

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1197

遷音速風洞フラッタ緊急停止装置予備試験 (その1) フラッタ停止板基本性能試験

半 沢 麻 雄 ・ 鈴 木 誠 三 ・ 安 藤 泰 勝
菊 池 孝 男 ・ 藤 井 謙 司 ・ 松 下 洸

1993年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. はじめに	2
2. フラッタ緊急停止装置	2
3. NAL 式遷音速フラッタ緊急停止装置特性試験	3
3-1 緊急停止予備実験装置の概要	3
3-2 特性試験の概要	6
3-3 装置の特性試験結果	6
4. フラッタ緊急停止確認試験	17
4-1 供試模型	17
4-2 フラッタ緊急停止確認試験	17
4-3 高速ビデオカメラによるフラッタ監視	17
5. 考 察	19
5-1 緊急停止板の主送風機への影響	19
5-2 補助送風機の圧力比について	22
5-3 フラッタ限界値の推定と緊急停止板の効果	22
5-4 フラッタ停止確認試験について	22
6. ま と め	23
7. 参考文献	23

遷音速風洞フラッタ緊急停止装置予備試験*

(その1) フラッタ停止板基本性能試験

半 沢 麻 雄^{*1} 鈴 木 誠 三^{*1} 安 藤 泰 勝^{*2}

菊 池 孝 男^{*3} 藤 井 謙 司^{*4} 松 下 洸^{*4}

Preliminary Tests of a Flutter Emergency Stopper for the Transonic Wind Tunnel

(Part 1) Basic Performance Tests for Flutter Stopper

Asao HANZAWA^{*1}, Seizo SUZUKI^{*1}
Yasukatsu ANDO^{*2}, Takao KIKUCHI^{*3}
Kenji FUJII^{*4}, Hiroshi MATSUSHITA^{*4}

ABSTRACT

This paper describes the preliminary test results of a flutter halting device to be installed in the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel. The test was conducted using its 9%-scale pilot tunnel. The main element of the device is a porous plate which is mounted flush with the wind tunnel test section floor upstream of the test article. When flutter occurs, the device is raised to a vertical position from the floor causing a decrease in the dynamic pressure around the model and thus suppressing the flutter to prevent the model from being damaged.

Tests showed that the device is so effective that flutter was completely suppressed when the angular position of the plate was still less than 10% of its maximum elevation.

Tests were also conducted to evaluate the effects of plate geometry (especially the porosity characteristics) in terms of its ability to suppress flutter as well as its possible adverse effects on the tunnel driving system, i. e. performance degradation or vibration provocation on the main blower the auxiliary blower or the wind tunnel rotor blade. No degrading effects were observed with this device.

Keywords : Flutter suppression device Transonic Wind Tunnel, Flutter test, Wind tunnel model protection, Wind tunnel safety

概 要

能動制御技術の一つであるフラッタ制御実験に必要なフラッタを緊急に停止する装置を遷音速風洞に設置するために、NAL 式フラッタ緊急停止装置の遷音速におけるフラッタ停止機能を確認すること、および本装置の作動によって風洞の主送風機や補助送風機の圧力比や振動及び気流へ与える影響等を把握することを

* 平成5年2月3日受付 (received 3 February 1993)

*1 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

*2 機体部 (Airframe Division)

*3 構造力学部 (Structural Mechanics Division)

*4 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)

目的として予備実験を遷音速パイロット風洞を使用して実施した。本装置は緊急停止（多孔）板をフラッタ供試模型の上流に立てることによって、模型周囲の動圧を減少させて発生しかけたフラッタを瞬時に停止させるものである。

予備実験の結果、本装置はフラッタ停止にきわめて有効で、緊急停止板の作動角度が所定の垂直に対してわずかに10%に満たない角度で供試模型のフラッタは停止するほどであった。実験では、緊急停止板の開口比を変えて、フラッタ停止機能の応答性と有効性、気流への影響、主送風機及び補助送風機の振動等を測定し検討した結果、パイロット風洞のフラッタ緊急停止装置として支障のないものであることを確認した。また、本装置を2m×2m 遷音速風洞に適用するためには、実機送風機等への影響を検討する必要がある。

1. はじめに

航空宇宙技術研究所では、革新航空宇宙輸送技術の研究の一環として空力弾性を対象にした能動制御技術（Active Control Technology : ACT）の研究を進めている^{1,2,3)}。

1983年から低速範囲で実験的研究を進め、突風荷重軽減効果、フラッタ速度の上昇等多くの成果を得てきた。ACT 技術を実機に適用できる実用技術として確立するためには、高速範囲での実験的検証が求められている。

2m×2m 遷音速風洞において、突風荷重軽減（Gust Load Alleviation : GLA）実験やフラッタ制御（Active Flutter Control : AFC）実験などの ACT の研究を行なうには、新たに ACT 試験機能を整備しなければならない。

特に、AFC 実験では操舵面制御の制御則を検証するため、同一模型で実際にフラッタを起こさせ、制御則とその効果を調べる試験を何回も繰り返す必要がある。そのためにはフラッタ発生による模型破損を防止する緊急装置を遷音速風洞に ACT 試験設備の一環として新たに整備する必要がある。

遷音速風洞の AFC 実験の設備として諸外国が多く採用しているフラッタ緊急停止の方法は、集合胴と測定部を接続し、測定部の静圧を上げてフラッタを停止させる方法である。この方法では装置が大掛かりになるだけでなく、圧力の応答レスポンスが遅いといわれている。当所では、低速範囲の試験で、NAL 独自のフラッタ緊急停止装置（模型に働く動圧を直接減少させる方法、特許）を開発し、低速範囲の AFC 実験で威力を発揮してきた^{4,5)}。

低速範囲で威力を発揮した NAL 独自のフラッタ緊急停止装置を2m×2m 遷音速風洞に適用するには、その効果を確認するとともに主送風機、補助送風機及び気流への影響を良く把握して設計製作しなければならない。そこで、遷音速パイロット風洞を使用してフラッタ緊急停止装置の予備実験を実施し、高速範囲における NAL 式フラッタ緊急停止装置の有効性と主送風機、補助送風機への影響を実験的に調べたので、その結果について報告する。

2. フラッタ緊急停止装置

フラッタ緊急停止装置には、幾つかの方法があるが、こ

れらにはそれぞれ長所と短所がある。我が国の航空機開発用風洞として設置された2m×2m遷音速風洞にACTのAFC実験を目的としたフラッタ緊急停止装置を追加整備するには、これまでの気流特性や機能を損わない方法で、かつ AFC 実験に適した方法でなければならない。

これまで多くの遷音速風洞が採用している代表的なフラッタ緊急停止装置の方式としてその特徴を示し、2m×2m 遷音速風洞に追加整備する AFC 実験用フラッタ緊急停止装置の適合性を検討する。

1) 急納型⁶⁾

急納型は測定部に取り付けられた供試模型を気流流路から素早く引込め、フラッタを停止させる方式（図1参照）である。この方式は応答レスポンスを早くすることは可能であるが、操舵面を積極的にコントロールする AFC 実験では複雑なフラッタが予測される。フラッタが発生したとき模型変形の大きい AFC 実験では、収納時に模型を破損する可能性が大きい。よって同一模型で何回も実験検証を行なう必要のある AFC 実験には不向きな方式と思われる。

2) 静圧増加型⁷⁾

静圧を増加させる方法は、図2に示すように集合胴圧を

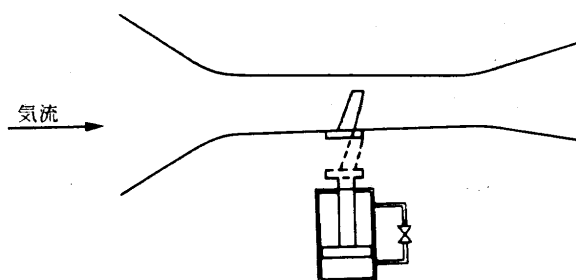


図1 急納型（射出型）

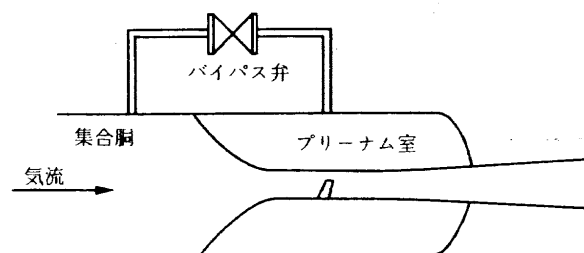


図2 静圧増加型

測定部に導き静圧を上昇させて動圧を減少する方法である。この方式は欧米で AFC 実験に採用された例があるが、フラッタ停止の応答レスポンスが遅いといわれている。図 3 に示す集合胴とプリナム室をつなぐバイパス弁断面積(A_v)と圧力(風洞内圧 P_0 、風洞静圧 P_T)の時間変化との計算結果では、開度面積が 3m^2 のバイパス弁を用いても静圧増加に 1.5~2 秒以上かかりフラッタ現象による模型破壊を事前に防止するには、応答レスポンスに問題があると考えられる。さらに、本方式を採用するためには、大掛かりな改造となるだけでなく、気流特性への影響も心配である。

3) 動圧減少型

動圧減少の方法には図 4 の後立法と図 5 の前立法(NAL 式フラッタ緊急停止装置)がある。図 4 の後立法は、フラッタ供試模型の後に緊急停止板を立てて模型周りの動圧を減少させる方法で、模型に対して気流の乱れが小さく良い方法である。しかし、気流に逆らって緊急停止板を立てるには非常に大きな力を必要とし、応答レスポンスに問題が生じると考えられる。

図 5 は NAL 式フラッタ緊急停止装置を示す。本方式はフラッタ供試模型の前に緊急停止板を立てる方法で、気流の動圧を利用して緊急停止板を立ち上げて直接模型の動圧を下げ、フラッタを停止させる方法である。低速範囲の試験では応答レスポンスも早く有用な方法であったが、高速範囲においては緊急停止板後流の気流の乱れが予想され供試模型がこの乱れによって変形し、破壊することが考えられ心配である。この緊急停止板後流の気流の乱れについて問題がないことを確認すれば、低速範囲で採用した NAL 式フラッタ緊急停止装置は高速範囲に於いても AFC 実験のフラッタ緊急停止装置として応答レスポンスの早い最も良い方法となる。

3. NAL 式遷音速フラッタ緊急停止装置の特性試験

3-1 緊急停止予備実験装置の概要

AFC 実験を効率よく行なうには、模型にフラッタを起こさせても、模型を破壊に至らせないで緊急にフラッタを停止できることが重要である。そこで、低速風洞試験で採用した NAL 式フラッタ緊急停止装置を $2\text{m} \times 2\text{m}$ 遷音速風洞に適用するために、当所の遷音速パイロット風洞を用い、NAL フラッタ緊急停止装置の予備実験を実施した。

予備実験に使用した遷音速パイロット風洞(図 6)は、測定部が $0.18\text{m} \times 0.18\text{m}$ でノズルブロックを交換することにより一様流マッハ数 $M_\infty = 0.2 \sim 1.4$ を実現する。

図 7 は遷音速パイロット風洞に設置した NAL 式フラッタ緊急停止装置の概要を示す。予備実験に使用したフラッタ緊急停止装置は図 8 に示すように実験用側壁柱($0.45\text{m} \times 0.44\text{m}$)を製作してこれに開口比 20% の実験用側壁(0.45m

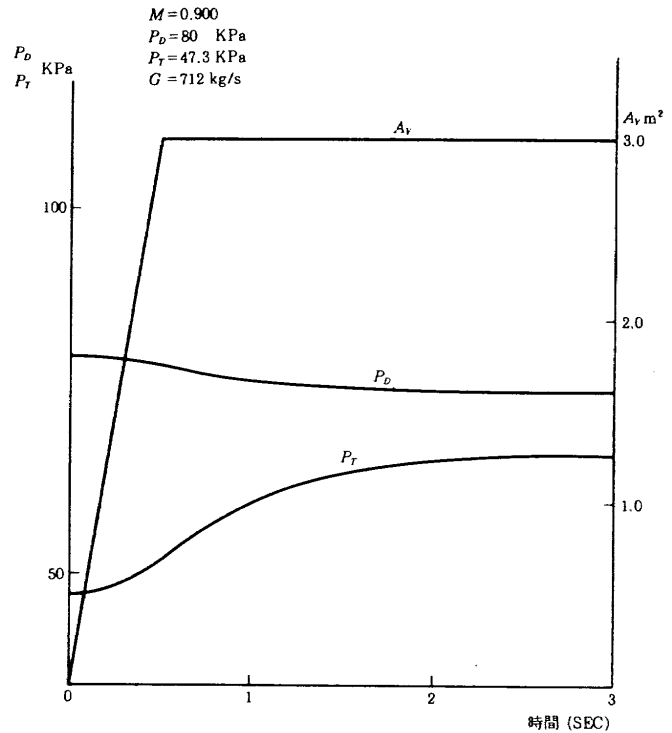


図 3 圧力・バイパス弁断面積と時間変化値

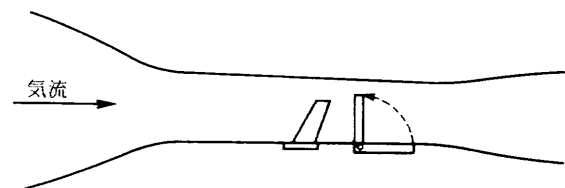


図 4 動圧減少型(後立法)

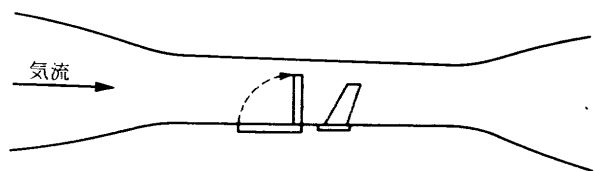


図 5 NAL 式動圧減少型(前立法)

$\times 0.18\text{m}$)を設け、フラッタ緊急停止板、緊急停止板駆動機構、フラッタ供試模型取付座、緊急停止板開閉検出用ポテンショメータを取付けた。実験用側壁を写真 1、写真 2 に示す。

製作したフラッタ緊急停止板の寸法は本風洞への適用を考慮し、横(気流方向長さ) $0.120\text{m} \times$ 縦 0.036m とし、停止板後流の乱れを小さくするために緊急停止板は多孔とした。フラッタの発生しない時は測定部側壁の一部を構成する構造とした。予備実験では緊急停止板開口比の影響を明らかにするために緊急停止板の開口比を 20%、30% および 40% の 3 種を製作し、実施した。フラッタ供試模型の上流側に取り付けられた緊急停止板はプリナム室の外部から手で立上げと収納が行なえる。駆動機構のストッパ位置を設定することにより緊急停止板の立上げ開度を $0^\circ \sim 90^\circ$ の

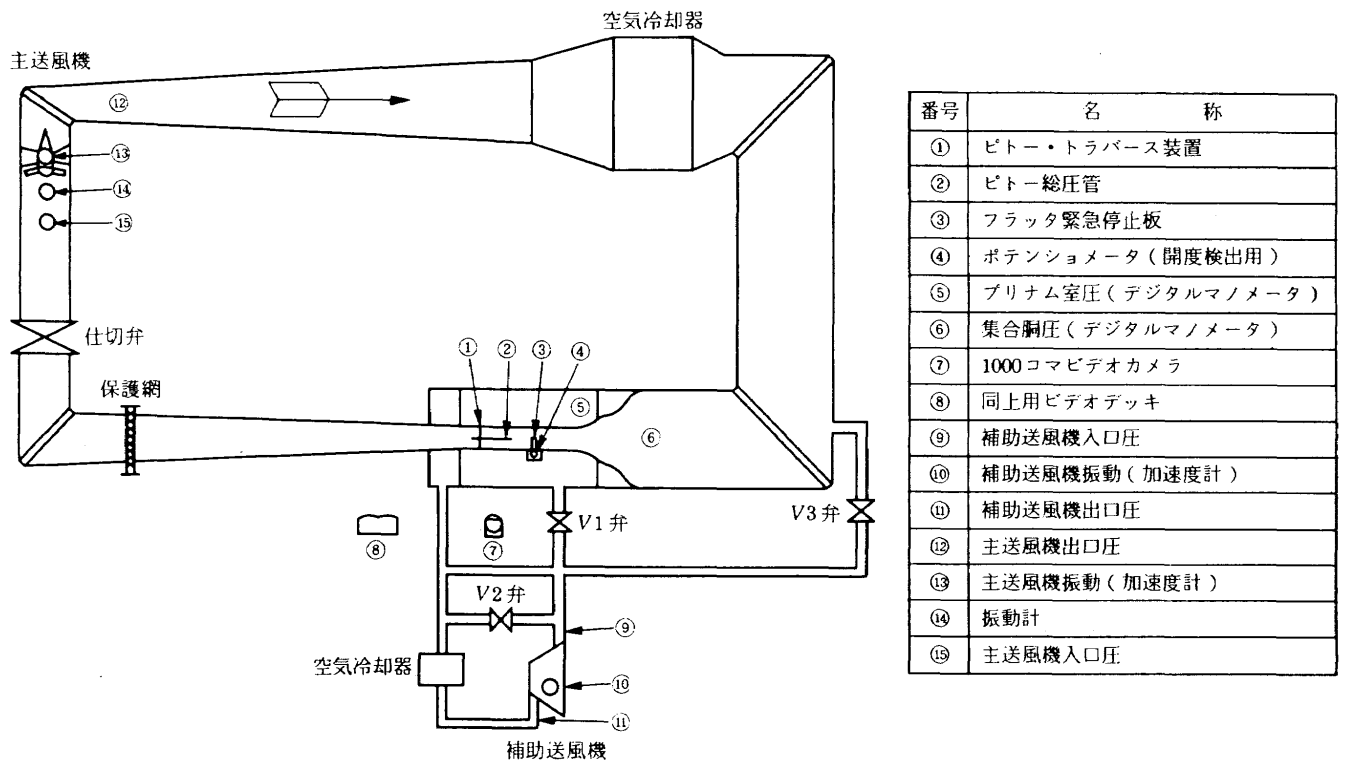


図6 遷音速パイロット風洞と機器の配置図

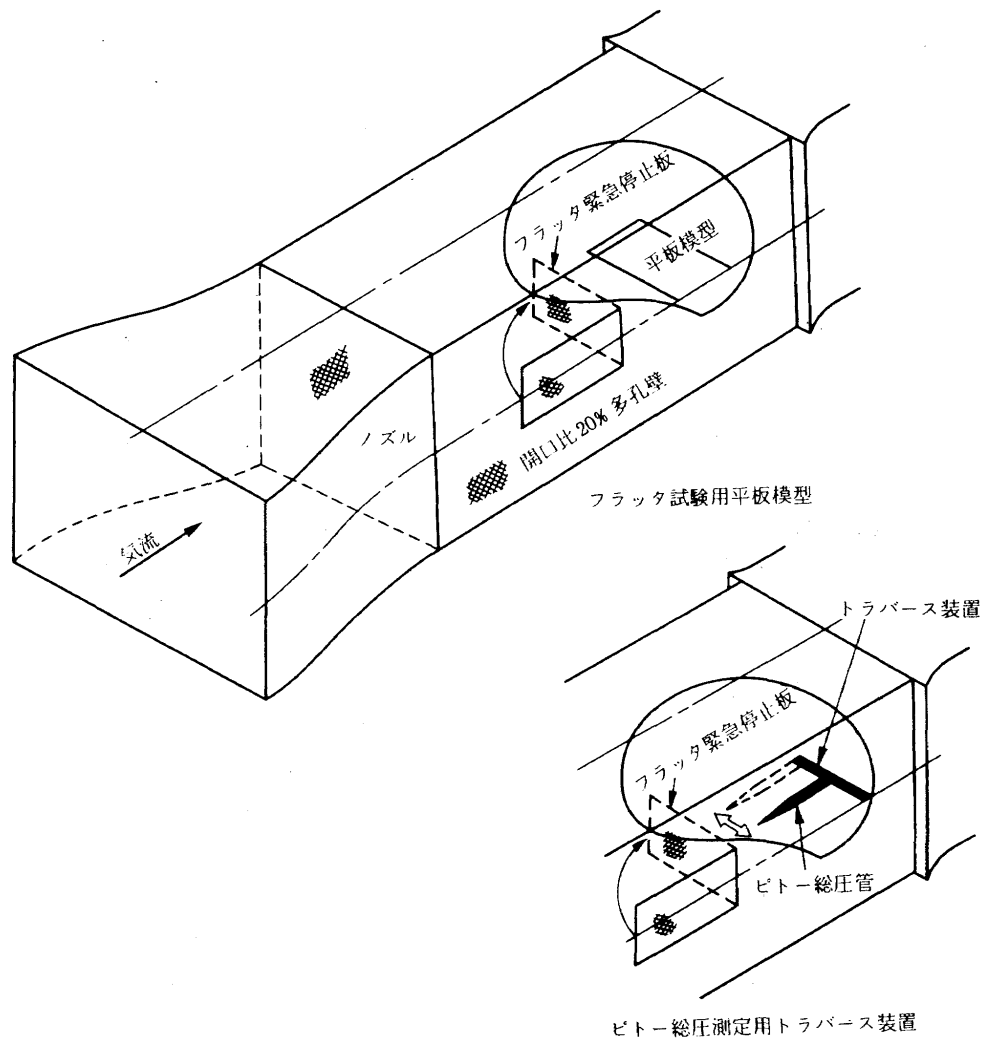


図7 NAL式フラッタ緊急停止装置

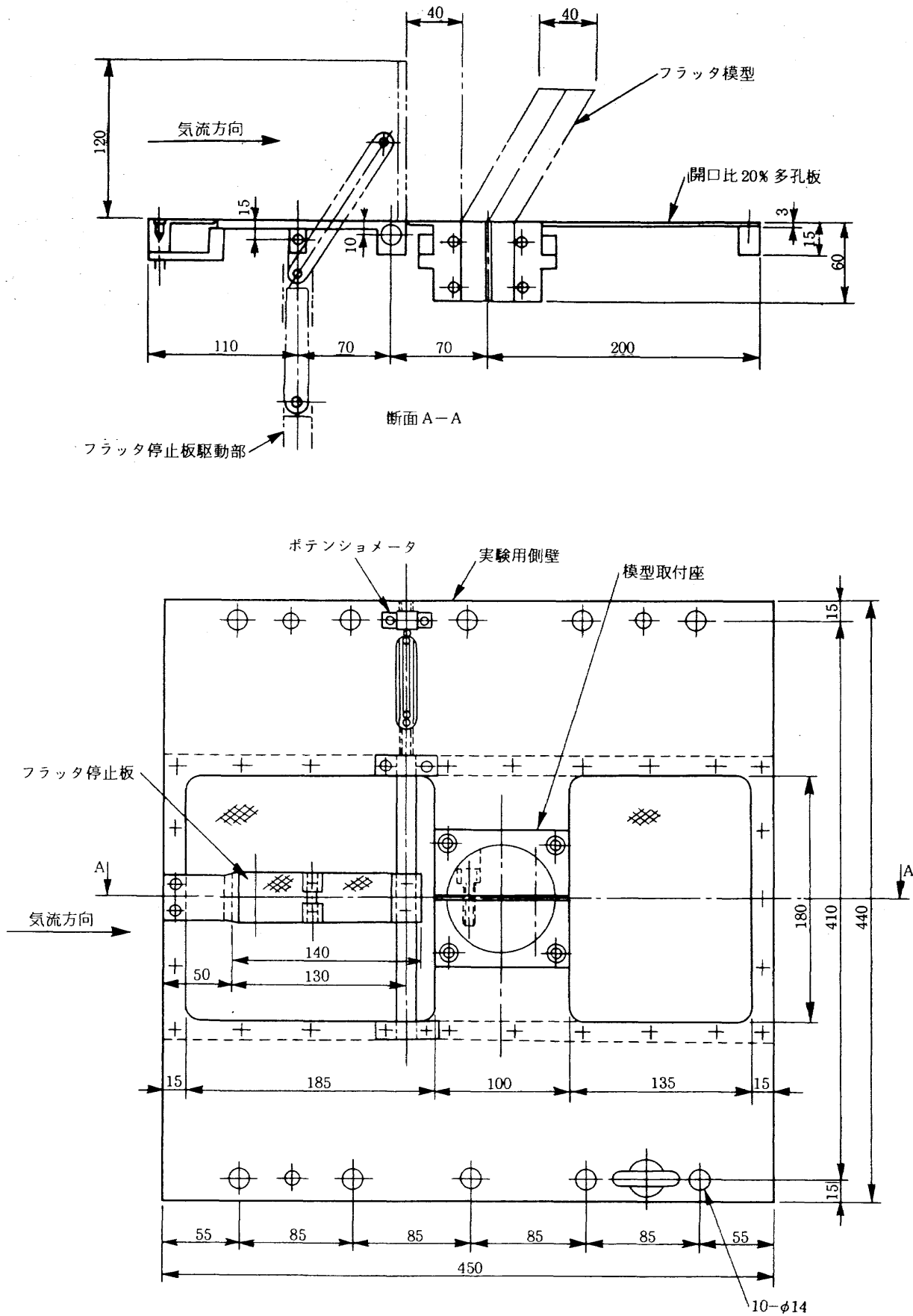


図8 NAL式遷音速フラッタ緊急停止予備試験装置の側壁

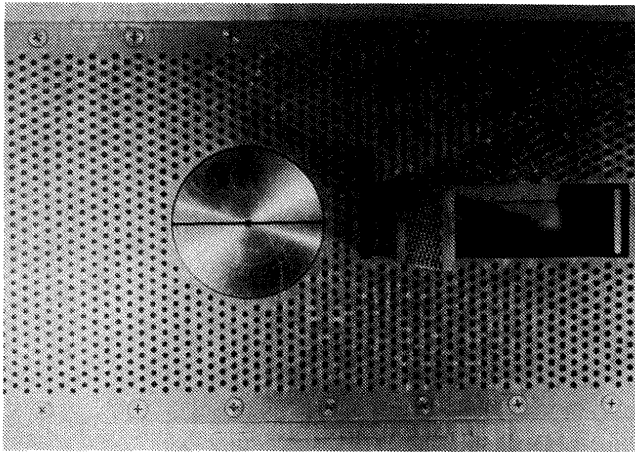


写真1 実験用側壁の表面

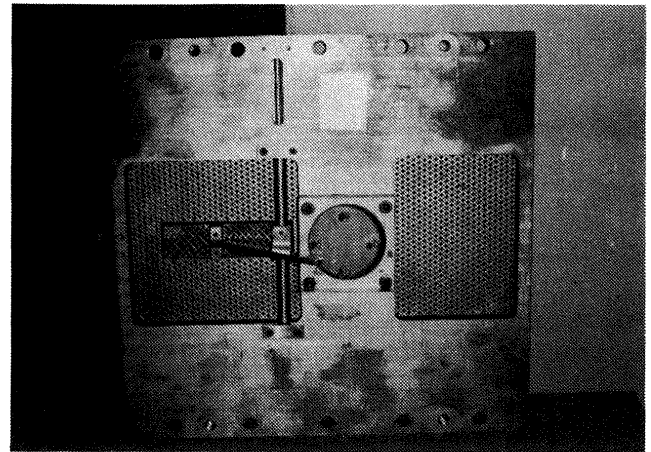


写真2 実験用側壁の裏面

任意に設定することが出来る。フラッタ供試模型を取り付ける取付座は緊急停止板後流(60mm)壁面に設けた。また、緊急停止板には開度位置を確認するため開度発信用ポテンシオメータを設けた。更に、風洞測定部後流の拡散胴には模型飛散防止用の防御網を設置した。

実験では右側の観測用ガラス窓を利用して、高速ビデオカメラを設置し、フラッタ供試模型のフラッタ現象、緊急停止板等の動作をビデオ撮影した。

3-2 特性試験の概要

前出の図6及び図7には風洞の機器の配置及びピトー総圧測定用トラバース装置について示した。

特性試験は、無風時におけるフラッタ緊急停止板③の作動状況および開度発信用ポテンシオメータ④の出力を確認した後、通風してフラッタ緊急停止板収納時の気流特性、フラッタ緊急停止板立上げ時の各部状態量の計測を実施した。マッハ数は集合胴圧⑥とプリナム室圧⑤を絶対圧計及び差圧計で測定し、パーソナルコンピュータでリアルタイム演算し、デジタル表示した。主送風機の圧力比は主送風機入口圧⑩及び主送風機出口圧⑪を測定し求めた。また、補助送風機の圧力比は補助送風機入口圧⑨及び補助送風機出口圧⑫を測定して求めた。フラッタ緊急停止板の立上げ前の気流総圧及び立上げ後流の気流総圧はピトー総圧管②で測定を行なった。ピトー総圧の測定は既設のトラバース装置①にピトー総圧管を取り付け、左側の壁面からの距離を設定し、各位置での総圧変化を測定した。

特性試験のパラメータ、計測項目及び計測機器は次の通りである。

1) 実験パラメータ

- a) マッハ数 $M_\infty = 0.2 \sim 1.2$ (約0.2ピッチ)
- b) フラッタ緊急停止板開口比 20%, 30% 及び 40%

2) 計測項目

- a) フラッタ緊急停止板立上げ前及び後の総圧
- b) 主送風機圧力比

- c) 補助送風機圧力比
- d) 主送風機第1軸受の振動
- e) 補助送風機出口側軸受の振動
- f) フラッタ緊急停止板後流の乱れ
- g) フラッタ緊急停止板開度

3) 計測機器

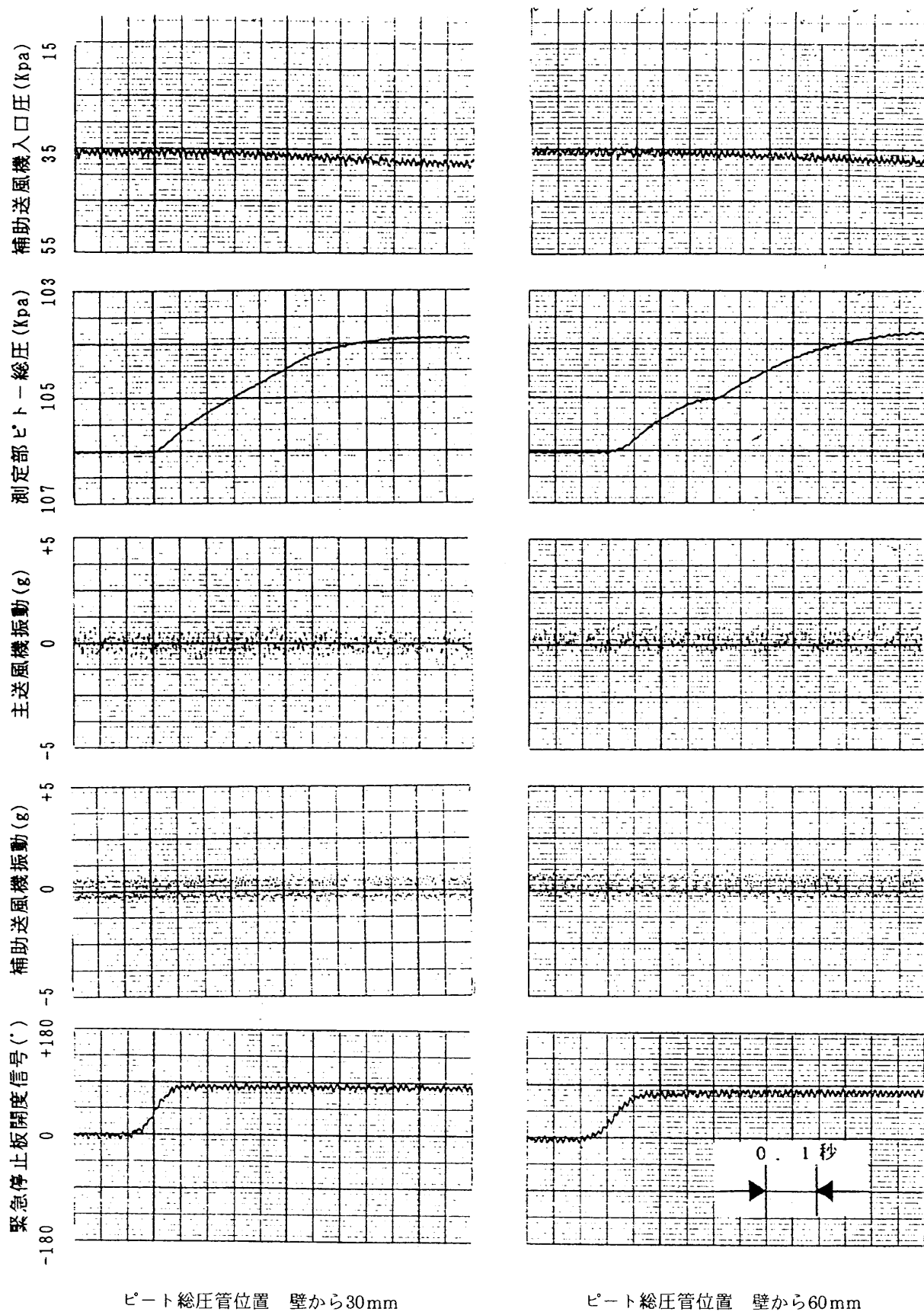
使用した計測装置は次のとおりである。

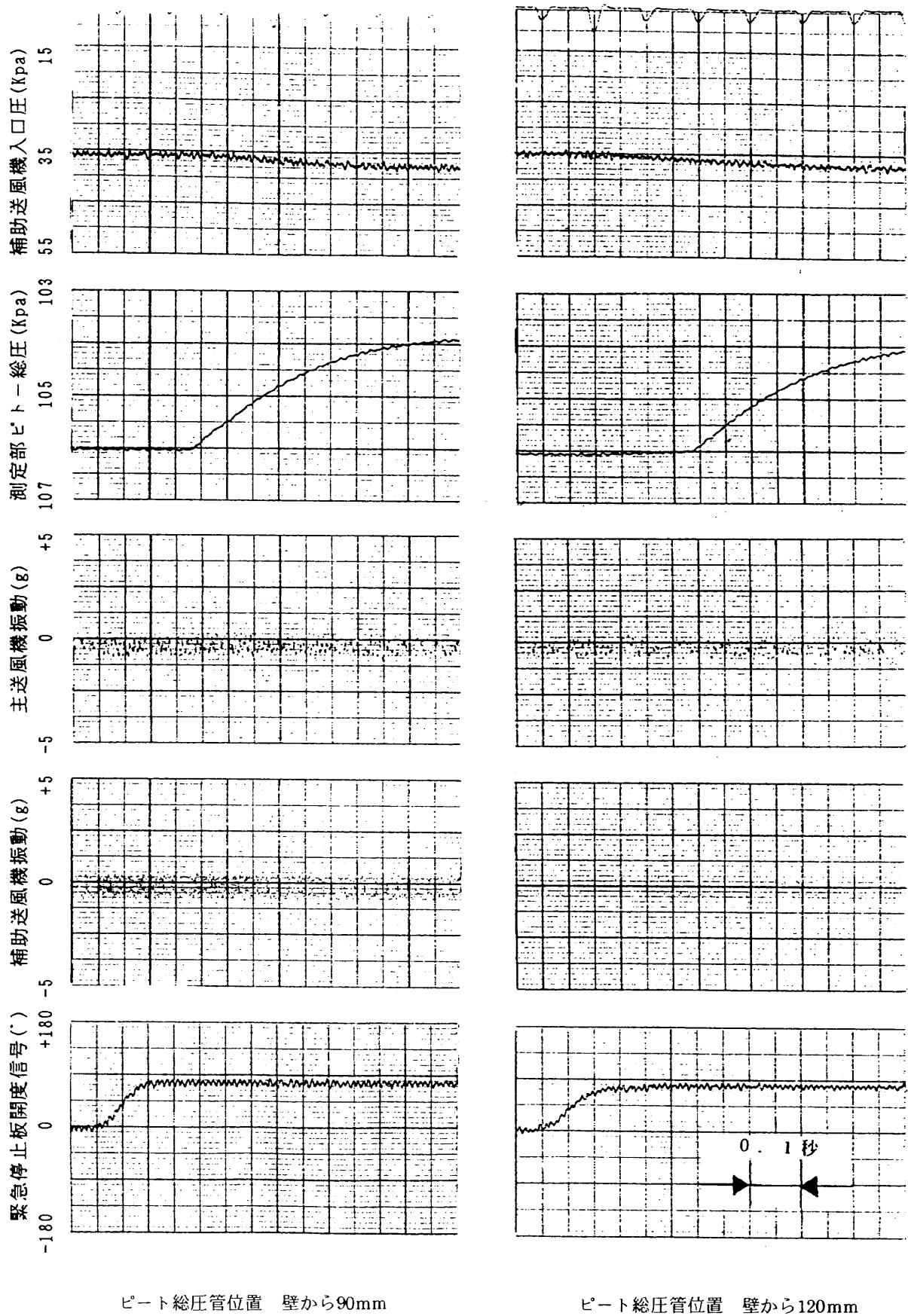
- a) 圧力及び気流計測
圧力変換器及びスキューバルブ。
- b) 振動計測
高感度加速度計及び携帯型振動計。
- c) 開度計測
ポテンションメータ。
- d) 記録(監視)装置
ペンレコーダ、データレコーダ、高速ビデオカメラ及びプリンター。
- e) 解析装置
パーソナルコンピュータ及びFFTアナライザ。
- f) マッハ数及び動圧計測
パーソナルコンピュータ。

3-3 装置の特性試験結果

1) フラッタ緊急停止板後流の総圧変化

緊急停止板立上げ時の後流の総圧変化の測定はマッハ数 0.85から1.05の範囲について行なった。図9に緊急停止板の立上げ時の各信号の時間履歴を示す。測定の結果をみると、マッハ数による影響は顕著ではないので、ここでは $M = 1.05$ の場合について述べる。緊急停止板は作動開始後約 0.1秒で立上げられる。緊急停止板後流の総圧変化は、ピトー総圧管位置が30mmと60mmでは緊急停止板立上げ開始後0.05秒後に圧力変化が始り約0.5秒で終了するのに対し、90mmの位置では緊急停止板が立上ってから約0.1秒遅れて圧力変化が始り、約0.4秒で終了する。さらに、120mmの位置では緊急停止板が立上ってから約0.15秒

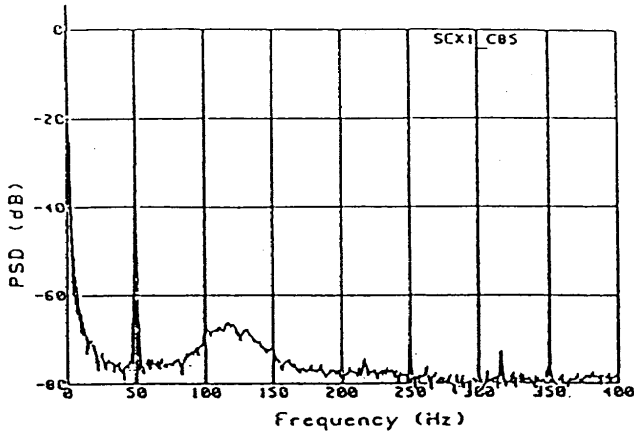
図 9(1) $M=1.05$ 緊急停止板の立上げ時の各信号の時間履歴

図 9(2) $M=1.05$ 緊急停止板の立上げ時の各信号の時間履歴

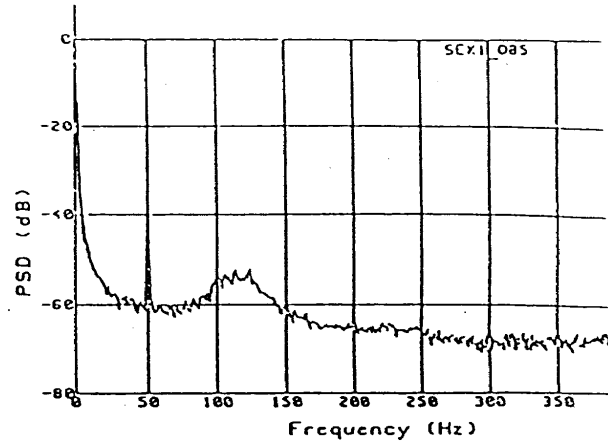
遅れて圧力変化が始り、約0.4秒で終了している。緊急停止板の立上げによる総圧変化は立上げ始めから総圧変化が終了するまで測定位置によって若干の違いがあるが0.4～0.6秒となった。緊急停止板後流の総圧の変化は、風洞内部気流の慣性により、緊急停止板の動きよりも緩やかであり、有害な圧力の激変はほとんどない。

2) フラッタ緊急停止板後流の気流変動

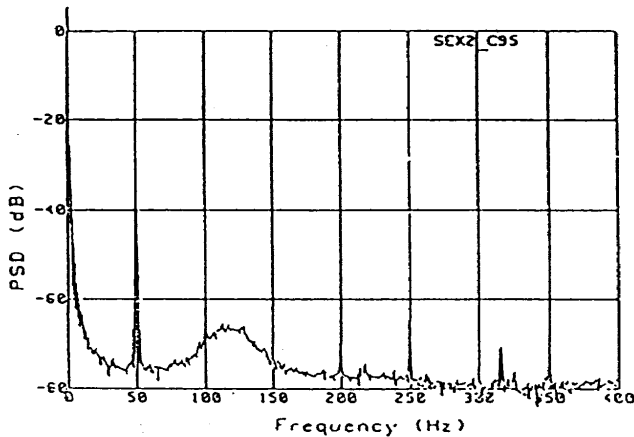
図10はピトー総圧測定位置が30mm, 60mm, 90mm, 120mm の場合のマッハ数の違いによる緊急停止板後流の気流総圧変動のパワースペクトル密度(PSD)を示す。図は開口比40%の緊急停止板立上げ前と後の気流総圧変動のパワースペクトル密度を比較したものである。緊急停止板立



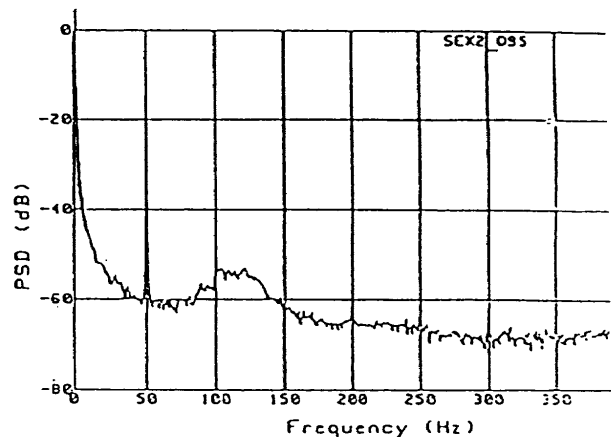
(a) $M=0.85$ 一様流



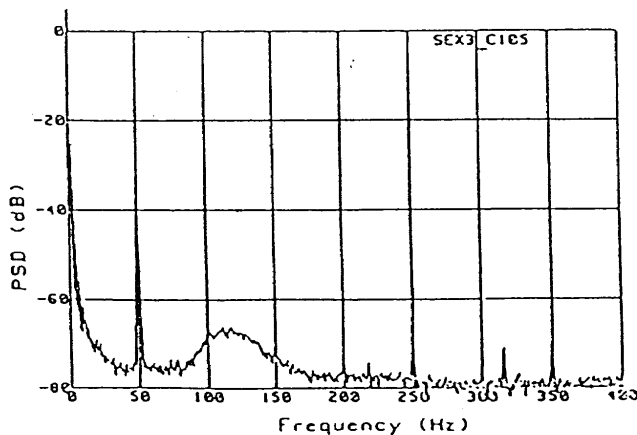
(a)' 緊急停止板後流



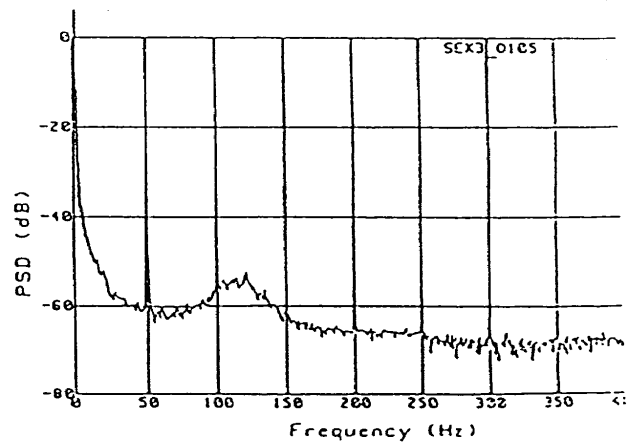
(b) $M=0.95$ 一様流



(b)' 緊急停止板後流

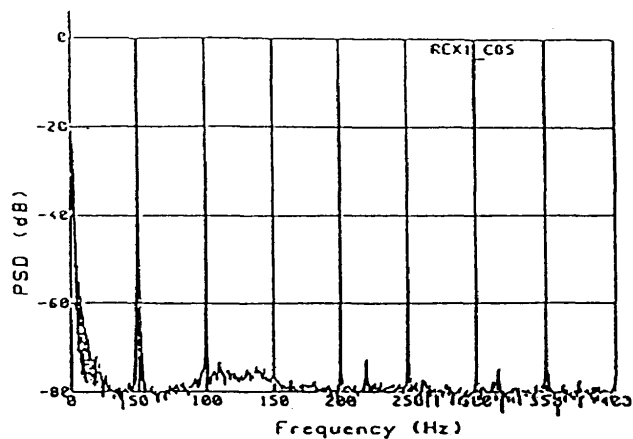
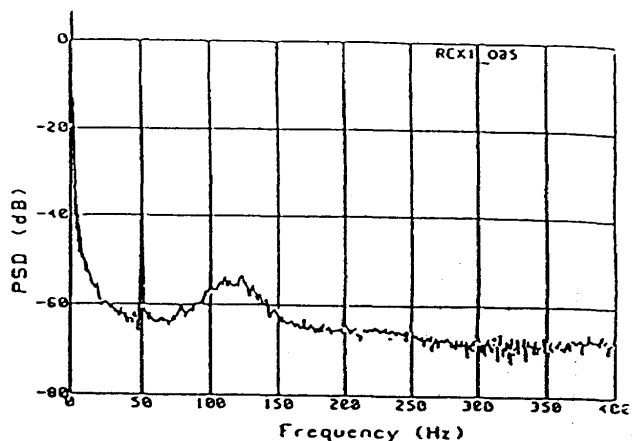


(c) $M=1.05$ 一様流

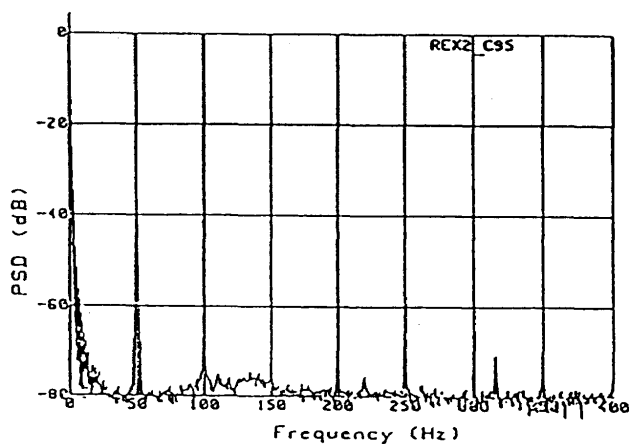
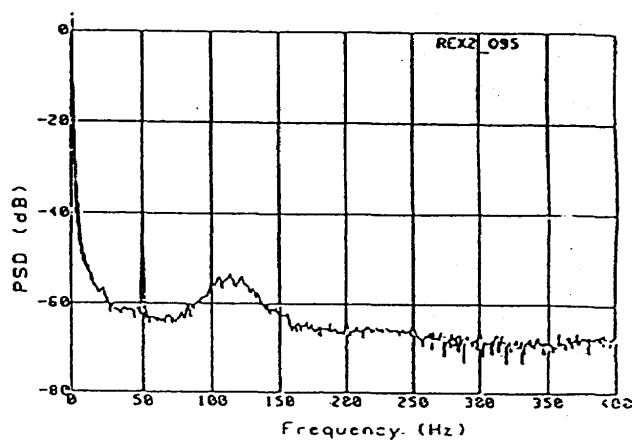


(c)' 緊急停止板後流

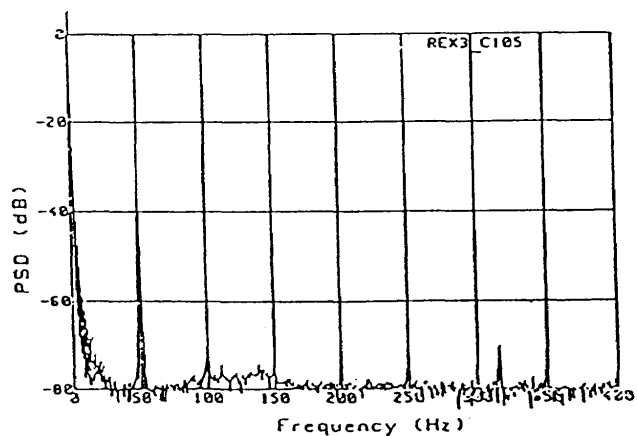
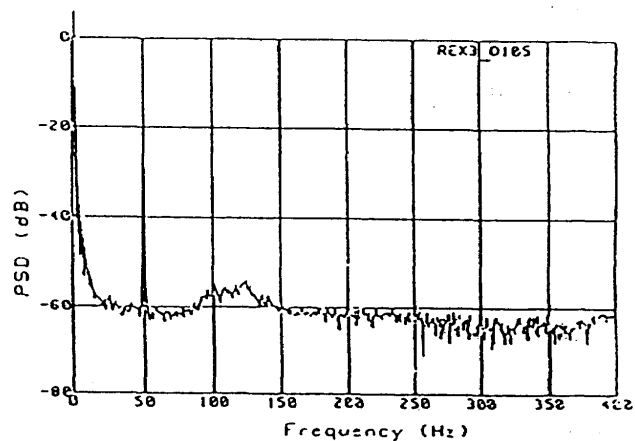
図10(1) 壁から30mm における緊急停止板立上げ前の一様流気流と緊急停止板後流の気流総圧変動の PSD の比較 (緊急停止板開口比40%)

(a) $M=0.85$ 一様流

(a)' 緊急停止板後流

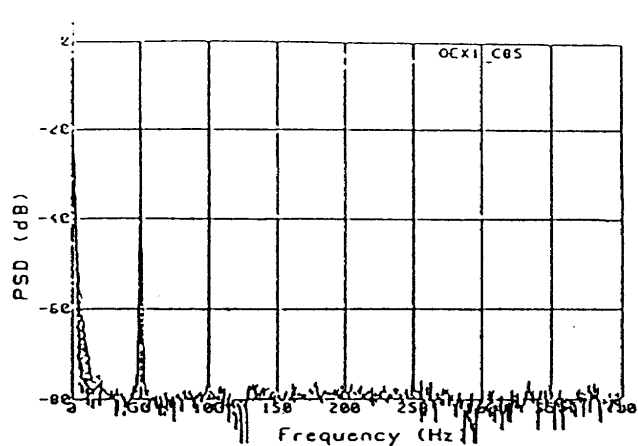
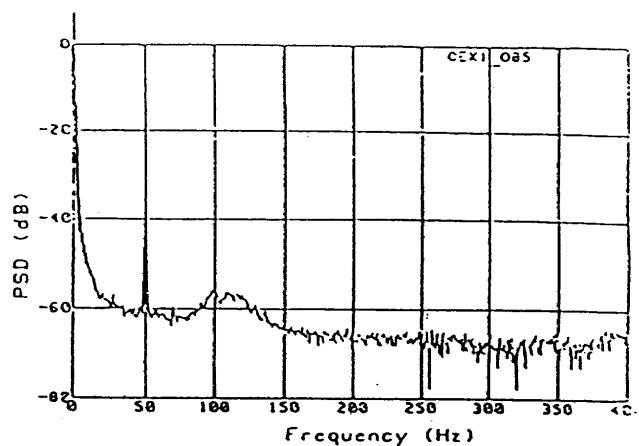
(b) $M=0.95$ 一様流

(b)' 緊急停止板後流

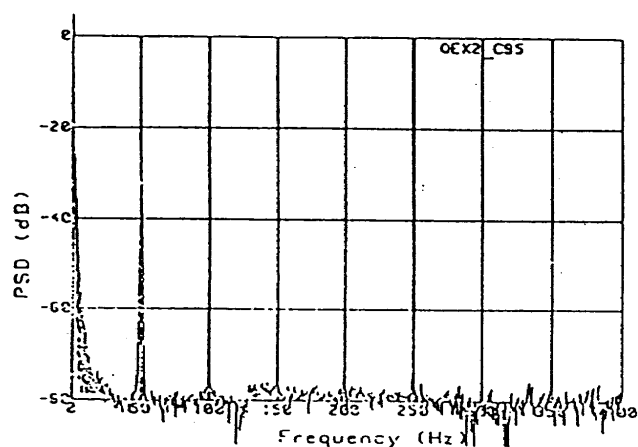
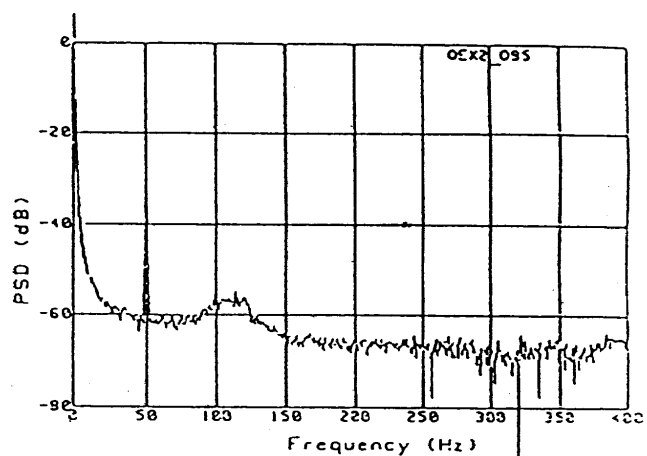
(c) $M=1.05$ 一様流

(c)' 緊急停止板後流

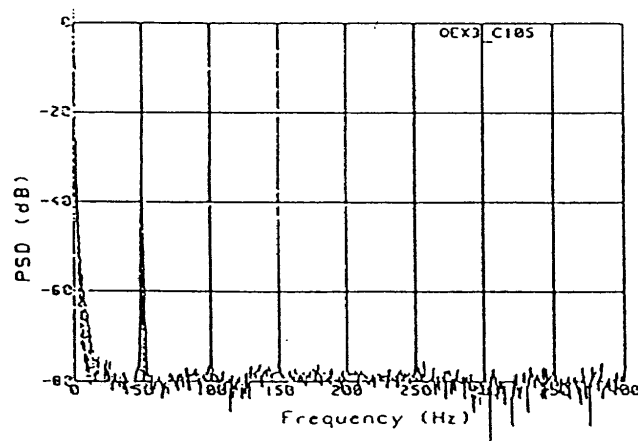
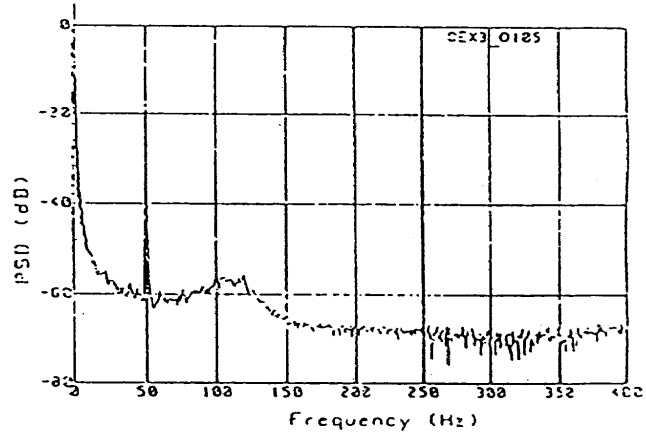
図10(2) 壁から60mmにおける緊急停止板立上げ前の一様流気流と緊急停止板後流の気流総圧変動のPSDの比較
(緊急停止板開口比40%)


 (a) $M=0.85$ 一様流


(a)' 緊急停止板後流

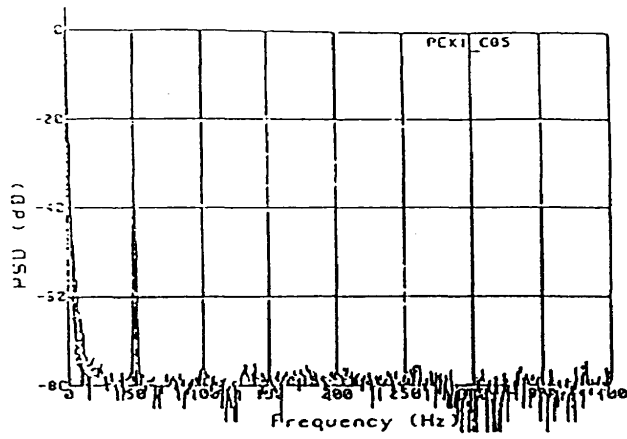
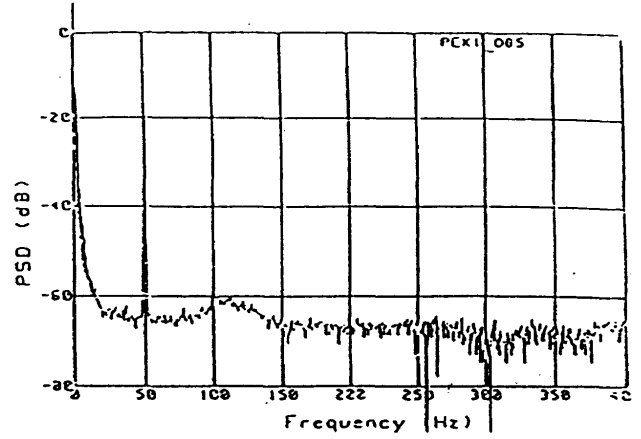

 (b) $M=0.95$ 一様流


(b)' 緊急停止板後流

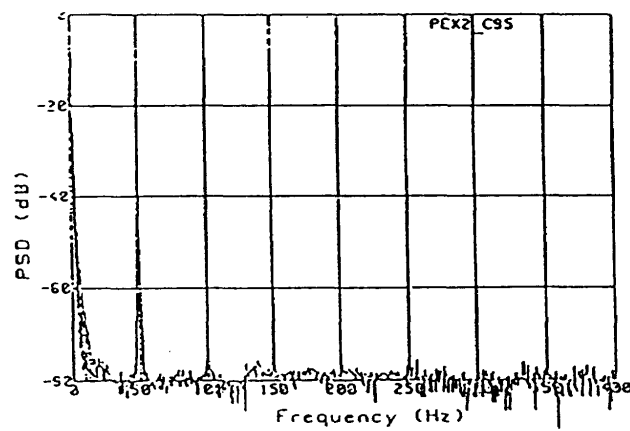
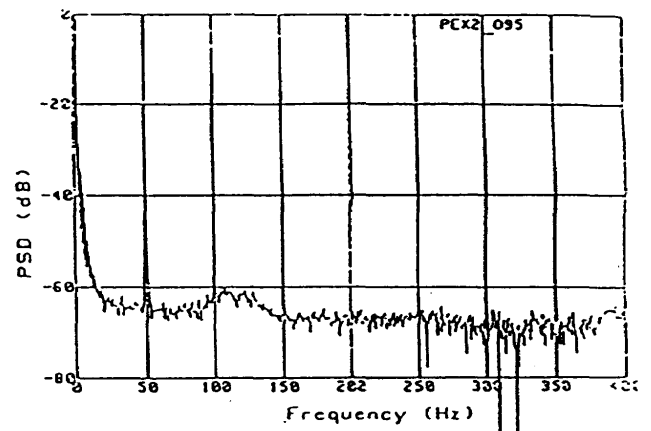

 (c) $M=1.05$ 一様流


(c)' 緊急停止板後流

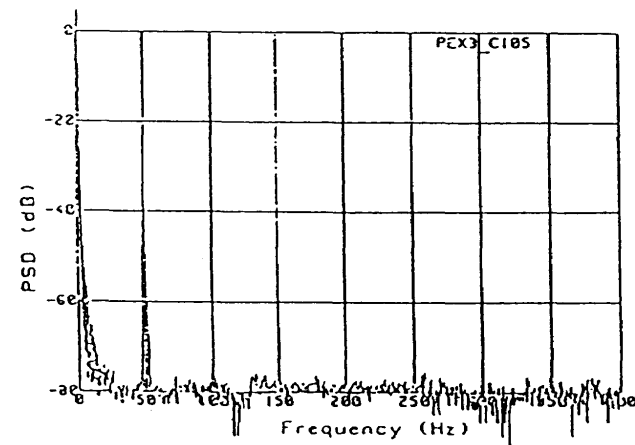
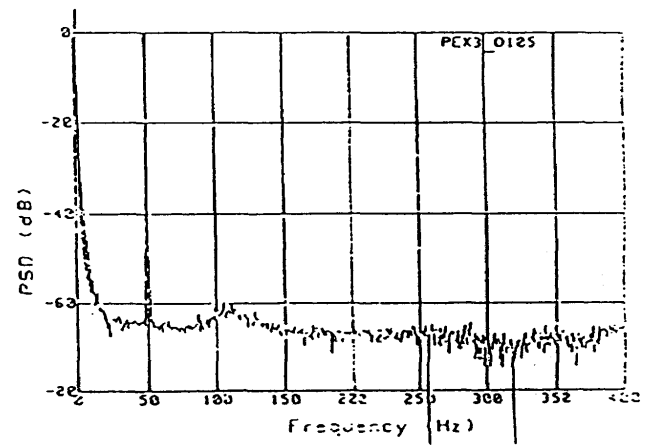
 図10(3) 壁から90mmにおける緊急停止板立上げ前の一様流気流と緊急停止板後流の気流総圧変動のPSDの比較
 (緊急停止板開口比40%)

(a) $M=0.85$ 一様流

(a)' 緊急停止板後流

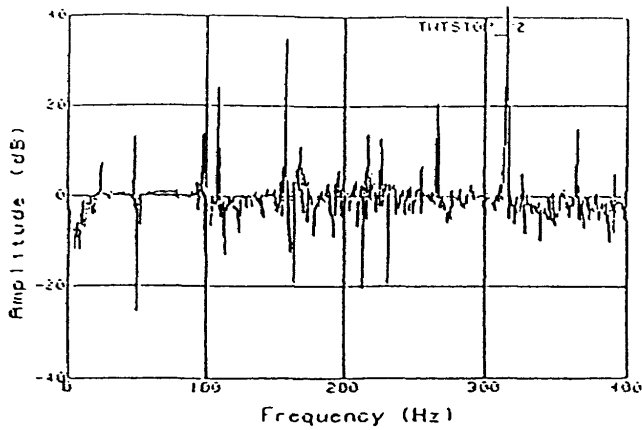
(b) $M=0.95$ 一様流

(b)' 緊急停止板後流

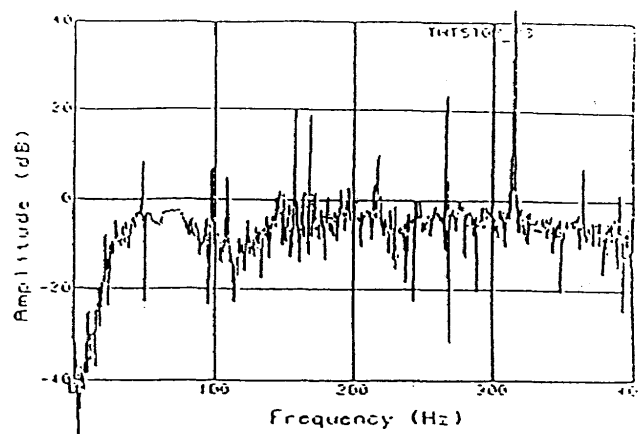
(c) $M=1.05$ 一様流

(c)' 緊急停止板後流

図10(4) 壁から120mmにおける緊急停止板立上げ前の一様流気流と緊急停止板後流の気流総圧変動のPSDの比較
(緊急停止板開口比40%)

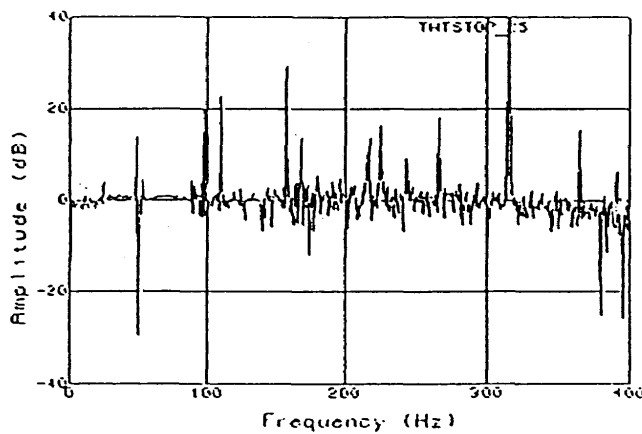


(a)－1 緊急停止板立上げ前

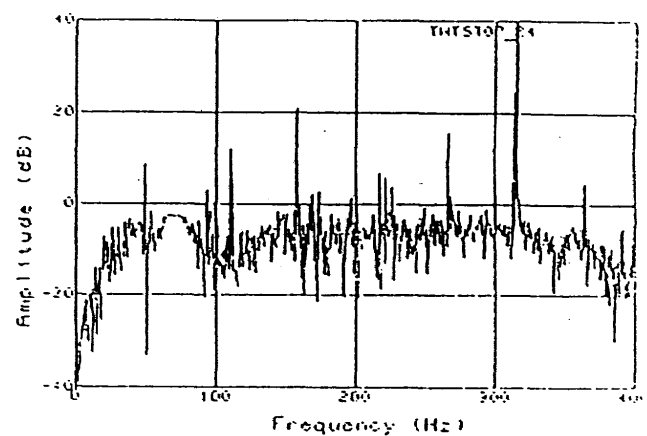


(a)－2 緊急停止板立上げ後

(a) ピトー管位置 30mm

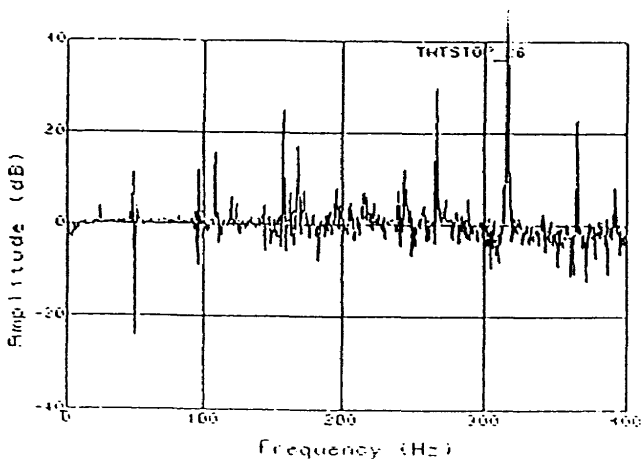


(b)－1 緊急停止板立上げ前

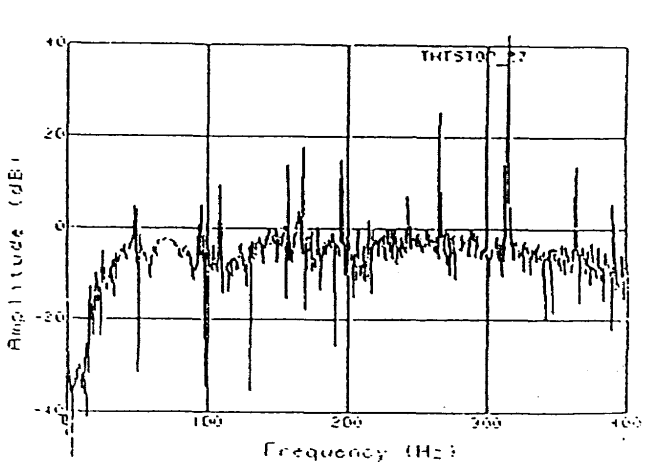


(b)－2 緊急停止立上げ後

(b) ピトー管位置 60mm



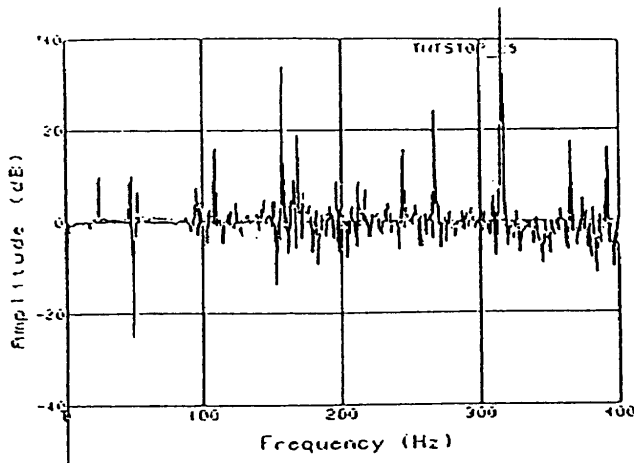
(c)－1 緊急停止板立上げ前



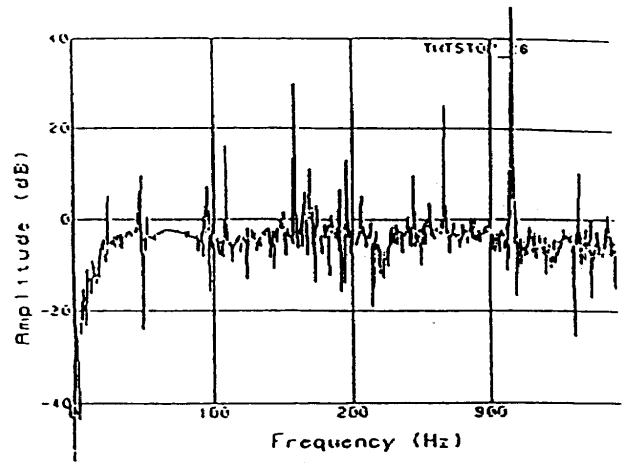
(c)－2 緊急停止板立上げ後

(c) ピトー管位置 90mm

 図11(1) 測定部気流変動と主送風機振動のクロススペクトル 緊急停止板開口比40% $M=1.05$

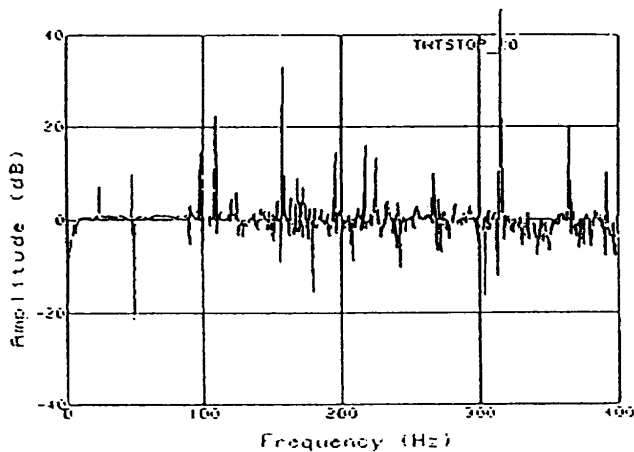


(d)-1 緊急停止板立上げ前

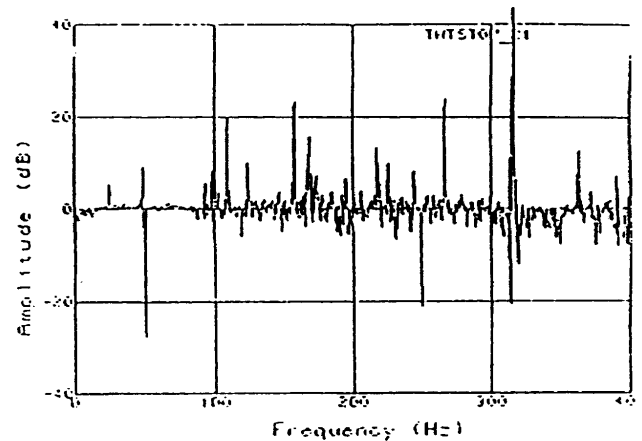


(d)-2 緊急停止板立上げ後

(d) ピトー管位置 120mm



(e)-1 緊急停止板立上げ前



(e)-2 緊急停止板立上げ後

(e) ピトー管位置 150mm

図11(2) 測定部気流変動と主送風機振動のクロススペクトル 緊急停止板開口比40% $M=1.05$

上げにより気流変動のパワースペクトルレベルは上昇するものの、立上げ前に比べてスペクトル分布に急激な変化はほとんどなく、マッハ数の違いによる変化も小さい。各測定値に50Hzのピーク値が存在するが、これは測定系に電源ノイズが重畳したものと考えられ、50Hzのピークを除いては顕著なピーク周波数は見られない。

3) 測定部気流変動と主送風機第1軸受振動との相関

図11は、マッハ数1.05、緊急停止板開口比40%の測定部気流総圧変動と主送風機第1軸受振動とのクロススペクトルを示す。図のクロススペクトルでは緊急停止板立上げによる気流の変動と主送風機第1軸受振動との特別な相関は現れていない。前述の図9の時間履歴においても緊急停止板立上げによる主送風機第1軸受振動に変動は見られない。

4) 測定部気流変動と補助送風機出口側軸受振動との相関

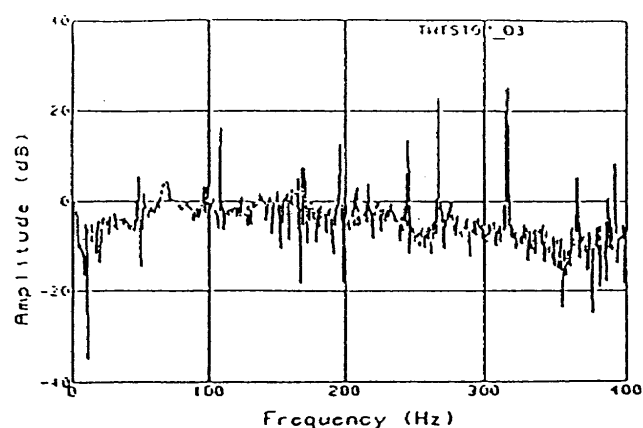
図9及び図12(ピトー位置90mm、緊急停止板開口比40%の測定部気流変動と補助送風機出口側軸受振動とのクロススペクトル)より、緊急停止板立上げによる測定部気流の変動と補助送風機出口側軸受振動に相関は全く観察されない。

5) 緊急停止板の抵抗と主送風機圧力比の関係

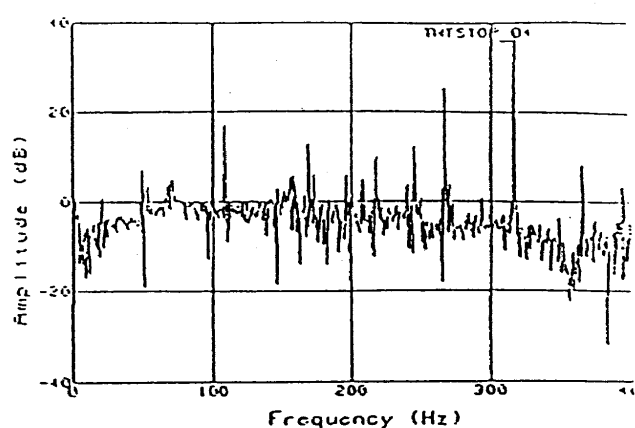
緊急停止板立上げにより、風洞測定部の風路抵抗が増大するため、マッハ数が低下し、主送風機の圧力比は上昇する。図13(a)はその結果を示す。尚、緊急停止板の抵抗と主送風機の圧力比の関係については、5章にて詳述する。

6) 緊急停止板立上げと補助送風機圧力比の関係

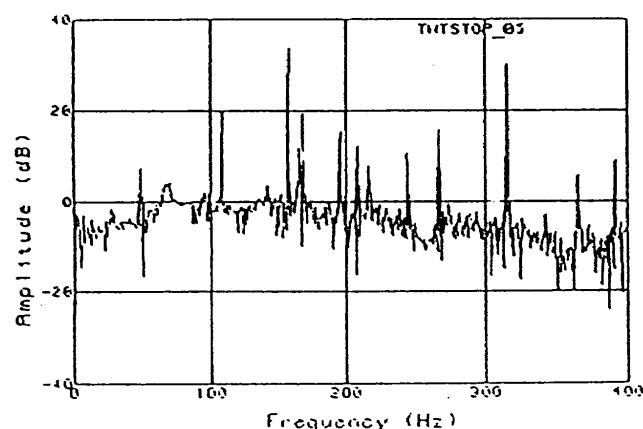
図13(b)は、緊急停止板立上げ前と後の補助送風機の圧力



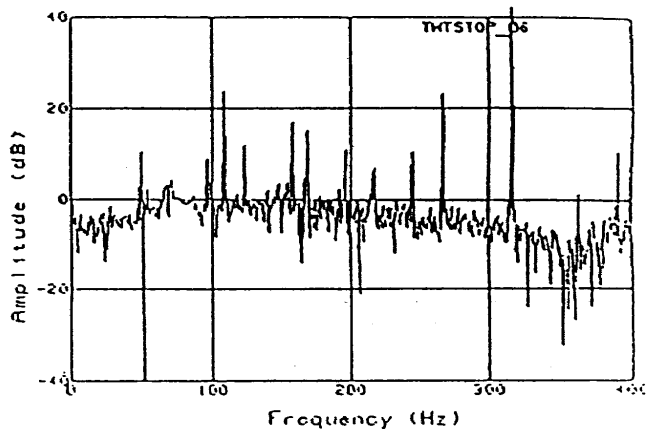
(a)-1 緊急停止板立上げ前



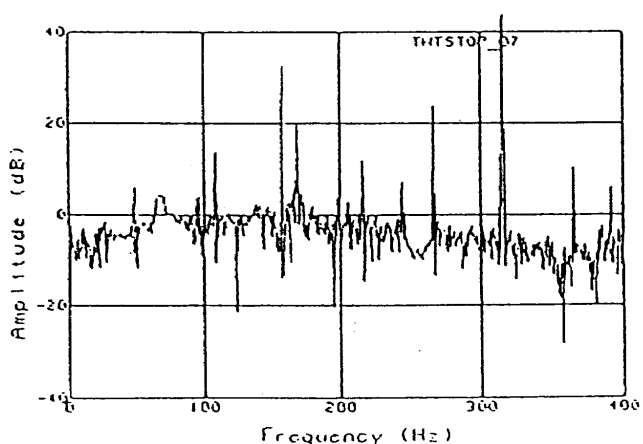
(a)-2 緊急停止板立上げ後

(a) $M=0.85$ ピトー管位置 90mm

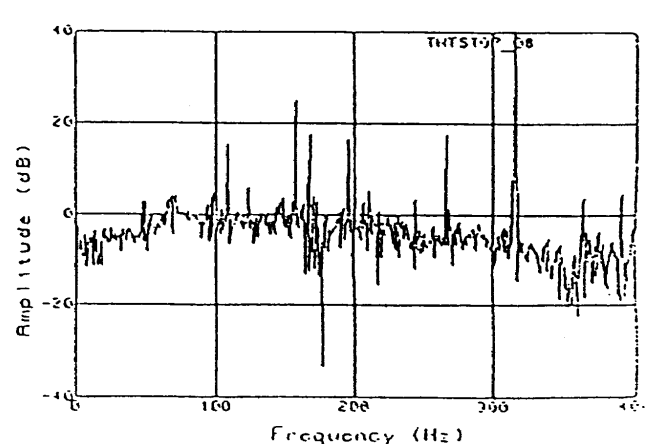
(b)-1 緊急停止板立上げ前



(b)-2 緊急停止板立上げ後

(b) $M=0.95$ ピトー管位置 90mm

(c)-1 緊急停止板立上げ前



(c)-2 緊急停止板立上げ後

(c) $M=1.05$ ピトー管位置 90mm

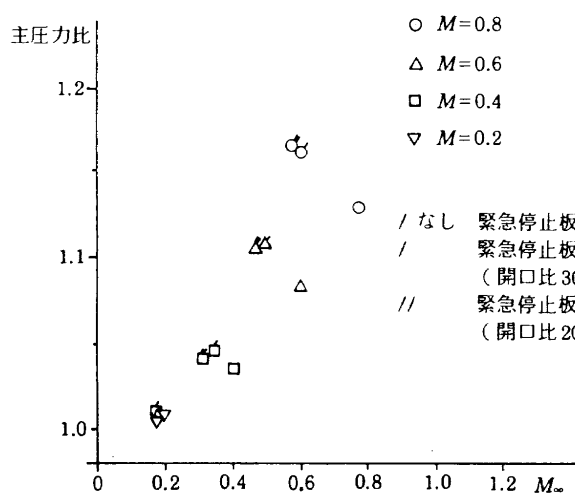
図12 測定部気流変動と補助送風機振動のクロススペクトル 緊急停止板開口比 40%

比の変化を示す。緊急停止板立上げにより風洞測定部のマッハ数が低下し、その結果として主風路の圧力は変化し、補助送風機系統の風路抵抗に影響を与える。この傾向は測定部のマッハ数が大きくなるほど顕著で、補助送風機の圧力比への影響が大きくなる（圧力比が低下する）。これは測定部のマッハ数が大きいほど緊急停止板立上げによるマッハ数の低下が著しい（主風路の圧力が大きく変化する）

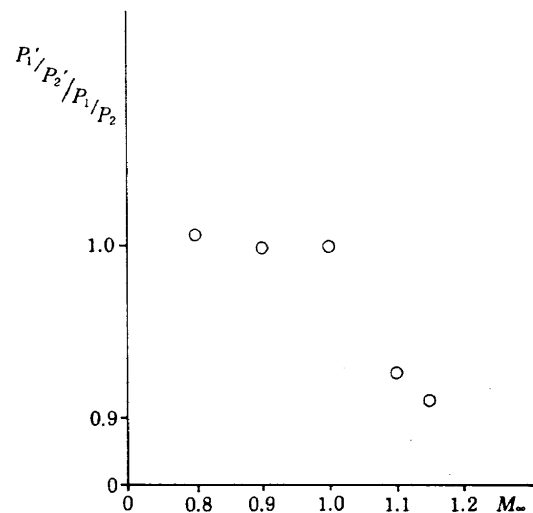
ためである。

7) 緊急停止板立上げと動圧の変化

図13(c), (d)は緊急停止板立上げによるマッハ数と動圧の変化を示す。図(c)にはマッハ数の低下量, 図(d)には動圧の低下量を示す。図中, ○印が開口比20%, △印が開口比30%の場合であるが試験結果には開口比の違いによる大きな変化はさほどない。

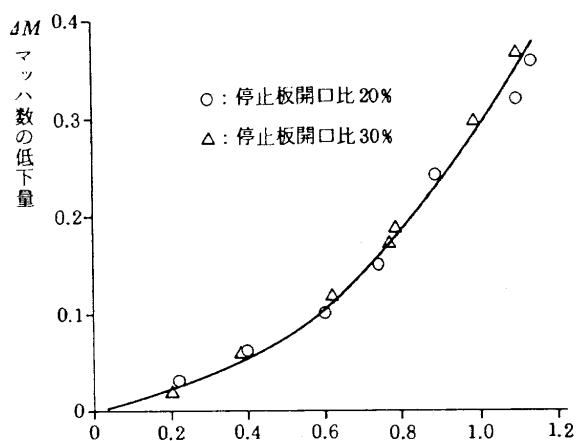


(a) 緊急停止板の主送風機圧力比への影響

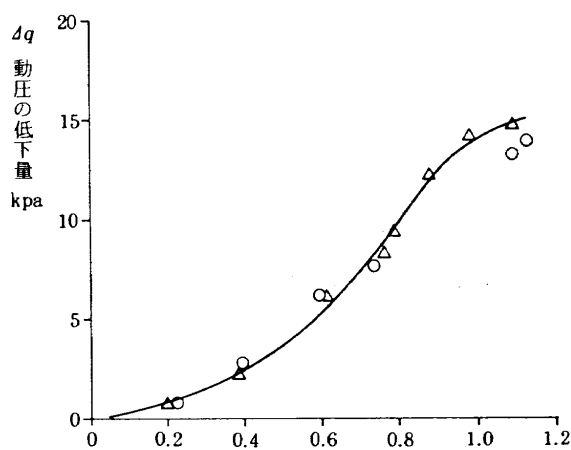


(b) 緊急停止板の補助送風機圧力比への影響

P_1/P_2 : 緊急停止板立上げ前の圧力比
 P_1'/P_2' : 緊急停止板立上げ後の圧力比



(c) マッハ数の低下量



(d) 動圧の低下量

図13 緊急停止板立上げによる圧力比, マッハ数, 動圧への影響

4. フラッタ緊急停止確認試験

4-1 供試模型

フラッタ緊急停止確認試験用のフラッタ供試翼模型は、片持ち平板翼の振動解析を行ない、矩形翼についての経験式を用いてフラッタ翼模型を設計製作した。図14は製作したフラッタ供試翼模型の平面形を示す。供試翼模型は、後退角が 30° で板厚1mm、翼弦長40mm、テーパ比1、アスペクト比2.5の片持ち平板翼で、前・後縁に丸みを付けたアルミ合金(2024-T3)製である。供試翼模型の翼面には振動応答を検出するために、50%翼弦上の翼根から20mmの位置の翼上下面に一組の歪ゲージ(KFC-5-C1-23)を貼り付けた。

供試翼模型の振動試験は、供試翼模型が小型軽量であるため供試体に接触する加振法では、付加質量の影響を受け易いため、音圧による非接触正弦波加振により行なった。翼は固定幅60mmのアルミ製ブロックに片持ち支持し翼幅の約70%位置にスピーカを近接し加振した。歪ゲージ貼付前の供試翼模型の固有振動数の測定は、渦電流型のギャップセンサー(AEC-1553T)を用い、振幅法により非接触で1次から2次までの固有振動数を求めた。3次の固有振動数は加振力が小さいため、振動を検出することが出来なかった。また、風洞に供試模型を取り付けた状態での固有振動数の測定は、供試翼模型にハンマーによりインパクトを与え、貼付した歪ゲージの信号をFFTアナライザ(B & K 2034)で、帯域幅400Hzまでのパワースペクトル密度(PSD)を解析し、無風時の1次と2次の固有振動数(分解能0.5Hz)を測定した。その結果を表1に示す。解析と振動試験の結果、供試翼模型の固有振動数はスピーカによる正弦波加振が最も低く、ハンマーによりインパクトを与えた場合と設計時の平板翼の解析に近い結果となった。

4-2 フラッタ緊急停止確認試験

フラッタ緊急停止の確認試験は、主送風機単独でマッハ数を無風から $M=0.65$ まで上げた後、補助送風機を併用してマッハ数を0.7、0.75、0.8と0.05ずつ段階的に上げ、マッハ数0.81以上は微増させながら進めた。試験はFFTアナライザを用い、帯域幅が400Hzでアンサンブル平均30回のアベレージング設定で、供試翼模型の不規則応答を測定し、パワースペクトル密度を解析しながら進めた。図15(a)~(g)にそのパワースペクトル密度を示す。図よりマッハ数が低い速度範囲においては気流による供試翼模型の不規則励振が弱く、2次の振動モードは明確でない。しかし、マッハ数 $M=0.8$ 付近から1次と2次の2つのモードが接近して現れ、 $M=0.81$ ではフラッタの発生が近いことを示している。観測窓からの観察では、マッハ数0.81では供試翼模型の翼端の全振幅は1mm以下の微動であった。フラッ

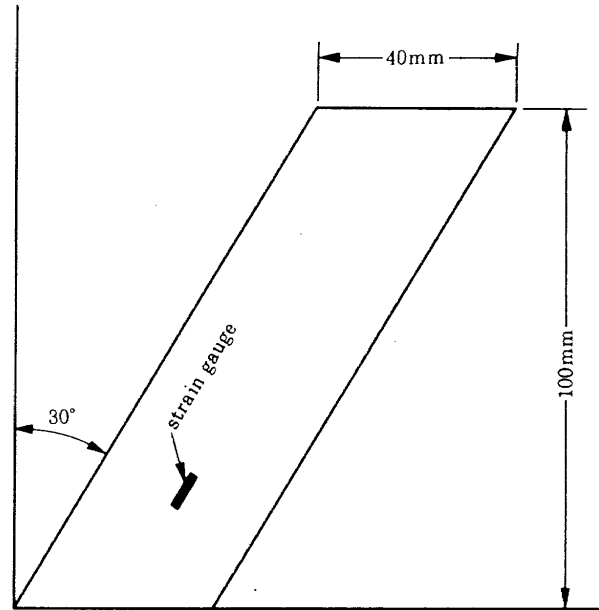


図14 フラッタ翼模型

表1 翼の固有振動

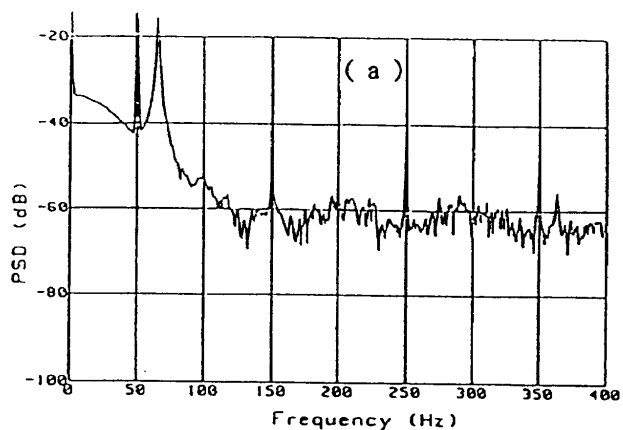
単位(Hz)

モード	解析	試験 (SINE)	試験 (IMPULSE)
1次	67.1	63.7	65.5
2次	376.4	345.7	363.5
3次	524.1	—	—

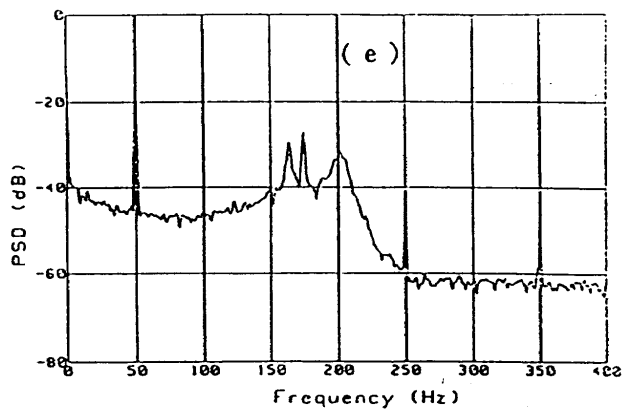
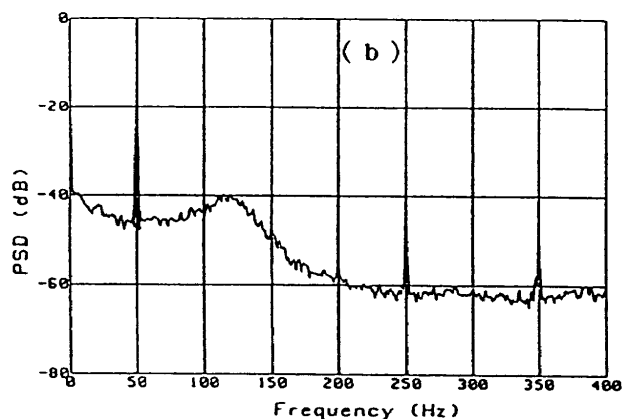
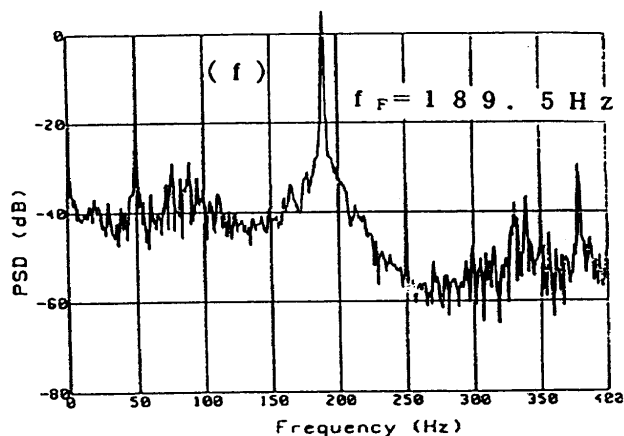
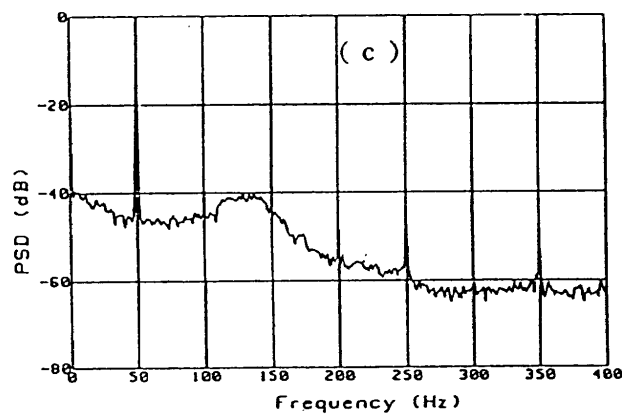
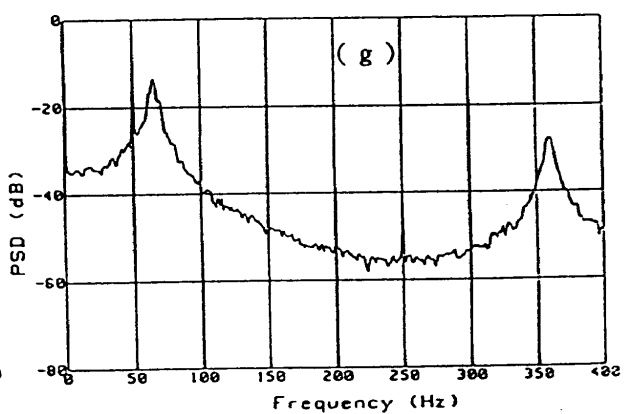
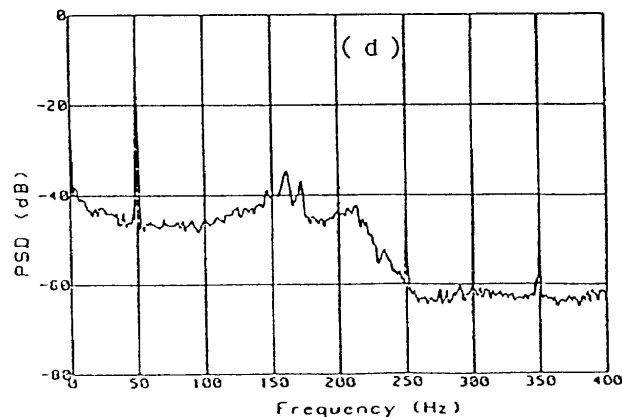
タはマッハ数 $M=0.826$ 、動圧 $q=26.11\text{KPa}$ で発生した。供試翼模型にフラッタが発生した後、緊急停止板を立上げフラッタの停止を確認した。発生したフラッタは翼端の前縁全振幅が約15mmの定振幅で、Wash Out型のフラッタであった。後述する高速ビデオカメラで撮影したフラッタ現象の記録及びアンサンブル平均8回のFFTアナライザで解析したパワースペクトル密度より、フラッタ・モードは1次と2次の2つのモードの連成であることが確認され、FFTアナライザの解析で供試翼模型のフラッタ振動数は、 $f_c=189.5\text{Hz}$ (分解能0.5Hz)であった。

4-3 高速ビデオカメラによるフラッタ観察

高速ビデオカメラを用いて、フラッタ発生と緊急停止板によるフラッタ停止の状況を撮影した。撮影速度は1000コマ/秒に設定した。高速ビデオカメラでの観察はフラッタ緊急停止板の動き、供試翼模型のフラッタ現象、フラッタ停止の様子等が同時記録できるので現象の解析に効果的であった。緊急停止板の立上がり開度が 80° の場合、立上げに要する時間は立上げ指令後84コマすなわち約0.084秒であり、供試翼模型のフラッタ現象の停止は33コマすなわち0.033秒と極めて短時間で停止することが判明した。また、その時のフラッタ振動の周波数は約190Hzである。



無風

 $M=0.81$  $M=0.7$  $M=0.826$  $M=0.75$  $M=0.665$  $M=0.8$

開口比40% 停止板立上げ後の翼の振動モード

図15 マッハ数 $M=0, 0.7 \sim 0.826$ の翼の PSD

5. 考 察

5-1 緊急停止板の主送風機への影響

緊急停止板の立上げは、風洞内風路抵抗の増加をもたらす主送風機の作動点を変化させる（サージ側に作動点が移動する）。ここでは、緊急停止板の主送風機への影響とその抵抗について考察する。

1) 主送風機への影響

模式図で緊急停止板を立上げた場合の主送風機の性能曲線を表せば、図16のように描くことができる。

風洞がある運転条件で作動中に、緊急停止板を立上げた場合の作動点は、送風機の性能曲線上で考えると、回転数一定で抵抗曲線 A1 上の①から抵抗曲線 A2 上の②に移動する。この時の送風機吸込流量の変化は次のように考えることが出来る。

一般に等エントロピーの状態で面積 A を通る質量流量は $G = \rho u A$ で表されるので、

$$G = A \cdot \rho_0 \cdot \frac{\rho}{\rho_0} \cdot u, \quad u = M \cdot a,$$

$a = (\kappa p / \rho)^{1/2}$ を代入して整理すれば、

$$G = \rho_0 \cdot M \cdot \left(\frac{\kappa p_0}{\rho_0} \right)^{1/2} \cdot \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{1/2} \cdot \left(\frac{p}{p_0} \right)^{1/2} \cdot A \quad (1)$$

ここで、集合胴状態を添字 0 で表すことにすると、

$$\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{1/2} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\kappa}{2(\kappa - 1)}}$$

$$\left(\frac{p}{p_0} \right)^{1/2} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right)^{-\frac{1}{2(\kappa - 1)}}$$

上式を(1)式に代入して整理すれば、

$$G = \frac{\rho_0 \cdot M \cdot \left(\frac{\kappa p_0}{\rho_0} \right)^{1/2}}{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}}} \cdot A$$

と表される。

図 6 の風洞流路より主送風機の入口と出口の空気密度を ρ_{15} , ρ_{12} とし、送風機出口から集合胴まで熱の出入りが無いと仮定すれば $\rho_6 = \rho_{12}$ であり、体積流量は、

$$Q = \frac{G}{\rho_{15}} = \frac{G}{\rho_6} \cdot \frac{\rho_6}{\rho_{15}}$$

ここで、圧力比を $\pi = \rho_{12} / \rho_{15} = \rho_6 / \rho_{15}$ とすれば、一般式では、 $\rho_6 = \rho_0$ であるから次式で表される。

$$Q = \frac{\pi \cdot M \left(\frac{\kappa p_0}{\rho_0} \right)^{1/2}}{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}}} \cdot A$$

緊急停止板の影響による流量の変化は、性能曲線上の作動点①および②の流量の比として次式で表される。

$$\frac{Q_{E2}}{Q_{E1}} = \frac{\frac{\pi_{E2} \cdot M_{E2}}{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{E2}^2 \right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}}}}{\frac{\pi_{E1} \cdot M_{E1}}{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{E1}^2 \right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}}}} \quad (2)$$

ここで、

ρ : 密度

p : 圧力

G : 質量流量

Q : 送風機吸込流量（体積流量）

π : 送風機圧力比

M : 風洞測定部マッハ数

κ : 比熱比 ($\kappa = 1.4$)

添字 E1, E2, E3 はそれぞれ図16の作動点①, ②, ③に対応する。

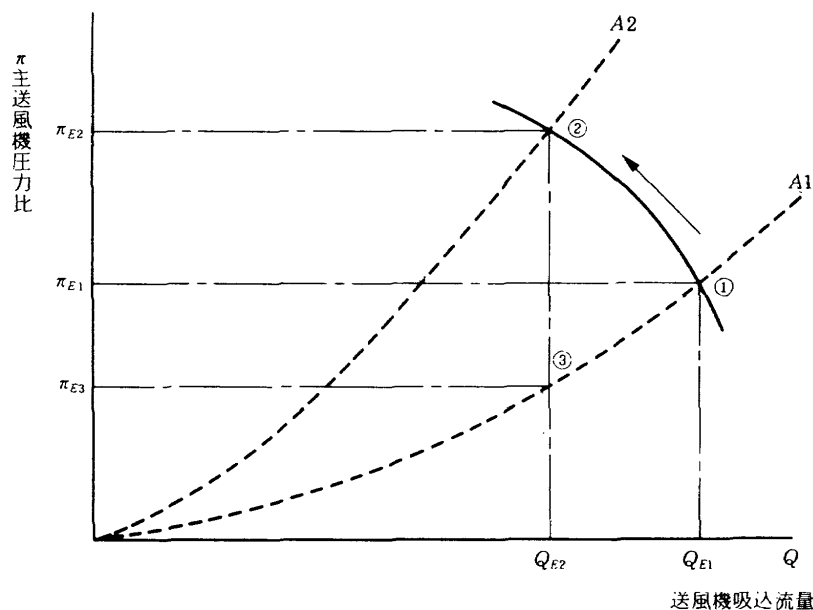


図16 主送風機性能曲線

記号	名 称
A1	緊急停止板立上げ前の抵抗曲線
A2	緊急停止板立上げ後の抵抗曲線
π_{E1}	緊急停止板の立上げ前の圧力比
π_{E2}	緊急停止板の立上げ後の圧力比
π_{E3}	流量 Q_{E2} の時の抵抗曲線 A1 上の 仮想圧力比

一般に断熱圧縮による送風機の仕事 H_{ad} ($\text{kg} \cdot \text{m}/\text{kg}$)⁸⁾ は、吸込圧力 P_b 、吸入温度 T_b 、吐出圧力 P_t とすれば次式で表される。

$$H_{ad} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot R T_b \left(\left(\frac{P_t}{P_b} \right)^{(\kappa - 1)/\kappa} - 1 \right)$$

よって、作動点①の断熱仕事は、 $\pi_{E1} = P_t/P_b$ より

$$H_{ad E1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot R T_b \left((\pi_{E1})^{(\kappa - 1)/\kappa} - 1 \right)$$

と表すことができる。よって、吸込流量 Q_{E2} のときの作動点①に対応する抵抗曲線 A1 上の仮想運転点③における断熱仕事は、

$$H_{ad E3} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot R T_b \left((\pi_{E3})^{(\kappa - 1)/\kappa} - 1 \right) \quad (3)$$

と表すことができる。今、抵抗曲線 A1 上において、回転数が n_{E1} から n_{E2} に変化し、その時の流量が Q_{E1} から Q_{E2} に変化したとすれば、その時の断熱仕事の変化は一般に次

式⁸⁾で表される。

$$\frac{H_{ad E3}}{H_{ad E1}} = \left(\frac{n_{E2}}{n_{E1}} \right)^2 \quad \text{ここで } \frac{n_{E2}}{n_{E1}} = \frac{Q_{E2}}{Q_{E1}} \text{ であるから}$$

$$\frac{H_{ad E3}}{H_{ad E1}} = \left(\frac{Q_{E2}}{Q_{E1}} \right)^2 \quad (4)$$

となる。これらの関係式より仮想運転点③における圧力比は、

$$\pi_{E3} = \left((\pi_{E1})^{(\kappa - 1)/\kappa} - 1 \right) \left(\frac{Q_{E2}}{Q_{E1}} \right)^2 + 1)^{\kappa/(\kappa - 1)} \quad (5)$$

と表される。したがって、上式は作動点②における吸込流量 Q_{E2} の時の、抵抗曲線 A1 に対応する停止板の抵抗がない時の仮想運転点③における圧力比で表される。また図13(a)の試験結果を用いて計算すると表2の圧力比を得る。

現状の送風機設定条件は不明であるが、遷音速風洞主送風機の設計基礎試験 (NAL TR-2) における模型送風機の第5次性能試験 ($\beta\gamma = +5^\circ$, $\beta_s = -30^\circ$, $N = 7500 \text{ rpm}$) の性

表2 実験値及び計算値

圧力の単位 キロパスカル				
ケース 項 目	A	B	C	D
点①の送風機入口圧	94.048	96.376	98.945	100.568
点①の送風機出口圧	106.122	104.370	102.452	101.457
点①の M_{E1}	0.78	0.6	0.4	0.2
点①の π_{E1}	1.128	1.083	1.035	1.009
点②の送風機入口圧	91.212	94.214	98.080	100.378
点②の送風機出口圧	106.015	104.449	102.584	101.492
点②の M_{E2}	0.604	0.511	0.344	0.174
点②の π_{E2}	1.162	1.109	1.045	1.011
流量比 $\frac{Q_{E2}}{Q_{E1}}$	0.9114	0.9222	0.8897	0.8768
点③の圧力比 π_{E3}	1.10554	1.07029	1.02763	1.00691
抵抗 ζ	0.2202	0.2132	0.2119	0.1939
抵抗係数 C_r	1.0751	1.0409	1.0345	0.9467

能曲線¹⁰⁾上に、表2のケースAをプロットすると図17の如くなる。図示によれば緊急停止板立上げ時の作動点②はサージ線に対して余裕を持っており安全側となっている。しかし、2m×2m 遷速風洞に本方式の緊急停止装置を用するには、主送風機の性能曲線上での、緊急停止板立上げによる作動点の変化についてさらに詳細な検討をする必要がある。

2) 緊急停止板の抵抗について

緊急停止板立上げによる圧力損失は、緊急停止板の抵抗

によって発生する。圧力損失は図16の性能曲線の同一流量 Q_{E2} 上の作動点③から作動点②の圧力比の増加として表される。ここで、主送風機の回転数が一定で、吐出圧 P_{E2} 、 P_{E3} を同一とすれば圧力比の変化は吸入圧の変化となる。緊急停止板立上げ後の送風機吐出圧力を P_{E2} および吸入圧力を P_{I2} 、抵抗曲線A2上の仮想運転点③の流量 Q_{E2} 時の送風機吐出圧力を P_{E3} および吸入圧力を P_{I3} とすれば、緊急停止板立上げによる主送風機の圧力比の増減は次式で表すことができる。

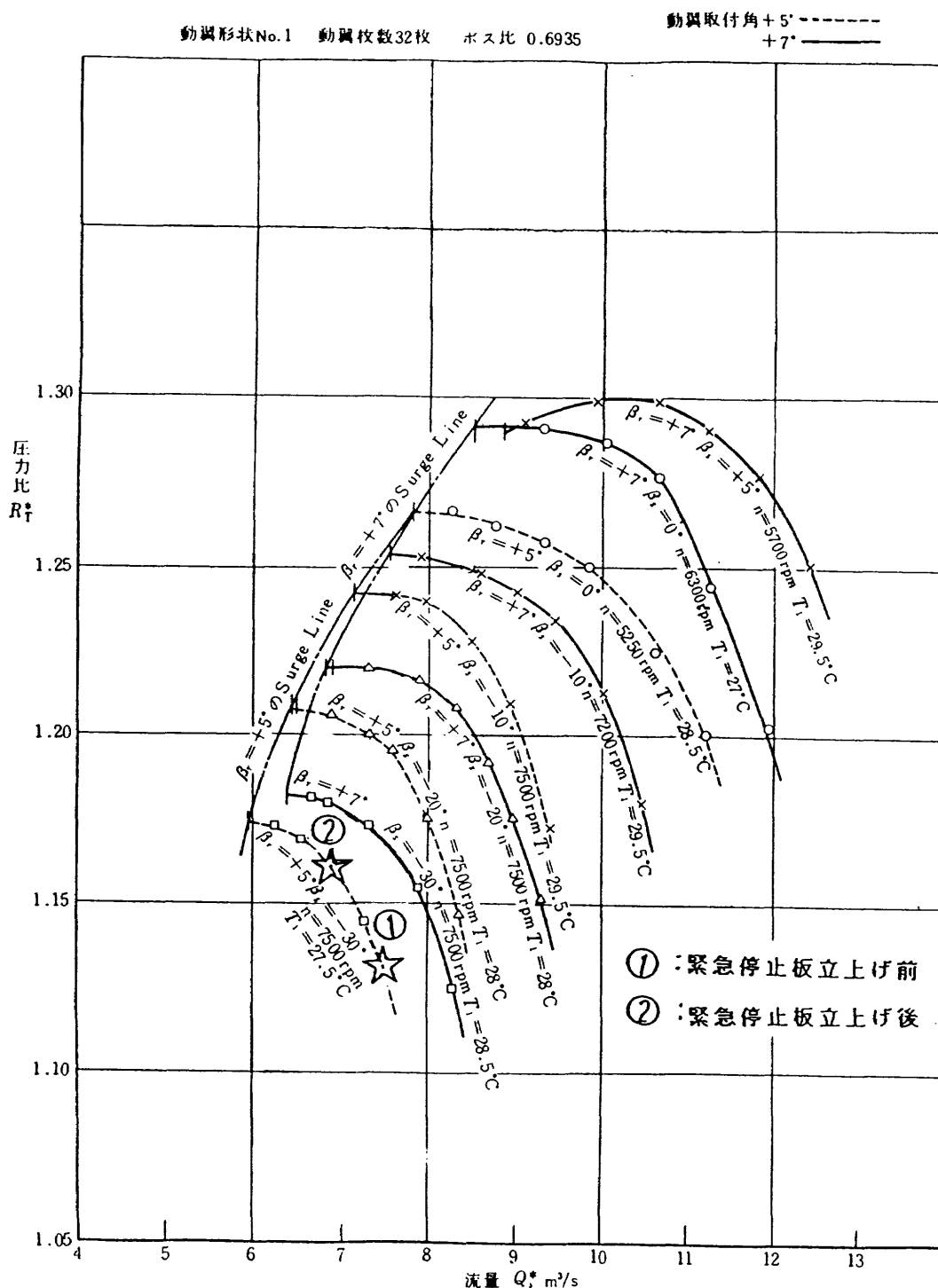


図17 実性能曲線上での作動点の変化(第5次性能試験との比較)

$$\frac{P_{E2}/P_{I2}}{P_{E3}/P_{I3}} = \frac{\pi_{E2}}{\pi_{E3}} = \frac{P_{I3}}{P_{I2}} \quad (6)$$

作動点②の状態における測定部動圧とマッハ数を q_2 , M_2 とし、緊急停止板立上げによる圧力損失 ΔP は

$$\Delta P = P_{I3} - P_{I2}$$

である。よって、圧力損失係数 ζ は

$$\zeta = \frac{\Delta P}{q_2} = \frac{P_{I3} - P_{I2}}{q_2} = \frac{P_{E2}}{q_2} \left(1 - \frac{\pi_{E3}}{\pi_{E2}} \right) \cdot \frac{1}{\pi_{E3}} \quad (7)$$

と定義し、動圧 q_2 を

$$q_2 = 1/2 \kappa P_{E2} M_{E2}^2 \cdot \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{E2}^2 \right)^{-\kappa/(\kappa-1)}$$

とすれば、(7)式より圧力損失係数 ζ を求めることが出来る。よって、抵抗係数 C_x ⁹⁾ は、次式で表される。

$$C_x = \zeta \cdot \frac{A_0}{s} \cdot \left(1 - \frac{s}{A_0} \right)^3 \quad (8)$$

ここで、 A_0 は測定部断面積、 s は緊急停止板面積、である。

前項及び(7)、(8)式の関係を緊急停止板立上げ前後の主送風機の圧力変化のデータに適用して緊急停止板の抵抗を算出する。実際の計算は

$$s = 43.2 \text{ cm}^2 \text{ (緊急停止板の面積)}$$

$$A_0 = 324.0 \text{ cm}^2$$

で緊急停止板の開口比が 20% の風試データを利用し、計算した結果を表 2 に示す。計算の結果、

$$M \approx 0.8 \text{ の場合}$$

$$\text{緊急停止板の抵抗係数は } C_x \approx 1.1$$

$$M \approx 0.2 \text{ の場合}$$

$$\text{緊急停止板の抵抗係数は } C_x \approx 1.0$$

となった。よって、設計点を $M \approx 0.8$ とすれば抵抗係数 C_x は 1.1 として見積れば良いものと考えられる。但し、開口比が大きくなると、 C_x は若干低下することになる。

5-2 補助送風機の圧力比について

フラッタ緊急停止装置の試験に使用した邊音速パイロット風洞のマッハ数 0.8 以上のマッハ数制御は、補助送風機によりプリナム室を減圧して、測定部気流の一部分を抽気することによりマッハ数を設定する。本風洞の補助送風機の吸い込み流量は一定（回転数一定）である。他方、プリナム室流量（抽気量）は抽気弁（V1 弁）の手動操作で設定され、補助送風機流量とプリナム室流量との差はバイパスにより送風機出口側から入口側に戻される。このバイパス量は側路弁（V2 弁）により制御される。高いマッハ数で模型抵抗が大きくなると必要抽気量が増すが、この時既にバイパス量は非常に少なくなっていて、側路弁によるバイパス量の調整は利かず圧力比のコントロールは不能となる。緊急停止板試験時の補助送風機運転条件は、風洞ノズルマ

ッハ数 $M=1.0$ 、上下壁の開き角 $+15^\circ$ 、上下壁の開口比 20%、主送風機回転数 6800rpm にて行なった。

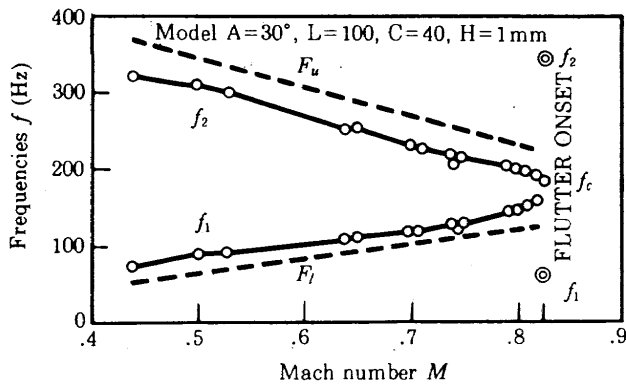
前出の図 13(b) は緊急停止板の立上げによるマッハ数と補助送風機圧力比の影響を示す。マッハ数 $M \leq 1$ では緊急停止板の立上げにかかわらず立上げ後の圧力比と立上げ前の圧力比の比は一定となっており側路弁の調整によって圧力比はコントロールされている。しかし、マッハ数 $M=1.1 \sim 1.2$ のときには、マッハ数が高いために抽気量が多くなり側路弁を通る少ないバイパス量で圧力比がコントロールされている。このマッハ数の範囲では緊急停止板を立上げるとプリナム室圧が上昇し、プリナム室をもとの値に維持するための抽気量は大幅に増加する。この時の側路弁はほとんど全閉状態となっており圧力比のコントロールが不能な状態となる。この点を改善するには試験マッハ数に適したノズルを選択すること（測定部流量が適性化され、必要抽気量が少なくなる）、あるいは、補助送風機の性能を高めること（より大きな抽気量に対応できる）により実現できると考えられる。

5-3 フラッタ限界値の推定と緊急停止板の効果³⁾

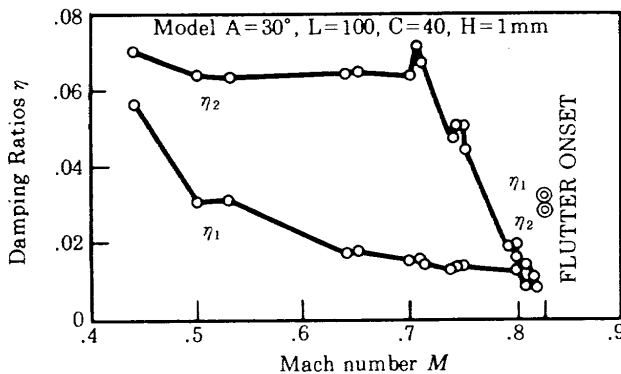
試験で得られた翼の不規則応答は電源ノイズの影響を受けて S/N 比の悪いデータであった。時系列データについては電源ノイズを除去するため特殊な前処理を行い、自己回帰 (autoregressive : AR) モデルの手法^{3, 11, 12)}を適用してデータ解析した。推定した翼の空力弾性特性として振動数特性、減衰係数比特性、Jury の安定判別式^{13, 14)}のうちの $F^-(3)$ の値、および限界値に近い 15 点の $F^-(3)$ の特性から最小二乗法による曲線のあてはめによって推定したフラッタ・マッハ数 M_f （破線と横軸の交点）を各々図 18(a)~(d) に示す。図 18(d) にみられるように予備試験で確認したフラッタマッハ数 $M_f=0.826$ に対し、限界値に近い 15 点の $F^-(3)$ の値から推定したフラッタ限界値（破線と横軸の交点）は $M_f=0.823$ で精度良く推定が出来た。また、図 18(c) に示したフラッタが発生後緊急停止板が作動し、翼のフラッタを停止させた時の翼の 2 モードの特性（◎印）から緊急停止板の作動がこの場合ではマッハ数 $M=0.55$ に相当し、フラッタに対して十分安定であることが推察される。

5-4 フラッタ停止確認試験について

NAL 式フラッタ緊急停止装置は今回の予備試験の結果、フラッタ緊急停止板を作動させることにより約 0.5~0.6 秒で停止させることが出来た。停止板を翼の前に立てることによるマッハ数と動圧の低下量は約 $M=0.2$, $\Delta q=1.96 \text{ KPa}$ であった。緊急停止板の動作はフラッタ停止時には急速動作で非常に良いが、フラッタ停止完了後の復帰動作においては風洞がサージングを発生しやすいため、ゆるやかに復帰させなければならないことが分った。緊急停止板の立上



(a) 推定した振動数



(b) 推定した減衰係数比

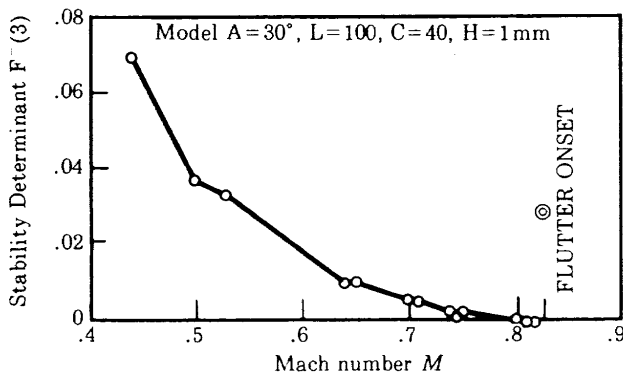
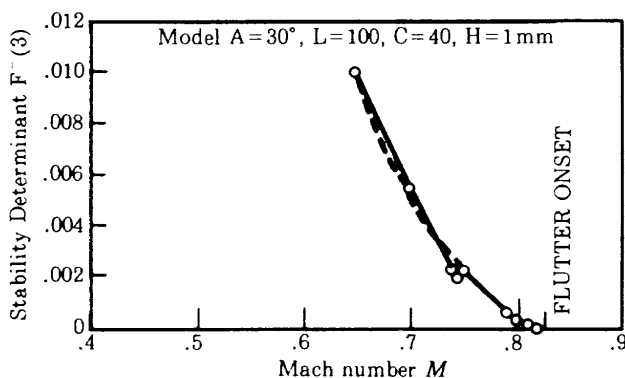
(c) Jury の安定条件 $F^-(3)$ の値(d) 限界値に近い15点の $F^-(3)$ の値から推定したフラッタ限界値

図18 推定した翼の空力弾性特性

げによる効果は、瞬時にフラッタが停止するとともに、試験結果からみると後流渦による翼の乱れも少なく、フラッタに関連したモードの振動数も完全に離れており（図15(g)および図18(a)参照）良好であった。また、緊急停止板と翼模型の間に拘束がないため、翼に支持物のある場合においても何等支障なく実験ができ、AFC実験等において継続した試験が十分可能である。

6. ま と め

本試験結果より、以下の結論を得た。

1) フラッタ緊急停止板は約0.1秒で立上げることができた。停止板後流の総圧変化の完了は停止板操作から約0.5~0.6秒である。

2) フラッタ緊急停止板立上げ時の後流の総圧及び、気流の変動は有害な影響を与えず乱れは少ない。フラッタ停止板の利きは極めて迅速で、停止板の立上げ操作直後にフラッタを停止させることが出来る。そのことは、高速ビデオの結果からも確認できた。フラッタ停止後も停止板後流の乱れによる翼模型への影響は極めて小さい。

3) フラッタ緊急停止板立上げによる主送風機及び、補助送風機への機械的な影響は、振動データより判断し、無視しうるものと考えられる。

4) フラッタ緊急停止板立上げにより、動圧（あるいはマッハ数）は十分に低下するという結果が得られた。

5) フラッタ緊急停止板立上げによる抵抗増加と送風機昇圧への影響は、ほぼ定量的にその関係が把握できた。本予備試験では $M \approx 0.8$ で緊急停止板の抵抗係数は約1.1となった。緊急停止板の設計には抵抗係数を1.1として見積ればよいものと思われる。但し、実機（2m×2m 遷音速風洞）への適用にあたって、第2次試験を実施し、更に詳細な検討を行なった。その結果については近刊される予定である。

なお、本研究の遂行に当っては航空宇宙技術研究所空力性能部総括室長桑野尚明氏に助言を戴いた。また試験実施に当っては川崎重工業(株)岡村徹氏の御協力を戴いた。末筆ながら、この場を借りて感謝の意を表する。

7. 参 考 文 献

- 1) ACT研究会；片持矩形弾性翼の突風荷重軽減の風洞試験と解析，NAL TR-846, 1984.12
- 2) ACT研究会；高アスペクト比翼の突風荷重軽減風洞試験と解析，NAL TR-890, 1985.11
- 3) ACT研究会；高アスペクト比翼のフラッタ制御実験（第1報），NAL TR-978, 1988.6
- 4) 菊池孝男他；フラッタ緊急停止装置について，第24回飛行機シンポ，1986.11
- 5) 萱場重男他；フラッタ緊急停止装置の製作と使用例に

- ついて, 第37回風洞研究会議, 1986.11
- 6) 中井映一他; 航技研 (60×60) 遷音速フラッタ試験設備の計画と整備試験, NAL TR-5, 1960.12
- 7) LANGLEY WORKING PAPER LWP-799, 1969.9
- 8) 高圧ガス保安協会; 高圧ガス工業技術
- 9) 遠藤 浩; 風洞概論 (続編), N-34, 1985.11
- 10) 山内正男他; 遷音速風洞用 22.5MW 主送風機 I. 模型送風機による性能試験, NAL TR-2, 1960.5
- 11) 安藤泰勝他; 遷音速フラッタ緊急装置予備試験 (翼の応答データの処理), 第28回飛行機シンポ, 1990.11
- 12) Matsuzaki, Y. Ando, Y. ; New Estimation Method for Flutter or Divergence Boundary from Random Responses at Subcritical Speeds, NAL TR-667T, 1981
- 13) Akaike, H., Kitagawa, G., Arahata, E., and Tada, F. ; TIMSAC-78, Computer Science Monographs, No.11, The Institute of Statistical Mathematics, Tokyo, Feb., 1979
- 14) Jury, I. E. ; Theory and Application of the z-Transform Method, John Wiley, New York, 1964

航空宇宙技術研究所報告1197号

平成5年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18
