

축류송풍기의 실속셀 거동에 관한 실험적 연구

신유환* · 김광호** · 강창식***

Experimental Study on the Behavior of Stall Cell in an Axial Flow Fan

You Hwan Shin*, Kwang Ho Kim** and Chang Sik Kang***

Keywords : Axial Flow Fan, Rotating Stall, Reverse Flow, Double Phase Locked Averaging Technique, Bubbled Region

Abstract

Experimental study was conducted to reveal the flow mechanism under rotating stall in an axial flow fan. For this study, unsteady pressure was measured using high frequency pressure transducers mounted on the casing wall of rotor passage and total pressure fields were measured at the rotor upstream and downstream. The measured pressure signal was analyzed by Wavelet Transform and Double Phase Locked Averaging Technique. From the result of unsteady pressure field of the casing wall, one period of rotating stall was divided into three zones and the flow characteristics on each zone were described in detail. The pressure field was also analyzed in terms of the pressure distribution along pressure side and suction side of blade tip. From the result of total pressure fields at inlet and outlet of the rotor, the useful information on the characteristics of the stall cell in radial direction was provided.

1. 서 론

터보기계에서 선회실속은 안정운전 영역의 한계를 결정짓는 불안정성을 대표하는 요소로서 큰 진폭의 압력 변동을 동반하며 소음이나 날개의 피로와 같은 안정성에 큰 영향을 주므로 선회실속현상의 유동메커니즘을 이해하는 것은 그것의 회피와 억제 측면에서 매우 중요한 일이다.

선회실속에 대한 실험적 연구는 그것의 발생, 발달, 셀의 구조 및 실속셀 안의 유동특성에 대한 연구로 크게 나누어지며, 초기의 많은 연구들은 일반적으로 서지 현상에 선행해서 일어나는 이러한 선회실속의 실속발생 유량점 예측이 주된 관심사였다. 하지만 비교적 최근에 와서는 측정기술의 발달에 따라 선회실속하의 유동구조에 대한 보다 자세한 측정과 분석에 노력을 기울이고 있다.

선회실속하의 유동특성에 대한 연구는 Larguier[1]가 축류압축기 케이싱 벽면에서 측정된 순간의 압력을 통하여 실속셀 안의 블레이드 통로에서 발생하는 유동패턴에 대해서 제안하였다. 비교적 최근의 연구에서 Kato[2] 등과 Pongsan[3] 등은 3차원 측정을 통해 단단 축류압축기에서 실속셀 안의 유동구조에 대해서 연구하였고, 강창식[4] 등은 케이싱 벽면의 정압 측정을 통해 선회실속하의 유동 메커니즘을 연구하였다.

본 연구에서는 축류송풍기를 대상으로 주기적인 선회실속 특성이 나타나는 유량영역에서 정압과 전압의 비정상 압력 측정을 통해 선회실속하의 유동 메커니즘을 밝히고자 한다.

2. 실험장치 및 측정 시스템

2.1 송풍기 실험장치

실험에 사용된 축류송풍기는 설치각을 임의로 조절할 수 있는 조정 피치용 축류송풍기로 본 연구에서의 모든 실험은

*한국과학기술연구원 열유동제어센터 yshin@kist.re.kr

**한국과학기술연구원 열유동제어센터 khkim@kist.re.kr

***한국과학기술연구원 열유동제어센터 class9@hanmail.net

설계시의 설치각 22° 에서 수행되었다. 케이싱의 내경은 710mm, 허브비는 0.5, 회전익의 단면은 자유와류형, 다항식으로 이루어진 프로파일을 가지며 허브면의 코드는 138mm, 팁에서는 107mm이다. 회전익의 날개 수는 10개이고, 간극은 블레이드 중앙을 기준으로 평균 1.5mm이다. 고정익은 설치하지 않았고, 구동용 전동기는 3상 220V, 11kW이며 회전수는 1750rpm이다.

2.2 측정시스템 및 방법

Figure 1의 좌측 그림처럼 정압력 측정을 위하여 고주파수용 압력센서를 동익 통로에서 축 방향으로 케이싱 벽면에 설치하였다. 여기서 각 측정점간의 거리는 11mm로 동일하다. p1의 위치는 블레이드 전연으로부터 38.5mm, 벨 마우스(Bell mouth)로부터 310mm이고, p13은 후연으로부터 49.5mm에 위치한다. 본 연구에서는 특별히 로터 전방과 후방의 전압측정을 위하여 Fig. 1의 우측 그림처럼 고주파수용 압력센서를 이용하여 전압 프로우브를 제작하였으며 측정점, p1과 p13에서 반경방향으로 이송하며 측정하였다.

측정된 신호는 앰프, 저주파 통과 필터를 걸쳐 A/D Board 및 신호분석기를 통해서 PC로 저장되게 된다. 블레이드 통과 신호와 축 회전 신호는 광센서를 사용하여 얻어졌고, 각 측정신호에서 선회실속에 대한 위상을 조정하기 위한 기준신호는 측정위치 p1에서 로터 회전 반대 방향으로 60° 만큼 떨어진 벽면에 설치하여 위상평균을 하는 데 사용되었다.

본 연구에서는 블레이드 통과 주파수를 고려하여, 0.083msec(12KHz)로 샘플링 하였다. 이것은 블레이드 한 피치 구간에 40개의 측정점에 해당한다. 기준신호는 실험에 사용된 송풍기의 선회실속 속도가 16Hz 정도의 저주파 성분인 것을 고려해 필터를 사용하여 100Hz 이상의 성분은 제거하였다. 측정된 데이터의 처리와 분석을 위해서는 FFT, 상관함수, 웨이블릿 변환, 이중위상평균기법(Double Phase Locked Averaging Technique)[5] 등의 방법을 사용하였다.

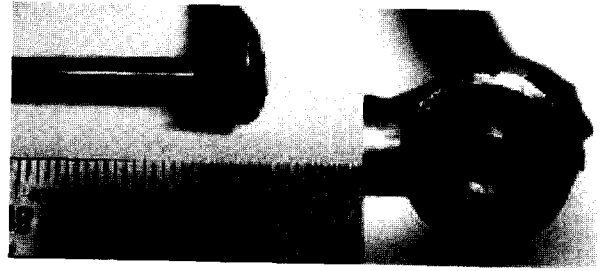
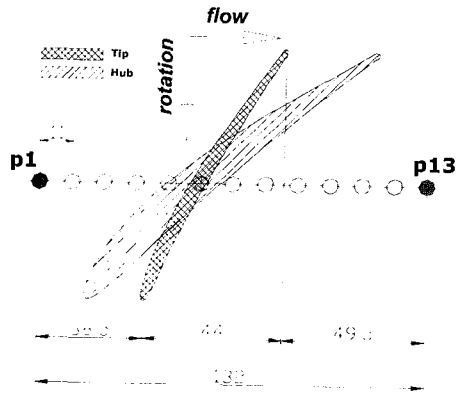


Fig. 1 Measuring points and a photograph of unsteady total pressure probe

3. 결과 및 고찰

3.1 송풍기 특성곡선

본 연구에 사용된 실험용 송풍기의 특성곡선을 Fig. 2 (a)에 나타내었다. 여기서 유량계수(ϕ)와 압력계수(ψ)는 식(1)과 (2)에 의해서 정의된다.

$$\phi = \frac{V_x}{U} \quad (1)$$

$$\psi = \frac{\Delta p}{\rho_{air} U^2 / 2} \quad (2)$$

위의 식에서 V_x 는 축방향 속도성분, U 는 로터팁에서의 원주속도를 나타낸 것이며, Δp 는 로터 입·출구의 전압력 차를 나타낸다

Figure 2 (b)은 측정점 p1의 송풍기 케이싱 벽면에서의 정압 신호를 안정 및 불안정운전영역에 해당하는 유량에 대해 각각 나타낸 것이며, Fig. 2 (c)는 해당 유량에 대한 압력 진폭 스펙트럼을 나타낸 것이다.

실험결과 특성곡선 상의 임계점을 지나 유량이 더 감소하

게 되면 $\phi=0.316$ 에서 안정운전영역에서와는 달리 선회실속에 의해 유량과 압력이 급격하게 감소하게 된다. 또한 스펙트럼 결과에서 알 수 있듯이, 블레이드 통과 주파수 외에 선회실속 성분($frs=16.3Hz$)이 지배적인 요소로 출현하는 것을 알 수 있고, Fig 2 (b)처럼 안정운전영역에서의 파형과 $\phi=0.298$ 이하 영역에서의 신호가 번갈아 가면서 주기적으로 반복되는 현상을 보인다.

유량을 더 줄여 $\phi=0.298$ 이 되면 블레이드 통과 주파수 성분을 제외하고는 특별한 이산주파수 성분이 관찰되지 않는 비주기적 압력파형의 특성을 갖는 광대역 압력 스펙트럼 (Broad-Band Pressure Frequency Spectrum)(2)의 형태로 변화되는 것이 관찰된다. 본 연구에서는 $\phi=0.316$ 와 같이 주기적인 선회실속이 출현하는 유량영역에서 선회실속하의 유동메커니즘에 대해서 고찰하였다.

3.2 케이싱 벽면의 정압측정

Figure 3은 $\phi=0.316$ 에서 이중위상평균기법에 의한 케이싱 벽면에서의 압력장을 보여주고, 그것의 상단에는 RMS값을 하단에는 순간의 압력 신호와 위상 평균된 결과 그리고 웨이블릿 변화(참고문헌 [6] 참조) 결과를 차례로 보여준다. RMS값은 Fig. 1의 측정위치 p1에서의 결과이며 그 정의는 다음과 같다.

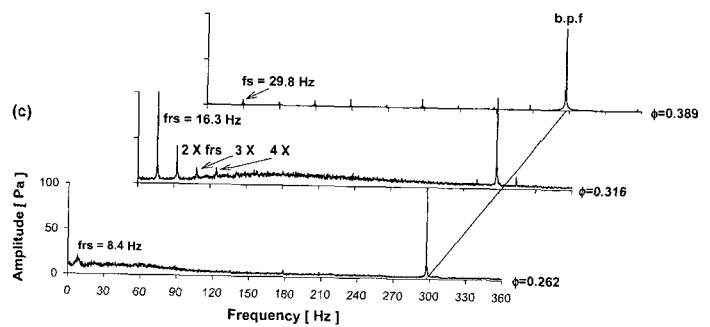
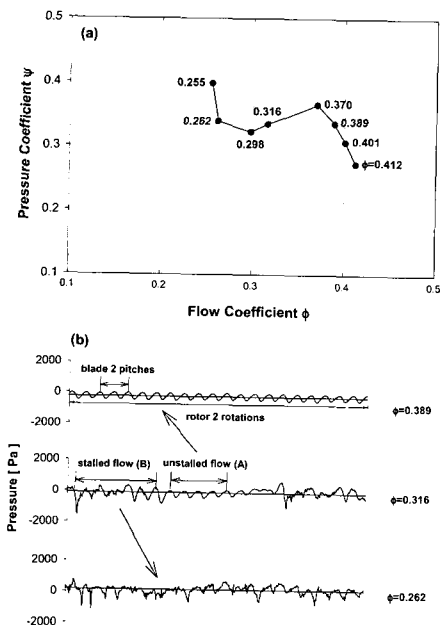


Fig. 2 (a) Fan characteristic curve, (b) Wall static pressure signals with various flow rates, (c) Pressure amplitude spectra with various flow rates.

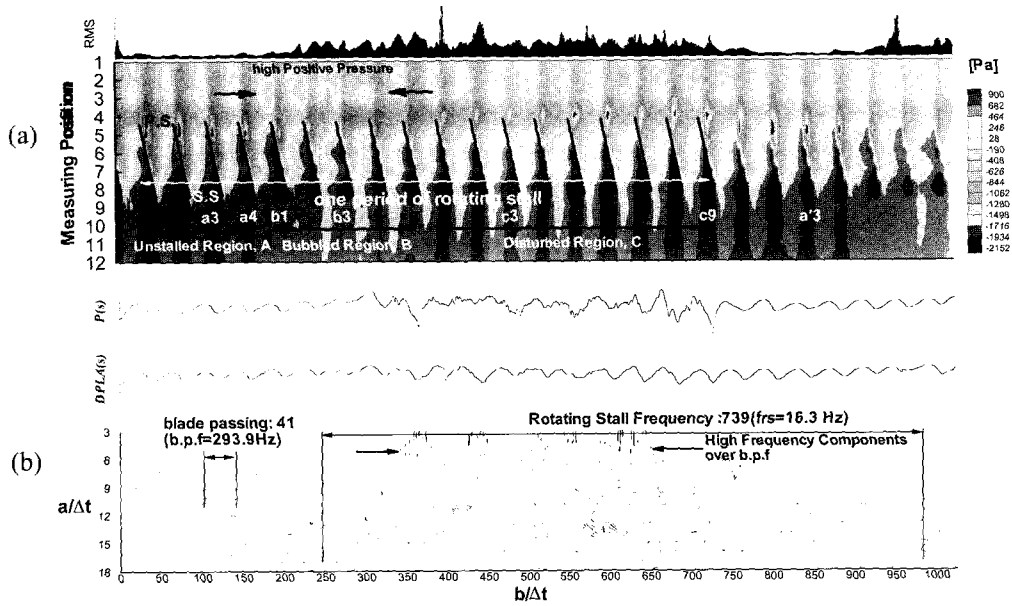


Fig. 3 Contour map of double phase locking averaged wall static pressure at $\phi = 0.316$ and Wavelet transform by Morlet function

$$RMS(s) = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (P(s)_i - DPLA(s))^2} \quad (3)$$

여기서 $p(s)_i$ 는 측정된 순간 압력 값이며, $DPLA(s)$ 는 이중위상평균기법을 이용하여 선회실속과 블레이드 위상을 맞추어 처리된 N개의 측정군에 대한 위상평균값을 나타낸다.

Fig. 3의 압력장과 RMS값의 변화에서 알 수 있듯이, 모든 블레이드 통로에서 일정한 압력분포를 갖는 정상운전 상태와 비교해 볼 때(참고문헌[4] 참조), 이 영역에서는 블레이드 통로에서의 압력분포가 선회실속 주기에 따라 일정한 특성을 갖고 주기적으로 반복되는 것을 확인 할 수 있다.

본 연구에서 정의한 식(4)의 RMS값에서, 그 크기가 작게

나타나는 것은 그 구간에서의 경향이 시간에 대해서 일정한 정상상태에 가까운 것을 의미하고, 반대로 크게 나타나는 것은 비정상상태의 랜덤신호에 가까운 것을 의미한다. 따라서 주기적인 선회실속이 지배하는 이 영역을 RMS값을 정의해서 구분하는 것은 합리적인 생각이다. 본 연구에서는 이와 같은 아이디어에 의해 RMS값과 각 날개의 압력분포의 특징을 고려해서 선회실속 한 주기 동안의 영역을 두 구간으로 나누었다. 즉, 날개가 선회실속의 영향을 받는 실속영역 B, C와 그렇지 않은 영역인 비 실속 유동영역 A로 구분하였다.

비 실속 유동영역은 선회실속영역에 비해 상대적으로 RMS값이 낮은 분포를 보이고, 이와는 반대로 실속영역에서는 RMS값이 커지게 되는 것을 확인할 수 있다. 또한 웨이블릿 변환 결과에서 알 수 있듯이, 블레이드 통과 주파수가 지배적인 비실속 유동영역에 비해 선회실속주파수 성분이 함께 출현하는 영역, B와 블레이드 통과 주파수 이상의 고주파 성분이 함께 존재하는 영역, C로 그 특성이 구분되는 것을 알 수 있다. 선회실속 주파수 성분이 나타나는 영역, B는 압력장 결과에서 알 수 있듯이, 다른 두 영역과 달리 로터 입구, p3 부근에 실속셀의 차폐효과에 의한 정체현상 때문에 강한 양압이 형성되고, 로터 후방은 다른 두 영역에 비해 상대적으로 낮은 압력 분포를 보이는 것이 확인된다. 이 영역은 선회실속셀에 의해 장악되는 영역으로 본 연구에서는 버블영역으로 이름 붙였다.

Figure 4는 Fig. 3의 선회실속 주기안의 세 개의 영역 A, B, C에 대해서 블레이드 팁 프로파일을 따르는 케이싱 벽면에서의 압력면과 흡입면의 압력 분포를 보여준다. 여기서 소문자 알파벳은 Fig. 4에 표시된 날개의 번호를 표현한다. 그림에서 알 수 있듯이, 비 실속 유동 영역안의 날개에서는 압력면의 흡입면의 압력차가 정상적으로 유지되는 안정운전 영역과 유사한 특성을 보이고, 버블영역과 교란 영역의 날개에서는 압력면과 흡입면의 압력차가 현저하게 저하된 상태를 보여준다. 즉, 이 영역에서는 날개가 그 역할을 정상적으로 수행하지 못하고 있음을 알 수 있다. 또한 회전 방향으로 볼 때, 선회실속셀이 장악하는 버블영역의 뒤쪽에 위치한 교란 영역에서도 압력면

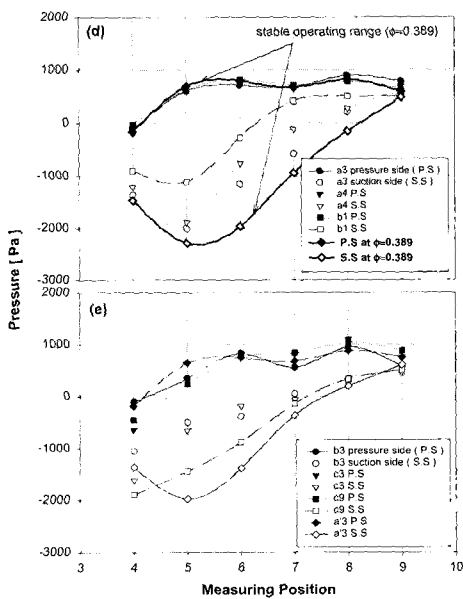


Fig. 4 Pressure distributions on Blade Tip Profile at $\phi = 0.316$

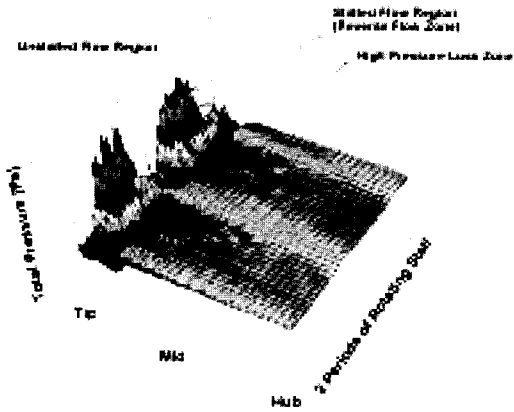


Fig. 5 Total pressure field upstream of rotor at $\phi = 0.316$

과 흡입면의 압력차가 현저하게 저하된 실속 상태에 있는 것을 알 수 있고, 흡입면의 최저 압력점이 전연쪽으로 옮겨간 것을 볼 수 있는데, 이는 실속셀의 영향에 의해 입구 편차가 증대되어 발생하는 결과로 예상된다.

3.2 로터 전/후방의 전압측정

Figure 5는 로터 전방, p1에서 측정된 전압력장을 보여주고 있다. 그림에서 알 수 있듯이 팁 부근의 실속구간에서 강한 역류효과가 나타남을 알 수 있고, 팁에서의 실속셀의 영향에 의해 입구 유동이 허브면으로 왜곡되어 이동하면서 반경방향으로 실속셀 아래에는 압력 손실이 커지는 영역이 지협적으로 존재하는 것을 확인 할 수 있다.

Figure 6은 로터 전방, p1과 p13에서 측정된 전압 신호를 이중위상평균기법을 이용하여 평균된 결과를 보여주고 있다. 그림에서 알 수 있듯이, 전압신호에서도 정압과 마찬가지로 비 실속 영역과 실속 영역이 구분 되는 것을 알 수 있다. Fig. 6 (b)에서 알 수 있듯이, 역류효과를 표현할 수 있는 높은 양압이 로터 입구 팁의 실속영역에서 나타나는 것을 확인 할 수 있다. 이것은 반대로 입구 유동에서 볼 때 전압력 손실을 의미하며 은 입구유동의 절대 속도를 감소시켜 입구편차각의 증대 시키게 된다. 따라서 3.1절의 교란영역에서 팁 프로파일을 따르는 압력 분포의 흡입면 최저압력의 위치가 전연 부근으로 이동한 결과의 물리적 설명이 가능해진다.

Figure 6 (c) ~ (d)의 결과에서 알 수 있듯이, 실속영역은 원주 방향으로 로터 후방에서 더 확대된 것을 알 수 있고, 스패의 중앙에서는 축소되고 허브쪽에서는 그 영향이 거의 사라진 것을 알 수 있다.

4. 결론

주기적인 선회실속 한 구간의 특징은 선회실속셀에 의해 장악되는 버블영역의 위치를 기준으로 회전방향으로 볼 때, 그 앞쪽에는 정상운전영역과 유사한 특성을 보이는 비 실속 영역과 뒤쪽에는 실속셀의 간접적인 영향에 의해 실속상태에 있고, 입구편차각이 증대되는 교란 영역이 존재하였다.

실속영역에서는 로터 입구, 팁 부근에 강한 양압이 형성되는 역류효과가 동반되고, 반경방향으로 그것의 아래쪽에는 압력손실이 큰 영역이 국부적으로 존재하는 것이 확인 되었다.

팁 부근에서의 실속영역은 입구보다 출구에서 원주방향으

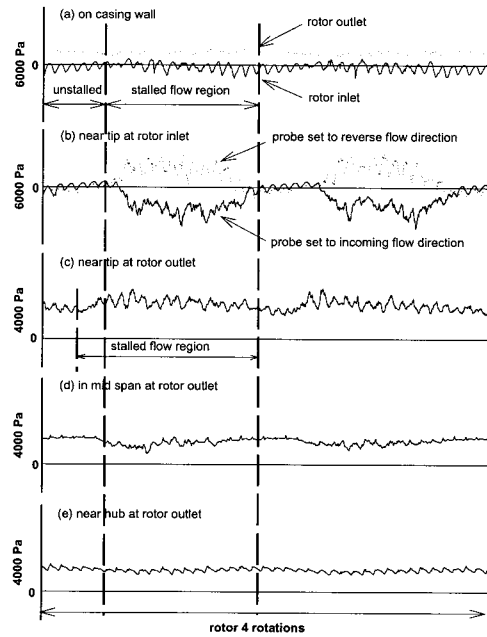


Fig. 6 Double phase averaged static and total pressure signals at $\phi = 0.316$

로 확대되었고, 스패방향으로는 허브면으로 갈수록 그 영향이 점차 사라졌다.

4. 참고문헌

- [1] R. Languier, 1981, "Experimental Analysis Methods for Unsteady Flows in Turbomachines", J. of Engineering for Power, Vol. 103, pp. 415 ~ 423.
- [2] C.A Poensgen, and H.E. Gallus, 1994, "Rotating Stall in a Single Stage Axial Flow Compressor", ASME IGTI paper, 94-GT-210.
- [3] N. Shiromi, K. Kaneko, and T. Setoguchi, 2000, "International Flow of High Specific-Speed Diagonal Flow Fan with Rotating Stall (Behavior of Stall Cell)", The Sixth Asian International Conference on Fluid Machinery Proceedings, pp.19 ~ 30.
- [4] C.S Kang, Y.H Shin, K.H Kim and S.H Lee, 2002, "The Flow Mechanism of an axial Flow Fan in Unstable Operating Range", The Fifth JSME-KSME Fluids Engineering Conference, submitted in 2002.
- [5] You Hwan Shin, and Kwang Ho kim, 1999, "Discharge Flow of a Centrifugal Impeller in Unstable Operating Region of Centrifugal, Part 1: Measurement Techniques", IGTC 99 Kobe TS-53, pp. 653 ~ 658.
- [6] D. Y Lee, C. S Kang, Y. H Shin and K. H Kim, 2002, "Characteristics of Rotating Stall in a Centrifugal Compressor with Vaned Diffuser", KFMA Paper, Vol 5, No. 1, pp.42~48