The determination of downwash” (Flight 1922) に於て次式を誘導した。

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{17^\circ}{\pi} \left(1 + \frac{x}{b}\right)^{-0.38} \left(1 + \frac{y}{b}\right)^{-0.23}$$

既に指摘した如く、この式を實際に應用するのは大變困難であり又其の價值もない。

上述した事を要約して、吾人は次式を吹き下し角の計算に推薦する。

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{3.35}{2n\pi\lambda} 57.3 c_z \left[1 + \left(\frac{l}{4L} \right)^2 \right] = \frac{61}{2n\lambda} c_z \left[1 + \left(\frac{l}{4L} \right)^2 \right] \dots\dots(10)$$

n は単葉の場合は 1, 複葉の場合は 2.

§ 2. プロペラが作動してゐる場合の吹き下し

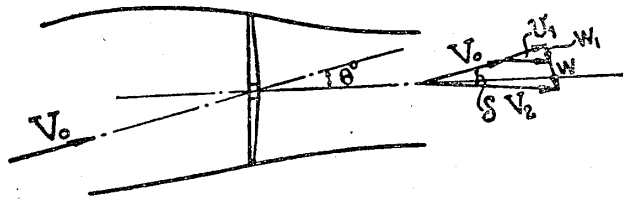
今迄はプロペラのない翼の後の吹き下し角を論じて来た。プロペラが作動してゐる場合には此の現象はより複雑化して来る。

最初次の事を指摘しよう。即ち翼後方の吹き下しを考へた時、それは安定板の翼幅に沿つて一様に分布して居る事が分つた。プロペラが作動してゐる場合は、流れの捩れの影響に依り安定板の左右の吹き下しの値が異なる。その結果安定板の左右両面には不均一な荷重がかかる。縦安定を計算する場合には、この現象は洗流の平均値をこれば容易に避ける事が出来る。

然し安定板の持続性及び横安定を計算する場合には上述の現象を考慮せねばならぬ。

之よりプロペラが作用してゐる場合の洗流の式を作らう。吾々は計算を理想プロペラ理論に基いて行ふから流れの捩れは考へない。

先づ“矢印 v_1 ” (第 8 圖) の速度はプロペラ軸の方向を採るものと假定する。(此の假定は實驗に依ると全然正確とは云へないが、後になつて吾々の目的に對しては充分である事が分る)。プロペラ軸の方向と飛行機の相對速度とのなす角を θ とする。



第 8 圖

第二の假定はプロペラの作動してゐる翼も、してゐない翼と同様に安定板に於て垂直方向の速度を生ずる事である。實際には翼の一部分はプロペラ後流の中にあるので、翼の揚力に變化を來す。後流の影響を受けるのは翼面の僅かの部分であり、又プロペラ後流の翼に及ぼす影響に就いて信頼し得る材料もないので、吾々は全然この影響を考へない事とする。

斯る状態の下に於て、安定板に於ける垂直速度は次の二項の和となる。1. 翼に依て生ずる垂直速度 w , 2. プロペラに依る速度、之は次の如くなる。

$$w_1 = v_1 \theta$$

安定板に於ける垂直速度を流れの速度 V_2 で割つて洗流を得る

$$\delta\alpha = \frac{w + w_1}{V_2} \dots\dots(11)$$

速度 V_1, V_2 には理想プロペラ理論により次の式がある。(Yurieff “Air Propeller Screws” Works of C.A.H.I. Issue 10, Chapter 13 参照).

$$V_2 = V\sqrt{1+2B}$$

$$v = V_2 - V = (\sqrt{1+2B} - 1)V$$

茲に B ; プロペラ理論より知られる圓面積 (プロペラの) の推力係數で之は次の如くである。

$$B = \frac{\phi}{\rho F V^2}$$

茲に ϕ ; プロペラ推力, ρ ; 空気密度, $F = \frac{\pi}{4} D^2$, 即ちプロペラ圓面積, V ; 飛行速度.

上の値を (11) 式に入れば吹き下しの値を得る. $w = \Delta\alpha_0 V_0$, ($\Delta\alpha$; 翼のみに依る吹き下し), $\theta = \alpha - \beta$, (α ; 翼の迎角, β ; プロペラ軸と翼弦とのなす角) と書けば, 最後に理論式は次の様になる

$$\delta\alpha = \left(1 - \frac{1}{\sqrt{1+2B}}\right)(\alpha - \beta) + \frac{\Delta\alpha}{\sqrt{1+2B}} \dots\dots\dots(12)$$

若し $\Delta\alpha = 0$ ならば吹き下しはプロペラに依るもののみとなる.

$$\Delta_1\alpha = \left(1 - \frac{1}{\sqrt{1+2B}}\right)\theta \dots\dots\dots(13)$$

英國の實驗報告 (R. & M. § 882, Simmonds A. Ower. An Investigation of Downwash in the Slipstream, Part I 参照) はプロペラのみ吹き下しを計算するには次式に依る方がよい事を證明してゐる.

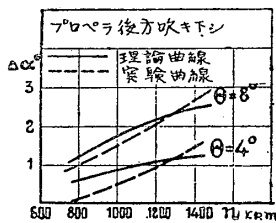
$$\Delta_1\alpha = \left(1 - \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{2B}{0.6}}}\right)\theta \dots\dots\dots(14)$$

第 9 圖には實驗結果と (14) 式依る結果との比較を示す. 明らかに式 (14) は良い結果を示してゐる.

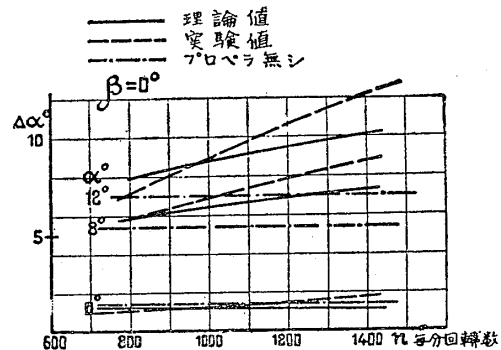
之に従つて (12) 式は次の如く書き直される.

$$\delta\alpha = \left(1 - \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{2B}{0.6}}}\right)(\alpha - \beta) + \frac{\Delta\alpha}{\sqrt{1+2B}} \dots\dots\dots(15)$$

第 10 圖にこの式に依り $\beta = 0^\circ$, 迎角 $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 8^\circ$, $\alpha = 12^\circ$ に於ける結果を示す. これは又同じ報告から採つたものである. (R. & M. 882)



第 9 圖

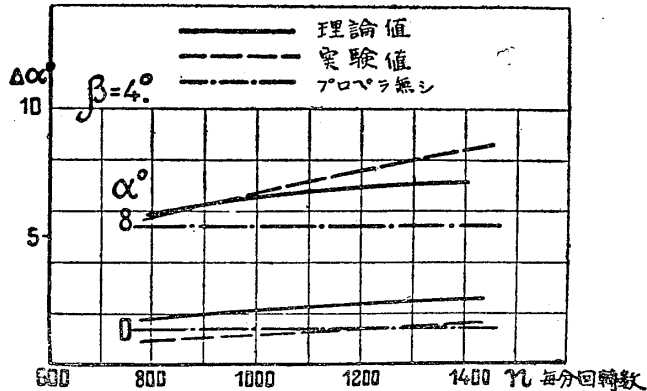


第 10 圖

第 11 圖は第 10 圖と同じく $\beta = 4^\circ$, 迎角 $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 8^\circ$ のときのものである. 兩圖は又同時にプロペラの止つた時の吹き下しの値をも示す.

理論と實驗の兩結果は完全には一致しないけれども, 現在の智識では吹き下しは先づ上述の式に依つて計算して差支へないと思ふ. 如何なる場合でもその差は一度を越えない.

英の技術者は稍異つた吹き下しの理論をたてゝゐる. 即ち Δ_1 の値を計算するに當つて彼等は推力の軸からの方向のづれを決定する. この計算は方法



第 11 圖

が大變複雑であり、正確度は吾々の式と同様である。他に英國式に従つて計算するにはプロペラの全特性を豫め知る必要がある。

プロペラと翼との相對作用から吹き下しを計算するには、英技術者は翼は全然プロペラ後流の中に在り、翼の迎角の増加に依つて吹き下しに變化が生ずるものと考へる。

尾翼がプロペラ後流中にて働くと云ふ事實を英技術者は認めてゐない。

英國の吹き下しの式は次の如くである。

$$\delta_a = \Delta\alpha + \frac{v_1}{V_0 + v_1} \left(1 - \frac{d\Delta\alpha}{d\alpha} \right) (\alpha - \beta)$$

この式は(15)式より精度が低い。

英國の實驗は所謂飛行機の“Skeleton” 即ち複葉組とプロペラに依つて行はれた事は記憶して置く必要がある。胴體が流れの状態を變化さすことは考へ得る事である。

Θ. A. O. 及び C. A. H. I. の實驗結果は理論値⁽¹⁾と可成りの隔りがある。然し單に一實驗に依つてのみ洗流の理論計算の可能性をけなす事はいけない。今迄提出された式は只安定の豫備計算に使はれる事勿論である。 (S. S.)

(1) А. Леймер, влияние работающего винта на нагрузку стабилизатора в полете. Техника Вози, Флота, § 1, 1927.