

## 축류 팬 누설 와류의 난류 특성

명환주\* 백제현\*\* 류호선\* 이인섭\*

### Turbulence Characteristics of a Leakage Vortex in an Axial-Flow Fan

Hwan-Joo Myung\*, Je Hyun Baek\*\*, Ho-Seon Rew\*, In-Seop Lee\*

Key words: Axial-Flow Fan(축류팬), LDV(레이저 도플러 유속계), Leakage Vortex(누설와류), Turbulence(난류)

#### ABSTRACT

Detailed Measurements were made to investigate the turbulence characteristics of a leakage vortex in an axial-flow fan using three-dimensional LDV. The turbulence in the leakage vortex has highly anisotropic characteristics with the radial value being the maximum. The turbulence intensity components in the vortex in the streamwise and tangential directions increase up to a certain downstream position and then decrease. This increase is mainly due to the rapid decrease of the streamwise velocity of the vortex and partly due to the radial gradient of the streamwise velocity caused by a velocity deficit. As the vortex decays moving downstream, turbulence intensity also decrease gradually.

#### 1. 서론

축류 유체 기계내의 유동은 복잡한 3차원 유동이며, 특히 팁 부분 유동은 가장 복잡한 형태를 가지고 있다. 팁 부분 유동에서 가장 두드러진 유동 특성은 날개 팁과 케이싱 사이의 간극에서 발생하는 누설 유동으로, 누설 와류, 통과 유동과의 상호작용, 혼합, 확산 등에 의해서 복잡한 3차원 유동을 발생시킨다. 누설 유동은 팁 근처에만 국한되지 않고 안쪽의 상당 부분까지 영향을 미치게 되며 큰 손실의 원인이 된다. 이러한 손실은, 팁 간극 사이로 넘어가는 유동이 날개에서의

에너지 전달에 기여를 하지 않기 때문에 발생하며, 또한 누설유동의 혼합과 확산 등에 의해서 일어난다. 누설 유동은 또한 뒤따르는 동익이나 정익에 비 설계(off-design) 유입 조건을 제공하여 진동과 효율 저하를 유발시킨다. 이와 같은 중요성으로 인하여 팁 부분 유동에 대한 많은 연구가 진행되어 왔다.

Hunter & Cumpsty(1982)<sup>(1)</sup>는 저속 축류 압축기 입구와 출구쪽에서의 케이싱 경계층 유동을 측정하여, 날개의 부하와 팁 간극이 증가할수록 경계층이 두꺼워지며 누설 유동은 정압면 쪽에 축적된다는 것을 보여주었다.

Inoue(1986)등<sup>(2)</sup>은 열선 유속계를 사용하여 팁 간극의 변화에 따른 후류 유동을 측정하여, 누설

\* LG 전자 홈 어플라이언스 연구소

\*\* 포항공과대학교 기계공학과

와류를 포함한 2차 유동을 명확하게 보여주었다. 팁 간극이 증가할수록 와류 말림(vortex rolling-up)은 좀더 명확하게 일어나며 후류 쪽에서의 와류의 위치는 부압면에서 좀더 멀어지게 된다는 것을 보여주었다.

Inoue & Kuromaru(1989)<sup>(3)</sup>는 위의 연구에 뒤 이어 팁 간극 사이에 열선 프로브를 위치시켜서 팁간극사이의 누설 유동을 측정하였다. 누설 유동의 발달 과정, 궤적, 구조 등이 파악되었다.

Murthy & Lakshminarayana(1986)<sup>(4)</sup>는 2차원 LDV를 이용하여 압축기의 팁 부분 유동을 측정하였다. 전연에서 1/4위치까지는 환형 경계층(annulus-wall boundary)이 지배적이며 그 이후는 누설 유동이 주로 영향을 미치게 되고 누설 유동은 스펠의 약10%정도 영향을 미친다는 것을 보였다. 또한 누설 와류는 전연에서 약 1/4위치에서 발생한다는 것을 보였다.

Lakshminarayana(1995)<sup>(5)</sup> 등은 누설 와류의 발생 여부에 관해서 언급 하였으며, 작동 조건, 날개 형상 등에 따라서 와류가 생성되지 않을 수도 있다는 것을 설명하였다.

Furukawa et al(1997)<sup>(6)</sup> 은 수치 해석을 통해서 사류 압축기내에서의 누설 와류가 통로 내에서 와류 깨짐(vortex breakdown) 현상을 일으켜 후류에서는 누설 와류가 나타나지 않음을 보였다.

최근에 본 저자<sup>(7)</sup>는 LDV를 이용하여 작동 조건에 따른 축류 팬 팁 부분에서의 누설 와류의 특성을 측정하였으며, 누설 와류가 통로 내에서 감쇠하는 현상이 발생할 수 있음을 보여주었다.

그 외에도 Goto(1992)<sup>(8)</sup>, Stauter(1993)<sup>(9)</sup>, Foley & Ivey(1996)<sup>(10)</sup> 등에 의해서 팁부분 유동 연구가 행해졌고, 고속으로 작동하는 축류 유체 기계 내에서의 유동은 Copenhaver et al.(1993)<sup>(11)</sup>, (1996)<sup>(12)</sup>, Adamczyk et al.(1993)<sup>(13)</sup>, Suder & Celestina(1996)<sup>(14)</sup> Puterbaugh & Copenhaver(1997)<sup>(15)</sup> 등에 의해서 연구가 행해졌다. 위의 많은 연구들에도 불구하고 팁 부분 내에서의 3차원 유동 자료는 상당히 부족한 상황이며 특히 누설 와류와 관련된 유동 현상은 극히 일부분의 연구 결과들에 의해서만 명확하게 제시되고 있다. 따라서 앞으로는 팁 부분에 관하여 많은 3차원 유동 측정 실험이 요구된다고 하겠다.

본 연구는 본 저자의 이전의 연구<sup>(7)</sup>에 연이은 것으로서 덕트 팬의 팁 간극에서 발생하는 누설 와류의 난류 특성에 대한 연구를 주 목적으로 하고 있다.

## 2. 실험 장치 및 방법

전체 실험 장치는 팬 테스터, 덕트, 팬 구동 장치, 3차원 LDV 측정 장비 등으로 이루어져 있으며, 참고 문헌(7),(16),(17)에 자세하게 설명 되어 있다. 팬의 형상과 치수는 Fig. 1과 Table 1에 나타내었다. 측정 위치는 Fig. 2에 나타내었다. Fig. 3에 나타낸 바와 같이 실험은 최대 효율점( = 0.25)과 유량이 큰 조건( = 0.3)의 두 가지 경우에 대해서 행해졌으며, 최대 효율점에서는 측방향으로 5mm간격으로, 유량이 큰 조건에서는 10mm간격으로 측정 되었고, 반경 방향의 측정 간격은 2mm이다.

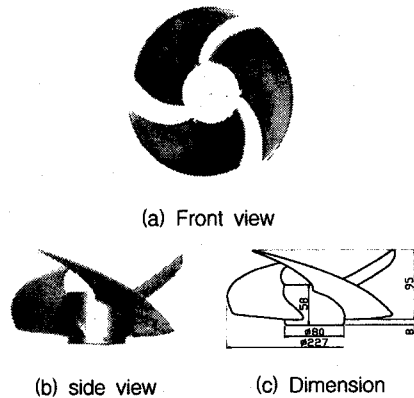


Fig.1 Axial-flow fan

Table 1 Fan specifications

Number of blade	3
Tip radius	113.5mm
Hub radius	40.0mm
Tip chord length	220mm
Hub chord length	85mm
Solidity at the tip	0.93
Solidity at the hub	1.0
Maximum blade thickness	3mm
Sweep angle	42.5
rpm	1500

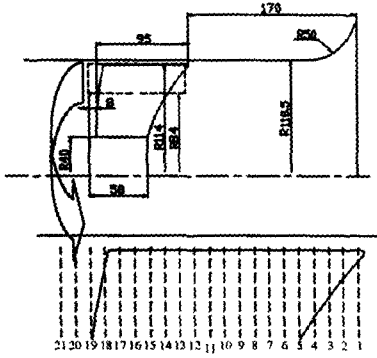


Fig.2 Measurement positions

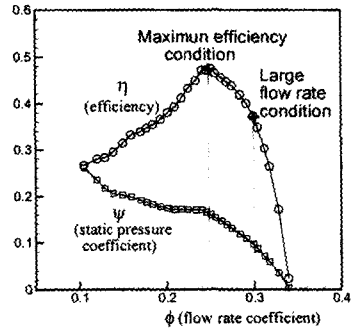


Fig.3 Performance characteristics

### 3. 실험 결과 및 고찰

난류 특성에 대한 고찰에 앞서 이전의 연구결과<sup>(7)</sup>에서 2차 유동을 참조하기로 한다. 최대 효율점과 유량이 큰 조건에서의 팁 부분 2차 유동 그림을 각각 Fig. 4 와 Fig. 5 에 나타내었다. 각 그림의 위치는 Fig. 2에 표기된 위치에 해당한다.  $\phi = 0.25$ 에서는 전연에서 13mm 위치인 3지점에

서는 누설와류가 명확하지 않으나 4지점에서는 강한 와류가 보이기 시작한다. 하류로 갈수록 다음 날개의 정압면으로 이동하게 되며 13지점에서는 와류의 강도가 상당히 약해져 있고 후류인 21지점에서는 와류가 관찰되지 않는다.

$\phi = 0.3$ 에서는  $\phi = 0.25$ 경우보다 약간 하류쪽에서 와류가 생성되어 팬 후류에서도 와류가 관찰된다.

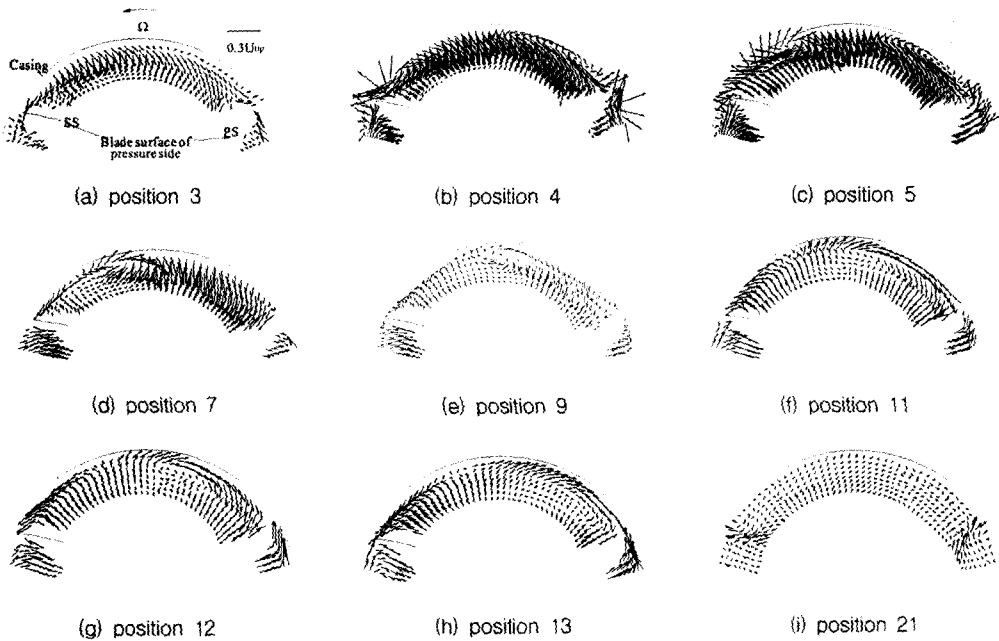


Fig. 4 Secondary flows  $\phi \approx 0.25$

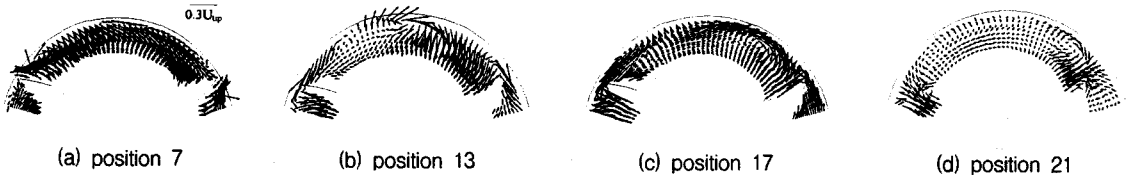


Fig. 5 Secondary flows  $\phi = 0.3$

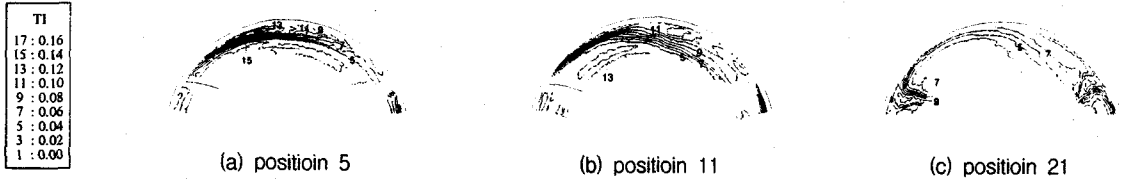


Fig. 6 Turbulence intensity (TI) for  $\phi = 0.25$

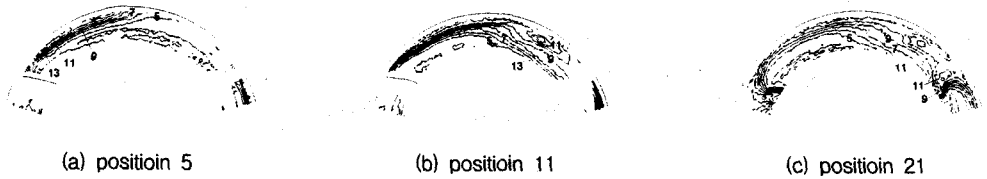


Fig. 7 Turbulence intensity (TI) for  $\phi = 0.3$

Fig. 6, 7에는 세 방향 난류 성분의 평균의 의미를 가지는 난류 강도 TI를 나타내었다.

$$TI = \sqrt{(w_z^2 + w_\theta^2 + w_r^2)} / \sqrt{3}U_{ip} \quad (1)$$

이 값에 의해서 대략적인 난류 특성을 관찰할 수 있다. 난류 강도는 누설 제트와 누설 와류에서 큰 값을 나타내며 누설 제트에서의 강한 난류는 팁에서 많은 난류 성분이 생성된다는 것을 보여준다. Fig. 6(c)는 후류에서의 값으로, 후연 웨이크의 난류 성분은 통로 내부의 누설 와류의 난류 값보다는 작음을 알 수 있다.  $\phi = 0.3$  에서도  $\phi = 0.25$ 경우와 유사하고, Fig. 7(c)의 후류쪽에서는 누설와류의 존재로 인하여 후연 웨이크보다 큰 난류 성분이 와류쪽에서 관찰된다.

Fig. 8에는 와류의 특성을 조사하기 위해서 와류를 기준으로 한 좌표계와 관찰 선을 표시하였다

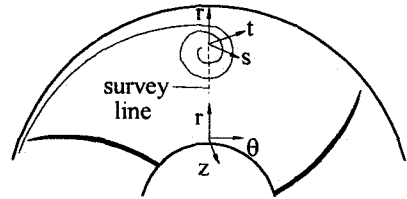
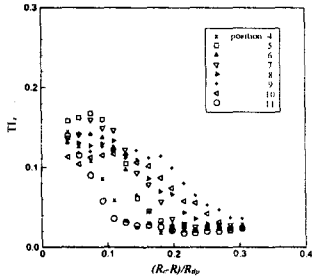
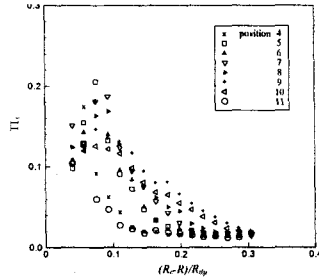


Fig. 8 Coordinate for vortex investigation

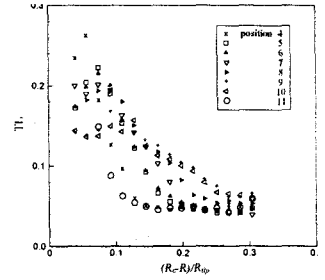
Fig. 9, 10은 Fig. 8에 표시된 관찰 선을 따른 각각의 난류 성분을 나타낸다. 난류 강도는 강한 비등방성(anisotropy)을 나타내며 반경방향 성분이 가장 큰 값을 가진다. 와류가 생성되기 시작하는 위치에서는 난류는 주로 팁에 의해서 발생하는 것으로서 팁에 의해서 강한 비등방성이 발생하는 것을 알 수 있다. s와 t방향 성분은 어느 지점까지는 증가하다가 점차로 감소하는 경향



(a) Streamwise(*s*) component

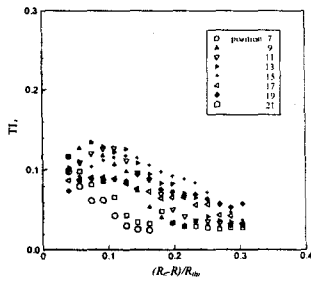


(b) Tangential(*t*) component

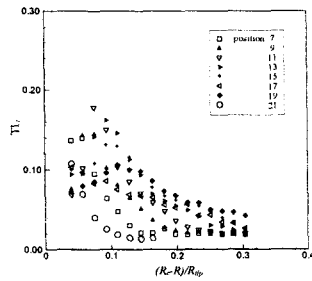


(c) Radial(*r*) component

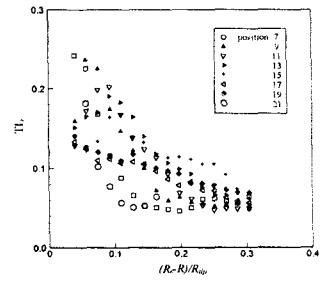
Fig. 9 Turbulence intensity for  $\phi = 0.25$



(a) Streamwise(*s*) component

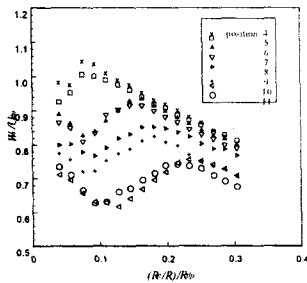


(b) Tangential(*t*) component

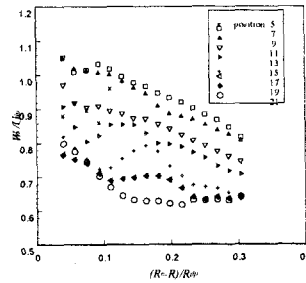


(c) Radial(*r*) component

Fig. 10 Turbulence intensity for  $\phi = 0.3$



(a)  $\phi = 0.25$



(b)  $\phi = 0.3$

Fig. 11 Streamwise velocity along the survey line in Fig. 8

을 나타내고 반경방향 성분은 지속적으로 증가하는 경향을 나타낸다. 이러한 현상은 와  $\phi = 0.3$ 의 두 경우에 모두 공통적으로 나타난다. 이러한 난류 특성은 난류 전달 방정식에서 난류 생성항을 고려하면 이해하는데 도움이 된다. 회전하는 원통 좌표계에서 Fig. 8의 좌표에 대한 난류 생성항은 다음과 같이 주어진다.

$$\overline{w_s^2} : -2\overline{w_s^2} \frac{\partial W_s}{\partial s} - 2\overline{w_s w_r} \frac{\partial W_s}{\partial r} - 2\frac{\overline{w_t w_s}}{r} \frac{\partial W_s}{\partial \alpha} - 4\Omega_t \overline{w_s w_r} \quad (2)$$

$$\overline{w_r^2} : -2\overline{w_r^2} \frac{\partial W_r}{\partial r} + 2\overline{w_r w_t} \frac{W_t}{r} - 2\frac{\overline{w_t w_r}}{r} \frac{\partial W_r}{\partial \alpha}$$

$$-2\overline{w_s w_r} \frac{\partial W_r}{\partial s} + 4\Omega_s \overline{w_r w_i} + 4\Omega_s \overline{w_s w_r} \quad (3)$$

$$\overline{w_i^2} : -2\overline{w_s w_i} \frac{\partial W_i}{\partial s} - 2\overline{w_r w_i} \frac{\partial W_i}{\partial r} - 2\frac{\overline{w_i^2}}{r} \frac{\partial W_i}{\partial a} - 2\overline{w_i^2} \frac{W_r}{r} - 4\Omega_s \overline{w_r w_i} \quad (4)$$

여기에서  $W$ 는 회전 좌표계에 대한 상대속도를 나타내며  $w$ 는 난류 성분이며,  $\Omega$ 는 회전 각속도를 나타낸다.

Fig. 8의 관찰선에서는  $\partial W_r / \partial s$ ,  $\partial W_i / \partial a$ ,  $\partial W_i / \partial a$ ,  $\partial W_s / \partial a$  항들은 무시할 수 있다. 따라서 식 (2), (3), (4)은 다음과 같이 정리된다.

$$\overline{w_s^2} : -2\overline{w_s^2} \frac{\partial W_s}{\partial s} - 2\overline{w_s w_r} \frac{\partial W_s}{\partial r} - 4\Omega_s \overline{w_s w_r} \quad (5)$$

$$\overline{w_r^2} : -2\overline{w_r^2} \frac{\partial W_r}{\partial r} + 2\overline{w_r w_i} \frac{W_i}{r} + 4\Omega_s \overline{w_r w_i} + 4\Omega_s \overline{w_s w_r} \quad (6)$$

$$\overline{w_i^2} : -2\overline{w_s w_i} \frac{\partial W_i}{\partial s} - 2\overline{w_r w_i} \frac{\partial W_i}{\partial r} - 2\overline{w_i^2} \frac{W_r}{r} - 4\Omega_s \overline{w_r w_i} \quad (7)$$

가진 Fig. 11에 나타낸 이전의 연구<sup>(7)</sup>에 의하면 와류가 발생한 지역의 약간 하류쪽에서 음의 부호를 가진  $\partial W_s / \partial s$  항이 매우 큰 값을 가지게 된다. 이 항은 직접적으로  $\overline{w_s^2}$  성분의 생성을 증가시킨다. 따라서  $\partial W_s / \partial s$  값이 s방향 성분을 증가하게 하는 원인이 된다.  $\partial W_s / \partial s$  항은  $\overline{w_i^2}$ 의 생성에는 직접적으로 기여를 하지 않지만  $\overline{w_s w_i}$  성분이  $\overline{w_i^2}$ 의 증가에 기여를 하는 것으로 여겨진다. (18) 연속식에서  $\partial W_s / \partial s$  항이 음이고  $\partial W_i / \partial a$  항은 무시하면  $\partial W_r / \partial a$ 은 양의 값을 가지게 된다. 식 (6)에서 양의  $\partial W_r / \partial a$  값은 반경 방향 성분을 감소시키는 역할을 하게 된다. 따라서 반경

방향 성분은 다른 두 방향성분과는 달리 지속적으로 감소하게 된다. 회전 성분과  $\overline{w_r w_i}$ 를 포함하고 있는 항은 r방향 성분에서는 양의 부호를 가지고 s와 t성분에서는 음의 부호를 가진다. 따라서 회전 성분도 반경 방향의 값을 크게 하는 비등방성에 기여하는 것을 알 수 있다.

#### 4. 결 론

3차원 LDV측정을 통해서 축류팬 누설 와류의 난류 특성에 대한 연구를 행하였다. 누설 제트와 누설 와류에서 큰 난류 값을 가지며 반경 방향의 성분이 가장 크게 나타나는 비등방성을 나타낸다. 와류의 주유동 방향과 접선방향의 난류 성분은 하류로 이동하면서 어느 지점까지는 증가하다가 다시 감소하는데 이러한 특성은 주유동 방향 속도의 급격한 감소 때문인 것으로 파악된다. 유동의 회전 성분도 비등방성에 어느 정도 기여를 하는 것으로 파악된다. 후류쪽으로 이동하면서 와류가 감쇠함에 따라 와류의 난류 성분도 지속적으로 감소하게 된다.

#### 참고 문헌

- [1] Hunter, I.H., Cumpsty, N.A., 1982, Casing Wall Boundary Layer Development Through an Isolated Compressor Rotor, ASME Journal of Engineering for Power, Vol.104, pp.805-818
- [2] Inoue, M., Kuroumaru, M. and Fukuhara, M., 1986, Behavior of Tip Leakage Flow Behind an Axial Compressor Rotor, ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 108, pp.7-14
- [3] Inoue, M. and Kuroumaru, M., 1989, Structure of Tip Clearance Flow in an Isolated Axial Compressor Rotor, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 111, pp.250-256
- [4] Murthy, K.N.S. and Lakshminarayana, B., 1986, Laser Doppler Velocimeter Measurement in the Tip Region of a

- Compressor Rotor, AIAA Journal, Vol.24, pp.807-814
- [5] Lakshminarayana, B, Zaccaria, M., and Marathe, B., 1995, The Structure of Tip Clearance Flow in Axial Flow Compressors, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.117, pp.336-347
- [6] Furukawa, M., Saiki, K, Nagayoshi, K., Kuroumaru, M., Inoue, M., 1997, Effects of Stream Surface Inclination on Tip Leakage Flow Fields in Compressor Rotors, ASME GT Paper 97-GT-43
- [7] Myung, H.J., Rew H.S., and Baek, J.H., LDV Measurements of Tip Clearance Flow in a Highly Forward-Swept Axial-Flow Fan, Experiments in Fluids, submitted
- [8] Goto, A. 1992, Study of Internal Flows in Mixed-Flow Pump Impeller at Various Tip Clearances Using Three-Dimensional Viscous Flow Computations, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 114, pp. 373-382
- [9] Stauter, R.C. , 1993, Measurement of the Three-Dimensional Tip Region Flow Field in an Axial Compressor, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.115, pp.468-476
- [11] Foley, A.C., Ivey, P.C., 1996, Measurement of Tip-Clearance Flow in a Multistage, Axial Flow Compressor, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 118, pp.211-217
- [12] Copenhaver, W.W., Hah, C., Puterbaugh, S.L., 1993, Three-Dimensional Flow Phenomena in a Transonic, High-Throughflow Axial-Flow Compressor Stage, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 115, pp. 240-248
- [13] Copenhaver, W.W., Mayhew, E.R., Hah, C. and Wadia, A.R., 1996, The effect of Tip Clearance on a Swept Transonic Compressor Rotor, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.118, pp.230-239
- [14] Adamczyk, J.J., Celestina, M.L., Greitzer, E.M., 1993, The Roll of Tip Clearance in High-Speed Fan Stall, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 115, pp. 28-38
- [15] Suder, K.L. and Celestina, M.L., 1996, Experimental and Computational Investigation of the Tip Clearance Flow in a Transonic Axial Compressor Rotor, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 118, pp.218-229
- [16] Puterbaugh, S. L., Copenhaver, W. W., 1997, Flow Field Unsteadiness in the Tip Region of a Transonic Compressor Rotor, ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 119, pp. 122-128
- [17] Myung, H.J. and Baek, J.H., 1999, Mean Velocity Characteristics behind a Forward-Swept Axial-Flow Fan, JSME International Journal, Series B, Vol. 42, No 3, pp.476-488
- [18] 명환주, 백제현, 1999, 3차원 LDV를 이용한 축류 팬 후류 유동 측정, 공기조화 냉동 공학회 동계 학술 발표회
- [19] Chow, J. S., Zilliac, G.G., Bradshaw, P., 1994, Turbulence Measurements in the Near Field of a Wing Tip Vortex, ASME Forum on Turbulence in Complex Flows, Chicago IL, Nov. 6-11