

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-693

超音速フラッタ停止装置の開発

峯岸正勝・安藤泰勝・松崎雄嗣・江尻宏
野田順一・関根英夫・楯篤志・渡辺光則

1996年5月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. 序 論	1
2. 超音速フラッタ停止装置	2
2.1 開発目的	2
2.2 要求事項	2
2.3 装置の構造	2
3. 機能確認試験	4
3.1 翼模型	4
3.2 振動試験	4
3.3 風洞試験	5
4. 試験結果	5
5. まとめ	7
参考文献	8

超音速フラッタ停止装置の開発*

峯岸正勝*¹ 安藤泰勝*² 松崎雄嗣*³ 江尻 宏*⁴
野田順一*⁵ 関根英夫*⁵ 楯 篤志*⁵ 渡辺光則*⁵

Development of a Flutter Emergency Stopper for the Supersonic Wind Tunnel

Masakatsu MINEGISHI, Yasukatsu ANDO, Yuji MATSUZAKI, Hiroshi EJIRI,
Junichi NODA, Hideo SEKINE, Atsushi TATE and Mitsunori WATANABE

ABSTRACT

A new system of a flutter emergency stopper is developed for preventing catastrophic failure of wing models when they burst into flutter during supersonic blowdown in wind tunnel tests. This system is used in the tests of flutter boundary estimation of supersonic delta wings and is found to yield good results.

The details of this system with some experimental results are described in this paper.

Key Words: Supersonic delta wing, flutter test, flutter emergency stopper

概 要

航空宇宙技術研究所の吹出式超音速風洞で、フラッタ限界値推定法の研究を風洞試験で実証するに当たり、供試翼の破損を回避して試験データを安全確実に取得するため、超音速フラッタ停止装置を開発し、翼模型出し入れ装置の翼模型取付けブロックに一体化して設置した。この装置を用いることで、超音速フラッタを有効に停止出来ることが判明した。ここでは、超音速フラッタ停止装置の概要、フラッタ抑止効果の機能確認試験およびその結果について報告する。

1. 序 論

航空宇宙技術研究所の吹出式超音速風洞で、フラッタ試験を実施する場合には、従来、翼模型の安全保護装置として、翼模型出し入れ装置¹⁾が付帯設備として設けられている。翼模型出し入れ装置は風洞の通風開始および停止時に気流の過渡状態で起きる風洞固有の大きな気流

の乱れの発生時やフラッタ発生時に、翼模型を風洞測定部の外に格納するものである。

超音速翼のフラッタ振動数は翼の形態や物理特性によっても異なるが、風速の低い亜音速翼と比べると、高い場合が一般的である。今回の試験で用いた供試翼²⁻³⁾は固定条件が50%の片持超音速デルタ翼である。翼模型は、その形状から一旦フラッタが発生すると大きな振幅で振動し、切欠き部の先端部分よりクラックを発生する。この結果、振幅は更に増大して破壊に至るため、翼の破損を回避して試験データを安全確実に取得することは出来なかった。

当所で行ってきたフラッタ緊急停止装置の研究成果⁴⁻¹²⁾を基に、小型で高速に動作するフラッタ停止装置を開発した。開発したフラッタ停止装置を用いた固定条件50%の片持デルタ翼模型の超音速フラッタ試験において、本装置の有効性が確認されたので、この装置の概要

* 平成8年4月8日受付(received, 8 April 1996)

* 1 機体部(Airframe Division)

* 2 元機体部(Airframe Division, retired)

* 3 名古屋大学(Department of Aeronautical Engineering, NAGOYA UNIVERSITY, NAGOYA 464, JAPAN)

* 4 構造力学部(Structural Mechanics Division)

* 5 空気力学部(Aerodynamics Division)

とフラッタ抑止効果の機能確認試験結果を報告する。

2. 超音速フラッタ停止装置

2.1 開発目的

超音速領域で実施するサブクリティカルな風洞試験を含むフラッタ試験では、同一の模型を用いて、マッハ数や風洞集合洞圧などの設定値や迎角など形態を変更して繰返し試験を継続することが多い。ここで使用する模型は高価で貴重なものが多く、各試験後に供試模型が正常で続けて用いることができれば模型製作費の節減と風洞利用効率の向上につながる。フラッタ限界値推定法の研究を風洞試験で実証するためには、翼模型にフラッタを起こさせる技術と、発生したフラッタを抑止あるいは停止させる技術が必要である。特に、超音速領域の風洞試験では、解析によるフラッタ設計値以外でフラッタが突発的に発生した場合のフラッタ停止は非常に困難である。

従来、当所の吹出式超音速風洞で実施するフラッタ風洞試験における翼模型に対する安全保護装置としては、風洞に付帯した翼模型出し入れ装置が使用されてきた。この装置は風洞測定部の気流が安定した時点で翼模型を気流中に挿入し、翼に働く空気力を計測する方式で、主に、フラッタ試験、半載模型試験などに使用するほか、多目的な試験に用いるために設置されたものである。また、この装置は空気圧シリンダで駆動し制動機構にスプリングを使用している。従って、作動時間を早めると模型が気流中に挿入される位置でオーバダンピングになり、模型に過度の振動を与えるため好ましくない。適度のダンピングで模型を静止させるために翼模型の出し入れに要する最小作動時間が各々約 0.8秒に設定されている。

フラッタ限界値推定法の研究を風洞試験で実証するための試験に用いた供試翼模型は、固定条件50%の片持翼の超音速デルタ翼であり、この模型の形状から一旦フラッタが発生すると大きな振幅で振動し、切欠き部よりクラックが発生する。クラックの発生により更に振幅は増大して翼模型出し入れ装置の作動時間中に破壊に至る。このため、付帯設備の翼模型出し入れ装置のみでは、翼模型の破損を回避してフラッタ推定法の研究に必要な試験データを確実に取得することはできなかった。

そこで、超音速領域でのフラッタ限界値推定法の研究を風洞試験で実証するためのサブクリティカル・フラッタ風試を成功させるために、航技研で進めてきた低速、遷音速域でのフラッタ緊急停止装置の成果を基に、超音速領域でも有効なフラッタ停止装置の開発を試みた。

2.2 要求事項

超音速領域でのフラッタ限界値推定法の研究を風洞試験で実証するために必要なフラッタ停止装置の機能とし

ては、

- (1) フラッタ限界値を確認するため、フラッタを一旦発生させた後、そのフラッタを安全確実に停止または抑止できること。
- (2) 超音速領域の翼はフラッタ振動数が高く、振動の発散や繰返し疲労により破損しやすい。このため、フラッタ停止装置は瞬時に作動すること。
- (3) 翼の任意な振動振幅の制限設定値を感知して自動的に動作する機能があること。また、手動による緊急操作も可能なこと。
- (4) 装置は小型軽量の構造で取り扱いが簡便であること。
- (5) 翼のフラッタ発生マッハ数・動圧以上の領域においても、風試を安全に行える低減余裕を有すること。
- (6) 作動時に気流の乱れが少ないこと。
- (7) 設備改修経費を軽減するため風洞設備の本体に改修または加工を施すことなく、模型取り付け部に装着または装置単独で成り立つ構造であること。

などの項目を満たすことが要求される。

2.3 装置の構造

当所の吹出式超音速風洞に従来から付帯されている翼模型出し入れ装置の概要を図1に示す。この装置の機能は、前述のとおり試験を開始させた後、風洞の通風開始時の気流の乱れが安定した時点で翼模型を気流中に挿入させたり、風洞停止時に気流が過渡状態で大きく乱れる時に通常自動操作によって翼を気流の外へ格納する。また、翼にフラッタが発生した緊急時には手動操作によって、それぞれ翼を気流の外へ格納することで翼の安全を確保するものである。しかし、超音速領域では、緊急時の翼模型出し入れ装置による翼模型格納の動作時間中に

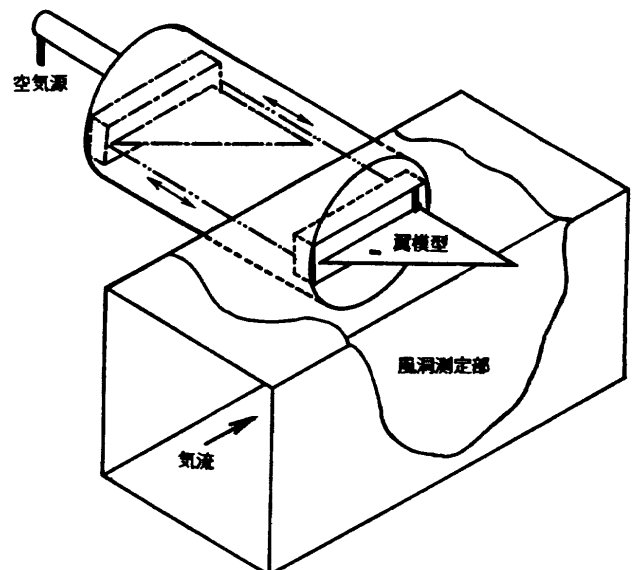
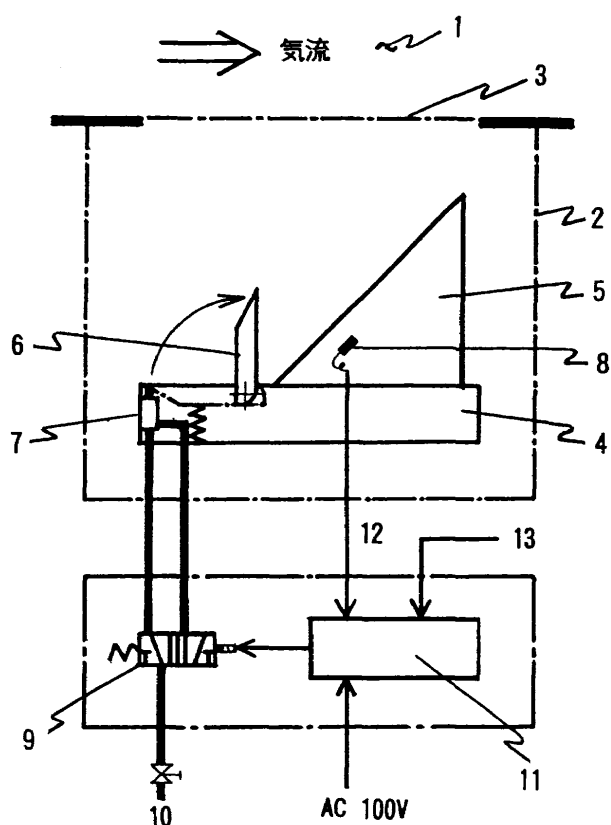


図1 翼模型出し入れ装置の概要



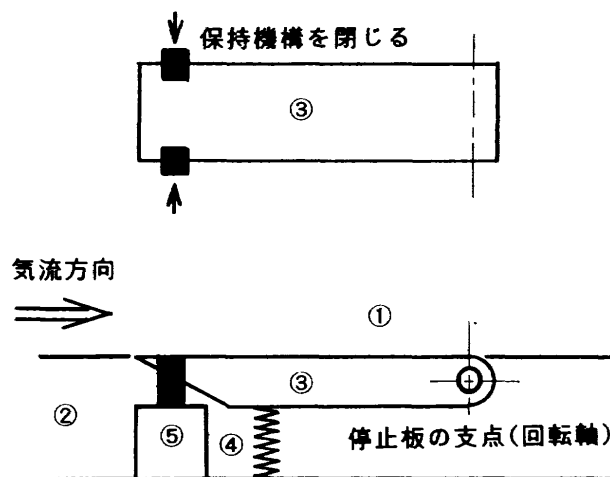
符号の説明

- 1 風洞測定部
- 2 翼模型出し入れ装置
- 3 風洞壁測定部窓
- 4 翼模型固定ブロック
- 5 デルタ翼模型
- 6 フラッタ停止板
- 7 フラッタ停止板立上げ保持機構
- 8 歪ゲージ
- 9 ソレノイドバルブ
- 10 翼模型出し入れ駆動用空気源
- 11 自動制御装置
- 12 制御信号
- 13 緊急手動操作用信号

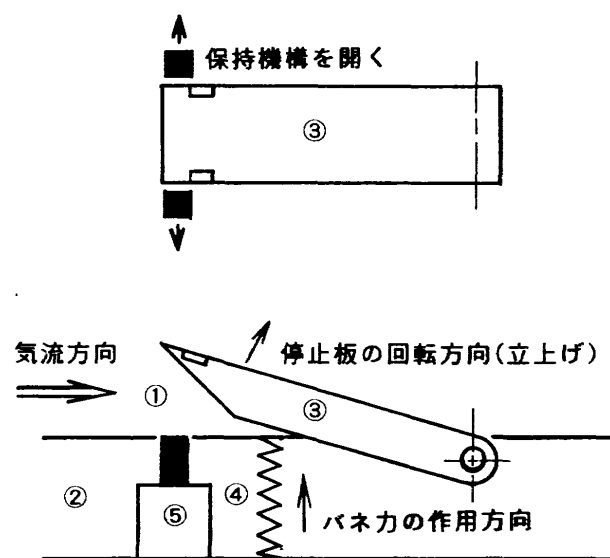
図2 超音速フラッタ停止装置の概念図

フラッタで翼を破損する場合がある。

そこで、超音速フラッタ風洞試験においても、翼を安全に回収することが可能な自動式超音速フラッタ停止装置を開発した。図2に装置の概念図を示す。図中の符号(数字)は、1が風洞測定部、2が翼模型出し入れ装置、3が風洞壁測定部窓、4が翼模型固定ブロック、5がデルタ翼模型、6がフラッタ停止板、7がフラッタ停止板立上げ保持機構、8が歪ゲージ、9がソレノイドバルブ、10が翼模型出し入れ駆動用空気源、11が自動制御装置、



(a) フラッタ停止板を保持した場合



(b) フラッタ停止板を立上げた場合

符号の説明

- ① 風洞測定部
- ② 翼模型固定ブロック
- ③ フラッタ停止板
- ④ スプリング
- ⑤ アクチュエータ

図3 フラッタ停止板立上げの動作機構

12が制御信号、13が緊急手動操作用信号である。この装置は大別してフラッタ停止板、バネにより立上げ方向の力を受けているフラッタ停止板を保持する機構、フラッタ停止板の動作をコントロールする自動制御装置および翼模型の振動振幅を検出する検出器から構成される。ここで、フラッタ停止板および停止板立上げ保持機構は翼模型出し入れ装置の翼模型固定ブロックに内装した。フ

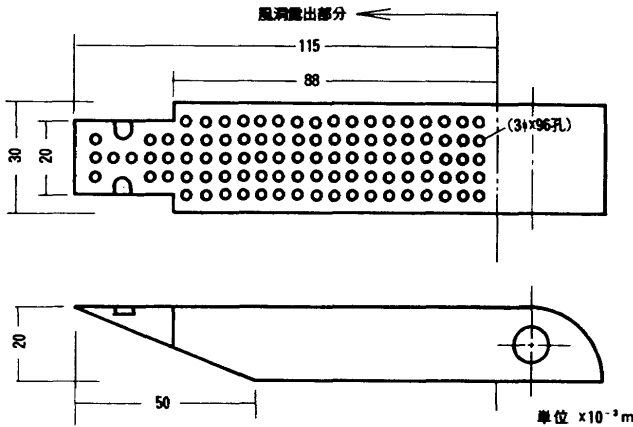


図4 フラッタ停止板の平面図

フラッタ停止板は格納時、風洞測定部側のブロック面に平滑に一致し、翼模型の試験データの計測に対して影響を与えない構造である。試験担当者は自動制御装置に翼模型の特性を考慮した歪み検出器の振動振幅の制限値を予め設定する。翼にフラッタが発生した場合、自動制御装置は翼の歪み検出器からの応答信号を受けて、予め設定してある歪みの振幅値を越えたとき、ソレノイドバルブにフラッタ停止板立上げ保持機構のアクチュエータに開の信号を送り、空気圧によりアクチュエータを作動させフラッタ停止板の立上げ保持を解除する。これによりフラッタ停止板は停止板自体に働くバネの反発力を利用して瞬時に立上がる。更に、フラッタ停止板は気流中に少しでも立上がると、停止板自体が高速気流により立上げ力を得るような先端形状となっているため、停止板の支点を回転軸として翼模型前方に気流方向と直角に立上がる。フラッタ停止板立上げの動作機構を図3に示す。図の上段(a)はフラッタ停止板を保持した場合、アクチュエータは閉じた状態である。下段(b)はフラッタ停止板を立上げた場合、アクチュエータは開とした状態である。ここで、丸付き数字で示す図中の符号は、①が風洞測定部、②が翼模型固定ブロック、③がフラッタ停止板、④がフラッタ停止板立上げ用スプリング、⑤がフラッタ停止板保持用アクチュエータである。

図4にフラッタ停止板の平面図を示す。フラッタ停止板は気流方向に対して一部に切欠きを有する変形の矩形であり、動作時点での気流に対する有効断面積は停止板が無孔の場合 $3.18 \times 10^{-3} \text{m}^2$ である。また、整流のため気流方向に直径 $3.0 \times 10^{-3} \text{m}$ の孔を96個(断面積の約20%)設けた多孔の場合には約 $2.5 \times 10^{-3} \text{m}^2$ である。

3. 機能確認試験

3.1 翼模型

翼模型は超音速準定常空気力を用いた有限要素法によりフラッタ解析を行いフラッタが高次連成モードで発生

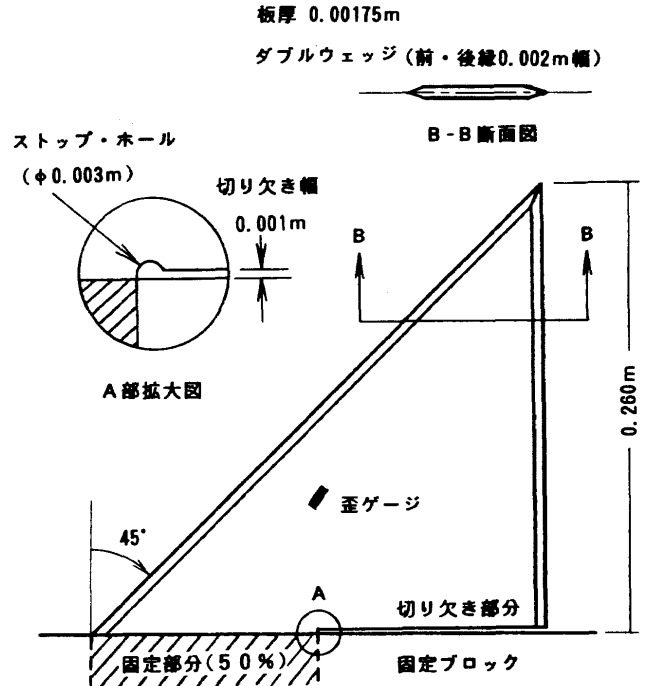


図5 超音速デルタ翼模型

するよう設計した。また、この翼のフラッタ限界値はマッハ数2.5の風洞の試験動圧範囲 $Q = 70 \sim 120 \text{kPa}$ の比較的低い値である 80.7kPa とした。図5に製作した超音速デルタ翼模型の平面形を示す。翼模型は後退角 45° 、翼幅 $2.60 \times 10^{-1} \text{m}$ 、板厚 $1.75 \times 10^{-3} \text{m}$ 、前・後縁に幅 $2.0 \times 10^{-3} \text{m}$ のダブルウェッジを有し、材質はアルミニウム合金(2024-T3)である。また、固定部分に翼根部後縁より $1.0 \times 10^{-3} \text{m}$ 幅の切欠きを入れ、固定部分の割合を50%Cとしている。切欠きの先端部には直径 $3.0 \times 10^{-3} \text{m}$ のストップ・ホールを設けた。翼の振動を検出する歪ゲージは、両翼面の25%翼弦上のルートから $1.00 \times 10^{-1} \text{m}$ の位置に貼った。

3.2 振動試験

振動試験¹⁾はアルミ製の風洞試験用翼模型取付けブロックの両端を2台の小型動電型加振機に固定し、そのブロックに翼模型を片持ち水平に取り付け、ブロック部分を正弦波の同位相で強制加振する。この方法は模型に力を直接加えることなく励振させることができるので、模型への付加質量などの追加による振動特性の影響を考慮せずに行える点で有効である。ここで、固有振動数は各共振点の振幅最大値を非接触変位計で計測する方法で、1次～5次モードまでを求めた。また、各モードのノード線は翼面上に砂を散布して求めた。

振動試験²⁾は翼模型を風洞試験用の翼模型出し入れ装置に取付けた状態で、翼面にインパクト状の力を加えて、風洞試験開始前に毎回行った。固有振動数はFFTアナラ

表1 デルタ翼模型の固有振動数 (Hz)

モード	解析値	試験値 ¹	試験値 ²
1次	24.0	22.0	22.5
2次	76.7	73.2	74.5
3次	133.3	131.7	133.5
4次	244.7	247.6	249.0
5次	340.0	341.7	344.0

注) 試験値¹: 正弦波強制加振
試験値²: インパクト加振

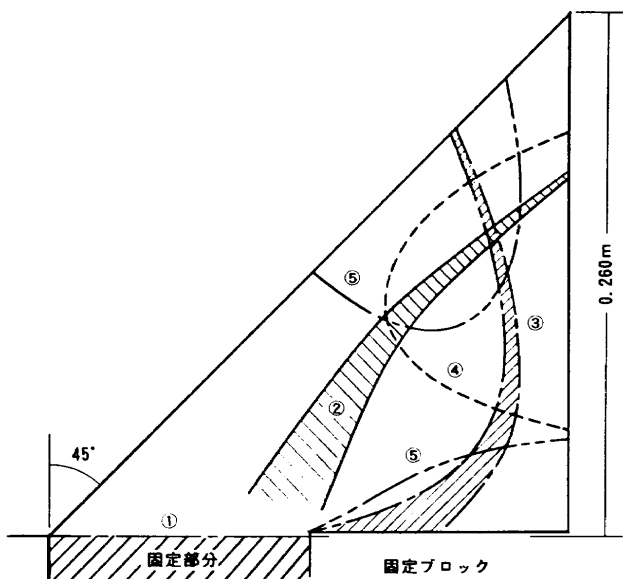


図6 デルタ翼模型の振動特性(モードのノード線)

イザを用い、歪ゲージの応答信号のパワースペクトル密度(PSD)のピークから求めた。得られた値は翼の破損の有無を判定するために有効で、同一模型の試験初期の振動数からの変化がない場合には、翼模型に破損が無いと判断し継続して試験を実施した。

表1は超音速デルタ翼模型の固有振動数を示す。ここで、解析値は有限要素法による解析で得られた固有振動数であり、試験値¹は正弦波加振、試験値²はインパクト加振による振動試験により得られた固有振動数を示す。ただし、試験²は試験初期に行った値のみを示した。図6は超音速デルタ翼模型の振動特性で各モードのノード線を示している。ここで、丸付き数字はモード番号を示す。

3.3 風洞試験

試作した超音速フラッタ停止装置のフラッタ停止あるいは抑止機能の効果を確認するため、固定条件50%の超音速デルタ翼模型を用いたフラッタ風洞試験を当所の吹出し超音速風洞で行った。ここでは、マッハ数をM=2.5に固定し、1 RUN中の動圧を約70~120kPaまでの範囲

に互って、集合洞の圧力の低い値から一定の割合で高める掃引方式の非定常な風試を行った。実施したフラッタ停止装置の機能確認試験の内容は、

- a. フラッタ停止装置をフラッタ発生時点でも作動させない場合。
- b. フラッタ停止装置を試験開始時点から作動させた場合。(多孔のフラッタ停止板を使用)
- c. 無孔の停止板を用いた場合のフラッタ停止効果の確認試験。
- d. 多孔の停止板を用いた場合のフラッタ停止効果の確認試験。

の4ケースである。

今回用いた超音速デルタ翼模型のフラッタ限界動圧の設計値は風洞の試験範囲の下限に近いので、フラッタの発生は風洞試験開始と同時に起こる可能性がある。従って、フラッタ発生までの応答データは短く、試験は注意深く行う必要がある。試験では集合洞の全圧、翼の歪み応答および模型出し入れの信号などをデータレコーダにそれぞれ記録し、翼の動的な挙動はビデオカメラで記録した。

4. 試験結果

ここでは、固定条件50%の超音速デルタ翼模型を用いた風洞試験で、試作した超音速フラッタ停止装置のフラッタ停止機能の確認試験結果を示す。

図7はフラッタ試験により得られた超音速デルタ翼模型の歪み応答データの記録例-(1)である。図の上段は、試験中の集合洞の全圧 P_0 、中段はフラッタ発生時点でもフラッタ停止装置を作動させない場合の試験ケースaの歪ゲージの応答信号を示している。下段はフラッタ停止

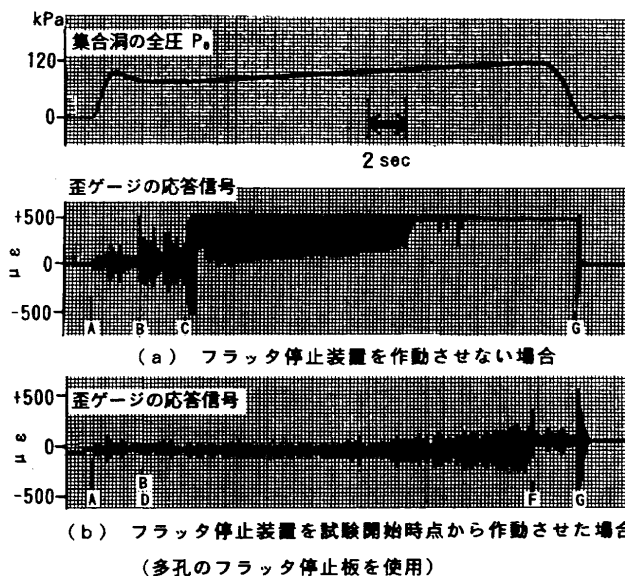


図7 デルタ翼模型の歪み応答データの記録例-(1)

装置を試験開始時点から作動させた場合の試験ケースbの歪ゲージの応答信号の記録例である。ただし、試験ケースbでは多孔のフラッタ停止板を使用した。ここで、図中の符号はAが風洞起動、Bが翼模型出し入れ装置による風洞測定部気流中への翼模型の挿入、Cがフラッタ発生、Dがフラッタ停止板の立上げ、Eが翼模型出し入れ装置による翼模型の格納、Fが風洞停止の各時点を示す。試験ケースaでは翼にフラッタが発生するとこの翼模型は大振幅で振動し切欠き部分からクラックが入り、翼模型は更に大振幅で振動して、前縁部中央付近と切欠き部を結ぶ部分を残し瞬時に破損した。図では、C点を越えるとすぐに、歪み応答信号が上限に不平衡となる。この時点で、翼模型の大部分は欠損した状態である。しかし、翼に接着した歪みゲージが翼面より剝離して残り、電氣的に通電していたため、歪み応答信号の記録は風洞停止まで続いている。破損以後の応答データは意味を持たず、フラッタ推定法の研究に必要なデータは図中のB点以後Cを越えるまでの翼の歪み応答信号と集合洞の全圧およびマッハ数などである。これらのデータからフラッタ限界値推定法の研究目的の一つであるC点までの各時点での逐次のフラッタ限界値の予測を行う。また、C点を風洞試験で実測することにより、推定法プログラムの精度を実証することができる。このためにも、C点を経過する時点までの風洞試験が必須である。試験ケースbでは、フラッタ停止板の作動により翼模型にフラッタの抑止効果が働き、集合洞の最大圧力時でもフラッタの発生は確認さ

れなかった。

ここで、文献¹¹⁾によりフラッタ停止装置の特性をフラッタ停止板が矩形と見做してマッハ数低下量として推算してみる。風洞測定部の断面積を 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 ΔM とすると

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

で近似することができる。ここで、超音速での係数 $\kappa=1.4$ を代入し、マッハ数 M をパラメタにマッハ数低下量 ΔM を求めると図8を得る。今回の試験における設定マ

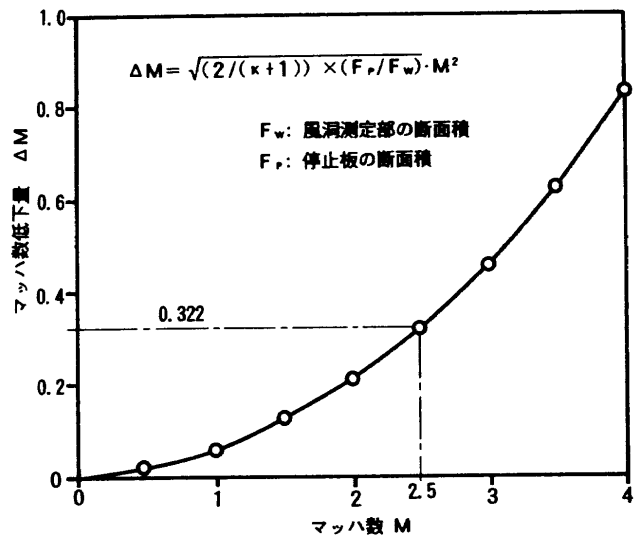
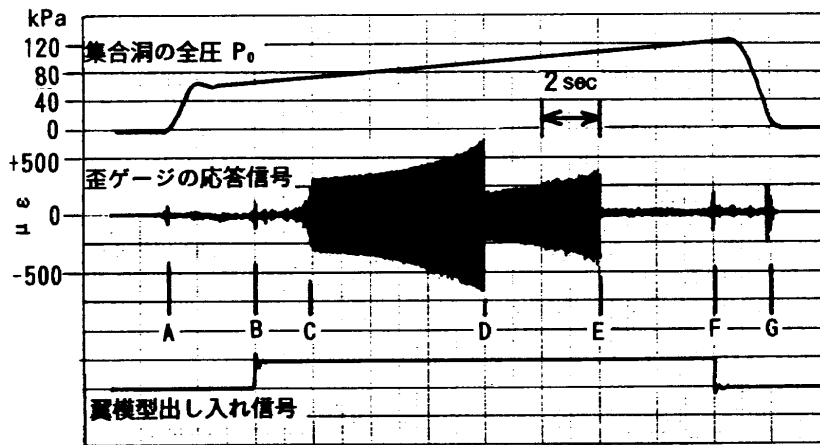
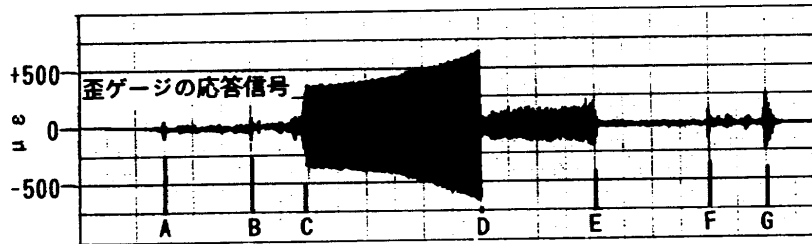


図8 フラッタ停止板によるマッハ数低下量



(a) 無孔のフラッタ停止板を用いた場合



(b) 多孔のフラッタ停止板を用いた場合

[符号の説明]

- A: 風洞起動
- B: 模型挿入
- C: フラッタ発生
- D: 停止板立上げ
- E: 模型後縁クランプ
- F: 模型格納
- G: 風洞停止

図9 デルタ翼模型の歪み応答データの記録例- (2)

ッハ数 $M=2.5$ では、マッハ数低下量は 0.322 である。

図9はフラッタ試験により得られた超音速デルタ翼模型の歪み応答データの記録例-(2)で、フラッタ発生後、任意に設定した制限振幅値でフラッタ停止板を作動させた試験ケースcとdの記録例である。図の上段は無孔のフラッタ停止板を用いた場合の翼模型の歪み応答データ例であり、ここで、最上部は集合洞の全圧 P_0 、中段は歪ゲージの応答信号、下段は翼模型出し入れ信号を示す。最下段は多孔の停止板を用いた場合の歪ゲージの応答信号を示す。図中の符号A~Gは図7と同様であり、図7で未使用の符号Eは固定部分が50%の超音速デルタ翼模型特有の振動を抑止するために既設した衝撃防止装置(特許第1937003)³⁾を作動して、翼の切欠き部後縁を固定部にクランプした時点を示す。この試験では開発したフラッタ停止装置の機能を確認するため、フラッタを確認することができ、更に、翼模型の破損を防ぐための歪み検出器の制限振幅値を設定する必要がある。今回の試験では翼先端部の振動振幅値約 $8.0 \times 10^{-2} \text{m}^{\text{P-P}}$ でフラッタ停止板を作動させるように設定した。図9の翼模型の歪み応答データの振動振幅値とビデオカメラの記録から、このデルタ翼模型はフラッタ発生と同時に、翼先端部で約 $4.0 \times 10^{-2} \text{m}^{\text{P-P}}$ 程度の振幅で振動し、その後も振幅が増加している。翼の振動振幅はD時点でフラッタ停止装置が作動し、フラッタ停止板を立上げたことにより瞬時に減少して、フラッタを抑止している。しかし、その後も集合洞の圧力上昇と共に、振動振幅は増加する。そこで、E時点では衝撃防止装置を作動して、翼の切欠き部後縁をクランプしてから翼模型を気流の外に格納した後、風洞を停止し試験を終了した。ここで、無孔のフラッタ停止板を用いた試験ケースcの振動振幅値は、停止板立上げにより作動時前の約30%に減少したが、集合洞の圧力上昇と共に、次の4秒経過後には、また、減少時の約2倍に増加して、フラッタ停止板の無い場合のフラッタ発生時の振幅値と同程度となった。多孔のフラッタ停止板を用いた試験ケースdの振動振幅値は停止板立上げにより作動時前の約15%に減少し、その後の集合洞圧力の上昇でも振幅増加は少ない。両試験ケースでのフラッタ停止板の有効断面積は試験ケースdの方が約20%少ないが、フラッタ抑止の効果はマッハ数低下量からの推定とは逆に2倍程度有効な効果を示している。今回の試験ではフラッタ停止板後方の動圧や気流の乱れを測定していないが、多孔のフラッタ停止板を用いた試験の方が停止板の後流部分、特に翼面上での気流の乱れが少なかったものと推測される。本図から、フラッタ停止装置は超音速領域においてフラッタ停止板の作動と同時にフラッタを瞬時に抑止しており、機能の有効性を確認することができる。

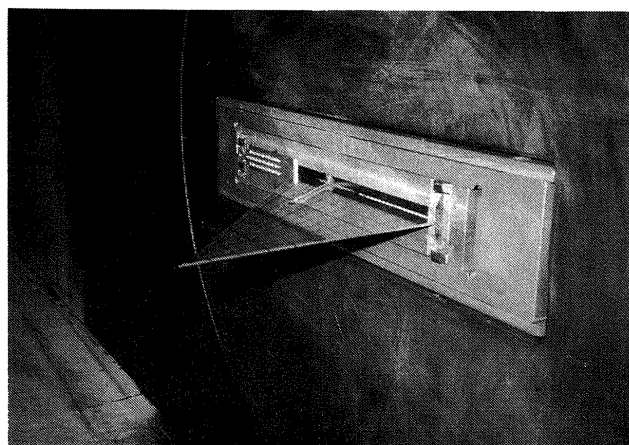


図10 フラッタ停止装置の実施例-(1)
(停止板を保持格納した状態)

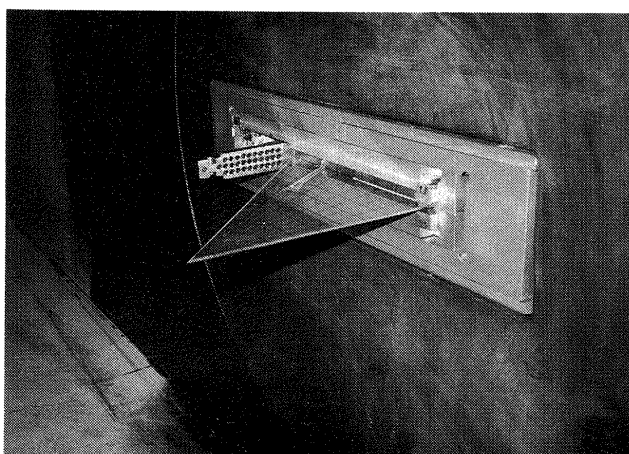


図11 フラッタ停止装置の実施例-(2)
(停止板を翼模型前面に立上げた状態)

図10、図11はフラッタ停止装置の実装例で、10はフラッタ停止板が保持格納(翼の応答データ測定を行う試験時)された状態の写真である。図11はフラッタ発生時に翼の制限振幅の設定値を感知してフラッタ停止板が翼模型の前面に立上がった状態の写真である。

5. まとめ

超音速領域で実施したフラッタ風洞試験において、供試翼のフラッタ破損を防止し、風試データを取得するために、翼模型の前方に小型のフラッタ停止板を立て、マッハ数および動圧を低減させる超音速フラッタ停止装置を試作し、その有効性の確認試験を実施した。その結果、

- (1) フラッタ停止板はバネの反発力を利用し、停止板の先端部分を気流中に押し出し、超音速の高速気流を利用して瞬時に立上げを完了することができる。この結果、超音速のフラッタを瞬時に抑止した。
- (2) 多孔のフラッタ停止板は同形状の無孔板より、有

効断面積は少ないが整流効果などの点で良好な結果を示した。

- (3) 装置は簡単な機構のフラッタ停止板とその保持機構、翼の振動振幅を感知する検出器および自動制御器から構成したが、作動が瞬時であり、超音速領域においても仕様を十分満たす性能が得られた。
- (4) 風洞設備本体の改修を行うことなく、翼模型の取付けブロックに一体化した小型の構造として組込むことができた。
- (5) 破損しやすい形状の50%固定のデルタ翼供試体の場合でも翼を正常な状態で回収し、有効な風試データを取得することができた。

以上に示す成果を確認した。

今後の検討課題として、フラッタ停止板後流の気流の乱れとフラッタ抑止効果との関係、フラッタ停止板の形状および大きさとフラッタ抑止効果との関係を究明し、改良を進めていく考えである。

参考文献

- 1) 空気力学第二部：1m×1m吹出式超音速風洞の計画と構造，NAL TR-29，Oct.1962.
- 2) 安藤泰勝，松崎雄嗣，峯岸正勝，江尻 宏，榊原盛三，野田順一，石田清道：超音速デルタ翼の振動特性と安定限界の推定 第1報 定常な不規則応答のオンライン時系列解析，NAL TR-1153，Apr. 1992.
- 3) 峯岸正勝，安藤泰勝，松崎雄嗣，江尻 宏，榊原盛三，野田順一，石田清道，関根英夫，楯 篤志，渡辺光則：超音速デルタ翼の振動特性と安定限界の推定 第2報 非定常な不規則応答の局所定常時系列解析，NAL TR-1179，Sep. 1992.
- 4) 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.
- 5) 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.
- 6) 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
- 7) 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.
- 8) 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.
- 9) 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-1197，Apr.1993.
- 10) 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.
- 11) 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，梅島竜男：遷音速風洞フラッタ緊急停止装置予備試験(その2)，フラッタ停止装置の開発，NAL TR-1200，May 1993.
- 12) 鈴木弘一，細江信幸，飯島由美，小松行夫，国益徹也，安藤泰勝，半沢麻雄，鈴木誠三：遷音速風洞フラッタ緊急停止装置性能試験(その1)，半截模型カート用装置の効果，NAL TM-668，Nov. 1994.

航空宇宙技術研究所資料693号

平成 8 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 - 44 - 1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
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
