

翼型 U. P. -0010 及 N. A. C. A. -0009 の 高速風洞に於ける實驗

(Pitot- Traverse 法に依る抵抗の測定)

所 員 河 田 三 治
囑 託 鹽 澤 龍 馬

§ 1. 序 言

航空研究所プロペラ部の高速風洞に於て、翼厚比の殆ど相等しい二つの對稱翼型 U. P. -0010 及 N. A. C. A. -0009 の後流中の總壓と靜壓とを測定して抵抗を求めた。其の結果を次に報告する。

U. P. -0010 は谷所員の創案に成る翼型¹⁾で、低速の場合に翼表面上で理論的に一樣な壓力分布を持つ如く設計されてゐる。此は元來境界層の遷移點を出来るだけ後にすらす目的で計畫されたものであるが、斯様な壓力分布を持つ翼型が空氣の壓縮性の影響を何の様に受けるかを研究するのが本實驗の目的である。之と比較する爲、殆ど相等しい翼厚比を有する普通の對稱翼として N. A. C. A. -0009 に就ても同様の實驗を行つた。更に U. P. -0010 に比較的大きな迎角 ($\alpha=4^\circ$) をつけた時の實驗結果をも示す。

§ 2. Pitot- Traverse 法による抵抗の測定

此の實驗では Pitot- Traverse 法による抵抗の測定のみを行つたが、之は本風洞の天秤が完成する迄の暫定的措置であると同時に、誘導抵抗を含まず形狀抵抗のみを測定するのに最も有效な方法と考へたからである。低速の場合に行はれる誘導抵抗の修正法が其儘高速の際にも擴張し得るとは考へられないから、高速風洞の實驗に於て三次元翼に作用する力を天秤に依つて測定しその結果から眞の形狀抵抗を求めようとする事は現在の狀態では不可能であらう。此の缺陷を補ふ意味で Pitot- Traverse 法は有力である。

後流中の靜壓と總壓とを測定して抵抗を求める方法の詳細は近刊の「航空研究所報告」²⁾に發表する豫定であるから、此處では簡単に記すことにする。

運動量の法則によつて物體の單位幅に働く抵抗 F は次の如く表される。

$$F = \int_{\text{wake}} \rho_1 u_1 (u_0 - u_1) dy_1 + \int_{\text{wake}} (p_0 - p_1) dy_1 \quad (1)$$

但

ρ : 密度

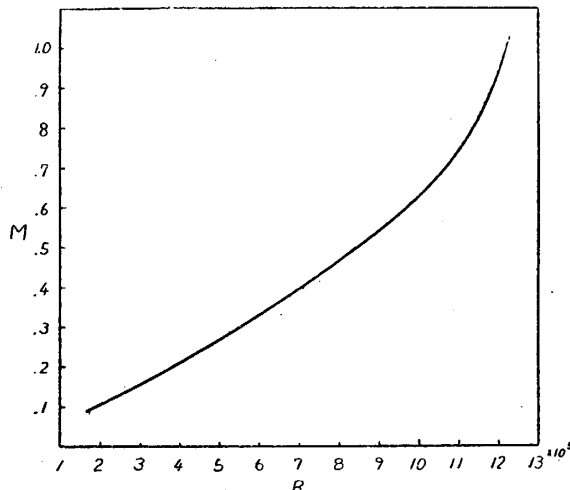
- 1) Itirô Tani and Satoshi Mituisi, "Contribution to the Design of Aerofoils Suitable for High Speed." >航空研究所報告 第198號 昭和15年9月< 此の論文中で The Symmetrical Aerofoil with Uniform Distribution of Pressure として發表された翼型で翼厚比 10% のものを此處では U. P. -0010 と呼ぶことにする。
- 2) 河田三治, 藤井正一: 高速流中に於ける翼型の抵抗. >航空研究所報告 第214號<

p : 圧力 u : 流速 y : 一般流に直角方向の長さ

指標 0,1 は夫々一般流及後流中の状態を示すものとする。

翼弦長を c , 抵抗係数を C_x とすると

$$C_x = \frac{F}{\frac{1}{2}\rho_0 u_0^2 c} = \int f d\left(\frac{y_1}{c}\right) \quad (2)$$

第1圖 本実験に於けるレイノルズ数 (R) とマッハ数 (M) との関係

となる。摩擦による運動エネルギーの損失が總て後流中の熱エネルギーとなるものとし且翼と空氣との間に熱の傳導が無いといふ假定を置くと被積分函数 f は, p_0 , p_1 , 後流中の總壓 H_1 , 及一般流のマッハ数 M_0 の函数となる。 p_0 は直接には測定しないが M_0 から逆算して求めることが出来るから, 結局 p_1 と H_1 とを測定することによつて C_x が求まる譯である。

計算の詳細や風速の決定等に就ては前述の「航空研究所報告」に譲る。

§3. 実験

実験に使用した風洞は吹口圓形 (直径36糎) の固定壁風洞で, 翼型 (翼弦長75糎) はその測定部の中央を水平に貫通して置かれてある。翼幅中央, 翼後縁より 10 糎下流の後流中に, 本実験用として特別に作られた静壓管と總壓管とを出して此等を上下に最小1糎宛移動させ各點の静壓及總壓を求めた。此の静壓管が高速に於ても果して眞の静壓を示すか否かを確かめる適當な方法を發見出来なかつたので, 後流中の静壓として此の静壓管の指度を其儘無修正で採用した。總壓管は流速が音速を超さぬ限り正しい總壓を示すものと考えてよいし, 又音速以上の場合にもその點の局部的マッハ数が 1.4 を超さなければ誤差は5% 以下であるから, 本実験に於ては此の總壓管の指度を眞の總壓として十分である。

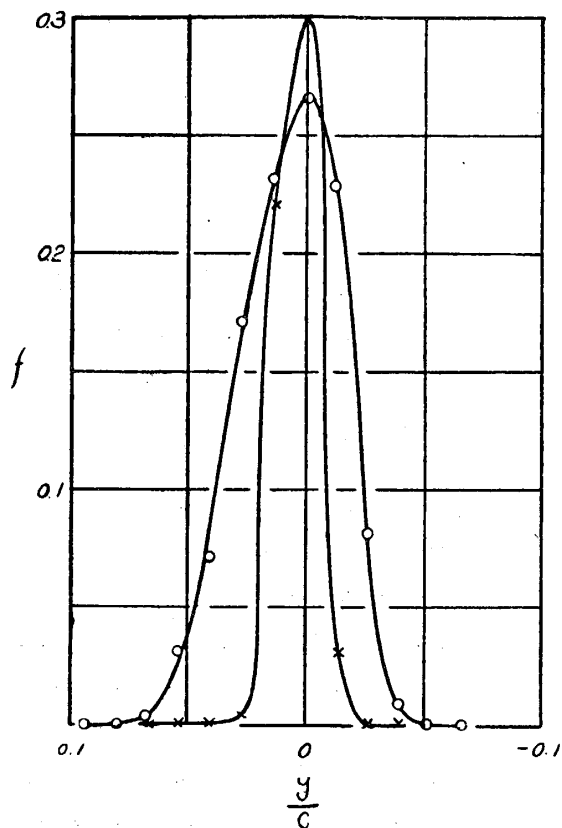
本風洞はエッフェル型風洞であるが, それでもなほ摩擦によつて發生する熱の爲に室内の溫度が上昇し, その上騒音が甚だしい爲実験を餘り數多く繰返してやることが出来なかつた。

§4. 実験結果

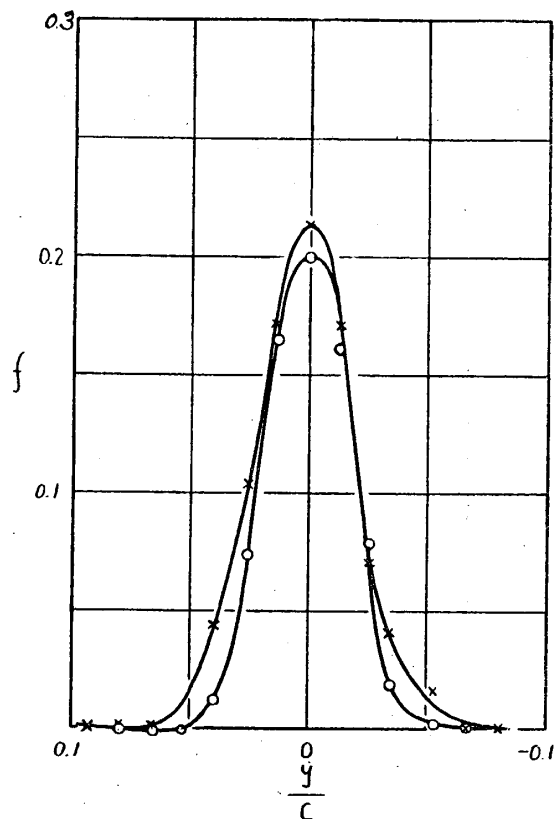
空氣の壓力と密度との間に斷熱變化の關係を假定し, 且氣體運動論より得られる粘性係數 μ と絶對溫度 T との關係

$$\frac{\mu}{\sqrt{T}} = \text{一定} \quad (3)$$

を用いるとレイノルズ数がマッハ数だけの函数として求められる。此の関係を本実験に就て



第2圖 f の分布曲線
N.A.C.A.-0009, $\alpha=0^\circ$,
—×— $M=0.497$
—○— $M=0.783$



第3圖 f の分布曲線
U.P.-0010, $\alpha=0^\circ$,
—×— $M=0.486$
—○— $M=0.781$

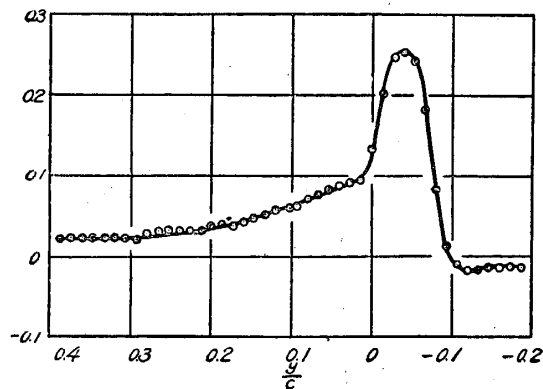
求めたものを第1圖に示す。

後流中の静圧と總壓とより計算して求めた(1)式の f の中二三の例を第2圖, 第3圖, 第4圖に示し, 第5圖には此 f を積分して求めた抵抗係数 C_x とマッハ数との関係を表す。 f の値は殆ど總ての場合実験範囲内で零に落付くが(第2圖, 第3圖参照), 第4圖の場合の様に大きな迎角を持ち且マッハ数も大きい場合には, 測壓管の作動範囲内(約40耗)では f が零に落着く處迄實驗が出来なかつた。此の場合には已むを得ず兩端を切つて積分を行ひ抵抗係数を求めたから實際の抵抗係数は更に大きな値をとる筈である。斯様な點は第5圖に於て?を附して區別して置いた。

§5. 實驗結果に對する考察

兩翼型に就て先づ迎角零度の場合を比較して見る。N.A.C.A.-0009 はマッハ数が増すにつれて抵抗係数が次第に大きくなり, 此の傾向はマッハ数が 0.7 を超すと漸く著しくなる。之に對して U.P.-0010 に於ては, 最初の間はマッハ数が増すに従つて抵抗係数が僅かながら減小し, 0.75 以上のマッハ数になつて稍々増大する傾向を見せてゐる。低速風洞に於ける實驗結

3) 果を調べると, U.P.-0010 はレイノルズ数が 10^6 を超すと層流剥離から亂流剥離へと移つて行つて急激に抵抗が減少することを知る. 第1圖から見られる如く, 本実験ではマッハ数が 0.6 附近で理論的に計算したレイノルズ数が 10^6 に達するから, 大體実験範囲が層流剥離より亂流剥離への過渡的部分をその中に含んでゐると考へることが出来る. 従つて此の範囲では翼の抗力はレイノルズ数とマッハ数と兩方の影響を受けて變化することになる. 斯う解釋

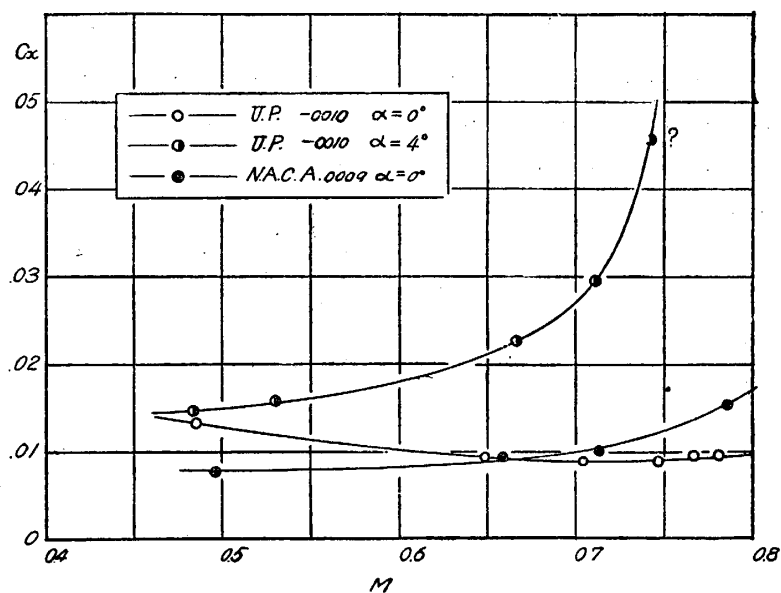


第4圖 f の分布曲線 U.P.-0010, $\alpha=4^\circ$, $M=0.742$

すれば実験結果をよく理解することか出来る. 本実験に於ける比較的小さなマッハ数の場合の抵抗係数は低速風洞の実験結果と割合よく一致してゐる.

U.P.-0010 は抵抗係数の曲線に餘り急激な變化の無い處から考へて, 迎角零度の場合に本実験の範囲内では衝撃波を發生してゐないと考へられる. 又 N.A.C.A.-0009 に於ても別

な理由から同様なことが推察出来る. それは, 本実験とは無關係に行はれた実験であるが, 矢張本風洞で高速氣流中にある翼型の表面に極く接近した部分を, 氣流に平行に靜壓管と總壓管とを移動させて各點の風速を求めて見た. N.A.C.A.-0012 に就て行つた此の実験結果を第6圖に示してあるが, 之をみると 0.8 に近いマッハ数に於て翼表面の風速が局部的音速に達してゐないし又衝撃波の様な不連續的現象も見られない. 従つて之と同系統の翼型で翼厚比の更に小さい N, A.C.A.-0009 は當然衝撃波を發生してゐない



第5圖 抵抗係数とマッハ数との關係

と考へられる. 衝撃波を生じないに不拘, マッハ数が大きくなるにつれて抵抗係数が徐々に増して行くといふ現象はすべての翼型に共通である様に思はれるが, 其の原因に就ては未だ判然としない.

U.P.-0010 の様に、大きなマッハ数に於てもなほ抵抗係数がレイノルズ数の影響に依つて變化するといふことは一面又マッハ数の影響が其程大きくないことを意味する。

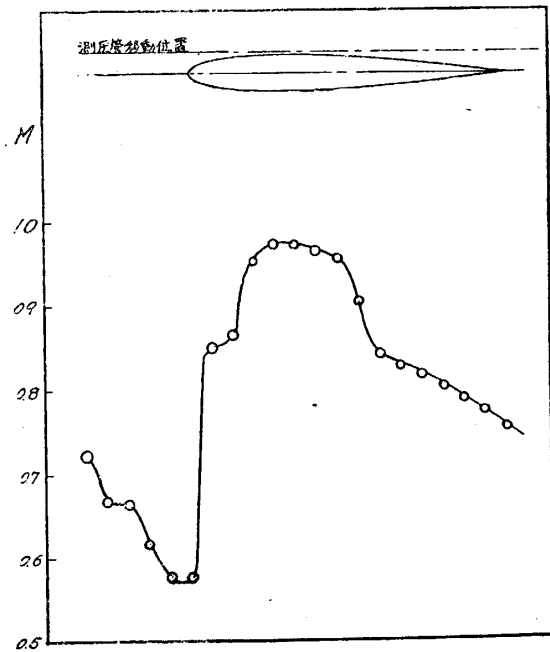
従つて U.P.-0010 は此點で N.A.C.A.-0009 より優れてゐる。此は大體翼面上の壓力分布が平らであると言ふ點に歸因するものであらう。

U.P.-0010 も迎角のある場合には最早一様な壓力分布を持たなくなるから、他の翼型に比して特に異なつた結果を示すことは無いであらうと言ふ豫想の下に迎角を4度にとつて實驗を行つたが、結果は豫想を裏切らず、マッハ数が0.7附近で抵抗係数が急激に増大し、且第4圖に示す如く後流の幅が非常に大きくなつて来る。之は明かに翼表面上に衝撃波が発生し、それに伴ふ剝離現象の爲に後流の幅が著しく増す事に原因すると思はれる。

§6. 結 論

以上述べた處に依つて、翼面上一様な壓力分布を有する（但低速の場合の計算に於て）翼型は衝撃波発生による壓縮性失速に對して有利であることが明かとなつた。此の様な翼型で且反りを有するものをプロペラ尖端附近に用ひればプロペラの性能を高めることが出来るであらう。

最後に、本風洞の天秤が完成し次第力の測定を行ひ本實驗の結果と比較する積りである。



第6圖 N.A.C.A.-0012の周りの風速分布
 $\alpha=0^\circ$ $M=0.759$