

計測局所マッハ数による非平面翼のフラッタ限界値補正

神田 淳、甲斐 高志、中村 俊哉（航空宇宙技術研究所）

Correction of Flutter Boundary of Non-Planar Wing Using Measured Local Mach Number

Atsushi KANDA, Takashi KAI and Toshiya NAKAMURA (NAL)

Keywords: Flutter, Doublet-Point Method, Wind Tunnel Test, Non-Planar Wing, Mach Number

ABSTRACT

For the anti-symmetric flutter speeds of a tip-fin-shaped reentry space vehicle model, numerical predictions using Doublet-Point Method (DPM) have been different from experimental results in a part of lower supersonic region. The cause of the discrepancy is suspected to be that the local flow over the wing differs from the free stream. Instead of free stream Mach numbers, measured local Mach numbers are adopted for flutter boundary analyses, and the corrected numerical results show good agreement with experimental ones. Therefore, it is made clear that the correction by local Mach numbers improves the accuracy of the flutter boundary.

1. 序論

有翼宇宙往還機 HOPE-X は、H-IIA ロケットに搭載されて打ち上げられる計画である。この形態では、往還機とロケットとの結合部やロケット自体の弾性モード（以降まとめて、結合部の弾性モード）が、往還機の翼のフラッタに影響する可能性がある。著者らはこのような打ち上げ形態のフラッタ特性を、単独飛行形態におけるフラッタ特性と併せて研究^{1,2)}してきた。結果として、遷音速風洞でのフラッタ実験や、非定常空気力計算に Doublet-Point Method (DPM) を用いた数値解析により、これらのフラッタ特性を定量的にほぼ解明することができた。

しかし、一様流マッハ数 $M=1.1\sim 1.2$ 付近の低超音速領域で、フラッタ限界の実験値が解析値を大きく上まわる結果が一部に認められた。解析結果が安全側のため、これがそのまま問題となる可能性は小さいものの、ぎりぎりの安全率により行われる航空宇宙機の設計のためには、この相違の原因を究明することは重要であると考えられる。

往還機はもともとチップフィンという非平面翼で計画されていた。相違が認められたケースの風試模型や解析モデルは、まさにこのチップフィン形態であった。ここで、チップフィンと胴体で囲まれた空間の流れ（チャンネルフロー）が一樣流と大きく異なるのではないかと、という推測を行った。

局所マッハ数を求めるために、風洞実験を行った。実際には直接マッハ数を計測できないので、Pitot 管により総圧を計測し、同時に剛体模型の翼面に埋め込んだ圧力センサで静圧を計測した。得られた総圧と静圧とを用いて、計算により局所マッハ数を求めた。得られた局所マッハ数を基にフラッタ解析の補正を行ったので報告する。

2. 模型

模型の概要を図 1 に示す。翼は主翼部・チップフィン部から構成され、7075-T651 製の剛体翼である。形状は、風試^{1,2)}においてフラッタ限界値の相違があったものと同一である。翼型

は主翼部・チップフィン部ともに NACA0010 である。主翼部のスパン長は 200mm、コード長は翼根で 400mm、翼端で 120mm であり、前縁および後縁クランクがスパン方向 80mm 位置にある。チップフィン部はキャント角 14° 、スパン長は 120mm、翼端コード長は 60mm である。胴体部は長さ 677mm、高さ・幅とも 160mm である。

右翼には静圧計測用として、絶対圧型の圧力センサ (Kulite 製 XCS-062-15A) が 4 カ所に埋め込まれている。センサ位置は、内舷側の 2 個が翼根からスパン方向 45.5mm 位置であり、外舷側の 2 個が同 140.5mm 位置である。前縁側は、内舷・外舷ともにコード方向 31.1% 位置 (最大翼厚部) であり、後縁側は、内舷が同 90.7%、外舷が同 81.5% 位置である。

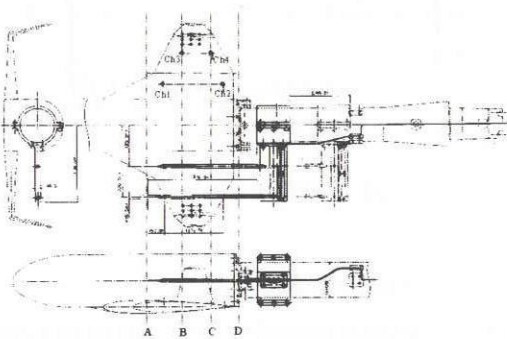


図1 模型概要

3. 局所マッハ数計測

局所マッハ数の計測方法と、航技研の遷音速風洞 (NAL TWT-1) での風洞実験結果について述べる。マッハ数は直接計測を行うことができないため、総圧および静圧を同時に計測し、そこから局所マッハ数を計算で求めることとした。



図2 風洞実験状況

3.1. 総圧計測

模型の翼付近に 2 本の Pitot 管を設置し、風洞設備のクォーツマノメータにより総圧 P_{02} を計測した。Pitot 管は、右翼の圧力センサと干渉が少なくなるように左翼側に設置した。2 本の位置は、内舷側が翼根からスパン方向 45.5mm 位置、外舷側が同 140.5mm 位置 (翼面の圧力センサとコード方向同位置) である。Pitot 管は機軸方向にマニュアルでトラバース可能であり、4 種類のコード方向位置 (A~D) で計測を行った。Pitot 管先端の位置は主翼根前縁部より下流方向に、A が 120mm 位置、B が 246mm 位置、C が 336mm 位置、D が 424mm 位置である。Pitot 管位置を図 1 中に示す。

計測は、気流 (一様流) が設定した条件に安定してから 30 秒経過した後の、安定した総圧 (Pitot 圧) データを取り込む方法で行った。気流条件は、一様流マッハ数 $M=0.6, 0.8, 1.0, 1.1, 1.2, 1.3, 1.4$ 、一様流総圧 (集合胴圧) $P_0=80\text{kPa}, 100\text{kPa}$ である。

3.2. 静圧計測

右翼の 4 カ所の圧力センサを用いて、上記の総圧計測と同じ気流条件で、同時に静圧 P_t を計測した。シグナルコンディショナに CDV-700A (共和電業製) を用い、内部の A/D コンバータによりデジタル表示された電圧値を静圧に換算した。

Pitot 管を設置しないケースの静圧も計測した。ただしこのケースは完全に別に行ったため、気流条件が Pitot 管を設置したケースと異なり、 $M=0.6, 0.8, 1.0, 1.2, 1.4$ である。

計測チャンネルは内舷前縁側が Ch1、内舷後縁側が Ch2、外舷前縁側が Ch3、外舷後縁側が Ch4 である。

3.3. 局所マッハ数の算出

総圧 (Pitot 圧) と静圧とから局所マッハ数を算定する方法について述べる。定常等エントロ

ピー流を考えると、総圧 P_0 と静圧 P 、マッハ数 M は次の関係式で表される。ただし γ は比熱比とする。

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{1}{1 + (\gamma - 1)M^2/2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

超音速流中では、Pitot 管によって管の先端部に垂直衝撃波が生じる (図 3)。つまり Pitot 管で得られる総圧は、Pitot 管自身によって発生する垂直衝撃波下流の総圧である。

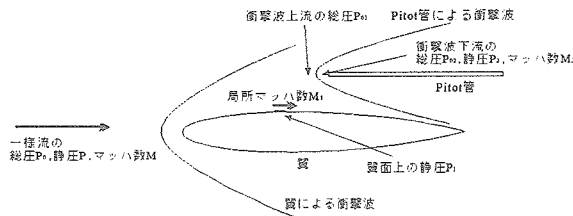


図3 総圧・静圧・マッハ数の関係

定常等エントロピー流に関する(1)式が垂直衝撃波の上流・下流のそれぞれで成立すること、かつ上下流を通じて流量・全運動量・全エンタルピーが保存されるという条件より次式が導かれる。

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \quad (2)$$

$$M_2^2 = \frac{(\gamma - 1)M_1^2/2 + 1}{\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)/2} \quad (3)$$

ここで、 P_1 は衝撃波上流の静圧、 P_2 は衝撃波下流の静圧、 M_1 は衝撃波上流のマッハ数、 M_2 は衝撃波下流のマッハ数である。(2)および(3)式より、垂直衝撃波に関する Rankine-Hugoniot の関係式³⁾が導かれる。

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma}{\gamma + 1} M_1^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \quad (4)$$

以上から、衝撃波上流の静圧 P_1 および衝撃波下流の総圧 P_{02} と M_1 の間に、次の関係が成り立つ。

$$\frac{P_1}{P_{02}} = \frac{P_1}{P_2} \frac{P_2}{P_{02}} = \frac{\left(\frac{2\gamma}{\gamma + 1} M_1^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}}{\left(\frac{\gamma + 1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (5)$$

つまり実験によって計測された P_1 と P_{02} から、垂直衝撃波上流のマッハ数 M_1 を求めることができる。ただし M_1 は、 P_1 と P_{02} の関数として陽に表すことができないため、Regula-Falsi 法を用いて数値的に解を求める。なお亜音速流における局所マッハ数は、(1)式により次式で表される。

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left\{ \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{1 - \gamma}{\gamma}} - 1 \right\}} \quad (6)$$

以上で求められた局所マッハ数を図4に示す。

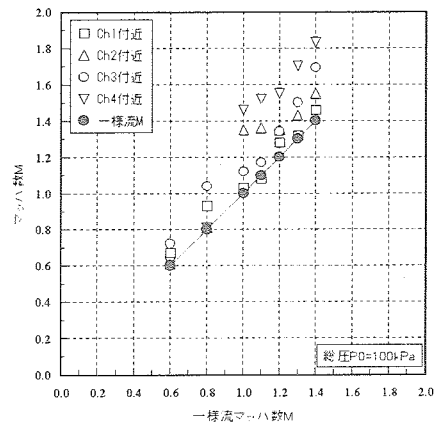


図4 局所マッハ数

4. フラッタ限界値補正

過去に、低超音速領域でフラッタ限界の実験値と解析値が大きく異なったケースは2種類ある。一つは、フリーロール状態の機体（単独飛行形態）における逆対称モードフラッタ¹⁾である。もう一つは、ロール弾性支持された機体（打ち上げ形態）における逆対称モードフラッタ²⁾である。両ケースとも翼構造こそ異なるが、非平面翼であり本研究に用いた翼と同一形状である。胴体および支持装置は本研究のものと同一である（支持装置にはもともとロール方向に自由度を有する機構があるが、本研究ではこれを固定して実験を行った）。本章ではフラッタ限界値の補正方法について述べ、実際に補正を行った結果について示す。

4.1. 補正方法

フラッタ解析の補正は、一様流マッハ数の代わりに計測で得られた局所マッハ数を、非定常空気力の算定に用いることで行う。DPM による非定常空気力解析法では、揚力面全域にわたってマッハ数が同一であることが必要である。しかし計測で得られた非平面翼の局所マッハ数は、翼面上の場所ごとに異なる。そこで2種類の方法で補正マッハ数を算出する。一つは外舷側2カ所 (Ch3, Ch4) の局所マッハ数の算術平均値を補正マッハ数 (以降 M' と表記) とする方法である。これは、曲げモード・振りモードの変形量が大きい外舷側が、非定常空気力に大きく影響することに基づく。もう一つは単純に翼面の4カ所 (Ch1~Ch4) の局所マッハ数の算術平均値を補正マッハ数 (以降 M'' と表記) とする方法である。補正マッハ数 M', M'' を図5に示す。

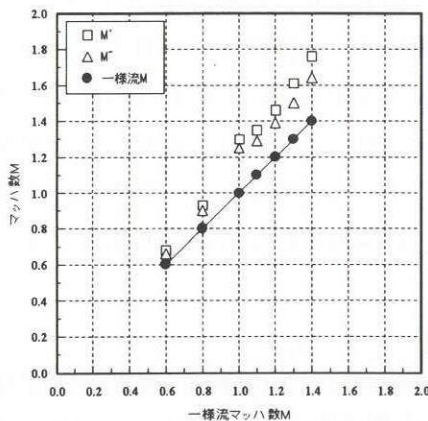


図5 補正マッハ数

4.2. 単独飛行形態の逆対称モードフラッタ

文献1では、有翼宇宙往還機模型 (図6) の単独飛行形態において、翼の逆対称モードフラッタがクリティカルになることを示した (逆対称モードフラッタは、翼の逆対称曲げと逆対称ねじりモードが連成するフラッタである)。このとき、亜音速領域では逆対称モードフラッタ速度の解析値と実験値が定量的に良く一致したものの、マッハ数 $M=1.1, 1.2$ においてフラッタ限界の実験値が解析値を大きく上まわっていた。

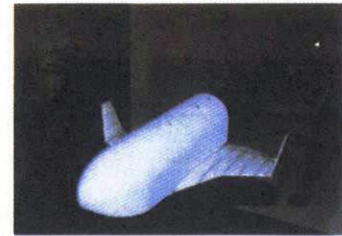


図6 風洞実験状況

そこで、補正マッハ数を用いてフラッタ補正解析を行った。補正マッハ数に応じた非定常空気力を算出し、構造との連成を $p-k$ 法によって解くことで、フラッタが発生する総圧を求めた。この結果を図7に示す。図中、補正を行わない無次元フラッタ速度を \overline{U}_F, M', M'' を用いて補正した無次元フラッタ速度をそれぞれ $\overline{U}_F', \overline{U}_F''$ とする。なお無次元フラッタ速度は次式⁴⁾で算出した。

$$\overline{U}_F = \frac{1}{2\pi f_a b} \sqrt{\frac{\pi b S_w}{2m}} \sqrt{\frac{\gamma P_0 M^2}{1 + (\gamma - 1)M^2/2}} \quad (7)$$

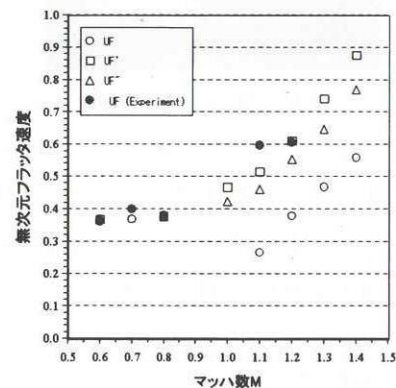


図7 フラッタ速度 (単独飛行形態)

補正マッハ数 M', M'' を用いることで、解析値がより実験値に近づいた。特に補正マッハ数 M' を用いた場合の無次元フラッタ速度は、実験結果と非常に良く一致する。補正しなかった場合でも解析値が安全側であるが、補正マッハ数 M' を用いることによって、より精度の高い解析がDPMで可能であることがわかる。また、亜音速領域ではマッハ数の変化によるフラッタ速度の変化は小さいが、超音速領域での変化は大きいことがわかる。つまり遷音速から超音速

領域では、揚力面での局所マッハ数の上昇は、フラッタ速度に対する影響が大きいと考えられる。よってチップフィン翼のように面に囲まれた空間を有する場合には、局所的なマッハ数の変化を考慮する必要があると考えられる。

4.3. 打ち上げ形態の逆対称モードフラッタ

文献2では、有翼宇宙往還機模型(図8)の打ち上げ形態において、ロケットと往還機の結合部によるロール弾性モードが、往還機の逆対称モードフラッタに影響することを示した。亜音速領域では逆対称モードフラッタ速度の解析値と実験値が定量的に良く一致したものの、マッハ数 $M=1.2$ においてフラッタ限界の実験値が解析値を大きく上まわっていた。



図8 風洞実験状況

そこで補正マッハ数を用いてフラッタ解析を行った。この結果を図9に示す。無次元フラッタ速度は(7)式を用いて算出した。

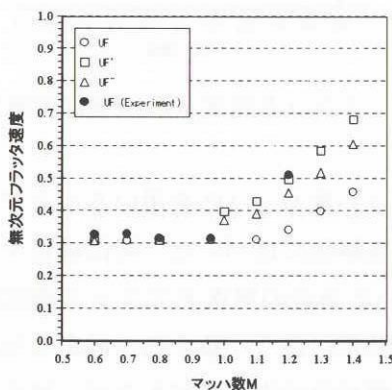


図9 フラッタ速度(打ち上げ形態)

計測した局所マッハ数を用いてフラッタ解析の補正を行ったところ、定量的に一致した。つまり実験値と解析値の相違の原因は、単独飛行

形態のときと同様に、一様流マッハ数と局所マッハ数の相違であることがわかった。

5. 結論

総圧(Pitot 圧)と静圧を計測して局所マッハ数を求め、フラッタ限界値の補正を行った。局所マッハ数は一様流マッハ数 M と大きく異なることがわかった。得られた局所マッハ数を基に補正マッハ数を算出し、単独飛行形態および打ち上げ形態における逆対称モードフラッタの補正を行った結果、無次元フラッタ速度の解析値がより実験値に近づいた。特に、変形が大きい位置の局所マッハ数から求めた補正マッハ数を用いた場合、実験結果と非常に良く一致した。補正しなかった場合でも解析値が安全側であるが、補正マッハ数を用いることによって、より精度の高い解析が DPM で可能であることがわかった。以上より、低超音速領域でのフラッタ速度の相違は、一様流マッハ数と局所マッハ数の相違が原因であることがわかった。つまりチップフィン翼のように面に囲まれた空間を有する場合には、局所的なマッハ数の変化を考慮したフラッタ解析を行う必要があると考えられる。

参考文献

- 1) 神田淳, 上田哲彦; 有翼宇宙往還機型全機模型の逆対称モードフラッタ, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1342 (1997)
- 2) 神田淳, 上田哲彦; 有翼宇宙往還機打ち上げ形態におけるロール弾性のフラッタ特性への影響, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1380 (1999)
- 3) 相原康彦; 流れの力学, (1990) pp.33-42, 培風館
- 4) Bisplinghoff, R.L. and Ashley, H.; Principle of Aeroelasticity (1962) pp.235-258, John Wiley&Sons, INC.