

ISSN 0389-4010  
UDC 533.6.07  
533.6.011.5  
629.7.036.22

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1360

## 超音速エンジン風洞における風洞始動荷重

櫻 中 登 ・ 志 村 隆 ・ 三 谷 徹  
泉 川 宗 男 ・ 富 岡 定 毅 ・ 平 岩 徹 夫

1998年10月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 超音速エンジン風洞における風洞始動荷重\*

櫻 中 登<sup>\*1</sup> 志 村 隆<sup>\*1</sup> 三 谷 徹<sup>\*1</sup>  
泉 川 宗 男<sup>\*1</sup> 富 岡 定 毅<sup>\*1</sup> 平 岩 徹 夫<sup>\*1</sup>

## Starting Loads in Supersonic Engine Wind Tunnels\*

Noboru SAKURANAKA<sup>\*1</sup> Takashi SHIMURA<sup>\*1</sup> Tohru MITANI<sup>\*1</sup>  
Muneo IZUMIKAWA<sup>\*1</sup> Sadatake TOMIOKA<sup>\*1</sup> Tetsuo HIRAIWA<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

Starting loads, which are especially severe in free-jet type engine wind tunnels, were investigated in order to carry out accurate and safe force measurement. Unsteady pressures and forces were measured and analyzed by fast Fourier transform (FFT). Expected maximum peak load of the Ramjet Engine Test Facility (RJTF) was predicted from power spectral density and probability distribution using the results of a pilot wind tunnel test. Visual observation was also conducted and combined with the results of unsteady pressure measurement to clarify the cause of the large starting loads. The cause was considered to be the flow structure in which nozzle flow is recompressed by a separation oblique-shock wave and impinges on the model installed on a force measuring system (FMS).

**Keywords :** wind tunnel, starting loads, supersonic nozzle flow

### 概 要

燃焼を模擬するために風洞圧力を高くする必要があることから、超音速エンジン風洞において特に問題となる、供試体や推力測定装置 (FMS) に加わる風洞始動荷重について調べた。模型周りの圧力と模型に加わる荷重を測定し、始動に至るまでの流れをシャドウグラフで観察した結果と総合することにより過大荷重の発生原因を明らかにした。多機能の高速フーリエ解析装置 (FFT) を用いて圧力と荷重データを解析し、変動成分のスペクトルや振幅確率および最大ピーク荷重の期待値を求めた。FMS のスケール効果を評価して小型風洞試験結果から大型風洞の始動荷重を予測する方法、および FMS ロック試験時の荷重とロック機構の力伝達率からアンロック試験時の荷重を予測する方法により大型風洞であるラムジェットエンジン試験設備 (RJTF) の風洞始動荷重を予測した。予測結果から FMS アンロック状態での始動安全性を確認し、RJTF の始動荷重測定試験を実行した。

記 号		$C_{NS}$	横荷重 / $P_o \cdot A_s$
$A_f$	抗力模型の前面面積 (=0.000676m <sup>2</sup> )	$F^*$	マッハ 4.1 流れにおける基準抗力 ( $P_o=2\text{MPa}$ で 172N)
$A_s$	抗力模型の側面積 (=0.0078m <sup>2</sup> )	$F_p$	$A_f \times P_{20}$ で与えられる圧力抗力
$C_d$	定常抗力 / 動圧 $\cdot A_f$	$F_p^*$	$A_f \times P_{20}^*$ で与えられる基準圧力抗力
$C_{dp}$	ピ - ク荷重 / 動圧 $\cdot A_f$	$f$	周波数
		$G(f)$	0 $f$ で定義される $X_{AC}$ の片側パワースペクトル密度
		$M$	マッハ数
		$N(x)$	$X_{AC}(t)$ $x$ の超過頻度周波数

\* 平成 9 年 8 月 20 日受付 (received 20 August 1997)

\*1 ラムジェット推進研究部 (Ramjet Propulsion Research Division)

$N_o$	$X_{AC}(t) = 0$ なる零交差頻度周波数
$N_m$	$X_{AC}(t)$ が極大値をとる頻度周波数
$P_o$	ノズル総圧
$P_{20}$	抗力模型の前面(ピトー)圧
$P_{20}^*$	マッハ 4.1 流れのピトー圧 ( $P_o = 2\text{MPa}$ で $0.255\text{MPa}$ )
$P(x)$	$\text{Prob}\{X_{AC}(t) > x\}$ ( $X_{AC}(t)$ が $x$ を超過する時間の, 全サンプル時間に占める “超過確率分布”)
$p(x)$	$\text{Prob}\{x < X_{AC}(t) < x + dx\} / dx$ 確率密度関数
$q$	動圧 (= $V^2/2$ )
$T$	観測時間
$V$	流速
$X(t)$	時間的変動する変数 ( $\mu = \bar{X} + X_{AC}(t)$ )
$X_{AC}(t)$	$X(t)$ の交流成分
$\bar{X}$	$X(t)$ の平均値
$X_{\max}$	最大ピーク期待値
	密度
	$X_{AC}(t)$ の標準偏差
	FMS の無次元減衰係数
max	最大ピーク係数期待値

## 1. まえがき

超音速風洞の始動過渡時には、定常時の数倍の大きさの変動荷重(以下、始動荷重と呼ぶ)が供試体や推力測定装置(以下 Force Measuring System : FMS と呼ぶ)に加わる<sup>1-3)</sup>。風洞の始動荷重を避けるために、始動まで供試体をロックしたり始動後に供試体を射出したりする方法が試みられているが、水素燃料配管、冷却水配管等が供試体に複雑に配置されているエンジン風洞においては、供試体を射出する方法は現実的ではない。またロック機構を用いるにしても適正な強度を持ち精度の良い FMS とするためには始動荷重を正確に把握することが必要となる。燃焼を模擬するために風洞圧力が必然的に高くなるエンジン風洞においては、この始動荷重が特に問題となる。例えば航空宇宙技術研究所のラムジェットエンジン試験設備(以下 Ramjet Engine Test Facility : RJTF と呼称する)では、マッハ 8 模擬条件での風洞総圧は 10MPa に達する<sup>4)</sup>。またエンジン風洞では供試体が大いいため、発生する始動荷重は空力風洞に比べて桁違いに大きくなる可能性がある。このため、過大荷重の発生機構やその頻度および最大ピークを調べ、風洞始動荷重を過不足無く見積もることを目的とした研究を行った。

本研究では過大荷重の発生機構を明らかにし、風洞始動荷重およびエンジン不始動時の変動荷重に対する評価法を探るために、小型の自由噴流型超音速風洞(以下小

型風洞と呼称する)を用いて、供試体である抗力模型に発生する始動荷重を調べた。エンジン試験では推力を測定することが最重要となるため、軸方向始動荷重の評価を対象とした。軸方向始動荷重の大きさを決めている要因がふたつあると推定した。ひとつは FMS 入力変動となる流れの動圧変化、もうひとつはこの変動振幅を増加する FMS の共振である。これらの関係を明らかにするために、軸方向にのみスライドする FMS を試作して軸方向始動荷重を測定した。また、実験において始動に至るまでの流れをシャドウグラフで観察し、動的圧力の測定結果と総合して FMS の入力側における過大荷重の発生原因を探った。

模型周りの圧力と模型に加わる抗力を測定し、その結果を多機能の高速フーリエ解析装置(以下 FFT 波形解析装置と呼称する)を用いて解析し、変動成分のスペクトルや振幅確率を調べた。更に、実験で得られた変動データを不規則正規信号として扱い、過大荷重の発生頻度と最大ピーク荷重係数の期待値を求めることにより FMS の動特性から見た過大荷重の発生原因を探った。

FMS の相似則からスケール効果を調べ、大型の RJTF 用 FMS における軸方向過大荷重発生頻度と最大ピーク荷重係数期待値を推定すると共に過大荷重低減の方法を考えた。更に軸方向始動荷重の大きさを評価する方法を探るために、抗力模型の実験に加えて形状の異なる模型実験を同じ小型風洞で行った。軸方向始動荷重の大きさを評価するひとつの方法としてピーク荷重を動圧で無次元化することを考え、ピーク荷重係数が抗力係数の何倍となるか調べた。

また、RJTF の軸方向始動荷重を予測する別の方法として、FMS ロック試験時の荷重とロック機構の力伝達率からアンロック試験時の荷重を予測する方法を考えた。この方法を用いて、RJTF の軸方向始動荷重が FMS の許容範囲であることを FMS ロック試験で確認してからアンロック試験を行うことにより始動荷重の試験を安全確実に行った。

供試体には軸方向荷重の他に軸に垂直な方向の荷重も加わる。RJTF の FMS を設計するにあたっては、左右対称のエンジンを設備ノズル軸とエンジンの軸が平行になるように設置するので、大きな横方向荷重は発生しないものとした。しかしながら、これまでに翼に加わる始動荷重の推定に用いられている垂直衝撃波モデル<sup>1,3)</sup>によりエンジン供試体に加わる荷重を見積もると、FMS に要求される横方向荷重に対する強度は、それに対して十分な強度を持たせる構造とすることが困難なほど大きくなった。垂直衝撃波モデルでは翼の上下に非対称な設計マッハ数の超音速流を仮定して、その静圧差から供試体に加わる荷重を計算する。垂直衝撃波モデルは過大見積であ

るという指摘もあり、エンジンの様に左右対称な供試体を流れに平行に設置した場合においてもその様な過大荷重が実際に発生するのかどうかをRJTF試験に先だって調べ、垂直衝撃波モデルの妥当性を判断する必要が生じた。このため、抗力模型に加わる横方向荷重をストラットに貼付した歪ゲージで測定し、垂直衝撃波モデルの値と比較した。この結果については付録に示した。

## 2. 実験装置と方法

実験はRJTF試験設備の1/5スケールである小型風洞試験設備を用いて行った。図1に小型風洞の略図を示す。図に示された風洞はノズル出口断面より低圧室(測定部)断面積が大きい自由噴流型と呼ばれる形式で、エンジン試験用によく用いられるものである。作動流体である常温空気は、空気圧縮機により2本の気蓄器に貯められ、試験時には空気気蓄器から流量制御弁を経てノズルへと導かれる。ノズルからの噴流は、低圧室のストラットに支えられた供試体に衝突し、キャッチコーンとディフューザを経て大気に放出される。実験は流量制御弁の初期開度と開速度を設定することにより種々の風洞始動条件で行い、風洞始動過程を詳しく調べた。

使用したノズルはM3.4, M4.1, そしてM5.3ノズルの3種類である。過大荷重発生機構の解明に関する実験は主にM4.1ノズルを用いて行った。M4.1ノズルは上下膨張2次元波消しノズルで、出口寸法が100mm × 110mmの上下対称形状である。一方のM3.4とM5.3ノズルはRJTF試験設備で使用している形状の1/5スケールに作られたもので、出口断面が102mm正方形である。この2つのノズルはRJTF試験設備ノズルと同様にスクラムジェットエンジン内に膨張波が入射しないようにノズル出口上下長が異なる上下非対称形状となっている。低圧室は長さが570mm、高さ300mm、幅300mmであり、ノ

表1 小型風洞実験条件

気流マッハ数	総圧 (MPa)	総温 (K)
3.4	~1.9	290
4.1	~3.3	290
5.3	~5.0	290

ズルはこれに直結されている。小型風洞の実験条件を表1に示す。

通常空力試験においては、スティングの先端に取り付けられたFMSで直接模型を保持する片持ち方法が多い。一方エンジン風洞では供試体が重くて複雑なため、図1に示すようなストラットで供試体を支える形態のFMSが用いられる。今回の試験ではローラ軸受けで支持されたローラテーブルを用いたFMSを製作した。FMSは固定台とローラテーブルから構成され、ストラットや供試体はローラ軸受けを介して支えられている。ローラテーブルは流れの軸方向にのみに可動である。抗力測定に用いたロードセルは、低圧室と一体であるフレームとローラテーブルの間に設置してあり、風洞の軸方向の力だけを測定する。抗力測定を正確に行うため、製作したFMSの実荷重校正を行った。横荷重の測定はストラットに貼付した歪ゲージにより行った。歪ゲージについても実荷重校正を行っており、これらの校正結果については付録で述べる。

試験に用いた抗力模型を図2に示す。この供試体は、風洞始動荷重を調べるために製作した抗力模型である。この抗力模型は一辺が26mmの正方形断面 ( $A_f = 6.76 \times 10^{-4} \text{m}^2$ ) で、長さが300mmの四角柱である。この供試体の断面積はこれまでの試験実績から、風洞始動可能な最大の閉塞率(ノズル断面積に対する模型断面積比)で

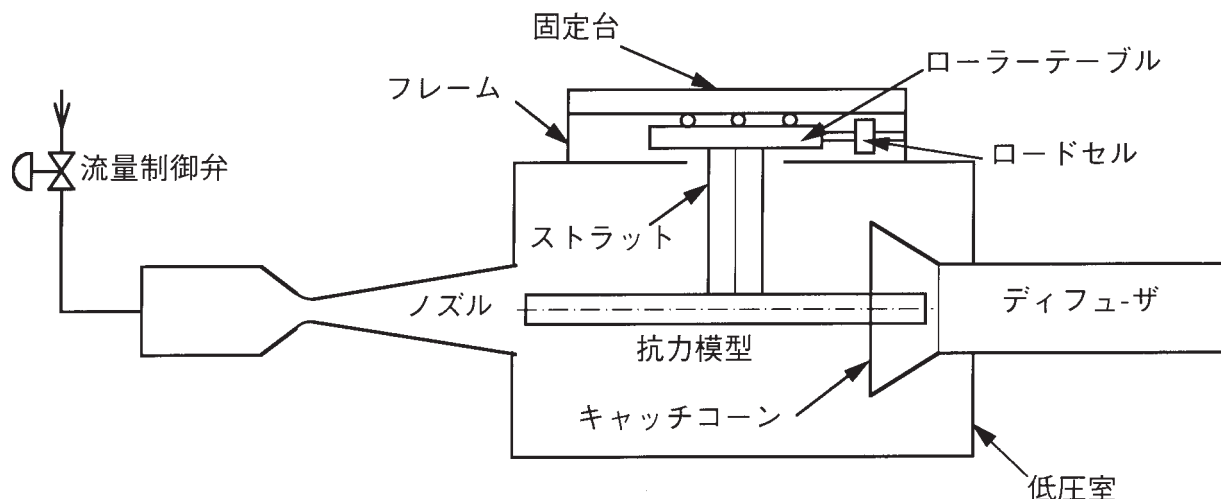


図1 小型風洞

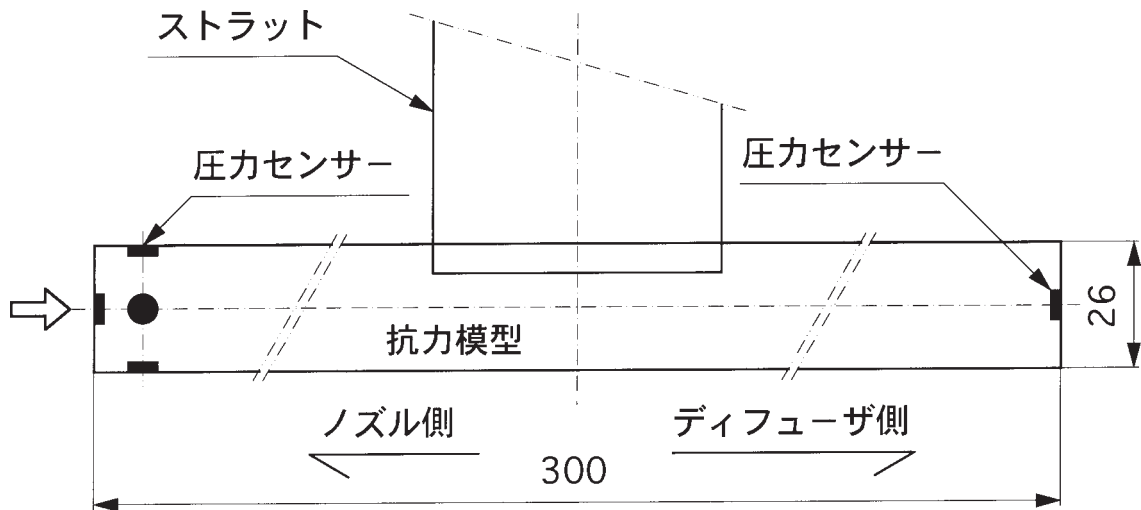


図2 抗力模型

ある7%から決定した。風洞始動過程の圧力変動を調べるため、模型前後面と模型先端部上下左右側面の計6ヶ所に、固有振動数20kHzのフラッシュマウント型の圧力センサーを取り付けた。また、振動の同定を行うために、フレーム、ストラットやローラーテーブル等に加速度計を取り付けた。

加速度、変動圧力および始動荷重等の非定常データは、 $S/N$ 比78dB、測定帯域10kHzのデジタル方式データレコーダに収録した。通風試験および測定系の応答性を調べるためにインパルスハンマー試験で取得したデータは、FFT波形解析装置を用いて解析した。

### 3. 試験結果

#### 3.1 風洞始動過程

M4.1ノズルを用いた実験結果から、風洞始動過渡時に観察された圧力変動とFMSにより測定された抗力について議論する。

図3は推力架台に抗力模型を取り付けて測定した模型前面圧（ピトー圧、 $P_{20}$ ）とFMSのロードセル出力の時間変化である。また5Hzカットオフのローパスフィルタ処理した結果を図4に示す。風洞通風開始に伴いノズル総圧は0.8MPaに上昇し、以後時間と共に直線的に上昇し

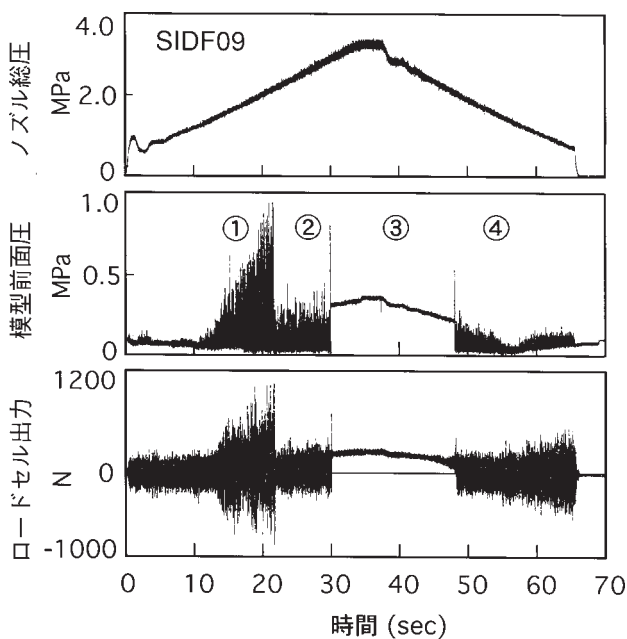
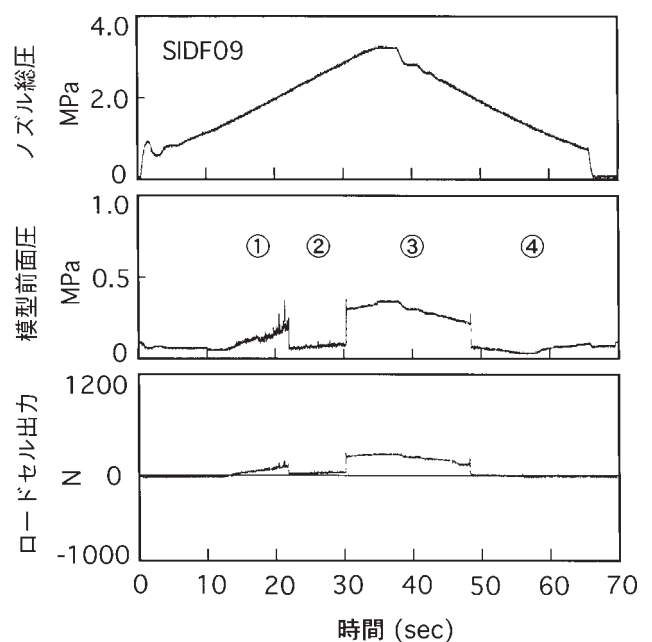


図3 風洞始動過程 (M4.1)

図4 風洞始動過程 (M4.1)  
(5Hz ローパスフィルタ処理後)



最高 3.3MPa に達している。風洞は時刻 30 秒、ノズル総圧 3.0MPa で始動した。その後徐々にノズル総圧を低下させたところ、風洞は 2.2MPa でブレイクしている。

模型前面に配置した圧力センサーは通風開始から図中の領域の時刻 11 秒に至るまでほぼ大気圧を示し、ロードセルで測定された軸方向荷重も小さい。さらに圧力を上げ、時刻で 11 秒から 22 秒の間の領域(で示す部分)では、ノズル総圧の増加速度よりも急速に模型前面圧と抗力(ロードセル出力)変動幅が大きくなった。図 3 で圧力変動が非対称であるのはセンサーの高周波特性が良好であることを示している。またこの時、図 4 の 5Hz 以上をカットした平均値も変化している。図 3 と図 4 を比較すると実際に模型に加わる変動圧力の瞬時値は平均値の数倍に達している。

ノズル圧がブレイク圧に等しい 2.2MPa (時刻 21 秒付近)になると、模型前面圧とロードセル出力の図 3 に示される変動幅と図 4 に示される平均値は突然小さくなる。この時点から始動までを領域と呼ぶ。領域において、前面圧の平均値(図 4 参照)は環境圧である低压室圧にほぼ等しく、その荷重値は摩擦抗力計算値に近い。

風洞は時刻 30 秒で始動し、始動後は前面圧と抗力はノズル圧の変化に正しく比例している。即ち始動後の前面圧は風洞マッハ数相当のピトー圧を、ロードセル出力は圧力抗力( $F_p$ )に近い値を示した。風洞は 48 秒でブレイクし、ブレイク後の領域の前面圧変動は領域相当の大きさを示した。

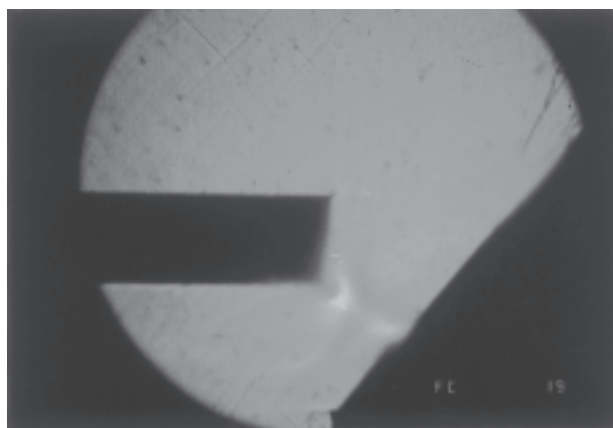
図 4 のフィルタ処理後のデータは穏やかである。このように定常性能や穏やかに変化する現象を調べるには、データに適当なフィルタ処理を施せば足りる。しかし実際は風洞始動までに、供試体前面には 1MPa に近いピトー圧が発生している。その値は始動後の定常値の 3 倍以上に達し、センサーや FMS にとっては過大負荷である。

これまで風洞始動過渡時における、流れに垂直な方向のピーク荷重推定に垂直衝撃波モデル<sup>1,3)</sup>が用いられている。このモデルでは、まえがきにも述べたように風洞設計マッハ数流れの非対称な超/亜音速流れを模型周りに想定し、模型上面には環境圧、下面には垂直衝撃波背後の静圧が加わっているものとして上下面の静圧差から荷重を見積もっている。従って設計マッハ数流れの数倍に達するピトー圧が模型周りに発生することを想定していなかった。そこで、高いピトー圧が発生する原因を流れ場から推定してみた。

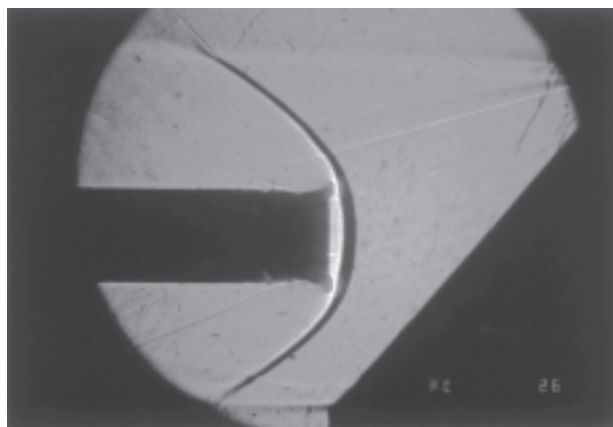
### 3.2 過大荷重発生機構

高いピトー圧がどのようなメカニズムで発生するかを議論するために、始動直前のノズル周りの流れ場をシャドウグラフで調べた。始動前の模型周りの様子を示す

シャドウグラフの例として M3.4 の実験結果を図 5 に示す。シャドウグラフの観測によると、始動前の大きな始動荷重が発生しているときの様子は、M3.4, M4.1, M5.3 のそれぞれのマッハ数条件において同様にジェットバウンダリーが片側のみに見られ、模型前面の衝撃波が上下方向片側のみに見られた。図 6 に考えられる始動前の流れ場を模式図に示す。図 3 の領域のシャドウグラフ観



(始動前)(M3.4, Po 1.4MPa)



(始動後)(M3.4, Po 1.5MPa)

図 5 始動前後の模型周りのシャドウグラフ

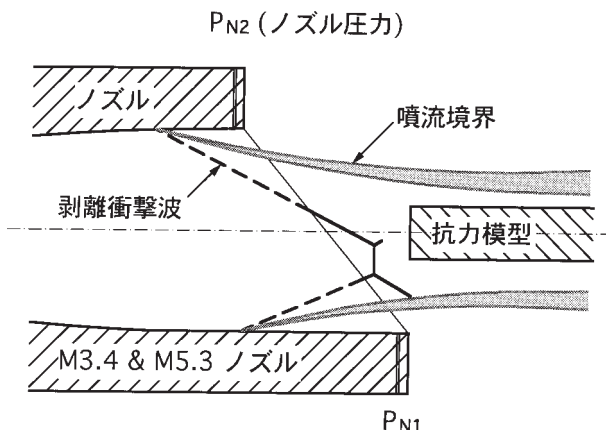


図 6 始動直前の模式図

察では、ノズル出口端からジェット境界が水平に走るが、始動後定常時に見られる安定した波構造は観察されなかった。そして角柱の前面下部、あるいは上部の局所に衝撃波が現れ、その上流が部分的に超音速になっている。また領域における模型前面圧平均値と低压室圧力との比が臨界圧力比(1.89)以下であった。これらは、かなりの時間模型が亜音速流に晒されていることを意味する。そして模型には時々ノズル設計値より低いマッハ数(従って総圧損失の少ない)の流れが衝突していることを示唆している。

始動前にはノズル流れは過膨張状態であるため、ノズル中流部で剥離し、斜め衝撃波により圧縮される。このような斜め衝撃波を伴う流れはM3.4やM5.3ノズルを用いた実験でよく観察された。斜め衝撃波により減速された流れのピトー圧は、1段の垂直衝撃波により減速された場合のピトー圧の数倍に達する。このような領域に見られる高いピトー圧は、ノズル中流部で剥離した低マッハ数の超音速流れが間欠的に模型に衝突するのが原因である。

更にノズル総圧を上げると、領域では定常値を越えるピトー圧や荷重の頻度は激減した。この時のシャドウグラフでは模型前面に衝撃波は現れていない。領域からに移ると前面圧の平均値は低压室まで低下し、また抗力値の平均値も0に近い。即ち低压室に対して過膨張のノズル流は、文献5の数値計算で見られるようなマッハディスクによりノズル内で亜音速まで減速されていると考えられる。模型は大部分の時間、この亜音速流中であり、時々ノズル設計マッハ数の超音速流が模型に衝突している。

ノズル剥離流によりどの程度の圧力が模型前面に働きうるか概略見積もるために、模型前面に衝突する流れのピトー圧を試算してみた。この計算では、まずノズル壁圧測定結果から剥離衝撃波上流のマッハ数を定め、これに対する乱流境界層の剥離限界圧力比<sup>6)</sup>を求める。この剥離衝撃波前後の圧力比から転向角を定め、この転向角と上流マッハ数が与えられた時の下流マッハ数をチャートから求める<sup>7)</sup>。また、剥離衝撃波前後の圧力比から下流静圧が求まるので、下流マッハ数と合わせて下流総圧が求まる。この下流マッハ数と下流総圧から模型前面に衝突する流れのピトー圧を求める。この流れの衝突により、斜め衝撃波により流れが圧縮されない場合よりも大きな圧力が発生する。

この計算を領域の最後の部分について行ってみると、上流マッハ数3.4、剥離限界圧力比2.9、下流マッハ数2.6が得られる。剥離衝撃波通過後の総圧は、ノズル総圧2.0MPaの時1.8MPaとなる。従って、模型前面に衝突する流れのピトー圧として、マッハ数2.6、総圧1.8MPaが

ら、0.81MPaが求まる。このピトー圧試算値0.81MPaは模型前面圧の実験値0.95MPaに近い。また、このピトー圧は設計ノズルマッハ数4.1、ノズル総圧2.0MPaの流れから期待されるピトー圧0.26MPaの3.1倍である。剥離が更に上流に発生すれば、より高いピトー圧が発生し得る。

以上のように、剥離によって生じた斜め衝撃波により圧縮された流れが抗力模型に間欠的に衝突することによって大きなピトー圧変動即ちFMSへの入力変動が発生することが始動荷重の原因のひとつであることが判明した。

#### 4. FFT 波形解析装置を利用した解析

始動荷重発生のもうひとつの原因としてFMSの動特性が考えられたため、大きなピトー圧変動即ちFMSへの入力変動が発生した時にこの変動がロードセルにどの様に伝達されるか調べた結果をこの章で述べる。さらに、ランダムな現象の評価を行い過大荷重の発生する頻度と最大ピーク荷重の期待値がどの程度であるか定量化した結果を述べる。

##### 4.1 スペクトル密度分布

図7に風洞始動に至るまでのFMS荷重( $X_{AC}$ )の振幅スペクトルの変化を3次元表示で示す。図3が時間領域の表示であるのに対し、図7は横軸が周波数、奥に向かって時間が進行する周波数領域における表示である。通風開始と同時に、FMSの固有周波数に加えて多くの高周波成分からなる変動荷重が現れる。そしてノズル圧力を上げるに従い各成分の振幅が大きくなって行く。領域から移行する時、模型側の共振点である160Hzの振幅が小さくなるのに対して、510Hzの振幅は更に大きくなる。この領域は、ノズルが適正膨張になりかけている状態である。この時点ではディフューザは始動していないが、適正膨張流れとノズル内部の超音速流が出口近傍で垂直衝撃波(マッハ・ディスク)を伴って亜音速まで減速した流れが不安定に存在している。このため、ノズル出口に置かれた模型は衝撃波の前後の移動に伴い、適正膨張流れと亜音速流に交互に晒されている。

風洞が始動する領域になると、突然スペクトルはFMSの3つの固有振動モードだけが残る。しかし、それらのピーク値は低い。大部分のエネルギーは直流成分で占められる。風洞がブレイクすると、再び高周波成分が優勢となる。特に510Hz付近の励振が激しい。

模型前面圧と変動荷重との関係を調べるために、領域のパワースペクトル密度、 $G(f)$ を時間的に平均化処理した結果を図8に示す。解析はデータの交流成分について行った。なお、FFT波形解析装置によるデータ解析で

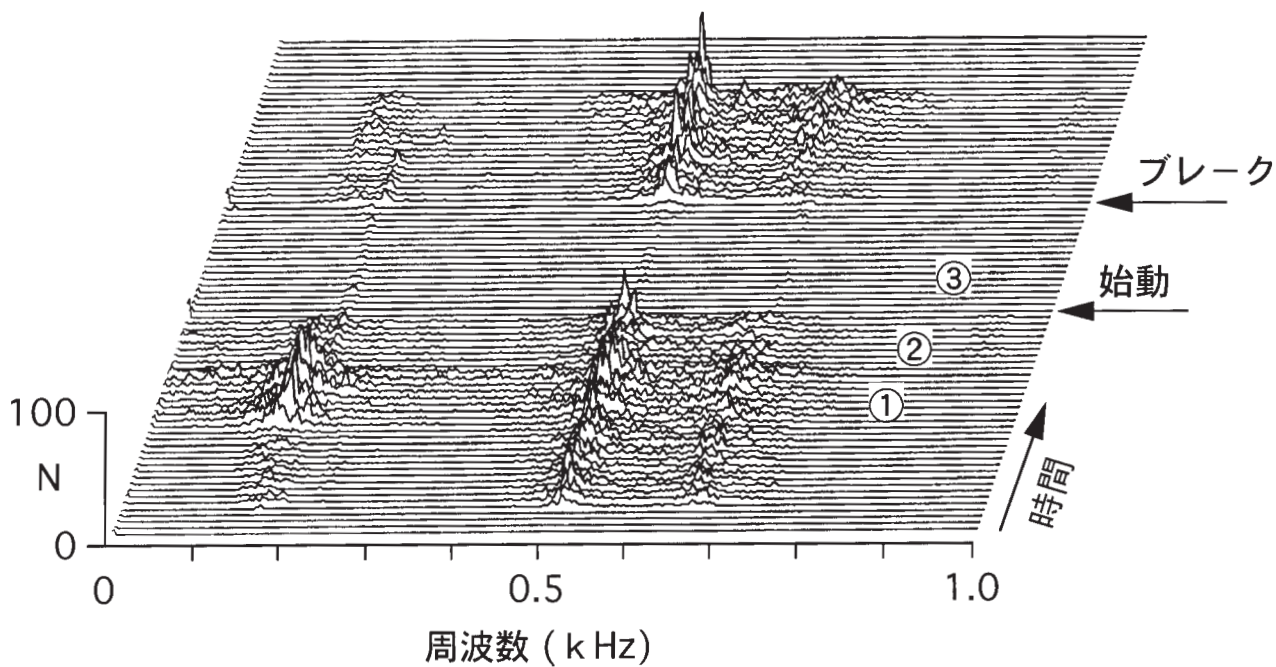


図7 風洞始動過程の抗力振幅スペクトル

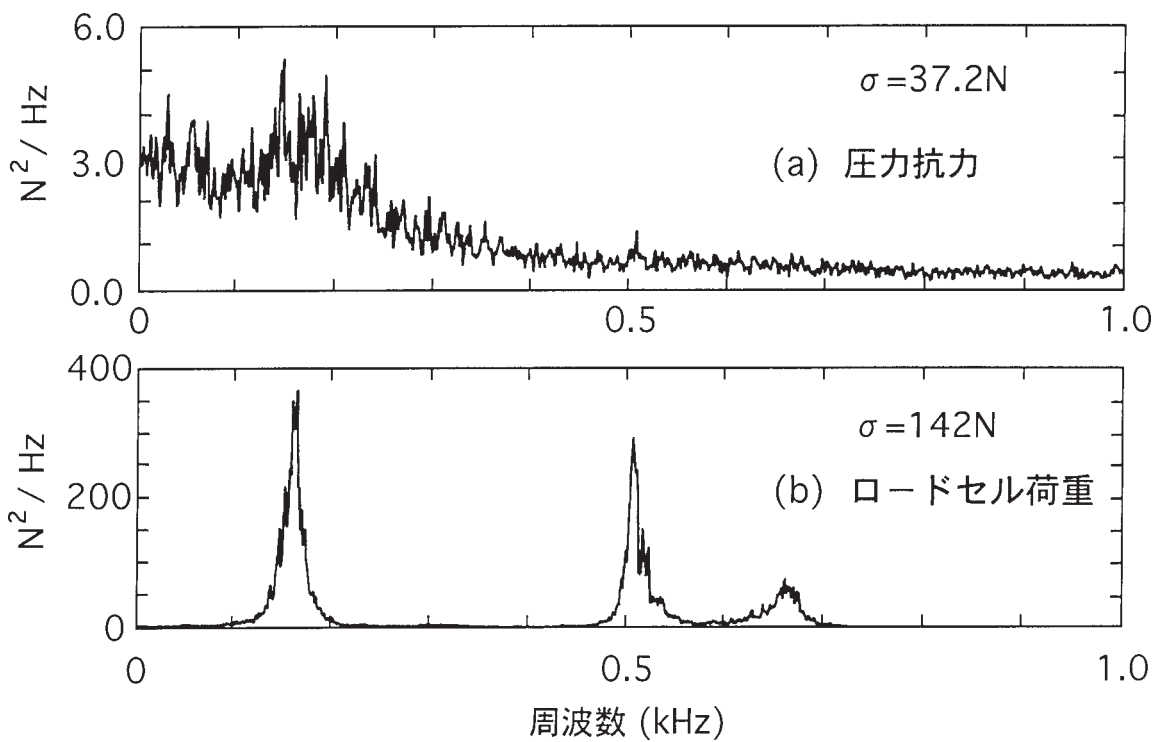


図8 圧力抗力とロードセル荷重 (M4.1)



は、アンチエアジングフィルターを通してからサンプリングを行いハニングウィンドウをかけた。図8(a)で見られるように、FMS にとっての入力側に相当する圧力抗力（前面（ピトー）圧×前面面積）のスペクトル分布は、200Hz までの低周波域に集中している。一方出力側であるロードセル荷重の  $G(f)$  は、図8(b)で示すように 160, 510, 660Hz 付近に共振ピークを示す。160Hz のピークは模型とストラットが一体となって動くピッチングの共振で、510Hz 共振は模型自体のピッチングによる、そして 660Hz は揺動台の共振によるものである。

なお、ロードセルが指示する抗力は模型のベース圧による力やストラットに加わる空気力も含んでいる。しかし、ピトー圧/静圧比が  $M_{3.4}$  で 15.4 と大きく、ベース圧はさらに静圧に比べて低くなることからベース圧の寄与は無視している。半頂角 10 度のダイヤモンド翼型のストラットの抗力は模型前面圧力抗力の 14% となるが、ここで行っている動的な値の議論ではそこまでの精度を問題とせず、指示抗力 / 模型前面圧力抗力で議論した。

図8(a)と図8(b)の右肩に振動の標準偏差( )が記されている。これは  $G(f)$  を周波数領域で積分した値の平方根である。圧力抗力の値は 37.2N であり、一方ロードセル荷重の値は 142N であった。このことは FMS のばね系の共振により、平均振幅が 3.8 倍になったことを意味している。

#### 4.2 過大負荷の遭遇頻度

荷重の振幅確率を調べることにより荷重がある振幅値を超過する時間割合が分かる。この時間割合は過大負荷の遭遇し易さを相対的に表しても、単位時間当たりの遭遇頻度を評価できない。荷重振幅の確率に正規分布を仮定できれば単位時間当たりの遭遇頻度を振幅確率から求めることができる。そこで、荷重振幅の確率的構造を調べ正規分布が仮定できるかまず調べた。

FFT 波形解析装置の振幅確率分布を求める機能を使い、図7の領域 についてロードセル荷重の振幅確率分布を調べた結果を図9に示す。解析は図8のデータと同じ始動荷重が最も大きい時間帯のものを使用した。図9の横軸は瞬時値、縦軸は累積振幅確率  $\{1-P(x)\}$  即ちその点の振幅瞬時値より振幅が小さな振動が占める時間割合を積分した値を示す。図9はロードセル荷重の交流成分についてプロットしている。ロードセル荷重の累積振幅確率は、図9に示すように、(振幅0, 累積振幅確率0.5)の点周りにほぼ対称となった。 $\pm 250N$  以内の振幅が、時間割合にして 80% 以上を占めているが、それを大きく超える荷重も小さな時間割合であるが観察される。

図9の分布形態は正規分布に近いと見られるが、それを確かめるために図10に正規確率紙にロードセル荷重の振幅確率をプロットした。この正規確率紙は測定値の分布の正規性を検定するもので、横軸に一様目盛り、縦軸

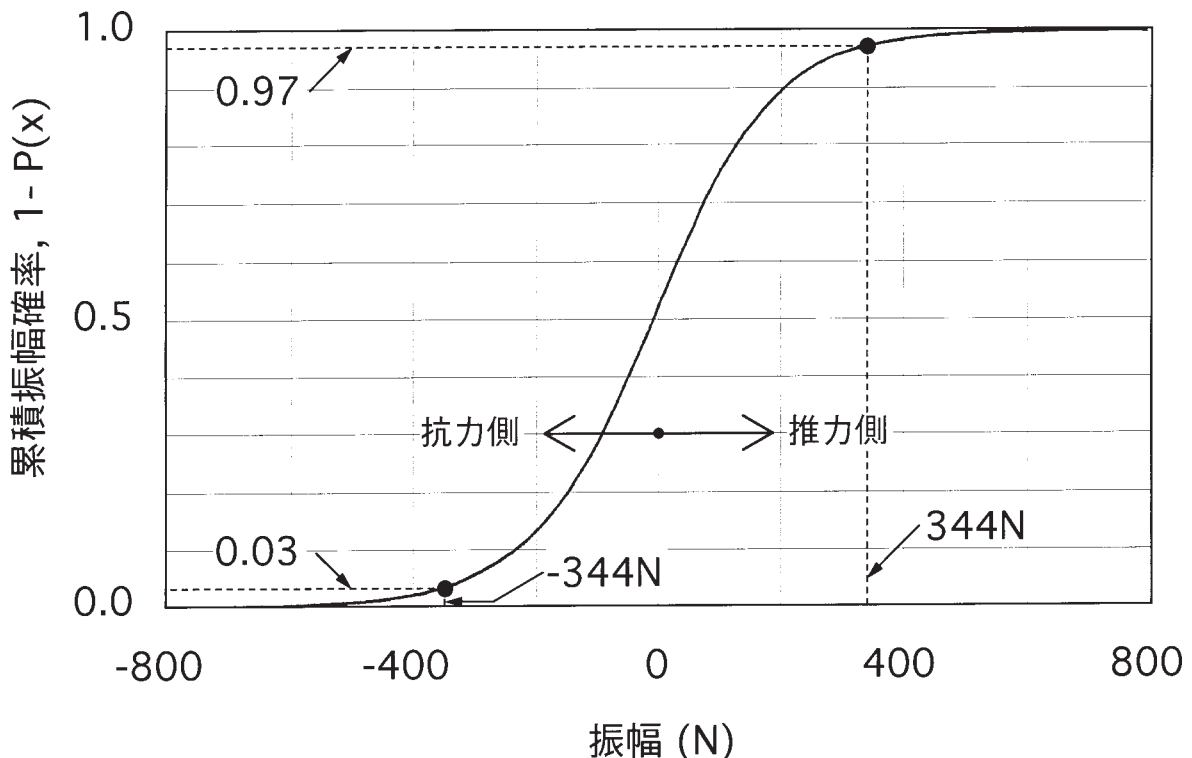


図9 ロードセル荷重の振幅確率分布

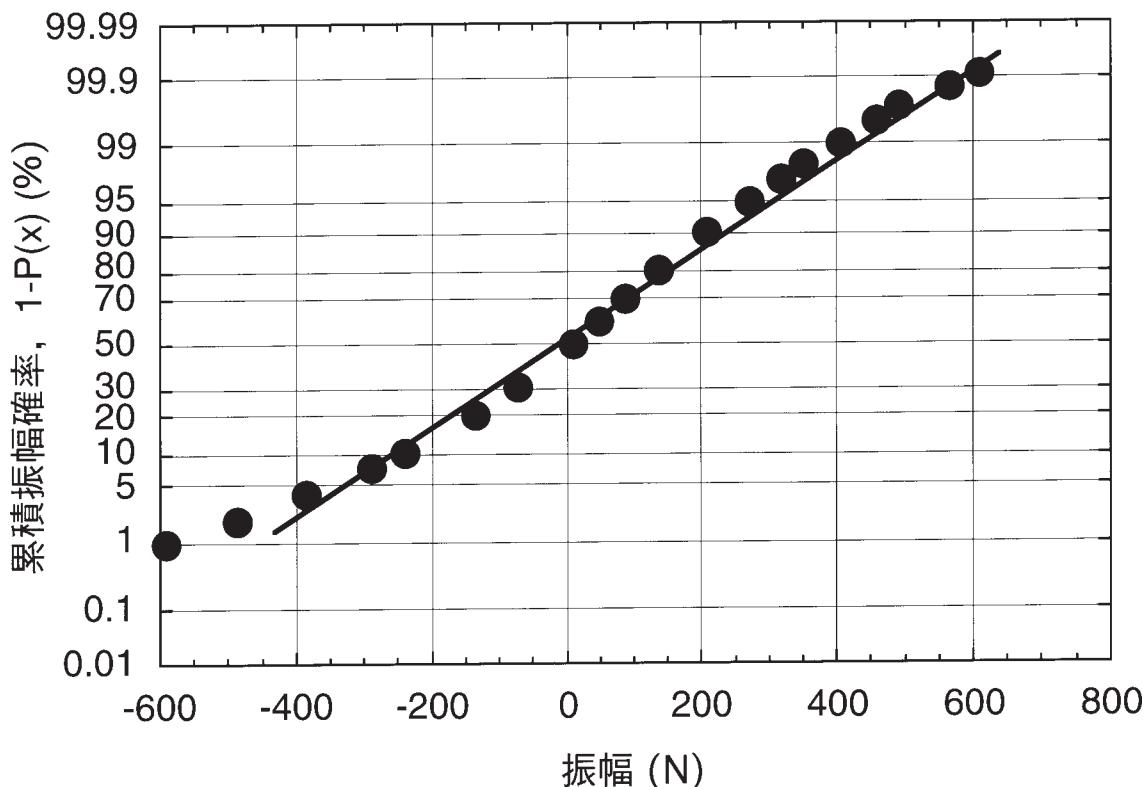


図10 ロードセル荷重振幅の正規性

に正規確率目盛りをとっている。確率分布が正規分布で与えられる時にプロット結果は一直線にのる。従ってプロット結果の直線度から正規分布への近似度が判定できる。図10から分かるようにロードセル荷重の振幅確率は累積確率が0.03から0.97の間で直線で近似できる。このように振幅確率分布が正規分布と仮定できることからロードセル荷重データを正規過程と近似し、ロードセル荷重の零交差頻度と極大値頻度を文献8,あるいは文献9に従って調べた。

正規過程  $X_{AC}(t)$  においてデータが正から負に変わる零交差の単位時間当たりの回数 ( $N_o$ ) は、以下のように書ける。

$$N_o^2 = \frac{\int_0^f G(f) df}{\int_0^f G(f) df} \quad (1)$$

ここで  $G(f)$  は  $X_{AC}(t)$  について、周波数領域 ( $0 \leq f < \infty$ ) で定義された片側パワースペクトル密度関数である。また分散を表す  $\sigma^2$  も  $G(f)$  の積分として与えられる。

$$\sigma^2 = \int_0^f G(f) df \quad (2)$$

また波形の極大値の単位時間当たりの個数 ( $N_m$ ) は以下のように書ける。

$$N_m^2 = \frac{\int_0^f G(f) df}{\int_0^f G(f) df} \quad (3)$$

値が  $x$  より大きな極大値の単位時間当たりの頻度  $N$  は次に示すように、値が  $x$  より大きい確率  $P(x)$  と  $N_m$  の積で与えられる<sup>8,9)</sup>。

$$N(x) = N_m \times P(x) \quad (4)$$

図8(b)で示すロードセル出力のパワースペクトル密度関数  $G(f)$  を  $f^2$  と  $f^4$  で重み付け積分する。その結果、零交差頻度とピーク頻度およびそれらの比は以下のように計算される。

$$N_o = 420\text{Hz}, N_m = 620\text{Hz}, N_m/N_o = 1.5$$

$N_m/N_o$  が1に近い時には  $X(t)$  の波形は明確な正弦波状であり、 $G(f)$  上では関数で近似できる鋭いピークが現れる。一方  $N_m/N_o$  が1より大きい値を取る時には正弦波状ではなく複雑な波形になる。

今、基準となる抗力  $F^*$  として、ノズル総圧 2MPa の M4.1 流れにおける定常値 172N をとると、 $P(2F^*)$  は図9より 0.03 (3%) である。従って  $N_m$  と式 (4) からその発生頻度  $N(2F^*)$  は  $620 \times 0.03 = 19$  回/秒となる。そして

$N(3F^*)$  から、定常値の3倍の516*N*を超える変動荷重は平均0.63回/秒の頻度でFMSで観測されることになる。マイナス側も過大負荷と考え、この2倍の頻度で過大荷重が加わることになる。従って風洞始動に要する時間を数秒とすれば、定常抗力の3倍程度の変動荷重は常に遭遇すると考えるべきである。

#### 4.3 ピーク荷重

不規則信号の最大ピーク係数期待値  $\eta_{\max}$  は、 $N_m$  と観測時間  $T$  を用いて次の式で表される<sup>9)</sup>。 $\eta_{\max}$  は最大ピーク期待値  $X_{\max}$  を  $\sigma$  によって無次元化したものである。

$$\eta_{\max} = X_{\max} / \sigma = \sqrt{2 \ln(N_m \cdot T) + 0.5772} / \sqrt{2 \ln(N_m \cdot T)} \quad (5)$$

計算結果を図11に示した。 $\eta_{\max}$  によって無次元化した最大ピーク係数期待値が、観測時間  $T$  の間に遭遇する総ピーク数  $N_m T$  の関数として表されている。図11は、100個のピークがあると3.2の大きな振幅のピークが含まれている可能性があり、1万個のピークがあると4.4の大きな振幅のピークが含まれている可能性があることを示している。この結果は、始動に要する時間を1/100にできればピーク荷重の期待値が75% (3.2/4.4) に減少することを示している。

## 5. FMS に加わる過大荷重と対策

### 5.1 FMSの相似則と荷重低減

式(5)から、FMSの動特性を利用して風洞始動過渡時にFMSに加わる大きな荷重を低減するのに2つの方法があることが分かる。1つは  $\sigma$  を小さくすることであり、1つは総ピーク数  $N_m T$  を小さくすることである。図11に示されるように最大ピーク係数期待値  $\eta_{\max}$  の総ピーク数  $N_m T$  に対する依存性は弱い。従って、 $\sigma$  を低減する方が始動荷重を小さくするにはより効果的である。分散  $\sigma^2$  は図8に示されるように、FMS共振により増大する。ここで固有周波数  $f_0$ 、無次元減衰係数  $\zeta$  を持つ質量、バネ、ダッシュポットからなる力学系を考えてみる。入力がホワイトノイズの場合、出力の分散は  $f_0 / \zeta$  に比例する<sup>9)</sup>。このことは系の減衰係数を増すこと、あるいは系の固有周波数を下げることによりFMSの過大荷重を低下させることができることを示唆している。FMSの減衰係数を増すことは、振動の変位が非常に小さいことから強力なダッシュポットを挿入しなければならず困難である。

振動する系の分散とピーク頻度は系の固有周波数に関係付けられる。簡略化して考えられるように、小型風洞のFMSとフルスケールRJTFのFMSが固有周波数に関して力学的に相似であるものと仮定する。この場合には、

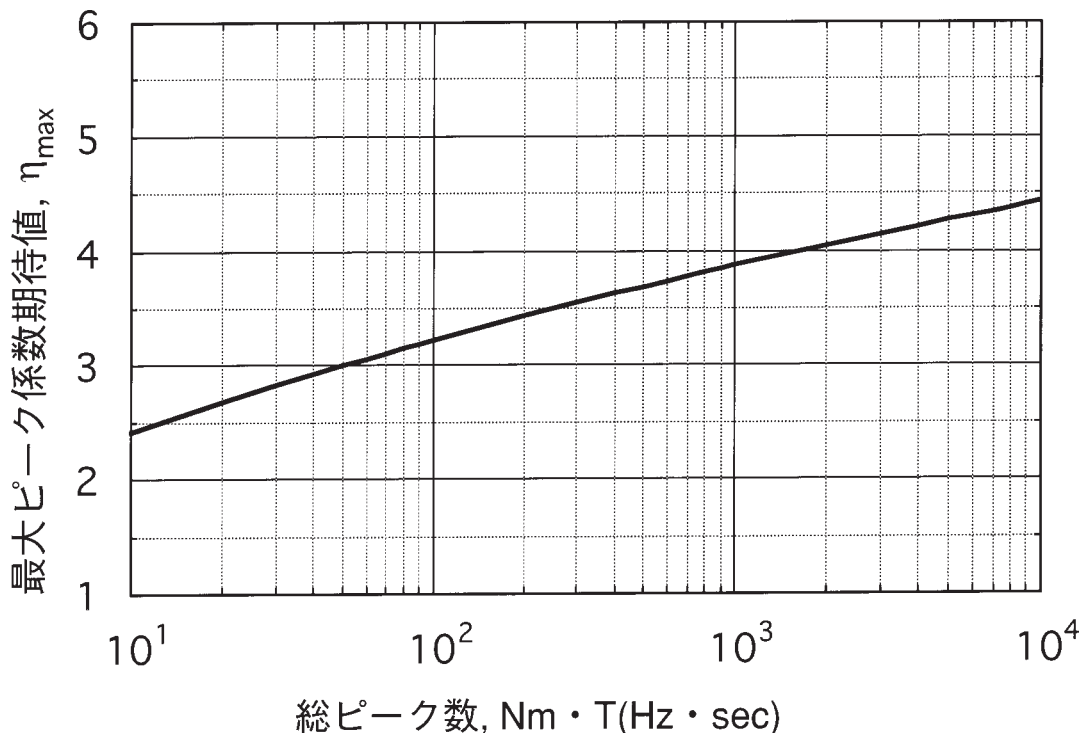


図11 最大ピーク係数期待値

異なる固有周波数  $f_0$  と  $f_1$  を持つふたつの FMS に対して,  $f_n$  で重み付けした  $G(f)$  の積分は, 入力ホワイトノイズであるとすれば式(6)で表される。

$$\begin{aligned} \int_0^{f_0} f^n G_1(f) df &= \int_0^{f_0} f^n G_0\left(\frac{f_0}{f_1} f\right) df \\ &= \left(\frac{f_0}{f_1}\right)^{n+1} \int_0^{f_0} f^n G_0(f) df \end{aligned} \quad (6)$$

$n = 0$  の場合が式(2)で示した<sup>2</sup>の固有周波数に対する依存性を与える。式(1)と(3)で定義したゼロ交差の頻度( $N_0$ )とピークの頻度( $N_m$ )がそれぞれ  $n=2$  と  $n=4$  に相当する。これら2つの頻度は  $f^2$  と  $f^4$  で重み付けした  $G(f)$  の積分から求めるため, 高い周波数成分の影響が重大である。以上のように, 固有周波数を下げるとピーク頻度を減少させると共に分散も減少させることになり始動荷重低減に役立つ。

## 5.2 RJTF の予測

RJTF で試験したエンジンの質量は約400kgで, エンジンを支持する FMS の固有周波数は 15Hz から 50Hz に分布していた。フルスケール FMS のこの値は, 今回の試験で用いたサブスケール FMS の約 1/10 であった。これらの結果は, フルスケール FMS の  $N_m$  は, 式(3)と(6)によるとサブスケール FMS の約 1/10 となることを示している。先に求めたサブスケール FMS における  $N_m$  の値 620Hz は, フルスケール FMS において 62 Hz に減少する。従って観測時間を 1 秒間とした時, 抗力の総ピーク数 ( $N_m \cdot T$ ) はサブスケール FMS で 620 個, フルスケール FMS で 62 個となる。図 11 から総ピーク数 620 個の時の  $\max$  は 3.8, 62 個の時が 3.1 となる。また, 式(2)で定義される FMS 出力の分散<sup>2</sup>は, 式(6)において  $n=0$  の場合に相当し, 固有周波数に比例する。従って, フルスケール FMS の分散は, 概略, サブスケール FMS の 1/10 となる。以上のことから FMS への入力と同じと仮定すれば, RJTF のフルスケール FMS に対する最大ピークの期待値は,  $\max$  が減少する割合と  $\max$  が減少する割合を掛け合わせてサブスケール FMS の  $0.26 (= (3.1/3.8) \times (1/10)^{0.5})$  倍となることが概略推定される。

## 5.3 RJTF の試験結果

FMS アンロックの状態 RJTF が始動可能であるか調べるために, FMS ロック機能の力伝達特性試験を初めに行った。FMS をロックした状態で外部からエンジンに静荷重を加えて FMS の出力を調べた結果, 静荷重がロードセルに伝達する割合は 0.36 であった。また, FMS をロックとした状態およびアンロックとした状態でインパルスハンマー試験を行い, 動荷重の伝達特性を調べた。ハン

マー入力に対するロードセル出力の周波数応答関数を比較した結果, ロック状態の共振周波数におけるゲインは, アンロック状態の共振周波数におけるゲインの 0.27 倍であった。次に, ロック状態で RJTF を始動する試験を行った結果, M3.4 ノズルを用いた場合を例にとるとロック状態での始動荷重は 150N であった。静荷重の伝達割合 0.36 を用いると, アンロック時の推定始動荷重は  $150 / 0.36 = 417N$  となった。動荷重の伝達特性試験で得られた割合である 0.27 を用いると, アンロック時の推定始動荷重は  $150 / 0.27 = 556N$  となった。いずれの推定始動荷重もロードセルの許容範囲内にあり RJTF の FMS をアンロックとした状態で試験しても問題のないことが確かめられた。

図 12 は RJTF における試験結果を示したもので, FMS ロードセルで測定した推力の変化を示している。風洞は時刻 10 秒で始動し, 超音速の定常流は 42 秒でブレークしている。エンジン燃焼試験を行った 19 秒から 32 秒の前後に測定されている - 1600N の力はマッハ数 4 の飛行条件 (エンジン流入マッハ数 3.4) におけるスクラムジェットエンジンの抗力を示している。また図 12 は 19 秒から 32 秒の間でスクラムジェットエンジンが水素の燃焼により約 1600N の推力を発生し, 抗力と推力がほぼバランスしていることを示している。

マッハ数 3.4 の 8 回の試験において, 軸方向の始動荷重を測定した。図 12 は M3.4 の試験において, 軸方向の始動荷重が無視できるほど小さいことを示している。軸方向の始動荷重の振幅は試験毎に異なっているが, 0 から 500N の範囲にあった。

RJTF ブレーク時には, 図 12 に示すように始動過渡時よりも大きな過渡的な荷重が発生した。風洞始動過渡時とブレーク時では過渡的な荷重発生機構が異なり, ブレーク時にはディフューザからの逆流により大きな荷重が発生する可能性も考えられたが, 力の作用する向きを詳細にみると抗力方向に働いており, 始動過渡時と同じ機構で大きな荷重が発生しているものと結論した。しかしながら, ブレーク時の圧カスパイクが出る前からロードセルが振動を始めている場合があり, 設備ノズルの剥離による大きな荷重発生とディフューザからの逆流による効果が複合されているものと考えた方が妥当である。

## 5.4 過大荷重の評価

確率的な考察からスケール効果によるピーク荷重期待値の変化が何倍であるか 5.2 節で評価できた。しかし, この方法だけでは模型形状が変わって FMS に対する入力異なると, 実際のピーク荷重の大きさを推定できない。ラフな推定でも定常状態の荷重にピーク荷重を結びつけられれば, 模型形状が変わって FMS に対する入力異



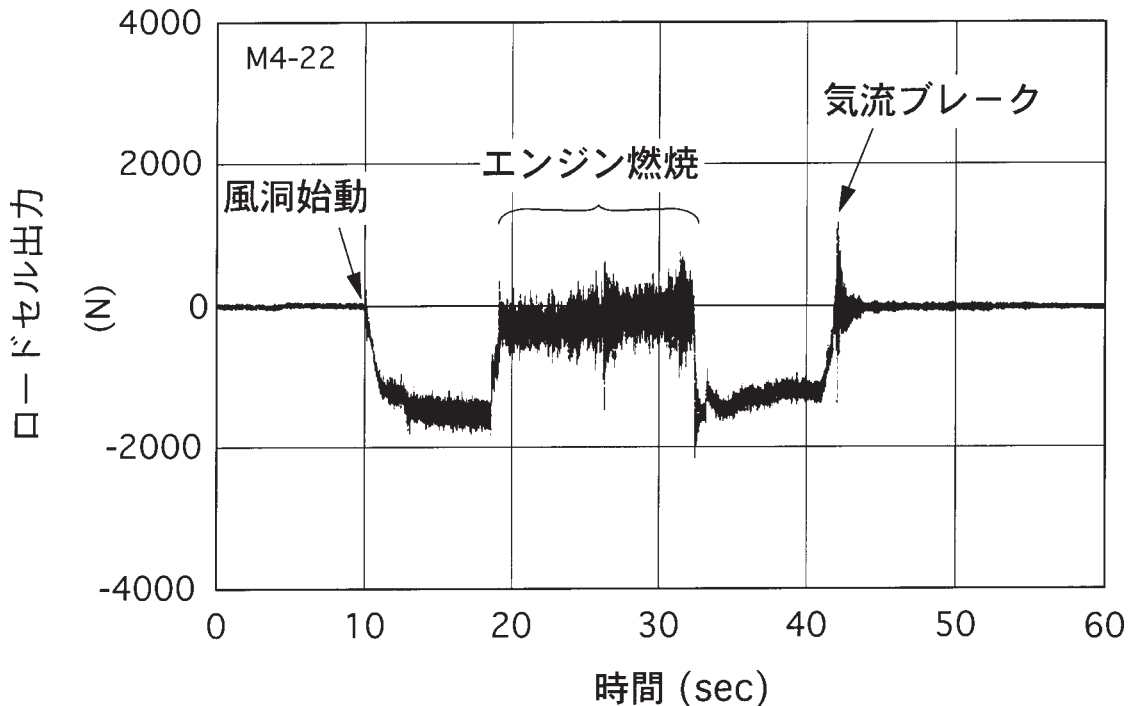


図12 RJTFにおけるロードセル出力 (M3.4)

なっても、始動荷重の実験を新たに行うことなく定常状態の荷重のみからピーク荷重の大きさを推定できるようになる。そこで荷重を動圧で無次元化して、軸方向のピーク荷重係数 ( $C_{dp}$ ) と定常抗力係数 ( $C_d$ ) を関係づける評価方法について調べてみた。

まず、ピーク荷重係数とピーク荷重係数を求めるのに用いている動圧が比例しているか調べた。小型風洞においてM5.3ノズルと排気装置を用いて背圧を変えて風洞始動実験を行った結果を図13に示した。縦軸は始動過渡時の軸方向ピーク荷重を示し、横軸はピーク荷重発生時のノズル総圧を示す。図13に示すようにピーク荷重がピーク荷重発生時のノズル総圧に比例して変化することが分かった。設計マッハ数の気流を仮定するとノズル総圧と動圧は一対一に対応する。従って、ピーク荷重は設計マッハ数の気流を仮定して求めた動圧に比例して変化し、ピーク荷重係数は一定となる。また、ピーク荷重係数が一定であることから動圧が低いほどピーク荷重は小さい。このことは、始動過渡時だけでも排気側を低圧にして始動過渡時のノズル総圧を下げられれば始動荷重を低減できることを示している。

次に、マッハ数が変わって総圧に対する動圧の比が変わった場合においてもピーク荷重が動圧に比例して変わるか調べた。小型風洞でノズルマッハ数を変えた場合に始動過渡時の模型前面圧 (前面面積を掛けると圧力抗力となる) の  $P_{20}/P_0$  がどの様になるか調べた結果を図14に示した。縦軸にノズル総圧に対する圧力比を示し、横軸は

ノズルマッハ数を示す。実験値の  $P_{20}/P_0$  はノズル総圧で無次元化した模型前面圧の標準偏差を示し、実線は等エントロピー膨張した設計マッハ数流れの動圧をノズル総圧で無次元化した計算値を示している。ラフであるが図14から模型前面圧の  $P_{20}/P_0$  が設計マッハ数流れの動圧とほぼ比例すると仮定できる。更に摩擦抗力も動圧に比例すると仮定すると、ピーク荷重は動圧に比例し抗力係数で整理できることになる。図15にこの様な考えを基に、定常抗力係数の異なる3種類の模型のピーク荷重係数  $C_{dp}$  が定常抗力係数  $C_d$  の何倍になっているかを調べた結果を示した。図15に示した1/4 HYPR とは巡航速度マッハ5で計画されたランプ圧縮型インテークを持つ超音速旅客機用エンジン (HYPR)<sup>10)</sup> の1/4スケール模型であり、1/5スクラムジェットはサブスケールスクラムジェットエンジン<sup>11)</sup> の1/5スケール模型である。図16に1/4HYPRの概略を、図17に1/5スクラムジェットの概略を示した。これらエンジンの詳細は文献10, 11を参照されたい。

図15に誤差の範囲として  $C_{dp}$  実験値の標準偏差の  $\pm 2$  倍をエラーバーとして示した。気流動圧で無次元化した荷重係数 (抗力係数) で始動荷重の大きさを整理すると、動圧はマッハ数と総圧で決まるので、結果として気流総温や静温は荷重や抗力には影響しないことになる。荷重に及ぼす空気液化現象については、実験が行われたM5.3までの実験範囲において影響は無視できることを確認している。例えば実験に用いた小型風洞で、空気総温を300Kから600Kまで変化させた時、抗力係数は7.4%減少

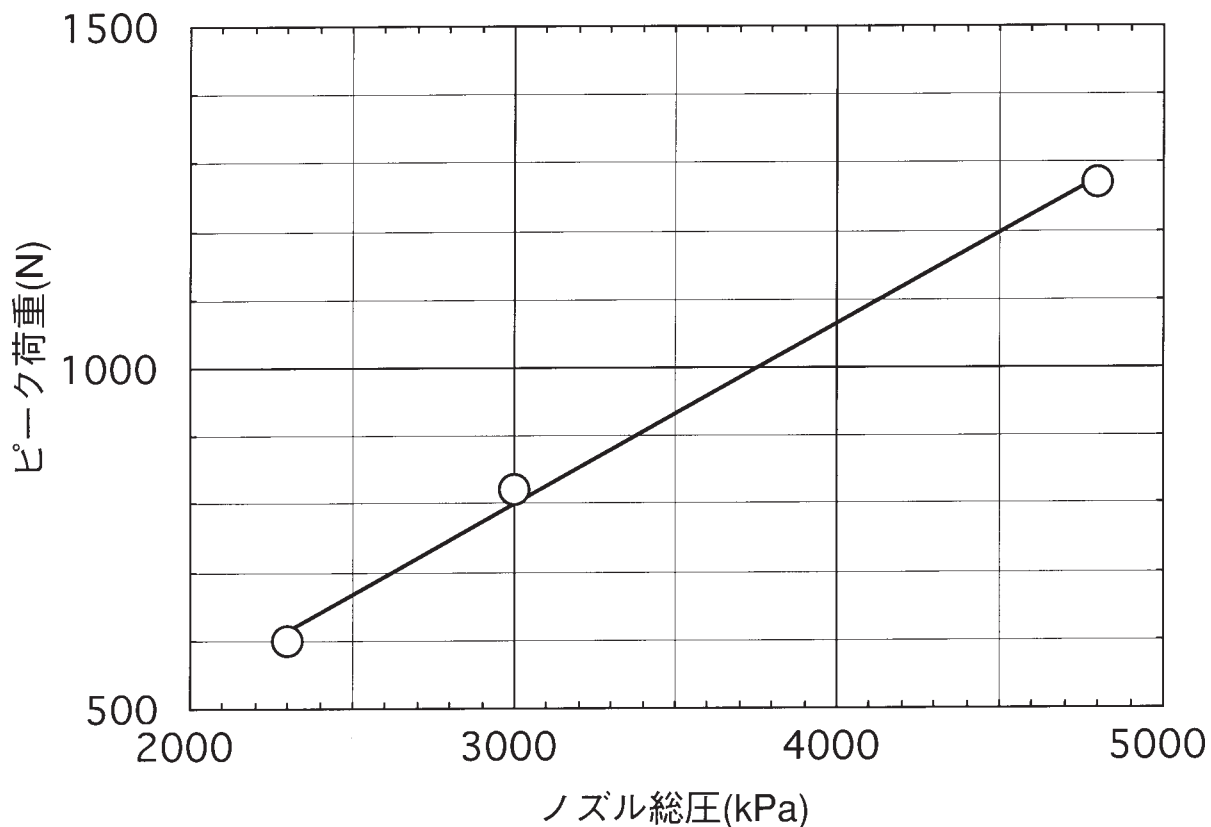


図13 ピーク荷重と発生時ノズル総圧 (M5.3)

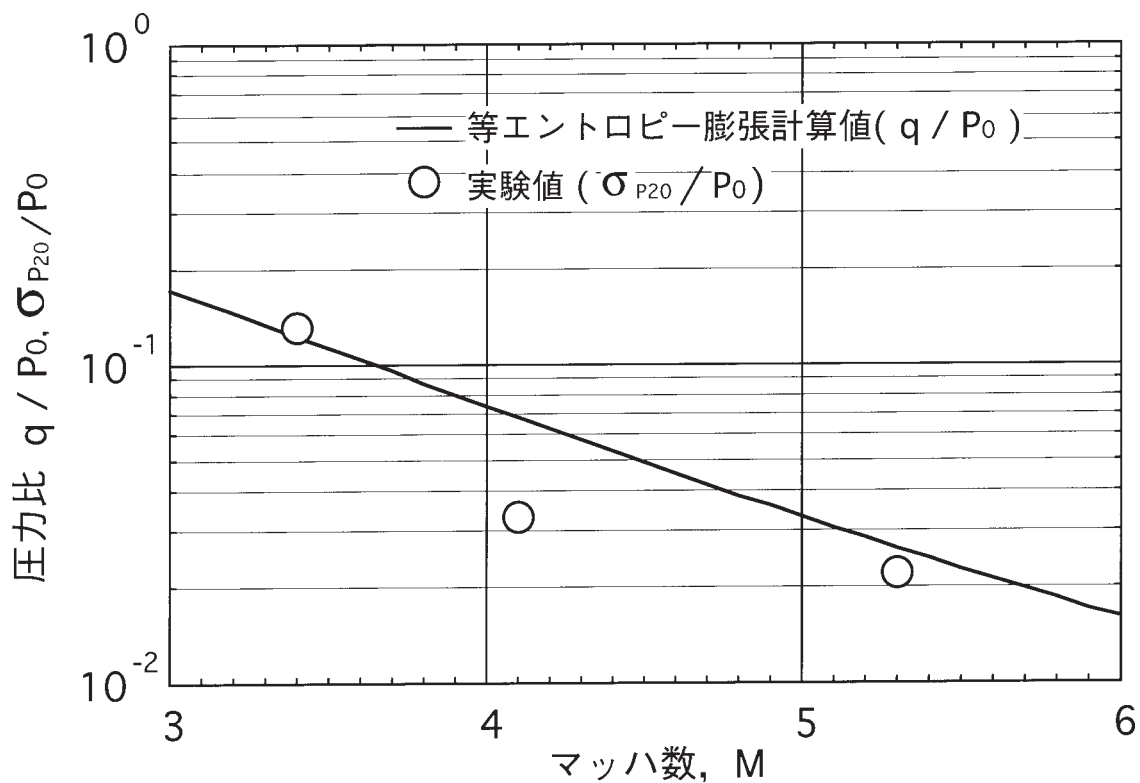


図14 模型前面圧の に及ぼすノズルマッハ数の影響

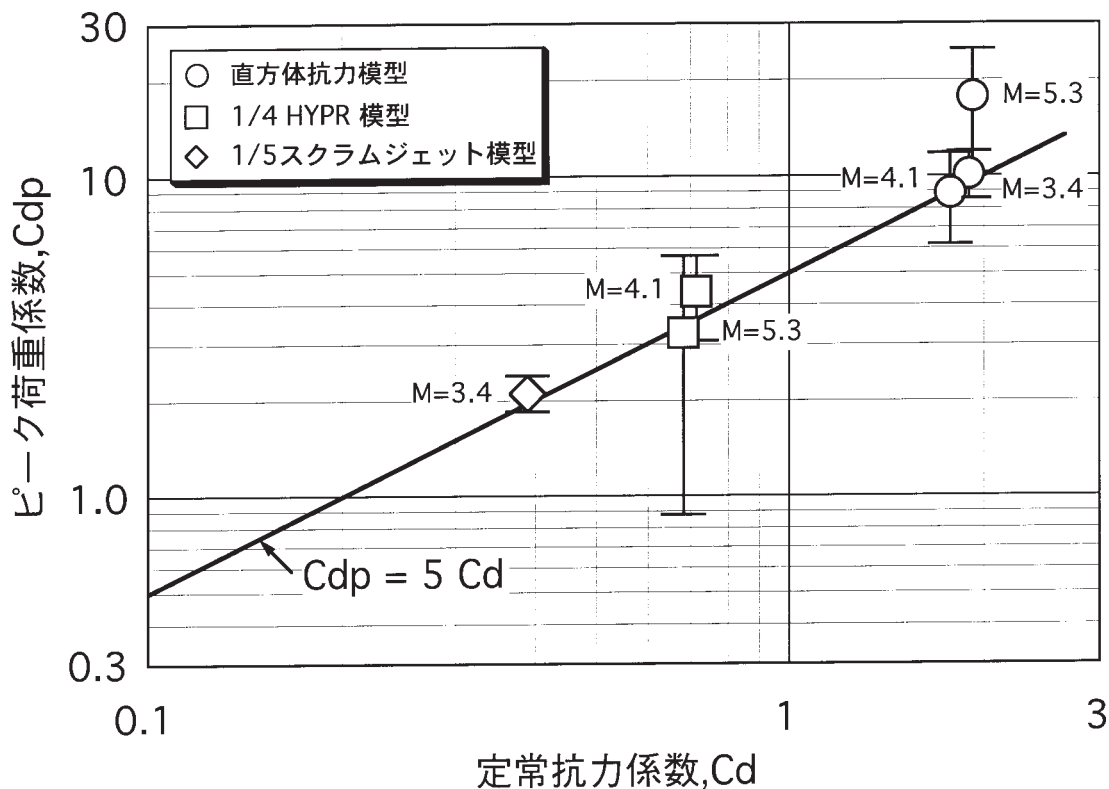


図 15 小型風洞におけるピーク荷重係数

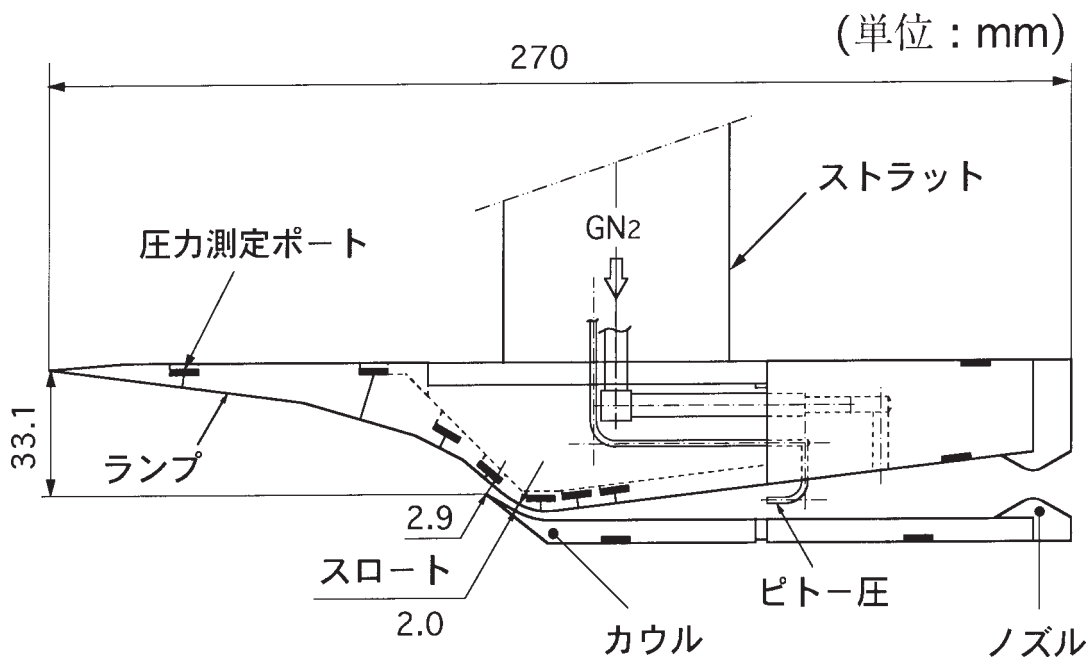


図 16 1/4HYPR 模型

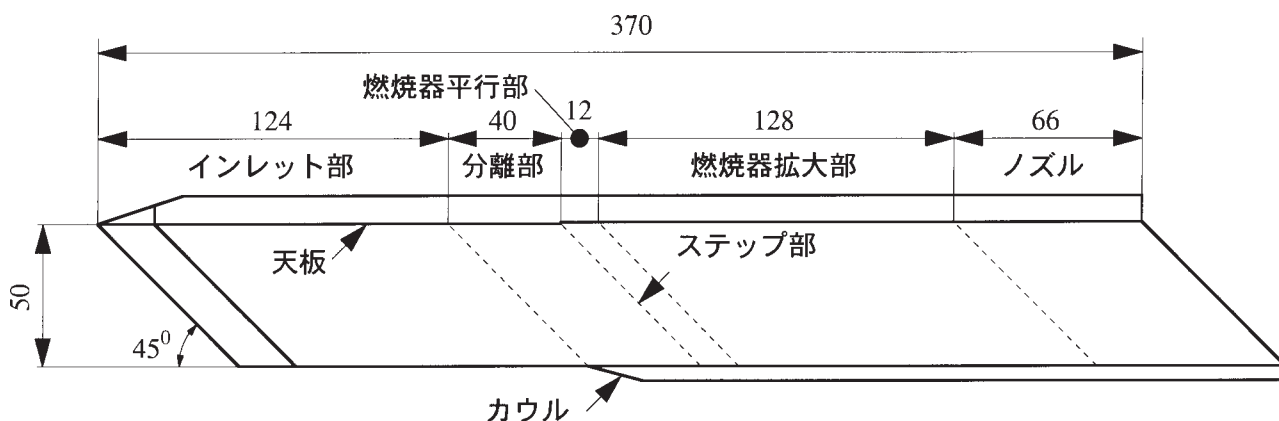


図 17 1/5 スクラムジェット模型

した。しかし図15で分かるようにピーク荷重のばらつきは大きく、この始動荷重に関する評価ではこの程度の細かな変化を議論せず、始動荷重におよぼす空気温度の影響は無視した。RJTFの試験では加熱空気を用いるが、運転手順により常温の空気から流し始めて、この時既に風洞が始動してしまうため、小型風洞とRJTFの始動過程における空気温度は同一となる。

図 15 の点は平均値を示している。ばらつきは大きいですが、図に示されるように小型風洞で試験した場合のピーク荷重係数は  $C_{dp} = 5C_d$  の線に乗っておりピーク荷重係数は定常抗力係数にほぼ比例しているものと見なせる。軸方向始動荷重に及ぼすノズルマッハ数の影響に関しては、前述のようにラフではあるがFMSの入力となる模型前面圧の  $C_{dp}$  が設計マッハ数流れの動圧にほぼ比例すると仮定できたこと、および模型前面圧による加振入力FMSのロードセルに伝達する際に影響する模型前面圧周波数成分の特徴がマッハ数によりあまり変わらないで、200Hz以下の周波数帯に比較的均一な成分を持っていたことから、ノズルマッハ数依存性は小さいものと考えた。しかしながら、ばらつきの中で最大のピーク荷重係数は

定常抗力係数の10倍であり、ノズルマッハ数の効果が小さいとは言いきれない面もある。小型風洞試験におけるFMSと模型の設計にはこの最大倍率のピーク荷重が発生することを想定しなくてはならない。

ここで、5.3節で述べたRJTF始動荷重の大きさを、図15で用いた方法、即ちピーク荷重係数が定常抗力係数の何倍になるか計算し、小型風洞の実験結果と比較することによりFMSのスケール効果を確認してみる。RJTFにおけるスクラムジェットエンジン試験では、M3.4の場合にピーク荷重係数は0.61であり、定常抗力係数0.38の1.6倍となっている。図15から小型風洞における1/5スケールスクラムジェットエンジン試験ではM3.4の場合にピーク荷重係数は2.1であり定常抗力係数0.39の5.4倍となっている。従って、RJTFにおけるピーク荷重係数の定常抗力係数に対する倍率1.6倍は、小型風洞におけるピーク荷重係数の定常抗力係数に対する倍率5.4倍の  $1.6/5.4=0.30$  倍となっている。0.30倍という実験結果は、5.2節RJTFの予測のところでRJTFフルスケールFMSの最大ピーク期待値をサブスケールFMSの0.26倍と概略推定したスケール効果予測値に近いものであった。



## 6. 結 論

- (1) 始動過渡時に観測される大きな軸方向変動荷重発生原因のひとつは、ノズル内部の剥離衝撃波により、全圧損失が小さい形で圧縮された超音速流が模型に衝突して総圧が回復し、模型前面に高い圧力が加わるからである。もうひとつの原因は、FMSの共振による荷重振幅の増加である。
- (2) この大きな軸方向変動荷重の発生頻度を時間確率で整理した結果、過大負荷の振幅超過確率は正規分布で近似できることが分かり、ピーク荷重の遭遇頻度と期待値を予測することができた。
- (3) FMSのスケール効果を調べた結果、FMSに加わる風洞始動荷重の最大ピーク期待値および標準偏差はFMSの固有周波数を低下させることにより減少させることができることが分かった。RJTFのFMS固有振動数が小型風洞のFMS固有振動数の10分の1であることから、RJTFにおける軸方向始動荷重は小型風洞の0.26倍になると予測した。
- (4) 小型風洞試験結果からFMSのスケール効果を用いて大型風洞の始動荷重を予測する方法、およびFMSロック試験時の荷重とロック機構の力伝達率からアンロック試験時の荷重を推定する方法を考案した。これによりFMSアンロック状態でRJTFを始動することの安全性が確認でき、始動荷重測定試験が実現した。測定したRJTFのピーク荷重係数は小型風洞の0.3倍であり予測値0.26倍と良く一致した。
- (5) 軸方向始動ピーク荷重は動圧で無次元化することにより定常抗力係数に関係づけられ、小型風洞のピーク荷重係数は定常抗力係数の約5倍であった。このことは、排気装置を用いると風洞始動に要するノズル総圧が低下し、これに伴って始動過渡時の動圧が下がることから軸方向始動荷重が低減できることを示している。

本研究に当たり、石川島播磨重工業(株)の松本尚之氏から有益な助言を得た。付記して謝意を表す。

## 参考文献

- 1) Pope, A. and Goin, K.L. : High-Speed Wind Tunnel Testing, Robert E Krieger Pub. Co., Inc., New York, 1987, p365.
- 2) 石原, 育藤, 外立, 榊原, 宗美 : 吹出し式超音速風洞の起動時および停止時における超負荷防止装置, 航技研報告 TM-81, 1966
- 3) Maydew, R. C. : Compilation and Correlation of Model Starting Loads from Several Supersonic Wind Tunnels, Sandia Report SC-4691(RR), 1962
- 4) Miyajima, H. : Scramjet Research at the National Aerospace Laboratory, AIAA Paper 91-5076, 1991.
- 5) Chen, C. L. : Numerical Investigation of Separated Nozzle Flows, AIAA J., vol. 32, No. 9, 1994, pp1836-1843.
- 6) Emmons, H. W. Ed. : Fundamentals of Gas Dynamics, Princeton Univ. Press, Princeton, (1953), p168.
- 7) NACA Report 1135 : Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow, p46
- 8) 得丸 : 振動論, コロナ社, 東京, 1973, p213
- 9) 岡内, 伊藤, 宮田 : 耐風熱構造, 丸善, 東京, (1977), p73-p383.
- 10) Futamura, H. Enomoto, Y., Ohshima, T., Kimura, H., Fujiwara, K., Kinoshita, Y., Nakahishi, H., Kishi, K., Mitani, T. and Yanagi, R., : Freejet Test of Ramjet System for Hypersonic Transport Vehicle, 13th ISABE, Chattanooga, USA, AIAA CP 9713, Vol. 1, pp. 573-581, 1997.
- 11) Sunami, T., Sakuranaka, N., Tani, K., Hiraiwa, T., and Shimura, T., : Mach 4 Tests of a Scramjet Engine - Effects of Isolator, 13th ISABE, Chattanooga, USA, AIAA CP 9713, Vol. 1, pp. 615-625, 1997.

付 録

A.1 横荷重

左右対称のエンジンを設備ノズル軸と平行に設置した場合には定常横荷重は発生しないことになり、軸方向荷重について行った定常荷重係数の倍率で始動荷重を整理する方法はとれない。流れに垂直な方向の始動荷重については、まえがきに述べたように垂直衝撃波モデルを用いた最大荷重の見積もりが従来行われている。この垂直衝撃波モデルを用いた最大荷重の見積もりが左右対称のエンジンを設備ノズル軸と平行に設置した場合に妥当か調べた実験結果についてここで補足する。

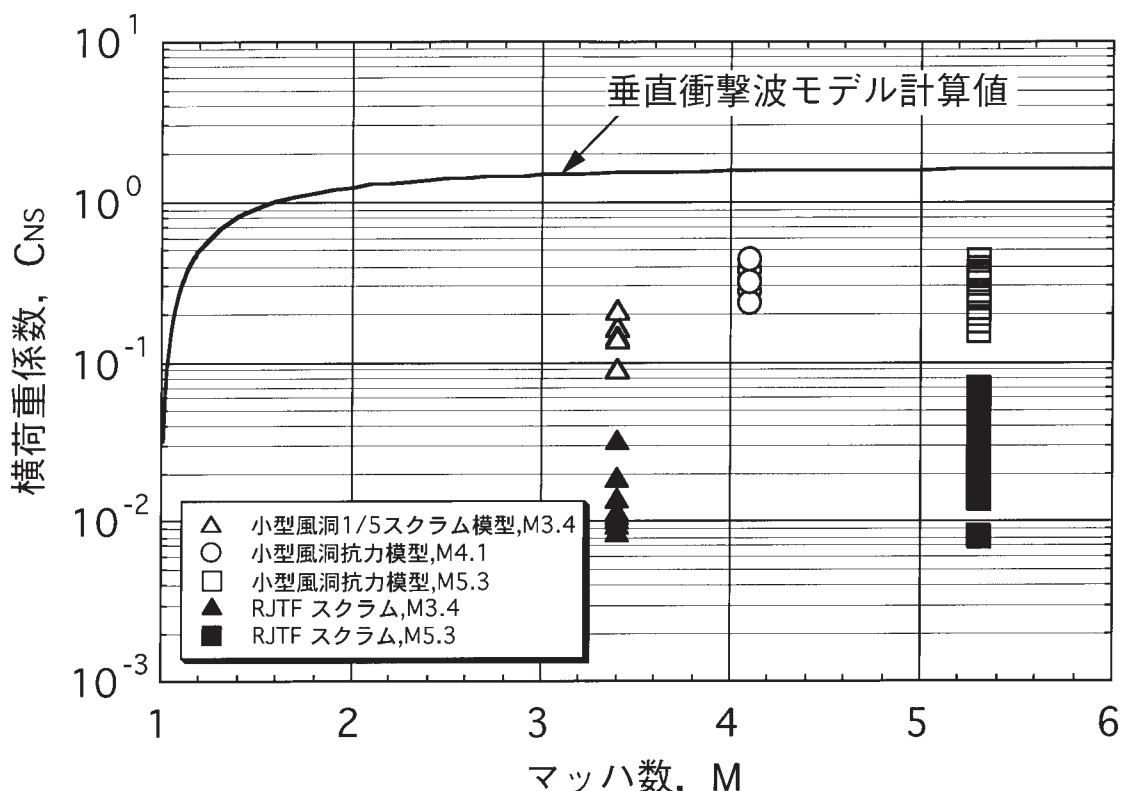
小型風洞における抗力模型前方の側面の圧力測定結果から、左右圧力間に対称性が存在するか否かを調べると共に、左右圧力差により横荷重がどの程度発生するか推定し、歪みゲージによる荷重の測定結果と比較した。この横荷重測定結果を垂直衝撃波モデルから計算した横荷重と比較した。

付図1に横荷重の実験値を、垂直衝撃波モデルの計算結果とともに示した。従来、垂直衝撃波モデルと実験値を比較したグラフでは荷重をノズル総圧と受圧面積の積で無次元化しているが、ここでは軸方向荷重の無次元化に合わせて荷重を設計マッハ数流れの動圧と受圧面積の積で無次元化して示した。計算値は供試体の一方の側面

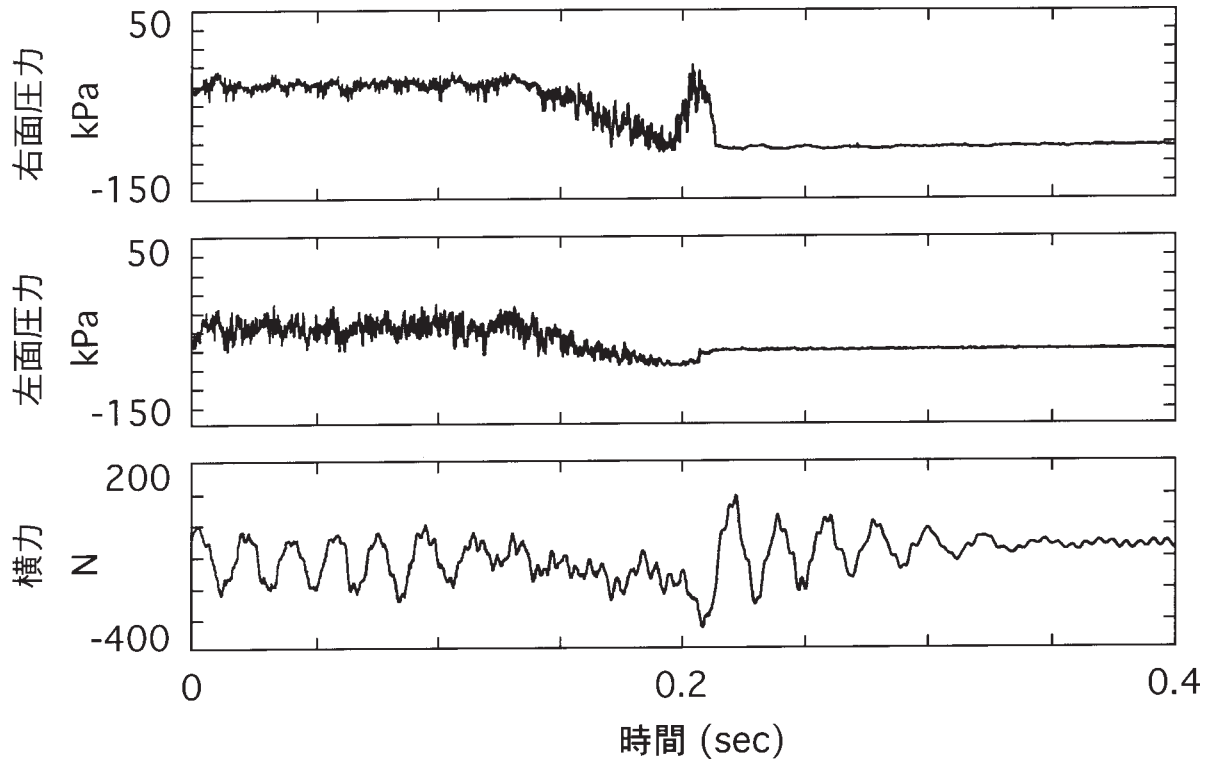
が垂直衝撃波背後の静圧で、もう一方の側面が風洞マッハ数流れの静圧と仮定した場合に差圧で発生する力を示す。計算値と実験値が桁違いに異なるので縦軸を対数としたグラフで示した。印と印は小型風洞における抗力模型実験値、印は小型風洞における1/5スクラムジェット模型の実験値を示す。垂直衝撃波モデルの計算結果と実験値を比較すると、小型風洞において抗力模型あるいは1/5スクラムジェット模型を用いて求めた実験値は一桁小さい値となっている。

垂直衝撃波モデルが始動横荷重を過大に見積もる原因として、そこで仮定している片側超音速で片側亜音速という流れ場が実際には発生し難いことが挙げられる。特に迎え角を持たない鈍頭物体では理想的には左右対称の流れ場が形成されて横荷重は発生しないことになる。しかしながら現実には垂直衝撃波モデル程に大きくはないが横荷重が発生しており、抗力模型の側面圧力は始動過渡時に非対称な分布を示している。これは前述のように風洞始動過渡時にノズル内で剥離現象が起きて模型に当たる流れの向きとマッハ数分布が変化することにより模型が複雑な流れ場に置かれることになったためである。

横荷重の発生源となる側面圧力の測定を小型風洞で行った結果の例を付図2に示した。これは抗力模型前方の左右側面で測定した結果である。下段には歪ゲージで測定した横力の値も示した。始動直前の単発的な圧力



付図1 始動横荷重の実験値と計算値



付図2 左右圧力と横力 (M4.1)

ピークは右側面にのみ現れており、左側面にピークは見られない。左右の差圧が生じている部分で横力のピークが発生し、以後減衰している。この時の左右側面圧の差は59kPaで、これに側面積0.0078m<sup>2</sup>を掛けると460Nとなる。これに対して歪ゲージで測定した横荷重は200Nであり、差圧から求めた値の43%である。この差を生じる原因としては、測定圧力が側面全体の平均圧力を表していないこと、およびFMSの動特性による入力と出力の差が考えられる。FMSの動特性についてみると、横方向の固有周波数は42.5Hzで、これに対して始動直前の単発的な圧力ピークのインターバルは15.1ms即ち33.1Hzとなっている。加振力を正弦波と仮定したとき、文献8によると固有周波数と加振力の周波数の比が42.5Hz/33.1Hz=1.28の場合、伝達される力の最大値は加振力の1.7倍となり、むしろ増幅されている。また計測装置に大きな誤差要因も考えられないことから、歪ゲージで計測した横荷重が差圧から求めた値の43%であったのは、前方で測定した圧力が側面全体の平均圧力を表していないことが主原因と考えた。

一方、右側面の始動直前における単発的な圧力ピークが87kPaであるのに対し、M4.1、ノズル総圧2.8MPaに対する垂直衝撃波モデルの圧力（垂直衝撃波背後の静圧）314kPaは実験値の3倍以上なる。M5.3の場合にも、始動直前の単発的な圧力ピークが50kPaであるのに対し、試験時のノズル総圧3MPaに対応する垂直衝撃波背後の圧

力は131kPaであり、M4.1と同様に垂直衝撃波モデルでは圧力を約3倍に見積もっている。以上のことから、付図1の $C_{NS}$ の比較において小型風洞における抗力模型の実験値が垂直衝撃波モデルの計算結果よりも一桁小さい値となっていたのは、始動過渡時の前方側面のピーク圧力がノズル設計マッハ数流れにおける垂直衝撃波背後圧力の3分の1程度であったこと、および側面全体の平均差圧が前方における値の4割程度であったことによると考える。

次に、RJTF試験でスクラムジェットエンジンにかかる横荷重を測定した結果を付図1に印と印で示した。RJTFのFMSは推力方向、揚力方向、ピッチングモーメントの3分力を測定する仕様となっている。横方向の荷重を測定する仕様となっていないが、揚力を左舷と右舷および後部の3個のロードセルで受ける構造となっているので、エンジン側面圧力のみ左右非対称と仮定して、左舷と右舷のロードセル出力の差をとることにより横力を測定することを試みた。エンジン側板中央に実荷重をかけて校正し、試験時の横力中心もこの位置にあるものと仮定した。

このようにして測定したRJTFにおけるスクラムジェットエンジンの無次元横力は付図1に示すように小型風洞における1/5スクラムジェット模型の値(印)よりも更に一桁小さかった。この原因のひとつとして、5.2節のRJTFの予測のところで述べたFMS固有周波数低下

に伴う最大ピーク荷重期待値低下の効果が挙げられる。

RJTF 用 FMS 設計時の最大想定始動荷重は、推力 8896N、揚力 16014N、横力 15569N であった。また、推力 5331N、揚力 1401N が同時に掛かった時に FMS が耐えうる横力は 3479N であり、荷重が重ね合わされたときの許容荷重が問題であったが、始動横荷重の実験値は 1000N 以下であり十分に許容荷重以内であった。

## A.2 供試 FMS の較正

風洞始動荷重や摩擦抗力などの定常抗力を正確に測定するためには、ローラテーブルやストラットを含めたロードセル(引張圧縮両用型、定格負荷 980N)の実負荷較正が必要となる。そこで、FMS を較正するための較正装置を製作した。

付図 3 に低圧室に取り付けた較正装置を示す。風洞始動過程において、ノズルからの気流により供試体である抗力模型は、前後の力の他に上下左右等の力を受ける。今回は軸方向荷重だけを測定することにしたが、ロードセルの較正は、横荷重や上下左右荷重が掛る場合を想定して較正を実施した。

軸方向の入力荷重はボルトによる引っ張り荷重とし、抗力方向について行った。荷重検定器にはデジタル表示式ループ・ダイナモメータを使用した。

付図 4 に入力荷重に対するロードセルの出力電圧を示す。付図 4 は抗力模型とストラットを取付け、縦方向の

着力点を変えモーメントの影響を調べた結果である。この他に横荷重や揚力が共存する場合の較正も実施したが、これらの影響は殆ど無くロードセルは軸方向の力だけを測定することを確認した。

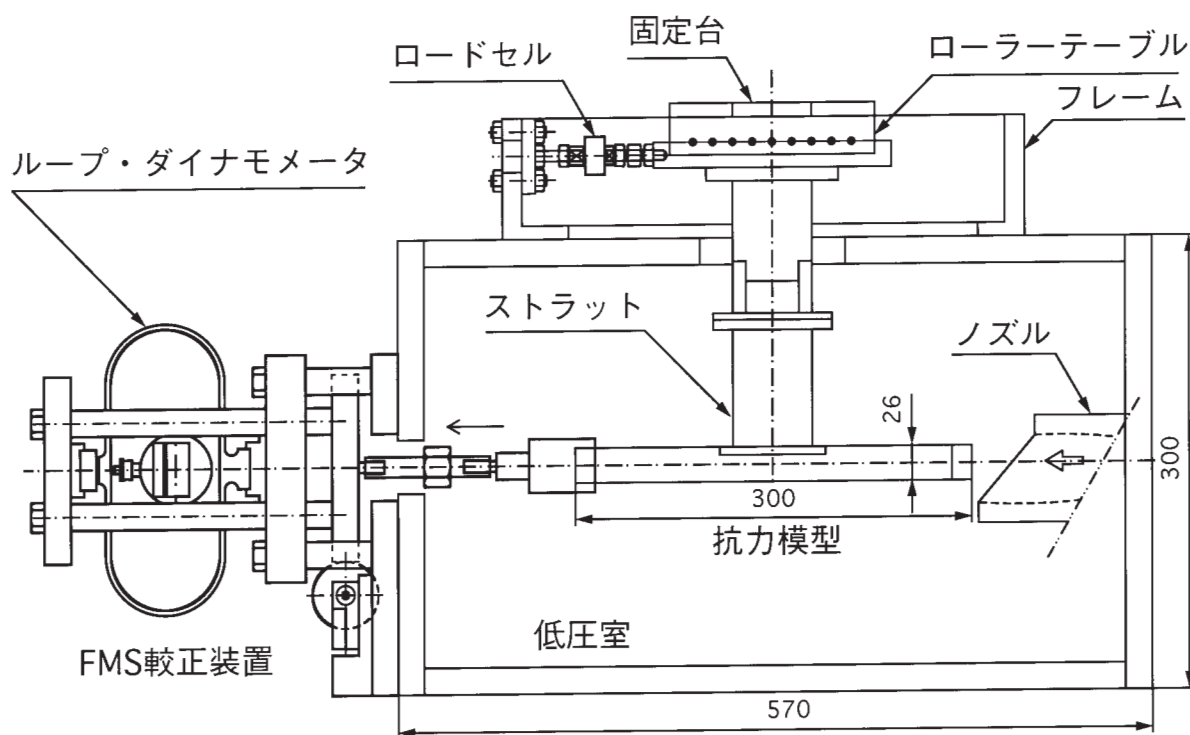
実負荷較正は直線性とヒステリシスを調べるため、上げ下げの実負荷較正を 3 往復実施した。図中には、最小二乗法で得られた回帰直線式を載せている。式の最後の項の  $R$  は、相関係数であり、1 に近いほど近似が良いことを意味する。

較正結果は相関係数が 1 に近いことから良好であることが分る。センサーに添付された物理量換算係数 - 275.6N/V に対し、今回の実負荷較正結果から得られた物理量換算係数は - 274.3N/V であり、その差は 0.5% 以内であった。

## A.3 歪ゲージの較正

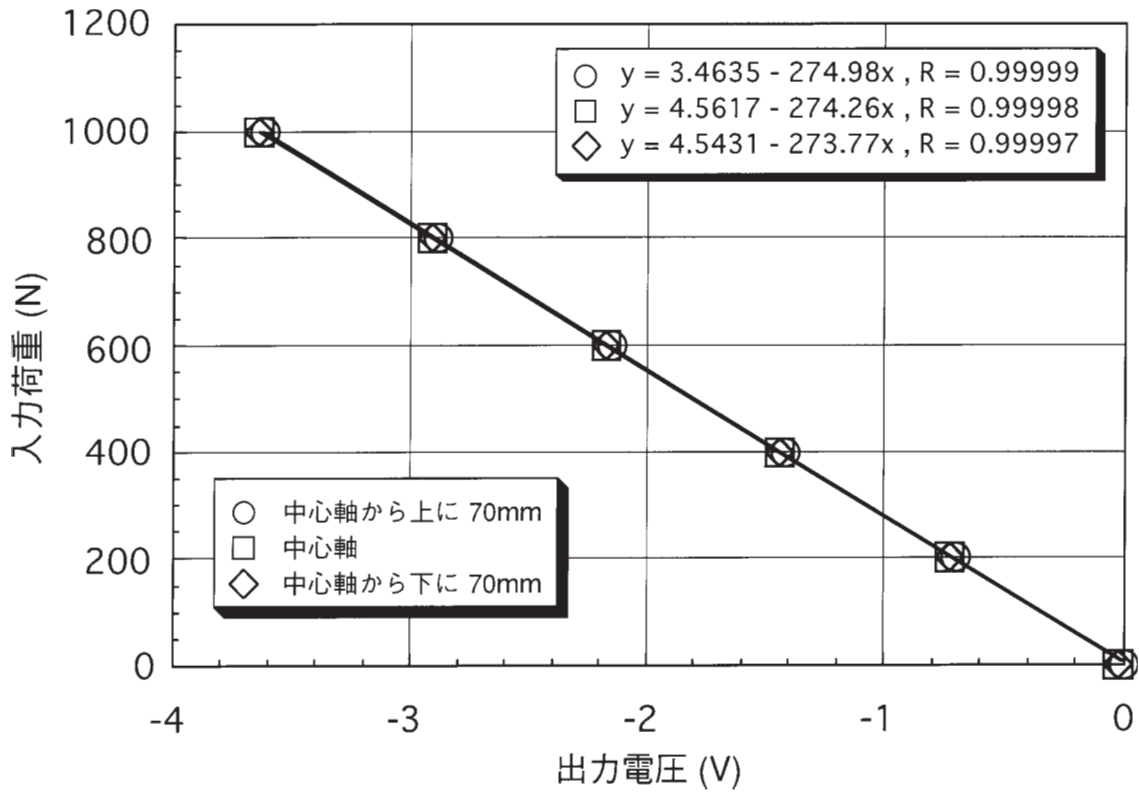
今回の試験では横荷重を簡便な方法で測定するため、ストラットの左右に歪ゲージを貼付する方法を試みた。FMS の較正と同様に模型に横荷重を掛けた実荷重較正を実施した。

付図 5 にストラットと抗力模型をローラテーブルに取り付けた状態で、横方向(左右)の実荷重を掛けた時の較正結果を示す。図中には着力点が模型中心の場合と現実には起り難いが極端な例として模型先端が着力点の場合について示している。同じ横荷重を掛けても模型先

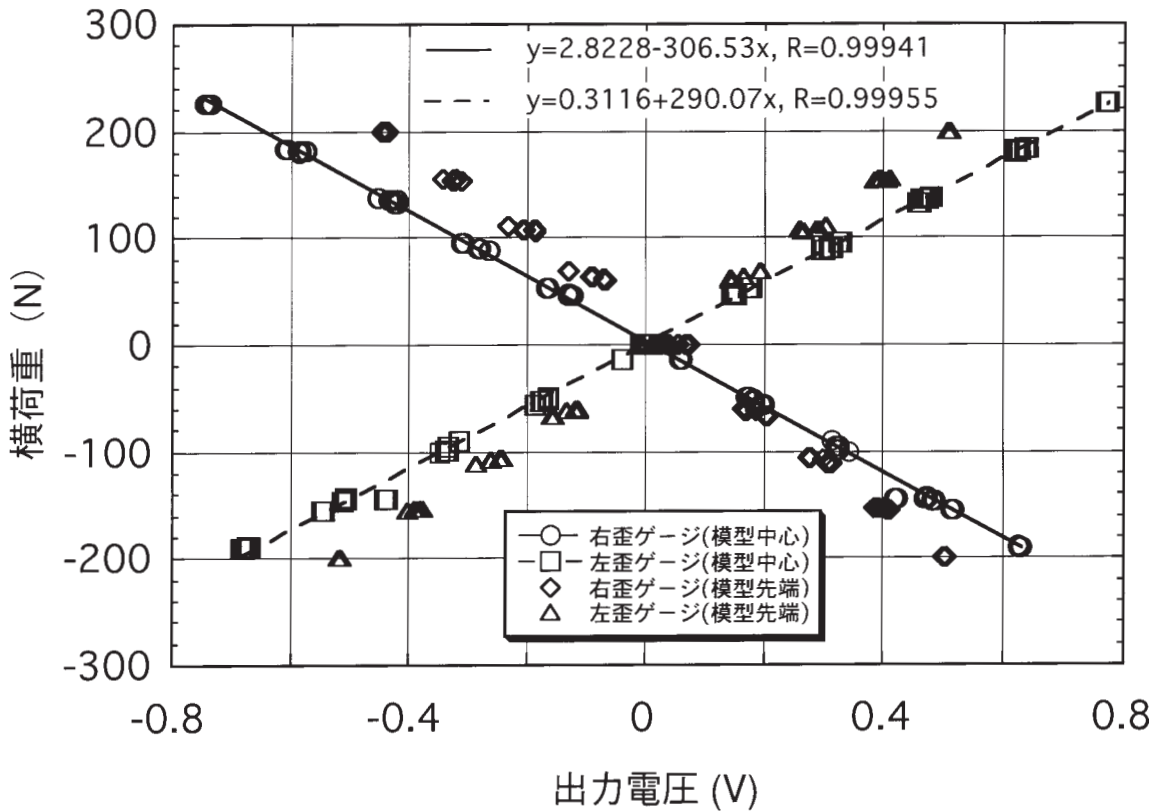


付図 3 FMS 較正装置





付図4 ロードセルの実負荷較正結果

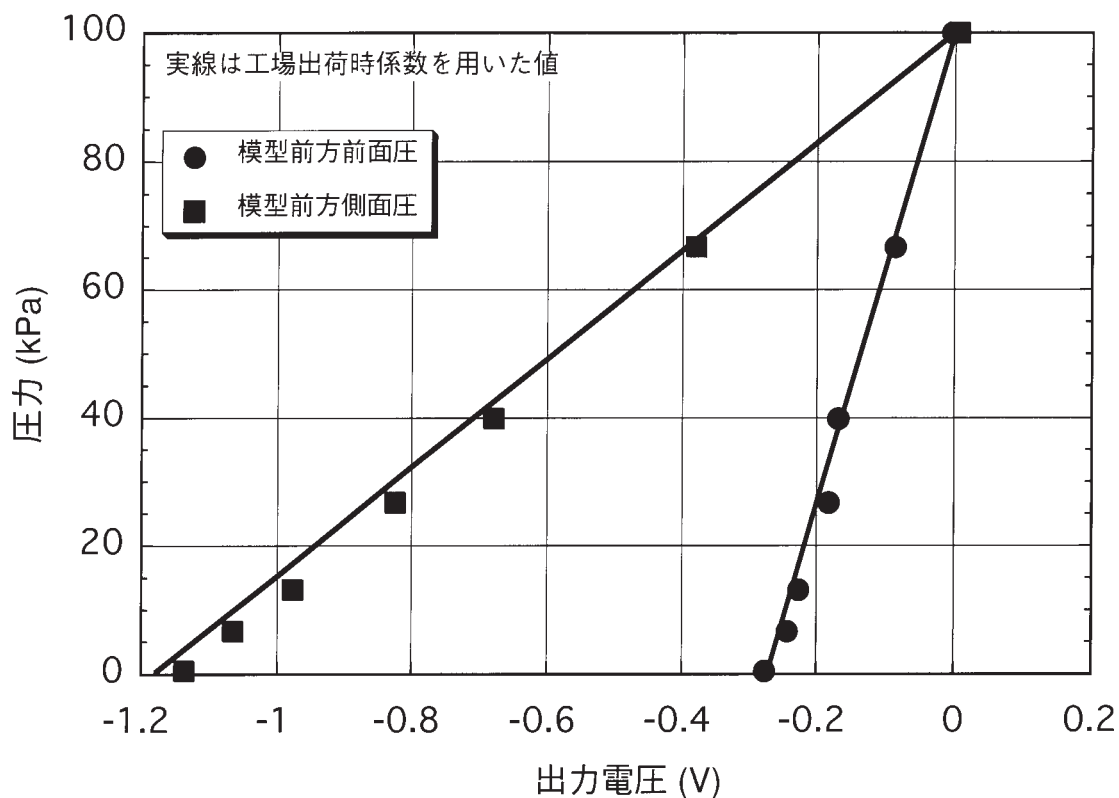


付図5 横荷重較正結果(歪ゲージ軸正)

端の出力は模型中心より25%程小さい。これは測定部の歪を大きくすることおよびセンサーケーブルを通し易くすることを目的に付図3に示すようにストラット前後の間を抜いてあることによる。歪ゲージはストラット後部の左右側面に貼付してあるため、模型先端に横荷重が加えられた場合にはねじれが起こり歪が吸収されて出力が低下する。図中には模型中心の実荷重較正結果に基づく最小二乗法で得られた回帰直線式と相関係数を示す。左右の歪ゲージとも相関係数が1に近く、較正結果は良好であった。

ラッシュマウント型圧力センサーを使用した。使用したフラッシュマウント型圧力センサーは小型で固有周波数が高いが、絶対圧タイプのセンサーではない。試験においてセンサーは負圧にも晒されるため、大気圧以下の較正を実施して特性を把握した。較正結果を付図6に示す。実線はセンサーに添付されている物理量換算係数に基づく値を示す。模型前面用と側面用の2種類のセンサー共、50kPaまでは較正点とセンサーに添付された物理量換算係数は良く一致しているが、50kPa以下の低圧側で若干のズレが生じている。しかし、その差は約5kPaであり、ここで目的としている振動圧の測定では許容できる誤差とした。

A.4 フラッシュマウント型圧力センサーの較正  
 抗力模型には表面圧力を応答性良く測定するためフ



付図6 フラッシュマウント型センサー較正結果

---

## 航空宇宙技術研究所報告1360号

平成10年10月発行

発行所 科学技術庁航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話(0422)47-5911 ㊦182-8522  
印刷所 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段北1-7-8

---

©禁無断複写転載

本書(誌)からの複写、転載を希望される場合は、管理部  
研究支援課資料係にご連絡ください。

