

亞音速流中に置かれた翼型の
壓力分布に就て (干涉計による測定)

Measurement of the Pressure Distribution of the
Aerofoil in the Sub-Sonic Flow by Mach-Zehnder
Interferometer, *H. Tamaki.*

所 員 玉 木 章 夫

目 次

1. 序 言.....	439
2. 實驗装置及び方法.....	440
3. 實驗結果.....	441
4. 結 言.....	447

1. 序 言

先に Mach-Zehnder 干涉計によるラヴァール管内の超音速流の測定に就て本所報告に發表されてゐるが、⁽¹⁾ 其の結果によれば矩形断面の風洞に於て流れが二次元的であると假定して干涉計を用ひて求めた流れの靜壓は直接の靜壓測定値と良く一致する。そこで之と全く同じ方法で亞音速流中に置かれた翼型の壓力分布を測定し、壓力係數の比速による變化、衝撃波の機構等を調べる事とした。N.A.C.A. 0012 翼型に就て干涉縞の寫眞から壓力分布を求めた結果は多田、尾崎兩氏⁽²⁾の 0015 に關する測定値と略々一致した性質を示す。僅かに弦長 27 mm の小模型によつても壓力分布が求められる上、寫眞から直接に流れの構造を觀察することが出来るので音速附近に於ける諸現象の解釋には頗る好都合である。

(1) 深津了藏, 玉木章夫, 西川正治郎, 「Mach-Zehnder 干涉計による高速氣流の測定」航研報告 No. 272, 昭和 18 年。

(2) 多田政忠, 尾崎行雄, 海軍航空技術廠報告第 2882 號, 昭和 15 年

2. 実験装置及び方法

風洞は前報告に示したと同様の真空槽吸込式の高速風洞で唯測定筒は亜音速流を得る爲に單に絞りの後に断面 64×45 mm の平行部分を置いたもので、其の下流（擴散筒の入口）は構造上急に 60.2×45 mm に絞られてゐる。

模型は N.A.C.A. 0012 翼型（弦長 27 mm, 最大厚 3.24 mm）で眞鍮製である。之を二本の流線形支柱（厚 1 mm）を翼の下面に鑲付けする事によつて支へた。（寫眞 1.）翼幅は風路幅と同じく 45 mm である。迎角の變更は支柱を壁に取付ける角度を一々變へる方法によつた。



寫眞 1. 翼の取付方法

干渉計は硝子板の大きさ 12×12 cm の Mach-Zehnder 型である。其の構造、調節及び縞の解析等は前報告に詳述されてゐるからこゝには單に壓力分布を算出するのに必要な式のみを示す。

- ε , 任意の一點に於ける干渉縞の靜止状態の位置よりの變位（靜止状態の縞の本數で表す）。
- n, ρ, p , 其の點の屈折率, 密度, 壓力。
- n_0, ρ_0, p_0 , 靜止状態の " , " , " 。
- λ_v , 使用光の眞空中の光波長（水銀燈の綠色光 5462 \AA ）。
- L , 光線方向の氣流幅（= 45 mm）。

とする時,

$$\varepsilon = \frac{n_0 - n}{\lambda_v} \cdot L.$$

$$\frac{n-1}{\rho} = \text{const.}^*$$

* 0° C , 760 mm Hg に於て $n-1 = 293 \times 10^{-6}$

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^k = \left(1 - \frac{\rho_0 - \rho}{\rho_0} \right)^k \quad (k=1.4)$$

此の三式から、静止状態の温度、壓力（之より ρ_0 を求む）及び ε の測定から p/p_0 を計算する事が出来る。

風速の調節には測定筒の下流の絞りを變へればよいが、こゝでは更に簡略に次の方法によつた。即ち最初約 -500 mm Hg に排氣された槽内に空氣が吸込まれて槽内の壓力が或値に達すれば風洞の氣流速度は連続的に減少し始め遂に静止状態に達するので、其の間を利用して干涉縞を活動寫眞に撮影した。従つて嚴密には氣流は減速されつゝある状態であるが近似的に寫眞の各齣に於て定常流であると考へた。この様な方法によると、主流速度を決めるのに水銀 U 字管では時間的後れがあつて使用出来ないから、風洞の中心軸上で翼の前縁から約1弦長だけ上流の縞から壓力を求める方法によつた。比速 M は次式で計算される。

$$M = \frac{u_1}{a_1} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{p_0}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

最高風速に對しては定常状態が比較的長く續くので水銀 U 字管を用ひて上流の壁壓を測る事が出来るが、之と干涉縞による其の點の壓力とは良く一致する。

3. 實 驗 結 果

迎角 $\alpha=0^\circ, 2^\circ, 5.3^\circ$ に就て實驗を行つた。最高風速があまり高くない爲、 $\alpha=0^\circ, 2^\circ$ に於ては未だ衝擊波が発生するに至らず、 $\alpha=5.3^\circ$ に於て衝擊波を有する流れを撮影する事が出来た。 $\alpha=2^\circ$ は $\alpha=0^\circ$ とあまり異なるないので省略して、 $\alpha=0^\circ, 5.3^\circ$ の兩者に就て測定結果を示す事とする。

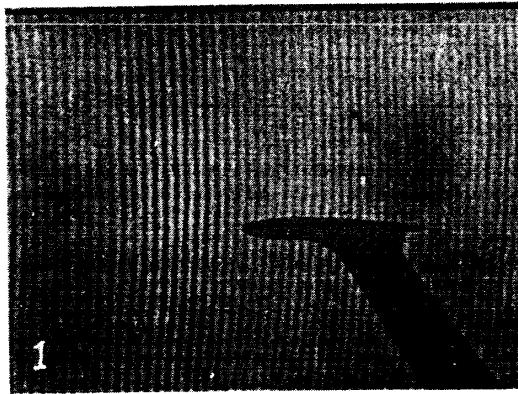
i) $\alpha=0^\circ$

寫眞2に活動寫眞フィルム中の數齣を示す。下面の支柱の存在は流れを翼弦に對して非對稱ならしめ、幾らか上面の方が速くなつてゐる。之等の寫眞から求めた壓力分布を第1圖及び第1表に示す。前縁からの距離を x 、翼弦長を c とする。壓力分布は p/p_0 の形で表してあるが、之から壓力係數 C_p を求めるには下の式によればよい。

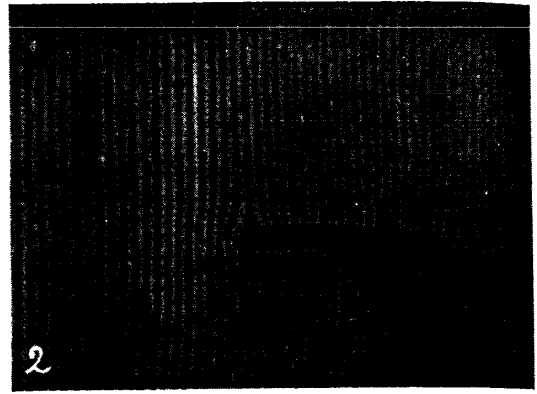
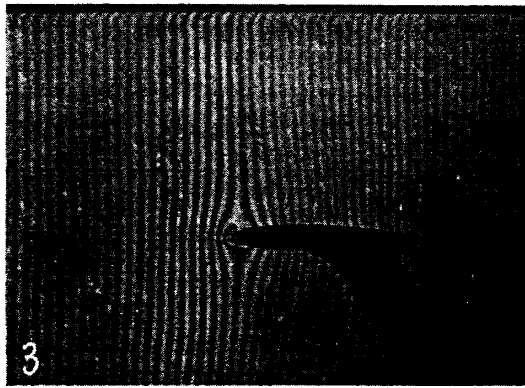
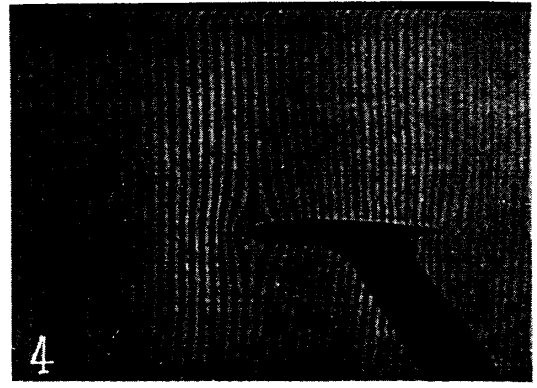
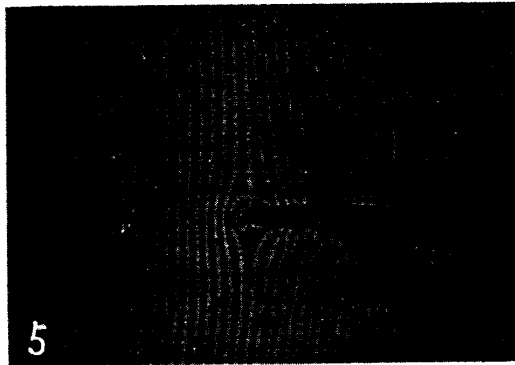
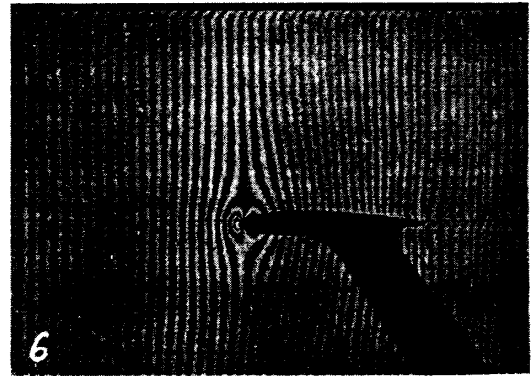
$$C_p = \frac{p - p_1}{\frac{1}{2} \rho_1 u_1^2}$$

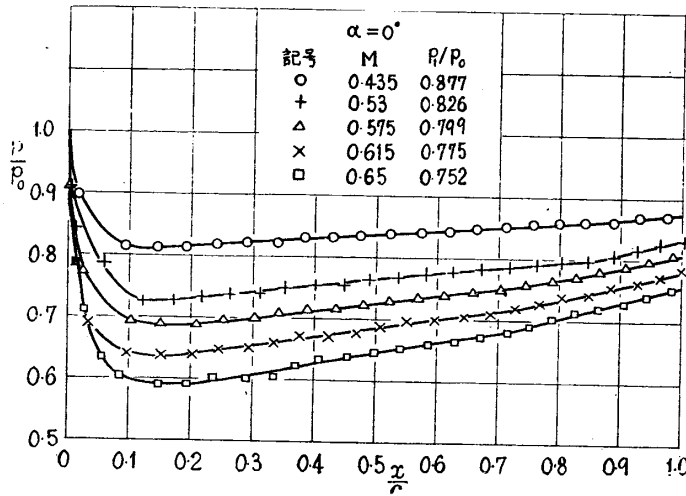
但し、 p = 翼面靜壓、 p_1 = 主流靜壓、 ρ_1 = 主流密度、 u_1 = 主流速度。更に主流比速 u_1/a_1 を M にて表すと、*

* $M=0.6$ 程度では M^2 の項迄で充分である。



静止状態

 $M=0.435$  $M=0.53$  $M=0.575$  $M=0.615$  $M=0.65$ 寫眞 2. N.A.C.A. 0012, $\alpha=0^\circ$



第 1 圖 N.A.C.A. 0012 壓力分布, α=0°

$$\frac{1}{2} \rho_1 u_1^2 = \frac{p_0 - p_1}{1 + \frac{1}{4} M^2 + \frac{1}{40} M^4 + \dots}$$

之より

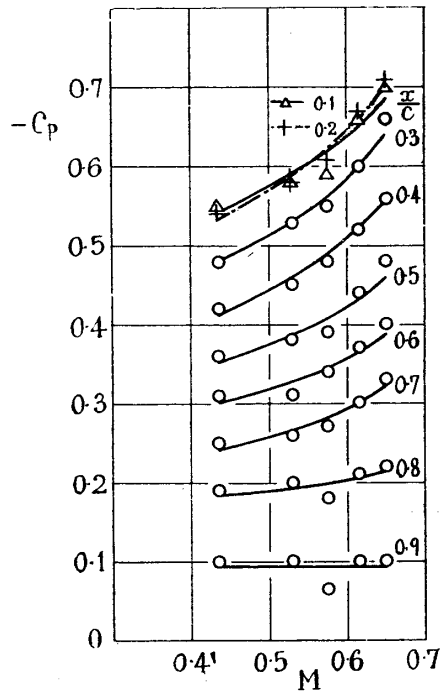
$$C_p = \frac{\frac{p}{p_0} - \frac{p_1}{p_0}}{1 - \frac{p_1}{p_0}} \left(1 + \frac{1}{4} M^2 + \frac{1}{40} M^4 + \dots \right)$$

となる。種々の翼弦位置に於ける C_p の M による變化は第 2 圖の様になる。非壓縮の場合の C_p を C_{pi} で表し、

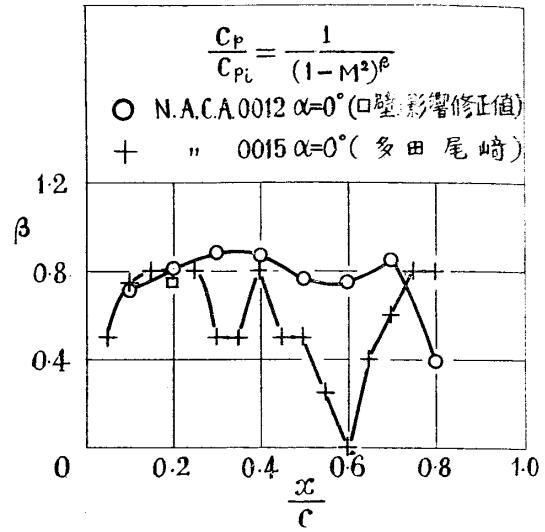
$$C_p = \frac{C_{pi}}{(1-M^2)^3}$$

と置き、 β を最小二乗法で求めると第 3 圖の如くなる。Prandtl-Glauert の近似によれば $\beta=0.5$ であるが實際には最大負壓附近では之より大きい事が認められて居り、多田、尾崎兩氏は 0015 翼型に對し、最大負壓附近で $\beta=0.8$ を得て居る。第 3 圖及第 3 表によつて見られる様に我々の結果も之と近い。我々の實驗では風洞の割合に翼が大きい爲に壁の影響がかなり大きいので多田氏の二次元對稱物體に對する境界修正法⁽³⁾によつて C_p を修正すると、翼弦位置 20% に於て $\beta=0.75$ となる。支柱の存在の影響に對しては修正の施し様がないが、多田、尾崎兩氏の實驗と照し合はせて、最大負壓附近の β は此の程度の値であると思はれる。後縁に近い

(3) 多田政忠. 海軍航空技術廠報告 第 1968 號, 昭和 13 年.



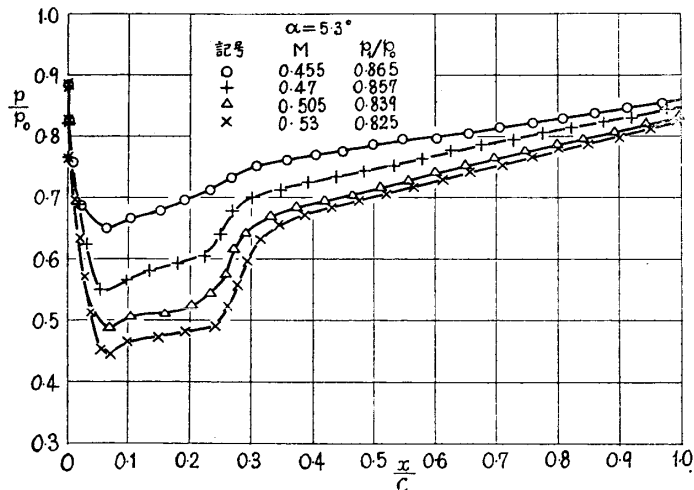
第 2 図 圧力係数 C_p の比速による変化 (N.A.C.A. 0012, $\alpha=0^\circ$)



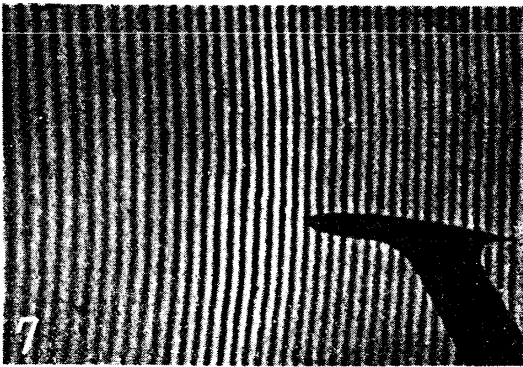
第 3 図 β の値

所は比較的精度が悪くて不正確であるが β は小さくなる様である。尙我々の実験では $C_p=0$ になる點が普通より幾らか後方であるのは、一には風洞の割合に翼が大きいので剝離領域の爲氣流の有効斷面積が狭くなる影響が現れて翼の下流が全體的に上流より速く

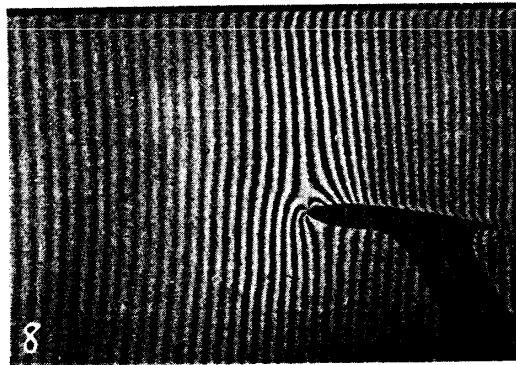
なる爲と、又一には支柱の存在の爲上面が速くなつてゐる爲であらう。



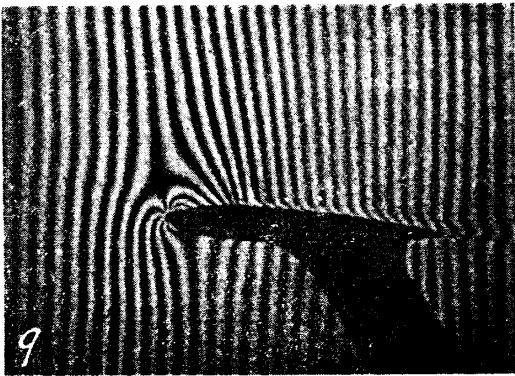
第 4 図 N.A.C.A. 0012 壓力分布, $\alpha=5.3$



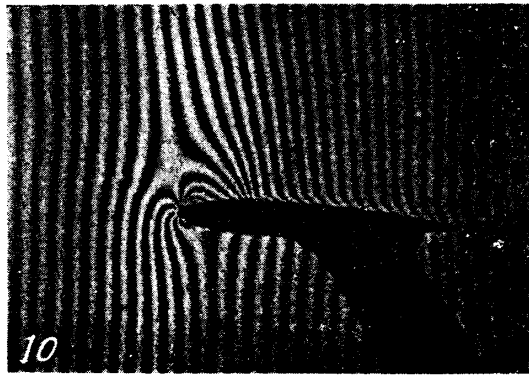
静 止 状 態



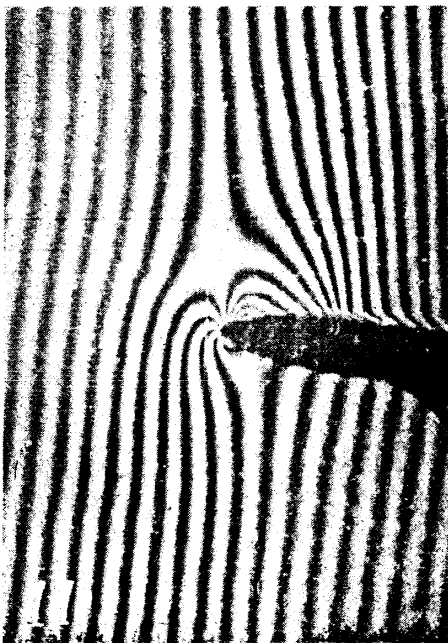
$M=0.455$



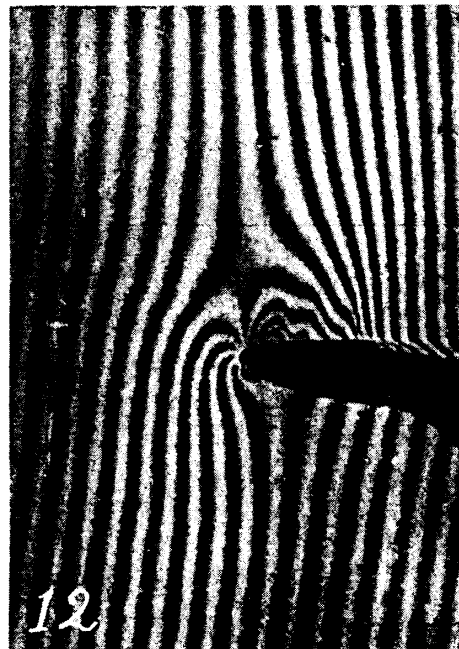
$M=0.47$



$M=0.505$

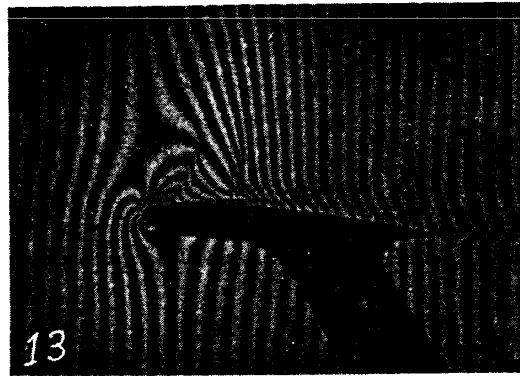


$M=0.505$

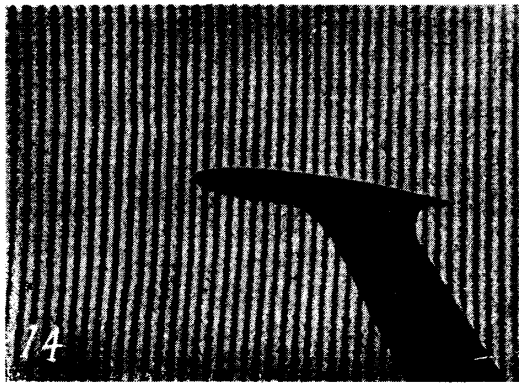


$M=0.53$

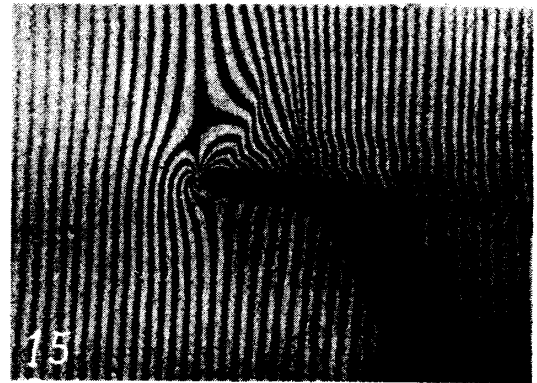
寫 眞 3. N.A.C.A. 0012, $\alpha=5.3^\circ$

 $M=0.575$

寫 眞 3 (續 ぎ)



静 止 状 態

 $M=0.625$ 寫 眞 4. N.A.C.A. 0012, $\alpha=5.3^\circ$ ii) $\alpha=5.3^\circ$

$\alpha=5.3^\circ$ に対する寫眞を寫眞 3, 4 に示す。4 は乾板によるものである。寫眞と壓力分布 (第 4 圖及び第 4 表) とから次の様な事柄が結論される。

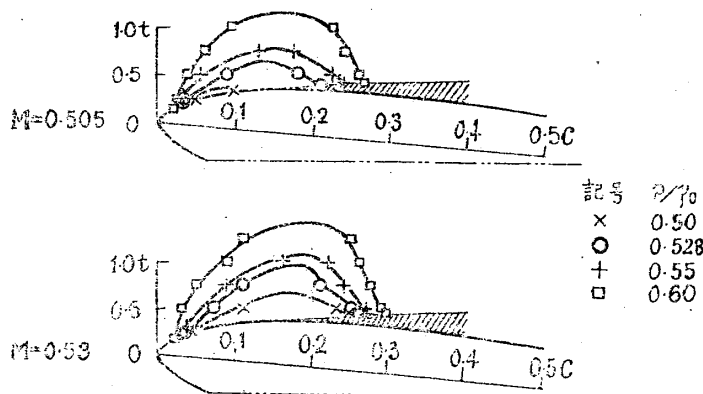
(1) 翼弦位置 10~15% に於て層流剝離をする。25~30% に於て急な壓力上昇がある。翼面上の何處にも超音速の領域がない時から既に著しい壓力上昇がある事は注目すべき事柄で、從來のシュリーレン寫眞でも認められるものであり、又鈴木春義氏⁽⁴⁾は理論的にこの様な壓力急上昇の存在を論じてゐる。一旦層流剝離をした後で又壓力上昇がある事は恐らく剝離した流れが亂流に遷移して再び表面に復歸する

(4) 鈴木春義, 中央航空研究所彙報, 第 2 卷第 1 號及び第 2 號, 昭和 18 年。

爲と思はれ、此の壓力上昇の爲に又亂流剝離をしてゐるのであらう。實驗のレイノルツ數 $(= \frac{u_1 c}{\nu_1})$ は $M=0.53$ に對して 2.9×10^5 である。

(2) 翼面上に超音速領域が生ずると 10~15% の層流剝離點は斜行衝擊波を生ぜしめ、25~30% の壓力上昇は氣流に略々直角な衝擊波に成長する。従つて此の二種類波は初めから其の成立つ位置を異にするものである。

(3) 翼面附近の等壓線を第 5 圖に示す。圖中 $p/p_0=0.528$ の線内は超音速である。衝擊發生の初に於ては此の領域は流れの方向に細長い。之と同程度のレイノルツ數に於ける 0015 のシュリーレン寫眞を見ると迎角の大きい時最大負壓直後に短い衝擊波が二三本相接して發生して居るが、之は細長い超音速域内で壓縮が何段かに行はれる事を示してゐる。寫眞 3 の $M=0.53$ の流れでも斜行衝擊波は二段になつてゐる。



第 5 圖 $\alpha=5.3^\circ$ に於ける翼面附近の等壓線。

c : 翼弦長, t : 最大翼厚

(4) $M=0.625$ の寫眞から見られる様に、流れに直角な衝擊波が發達すると其の下流に著しい縞の彎曲が現れる。之は衝擊によつて溫度が上昇してゐる事を表して居り、此の部分に總壓の損失があるわけである。更に此の様な流れは干涉縞が振動し易くて鮮明に撮影出來ない場合が多い事から比較的振動性のものである事がわかつた。

4. 結 言

以上得られた結果は (i) 風洞の割に模型が大きい事、(ii) 支柱の影響がある事等の缺點を有するが、干涉計によつて極めて小さい風洞でも或程度の定量的測定が可能である事が示されたと思ふ。實驗結果に就てはレイノルツ數の影響を無視する事は出來ず、更に大きい風洞による實驗が必要である。

終りに臨み此の研究に御指導を賜つた深津先生に厚く感謝する。又實驗及整理に協力された空氣力學第一部の玉置善春、會田定一兩君及び上野繁子嬢に感謝する。

昭和 18 年 9 月 於空氣力學第一部

第 1 表 N.A.C.A. 0012 壓力分布, $\alpha=0^\circ$

$M=0.435$ $p_1/p_0=0.877$		$M=0.53$ $p_1/p_0=0.826$		$M=0.575$ $p_1/p_0=0.799$		$M=0.615$ $p_1/p_0=0.775$		$M=0.65$ $p_1/p_0=0.752$	
$\frac{x}{c}$	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{x}{c}$	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{x}{c}$	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{x}{c}$	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{x}{c}$	$\frac{p}{p_0}$
0.015	0.897	0.005	0.909	0.002	0.911	0.000	0.913	0.000	0.913
0.092	0.813	0.012	0.842	0.009	0.845	0.002	0.854	0.003	0.852
0.144	0.812	0.057	0.785	0.025	0.772	0.013	0.785	0.013	0.784
0.192	0.813	0.120	0.725	0.102	0.691	0.033	0.690	0.029	0.712
0.240	0.818	0.170	0.728	0.152	0.689	0.098	0.641	0.056	0.631
0.288	0.820	0.217	0.732	0.209	0.687	0.153	0.637	0.085	0.601
0.338	0.820	0.262	0.737	0.252	0.695	0.204	0.637	0.149	0.588
0.381	0.830	0.310	0.739	0.301	0.697	0.245	0.647	0.195	0.592
0.428	0.831	0.352	0.749	0.341	0.707	0.294	0.649	0.237	0.600
0.472	0.834	0.400	0.752	0.388	0.713	0.334	0.659	0.291	0.598
0.521	0.837	0.446	0.754	0.433	0.715	0.376	0.670	0.335	0.604
0.571	0.839	0.489	0.763	0.478	0.721	0.424	0.670	0.370	0.623
0.618	0.842	0.535	0.766	0.522	0.728	0.469	0.675	0.409	0.633
0.663	0.847	0.580	0.772	0.567	0.733	0.508	0.687	0.454	0.638
0.710	0.850	0.625	0.777	0.612	0.738	0.550	0.696	0.499	0.643
0.755	0.855	0.671	0.781	0.658	0.743	0.596	0.698	0.540	0.652
0.799	0.857	0.717	0.785	0.703	0.748	0.644	0.702	0.587	0.657
0.842	0.860	0.761	0.790	0.745	0.756	0.688	0.709	0.630	0.663
0.888	0.860	0.803	0.795	0.787	0.763	0.729	0.718	0.672	0.671
0.930	0.869	0.846	0.796	0.827	0.770	0.769	0.726	0.716	0.678
0.975	0.869	0.886	0.805	0.865	0.780	0.805	0.738	0.753	0.690
1.012	0.887	0.926	0.818	0.907	0.786	0.848	0.742	0.788	0.704
		0.964	0.825	0.946	0.797	0.883	0.755	0.824	0.714
		1.007	0.831	0.985	0.807	0.927	0.762	0.865	0.720
				1.033	0.807	0.965	0.771	0.906	0.728
						1.000	0.785	0.944	0.740
								0.980	0.752
								1.026	0.757

第2表 壓力係數 (N.A.C.A. 0012, $\alpha=0^\circ$)

$\frac{x}{c}$	C_p				
	$M=0.435$	$M=0.53$	$M=0.575$	$M=0.615$	$M=0.65$
0.1	-0.55	-0.58	-0.59	-0.66	-0.70
0.2	-0.54	-0.58	-0.61	-0.67	-0.71
0.3	-0.48	-0.53	-0.55	-0.60	-0.66
0.4	-0.42	-0.45	-0.48	-0.52	-0.56
0.5	-0.36	-0.38	-0.39	-0.44	-0.48
0.6	-0.31	-0.31	-0.34	-0.37	-0.40
0.7	-0.25	-0.26	-0.27	-0.30	-0.33
0.8	-0.19	-0.20	-0.18	-0.21	-0.22
0.9	-0.10	-0.10	-0.06	-0.10	-0.10
1.0	0.00	0.02	0.06	0.03	0.01

第3表 β の値

x/c	0015 (多田 尾崎)		0012 (玉木)
	β		β
	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=0.7^\circ$ 上面	$\alpha=0^\circ$
0.05	0.5	0.5	
0.10	0.75	0.8	0.70
0.15	0.8	0.8	
0.20	0.8	0.8	0.81
0.25	0.8	0.9	
0.30	0.5	0.9	0.88
0.35	0.5	0.8	
0.40	0.8	0.8	0.87
0.45	0.5	0.8	
0.50	0.5	0.5	0.76
0.55	0.25	0.25	
0.60	0	0.25	0.75
0.65	0.4	0.7	
0.70	0.6	0.8	0.85
0.75	0.8	1.0	
0.80	0.8	0.8	0.39
0.85			
0.90			0

第 4 表 N.A.C.A. 0012 壓力分布, $\alpha=5.3^\circ$

$M=0.455$ $p_1/p_0=0.865$		$M=0.47$ $p_1/p_0=0.857$		$M=0.505$ $p_1/p_0=0.839$		$M=0.53$ $p_1/p_0=0.825$	
$\frac{x}{c}$	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{x}{c}$	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{x}{c}$	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{x}{c}$	$\frac{p}{p_0}$
0.000	0.855	0.000	0.884	0.000	0.854	0.000	0.824
0.007	0.759	0.003	0.820	0.006	0.759	0.002	0.764
0.021	0.688	0.018	0.690	0.014	0.694	0.010	0.697
0.061	0.651	0.027	0.625	0.020	0.632	0.017	0.635
0.102	0.667	0.052	0.551	0.028	0.569	0.026	0.572
0.150	0.679	0.095	0.566	0.040	0.511	0.037	0.513
0.189	0.697	0.134	0.582	0.069	0.488	0.054	0.455
0.232	0.712	0.179	0.594	0.103	0.506	0.070	0.445
0.266	0.738	0.223	0.607	0.159	0.510	0.097	0.466
0.308	0.752	0.248	0.641	0.201	0.524	0.147	0.473
0.357	0.762	0.266	0.680	0.234	0.545	0.191	0.484
0.404	0.770	0.300	0.703	0.257	0.577	0.240	0.491
0.449	0.775	0.347	0.714	0.272	0.616	0.259	0.524
0.499	0.787	0.390	0.727	0.292	0.644	0.279	0.557
0.548	0.795	0.438	0.736	0.332	0.671	0.292	0.598
0.603	0.797	0.485	0.745	0.373	0.686	0.314	0.633
0.655	0.805	0.532	0.754	0.419	0.696	0.345	0.657
0.705	0.815	0.578	0.765	0.465	0.705	0.386	0.673
0.760	0.822	0.625	0.778	0.511	0.717	0.432	0.685
0.808	0.829	0.675	0.788	0.556	0.728	0.476	0.696
0.811	0.837	0.728	0.796	0.601	0.742	0.520	0.707
0.913	0.846	0.776	0.807	0.649	0.753	0.565	0.720
0.968	0.854	0.824	0.816	0.697	0.765	0.613	0.730
1.025	0.860	0.875	0.825	0.746	0.777	0.656	0.746
		0.921	0.830	0.797	0.785	0.710	0.753
		0.976	0.847	0.841	0.797	0.757	0.767
		1.024	0.862	0.892	0.808	0.800	0.781
				0.944	0.820	0.852	0.788
				0.992	0.830	0.901	0.799
				1.046	0.840	0.950	0.813
						0.996	0.828
						1.057	0.830