

UDC 533.697:
533.662.3:
621.454

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-267

フロント・ファンの研究

藤井昭一・西脇英夫・五味光男

菅原 昇・武田克巳

1972年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-245 ヘリコプタ高度・速度線図および臨界決定点の解析的推定法
An Analytical Method to Predict Height-Velocity Diagram Critical Decision Point of Rotorcraft 1971年 8月 古茂田真幸
- TR-246 梁の大変形問題の解析について
On Analysis of Large Deformation Problems of Beam 1971年11月 泉 日出夫
- TR-247 任意物体のまわりの自由流線理論
On the Theory of Free Streamlines Past an Arbitrary Shape 1971年 9月 高 橋 侔
- TR-248 亜音速流中における二次元翼上の圧力分布の粘性効果を考慮に入れた計算法のプログラム
A Description of the Ideas Underlying a Computer Programme for Predicting the Aerofoil Pressure Distributions in Subcritical Viscous Flows 1971年11月 海老原正夫, 石田 洋治
小此木時雄
- TR-249 一般化 Newton-Raphson 法の計算機容量問題に対する改良最適化アルゴリズム
Modified Optimization Algorithm for Computer Storage Problems in Generalized Newton-Raphson Method 1971年10月 志 雨 徹
- TR-250 はりの大変形解析
Large Deflection of Cantilever Beams 1971年10月 多田保夫, 日下和夫
- TR-251 対称スピン衛星のニュートン運動による慣性力の場とそのニュートンダンパへの応用
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

フロント・ファンの研究*

藤井昭一**・西脇英夫**・五味光男**
菅原 昇**・武田克己**

Aerodynamic Design and Test Results of Front Fans

By Shoichi FUJII, Hideo NISHIWAKI, Mitsuo GOMI,
Noboru SUGAHARA and Katsumi TAKEDA

Full scale front fans were designed and tested with satisfactory results. The flow field in passing through the fans was estimated by means of a powerful method called streamline-curvature technique. In the first test-program the rotor blade row was without snubbers (part-span shroud) and in the second, with them. A comparison of both experimental data enabled the flow behavior and aerodynamic characteristics to be visualized under these two different inlet conditions.

| 記 号 | |
|------------------|---------------------------------|
| B.P.R. | バイパス比 |
| c_p | 定圧比熱 |
| D | 拡散係数 |
| G | 流量 |
| g | 重力の加速度 |
| h | 静エンタルピ |
| H | 全エンタルピ |
| H | ピトー管検定定数 |
| H_z | 形状係数 ($=\delta_z^*/\theta_z$) |
| i | 入射角 |
| J | 熱の仕事当量 |
| K | 偏差角の修正定数 |
| L | 仕事 |
| M | マッハ数 |
| N/N^* | 修正回転数/設計回転数 |
| p | 静圧 |
| P | 全圧 |
| r | 半径 |
| (r, θ, z) | 円筒座標系 |
| r_c | 曲率半径 |
| s | エントロピ |
| | T 静温 |
| | t 時間 |
| | U 主流速度又は周速 |
| | U_p 棚がないとした時の軸流速度 |
| | V 速度 |
| | VR 翼列前後の軸流速度比 |
| | y 棚によるウェークの半径方向長さ |
| | ∇ 勾配 |
| | F 外力ベクトル |
| | V 速度ベクトル |
| | α 絶対流出角度 |
| | β 相対流出角度 |
| | δ 偏差角 |
| | δ^* 排除厚み |
| | ϵ 転向角 |
| | η 断熱効率 |
| | θ 運動量厚み |
| | θ/c 損失パラメータ |
| | κ 比熱比 |
| | λ 子午面での速度の軸方向勾配 |
| | ν 半径比 ($=r/r_i$) |
| | ρ 密度 |
| | σ ソリディテ |
| | $\bar{\omega}$ 全圧損失係数 |
| | π 圧力比又は円周率 |

* 昭和46年12月21日受付

** 原動機部

(添字)

- des. 設計値
 h 翼根部
 l 左側
or オリフィス
 r 半径方向又は動翼又は右側
 S 静翼
 T ピトー・トラバース
Torq トルク計
 t 翼先端
 z 軸方向
 θ 周方向
0 せき止め又は入口状態
1 動翼翼列前
2 動翼翼列後
3 静翼翼列後
' 相対
* 設計値又は排除厚み

1. はじめに

最近の航空エンジンはファン・ジェット時代を迎えている。すなわち従来のジェット・エンジンを核にしてその前面にフロント・ファン後方にパワー・タービンを設け、流量の飛躍的な増加、ひいては推進効率や燃料消費率の改善を目標とする形態をとる。

当所原動機部においても、フロント・ファンの将来性を重視しすでに数年前からファンに関する要素試験が続けられて来た。その第一目標を達成し極めて満足すべき結果が得られたので、過去数年にわたって断片的に成果を発表していたものをここにとりまとめ、新たな考察をつけ加えて総括的に記述する。

研究に用いたファンは動翼入口外径 940 mm というやや full scale に近いもので、空気力学的・熱力学的性能の追求と同時に、翼振動に関する空力弾性的研究、高い工作技術の習得など各方面のレベルの向上に寄与したが、本報告では主として空力性能に記述を集約し、必要に応じて他分野との関連性を引用する。

まず、空力性能に関してファンの特殊性を紹介しておく。ファンすなわち送風機という名称であっても、段当りの圧力比はファン・エンジン全体の適合性からかなり高いものが要求され、同時にパワ・タービンとのかねあいもあって、おのずと高速回転になる。しかるに流量増加という命題のために翼高さをのぼし、ボス比を下げる必要もある。これら高圧力比、小ボス比はお互いに相反する設計要求であり、周速の高い外

径で出来るかぎり圧力比を得ようとするため、通常の送風機や圧縮機ではとても考えられないような強い圧力勾配が翼高さに沿ってつく結果になり、著しい三次元流れを誘発し従来用いられていた圧縮機などの設計手法が無効化したので、流線を近似的に追跡する計算方式を採用した。

一方、構造的な面からいえば、本研究で用いたチタニウム合金など現在考えられている金属材料では、空力弾性的な共振による動翼破損の危険があるため翼高さの途中で振動防止用の棚 (snubbers または part-span shroud とも呼ばれる) をつけなければならない。しかし、この棚の影響を空力設計の段階であらかじめ定量的に見積ることは困難であったので、まず、棚を設けない動翼を設計し運転性能を確認し、つづいて空力的パラメータを同一にして棚付きのものを製作し、両者の空力性能を比較検討する方針をとった。

実験データの解析では、上記の空力設計で開発した計算法を再び使用し、従来の流線をあらかじめ仮定する翼素性能にもとづく整理法をやめ、実験値から推定される流線で形成される流れ面での翼性能に注目した。

2. 空気力学的設計

2.1 送風機内の三次元流れと流線法

ターボ機械内の三次元流れに関する方程式の詳しい取り扱い付録 1. を参照するとして、本節では流線法との関連性を述べる。ファンに課せられた高圧力比、小ボス比の要求は当然、翼高さに沿って大きいエンタルピ勾配がつき、したがって強い渦場が流れに形成され、通常の送風機およびタービンで用いられる線型的手法 (たとえば作動内整理論) によって流れが正確に計算できなくなる。ここに流線法と呼ばれる新しい技法¹⁾が登場する。流線の動きをなるべく解析にもち込もうとする一つの試みであって、大型高速の電子計算機により可能になる。実際の計算では翼の存在しない領域に有限個の点すなわち流点を考え、これらの点を結んだものを流線とみなす。軸対称流れならば流線は円筒座標系 (r, θ, z) において r, z 面上に表示できる。このような流線を数多く機械内に仮に設け、半径方向 r への運動方程式と連続の条件を連立させて流点の位置が収束するまで計算をくり返す。むろん得られた解が与えた境界条件を厳密に満足するものではないが、従来のどの計算方式よりも近似度の高いものである。何故なら、当然存在するであろう流線の動きを多少なりとも考慮したからである。

2. 2 基本計画と設計方針

速度三角形の選択および翼配備は、当時すでに、当部における研究で有していた資料^{2),3)}を参考とし、入口案内翼からのウェークと動翼との干渉をもたらす騒音を避けるため、入口案内翼は設けなかった。

設計に際しては、所望の全圧力比、流量などを満足するように、ファン動翼のチップマッハ数など主要目を選定する必要があるが、上記の資料を検討した上で、全圧損失係数が急激に増加する不都合が起らない範囲として動翼チップマッハ数を 1.25 程度におさえることとした。

また、著者らの研究^{2),6)}から、遷音速動翼と高亜音速静翼の組合せよりも、遷音速動翼と低亜音速静翼の組合せの方がはるかに高性能を示すことが確認されていたので、ファンの静翼流入マッハ数分布が全翼スパンにわたって臨界マッハ数以下となるように配慮し、結局、これらの要件を満たす翼型として、動翼には二

重円弧翼を、静翼には NACA-65 系を採用することとした。

流量及びバイパス比は、当部に既設の要素試験設備の容量で規定される部分もあるが、将来ファン・エンジンへの発展性をも考え合わせて定めた。

フロント・ファン動翼のようにアスペクト比の高い翼をファン・エンジンの一要素として実用化するさいに、入口乱れ⁶⁾に遭遇して翼を破損する危険がある。そこで現用の合金材料では柵が必要となり、事実、外国の主要ファン・エンジンでは一列または二列の柵をもつ動翼が使われている。しかし本研究の計画時において、この柵がファンの空力特性に及ぼす影響を見積る確実な方法が見当らなかったため、柵付き動翼設計の詳細データを得るため研究計画を二段階にわけることとした。すなわち、柵を付けない動翼をもつフロント・ファンの空力設計を行ない、これの特性を実験的に調べ、次に柵付き動翼をもつファンの実験を行ない両

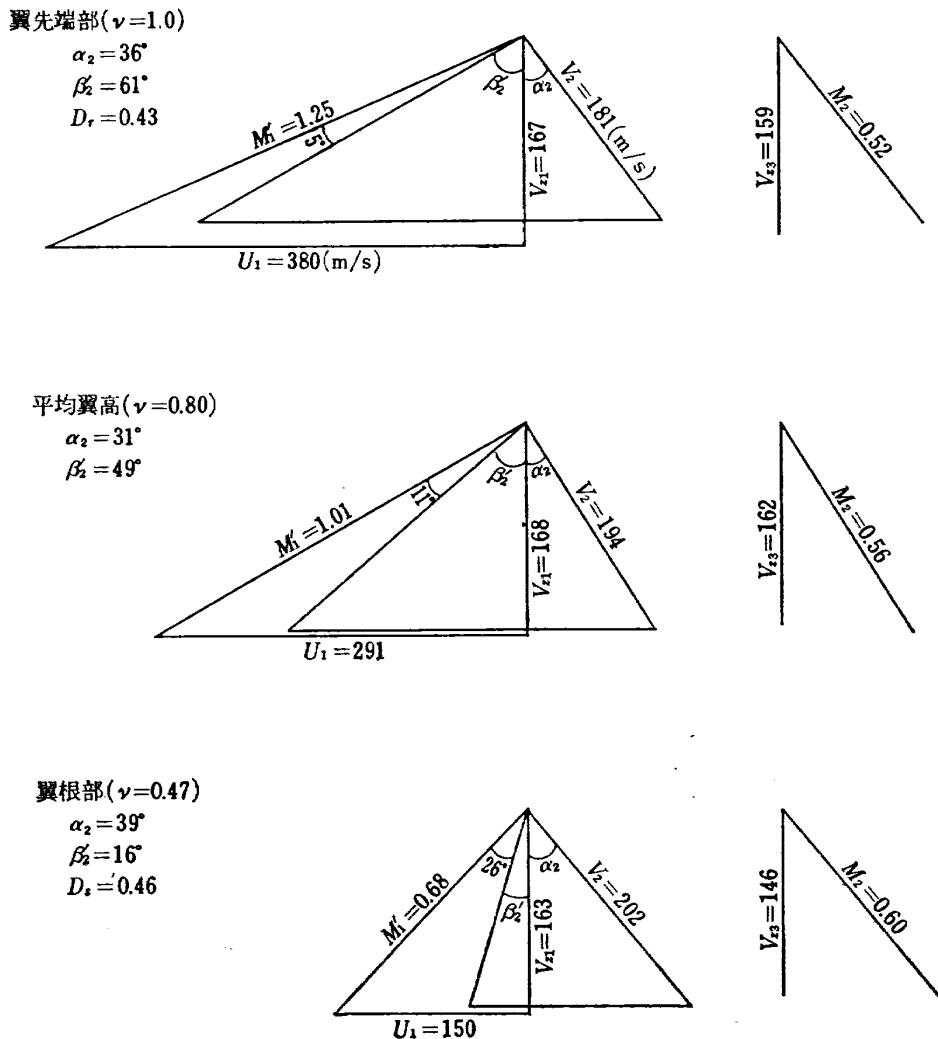


図 1 柵なしファンの速度三角形

者を比較検討する。このさい比較を明確にするため第一段階、第二段階とも同じ実験装置および静翼を用いると同時に、喰違い角、そり角、厚み比、ソリディティなど空力パラメータを同じ流線面^{注1)}で同一に保った。

フロント・ファン動翼の先端部、平均翼高、翼根部における速度三角形を図1に示す。すでに著者らの経験²⁾から、動翼翼根部では高速流れがその性能劣化をもたらすことが明らかとなっていたので、動翼翼根部が臨界マッハ数以下で作動するよう特に配慮した。

次に翼負荷や衝撃波損失の値に直接影響を与える動翼先端部でのソリディティについては、空力上の要求と機械的強度上の制約とを考え合わせた上で 0.9 という値を選んだ。さらに動翼翼列前後の軸流速度比を 1.1~0.9 の範囲内に保つようにし、また、動翼先端部、静翼翼根部での拡散係数はそれぞれ 0.43, 0.46 とした。

動翼、静翼の翼配備の詳細を、表 1(a)、表 1(b)に示す。

こうした設計手順を経て、棚なし動翼を用いた場合

のフロント・ファンの定格要目として次の値を選んだ。

| | |
|-----------------------|------------|
| ファンの入口径 | 940 mm |
| 流量 (15°C, 1 気圧の標準状態で) | 104 kg/sec |
| 回転数 (15°C で) | 7770 rpm |
| 全圧力比 | 1.34 |
| 断熱効率 | 84% |
| バイパス比 | 6.0 |

3. 棚に関する空力的・機械的考察

先に述べたように、棚なし、棚付きの両方とも動翼の空力パラメータは同じにしたが、棚付き動翼の場合は、翼間隔を狭くして翼面から突き出る棚の周方向長さを短くすることにより遠心力によって、生じる棚とりつけ部分の曲げ応力を低くおさえる操作を行なった。このために翼枚数については棚なしの 25 から 33 枚に増える結果になった。翼枚数の増加により、翼弦長を棚付きの場合は若干短くしてソリディティを両者で同一になるようにした。このため、動翼のアスペクト比は 2.65 から 3.50 へと変化した。さらに、棚なしの動翼では実験中に翼振動を起こしたときダンピングするようにとの配慮から翼とディスクとの結合をピンによっていたが、棚付きではむしろ棚の部分で抑制されているためディスクへの取付け方法を dovetail 型に戻した。

棚を設ける翼高さ位置は、翼振動の二次曲げモードを計算し、振巾の大きい翼根部から翼高さで 64% の部分に選定した。

一般に棚の絶対厚みが増せば薄い時にくらべて余計に流れを乱し、有効な流路面積を狭げ、全圧損失が増えることは容易に想像出来るが、反面、棚のつけ根での曲げ応力は厚みの 2 乗に反比例する利点もある。このように相互に矛盾する要因を考え合わせた上で、棚の絶対厚みを 6.0 mm としたが、この値は流路の円環面積を 2.5% ふさぐことになる。また、巾は動翼翼長の 40% 相当にしたので、棚を一種の翼型とみなせばその厚み比は、20% になる。棚の前縁と後縁に相当する部分は入射角の変化に鈍感のように半円状に丸めた。最終的にはファン回転部分の総重量は、棚付きの場合、高アスペクト比の採用(翼弦長が短い)と動翼支持法の簡素化により著しく減少した。試験した棚付きファンを図2に、また、棚なしおよび棚付き動翼を図3に示す。

表 1 (a) 動翼翼配備

| 半径位置 (r/r_t) | 0.50 (翼翼根部 付近) | 0.70 (平均半径 付近) | 0.92 (翼先端部 付近) |
|------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| そり角 (度) | 18.4 | 10.3 | 7.3 |
| ソリディティ | 1.47 | 1.14 | 0.98 |
| 喰違い角 (度) | 34.0 | 46.6 | 56.2 |
| 翼厚み比 | 0.069 | 0.042 | 0.035 |

表 1 (b) 静翼翼配備

| 半径位 (r/r_t) | 0.50 (翼翼根部 付近) | 0.70 (平均半径 付近) | 0.94 (翼先端部 付近) |
|-----------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| そり角 (度) | 42.2 | 38.4 | 41.9 |
| ソリディティ | 1.63 | 1.34 | 1.19 |
| 喰違い角 (度) | 14.8 | 13.3 | 13.4 |
| 翼厚み比 | 0.07 | 0.074 | 0.079 |

注 1) 棚無しで設計計算上確立した流線をそのまま棚ありでも仮想流線として適用した。

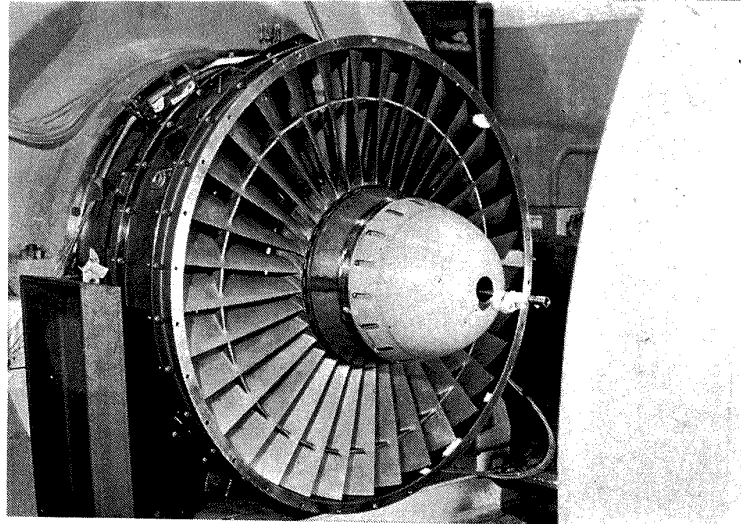


図 2 柵付きフロント・ファン

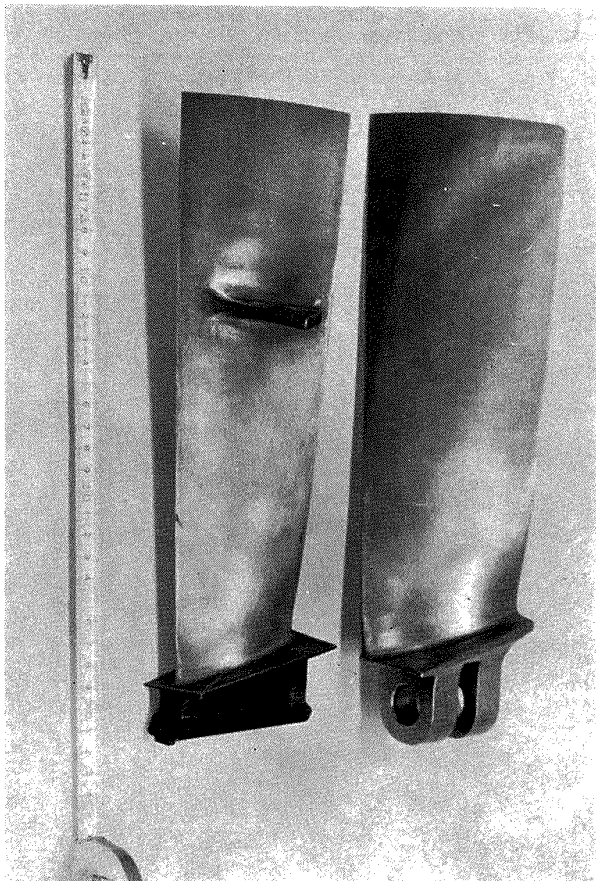


図 3 柵付き動翼（左側）と柵なし動翼（右側）

4. 実 験

4.1 装 置

実験装置の系統図を図4に示すが、この装置は原動機部5号館に既設の15000KW ガスタービンにより駆動されるもので、大気は入口サイレンサを介して供試フロント・ファンのベルマウスに導かれる。ファン

翼列を通過した圧縮空気は、出口スプリッタのところ
でメインとバイパス側の二つに分けファン・エンジ
ンの運転状態を再現させた。このスプリッタの軸方向位
置は、静翼に近すぎてファンの性能劣化をひき起こさ
ないように留意して、静翼の一弦長以上後方に離し、
スプリッタリップは柵のときと同じように丸味をつ
け、バイパス比変化による入射角の動きに鈍感なよう
努めた。メイン、バイパス側の流量は、それぞれ出口で
オリフィスにより個別に測定した後、バイパス流れは
出口サイレンサーから大気中へ放出し、他方メイン側
流れはガスタービンの空気源として用いている 10500
KW の軸流圧縮機に再吸入することによりバイパス比
を変化させた。ファン全体の流量変化は主としてバイ
パス側オリフィスの十分下流に設けた絞り弁で行なっ
た。

柵なし動翼と柵付き動翼はいずれもチタン合金の精
密鍛造製であり、静翼はステンレス鋼製でケーシング
に溶接してある。静翼は動翼との干渉により発生する
騒音を少なくするため翼列間距離を一弦長以上はなし
た。

4.2 計 測

図5に試験装置の流路形状および計測器の取り付け
位置を示す。断面“0”は、入口サイレンサー部分で、
ここでの断面積はフロント・ファン流路部に比べては
るかに大きく、最大風速は 20 m/sec 以下と思われる
ので、半径方向8孔のアルメル・クロメル熱電対を置
き、入口全温を測った。断面“1”での流入流れ状態
を知るため、フロント・ファンの全作動点のうち高速
回転での主なものについては、図6に示す自動風向追
尾装置とコブラ型3孔ヨーメータを用いて内壁付近か

ら外壁付近まで詳細なトラバースを行なった。しかし、その他の作動点については、動翼翼列直前で半径方向にトラバースするヨーメータが、高速で回転する動翼に接触する危険を少しでも避けるためトラバースを省略した。その代り断面“1”の外壁から 61mm のところに固定したピトー管の読みから、すでに行なったトラバース・データを参考にして全翼スパンにわたる全圧と静圧分布を推定した。

なお、3 孔ヨーメータの場合、次式の値を用いて静圧を得た。

$$\bar{H} = \frac{P_i + P_r}{P_0}$$

ここで P_0 は全圧であり、 P_i と P_r とは 3 孔ヨーメータの左右孔の圧力である。ヨーメータが風の流入方向に向いている場合、すなわち $P_i = P_r$ の時、 H はマッハ数だけの関数であり、使用した各ヨーメータご

とにあらかじめ風洞でこの \bar{H} とマッハ数との関係を検定しておけば、実験に際して容易にマッハ数の値が求まり、さらに P_0 とマッハ数の関係から計測箇所における静圧を知る事が出来る。

動翼後縁の後方 20mm の軸位置に相当する断面“2”では、高速で回転する動翼翼列の出口状態を知るため、断面“1”と同じ装置、方法によりトラバースを行ない、風向、全圧、静圧のデータを得た。

静翼後の全圧、全温を知るため断面“3”の円周上に等間隔配置した 8 枚の出口ストラット中の 3 枚にそれぞれ半径方向に 8 点の全圧測定管を設け、また 1 枚にはやはり半径方向 8 点の全温測定用アルメル・クロメル熱電対を取り付けた。8 枚の出口ストラット中のどの 3 枚に全圧測定管を設けるべきかはフロント・ファン

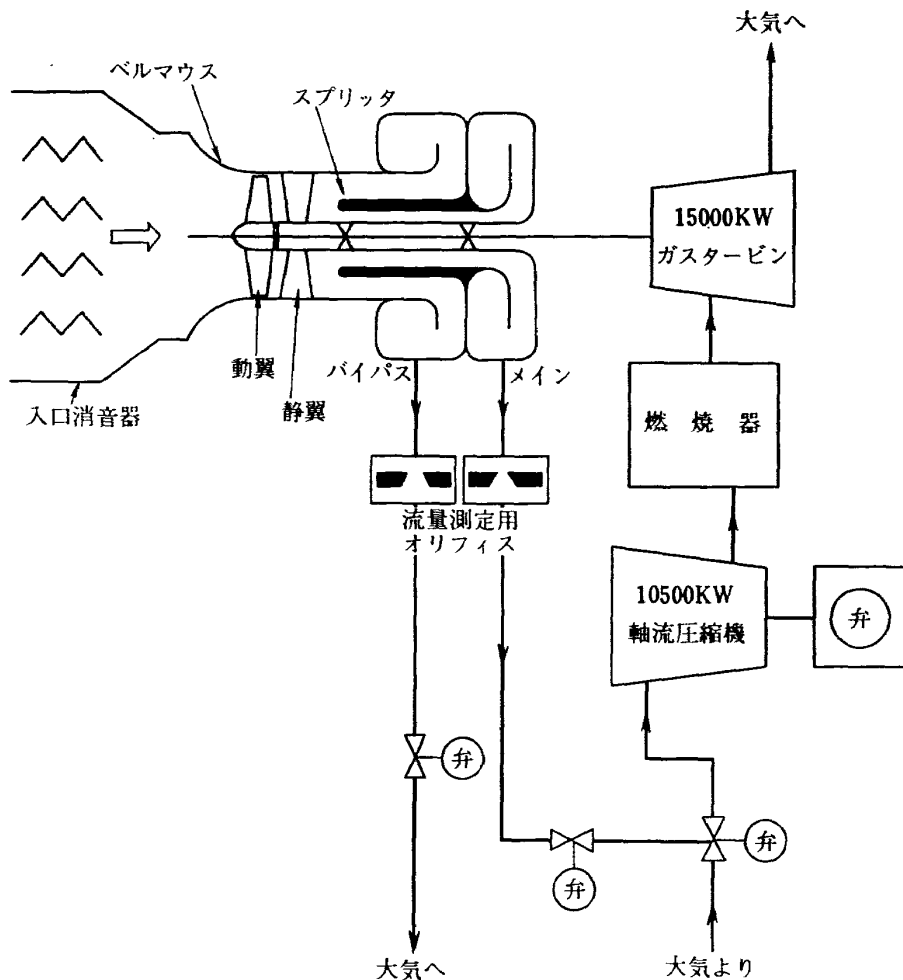


図 4 実験装置の系統図

翼の1ピッチをおおうように考慮して全圧測定用出口ストラットを選定した。断面“3”における静圧の半径方向分布は、内外壁にそれぞれ設けた壁面静圧孔による値を直線で結んで求めた。断面“0”，“3”の温度計測用を含め、メインおよびバイパス側流れの各オリフィスでの流量計測に使用した全ての熱電対は、配線および温度計の位置関係を実験の状態にして、携帯用恒温槽を使って温度と起電力との関係を検定した。さらにファンの全体効率をより明確にするため、駆動用ガスタービン軸にトルク計 (9000 rpm, 500 kg-m) を設けた。

ファンの回転数は、ガスタービンの回転軸にとりつけた電磁式ピックアップからのパルス信号で知った。運転にさいして歪ゲージをはり、スリップリングを通して振動応力のレベルを監視しながら全体性能、内部流動の計測を行なったが一応、許容振動応力は翼材料のばらつきも考えて翼根部で 40 kg/mm^2 とした。

圧力計測には水銀マンノメータおよび水マンノメータを測定圧力に応じて使用した。なお、温度指示計器の精度は 0.01 mmV (約 0.2°C) である。

4.3 実験結果

設計回転数に対する比をパラメータとしたフロント・ファンの全体性能を図7に示す。横軸の全体流量はメインとバイパス流れ側をそれぞれ別個に測定したオリフィス流量の和であり、たて軸には全体圧力比および効率を示す。全作動点のうち計測中の回転数変動がきわめてわずかで、目標回転数の 0.5% 以内のもののみをプロットしたが、このうち5~6個の作動点以外は全てバイパス比が $5.9\sim 6.1$ の範囲内にある。なお、ここで示した全圧力比とは半径方向に8点の全圧測定管を持つ3本の出口ストラットが示す全圧の代数平均値と、動翼翼列前における入口全圧との比である。効率は圧力と温度データを基として算出したが、このさい出口温度は空気のプラントル数が 0.72 であることか

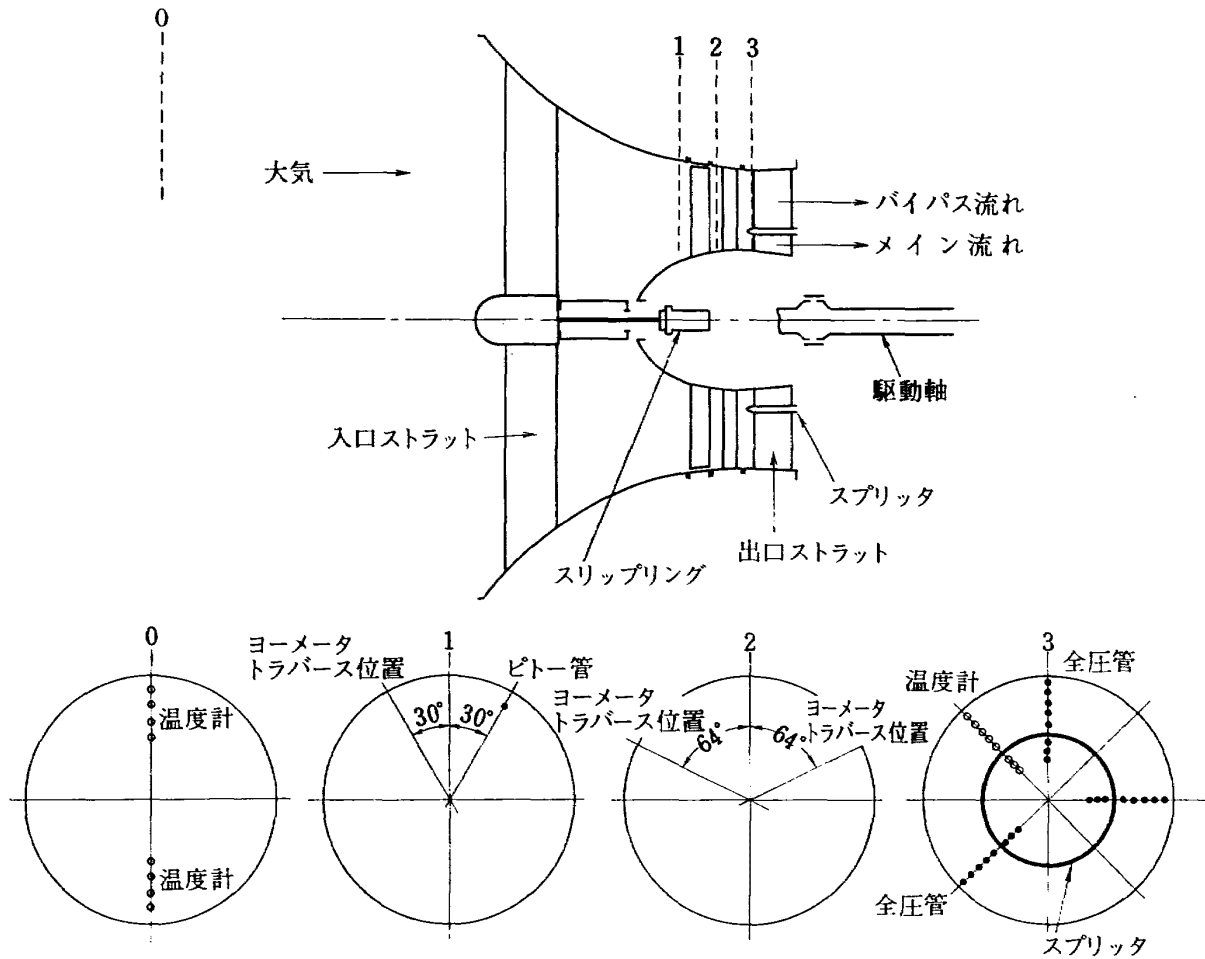


図5 試験装置の概略と計測位置

ら回復係数を 0.85 と仮定して計算した。こうして求めた断熱効率は、温度上昇が小さく効率計算に誤差を生じ易い低速回転数での実験例以外では、トルク計から算出した効率値とよく一致し、0.85 という回復係数値の見積りは妥当であることが確認できた。回転数比が 40% の場合の効率は前記の理由により、トルク計による値をプロットした。柵なし動翼の場合では失速による翼損傷を避けるためサージ・ライン近傍での実験は行なわなかったが、逆に柵付き動翼の場合には、柵が翼振動を防ぐ働きをするので設計回転数でサージ状態に入れ、サージ点での実験データをとる事が出来た。しかし、サージ状態の反復が翼の疲労破壊につながるため、他の回転数でサージ点データをとることはしなかった。

図 7 からわかるように、柵の有無の二つの場合を比較した時、効率、流量、圧力比のそれぞれで明らかに柵の存在による空力特性の影響がみられる。例えば、設計回転数での実験値では、柵付きの場合、流量は約 7% 減り、効率は約 2.5% 低下し、特に過回転での効率劣化が著しい。しかし両者とも、柵なし動翼をもつファンの設計値を十分に上回る流量、全圧力比を得ているが、原因の検討は次の内部流動の項にゆずる。

低速回転では柵の有無による全体性能の相違は明確にあらわれなかった。図 8、図 9 にそれぞれメイン、バイパス流れ側の性能曲線を示す。図 8 ではメイン側であるため流量が少なく、したがってバイパス側流れの場合に比べてはるかにバイパス比の影響をうけ易い。そこで、バイパス比が 6.0 を大きく上回るか、

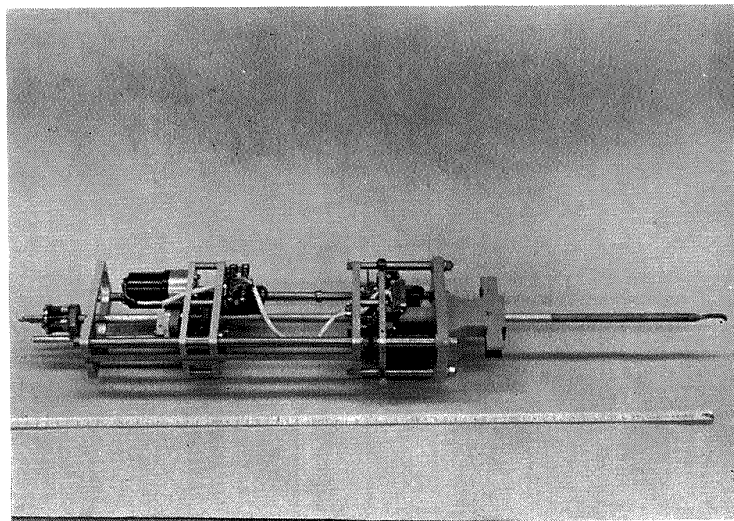
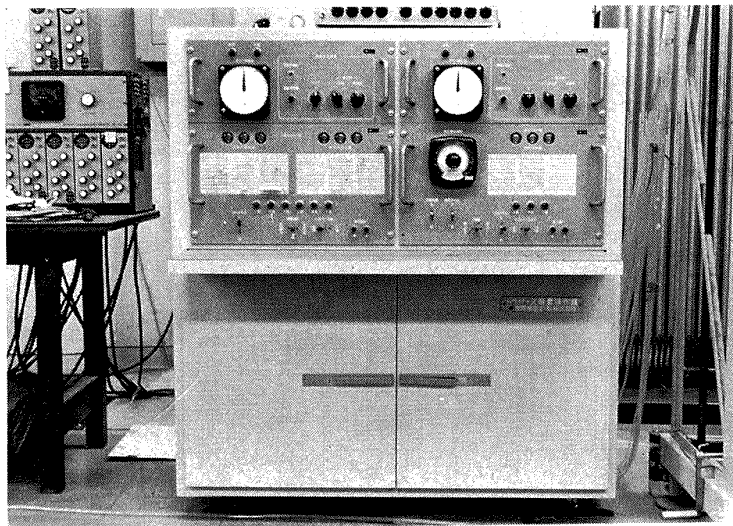


図 6 自動トラバース装置とヨーメータ

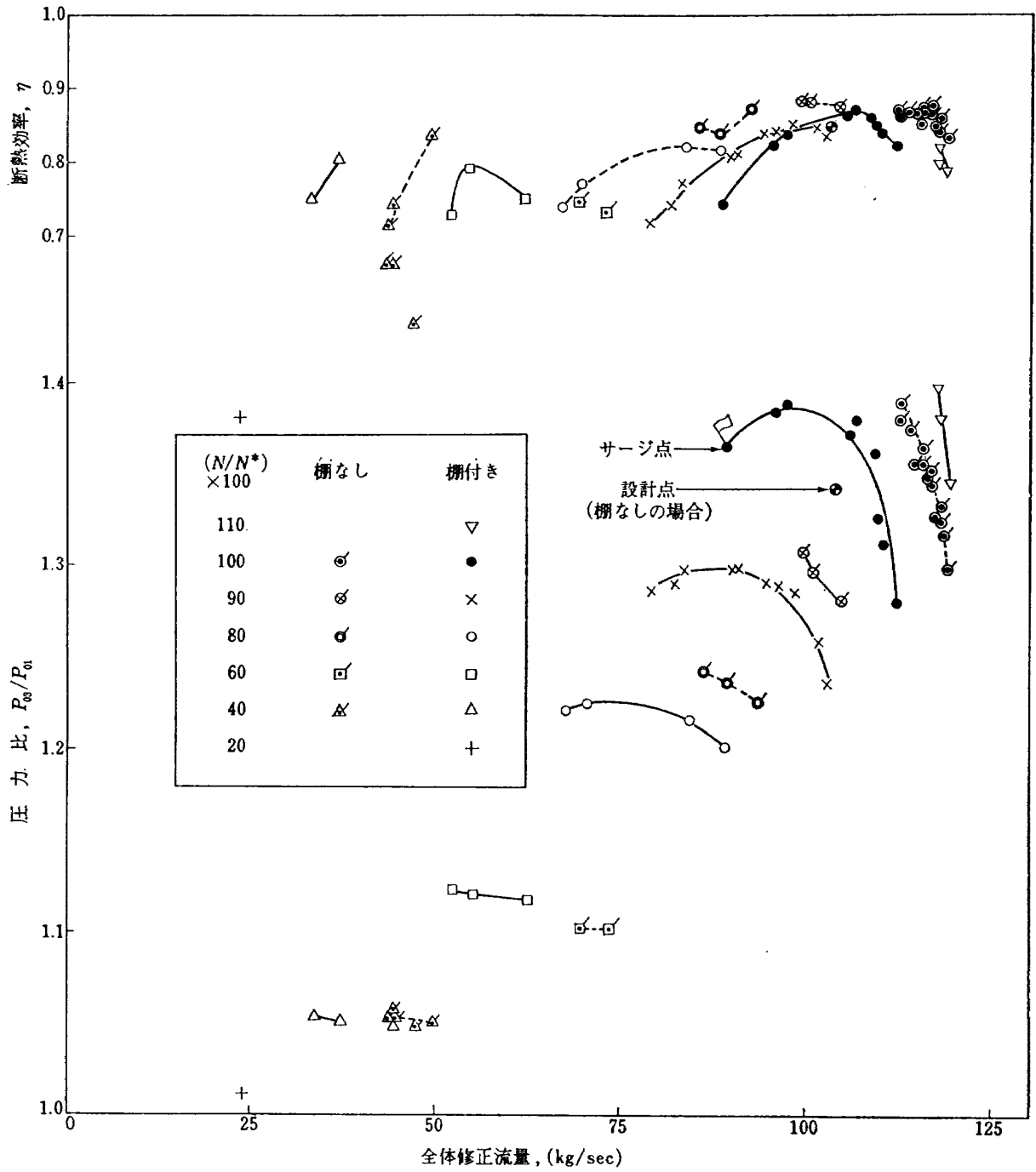


図7 全体性能

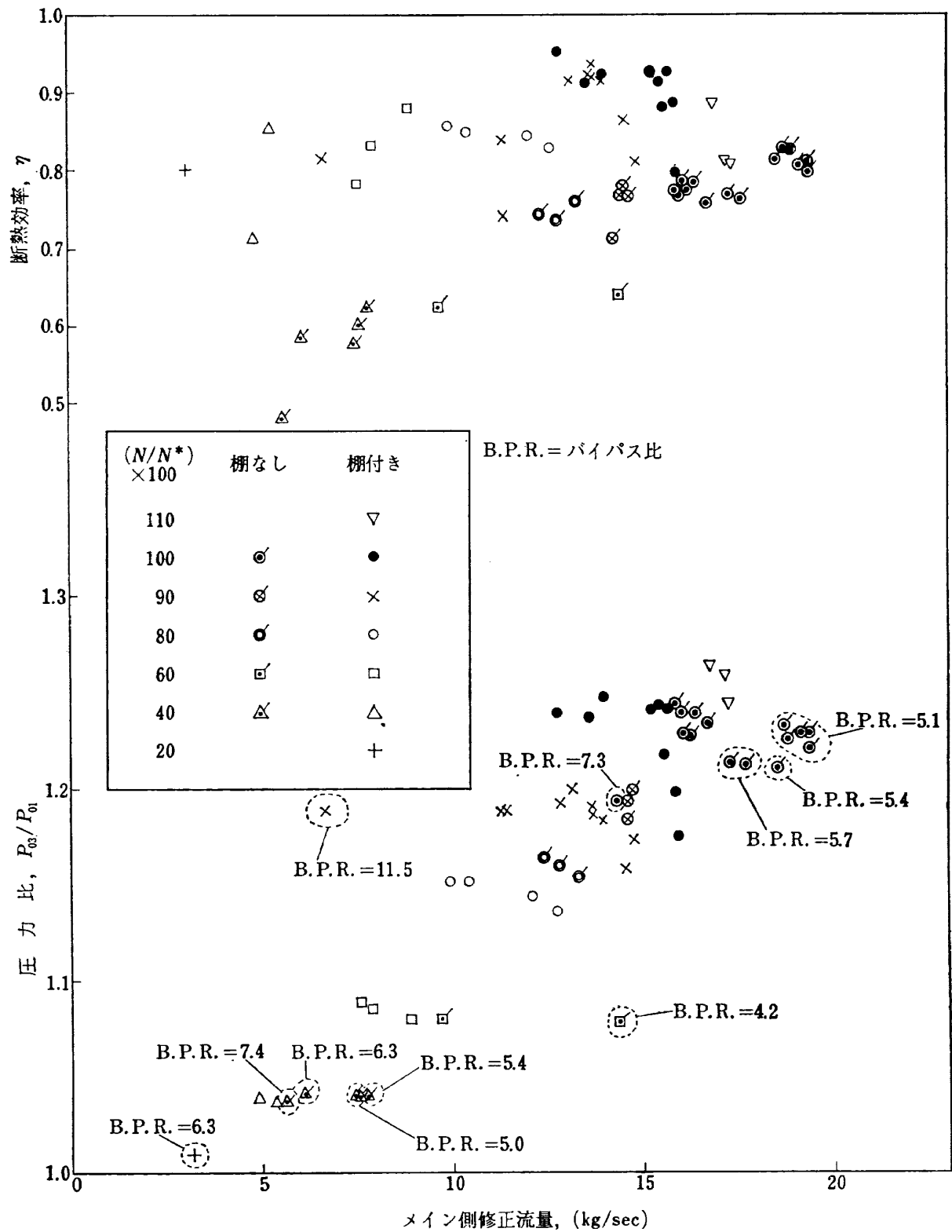


図 8 メイン側性能

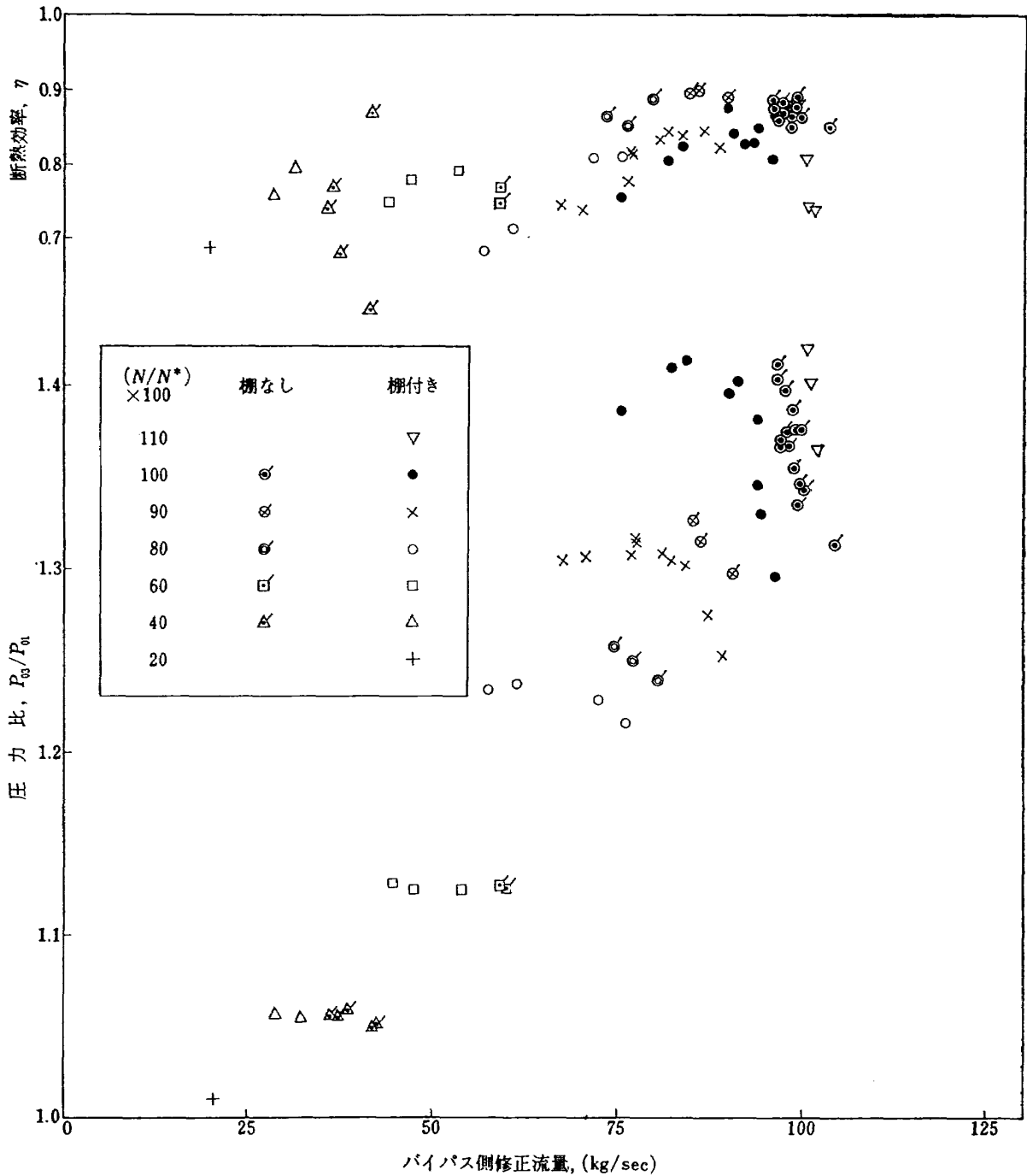


図9 バイバイ側性能

下回る実験では、参考のため数値を記入した。予想に反し、柵なしの方がメイン流れ側の効率が悪くなった（原因は次の項で述べる）。

4.4 内部流動

従来から翼の局所的な性能を表示する手段として、翼素性能と呼ばれるものが用いられて来た。これは、便宜上、ターボ機械の全動作範囲を通じてあらかじめ流線を仮定して、その流線上で翼の性能を示すものである。ところが、ファンのような三次元性の著しい流れ場では上記の取り扱いに疑問が生じる。ために図

10(a), (b), (c) にみるように、動翼前後と静翼出口の各断面で実測データを基にして流線の動きを調べてみた。図のたて軸は流れ関数であり、参考のため設計値の外に均一流れすなわち軸流速一定の場合も記入した。図 10(b) の動翼出口では、柵のある付近から外壁にかけてみられる流線の半径方向へのずれは柵の存在による半径方向速度の増加を示しており、静翼通過後ではこれらが図 10(c) のようにほとんど全翼高さに広がっている。ここに示したのはある一作動点の場合であるが、当然、圧力比や流量条件によってこれ

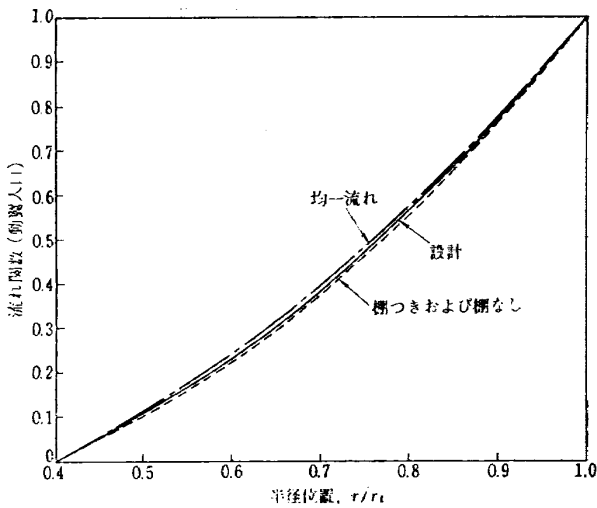


図 10(a) 流れ関数の半径方向分布(動翼入口)

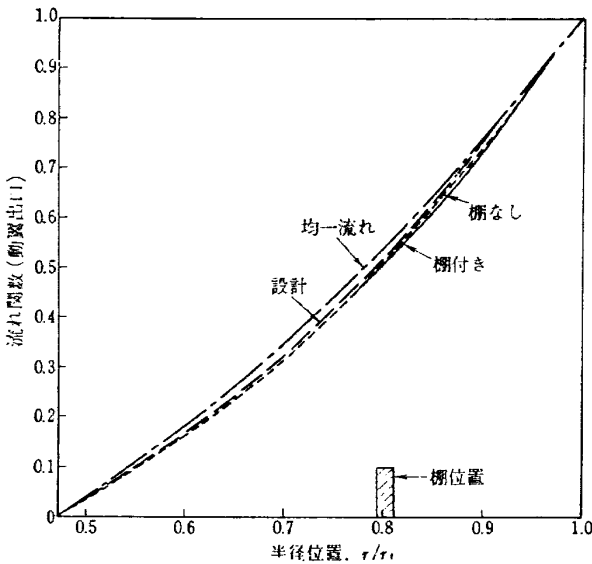


図 10(b) 流れ関数の半径方向分布(動翼出口)

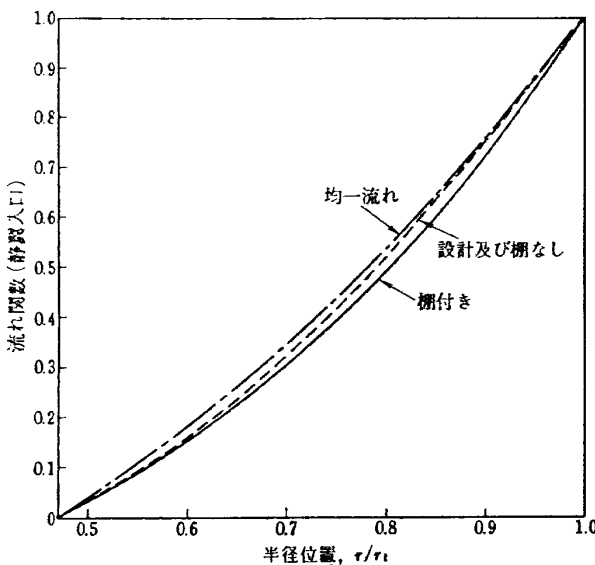


図 10(c) 流れ関数の半径方向分布(静翼入口)

ら流線の動きもその都度かなり大きく変化することが判明した。よって、空力設計時に用いた流線法の概念を再びデータ処理の段階にも採用し、内部流動の解析を行なった。したがって翼素性能という technical term と区別するため、新たに「翼の局所性能」を定義する。

まず内部流動を解析するために、柵付きおよび柵なし動翼の各場合のそれぞれ8組の高速実験例につきトラバース・データを詳細に検討した。実測データの信頼性を確かめる方法の一つとして動翼の入口、出口断面をヨーメータ・トラバースして得た積分流量をオリフィスで実測した流量と比較したところ、図 11(a) に示

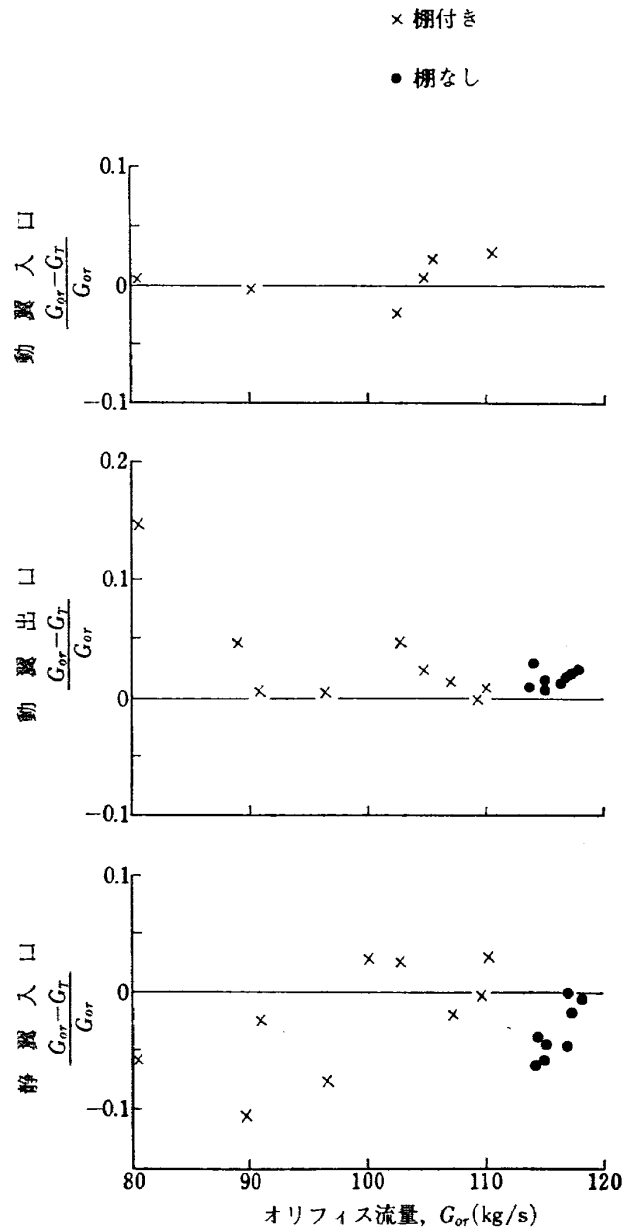


図 11(a) トラバースデータの信頼性 (ヨーメータトラバースによる積分流量との比較)

すごとく、ほとんどの実験例で ±5% の範囲内あった。

また、動翼出口における周方向速度成分と周速の積から求めた仕事 L_T と静翼出口における温度上昇値

から算出した仕事 $L_{Tos-T01}$ およびトルク計から計算した機械仕事 L_{Torq} の3種の値を比較し、温度、圧力、風向などの実験値が信頼できることを確認した、図 11(b)。

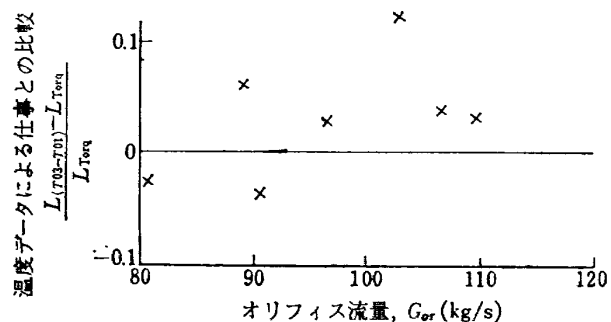
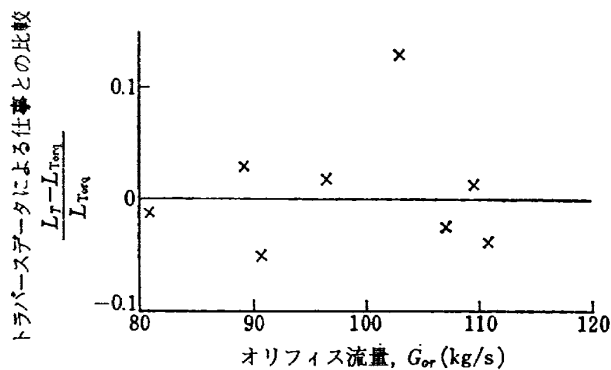


図 11(b) トラバースデータの信頼性 (トルク計による機械仕事との比較)

棚なし動翼の場合、断面“2”での半径方向トラバースは、全翼高にわたって約 40 mm の間隔で 5~6 点行なったが、一方、棚付き動翼の場合では、棚の影響によるウェークが流れを複雑化しているため、ウェーク内では 2.0 mm 間隔に、その他のところは 20.0 mm 間隔に半径方向トラバースし、翼根部付近から翼先端部付近まで合計 17~18 点の計測をした。

計測した実験点の中、代表的な場合をいくつか選んで図 12, 13 にその軸流および円周速度成分をプロットした。図中の数字 500, 501, 502, 711, 712, 714 は実験番号であり作動点との関係は表 2 に説明した。棚なしの場合、実測した速度分布は設計値とよく似た傾向を示し比較的よく設計制御されているが、棚が存在すると当然、棚の後方に大きな影響があらわれ、予想に反して外径や内径側にも効果が及んだ。特に、円周速度は棚上面で最大値をとり、逆に内径付近では設計値よりかなり下回る結果となった。付録 1 で示したようにターボ機械内の流れは、端的にいえば半径平衡式と連続の条件で支配されている。そこで棚なしの状態の流れを決定して翼配備を行なっているところに棚を取付けて外乱を与えると、バランスがくずれ新しい平衡状態の位置に移り、その結果が図 12, 13 などでみた速度分布である。なお、図中の実験点を結んでい

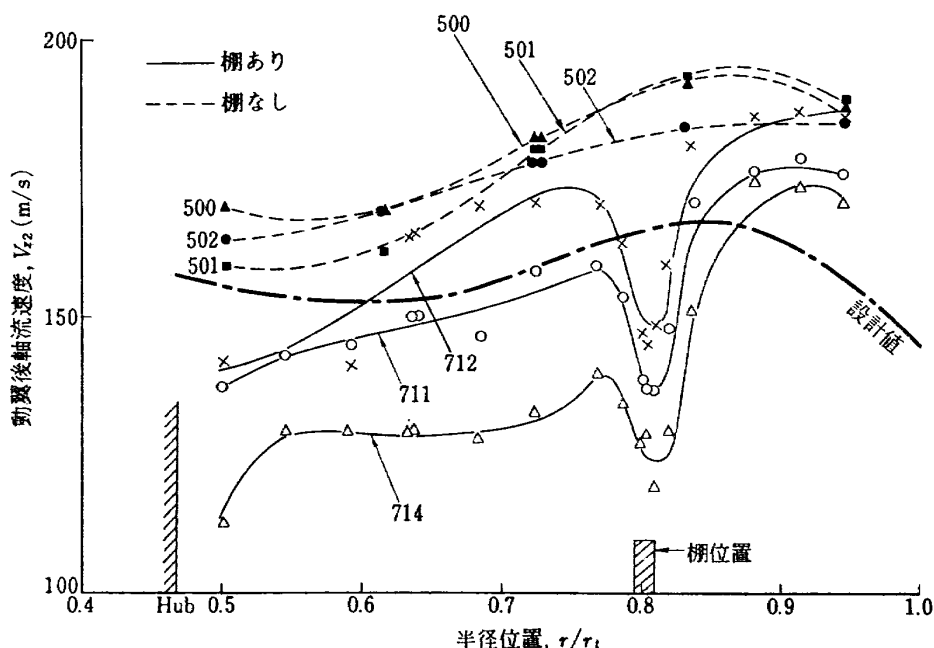


図 12 軸流速度の半径方向分布

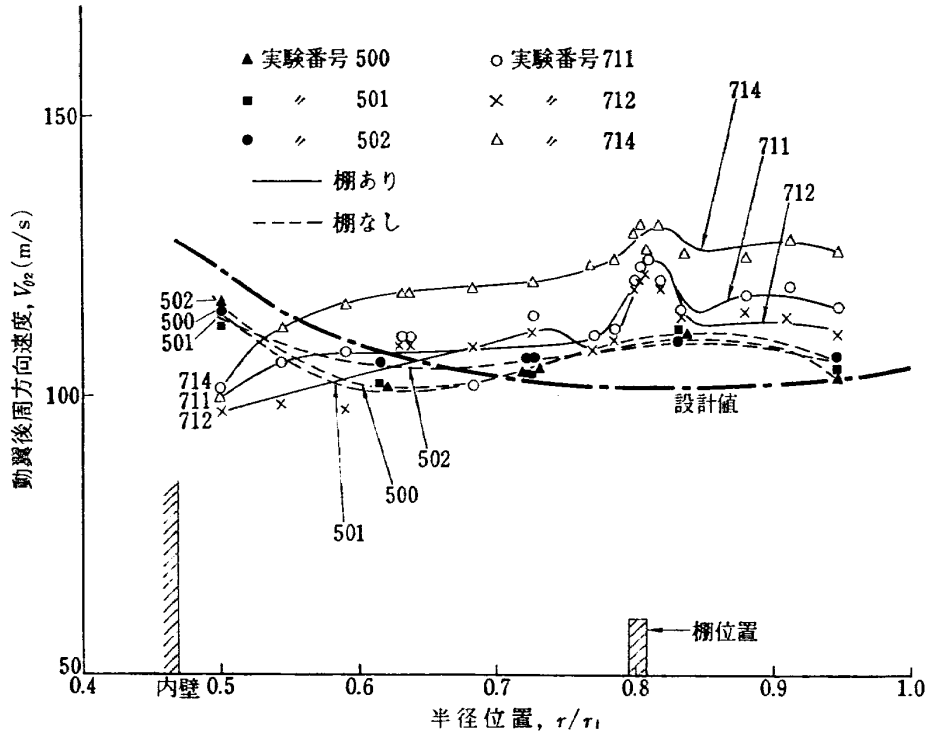


図 13 周方向速度成分の半径方向分布

表 2 図の表示のために選定した実験番号の説明

| 実験番号 | 修正流量 (kg/s) | 圧力比 | 設計に対する回転数比 (%) | バイパス比 |
|------|-------------|-------|----------------|-------|
| 棚なし | 500 | 117.8 | 101.3 | 6.312 |
| | 501 | 116.0 | 100.4 | 6.188 |
| | 502 | 114.9 | 99.3 | 6.103 |
| 棚付き | 711 | 106.9 | 100.6 | 5.915 |
| | 712 | 109.5 | 100.4 | 5.991 |
| | 714 | 96.6 | 98.7 | 5.882 |

実線や点線は最小二乗法により引いた。

図 14 は轉向角分布であるが、前述の速度分布を反映してやはり内径付近にも棚の影響が強くみられる。轉向角の算出には、翼列前、後の測定流入および流出角を最小二乗法で結び、同一流線上にある翼列前後の点で考えた。したがって測定値そのものは意味を失ったので、轉向角としては最小二乗曲線で表示してある。

図 15, 16 にそれぞれ偏差角、流入マッハ数と入射角との関係を翼先端部付近、平均翼高、翼根部付近の 3 半径断面について表わした。入射角、偏差角はともに流入角度、流出角度および前後縁における翼の平均

そり角線 (mean camber line) の接線から計算した。さらに、 $(\delta - \delta_{des.})_{cor.} = -K \cdot (VR - VR_{des.})$ という関係を用いて偏差角について軸流速度比の修正を行なった。ここで VR は入口と出口の軸流速度比であり、一方、Pollard & Gostelow⁴⁾ の実験結果から $K=10^\circ$ という値を選び、修正すべき偏差角を計算した。要するに軸流速度比を設計値に近づけて偏差角に及ぼす影響パラメータの一つを消去しようと試みた。図 15 に示す如く、偏差角の翼根部付近での設計見積りは、棚なし動翼の場合実さいより $2 \sim 4^\circ$ 小さすぎ、逆に平均翼高や翼先端部付近では $3 \sim 4^\circ$ 大きすぎた。棚付き動翼の場合では、翼根部付近で $6 \sim 10^\circ$ 設計見積りより大きな偏差角を示す以外は平均翼高、翼先端部付近とも棚なしと同じ傾向を示した。この図によっても翼高さの中間に設けた棚が翼根部付近にまで影響を及ぼしていることがわかる。一方、簡単な計算から、喰違い角の大きい動翼翼列に遠心力が作用すると平均翼高部や翼先端部にかなり大きな逆ねじりモーメントが働き喰違い角が減少し、みかけ上の偏差角値が小さくなることがわかった。さきに図 7 の全体性能のところで検討を保留した全体流量、全圧力比が設計点を上回る結果となった原因としては、この喰違い角の予期しなかった減少すなわち入射角の増加が考えられる。また同時に、棚付き動翼の場合の全体性能の劣化を主

に翼根部付近の偏差角値の著しい増大にし寄せできる。図 17 では $(\theta/c)_r = \omega \cdot \cos \beta_2 / 2 \cdot \sigma$ と定義される動翼の全圧損失パラメータと拡散係数との関係を示す。轉向角の計算で試みたのと全く同じ方法で翼列前での流線を、それに対応する翼列後の流線と対応させて、同一流線上での動翼全圧損失を求めた。この場合、拡散係数の値があまり大きくないので、損失パラメータとの間にさして明確な相関関係がみられなかった。図 12 で採用した 6 個の実験例につき前述の定義による損失パラメータを計算し、半径方向分布を図 18 に示す。実験番号 714 の損失パラメータが一段と高い値を示すが、これは図 16 をみてわかるように他の実験よりも入射角が大きいためである。また翼根部付近で柵付き動翼の方が低い値を呈しているが、図 8 でみたように、メイン流れ側で柵付きの場合が高い断熱効率になったことを再びうらづける。このように柵付き動翼の翼根部付近で損失パラメータが低い原因としては、図 16 の翼根部付近のグラフにみられるように相

対流入マッハ数レベルが少し低いことが第一に挙げられ、事実著者らの経験からいっても、一般の軸流圧縮機の動翼翼根部付近における空力特性は、流れの相対流入マッハ数の影響を非常に鋭敏にうける。

図 19 は動翼出口における圧力比の半径方向分布であるが、同一対応流線上で考えているから最小二乗曲線で表示してある。柵なしの場合の分布は設計の傾向によく似ているが、柵付き動翼では柵の影響が翼根部付近にまで広く及んでいる事実がここにもみられる。

柵付き動翼の場合では実験例が広範囲の流量にわたっているため動翼入射角が正、負の場合のデータがあるが、柵なし動翼の場合の実験は前述の如く安全側、すなわち、大きい流量の側でのみ行なったので、図 20 にみられるように静翼への入射角は全翼スパンにわたり設計値より低くなった。一方、柵後方ではウェークのために軸流速度が減り、入射角が実に $6 \sim 10^\circ$ 増えた。

図 21, 22 はそれぞれ、静翼の全圧損失パラメータと

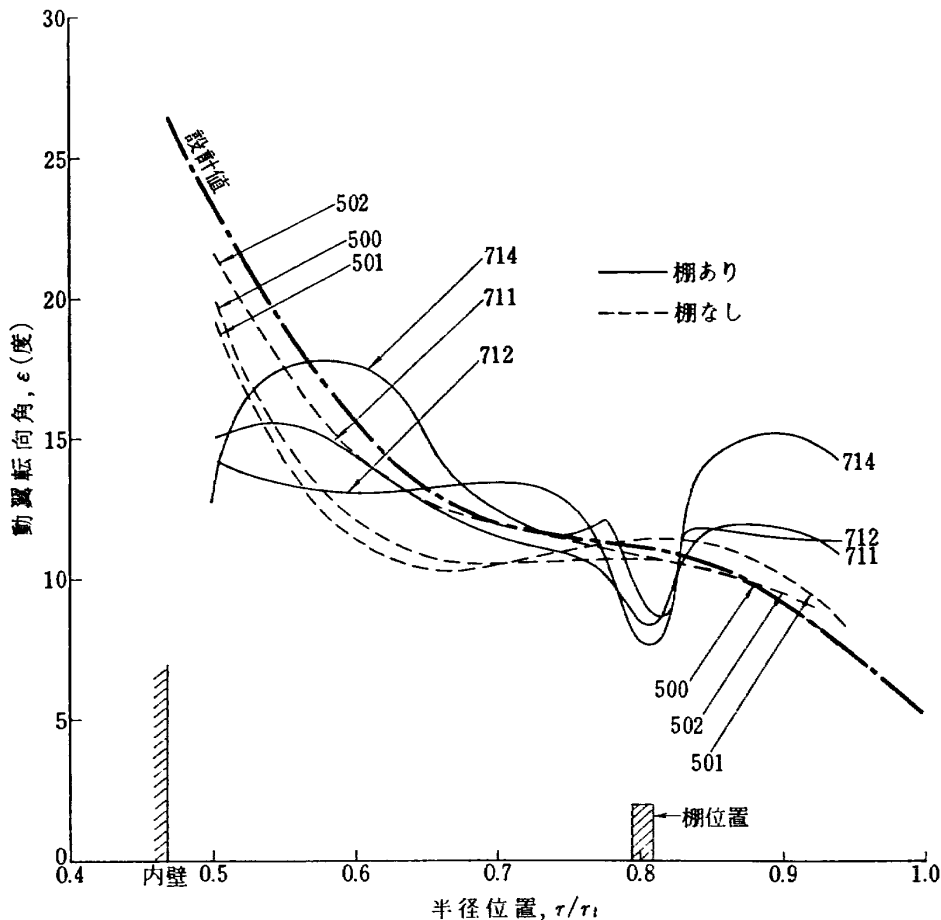


図 14 轉向角の半径方向分布

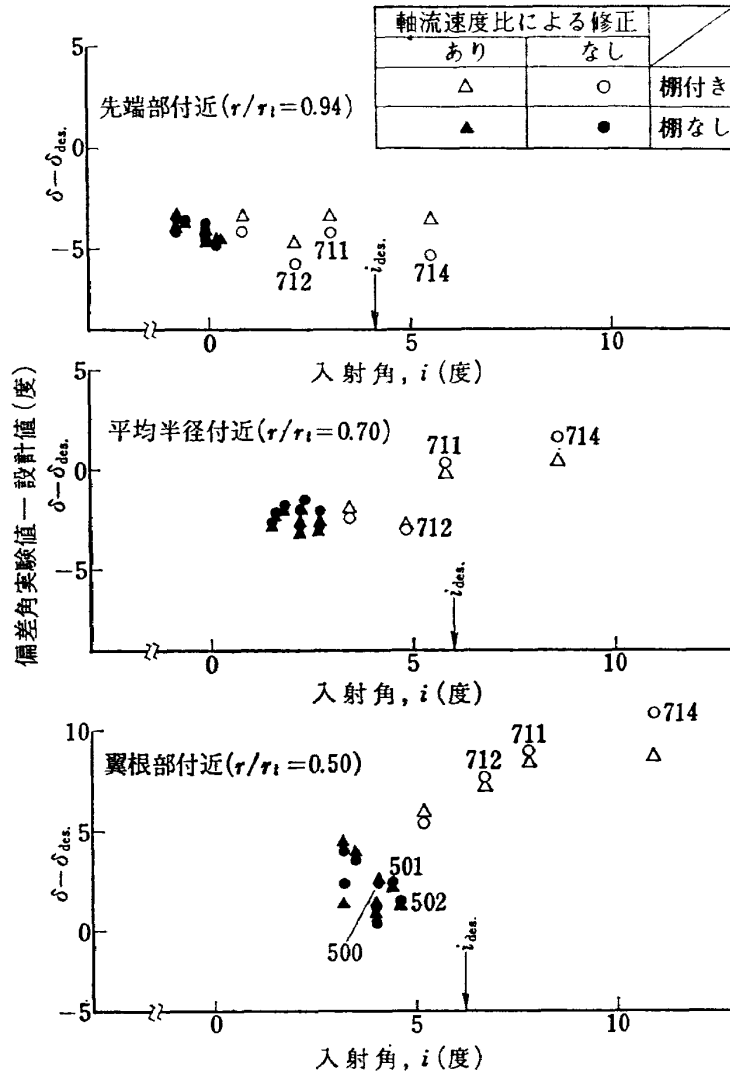


図 15 半径断面 3 箇所における動翼偏差角と入射角との関係

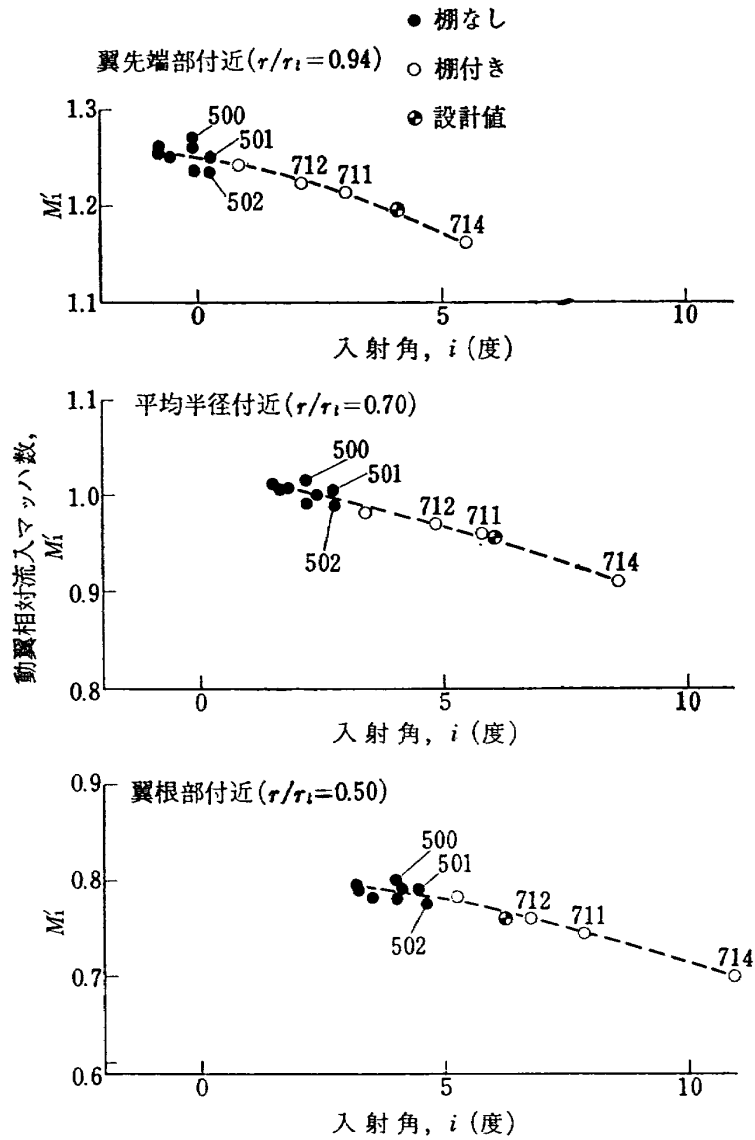


図 16 動翼への流入マッハ数と入射角との関係

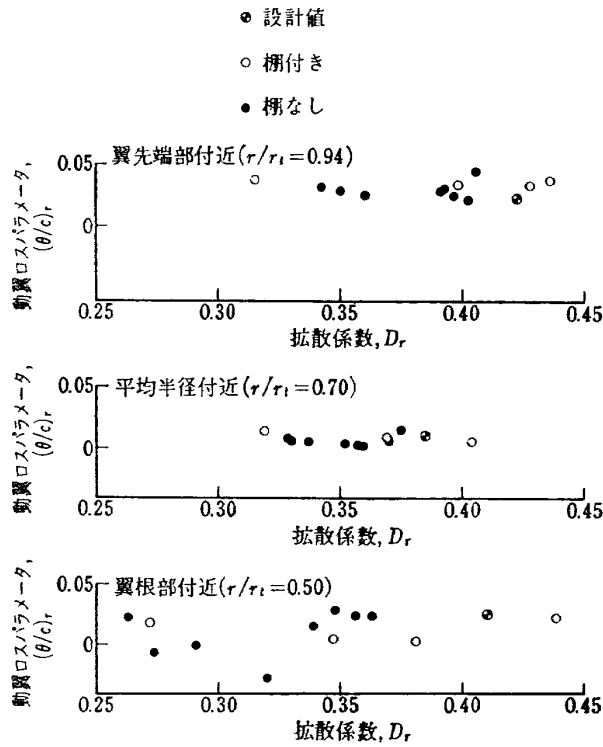


図 17 半径断面 3 個所における動翼全圧損失

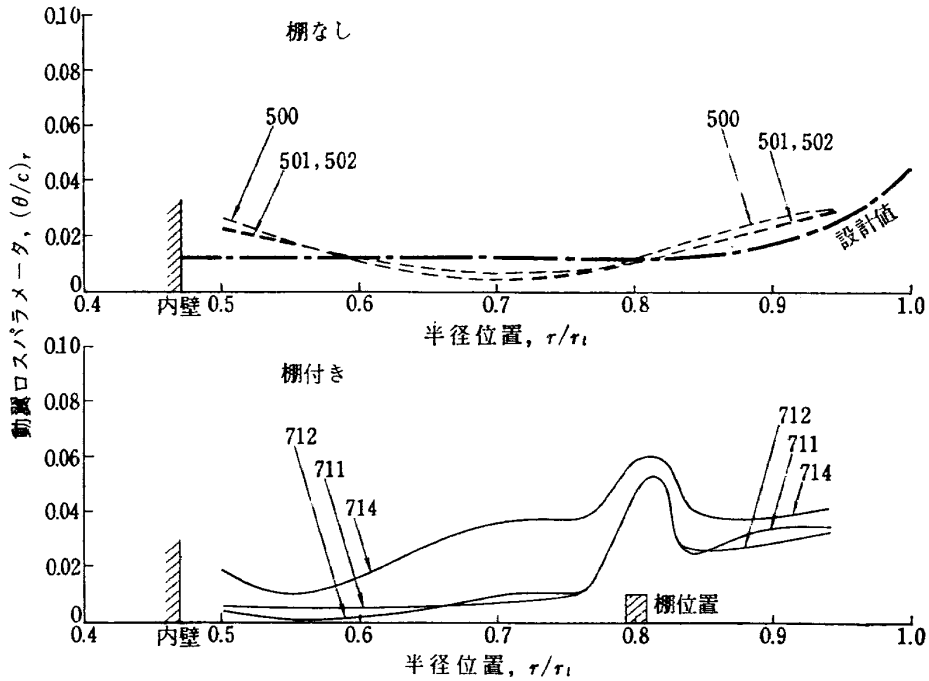


図 18 動翼全圧損失の半径方分布

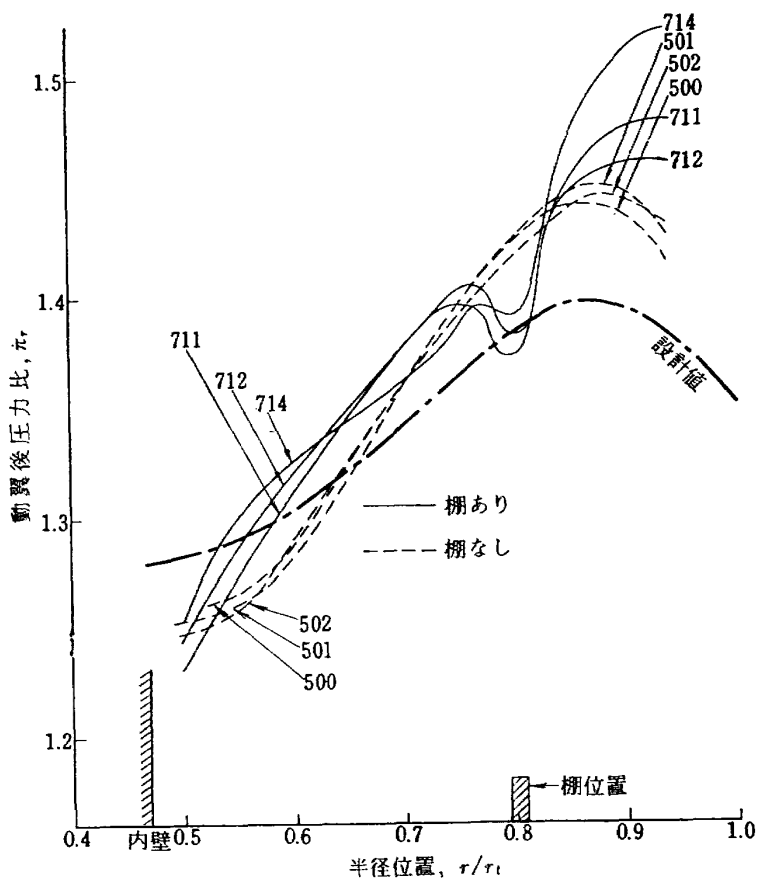


図 19 動翼圧力比の半径方向分布

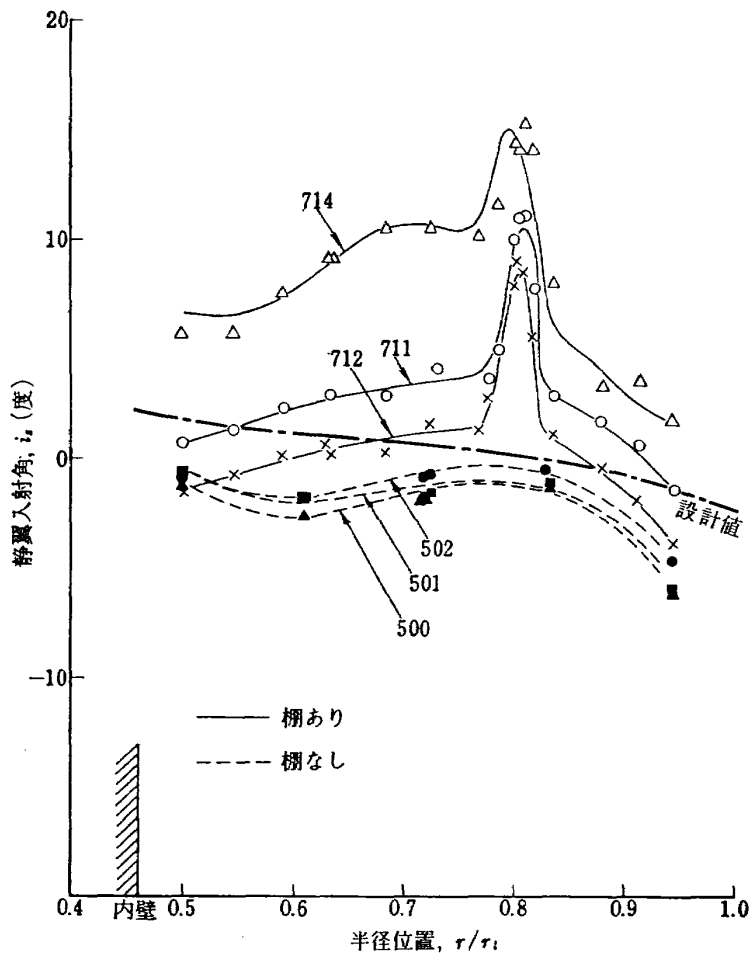


図 20 静翼入射角の半径方向分布

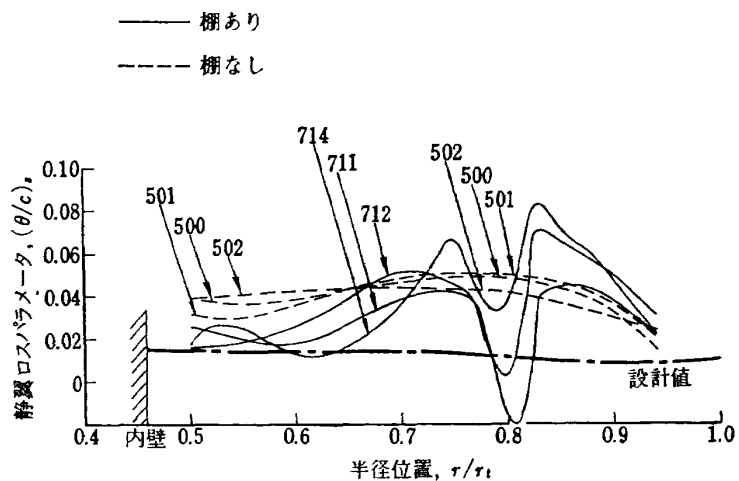


図 21 静翼全圧損失の半径方向分布

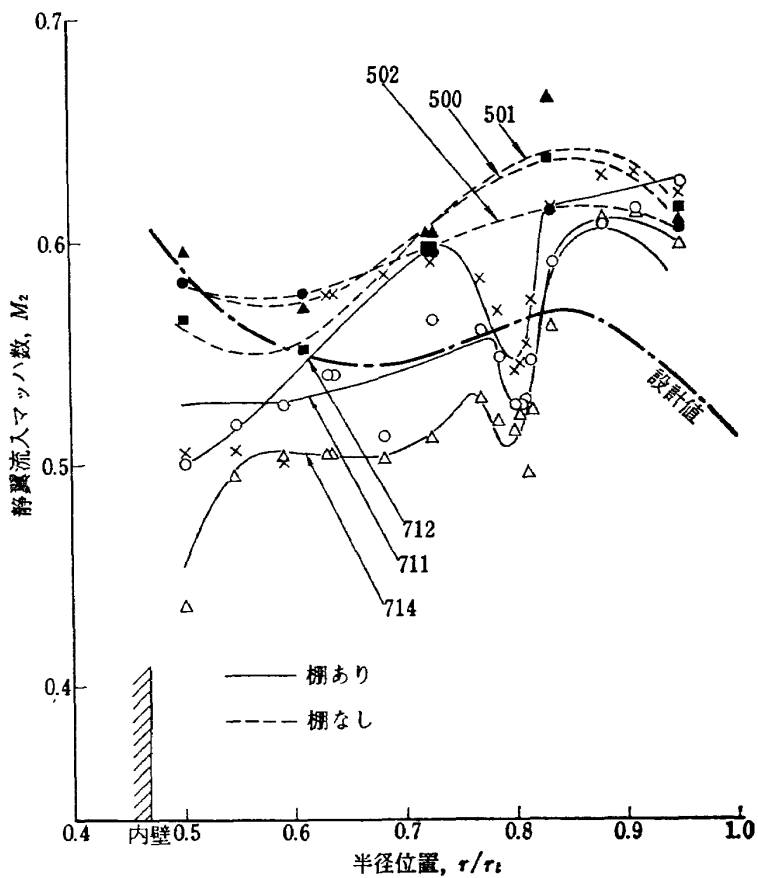


図 22 静翼流入マッハ数の半径方向分布

流入マッハ数の半径方向分布である。棚なしの場合、静翼の損失パラメータが高くなっているが、たぶんに設計より大流量が得られ、負側に低い入射角であったこと、同時に高い流入マッハ数であったなどに起因している。逆に棚付き動翼の場合、翼根部付近で意外に低い損失パラメータを示したが、翼根部付近で流量が減少し、よって低いマッハ数で流入したからであろう。棚のウェークの影響を強くうける半径位置で損失パラメータが負になり物理的な意味を失なった。実測した生データを再点検したところ、静翼後の圧力計測が半径方向8点の出口ストラット部全圧管によっており、棚の影響によるウェーク全体を忠実につかみきれなかったためであることがわかった。

動・静翼を通過したファン全体としての全圧力比の半径方向分布を図 23 に示す。いずれの場合でも、翼根部付近での圧力比低下が起った。動翼転向角の under-turning のためである。

動翼後の棚によるウェークの形状を量的に表示する

ため、ウェークの積分パラメータを計算する試みを行った。軸方向成分の意味で添字 z をつけ、排除厚み δ_z^* 、運動量厚み θ_z の定義から

$$\int_0^{\delta_z^*} \rho U_p r dy = \int_0^{\delta} \rho (U_p - V_z) r dy \quad (1)$$

$$\int_0^{\theta_z} \rho U_p^2 s dy = \int_0^{\delta} \rho V_z (U_p - V_z) r dy \quad (2)$$

とあらわせる。ここで δ はウェークの影響をうける部分の半径に沿う距離であり、ウェークの始まることを y の起点とする。また U_p は棚がないときに示すであろう軸流速度、 V_z はウェーク領域で実測した軸流速度である。実さいの計算では測定した軸流速度と密度に関してウェーク部を除く全実験点を最小二乗曲線で近似し、 U_p や ρU_p の解析的表現とした。 V_z 、 ρV_z については、逆にウェーク領域での実験値だけを含む最少二乗曲線を求めた。よつて式 (1)、(2) からみて δ_z^* および θ_z に関する高次代数式を解くことになる。計算結果を、棚への相対流入マッハ数を横軸に

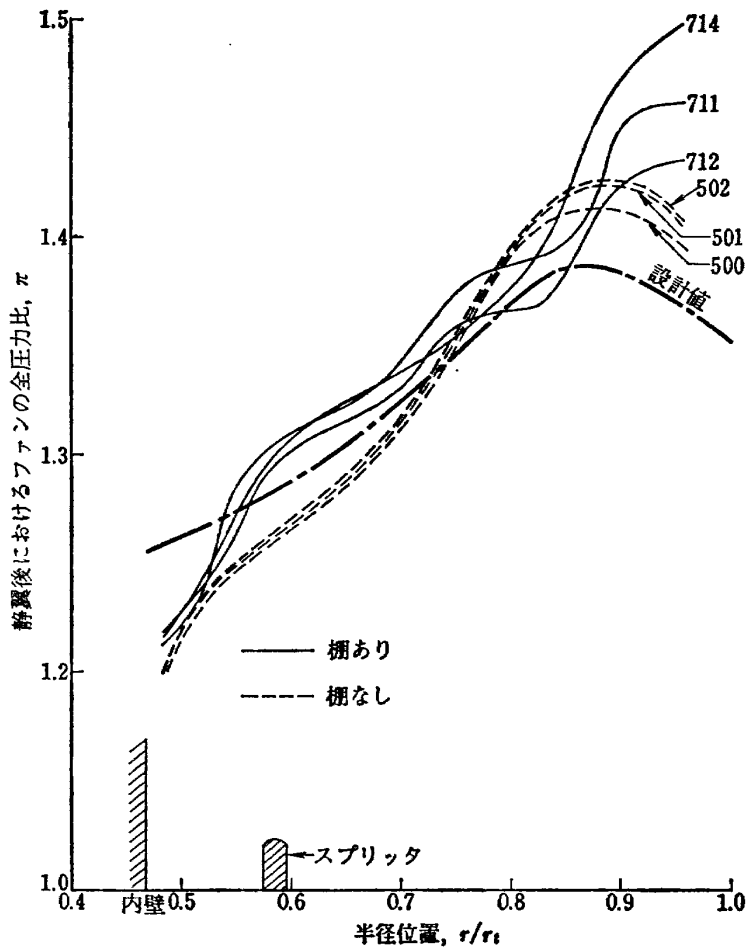


図 23 ファン全体の圧力比の半径方向分布

して図 24 にあらわした。 δ_z^* と θ_z は、流入マッハ数の低いときはほぼ一定値を保つが、マッハ数 1.03 以上では急に増加し始めウェークの幅、深さともに大きくなることを意味している。この 1.03 なる値は棚が swept していると考えて軸流マッハ数に換算すると 0.66 にあたり、先端の鈍い物体の臨界マッハ数付近と解釈できる。

最後に、棚付きの場合について各計測断面での周方向速度、全圧、全温の実測データを付録 1 の運動方程式 (1-9) に直接代入して再び流線法により軸流速度を求めた。その結果を図 25 に示すが、動翼の棚後方

付近で、計算値との不一致が目立つ。すなわち、流線の曲率、全圧損失、全温勾配などを如何に精度よく入力しても棚後方の強い粘性流中に起る局部せん断応力を無視した非粘性流の半径平衡方程式をそのまま適用する限りにおいてこの不一致は避けられない。軸流速度分布に対する流線の効果を調べるために曲率項を含まない計算結果も合わせて示した。流線の曲率項の効果を実さい問題にとり入れることに成功したが、粘性項も考慮した解析技術が今後ターボ機械の空力的研究に課せられた大きな問題であろう。

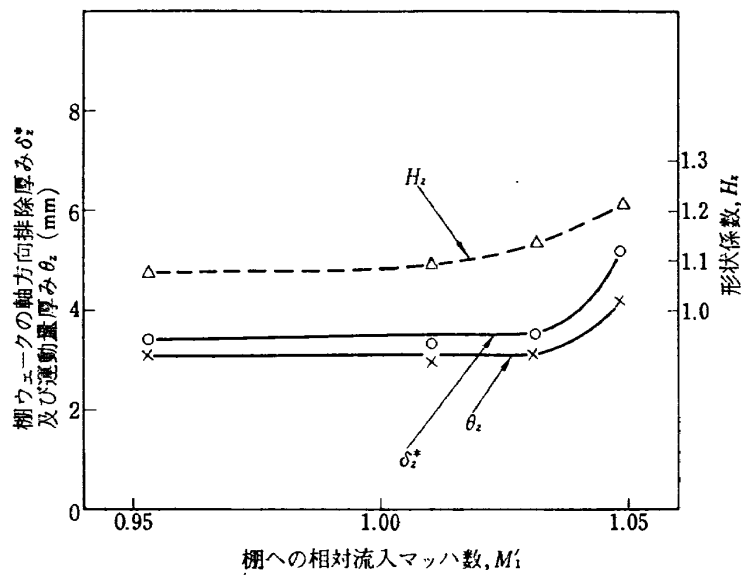


図 23 棚によるウェークと流入マッハ数との関係

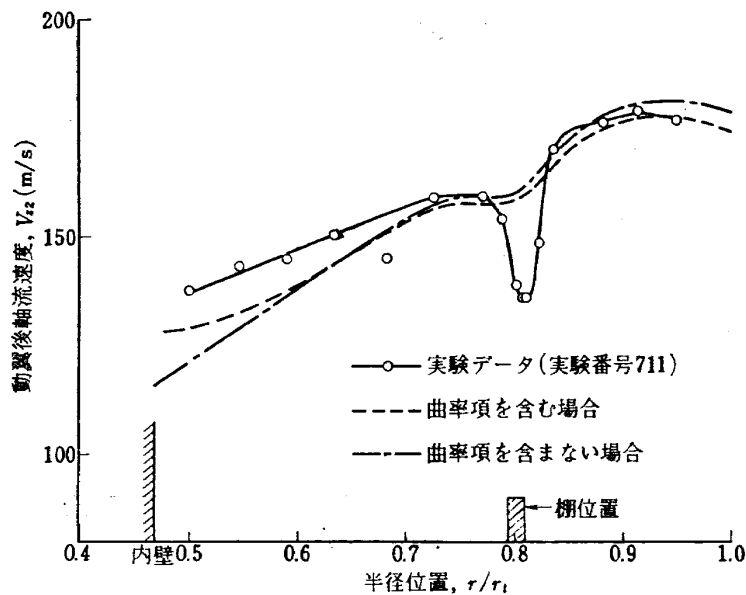


図 25 軸流速度分布の計算値と実験値との比較

5. 結 論

本研究を通じてフロント・ファン製作に関する有用な設計資料を得、同時に高速内部流動の計測技術を高めた。また、高速回転する翼面の振動応力を測定し、運転試験を安全に進めることが可能になり、空力弾性に関するデータを提供した。これらの成果の中、本報告では主として空力の諸問題について記述したもので、以下に要約する。

空力設計に当っては、流線法と呼ばれる計算技法を初めてとり入れた。何故なら、従来の送風機、圧縮機などで慣例的に使われていた計算法が、フロント・ファンのような特殊な状況下すなわち壁面形状の大きな変化や翼高さ方向に全エンタルピの著しい勾配がある流れ場では、ほとんど無力化したからである。この方法は設計計算だけにとどまらず、計測データの解析にも使用し従来の翼素性能に代って、実測流点より求めた局所性能を新たに定義した。

ファン・エンジンの要素として実用化するとき生じる翼振動抑制用の柵に関するデータを得るため、柵を取り付けないファンを設計製作し性能を調べ、次に翼の空力パラメータすなわち喰違い角、厚み比、ソリディティ、そり角などを同一に保って、柵を設けたファンを製作し運転試験を行ない、両者の空力性能を比較検討した。(1) その結果、柵の存在による影響は局所的なものではなく、ほとんど全領域に及び特に本実験では柵から最も離れた内径部分にも大きな変化がみられた。これはターボ機械では半径平衡式と連続の条件により流れが支配されているから、局所的な柵による外乱がバランスをくずし、新たな平衡状態に移行するためと思われる。しかし、半径平衡式に乱流応力の項を含ませて解析しないかぎり一般的な説明に限界がある。流線曲率の効果を本研究で組み入れることに成功したから、次はさらにみかけの粘性応力項を考慮した設計法の開発が切に望まれる。(2) 偏差角は動翼の平均径から外径にかけて見積りより、柵の有無によらず3~4° 少なかった(ただし、柵付きとなしでは実験データの入射角が異なっていることに注意)。翼高さ喰違い角の極めて大きい動翼に特有の遠心力による逆ねじりモーメントのために、みかけ上、偏差角が小さく測定できたのであって、実さいはほぼ設計値通りの角度と思われる。(3) しかし、入射角は逆ねじりモーメントのため予想より大きくなり、全体性能も設計値を上回った。本研究で開発したファンは、柵付きの場合、動翼先端周速 380 m/s のとき、圧力比 1.38、流

量 100 kg/s、断熱効率 84% を保障する。

この次に開発すべきファンとして、低騒音で空力性能のすぐれたものが望ましい。また、柵付きの効果を一そう確認するためには、入口乱れを起こした状態での運転試験を合わせて行なう必要があろう。要するに、単に空気力学的問題だけにとどまらず、騒音や空力弾性、材料強度の見地からも総合判断して研究を進めなければならない。

本研究の過去数年わたる遂行に当って、松木正勝原動機部長から指導と激励を受けた。また、原動機部の実によく多くの人々の協力があつた。中でも鳥崎忠雄室長からは常に有益な助言と援助を受けたほか、宮地敏雄室長から空力弾性問題について協力、助言があつた。さらに、以下に、関係した機関の名を列挙して感謝の意を表す。空気源設備担当者、空気力学第二部補助送風機担当者、石川島播磨重工航空エンジン事業部。

付録 1. ターボ機械の三次元流れ

速度ベクトル V 、静圧 p 、外力ベクトル F を用いてよく知られたように非粘性流体に対する運動方程式は

$$\frac{DV}{Dt} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + F \quad (1-1)$$

と表示できる。上式 (1-1) の左辺はベクトル相互の関係から

$$\frac{\partial V}{\partial t} + (V \cdot \nabla) V = \frac{\partial V}{\partial t} + \frac{1}{2} \nabla V^2 - V \times (\nabla \times V) \quad (1-2)$$

と書き直せる。ところが、ターボ機械では特殊な場合以外、定常的な流れと考えてもよいので式 (1-2) で $\partial V / \partial t = 0$ とおける。一方、エネルギー・レベルの変化する流れ場で静圧 p があらわに含んだまま用いることはいささか不便であるから、式 (1-1) の右辺第一項を全エンタルピ H とエントロピ s を用いて

$$-\frac{1}{\rho} \nabla p = \frac{1}{2} \nabla V^2 - \nabla H + T \nabla s \quad (1-3)$$

と直す。しかし、上式 (1-3) を導くさいに次の可逆変化の式を用いた。

$$T ds = dh - \frac{1}{\rho} dp \quad (1-4)$$

とにかく上記のような関係から、非粘性・圧縮流体に対する運動方程式として

$$-V \times (\nabla \times V) = -\nabla H + T \nabla s + F \quad (1-5)$$

がターボ機械の三次元流れを支配する基本的な式とな

る。上式 (1-5) を円筒座標 (r, θ, z) 上でスカラー形式に直して半径方向の成分のみを取り出すと

$$Jg \frac{\partial H}{\partial r} = JgT \frac{\partial s}{\partial r} + \frac{V_\theta}{r} \frac{\partial(rV_\theta)}{\partial r} + V_z \frac{\partial V_z}{\partial r} - V_z \frac{\partial V_r}{\partial z} \quad (1-6)$$

が得られ、また、上式右辺の最終項は $V_r = V_z \tan \lambda$ の関係から

$$V_z \frac{\partial V_r}{\partial z} = V_r \frac{\partial V_z}{\partial z} + \frac{V_z^2}{\cos^3 \lambda} \cdot \frac{1}{r_c} \quad (1-7)$$

となる。軸流形式において、鋭い角をまがる流れ以外では上式右辺第一項は省略でき

$$V_z \frac{\partial V_r}{\partial z} \cong -\frac{V_z^2}{\cos^3 \lambda} \cdot \frac{1}{r_c} \left(= V_z^2 \frac{\partial}{\partial z} \tan \lambda \right) \quad (1.8)$$

となる。式 (1-8) を (1-6) に入れて整理すると

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_z^2}{\partial r} - \left\{ \frac{2}{r_c \cos^3 \lambda} + \frac{1 + (dr/dz)^2}{C_p} \left(\frac{\partial s}{\partial r} \right) \right\} V_z^2 \\ = 2gJ \left\{ C_p \frac{\partial T_0}{\partial r} - \left(T_0 - \frac{V_\theta^2}{2gJC_p} \right) \left(\frac{\partial s}{\partial r} \right) \right\} \\ - 2 \frac{V_\theta}{r} \frac{\partial(rV_\theta)}{\partial r} \end{aligned} \quad (1-9)$$

で表わされる V_z^2 に関する線形一次の微分方程式になる。式 (1-9) を積分するさいに現われる積分定数は連続の条件

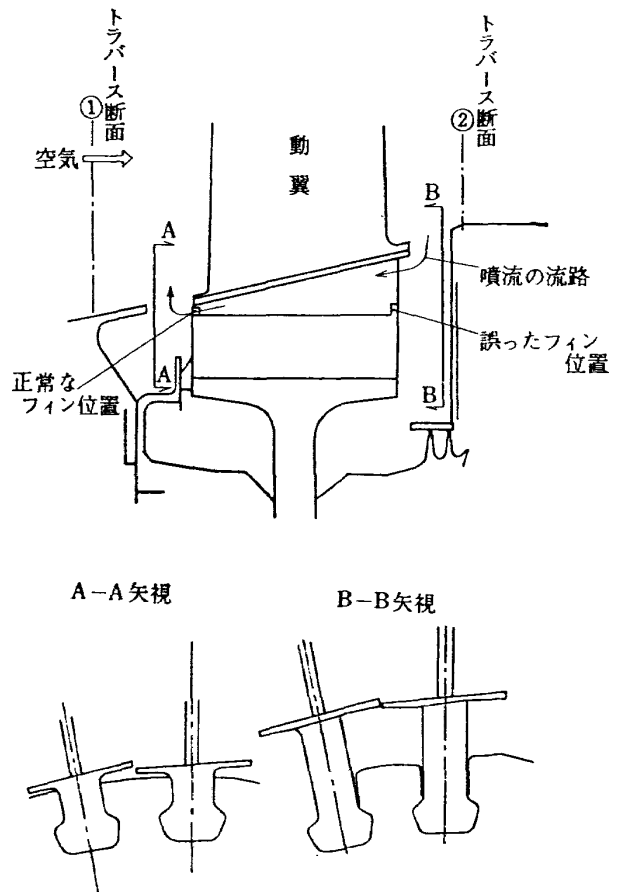
$$G = 2\pi \int g\rho V_z r dr \quad (1-10)$$

によって決定する。

付録 2. 動翼翼根部からの噴流がファン全体性能に及ぼす影響について

一般に、棚付き動翼では、翼植込み部分とローター・ディスクとの間隙を出来るだけ小さくして、動翼翼列前後の流れの一部がバイパスまたは逆流しないように製作する。しかし、ここに紹介する一実験では、工作の手違いから付図 1 に示すようにローター・ディスクの翼植込みのみぞを逆に削ったので、フィンの位置も逆に取り付けざるを得ない一時期があった。すなわち、棚付き動翼のダブデル部とローター・ディスクとの間に大きな間隙が生じた場合についてフロントファンの全体性能および内部流動に関する計測データを偶然の機会から得たので、本文中で取り扱った正常なローター・ディスク形状の場合における結果と比較検討する。したがって空力的には翼根本から噴流がある特殊な場合に相当する。

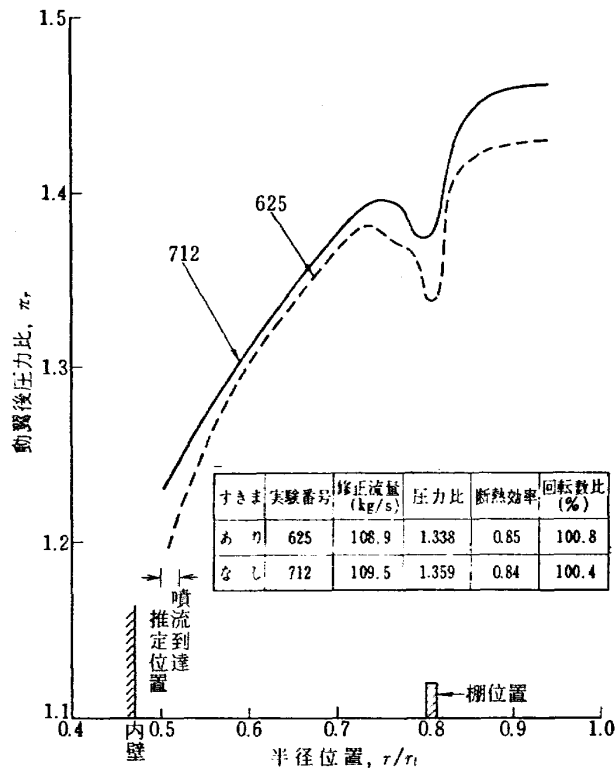
この場合、動翼翼列前後を 3 孔ヨーメータで半径方



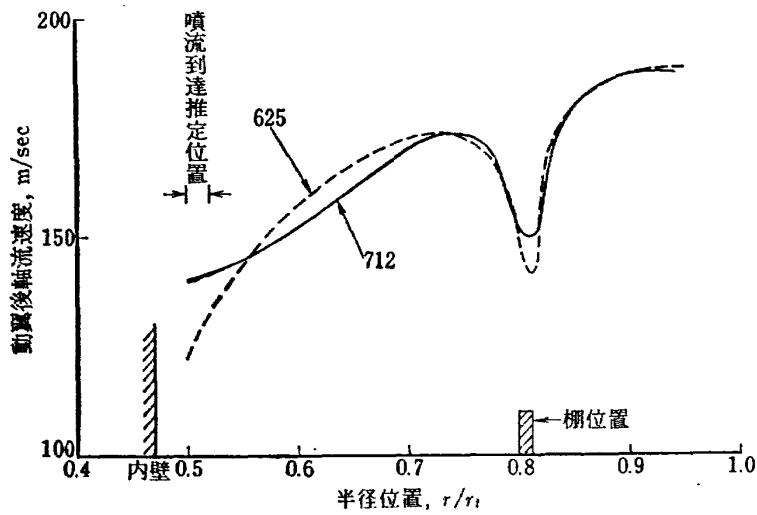
付図 1 加工ミスによる隙間の形状

向にトラバース計測した結果、翼根部付近における静圧は、動翼翼列前よりも翼列後の方が高く、したがって動翼翼列通過後の空気の一部は、動翼植込み部とローター・ディスクとの間の間隙を通過して動翼翼列前へ逆流して動翼前縁付近の翼根部から主流へ向って噴射したものと考えられる。実験結果を同一動翼でもローター・ディスクの形状が正常で噴射流がない場合と比較した結果、噴流が動翼翼根部付近の内部流動に直接変化を与え、また、フロント・ファン作動曲線の形状、特にストール限界に大きな変動をもたらすことがわかった。

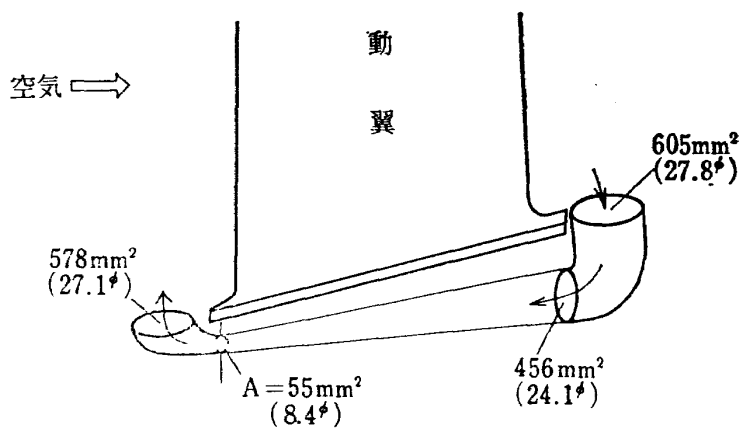
まず、回転数と流量を同じ条件にしてすきまのある (実験番号 625)、ない (実験番号 712) について代表的な二点を選び圧力比および軸流速度分布を示したが、付図 2(a), (b) である。圧力比は全スパンにわたって劣化し、対応する軸流速度も内径側に急激に低下している。図中、噴流到達推定位置は付図 3 (a), (b) のようにディスクとのすきまを等価なパイプでおきかえて、その一端から回転翼のない 2 次元流中に噴出したときわん曲してトラバース断面に噴流の最大速度点が達すると思われる点である。ただし、この計算は非



付図 2(a) 動翼後圧力比の半径方向分布

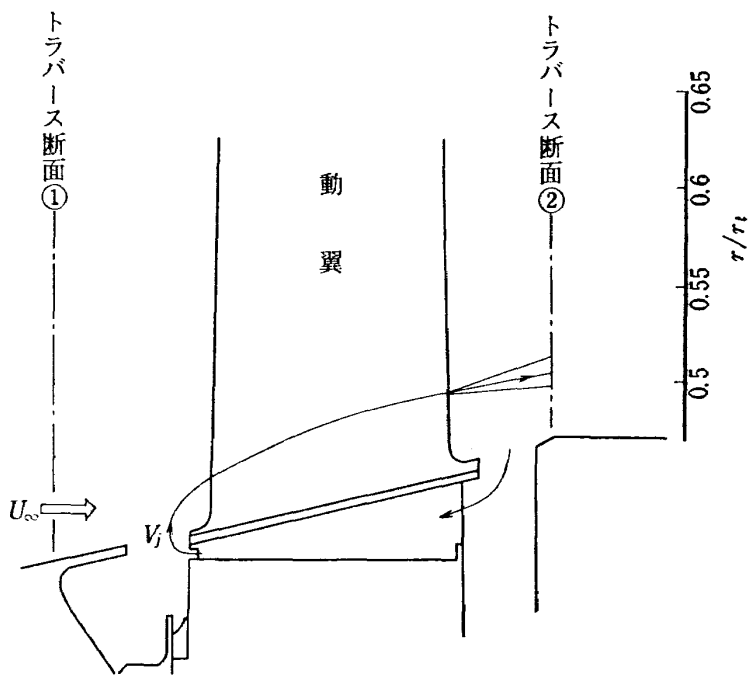


付図 2(b) 軸流速度の半径方向分布

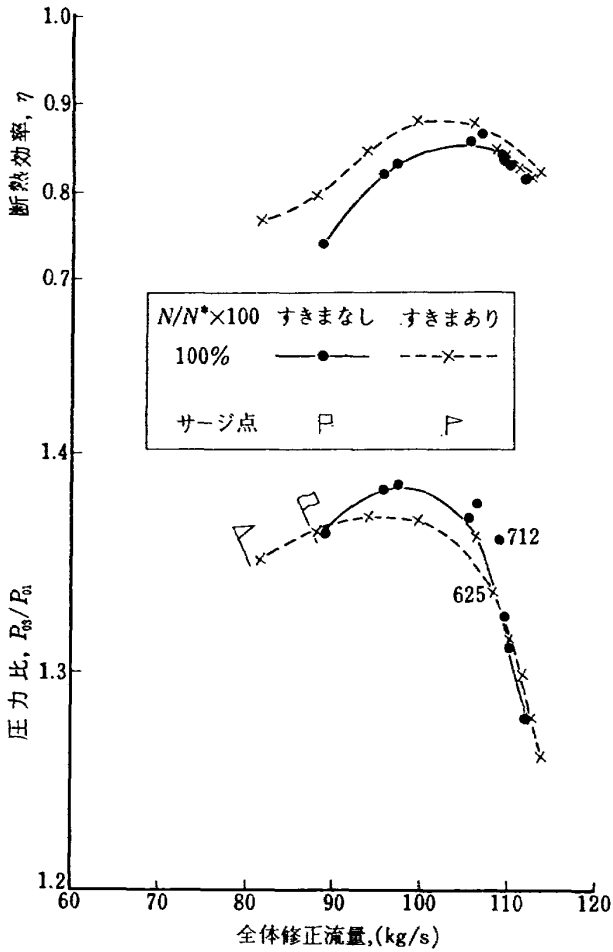


付図 3(a) 噴流流路断面積の換算

(註)このような流路が動翼枚数(33箇所)分ある。



付図 3(b) 噴流到達推定位置



付図 4 全体性能曲線

常に単純化したモデルで行なったので参考程度である。

次に設計回転数での全体性能をすきまなしと比較して付図4に示す。全般にすきまのある方が圧力比はやや低いが、サージ点が延び効率が良くなっている。噴流が動翼への入射角を減少させる作用をしたと思われる。

るが、付図3 (b) でみたように、噴流上流にトラバース断面①があるため定量的な入射角の変化は不明である。しかし、正常ディスクの棚付きファンでは現在より少し入射角を少なくすれば、サージ・ラインと効率の改善が期待できそうであり、本文中で述べた逆ねじりモーメントと考え合わせて、興味ある問題である。

文 献

- 1) 藤井昭一, 宇野威信; 流線法によるダクト流れ, 航技研報告 TR-140 (昭 42/9)
- 2) 藤井昭一, 西脇英夫他 4 名; 高速単段軸流圧縮機の研究, 航技研報告 TR-134 (昭 42/5)
- 3) 藤井昭一, 松本正勝, 五味光男; 五段遷音速軸流圧縮機の空力設計, 航技研資料 TM-114 (昭 42/9)
- 4) Pollard, D. and Gostelow, J.P.; 'Some Experiments at Low Speed on Compressor Cascades, Trans. of the ASME, Series A, 89, pp. 427-436, 1967
- 5) Fujii, S.; 'The Cascade Subjected to Inlet Distortions' The Aeronautical Quarterly, Vol. 19, pp. 287-300, 1968
- 6) Fujii, S. and Matsuki, M.; 'Several Topics of Axial-Flow Compressors Research at the National Aerospace Laboratory (Japan)' Tokyo Joint International Gas Turbine Conference, Paper JSME-6, 1971
- 7) Fujii, S. and Others; 'Some Observations on the Velocity Profiles in Fully Developed Viscous Flow in Turbomachines' ASME Paper 70-WA/FE-24, 1970
- 8) Fujii, S.; 'Some Studies of Front Fans With and Without Snubbers' ASME Paper 72-GT-4, San Francisco International Gas Turbine Conference, 1972

| | | | |
|--------|---|---------|--------------------------------------|
| TR-258 | 二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 Tem- perature 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- |
| 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 ょ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, 輿石 肇 |
| 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 |

航空宇宙技術研究所報告267号

昭和47年1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
