

## 有翼往還機型模型フラッタ特性へのロールモードの影響

神田 淳、上田 哲彦 (航技研)

Effects of Rolling Mode on Flutter Characteristics of Re-entry Space vehicle Model

Atsushi Kanda and Tetsuhiko Ueda (NAL)

## ABSTRACT

A project of experimental winged space vehicle "HOPE-X" is on going. An elastic-rolling mode may be involved in the dynamic characteristics at the launching configuration of this vehicle which is attached to the H-II rocket. Flutter experiments of a HOPE-like configuration model were made in a transonic wind tunnel. As the results, a wing bending-torsional mode flutter occurred in anti-symmetric mode. It was observed that the flutter occurred in lower dynamic pressure in the case of elastic support for roll than in roll-free case. Further, this type of flutter was confirmed in the numerical analysis with the unsteady aerodynamic forces by DPM (Doublet-Point Method).

## 1 はじめに

現在、我が国で研究開発が進められている HOPE-X は、打上げにブースタロケットの先端に搭載されて打ち上げられる形態が考えられている。従来、HOPE-X 単体では釣合飛行状態におけるロール方向の自由度により、主翼の逆対称曲げと逆対称振り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になる可能性があることは、HOPE 形態全機模型の風洞実験・解析<sup>1)</sup>により確かめられていた。しかし、ロケットとの結合部が関与した弾性モードがフラッタ特性に影響し、逆対称モードフラッタ限界速度を低下させる可能性がある。

このフラッタ特性を調べるため、弾性モードをロール弾性モードとして模擬し、スティング式模型支持装置に結合部を模擬する機能を実装した。さらにこの支持装置は、対称モードフラッタと逆対称モードフラッタの限界動圧の差を利用したフラッタ停止装置機構も有している。

チップフィンを有する全機模型をこの支持装置に搭載して航技研遷音速風洞においてフラッタ実験を行った。また、非定常空気力に DPM(Doublet-Point Method)を用い、フラッタ解析を行ったのでその結果を併せて報告する。

## 2 模型と支持装置

## 2.1 模型

全機模型の胴体右側の形状を Fig.1 に示す。模型は胴体・主翼・チップフィン翼から構成され、胴体は GFRP により成形し、内部は支持装置の可動部が入るため中空である。翼は主翼部とチップフィン翼部とから構成され、芯材にはアルミ(7075-T651)が、表面成形には発泡材料が用いられている。主翼スパン長 200mm 翼根部コード長 400mm、翼端部コード長 120mm であり、スパン 80mm 位置において前縁および後縁クランクを有する。チップフィン部はキャント角 14° であり翼端部コード長 60mm となっている。翼型は主翼・チップフィン翼ともに NACA0010 である。主翼構造は、中心桁とリブ・ウェブから成り、中心桁で剛性を受け持つようにウェブは中心桁から切り離され、リブと一体である。主翼リブは全部で6枚である。クランク部周辺の主翼構造を Fig.2 に示す。チップフィン翼構造は中心桁とリブ・ウェブから成っているが、スリットはない。チップフィン翼リブは3枚である。主翼部とチップフィン部とは剛結である。中心桁の主翼根部にはフラッタ振動計測用の曲げ・振り歪ゲージを貼付してある。

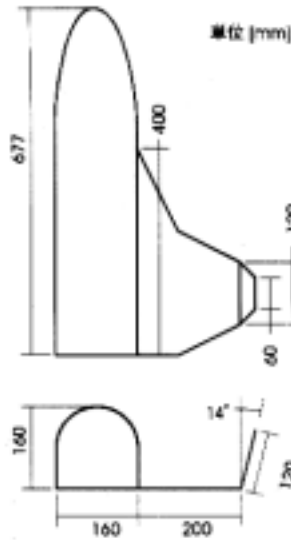


Fig. 1 模型形状

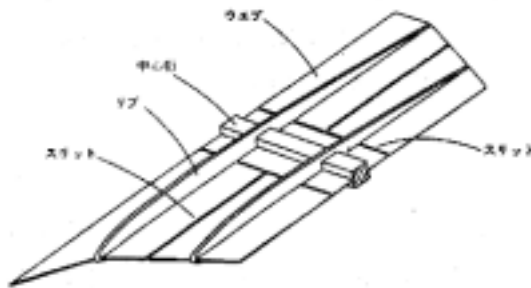


Fig. 2 主翼構造

## 2.2 支持装置

支持装置の概要を Fig.3 に示す。ロール自由度を有するスティング支持装置に改修を施し弾性ばねを取り付けたものである。模型は可動部に直接取り付けられる。可動部はベアリングにより固定部に対しロール回転できる構造となっており、弾性ばねを交換することでその弾性特性を変えることができる。また、くさびを軸に沿ってサーボモータにより移動させる事でロール運動を拘束し、逆対称モードフラッタの抑制を図ることができるフラッタ停止装置の役目も果たす。ばねは 5 種類（ロール振動数が 21Hz～45Hz）を用意した。

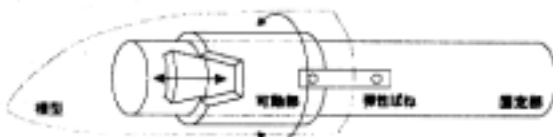


Fig. 3 支持装置機構概要

## 3 振動特性

### 3.1 振動試験

動的変位計測装置<sup>2)</sup>を用いて振動試験を行った。試験はロボットによる自動計測で主翼片側 25 点（加振点位置も計測）、チップフィン片側 16 点の全 82 点を計測し、伝達関数法により固有モードを求めた。試験方法は動電型シェーカーによる 1 点加振で、0～400Hz 帯域の 50% パーストランダム加振、アベレージングは 20 回である。動的変位計測装置概要を Fig.4 に、加振・計測点位置を右翼について Fig.5 に示す。また、振動試験状況を Fig.6 に示す。振動試験ケースはばね 5 種類とばね無し（ロールフリー）の計 6 ケースについて試験を行った。そのうち代表的なもの（ばね無し、弱ばね、強ばね）について固有振動数を Table.1 に示す。

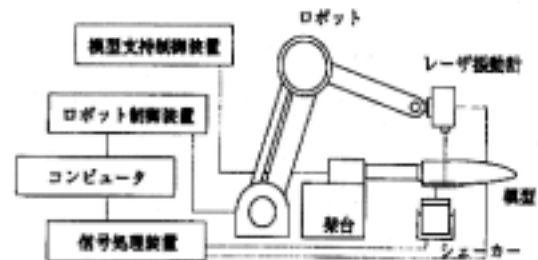


Fig. 4 動的変位計測装置概要

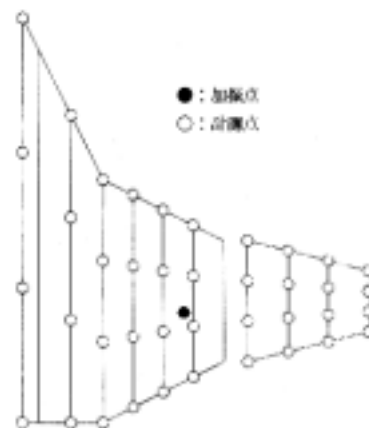


Fig. 5 加振・計測点位置

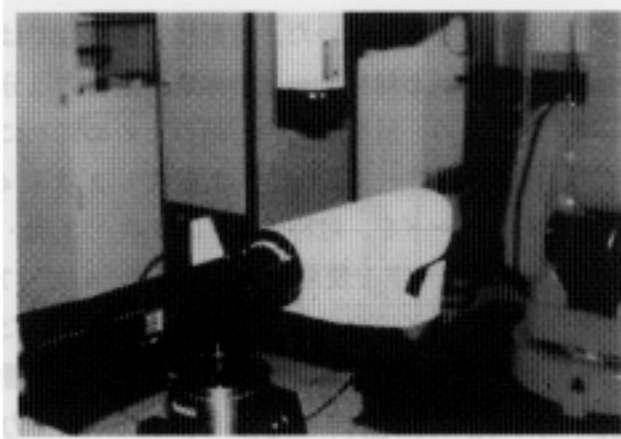


Fig. 6 振動試験状況

布に従って配置した。以上により構築したモデルを用いて0~9次モードを求めた。モデルをFig.6に示す。

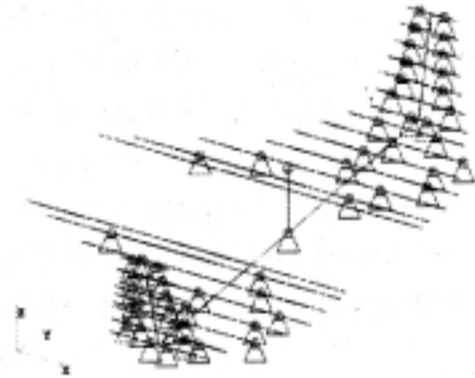


Fig. 7 FEMモデル

Table. 1 固有振動数の試験値

モード	振動数[Hz]				
	なし	弱	強		
0	ロール	逆対称	---	21	40
1	曲げ	対称	67	67	67
2		逆対称	80	81	86
3	振り	対称	97	97	97
4		逆対称	98	98	98
5	振り	対称	206	205	205
6		逆対称	208	208	208

解析による固有モードを弱ばねの場合の逆対称について Table.2 に示す。メッシュフレームは基準面を、ソリッドフレームはモード面を示す。振動試験で得られた固有モードのノードルラインを図中に黒線で併せて示す。結果、固有振動数は高次になればなるほど試験値と解析値の差が大きくなっているが、これは解析に用いたモデルにおいて集中質量を分布させたためである。しかしノードルラインについては一致していることや、クリティカルになるフラッタの連成モードは2次（曲げ1次）及び4次（振り1次）モードであり、5次以上の高次モードは本質的にフラッタに影響しないことがわかっていることから、ここで作成した数学モデルを非定常空気力解析に用いることに問題はないと考えた。

### 3.2 振動解析

非定常空気力計算に用いるための数学モデルを求めるために、FEMにより振動解析を行った。モデルは中心桁およびリブ（ビーム要素と集中質量要素）、ロールばね（スプリング要素）から構成され、弾性変形をスプリングと中心桁に相当するビーム要素で受け持つ。リブに相当するビーム要素は質量が非常に小さく剛である。中心桁部のビーム要素の剛性値は別途行われた剛性試験値に一致するよう調整した。翼の集中質量は、翼の質量・質量中心・慣性モーメント分

Table. 2 解析逆対称固有モード（弱ばね）

モード次数	0次（ロール）	2次（曲げ1次）	4次（振り1次）	6次（振り2次）
モード形				
振動数 [Hz]	試験	21	81	98
	解析	21	82	108

## 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 2m×2m）においてフラッタ実験を行った。計測項目は左右の翼の曲げ振り歪、ばねの曲げ歪、淀み点温度  $T_0$ 、総圧  $P_0$ 、静圧  $P$ 、レイノルズ数  $Re$  である。実験はマッハ数を一定にし総圧  $P_0$  を低い値から高い値へスweepさせる方法で行った。Fig.8 に風洞実験装置概要を示す。予め設定したマッハ数は  $M=0.6, 0.7, 0.8, 1.2, 1.4$  であったが、超音速領域では限界動圧がかなり高くなり模型の翼部が損傷した。よって超音速でのデータは 1 点に留まった。遷音速領域 ( $M=0.92, 0.96$ ) では風洞オペレーションパスがフラッタ速度領域を通過した際にフラッタポイントを取得することができた。ばねは、ばね無し・弱ばね・強ばねの 3 種類を対象とした。両翼根に取り付けられた歪ゲージからの翼歪信号をペンレコーダによりオンラインで観測し、フラッタの発生を確認したときに支持装置のロール運動を拘束することでフラッタを抑制した。このフラッタ停止機構は有効に機能し、亜音速・遷音速領域において多数のフラッタポイントを得ることができた。発生したフラッタはペンレコーダの記録から、すべて逆対称モードフラッタであった。得られたフラッタポイントを Table.3 に示す。

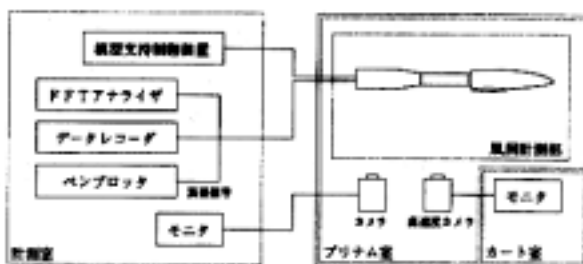


Fig. 8 風洞実験装置概要

### 4.2 フラッタ解析

非定常空気力を DPM<sup>3)</sup>により解析し、p-k 法<sup>4)</sup>によりフラッタポイントを求めた。非定常空気力を求めるためのデータとして、より正確さを期すためモード形状は解析モードを、振動数に

は試験の振動数を用いた。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行い、逆対称モードについては 0 次・2 次・4 次・6 次モードを、対称モードは 1 次・3 次・5 次・7 次モードを使用した（ただし、6 次・7 次の高次モードについてはこのモードを省いた解析も行い、その結果フラッタ速度に殆ど影響しないことがわかっている）。解析に用いた空力面モデルを Fig.9 に示す。実際には左右の対称性を利用して右半分のみモデル（主翼部 60 要素・チップフィン部 36 要素・胴体部 100 要素の計 196 要素）を用いた。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。構造減衰  $g=0.03$  とした。Table.4 に逆対称モードフラッタの解析値を、Table.5 に対称モードフラッタの解析値を示す。また、Fig.10 に無次元フラッタ速度を解析・実験値について示す。無次元フラッタ速度  $\overline{U}_F$  は以下の式により算出した。

$$\overline{U}_F = \frac{U_F}{b\omega_a \sqrt{\mu}}$$

ここで、 $U_F$  はフラッタ速度、 $b$  は主翼根部における半翼弦長、 $\omega_a$  は振り 1 次振動数、 $\mu$  は質量比である。

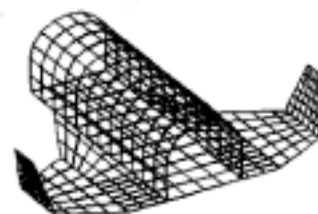


Fig. 9 空力面モデル

Table. 3 フラッタポイントの実験値

マッハ数 M	ばね	総圧 P <sub>0</sub> [kPa]	静圧 P[kPa]	流速 U[m/s]	振動数 f[Hz]	無次元 フラッタ速度
0.6	強	131	103	206	86	0.407
	弱	121	95	205	85	0.391
0.7	強	88	64	236	86	0.334
	弱	92	66	237	85	0.341
	無し	135	98	236	67	0.413
0.8	強	62	41	267	87	0.280
	弱	67	44	266	85	0.291
	無し	97	63	266	66	0.350
0.92	強	50	29	302	87	0.251
0.96	弱	49	27	313	84	0.249
1.2	弱	89	37	375	78	0.336

Table. 4 逆対称モードフラッタの解析値

M	強ばね			弱ばね			ばね無し		
	総圧 [kPa]	振動数 [Hz]	無次元フラ ッタ速度	総圧 [kPa]	振動数 [Hz]	無次元フラ ッタ速度	総圧 [kPa]	振動数 [Hz]	無次元フラ ッタ速度
0.6	99	88	0.354	107	86	0.368	109	85	0.371
0.7	74	88	0.306	81	85	0.320	83	85	0.324
0.8	59	88	0.273	65	85	0.287	66	85	0.289
1.2	34	88	0.207	40	84	0.225	44	83	0.236
1.5	54	89	0.261	66	86	0.289	72	85	0.302

Table. 5 対称モードフラッタの解析値

M	総圧 [kPa]	振動数 [Hz]	無次元 フラッタ速度
0.6	139	77	0.419
0.7	107	76	0.368
0.8	86	75	0.330
1.2	62	74	0.280
1.5	106	77	0.366

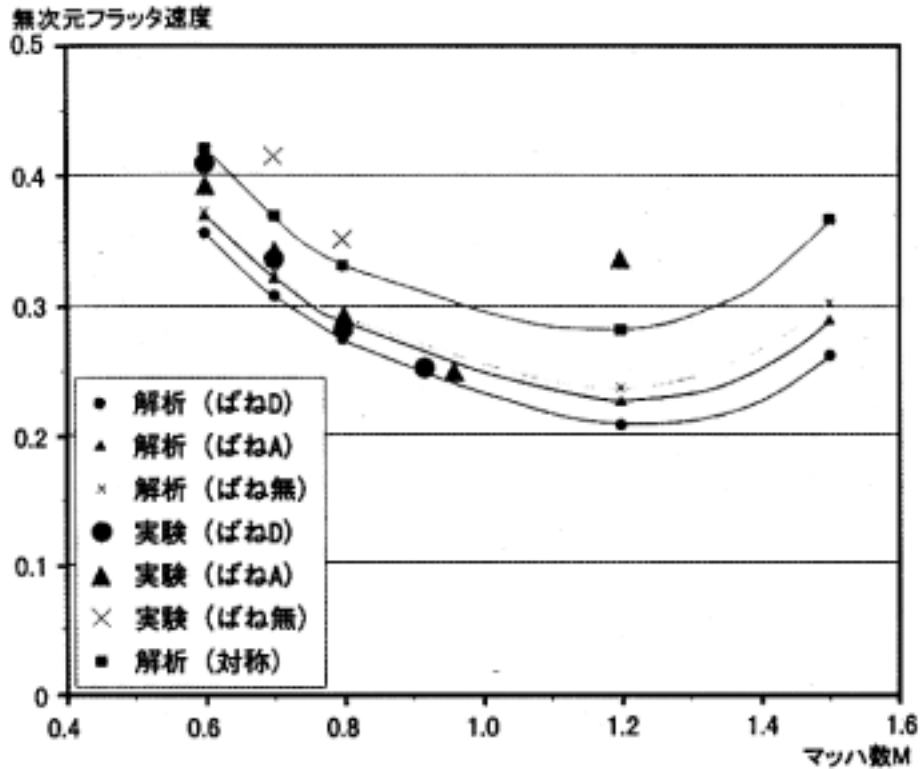


Fig. 10 無次元フラッタ速度

## 5 考察・結論

- (1) 逆対称モードは対称モードよりもフラッタ速度が全体に低くなり、ロール弾性加わるとさらにフラッタ速度が低下する場合のあることを示した。
- (2) ロール弾性によるフラッタ速度の変動は2次(逆対称曲げ1次モード)の振動数の変化に依存するところが大きい。
- (3) ばね無しの場合の実験値が解析値に比べ高くなっているが、これは翼が損傷し、曲げ振動数が大きく低下したためである。このことはばね無しでのフラッタ振動数が極端に低くなっていることからわかる。
- (4)  $M=1.2$  において弱ばねの実験値がかなり高くなっているが、以前に実施したチップフィン翼の実験<sup>1)</sup>でも類似の傾向が現れた。原因は究明中

である。

- (5) その他の実験値と解析値は良い一致を示しており、DPMがロール弾性の影響するフラッタの解析にも有効であることが示された。

### 参考文献:

- 1) 神田・上田、有翼往還機型全機模型の逆対称モードフラッタ、航技研報告 TR-1342
- 2) 上田・外崎、動的変位計測装置を用いた振動試験の自動化について、第34回構造強度に関する講演会
- 3) T.Ueda; Unsteady Aerodynamic Calculations for General Configurations by the Doublet-Point Method, NAL TR1101T
- 4) H.J.Hassig; An Approximate True Damping Solution of the Flutter Equation by Determinant Iteration, Journal of Aircraft, Vol.8, No.11, pp885-889