

# エンジンを搭載した超音速機のフラッタ試験について (その2)

○有菌仁, 町田茂, 齊藤健一, 菊池孝男, 中道二郎 (宇宙航空研究開発機構)  
井上隆 ((財) 日本航空機開発協会)  
秋葉公三郎 (富士重工業株)

## Flutter Wind Tunnel Testing with Scaled Model for SST

Hitoshi Arizono, Shigeru Machida, Takao Kikuchi, Jiro Nakamichi (JAXA/ISTA)  
Takashi Inoue (JADC)  
Kousaburo Akiba (FHI)

### 概要

JAXA SSTプロジェクトの第2フェーズとして計画されていたジェット実験機(第1次形状)の弾性模型によるフラッタ試験を, JAXA 0.6m × 0.6m 遷音速フラッタ風洞で実施した. 本試験の目的は解析ツールの精度検証のためのデータの取得である. 試験供試体には小型超音速ジェット実験機の11%スケール弾性模型を用い, 風洞通風域でフラッタを発生させるために翼端後縁に翼型に整形した鉛が取り付けられている. 風洞試験により, 7点のフラッタポイントを取得し, 明確なフラッタバウンダリを捕捉した. また, 模型損傷回避策が有効に働き, 同一模型でフラッタバウンダリを捕捉することができ, 解析ツールの精度検証のための有用なデータを取得した.

### 1. はじめに

遷音速域を飛行または通過する超高速航空機において, 遷音速域でフラッタ速度が低下する遷音速ディップと呼ばれる現象が知られている. そのために, 遷音速域を運用範囲にもつ超高速機の設計では, 初期段階から空力弾性設計を行う必要があり, 遷音速域におけるフラッタ境界は正確に推算されなければならない. 遷音速域では, 衝撃波, 流れの剥離など空気力の非線形性を考慮する必要があり, 問題がより複雑になる.

これまでに, SST ロケット実験機を対象として空力弾性問題の検討が行われている [1, 2]. 主翼, エルロン, ロケットフィンについて, いずれもマッハ数0.7~1.2の範囲でフラッタ速度が最小となるものであった.

SST ジェット実験機のようにアローウイングにエンジンナセルを取り付けたような複雑な形状を対象としたフラッタ速度を推算するための非線形解析ツールが開発されているが, 解析精度を検証するためのデータはまだ不十分である.

本研究は, 宇宙航空研究開発機構, (財) 日本航空機開発協会, 富士重工業(株)の共同研究「超高速輸送機のフ

ラッタ特性に関する研究」に基づくものであり, 超高速輸送機を対象に, 遷音速域での特異なフラッタ現象を予測するためのフラッタ特性推算手法についての研究を行うことを目的としている. この中で, 解析ツールの精度検証のためのデータを取得するために, SST ジェット実験機の空力弾性相似模型を用いてフラッタ風洞試験を実施し, 解析ツール検証に必要なデータを取得した.

### 2. 試験概要

#### 2.1 小型超音速実験機について

本試験の供試体は, 旧航空宇宙技術研究所で計画され基本設計を行った小型超音速ジェット実験機 [3] の第1次形状をモデルとした. ジェット実験機は, 全長11.5m, 全幅4.93m, 実験機単体の重量は2750kgである. 機体の概要を図1に示す.

#### 2.2 試験供試体について

本風洞試験に用いた弾性模型を図2に示す. 模型平面形は, SST ジェット実験機の第1次形状と相似であり, スケール比は11%である. 翼根コード長430mm, 翼端コード長71mm, 半スパン長246mmであり, 翼型は

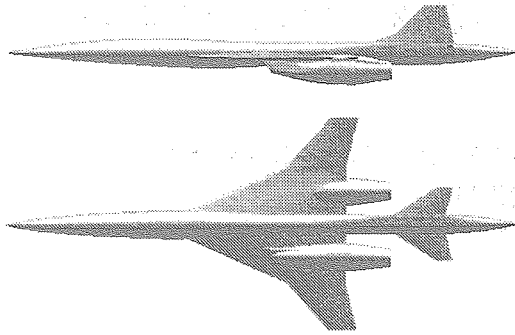


図1 SSTジェット実験機

NACA0006である。また、内舷側後退角 $66^\circ$ 、外舷側後退角 $44.5^\circ$ である。

構造様式としては、桁は疑似等方性のCFRP積層板であり、ジェット実験機の主翼剛性を模擬すべく図3に示すように主桁構造と翼型を保持するための補助構造に分け、主桁構造の板厚は翼根部で8 mm、翼端部で1.6 mmとし、それらを含め10翼素に分け段階的に変化させた。補助構造部は、翼の平面形および翼型を保持するためのものであり、板厚は1.2 mmとした。

空力的な整形には発泡ウレタンを用いた。これは、翼の剛性増加、質量増加に極力影響しないようにするためにスパン方向に21.5 mm 間隔で約0.5 mmのスリットを入れた。

翼は、風洞壁境界層の影響を取り除くために半円筒状のフェアリングに取り付けられている。このフェアリングは、風洞壁への取り付け治具も兼ねている。エンジンナセルは、変断面形状のソリッド（空力的に完全に閉塞）のモデルで模擬した。

本模型には、図2に示すように翼端後縁に翼型の一部となるように整形された鉛が錘として取り付けられている。この錘は、フラッタの振動モードを変えずに、遷音速フラッタ風洞のオペレーション範囲内でフラッタが発生するように、改修によって取り付けられたものである。また、この錘は、フラッタが発生した際に慣性力によって

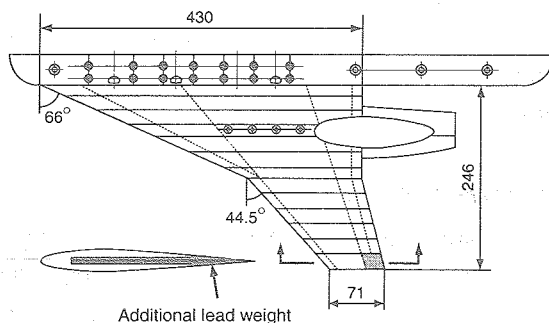


図2 供試体平面図

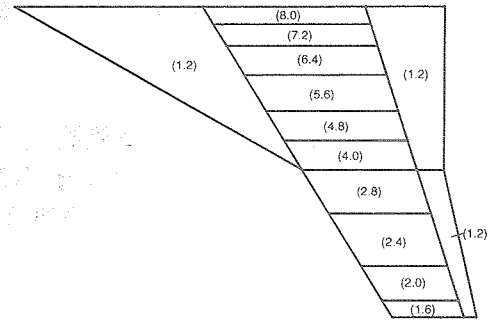


図3 模型桁構造

飛散し、その結果模型の振動特性が変化し、フラッタが停止するという模型損傷回避策の役目もある。

### 2.3 供試体改修

本模型は、遷音速フラッタ風洞オペレーション範囲内でフラッタが発生しなかった。そのため、1. 遷音速フラッタ風洞オペレーション範囲内でフラッタが発生するように固有振動数を下げる。2. フラッタの振動モードを変えない。という設計目標に基づき模型を改修した。改修方法としては、翼端後縁に錘を取り付けることとした。錘は、図2のように翼型の一部となるように成形された鉛(9g)を取り付けた。この錘は、フラッタが発生した際に慣性力により飛散し、その結果模型の振動特性が変化し、フラッタが停止するという模型損傷回避策の役目もある。

### 2.4 遷音速フラッタ風洞概要

本研究に用いた風洞は、JAXA 所有の遷音速フラッタ風洞設備である。運転範囲はマッハ数0.5~1.2、集合胴総圧150~400 kPaである。また、測定部は0.6 m × 0.6 mであり、持続時間は最大120 sec程度である。本風洞は、マッハ数を一定にして集合胴総圧をスイープさせる( $P_0$ スイープ)、集合胴総圧を一定にしてマッハ数をスイープさせる( $M$ スイープ)、マッハ数を動圧に比例させてスイープさせる(比例スイープ)ことがそれぞれ可能である。また、模型射出装置が装備されており、フラッタ発生時に模型の破損を防ぐこと、模型を風洞初期荷重から保護することが可能である。本風洞試験では、模型の取り付けの都合上、模型射出装置は使用できなかった。

### 2.5 試験セットアップ

図4に計測システムの概要を示す。計測項目は、主翼桁内に埋め込んだ歪ゲージ出力および気流データ(集合胴総圧、測定部静圧、集合胴全温)である。これらのデ

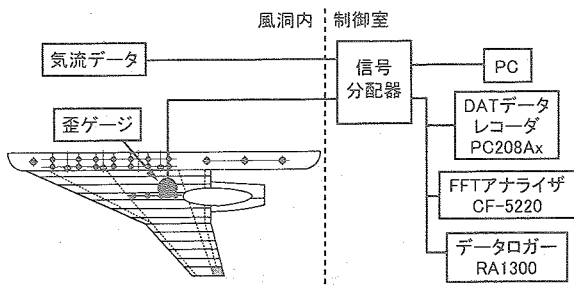


図4 計測システム

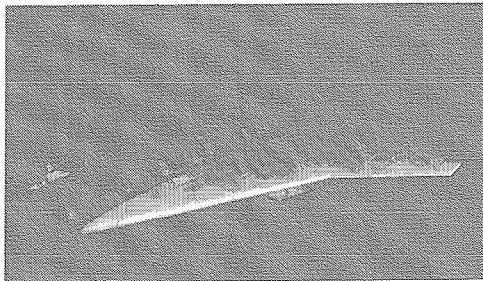


図5 模型取り付け状況

表1 固有振動数 (Hz)

	改修前	改修後	第1次風試後
モード1	98	81	77
モード2	149	132	126
モード3	238	224	196

ータは、風洞に備え付けのPCに取り込まれる。また、歪ゲージ出力は、FFTアナライザ、データレコーダ、データロガーにも接続し記録した。また、測定部窓から高速度ビデオカメラによりフラッタ発生時の様子を撮影した。図5に風洞壁に模型を取り付けた様子を示す。

### 3. 試験結果

#### 3.1 振動試験

振動試験は、JAXA 所有の動的変位計測装置を用いた。加振は、エンジンナセル後方に取り付けた加振機によりランダム加振した。改修前、改修後および第1次風試後に計測した固有振動数を表1に示す。表中の第1次風試後とは、風洞試験が2回に分けて行われたため、その間に振動試験を行った結果である。また、模型を風洞に取り付けた状態でも簡易的に振動数を計測し、フラッタ発生後に振動数の低下が見られないかチェックを行った。第2次風洞試験中は、固有振動数の低下はほとんど見られなかった。

図6に第1次風試後の固有振動モードを示す。モード

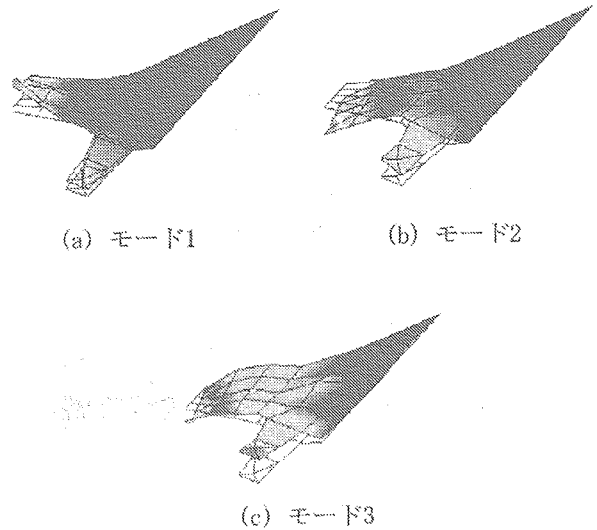


図6 固有振動モード

形状は、モード1が主翼曲げ1次、モード2が主翼曲げ2次、モード3が主翼ねじり1次である。これらのモード形は、改修前、改修後、第1次風試後ともほぼ一致している。

#### 3.2 フラッタ風洞試験

風洞試験は、3種類のスイープ方法 ( $P_0$  スイープ,  $M$  スイープ, 比例スイープ) で行った。風洞試験の試験条件を表2に示す。試験No.1~6は  $P_0$  スイープでスイープ速度は3~4 kPa/secである。試験No.7は比例スイープで、マッハ数を-0.002/sec,  $P_0$  を約2.7 kPa/secでスイープした。試験No.8~20は  $M$  スイープである。このうち、マッハ数のスイープ速度を試験No.8~15では0.005/sec, 試験No.16~20では0.003/secとした。

風洞試験は、3種類のスイープ方法 ( $P_0$  スイープ,  $M$  スイープ, 比例スイープ) およびスイープ速度をパラメータとし、表2に示す試験条件で行った。ここでは、主に第2次風洞試験の結果について示す。

図7および図8に代表的な試験のひずみゲージの時刻歴を示す。横軸は時刻、縦軸はひずみゲージの出力である。図7は典型的なフラッタ現象を示している。一方、図8は発散に至る前にある一定の振幅で不安定振動が続いている。これらのデータより、目標であったフラッタバウンダリの下方に不安定領域の存在が予想されたので、 $M$  スイープにより不安定領域の探索を行った。

図9に試験結果のまとめを示す。横軸はマッハ数、縦軸は動圧である。◇はフラッタポイント、◇—□は  $P_0$  スイープでの不安定領域、△—△は  $M$  スイープ (0.005/sec) での不安定領域、▽—▽は  $M$  スイープ (0.003/sec) での不安定領域である。

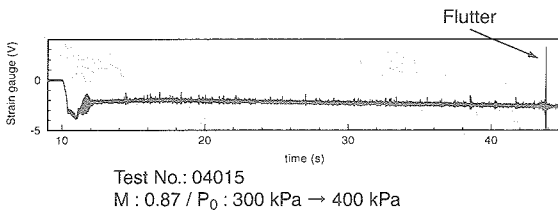


図7 フラッタ発生時ひずみゲージ出力 (その1)

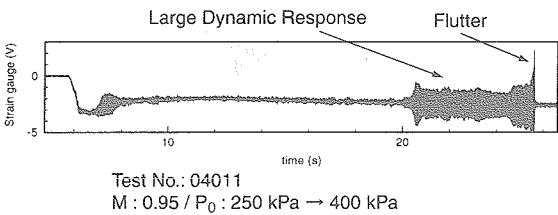


図8 フラッタ発生時ひずみゲージ出力 (その2)

表2 試験条件

試験No.	マッハ数 $M$	集合胴総圧 $P_0$ (kPa)
03068	0.90	200 $\frac{6kPa/s}{}$ 300 $\frac{3kPa/s}{}$ 400
04003	0.80 $\frac{0.01/s}{}$ 0.95 $\frac{0.005/s}{}$ 1.05	180
04004	0.80 $\frac{0.01/s}{}$ 0.95 $\frac{0.005/s}{}$ 1.05	290
04005	0.85 $\frac{0.01/s}{}$ 0.95 $\frac{0.005/s}{}$ 1.05	230
04006	0.85 $\frac{0.01/s}{}$ 0.95 $\frac{0.005/s}{}$ 1.05	200
04007	0.85 $\frac{0.01/s}{}$ 0.96 $\frac{0.005/s}{}$ 1.05	170
04008	0.85 $\frac{0.01/s}{}$ 0.92 $\frac{0.005/s}{}$ 1.07	150
04009	0.85 $\frac{0.01/s}{}$ 0.92 $\frac{0.005/s}{}$ 1.07	140
04010	0.90 $\frac{0.01/s}{}$ 0.95 $\frac{0.005/s}{}$ 1.10	250
04011	0.95	250 $\frac{4kPa/s}{}$ 400
04012	0.85 $\frac{0.02/s}{}$ 0.95 $\frac{0.003/s}{}$ 1.10	200
04013	0.85 $\frac{0.02/s}{}$ 0.95 $\frac{0.003/s}{}$ 1.10	250
04014	0.85 $\frac{0.02/s}{}$ 0.95 $\frac{0.003/s}{}$ 1.10	140
04015	0.87	300 $\frac{3kPa/s}{}$ 400
04016	0.85 $\frac{0.02/s}{}$ 0.93 $\frac{0.003/s}{}$ 1.12	150
04017	0.85 $\frac{0.02/s}{}$ 0.95 $\frac{0.003/s}{}$ 1.12	170
04018	1.11	250 $\frac{3kPa/s}{}$ 400
04019	0.97	250 $\frac{3kPa/s}{}$ 400
04020	1.05	250 $\frac{3kPa/s}{}$ 400
04021	1.06 $\frac{0.002/s}{}$ 0.98	270 $\frac{(2.7kPa/s \cdot \text{Hz}^{-1})}{}$ 380

$P_0$  スイープおよび比例スイープの試験において、7点のフラッタポイントを得た。また、マッハ数0.96~1.06の範囲において振動が飛散せずにある振幅を持った振動が持続するような不安定な領域を確認した。この領域は、動圧に影響されずにマッハ数のみに影響を受けるように見える。このことは、遷音速領域における衝撃波発生と関係があると予想されるが、今後さらなる検討が必要である。また、今回取得したフラッタバウンダリは、多くの文献等で報告されている内容と傾向は一致している。一方、不安定領域の存在は過去に示唆されたものの、明確な領域として報告された例は他に無い。この不安定領域の底は、残念ながら本フラッタ風洞の通風範囲では捉えることができなかった。

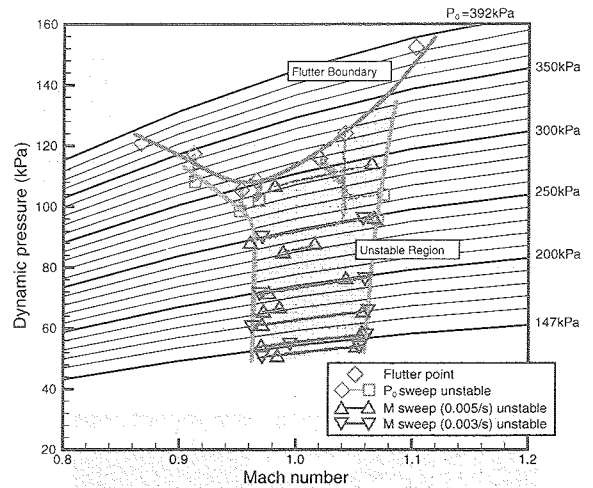
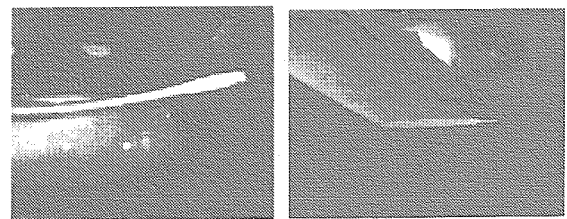


図9 試験結果

### 3.3 模型損傷回避策について

本模型には、翼端後縁に翼型鉛を取り付けてある。この錘はフラッタが発生した際に慣性力により飛散し、その結果フラッタを停止させることができた。これは、錘が飛散したために重心が前縁側に移動し、その結果Wash-out傾向を緩和することになりフラッタ速度が上ったためである[4]。図10に錘が飛散する瞬間の高速ビデオカメラの映像および錘飛散後の翼端後縁の状態を示す。また、錘が飛散して新しい錘を取り付けた後、4時間程度で次の試験を実施することができ、効率良く試験を実施できた。

振動試験の結果より、第1次風洞試験後の固有振動数が低下していることから、フラッタの発生によって模型に対しいくらかの損傷があると思われる。しかし、この模型損傷回避策によって、フラッタが発生して大きな荷重がかかった際にも、大きな損傷に至る前にフラッタを停止させることができ、1つの模型で第1次風洞試験と合わせて合計40ブローの試験ができた。



(a) 錘が飛散する瞬間 (b) 錘飛散後の状態

図10 模型損傷回避策

## 4. まとめ

本風洞試験において、7つのフラッタポイントを取得し、明確なフラッタバウンダリを捕捉した。また、フラ

ッタが発生した際に模型損傷回避策が有効に働き、短期間に同一模型でフラッタバウンダリを捕捉できた。今後は、取得した試験データを基に解析ツールの精度検証を行う。目的外ではあったが、遷音速領域における不安定領域は、発散的なフラッタバウンダリと振動が持続する不安定領域の2重構造になっていることを試験的に確認した。

#### 参考文献

- [1] 斎藤健一, 菊池孝男, 町田茂, 中道二郎: 次世代機のフラッタ特性, 第40回飛行機シンポジウム講演集, 2002.
- [2] K. Saitoh, T. Kikuchi, M. Tamayama: Wind Tunnel Flutter Tests for NEXST-1, Proceedings of International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2003, June 2003.
- [3] 町田茂: ロケット実験機の機体開発とジェット実験機構造設計について, 第40回飛行機シンポジウム講演集, 2002.
- [4] 秋葉公三郎, 中道二郎, 井上隆: アローウイングのフラッタ速度に対する WASH-OUT 傾向の影響, 第45回構造強度に関する講演会講演集, 2003.