アスペクト比の小さい圧縮機翼列の性能*

林 省 吾^{*1}, 佐 藤 勝^{*2}

Performances of a Small-Aspect-Ratio Compressor Blade Cascade

Showgo HAYASHI and Masaru SATOH

Flow in a linear compressor cascade with low-speed and small-aspect-ratio blades is predicted by a finite-element full 3-D Navier-Stokes solver. The code is applied to the analysis of the secondary flow patterns in several planes normal to the main flow inside and behind the cascade. Moreover, experimental measurements of the cascade flow field are presented. The blade has an aspect ratio of 1.04. Cascade performances are presented in the form of pitch-averaged spanwise variation of outlet flow angles, losses, axial velocity ratios and blade circulations. The analytical results are compared with the experimental data of a cascade. The agreement between the predictions from this numerical analysis and experimental data is shown to be good.

Key Words: Subsonic Flow, Viscous Flow, Navier-Stokes Equation, Finite-Element Method, Compressor Cascade Performance, Secondary Flow, Small-Aspect-Ratio Blade

1. ま え が き

最近の航空機用ガスタービンに用いられる軸流圧縮機は低コスト化および軽量化の要求による段当たり負荷の上昇および翼振動に対する強度確保のための大翼弦長化が進み、一方、空気抵抗低減のための小径化およびエンジンの高出力化に伴う圧縮機全体圧力比の上昇による後段部の空気流路高さ、すなわち翼スパン(翼高さ)減少の傾向が強まっている。またその後段に組み込まれる翼は動・静翼を問わず低アスペクト比(翼高さ/翼弦長, AR と略す)化が進み最終段近くでは翼の AR は 1.0 前後の小さいものが用いられている。

アスペクト比の小さい翼列では大きい場合に比べて両側壁境界層の存在のために流れが翼列を通過する際に生ずる二次流れなどのいわゆる三次元流れの影響がスパンのより広い範囲に及ぶようになり、すでに翼列内部の流路において翼スパン全域が強い三次元流れ場になっている場合もある⁽¹⁾⁽²⁾。このような翼列では翼形の二次元性能もしくはスパン中央における性能をも

とにその全体性能を定量的に推定するのは困難で、スパン方向性能分布の翼列試験による確認または三次元流れ解析による性能予測、いい換えると翼列流路内外の二次流れ現象の解明が重要な研究テーマとなる。山本ら⁽³⁾はタービンの環状翼列流路流れの詳細な計測を行い、二次流れの発達と全圧損失の増加に関するメカニズムを明らかにしている。

アスペクト比の小さい (AR=1~2) 圧縮機翼列に関する実験的研究も古くより行われている。Barrio ら⁽¹⁾ Papailiou ら⁽²⁾ および Roberts ら⁽⁴⁾ が二次元翼列試験を行い、翼列後流中のスパン方向流出角分布、流路断面内の二次流れ速度ベクトル図などを描いている。一方理論計算の裏付けを与えているものとして、近年 Pouagare ら⁽⁵⁾ および河合ら⁽⁶⁾ は非粘性流の基本流れに渦度方程式を組合せて二次流れ速度分布を求めた。Bardon ら⁽⁷⁾ も非粘性流を Hawthorne の古典理論により求め、二次流れの流出角への影響を調べている。Kang ら⁽⁸⁾ はアスペクト比の小さい圧縮機翼列流路に生ずる渦系を実験により調べて三次元的な流れ場を明らかにしている。翼列流れを粘性流として扱っている数少ない例として、Gallus ら⁽⁹⁾ は環状翼列流路のはく離域のある流れ場を三次元 Navier-Stokes コードを用いて予測しているが、翼列の三次元流れ場における

* 原稿受付 平成 6 年 5 月 2 日。

*¹ 正員, 川崎重工業(株) (〒651-22 神戸市西区高塚台 2-8-1)。*² (株)計算力学研究センター (〒142 東京都品川区平塚 1-12-9)。

基本性能を定量的に明らかにしてはいない。このように、今までの研究例は二次流れ現象は実験的にはよく調べられているが、流れ解析の面ではその生ずる要因である粘性の影響を省略しているものが多い。粘性の影響を考慮しない場合、タービン翼列に比較して轉向角が小さく二次流れが弱い圧縮機翼列の空力性能への影響を定量的に精度よく推測することは低速翼列の場合困難が予想される。

本研究では二次元減速翼列流れに関する翼列試験および三次元粘性流れ解析を行った。まず流れ解析コードの精度を検証するために両者の結果を比較した。次にプローブによる AR の小さい翼列流路内の流れ場の計測では精度が出にくいので、上記の流れ解析により三次元流れ場を明らかにした。なお本研究における翼列試験は著者らの報告⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾に引き続いて実施したものである。

2. 理論解析

後述する翼列試験モデルを対象として三次元定常非圧縮粘性流れ解析を行った。その概要を説明する。

2.1 基礎方程式 基礎方程式を次に示す。

質量保存式：

$$\partial U_i / \partial X_i = 0 \quad \dots\dots\dots (1)$$

運動量保存式：

$$\rho U_j (\partial U_i / \partial X_j) = -\partial P / \partial X_i + \mu \partial^2 U_i / (\partial X_j \partial X_j) \quad \dots\dots\dots (2)$$

乱流エネルギーおよび乱流エネルギー散逸保存式：

$$\rho U_j (\partial k / \partial X_j) = \partial (\mu_t / \sigma_k \cdot \partial k / \partial X_j) / \partial X_j + \mu_t \Phi - \rho \epsilon \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$\rho U_j (\partial \epsilon / \partial X_j) = \partial (\mu_t / \sigma_\epsilon \cdot \partial \epsilon / \partial X_j) / \partial X_j + c_1 \mu_t \Phi \epsilon / k - \rho c_2 \epsilon^2 / k \quad \dots\dots\dots (4)$$

ただし、

$$\Phi = 2 \epsilon_{ij} \epsilon_{ij}, \mu_t = \rho C_\mu k^2 / \epsilon$$

$$\epsilon_{ij} = (\partial U_i / \partial X_j + \partial U_j / \partial X_i) / 2$$

ここで、

$X_i (i=1, 2, 3)$ ：三次元直交直線座標

ρ ：空気密度
 k ：乱流エネルギー
 U_i ： i 方向流速成分
 ϵ ：乱流散逸率
 P ：圧力
 μ_t ：乱流粘性係数
 μ ：粘性係数

C_1, C_2, C_μ ：定数

$\sigma_k, \sigma_\epsilon$ ：無次元定数

2.2 境界条件 解析領域およびメッシュ分割図

図 1 解析領域とメッシュ分割図

を図 1 に示した。解析上の境界条件は翼列実験状態と合せた。

(1) 流入部： $U_x = \overline{U_x}, U_y = \overline{U_y}, U_z = \overline{U_z}, k = \overline{k}, \epsilon = \overline{\epsilon}$ 。ここで $\overline{\quad}$ は指定値、入口での k の値は $U_\infty^2 \times 0.001$ である。 U_∞ は入口主流流速。

(2) 流出部： $t_x = t_y = t_z = 0, \partial k / \partial n = \partial \epsilon / \partial n = 0$ ここで、

$$t_i = n_j \sigma_{ij} = n_j [-P \delta_{ij} + \mu \{ (\partial U_i / \partial X_j) + (\partial U_j / \partial X_i) \}]$$

n_i は外向き法線方向単位ベクトル (i 方向成分), δ_{ij} はクロネッカーのデルタ, t_i は解析領域の境界に作用するトラクション力 (i 方向成分), σ_{ij} は応力テンソルである。

(3) 壁面、翼面上： $U_x = U_y = U_z = 0$

(4) 周期境界：位置が周期的になっている節点は同一の解となるようにした。

2.3 基礎方程式の離散化 解析領域を有限要素に分割してその内部の状態量を以下のような補間関数を用いて表現する。

$$\phi = \sum_{i=1}^M \phi_i(t) N_i(x) \quad \dots\dots\dots (5)$$

ここで、

M ：全節点数
 ϕ ：状態量
 N ：補間関数

ϕ は例えば流速成分 U_i, k, ϵ 等を表す。次に解析する基礎方程式に式 (5) および境界条件を代入すると次の残差が得られる。

$$R_u(\phi) = \overline{R_u}, R_k(\phi) = \overline{R_k}, R_\epsilon(\phi) = \overline{R_\epsilon}$$

ここで、 $R_u(\phi)$ 等は方程式の残差量である。ガレルキン重み付残差法を用いてこれらの残差が零(ゼロ)となるようにする。

$$[N_i, R_u(\phi)] = 0$$

ここで、 $[a, b] = \int a \cdot b dv$ である。 v ：解析領域。他式

についても同様である。

以上より次の離散化された連立一次方程式を得る。

$$A(U)U + KU - CP = 0$$

ここで

A, K, C : 係数行列

U, P : 流速, 圧力ベクトル

解析に際して以下の仮定を用いた。

- (1) 翼は無限枚続き、ピッチ方向に周期的である。
- (2) 空気流れは非圧縮性流れとする。
- (3) 主流入口部に 0.1% の乱流エネルギーが存在する。
- (4) 重力の影響は十分小さい。
- (5) 等温ニュートン粘性流とする。
- (6) 流出境界では境界面に作用する力が零、すなわち自由流出である。
- (7) k - ϵ モデルによって定常解が表現される。

2.4 解析領域の設定 解析領域のおおのの境界を次のように定めた。

- (1) 上流: 流入速度の測定位置を上流側境界とした。
- (2) 下流: 流体は翼の両スパン端に取付けてある板(後流壁)を過ぎると大気開放される。
- (3) スパン方向: 全スパン長を解析領域とした。
- (4) 翼列方向: 流れ場は翼列配置に関して周期的であるとし、翼 1 枚を含む解析領域を定めた。境界位置は翼下面と隣接翼の下面の中間面である。

2.5 乱流モデル 乱流モデルは式(3), (4)の輸送方程式を満足する等方性 k - ϵ モデルとする。経験定数は標準値を使用し, $C_1=1.44$, $C_2=1.92$, $C_\mu=0.09$, $\sigma_k=1.0$, $\sigma_\epsilon=1.30$ とした⁽¹²⁾。

壁近傍流速場表現: 固体壁面に接している要素内では壁法則による流速分布が成立するとし、専用の補間関数を用いる。壁面に作用しているせん断応力から壁面摩擦速度を求め、要素上部における流速が外側の k - ϵ を含む流れ場と連続的に接続するようにする。固体壁面における粗度の効果を考慮する⁽¹³⁾⁽¹⁴⁾。

2.6 メッシュ分割

(1) 有限要素法(FEM)

(i) FEM の要素分割は次の二点を基本とする。

- (a) 形状適合性: 曲率半径 $\rightarrow$ 小, メッシュ $\rightarrow$ 小
- (b) 解適合性: 状態量変化率 $\rightarrow$ 大, メッシュ $\rightarrow$ 小

(ii) 計算効率: 直方体メッシュの場合は低次の数値積分(Gauss 積分)で必要精度を得るので計算効率が

高い。

(2) 壁部: 固体壁面上では式(5)とは異なる補間関数を用い、計算結果に基づき壁面からの無次元距離 y^+ の値からメッシュの妥当性を判断し適当な y^+ の値を得るように壁法則要素の大きさを設定した。

(3) 翼前後縁部: 翼前後縁部の付近は流れが急変する領域であり、細分割とした。

(4) 分割点数

x - y 平面内: 1796 節点, z 方向: 39 節点

全節点数: $1796 \times 39 = 70\,044$ 点

また要素は 8 節点一次要素を用いた。

3. 記号(図2参照)

a : 翼のピッチ

AR: アスペクト比 $= 2B/C$

$2B$: 翼スパン

C : 翼弦長

C_p : 局所総圧係数 $= (P_{t1CL} - P_t) / P_{t1CL}$

ΔP_t : 総圧損失 $= P_{t1CL} - P_{t2}$

l : 翼下面に沿う翼後縁から下流方向への距離

P : 静圧

P^* : 正規化静圧 $= (P - P_0) / (\rho_0 U_0^2)$, P_0 : 基準圧力(大気圧), U_0 : 代表流速(翼列入口主流流速, $U_0 = 72.6$ m/s), ρ_0 : 空気密度 ($= 1.205$ kg/m³)

P_d : 動圧 ($P_{d2} = P_{t2} - P_2$)

P_t : 局所総圧 $\left[P_{t2} = (1/a) \int_0^a P_{t2} dt \right]$

Re : レイノルズ数 $V_1 C / \nu$

t : 翼列方向のトラバース線に沿う距離(図2参照)

v, w : $x'y'$ 面内の主流に垂直な速度成分および z 方向速度成分

(ここで主流方向は $x'-y'$ 面上の 1 ピッチ)
(当たりの平均流出角とする。)

図2 翼列の記号

V : 空気速度 [$V_1 = \sqrt{2(P_{t1}c_L - P_1)/\rho}$]

$V_2 = \sqrt{2(P_{t2} - P_2)/\rho}$]

w_a : 軸流速度 ($w_{a2}/w_{a1} = V_2 \cos \gamma_2 / V_1 \cos \gamma_1$)

x : 翼列平面上的翼下面に沿う方向 (図 1)

y : 翼列平面上的 x に垂直な方向 (図 1)

z : 翼スパン方向 (翼列平面に垂直) (図 1)

x' : 翼列平面上的主流方向

y' : 翼列平面上的 x' に垂直な方向

α : 取付角

α_i : 迎え角

Γ : 翼の循環 $= (V_1 \sin \gamma_1 - V_2 \sin \gamma_2) / w_a$

γ : 流れと軸方向のなす角 ($\gamma_1 = \alpha + \alpha_i$)

δ^* : 翼列入口境界層排除厚さ

ε : 転向角 $= \gamma_1 - \gamma_2$

ξ : 総圧損失係数 ($\xi_2 = \Delta P_t / P_{a2} c_L$)

ν : 空気の動粘性係数

ρ : 空気密度

Ω : 二次渦度 $\Omega = (2B/V_1)(\partial w/\partial y' - \partial v/\partial z)$

添字

1 : 翼列入口

2 : 翼列出口トラバース位置 (特に指示のない限り翼列方向 1 ピッチの平均値)

2l : 翼列出口トラバース位置における局所的な物理量

cL : 翼列スパン中央

4. 試験装置および試験方法

試験に用いた翼列風洞の概略図を図 3 に示す。使用した翼模型は RAF-6 でステンレス鋼製である。翼幅は 50 mm で一定、翼弦長は 48 mm。翼模型の座標および形状を図 4 に示す。後流壁には軸流方向に 115 mm の幅をもったプラスチック製の板を用いた。翼列入口総圧管の外径は 0.7 mm、翼列出口静圧管は外径 1 mm の白銅製、ヨーメータは中央に総圧管をもつ arrow-head type、圧力は垂直形多管マノメータ (最小目盛 1 mm) により測定した。翼列条件は次のとおりである。

$$\left[\begin{aligned} AR &= 50/48 = 1.04, \quad a/C = 50/48 = 1.04, \\ \alpha &= 30^\circ, \quad \alpha_i = 10^\circ, \quad \text{翼枚数: 7 枚} \end{aligned} \right]$$

翼列入口翼幅方向風速分布は翼模型取付軸から 80 mm 上流で測定した。測定結果を図 5 に示す。翼列入口境界層排除厚さは $\delta^*/B = 4.3\%$ であった。翼列入口風速を一定に保つために翼列入口動圧を 300 mmAq として実験を行った。したがって翼列入口風速は約 70 m/s、 Re は約 2.1×10^5 であった。

後流トラバースは全スパンにわたって行い、計 17 点のスパン位置において流出角および総圧分布をほぼ 2.4 ピッチにわたって測定した。翼後縁からトラバース面までの距離は翼下面に沿って 24 mm とした⁽¹⁰⁾。壁面近くの翼列性能はピトー管を壁面に寄せて測定した。なお、供試風洞は文献(11)で使用したものと同一である。

5. 数値解析および実験結果とその考察

翼列流れの数値解析および翼列実験結果を次に示す。

図 3 翼列試験風洞

図 4 翼模型の形状

図 5 翼列入口スパン方向風速分布

表 1 翼列の総圧損失係数

	ξ_2	
	values at the center of blade span	spanwise average values
Experiment	0. 0 2 0 5	0. 1 7 4
Present analysis	0. 0 5 3 6	0. 1 8 4

図 6 総圧損失係数の比較

図 7 転向角の比較

図 8 軸流速度比の比較

図 9 循環の比較

図 10 二次流れの解析断面

5.1 翼列後流スパン方向性能分布 後流トラバース位置における翼列スパン方向性能分布を示す。適用した流れ解析コードの精度を検証するため翼列実験と流れ解析結果を比較した。図 6～9 に翼列の総圧損失係数、転向角、軸流速度比および循環のスパン方向分布の解析と実験による結果を示す。

(1) 総圧損失係数(図 6) 粘性流での損失の予測を図 6 に示したが、解析結果と実験データとの一致はこの程度であった。スパン方向平均値は表 1 に示すように両者の差は 5% 程度である。

(2) 転向角(図 7) 側壁近くで転向角が増大しており、両側壁からスパン長さの 10～15% 以内ではオーバーターン状態となる。これは二次流れの影響と思われ、特に側壁近くで翼腹面から背面に向けて流路を横切る強い流れが存在しているためと思われる(図 11(a), (b) 参照)。このように二次流れの強い影響を受けながらも側壁近くで計算値と実験値とがほぼ $\pm 0.2 \sim 0.3^\circ$ の計測誤差内で一致している。流路の境界層内も含めて計算結果と実験結果がこの程度の誤差で一致していることは、翼列の二次流れの評価、特に転向角に関して本解析コードが実用上十分な精度をもっ

ていることを示しているものと思われる。

(3) 軸流速度比(図 8) 計算値と実験値が流路のほぼ同じスパン方向位置で軸流速度が 1.0 以上の領域とそれ以下の領域を分けている。これは流れ解析による境界層および主流の減速および増速領域の予測がほぼ実験結果と同じであることを示している。実験値および計算値のスパン方向平均値は軸流速度比 1.0 に対し 2～3% 程度の差が存在するようであるが、流量計測での誤差を考慮すれば、これらの差はほぼ実験誤差内と思われる。

(4) 循環(図 9) スパン全域で翼回りの循環値はほぼ一定である。側壁近傍では流路中央部での値より若干大きい。その理由としては側壁近くのオーバーターンが考えられる。また全スパンにわたって実験値のほうが計算値より小さいが、これは全域で軸流速度比に関して実験値のほうが計算値より大きいという影響が現れているためと思われる。

以上を示した解析値の実験値による検証結果をもとに、以下の翼列内部流れの詳細な解析を行った。

5.2 流れ解析断面について 流れ解析によって

翼列流れに生ずる二次流れおよび側壁や翼面の境界層の挙動を調べるのに流路に適当な断面を設定し、その断面内の流れを解析することがよく行われる。その方法には大別すれば次の二つの考えがある。

多く行われている方法では図10に示すような二次元翼列平面に垂直に、そして翼列に平行な断面(図10中のPlane No. 0, 1, ...)内の流れを二次流れと定義する。この手法によれば各断面内の流れは隣接する断面内の流れとまったく同一となる。しかし、「主流方向に垂直な面内の流れを二次流れとする」という通常適用される二次流れに関する定義に従うとすれば、上記のような断面への垂線方向は主流方向とはまったく関係がないことになる。

これとは別に各断面をなるべく主流に直交するように選ぶ方法がある⁽⁶⁾。この場合隣接する翼列流路断面内流れとの同一性はないが断面内流れはほぼ主流に直交し上記の定義に近い二次流れが表示できる。

本研究ではこの後者の考え方に基づいて解析断面を定めた。まず翼列流路内9断面、翼列外に6断面の計15断面を図10のPlane No. 0, 1, ...14のように定めた。次に各断面内の平均流れの方向(これを主流方向とする)を流れ解析結果より求め、流路中央部で主流方向に直交する断面を作り(図10, Section 0~14)これを二次流れ解析断面とした(例えばSection No. 0とは図10 Section No. 0の線上でスパン方向、すなわち紙面に垂直方向に立てた流路断面である)。以下に解析

図11 解析断面内の流れ(翼列の下流から上流を見る。◁: スパン中央位置, A_i , A_{i+1} : 翼形モデル, S.S.: 翼負圧面, P.S.: 翼正圧面, T.E.: 翼後縁位置)

結果を示す。

5・3 二次流れ解析断面内の流れ ここでは図 11 において示した翼 A_i と翼 A_{i+1} の間の解析断面内の流れ(図 10)について説明するが各種コンタ図におけるスパン方向対称性は十分であったのでここでは流路の下半分のみを示す。

(1) Sec. 0 翼前縁のこの付近で翼正圧面および負圧面に向かう流れが左右に分かれ始めている。これに伴って両側壁端面近くで局所的な渦が発生している。

(2) Sec. 1 流れが前縁を少し過ぎると、特に翼負圧面上の増速の程度が大きい。翼負圧面上で両側壁と接するコーナー部には強い渦糸が成長している。翼

腹面の渦度は弱いものである。また翼負圧面上の総圧損失も大きい。流路内二次流れはいまだ発生していない。

(3) Sec. 2 翼負圧面コーナー部(左下)の渦は翼列上流境界層が変形した馬てい形渦の翼背面側の分枝である。これは Kang⁽⁸⁾ の示した翼背面側のコーナー渦である。特に背面側で大きい翼間静圧差によって翼腹面から背面に向かう強い流れがある。この流れが両側壁面上の低エネルギー流体を背面側へ運んでいる。両翼表面上には薄く翼の束縛渦層が存在している。またコーナー部の渦糸は次第に翼面上に広がり始めている。

(4) Sec. 5 ここでは翼列流路が両側壁と 2 枚の翼とで“閉じた流路”になり、ここで初めて A_i

図 11 解析断面内の流れ (翼列の下流から上流を見る。△:スパン中央位置, A_i, A_{i+1} :翼形モデル, S.S:翼負圧面, P.S:翼正圧面, T.E:翼後縁位置)

— A_{i+1} 流路内に流路渦(側壁境界層内の渦度の主流方向, すなわち解析断面に垂直方向の渦成分)と二次流れが発生している。この二次流れは両側壁および翼正圧面上の境界層内では流れは比較的強いが, その他の領域では弱い。翼負圧面へ向かった側壁境界層内の流れは負圧面流路中央部へ吹き寄せられている。そこでの低エネルギー流体の集積の様子は C_p 分布図からもわかる。また側壁面上の境界層も二次流れの存在のために厚くなっている。この強い吹き寄せ流れのために Sec. 1~2 の翼負圧面コーナ部に存在していた渦はほとんど翼面上の渦層と一体化して渦面に変形しているようである。

(5) Sec. 7 翼正圧面寄りの側壁面近くに発生した二次流れはその中心位置を変えていない。翼背面中央部への境界層の吹き寄せの流れが強まり流路内の渦は見掛け上, 随伴渦と流路渦のみになっている。

(6) Sec. 9 この断面位置は後縁直後であり, 翼後縁に相当する位置で翼背, 腹面側の流れが衝突している。この位置に至るまで, 流路内二次流れの強さはいくらか強くなっているようであるが, その中心の翼面からの距離は発生したときの位置からほとんど変化していないことが注目される。

(7) Sec. 11 後縁から少し下流のこの位置では翼の随伴渦が両翼端部で巻き上がって一つの大きな渦に形成されつつある。流路内の二次流れはいくらか流路中央寄りに移動している。背面中央部に吹き寄せていた流れは弱くなり, その代わりに流路中央部を再び翼腹面側に戻る流れとなって二次流れをむしろ強めている。側壁および翼背面上に集積した低エネルギー流体はこれ以後主流との混合によって拡散していく。

(8) Sec. 14 この位置は後流トラバース位置であるが流路の二次流れは依然として残っている。随伴渦は完全に一對の渦に巻き上がっており, その範囲はほぼ翼形後流の全スパン長さに及んでいる。ここで渦度分布を見ると, 翼後縁直後(Sec. 9)から Sec. 14 の間で翼後縁から流出する渦面(翼の後流)は翼列から離れるほど拡散してはいるがその位置がほとんど変化せずしかもほぼ同一平面を保ったままであることがわかる。これは大塚⁽¹⁵⁾の示した考えと同じものである。また Sec. 5~14 の間で側壁面上に生成された流路渦度分布はほぼ同一のパターンとなっており, 二次流れの影響などで大きく変形されてはいないようである。

6. あとがき

アスペクト比(AR)の小さい(AR=1.04)圧縮機配置の翼列試験と粘性を考慮した三次元流れ解析を行い翼列試験結果による解析ソフトの検証をしたところ, 特に側壁境界層においても両者はよく一致した(図6~9)。次に解析結果をもとに二次流れを翼列通過流れの主流にほぼ直角の断面内で表示した。これによって翼形はく離を起こしていない代表的な翼列形態についてARの小さい翼列の二次流れの基本的な挙動を明らかにすることができた(図11)。

解析コードの検証結果はほぼ満足できるものであり得られた研究成果はARの小さい翼列設計の際に補正すべき二次流れの影響を定性的に評価するのに役立つとともに, 今までに数多く行われてきているタービン翼列流れの解析結果と二次流れの挙動についての比較・検討を行う際のデータにもなることが期待される。

ARの小さい翼列の二次流れへの翼取付角, 翼アスペクト比および翼列入口境界層の形状等の影響については別途検討中であり結論を得しだい報告したい。

文 献

- (1) Bario, F., ほか2名, *Trans. ASME, J. Eng. Power*, **104** (1982), 497.
- (2) Papailiou, K., ほか2名, *Trans. ASME, J. Eng. Power*, (1977), 211.
- (3) Yamamoto, A. and Yanagi, R., *ASME Paper*, 85-GT-217 (1985).
- (4) Robers, W. B., ほか2名, *Trans. ASME, J. Eng. Gas Turbines Power*, **108** (1986), 131.
- (5) Pouagare, M. and Lakshminarayana, B., *Trans. ASME, J. Fluids Eng.*, **104** (1982), 505.
- (6) 河合・ほか2名, 機論, **50**-460, B (1984), 2926.
- (7) Bardon, M. F., ほか2名, *Trans. ASME, J. Eng. Power*, (1975), 93.
- (8) Kang, S. and Hirsch, Ch., *ASME Paper*, 91-GT-114 (1991).
- (9) Gallus, H. E., ほか2名, *ASME Paper*, 90-GT-155 (1990).
- (10) Otsuka, S. and Hayashi, S., *Memo. Faculty Eng., Nagoya Univ.*, **20**-2 (1968), 448.
- (11) 林・大塚, 機論, **56**-528, B (1990), 2384.
- (12) Launder, B. E. and Spalding, D. B., *Comput. Meth. Appl. Mech. Eng.*, **3** (1974), 269-289.
- (13) Nikuradse, J., *Gesetzmässigkeit der turbulenten Strömung in glatten Rohren, Forsch. Arb. Ingenieurwes.*, No. 356 (1932).
- (14) Moody, L. F., *Trans. ASME*, **66** (1944), 671-684.
- (15) 大塚, 機械の研究, **27**-10~28-4 (1975~1976).