

## 論文

## 소형 로터 블레이드의 제자리 비행 성능 시험장치 개발 및 검증

이병언\*, 서진우\*, 변영섭\*, 김 정\*\*, 이관중\*\*, 강범수\*\*

## Development and Verification of Small-Scale Rotor Hover Performance Test-stand

Byoung-Eon Lee\*, Jin-Woo Seo\*, Young-Seop Byun\*, Jeong Kim\*\*,  
Kwanjung Yee\*\* and Beom-Soo Kang\*\*

## ABSTRACT

This paper presents the work being carried out in order to deduce hover performance of a small-scale single rotor blade as a preliminary study of a small coaxial rotor helicopter development. As an initial research, a test stand capable of measuring thrust and torque of a small-scale rotor blade in hover state was constructed and fabricated. The test stand consists of three parts; a rotating device, a load measuring sensor and a data acquisition system. Thrust and torque were measured with varying collective pitch angle at fixed RPM. Through this research, hover performance tests were conducted for a small-scale single rotor blade operating in low Reynolds number ( $Re \approx 3 \times 10^5$ ), as well as for verifying the test stand itself for acquiring hover performance.

## 초 록

본 논문은 동축반전 로터 블레이드의 성능 특성 파악을 위한 선행연구로서, 단일 로터 블레이드에 대한 공력 데이터 획득 및 성능 특성을 확인하기 위한 연구에 중점을 두었다. 이를 위해 제자리 비행 상태에서 추력과 토크의 측정이 가능한 소형 로터 블레이드용 회전 시험장치를 구성하고 제작하였다. 로터 회전 시험장치는 회전장치부, 센서부, 그리고 데이터 획득 시스템으로 구성되었으며, 고정된 회전속도에서 콜렉티브 피치각을 변화시키면서 추력과 토크를 측정할 수 있도록 하였다. 이를 통하여 저 레이놀즈 수 ( $Re \approx 3 \times 10^5$ ) 영역에서 운용되는 단일 로터의 제자리 비행 성능 시험을 수행하였고 소형 로터 블레이드의 제자리 비행 성능을 획득하여 로터 회전 시험장치의 성능을 검증하였다.

**Key Words** : Small-scale Rotor Blade(소형 로터 블레이드), Rotor Test-stand(회전시험장치), Hover Performance(제자리 비행 성능), Coaxial Helicopter(동축반전 헬리콥터)

## 1. 서 론

무인항공기의 활용분야가 증가함에 따라 다양한 임무수행을 위한 무인항공기의 연구 및 개발이 민간부분에서 활발하게 진행되고 있다. 특히, 헬리콥터로 대표되는 회전익 무인항공기의 경우 제자리 비행 및 저속비행이 가능하여 감시 및 정

† 2009년 7월 27일 접수 ~ 2009년 9월 28일 심사완료

\* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : bskang@pusan.ac.kr

부산광역시 금정구 장전동 산 30번지

찰을 목적으로 하는 무인항공기로 개발하기 위한 연구가 증가하고 있다[1]. 부산대학교 무인 시스템 연구실에서는 회전익 비행체 중에서도 단일로터 헬리콥터에 비해 뛰어난 이륙중량을 가지는 동축반전(Coaxial) 무인 헬리콥터의 개발을 진행하고 있으며, 근거리 감시 및 정찰을 위한 소형 UAV(Unmanned Aerial Vehicle)로서의 응용 가능성에 대한 연구를 진행하고 있다[2-3].

헬리콥터형 비행체의 개발을 위한 초기설계는 임무수행이 가능한 형상 도출을 위해 여러 설계 요소들을 절충하는 반복 계산을 통해 이루어진다. 특히, 로터 블레이드의 성능 예측은 헬리콥터 개발에 있어서 무게 및 크기 등 설계 요소를 결정하기 위한 중요한 작업이다. 일반적으로 헬리콥터의 성능 예측은 각각의 비행조건에 대한 요구동력의 예측을 의미한다. 초기 설계 단계에서의 요구 동력 예측은 운동량 이론에 의해 수행되며, 운동량 이론에서 제자리 비행 시 요구되는 동력은 식(1)과 같이 추력을 발생시키기 위한 유도동력 항과 로터 블레이드의 점성에 의해 발생되는 형상항력 항으로 구성된다.

$$P = \frac{\kappa T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} + \rho A (\Omega R)^3 \left( \frac{\sigma C_{db}}{8} \right) \quad (1)$$

여기서,  $\rho$ 는 공기 밀도,  $\Omega$ 는 각속도,  $A$ 는 로터회전면 면적,  $R$ 은 로터 반지름,  $\sigma$ 는 고형비이다.

일반적으로 소형 헬리콥터의 경우는 깃끝 속도 및 형상 그리고 크기의 차이로 인해 실기와는 다른 특성을 가지므로 실기에 적용하는 방법을 통해서 요구 동력을 예측하는 것이 어렵다. 특히, 운동량 이론은 경우에 따라 20% 내외의 오차를 가지며 이를 설계에 적용할 경우에는 비행체의 운용조건에 따라 유도 동력 인자( $\kappa$ ) 및 형상 항력 계수( $C_{db}$ )의 경험적인 보정이 필요하다. 특히 로터에서 발생하는 비이상적인 효과(nonuniform inflow, tip losses, wake swirl, less than ideal wake contraction, finite number of blades)들을 보정하는 유도 동력 인자( $\kappa$ )의 경우 헬리콥터 제조사마다 경험에 의한 고유의 값을 가지고 있으며, 이는 로터 블레이드의 성능 실험을 통해 도출할 수 있다[4]. 그러나 소형 로터 블레이드의 실험 및 해석 데이터가 많지 않아 요구 동력 예측을 위한 해석에 어려움이 있다.

또한, 동축반전 로터의 경우, 요구 동력을 예측하기 위해서는 개별 로터 블레이드의 유도 동력 인자와 함께 식(2)에서와 같이 상하 로터 블레이드의 간섭현상을 보정하는 유도 동력 인자( $\kappa_{int}$ )의 보정이 추가적으로 요구된다[5].

$$P = \frac{\kappa \kappa_{int} (2T)^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} + \rho A (\Omega R)^3 \left( \frac{2\sigma C_{db}}{8} \right) \quad (2)$$

따라서, 동축반전 로터 블레이드의 요구 동력을 예측하기 위해서는 개별 로터 블레이드의 성능 특성을 확인하고 동축반전 로터의 간섭현상에 대한 실험 및 해석을 수행하여 요구 동력을 예측하여야 한다. 특히, 본 연구실에서 개발중인 동축반전형 헬리콥터에 적용하고자 하는 소형 로터 블레이드의 경우 성능 예측을 위한 기본적인 공력 데이터 및 실험 결과 등이 잘 알려져 있지 않아 실험을 통해 검증할 필요가 있다. 이에 본 논문에서는 소형 로터 블레이드의 제자리 비행 성능 측정을 위하여 단일 및 멀티 로터 블레이드의 성능 측정이 가능한 로터 회전 시험장치를 각각 구축하는 연구를 수행하였다.

본 논문은 동축반전 로터 블레이드의 성능 특성 파악을 위한 선행연구로서, 단일 로터 블레이드에 대한 공력 데이터 획득 및 성능 특성을 확인하기 위한 연구에 중점을 두었으며, 이를 위해 제자리 비행 상태에서 추력과 토크의 측정이 가능한 소형 로터 블레이드용 회전 시험장치를 구성하고 제작하였다. 이를 통하여 저 레이놀즈 수 ( $Re \approx 3 \times 10^5$ ) 영역에서 운용되는 단일 로터의 제자리 비행 성능 시험을 수행하였고 소형 로터 블레이드의 제자리 비행 성능을 획득하여 로터 회전 시험장치의 성능을 검증하였다.

## II. 본 론

### 2.1 로터 시험장치 구성

소형 로터 블레이드의 제자리 비행 상태에서 추력과 토크를 측정하기 위하여 Fig. 1과 같이 회전장치부, 센서부, 데이터 획득 시스템 및 포스트로 구성된 로터 회전 시험장치를 구성하였다. 회전장치부는 로터 허브와 동력 전달 장치로 구성되어 있으며 제작된 회전장치부의 구체적인 형상은 Fig. 2에 나타내었다. 그림에서와 같이 로터 허브는 플레깅 힌지가 있는 반 관절형 방식의 4-블레이드 허브(A)로 구성되어 있다. 동력전달장치는 5.4:1의 감속 기어비를 가지는 2개의 2kW 급 브러시리스 모터(B)에 의해 구동되고, 5kW급 정류기를 통해 전력을 인가하도록 하였다. 추력과 토크를 측정하기 위한 센서부는 4개의 로드셀로 구성하였고, 추력 방향으로 최대 1.47kN, 토크 방향으로 최대 45.6Nm의 하중을 측정할 수 있다. 또한 센서부에는 로터 회전수를 측정하기

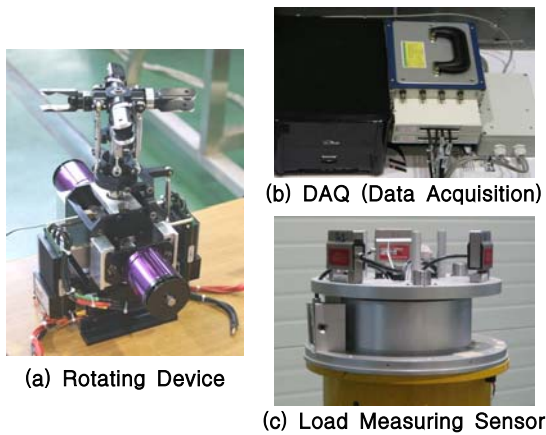


Fig. 1. Test Equipment

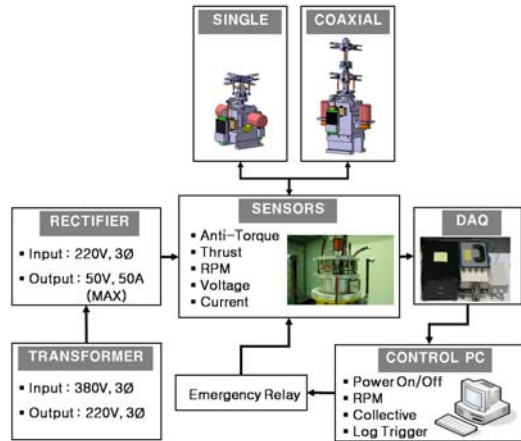
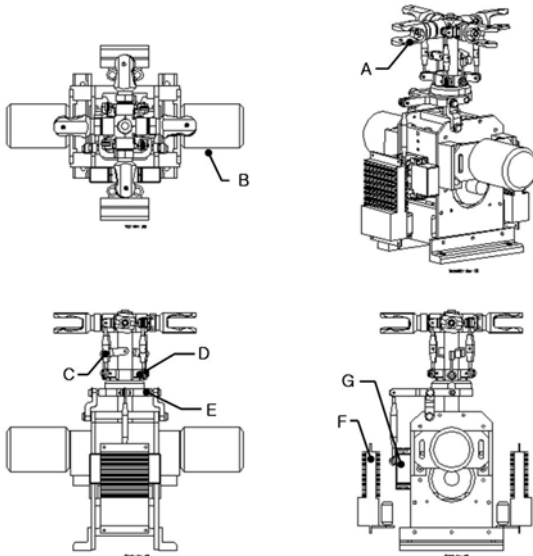


Fig. 3. Organization of Rotor Test



- A : Semi Articulated Hub
- B : Driving Motors (2EA)
- C : Collective Pitch Link (4EA)
- D : Swash-Plate (Rotate)
- E : Swash-Plate (Non-rotate)
- F : ESC(Electronic Speed Controller) (2EA)
- G : Servo Actuator (2EA)

Fig. 2. Rotor Hub and Driving Device

위한 포토 센서와 포스트의 진동 특성을 확인하기 위한 3축 가속도계 및 전압 및 전류 측정을 위한 계측기도 포함하였다.

각각의 센서에 의해 측정된 자료는 Fig. 3과 같이 데이터 획득 시스템을 통해 원격 PC에서 실시간으로 확인 및 저장이 가능하다. 로터의 회

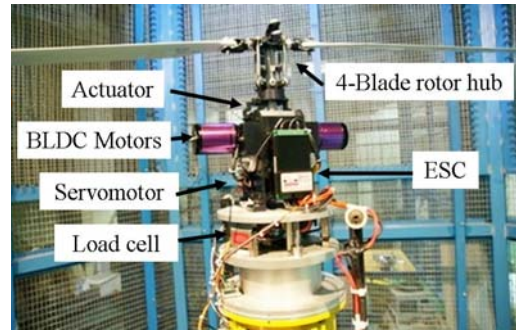


Fig. 4. Rotor Hub Model Mounted for Test

전수와 콜렉티브 피치각(Collective Pitch Angle)은 각각 전자변속기(Fig. 2, F)와 서보모터 및 구동기(Fig. 2, G)를 할당하여 원격 PC에 의해 제어되도록 하였다.

로터 블레이드의 제자리 비행 성능 실험은 지면 효과를 최소화하고 시험의 신뢰성을 도모하기 위하여 한국항공우주연구원의 로터 시험동에서 각각의 구성품들을 통합하여 자체 제작한 회전 시험 장치를 Fig. 4와 같이 설치하여 수행하였다. 회전 시험이 진행된 공간은 직경 2m의 로터 시스템을 시험할 수 있는 장치로서 모든 벽이 구멍이 있는 철망으로 되어 있어, 벽면효과(Wall effect)를 줄일 수 있도록 되어 있다[6]. 또한, 제자리 비행 상태에서 서로 다른 깃면 하중(Blade loading)을 가진 로터 블레이드의 지면으로부터의 높이에 따른 추력비의 변화를 실험한 다양한 연구[4]를 통해 지면효과는 지면에 대한 로터 회전면의 높이가 로터 블레이드 반지름의 약 2.5배 이상이 되면 그 효과가 거의 없다고 알려져 있다. 따라서 본 실험에서 사용하고자 하는 로터

블레이드의 반지름을 고려하여 회전장치부는 2.8m의 높이에 위치하도록 설치하였다. 이를 통하여 유도 공기흐름에 의한 지면 효과 및 벽면 효과 등의 제약을 받지 않도록 하여 성능 실험 시 데이터의 신뢰성을 확보할 수 있게 하였다.

**2.2 로터 회전 시험장치 교정**

시험장치에 부착된 로드셀은 개별 제품의 특성에 의해 발생하는 출력값의 차이에 따라 측정 오차가 발생할 수 있으므로, 이러한 문제를 해결하고 시험장치의 정확도를 보증하기 위해 측정센서에 대한 교정시험을 수행하였다[7]. Fig. 5와 같이 실 하중 분동을 이용하여 추력 및 토크 방향으로 일정한 하중을 인가하고 인가하중 대한 출력값의 히스테리시스 곡선을 이용하여 보정계수를 도출하였다. 시험 결과 Fig. 6과 같이 추력 방향으로 최대 0.27%, 토크 방향으로 최대 0.17%의 오차 범위 내에서 교정을 완료하였다.

또한, 실제 로터 실험을 진행하기 전, 로터 블레이드의 회전에 의해 발생하는 진동으로 인한 실험장치의 안전사고 예방 및 효과적인 성능 특성 획득을 위하여 로터 블레이드의 교정을 수행하였다. 교정은 정적 평형(Static Balancing),

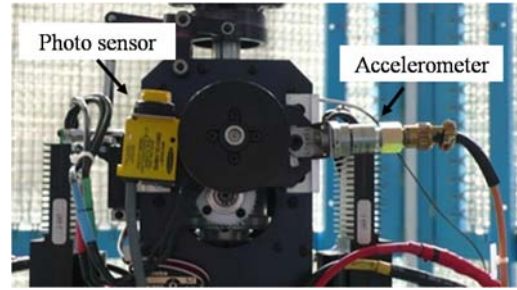
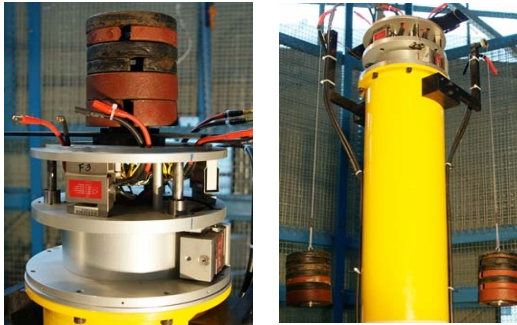


Fig. 7. Calibration of Tracking and Balancing

깃끝 궤적(Tracking) 그리고 동적 평형(Dynamic Balancing)을 확인하는 것으로 진행하였다. 우선, RC용 정적 평형 장치를 이용하여 로터 블레이드의 질량 중심 분포를 확인하여 마주보는 로터 블레이드의 정적 평형을 확인하였다. 궤적 시험은 반사 테이프와 스트로보스코프를 이용하여 진행하였으며, 이상(Idle) 회전 상태(700RPM) 및 최대 운용 상태(1300RPM)에서 깃끝 궤적을 관찰하여 교정하였다. 동적 평형 시험은 정적 평형 시험 이후 회전수 영역 이외의 진동을 구분하기 위하여 Fig. 7과 같이 포토 센서 및 가속도 센서를 부착하고 궤적 시험과 같은 조건에서 스펙트럼 분석을 실시하였다. 일반적인 소형 헬리콥터에 적용되는 0.2 IPS (inch/second)를 허용 기준으로 하였으며 초기 측정 결과, 0.271 IPS 임을 확인하여 교정을 수행하였다. 특정 로터 블레이드에 질량을 추가하거나 제거함으로써 평형 교정을 진행하였으며, 최종적으로 0.12 IPS를 획득하고 궤적 및 평형 교정을 마무리하였다.

일반적으로 회전체에 대한 실험을 진행할 경우에는 안전한 실험을 위해 실험 장비에 대한 진동 특성에 대한 분석이 이루어져야 한다. 특히, 본 연구에서는 로터회전수를 원하는 회전속도에서 일정하게 유지한 상태에서 실험을 진행할 것이기 때문에 각 구성품에 대한 교정 시험을 완료



(a) Thrust (b) Torque

Fig. 5. Calibration Using a Balance Weight

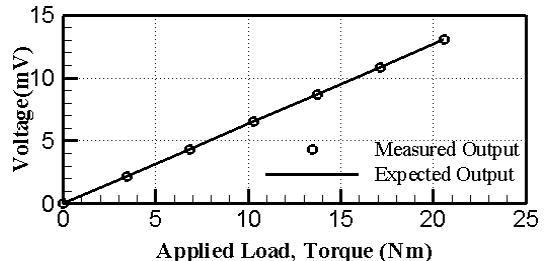
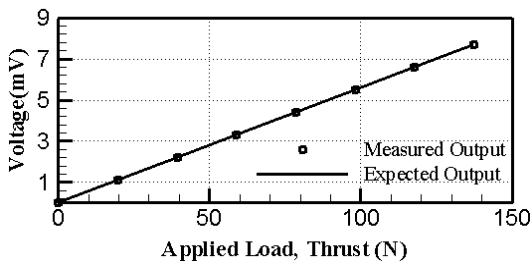


Fig. 6. Calibration Results of Thrust and Torque Sensor

Table 1. Specification of Rotor Blades

| Parameter    | Unit | Specification |             |             |             |
|--------------|------|---------------|-------------|-------------|-------------|
| Airfoil      | N/A  | NACA 0015     |             |             |             |
| Diameter     | mm   | 1260          | 1400        | 1580        | 1620        |
| Weight       | g    | 108           | 113         | 234         | 180         |
| Root-cut     | mm   | 170(0.270R)   | 170(0.243R) | 205(0.263R) | 205(0.253R) |
| Chord length | mm   | 50            | 50          | 59          | 59          |
| Aspect Ratio | N/A  | 10.6          | 12          | 11.7        | 12          |
| Twist angle  | deg  | 0             | 0           | 0           | 0           |
| Taper        | N/A  | 1             | 1           | 1           | 1           |
| Solidity     | N/A  | 0.0505        | 0.0455      | 0.0475      | 0.0464      |

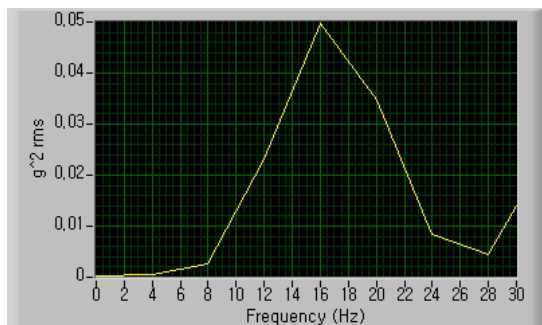


Fig. 8. FFT Analysis of Rotor Test Stand

한 이후 스탠드의 진동 특성을 분석하여 안전한 실험이 될 수 있도록 하였다. 본 연구에 사용된 장비는 장비의 공진주파수를 확인하기 위하여 센서부에 부착되어 있는 3축 가속도계를 이용하여 간단한 FFT(Fast Fourier Transform) 분석이 가능하도록 구성하였다. 분석 결과, 로터 회전 시험 장치는 Fig. 8과 같이 16Hz (약 1,000RPM)에서 공진이 일어남을 확인하였으며 실험 진행 시 공진 구간에서는 로터의 회전속도를 신속하게 변경하여 안전사고에 대비할 수 있도록 하였다.

2.3 로터 회전 시험 결과

센서 및 로터 블레이드 교정 시험 이후, 개발 중인 동축반전 무인헬리콥터에 적용 가능한 로터 블레이드를 장착하고, 로터 실험을 수행하여 로터 회전 시험 장치를 검증하는 과정을 진행하였다. 실험에 사용된 로터 블레이드는 복합재를 사용하여 제작된 상용 제품으로서 NACA 0015 익형의 매끈한 표면을 가진다. 다양한 성능을 확보하기 위해 Fig. 9와 같이 서로 다른 4종류의 직경을 가지고 (A), (B)와 (C), (D)의 깃끝 형상이동 일한 사각 블레이드를 사용하였으며 Table 1에 상세 제원을 나타내었다.



Fig. 9. Shape of Rotor Blades

로터 성능 실험은 로터회전수를 원하는 회전 속도에서 일정하게 유지한 상태에서 콜렉티브 피치각에 대한 입력값을 변화시키며 진행하였다. 또한, 각각의 콜렉티브 피치각에 대하여 10초간 데이터를 저장하여 평균 추력과 토크를 측정하였으며, 데이터 수집이 완료되면 원격 PC를 통해 피치각을 증가시키면서 실험을 수행하였다. 로터 회전속도는 시험 장치의 공진 주파수를 고려하여 1100, 1200, 1300RPM으로 고정시켰으며, 각각의 회전속도에서 콜렉티브 피치각을 0° ~ 11°까지 1°씩 변화시켰다. 콜렉티브 피치각은 원격 PC의 서보 모터 제어창을 통하여 서보 모터를 제어하여 서보 모터에 연결된 4개의 Pitch Link를 움직여 조정하도록 구성되어 있다. 콜렉티브 피치각에 대한 교정은 Fig. 10과 같이 실제 측정을 통해 피치각에 대한 서보 입력값을 확인하여 교정하였다. 실제 로터 회전시 피칭 모멘트 및 항력 등에 의해 입력값과 출력값의 차이가 존재하기 때문에 각도 센서 등을 이용하여 측정하여야 하나, 본 연구에서는 정적 상태에서의 측정값을 기준으로 하여 실험을 진행하였다. 본 실험 이후 진행될 동축반전 로터 실험에서는 각도 센서를 부착하여 정확한 실험 결과를 획득할 수 있도록 할 예정이다.



Fig. 10. Correction of Collective Pitch Angle

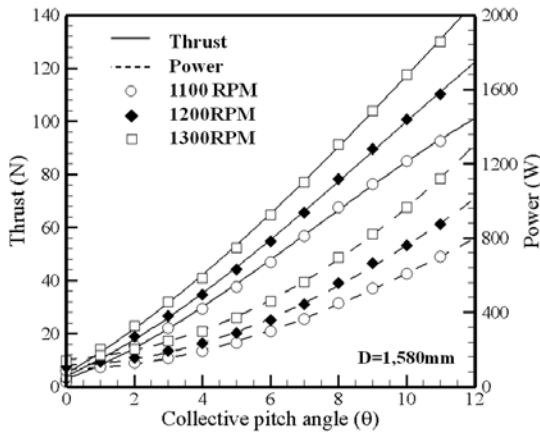


Fig. 11.  $\theta$  vs. Thrust and Power

로터 회전 실험 결과의 재연성을 확인하기 위해 모든 경우에 대하여 3번씩 반복 실험을 수행하였다. 실험 결과는 각각의 로터 블레이드에 대하여 1100, 1200, 1300RPM의 회전 속도에서 피치각의 변화에 대한 추력 및 토크를 측정하였으며, 1,580mm 직경의 로터에 대한 실험 결과를 Fig. 11에 나타내었다. 앞서 기술한 대로 정적 상태에서의 콜렉티브 피치각을 기준으로 하여 측정하였으므로 오차가 발생할 수 있으나 본 연구에서는 그 영향이 작다고 가정하였다. 실험 결과를 이용하여 특정한 콜렉티브 피치각에서의 단일 로터 블레이드에 요구되는 동력을 확인할 수 있으며, 개별 로터 블레이드의 성능 특성들을 도출할 수 있다.

1300RPM에서의 깃면 하중 계수에 대한 동력 계수의 비를 표현하여 Fig. 12에 나타내었다. 로터의 깃끝을 제외한 단면 형상이 거의 동일하기 때문에 비슷한 결과를 도출하고 있으나, Fig. 9 (B) 로터의 경우, 깃끝 형상과 코드 길이가 Fig. 9 (A) 로터와 동일하나 Table 1에서 제시한 바와 같이 가로세로비가 큰 값을 가지고 있으며 이

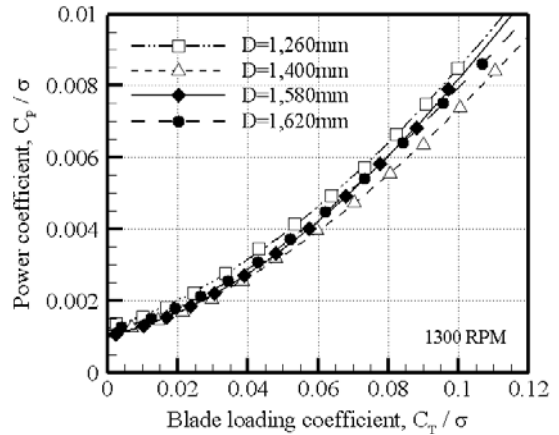


Fig. 12.  $C_T/\sigma$  vs.  $C_P/\sigma$  of Different Rotors

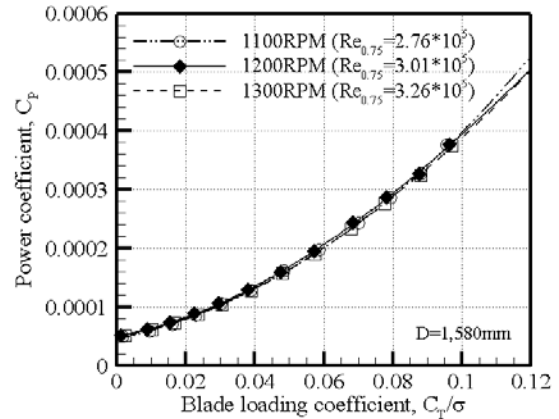


Fig. 13.  $C_T/\sigma$  vs.  $C_P$  of Rotor Blade

는 Fig. 9 (C), (D) 로터와 비슷한 값이다. 가로세로비의 차이로 인하여 주어진 추력에서 요구되는 동력이 낮게 측정되는 것으로 보아 소형 로터 블레이드의 경우에 깃끝 형상이나 직경에 의한 성능차이는 적게 나타나며 가로세로비에 의한 효과가 크게 나타남을 확인할 수 있다.

또한, 충분히 전원이 공급되도록 실험 장치를 구성하였기 때문에 Fig. 13과 같이 로터의 직경이 동일한 상태에서는 로터의 회전속도에 관계 없이 일정한 실험 결과를 획득할 수 있었다.

#### 2.4 로터 블레이드의 제자리 비행 성능 확인

일반적으로 헬리콥터의 제자리 비행 성능을 나타내기 위해서 FM(Figure of Merit)을 사용한다. FM은 제자리 추진 효율을 나타내는 무차원 계수로서 제자리 비행시 필요한 실제 요구 동력과 이상적인 요구 동력의 비로써 나타내는 것으로서 식(3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P_{meas}} = \frac{(C_{T,meas})^{3/2}}{\sqrt{2} C_{P,meas}} \quad (3)$$

여기서,  $C_{P,meas}$ 는 측정된 동력계수이며  $C_{T,meas}$ 는 측정된 추력계수를 말한다.

본 연구에서는 실험으로 측정된 추력계수와 동력계수의 관계를 통해 소형 로터 블레이드의 제자리 비행 성능을 Fig. 14에 나타내었다. 실물 크기의 헬리콥터는 일반적으로 0.7~0.8의 값을 가지는데 본 연구에 사용된 로터 블레이드는 0.59~0.65 정도로 낮게 수렴함을 알 수 있다. 이러한 결과가 도출된 원인을 확인하기 위해 운동량 이론식 (1)을 무차원한 식(4)를 이용하였다.

$$C_{P,meas} = \frac{\kappa (C_{T,meas})^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma C_{db}}{8} \quad (4)$$

로터 블레이드 고유의 특징을 나타내는 유도 동력 인자는 Table 1에서 제시된 고형비(Solidity,  $\sigma$ )와 로터 회전 시험장치에서 측정된 추력계수 및 동력계수를 식 (4)에 나타낸 수정운동량 이론에 적용하여 원하는 인자를 확인하였다. 식 (4)를 최소자승법(Least squares)에 의해 일차식으로 근사하여, 기울기에서 유도동력 인자를 계산하고 y절편에서 형상항력 계수를 도출하였다. 유도 동력 인자의 경우 약 1.4의 값을 가짐을 확인하였는데, 이는 상용 헬리콥터에 일반적으로 적용되는 1.15에 비하여 다소 높게 계산되었으며 단일 로터 MAV 실험 결과[4]에서 제시한 1.75에 비하여 낮은 값을 가짐을 확인하였다. 낮은 레이놀즈 수 영역에서 운용되는 소형 로터 블레이드의 경우, 유도 동력 인자가 증가하는 이유는 블레이드

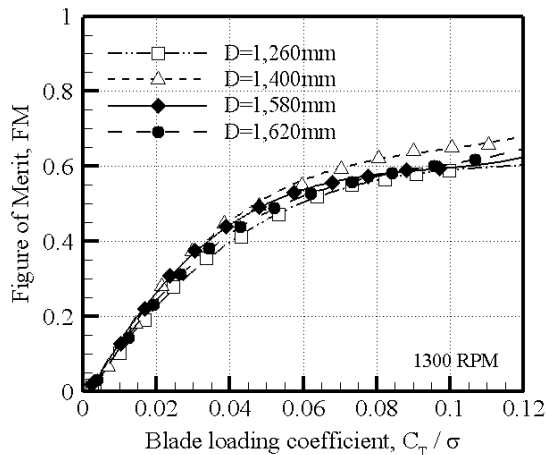


Fig. 14.  $C_T/\sigma$  vs. FM of Rotor Blades

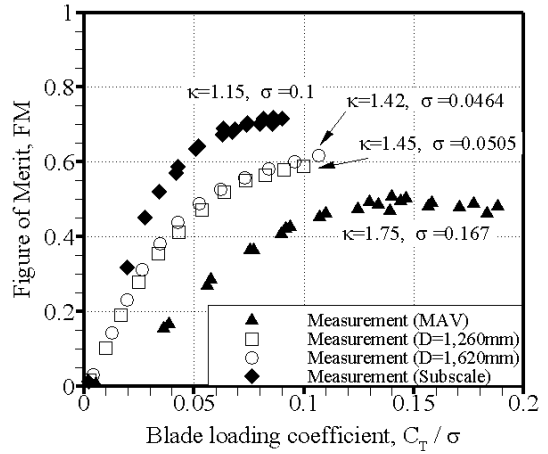


Fig. 15. Measured FM for Diverse Rotor Blades[4]

안쪽의 레이놀즈 수가 낮아서 양력발생에 거의 영향을 미치지 않게 되고, 이로 인해 스핀 방향 양력 분포가 깃털 쪽으로 편중되어 유도 동력 인자의 값이 상대적으로 커진 것으로 추정할 수 있다. 실험을 통해 도출된 결과는 Sub-scale 및 MAV에 관한 기존의 실험 데이터[4]와 비교하여 Fig. 15에 나타내었다.

$$FM = \frac{P_{ideal}}{\kappa P_{ideal} + P_O} = \frac{\frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}}}{\frac{\kappa C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma C_{db}}{8}} \quad (5)$$

식(3)은 비이상적 접근을 통한 유도동력을 적용한 식(4)를 이용하여 식(5)로 표현할 수 있다. 식(5)의 정의에 의해 소형 로터 블레이드의 제자리 비행 성능이 낮아진 것은 유도 동력 인자가 증가했기 때문임을 알 수 있다.

본 연구에서 수행한 소형 로터 블레이드의 실험치는 많이 알려져 있지 않아 실험값의 경향성에 대한 기본적인 검증을 하기 어렵다. 또한, 추력 및 동력을 제외한 전체 유동장에 대한 정보 및 압력 분포와 같은 결과를 얻기 힘든 한계점을 가지고 있다. 이를 극복하기 위해 본 연구에서는 실험 결과와 적절한 해석 결과의 간접 비교를 통해 상호 검증을 수행함과 동시에 해석 결과를 토대로 소형 로터 블레이드의 전반적인 성능을 짐작하고, 추후 소형 로터 블레이드 해석의 토대를 마련하기 위하여 기 개발된 장속도 기법을 적용한 자유후류 모델과 연계된 비정상 용출 및 중첩 패널 코드[8]를 이용하였다. 장속도 기법은 기존의 Euler, Navier-Stokes 코드를 이용한 로터 유

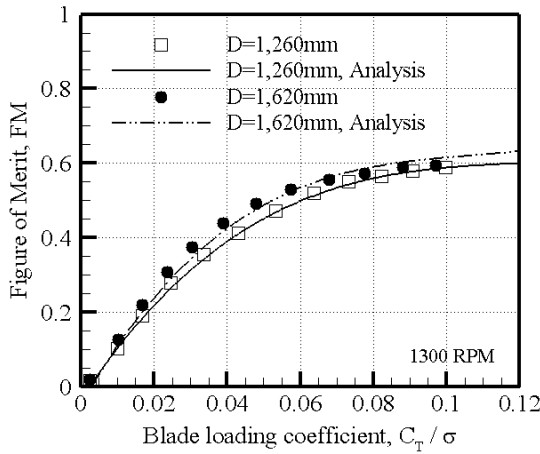


Fig. 16. Comparison with Test and Analysis Results

동장 해석에서 후류의 효과를 후류 모델들과 연계해서 고려할 때 사용하는 방법이다. 또한, 2차원 익형 공력 계수 테이블로부터 식 (6), (7)과 같이 레이놀즈 보정 공식을 이용한 테이블을 생성하고 모델 로터의 실험값 검증에 유용하게 사용될 수 있도록 table look-up 기법을 적용하여 해석을 수행하였다.

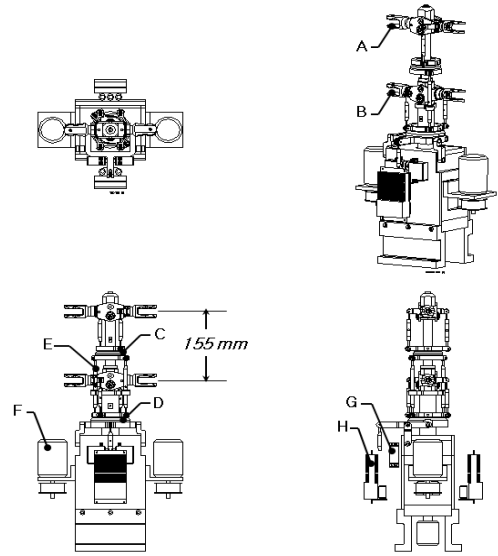
$$C_{d_{sub}} = C_{d_{full}} + \Delta C_{d_{min}} \quad (6)$$

$$\Delta C_{d_{min}} = C_{d_{min}} (Re_{full} / Re_{sub})^{1/5} \quad (7)$$

블레이드 한 개당 격자수는 시위 방향으로 24개, 반경방향으로 20개를 사용하였다. 회전속도가 1300rpm이고, 블레이드의 피치가 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°를 가졌을 때의 해석을 수행하였으며 계산결과 추력계수는 약 16회전 후에 수렴하였다. 두 종류의 블레이드에 관하여 실험과 해석치에 대하여 비교해 본 결과를 Fig. 16에 나타내었는데, 실험과 해석 결과의 차이가 없음을 확인할 수 있다.

### III. 결 론

본 연구에서는 동축반전 헬리콥터형 소형 무인항공기의 설계 및 개발을 위한 선행 연구의 일환으로, 저 레이놀즈 수( $Re \approx 3 \times 10^5$ ) 영역에서 운용되는 소형 로터 블레이드의 성능해석에 관한 연구를 진행하였다. 이를 위해 로터 블레이드의 추력과 토크를 측정할 수 있는 로터 회전 시험장치를 구성하여 실험을 수행하였고 소형 로터 블



- A : Upper Hub-Rigid Teetering
- B : Lower Hub-Rigid Teetering
- C : Upper Swash-Plate
- D : Lower Swash-Plate
- E : Inter-Link
- F : Driving Motor (2EA)
- G : Servo Actuator (2EA)
- H : ESC(Electronic Speed Controller) (2EA)

Fig. 17. Rotor Hub of Coaxial Helicopter

레이드의 제자리 비행 성능 시험을 통해 회전 시험장치를 검증하였다. 실험 결과 제자리 비행 성능(FM)은 실물 기체에 비하여 낮은 약 0.59 ~ 0.65 정도의 값을 가지고 있음을 확인하였다.

현재 본 연구의 최종 목표인 동축반전 로터 블레이드에 대한 제자리 비행 성능 특성을 확인하기 위하여 동축반전 로터 허브를 Fig. 17과 같이 제작중이다. 또한, 본 연구에서 활용된 회전 시험 장치를 이용한 4-블레이드의 제자리 비행 성능 실험을 수행하여 차후 멀티 로터 블레이드에 관한 성능 데이터를 확보하기 위한 연구를 진행할 예정이다.

### 후 기

본 연구는 과학기술부와 한국산업기술재단의 지역혁신인력양성사업으로 수행된 연구결과입니다. 또한 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단 국가지정연구실 사업의 부분적인 지원을 통해 수행된 연구입니다. (No. R0A-2008-000-20017-0). 그리고 실험에 몰심양면



으로 지원해주신 한국항공우주연구원의 로터팀 및 스마트 무인기 개발팀에 감사드립니다.

### 참고문헌

- 1) 이경태, 오철준, "회전익 무인 항공기의 입무 요구 및 개발동향", 한국항공우주학회지, Vol. 30 No. 8, 2002, pp. 156-163.
- 2) Y. S. Byun, B. E. Lee, J. B. Song, J. Kim and B. S. Kang, "Preliminary Design of Small Coaxial Unmanned Aerial Vehicle", Proceeding of KSAS-JSASSS Joint International Symposium, 2006, pp. 29~36
- 3) 김상덕, 변영섭, 송준범, 이병언, 송우진, 김정, 강범수 "동축반전 헬리콥터형 소형 무인항공기 설계 및 제작", 한국항공우주학회지, Vol. 37, No. 3, 2009, pp. 293~300
- 4) J. Gordon Leishman, "Principles of

Helicopter Aerodynamics", Cambridge University Press, New York, 2006

- 5) J. Gordon Leishman, Shreyas Ananthan, "Aerodynamic Optimization of a Coaxial Proprotor", 62th Annual Forum and Technology Display of the American Helicopter Society International, Phoenix, AZ, May, 2006

6) 주진, 김준호, 김덕관, "KARI GSRTS를 이용한 축소 로우터 시스템 시험 기술연구", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2000, pp. 79-82

7) 이 욱, 최중수, "헬리콥터 로터 시험장치의 개발 및 공력소음특성의 측정", 한국항공우주학회지, Vol. 32, No. 3, 2004, pp. 10-16

8) 이재원, 이관중, 오세중, "비정상 Source-Doublet 패널 기법을 이용한 헬리콥터 로터 공력 해석", 한국항공우주학회지, Vol. 34, No. 6, 2006, pp. 1~9.