

軸流タービン段での後流励振力に対する翼列間隔効果

岩手大工 船 崎 健 一

Abstract

There has been strong demand for development of more precise prediction method of turbine blades forced responses. Recent progresses in CFD give us some sight of possible ways to this problem but final goal is still out of reach. In this paper, the author proposes a simple method to estimate aerodynamic excitation caused by rotor-wake interaction in turbine stages. This method utilizes boundary layer analysis with $k-\epsilon$ turbulence model (Lam-Bremhorst model) in order to determine the wake form shed from the stator trailing edge, then the wake decay model is derived, which is incorporated into the author's unsteady flow analysis code.

Applying the method to the turbine rotor-stator interaction problem which was previously studied by Dring et al., effect of rotor-stator axial spacing upon the unsteady aerodynamic characteristics of the rotor is investigated in the cases of various free-stream turbulence intensities upstream of the stator.

1. 緒言

近年のターボ機械は高効率化、高負荷化が進められている。このため、圧縮機動翼やタービン動翼は従来以上に高レベル振動の危険性が高まり、後流励振力やフラッタなどによる翼振動評価技術の改良が重要視されている。

著者は先に後流励振力に関して、粘性後流減衰モデルを提案し⁽¹⁾、これを圧縮機翼列に応用し翼列間隔効果による非定常流体力低減効果を予測した⁽²⁾。そこでは後流速度分布として、圧縮翼列問題でよく利用されてきた、単独翼に対する Silver-

stein の式や円柱後流に関する Reichardt の式を用いた。しかし、図1にあるようなタービン段に対してはこれらの式をそのまま用いることは適当ではなく、タービン翼に適した後流速度に関する実験式を用いる必要がある。しかし、タービン翼列の後流について公表された研究例は多くはなく、速度欠損や後流幅の流れ方向への減衰に関してはわずかに後藤⁽³⁾、Hubensteiner⁽⁴⁾の研究を知見するのみであり、汎用性のある実験式はない。また、Reynoldsらの実験⁽⁵⁾から明らかのように、ターボ機械内翼列後流の構造は極めて複雑であり、広い作動範囲内での後流速度分布等を簡単な実験式で与えることには無理がある。その意味で、Lakshminarayana and Zhang⁽⁶⁾のように、後流に関する方程式から後流特性を数値的に求める手法は有用と考えられる。しかしこの手法では、翼下流の三次元速度分布をあらかじめ求めておくなど計算量が大規模になり、簡便さという点で問題があり、また手数割に予測精度は必ずしも高くはない。

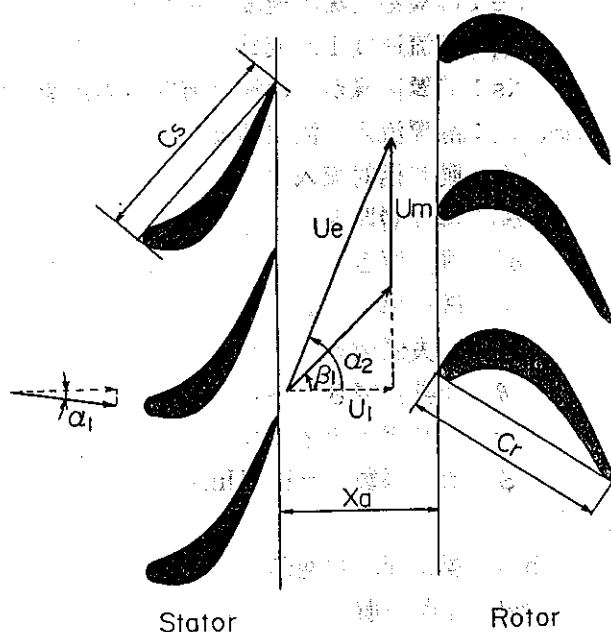


図1 翼列配置

(平成2年10月1日原稿受付)

本論文では、翼後縁での境界層厚みを $k-\epsilon$ 二方程式モデルを用いた境界層解析コードで求め、これと Raj and Lakshiminarayana⁽⁷⁾ などの実験結果を組み合わせ後流速度分布の翼下流方向の変化を予測する。ここでは、従来の研究では困難であった有限後縁半径の場合を扱うことが可能となる。そして、その結果から、先に提示した手法に基づいて⁽¹⁾⁽²⁾後流減衰モデルを得る。数値計算では、求めた減衰モデルを用いて、タービン動翼列に誘起される非定常流体力に対する動静翼翼列間隔の効果および静翼入口での主流乱れの効果を明らかにする。

主な記号

- a: 減衰係数
- B_x : 翼軸コード長
- b: 後流幅
- C_d : 抗力係数
- C_s, C_r : 静, 動翼実コード長
- F_x, F_y : x 方向, y 方向非定常流体力
- H: 形状係数
- k: 乱れエネルギー
- L: 翼表面長さ
- R_{TE} : 翼後縁半径
- T_u : 主流乱れ度
- $t_{s, tr}$: 静, 動翼列ピッチ
- U_1 : 軸速度
- U_m : 動翼回転速度
- U_e : 静翼絶対流出速度 ($=V_2$)
- Wg: 後流速度 1 次成分
- X_s : 静翼後縁からの流れ方向への距離
- α_1, α_2 : 静翼流入, 流出角度
- β_1 : 動翼相対流入角
- δ_{99} : 境界層厚さ
- δ^* : 排除厚さ
- ϵ : 散逸率
- ζ : 損失係数
- θ : 運動量厚さ
- σ : ソリディティ
- ϕ : 流量係数 ($=U_1/U_m$)

添字

- b, f: 翼背面, 腹面側
- ref: 参照位置

2. 後流速度分布

2.1 Raj and Lakshiminarayana の手法

(1) 後流速度欠損

図2のような後流モデルを考える。後流幅が翼ピッチ t_s と比べ十分小さいと仮定する。このとき、翼下流の後流外縁速度 U_e が $U_e \sim 1/X_s^m$ と変化した場合、後流中心での速度欠損 U_c は次式で与えられる⁽⁷⁾。

$$\frac{U_c}{U_e} = \frac{K_1 C_d^{1/2}}{(X_s/C_s + X_{01}/C_s)^{0.5(1-m)}} \quad (1)$$

ここで、 X_s は静翼後縁から流れ方向への距離、 X_{01} は仮想原点である。 K_1 および X_{01} は実験的に決定されるため一般性という面で問題がある。これを克服する方法として、Spence⁽⁸⁾ が得た後流形状係数に関する式を利用して U_c に関する式を導くことが考えられ、現在検討中である。

(2) 後流幅

後流速度分布の代表長さを L とすると、後流外縁速度 $U_e \sim 1/X_s^m$ に対して L は、 $L \sim X_s^{(m+1)/2}$ と変化することが示されている⁽⁷⁾。

Raj らは翼後縁位置での後流幅を b_{TE} 、後流幅に関する仮想原点を X_{02} として、後流幅 b を次式で与えた。

$$\frac{b - b_{TE}}{C_s C_d^{1/2}} = K_2 (X_s/C_s + X_{02}/C_s)^{(m+1)/2} \quad (2)$$

さて、後流は翼面に発達した境界層が翼下流に放出されることにより形成されると考えられ、翼後縁での境界層厚みが後流幅となる。このとき、対称翼の場合を除き翼面に発達する境界層の厚みは、翼背面と翼腹面で異なるのが普通であり、後流幅も背面側と腹面側とで分けたほうが都合がよ

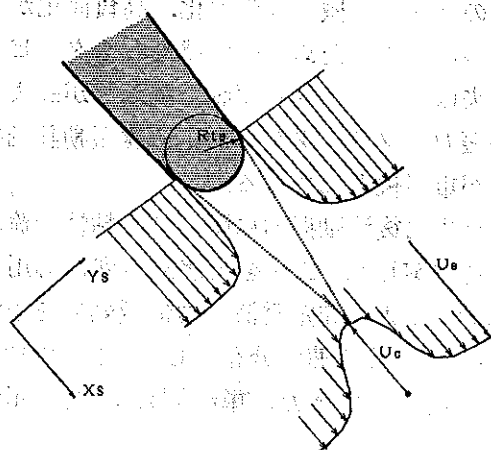


図2 後流モデル

い。後藤の実験ではそれぞれの側での後流幅の発達率は若干異なるが、その差は小さいので、上式がそのまま翼背面、腹面側の後流幅 b_b, b_f に対して成立するものと仮定する。ここで、翼後縁での後流幅 $b_{TE,b}, b_{TE,f}$ は

$$\begin{aligned} b_{TE,b} &= \delta_{99,b} + R_{TE} \\ b_{TE,f} &= \delta_{99,f} + R_{TE} \end{aligned} \quad (3)$$

ここで R_{TE} は後縁半径であり、有限厚みの場合の翼後縁下流の剝離域を死水域と仮定している。

(3) 後流速度分布

自己相似則の成立を仮定して、後流速度分布 $U_g(Y_s)$ を Gauss 分布で近似する。

$$\frac{U_g(Y_s)}{U_c} = \exp(\pi \eta^2) \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \eta &= Y_s/b_b \quad \text{for suction side} \\ &= Y_s/b_f \quad \text{for pressure side} \end{aligned}$$

ここで、代表長さとして、翼背面側、翼腹面側での後流幅 b_b, b_f を用いる。

2.2 抗力係数

後流の特性は抗力係数 C_d を用いて整理されることが多い。以下には、後流特性量の評価方法も合わせ簡単にまとめる。抗力係数は二次元翼列理論より次式で与えられる⁽⁹⁾。

$$C_d = \frac{\zeta \cos^3 \alpha_\infty}{\sigma \cos^2 \alpha_2} \quad (5)$$

ここで、 ζ は全圧損失係数である。全圧損失として Profile Loss のみを考えると、翼後縁での速度分布にべき乗則を仮定して、 ζ は次のように評価される⁽⁹⁾。

$$\zeta = \frac{1}{V_3^2} \left[V_2^2 - \frac{S_3}{S_1} \right] + \frac{\lambda}{V_3^2} S_1^2 \quad (6)$$

$$V_3 = \sin^2 \alpha \frac{S_2}{S_1} + \cos^2 \alpha S_1^2 \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \lambda &= I_1 - I_2^2 + \cos^2 \alpha_2 (I_2 - 1), I_1 \\ &= S_3/S_1^3, I_2 = S_2/S_1^2 \end{aligned} \quad (8)$$

$$\left. \begin{aligned} S_1 &= \int_0^1 V \left(\frac{y}{t_s} \right) d \left(\frac{y}{t_s} \right) = V_2 (1 - \theta_c H) \\ S_2 &= \int_0^1 V \left(\frac{y}{t_s} \right)^2 d \left(\frac{y}{t_s} \right) \\ &= V_2^2 (1 - \theta_c (1 + H)) \\ S_3 &= \int_0^1 V \left(\frac{y}{t_s} \right)^3 d \left(\frac{y}{t_s} \right) \\ &= V_2^3 \left(1 - \theta_c 3H \left(\frac{H-1}{3H-1} \right) \right) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

$$\theta_c = \frac{\theta}{t_s \cos \alpha_2} \quad (10)$$

ここで、 θ は翼後縁での運動量厚さ、 H は形状係数である。以上の関係から全圧損失係数 ζ が計算され、結局式(5)から抗力係数 C_d が計算されることになる。翼後縁での運動量厚さ θ 、形状係数 H は、後述する境界層解析により翼背面、腹面での運動量厚さ (θ_b, θ_f)、排除厚さ (δ_b^*, δ_f^*) をそれぞれ計算し、

$$\begin{aligned} \theta &= \theta_b + \theta_f \\ H &= (\delta_b^* + \delta_f^* + 2 R_{TE}) / (\theta_b + \theta_f) \end{aligned} \quad (11)$$

とする。

2.3 境界層解析

本研究では、Schmidt, Patankar⁽¹⁰⁾による $k-\epsilon$ モデル乱流境界層解析法を、翼後縁での境界層特性値の評価に用いた。

$$\begin{aligned} \rho U \frac{\partial k}{\partial x} + \rho V \frac{\partial k}{\partial y} &= \frac{\partial}{\partial y} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial y} \right] + \mu_t \left(\frac{\partial U}{\partial y} \right)^2 - \rho \epsilon \\ \rho U \frac{\partial \epsilon}{\partial x} + \rho V \frac{\partial \epsilon}{\partial y} &= \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial y} \right] + \frac{\epsilon}{k} \\ &\quad \left[C_{1f} \mu_t \left(\frac{\partial U}{\partial y} \right)^2 - \rho C_{2f} \epsilon \right] \end{aligned} \quad (12)$$

Schmidt らの方法は、Lam-Bremhorst モデルをベースとして、遷移段階での乱流エネルギーの生成項にたいしてその増加率を制限するモデルを導入することにより、急激な遷移を抑制している。これにより、実験結果により近い遷移状況の予測が可能になっている。

実際の計算での条件設定等は、例えば Biswas⁽¹¹⁾とほぼ同様であるので、以下には簡単に述べることにする。境界層計算の初期値となる速度分布は、翼前縁部を円柱とみなし、よどみ点からの角度 $\phi_{st} (=30^\circ)$ での境界層速度分布を Pohlhausen の式で与えた。この ϕ_{st} の与え方は任意ではあるが、前縁での流れの様相を想定して選んだ。また、乱流エネルギーおよび散逸率の翼列上流での初期値 k_s, ϵ_s は、Rued, Witting⁽¹²⁾による乱流格子に関する実験結果を利用した。

ここで、この $k-\epsilon$ モデル境界層解析を用いることの利点について簡単に述べる。翼に作用する非定常力は上流からの後流に影響されるが、後流

自身は静翼形状のほか、静翼入口での流動条件(インシデンス, 主流乱れ, 非定常性など)にも大きく作用される。これらの効果を含んだ後流特性量に関する実験式を構築することは極めて困難であり, 何らかの方法で後流(境界層)特性を評価することが必要となる。k-εモデルによる乱流解析ではSTAN5⁽¹³⁾などに代表される混合長モデルの場合と異なり, 主流乱れ効果の予測が可能であり, ターボ機械内の複雑な流れ場における後流特性の変化を予測する上で有効だと思われる。

3. 数値計算

3.1 定常流解析

計算に用いたタービン動静翼列は図1に示されている。これは, Dringら⁽¹⁴⁾の実験で用いられたものであり, 平均径位置での翼配備等の値を表1に示しておく。図3には, 静翼, 動翼それぞれの静圧分布の予測値を実験値とともに示す。ここで, 翼後縁は, 有限な後縁半径による圧力分布の急激な変化をさけるため, 流れ方向にくさび状に延長している。なお, 以下の計算では流量係数 $\phi = U_1/U_m$

U_m を0.78に固定している。

3.2 境界層解析

境界層解析による静翼背面上の排除厚さ δ^* の分布および摩擦係数 C_f の分布の計算結果を図4,5に示す。ここでは, 主流乱れ度 Tu を1.6%~6.5%まで変化させた場合の結果が示されている。容易に予想されるように, 主流乱れの増加とともに排除厚さが増し, また境界層の遷移点も上流側に移動している。一方, 翼腹面では, 主流乱れに対する境界層特性値の変化は大きくはなかった。図6には, 式(5), (6)から算出された抗力係数および損失係数を示す。図には損失係数の計測値も併記されているが, 予測値よりも大きい。この違いの原因は, 予測値では Profile Loss のみ考慮している一方, 実験では二次流れ損失など三次元的な損失が含まれている点にあると考えられる。

3.3 後流速度分布

図7には式(1)(2)から計算された静翼後流速度分布 ($X_s/C_s = 0.46, Tu = 2.3\%$) と計測結果との比較を示す。ここで簡単のため, 式(1)中で $m = 0$

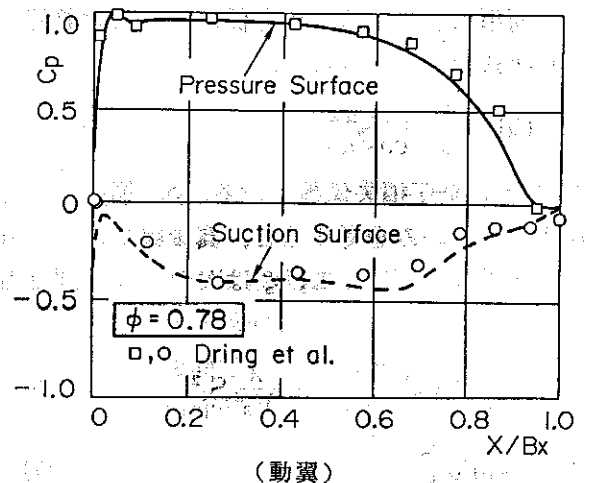
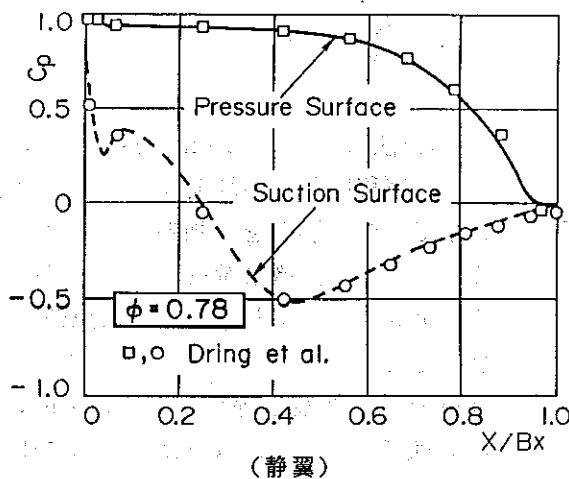


図3 翼面上静圧分布

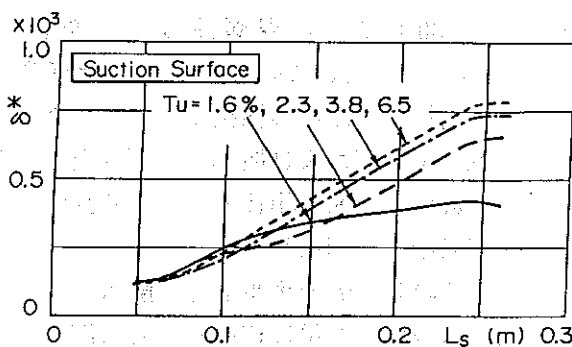


図4 静翼背面上排除厚さ分布

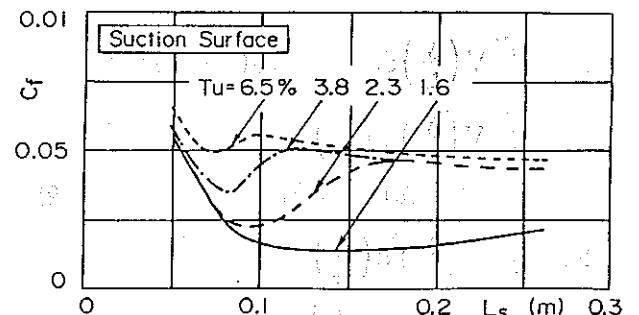


図5 静翼背面上摩擦係数分布

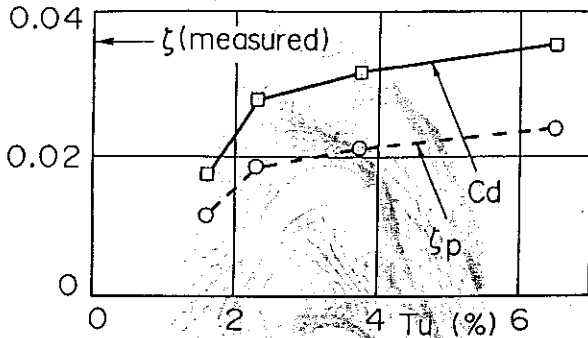


図6 主流乱れと損失係数および抗力係数

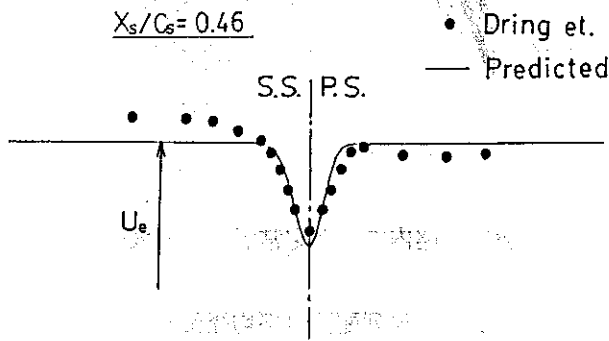


図7 後流速度分布 (予測値と実験値)

とし、また仮想原点 X_{01} は翼後縁から後縁半径の5倍の長さ下流の位置に定め、 $X_{02} = 0$ とした。係数 K_1, K_2 はそれぞれ0.75, 0.24という値を、後藤の実験結果⁽³⁾を参考して採用した。

本論文では翼下流での一様流れ場を仮定しているが、実際は流路内速度分布が存在し、そのため、特に翼背面側での食い違いが比較的顕著になっている。しかし、後流形状に関してはよく一致している。図8には $Tu = 2.3\%$ および $Tu = 6.5\%$ で後流速度分布の流れ方向への変化の様相を示す。このようにして計算された速度分布を展開し、流れ方向への各ハーモニック成分の振幅変化から減衰係数を求める (詳細は文献2参照のこと)。

3.4 非定常流解析

本論文での計算では、後流速度分布中の1次ハーモニック成分およびそれに対応する非定常成分にのみ着目する。非定常流体力係数 C_{FX}, C_{FY} は次式で定義される。

$$C_{FX} = \frac{F_x}{\rho U_1 W_{g,ref} C_r} \quad C_{FY} = \frac{F_y}{\rho U_1 W_{g,ref} C_r} \quad (13)$$

ここで $W_{g,ref}$ は、翼列間隔を変化させたとき非定常流体力の直接的な比較をおこなうための参照速度であり、本論文では静翼後縁から流れ方向に

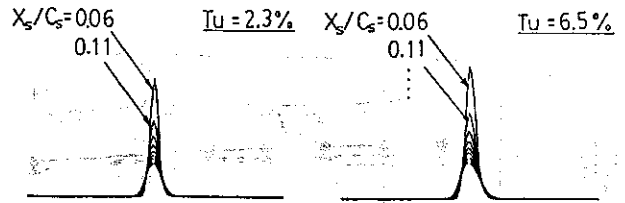


図8 後流速度分布の流れ方向への変化

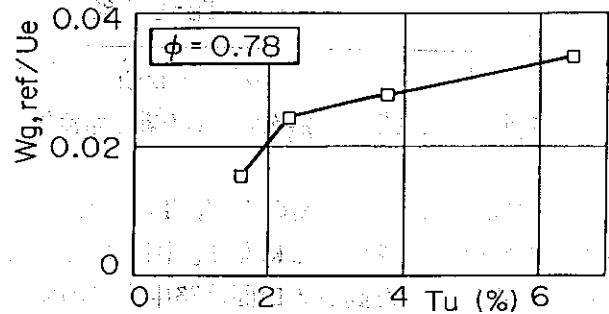


図9 主流乱れによる後流速度振幅の変化

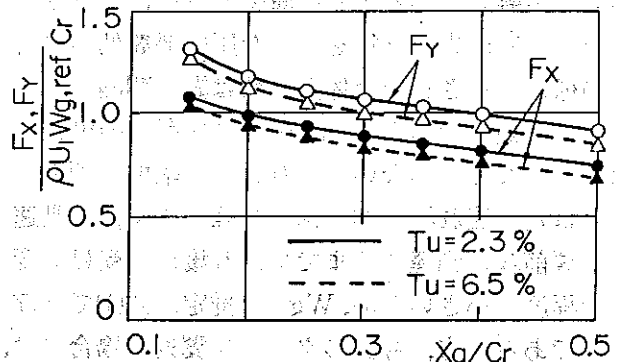


図10 翼列間隔による非定常流体力の変化

$X_s/C_s = 0.3$ 下流の位置で計算された後流速度1次成分の振幅を用いる (図9)*。図10には $Tu = 2.3\%$ および 6.5% の場合のタービン動翼に作用する非定常流体力の翼間距離 X_a による変化を示す。非定常流体力は、翼列間隔の増加とともに緩やかに減少することがわかる。ここで、 $Tu = 2.3\%$ と 6.5% の場合で式(13)中の $W_{g,ref}$ の値が異なる点に留意されたい。 $Tu = 6.5\%$ の場合の流体力係数は、後流の減衰が $Tu = 2.3\%$ の場合よりも大きいため若干低くなっている。しかし、実際に翼に働く流体力の大きさは、 $Tu = 6.5\%$ の場合の $W_{g,ref}$ が $Tu = 2.3\%$ の場合の約1.4倍であるため (図

*) 計算上では $W_{g,ref}$ を指定する位置から変動速度の渦度振幅の減衰が始まるものとして扱われる⁽²⁾。

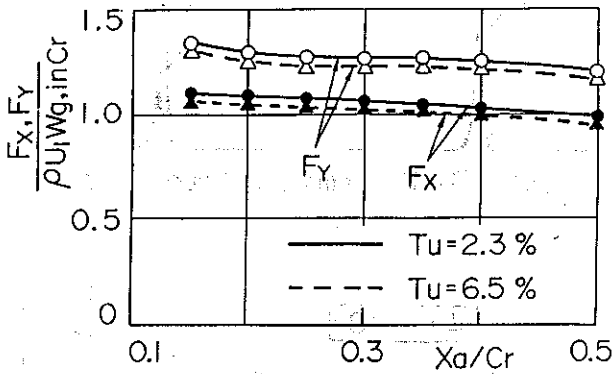


図11 翼列入口速度振幅で無次元化した非定常流体力

9), 式(13)から $Tu = 6.5\%$ の方が, $Tu = 2.3\%$ よりも約30%ほど大きいことになる。図11には, 式(1)などから推定した動翼入口面流路中央での変動速度振幅 $W_{g,in}$ で無次元化した流体力係数を示す。ここで, $W_{g,ref}$ は翼列間隔によらない一方, $W_{g,in}$ が翼間距離の増加とともに減少する点に注意されたい。著者が先に計算を行った圧縮機翼列の場合, この様に表示された流体力係数は翼列間隔によらずほぼ一定となったが⁽²⁾, タービン翼列の場合には一定になっていない。これは, 圧縮機翼列の場合には定常流れ場の非一様性は強くなく, 変動速度が翼前縁に到達するまでに流れ場から受ける変形の程度も小さいため, $W_{g,in}$ の推定が式(1)でほぼ可能である一方, 今回のタービン翼列の場合には, 流れ場の非一様性と翼前縁半径の大きさが絡み, 変動速度が翼前縁到達までに受ける変形量が相対的に大きくなっていることが原因と思われる。このことは次に示す図12からも明かである。

図12には, タービン翼間流路での後流により誘起された非常渦あり速度ベクトルを, 後流の減衰に対応する等渦度線とともに示す。後流減衰の様相とそれに伴う非定常速度の減衰の状況がこの図から明らかになっている。また, 既報⁽¹⁾で得たような翼間流路内での渦構造も確認される。

4. 結 言

本論文での成果を要約すると以下のようなになる。

- (1) タービン段での後流励振力予測のために必要となる後流モデルを, 実験データと $k-\epsilon$ モデルによる乱流境界層解析とを組み合わせる手法により開発した。ただし, より一般性のあるモデルを得るための改良が今後の課題である。

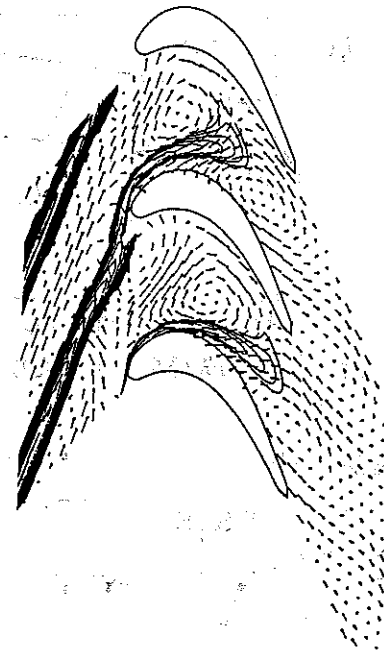


図12 翼間流路内での非定常渦あり速度ベクトル

表1 翼列配置 (平均径位置)

Airfoil	Stator	Rotor
Number	22	28
Axial Chord [m]	0.151	0.161
Pitch/Axial Chord	1.3	0.96
Inlet Flow Angel [deg]	0.0	50.0
Outlet Flow Angle [deg]	67.5	64.5
Re	5.9×10^5	5.5×10^5

- (2) 得られた後流モデルから, 先に提示した手法を用いて後流減衰係数を算出し, タービン動静翼列間隔が後流励振力に与える影響を明らかにした。また, 静翼入口での主流乱れ度の効果についても検討した。

本論文中の図面作成に当たっては, 本学正路良孝技官の助力があったことを記し, 感謝の意を表す。また, 境界層解析コードの作成に当たっては, 本学元学生藤村一彦君の協力を得た。ここに, 感謝の意を表す。

文 献

- (1) 船崎, 第18回ガスタービン定期講演会講演論文集, 1990,1

- (2) 船崎, 日本機械学会全国大会(仙台), No. 90-50, Vol. B, 1990, 345
- (3) 後藤, 東北大学工学研究科修士論文(昭52)
- (4) Hubensteiner, M., Doktor-Dissertation, Universität München, 1986
- (5) Reynolds, B., Lakshminarayana, B. and Ravindranath, A., AIAA J. Vol. 17, 1979, 959
- (6) Lakshminarayana, B. and Zhang, J., AIAA J., Vol. 26, 1988, 661
- (7) Raj, R. and Lakshminarayana, B., J. Fluid Mech., Vol. 61, 1973, 707
- (8) Spence, D. A., Aero. Res. Counc. C. P. No. 125, 1953
- (9) Vavra, M. H., Aero-Thermodynamics and Flow in Turbomachines, John Wiley & Sons, 1960, 336
- (10) Schmidt, R. C. and Patankar, S. V., NASA-CR-4145, 1988
- (11) Biswas, D., 福山, 荒木, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 17, No. 66, 1989, 11
- (12) Reud, K. and Witting, S., Eng. Gas Turbines and Power, Vol. 107, 1985, 54
- (13) Crawford, M. E. and Kays, W. M., NASA-CR-2742, 1976
- (14) Dring, R. P et al., ASME Paper 82-GT-3, 1982