

SST ロケット実験機模型フラッタ試験

○齊藤健一、菊池孝男、神田淳、玉山雅人、中道二郎（航技研）

Experiments of Flutter models for the Non-powered Supersonic Experimental Airplane
Kenichi SAITOH, Takao KIKUCHI, Atsushi KANDA, Masato TAMAYAMA, Jiro NAKAMICHI (NAL)

Key Words: Aeroelasticity, Unsteady Flows, Shock Waves

Abstract

In a design of the Non-powered Supersonic Experimental Airplane, three kinds of flutter modes were focused ; aileron with one degree of freedom, a first bending mode of a main wing and a rocket fin first torsion mode coupled with control surface motion. Therefore three types of model for each flutter test were made and tested in wind tunnels, in order to confirm analytical results. The results of the testes are described in this paper.

1. はじめに

遷音速領域では既知の通り翼面上の衝撃波等の影響によるディップと呼ばれるフラッタ速度の落ち込みが見られる。このため SST ロケット実験機の開発においては、線形解析によるフラッタ速度が構造減衰率 $g=0.01$ の時 50% の速度余裕を持つことを設計基準として設計を行った。さらに当所の Euler/N-S コードを用いて非線形フラッタ解析が行うとともに、相似模型による風洞試験を行い検証することとした。

検討対象となったモードは以下の通りである。

- ・エルロン 1 自由度フラッタ (打上時)
($M=0.9$ で速度余裕 15%:非線形解析)
- ・主翼曲げ 1 次 1 自由度フラッタ(単体飛行時)
($M=0.9$ で速度余裕 50%:非線形解析)
- ・ロケットフィン-フィン舵面連成フラッタ (打上時)
($M=0.7-1.1$ で速度余裕 20%:線形解析)

尚、線形解析では単体、打上時ともエルロン-主翼曲げ連成フラッタがクリティカルで速度余裕は 50%以上であった。ロケットフィン、既存のロケットのフィン面積を拡大したため、検討を行った。

これら 3 種のモードに対して表 2 の相似パラメータに基づき模型を製作し風洞試験を行った(表 1)。これらのフラッタ解析及び風洞試験結果について報告する。

2. エルロン 1 自由度フラッタ

2-1. 概要

エルロンに関するモードについては線形解析ではエルロン回転-主翼曲げ連成フラッタに対する速度余裕が Mach 1.10 で 50% となり、また Euler コードによる非線形解析ではエルロン

表 1 風洞試験一覧

空弾問題	模型	使用風洞	試験 Mach,迎角
舵面 1 自由度フラッタ	半裁模型 主翼: 剛 舵面: 回転バネ	遷音速風洞 2m×2m 第 2 カート	$M=0.90-1.05$ $\alpha = -1, 0, 1, 2^\circ$
主翼曲げ 1 次フラッタ	ローリ形態模型 胴体: 剛 主翼: 弾性	遷音速風洞 2m×2m 第 1 カート	$M=0.70-1.05$ $\alpha = 0, 1, 2, 3^\circ$
〃 (ロケットの空力的影響)	打上形態模型 ロケット, 胴体: 剛 主翼: 弾性	〃	$M=0.70-1.00$ $\alpha = -5, 0, 2^\circ$
ロケットフィン曲げ-舵面連成フラッタ	舵面付き模型 翼: 弾性 舵面: 回転バネ	フラッタ風洞 0.6m×0.6m	$M=0.60-1.15$ $\alpha = 0, 5^\circ$

表 2 各模型の相似パラメータ

	半裁エルロン		全機		ロケットフィン	
	実験機	模型	実験機	模型	実験機	模型
Mach	0.9	0.9	0.9	0.9	0.8	0.8
V_{TAS} [m/s]	334.7	284.1	299.9	284.1	272.2	256.3
ρ [kg/m ³]	1.225	0.664	1.023	0.664	1.225	1.699
h [ft]	0		6000		0	
p_0 [kPa]		80		80		190
scale	1.00	0.200	1.00	0.200	1.00	0.200
速度比	1.00	0.849	1.00	0.947	1.00	0.942
密度比	1.00	0.542	1.00	0.649	1.00	1.388
振動数比	1.00	4.24	1.00	4.74	1.00	4.71
質量比	1.00	0.0043	1.00	0.0052	1.00	0.0111

回転1自由度フラッタに対する速度余裕がMach 0.90で15%であった。線形解析上は前述の設計基準を満たしているが、非線形解析結果は線形解析とモードが異なり、フラッタ速度余裕も小さいことから精度の検証を必要とし、模型風洞試験を行った。

2-2. 風試模型

非線形解析でクリティカルとなったエルロン1自由度フラッタを模擬するため、エルロン回転1自由度のみの弾性モードを持つ半裁エルロン模型を当所遷音速風洞用に製作した。エルロンは翼根近くにあることから、胴体との空力干渉の影響も考慮するため、エアルールを採用した胴体を模擬することとした。胴体及び主翼はスチール無垢の剛体とし、舵面はアルミ無垢、エルロン回転モードは舵面取付シャフトの径により適切な剛性を得ることとした。半裁エルロン模型は実験機及び模型が以下の条件において相似則が成立するよう設計点を定めた。

実験機：M=0.90, S.L., 打上時バナル速度×1.2

模型：M=0.90, 風洞総圧 P₀=80kPa

スケールは20%で、半スパン471.8mm、翼根コード長768.2mm、主翼25%半スパン位置に上下面各18個の非定常圧力センサ及び定常圧力計測孔を有する。主翼は実際にはエルロン回転モードに対して十分剛とはならず、主翼曲げ2次モードがエルロン回転振動数に近くなるため(当初設計時220Hz付近)、実験機無次元振動数を包含する3種の剛性の異なるシャフトを用意した(表3)。

2-3. 模型フラッタ解析

実験機非線形解析においてはM=0.90 打上軌道速度×1.15において不安定点が得られたが、模型においてはこれよりやや高いマッハ数で不安定となっている。模型設計時のエルロン回転振動数(構造減衰 g=0.00)によれば、不安定境界はあるマッハ数で急激に(等価大気速度方向に)落ち込む傾向があり、その境界はシャフトBではMach 0.98-1.05間、C, Dでは0.95-0.98間となり、シャフト剛性が高ければ境界マッハ数が高

くなっている。一方模型製作後の振動試験値による振動数及び構造減衰を用いて再度解析を行うと、シャフトB, Cでは、Mach 1.05, P₀=85kPa(風洞運用範囲の上限)まででは不安定とならず、シャフトDで同条件時に不安定となった。このフラッタ境界マッハ数の上昇は、シャフトDのエルロン回転モード振動数の振動試験値は解析値より上昇しているもののシャフトCの振動数解析値より低いいため、剛性の差ではなく構造減衰の影響によるものと考えられる。

表3 シャフト剛性と無次元振動数

	剛性 [N·m/rad]	無次元振動数 (M=0.90)
B	450.1	0.20
C	279.5	0.19
D	159.8	0.13
実験機		0.18

表4 固有振動数[Hz]

シャフト	B	C	D	
主翼曲げ1次	86.3	86.3	86.3	FEM
	84.3	83.1	83.0	GVT
主翼曲げ2次	229.1	229.2	229.2	FEM
	209.8	205.0	205.3	GVT
エルロン回転	263.5	191.1	154.2	FEM
	242.8	230.7	166.3	GVT
	4.1	3.0	3.4	g[%]
主翼ねじり1次	348.4	348.4	348.4	FEM
	319.6	317.8	318.0	GVT
主翼ねじり2次	460.4	460.4	460.3	FEM
	394.1	375.5	376.1	GVT

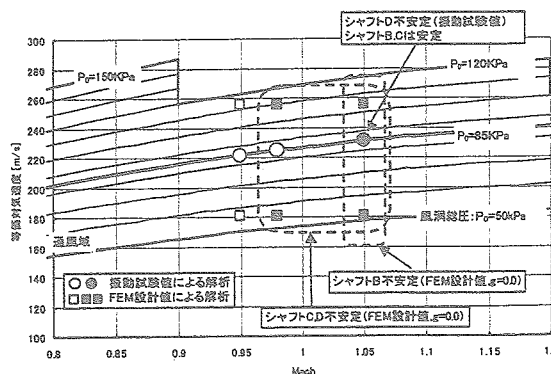


図1 半裁エルロン模型非線形フラッタ解析結果

2-4. 風洞試験

風洞試験はシャフトB, C, D、α=0°及びシャフトD、α=-1, 0, 1, 2°について当所遷音速風洞で行われた。気流条件の上限は風洞の安全性確保のためM=1.05, P₀=85kPaとされた。通風はP₀

を一定とし、マッハ数をスイープして行われた。

風洞試験において不安定現象は発生せず、エルロンシャフト歪出力を用い、ARMA モデルを求め、減衰率ないし安定係数でフラッタ推定を行った。マッハ数方向の推定ではとシャフト D で $M=1.07\sim 1.10$ に境界が得られるが B では妥当な推定値は得られなかった。等価大気速度方向に対しては 4 点しかデータがないが、いくつかのマッハ数では図 5 のようにフラッタ発生点が推定される。迎角 $-1\sim 2^\circ$ においても試験を行ったが、いずれも不安定現象は得られなかった。

同時に計測した定常圧力分布(25%半スパン)を見ると、 $M=0.98$ ではエルロン付近に衝撃波の存在が考えられ、線形解析では捉えられない不安定現象が生じる可能性がある。Lambourne の分類による領域 B (エルロンヒンジ後縁間に衝撃波が存在)のバズが Euler コードによる解析で捉えられている可能性がある。ただし、最も剛性の弱いシャフト D におけるフラッタ境界が Mach $1.07\sim 1.10$ と推定されていることから、不安定となる可能性があるのはエルロン後縁に衝撃波が存在する領域 C のバズとなり、これはポテンシャル理論により説明可能であることから、Euler コードによる解析値で十分と考えられ、またこのケースでは解析値が実際より低いマッハ数となり安全側と考えられる。

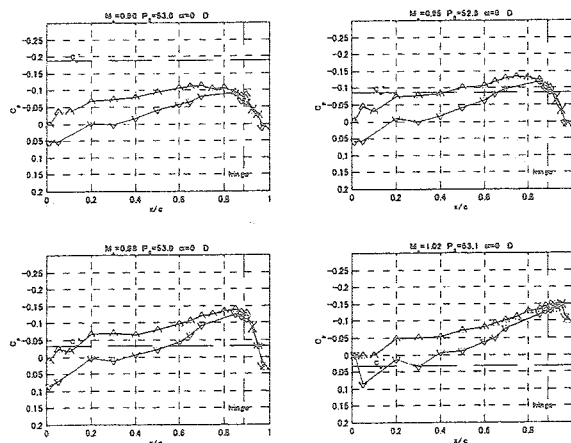


図 2 定常圧力分布

3. 主翼 1 次曲げ 1 自由度フラッタ

3-1. 概略

実験機がロケットから切り離された後の、単体形態での主翼 1 次曲げモードフラッタの速度余裕が飛行軌道に対して Euler コードによる非線形解析で 50%であった。線形解析に比べフラッタ速度が約半分となっていることなどから、精度検証のため風洞試験を実施することとした。尚、その後構造解析値の修正により非線形解析によるフラッタ動圧は約 2 倍となり、実験機的设计においてはこのモードは問題のないことが明らかとなっている。

3-2. 模型

全機模型は主翼曲げ 1 次 1 自由度フラッタの模擬を目的とし、当所遷音速風洞用に製作された。またロケットの空力干渉の影響も調べるため、ロケットつき打上形態模型を別途製作し、主翼は双方共有できるようにした。ただし剛性の異なる翼を 1 組ずつ製作し、単体形態ではノミナル剛性翼、打上形態では高剛性翼を用いた。胴体は主翼部分半径一定の胴体とした。

全機模型は 20% のスケール模型で主翼のみが弾性モードを模擬し、舵面は有しない。翼根コード長は 770.3mm、全スパンは 943.6mm である。模型設計点は当所遷音速風洞において以下の条件において相似則が成立することを目標とした。

実験機 : $M=0.90$, $h=6000\text{ft}$, 打上軌道マナル速度

模型 : $M=0.90$, 風洞総圧 $P_0=80\text{kPa}$

但し、重量比の相似性については実現が困難なこと、フラッタ発生点が風洞通風域内となる様、剛性値を低下させたことにより相似則からのずれが生じ、無次元振動数は表 5 のようになった。各形態の風洞試験範囲と実験機との対応を図 7 に示す。ロール形態はノミナル剛性翼、打上形態は高剛性翼の曲げ 1 次振動数を基準として換算した。

表5 無次元振動数

	振動数 [Hz]	無次元振動数 (設計点)
Nominal剛性翼	21.0	0.18
高剛性翼	24.8	0.21
実験機	11.7	0.47

表6 全機模型固有振動数 [Hz]

	ノミナル剛性翼		高剛性翼		ロール自由	
	振動試験	解析値	振動試験	解析値	解析値 左翼	解析値 右翼
1	21.0	20.1	24.8	26.9	34.8	21.8
2	58.6	57.1	76.7	71.4	87.2	61.3
3		106.4		129.1	151.4	112.1
4		144.2		183.0	175.9	135.5

3-3. 模型フラッタ解析

線形フラッタ解析値はロール形態が190m/s・EAS, 打上形態は両翼とも高剛性翼のためそれより高く250m/s・EASとMach 0.7-0.9でほぼ一定である。ロール形態の非線形解析値はMach 0.9でそれより7%程低くなっている。

3-4. 風洞試験

ロール形態では左翼に高剛性翼、右翼にノミナル剛性翼、打上形態では両翼とも高剛性翼を用いた。試験はマッハ数を設定した後 P_0 をスイープし、設定した P_0 に到達後迎角を変更しデータを取得した。

試験時におけるフラッタ推定データおよび、実際のフラッタ発生データを示す(図7, 8)。推定は減衰率を用い、妥当と思われるもののみ図に示した。

試験時の振動の様子からMach 1.02付近にディップの底があると考えられる。また、半裁模型の圧力分布などからも、 $M=0.98-1.03$ 程度で、衝撃波の影響が大きくなると考えられる。

打上形態では線形解析値がMach 0.70~0.90にわたって $V_{EAS}=250.0\text{m/s}$ とほぼ一定の値を示しているが、試験時にはMach 0.95, $\alpha=2^\circ$ のとき、 $V_{EAS}=181.5\text{m/s}$ と27%低いポイントにおいてフラッタが発生した。但しこれは実機換算値では594m/s・EASとなり、実験機運用範囲から十分安全側である。尚、実機換算値は無次元速度を元に求めているが、無次元振動数が一致していないことに注意を要する。

4. ロケットフィンフィン舵面連成フラッタ

4-1. 概略

実験機打ち上げ用ロケットは既存のロケットのフィン面積及び舵面面積を拡大したことにより、フィン曲げ1次-舵面連成フラッタに対する安定余裕が不十分となり、トルクシャフト径変更等により対応した。模型風洞試験は変更後のフィンの安全性を確かめるとともに、フラッタ風洞通風域内でフラッタを発生させられるよう、シャフト剛性の低い舵面も用意し、フラッタ特性検証のためのデータを得た。

4-2. 模型

フィン模型は実験機模型と同じ20%スケール模型とし、重量比の相似性を考慮した場合風洞総圧の高いフラッタ風洞のほうが遷音速風洞より有利なため、フラッタ風洞を使用することとした。模型は翼根コード長362mm、スパン252mmで、実験機及び模型が以下の条件で相似則が成立するよう設計点を定めた。

実験機： $M=0.80$, S.L., 運用範囲

模型： $M=0.80$, 風洞総圧 $P_0=190\text{kPa}$

模型はアルミ一体削り出しの芯金に発泡材で整形し、翼型は最大翼厚比5.5%の楔形である。舵面はヒンジライン上の取付軸剛性により実験機トルクシャフトを模擬し、実験機と相似なもの(シャフト直径8.2mm:Nominal)1体及び、風洞通風域内でフラッタが発生するようそれより剛性の弱いもの2体(同6.2mm:Down1, 6.0mm:Down2)を製作した。

表7 振動試験結果及び解析値

シャフト	Nominal		Down1		Down2	
	振動試験	解析値	振動試験	解析値	振動試験	解析値
曲げ1次	127.7	130.2	124.0	122.4	127.6	120.5
	2.9		3.3		2.2	
舵面	280.5	233.2	179.3	180.2	175.1	174.1
	4.1		1.8		1.0	
振り1次		365.7		345.7		344.2
舵面曲げ		453.5		447.2		446.7

各項目の上段は振動数[Hz], 下段は構造減衰率[%]

表8 無次元振動数

シャフト	振動数[Hz]	無次元振動数
Nominal	280.5	0.27
Down1	179.3	0.17
Down2	175.1	0.17
実機	53.6	0.26

4-3. 模型フラッタ解析

線形解析によると、シャフト Nominal ではフィン振り1次-舵面回転モード連成となっており Mach 0.70 が最もフラッタ速度が低く、Down1, 2 ではフィン曲げ1次-舵面回転モード連成で Mach 0.90 程度で最低となっている。また、非線形解析でも Down1, 2 では線形解析より低い速度に境界があるが、Nominal では逆に高くなっている(図11)。

4-4. 風洞試験

風洞試験は当所遷音速フラッタ風洞(吹き出し式)において行われた。各舵面取付シャフトに対して Mach 0.60-1.15 の範囲でマッハ数一定として気流静定後模型を風路内に射出し、風洞総圧 P_0 を 1~5kPa/sec でスイープする。その間の気流、歪データ等をフラッタ風洞データ収集装置にて取得した。迎角は 0° で線形解析値付近または風洞の上限(400 kPa)まで総圧を上昇させた。また、シャフト Nominal については迎角 5° において実験機打上軌道速度の 1.15 倍相当までの試験も行い、フラッタ安全性を検証した。図10に、風洞試験と実験機飛行条件の対応を示す。

本試験ではシャフト Down2、 $P_0=320\text{kPa}$ において模型射出時に唯一のフラッタを得られた。しかし $P_0=220\text{kPa}$ で射出、 350kPa までスイープした際はフラッタは発生しなかった。フラッタに発生時と非発生時では曲げ・ヒンジの位相差それぞれ約 54° 、 62° ヒンジが進んでいる(歪曲げは上げが+、ねじりは前縁下げが+、ヒンジは後縁上げが+である。位相差はヒンジ符号を反転して比較した値)。また振動数はフラッタ発生時は 150.5Hz (曲げ、ヒンジとも)、非発生時は 158.5Hz (曲げ、ヒンジとも)となっている。風洞取付状態においてこの2つの試験の前後でフィン曲げ1次振動数は $117.2 \rightarrow 118.4\text{Hz}$ とほぼ変化はない。模型の状態には変化はなく打ち出しによる非定常性が大きく影響していると考えられる。

フラッタ推定にはフィン曲げ、振りモードも十分含まれているヒンジ歪出力を用いるのが良

いと考えられるが、適切な推定値が得られておらず、実際のフラッタ発生値ともかけ離れている。フラッタ発生前の PSD の傾向は、低い P_0 では1次曲げモードのほうが減衰率が低く、フラッタ発生近くではむしろ回転モードのほうが卓越するようになる。尚、このフラッタ発生点は線形解析値より約30%高く、舵面シャフト取り付けによる摩擦等の影響が考えられる。

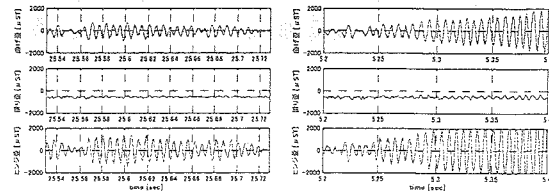


図3 $P_0=320\text{kPa}$ におけるフラッタ非発生時(左)とフラッタ発生時(右)の歪時系列データ

5. おわりに

SST 実験機設計時に検討を要したエルロン1自由度フラッタ、主翼曲げ1自由度フラッタ、ロケットフィン曲げ-舵面回転連成フラッタについて、それぞれ模型を製作し風洞試験を行った。エルロン1自由度フラッタについてはエルロン回転剛性が実験機より弱いシャフトDにおいて $M=1.07-1.10$ の範囲では領域Cのバズが起こりうると思われる。このバズは剥離が支配的とはならず、Eulerコードでの解析は妥当と考えられ、またこのケースでは解析値が安全側となっている。主翼曲げ1自由度フラッタについては解析は主に $M=0.90$ を中心に行ったが、実験では $M=1.02$ 程度にディップの底があると見られ、半裁エルロン模型等の圧力分布を見ても、 $M=0.98-1.03$ で翼面上に衝撃波が現れ、影響を受けると考えられる。唯一解析値より実験値が危険側となった打上形態での主翼曲げ1次フラッタは、実機換算では十分な速度余裕を有する。ロケットフィンについては風洞試験によりフラッタに対する健全性が示された。

一連の風洞試験を通して SST 実験機フラッタ特性の知見が得られたほか、解析ツールの一部修正により、より精度の高いものとなった。

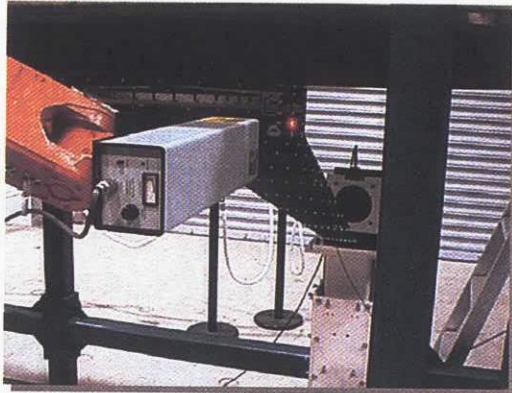


図4 半裁エルロン模型 (動的変位計測装置で振動試験中)

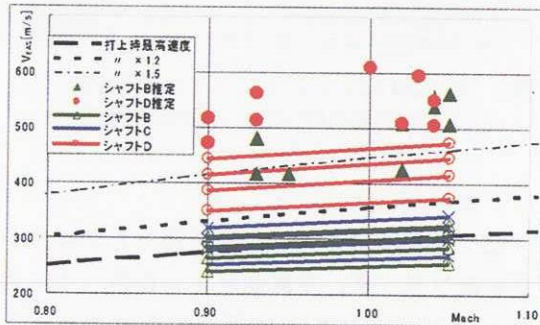


図5 半裁エルロン模型風試範囲と推定値の実機対応



図6 全機模型(打上げ形態)

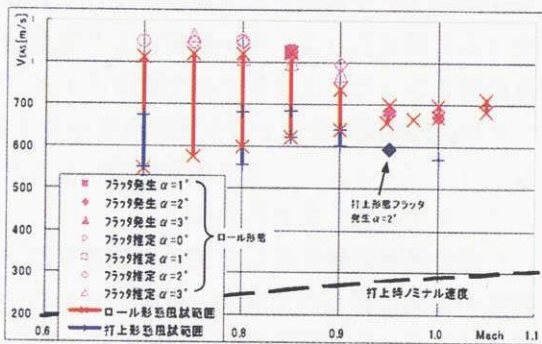


図7 全機模型風試範囲の実機対応

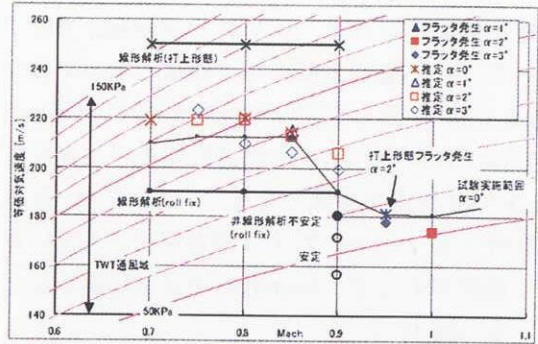


図8 全機模型フラッタ発生点及び推定点

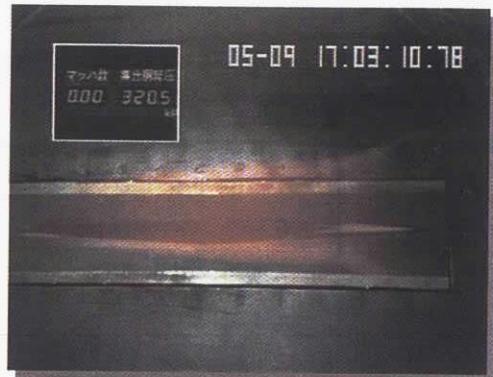


図9 ロケットフィン模型 (フラッタ発生時)

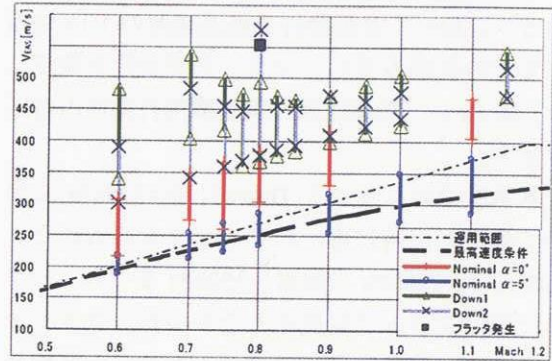


図10 ロケットフィン模型風試範囲の実機対応

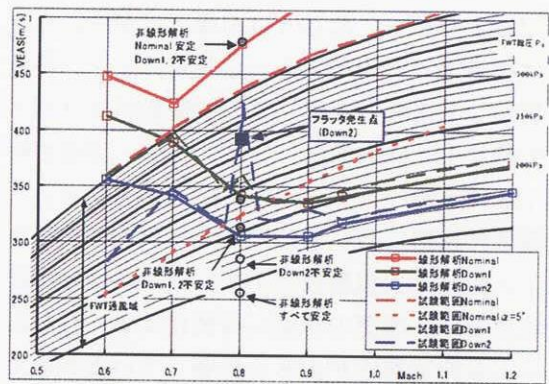


図11 ロケットフィン模型風試範囲