

ISSN 0452-2982
 UDC 533.097:
 621.45.01:
 621.438.4

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-491

高負荷低圧タービンの研究開発(Ⅰ) 空力回転試験機(LT-600)および試験装置の設計製作

能瀬 弘幸・高原北雄・菱田光弘
 白井 弘・井上重雄・西村英明
 山本孝正・竹嶋健次郎・佐藤友彦
 殿村兆史

1983年3月

航空宇宙技術研究所
 NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

概要	1
記号	1
1. まえがき	2
2. 高負荷低圧タービン空力試験機	2
2.1 構造	2
2.2 供試タービンの空力設計仕様と翼列諸元	4
2.3 入口案内翼(IGV)および出口案内翼(OGV)の 空力設計仕様と翼列諸元	5
3. 試験装置	10
3.1 空気配管	10
3.2 水動力計	10
3.3 計測装置およびセンサ	10
(i) トラバース装置	10
(ii) センサ等	12
3.4 データ処理装置	13
4. タービン性能の予測計算	13
5. あとがき	15
文献	16

高負荷低圧タービンの研究開発(I)

空力回転試験機(LT-600)および試験装置の設計製作*

能瀬 弘幸** 高原 北雄** 斎田 光弘**
白井 弘** 井上 重雄** 西村 英明**
山本 孝正** 竹嶋 健次郎*** 佐藤 友彦****
殿村 兆史***

概要

ターボファンエンジンの高性能化を達成する上で、低圧タービンの高負荷化と高効率化を図る事が極めて重要である。このためには、従来多く設計に用いられてきたフリーポルテックス型のフローパターンとは異なる新しいフローパターンの開発が必要である。

本装置は、実機寸法の供試タービンを用いて、フローパターンの改良による高負荷化と高効率化達成のための研究を行うことを目的に設計製作したもので、本報告には装置の概要を述べる。

なお、本研究は、通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度に基づく「航空機用ジェットエンジンの研究開発」の一環として行ったものである。

記号	t 厚み (mm)
C_{l0}	揚力係数
G	空気流量 (kg/s)
g	重力の加速度 (m/s ²)
Δh	単位ガス流量当たりの段間エンタルピー降下 (J/gr)
N	回転数 (rpm)
\bar{N}	修正回転数比
n	翼枚数
P	圧力 (kPa)
R	半径位置又は反動度
S	翼列ピッチ (mm)
T	温度 (K)
	添字
* 昭和57年10月6日受付	1 翼列入口
** 原動機部	2 翼列出口
*** 三菱重工業株式会社名古屋航空機製作所	a 軸方向
**** 三菱重工業株式会社高砂研究所	

* 昭和57年10月6日受付
** 原動機部
*** 三菱重工業株式会社名古屋航空機製作所
**** 三菱重工業株式会社高砂研究所

<i>des</i>	設計値
<i>e</i>	出口
<i>m</i>	平均径
<i>max</i>	最大
<i>st</i>	標準状態
<i>stg</i>	段
<i>t</i>	よどみ点状態量

1. まえがき

ターボファンエンジンの低圧タービンの高負荷化と高効率化は、エンジンの推力重量比の増加や燃料消費率の低減などの性能向上課題にとって極めて重要である。即ち、高負荷化によって、タービンの外径寸法の縮少や段数の減少によるエンジン重量の軽量化を行なえる可能性が生じる。また、高効率化によってエンジンのサイクル効率の向上、燃料消費率の低減が可能となる。

低圧タービンは、上記の理由の他に、ファン駆動タービンとしての特殊性からも、高負荷化の必要性が生じる。例えば、エンジンの吸込空気流量の増加に対応してファン外径寸法の拡大が必要な場合、空力的及び材料強度上の制約からファン動翼先端周速度が限定されるので、ファン回転数を下げなければならない。このため、ファンと回転軸が直結している低圧タービンでは、必然的に回転数が下がり、低圧タービン動翼外径を増大しない限り、タービン動翼周速が低下する。これと同時に、ファンの必要仕事量の増加に対応して、低圧タービン出力を増加しなければならない。

タービンの負荷の空力的指標としては、段当り熱降下量 Δh と動翼周速度 u を用いた無次元パラメータである段負荷係数 (Stage Loading Factor) $\phi \propto \Delta h/u^2$ が用いられるが、前述したタービン動翼周速度の低下と出力の増加は、いずれも段負荷係数の増加を意味する。タービン効率は、例えば Smith 線図⁽¹⁾で知られるように、定性的に段負荷係数 ϕ と流量係数 $\psi (= C_a/u)$ (C_a は軸流速度) との関数として表わされ、通常のタービンに適用される流量係数の範囲では、段負荷係数の増加に伴ってタービン効率が低下する場合が多い。これは、段負荷係数の増加と共に、タービン翼の空力的負荷が増加して翼素

性能が低下することと、従来広く行なわれてきたフリーポルテックス型のフローパターンのように、流路外径（ティップ）側で反動度が過大となり、内径（ハブ）側で反動度が不足勝ちとなり、動翼先端部における漏洩損失と反動度の低いハブケーシング近傍で損失が増加すること、二次流れ領域が流路中心部まで拡大して空力損失の増加をきたすことなどが大きな原因と考えられている。このため、高いタービン効率を維持して高負荷化（段負荷係数の増加）を実現するためには、高性能な高負荷翼の開発と、適正なスパン方向反動度分布を与えるフローパターンの開発が必要となる。

FJR エンジンの第 2 期開発においては、ファンとのマッチングの関係から、第 1 期にくらべ低圧タービンの負荷を増加し、動翼周速度を下げる必要性が生じた。このため段負荷係数が増加することとなったが、高い効率を維持するためには上記のような開発研究が必要となった。

本研究においては、高負荷タービン翼の高亜音速二次元翼列試験^(2,3)によって翼素性能の確認を行うと共に、単段タービンの空力回転試験装置を製作し、空力性能および内部流動の実験解析を行い、低圧タービンの高負荷高効率化のための技術資料を得ることを主な目標とした。本報告ではこの中、空力回転試験装置の概要について述べる。

2. 高負荷低圧タービン空力試験機

2.1 構造

試験機には、実機の 4 段低圧タービンの中、段負荷、翼の拡散係数、転向角などを総合して特に厳しい設計条件にある第 2 段を試験タービンとして選定し、組み込んである。このため、実機の初段タービン出口における空力的条件を試験タービンの入口で設定する必要が生じ、入口案内翼列 (IGV) を設けた。またタービン出口の流れを軸方向流出とするために、試験タービンの後流に、出口案内翼列 (OGV) を設けたが、これはまた、多段タービンの設計において最終段出口スワールを許すことによって最終段負荷を他の段の負荷と同程度に高かめ、段数、重量の減少を図った、いわゆる OGV 付き高負荷多段タービンについての設計資料を得ることをも目的とし

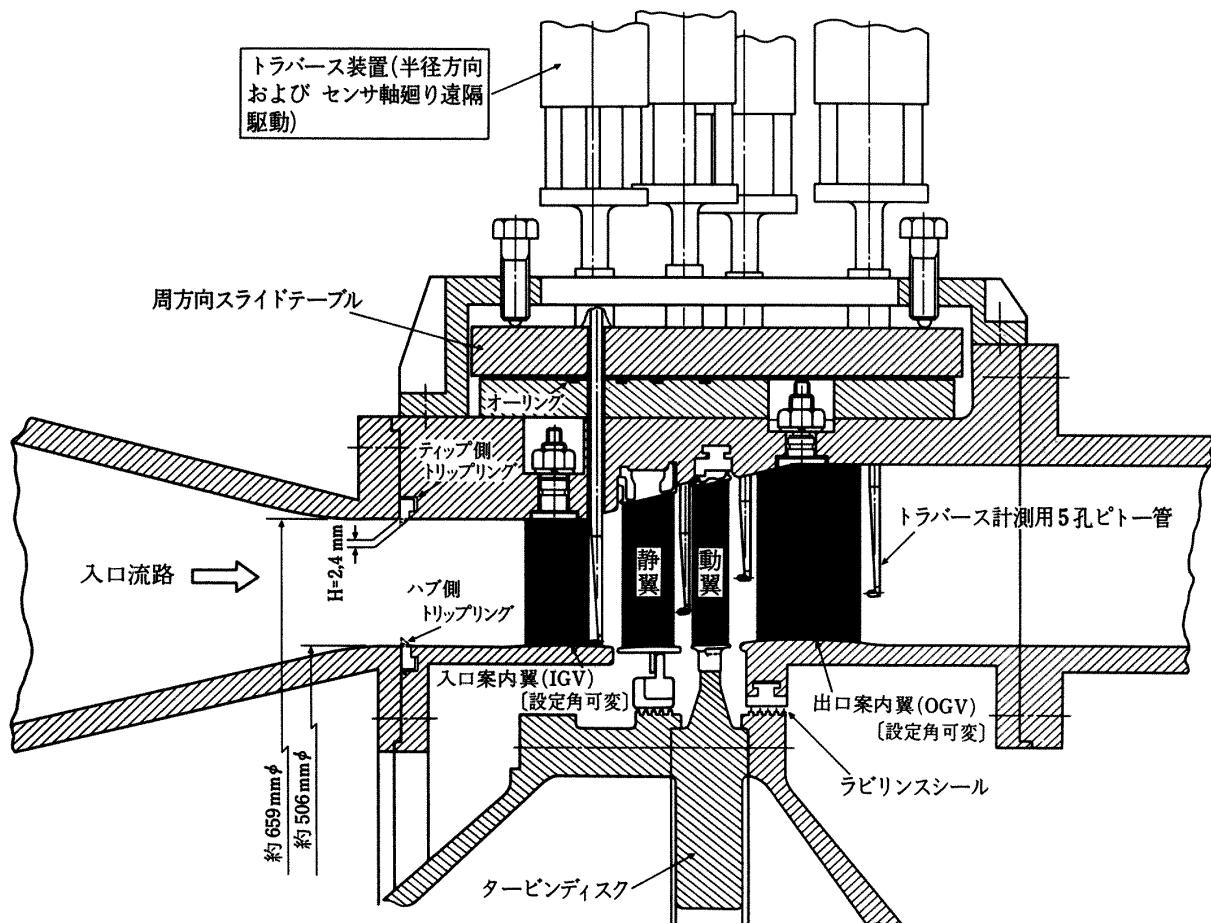


図1 高負荷低圧タービン空力試験機(LT-600)断面図(主要部)

たためである。

以上のように試験機には、入口案内翼列、単段供試タービン、出口案内翼列を組み込んである。図1に試験機の断面図を示す。各翼列の前後には計測座を設けた。また静翼列(IGV, 供試タービン静翼, OGV)の後流では、周方向トラバース計測のため、ケーシング外周に沿って周方向に移動する共通台盤(スライドテーブル)上に計測座を設けた。

IGV上流の環状流路壁面(ティップ側およびハブ側)には、速度境界層の遷移および厚み変化を与えるために、トリップリング(高さ $H=2.4\text{mm}$)を取り付ける構造とした。また、回転部分の圧力・温度計測のため、回転体用圧力スキャナおよびスリップリングを、試験機の軸端に取り付けられる構造とした。図2, 3に試験機および試験装置の外観ならびに試験機内部(下半部分)を示す。図4に静翼セグメント(3枚組み)および出口案内翼セグメント(背側および腹側)を示す。これらはいずれも、翼面圧力計測のための配管が埋め込まれている。図

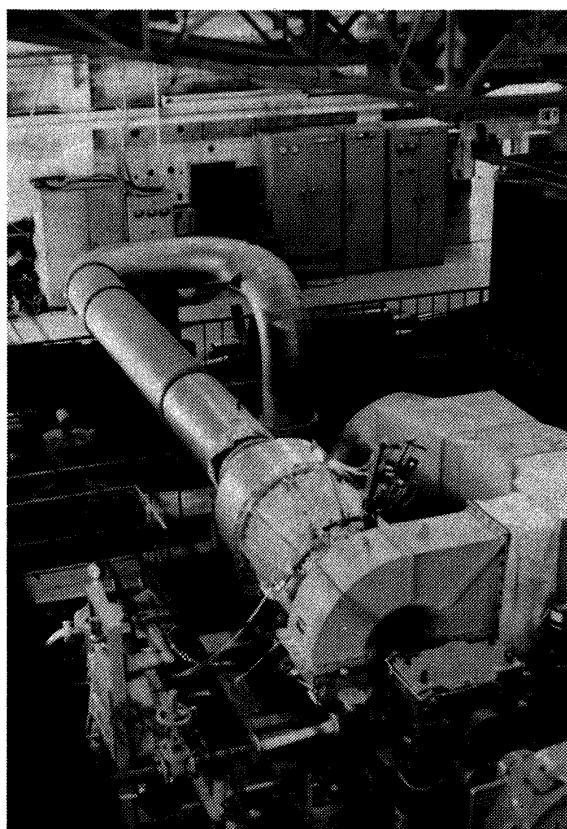


図2 試験機および試験装置の外観

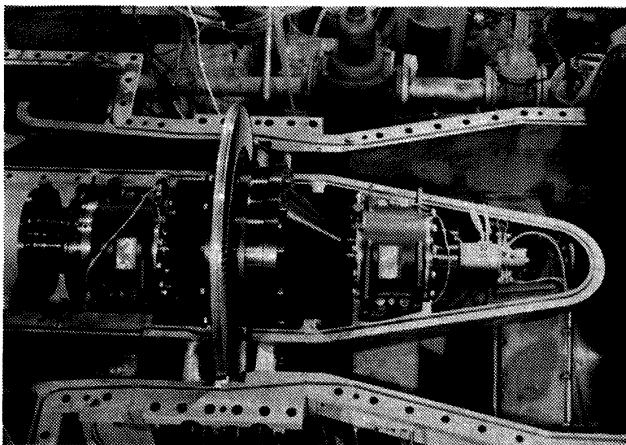
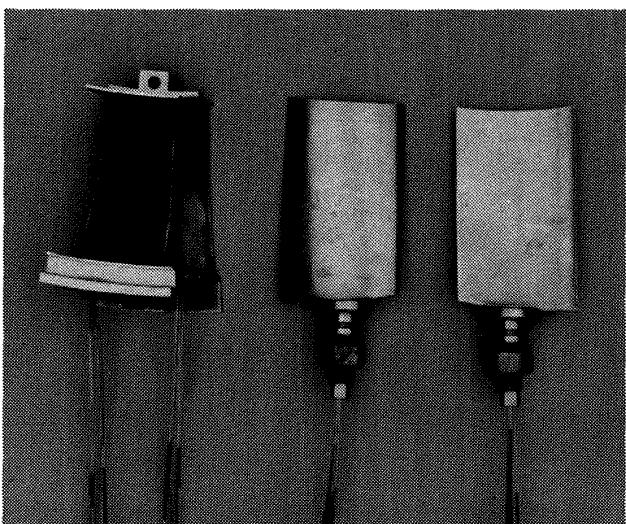


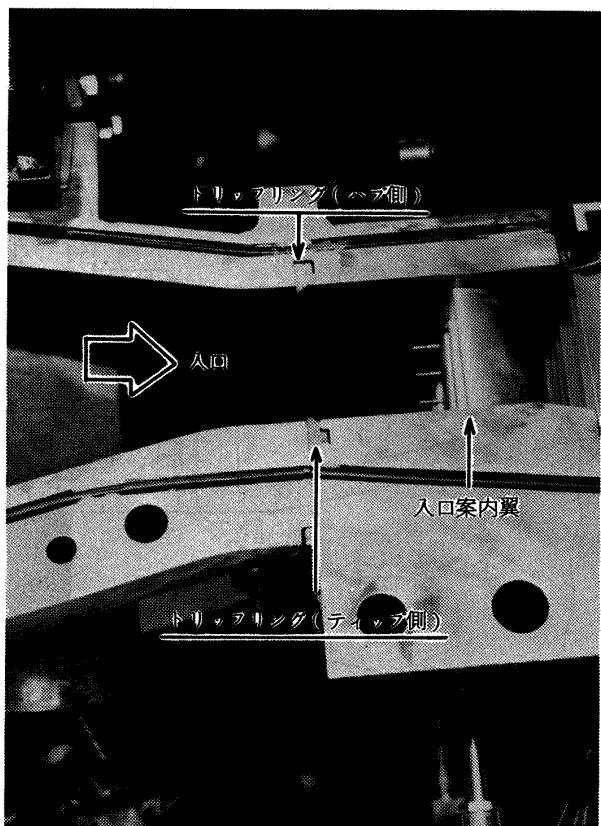
図 3 試験機 (LT-600) 下半部

図 4 静翼セグメント (3枚組み) および
出口案内翼セグメント

5にトリップリング組み込み状態を示す。なお、軸受は深溝玉軸受(前部)およびコロ軸受(後部)を用い、カーボンシールにより潤滑油のシールを行った。

2.2 供試タービンの空力設計仕様と翼列諸元

従来、タービンの空力設計に多く用いられてきた単純半径方向平衡(Simple Radial Equilibrium)やフリーボルテックス(Free Vortex)の仮定の下では、状態量の半径方向変化が容易に決定し得るかわりに、仕事分布、軸流速度分布、反動度分布等の選択に自由度がない。このため、これ等の仮定を除くことによって、反動度を半径方向に任意の分布を与える事が可能となる。本タービンの空力設計においては、二次流れ損失および動翼先端部間隙損失との

図 5 トリップリング ($H = 2\text{mm}$)
組み込み状態

関連で特に翼先端部での反動度の過大と翼根部での反動度の不足とを避けることに注意を払ってある。このため、仕事分布や軸流速度分布が、上述の仮定の下では半径方向に一様となるのが、本設計では多少の分布を持つこととなる。

標準大気条件(圧力 $P_{st} = 101.3\text{kPa}$, 温度 $T_{st} = 288.2\text{K}$)における供試タービンの設計点仕様を、表1に示す。また、ティップ、平均径、ハブの流れ面上の速度三角形を、図6に示す。

静翼ならびに動翼の翼列諸元は、表2の通りである。

表 1 供試タービン設計点仕様 (LT-600)

修正回転数	$N/\sqrt{\theta}$	(rpm)	3155
修正流量	$G\sqrt{\theta}/\delta$	(kg/s)	16.46
膨張比	π_t		1.36
修正比出力	$4h/\theta$	(J/gr)	21.81
負荷係数	ϕ_m		2.23
流量係数	ϕ_m		0.96

(標準大気条件 圧力 $P_{st} = 101.3\text{kPa}$
温度 $T_{st} = 288.2\text{K}$)

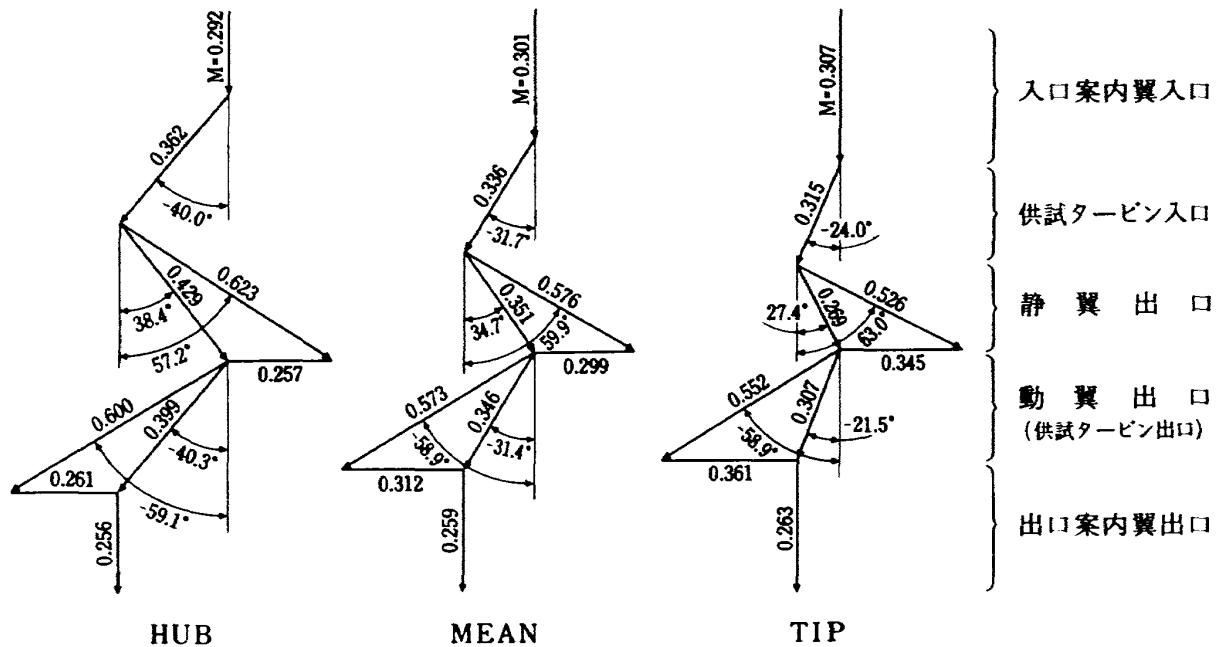


図 6 設計速度三角形

表 2 供試タービン翼列諸元

	静翼(NZL)	動翼(BKT)
翼枚数	96	120
流入半径位置 $R_{1,m}$ (mm)	299.1	301.8
流出半径位置 $R_{2,m}$ (mm)	301.8	308.7
翼弦長 C (mm)	33.9	25.4
翼弦長(軸方向) C_a (mm)	29.5	21.6
ピッチ(出口) S (mm)	19.8	16.2
ソリディティ(出口) C/S	1.71	1.57
翼最大厚み t_{max} (mm)	3.4	2.2
後縁厚み t_e (mm)	0.7	0.6
流入角 α_1 (deg)	-31.7	34.7
流出角 α_2 (deg)	59.9	-58.9
転向角 $\Delta\alpha$ (deg)	91.6	93.6

布(計画値)は、図9に示す通りである。なお参考として同図に、平均径に於ける反動度を本計画値と一致させた場合のFree Voxtex Designによる反動度分布を示した。翼配備は、入口案内翼列、出口案内翼列と共に、平均径について図10に示す。

2.3 入口案内翼(IGV)および出口案内翼(OGV)の空力設計仕様と翼列諸元

前記の通り、供試タービンとして4段タービンの第2段を採用したため、供試タービンの前後にそれぞれ、入口案内翼列(IGV)と出口案内翼列(OGV)を設けた。基本翼型はいずれも、NACA-65B.Bで、平均径における翼配備は、図10に示した。各翼列の翼形諸元ならびに翼列空力設計仕様は、それぞれ表3および図11~14に示す。なお表3には、設計計算を行った9流線(Stream Line No.1~9)の中、5流線について示した。

設計点における試験機内流線の計算値は、供試タービン部において実機4段タービンの第2段タービンと良い一致を示している。図15に、平均径流線(計算値)の比較を示す。

る。設計点における状態量の翼高さ(スパン)方向変化として、図7に翼列流入角、流出角を、図8に翼列流出マッハ数分布を示す。反動度の半径方向分

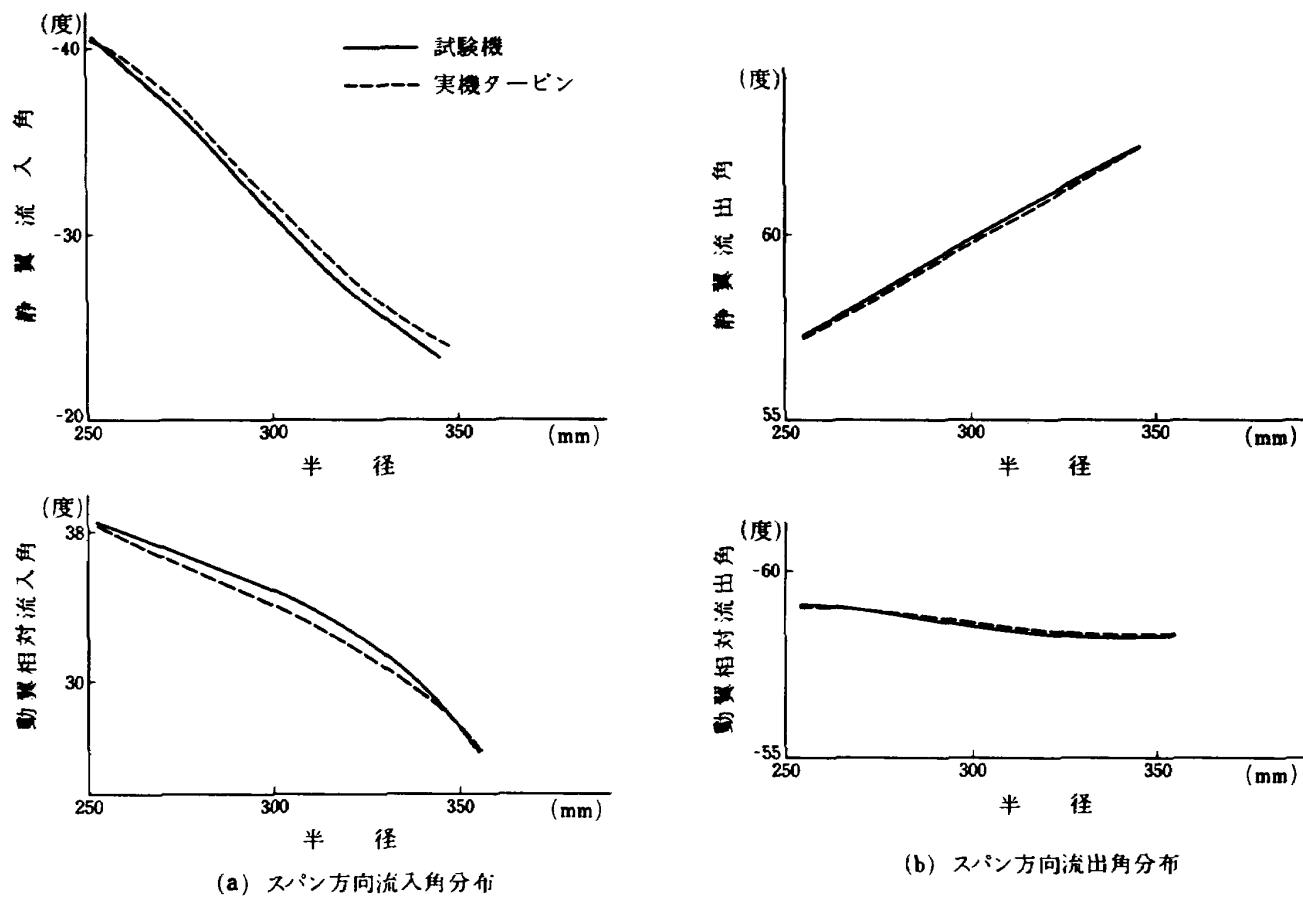


図 7 翼列流入角、流出角分布

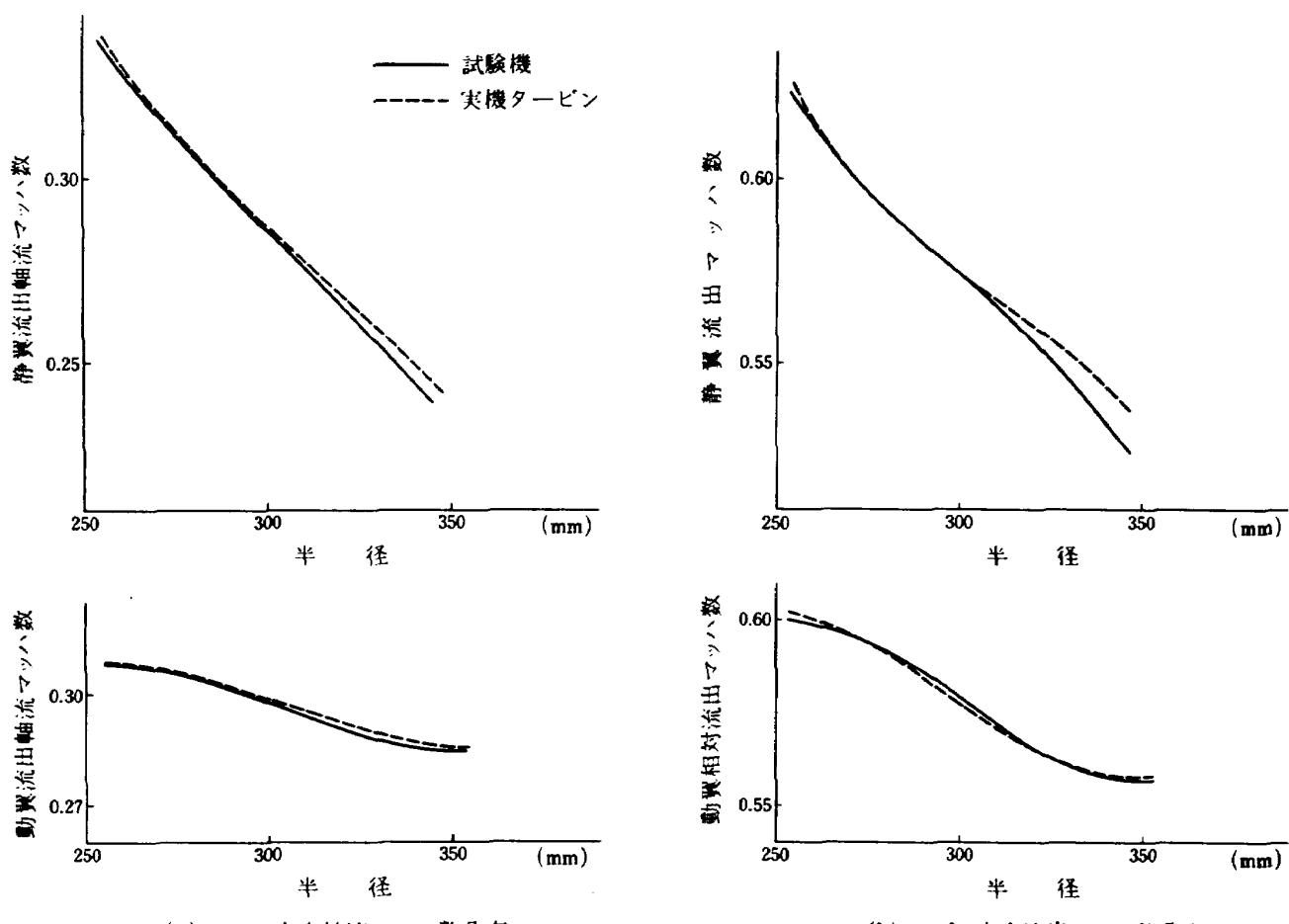


図 8 翼列流出マッハ数分布

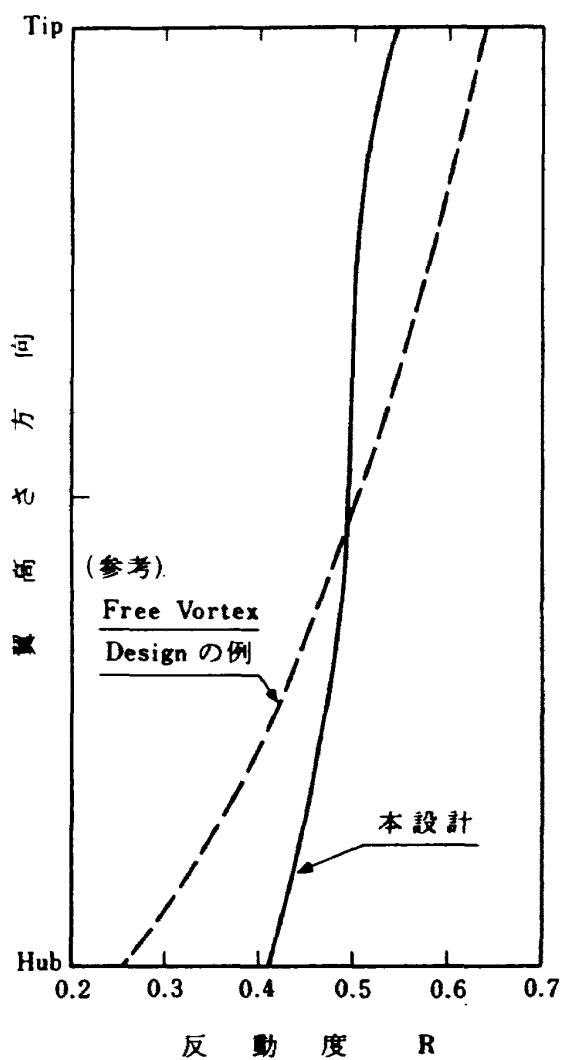


図 9 反動度スパン方向分布

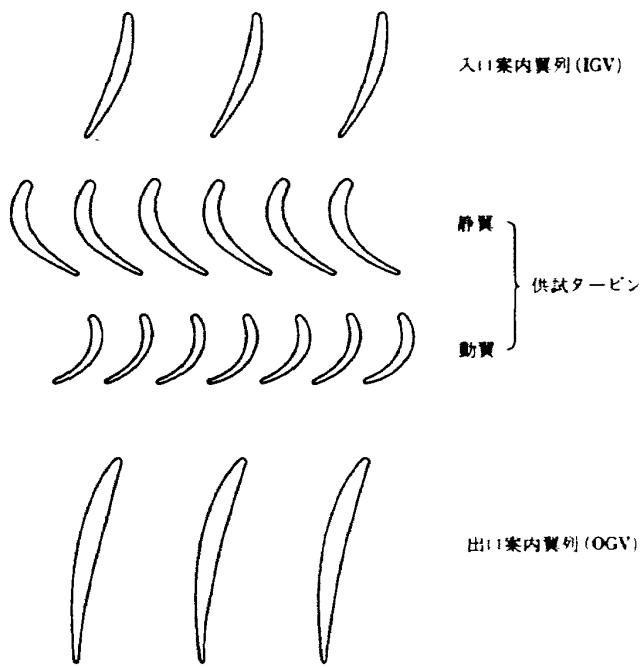


図 10 翼配備展開図(平均径)

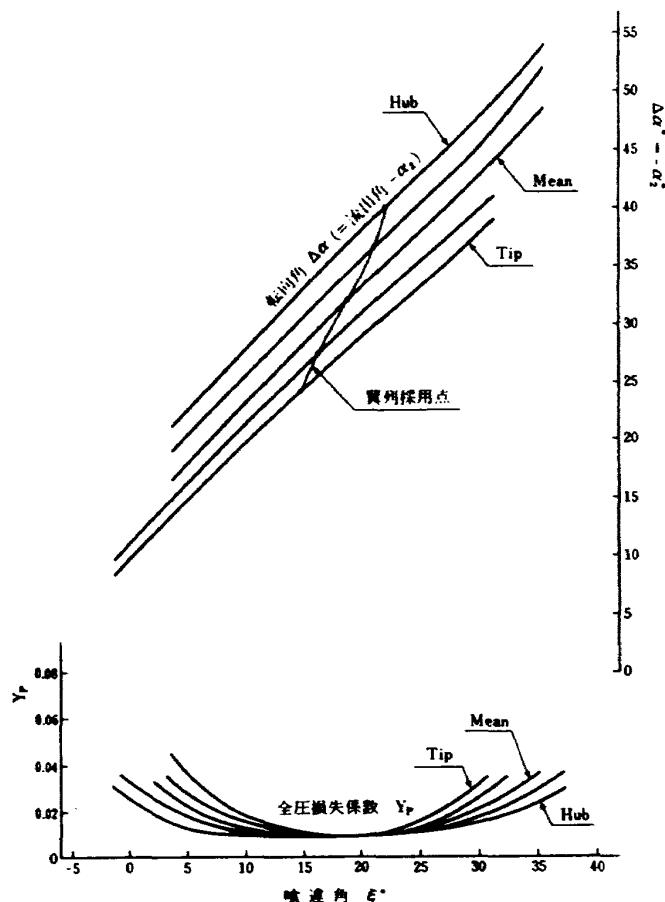


図 11 入口案内翼 (IGV) 翼型特性

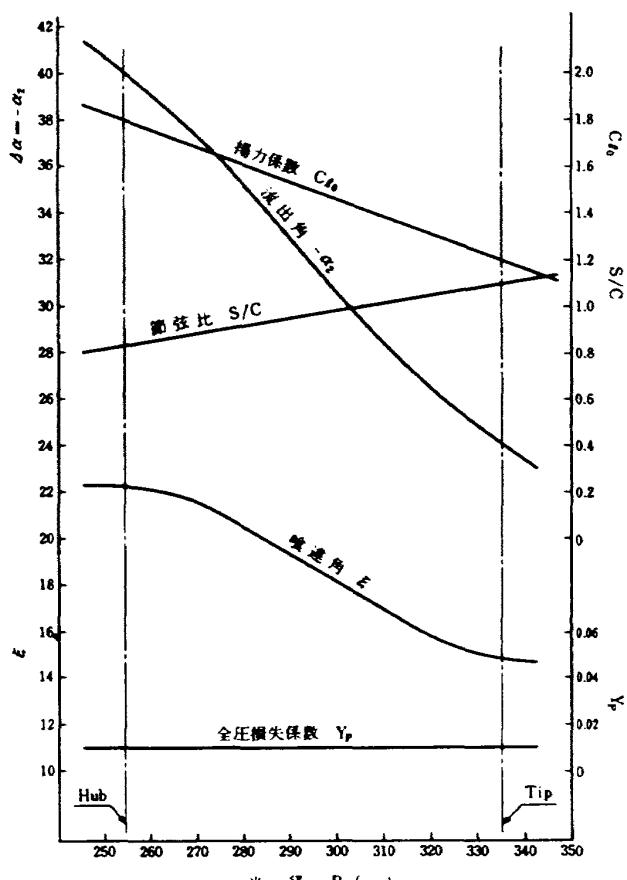


図 12 入口案内翼 (IGV) 翼列諸元

表 3 入口案内翼および出口案内翼の空力設計主要諸元

入口案内翼

翼弦長 $C = 40\text{mm}$ 一定, 翼枚数 $n = 48$

Stream Line No.	1	3	5	7	9
流入半径位置 R_1 (mm)	253.79	273.03	292.04	310.84	329.50
流入角 α_1 (°)	0	0	0	0	0
流出半径位置 R_2 (mm)	254.29	274.98	295.21	315.09	335.00
流出角 α_2 (°)	-40.01	-36.27	-31.73	-27.34	-24.04
転向角 $\Delta\alpha = \alpha_1 - \alpha_2$ (°)	40.01	36.27	31.73	27.34	24.04
ソリディティ C/S	1.202	1.111	1.035	0.970	0.914
翼列喰違角 ξ (°)	22.20	21.00	18.70	16.40	14.90
揚力係数 C_{l0}	1.80	1.65	1.50	1.35	1.20

注) 表中の α_2 , $\Delta\alpha$, C/S, ξ および C_{l0} は R_2 の円筒面上での値を示す。

出口案内翼

翼弦長 $C = 64\text{mm}$ 一定, 翼枚数 $n = 50$

Stream Line No.	1	3	5	7	9
流入半径位置 R_1 (mm)	254.44	280.07	305.02	329.66	354.00
流入角 α_1 (°)	-36.70	-31.46	-26.47	-20.17	-15.07
流出半径位置 R_2 (mm)	254.44	282.73	310.01	336.46	362.00
流出角 α_2 (°)	0	0	0	0	0
R_2 位置での流入角 α_1 (°)	-36.70	-30.93	-25.26	-18.57	-13.85
転向角 $\Delta\alpha = \alpha_1 - \alpha_2 $ (°)	36.70	30.93	25.26	18.57	13.85
ソリディティ C/S	2.000	1.802	1.645	1.515	1.406
翼列喰違角 ξ (°)	16.20	14.05	11.80	9.50	7.20
揚力係数 C_{l0}	1.60	1.39	1.19	0.99	0.80

注) 表中の α_1 , $\Delta\alpha$, C/S, ξ および C_{l0} は R_2 の円筒面上での値を示す。

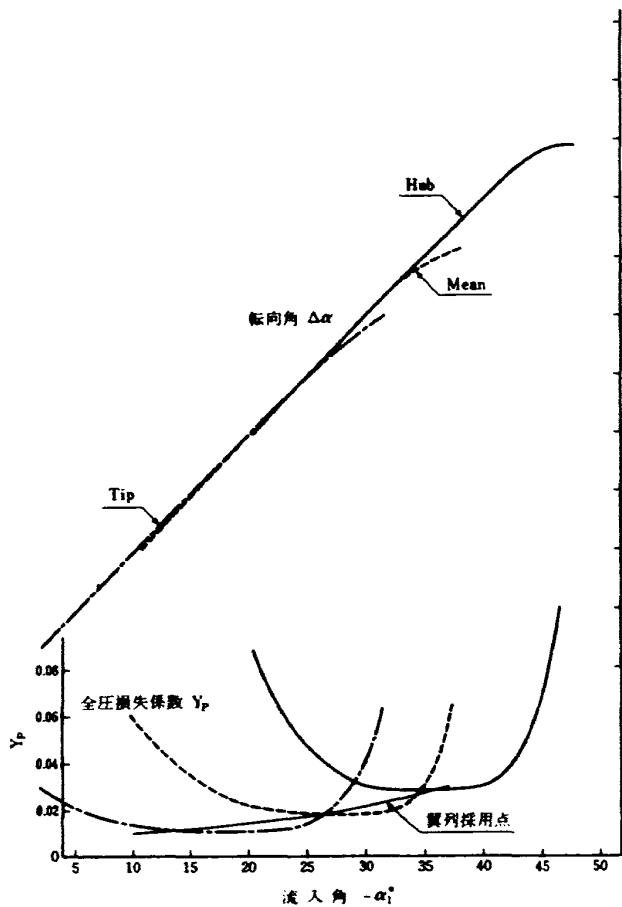


図 13 出口案内翼(OGV)翼型特性

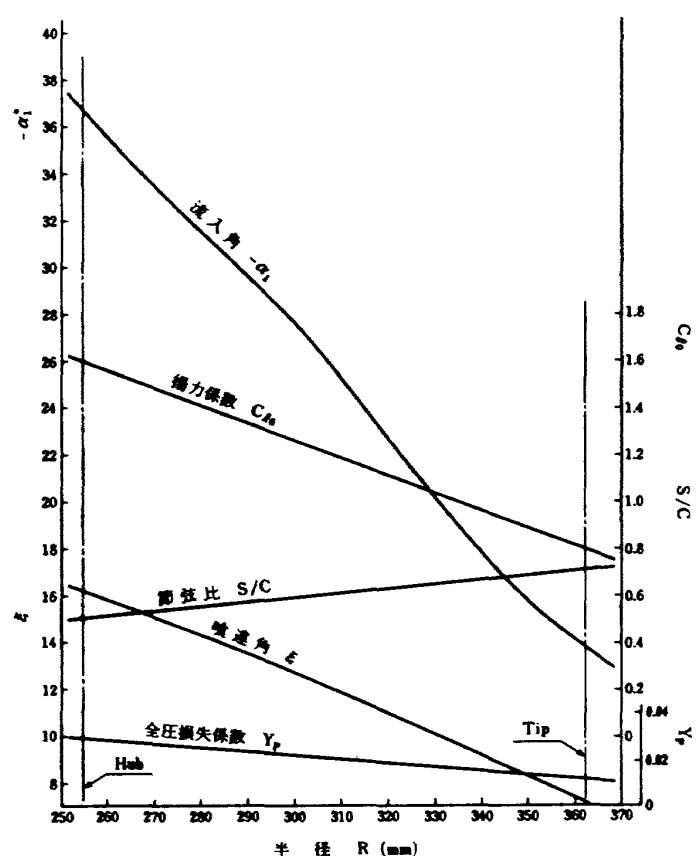


図 14 出口案内翼(OGV)翼列諸元

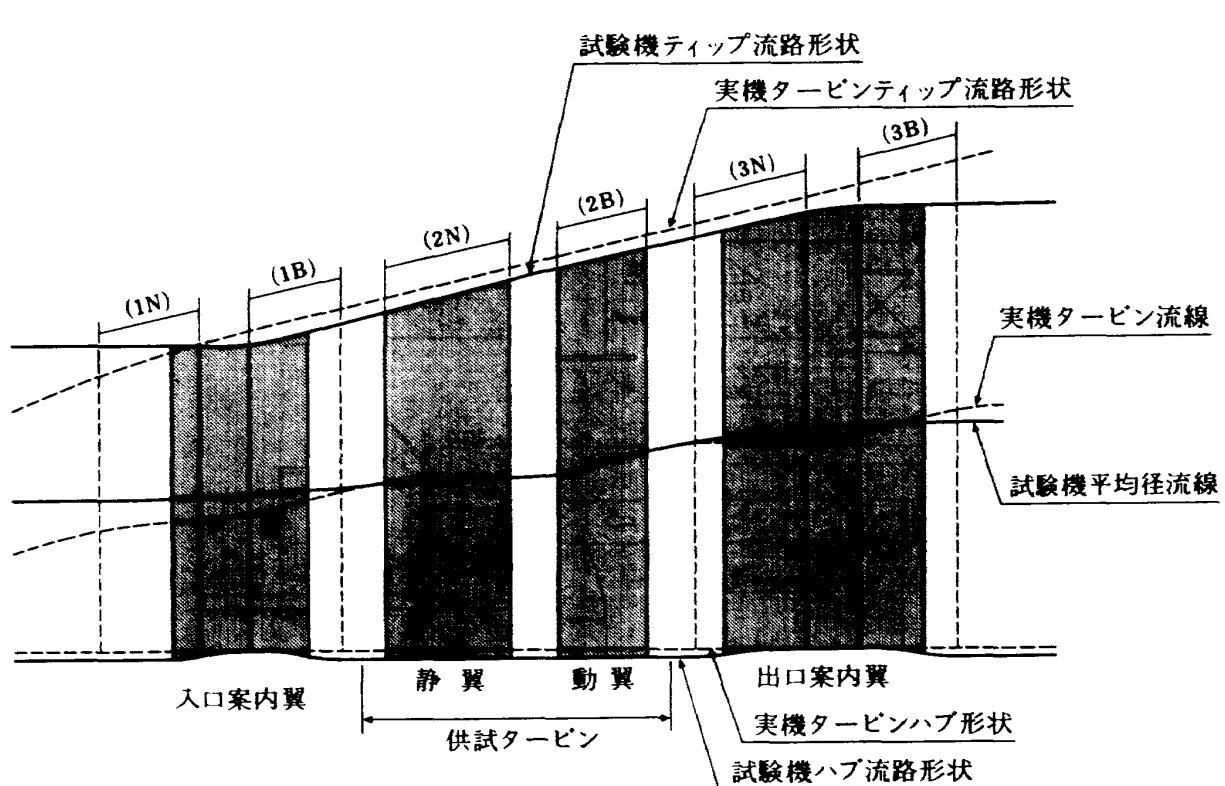


図 15 平均径流線の比較

3. 試験装置

3.1 空気配管

空気源として、既設の 3,700 kW 空気源装置（吐出圧力 314 kPa, 流量 25 kg/s)をもちい、試験機からの排気を、消音塔を通して大気に放出するオープンループ形式である。空気管、試験機等の配置を図 16 に示す。試験機の上流には、空気流量の制御のため、電動ロート弁 (600 mm ϕ)を設けた。排気管系統には弁を設けていないため、試験機の背圧調整は行っていない。試験機の入口部には、拡散胴を設け、多孔板と 2 枚の金網によって流入空気の整流を行っている。また試験機上流の直管部には、空気流量計測のため、JIS 規格オリフィス板を設けてある。

入口空気管、排気管と試験機との共振を避けるために、入口側では管路接続部に約 5 mm の軸方向隙き間を持たせ、石綿ロープにより空気のシールを行い、出口排気管は、寸法の異なる矩形ダクトをオーバーラップさせて剛体接続を避けた。配管、試験機等の熱膨張は、板ばねによって吸収する構造とした。

3.2 水動力計

試験機の出力吸収と、トルク / 回転数の設定、制御のために、制御機構付き水動力計を設置した。制御モードには、定回転制御を含め、4 つのモードがあり、制御盤から選択指令を行う。表 4 に、主な仕様を、表 5 に精度、安定性、レギュレーションに関する仕様を示す。

動力計への給水は、図 17 の給水系統図に示すように、貯水槽水を、吐出水圧 7.45 kg/cm²G のポンプにより加圧した後、調圧弁によって減圧調整し供給した。図 18 に、水動力計の制御範囲を、図 19 に必要給水量を示す。

なお、水動力計軸は、フレキシブル・ダイアフラム継手 (Bendix Type 66 E210-450 EE) を介して試験機の下流側軸と結合する構造とした。

3.3 計測装置およびセンサ

(i) トラバース装置 試験機の翼列前後において、スパン方向ならびに円周方向にセンサを移動して詳細に内部流動を測定するため、トラバース装置を設けた。構成は、センサのスパン方向移動と、セ

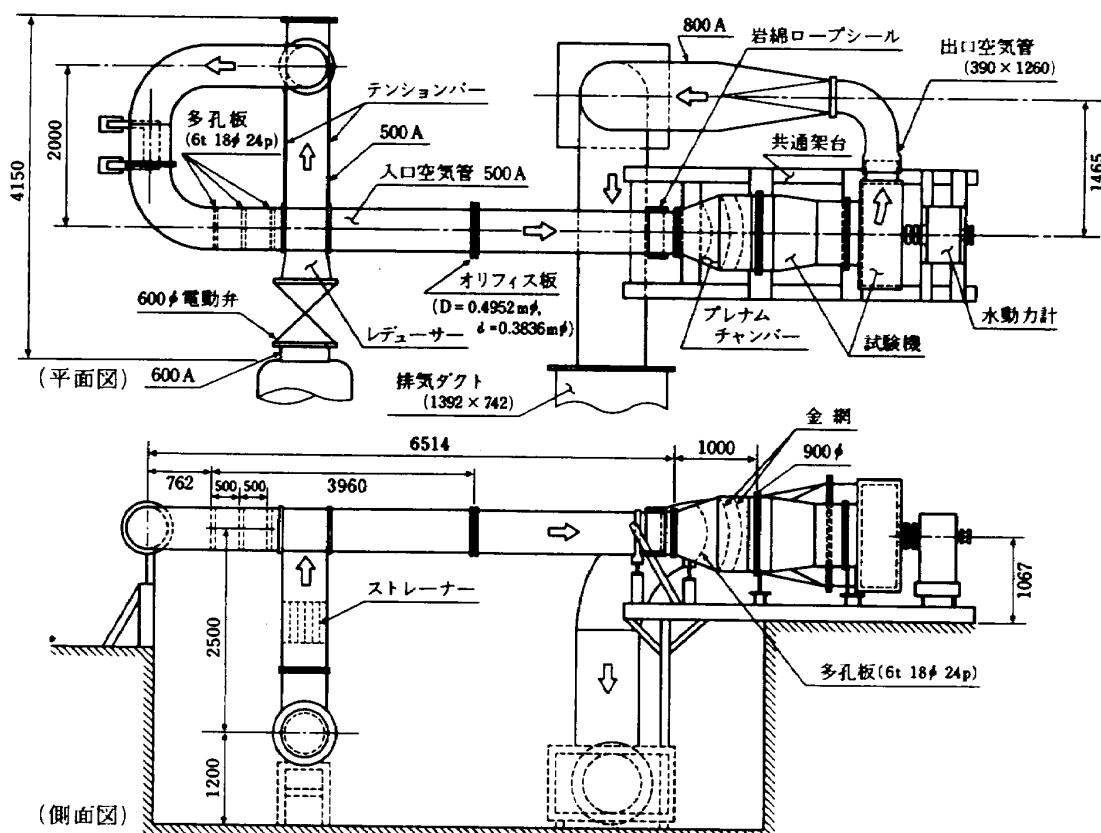


図 16 試験装置主要部配置図 (単位: mm)

表4 水動力計仕様

項目	仕様
型式	Froude Engineering 社 F0271型
性能	回転数 8,000 rpm (最高) 吸収動力 970 kW (最大)
制御	モード 定回転制御, 定トルク制御, パワーロウ制御, 排水弁開度制御 方式 電気-油圧変換, 油圧作動ロータリーアクチュエータによるバタフライ排水制御弁の制御
機構	ステーター, ローター 各ペーン付き, 2組タンデム 軸ベアリング 深溝玉軸受 2ヶ, マイクロフォグ潤滑 揺動ベアリング 玉軸受 2ヶ, グリス潤滑
電源水	3相 50 Hz, 110V 又は 220V, 5 アンペア (制御盤最大) 圧力 2.5 Bar (定格) 水量 13.6 m ³ /H (最小), 0.0194 m ³ /H/kW (入口水温 16°C) ~ 0.0390 m ³ /H/kW (入口水温 38°C)
計測方式	回転数 電磁パルスピックアップ (60 パルス / 回転) 負荷 ストレンジージ・ロードセル

表5 水動力計の精度, 安定性, レギュレーション仕様

項目	仕様
精度	ロードセル 最大トルクの± 0.25 %, 温度係数 0.01 % / °C 指示計器 トルク, 回転数のアナログ指示計: フルスケールの± 1 % トルクのデジタル指示計: 最大トルクの± 0.25 % 回転数のデジタル指示計: ± 1 rpm
安定性	定回転制御 最大回転数の± 0.25 % 定トルク制御 最大トルクの± 0.25 % 設定値ドリフト ± 0.05 % / 24 Hr 設定値温度係数 ± 0.01 % / °C (制御装置動作温度 0°C ~ 50°C)
レギュレーション	定回転制御 10 %から 100 %へのトルク変動に対して, 最大回転数の± 0.25 % 定トルク制御 800 rpm から 最高回転数への速度変動に対して, 最大トルクの± 0.25 %

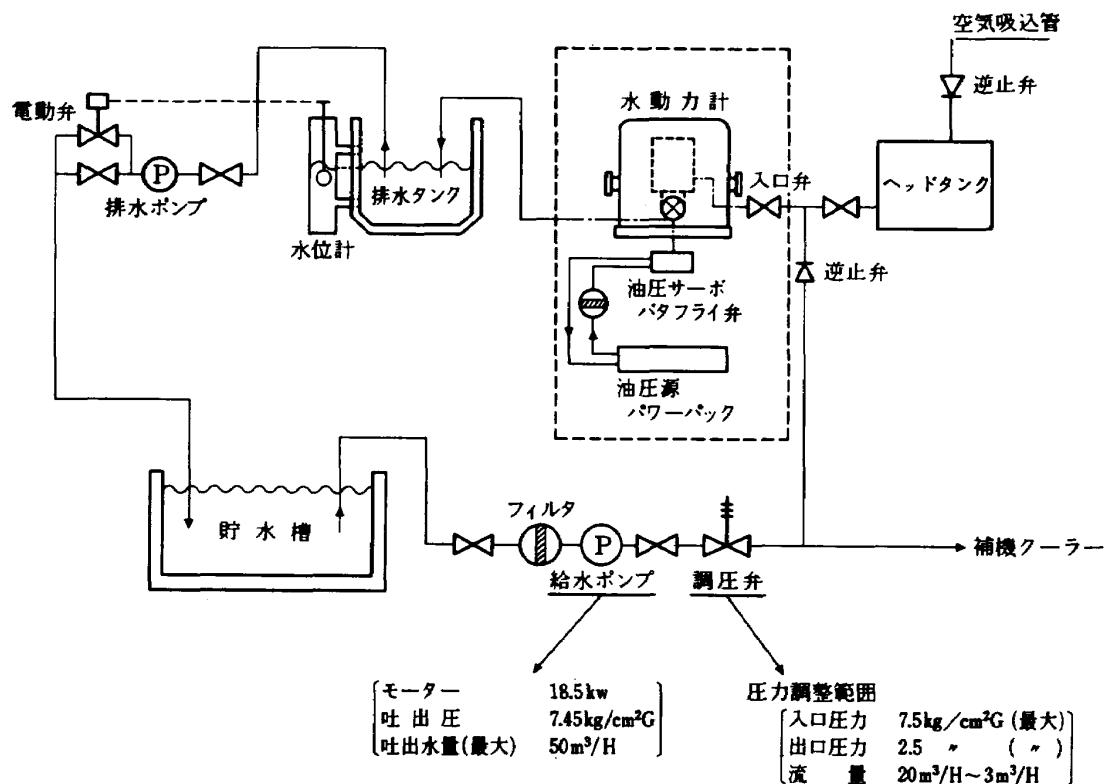


図 17 水動力計給水系統図

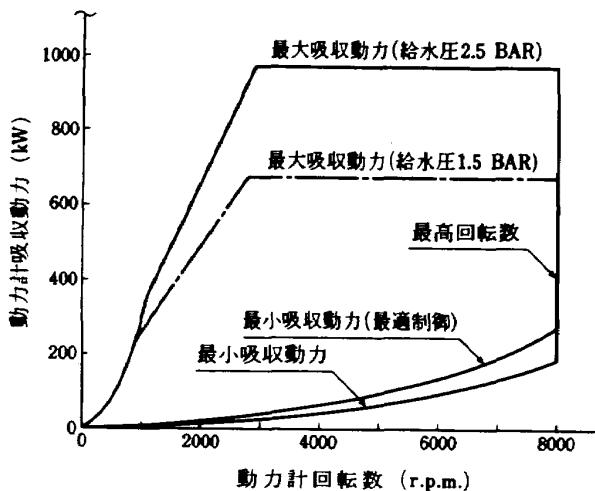


図 18 水動力計の制御範囲

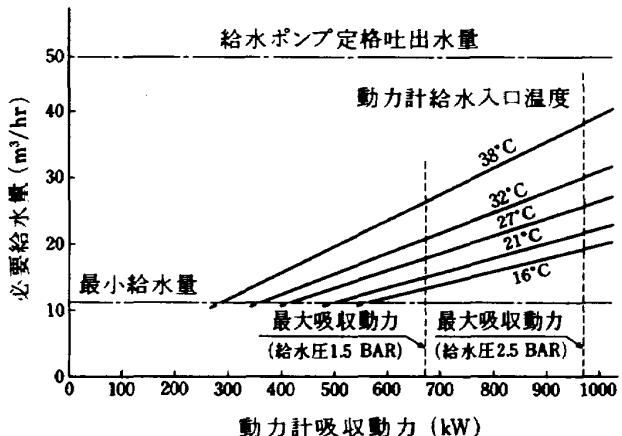


図 19 水動力計必要給水量

ンサ軸廻りの回転を遠隔により駆動するためのトラバース装置と、このトラバース装置を試験機ケーシング上で周方向に移動するための周方向スライドテーブルからなっており、これらの装置により、入口案内翼、静翼ならびに出口案内翼の各翼列出口における検査断面で、スパン方向ならびに円周方向のトラバース測定を、また入口案内翼入口ならびに動翼出口における検査断面で、スパン方向トラバース測

定を行う構造とした。表 6 にトラバース装置の仕様を、図 20 に外観写真を示す。

(ii) センサ等 試験機の検査断面において、作動流体の状態量測定のため、せき止め型熱電対温度計、先端拡大型 5 点くし型ピトー管、アロー・ヘッド型 5 孔ピトー管を製作した。図 21 に、くし型センサの外観写真を、図 22 に 5 孔ピトー管およびせき止め型熱電対温度計先端部写真を、図 23 に 5 孔ピトー管先端部形状を示す。なお、5 孔ピトー管による流れ

表 6 トラバース装置仕様

高さ方向移動距離	150 mm
送り速度	1 mm/sec 以上
精度	最大送りの 0.6 %以下
軸廻り回転角度	± 180°
速度	2° /sec 以上
精度	1° 以下

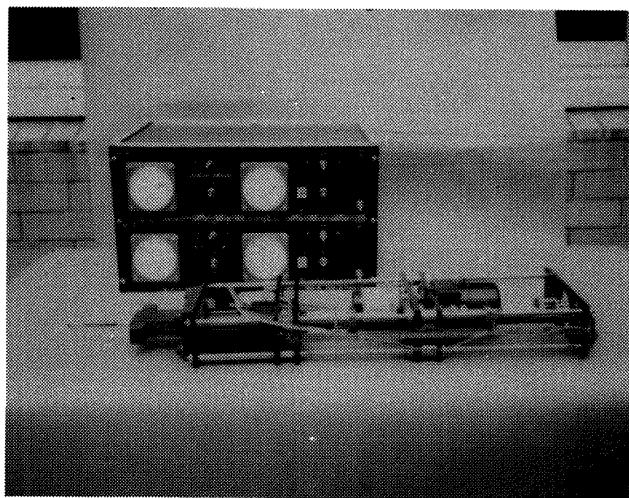


図 20 トラバース装置外観写真
(上: コントローラー, 下: 駆動部)

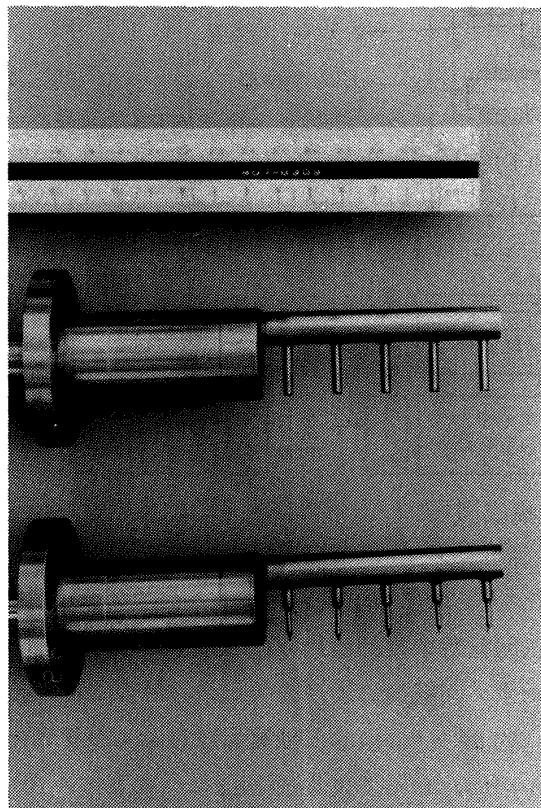


図 21 くし型センサ外観写真
(上: 壓力, 下: 温度)

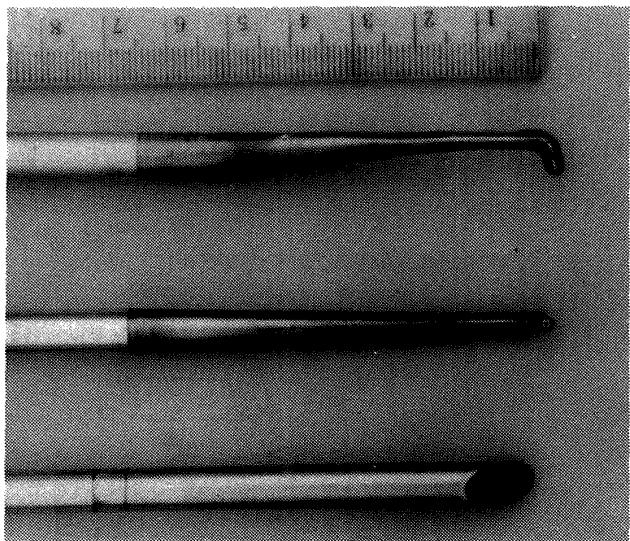


図 22 5孔ピトー管およびせき止め型熱電対
温度計先端部写真

の解析については、文献(4)を、また特性については文献(5)に示した。

タービン回転数の計測のため、水動力計の軸端法兰ジ部に切った歯に対向して電磁パルスピックアップを設けた。またトルクの計測のため、水動力計に、ストレンジージロードセルが設けられている。

主流空気流量計測には、試験機入口上流の直管部にオリフィス流量計（開口比 $\beta = 0.600$ ，内径 383.6 mm ϕ ）を設けた。

3.4 データ処理装置

実験条件のモニタリングと計測は、図24に示すように、マイクロコンピュータをターミナルとし、DEC PDP 11/35 を CPUとする計測システムを用いた。アローヘッド型 5孔ピトー管の測定値による速度ベクトル解析とタービン性能の解析は、FACOM 230-75 による、バッヂ処理とした。

4. タービン性能の予測計算

実験に先立ち、供試タービンの性能予測計算を行った。翼素性能は、Ainley-Mathieson⁽⁶⁾ Dunham-Came⁽⁷⁾ の算定式により求めたが、これは本質的にフリーボルテックス設計のタービンとしての損失算定であり、供試タービンに採用したフローパターンにより、例えば二次流れ損失に変化が生じた場合には、タービン性能にも変化を生ずることが予想さ

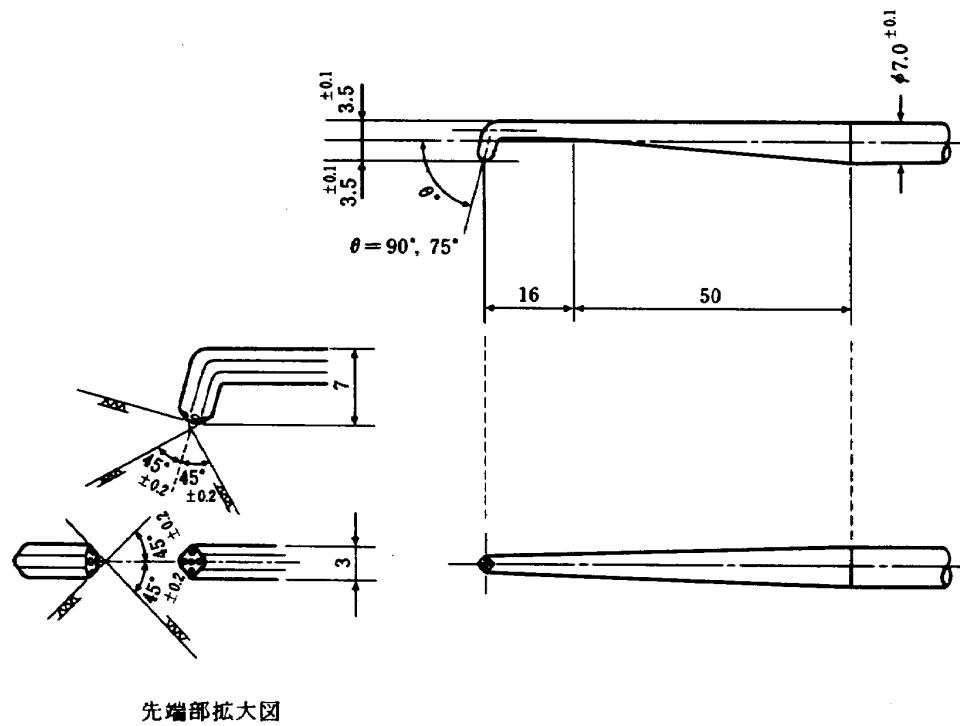


図 23 5孔ピトーチ管先端部形状(長さ単位: mm)

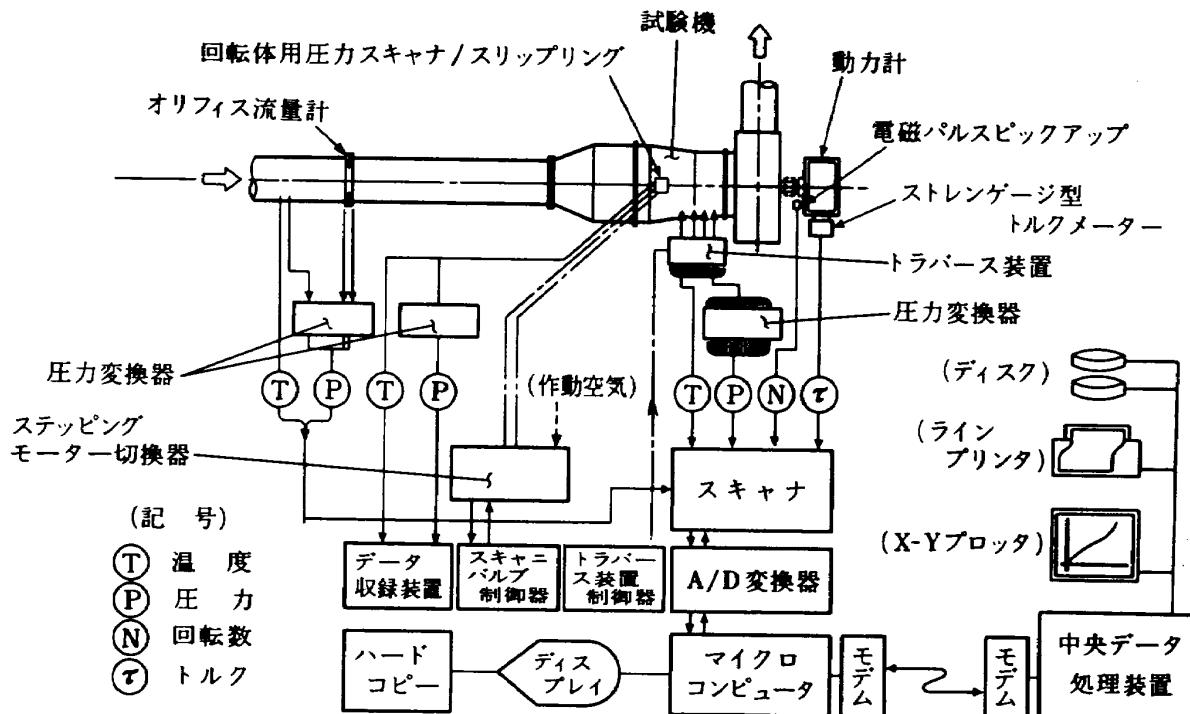


図 24 データ処理装置構成図

れる。

計算方法は、半径方向 7 流線について、各翼列間の検査断面で半径平衡を探りながら準二次元的に計算を進めるストリームカーバチャ法を採用した。

計算は、標準大気(圧力 101.3 kPa, 温度 288.2K)吸込み条件で行った。

予測計算結果の中、全圧膨張比に対する修正流量

の変化を図 25 に、段効率の変化を図 26 に、それぞれ修正回転数の設計値比 60, 80, 100, 110 %について示す。回転数および膨張比の設計点に於ける効率は、約 89.4 % (但し、動翼翼弦長および翼列出口状態を用いたレイノルズ数 Re_B は、約 2.6×10^5) である。

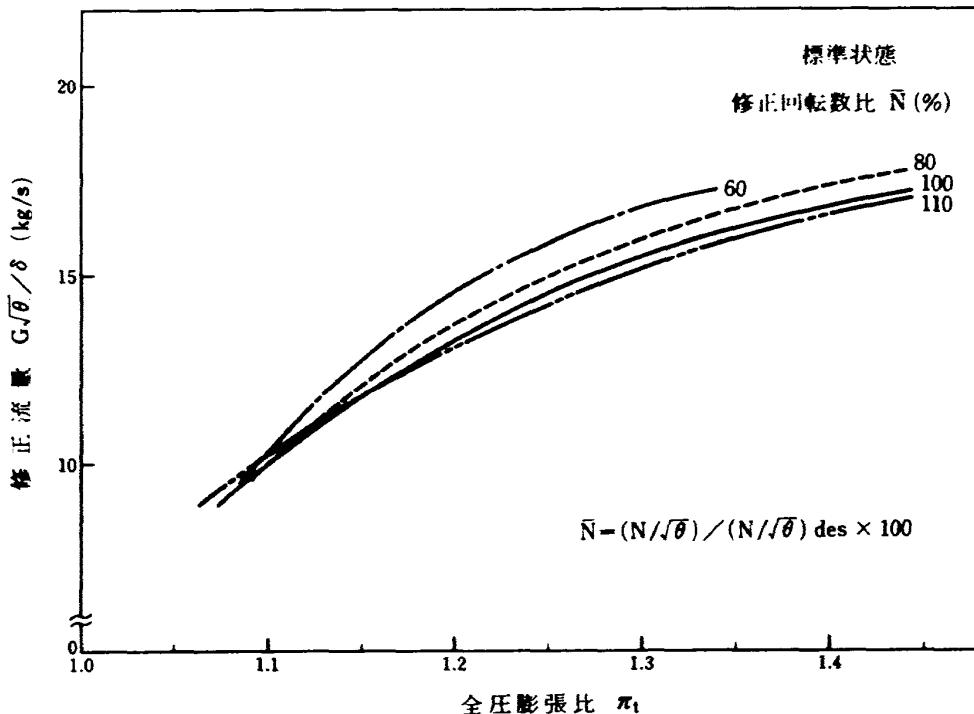


図 25 タービン性能計算値(修正流量特性)

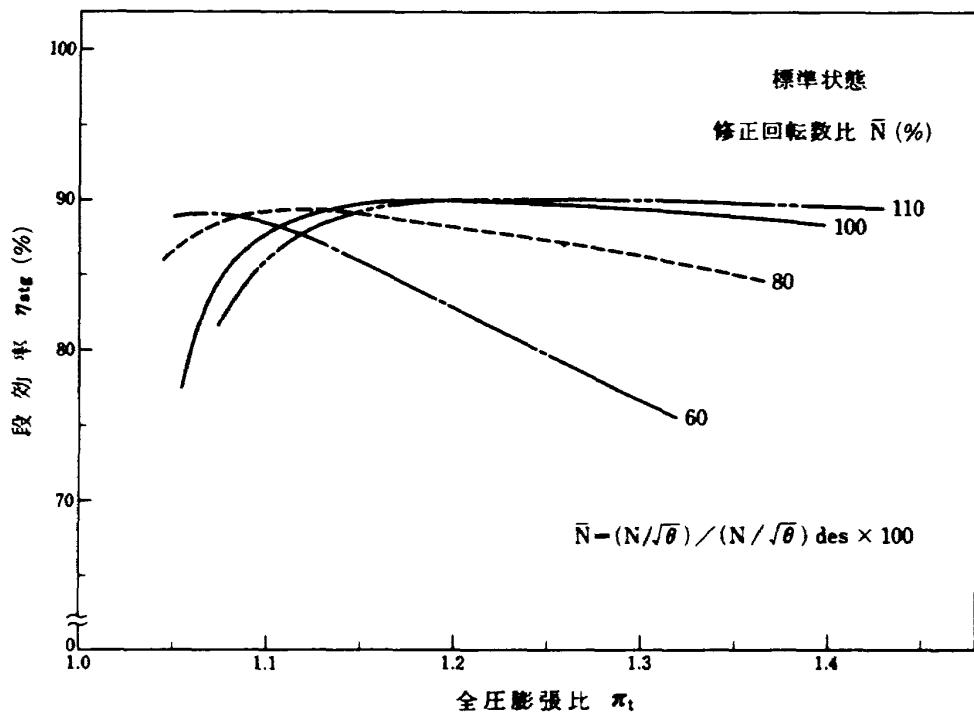


図 26 タービン性能計算値(効率特性)

5. あとがき

実機大の供試タービンによる空力試験を行って、ターボファンエンジンの低圧タービンの性能向上を図るための資料を収集するため、高負荷低圧タービン空力試験装置を設計製作した。本装置から得られる資料は、ターボファンエンジンばかりではなく、

空気、ガス、蒸気等、作動流体の種類にかかわらず一般の軸流タービンの設計にも役立つものであることを期待して、試験を進めている。

本装置の設計製作にあたっては、通商産業省工業技術院の御援助をいただいた。また、試験機の設計製作には、三菱重工業株式会社名古屋航空機製作所、同高砂研究所、高砂製作所の関係各位の御協力を、

また装置据付けならびに配管製作にあたっては、丸三機械建設株式会社の御協力を、さらにセンサおよびトラバース装置の製作にあたっては、株鈴木精器工業所の御協力をいただいたことを記して、謝意を表します。

また、当所松木正勝科学研究员、鳥崎忠雄原動機部長には、本研究の企画を含めて終始、指導をいただいた。さらに、データ処理装置に関して原動機部西尾健二制御研究室長の協力をいただいたことを記して、謝意を表します。

文 献

- (1) Smith, S.F. : A Simple Correlation of Turbine Efficiency, J.Royal Aero. Soc., Vol. 69, pp.467～470 (1965)
- (2) 菅田, 山崎, 能瀬 : 低圧タービン用静翼の二次元高速翼列試験, 航技研資料 NAL TM-410 (1980.3)
- (3) 山崎, 菅田, 能瀬 : 低圧タービン用動翼の二次元高速翼列試験, 航技研資料 NAL TM-451 (1981.11)
- (4) 西村 : 5孔アロー型, 円錐型ピトー管による流れの特性計算法, 航技研報告 NAL TR-668 (1981.4)
- (5) 西村, 白井, 井上ほか : 高負荷低圧タービンの研究開発, (II)内部流動計測用 5孔ピトー管の特性, 航技研資料 NAL TM-492 (1983.3)
- (6) Ainley, D.R. and Mathieson, G.C.R. : An Examination of the Flow and Pressure Losses in Blade Rows of Axial-Flow Turbines, A.R.C. R & M No.2891 (1951)
- (7) Dunham, J. and Came, P.M. : Improvements to the Ainley-Mathieson Method of Turbine Performance Prediction, ASME Paper No.70-GT-2 (1970)

航空宇宙技術研究所資料 491号

昭和58年3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

電話武藏野三鷹(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