

UDC 532.55:
621.541:
621.454

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-272

遷音速軸流タービンの研究(I)

— タービンノズル円環翼列の実験 —

鳥崎忠雄・能瀬弘幸・森田光男

井上重雄・関根静雄

1972 年 2 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|--|-----------|---|
| TR-251 | 対称スピン衛星のニュートーション運動による慣性力の場とそのニュートーションダンパへの応用
Inertial Force Field Due to Nutational Motion of Spinning Axi-Symmetric Satellite and Its Application to Nutation Damper | 1971年11月 | 村上 力 狼 嘉 彰 |
| TR-252T | A Study of Subsonic Two-Dimensional Wall-Interference Effects in a Perforated Wind Tunnel with Particular Reference to the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel Inapplicability of the Conventional Boundary Condition | 1972年 1 月 | Masao EBIHARA |
| TR-253 | 圧縮性流れにおける翼型抗力の計算
A Calculation of Profile Drag of Airfoils in Compressible Flow | 1971年11月 | 石田 洋治 |
| TR-254 | 翼と不連続境界との干渉について
Interference Between Wing and Surface of Velocity Discontinuity | 1971年11月 | 犬丸 矩夫 |
| TR-255 | 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
The Study on the Motion of an Artificial Satellite in the Earth's Gravitational Field | 1971年12月 | 武内 澄夫, 松島 弘一 |
| TR-256 | リジッドヘリコプタロータのホバリングにおける縦揺れ減衰モーメントについて
On the Aerodynamic Damping Moment in Pitch of a Rigid Helicopter Rotor in Hovering | 1971年11月 | 高沢 金吾 |
| TR-257 | 周期的な軸力を受ける結合柱の安定
The Dynamic Stability of a Connected Rod under Periodic Longitudinal Force | 1972年 1 月 | 佐野 政明 |
| TR-258 | 三次元準最適直接式誘導法
Three Dimensional Suboptimal Explicit Guidance for Space Vehicles | 1972年 1 月 | 大坪 孔治 |
| TR-259 | 回転駆動振動検出型レートジャイロの研究
Study on a Rotary-Drive Vibratory-Output Rate Gyro | 1972年 1 月 | 山田 博 |
| TR-260 | 気流全温度測定装置の試作
A High Sensitive Total Atmospheric Temperature Measuring Apparatus | 1972年 1 月 | 西尾 健二, 能瀬 弘幸
越 沼 威, 井上 重雄
臼井 弘, 大畑 敏美 |
| TR-261 | 光弾性皮膜法による固体推進薬のひずみ測定
Strain Measurement of Solid Propellant Material with Birefringent Coating | 1972年 1 月 | 越出 慎一 |
| TR-262 | 異径二円筒殻をコーンで連結した軸対称殻の有限要素法構造解析
A Structural Analysis of Cylinder-Cone-Cylinder Shells by F.E.M. | 1972年 1 月 | 小河 昭紀 |
| TR-263 | 多孔壁風洞における亜音速二次元風洞壁干渉効果の研究と航空宇宙技術研究所 2m×2m 遷音速風洞へのその適用
A Study of Subsonic, Two-Dimensional Wall-Interference Effects in a Perforated Wind Tunnel with Particular Reference to the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel | 1972年 1 月 | 海老原正夫 |
| TR-264 | 液体燃料ロケットを用いた衛星打上げ用食しゅう体の初段に関する制御系構成
Flight Control System Design for Launch Vehicle with Liquid Propellant | 1972年 1 月 | 森 英彦, 興石 肇 |

遷音速軸流タービンの研究(I)*

——タービンノズル円環翼列の実験——

鳥崎忠雄**・能瀬弘幸**・森田光男**

井上重雄**・関根静雄**

An Investigation of a Transonic Axial-flow Turbine (I)

—A Cold Air Test of the Annular Turbine Nozzle Cascade—

By Tadao TORISAKI, Hiroyuki NOUSE, Mitsuo MORITA,
Shigeo INOUE and Shizuo SEKINE

A cold air test of an annular nozzle cascade for a transonic axial-flow turbine was made in a cascade exit flow Mach number ranging from 0.2 to 1.2.

The tip diameter, the hub diameter, the maximum blade thickness ratio at the mean and the trailing edge thickness are 512.9 mm, 355.0 mm, 12.4% and 0.2 mm respectively, and the nozzle exit flow Mach number at the design point is 1.322 at the nozzle hub.

In order to prevent the flow from separation which may occur in adverse pressure regions on the blade surface, a low diffusion parameter blade was designed and used for the cascade.

Comparing this with the previous test results of an annular turbine nozzle cascade using a “T-6” profile, a great improvement was seen in aerodynamic characteristics. The test result showed good agreement with the results of the two-dimensional cascade test conducted previously at the Cascade Test Section of the Laboratory.

1. ま え が き

航空用ターボジェットエンジンの推力・重量比を向上させるうえで、エンジン要素の空力性能の向上や、重量の軽量化とともに、エンジンの前面面積あたりの流量を増大させる事も重要である。この要求を満たすためには、1段あたりの膨脹比の大きい、高軸流速度型のタービンの開発が必要である。

先に当所原動機部においては、亜音速作動の高速軸流タービンの円環ノズル翼列および一段タービンについて、設計点を含む広い作動範囲にわたって空力性能の試験^{1),2)}を行ない、ほぼ満足すべき結果を得たが、円環ノズル翼列の試験では、設計点を越す高い流出マッハ数(約0.9以上)で、全圧損失係数の急激な増加と、転向角の減少がみられた。この遷音速領域での性能低下は、円環翼列下流でのピトートラバース計測や

二次元翼列の試験結果から推定して、主に翼面から流れが剥離する事に起因していると考えられた。

今回試験したタービンノズル翼は、流れの、翼面での剥離を防ぐために、翼の前縁から後縁にかけて、翼面にそっての主流速度分布に減速領域が少ないようにブレードイングされた任意翼型で、代表スパンにおける翼型のディフュージョンパラメータ³⁾(翼の正圧面および負圧面のディフュージョンパラメータの和、 $D_p + D_s$)は、約2%で、設計点における翼根部流出マッハ数は、1.322である。

試験には、全圧約 3.0 kg/cm², ab., 全温約 140°C の圧縮空気を作動流体として用いた。試験の範囲は、代表スパンでの主流流出マッハ数で、約 0.2 から 1.2 までである。

円環翼列の上流では、1) 流量, 2) 全圧, 3) 静圧, 4) 全温の計測を行ない、また下流では、アローヘッド型5孔ピトー管を、スパン方向およびピッチ方向にトラバースして、5) 全圧および、6) 主流流出

* 昭和46年12月20日受付

** 原動機部

角の分布を計測し、また通路内外壁で、7) 静圧を計測した。

これらの計測結果をもとに、1) 全圧損失係数の、タービン軸に垂直な断面での分布、2) 正圧面、負圧面側全圧損失および衝撃波による全圧損失のスパン方向分布、3) 主流流出角のスパン方向分布、4) 8点のスパン位置における全圧損失係数および主流流出角の、主流流出マッハ数による変化を求めた。

試験の結果を、先に行なった「T-6」翼型を用いたタービンノズル円環翼列の試験結果とくらべると、高い主流流出マッハ数での空力性能が顕著に改善されており、全試験範囲にわたって、良い空力性能を持つことが確認された。また、代表スパンでの計測結果は二次元翼列による試験結果と良い一致を示した。

以下に、試験装置の概要、計測方法および結果について述べる。

2. 円環翼列試験装置

試験は、当所原動機部のターボジェットエンジン要素試験設備⁴⁾の一部を使用して行なった。試験装置系統図を(図1)に示す。

作動空気は、試験機の入口管に設けた流量制御弁により調整したのち、試験機に供給し、排気は直接消音排気塔を通じて大気に放出している。

試験機の写真を(図2)に、試験機断面図および主要寸法を(図3)に示す。本試験機は、一段軸流タービン試験機の動翼および回転部を取り除き、その部分に補助導流管を取り付けて環状ノズル試験機としたものである。空気通路の内外径は、それぞれ 355 mmφ および 512.9 mmφ で、タービンノズル入口から出口まで一定である。

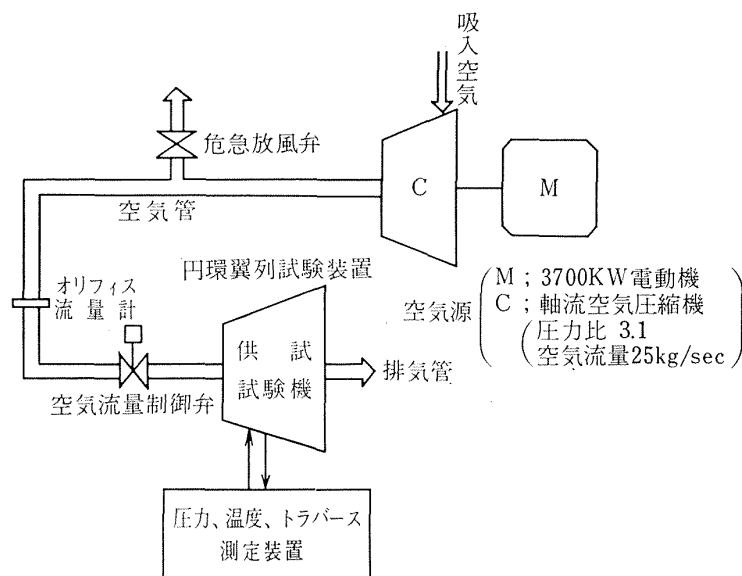


図 1 円環翼列試験装置系統図

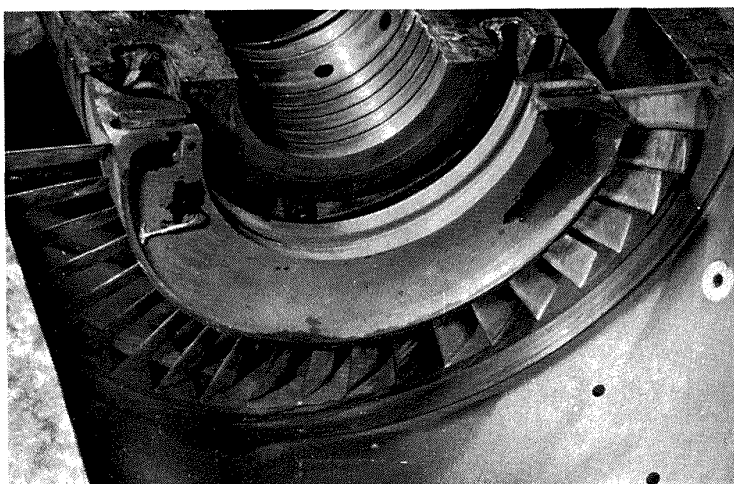


図 2 遷音速タービンノズル円環翼列試験機

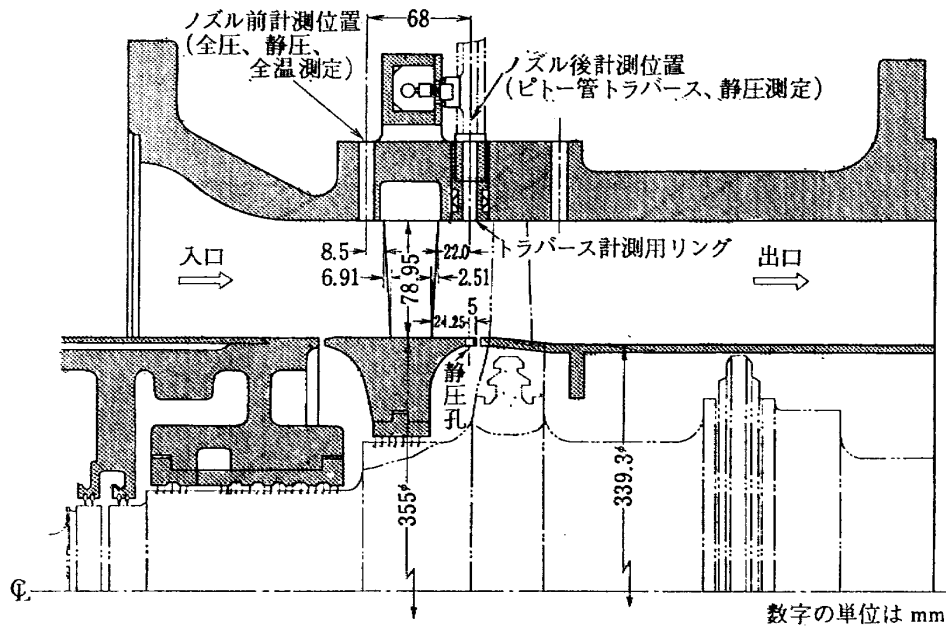


図 3 試験機断面図

3. 試験翼型および翼列

試験に使用した翼型は、ディフュージョンパラメータを 2% 以下におさえて設計した任意翼型で、 $\cos^{-1}(o/s)$ はスパン方向に一定である。翼型の形状パラメータを (図 4) に、翼列展開図を (図 5) に、また翼先端部および翼根部における翼間通路幅を (図 6) に示す。

ノズル翼枚数は 41 枚、平均径における最大翼厚み比 (t_{\max}/c) は 12.4%，後縁厚みは 0.2 mm でスパン方向に一定である。なお、代表スパンにおけるノズル翼型の座標は、文献 5) に示すものと同じである。

4. 計測装置および計測方法

4.1 空気流量計測

空気流量は、試験機前方の空気管に取り付けた外径 600 mm ϕ 、開口比 0.4974 のオリフィス空気流量計により計測した。この空気流量計は、前に行なった試験^{1),2)}で十分な精度が保証されている。

4.2 圧力および温度計測

計測位置は、(図 3) に示すように、ノズル前およびノズル後の各断面である。

4.2.1 圧力計測

ノズル前断面においては、8 孔くし型全圧管を用いて全圧を計測し、また通路壁面に静圧孔 2 個を設け静圧を計測した。ノズル前断面における全圧は、スパン方向にほぼ一様である。ノズル後断面においては、ノ

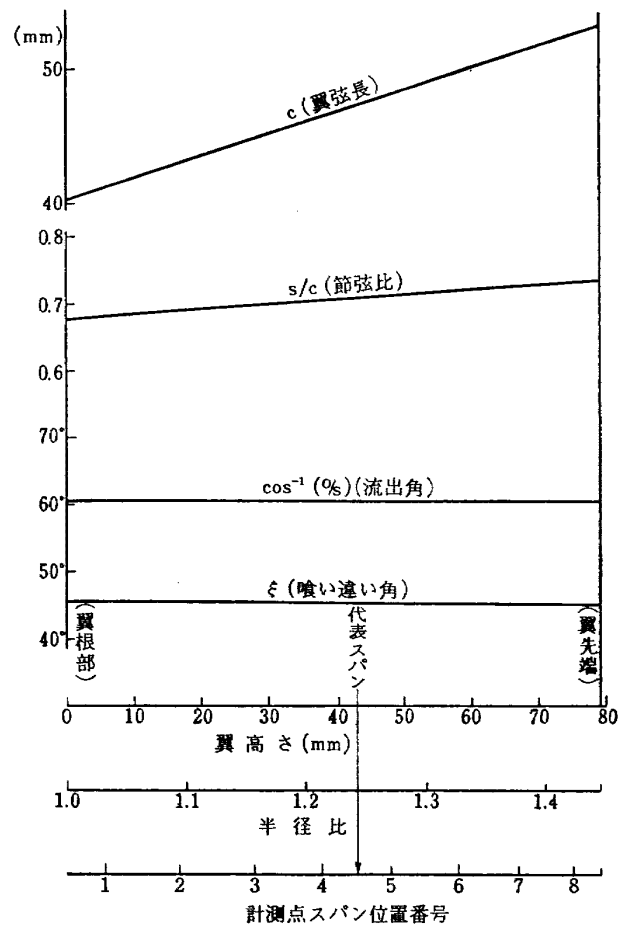


図 4 ノズル翼列形状パラメータ

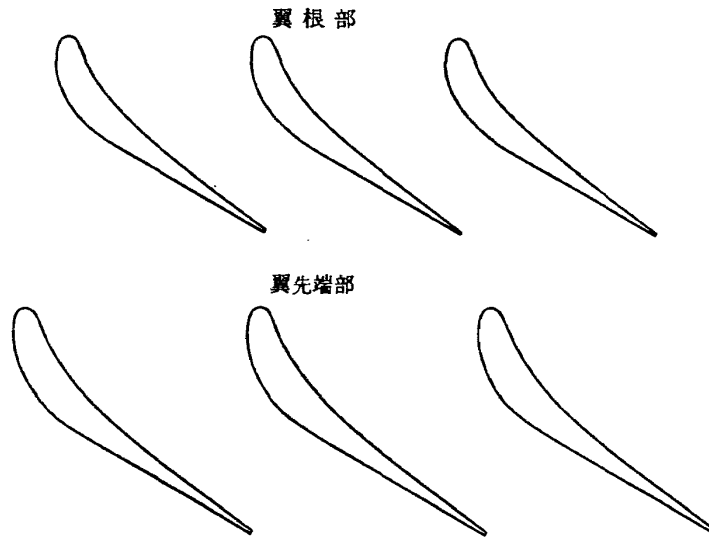


図 5 翼列展開図

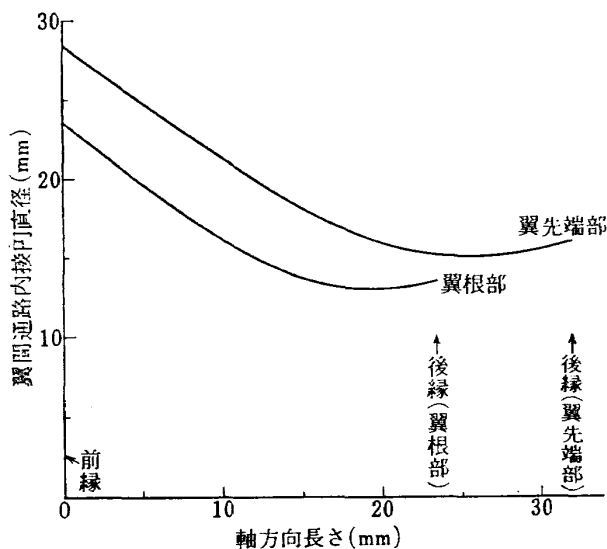


図 6 ノズル翼間通路幅

ズル 1 ピッチのセクターをピッチ方向に 10 等分，スパン方向に面積で 8 等分割した 80 点の格子点において，風向および圧力をピトー管トラバースによって計測した。ノズル後の 3 次元的な流れについては，アローヘッド型 5 孔ピトー管を用いて計測し，流れの解析は，ピトー管検定試験結果に基づいて行なった。主流における 5 孔ピトー管のヨーアングル設定は零位法により行ない，ピッチアングルは，ピトー管検定結果から求めた。翼直後のウェークによる剪断流においては，主流におけるヨーアングル設定のまま全圧を計測し，ヨーアングルは主流に一致するものとした。

またノズル後断面において外壁および内壁に静圧孔

各 1 個を設け，静圧を計測した。

4.2.2 温度計測

温度計測位置は，ノズル前断面だけである。温度計測には，クロメル-アルメル熱電対を用いたセキ止め温度計を使用した。温度計は，その熱起電力および高速気流中における温度回復係数について検定後使用した。熱起電力の計測には，電子管式自動平衡電位差計を用いた。

これら，センサの先端部の写真を（図 7）に示す。

5. 試験方法および計算法

流量制御弁により，ノズル流出マッハ数を変えて試験を行った。試験範囲は，ノズル出口断面の代表スパンにおける主流マッハ数で 0.3～1.2 である。

空気流量は，次の式（1）で計算した。

$$G = \alpha \epsilon A \sqrt{2g\Delta P \gamma} \quad (1)$$

ここで G : 空気流量 (kg/sec)

α : 流量係数

ϵ : 空気の膨張による修正係数

A : オリフィススロート面積 (m^2)

g : 重力の加速度 (m/sec^2)

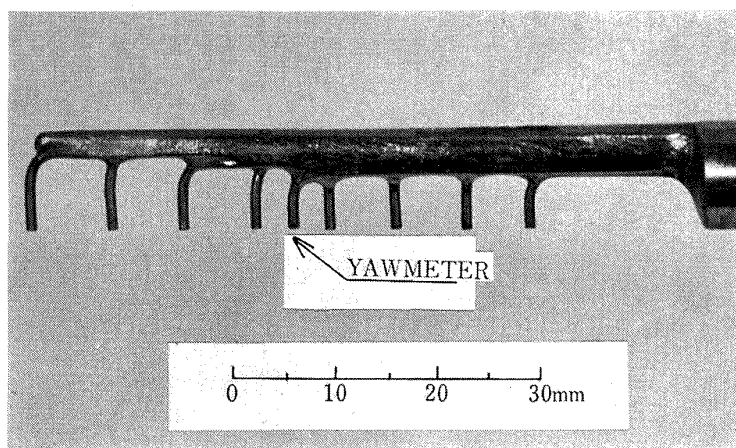
ΔP : オリフィス前後の差圧 (kg/m^2)

γ : 空気の比重量 (kg/m^3)

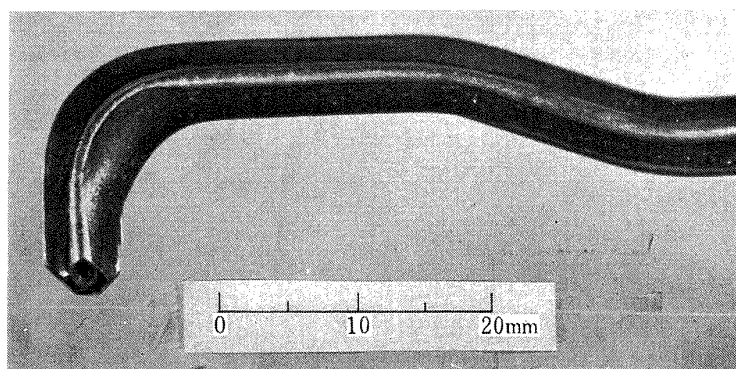
α, ϵ は次の近似式によって算出した。

$$\alpha = 0.5957 + 0.02736\beta + 0.3916\beta^2 - 0.3248\beta^3 + 0.4422\beta^4$$

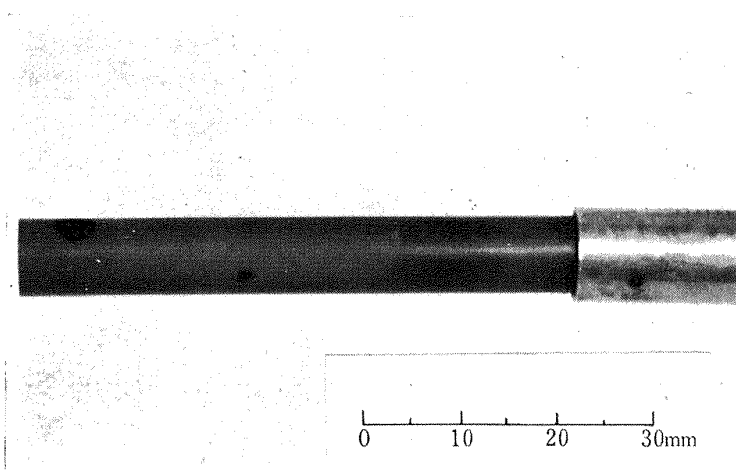
$$\epsilon = 1 + K \frac{\Delta P}{p_0}$$



8 孔くし型ピトー管



5 孔アローヘッド型ピトー管



せき止温度計

図 7 計測器先端部

$$K = -0.199 - 0.235\beta + 0.344\beta^2 - 0.42\beta^3$$

β : 開口比

p_0 : オリフィス前静圧 (kg/m²)

スパン位置 r におけるノズル出口平均全圧 P_{2r} は、ノズル 1 ピッチ分のピトートラバース計測結果を図式積分して求めた。

ノズル後 80 点の格子点上における全圧損失係数 ζ_{rs} は、式 (2) によって求めた。

$$\zeta_{rs} = \frac{P_{1r} - P_{2rs}}{P_{1r} - p_{2r}} \quad (2)$$

ここで P_{1r} : スパン位置 r におけるノズル前全圧

P_{2rs} : スパン位置 r , ピッチ位置 s におけるノズル出口全圧

p_{2r} : ノズル出口断面, スパン位置 r における静圧 (ノズル出口断面内, 外壁圧から内そうして求めた値)

スパン位置 r における全圧損失係数 ζ_r は、式 (3) によって求めた。

$$\zeta_r = \frac{P_{1r} - P_{2r}}{P_{1r} - p_{2r}} \quad (3)$$

ノズル平均主流流出マッハ数 \bar{M}_2 は、式 (4) により算出した。

$$\bar{M}_2 = \frac{1}{8} \sum_{r=1}^8 M_{2r} \quad (4)$$

ここで M_{2r} はスパン位置 r における主流流出マッハ数である。

5. 試験結果および考察

前述した通り、ノズル出口検査断面における、80 の格子点において、アローヘッド型 5 孔ピトー管を用いて風向および圧力のトラバース計測を行なった。この結果に基づいて算出した全圧損失係数の分布を、

(図 8-1)~(図 8-5) に示す。

ノズルの主流流出マッハ数が遷音速領域に達すると、ウェーク幅の増大とともに、外壁近傍での二次流れの影響が強く現れて来るが、これらは、先に行なった“T-6”翼形の試験結果¹⁾程顕著ではない。また、“T-6”翼形では、ノズル主流流出マッハ数の増加とともに、翼負圧面で強い剥離を起し、全圧損失の急激な増大を示したが、本試験では、剥離によると思われる全圧損失の増加はほとんど認められず、これが、全試験範囲を通じて比較的全圧損失が小さい一因と考えられる。

代表スパンに合せた翼形の二次元翼列試験⁶⁾において、翼列の主流流出マッハ数の増加に伴ない、弱い衝撃波が発生することが、シュリーレン写真によって確認されているが、本試験においても、ウェーク位置以外に現われる全圧損失の局所的なピークとして、衝撃波の影響が認められた。(図 9) は、(図 8) の A-A', B-B' に対応する、全圧損失係数のピッチ方向分布例であり、翼列の主流流出マッハ数の増加によって、前述した衝撃波に起因する損失が発生していることを示している。(図 10) に、全圧損失係数の、スパン方向分布を示す。(図 10) においては、衝撃波に起因する損失を分離表示するとともに、ウェーク位置を境に翼正圧面および負圧面での全圧損失をも分割して表示した。

ノズルの主流流出角のスパン方向分布を、(図 11-1)~(図 11-3) に示す。

ノズル翼列の出口断面を面積等分して 8 ケの翼素に分け、それぞれについて翼素性能を求めた。(3) 式により求めた全圧損失係数の、主流流出マッハ数に対する変化を(図 12)に、また主流流出角の変化を(図 13)に示す。

内外壁の影響を強く受ける翼先端部および翼根部を

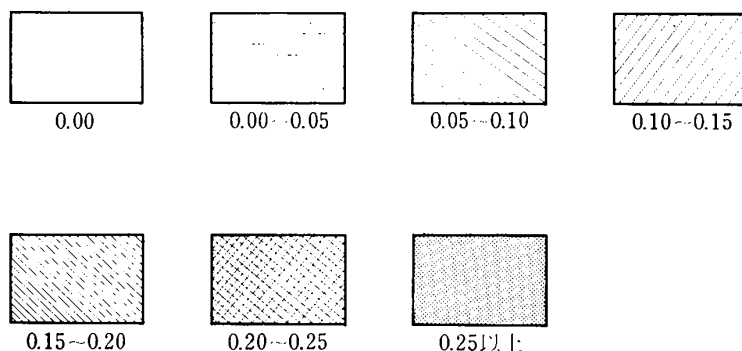


図 8 全圧損失係数分布図記号

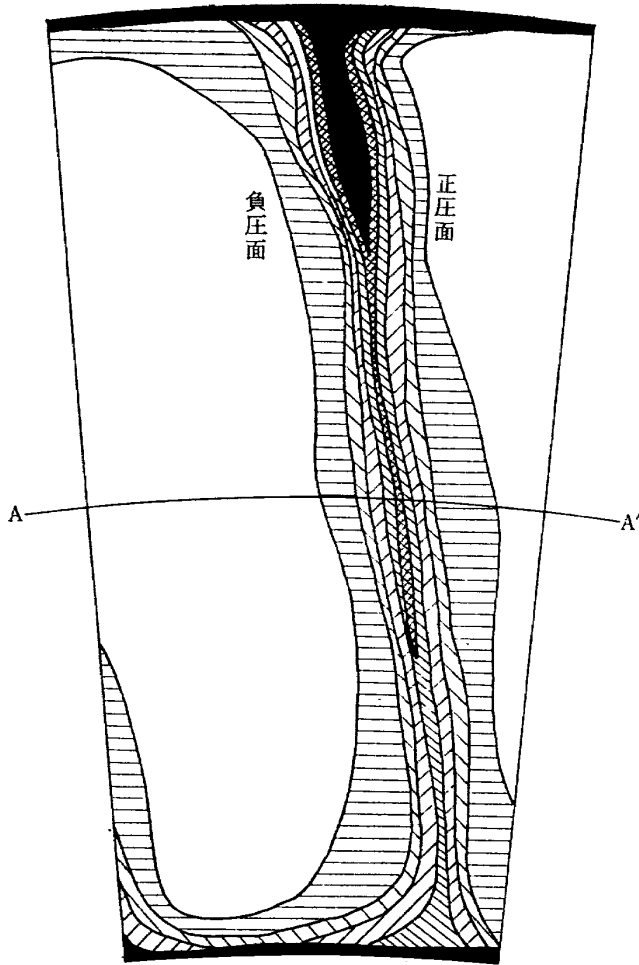

 $M_2 = 0.500$

図 8-1 全圧損失係数分布

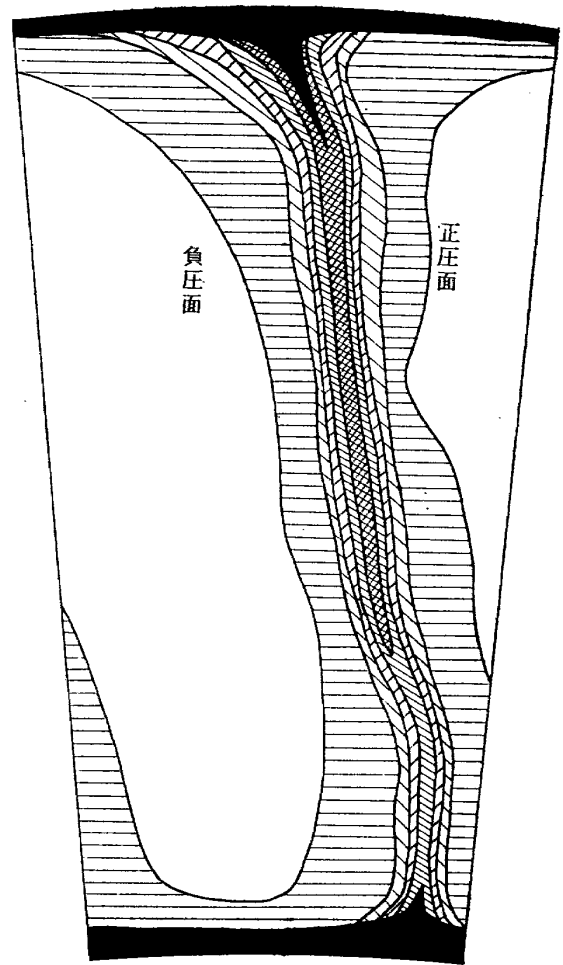
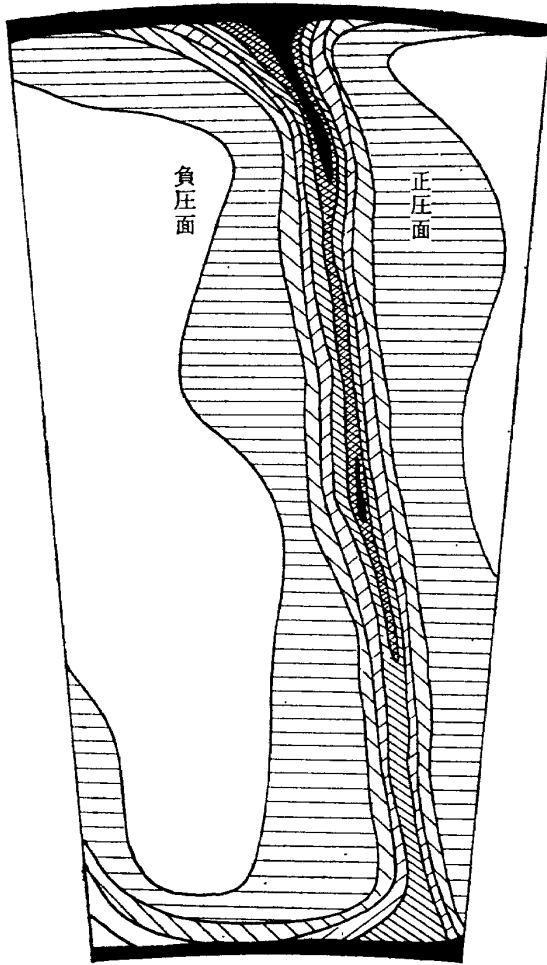
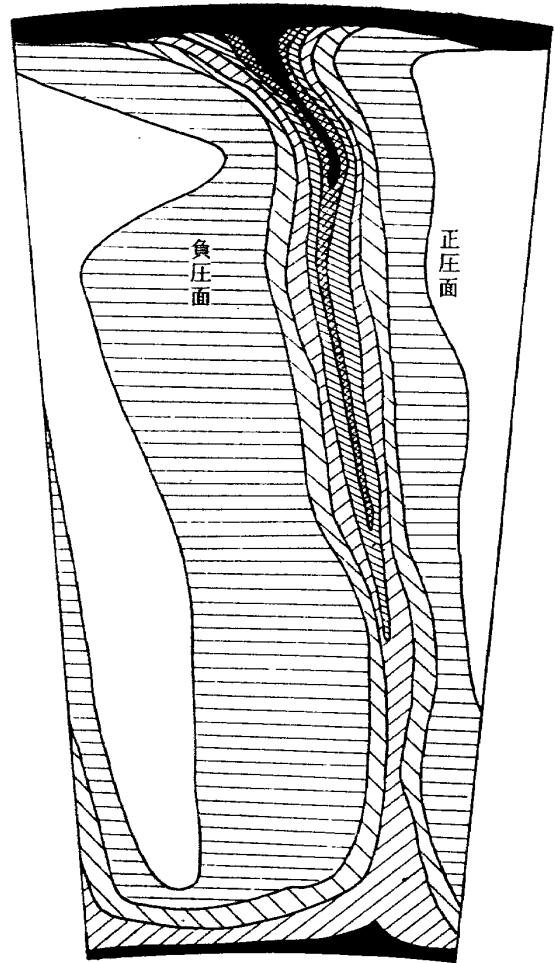

 $M_2 = 0.807$

図 8-2 全圧損失係数分布



$\bar{M}_2 = 0.906$

図 8-3 全圧損失係数分布



$\bar{M}_2 = 1.048$

図 8-2 全圧損失係数分布

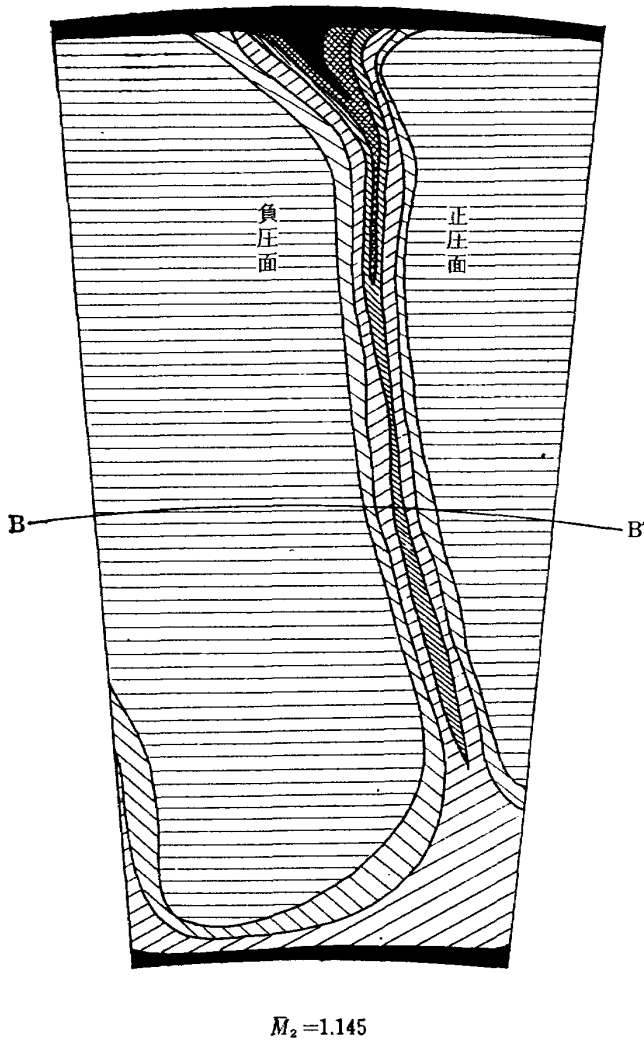


図 8-5 全圧損失係数分布

除けば、全圧損失係数は、代表スパンでのノズルの流出マッハ数 0.8 付近でやや増加し、マッハ数の増加と共にいったん減少する傾向にある。これは、代表スパンの二次元翼列試験結果⁶⁾と、定性的にも定量的にも極めてよく一致しており、文献 6) に述べられている通り、翼面上の剥離点が翼後縁へ向って移動するためと考えられる。主流流出マッハ数 1.2 以上では、全圧損失係数の急激な増加の傾向がみられる。通路外壁近傍では、二次流れの影響により、全圧損失係数がかなり大きい。

ノズル主流流出マッハ数の大きなところでは、流出角と流出マッハ数の関係も、二次元翼列試験の結果とよく一致している。

高亜音速および遷音速領域での翼素性能としては、先に試験した“T-6”を基本翼としたタービンノズル¹⁾の翼素性能と比較して、著しく改善されている。これは、ディフュージョンパラメータを低くおさえたために、翼面上減速領域がほとんどないこと、翼後縁厚みが小さいこと、流出マッハ数の増加とともに翼面上の剥離点が翼後縁方向に向って移動し、剥離による全圧損失の増加がおさえられていること等に起因している。

(図 14) に、膨脹比に対する流量特性を示す。流量パラメータは、 $\cos^{-1}(o/s)$ に対応する値と比較して約 4% 多く、これはノズルからの流出角で、約 1.6 度軸流方向にずれることに対応し、主流流出角の計測結果 (図 13) とほぼ一致している。

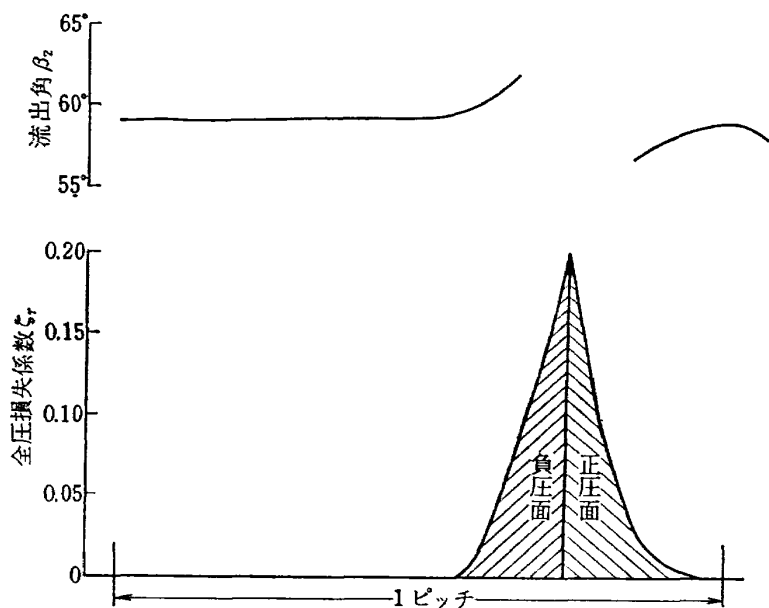


図 9-1 ピッチ方向トラバース計測例 (図 8-1 A-A' 断面)

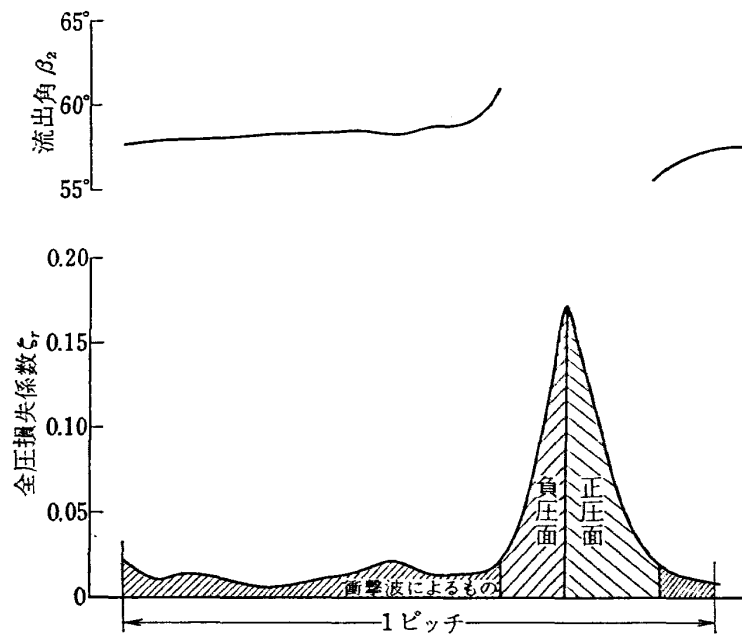


図 9-2 ピッチ方向トラバース計測例 (図 8-5 B-B' 断面)

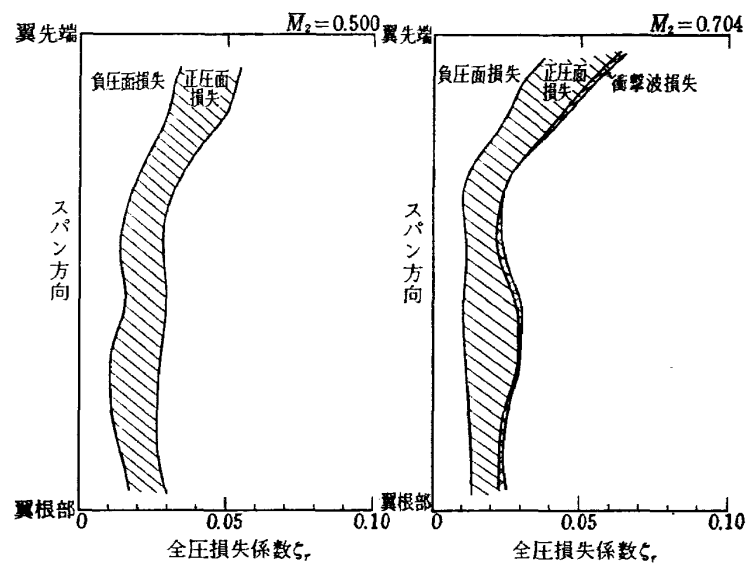


図 10-1 全圧損失係数スパン方向分布

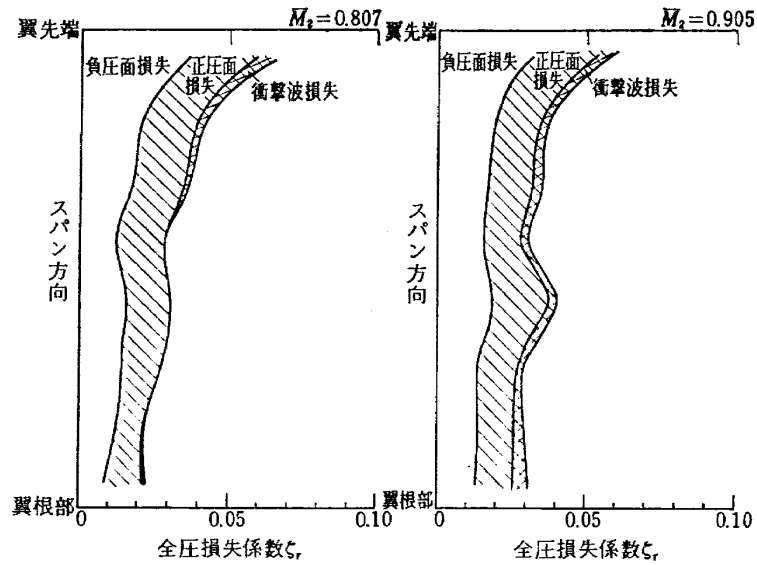


図 10-2 全圧損失係数スパン方向分布

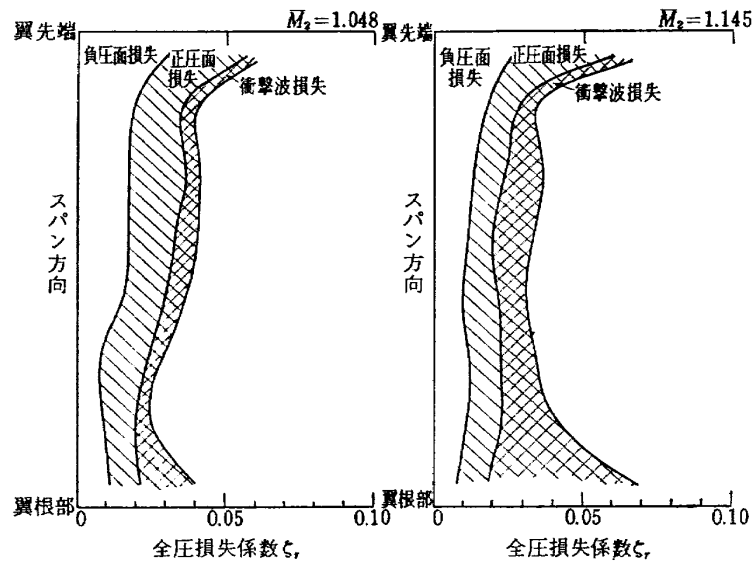


図 10-3 全圧損失係数スパン方向分布

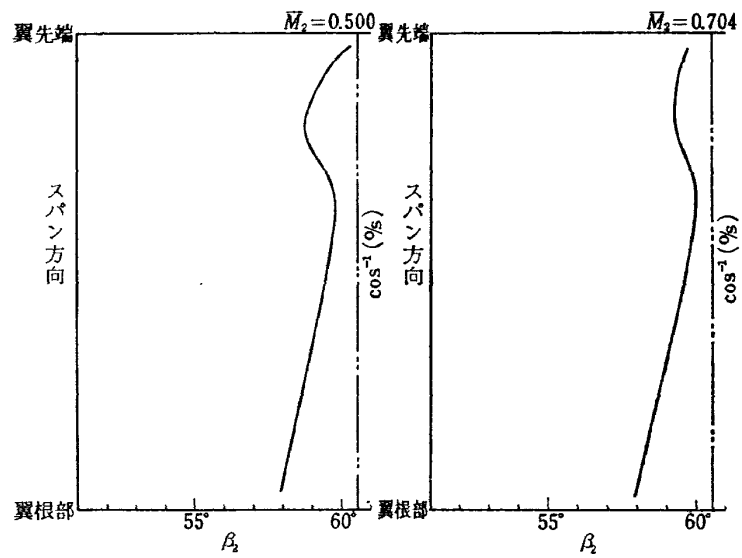


図 11-1 主流流出角のスパン方向分布

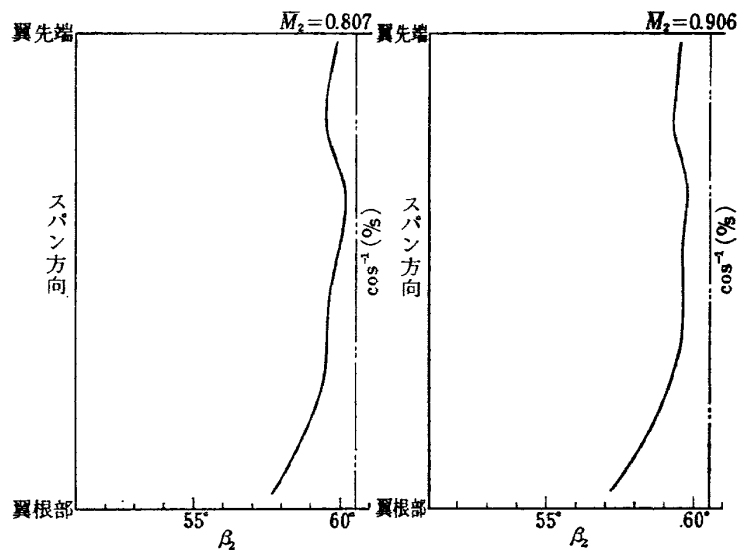


図 11-2 主流流出角のスパン方向分布

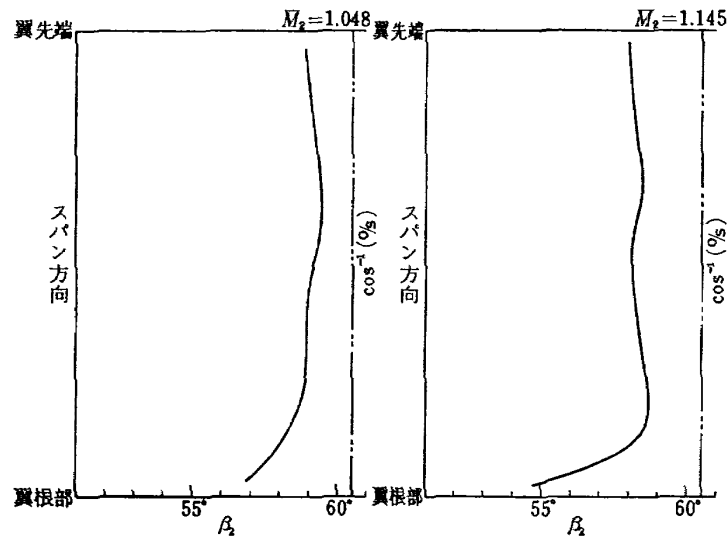


図 11-3 主流流出角のスパン方向分布

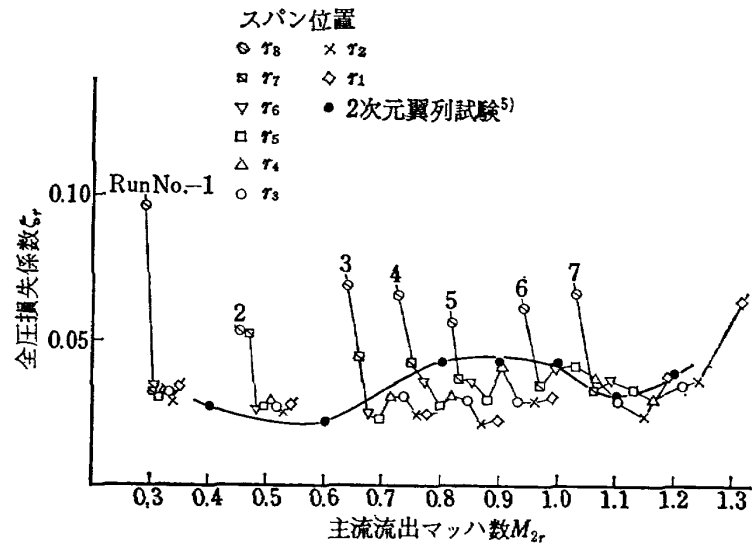


図 12 各スパン位置における全圧損失係数

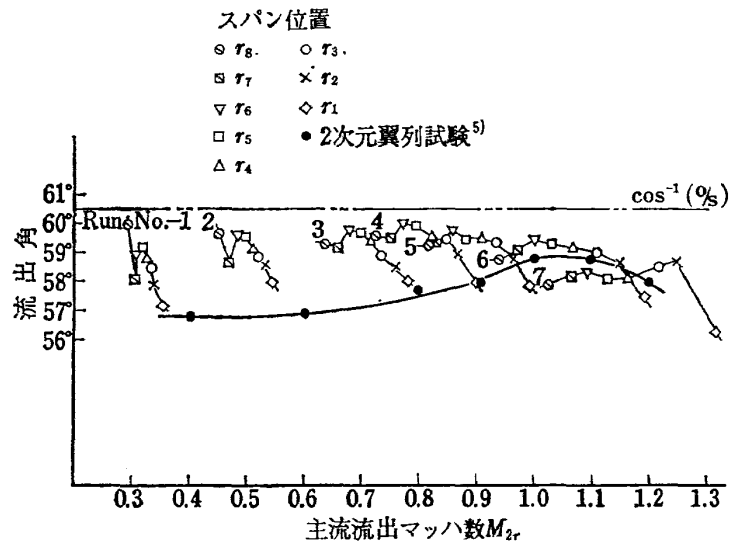


図 13 各スパン位置における主流流出角

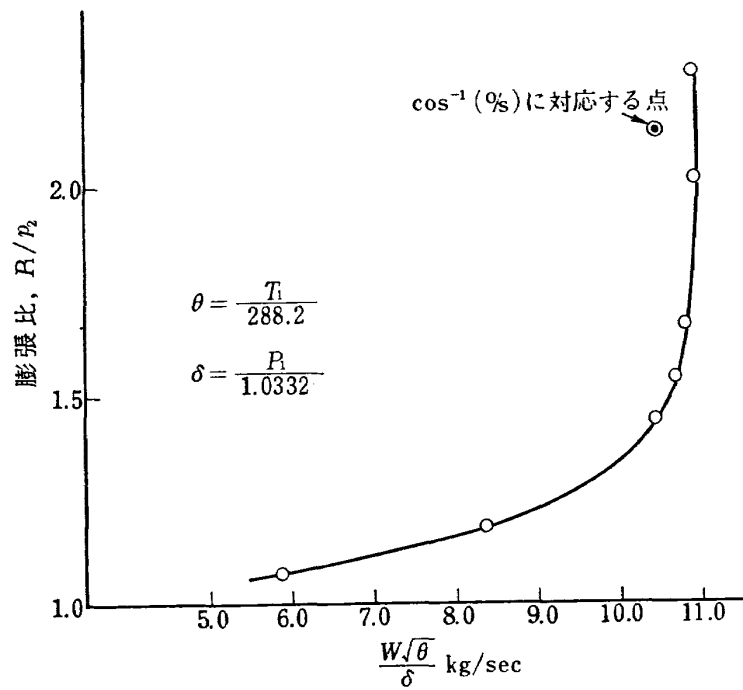


図 14 流量特性

6. ま と め

先に行なった“T-6”翼型を基本としたタービンノズルの試験では、翼列からの主流流出マッハ数が約0.9以上に達すると急激な性能の低下がみられた。本試験においては、翼型のディフュージョンパラメータを2%以下におさえ、 $\cos^{-1}(o/s)$ をスパン方向に一定として設計した任意翼型による遷音速タービンノズルを採用し、その翼素性能を、ノズル主流流出マッハ数約1.2までの範囲にわたって計測した。試験結果を、代表スパンにおける翼型の二次元翼列試験結果と比較すると、

(I) 通路内外壁近傍を除けば、翼素の全圧損失係数および主流流出角は、二次元翼列試験結果に、定性的にも定量的にも極めてよく一致する。

(II) 二次流れの影響は、円環通路外壁近傍に強くあらわれている。

(III) 翼列からの代表スパンでの主流流出マッハ数が、約0.8~1.2の範囲で、弱い衝撃波の発生により、全圧損失のわずかな増加を示すが、マッハ数が1.0をすぎたところで、いったん全圧損失の減少がみられる。これは、二次元翼列試験によって確認されたように、流出マッハ数の増加とともに剥離点が翼面後縁方向に移動する結果と理解される。

また、“T-6”翼型を基本翼型とした円環タービンノズルの試験結果と比較すると、

(IV) 全圧損失係数は、全試験範囲にわたって改善された。

(V) 主流流出角は、全試験範囲ではほぼ一定で、遷

音速領域での轉向角の急激な減少は、さけられた。流量特性の試験結果から、

(VI) 流量パラメータは、計画値に比べて約4%の増加が計測された。これは、主流流出角度が、約1.6度軸方向にずれた事に相当し、主流流出角度の計測値と、計画値(ほぼ $\cos^{-1}(o/s)$ に等しい)との差に一致する。

本研究にあたり、松木原動機部長、近藤熱伝達研究室長から、有益な御助言を戴いた。また実験にあたり、空気源関係の方々の御協力を戴いた。

文 献

- 1) 鳥崎, 能瀬, 森田; 高速軸流タービンの研究 (I), 航技研報告 TR-69 (1964年7月)
- 2) 鳥崎, 森田, 能瀬, 関根, 井上; 高速軸流タービンの研究 (II), 航技研報告 TR-273
- 3) W.L. Stewart, W.J. Whitney and R.Y. Wong; A Study of Boundary Layer Characteristics of Turbomachine Blade Rows and Their Relation to Over-All Blade Loss, Jour. Basic Engineering, Sept. 1960 p. 588
- 4) 航空技術研究所原動機部; 航空技術研究所のターボジェットエンジン要素試験設備, 航技研報告 TR-24 (1962年2月)
- 5) 近藤, 養田, 山崎; 遷音速タービン翼列二次元試験 (第1報), 航技研資料 TM-36 (1964年5月)
- 6) 近藤, 養田, 山崎; 遷音速タービン翼列二次元試験 (第2報), 航技研報告 TR-84 (1965年3月)

TR-265	ガスタービン用流体温度検出器 Fluidic Turbine Inlet Gas Temperature Sensor	1972年1月	西尾健二, 遠藤征紀 遠藤篤和
TR-266	鈍い頭部を有するロケット胴体の空力特性に関する二, 三の考察 Some Consideration on the Aerodynamic Characteristics for a Body of Rocket with Blunt Nose	1972年1月	河本 巖
TR-267	フロント・ファンの研究 Aerodynamic Design and Test Result of Front Fans	1972年1月	藤井昭一, 西脇英夫 五味光男, 菅原 昇 武田克己
TR-268T	Aerodynamic Design and Test Results of Front Fans	Jan. 1972	Shoichi Fujii, Hideo Nishiwaki, Mituo Gomi
TR-269T	Approximation of Linear Operator Semi-groups	Feb. 1972	Tadayasu Takahashi
TR-270	円筒殻の座屈実験 The Experiments on the Buckling of Circular Cylindrical Shells	1972年2月	戸田 勸, 日下和夫
TR-271	並列結合はりの振動 On the Vibration of Three-Parallel-Beams	1972年2月	林 洋一, 築地恒夫

航空宇宙技術研究所報告272号

昭和47年2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
