

補助翼バズに関する実験

玉木 章夫・永井 達成

1. ま え が き

飛行機が音速よりすこし低い速度で飛ぶとき、翼のふくらみの部分では流れが加速されるので、翼に相対的な流れの速度が音速以上になる。そしてこの流れが翼の後縁付近で、再び音速以下に圧縮減速される際に、圧力の急激な上昇として衝撃波ができることはよく知られている。

衝撃波面では流体のもつ機械的エネルギーの一部が粘性のために失われて熱になるので、これが翼の抵抗の増加となるが、実際にはこの直接の作用よりはむしろ、衝撃波の圧力上昇によって流れが翼面からハク(剝)離するための抵抗増加、あるいはこのために気流の振動が起ることの方が重要であるといつてよい。

衝撃波の発生に伴って起る現象の一つに補助翼バズがある。これは翼面上の衝撃波がある程度発達すると、その下流にある補助翼が数十サイクルの周波数ではげしく振動しはじめるという現象で、このために補助翼がこわれたり変形したりするので、飛行中にこれが起ると非常に危険である。

補助翼バズがどのような機構で起るのかはまだあまりよく分っていない。

ふつうに行なわれているのはつぎのような説である。補助翼が動くと、それによって生じた圧力のパルスがほとんど音速に等しい流れをさかのぼって流れの模様を変え、衝撃波の強さを変える。これによって流れの剝離の程度が変り、それが下流に流されて補助翼面上の圧力分布を変える。この間にはある程度の時間を要するから、この時間おくれが適当であれば、補助翼の振動を助長するようになるというのである。

上のように考えても、バズの発生する機構はきわめて複雑であつて、理論的取扱いは非常にむづかしく、また風洞実験でしらべることも容易ではない。これまでに行なわれている実験^{1),2),3)}でも、バズのはじまるマッハ数、バズの周波数、振幅などが、主流の密度、翼の迎角、補助翼の慣性モーメント、ヒンジの剛性や減衰特性によってどのように変わるかをしらべるといったような研究が多く、翼面上の圧力伝播の模様、ことに補助翼面上の圧力分布の時間的変化の詳細をしらべるといふような研究は割合に少ないようである。

筆者等はこの問題について、従来とはややちがった方法を用いて実験を行なつてみた。現在までにただ一つの翼型について実験をしただけなので、バズの機構全体を明らかにするには程遠いものであるが、このような実験法は今後も役立つと考えられるので、ここにその概要を報告したいと思う。

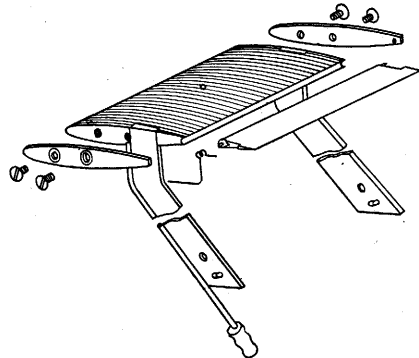
この研究は川崎航空機株式会社からの委託研究として行なわれたものである。同社岐阜製作所の紅村正氏、古茂田真幸氏から種々貴重な助言をいただいたことに厚く感謝の意を表する。

2. 実験装置と方法

この実験に用いた風洞は、測定部断面積 $6\text{ cm} \times 9.2\text{ cm}$ の誘導式高速風洞⁴⁾である。この風洞は測定部より下流にある環状ノズルから圧縮空気を噴出させ、これによって大気を測定部に吸い込んで高速気流を得るものであるが、噴出空気の振動が測定部にさかのぼらぬよう、測定部とノズルとの間に可撓壁のしほりを設けた。そしてこのしほりの加減によってある範囲内の速度調整が行なわれる。また風洞は鉛直に据え付けられている。

風洞壁の影響を少なくするためには、翼模型をできるだけ小さくすることが望ましいが、この実験では補助翼の付いた模型を使わねばならず、しかも補助翼の力学的特性をいろいろに変える必要から、あまり小さい模型では工作が困難なので、翼弦長を 4 cm 、補助翼のヒンジを前縁から 3 cm 、すなわち 75% 弦長の位置とした。

翼断面としては NACA 65A010 を用いた。これは翼厚 10% 、最大厚位置 40% の層流翼型である。模型は軟鋼製で 40% 弦長の位置に一つの測圧孔をもつ。補助翼は



第 1 図 補助翼付き模型

バルサ製で、ヒンジ軸は軟鋼棒を用いた。翼幅は 58mm で、両端に厚さ 1mm の補助翼軸受用の板を付けてちょうど風洞幅一杯になるようにしてある(第1図)。翼端には別に薄い支柱が付いており、測圧孔からの導管はこれに沿って風洞外に導かれる。補助翼はほぼ質量の釣合をとってあり、固有振動数を変えるためには、細いピアノ線のらせんばねを用い、減衰を与えるためには、補助翼軸端を板ばねでおさえ、その摩擦によることとした。これらの力学的条件の数値は後に示すこととする。

実験のマッハ数は 0.74 から 0.83 で、翼弦長を用いて作ったレイノルズ数は $5.4 \sim 5.6 \times 10^5$ である。この程度のレイノルズ数では翼面の前部の境界層は層流であって、衝撃波の圧力上昇が波よりかなり前方まで影響して流れを剥離させ、実際の飛行機の場合とちがった状態になるおそれがある。そこで境界層を故意に乱して乱流にすることにした。

最も有効なのは、翼前縁の付近(約 5% 弦長の位置)に幅 1mm 程度のセロテープを翼幅方向にはる方法である。ただ、この方法だとセロテープの背面に負圧のピークが現われ、翼に迎角をつけたときに、このピークの後に衝撃波ができて、流れを剥離させるかあるいは境界層を非常に厚くするので具合が悪い。当初の計画では、翼の迎角をいろいろに変えて実験を行なう予定であったので、この方法はやめて、翼面上に流れと平行にたくさんのすじを入れる方法を用いることにした。このためには細い針金を等間隔に翼にまきつけることが考えられるが、翼が小さいのでこれは非常にむずかしい。そこで、試験的に凸版印刷の方法を応用してみた。すなわち、翼を薄く銅メッキし、等間隔に多数の直線を引いた線図をフィルムに縮写したものをを用いて銅面に溝を刻み込むのである。ここでは線の間隔を 0.5mm、刻みの深さを約 0.4mm とした。この加工は大日本印刷株式会社研究所の前川宗義、山司康雄の両氏のご好意によってなされたもので、ここに厚く感謝する次第である。

実験の結果から見ると、この方法はさきのセロテープの方法に比べて流れを乱す作用がいくぶん弱い。また銅メッキのため翼がいくぶん厚くなり、前縁付近の形がいくらか原翼とかわったため、この付近にやはり僅かなピークが出てしまった。しかしこれはさして有害なほどではないのでこのままで実験を行なうことにした。銅メッキ後に翼型寸法の加工を行ない、線間隔をさらにつめれば、良い結果がえられるのではないかと思う。

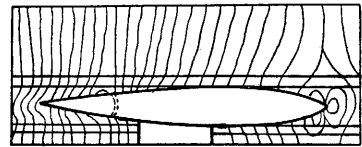
翼のまわりの流れの測定にはマッハ・ツェンダー干渉計を用いた。干渉縞写真の解析から直接に得られるのは密度の分布であるが、いま問題とする流れでは衝撃波によるエントロピーの増加はさほど大きくないから、近似的にエントロピーが不変であるとして密度から圧力を計算した。

主流のマッハ数の測定には、模型より上流の側壁に設けた測圧孔を用い、また翼面上、前縁から 40% 弦長の位置の圧力を測定し、干渉計で求めた翼面上の圧力分布は、ちょうどこの位置で測圧孔で直接測った圧力と一致するように補正した。これによって気流が完全に 2 次元的でないことの影響が取り除かれている。

干渉計による測定は大別してつぎの 2 種類である。

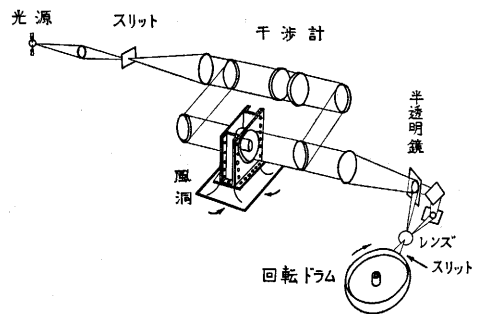
第一は補助翼なしの全翼の場合および補助翼付きの翼でこれをいろいろの角度に固定した場合についての翼面上の圧力分布の測定である。これは定常的な流れであるから、ふつう行なわれているように翼のまわり全体の干渉縞写真を撮影し、これを解析することによって圧力分布を求めた。この場合の干渉計の光源は交流空冷型超高压水銀灯 SHL-200 で、35mm フィルムで 1/20 秒の露出を行なった。

第二は補助翼が振動している場合の変動流の測定である。



第2図 気流変動の測定法

第2図のように、干渉縞のうつっているフィルムの前に幅のせまいスリットをおくことによって、翼面に接するせまい帯状領域の干渉縞だけをフィルムにうつす。気流の変動に応じて干渉縞が動くが、フィルムをスリットに直角方向に流せば、帯状領域の流れの変動が記録される



第3図 光学的測定装置

る。装置全体の略図は第3図に示してある。フィルムは回転ドラムに巻かれ、フィルム速度は 19m/s とした。第2図からもわかるように、この方法で記録される密度ないしは圧力の変動は厳密には翼面に沿ってのものではないが、音速に近い流れの性質として、流れに直角方向の状態変化はゆるやかであるから、上の帯状領域の圧力分布を近似的に翼面上のそれと見なしてもよいと考えられる。

上の方法はさきにわれわれが、翼面上にわずかながら

超音速の領域ができたときに現われる気流の不安定現象をしらべるのに用いた方法であるが⁵⁾、今回は補助翼自身の振動を気流の振動と同時に記録するように工夫した。

それには、回転カメラに入射させる光を半透明ガラスを使って二つにわかち、その一つを上述の記録に用い、他方はさらに 2 枚の反射鏡によって補助翼の振動方向を 90° 変え、翼後縁部の像だけを取り出して、第一の光線による気流変動の記録のすぐ下に記録させるのである。

以上の方法によって、補助翼が実際に振動している状態で、種々の翼角における瞬間的な圧力分布が求められるわけである。なお、この場合の光源は輝度が高く、しかも直流型のものが必要なので、直流通冷型超高压水銀灯 SHLD-500 を用いた。

3. 実験結果

実験はまず補助翼なしの全翼について圧力分布の測定、衝撃波による気流の変動の測定を行ない、ついで補助翼付きの模型によって、補助翼固定の場合の圧力分布および補助翼に種々の固有振動数および減衰率を与えたときのバズの模様をしらべた。

補助翼の力学的特性としては、つぎの表に示す 3 種類の場合を実験した。固有振動数と対数減衰率の数値は、補助翼を静止空气中で振動させ、これを上述の光学的方法で記録することによって求めた。

補助翼の特性

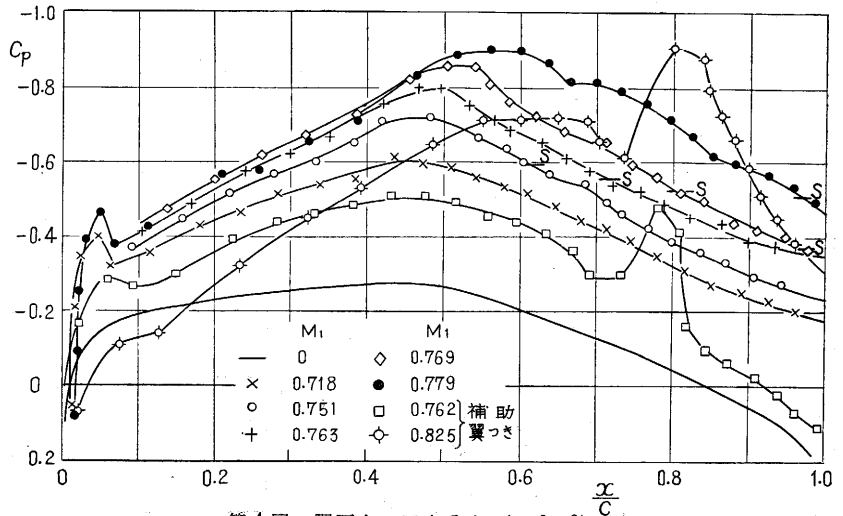
重量 $W = 2.45 \text{ g}$, 慣性モーメント $I = 1.9 \times 10^{-4} \text{ gcms}^2$

種類	固有振動数 f_0 (s ⁻¹)	ばね定数 k (gcm/rad)	減衰係数 c (gcms)	対数減衰率 nT
1	27.8	5.8	2.4×10^{-3}	0.23
2	64.4	31	4.2×10^{-3}	0.17
3	65.0	32	9.5×10^{-3}	0.38

ただし、 $2n = c/I$, $T = 1/f_0$.

実験の資料全部を掲げるだけ紙面の余裕もないので、ここでは要点だけを示そう。

第 4 図には補助翼のない場合とある場合の翼面上の圧力分布を示す。ただし、翼の迎角 α 、補助翼角 β はいずれも 0 の場合である。縦軸の C_p は圧力係数で

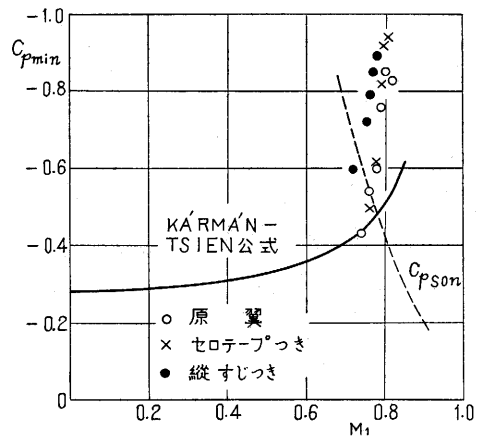


第 4 図 翼面上の圧力分布 ($\alpha, \beta = 0$)

$$C_p = (p - p_1) / \left(\frac{1}{2} \rho_1 V_1^2 \right)$$

で定義される。ここに p は圧力、 ρ は密度、 V は速度で、添字 1 は主流を表わす。横軸は前縁からの距離 x を弦長 c で割ったものである。また M_1 は主流のマッハ数を表わす。

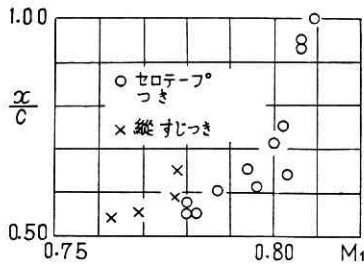
これらの圧力分布はいずれも支柱のない側の面に関するものである。補助翼付きのものは、これのないものと圧力分布がかなりちがっているが、これは主に補助翼の角度の設定が正確に行なえなかったことによると思われる。おのおのの曲線の途中に入れた横線 (s と付記した) は流速が音速に等しい状態を示す。一番下の曲線は非圧縮性流体 ($M_1 = 0$) に対する理論値⁶⁾である。



第 5 図 圧力係数の最小値とマッハ数との関係 (全翼の場合)

第 5 図には、補助翼なしの場合の圧力係数の最小値をマッハ数に対してえがいてある。実線は $M_1 = 0$ の理論値から Kármán-Tsien の公式で計算した値、また $C_{p_{son}}$ と

かいた曲線は、流速が音速に等しい状態の C_p を表す。実験値としては、境界層を乱す方法を講じてない原翼およびセロテープをはった場合をも記入してある。



第6図 衝撃波の位置

縦すじ入りの場合は $|C_p|$ が一体に大きいのは前にも述べたように翼がすこし厚くなっているためである。また $M_1=0.8$ の付近で $|C_p|$ が急速に増すが、これは模型の存在によって風洞が閉そくする状態に近いことを表わしている。

第6図には翼面上の衝撃波の位置をマッハ数に対してえがいてある。 $M_1=0.8$ の付近で波が急速に後退するがこれもまた上述と同じ

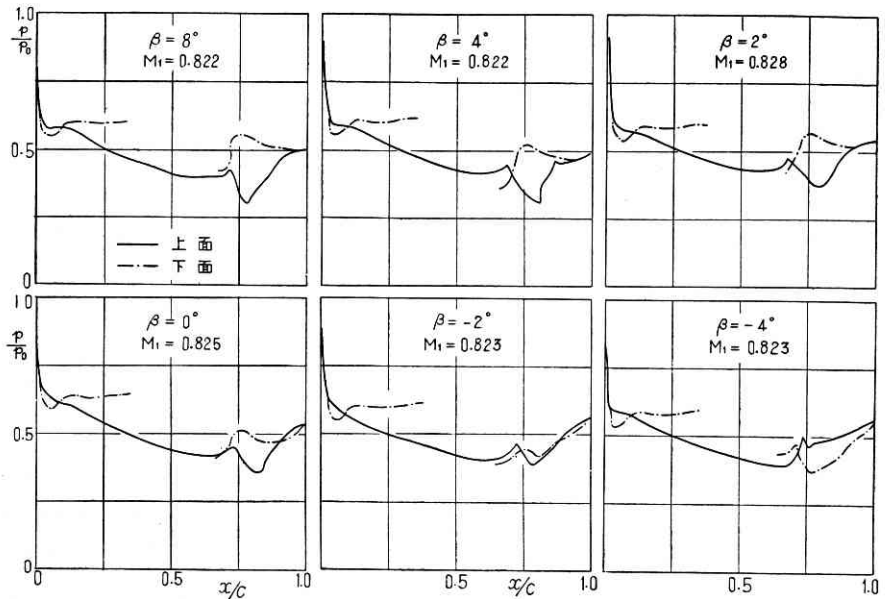
ことを示している。翼が自由大気中を飛ぶ場合、あるいは風洞でも模型がもっと小さいときには、 M_1 の増大に伴う衝撃波の後退はもっとゆるやかであると考えられる。

本実験でバズが起るのは $M_1=0.8$ の近くであるので、ここに示されたマッハ数は自由大気の場合にそのまま適用されるものではなく、恐らくもっと高いマッハ数に

応ずるものであろう。しかし、この点を除けば、バズの現象そのものには大きなちがいはないと考えてよいであろう。

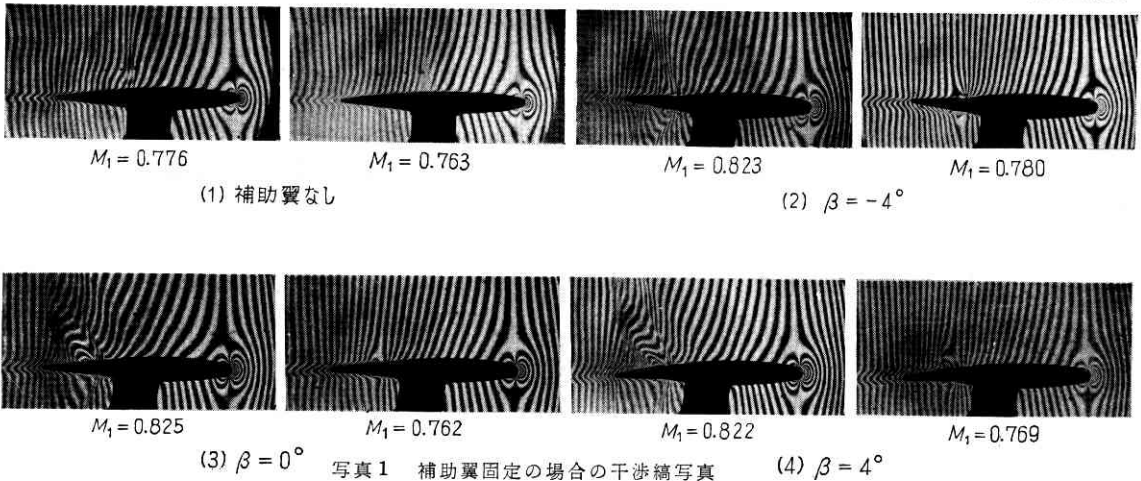
写真1は補助翼固定の場合の干渉縞写真の例である。比較のため補助翼のない全翼の場合をも掲げておく。第7図には、これから求めた圧力分布の例を示す。ここで p_0 は総圧(この実験では大気圧)である。下面(支柱側)の圧力分布は支柱の影響を受けていることがわかる。

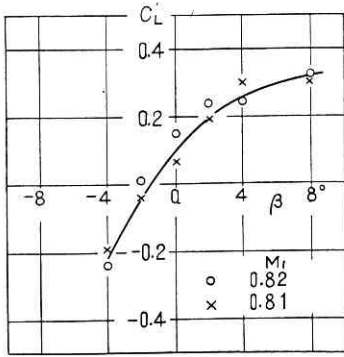
補助翼のまわりの圧力分布から、補助翼にはたらく揚



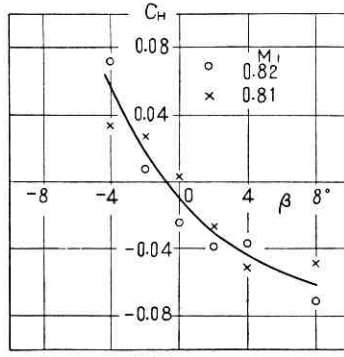
第7図 翼面上の圧力分布

力およびヒンジのまわりのモーメントを求めることができる。第8, 9図にその例を示す。ここに C_L' は補助翼面の揚力をその面積と動圧との積で割ったもの、また C_H はヒンジ・モーメント(後縁下げを正とする)を、動圧、補助翼面積、同弦長の積で割ったものである。図からわかるように C_L' および C_H が0となる補助翼角 β は0ではなくて、約 1° だけ負の側(写真でいえば補助翼後縁





第 8 図 補助翼の揚力係数



第 9 図 補助翼のヒンジ・モーメント係数

また、ヒンジの辺から圧縮波が周期的に前方へさかのぼる現象が見られるが、写真から判断すると、前進速度のおそい(すなわち弱い)衝撃波のあとから速い(強い)衝撃波が追いついて、一緒になってからさらに前へ進むようである。いずれにせよ、バズの現象は、単に補助翼とその前に位置する衝撃波との間の局所的な流れのみに関係するのではなくて、翼のまわりの流れ全体に関係するものであることが推測される。

さて、このような写真からバズの振動

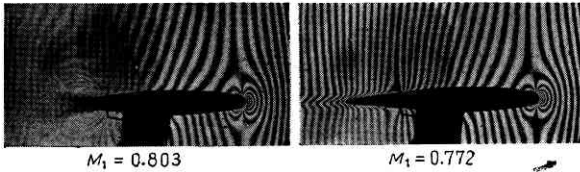


写真 2 補助翼可動の場合の干渉縞写真

が上っている方)にかたよっている。これは支柱の影響と補助翼の取付けが正確にできなかったことによる。

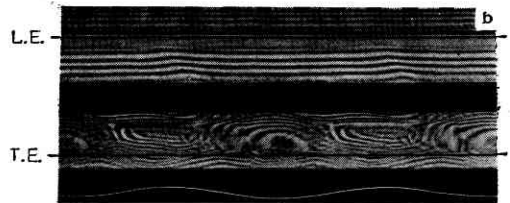
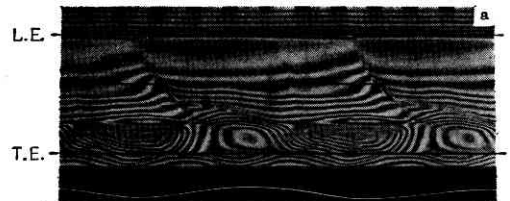
つぎに補助翼が可動の場合であるが、バズの起りは始めるマッハ数は 1, 2, 3 いずれの場合もほとんど同じく、 $M_1=0.78\sim 0.79$ である。

写真 2 は写真 1 と同じ方法で撮影したもので、右はバズが起る前、左はかなり強く振動している場合である。この写真で翼後部の縞がぼけているのはこの辺の気流の変動がはげしいことを示している。後に述べるように、翼の前半部の流れも決して完全に定常なのではなくて、圧縮波が周期的にこの部分を通過して行くのであるが、この写真のように長い露出時間でうつすと、このことがわからないのである。

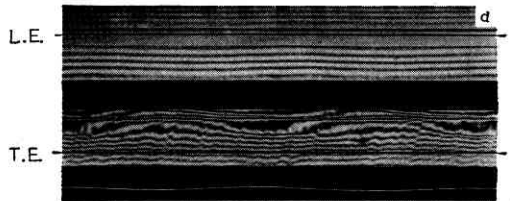
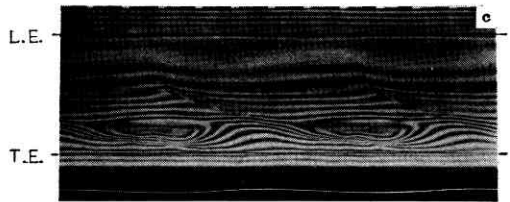
写真 3 は回転ドラムを用いた記録の一部である。上面、下面とかけたものはそれぞれ第 2 図の帯状域についての記録である。下面の方は支柱から出る細かい渦のためだぶ気流が乱れている。

写真に見える 3 本の直線は、前縁(L.E.)、後縁(T.E.)および 40% 弦長点を示す。時間は左から右へ進み、この写真には約 3×10^{-3} 秒の間を示してある。補助翼の姿勢の記録は鮮明でないので白インクでなぞってある。この波形の山は補助翼角が負、すなわち後縁がはね上った状態に対応する。

写真 2 と同様、縞が密なところは流れの圧縮、粗いところは膨脹をあらわす。ヒンジの付近で縞の密集の度合が変化しているのは、衝撃波の強さが変化していることを示す。補助翼面上では、上面が下面より圧力が高い状態とその反対の状態とが交互に繰返されるが、これは補助翼の姿勢よりいくらか位相がおくれていることがわかる。



$M_1=0.80$, a:上面, b:下面



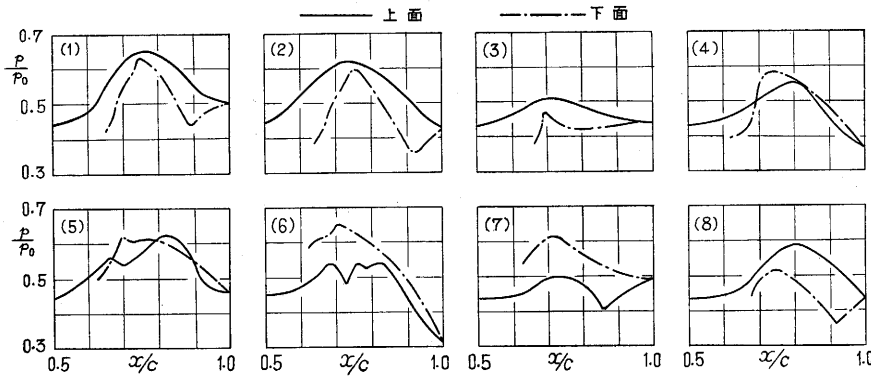
$M_1=0.79$, c:上面, d:下面

写真 3 振動の記録

数を求めると、補助翼特性 1, 2, 3 に対してつぎの数値がえられる。

1. 650~670 c/s
2. 680~690 "
3. 670~680 "

この中で、マッハ数の高い方が幾らか高い振動数になる



第 10 図 1 周期の間の圧力分布の変化 (補助翼 2, $M_1=0.81$)

傾向が見られる。補助翼の固有振動数はほとんどバズの振動数に影響しない。また、ダンパーがあまり強くなかったせいか、この実験ではその効果がほとんど見られず、バズの振幅は、実験の最高マッハ数でいずれも約 12° であった。なお、本実験のバズの振動数が高いのは模型が小さいからで、この種の振動現象が無次元数: (振動数) \times (翼弦長) / (速度) によって支配されると考えれば、上の振動数は実機(弦長 1 m として)では約 30 c/s に当ることになる。

第 10 図は 1 周期を 8 等分して、そのおのおのの時刻

仕事为正であることが示される。補助翼角の有効値が 0 ($\beta=-1^\circ$) のときの C_H および $C_H=0$ を与える β の値から見て、ヒンジ・モーメントは補助翼の動きよりおよそ 30° くらい位相がおくれているようである。

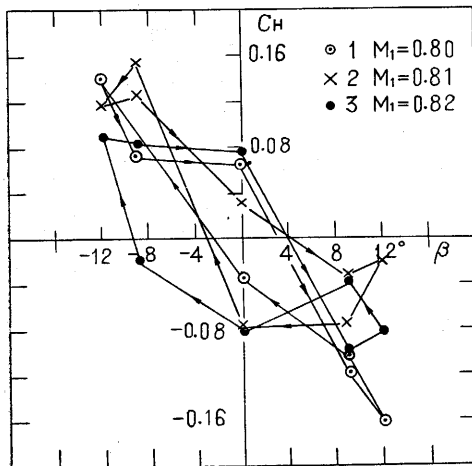
以上はバズが強い場合であるが、写真 3 の (c), (d) のようなバズの初期については、上述の事柄がはっきり出て来なかったことを付記しておきたい。おそらく、バズの初期には位相差が小さくて、実験整理の際の誤差の中に入ってしまったものと思われる。

本文に示した振動記録法は、干渉計の代りにシュリーレン法を用いても可能である。そして、微小な圧力波の伝播を観察するにはむしろこの方が適しているので、干渉計と併用することが望ましいと考えられる。

(1959. 2. 16)

文 献

- (1) A. L. Erickson & R. C. Robinson, NACA RM A8H03.
- (2) A. L. Erickson & R. L. Mannes, NACA RM A9B28.
- (3) S. A. Clevenson, NACA, TN 3687 (1956).
- (4) 玉木章夫, 永井達成, 生産研究 5 巻 2 号 (1953) 45.
- (5) F. Tamaki, J. Phys. Soc. Japan 12 (1957) 544.
- (6) I. H. Abbott & A. E. Doenhoff, Theory of Wing Sections, McGraw-Hill (1949) 369.



第 11 図 1 周期の間のヒンジ・モーメントの変化

東京大学生産技術研究所報告 第 8 巻 第 4 号 刊行
田 治 見 宏 著 「耐震理論に関する基礎的研究」

建物の耐震計算は、現在、自重の約 20% の横力を仮定して地震時の応力を推算するという慣例的な方法に従っているが、いずれは、地動加速度から建物の地震時の応力を求めそれによって設計する、いわゆる動的設計に進まねばならぬことはいうまでもない。本論文はそれの一つの基礎資料を提供している。内容は大きく二つに分けられ、(1) 地震動のような不規則運動中の建物の応力を統計的手法をかりて求める方法を論じ、(2) その計算で特に重要な因子となる建物の減衰に関し、その相当量を占める勢力地下逸散減衰について論じてある。