

1단 축류터빈 로터의 후류에서 비정상 전압력 측정에 관한 연구

강정식* · 차봉준* · 양수석* · 이대성*

Measurement of Unsteady Total Pressure downstream of an 1-Stage Axial Turbine

Kang Jeong-Seek*, Cha Bong-Jun*, Yang Soo-Seok*, Dae-sung Lee*

Key Words : Axial turbine(축류터빈), Unsteady total pressure(비정상 전압력), Fast-response total pressure probe (비정상 전압력 프로브)

ABSTRACT

To evaluate the accurate performance of turbomachinery, it is important to measure the unsteady flow phenomena downstream of the rotor blade. This paper presents the development of the fast-response total pressure probe for the measurement of the total pressure field at the exit of rotor and the result of measurement in a 1-stage axial turbine. The fast-response total pressure probe was fabricated by installing a fast-response pressure sensor near the head of a Kiel probe. And it measured the phase-lock averaged total pressure downstream of an 1-stage axial turbine. The developed probe successfully measured the accurate total pressure distribution at rotor exit and made possible to evaluate the loss distribution and the accurate performance of turbomachinery.

1. 서론

터보기계의 성능을 정밀하게 측정하기 위해서는 로터 후류에서의 유동 측정이 필수적이다. 로터 후류의 유동은 날개의 통과에 의한 주기적인 비정상현상뿐 아니라, 날개 내부에서의 와류와 팁간극의 원주방향으로의 불균일, 동익(rotor)과 정익(stator)의 상호작용 등으로 인한 비정상 유동으로 인하여 다양한 원인에 의한 비정상 유동 특성을 보인다. 이 비정상 유동의 주파수는 일반적으로 수kHz에서 수십kHz에 이르기 때문에 정밀한 측정을 위해서는 응답이 빠른 측정방법을 사용해야 한다.

로터 후류에서의 비정상 유동을 정밀하게 측정하기 위해서 선진국에서는 나름대로의 측정 방법을 개발해

왔다. 대부분의 방법들은 프로브의 응답성을 빠르게 하기 위하여 프로브의 머리(head) 부분에 응답이 빠른 초소형 센서를 설치하는 방법을 사용하였다. Gossweiler 등⁽¹⁾과 Humm 등⁽²⁾는 프로브의 머리부분에 4개의 고속응답센서를 설치한 fast-response probe를 개발하여 로터 후류에서의 3차원 비정상 유동을 측정하였으며, Kupferschmied 등⁽³⁾은 프로브의 머리부분에 3개의 고속응답센서를 설치하여 비정상 유동을 측정하였다. Marathe 등⁽⁴⁾은 머리부분에 5개의 센서를 설치한 프로브를 개발하여 3차원 비정상 유동을 측정하였으며 Van Zante 등⁽⁵⁾은 프로브의 머리부분에 하나의 센서를 설치하여 로터의 후류에서 전압력을 측정하였다.

로터의 후류에서 유동을 측정하기 위한 다른 방법으로 회전하는 로터에 5공 프로브를 설치하여

* 한국항공우주연구원

E-mail : jskang@kari.re.kr

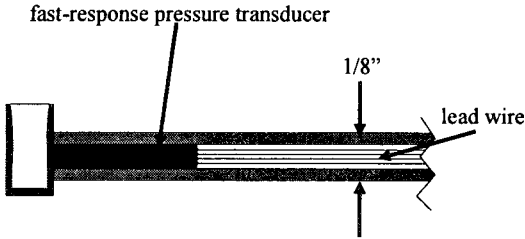


Fig. 1 Schematic drawing of fast-response total pressure probe

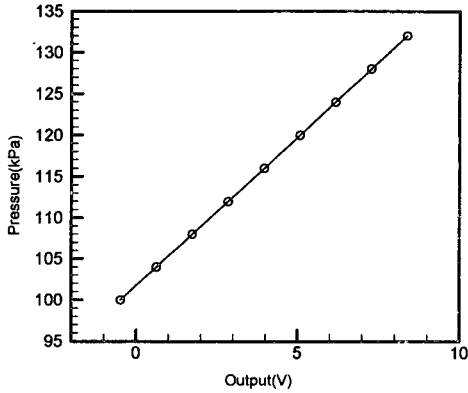


Fig. 2 Calibration curve of fast-response total pressure probe

Telemetry 시스템을 사용하여 데이터를 측정하는 방식이 있지만⁽⁶⁾ 이 방법은 틱간극의 불균일등으로 인한 날개들 사이의 차이^(7,8)를 측정할 수 없고 날개 내부의 와류와 동익과 정익의 상호작용 등 비정상 유동을 측정할 수 없는 단점이 있다.

이 논문은 로터 후류에서 비정상 전압력을 측정하기 위한 프로브를 개발하여 1단 축류터빈 로터의 후류에서 비정상 전압력을 측정한 결과이다. 전압력은 터보기계의 성능을 평가하는 면에서 일차적인 중요성이 있다. 전압력을 측정하기 위한 프로브의 머리부분에 하나의 초소형 고속응답압력센서를 설치하였다. 그리고 순간 압력신호와 날개의 회전방향 위상신호를 저장하여 날개내부의 압력을 분석하였다.

2. 비정상 전압력 프로브

비정상 전압력 프로브의 개념도는 Fig. 1에 나타내었다. 프로브의 머리부분의 직경은 3.18mm이며, 프로브를 지지하는 튜브의 직경도 3.18mm이다. 프로브의

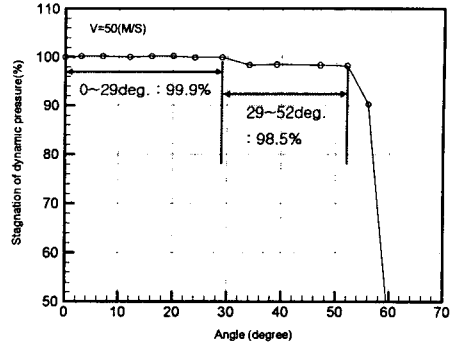


Fig. 3 Yaw angle characteristics of total pressure probe

튜브 안에 고속응답압력센서(Kulite XCS-062)를 설치하여 프로브의 머리 안쪽 벽면에 센서의 입구가 매끄럽게 연결되도록 설치하였다. 압력센서의 직경은 1.64mm이다. 압력센서에서의 신호는 100kHz의 속도로 측정하였으며, 신호 증폭기(amplifier)를 통하여 저장장치에 저장하였다. 프로브는 자동이송장치에 장착하여 날개 후류의 틱(쉬라우드)에서 허브까지 이송하면서 시험을 수행하였다.

Fig. 2에는 센서의 교정결과를 나타내었는데, 압력과 전압의 선형적인 관계가 잘 나타났다. Fig. 3에는 교정용 풍동에서 시험한 전압력 프로브의 yaw방향으로의 특성을 나타내었다. yaw 각이 0°~29°일 때는 전압력이 99.9%까지 측정되고, 29°~52°일 때는 98.5%까지 측정됨을 확인하였다.

3. 터빈 성능시험설비

한국항공우주연구원의 축류터빈 성능시험설비(Axial Turbine Test Facility, ATTF)의 개념도를 Fig. 4에 나타내었다. 성능시험 설비는 압축기를 사용하여 고압의 공기를 만들고, 고압 공기는 유동안전기를 지난 후 유량을 측정하며, 다시 유동안전기를 지난 후 시험용 터빈을 구동한 후 소음기를 통하여 배출되는 시스템이다. 시험용 터빈은 동력계에 연결되어서 터빈의 회전수와 부하를 제어한다. 시험설비의 사양은 Table 1에 나타내었고, Fig. 5에는 성능시험설비의 사진을 나타내었다.

시험용 터빈은 1단 축류터빈으로서 1열의 정익과 1열의 동익으로 구성되어 있다. Fig. 6은 시험용 터빈의 로터의 사진이다. 시험용 터빈과 시험조건은 Table 2에 나타내었다. 터빈의 축이 회전하는 주파수는 약

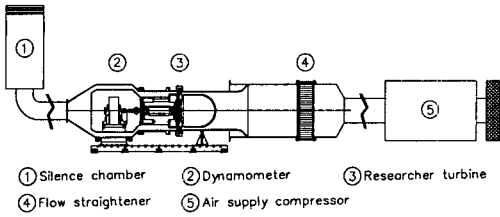


Fig. 4 Conceptual drawing of Axial turbine test facility(ATTF) in KARI

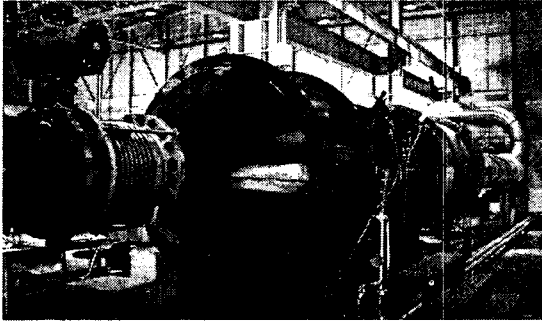


Fig. 5 Picture of axial turbine test facility (ATTF)

28.3Hz이며, 날개가 통과하는 주파수(blade passage frequency)는 약 3.5 kHz이다. 로터의 후류에서 비정상 전압력을 측정하는 위치와 자동이송장치를 사용하여 유동을 측정하는 시험기 내부의 개념도를 Fig. 7에 나타내었다.

Table 1 Specifications of axial turbine test facility (ATTF)

Item	Specification	
Max. flow rate	kg/s	12
Max. power	kW	250
Max. torque	Nm	1,200
Max. rotational speed	rpm	8,000
Max. turbine inlet pressure	kPaA	230
Max. turbine inlet temperature	℃	110

Table 2 Test turbine and condition

Item	Specification	
Rotational speed of turbine	rpm	1,700
Tip diameter of rotor	mm	1,096
Hub diameter of rotor	mm	968
Inlet total pressure	kPaA	161
Inlet total temperature	℃	39

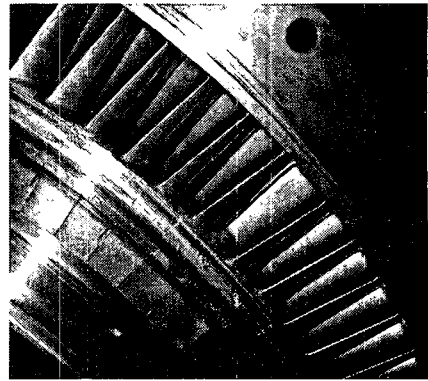


Fig. 6 Picture of turbine rotor

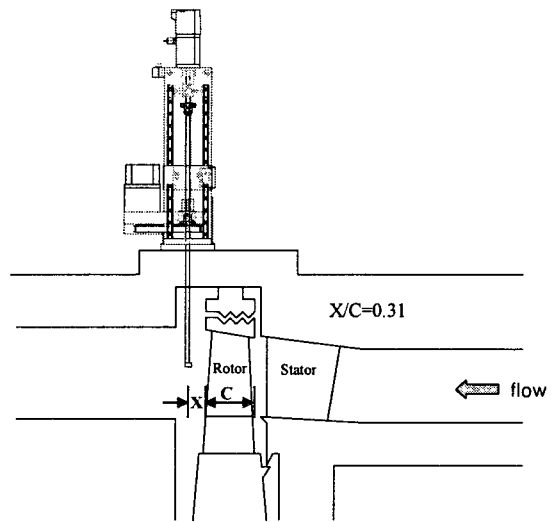


Fig. 7 Traverse position of the fast-response total pressure probe

4. 순간압력의 분석방법

프로브를 통하여 측정된 순간 전압력($P_{o_{ijk}}$)은 엔코더(encoder)에서 측정된 로터의 위치를 기준으로 다음과 같이 분석된다. 첨자 i 는 회전 번호, j 는 날개의 번호, k 는 날개 사이의 유로의 구역(window)번호를 의미한다. 이 논문에서는 날개 사이의 유로의 구역은 25가 사용되었다. 순간압력을 분석하는 기본적인 방법은 Suryavamshi 등^(9,10)은 방식을 사용하였다. 순간 전압력은 축주기(shaft resolved) 성분(Pr_{ijk})과 축비주기(shaft unresolved) 성분(Pr'_{ijk})으로 다음과 같이 분해된다.

$$Po_{ijk} = (Po_{jk})_s + Po'_{ijk} \quad (1)$$

$$(Po_{jk})_s = \left[\sum_{i=1}^{N_{rev}} (Po_{ijk}) \right] / N_{rev} \quad (2)$$

$$Po'_{ijk} = Po_{ijk} - (Po_{jk})_s \quad (3)$$

여기서 N_{rev} 는 측정시간 동안의 임펠러가 회전한 수를 의미한다. 축주기 성분은 축과 날개의 회전을 기준으로 동일한 위치에 있는 값들의 평균을 의미하며, 축주기 성분은 엄밀한 의미에서는 위상평균(phase-lock average)과 차이가 있으나, 이 논문에서는 동일한 의미로 사용하였다. 각 구역(window)에서의 데이터의 수가 동일하지 않은 경우가 일반적이므로 식(2)는 강정식 등^(11,12)이 제안한 방법처럼 다음의 식(4)와 같이 수정하였다.

$$(Po_{jk})_s = \left[\sum_{i=1}^{N_{rev, jk}} (Po_{ijk}) \right] / N_{rev, jk} \quad (4)$$

축주기 성분은 다시 시간평균(Time average) 성분(\overline{Pr})과 회전주기(Revolution periodic) 성분($(Pr_{jk})_{RP}$) 그리고 회전 비주기(Revolution aperiodic) 성분($(Pr_{jk})_{RA}$)으로 분해된다.

$$(Po_{jk})_s = \overline{Po} + (Po_{jk})_{RA} + (Po_{jk})_{RP} \quad (5)$$

$$\overline{Po} = \left[\sum_{n=1}^{N_{data}} (Po_n) \right] / N_{data} \quad (6)$$

$$(Po_{jk})_{RA} = \left(\frac{1}{N_{pb}} \sum_{k=1}^{N_{pb}} [(Po_{jk})_s - \overline{Po}] \right)_j \quad (7)$$

$$(Po_{jk})_{RP} = (Po_{jk})_s - \overline{Po} - (Po_{jk})_{RA} \quad (8)$$

위에서 N_{data} 는 측정된 데이터의 수를 의미하며, N_{pb} 는 날개 사이에서의 유로의 구역수를 의미하며, N_b 는 로터의 날개수를 의미한다.

5. 측정 결과

Fig. 8에는 로터의 후류에서 측정된 전압력의 위상평균(phase-lock average)과 회전 주기성분을 나타내었다. 날개의 지나감에 의하여 로터의 후류에서 발생하는 전압력의 파형의 모양을 확인할 수 있으며, 고압력과 저압력의 차이는 약 1.4 kPa로서 주기적인 파형이

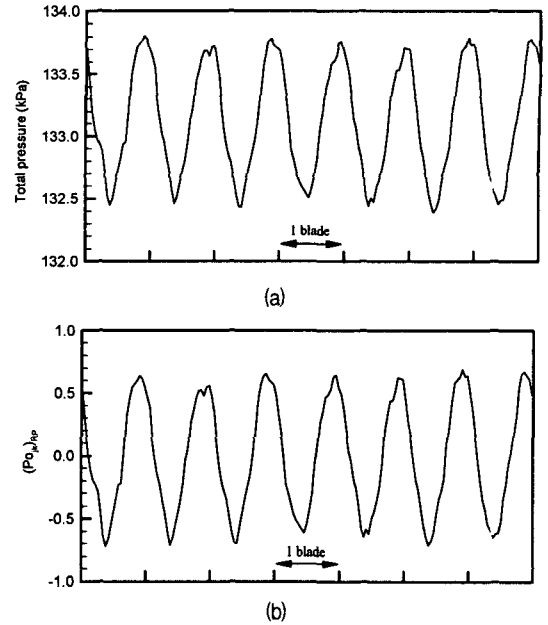


Fig. 8 Measured total pressure at the mid-span of rotor (a) Phase-lock averaged total pressure (b) Revolution periodic component

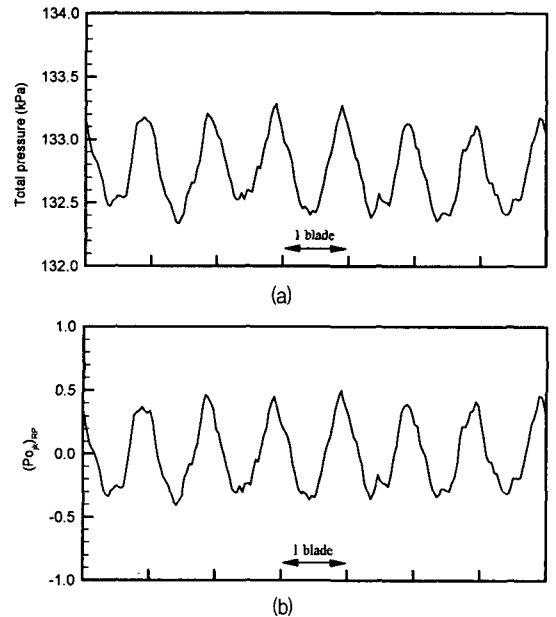


Fig. 9 Measured total pressure near the shroud (a) Phase-lock averaged total pressure (b) Revolution periodic component

측정되었다. 이 결과로부터 제작한 비정상 전압력 프로브가 로터의 후류에서의 전압력을 높은 응답속도로 잘 측정함을 알 수 있다. Fig. 9에는 쉬라우드 근처에

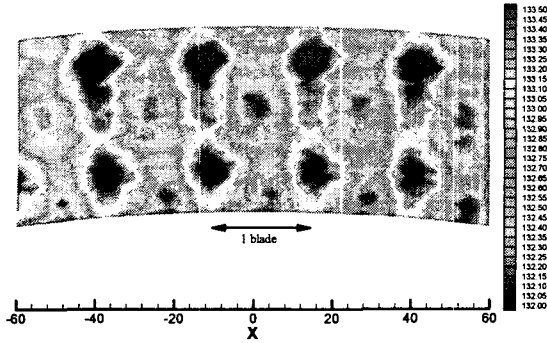


Fig. 10 Phase-lock averaged total pressure distribution downstream of rotor

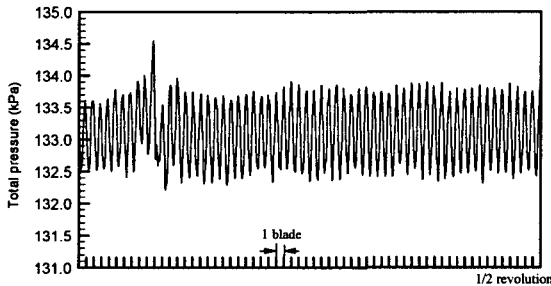


Fig. 11 Phase-lock averaged total pressure during half revolution period

서 측정된 전압력의 위상평균과 회전 주기성분을 나타내었는데, 날개의 중간 높이에서와 마찬가지로 날개의 지나감에 의하여 로터의 후류에서 발생하는 전압력의 파형의 모양을 확인할 수 있었다. 그리고 고압력과 저압력의 차이는 약 0.8 kPa로서 날개 중간 높이보다 평균 전압력이 낮을 뿐 아니라 압력파의 진폭도 낮음을 알 수 있었다. Fig. 10에는 쉬라우드에서 허브 근처까지 자동이송장치를 사용하여 측정된 전압력 분포를 나타내었는데, 로터 후류에서의 웨이크(wake)에 의한 낮은 전압력 구간을 분명히 확인할 수 있다.

Fig. 8~10의 결과를 자세히 보면 날개 후류에서의 전압력의 파형이 모두 동일하지 않고 날개마다 조금씩의 차이가 있음을 알 수 있다. 이것은 틱간극의 원주방향으로의 불균일에 의한 영향과, 정익과 동익의 형상 공차 등의 영향으로 생각된다. 그러므로 하나의 날개에서 측정된 유동과 모든 날개에서 측정된 유동의 평균값은 차이가 있을 수 있음을 의미한다. Fig. 11에는 로터가 반바퀴 회전할 동안의 전압력의 위상평균값을 나타내었는데, 일부 날개들에서 전압력의 위상평균값이 다른 날개들에서의 값과 다소 크게 차이가 있는 경우를 볼 수 있다.

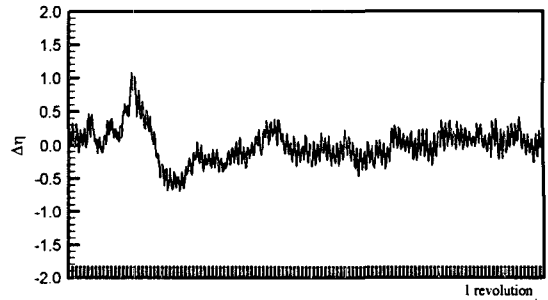


Fig. 12 Variations of non-averaged total-to-total efficiency during rotor revolution

각각의 날개들에서 측정된 전압력의 차이가 성능에 미치는 영향을 확인하기 위하여 평균 전압력(\bar{P}_{02})과 개별 날개들에서의 전압력(P_{02})으로 효율을 계산하였다. 로터의 후류에서 평균한 전압력으로부터 계산한 전효율(total-to-total efficiency)은 식(9)와 같이 정의되고, 하나의 구역(window)에서의 전압력으로 계산한 전효율은 식(10)과 같이 나타내어지며, 식(9)와 (10)로부터 계산한 효율의 차이를 식(11)과 같이 계산하여 Fig. 12에 나타내었다.

$$\bar{\eta}_{TT} = \frac{\text{torque} \times \omega}{\dot{m} C_p T_{01} \left[1 - \left(\frac{\bar{P}_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (9)$$

$$\eta_{TT} = \frac{\text{torque} \times \omega}{\dot{m} C_p T_{01} \left[1 - \left(\frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (10)$$

$$\Delta\eta = \bar{\eta}_{TT} - \eta_{TT} \quad (11)$$

각각의 날개들 사이에서의 전압력의 차이로 인하여 최대 효율은 평균효율보다 약 1.1% 높으며, 최소효율은 평균효율보다 약 0.7% 낮음을 확인하였다. 이것은 날개마다의 유동의 차이로 인하여 성능시험 시 그 정도의 측정 오차가 발생할 수 있음을 의미하며, 정밀한 시험을 위해서는 날개마다의 평균 성능을 측정하는 것이 필요함을 의미한다.

6. 결론

비정상 전압력 프로브를 개발하여 1단 축류 터빈의

로터의 후류에서 전압력을 측정하였다. 비정상 프로브는 전압력 프로브의 머리부분에 고속응답 압력센서를 장착하여 개발하였으며, 약 3.5 kHz에 이르는 날개 통과 주파수를 가진 날개 후류의 전압력을 성공적으로 측정하였다. 그리고 날개 후류의 전압력은 날개마다 동일하지 않고 적지 않은 차이가 있음을 발견하였는데, 이 차이는 전효율에 약 1% 내외의 측정오차를 일으킬 수 있으므로 정밀한 성능시험을 위해서는 날개마다의 평균 성능을 측정하는 것이 필요하다.

참고문헌

- (1) Gossweiler, C. R., Kupferschmied, P. & Gyarmathy, G., 1995, "On Fast Response Probes: Part 1 - Technology, Calibration, and Application to Turbomachinery," *Trans. ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 117, pp. 611~617.
- (2) Humm, H. J., Gossweiler, C. R. & Gyarmathy, G., 1995, "On Fast Response Probes: Part 2 - Aerodynamic Probe Design Studies," *Trans. ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 117, pp. 618~624.
- (3) Kupferschmied, P., Koppel, P., Roduner, C. & Gyarmathy, G., 2000, "On the Development and Application of the Fast-Response Aerodynamic Probe System in Turbomachines - Part I: The Measurement System," *Trans. ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 122, pp. 505~516.
- (4) Marathe, B. V., Lakshminarayana, B. & Maddock D. G., 1997, "Experimental Investigation of Steady and Unsteady Flow Field Downstream of an Automotive Torque Converter Turbine and Inside the Stator: Part I- Flow at Exit of Turbine," *Trans. ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 119, pp. 624~633.
- (5) Van Zante, D. E., Suder, K. L., Strazisar, A. J & Okiishi, T. H., 1995, "An Improved Aspirating Probe for Total-Temperature and Total Pressure Measurements in Compressor Flows," *Trans. ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 117, pp. 642~649.
- (6) Chaluvadi, V. S. P., Kalfas, A. I., Hodson, E. P., Ohyama, H. & Watanabe, E., 2002, "Blade Row Interaction in a High Pressure Steam Turbine," *ASME Paper No. GT-2002-30574*.
- (7) Christopher McLean, Cengiz Camci & Boris Glezer, 2001, "Mainstream Aerodynamic Effects Due to Wheel-space Coolant Injection in a High-Pressure Turbine Stage: Part I- Aerodynamic Measurements in the Stationary Frame," *Trans. ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 123, pp. 687~696.
- (8) Christopher McLean, Cengiz Camci & Boris Glezer, 2001, "Mainstream Aerodynamic Effects Due to Wheel-space Coolant Injection in a High-Pressure Turbine Stage: Part II- Aerodynamic Measurements in the Rotational Frame," *Trans. ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 123, pp. 697~703.
- (9) Suryavamshi, N., Lakshminarayana, B., Prato, J. & Fagan, J. R., 1997, "Unsteady Total Pressure Field Downstream of an Embedded Stator in a Multistage Axial Flow Compressor," *Trans. ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 119, pp. 985~994.
- (10) Suryavamshi, N., Lakshminarayana, B. & Prato, J., 1998, "Aspirating Probe Measurements of the Unsteady Total Temperature Field Downstream of an Embedded Stator in a Multistage Axial Flow Compressor," *ASME Paper No. GT-Forum-98-1-2*.
- (11) Jeong-Seek Kang, Sung-Kook Cho & Shin-Hyoung Kang, 2000, "Unsteady Flow Phenomena in a Centrifugal Compressor Channel Diffuser," *ASME Paper No. GT-2000-451*.
- (12) 강정식, 조성국, 강신형, 2000, "원심압축기 채널디퓨저 내부의 비정상 압력분포," *유체기계저널* 제3권 제2호, pp. 57~65.