

No. 8

有翼宇宙往還機型模型のヨーイングモードが影響するフラッタ

神田 淳、甲斐 高志（航空宇宙技術研究所）

Flutter of Winged Re-entry Space Vehicle Model Including Yawing-Mode Effects

Atsushi Kanda and Takashi Kai(NAL)

概 要

有翼宇宙往還機打ち上げ形態において、ロケットおよびアダプタの影響をヨー／ロールモードとして模擬し、この自由度を有する特殊な支持装置を製作した。チップフィン翼全機模型をこの支持装置に搭載し、航技研の遷音速風洞でフラッタ実験を行った。その結果、振動特性によってはヨーモードが連成するフラッタの発生が確認され、クリティカルになる可能性があることがわかった。また一部数値解析を行ったので併せて報告する。

1. 序論

チップフィン形態翼を有する有翼宇宙往還機の特徴の一つは翼が非平面形態であることが挙げられる。また、打ち上げロケットとの結合部やロケット自体の弾性特性により有翼宇宙往還機はヨー方向の弾性モードを有する。

通常、平面形態の翼においては、純粋なヨーイングモードは吹き上げ速度が0であるためフラッタの連成モードとはならない。しかし非平面翼形態においてはこの弾性モードが翼の弾性モードと連成しフラッタが発生する可能性がある。そこでヨーイングモードを有する特殊なスティング式支持装置を製作し、全機模型を搭載して航技研の 2m×2m 遷音速風洞でフラッタ実験を行った。一部のマッハ数についてフラッタ解析を行い、ヨーイングモードが連成するフラッタの特性について調べた。

2. 支持装置および全機模型

2.1. 支持装置

支持装置の機構概要を図1に示す。支持装置の全長は突起部を除くと 927mm、断面は直径 120mm の円形である。支持装置自体はピッチ

ング方向の自由度を有する支持装置*に改修を施したものである。

模型は支持装置内部の板ばねの先端に取り付けられ、ヨー弾性はこの板ばねの曲げ弾性により模擬される。板ばねは前方支持部（回転支点）と後方支持部（すべり支点）の2ヶ所で支持されている。サーボモータによりボールネジ（リニアガイド）を回転させ後方支持部を移動させることにより、ヨー弾性を変化させる機構である。ヨー弾性は 20000～50000Nm/rad の範囲で可変である。ただし回転中心である前方支持部は移動しない。後方支持部は光センサによるリミットスイッチによって、その作動範囲にリミットがかかる仕組みになっている。サーボモータはコントローラを介してコンピュータにシリアルケーブルで接続されており、コンピュータをカート外に設置することにより通風中でもコントロールできるようになっている。

この支持装置はヨーのモードの弾性特性を変化させることによりフラッタ特性を変化させ、フラッタを抑えるというフラッタ停止装置の役割も有している。

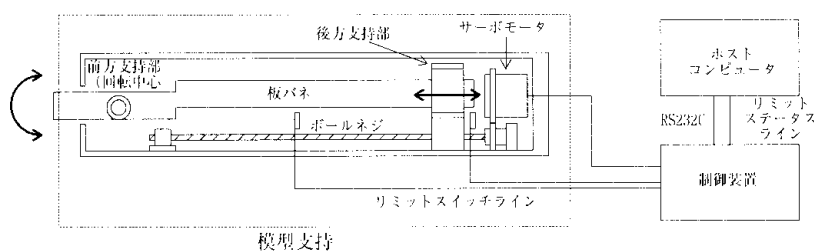


図 1 模型支持装置

2.2. 全機模型

全機模型を図 2 に示す。翼はヨー方向連成を検討する目的でフィン部を相対的に大きくした形状をしている。GFRP 製の胴体は全長 450mm（スカート部除く）、幅および高さは 86.8mm である。翼の材質は 7075-T651 で主翼部とキャント角 14° のチップフィン部から構成され、ボルトで結合、後方に 50%翼弦位置までスリットが入っている。翼弦長は、主翼根で 300mm、翼先端で 60mm、主翼とチップフィン結合部において 220mm である。主翼スパン長は 100mm、チップフィンのスパン長は 204mm である。主翼は 5mm 厚、チップフィンは 2mm 厚で、それぞれ板翼である。1/4 翼弦位置における後退角は 38.7° である。左右チップフィン根元には実験においてフラッタをモニタするため、曲げおよび振り歪ゲージを貼付した。

支持装置先端の模型胴体取り付け部にベアリングを用いて、模型にロール方向自由度を与えている。このままではロールフリーの状態であ

るが、模型内部に板ばねを取り付けることでそのディファレンシャルペンディングによるロール弾性を与えることができ、さらにばねを交換することで弾性特性を変えることができる。

3. 振動特性

3.1. 振動試験

振動特性はフラッタ特性に深く関係しているため、振動試験を行いその特性を調べた。試験にはロボットによる動的変位計測装置を用いた。振動試験状況を図 3 に示す。

加振はシェーカーによる 0-400Hz 帯域の 50%バーストランダム 1 点加振で、左翼の主翼スパン方向 75%、前縁よりコード方向 10%位置を加振した。計測点は胴体 8 点、左右翼それぞれ 54 点、加振部 1 点の計 117 点である。計測データより周波数応答関数を求め固有モードの解析を LMS(LMS 製)を用いて行った。ロールばねが強・弱のそれぞれについて固有振動数を表 1 に示す。表中のモード形はロールばねが強い場合についてを代表として示している。モード番号

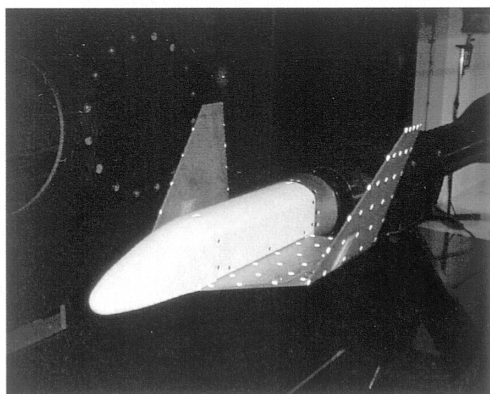


図 2 全機模型

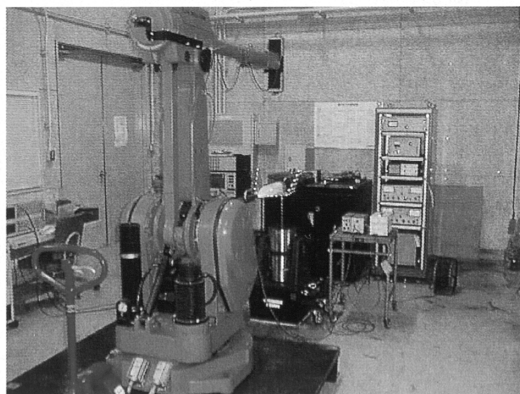


図 3 振動試験状況

表 1 振動試験による固有モード

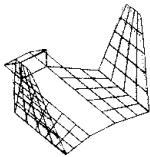
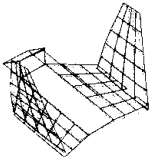
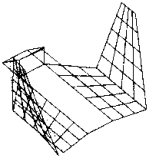
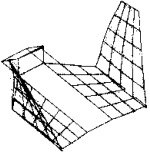
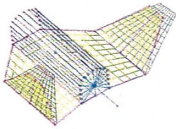
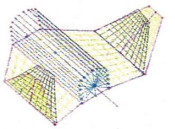
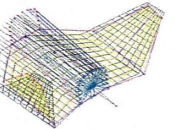
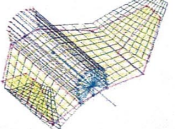
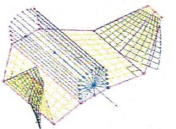
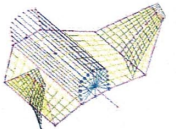
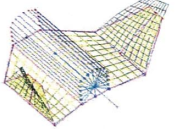
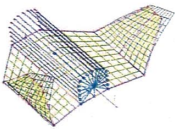
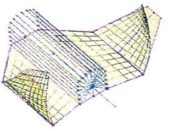
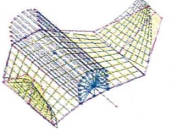
モード番号		1	4	5,6	7
モード形					
振動数 [Hz]	強	29	74	108	137
	弱	33	18	108	137

表 2 振動試験によるヨーばねの固有振動数 (モード 3)

ヨーばね [Nm/rad]	20000	25000	30000	35000	40000	45000	50000
振動数 [Hz]	45.0	49.0	49.5	51.5	53.5	55.5	57.5

表 3 振動解析による固有モード

モード番号		1	2	3	4	5
モード形						
振動数 [Hz]	強	28	28	49	75	102
	弱	32	28	56	19	102

モード番号		6	7	8	9	10
モード形						
振動数 [Hz]	強	102	141	166	170	179
	弱	102	141	164	170	175

については、後述の振動解析との整合をとるため不連続となっている。モード 5 と 6 は対称モードと逆対称モードが近接しており、1 点加振では明確に分離できなかった。

ヨー方向のモードについては、主翼面に垂直方向の加振では励起されにくい。そこでハンマーインパクト法によりヨーばねの固有振動数を計測した。固有振動数を表 2 に示す。

3.2. 振動解析

FEM (NASTRAN) を用いて固有振動解析を行った。FEM モデルを図 4 に示す。主翼・チップフィン部はシェル要素である。胴体部は質量・質量慣性モーメント・重心位置を実模型に一致させるように集中質量を配置し、また胴体の剛体運動を空力面に反映させるためにダミーのノードを配置した。

モデルは、胴体後部に結合されたビーム要素により支持される。要素の長さは実際の支持条

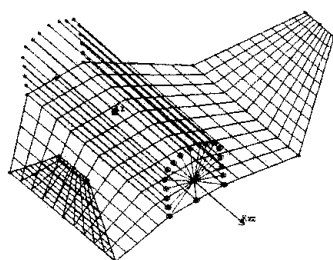


図 4 FEM モデル

件に適合するようにした。ローリングモードおよびヨーイングモードについては、実機構をモデル化することは少々複雑になる。そこで、ローリングモードについてはビーム要素のねじり剛性を調整し、ヨーイングモードについてはビーム要素の終端（胴体後部と反対側）にスプリングを配置し剛性を調整することでモデル化を行った。

ランチョス法を用いて、10 モードまでの固有値解析を行った。一例として、ヨーばねが 45000Nm/rad のときの結果を表 3 に示す。ただしモード形はロールばねが強のときのものを示している。

試験結果と比較すると 5 次以上の高次モードで振動数に 5% 程度の相違が見られるものの、この程度の相違は誤差の範囲内であり全体としてモード形および振動数の一致は良好である。

4. フラッタ特性

4.1. フラッタ実験

航技研の遷音速風洞（測定部 $2\text{m} \times 2\text{m}$ ）でフラッタ実験を行った。図 5 に風洞実験模式図を示す。実験マッハ数は $M=0.6, 0.7, 0.8$ で、 M を固定し、総圧 P_0 を低い値から徐々に加圧する方法を採った。フラッタの判別は翼歪をモニターすることで行った。

ただし、実際には支持装置内の板ばねの支持部移動を繰り返すとフラッタポイントが異なることが多く、フラッタポイントを明確に得ることは困難であった。これについては後述する。

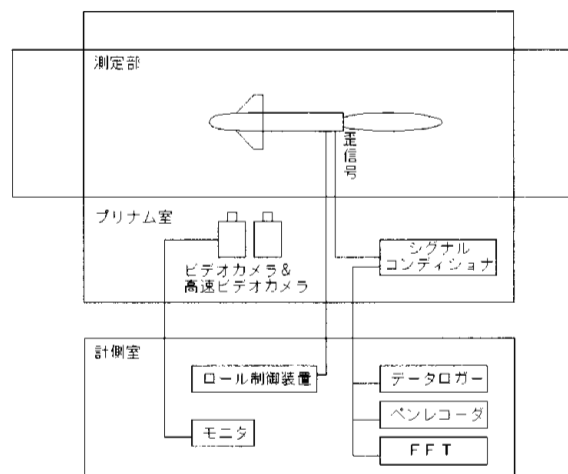


図 5 風洞実験模式図

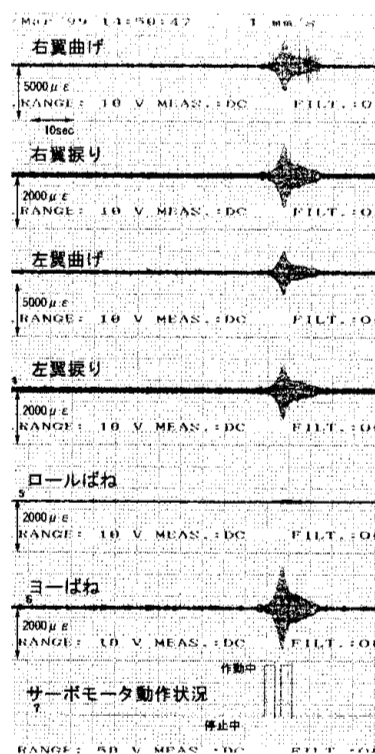


図 6 歪の時刻歴

比較的明確に得られたフラッタについて参考として図 6 に $M=0.6$ 、ロールばね弱のときの時刻歴を示す。上から順に、右翼曲げ歪・右翼振り歪・左翼曲げ歪・左翼振り歪・ロールばね歪・ヨーばね歪・サーボモータの動作状況である。サーボモータは作動中（ヨーばね剛性の変更中）にモニター出力電圧が High レベルとなるよう

表 4 フラッタポイント実験値

	M	ヨーばね [Nm/rad]	ロールば ね	総圧 P_0 [kPa]	動圧Q [kPa]	静圧P [kPa]	流速V [m/s]	総温 T_0 [K]	レイノルズ数 $Re(\times 10^6)$	フラッタ 振動数 f [Hz]
1	0.6	40000	弱	84	16.6	65.9	203.5	306.9	9.13	49.0
2	0.6	45000	弱	88	17.4	69.0	203.9	307.5	9.54	50.5
3	0.7	40000	弱	66	16.3	47.6	234.7	307.7	7.89	49.5
4	0.7	45000	弱	66	16.3	47.6	234.7	307.7	7.89	50.5
5	0.8	40000	弱	50	14.8	32.9	263.6	304.7	6.55	49.0
6	0.8	45000	弱	54	15.9	35.5	263.2	304.1	7.07	54.0
7	0.8	—	弱	64	18.8	42.0	263.8	305.7	8.32	59.0
8	0.8	—	強	67	19.7	44.0	265.2	307.9	8.64	62.0

に設定している。動作状況の時刻暦で 2 回 High レベルとなっているが、1 回目は 50000→45000Nm/rad に、2 回目は 45000→50000Nm/rad に変更したときのものである。支持装置機構によりフラッタが収まっていることがわかる。

フラッタポイントを表 4 に示す。フラッタ振動数は右翼曲げ歪の時刻歴の FFT により得た。1～6 のフラッタはヨーのモードが連成したヨーイングモードフラッタである。7,8 のフラッタはロールばねの歪の振幅が大きいこと、ヨーばねの剛性値に無関係であったことから、ヨーのモードが連成していない翼の曲げ振りの逆対称モードフラッタである。本実験の気流条件の範囲内においては、ヨーばねの剛性が 40000、45000Nm/rad 以外でヨーイングモードフラッタは発生しなかった。

4.2. フラッタ解析

DPM(Doublet-Point Method)による非定常空気力を用いて、p-k 法によりマッハ数 $M=0.8$ についてフラッタ解析を行った。空力モデルを図 7 に示す。左右の対称性を考慮して半機の空力面で解析を行った。空力面の分割は、主翼が 50、チップフィンが 100、胴体下面が 10、胴体側面および上面が 80 の合計 240 分割である。固有モード形は FEM 解析の結果を用い、固有振動数については実験の結果を用いた。逆対称モード、対称モードそれぞれについてフラッタ解析を行ったが、使用したモードは逆対称モー

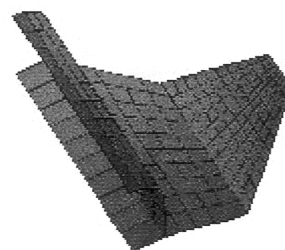


図 7 空力モデル

ドについてはモード番号 1,3,4,6 を、対称モードについてはモード番号 2,5,7,9 である。解析結果について、構造減衰率 $g=0.0, 0.01, 0.02$ のときのフラッタが発生する総圧・動圧、フラッタ振動数を表 5 に示す。 g の値によりフラッタ限界値が大きく異なり、非常に敏感であることがわかる。実験ではフラッタを 1 回で明確に得ることができず、フラッタポイントの特定が困難であった（実際には複数回の実験でポイントを特定した）。つまり現象としては実験と解析が対応していると考えられる。図 8 にフラッタポイントを示す。解析値は $g=0.01$ の値を参考として示した。図中の実線は等総圧線である。

このような状況の中で、実験値と解析値を定量的に比較することは難しいが、ヨーイングモードフラッタが対称モードフラッタよりも低い動圧で発生しており、クリティカルになっていることや、ばね剛性に対するフラッタ限界動圧の変化等、定性的には良く一致していると考えられる。なおヨーイングモードフラッタについては、解析値の検討から $g=0.005$ とすると定量的にも一致することがわかった。

表 5 フラッタポイント解析値

	g=0.0			g=0.01			g=0.02		
	P ₀ [kPa]	Q[kPa]	f[Hz]	P ₀ [kPa]	Q[kPa]	f[Hz]	P ₀ [kPa]	Q[kPa]	f[Hz]
25000	36	10.6	48	46	13.5	48	50	14.7	48
30000	36	10.6	49	47	13.8	48	51	15.0	48
40000	40	11.8	53	54	15.9	52	59	17.3	52
45000	42	12.3	55	58	17.0	54	63	18.5	54
50000	45	13.2	57	61	17.9	56	66	19.4	56
対称モード	74	21.7	70	75	22.0	70	75	22.0	70

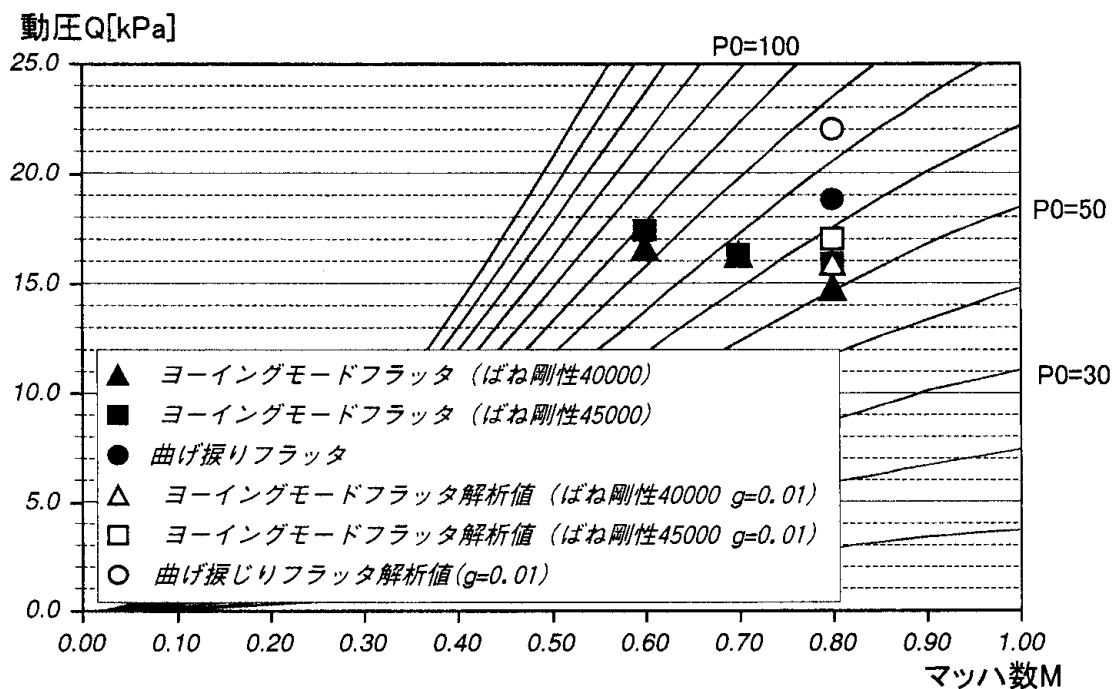


図 8 フラッタポイント

5. 結論

チップフィンを有する全機模型とヨー方向自由度を有する支持装置を用いてフラッタ実験を行った結果、以下のことがわかった。

- ・チップフィン形態翼ではヨーイングモードフラッタの限界動圧が、曲げ振りの逆対称モードフラッタより低くなり、振動特性によってクリティカルになる可能性がある。
- ・ヨーイングモードフラッタは構造減衰率に非常に敏感である。
- ・DPM によるフラッタ解析結果はヨーイングモードフラッタ現象の性質を良く表

している。

- ・製作した支持装置と全機模型の組み合わせでは $g=0.005$ のときに実験値と解析値が定量的に一致した。
- ・製作した支持装置がヨーイングモードフラッタに対し、フラッタ停止装置として有効に機能した。

今後は、残りのマッハ数についても解析を進めていく予定である。

参考文献

- *神田・上田、”ピッチング模擬支持装置を使った有翼往還機打上げ形態全機模型フラッタ”、第 39 回構造強度に関する講演会講演集