

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(1), 1-9(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.1.1>

## 고속압력감응페인트를 이용한 로터 블레이드 표면 압력 측정

김기동\*, 권기정\*\*

Surface Pressure Measurement on a Rotor Blade using  
Fast-Responding PSP

Kidong Kim\* and Kijung Kwon\*\*

Agency for Defense Development(ADD)\*, Korea Aerospace Research Institute(KARI)\*\*

## ABSTRACT

The present study was conducted by using fast-responding PSP technique to measure the surface pressure on a small-scale rotor blade in hover. Also, the study was performed to verify the accuracy and investigate its possibility of PSP application for rotor blade pressure measurement. Pulsed laser which has 532 nm wavelength was used as a light source. Lifetime measurement technique was applied. Also, the coated paint on a rotor blade was porous PSP which has faster response time than conventional PSP. The blades had NACA0012 airfoils. The length of rotor blade was 340 mm and chord was 40 mm with rectangular shape 1 set, and 4 sets had several tip sweepback angles. The measured results qualitatively showed that the upper surface pressure decreases with increasing the collective pitch angle. Quantitative pressure coefficients of PSP results were higher approximately 0.4 to 0.7 than the pressure tap data of the NASA experiment.

## 초 록

본 논문은 고속압력감응페인트기법(Fast-Responding PSP)을 소개하고, 이를 이용하여 정지비행상태에 있는 축소형 로터 블레이드의 표면(윗면) 압력을 측정해봄으로서 PSP를 이용한 로터 블레이드 표면 압력 측정의 정확성과 그에 따른 실험기법의 타당성을 검증하기 위하여 수행되었다. 실험을 위한 광원으로서는 532 nm 파장을 가지는 Pulsed laser를 사용하였고, PSP 측정 기법으로는 Lifetime 기법을 적용하였다. 또한, 모델 표면에 도포된 압력감응페인트는 반응성이 높은 Porous PSP가 사용되었다. 로터 블레이드는 NACA0012 익형을 가지고 있으며 길이 340 mm, 코드 40 mm의 직사각형상 1종과 끝단의 후퇴각이 다른 4종의 형상을 사용하였다. 로터 블레이드의 콜렉티브 피치각 변화에 따른 표면 압력 분포를 측정하였으며 측정된 결과를 통해 콜렉티브 피치각이 증가할수록 윗면의 압력이 낮아지는 것을 정성적으로 확인하였고, 정량적인 압력계수는 NASA의 실험 데이터와 비교하여 약 0.4 ~ 0.7 정도 높은 경향성을 보였다.

**Key Words** : Pressure Sensitive Paint(압력감응페인트), Pressure Measurement(압력 측정), Fast-Responding PSP(고속압력감응페인트), Rotor Blade(로터 블레이드)

† Received: September 4, 2013 Accepted: December 26, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>\*\* Corresponding author, E-mail : [kjkwon@kari.re.kr](mailto:kjkwon@kari.re.kr)

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

## I. 서론

항공기 개발 단계에서 날개의 공력특성을 파악하는 것은 항공기의 성능과 직접적으로 연관된 매우 중요한 사항이다. 항공기의 공기역학적 특성을 이해하기 위한 방법으로는 CFD(Computational Fluid Dynamics)와 같은 전산해석적 접근방법과 발란스나 PIV(Particle Image Velocimetry)와 같은 각종 계측 장비를 이용한 실험적(풍동시험 등) 접근방법이 있다. 고정익 항공기의 날개는 명칭 그대로 날개가 고정되어 있기 때문에 전산해석기법이나 풍동시험 등을 통해 큰 어려움 없이 날개의 공력 성능을 확인할 수 있는 반면, 회전익 항공기인 헬리콥터의 로터는 고속으로 회전하면서 블레이드의 받음각이 수시로 변화하기 때문에 진동이 크고, 로터 주위의 유동 흐름 또한 복잡하여 공력 특성을 파악하기가 어렵다. 특히 실험적으로 로터 블레이드의 표면 압력을 측정하기 위해서는 두께가 얇은 로터 블레이드 표면에 압력공(Pressure Tap)과 같은 압력 측정 장비를 설치해야 하는 어려움과 로터 회전 시 발생하는 진동으로 인한 측정 오차, 압력 측정 장비 설치에 따른 무게 증가 및 블레이드간의 무게 불균형 등의 문제점들을 가지고 있다. 최근에는 이런 문제들을 보완하기 위한 방법으로 압력감응페인트(PSP-Pressure Sensitive Paint)을 이용한 압력 측정 연구가 활발히 진행되고 있다.

초기의 PSP는 압력 변화에 따른 반응 속도가 느리고 광학 측정 장비들의 성능이 좋지 못하여 측정 정확도가 높지 못하였다. 하지만 기술의 발달로 컴퓨터, 카메라, 영상처리장치 등 광학 측정 장비들의 성능이 향상되고, PSP를 이용한 다양한 측정 기법들이 개발되면서 현재는 측정 정확도가 매우 높은 수준에 이르렀다.<sup>(1)</sup> 또한, 압력감응페인트의 압력 민감도가 향상되고 저속에서도 PSP를 이용한 압력 측정이 가능해지면서 항공기뿐만 아니라 차량 표면의 압력 측정<sup>(2)</sup>을 비롯한 로켓과 우주비행선 등 다양한 분야에서 PSP가 활용되고 있다. 이처럼 풍동 시험 분야에서 PSP가 활발히 사용되고 있지만 최근까지 PSP는 정상상태(Steady-state)의 압력 측정에만 제한적으로 사용되었다. 그 이유는 헬리콥터 로터의 유동흐름처럼 비정상상태(Unsteady-state)의 압력을 측정하기에는 일반적으로 사용되는 압력감응페인트의 반응시간이 너무 느렸기 때문이다. 하지만 다공성 압력감응페인트(Porous PSP)와 같은 고속압력감응페인트기법(Fast-responding PSP)이 개발되면서 정상압력(Steady Pressure)뿐만 아니라 회전하는

모델 표면의 비정상압력(Unsteady Pressure) 측정까지 가능하게 되었다.

고속압력감응페인트기법에 대한 기존의 연구 결과들을 살펴보면, Asai 등에 의해 고속으로 반응하는 압력감응페인트에 대한 연구가 논의 되었으며<sup>(3)</sup>, 미국의 Gregory 등<sup>(4)</sup>에 의해 Porous PSP를 이용한 터보기계 블레이드의 비정상 압력 측정에 대한 연구가 수행되었다. 특히 미국에서는 오랜 기간 PSP를 연구해왔고, Wong 등<sup>(5)</sup>이 PSP를 적용하여 정지비행상태에서의 로터 블레이드 끝단 15% 압력 변화를 정성적으로 관찰하였으며, 최근에는 Kumar 등<sup>(6,7)</sup>의 연구를 통해 광원으로 레이저를 이용한 Single-shot, Lifetime-based Fast-Responding PSP기법이 개발되었다.

본 연구는 선행 연구들을 바탕으로 Fast-Responding PSP를 이용하여 정지비행상태에 있는 축소형 로터 블레이드의 표면(윗면) 압력 변화를 측정해봄으로서 그 기법을 정립하고, 그 결과를 NASA Experimental 압력 분포 데이터<sup>(8)</sup>와 비교하여 PSP의 정확성을 확인하기 위하여 수행되었다.

## II. 실험기법

### 2.1 PSP 기본원리

PSP는 발광물질과 이를 표면에 고정하기 위한 고착제, 그리고 빛이나 스프레이 등의 작업을 쉽게 하기 위한 용해제로 구성되어 있다<sup>(9)</sup>. PSP의 원리와 기법은 간단히 정리하면 모델 표면의 산소분자 농도에 따라 페인트의 발광강도가 다르게 나타나는 특성을 이용한 것으로 Liu와 Sullivan이 정리한 책<sup>(10)</sup>에 자세히 설명되어 있다.

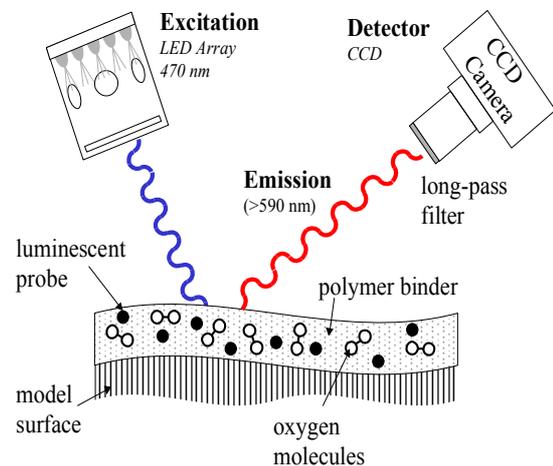


Fig. 1. Basic components of PSP<sup>(11)</sup>

Figure 1에서 보듯이 발광분자가 광원으로부터 405 nm, 470 nm 또는 532 nm 등 특정 파장의 에너지를 흡수하면 그에 상응하여 590 nm 이상의 파장으로 빛을 방출하게 되는데, 이 때 방출되는 빛의 밝기가 시험 모델 표면의 산소 농도(압력)에 따라 차이가 나게 되고 이를 측정함으로써 모델 표면의 압력을 산출할 수 있다. 이를 산소퀀칭(Oxygen Quenching)이라하며 이러한 빛의 발광강도와 압력의 관계를 수치화하여 나타낸 관계식을 Stern-Volmer 관계식(1)이라 한다.

$$\frac{I_{ref}}{I} = A_0(T) + A_1(T) \frac{P}{P_{ref}} \quad (1)$$

여기서,  $I_{ref}$  : 기준압력(Wind-off)에서의 발광강도  
 $I$  : 시험압력(Wind-on)에서의 발광강도  
 $P_{ref}$  : 기준압력(Wind-off)  
 $P$  : 시험압력(Wind-on)  
 $A_0(T), A_1(T)$  : 교정 계수(온도의 함수)

온도 교정 계수  $A_0(T), A_1(T)$ 는 *A priori* 교정을 통해 얻을 수 있으며, 만약 기준압력에서의 압력 값과 발광강도의 관계를 알고 있다면 위의 식 (1)을 통해 실험모형의 발광강도를 측정함으로써 실험모형 표면의 압력을 수식적으로 계산할 수 있다.

### 2.2 PSP 실험기법

PSP 측정기법은 크게 2가지로 나눌 수 있다. 일반적으로 고정익 항공기의 날개 표면압력과 같은 정상압력을 측정하기 위해서는 Intensity 측정기법이 사용되며, 회전익 항공기의 로터 블레이드 표면압력과 같은 비정상압력을 측정하기 위해서는 Lifetime 측정기법이 사용된다. 정상상태 압력과는 달리 비정상상태 압력의 경우 시간에 따라 압력이 계속해서 변화하므로 그만큼 빠르게 반응하는 압력감응페인트와 함께  $\mu s$  단위의 셔터스피드를 가지는 CCD 카메라가 필요하다. Lifetime 측정기법의 이론적 배경은 레이저나 플래시 램프, LED 등의 광원이 순간적으로 빛을 발산할 때 발광하는 PSP의 반응시간(Lifetime)이 압력(산소 농도)에 따라 다르다는 것이다. Fig. 2에서 보는 것과 같이, PSP는 광원에 의해 순간적으로 발광하게 되며 그 후 다시 감쇠(decay)하게 된다. 이 때 시험표면의 압력에 따라 발광 감쇠시간이 다르게 나타나게 되기 때문에 이를 측정하여 Gate 1과 Gate 2의 비로서 압력을 계산할 수 있다.

따라서 Lifetime 측정기법은 페인트의 발광 반

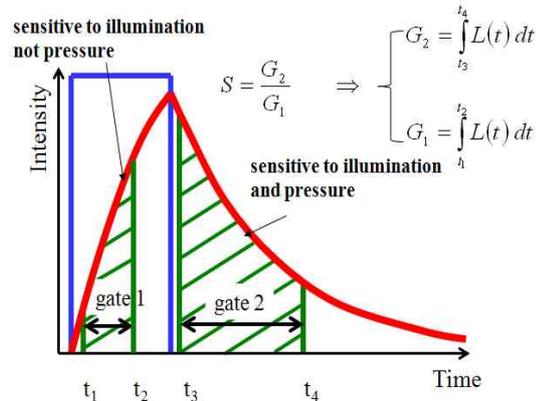


Fig. 2. PSP lifetime curve<sup>(11)</sup>

응 시간 동안 Gate 1과 Gate 2, 두 개의 이미지를 획득해야 한다. Gate 1은 광원에 의해 PSP가 여기상태(Excitation)로 되는 짧은 시간( $\mu s$ ) 동안 측정되며 Gate 2는 여기상태에서 감쇠하는 동안 측정하게 된다. 이 때 Gate 1의 발광강도는 압력에 관계없이 광원의 시간에 영향을 받으므로 식 (1)의 기준압력 데이터로 적용할 수 있으며, Gate 2는 압력에 따라 감쇠 시간이 달라지고 이는 곧 발광강도가 달라지는 것이므로 식 (1)의 시험압력 데이터로 적용할 수 있다.

헬리콥터의 로터 블레이드와 같이 고속으로 회전하는 물체 표면의 압력 측정을 위한 압력감응페인트는 산소분자와의 빠른 반응 속도를 가져야 한다. Fig. 1에서 보았듯이, PSP의 바인더(binder)는 일반적으로 폴리머(polymer)나 젤(gel)의 형태를 가지고 있으며 PSP의 반응 시간( $\tau_{diff}$ )은 식 (2)에서 보는 것과 같이 페인트의 두께( $h^2$ )와 바인더의 산소 확산 계수( $D_m$ )에 따라 결정될 수 있다.

$$\tau_{diff} = \frac{h^2}{D_m} \quad (2)$$

따라서, 반응 시간을 줄이기 위해서는 두께를 얇게 하거나 또는 바인더의 산소 확산성을 높여 주어야 한다. 하지만 페인트의 두께를 얇게 하면 페인트와 산소분자의 반응 시간은 짧아지지만 그와 함께 압력에 따른 발광강도 또한 약해져서 CCD 카메라를 통한 이미지 획득이 어려워진다. 반응 시간을 짧게 하기 위한 또 다른 방법은 산소의 확산성을 높여주는 것이다.

산소의 확산성을 높이기 위해서 기존의 일반적 형태의 바인더가 아닌 다공성 바인더(Porous Binder)가 연구, 개발 되었다. Fig. 3에서 보는 것

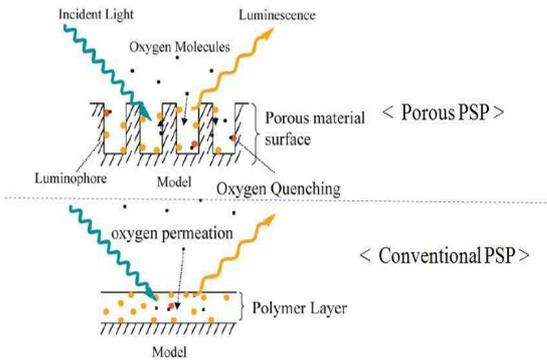


Fig. 3. Porous PSP and Conventional PSP<sup>(12)</sup>

과 같이 다공성 바인더는 일반적인 바인더에 비해 더 넓은 확산 면적을 가지므로 산소의 확산성을 더욱 높일 수 있다. 이러한 Porous PSP는 크게 3가지로 분류할 수 있다. Porous silica thin-layer chromatography(TLC)판을 바인더로 사용한 Thin-layer chromatography PSP (TLC-PSP)와, 알루미늄을 아노다이징하여 다공성 바인더로 사용한 Anodized aluminum PSP (AA-PSP), 그리고 폴리머에 세라믹 입자를 코팅한 Polymer/ceramic PSP (PC-PSP)가 있다<sup>(4)</sup>. 본 실험에서는 Innovative Scientific Solutions Inc, (ISSI)에서 개발된 PC-PSP기반의 Porous PSP를 이용하여 정지비행상태에 있는 축소 모형의 로터 블레이드 표면 압력 측정을 시도하였다.

### III. 실험장치

#### 3.1 실험모델

본 실험은 축소형 로터 시험 장치(Small-scale Rotor Test Stand)를 이용하여 수행되었다. 블레이드는 Fig. 4와 같이 NACA0012 익형을 가지고 있으며 복합재로 제작되었다. 하나의 길이는 340 mm이고 코드는 40 mm이다. 총 5종의 블레이드가 실험에 사용되었으며 Fig. 5에서 보는 것과 같이 끝단(Tip)에서 50 mm되는 지점(0.875R)부터 후퇴각(Sweepback Angle)을 각각 -10°, 0°, 10°, 20°, 30°를 가지게 제작하였다. 자세한 Rotor Blade Parameters는 Table 1에 나타내었다. 고속 압력감응페인트는 Fig. 6과 같이 블레이드 끝에서부터 120 mm 위치(블레이드의 30% 영역)까지 도포하여 블레이드 끝단 영역에서의 압력 변화를 관찰하고자 하였다.

또한, 압력감응페인트 도포 후에는 이미지 후처리 과정에서의 이미지 매칭을 위하여 로터 블레이드 표면에 Registration Markers를 찍어 두

Table 1. Rotor Parameters

Blade Airfoil Type	NACA0012
Blade Length (mm)	340
Blade Chord (mm)	40
PSP Painted Length (mm)	120
Rotor Radius (mm)	400
Rotational Speed (RPM)	2080
Tip Speed (m/s)	87
Tip Mach Number	0.2562



Fig. 4. Airfoil section geometry(NACA0012)

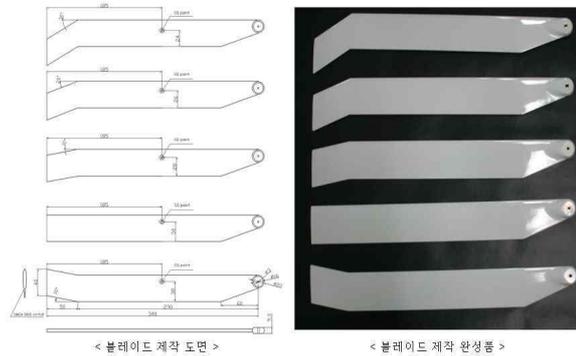


Fig. 5. The shapes of rotor blades

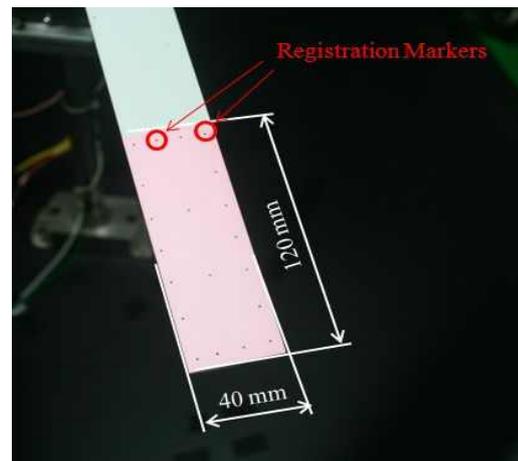


Fig. 6. Painted rotor blades

었다.

PSP 실험을 위해서는 압력감응페인트에 에너지를 주사하기 위한 광원(Flash lamp, Laser)과 페인트의 발광강도를 저장하기 위한 카메라(CCD

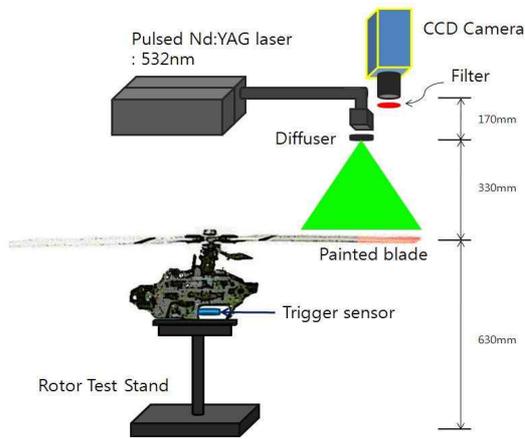


Fig. 7. Schematic of the PSP experiment

Camera)가 필수적이며, 그 외에도 모든 장비의 신호 타이밍을 조절하기 위해 Pulse/delay Generator가 필요하다. 또한 특정 파장의 영역만을 투과시켜주는 필터를 카메라 렌즈 앞에 장착해야 한다. Fig. 7은 본 실험에 사용된 축소형 로터 시험 장치의 구성도를 나타낸 것이다.

일반적인 PSP 실험에서는 광원으로 특정 파장의 빛만을 통과시켜주는 Band-pass Filter를 장착한 LED lamp가 많이 사용된다. 하지만 고속으로 회전하는 로터 블레이드의 순간적인 압력 변화를 측정하기 위해 LED lamp를 사용할 경우 광량이 적어 측정되는 발광강도 또한 매우 낮아진다. 이 문제를 해결하기 위해 PSP 이미지를 다수 측정하여 평균화하는 Phase-averaging 기법<sup>(5)</sup>이 연구되었지만, 이 경우 로터 블레이드의 가장자리에 번짐(blur) 현상이 나타나게 되어 정확한 압력분포 측정이 어렵다. 따라서 이런 요인을 제거하기 위한 방법으로 Single-shot lifetime 측정기법이 개발되었다<sup>(6)</sup>. Single-shot lifetime 측정기법은 LED lamp보다 훨씬 큰 에너지를 가진 532nm 파장의 Pulsed laser를 광원으로 이용하기 때문에 이미지 평균화 작업 없이 한 번에 발광강도가 높은 이미지를 획득할 수 있다.

또한, Lifetime 방법을 적용하기 위해서는 높은 해상도와 빠른 셔터 스피드를 가진 CCD 카메라가 필요하다. 본 실험에서는 PCO.2000mod 버전의 CCD 카메라를 사용하여 PSP 이미지를 얻었다. 이 카메라는 2048×2048 pixel의 해상도를 가지며 셔터 스피드가 최소 0.5 μs이다. 또한, Double expose mode 기능이 있어 Gate 1과 Gate 2의 이미지 획득이 가능하였다.

### 3.2 실험조건

고속으로 회전하는 로터 블레이드의 순간적인

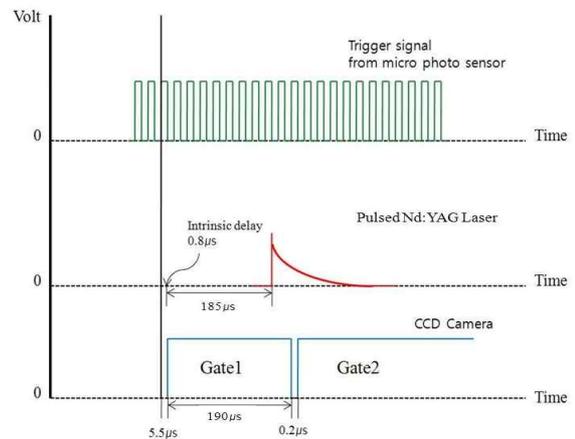


Fig. 8. Fast-responding PSP timing diagram

압력 변화를 측정하기 위해서는 광원이 켜지는 순간과 블레이드에 도포된 PSP가 반응하여 빛을 방출하는 신호 타이밍을 잘 맞추어야 CCD 카메라에 정확한 이미지를 저장할 수 있다. 본 실험의 경우는 신호 타이밍을 Fig 8.과 같이 조절하였다. 신호 타이밍은 축소형 로터 시험 장치의 회전축에 장착된 센서를 기준 신호로 사용하였으며, 레이저의 Q-switch delay 시간은 레이저 빔의 강도를 결정하므로 레이저 빔의 강도가 충분히 높게 발생될 수 있도록 185 μs으로 조절하였다. CCD 카메라의 Gate 1 노출 시간을 190 μs으로 설정하여 실제 Gate 1 이미지에 영상이 노출되는 시간을 9.7 μs이 되도록 설정하였다.

압력감응페인트는 특정 파장의 빛 에너지에 반응하기 때문에 로터 블레이드가 회전하며 발생하는 표면 압력뿐만 아니라 로터가 정지된 상태에서도 외부 빛에 의해 반응할 수 있으므로 실험실 창문은 모두 암막으로 가려 외부에서 들어오는 빛을 모두 차단하였다. 그 외에도 컴퓨터 모니터나 기타 시험 장치에서 나오는 불빛들에 의한 영향을 제거하기 위하여 Background image를 획득하여 이를 이미지 처리과정에서 보상해주었다.

실험 조건에서의 외부 온도는 약 26.4 °C였으며 실험도중 온도 변화 폭은 약 ±0.2 °C정도로 매우 낮았다. 이때의 외부 대기압은 약 1,004 ~ 1,010 hPa이었다. 본 실험에서의 로터 블레이드 회전 속도는 약 2080 rpm으로 설정하였다. 그 이유는 로터 시험 장치가 지지대에 고정되어 있기 때문에 특정 속도에서는 공진현상으로 인한 진동이 극대화되었기 때문이다. 따라서 진동이 없는 안정적인 회전상태에서 축소형 로터 시험 장치가 낼 수 있는 가장 빠른 회전 속도를 실험

조건으로 설정하였다. 이 경우 실험 조건에서의 Tip speed는 약 87.12 m/s이며, 이를 마하수로 변환하면 Tip Mach Number  $\approx 0.2562$ 가 된다. 로터 블레이드의 표면 압력 측정은 정지비행 (Hovering) 상태에서 로터 블레이드의 Collective Pitch 각도를 5°, 8°, 12°, 3가지 경우로 바꿔가며 수행하였고, 이때의 로터 블레이드 Azimuth 각도는 헬리콥터의 전진 방향을 180° 위치로 두었을 때 270° 위치에서 모두 측정 되었다.

CCD 카메라는 렌즈면이 블레이드의 회전면과 수평이 되도록 설치하였으며, 로터 블레이드의 압력 측정을 위해 획득된 이미지는 각 조건별로 로터가 회전할 때(Wind-on)의 Gate 1과 Gate 2 이미지 2장, 로터가 완전히 멈춘 상태에서(Wind-off)의 Gate 1과 Gate 2 이미지 2장, 그리고 외부 Noise를 제거하기 위한 Background image 2장 Gate 1과 Gate 2를 포함하여 6장의 이미지를 각각 획득하였다. 이 때 Wind-off image와 Background image는 각각 64장을 평균화하여 1장의 이미지를 획득하였으며, Wind-on image는 총 75장을 획득하여 이미지 처리 과정에서 20장을 평균화하여 1장으로 저장하였다. 이렇게 획득된 이미지들은 조금씩 위치차이를 가지게 되는데, 로터 블레이드 실험 전 블레이드 표면에 20~23개의 Marker를 찍어 이미지 처리 과정에서 이를 보정해주었다.

### 3.3 PSP 교정

PSP 압력 교정 방법에는 *A priori* 교정과 *In situ* 교정 2가지가 있다<sup>(10)</sup>. *A priori* 교정의 경우 압력감응페인트가 도포된 쿠폰(Sample)을 압력과 온도가 조절 가능한 챔버에 넣고 압력과 온도를 변화시켜가며 쿠폰이 방출하는 발광강도를 측정하여 압력과 발광강도의 관계비를 얻기 위한 교정 방법이며, *In situ* 교정은 시험 모델 표면에 압력감응페인트와 함께 소수(少數)의 압력공을 설치하여 PSP로 측정한 압력에 압력공으로 측정한 압력을 적용하여 압력 오차를 교정해 주는 기법이다.

압력감응페인트를 이용하여 정량적인 압력 또는 압력계수( $C_p$ )를 정확히 계산하기 위해서는 *A priori* 교정과 *In situ* 교정을 모두 수행해야 주어야 한다. 하지만 로터 블레이드와 같이 두께가 얇은 경우 *In situ* 교정을 위한 압력공 설치가 어려우므로 본 실험에서는 PSP 교정기를 이용하여 *A priori* 교정만을 적용해 주었으며, 이를 Fig. 9에 나타내었다.

압력감응페인트는 압력에도 반응하지만 온도에도 민감하게 반응한다. 그렇게 때문에 PSP 시

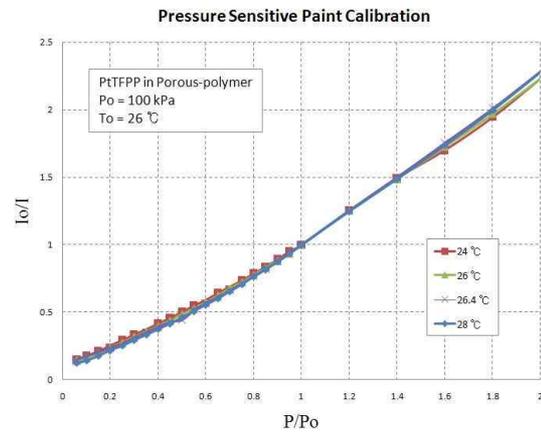


Fig. 9. *A priori* calibration curves

험이 진행되면서 페인트가 도포된 부분의 온도가 바뀌면 정확한 압력을 얻을 수가 없다. 이 같은 문제를 해결하기 위해 온도감응페인트(TSP-Temperature Sensitive Paint)를 이용하여 온도 보상을 해주는 방법이 있으며, 그 외에도 온도민감도가 매우 낮은 Binary PSP를 이용하기도 한다.

본 실험에서는 Fig. 9의 *A priori* 교정 곡선에서 보듯이 온도에 따른 압력과 발광강도의 차이가 작고, 실험 환경에서의 온도 변화가 약  $\pm 0.2$  °C로 매우 작았으므로 온도 보정은 따로 수행하지 않았다.

## IV. 실험결과

### 4.1 정성적 압력 분포

본 실험에서 측정된 압력 분포 이미지를 Fig. 10 ~ Fig. 14에 로터 블레이드 끝단 Sweepback 각도별로 정리하여 나타내었다. 정성적 압력 분포 변화를 확인하기 위한 로터 블레이드 표면의 압력 분포는 Wind-on에서의 압력과 Wind-off에서의 압력의 비( $P/P_{ref}$ )로 표현하였다. 이 때  $P_{ref}$ 는 대기압 조건이다.

측정된 압력 분포를 보면 끝단 Sweepback 각도에 관계없이 로터 블레이드 윗면의 압력은 컬렉티브 피치각을 증가시킬수록 블레이드의 앞전부분에서 압력이 낮아지는 것을 확인할 수 있다. 또한 로터의 허브(Root)방향에서 블레이드 끝(Tip)으로 갈수록 압력이 점차 높게 형성되는 것을 관찰할 수 있는데, 이는 로터가 회전함에 따라 윗면과 아랫면에서 발생하는 압력의 차이에 의해 끝단와류(Tip Vortex)가 발생했기 때문이다.

Figure 10 ~ Fig. 14에서 보는 것처럼 정성적 압력 분포 결과를 살펴보면 형상이 다른 로터

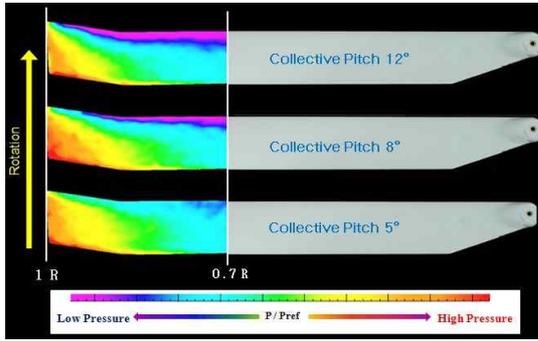


Fig. 10. Surface pressure distributions Tip Sweepback Angle -10°

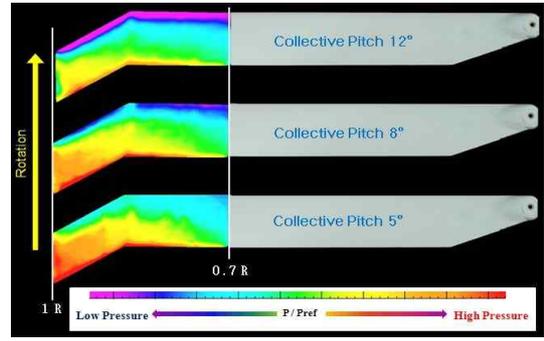


Fig. 14. Surface pressure distributions Tip Sweepback Angle 30°

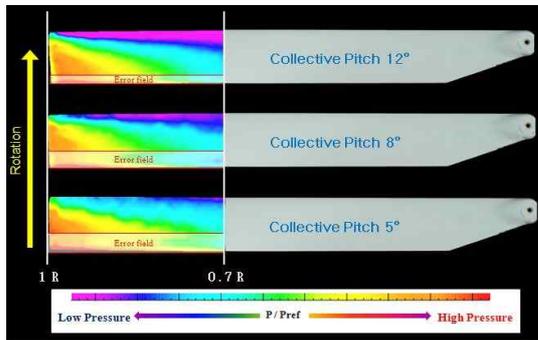


Fig. 11. Surface pressure distributions Tip Sweepback Angle 0°

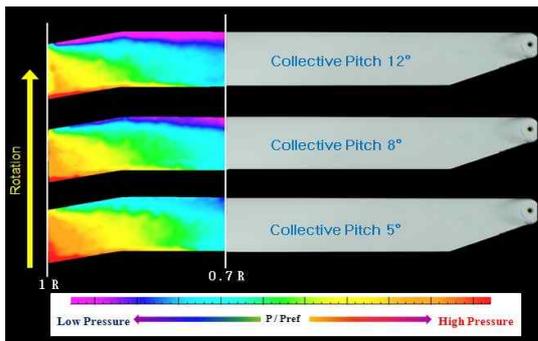


Fig. 12. Surface pressure distributions Tip Sweepback Angle 10°

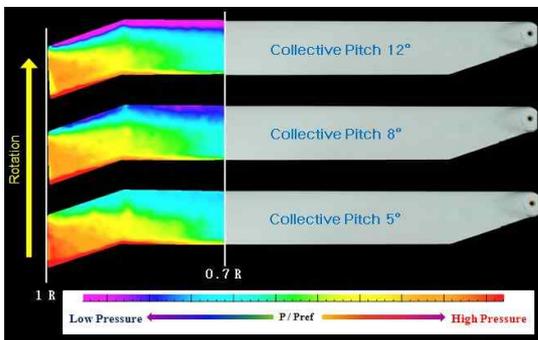


Fig. 13. Surface pressure distributions Tip Sweepback Angle 20°

블레이드의 압력 분포 경향성을 쉽게 확인할 수 있다.

### 4.2 정량적 압력 분포

PSP의 정확도를 확인하기 위하여 로터 블레이드 끝단 Sweepback 각도가 0°인 경우에 대해서 NASA에서 실험한 로터 블레이드 압력 결과<sup>(8)</sup>와 비교해 보았다.

압력분포의 정량적 비교에 앞서 먼저 끝단 Sweepback 각도 0°의 측정된 이미지를 살펴보면 에러영역(Error field)이 존재하는 것을 확인할 수 있다. 이는 압력 분포 이미지를 측정할 때 끝단 Sweepback 각도 0°에서만 이미지의 좌·우측 밝기 불균형이 생겼고 이로 인하여 에러영역이 발생한 것이다. 그 원인은 이미지 획득단계에서 fps(Flame per second)를 높이기 위하여 측정 프로그램의 Dual Converter 기능을 사용했기 때문이다. Dual Converter 기능을 사용할 경우 획득되는 빛의 양에 따라 이미지의 좌·우측 밝기가 다르게 나타나는 현상이 발생하게 되는데, 이는 이미지 처리 과정에서 교정이 불가능하기 때문에 코드방향으로 앞전에서부터 65% 영역의 데이터만 최종적으로 이용하였다.

통상적인 PSP 실험에서는 압력 측정의 정확도를 높이기 위하여 *A priori* 교정과 *In situ* 교정이 함께 수행된다. 만약 *A priori* 교정만을 수행하고 *In situ* 교정을 수행하지 않을 경우, PSP로 측정된 압력 값과 실제 압력 값을 비교하면 두 값이 전체적으로 일정한 차이(Offset)가 나타난다. 이러한 차이를 교정하기 위해서는 *In situ* 교정이 수행되어야 하지만 앞에서 설명하였듯이 로터 블레이드의 경우 *In situ* 교정을 위한 압력공 설치가 매우 어려우므로 본 실험에서는 *In situ* 교정을 대신하여 CFD 전산해석 결과를 이용하였다. CFD 압력 데이터는 NASA의 로터 블레이드 압력

측정 실험과 매우 유사한 조건에서 수행한 강희정 외<sup>(13)</sup>의 비정렬 격자를 이용한 정지비행상태에서의 헬리콥터 유동장 수치해석 결과를 이용하였고, 교정방법은 간단하게 로터 블레이드의 코드에 따른 CFD 압력계수 값과 PSP의 압력계수 값 차이를 평균한 값으로 PSP 압력계수를 교정하였다.

정량적으로 압력 측정 결과를 비교한 로터 블레이드의 위치는 스패방향  $r/R=0.8$ ,  $r/R=0.89$ ,  $r/R=0.96$ 의 3개 지점에 대하여 코드방향 압력 분포를 비교하여 Fig. 15 ~ Fig. 17에 나타내었으며, 블레이드 끝단 Sweepback 각도  $0^\circ$ 에서 컬렉티브 피치각도가  $8^\circ$ 인 경우에 대해 코드 방향에 따른 압력계수( $C_p$ ) 값으로 그래프를 그려보았다. 그래프에서 보듯이 PSP로 측정된 압력 분포 데이터를 교정하기 전에는 NASA의 압력 측정 결과보다 다소 높은 압력계수 값을 가지고 있지만 이를 CFD에서 계산된 압력계수 값을 이용하여 교정해주었을 때는 블레이드의 앞전 10% 이전 부분을 제외하고 NASA의 압력 측정 결과와 PSP의 압력 분포 특성이 매우 유사하다는 것을 확인할 수 있다. 앞전 10% 이전 부분의 오차 원인은 이미지 처리 과정에서 블레이드 이미지의 최외각 모서리가 정확하게 맵핑되지 않았기 때문이다. 블레이드 최외각 이미지가 정확히 맵핑되지 않을 경우 블레이드 영역 밖의 발광강도와 블레이드의 발광강도가 극명하게 차이 나기 때문에 이러한 현상이 발생하게 된다. 이런 문제를 해결하기 위해서는 PSP 실험 과정에서 Wind-on과 Wind-off 이미지가 정확히 같은 위치에서 촬영될 수 있도록 세심한 주의를 기울여야 하며, 이미지 처리 과정에서도 이를 교정할 수 있는 기법이 좀 더 연구되어야 할 것이다. PSP의 압력계수 교정 전과 후의 오차 수준은  $r/R=0.8$ 에서 약 0.4,  $r/R=0.89$ 에서 약 0.5,  $r/R=0.96$ 에서 약 0.7 정도였다. 이처럼 스패 방향으로 교정 계수가 점차 증가하는 것은 로터 블레이드의 경우 로터의 허브 축을 중심으로 회전하기 때문에 블레이드 끝단으로 갈수록 로터의 회전 속도가 더 빨라지게 되는데, 이미지 처리 과정에서는 스패 방향에 따른 속도 값이 아닌 일정한 값을 사용하였기 때문에 로터 블레이드 끝단으로 갈수록 압력계수의 오차 수준이 더 증가한 것으로 판단된다. 이는 Intensity 측정기법에 적합하도록 제작된 ISSI社의 상용 이미지 처리 프로그램(OMS ProImage 3.0)을 사용했기 때문으로 향후 Lifetime 측정기법에 적합한 이미지 처리 프로그램이 개발된다면 고속압력감응페인트기법의 정확도가 좀 더 높아질 수 있을 것이다.

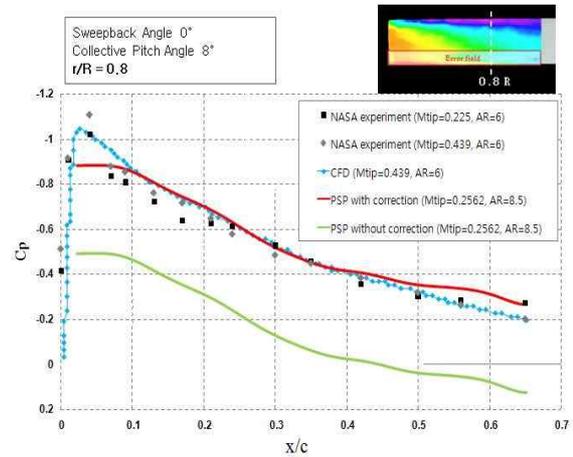


Fig. 15. Comparison with NASA experimental data at  $r/R=0.8$  and collective pitch= $8^\circ$

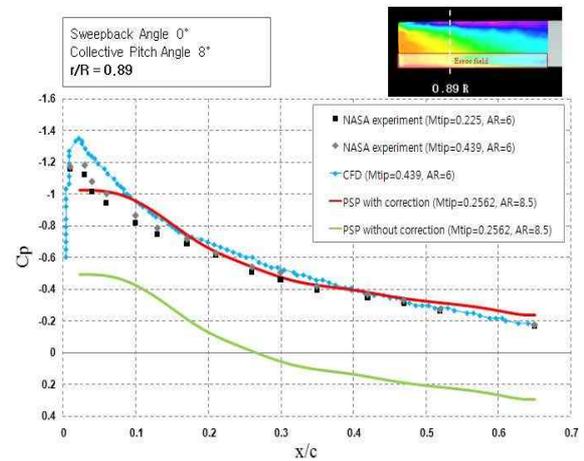


Fig. 16. Comparison with NASA experimental data at  $r/R=0.89$  and collective pitch= $8^\circ$

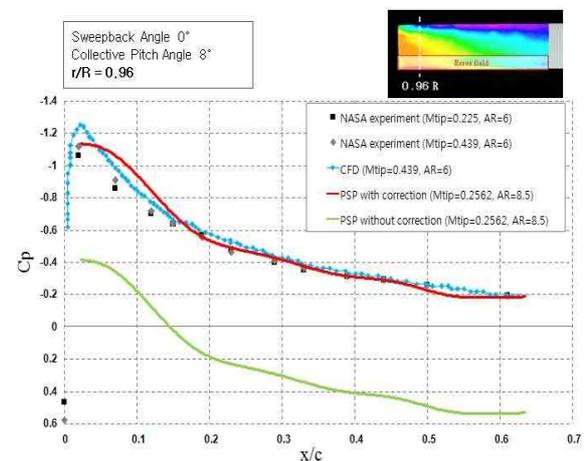


Fig. 17. Comparison with NASA experimental data at  $r/R=0.96$  and collective pitch= $8^\circ$

## V. 결 론

본 실험을 통해 고속압력감응페인트를 이용한 로터 블레이드 표면 압력 측정 기법에 대해 살펴 보았고, 이를 이용하여 고속으로 회전하는 로터 블레이드 끝단 30% 영역 전체의 압력 분포 변화를 확인할 수 있었다. 정성적으로는 블레이드의 컬렉티브 피치각이 변화함에 따라 블레이드 윗면의 압력 분포 경향성을 쉽게 확인할 수 있었으며, 정량적으로는 CFD를 활용한 *In situ* 교정을 통해 압력 측정의 정확도를 높일 수 있었다. 이를 통해 압력공을 이용한 일반적인 로터 블레이드 실험과는 달리 형상이 다른 다수의 로터 블레이드도 어렵지 않게 표면 압력 측정이 가능하다는 것을 검증하였다.

앞으로 PSP를 회전하는 로터에 적용할 경우에 발생하는 정확도 감소 요인들을 확실하게 교정할 수 있는 기법들이 좀 더 연구된다면 고속압력감응페인트기법이 로터 블레이드와 같은 표면 비정상압력 측정에 매우 유용하게 적용될 수 있다는 가능성을 이번 실험을 통해 확인할 수 있었다.

## References

- 1) Bell, J. H., "Application of Pressure-Sensitive Paint to Testing at Very Low Flow Speeds," 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January, AIAA 2004-0878.
- 2) Yamashita, T., Sugiura, H., Nagai, H., Asai, K., and Ishida, K., "Pressure-Sensitive Paint Measurement of the Flow around a Simplified Car Model," Journal of Visualization, Vol. 10, No. 3, 2007, pp.289-298
- 3) Asai, K., Nakakita, K., Kameda, M., and Teduka, K., "Recent topics in fast-responding pressure-sensitive paint technology at national aerospace laboratory," Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, 19th International Congress on ICIASF 2001, Cleveland, OH, pp.25-36.
- 4) Gregory, J. W., "Porous pressure-sensitive paint for measurement of unsteady pressures in turbomachinery," 42nd AIAA Aerospace

Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, AIAA 2004-0294.

- 5) Wong, O. D., Neal Watkins, A., and Ingram, JoAnne L., "Pressure sensitive paint measurements on 15% scale rotor blades in hover," 35 th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, San Francisco, CA, AIAA 2005-5008.

- 6) Kumar, P., "Development of a single-shot lifetime PSP measurement technique for rotating surfaces," M.S. Thesis, The Ohio State University, Columbus, OH, 2010.

- 7) Juliano, T. J., Kumar, P., Peng, D., Gregory, J. W., Crafton, J., and Fonov, S., "Single-shot, lifetime-based pressure-sensitive paint for rotating blades," Measurement Science and Technology, Vol. 22, No.8, 2011.

- 8) Caradonna, F. X. and Tung, C., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," NASA TM 81232, 1981.

- 9) Jung, H. J. and Kwon, K. J. "Surface pressure measurement on a wing of SWIM by using PSP," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 36, No. 4, 2008, pp337-345.

- 10) Liu, T. and Sullivan, J. P., "Pressure and temperature sensitive paints," Springer, New York, 2005.

- 11) Goss, L., Jones, G., Crafton, J., Fonov, S., and Fonov, V., "Temperature Compensation for Lifetime-Based Pressure Sensitive Paint Systems" Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, 21st International Congress on ICIASF 2005, Sendai, Japan, pp.283-292.

- 12) Sakaue, H., "Porous pressure sensitive paints for aerodynamic applications," MS Thesis, School of Aeronautics and Astronautics, Purdue University, West Lafayette, IN, 1999.

- 13) Kang, H. J. and Kwon, O. J., "Unstructured Mesh Navier-Stokes Calculations of the Flow Field of a Helicopter Rotor in Hover," Journal of The American Helicopter Society, Vol. 47, No. 2, 2002, pp.90-99.