

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1170

高速機械式翼列曲げ振動加振装置とその特性

生 沼 秀 司・小 林 紘

1992年7月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-1160	ホットプレス法で作成した自己潤滑性複合材料のトライボロジー特性に関する研究 Tribological Characteristics of Hot-Pressed Self-Lubricating Composites	1992年 5 月	鈴木峰男・西村 允
TR-1161	ケーブル支持動的風洞試験のための模型制御系設計 Control System Design of a Cable-Mounted Model used for Dynamic Wind Tunnel Testing	1992年 6 月	柳原正明・永安正彦 佐々修一・下村 卓
TR-1162	二次元翼列を過ぎる非圧縮ポテンシャル流れの逆問題 Solving the Inverse Problem for Incompressible Potential Flow through Two-Dimensional Cascades	1992年 6 月	井上建二
TR-1163	航空機搭載型光データバスの開発 Development of an on-board Aircraft Optical Fiber Data Bus System	1992年 6 月	真柳光美・滝沢 実 内田忠夫・稲垣敏治 穂積弘毅・石川和敏
TR-1164	航技研10cm×10cm磁力支持天秤装置横揺れ制御について Rolling Moment Control in the NAL 10cm × 10cm Magnetic Suspension and Balance System	1992年 6 月	澤田秀夫・末永尚史 鈴木孝行・池田宣一
TR-1165	「おりづる」(DEBUT)の宇宙実験運用 In-Orbit Performance Tests and Tele-Command Systems of the Umbrella Test Satellite (DEBUT)	1992年 6 月	熊谷隆王・中島 厚 桜井善雄
TR-1166	人工衛星姿勢制御系の伝達零 Transmission Zeros of Spacecraft Attitude Control System	1992年 6 月	木田 隆・山口 功
TR-1167	菱形結合翼機4形態の低速風洞実験 Low-speed Wind Tunnel Tests on Four Types of Joined-Wind Aircraft Models	1992年 7 月	岩崎昭人・藤田敏美 藤枝敦俊・滝澤直人
TR-1168	HOPEの極超音速流数値シミュレーションⅢ Numerical Simulation of Hypersonic Flow for the Design of the H-II Orbiting Plane (HOPE) : Part 3	1992年 7 月	山本行光
TR-1169	菱形結合翼機(上翼付き)の低速風洞実験 Low-speed Wind Tunnel Tests on a Joined-Wing Aircraft Model with Various Upper-Fin	1992年 7 月	岩崎昭人・藤田敏美 藤枝敦俊・滝澤直人

# 目 次

1. 序 論 .....	2
2. 加振装置の機構と性能計測 .....	3
2.1 翼列フラッターと非定常翼列風洞 .....	3
2.2 加振装置の機構 .....	4
2.3 加振装置の性能計測 .....	6
3. 加振装置開発時の問題点とその解決方法 .....	7
3.1 高い振動数までの滑らかな曲げ振動 .....	8
3.2 高速可動部及び構成部品の潤滑 .....	10
3.3 風洞測定部への潤滑油の漏れ対策 .....	10
4. 結果と考察 .....	12
4.1 翼の振動波形とスペクトラム .....	12
4.2 翼振幅の加振振動数に対する変化 .....	13
4.3 翼スパン方向位置2点での一様な並進振動 .....	13
4.4 翼列翼全翼の振幅と翼間振動位相差 .....	14
4.5 超音速流れの中で作動する翼列翼の加振状況 .....	16
5. 結 論 .....	16
参 考 文 献 .....	17

# 高速機械式翼列曲げ振動加振装置とその特性\*

生 沼 秀 司\*<sup>1</sup>・小 林 紘\*<sup>1</sup>

## Development of a High-Speed Mechanical Drive System for Oscillating an Annular Blade Row in the Bending Mode\*

Hideshi OINUMA\*<sup>1</sup>, Hiroshi KOBAYASHI\*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

A novel high-speed mechanical drive system was developed which enables controlled-oscillations to be produced in an annular blade row in the bending mode; thus allowing solutions to be obtained for cascade flutter in turbomachinery.

This system makes possible to take unsteady aerodynamic force measurements in the National Aerospace Laboratory (NAL) Annular Cascade Test Facility at the realistic, reduced frequency level of supersonic flutter in turbomachinery. Blade row oscillation tests demonstrated that the presented system can controllably-oscillate at up to 200Hz all 16 blades composing the annular blade row at a constant amplitude and interblade phase angles. Both aerodynamically unstable and stable condition of the annular blade row can be controllably-oscillated while operating in a supersonic flow field.

Keywords : Blade row, Flutter, Bending mode oscillator, Turbomachinery, Supersonic flow

### 概 要

ジェットエンジンを構成するターボ機械の曲げモード翼列フラッターの研究のために、実機相当の振動数まで曲げ振動が可能な、高速機械式翼列曲げ振動加振装置を開発した。

本装置は、翼列翼を構成する全翼（16枚）の振幅、翼間振動位相差を一様に制御して、滑らかに200Hzまで曲げ振動させることが出来る。

一連の実験によって、本加振装置は加振する翼列翼が超音速流れの中で作動している時も、空力的に不安定な状態で作動している時も、本装置の開発目標を満たしていることを明らかにし、その性能を確認した。本報告では、この翼列曲げ加振装置の機構とその特性について述べる。

---

\* 平成3年7月5日受付 (Received 5 July 1991)

\*<sup>1</sup> 熱流体力学部 (Thermofluid Dynamics Division)

## 1. 序 論

ジェットエンジンを構成するターボ機械の内部の流れは非定常流れであり、これにともなって発生する空力弾性の問題はターボ機械の運転不能あるいは破損といった重大な不具合をもたらすため、開発する上で重要な問題である。この問題を解明するためには、翼列翼に作用する非定常空気を明らかにすることが必要である<sup>1),2)</sup>。

この非定常空気を求める測定方法としては、翼または軸に発生する歪の測定、あるいは翼面上の非定常圧力分布の測定によって変動力を求める直接法と、変動力が加わった時の振動振幅などの現象の変化から間接的に起因となった変動流体力を求める間接法がある。本実験では、超小型圧力センサーを翼面上に配置して、非定常空気を測定する直接法を選択した（詳細については、参考文献21, 22を参照されたい）。

翼列翼の振動方法としては自由振動法と強制振動法がある。自由振動法は、流れの中において、自然発生的に翼を振動させる方法である。

強制振動法は、翼間振動位相差や無次元振動数を任意に与えることが出来、フラッター発生点以外の広範な条件に対しての実験が可能となる。しかし、この方法は、複数の翼を翼間振動位相差をもたせて、同時に同一振動数及び同一振幅の強制振動を与える機構となるため、装置は非常に複雑となる。非圧縮性領域のような流れの遅いところでは、加振振動数が低くすむが（例えば、作動流体に水を用いた場合には20Hz以内である）<sup>3)~5)</sup>、流速が早い圧縮性領域の翼列翼に作用する非定常空気の測定には、高い振動数の加振が必要となる。諸外国の風洞における翼列翼の加振装置は翼枚数に等しい数の小型の電磁式加振機を用い、翼列翼の支持系の固有振動数との共振により、翼振幅を得ているが<sup>6)~10)</sup>、振幅、振動数、位相差を流れのある場合に翼列間で一定に保つことは、非常に困難である<sup>11),12)</sup>。また、加振力が小さいため、非定常流体力が空力的に不安定となる領域では翼列翼の振動を制御することができず、目的とする非定常流体力が測定できない<sup>12)</sup>。

そのため、本風洞では、共振を利用しない強制振動法を採用することとし、翼列翼の非定常空力特性の研究の第一段階として、アームと深みぞカム等から成る高速機械式振り加振機構を開発した<sup>13),14)</sup>。この装置を用いて、遷音速タービンと遷音速圧縮機の両翼列のねじり振動モード時の非失速翼列フラッターの研究を行った。その結果、(1)翼列フラッターへの流れの圧縮性の影響、(2)非失速ねじり超音速翼列フラッター発生限界の解明、(3)翼列フラッターへの非定常パラメーター（無次元振動数と翼間振動位相差）の影響、(4)翼面上の非定常空気力分布とフラッター発生メカニズムとの関係、並びに(5)翼列フラッター発生への衝撃波の影響等を明らかにした<sup>15)~20)</sup>。

次いで、本研究の第二段階として、翼の曲げ振動モード時の超音速翼列フラッターの研究を計画した。そのためには、実機相当の振動数（最高振動数200Hz）まで曲げ振動が可能な加振装置の開発が不可欠であった。

曲げ振動加振機構の開発にあたっては、振り振動機構と異なり、次の様な問題点の解決が必要とされた。(i)振動を発生する可動構成部品の慣性力が一段と大きくなるため振動数を上げることが難しいこと、(ii)高速可動部及び構成部品の潤滑の必要性、(iii)風洞測定部への潤滑油の漏れシールの必要性、(iv)高い振動数までの滑らかな曲げ振動の確立、(v)16枚の翼列翼の加振機構を内径φ270のダクト内にコンパクトに内蔵すること。これら(i)~(v)の問題点の解決を目指した翼列曲げ加振機構を考案・試作した。

このため、翼列曲げ加振機構と先に開発した高速機械式振り加振機構を結合して、高速機械式翼列曲げ振動加振装置を完成させた<sup>21)</sup>。本加振装置は、翼列フラッター研究に必要な最高振動数200Hzまで、翼列翼を構成する全翼（16枚）の振幅と翼間振動位相差を一様に制御し、滑らかな曲げ振動（翼弦に垂直方向の並進振動）をさせることが可能である。

本装置を組み込んだ非定常環状翼列風洞<sup>14),15)</sup>を用いて、翼列翼の曲げ振動時に翼に作用する非定常揚力やモーメントを、種々の条件（流入・流出

マッハ数、翼間振動位相差、並びに無次元振動数)にて計測し、曲げ振動時の非定常空力特性、非失速曲げ翼列フラッターの発生領域の明確化、並びに翼列内で発生する衝撃波の挙動とフラッターへの影響等を明らかにすることを目的として研究を進めている。この一連の実験結果より、本加振装置は加振する翼列翼が超音速流れの中で作動している時も、空力的に不安定な状態で作動している時も、本加振装置の開発目標である、16枚全ての翼列翼の振幅、翼間振動位相差を一様に制御して翼列翼の加振を行っていることが明らかにされ、その性能が確認された<sup>22)</sup>。ここでは、翼列曲げ加振装置の機構とその特性について報告する。

## 2. 加振装置の機構と性能計測

### 2.1 翼列フラッターと非定常翼列風洞

まず自励振動である翼列フラッターの研究を中心に進めているので、翼列フラッターの問題について少し触れる。

何らかの原因で翼が振動し、その振動によって、変動空気が誘起され、それが翼の振動に対

して負減衰として働くことによって、流れから翼にエネルギーが供給されて翼の振幅が増大する現象が、翼列フラッターである。この場合、翼の振幅は急増するので、翼の振動疲労破損は瞬時的なものとなる。フラッター発生時の翼の振動数は、翼あるいは翼の支持系を含むものの固有振動数の一つと対応する。

黒坂満氏(参考文献23)は、翼列フラッターの境界線を圧縮機やファンの性能曲線上に重ねて描き(図1)、以下のように境界を4つ(①~④)に分類し、説明を行っている。

①Supersonic unstalled flutter(超音速非失速フラッター)：作動線より圧力比のやや高い領域では、曲げモードあるいは振りモードでフラッターが発生する。また、作動線より圧力比が低い領域では、振りモードで発生する。これらは、相対速度が超音速のときに起こるもので、境界層が衝撃波との干渉により局所的に剝離する以外は全体として流れは剝離していない状態で起こるフラッターである。他のフラッターと異なり、ファンの設計点自体ないしは近傍で起こるので、これが発

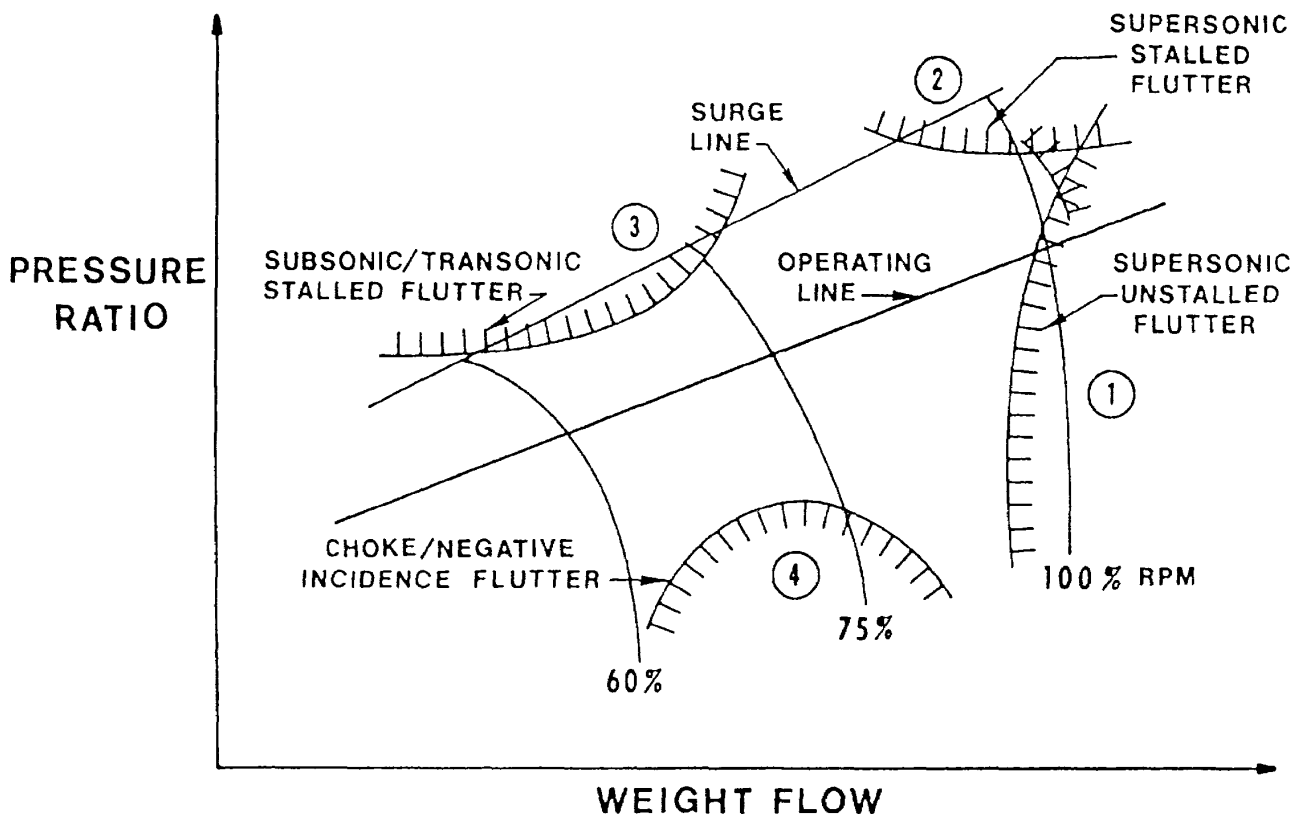


図1 圧縮機性能曲線上のフラッター境界線<sup>23)</sup>

生すると設計自体を根本的に変える必要が生ずるほど困難な現象である。

②Supersonic stalled flutter (超音速失速フラッター) : 曲げと振りの両モードでフラッターが発生する。インレットディストーションがあるときにファンに特に起きやすいものである。流れは全体として翼から剝離しているものと考えられる。

③Subsonic/transonic stalled flutter (亜音速/遷音速失速フラッター) : このフラッターは、曲げと振り両モードで発生する。これは圧縮機の前段で部分負荷の際に正の迎え角でおこりやすい。

④Choke/negative incidence flutter (チョーク/負の迎え角によるフラッター) : 振りモードでフラッターが発生する。部分負荷時の圧縮機の後段で起こりやすく、また、ファンの後置静翼で起こる。

今日まで、上述した種々のフラッター発生予測を行うことは、数値解析方法が未完成であったこと並びに実験データが不足していたために、エンジンや要素試験から得られた資料を参考にした経験則がフラッター予測に用いられていた。しかし、これらの資料はエンジンの空力性能測定中に偶発的に発生して得られたもの等であるので、新しいエンジンを設計・製作するために必要な、各種パラメータに対するデータが不十分であった。

現在、多くの理論及び数値解析による翼列フラッターの研究も進められているが<sup>24)~26)</sup>、それらの解析の有効性の検証や解析モデルの妥当性の評価のためには、実験による現象の解明やデータの蓄積が望まれている。

図2に環状翼列風洞の測定部と翼列曲げ加振装置の機構概略を示す。開発した加振装置を内蔵する本風洞は、実機条件を満たす高い無次元振動数での実験を可能とするため、作動流体として、フロンガスを使用している。無次元振動数 $K$ は、主流の速度 $U$ と翼の角振動数 $\omega$ 及び $1/2$ 翼弦長 $b$ の関数で、 $K = b\omega/U$ であり、一方、主流のマッハ数は $M = U/a$ 、 $a$ は音速である。このため、比較的低い振動数で高い無次元振動数と高いマッハ数を得るためには、音速の低い作動流体を用い、主流 $U$ を低下させることが必要となる。また、音

速 $a$ は密度 $\rho$ 、圧力 $p$ 、比熱比 $\gamma$ とした時、 $a = \sqrt{(\gamma p/\rho)}$ と表されるので、空気より約5倍密度の大きなフロンガスを用い、音速を $1/2 \sim 1/3$ 低くしている。したがって、マッハ数、無次元振動数を同じくする場合、加振振動数は、空気の場合の $1/2 \sim 1/3$ と低くすみ、翼の加振装置の負担を軽減し、低い加振振動数でファン、圧縮機等のフラッター発生無次元振動数の範囲を満たすことができる。また、フロンガスの動粘性係数は空気に比して小さいため、実機条件のレイノルズ数を得ることが容易である。

本風洞では、試験翼列(振動翼列)に必要な流入流れを与えるため、翼列の5翼弦長上流に入口案内羽根(I. G. V.)を設定している。整流部を通過した流れは、ノズル部で軸流方向に加速され、続いて、入口案内羽根によって超音速流れへ加速されると同時に必要な流れ方向への転向が与えられる。

## 2.2 加振装置の機構

フラッター及び強制振動時の非定常流体力の測定には、流れの中で振動する翼列翼の振幅、振動数、翼間振動位相差を一定に保つことが出来る加振装置が必要である。

ところで、ターボファンエンジンのファンブレードにおいては、翼の曲げ一次のモードの固有振動数は、振りの一次のモードの固有振動数の約半分である。そのため、本風洞での $0 \sim 500\text{Hz}$ という振り加振に対して、曲げ加振では振動数 $0 \sim 200\text{Hz}$ の加振を目標として設計した。曲げ加振装置の開発においては、振り加振用に開発設計された既存のケーシング等を使うことを前提として進めた。

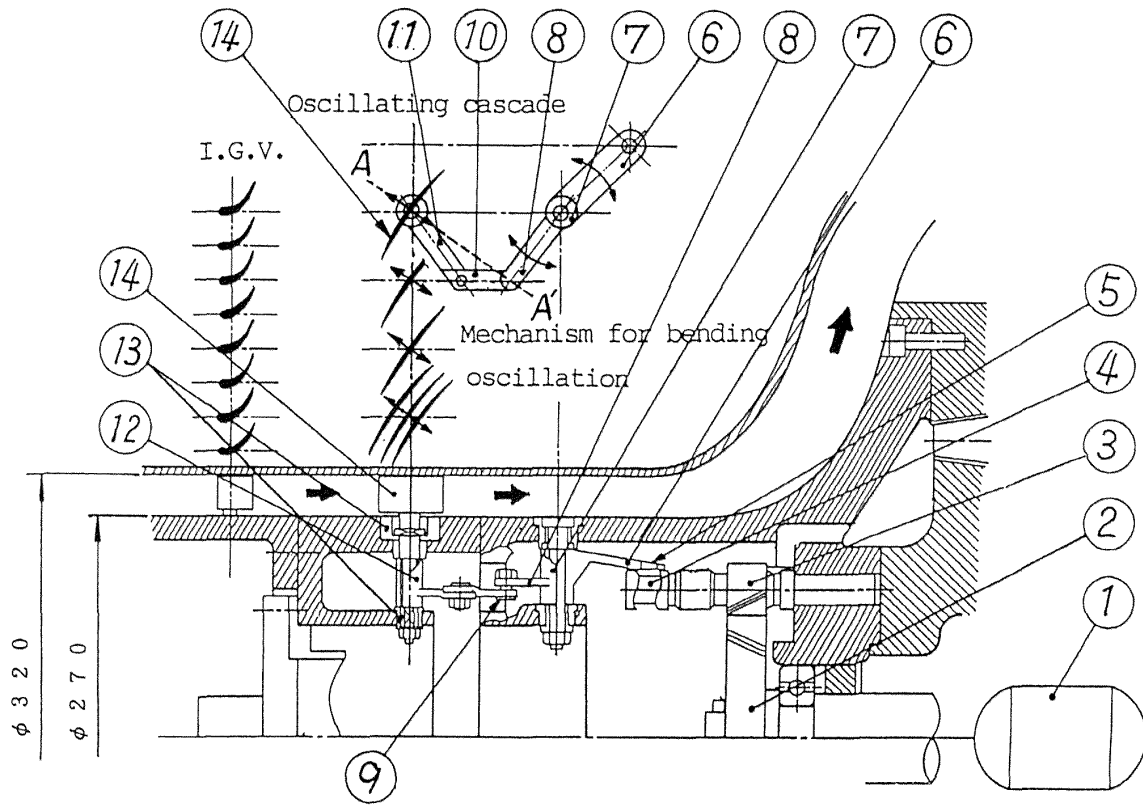
曲げ振動加振装置開発のために諸問題(第3章に記述)を解決し、最終的に図2に示す翼列曲げ振動加振装置を得た。

加振機構の外観を図3に、加振機構の一部のカットモデルを図4に示す。図3より、各翼に対応して円周上に16個配列されている翼軸トラニオンを見ることが出来る。図4は、深みぞカムの回転運動を翼の並進運動に変えるための機構を示し

たものである。

15KWの駆動モーター①の動力は、駆動軸に固定されたギヤ②から、その円周上に各々独立して翼と対をなしている16個のピニオン③と深みぞカ

ム④の集合体に伝達される。この深みぞカムとピニオンはスプラインを介して連結され、このスプラインの組合せ方によって翼間振動位相差を $2n\pi/16$  ( $n$ は任意の整数)と任意に変化できる。



- |                             |              |                      |                     |
|-----------------------------|--------------|----------------------|---------------------|
| ① 15Kw Variable speed motor | ② Gear wheel | ③ Pinion             | ④ Female barrel cam |
| ⑤ Cam follower              | ⑥ Arm A      | ⑦ Torsional trunnion | ⑧ Arm B             |
| ⑨ Joint pin                 | ⑩ Joint rod  | ⑪ Arm C              | ⑫ Bending trunnion  |
| ⑬ Slide guide               | ⑭ Blade      |                      |                     |

図2 翼列風洞測定部と翼列曲げ振動加振装置

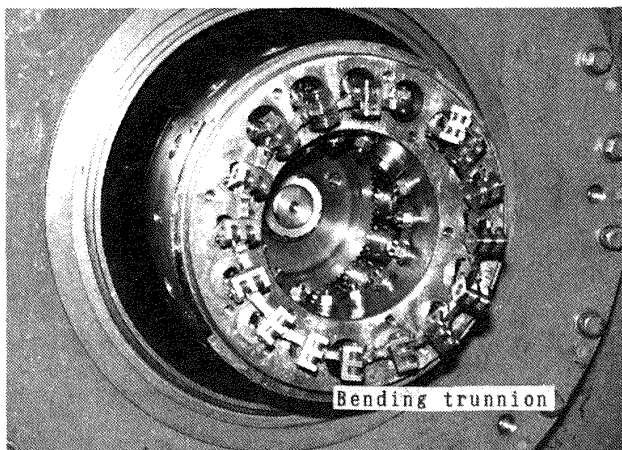


図3 加振機構外観図

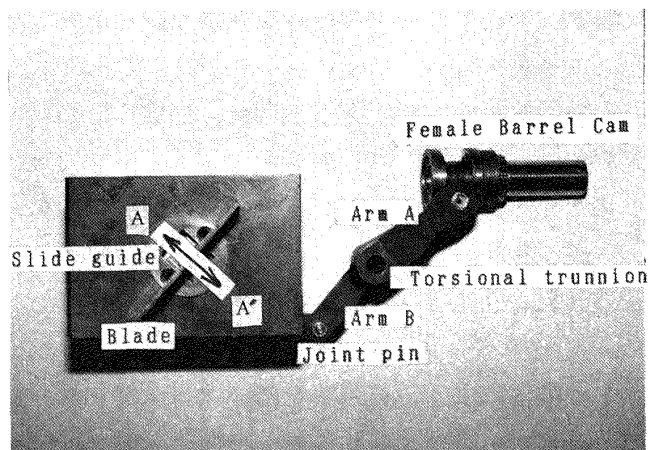


図4 加振機構の一部のカットモデル



ねじり軸のアームA⑥と一体となっているカムフォロワーピン⑤の運動を、両軸受で支持されたねじり軸⑦が軸の角振動に変える。カムフォロワーピンに変位を与える深みぞカムは円周上3個の正弦波形みぞを有しているため、カム一回転に対してねじり軸は3サイクルの調和ねじり振動を行う。この運動は、回転自由なジョイントピン⑨を介して、ジョイントロッド⑩並びにアームC⑪と固定された翼軸トラニオン⑫に伝達され、AA'方向の翼の並進振動に変換される(図2, 図4参照)。しかし、アームCの運動方向とAA'方向の間には角度のずれがあるために、翼軸トラニオン⑫の回転を翼軸に対し自由にして、並進運動させている。これは、クランク軸と接続棒の組合せでピストンの上下運動を軸の回転に変換させているピストンエンジンと、逆のメカニズムである。

翼軸は上部及び下部にスライドガイド⑬を持ち、AA'方向を保持しているのでガイド方向にのみ移動可能となり、ねじり軸⑦の角振動は翼⑭の並進振動に変換される。翼は図8に示すように、剛壁ダクト内筒を通して半径方向に片持ち支持されている。その支持点は翼軸トラニオン⑫をはさんでいるスライドガイド⑬と⑭の2点である。翼軸トラニオンと翼軸との間や、スライドガイドには、耐摩耗性に優れた焼結合金(タフメット)を使用して相対運動を滑らかにしている。ファンや圧縮機の長翼の曲げ振動時において、空力的に重要な働きをなす翼先端部に作用する非定常空気を明らかにするため、翼先端部の代表的な翼素を取り出し、その翼素の運動を並進運動としてとらえて実験を行っている。

実験に使用する翼(翼弦長72mm, 弦節比0.347, 翼最大厚み比4%)は、加振の関係上、慣性力を小さくする必要があり、ジュラルミンで製作したが、翼の曲げ固有振動数(計算値:1703Hz)が加振振動数より充分高く、共振しないように考慮した。

この機構により、翼列翼を構成する全翼16枚を一定振幅、一定翼間振動位相差で曲げ振動(翼弦に直角方向の並進振動)することを可能としてい

る。翼の並進振動の振幅は、深みぞカムの正弦波形みぞのふれ幅とアームAとアームBの腕の長さによって制御されており、アームAとアームBの±1°の角振動により、0.785mmの並進振幅を得ている。翼の振動数0~200Hzはモータの回転数を0~833rpmに変えることによって実現している。全ての加振機構は大きな質量と剛性を有するケーシングに組込まれて、加振によるダクトの共振などを防止している。また、本加振装置は内筒ダクトに内蔵されてコンパクトとなっているため、風洞測定部の外側より翼列まわりの流れを観察することが出来る。

16枚の翼は上述のように、小歯車と深みぞカムのスプライン結合を調整することによって翼間が一定位相差で振動するようになっている。しかし、本加振機構は、歯車などの機械的伝達機構を採用しているため、振動数は全ての翼で同じにすることは容易であるが、歯車やアーム等の構成部品などの遊びの関係上位相差と振幅を等しくすることは非常に困難である。例えば、深みぞカムの直径は20mmであり、円周上に3個の正弦波形を有するため、系全体として0.5mmの遊びがあった場合でも8°程度のずれが生ずる。

### 2.3 加振装置の性能計測

加振装置による翼列翼の強制加振性能の一つである加振振動数の実現可能範囲の検証のため、翼間振動位相差 $\beta=67.5^\circ$ の場合について加振装置の性能計測を行った。16枚の翼を最高振動数200Hzまで加振させ、2個の渦電流タイプの微小変位測定センサーを用いて図5に示す方法にて、翼スパン中央部での翼間振動位相差と翼弦方向に垂直な振幅を求めた。図6に翼振動測定状況を示す。

測定結果は、まず翼の振動波形の信号を周波数分析器(FFTアナライザ)に入力して、振動数を確認し、翼間振動位相差と微小変位測定センサーの出力電圧を求めた。次に、センサーの出力電圧に各々のセンサーの感度係数(変位/出力電圧)を掛けることによって翼振幅を求めた。二度の実験によって得られたデータを平均化処理して最終的な翼間振動位相差と振幅を求めた。

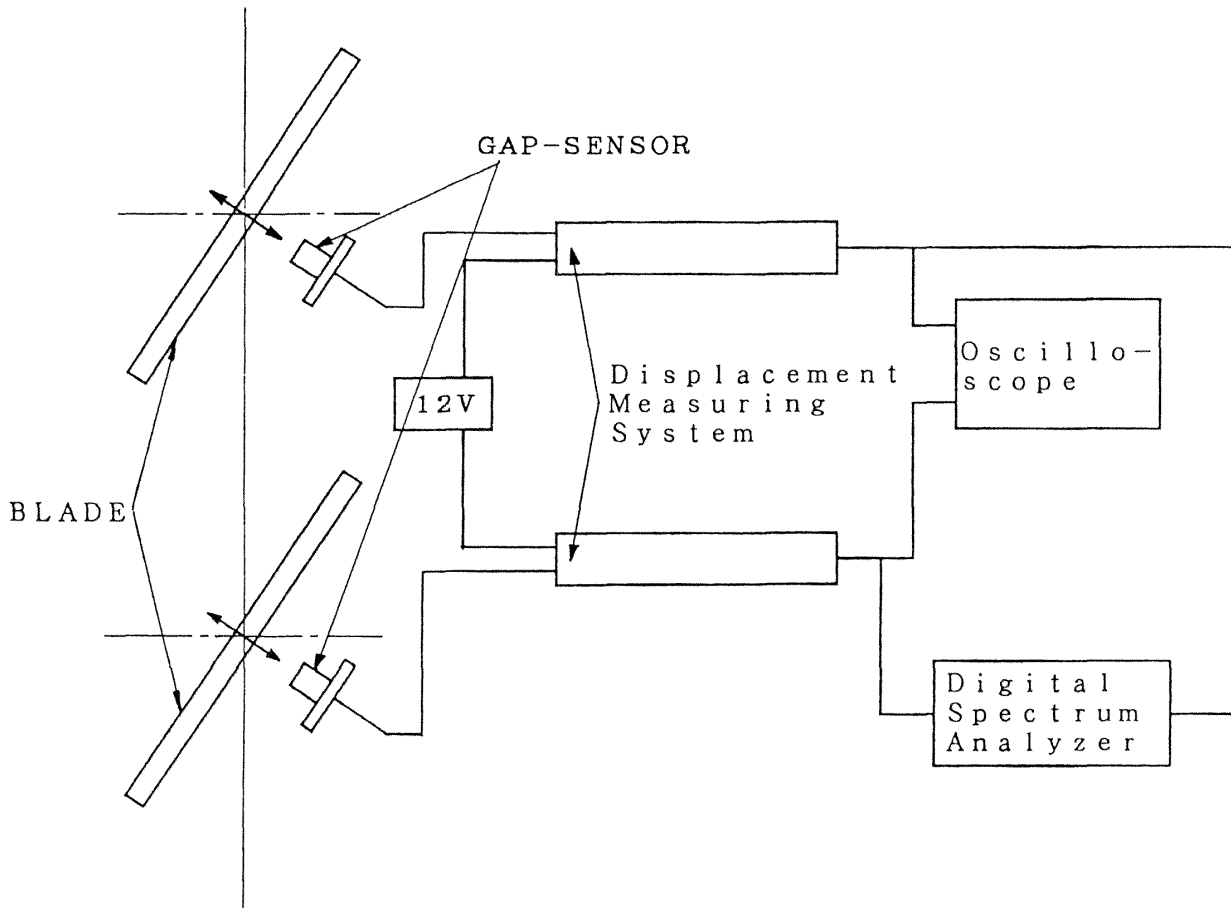


図5 翼の振幅と翼間振動位相差の測定

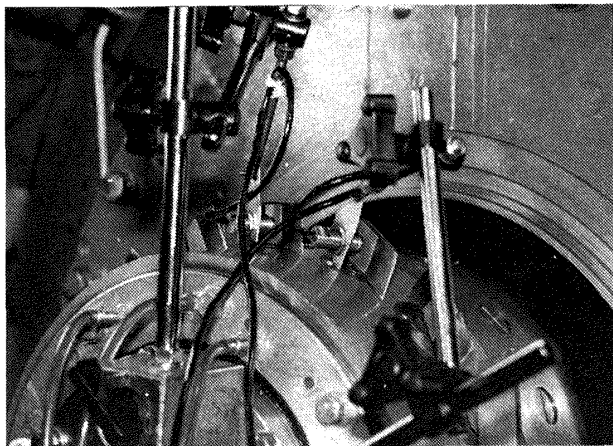


図6 翼振動測定状況

また、高い振動数で加振させた場合にも、翼スパン方向で翼振幅が同一で位相差が零の様な並進振動をしていることを確認するため、図7に示すように2つの微小変位測定センサーを翼スパン上に設定し、変位方向に垂直な振幅と2点間の振動位相差を調べた。

### 3. 加振装置開発時の問題点とその解決方法

曲げ振動加振装置の開発上の問題点は、(i)振り加振機構と比べて、曲げ振動を発生するための可動構成部品が多く、その慣性力が一段と大きくなるため、振動数を上げることが難しいこと、(ii)高速可動部及び構成部品への潤滑、(iii)風洞測定部への潤滑油の漏れシール、(iv)高い振動数までの滑らかな曲げ振動の達成、(v)16枚の翼列翼の加振機構を内径φ270のダクト内にコンパクトに内蔵することであった。すなわち、翼軸トラニオンとアーム等からなる16組の翼加振機構をコンパクトにまとめ、内筒ダクト内の既存の限られたスペース内で三次元的に配置し、円周上に配備される16枚の翼列翼を制御加振させることであった。

高い振動数まで一定振幅、一定翼間振動位相差で加振出来るメカニズムとして、先に開発した高速機械式振り振動加振装置の翼の振り加振振動を

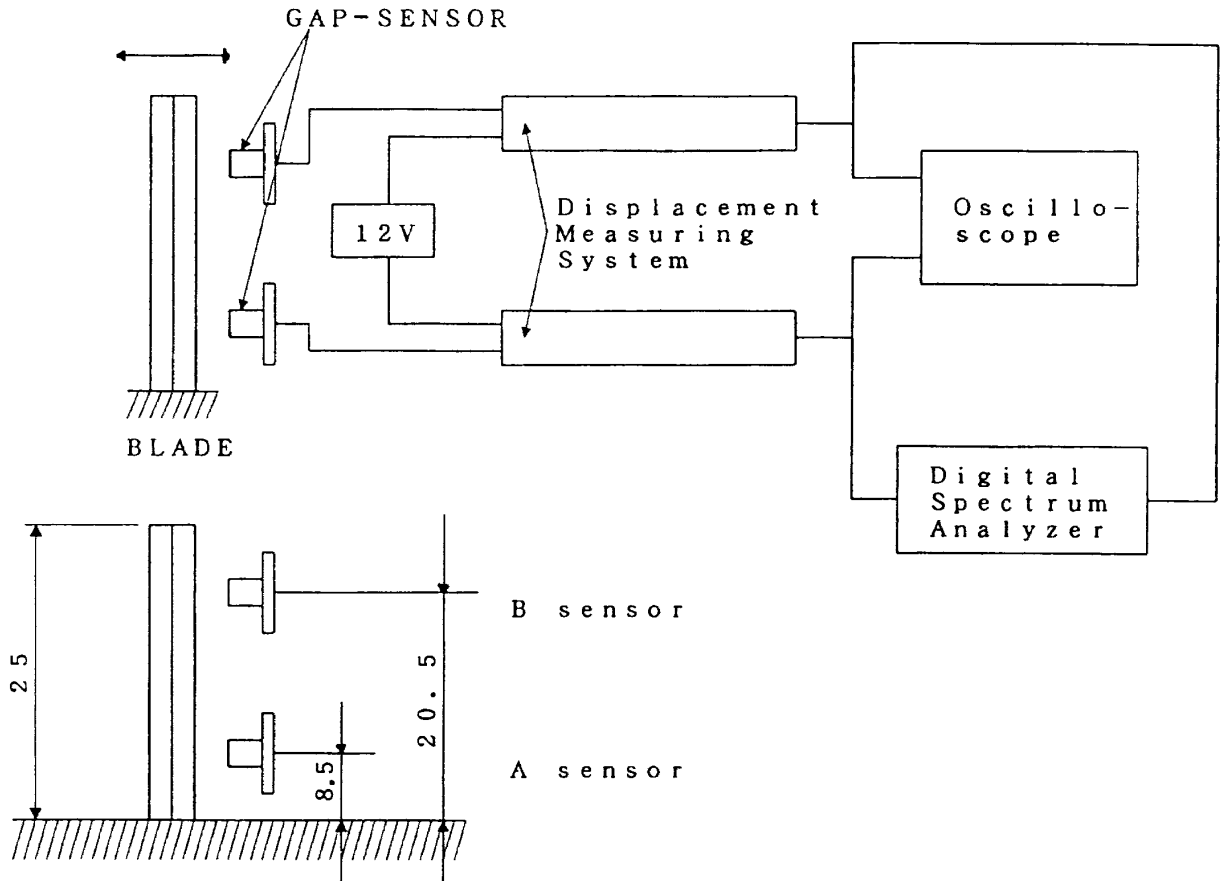


図7 加振振動数に対する翼スパン方向位置の2点における翼弦方向垂直な振幅と位相差の測定

並進振動に滑らかに変化する機構を考えた。次に、その機構をいかにコンパクトにして、16枚の翼列翼を高い振動数で加振させるかが問題となった。

### 3.1 高い振動数までの滑らかな曲げ振動

高い曲げ振動を得るためには、多数の構成部品を高速で駆動する必要があるため、それらの部品の慣性力が増大する。それにともなって部品の強度と駆動動力を増すことが必要となる。これを避けるために、まず構成部品点数の低減と部品の軽量化を行った。

ところで、加振装置の機構上、翼が片持ち梁構造となり、翼軸トラニオン⑤（図8）によって翼が駆動される力の作用点が翼軸を含めた翼系の重心とは一致しないこと、並びに、振動数の増大にともない質量の大きな翼先端部の慣性力が増大するため、翼系として頭振れ現象を起し易くなることが推測された。図9に開発初期の加振振動数に対する振幅の変化を示す。横軸は加振振動数、

縦軸は振幅を表している。翼振幅は75Hz近傍から増加を始め、150Hz近傍でピークを迎えてその後減少する傾向を示した。この振動変化の理由として翼の加振振動数の増大にともなって、翼を含む曲げ加振機構成部品の慣性力が増大し、構成部品間に作用する力が増加することによる構成部品のわずかな変形、部品間の遊びの発生や上述した構成部品の並進運動以外の翼系の運動、例えば翼スパン方向位置各点に対する非一様な運動（翼先端の頭振り）等が発生するためと一連の試験から判断した。

その防止対策として、キャップ②で翼軸⑧のスライド部を上方よりガイドするとともに、翼軸を下側から押えるワッシャー⑦の外径を他と干渉しない程度まで大きくした。加えて、各翼に最適な厚さのワッシャーを選定して取り付け、翼軸の段付き部とワッシャー間の距離を一定に保つ等の改良を行い、問題の解決を試みた。

図10に開発初期の16枚全翼の振幅と翼間振動位相差を示す。翼位置は、円周下部に位置する翼か

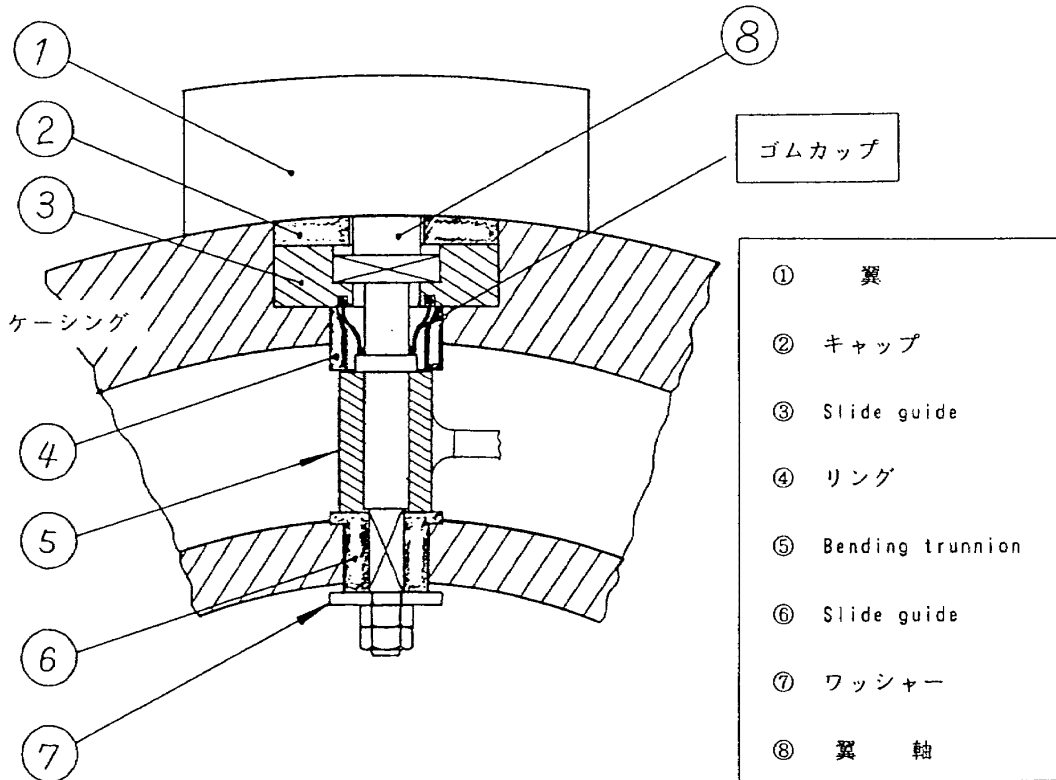


図8 曲げ振動加振装置の一部概略図

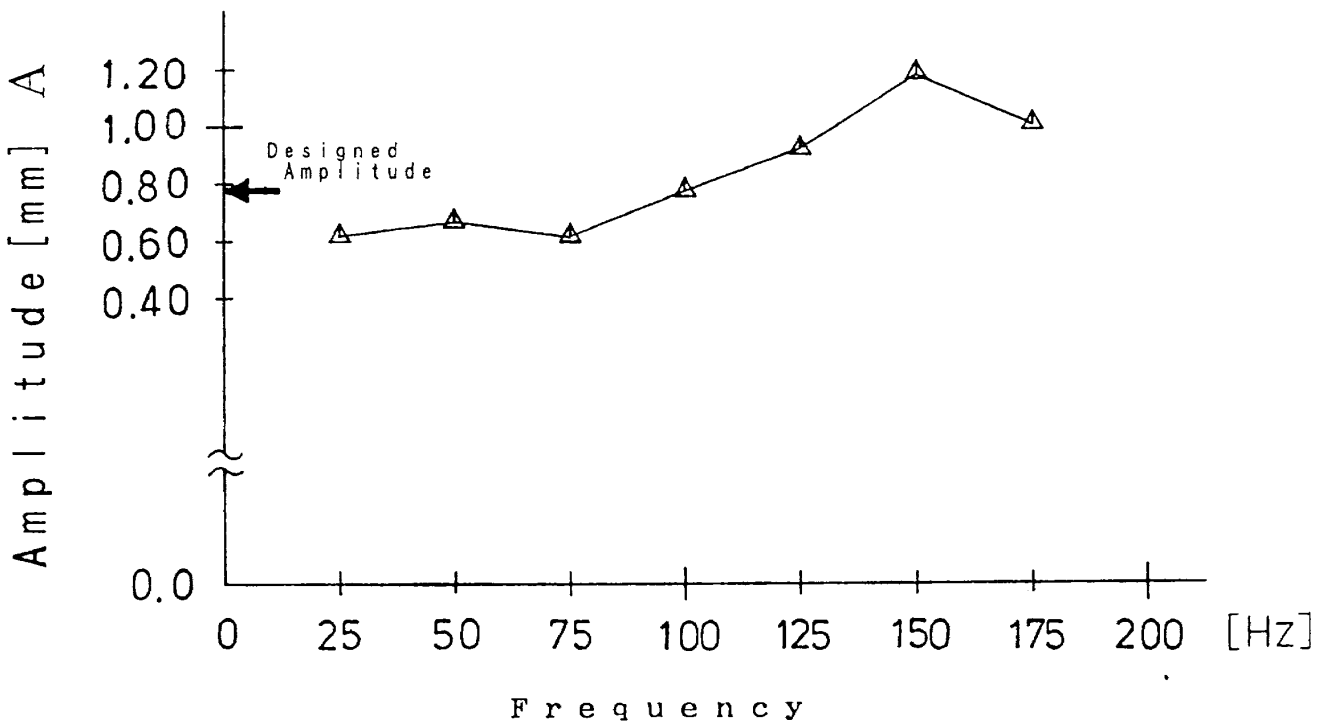


図9 翼振幅の加振振動数に対する変化 (開発初期)

ら時計回りにA翼, B翼, C翼~P翼と定義した。全ての翼について, 振幅が設計振幅に到達せず, 翼間振動位相差もばらつきが非常に大きい。これは, 曲げ加振機構を構成する深みぞカムとピニオンを連結しているスプラインの0.1mmの寸法誤差

は1°の位相差となること, アーム長の誤差は並進振幅の個々のばらつきを生ずることによるものと考えられた。そのため, 構成部品の寸法誤差と個々のばらつきを0.03mmの範囲内に抑えるように調整を行った。

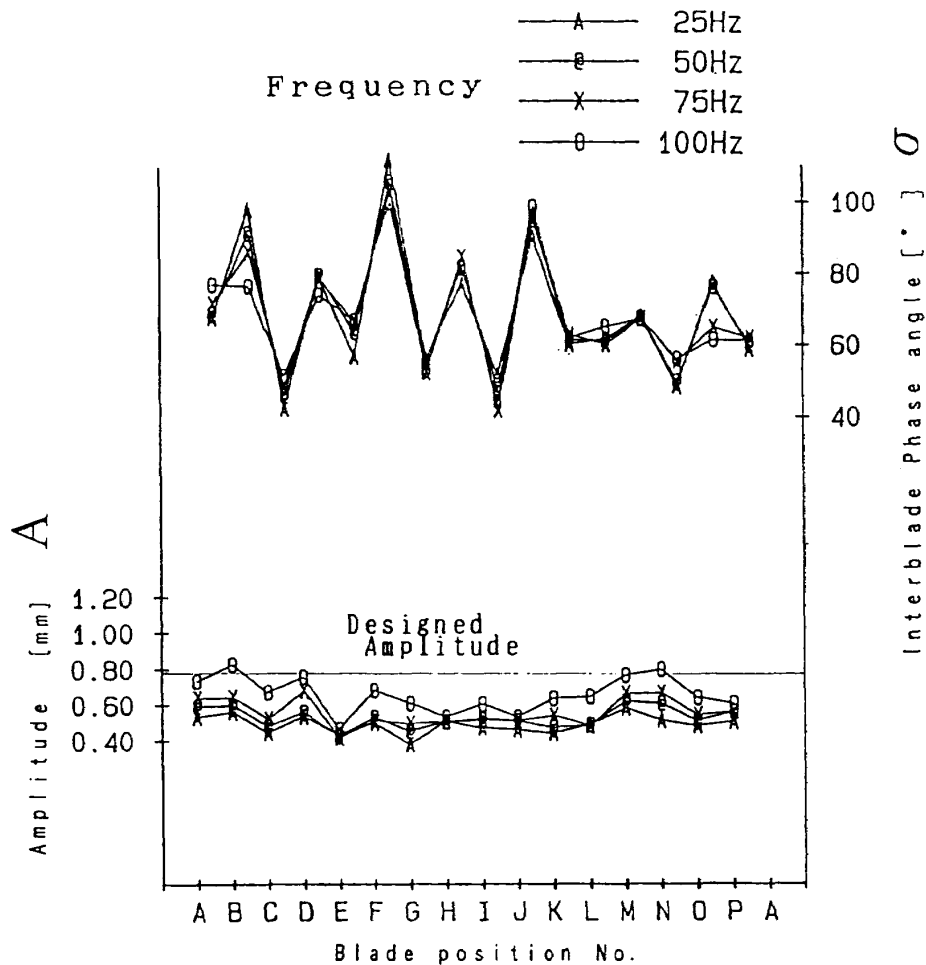


図10 16枚全翼の振幅と翼間振動位相差（開発初期）

オイルレスメタルの摩耗によって生ずる曲げ翼軸のねじり方向のガタつきは、台座のスライド部に銅箔を貼ることで解決した。

上記の種々の改良による結果として得られた全翼の振幅と翼間振動位相差を図11に示す。

### 3.2 高速可動部及び構成部品の潤滑

本装置は高速機械式であり多数の構成部品が高速で回転、往復運動を行うことから、加振機構をスムーズに作動させるためには、部品の軽量化とこれらの部品を十分に潤滑する必要性があった。

振り振動加振装置では、高速かつ高負荷となる全てのカム褶動部への強制給油を行っているのに対し、結合した曲げ加振機構は、振り振動加振機構部から飛散した噴霧状の潤滑油と、曲げの装置内で円周上半分程度の構成部品まで油づけ状態にした潤滑油によって、潤滑を行っている。このため、強制給油されない円周上部に位置するG～K

までの高速駆動部品への潤滑油が不足となる可能性があった。

図11は、曲げ加振機構の上部を強制潤滑しない場合の16枚全翼の振幅と翼間振動位相差を示したものである。円周上部のG-H、H-I翼間の位相差と振幅の変化が他に比べて顕著である。これは、上述したように潤滑油が円周上部まで到達されていないためと予想された。そのため、高速作動のため潤滑が不十分になりやすい円周上部3ヵ所の加振機構に、新たにローラーポンプを加えて強制潤滑を行い、図17に示すように他の翼と同様な振幅を得た。図12にローラーポンプを用いての強制潤滑状況を示す。

### 3.3 風洞測定部への潤滑油の漏れ対策

非定常翼列風洞は作動流体にフロンガスを用いており、翼列が設定されている風洞測定部への潤滑油の漏れは風洞特性に変化をきたし、測定が困

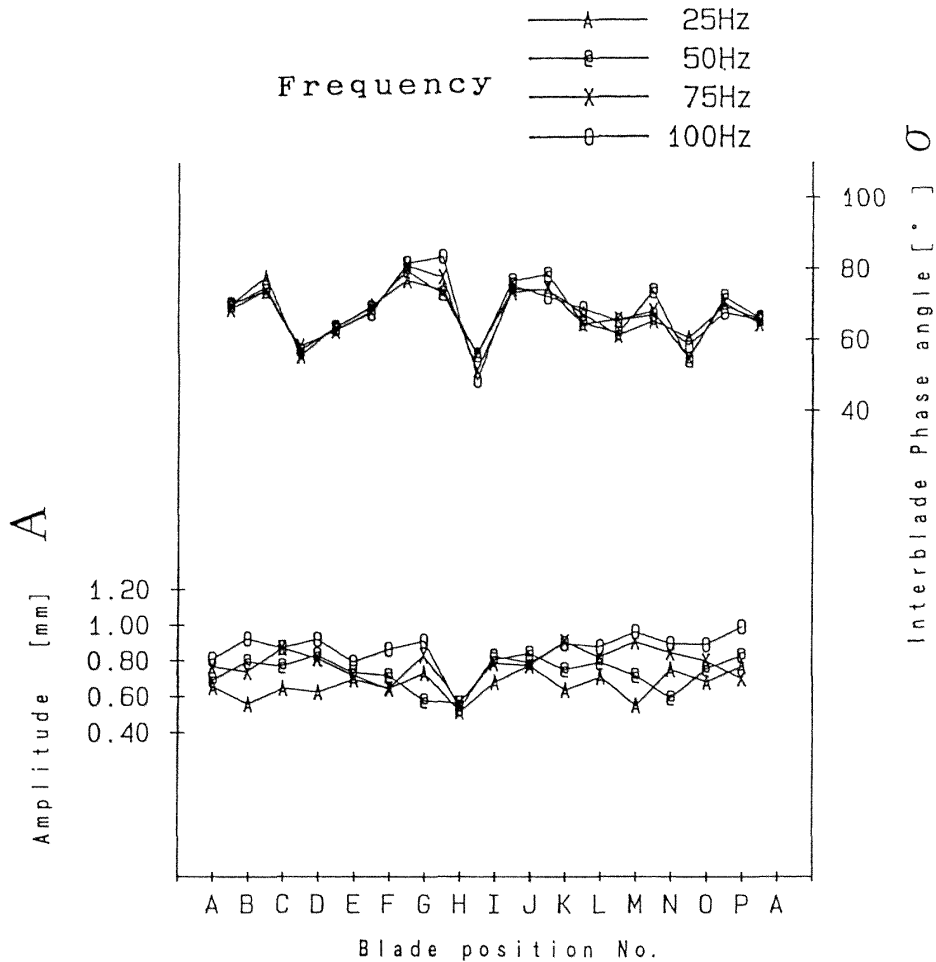


図11 一部改良後の16枚全翼の振幅と翼間動位相差(潤滑なし)

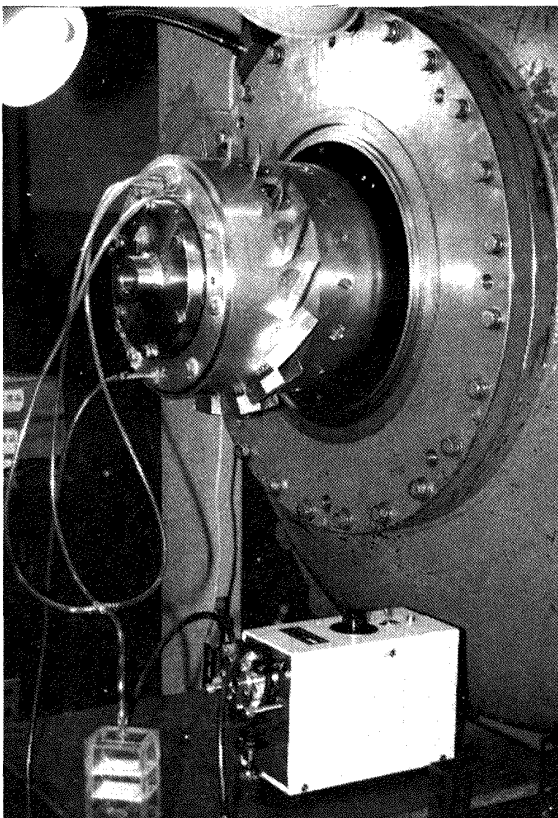


図12 ローラーポンプを用いての強制潤滑状況

難となる問題があるため、これらの潤滑油を完全にシールして測定部内への漏れを防ぐことが要求された。

当初、Oリングを用いてスライドガイドの高速可動部でのオイルシールを試みたが、振動数が高くなるにつれて、漏れ量が増大した。そのため、潤滑油とフロンガスによる劣化が生じない材質で、200Hzでの高速加振時にも加振特性に影響を及ぼさない形状のシール材が必要となった。そこで、内筒ダクト、スライドガイドと高速可動する翼軸とを、新しく考案したゴムカップ(図8. 翼列曲げ加振装置の一部の概略図)により一体化させることで、曲げ振動時の測定部内への潤滑油漏れを防ぐことが出来た。

曲げ振動加振機構は振り加振機構と比べて、振動を発生する可動構成部品の慣性力が一段と大きくなるため振動数を上げることが難しいこと、並びに潤滑方法及び潤滑油のシールが回転運動の場

合に比べて並進運動の場合が困難であったため、本加振機の製作に多くの時間を費やした。

#### 4. 結果と考察

ここでは、上述した全ての問題をクリアした後、加振装置を用いて行った最終試験結果について述べる。加振装置の機構は、第2章で記述した如く、共通した歯車を介して、16個の独立した小歯車+深みぞカム+カムフォロワー+アーム+翼などの部品の組合せで構成されており、それら構成部品の工作精度、組立精度による翼列加振特性の相違が16個間で生じる可能性がある。そのため、本加振装置の特性を明確にし、本装置が翼列風洞の実験目的である、翼列翼に作用する非定常流体力計測に適合するか否かを判定する必要がある。

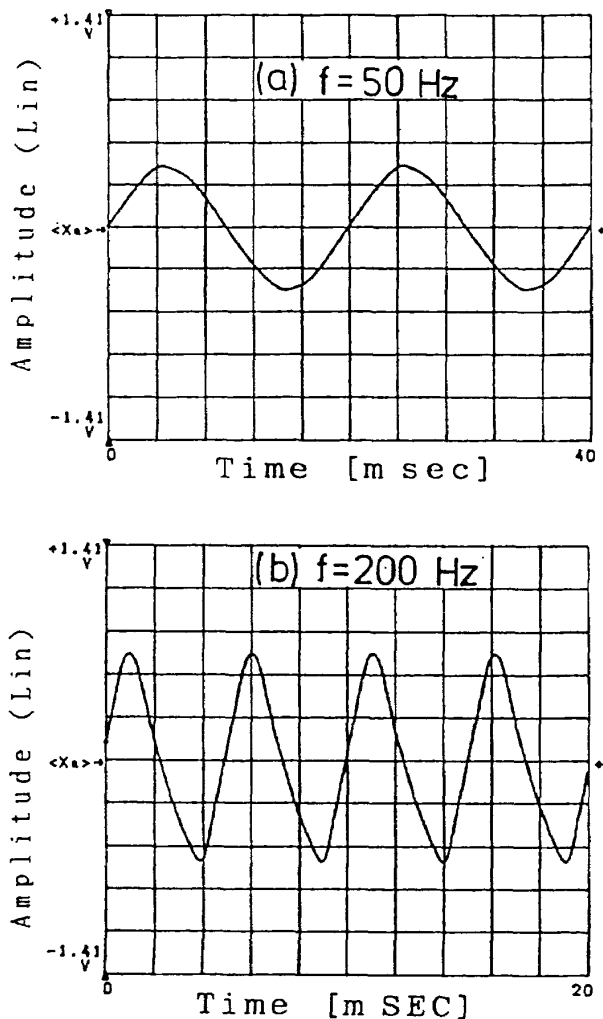


図13 翼の並進振動変位の時間的变化 (改良前)

#### 4.1 翼の振動波形とスペクトラム

加振振動数が50Hzの場合の翼の振動波形を図13(a)に、200Hzの場合の振動波形を図13(b)に示す。翼の並進振動変位の時間的变化のデータは、16枚の翼を組込んで、翼スパン中央に設定した微小変位測定センサーを用いて測定した。50Hzなどの比較的低い振動数では翼の振動変位が正弦波形に近く、高い振動数では少し歪んだ正弦波形であることを示しているが、この歪量は全体の正弦波形にほとんど影響を及ぼしていない。図13に対応する振動数時の翼振幅をスペクトラム分析した結果を図14(a)(b)に示す。50Hzの振動時には基本成分は1次、2次の高調波成分と比べて約30dB高く、一方、200Hzの高い振動数時においても高調波成分は、加振振動成分に比して約20dB程度低くなっている。従って、目的とする振動数以外の成分が非常に小さく、滑らかな曲げ振動を行っていることから、本装置は試験に使用しうる加振機構であることが明らかになった。

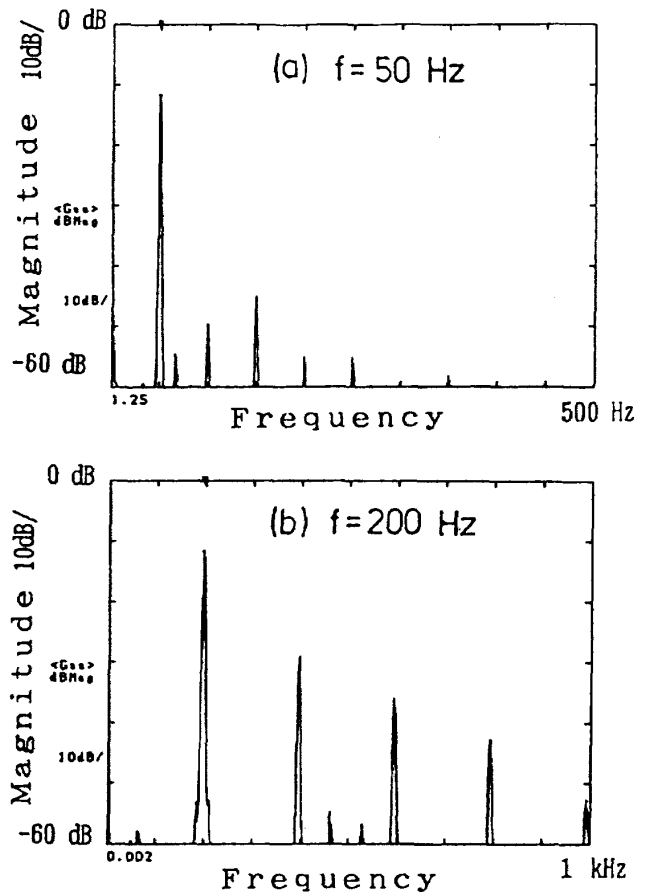


図14 翼の振動スペクトル (改良後)

4.2 翼振幅の加振振動数に対する変化

図15は加振振動数に対する翼振幅の変化を表したものである。翼振幅は慣性力の増大によって幾分増加の傾向にある。翼振幅は、第3章で記述した改善対策や部品精度の向上等により、対策以前（図9参照）に75Hz近傍以上で振動振幅の増加傾向が顕著であった問題も改良され、ほぼ設計振幅で制御、加振されていることが図より明らかである。

改良前と改良後を比較すると、改良前に75Hz近傍以上で顕著であった振動振幅の増加傾向も、改良後は175Hzまで滑らかな振幅増加となっている。また、振幅のピークが150Hzから175Hzへ移動したのは、翼の軸方向のガイドの調節等により、翼スパン位置の各点で一様な振幅が得られるようになったためである。200Hzでの振幅低下の現象は、加振装置の部品⑨（図2）のジョイントに用いられているブッシュに作用する力が、振動数増加にともない増大することによって生ずる、ブッシュの変形によるものと考えられる。

本加振装置は、回転数すなわち翼の加振振動数に対して、トルク一定のモーターで駆動されていることと機械式駆動のために、翼の加振振幅は振動数の変化に対しても、強制的に一定になるように設計されている。振動数の増加に対して振幅の

減少する電磁式加振装置の場合と異なり、翼振幅は加振振動数の増加に対しほぼ一定になるものと予想していた。

しかしながら、図15の結果から振動数の増加にともない、加振機構を構成する多くの部品の慣性力の増大によって、各部品および各部品間の連結ブッシュに作用する応力が増大したこと、並びに、加振機構の軽量化のため各部品の剛性を低下させたことに起因して、部品の弾性変形が増大した。それらの変形の影響の総合的な結果として最終的に得られる翼の振幅は、振動数の増加にともなって幾分増加する傾向を示したものと考えられる。

これより、200Hzまでの振動数範囲において、翼振幅は振動数の増加にともなって幾分増加傾向を示すけれどもほぼ一定の振幅が得られることが確認され、本機械式加振装置の性能目標の一つが満たされていることが明らかになった。

4.3 翼スパン方向位置2点での一様な並進振動

図16は、翼のスパン方向位置2点に設定した微小変位測定センサーA及びB（図7参照）によって、翼のスパン方向位置2点での振幅分布（振幅と位相差）を加振振動数125Hzまでについて調べた結果を示している。第3章で行った一連の改良

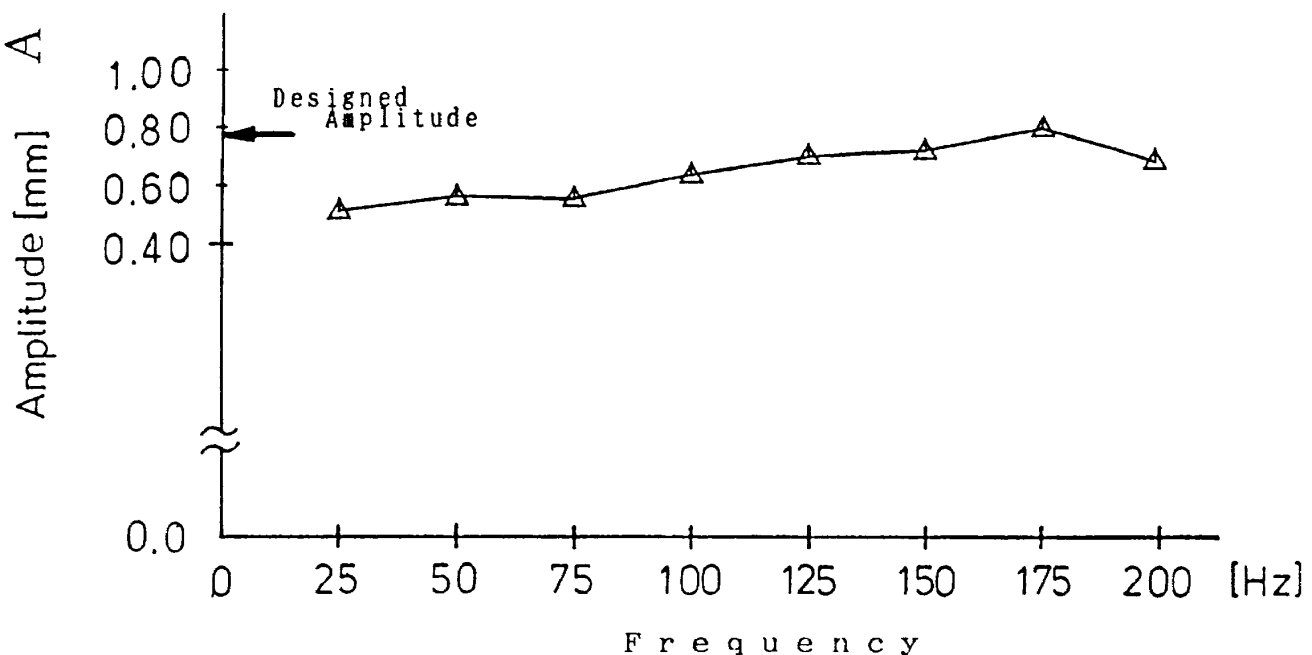


図15 翼振幅の加振振動数に対する変化（改良後）



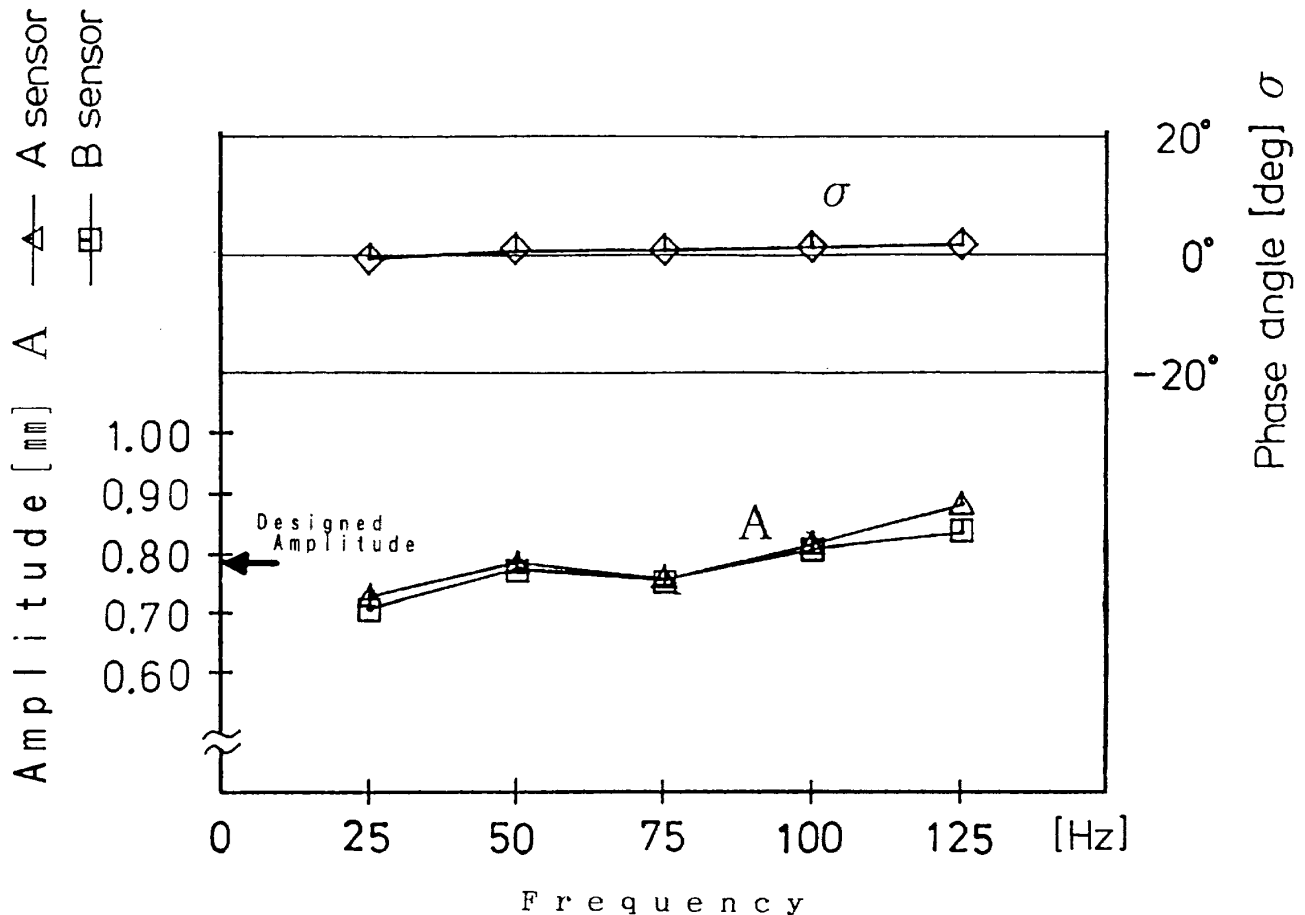


図16 加振振動数に対する翼スパン方向位置2点での振幅と位相差の変化（改良後）

によりスパン方向位置2点での振幅並びに位相差分布は、振動数を増加しても翼の慣性力の増大による翼端振幅の増大の影響を受けず滑らかな増加傾向を示しており、加えて、AセンサーとBセンサーによる翼スパン方向位置2点間での位相差がほぼゼロであることから、翼はスパン方向位置各点において一様な並進振動している事が明らかとなった。

#### 4.4 翼列翼全翼の振幅と翼間振動位相差

16枚の翼列翼の加振振動数を変えて行った翼間振動位相差と振幅の実験結果を図17に、翼列加振時の振幅と翼間振動位相差の平均値と標準偏差値を表1に示す。表1より加振振動数を変化させた場合に翼間振動位相差の標準偏差は10%程度と幾分大きい値を示しているが、平均値は設定翼間振動位相差 $\beta = 67.5^\circ$ に近い値を示している。一方、翼振幅は前述したように、加振振動数が増加するのにもなって平均値が幾分増加傾向を示し

ているが、標準偏差値は0.1mm以下の範囲にある。振幅も翼間振動位相差も標準偏差値は平均値の約10%程度である。

翼列フラッター発生のための翼列翼間の空力連成に影響する重要なパラメーターとして、翼の振動数、振幅、翼間振動位相差が考えられる。この中で一番重要なのは空力エネルギー授受の面から振動数である。本装置では全ての翼列翼は同一振動数で強制加振されており、振動数に関しては問題はない。翼振幅、並びに翼間振動位相差のバラツキによる翼列フラッター発生の影響は明確にされていない。理想的には、全ての翼の振幅と翼間振動位相差は全て同一であることが望ましいが、実際のエンジンのファン、圧縮機の翼の組立、製作誤差を考慮すれば微小振幅としている振幅や翼列翼間の振動位相差の一割程度の標準偏差値は許容範囲内と見られるので、本装置の振幅と翼間振動位相差を一様と判断した。

図17の翼振幅と位相差分布の幾分かの非一様性

は、前述した如く、本加振装置が機械式加振機構を採用しているため、可動構成部品の寸法精度並びに組立精度のばらつきに起因しているためと考えられる。

図17と表1より加振振動数が高くなるにしたがって慣性力が増大するため、振幅は変化するけれども、設定振動数においては16枚の振幅と翼間

振動位相差は幾分大きなばらつきを示しているもののほぼ一様な分布をしているとの結果が得られた。

したがって、本翼列加振装置によって、曲げ振動モード時の翼列フラッター研究に必要な、制御された調和振動が翼列翼に与えられていることが明らかとなった。

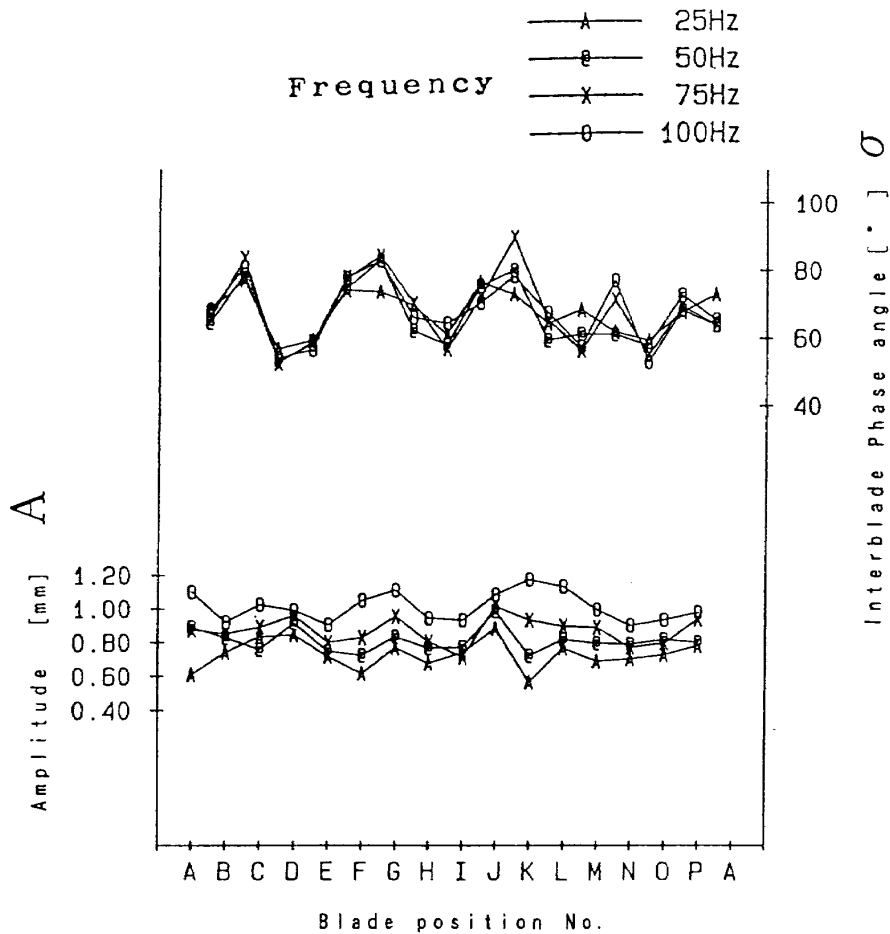


図17 16枚全翼の振幅と翼間振動位相差 (改良後)

表1 改良後の16枚全翼の振幅と翼間振動位相差の平均と評準偏差

Frequency [Hz]	Amplitude [mm]		Interblade Phase angle [°]	
	Average	Standard deviation	Average	Standard deviation
25	0.728	0.084	67.8	6.4
50	0.811	0.068	66.7	9.1
75	0.870	0.078	68.4	10.9
100	1.014	0.085	68.0	9.3

#### 4.5 超音速流れの中で作動する翼列翼の加振状況

本加振装置を翼列風洞内に組み込み、翼列が超音速流れ（流入マッハ数：1.068）の中で作動している条件下で翼列翼を加振した場合の一例として、振動数100Hzでの翼の振動波形とその時の翼面上の変動圧力波形を図18(a), (b)に示す。超音速流れにおける翼の振動波形から、流れのない場合と同様に、一定の振動数において一様に制御された振幅で安定して振動していることが明らかとなった。

これら一連の結果より、流れの中においても、空力的に不安定な状態で作動している時も、振幅と翼間振動位相差を一様に制御して、翼列翼の加振が可能であることが確認された。

### 5. 結 論

曲げ振動モード時の翼列翼の遷音速非常空力特性（曲げ非失速翼列フラッター現象を含めて）

を解明するため、翼列翼の強制振動法によって翼に作用する非定常空気を測定する事の出来る翼列曲げ加振装置を開発して、一連の性能試験を行った。そして、本装置の次のような特徴が明らかとなった。

- (1) 200Hzの高い振動数まで並進調和振動を翼列翼に与えることが出来る。
- (2) 強制加振によって翼スパン方向位置の各点において、一様な振幅と同位相の翼弦方向に垂直な並進振動を翼に与える事が出来る。
- (3) 翼列翼を構成する16枚の全ての翼は同一振動数で加振され、それらの振幅と翼間振動位相差は一様である。
- (4) 超音速流れの中で作動している時も、空力的に不安定な状態で作動している時も、振幅と翼間振動位相差を一様に制御した翼列翼の加振が可能である。

これら一連の翼列翼の振動試験結果から、開発した翼列曲げ加振装置は翼列フラッターの実験的

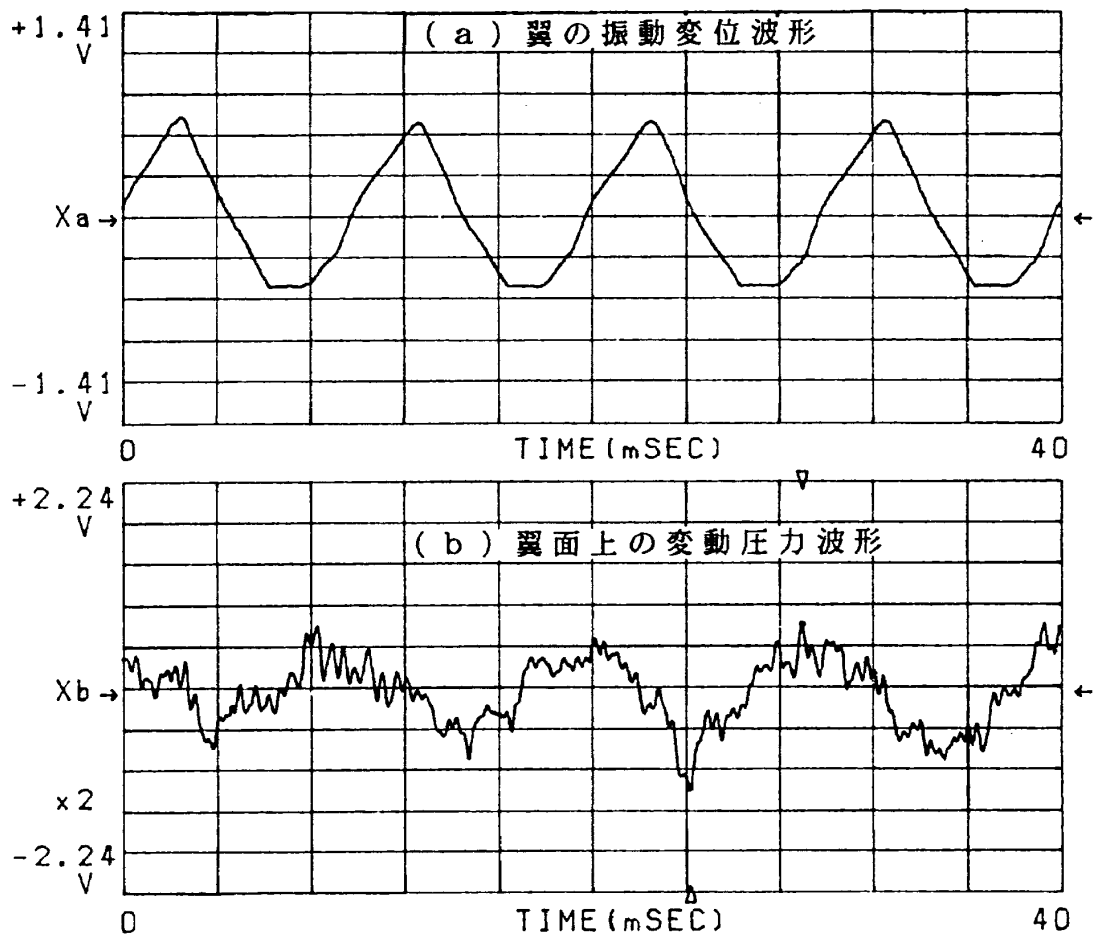


図18 翼の振動変位波形と翼面上の変動圧力波形  
（流入マッハ数：1.068，加振振動数：100Hz）

研究に必要な性能を有することが明らかとなった。

本装置が要求性能をほぼ満足して実用が可能となったことにより、翼列翼の曲げ振動時に翼に作用する非定常揚力やモーメントを、種々の条件にて計測することが出来る。これにより、ファンや圧縮機の曲げ翼列フラッターの発生領域の明確化、並びに翼列内で発生する衝撃波の挙動とフラッターへの影響の研究が可能になった。

本試験遂行には、研修生の鈴木朋衛君、安蒜秀一君、根岸誠君、佐野盾一君、加藤政治君の助力があったことを記し、ここに感謝する。

### 参 考 文 献

- 1) 小林 紘；ターボ機械の空力弾性問題の研究とフロンガス環状振動翼列風洞，日本航空宇宙学会誌，第31巻，第354号(1983)，pp.345-353.
- 2) 小林 紘；ガスタービンの非定常現象，ターボ機械，第12巻，第9号(1984)，pp.42-51.
- 3) 谷田好通，八田桂三，浅沼 強；翼列フラッタ実験，機械学会論文集，第29巻，第198号(1963)，pp.312-320.
- 4) 花村庸治，田中英穂；翼列における2自由度連成フラッタ，機械学会論文集，第32巻，第244号(1966. 12)，pp.1823-1841.
- 5) 西岡 清，黒田紀行；水路による翼列翼の空力的減衰力の実験，機械学会論文集，第40巻，第334号(1974. 6)，pp.1648-1656.
- 6) R. E. Riffel & S. Fleeter；The Experimental Modeling of Unstalled Supersonic Turbofan Flutter, AIAA Paper 80-0454 (1980).
- 7) E. Szechenyi & R. Fins；Aeroelastic Testing in a Straight Cascade Wind Tunnel, Symposium on Aeroelasticity in Turbomachines (1980).
- 8) 花村庸治，藤本一郎，山口和夫；フロンガスを用いた直線翼列風洞による高速翼列実験，第22回航空原動機に関する講演会論文集(1982)，pp.6-9.
- 9) D. S. Whitehead, P. J. Watson, T. Nagashima, & R. J. Grant；An Experiment to Measure Moment Coefficients for Aerofoils Oscillating in Cascade, Symposium on Aeroelasticity in Turbomachines (1980).
- 10) A. M. Kirschener & B. Fosco；Control of Vibration in Aeroelastic Cascade Experiments, Symposium on Aeroelasticity in Turbomachines (1980).
- 11) D. S. Whitehead；The Analysis of Blade Vibration Due to Random Excitation, ARC R & M, No.3253 (1960).
- 12) M. R. D. Davies & D. S. Whitehead；Unsteady Aerodynamic Moment Measurements in a Transonic Annular Cascade, Unsteady Aerodynamics of Turbomachines and Propellers (1984), pp.487-502.
- 13) 小林 紘；振動する遷音速環状翼列の非定常空力特性の研究(第1報，フロンガス環状振動翼列風洞と測定方法)，日本機械学会論文集(B編)，第52巻，第474号(1986)，pp.713-721.
- 14) H. Kobayashi；Unsteady Aerodynamic Characteristics of Annular Cascade Oscillating in Transonic Flow, Bulletin of JSME, Vol.29, No.256 (1986), pp.3303.
- 15) 小林 紘；フロンガス環状振動翼列風洞設備とその特性，航技研報告 TR-812 (1984).
- 16) 小林 紘；振動する遷音速環状翼列の非定常空力特性の研究(第2報，大きな転向角のタービン翼列に作用する空力減衰力)，日本機械学会論文集(B編)，第52巻，第474号(1986)，pp.514-523.
- 17) 小林 紘；振動する遷音速環状翼列の非定常空力特性の研究(第3報，低背圧での圧縮機超音速翼列フラッター)，日本機械学会論文集(B編)，第52巻，第480号(1986)，pp.2920-2929.
- 18) H. Kobayashi；Effects of Shock Waves on Aerodynamic Instability of Annular Cascade Oscillation in a Transonic Flow (88-GT-187), ASME Trans., Journal of Turbomachinery, Vol.111, No.3 (1989), pp.222-230.
- 19) 小林 紘，生沼秀司；衝撃波の翼列フラッタ

- への影響（第1報，ねじり振動する遷音速タービン翼列），日本機械学会論文集（B編），第54巻，第502号（1988），pp.1273 - 1280.
- 20) H. Kobayashi ; Unsteady Aerodynamic Damping Measurement of Annular Turbine Cascade With High Deflection in Transonic Flow, & Annular Cascade Study of Low Back-Pressure Supersonic Fan Blade Flutter (89-GT-297), ASME Trans., Journal of Turbomachinery, Vol.112, No.3 (1990), pp.732-740 & pp.768 - 777.
- 21) 小林 紘，生沼秀司；曲げ振動する遷音速環状翼列に作用する非定常空気力の測定（第1報），ガスタービン金沢地区講演会論文集，（1989），pp.99 - 105.
- 22) 小林 紘，生沼秀司；曲げ振動する遷音速環状翼列に作用する非定常空気力の測定（第2報），第19回ガスタービン定期講演会講演論文集，（1991），pp.23 - 30.
- 23) 黒坂 満；米国における航空機用ガスタービンの非定常空力に関する研究について，ガスタービン学会誌，Vol.8, No.32 (1981), pp.31 - 36.
- 24) 難波昌伸；高速翼列の振動とフラッタ，ガスタービン学会誌，Vol.8, No.32 (1981), pp.22 - 30.
- 25) M. Namba & K. Toshimitsu ; Double Linearization Theory Applied to Unsteady Aerodynamic Analysis of 2-Dimensional Supersonic Cascade Vibrating with Finite Mean Loading, Proceeding of JSME 65th Meeting, Paper No.87 - 0085A (1987).
- 26) M. E. Goldstein, W. Braun, & J. J. Adamczyk ; Unsteady flow in a Supersonic Cascade with Strong In-passage Shocks, J. Fluid Mech., Vol.83, No.3 (1977), pp.569 - .

---

## 航空宇宙技術研究所報告1170号

平成4年7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 セイコー社  
東京都調布市西つつじヶ丘1丁目5番地15

---

