

技術論文

로터 실험 장치용 Rotating Balance의 설계 및 성능 검증에 관한 연구

이재하*, 이 욱*, 최종수**

A Rotating Balance Design and Performance Estimation for a Rotor Test Jig

Jae-Ha Ryi*, Wook Rhee* and Jong-Soo Choi**

ABSTRACT

In this study a 3-component rotating balance, which is designed to measure the thrust (F_z) and two moment components (M_x , M_y) simultaneously for a rotor test jig, is designed and its performance is validated experimentally. The low voltage signal from the strain gages mounted on the balance is amplified with a rotating amplifier, which is then fed through a slip-ring unit into the data acquisition system. In order to validate the accuracy of the calibration matrix obtained from a static calibration test, an additional reaction type balance is used to measure the thrust from a model rotor simultaneously, and shows very good result. Finally, the expanded uncertainty value, which is obtained from ISO method is estimated to be 2.82×10^{-1} , and the balance turns out to be reliable.

초 록

본 연구에서는 축소형 로터 실험 장치에서 로터 회전면에 수직으로 작용하는 추력(F_z)과 평행으로 작용하는 2축 모멘트(M_x , M_y)를 측정할 수 있는 3분력 Rotating Balance를 설계, 제작하고 성능실험을 통하여 검증하였다. Rotating Balance에 장착된 스트레인게이지의 미세신호는 로터와 함께 회전하는 신호증폭기를 거쳐 증폭되어 slip ring 을 통하여 데이터 취득장치로 전달되어진다. 정적 보정법을 통하여 얻어진 보정행렬식의 적합성 여부를 판단하기 위하여 기존에 개발된 reaction type balance를 사용하여, 로터가 회전시 발생하는 추력을 비교함으로써 측정 정밀도를 확인하였다. 또한, Rotating Balance의 확장 불확도는 A형 불확도와 B형 불확도를 계산하였고, 계산 결과로 부터 2.82×10^{-1} 의 값을 얻음으로서 신뢰성을 확인하였다.

Key Words : Rotating Balance(회전 밸런스), Helicopter Rotor(헬리콥터 로터), Rotor Test Jig(로터 실험 장치)

† 2008년 10월 22일 접수 ~ 2009년 2월 19일 심사완료

* 정희원, 충남대학교 항공우주공학과 대학원

** 정희원, 충남대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : jchoi@cnu.ac.kr
대전시 유성구 궁동 220번지

1. 서 론

헬리콥터의 로터블레이드나 틸트로터 항공기에 사용되는 프로펠러 성능에 대하여 실험을 수행하기 위해서는 로터 시스템의 축으로부터 추력

을 측정할 필요가 있다. 또한 헬리콥터 전진 비행 실험 및 틸트로터 항공기의 천이비행 상태와 같은 조건에서 실험을 수행하기 위해서는 실험장치의 로터의 허브에 작용하는 모멘트 값에 대한 변화를 보다 정확하게 관찰하기 위해 로터 허브와 가까운 위치의 축에서 작용하는 허브 모멘트 값을 관찰할 필요가 있다. 일반적으로 이러한 값을 측정하기 위해서는 높은 정밀도 및 재현성, 신뢰도가 요구된다. 하지만 기성제품으로 사용되어 지고 있는 로드셀 및 하중 측정 장비의 경우 실험조건과 목적에 부합되는 형태 및 측정 범위를 만족하기 어렵다. 게다가 회전하는 조건의 로터 실험장치의 축의 내부에 센서 및 신호 증폭장치를 구성하기에는 많은 제약이 따른다.

이러한 제약을 해결하기 위해 실험장치의 부품 설계단계에서부터 실험목적에 따라 시스템의 회전축의 변형률이나 베어링시스템의 마찰력을 활용하여 로터의 추력 및 토크를 측정하고 로터 시스템 운용 상태를 모니터링 하거나 허브시스템 구동을 위한 변속 시스템 내부에 밸런스를 설계하여 로터에 작용하는 힘을 측정하는 시스템을 구성하는 방법을 활용하고 있다[1][2].

본 논문에서는 충남대학교에서 개발한 로터 성능 측정 실험 장치에 적합한 Rotating Balance를 설계하여 기존에 보유하고 있는 검증된 로터 공력 측정 장치와 비교 실험을 통한 성능 검증에 대한 내용을 기술하고자한다.

II. 본 론

2.1 Rotating Balance의 설계

로터 실험 장치에서 로터허브가 고정되는 Rotating Balance의 전체적인 형상은 그림 1과 그림 2의 모습과 같다. 추력의 감지부는 총 3개의 빔(Beam)으로 구성하였으며 사용된 스트레인 게이지는 Full Bridge로 각각 빔에 구성을 하였다. 빔 설계에 사용된 식은 다음과 같다.

$$\sigma = \frac{FL(t/2)}{(bt^2/12)} = \frac{E(V_0/V_i)}{K} \quad (1)$$

- σ : 응력
- F : 추력에 의한 힘
- L : 보의 길이
- t : 빔의 두께
- b : 빔의 폭
- E : 탄성계수
- K : Gage Factor
- V_0/V_i : 휘스톤브리지 입출력 전압비

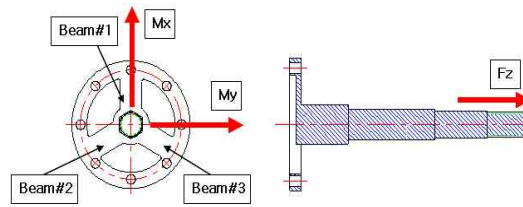


그림 1. Rotating Balance의 형상 및 보정방향

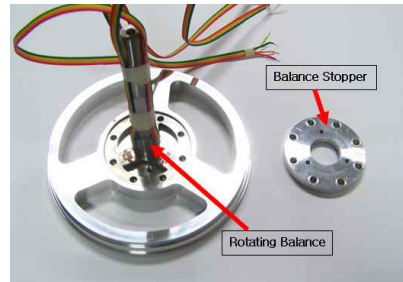


그림 2. Rotating Balance의 구성

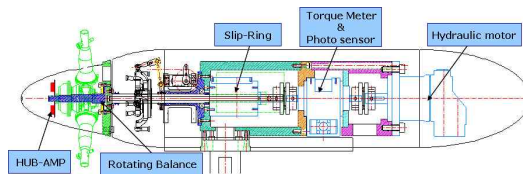


그림 3. 충남대학교 로터 실험 장치

식(1)내용을 기본으로 하는 감지부의 설계 조건은 추력은 450N이며 안전계수는 1.5로 고려하였다. 또한 이때 감지부의 출력 전압은 2mV/V가 나오는 범위로 설계하였고 사용 재료는 SK3 계열을 사용하였으며 결정된 허브모멘트 측정범위는 4.2Nm이다.

2.2 Rotating Balance의 구성 및 보정

본 연구에 사용되는 로터 실험 장치는 직접 제작을 한 Rotating Balance를 사용하여 추력과 허브모멘트 값을 측정 및 상태를 관찰 할 수 있다. Rotating Balance에서 측정하게 될 DATA는 로터의 추력(Fz)과 로터시스템의 허브모멘트(Mx, My)이다. 3개의 보에서 출력되는 신호 값을 Fz, Mx, My방향에 대해서 무게 추를 이용하여 출력 값을 보정하였으며 Fz방향에 대해서는 0에서 30kg까지 5kg간격으로 보정작업을 수행하였고 Mx와 My에 대해서는 0에서 6Kg까지 2kg간격으로 보정작업을 수행하였다. 보정을 통해서 취득한 DATA 값은 3 × 3 Matrix를 구성하여 보정 값을 구하였다.



그림 4. Rotating Balance 보정 사진

Fz, Mx, My방향에 대해서 구한 DATA를 가지고 구성된 보정식의 기울기 값들로 이루어진 행렬의 역행렬 계산하여 실험장치에 입력할 보정 값을 구할 수 있다. $K_{ij}(i=1,2,3, j=1,2,3)$ 는 보정식을 구하는 기울기를 의미하며 B_1, B_2, B_3 는 Rotating Balance의 보(beam)1부터 보3에 작용하는 힘에 의한 출력 값을 의미한다.

$$\begin{aligned} V_{F_z} &= K_{11}B_1 + K_{21}B_2 + K_{31}B_3 \\ V_{M_x} &= K_{12}B_1 + K_{22}B_2 + K_{32}B_3 \\ V_{M_y} &= K_{13}B_1 + K_{23}B_2 + K_{33}B_3 \end{aligned} \quad (2)$$

$$[V] = [K_{ij}][B] \quad (3)$$

$$[B] = [K_{ij}]^{-1}[V] \quad (4)$$

이 때,

$$[K] = \begin{bmatrix} -0.0015 & -0.0013 & -0.0017 \\ 0.1685 & -0.0931 & -0.0892 \\ 0.0025 & -0.1595 & 0.1534 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$[K]^{-1} = \begin{bmatrix} -226.9325 & -207.5715 & -212.0942 \\ 3.8743 & -1.8350 & -1.9727 \\ -0.34818 & -3.4476 & 2.9390 \end{bmatrix} \quad (6)$$

이러한 과정에서 구해진 보정 값은 DATA 취득 프로그램에 적용되어 실험에서 얻어지는 로터의 추력과 허브시스템에서 발생하는 모멘트 값을 모니터링 하는데 사용되어진다.

2.3 신호증폭회로(OP-AMP)의 구성

Rotating Balance에서 출력 값은 mV단위의 작은 전압을 신호로 출력하기 때문에 그림 5와 같은 미분증폭기(Differential amplifier)를 구성하여 Balance에서 출력 값을 1000배 증폭하였다. 신호 증폭회로는 로터 실험장치의 허브시스템의 끝단에 설치하여 회전하는 Balance에서 출력되는 신호를 증폭시켜주는 역할을 한다.

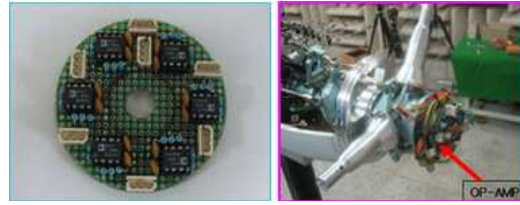


그림 5. 신호 증폭 회로 및 설치 모습

로터 실험 장치에 사용되는 공력 데이터 취득 프로그램은 Rotating Balance의 보정 값을 입력하고 추력 및 토크 값과 같은 공력 데이터를 취득할 수 있도록 구성하였고 허브시스템이 설치된 축으로부터 축에 작용하는 모멘트 값을 모니터링 할 수 있도록 구성하였다. 그 외에도 본 프로그램에서는 서보모터의 Pitch Control 구동범위 측정 및 Rotating Balance에 사용되는 Excitation 전압, 회전수, 파워, 허브에 작용하는 허브 모멘트, Cyclic Pitch를 모니터링 및 관련 데이터를 취득 할 수 있도록 구성하였다.

2.4 Rotating Balance의 검증실험 및 실험 결과

실험에 사용되는 Rotating Balance의 성능을 검증하기 위하여 기성제품의 로드셀을 측정부로 사용하도록 설계한 검증된 로터 추력 측정 장치를 활용하였다[4][5]. 그림 6과 그림 7은 검증 실험에 활용된 실험장치의 구성 및 검증실험에 활용한 허브시스템이다. 본 로터 실험 장치를 사용하여 1kg단위와 5kg단위의 추를 이용한 정적인 상태의 하중측정 값 비교실험과 2 Blade 허브를 이용한 제자리 비행 실험을 통한 검증 실험을 수행 하였다.

그림 8부터 그림 10의 실험 결과로부터 기존 보유 로터추력측정 실험장치의 실험값과 Rotating Balance의 실험값이 큰 차이가 없음을 확인하였다. Rotating Balance의 Non-linearity는 추를 이용한 실험의 경우 0~5kg의 범위는

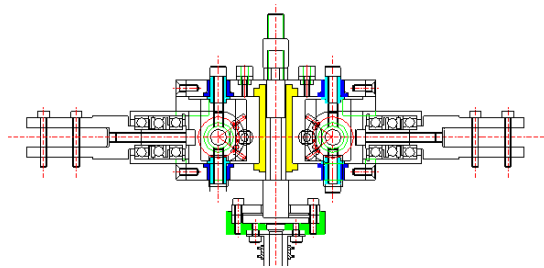


그림 6. 검증 실험용 허브 (2Blade Rigid Hub)

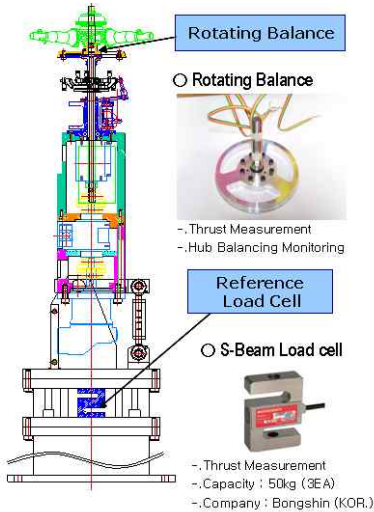


그림 7. 성능 검증 실험장치의 구성

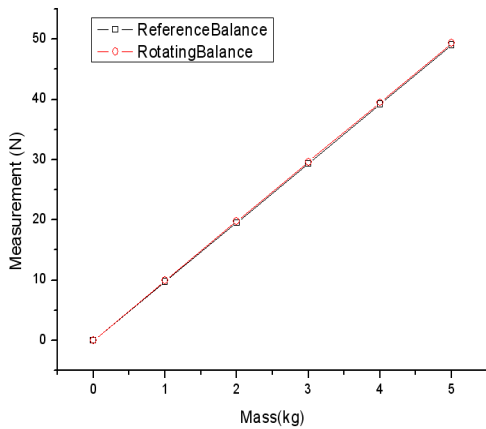


그림 8. 0~5kg범위 실험 결과

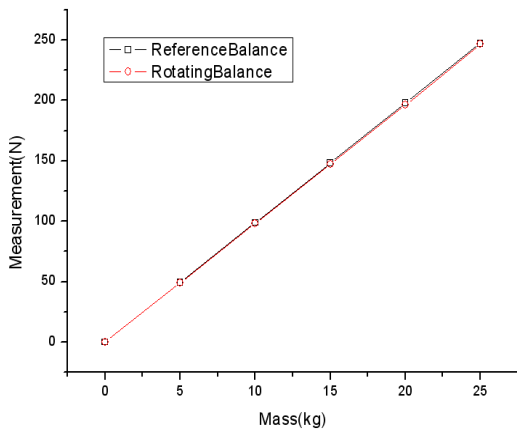


그림 9. 0~25kg범위 실험 결과

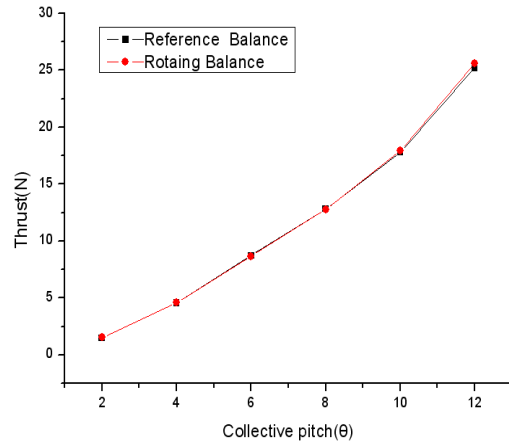


그림 10. 2 Blade 제자리 비행시험결과

0.57%, 0~25kg 범위는 0.53%임을 확인하였으며 이와 같은 정적인 상태에서 Mx와 My의 간섭도는 각각 1.70%, 1.66%를 갖는 것을 확인 할 수 있었다. 제자리 비행실험 결과를 통한 기존 검증 밸런스와 Rotating Balance의 값은 0.01~1.5% 정도의 차이가 있음을 확인하였다. 로터를 이용한 제자리 비행 실험이 동적인 운동에 대한 공력데이터 측정실험임을 고려하면 Rotating Balance의 실험값이 신뢰성을 갖는 것으로 판단된다.

2.5 추력 측정 장치의 불확도

불확도 계산을 위하여 로터 성능 측정 실험 장치에 사용된 하중 측정 장치의 교정 하중점에서 0~25kg 범위를 추를 이용하여 취득한 3회 반복 수행한 평균값 및 재현도 오차 실험값을 이용하였다.

1) A형 불확도(u_A)

A형 불확도는 하중 측정 장치의 표준 편차를 이용하여 계산하였으며 계산식은 식 (7)와 같다.

$$u_{A,i} = \left| \frac{S_i}{\sqrt{n}} \right| \tag{7}$$

여기서 S_i 는 재현도 오차이며 n 은 측정 반복 횟수이다. 재현도 오차는 3회 측정값 중 최대값과 최소값의 차로 계산을 하고 이것을 식(7)에 대입하여 A형 불확도를 계산한다. 본 실험에서 사용된 불확도 계산조건은 Fz는 98N(10kg), Mx와 My는 0Nm의 힘을 가하였을 때 구한 값이다.

2) B형 불확도(u_B)

B형 불확도(u_B)를 계산하기 위해서 본 연구에서 추 보정에 의한 상대 불확도(u_1)와 영점상

표 1. A형 불확도 계산 결과

성분 불확도	Reference Balance	Rotating Balance
재현도 오차(S_i)	3.88×10^{-2}	4.31×10^{-2}
A형 불확도 (u_A)	2.24×10^{-2}	2.49×10^{-2}

표 2. B형 불확도 계산 결과

성분 불확도	Reference Balance	Rotating Balance
u_1	$5 \times 10^{-3}\%$	$5 \times 10^{-3}\%$
u_2	5.95×10^{-2}	1.38×10^{-1}
B형 불확도 (u_B)	5.97×10^{-2}	1.39×10^{-1}

대 불확도(u_2)를 고려하였다. u_1 의 경우 5kg의 추를 보정한 측정기의 오차를 고려한 5×10^{-1} 이며, u_2 의 값은 기준 무게(d_{ref})에서 측정값(d_i)의 최대 차이를 고려한 식(8)으로부터 구할 수 있다. 이때, 사용 되어지는 기준 무게 값과 측정값의 차이는 그 값의 차이가 가장 큰 것을 기준으로 한다.

$$u_2 = \sqrt{\frac{(d_{ref} - d_i)_{\max}^2}{12}} \tag{8}$$

$$u_B = \sqrt{u_1^2 + u_2^2} \tag{9}$$

3) 합성 불확도(u_c)와 확장불확도(U)

실험에 사용한 하중 측정장치의 합성 불확도(u_c)와 확장불확도(U)는 다음 식으로부터 각각 계산할 수 있다. 이때, k 는 2로 신뢰기준을 95.46%로 고려한다.

$$u_c = \sqrt{u_A^2 + u_B^2} \tag{10}$$

$$U = k \cdot u_c \tag{11}$$

표 3.은 실험에 사용한 밸런스들에 대한 A형 불확도와 B형 불확도의 결과를 식(10)과 식(11)에 대입하여 구한 합성 불확도와 확장 불확도의 계산결과이다. Rotating Balance의 불확도 계산 결과 값은 2.82×10^{-1} 로 실험에 사용되는 전체 용량에 비해 작은 범위 이므로 로터실험에 사용될 수 있는 것으로 생각되어진다.

표 3. 불확도 계산 결과

성분 불확도	Reference Balance	Rotating Balance
A형 불확도 (u_A)	2.24×10^{-2}	1.66×10^{-2}
B형 불확도 (u_B)	5.97×10^{-2}	1.39×10^{-1}
합성불확도 (u_c)	6.38×10^{-2}	1.41×10^{-1}
확장불확도 (U)	1.28×10^{-1}	2.82×10^{-1}

III. 결 론

본 논문에서는 로터 성능 측정 실험 장치에 사용될 수 있는 3개의 빔(Beam)을 감지부로 사용하는 Rotating Balance를 설계하고 보정 방법에 대하여 제시하였다. 또한 검증된 로터 추력 측정 장치와 새로 설계한 Rotating Balance의 성능비교실험을 수행하고 보정 결과 및 실험 결과를 통한 불확도를 확인하였다. 연구결과를 통하여 실험장치조건을 고려하여 필요한 조건에 부합하는 Rotating Balance를 설계 및 제작하여 로터 실험에 활용할 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 지식경제부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) K. Bartie, H.Alexander, M.McVeigh, S. La Mon, and H. Bishop "Hover Performance Tests of Baseline Metal and Advanced Technology Blade (ATB) Rotor Systems for the XV-15 Tilt Rotor Aircraft", NASA CR-177436.
- 2) Johannes M. van Aken "Analysis of Calibration Data for the Multi-Component Rotor Balance Installed in the NFAC Large Rotor Test Apparatus", AIAA 2007-146.
- 3) 김대현, 박영하, 김기섭, 신병천, 나두영, 전재영. "소형고속선 프로펠러의 추력 및 토오크 동시 계측용 동력계 설계 및 제작", 대한조선학회지, 제35권 1호, pp. 1-4, 1998.

4) 이 욱, 최종수, “헬리콥터 로터 시험장치의 개발 및 공력소음특성의 측정”, 항공우주학회지, 제32권 3호, pp. 10-16, 2004.

5) 김상덕, 변영섭, 이병언, 송우진, 강범수, “소형 로터 시험 장치를 활용한 무인 헬리콥터 로터 블레이드의 성능 평가시험에 관한 연구”, 2007 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집,

pp. 217-220, 2007.

6) 김갑순, 강대임, 송후근 “6분력 힘/모멘트 교정기의 설계 및 불확도평가”, 한국정밀공학회 춘계학술 대회 논문집, 1호, pp. 68-72, 1997.

7) KOLAS, 불확도추정 사례보고서, “부등비접시 수동저울의 측정 불확도 추정 보고서”, 2004.