

〈논 문〉

허브와 중앙스팬 사이의 회전익 후류 3차원 난류유동해석에 관한 연구

노 수 혁* · 조 강 래**

(1996년 11월 14일 접수)

A Study on the Three Dimensional Turbulent Flow Analysis of Wake Flow Behind Rotating Blade Row Between Hub and Midspan

S. H. Ro and K. R. Cho

Key Words : Wake Flow(후류유동), Standard $k-\epsilon$ Model(표준 $k-\epsilon$ 모델), Low Reynolds Number $k-\epsilon$ Model(저레이놀즈수 $k-\epsilon$ 모델), Reynolds Stress Model(레이놀즈 응력 모델)

Abstract

The turbulent viscous wake flows behind a single airfoil, two-dimensional stationary blade row and three-dimensional rotating blade row were calculated, and the numerical results were compared with experimental ones. The numerical technique was based on the SIMPLE algorithm using three turbulent closure models, standard $k-\epsilon$ model(WFM), low Reynolds number $k-\epsilon$ model(LRN) and Reynolds stress model(RSM). In the case of a single airfoil, WFM, LRN and RSM presented fairly good velocity distributions in the wake compared with experimental data. In the case of the stationary blade row, LRN and RSM presented better results than WFM for wake velocity distribution, and especially LRN showed best results among these three turbulent models. In the case of the rotating blade row, WFM and LRN showed fairly good agreement with experimental data of the three-dimensional velocity component distributions in the range from hub to mid span region. LRN was also superior to WFM in accuracy of prediction for the wake velocity distribution as same with the cases of a airfoil and the stationary blade row.

1. 서 론

축류터보기계 내부의 유동은 허브와 케이싱 및 3차원 익형으로 이루어진 환상형 통로 내부의 3차원 유동과 벽면 및 익표면에서 발생하는 점성 경계층, 비축대칭 유동으로 인한 와류장의 변화와 2차 유동

의 발생, 익의 회전에 의한 원심력 및 전향력, 그리고 이들의 상호간섭등으로 인해 매우 복잡하다. 회전차 통로 내부를 통과하여 유출되는 유동형태를 보면 익 후연근처에 축방향속도가 갑자기 감소하는 부분이 존재한다. 이것이 후류(wake flow)이다. 후류는 익표면에서 성장하는 점성 경계층의 영향과 익 선단부분의 역압력구배로 인한 유동박리로부터의 영향 및 회전차 통로의 유선곡률과 회전의 영향 등으로 비대칭성을 지닌다. 이러한 후류는 회전익 인 경우 여러가지 요인이 복합적으로 작용하여 하

*회원, 연세대학교 대학원 기계공학과

**회원, 연세대학교 기계공학과

류익렬에 상당한 손실을 야기시키며 익성능의 저하, 유동변동, 압력변동 및 소음의 원인이 된다. 후류에 대한 수치적 연구는 다양한 수치해석 기법에 의해 이루어지고 있지만, 익형의 형상(전·후연의 모양, 익면곡률), 유동조건(영각, 역압력구배, 유동박리 등) 및 난류모델에 따라 실험치에 대한 예측정확도가 다양하게 나타나고 있다. 대표적인 사례로서는 Hah⁽¹⁾는 레이놀즈 응력모델을 포함한 세 가지 난류모델을 이용해 단독익, 2차원 정지익렬 및 3차원 회전익의 후류에 대한 수치해석을 수행하였는데, 그는 계산영역을 익 후연부터 후방으로 설정하고 후연에서의 실험결과를 입구조건으로 사용하였다. Suryavamshi⁽²⁾는 입구경계면을 회전익렬전방에 두기는 하였으나 수치계산의 결과는 허브와 케이싱의 영향이 없는 스펜중양부의 실험결과에 대해서만 비교하였으며, 난류모델로는 표준 k-ε (WFM) 모델을 사용하고 비교적 타당한 결과를 얻었다. 또한 Hobson⁽³⁾은 표준 k-ε (WFM) 모델을 후연이 비교적 얇은 날개의 유동에 적용하여 속도 분포가 잘 일치함을 보였다. 그러나 난류강도에 대해서는 좋은 일치율을 보이지 못하였다. 본 연구에서는 먼저 단독익과 정지익렬에 표준 k-ε (WFM) 모델, 저레이놀즈수 k-ε (LRN) 모델 [Launder & Sharma]⁽⁴⁾ 및 레이놀즈수 응력 (RSM) 모델 [Launder & Shima]⁽⁵⁾을 도입하고 Navier-Stokes 방정식을 SIMPLE 알고리즘⁽⁶⁾을 사용하여 해석하여 난류모델에 따른 결과를 비교하였다. 그 결과 후류유동해석에 비교적 좋은 결과를 보였던 LRN 모델과 취급이 간단한 WFM을 익말단 영향을 무시한 회전 3차원 익렬에 적용하여 허브부근에서부터 스펜중양부까지의 후류의 계산결과를 실험결과와 비교하고 난류모델에 의한 유동계산의 유효성을 연구하였다.

2. 이 론

2.1 지배방정식

본 연구에서 사용한 연속식, Reynolds averaged Navier-Stokes 방정식, 난류운동에너지 및 소멸률 방정식은 직교좌표계상에서 종속변수 ϕ 를 사용하면 식 (1)과 같이 표현되고, 각 방정식의 확산계수 (Γ_ϕ) 및 생성항 (S_ϕ)의 정의는 Table 1에 제시된 바와 같으며 사용된 기호들은 참고문헌이나 관례에 따른 것이다.

Table 1 Definition of ϕ , Γ_ϕ & S_ϕ

| ϕ | Γ_ϕ | S_ϕ |
|---------------|--|--|
| 1 | 0 | 0 |
| u | $\mu + \mu_t$ | $-p_x$ |
| v | $\mu + \mu_t$ | $-p_y + \rho\Omega(\Omega y + 2w)$ |
| w | $\mu + \mu_t$ | $-p_z + \rho\Omega(\Omega y - 2v)$ |
| k | $\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}$ | $G - \rho\varepsilon - \ast \left[2\rho \left(\frac{\partial k^{1/2}}{\partial x_i} \right)^2 \right]$ |
| ε | $\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}$ | $\frac{\varepsilon}{k} (C_1 G - \ast [f_2] \rho C_2 \varepsilon) + \ast \left[2 \frac{\mu_t}{\rho} \left(\frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_k} \right)^2 \right]$ |

$\ast []$: Turns in case of LRN model

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i \phi) = \Gamma_\phi \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\partial \phi}{\partial x_i} \right) + S_\phi \quad (1)$$

와점성계 수 식 (2)로 표현되고 각 계수들의 정의는 다음과 같다.

$$\mu_t = C_\mu \ast [f_\mu] \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2)$$

$$C_\mu = 0.09, C_1 = 1.44, C_2 = 1.92$$

$$\sigma_k = 1.0, \sigma_\varepsilon = 1.3$$

본 연구에서 사용한 레이놀즈 응력모델⁽⁶⁾의 지배 방정식 및 난류소멸률 방정식은 식 (3) 및 (4)와 같고 세부적인 항들은 생략하여 제시하였다.

• 레이놀즈 응력방정식 ($\overline{u_i u_j}$)

$$\frac{D \overline{u_i u_j}}{Dt} = D_{ij}^v + D_{ij}^t + P_{ij} + \Phi_{ij} + \Phi_{ij,w} - \varepsilon_{ij} \quad (3)$$

여기서

$$D_{ij}^v = \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\nu \frac{\partial \overline{u_i u_j}}{\partial x_k} \right)$$

$$D_{ij}^t = \frac{\partial}{\partial x_k} \left[C_s \frac{k}{\varepsilon} \left(\overline{u_k u_m} \frac{\partial \overline{u_i u_j}}{\partial x_m} \right) \right]$$

$$P_{ij} = - \left[\left(\overline{u_i u_k} \frac{\partial U_j}{\partial x_k} + \overline{u_j u_k} \frac{\partial U_i}{\partial x_k} \right) \right]$$

$$\Phi_{ij} + \Phi_{ij,w} = \Phi_{ij}^1 + \Phi_{ij}^2 + \Phi_{ij,w}^1 + \Phi_{ij,w}^2$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{2}{3} \varepsilon \delta_{ij}$$

• 난류소멸률방정식 (ε)

$$\frac{D\varepsilon}{Dt} = D_\varepsilon^v + D_\varepsilon^t + P_\varepsilon + \phi - D_\varepsilon \quad (4)$$

여기서

$$D_i^v = \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\nu \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_k} \right)$$

$$D_i^t = \frac{\partial}{\partial x_k} \left[C_\varepsilon \frac{k}{\varepsilon} \left(u_k u_i \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right) \right]$$

$$P_\varepsilon = (C_\varepsilon + \psi_1 + \psi_2) \frac{\varepsilon}{k} P$$

$$D_\varepsilon = C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon \bar{\varepsilon}}{k}$$

2.2 수치해석기법

본 계산은 경계면밀착 좌표계에서 수행되었으며, 지배방정식은 변환함수 $\xi_i = \xi_i(x_j)$ 의 도입에 의한 식 (5)와 같이 제시된다.

$$\frac{\partial}{\partial \xi_i} (\rho U_i \phi) = \frac{\partial}{\partial \xi_i} \left[\frac{\Gamma_\phi}{J} \left(D_j^i \frac{\partial \phi}{\partial \xi_j} \right) \right] + JS_\phi \quad (5)$$

격자계는 비엇갈림격자계를 사용하고 모든 종속 변수들은 동일한 검사체적의 중심에서 평가하였다. 검사체적 중심에서 각 직교좌표방향으로 나타나는 속도성분에 대한 운동량방정식은 좌표변환함수와 운동량보간방법(7,8)을 통해 검사체적면상에서의 반 변속도성분에 대한 운동량방정식으로 변환된다. 대류-확산항은 2차 정확도를 갖는 SOUCUP 도식을 사용하여 처리하였다. 이산화된 지배방정식에 대한 해는 TDMA에 의해 구하였고, 주기경계면에서의 해는 cyclic TDMA에 의해 구하였다. 수렴판정은 질량유량의 잔류량이 10^{-5} 보다 작아질 경우로 하였다.

2.3 경계조건

입구경계면에서의 유속은 실험치에서 제시된 값을 주었고, 난류량(k, ε)은 식 (6), (7)로 가정하였다.

$$k = 1.5 (Ti \cdot V_1)^2 \quad (6)$$

$$\varepsilon = C_\mu \frac{k^{1.5}}{l_m} \quad (7)$$

식 (6)에서 Ti 는 입구난류강도를, V_1 는 입구유속을 나타내고, 식 (7)에서의 l_m 은 대표길이로서 익렬계산시에 보통 피치(pitch)의 0.01배로 하였다. 출구경계면에는 유동방향으로 모든 변수들의 구배가 0이 되는 조건을 적용하였다. 벽면에서는 점착조건이 적용되었고, 회전유동장의 경우 정지하고 있는 벽에는 상대회전속도를 주었다. 정지익렬 및 회전익렬의 경우 입구경계면으로부터 전연까지의 부분과 후연에서 출구경계면까지의 부분에 존재

하는 주기경계면에서는 동일한 주기점에서의 유동 변수의 값들을 같게 하였다. 격자계는 단독익의 경우에는 C-type을 정지익렬 및 회전익렬의 경우에는 H-type을 채택하였고, 격자수는 난류모델에 따라 다르게 선정하였다. 즉, WFM인 경우에는 벽으로부터의 첫 격자점을 y^+ 가 30~100 사이에 위치시켰고, LRN 및 RSM인 경우에는 $y^+ < 5$ 범위에 위치시킴으로서 벽 주변의 속도 및 난류량을 묘사하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 단독익

후류의 제일 간단한 경우로서 단독익의 후류를 대상으로하여 난류모델의 유효성을 확인한다. 수치 계산의 대상 날개는 실험치(9)가 자세히 제시된

Table 2 Inlet condition for NACA0012

| | | | |
|----------------------------|------|------------------------|--------------------|
| Chord length, C | 0.2m | Re_c | 3.8×10^5 |
| Turbulent intensity, T_u | 0.2% | Attack angle, α | $3^\circ, 9^\circ$ |
| Grid No. | WFM | 142×42 | |
| | LRN | 142×72 | |
| | RSM | 142×72 | |

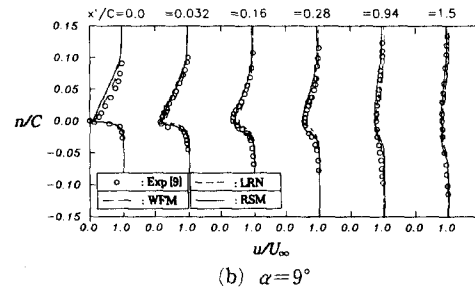
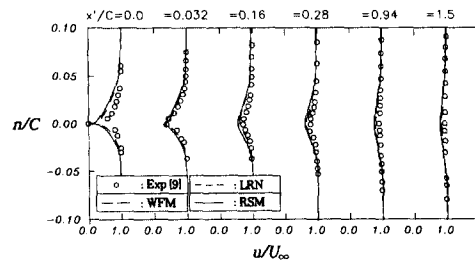


Fig. 1 Wake velocity distributions of a single airfoil downstream

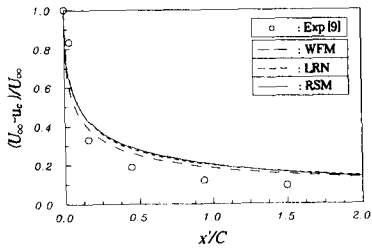
NACA0012 익형으로, 입구조건은 Table 2와 같다. 격자수는 기준으로 설정된 격자수에서 격자의 의존성이 없음을 세 가지 모델에 대하여 확인하였으며 그 기준격자수는 Table 2와 같다.

격자계는 C-type 격자를 사용하고, 입구경계면, 외곽경계면 및 출구경계면의 위치는 각각 익현장의 6배, 6배 및 8배인 위치에 설정하여 익면주위의 점성의 영향을 충분히 배제하도록 하였다. Fig. 1은 후류속도분포의 수치계산결과를 실험결과와 비교한 것이다. 그림에서 u 는 후류내부의 속도, U_∞ 는 전방속도이며, n 은 후류중심으로부터의 수직거리, C 는 익현길이를 나타내고 있으며, $n/C > 0$ 은 부압면을 의미한다. 그림에서 x' 은 후연에서부터 후방으로의 거리를 나타낸다. Fig. 1의 (a)는 후류의 속도분포가 유동방향으로 진행함에 따라 변화하는 모습을 영각 $\alpha = 3^\circ$ 에 대해 제시한 것이다. WFM, LRN 및 RSM의 세 가지의 난류모델에 의한 수치계산결과는 거의 같고 후연위치를 제외하면 실험결과와도 잘 일치하고 있다. Fig. 1의 (b)는 $\alpha = 9^\circ$ 의 경우이며 영각이 큰 경우에도 세 가지의 모델이 실험결과와 좋은 일치를 보이고 있다. 후류의 속도분포의 깊이를 보다 상세히 보기위해 Fig. 2에 후류중심의 속도감소 $(U_\infty - u_c)/U_\infty$ 를 후연에서의 거리 x'/C 에 대해 제시되어 있다. 이 그림에서 WFM에 의한 결과를 특히 영각 α 가 큰 경우에 후연 가까

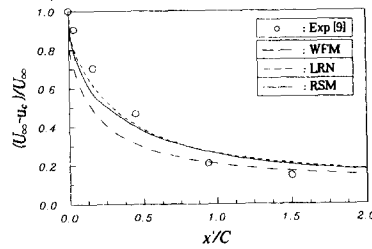
이에서 비교하면 다른 두 가지의 난류모델에 의한 결과에 비하여 알게 나타나 있다. 이것은 유동의 혼합이 과다평가되어 후류속도결함의 회복이 빨라졌음을 의미한다. 따라서 후연 가까이($x'/C < 0.5$)에서는 LRN과 RSM의 결과가 실험치와 대체적으로 일치하고 있다고 볼 수 있다.

3.2 2차원 정지익렬

본 계산에서는 익렬내부 및 후류영역에 대한 실험치⁽¹⁰⁾가 비교적 자세히 제시된 CD(Controlled Diffusion) Blade를 대상으로 하였고, 입구조건은 Table 3과 같다. 격자계는 H-type 격자를 사용하였으며, 입구경계면 및 출구경계면은 각각 익현장의 0.6배와 1.5배 위치에 설정하였다. Fig. 3은 익면정압을 입구동압으로 무차원화된 압력계수 C_p 를 익형위치 x/C 에 대해 제시하여 실험치와 비교한 그림으로서, 익 후연을 제외한 전영역에서 세 가지 모델에 의한 계산결과가 실험치와의 훌륭한 일치를 보이고 있다. 그러나 후연에 극히 가까운 곳에서는 압력면과 부압면의 압력의 크기가 역전되어 있는데 WFM의 경우 상당히 큰 역전을 보이고 있고



(a) $\alpha = 3^\circ$



(b) $\alpha = 9^\circ$

Fig. 2 Variations of wake velocity defect along the downstream

Table 3 Inlet condition for CDBL

| | | | |
|----------------------------|---------|-----------------------------|-------------------|
| Chord length, C | 0.1273m | Re_c | 7.0×10^5 |
| Turbulent intensity, T_u | 1.4% | Inlet flow angle, β_1 | 40° |
| Inlet velocity, V_1 | 85m/s | Stagger angle, γ | 14.4° |
| Grid No. | WFM | 116 × 50 | |
| | LRN | 116 × 72 | |
| | RSM | 116 × 72 | |

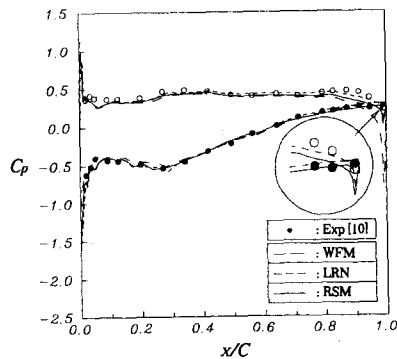


Fig. 3 Static pressure distribution on the blade in the stationary blade row

LRN과 RSM의 경우는 Fig. 3의 확대그림에서 알 수 있듯이 실험치와 가까운 결과를 보이고 있다. 이와 같은 익 후연에서의 익면상의 압력분포는 수치계산에서 확인될 수 있는 익두께로 인한 작은 와류의 생성의 영향의 결과라고 판단된다. 이 와류의 강도 및 크기에 대한 예측은 난류모델에 따라 상이하다는 것이 본계산에서 제시된 속도벡터 결과로부터 확인되었다. Fig. 4는 후류의 속도분포를 나타낸 것으로서 n 은 후연으로부터의 수직거리를 의미한다. 이 결과로부터 LRN과 RSM에 의한 결과는 WFM보다 후류의 폭 및 크기를 보다 정확하게 예측하고 있음을 알 수 있다. WFM의 결과는 후류의 중심위치가 다른 두 가지 모델에 의한 결과보다 부압면쪽($n/C > 0$)으로 크게 이동된 결과를 보이고 있다. 이것은 후연에서 수치계산상으로 확인되는 와류강도의 예측치의 차이에 관계한다고 설명할 수 있다. 즉, LRN의 경우는 익후연의 상하 양 익면으로부터 유사한 크기의 와류가 발생하고 있으나, WFM의 경우는 부압면쪽에 발생하는 와류가 약하고 압력면쪽의 고속유동으로 인해 후류의 중심위치가 부압면쪽으로 치우쳐서 나타났다고 설명할 수 있다. 이상으로 난류모델에 의한 후류의 예측은 익형이나 유동조건에 달라질 수 있으나, 본 연구에서 확인한 범위내에서는 WFM 보다 LRN 또는 RSM이 타당하였으며, LRN쪽은 RSM보다 계산이 간단하면서 보다 나은 결과(Fig. 4 참조)를 보였다. 평판유동에서 보아 정밀하게 묘사되도록 제안된 RSM의 경우에는 특히 2차원 정지익렬 후연에서 유한한 익두께로 인한 곡물의 존재와 이로 인해 와류가 형성되는 유동장에서 오히려 LRN보다 좋은 결과를 제시하지 못하고 있다. 따라서 후류유동의 예측에는 LRN이 다른 모델보다 효율적이라고 볼 수 있다.

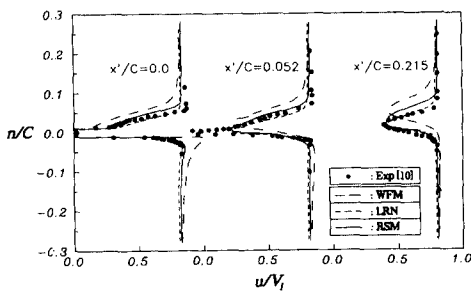


Fig. 4 Velocity distributions of wake in the stationary blade row

3.3 3차원 회전익렬

3차원 회전익렬에 의한 후류계산을 위해서 회전차 후방유동장의 실험치^(11,12)가 제시된 축류송풍기를 대상으로 하였다. 이에 대한 기본제원은 Table 4와 같다.

사용난류모델은 2차원 정지익렬에서 좋은 결과를 제시한 LRN을 기본으로 하였으며, 참고로 계산이 간단한 WFM의 결과를 함께 제시하여 비교하였다. 대상 송풍기는 24매의 동익과 23매의 정익으로 구성되어 있는 1단 송풍기이다. 그러나 회전차 후류를 측정하는 관계상 하류에 있는 정익은 익렬의 두 배정도 충분히 떨어진 곳에 설치하였다. 본 계산은 회전수가 1380 rpm인 조건에서 유량계수가 $\phi = 0.68$ (설계점)인 경우에 대해 계산하였다. 단 계산의 편의상 익말단의 틈새는 제외하였다. 격자수는 WFM인 경우에 축방향으로 80개, 회전방향으로 36개, 반경반향으로 42개로 구성하였고, LRN인 경우에는 각각 $80 \times 54 \times 52$ 로 구성하였다. 위의 격자수는 이를 기준으로 격자의 의존성이 없음을 두 가지 모델에 대해 확인하여 설정된 것이다. 입구경계면은 전방유동장 실험⁽¹¹⁾이 행하여진 위치에 두었고, 이 위치에서 입구유속 및 유입각을 실험치⁽¹¹⁾로부터 보간함수를 사용하여 주었고, 출구경계면은 유동이 충분히 균일해지도록 익현장의 1.5배 위치에 설정하였다. Fig. 5는 하류의 3개의 위치 즉, 회전익 후연 직후($x'/C = 0.083$) 및 후방의 두 곳($x'/C = 0.166$ 및 0.337)에서의 3차원 절대속도성분을 실험치⁽¹²⁾와 비교한 그림으로서 V_x 는 축방향 속도를, V_t 는 원주방향속도를, 또한 V_r 은 반경방향속도를 의미한다. 속도분포의 측정위치는 허브($r/R_{tip} = 0.587$)에 가까운 부분 ($r/R_{tip} = 0.599$, R_{tip} 은 익말단 반경)부터 틈새의 영향을 무시할 수 있는 스패중앙 ($r/R_{tip} = 0.841$) 부근까지의

Table 4 Details of rotor blade element

| | 0.148 | 0.178 | 0.207 | 0.230 | 0.252 |
|--|-------|-------|-------|-------|-------|
| Radius, r(m) | 0.148 | 0.178 | 0.207 | 0.230 | 0.252 |
| Chord length, C(mm) | 60 | 60 | 60 | 60 | 60 |
| Solidity, C/t | 1.550 | 1.290 | 1.110 | 1.000 | 0.909 |
| Stagger angle, γ (°) | 20.70 | 30.80 | 38.70 | 43.60 | 47.10 |
| Design attack angle, α^* (°) | 19.20 | 14.30 | 10.70 | 8.80 | 7.80 |
| Design inlet flow angle, β_1^* (°) | 39.90 | 45.10 | 49.40 | 52.40 | 54.90 |
| Blade section NACA-65 | 1610 | 1210 | 0910 | 0710 | 0610 |

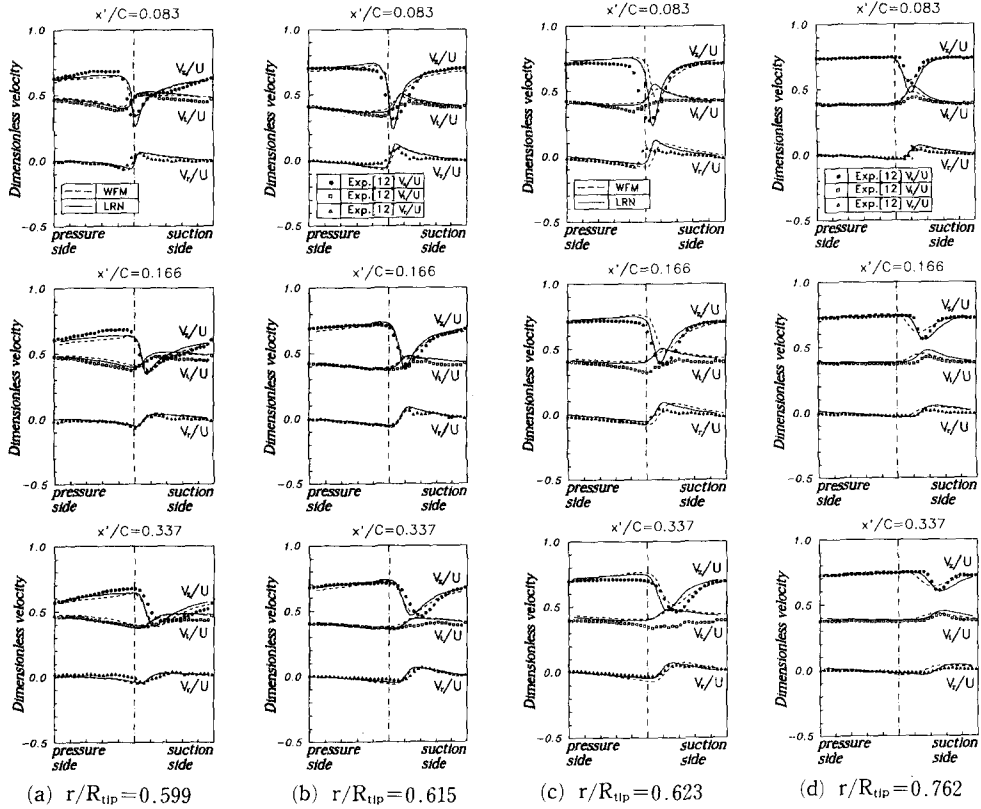


Fig. 5 Distributions of velocity components of rotor downstream

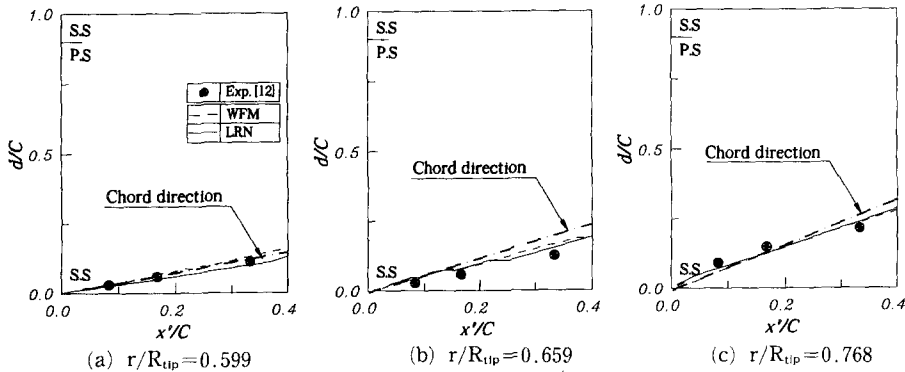


Fig. 6 Loci of wake center

4개 위치로 정하였다. 허브벽 부근(Fig. 5(a))에는 익면 경계층과 허브벽면 경계층 효과 및 2차유동 효과가 혼합되기 때문에 후류의 폭이 스패중앙(Fig. 5(d))영역과 비교해 볼 때 상당히 넓고, 비대칭성이 강하게 나타나고 있다. 또한 후방으로 진행하면서도(Fig. 5(a)) 이러한 비대칭성이 계속 유지된다. 허브벽면 근처인 Fig. 5(a)에서 WFM 및

LRN의 계산결과는 실험치⁽¹²⁾에서 제시된 후류의 폭, 깊이 및 중심위치를 익 후연 직후를 포함하여 축방향의 모든 위치에서 상당히 정확하게 묘사하고 있다. 단, 단독익에서 제시된 바와 같이 WFM은 후류의 크기를 다소 얇게 예측하고 있다. Fig. 5(d)는 스패중앙 부근의 영역으로서, 이 영역에서는 벽면경계층 효과가 배제되고 익면경계층에 의한

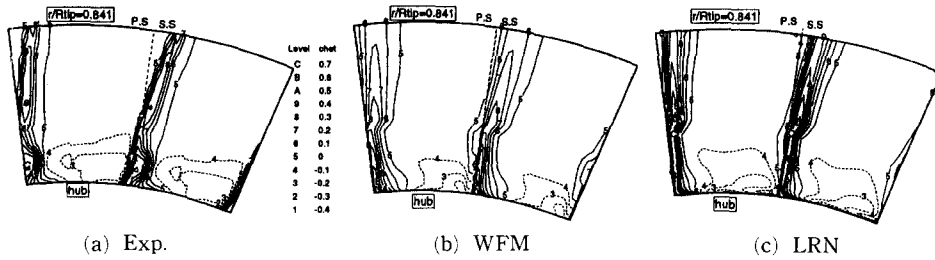


Fig. 7 Contours of kinetic energy loss in orthogonal plane($x'/C=0.083$)

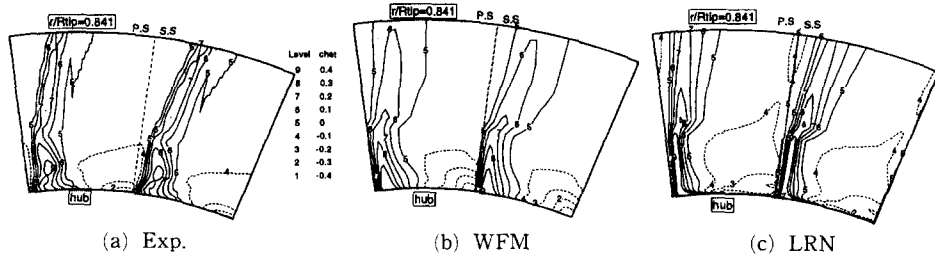


Fig. 8 Contours of kinetic energy loss in orthogonal plane($x'/C=0.333$)

효과가 지배적이다. 두 난류모델에 의한 계산결과에서 전체적으로 후류의 중심위치는 상당히 정확하게 묘사되고 있으나, WFM의 경우에 후류중심에서의 깊이는 익 후연직후를 제외하고는 다소 얇게 예측하고 있다. 이로부터 단독익에서도 언급되었듯이 WFM의 경우에 유동의 빠른 혼합이 이루어지고 있음을 예측하고 있다. Fig. 6은 허브에서 스펠 중앙 영역사이의 세 곳의 반경위치에서 후류의 중심위치를 실험치와 비교한 그림으로서, 후류의 중심은 각 반경위치에서 축방향속도가 최소가 되는 피치방향 위치로서, 각 반경에서 후연으로부터의 거리로 정하였다. Fig. 6에서 S. S와 P. S는 후연의 위치에서 부압면과 압력면측을 의미한다. 실험치와 계산결과가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. Fig. 7과 Fig. 8은 회전익 후방의 두 위치 ($x'/C=0.083$, $x'/C=0.337$)에서의 운동에너지 결함분포를 허브와 스펠중앙까지를 1피치사이에서 수치계산결과와 실험치를 비교한 것으로서 운동에너지 손실계수의 정의는 식 (6)과 같다.

$$\zeta = (W_{stream}^2 - W^2) / W_{stream}^2 \quad (6)$$

여기서 W 는 각 격자점에서의 상대속도의 크기를, W_{stream} 은 각 반경위치에서 상대주유동속도를 의미한다. 이들 그림에서 실험치 및 계산결과에서 공히 후류영역에서 상당한 운동에너지의 결함이 나타나고 있다. 특히 후연직후에서, WFM에 의한

결과에서 유동의 빠른 혼합이 나타나지 않으므로 두 가지의 난류모델에 의한 결과가 실험치와 유사하게 나타나고 있다. 그러나 후연에서 떨어진 Fig. 8 (b)의 경우 WFM의 결과는 후류가 상당히 확산되고 ζ 값이 작아지고 있음을 확인할 수 있다. 이것은 WFM의 예측특성에 의한 것이며, 후연에서 떨어진 곳에서는 LRN쪽이 보다 실험결과에 가까운 결과를 제시한다고 할 수 있다.

4. 결 론

단독익, 2차원 정지익 및 3차원 회전익에 대해 3가지 난류모델을 적용하여 수치해석을 수행하고 후류영역에서의 계산결과를 실험치와 비교한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 단독익의 경우 WFM, LRN 및 RSM에 의한 후류속도장의 계산결과는 공히 실험치를 잘 묘사하고 있었고, 후연에서 가까운 곳에서의 후류속도의 회복은 LRN과 RSM의 두 모델이 전체적으로 잘 묘사하고 있었으며 WFM은 다른 두 모델보다 빠른 회복을 예측하고 있었다.

(2) 2차원 정지익인 경우 익후연부근에서의 압력분포 및 후류의 중심위치 및 속도분포등이 WFM보다 LRN 및 RSM에 의해 잘 예측되었으며, 이들 두 모델 중에서 RSM보다 LRN쪽이 보다 좋은 결과를 보였다.

(3) 3차원 회전익 경우 허브에서 익말단의 영향이 적은 스펠중양 사이에서 후류 속도분포의 하류 쪽으로의 변화는 WFM 및 LRN에 의해 잘 묘사되었으며, 예측의 정확도는 단독익과 정지익에서 좋은 예측을 제시하였던 LRN이 우수하였다.

후 기

본 연구는 95년도 교육부 기계공학 학술연구조성비 기계공학분야 지원(과제번호: ME95-B-07)에 의해 이루어진 것이며, 여기에 관계기관에 깊은 감사를 표합니다

참고문헌

- (1) Hah, C. and Lakshiminarayana, B., 1980, *J. of AIAA*, Vol. 18, pp. 1196~1204.
- (2) Suryavamshi, N. and Lakshiminarayana, B., 1992, *J. of Turbomachinery*, Vol. 114, pp. 617~626.
- (3) Hobson, G. V. and Lakshiminarayana, B., 1991, *J. of Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 561~572.
- (4) Patel, V. C., Rodi, W. and Scheuerer, G., 1985, *J. of AIAA*, Vol. 23, No. 9, pp. 1308~1819.
- (5) So, R. M. C., Lai, Y. G. and Zhang, H. S., 1991, *J. of AIAA*, Vol. 29, No. 11, pp. 1819~1835.
- (6) Patankar, S. V., 1972, "Numerical Heat Transfer and Fluid Flow."
- (7) Peric, M., 1985, "A Finite Volume Method for the Prediction of Three Dimensional Fluid Flow in Complex Ducts.," Ph. D Thesis, University of London.
- (8) Choi, S. K., Nam, H. Y. and Cho, M., 1993, *Numerical Heat Transfer*, Part B, Vol. 23, pp. 21~41.
- (9) Hah, C. and Lakshiminarayana, B., 1982, *J. Fluid Mech.*, Vol. 115, pp. 251~282.
- (10) Elazar, Y. and Shreeve, R. P., 1991, *J. of Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 591~599.
- (11) 정의준, 1989, "축류터보 기계의 회전익 후방 유동 특성에 관한 연구," 연세대학교 기계공학과 박사학위 논문.
- (12) 이정수, 1993, "축류회전차 익말단 틈새와 영각변화에 따른 누설와류에 관한 연구," 연세대학교 기계공학과 석사학위 논문.