

# エンジンを搭載した超音速機のフラッタ試験について

町田 茂 (JAXA 新型航空機技術開発センター)  
齋藤健一 (JAXA 構造解析研究グループ)  
菊池孝男 (JAXA 構造解析研究グループ)  
有蘭 仁 (JAXA 構造解析研究グループ)  
中道二郎 (JAXA 構造解析研究グループ)  
井上 隆 (JADC 超高速機グループ)  
秋葉公三郎 (富士重工業 航空宇宙カンパニー)

## Flutter Wind Tunnel Tests of SST Scaled Model with Engine Nacelle

Shigeru Machida, Kenichi Saito,  
Takao Kikuchi, Hitoshi Arizono,  
and Jiro Nakamichi (JAXA)  
Takashi Inoue (JADC)  
Kousaburou Akiba (FHI)

### 概 要

遷音速域を運用範囲にもつ超高速輸送機においては、設計の初期段階から構造の強度設計だけでなく空力弾性設計も同時に行う必要がある。この空力弾性設計に必要な遷音速域での空力弾性現象、特にフラッタ速度推算用解析ツールは現在検証段階にある。

平成 15 年度の JADC-FHI-JAXA の共同研究「超高速輸送機のフラッタ特性に関する研究」においては、遷音速領域におけるフラッタ特性推算手法の確立のために、超音速機の弾性模型によるフラッタ風洞試験を JAXA の 0.6m×0.6m 遷音速フラッタ風洞設備にて行い、解析ツール検証に必要なデータを取得した。今回フラッタ風洞試験に用いた弾性模型は、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（一次形状）の遷音速フラッタ特性取得のために製作した 11%スケール弾性模型を改修したものである。

フラッタ発生時に模型損傷回避策が有効に働いたので、同一のフラッタ模型にて短期間に 6 つのフラッタポイントを取得することができた。

#### 1. はじめに

航空機構造開発では、必ず空力弾性安定であるかを解析および風洞試験で確認し、かつ実機飛行試験の中において運用範囲内で空力弾性安定であることを実証する。遷音速領域では、空力弾性不安定になる速度領域が亜音速域や超音速域に比べ

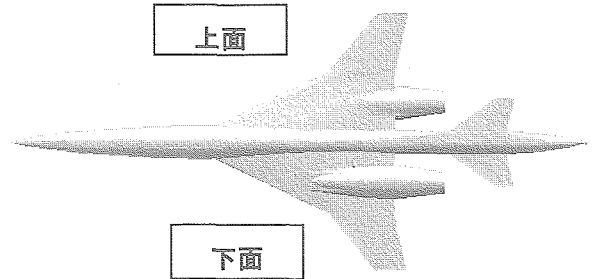
て低くなる、所謂フラッタバウンダリの「遷音速 DIP」が存在することが知られている。遷音速域を運用範囲にもつ超高速輸送機においては、従来より更なる軽量化が必要となるために、設計の初期段階から構造の強度設計だけでなく空力弾性設計も同時に行う必要がある。この過程に必要な遷音

速域での空力弾性現象、特にフラッタ速度推算用解析ツールは現在検証段階にある。

平成15年度のJADC-FHI-JAXAの共同研究「超高速輸送機のフラッタ特性に関する研究」においては、遷音速領域におけるフラッタ特性推算手法の確立のために、改修したジェット実験機の弾性模型によるフラッタ風洞試験をJAXAの0.6m×0.6m遷音速フラッタ風洞設備にて行い、解析ツール検証に必要なデータを取得した。ここでは、このフラッタ風洞試験で得られた結果を速報する。

## 2. 供試模型

今回フラッタ風洞試験に用いた弾性模型は、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（一次形状）の遷音速フラッタ特性取得のために製作された。図1に、小型超音速ジェット実験機（一次形状）形状と諸元を示す。主翼剛性分布と重量分布を相似則に極力合わせた11%スケール弾性模型である。（図2）エンジンセルを付けた形態であるが、フロースルー無しとなっている。先に行った小型超音速ジェット実験機基本設計段階のフラッタ風洞試験では予想よりもフラッタ速度が高く、JAXA 遷音速フラッタ風洞設備の通風範囲内でフラッタが発生しなかった。今回の試験目的が「解析ツール検証に必要なデータの取得」であるので、フラッタ風洞の通風範囲内においてフラッタが発生するよう、翼端後縁部に鉛製翼型錘を接着剤で取り付ける改修を行った。この錘は、模型のフラッタ特性を調整する目的のほかに、模型損傷回避策の機能も持っている。フラッタが発生し翼端での上下振動が激しくなった時に、接着剤で模型の芯材に取り付けた錘が慣性力で離脱し、振動モードの変更およびフラッタ速度向上によりフラッタが収まることを期待している。



ジェット実験機 1次形状主要諸元

●全長	11.5 m
●全幅	4.93 m
●主翼面積	10.12 m <sup>2</sup>
●主翼弦長(25%mac)	2.70 m
●水平尾翼面積(Gross)	1.58 m <sup>2</sup>
●水平尾翼面積(Exposed)	0.94 m <sup>2</sup>
●水平尾翼幅	1.70 m
●垂直尾翼面積	1.46 m <sup>2</sup>
●垂直尾翼幅	1.10 m
●最大質量(実験機単体)	2750 kg
●最大質量(ブースター付)	3750 kg

図1 超音速小型ジェット実験機

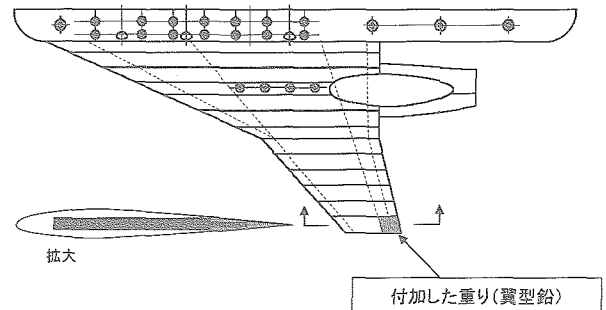


図2 フラッタ風洞模型

## 3. 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。この風洞は吹き出し式風洞であり、運転範囲はマッハ数0.5~1.2、集合胴総圧150~400 kPaである。測定部は0.6 m×0.6 m、上下壁は多孔壁(孔の径4 mm、ピッチ8 mm、開口比23.2%)となっている。また、持続時間は最大120sec程度である。本風洞は、次の3種類のオペレーションが可能である。

- ①マッハ数を一定にして集合胴総圧をスイープさせる(P0 スイープ)
- ②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)
- ③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)

模型射出装置が装備されており、通風後しばらくして模型を風洞内に入れることで模型を風洞初期荷重から保護すること、およびフラッタ発生時に模型を風洞から引き出すことにより模型の破損を防ぐことが可能である。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しなかった。図3に、風洞試験での模型セットアップ写真を示す。



図3 フラッタ風洞模型セットアップ

4. 風洞試験結果

本フラッタ風洞試験では、フラッタバウンダリの捕捉が目標であるので、MACH 数一定で動圧を上げていく、つまりフラッタバウンダリを真下から垂直に狙っていく風洞オペレーションを行った。

今回は通風期間内で20ブロー行い、そのうちの6ブローでフラッタポイントを補足した。

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が違っている。図4中のフラッタポイントのうち、動圧 100kPa を超えるポイントでは、模型の翼端後縁部の鉛製翼型錘が吹き飛ぶ発散的なフラッタの現象であった。一方、動圧 50kPa 付近のポイントでは前者ほど激しい発散現象では無く、振幅が大きくなった時に風洞を停止すれば鉛製翼型錘が吹き飛ぶこと無く現象を止める事ができた。フラッタにおける振動数は、前者が約 140Hz に対し、後者が 100Hz 付近であった。

5. まとめ

フラッタ発生時に模型損傷回避策が有効に働いたので、同一のフラッタ模型にて短期間に6つのフラッタポイントを取得することができた。試験の目的であった遷音速領域でのフラッタポイントを捕捉したが、一般的によく知られている遷音速 Dip 形状とは違い、発散的なフラッタとそれよりも低い動圧域に比較的マイルドなフラッタが混在している状態であった。

試験番号	マッ数	P0 kPa	スライプ		フラッタ		P0 kPa	M	q kPa	f1 Hz	f2 Hz	
			速度 kPa/sec	時間 sec	run	time sec						
0007	095	150-220 220-310 310-350	6	20	22401	54900	327836	0948	115654	130		
			4	10	(54801)							
			2	20								
0002	08	20-320 320-350 350-400	6	20						121	131	
			4	75								
			3	167								
0004	098	20-250 250-350	6	83	13291	27458	289346	1.009	107691	1031	1388	
			3	333	(27458)							
0006	105	150-250	0	2	41971	8394	150164	0957	53954	975	195	
			2	55	(8396)							
0006	098	150-180 180-250	0	1	8031	16000	160777	0984	5864	985		
			4	75	(16061)							
			2	50								
0007	108	150-300	0	2	3801	7601	150338	094	52613			
			3	50	(7601)							
0008	09	20-300 300-400	6	167	23688	47117	345145	0912	117288	1031	145	
			3	333	(47118) Flutter Point	189788	37357	318355	0913	108271		
					(37358) Limit Cycle Oscillation							

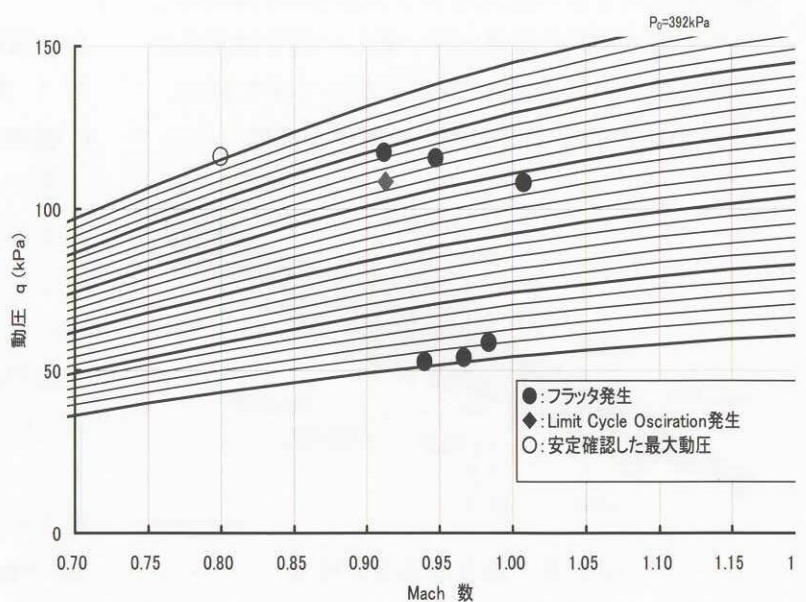


図4 フラッタ風洞試験結果