

## 論文

## 부분적 지면조건 하에서의 소형 로터 블레이드 제자리 비행 성능에 대한 실험적 연구

서진우\*, 이병언\*, 강범수\*\*, 오세종\*\*, 이관중\*\*

## Experimental Study on the Small-Scale Rotor Hover Performance in Partial Ground Conditions

Jinwoo Seo\*, Byoung-Eon Lee\*, Beom-Soo Kang\*\*, Sejong Oh\*\* and Kwanjung Yee\*\*

### ABSTRACT

This paper focuses on the hover performance experiment of a small-scale single rotor in partial ground conditions. In this study, small-scale rotor blade rotating device and floor panel are used to include partial ground effect. Thrust and torque were measured with varying collective pitch angles at fixed rotor rotating speed. The overlap distance between rotor and ground is  $d$ , the rotor diameter is  $D$ . It was shown that the ground effects have little effect on the rotor performance until  $d/D$  is 0.25. Four blade rotor has more increased thrust and more reduced power than those of two blade rotor because of stronger ground effect. In addition, it was also found that the thrust increases as a collective pitch angle become smaller. Based on these experiment results, we deduced new empirical equation considered blade number and partial ground effect.

### 초 록

본 논문에서는 부분적인 지면효과 하에서의 단일로터 블레이드에 대한 제자리 비행 성능 특성을 확인하였다. 이를 위해 소형 로터 블레이드 회전 시험장치와 이동식 바닥면을 이용하여 고정된 회전속도에서 콜렉티브 피치각을 변화시키면서 추력과 토크를 측정하였다. 로터면과 지면이 겹치는 거리를  $d$ , 로터의 직경을  $D$ 라 하면 지면효과가 없을 때부터  $d/D$ 가 0.25일 때까지는 지면효과가 로터의 성능에 거의 영향을 미치지 않는 것으로 확인되었다. 로터 깃의 개수가 4개일 때 지면 효과의 영향을 더 크게 받아 2개일 때보다 추력이 증가하고 동력이 감소하였다. 또한 피치각이 작을수록 지면효과로 인하여 추력이 증가하는 경향을 보였다. 이와 같은 실험 결과를 바탕으로 로터 깃의 개수와 부분적인 지면효과를 고려한 새로운 경험식을 도출하였다.

**Key Words** : Small-scale Rotor Blade(소형 로터 블레이드), Rotor Blade Rotating Device(회전시험장치), Partial Ground Effect(부분적 지면효과), Floor Panel(이동식 바닥면)

† 2009년 11월 2일 접수 ~ 2009년 12월 9일 심사완료

\* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : daedalus@pusan.ac.kr

부산광역시 금정구 장전동 산 30번지

### 1. 서 론

현재 부산대학교에서는 근거리 감시 및 정찰을 위한 회전익 비행체 개발에 대한 연구를 진행

하고 있다[1]. 회전익 무인비행체는 수직 이·착륙, 제자리 비행 및 저속비행이 가능하여 다양한 분야에서 임무를 수행할 수 있기 때문에 그 활용성이 점차 증가하고 있다[2].

회전익 비행체 개발을 위한 초기설계는 임무수행이 가능한 형상 도출을 위해 여러 설계요소들을 절충하는 반복 계산을 통해 이루어진다. 특히 로터 블레이드의 공력 성능 예측은 헬리콥터 개발에 있어서 무게 및 크기 등 설계 요소를 결정하기 위한 중요한 작업이다.

회전익 비행체는 그 특성상 개활지 뿐 아니라 다양한 지상 환경에서 운용된다. 특히 지면이 고르지 못한 산악지형, 시가지 고층 빌딩 옥상의 이·착륙장, 바다의 선상 등에서 운용될 때 회전익 비행체는 비균일한 지면조건, 즉 부분적인 지면조건 하에서 운용되는 경우가 빈번하게 발생하게 된다.(Fig. 1 참조) 따라서 부분적 지면조건 하에서 회전익 비행체가 운용될 때, 지면효과가 로터의 공력 성능 특성에 어떠한 영향을 미치는지 파악하여 설계 단계에서 적용할 필요가 있다.

로터가 지면 가까이에서 회전하면 공기의 흐름이 지면에 의해 제한을 받게 되어 흐름의 형태가 변하게 된다. 즉 올러흐름(Upwash), 내리흐름(Downwash), 날개 끝 와류(Tip vortex) 등이 감소하게 되고 피칭 모멘트와 양력이 증가하고 유도항력(Induced drag)이 감소하게 되는데 이러한 현상을 지면효과(Ground effect)라고 한다. 회전익 비행체는 이·착륙 시와 지면 가까운 높이에서 비행 시 지면효과와 영향을 받게 되고, 이러한 지면효과는 회전익 비행체의 운용에 있어 비행 성능 및 안정성에 큰 영향을 미친다.

지면효과가 로터의 공력성능 특성에 있어 어떠한 영향을 미치는 지에 대한 이론적, 실험적인 연구는 과거부터 많이 이루어져 왔다[3-7].

Cheeseman과 Bennett[3]은 지면과의 높이가 고려된 추력비를 구하는 식을 유도하고 다양한

실험을 통해 이를 검증하였다. Hayden[4]은 다양한 기종의 헬리콥터 비행실험 결과를 토대로 제자리 비행 시 지면효과가 영향을 미칠 때 요구동력이 어떻게 변화하는가에 대한 연구를 수행하였다. Timothy 등[7]은 유동가시화를 통하여 지면효과가 로터 깃끝 와류에 어떠한 영향을 미치는지에 대한 연구를 수행하였다.

하지만 이러한 기존 연구의 대부분이 균일한 지면효과가 주어졌을 때의 조건에서 행해진 실험이고, 부분적인 지면효과처럼 균일하지 않은 지면 조건에서 행해진 연구는 극히 일부분이다.

이에 본 논문에서는 단일로터 깃의 공력 데이터 및 성능 특성 파악을 위해 구축된 로터 시험장비와 부분적인 지면효과를 모사할 수 있는 이동식 바닥면을 이용하여 저 레이놀즈 수 ( $Re \approx 3 \times 10^5$ ) 영역에서 운용되는 단일로터의 제자리 비행 시 부분적 지면효과가 로터의 공력 성능에 미치는 영향에 대하여 연구를 수행하였다. 먼저 로터면과 지면이 겹치는 면적을 일정 간격으로 변화시켜 가며 부분적 지면효과를 적용하여 로터 성능의 변화를 측정하였고, 로터 깃의 개수가 2개, 4개일 때의 부분적 지면효과에 의한 성능의 차이를 비교하였다. 그리고 피치각에 따른 추력의 증가율을 통하여 부분적인 지면효과가 로터의 공력특성에 어떠한 영향을 미치는지를 파악하였다. 이러한 실험결과를 토대로 로터 깃의 개수와 부분적인 지면효과가 고려된 새로운 지면효과 경험식을 도출하였다.

## II. 본 론

### 2.1 실험장치 구성

본 실험을 위해 설계한 로터 시험장치 및 부분적인 지면효과를 제공하는 이동식 바닥면에 대한 전체적인 개략도는 Fig. 2와 같다. 각각의 센서에 의해 측정된 자료는 데이터 획득 시스템(DAQ)을 이용하여 원격 PC에서 실시간으로 확인 및 저장이 가능하다.

소형 로터 깃의 추력과 토크를 측정하기 위한 로터 회전 시험장치는 Fig. 3와 같이 회전장치부, 센서부 및 포스트로 구성하였다.

회전장치부는 로터 허브와 동력 전달 장치로 구성되어 있다. 로터 허브는 플래핑 힌지가 있는 반 관절형 방식의 4-블레이드 허브로 구성하였으며, 동력전달장치는 5.4:1의 감속 기어비를 가지는 2개의 2kW급 브러시리스 모터로 구성하였다.



Fig. 1. Helicopter in Partial Ground Effect

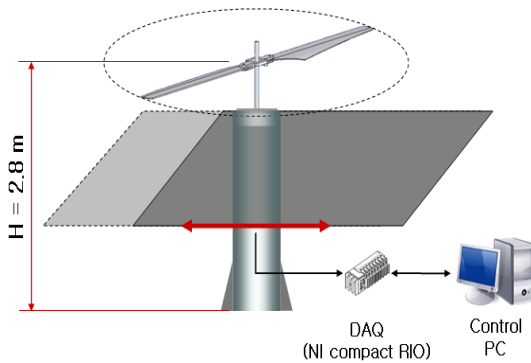
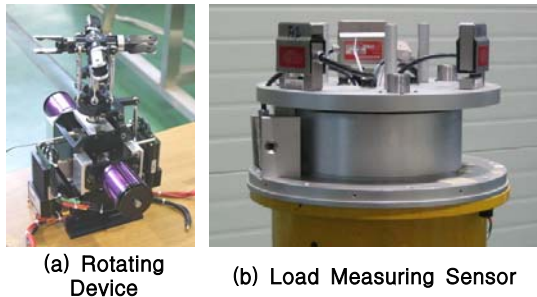


Fig. 2. Schematic of Experimental Apparatus



(a) Rotating Device

(b) Load Measuring Sensor

Fig. 3. Test Equipment

로터의 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 위한 포토 센서와 포스트의 진동을 확인하기 위한 3축 가속도계 및 전압 및 전류 측정을 위한 계측기도 포함하였다[8].

부분적인 지면효과를 모사하기 위한 이동식 바닥면의 넓이는  $12.96\text{m}^2$  ( $3.6\text{m} \times 3.6\text{m}$ )로 제작하였으며, 높이와 각도를 조절할 수 있게 설계하였다.

실험에 사용된 로터 깃은 NACA 0015 익형의 매끈한 표면을 가지며 코드길이 0.059m, 비틀림 각과 테이퍼가 없는 사각 깃을 이용하였으며, 그 형상은 Fig. 4, 상세 제원은 Table 1과 같다.

## 2.2 데이터 획득

본 실험의 모든 과정은 실험 프로그램에 의해 제어된다. 실험은 로터 회전 시험장치에 5kW급 정류기를 통해 전력을 인가한 후 실험 프로그램을 작동시켜 로터가 회전함과 동시에 시작되며, 실험 시작과 동시에 로터의 회전속도, 추력, 토크가 각각 포토센서(Autonics, BF3RX)와 로드셀(BONGSHIN, DBBP-500, Error 0.5%)에 의해 실

Table 1. Specification of Blade

Parameter	Unit	Specification
Airfoil	N/A	NACA 0015
Radius	mm	790
Weight	g	234
Root-cut	mm	205(0.263R)
Chord length	mm	59
Aspect Ratio	N/A	11.7
Twist angle	deg	0
Taper	N/A	1
Solidity	N/A	0.0238

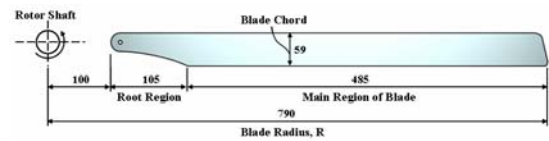


Fig. 4. Shape of Rotor Blade



Fig. 5. DAQ (Data Acquisition)

시간으로 측정된다.

측정된 자료는 Fig. 5와 같이 구성 된 데이터 획득 장치를 통해 Control PC에서 실시간으로 확인 및 저장이 가능하다.

## 2.3 시험장치 교정 실험

시험장치의 정확도를 보증하기 위하여 하중 측정장치에 대한 교정 실험[9] 및 로터의 트래킹(Tracking) 및 평형(Balancing) 교정 실험을 먼저 수행하였다.

하중 측정장치 교정 실험은 Fig. 6과 같이 실험 분동을 이용하여 추력 및 토크 방향으로 하중을 인가하면서 실시하였고, 실험 결과 추력방향으로 최대 0.27%, 토크 방향으로 최대 0.17%의 오차 범위 내에서 교정을 완료하였다.

로터의 트래킹(Tracking) 및 평형(Balancing) 교정 실험은 Fig. 7과 같이 로터 회전 시험장치에 포토센서와 진동센서를 장착하고, 각각의 로터 깃의 끝에 반사 테이프를 부착하여 수행하였다.



(a) Thrust (b) Torque

Fig. 6. Calibration of Force measuring Device

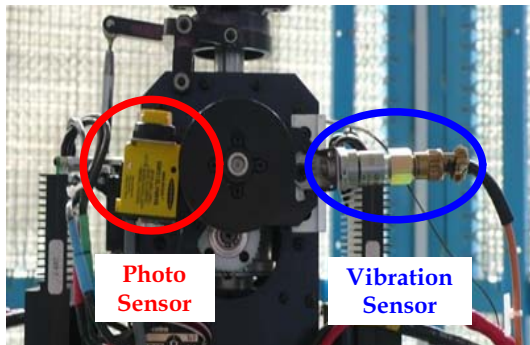


Fig. 7. Calibration using Photo & Vibration Sensor



Fig. 8. Calibration of Rotor Balancing

로터의 트래킹(Tracking)은 실험 운용 속도인  $M_{tip}=0.315$ 에서 교정을 수행하였으며, 최대 0.5cm 오차 범위 내에서 교정을 완료하였다.

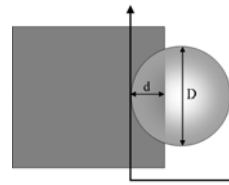
로터의 평형(Balancing) 교정을 위해서 먼저 각각의 깃에 아무것도 부착하지 않은 초기 상태에서 로터의 진동을 측정하였다. 측정 결과 운용 허용범위인 2.0IPS(Inch/Second)보다 높은 2.7IPS

의 측정값을 획득하여, 총 10번의 교정실험을 통해 얻은 자료를 기반으로 계산을 통해 Fig. 8과 같이 1번 로터 깃에 교정 테이프를 이용, 1g을 추가하여 운용 허용범위 내에 들어오는 1.2IPS의 값을 획득하여 교정을 완료하였다.

## 2.4 실험과정

로터 성능 실험은 깃끝 마하수를  $M_{tip}=0.315$ 로 일정하게 유지한 상태에서 콜렉티브 피치각을  $0^\circ \sim 11^\circ$ 까지  $1^\circ$ 씩 변화시키며 데이터를 측정하였다. 각각의 콜렉티브 피치각에 대하여 10초간 데이터를 저장하여 평균 추력과 토크를 측정하였고, 실험 결과의 신뢰성을 확인하기 위해 각각의 경우에 대하여 3~4회 반복 실험을 수행하였다.

지면효과가 없을 때(Out of Ground Effect, OGE) 로터 깃의 제자리 비행 성능 실험은 실험의 신뢰성을 도모하고 벽면 효과(Wall effect)를 최소화하기 위하여 모든 벽이 구멍이 있는 철망으로 된 항공우주연구원의 로터 시험동에서 실시하였다[10]. 또한 제자리 비행 상태에서 서로 다른 깃면 하중(Blade loading)을 가진 로터 깃의 지면으로부터 높이에 따른 추력비의 변화를 실험한 다양한 연구를 통해 지면효과는 지면에 대한 로터 회전면의 높이가 로터 깃 반지름의 약 2.5 배 이상이 되면 그 효과가 거의 없다고 알려져 있다[11].



(a) FGE (b)  $d/D=1$



(c)  $d/D=0.5$  (d)  $d/D=0$

Fig. 9. Partial Ground Effect Conditions

따라서 본 실험에서 사용하고자 하는 로터 깃의 반지름을 고려하여 회전 장치부는 2.8m의 높이에 위치하도록 설치하였다. 이를 통하여 유도 공기흐름에 의한 지면 효과 및 벽면 효과 등의 제약을 받지 않도록 하여 실험 시 데이터의 신뢰성을 확보할 수 있게 하였다.

부분적인 지면효과가 있을 때 로터 깃의 제자리 비행 성능 실험은 로터와 지면과의 거리와 로터 깃의 길이 비(H/R)가 0.8일 때를 기준으로 수행하였다. 실험은 Fig. 9와 같이 FGE(Full Ground Effect, ∞)일 때와 OGE(Out of Ground Effect -∞), 로터면과 지면이 겹치는 거리와 로터 직경의 비(d/D)가 각각 0, 0.25, 0.5, 0.75, 1 일 때, 총 7가지 경우에 대하여 수행하였으며 실험 결과의 신뢰성을 확인하기 위해 각각의 경우에 대하여 3~4회 반복 실험을 수행하였다.

### 2.5 로터 공력 성능 측정 결과

#### 추력계수에 대한 동력계수의 변화

시험장치에 설치된 하중 측정장치를 이용하여 지면효과가 없을 때와 부분적인 지면효과가 작용할 때의 콜렉티브 피치각 변화에 따른 추력 및 토크를 측정하였다. 3~4회 반복하여 추력과 토크를 측정한 결과, 측정치의 최대 오차는 0.44%로 비교적 정확한 실험 결과를 획득할 수 있었다.

Fig. 10은 측정된 추력과 토크를 이용하여 추력계수에 대한 동력계수의 비로 나타낸 결과이다. 로터 깃의 개수가 2개일 때와 4개일 때 결과 모두 완전한 지면효과 영향을 받을 때(FGE)와 d/D=1, 지면효과 영향을 받지 않을 때(OGE)와 d/D=0인 경우에는 거의 같은 결과를 나타내었다.

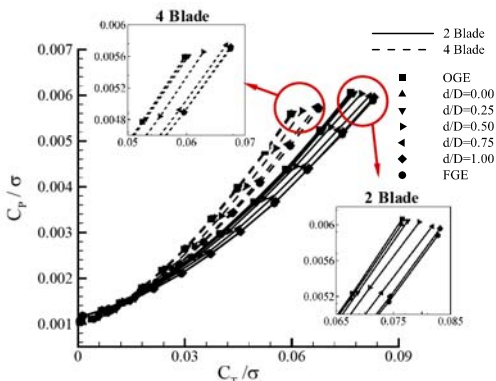


Fig. 10. Experimental Result (CT/σ vs. CP/σ)

Table 2. Comparison of Thrust Increase

Test	Thrust Increase(%)
PNU(2B)	10.93
PNU(4B)	11.42
Cheeseman	10.89
UH-1C(2B)	10.76
OH-6A(4B)	11.37

따라서 로터면이 지면과 모두 겹치기 시작할 때(d/D ≥ 1)부터는 완전한 지면효과 영향을 받고, 로터면이 지면과 겹치지 않는 부분(d/D ≤ 0)부터는 지면효과 영향을 거의 받지 않는다는 것을 보임으로써 실험의 신뢰성을 확인할 수 있었다. 또한 로터와 지면과의 거리와 로터 깃의 길이 비(H/R)가 0.8일 때의 실험 결과를 기존의 이론적, 실험적 연구[3, 11]와 비교한 결과를 Table 2에 나타내었다.

지면효과가 없을 때와 완전한 지면효과를 받을 때 발생하는 로터 추력의 비는 Cheeseman과 Bennett의 식(1)을 이용하여 구할 수 있다[3].

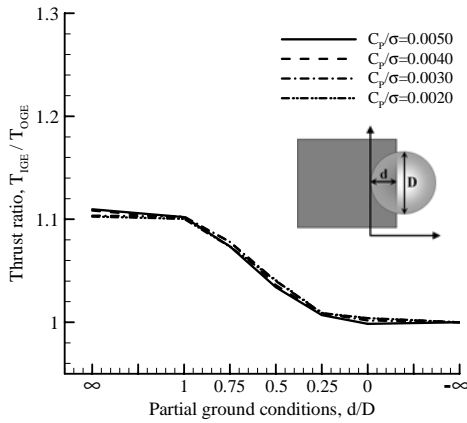
$$\left[ \frac{T}{T_{\infty}} \right]_{P=const} = \frac{1}{1 - (R/4H)^2} \quad (1)$$

여기서 R은 로터의 반경, H는 로터와 지면사이의 높이를 나타낸다. 식(1)에 실험에 사용된 로터의 반경 790mm와 로터와 지면사이의 높이 630mm를 적용하여 계산한 결과 실제 실험치와 유사한 결과인 1.1089(10.89%)의 값을 획득할 수 있었다. 또한 UH-1C와 OH-6A의 실험을 비교한 결과 로터 깃의 개수가 2개일 때와 4개일 때 모두 기존 연구결과와 유사한 측정값을 획득하여 실험의 신뢰성을 확인할 수 있었다.

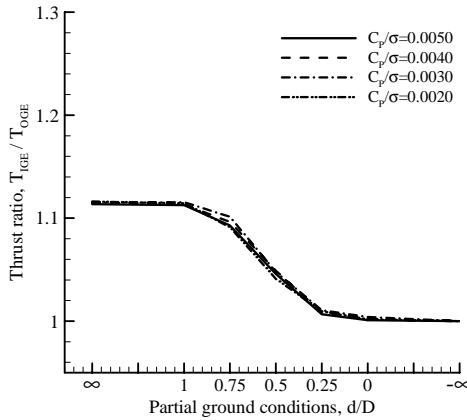
#### 부분적 지면효과에 대한 추력비의 변화

Fig. 11은 로터 깃의 개수가 2개, 4개일 때의 부분적인 지면효과에 대한 로터의 추력비를 다양한 Cp/σ에서 비교한 결과이다. 로터 깃의 개수가 2개, 4개일 때 모두 동력이 다른 조건에서 추력은 동일하게 발생하는 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 12는 로터 깃의 개수가 2개, 4개일 때의 부분적인 지면효과에 대한 로터 추력비의 평균값을 나타낸 결과이다. 완전한 지면효과 영향을 받을 때(FGE), 로터 깃의 개수가 2개일 때는 지면효과 영향이 없을 때(OGE) 보다 10.93%, 4개일 때는 11.42%의 추력이 더 발생하였다. 또한 지면효과가 없을 때(OGE) 부터 d/D가 0.25일 때까지는 로터 깃의 개수 차이에 상관없이 추력비가 약 1% 미만으로 지면효과가 작용하지 않을



(a) 2 Blade Rotor



(b) 4 Blade Rotor

Fig. 11. Comparison of Thrust Ratio at Various  $C_p/\sigma$

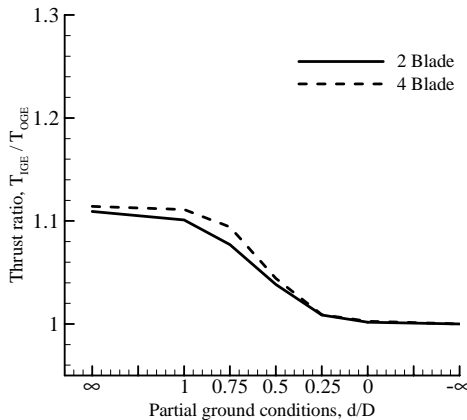


Fig. 12. Comparison of Thrust Ratio

Table 3. Thrust Increase at a Constant Power

d/D	Number of Blades	
	2	4
0.00	0.17	0.26
0.25	0.87	0.91
0.50	3.84	4.43
0.75	7.72	9.42
1.00	10.10	11.11
IGE	10.93	11.42

때 발생하는 추력과 거의 차이가 없었다. 하지만  $d/D \geq 0.25$ 부터는 로터 깃의 개수 4개일 때가 지면효과와 영향을 더 크게 받아 로터 깃의 개수가 2개일 때보다 추력비가 약간 더 증가하는 것을 확인할 수 있었다.

이러한 실험 결과를 바탕으로 본 논문에서는 로터 깃의 개수와 부분적인 지면효과가 고려된 새로운 경험식을 도출하였다. 실험결과를 이용하여 로터 깃의 개수가 고려된 추력비는 식(2)로 표현할 수 있다.

$$\left[ \frac{T}{T_\infty} \right]_{P=const} = \frac{1}{1 - (R/4HJ)^2} \quad (2)$$

이때 H는 로터와 지면 사이의 거리, R은 로터의 반경을 의미한다. 여기서 J는 Cheeseman과 Bennett의 경험식에 로터 깃의 개수를 고려한 항으로써 식(3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$J = 1 - A_1 N_b^4 \quad (3)$$

식(3)에서  $N_b$ 은 로터 깃의 개수를 의미하고,  $A_1$ 의 값은  $0.7941 \times 10^{-4}$ 이다.

로터 깃의 개수를 고려한 식(2)에 부분적인 지면효과를 고려한 항을 추가하여 식(4)와 같은 로터 깃의 개수와 부분적인 지면효과를 고려한 추력비를 구하는 새로운 식을 도출하였다.

$$\left[ \frac{T}{T_\infty} \right]_{P=const} = 1 + \left[ \frac{1}{1 - (R/4HJ)^2} - 1 \right] \cdot \quad (4)$$

$$\left[ \frac{B_1}{1 + B_2 \exp\left(B_3 \left(\frac{d}{D}\right)\right)} + B_4 \right]$$

여기서 D는 로터의 직경, d는 로터와 지면이 겹치는 거리를 의미한다. 이때  $B_1 = -1.0815$ ,  $B_2 = 0.018999$ ,  $B_3 = 6.77966$ ,  $B_4 = 1.0608$ 이다.

Fig. 13은 H/R이 0.8인 경우에 부분적인 지면

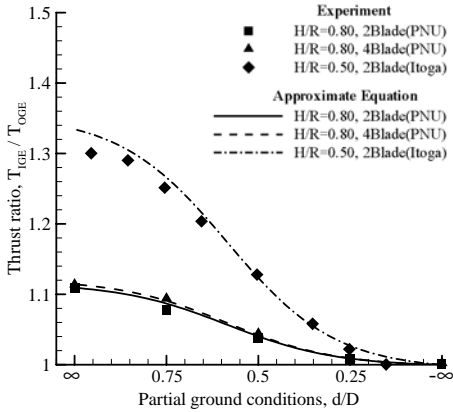


Fig. 13. Comparison of Thrust Ratio (Experiment & Approximate Equation)

효과와 로터 깃의 개수에 따른 추력의 실험 결과와 H/R이 0.5인 경우 Itoga의 실험 결과[12]를 근사식(4)로 나타낸 그래프이다. 전반적으로 근사식이 실험치와 일치하는 경향을 보이며, Itoga의 실험결과와도 상당히 잘 일치하는 것을 확인할 수 있었다.

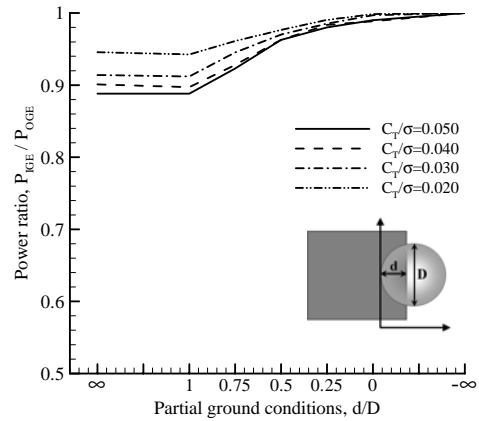
부분적 지면효과에 대한 동력비의 변화

Fig. 14는 로터 깃의 개수가 2개, 4개일 때의 부분적인 지면효과에 대한 로터의 동력비를 다양한  $C_T/\sigma$ 에서 비교한 결과이다. 전체적으로는 로터 깃의 개수가 2개, 4개일 때 모두 요구 동력은 지면효과에 영향을 클수록 감소하는 경향을 확인할 수 있었다. 여기서 주목할 점은 d/D가 증가함에 따라 로터에서 발생하는 추력의 크기가 클수록 요구 동력은 감소한다는 점이다. 이는 지면효과에 영향을 작게 받을 때는 유도속도(Induced velocity)가 감소하는 비율이 작기 때문으로 생각된다. 그러나 지면효과에 영향을 크게 받아 추력이 증가할수록 유도속도가 감소하는 비율이 훨씬 크게 되므로 동력은 추력이 증가할수록 지면효과가 없을 때에 비해 감소하게 된다고 판단된다.

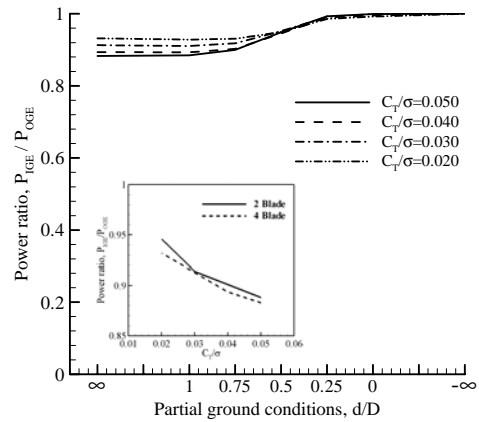
Fig. 15는 FGE일 때의 실험에서 측정된 동력비와 근사식으로 나타낸 동력비의 변화를 나타낸 결과이다. 지면효과는 요구동력이 동일할 때, 추력의 증가를 이용하여 식(5)와 같이 표현할 수 있다.

$$(P_i)_{IGE} = (P_i)_{OGE} \Rightarrow \lambda_{IGE} T_{IGE} = \lambda_{OGE} T_{OGE} \quad (5)$$

$$\Rightarrow \frac{\lambda_{IGE}}{\lambda_{OGE}} = \frac{T_{OGE}}{T_{IGE}} = k_G$$



(a) 2 Blade Rotor



(b) 4 Blade Rotor

Fig. 14. Comparison of Power Ratio at Various  $C_T/\sigma$

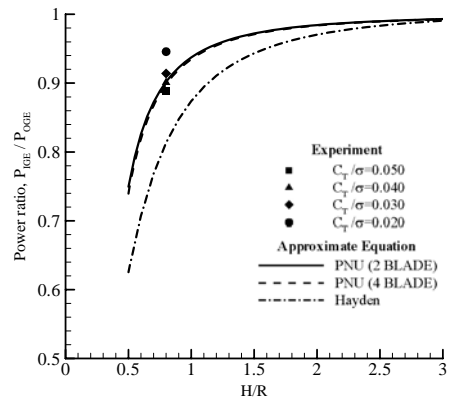


Fig. 15. Comparison of Power Ratio in Full Ground Effect

또한 제자리 비행 시 지면효과의 영향은 로터 유도속도의 감소(추력이 동일하고 지면과의 높이가 동일할 때)를 이용하여 식(6)과 같이 표현할 수 있다.

$$T_{IGE} = T_{OGE} \Rightarrow \frac{P_{IGE}}{\lambda_{IGE}} = \frac{P_{OGE}}{\lambda_{OGE}} \quad (6)$$

$$\Rightarrow \frac{\lambda_{IGE}}{\lambda_{OGE}} = \frac{P_{IGE}}{P_{OGE}} = k_G$$

따라서 식(5)와 식(6)을 이용하면

$$\frac{P_{IGE}}{P_{OGE}} = \frac{T_{OGE}}{T_{IGE}} = k_G \quad (7)$$

식 (7)과 같이 추력비의 역수를 취해 동력비를 구할 수 있다. Fig. 12에서 실험치와 근사식으로 구한 결과는 차이가 있음을 알 수 있다. 근사식으로 얻은 결과는 유도 동력비이고, 실험으로 측정된 결과는 전체 동력비이기 때문이다. 지면효과는 식(8)과 같이 형상동력(Profile Power)에는 영향을 미치지 않고 오직 유도동력(Induced Power)에만 영향을 미친다.

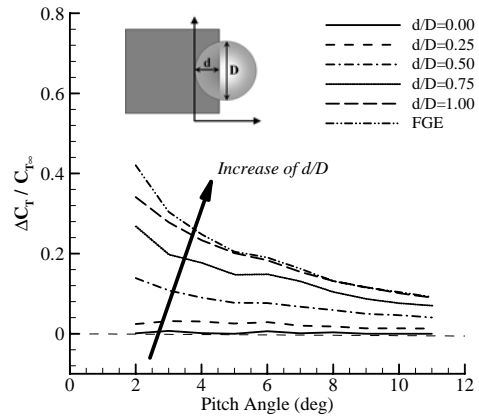
$$P = P_o + k_G(P_i)_{IGE} \quad (8)$$

여기서 형상동력은 항력계수(Drag coefficient)에 의존적이고( $P_o = f(C_d)$ ), 항력계수는 다시 피치각에 의존적이다( $C_d = f(\alpha)$ ). 실험 진행 시 피치각을 증가시켜 추력을 증가시켰기 때문에 형상동력은 하중계수가 변화함에 따라 변하게 된다. 하중계수는 로터 블레이드의 형상이나 개수에 따라 변한다. 따라서 동력비는 하나의 근사식으로 정확하게 예측할 수 없다.

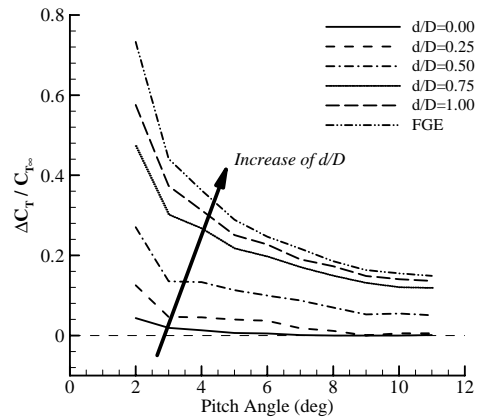
부분적인 지면효과에 대한 추력비와 동력비에 서 확인할 수 있듯 로터면이 지면과 겹치는 부분이 클수록 지면효과의 영향을 크게 받아 로터 성능의 이득을 얻을 수 있었다.

**피치각의 변화에 대한 추력의 변화율**

Fig. 16은 피치각(Pitch angle)의 변화에 대한 추력의 변화율을 부분적인 지면효과에 대하여 나타낸 결과이다. 여기서  $\Delta C_T = C_T - C_{T\infty}$ 로 로터 깃이 부분적인 지면효과의 영향을 받을 때 나타나는 추력의 증가정도를 나타낸다. 2°에서 11°까지 피치각을 변화시켜 추력 변화율을 비교한 결과 모든 부분적인 지면효과를 받는 조건에서 추력은 증가하고 있다. 이는 지면효과가 작용하면 유도속도(Induced velocity)가 로터 깃의 윗면과 아랫면의 흐름을 감속시키며, 앞전



(a) 2 Blade Rotor



(b) 4 Blade Rotor

Fig. 16. Comparison of Thrust Variation Rate at Pitch Angle

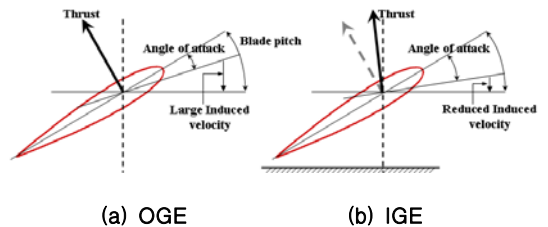


Fig. 17. Effect of Ground Proximity at a Constant Pitch Angle

(Leading edge)의 올려흐름(Upwash)과 뒷전(Trailing edge)의 내리흐름(Downwash)을 감소시켜(지면에 의해 와류 형태가 찌그러져) 유도 받음각(Induced angle of attack)이 감소하게 되



고, 유효 받음각이 증가하기 때문이다(Fig. 17 참조).

또한 피치각이 작을수록 지면효과로 인하여 추력의 변화율이 증가하고 있다. 이는 피치각이 클수록 유입류의 속도가 증가하여 유효 받음각(Effective angle of attack,  $\alpha_{eff}$ )이 증가하는 비율이 피치각이 작을 때보다 감소하므로 추력 변화율은 피치각의 크기가 클수록 감소하는 경향을 나타낸다.

### III. 결 론

본 연구에서는 단일 로터 깃의 공력 성능 특성 파악을 위해 구축된 로터 시험장비와 부분적인 지면효과를 모사할 수 있는 이동식 바닥면을 이용하여 저 레이놀즈 수( $Re \approx 3 \times 10^5$ ) 영역에서 운용되는 단일 로터의 제자리 비행 시 부분적 지면효과가 로터의 공력 성능에 미치는 영향에 대한 실험을 수행하였으며, 실험을 통해 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. 로터 깃의 개수가 2개, 4개일 때 모두 동력이 다른 조건에서 추력은 동일하게 발생하는 것을 확인할 수 있었다.
2. 지면효과가 없을 때(OGE) 부터  $d/D$ 가 0.25일 때 까지는 로터 깃의 개수 차이에 상관없이 추력비가 약 1% 미만으로 지면효과가 작용하지 않을 때 발생하는 추력과 거의 차이가 없었다. 하지만  $d/D \geq 0.3$ 부터는 로터 깃의 개수 4개일 때가 2개일 때보다 지면효과의 영향을 더 크게 받아 추력비가 약간 더 증가하는 것을 확인할 수 있었다.
3. 로터와 지면 사이의 거리, 로터 깃의 개수, 부분적인 지면효과가 고려된 추력비를 구하는 새로운 식을 도출하였다.
4.  $d/D$ 가 증가함에 따라 로터에서 발생하는 추력의 크기가 클수록 요구되는 동력은 감소한다. 이는 추력이 증가할수록 유도속도가 감소하는 비율이 훨씬 크기 때문이다.
5. 피치각이 클수록 유입류의 속도( $v_i$ )가 증가하여 유효 받음각(Effective angle of attack,  $\alpha_{eff}$ )이 증가하는 비율이 피치각이 작을 때보다 감소하므로 추력 변화율은 피치각의 크기가 클수록 감소하는 경향을 나타낸다.

현재 본 연구의 최종 목표인 동축반전 로터 블레이드에 대한 제자리 비행 성능 실험 및 부분적인 지면효과 하에서의 제자리 비행 성능 특성을 측정하기 위한 실험이 진행 중이다. 또한 본 연구에서 획득한 단일로터 제자리 비행 성능 데

이터와 부분적인 지면조건 하에서의 성능 데이터를 검증하기 위해 기 개발된 장속도 기법을 적용한 자유후류 모델과 연계된 비정상 용출 및 중첩 패널 코드[13]에 지면효과에 대한 해석 기법을 추가한 연구를 진행할 예정이다.

### 후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI 주관) 위탁연구결과 중 일부임. 또한 과학기술부와 한국산업기술재단의 지역 혁신인력양성사업으로 수행된 연구결과임.

실험에 물심양면으로 지원해주신 한국항공우주연구원의 로터팀과 스마트무인기 개발팀에 감사드립니다.

### 참고문헌

- 1) Byun Y. S., Lee B. E., Song J. B., Kim J. and Kang B. S., "Preliminary Design of Small Coaxial Unmanned Aerial Vehicle", Proceeding of KSAS-JSASSS Joint International Symposium, 2006, pp. 29~36
- 2) 이경태, 오철준, "회전익 무인 항공기의 임무 요구 및 개발동향", 한국항공우주학회지, Vol. 30, No. 8, 2002, pp. 156-163.
- 3) Cheeseman, I.C. and Bennett, W.E., "The Effect of the Ground on a Helicopter Rotor in Forward Flight", ARC R&M,(3021), September 1955.
- 4) Hayden, J. S., "The Effect of the Ground on Helicopter Hovering Power Required", American Helicopter Society 32nd Annual Forum, Washington, DC, May 1976.
- 5) Sheridan, P. F. and Wiesner, W., "Aerodynamics of Helicopter Flight Near the Ground", American Helicopter Society 33rd Annual Forum, Washington, DC, May 1977.
- 6) Lee C. S. and He, C. J., "A Free Wake/Ground Vortex Model for Rotors at Low Speed In-Ground-Effect Flight", American Helicopter Society 51st Annual Forum, Fort Worth, Texas, May 1995.
- 7) Timothy E. Lee, Leishman, J. G., Manikandan Ramasamy, "Fluid Dynamics of Interacting Blade Tip Vortices With a Ground Plane", American Helicopter Society 64th Annual Forum, Montreal, May 2008.

8) 이병언, 서진우, 변영섭, 김정, 이관중, 강범수, "소형 로터 블레이드의 제자리 비행 성능 시험장치 개발 및 검증", 한국항공우주학회지, Vol. 37, No. 10, 2009, pp. 975~983.

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

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

11) Leishman, J. G., "Principles of Helicopter Aerodynamics", Cambridge University Press, New York, 2006.

12) Itoga, N., Iboshi, N., Saito, S., Aoyama, T., Yang, C. M, 2006, "Numerical Simulation of a Helicopter Rotor Hovering in Partial Ground Effect", Heli Japan 2006.

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