

ISSN 0452-2982  
UDC 533.697:  
621.45.01:  
621.438.4

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-493

## 高負荷低圧タービンの研究開発(Ⅲ) 全体性能試験

井上重雄・臼井弘・西村英明  
山本孝正・養田光弘・高原北雄  
能瀬弘幸・竹嶋健次郎・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. 試験機および試験装置の概要 .....	2
3. 試験計測およびデータ整理 .....	5
4. 結果および検討 .....	7
(1) 流量特性 .....	7
(2) 効率特性 .....	7
(3) トルク特性 .....	9
(4) 比出力特性 .....	9
(5) 効率特性および流量特性の予測計算値と実験値との比較 .....	11
(6) 設計点における内部流動状態 .....	11
(7) 反動度分布 .....	15
5. まとめ .....	16
6. あとがき .....	16
文 献 .....	16

# 高負荷低圧タービンの研究開発(III)\*

## 全体性能試験

井上重雄\*\* 臼井弘\*\* 西村英明\*\*  
山本孝正\*\* 養田光弘\*\* 高原北雄\*\*  
能瀬弘幸\*\* 竹嶋健次郎\*\*\* 殿村兆史\*\*\*

### 概要

従来軸流タービンの空力設計に多く用いられてきたフリーボルテックス型のフローパターンでは、タービンの段負荷の増大を図ると必然的に二次流れ損失の増大等を招いて効率の低下をきたしてきた。このため、ボルテックスのスパン方向分布を制御した、いわゆるコントロールドボルテックス型のフローパターンを採用して高性能化を図る試みを行い、実機相当の供試タービン(静翼および動翼)を用いた空力試験によって、効率が改善されていることを確認した。本報告には、加圧空気を作動流体とする供試タービンの全体性能試験の結果について述べる。

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。

#### 主な記号と単位

$C$	速度 (m/s) 又は翼弦長 (m)
$c_p$	定圧比熱
$G$	流量 (kg/s)
$\Delta h$	単位ガス流量当たりの段間エンタルピー降下 (kW·h/kg) 又は (J/gr)
$N$	回転数 (rpm)
$\bar{N}$	修正回転数比
$P$	圧力 (Pa 又は kPa) 又は流れのピッチ角度 (deg)
$R$	反動度
$Re$	レイノルズ数
$r$	半径 (スパン) 位置 (m)
$T$	温度 (K)
$u$	周速度 (m/s)
$w$	相対速度 (m/s)
$Y_t$	全圧損失係数

#### ギリシャ文字

$\alpha$	流れのヨー角度 (deg)
$\beta$	流れの相対ヨー角度 (deg)
$\delta$	圧力の比 $P_{t2}/P_{t1}$
$\rho$	密度 (kg/m <sup>3</sup> )
$\eta_{stg}$	段効率
$\theta$	温度の比 ( $=T_{t2}/T_{t1}$ )
$\kappa$	比熱比
$\mu$	粘性係数 (Pa·s)
$\pi$	膨張比
$\tau$	トルク (N·m)
$\phi$	流量係数 ( $=c_a/u$ )
$\psi$	段負荷係数 ( $\propto \Delta h/u^2$ )
$\omega$	角速度 (rad/s)

#### 添字

$a$	軸方向
$B$	動翼
$cor$	修正値
$des$	設計値
$h$	ハブ位置

\* 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

IGV	入口案内翼列
$i$	流線番号
$m$	平均径
$r$	相対値
$s$	静温又は静圧
$st$	標準状態
$t$	よどみ点状態, 又はティップ位置
1	入口案内翼入口
2	タービン入口
3	静翼出口
4	タービン出口
( $\bar{\quad}$ )	1ピッチ平均

## 1. ま え が き

ターボファンエンジンの高性能化を図るために、航空宇宙技術研究所が行っているエンジン要素の研究開発の一環として、低圧タービンの高負荷化、高効率化に関する研究を進めている。低圧タービンは、エンジンを構成している重要な一つの要素として高負荷化の必要性は高いが、この他に、ファン駆動タービンとしての特殊性からもその必要性が大きい。

現在実用化されているエンジン用タービンの流量係数 ( $\phi = c_a/u$ ) 範囲では、タービンの負荷係数 ( $\phi \propto \Delta h/u^2$ ) を増加すると、種々の空力損失が増加してタービン効率が低下するのが一般的な傾向である<sup>(1)</sup>。このため、新しい概念を導入して負荷の増加と共にタービン効率の改善を合せて進めなければ、実用上高負荷化のメリットは少い。

タービン効率の改善を図るためには、第一に、高性能な高負荷翼型の開発が必要である。第二に、高負荷化に伴って増加する空力損失の中、大きな割合を占める二次流れ損失と動翼ティップクリアランス損失を減らす方策が必要である。

二次元高性能翼型の開発については、近年の電算機性能の向上と数値解析技術の発展によって、以前にくらべて遥かに開発時間の短縮と精度の向上が図られるようになった。他方高負荷化による空力損失の増加を抑制するためには、タービンのフローパターンを改良することが有効と考えられる。即ち、従来広く用いられてきたフリーボルテックス型のフローパターンでは、一般にスパン方向の反動度分布が

翼の先端部で高く、翼根部で低くなり、ティップクリアランス損失と二次流れ損失が増加する要因と考えられており、タービンの負荷の増加につれて、その傾向は強くなる。これに対して、ボルテックスのスパン方向分布を制御して、特に反動度を翼先端部と翼根部で矯正した、いわゆるコントロールドボルテックス型のフローパターンの採用により、タービン効率の改善がなされることが報告されている<sup>(2)</sup>。しかし、フローパターンと三次元流れ場における空力損失（二次流れ損失、ティップクリアランス損失等）との関連を示すデータは見られない。このような背景から、本研究では、コントロールドボルテックス型フローパターンを採用したタービンについて、全体性能ならびに内部流動を明らかにし、フローパターン改良の効果を評価すると共に、効率向上のための資料を収集することを目標とした。

## 2. 試験機および試験装置の概要

実機の4段低圧タービンの中、第2段を供試タービンとし、流入、流出状態を設定するための入口案内翼列 (IGV) と出口案内翼列 (OGV) とを試験機に組み込んだ。

供試タービンの設計点仕様を表1に、設計速度三角形を図1に、翼配備を図2に示す。また装置の配置図を図3に、試験機主要部断面を図4に示す。

実験状態のモニタリングとデータの採取、および一次処理は図5に示すように、PDP11/35をCPUとするデータ処理システムを用い、5孔ピトー管による流れの解析は、FACOM230-75によるバッチ処理とした。

表1 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	$\pi_t$		1.36
修正比出力	$\Delta h/\theta$	(kW·h/kg)	$6.06 \times 10^{-3}$
負荷係数	$\phi_m$		2.23
流量係数	$\phi_m$		0.96

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

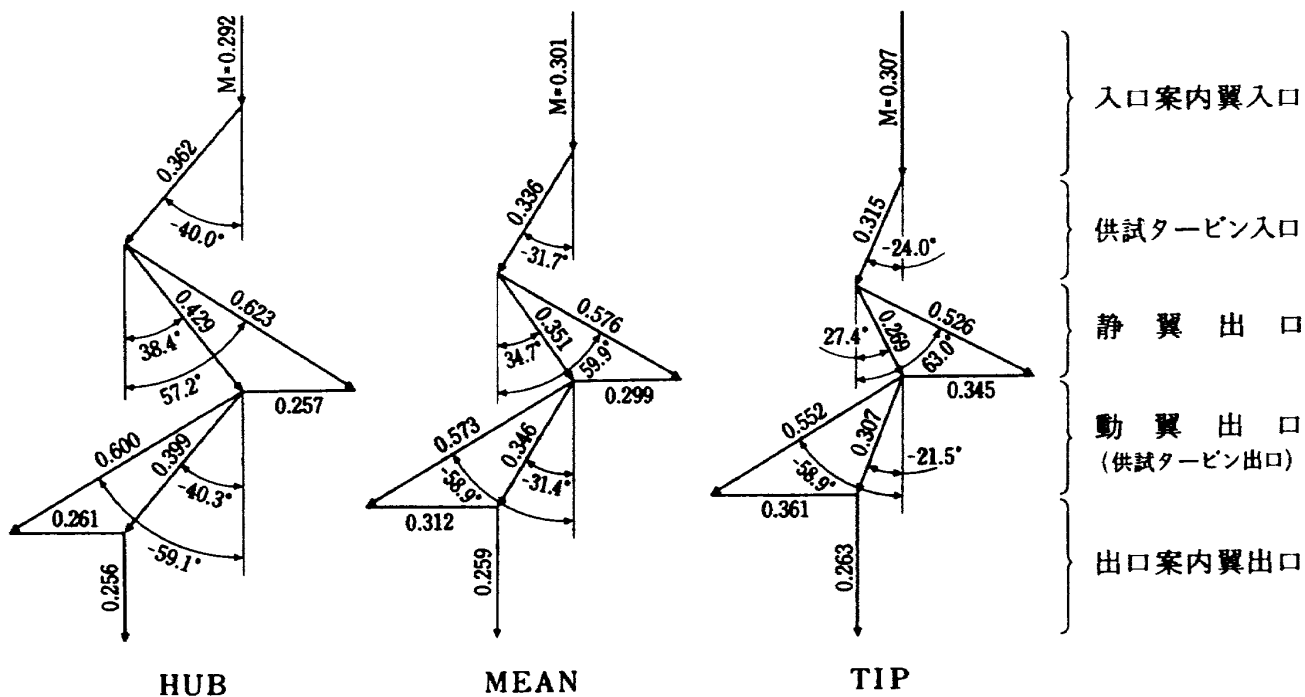


図1 設計速度三角形

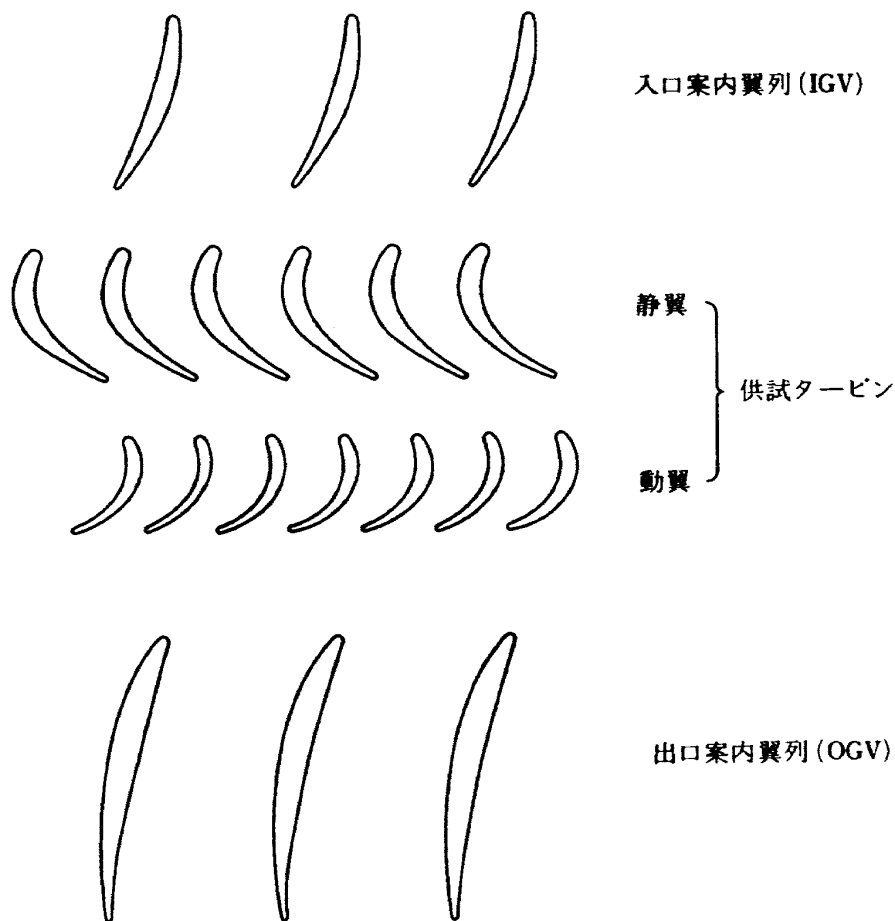


図2 翼配備展開図(平均径)

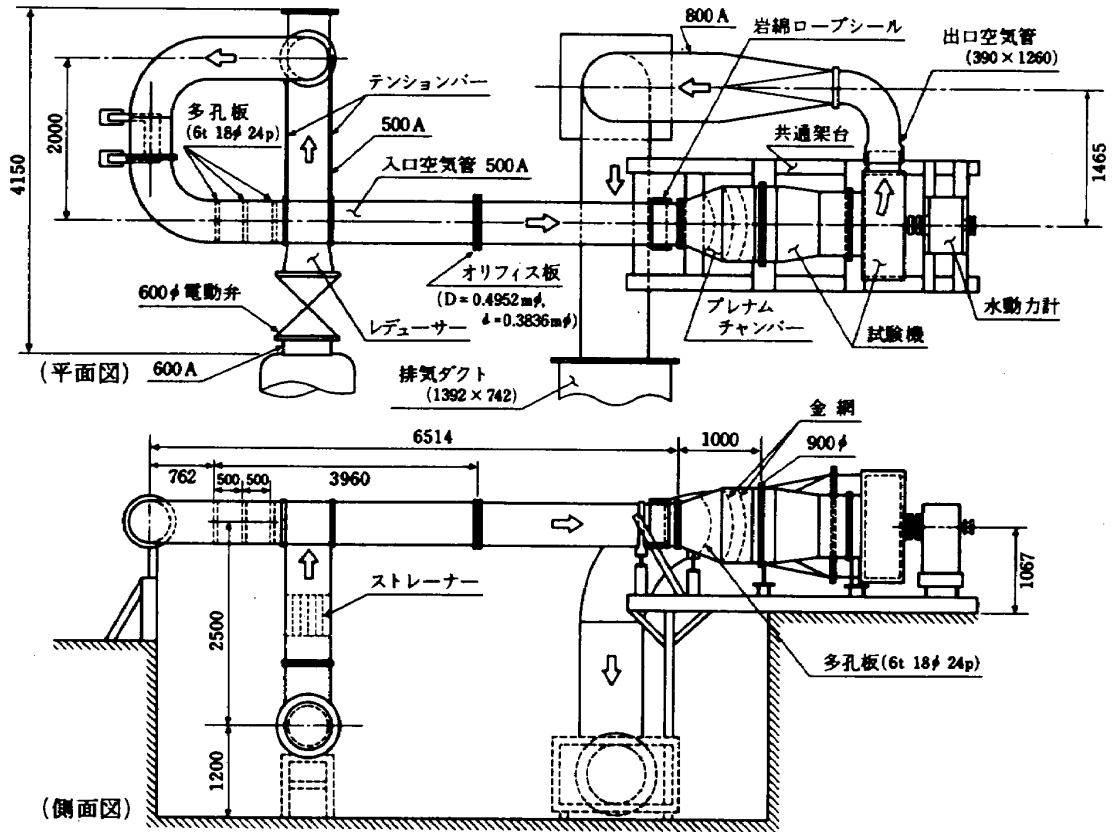


図3 試験装置配置図(単位: mm)

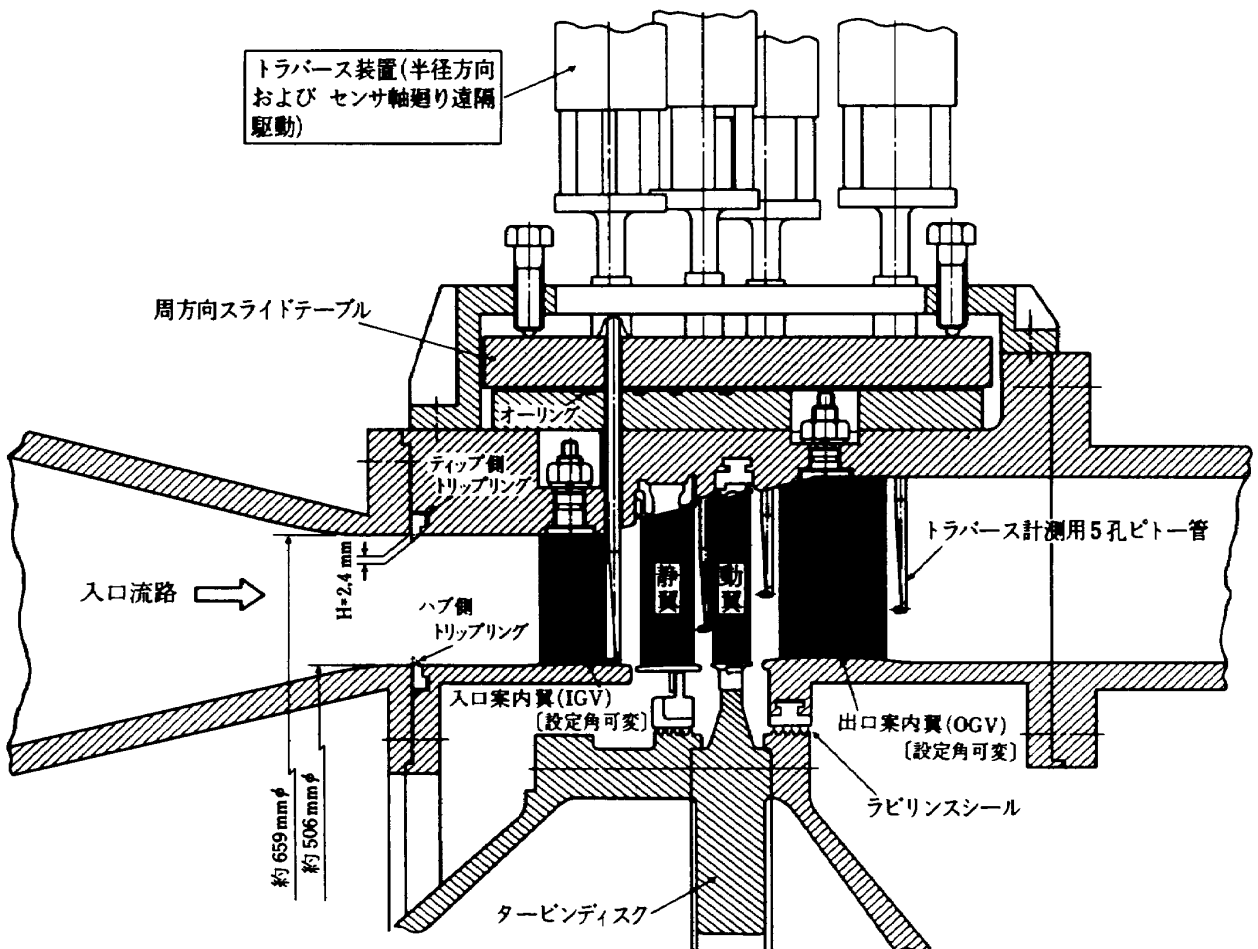


図4 試験機主要部断面図



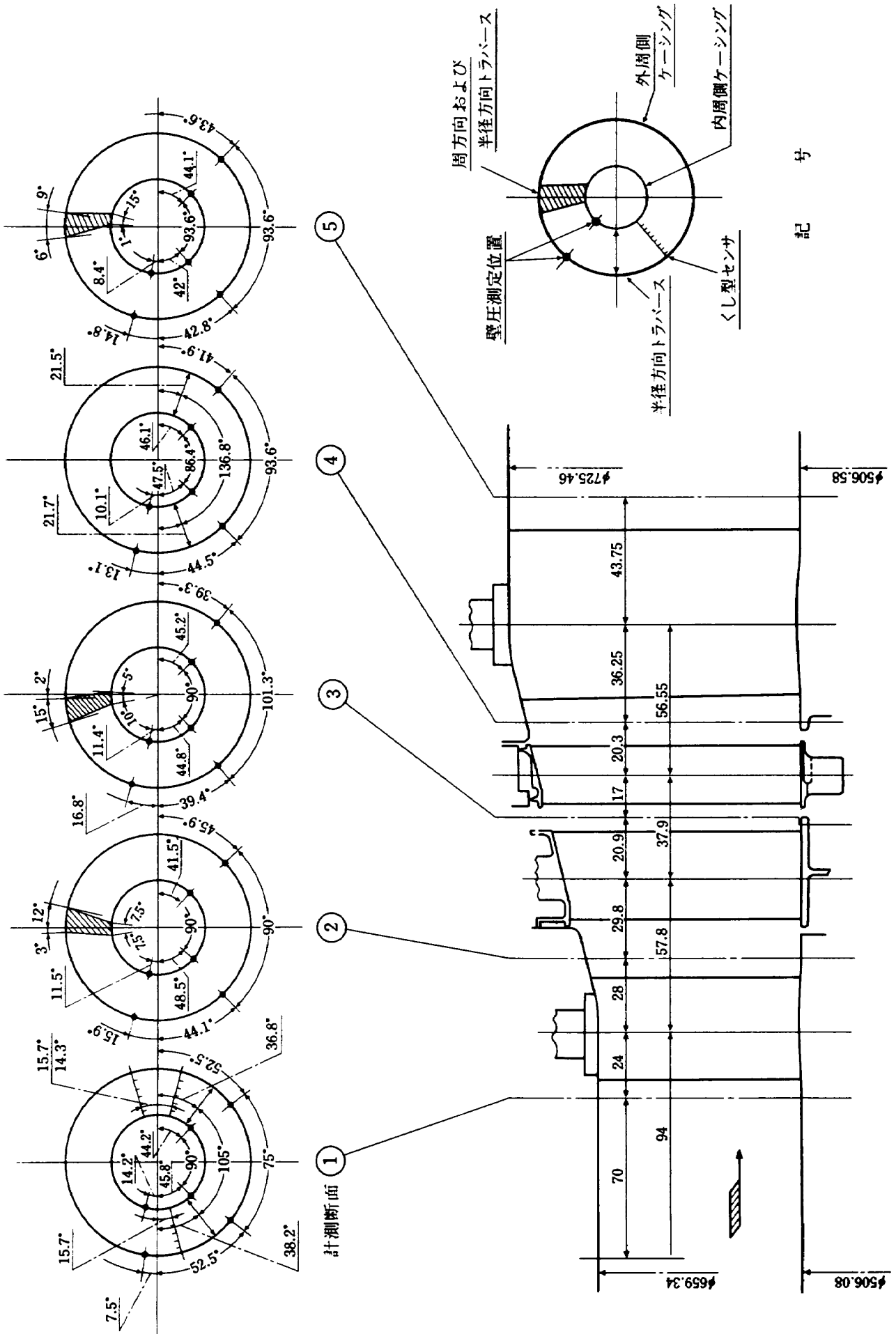


図 6 計測位置 (長さ単位: mm)



ここで、 $P_{s2,i}$ は静圧。添字*i*は、 $r_i$ に於ける値を表わすものとする。 $\bar{P}_{12,i}$ および $P_{s2,i}$ は、5孔ピトー管によるトラバース計測データの解析により求めた。この解析方法等は、文献(4,5)を参照されたい。なお、5孔ピトー管による計測は、ヨー角を風向追尾し、ピッチ角は解析により求めた。

入口案内翼列性能試験により、半径(スパン)位置 $r_i$ ( $i=1\sim 9$ )に於て、翼列出口マッハ数による全圧損失係数 $Y_{t,1GV,i}$ の変化を求めた後、全体性能試験に於ては、ウェークを避けた主流に於て5孔ピトー管による計測を行って $P_{s2,i}$ を求め、(1)式から次式を得て供試タービン入口全圧 $\bar{P}_{12,i}$ を算出した。

$$\bar{P}_{12,i} = (P_{t1,i} + Y_{t,1GV,i} P_{s2,i}) / (1 + Y_{t,1GV,i}) \quad (2)$$

さらに、タービン入口断面の面積平均全圧として、次式により $P_{12}$ を求めた。

$$P_{12} = \frac{2}{r_i^2 - r_h^2} \int_{r_h}^{r_i} \bar{P}_{12,i} r dr \quad (3)$$

ここで、 $r_i$ 、 $r_h$ はそれぞれ、環状流路の内周および外周の半径である。

(3) 静翼出口断面に於ける全温、 $T_{t,3}$ および全圧 $P_{t,3}$ ：全温は、 $T_{t3,i} = T_{t1,i}$ と仮定した。全圧は、5孔ピトー管を用いてピッチ(周)方向および半径方向トラバース計測を行い、その結果から解析して求めた。即ち、半径位置 $r_i$ におけるピッチ平均全圧 $\bar{P}_{13,i}$ より、

$$P_{13} = \frac{2}{r_i^2 - r_h^2} \int_{r_h}^{r_i} \bar{P}_{13,i} \cdot r dr \quad (4)$$

(4) 動翼出口断面に於ける全温、 $T_{t4}$ および全圧 $P_{t4}$ ：一点用全温計および5孔ピトー管を用いて、半径方向トラバース計測を行い、その結果から、流路の面積平均値を算出した。

(5) 主流空気流量 $G$ ：試験機入口空気管のオリフィス流量計により計測した。

(6) トルク $\tau$ ：水動力計のストレングージ型トルク測定装置により計測した。

以上の測定値を基に、下記の諸式から、タービンの特性パラメータを算出した。

(i) 修正回転数 $N_{cor}$  (rpm)

$$N_{cor} = N / \sqrt{\theta} \quad (5)$$

但し、性能表示には、修正回転数の設計値に対する比(パーセント) $\bar{N}$ を用いた。即ち

$$\bar{N} = \frac{N / \sqrt{\theta}}{(N / \sqrt{\theta})_{des}} \times 100 \quad (6)$$

(ii) 全圧膨張比 $\pi_t$ ：

$$\pi_t = P_{t2} / P_{t4} \quad (7)$$

(iii) 修正トルク $\tau_{cor}$  ( $N \cdot m$ )：

$$\tau_{cor} = \tau / \delta \quad (8)$$

但し $\delta$ は、タービン入口全圧の無次元値( $\delta = P_{t2} / P_{st}$ 、 $P_{st}$ は標準大気圧力=101.3kPa)。

(iv) 修正比出力 $\Delta h_{cor}$  (J/gr)：

$$\Delta h_{cor} = \Delta h / \theta \quad (9)$$

但し、比出力 $\Delta h$ は、トルク $\tau$ 、流量 $G$ から、

$$\Delta h = \tau \omega / G \quad (10)$$

ここに、角速度 $\omega$ は、 $2\pi N / 60$

(v) 修正流量 $G_{cor}$  (kg/s)：

$$G_{cor} = G \sqrt{\theta} / \delta \quad (11)$$

(vi) タービン段効率 $\eta_{stg}$ ：

$$\eta_{stg} = \frac{2\pi}{60} N \tau / \{ G c_p T_{t2} \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_t} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] \} \quad (12)$$

なお、これらのパラメータは、全てが互に独立ではなく、例えば、以下の関係がある。

$$\Delta h_{cor} = (2\pi / 60) N_{cor} \cdot \tau_{cor} / G_{cor} \quad (13)$$

$$\eta_{stg} = \Delta h_{cor} / \{ c_p T_{t2} \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_t} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] \} \quad (14)$$

但し、 $c_p$ 、 $\kappa$ は気体の定圧比熱および比熱比(それぞれ、供試タービン入口および出口の平均値)。

#### 4. 結果および検討

(1) 流量特性 全圧膨張比 $\pi_t$ に対するタービン修正流量の変化を、修正回転数比 $\bar{N}$ をパラメータとして図7に示す。設計点(膨張比および回転数)においては、計画値にくらべ、約2.2%のオーバーフローである。

(2) 効率特性 試験機の入口案内翼列と出口案内翼列とを除く、供試タービンの段効率 $\eta_{stg}$ を、全圧膨張比 $\pi_t$ に対して、修正回転数比 $\bar{N}$ をパラメータとして図8に示す。設計点における効率は、約90.4%(動翼レイノルズ数 $R_{eB} = 2.7 \times 10^5$ に於て)で

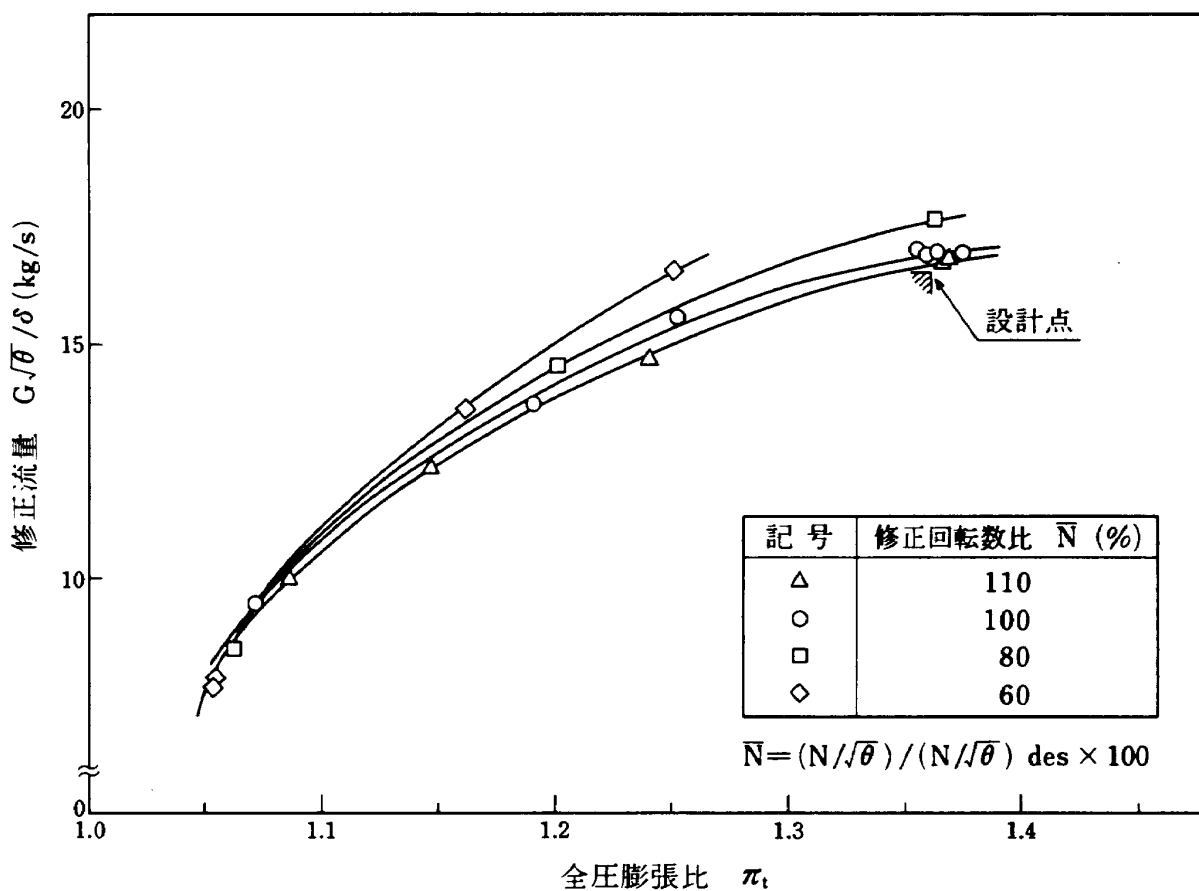


図 7 流量特性

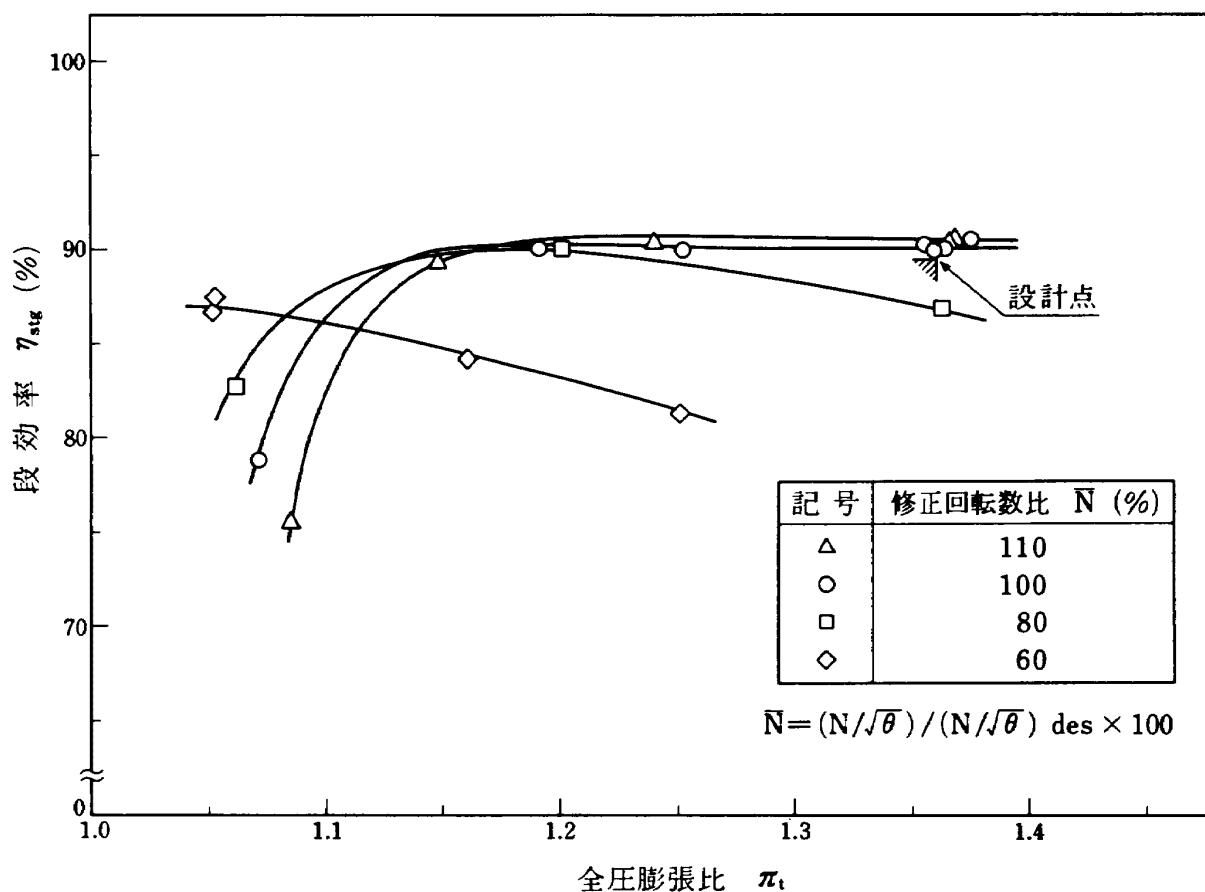


図 8 効率特性

ある。これは、段負荷のレベルからいって、現在用いられている高バイパス比エンジン用低圧タービンとして最も高いレベルのものに属していると考えられる<sup>(6)(7)</sup>。80%修正回転数以上では、全圧膨張比1.15以上の試験範囲に於て高い効率が維持されている。

(3) トルク特性 全圧膨張比に対する修正トルクの変化を図9に示す。試験範囲の全圧膨張比では、いずれの修正回転数に於いても負荷限界 (Limiting Loading) には達していない。

(4) 比出力特性 全圧膨張比に対する比出力の変化を図10に示す。修正回転数比80%以上に於ては、

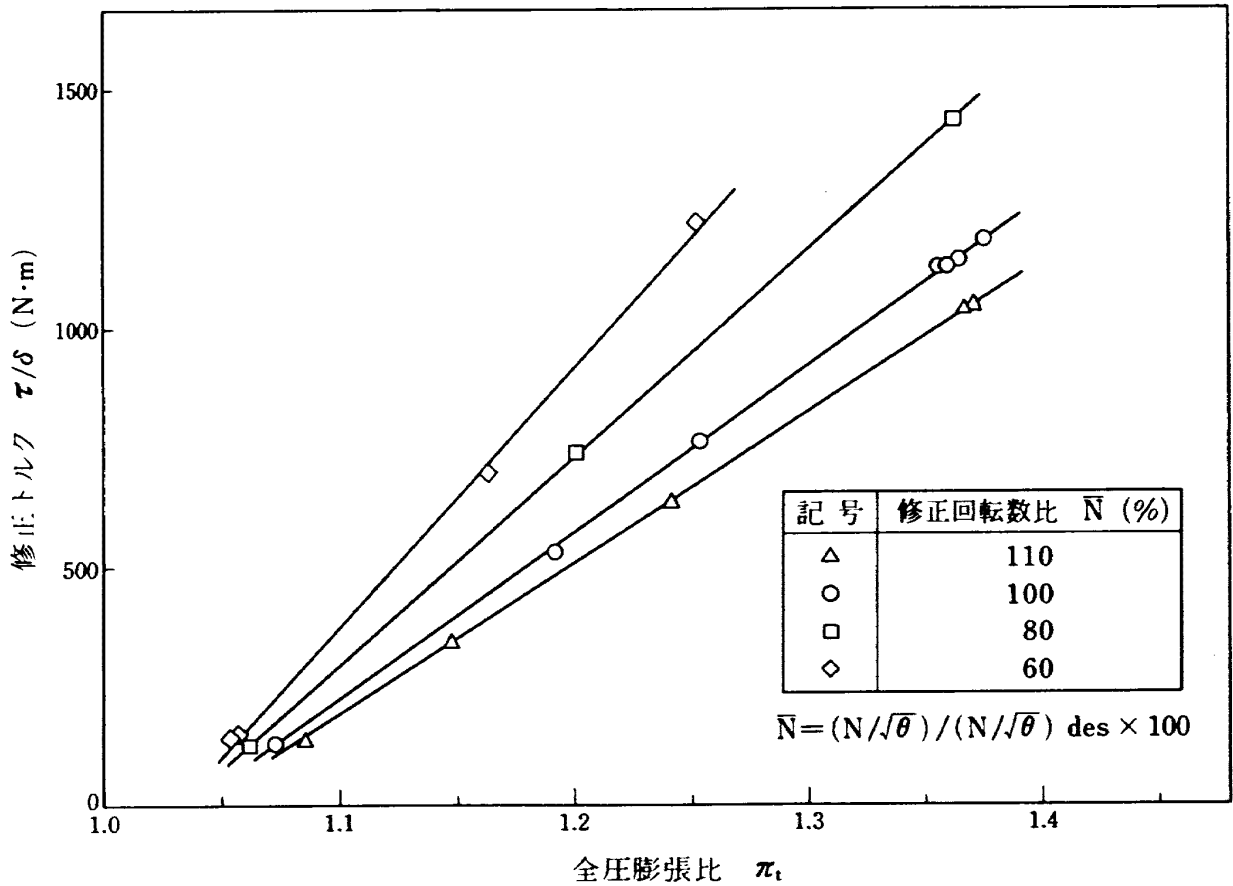


図9 トルク特性

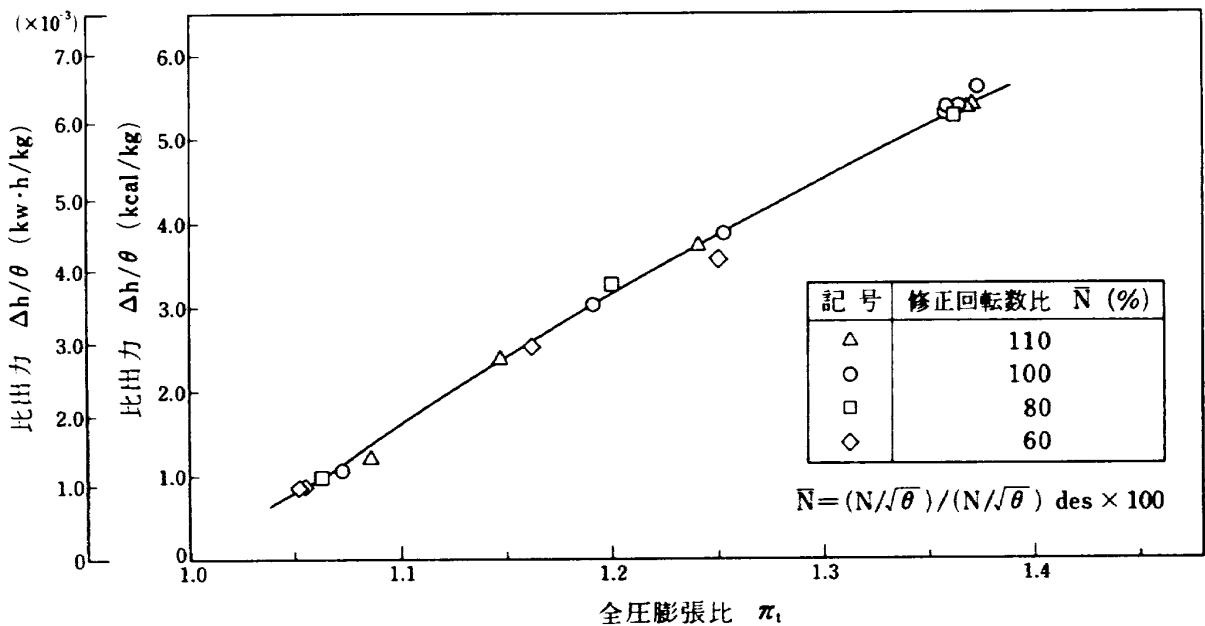


図10 比出力

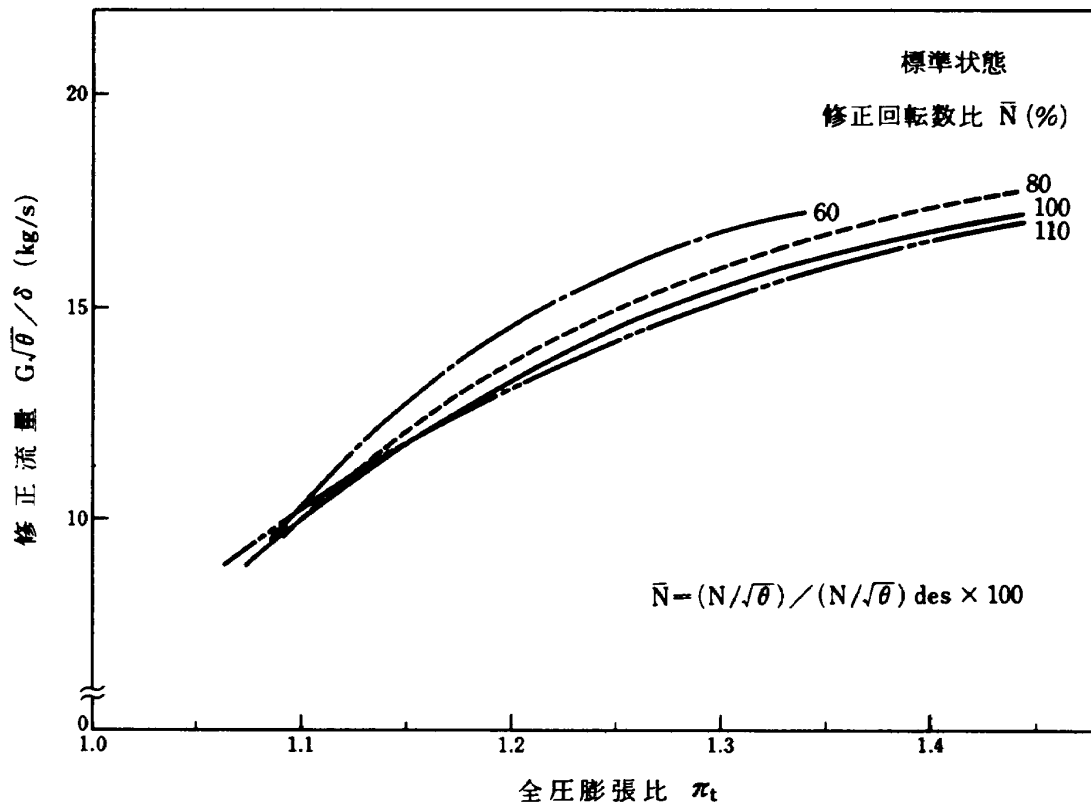


図 11 タービン性能計算値 (修正流量特性)

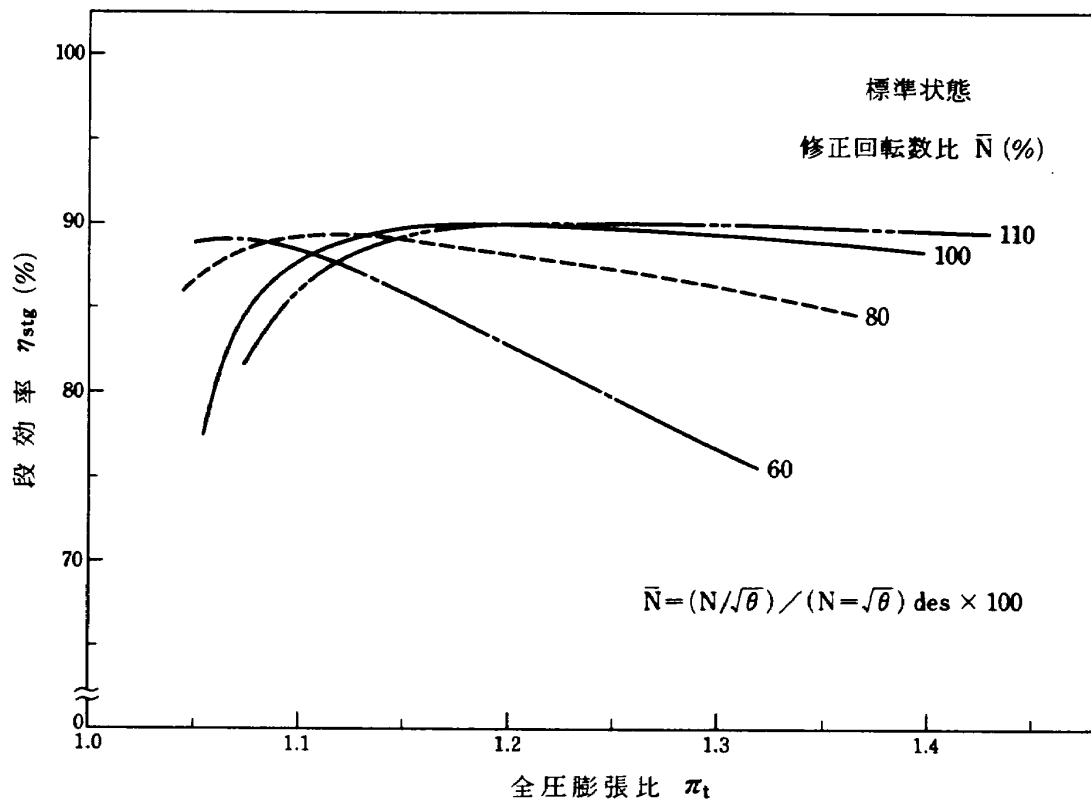


図 12 タービン性能計算値 (効率特性)

比出力は修正回転数の変化に関係なく、全圧膨張比にはほぼ比例して増加する。

(5) 効率特性および流量特性の、予測計算値と実験値との比較 図11および12に、Ainley-Mathieson<sup>(8)</sup>、Dunham-Came<sup>(9)</sup>の方法による、設計点および設計点外翼素性能算定法を用いて計算した効率特性および流量特性の結果を再掲<sup>(3)</sup>した。計算は、標準大気吸込状態において行った。実験結果(図7および8)を比較すると、全圧膨張比の低い範囲を除いて、定性的に比較的良い一致が得られた。

全圧膨張比および修正回転数の、設計値における効率は、表2に示すように、実験値で約90.4%、計算値で約89.4%である。実験ないしは計算の条件は、表に示す通りであるが、効率の比較を行うためには、レイノルズ数の補正を行う必要がある。

タービン効率のレイノルズ数による影響に関しては、種々の実験式が提示されているが、これ等の中下記のMoodyの提示式が、著者ら<sup>10)</sup>が行ったタービンの実験に於て良い一致を示した。即ち、

$$1 - \eta_{cor} = (1 - \eta_{ob}) \left( \frac{2 \times 10^5}{R_{e,ob}} \right)^{-0.2} \quad (5)$$

但し、 $R_{e,ob}$ は、実験(又は計算)時の、動翼翼弦長 $C_B$ 、動翼相対流出速度 $w_B$ 、動翼出口に於ける主流の粘性係数 $\mu$ および密度 $\rho$ を代表値としたレイノルズ数で、 $R_{e,ob} = \rho w_B C_B / \mu$ 。また、その時のタービン効率 $\eta_{ob}$ 、レイノルズ数 $R_e = 2 \times 10^5$ とした時の補正効率 $\eta_{cor}$ である。

表2に示すように、式(5)によって $R_e = 2 \times 10^5$ に補正したタービン効率は、計算値で88.6%、実験値で89.8%と、実験値が計算値より1.2%良い結果が得られた。

計算に用いたAinleyらの翼素性能データは、主にフリーボルトテックス型のフローパターンを用いた多くのタービンの性能解析結果に基づいたものであり、上述の効率の差の一部は、コントロールドボルトテックス型フローパターンの採用による、二次流れ損失の改善等の結果として評価し得る可能性があるが、詳細は今後の解析・検討によらなければならない。

(6) 設計点における内部流動状態 供試タービンの翼列前後における状態量の、計測解析を行った。

表2 設計点に於ける効率の予測値と実験値の比較

項目	予測値	実験値
効率	89.4%	90.4%
動翼レイノルズ数	$2.80 \times 10^5$	$2.69 \times 10^5$
換算効率*	88.6%	89.8%

\* 動翼レイノルズ数  $2 \times 10^5$

この中、膨張比ならびに回転数の設計点におけるスパン方向分布を、図14~16に示す。これらは、翼列間の検査断面に於て、上流の静止翼列のウェークを避けた位置で5孔ピトー管をスパン(翼高さ)方向にトラバース計測し、その結果に基づいて流れの解析を行ってX-Yプロッタで出力したものであるが、検討の結果、明らかに不適当と思われるデータについては削除又は周方向トラバースデータを用いたものもある。なお、試験機にそう入したピトー管が翼列チャンネル内の流れをブロックする影響を少なくするため、静止翼列の後流ではピトー管を半径線から15°傾けてそう入してある(図6参照)。また、曲率を持ったケーシング壁面とピトー管先端部との干渉を緩和するため、流れ角の大きい静翼入口および出口では、5孔ピトー管先端(L字部)とステムのなす角度は、通常の90°とは異なり、75°と、水平より下向きのものを用いた(図4参照)。流れの角度の定義は、図13に示す。

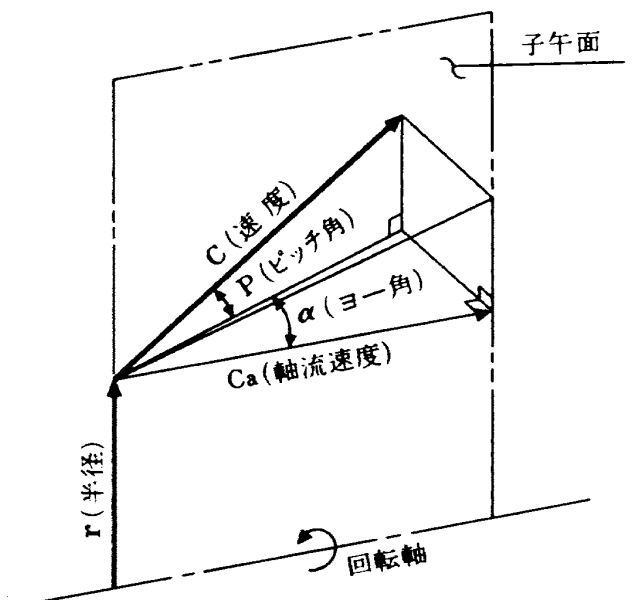


図13 流れの角度の説明図

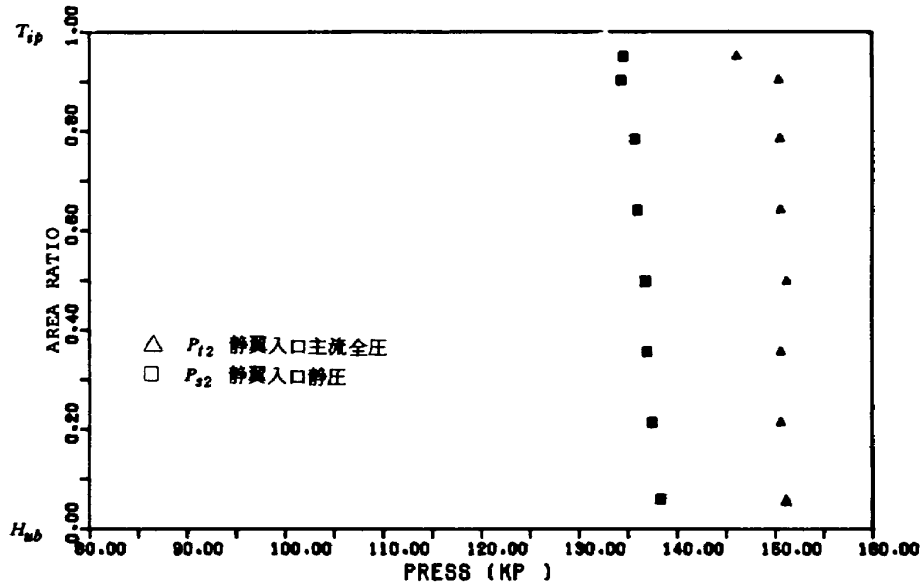


図 14 - a 設計点圧力分布 (供試タービン入口)

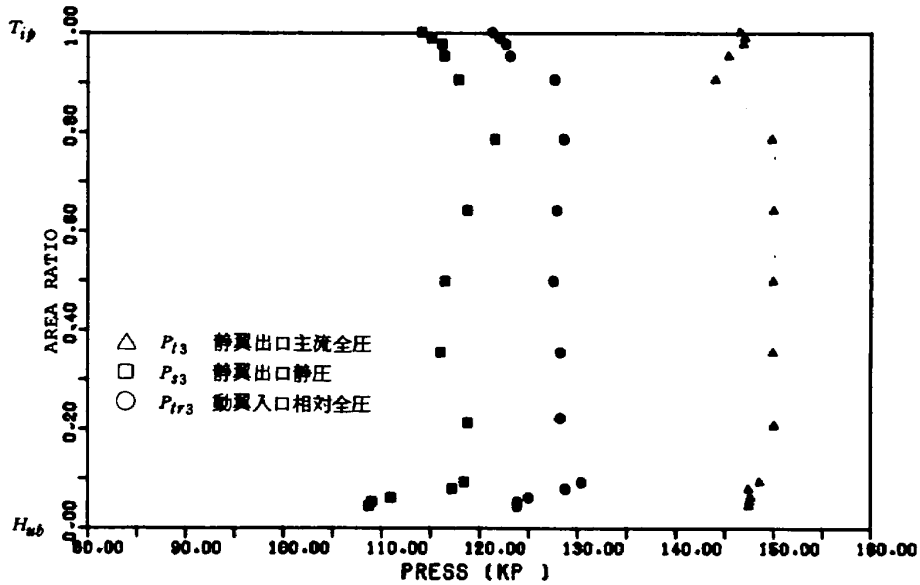


図 14 - b 設計点圧力分布 (静翼出口)

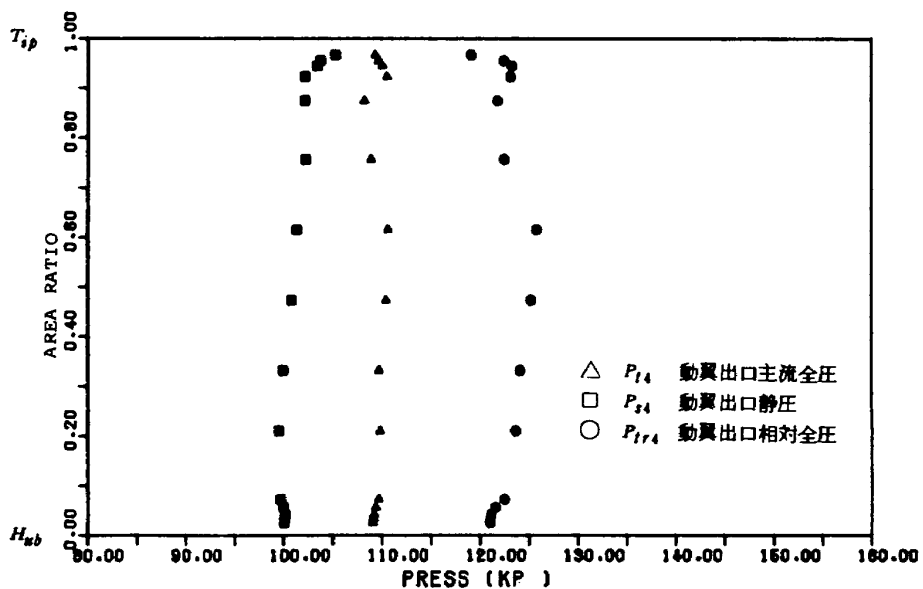


図 14 - c 設計点圧力分布 (供試タービン出口)

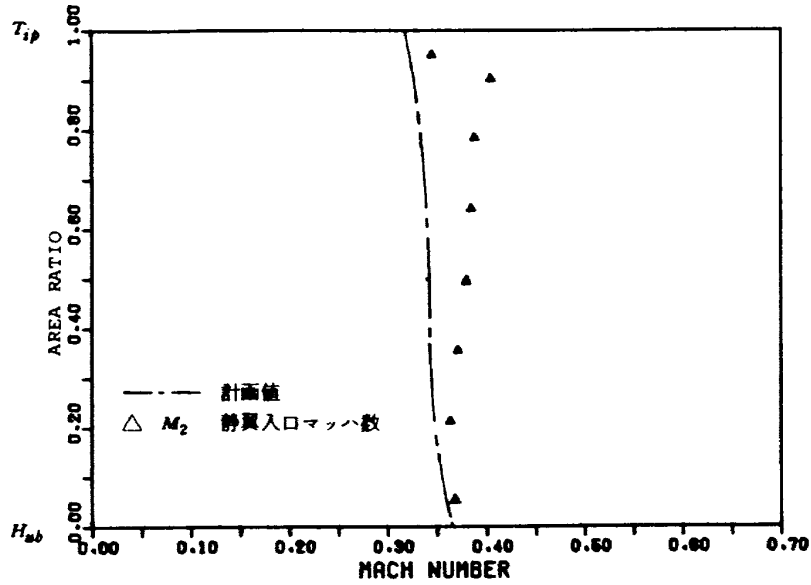


図 15 - a 設計点マッハ数分布 (供試タービン入口)

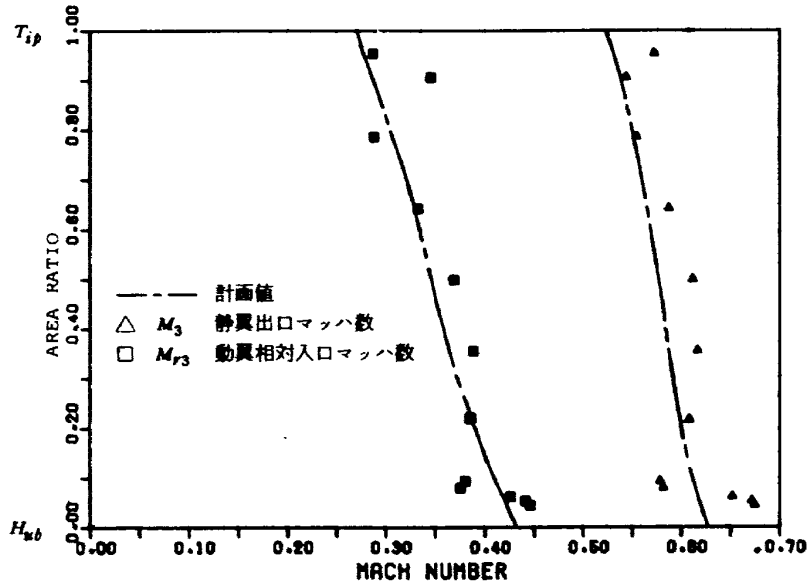


図 15 - b 設計点マッハ数分布 (静翼出口)

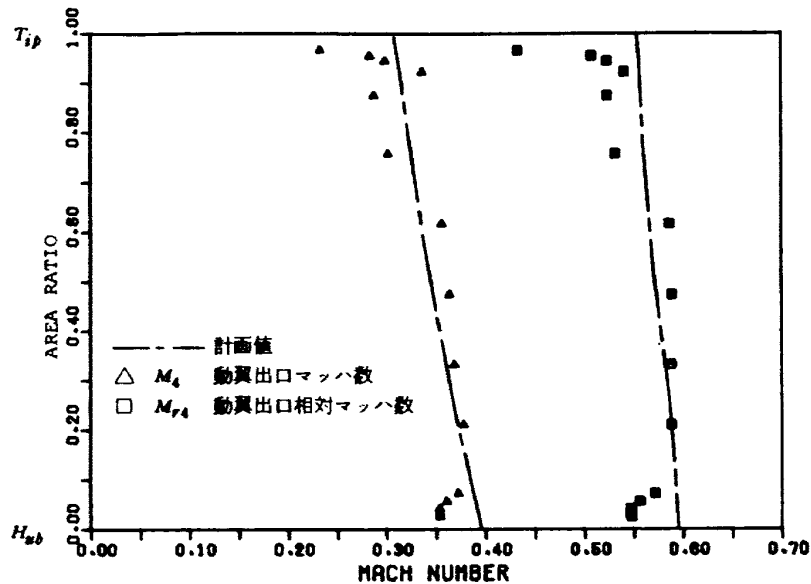


図 15 - c 設計点マッハ数分布 (供試タービン出口)

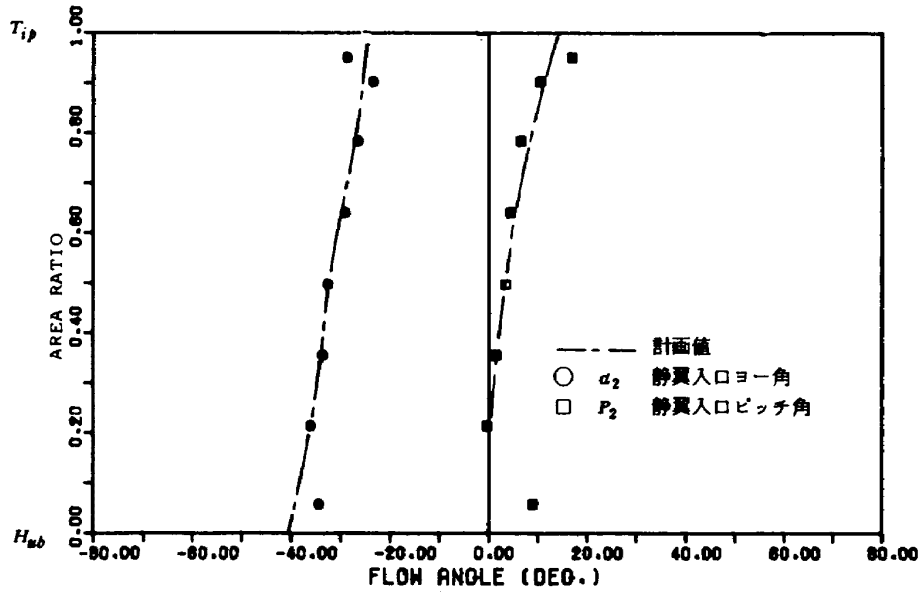


図 16 - a 設計点流れ角度分布 (供試タービン入口)

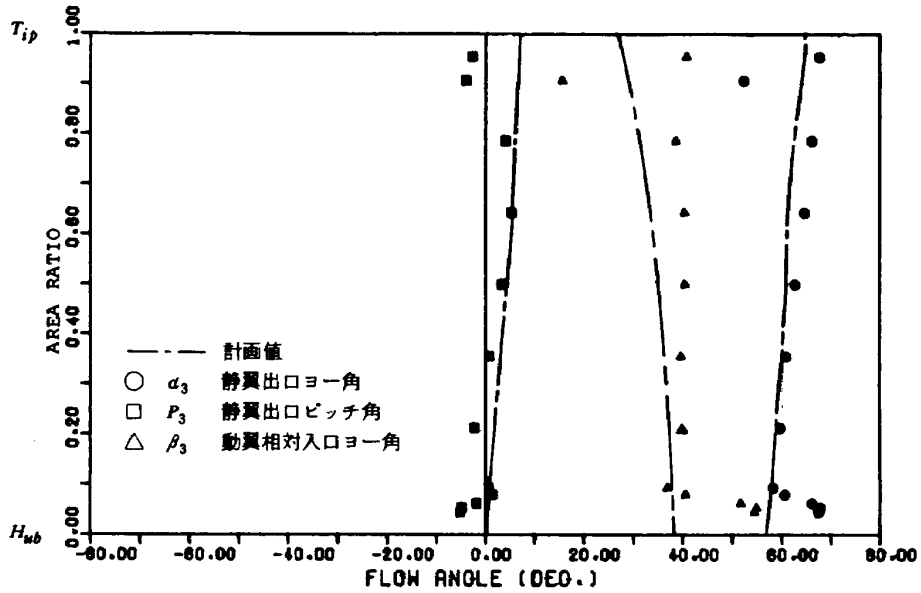


図 16 - b 設計点流れ角度分布 (静翼出口)

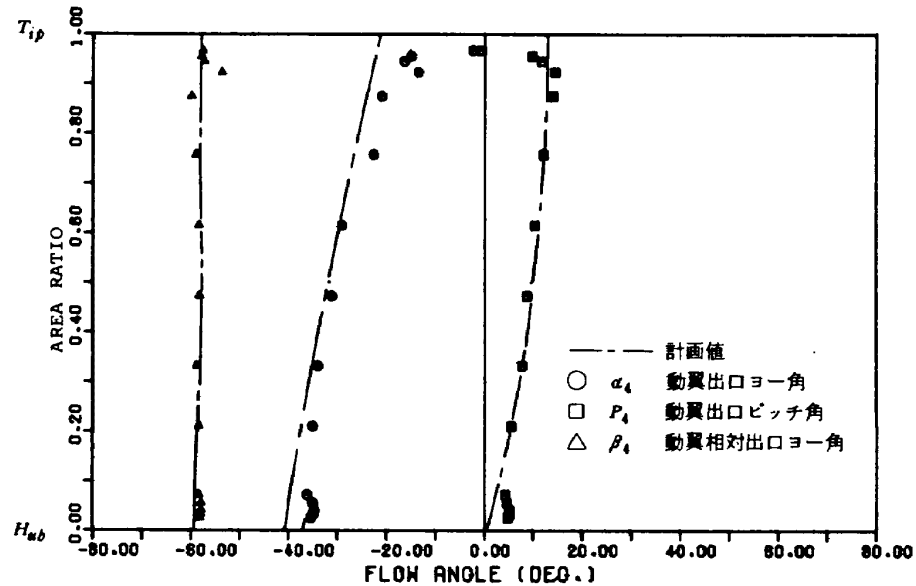


図 16 - c 設計点流れ角度分布 (供試タービン出口)



図 14(a)~(c)に翼列入口, 出口における全圧, 相対全圧, 静圧分布を示す。図 15(a)~(c)には, マッハ数, 相対マッハ数分布を, また図 16(a)~(c)には, 流入角, 相対流入角, 流出角, 相対流出角のそれぞれヨー角と, ピッチ角の半径方向分布について設計値と共に示す。

ピトー管との空力的干渉の避けられない内外ケーシング壁近傍を除けば, マッハ数ならびに流れ角について設計値と良い一致が得られた。静翼出口に於ては, 翼の先端に近い部分で強い二次流れの影響を示している。

(7) 反動度分布 設計膨張比ならびに設計回転数における反動度の半径方向分布を計画値ならびに, 平均径における反動度を本計画値と合わせた場合のフリーボルトックスフローパターンの設計値と共に図 17 に示す。計測値は前項の翼列間流れ解析の結果を用いたが, 静圧データとしては, 流路の内周および外周ケーシング壁面圧を直線で結び, 解析する半径位置に於ける静圧を内挿により求めて用いた。計画値と比較すると, 外周側で計画値より低いが, フリーボルトックス型のフローパターンで予想される流路外周側での反動度の過大と, ハブ内周側での

表 3 全体性能計測データ一覧

実験番号	6-12-8-1	6-19-12-1	6-12-8-2	6-12-8-3	6-19-13-1	6-12-8-4	11-21-2-1	6-19-14-1	11-21-5-1	2-20-15-1
回転数 $N(\text{rpm})$	2172	2198	2256	2256	3006	3000	2922	3763	3718	3664
トルク $\tau(\text{N}\cdot\text{m})$	153.9	159.8	823.2	1597.4	141.1	911.4	2161.9	141.1	657.6	1005.5
空気流量 $G(\text{kg}/\text{s})$	7.17	7.24	13.66	18.22	7.70	15.14	22.77	8.71	14.61	17.62
入口平均全温 $T_{t2}(\text{K})$	384.7	389.8	401.9	407.4	405.6	409.2	393.2	410.2	397.8	388.2
入口平均全圧 $P_{t2}(\text{kPa})$	107.0	106.8	119.8	133.0	108.4	125.7	153.0	111.0	127.0	133.5
出口平均全圧 $P_{t4}(\text{kPa})$	101.6	101.3	103.0	106.0	102.0	104.5	112.0	103.5	106.5	106.3
修正回転数 $N/\sqrt{\theta}(\text{rpm})$	1879	1889	1910	1898	2534	2517	2502	3154	3164	3157
全圧膨張比 $\pi_t$	1.053	1.054	1.162	1.252	1.062	1.201	1.363	1.072	1.191	1.253
修正流量 $G\sqrt{\theta}/\delta(\text{kg}/\text{s})$	7.85	8.00	13.66	16.54	8.55	14.56	17.65	9.49	13.71	15.56
修正トルク $\tau/\delta(\text{N}\cdot\text{m})$	146.0	151.9	696.8	1219.1	131.3	735.0	1434.7	128.4	525.3	764.4
比出力 $\Delta h/\theta(\text{J}/\text{gr})$	3.65	3.75	10.20	14.63	4.09	13.30	21.28	4.48	12.68	16.23
段効率 $\eta_{stg}$	0.867	0.875	0.843	0.814	0.828	0.903	0.870	0.789	0.902	0.901

実験番号	12-6-18-1	6-20-19-4	11-21-3-4	6-12-8-6	6-19-15-1	6-19-16-1	6-19-17-1	6-19-18-1	11-21-4-1
回転数 $N(\text{rpm})$	3730	3802	3705	3769	4154	4154	4154	4154	4091
トルモ $\tau(\text{N}\cdot\text{m})$	1610.1	1622.9	1687.6	1719.0	156.8	406.7	815.4	1498.4	1522.9
空気流量 $G(\text{kg}/\text{s})$	20.68	20.09	21.31	20.48	9.38	12.21	15.71	20.08	20.98
入口平均全温 $T_{t2}(\text{K})$	402.5	421.0	398.5	413.3	412.7	414.8	417.2	418.8	399.6
入口平均全圧 $P_{t2}(\text{kPa})$	146.0	146.5	150.5	147.6	113.0	120.0	130.5	146.5	150.2
出口平均全圧 $P_{t4}(\text{kPa})$	107.4	107.5	110.0	107.0	104.0	104.5	105.0	107.0	109.5
修正回転数 $N/\sqrt{\theta}(\text{rpm})$	3156	3146	3150	3147	3471	3462	3453	3446	3474
全圧膨張比 $\pi_t$	1.356	1.360	1.365	1.376	1.086	1.147	1.241	1.366	1.368
修正流量 $G\sqrt{\theta}/\delta(\text{kg}/\text{s})$	17.00	16.83	16.90	16.87	10.07	12.38	14.70	16.77	16.70
修正トルク $\tau/\delta(\text{N}\cdot\text{m})$	1120.1	1125.0	1137.8	1168.2	141.1	340.1	634.1	1037.8	1030.0
比出力 $\Delta h/\theta(\text{J}/\text{gr})$	21.76	22.00	22.20	22.80	5.08	9.95	15.57	22.32	22.41
段効率 $\eta_{stg}$	0.903	0.905	0.902	0.904	0.756	0.896	0.901	0.905	0.904

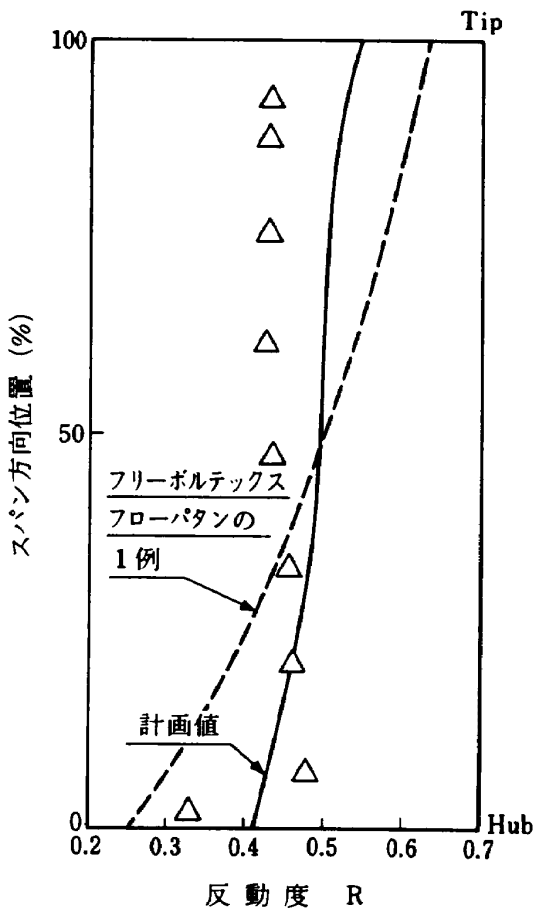


図 17 反動度のスパン方向分布 (設計点)

不足は改善され、反動度のスパン方向分布の一様化が達成されていると考えられる。本供試タービンの実験条件で誤差解析を行うと、反動度の相対誤差は、静翼出口および動翼出口の静圧相対誤差のそれぞれ 3.5 倍、静翼出口および動翼出口 (絶対) マッハ数の相対誤差のそれぞれ 1.6 倍および 0.56 倍の影響を受ける。このため、特に測定の困難な静圧の測定誤差の影響が大きく、反動度分布に関してはなお詳細な解析が必要と考えられる。

(8) 全体性能データ一覧表 3 に、全体性能に関する主要なデータを取りまとめた。

## 5. ま と め

ターボファンエンジン用低圧タービンの高負荷化と高効率化を達成するために、フローパターンを改良して半径 (スパン) 方向反動度分布の一様化を図った、いわゆるコントロールドボルテックス型タービンの供試タービンを用いて空力回転試験を行った。その結果を要約すると下記の通りである。

(1) 翼列からの流出角、流出マッハ数の半径方向

分布は、設計点に於て、ほぼ計画値を満足していることが明らかとなった。

(2) フローパターン改良の目的の一つである、先端部での反動度の過大と翼根部での不足は、設計点に於てほぼ改善されていると考えられる。

(3) 設計点に於けるタービン効率は約 90.4% で、従来多くのタービン設計に用いられてきたフリーボルテックス型フローパターンのタービンで予測される効率を上廻った。

## 6. あとがき

本研究を行うにあたり、通商産業省工業技術院の御援助をいただいた。また実験にあたっては、データ処理プログラムの作成ならびにオペレーションに関して、三菱重工業株式会社高砂研究所、森秀隆氏の御尽力をいただいた。実験にあたっては、三菱重工業株式会社名古屋航空機製作所、同高砂研究所の関係の方々の御協力をいただいた。

また、当所松木正勝科学研究所、原動機部鳥崎忠雄部長、西尾健二制御研究室長の指導、小倉五郎氏始め空気源室関係者の協力をいただいた。ここに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) Dorman, T.E., Welna, H. and Lindlauf, R. W. : The Application of Controlled-Vortex Aerodynamics to Advanced Axial Flow Turbines, ASME Paper No.68-GT-4, (1968)
- (3) 能瀬, 高原, 養田ほか: 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, 航技研資料 NAL TM-491(1983.3)
- (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 年 4 月).
- (5) 西村, 臼井, 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) 能瀬, 養田, 高原ほか: 高負荷高効率軸流タービンの実験的研究, 第21回航空原動機に関する講演会講演集(昭56.2).
- (7) 竹嶋, 殿村, 佐藤ほか: 高負荷・高効率軸流タービンの開発, 三菱重工技報 Vol.18, No.5, pp.1~9 (1981.9).
- (8) Ainley, D.G. 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)
- (9) Dunham, J. and Came, P.M. : Improvements to the Ainley-Mathieson Method of Turbine Performance Prediction, ASME Paper No.70-GT-2 (1970)
- (10) Nouse, H., Yamamoto, A., Yoshida, T. et. al. : Experimental Results of Full Scale Air-Cooled Turbine Tests, Trans, ASME, Jour. of Engineering for Power, Vol.98, Ser A, No.1, pp.103~113 (1976)

---

## 航空宇宙技術研究所資料493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  
電話武蔵野三鷹(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

---

