

UDC 534. 11
621-135

航空宇宙技術研究所資料

TM-65

ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験

武内澄夫・宮地敏雄・星谷昌二

1965年11月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マハッハ数風洞について (I)	1961年11月	平橋 本一, 清水 福寿
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2 月	樋口 登雄, 戸川 隼人 三好 甫, 高橋 利之 能美 力三, 板垣 芳雄 島海 良三, 佐藤 保子 洲川 秀夫, 田幸 雄 長細 嚴, 井上 政一 橋本 登, 山根 皓三 竹内 和之, 坂元 思無 池田 為治, 坂元 思無
TM- 4	18cm×20cm超音速風洞について	1962年 5 月	
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	
TM- 6	18cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年 8 月	
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年 9 月	
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月	申 藤 好 郎, 小 出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2 月	高 橋 利 之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2 月	永 井 文 雄, 小 川 鉦 一
TM-12	コーディングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	竹 中 幸 彦, 中 井 暎 一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ試験	1963年 3 月	中 井 暎 一, 小 原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3 月	中 井 暎 一, 小 原 瑛
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	中 井 暎 一, 小 原 瑛
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 6 月	中 井 暎 一, 小 原 瑛
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6 月	小 野 幸 一, 山 崎 忠 雄
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6 月	新 井 忠 忠, 原 亘 利
TM-20	1 m×1 m吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年 7 月	高 木 廣 治, 谷 喬 夫
TM-21	国産中型輸送機 Y S-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年 9 月	高 木 廣 治, 谷 喬 夫
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	高 木 廣 治, 谷 喬 夫
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリ	1964年 1 月	高 木 廣 治, 谷 喬 夫
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1 月	橋 爪 宏, 中 井 暎 一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1 月	谷 喬 夫, 原 亘 利
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2 月	中 井 暎 一, 小 原 瑛
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年 3 月	小 橋 安 次 郎, 高 木 俊 朗
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年 3 月	河 崎 俊 夫, 竹 内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4 月	牛 田 健 二, 高 橋 宏 義
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年 4 月	榎 並 敬 之, 山 本 稀 義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年 5 月	長 洲 秀 夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年 5 月	毛 利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964年 6 月	高 木 廣 治, 斎 藤 秀 夫
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の 境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年 7 月	石 井 孝 雄
TM-40	国産中型輸送機 Y S-11 胴体疲労試験 (I)	1964年 9 月	竹 内 和 之, 川 島 矩 郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田 畑 浄 治, 大 坪 孔 治
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	滝 沢 実 次, 田 寺 木 一
TM-44	高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験 結果	1964年12月	古 関 昌 次, 日 出 夫 郎
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	大 塚 貞 吉, 鈴 木 邦 男
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年 1 月	松 本 宏 強, 石 井 浅 五 郎
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実 験	1965年 2 月	広 木 和 之, 山 中 国 雅 俊
			竹 内 和 之, 藤 枝 郭 遠 一
			幸 尾 治 朗, 岡 吉 永 崇
			平 林 二 識, 橋 本 登 崇

ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験*

武内澄夫** 宮地敏雄** 星谷昌二**

1. 緒 論

ジェットエンジンにおいては一般にできる限り大きい推力重量比を得るため圧縮機およびタービンに極度の小型軽量化が要求される。そのため軸流圧縮機およびタービンにおいてはその空力設計に際して高速に適する薄い翼断面を採用し、効率が著しく低下しない限界までの高い周速と軸流速度をとり、またボス比はできる限り小さくしなければならない。さらにエンジンの長さを減少させるため、レイノルズ数の低下による性能の劣化が著しくならない範囲で翼弦長をなるべく小さくすることが多い。このような設計による翼は薄く、しかも縦横比の大きいものとなり、振動によって破損する可能性が大となる。

したがって基本的な空力設計の後に空力弾性的な考察を行なって翼の振動が発生する状態の検討を行なうとともにこれらの対策を講ずることが望まれる。このためには、まず翼振動系の特性、すなわち固有振動数、固有振動型、振動減衰率などを求めておくことが必要である。

この固有振動特性を試験によって求めるに際し、従来は静止翼の場合の特性のみを求め、回転翼の場合の特性は静止翼のそれに補正を加えて求めていた¹⁾。しかし正確を期するためには高速回転中のジェットエンジンの翼におけると同程度の回転速度および回転軸中心線からの距離を試験翼にもたせた回転翼の試験をも行なうのが望ましい。そこで静止翼および回転翼についての試験法を確定することにした。

また、固有振動特性を計算によって求めることが行なわれているのでこれについても述べておいた。

次いでこの確定された試験法および計算によって JR-200 ジェットエンジン用軸流圧縮機動翼の一つについて固有振動特性を求めた。

2. 試 験 装 置

翼の固有振動試験は後述するように静止翼および回転翼の両方について行なうを要するので、静

* 昭和40年10月20日受付

** 原動機部

止翼および回転翼に対する試験装置が必要であり²⁾、以下にこれについて述べる。

2.1 翼を静止させる場合の試験装置

(1) 加振装置

加振周波数が2,000c/s以下においては動電型加振機を、また2,000c/s以上においてはチタン酸バリウム磁器を利用した圧電型加振機をそれぞれ使用し、ともにその振動台上に固定台を取り付け、これに翼を取り付けて加振する。

また、図1(a)に示すチタン酸バリウム磁器の小さな細長い薄片の圧電気逆効果を利用したものを加振片とし、これを用いて定盤に固定した固定台に取り付けた翼を加振する場合も多い。加振片は翼の根元に近い背側（凸面側）に、翼弦長方向の曲げ振動とねじり振動に対する加振をも考慮して翼弦の中央から少し離れた位置に少し斜めにしてはり付ける（図2参照）、翼の表面は多くの場合平面ではないので加振片をはり付ける部分だけを少し削って平面とし密着させる。加振片をはり付けることによる試験翼の固有振動の変化は低次の曲げ振動についてはほとんど問題にならない場合が多い。

なお、加振片単体としての固有振動数（加振片の長さ方向の縦振動）は約78kc/s、電気機械結合係数は21～25%、静電容量は約5,200pFのものである。

加振片に圧電気逆効果を起こさせるため低周波発振器によって正弦波電圧を加える。この低周波発振器は発振周波数20～20,000c/s連続可変、出力電圧最大120V、出力インピーダンス6k Ω 、周波数の精度 $\pm(1\%+1\text{c/s})$ のものである。後述する今回の試験においては加振片に加える電圧は通

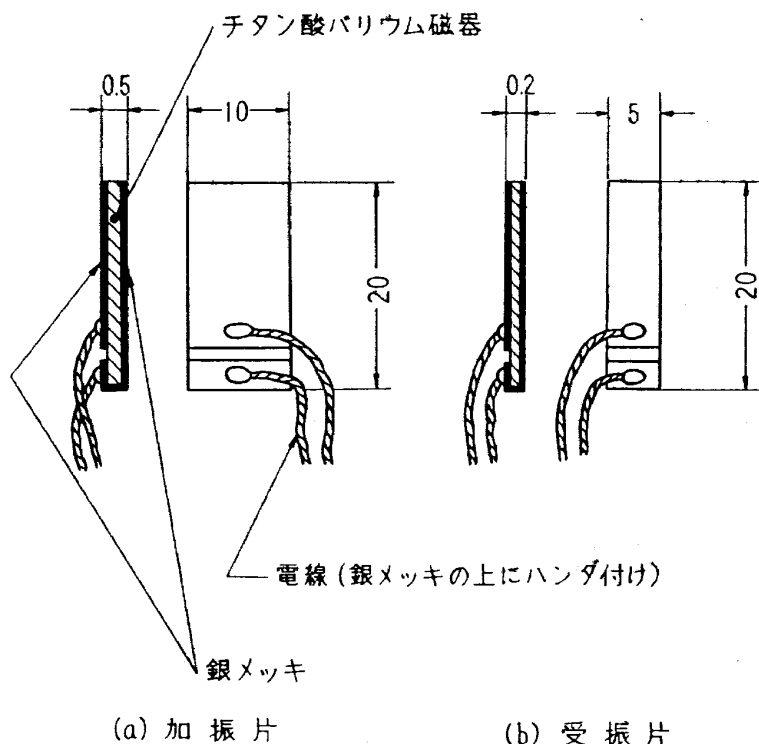


図 1

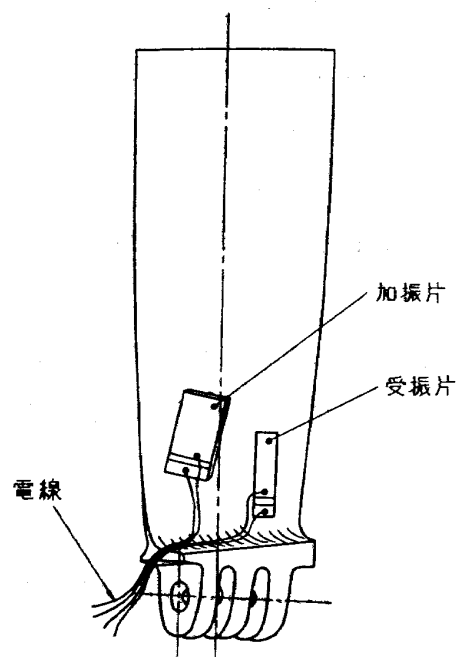


図 2 加振片と受振片の接着位置

常 80~100V とした。この低周波発振器の出力は電子管式自動計数器にも送り、その周波数を 1 秒間計数することによって加振周波数を正確に測定している。この電子管式自動計数器は計数範囲 5 桁、時間基準精度 $\pm 1 \times 10^{-5}$ 以内のものである。

(2) 受振装置

図 1(b)に示すチタン酸バリウム磁器の小さな細長い薄片の圧電気直接効果を利用したものを受振片とし、これを用いて翼の振動状態の測定を行なう。受振片は翼の根元に近い背側に、翼弦の中央から加振片の反対側に少し離れた位置にはり付ける(図 2 参照)。はり付けに関する注意は加振片の場合と同様である。

受振片単体としての固有振動数は 78~80kc/s、電気機械結合係数は 25~30%、電気容量は 4,500~4,800pF である。

翼の振動にともなう受振片の両極に発生する電圧は周波数分析器によって測定する。この周波数分析器は通常 2~35,000c/s の範囲で平坦な周波数特性を有する真空管電圧計として使用しているが、特定の周波数の雑音がある場合とか、ある次数の固有振動の測定を他の次数の固有振動による信号が妨害する場合などには内蔵しているフィルターによってその信号をシャ断し、測定する周波数範囲の信号対雑音比を高くして測定することができる。また、この周波数分析器の増幅器から受振片の出力を増幅した信号をとり出し、陰極線オシログラフの縦軸に加え、横軸には前述の低周波発振器からの出力電圧を加えることによってリサーチ図形を描かせて観察する。リサーチ図形ではなく振動の波形を観察する場合には横軸をオシログラフ内蔵の掃引回路に切り替える。

次に共振時の振動型の測定には図 3 に示すようなチタン酸バリウム磁器を用いたピックアップを使用し、これの出力を前述の受振片からの出力と同じ方法で観察しながらピックアップの針先で翼の表面をさぐり、出力が最小になり位相が反転する位置をさがして振動の節を求める。

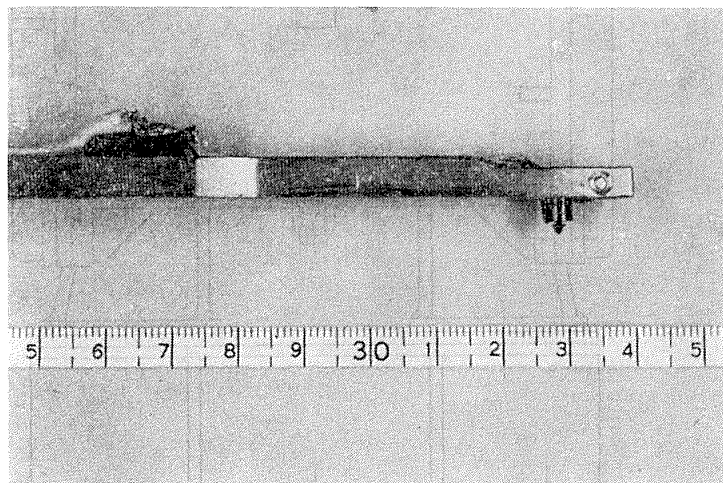


図 3 振動型測用ピックアップ

2.2 翼を回転させる場合の試験装置

(1) 回転装置

回転装置は試験翼に高速回転中のジェットエンジンの翼におけると同程度の回転速度および回転軸中心線からの距離を与え、加振力以外の外乱が加わるのを防止するため真空中で運動させるものである。

使用した回転装置の要目は次のとおりである。

回転速度	最大 20,000rpm
試験槽内径	716φ
真空度	最小 1mmHg

回転振動試験装置にピン支持した試験翼（後述、図12参照）を取り付けた状態を図4に示す。

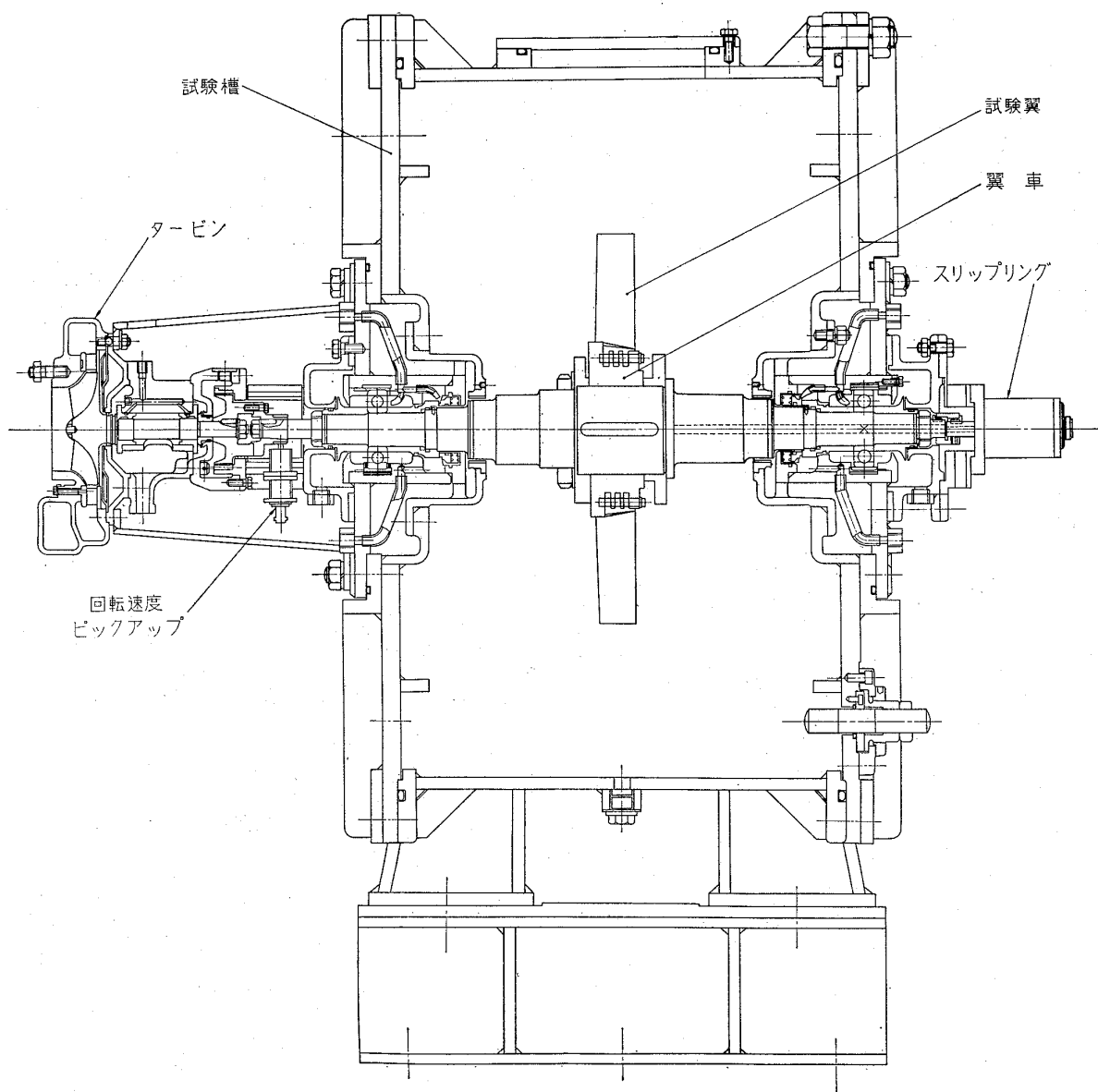


図4 回転振動試験装置

(2) 加振装置

高速回転する試験翼を加振する装置としては電磁石、衝撃装置および加振片を利用する装置が考えられる。しかし固有振動試験においては強磁性体のみならずその他種々の材質、形状の試験翼に対する高い周波数までの加振と加振周波数の制御が必要であり、これに対して電磁石および衝撃装置を利用することはできない場合が多いが、最後にあげた加振片を利用して加振する方法は大きな加振力を得ることはできないにしても最も適切と考えられるのでこれを採用した。この方法を蒸気タービン翼の加振に利用することは G. A. Luck および R. C. Kell によって行なわれ³⁾、また 1959 年に川崎重工業㈱の船川正哉氏によってその妥当性を指摘されたが、これをジェットエンジンの翼の加振に用いたわけである。この加振片およびこれと接続する装置は翼を静止させる場合に使用する装置と同じである。この方法によれば加振片に接続する電線が遠心力によって試験翼またはディスクから離脱し破断することを防止しさえすれば各種植込み部型式ならびに剛性および弾性固定した翼を任意の周波数において加振することが可能であることを多くの試験の結果確認した。

(3) 受振装置

高速回転する試験翼の振動状態の受振装置として抵抗線歪ゲージ、受振片および電気容量型振動計ヘッドの電極を使用する場合が考えられるが固有振動試験において取扱いの簡単さと感度の高さにおいて最もすぐれている受振片を用いるものが適切であり、これを採用した。受振片およびこれに接続する装置は翼を静止させる場合に使用する装置と同じである。受振に際してスリップリングなどから発生する雑音の妨害があるが、共振状態の識別はだいたいにおいて可能であることも多くの試験の結果確認した。

3. 試 験 方 法

翼の固有振動特性を実験的に求めるには、まず静止翼について振動数と振動型を測定し、次いで回転翼については振動数のみを測定する方法をとることにした。以下にこれについて述べる。

3.1 翼を静止させる場合の試験方法

加振電圧を一定として周波数を連続的に変えて翼を加振し、受振片の出力電圧が極大になる振動数を低いほうから順次求めて固有振動数とする。そしてその周波数において前述の振動型測定用ピックアップを用いて固有振動型の測定も行なう。このピックアップによる振動型の測定においては振動の節がどこにあるかを求めるという程度のことはできないが、得られた結果によってある固有振動数においてどのような固有振動型が存在しているかを判定するのに有効である。なお、翼の植込み部がピン支持の場合の測定は、翼が重力によって中立の位置をとるようにして行なう。

3.2 翼を回転させる場合の試験方法

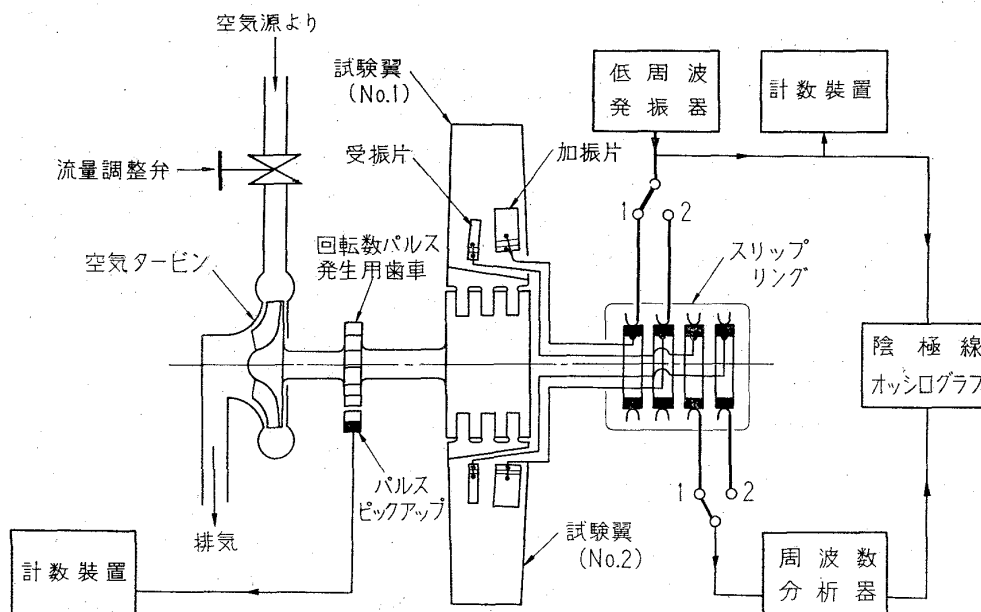


図5 試験装置系統図

回転中の固有振動型を測定することは非常に困難なので固有振動数の測定だけを行なう。回転速度を変えてゆき、適当に選んだ回転速度において回転数を一定に保っておいて翼を静止させた場合と同様にして固有振動数を求める。それぞれの固有振動数は回転速度とともに変化してゆくが、これらがそれぞれの固有振動型に対応するかは前述の翼を静止させた場合の測定結果から容易に推定することができる。この測定を行なうときの試験装置の系統図を図5に示す。

4. 計 算 方 法

ジェットエンジンの翼の固有振動特性を試験によって求めるのとは別途に計算によって求めることができれば試験結果と合わせて検討し、一層確かかつ詳細に特性を決定することができる。

ここに、翼の振動を理論的にどのように取り扱い、また、どのような計算方法によるかが問題となる。いうまでもなく翼の振動を回転するディスクに取り付けられた変厚曲面の振動として取り扱うのが最も厳密なものであるが、これはまだ行なわれておらず、現在変断面の棒の曲げとねじりの連成振動としての取扱いが特定の場合について行なわれているにすぎない⁴⁾。もとより理論の厳密なことは必要であるが、実用上簡単なことが望ましい。そこでさらに簡単化し変断面の棒の微小変形理論と“Bernoulli-Eulerian” theory の一般化に基づき⁵⁾ 非連成の曲げとねじりの振動としての取扱いが考えられ、また、この単純な取扱いによる計算方法には多くのものがある。

ジェットエンジンの翼の振動計算に実用上よく用いられるものはこの最後の取扱いによる計算方法であり、たとえば曲げについては Jarrett の方法⁶⁾、Jäger の方法⁷⁾ などがあり、また、Deák の方法⁸⁾ は曲げとねじりについてのものである。

当所において、Jarrett あるいは Jäger の方法によって、HIPAC 103 電子計算機を用いて曲げの振動計算を多数行なった。これによると、Holzer-Myklestad の方法に従って行なう翼の分割をその形状特性が十分表わされるように考慮して行なえば、計算結果は一般的にはほぼ試験結果と一致し、また所要計算時間は一つの固有振動数について10分内外である。したがってこれらの計算方法によることはだいたい妥当であり、また実用性もあると考えられる。

5. JR-200 ジェットエンジン軸流圧縮機動翼の固有振動特性

現在当所においては VTOL 機用リフトジェットエンジン JR-200 を研究試作中である。その軸流圧縮機の第1段動翼の植込み部にはピンジョイント型が採用されている。その理由は、ピンジョイント型の場合には翼の植込み部の振動減衰作用が大となって強制振動における共振振幅を小さくすることができるので振動破損に対する強度が向上すること、空気力および遠心力によって生ずる翼根部の曲げモーメントがほぼ平衡するので曲げ応力が小となること、製作が比較的簡単であり実用性が高いことなどの利点があるからである。この翼振動系の固有振動特性と前章までの所論に基づいて求めた結果を以下に述べる。

5.1 試 験 翼

試験翼は JR-200 ジェットエンジンの圧縮機第1段のピンジョイント型植込み部をもつ動翼模型である。概略の形状、寸法は図6に、各断面の面積、断面2次モーメント、食い違い角などは表1

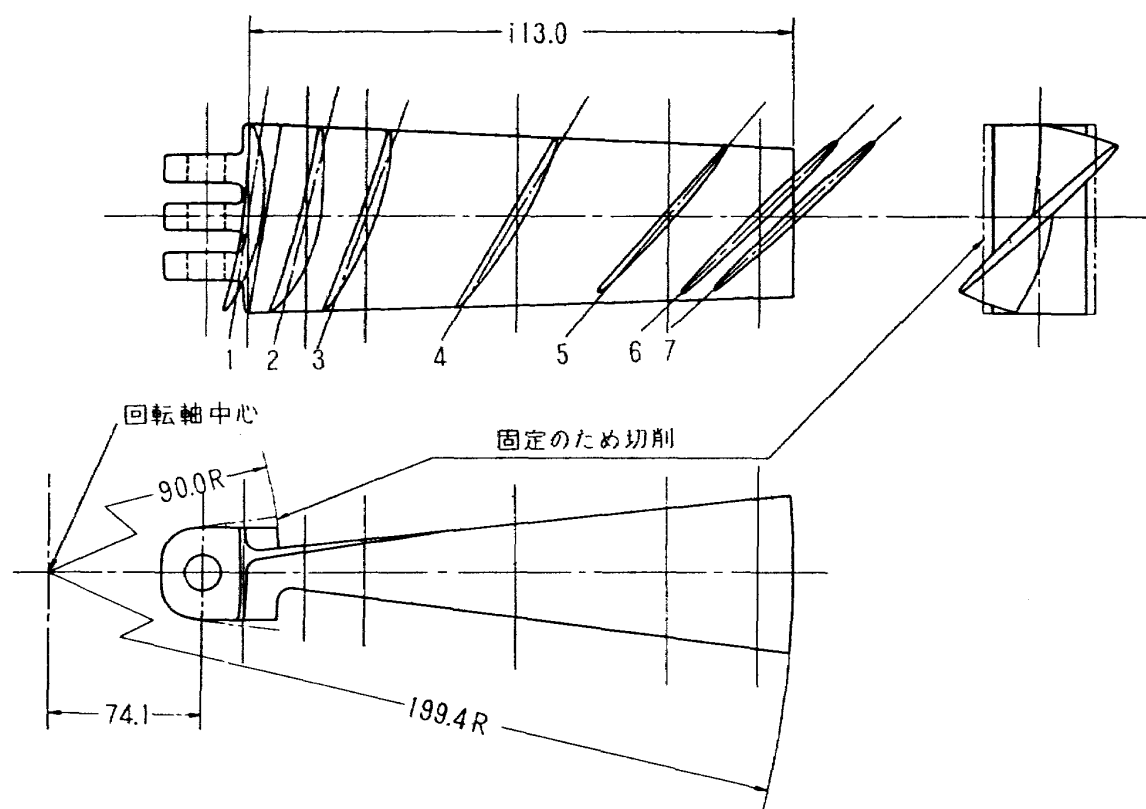


図6 試験翼

と図7～10にそれぞれ示したとおりである。また材質はアルミニウム合金 (14S-T6) で縦弾性係数は $7,400\text{kg/mm}^2$ 、比重は 2.80 のものである。

表1 試験翼の要目

断 面	回転軸中心線 からの距離 (mm)	断 面 積 (mm^2)	図心に関する断面2次モーメント		食い違い角 (deg.)
			最大 (I_x) (mm^4)	最小 (I_y) (mm^4)	
7	200.0	62.80	7953	12.75	47.2
6	193.2	61.95	7781	12.56	45.3
5	174.0	59.63	7230	12.52	40.0
4	141.8	59.70	6807	16.15	30.2
3	109.8	78.80	7992	42.60	18.8
2	97.0	96.94	9226	79.12	13.6
1	83.5	115.72	10402	137.14	7.9

注； 図6に示すように実際の長さは回転軸中心線から 199.4mm までしかない。また、回転軸中心線から 90.0mm以内は完全な翼断面ではない。この表に示した断面1および7は断面1から2および断面6から7の間の断面の寸法を内そうによって定めるために空力設計で与えられたものである。

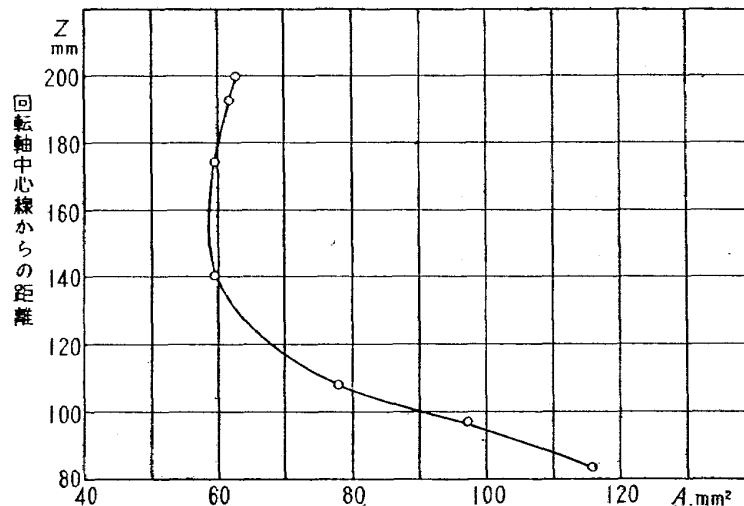


図7 試験翼断面積

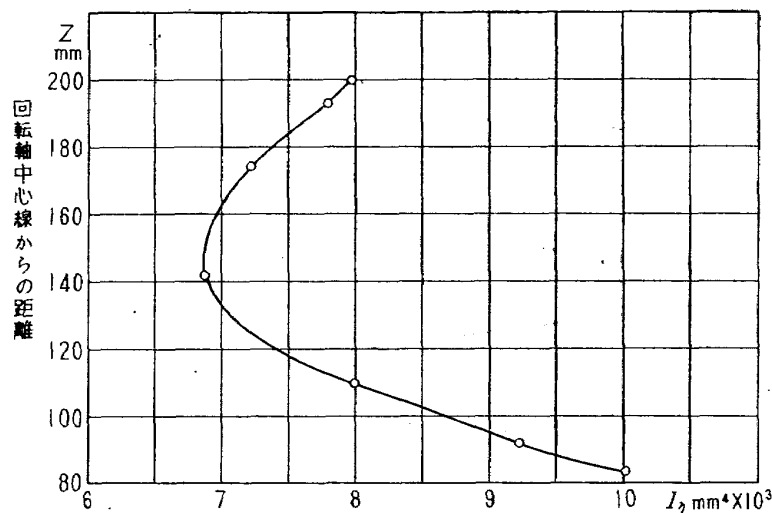


図8 試験翼の図心に関する断面2次モーメント (最大)

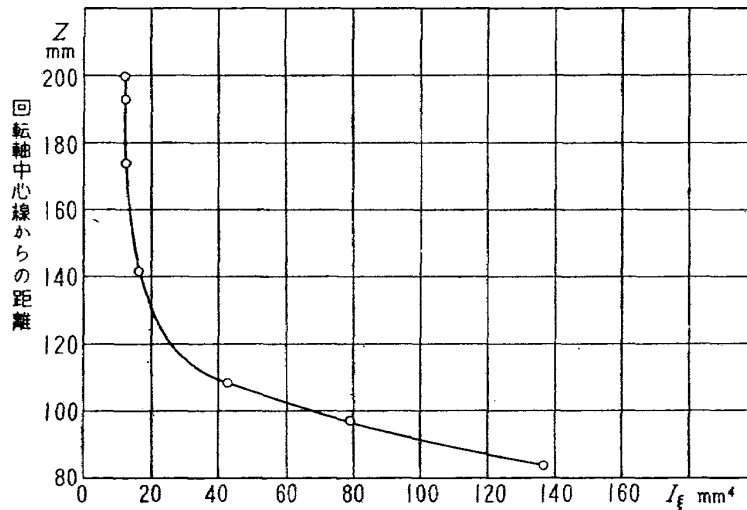


図9 試験翼の図心に関する断面2次モーメント（最小）

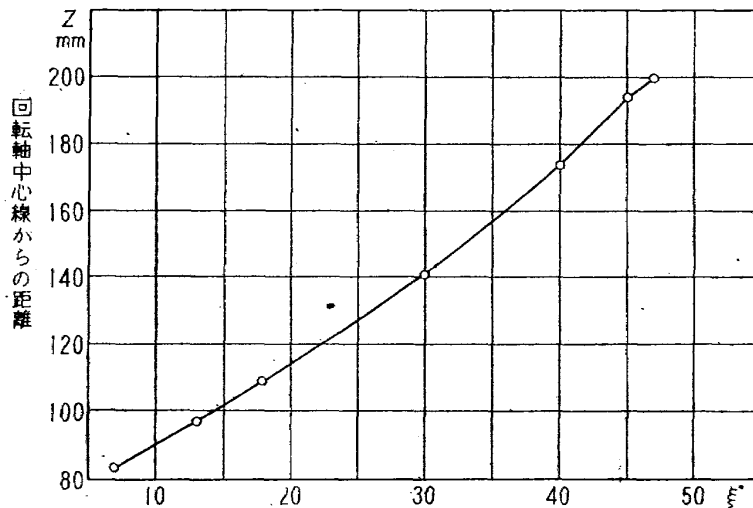


図10 試験翼の食い違い角

なお、ピンジョイント型植込み部を剛性固定する場合に固定を容易かつ確実にするために、動翼模型の植込み部の一部分を削り落したが（図6参照）、これによる固有振動数の変化は無視してよいと考えられる。

また、ピンジョイント型植込み部を剛性固定した場合に、静止させたときの振動試験は翼を図11に示すように固定台に取り付けて行なった。

また、ピンジョイント型植込み部をピン支持した場合に静止および回転させたときの振動試験は2枚の動翼を図12に示すようなディスクを支持台としてこれにピンで取り付けて行なった。実機と同様に回転中心線とピン中心線とは平行であり、距離は74.1mmとしてある。植込み部のピン穴とピンのはめあいには $8\phi H_7/h_7$ によって規定され、その実測値は表2のとおりである。ピン穴の内面の仕上げはリーマーを通した程度である。ピンはステンレス鋼（SUS23）製で、表面の仕上げは研磨して0.8Sの程度である。また、ピンと翼との接触面に特に潤滑剤などを塗ることは行っていない。

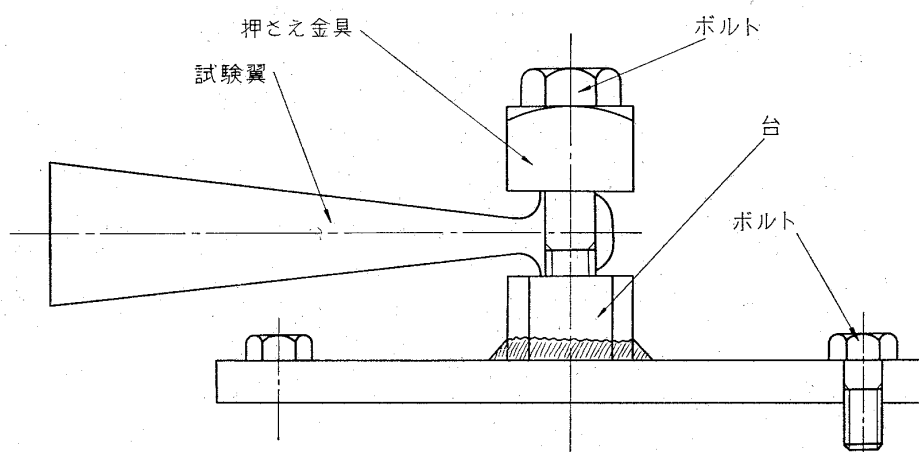


図11 固定台

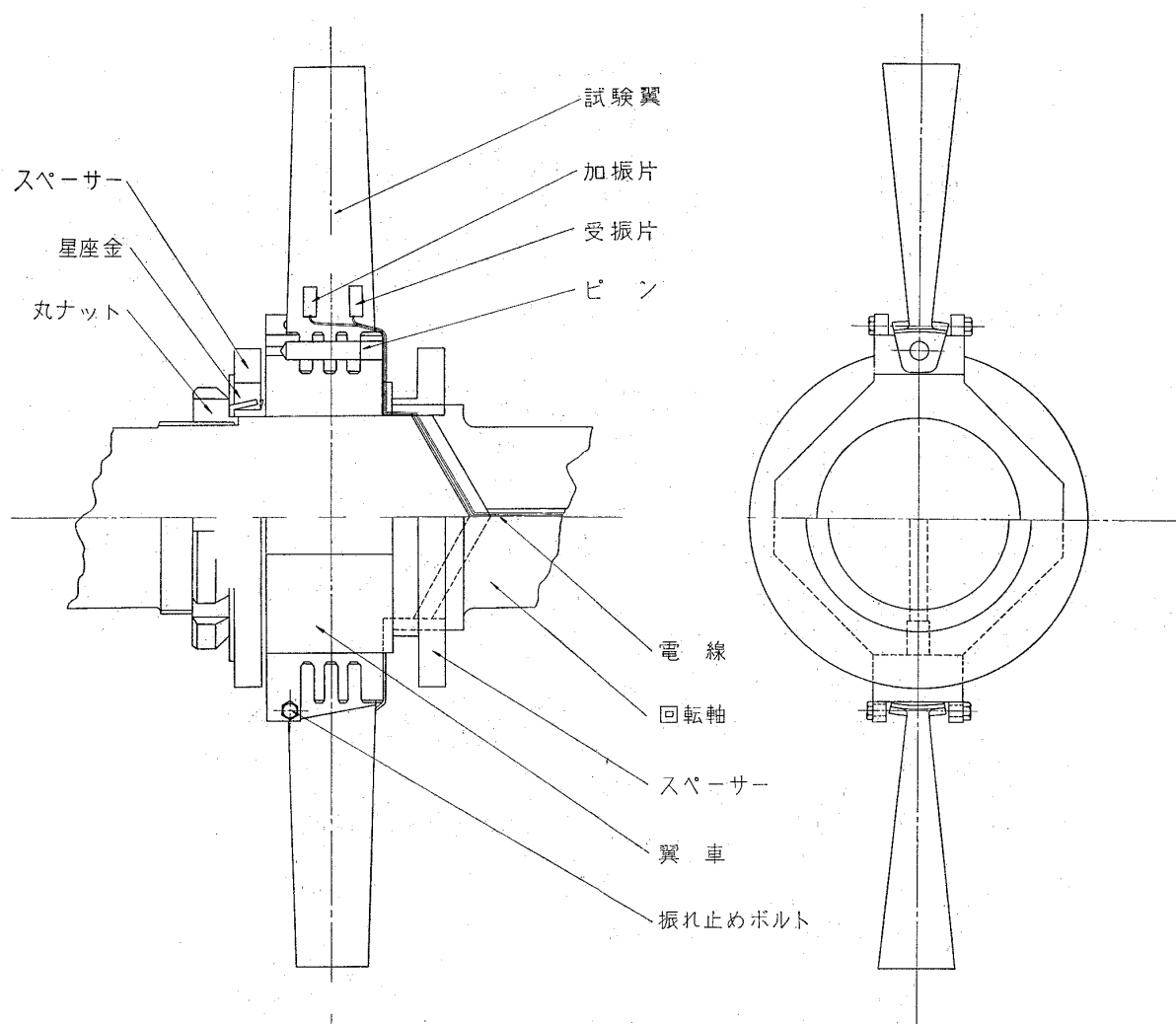


図12 試験翼をピン支持した場合の取付け

表2 ピン穴とピンの直径

	ピン穴直径mm	ピン直径 mm
試験翼 No.1	8.006	7.990
2	8.009	7.990
理論 1	8.015	8.000
2	8.150	8.000

5.2 試 験

(1) ピンジョイント型植込み部を剛性固定した場合

翼を静止させたときの固有振動数および固有振動型の測定を行なった。その測定結果は表3と図13、15～19に示すとおりである。

表3 剛性固定の場合の固有振動数

N/Ndes %	N rpm	摘 要	1次曲げ	2次曲げ	1次ねじり	3次曲げ	4次曲げ
0	0	試験体 No.1	183	756	1144	2122	4410
		No.2	183	778	—	2082	4375
		平均	183	767	1144	2102	4388
		No.1と2との差	0.0%	2.8%	—%	1.9%	0.8%
		理論値	185.6	770.7	—	2069	4350
		実測値との差	1.4%	0.5%	—%	—1.6%	—0.8%
20	3243	理論値	199.5	788.1	—	2086	4368
40	6486	〃	236.4	837.4	—	2135	4422
60	9728	〃	284.3	912.9	—	2211	4511
80	12971	〃	336.4	1007	—	2301	4631
100	16214	〃	389.4	1113	—	2422	4776

注； 単位を記していない数値の単位は c/s である

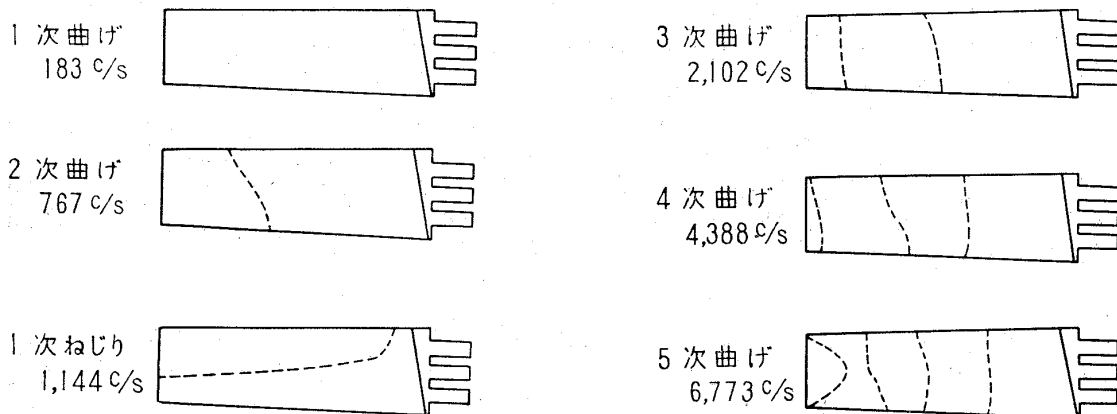


図13 剛性固定して静止させた場合の固有振動型および固有振動数

(2) ピンジョイント型植込み部をピン支持した場合

翼を静止させたときの固有振動数および固有振動型ならびに翼を回転させたときの固有振動数の測定を行なった。その測定結果は表4と図14~19に示すとおりである。図18にみるように、3次曲げ固有振動数の実測点の数が他の振動型の場合の実測点の数より少ないのは共振が弱く雑音にかくされて不明確であり見いだせなかったためである。

表4 ピン支持の場合の固有振動数

(1) 試験翼 No.2 についての実測値とピン穴直径 8.015mm, ピン直径 8.000mm として求めた理論値

N/ Ndes %	N rpm	1 次 曲 げ			2 次 曲 げ			1次ねじり	3 次 曲 げ			4 次 曲 げ		
		実測	理論	差%	実測	理論	差%		実測	理論	差%	実測	理論	差%
0	0	—	0	—	431	332.0	-23.0	—	1438	1248	-13.2	3071	2619	-14.7
—	1000	185	—	—	740	—	—	1128	—	—	—	3940	—	—
—	2000	190	—	—	764	—	—	1131	—	—	—	4095	—	—
—	3000	198	—	—	778	—	—	1135	—	—	—	4140	—	—
20	3243	200	187.5	-6.3	783	619.2	-20.9	1136	—	1549	—	4162	3121	-25.0
—	4000	206	—	—	788	—	—	1137	—	—	—	4180	—	—
—	5000	217	—	—	805	—	—	1137	1733	—	—	4221	—	—
—	6000	230	—	—	822	—	—	1138	—	—	—	4250	—	—
40	6486	238	230.0	-3.4	833	745.6	-10.5	1138	—	1777	—	4256	3925	-7.8
—	7000	245	—	—	841	—	—	1139	1808	—	—	4270	—	—
—	8000	259	—	—	861	—	—	1141	1836	—	—	4307	—	—
—	9000	275	—	—	886	—	—	1142	—	—	—	4356	—	—
60	9728	287	278.1	-3.1	905	843.3	-6.8	1142	—	1894	—	4383	4274	-2.5
—	10000	293	—	—	910	—	—	1143	1874	—	—	4372	—	—
—	11000	312	—	—	940	—	—	1145	1890	—	—	4411	—	—
—	12000	326	—	—	968	—	—	1147	1911	—	—	4449	—	—
80	12971	—	329.4	—	—	927.9	—	—	—	1996	—	—	4471	—
—	13000	343	—	—	995	—	—	1148	1938	—	—	4491	—	—
100	16214	—	381.2	—	—	1028	—	—	—	2100	—	—	4645	—

(2) ピン穴直径8.15mm, ピン直径8.00mmとして求めた理論値

N/Ndes %	N rpm	1 次曲げ	2 次曲げ	1 次ねじり	3 次曲げ	4 次曲げ
0	0	0	332.0	—	1248	2619
20	3243	133.1	415.4	—	1311	2677
40	6486	203.4	573.5	—	1469	2904
60	9728	259.6	716.2	—	1658	3180
80	12971	313.9	842.3	—	1835	3533
100	16214	367.2	961.1	—	1993	3895

注：単位を記してない数値の単位はc/sである

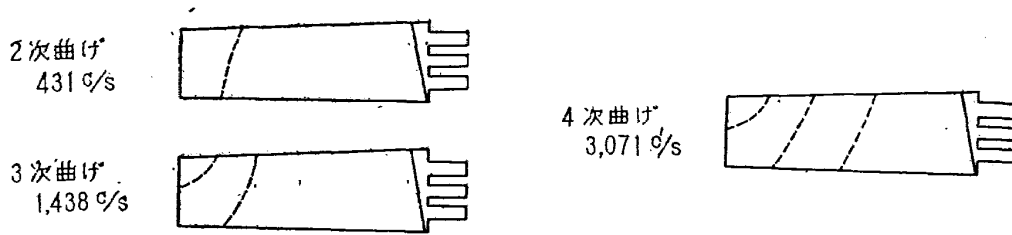


図14 ピン支持して静止させた場合の固有振動型および固有振動数

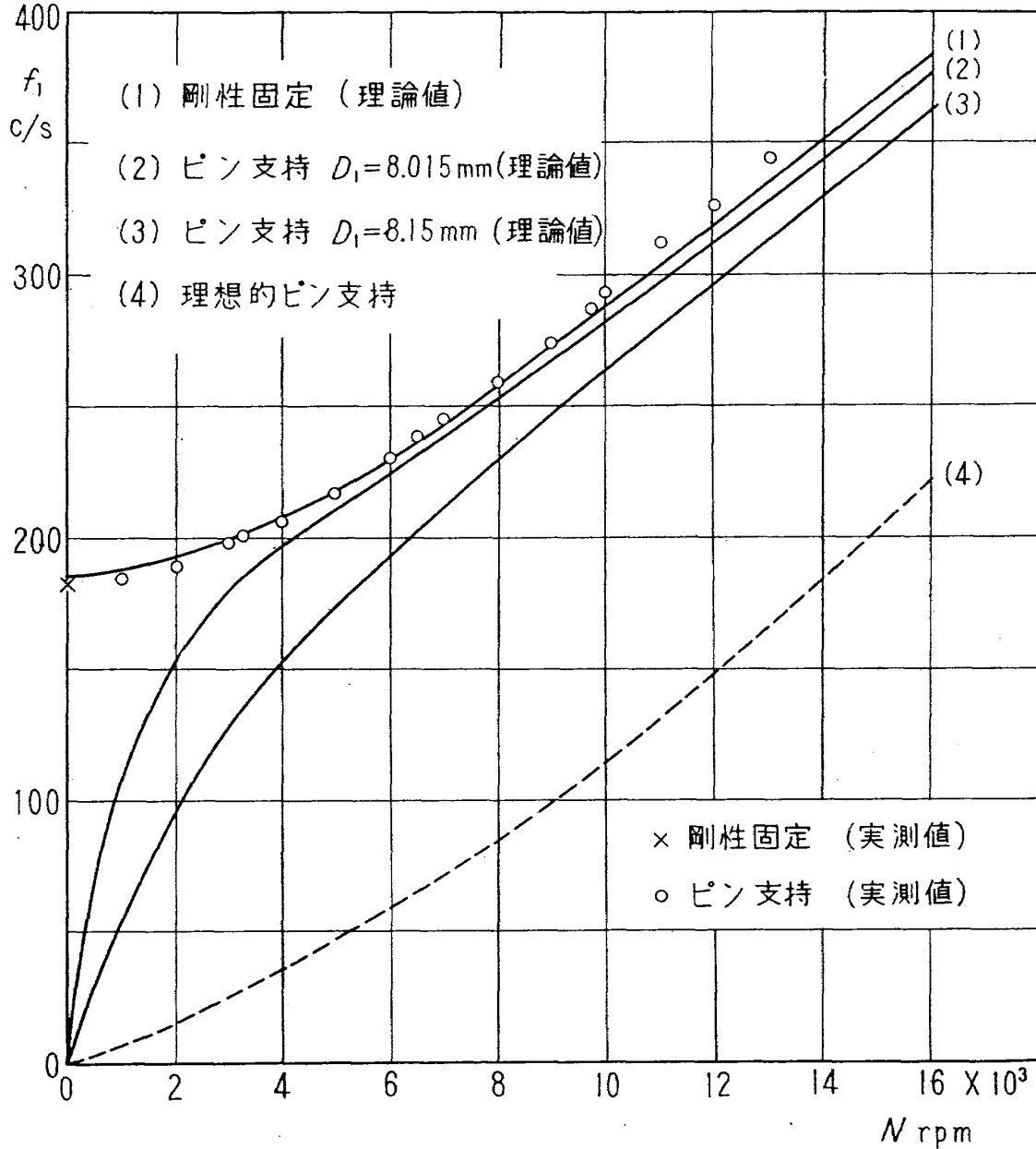


図15 1次曲げ固有振動数

5.3 計算

Jägerの方法に試験翼の形状特性を十分に表わすような配慮を加えた方法によって曲げの固有振動計算を行なった。この際、翼植込み部における境界条件として剛性固定、ピン支持および摩擦のない理想的ピン支持をとり、回転速度は剛性固定およびピン支持の場合には静止から設計回転数

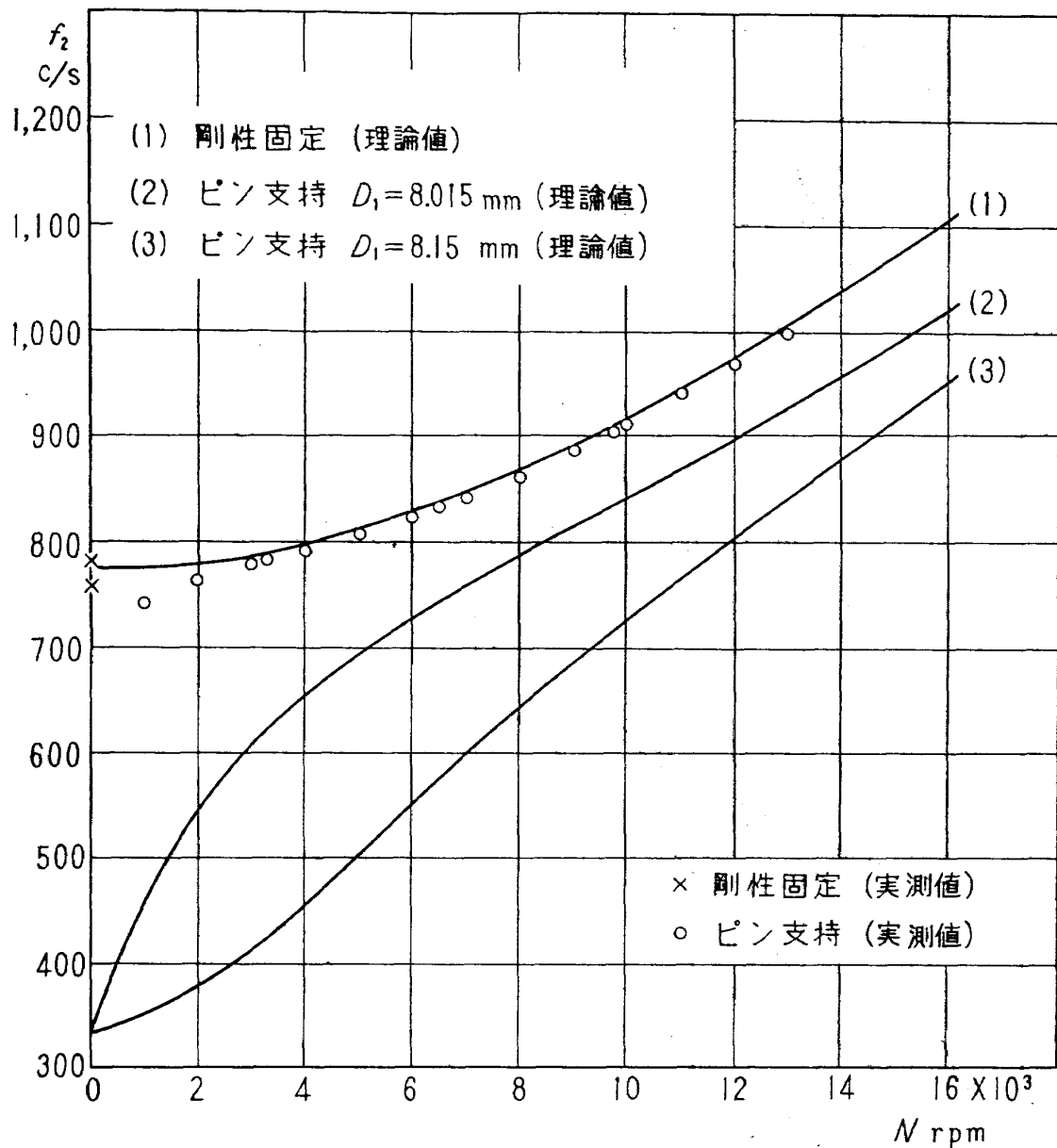


図16 2次曲げ固有振動数

16,214rpmまでとし理想的ピン支持の場合には設計回転数とした。また、空力設計によって与えられた断面は図6および表1に示した7断面であるが、計算にはこの7断面の値だけでは不適当であるのでこの値から内そうして求めた値を用い、剛性固定の場合には10断面、ピン支持の場合には11断面をとった。なお、ピン穴とピンの直径としては表2に示す値を用いた。

以上のようにして得られた結果は表3, 4, 図15, 16, 18および図19に示すとおりである。

5.4 考 察

以上までに得られた試験結果に計算結果を加え、これらを比較検討して固有振動特性を求めた。以下にこれについて述べる。

(1) 1次曲げ固有振動数

剛性固定の場合には理論値と実測値とは良く一致している。

ピン支持の場合には低回転速度の範囲では理論値と実測値との一致は良くないが、4,000rpm 以上ではピン穴とピンの直径をそれぞれ8.015mm, 8.000mm として求めた理論値と実測値とはかなり近づいている。またこの範囲では剛性固定の場合の理論値はこれらにきわめて良く一致している。またピン穴の直径を8.15mmとして求めた理論値はピン穴の直径を8.015mm として求めた理論値と比較すると低回転速度では大幅に低いが高回転速度ではしだいに差が小さくなっている。さらに理想的ピン支持の場合の理論値は設計回転速度16,214rpmにおいて233.4c/sであり、この値から推定される設計回転速度以下の回転における固有振動数（図15に破線で示した値）は実測値とは全くかけ離れた値である。これらのことからピン穴とピンの直径の差が今回の試験翼における程度にかなり小さい場合には1次曲げ固有振動数に対してピン支持は剛性固定に近い作用をするものであり、固有振動数を剛性固定の場合の値より大幅に下げるためにはピン穴とピンの直径の差を相当大きくしなければならないことがわかる。ただしこの際に植込み部のすべりによる振動減衰作用に対してピン穴とピンの直径の差をどの程度にするのが適当かということは別に検討する必要がある。

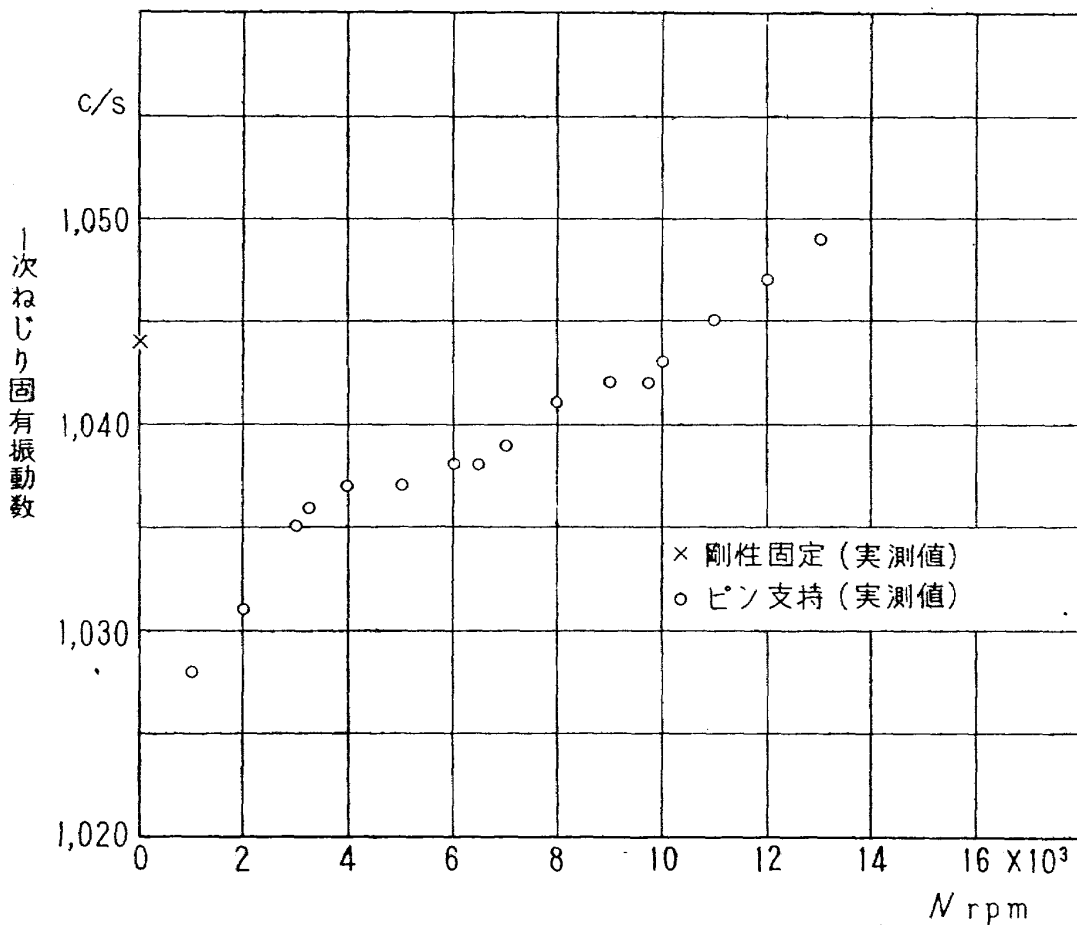


図17 1次ねじり固有振動数

(2) 2次曲げ固有振動数

剛性固定の場合には理論値は実測値と良く一致しているが、ピン支持の場合の理論値は実測値より10%内外低くなっている。そして1次曲げ固有振動と同様にピン支持の場合の実測値と剛性固定の場合の理論値とは3,000rpm以上できわめて接近している。また剛性固定とピン支持の場合の両理論値の差は高回転速度に至るまで大である。以上のことから今回の試験翼におけるピン支持は2次曲げ固有振動数に対しても剛性固定に近い作用をするものと考えられる。

(3) 1次ねじり固有振動数

剛性固定の場合の値はピン支持の場合の値よりわずかに高い。ピン支持の場合の値は回転速度の上昇に従ってわずかに上昇している。しかしながら、ねじり振動においては剛性固定の場合とピン支持の場合の差も、回転速度の影響とともに曲げ振動におけるものと比較すると非常に小さい。

なおピン支持の場合に静止しているときの1次ねじり固有振動数は測定できなかった。

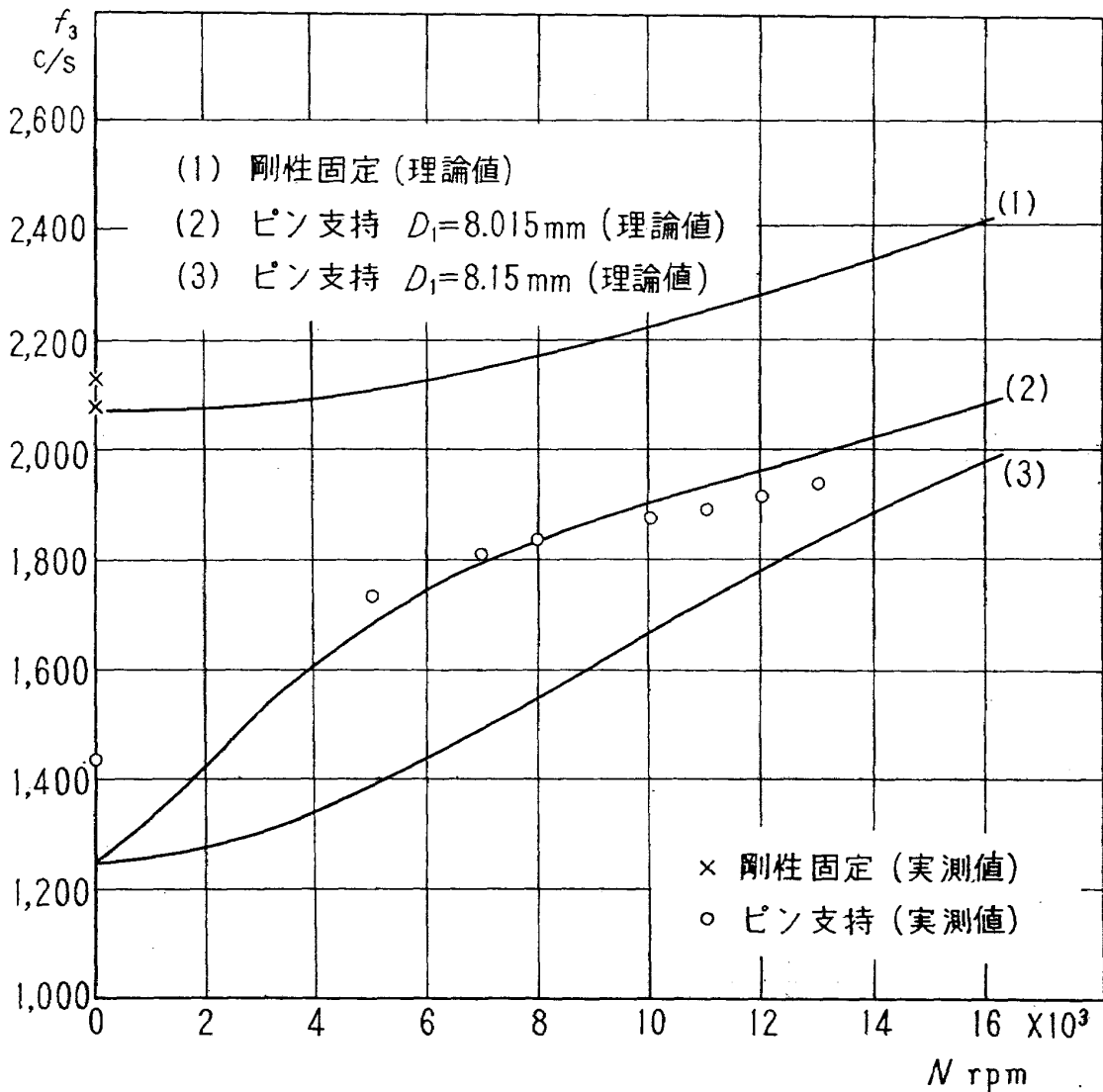


図18 3次曲げ固有振動数

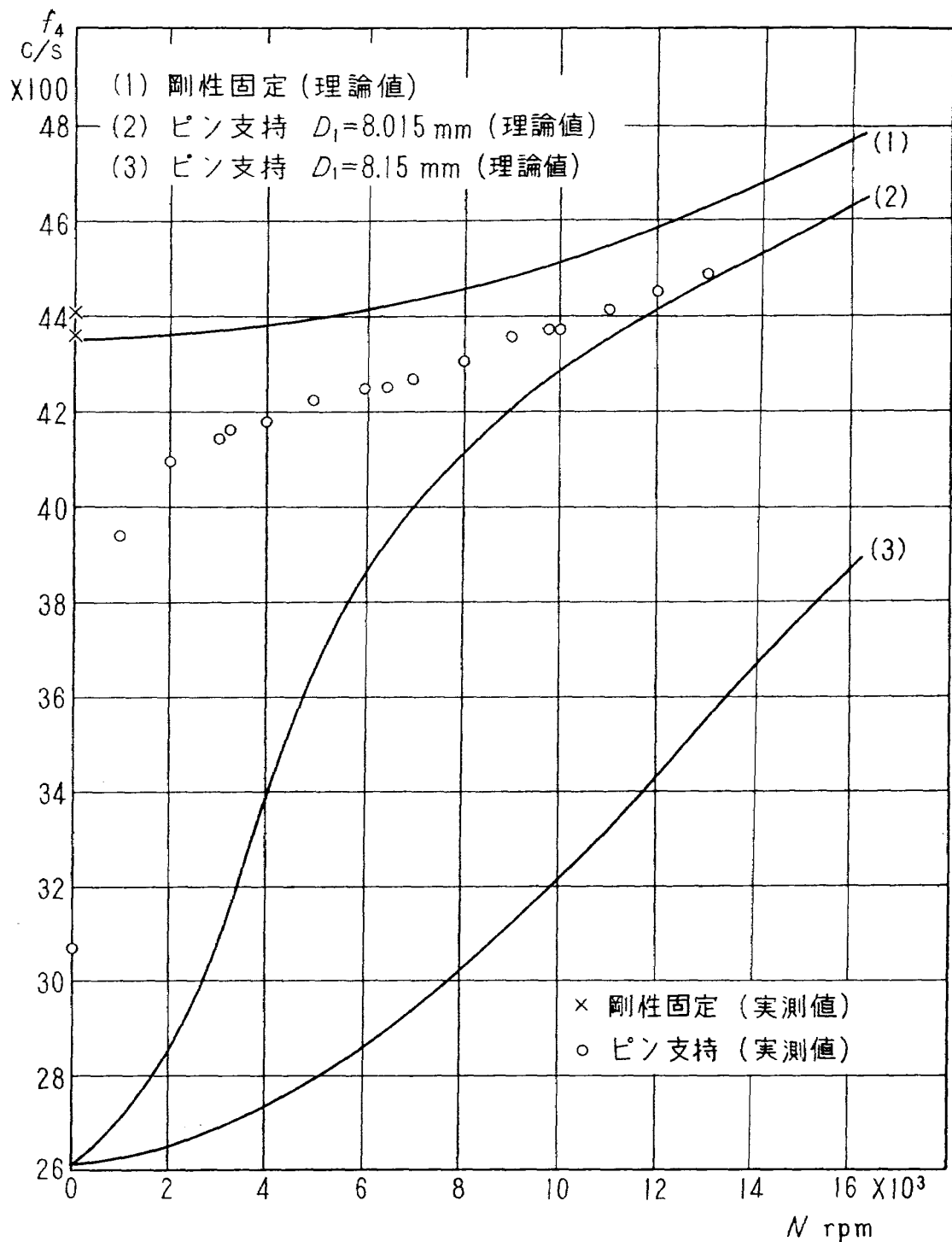


図19 4次曲げ固有振動

(4) 3次曲げ固有振動数

剛性固定の場合には理論値と実測値とは良く一致している。

ピン支持の場合には低回転速度では理論値と実測値との一致は良くないが、ピン穴とピンの直径をそれぞれ8.015mm, 8.000mmとして求めた理論値は高回転速度において実測値と良く一致している。また、剛性固定の場合とピン支持の場合では理論値にも実測値にも大きい差がある。以上のことから3次曲げ固有振動においてはピンとピン穴は今回の計算の仮定であるピン穴内面がピン面上を転動する動作をだいたい行なうものと考えられる。

(5) 4次曲げ固有振動数

剛性固定の場合には理論値は実測値と良く一致している。

ピン支持の場合には低回転速度では理論値は実測値より大幅に低くなっているが、ピン穴とピンの直径をそれぞれ8.015mm, 8.000mmとして求めた理論値は回転速度が上昇するに従って実測値に近づいている。

6. 結 論

ジェットエンジンの翼振動系の固有振動特性をとらえることを目的とする試験法の確定を行ない、これによって研究試作中の JR-200 ジェットエンジン用軸流圧縮機第1段のピンジョイント型植込み部をもつ動翼模型をピン支持および剛性固定状態において試験し、また計算した結果次の諸点を明らかにした。

(1) ジェットエンジンの翼の固有振動特性を正確に求めるには翼を静止および高速回転させた状態において試験を行なう必要があるが、この際、翼にはり付けたチタン酸バリウム磁器の小さな細長い薄片を用いて加振および受振を行なうのが最も適切な方法の一つである。

(2) 穴軸のはめあいが $8\phi H/7h_1$ の程度のピン支持部は曲げの1次および2次振動においては剛性固定に近い特性を有し、3次および4次振動においてはピン面上をピン穴面が転動する動作をだいたいにおいて行なうものと考えられる。

最後に、この研究に関し助言いただいた当所原動機部山内部長ならびに松木、鳥崎両室長に、また試験に協力された内野、荒井、祖父江の三研究員ならびに空気源の方々に謝意を表わします。

文 献

- 1) H. R. Cox; Gas Turbine Principles and Practice (1955) pp. 12-10-12-11, George Newnes Limited.
- 2) 武内澄夫, 宮地敏雄, 星谷昌二; 回転振動試験装置の計画, 構造および特性, 航技研資料に発表予定。
- 3) R. C. Kell and G. A. Luck; Measuring Turbine Blade Vibration, Engineering, 182 (1956/8) pp. 271-273.
- 4) 佐藤武; 剪断中心位置の影響を考慮した曲げ振れ梁の振動問題, 慶応義塾大学工学部工学博士論文 (昭和35)
- 5) A. E. H. Love; A Treatise on the Mathematical Theory of Elasticity, 4th ed. (1952) Cambridge.
- 6) J. W. Jarrett and P. C. Warner; The Vibration of Rotating Tapered Twisted Beams, J. App. Mech., 20, 2 (1953) pp. 381-389.
- 7) B. Jäger; Die Eigenfrequenzen Verwundener Schaufeln, Ingenieur-Archiv, 29, 4 (1960) S. 280-290
- 8) A. L. Deák and R. D. Baird; A Procedure for Calculating the Packet Frequencies of Steam Turbine Exhaust Blades, Trans. ASME, J. of Eng. for Power, 85, Series A, 4 (1963) pp. 324-330.

<p>NAL TM-65 航空宇宙技術研究所 ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験</p> <p>1965年11月 18ページ</p> <p>ジェットエンジンの翼を静止および回転させた状態において、翼にはり付けたチタン酸バリウム磁器の小さな細長い薄片を用いて加振および受振することによって固有振動数を求める試験法を確立した。</p> <p>この試験法によって研究試作中のJR-200ジェットエンジン用軸流圧縮機第1段のピンジョイント型植込み部をもつ動翼模型をピン支持および剛性固定状態において試験し、また計算を行なって固有振動特性を求めた。</p>	<p>I. 武内澄夫 宮地敏雄 星谷昌二</p> <p>II. NAL TM-65</p> <p>III. 534. 11 621-135</p>	<p>NAL TM-65 航空宇宙技術研究所 ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験</p> <p>1965年11月 18ページ</p> <p>ジェットエンジンの翼を静止および回転させた状態において、翼にはり付けたチタン酸バリウム磁器の小さな細長い薄片を用いて加振および受振することによって固有振動数を求める試験法を確立した。</p> <p>この試験法によって研究試作中のJR-200ジェットエンジン用軸流圧縮機第1段のピンジョイント型植込み部をもつ動翼模型をピン支持および剛性固定状態において試験し、また計算を行なって固有振動特性を求めた。</p>	<p>I. 武内澄夫 宮地敏雄 星谷昌二</p> <p>II. NAL TM-65</p> <p>III. 534. 11 621-135</p>
<p>NAL TM-65 航空宇宙技術研究所 ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験</p> <p>1965年11月 18ページ</p> <p>ジェットエンジンの翼を静止および回転させた状態において、翼にはり付けたチタン酸バリウム磁器の小さな細長い薄片を用いて加振および受振することによって固有振動数を求める試験法を確立した。</p> <p>この試験法によって研究試作中のJR-200ジェットエンジン用軸流圧縮機第1段のピンジョイント型植込み部をもつ動翼模型をピン支持および剛性固定状態において試験し、また計算を行なって固有振動特性を求めた。</p>	<p>I. 武内澄夫 宮地敏雄 星谷昌二</p> <p>II. NAL TM-65</p> <p>III. 534. 11 621-135</p>	<p>NAL TM-65 航空宇宙技術研究所 ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験</p> <p>1965年11月 18ページ</p> <p>ジェットエンジンの翼を静止および回転させた状態において、翼にはり付けたチタン酸バリウム磁器の小さな細長い薄片を用いて加振および受振することによって固有振動数を求める試験法を確立した。</p> <p>この試験法によって研究試作中のJR-200ジェットエンジン用軸流圧縮機第1段のピンジョイント型植込み部をもつ動翼模型をピン支持および剛性固定状態において試験し、また計算を行なって固有振動特性を求めた。</p>	<p>I. 武内澄夫 宮地敏雄 星谷昌二</p> <p>II. NAL TM-65</p> <p>III. 534. 11 621-135</p>

TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	幸尾治朗, 岡達一男
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	井井祐之, 田幸武
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	中井映一, 高島明史
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム	1965年5月	谷日出夫, 利藤洋
TM-54	—数値解法の収束条件その他への応用— 熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	板垣芳雄
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年5月	坂元思無邪, 光山敏
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	河崎俊夫, 谷
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年7月	石田誠, 河野哲雄
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取り入口の実験 (I)	1965年8月	曾我 国男
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年9月	斎藤秀夫, 木村友昭
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	近藤 博, 増田 惣平
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年9月	原 亘利, 高島一明
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	関根英夫, 中 正夫
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する実験 (I)	1965年10月	戸川保子, 矢沢健司
		1965年10月	塚末健雄, 吉田 征一
		1965年10月	佐野四郎, 能村 宏
		1965年10月	別府信宏, 江川 幸一
		1965年10月	飯田宗四郎
		1965年10月	池田為治, 坂元思無邪
		1965年10月	光山敏雄

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料65号

昭和40年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1-10