有翼宇宙往還機打ち上げ形態における結合部弾性モードが影響するフラッタ^{*1}

Flutter of Winged Space Reentry Vehicles Affected by an Elastic Attachment in Launching Configuration

神 田 淳^{*2}・上 田 哲 彦^{*2}

Atsushi KANDA and Tetsuhiko UEDA

Key Words: Flutter, Yaw, Roll, Wind Tunnel Test, Doublet-Point Method, Reentry Vehicle

Abstract: This paper reports a flutter investigation of a re-entry space vehicle having an elastic rotational mode caused by its launching rocket. The elastic rotational mode is taken into consideration as an elastic roll mode or an elastic yaw mode. Flutter experiments were conducted in NAL Transonic Wind Tunnel. The DPM (Doublet-Point Method) is used to calculate flutter boundaries. It is shown that the elastic roll mode may lower critical flutter speed, because its existence alters the natural frequency of an anti-symmetric bending mode with which flutter occurs. A coupling between the elastic yaw mode and an anti-symmetric bending mode of a tip-fin wing is also shown to be critical.

1. 序 論

我が国で、ロケットの先端に搭載されて打ち上げられる有翼宇宙往還機 HOPE-X の計画がある。この形態における往還機機体の弾性モードには、ロケットと往還機機体の結合部やロケット自体の曲げ弾性モード（以降まとめて、結合部の弾性モードと表記）が含まれる。本研究の目的は、結合部の弾性モードが機体のフラッタ特性にどのように影響するかを調べることにある。

結合部の弾性モードは、機体を基準にすればロール・ピッチ・ヨー方向の回転弾性モードである（第 1 図）。機体の回転モードに対するフラッタ特性の影響については、さまざまな研究が行われてきた。Rockwell 社と NASA Langley 研究所の共同による AFW（Active Flexible Wing）プログラム¹⁾では、ロール自由度がある場合の逆対称モードフラッタについて研究している。Soistmann ら²⁾は、ピッチ自由度を有するリフティングボディのフラッタについて研究した。Chen ら³⁾は、ピッチ自由度を有する複合材前進翼機のフラッタを研究した。Niblett⁴⁾は、ピッチ自由度のフラッタへの影響を解析的に研究している。しかし、これらはあくまでフリーフライト状態を想定したもので、回転方向の弾性支持はない。回転弾性モードを有する場合については、Kanda ら^{5, 6)}がピッチ方向の弾性モードのフラッタへの影響を研究している。しかし他にはほとんど研究はない。

本論文で対象とする結合部弾性モードは、ロール弾性モードとヨー弾性モードである。これらの弾性モードが影響するフラッタ特性を風洞実験で調べるためには、模型に回転弾

性自由度を与える特殊な模型支持装置が必要である。そこで、ロールフリーおよびピッチ方向弾性モードの影響を調べたときに開発した 2 種類のスティング型支持装置に改修を加え、それぞれロール弾性モードとヨー弾性モードが模型の弾性モードに含まれるようにした。支持装置に全機模型を搭載し、航空宇宙技術研究所の遷音速風洞 TWT においてフラッタ実験を行った。さらに、非定常空気に DPM⁷⁾ (Doublet-Point Method) を用いたフラッタ解析を行ったので、これらの結果を併せて報告する。

2. ロール弾性モードの影響

ロール弾性モードが影響するフラッタ特性について述べる。フラッタ特性は風洞実験およびフラッタ解析によって求めるが、風洞実験を行うためには有翼宇宙往還機の打ち上げ形態を模擬する必要がある。ここでは結合部の影響をロール弾性モードに限定し、このモードを有する特殊なスティング型支持装置に、全機模型を搭載してフラッタ実験を行った。またフラッタ解析には、DPM による非定常空気をを用いた。非定常空気力計算の基礎データとして振動特性が必要であるが、これには振動試験および振動解析の結果を用いた。

2.1 支持装置と全機模型

2.1.1 支持装置 支持装置は、以前に開発したロール自由度を有するスティング型支持装置⁸⁾に改修を施し、左右両側にロールばねを取り付けたものである。支持装置の概要を第 2 図に示す。可動部はベアリングにより固定部に対しロール方向の回転が可能であり、模型はこの可動部に直接取り付けられる。ロール方向の弾性は、ロールばねの曲げ弾性により模型に与えられる。ロール弾性の特性の違いが、どのようにフラッタ特性へ影響するかを調べるために、剛性の異なるばね（ばね A～E の 5 種類）を用意した。ば

*1 © 2003 日本航空宇宙学会

平成 14 年 8 月 12 日原稿受理

*2 航空宇宙技術研究所構造材料研究センター

第1図 有翼宇宙往還機の打ち上げ形態

第2図 ロール弾性支持機構

ねを交換することで、ロール弾性の振動特性を変えることができる仕組みである。ただし、ばねを取り付けなければロール方向に弾性をもたず、ロールフリーになる。ばねには歪みゲージを貼付した。

また、支持装置はフラッタ停止機構を内部に有する。サーボモータにより軸に沿ってくさびを移動させることで、可動部を拘束し、ロール方向の回転を拘束することができる。つまり、ロール弾性モードが影響するフラッタが発生した場合には、この機構によりロール弾性モードを拘束してフラッタを停止できる。

2.1.2 全機模型 全機模型（ロール弾性模型）を第3図に示す。模型は、HOPE-Xで当初計画されていたチップフィン形態翼を模擬したものである。翼は主翼部とチップフィン部とから構成される。両部とも芯材には7075-T651を用い、表面は発泡材料で成形した。主翼部の翼根には曲げおよびねじり計測用の歪みゲージを貼付し、風洞実験での振動計測に用いた。

胴体部は長さ677mm、高さ・幅とも160mm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。質量は片翼で1.3kgである。

2.2 振動特性

2.2.1 振動試験 振動試験は、動的変位計測システム^{9,10)}による自動計測で行った。全部で82点（主翼部が片翼25点、チップフィン部が片翼16点）を計測し、周波数応答関数法により固有モードを求めた。加振方法は動電型シェーカーによる1点ランダム加振である。動的変位計測システム概要を第4図に示す。ロボットに予め計測点位置をティーチングしておくことにより、自動で計測を行うことができるシステムである。ばねA・ばねD・ばね無しのケースについて、振動試験結果を第1表に示す。

2.2.2 振動解析 FEMによる振動解析で得られた振動特性を第2表に示す。実模型をそのままモデル化することは困難であったため、ビーム要素により単純化して構築し、質量分布と剛性分布を実模型に近づけるチューニングを行った。

第3図 ロール弾性模型

2.2.3 振動特性の考察 試験と解析の結果を比較する。1~3次モードでは、試験と解析は良く一致している。4~8次モードでは、固有振動数の解析値が試験値に比べ10~20%大きい。これはFEMモデルの単純化に起因すると思われる。ただし、固有モード形は良く一致している。全体として、ロールばねの弾性の違いは1次および3次モードに影響し、剛性が上がると1次、3次モードの振動数も上がる。

得られた振動特性が、フラッタ解析に与える影響を考える。フラッタ解析には固有モード形と固有振動数が必要であり、実模型の振動特性（振動試験の結果）を用いることが望ましい。しかし実際には、試験で精度の高い固有モード形を得ることが困難である。よって解析結果を用いることになる。固有振動数は高次モードで相違があるが、固有モード形は試験と解析結果が良く一致している。この原因が解析モデルにあることを踏まえ、固有振動数として試験値を用いることで補正する。ただし、一般的にクリティカルになるフラッタの連成モードは低次であることが多く、もともと高次モードの影響は少ない。よって、試験と解析結果の相違がフラッタ解析に大きく影響しないと考えられる。

2.3 フラッタ特性

2.3.1 フラッタ実験 遷音速風洞（測定部 $2\text{m} \times 2\text{m}$ ）においてフラッタ実験を行った。ロールばねは、ばねA・ばねDを用いた。風洞への模型設置概要を第5図に示す。実験では $M = 0.6, 0.7, 0.8, 1.2$ の各マッハ数で、総圧 P_0 を低圧から徐々に加圧する方法でクリティカルなフラッタを探

第 4 図 動変位計測システム概要

第 1 表 ロール弾性模型の振動特性 (試験値)

次数	固有振動数 [Hz]			モード形状
	ばね A	ばね D	ばね無し	
1	21	40	—	ロール弾性
2	67	67	67	対称曲げ 1 次
3	81	86	80	逆対称曲げ 1 次
4	97	97	97	対称ねじり 1 次
5	98	98	98	逆対称ねじり 1 次
6	205	205	206	対称ねじり 2 次
7	208	208	208	逆対称ねじり 2 次
8	254	254	254	対称曲げ 2 次

第 5 図 風洞へのロール弾性模型設置概要

第 2 表 ロール弾性模型の振動特性 (解析値)

次数	固有振動数 [Hz]			モード形状
	ばね A	ばね D	ばね無し	
1	21	40	0.5	ロール弾性
2	69	69	69	対称曲げ 1 次
3	82	87	81	逆対称曲げ 1 次
4	107	107	107	対称ねじり 1 次
5	108	108	108	逆対称ねじり 1 次
6	246	246	246	対称ねじり 2 次
7	247	247	247	逆対称ねじり 2 次
8	286	286	286	対称曲げ 2 次

た．さらにマッハ数 M を変化させるときに， $M = 0.92$ ， 0.96 でフラッタが発生した．フラッタ抑制は，支持装置のフラッタ停止機構を用いて行った． $M = 0.6$ ，ロールばね A の場合について，歪みの時間履歴を第 6 図に示す．左側はフラッタ発生からフラッタ停止までの履歴である．右側はそのフラッタ発生中の時間スケールを拡大した履歴である．左右の歪みが逆対称となっており，逆対称モードフラッタであることがわかる．

2.3.2 フラッタ解析 フラッタは，構造と非定常空気力の連成問題として以前に提案した方法⁶⁾で解析する．非定常空気力は，線形揚力面理論に基づく DPM で求めた．線形揚力面理論では逆対称モードと対称モードの非定常空気力は分離できるため，解析時間の短縮のために別々に求めた．解析に用いた固有モードは，逆対称モードは 1 次・3 次・5 次・7 次モード，対称モードは 2 次・4 次・6 次・8

第 6 図 逆対称モードフラッタ時間履歴

次モードである．解析の対象としたマッハ数は $M = 0.6$ ， 0.7 ， 0.8 ， 1.2 ， 1.5 である．空力面は，左右の対称性を利用して右半分だけのモデル（主翼部 60 要素・チップフィン部 36 要素・胴体部 100 要素）を用いた（第 7 図）．

第7図 ロール弾性模型の空力モデル

第8図 逆対称モードフラッタ解析

上記で求めた非定常空力を用いて、 p - k 法によりフラッタ解析を行った。この際、構造減衰率は一般的に用いられている $g = 0.03$ を仮定した。無次元フラッタ速度は、理想気体・定常非粘性・等エントロピーを仮定して次式¹¹⁾で求めた。

$$\overline{U_F} = \frac{1}{2\pi f_\alpha b} \sqrt{\frac{\pi b S_w}{2m}} \sqrt{\frac{\gamma P_0 M^2}{1 + (\gamma - 1)M^2/2}} \quad (1)$$

ここで m は翼の質量、 b は翼根 1/2 コード長、 S_w は翼面積、 f_α はねじりモード振動数、 γ は比熱比である。

結果、3 次モードと 5 次モードが連成する逆対称モードフラッタが、クリティカルなフラッタとして得られた。また、2 次モードと 4 次モードが連成する対称モードフラッタポイントも得られた。一例として $M = 0.6$ 、ロールばね A のときの逆対称モードフラッタ解析結果を第 8 図に示す。

2.3.3 局所マッハ数計測とフラッタ解析補正 フラッタ実験・解析の結果、 $M = 1.2$ においてフラッタ限界の実験値が解析値よりもかなり高くなるという結果が得られた（第 9 図参照）。同形状のチップフィン翼を用いた、別のフラッタ実験¹²⁾でも同様の現象が発生している。また磯貝ら¹³⁾の実験でも、詳しい解析は無いものの、低超音速域で実験値が上昇する結果が得られている。現象は必ずしも同じとは言えないが、我々の得た実験結果は、一様流マッハ数に比べ胴体あるいはチップフィンの影響で、翼面付近の局所

第9図 逆対称モードフラッタの無次元速度

マッハ数が大きく異なることが原因の一つではないかと推察した。そこで同じ形状の模型（7075-T651 の剛体模型）について遷音速風洞で局所マッハ数を計測し、ここから補正マッハ数を求めてフラッタ解析の補正を試みた。

局所マッハ数の計測について述べる。マッハ数は直接計測を行うことができないため、1 次計測量として翼面の静圧および近傍の総圧を計測し、そこから局所マッハ数を計算で求める。翼面の静圧 P_1 は、右主翼部に埋め込んだ 4 個の圧力センサーにより計測する。圧力センサー位置は内舷側の 2 個が翼根からスパン方向 45.5 mm 位置であり、外舷側の 2 個が同 140.5 mm 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。総圧については、機軸方向にトラバース可能な 2 本のピトー管を設置して、クォーツマノメータにより各圧力センサー近傍を計測する。超音速流中では、ピトー管自身によって発生する垂直衝撃波下流の総圧 P_{02} が計測される。Pitot 管は、右翼の圧力センサーと干渉が少なくなるように左翼側に設置した（実際に、静圧には Pitot 管の影響が無いことを確認した）。2 本のスパン方向位置は、翼面の圧力センサーと同じ位置である。模型および Pitot 管設置状況を第 10 図に示す。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、安定した総圧データを静圧データとともに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） $P_0 = 80 \text{ kPa}, 100 \text{ kPa}$ とした。

ここで局所マッハ数 M_1 と P_1, P_{02} の関係は Rankine-Hugoniot の関係式¹⁴⁾を基に次式で表される。

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

Regula-Falsi 法により、計測で求めた P_1, P_{02} を用いて局所マッハ数 M_1 を算出した。亜音速流中の局所マッハ数に

第 10 図 模型および Pitot 管設置状況

第 3 表 補正マッハ数

一様流マッハ数 M	補正マッハ数 M'
0.6	0.68
0.8	0.93
1.0	1.30
1.1	1.35
1.2	1.46
1.3	1.61
1.4	1.76

については次式で算出した．

$$\frac{P_1}{P_0} = \left(\frac{1}{1 + (\gamma - 1)M_1^2/2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (3)$$

局所マッハ数 M_1 は各圧力センサー位置に対して求まる．ここで 3 次モードおよび 5 次モードがフラッタの連成モードであり，主翼部外舷側の変形量が多い．つまり，非定常空気力への影響も大きいということになる．そこで補正マッハ数 M' は，主翼部外舷側 2 カ所の局所マッハ数の算術平均値として求めた（第 3 表）．得られた補正マッハ数 M' を DPM に適用することでフラッタ解析の補正を行った．補正を行った無次元フラッタ速度 $\overline{U}_F$ を第 11 図に示す．

2.3.4 フラッタ特性の考察 実験および解析結果ともに逆対称モードフラッタがクリティカルであり，対称モードフラッタよりもフラッタ速度が低い．この逆対称モードフラッタは，3 次モードと 5 次モードが連成して発生することが解析からわかった．

ロール弾性のフラッタへの影響を考える．ロールフリー（ばね無し）の場合には，もともと逆対称モードフラッタがクリティカルである．ロール弾性が存在するとこのフラッタ速度が低下し，ロール弾性特性が変化するとフラッタ速度も変化する．ロール弾性特性の変化は，1 次モードと 3 次モードの振動特性に顕著に現れる．つまり，ロール弾性によるフラッタ速度の変化の直接原因は，これらのモードの振動特性の変化であると考えられる．

マッハ数 $M = 1.2$ におけるフラッタ解析値と実験値の相違について述べる．通常の解析では，実験値が解析値よりもかなり高い値を示した．しかし補正マッハ数を用いた

第 11 図 逆対称モードフラッタの無次元補正速度

解析結果は，実験値と良く一致した．つまり相違の原因は，局所マッハ数が一様流マッハ数よりも増加したためと考えられる．特に超音速領域では，マッハ数に対するフラッタ速度の変化が大きいため，相違が顕著であったと考えられる．

3. ヨー弾性モードの影響

ヨー弾性モードが影響するフラッタ特性について述べる．HOPE-X では当初チップフィン形態翼が計画されていた．チップフィンの気流迎角は，ヨー弾性モードにより大きく変化する．この場合，大きな非定常空気力が翼に作用し，フラッタ特性に影響することが考えられる．平面翼の場合でも，ヨー弾性モードが連成したと思われるフラッタ現象が風洞実験で得られている⁶⁾．

フラッタ特性を調べるため，チップフィン形態翼全機模型により風洞実験を行った．ヨー弾性モードを有する特殊なスティング型支持装置を用いて，打ち上げ形態における結合部の影響を模擬した．ここではさらに模型にもロール弾性モードをもたせて，模擬する結合部自由度を増やしている．フラッタ解析も併せて行った．

3.1 支持装置と全機模型

3.1.1 支持装置 支持装置は，ピッチ方向の自由度を有する支持装置^{5, 6)}を 90° 回転させたものである．風洞模型支持装置の機構概要を第 12 図に示す．ヨー方向弾性は，支持装置内部の板ばねの曲げ弾性により模擬される．模型はこの板ばねの先端に取り付けられる．なお板ばねには，フラッタ計測用に歪みゲージを貼付してある．

ヨー弾性特性を変化させる機構を有している．板ばねは前方支持部（回転支点）と後方支持部（すべり支点）で支持され，後方支持部はサーボモータで移動可能である．支持部間距離が変化することで，板ばねの曲げ弾性特性が変化するため，結果としてヨー弾性特性が変化する．ヨーばね弾性特性を前方支持部まわりの回転剛性 K で表すと， $K = 20000$ から 50000 Nm/rad まで変化する．

この機構はフラッタ停止の役割も担っている．ヨー弾性モードの特性を変化させることで，このモードが連成するフラッタ特性が変わり，フラッタを停止できる．

第12図 ヨー弾性支持機構

第13図 ヨー弾性模型

3.1.2 全機模型 全機模型（ヨー弾性模型）を第13図に示す。翼は主翼部とチップフィン部から構成される。ヨー弾性モードの連成を検討する目的で、チップフィン部を相対的に大きくした。左右の主翼根には曲げおよびねじり計測用の歪みゲージを貼付した。

胴体部は長さ 450 mm（スカート部除く）、高さ・幅とも 86.8 mm である。主翼部 5 mm 厚、チップフィン部は 2 mm 厚の 7075-T651 の板翼である。主翼部のスパン長は 100 mm、コード長は翼根で 300 mm、翼端で 220 mm である。チップフィン部はキャント角 14° 、スパン長は 204 mm、翼端コード長は 60 mm である。主翼部とチップフィン部の結合部後方に 50%コード位置までスリットが入っている。質量は片翼で 0.52 kg である。

模型にはロール方向自由度も与えている。これは模擬する結合部自由度を増やすためである。ベアリングを用いて模型にロール方向自由度を与え、さらにロールばね（板ばね）によりロール弾性を与えている。ロールばね剛性は 250 Nm/rad である。ばねには歪みゲージを貼付した。

3.2 振動特性

3.2.1 振動試験 動的変位計測システムを用いて振動試験を行った。計測点は 117 点（胴体部 8 点、左右翼それぞれ 54 点、加振部 1 点）である。動電型シェーカーにより、主翼部の 1 点ランダム加振を行った。ただしヨー弾性モードは、シェーカーによる加振が主翼面に垂直方向のため、励起されにくい。そこでハンマーインパクト法により、ヨー弾性モードの固有振動数を別途計測した。

3.2.2 振動解析 FEM による振動解析を行った。振動解析に用いた FEM モデルは、主翼部・チップフィン部と

第4表 ヨー弾性模型の振動特性

次数	固有振動数 [Hz]		モード形状
	試験値	解析値	
1	18	19	ロール弾性
2	29	28	TipFin 対称曲げ 1 次
3	33	32	TipFin 逆対称曲げ 1 次
4	56	56	ヨー弾性
5	108	102	TipFin 対称ねじり 1 次
6	108	102	TipFin 逆対称ねじり 1 次
7	137	141	TipFin 対称曲げ 2 次
8	166	164	TipFin 逆対称曲げ 2 次
9	—	170	TipFin 対称高次

第5表 ヨー弾性モードの振動特性

ヨーばね 剛性 [Nm/rad]	固有振動数 [Hz]	
	試験値	解析値
20000	45	45
25000	49	49
30000	50	50
35000	52	52
40000	54	54
45000	56	56
50000	58	58

もにシェル要素である。ロール弾性モードおよびヨー弾性モードについては、実機構をそのままモデル化することは少々複雑である。そこで、ロール弾性モードはビーム要素のねじり弾性、ヨー弾性モードは回転ばね弾性で模擬した。

3.2.3 振動特性の考察 ヨーばね剛性 $K = 45000 \text{ Nm/rad}$ のケースでの振動特性を第4表に示す。また、ヨー弾性モード（4次モード）の固有振動数について、ヨーばね剛性を変化させたときの試験値と解析値を第5表に示す。

試験と解析結果を比較すると、5次以上の高次モードの固有振動数に 5%程度の相違が見られる。しかしこの程度の相違は誤差の範囲内であり、全体として固有モード形および固有振動数の一致は良好である。フラッタ解析には、解析固有モード形と実験固有振動数を用いた。

3.3 フラッタ特性

3.3.1 フラッタ実験 遷音速風洞においてフラッタ実験を行った。風洞への模型設置概要を第14図に示す。実験はマッハ数 $M = 0.6, 0.7, 0.8$ で、総圧 P_0 を低い値から徐々に加圧する方法である。この方法でクリティカルなフラッタを得た。フラッタ抑制は、ヨーばね剛性を変えることで行った。マッハ数 $M = 0.6$ 、ヨーばね剛性 $K = 45000 \text{ Nm/rad}$ のケースにおける歪みの時間履歴を第15図に示す。左側

第 14 図 風洞へのヨー弾性模型設置概要

第 15 図 ヨーイングモードフラッタ時間履歴

はフラッタ発生からフラッタ停止までの履歴である。右側はそのフラッタ発生中の時間スケールを拡大した履歴である。ヨーばね歪みが大きく、左右の歪みが逆対称である。またヨーばね剛性を変化させるとフラッタが収まることから、このフラッタはヨーイングモードフラッタであると考えられる。

フラッタポイントの確定は困難であった。理由の一つは、支持装置機構(板ばね支持部の移動機構)を用いてヨーばね剛性を変化させた後に元の剛性に戻すと、フラッタが発生する総圧 P_0 が変化したためである。もう一つは、振動が発散しそうでないことが多く、フラッタ判別が難しかったためである。これらの原因としては、フラッタが構造減衰に敏感であり、支持部移動により構造減衰率が変化するためと考えられる。最終的には同じ条件の実験を複数回行い、その代表値をフラッタポイントとして確定した。

3.3.2 フラッタ解析 フラッタ解析を行った。解析手法は、2.3.2 節で示した方法と同様である。空力面は右半分の

第 16 図 ヨー弾性模型の空力モデル

第 17 図 ヨーイングモードフラッタ解析

第 18 図 無次元フラッタ速度の構造減衰率変化

モデル(主翼部が 50 要素, チップフィン部が 100 要素, 胴体部 90 要素)を用いた(第 16 図)。解析に用いた固有モードは、逆対称モードが 1 次・3 次・4 次・6 次, 対称モードは 2 次・5 次・7 次・9 次である。構造減衰率は $g = 0.0, 0.005, 0.01, 0.02$ について解析した。

解析の結果, (1) ヨー弾性モードが連成するフラッタ(以下, ヨーイングモードフラッタと呼ぶ); 3 次と 4 次モードの連成, (2) 曲げねじり対称モードフラッタ; 2 次と 5 次モー

第19図 ヨーイングモードフラッタの無次元速度

ドの連成, (3) 曲げねじり逆対称モードフラッタ; 3次と6次モードの連成, 以上の3種類のフラッタが求められた。一例として $M = 0.6$, ヨーばね剛性 $K = 45000 \text{ Nm/rad}$ におけるヨーイングモードフラッタの解析結果を第17図に示す。また $M = 0.6$ のケースについて, 無次元フラッタ速度の構造減衰率による変化を第18図に示す。曲げねじり対称モードフラッタと曲げねじり逆対称モードフラッタは, 構造減衰率 g が変化してもそれほどフラッタ速度が変化しない。しかしヨーイングモードフラッタは, g の値によりフラッタ速度が大きく異なり, 構造減衰率に非常に敏感である。

3.3.3 フラッタ特性の考察 実験・解析で得られたヨーイングモードフラッタポイントを, ヨーばね剛性 $K = 40000$ および 45000 Nm/rad のケースについて第19図に示す。解析値は構造減衰率 $g = 0.01$ である。併せて垂直線で $g = 0.00 \sim 0.02$ の値についても示す。垂直線の最小値が $g = 0.00$ のとき, 最大値が $g = 0.02$ のときである。

実験結果と解析結果を比較する。支持装置機構に起因して構造減衰率が変化すると考えられ, 厳密な定量的比較は難しいが, $g = 0.01$ の場合に実験値と解析値が近くなる。両者ともに, ヨーイングモードフラッタがクリティカルになり, ヨーばね剛性によりフラッタ速度が変化する。また, フラッタ速度は構造減衰率に敏感である。以上から, 実験と解析は良く一致していると考えられる。

4. 結 論

有翼宇宙往還機の打ち上げ形態における, 結合部の弾性モードのフラッタへの影響を調べた。結合部弾性モードをロール弾性モードおよびヨー弾性モードとして模擬し, フラッタ実験およびフラッタ解析を行った。

ロール弾性モードを振動特性に含めた解析・実験の結果, 逆対称曲げねじりフラッタがクリティカルになった。ロール弾性モードはそのフラッタ特性に影響し, フラッタ速度を低下させることがわかった。一方, ヨー弾性モードが連成するフラッタ(ヨーイングモードフラッタ)がクリティカルになった。ヨーイングモードフラッタは, ヨー弾性モードと

チップフィンの逆対称曲げ1次モードとが連成するフラッタであり, 構造減衰率に非常に敏感であることがわかった。

以上より, ロール弾性やヨー弾性モードが影響するフラッタ特性を説明することができた。これらのフラッタはクリティカルになる可能性があることがわかった。つまり HOPE-X のように, 機体がロケットに搭載されて打ち上げられる形態では, 結合部の弾性モードが影響するフラッタを考慮する必要があると考えられる。

参 考 文 献

- 1) Perry III, B. and Cole, S. R.: Summary of an Active Flexible Wing Program, J. Aircraft, **32** (1995), pp. 10-15.
- 2) Soistmann, D. L. and Spain, C. V.: An Experimental and Analytical Study of a Lifting-Body Wind-Tunnel Model Exhibiting Body-Freedom Flutter, AIAA Paper 93-1316, 1993.
- 3) Chen, G. S. and Dugundji, J.: Experimental Aeroelastic Behavior of Forward-Swept Graphite/Epoxy Wings with Rigid-Body Freedom, J. Aircraft, **24** (1987), pp. 454-462.
- 4) Niblett, L. T.: The Fundamentals of Body-Freedom Flutter, Aeronaut. J., **90** (1986), pp. 373-377.
- 5) Kanda, A. and Ueda, T.: Wind Tunnel Tests and Analysis on Flutter of Spacecraft Including Pitching Effects in Its Launching Configuration, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Williamsburg, Virginia, 1999, pp. 115-120.
- 6) 神田 淳, 上田哲彦: 有翼機の単独飛行/打ち上げ形態におけるフラッタ特性と風洞模型支持法の開発, 日本航空宇宙学会論文集, **49** (2001), pp. 346-353.
- 7) Ueda, T.: Unsteady Aerodynamic Calculations for General Configurations by the Doublet-Point Method, NAL TR-1101T, 1991.
- 8) 神田 淳, 上田哲彦: ロール自由度制御機構を有するスティング支持装置, NAL TR-1335, 1997.
- 9) 外崎得雄, 上田哲彦: 動的変位計測装置と振動予備試験, NAL TM-683, 1995.
- 10) 神田 淳, 外崎得雄: 動的変位計測システムの更新, NAL TM-748, 2000.
- 11) Bisplinghoff, R. L. and Ashley, H.: Principle of Aeroelasticity, John Wiley & Sons, 1962, pp. 235-258.
- 12) 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, NAL TR-1342, 1997.
- 13) 磯貝紘二, 江尻 宏, 菊池孝男, 中道二郎, 野口義男, 森田甫之: 複合材平板を芯材にした後退翼フラッタ模型の超音速フラッタ試験(空力弾性テラリング効果の検討), NAL TR-827, 1984.
- 14) 相原康彦: 流れの力学, 培風館, 東京, 1990, pp. 33-42.