

ロケット翼のフラッタ実験の試み

池田 健・富田 文治

1. ま え が き

翼の剛性が不十分であると、翼は高速において空気外力と弾性的復元力とによって一種の不安定自動振動を生ずることがある。これをフラッタというが、特に遷音速または超音速の翼のフラッタを論ずる空力弾性学の分野には、他の分野に比べて未解決の問題が非常に多く残されており、理論的にも不明な点があり、計算も非常な労力を必要として、時としては設計の間に合わないこともある。したがって効果的なフラッタの実験的研究手段を採用することは、理論ではまだ解答を与え得ないいろいろの点に直接的な解答を与える場合もあろうし、さらには新しい理論の展開に有用な指針を与える場合もある。もちろん、模型の製作技術や完全な相似性を得ることに關しては相当の困難さは付随する。亜音速におけるフラッタの模型実験は各国の強度規定にもきめられている位に実用化されているが、遷音速または超音速のフラッタの模型実験の試みられた文献はほとんどない。(1) ここではロケットの翼の遷音速領域における危険速度を求めめるために行った風洞実験の新しい試みについて、その考え方、結果等を簡単に述べることにする。

2. 相 似 則

模型実験を行うに際しては、まず最初に、風洞実験に使用する模型と実際のロケット翼との間の次元な関係を調べておく必要がある。ある一定の翼型のフラッタに關係する物理量としては、危険速度 v (m/sec)、翼の固有振動数 n (1/sec)、翼弦 L (m)、音速 a (m/sec)、空気密度 ρ_a (kg/m³)、翼密度 ρ_w (kg/m³) および空気の動粘性係数 ν (cm²/sec) を考えれば十分であろう。一般に翼の弾性を代表させる量としては翼の曲げ剛性 (EI) および振り剛性 (GJ) を採用するが、ここではフラッタを起させると思われる固有振動数によって翼の弾性を代表させた方がより合理的と思われるので EI または GJ の代りに n を採用することにした。次元解析に關する Buckingham⁽²⁾ の法則に従い、翼のフラッタを支配する独立の無次元量として v/a , nL/a , ρ_w/ρ_a および vL/ν を考えることにすれば、危険速度 v/a は次のような函数型として表わし得る。

$$v/a = f(nL/a, \rho_w/\rho_a, vL/\nu) \quad (1)$$

ここで vL/ν はいわゆる Reynolds 数であるが、現在までのところでは残念ながら、Reynolds 数とフラッタの危険速度との間のはっきりした関連は理論的にも実験的にも判っていないが、この影響は比較的小さいものと考えて一応省略して考えることにすれば(1)式は

$$v/a = f(nL/a, \rho_w/\rho_a) \quad (2)$$

となる。模型 (Model) と実物 (Prototype) とを区別するために、上記の物理量にそれぞれ m および p の添字を付けることにする。模型および実物を同一材料で製作すれば $\rho_{wm} = \rho_{wp}$ であるから空気密度の等しい条件の下におけるフラッタを考える範囲では、 $(\rho_w/\rho_a)_m = (\rho_w/\rho_a)_p$ となり、この項は(2)式から除くことができるから(2)式は

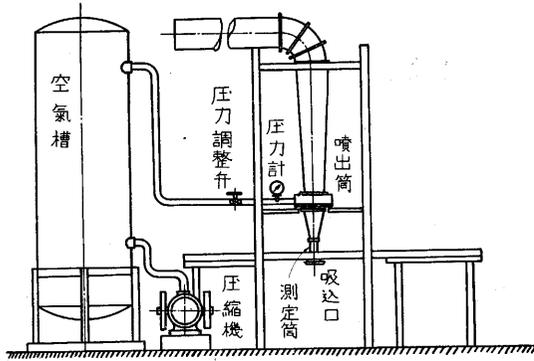
$$M_m = f(n_m L_m / a_m), M_p = f(n_p L_p / a_p) \quad (3)$$

となる。ただし、 $M_m = v_m / a_m$ (模型実験のマッハ数) $M_p = v_p / a_p$ (実物におけるマッハ数)。さらに簡単のために、両者の場合において、空気密度、温度の等しい状態すなわち $a_m = a_p$ の場合に問題を制限すれば(3)式は

$$M_m = f(n_m L_m), M_p = f(n_p L_p) \quad (4)$$

とあらわされるから、両者が同一材料で形状が相似であれば、 $n_m L_m = n_p L_p$ が成立するから $M_m = M_p$ となり、模型実験によって得られた危険速度は、実物における危険速度と考えてよいことになる。上記の危険振動数 n は翼の捩れ振動数 n_T または曲げ振動数 n_B のいずれかに近い値で、翼の型式によっていずれの振動型のフラッタが卓越するかにより決められるべきものであるが、いずれの振動型の場合でも $n(n_T$ または $n_B) \propto 1/L$ であるから、相似模型である限り、 $n_m L_m = n_p L_p$ の関係は満足されており、したがって $M_m = M_p$ と考えてよいことになる。

また以上の考え方をそのまま適用し得るためには、実物と風洞における空気密度 ρ_a 、温度 T を同一にすることが必要であるが、現在の風洞においてはそれらの値を任意に調節できないから、風洞によって得られる結果は、実験を行ったときの ρ_a , T (M が決まれば ρ_a , T の値は自動的に決まり、これは計算から求められる。) の状態における速度しか判らない。この値から条件の異なる場合の速度を求めめるには ρ_a , T の補正をしなければならぬ。 ρ_a が危険速度に及ぼす影響は低速における傾向を延長して考えることが許されるならば、大体 $1/\sqrt{\rho_a}$ に比例すると考えてよい。温度によるマッハ数の変化の

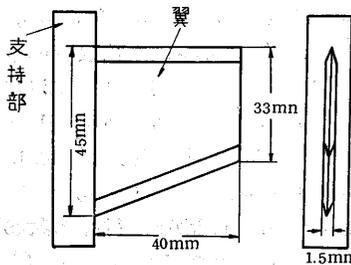


第1図 風洞

影響は、この種の遷音速または超音速の実験結果を整理することによって傾向的推定は将来可能であろう。

3. 風洞実験におけるフラッタ現象の判定

第1図に示すような誘導式高速風洞（断面 9.2cm×6.0cm, 最大風速 1.3M ただし M はマッハ数）の中にロケットの尾翼模型を固定し、風速を順次変化せしめて、フラッタの生ずる限界を求めた。模型の大きさは第2図



第2図 ロケット翼模型

に示す。観測方法は翼の付根付近の上下面に抵抗線歪計（ゲージレンジス 5mm）を貼付して6ボルトの直流電圧を印加し、その出力をブラウン管に導いた。風速を徐々に増加してある一定の速度に達するとブラウン管上に非常に速い微小振動波形が表われるので、この時の風速をフラッタ速度とすることにした。現在のところではこの微小振動波形の観測と、同時にその時に生ずる音をもって判断している。

4. 実験結果と経験的推定値との比較

第2図に示した大きさの模型についての実験結果では、フラッタを生ずる風速は必ずしも一定した値ではなく、ある程度の中をもって起っているが、このような速度のパラッキは低速のフラッタにおいても経験されていることである。この実験では、大体 0.8M~0.85M の範囲で観測されている。一方別の振動実験で測定した振り振動数 (n_i) は 2580c. p. s. であるので、一応これを危険振動数と見なして、H. G. Küssner の式から危険速度の概略値を求めて見る。v' をマッハ数の影響を考慮しない

危険速度, n_i(=2580c. p. s) を危険振動数, t_m(=0.04m) を平均翼弦, ω(≐0.9) を統計的係数とすれば

$$v' = \pi n_i t_m / \omega \approx 360 \text{m/sec} \quad (5)$$

となるが、v' には空気の圧縮性の影響が考慮されていないので、圧縮性流体に関する Prandtl-Glauert の補正を施すことにすれば、危険速度 v は 0.85M に対して

$$v = 360 \text{m/sec} \{1 - M^2\}^{1/4} \approx 279 \sim 261 \text{m/sec} \quad (6)$$

となる。また、この風洞実験の 0.8~0.85M における音速は約 328m/sec であるから、風洞内の風速は 328 m/sec × {0.8~0.85} ≐ 260~278m/sec である。この値は(6)式の概略値とよく合っていると云えよう。

5. 結 び

遷音速または超音速のフラッタ問題に関しては、最近理論的に研究されつつあるが、実験的研究についてはあまり文献がない。

本実験においては、フラッタ現象が生じても、模型の破壊にまで至ることはないが、これは振動が大きくなると風速が低下するためであろう。したがって模型を破壊することなしにフラッタを探知することが可能であるが、振動が微小であるためフラッタの詳しい測定例えば、その時の振動数や振動型の測定は困難であった。特にこの種の振動を応力の形で検出するには抵抗線歪計は感度がやや不足であった。しかし音速以下の実験ではあったが、圧縮性の影響を考えねばならない M=0.85 程度の実験を行うことに成功した。さらに高速（超音速）の風洞が完成すれば超音速におけるフラッタの模型実験も可能であると思われる。

この実験は玉木研究室の風洞⁽³⁾ を使用したもので、同研究室の方々からいろいろ教示を得た。また実験には古田敏康君に協力していただいた。

付 記

本実験に使用した模型は、平面形がベビー型ロケットと同一の翼で、最大厚さは翼弦の約 3.3% であった。ベビー型ロケットでは、この値が 8.0% であり、最大速度は約 200m/sec であったから、フラッタの危険はぜんぜんなかった。(1956. 2. 22)

文 献

- (1) R. L. Bisplinghoff, Aeroelasticity, Addison-Wesley Publishing Co., 1955.
- (2) 例えば G. H. Lee, An Introduction to Experimental Stress Analysis, John Wiley & Sons, 1950.
- (3) 玉木章夫, 永井達成, 翼型を過ぎる音速に近い気流の研究, 生産研究, Vol. 5, No. 2, 1953.