

<論 文>

軸流壓縮機 回轉翼列의 流出偏差角에 관한 研究

趙 江 來*。方 寧 錫**

(1988年 7月 30日 接受)

A Study on the Deviation Angle of the Rotating Blade Row in an Axial-Flow Compressor

Kang-Rae Cho and Young-Seok Bang

Key Words : Quasi Three-Dimensional Flow(준 3차원유동), Deviation Angle(유출 편차 각)

Abstract

Deviation angles are predicted by numerical calculation of three-dimensional compressible flow through the rotating blade row in axial flow compressor. Three-dimensional flow fields are analyzed by the quasi three-dimensional combination of blade-to-blade surfaces and hub-to-shroud stream surfaces and calculated by the finite element method in the cyclic calculation of both stream surfaces. In the blade-to-blade calculations the method of boundary stream line correction is used and in the hub-to-shroud calculations the loss effects due to viscous flow are included. The computational results are compared with the available experimental one. It is shown that the computational results from blade-to-blade flow calculation are correct for incompressible, compressible low subsonic and high subsonic flow at the inlet, and the loss effects on the deviation angle can be neglected in the range of the subsonic flow less than the critical Mach number for the axisymmetric flow and even for 3-D non-axisymmetric flow with loss. And it is found that the present results are better agreed with the experimental data than Lieblein's one.

기 호 설 명

B : B-B유면의 두께
 b : H-S유면의 두께
 b^* : 선형결합계수
 C : 익현장
 C_p : 정압비열
 F : B-B면의 비축대칭 외력
 f : H-S면의 비축대칭 외력
 I : 토탈피 ($I = h + \frac{1}{2} W^2 - \frac{1}{2} r^2 \omega^2$)
 k : 지배 방정식의 좌변 비선형 함수

Ma : 마하수
 N : 회전수
 n : 단위 수직 벡터
 p : 압력
 Q : 지배 방정식의 우변함수 혹은 유량
 r, θ, z : 원통좌표계
 S : 엔트로피 혹은 Fig. 2에 정의된 압력계수
 S_m : 익중심에서의 축방향 길이
 T : 온도
 V : 절대유속
 W : 상대유속
 α : 영각
 β : 상대유동각

*정회원, 연세대학교 공과대학 기계공학과

**정회원, 한국에너지연구소

β'	: 날개각
γ	: 비열비 혹은 엇갈림각
δ	: 편차각
δ_0	: 축대칭 유동편차각
ψ	: 유동함수
ζ	: 전압손실계수
ρ	: 밀도
σ	: solidity
σ_p	: 전압손실 분포계수
ω	: 각속도 벡터

하첨자

B	: B-B면
eq	: 등가
F	: Fig. 1(a)에서의 후연
H	: H-S면
Hub	: 허브
p, s	: 압력면과 부압면
R	: 상대유동
r, θ, z	: 원통좌표계
tip	: 익말단
0	: 정체상태
1	: 입구상태 혹은 통과유동
2	: 출구상태 혹은 순환유동

상첨자

: 설계유량

1. 序 論

翼列下流의 流動方向과 깃 後緣에서의 平均캠버선(mean camber line)과의 차이로 정의되는 偏差角(deviation angle)은 익렬의 全壓損失 및 效率를 결정짓는 기본요소이므로 편차각의 예측은 軸流壓縮機 翼列의 設計와 性能解析에 있어 핵심적인 부분이다. 偏差角의 발생은 일반적으로 유동에 대한 翼列의 안내능력의 과부족에 의한 것으로 평가되고 있으나 그 상세한 거동은 익렬유동의 공기역학적 해석을 통해서만 규명될 수 있다. 최근까지 편차각 예측에 사용되고 있는 방법은 低速風洞 翼列試驗 결과로부터 형성된 Carter⁽¹⁾의 공식, 그리고 이를 일반적 형태로 개선한 Lieblein⁽²⁾의 방법 등이 있다.

이러한 실험적 결과에 의한 예측방법들은 翼列의 solidity, 캠버, 入射角 등에 의한 편차각에의 근본

적인 영향들을 적절하게 공식화하고 있지만, 非壓縮性 2次元流動에 대해 얻어진 것이므로 실제유동에 적용하기 위해서는 이들에 대한 수정이 필요하다⁽³⁾.

따라서 편차각을 보다 타당성있게 예측하기 위해서는 3次元 壓縮性 粘性翼列流動을 理論적으로 해석해야 한다. 현재까지의 컴퓨터 및 수치계산기술의 수준으로 보아서는 非粘性 流動函數 解法으로 Blade-to-Blade流動(이를 B-B유동이라 함)을 계산하는 것이 가장 적절한 방법인 것으로 생각되고 있다^(4,5). 편차각 예측을 위한 B-B유동 계산에서 문제가 되는 것은 그간의 연구⁽⁶⁾에서 지적되었었지만 깃 후연에서의 Kutta조건과 유동장 경계에서의 周期性조건, 그리고 이들 조건을 포함하는 압축성 유동의 계산법 및 H-S유동(Hub-to Shroud유동) 계산결과를 반영하면서 B-B계산을 수행하는 준 3차원적 해석 시스템의 확립이다. Adler⁽⁷⁾ 등의 연구에서는 B-B流動面의 경계를 岐點流線(stagnation streamline)으로 하고 이 유선들을 수정해가면서 각 조건을 만족시키는 방법이 제시되었으나 流線修正의 방향이 명백히 설정되어 있지 않다. 저자들은 각 조건들을 적절하게 관련시켜서 유선을 수정하는 방법인 境界流線修正法(boundary streamline correction method)을 개발하여, 계산용량과 시간면에서 경제적이고도, 정확성을 갖는 B-B유동 계산을 할 수 있음을 입증한 바 있다⁽⁸⁾.

또한 粘性 損失 效果를 반영하는 H-S계산⁽⁹⁾의 결과를 이용한 계산시스템을 통해 流面두께의 변화를 고려하는 準 3차원 壓縮性流動 계산이 가능하다. 따라서 본 연구에서는 저자들에 의해 이미 개발된 경계유선수정법에 의한 B-B 유동계산을 통해 翼列의 偏差角을 계산하고 기존의 예측방법에 의한 결과와 비교 검토하여 壓縮性 및 3次元 非軸對稱性의 효과를 검토하였다.

2. 理 論

翼列流動의 偏差角은 C.H. Wu⁽¹⁰⁾가 제시한 B-B면과 H-S면의 流動函數 支配方程式을 數值計算方法으로 풀고 서로의 효과를 반영하면서 반복계산하는 準 3次元的 計算에서 확정되는 岐點流線에서 구한다. 지배방정식은 각 유면에 대하여 다음과 같다.

B-B면 :

$$\frac{\bar{\partial}}{r\partial\theta}\left(k_B\frac{\bar{\partial}\psi}{r\partial\theta}\right)+\frac{\bar{\partial}}{\partial z}\left(k_B\frac{\bar{\partial}\psi}{\partial z}\right)=Q_B \quad (1)$$

H-S면 :

$$\frac{\bar{\partial}}{\partial r}\left(k_H\frac{\bar{\partial}\psi}{\partial r}\right)+\frac{\bar{\partial}}{\partial z}\left(k_H\frac{\bar{\partial}\psi}{\partial z}\right)=Q_H \quad (2)$$

여기서 각 면상에서의 流動函數 ψ 와 k_B, k_H, Q_B, Q_H 등은 다음과 같이 정의된다.

B-B면 :

$$\frac{\bar{\partial}\psi}{r\partial\theta}=\rho BW_z, \quad \frac{\bar{\partial}\psi}{\partial z}=-\rho BW_o \quad (3)$$

$$k_B=1/\rho B \quad (4)$$

$$Q_B=-\frac{\rho B}{\partial\psi/\partial r}\left[-\frac{\bar{\partial}I}{r\partial\theta}+T\frac{\bar{\partial}S}{r\partial\theta}+W_r\frac{\bar{\partial}W_r}{r\partial\theta}+\frac{W_rW_o}{r}-2\omega W_r+F_o\right] \quad (5)$$

$$F_o=-\frac{1}{n_r}\left(\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial r}-\omega^2 r\right)n \quad (6)$$

H-S면 :

$$\frac{\bar{\partial}\psi}{\partial r}=\rho brW_z, \quad \frac{\bar{\partial}\psi}{\partial z}=-\rho brW_r \quad (7)$$

$$k_H=1/\rho br \quad (8)$$

$$Q_H=-\frac{\rho br}{\partial\psi/\partial r}\left[\frac{W_o}{r}\frac{\bar{\partial}(V_o r)}{\partial r}-\frac{\bar{\partial}I}{\partial r}+T\frac{\bar{\partial}S}{\partial r}+f_r\right] \quad (9)$$

$$f_r=-\frac{1}{n_o r}\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial\theta}n \quad (10)$$

이 식에서 하첨자 B와 H는 B-B면과 H-S면의 의미하고, r, θ, z 는 원통좌표계를 나타낸다.

지금 相對速度 W 가 亞音速인 경우는 支配方程式 (1), (2)가 타원형의 非線形方程式이므로 Adler⁽⁷⁾ 등이 제시한 방법에 따라 먼저 k 와 Q 를 가정하고 有限要素法으로 선형방정식 (1), (2)의 解 ψ 를 구하여, 이 ψ 를 가지고 식 (3)~(10)에 의해 k, Q 등을 반복적으로 결정해 나가는 수치계산방법을 적용할 수 있다. 이 때 B-B유면의 두께를 나타내는 量 B (blockage factor)는 H-S유면의 계산결과에서 알려지고, H-S유면두께 b 도 B-B유면의 계산결과에서 구해지므로 H-S계산과 B-B계산을 準3次元的으로 반복하면서 3차원적인 효과를 반영할 수 있다.

B-B유면의 경계조건은 翼列上·下流에서의 入口와 出口 및 翼面上에서 부과되어야 하고 入口 및 出口에서의 경계조건은 주기성을 만족해야 한다. 출구에서의 경계조건은 계산초기에서 알지 못하므로 下流境界條件의 설정이 문제가 된다.

翼列下流의 流出方向은 翼列의 각 익형에서 발생하는 循環의 크기에 의해 결정되며 순환의 크기는 翼後緣에서 만족되어야 하는 Kutta 조건에 의해 결정되므로 Kutta조건을 만족시키는 계산과정이 적절하게 도입되어야 한다. 본 연구에서는 岐點流線修正法⁽⁸⁾에 의해 계산을 수행하였다.

그 기본방법은 Fig. 1(a)와 같이 解析領域을 翼列 두 피치에서 翼前緣, 後緣을 통과하는 流線(岐點流線)으로 둘러싸인 부분으로 하고 이 영역의 유동함수 ψ 를 通過流動의 유동함수 ψ_1 과 순환유동의 유동함수 ψ_2 의 선형결합으로 나타내고 식 (1)의 ψ 를 구하는 것이다. 이 때 선형결합계수 $b^*(\psi=\psi_1+b^*\psi_2)$ 는 후연에서의 Kutta조건을 만족시키도록 ψ_1 과 ψ_2 로부터 구해진 W_1, W_2 를 이용하여 다음의 조건식으로부터 구한다⁽⁸⁾.

$$|(W_1+b^*W_2)_s|_F=|(W_1+b^*W_2)_p|_F \quad (11)$$

이와같이 Kutta조건을 만족하는 ψ 를 우선 결정하고 이 유동장에서 후연 F 를 통과하는 기점유선을 구하고, 周期性條件을 만족하도록 새 기점유선을 상하 1피치씩 평행이동시켜 주기성 경계를 수정한다. 이 때 익렬상류의 유입방향이 순환유동의 강도 b^* 에 의해 약간 변화하게 되는데 이러한 유도유동(induced flow)의 영향은 유입경계 위치에서도 나타나지만 유입조건을 유지시키기 위해 유입경계에서의 기점유선의 방향은 원래의 유입각을 유지한다. 이러한 기점유선의 반복적인 수정에 의해 계산 경계를 확정된 다음 식 (3)~(10)에 의해 k, Q 를 평가하는 전체 반복계산에 들어간다.

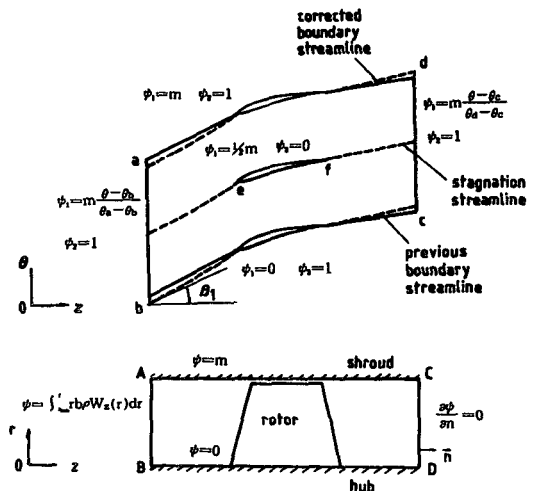


Fig. 1 Boundary conditions on H-S stream surface

H-S유동의 경계조건은 Fig. 1(b)와 같이, 허브, 케이싱은 하나의 유선으로 보아 $\psi = \text{const}$, 上流에서는 균일 또는 비균일유동에 의해 식 (7)로 구해지는 Dirichlet형태의 조건으로 하였고, 하류유동은 축방향과 평행하다는 Neumann형태의 조건($\partial\psi/\partial Z=0$)을 주었다⁽⁹⁾.

계산과정에서 粘性效果는 식 (5)와 (8)을 계산할 때 필요한 엔트로피 구배항에 의해 고려한다. 지금 理想氣體에서의 엔트로피는 다음과 같이 구해진다.

$$S = -C_p \ln \frac{(p_{OR}/p_{OR1})^{\gamma/(\gamma-1)}}{T_{OR}/T_{OR1}} \quad (12)$$

이 식에서 하첨자 0, R, 1은 각각 정체상태(stagnation state), 相對流動 및 입구상태를 의미한다. 상대유동의 정체압력은 다음과 같이 구해진다.

$$p_{OR} = (1 - \sigma_p) p_{OR1} \left(\frac{T_{OR}}{T_{OR1}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (13)$$

여기서 σ_p 는 全壓損失分布係數로서 회전차 전후방의 전압손실이 축방향거리에 線形的으로 분포한다는 가정에 의해 결정할 수 있으며 全壓損失은 실험에 의해 측정된 값을 사용한다. 全壓損失의 축방향 분포양식은 원주방향의 엔트로피 구배항[식 (5)]에 영향을 미치지 않으므로 편차각계산에서도 그 영향을 무시할 수 있다.

3. 實 驗

수치계산으로부터 구해지는 偏差角의 타당성을 검토하기 위해 軸流回轉車 翼列流動에 대해 실험하였다. 實驗에 사용된 送風機는 自由渦流形으로 설계되었으며 케이싱 內徑은 504mm, 허브비는 0.588이다. 回轉翼은 두께 10%의 NACA 65系の 壓縮機用 翼形이며 翼弦長은 60 mm이고 익수는 24매, 그리고 回轉數는 1380 rpm이다⁽¹¹⁾. 유동측정은 軸方向으로는 회전익 중심에서 上下流쪽으로 翼弦長 C의 1.17배 위치에서, 반경방향으로는 허브에서 케이싱에 이르는 몇 개의 반경위치에서 速度와 流動方向을 3공피도우관에 의해 측정하였다. 실험은 設計點($Q/Q^*=1.0$, Q^* 는 설계유량이며 중간스팬에서의 迎角은 $\alpha=10.7^\circ$ 로 되어 있다.) 및 非設計點($Q/Q^*=0.85$ 및 0.74)에서 수행하였다. 全壓損失係數 ζ 및 그 分布係數 σ_p 는 다음 식에 의해 구하였다.

$$\zeta = \frac{p_1 - p_2 + (1/2\rho W_1^2 - 1/2\rho W_2^2)}{p_1 + 1/2\rho W_1^2} \quad (14)$$

$$\sigma_p = \frac{z - z_1}{z_2 - z_1} \zeta \quad (15)$$

4. 結果 및 考察

4.1 境界流線修正法의 正確性 檢討

B-B유동의 수치계산에 사용된 경계유선수정법의 정확성을 검토하기 위해 계산결과를 翼面壓力分布로 표시하여 理論解 및 實驗値와 비교한다. 특히 非壓縮性 翼列流動 및 壓縮性 低亞音速 翼列流動에 대해서는 저자들의 과거의 연구⁽⁸⁾에 따라 그 정확성이 입증된 바다. Gostelow翼形과 같이 前緣(leading edge)의 형상이 둥근(rounded nose)의 경우에는 전방기점(front stagnation point)의 위치를 정하는 데 어려움이 있고 위치선정에 따른 오차가 나타난다. 그러나 壓縮性 翼形(NACA-65系)에서는 끝이 뾰족하므로 전원위치에 기점을 고정하여 계산하여도 성공적인 해를 구할 수 있었다⁽⁸⁾. 따라서 터빈 翼形과 같이 끝이 뾰족하고 두꺼운 경우에는 계산과정 중에 전방기점의 위치를 구하는 방법이 필요하지만 압축기 익렬에는 이러한 방법을 그대로 이용할 수 있다. 여기서는 壓縮性的 영향이 나타나는 고아음속유동에서의 다른 연구자들의 연구결과와 비교한다. Fig. 2에는 高마하수(입구마하

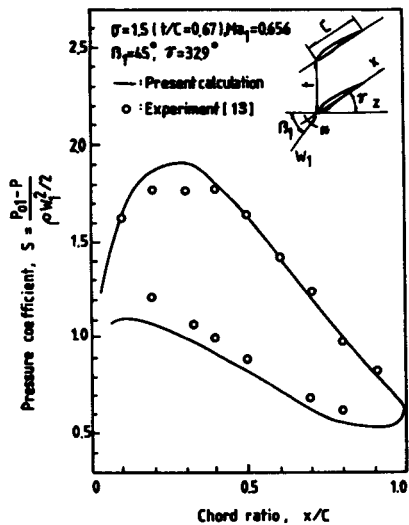


Fig. 2 Comparison of calculated and experimental pressure distribution on blade surface of NACA65(12A10)10 with $\gamma=32.9^\circ$, $\sigma=1.5$

수 $Ma_1=0.656$ 에서의 NACA65(12A10)10 익렬에 대한 본 연구의 계산결과를 實驗結果⁽¹³⁾와 비교하여 제시하였다. 이 그림에 의하면 翼形의 기하학적 변화가 큰 前緣근방을 제외하면 본 연구의 계산결과와 실험치에 잘 일치하고 있으므로 본 연구에서 사용된 경계유선수정법에 의한 B-B유동계산 결과는 타당하다고 할 수 있다.

4.2 等價偏差角의 檢討

4.1節에서 정확성이 입증된 경계유선수정법을 B-B유동계산에 적용하여, 편차각을 수치계산법으로 계산하고 Carter⁽¹¹⁾의 예측공식 및 Lieblein⁽²⁾의 방법에 의한 예측결과와 비교 검토한다. 편차각은 상대유출각(β_2)과 출구익형각(β'_2)의 차이로 정의되지만 NACA65계 익렬의 경우 β'_2 를 명확하게 정의할 수 없으므로 Lieblein⁽²⁾이 제시한 等價圓弧로 정의되는 等價偏差角 δ_{eq} 를 사용한다.

$$\delta_{eq} = \beta_2 - \beta'_{2eq} \quad (16)$$

Fig. 3에는 실험용 회전차 중간스팬익렬(NACA650910)에 대해 압축성이 거의 없는 설계 회전수 $N=1380$ rpm에서 유입각 2가지와 solidity 0.5~1.9의 범위에서 계산된 등가편차각이 도시되어 있고, Carter, Lieblein 등의 방법으로 예측된 값들이 함께 비교되어 있다.

Fig. 4에는 동일한 翼列에 대해 유입각 49.4° 에서 입구마하수 0.2~0.8에서 계산된 편차각을 여러 개의 solidity에 대해 도시하였다. 이와 동일한 익렬의 실험치를 구할 수 없었으므로 Andrew⁽¹⁵⁾ 등에 의해 실험된 C_4 계열 원호익렬 실험결과를 함께 비교하였다.

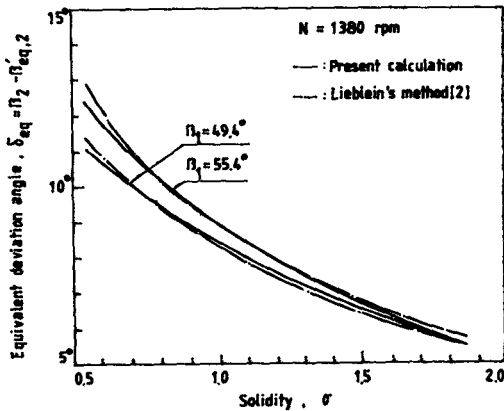


Fig. 3 Variation of equivalent deviation angle with solidity and inlet flow angle at $N=1380$ rpm

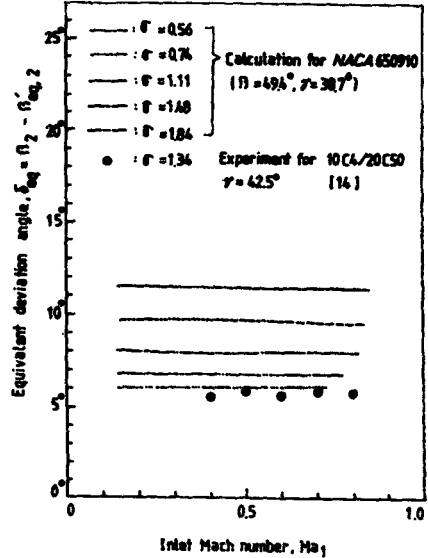


Fig. 4 Variation of deviation angle with inlet Mach number

이들의 결과로부터 入口 Ma 수의 증가에 대한 等價偏差角의 변화가 어느 σ 에서도 없고 Andrew⁽¹⁵⁾의 실험결과에서도 그 사실이 입증되어 있음을 알 수 있다. 이것은 Jansen⁽³⁾ 등의 연구에서 지적된 바와 같이 임계 Ma 수 이하의 유입조건에서는 압축성의 영향이 무시될 수 있다는 사실과 잘 일치하고 있다. 본 연구에서 계산된 입구마하수는 0.8까지이며 이는 참고문헌 (3)에 의해 계산된 NACA65계 익렬의 임계마하수가 0.7~0.8이라는 범위안에 들어있다.

4.3 3次元 非軸對稱 流動偏差角의 檢討

3次元 非軸對稱 流動은 B-B유동과 손실을 고려

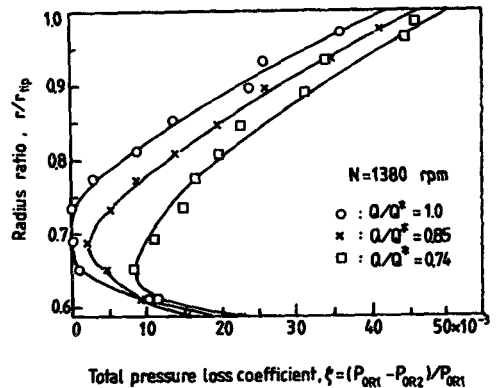


Fig. 5 Total pressure loss coefficient distribution

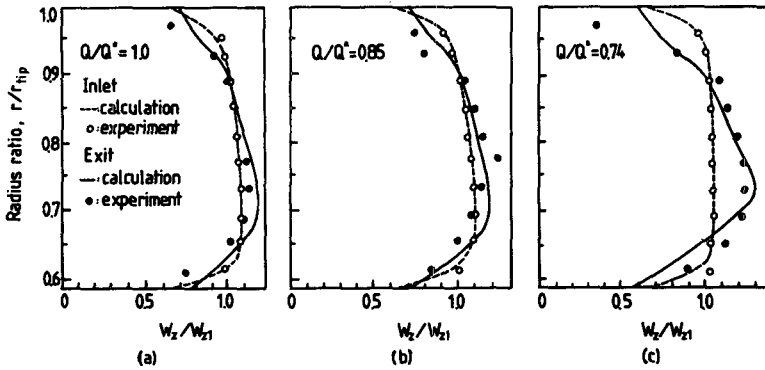


Fig. 6 Axial velocity distributions at inlet and exit of rotor ($S_m/C=1.17$) for a design point and off-design points

한 H-S유동의 준 3차원적 반복계산에 의해 해석될 수 있다. 이 때 H-S계산에서 필요한 전압손실계수는 실험결과를 이용하여 정한다. Fig. 5에는 본 연구에서 측정된 전압손실계수를 세가지 유량에 대해서 도시하였다. 이 결과에 의하면 저유량쪽으로 갈수록 손실이 커지며, 중간스팬영역보다 케이싱과 허브쪽의 손실이 큰 것으로 나타났다. 이러한 손실 분포를 고려하여 계산된 H-S유동의 결과는 Fig. 6에 도시되어 있다. 그림에서 보는 바와 같이 H-S유동계산 결과는 실험치에 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

이러한 H-S유동계산을 이용한 準3次元 非軸對稱 B-B유동계산결과에서 구해지는 等價偏差角이 流入角 $49^\circ \sim 58^\circ$ 범위에서 Fig. 7에 도시되어 있다.

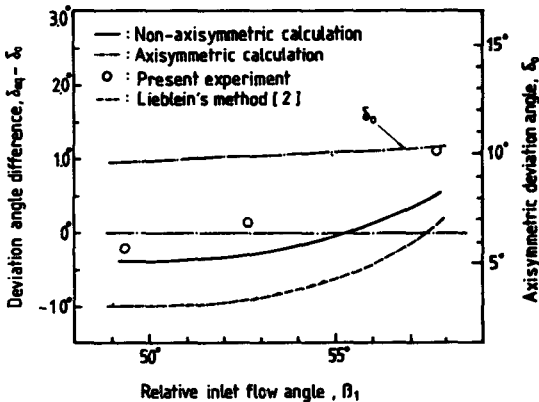


Fig. 7 Comparison of deviation angle difference between nonaxisymmetric and axisymmetric calculation

이 그림에는 軸對稱 B-B유동계산치 (δ_0)가 유입각에 따라 도시되어 있고, 비축대칭계산의 등가편차각 (δ_{eq}) 및 실험치, Lieblein의 방법으로 예측되는 편차각 등과 δ_0 의 차이가 또한 제시되어 있다. 이 그림으로부터 비축대칭과 축대칭 유동의 영향을 볼 수 있으며, 유입각이 증가함에 따라 실험적 편차각 차이는 커지고 있고, 그 크기에 차이는 있지만 비축대칭 계산치 및 Lieblein의 예측치도 이와 동일한 경향을 보이고 있으므로 비설계점으로 갈수록 유동의 非軸對稱性이 상당히 나타남을 알 수 있다.

Fig. 8은 허브에서 翼末端까지 여러 개의 반경위치에서 준 3차원 비축대칭 반복계산으로 계산된 流入角과 流出角의 분포 및 본 연구의 실험치, Lieblein의 예측치들이 함께 비교되고 있다. 그림에서 계산에 이용된 유입각의 분포는 실험적으로 측정된 것을 기준으로 하여 내삽한 분포이다. 설계점 및 비설계점에서 중간스팬영역에서는 계산치가 실험치에 잘 일치하고 있으나 허브와 케이싱 쪽에서는 차이가 있다. 그러나 이 영역에서도 비축대칭 계산치가 Lieblein의 예측치보다 실험치에 근접되어 있는 것은 손실을 고려한 H-S유동계산결과를 이용하여 3차원적 고려를 하였음에 기인한다. 계산에 도입된 손실은 실험적으로 결정된 것이므로 이것에는 형상손실(profile loss), 圓環壁面損失(annulus wall loss), 그리고 익말단손실(blade tip loss) 등이 포함되어 있다. 그러나 Lieblein의 방법은 2차원 유동에 대한 것이므로 형상손실만이 포함되어 있고 또한 3차원적인 영향이 고려되어 있지 않다.

케이싱부근에서의 계산결과와 유량이 적어질수록

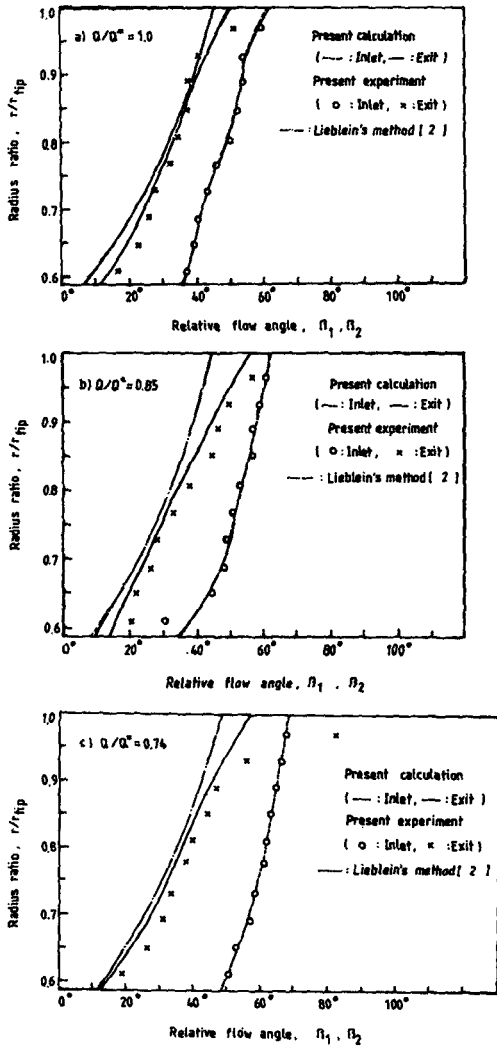


Fig. 8 Flow angle distributions at inlet and exit of rotor ($S_m/C=1.17$) for a design point and off-design points

실험치와 큰 차이가 나고 있다. 이것은 유동박리 등에 의한 損失을 고려하였다고 하여도 流動計算 자체가 익표면에 따라 유동하는 것으로 계산되어 있기 때문에 나타난 차이라고 할 수 있다. 따라서 본 연구의 계산방법은 유동박리가 발생하기 전까지의 유량에 대해 적용이 가능하다.

5. 結 論

軸流壓縮機 回轉車의 壓縮性 3次元 翼列流動에

대한 流出偏差角을 數值計算에 의해 수행하였다. B-B流動計算에는 境界流線修正法을 사용하고 H-S 流動計算에는 粘性의 損失效果를 고려하여 이들에 의한 準3次元 反復計算方法에 의해 3次元 非軸對稱流動을 해석하였다. 本 研究의 結果 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 境界流線修正法으로 계산된 B-B流動은 非壓縮性, 壓縮性低亞音速 및 高亞音速 翼列流動에 대해 기존의 연구결과와 잘 일치하고 있다.

(2) 境界流線修正法에 의한 軸對稱 B-B流動計算 結果에 의해서도 壓縮性이 等價偏差角에 미치는 영향은 臨界마하수 이하의 高亞音速영역까지 무시할 수 있음이 확인되었다.

(3) 손실이 있는 非軸對稱 3次元 流動의 경우 Lieblein의 유출각 예측치는 부정확하며 본 연구에 의한 손실을 고려한 비축대칭 3차원 유동계산 결과가 실험치에 잘 일치한다.

참 고 문 헌

- (1) Carter, A.D.S., 1949, "The Low Speed Performance of Related Airfoils in Cascade", NGTE Report No. R. 55.
- (2) Lieblein, S., 1960, "Incidence and Deviation-Angle Correlation for Compressor Cascade", Trans. ASME, J. Basic Eng., pp. 575~587.
- (3) Jansen, W., Moffatt, W.C., 1967, "The Off-Design Analysis of Axial-Flow Compressors", Trans. ASME, J. Eng. for Power, pp. 453~462.
- (4) Wang, L.C. et al, 1983, "The Calculation of Deviation Angle in Axial-Flow Compressor Cascade", Trans. ASME, J. Eng. for Power, Vol. 105, pp. 474~479.
- (5) Wang Zhengming, 1985, "Solution of Transonic S. Surface Flow by Successively Reversing the Direction of Integration of the Stream Function Equation", Trans. ASME, J. Eng for GT and Power, Vol. 107, pp. 317~322.
- (6) 조강래, 1983, "축류 터보 기계의 H.S면과 B.B 면상의 유동의 수치해석", 대한기계학회논문집, 제 7 권, 제 2 호, pp. 153~160.
- (7) Adler, D., Krimerman, Y., 1977, "Calculation of the Blade-to-Blade Compressible Flow Field in Turbo Impellers Using the Finite Element Method", J. Mechanical Eng. Science, Vol. 19, No. 3, pp. 108~112.
- (8) 조강래, 방영석, 1986, "터보 회전자 내의 3차원

- 유동의 수치계산”, 대한기계학회논문집, 제10권, 제 5호, pp. 751~757.
- (9) Hirsh, C., Warzee, G., 1979, “An Integrated Quasi-3-D Finite Element Calculation Program for Turbomachinery Flows”, Trans. ASME. J. Eng. for Power, Vol. 101, pp. 141~148.
- (10) Wu. C.H., 1952, “A General Theory of Three-Dimensional Flow in Subsonic and Supersonic Turbomachines of Axial, Radial and Mixed-Flow Types”, NACA TN 2604.
- (11) 방영석, 1982, “축류 터보기계 3차원 압축성 유동해석에 관한 연구”, 연세대학교 대학원 기계공학과, 박사학위논문.
- (12) Gostellow, J.P., 1964, “Potential Flow Through Cascade-A Comparison Between Exact and Approximate Solutions”, ARC CP No. 807.
- (13) Dunavant, J.C., et al., 1955, “High Speed Cascade Tests of the NACA65(12A10)10 and NACA 65(12A2186)10 Compressor Blade Sections”, NACA RM L55 JO8.
- (14) Andrew, S.J., “Test Related to the Effect of Profile Shape and Camberline on Compressor Cascade Performance”, ARC R&M 2743.