

UDC 534.11
621-135

航空宇宙技術研究所資料

TM-94

J-3 ジェットエンジン用タービン動翼の
固有振動特性

武内澄夫・田中俊男
宮地敏雄・星谷昌二

1966年11月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

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, 谷新井 喬
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	齋藤秀夫, 木村友昭
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	廣治, 中井 治
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年1月	藤内, 中井 治
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	谷柳 喬, 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, 立 政 隆
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	安藤 泰勝, 高木 俊文
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
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
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, 齋藤 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 孝蔵
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	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 昌次, 田寺 木一
TM-44	高負荷燃焼器 (アニューラ模型) の実験結果	1964年12月	古泉 日出夫, 鈴木 邦男
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	塚本 貞吉, 石井 浅五郎
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	広木 和之, 山中 国雅
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実験	1965年2月	竹内 幸治, 藤 枝 遠一
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	平林 一, 橋本 登崇
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	山口 富夫, 岡 遠一
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	幸井 祐之, 田 幸武
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム — 数値解法の収束条件その他への応用 —	1965年5月	中井 暎一, 高島 明史
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	泉 日出夫, 谷 喬利
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	板垣 芳雄
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7月	武藤 洋治郎, 池田 為治
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	坂元 思無邪, 光山 敏雄
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	河崎 俊夫, 谷 喬
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)	1965年9月	石田 誠, 河野 哲雄
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	曾 我国男
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	齋藤 秀夫, 木村 友昭
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	近藤 博, 増田 忽平
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	原 亘 利, 高島 明夫
			関根 英子, 中 正
			戸川 保雄, 矢沢 健司
			広末 健一, 野田 征一
			塚野 四郎, 能村 実
			佐野 府信, 宏
			江川 幸一
			飯田 宗四郎

J-3 ジェットエンジン用タービン 動翼の固有振動特性*

武内澄夫**・田中俊男***
宮地敏雄**・星谷昌二**

1. 緒 言

初期に設計された J-3 ジェットエンジンのタービン動翼はその後の改造に際して翼長を増加されて現在に至っている。またその材質は初期から現在に至るまで S-816 であるが、この代わりに M-252 を使用することが検討された。

この改造後の翼および M-252 を使用したときの翼の固有振動特性を試験および計算によって求めたのでこれについて報告する。

2. 試 験 翼

試験した翼は J-3 ジェットエンジンの改造後の材質が S-816 のタービン動翼およびこれと形状、寸法が同じで材質が M-252 の翼の二種類である。概略の形状、寸法を図 1 に示す。また、断面投影機を使用して試験翼の 8 箇所断面の形状、寸法を測定し、その結果から各断面の面積、断面二次モーメント、断面主軸と回転軸中心線との成す角を求めた。それらの値を表 1 と図 2～5 に示す。

S-816 は Co 約 40%、Cr 約 20%、Ni 約 20%、Fe 約 5%、Mo 約 4%、W 約 4%、Cb および Ta 約 4% などの成分からなる耐熱合金で常温における縦弾性係数は $24,700\text{kg/mm}^2$ 、比重は 8.66 のものである。

M-252 は Ni を主成分とし、Cr 18～20%、Co 約 10%、Mo 約 10%、Fe 約 5%、Ti 約 2.5%、Al 約 1% などを含む耐熱合金で常温における縦弾性係数は $20,900\text{kg/mm}^2$ 、比重は 8.25 のものである。

* 昭和41年11月1日受付

** 原動機部

*** 防衛庁技術研究本部第三研究所

表 1 試験翼の要目

断面番号	回転軸中心線 からの距離 (mm)	断面積 (mm ²)	図心に関する断面二次モーメント		断面主軸と回転軸 中心線との成す角 (deg)
			最大 (I_{η}) (mm ⁴)	最小 (I_{ξ}) (mm ⁴)	
7	193.95	42.78	3,186	76.83	40.9
6	178.45	58.43	3,806	171.3	32.1
5	160.95	80.02	4,404	361.2	21.6
4	143.45	118.8	6,738	622.8	11.5
3	125.95	157.4	10,105	975.3	7.1
2	108.45	270.3	20,938	2,606	3.0
1	106.45	361.3	29,406	4,679	3.4

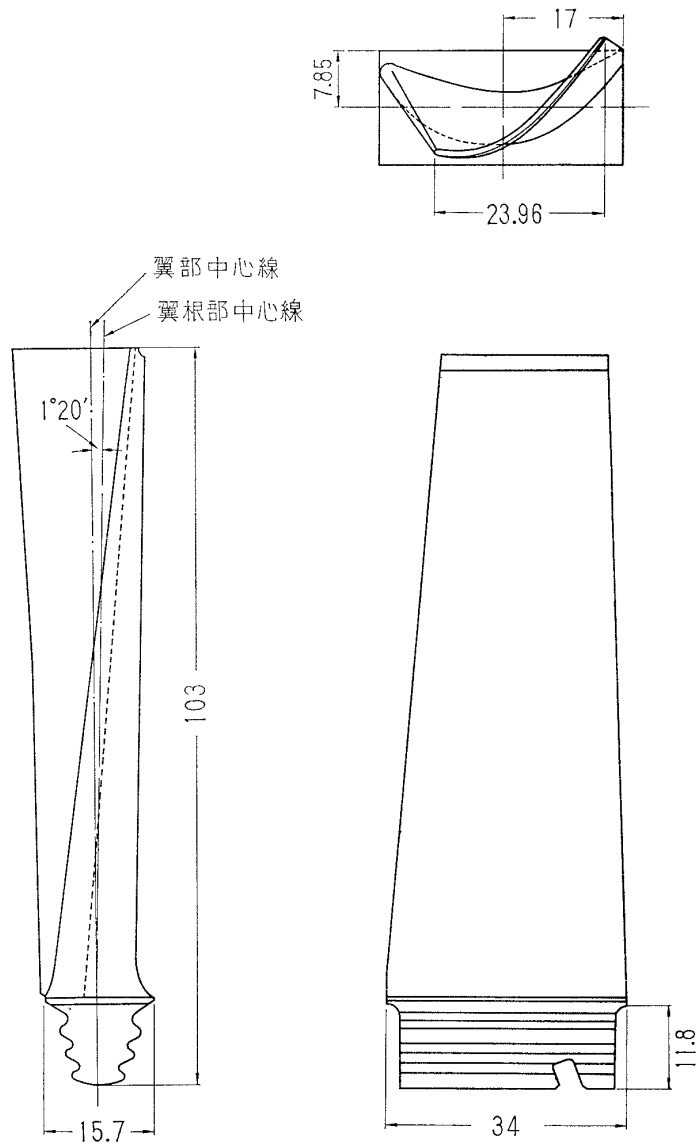


図 1 試験翼

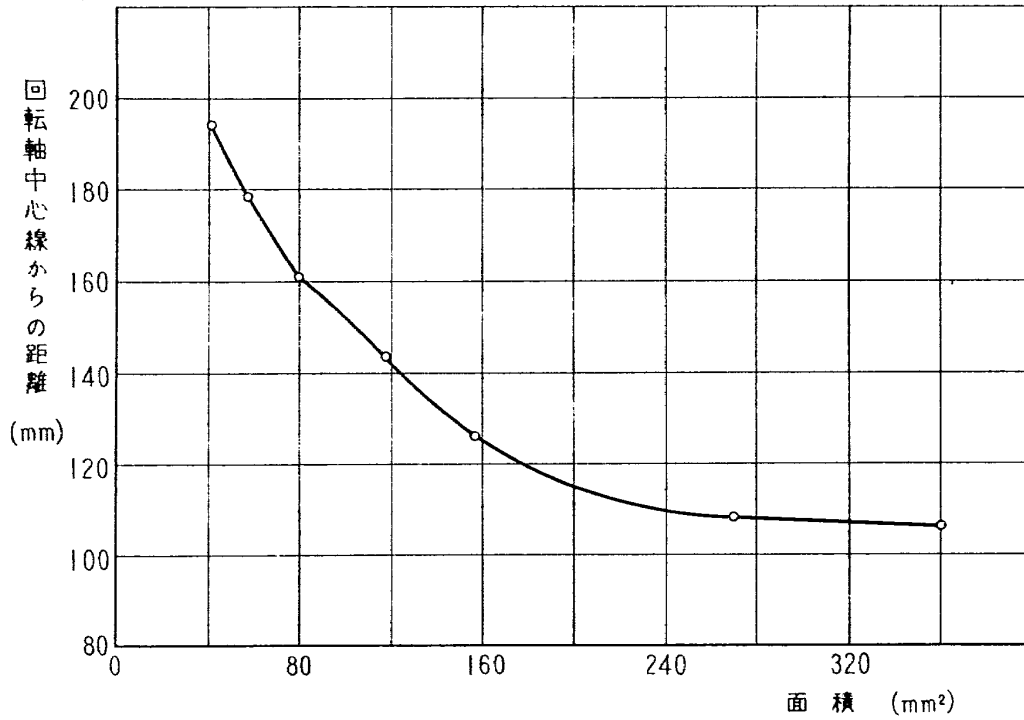


図 2 試験翼の各断面の面積

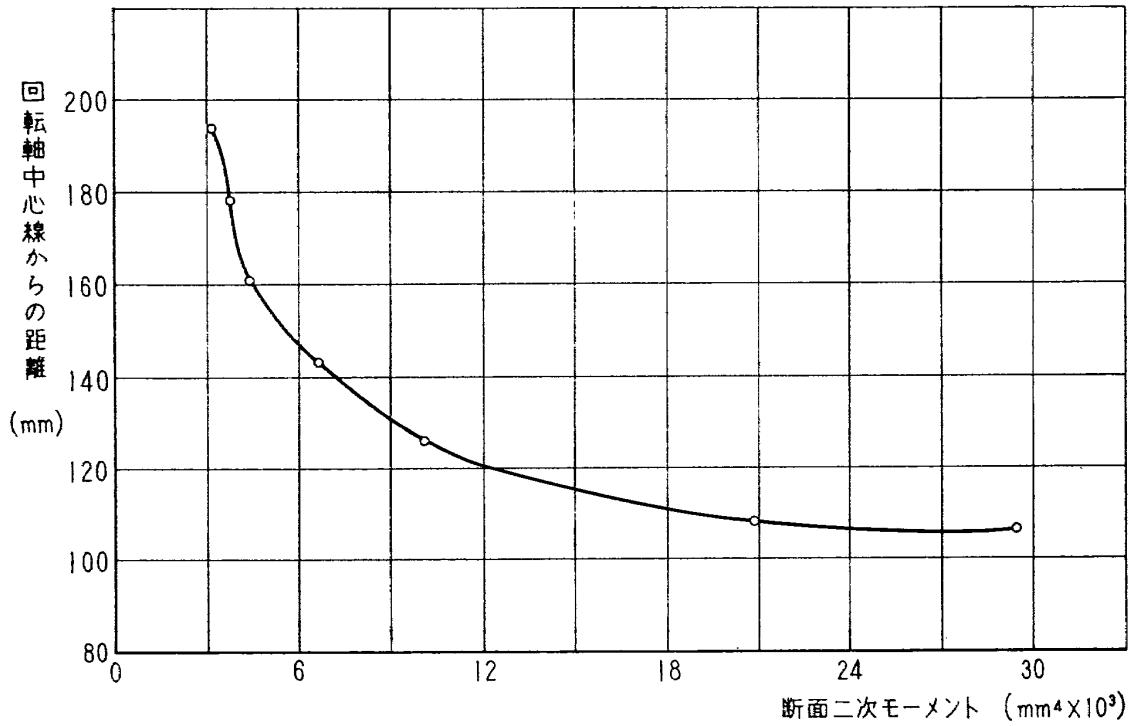


図 3 試験翼の各断面の図心に関する断面二次モーメント (最大)

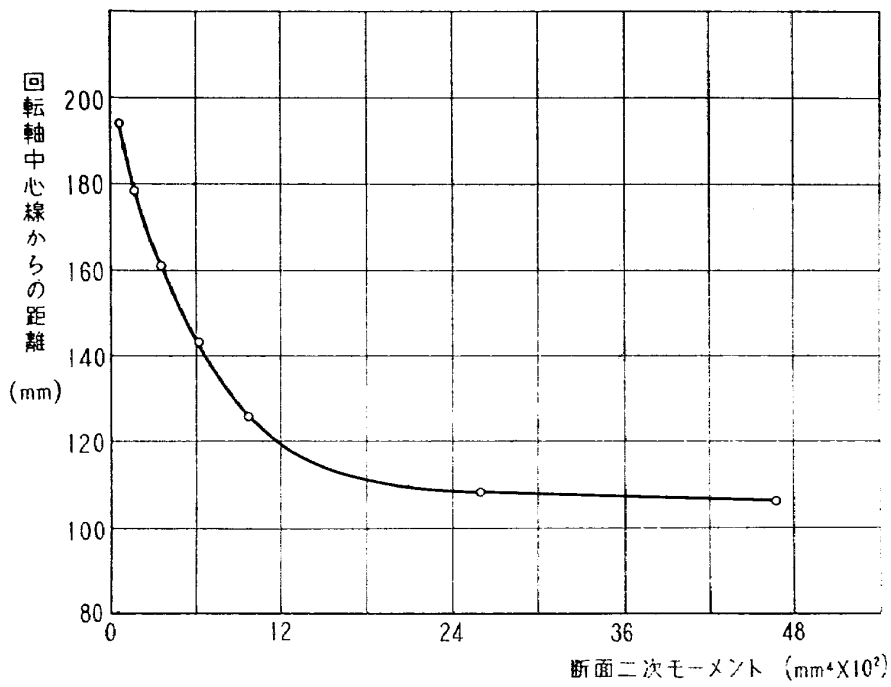


図 4 試験翼の各断面の図心に関する断面二次モーメント (最小)

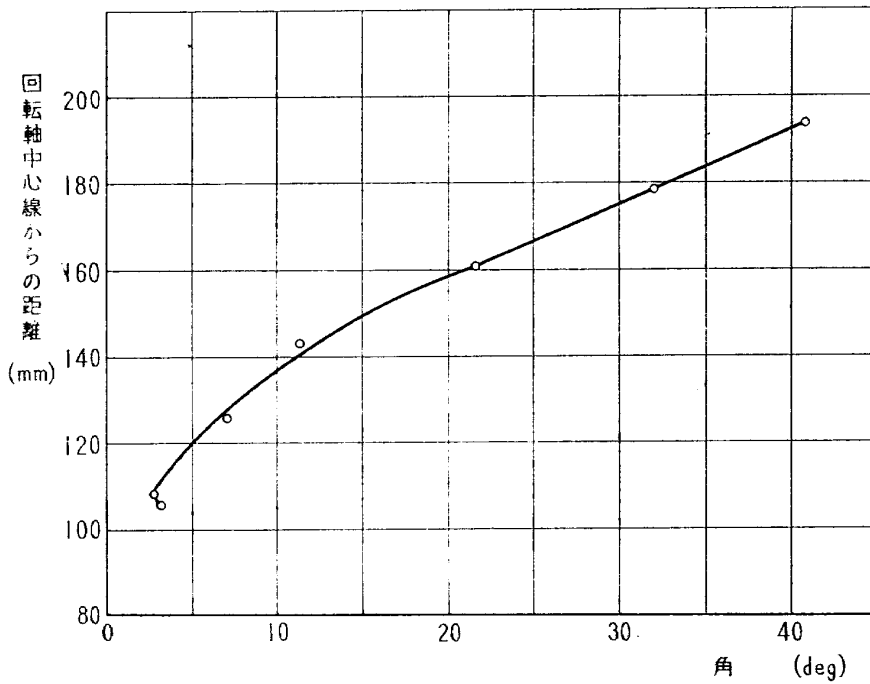


図 5 試験翼の各断面の断面主軸と回転軸中心線との成す角

このタービン動翼の根部は図1に示したようにクリスマスツリー型である。その植込み状態においてタービンの車盤の植込み溝と翼根部との間にはすきまがあり、静止時には翼はがたがた動き得る。しかしタービンが高速回転すれば翼に作用する遠心力により翼根部は車盤の植込み溝に押しつけられて固定に近い状態になる。しかし今回の試験に際しては翼を静止させた場合には図6に示す取付け金具に試験翼根部をかみあわせて固定した。また翼を回転させた場合には図7に示すように

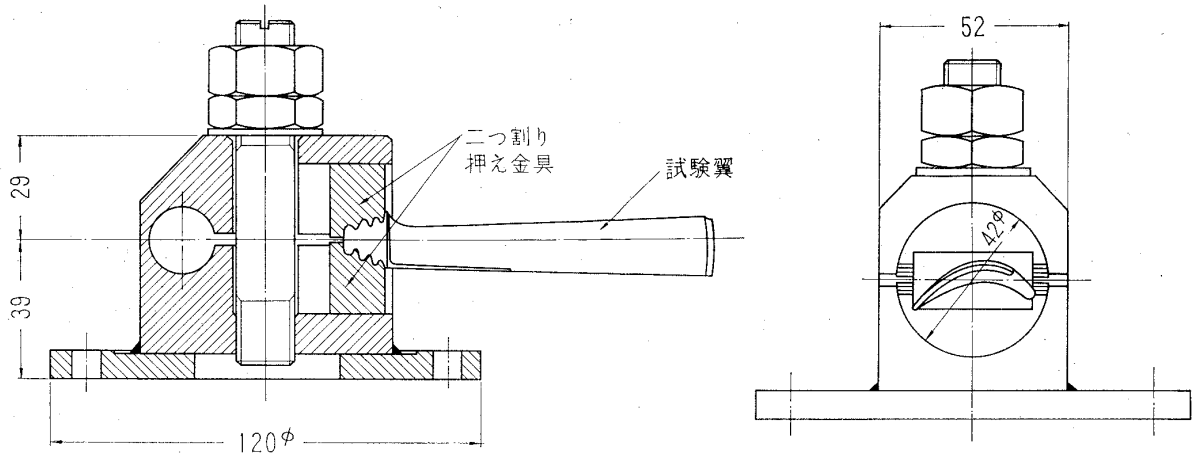


図6 かみあわせ取付け金具

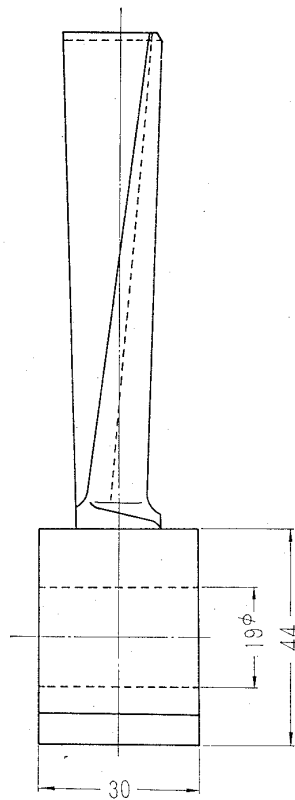


図7 ろう付け取付け金具

試験翼根部をクリスマスツリーの下から3段目まで取付け金具にろう付けし、その取付け金具を後述する回転振動試験装置の回転軸に取り付けた。

また翼を回転させた場合に翼車外径は 390.9ϕ であり、試験翼は材質 S-816 のもののみとした。

3. 試験装置および試験方法

試験装置および試験方法にはすでに文献1)に述べたものを用いたのであるが、これについて簡単に述べる。

3.1 翼を静止させた場合の試験装置

(1) 加振装置

動電型加振機、圧電型加振機を用いたこともある。しかし主としてチタン酸バリウム磁器の小さな細長い薄片を加振片として翼の背側に接着し、これに低周波発振機から正弦波電圧を加えて加振を行なった。

(2) 受振装置

加振片より小さいチタン酸バリウム磁器を受振片として翼の背側に加振片から少しはなして接着し、翼の振動に伴って受振片の両極に発生する電圧を測定した。

次に共振時の振動型の測定にはチタン酸バリウム磁器を用いたピックアップを翼表面に当て出力が最小になり、位相が反転する位置をさがして振動の節を求めた。

3.2 翼を回転させる場合の試験装置

翼を回転させる場合には回転振動試験装置²⁾を用いた。

(1) 回転装置

そ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	716 ϕ
真空度	最小1 mm Hg

(2) 加振および受振装置

翼を静止させた場合と同様に加振片および受振片を用いた。スリップリングとしては抵抗線歪ゲージ用に製作された8エレメントのドラム型のものを使用した。

3.3 試験方法

まず静止させた試験翼の固有振動数と振動型を測定した。次に回転させた試験翼については固有振動型の測定は困難であるので固有振動数のみを測定した。しかし、一般にタービン動翼においては固有振動数と固有振動型の回転速度による変化は小さいので、静止させた場合の固有振動数と固

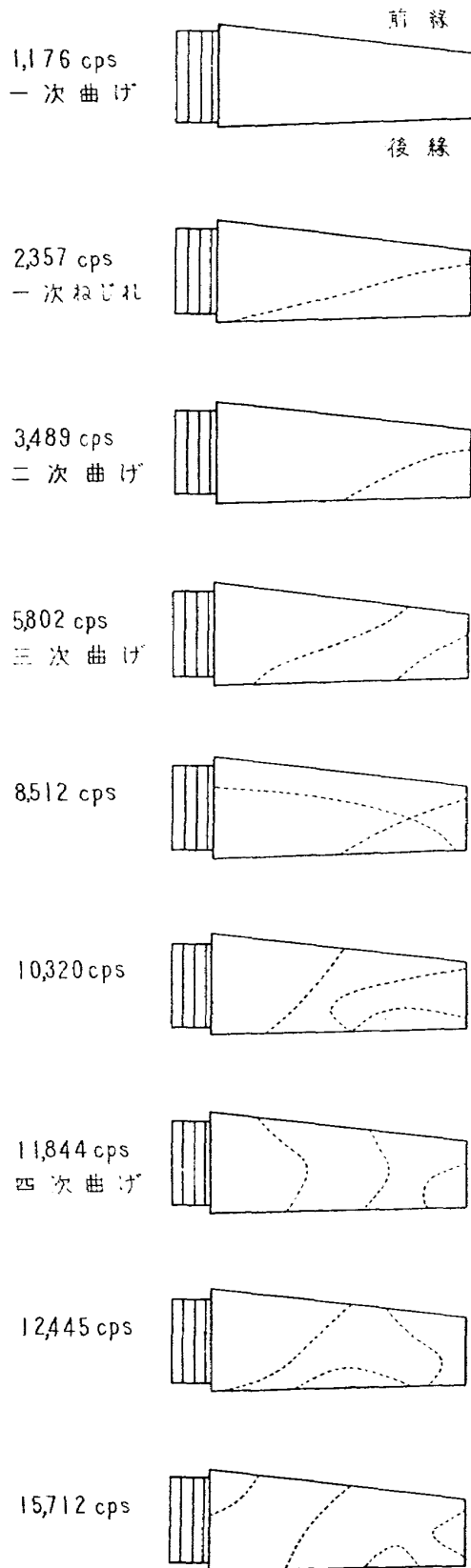


図 8 材質 S-816 の試験翼を静止させた場合の固有振動数と固有振動型

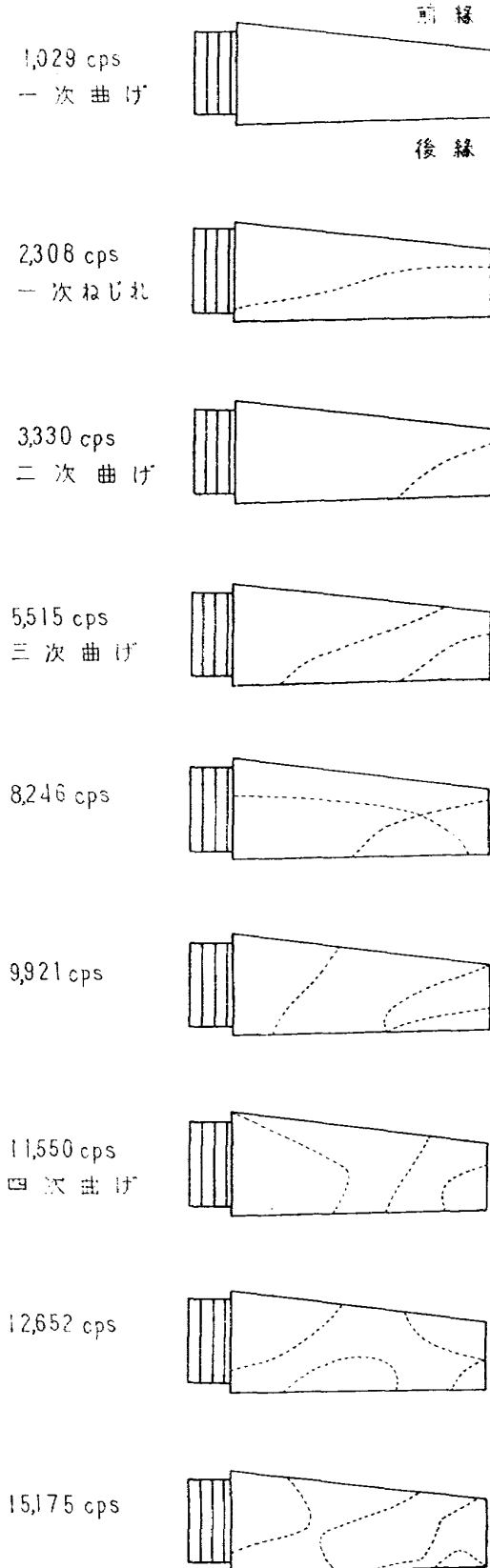


図 9 材質 M-252 の試験翼を静止させた場合の固有振動数と固有振動型

有振動型から回転中の固有振動数に対応する振動型は容易に推定される。

4. 試 験 結 果

4.1 翼を静止させた場合の試験結果

固有振動数と固有振動型の測定を行なった。そして測定結果のうちで材質 S-816 についてのものを図8に、また材質 M-252 についてのものを図9に示す。

4.2 翼を回転させた場合の試験結果

試験に際して回転速度は静止から 10,000rpm までであり、固有振動数の測定は静止のときと 5,000rpm から 1,000rpm ごとに行なったが共振の測定ができなかった場合がある。そして測定結果を一括して表2に示し、さらに一次、二次、三次曲げについてのものをそれぞれ図10, 11, 12に示す。

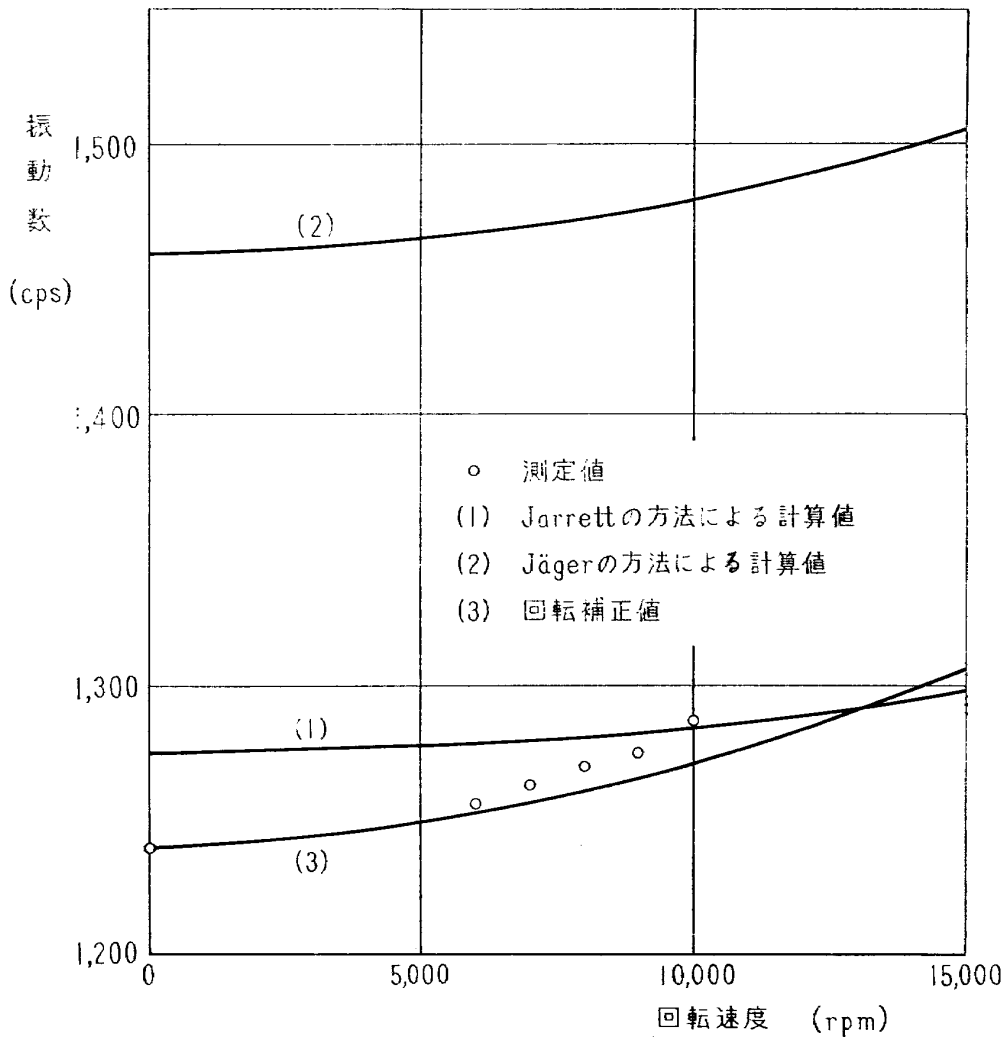


図 10 材質 S-816 の試験翼を回転させた場合の一次曲げ固有振動数

表 2 材質 S-816 の試験翼を回転させた場合の固有振動数

回転速度 rpm	一次曲げ cps			一次ねじり cps	二次曲げ cps			三次曲げ cps			
	測定値	計算値			測定値	測定値	計算値		測定値	計算値	
		(1)	(2)				回転補正值	(1)		(2)	(1)
0	1,240	1,275	1,459		2,619		3,895	4,068	5,921	5,772	6,096
5,000			1,464	1,248		3,639		4,072			6,100
6,000	1,256					3,640			5,960		
7,000	1,263										
8,000	1,270										
9,000	1,275										
10,000	1,287	1,285	1,480	1,271	2,686		3,904	4,083		5,786	6,117
15,000		1,298	1,505	1,306			3,915	4,102		5,803	6,142

注：計算値(1)は Jarrett の方法によるもの、(2)は Jäger の方法によるものである。

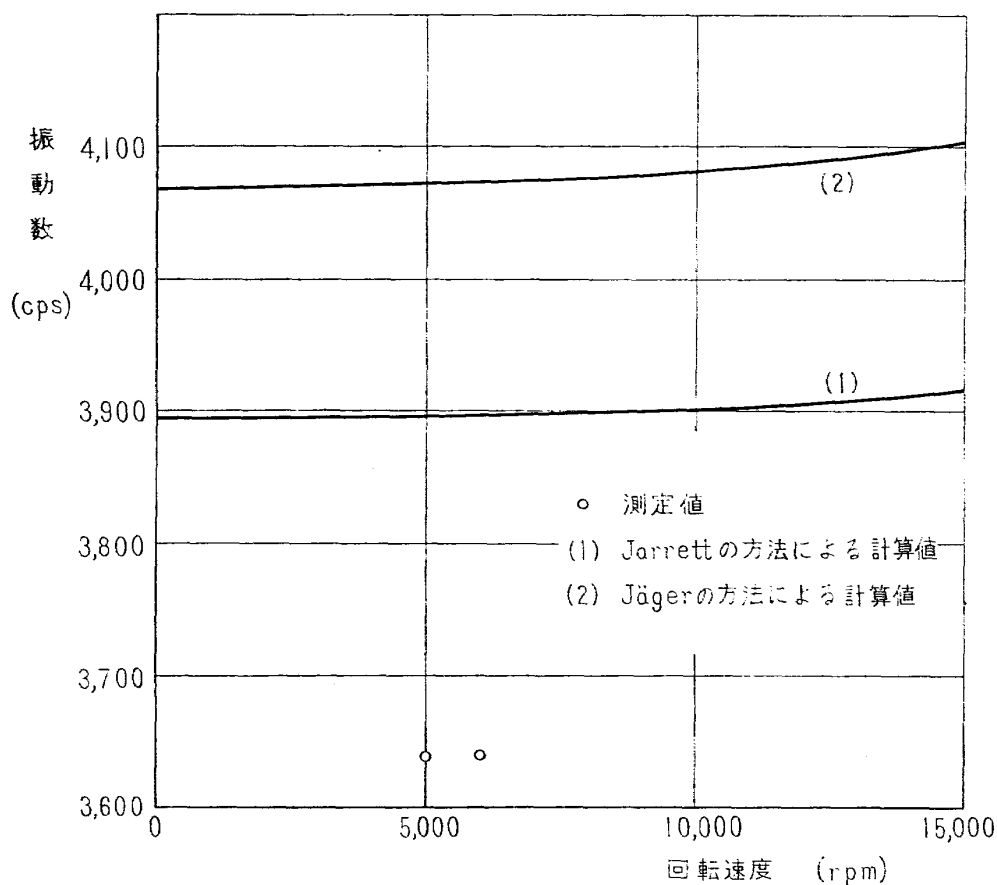


図 11 材質 S-816 の試験翼を回転させた場合の二次曲げ固有振動数

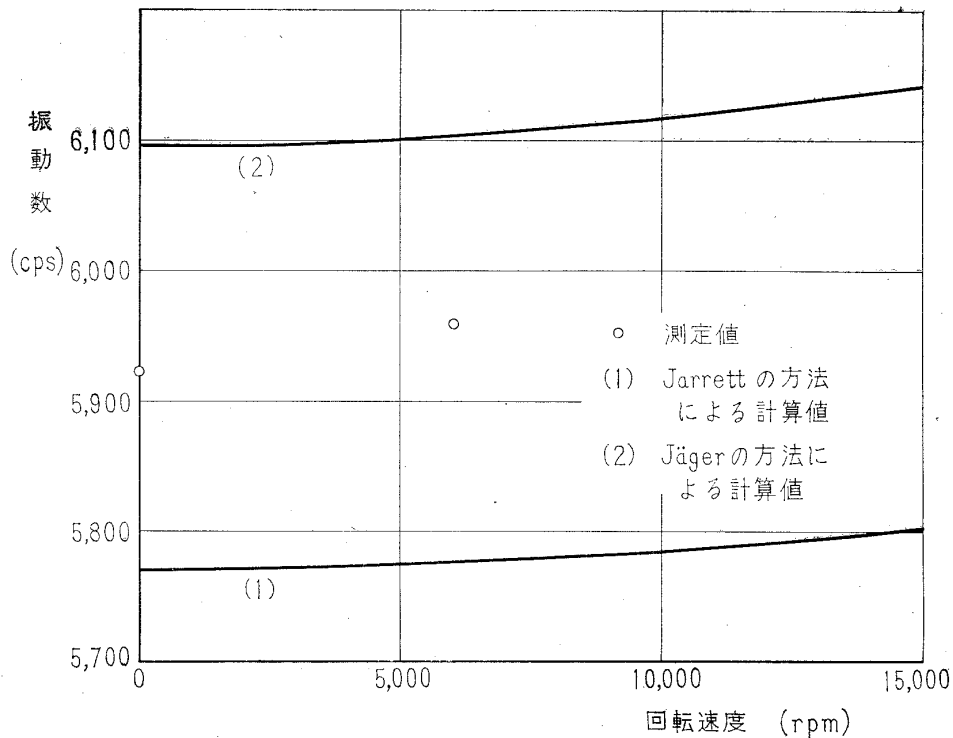


図 12 材質 S-816 の試験翼を回転させた場合の三次曲げ固有振動数

5. 計 算

前報¹⁾と同様に、翼の振動を変断面の棒の微小変形理論と“Bernoulli - Eulerian” theory の一般化に基づく二方向の曲げの連成振動として取り扱った。そして Holzer - Myklestad の方法を用いた Jarrett の方法³⁾ および Jäger の方法⁴⁾ によって計算を行なった。

計算に際して、試験翼の形状特性は前述の 8 断面の形状、寸法から求められた等分割の 11 断面の形状、寸法によって代表され、また翼植込み部における境界条件はクリスマスツリーの下から 2 段目において回転速度とは無関係に常に剛性固定されるものとした。また、材質は S-816 のみをとった。そして回転速度には静止の場合から最高 15,000rpm までの間をとった。

以上のようにして得られた計算結果を一括して表 2 に示し、さらに一次、二次、三次曲げについてのものを図 10, 11, 12 に示す。

次に以上とは別に静止させた翼の固有振動数の測定値を補正して回転させた翼の固有振動数を求める方法⁵⁾ がある。これによって一次曲げ固有振動数を計算した結果は表 2 および図 10 に示すとおりである。

6. 考 察

以上までに得られた試験結果と計算結果を比較検討して固有振動特性を求めた。以下これについて述べる。

6.1 翼を静止させた場合

図8および図9に示される結果によれば各固有振動型における振動の節の位置状態は材質 S-816 の翼と M-252 の翼とにおいてほとんど同様である。

次に各固有振動型の振動数をみれば材質 S-816 の翼に比して材質 M-252 の翼の曲げの一次、二次、三次および一次ねじれの振動数においてそれぞれ 12.5%、4.4%、4.9%、2.1%、小である。縦弾性係数と比重の値から算出すればまっすぐな一様断面棒においては材質 S-816 のときに比し材質 M-252 のときは曲げの固有振動数は 5.7% 小である。したがって翼のときもまっすぐな一様断面棒のときも両材質における曲げ固有振動数の比はだいたいにおいて等しいとみられる。つまり材質を変えることによって固有振動数のみが棒のときに予想される程度変化することとなる。

6.2 翼を回転させた場合

図8に示される固有振動数に比して表2に示される回転速度 0 rpm のときの固有振動数の測定値は数%大となっている。この差は試験翼根部においてかみあわせによる場合よりろう付の場合において剛性が増し、また固定位置が翼先端側に移るため生じたと考えられる。

回転速度を大とするにつれて固有振動数は大となるが、タービン翼のように固有振動数が比較的大なるものにおいては、その程度は比較的小である。これを表2に示される測定値についてみれば、固有振動数の増大の割合は一次曲げの場合に静止のときから 10,000rpm のときまでに 3.79% である。また一次ねじれの場合には静止のときから 10,000rpm のときまでに 2.56% である。二次、三次曲げにおいてはさらに小とみられる。

次に表2および図10~12において、Jarrett の方法による計算値と測定値との差は数%以内に止まっており、予想されるように一次曲げにおける一致が最も良好である。しかし Jäger の方法による計算値は Jarrett の方法による計算値に比して一次曲げにおいて約 15%、二次および三次曲げにおいて約 5% 大となり、測定値との不一致が比較的大となっている。この両方法は同一の理論式に立脚し、また計算に際して試験翼の分割された形状特性、境界条件、材質などを等しくしている。しかし計算の過程において曲げ状態を表わす物理的ベクトル量を試験翼長に沿って分割された各部分において考える場合に、その成分として初めに断面主軸方向のものをとり後にエンジンに固定した座標系の軸方向のものに変換するか、常にエンジンに固定した座標系の軸方向のものをとるかの差異をもつ。そしてこれが両計算値の不一致の原因をなすと考えられる。以上のようにある程度の差はあるが、両方法によって固有振動特性を求めることは実用的にだいたい妥当と思われ

る。

また次の補正計算についてみると、表2および図10において、静止させた翼の固有振動数の測定値からの回転補正值は回転させた翼の振動数の測定値とかなりよく一致している。

6.3 実際の場合

J-3 ジェットエンジンにおいてはタービン翼車外径は554φであり、翼根部がクリスマスツリー型のため翼はエンジンが静止のときは車盤に固定されていないが回転速度を増加するにつれて固定状態に近づく。またタービンは運転中において高温状態にある。しかし今回の試験においては関連する試験体と試験装置との関係上翼車外径は390.9φであり、翼根部は回転速度とは無関係に固定されている。また翼の温度は常温である。したがって以上までに求めた試験および計算の結果は実際の場合の固有振動特性の概略を表わし、これと多少の差異があると思われる。

この差異の程度は不明であるが、だいたいの見当をつけるため静止させた翼の固有振動数の測定値を補正して⁵⁾ 実機の場合に近い状態にある翼の一次曲げ固有振動数を求めてみる。この状態は次のようなものである。すなわち翼車外径を実機に等しく554φにとり、また翼の温度を実際の場合に近いと考えられる温度とするが、しかし翼根部の取り付けを回転速度とは無関係に常に静止させた場合の測定の際と同様に固定されていた状態である。ここに取付け状態が実際とは静止から低速回転にかけて異なるが、高速回転のときには実際の状態にほぼ一致する。一般に必要な固有振動特性は高速回転におけるものであり、したがって、これを含む回転速度の大半の領域において取付け状態の実際との差はほとんどないと考えられる。まず回転について補正し、次いで温度について補正した結果を表3および図13に示す。図10における測定値と図13における回転補正值との差はきわめて小であり、また図13における回転および温度補正值との差も小である。一次曲げ以外の振動型においてもこれらに対応するものは小と考えられる。

したがって実際の場合において、比較的回転速度の大なるときの固有振動特性としては回転させた試験翼についての表2および図10~12に示される結果をとるか、あるいはこれらとほとんど等し

表3 実際の場合における翼の一次曲げ固有振動数

回 転 速 度 rpm	振 動 数 cps		
	表2に示した測定値	回 転 補 正 値	回転および温度補正値
0	1,240		
4,000		1,248	1,155
6,000	1,256	1,258	1,176
8,000	1,270	1,272	1,195
10,000	1,287	1,290	1,208
12,000		1,311	1,207
13,600		1,330	1,185

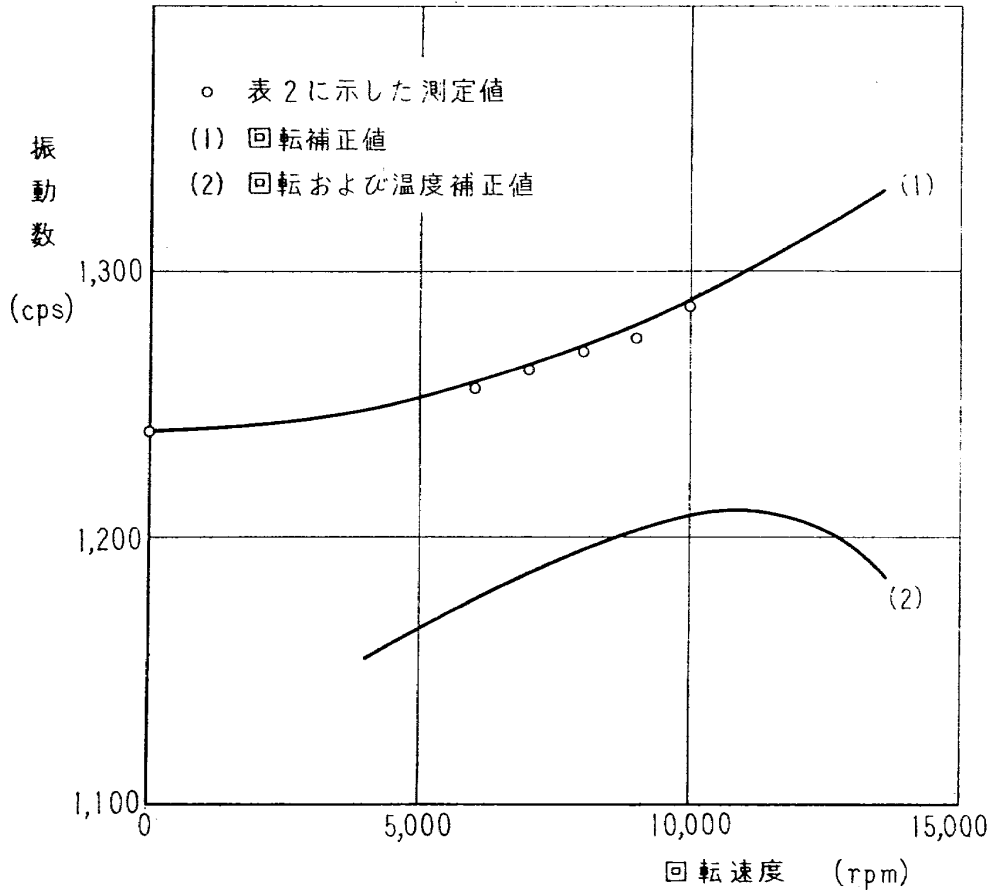


図 13 実際の場合における翼の一次曲げ固有振動数

い静止させた試験翼についての図 8 に示される結果をとってもよいと考えられる。

7. 結 論

改造後の J-3 ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性について次の点を明らかにした。

(1) 常温において翼根部を固定し静止させた場合および翼車外径を 390.9ϕ にして回転させた場合の固有振動特性を試験および計算によって求めた。これら二つの場合の結果はともに翼車外径が 554ϕ でタービンが回転して高温状態にある実際の場合の振動特性とほとんど同じであると思われる。

(2) 材質を S-816 から M-252 に変えた場合には固有振動数のみがまっすぐな一様断面棒のときに予想される程度変化する。

最後にこの試験は内野，荒井，祖父江の三研究員ならびに空気源関係の各位の協力によって行なわれたことを記して謝意を表す。

文 献

- 1) 武内澄夫, 宮地敏雄, 星谷昌二; ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験, 航技研資料TM-65 (昭和40)
- 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 TM-74 (昭和40)
- 3) J. W. Jarrett and P. C. Warner; The Vibration of Rotating Tapered Twisted Beams, J. of App. Mech., 20, 2(1953) pp. 381—389.
- 4) B. Jäger; Die Eigenfrequenzen Verwundener Schaufeln, Ingenieur Archiv, 29, 4 (1960) S. 280—290
- 5) H. R. Cox; Gas Turbine Principles and Practice (1955) pp. 2-10-12-11 George Newnes Ltd.

TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	池田為治, 坂元思無邪
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	光山敏雄, 宮地敏雄
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	武内澄昌, 堀内正司
TM-71	可動アイアンパードの構造および機能	1965年12月	斎藤浩子, 計測部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	中村浩一, 石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	原動川隼人, 泉日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	田寺木一, 宮地敏雄
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	武内澄昌, 清水福寿
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	牛田健二, 崇一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年2月	小川敏一
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	田畑浄治, 桜井善雄
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	三浦雅男, 森幹彦
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	堀川勇直, 野佳直
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	中野新橋, 斎藤秀夫
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年3月	石崎久蔵, 藤原盛三
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (II)	1966年3月	外立政隆, 柏原登喜子
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年4月	宗美均夫, 近藤博
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年4月	長洲秀夫, 増田惣平
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年7月	毛利浩郎, 田村敦宏
TM-88	プロペラ後流偏向型STOL機の風洞試験 (I)	1966年8月	野四郎, 能村実
TM-89	有孔板の振動について	1966年8月	小野幸一
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年8月	池谷光栄, 畑山茂樹
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年9月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備 (I) 一台上運転設備一	1966年9月	北村清美, 川幡長勝
		1966年9月	木村友昭, 泉日出夫
		1966年9月	川井忠彦, 石黒登美子
		1966年10月	戸川隼人, 蓑田光弘
		1966年10月	近藤博, 吉田晃昇
		1966年10月	山崎紀雄, 菅原昇
		1966年10月	大山耕一, 菅原昇
		1966年10月	中山味光

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94号

昭和41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

