



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(12), 1011-1018(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.12.1011

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 도심 항공 교통을 위한 전기동력 수직 이착륙기의 동축 동회전 로터의 성능해석 연구

이유빈<sup>1</sup>, 박재상<sup>2</sup>

### Study on Performance Analyses on Coaxial Co-rotating Rotors of e-VTOL Aircraft for Urban Air Mobility

Yu-Been Lee<sup>1</sup> and Jae-Sang Park<sup>2</sup>

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University

#### ABSTRACT

This numerical study conducts the modeling and the hover performance analyses of coaxial co-rotating rotor(or stacked rotor), using a rotorcraft comprehensive analysis code, CAMRAD II. The important design parameters such as the index angle and axial spacing for the coaxial co-rotating rotor are varied in this simulation study. The coaxial co-rotating rotor is trimmed using the torque value of the upper rotor of the previous coaxial counter-rotating rotor or the total thrust value of the previous coaxial counter-rotating rotor in hover. The maximum increases in the rotor thrust is 1.84% for the index angle of  $-10^\circ$  when using the torque trim approach. In addition, the maximum decreases in the rotor power is 4.53% for the index angle of  $20^\circ$  with the thrust trim method. Thus, the present study shows that the hover performance of the coaxial co-rotating rotor for e-VTOL aircraft can be changed by the index angle.

#### 초 록

본 연구에서는 회전익기 통합해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 동축 동회전 로터(적층 로터)의 모델링과 제자리 비행 성능해석을 수행하였다. 본 연구는 주요 설계 변수인 방위각 위상차와 상/하단 로터 사이의 간격을 적절히 고려하여 동축 동회전 로터를 모델링하였으며, 기존 동축 반전 로터의 상단 로터의 토크 값을 동축 동회전 로터의 트림 목표 값으로 이용한 트림 기법 및 동축 반전 로터의 전체 추력 값을 트림 목표 값으로 이용한 트림 기법에서 제자리 비행 성능해석을 각각 수행하였다. 토크 트림 기법을 이용하였을 시 전체 로터의 추력은  $-10^\circ$ 의 방위각 위상차에서 1.84% 최대화되었고, 추력 트림 기법을 적용하였을 때에는 전체 로터의 동력은  $20^\circ$ 의 방위각 위상차에서 4.53%만큼 최소화되었다. 본 연구를 통하여 전기동력 수직 이착륙기에서 활용될 수 있는 동축 동회전 로터의 제자리 비행 성능이 방위각 위상차의 값에 따라 변화될 수 있음을 확인하였다.

**Key Words** : Urban Air Mobility(도심 항공 교통), e-VTOL Aircraft(전기동력 수직이착륙기), Multi-rotor System(다중 로터 시스템), Coaxial Co-rotating Rotor(동축 동회전 로터), Performance Analyses(성능해석)

† Received : October 3, 2021    Revised : November 25, 2021    Accepted : November 25, 2021

<sup>1</sup> Graduate Student, <sup>2</sup> Associate Professor

<sup>2</sup> Corresponding author, E-mail : aerotor@cnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-7621-9565

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

## 1. 서론

최근 도심의 인구 밀집화로 인해 도심에서의 교통 체증, 환경오염 등에 관련된 다양한 사회적 문제가 발생되고 있다. 따라서 이를 해결하기 위해 새로운 운송 수단의 개념인 도심 항공 교통(Urban Air Mobility, UAM)이 제안되고 있다. 미국을 포함하여 전 세계적으로 활발한 연구가 수행되고 있는 도심 항공 교통의 비행체에게는 수직 이착륙 기능과 우수한 공기역학적인 성능이 요구된다[1]. 또한 도심 항공 교통을 위한 비행체는 도심 내의 비교적 낮은 고도에서 운용되므로 안전성과 저소음이 충분히 고려되어야 한다. 그러므로 동력 시스템의 구조적 단순화, 저소음, 및 안전성 확보 등의 이점을 가지고 있는 다중 로터(multi-rotor) 시스템 기반의 전기동력 수직 이착륙기(e-VTOL, Fig. 1)가 도심 항공 교통을 위한 비행체로 큰 관심을 받고 있다[2].

최근까지 제안된 다중 로터 기반의 분산 전기 추진(Distributed Electric Propulsion, DEP) 시스템을 사용하는 전기동력 수직 이착륙기의 상당수는 동축 로터(coaxial rotor)를 사용한다. 동축 로터의 형상으로는 상/하 로터가 공통의 회전축을 중심으로 서로 반대 방향으로 회전하는 동축 반전 로터(coaxial counter-rotating rotor) 또는 상/하 로터가 같은 방향으로 회전하는 동축 동회전 로터(coaxial co-rotating rotor 혹은 stacked rotor, Fig. 2)가 있다. 동축 반전 로터와 다르게 동축 동회전 로터에 대한 연구는 아직 활발히 수행되지 않은 상황이며, 주요 설계 변수로 상/하 로터 블레이드의 방위각에 대한 위상차인 Index angle(Fig. 3의  $\Delta\psi$ )과 로터 회전축 방향에 대한 상/하 로터 사이의 간격인 Axial spacing(Fig. 3의  $\Delta Z$ )이 고려될 수 있다. 동축 동회전 로터는 상/하 로터 각각의 모터와 클러치를 통해 Index angle을

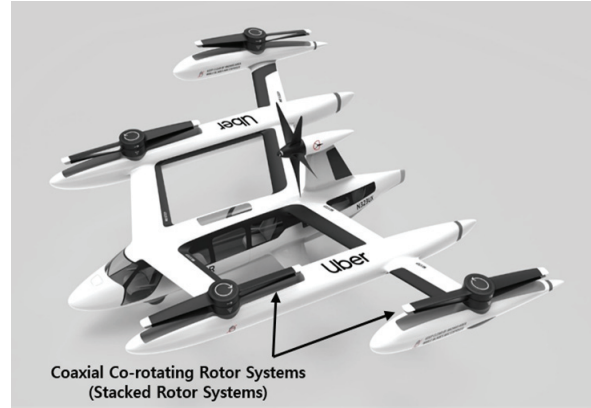


Fig. 2. Coaxial co-rotating rotor systems for e-VTOL aircraft

비행 중에도 변화 및 제어할 수 있으며, 이로부터 제자리 비행 효율 향상과 소음 감소를 얻을 수 있다 [1]. 따라서 전기동력 수직 이착륙기의 다중 로터 시스템에 적용하기 위하여 동축 동회전 로터에 대한 제자리 비행 시의 성능해석 연구가 필요하다.

동축 동회전 로터 시스템의 제자리 비행 성능 특성을 확인하기 위해 회전익기 통합 해석(rotorcraft comprehensive analysis) 코드 및 전산 유체 역학 해석(Computational Fluid Dynamics, CFD) 기반의 시뮬레이션 연구와 지상 회전 시험 연구가 최근 수행되었다[3-5]. 상/하 로터가 반대 방향으로 회전하여 상/하 로터의 토크(torque)가 서로 상쇄되는 동축 반전 로터와 달리 동축 동회전 로터는 상/하 로터의 토크가 상쇄되지 않는다. 이를 고려하여 선행연구 [3-5]에서는 동축 동회전 로터의 Index angle 변화에 따른 로터 추력의 변화를 확인하기 위해 동축 반전 로터의 상단 혹은 하단의 로터의 토크 값을 동축 동회전 로터의 트림(trim) 목표 값으로 이용하였고, 주어진 Collective pitch angle에 대한 동축 동회전 로터의 Index angle 변화에 따른 제자리 비행 성능 특성을 확인하였다.

그러나 선행연구[3-5]에서는 전체 로터의 추력이 주어질 경우에 대한 로터 동력(power) 및 동력 하중(Power loading,  $C_T/C_P$ ) 등의 Index angle 혹은 Axial spacing의 따른 동축 동회전 로터의 제자리 비행 성능의 변화에 대한 연구는 수행되지 않았다.

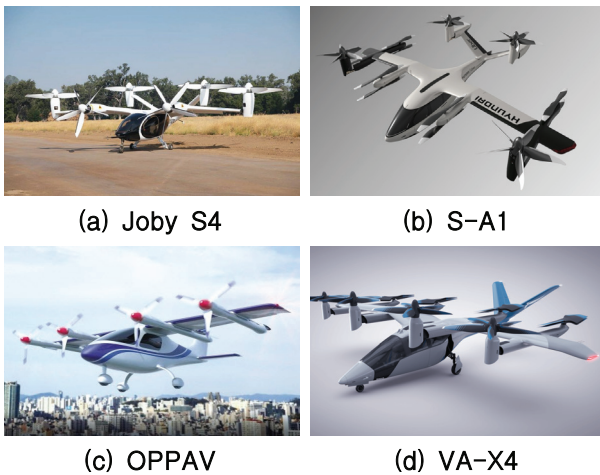


Fig. 1. Various e-VTOL aircraft with the multi-rotor system

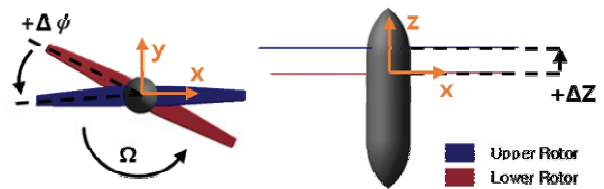


Fig. 3. Index angle( $\Delta\psi$ ) and Axial spacing( $\Delta Z$ ) for coaxial co-rotating rotor

본 논문에서는 전기동력 수직 이착륙기의 다중 로터 시스템에서 활용될 수 있는 동축 동회전 로터에 대하여 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 동축 동회전 로터에 대한 모델링 및 제자리 비행 성능해석을 수행한다. 본 연구에서는 선행연구[3-5]와 유사하게 동축반전 로터의 상단 혹은 하단 로터의 토크 값을 트림 목표 값으로 사용하는 트림 기법 이외에 로터 시스템의 전체 추력 값을 트림 목표 값으로 이용하는 트림 기법을 추가로 고려한다. 구축된 CAMRAD II 모델을 이용하여 동축 동회전 로터의 다양한 Index angle과 Axial spacing의 변화에 따른 로터 추력, 동력(power) 및 동력 하중(Power loading) 등의 제자리 비행 성능을 해석하고, 그 특성을 분석한다.

## II. 본 론

### 2.1 연구 방법

#### 2.1.1 Harrington 동축 반전 로터 모델

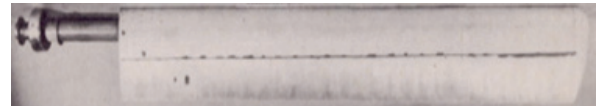
동축 반전 로터에 비하여 아직 초기 연구 단계인 동축 동회전 로터는 로터 블레이드에 대한 구체적인 형상이 공개되어 있지 않다. 그러므로 본 연구에서는 동축 동회전 로터의 제자리 비행 성능해석을 위한 로터 모델로 선행연구[6,7]의 동축 반전 로터 모델인 Harrington 로터 모델(Fig. 4)을 이용한다. Harrington 로터는 동축 반전 로터에 대한 수치해석 연구의 검증 모델로 널리 사용되고 있으며, 로터 블레이드의 가로 세로비가 일반적인 헬리콥터 로터 블레이드 보다 크지 않아 본 연구의 전기동력 수직 이착륙기의 로터에 적합한 모델이다. Harrington 동축 반전 로터 모델의 구체적인 제원은 Table 1에 정리하였고, 본 연구에서의 모든 해석은 표준 대기 조건을 이용하였다.

#### 2.1.2 CAMRAD II 모델링 및 해석 기법

본 연구에서는 동축 동회전 로터의 제자리 비행 성능 특성을 확인하기 위하여 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하였다. 본 논문의 동축 동회전 로터에 대한 CAMRAD II 모델을 Harrington 동축 반전 로터 모델 기반의 강체 로터 블레이드 모델로 구축하였다. 또한 상/하 로터 사이의 공기역학적 간섭효과를 고려하기 위해 CAMRAD II의 자유 후류(free-wake) 모델을 이용하였다. 자유 후류 모델에 대한 로터 블레이드 끝단(tip)에서 와류의 중심(core) 반경은 블레이드 평균 코드 길이(c)의 50%로 설정하였다[8]. 동축 동회전 로터의 공력을 계산하기 위하여 각각의 블레이드에 대하여 총 16개의 공력 패널을 모델링하였으며, 이때 블레이드 루트(root)영역에서의 패널 길이는 7%R로, 끝단에서의 패널 길이는 3%R로 모델링하였다. 로터를 위에서 내려다 볼



(a) Wind tunnel test



(b) Rotor blade

Fig. 4. Harrington coaxial counter-rotating rotor[6]

Table 1. Properties of the Harrington coaxial counter-rotating rotor[6,7]

Number of blades per rotor	2
Rotor radius, R	12.5 ft
Chord length, c	1.5 ft
Axial spacing, $\Delta Z$	16.0%R
Tip speed	392 ft/s
Coaxial solidity, $\sigma$	0.152
Airfoils	NACA0026 (Root) NACA0015 (Tip)
Built-in twist	0 deg.

경우, 상단의 로터는 반시계(counter-clockwise) 방향으로, 하단의 로터는 시계(clockwise) 방향으로 회전하는 Harrington 동축 반전 로터와 달리 본 연구의 동축 동회전 로터는 상/하 로터 모두 반시계 방향으로 회전하도록 모델링하였다.

본 논문에서는 제자리 비행 성능해석 시 두 종류의 트림 기법을 이용하였다. 동축 반전 로터의 상단 로터의 토크 값을 동축 동회전 로터의 트림 목표 값으로 설정하는 토크 트림 기법[3-5]과 더불어 동축 반전 로터의 전체 추력 값을 트림 목표 값으로 이용하는 추력 트림 기법을 각각 사용하였다. 각각의 트림 기법에서는 동축 동회전 로터에 대한 제자리 비행 성능 특성을 확인하기 위하여 동축 동회전 로터의 주요 설계 변수인 Index angle과 Axial spacing의 변화를 고려하였다(Table 2). 본 연구에서는 회전 방향을 기준으로 상단 로터가 하단 로터에 비하여 앞서있을 때의 Index angle을 양(positive)의 값으로 정의한다(Fig. 3). 동축 동회전 로터의 경우 낮은 Axial

Table 2. Index angle and Axial spacing for the performance analyses in hover

Index angle, $\Delta\Psi$	$0^\circ, \pm 10^\circ, \pm 20^\circ, \pm 30^\circ, \pm 50^\circ, 90^\circ$
Axial spacing, $\Delta Z$	1.53%R, 2.10%R, 3.68%R, 6.00%R, 10.80%R, 12.60%R, 16.00%R

spacing에서도 상/하 로터의 충돌이 발생하지 않으므로 본 연구에서는 기존 동축 반전 로터의 Axial spacing과 더불어 낮은 값의 Axial spacing의 조건에서도 성능 해석을 수행하였다.

동축 동회전 로터의 상/하 로터 모두 공통의 회전축을 중심으로 반시계 방향으로 회전하도록 모델링하였으므로 상/하 로터 사이의 토크가 서로 상쇄되지 않는다. 따라서 토크 트림 기법에서는 동축 반전 로터의 전체 로터의 추력( $C_T/\sigma = 0.044$ )에서의 Harrington 동축 반전 로터의 상단 로터에 대한 토크 값을 트림 목표 값으로 설정하였다. 토크 트림 기법의 트림 변수로는 상/하 로터 각각의 Collective pitch angle을 이용하였다. 더불어 추력 트림 기법에서의 트림 목표 값은 동축 반전 로터의 전체 추력 값( $C_T/\sigma = 0.044$ )으로 설정하였다. 추력 트림 조건에서의 트림 변수로는 토크 트림 조건과 동일하게 상/하 로터 각각의 Collective pitch angle을 이용하였다. 동축 로터의 제자리 비행 성능을 파악하기 위한 동축 로터의 Figure of Merit(FM)은 다음의 식 (1)을 이용하여 계산하였다 [7]. 위에 언급되지 않은 모델링 및 해석 기법에 대해서는 본 논문의 기본 모델인 Harrington 로터의 모델링 및 해석에 사용된 내용들을 동일하게 이용하였다.

$$FM_{coaxial} = \frac{(C_{T,upper} + C_{T,lower})^{3/2}}{\sqrt{2}(C_{P,upper} + C_{P,lower})} \quad (1)$$

## 2.2 연구 결과

### 2.2.1 Harrington 동축 반전 로터의 검증

본 연구의 동축 동회전 로터에 대한 성능해석 연구 수행 이전에 기본 모델인 Harrington 동축 반전 로터에 대한 제자리 성능해석을 수행하고, 이를 선행연구[6,7]과 비교하여 모델링 및 해석 기법에 대하여 검증하였다. Fig. 5 및 6은 로터 추력( $C_T/\sigma$ )에 대한 로터 동력(power,  $C_P/\sigma$ )과 Figure of Merit의 변화를 각각 나타낸다. Fig. 5 및 6 모두에서 선행연구[6,7]과 본 연구의 CAMRAD II 해석 결과가 유사한 경향을 보이는 것을 알 수 있다. 이를 통하여 본 논문의 동축 동회전 로터 연구를 위한 Harrington 동축 반전 로터의 CAMRAD II 모델링 및 해석 기법이 적절히 정립되었음을 확인하였다.

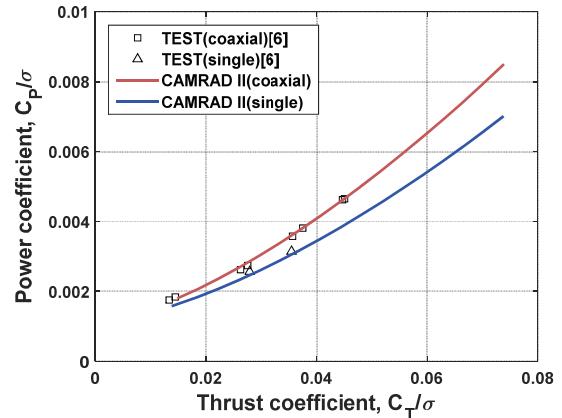


Fig. 5. Power coefficient( $C_P/\sigma$ ) in terms of thrust coefficient( $C_T/\sigma$ )

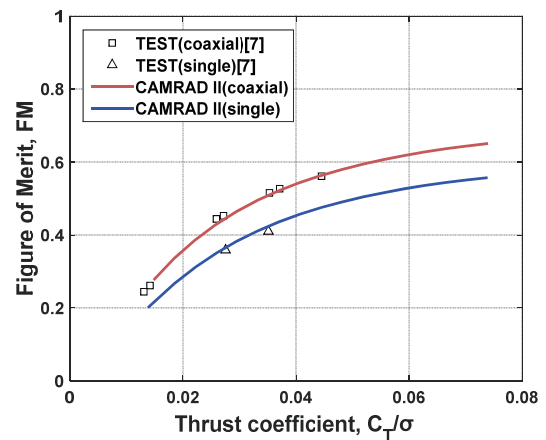


Fig. 6. Figure of Merit in terms of thrust coefficient( $C_T/\sigma$ )

### 2.2.2 토크 트림 기법을 이용한 제자리 비행 성능해석

전술한 내용을 기반으로 본 연구의 동축 동회전 로터를 CAMRAD II를 이용하여 모델링한 후 성능해석을 수행하였다. 본 절에서는 동축반전 로터의 상단 로터의 토크 값을 트림 목표 값으로 이용하여 동축 동회전 로터의 제자리 비행 성능해석을 수행하였다. Fig. 7은 Table 2의 Index angle 및 Axial spacing에 대한 전체 로터의 추력( $C_T/\sigma$ ) 변화를 나타낸다. Axial spacing = 10.80%R보다 작을 경우 로터의 전체 추력은 양(positive)의 Index angle에서 높은 값을 가진다. Index angle =  $30^\circ$  및 Axial spacing = 3.68%R에서 가장 높은 추력을 가지며, Index angle =  $30^\circ$ 에서는 Axial spacing이 증가함에 따라 전체 로터의 추력은 감소한다. Fig. 8은 Fig. 7의 결과 중 Axial spacing = 16.00%R일 때 Index angle의 변화에 따른 로터 추력 변화를 나타낸다. 일반적으로 동축 반전 로터는 상단 로터의 추력이 하단 로터보다 더 높은 값을 갖는다[7]. 이와 같은 동축 반전 로터와 마찬가지로 본

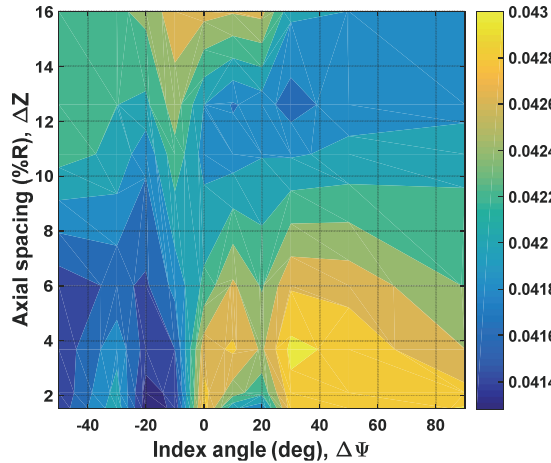


Fig. 7. Thrust coefficient( $C_T/\sigma$ ) variation with Index angle( $\Delta\Psi$ ) and Axial spacing( $\Delta Z$ )

연구의 동축 동회전 로터에서도 상단 로터의 추력이 하단 로터보다 더 큰 값을 가지는 것을 알 수 있으며, 선행연구[9]에서도 이와 유사한 결과를 확인할 수 있다. Index angle의 변화를 나타내는 가로축에 대하여 상/하 로터의 추력은 대칭으로 얻어졌으며, 상/하 로터의 추력 차이는 Index angle = 10°에서 가장 높은 값을 갖는다. 전체 로터의 경우 Index angle = -10°에서 최대값을 가지며, Index angle = 90°에서 최소값을 갖는다. 더불어 Index angle = -10°에서 90°로 증가함에 따라 전체 로터의 추력은 1.84%만큼 감소하였다. Fig. 9는 Axial spacing = 16.0%R일 때 Index angle의 변화에 따른 상/하 로터의 Collective pitch angle 변화를 나타낸다. Index angle의 변화를 나타내는 가로축에 대하여 상/하 로터의 Collective pitch angle의 변화는 거의 대칭으로 얻어졌다. 그러나 Fig. 8에 주어진 Index angle에 대한 추력 변화의 결과와는 반대로 하단 로터의 Collective pitch angle의 값이 상단 로터의 값보다 높게 얻어졌으며, 이와 같은 경향은 선행연구[9]에서도 동일하게 관찰된다.

Figure 10은 Fig. 7과 같은 해석 조건에서 Index angle 및 Axial spacing에 대한 전체 로터의 동력 ( $C_P/\sigma$ ) 변화를 나타낸다. 주어진 Index angle에 대하여 Axial spacing이 증가할수록 전체 로터의 동력은 감소하는 경향을 보인다. Fig. 11은 Fig 10의 결과 중 Axial spacing = 16.0%R일 때 Index angle의 변화에 따른 로터 동력의 변화를 나타낸다. Index angle의 변화에 대하여 상/하 로터 동력의 변화는 유사한 경향을 보이며, 모든 Index angle에서 상단 로터의 동력이 하단 로터의 동력보다 높은 값을 갖는다. 전체 로터 동력의 경우 Index angle = -20에서 최소값을 가지며, Index angle = 10°에서 최대값을 갖는다. 더불어 Index angle = -20°에서 10°로 증가함에 따라 전체 로터의 동력은 0.69% 증가하였다.

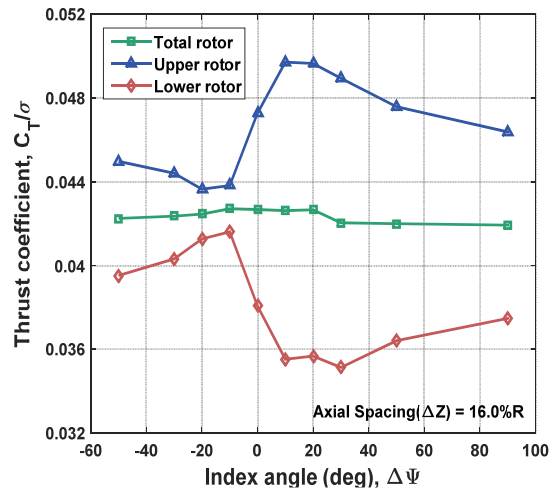


Fig. 8. Thrust coefficient( $C_T/\sigma$ ) in terms of Index angle( $\Delta\Psi$ )

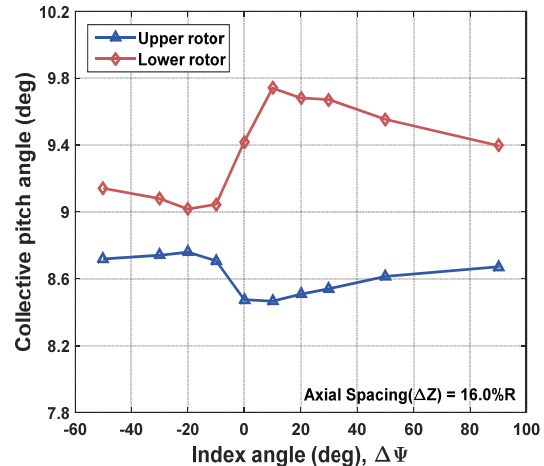


Fig. 9. Collective pitch angle in terms of Index angle( $\Delta\Psi$ )

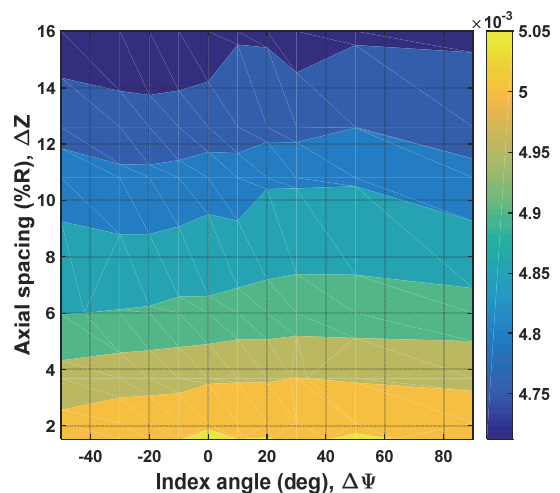


Fig. 10. Power coefficient( $C_P/\sigma$ ) variation with Index angle( $\Delta\Psi$ ) and Axial spacing( $\Delta Z$ )

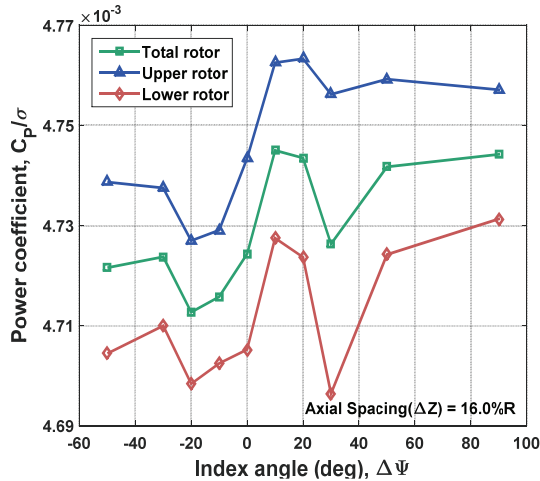


Fig. 11. Power coefficient( $C_P/\sigma$ ) in terms of Index angle( $\Delta\Psi$ )

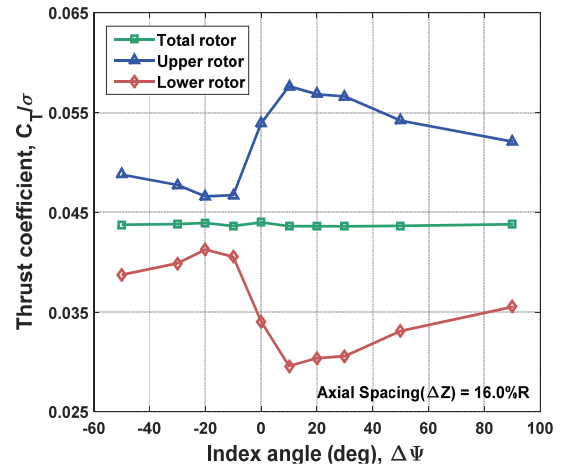


Fig. 13. Thrust coefficient( $C_T/\sigma$ ) in terms of Index angle( $\Delta\Psi$ )

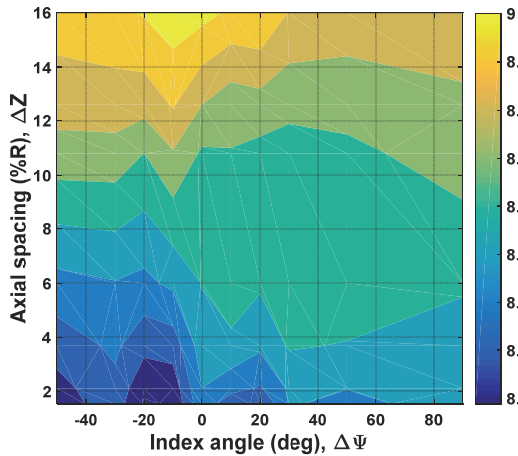


Fig. 12. Power loading( $C_T/C_P$ ) variation with Index angle( $\Delta\Psi$ ) and Axial spacing( $\Delta Z$ )

Figure 12는 Fig. 7 및 10의 결과를 이용하여 Index angle 및 Axial spacing에 따른 전체 로터의 동력 하중(Power loading,  $C_T/C_P$ )의 변화를 나타낸다. Axial spacing이 증가할수록 전체 로터의 동력 하중이 증가하는 경향을 확인할 수 있으며, Index angle =  $-10^\circ$  및 Axial spacing = 16.0%R에서 최대 동력 하중을 갖는다. Index angle =  $-10^\circ$ 의 경우 Axial spacing의 값이 1.53%R에서 16.0%R로 증가함에 따라 전체 로터의 동력 하중은 10.32%만큼 증가하였다.

### 2.2.3 추력 트림 조건을 이용한 제자리 비행 성능해석

본 절에서는 로터 트림 시 일반적으로 사용되는 로터 추력( $C_T/\sigma$ )을 트림 목표 값으로 이용하여 동축 동회전 로터의 제자리 비행 성능해석을 2.2.2절과 유사하게 수행하였다. 트림 목표 값으로는 동축 반전 로터의 전체 로터에 대한 추력인  $C_T/\sigma = 0.044$ 을 사

용하였다. 추력을 트림 목표 값으로 사용하였으므로 Index angle 및 Axial spacing의 변화에 따른 전체 로터의 추력은 일정한 값을 갖는다. Fig. 13은 동축 반전 로터의 Axial spacing = 16.0%R에서 상/하 로터 사이의 Index angle 변화에 따른 동축 동회전 로터의 상/하단 로터의 추력( $C_T/\sigma$ ) 변화를 나타낸다. 상/하 로터의 추력 변화는 Index angle의 변화에 대하여 대칭이며, Index angle =  $10^\circ$ 에서 상/하 로터의 추력 차이가 가장 크게 나타났다. Index angle에 따른 상/하 로터의 추력 변화는 Fig. 8의 경향과 동일하게 상단 로터의 추력이 하단 로터보다 높은 값을 갖는다. Fig. 14는 Axial spacing = 16.0%R일 때 Index angle의 변화에 따른 상/하 로터의 Collective pitch angle의 변화를 나타낸다. Index angle의 변화에 대하여 상/하 로터의 Collective pitch angle은 거의 유사하며 일정하게 얻어졌다. Fig. 15는 Fig. 13과 동일한 로터 추력 조건에서 Index angle 및 Axial spacing에 대한 전체 로터의 동력( $C_P/\sigma$ ) 변화를 나타낸다. Fig. 10과 마찬가지로 주어진 Index angle에 대하여 Axial spacing이 증가할수록 전체 로터의 동력이 감소하는 경향을 보인다. Fig. 16은 Fig. 15의 결과 중 Axial spacing = 16.0%R에서 Index angle의 변화에 따른 로터의 동력 변화를 나타낸다. Fig. 11과 마찬가지로 Fig. 16에서 상단 로터의 동력은 Index angle에 대하여 하단 로터의 동력보다 높은 값을 갖지만 Fig. 11과는 다르게 로터 동력의 변화는 Index angle의 변화에 대하여 대칭으로 얻어졌다. 전체 로터 동력의 경우 Index angle =  $-20^\circ$ 에서  $20^\circ$ 로 증가함에 따라 4.53%만큼 감소하였다. 본 절에서는 2.2.2절과는 다른 트림 기법을 사용하였기 때문에 Index angle에 대한 로터 동력 변화의 경향이 다르게 얻어졌다. 이에 대한 원인을 파악하기 위해서는 로터 동력의 다양한 성분에 대하여 심층적인 분석이 필요하며 이는 향후 연구에서 다루질 계획이다.

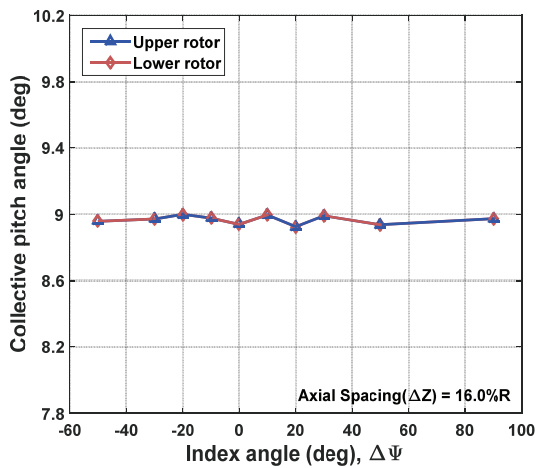


Fig. 14. Collective pitch angle in terms of Index angle( $\Delta\Psi$ )

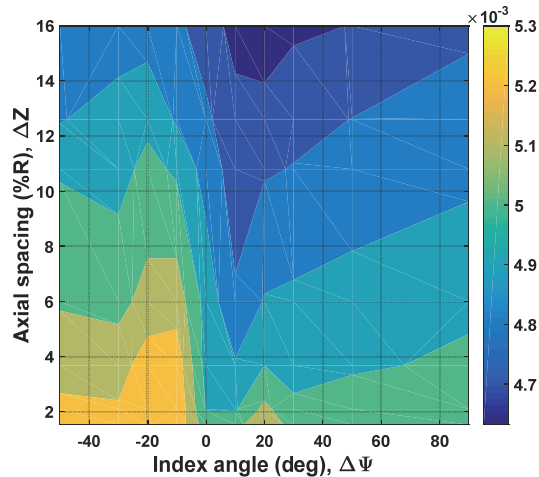


Fig. 15. Power coefficient( $C_P/\sigma$ ) variation with Index angle( $\Delta\Psi$ ) and Axial spacing( $\Delta Z$ )

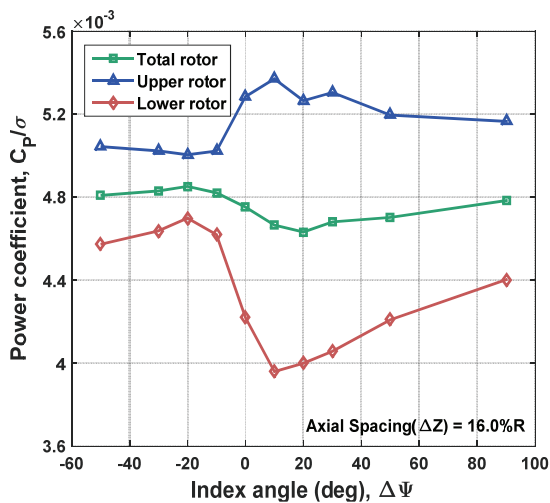


Fig. 16. Power coefficient( $C_P/\sigma$ ) in terms of Index angle( $\Delta\Psi$ )

Figure 17은 Index angle 및 Axial spacing의 변화에 따른 전체 로터의 동력 하중(Power loading,  $C_T/C_P$ )의 변화를 나타낸다. Fig. 12와 유사하게 Index angle에 대하여 Axial spacing이 증가함에 따라 동력 하중은 증가하는 경향을 보이며, Index angle =  $10^\circ$  및 Axial spacing =  $16.0\%R$ 에서 최대 동력 하중을 갖는다. Axial spacing의 값이  $1.53\%R$ 에서  $16.0\%R$ 로 증가할수록 전체 로터의 동력 하중은 Index angle =  $10^\circ$ 에서 최대 7.74%만큼 증가하였다. Fig. 18은 Fig. 13 및 Fig. 16의 결과를 이용하여 Axial spacing =  $16.0\%R$ 의 조건에서 Index angle의 변화에 따른 동축 반전 로터에 대한 동축 동회전 로터의 Figure of Merit의 변화율(%)을 나타낸다. 이때, Figure of Merit의 변화율은 동축 반전 로터의 Figure of Merit 대비로 나타내었다. Index angle =  $0^\circ$ 부터  $70^\circ$ 의 범위에서 동축 반전 로터에 비하여 동축 동회전 로터의

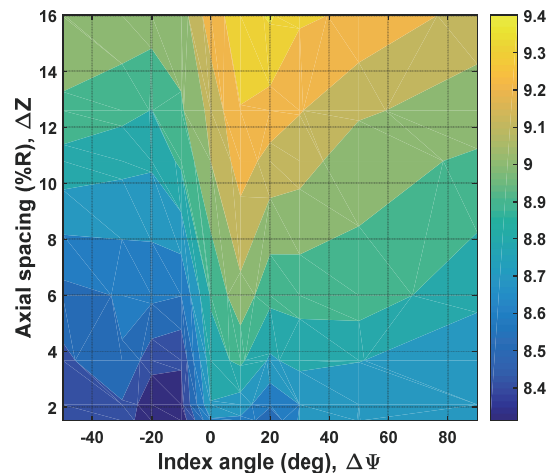


Fig. 17. Power loading( $C_T/C_P$ ) variation with Index angle( $\Delta\Psi$ ) and Axial spacing( $\Delta Z$ )

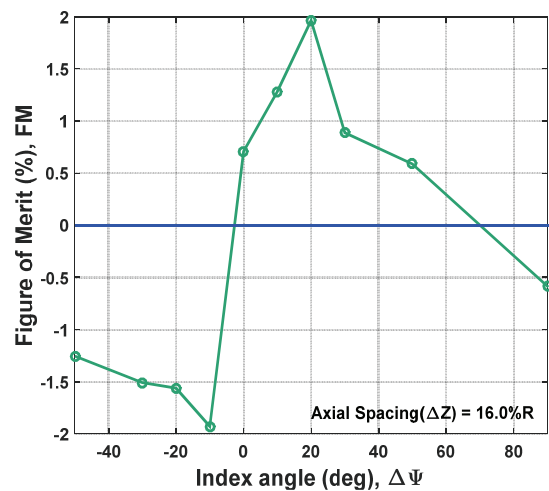


Fig. 18. Figure of Merit of coaxial co-rotating rotor against counter-rotating rotor

Figure of Merit이 다소 우수함을 보여준다. 또한 Index angle = 20°에서는 동축 반전 로터에 비하여 1.97%만큼 높은 제자리 비행 성능을 갖지만 Index angle = -10°에서는 1.93%만큼 낮은 제자리 비행 성능을 갖는다. 2.2.2절 및 2.2.3절의 연구 결과를 통하여 Index angle을 동축 동회전 로터의 제자리 비행의 성능 제어 요소로 사용할 수 있음을 확인하였다. 또한 Axial spacing이 증가할수록 동축 동회전 로터의 전체 로터에 대한 제자리 비행 성능이 향상됨을 확인하였다. 그러나 동축 동회전 로터의 경우 전기동력 수직 이착륙기에서 Lifting rotor로 활용되므로 제자리 비행 및 수직 이착륙 시에만 사용되고, 전진 비행 시에는 로터의 회전이 정지된다. 더불어 동축 반전 로터와는 다르게 짧은 Axial spacing에서도 회전하는 상/하단 로터의 충돌 염려가 없으므로 전진 비행 시의 발생하는 항력을 줄이기 위하여 Axial spacing을 최소화할 수 있도록 설계하는 것이 바람직할 것이다.

### III. 결 론

본 논문에서는 회전익기 통합해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 전기동력 수직 이착륙기의 동축 동회전 로터의 주요 설계 변수인 Index angle과 Axial spacing에 따른 제자리 비행 시의 동축 동회전 로터에 대한 성능해석을 수행하였다. 구체적인 형상이 공개되어 있지 않은 동축 동회전 로터의 모델링을 위해 기존의 Harrington 동축 반전 로터를 활용하였다. 성능해석을 위한 동축 동회전 로터의 트림 목표 값은 동축 반전 로터 상단의 토크 값으로 설정하는 토크 트림 기법과 동축 반전 로터의 전체 추력 값으로 설정하는 추력 트림 기법을 각각 이용하였다. 토크 트림 기법을 이용한 제자리 비행 성능 해석 결과에서 Index angle에 대하여 로터 추력( $C_T/\sigma$ ) 및 동력( $C_P/\sigma$ )의 변화 경향을 확인하였다. 추력 트림 기법을 이용한 성능 해석 결과에서는 Index angle에 따른 로터 동력( $C_P/\sigma$ )의 변화를 조사하였고, 토크 트림 기법의 해석 결과와 마찬가지로 Axial spacing이 증가함에 따라 전체 로터의 동력 하중( $C_T/C_P$ )이 증가하는 특징을 확인하였다. Axial spacing = 16%R의 조건에서, 동축 반전 로터에 대한 동축 동회전 로터의 Figure of Merit을 비교한 결과, 동축 동회전 로터의 Figure of Merit은 Index angle = 20°에서 1.97%만큼 증가되었지만 Index angle = -10°에서는 1.93%만큼 감소하였다.

본 연구에서는 로터 블레이드의 피치 혹은 RPM의 변화 없이 동축 동회전 로터의 상/하 로터 사이의 Index angle의 변화를 이용하여 로터의 동력, 추력, 및 제자리 비행 성능 지수인 Figure of Merit이 변화될 수 있음을 확인하였다. 따라서, 전기동력 수직 이착륙기의 비행 중 변경이 가능한 Index angle이 동축 동회전 로터의 제자리 비행의 성능 제어로 활용

될 수 있음을 알 수 있었다.

### 후 기

본 연구는 2020년도 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업의 지원을 받아 수행되었습니다(2020R1I1A3071793). 본 논문은 2021년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(2021R1A5A1031868).

### References

- 1) Johnson, C., Sirohi, J., Jacobellis, G., Singh, R. and McDonald, R., "Investigation of Stacked Rotor Performance in Hover Part 1: Experimental Measurements," *Proceeding of The Advanced Vertical Flight Technical Forum*, 2020.
- 2) Bain, J., Mikić, G. V. and Stoll, A., "Aerodynamic And Acoustic Design of The Joby Aviation eVTOL Propeller," *Proceeding of The Vertical Flight Society's 77th Annual Forum*, 2021.
- 3) Bhagwat, M., "Co-rotating and Counter-rotating Coaxial Rotor Performance," *Proceeding of AHS Aeromechanics Design for Transformative Vertical Flight*, 2018.
- 4) Jacobellis, G., Singh, R., Johnson, C., Sirohi, J. and McDonald, R., "Investigation of Stacked Rotor Performance in Hover Part 2: Computational Validation," *Proceeding of The AHS Aeromechanics Specialists' Forum*, 2020.
- 5) Uehara, D., Sirohi, J. and Bhagwat, M. J., "Hover Performance of Corotating and Counter-rotating Coaxial Rotors," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 65, No. 1, January 2020, pp. 1~8.
- 6) Harrington, R. D., "Full-Scale-Tunnel Investigation of the Static-Thrust Performance of a Coaxial Helicopter Rotor," NACA TN 2318, 1951.
- 7) Lim, J. W., McAlister, K. W. and Johnson, W., "Hover Performance Correlation for Full-Scale and Model-Scale Coaxial Rotors," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 54, No. 3, July. 2009, Article ID 032005.
- 8) Go, J. I., Kim, D. H. and Park, J. S., "Performance and Vibration Analyses of Lift-Offset Helicopters," *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2017, June 2017, Article ID 1865751.
- 9) Uehara, D. and Sirohi, J., "Quantification of Swirl Recovery in a Coaxial Rotor System," *Proceeding of The AHS International 73rd Annual Forum*, 2017.