

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-13

衝撃波と境界層の干渉についての実験的研究

須郷道也・伝田幸雄

1961年7月

航空技術研究所

NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

衝撃波と境界層の干渉についての実験的研究

須 郷 道 也 ・ 伝 田 幸 雄

Experimental Results of the Interaction between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer

by Michiya SUGO & Yukio DENDA

There have been many theoretical and empirical investigations of the interaction between shock wave and boundary layer, however, these theories have used the boundary layer approximation, i.e. $p_Y=0$ where p_Y is the pressure gradient in the lateral direction of the flow, except a few cases.

And there has been no experiment which checks the validity of the approximation, especially in the case of interaction problems in the supersonic flow.

The authors show experimentally that the approximation is not proper in the interaction region in the case of shock wave which is strong enough to cause separation and explain that the momentum integral method originated by Kármán may not be used in the theory of the problem⁽³⁾

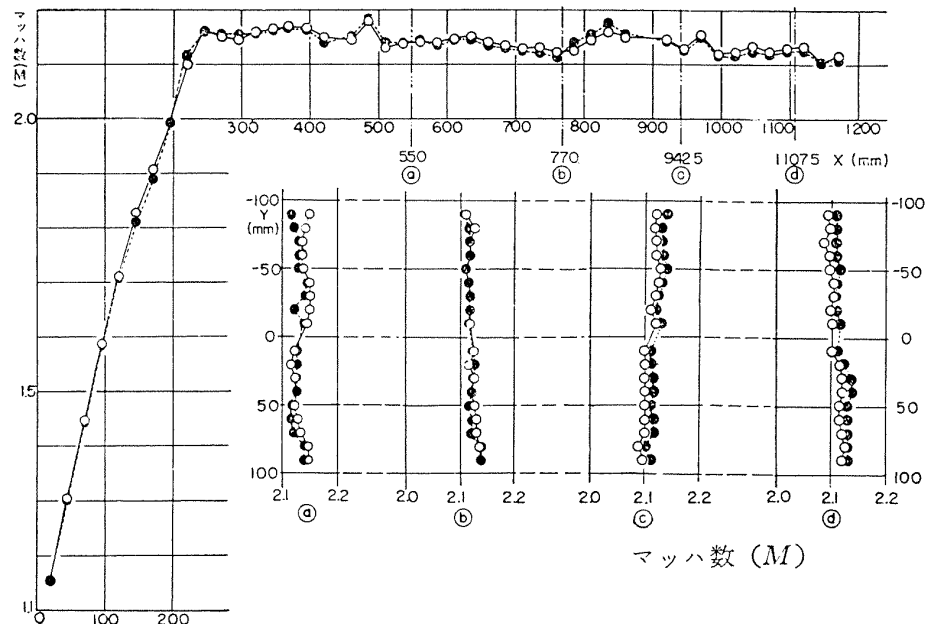
The variation of the static pressure in the region is so steep that we must re-examine the order of magnitude of the physical quantities in the Navier-Stokes equation.

1. ま え が き

2次元流における衝撃波と境界層の干渉の問題については、過去においてかなりの理論的または実験的研究が行なわれてきたが、その内、理論的研究については、境界層近似理論、特に境界層内で流れに直角の方向の圧力勾配 p_Y は 0 であるという近似にもとずいて議論を展開している⁽¹⁾⁽²⁾。また実験的に上述の近似を検討したものはなく、特に超音速流については全くみあたらない。著者は、乱流境界層の場合に、強い衝撃波との干渉域では上述の近似が用いられぬことを実験によって確かめた。たとえば Kármán の運動量積分の方法で基礎方程式を Y 方向に積分するやり方で、乱流境界層との干渉問題を扱うにしても⁽³⁾、 $p_Y \neq 0$ という事実から、普通に示されている形にはならず、その他従来、乱流境界層と衝撃波の干渉について、もっともらしいと考えられる理論は、すべて $p_Y=0$ という近似に基礎をおいているので、事実とかなりのずれを免れないと考えられる。著者は、だから上の近似を一応御破算にして、基礎方程式について改めて物理量の大きさの再評をやり直す必要があることを指摘している。

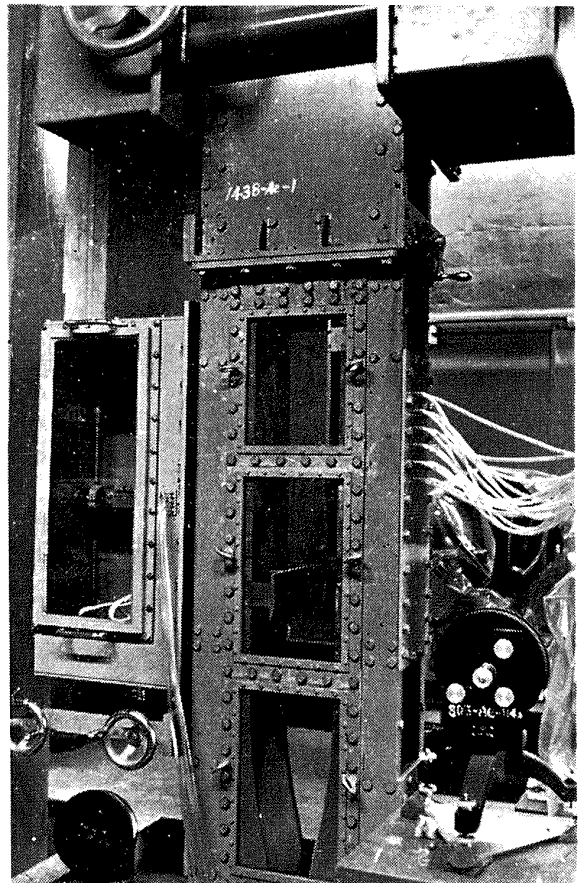
2. 実 験 装 置

当研究所，原動機部第一要素 2 階に 20cm×20cm の超音速風洞がある。原動機部の翼列試験設備等の空気源（5000 HP）より，圧力 3.1 kg/cm²，流量 25kg/s，よどみ点空気温度 150°C



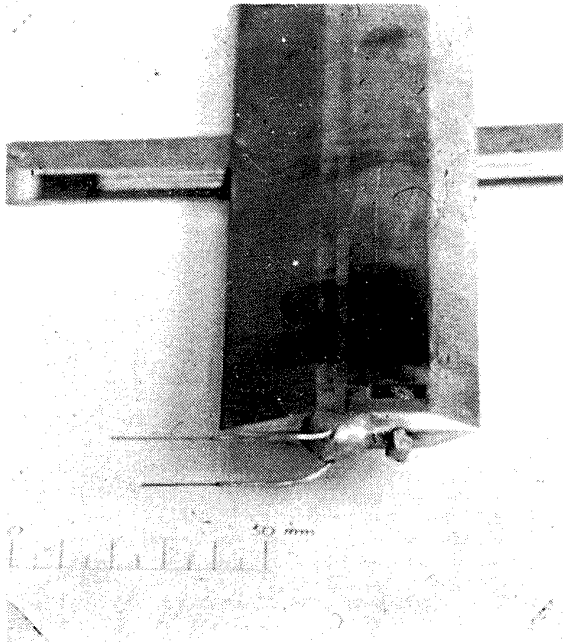
第1図 マッハ数分布

の空気の供給を受け，連続運転が可能な風洞である。ところが空気乾燥設備を持たないので，よどみ点温度は高くとも，マッハ数 2 以上では空気中の湿気が凝結を起す恐れがあった。しかるに，この実験のマッハ数 2, 15 の場合においては，大気の相対湿度 70% 以下では，過飽和現象の助けによって，上記の心配はないことがわかった。測定部内のマッハ数分布は側壁上の静圧孔により測定したが，中心軸にそうて流れ方向，およびそれと直角方向のマッハ数分布は第1図のようである。凝結による衝撃波はシュリーレンによる観察で現われなかった。次に第2図に示すのが，本風洞測定部である。現在，境界層板と衝撃波発生板を取りつけてある状態である。左方の箱はピトー・トラバース用のピトー管微動装置であって，下方のハンドルは，

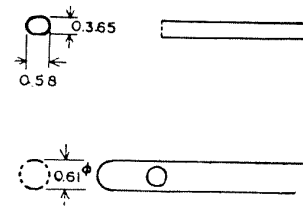


第2図 風洞測定部

流れ方向（ X 方向—上方）とそれと直角方向（ Y 方向）に細いピトー管を微動できて、 X 方向は $1/10\text{mm}$ 精度、 Y 方向は $1/100\text{mm}$ 精度の読み取りができる。また上方のハンドルは、可変拡散胴用のハンドルである。



第3図 ピトー管



第4図 総圧管（上）
静圧管（下）の寸法

境界層測定用のプローベは第3図に示すように、総圧管と静圧管を流れに平行に 10mm 間隔に並べたもので、流れの2次元性が保証されれば、同じ点での総圧静圧が、同時に測定できる。この際、総圧管前の離脱衝撃波が静圧孔に、また静圧管前の衝撃波が総圧孔に、それぞれ影響を与えることがないように配慮してある。

それぞれの管の太さは第4図に示すようなもので、静圧孔は流れの方向から見て、両側に開けてある。

これらのプローベから取出した圧力は、導管で水銀マンオメーターに接続して、指示を読む。読み取り精度は $\pm 1\text{mm Hg}$ である。

次に境界層板であるが、これは平板で、流れに平行に取付けてある。板上には先端より 10mm から始まって 25.4mm 間隔でオリフィスを設け、板上の X 方向の静圧分布が測定できる。

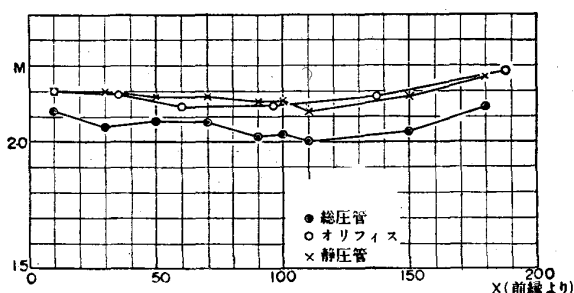
衝撃波発生板は、風洞の全幅 200mm に対して両側 0.1mm 程度のすき間を持たしてあるウェッジである。これはほぼ全幅に近い方が2次元性が良いという文献⁽⁵⁾によったものである。

先端のウェッジ角は 5° 、 10° 、 15° の3種を作ったが、取付誤差があるので、流れに対する正しい角度は写真から判定した。

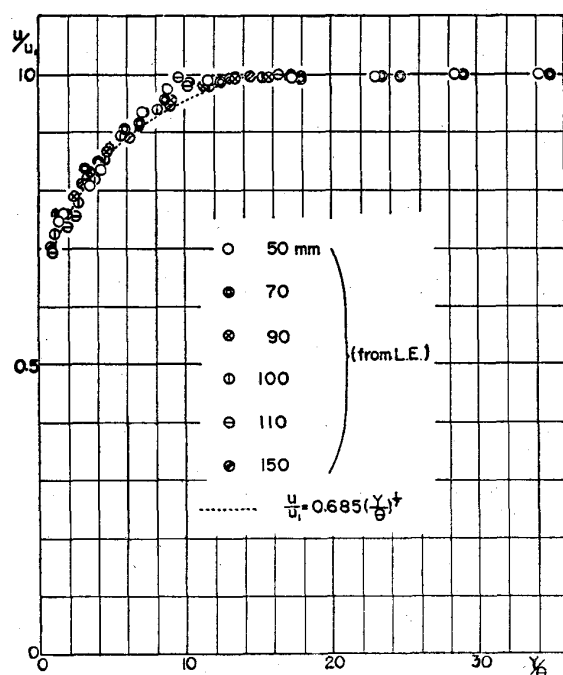
3. 総圧管と静圧管の検定

各圧力プローベの検定のために、平板境界層で衝撃波を当てない場合には、Y方向の静圧が一定であることから、まず静圧管の検定のために、境界層外流のX方向への静圧分布と板上のオリフィスによる静圧分布を比較したところ、非常によい一致を示した。また総圧管については、境界層外流でX方向の分布を求め、直立衝撃波の理論からマッハ数分布を計算し、これを静圧分布より求めたマッハ数と比較したものが第5図である。

これを見るとわかるように、静圧管とオリフィスによるマッハ数はよい一致を示すが、総圧管によるものは総体に5%程度マッハ数を低めに読んでいる。このことは直立衝撃波による計算が妥当でないことを示すが、総圧管によるマッハ数分布は総体に低めに出ることから、次にやるように、境界層内部の速度プロファイル u/u_1 を求める (u_1 は境界層外流の速度) と、これは正しい値が求まることがわかる。



第5図 平板マッハ数分布



第6図 境界層速度分布

例として乱流境界層内部の速度プロファイルを測定したものが第6図である。ここでマッハ数プロファイル M/M_1 が測定できるわけであるが、これから u/u_1 を求めるには、境界層の内部で等エネルギー的であるとして、

$$u^2/2 + C_p T = u_1^2/2 + C_p T_1 \quad (1)$$

$$a^2 = \gamma R T \quad (2)$$

を用いれば、簡単に計算できて、

$$u/u_1 = M/M_1 \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}} \quad (3)$$

が求まる。したがって上で述べたように、総圧管で M を測定した場合、いつも真実の値より

5%低めに読んでも、 u/u_1 については誤差が相殺されていることがわかるであろう。

この総圧管によるマッハ数分布の測定誤差は、垂直衝撃波理論による換算の誤差に起因すると考えられる。すなわち超音速でも低マッハ数領域で、総圧よりマッハ数を出す時、前方での衝撃波を垂直衝撃波でおきかえて計算するやり方に難点があるということである。

また、運動量厚 θ については、

$$\theta = \int_0^\delta \frac{\rho u}{\rho_1 u_1} \left(1 - \frac{u}{u_1}\right) dy \quad (4)$$

から求まるが、

$$\frac{\rho u}{\rho_1 u_1} = \frac{p M^2}{p_1 M_1^2} \quad \frac{u_1}{u} = \frac{p M}{p_1 M_1} \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}} \quad (5)$$

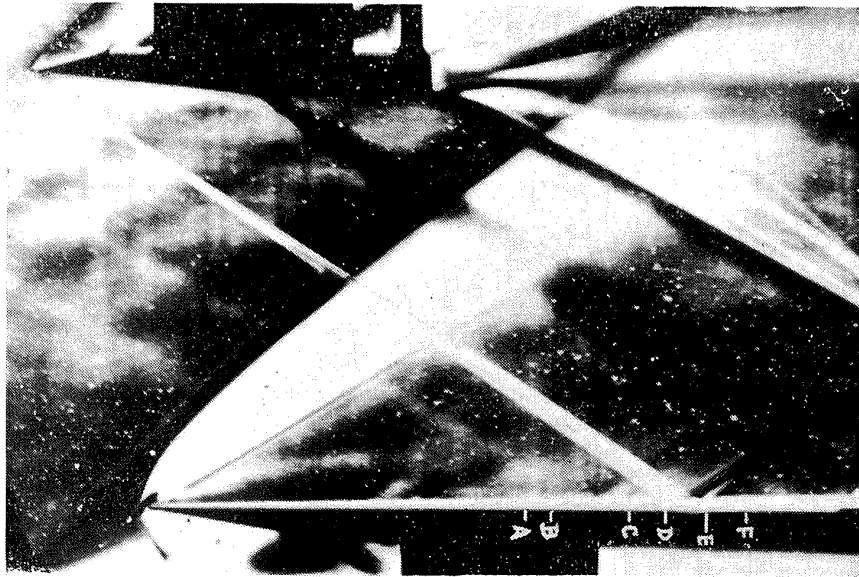
であって、これを(4)に代入すれば、 M の分布と p の分布がわかれば、 θ が求まる。ここで1のサフィックスのついた値はすべて境界層外流の量という意味である。平板境界層内部では、 $p=p_1$ であるから、(5)の式で p の項はなくなるが、後の衝撃波との干渉問題では、 p の境界層内部における変化を測定して計算せねばならない。この点でも従来の実験データの整理のしかたを修正する必要がある。

かくして、 u/u_1 を Y/θ をパラメーターとして図示したものが第6図である。他の文献⁽⁶⁾による $1/\gamma$ 法則は点線で示してある。この実験もかなりよい一致を示していることから、先程も述べたように、総圧管のよみとり誤差は、総体に相殺されていると判定して良いと思う。

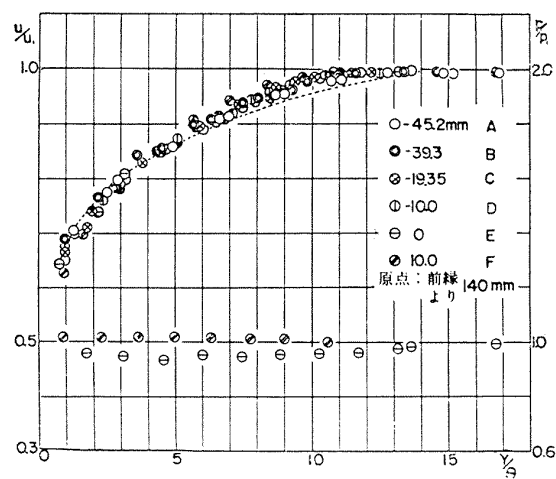
4. 干渉域の測定

まず乱流境界層に、 6° ウェッジよりの衝撃波を当てた場合には、第7図(b)のような結果になる。縦軸左側のスケールは u/u_1 、右側は p/p_1 を示している。速度分布は、衝撃波を当てない場合とのずれは小さく、静圧分布も $p/p_1=1$ よりのずれは小さかった。ということはこのように弱い、しかも剝離をともしない干渉域については、境界層近似理論で十分よい結果が期待できるであろう。次に 11° 、 15° のウェッジよりの衝撃波の場合について示したものが、第8図(b)、第9図(b)である。シュリーレン写真でもわかるようにいずれの場合も干渉域で剝離を起している。またグラフでもわかるように、明らかに剝離型の速度プロファイルが見える。また剝離流のかなり上流から静圧分布が勾配をもち始め、 p/p_1 の1からのずれは約50%に達する。しかも入射点(第10図(a)参照)の前後で勾配が逆転する傾向を示す。

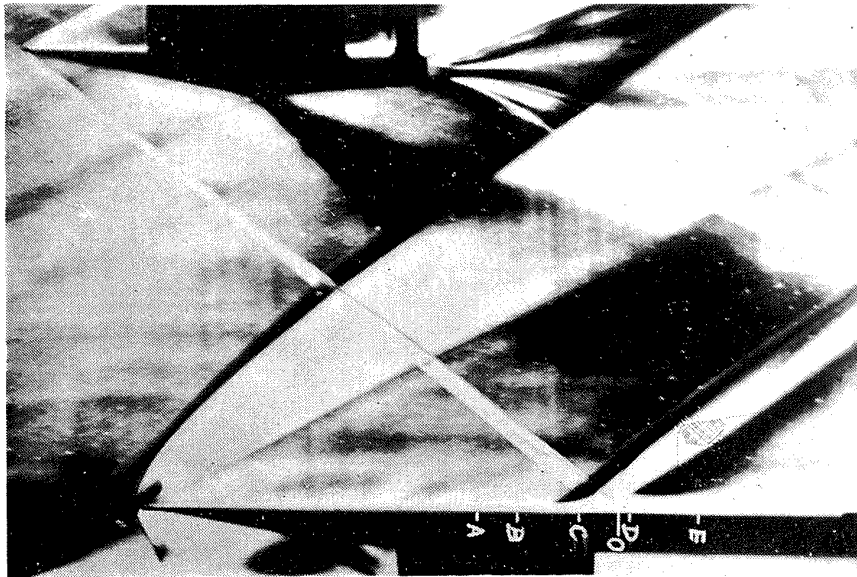
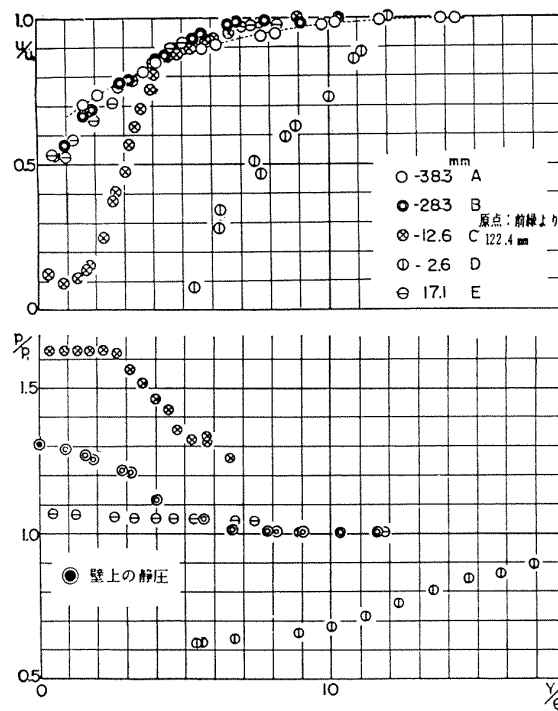
このことから、たとえば境界層外流では衝撃波の存在によって流れ方向(つまり X 方向)の静圧勾配は急であるが、境界層の中ではこの勾配が急激に滑らかにされることを示している。 X 方向の静圧分布については、ほかに例も多いことであるのでここでは詳しくふれない。

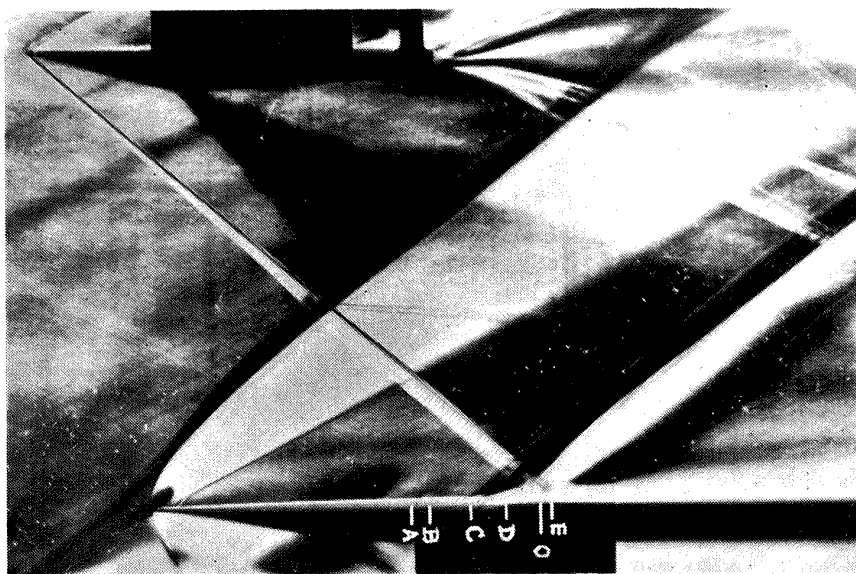


第7図 (a) 6° 衝撃波による干渉域のシュリーレン写真

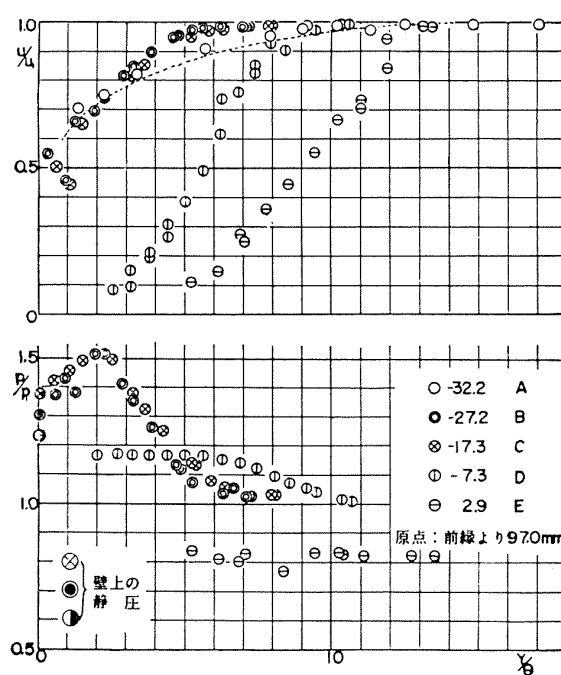


第7図 (b) 6° 衝撃波による干渉域内速度および静圧分布

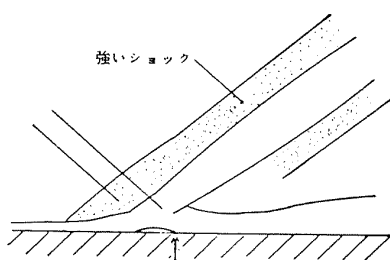

 第8図 (a) 11° 衝撃波による干渉域のシュリーレン写真

 第8図 (b) 11° 衝撃波による干渉域内速度，静圧分布



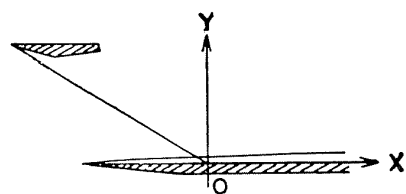
第9図 (a) 15° 衝撃波による干渉域シュリーレン写真



第9図 (b) 15° 衝撃波による干渉域内の速度, 静圧分布



第10図 (a)



第10図 (b)

5. 考 察

本報告では、特に干渉域における静圧の Y 方向変化について詳しく測定した結果を述べた。強い衝撃波と境界層の干渉理論について、従来の理論は絶望的であり、Navier-Stokes の方程式を基礎にするにしても、各物理量の再評価をせねばなるまい。

しかも、乱流境界層の場合には、現在のところうまい手法もなさそうである。

こうした理論的検討はまたの機会に譲りたい。

6. あ と が き

本報告は、干渉問題の実験的検討として非常に限られたものであるが、しかし理論的研究のためにぜひとも必要なデータであろうと考える。

なお、本風洞では、吹下し型であるために、レイノルズ数が単位 cm 当り 2×10^5 程度であって、平板上において、前縁から 2~30mm のところで遷移を起し、層流部分は薄すぎて、われわれの実験では、層流の場合の検討はできなかった。

文 献

- (1) L. Crocco, Consideration on the Shock-Boundary Layer Interaction, High-Speed Aeronautics, '54.
- (2) Crocco-Lees, A Mixing Theory for the Interaction between Dissipative Flows and Nearly Isentropic Streams, Jour. Aero. Sci., Oct., '52.
- (3) Honda, A Theoretical Investigation of the Interaction Between Shock Waves and Boundary Layer, Jour. Aero. Spa. Sci., Nov., '58.
- (4) A.G. Hammit, An Analysis of the Interaction of Shock Waves with Unseparated Turbulent Boundary Layer, AFISR TN 57-108, Rep. No. 371, Feb., '57.
- (5) Bogdonoff, A Preliminary Investigation of a Shock Wave-Turbulent Boundary Layer Interaction, Princeton Univ. Rep. No. 184, Nov., '51.
- (6) O'Donnel, Experimental Investigation at Mach Number of 2.41 of Average Skin Friction Coefficients and Velocity Profiles for Laminar and Turbulent Boundary Layers and Assessment of Probe Effect, NACA Tech. No. 3122, '54.

既 刊 報 告

TR-1	遷音速風洞測定部に関する予備実験 Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section	1960年2月	平 木 一, 石井孝雄 大島信彦
TR-2	遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機 I. 模型送風機による性能試験 22.5 MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel I. Performance Test of the Model Blower	1960年5月	山内正男, 松木正勝 塩入淳平, 富永守之
TR-3	風洞用角度計の試作実験 An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test	1960年8月	小橋安次郎, 長洲秀夫 高島一明, 波木井潔
TR-4	回転円板の強度 Strength of Rotating Discs	1960年9月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-5	航空技術研究所 (60 cm×60 cm) 遷音 速フラッタ試験設備の計画と整備試験 Design and Development of N. A. L. 60 cm×60 cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing	1960年12月	中井暎一, 橋 爪 宏 中村泰治
TR-6	高温歪ゲージの温度特性 Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage	1960年12月	竹中幸彦
TR-7	遷音速風洞の測定部 On the Transonic Test Section	1961年1月	村崎寿満
TR-8	繰返し荷重試験装置の予備試験 Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures	1961年3月	竹内和之, 飯田宗四郎
TR-9	遷音速流小擾乱理論の研究 (I) —非線型補正理論— Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Non-Linear Correction Theory—	1961年3月	細川 巖
TR-10	喰違い角の大きい減速翼列の研究 Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades	1961年3月	松木正勝, 高原北雄 西脇英夫, 森田光男
TR-11	軟鋼円板の回転による降伏 Yielding of Rotating Discs of Mild Steel	1961年4月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-12	薄肉開断面梁の自由振動について On the Natural Vibration of Thin- Walled Beams of Open Cross Section	1961年5月	川井忠彦, 塙 武敏

航 空 技 術 研 究 所 報 告 13 号

昭和36年7月 発行

発 行 所 航 空 技 術 研 究 所
 東京都三鷹市新川700
 電話武蔵野(022)(3)5171(代表)

印 刷 所 笠 井 出 版 印 刷 社
 東京都港区芝南佐久間町1の53
