

축류팬 익단누설와류의 수치적 해석

장춘만* · 김광용*

Numerical Analysis of a Tip Leakage Vortex in an Axial Flow Fan

Choon-Man Jang*, Kwang-Yong Kim*

Key Words : Axial Flow Fan(축류팬), Tip Leakage Vortex(익단누설와류), Limiting Streamline(한계유선), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Total Pressure Loss(전압손실)

ABSTRACT

Three-dimensional vortical flow and separated flow topology near the casing wall in an axial flow fan having two different tip clearances have been investigated by a Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) flow simulation. The simulation shows that the tip leakage vortex formed close to the leading edge of the blade tip on suction side grows in the streamwise direction. On the casing wall, a separation line is formed upstream of the leakage vortex center due to the interference between the leakage vortex and main flow. The reverse flow is observed between the separation line and the attachment line generated downstream of the trailing edge, and increased with enlarging tip clearance. The patterns of a leakage velocity vector including a leakage flow rate are also analyzed according to two tip clearances. It is noted that the understanding of the distribution of a limiting streamline on the casing wall is very important to grasp the characteristics of the vortical flow in the axial flow fan.

1. 서론

축류팬에 있어서 날개 끝단부의 유동장은 익단누설와류(tip leakage vortex)를 비롯하여 케이싱면상에서의 유동박리 영향 등으로 매우 복잡한 형태를 갖으며, 팬 효율에 중요한 영향을 미친다.^{(1),(2)} 이 익단누설와류의 3차원 구조는 지금까지 많은 실험 및 수치해석적 방법에 의해 연구되어지고 있다. 특히, 노수혁 과 조강래⁽³⁾는 수치계산을 통해 팁 간격 변화에 의한 누설유량을 분석하여 축류팬의 성능특성을 상세히 연구하였다.

팬 성능에 중요한 영향을 미치는 케이싱면 근방의 유동장해석은 많은 실험상 제한적 요소 때문에 수치해석에 의한 방법이 유효하다.

본 연구에서는 축류팬의 익단누설와류 구조를 수치해석방법을 이용하여 분석하였다. 또, 두 종류의 서로 다른 날개 팁 간격을 갖는 축류팬에서 팁 간격에 따른 누설유량 및 누설 속도 벡터 특성을 각각 분석하였다. 한편, 날개 끝단의 복잡한 와류 구조 및 박리 특성을 이해하기 위하여 케이싱의 경계층내에 한계유선(limiting streamline) 및 압력분포를 각각 분포시켜 그 특성을 상세히 분석하였다.

2. 축류팬 사양

본 연구 대상인 축류팬은 저압, 저속의 특성을 갖으며, 상세한 사양은 Table 1에 수록하였다. 날개 끝단 틈새가 2 mm (1.6 % tip chord) 및 4.5 mm (3.5 % tip chord)인 두 종류의 경우에 대하여 상세한 익단누설와류의 구조를 조사하였으며, 설계점에서의 유량계

* 인하대학교 기계공학부
E-mail : jangcm@munhak.inha.ac.kr

Table 1 Design specifications of axial fan rotor

| | |
|---------------------------|-------------|
| Flow Coefficient | 0.39 |
| Pressure Coefficient | 0.13 |
| Rotor Rotation Frequency | 1000 rpm |
| Tip Radius | 287.5 mm |
| Hub-Tip Ratio | 0.52 |
| Inlet Angle at Rotor Tip | 68.8 degree |
| Outlet Angle at Rotor Tip | 63.8 degree |

이용하였으며, NACA65계열의 익형을 사용하였다. 날개 끝단의 코드 길이는 129 mm이며, 끝단에서의 솔리더티(solidity) 및 스테거각(stagger angle)은 각각 0.549 와 64.2도이다. 또, 날개 끝단에서의 코드길이를 대표길이라고 하고, 날개 끝단의 원주방향속도를 대표속도로 한 레이놀즈수는 2.6×10^5 이다. 또한, 날개 끝단에서의 영각(angle of attack)은 4.4도로 두 종류의 날개 끝단 틈새에 대해 동일하다.

3. 수치해석방법

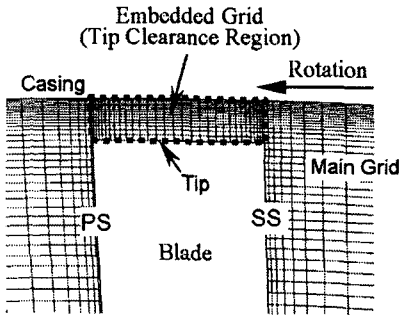
3.1. 계산기법

축류팬 로터와 함께 회전하는 상대좌표계에서, 3차원, 압축성, 레이놀즈 평균 나비에·스톡스 (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 방정식을 기초방정식으로 사용하였다. 본 방정식의 이산화에 있어서, 공간상으로는 육면체의 계산 셀을 이용한 셀 중심법에 의한 유한체적법을 이용하였고, 시간상으로는 음해법을 적용하였다. 인공 점성값을 억제하고 경계층 및 와류구조를 선명하게 추출하기 위하여, 비점성 유속은 Roe의 근사 리만(Riemann)해법을 이용한 TVD 스킴⁽⁴⁾과 3차 정도를 갖는 MUSCL법에 의해 평가하였다. 점성유속은 Gauss의 발산정리를 이용하여 중심차분법으로 구하였으며, 난류모델로는 Baldwin & Lomax 대수모델⁽⁵⁾을 사용하였다. 축류팬 내부의 정상 유동장 해석을 위하여, 본 방정식은 Point Gauss-Seidel 완화법을 이용하여 계산하였다.

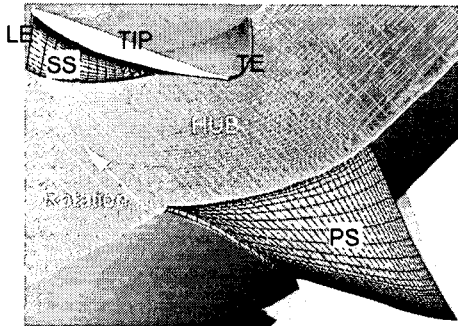
3.2. 계산격자 및 경계조건

날개 끝단부의 유동장을 상세히 계산하기 위하여, 계산영역을 주류부와 날개 끝단 틈새부의 두 영역으로 나누어, 각각의 영역에서 H형 구조격자를 생성하였다.

Fig. 1은 주류부와 날개 끝단 틈새부의 격자를 나타내고 있다. 주류부의 격자수는, 흐름방향으로 169셀(익간에서는 70셀), 스펠방향으로는 85셀, 회전방향으로는 120셀을 각각 설치하였다. 또, 날개 끝단 틈새부에는 코드방향으로 70셀, 회전방향으로는 32셀을 각각 설치하였으며, 스펠방향으로는 날개 끝단 틈새가 2 mm 및 4.5 mm에 대해 각각 16셀 및 24셀의 격자점을 설치하였다. 날개 끝단 틈새가 2 mm인 축류팬에서의 총 격자수는 1,760,00셀이며, 병렬화 계산을 통하여 유동장을 해석하였다.



(a) Front view near rotor tip



(b) Perspective view (main grid)

Fig. 1 Computational grid
(note: every two grid lines are shown)

수 Φ 및 정압계수 Ψ_s 는 각각 0.39 와 0.13 이다. 각 변수의 정의식은 다음과 같다.

$$\Phi = \frac{4Q}{\pi(D_t^2 - D_h^2)U_t} \quad (1)$$

$$\Psi_s = \frac{2\Delta P_s}{\rho U_t^2} \quad (2)$$

여기서, Q , ΔP_s , U_t , D_t , D_h 및 ρ 는 각각 유량, 정압상승, 날개 끝단의 회전방향속도, 날개 끝단의 외경, 허브경 그리고 공기 밀도를 의미한다.

설계 와류형식은 자유와류법(free vortex method)을

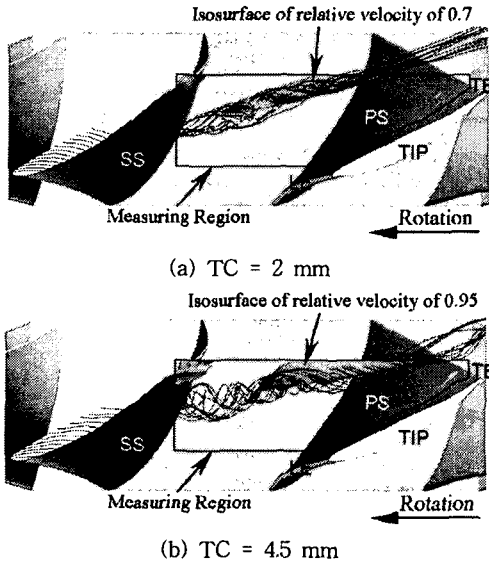


Fig. 2 Leakage streamlines (computational result) and isosurface of relative velocity (experimental result) for two tip clearances(TCs)

날개 끝단부에서는 익단누설와류를 정확하게 계산하기 위하여 계산격자의 해상도를 스펜방향으로 상대적으로 향상시켰다.

본 수치계산의 계산영역으로는 팬 로터의 상류측은 날개 끝단코드와 동일한 거리를, 하류측에는 9배의 날개 끝단 코드길이를 두고 설정하였다. 또한, 계산영역의 외측에 가상셀을 설치하여, 모든 보존량은 이 가상셀에 적용시켰다. 입구 및 출구경계 조건으로는 균일흐름조건(uniform flow condition)을 적용하였으며, 주기경계조건을 적용하여 1 피치분의 내부유동장에 대하여 정상 유동 해석을 수행하였다.

4. 결과 및 고찰

4.1. 수치계산의 타당성 검증 및 익단누설와류 구조

본 수치계산 결과의 타당성을 검증하기 위하여, 회전 열선 센서를 익간에 설치하고 익간 내부의 상대흐름속도를 측정된 익단누설와류의 위치를 본 수치해석 결과와 비교 검토하였다. 열선센서를 이용한 익간 유동의 상세한 측정법 및 데이터 처리 방법은 기 발표 논문에서 기술하였다.⁽⁷⁾

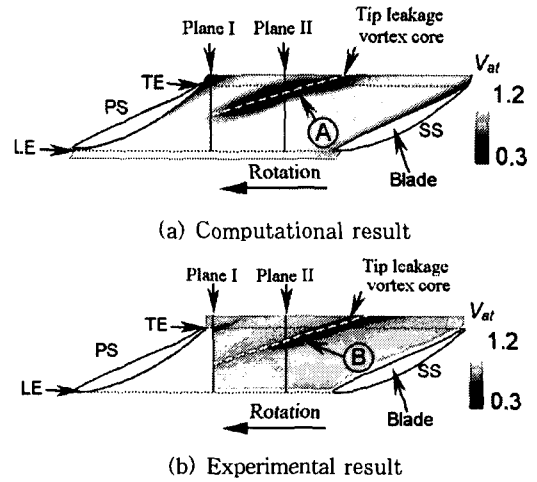


Fig. 3 Distribution of relative velocity on the plane of 99 percent blade height (TC = 2 mm)

Fig. 2는 두 종류의 날개 끝단 틈새(2 mm, 4.5 mm)에 있어서, 누설유선(leakage streamline) 및 실험에서 얻은 익간 상대속도의 저속도 영역의 등치면(isosurface)을 각각 나타낸 그림이다. 본 그림은 날개의 끝단에서 허브측을 본 것으로, 누설유선은 익단누설와류의 위치를 나타낸다. 또한, 실험에서의 측정영역은 실선 (98 % 스펜 위치)으로 그 위치를 표시하였다. 즉, 익단누설와류는 날개 전연(leading edge)부근의 부압면에서 생성되어 익간의 상대흐름 방향으로 형성된다. Fig. 2에서 볼 수 있듯이, 실험에서 얻은 저속도영역인 익단누설와류는 수치계산에서 얻은 누설유선의 위치와 잘 일치함을 알 수 있다. 또한, 날개 끝단 틈 간격이 큰 쪽(TC = 4.5 mm)이 큰 와류 구조를 나타낼 뿐만 아니라 날개 부압면에 상대적으로 가까이 접근하는 것을 알 수 있다.

Fig. 3은 수치계산 및 실험에서 얻은 상대속도 V_{ax} 의 분포를 반경 285 mm (99 % 스펜) 위치의 원통면을 평면에 전개한 면상에 나타냈다. 상대속도의 정의식은 다음과 같다.

$$V_{ax} = \frac{\sqrt{V_a^2 + V_t^2}}{U_t} \quad (3)$$

여기서, V_a 와 V_t 는 각 측정점에서 축방향 및 회전방향 상대속도를 의미한다. 또, A 및 B 영역은 익간 흐름장에서 저속도 영역을 나타내며, 익단누설와류는 익간의 저속도 영역내에 존재한다.

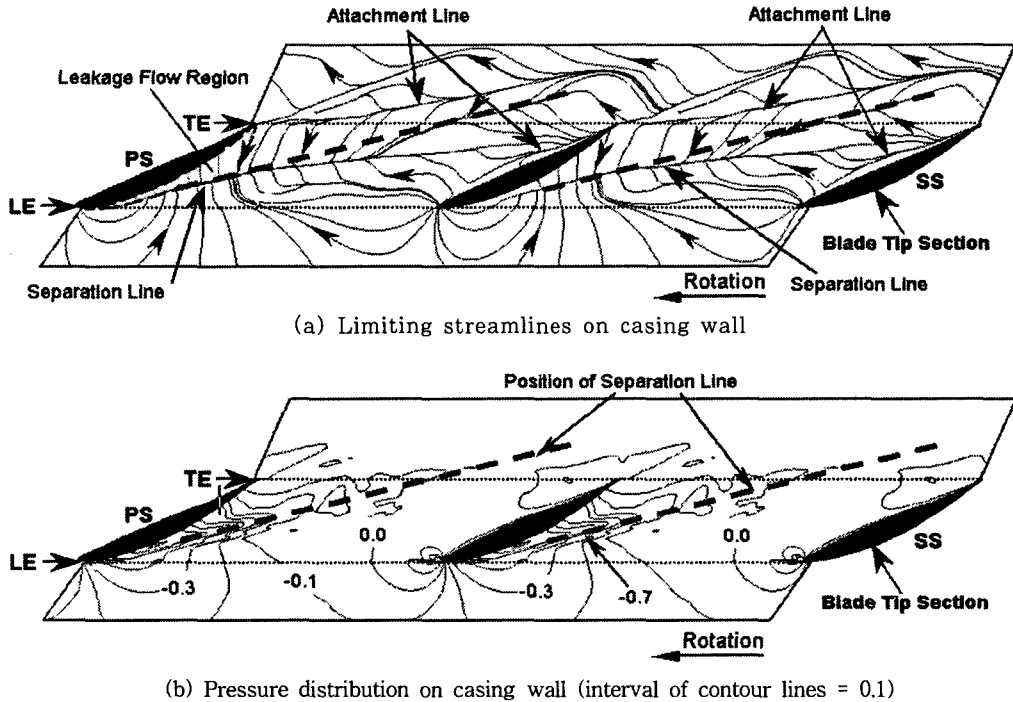


Fig. 4 Limiting streamlines and pressure distribution on casing wall (TC = 2 mm)

익단누설와류의 중심점은 저속도영역의 선회속도의 중심점으로 정의되며 뒤에서 설명할 Fig. 8에서 보듯이, 그 중심점을 점선으로 연결한 위치를 Fig. 3(a)에 나타냈다. 즉, 이 익단누설와류의 중심점의 위치는 열선센서를 이용하여 얻은 저속도영역과 좋은 일치를 보임을 알 수 있다.

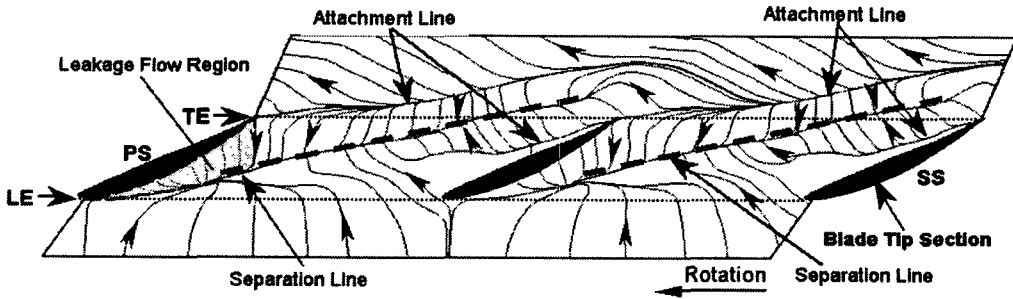
4.2. 케이싱 면상에서의 한계유선 및 압력분포

Fig. 4는 익단누설와류와의 간섭에 의하여 발생하는 케이싱 경계층의 복잡한 구조를 이해하기 위하여, 2 mm의 팁 간격을 갖는 축류팬에 대하여 케이싱 면상에 한계유선 및 압력분포를 나타냈다. Fig. 4(a)의 한계유선은 정지한 케이싱 면상의 절대흐름장에서 구한 것이다. 즉, 팬 로터에 동기시켜 고정된 케이싱 면상의 마찰 응력선에 상당한다. 또, Fig. 4는 날개 두 피치분의 영역을 나타내며, Fig. 3에서 나타낸바와 같이 케이싱 면을 평면으로 전개하여 표시하였다. 그림에서 날개의 전연(leading edge) 과 후연(trailing edge)은 점선으로 표시하였고, 검게 표시한 익형은 날개 끝단부에서의 익형단면을 나타낸다.

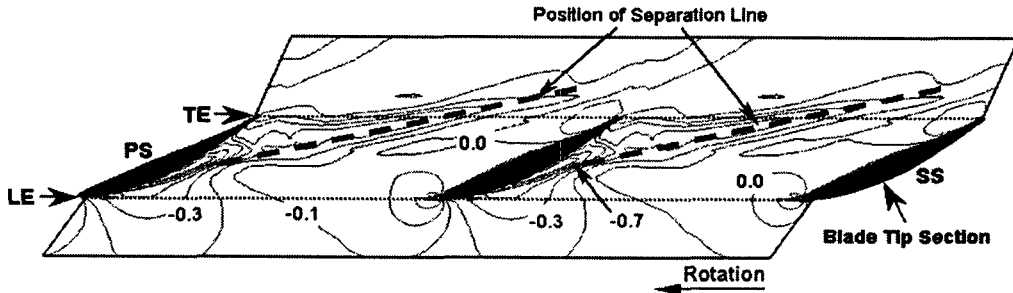
앞서 설명한 바와 같이, 케이싱 면상에서의 한계유선은 그 정의상 날개 끝단부의 복잡한 유동형태를 이해할 수 있다. Fig. 4(a)에서는 한개의 박리선과 두개의 부착선이 존재한다. 날개의 압력면(그림에서 PS로 표기)측의 부착선은 날개 압력면측에서 날개 끝단 팁 틈새로 누설되는 흐름과 날개 압력면측에서 익간 중앙을 향하는 흐름과의 분기선에 상당한다.

케이싱 근방에서는 날개의 압력면에서 팁 틈새를 통해 누설되는 흐름은 부압면쪽으로 흘러나가지만 익단누설와류의 영향으로 상류측으로 역류를 한다. Fig. 4(a)의 부압면측에서 회색으로 표시한 부분이 팁 틈새를 통한 누설유량에 상당한다. 또, 익단누설흐름과 날개로 유입하는 흐름과의 간섭에 의해 날개 전연 근방의 부압면으로 부터 흐름방향으로 박리선(separation line)이 존재한다. 후술하는 Fig. 8에서 알 수 있듯이, 이 박리선은 익단누설와류의 중심보다 다소 상류에 위치하며, 개략적으로 익단누설와류의 위치를 나타내어 주고 있다.

한편, 날개 후연의 하류측에는 익단누설와류에 의한 케이싱면 근방의 역류가 없어지는 지점에 부착선



(a) Limiting streamlines on casing wall



(b) Pressure distribution on casing wall (interval of contour lines = 0.1)

Fig. 5 Limiting streamlines and pressure distribution on casing wall (TC = 4.5 mm)

(attachment line)이 나타난다. 즉, 이 부착선과 상류측의 박리선 사이에 역류영역이 존재함을 알 수 있다.

Fig. 4(b)의 케이싱면상의 압력분포로부터, 전술한 한계유선의 박리선을 따라 압력골이 존재함을 알 수 있다. 즉, Fig. 4(b)에서 압력골을 따라 표시한 점선이 Fig. 4(a)에서의 박리선과 좋은 일치함을 보임을 알 수 있다. 날개의 후면 근방에서 박리선과 압력골이 약간 연속적이지 못한 현상은 익단누설와류가 이 영역에서 와류붕괴를 나타내고 있기 때문이다. 본 축류팬에 있어서, 이 와류붕괴의 특성 및 상세한 분석은 기 발표한 논문⁽⁶⁾에 기술하였다. 이상에서 보듯이, 케이싱면상에서의 한계유선의 분석을 통하여 복잡한 날개 끝단의 와류유동을 상세히 이해 할 수 있었다.

Fig. 5는 Fig. 4에서 표시한 것과 동일한 방법으로 4.5 mm의 팁 간격을 갖는 축류팬에 대하여 케이싱 면상에 한계유선 및 압력분포를 각각 나타냈다. Fig. 5에서도 점선으로 표시한 케이싱 면상의 압력골 위치에 한계유선의 박리선이 존재하며, 전반적인 경향은 2 mm의 팁 간격의 특성과 유사하다.

그러나, Fig. 5(a)에서 회색면으로 나타낸 4.5 mm의

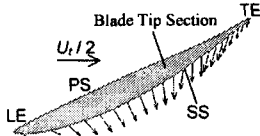
팁 간격을 갖는 축류팬의 익단누설유량은 2 mm인 Fig. 4(a)와 누설유량과 비교할 때 상대적으로 큰 것을 알 수 있으며, 박리선과 부착선 사이의 역류영역도 누설유량의 증가와 함께 늘어나는 것을 확인할 수 있다.

또한, Fig. 5(a)에서 보듯이, 4.5 mm의 팁 간격에서는 증가한 유량만큼 압력면측의 부착선은 날개 압력면에서 떨어져 형성됨을 알 수 있다.

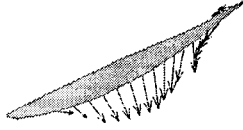
4.3. 날개 끝단 팁 간격에서의 누설유량

두 종류의 팁 간격에 대하여 날개 끝단의 팁 간격에서의 누설흐름의 특성을 고찰하기 위하여 누설 속도 분포를 비교, 분석 하였다.

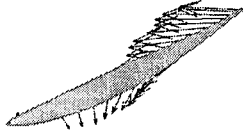
Fig. 6 과 7은 TC = 2 mm 및 4.5 mm인 두 종류의 축류팬 팁 간격에서의 누설속도분포를 케이싱 근방, 팬 로터 근방 그리고 팁 간격의 중간 스펜에서 각각 나타내었다. 케이싱 근방에서의 누설 속도 분포(Fig. 6(a) 및 Fig. 7(a))는 Fig. 4 및 Fig. 5의 팁 누설 유량 영역(그림 중의 회색부분)과 상응함을 알 수 있다. 누설속도분포에서 팁 간격이 상대적으로 적은 TC = 2 mm인 경우가 날개의 후면근방에서 부압면에서 압력



(a) Near casing

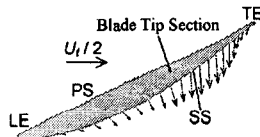


(b) Mid span of tip clearance

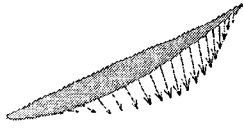


(c) Near rotor tip

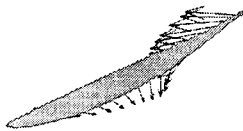
Fig. 6 Distributions of leakage velocity vectors in tip clearance region (TC = 2 mm)



(a) Near casing



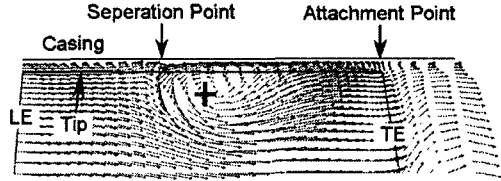
(b) Mid span of tip clearance



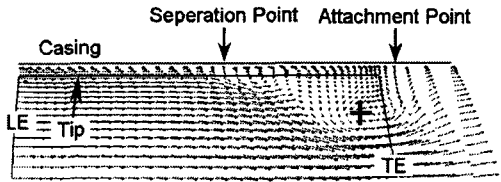
(c) Near rotor tip

Fig. 7 Distributions of leakage velocity vectors in tip clearance region (TC = 4.5 mm)

면으로 역류되는 량이 TC = 4.5 mm인 경우에 비해 상대적으로 많음을 확인할 수 있다. 이는 팁 간격이 클수록 팁 누설유량이 증가함을 의미하며, 본 축류팬의 경우에는 전체유량에 대한 팁 누설유량의 비가 TC = 2 및 4.5 mm에서 각각 0.9 % 및 0.3 %로 나타났다. 즉, 4.5 mm의 팁 간격 쪽이 2 mm 팁 간격보다 누설 유량이 3배정도 많음을 알 수 있다.

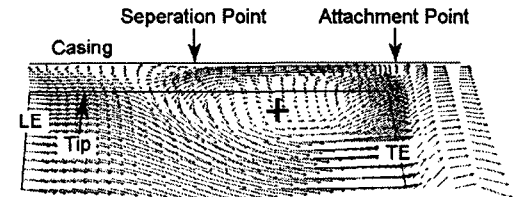


(a) Plane I of Fig. 3

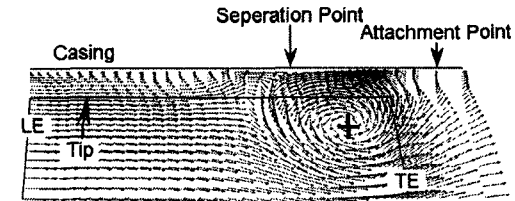


(b) Plane II of Fig. 3

Fig. 8 Distribution of meridional velocity vectors on meridional planes (TC = 2 mm)



(a) Plane I of Fig. 3

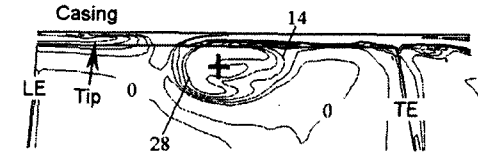


(b) Plane II of Fig. 3

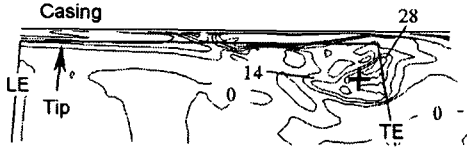
Fig. 9 Distribution of meridional velocity vectors on meridional planes (TC = 4.5 mm)

4.4. 익단누설외류의 물리적 특성

Fig. 8은 Fig. 3에서 표시한 것과 같이, 2 mm의 팁 간격을 갖는 축류팬의 날개 후연에서 회전방향으로 15도 및 16도 떨어진 자오면 I 및 II에서 속도벡터 분포를 나타낸다. 각 단면에서의 속도벡터 분포는 반경 방향으로 95% 스펜에서 케이싱면까지 나타낸다. 그림에서 + 마크는 외류의 회전 중심을 나타낸다. 단면 I 및 II의 외류중심은 날개 끝단의 전연에서 축방향으로

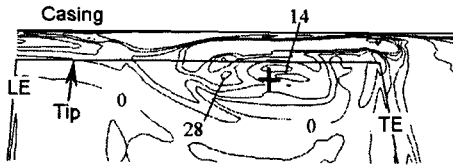


(a) Plane I of Fig. 3

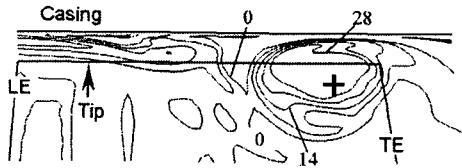


(b) Plane II of Fig. 3

Fig. 10 Distribution of absolute vorticity on meridional planes (TC = 2 mm, interval of contour lines = 7)



(a) Plane I of Fig. 3



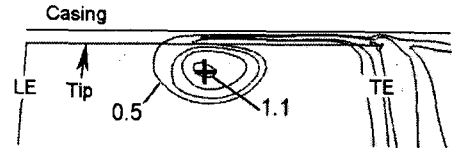
(b) Plane II of Fig. 3

Fig. 11 Distribution of absolute vorticity on meridional planes (TC = 4.5 mm, interval of contour lines = 7)

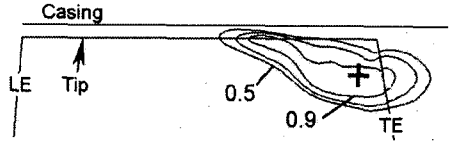
각각 49% 및 92% 축방향코드길이(날개 끝단 기준)에 위치하며, 이 위치를 선으로 연결한 익단누설와류 중심을 Fig. 3(a)에 점선으로 표시 하였다.

자오면상의 속도 벡터에서 주류와 익단와류가 케이싱면에서 만나는 점이 박리점이 되며, Fig. 4(a)에 표시한 박리선에 상응한다. 또한, 케이싱면 근방에서 주류와 누설와류의 속도벡터가 갈라지는 선이 부착선에 해당한다. 또한, 박리점은 누설와류의 중심보다 상류에, 부착점은 하류에 각각 존재함을 알 수 있으며, 전술한 바와 같이 케이싱면 근방에서는 박리선과 부착선 사이에서 역류가 발생함을 알 수 있다.

Fig. 9은 4.5 mm의 팁 간격을 갖는 축류팬에 대하

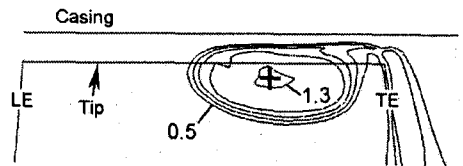


(a) Plane I of Fig. 3

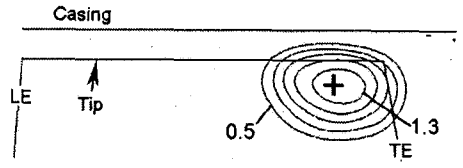


(b) Plane II of Fig. 3

Fig. 12 Distribution of total pressure loss on meridional planes (TC = 2 mm, interval of contour lines = 0.2)



(a) Plane I of Fig. 3



(b) Plane II of Fig. 3

Fig. 13 Distribution of total pressure loss on meridional planes (TC = 4.5 mm, interval of contour lines = 0.2)

여 Fig. 8과 동일한 자오면 단면에서 속도벡터 분포를 나타내고 있다. 그림에서 알 수 있듯이, 상대적으로 큰 팁 간격인 TC = 4.5 mm에서는 2 mm보다 증가된 누설유량에 의해 와류크기가 커질 뿐만 아니라, 박리점 및 와류중심도 상대적으로 하류로 이동함을 알 수 있다.

Fig. 10과 11은 2 mm 및 4.5 mm의 두 종류의 팁 간격을 갖는 축류팬에 대하여 Fig. 8과 동일한 자오면 상에 흐름방향 절대와도 (streamwise absolute vorticity) $\bar{\omega}_x$ 분포를 나타낸다. 흐름방향 절대와도의 정의식은 다음과 같다.

$$\vec{\xi} = \frac{\vec{\xi} \cdot \vec{w}}{2\Omega|\vec{w}|} \quad (4)$$

여기서, $\vec{\xi}$, \vec{w} 및 Ω 는 각각 절대와도, 상대흐름속도 및 로터 회전속도를 의미한다. 익단누설와류의 상대흐름방향에 대하여 흐름방향 절대와도는 익간의 와류영역에서 큰값을 갖음을 알 수 있다. Fig. 10(a) 및 Fig. 11(b)에서와 같이 속도벡터가 강하게 누설와류 중심을 감고 있는 영역(Fig. 8(a) 및 Fig. 9(b) 참고)에서는 상대적으로 큰 절대와도 값을 갖음을 알 수 있다. 저자가 기 발표한 프로펠러팬의 익간유동해석 결과에서도 강한 와류구조를 갖는 영역에서는 흐름방향 절대와도가 큰값을 갖음을 확인할 수 있었다.⁽⁷⁾ 그러나, 와류붕괴가 일어난 영역에서는 Fig. 10(b) 및 Fig. 11(a)의 자오면 단면에서와 같이 상대적으로 작은 절대와도를 갖음을 알 수 있었으며, 본 축류팬에서도 이 두 단면에서는 누설와류붕괴의 영향으로 그 값이 상대적으로 작다고 사료된다.

Fig. 12과 13은 두 종류의 팁 간격을 갖는 축류팬에 대하여 Fig. 8과 동일한 자오면상에 전압손실 (total pressure loss) 분포를 나타낸다. 그림에서 보듯이, 익단누설와류가 존재하는 영역에 상대적으로 큰 전압손실 분포를 나타내며, 특히 팁 간격이 큰 쪽이 더 큰 손실 영역을 포함하고 있다. 이러한 전압손실은 주류에 대해 큰 손실인자로 작용하므로 팬의 성능에 직접적으로 영향을 준다.

5. 결론

두 종류의 서로 다른 날개 팁 간격을 갖는 축류팬에서 수치해석을 이용하여 팁 간격에 따른 날개 끝단의 와류흐름 특성을 상세히 고찰하여 얻은 결론은 다음과 같다.

(1) 케이싱의 경계층내에 한계유선을 이용하여, 복잡한 날개 끝단의 와류유동을 해석하였다. 즉, 익단누설흐름과 날개로 유입하는 흐름과의 간섭에 의해 날개 전연 근방의 부압면으로 부터 흐름방향으로 박리선이 존재한다.

(2) 케이싱의 경계층내에는 두개의 부착선이 존재한다. 첫번째는 날개 압력면측에서 날개 끝단 팁 틈새로 누설되는 흐름과 날개 압력면측에서 익간 중앙을

향하는 흐름과의 분기선에 생기며, 두 번째는 날개 후연의 하류측에 형성된다. 또, 상류측의 박리선과 후연 근방의 부착선 사이에 익단누설와류에 의한 역류영역이 존재한다.

(3) 팁 간격이 클수록 팁 누설유량이 증가하며, 본 축류팬의 경우에는 4.5 mm의 팁 간격 쪽이 2 mm 팁 간격보다 누설 유량이 3배정도 많이 나타났다.

(4) 누설유량이 증가함에 따라 누설와류의 크기가 커질 뿐만 아니라, 박리점 및 와류중심도 상대적으로 하류로 이동한다. 또, 흐름방향 절대와도는 속도벡터가 강하게 누설와류 중심을 감고 있는 영역에서 큰값을 갖는다.

참고문헌

- (1) Inoue, M., Furukawa, M., Saiki, K., and Yamada, K., 1998, "Physical Explanations of Tip Leakage Flow Field in an Axial Compressor Rotor," ASME paper No. 98-GT-91.
- (2) Lakshminarayana, B., 1970, "Methods of Predicting the Tip Clearance Effects in Axial Flow Turbomachinery," ASME Journal of Basic Engineering, Vol. 92, pp. 467-482.
- (3) 노수혁, 조강래, 1999, "축류 회전차 익말단 틈새유동에 대한 수치해석(III) -회전차 익말단의 누설손실과 효율저하에 대한 평가-", 대한기계학회 논문집(B), 제23권 제9호, pp. 1113-1120.
- (4) Inoue, M., Furukawa, M., 1994, "Artificial Dissipative and Upwind Schemes for Turbomachinery Blade Flow Calculations," VKI, Lecture Series, No. 1994-06.
- (5) Baldwin, B. S. and Lomax, H., 1978, "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flow," AIAA Paper No. 78-257.
- (6) Jang, C.-M., Ogata, N., Furukawa, M., and Fukano, T., 2002, "Characteristics of Three-Dimensional Flow Field and Velocity Fluctuation Near the Rotor Tip in an Axial Flow Fan (Relation to the Noise Generation)," Transaction of JSME, Vol. 68, No. 673, pp. 2460-2466.
- (7) Jang, C.-M., Furukawa, M., and Inoue, M., 2001, "Analysis of Vortical Flow Field in a Propeller Fan by LDV Measurements and LES, PART II : Unsteady Nature of Vortical Flow Structures due to Tip Vortex Breakdown," ASME Journal of Fluid Engineering, Vol. 123, No. 4, pp. 750-761.