

# 로터 블레이드와 전방와류의 상호작용에 의한 진동특성 측정에 관한 연구

A Study on The Measurement of Vibration Characteristics by Iteration of The Rotor Blade and The Front Vortex

이명옥\* · 최종수\*\* · 이욱\*\*\*

Myoung Ok Lee, Jong Soo Choi, Wook Rhee

**Key Words** : 전방와류 상호작용(Front Vortex Interaction), 진동(Vibration), 로터 블레이드(Rotor Blade), 스트레인게이지(Strain Gage), 블레이드 강성도(Blade Stiffness), 5공 피토투브(5-hole pitot tube)

## ABSTRACT

The focus of this paper is to observe the aerodynamic and vibration characteristics of the NACA0012 blade( $AR = 16.6$ ) fixed on the lower surface of the wind tunnel, by changing air speed and the blade's angle of attack. After fixing a slit-typed vortex generator on the front of the blade, it could be observed that the vibrational characteristics caused by interactions between vortex and blade through the 5-hole pitot tubes. And, also, two different blades in stiffness had been prepared for observing those characteristics above in this experiment. The results were compared with the given stiffness of blade, as well. According to the results, it is clear to recognize that the vibration spectrum increases while air speed and angle of attack increase, and, also, less stiffness means bigger vibration spectrum.

## 1. 서 론

회전의 항공기는 좁은 공간에서의 수직이착륙 가능성, 제자리 비행성능, 뛰어난 기동성 등 많은 장점을 지니고 있으나, 고정의 항공기에 비하여 상대적으로 과도한 기체 진동과 소음이 발생하는 단점을 가지고 있다. 이러한 문제는 진동에 대한 내구성을 확보하기 위한 이륙중량의 증가를 초래하며 이에 따른 발생 소음은 피탐성 증가로 인한 생존성의 저하와, 민간항공기의 경우 소음공해의 유발 등의 문제를 발생시킨다. 회전의 항공기의 진동과 소음은 본질적으로 주기성을 지니는 로터의 비정상 유동과 기체와의 상관관계에 의하여 발생하는 것으로 알려져 있다.

이러한 진동하는 회전의 항공기 로터의 비정상 유동에 대한 해석은 기체의 특성상 구조 동역학적 해석의 어려움이 있고 블레이드의 회전 시 큰 탄성 거동 및 후류 등의 영향

으로 인한 공기역학적 해석의 어려움이 존재할 뿐만 아니라, 구조 동역학과 공기역학이 결합되어 발생하는 회전익의 공력탄성학적 및 공력 기계적 불안정성(Aeroelastic & Aeromechanical Instability)과 진동해석에 있어 어려움이 존재한다. 이에 따라 현재까지의 연구는 해석기법 및 계산 자원의 부족으로 공기역학적 관점에 치중하여 강제로 고정된 로터에서 발생하는 유동장의 해석만이 가능한 상태이다. 따라서 추후 이의 해석방법 개발에 있어 많은 노력이 기울여져야 할 뿐만 아니라 해석 결과를 입증하고 기준이 될 많은 실험적 연구가 필요하다.

따라서, 본 연구에서는 블레이드의 변형에 영향을 주는 물성치(EI)가 다른 두개의 NACA0012 사각 블레이드를 풍동벽면에 고정시키고 속도와 받음각에 대한 공력 및 진동특성을 연구하였다. 또한 블레이드 전방에 와류 발생기를 적용하여, 이 와류에 의해 블레이드의 진동특성 변화를 관찰하였다.

본 실험에서는 블레이드의 공력 및 진동특성 측정을 위해 3축 로드셀과 스트레인 게이지를 이용하였으며, 신뢰성 있는 데이터 획득을 위하여 3축 로드셀과 압력변환기의 보정실험을 선행하였다. 또한 와류의 세기 측정을 위해 5공 피토투브를 사용하였다.

\* 충남대학교 항공우주공학과  
E-mail : oktoc@hanmail.net  
Tel : (042)821-7774, Fax : (042)821-9225

\*\* 충남대학교 항공우주공학과

\*\*\* 충남대학교 항공우주공학과

## 2. 실험장치

### 2.1 풍동

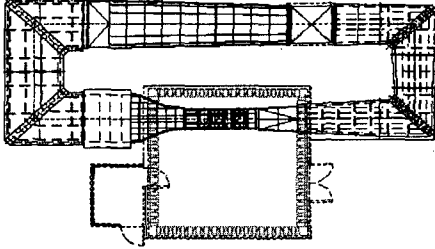


그림 1 중형 아음속 풍동 개략도

본 실험에서 사용된 풍동은 260kW의 DC motor에 의해 구동되며, 직경 2350mm의 축류 송풍기를 사용한 폐회로 아음속 풍동으로써 2개의 측정부를 교체 사용할 수 있으며, 개방형으로도 측정가능하다. 본 연구에서는 1800mm(W) × 1800mm(H) × 5200mm(L)의 크기를 가지는 제 2 측정부를 사용하여 실험을 수행하였으며, 측정부의 풍속은 DC motor로 제어하며 최대 35m/s 범위 내에서 풍속조절이 가능하다.

### 2.2 블레이드

본 실험에서 사용한 두 개의 사각 블레이드는 단면 형상이 NACA0012인 대칭 에어포일이며, 시위(chord)길이가 80mm, 스패น 830mm로 가로세로비(AR)가 16.6 이다. 모델의 재질은 복합재료이며 root 부분은 3축 로드셀과 고정을 위해 FRP로 보강하였다.

Model	#1	#2
역형 타입	NACA0012	NACA0012
길이 (mm)	800	800
폭 (mm)	50	50
중량 (g)	219.05	186.31
강성도 (EI) [Nm <sup>2</sup> ]	16.16	6.74
재질	복합재료	복합재료
Blade Twist (deg)	0	0
비고	<input type="checkbox"/> 기중폭 (상부 연지니아) 보강재 <input type="checkbox"/> 강성도에 따라 #1 및 #2로 나누어 실험	

그림 2 NACA0012 블레이드의 재원 (Model #1 & Model #2)

본 실험에서는 풍동 벽면에 고정된 블레이드의 공력 및 진동 특성을 측정하기 위해 그림 2와 같이 블레이드의 앞전으로부터 1/4c 지점에 스패น 방향으로 Full Bridge를 구성한 스트레인 게이지를 부착하였다. 사용된 스트레인 게이지는 MM社의 EA-06-250MQ-350 이며 플랩모드를 측정하기 위해 블레이드의 윗면과 아랫면에 마주 보도록 스트레인 게이지

를 부착하였다. 이 때 Tip에 위치한 스트레인 게이지부터 Gage-1, Gage-2, Gage-3, Gage-4라 한다.

### 2.3 블레이드의 기본 물리량 측정

#### (1) 강성도(stiffness) 측정

본 실험을 위해 제작한 두 개의 블레이드는 각각 다른 강성도(stiffness)를 가지고 있으며, 플랩방향 강성을 정확히 측정하는 것이 본 실험결과를 예측하고, 분석하는데 매우 중요한 요소가 된다.

본 실험에서는 그림 3과 같이 모멘트-변형 방법을 사용하였으며 블레이드 root 부분을 고정하고 고정지점 부터 스패ن 방향으로 805mm, 코드 방향으로 1/4c(12.5mm)되는 부분에 하중을 가하였다. 이때 하중변화에 따른 블레이드의 변형 측정은 고정지점으로 부터 380mm 되는 지점에 Height gage와 Dial gage를 이용하여 측정하였다.

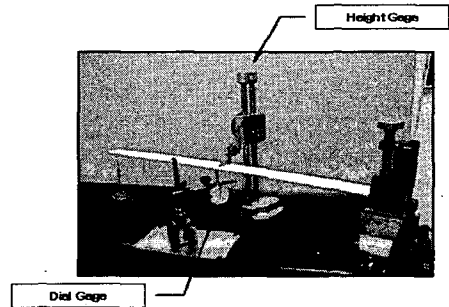


그림 3 플랩방향 강성도 측정실험장치 구성도

오일러 빔을 가정하고 외팔보의 경계조건을 이용하면, 블레이드의 고정 단으로 부터 a지점에 하중 p를 가했을 때 x지점에서의 변형을 y라 하면 플랩방향 강성은 다음 식으로 구할 수 있다.

$$EI = \frac{-\frac{pa}{2}x^2 + \frac{p}{6}x^3}{y} \quad (1)$$

측정 결과 표 1과 같이 두 블레이드의 강성도 값은 약 2.4 배의 차이가 있으며, 두 블레이드 중 강성도가 큰 것을 Model #1, 작은 블레이드를 Model #2라 하겠다.

표 1 강성도(stiffness)가 다른 두 블레이드의 EI

Blade	Model #1 (stiff)	Model #2 (Flexible)
강성도 : EI (Nm <sup>2</sup> )	16.16	6.74

#### (2) 고유 진동수 측정

풍동 벽면에 고정된 블레이드의 진동 특성을 예측하기 위해 Model #1과 Model #2의 고유진동수를 측정해야한다. 각 블

레이드의 고유진동수는 스펠 방향으로 부착된 스트레인 게이지를 통해 측정 할 수 있으며, 본 실험에서는 Shaker 를 이용해서 플랩모드의 고유진동수를 측정하였다.

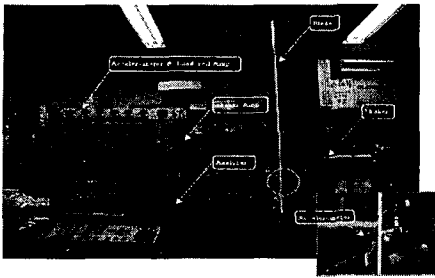


그림 4 Shaker test 장치 구성도

그림4와 같이 장치를 구성 후 Analyzer를 통해 random 신호를 shaker에 가하고 블레이드의 스펠방향으로 가속도계 (accelerometer)의 위치를 변화시키며 실험한다.

측정된 데이터들은 Analyzer를 통해 분석할 수 있으며, 전달 함수(Transfer Function)와 위상각 변화로부터 고유 진동수를 찾아낸다. 또한 각 모드의 진동수에서 주파수 응답 함수( $H(\omega)$ )의 허수부를 취하여 이를 가진 위치에서의 변형으로 하여 가진 위치의 값을 연결 시켜 모드 shape을 구할 수 있다.

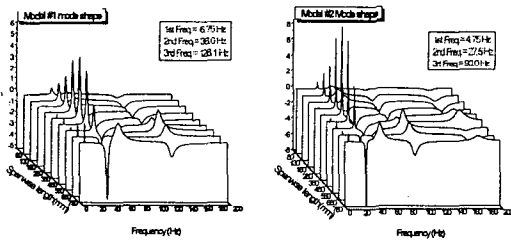


그림 5 Shaker Test를 통한 블레이드의 Mode Shape (左 : Model #1, 右 : Model #2)

측정 결과 그림 5와 같이 각 모드에서 Model #1의 고유진동수가 Model #2의 고유진동 수보다 높은 주파수를 갖으며, 좀 더 유연한 Model #2의 Amplitude가 더 높게 나타남을 알 수 있다. 이것은 블레이드 Model #2가 동일한 조건에서 더 큰 진폭으로 진동하게 됨을 나타낸다.

표 2 블레이드의 고유진동수

Natural Frequency (Hz)		1 <sup>st</sup>	2 <sup>nd</sup>	3 <sup>rd</sup>
Blade Model #1	Theory	6.48	40.68	113.90
	Shaker test	6.75	38.05	126.14
Blade Model #2	Theory	4.17	27.94	78.16
	Shaker test	4.75	27.58	90.05

본 실험을 통해 알게 된 각 모드별 고유진동수와 강성도 (EI)를 이용해 이론적인 고유진동수를 비교하면 다음과 같다.

### 2.3 와류 발생기

#### (1)와류발생기의 원리

블레이드 전방에 비정상 와류를 발생시켜 와류의 유무에 따른 블레이드의 진동 및 공력 특성을 비교하기 위해 그림 6과 같은 와류 발생기를 제작하였다. 이 와류 발생기는 지름 21.7mm, 높이 50mm 로서, 3개의 슬릿에서 풍동속도와 수직 방향으로 서로 다른 속도의 유동을 분출시켜 와류를 발생하는 원리로 제작 되었다. 이때 발생된 와류는 풍동내의 유동 흐름방향으로 전달되고 블레이드의 Tip부분에 닿게 되어 블레이드에 작용하는 공력 및 진동 특성을 변화 시킨다.

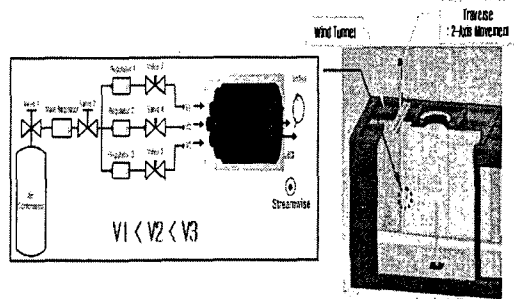


그림 6 와류 발생기의 원리 및 실험장치 구성

#### (2)와류최적화 실험

와류를 최적화하기 위해 와류 분출구의 와류 속도에 따른 블레이드 면에 작용하는 와류의 위치와 세기를 측정하였다. 풍동의 속도는 15(m/s)로 고정시키고, 와류 분출구의 분출 압력을 위쪽 슬릿(slit)부터 0.5bar, 1.0bar, 1.5bar로 고정하고 이에 따라 각 슬릿에서 분출되는 유속을 다르게 하여 실험하였다. 이때 와류의 세기 및 위치는 5공 피트 튜브를 이용하여 와류발생기를 중심으로 y방향으로 -60mm부터 +100mm까지, z축 방향으로 -60mm부터 +140mm 지점까지 20mm간격으로 99지점을 측정하였다.

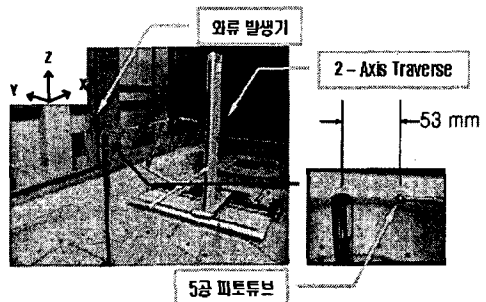


그림 7 와류 최적화를 위한 실험장치 구성

그림 7과 같이 실험 장치를 구성한 후 x 방향으로 50mm씩 이동시키며 와류의 성장 및 소멸 과정을 관찰하였다. 측정 결과 그림 8과 같이 와류 발생기에 의해 발생된 와류가 풍동속도방향으로 전달되며 점점 소멸하는 것을 관찰하였다.

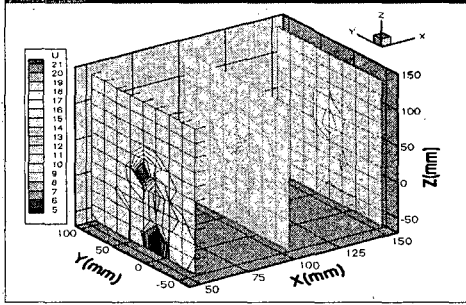


그림 8 와류발생기에 의해 발생된 와류의 분포

측정결과 와류 발생기로부터 z방향으로 80mm되는 지점에 와류가 발생하여 풍동의 속도방향(x방향)으로 전진하는 것을 알 수 있었으며 와류가 분출되는 속도를 증가시키면 와류발생기로부터 z방향으로 더 멀어짐을 예상할 수 있다.

### 3. 실험

#### 3.1 실험방법과 데이터의 처리

본 실험에서는 NACA0012 사각 블레이드를 풍동 바닥 면에 그림 8과 같이 고정시키고, 속도와 받음각에 따른 블레이드의 공력 및 진동 특성을 측정하였다.

우선 와류 발생기를 적용하지 않은 경우의 공력 및 진동 특성 측정을 위해 블레이드의 받음각이 0°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12° 일 때 풍동 시험부의 속도를 5, 10, 15, 20, 25, 30(m/s)로 변화시키면서 측정하였다. 이때 측정된 결과 중 블레이드의 받음각이 10°일 때 와류를 적용시켜 와류와 블레이드의 상호작용을 공력 및 진동 변화를 통해 측정하였다.

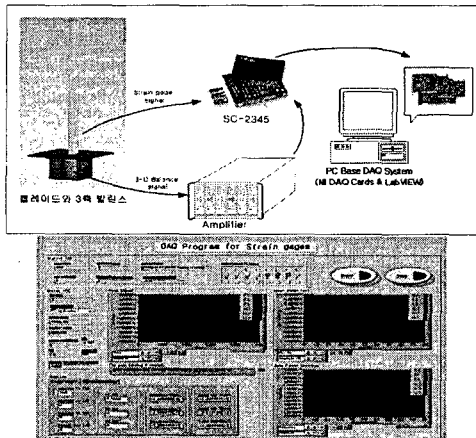


그림 9 실험장치 구성도(上)와 DAQ 프로그램(下)

그림 9과 같이 3축 로드셀의 신호는 Kyowa社의 6채널 신호 증폭기(Amplifier), DPM-611A를 통해 1000배에서 2000배 까지 증폭할 수 있으며, 이 장비는 1Hz에서 1kHz까지의 필터가 내장되어 있다. 또한, 블레이드에 부착된 스트레인 게이지의 신호는 NI社의 SC-2345 Signal Conditioner에 장착된 SG-04 Module을 통해 100배 증폭된다. 데이터 획득 및 데이터 처리장치는 PC에 내장된 NI社의 PCI-6025E A/D 변환기를 사용하였으며, LabVIEW 프로그램을 통해 시간영역과 주파수 영역에서 화면출력 및 저장될 수 있도록 프로그램 되어있다.

#### 3.2 와류적용 전

##### (1)속도와 받음각에 따른 무차원화

속도와 받음각 조건을 달리하여 3축 로드셀을 통해 얻은 데이터를 (2)식을 이용해 무차원화 하였다. 그림 10은 속도와 받음각에 따른 Model #1과 Model #2의 무차원계수를 측정된 그래프이다.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho \infty V^2 S}$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho \infty V^2 S} \quad (2)$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho \infty V^2 S l}$$

각 블레이드의 속도에 따른 무차원 계수  $C_L$ 값의 변화를 보면 받음각이 약 8° 일 때 변곡점을 갖게 되고, 이후 박리 현상이 나타남을 알 수 있다. 또한 강성도가 다른 블레이드라 할지라도 익형이 같은 두 블레이드에 작용하는 공력 값은 크게 변하지 않음을 알 수 있다.

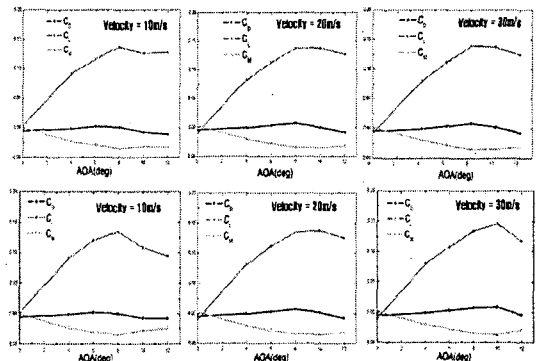


그림 10 속도와 받음각에 따른 무차원계수 (上: Model #1, 下: Model #2)

##### (2)블레이드에 작용하는 벤딩 모멘트 분포

블레이드에 스펠방향으로 발생하는 응력의 분포를 벤딩 모멘트(Bending Moment)로 나타내면 그림 11과 같다.

받음각 8°주위에서 가장 큰 벤딩 모멘트를 나타내고 있으며 속도에 따라 스펠방향에 작용하는 모멘트의 값도 커짐을 알 수 있다. 그러나 받음각과 속도가 같은 조건에서도 두 블레이드의 벤딩 모멘트 값이 큰 차이를 나타내고 있는데 이는 Model #2의 경우 Model #1에 비해 강성도가 낮아, 속도를 증가 시킬수록 탄성 축을 중심으로 비틀림이 발생하게 되며, 블레이드 단면적에 발생하는 받음각이 Model #1 보다 더 크게 된다. 이에 따라 Model #2에 더 큰 양력이 분포하게 되면서 벤딩 모멘트 또한 커지게 된다.

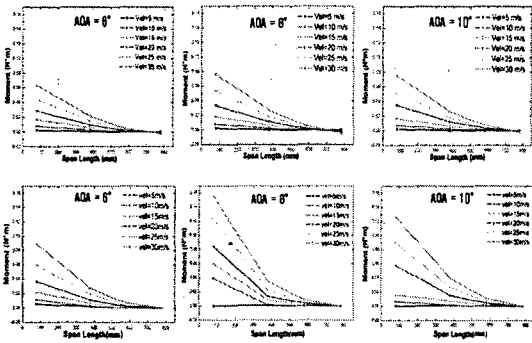


그림 11 속도와 받음각에 따른 스펠방향 벤딩 모멘트  
(上: Model #1, F: Model #2)

### (3)진동특성 측정

강성도가 다른 두 블레이드의 공력특성을 확인해 본 결과 특정한 속도와 받음각에서 새로운 경향이 나타남을 확인하였다. Model #1의 경우 받음각 8° 이후부터 스펠방향을 따라 분포하던 응력과 벤딩 모멘트의 크기가 감소함을 보였으며, Model #2의 경우도 받음각 8° 이후부터 블레이드의 root 쪽에서 불안정한 응력과 벤딩 모멘트 값을 나타내었다. 이러한 경향을 블레이드의 진동 스펙트럼을 통해 관찰하면 그림 12와 같다.

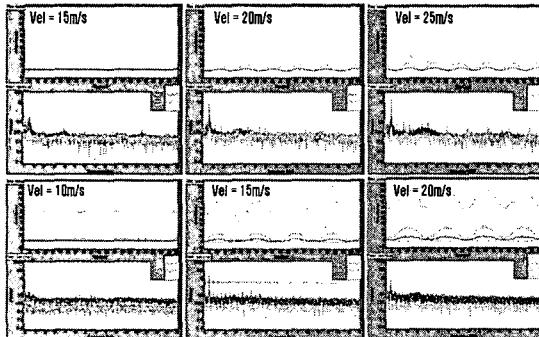


그림 12 받음각 10°에서의 진동 스펙트럼  
(上: Model #1, F: Model #2)

그림 12과 같이 받음각 10°에서 풍동속도를 증가시키면 블

레이드의 진동폭도 증가함을 알 수 있으며, Root에 위치한 스트레인 게이지의 스트레인 값이 가장 큰 폭으로 변형되고 있음을 알 수 있다. 이것은 블레이드가 고정되어 있는 root 부분에서 가장 큰 벤딩 모멘트와 응력이 작용하고 있음을 나타낸다. 또한 시간영역의 데이터를 FFT하면 받음각과 속도를 달리 하여도 두 블레이드의 진동은 각각 고유진동수로 진동하고 있음을 알 수 있다.

### 3.2 와류적용 후

전방에 와류를 적용하기 위해 그림 13과 같이 실험 장치를 구성하였다. 풍동속도는 15m/s로 고정하였으며 블레이드의 받음각 10°일 때 진동을 관찰 하였다. 이때 블레이드의 1/4c 와 tip으로부터 블레이드 스펠 방향으로 20%(165mm)되는 지점을 영점(0, 0, 0)으로 하여 (-60, 80, 0) 지점에 와류 발생기를 적용하고, (50, 0, 0) 지점에 5공 피토 튜브를 설치하여 블레이드 후류를 측정하였으며, 이와 동시에 블레이드에 작용하는 스트레인 값을 측정하였다.

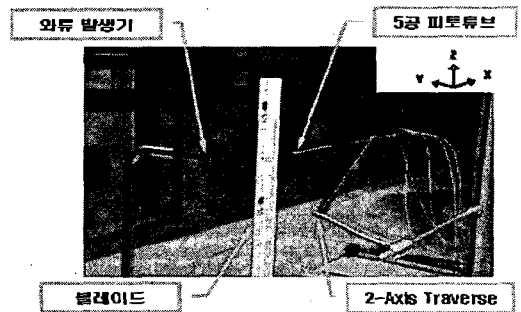


그림 13 블레이드 전방에 와류를 적용한 실험장치

실험 결과 그림 14와 같이 와류 적용 후의 블레이드 진폭이 적용 전 보다 커지는 것을 확인 할 수 있다. 이것은 와류가 블레이드와 상호작용을 하여 블레이드의 진동 폭을 증가 시킨 것으로 보여지며, 블레이드에 와류를 적용하여도 고유주파수로 진동하는 것을 확인 할 수 있다.

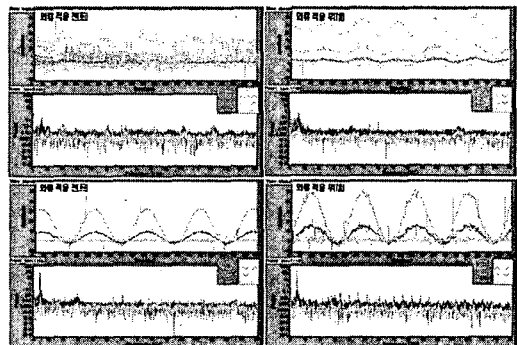


그림 14 와류 적용 유무에 따른 블레이드 진동 변화  
(上: Model #1, F: Model #2)

#### 4. 결과와 분석

본 연구에서는 강성도가 다른 두 블레이드의 공력 및 진동 특성을 비교함과 동시에, 블레이드 전방에 와류를 발생 시키고 블레이드와의 상호 관계를 관찰하였다.

그 결과 강성도가 작은 블레이드 일수록 속도와 받음각의 변화에 민감한 것을 알 수 있었으나 동일한 익형구조에서는 무차원 계수가 강성도와 무관하게 거의 일정함을 확인하였다. 그러나 블레이드의 스펠방향에 분포하는 벤딩모멘트의 값은 같은 조건에서 작은 강성도를 갖고 있는 블레이드가 더 큰 값을 갖게 됨을 확인하였다.

끝으로 전방와류를 적용시키지 않은 경우의 공력 및 진동 특성들과 전방와류 적용 후의 특성을 비교하기 위해 실험을 수행하였으며 그 결과 전방에 와류를 적용시킨 블레이드의 진동폭이 상대적으로 큰 것을 확인 하였다. 그러나 블레이드의 받음각과 속도를 변화시키고, 전방에 와류를 적용하여도 블레이드의 진동모드는 변하지 않음을 확인하였다.

#### 후 기

본 연구는 국방과학연구소 및 서울대학교 비행체특화연구센터의 연구비 지원에 의한 연구결과의 일부이며 지원에 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

- (1) M. H. Sadr Lahidjani 등, 2003, "Aeroelastic and Flutter Analysis of a Flexible Wing", 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Confere, Virginia.
- (2) 주 진, 1993, "힌지없는 헬리콥터 로우터의 정시 비행시 동적 특성에 관한 실험적 연구" 서울대학교 공학박사 학위 논문.
- (3) D. J. Ewins, "Modal Testing : Theory and Practice", Research Studies Press.
- (4) Hiroyuki ABE 등, "Management of a Logitudinal Vortex for Seperation Control", National Institute of Advanced Industrial Science and Technology, Nakami 1-2-1, Tsukuba, Ibaraki, 305-8564, Japan.
- (5) Frank N. Coton 등, "An Invertigation of the Effect of Tip Vortex Mass Injection on blade Vortex Interaction" Department of Aerospace Engineering University of Glasgow , G128QQ .
- (6) D. Patt, 등, 2003, "rotorcraft Vibration and Noise prediction Using a Unified Aeroelastic Analysis", 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Confere, Virginia.
- (7) Frank M. White, "viscous Fluid Flow", second edition, McGRAW-HILL INTERNATIONAL EDITION.