

UDC 621.63

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-86

高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法

松木正勝・藤井昭一・五味光男

1965年5月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-63 非定常流中の円柱に作用する空気力について  
Aerodynamic Forces Acting on a Circular  
Cylinder in Unsteady Flow 1964年3月 小橋安次郎, 遠藤 浩  
北村清美
- TR-64 航空力学における磁歪計器の応用  
Some Developements of the Magnetostriction  
Type Measuring Instruments for the Study  
of Aircraft Dynamics 1964年3月 幸尾治朗
- TR-65 非定常境界層の安定に関する実験  
An Experimental Investigation of Stability  
Characteristics of Unsteady Laminar  
Boundary Layer 1964年7月 小橋安次郎, 恩地 瑛
- TR-66 変分法による平板翼の撓み, 振動解における  
自然境界条件の数値的吟味 (片持平板翼の  
場合)  
Numerical Examination on the Fulfilment  
of Natural Boundary Conditions by the  
Approximate Solutions for Bending and  
Vibration of Thin Elastic Plates based on  
the Rayleigh-Ritz's Procedure  
(in Case of Cantilevered Wing Plates) 1964年6月 川井忠彦, 埴 武敏  
越出慎一, 戸川隼人  
落合 薫
- TR-67 プラズマ発生装置の諸特性  
Characteristics of a Vortex Stabilized Plasma  
Generator 1964年4月 井上建二, 野村茂昭
- TR-68 回転翼の線型理論 (I)  
—揚力面理論—  
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor  
Blades (I)  
—Lifting Surface Theory— 1964年6月 市川輝雄
- TR-69 高速軸流タービンの研究 (I)  
—タービンノズル円環翼列の研究—  
An Investigation of the High Speed Axial  
Flow Turbine (I)  
—An Investigation of the Annular Turbine-  
nozzle Cascade— 1964年7月 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸  
森田光男
- TR-70 汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造およ  
び特性  
Design, Construction and Characteristics of  
Flight Simulator at National Aerospace  
Laboratory 1965年1月 松浦陽恵, 樋口一雄  
池谷光栄, 堀川勇壯  
村上 力, 百名盛之  
三好範子, 岡部 正典
- TR-71 塑性の三方向せん断理論  
塑性変形による異方性  
塑性流動に及ぼす中間主応力の影響  
応力状態と塑性変形の形  
Three Shear Theory of Plasticity  
Anisotropy Due to Plastic Deformation  
Influence of Intermediate Principal Stress on  
Plastic Flow  
Strain Ratio Relationship in Plastic Deforma-  
tion 1964年7月 中西不二夫, 佐藤和郎
- TR-71T Three Shear Theory of Plasticity  
Anisotropy Due to Plastic Deformation  
Influence of Intermediate Principal Stress on  
Plastic Flow  
Strain Ratio Relationship in Plastic Deforma-  
tion  
Internal Shearing Resistances in the Three  
Shear Theory of Plasticity September 1964 Fujio NAKANISHI  
Yasuo SATO
- TR-72 補助翼バズに関する一実験  
Some Experiments on Control-Surface Buzz 1965年1月 中村泰治, 田辺義一
- TR-72T Some Experiments on Control-Surface Buzz November 1964 Yasuharu NAKAMURA  
Yoshikazu TANABE
- TR-73 軸対称液み点付近の溶融層の安定性  
Stability of the Melted Layer near the Axi-  
symmetric Stagnation Point 1964年11月 相原康彦
- TR-74 遷音速パネルフラッタの研究  
The Experimental and Theoretical Studies  
of Transonic Panel Flutter 1964年11月 石井孝雄, 柳沢三憲
- TR-75 統計流体力学の初期値問題について  
—Hopf 特性汎関数方程式の一般解—  
On the Initial-value Problem in Statistical  
Hydromechanics  
—A General Solution of the Hopf  
Characteristic Functional Equation— 1964年12月 細川 巖

# 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法\*

松木正勝\*\*・藤井昭一\*\*・五味光男\*\*

## A Method for Predicting the Off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressors Operating in the Transonic Flow

By Masakatsu MATSUKI, Shoichi FUJII and Mitsuo GOMI

The preceding investigators have already established the methods for predicting the part-load performance of *single-stage* axial-flow Compressors by a blade-element procedure. This study, therefore, was conducted to determine the possibility and reliability with which *multi-stage* axial-flow compressor performance at off-design conditions may be predicted.

The partial differential equation for radial equilibrium could be reduced to the ordinary differential one within our assumptions and moreover blade-element loss coefficients were assumed to be depending on the inlet condition of the blade row only.

The test comparisons suggest that this practical method of analyzing the performance may be useful in the process of designing a jet-engine multi-stage compressor.

### 1. ま え が き

ジェットエンジン用圧縮機の設計においては、これをエンジンとして組み込んだ場合に、タービンや燃焼器などとのマッチングを考慮しておかなければならない。そのためには設計点だけでなく、設計状態からかなりはずれた回転数や流量条件でどのように圧縮機が作動するかを見積っておかねばならない。軽いエンジンを製作するためには圧縮機の空力設計においても、当然、高性能が要求される。したがって、その圧縮機の部分負荷計算も衝撃波による損失など、かなり高速における空力現象まで考慮して進める必要がある。

従来から多段圧縮機の部分負荷特性計算法として二つの方向がある。一つは、すでに実験などでわかっている単段の特性をつみ重ねていく方法と、もう一つは、単段の特性そのものをまず計算してから<sup>1),2)</sup>、前者の方法を用いようとするものである。

この研究の目的は、多段軸流圧縮機の中に数本の流線を仮定して、その流線に沿って圧縮機入口

\* 昭和40年4月12日受付

\*\* 原動機部

から出口まで翼素性能を用いてガスの状態量を追跡して、全体性能を計算する方法を採用した場合の信頼性や実用性などを調べてみることである。

## 2. 方 程 式

図1のように円筒座標を考え、非粘性、定常流および軸対称であるという仮定のもとに、エンタルピー  $H$  の半径方向のこう配を表わす式として（外力の働かない場所で）

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

が導ける。

ここに

$J$ ; 熱の仕事当量

$g$ ; 重力の加速度定数

$H$ ; 全エンタルピー

$r$ ; 半径方向変数

$z$ ; 軸方向変数

$t$ ; 静 温

$s$ ; エントロピー

$V_z$ ; 軸方向速度

$V_r$ ; 半径方向速度

$V_\theta$ ; 円周方向速度

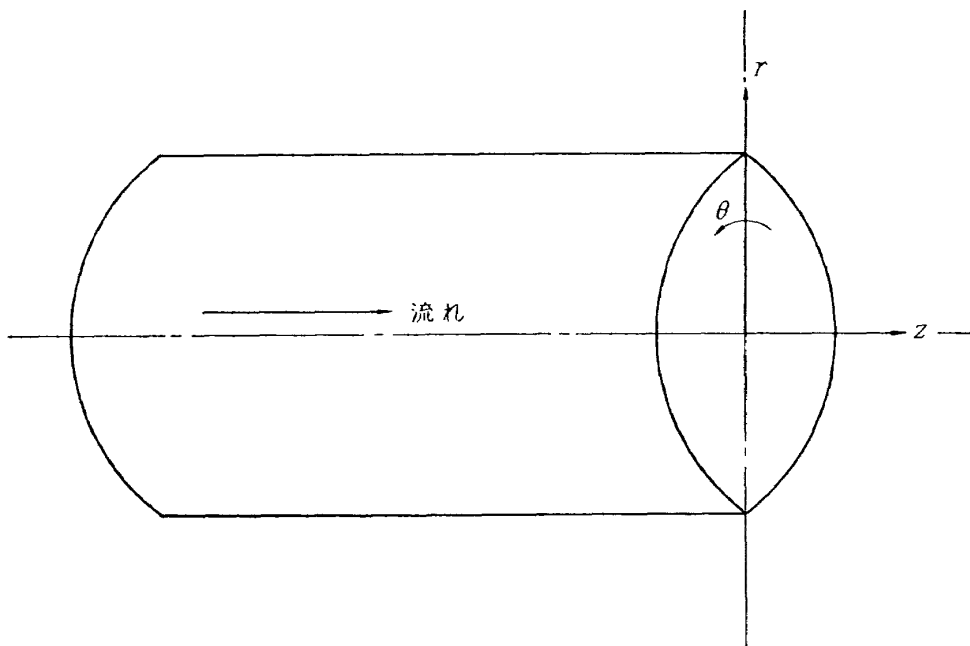


図1 円筒座標

熱の出入りがない，すなわち断熱的であるとして，翼列前後の全温上昇  $\Delta T$  は

$$\Delta T = (U_j V_{\theta j} - U_{j-1} V_{\theta j-1}) / (JgC_p) \quad (2)$$

となる。

ここに

$C_p$ ; 比熱比

$T$ ; 全温

$U$ ; 周速

サフィクス  $j-1$ ,  $j$  はおのおの翼列前，後の状態を表わす。

さらに，連続の条件として

$$W = 2\pi K \int_{hub}^{tip} r \rho V_z dr \quad (3)$$

ここに

$W$ ; 流量

$K$ ; プロケージファクター

$\rho$ ; 密度

積分の下限，上限はおのおの圧縮機の内壁 ( $hub$ ) から上壁 ( $tip$ ) までを示す

(1), (2) および (3) 式の基本方程式のほかに，ガスの状態方程式

$$P = g\rho RT \quad (4)$$

および翼列前後のエントロピー上昇  $ds$  と全温，全圧との関係を示す式

$$(J/R)ds = \ln \frac{(T_2/T_1)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}}{(P_2/P_1)} \quad (5)$$

ただし  $R$ ; ガス定数

$ds$ ; エントロピー変化

$P$ ; 全圧

などを補助的な方程式として用いる。

さて，(1) 式についてさらに調べてみる。まず最後の項は (付録 1 参照)

$$V_z \partial V_r / \partial z \cong V_z^2 / (R_c \cdot \cos^3 \lambda) \quad (6)$$

とかける。

ここに

$R_c$ ; 母線  $m$  の曲率半径

$\lambda$ ; 母線  $m$  と  $z$  軸方向との傾き角

すなわち，半径方向速度  $V_r$  が存在しても流線が直線的 ( $R_c = \infty$ ) であれば最後の項は考えなく

てよいことになる。これらの関係を表1のように分類してみる。

次に、(1) 式の  $H, s, rV_\theta$  および  $V_z$  などは、最初の仮定によって軸対称であるから円周方向には変化しないが、軸方向の変化はさらに仮定をつけないかぎり現段階では存在している。これがいわゆるアクチュエーター理論である<sup>11)</sup>。しかし、本研究の目的においては、この軸方向の変化も無

表 1

分類番号	(1) 式の最後の項において	備 考
I	$V_r=0$	単純半径方向平衡
II	$\frac{\partial V_r}{\partial z}=0, \quad V_r \neq 0$	$\theta = \text{const.}$ の面へ投影した 流線は図2のようになる
III	$\frac{\partial V_r}{\partial z} \neq 0, \quad V_r \neq 0$	$\theta = \text{const.}$ の面へ投影した 流線は図3のようになる

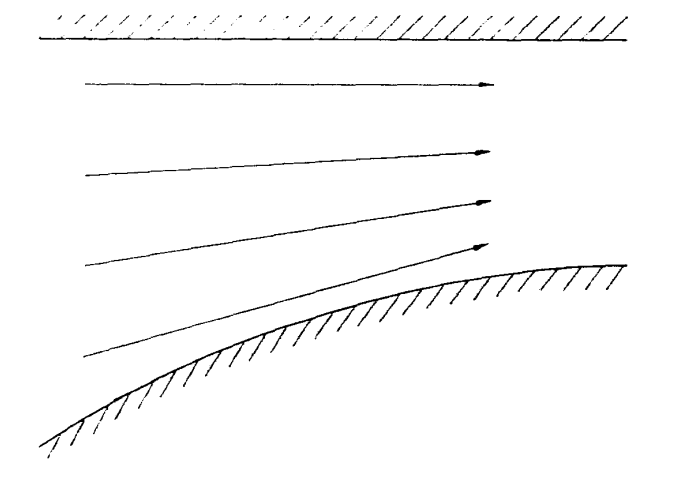


図 2

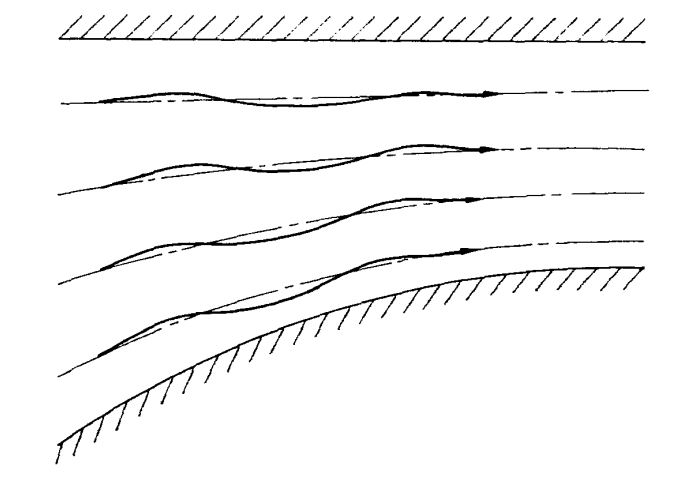


図 3

視できると思われる。したがって、 $H, s, rV_\theta$  および  $V_z$  などの軸方向変化を無視し、かつ、表1の分類IIの場合を仮定すると、けっきょく (1) 式は次のような常微分方程式になる。

$$Jg dH/dr = Jgt ds/dr + (V_\theta/r)d(rV_\theta)/dr + V_z dV_z/dr \quad (7)$$

### 3. 翼素性能データ

翼は図4のように翼素をつみ重ねて形成されていると考えられ、その翼素性能は全圧損失係数  $\omega$ 、偏差角  $\delta$  で代表できる。一般に全圧損失係数は、翼素の入口だけでなく出口状態にもよる。しかし失速の決定など翼としての限界状態以外の領域では、全圧損失係数は一次近似の範囲内で入口状態のみに依存するであろう。したがって

$$\omega = f(i, M_1, R) \quad (8)$$

と考える。

ここに

$f$ ; 関数表現記号

$i$ ; 入射角 (Incidence)

$M_1$ ; 流入マッハ数

$R$ ; 半径位置

一方、偏差角も入口および出口状態に関係する。しかし失速付近を除いては設計のときに見積る値から、それほど大きくはずれないであろう。また、偏差角は入射角などの変化に対してかなり鈍感である事実から

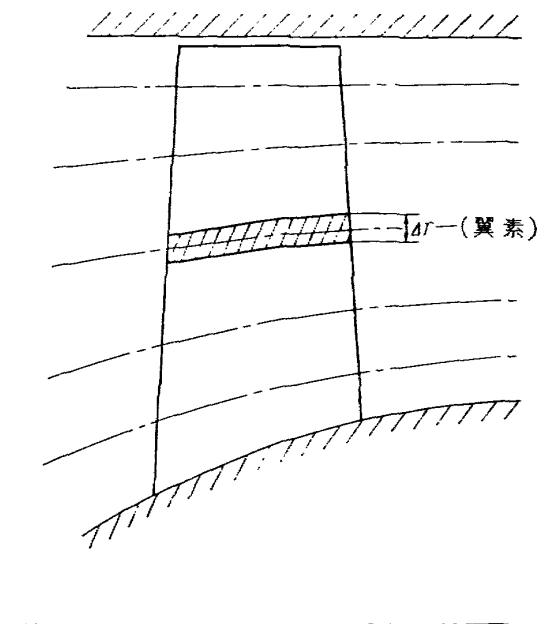


図4 翼素

$$\delta = g(R) \quad (9)$$

$g$ ; 関数表現記号

とする。

次に関数  $f$  および  $g$  の形を決めねばならない。そのために、高速での圧縮機翼の実験データを集めた<sup>4),6)-10)</sup>。そのうち、全圧損失係数についての代表的な形を図5に示す。この図を例にとって  $f$  の決定の方法を述べる。さて、ある翼素が設計点でマッハ数  $M=1.1$  で作動するものとする、その翼素に対する入射角  $i$  は、全圧損失が最小か、または最小に近くなるように定めるのが普通である。したがって、B点が設計点に採用されている場合、さらにマッハ数が増大すると、全圧損失が最小である点はCに移り、その作動範囲もせまくなる。逆にマッハ数が設計のそれよりも小さくなると、全圧損失が最小である点はAに移り、作動範囲も広くなり、低速での典型的な全圧損失と入射角との関係曲線を呈する。このような最適入射角の移動量は、実験データを整理すると経験的法則として見積ることができる。数多くの二重円弧翼の実験データから導かれた、マッハ数と、最

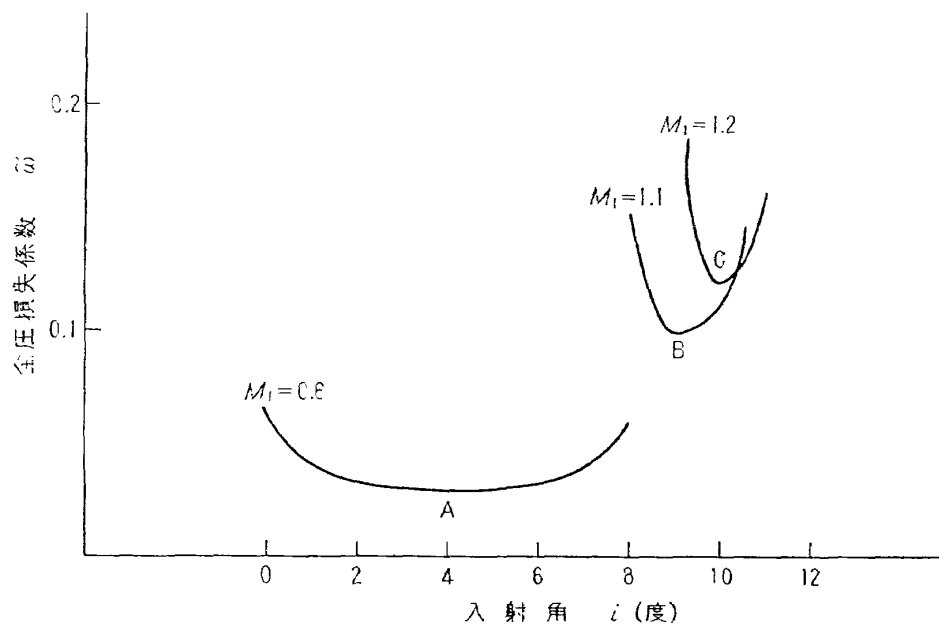


図5 典型的な全圧損失係数と入射角の関係

適入射角の移動量との関係を示す曲線を文献<sup>3)</sup>から抜すいして図6に示す。次に、最適入射角に対する全圧損失係数の値を見積らねばならない。設計の際に、B点の全圧損失係数を決定する方法として、拡散係数<sup>12)</sup>を計算して、これに衝撃波による損失をつけ加えるのが普通であるから、低速のA点に対しては衝撃波損失分だけを差し引いた値を、A点における全圧損失係数とすればよい。一方、C点ではB点よりもさらに大きな衝撃波損失の値を加える。この衝撃波による損失係数の増減も多分に経験的なものであって、本研究ではおもに文献<sup>13)</sup>による方法をとって見積った。さらに、関数  $f$  の決定のためには作動範囲を決めねばならない。特に部分負荷特性の計算にはこの作動範囲



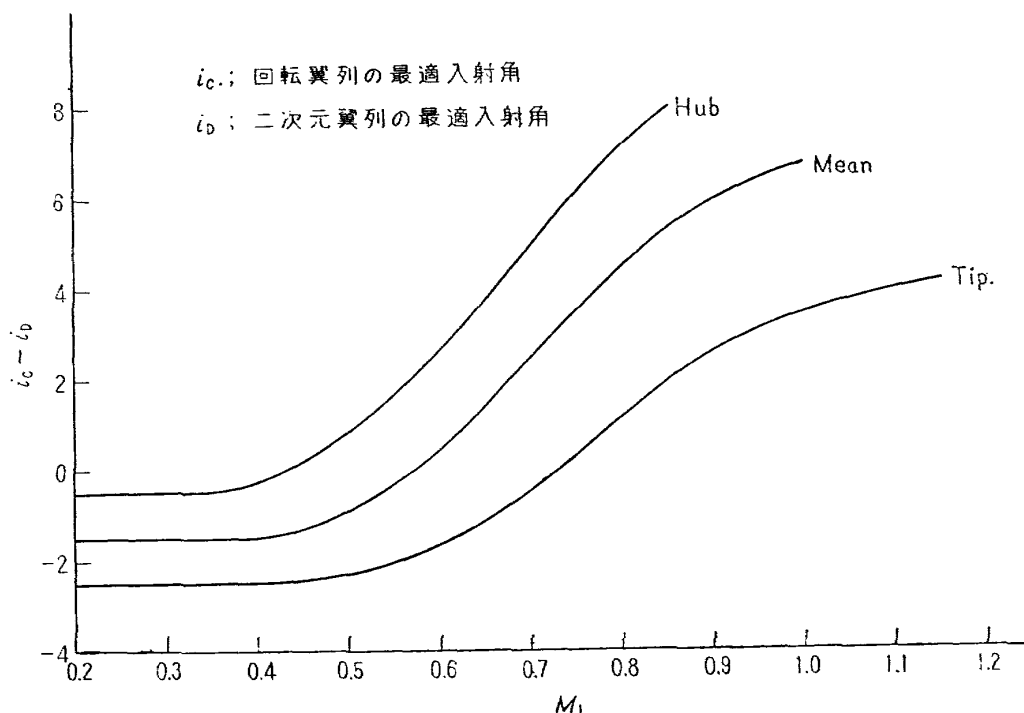


図 6 最適入射角の移動

が重要な因子となる。まず、低速では拡散比<sup>5)</sup>  $D_{eq}$  (Equivalent Diffusion Ratio) が 2.2 になる入射角をもって正の失速をすと決め、その点の損失を最小損失係数の 2 倍に見積った。次に高速における作動範囲については、実験データを図 7 のように整理して正の失速角のマッハ数による推移を見積った。負の失速角は必ずしも最適入射角に対して対称の位置にはこないが、便宜上、本研究では対称であると仮定した。以上から、正の失速を起こす点、最小損失の点、負の失速を起こす点の 3 点を通る放物線で実験データを近似した。したがって、図 5 は図 8 のような放物線でおきかえることになり、放物線を表わす式として

$$\varpi = a_1(i - l_1)^2 + m_1 \tag{10}$$

とかける。ここで、 $a_1$ 、 $l_1$  および  $m_1$  は次のように流入マッハ数  $M_1$  の二次式で表わされると考える。

$$\left. \begin{aligned} a_1 &= a_2 M_1^2 + b_2 M_1 + c_2 \\ l_1 &= a_3 M_1^2 + b_3 M_1 + c_3 \\ m_1 &= a_4 M_1^2 + b_4 M_1 + c_4 \end{aligned} \right\} \tag{11}$$

さらに、 $a_2$ 、 $b_2$  などは考えている翼素の半径位置  $R$  の二次関数として次のようにかける。

$$\left. \begin{aligned} a_2 &= a_2' R^2 + a_2'' R + a_2''' \\ a_3 &= a_3' R^2 + a_3'' R + a_3''' \\ a_4 &= a_4' R^2 + a_4'' R + a_4''' \end{aligned} \right\} \tag{12}$$

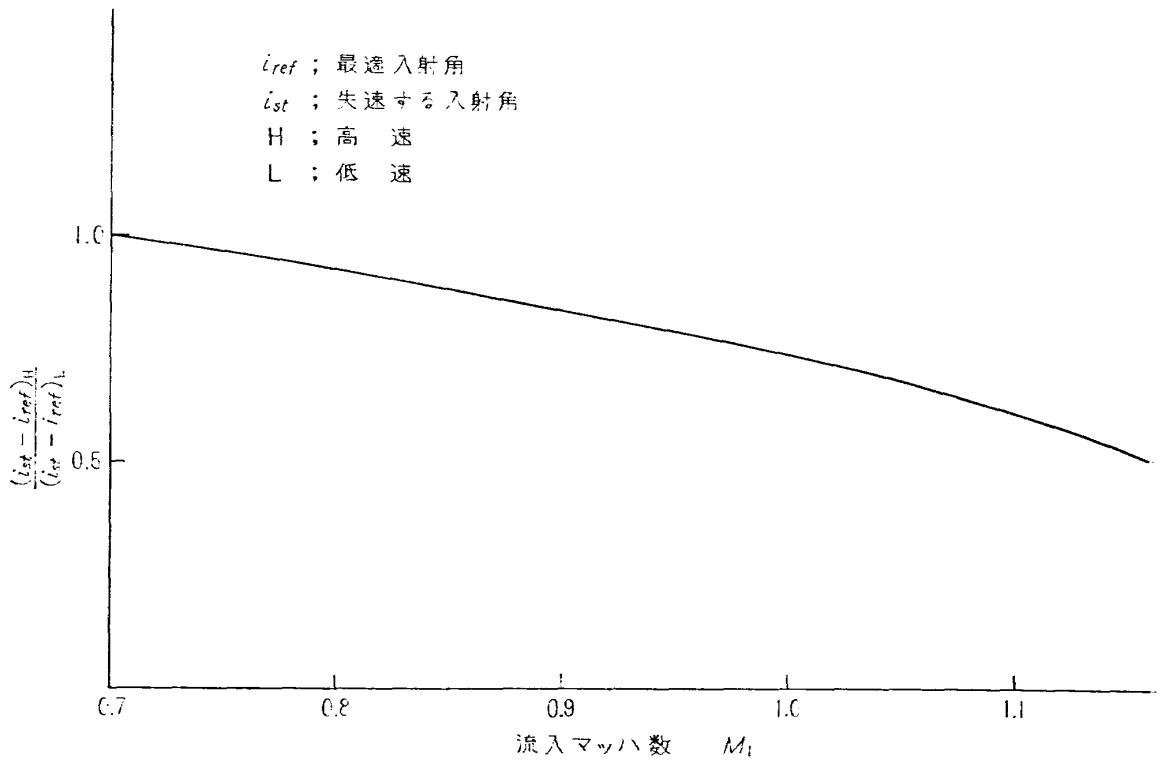


図 7 作動範囲と流入マッハ数の関係

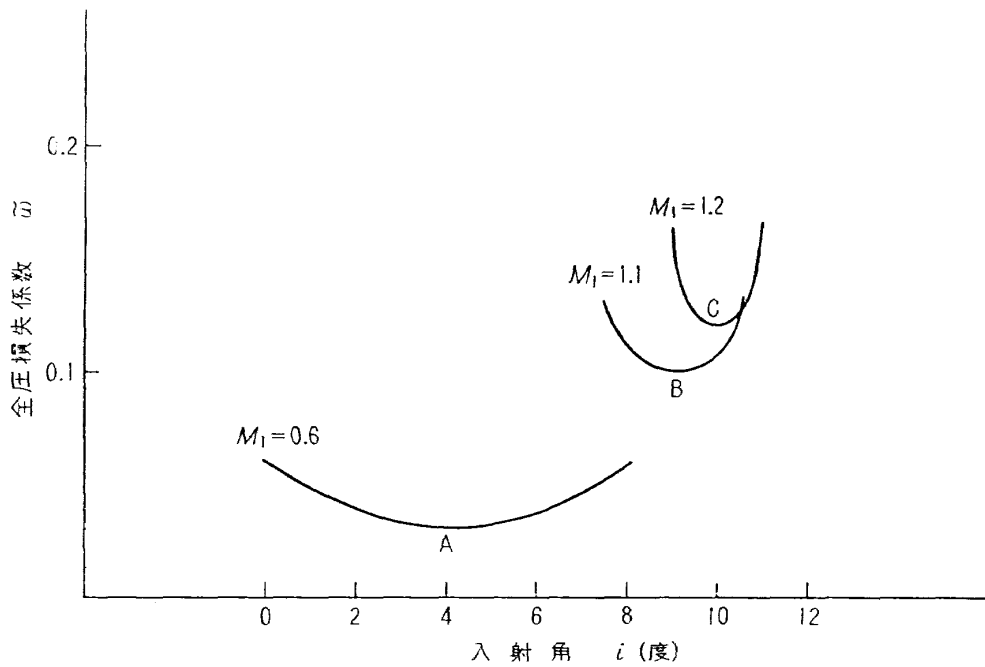


図 8 放物線での置換え

$$\left. \begin{aligned} b_2 &= b_2' R^2 + b_2'' R + b_2''' \\ b_3 &= b_3' R^2 + b_3'' R + b_3''' \\ b_4 &= b_4' R^2 + b_4'' R + b_4''' \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

$$\left. \begin{aligned} c_2 &= c_2' R^2 + c_2'' R + c_2''' \\ c_3 &= c_3' R^2 + c_3'' R + c_3''' \\ c_4 &= c_4' R^2 + c_4'' R + c_4''' \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

ここで (12), (13) および (14) 式の右辺に現われている  $a_2', a_2''$  などはずべて定数であり、したがって、これらの定数値を各翼列について決めてさえおけばよい。すなわちその翼素のおかたっている半径位置  $R$  がわかると、(12), (13) および (14) 式によって  $a_2, a_3, a_4, b_2, b_3, b_4, c_2, c_3$  および  $c_4$  がわかり、次にその翼素に流入するマッハ数  $M_1$  を使って (11) 式により  $a_1, l_1$  および  $m_1$  を計算し、さらに入射角  $i$  が決っていると (10) 式から、全圧損失係数  $\omega$  がわかることになる。

偏差角に関しては  $R$  だけの関数であると仮定しているから

$$\delta = d' R^2 + d'' R + d''' \quad (15)$$

とあらわす。ここで  $d', d''$  および  $d'''$  は設計で見積った偏差角を通るように定めた定数である。

#### 4. 計 算 方 法

図9のように、翼による力の働かない、動、静翼にはさまれた部分を下壁から上壁まで有効翼高さの百分率で 10% ごとに 9 点を選ぶ。ここで有効翼高さとは、上壁と下壁の境界層厚みを排除した空力的に有効な翼高さのことである。このようにして決めた各点で、ガスの状態量（三方向の速度成分  $V_r, V_\theta, V_z$  ならびに温度、圧力など）を順次計算していく。まず、図9のAの部分拡大したのが図10であるが、いま、ある一つのガスの状態量を  $X$  なる記号で表わし、サフィクス  $j$  お

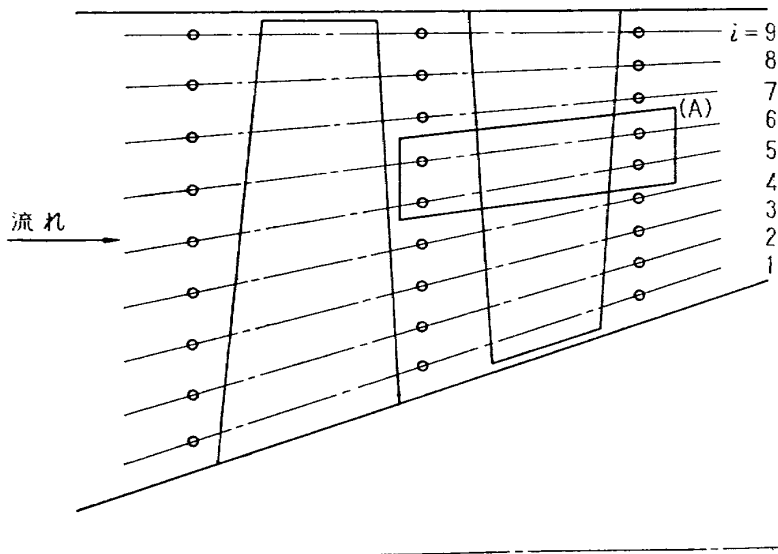


図9 計算する点

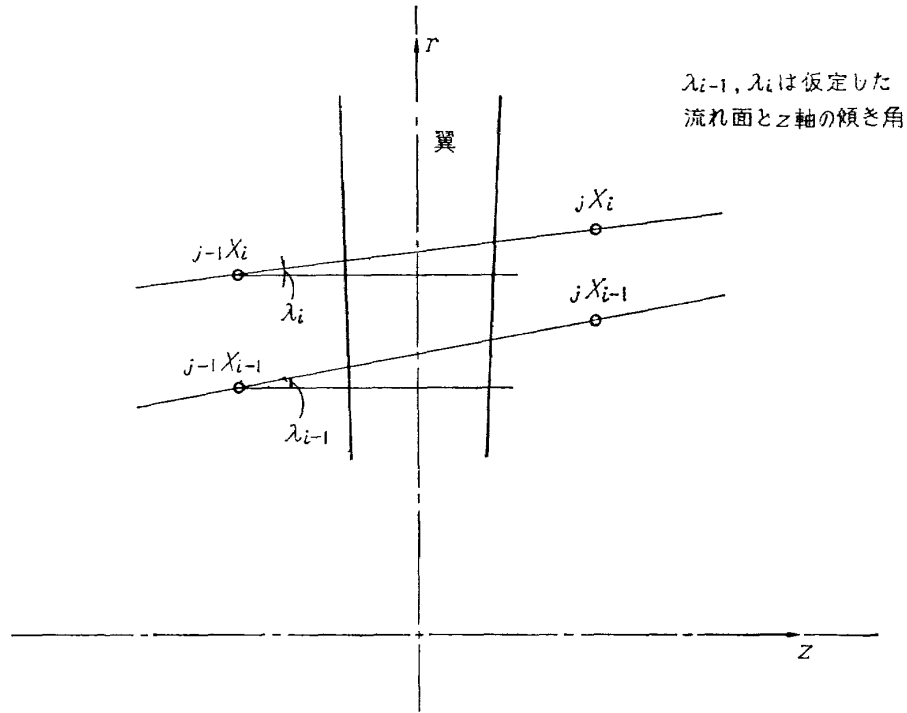


図 10 図 9 の (A) の部分

よび  $i$  でその位置を示すものとする、翼の前方にある  ${}_{j-1}X_{i-1}$  および  ${}_{j-1}X_i$  は既知量であるから、後方の  ${}_jX_{i-1}$  を仮定して、 ${}_jX_i$  を計算する。そのために、(7) 式の常微分方程式を差分法を用いて近似すると次のように軸流速度差  $\Delta V_z$  の二次式となる。

$$A\Delta V_z^2 + B\Delta V_z + C = 0 \quad (16)$$

ここで、

$$\Delta V_z = {}_jV_{z,i} - {}_jV_{z,i-1} \quad (17)$$

$$A = \frac{1}{2} \sec^2 \beta_i' - (\Delta s / (4C_p)) (\sec^2 \lambda_i + \tan^2 \beta_i') \quad (18)$$

$$B = {}_jV_{z,i-1} \{ 1 - \Delta s \cdot \sec^2 \lambda_i / (2C_p) - \Delta s \tan^2 \beta_i' / (2C_p) \} \\ - (\tan \beta_i' / 2) \{ R({}_jU_{i-1} - {}_jV_{z,i-1} \tan \beta_{i-1}') - 2{}_jV_{z,i-1} \tan \beta_i' \} \quad (19)$$

$$C = (R/2) ({}_jU_i \cdot {}_jU_{i-1} + {}_jV_{z,i-1}^2 \tan \beta_i' \cdot \tan \beta_{i-1}' - {}_jV_{z,i-1} \tan \beta_{i-1}' \cdot {}_jU_i \\ - {}_jV_{z,i-1} \cdot \tan \beta_i' \cdot {}_jU_{i-1}) - ({}_jU_i^2 - {}_jU_{i-1}^2) / 2 - (\tan^2 \beta_i' - \tan^2 \beta_{i-1}') \cdot {}_jV_{z,i-1}^2 / 2 \\ + {}_{j-1}U_i \cdot {}_{j-1}V_{\theta,i} - {}_{j-1}U_{i-1} \cdot {}_{j-1}V_{\theta,i-1} - ({}_{j-1}H_i - {}_{j-1}H_{i-1}) + (\Delta s / (2C_p)) \cdot Q \quad (20)$$

$$\Delta s = {}_jS_i - {}_jS_{i-1} \quad (21)$$

$$R = {}_j r_i / {}_j r_{i-1} - {}_j r_{i-1} / {}_j r_i \quad (22)$$

$$Q = ({}_jU_i^2 + {}_jU_{i-1}^2) / 2 - {}_jV_{z,i-1} ({}_jU_i \cdot \tan \beta_i' + {}_jU_{i-1} \cdot \tan \beta_{i-1}') \\ - ({}_{j-1}U_i \cdot {}_{j-1}V_{\theta,i} + {}_{j-1}U_{i-1} \cdot {}_{j-1}V_{\theta,i-1}) + JgC_p ({}_{j-1}T_{0,i} + {}_{j-1}T_{0,i-1}) \\ - {}_jV_{z,i-1}^2 (\sec^2 \lambda_i + \sec^2 \lambda_{i-1}) / 2 + {}_jV_{z,i-1} ({}_jU_i \cdot \tan \beta_i' + {}_jU_{i-1} \cdot \tan \beta_{i-1}') \\ - {}_jV_{z,i-1}^2 (\tan^2 \beta_i' + \tan^2 \beta_{i-1}') / 2 \quad (23)$$

ただし  $\beta'_i$  および  $\beta'_{i-1}$  は動翼に対する相対流出角であって、静翼の後方を計算するときには、その絶対流出角を  $\alpha_i$  および  $\alpha_{i-1}$  とすると、上式のすべてにおいて

$$\left. \begin{aligned} \alpha_i &= -\beta'_i \\ \alpha_{i-1} &= -\beta'_{i-1} \end{aligned} \right\} \quad (24)$$

なるおきかえをしなければならない。また、一般に仮定した流線は  $z$  軸と傾きをなしているから、図 11 のように流れ面での流出角  $\beta''$  は、軸と平行な面上では  $\beta'$  となり、流れ面のはさむ角を  $\lambda$  とすると、

$$\tan \beta' = \sec \lambda \cdot \tan \beta'' \quad (25)$$

なる関係があるから、傾き角  $\lambda$  の大きいときは (25) 式によって  $\beta'$  を正確に計算しなければならない。

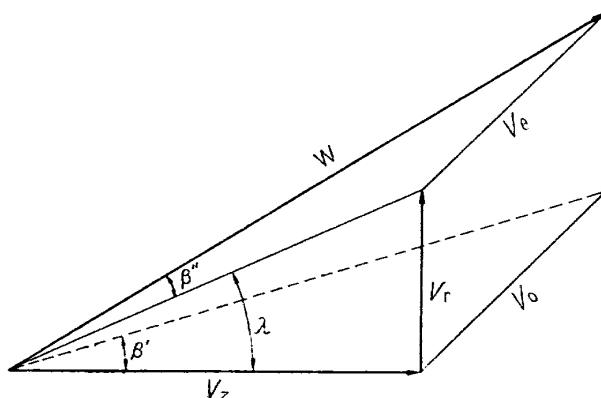


図 11 流れ面での流出角について

さて、(17)~(23) 式で  $jV_{z,i-1}$  を仮定すると、A, B および C が決まりしたがって (16) 式によって  $\Delta V_z$  は、大きいほうの根をとって

$$\Delta V_z = (-B + \sqrt{B^2 - 4AC}) / 2A \quad (26)$$

となる。大きいほうの根を採用するのは、実際計算してみればわかることであるが、小さいほうの根は物理的に不合理な大きさになるからである。図 9 に示されているように、内壁に最も近い流線上の  $jV_1$  を一つ仮定すると、(26) 式によって順次  $jV_2, jV_3, \dots, jV_9$  が決定する。そこで、(2)、(3) および (4) 式によって流量  $W$  を計算し、この流量が最初に与えた流量  $W_c$  と比べて

$$|(W_c - W) / W_c| < \epsilon \quad (27)$$

なる範囲に入るまで、 $jV_1$  の値を仮定し直す。 $\epsilon$  としては 0.01 程度をとっておけば十分であろう。

### 5. 計算手順

電子計算機にかけるための手順を図 12 によって説明する。これから求めようとする回転数  $N$ 、流量  $W_c$ 、さらに入口の圧力  $P_{01}$  および温度  $T_{01}$  をセットすると、図 12 において (a) のところ

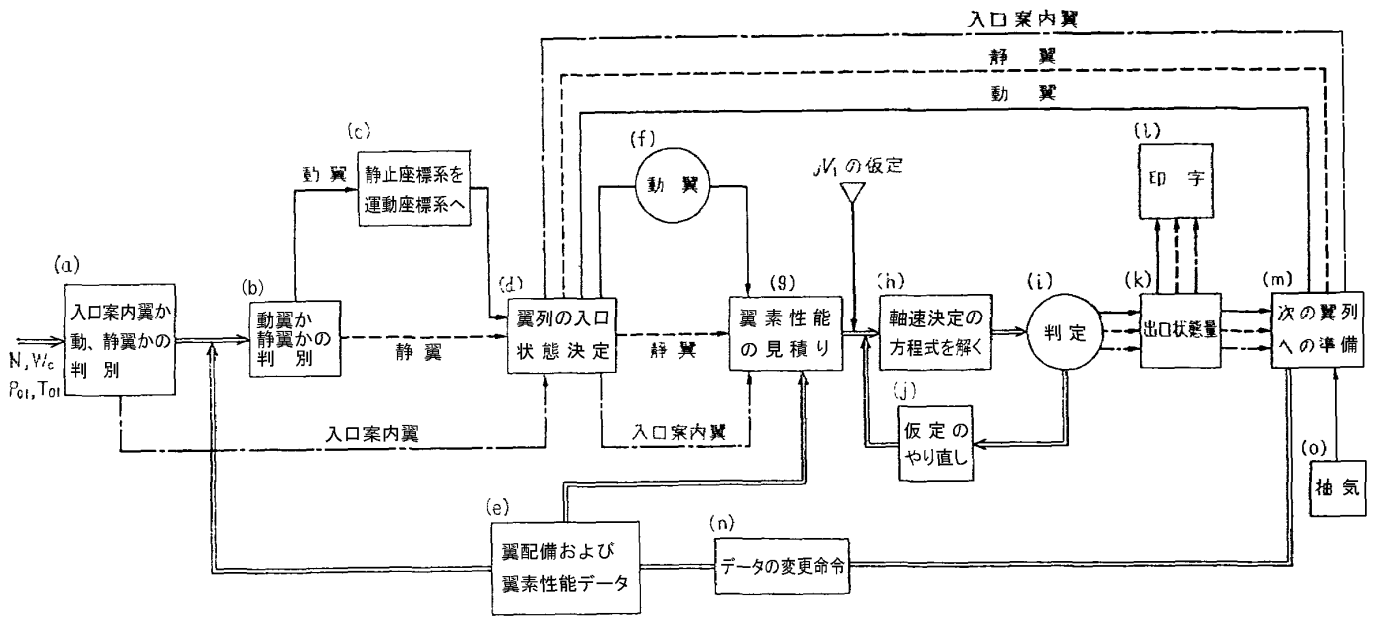


図 12 流れ図

で、入口案内翼かそれ以外の動、静翼かを判別し、入口案内翼のときは (d) のところへとんで、与えられた  $W_c$ ,  $P_{01}$  および  $T_{01}$  と流路面積を使って案内翼前の軸流速度、マッハ数などを計算し (e) の翼配備データ（食違い角やそり角など。）と翼素性能データ（全圧損失と偏向角を計算するデータ、すなわち (12), (13), (14) および (15) 式の係数のこと。）を使って翼素性能を見積る。内壁に最も近い流線上の軸流速度  ${}_jV_1$  を仮定して、(h) のところで、(16) 式を用いて軸流速度の半径方向分布を計算し (27) 式の条件を満足しなければ

$${}_jV_{1,n} = [1 + (W_c - W) / W_c] {}_jV_{1,n-1} \quad (28)$$

ただし、

${}_jV_{1,n-1}$ ; ( $n-1$ ) 回目に仮定した速度

${}_jV_{1,n}$ ;  $n$  回目に仮定する速度

によってくり返し計算をつづける。(27) 式の条件を満足した場合は (k) の部分へ移り、出口状態としての圧力、温度、速度成分および流出角などを計算しそれらを印字し、かつ、この出口状態量が次の翼列（入口案内翼の場合は次が動翼になる。）の入口状態となるように、磁気ドラムの記憶番地を移動させ、新しく、次の翼素データに変更する命令を出して (b) のところへもどる。(m) で記憶させた値には、すべて静止座標系に対しての状態量をもたせているから、動翼のときは、運動座標系に対する状態量に変更する必要がある。したがって、動翼の計算は (b), (c), (d) および (f) を通って (g) にいたり、静翼のときは (b) および (d) から直接 (g) にいく。あとは、案内翼の場合と同じような計算をつづける。もし抽気をしているならば、 $W_c$  が変化することを考慮しなければならない（付録 2 参照）。

### 6. 計 算 例

ある試作エンジン用の遷音速軸流5段の圧縮機について計算した。予想全体性能と実測値を図13に示す。回転数パラメータ100%および90%では、4段目の動、静翼のHub付近および5段目動翼のHub付近がほぼ同時に $D_{eq}=2.2$ になったので、その流量で計算を打ち切った。80%では3段動翼のHub付近が最初に $D_{eq}=2.2$ となる流量まで計算した。60%および40%では1段動

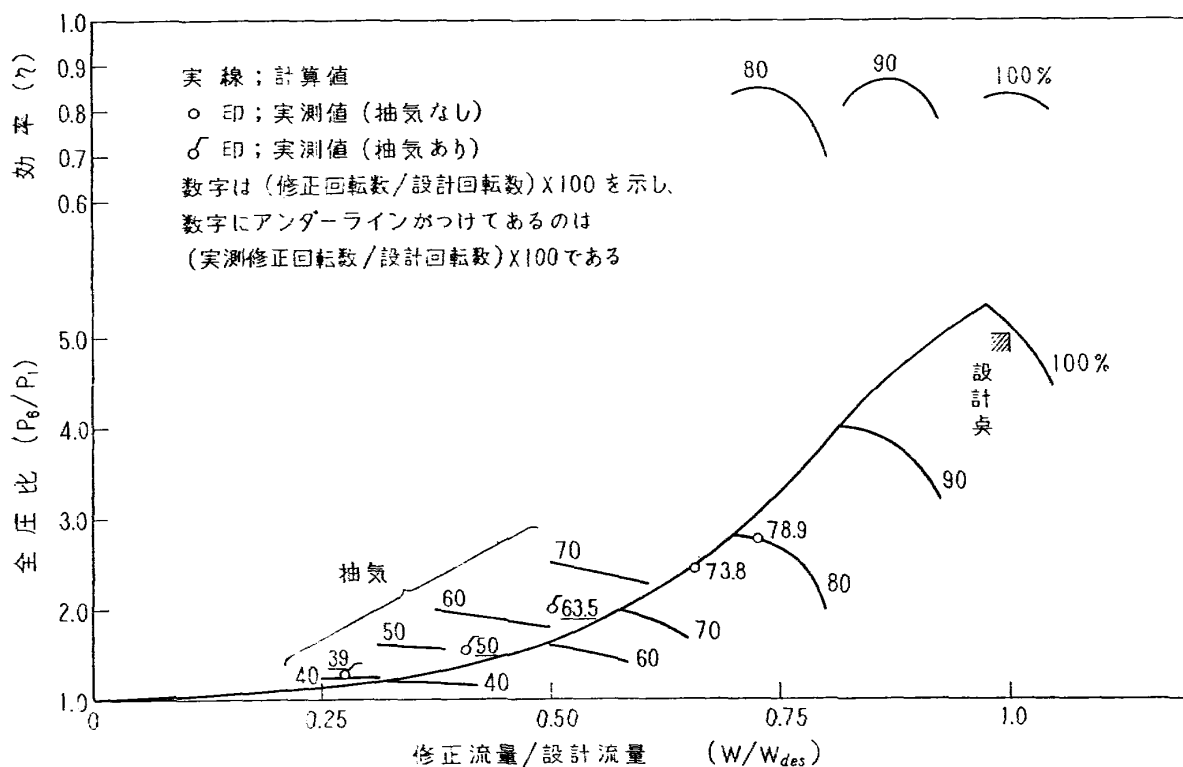


図13 予想全体性能と実測値

翼のTip付近と1段静翼のHub付近が最初に $D_{eq}=2.2$ となり、つづいて2段動翼のHub付近が $D_{eq}=2.3$ に達した時をもって、計算を打ち切った。各段の作動状況を調べるために、図14のような方式で計算値をプロットした。すなわち図14は各段が大気吸入で作動している場合に換算した単段としての特性を表わしている。図15(a), (b)に内部流動の計算結果の代表的な例として2段動翼の状態を示す。

### 7. む す び

本研究は、本質的にはすでに単段圧縮機で試みられた方法<sup>1),2)</sup>を、始めて多段圧縮機に試みたことであり、その際の計算技術や実用性などの諸問題を検討することであった。多段圧縮機の各種の作動条件のもとで、内部のガス状態量をかなり詳しく調べるのであるから、計算そのものがほう大な量になることは避けられないことである。それゆえにいかにしてできるだけ簡潔にして、しかも

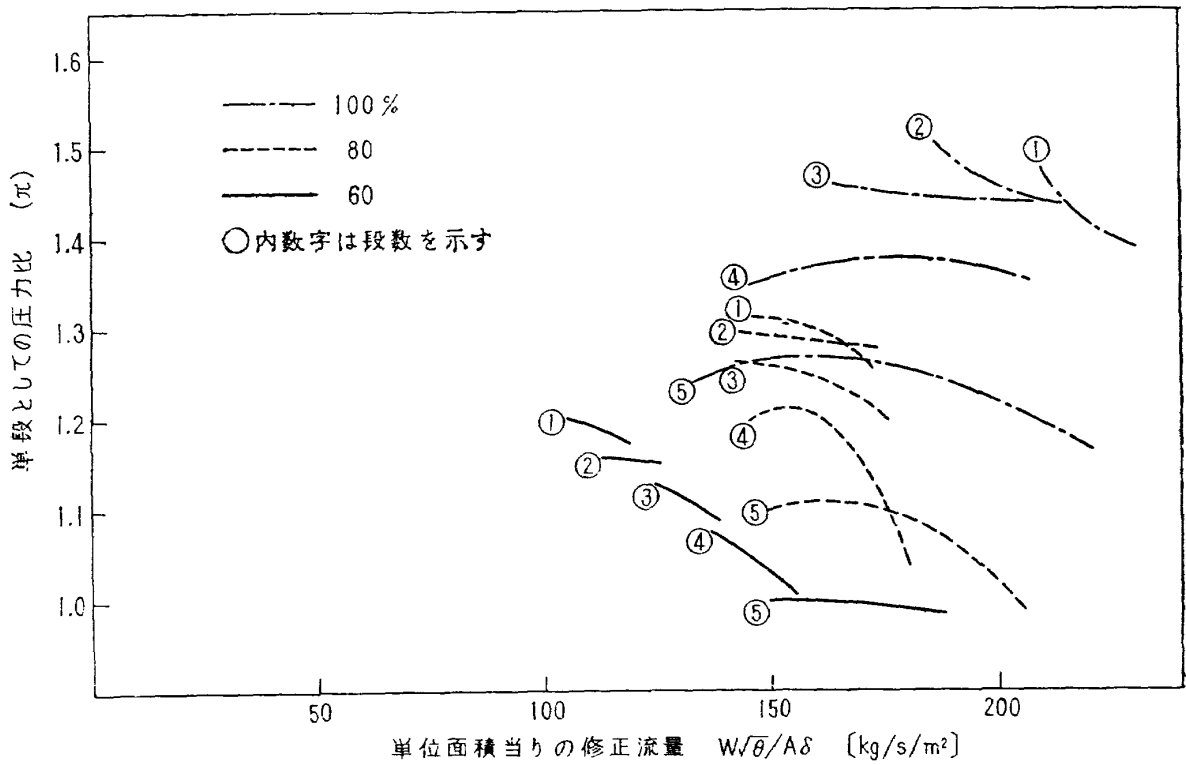


図 14 各段の特性

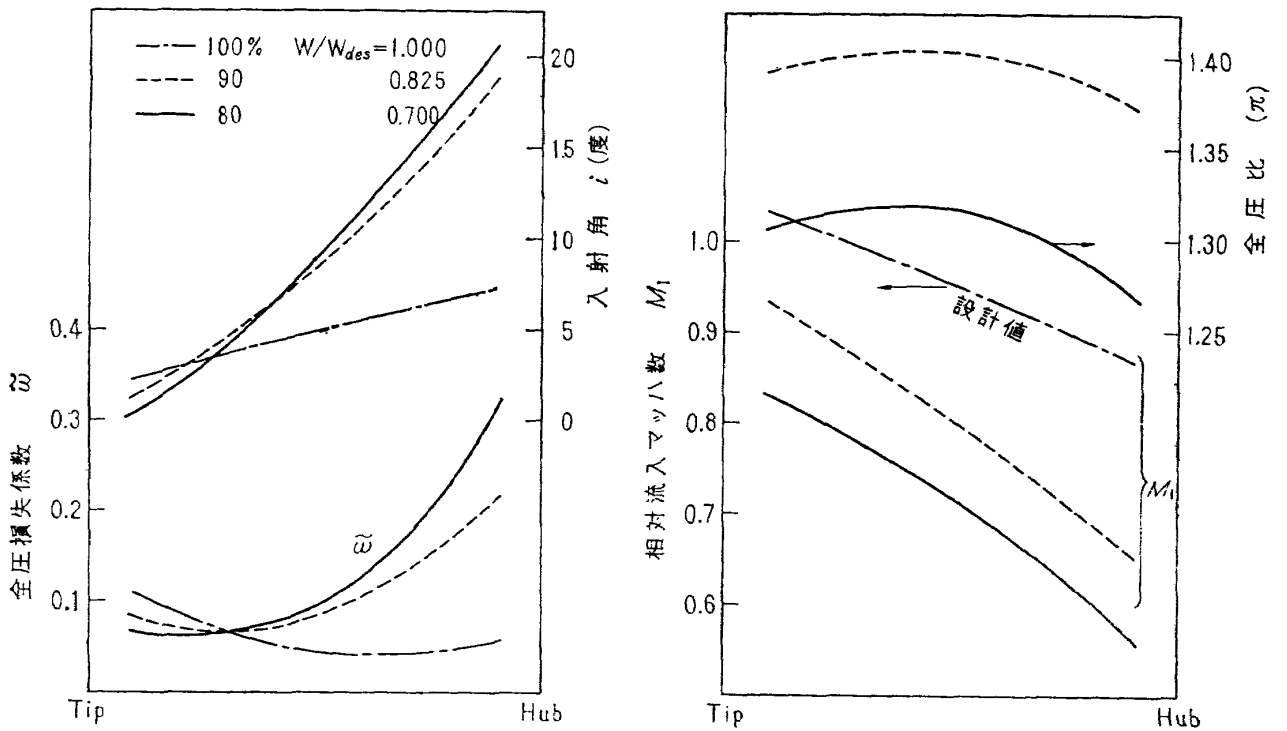


図 15 計算による内部流動 (2 段動翼)



信頼性を失わないようにするかに最大の努力を傾けた。

(1) まず、翼素性能データをどのように整理するかについて一つの問題点がある。本研究では、全圧損失係数を入口状態にだけ関係づけたが、厳密には後方状態にも関係することであり、拡散比  $D_{eq}$  のようなものを使うべきであろう。このような方法をとると計算量が倍加し、かなり大型の電子計算機が必要になる。しかし、 $D_{eq}$  と全圧損失との関係がそれほど正確にわかっていない現段階においては、全圧損失を後方状態にまで関係づけて、さらに信頼性を高めようとする事自体に疑問を感じた。

(2) 半径方向の全エンタルピーの勾配を表わす (7) 式の常微分方程式を差分方程式におきかえて解いたが、分割した区間の長さ (Mesh のこまかさ) によって近似精度が異なってくる。一般に圧縮機の設計計算では、区間をいくつか分割して、その各点で仕事量を与えて解いていくのであるが、部分負荷計算では、各点の入口状態を与えて後方の状態を決めるのであるから、区間の分割数については、設計計算のときと、部分負荷計算のときではそれぞれ適当に選ぶ必要がある。

(3) サージに近い流量条件のところを計算中に、軸流速度分布が一部分で極度にくびれたような形になることがあった。このことは (7) 式の  $dH/dr$  と  $tds/dr$  との相関関係によるのであるが、粘性の影響や、部分負荷における作動円盤的な考え方などを方程式に組み入れねば、解決しない問題であろう。

(4) 内壁と外壁の境界層厚みを見積るための一つの係数であるブロッケージファクター  $K$  の値は軸方向にも変化するものであるが、同時に流量や回転数によっても変わるべきものである。予想サージラインの決定には、翼の負荷限界とともに重要な因子となる。

(5) 使用した電子計算機はデータロン 205 (米国パロース社製) であり、全体性能を表わす一つの流量と回転数を計算するために、高速印字機を用いて、約 60 分を要した。したがって本研究では、約 2,000 分の計算時間で完了した。

(6) 本計算法により得られた性能曲線はジェットエンジン用遷音速 5 段軸流圧縮機の実験結果と良い一致を示している。

最後に、結論として次のようなことがいえる。

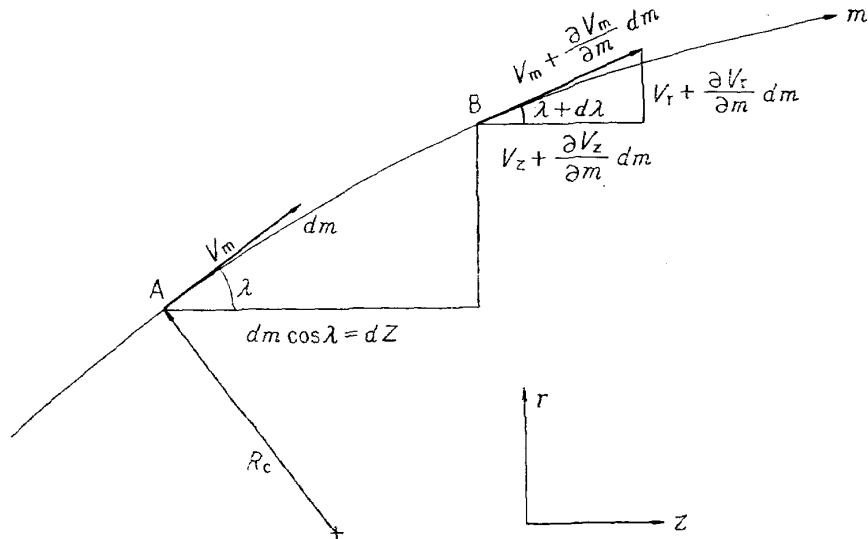
本研究によって開発した計算法は、ジェットエンジン用圧縮機の設計段階において、かなり有効でありかつ実用的である。

## 付録 1. $V_z \partial V_r / \partial z$ について

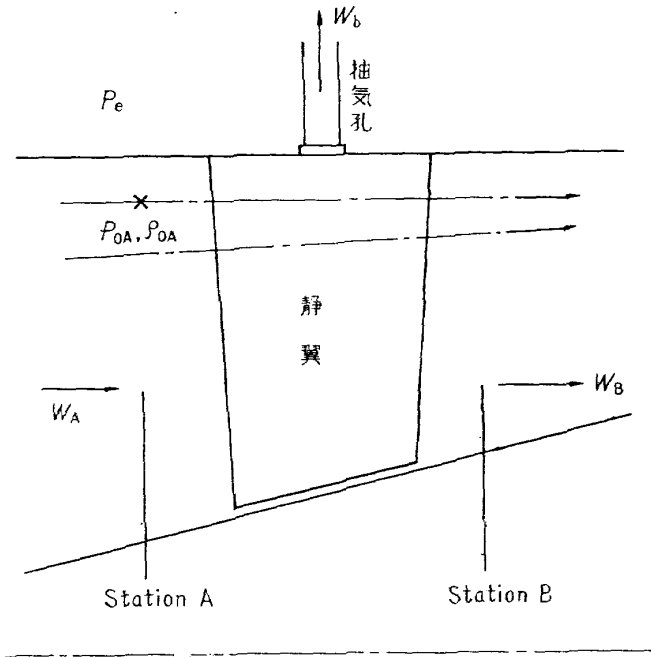
軸対称流れを考えているから回転面 (Surface of revolution) と流れ面 (Surface of flow) は一致する。したがって付図 1 に示すように  $\theta = \text{const.}$  なる面と流れ面とで作られる母線  $m$  に沿って  $V_r$  の変化は次のようになる。

$$(\partial V_r / \partial m) dm = [V_z + (\partial V_z / \partial m) dm] \cdot [\tan(\lambda + d\lambda)] - V_z \tan \lambda \quad (a)$$

母線  $m$  と  $z$  軸のなす角を  $\lambda$  とすると



付 図 1



付 図 2

$$dz = dm \cdot \cos \lambda \tag{b}$$

したがって, (a), (b) から

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_r}{\partial z} &= \frac{[V_z + (\partial V_z / \partial m) dm] \{ \tan(\lambda + d\lambda) \} - V_z \tan \lambda}{(dm \cdot \cos \lambda)} \\ &\cong d\lambda \cdot V_z / \{ dm \cdot \cos^3 \lambda \cdot (1 - \tan \lambda \cdot d\lambda) \} \end{aligned} \tag{c}$$

軸流圧縮機内の流れでは  $\tan \lambda$  の値はせいぜい 0.1 程度であるから, 1 に比べて  $\tan \lambda \cdot d\lambda$  は省略できて (c) 式は

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_r}{\partial z} &= (d\lambda / dm) \cdot V_z / \cos^3 \lambda \\ &= V_z / (R_c \cdot \cos^3 \lambda) \end{aligned} \tag{d}$$

ここで

$R_c$ ; 母線  $m$  の曲率半径

となる。したがって

$$V_z \partial V_r / \partial z = V_z^2 / (R_c \cdot \cos^3 \lambda) \quad (e)$$

## 付録 2. 抽気について

付図 2 のように静翼で抽気している場合は、抽気流量を  $W_b$ , station A の流量を  $W_A$ , station B の流量を  $W_B$  とすると

$$W_A = W_B + W_b \quad (f)$$

なる関係がある。便宜上、上壁に最も近い流線の静翼前の全圧  $P_{0A}$  およびせき止め密度  $\rho_{0A}$  を使って抽気量を計算する。抽気孔の面積を  $A_h$ , 排出係数 (Discharge Coefficient)<sup>14)</sup> を  $C_D$ , 外部圧を  $P_e$  とすると

$$W_b = C_D A_h g \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \cdot P_{0A} \cdot \rho_{0A} \left\{ \left( \frac{P_e}{P_{0A}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left( \frac{P_e}{P_{0A}} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right\}} \quad (g)$$

となる。もちろん、上式で臨界圧力の関係を考慮して計算しなければならない。なお、本研究では、 $C_D = 0.6$  として計算した。

## 文 献

- 1) G.K. Serovy and E.W. Anderson; Method for predicting off-design Performance of Axial-Flow Compressor Blade Rows, NASA TN D-110 '59
- 2) W.C. Swan; A Practical Method of Predicting Transonic Compressor performance, ASME, Series A, July'61 pp. 322-330.
- 3) Members of the Compressor and Turbine Research Division: Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors, Vol. 2, NACA RM E56B03b
- 4) G.E. Provenzale; Losses in Subsonic and Transonic Axial-Flow Compressors at Optimum Conditions, J. A.ero. Sci., Vol. 28 No. 5'61 Readers' Form pp. 431-432
- 5) S. Lieblein; Analysis of Experimental Low Speed Loss and Stall Characteristics of Two-Dimensional Compressor Blade Cascades, NACA RM E57A28
- 6) E.R. Tysi and F.C. Schwenk; Experimental Investigation of A Transonic Compressor Rotor with 1.5 Inch Chord Length And An Aspect Ratio of 3.0, 3-Blade-Element And Over-All Performance At Three Solidity Levels, NACA RM E56D06
- 7) J.W.R. Creagh; Performance Characteristics of an Axial-Flow Transonic Compressor Operating up to Tip Relative Inlet Mach Number of 1.34, NACA RM E56D27
- 8) J.C. Montgomery and P.T. Yasaki; Design and Experimental Performance of A 0.35 Hub-Tip Radius Ratio Transonic Axial-Flow-Compressor Rotor Designed For 40 Pounds Per Second Per Unit Frontal Area, NACA RM E58D17
- 9) G.W. Lewis, Jr and F.S. Schwenk; Experimental Investigation of A transonic Axial-Flow-Compressor Rotor with Double-Circular-Arc Airfoil Blade Sections, 2-Blade-Element Performance, NACA RM E54J08
- 10) F.C. Schwenk, S. Lieblein and G.W. Lewis, Jr.; Experimental Investigation of An Axial-Flow Compressor Inlet Stage Operating At Transonic Relative Inlet Mach Numbers, 3-Blade-Row Performance of Stage with Transonic Rotor And Subsonic Stator At Corrected Tip Speeds of 800 and 1000 Feet Per Second, NACA RM E53G17

- 11) J.H. Horlock; Some Actuator-Disc Theories for the Flow of Air Through an Axial Turbo-Machine, R. & M. No. 3030 Dec. '52
- 12) S. Lieblein, F.C. Schwenk and R.L. Broderick; Diffusion Factor for Estimating Losses and Limiting Blade Loadings in Axial-Flow-Compressor Blade Elements, NACA RM E53D01
- 13) G.R. Miller, G.W. Lewis, Jr. and M.J. Hartmann; Shock Losses in Transonic Compressor Blade Rows, ASME, Series A, July '61 pp. 235-242
- 14) R.T. Dittrich and C.C. Graves; Discharge Coefficients For Combustor-Liner Air-Entry Holes 1-Circular Holes With Parallel Flow, NACA TN 3663

<p>NAL TR-86 航空宇宙技術研究所 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法</p> <p>1965年5月 18ページ</p> <p>翼素性能を用いて高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性を計算した場合の、信頼性と実用性を調べた。計算量の削減のため、翼素性能はすべて翼列の入口状態のみに依存させた。 計算値と実側値はかなりよく一致しており、本研究により開発した計算法は、航空用圧縮機等の設計段階においてその性能を解析するうえに、有効であり実用的であることがわかった。</p>	<p>I. 松木正勝 藤井昭一 五味光男 II. NAL TR-86 III. 621.63</p>	<p>NAL TR-86 航空宇宙技術研究所 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法</p> <p>1965年5月 18ページ</p> <p>翼素性能を用いて高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性を計算した場合の、信頼性と実用性を調べた。計算量の削減のため、翼素性能はすべて翼列の入口状態のみに依存させた。 計算値と実側値はかなりよく一致しており、本研究により開発した計算法は、航空用圧縮機等の設計段階においてその性能を解析するうえに、有効であり実用的であることがわかった。</p>	<p>I. 松木正勝 藤井昭一 五味光男 II. NAL TR-86 III. 621.63</p>
<p>NAL TR-86 航空宇宙技術研究所 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法</p> <p>1965年5月 18ページ</p> <p>翼素性能を用いて高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性を計算した場合の、信頼性と実用性を調べた。計算量の削減のため、翼素性能はすべて翼列の入口状態のみに依存させた。 計算値と実側値はかなりよく一致しており、本研究により開発した計算法は、航空用圧縮機等の設計段階においてその性能を解析するうえに、有効であり実用的であることがわかった。</p>	<p>I. 松木正勝 藤井昭一 五味光男 II. NAL TR-86 III. 621.63</p>	<p>NAL TR-86 航空宇宙技術研究所 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法</p> <p>1965年5月 18ページ</p> <p>翼素性能を用いて高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性を計算した場合の、信頼性と実用性を調べた。計算量の削減のため、翼素性能はすべて翼列の入口状態のみに依存させた。 計算値と実側値はかなりよく一致しており、本研究により開発した計算法は、航空用圧縮機等の設計段階においてその性能を解析するうえに、有効であり実用的であることがわかった。</p>	<p>I. 松木正勝 藤井昭一 五味光男 II. NAL TR-86 III. 621.63</p>

- |       |  |            |                                  |
|-------|--|------------|----------------------------------|
| TR-76 | 高速軸流圧縮機の研究 (IV)<br>—NACA 65 系翼型を修正した近似二重円<br>弧翼形の動翼相対入口マッハ数 1.5 まで<br>の回転翼列試験—<br>An Investigation of High Speed Axial Flow<br>Compressor (IV)<br>—Rotor Performance at Relative Inlte<br>Mach Numbers up to 1.5 of NACA 65-<br>Series Compressor Blades Modified<br>Approximately to Double Circular-Arc<br>Blades— | 1965 年 1 月 | 大山耕一, 松木正勝<br>西脇英夫, 岩部柱相<br>片山泰治 |
| TR-77 | Galerkin 法の収束性について<br>On the Convergence of Galerkin's Method  | 1965 年 1 月 | 鳥海良三                             |
| TR-78 | 二次元準線型双曲系の特性曲線法による数値<br>解法<br>Characteristic Method for the Numerical<br>Solution of Two-Dimensional Quasi-linear<br>Hyperbolic Systems  | 1965 年 1 月 | 三好 甫                             |
| TR-79 | 引張りまたは圧縮をうける四角弾性平板の大<br>振幅振動の影響について<br>Influence of Large Amplitude on Flexual<br>Vibrations of Rectangular Elastic Plates<br>under Initial Tension or Compression   | 1965 年 1 月 | 田寺木一, 古関昌次<br>泉 日出夫              |
| TR-80 | 変分法直接解法において解に及ぼす束縛の数<br>値的影響<br>—薄肉開断面片持梁の純振り振動の例—<br>Numerical Effect of Constraints in Calculus<br>of Direct Variational Method<br>—in Case of Pure Torsional Vibration of<br>Thin Walled Beams of Open Cross<br>Section—  | 1965 年 1 月 | 塙 武敏, 越出慎一                       |
| TR-81 | FRP コーティングの断熱特性<br>Thermal Insulation Characteristics of FRP<br>Coating  | 1965 年 1 月 | 竹中幸彦, 江川幸一<br>小川敏一               |
| TR-82 | 多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法<br>A Simple Method of Calculating the off-<br>Design Perfomance of Multi-Stage Axial-<br>Flow Compressor  | 1965 年 2 月 | 松木正勝, 藤井昭一                       |
| TR-83 | 亜音速流中のパネルフラッターとダイバージ<br>ェンス (I)<br>—非圧縮流理論—<br>Theoretical Study of Two-Dimensonal Panel<br>Flutter and Panel Divergence in Subsonic<br>Flow (I)<br>—Incompressible Flow Case—   | 1965 年 2 月 | 石井孝雄                             |
| TR-84 | 遷音速タービン翼列二次元試験 (II)<br>Experimental Investigation on Transonic<br>Turbine Cascades (II)  | 1965 年 3 月 | 近藤 博, 襲田光弘<br>山崎紀雄               |
| TR-85 | 回転翼の線型理論 (II)<br>—揚力線理論—<br>Linearized Aerodynamic Theory of Rotor<br>Blades (II)<br>—Lifting-Line Theory—   | 1965 年 3 月 | 市川輝雄                             |

---

## 航空宇宙技術研究所報告 86 号

昭和 40 年 5 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 1,880 電話武蔵野(0422)(4)9171(代表)
印 刷 所	笠井出版印刷社 東京都港区芝南佐久間町1の53

---