

蒸気タービンの実用的三次元理論

A Practical Method of Three-Dimensional Stage Design of Turbomachines

久野 勝 邦*
Katsukuni Hisano

要 旨

蒸気タービンの長翼設計に必要な三次元設計の実用的な計算法を開発し、実物大試験装置から得られた試験データにより、その有効性を証明した。この計算法の特長は、子午面流線の形状を5次曲線で近似する点にある。ここでは、理論式の導出、理論計算値の実験データとの比較、および二次元計算と三次元計算との差について述べる。

1. 緒 言

最近数十年間の先進諸国の急激なる経済成長に伴い、エネルギー源として使用する電力量も増加の一途をたどっている。これに伴って電力会社の系統電力容量も拡大し、安全に使用し得る発電設備の単機容量も途方もなく大きくなった。現在アメリカでは、単機出力1,130,000 kWの火力発電用蒸気タービンが設計製作されている。わが国においても、東京電力株式会社姉ヶ崎火力発電所用として、単機出力600,000 kWの蒸気タービンを現在計画中である。このような大容量機を可能ならしめた技術的背景には、使用蒸気条件の高温高圧化もさることながら、蒸気タービン最終膨張段に使用し得る長翼の開発がある。3,000 rpm機または3,600 rpm機においては33.5インチ長翼まで可能であり、1,500 rpm機または1,800 rpm機においては52インチ長翼まで設計製作可能と言われている。

長翼設計上の問題としては、熱力学流体力学的設計上の問題と、強度振動上の問題とがある。後者は、高張力鋼の降伏点ぎりぎりの応力が作用する動翼の応力解析、高い抗張力を持つ新材料の開発、または共振周波数の解析などである。これについては、しばしば発表されているので省略し、ここでは、長翼の熱力学流体力学的設計上の重要問題である三次元解析法について述べる。

蒸気の持っている熱エネルギーを有効に仕事に変換するためには、動翼の形状をどのように設計すべきかという問題は、長年蒸気タービン熱設計担当者の頭を悩ましてきた問題である。蒸気タービン翼熱設計法の歴史を振り返ってみると、表1に示すように、第二次世界大戦以前は、翼の平均直径上の一点で計算し、翼の根元と先端とにおける蒸気条件の差を無視した二次元計算法がもっぱら用いられていた。しかし第二次世界大戦後蒸気タービンの単機出力が増大し、使用する翼が大きくなると、これでは十分な熱効率が得られないことが判明し、翼の根元から先端まで圧力が変化することを考慮したフリーボルトックス設計理論が現われ、蒸気タービンの熱効率を飛躍的に向上させることに成功した。しかし再び最近になって蒸気タービンに使用する翼の長さが26インチ以上になり、かつ図3に示すように外壁の傾斜が30度以上にもなると、蒸気粒子の半径方向運動を考慮しなくては十分な熱効率が得られないことが実験により確められ、半径方向速度成分を考慮する三次元的な設計法が大きな問題としてクローズアップされてきた。

われわれ蒸気タービン設計陣も早くから新しい設計法の必要性を痛感し、この研究開発に努めてきた。元来流体の状態は、十分なる記憶容量をもつ電子計算機を使用して、十分なる時間をかけるならば、実用上十分な精度で計算することは困難なことではない。したがって三次元設計法の真の問題点は、使用する電子計算機の容量と計算時間すなわち計算費用、および計算精度にかかっている。これ

表1 計 算 理 論 の 精 密 化

計 算 理 論	単純半径方向圧力平衡	子午面流線のこう配 (λ)	子午面流線の曲率 (Dλ/DZ)
一 次 元 計 算 理 論	無 視	無 視	無 視
二 次 元 計 算 理 論	考 慮	無 視	無 視
擬似三次元計算法	考 慮	考 慮	無 視
三 次 元 計 算 理 論	考 慮	考 慮	考 慮

らを勘案して最も経済的な理論計算法を作り出すことが必要である。従来から発表されている三次元計算法は、計算費用という経済的ファクタを見落としているのがほとんどである。また計算精度の点からも、超音速流による翼出口の偏向が考慮されておらず、実際の設計に適用するには困難があった。われわれは、計算費用と計算精度の双方を考えて十分実用的な三次元設計法を作り出したいと念願していた。ここで発表するのは、その研究の一部であるが、この計算法は現在実際の蒸気タービン設計にも適用されており、日立蒸気タービンの熱消費率保証値を低くおさえている大きなファクタとなっている。

2. 記 号

- $\frac{D}{Dt}$: 特定の蒸気粒子に着目した場合の時間微分
- $\frac{D}{DZ}$: 特定の蒸気粒子に着目した場合の軸方向微分
- K : 流路拡大率 $\left(= \frac{\lambda}{r} + \frac{\partial \lambda}{\partial r} \right)$
- L : 遠心力による圧力上昇割合 $\left(= \frac{\mu^2}{r} - \frac{D\lambda}{DZ} \right)$
- L_B : 動翼の出口高さ (図1(a)参照)
- l : 翼根元からの距離 (図1(a)参照)
- M : 軸方向速度コンポーネント w に対するマッハ数
- P : 蒸気の圧力
- P_{s0} : 動翼出口静圧
- R_x : 反動度 (図1(b)参照)
- r : 半径方向距離 (図1(a)参照)
- u : 蒸気の半径方向速度コンポーネント (図1(c)参照)
- V : 蒸気の翼出口相対速度 (図1(d)参照)
- V_0 : 断熱熱落差の速度換算値
- V_{ab} : 蒸気の絶対速度 $(= \sqrt{u^2 + v^2 + w^2})$
- v : 蒸気の接線方向速度コンポーネント (図1(c)参照)
- v_s : 蒸気の比体積
- W : 動翼の接線方向速度 (図1(d)参照)
- w : 蒸気の軸方向速度コンポーネント (図1(c)参照)
- Z : 軸方向距離

* 日立製作所日立工場

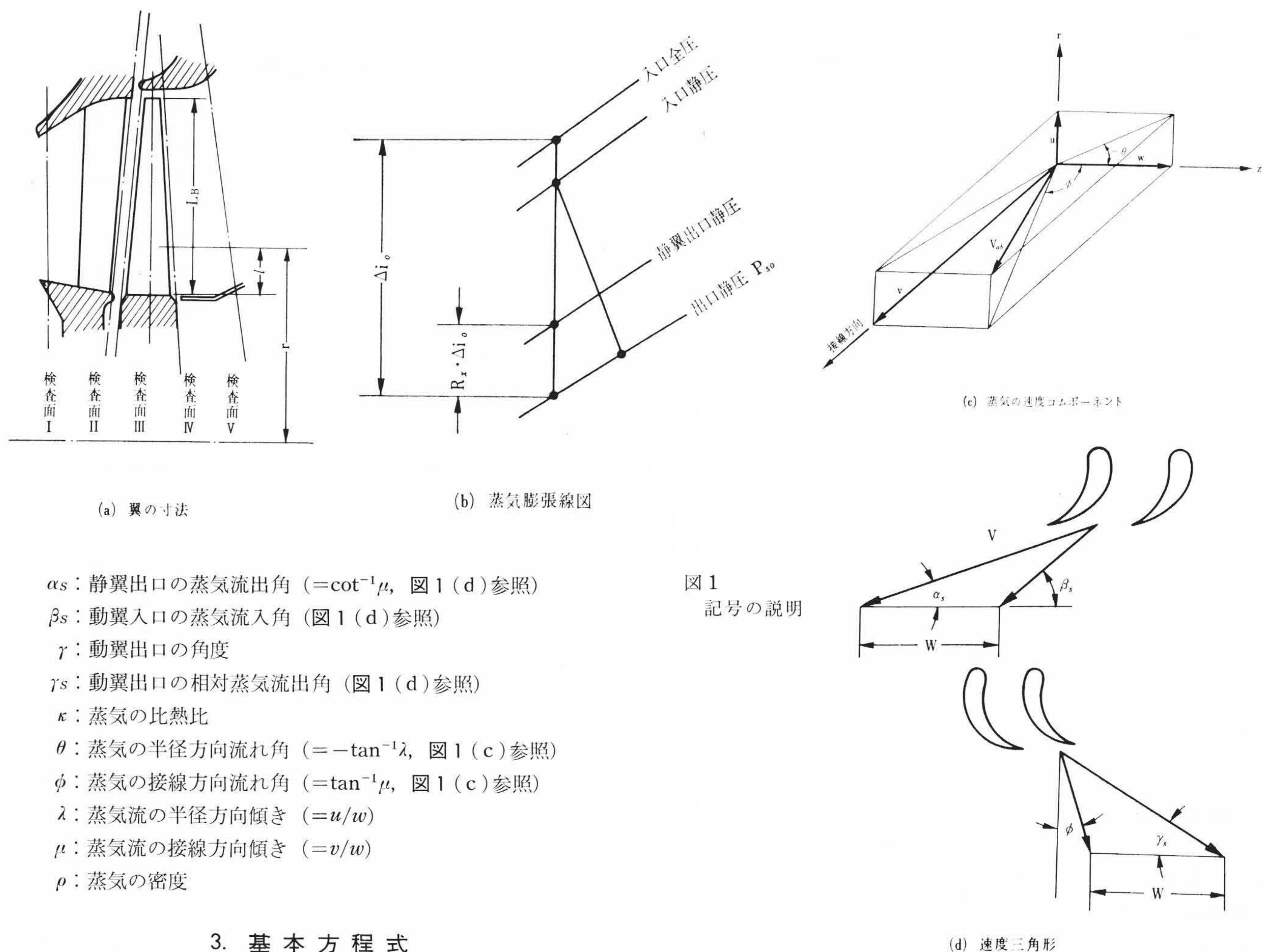


図1
記号の説明

- α_s : 静翼出口の蒸気流出角 ($=\cot^{-1}\mu$, 図1(d)参照)
 β_s : 動翼入口の蒸気流入角 (図1(d)参照)
 γ : 動翼出口の角度
 γ_s : 動翼出口の相対蒸気流出角 (図1(d)参照)
 κ : 蒸気の比熱比
 θ : 蒸気の半径方向流れ角 ($=-\tan^{-1}\lambda$, 図1(c)参照)
 ϕ : 蒸気の接線方向流れ角 ($=\tan^{-1}\mu$, 図1(c)参照)
 λ : 蒸気流の半径方向傾き ($=u/w$)
 μ : 蒸気流の接線方向傾き ($=v/w$)
 ρ : 蒸気の密度

3. 基本方程式

3.1 圧力分布の式

ここで扱うのは、軸流蒸気タービンの場合である。軸対称の理想気体の流れは、渦、壁面摩擦損失、二次流れの影響などを無視すると、下記に示す周知の基本方程式が得られる。

$$\begin{cases} \frac{Du}{Dt} = u \frac{\partial u}{\partial r} + w \frac{\partial u}{\partial Z} = \frac{v^2}{r} - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial r} \dots\dots\dots (1) \\ \frac{Dv}{Dt} = u \frac{\partial v}{\partial r} + w \frac{\partial v}{\partial Z} = -\frac{u \cdot v}{r} \dots\dots\dots (2) \\ \frac{Dw}{Dt} = u \frac{\partial w}{\partial r} + w \frac{\partial w}{\partial Z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial Z} \dots\dots\dots (3) \\ \frac{1}{\rho} \frac{dP}{dt} + \frac{1}{2} \frac{d(u^2 + v^2 + w^2)}{dt} = 0 \dots\dots\dots (4) \\ \frac{D\rho}{Dt} = u \frac{\partial \rho}{\partial r} + w \frac{\partial \rho}{\partial Z} = -\rho \left(\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{u}{r} + \frac{\partial w}{\partial Z} \right) \dots\dots\dots (5) \\ \frac{P}{\rho^\kappa} = \text{const.} \dots\dots\dots (6) \end{cases}$$

損失のない流れを表現する式は以上6式で、これ以外にはない。これらの式を差分方程式にして、まともにタービン段落内の全域について解くことは可能である。しかし、そのような解き方では、最新の高速電子計算機を使用してさえ数時間を要する膨大な計算となろう。また超音速流になると方程式の性質を一変するので、その取れん方法は非常に複雑になる。ここでは、子午面流線のこう配 λ と曲率 $D\lambda/DZ$ という2個のパラメータを導入することにより、(1), (2), (3), (5)式を変形して、次の2式とした。

$$\begin{cases} \frac{\partial R_x}{\partial r} = 2 \left(\frac{w}{V_0} \right)^2 \frac{\lambda \kappa + (1-M^2)L}{1-M^2(1+\lambda^2)} \dots\dots\dots (7) \\ \frac{\partial R_x}{\partial Z} = 2 \left(\frac{u}{V_0} \right)^2 \frac{\kappa + \lambda M^2 L}{1-M^2(1+\lambda^2)} \dots\dots\dots (8) \end{cases}$$

以上2式が三次元計算の基本方程式である。この圧力分布の式(7), (8)式は静翼出口、動翼出口などあらゆる点で利用できる。(7), (8)式のような形にすると便利な点は、流線のこう配 λ , 曲率 $D\lambda/DZ$, マッハ数 M の影響が一目瞭然になることのほかに、三次元計算の問題を、いかに正確に λ , $D\lambda/DZ$ を求めるかという問題にすり替えることができる点にある。(7), (8)式において $\lambda \equiv 0$, $D\lambda/DZ \equiv 0$ とすれば、従来の単純圧力平衡理論と同じである。三次元計算の場合にも、 λ , $D\lambda/DZ$ が求まれば、単純圧力平衡理論(二次元理論)と同様に半径方向の圧力分布を求めることができ、段落内の蒸気状態を容易に算出することが可能となる。

静翼出口については、

$$V_0^2(1-R_x) = u^2 + v^2 + w^2 \dots\dots\dots (9)$$

なる関係が成り立つから、この式と(7), (8)式とを組み合わせ、種々の式が誘導される。たとえば、フリーボルトックス式フローパターンを使用する場合のように、接線方向速度コンポーネント v の半径方向変化の割合が別に与えられる場合には、軸方向速度コンポーネント w の分布としては、

$$\frac{\partial w^2}{\partial r} = -\frac{1}{1+\lambda^2} \left[\frac{\lambda \left(\frac{\lambda}{r} + \frac{\partial \lambda}{\partial r} \right) + (1-M^2) \left\{ \frac{1}{r} \left(\frac{v}{w} \right)^2 - \frac{D\lambda}{DZ} \right\} + \lambda \frac{\partial \lambda}{\partial r}}{1-M^2(1+\lambda^2)} w^2 + \frac{\partial v^2}{\partial r} \right] \dots\dots\dots (10)$$

なる式で表わされる。また $v = \mu w$ として μ の分布が別に与えられている場合には、

$$\frac{1}{w} \frac{\partial w}{\partial r} = - \frac{1}{1 + \lambda^2 + \mu^2}$$

$$\lambda \left(\frac{\lambda}{r} + \frac{\partial \lambda}{\partial r} \right) + (1 - M^2) \left(\frac{1}{r} \mu^2 - \frac{D\lambda}{DZ} \right) + \lambda \frac{\partial \lambda}{\partial r} + \mu \frac{\partial \mu}{\partial r}$$

$$\frac{1 - M^2 (1 + \lambda^2)}{1 - M^2 (1 + \lambda^2)} \dots \dots \dots (11)$$

となる。

なお、静翼出口から動翼入口までの蒸気状態の変化を算出する必要がある場合には、(7)、(8)式を変形して求めた次式を使うとよい。

$$\frac{1}{v} \frac{Dv}{DZ} = - \frac{\lambda}{r} \dots \dots \dots (12)$$

$$\frac{1}{w} \frac{Dw}{DZ} = - \frac{K + \lambda M^2 L}{1 - M^2 (1 + \lambda^2)} \dots \dots \dots (13)$$

$$\frac{Du}{DZ} = \lambda \frac{Dw}{DZ} + w \frac{D\lambda}{DZ} \dots \dots \dots (14)$$

$$\frac{DR_x}{DZ} = 2 \left(\frac{w}{V_0} \right)^2 \frac{\lambda L + K (1 + \lambda^2)}{1 - M^2 (1 + \lambda^2)} \dots \dots \dots (15)$$

3.2 超音速による流れの偏向

翼出口で蒸気流が超音速になると、衝撃波が発生して流れは大きく偏向する。この影響を考慮することは、すでに設計された膨張段落内の蒸気状態を算出する際に特に重要である。翼スロートにおける蒸気流出角を α_{st} 、翼を出た後の蒸気流出角を α_s とすると、

$$\sin \alpha_s = \sin \alpha_{st} \cdot \frac{\left\{ \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \left(\frac{V^2}{a^2} - 1 \right) + 1 \right\}^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}}}{\frac{V}{a}} \dots \dots \dots (16)$$

なる関係が成り立つ。

3.3 子午面流線のこう配 λ と曲率 $D\lambda/DZ$

子午面流線の形状を決定するためには、静翼前方から、静翼出口、動翼入口、動翼出口を経て、動翼後方までの蒸気粒子の軌跡を求める必要がある。これを正確に求めるためには、軸方向距離を、軸に垂直な多数の平面で分割し、各平面における蒸気粒子の位置を差分方程式で関係づけることになる。しかしこの方法では計算時間と計算機の必要容量が大きくなり過ぎる。実用的には図1(a)に示すように、静翼前方、静翼出口、動翼入口、動翼出口および動翼後方の各検査面で等流量分布点を求め、これらを適当な曲線で連結して子午面流線を形成する方法が便利である。近似曲線としては、正弦曲線、2次曲線、3次曲線などが考えられる。筆者の経験では、5次

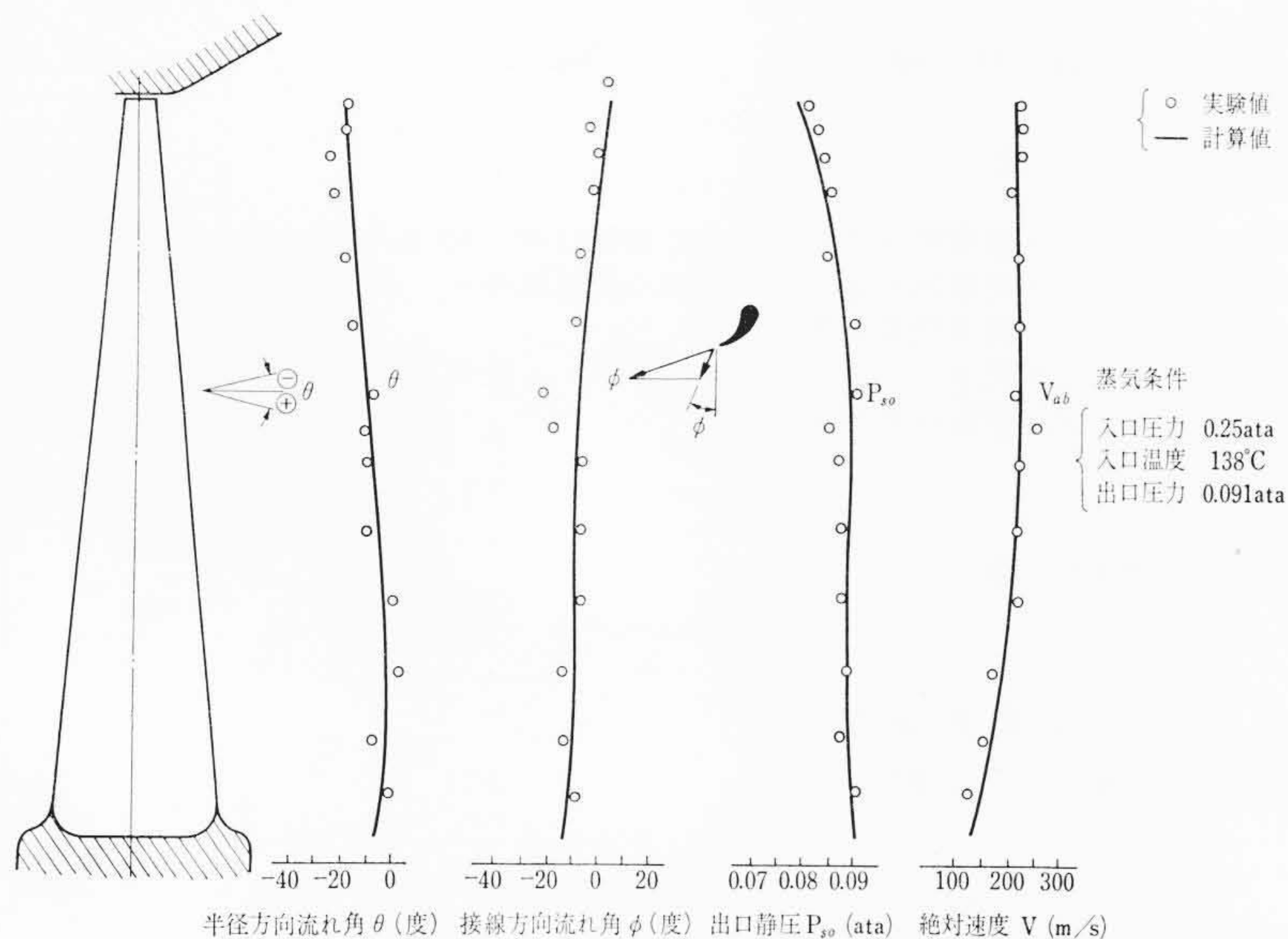


図3 動翼出口の蒸気状態

以上の曲線を用いる必要がある。また5次曲線ならば、実用上十分な精度の計算ができるようである。

なお、実際の計算に際しては、静翼および動翼の速度係数、動翼入口の損失係数など、損失を表わす各種係数を取り入れて、精密化する必要がある。

4. フローパターン

静翼、動翼がすでに設計されている場合には、蒸気流は静翼、動翼の規制を受けながら流れるわけであるが、まったく新しく膨張段落を設計する場合には、任意の翼のねじりが与えられる。たとえば、接線方向速度コンポーネント v が半径方向にフリーボルテックス式に変化するパターン、蒸気流出角が半径方向に一定となるパターン、半径方向の各点で流量密度が一定となるパターンなど種々考えられる。どのフローパターンを採用するかは、計算の容易さ、翼の製作の容易さを基準に選択される。上にあげたフローパターンならば、どれをとっても、段落熱効率ほぼ同じである。半径方向の圧力平衡だけを考慮した二次元計算の場合には、計算の容易さのゆえにフリーボルテックス式フローパターンが広く用いられていたが、三次元計算の場合には、特に計算が容易となるようなフローパターンは存在しない。(7)、(8)式を用いるならば、フローパターンに関係なく、半径方向の圧力分布が計算できる。

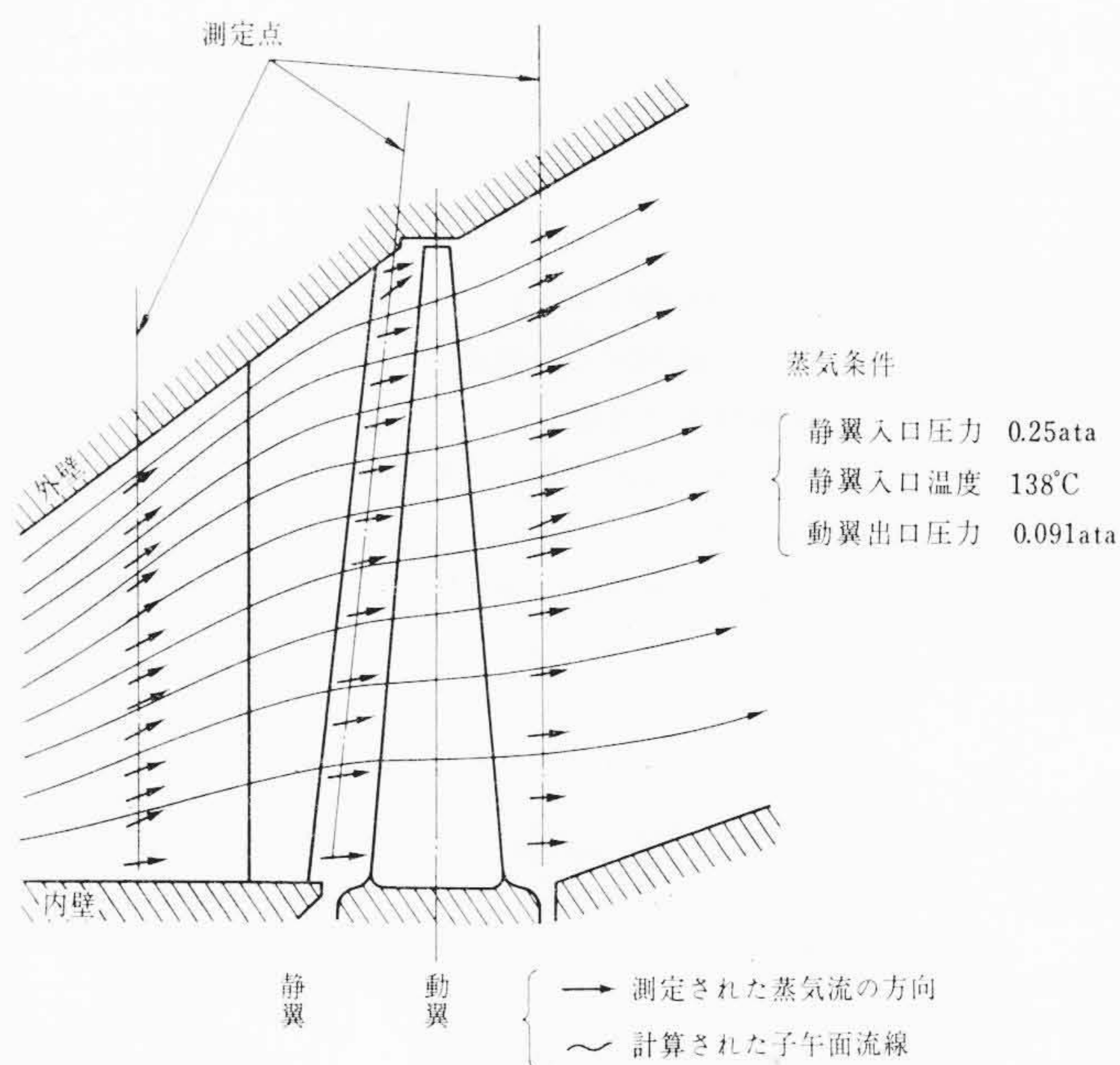


図2 子午面流線の形状

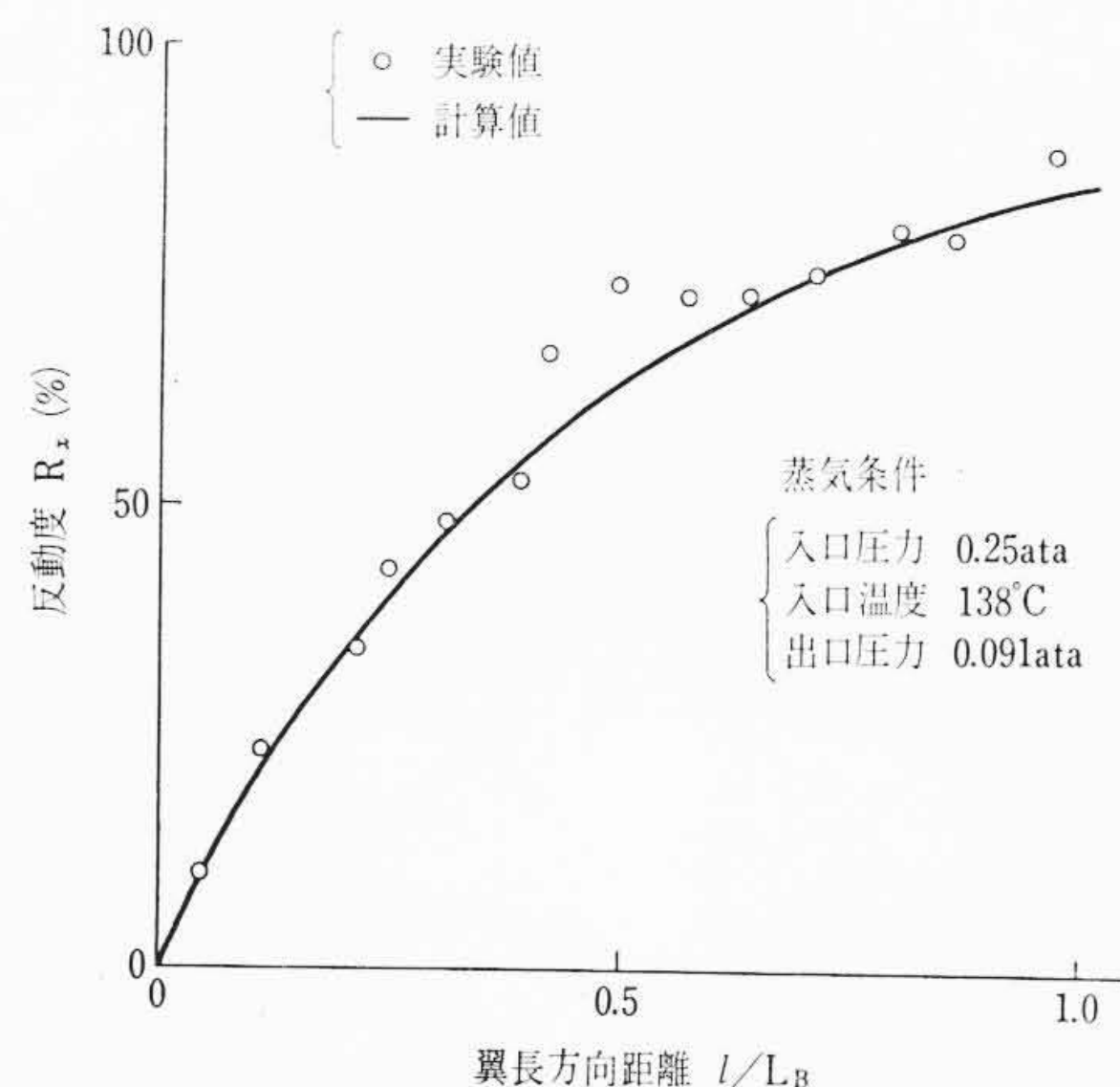


図4 反動度の変化

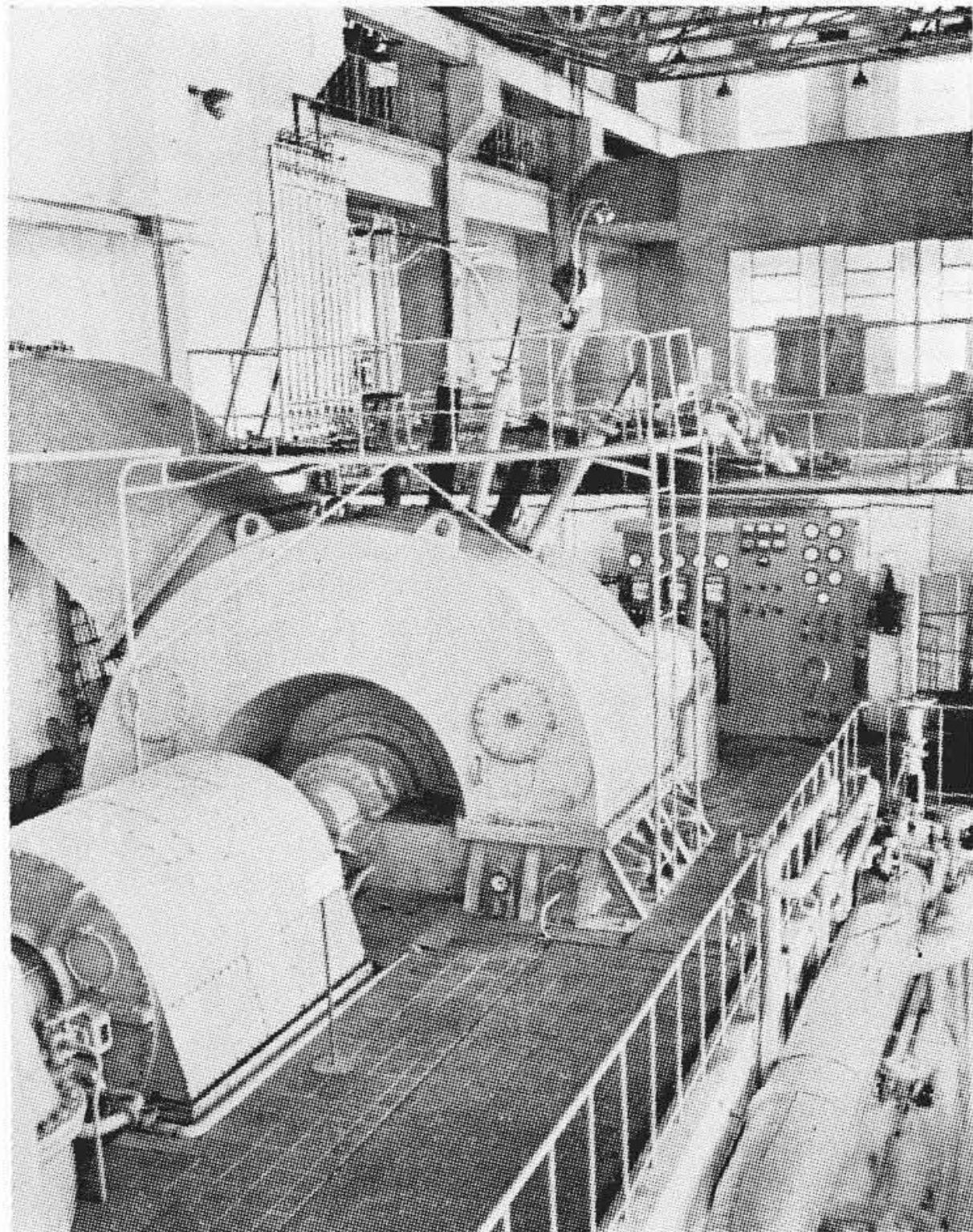


図 5 実物大低圧タービン試験装置

5. 実験結果との比較

日立製作所においては、三次元解析法の実用理論の研究開発と並行して、日立研究所内に東洋で他に例のない実物大の低圧タービン試験装置を設置し、数種の長翼について性能試験を行ない、貴重なデータを蓄積してきた。

図 2, 3, 4 には、実物大低圧タービン試験装置により得られた実験データを、同時に同じ翼形同じ蒸気条件のもとで計算により求めた値を示したが、実験値と計算値とは、非常によく一致していることがわかる。この計算は、静翼の形状、動翼の形状が与えられたものとして、蒸気状態を求めたものである。

図 5 は、日立研究所に設置された低圧タービン試験装置の外観写真である。

6. 三次元計算と二次元計算の相違

新しく翼形を設計する場合に、三次元計算による方法と半径方向

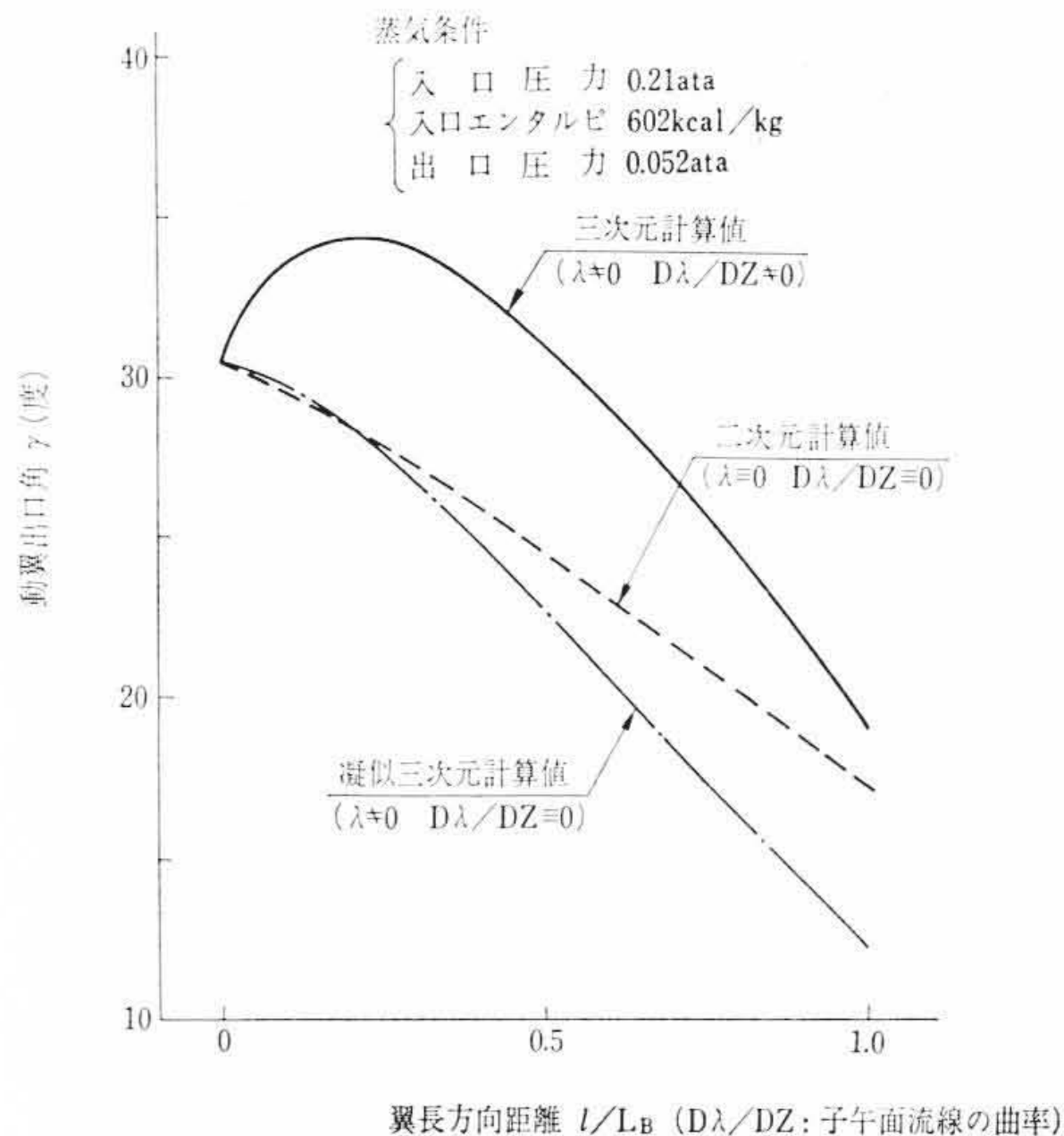


図 6 三次元計算と他の計算の比較

の圧力平衡のみを考慮する二次元計算による方法とでは、どの程度の差が生ずるかを示すために、フリーボルトックス式フローパターンを用いた場合の動翼出口角の設計値を図 6 に示した。両者の間には、非常に大きな差のあることがわかる。図 6 には、 $D\lambda/DZ \equiv 0$ とした場合の計算値を示したが、この値はむしろ二次元計算の計算値に近いことがわかる。このことは逆にいえば、三次元計算と二次元計算の相違は、流線のこう配ではなく流線の曲率 $D\lambda/DZ$ を考慮するか否かにあるわけである。流線の曲率 $D\lambda/DZ$ は動翼出口の圧力分布に影響を与え、そのために動翼出口角の設計値が影響されるわけである。

7. 結 言

蒸気タービン熱設計担当者の長年の念願であった三次元設計法が確立され、実験によってもその計算精度の高いことが確認された。現在、この設計理論に基づいて実際の大容量発電用蒸気タービンを設計製作中であり、これらが運転にはいる 2, 3 年さきの性能測定結果が注目されるところである。

Vol. 27

日 立 造 船 技 報

No. 2

目 次

- ・多孔板だなの安定操作範囲
- ・冷アルカリ法による竹材のCGP
- ・はく(箔)による中性子束の測定
- ・荒浪中で作動するプロペラ軸の検討
- ・しゅう動式キャタピラゲートの振動測定
- ・電気-油圧サーボ機構の応用について

- ・機関室内立形ポンプの振動計測と防振対策について
- ・発電用ディーゼル機関の発電機軸ロータ焼ばめ部の等値長さ計算基準
- ・新コロージョン・コントロール塗装系(外国品)による外板没水部での事故

……………本誌に関する照会は下記に願います……………

日立造船株式会社技術研究所
大阪市此花区桜島北之町 60