

No. 237.

(Published July, 1942.)

---

**Experimental Study on the Formation of Shock Waves.**

By

**Sandi KAWADA.**

Member of the Institute.

---

**Abstract.**

Two aerofoils of 4 cm chord were tested in 16×16 cm high speed wind tunnel. The upper and lower boundaries of the tunnel were removable, thus both closed- and open-type wind tunnel, were available for the experiment.

Especially in the closed-type tunnel very clear photographs of the shock waves were obtained.

Two different kinds of shock waves were observed. The principal shock wave is the one perpendicular to the flow and in passages this the velocity jumps from supersonic to subsonic state. The another is smaller oblique shock wave situated in front of the former. The velocity after this wave is still supersonic.

---

## 衝撃波の生成に関する実験

所 員 河 田 三 治

### 目 次

1. 緒 言
2. 実験装置及実験方法
3. 実験結果
4. 特種翼型に就いての実験
5. 結 言

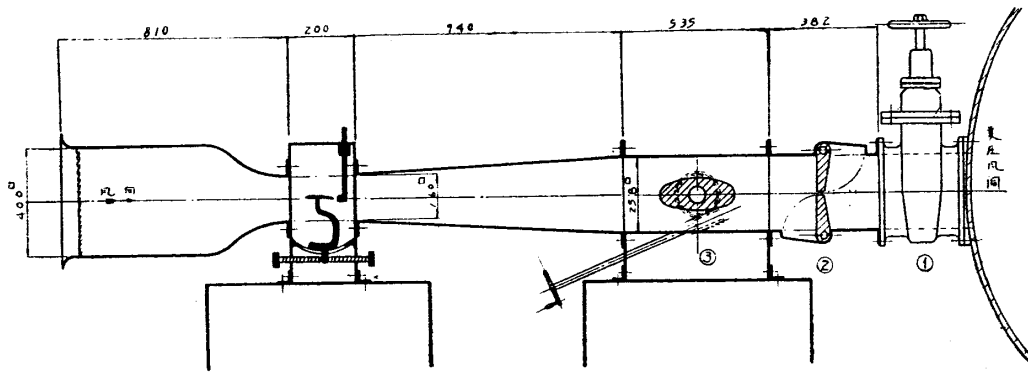
### 1. 緒 言

翼型の性能はマッハ数により左右され、殊に衝撃波が発生すれば、著しき變化を受け抗力は増加し、同時に揚力が減少することは著名の現象である。既に二三の此の衝撃波を伴ふ如き高速に於ける実験研究の發表されたものがあるが、衝撃波發生の様子は風洞により異り、且衝撃波のシュリーレン寫眞として示されてゐるものは意義不明にして且、明瞭なる寫眞は示されてゐない。

今回プロペラ部第 2 高速風洞にて NACA 4412 翼及特殊翼につき実験を行つたが、極めて明瞭な衝撃波の寫眞を得たので此處に報告する次第である。本風洞は幸に固定壁、自由壁の二様に變化出来るもので、兩様にして実験し且 NACA 4412 の外に特殊の翼型に就いても実験を行ひ、衝撃波の發生狀況は風洞の状態（固定壁か、自由壁）かによつて著しく異り、且つ翼型によつても非常な外見上の變化があつて、一般に適用出来る結論は尙多くの実験研究と共に理論的考察を加へねば達せられぬものと思はれることがわかつた。

### 2. 実験装置及実験方法

プロペラ部第 2 高速風洞は実験場所 16×16 呎の正方形、上下の壁は固定壁、もしくは自由壁の何れにも變えられる様になつてゐる。左右は常に平面硝子で此の硝子の間に翼型は壁から壁まで、二次元的に置かれてゐる。



第 1 圖 プロペラ部第 2 高速風洞

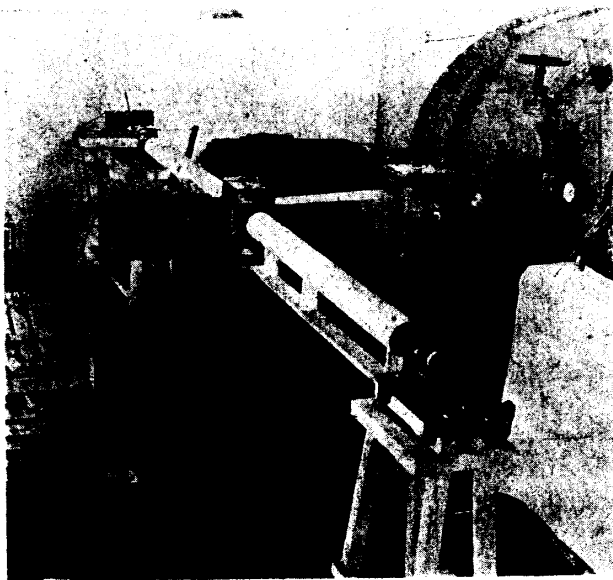
此の風洞は普通の弁①及急速開閉弁②を供へ、又③の楕圓形の柱を回轉することによつて擴散筒の面積を變えて、速度を最高マッハ數 0.9 附近から、0.2 附近まで任意に變化出来る。

風洞は總容量 300 立方メートルの變壓風洞に取り付けられ、風洞を減壓しておいて、急速開閉弁 2 を開いて、作動せしめる。風洞の減壓は 75 馬力の日立製の回轉真空ポンプ（最高真空度 720 耗水銀柱）によつて約 30 分にして 730 耗に減壓出来る。此の状態から開始すれば最高風速にて一定風速を保つ時間は約 16 秒であつて、短い様ではあるが、十分に目的に應ぜられる。今回の實驗に於ては大抵 500~600 耗の真空度に於て弁を開き 250 耗まで下つたときに弁を閉ち、次に又 500~600 耗に

昇るを待つて實驗を繰り返す。待つ時間は凡そ 5 分位である。

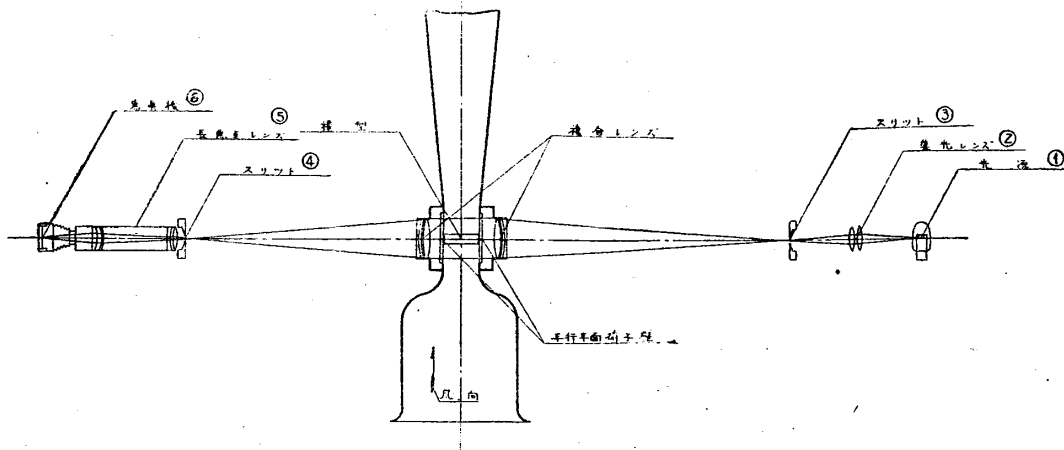
實驗に使用した翼型は弦 40 耗、幅 160 耗のもので、眞鑄製で、表面は特殊翼は完全に滑か、又 NACA 4412 翼は一度、表面に 0.5 耗の深さの溝を掘り後これをワックスで埋めて出来るだけ滑かにしたものである。

此の風洞はシュリーレン専門の風洞であつて、第 2 圖の一般情況に見る如く、風洞の窓は直徑 150 耗、焦點距離約



第 2 圖 風洞一般圖

2250 耗の 2 個のレンズで出来てゐる。



第 3 圖 シュリーレン装置

レンズの一方の焦点にスリットをおき、第 3 圖に於て 1000 ワツトの映寫機電球 ① を光源とし集光レンズ ② によりスリット ③ に光を集める。他方のレンズ焦点にはシュリーレン遮像片 ④ をおき、次に望遠レンズ ⑤ によりライカ寫真器 ⑥ にシュリーレン像を結ばせる。氣流は平行光線中にあつて、翼型の如き二次元物體のまわりの流れの研究に適してゐるわけである。シュリーレン寫真を撮ると同時に平均總壓管を翼の直後において、總壓の損失係數、

$$\frac{\Delta H}{H}$$

をシュリーレン寫真と同時に測定した。

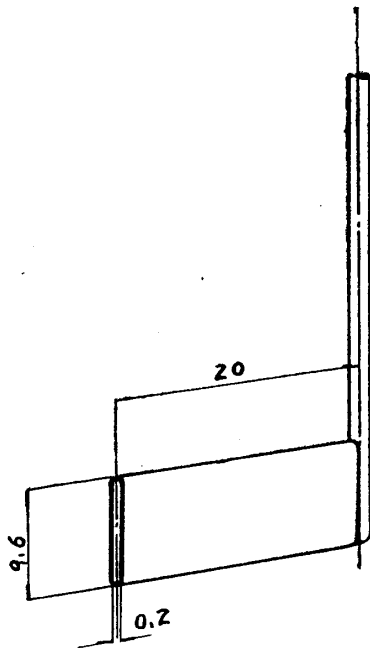
但し  $H =$  大氣壓で氣流の損失ない場合の總壓に殆んど等しい。

$\Delta H =$  平均總壓管に表はれる損失。

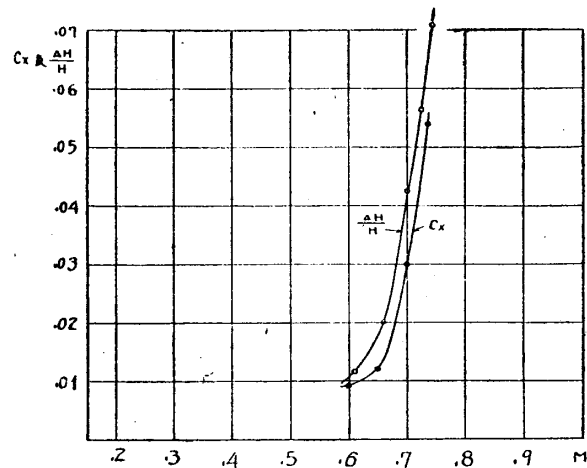
平均總壓管は第 4 圖に示す如きものであるが、迎角の大きな場合には小さすぎて翼の後方の總壓の損失を全部表はすことが出来なかつた。併し損失の變化する傾向は十分に読み取ることが出来た。

總壓の損失と翼型の抗力とは密接な關係があつて、プロペラ部第 I 高速風洞に於て且つて著者が行つた實驗から NACA 4412 翼型に就き迎角 0 度の場合、今回の平均總壓管の測定し得る範圍の平均總壓の損失係數と抵抗係數との關係を求めて見ると第 5 圖の様になつてゐる。<sup>(1)</sup>

(1) 河田三治、藤井正一、高速流中に於ける翼型の抵抗、航研報、第 214 號、昭和 16 年 9 月



第 4 圖 干均總壓管



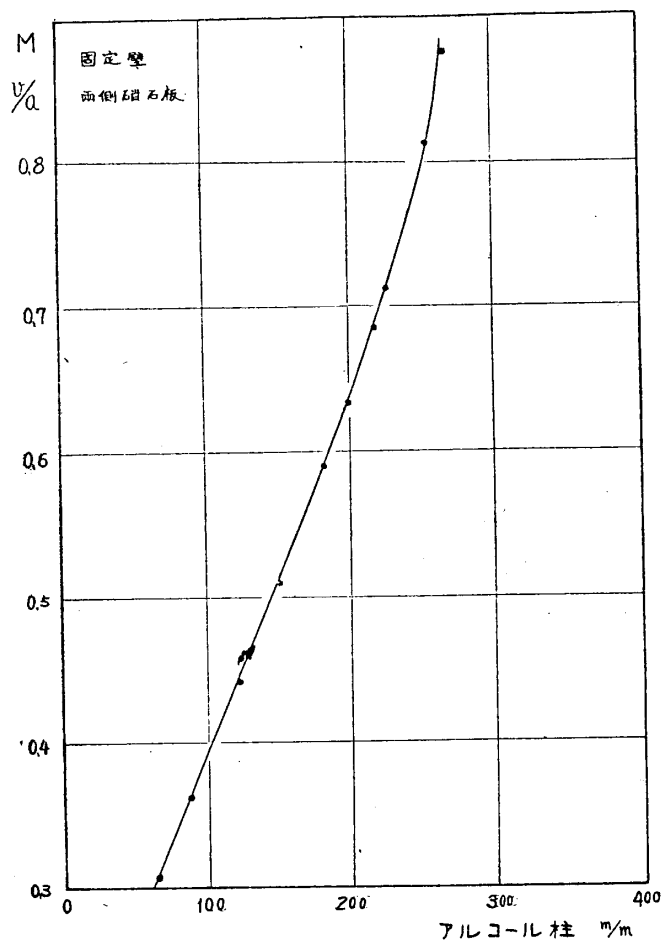
第 5 圖 總壓損失係數と抗力係數との關係

第 1 風洞と第 2 風洞とは大きさ、翼の型式及風洞と模型との相互の大きさが異なる爲、當然、抗力係數の増加し初めるマッハ數は同じ翼型に對しても同一ではない。これは所謂風洞効果によるものであるが、損失係數と抗力係數の平行性は認めることが出来る。此の方法に依つて衝撃波の發生と抵抗係數の増加の問題を關係づけることが出来た。

速度の決定は他所の風洞に採用される方法と同じものを取つた。即ち固定壁の場合は翼模型をはづし、その位置にピトー管をおき、又風洞の集合筒のうちに同じくピトー管をおき、風洞を運轉してその兩者の關係を求めた。第 6 圖がその一例である。

模型を置いた場合には集合筒のピトー管の読みより、此の關係を使用して、模型の位置の風速とした。大抵の高速風洞は此の方法を以て速度を定めてゐるが、實はこれは、風洞實驗の場合の風速の定義であつて、大氣中を同じ風速で飛行する場合同じ流動現象が行はれるものとは限らない。これが所謂風洞効果の一つで、衝撃波を生じてゐる場合には殊に甚しい。

自由壁の場合には氣流の貫き流れる室の壓力を測定し、空氣は大氣壓から此の氣壓迄斷熱的に變化するものと考へ次の式で計算した。



第 6 圖 風 速 の 決 定

$$M^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left[ \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right]$$

此處に

$M$  = 氣流のマッハ數

$p$  = 測定室の壓力

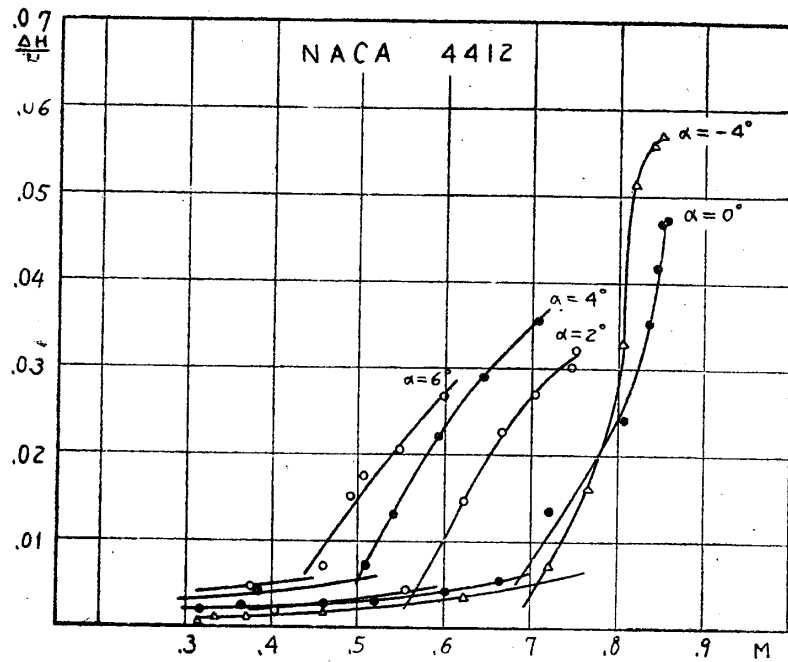
$p_0$  = 大氣壓、即速度 0 のときの壓力

$\gamma$  = 比熱の比で 1.4

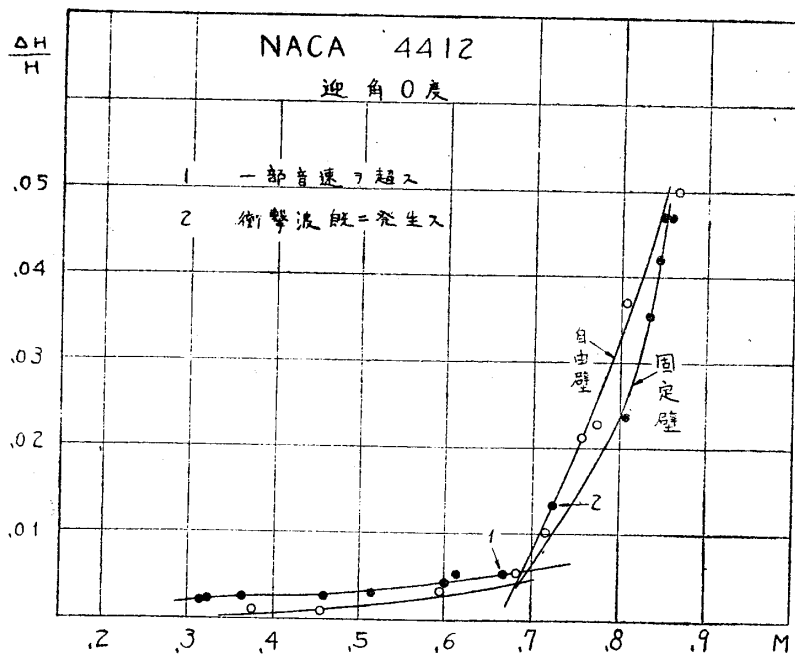
これも亦自由壁の場合は斯くの如くにして速度を定めたとの定義にすぎない。

### 3. 實 驗 結 果

1. NACA 4412 の總壓損失のマッハ數による變化は第 7~8 圖に示す。迎角の



第 7 圖



第 8 圖

大きい時は平均總壓管の長さが不十分の爲、寫眞より見てもわかる通り、總壓管が後流の一部にしか入つてゐない。これが爲に總壓の損失が迎角の小さい時ほどマッハ數が増しても増加しないのである。

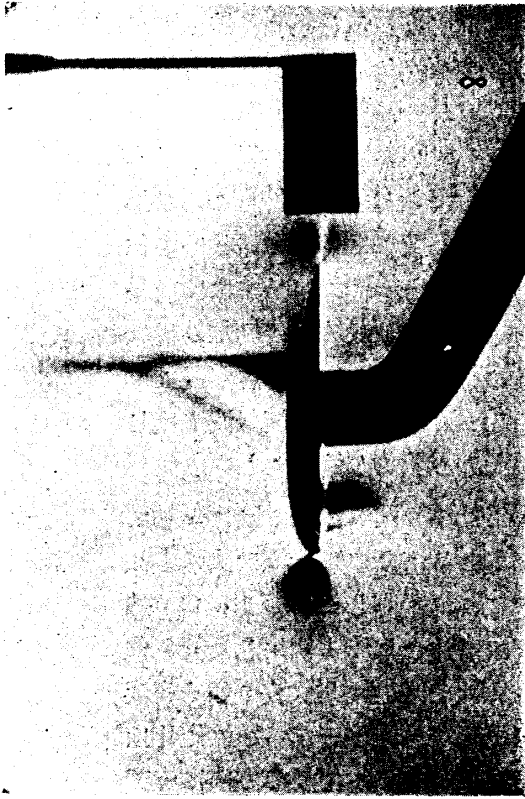
自由壁の場合は迎角 0 度の場合のみ行つたので、第 8 圖に固定壁の場合と並べて示しておいた。總壓損失の増加の様子は何れの場合も大差がない。併しこの結果から直ちに自由壁の場合でも、固定壁の場合でも、マッハ數による抗力係數の變化が同じである、殊に衝撃波を起して後の變化が同一であるとの結論を下すには尙早い。後にも述べる通り、總壓の損失の増加即ち抗力係數の増加は流れの剝離の爲に依る様で、總壓損失曲線は圖に見る如く、マッハ數の小さい場合に限界層が段々厚くなつて少しづつ損失が増す曲線部分と、剝離を起し、更にその上に衝撃波も生じて損失が急に増加する曲線部分の 2 つより成るものと考へた方が適當らしい。

2. NACA 4412 の各速度に於けるシュリーレン寫眞は第 9 圖～第 33 圖に示しておいた。シュリーレン寫眞の撮り方には種々の方法があるが此の実験では次の方法によつた。光原のスリットは縦及横の 2 種に變え、これに對應してシュリーレン遮像片 4 (これは細隙にも亦單に一方だけの像に平行な單片としても使用した) を像に並行なる様に調正した。此等の場合に應じて寫眞には

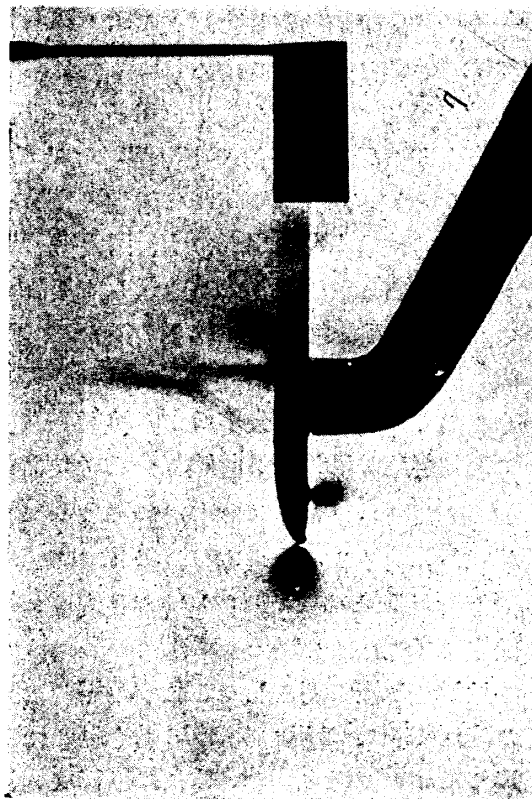
1. 衝撃波の如く密度の流れに沿ふて増加する時に黒く現はれる場合、之を便宜上 A 種とする。遮像片は縦の單片を使用す。
2. 流れに平行に上から下へ又は下から上へ何れの方にも密度の變化があつたときに黒くなる場合、遮像片は横の細隙を使用する。之れを B 種とす。
3. 上の場合と同じく只遮像片として單片を使用する爲に上から下、若しくは下から上何れかの變化のみ黒く、他は地より白く現はれる場合、これを C 種とする。

例へば第 II 圖は迎角 0 度、マッハ數 0.833 固定壁の場合で A の場合であつて、流れの方向に壓縮されつゝあるところが黒く現はれてゐる。翼の先端の黒い所は、岐點の前、流速減少し従つて壓縮されつゝあるところ、翼上面の翼に略直角な黒線は衝撃波で速度は急に下り、従つて密度の急に増加するので黒く現はれてゐる。その前方の斜めの縞は翼表面の僅かの凹凸より發生するマッハ波を示し、勿論此の部分は音速以上の流速で衝撃波を通して急激に音速以下に下り、その後は音速以下でマッハ波は現はれない。翼下面にも弱い衝撃波が現はれてゐるらしい。此の場合には上下方向の密度變化は現はれないから、後流と一般流との境ははつきりしないものの、翼の最も厚い場所にて氣流の剝離を起してゐることがわかる。第 9 圖はマッハ數 0.852 の場合の同じ場合の流れを B の場合で撮影したもので、上下の密度變化が現はれるため、後流の領域がはつきり現はれてゐる。この場合には音速以上の部分から發生するマッハ波も亦極めて明瞭に見られる。次に第 22 圖を見るとマッ

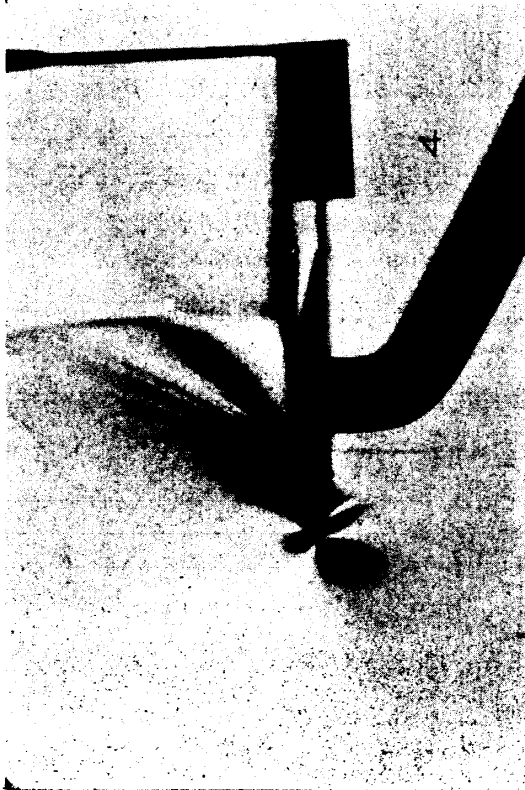




第 11 圖 閉 風 洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .833$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 10.72$



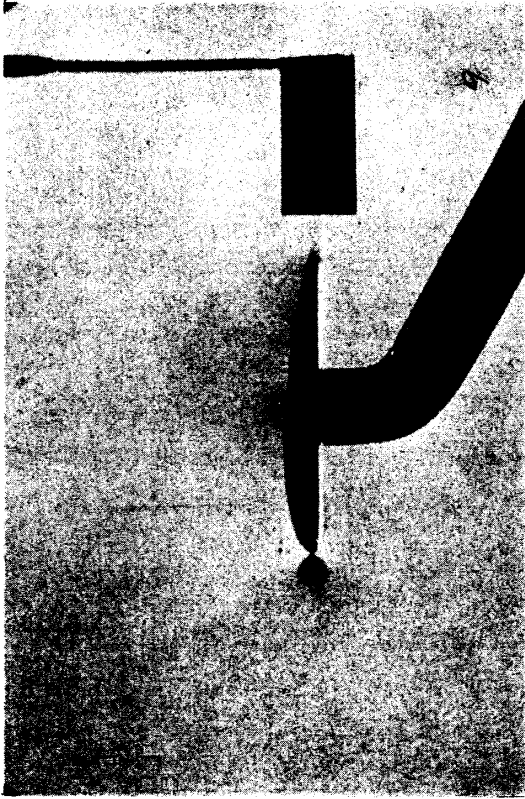
第 12 圖 閉 風 洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .806$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 7.21$



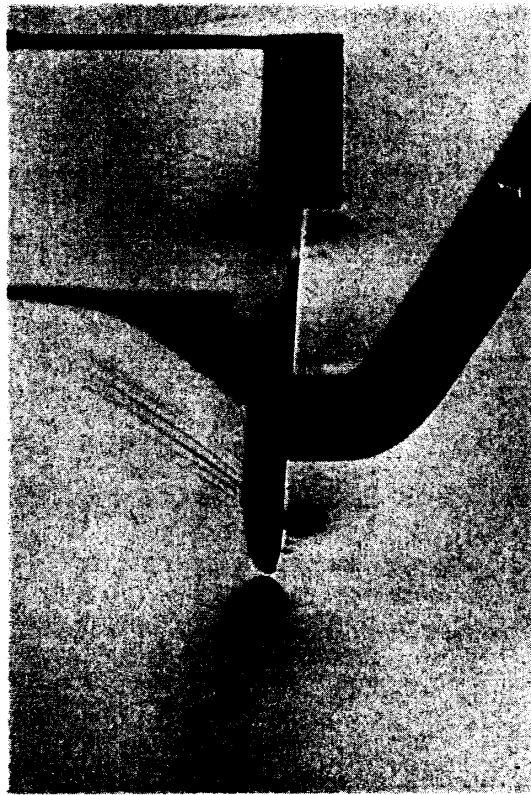
第 9 圖 閉 風 洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .852$   
スリット B  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 13.75$



第 10 圖 閉 風 洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .844$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 12.65$



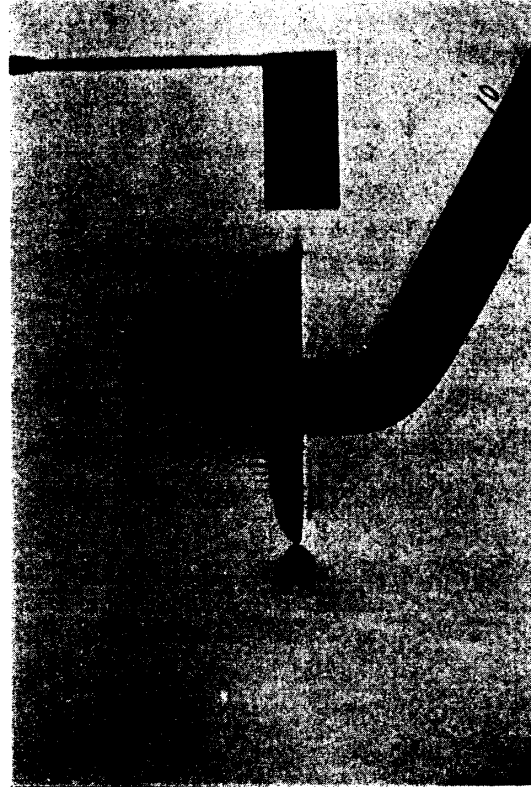
第15圖 閉風洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .612$   
スリットA  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 1.57$



第16圖 閉風洞  $\alpha = 2^\circ$   $M = .747$   
スリットA  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 11.93$



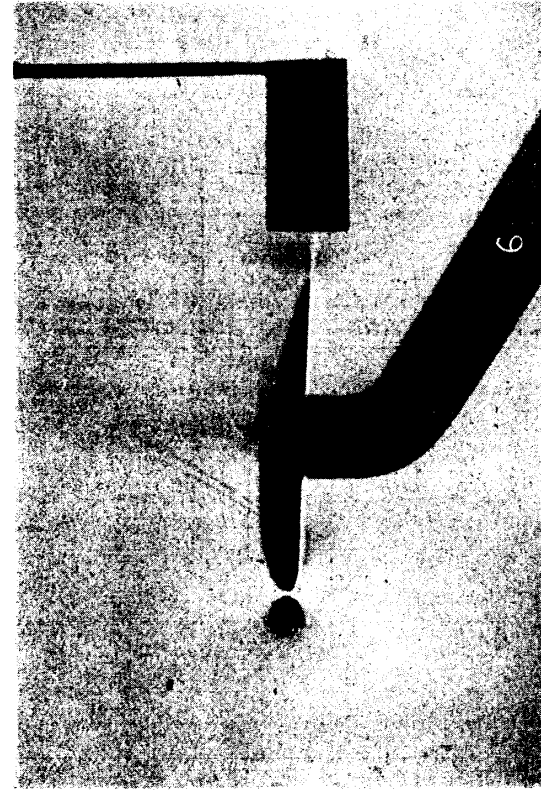
第13圖 閉風洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .723$   
スリットA  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 4.12$



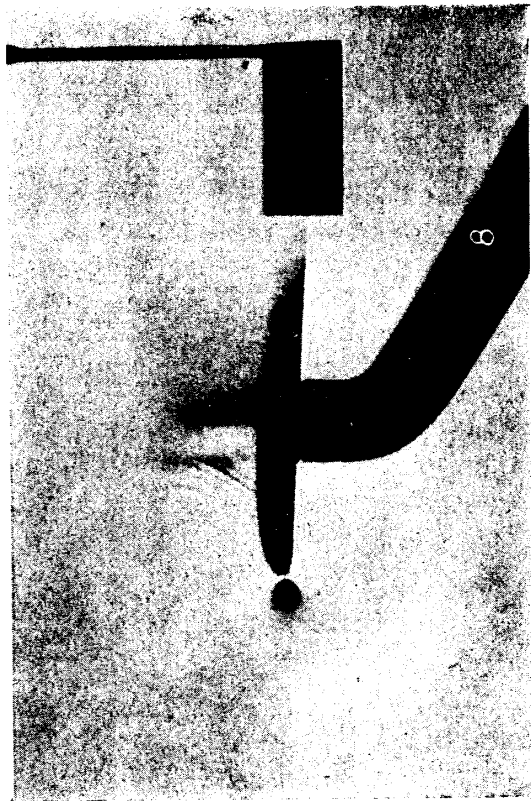
第14圖 閉風洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .668$   
スリットA  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 1.51$



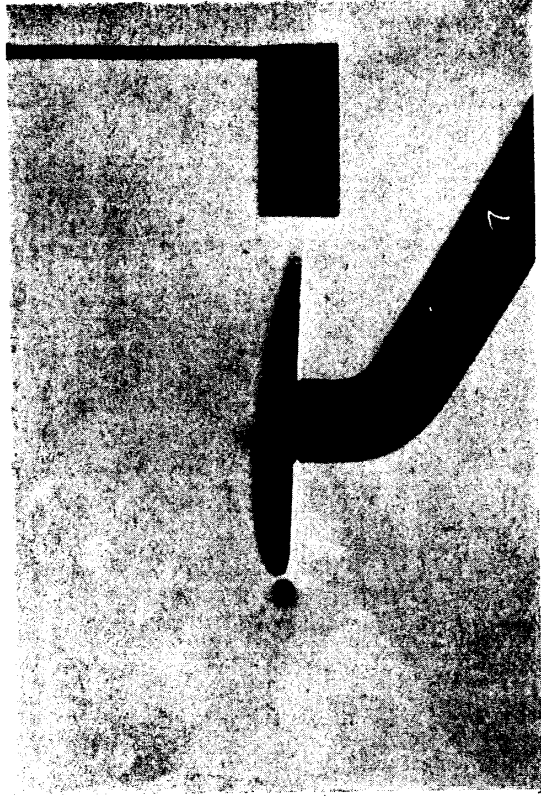
第17圖 閉風洞  $\alpha = 2^\circ$   $M = .751$   
スリット B  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 12.90$



第18圖 閉風洞  $\alpha = 2^\circ$   $M = .702$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 10.76$

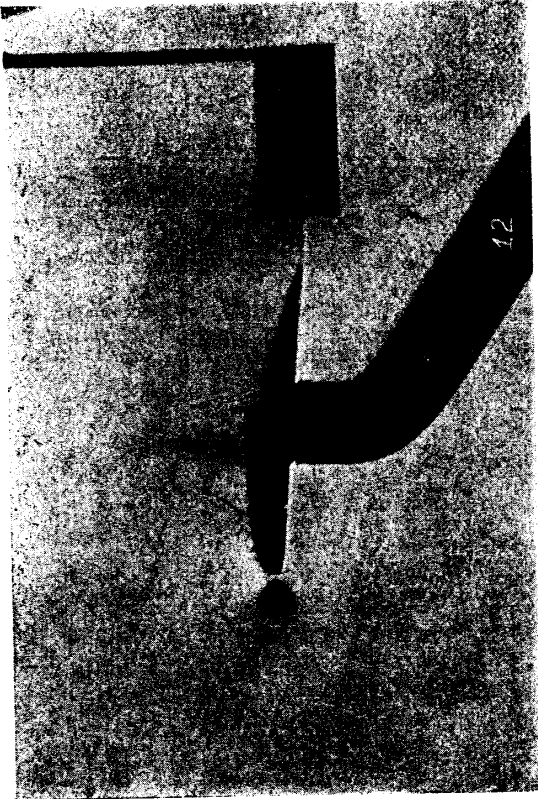


第19圖 閉風洞  $\alpha = 2^\circ$   $M = .622$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 5.78$



第20圖 閉風洞  $\alpha = 2^\circ$   $M = .554$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 1.70$





第23圖 閉風洞  $\alpha = 4^\circ$   $M = .694$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 4.32$



第24圖 閉風洞  $\alpha = 4^\circ$   $M = .564$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 1.86$



第21圖 閉風洞  $\alpha = 4^\circ$   $M = .741$   
スリット B  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 5.43$



第22圖 閉風洞  $\alpha = 4^\circ$   $M = .710$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 5.12$



第 27 圖 閉 風 洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .860$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 32.87$



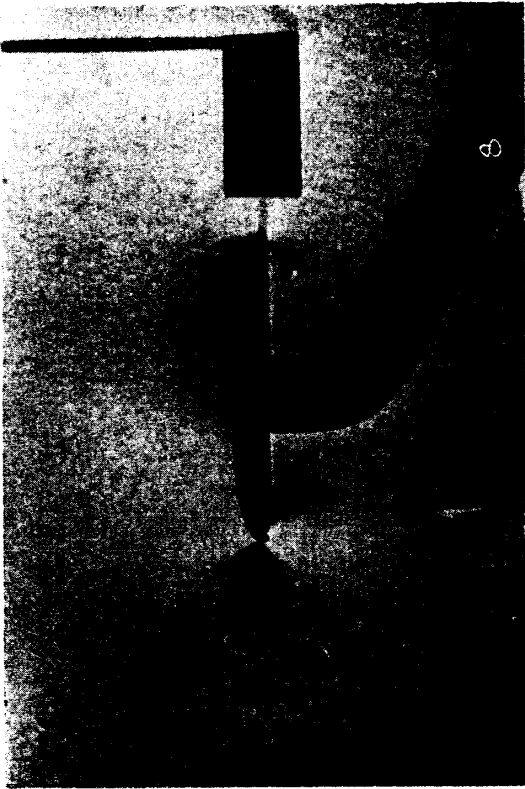
第 28 圖 閉 風 洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .842$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 33.33$



第 25 圖 閉 風 洞  $\alpha = 6^\circ$   $M = .693$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 1.92$



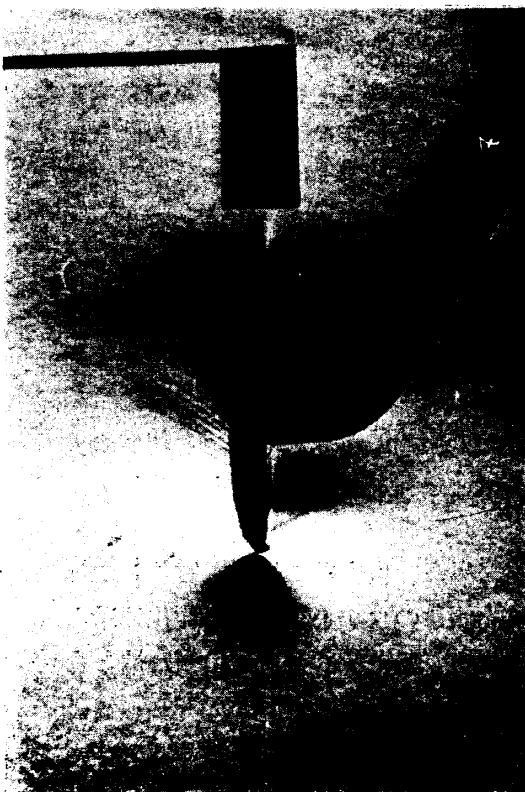
第 26 圖 閉 風 洞  $\alpha = -4^\circ$   $M = .848$   
スリット A  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 22.77$



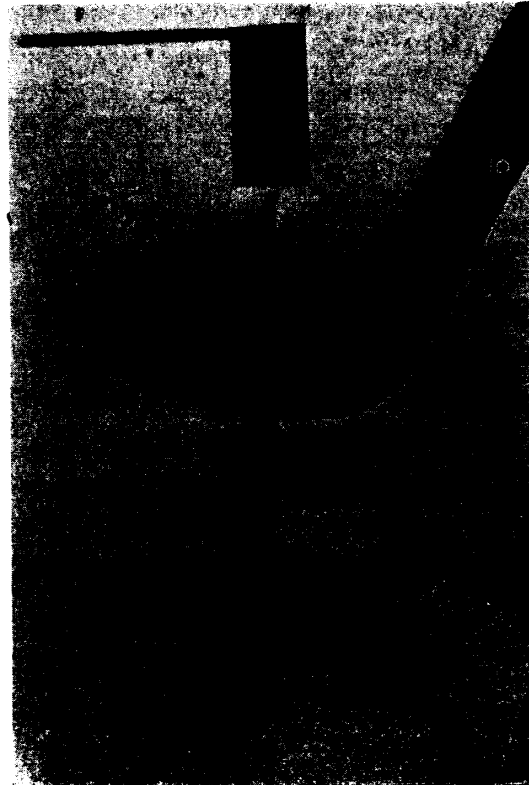
第31圖 開風洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .683$   
スリットA  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 3.60$



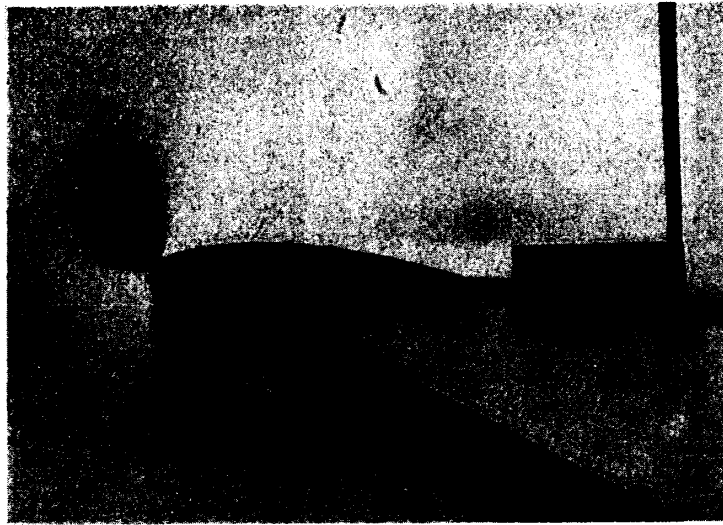
第32圖 開風洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .869$   
スリットA  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 19.86$



第29圖 開風洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .818$   
スリットA  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 24.42$



第30圖 開風洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .768$   
スリットA  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 15.13$

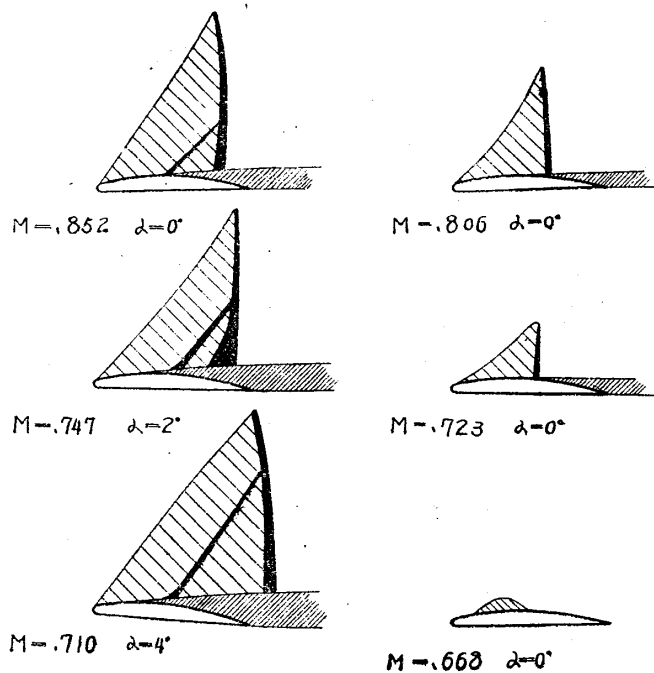


第 33 圖 開 風 洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .800$   
スリット C  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 14.02$

ハ数 0.710 迎角 4 度における A の場合、第 21 圖は同じくマッハ数 0.741 の同じ迎角に對する B の場合であるが、これらに於て注目すべきは衝撃波が翼の輪郭を離れて後流から發生してゐることである。後流中の速度は音速以下であるから衝撃波は此の中には及んでゐない。此の現象は風洞實驗で現はれる現象で、大氣中を飛行する場合も斯くなるかどうかは何とも言えない。風洞實驗には、風洞効果なる現象が伴ひ、これが流れの模様を殊に衝撃波を作ふ場合は著しく變えて、風洞特有の流れに變えてしまつてゐるから注意せねばならない。次に興味ある問題は何時衝撃波が發生し初めるかの點である。

これは以前は翼の上面に音速を起す部分が生ずると同時に發生するものと考へたものであるが、最近は必ずしもそうでなく、寧ろそれからしばらくたつて發生するとの意見が多い。今回の實驗からははつきりした結論は出せなかつたが、第 10 圖に見る如く一部分が音速を超えマッハ波が現はれると、抵抗は増加し初める様である。抵抗の増加するのは流れの早期剝離によるので、この剝離は部分的に音速を起すと起る様で衝撃波は剝離した爲に生ずるもので、衝撃波が原因で剝離を起すのではないらしい。第 22 圖の寫真に於ては實際衝撃波は翼を離れて後流から生じてゐる。この點後者の意見が正しい様である。

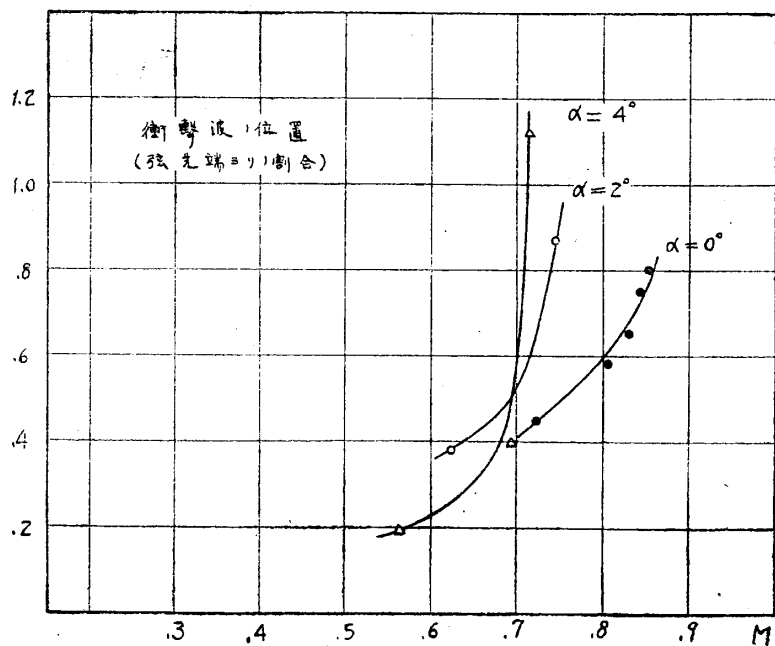
3. 固定壁と自由壁との比較の爲に、迎角 0 度の場合、自由壁の場合を實驗してみた。此の場合、總壓の損失係數、従つて多分抗力係數のマッハ数による變化は殆んど相異がないらしいが、流れの模様は甚だしく相異してゐる。自由壁の場合はどう



第 34 圖 NACA 4412 における衝撃波

しても衝撃波が寫眞に撮れなかつた。しかし音速を部分的に超すと氣流の早期剝離は起してゐる。これが爲に總壓の損失は固定壁の場合と變りがないのである。衝撃波は甚だ弱いもので、且後方に傾いてゐる様である。第 27~32 圖の A の場合の寫眞には衝撃波は殆んど現はれてゐないが、第 33 圖の C の場合の寫眞には不明瞭ながら見られる。

以上の寫眞から、代表的の衝撃波を圖示すれば第 34 圖の如きものとなる。



第 35 圖

又寫眞から衝撃波の位置を前縁からの距離を翼弦の割合で示すと第 35 圖の如き結果を得る。何れの迎え角に於ても衝撃波は速度が増すと後方に退くのである。

筆者の考へるところでは本實驗の最高速度は見かけの上から

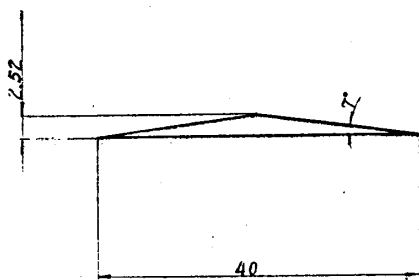
- (1) 第 32 圖は表面に溝を切つた場合で、此處からマッハ波が発生してゐる。
- (2) 斜線にて陰影を施した部分は音速以上の部分、斜の黒線は斜衝撃波である。



は音速以下であるが、大気中の運動の場合に翻譯するとマッハ数  $I$  を少し超したときの流れに寧ろ近いものではないかと思はれる。只音速以上の場合に現はれる筈の翼前方の衝撃波が風洞実験では現はれないだけと思ふ。

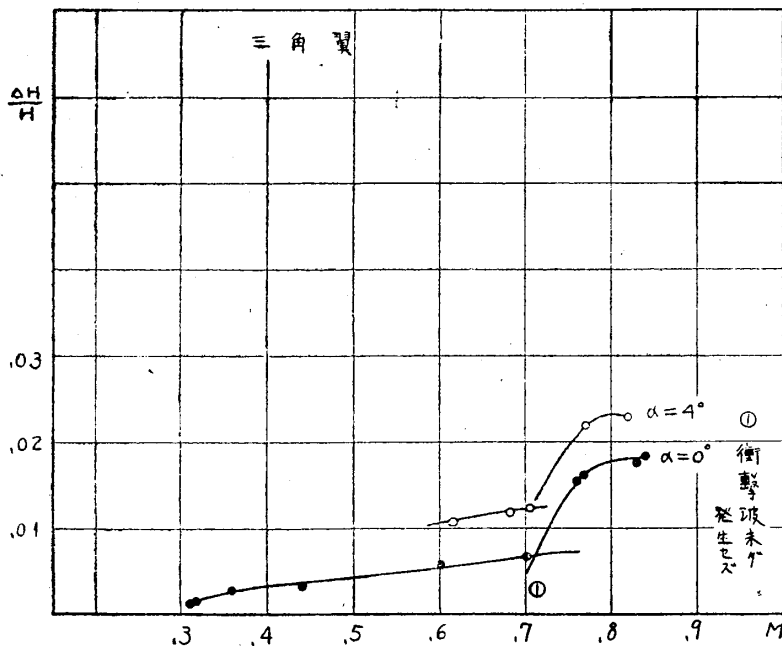
即ち風洞実験に於ては衝撃波を生じてから後は、風洞特有の流れであつて、同じマッハ数の大気中の流れとは同じでない。従つて音速に近い高速の物體の抵抗、揚力の値は到底風洞では得られないこととなる。これが筆者の提唱する高速に於ける風洞効果である。音速以上でマッハ数  $I$  に近い実験を行ふ場合も同様で、風洞中に物體を入れればもはや、流れは根本的に變つてしまう。これも風洞効果である。

#### 4. 特種翼型に就いての実験



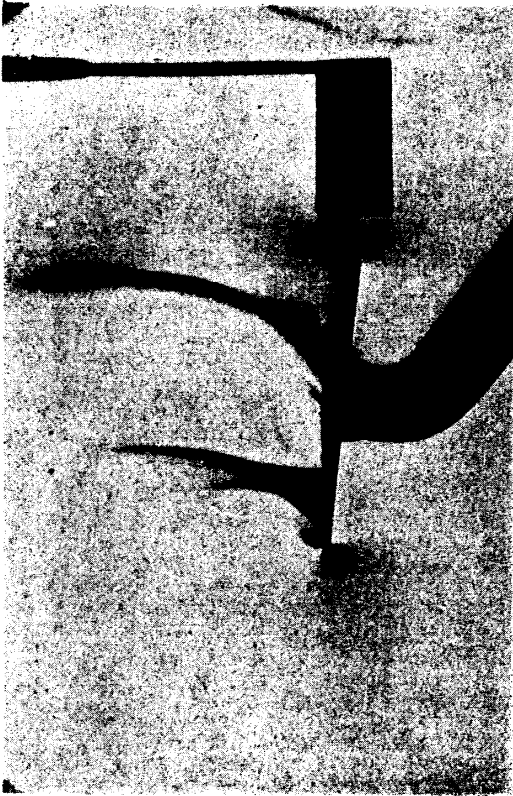
第 36 圖

衝撃波發生の機構を尙よく驗べる爲に第36圖に示す如き三角形断面を有する簡単な翼型に就いて実験を繰り返してみた。実験は固定壁と自由壁の二通りに就いて行つたのではあるが、固定壁の場合のみを論ずる事とする。第37圖は總壓損失とマッハ数との關係を示すもので、第38~45圖の寫



第 37 圖

眞はシュリーレン寫眞を示す。此の翼では迎角  $0^\circ$  の場合は上面の壁との間の路は末細、末廣の通路の形式をとり、十分に風速を上げれば衝撃波は後半の末廣の部分に現はる可きもので、第38圖に見る如く實際にも左様である。



第40圖 閉風洞  $\alpha = 4^\circ$   $M = .810$   
スリットA



第41圖 閉風洞  $\alpha = 4^\circ$   $M = .772$   
スリットA



第38圖 閉風洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .822$   
スリットA  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 4.39$



第39圖 閉風洞  $\alpha = 0^\circ$   $M = .766$   
スリットA  $\frac{\Delta H}{\Delta H_{M=0.5}} = 4.06$



第44圖 閉風洞  $\alpha = 15^\circ$   $M = 7.24$   
スリット A



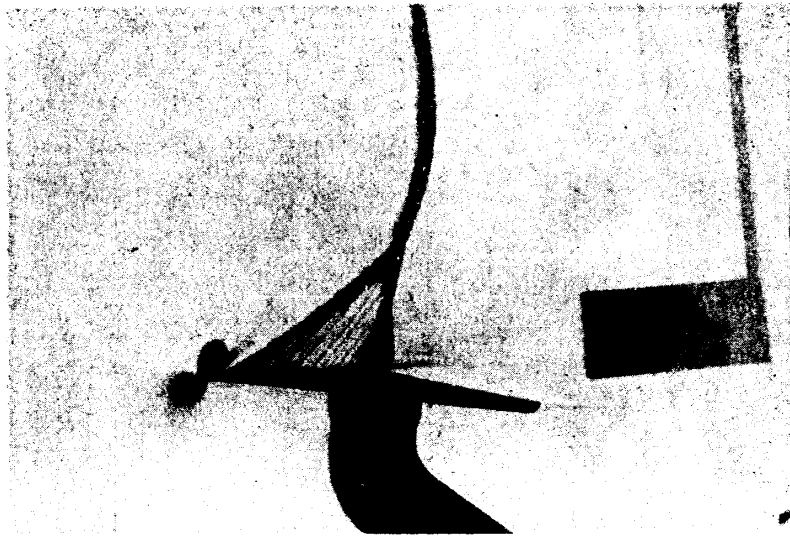
第45圖 閉風洞  $\alpha = 15^\circ$   $M = 7.24$   
スリット B



第42圖 閉風洞  $\alpha = 7^\circ$   $M = 7.94$   
スリット A



第43圖 閉風洞  $\alpha = 7^\circ$   $M = 7.42$   
スリット A



第 46 圖  $\alpha = 8^\circ$   $M = 0.774$   
表面溝付、斜衝撃波明瞭に現はる

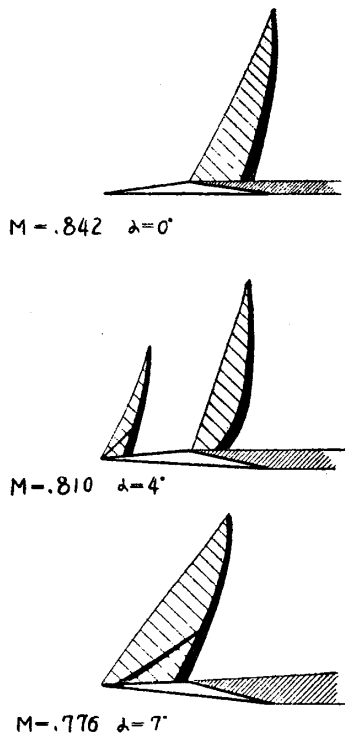
迎角 4 度の場合には之に反して前半で既に音速以上に達し前半で一度衝撃波を生じて一旦音速以下となり、更に後半にて再び音速以上となり衝撃波を生じてゐる。

第 40 圖及第 41 圖が此の時の模様を示す。迎へ角を更に増して 7 度とすると衝撃波は一本となつて、速度の小さいときは翼の前半（第 43 圖）大きいときは翼の後方に後流（第 42 圖）から発生してゐて、NACA 4412 の場合の大きな迎角の場合と同じになる。第 42 圖の前方の斜めの線は翼前端附近及中央の面から生ずる斜の衝撃波と見る可きである。<sup>(1)</sup>

更に迎角を増して 15 度とすると第 44 圖及第 45 圖に示す如く、不連続運動となつてしまう。衝撃波は此時も尙発生してゐる。斯の如き衝撃波は風洞効果を考へに入れねば到底考へられぬものである。

(1) 第 46 圖の寫眞は  $M=0.774$ ,  $\alpha=8^\circ$  の場合のシュリーレン寫眞である。此の場合は翼の表面に溝を切つておき、且、衝撃波を明瞭ならしめる爲、マグネシウムの電極間に強大なる電気火花（電壓 1,0000）を一個飛ばせて撮影したものである。これより見ると例へば第 42 圖、第 43 圖の前方の斜の線は、斜の衝撃波であつて、音速以上にて運動してゐる砲丸などの前端に生ずるものと似てゐることがわかる。斜波の上方の領域はその後方に直立衝撃波があるから、こゝも亦音速以上である。マッハ波の見える三角領域は、斜波の上部の領域より速度は遅い様で、直立衝撃波は斜波との交叉點で折れてゐるのは此の爲と思はれる。

一般の翼型でも此の斜波による三角領域は存在する様で、例へば第 10 圖、第 16 圖には小さいながら現はれてゐる。第 34 圖及第 46 圖には此の斜波をも書き加えておいた。



第 46 圖

二本の衝撃波が場合によつて発生し得ることは注目すべき事で、一般翼型は無限多角形と考へてよいのであるから、翼の前方に無限数の衝撃波があり最後に比較的強いものが発生すると考へて差支へない。無限に弱い衝撃波はマッハ波に外ならない。これは前に挙げた寫眞によく見られるところである。此等のマッハ波のうち或者が表面の状況によつて他より比較的強くなることが考へられる。斯る場合に三角翼の場合の如く、二本の衝撃波又はそれ以上のものも現はれることは可能である筈である。

或る風洞では一本の衝撃波現はれ他では二本現はれる様なことがあるが、これは情況如何によつて起るので何れも正しきものと考へねばならぬ。同時に實際に空間を高速に飛行してゐる場合には如何になるかは風洞實驗のみから輕々しく判断は困難であることを銘記せねばならない。

## 5. 結 言

斯の如く衝撃波を伴ふ流れは複雑怪奇であつて簡単に真相が掴めない。此の領域に於ては數學的解析は全く無力であり、又實驗的には風洞効果、其他のものが加はつて仲々分析が困難である。吾人の求める實用的興味は實際の飛行中に於ける現象であるが、高速に於ては此の實驗に見る如き衝撃波が現はれるや否や、又、抗力係數、揚力係數は如何に變化すべきかである。音速附近に於ては風洞實驗は抗力係數を過大に揚力係數を過小に見る傾向があることは確と思ふ。此の時の翼の性能はプロペラの設計にあつては特に必要である筆者等の行つた豫備的實驗によれば高速プロペラの性能は翼の高速に於ける性能を基として理論的に求めたものと大分異なる様である。これは風洞實驗結果の實際と異なる爲であるらしい。筆者は高速に於ける翼の性能を引續き種々の實驗方法によつて驗べつゝあるのであるが中間報告としてその一部を未完成のまゝ發表した次第である。

シュリーレン寫眞撮影に當り、努力せられた、春名雇員に深く感謝し又實驗裝置全般の設計製作に當つた廣岡技手に感謝の意を表するものである。