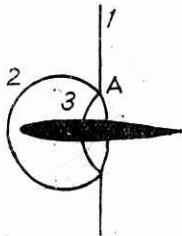


衝撃波管による翼を過ぎる遷音速流の実験

大 島 耕 一

前に報告した(王木, 大島, 生産研究, 第5巻, 第4号, 87—90頁)断面 6×15 cm の衝撃波管を用いて, 弦長 2 cm の翼型 NACA0012 の翼面上で, 気流の速さが音の速さを初めて越す附近の流れのシュリーレン写真を撮影した結果を報告する。

衝撃波管の膜を破つてマッハ数 0.77 の流れを作り, 先頭衝撃波が翼面上に来た時の様子を第1図(口絵写真 I)に示す。図の 1 がこの先頭衝撃波で, 2 はこれが翼前縁に衝突してできた反射波, 3 はこの反射波が A 点で先頭衝撃波に当つてできた反射波である。時間が経つて先頭衝撃波 1 が通り過ぎると, 2 は弱まりながら前方に



第 1 図

進み視野から消える。1 の後方がマッハ数 0.77 の一様流で, 2 は弱い波であるから十分広がった後では, 翼がこのマッハ数の一様流中に存在する場合と同様な流れの様子になると考えられる。3 も前方に進むが(写真 II III), 翼面に近い所は遠い所より気流の速度が速いから後方に流されて段々垂直に近くなる。また時間とともに境界層が発達し, この場合のレイノルズ数は大体 1 cm 当り 1.4×10^4 程度であるから層流と考えられるので, 衝撃波と層流境界層が干渉していわゆる入波を作る(写真 IV)。この後に第2図のような小さないくつかの衝撃波が翼面上に観察される(写真 V)。写真 VI はマッハ数 0.79 で写真 I—IV と同様な経過の後に写されたもので, V と似た波が写っている。



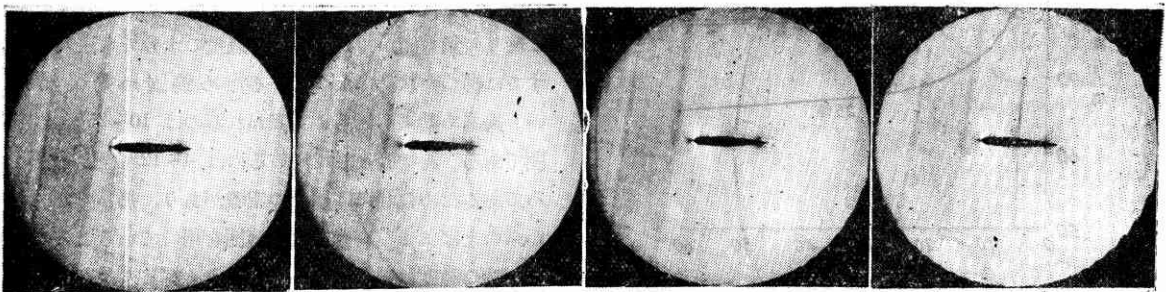
第 2 図

写真 VII—XVI は模型の前縁に近い所に巾のせまい薄いテープを貼つて境界層を乱流にしたものである。これによつて境界層と衝撃波の干渉が少くなり入波は現われないが, 流れの時間的变化は層流の場合とほぼ同様で(写真 XIII—XVI), 写真 XVI のような翼面に垂直な波が崩れた後第2図のような波が撮影される(写真 VII—XII)。それぞれの写真に流れのマッハ数 M, および写真 I または XIII のような状態からの時間を示しておく。

気流のマッハ数が低いと, 翼面上の衝撃波は写真 IV または XVI のような状態のまま薄くなつて速に全く消滅する。高いとこのような状態のまま変化しないで, 翼面上に定常的な衝撃波を生ずる。この中間のマッハ数の範囲で, 写真のような小さな衝撃波が観察されるのであるが, この場合は同じマッハ数で同じ時間に撮影されたものでも大体の形は似ているが異つた位置に観察され, また記入の時間からわかるように長い時間にわたつて類似の模様を示すから(写真 VII—IX または X—XII), この翼では, このように翼面上にいくつかの小さな衝撃波を生じ, それが翼面上を変動しているようなマッハ数の範囲が存在するのであろう。この現象はポテンシャル流が破れて, 衝撃波を生ずる機構に関する研究の手掛りを与えるものと思われる。

なお, 写真 IV V VII XVI には翼後縁から流れに垂直の方向に小さないくつかの短い波が写っているが, これは翼の伴流中の渦と関係のあるものであろう。

(1953. 7. 30)



XIII M=0.77 0 XIV M=0.77 100 μ sec XV M=0.77 210 μ sec XVI M=0.77 260 μ sec