

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-321

空冷軸流タービンの空力性能に関する研究

(第一報 空冷タービンの設計および冷却空気を
流さない場合の全体性能に関する実験的研究)

山本孝正・高原北雄・能瀬弘幸
井上重雄・臼井 弘・三村富嗣雄

1973 年 12 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|---|-----------|---|
| TR-305 | オイラー角表示による座標変換のアルゴリズム
Coordinate Transformation Algorithm by the Eulerian Angels Representation | 1972年11月 | 狼 嘉 彰 |
| TR-306 | フライングテストベッド用付帯設備の計画
System Design of Facilities for VTOL Flying Test Bed at National Aerospace Laboratory | 1972年11月 | 滝澤直人, 渋谷昭義
小川敏雄, 藤枝郭
田斐忠夫, 藤宮本
野辺義一, 野竹和
小野孝一 |
| TR-307 | プラズマ風洞アーク加熱器, ノズル流およびノズル噴流に対する諸考察
Some Characteristics of the Arc-Heater Nozzle Flow, and the Underexpanded Jet in NAL 60 KW Plasma Wind Tunnel | 1972年12月 | 松崎利一, 平林則明 |
| TR-308 | 固体ロケット推進薬の超音波探傷
On the Ultrasonic Inspection in Solid Propellant Rocket Motors | 1972年12月 | 清水盛生, 野口義男
種村利春 |
| TR-309 | 複数翼をすぎる二次元, 非圧縮ポテンシャル流れの緩和法による計算
A Numerical Calculation of a Two-Dimensional Incompressible Potential Flow Around a Set of Airfoils by Applying the Relaxation Method | 1973年1月 | 中村正義 |
| TR-310 | 圧縮流体の Navier-Stokes 方程式に対する数種の差分法とその評価
An Evaluation of Several Difference Methods for Compressible Navier-Stokes Equations | 1973年3月 | 石黒登美子 |
| TR-311 | 界面最大引張り応力基準での固体推進薬での降伏曲面 (三次元) について
On a Failure Criterion of a Solid Propellant under Tri-axial Stress Fields | 1973年3月 | 遠藤修司, 河田幸三 |
| TR-312 | 最適制御理論を応じたフレア制御系について
Simulation Study on Flare Control System by Optimization Theory | 1973年3月 | 渡辺 颯, 堀川勇壯 |
| TR-313 | BTE 翼型の遷音速二次元翼列についての一実験
Experimental Investigation of Two-Dimensional Cascade Performances with Blunt Trailing Edge Blade Sections at Transonic Inlet Mach Number Range | 1973年3月 | 坂口 一, 近藤 博
高森 晋, 岩下敬吾 |
| TR-314 | 低アスペクト比後退角平板翼の遷音速フラック特性におよぼす翼端付加質量の重心位置の影響
Some Effects of Center of Gravity Locations of Added Mass on Transonic Flutter Characteristics of Low Aspect Ratio and Sweptback Thin Cantilever Wing | 1973年3月 | 中井暎一, 森田甫之
菊地孝男, 東久保正年
高橋 実 |
| TR-315T | Natural Vibration and Flutter of Cylindrically Curved Panels | Apr. 1973 | Yuji Matsuzaki |
| TR-316 | 推力中断型固体ロケット用プロペラントの組成と圧力指数の関係
Relation between the Compositional Variables and the Pressure Exponent of Controllable Solid Rocket Propellant | 1973年5月 | 五代富文, 清水盛生
伊藤克弥, 西村久男
種村利春, 藤原 勉 |
| TR-317 | ファンエンジンの性能に関する考察
Some Considerations on the Performance of the Fan Jet Engine | 1973年5月 | 鳥崎忠雄, 森田光男
関根静雄 |
| TR-318T | A Convergence Theorem of Nonlinear Semigroups and Its Application to First Order Quasilinear Equations | June 1973 | Tadayasu Takahashi |

目 次

記 号	1
1. はじめに	2
2. 設 計	3
2.1 タービンの性能計算	4
2.2 速度三角形の計算	5
2.3 空冷翼の翼型および翼配備の決定	6
3. 実 験	10
3.1 実験装置および計測装置	10
3.2 実 験 方 法	11
3.3 実験の解析方法	11
3.4 実 験 結 果	14
3.5 実験結果の検討と考察	17
4. 結 論	19
5. あ と が き	19
参 考 文 献	19
付録A 設計の詳細	21
付録B タービンの作動状態の等価条件	29

空冷軸流タービンの空力性能に関する研究*

(第一報 空冷タービンの設計および冷却空気を流さない場合の全体性能に関する実験的研究)

山本孝正**・高原北雄**・能瀬弘幸**
井上重雄**・臼井 弘**・三村富嗣雄**

Aerodynamic Investigation of an Air-Cooled Axial-Flow Turbine

Part I Turbine Design and Overall Stage Performance without Supply of Cooling-Air

by Atsumasa YAMAMOTO, Kitao TAKAHARA, Hiroyuki NOUSE,
Sigeo INOUE, Hirosi USUI and Fujio MIMURA

In order to investigate air-cooled turbines for the application to high-temperature engines, a single stage turbine with 0.56-m (22-inch) tip diameter was designed. The aerodynamical design procedures of the turbine are presented herein. The stator and rotor blades are characterized by low blade solidity, thick blade section, blunt leading edge and trailing edge, and low blade aspect ratio.

A cold air test without supply of cooling air was conducted to determine the turbine aerodynamic performance. The highest efficiency obtained over the range of conditions investigated was 0.865.

The turbine satisfied the equivalent design value of specific work output at the design condition (i. e. at equivalent design speed and equivalent design pressure ratio) with an efficiency of 0.856.

Detailed surveys of rotor-outlet gas flow were made with pitot tubes and temperature sensors and the results are also presented.

From these results, it can be concluded that the present airfoil shapes designed for an air-cooled turbine by application of the conventional technical design procedures worked well from aerodynamical point of view and that the compromise, which was necessary in designing the aerofoil shapes because of cooling considerations, did not noticeably impair the turbine overall performance.

記 号

A : 面積
 A_a : 環面積
 a : 音速
 B_L, B_T : 翼の前縁, 後縁角
 C : 翼弦長 (コード長さ)
 C_p, C_{pt} : 圧縮性, 非圧縮性流体の圧力係数
 c_p : 定圧比熱
 D_p, D_s, D_t : 翼ディフュージョンパラメータ

d : 直径, 翼厚み直径
 d_L, d_T : 翼の前縁, 後縁直径
 $d\theta$: 角度
 G : タービン重量流量
 g : 重力加速度
 H : エンタルピ
 ΔH_T : タービン熱落差
 h : 翼高さ
 i : 翼インシデンス, または i 番目の円を示す
 J : 熱の仕事当量; 426.9 kg·m/kcal
 L : 比翼損失; $(1-\eta_i)/\sigma_M$

* 昭和48年1月27日受付

** 原動機部

l : 動力計のアーム長さ; 1.4606 m	σ : ソリディティ; C/S
M : マッハ数	τ : タービントルク
m : $\sin^2\alpha_2$	ϕ, ϕ_{cr} : タービン膨張比の補正係数
N : タービン回転数	φ_N : 静翼の速度係数
n : 翼枚数	$\varphi_{N'}$: 静翼前後の全圧比
O : 翼のスロート幅	ψ : エントロピー関数
P : 圧力	ω : 角速度
R : ガス定数	(添字)
\bar{R}_e : タービン内平均レイノルズ数	a : 軸方向
R_L, R_T : 翼の前縁, 後縁半径	ad : 断熱
RF : 温度回復係数	air : 空気
r : 翼高さ方向半径	cr : $M=1.0$ における値
S : エントロピー	des : 設計
S : 翼のピッチ	i : 非圧縮性, 又は i 番目
T : 温度	M : MEAN (平均径)
U : 周速度	max : 最大
V : 絶対速度	N : 静翼
W : 相対速度	R : 動翼
W_T : 動力計荷重	r : 相対
X, Y : 座標	rad : 半径方向
Y_i : 翼の全圧損失係数	s : 静
x : 長さ (おもに軸方向)	st : 基準状態
y : 長さ (おもに翼高さ方向)	T : タービン
z : 長さ	t : 全
(ギリシャ文字)	th : 理論
α : 絶対流出角度	u : 周速または周方向
β : 相対流出角度	1: 静翼前
γ : 比重量	2: 静翼後, 動翼前
δ : 基準圧力に対するタービン入口全圧の比	3: 動翼後
ϵ, ϵ_{cr} : 流量の補正係数	∞ : 無限
η : 効率	-: 平均
η_T : タービン設計時のエンタルピをもとにした断熱効率	
η_i : 動力計出力とタービン膨張比をもとにした断熱効率	
η_{1-3} : 全温比, 全圧比をもとにした断熱温度効率	
θ : 角度	
θ, θ_{cr} : 速度比	
κ : 比熱比	
λ : 空燃比	
μ : 粘性係数	
ξ : 喰違い角	
π_T : タービンの膨張比	
ρ : 密度	
ρ_R : 反動度	

1. はじめに

最近の航空機にはサイクル最高温度を高めて熱効率を向上させ、かつファンエンジンとして推進効率を向上させることにより燃料流量を少なくしたエンジンの開発が要求されている。この高いタービン入口ガス温度に耐えるためにタービン翼は冷却する必要がある。今日、世界の航空機用タービンでは圧縮機からの空気を用いて翼を冷却しており、その冷却方法などの進歩改良によってタービン入口温度は年々急速に高温化されている。

空冷翼を用いたタービンすなわち空冷タービンでは非冷却のタービンにくらべて、高いタービン入口温度と高いサイクル圧力比に対処するために、翼に種々の

方式とした。

空気力学的設計の手順としては、まず翼平均径において一次元的に数種の方法速度三角形について性能計算を行ない、そのうちの最適なものを選ぶ。次に、その性能が翼平均径 (MEAN) で実現するものとして二次元的な計算を行ない、翼先端部 (TIP)、翼平均径 (MEAN) および翼根部 (ROOT) における速度三角形をきめた。最後にその速度三角形に基づいて翼型および翼配備を決定した。図 1 に設計計算のための検査断面半径および速度三角形記号を示す。なお今回の設計においては冷却空気の流れはタービン内のガス流れの計算に考慮しなかった。以下、この設計の概略を示す。

2.1 タービンの性能計算

数種のタービン回転数、静翼流出角度および静翼流出マッハ数についてタービンの性能計算を行ない、タービン仕事と断熱効率の大きいものを選んだ。

設計の仮定は次のとおりである。

表 1 主要設計仕様

項目	記号	設計値	単位
ガス流量	G	3.95	kg/sec
入口全圧	P_{t1}	25000	kg/m ²
入口全温	T_{t1}	1423.15	°K
断熱効率	η_T	0.85	
断熱熱落差	ΔH_{ad}	63.25	kcal/kg
回転数	N	13300	rpm
周速度	U_M	366.7	m/sec
膨脹比	π_T	2.02	
理論速度	V_{th}	727.5	m/sec
速度比	U_M/V_{th}	0.504	
反動度	$\rho_{R, M}$	0.464	

- (1) 各検査断面における気流状態は各断面で一様であると仮定し、その気流状態を翼平均径において完全ガスの断熱流れとして一次元的に計算する。

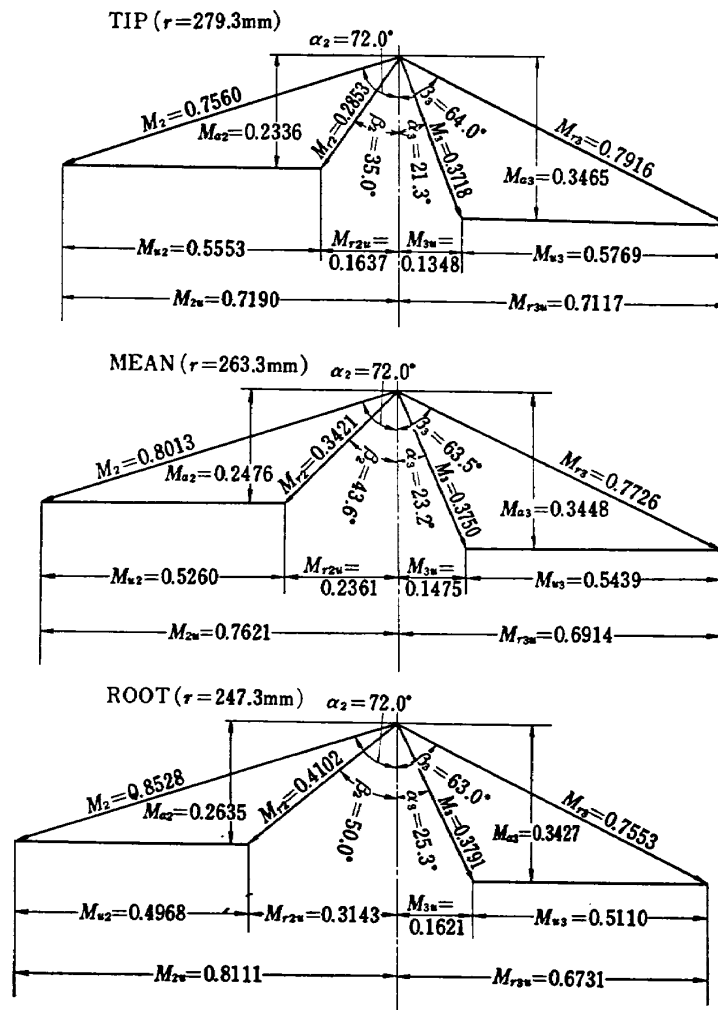


図 2 設計速度三角形

- (2) 静翼速度係数は $\varphi_N=0.97$ とする。
- (3) 動翼全圧損失係数は $Y_{tR}=0.23$ とする。
- (4) 比熱比はタービン内で一定とし、タービン入口温度と出口温度の平均温度に相当する比熱比をとり、 $\kappa=1.315$ として計算する。
- (5) 冷却空気の主流流れにおよぼす影響は無視し、後にタービン断熱効率の算定時にその損失分を考慮する。

以上の仮定をもとに得た計算結果を表1に示す(詳細は付録A.1 参照)。

2.2 速度三角形の計算

2.1 の項できめた MEAN におけるサイクル値をもとに TIP, MEAN および ROOT において以下に示すいくつかの仮定に基づきさらに詳しい計算を行ない、各位置における速度三角形を決定した。なお、この計算にあたり静翼流出角度を半径方向に一定としたが、こうした翼を採用すると静翼は翼高さ方向にほとんど一定の断面をもち、内部冷却孔の加工が容易になるので空冷翼に適しているからである。

計算の仮定は次のとおりである。

流線についての仮定;

- (1) タービン内の流れは定常で、かつ断熱流れと

表 2 (a) 静翼の翼型および翼配備の計算結果 (TIP; $r=277.3$ mm)

BLADE PROFILE NOZZLE (TIP)									
C	ξ	B_L	B_T						
33.600	-45.000	6.000	-71.000						
BLADE COORDINATES									
i	ORIGINAL		CAMBER LINE		BLADE SURFACE				
	(X*, Y*)		CAM (X, Y)		S.S (X, Y)		P.S (X, Y)		
	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y	
1	1.456	2.218	2.213	0.154	2.152	2.371	2.273	-2.063	
2	2.463	2.860	3.628	0.144	3.754	3.002	3.501	-2.713	
3	3.655	3.210	5.172	0.003	5.623	3.182	4.722	-3.175	
4	4.878	3.356	6.620	0.279	7.438	2.976	5.801	-3.534	
5	6.314	3.619	8.160	-0.769	9.469	2.605	6.851	-4.143	
6	7.902	3.677	9.694	-1.481	11.450	1.750	7.937	-4.711	
7	9.825	3.488	11.355	-2.540	13.420	0.270	9.290	-5.350	
8	11.872	3.239	12.933	-3.857	15.150	-1.495	10.716	-6.219	
9	14.056	3.020	14.444	-5.434	16.725	-3.455	12.162	-7.414	
10	16.483	2.597	15.957	-7.354	18.064	-5.835	13.850	-8.873	
11	18.882	2.276	17.314	-9.389	19.249	-8.191	15.379	-10.588	
12	21.510	1.999	18.673	-11.746	20.433	-10.798	16.913	-12.694	
13	24.241	1.693	19.970	-14.312	21.499	-13.585	18.442	-15.039	
14	27.113	1.343	21.228	-17.115	22.464	-16.590	19.992	-17.640	
15	30.199	0.948	22.480	-20.228	23.366	-19.890	21.594	-20.566	
16	33.147	0.525	23.594	-23.283	24.090	-23.110	23.098	-23.456	
CAMBER LINE $a_3=-0.00142$ $a_2=-0.01288$ $a_1=0.10510$									
n	S	S/C	THROAT POSITION				THROAT LENGTH O	ARCCOS O/S	
			P.S (X, Y)		S.S (X, Y)				
71	24.540	0.730	23.098	-23.456	16.459	-27.548	7.798	71.471	
72	24.199	0.720	23.098	-23.456	16.593	-27.414	7.615	71.659	
73	23.868	0.710	23.098	-23.456	16.715	-27.293	7.448	71.818	
74	23.545	0.701	23.098	-23.456	16.835	-27.174	7.284	71.980	
75	23.231	0.691	23.098	-23.456	16.965	-27.054	7.111	72.175	

XYPLOT LABEL XYLBM 1

- し、完全ガスとしてとり扱う。
- (2) 各流線は動翼回転軸に平行とし、各検査断面において半径方向速度成分を無視する。
静翼についての仮定;
- (3) 静翼入口全温、全圧は半径方向に一定とする。
- (4) 静翼全圧損失は半径方向に一定とする。
- (5) 静翼絶対流出角度は半径方向に一定とする。
- (6) 静翼出口において流れは単純半径流平衡 (simple radial balance) の条件式を満足する。
動翼についての仮定;
- (7) 動翼仕事 (熱落差) 分布は半径方向に一定とする。
- (8) 動翼断熱効率 は半径方向に一定とする。
- (9) 動翼出口において流れは単純半径流平衡の条件式を満足する。
- 以上の仮定のもとに得た計算結果を図 2 に示す (詳細は付録 A.2 参照)。

2.3 空冷翼の翼型および翼配備の決定

空冷翼であることから、静翼および動翼とも次の事項を基本方針として翼型を決定した (詳細は付録 A.3 参照)。

- (1) 前記速度三角形を満足する。

表 2 (b) 静翼の翼型および翼配備の計算結果 (MEAN; $r=261.3$ mm)

BLADE PROFILE NOZZLE (MEAN)								
C	ξ	B_L	B_T					
31.700	-45.000	8.000	-71.000					
BLADE COORDINATES								
	ORIGINAL		CAMBER LINE		BLADE SURFACE			
	(X^*, Y^*)		CAM (Y, X)		S.S (X, Y)		P.S (X, Y)	
i	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
1	1.326	2.092	2.082	0.206	1.976	2.295	2.188	-1.883
2	2.279	2.698	3.445	0.222	3.524	2.919	3.366	-2.474
3	3.405	3.028	4.919	0.104	5.324	3.104	4.513	-2.897
4	4.561	3.166	6.290	-0.159	7.062	2.911	5.518	-3.230
5	5.917	3.413	7.743	-0.625	8.992	2.551	6.494	-3.802
6	7.417	3.468	9.185	-1.305	10.863	1.730	7.506	-4.340
7	9.235	3.269	10.744	-2.316	12.713	0.319	8.775	-4.951
8	11.169	3.055	12.225	-3.571	14.331	-1.358	10.118	-5.784
9	13.233	2.849	13.643	-5.071	15.806	-3.217	11.479	-6.925
10	15.526	2.450	15.064	-6.894	17.058	-5.470	13.070	-8.317
11	17.793	2.147	16.340	-8.824	18.169	-7.699	14.511	-9.948
12	20.276	1.886	17.619	-11.056	19.281	-10.165	15.957	-11.946
13	22.857	1.597	18.840	-13.485	20.283	-12.801	17.397	-14.168
14	25.570	1.266	20.026	-16.135	21.192	-15.642	18.860	-16.629
15	28.487	0.895	21.208	-19.079	22.043	-18.760	20.372	-19.397
16	31.272	0.495	22.259	-21.966	22.727	-21.802	21.792	-22.129
CAMBER LINE $a_3=-0.00152$ $a_5=-0.01681$ $a_1=0.14054$								
n	S	S/C	THROAT POSITION				THROAT LENGTH O	ARCCOS O/S
			P.S (X, Y)		S.S (X, Y)			
71	23.124	0.729	21.792	-22.129	15.551	-25.922	7.303	71.589
72	22.803	0.719	21.792	-22.129	15.680	-25.795	7.127	71.788
73	22.490	0.709	21.792	-22.129	15.793	-25.685	6.974	71.937
74	22.186	0.700	21.792	-22.129	15.904	-25.577	6.823	72.088
75	21.891	0.691	21.792	-22.129	16.022	-25.470	6.667	72.268

XYPLOT LABEL XYLBM 21

- (2) 冷却空気量が必要最小限ですむように、翼枚数をできるだけ減らす。
 - (3) 翼内部に冷却空気を通すために、冷却孔の加工上から一般の非冷却翼にくらべ、翼の前縁および後縁を厚くする。
 - (4) 冷却孔の加工上から、各断面の翼前縁および後縁を翼スパン方向に直線的に通す。
 - (5) 冷却翼として外部熱伝達率が低く、内部熱伝達率が高くなる構造とする。
- 以上の基本方針のもとに得られた静翼の翼型および翼配備の計算結果を表2(a)~(c)に示す。この翼型、

翼配備の結果は X-Y プロッターにより描かせたが、この例 (MEAN) を図3に示す。また、翼のおもな寸法を表3に整理した。ここで、最終的に翼の製作時においては翼の前縁直径 (d_T) および後縁厚み (d_L) を翼スパン方向に一定としそれぞれ 4 mm および 2 mm としたため、表5の計算機の結果とわずかに異なっている。

また、動翼の翼型、翼配備の座標を表4に、翼の主要寸法を表5に示す。

なお、静翼と動翼の翼平均径における配置を図4に示す。

表 2 (c) 静翼の翼型および翼配備の計算結果 (ROOT; $r=245.3$ mm)

BLADE PROFILE NOZZLE (ROOT)								
C	ξ	B_L	B_T					
29.800	-45.000	8.000	-71.000					
BLADE COORDINATES								
i	ORIGINAL		CAMBER LINE		BLADE SURFACE			
	(X*, Y*)		CAM (X, Y)		S.S (X, Y)		P.S (X, Y)	
	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
1	1.247	1.967	1.957	0.194	1.858	2.158	2.057	-1.771
2	2.142	2.536	3.239	0.209	3.314	2.744	3.164	-2.326
3	3.201	2.847	4.624	0.097	5.005	2.919	4.243	-2.724
4	4.287	2.976	5.913	-0.150	6.639	2.737	5.188	-3.037
5	5.563	3.209	7.279	-0.588	8.453	2.399	6.104	-3.575
6	6.973	3.261	8.634	-1.227	10.212	1.627	7.056	-4.081
7	8.682	3.093	10.100	-2.177	11.952	0.300	8.249	-4.655
8	10.500	2.873	11.492	-3.357	13.473	-1.277	9.511	-5.438
9	12.440	2.679	12.825	-4.768	14.859	-3.024	10.791	-6.511
10	14.596	2.304	14.161	-6.481	16.036	-5.142	12.286	-7.819
11	16.727	2.019	15.361	-8.295	17.081	-7.238	13.641	-9.352
12	19.061	1.773	16.563	-10.393	18.126	-9.556	15.000	-11.230
13	21.488	1.501	17.711	-12.677	19.068	-12.034	16.355	-13.319
14	24.038	1.191	18.826	-15.169	19.922	-14.704	17.730	-15.633
15	26.780	0.841	19.937	-17.936	20.723	-17.636	19.151	-18.235
16	29.398	0.466	20.925	-20.649	21.365	-20.496	20.486	-20.803
CAMBER LINE $a_3=-0.00172$ $a_4=-0.01789$ $a_1=0.14054$								
n	S	S/C	THROAT POSITION				THROAT LENGTH O	ARCCOS O/S
			P.S (X, Y)		S.S (X, Y)			
71	21.708	0.728	20.486	-20.803	14.628	-24.358	6.852	71.600
72	21.406	0.718	20.486	-20.803	14.738	-24.247	6.701	71.759
73	21.113	0.708	20.486	-20.803	14.851	-24.139	6.548	71.932
74	20.828	0.699	20.486	-20.803	14.974	-24.026	6.385	72.147
75	20.550	0.690	20.486	-20.803	15.070	-23.935	6.256	72.275

XYPLOT LABEL XYLBM 36

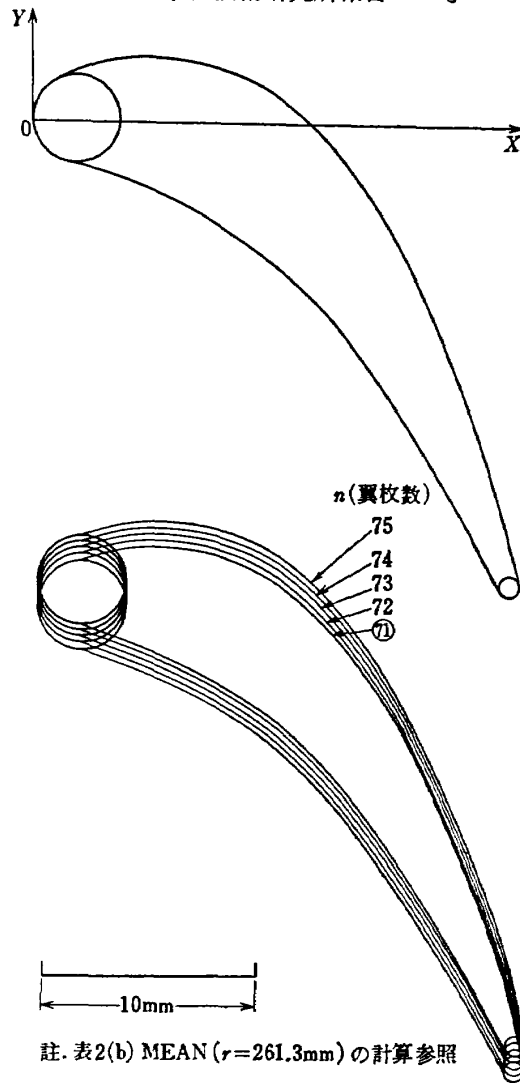


図 3 X-Y プロッターによる静翼の翼配備 (MEAN)

表 3 静翼の主要寸法

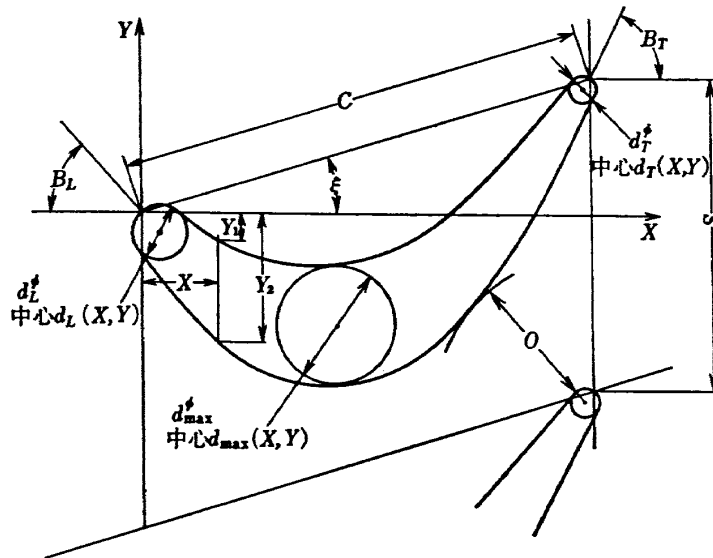
$n=71$ 枚		TIP ($r=277.3$ mm)	MEAN ($r=261.3$ mm)	ROOT ($r=245.3$ mm)	註 1
d_L^ϕ	(mm)	4.00	4.00	4.00	註 2
$d_L(X, Y)$	(mm)	(2.21, 0.15)	(2.08, 0.21)	(1.96, 0.19)	
d_R^ϕ	(mm)	1.00	1.00	1.00	註 3
$d_R(X, Y)$	(mm)	(23.59, -23.28)	(22.26, -21.97)	(20.93, -20.65)	
d_{\max}^ϕ	(mm)	7.36	6.94	6.52	
$d_{\max}(X, Y)$	(mm)	(9.69, -1.48)	(9.19, -1.31)	(8.63, -1.23)	
C	(mm)	33.60	31.70	29.80	
S	(mm)	24.540	23.124	21.708	
O	(mm)	7.798	7.303	6.852	
B_L	(deg.)	6.00	8.00	8.00	
B_R	(deg.)	71.00	71.00	71.00	
ξ	(deg.)	45.00	45.00	45.00	

註 1 r は速度三角形の計算時より、各々 2mm ずつ小さい。(図 1 参照)

註 2 製作時の値 (計算時の値は表 2 の $i=1$ 参照)

註 3 " (" $i=16$ ")

表 4 動翼の翼型および翼配備の座標



X (mm)	TIP ($r=279.3$ mm)		MEAN ($r=263.3$ mm)		ROOT ($r=247.3$ mm)	
	Y_1 (mm)	Y_2 (mm)	Y_1 (mm)	Y_2 (mm)	Y_1 (mm)	Y_2 (mm)
0.00	0.00	-1.20	0.00	-0.55	0.00	-1.90
1.00	0.33	-2.48	0.20	-3.00	0.08	-3.57
2.00	-0.20	-3.60	-0.49	-4.25	-0.85	-5.00
3.00	-0.67	-4.45	-1.13	-5.25	-1.68	-6.15
4.00	-1.00	-5.07	-1.60	-6.00	-2.30	-6.98
5.00	-1.17	-5.45	-1.95	-6.45	-2.75	-7.60
6.00	-1.23	-5.60	-2.12	-6.75	-3.05	-7.95
7.00	-1.14	-5.53	-2.12	-6.80	-3.22	-8.13
8.00	-0.83	-5.29	-1.98	-6.70	-3.20	-8.15
9.00	-0.35	-4.80	-1.68	-6.40	-3.03	-7.95
10.00	0.29	-4.14	-1.20	-5.93	-2.72	-7.58
11.00	1.05	-3.26	-0.65	-5.20	-2.27	-7.00
12.00	2.00	-2.15	0.13	-4.45	-1.60	-6.15
13.00	3.10	-1.00	1.05	-3.20	-0.75	-5.15
14.00	4.17	0.55	2.13	-1.80	0.22	-3.90
15.00	5.31	2.30	3.25	-0.10	1.25	-2.30
16.00	6.50	4.15	4.45	1.75	2.40	-0.50
17.00	—	6.30	—	3.70	—	1.30

表 5 動翼の主要寸法

$n=136$ 枚		TIP ($r=279.3$ mm)	MEAN ($r=263.3$ mm)	ROOT ($r=247.3$ mm)
d_L^ϕ (mm)		2.00	2.00	2.00
$d_L(X, C)$ (mm)		(0.75, -0.65)	(0.65, -0.75)	(0.57, -0.85)
d_T^ϕ (mm)		1.00	1.00	1.00
$d_T(X, Y)$ (mm)		(16.50, 6.33)	(16.92, 5.75)	(17.35, 3.25)
d_{\max}^ϕ (mm)		4.35	4.63	4.92
$d_{\max}(X, Y)$ (mm)		(6.45, -3.45)	(7.3, -4.45)	(7.6, -5.70)
C (mm)		18.05	18.00	18.00
S (mm)		12.904	12.164	11.425
O (mm)		5.75	5.15	4.76
B_L (deg.)		41.0	49.8	55.8
B_T (deg.)		64.5	63.5	62.5
ξ (deg.)		22.5	17.2	11.7

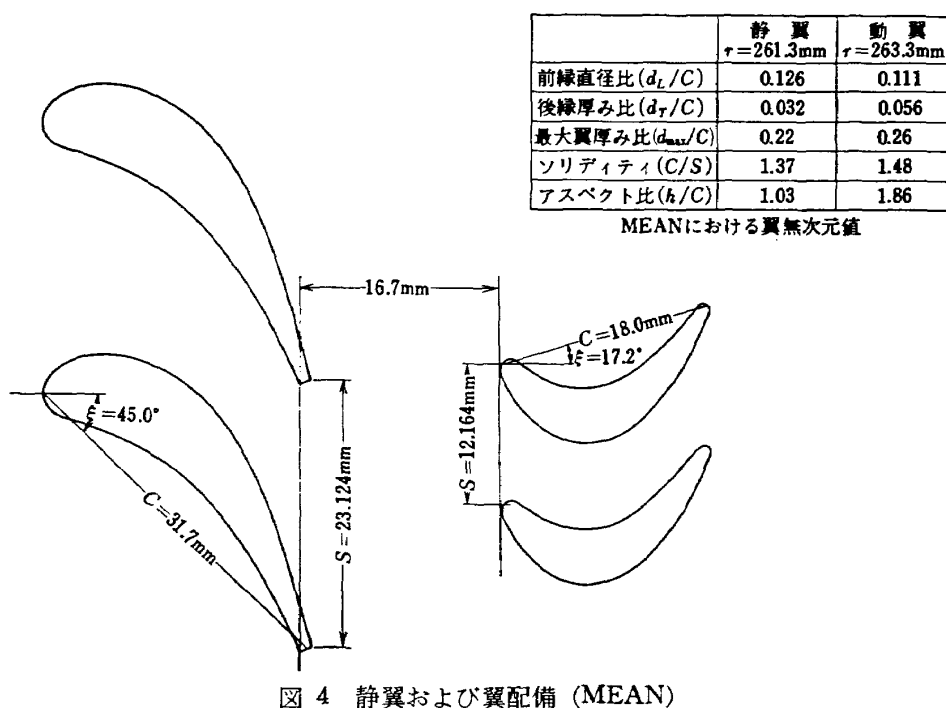


図 4 静翼および翼配備 (MEAN)

3. 実 験

3.1 実験装置および計測装置

実験装置の概要を図5に示す。

計測装置としては次のとおりである。

タービンの空気流量は JIS 規格円板型オリフィスにより測定した。

タービンの軸トルクは自動ワードレオナード式1600 kW 直流電気動力計により測定した。また、タービン回転数は動力計回転軸にとりつけられた減速歯車(減

速比 1 : 12.984) からの磁気パルスにより測定した。

ガス状態はタービン前後にて測定する。ガス温度は CA 熱電対温度計により^{5),6)}、また全圧、静圧、マッハ数および角度は3孔ヨーメータ⁷⁾にて測定した。これらのガス状態測定用センサはタービン前では定位置に固定し、タービン後では半径方向にトラバースできるようにした。

これらの計測器の種類および計測の位置を表6および図6に示す。また、各計測器の主要部の写真および電動式トラバース装置の駆動部の写真を図7に示す。

また実験に用いた計測処理系統を図8に示す⁸⁾。本実験では計算機により自動的にかつ短時間に測定記録できるようになっている。

3.2 実験方法

本実験ではタービン膨張比および回転数を目標値に合わせた。実験目標の膨張比は1.4~2.1で約0.2毎、回転数は設計値に対し70~110%で約10%毎である。測定はタービン出口における温度計および圧力計各2本を用いて半径方向にトラバース測定した。なお、タービン入口の温度、圧力は半径方向円周方向に一樣であることを本実験に先立ち確めた。

また、本実験のように比較的低温の空気を用いる場合にはしばしばタービン内に挿入したセンサ類に水滴がつくことがある。これを防ぐためには実験点の設定途中一度もタービン出口温度がその日の露点温度以下にならぬよう注意しつつ、タービンの膨張比および回転数を調節する必要があった。このようにしてタービン入口の温度がほぼ安定する約90~110°Cになった状態でトラバース測定を開始した。一実験点に要する時間は5点トラバース測定の場合約10分であった。

3.3 実験の解析方法

タービン流量 $G(\text{kg}/\text{sec})$ はオリフィスの流量式(文献(9)参照)により計算した。

タービンのトルク $\tau(\text{kg}\cdot\text{m})$ は動力計の荷重 $W_T(\text{kg})$ および動力計のアーム長さ $l(\text{m})$ より次式で求めた。

$$\tau = l \cdot W_T$$

タービンの比出力 $\Delta H_T(\text{kcal}/\text{kg})$ は流量 $G(\text{kg}/$

$\text{sec})$, トルク $\tau(\text{kg}\cdot\text{m})$ およびタービンの回転数 $N(\text{rpm})$ より次式で計算した。

$$\Delta H_T = \frac{2\pi}{60J} \cdot \frac{\tau \cdot N}{G}$$

タービンの膨張比 π_T はタービン前後の平均全圧の比として次式で求めた。

$$\pi_T = \frac{P_{t1}}{P_{t3}}$$

ここで、 P_{t1} は静翼前の平均全圧で、これには静翼前の2本のピトー管 ($3P_{t1}-1$ および $3P_{t1}-2$) により流路中央において測定された全圧の算術平均値を用いた。また P_{t3} は動翼後の平均全圧で、これには動翼後のピトー管のうち2本のピトー管 ($3P_{t3}-1$ および $3P_{t3}-2$) によりそれぞれ半径方向に5点トラバース測定した計10点の全圧の算術平均値を用いた。

タービンの断熱効率の一つとして次式で定義する全圧比断熱効率 η_t を計算した。

$$\eta_t = \frac{\Delta H_T}{c_p \cdot T_{t1} \left\{ 1 - \left(\frac{1}{\pi_T} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}}$$

さて、以上の実験値を設計値とできるだけ正しく比較するために設計と実験時のタービン内の平均比熱比のちがいをも考慮した次の修正値を用いた。これはタービンの入口ガス状態とタービン内の平均比熱比とから計算される臨界速度をもとにして、タービンの等価条件を近似的に決定する方法である(詳細は付録B参照)。

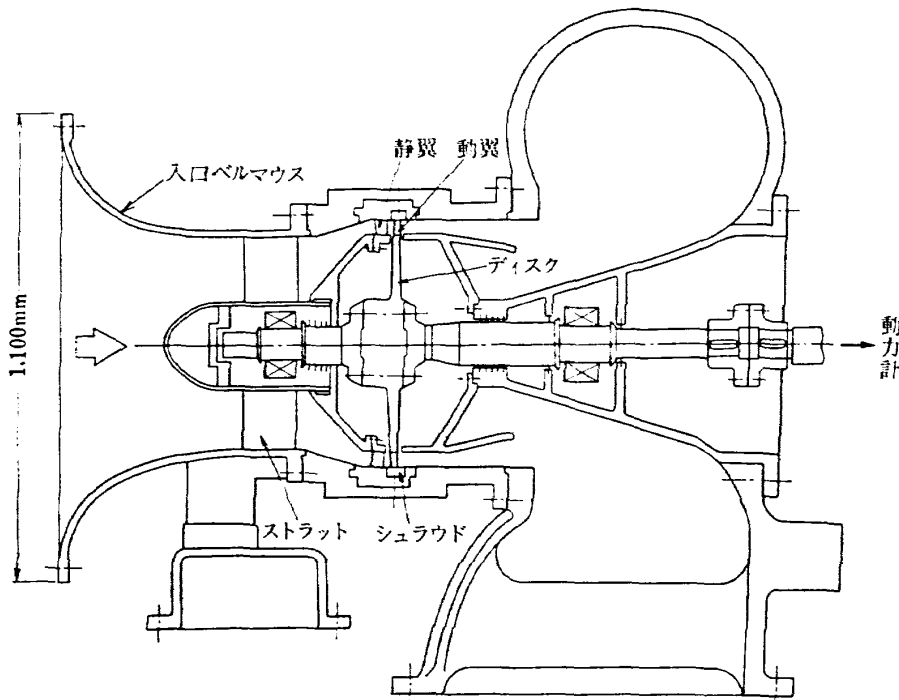


図5 空力性能試験装置本体

表 6 計測器の種類 (図 6 参照)

名 称	軸方向計測位置*	円周方向計測位置*	トラバース方向	型 式 な ど
$3P_{t1-1}$ $3P_{t1-2}$	A A	3 5	半径方向 "	5孔ピトー管の内3孔を用いる ⁽⁷⁾ "
P_{w1-1} P_{w1-2}	B B	1 6	— —	外壁静圧タップ "
T_1-1 T_1-2	B B	2 4	半径方向 "	せき止め型 CA 熱電対温度計 ⁽⁸⁾ ($RF=1.0$)
$3P_{t3-1}$ $3P_{t3-2}$	C C	9 11	" "	5孔ピトー管の内孔を用いる ⁽⁷⁾ "
P_{w3-1} P_{w3-2}	D D	7 12	— —	外壁静圧タップ "
T_3-1 T_3-2	D D	8 10	半径方向 "	先端露出型 CA 熱電対温度計 ($RF \approx 0.7 \sim 0.82$)
$7P_{t3-R}$ $3P_{t3-R}$	E F	13 14	半径方向 半径, 円周方向	円周方向くし型 7孔ピトー管 3孔ピトー管

* 図 6 参照

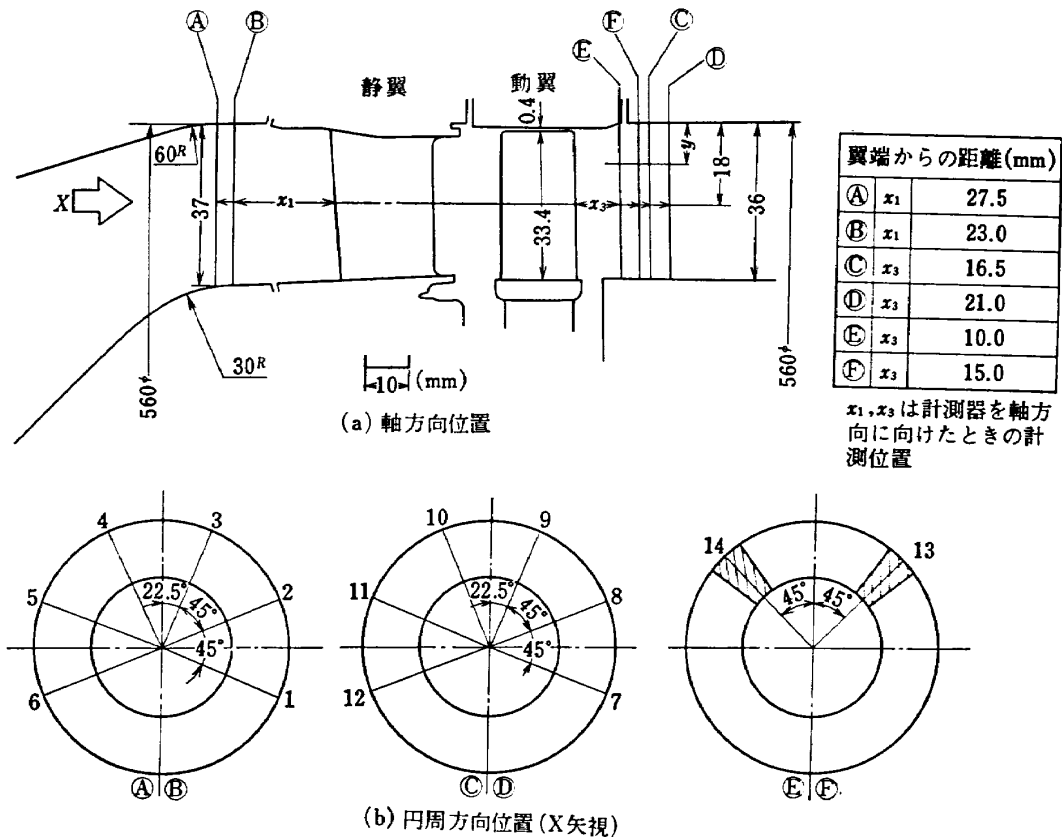
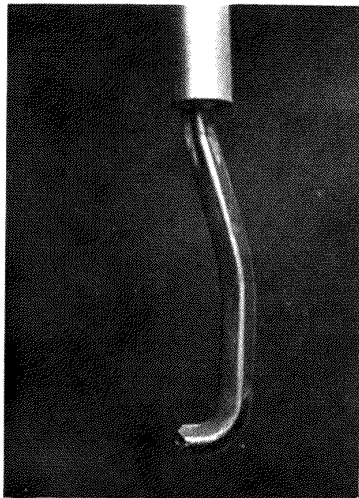
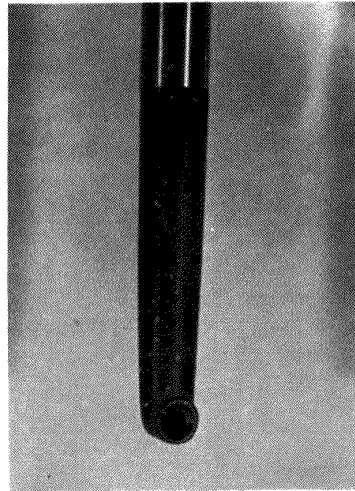


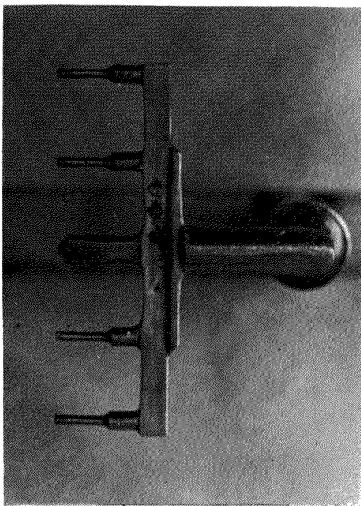
図 6 各計測器の計測位置 (表 6 参照)



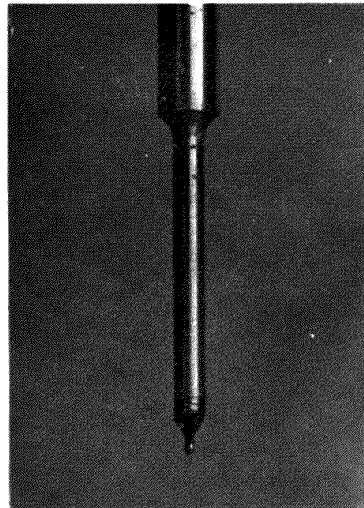
(a) 5孔ピトー管 ($3P_{11}-1$, $3P_{11}-2$, $3P_{13}-1$, $3P_{13}-2$)



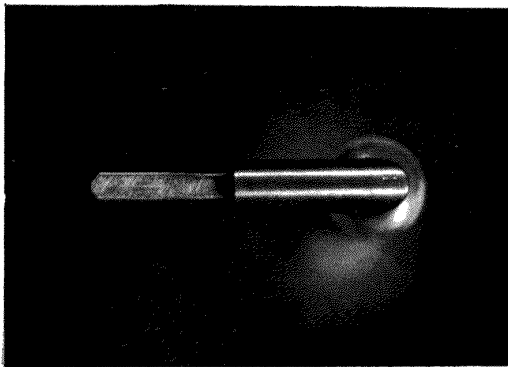
(d) せき止め型CA熱電対
温度計 (T_1-1 , T_1-2)



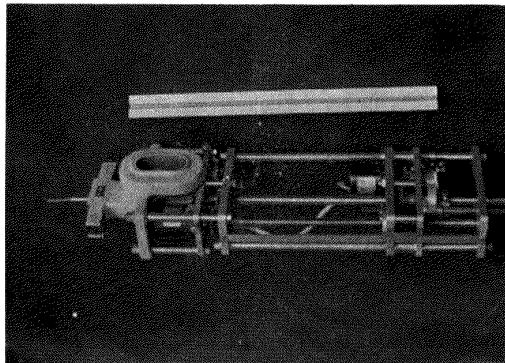
(b) 円周方向くし型7孔ピトー管
($7P_{13}-R$)



(e) 先端露出型CA熱電対
温度計 (T_3-1 , T_3-2)



(c) 3孔ピトー管 ($3P_{13}-R$)



(f) 電動式トラバース装置の駆動部

図7 計測器主要部および電動式トラバース装置の駆動部の写真

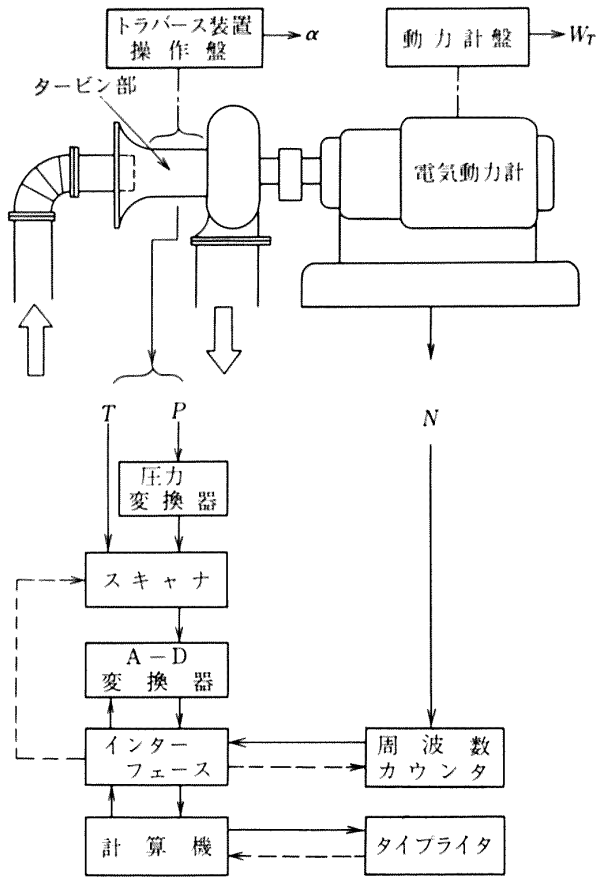


図 8 計測処理系統

$$\left. \begin{aligned}
 \text{流量 } G &\rightarrow \text{修正流量 } \varepsilon_{cr} \cdot G \sqrt{\theta_{cr}} / \delta \\
 \text{回転数 } N &\rightarrow \text{修正回転数 } N / \sqrt{\theta_{cr}} \\
 \text{比出力 } \Delta H_T &\rightarrow \text{修正比出力 } \Delta H_T / \theta_{cr} \\
 \text{トルク } \tau &\rightarrow \text{修正トルク } \varepsilon_{cr} \cdot \tau / \delta \\
 \text{膨張比 } \pi_T &\rightarrow \text{修正膨張比 } \phi_{cr} \cdot \pi_T
 \end{aligned} \right\}$$

ここで、 θ_{cr} , δ , ε_{cr} および ϕ_{cr} は補正係数で次式で表わされるものである。

$$\left. \begin{aligned}
 \theta_{cr} &= \left(\frac{\kappa}{\kappa + 1} R \cdot T_{t1} \right) / \left(\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st} + 1} R_{st} \cdot T_{t, st} \right) \\
 \delta &= P_{t1} / P_{t, st} \\
 \varepsilon_{cr} &= \left\{ \kappa_{st} \left(\frac{\kappa + 1}{2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \right\} / \left\{ \kappa \left(\frac{\kappa_{st} + 1}{2} \right)^{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st} - 1}} \right\} \\
 \phi_{cr} &= \frac{1}{\pi_T} \left\{ 1 - \left(\frac{\kappa_{st} - 1}{\kappa_{st} + 1} \right) \left(\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1} \right) \right. \\
 &\quad \left. \times \left(1 - \pi_T^{\frac{1 - \kappa}{\kappa}} \right) \right\}^{\frac{\kappa_{st}}{1 - \kappa_{st}}}
 \end{aligned} \right\}$$

ただし、添字 st は基準状態を示す。ここでは基準値として次の値を採用した。

$$\left. \begin{aligned}
 T_{t, st} &= 288.2^\circ \text{K} \\
 P_{t, st} &= 10332 \text{ kg/m}^2 \\
 R_{st} &= 29.27 \text{ kg} \cdot \text{m} / ^\circ \text{K} \cdot \text{kg} \\
 \kappa_{st} &= 1.401
 \end{aligned} \right\}$$

表 7 設計値とその修正値 ($\kappa_{des} = 1.31$)

設計項目	設計値	修正値
入口全温 T_{t1} ($^\circ\text{K}$)	1423.2	288.2
入口全圧 P_{t1} (kg/m^2)	25000	10332
比出力 ΔH_T (kcal/kg)	53.8	11.2
流量 G (kg/sec)	3.95	3.71
回転数 N (rpm)	13300	6071
膨張比 π_T	2.02	2.09

これらの修正値を用いることはすなわち設計値および実験値を常に基準状態での値になおして比較することを意味する。表 7 に設計の各値とその修正値を示す。この修正値は設計時におけるタービン内の平均比熱比を 1.31 (付表 2 の No. 51 の値参照)、ガス定数を $29.27 \text{ kg} \cdot \text{m} / ^\circ \text{K} \cdot \text{kg}$ として修正したものである。

3.4 実験結果

(a) 流量特性 (図 9)

図 9 によると、設計の修正回転数および設計の修正膨張比 (2.09) で修正流量は 3.98 kg/sec である。この値は設計時の流量より約 7.3% 大きい。この流量曲線の回転数によるちがいは流量が動翼により左右されることを示している。また、本タービンは動翼チョークであり、実験の全回転数ともチョークしていると考えられる膨張比はおおよそ 2.3 である。

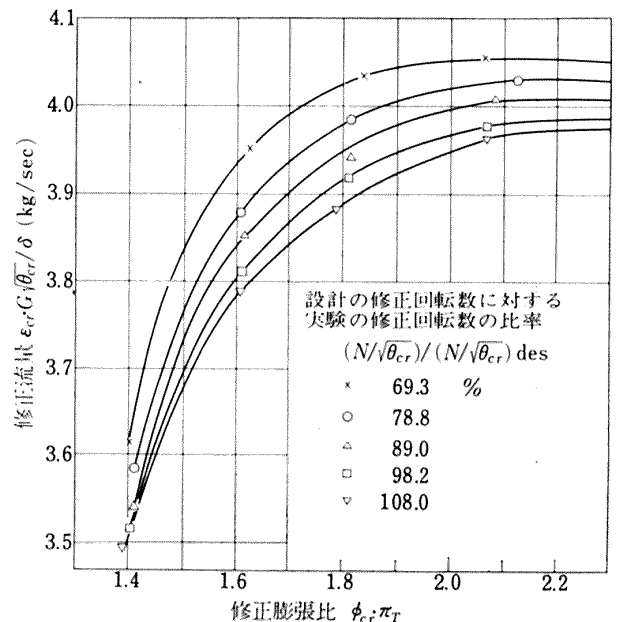


図 9 流量特性

(b) トルク特性 (図 10)

流量は前述のごとくおよそ 2.3 の修正膨張比でチェックをおこすと考えられるが、トルクはこの膨張比を過ぎててもなお増加の傾向を示しており、実験の全回転数において常に膨張比とともに増加している。このように本タービンでは実験の範囲においてトルク限界 (limiting loading) はみられない。また、設計修正回転数および設計修正膨張比における実験の修正トルクは 30.2 kg·m である。これは設計のそれより約 8.2

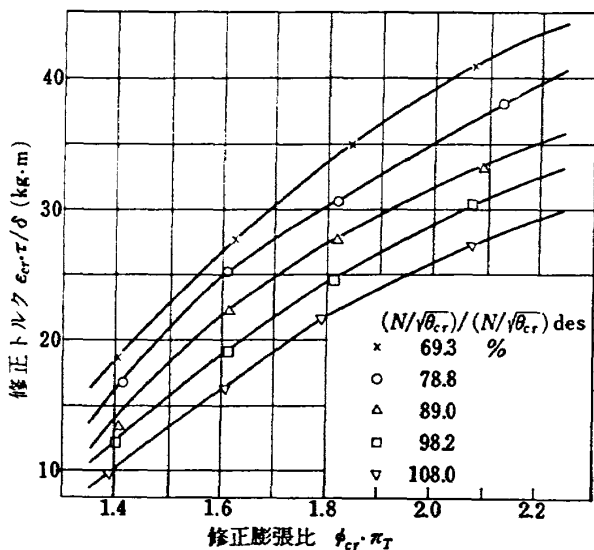


図 10 トルク特性

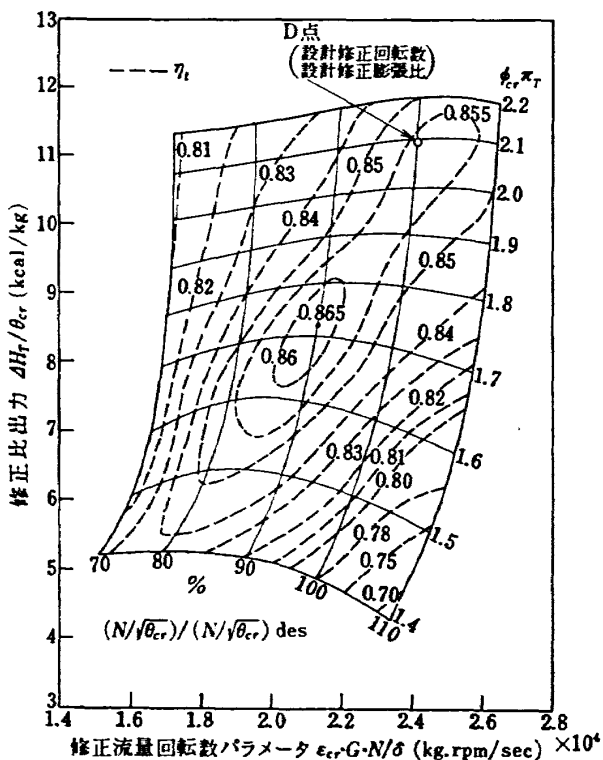


図 11 全体性能のマップ

% 大きい値である。

(c) 全体性能のマップ (図 11)

図 9 の流量特性と図 10 のトルク特性から作成した全体性能のマップを図 11 に示す。これはたて軸に修正比出力 $\Delta H_T/\theta_{cr}$ 、よこ軸に修正流量回転数パラメータ (修正流量×修正回転数) $\epsilon_{cr} \cdot G \cdot N/\delta$ をとり、等修正回転数の線、等修正膨張比の線および等断熱効率の線で示したものである。これによると、実験の範囲で断熱効率 η_t は 0.7~0.865 を示している。最大の断熱効率は修正回転数 90%、修正膨張比 1.72 の付近で得られ、その値は 0.865 である。

また、D点すなわち設計修正回転数および設計修正膨張比の点を○印で示したが、この時得られる修正比出力は 11.22 kcal/kg であり、断熱効率は 0.856 である。

(d) 動翼絶対流出角度 (図 12)

動翼出口において円周方向に配した 4 本のピトー管により動翼からの絶対流出角度を測定した結果によれば、流路中央では 4 本のピトー管の測定角度にはほとんど差がなく、この位置では円周方向に絶対流出角度はほぼ一様とみなしてよいと思われる。このことから動翼出口における絶対流出角度を代表するものとして

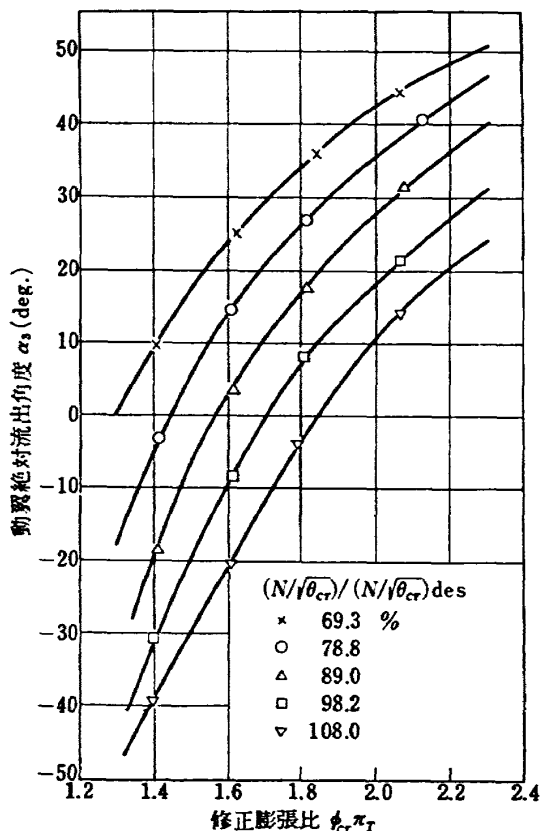


図 12 動翼絶対流出角度 (MEAN)

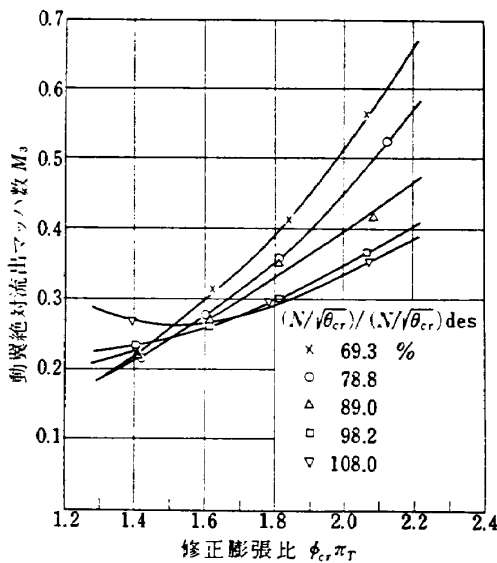


図 13 動翼絶対流出マッハ数 (MEAN)

流路中央における流出角度をとることにした。この図より設計修正回転数および設計修正膨張比で動翼絶対流出角度は 21.5° である。これは翼平均径における設計のそれより 1.8° 小さく、後述の如く動翼の轉向角が減少した結果である。

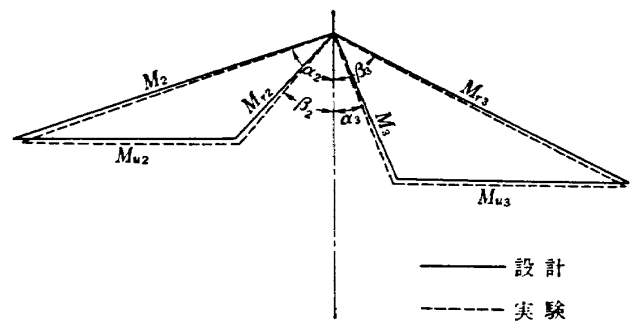
(e) 動翼絶対流出マッハ数 (図 13)

実験によると動翼出口における絶対流出マッハ数は半径方向には分布をもっているが、流路中央では動翼絶対流出角度と同様、円周方向にはほぼ一様とみなすことができた。ここでは流路中央における動翼絶対流出マッハ数を示す。この図から、設計修正回転数および設計修正膨張比における動翼絶対流出マッハ数は 0.375 である。この値は設計値とよく一致している。

(f) 速度三角形 (図 14)

以上の如く得られた実験結果を用いて、設計修正回転数および設計修正膨張比の点における速度三角形を求めた。すなわち、その点における流量、比出力、MEAN 位置での動翼絶対流出角度および動翼絶対流出マッハ数の各実験値と静翼出口での環面積および静翼の全圧損失係数を用いて静翼出口および動翼出口での速度三角形を計算した。ここで、この計算における唯一の仮定として静翼の全圧損失係数 (Y_{LW}) を 0.0874 と仮定した。この値は翼列実験により得られたプロフィール損失に、文献 (10) により計算された二次流れ損失を加えたものである。なお、この仮定値が実際のものと多少異なっても、得られる速度三角形はそれほど大差はないことを付記しておく。

図 14 にこのようにして得られた実験の速度三角形



	記号	設計値	実験値
マッハ数	M_2	0.8013	0.785
	M_3	0.3750	0.375
	M_{r2}	0.3421	0.338
	M_{r3}	0.7726	0.766
	M_{a2}	0.2476	0.257
	M_{a3}	0.3448	0.349
	M_{u2}	0.5260	0.521
	M_{u3}	0.5439	0.545
	M_{2u}	0.7621	0.742
	M_{3u}	0.1475	0.137
角度 (deg)	M_{r2u}	0.2361	0.221
	M_{r3u}	0.6914	0.682
	α_2	72.0	70.9
	α_3	23.2	21.5
	β_2	43.6	40.7
	β_3	63.5	62.9

図 14 速度三角形の比較 (設計との比較)

を翼平均径における設計のそれと比較して示す。この図から静翼の流出角度が設計のそれと比較して 1.1° ほど小さく、それだけ流れが軸方向に立っていることがわかる。このように、静翼では流れが期待したほど曲げられず (轉向角の減少)、同時にその絶対流出マッハ数にみられるように静翼内での膨張比も減少 (under-expand) している。一方、動翼の轉向角も設計値より 3.5° ほど減少しているのがわかる。

(g) 内部流動 (図 15)

ほぼ設計修正回転数および設計修正膨張比において動翼出口で内部流動を測定した結果を図 15 に示す。

動翼出口全圧 P_{t3} の分布は円周方向に配置した二本のピトー管でトラバースした全圧分布をそのまま描いたものである。この例に示されるように各測定値とも円周方向に一樣ではなく、いくらかの分布をもっているが、以下これらの局所平均値 (同翼高さにおける測

定値の算術平均値)をもって半径方向の分布を表わすこととする。図 15 を一見して各測定値とも半径方向にかなりの差があることがわかる。

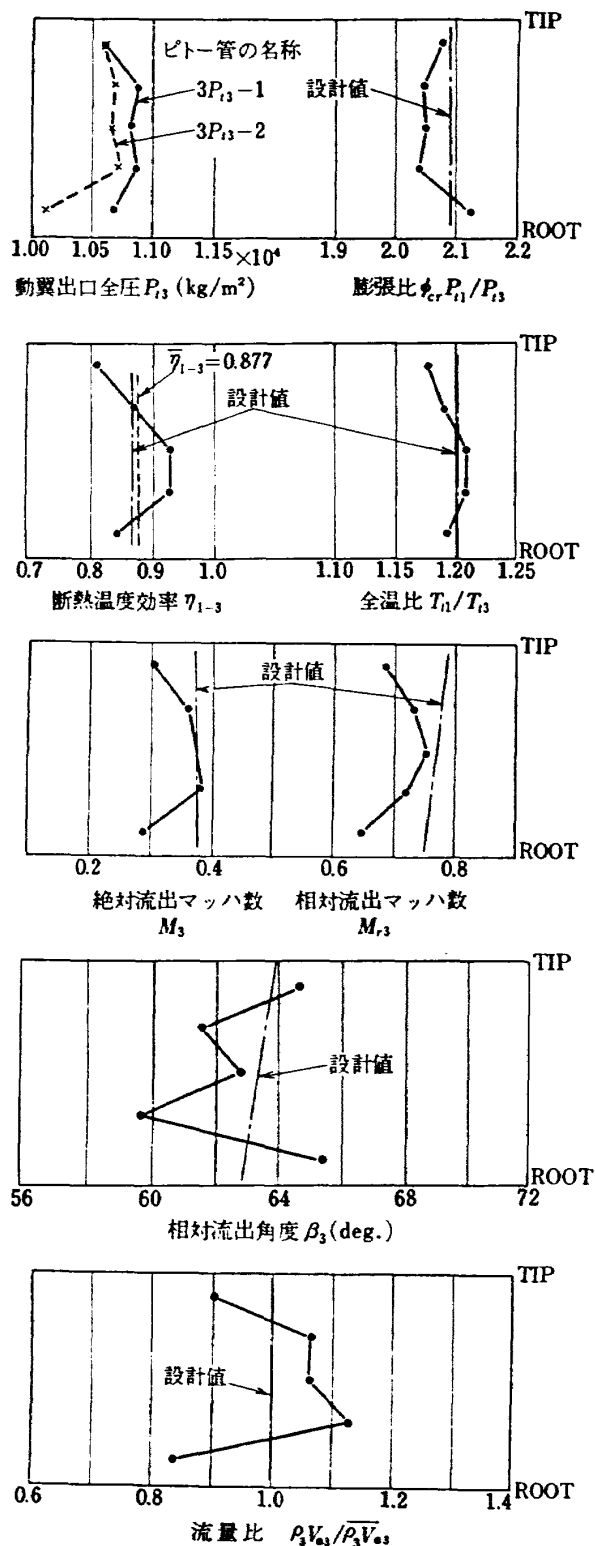


図 15 内部流動
 $(\phi_{cr} \pi_T = 2.07, (N/\sqrt{\theta_{cr}})/(N/\sqrt{\theta_{cr}})_{des} = 0.98)$

さて、膨張比および全温比の分布にみられるように壁近くでは流路中央付近にくらべて全圧の降下は大きい、全温比分布にみられるように熱落差は小さい。したがって、断熱温度効率としても壁近くではかなり低くなっている。この効率の質量流量平均値(流量比分布に示された如く流量は半径方向にかなり異なっているので半径方向の局所効率にその流量のウェイトをかけて平均したものは 0.877 である。この値そのものとしては設計仕様を満足するものであるが、局所的にはかなり設計値と異なっていることに注意すべきである。

一方、翼の流出マッハ数の分布には壁近傍で流速が遅いことが示されている。また、相対流出角度の分布には他のものにみられないような複雑な形が示されている。

また、以上の各測定値の局所値を用いて単位面積当りの流量の半径方向分布を計算した。それを単位面積当りの平均流量に対する流量比の形で示したが、これから流量は半径方向に大きな差があり、両壁近くではかなり少ないことがわかる。このこととさきの全温比分布とを考慮すれば仕事量としても翼先端部および翼根部では翼平均半径付近にくらべかなり小さいことになる。

3.5 実験結果の検討と考察

本実験では実験のほぼ全領域にわたりかなり良いタービンの断熱効率を得た。本実験では設計の修正回転数および修正膨張比におけるタービン内平均レイノルズ数(文献(10)で定義されたレイノルズ数を用いる)は約 4.3×10^5 であった。一方、設計条件でのそれは約 1.1×10^5 であるから、このレイノルズ数のちがいにより設計の運転条件では本実験の断熱効率より約 2~3% 低下するものと推定される*。この設計の運転条件は当原動機部で別に行なわれている実機モデルタービンによる高温試験の運転条件¹¹⁾に合わせたものであり、この場合タービン入口の圧力および温度が本実験よりかなり非一様であるからさらにいくらか効率の低下があると思われる¹⁰⁾。これらのことから設計条件

* タービン効率におよぼすレイノルズ数の影響については、種々の式おもに経験式が提示されている。それらの式は多少差はあれ、おおむね 2×10^5 以下のレイノルズ数ではその効率への影響はレイノルズ数の約 -0.2 乗則によって表わされる。そしてレイノルズ数がさらに大きくなるにつれてその影響は少なく、ほぼ $10^6 \sim 10^7$ になるとその影響は全く無視できるとされている。

で運転した場合、本タービンの断熱効率は 82~83% 程度と予想される。しかし、本高温タービンが実際に航空機に採用される場合には、タービン入口全圧は本設計条件のそれのように低くはなく、この数倍あるいはそれ以上であるから、タービン内の平均レイノルズ数もそれとともに大きくなり、本実験のレイノルズ数と同程度あるいはそれ以上になると考えられる。このことから、タービン入口におけるガス状態の非一様性を考慮に入れても、実機エンジンにおいては要求される効率 85% を満足するものと思われる。

一方、かなり設計の仕様からずれたものとしてタービン入口流量がある。この流量は文献(10)にも指摘されているように翼の取付角度すなわち翼のスロート面積に非常に敏感である。とくに上流の翼におけるこの角度のずれほど流量への影響は大きい。このことから、本タービンの製作時に翼の取付角度が軸方向に立った結果、そのスロート面積が大きくなり、実験の如く流量がかなり多く流れたものと推察される。事実、本タービンでは静翼のスロート面積の実測値が設計時に計画した値より 5.0% 大きいことが確かめられている。ちなみに、この実測面積を用いてタービンの性能を計算してみると図 16 の如くなるが、図中D点すなわち設計の修正回転数および設計の修正膨張比の点で

流量は設計のそれより 5.4% ほど大きくなっており、この過剰流量は実験で得られたものに近い。また、実験で得られた速度三角形の図 (図14) の静翼の流出角度からも翼の取付角度のずれが推察される。さらに、実測のスロート面積を用いて計算された図 16 のD点における速度三角形は図 17 に示すごとく実験のそれとよく一致している。以上のことから、実験の過剰流量の主な原因は静翼の取付設定角度が 1° 程度ずれた結果、そのスロート面積が過大になったためと結論できる。このように、流出角度を大きくとらざるを得ない空冷タービンの静翼ではとくにその取付角度のわずかなずれが流量に大きな影響をもたらすので、この点に細心の注意をする必要がある。

また、内部流動の実験結果では各種の実験値は半径方向にかなり分布があり、それらは局所的には設計値と異なった値を示した。とくに、動翼の相対流出角度の複雑な形はおそらく二次流れや翼先端間隙からの流

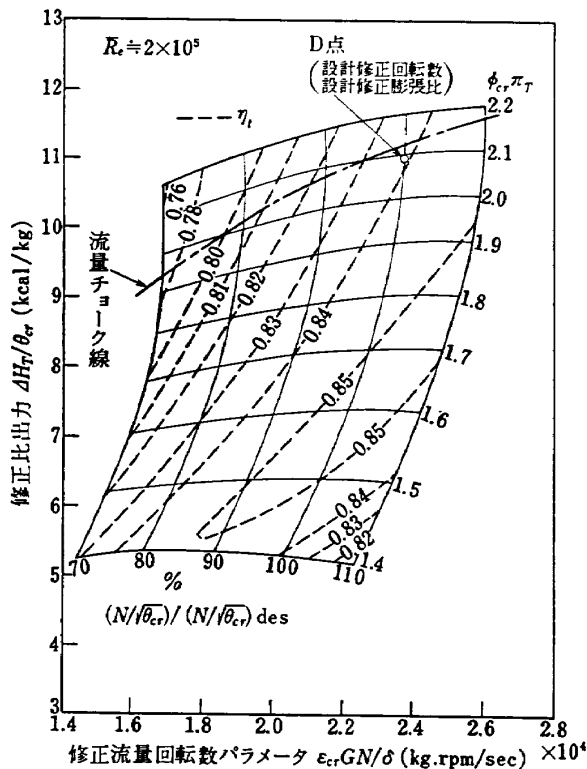
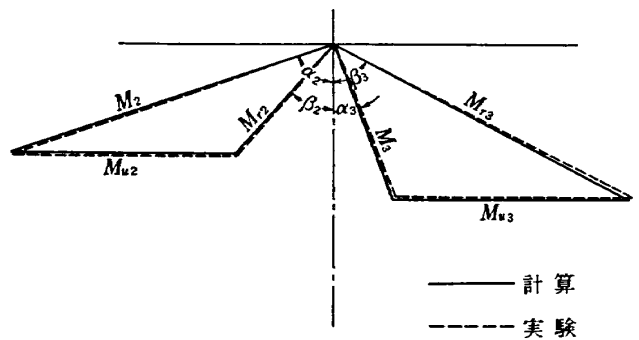


図 16 計算⁽¹⁰⁾による全体性能のマップ



	記号	計算値	実験値
マッハ数	M_2	0.778	0.785
	M_3	0.377	0.375
	M_{r2}	0.333	0.338
	M_{r3}	0.760	0.766
	M_{a2}	0.251	0.257
	M_{a3}	0.353	0.349
	M_{u2}	0.517	0.521
	M_{u3}	0.540	0.545
	M_{2u}	0.737	0.742
	M_{3u}	0.133	0.137
	M_{r2u}	0.220	0.221
	M_{r3u}	0.673	0.682
角度 (deg)	α_2	71.2	70.9
	α_3	20.6	21.5
	β_2	41.2	40.7
	β_3	62.3	62.9

図 17 速度三角形の比較 (計算⁽¹⁰⁾との比較)

れなどに帰因するものと思われる。この内部流動の結果をさきの全体性能の結果と合せて考えれば、設計について次のことがいえる。すなわち、本タービンの設計に用いた仮定（または設計法）は局所的には実際の流れと一致するものではないが、全体性能の結果からみれば平均的な意味では妥当な仮定（または設計法）であったといえる。しかしながら今後の設計においては、この現実の流れをも考慮して改良を加える必要があらう。

4. 結 論

タービン入口全温 1150°C を目標とした空冷タービンを設計製作し、かつその空力学的性能を調べるために、ここでは翼冷却用空気を流さない状態で実験を行ない、全体性能および内部流動について検討した。実験範囲はおよそ回転数 $70\sim 110\%$ 、タービン膨張比 $1.4\sim 2.1$ である。

この実験の結果から設計に関する結論としては；

(1) 翼内部に冷却空気を通す必要から翼形状その他に種々の制約をうける空冷タービンも、空冷翼に要求されるいくつかの基本方針のもとに、従来から非冷却タービンに用いられた設計手法を応用して、その性能を損うことなく、設計かつ製作できることがわかった。

また、おもな実験結果としては；

(2) 本空冷タービンは実験の範囲で $0.7\sim 0.865$ の断熱効率を示した。最高の断熱効率 0.865 は回転数 90% 、膨張比 1.72 の付近で得られた。

(3) 本空冷タービンは設計回転数および設計膨張比ではほぼ設計通りの比出力が得られた。そのときの断熱効率は 0.856 、また断熱温度効率（質量流量平均値）は 0.877 であった。

(4) 本空冷タービンの流量は動翼でチョークし、実験のすべての回転数に対しチョークしていると思われる膨張比は約 2.3 である。

(5) 設計回転数および設計膨張比におけるタービン流量は設計値にくらべて約 7.3% 多く流れた。これはおもに静翼のスロート面積が設計値にくらべて大きくなったためと考えられる。本静翼のようにかなり流出角度の大きな翼についてはスロート部の設定時に細心の注意が必要である。

(6) 実験の作動範囲ではまだタービンのトルクの限界はおこらない。

(7) 設計回転数および設計膨張比における翼高さ方向の仕事分布としては、TIP および ROOT 近傍で

小さく、MEAN 近傍で大きい、翼全体としては設計の仕事を出すことがわかった。

また、今後に残された問題としては；

(8) 本設計に用いられたタービン内の流れの仮定は実際の流れと平均的には一致しているが、局所的には一致しているとはいえない。今後、設計においてもこの現実の流れの現象を考慮に入れて改良する必要がある。

(9) 冷却空気はタービンの流れに、したがって空力性能に影響をもつと考えられるので、この影響をも考慮した設計ならびに実験を行なう必要がある。

(10) また、実機状態では翼をはじめタービン各部にかなり熱的変形があると予想され、動翼先端すきまの性能へ及ぼす影響も本空冷翼のように短かい翼では相対的に大きいと考えられる。これらの問題を含めて、空冷タービンおよび空冷翼の各種の性能を明らかにするためには、個々の翼についてさらに詳しい実験が必要である。

5. あとがき

本研究にあたり以下の方々に御協力いただいた。末筆ながらお礼申し上げます。

松木原動機部長、鳥崎室長、西尾室長、越沼技官（計測関係）、小倉、下平および山田各技官（空気源関係）、石川島播磨重工業航空エンジン事業部技術開発室（設計製作関係）

参 考 文 献

- 1) 山本孝正、高原北雄；タービンの冷却空気流量とターボファンエンジンの性能に関する一考察、第11回航空原動機に関する講演会講演集(1971)。
- 2) Warren J. Whitney, Edward M. Szanca, Thomas P. Moffitt, and Daniel E. Monreo; Cold-Air Investigation of a Turbine for High-Temperature-Engine Application. I. Turbine Design and Overall Stator Performance, NASA TN D-3751 (1966)
- 3) Herman W. Prust, Jr., Harold J. Schum, and Frank P. Behning; Cold-Air Investigation of a Turbine for High-Temperature-Engine Application. II. Detailed Analytical and Experimental Investigation of Stator Performance, NASA TN D-4418 (1967)
- 4) Warren J. Whitney, Edward M. Szanca, Bernard Bider, and Daniel E. Monreo; Cold-Air Investigation of a Turbine for High-Temperature-Engine Application. III. Overall Stage Performance, NASA TN D-4389 (1967)

- 5) 八田桂三, 松木正勝, 鳥崎忠雄編; 気体機械ハンドブック, 朝倉書店刊 (1968) pp. 603
- 6) George E. Glawe, Frederick S. Simmons, and Truman M. Stickney; Recovery Corrections and Time Constants of Several Chromel-Alumel Thermocouple Problems in High-Temperature, High-Velocity Gas Streams, NASA TN 3766 (1956)
- 7) 藤井昭一, 西脇英夫, 吉田 晃, 五味光男, 武田克巳, 菅原 昇; 高速単段軸流圧縮機の研究, 航空宇宙技術研究所報告 TR-134 (1967)
- 8) 松木正勝, 鳥崎忠雄, 西尾健二, 高原北雄ほか; 自動計測のための力平衡型圧力変換器の試作研究, 航空宇宙技術研究所
- 9) 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸, 森田光男, 井上重雄, 関根静雄; 遷音速軸流タービンの研究(I), 航空宇宙技術研究所報告 TR-272 (1972)
- 10) D.G. Ainley and G.C.R. Mathieson; A Method of Performance Estimation for Axial Flow Turbines, ARC R & M. No. 2974(1951)
- 11) 高原北雄, 能瀬弘幸, 鳥崎忠雄, 西尾健二, 鈴木邦男; 高温タービン試験設備, 航技研昭44年度研究発表会前刷 (1969)
- 12) 大場次郎著; 蒸気およびガスタービン, 日刊工業新聞社刊 (1958), pp. 85-87
- 13) M.S. Chappel and E.P. Cockshutt; Gas Turbine Cycle Calculations: Thermodynamic Data Tables for Air and Combustion Products. National Research Council of Canada. Aeronautical Report (R-51), (1969)
- 14) D. Fielding and J.E.C. Topps; Thermodynamic Data for the Calculation of Gas Turbine Performance, ARC R & M. No. 3099 (1959)
- 15) D.G. Ainley and G.C.R. Mathieson; Examination of the Flow and Pressure Losses in Blade Row of Axial-Flow Turbines, ARC R & M. No. 2891 (1951).
- 16) たとえば甲藤好郎著; 伝熱概論, 養賢堂発行第三版 (1967), pp. 394-416
- 17) James W. Miser, Warner L. Stewart, and Daniel E. Monroo; Effect of High Rotor Pressure-Surface Diffusion on Performance of a Transonic Turbine, NACA RM E 55 H 29a (1955)
- 18) Ascher, H. Shapiro; The Dynamics and Thermodynamics of compressible Fluid. Vol. 1, The Ronald Press Company, New York
- 19) James C. Dunavant and John R. Erwin; Investigation of a Related Series of Turbine-Blade Profiles in Cascade, NACA TN 3802
- 20) スターチキン著; ジェットエンジン理論, ターボ機械, 浜島操訳, コロナ社刊(1969) pp. 271-283
- 21) William E. Berkey; Overall Performance of the J 71 Three-Stage Turbine, NACA RM E 52 B 29 (1952)
- 22) D.G. Ainley; Estimation of the Change in Performance Characteristics of a Turbine resulting from Changes in the Gas Thermodynamic Properties, ARC R & M. No. 2973 (1951)
- 23) J. Dunham and P.M. Came; Improvements to the Ainley-Mathieson Method of Turbine Performance Prediction, ASME Paper No. 70-GT-2 (1970)
- 29) 高原北雄, 山本孝正, 井上重雄, 臼井 弘, 三村富嗣雄; 空冷タービンの空力性能 (第一報), 第12回航空原動機に関する講演会講演集(1972)

付録 A 設計の詳細

本タービンの空気力学的設計の詳細を以下に示す。なお、ここで用いる計算の仮定および翼型、翼配備決定の基本方針は本文に述べたものである。

1. タービンの性能計算 (一次元的な計算)

計算に用いた基礎式は次のとおりである。

(1) 同一点における全温と静温との関係式:

$$\frac{T_t}{T_s} = 1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2 \quad (1.1)$$

(2) 同一点における全圧と静圧との関係式:

$$\frac{P_t}{P_s} = \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (1.2)$$

(3) 音速 a の式:

$$a = \sqrt{\kappa \cdot g \cdot R \cdot T_s} \quad (1.3)$$

(4) 静翼速度係数 φ_N の定義式:

$$\varphi_N = \frac{V_2}{V_{2ad}} \quad (1.4)$$

ここで、 V_2 は静翼の実際の流出速度、 V_{2ad} は断熱熱落差による理論的流出速度である。

(5) 動翼全圧損失係数 Y_{IR} の定義式:

$$Y_{IR} = \frac{P_{r2} - P_{r3}}{P_{r3} - P_{s3}} \quad (1.5)$$

ここで、添字 r (温度、圧力に対して用いる) は翼に相対的なせき止め状態を示す。すなわち P_{r2} , P_{r3} および P_{s3} はそれぞれ動翼入口相対全圧、動翼出口相対全圧および動翼出口静圧である。

(6) 流量の式: 一次元流を仮定するとタービン流量は次式で得られる。

$$G = \gamma \cdot V \cdot A \quad (1.6)$$

ここで、 A は流速 V に直交する流路断面積である。

以上の基礎式から導かれ、計算に用いられるおもな式は次のとおりである。式 (1.6) は式 (1.1)~(1.3) を用いて無次元流量の形で書くと次式になる。

$$\frac{G\sqrt{T_t}}{A \cdot P_t} = \sqrt{\frac{\kappa \cdot g}{R}} M \left/ \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \right. \quad (1.7)$$

動翼相対流出マッハ数 M_{r3} を計算する際に、これを数値的に求める必要が生ずる。すなわち、連続の条件 $G_2 = G_3$ および断熱の仮定 $T_{r2} = T_{r3}$ を用いて、式 (1.7) より

$$\frac{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{r3}^2\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}}{M_{r3}} \cdot \frac{P_{r2}}{P_{r3}} = \frac{A_3}{A_2}$$

$$\times \frac{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{r3}^2\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}}{M_{r3}} \quad (1.8)$$

が得られる。ここで A_2 および A_3 はそれぞれ動翼入口および出口での流れに直角な実流路面積である。今の場合、両場所における環面積が等しいことから面積比 A_3/A_2 は次式で表わされる。

$$\frac{A_3}{A_2} = \frac{\cos \beta_3}{\cos \beta_2} \quad (1.9)$$

一方、動翼前後の相対全圧の比 P_{r2}/P_{r3} は式 (1.2) および式 (1.5) を用いて次式で表わされる。

$$\frac{P_{r2}}{P_{r3}} = 1 + Y_{IR} \left\{ 1 - \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{r3}^2\right)^{-\frac{\kappa}{\kappa-1}} \right\} \quad (1.10)$$

したがって、式 (1.8)~(1.10) より、 A_3/A_2 および P_{r2}/P_{r3} を消去すれば次式が得られる。

$$\begin{aligned} & \frac{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{r3}^2\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}}{M_{r3}} \\ & \times \left[1 + Y_{IR} \left\{ 1 - \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{r3}^2\right)^{-\frac{\kappa}{\kappa-1}} \right\} \right] \\ & = \frac{\cos \beta_3}{\cos \beta_2} \cdot \frac{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{r3}^2\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}}{M_{r3}} \quad (1.11) \end{aligned}$$

この式から M_{r3} を数値的に解いて求める。

また、タービン前後の全温比は断熱の仮定を考慮して式 (1.1) より次式で表わされる。

$$\frac{T_{t3}}{T_{t1}} = \frac{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_3^2\right) \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{r3}^2\right)}{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{r3}^2\right) \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_1^2\right)} \quad (1.12)$$

静翼前後の (全圧/静圧) 比 P_{t1}/P_{s2} は式 (1.1)~(1.4) より、 φ_N が 1 に近いことを考慮して、

$$\begin{aligned} \frac{P_{t1}}{P_{s2}} &= \left\{ 1 + \frac{\frac{\kappa-1}{2} \left(\frac{M}{\varphi_N}\right)^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2 \left(1 - \frac{1}{\varphi_N^2}\right)} \right\}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \\ &\doteq \left\{ 1 + \frac{\kappa-1}{2} \left(\frac{M}{\varphi_N}\right)^2 \right\}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (1.13) \end{aligned}$$

となる。この式と式 (1.2) および式 (1.10) を用いてタービン前後の全圧比は次式で表わされる。

$$\begin{aligned} \frac{P_{t3}}{P_{t1}} &= \left\{ \frac{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_3^2\right) \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{r3}^2\right)}{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{r3}^2\right) \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} \frac{M_1^2}{\varphi_N^2}\right)} \right\}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \\ &\times \left[1 + Y_{IR} \left\{ 1 - \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{r3}^2\right)^{-\frac{\kappa}{\kappa-1}} \right\} \right]^{-1} \quad (1.14) \end{aligned}$$

タービン前後の全温比および全圧比を用いて、ター

付表 1 タービンの性能計算手順と結果

計算条件

$$\begin{aligned}
 T_{t1} &= 1423.2 \text{ }^\circ\text{K} & B_{LR} &= 46.0 \text{ deg.} \\
 N &= 13300 \text{ r. p. m} & \varphi_N &= 0.97 \\
 M_2 &= 0.80 & Y_{LR} &= 0.23 \\
 \alpha_2 &= 72.0 \text{ deg.} & r_M &= 0.2633 \text{ m} \\
 \beta_3 &= 63.5 \text{ deg.} & \kappa &= 1.315
 \end{aligned}$$

No	計算対象	計算式など	計算値	単位
1	U	$2\pi r_M \cdot N/60$	3.667179+02	m/sec
2	T_{t2}	T_{t1}	1.423200+03	$^\circ\text{K}$
3	T_{t2}	②, $M_2 \rightarrow$ 式 (1.1)	1.292878+03	$^\circ\text{K}$
4	a_2	③ \rightarrow 式 (1.3)	6.983386+02	m/sec
5	V_2	$M_2 \times$ ④	5.586709+02	m/sec
6	M_{u2}	$U/$ ④	5.251291-01	
7	M_{r2u}	$M_2 \cdot \sin \alpha_2 -$ ⑥	2.357159-01	
8	M_{a2}	$M_2 \cdot \cos \alpha_2$	2.472142-01	
9	M_{r2}	$\sqrt{⑦^2 + ⑧^2}$	3.415799-01	
10	β_2	$\tan^{-1}(⑦/⑧)$	4.363619+01	deg.
11	A_3/A_2	$\cos \beta_3 / \cos$ ⑩	6.165203-01	
12	M_{r3}	⑨, ⑪, $Y_{LR} \rightarrow$ 式 (1.11)	7.732300-01	
13	T_{r3}	③, ⑨ \rightarrow 式 (1.1)	1.316637+03	$^\circ\text{K}$
14	T_{t3}	⑫, ⑬ \rightarrow 式 (1.1)	1.203323+03	$^\circ\text{K}$
15	a_3	⑭ \rightarrow 式 (1.3)	6.737185+02	m/sec
16	W_3	⑫ \times ⑮	5.209393+02	m/sec
17	W_{3u}	⑯ $\cdot \sin \beta_3$	4.662063+02	m/sec
18	W_2	④ \times ⑨	2.385384+02	m/sec
19	W_{2u}	⑱ $\cdot \sin$ ⑩	1.646095+02	m/sec
20	ΔW_u	⑰ $+$ ⑲	6.308158+02	m/sec
21	ΔH_T	① \times ⑳ / $g \cdot J \rightarrow$ 式 (1.16)	5.529457+01	kcal/kg
22	M_{u3}	① / ⑮	5.443192-01	
23	M_{3u}	⑫ $\cdot \sin \beta_3 -$ ⑳	1.476705-01	
24	M_{a3}	⑫ $\cdot \cos \beta_3$	3.450143-01	
25	M_3	$\sqrt{㉑^2 + ㉒^2}$	3.752885-01	
26	T_{t3}/T_{t1}	⑨, ⑫, ㉓, $M_2 \rightarrow$ 式 (1.12)	8.642610-01	
27	P_{t3}/P_{t1}	⑨, ⑫, ㉓, $M_2, \varphi_N, Y_{LR} \rightarrow$ 式 (1.14)	4.951582-01	
28	η_{1-3}	㉔, ㉕ \rightarrow 式 (1.15)	8.759679-01	
29	i_R	⑩ $- B_{LR}$	-2.363808+00	deg.
30	V_{a3}	⑮ \times ㉒	2.324425+02	m/sec

ビンの断熱温度効率 η_{1-3} を次式で定義する。

$$\eta_{1-3} = \frac{1 - (T_{t3}/T_{t1})}{1 - (P_{t3}/P_{t1})^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (1.15)$$

タービン内の熱落差 ΔH_T は次式で定義して求める。

$$\Delta H_T = \frac{(W_{2u} + W_{3u})U}{g \cdot J} = \frac{(V_{2u} + V_{3u})U}{g \cdot J} \quad (1.16)$$

また、タービン流量は次式で計算する。すなわち、 $T_{t1} = T_{t2}$ および $A_2 = A_{a2} \cos \alpha_2$ を考慮すれば、流量 G は式 (1.7) より、

$$G = \frac{\frac{P_{t2}}{\sqrt{T_{t2}}} A_{a2} \cos \alpha_2 \sqrt{\frac{\kappa \cdot g}{R}} M_2}{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}} \quad (1.17)$$

ここで、 P_{t2} は次式から求める。式 (1.1) ~ 式 (1.4)

より静翼前後の全圧比は、

$$\frac{P_{t2}}{P_{t1}} = \left[1 + \frac{\kappa-1}{2} M_2^2 \left\{ 1 - \left(\frac{1}{\varphi_N} \right)^2 \right\} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (1.18)$$

となる。

なお、この計算手順と結果を付表1に示す。

2. 速度三角形の計算 (二次元的な計算)

一つの流線についての基礎式は次のとおりである。

仮定 (1) より、タービン内は外部と断熱であるから、

$$H_{t1} = H_{t2} = H_{t3} + \Delta H_T \quad (2.1)$$

また、ガスは完全ガスとしてとりあつかうから、

$$P_s = \gamma \cdot R \cdot T_s \quad (2.2)$$

$$a = \sqrt{\kappa \cdot g \cdot R \cdot T_s} \quad (2.3)$$

$$M = V/a \quad (2.4)$$

$$H_t = H_s + \frac{V^2}{2g \cdot J} \quad (2.5)$$

$$dH = c_p \cdot dT \quad (2.6)$$

$$dS = c_p \frac{dT_s}{T_s} - \frac{R}{J} \frac{dP_s}{P_s} \quad (2.7)$$

$$c_p = \frac{\kappa}{\kappa-1} \frac{R}{J} \quad (2.8)$$

流線間の基礎式は次の半径流平衡 (ラジアルバランス) の条件式を用いる¹²⁾。

$$\frac{1}{\rho} \cdot \frac{dP_s}{dr} = \frac{V_u^2}{r} - \frac{dV_{rad}}{dt} \quad (2.9)$$

以上の基礎式と本文 2.2 の仮定から導かれ、計算に用いられるおもな式は次のとおりである。

仮定 (2) より、流線の各タービン段間における半径位置 (r_1, r_2, r_3) は

$$r_1 = r_2 = r_3 = r \quad (2.10)$$

と書ける。また半径方向速度成分は微小とし無視すると式 (2.9) は次式になる。(単純半径流平衡)

$$\frac{g}{\gamma} \cdot \frac{dP_s}{dr} = \frac{V_u^2}{r} \quad (2.11)$$

仮定 (3) より、式 (2.1) および式 (2.5) を用いて

$$\frac{dH_{t1}}{dr_1} = \frac{dH_{t2}}{dr_2} = \frac{dH_{t3}}{dr_3} + \frac{1}{2g \cdot J} \cdot \frac{dV_2^2}{dr_2} = 0 \quad (2.12)$$

仮定 (4) より、式 (2.2), (2.6) および式 (2.7) を用いて、

$$T_{t2} \frac{dS_2}{dr_2} = \frac{dH_{t2}}{dr_2} - \frac{1}{J \cdot \gamma_2} \cdot \frac{dP_{t2}}{dr_2} = 0 \quad (2.13)$$

仮定 (5) より、

$$\frac{d\alpha_2}{dr_2} = 0 \quad (2.14)$$

仮定 (6) より、式 (2.11) を用いて、

$$\frac{g}{\gamma_2} \cdot \frac{dP_{t2}}{dr_2} = \frac{V_{2u}^2}{r_2} \quad (2.15)$$

ゆえに、式 (2.12), (2.13) および式 (2.15) より、

$$-V_2 \frac{dV_2}{dr_2} = \frac{V_{2u}^2}{r_2} \quad (2.16)$$

が得られ、式 (2.14) および $V_{2u} = V_2 \sin \alpha_2$ を用いて上式を変形すると、静翼出口における流速の半径方向分布の式が得られる。すなわち、

$$\left. \begin{aligned} V_2 r_2^m &= \text{const.} \\ V_{2u} r_2^m &= k_1 (\text{const.}) \\ V_{2a} r_2^m &= \text{const.} \end{aligned} \right\} \quad (2.17)$$

ここで、

$$m = \sin^2 \alpha_2$$

さらに、仮定 (7) および式 (2.10) を考慮すると次式が成立つ。

$$(V_{2u} + V_{3u}) r = \frac{g \cdot J \cdot \Delta H_T}{\omega} = k_2 (\text{const.}) \quad (2.18)$$

ここで、 ω は角速度で $\omega = 2\pi N/60$ (N : rpm) である。

ゆえに、

$$\frac{d(\Delta H_T)}{dr} = 0 \quad (2.19)$$

を考慮して、式 (2.1), (2.5), (2.10) および式 (2.12) から次式が得られる。

$$\frac{dH_{t3}}{dr_3} = \frac{dH_{t2}}{dr_2} + \frac{1}{2g \cdot J} \cdot \frac{dV_2^2}{dr_2} = 0 \quad (2.20)$$

仮定 (8) より、式 (2.1), (2.6), (2.7) および式 (2.12) を用いて、

$$T_{t3} \frac{dS_3}{dr_3} = \frac{dH_{t3}}{dr_3} - \frac{1}{J \cdot \gamma_3} \cdot \frac{dP_{t3}}{dr_3} = 0 \quad (2.21)$$

仮定 (9) より、式 (2.11) を用いて、

$$\frac{g}{\gamma_3} \cdot \frac{dP_{t3}}{dr_3} = \frac{V_{3u}^2}{r_3} \quad (2.22)$$

ゆえに、式 (2.20), (2.21) および式 (2.22) より、動翼出口についても、式 (2.16) と同様な式、

$$-V_3 \frac{dV_3}{dr_3} = \frac{V_{3u}^2}{r_3} \quad (2.23)$$

が得られ、 $V_3^2 = V_{3a}^2 + V_{3u}^2$ を用いると上式は、

$$\frac{dV_{3a}^2}{dr_3} = -\frac{1}{r_3^2} \cdot \frac{d(r_3 V_{3u})^2}{dr_3} \quad (2.24)$$

となる。

したがって、式 (2.10), (2.17) および式 (2.18) を用いて式 (2.24) を変形すれば、

$$\begin{aligned} \frac{d(V_{3a})^2}{dr} &= 2k_1^2 (m-1) r^{-(2m+1)} \\ &\quad - 2k_1 k_2 (m-1) r^{-(m+2)} \end{aligned} \quad (2.25)$$

となる。これを積分して、 $r = r_M$ にて $V_{2a} = V_{2aM}$ (添

付表 2 速度三角形の計算手順と結果

計算条件

$$\begin{aligned}
 T_{11} &= 1423.15^\circ\text{K} & \alpha_2 &= 72.0 \text{ deg.} & \varphi_{N'} &= 0.97 \\
 P_{11} &= 25000 \text{ kg/m}^2 & V_{2M} &= 558.67 \text{ m/sec} & \lambda &= 0.015 \\
 N &= 13300 \text{ r.p.m.} & V_{a3M} &= 232.44 \text{ m/sec} & & \\
 \Delta H_T &= 55.29 \text{ kcal/kg} & \pi_T &= 2.02 & &
 \end{aligned}$$

No	計算対称	計算式など	TIP	MEAN	ROOT	単位
1	r	give	2.793000-01	2.633000-01	2.473000-01	m
2	r/r_M	①/ r_M	1.060767+00	1.000000+00	9.392328-01	
3	U_{2M}	2π ① $N/60$	—	3.667179+02	—	m/sec
4	$(V_{2u} + V_{3u})_M$	$g \cdot J \Delta H_T / \textcircled{3}$, 式 (2.18)	—	6.307637+02	—	m/sec
5	m	$(\sin \alpha_2)^2$	—	9.045081-01	—	
6	V_{a3}	式 (2.26)	2.336302+02	2.324400+02	2.309665+02	m/sec
7	U	2π ① $N/60$	3.890023+02	3.667179+02	3.444335+02	m/sec
8	V_2	$V_{2M} / \textcircled{2}^m$, 式 (2.17)	5.296412+02	5.586700+02	5.912650+02	m/sec
9	V_{a2}	⑧ $\cos \alpha_2$	1.636685+02	1.726389+02	1.827113+02	m/sec
10	V_{2u}	⑧ $\sin \alpha_2$	5.037186+02	5.313266+02	5.623263+02	m/sec
11	$V_{2u} + V_{3u}$	$g \cdot J \cdot \Delta H_T / \textcircled{7}$, 式 (2.18)	5.946297+02	6.307637+02	6.715733+02	m/sec
12	V_{3u}	⑩-⑩	9.091110+01	9.943708+01	1.092470+02	m/sec
13	V_3	$\sqrt{\textcircled{6}^2 + \textcircled{12}^2}$	2.506948+02	2.528163+02	2.555004+02	m/sec
14	$V_2^2 / 2g \cdot J$	⑧ ² / $2g \cdot J$	3.352597+01	3.730169+01	4.178131+01	kcal/kg
15	H_{t1}	SUB 90 (T_{11}, λ)	—	3.758583+02	—	kcal/kg
16	P_{t2}	$\varphi_{N'} \cdot P_{11}$, 式 (2.33)	—	2.425000+04	—	kg/m ²
17	H_{t2}	H_{t1}	—	3.758583+02	—	kcal/kg
18	T_{t2}	T_{11}	—	1.423150+03	—	°K
19	H_{s2}	⑰-⑰	3.423324+02	3.385566+02	3.340770+02	kcal/kg
20	T_{s2}	SUB 90 (⑰, λ)	1.308931+03	1.295984+03	1.280599+03	°K
21	P_{s2}	SUB 100 (⑰, ⑱, ⑳, λ)	1.694543+04	1.624371+04	1.544024+04	kg/m ²
22	r_2	㉑/ R ㉑, 式 (2.2)	4.422961-01	4.282159-01	4.119252-01	kg/m ³
23	κ_2	SUB 80 (㉑, λ)	1.307150+00	1.307751+00	1.308481+00	
24	a_2	$\sqrt{\textcircled{23}gR\textcircled{21}}$, 式 (2.3)	7.005601+02	6.972472+02	6.932869+02	m/sec
25	W_{2u}	⑧ $\sin \alpha_2 - \textcircled{7}$	1.147163+02	1.646087+02	2.178928+02	m/sec
26	W_2	$\sqrt{\textcircled{9}^2 + \textcircled{25}^2}$	1.998680+02	2.385377+02	2.843602+02	m/sec
27	β_2	$\sin^{-1} (\textcircled{25} / \textcircled{26})$	3.502698+01	4.363609+01	5.001899+01	deg.
28	M_2	⑧/ $\textcircled{24}$	7.560254-01	8.012509-01	8.528398-01	
29	M_{r2}	②⑥/ $\textcircled{24}$	2.852974-01	3.421135-01	4.101607-01	
30	W_{3u}	⑩-②⑤	4.799134+02	4.661550+02	4.536805+02	m/sec
31	W_3	$\sqrt{\textcircled{6}^2 + \textcircled{30}^2}$	5.337602+02	5.208923+02	5.090889+02	m/sec
32	$W_3^2 / 2g \cdot J$	⑩ ² / $2g \cdot J$	3.404945+01	3.242752+01	3.097456+01	kcal/kg
33	H_{t3}	⑰- ΔH_T	—	3.205683+02	—	kcal/kg
34	T_{t3}	SUB 90 (⑳, λ)	—	1.234028+03	—	°K
35	P_{t3}	P_{11} / π_T	—	1.237624+04	—	kg/m ²
36	$V_3^2 / 2g \cdot J$	⑩ ² / $2g \cdot J$	7.511185+00	7.638849+00	7.801907+00	kcal/kg
37	H_{s3}	⑳-⑳	3.130571+02	3.129295+02	3.127664+02	kcal/kg
38	T_{s3}	SUB 90 (㉑, λ)	1.208016+03	1.207573+03	1.207007+03	°K
39	P_{s3}	SUB 100 (㉑, ㉒, ㉓, λ)	1.131391+04	1.129648+04	1.127424+04	kg/m ²
40	r_3	㉑/ R ㉑	3.199761-01	3.196003-01	3.191207-01	kg/m ³
41	κ_3	SUB 80 (㉑, λ)	1.312173+00	1.312197+00	1.312228+00	

付表 2 つ づ き

No	計算対称	許算式など	TIP	MEAN	ROOT	単位
42	α_3	$\sqrt{\textcircled{41}gR\textcircled{42}}$	6.743048+02	6.741873+02	6.740372+02	m/sec
43	M_3	$\textcircled{19}/\textcircled{42}$	3.717826-01	3.749942-01	3.790597-01	
44	M_{r3}	$\textcircled{51}/\textcircled{42}$	7.915711-01	7.726226-01	7.552831-01	
45	β_3	$\sin^{-1}(\textcircled{51}/\textcircled{41})$	6.404244+01	6.349773-01	6.301965+01	deg.
46	M_{a3}	$\textcircled{43} \cdot \cos\textcircled{45}$	3.464756-01	3.447706-01	3.426613-01	
47	α_3	$\cos^{-1}(\textcircled{6}/\textcircled{13})$	2.126236+01	2.316124+01	2.531428+01	deg.
48	M_{a2}	$\textcircled{28} \cdot \cos\alpha_2$	2.336252-01	2.476007-01	2.635426-01	
49	$H_{t2}-H_{t3}$	$\textcircled{19}-\textcircled{37}$	2.927522+01	2.562716+01	2.131056+01	kcal/kg
50	ρ_R	$\textcircled{49}/\Delta H_T$	5.294848-01	4.635045-01	3.854331-01	
51	$\bar{\kappa}$	$(\textcircled{28}+\textcircled{41})/2$	1.309661+00	1.309974+00	1.310354+00	
52	\bar{c}_p	$\textcircled{51}R/J(\textcircled{51}-1)$	2.899803-01	2.897575-01	2.894859-01	kcal/kg°K
53	P_{t3}/P_{t1}	$1/\pi_T$	—	4.950495-01	—	
54	T_{t3}/T_{t1}	$\textcircled{49}/T_{t1}$	—	8.671105-01	—	
55	$1-(1/\pi_T)^{(\bar{\kappa}-1)/\bar{\kappa}}$	$\textcircled{51}, \textcircled{53}$	1.531597-01	1.532681-01	1.534001-01	
56	η_t	$\Delta H_T/\textcircled{52}T_{t1}\textcircled{55}$	8.747481-01	8.748026-01	8.748689-01	
57	η_{1-3}	$(1-\textcircled{54})/\textcircled{55}$	8.676531-01	8.670391-01	8.662934-01	
58	T_{t2ad}	SUB 110 (T_{t1}, π_T, λ)	—	1.206500+03	—	°K
59	H_{t2ad}	SUB 90 ($\textcircled{58}, \lambda$)	—	3.126040+02	—	kcal/kg
60	ΔH_{ad}	$\textcircled{17}-\textcircled{59}$	—	6.325431+01	—	kcal/kg
61	η_T	$\Delta H_T/\textcircled{60}$, 式 (2.34)	—	8.740906-01	—	

[参考] 使用サブルーチンについて

SUBROUTINE	INPUT	OUTPUT	参考文献
SUB 80	T, λ	κ, c_p	} (13), (14)
" 90	T (または H), λ	H (または T)	
" 100	P_1, T_1, T_2, λ	P_2	
" 110	$P_{t1}, P_{t1}/P_{t2}, \lambda$	T_{t2}	

字 M は MEAN での値を示す) の初期条件を入れると、動翼出口における軸流速度の半径方向分布の式が得られる。すなわち、 $k_1=V_{2uM}rM^m$ および $k_2=(V_{2uM}+V_{3uM})rM$ であることを考慮すれば、

$$V_{3a}^2 - V_{3aM}^2 = \frac{1-m}{m} \cdot V_{2uM}^2 \left\{ \frac{1}{(r/r_M)^{2m}} - 1 \right\} - \frac{2(1-m)}{1+m} V_{2uM} (V_{2uM} + V_{3uM}) \times \left\{ \frac{1}{(r/r_M)^{m+1}} - 1 \right\} \quad (2.26)$$

となる。

なお、タービン内のガスは燃焼ガスであることを考慮して定圧比熱 c_p は温度および空燃比の関数とした。すなわち、まず空気の定圧比熱 $c_{p,air}$ を温度の関数として与える。

$$c_{p,air} = C_0 + C_1 T + C_2 T^2 + \dots \quad (2.27)$$

ここで、 C_0, C_1, C_2 は定数である。

温度 T におけるエンタルピ H は、

$$H = \int_0^T c_p dT \quad (2.28)$$

であるから、温度 T における空気のエンタルピ H_{atr} は次式で表わされる。

$$H_{atr} = C_0 T + \frac{C_1}{2} T^2 + \frac{C_2}{3} T^3 + \dots + CH \quad (2.29)$$

ここで、 CH は定数である。

また、断熱変比前後の圧力あるいは温度は次の関係式を用いて求める。

$$\log_{10}(P_2/P_1) = \phi_2 - \phi_1 \quad (2.30)$$

ここで、 ϕ はエントロピ関数で次式で表わされる。

$$\phi = (\log_{10} e) \frac{1}{R} \int_0^T \frac{c_p \cdot dT}{T} \quad (2.31)$$

したがって、温度 T における空気のエンタルピー関数 ϕ_{air} は式 (2.27) を用いて次式で表わされる。

$$\phi_{air} = (\log_{10} e) \frac{1}{R} \left(C_0 \ln T + C_1 T + \frac{C_2}{2} T^2 + \dots + CF \cdot R \right) \quad (2.32)$$

ここで、 CF は定数である。

このようにしてまず空気として $c_{p,air}, H_{air}, \phi_{air}$ を求め、これに空燃比の補正を行ない燃焼ガスとしての c_p, H, ϕ を求め、燃焼ガスとしての変化を計算する^{13),14)}。

計算条件として、サイクル計算で得られた値を用いる。仮定 (4) より次式で定義した $\phi_{N'}$ を半径方向に一定とした。

$$\phi_{N'} = \frac{P_{12}}{P_{11}} \quad (2.33)$$

なお、圧縮機出口温度を約 500°C と考えると、タービン入口温度が 1150°C になるためには、空燃比は約 0.015 にあたるので、空燃比 $\lambda = 0.015$ として計算した。この計算結果を手順とともに付表 2 に示す。これから、設計速度三角形は本文図 2 のごとくなる。

タービン断熱効率 η_T を次式で定義して用いた。

$$\eta_T = \frac{\Delta H_T}{\Delta H_{ad}} \quad (2.34)$$

ここで、 ΔH_T および ΔH_{ad} はそれぞれタービン入口全圧から出口全圧までのタービン内の実熱落差および断熱落差である。表 2 の No. 61 に計算された結果から、 $\eta_T = 87.4\%$ であるが、空冷タービンであるために冷却空気の吹き出しなどの影響を考慮して、設計における断熱効率は 85.0% とした。したがって、本タービンの比出力 ΔH_T は $53.8 \text{ kcal/kg} (= 0.85 \cdot \Delta H_{ad})$ を目標とする。

また、本タービンの反動度 (ρ_R) および理論速度 (V_{th}) として次式で定義して求めた。

$$\rho_R = \frac{H_{a2} - H_{a3}}{\Delta H_T} \quad (2.35)$$

$$V_{th} = \sqrt{2gJ \cdot \Delta H_{ad}} \quad (2.36)$$

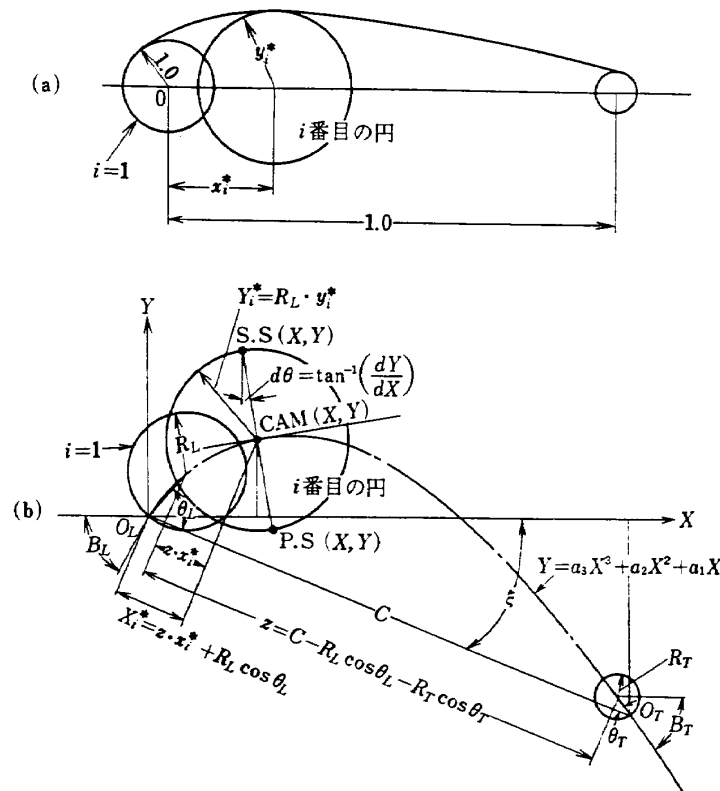
このようにして得られた本タービンのおもな設計仕様を本文表 1 に示した。

3. 空冷翼の翼型および翼配備の決定

(a) 静翼

キャンパーラインを基準としてそれに適当な肉付けをする方法を用いた。すなわち、ここではキャンパーラインを三次式で近似し、その曲線上に中心をもつ一連の円を描きその包絡線が翼の外形であるとした。以下その方法の詳細について述べる。(付図 1 参照)

(1) キャンパーラインの決定: 付図(b)のごとく翼前



付図 1 静翼の翼型翼配備計算法

縁 O_L を原点とし、軸流方向を X 軸、周方向を Y 軸とした座標系をとり、キャンパーラインを

$$Y = a_3 X^3 + a_2 X^2 + a_1 X$$

なる三次式で表わす。翼前縁 O_L および後縁 O_T でこのキャンパーライン上の接線が X 軸方向となす角をそれぞれ翼入口角 B_L および出口角 B_T と定義し、また O_L と O_T を結ぶ翼弦線が X 軸方向となす角を喰違い角 ξ 、翼弦線の長さを翼弦長 C とする。

いま、 B_L, B_T, ξ および C を基本方針 (1), (3), および (4) を考慮して適当に与えると、三次式の係数 a_1, a_2, a_3 が決定できる。

(2) 肉付け方法: キャンパーラインの形がきまると、その上の各点 $CAM(X, Y)$ は翼弦線上の座標 (点 $CAM(X, Y)$ の翼弦線上の正射影) X^* で代表できる。さらにこの座標から円 $i=1$ (翼前縁にあたる円) の中心が $x^*=0$ に、円 $i=m$ (翼後縁にあたる円) の中心が $x^*=1$ に対応するように無次元化した新しい座標系 x^* (付図 1(a)) に移すことにする。付図 1(b) で円 $i=1$ と $i=m$ の中心の X^* 座標間の距離は

$$z = C - R_L \cos \theta_L - R_T \cos \theta_T$$

であるから、これが X^* より x^* へ移る無次元化の除数になる。ここで、 θ_L, θ_T はそれぞれ円 $i=1$ の中心と O_L とを結ぶ線の翼弦線となす角、 $i=m$ の中心と O_T とを結ぶ線の翼弦線となす角である。

このようにして、キャンパーライン上の座標 $CAM(X, Y)$ と x^* との対応がなりたつ。一方、 $CAM(X, Y)$ における翼厚みをきめる円の半径 Y^* も翼前縁半径 R_L (円 $i=1$ の Y^*) で割って無次元化して y^* とし、点 x^* に半径 y^* の円を描くと付図 1(a) のようになる。これは一つの対称翼型をなし、これが空力学的に良好な形となるよう、翼厚みをこの形で与えることにする。

逆に、いま翼厚み分布を (x^*, y^*) 面で付図 1(a) のように与え、かつ基本方針(3)にしたがい翼前縁半径を適当に与えると、円 $i=m$ の半径 y^* と R_L との比から翼後縁半径 R_T がきまり、さらに既知のキャンパーラインの式を用いると θ_L, θ_T がきまるから、前述の式より z が計算できる。したがって付図 1(a) のある x_i^* に対して

$$X_i^* = z x_i^* + R_L \cos \theta_L$$

なる変換により、物理面付図 1(b) 上における翼弦線上の位置 X_i^* が定まり、さらにキャンパーライン上の座標 $CAM(X, Y)$ が定まる。一方、付図 1(a) で x_i^* に対する y_i^* より

$$Y_i^* = R_L \cdot y_i^*$$

の関係を用いて翼厚み Y_i^* も定まる。結局、付図 1(b) の点 $CAM(X, Y)$ を中心に半径 Y_i^* の円を描き、それとその点におけるキャンパーラインに立てた法線との二つの交点をとれば、それらが翼上下面の座標 $S.S(X, Y), P.S(X, Y)$ となる。

(3) 以上で翼型がきまったから次に翼枚数 n を与えると翼配備がきまる。ゆえに、ピッチ S とスロート幅 O が定まり $\cos^{-1}(O/S)$ が計算できる。

このようにして、数種の B_L, B_T, ξ, C, R_L および n について翼型および翼配備を計算機にて計算し、基本方針 (1) および (2) にしたがって採用する翼をきめた。すなわち、マッハ数の影響およびスロート部から後縁までの翼背面の曲率を考慮して、さきの $\cos^{-1}(O/S)$ の計算が設計速度三角形の静翼絶対流出角度 (α_2) 72.0° よりわずかに小さい¹⁵⁾もので、かつ出来るだけ翼枚数の少ないものを採用した。

なお、翼厚み分布としては本空冷翼と比較的よく似た設計速度三角形をもつ空冷翼²⁾の翼厚みを付図 1(a) の形に逆算し用いた。それを付表 3 に示す。TIP, MEAN, ROOT 各断面とも同じ翼厚み分布を用いた (翼弦長などは異なる)。

(b) 動翼

基本方針にそって、TIP, MEAN および ROOT についてそれぞれ数種の翼型、翼配備をきめ、そのおのについて電導紙による電氣的アナログ法¹⁶⁾により実験的に翼表面速度を求めた。その結果から翼損失および翼入口クリティカルマッハ数を推定し、翼損失が最小のもので、かつ翼入口クリティカルマッハ数が動翼の設計入口マッハ数より充分大きくて余裕のあるものを採用した。以下、その方法を段階的に述べる。

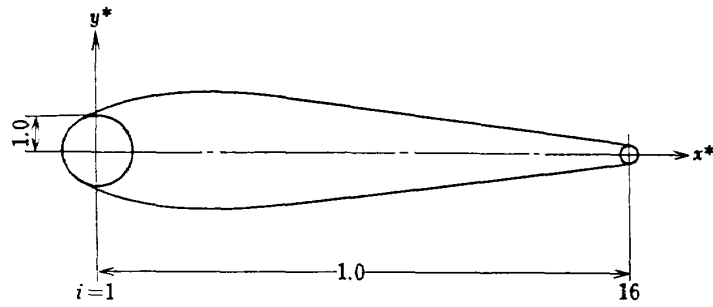
(1) 基本方針(1)に従い、各断面について速度三角形の動翼流出角度、反動度を考慮して、文献 (15) により最小のプロファイル損失を与えるソリディティ (optimum solidity) を決定する。空冷翼であることを考慮して基本方針(2)の理由から、optimum solidity よりやや小さめのソリディティになるようにきめた。

(2) 次に基本方針(4)に従い、翼スパン方向に翼弦長は殆んど変らないとし、アスペクト比があまり小さくならないでいどの翼弦長と翼枚数を(1)できめたソリディティを考慮してきめる。

(3) 基本方針(3)に従い、翼前縁および後縁直径をきめる。

(4) 一方、速度三角形の動翼相対流出角度 β_3 から、スロート幅 O をきめた。すなわち、文献 (15) によ

付表 3 静翼の翼型計算に用いた翼厚み分布⁽²⁾



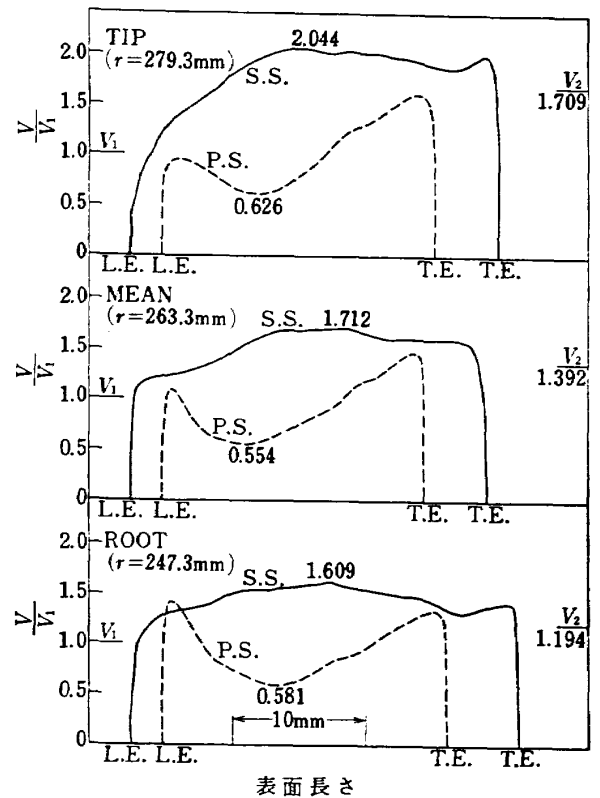
i	x*	y*	i	x*	y*
1	0.000	1.000	9	0.398	1.362
2	0.032	1.289	10	0.474	1.171
3	0.069	1.447	11	0.550	1.026
4	0.108	1.513	12	0.633	0.901
5	0.153	1.631	13	0.719	0.763
6	0.202	1.658	14	0.810	0.605
7	0.264	1.572	15	0.907	0.428
8	0.329	1.461	16	1.000	0.237

り β_3 と $\cos^{-1}(O/S)$ の差を設計流出マッハ数による影響を考慮してきめた。

(5) 次にタービンの作動範囲を考慮して、部分負荷においても効率がおちないようにプロフィール損失の特性曲線の一般的な傾向から、やや零インシデンスよりマイナスよりに設計点でのインシデンスをきめた。このインシデンスと速度三角形の β_2 より翼の入口角 B_L をきめる。

(6) 次に喰違い角をきめ、さきにきめられたピッチ S 、前縁直径 d_L 、後縁直径 d_T 、スロート幅 O および翼入口角 B_L をみたく翼型を描く。このとき、スロート部から後縁までの間における翼背面の曲率は流出角度に影響をおよぼすので、そのことを考慮してきめる¹⁵⁾。以上の条件の下でも翼型、翼配備にいく分自由度があるので数種の翼型を描いた。なお、動翼の場合、静翼の場合とちがい計算機によらず手で描いた。

(7) かくして TIP, MEAN および ROOT について、それぞれ3種計9種の翼型、翼配備を作り、最適の圧力分布をもち、また基本方針(5)に従い低い翼外部熱伝達率をもつ翼を選ぶためもあって、それぞれの翼について電気的アナログ法により表面速度分布を求めた。その結果から、翼ディフュージョンパラメータ



付図 2 電気アナログ法による動翼表面速度分布

付表 4 動翼のディフュージョンパラメータ,
圧力係数および臨界流入マッハ数の値

	TIP ($r=277.3\text{mm}$)	MEAN ($r=261.3\text{mm}$)	ROOT ($r=245.3\text{mm}$)
D_s	0.164	0.187	0.258
$at(d/c)$	(0.240)	(0.251)	(0.267)
D_p	0.374	0.446	0.419
D_t	0.538	0.633	0.677
$C_{pi,max}$	-3.178	-1.931	-1.589
$C_{p,max}$	-4.0	-2.4	-2.1
$M_{1,cr}$	0.39	0.48	0.51

(D) を次式にて計算した。

$$\left. \begin{aligned} D_s &= 1 - \frac{V_2}{V_s} \\ D_p &= 1 - \frac{V_p}{V_1} \\ D_t &= D_p + D_s \end{aligned} \right\} \quad (3.1)$$

ここで、 V_1 : 翼入口速度、 V_2 : 翼出口速度、 V_s : 翼背面最大表面速度、 V_p : 翼腹面最大表面速度である。文献(17)によると、比翼損失 $L(L=(1-\eta_t)/\sigma_M$, ここで η_t はタービン出力から計算される断熱効率であり、 σ_M は MEAN におけるソリディティである) は特に D_s に影響されるが一般に D_t の減少とともに減少するので、 D_s および D_t の最小のものを選んだ。本タービンに採用した動翼の表面速度分布の結果を付図 2 に示し、 D_s, D_p および D_t の計算結果は付表 4 に示す。

また、図 5 の結果から翼背面最高圧力係数 $C_{pi,max}$ を

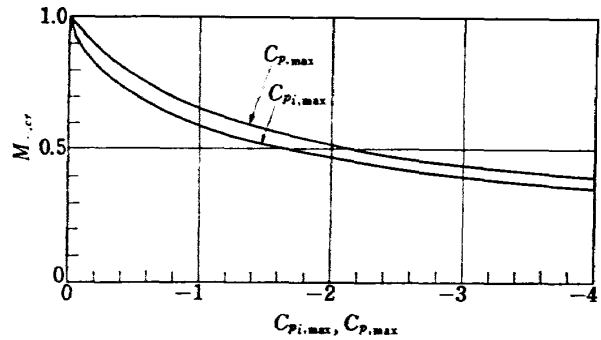
$$C_{pi,max} = 1 - \left(\frac{V_s}{V_1} \right)^2 \quad (3.2)$$

により求め、これに Karman-Tsien の方法を用いて圧縮性の影響を加えた圧力係数および翼入口での臨界流入マッハ数を決定した^{19), 19)}。すなわち、圧縮性を考慮した圧力係数 C_p と非圧縮性流体の圧力係数 C_{pi} との関係は Karman-Tsien の方法によると、

$$C_p = \frac{C_{pi}}{\sqrt{1-M_\infty^2} + \frac{M_\infty^2}{1 + \sqrt{1-M_\infty^2}}} \cdot \frac{C_{pi}}{2} \quad (3.3)$$

で表わされる。また圧力係数 C_p の定義から

$$C_p = \frac{2}{\kappa M_\infty^2} \left\{ \left(\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_\infty^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1 \right\} \quad (3.4)$$



付図 3 最大圧力係数と臨界マッハ数の関係
($\kappa=1.315$)

ここで、 M_∞ は無限遠方の主流マッハ数、 M は翼表面の局所マッハ数である。 $M=1.0$ のときの C_{pi} , C_p および M_∞ をそれぞれ $C_{pi,max}$, $C_{p,max}$ および $M_{\infty,cr}$ とすれば、これらの関係は式 (3.3) および式 (3.4) を用いて付図 3のごとくなる。翼入口における主流のマッハ数 M_1 は Karman-Tsien の式の M_∞ と等しいと仮定し、さきに式 (3.2) により求めた $C_{pi,max}$ の値と付図 3 から、TIP, MEAN および ROOT 各断面についてそれぞれ翼入口での臨界流入マッハ数 $M_{1,cr}(=M_{\infty,cr})$ および圧縮性を考慮した翼の最大圧力係数 $C_{p,max}$ を求めることができる。この結果を付表 4 に示す。この結果、翼入口クリティカルマッハ数 $M_{1,cr}$ は設計速度三角形の動翼入口マッハ数 M_{r2} よりかなり大きく、満足できる翼型翼配備であることが確認できた。

(8) 最後に基本方針 (4) に従って求められた各断面の翼型を積み重ねるにともない、翼形状が滑らかな形になるように多少修正を加えた。このことから最終的にはスロート幅 O を MEAN では合せたが、TIP ではわずかに小さめに、ROOT ではわずかに大きめになった。従って、設計方針の動翼での仕事分布は半径方向に一定であるという条件 (本文 2.2 節の仮定(7)) は完全には満足せず、TIP では仕事過剰、ROOT では仕事不足となり、MEAN では設計仕様を満足したものとなった。

付録 B タービン作動状態の等価条件²⁰⁾⁻²²⁾

(a) 仮定

次の仮定のもとにタービン作動状態の等価条件を求める。

1) 翼内の流れのマッハ数 M および周速のマッハ数 M_u が等しい場合流れは相似であるとし、レイノルズ数の影響などは無視して相似条件を決定する。

2) タービン内の流体は完全ガスとし、断熱一次元流れとする。

3) タービン内で比熱比は一定とする。

(b) 基礎式

全温と静温との関係式:

$$\frac{T_t}{T_s} = 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \quad (4.1)$$

全圧と静圧との関係式:

$$\frac{P_t}{P_s} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (4.2)$$

完全ガスの式:

$$r = \frac{P_s}{R \cdot T_s} \quad (4.3)$$

速度とマッハ数との関係式:

$$V = M \sqrt{\kappa \cdot g \cdot R \cdot T_s} \quad (4.4)$$

流量の式: 一次元流として,

$$G = \gamma \cdot A \cdot V \quad (4.5)$$

(c) 等価条件式の導出

修正流量

連続の式 (4.5) に式 (4.1)~(4.4) を用いて次式が得られる。

$$M^2 = \frac{G \cdot V}{P_t} \cdot \frac{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}}{\kappa} \cdot \frac{1}{A \cdot g}$$

上式は基準状態においても成立つ。すなわち、基準状態を添字 st で示すと次のように書ける。

$$M_{st}^2 = \frac{G_{st} \cdot V_{st}}{P_{t,st}} \cdot \frac{\left(1 + \frac{\kappa_{st} - 1}{2} M_{st}^2\right)^{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st} - 1}}}{\kappa_{st}} \cdot \frac{1}{A \cdot g}$$

いま、流れが基準状態における流れと相似であるとすると、 $M = M_{st}$ より基準状態における流量 G_{st} は上二式より次のように表わすことができる。

$$G_{st} = \frac{\varepsilon \cdot G \cdot \sqrt{\theta}}{\delta}$$

ただし,

$$\theta = \left(\frac{V}{V_{st}}\right)^2 = \frac{\left(\frac{\kappa \cdot T_t}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2} \cdot R\right)}{\left(\frac{\kappa_{st} \cdot T_{t,st}}{1 + \frac{\kappa_{st} - 1}{2} M_{st}^2} \cdot R_{st}\right)}$$

$$\delta = \frac{P_t}{P_{t,st}}$$

$$\varepsilon = \frac{\kappa_{st}}{\kappa} \cdot \frac{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}}{\left(1 + \frac{\kappa_{st} - 1}{2} M_{st}^2\right)^{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st} - 1}}}$$

(4.6)

すなわち、ある状態で流量が G であるとき、その状態と流れが相似であるような基準状態での流量は $\varepsilon \cdot G \cdot \sqrt{\theta} / \delta$ と書ける。このことから、流量の等価条件は $\varepsilon \cdot G \cdot \sqrt{\theta} / \delta$ が等しいことである。

修正回転数

回転数と周速との関係は次式で表わされる。

$$U = \frac{\pi \cdot D \cdot N_{st}}{60} \quad (4.7)$$

ここで、 D は回転直径、 N は毎分の回転数である。式 (4.4) を用いて周速をマッハ数で表わすと、 $M_u = U / \sqrt{\kappa \cdot g \cdot R \cdot T_s}$ であるから、式 (4.7) とから、

$$M_u = \frac{\pi \cdot D \cdot N}{60} \cdot \frac{M}{V}$$

が得られる。この式は基準状態においても同様に成立つ。

$$M_{u,st} = \frac{\pi \cdot D \cdot N_{st}}{60} \cdot \frac{M_{st}}{V_{st}}$$

いま、流れが基準状態における流れと相似であるとすると、 $M = M_{st}$ および $M_u = M_{u,st}$ であるから、基準状態における回転数 N_{st} は上二式より次のように表わすことができる。

$$N_{st} = \frac{N}{\left(\frac{V}{V_{st}}\right)} = \frac{N}{\sqrt{\theta}} \quad (4.8)$$

したがって、回転数の等価条件は $N / \sqrt{\theta}$ が等しいことである。

修正比出力

エンタルピ降下は次式で表わされる。

$$\Delta H = \frac{V^2}{2 \cdot g \cdot J} \quad (4.9)$$

この式は基準状態においても同様に成立つ。

$$\Delta H_{st} = \frac{V_{st}^2}{2 \cdot g \cdot J}$$

いま、流れが基準状態における流れと相似であるとすると $M = M_{st}$ より、基準状態におけるエンタルピ降下 ΔH_{st} は上二式から次のように表わすことができる。

$$\Delta H_{st} = \frac{\Delta H}{\left(\frac{V}{V_{st}}\right)} = \frac{\Delta H}{\theta} \quad (4.10)$$

したがって、エンタルピ降下 (比出力) の等価条件は $\Delta H / \theta$ が等しいことである。

修正トルク

トルク τ は流量 G 、回転数 N および比出力 ΔH を用いて次式で表わされる。

$$\tau = \frac{60 \cdot J}{2\pi} \cdot \frac{G \cdot \Delta H}{N} \quad (4.11)$$

上式は基準状態においても成立つ。

$$\tau_{st} = \frac{60 \cdot J}{2\pi} \cdot \frac{G_{st} \cdot \Delta H_{st}}{N_{st}}$$

この式に式 (4.6), (4.8) および式 (4.10) を代入すれば,

$$\tau_{st} = \frac{60 \cdot J}{2\pi} \frac{\epsilon \cdot G \cdot \sqrt{\theta}}{\delta} \cdot \frac{\Delta H}{\theta} = \frac{\epsilon}{\delta} \left(\frac{60 \cdot J}{2\pi} \cdot \frac{G \cdot \Delta H}{N} \right) \quad (4.12)$$

さらに, 式 (4.11) を用いて基準状態におけるトルク τ_{st} は次のように書ける。

$$\tau_{st} = \frac{\epsilon \cdot \tau}{\delta} \quad (4.13)$$

したがって, トルクの等価条件は $\epsilon \cdot \tau / \delta$ が等しいことである。

修正膨張比

タービンの断熱効率 η_t を次式で定義する。

$$\eta_t = \frac{\Delta H}{\frac{\kappa}{\kappa-1} \cdot \frac{R}{J} \cdot T_{t1} \left\{ 1 - \left(\frac{1}{\pi_T} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}} \quad (4.14)$$

この式は基準状態においても成立つ。

$$\eta_{t,st} = \frac{\Delta H_{st}}{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st}-1} \cdot \frac{R_{st}}{J} \cdot T_{t,st} \left\{ 1 - \left(\frac{1}{\pi_{T,st}} \right)^{\frac{\kappa_{st}-1}{\kappa_{st}}} \right\}}$$

いま, 流れが基準状態における流れと相似であるとき $\eta_t = \eta_{t,st}$ とすれば, 上二式から

$$\frac{1 - \left(\frac{1}{\pi_{T,st}} \right)^{\frac{\kappa_{st}-1}{\kappa_{st}}}}{1 - \left(\frac{1}{\pi_T} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} = \left(\frac{\kappa_{st}-1}{\kappa-1} \right) \left(\frac{\kappa \cdot R \cdot T_{t1}}{\kappa_{st} \cdot R_{st} \cdot T_{t,st}} \right) \frac{\Delta H_{st}}{\Delta H}$$

が得られる。さらに, 式 (4.6) および式 (4.10) を用いて変形すれば,

$$\frac{1 - \left(\frac{1}{\pi_{T,st}} \right)^{\frac{\kappa_{st}-1}{\kappa_{st}}}}{1 - \left(\frac{1}{\pi_T} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} = \left(\frac{\kappa_{st}-1}{\kappa-1} \right) \frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2}{1 + \frac{\kappa_{st}-1}{2} M_{st}^2}$$

これから, 基準状態における膨張比 $\pi_{T,st}$ について解くと次式が得られる。

$$\pi_{T,st} = \phi \cdot \pi_T$$

ただし,

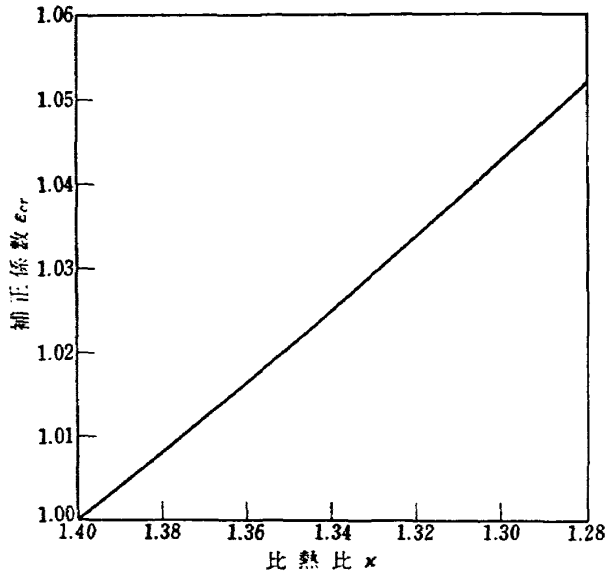
$$\phi = \frac{1}{\pi_T} \left\{ 1 - \left(\frac{\kappa_{st}-1}{\kappa-1} \right) \left(\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2}{1 + \frac{\kappa_{st}-1}{2} M_{st}^2} \right) \right\} \times \left(1 - \pi_T \frac{1-\epsilon}{\kappa} \right)^{\frac{\kappa_{st}}{1-\kappa_{st}}}$$

(4.15)

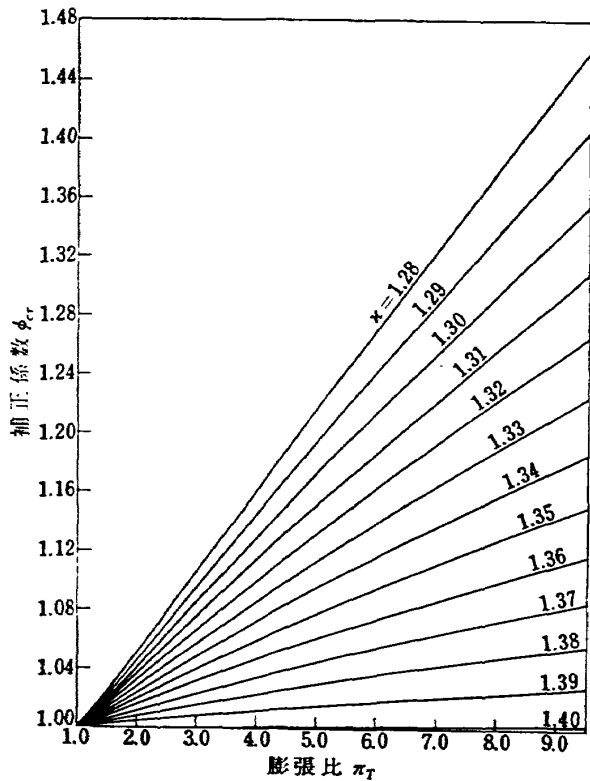
したがって, 膨張比の等価条件は $\phi \cdot \pi_T$ が等しいことである。

(d) 各等価条件式の近似的とりあつかい

前述のように, 流量, 回転数, 比出力, トルクおよび膨張比の等価条件の式はそれぞれ式 (4.6), (4.8), (4.10), (4.13) および式 (4.15) で表わすことができる。タービン内の流れはふつうマッハ1に近いことから, これらの式において近似的に $M=1.0$ とする



付図4 流量の補正係数 $\epsilon_{cr} (\kappa_{st}=1.401)$



付図5 膨張比の補正係数 $\phi_{cr} (\kappa_{st}=1.401)$

と、 M を含む θ, ε および ϕ の各式は次のようになる。 $M=1.0$ としたときの θ, ε および ϕ を添字 cr をつけて表わすと、 θ は式 (4.6) より

$$\theta_{cr} = \left(\frac{V_{cr}}{V_{cr,st}} \right)^2 = \frac{\frac{\kappa}{\kappa+1} \cdot R \cdot T_t}{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st}+1} \cdot R_{st} \cdot T_{t,st}} \quad (4.16)$$

また、 ε は式 (4.6) より、

$$\varepsilon_{cr} = \frac{\kappa_{st}}{\kappa} \frac{\left(\frac{\kappa+1}{2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}}{\left(\frac{\kappa_{st}+1}{2} \right)^{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st}-1}}} \quad (4.17)$$

また、 ϕ は式 (4.15) より、

$$\phi_{cr} = \frac{1}{\pi_T} \left\{ 1 - \left(\frac{\kappa_{st}-1}{\kappa-1} \right) \left(\frac{\kappa+1}{\kappa_{st}+1} \right) \right.$$

$$\left. \times \left(1 - \pi_T^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} \right) \right\}^{\frac{\kappa_{st}}{1-\kappa_{st}}} \quad (4.18)$$

となる。近似的にはこの $\theta_{cr}, \varepsilon_{cr}$ および ϕ_{cr} を前述の各等価条件式に用いればよい。

なお、本報では基準状態として次の値をとった。

$$T_{t,st} = 288.2 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$P_{t,st} = 10332 \text{ kg/m}^2$$

$$R_{st} = 29.27 \text{ kg}\cdot\text{m}/^\circ\text{K}\cdot\text{kg}$$

$$\kappa_{st} = 1.401$$

この場合、 ε_{cr} および ϕ_{cr} を比熱比のちがいによって図示すると付図 4 および付図 5 のごとくなる。基準状態とかなり比熱比が異なる場合には、 ε_{cr} および ϕ_{cr} は考慮すべき大きさの量であることがわかる。

TR-321 正誤表

頁・列・行	誤	正
29頁 (3.4) 式	$C_p = \frac{2}{\kappa M_\infty^2} \left\{ \left(\frac{1 + \frac{\kappa-1}{1} M_\infty^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1 \right\} \quad (3.4)$	$C_p = \frac{2}{\kappa M_\infty^2} \left\{ \left(\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_\infty^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1 \right\} \quad (3.4)$
30頁 左上22行目	$M_{st}^2 = \frac{G_{st} \cdot V_{st}}{P_{t,st}} \cdot \frac{\left(1 + \frac{\kappa_{st}-1}{1} M_{st}^2\right)^{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st}-1}}}{\kappa_{st}} \cdot \frac{1}{A \cdot g}$	$M_{st}^2 = \frac{G_{st} \cdot V_{st}}{P_{t,st}} \cdot \frac{\left(1 + \frac{\kappa_{st}-1}{2} M_{st}^2\right)^{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st}-1}}}{\kappa_{st}} \cdot \frac{1}{A \cdot g}$

- | | |
|--|--|
| <p>TR-319 フライングテストベッド全機作動実験
 —予備・第一次・第二次実験—
 Ground Operation Tests of Flying Test Bed
 for VTOL Aircraft at National Aero-
 space Laboratory</p> | <p>1973年 6月 滝波 直人, 田邊 義一
 藤枝 昭義, 小川 敏忠
 宮本 義人, 甲斐 忠
 小野 幸一</p> |
| <p>TR-320 地球の重力の作用下にある人工衛星の運動に
 関する研究—運動が長期間にわたる場合—
 The Study on the Motion of an Artificial
 Satellite in the Earth's Gravitational
 Field—in the Case of the Long Maneu-
 ver of Free Orbital Motion</p> | <p>1973年 6月 武内 澄夫</p> |

航空宇宙技術研究所報告 321 号

昭和 48 年 12 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
