

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1200

## 遷音速風洞フラッタ緊急停止装置予備試験 (その2) フラッタ緊急停止装置の開発

安藤泰勝・鈴木誠三・半沢麻雄  
藤井謙司・鈴木弘一・外立政隆  
松下 洸・梅島龍男

1993年5月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. 序 論 .....	1
2. フラッタ緊急停止装置 .....	2
2.1 目 的 .....	2
2.2 要求事項 .....	2
2.3 床, 天井および矩形板方式の概要 .....	2
3. フラッタ緊急停止装置の特性試験 .....	4
3.1 試験と計測 .....	4
3.2 床, 天井および矩形板方式の試験結果 .....	4
3.3 検 討 .....	9
4. フラッタ緊急停止装置の効果確認試験 .....	10
4.1 供試翼模型 .....	10
4.2 試験と計測 .....	10
4.3 床, 天井および矩形板方式の試験結果 .....	10
4.4 検 討 .....	16
5. 結 論 .....	16
参考文献 .....	17

# 遷音速風洞フラッタ緊急停止装置予備試験 (その2) フラッタ緊急停止装置の開発\*

安藤 泰勝<sup>\*1</sup> 鈴木 誠三<sup>\*2</sup> 半沢 麻雄<sup>\*2</sup>  
藤井 謙司<sup>\*3</sup> 鈴木 弘一<sup>\*2</sup> 外立 政隆<sup>\*2</sup>  
松下 洸<sup>\*3</sup> 梅島 龍男<sup>\*4</sup>

## Preliminary Tests of a Flutter Emergency Stopper for the Transonic Wind Tunnel (Part 2) Detailed Study for Flutter Stopper Development\*

Yasukatsu ANDO<sup>\*1</sup>, Seizo SUZUKI<sup>\*2</sup>, Asao HANZAWA<sup>\*2</sup>,  
Kenji FUJII<sup>\*3</sup>, Kouichi SUZUKI<sup>\*2</sup>, Masataka HASHIDATE<sup>\*2</sup>,  
Hiroshi MATSUSHITA<sup>\*3</sup> and Tatsuo UMEJIMA<sup>\*4</sup>

### ABSTRACT

To prevent damage to both the test model and the wind tunnel, flutter suppressing devices were designed for use in wind tunnel test. Preliminary tests were, therefore, conducted in the transonic pilot wind tunnel to develop devices for the 2 m x 2 m wind tunnel. The test results confirmed the effectiveness and safety of the flutter suppressing device. This report presents the design, tests, and results of the flutter suppressing devices.

**Key Words:** Flutter suppressing device, transonic wind tunnel, flutter control test

### 概 要

遷音速領域でのフラッタ制御技術の風洞実証を行うため、風洞付帯設備としてフラッタ緊急停止装置が新たに必要となった。そこで遷音速風洞に設備可能なフラッタ停止装置を開発するための予備実験を遷音速風洞のパイロット風洞で実施した。風洞壁に片持支持したフラッタ翼模型と反対側の壁に設置した停止板によっても、僅かな立上り角で有効にフラッタを停止することが確認された。装置の概要、試験、結果について報告する。

### 1. 序 論

遷音速領域<sup>1)</sup>でのフラッタ制御 (active flutter control : AFC) 技術の風洞実証には、翼にフラッタを実際に起こさせる技術と、一旦発生した翼のフラッタを風洞付帯の機能によって安全確実に停止させる技術、さらには、フラッ

タ制御時に制御装置が故障した場合に生ずる大幅なフラッタ速度低下に対してもなお、フラッタを停止できる技術などが必要である。

低速領域の試験<sup>2,3)</sup>では航空宇宙技術研究所 (NAL) 独自のフラッタ緊急停止装置<sup>6)</sup> (特許第 1623594号) を開発し、AFC 実験で威力を発揮してきた。その成果を遷音速

\* 平成5年2月16日受付 (received 16 February 1993)

\*1 機体部 (Airframe Division)

\*2 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

\*3 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)

\*4 研修生: 東海大学 (Student, Tokai University)

風洞に新機能として追加するための技術的裏付けを得る基本性能試験を89年7月にパイロット風洞<sup>4,5,7)</sup>で実施した。ここでは、風洞壁に片持支持したフラッタ翼模型と同一壁上流側に設置した矩形の停止板を壁から立上げることによって、極めて有効にフラッタを停止させることができることを確認した。遷音速風洞の測定部カート既存設備を有効に利用して、停止装置製作費を軽減するためには、カート床面の着脱可能な亀甲型部分の一部を分離して停止板に活用することが考えられる。更には、支持機構で錯綜する模型側を避けて、反対側(天井側)の面に停止装置を設置することが可能ならば、装置製作がさらに容易になる。そこで、カート床面及び天井面の着脱可能な亀甲型部分の一部を立上げて停止板に使用する場合のフラッタ停止効果を確認するために、前述の基本性能試験に続いて92年2月に2回目の予備実験<sup>8)</sup>をパイロット風洞で実施した。

本報告書は遷音速風洞の風洞付帯設備として機能するフラッタ緊急停止装置を開発するため、遷音速パイロット風洞で用いたフラッタ緊急停止装置の概要、予備実験での停止板の特性試験、フラッタ停止効果の確認試験および結果と検討についてまとめたものである。

## 2. フラッタ緊急停止装置

遷音速風洞の付帯設備として必要なフラッタ緊急停止装置の目的、要求事項、および遷音速パイロット風洞で予備実験に用いられた装置の概要を次に示す。

### 2.1 目的

航空宇宙技術研究所でのACTの研究も低亜音速域から遷音速域でのAFC翼の予備試験まで進み、92年度下期には、AFC翼の風洞実証を計画している。そこで低亜音速領域のAFC実験で威力を発揮したフラッタ緊急停止装置(特許第1623594号)の成果を遷音速風洞に新機能として追加するため、89年7月に実施して、立上げ型のフラッタ停止板の基本的有効性を確認した遷音速パイロット風洞での実験の結果を踏まえて、遷音速本風洞カートに設置することを想定した幾何学的相似実験を内容とする第2次パイロット風試を実施することとした。

### 2.2 要求事項

遷音速域でのフラッタ制御技術の風洞実証に用いるフラッタ緊急停止装置としては下記の機能が要求される。

1. 一旦発生した翼のフラッタを風洞付帯の機能によって安全確実に停止できること。
2. 遷音速領域の翼のフラッタ振動数は高く、振動の発散や疲労により翼が破損しやすい。そのため、フラッタ緊急停止装置は瞬時に作動すること。
3. フラッタ制御速度領域での風試を安全に行えること。

4. 設備改修経費を軽減するため、小型で風洞の限られたスペースに設置できること。

### 2.3 床、天井および矩形板方式の概要

遷音速風洞(測定部断面2m×2m)の既設カート<sup>1)</sup>を使用して有効なフラッタ緊急停止装置を実現するために、フラッタ制御翼模型取付部の反対側の壁にフラッタ停止板を設ける方式(床方式)および模型取付部と同じ壁にフラッタ停止板を設ける方式(天井方式)の2つの方式を提案した。この2方式のフラッタ停止板は測定部カートの床および天井に設置されている模型取付け用亀甲状多孔板を活用するように設計したものである。その概要と89年度の予備試験<sup>4,5,7)</sup>に用いた矩形板方式の関係を図1にまとめて示す。遷音速パイロット風洞(測定部断面0.18m×0.18m)用の2方式のフラッタ停止板は提案した図1の縮尺約1/10の相似模型である。また、矩形板方式についてはフラッタ停止板が立上がった後の測定部壁とプリナム室との間に生じる開口部のフラッタ停止効果への影響を調べるためにこの部分を閉塞する機構を追加製作した。

#### a. 床方式のフラッタ緊急停止装置

図2に床方式を想定したフラッタ緊急停止装置を示す。図の測定部左側壁には特製の亚克力板フラッタ監視壁を用意し、模型取付用支持装置、模擬胴体およびフラッタ平板翼を取付けた。また、測定部右側壁(20%多孔壁)には床方式のフラッタ停止板、停止板駆動装置および停止板開度用ポテンショメータを取付けた。2m×2m遷音速風洞での実際の遷音速風試ではAFC翼模型を天井から下げ、床にフラッタ緊急停止装置を設置するため、この場合を想定してこの方式を床方式と呼んだ。この床方式のフラッタ停止板と主翼の位置は離れており、フラッタ停止板立上げによる後流は主翼に直接当たらない。従って、この方式では多孔板立上げによる後流を直接利用するのではなく、超・遷音速風洞の流量を制御して、測定部全体のマッハ数と動圧を低下させ、それによってフラッタを停止させることを期待している。測定部に小さいフラッタ停止板を供試体と分離して設置することによって、フラッタ停止効果が確認できれば、本方式の利用価値は大きいことになる。

#### b. 天井方式のフラッタ緊急停止装置

図3に天井方式のフラッタ緊急停止装置の概要を示す。フラッタ停止板と模擬胴体およびフラッタ翼模型は同じ測定部の側壁に設置してパイロット風洞で実験を行った。この試験では、遷音速風洞にフラッタ翼模型を測定部上部壁面(天井)に支持して実験を行う場合を想定したものである。この天井方式は翼と胴体と支持装置を同一平面内に含むため、床方式より更に狭いスペースに装置を設置しなければならない。本方式は床方式でフラッタ停止効果が得られない場合を想定している。図3のようにフラッタ停止板

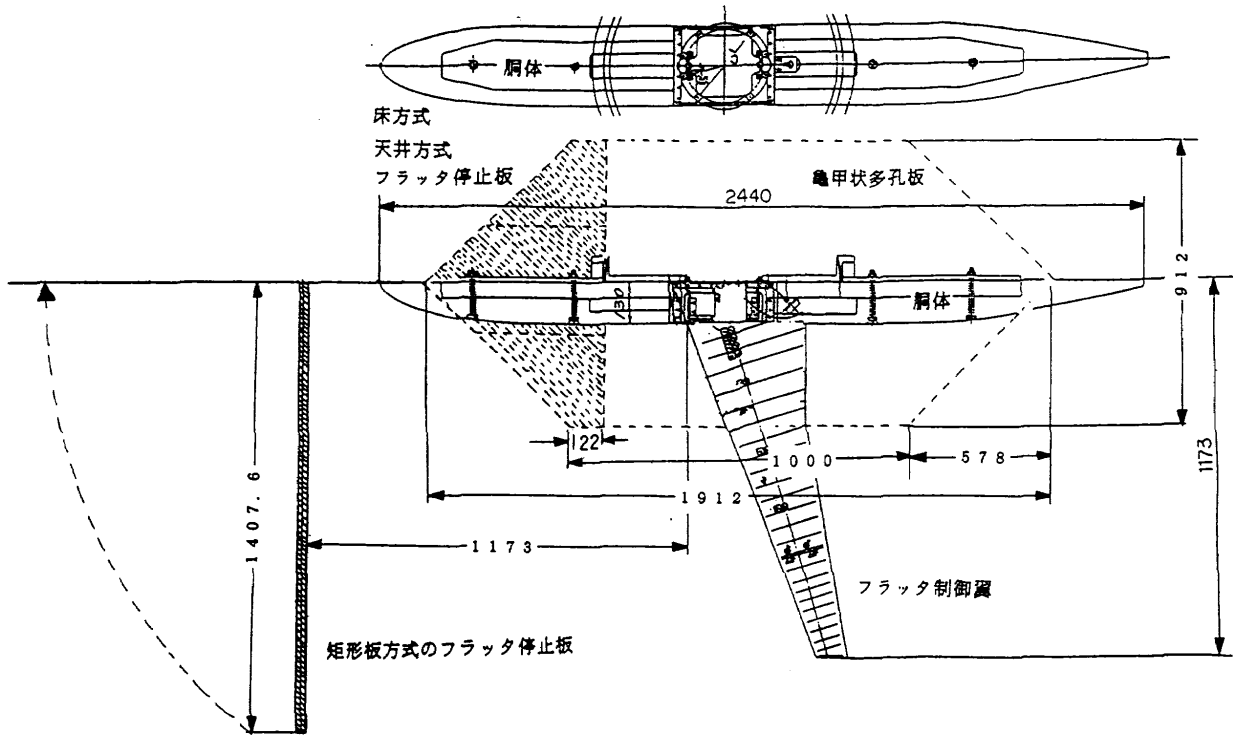


図1 遷音速風洞（測定部断面2m×2m）の既設カート亀甲状多孔板をフラッタ停止板に改造した利用方式

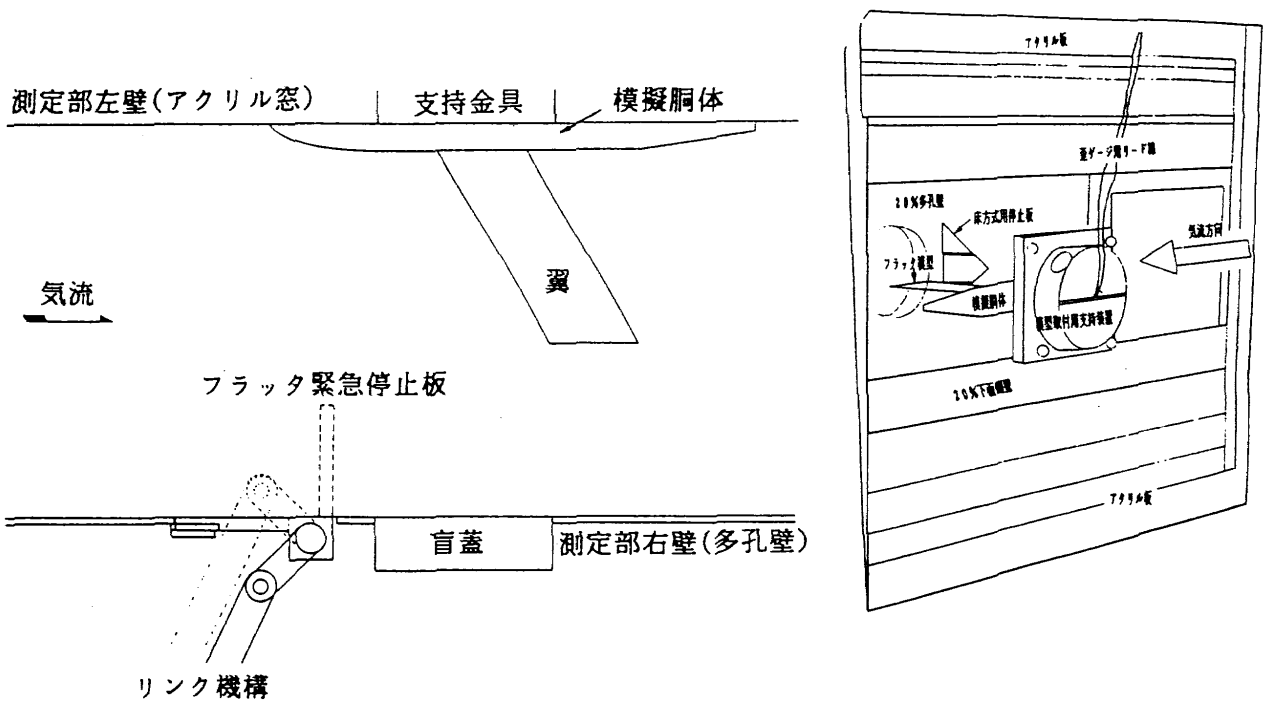


図2 床方式のフラッタ緊急停止装置

上を胴体の一部が占めるため、この天井方式では3分割したフラッタ停止板の中央部は壁面に拘束されてしまう。従ってこの方式ではこの両サイドの小さいフラッタ停止板の効果を期待することになる。

c. 矩形板方式のフラッタ緊急停止装置

図4に前回の風試<sup>7)</sup>に用いた矩形板方式のフラッタ緊急

停止装置の概要を示す。この方式では矩形のフラッタ停止板を上げたとき、停止板の後流が翼模型を覆う様に設計されている。そのフラッタ緊急停止装置としての有効性は前回の試験で確かめられている。今回の実験目的はフラッタ停止板立上りによって生ずる測定部とプリナム室との間の開口部の影響を確認することおよび、立上げ角度とマッ

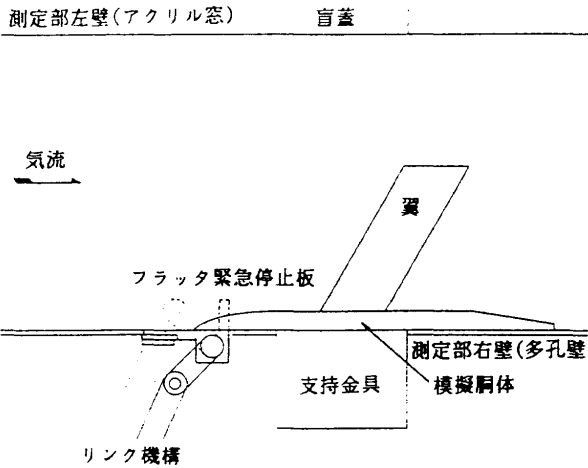


図3 天井方式のフラッタ緊急停止装置

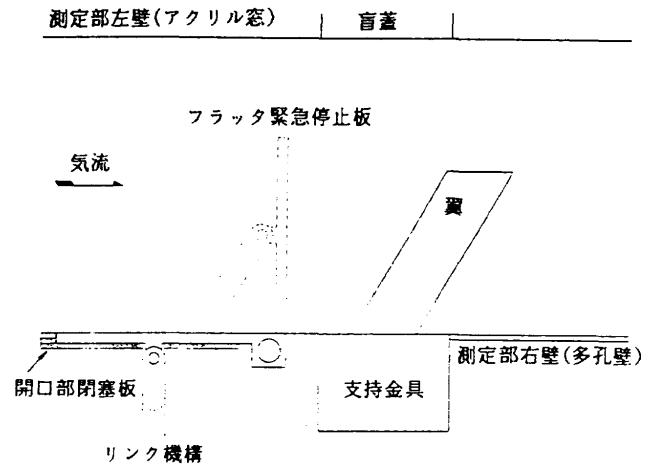


図4 矩形板方式のフラッタ緊急停止装置

ハ数、動圧の低下量との関係およびフラッタ停止効果との関係を詳細に調べることにある。開口部の影響についてはこの停止板を立上げることによって生じる壁の開口部に閉塞板を取付けて調べる。

### 3. フラッタ緊急停止装置の特性試験

初めに、停止板立上げによる測定部での気流特性試験を実施した。特性試験では、マッハ数をパラメータにフラッタ停止板を測定部壁面に固定(OFFと呼ぶ)および立上げた(ONと呼ぶ)状態でのマッハ数と動圧の低下量を調べた。フラッタ停止板としての可能性はこの特性評価と風洞に設置した場合の機能と安全性にある。

#### 3.1 試験と計測

図5に遷音速パイロット風洞の全体配置図を示す。図の測定部右壁面にフラッタ緊急停止装置、左側壁に観測用アクリル板(板厚0.025m)を取付けた。フラッタ翼模型はそれぞれの方式と試験目的に従って模擬胴体を含め、左右の壁面のいずれかに固定した。翼の翼端後方約0.015mの位置にピトー管を配置した。風洞のマッハ数、動圧を計測するために集合洞、測定部壁面、ピトー管、送風機の入口および出口に圧力センサーを用意した。フラッタ緊急停止装置のフラッタ停止板の動作と角度検出にはリニアポテンショメータ(ストローク0.1m, 抵抗値2k $\Omega$ )を作動軸に取付けた。また、翼の応答の検出のため供試翼模型の両面(50%C, ルートより0.02m位置)に歪ゲージを貼った。

最初に、無風時のフラッタ停止板の角度～出力特性を得る較正試験を行った。方法は図6に示すフラッタ停止板と測定壁の基準点間の距離 $d$ をノギスで測り、そのときのポテンショメータの出力を電圧計で測った。フラッタ停止板の角度 $\theta$ は図7に示す関係から測定距離 $d$ とフラッタ停止板の軸から基準点までの距離 $l$ の2倍の比を基に、換算より求めた。計測点は大体10点を目標に、フラッタ停止板

OFFの状態からフラッタ停止板を少しずつ立上げ、最大立上げまで計測した。床方式、天井方式、および矩形板方式のフラッタ停止板の較正試験の結果を図8a, 8b, 8cにそれぞれ示す。フラッタ停止板の角度はリンク機構の制約から、床方式では最大立上げ角度が約81度、天井方式では約40度であった。フラッタ停止板のマッハ数と動圧の低下量は抵抗体としての有効断面積比に依存すると考えられるため、角度が90度より少ないとその角度減少分だけ、両方式の低下量が少なくなることが予想される。

図9, 図10に、風洞試験の手順と計測の概要を示す。風洞試験は送風機を起動し、マッハ数を0.2~0.8(最高1.2)まで、0.2毎に段階的に高めた。その間、各段階でフラッタ停止板ON, OFFの状態各センサーの出力を約1分間計測した。計測は、各センサーの出力をデータレコーダと2台のペンレコーダに記録すると共に、風洞のマッハ数と動圧はパーソナルコンピュータによるオンライン処理を行った。試験はマッハ数と動圧の減少効果を確認めながら床方式、天井方式および矩形板方式(開口部開・閉)の順に進めた。図11には試験用模擬胴体を含むフラッタ翼模型とフラッタ停止板、また、図12には矩形板方式の試験例を示す。

#### 3.2 床、天井および矩形板方式の試験結果

較正試験の結果は図8a, 8b, 8cに床方式、天井方式、および矩形板方式としてそれぞれのフラッタ停止板について示した。フラッタ停止板の角度はリンク機構の制約から床方式および天井方式では最大角度がそれぞれ約81度と40度になってしまった。フラッタ停止板のマッハ数と動圧の低下量は抵抗体としての有効断面積比に比例するため、角度が90度より少ないとその角度減少分だけ、両方式の低下量が少なくなる。

3方式の風洞試験の特性試験の結果として、フラッタ停止板立上げによるマッハ数低下量を図13に、また、図14に

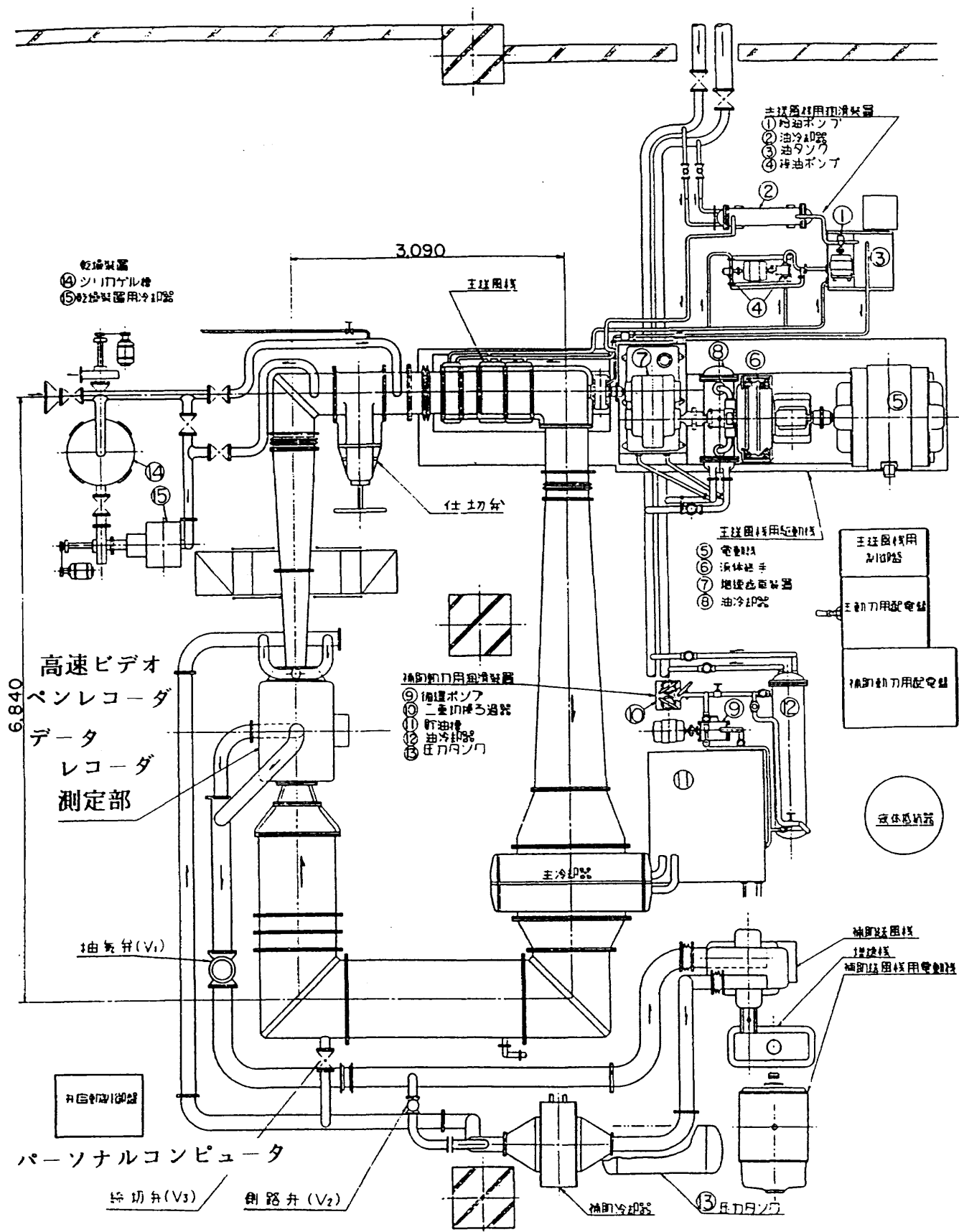


図5 遷音速パイロット風洞(測定部断面0.18m×0.18m)の全体配置図

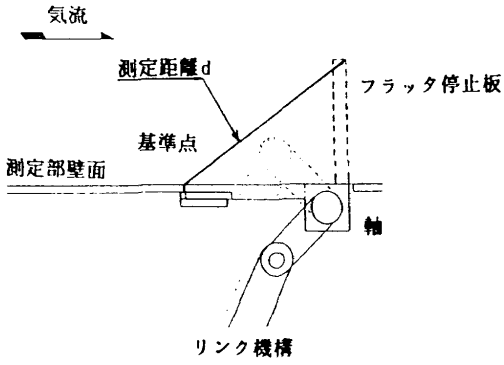


図6 フラッタ停止板の立上げ角度θの測定法

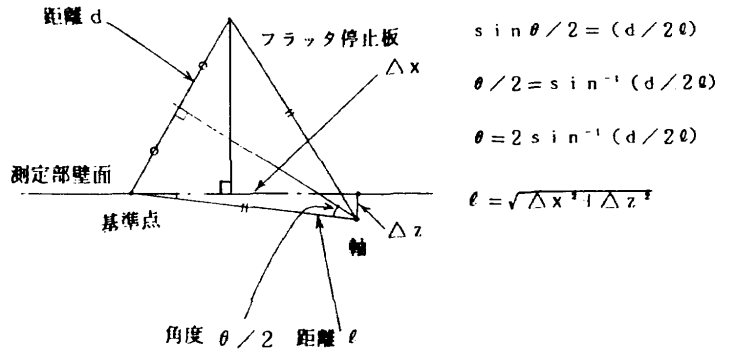


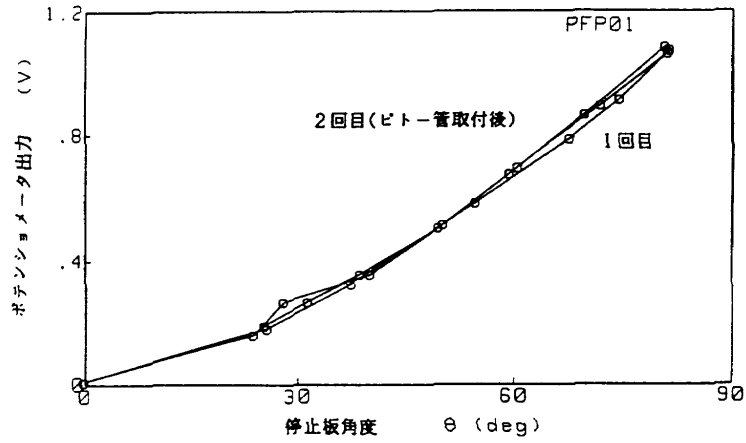
図7 測定距離 d と立上げ角度 θ の関係

$$\sin \theta / 2 = (d / 2\ell)$$

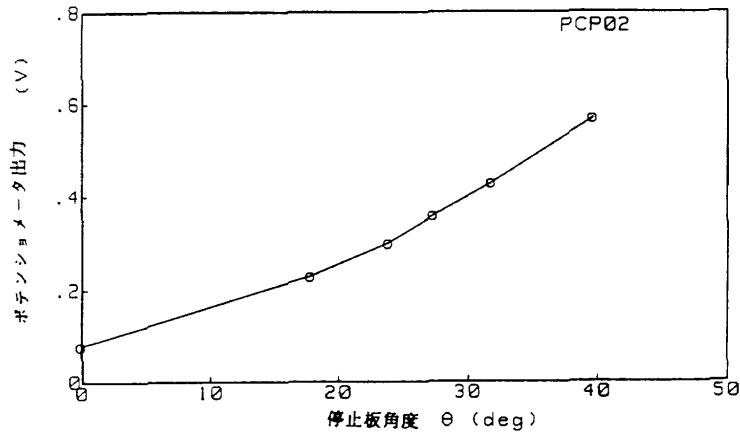
$$\theta / 2 = \sin^{-1} (d / 2\ell)$$

$$\theta = 2 \sin^{-1} (d / 2\ell)$$

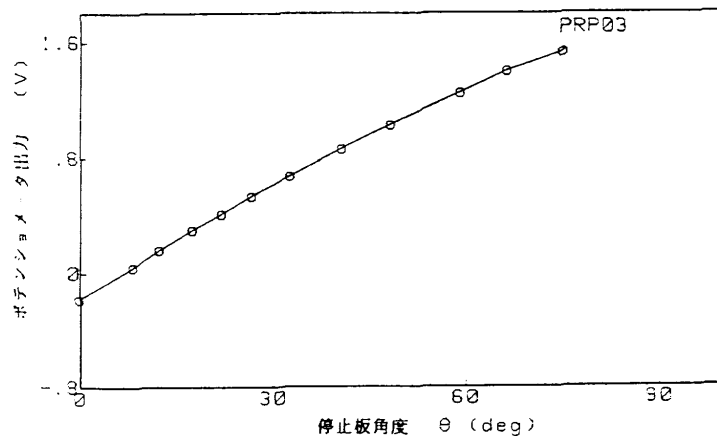
$$\ell = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta z^2}$$



a. 床方式



b. 天井方式



c. 矩形板方式

図8 フラッタ停止板の較正



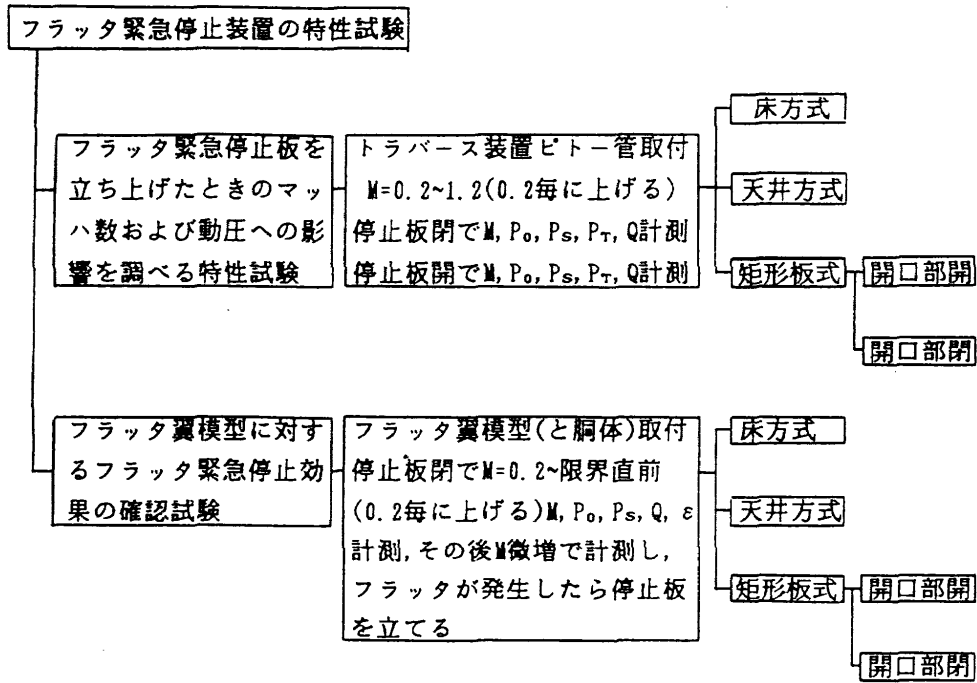


図9 風洞試験の手順

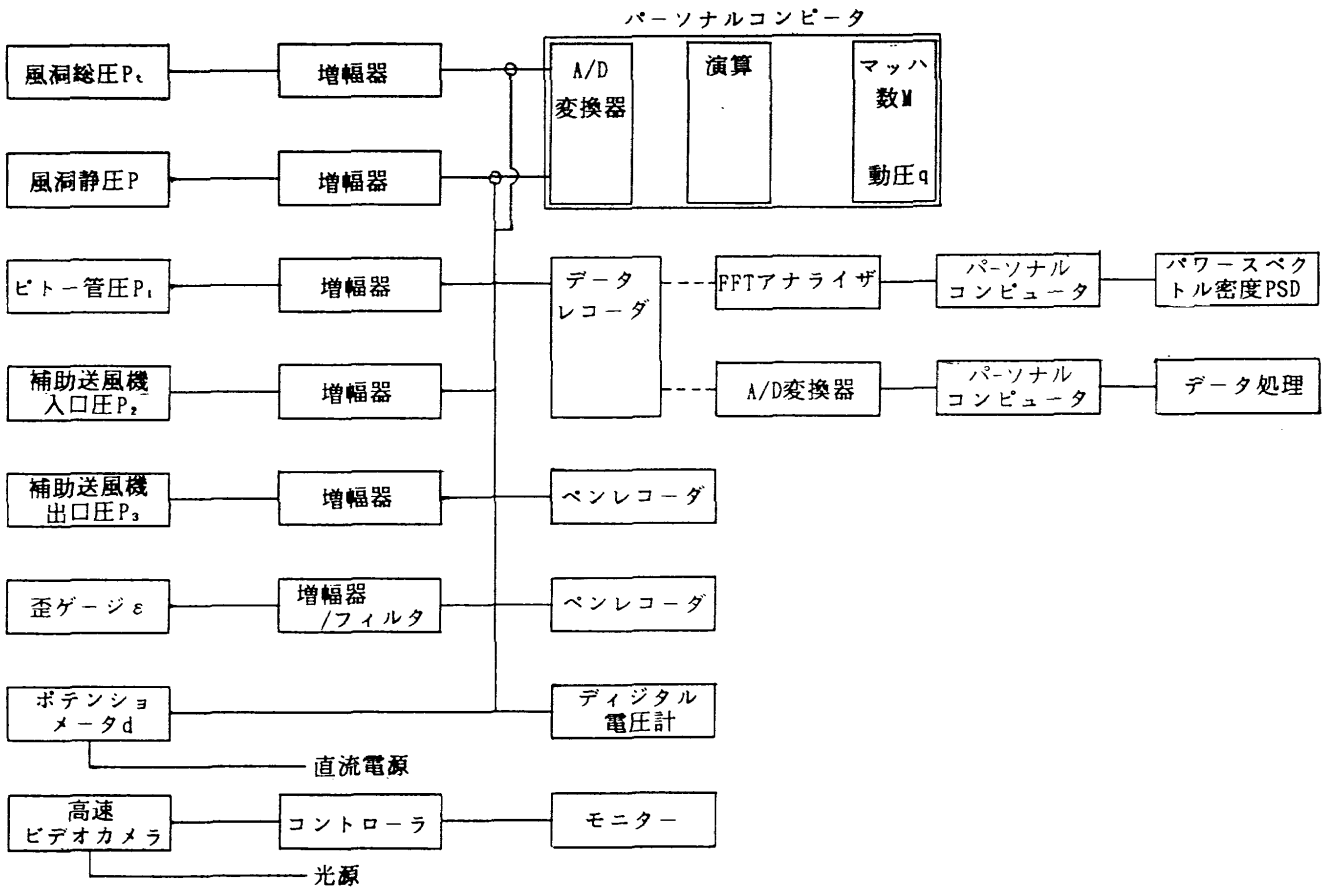


図10 計測の概要

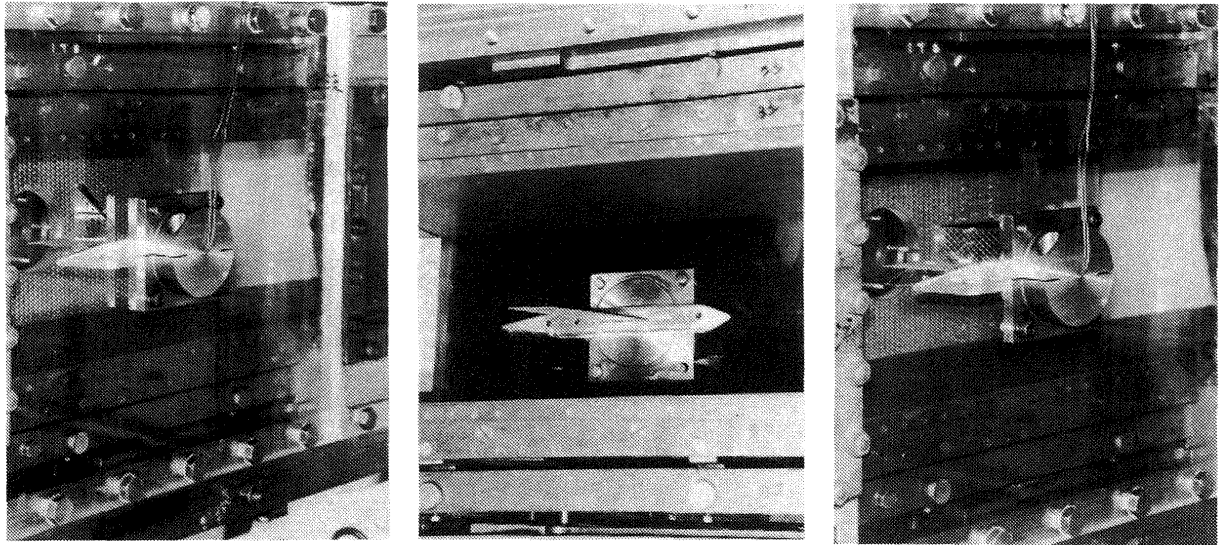


図11 試験用模擬胴体とフラッタ模型（床方式の場合）

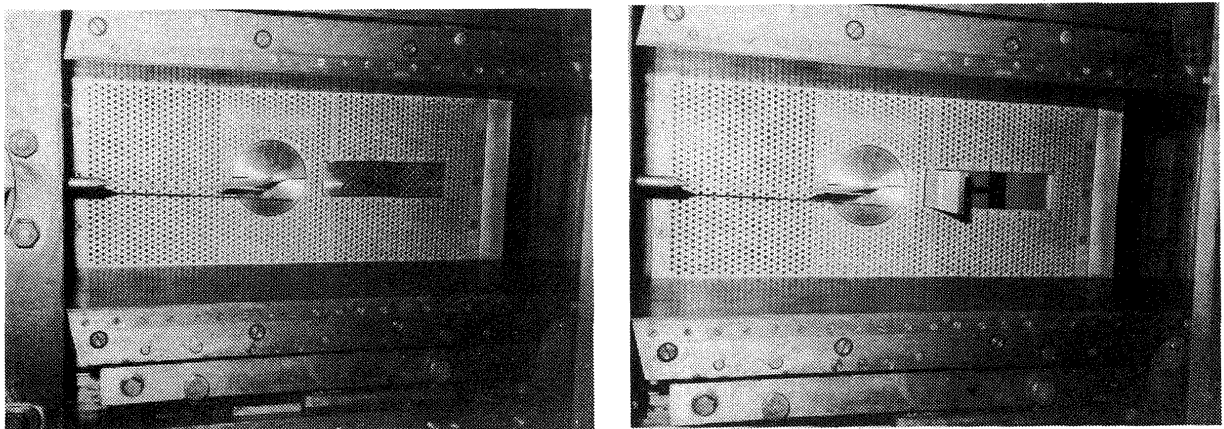


図12 矩形板方式の場合

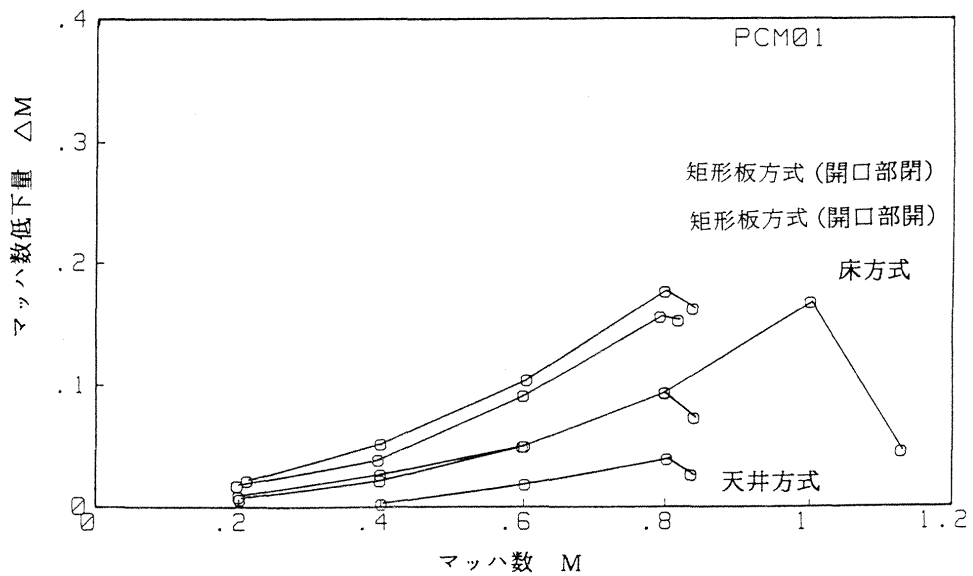


図13 フラッタ停止板立上げによるマッハ数低下量  
（特性試験：模型無）

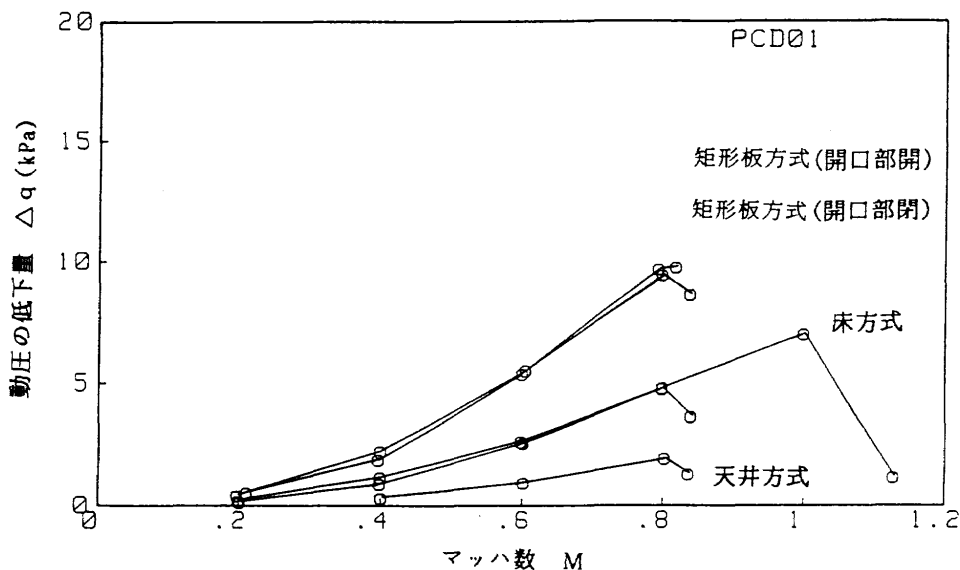


図14 フラッタ停止板立上げによる動圧低下量 (特性試験: 模型無)

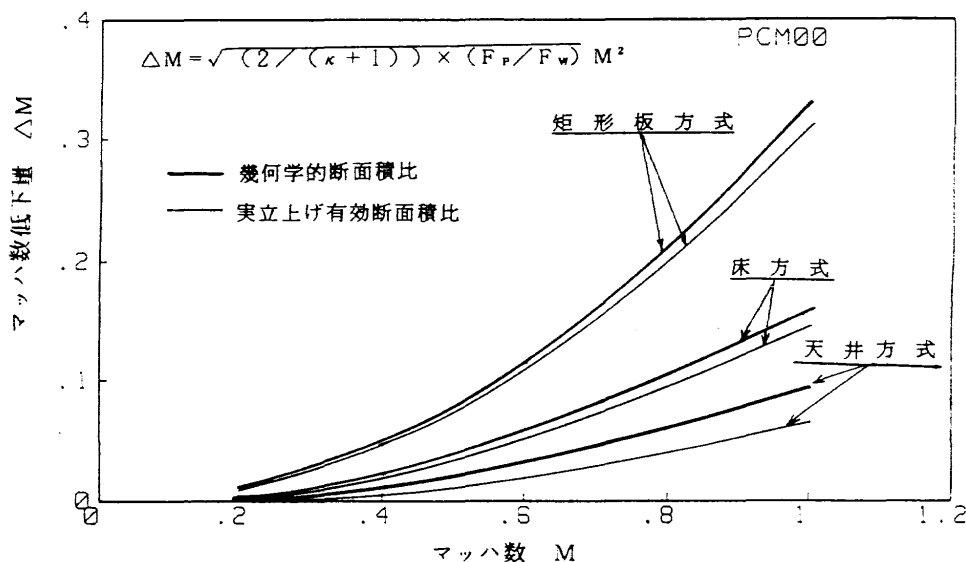


図15 フラッタ停止板立上げによるマッハ数低下量 (実験式による推算値)

動圧低下量を示す。

### 3.3 検討

文献<sup>9)</sup>の方法によればフラッタ緊急停止装置の特性を、床、天井および矩形板の3方式についてマッハ数低下量として推算できる。

遷音速パイロット風洞の測定部断面積を  $F_w$ 、フラッタ停止板の断面積を  $F_p$  とし、設定マッハ数を  $M$ 、フラッタ停止板を立上げたことによるマッハ数低下量を  $\Delta M$  とすると、文献<sup>9)</sup>より  $M=1$  のとき、

$$\Delta M = \sqrt{2/(\kappa+1)} \times (F_p/F_w) \quad (1)$$

で近似できることが示されている。そこで本試験の結果からマッハ数の低下量  $\Delta M$  をマッハ数の関数として次式で表

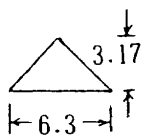
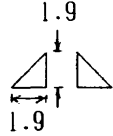
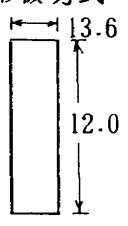
すことにする。

$$\Delta M = \sqrt{2/(\kappa+1)} \times (F_p/F_w) M^2 \quad (2)$$

(2)式よりフラッタ緊急停止板によるマッハ数低下量を推算する。図15に各方式によるマッハ数の低下量を示す。各方式のマッハ数低下量推算には、表1に示す断面積比  $F_p/F_w$  を用いた。表中( )内はパイロット風洞に設置したフラッタ停止板の実立上げ有効断面積比である。図中の太実線は設計した各フラッタ停止板の幾何学的断面積比によるもので、設計マッハ数低下量を示す。また、細実線は実際にパイロット風洞に取付けたフラッタ緊急停止板の実立上げ量の有効断面積比によるものである。

マッハ数低下量は矩形板方式、床方式および天井方式の順に断面積比に応じて少なくなる。図13の実験値と比較す

表1 フラッタ停止板と測定部の面積比

方 式	$\times 10^{-2} \text{m}$		
	床 方式	天井 方式	矩形板 方式
			
$F_p / F_w$	0.031 (0.0279)	0.0112 (0.005)	0.1333 (0.1185)

( )内は実立上げ有効断面積比

ると図15の細実線の推算値の方が太実線より良く実験値と一致しているので、(2)式に於いて断面積比 $F_p/F_w$ に有効断面積比を用いれば同式はフラッタ緊急停止板設計のマッハ数低下量の推算式として使用できるものと考え。設計した3方式のフラッタ緊急停止板のマッハ数低下量は立上げ方法を改良し、幾何学的断面積比を保障すれば、太実線の低下量になると推測される。3方式のフラッタ停止板はマッハ数が高くなると、立上げに力を要するが、風洞の機能や安全性に対してチョークや振動等のトラブルを発生することなかった。

#### 4. フラッタ緊急停止装置の効果確認試験

気流特性試験に引続いてフラッタ翼模型を用いて実際にフラッタ停止効果の風試を実施した。本節では供試翼模型、試験と計測、試験結果および検討について述べる。

##### 4.1 供試翼模型

フラッタ緊急停止を確認するためのフラッタ模型は文献<sup>4,5,7)</sup>と同じ供試翼を用い、新たにアルミ製の模擬胴体を製作した。この模擬胴体の中央部には翼を挿入するための間隙を設け、翼を固定ブロックに片持ち翼として取付けた。図16に翼と模擬胴体の平面形を示す。翼は後退角 $30^\circ$ 、翼弦長0.04m、テーパー比1、アスペクト比2.5、前後縁に丸みを付けた板厚0.001mのアルミ合金(2024-T3)製である。翼面には翼の応答を検出するため、50%翼弦上のルートから0.02mの翼上下面に一組の歪ゲージを貼り付けた。表2に翼の固有振動数<sup>4,5,7)</sup>を示す。この翼のフラッタは一次と二次のモードの連成で起こる。

##### 4.2 試験と計測

フラッタ緊急停止装置の効果を確認する試験の手順と計測は、図9と図10に示した通りである。特性試験との違いは翼模型を取付けた点で、その他は同一である。試験は実

際に、翼にフラッタを発生させ、フラッタ停止板を作動して、フラッタを停止させ、装置の効果と風洞および翼の安全を確認することである。そのため、計測はフラッタ緊急停止板を立上げたときの翼に対するマッハ数および動圧の影響を翼の70%スパン位置にピトー管を配し、計測した。風試はマッハ数を $M=0.2\sim 0.2$ 毎に段階的に変えて行い、測定は各マッハ数と動圧に対して、フラッタ緊急停止板が風洞壁の一部を構成する状態でのピトー総圧、フラッタ緊急停止板の作動状態を表すリアポテンシオメータの信号、翼の応答を測定し、次に、フラッタ緊急停止板を立ち上げ、この状態で同様に測定を順次行った。各検出器の出力信号はデータレコーダ、ペンレコーダに記録した。

特に、フラッタが発生するマッハ数 $M=0.7$ の近傍からはマッハ数を微増させながら試験を進め、マッハ数 $M=0.78$ でフラッタ限界値を確認した。マッハ数 $M=0.78$ で発生したフラッタはフラッタ停止板を立上げて停止させた後、フラッタ停止板を立てている状態から徐々に伏せていき、連続したフラッタ停止板の角度に対するマッハ数と動圧の変化を調べた。このときのフラッタ現象は高速ビデオに収めた。

風洞試験条件のマッハ数と動圧は、特性試験と同様にオンラインで解析した。試験後、翼のフラッタ応答を確認するため、FFTアナライザ(B & K2034)によってパワースペクトル密度(PSD)の解析を行った。

##### 4.3 床、天井および矩形板方式の試験結果

フラッタ緊急停止装置の効果確認試験における3方式のマッハ数の低下量と動圧の低下量を図17と図18に、また、翼の応答のFFTアナライザによるパワースペクトル密度PSDの解析例を図19、図20および図21に示す。

図19、図20および図21では、上から順にマッハ数が $M=0.2, 0.4, 0.6, 0.75$ ( $0.73$ :天井方式)とフラッタ発生の場合を示した。図の左列はフラッタ停止板がOFF、右列は

表2 固有振動数

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

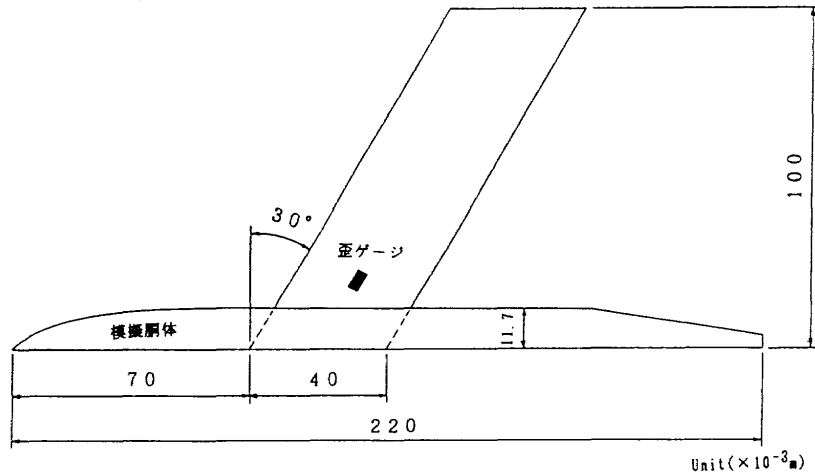


図16 フラッタ翼模型

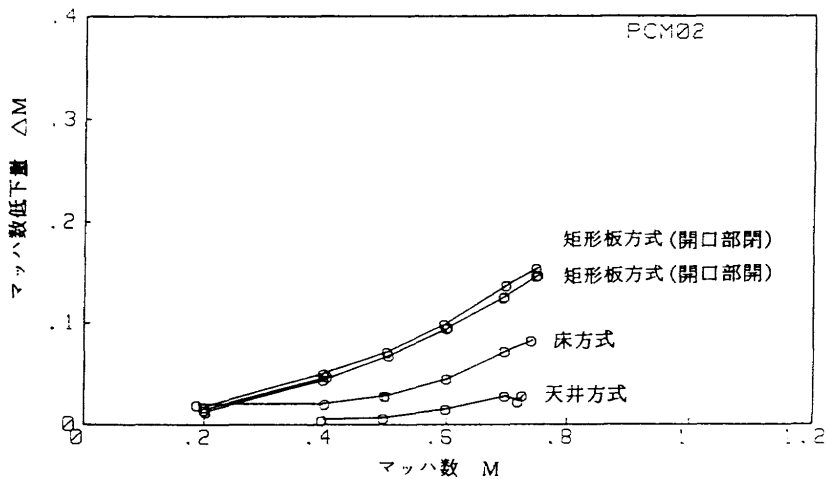


図17 フラッタ停止板立上げによるマッハ数低下量 (効果確認試験: 模型有)

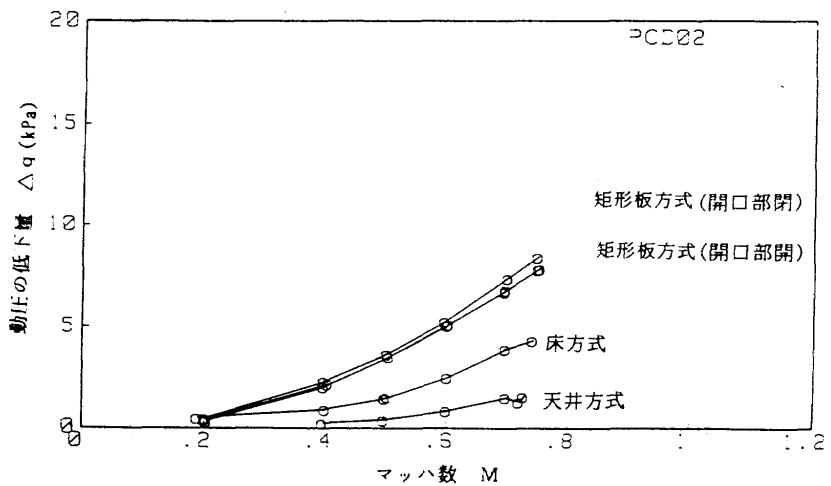


図18 フラッタ停止板立上げによる動圧低下量 (効果確認試験: 模型有)

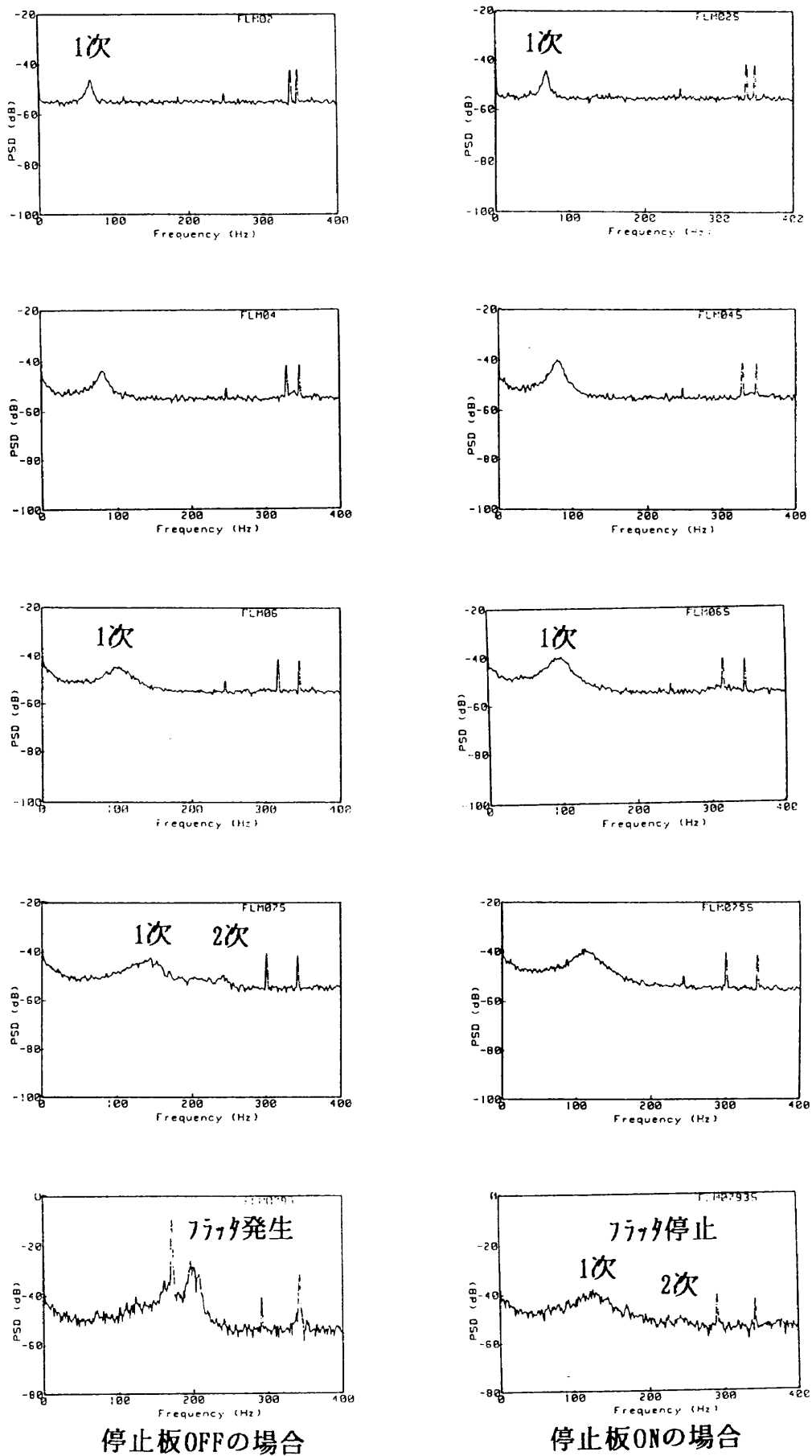


図19 翼の応答のパワースペクトル密度 PSD によるフラッタ停止板の効果 (床方式)

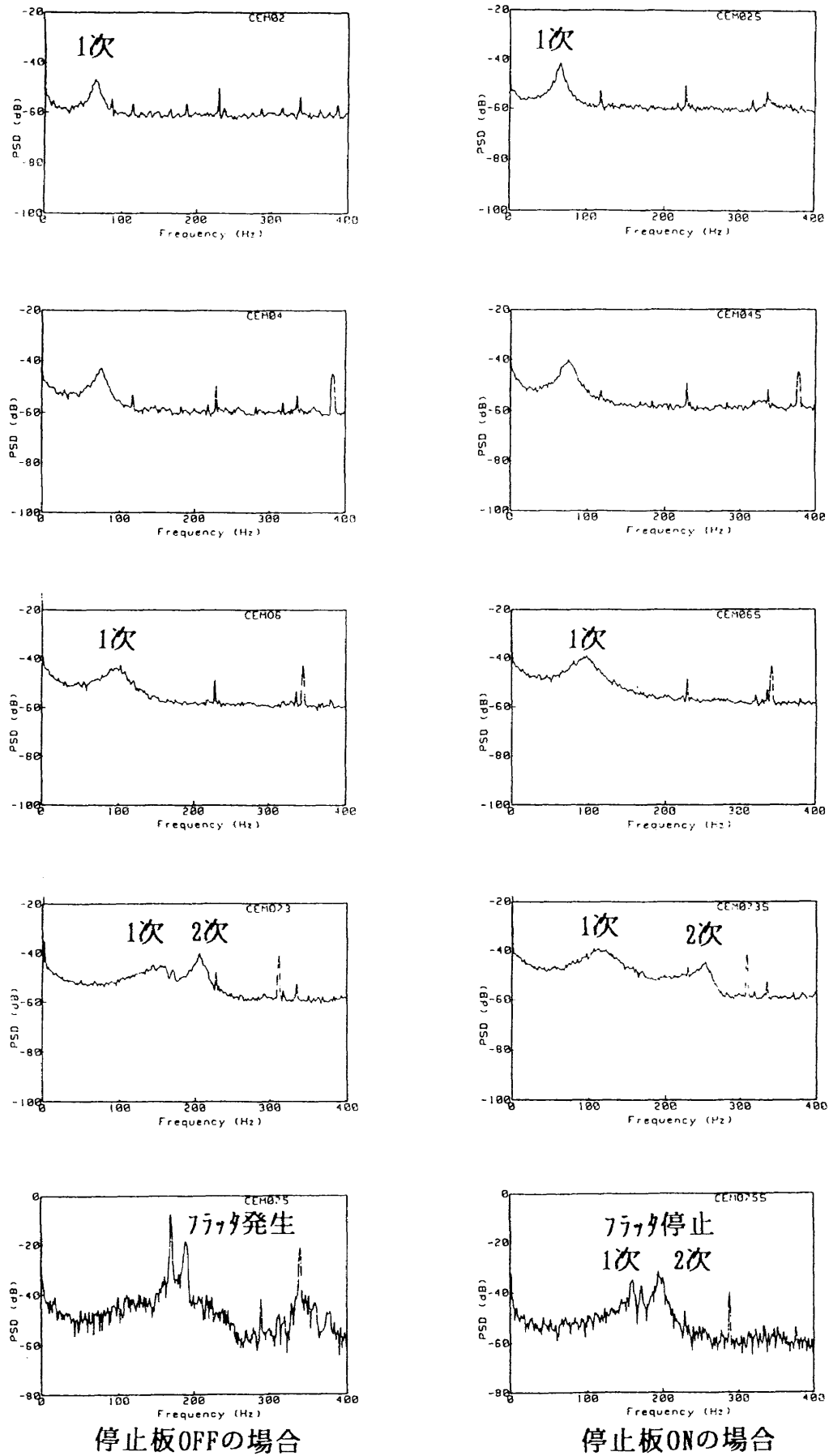


図20 翼の応答のパワースペクトル密度 PSD によるフラッタ停止板の効果 (天井方式)

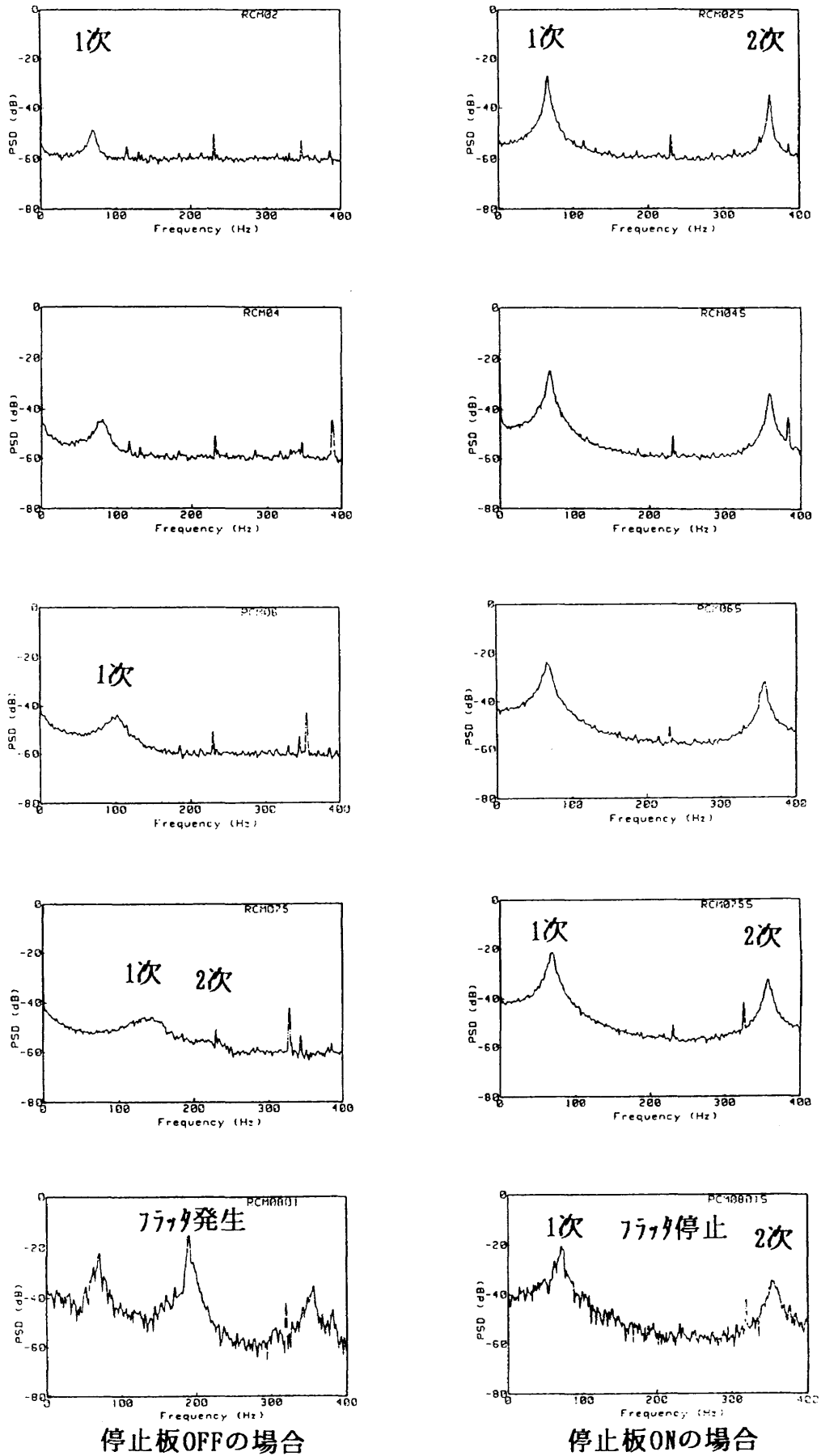


図21 翼の応答のパワースペクトル密度 PSD によるフラッタ停止板の効果  
( 矩形板方式: 開口部閉 )



フラッタ停止板がONの状態でのPSDである。マッハ数が低いところでは、翼の一次モードのスペクトルだけが顕著に現れている。図中の非常に鋭いスペクトルは環境ノイズ等によるものである。マッハ数がフラッタ発生に近づく $M=0.75$ では、一次と二次のモードのスペクトルが近接して現れている。フラッタが発生すると、模型の破損を防止するために、フラッタ停止板を素早く立上げている。そのため解析に用いるこの部分のデータは短く、十分なアンサン

ブル平均がとれていない。従って、図の最下段ではフラッタ停止板がOFFのとき、一次と二次のモードおよびフラッタモードが混在した過渡状態のスペクトルで表されている。

更に、床方式の場合については、フラッタ停止板を立てている状態から徐々に伏せていったときの連続したフラッタ停止板の角度に対するマッハ数と動圧の変化を図22と図23に示す。

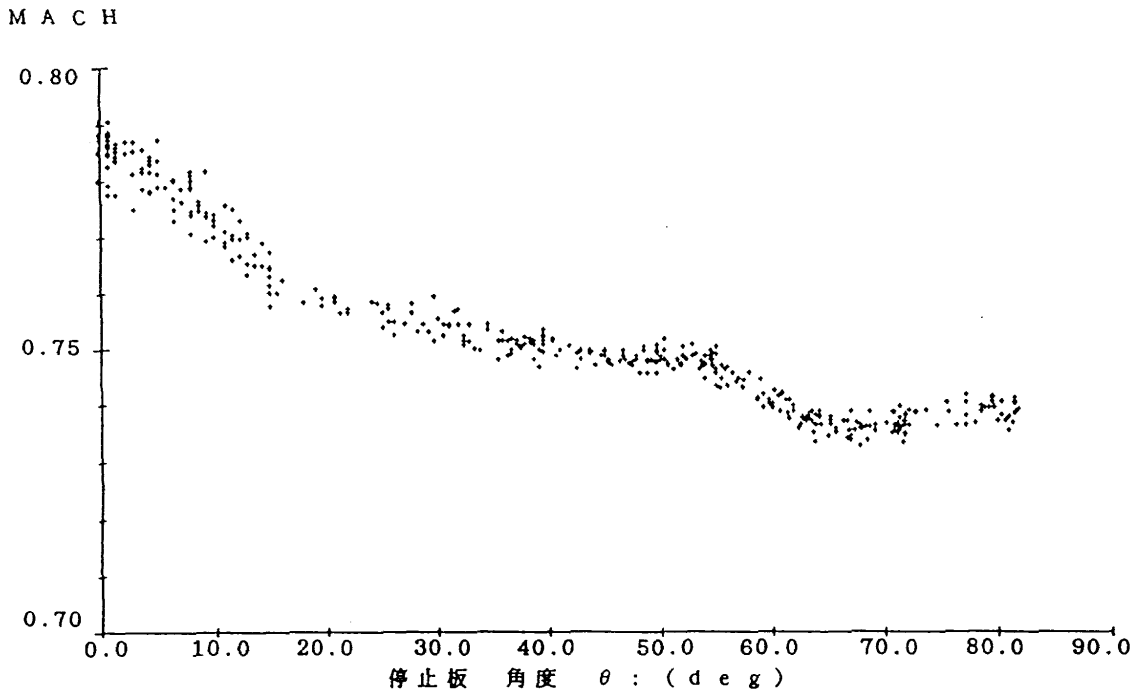


図22 フラッタ停止板角度とマッハ数低下量

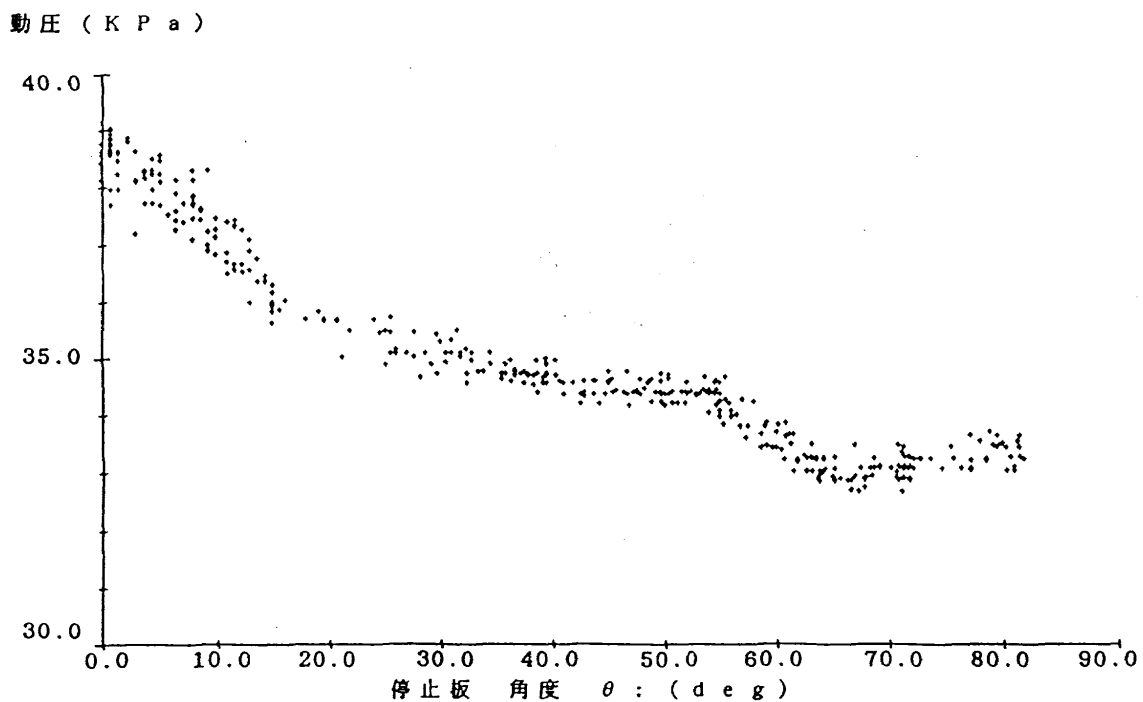


図23 フラッタ停止板角度と動圧低下量

#### 4.4 検討

翼の応答信号のFFTアナライザによるパワースペクトル密度PSDの解析結果、図19、図20および図21から、3方式とも翼のフラッタに関連する一次と二次の2つのモードがマッハ数の増加と共に接近し、連成してフラッタに至っている。このフラッタを停止させるため、フラッタ停止板を立上げると、フラッタモードはマッハ数と動圧の低下に伴い2つのモードに分離し、フラッタが停止している。3図を比較すると、フラッタ停止板の有効面積が大きく、翼全体を後流が覆う矩形板方式はフラッタ停止効果が最も良い。しかし、小さいフラッタ停止板で流量を制御する方式であっても床方式、天井方式ともフラッタを停止することが可能であることを確認した。

床方式については、更に、図22と図23からフラッタ停止板が約60度まではフラッタ停止板の角度に対してマッハ数と動圧はほぼ正弦的に変化し、その変化量はフラッタ停止板の有効断面積に比例することが確認された。しかし、60度付近でマッハ数、動圧の変化の様子が変っている。これはフラッタ停止板を多孔板とするためにあけた孔と気流の向きの関係で、衝撃波、剝離等のパターンに変化が生じたためではないかと考えている。この点については今後、流れの可視化を試みて原因を追究したい。

床方式の場合（マッハ数はフラッタ直前から $M=0.78$ 以上）の記録から、フラッタ停止板の効果を調べるため、立

上げの大きい状態と小さい状態の2ケースを選び、図24と図25に、ピトー総圧、翼の応答およびフラッタ停止板（リニアポテンシオメータ）の信号を示す。図24はフラッタ停止板を最大まで立上げた場合である。それに対して、図25は図より分かる様にフラッタ停止板を僅かに立上げた場合である。この2図より、翼にフラッタが発生しても、フラッタ停止板を作動すると、測定部の圧力が低下し、その結果、小さいフラッタ停止板であっても、あるいは立上げ角度が小さくても翼のフラッタは短時間で停止している。

フラッタ停止板の有無と測定部の抽気作用との関係が不明なため、本試験の後に、気流系を各所に張付けた試験を行った。その結果、フラッタ停止板を立上げると、フラッタ停止板近傍の測定部壁面では気流系が抽気室に吸込まれることを観察した。

矩形板方式の開口部の開閉による効果は当初、開によるマッハ数の低下量が閉よりも大きいことを予想したが、図17と図18より、この場合の測定部の開口部の有無による効果は逆であった。

## 5. 結 論

1. 矩形板方式、床方式、天井方式の3方式のフラッタ緊急停止装置について特性試験と効果確認試験を行った。試験結果より、遷音速風洞のフラッタ緊急停止装置は風洞の付帯設備として有効なことが確かめられた。

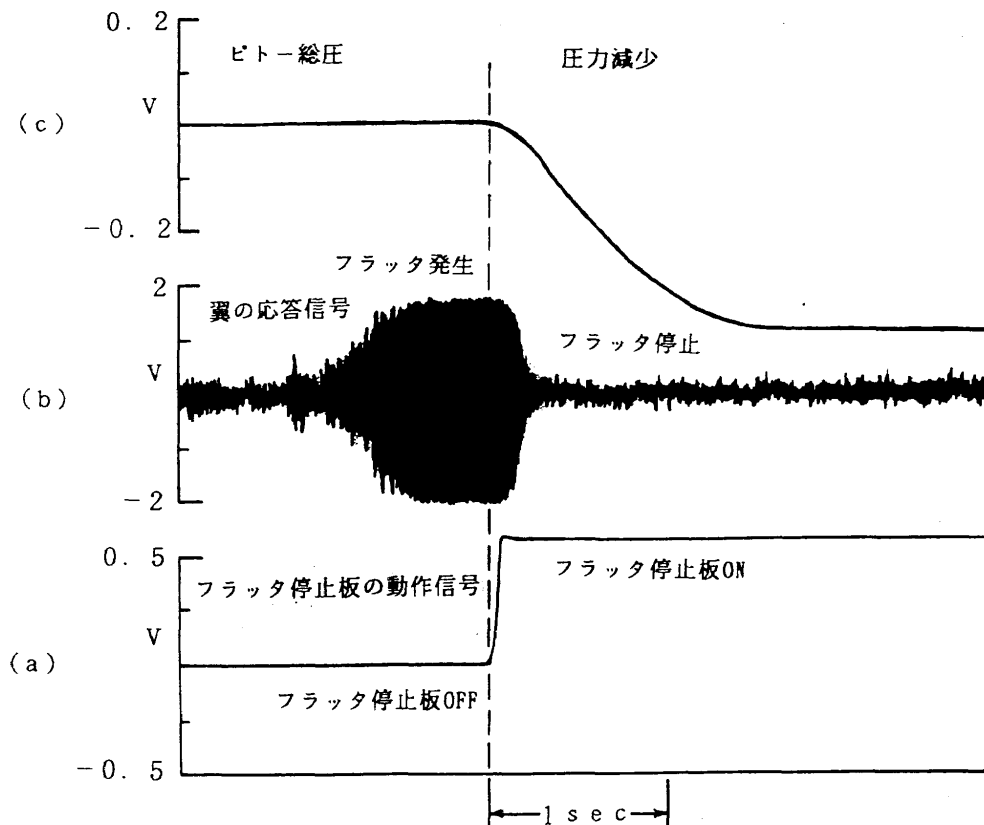


図24 ピトー総圧、翼の応答信号およびフラッタ停止板の動作信号の時間履歴（最大立上げ）

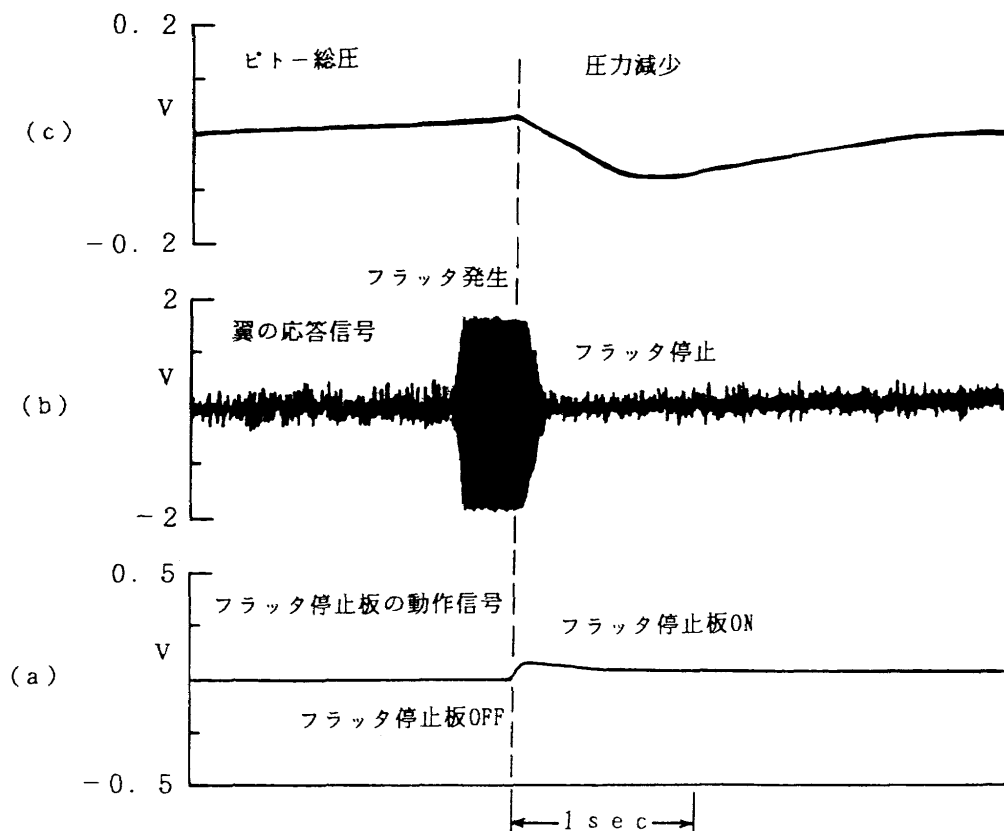


図25 ピトー総圧、翼の応答信号およびフラッタ停止板の動作信号の時間履歴  
(僅に立上げ)

2. 測定部有効断面積を変化させることにより機能を発揮するフラッタ緊急停止装置は、模型との相対位置に関係なく測定部の壁、床、天井のどの位置に置いても良いと考えられる。

3. マッハ数低下量の実験式はフラッタ停止板の特性設計に使用できる。

4. 亀甲型多孔板の一部が2m×2m遷音速風洞用フラッタ緊急停止装置として利用できることが確認できた。

5. 本試験の結果、マッハ数の低下量、改修期間、経費等を考慮して床方式のフラッタ停止装置を遷音速風洞に試作することにした。

なお、本予備実験およびデータ解析には、新型航空機研究グループの鈴木広一技官の協力を得た。

### 参 考 文 献

- 1) 航空技術研究所2m×2m遷音速風洞の計画と構造, NAL TR-25, Mar. 1962.
- 2) 菊池孝男, 萱場重男, 鈴木誠三, 室田勝一, 安藤泰勝, 外立政隆, 上田哲彦, 松下 洸; フラッタ緊急停止装置について, 第24回飛行機シンポジウム講演集, pp. 358-361, Nov. 1986.
- 3) 萱場重男, 菊池孝男, 鈴木誠三, 室田勝一, 安藤泰勝, 外立政隆, 上田哲彦, 松下 洸; 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, Nov. 1986.

- 4) 半沢麻雄, 鈴木誠三, 安藤泰勝, 松下 洸; 遷音速風洞フラッタ緊急停止装置予備試験, 第43回風洞研究会議, Nov. 1989.
- 5) 安藤泰勝, 半沢麻雄, 鈴木誠三, 藤井謙司, 菊池孝男, 松下 洸, 松崎雄嗣; 遷音速風洞フラッタ緊急停止装置予備試験(翼の応答データの処理), 第28回飛行機シンポジウム講演集, pp.192-195, Nov. 1990.
- 6) 菊池孝男, 萱場重男, 鈴木誠三, 室田勝一, 安藤泰勝, 外立政隆; フラッタ停止装置, 特許第1623594号, Nov. 1991.
- 7) 半沢麻雄, 鈴木誠三, 安藤泰勝, 菊池孝男, 藤井謙司, 松下 洸; 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, NAL TR-投稿準備中, Jan. 1993.
- 8) 半沢麻雄, 安藤泰勝, 藤井謙司, 松下 洸, 外立政隆, 鈴木誠三, 鈴木弘一; 遷音速風洞フラッタ緊急停止装置予備試験(その2), 第49回風洞研究会議, Nov. 1992.
- 9) S. M. Gorlin, I. L. Sleginzel; Aeromekhanicheskie Izmepenia, Izdatel'stvo Nawka, Moskva (1964).

既刊報告

TR-1190	ヘリコプタのエンジン故障時の最適飛行制御 Optimal Control of Helicopters Following power Failure	1993年1月	奥野 善則
TR-1191T	A Comparative Study of the BGK No.1 Airfoil Data in the High Reynolds Number Transonic Wind Tunnels	1993年1月	須谷 記和, 松野 謙一 神田 宏, 佐藤 衛 三輪 等, 河本 巖
TR-1192	真空中高温における自己潤滑性複合材のトライボロジー特性に及ぼす相手材の影響 Effect of Counterpart Materials on Tribological Performance of Self-lubricating Composites Evaluated at High Temperature in a Vacuum	1993年2月	鈴木 峰男, 森山 稔 西村 允, 長谷川正二
TR-1193	極超音速機用水素燃料ターボラム燃焼器模型の試験結果 Hydrogen Combustion Tests Simulating a Subsonic Ram-Combustor for a Hypersonic Plane	1993年3月	田丸 卓, 下平 一雄 斉藤 隆, 山田 秀志
TR-1194T	A GPS Surveying Method Applied to Terminal Area Navigation Flight Experiments	1993年3月	村田 正秋, 新宮 博公 松島 弘一, 辻井 利昭 石川 和敏, 宮沢 与和 内田 忠夫
TR-1195	LE-7 用材料溶接継手の引張特性 その2 溶体化処理温度の効果 Tensile Properties of LE-7 Engine Material with Welded Joints 2nd Report Effects of Solution Temperature	1993年4月	渡辺 義明, 橋本 知之 坂本 光正
TR-1196	遷音速翼型試験における側壁干渉効果に関する流れの可視化を用いた研究 Oil Flow Visualization Studies of Sidewall Effects in Transonic Airfoil Testing	1993年4月	佐藤 衛, 神田 宏 須谷 記和, 松野 謙一
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 Preliminary Tests of a Flutter Emergency Stopper for the Transonic Wind Tunnel (Part 1) Basic Performance Tests for Flutter Stopper	1993年4月	半沢 麻雄, 鈴木 誠三 安藤 泰勝, 菊池 孝男 藤井 謙司, 松下 洸
TR-1198	イオンエンジン作動真空の向上のためのエンジン移動取付台の製作とその機能評価 Extensible Thruster Stand to Improve Vacuum Environment for Ion Thruster Operation	1993年4月	宮崎 勝弘
TR-1199T	EFFECT OF REGENERATIVE COOLING ON ROCKET ENGINE SPECIFIC IMPULSE	1993年4月	荻田 丈士, 升谷 五郎 若松 義男, 冠 昭夫 鎮西 信夫, 新野 正之

航空宇宙技術研究所報告1200号

平成5年5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 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

Printed in Japan