

小型超音速実験機第2回飛行実験時の空力弾性応答について

齊藤 健一, 町田 茂 (宇宙航空研究開発機構)

Aeroelastic Response of the Second Flight Experiment of the SST Experimental Aircraft

Kenichi Saitoh and Shigeru Machida (JAXA)

Key Words: Supersonic Transport, Flight test, Aeroelasticity

Abstract

Aeroelastic response of the small experimental supersonic transport (NEXST-1) at the 2nd flight experiment was examined. Two accelerometers were equipped on the main wings to monitor those aeroelastic responses. Dampings of the structural modes were obtained by the Random Decrement Technique. Although the damping of the symmetric first wing bending mode slightly reduced while the aircraft passed through the transonic regime, aeroelastic instability was not observed. It seems that the flow separation occurred at about two degrees of angle of attack and it excited the wing vibration. These data are reported in this paper.

1. はじめに

遷音速領域において空力弾性系は翼面上に発生する衝撃波やそれに伴う剥離の影響を受け、遷音速ディップと呼ばれるフラッタ発生動圧の低下やリミットサイクル振動などの非線形現象が見られる。超音速機の場合は、遷音速領域を通過する際の空力弾性不安定現象に対する必要なマージンを確保するよう開発しなければならない。2005年10月に豪州ウーメラ実験場において第2回飛行実験を行った小型超音速実験機の開発においては、これらの要求を満たすため、線形空力弾性解析コードにより50%のフラッタ速度マージンを確保することとした。また風洞試験によりフラッタ特性を確認し開発を進めた。現在有人民間、軍用機ではフラッタ速度マージンとして15%を確保すれば良いが、遷音速領域では前述の非線形現象をとらえられる解析コードの利用等が前提である。本実験機では実機に対するスケール効果により実験機の重量軽減に対する要求が厳しくないことから、フラッタ設計においても高精度の解析等により速度マージンを最小限にすることは必要とされていない。このため類似のクランクトアロー翼¹⁾における遷音速ディップを参考にフラッタ速度の低下量約20%を補うこととし、このような設計基準としている。一方これまで開発されてきたオイラーコードによる解析を並行して行い、信頼性を向上させていくこととした。

ここでは実験機主翼に搭載された振動計測用加速度計の飛行実験時データにより、飛行中の主翼の振動、空力弾性特性に対する評価、検討を行う。

2. 実験機について

2-1 1号機のフラッタ特性

第1回飛行実験に使用した小型超音速実験機2号機開発の際には、打上げ時のロケットフィンや実験機主翼、エルロンフラッタ境界が飛行範囲付近に存在し、必要なモードには改修が施された。第1回飛行実験の失敗後、更なる信頼性向上のための全実験機システムの見直しが行われ、エルロンモードなどに対してもさらに改修が加えられた。第2回飛行実験に使用した1号機では、当初設定した速度余裕50%(構造減衰1%,線形解析)をはるかに上回るものとなった。

2-2 振動モード

1号機の振動試験により得られた主な振動モードを表1に示す。線形解析により最もフラッタ速度の低くなっているモードは、単体滑空飛行時の亜音速領域では主翼対称曲げ1次と胴体上下曲げ2次の連成モード、超音速領域では対称エルロン回転と主翼対称振り2次の連成モードとなっているが、これらはいずれも280%以上の速度余裕となっている。また、打上げ時にはロケットフィンの振り1次とロケットフィン舵面の連成モードとなっているが、60%以上の速度余裕となっている。

2-3 加速度計

表1に示すとおり、主な構造振動モードは100Hz以下となっている。これらをモニタするセンサとして左右主翼に取り付けられた加速度計(図1)はENDEVCO社製圧電型加速度計7240Bで、1~20,000Hzにおいて±1dBの振幅変動特性を有する。加速度計信号は信号処理機によりフルスケール±20G、分解能12bit、40kHzでサンプリングされた。図2に打上げ後15~25秒間の加速度計信号(後述のとおり対称および逆対称成分として処理したもの)のパワースペ

トル密度(単位は G^2/Hz)を示す。サンプリング時にローパスフィルタは用いられていないが、10kHz以上の振動成分は小さくなっており、ナイキスト周波数付近と比較すると100Hz以下の信号は20dB程度のS/N比が確保されていると考えられる。加速度計データはテレメトリでは送られず、機上データレコーダにのみ記録された。

3. 飛行試験データ

打上げから回収までの全フェーズの加速度計、マッハ数、迎角、等価大気速度のデータを図3に示す。これらのデータは飛行時に得られたままのもので、補正を加えていない。また、マッハ数—等価大気速度の飛行プロファイルを図4に示す。各マッハ数における飛行時の等価対気速度はおおむね設計ノミナル値以下となっており、この点ではフラッタ設計に対する問題は見られない。

データ処理時には主要な構造モード(表1)が100Hz以下であることから図2を除き500Hzでダウンサンプリングしたデータを用いた。時間履歴データにおいては打上げ時刻を0秒としており、922秒に着地衝撃が見られる。加速度計信号は対称・逆対称モードの様子がわかるよう左右の信号の平均(和の1/2)、差分の1/2とした上で処理した。これにより対称モード、逆対称モードを明瞭に捉えることができる(図5)。

実験機は71.7秒でロケットから切り離され、以降一切の動力を使わず滑空し778秒でパラシュートが開傘している。図3を見るとその間に振動レベルが大きくなっているところが見られるが、これらは迎角が大きくなったところに一致しているように思われる。加速度信号の二乗平均(RMS)を、迎角の平均値に対して200-700秒の間1秒ごとに処理しプロットしたものを図6に示す。これより1°ないし2°以上迎角をとったときに振動レベルが大きくなり相関性が見られる。この振動は迎角をとったときに主翼面上の流れの剥離が生ずることによる小規模なバフエッティングと考えられる。

また、飛行中の主翼の減衰を調べるため、ランダムデック法²⁾を用いて処理を行った。主翼対称曲げ1次モードに対するこれらの値を図7に示す。ランダムデック法を用いる際には500Hzでリサンプリングしたデータ10秒分に対し、7~16Hzを通過帯域とするチェビシェフ型の4次のバンドパスフィルタを適用したデータを用いた。ランダムデック法のトリガとなる信号の大きさは標準偏差の2倍とし、100回ないしそれ以下の場合は可能な限り多くの回数平均処理を行った。減衰データは4~6周期分の波形から対数減衰率を求めた。打上げ後80~500秒間のデータに対してこれらの処理を行っているが、遷音速付近では減衰が小さくなっているところが見られる。遷音速通過時には正の迎角となり、前縁からの剥離流による振動の励起と減衰低下の双方が生じていると考えられ、振動抑制の観点からは好ましくない状態となっている。

図8は対称成分として処理した加速度信号10秒分のデータを用い、5秒ごとにパワースペクトル密度を求めその時間変化を濃淡で表現している。70Hzから始まり30Hz近くまで振動数が下がり続けているモードが見られるが、対称エルロン回転モードと思われる。ただし線形解析ではマッハ0.8、等価大気速度180m/s付近(460秒付近)で対称エルロン回転モードの振動数は固有振動数62Hzとほぼ等しくなっており、実験データではこれより振動数が小さくなっている。幸いこのモードの減衰の低下はみられていない。

4. おわりに

小型超音速実験機第2回飛行実験時の主翼に取り付けられた加速度計信号等をランダムデック法などにより処理し、フラッタ設計健全性を確認した。飛行時に迎角が2°程度となった際には剥離が翼の振動を励起していると思われる。また主翼対称曲げ1次モードは遷音速域通過時に減衰低下が見られる。振動抑制の観点からこれらが同時に起こる様な、すなわち遷音速域通過時に流れの剥離を生じるような飛行は避けることが望ましいと考えられる。

参考文献

- 1) D. F. Keller, E. P. Bullock, "Span Reduction Effects on Flutter Characteristics of Arrow-Wing Supersonic Transport Configurations", 1991, NASA-TP-3077
- 2) H. A. Cole Jr., "On-line Failure Detection and Damping Measurement of Aerospace Structures by Random Decrement Signatures", NASA-CR-2205
- 3) S. Machida, T. Takatoya, K. Saitoh, "Structural Design and Flight Verification of Unmanned Supersonic Experimental Airplane", 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2007, AIAA-2007-2118

表1. 主なモードの振動数(振動試験値) 単位: Hz

モード		打上げ 形態	単体
対称 翼振動	対称曲げ1次	11.0	11.3
	対称曲げ2次	31.9	31.2
	対称曲げ3次	71.8	71.7
	対称振り1次	51.9	50.5
	対称振り2次	93.8	88.4
	対称エルロン回転	60.2	61.9
逆対称 翼振動	逆対称曲げ1次	19.0	17.2
	逆対称曲げ2次	38.6	37.6
	逆対称曲げ3次	76.4	70.4
	逆対称振り1次	53.6	53.8
	逆対称振り2次	111.1	93.6
	逆対称エルロン回転	65.8	60.8
胴体	胴体上下曲げ1次	12.5	15.0
	胴体上下曲げ2次	30.5	35.2
実験機/ロケット逆相ロール		9.3	-
実験機/ロケット前後		50.5	-

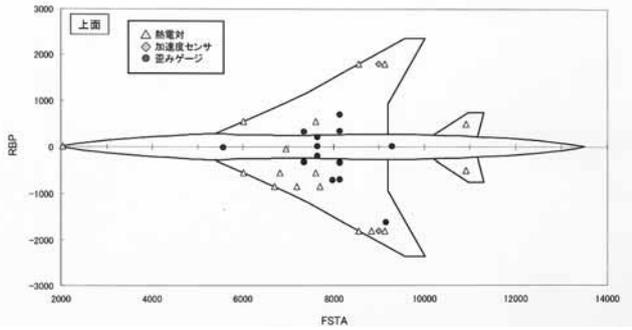


図1 構造センサ配置

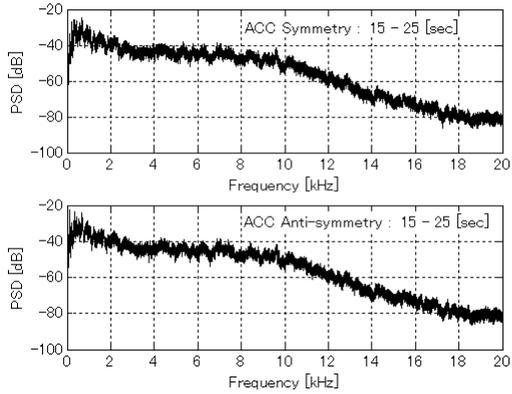


図2 加速度信号のパワースペクトル密度(15-25秒)
サンプリング周波数 40kHz

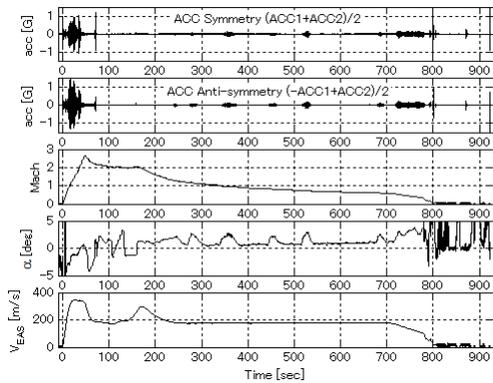


図3 飛行データの時間履歴

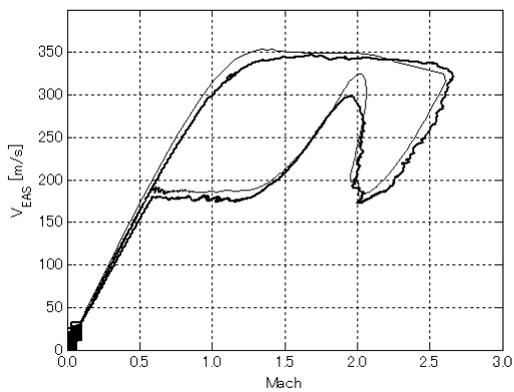


図4 飛行プロファイル(太線:飛行データ,
実線:設計ノミナル値)

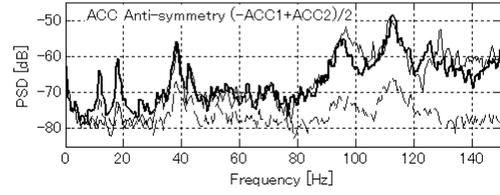
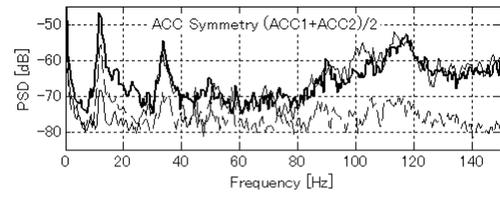


図5 パワースペクトル密度(太線:355-365秒 /
実線:522.5-532.5秒/ 破線:375-385秒)

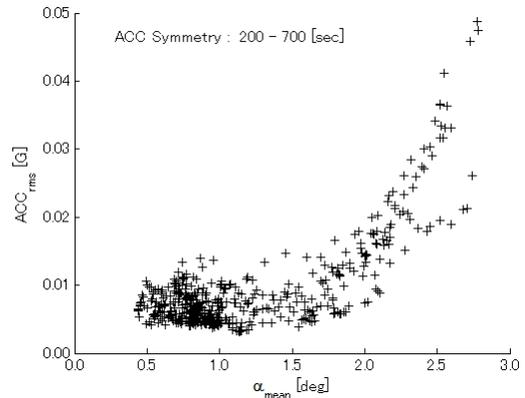


図6 振動レベルと迎角の相関

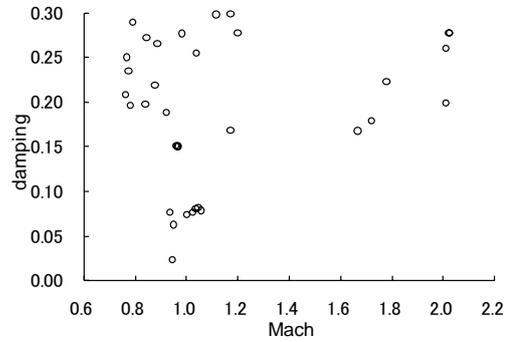


図7 対称曲げ1次モードの減衰 2σの推移

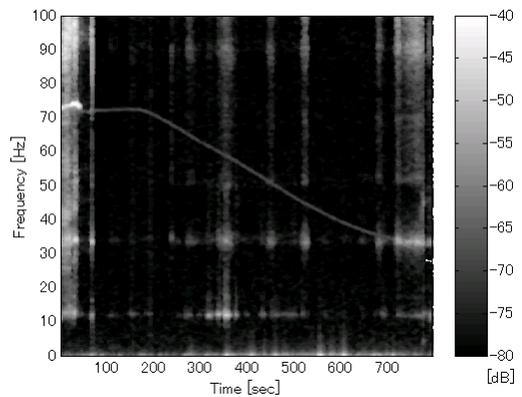


図8 振動数の推移