



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 50(7), 497-505(2022)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.7.497

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

풍동 시험용 Lift-offset 동축 반전 로터에 대한 성능 및 허브 진동 하중 해석의 검증 연구

이유빈¹, 박재상²

Validation for Performance and Hub Vibratory Load Analyses of Lift-offset Coaxial Rotors in Wind-Tunnel Tests

Yu-Been Lee¹ and Jae-Sang Park²

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Daejeon, Republic of Korea

ABSTRACT

Performance and hub vibratory load analyses for a lift-offset coaxial rotor are conducted using a rotorcraft comprehensive analysis code, CAMRAD II. The lift-offset coaxial rotor is trimmed to match the total rotor thrust(lift-offset coaxial rotor's thrust) or the individual rotor thrust(upper and lower rotor thrusts, respectively) in this study. The individual rotor's lift and torque, and effective rotor lift to drag ratio for the total rotor are investigated for various advance ratios and lift-offset values. The two result sets with different trim methods are similar to each other and they are correlated well with the wind-tunnel test results. Therefore, the present study using CAMRAD II validates successfully the aeromechanics modeling and analysis techniques for the lift-offset coaxial rotor.

초 록

본 연구에서는 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 풍동 시험용 Lift-offset 동축 반전 로터의 성능 및 허브 진동 하중 해석을 수행하였다. 본 논문에서는 전체 로터의 추력을 트림 목표 값으로 사용하는 트림 조건 및 상/하 로터 각각의 추력을 트림 목표 값으로 이용하는 트림 조건을 사용하였다. 두 종류의 트림 기법에 대하여 다양한 전진비 및 Lift-offset 값을 고려하여 해석을 수행하였고, 계산된 결과를 선행연구의 풍동 시험 및 해석 결과와 상호 비교하였다. 두 종류의 트림 기법을 이용한 연구 결과에서 모두 다양한 전진비 및 Lift-offset 값에 대하여 상/하 로터 각각의 양력, 토크 및 전체 로터의 로터 유효 양항비가 선행연구의 풍동 시험 결과와 유사함을 확인하였다. 또한 로터의 2P 허브 진동 하중 해석 결과를 기반으로 Lift-offset 동축 반전 로터 허브의 진동 하중 특성을 확인하였다. 본 연구를 통하여 CAMRAD II를 이용한 풍동 시험용 Lift-offset 동축 반전 로터의 모델링 및 해석 기법을 적절히 구축하였으며, 성공적으로 검증하였다.

Key Words : Wind-Tunnel Test(풍동 시험), Lift-offset Coaxial Rotor(Lift-offset 동축 반전 로터), Performance Analyses(성능 해석), Hub Vibratory Load Analyses(허브 진동 하중 해석)

† Received : February 23, 2022 Revised : May 5, 2022 Accepted : May 12, 2022

¹ Graduate Student, ² Associate Professor

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

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Nomenclature

R	: Rotor radius, ft	C_L	: Rotor lift coefficient
c	: Blade chord length, ft	C_P	: Rotor power coefficient
σ	: Coaxial rotor solidity	C_Q	: Rotor torque coefficient
ΔZ	: Inter-rotor spacing, %R	C_T	: Rotor thrust coefficient
FM	: Figure of Merit	θ_0	: Collective pitch control angle, deg
LOS	: Lift-offset	θ_{1c}	: Lateral cyclic pitch control angle, deg
L/D _e	: Effective rotor lift to drag ratio	θ_{1s}	: Longitudinal cyclic pitch control angle, deg
μ	: Advance ratio		
F _{Z2P}	: 2P hub vibratory vertical force, lb		
M _{X2P}	: 2P hub vibratory roll moment, lb-ft	U	: Upper rotor
M _{Y2P}	: 2P hub vibratory pitch moment, lb-ft	L	: Lower rotor

Superscripts

I. 서 론

수직 이착륙 및 제자리 비행이 가능한 회전익기가 보다 더욱 다양한 임무에 활용되기 위해서는 150-170 knots의 느린 비행 속도 및 짧은 항속거리를 극복해야 한다. 따라서 이를 위해 기존의 로터 시스템과 더불어 날개 및 보조 추력 장치 등을 활용한 형태의 복합형 회전익기(compound helicopter)가 활발히 연구 및 개발되고 있다. 다양한 복합형 회전익기의 개념 중 Lift-offset 동축 반전 로터(Lift-offset coaxial rotor) 혹은 강체 동축 반전 로터(rigid coaxial rotor)와 함께 보조 추력 장치를 적용하는 복합형 회전익기(Fig. 1)는 단일 로터-단일 꼬리 로터의 기존 헬리콥터에 비하여 200 knots 이상의 고속 비행 및 장거리 비행이 가능하다[1]. 로터의 전진면(advancing side) 및 후퇴면(retreating side)에서 모두 양력을 발생하는 단일 로터와 다르게 Lift-offset 동축 반전 로터는 로터의 전진면에서만 양력을 발생시켜 로터의 후퇴면의 동적 실속(dynamic stall)을 피할 수 있다[2,3]. 또한 기존 단일 로터와 달리 Lift-offset 동축 반전 로터는 상/하 로터 각각의 허브 톨 모멘트가 서로 크기는 같고, 방향은 반대이므로 전체 로터의 허브 톨 모멘트는 자동적으로 트림을 만족한다. 따라서 기존 단일 로터에 비하여 로터 전진면에서 더 많은 양력 발생이 가능하므로 로터의 공기역학적 성능이 향상될 수 있다[2,3]. Lift-offset 복합형 회전익기는 고속 비행 시 적절히 로터의 회전 속도를 감속시키며, 보조 추력 장치를 함께 활용하여 고속 비행을 구현한다. 그러나 Lift-offset 복합형 회전익기는 상/하 로터 끝단의 간격을 유지하기 위해 강성이 매우 큰 블레이드를 사용하므로 고속 비행 시 기존 헬리콥터에 비하여 심대한 로터 진동이 발생된다[2,3].



Fig. 1. Various Lift-offset compound helicopters

Lift-offset 복합형 회전익기의 우수한 고속 비행 성능은 비행 시험에서 입증되었으나, Lift-offset 동축 반전 로터의 성능 및 허브 진동 하중 해석을 위한 모델링 및 해석 기법에 대한 연구는 여전히 진행 중이다. Lift-offset 동축 반전 로터의 모델링 및 해석 기법의 검증은 위해서는 실물 크기의 비행 시험 모델보다는 비교적 간단한 형상이며, 소규모의 풍동 시험 로터 모델이 적합하다[4,5]. 이를 고려하여 최근 Lift-offset 동축 반전 로터를 이용한 풍동 시험이 수행되었으며(Fig. 2), 이에 대한 다양한 해석 연구 결과가 얻어졌다[4-7]. 선행연구[4-7]의 풍동 시험 및 해석 연구[6,7]에서는 Lift-offset 동축 반전 로터의 상단 로터의 콜렉티브 피치 조종각(θ_0^U)을 고정시킨 후 상/하 로터 각각의 허브 피치 모멘트, 톨 모멘트 및 전체 로터의 토크를 트림(trim) 목표 값으로 이용하였다. 상/하 로터 각각의 5종류의 피치 조종 입력각($\theta_{1c}^U, \theta_{1s}^U, \theta_0^U, \theta_{1c}^L, \theta_{1s}^L$)을 트림 변수로 사용하여 로터 성능

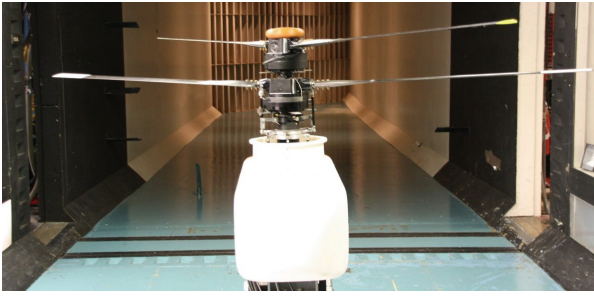


Fig. 2. Lift-offset coaxial rotor in wind-tunnel[4-7]

및 허브 진동 하중에 대하여 심층적인 연구 결과를 얻었다. 회전익기 통합 해석(rotorcraft comprehensive analysis) 코드인 CAMRAD II[8]를 사용한 해석 연구 [6,7]에서는 풍동 시험에서 사용된 동일한 방법으로 Lift-offset 동축 반전 로터의 트림을 구현하였으나, 계산된 전체 로터의 추력 값이 풍동 시험 결과와 일치하지 않는 문제점이 확인되었다. 이와 달리 회전익기 통합 해석 코드인 RCAS[9]를 이용한 해석 연구 [4]에서는 전체 로터의 추력, 토크, 상/하 로터 각각의 허브 톨 모멘트 및 피치 모멘트를 트림 목표 값으로 사용하였다. 이때 상/하 로터 각각의 6종류의 피치 조종 입력각($\theta_0^U, \theta_{1c}^U, \theta_{1s}^U, \theta_0^L, \theta_{1c}^L, \theta_{1s}^L$)을 트림 변수로 이용하여 다양한 전진비(μ)와 Lift-offset(LOS) 값에 따른 로터의 공기역학적 성능 및 허브 진동 하중 변화를 조사하였다. 그러나 전체 로터에 대한 로터 유효 양항비(L/D_0)의 결과를 풍동 시험 결과와 맞추기 위한 보정(adjustment)이 필요하였다[4].

Lift-offset 동축 반전 로터에 대한 해석 시 전체 로터의 추력 혹은 상/하 로터 각각의 추력을 트림 목표 값으로 사용할 수 있다. 그러므로 본 논문에서는 풍동 시험용 Lift-offset 동축 반전 로터(Fig. 2)에 대하여 선행연구[4]와 동일하게 풍동 시험에서 측정된 전체 로터의 추력을 트림 목표 값으로 이용하거나 선행연구[4]에서 고려되지 않은 측정된 상/하 로터 각각의 추력을 트림 목표 값으로 사용한다. 두 종류의 로터 트림 기법을 각각 적용하여 Lift-offset 동축 반전 로터의 성능 및 허브 진동 하중 해석 연구를 수행한다. 본 연구는 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 사용하며, 상/하 로터의 공력 간섭 효과를 고려하기 위해 자유 후류 모델(free-wake model)을 이용한다. 구축된 CAMRAD II 모델을 활용하여 다양한 전진비 및 LOS 값에 대한 제자리 및 전진 비행 시의 로터 성능 및 허브 진동 하중 해석을 수행하고, 풍동 시험 결과[4-6] 및 기존 해석 결과 [4]와의 상호 비교를 통해 Lift-offset 동축 반전 로터의 모델링 및 해석 기법을 검증한다. 더불어 두 종류의 다른 로터 트림 기법으로부터 얻어진 Lift-offset 동축 반전 로터의 성능 및 허브 진동 하중 해석 결과를 비교하여 유사점과 차이점을 분석한다.

II. 본 론

2.1 연구 방법

2.1.1 UT Austin Lift-offset 동축 반전 로터 모델

본 연구에서는 Lift-offset 동축 반전 로터의 성능 및 허브 진동 하중 해석을 위한 로터 모델로 University of Texas at Austin(UT Austin)의 풍동 시험용 Lift-offset 동축 반전 로터 모델(Fig. 2 및 Table 1)을 이용한다[4-7]. 풍동 시험에서는 주어진 전진비(μ)와 LOS 값에 대하여 Lift-offset 동축 반전 로터의 상단 로터의 콜렉티브 피치 조종각(θ_0^U)을 고정시키고, 상/하 로터 각각 5종류의 피치 조종 입력각($\theta_{1c}^U, \theta_{1s}^U, \theta_0^L, \theta_{1c}^L, \theta_{1s}^L$)을 사용하여 전체 로터의 토크, 상하 로터 각각의 허브 피치 모멘트 및 톨 모멘트를 트림 목표 값으로 이용하는 트림 기법이 적용되었다[4-7]. 이때 로터 허브 톨 모멘트의 트림 목표 값은 주어진 LOS 값으로부터 얻어진다[4]. 본 연구에서 사용되는 축소형 Lift-offset 동축 반전 로터 모델은 상/하 로터의 피치 링크의 특성이 서로 다르다[4-7]. 로터 모델 및 풍동 시험에 관련된 자세한 내용은 참고문헌[4-7]에 주어졌으며, 본 논문에서는 상단 로터의 콜렉티브 피치 조종각 $\theta_0^U=8^\circ$ 의 풍동 시험 조건을 이용하였다.

2.1.2 CAMRAD II 모델링 및 해석 기법

본 연구에서는 UT Austin Lift-offset 동축 반전 로터의 제자리 비행 및 전진 비행 시의 로터 성능 및 허브 진동 하중 해석을 위해 회전익기 통합 해석 코

Table 1. Properties of UT Austin Lift-offset coaxial rotor[4-7]

Hub type	Hingeless
Number of blades per rotor	2
Rotor radius, R	3.3333 ft
Chord length, c	0.2625 ft
Inter-rotor spacing, ΔZ	13.8%R
Root cutout	12.0%R
Nominal rotor speed	900 RPM
Coaxial solidity, σ	0.1
Airfoil	VR-12 with a tab
Taper ratio	1.0
Built-in twist angle	0.0°
Pre-cone angle	3.0°
Cross-over angle	0.0°

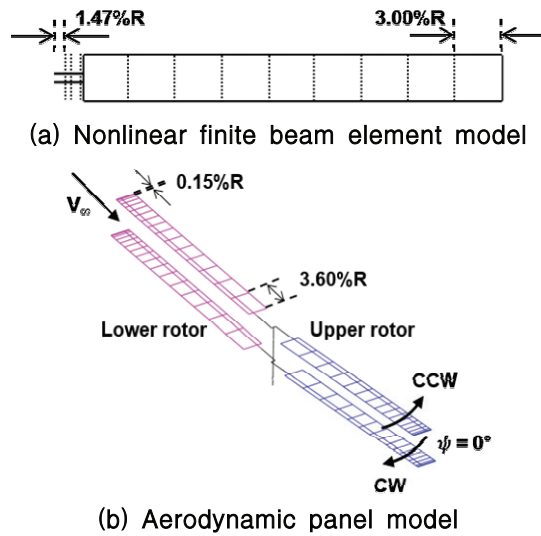


Fig. 3. CAMRAD II aeromechanics model

드인 CAMRAD II를 이용하였다. 본 논문에서 구축된 CAMRAD II 모델의 로터 블레이드는 구조 동역학 모델링을 위해 12개의 비선형 탄성보 요소를 사용하였다. 이때 블레이드 뿌리(root) 영역에서는 탄성보 요소의 크기를 작게, 블레이드 끝단(tip) 영역에서는 요소의 크기를 크게 모델링하였다(Fig. 3(a)). Lift-offset 동축 반전 로터 블레이드의 단면 구조 물성치는 선행 연구[6,7]의 내용을 활용하였다. 본 연구의 CAMRAD II 로터 모델에서는 스와시플레이트(swashplate), 피치 링크(pitch link) 및 피치 혼(pitch horn) 등의 로터 조종 계통을 직접 모델링하는 대신 이를 표현할 수 있는 등가의 비틀림 스프링을 피치 힌지(pitch hinge)에 모델링하였다. 이때 상/하 로터 각각의 피치 링크의 특성이 서로 다른 본 연구의 로터 모델의 특성을 적절히 구현하기 위해 상/하 로터 각각의 피치 힌지에 비틀림 스프링 상수를 다르게 입력하였다.

CAMRAD II 모델링을 위한 탭(tab)이 있는 VR-12 에어포일의 공력 DB를 MSES+[10]와 XFLR[11]을 이용하여 구축하였으며, 레이놀즈 수 보정(Reynolds number correction) 기법[12]을 사용하였다. 16개의 공력 패널을 사용하며, 블레이드 뿌리와 끝단에서의 패널은 각각 3.60%R 및 0.15%R의 크기로 모델링하였다(Fig. 3(b)). 로터 블레이드의 공력 하중은 비정상 양력선 이론(unsteady lifting-line theory)을 기반으로 계산되며, 전술한 내용과 같이 본 연구에서는 상/하 로터의 공기역학적 간섭 효과를 고려하기 위해 자유 후류 모델을 사용하였다. 이때 로터 블레이드 끝단에서 와류의 중심(core) 반경은 블레이드 시위(c)의 50%로 설정하였다[3].

본 연구에서는 다양한 전진비 및 LOS 값(Table 2)에 따른 로터의 성능 및 허브 진동 하중 해석을 위해 두 종류의 트림 기법을 각각 적용하였다. 첫 번째로 선행연구[4]와 동일하게 풍동 시험에서 측정된 전

Table 2. Various advance ratios and Lift-offset values[4]

Advance ratio, μ	0.21, 0.32, 0.43, 0.53
Lift-offset, LOS	0, 0.05, 0.1, 0.15, 0.2

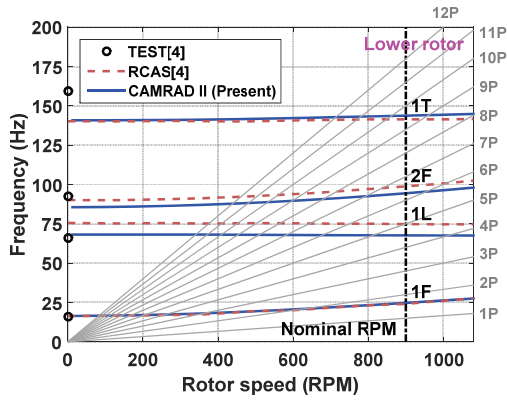
체 로터의 추력을 트림 목표 값으로 설정하는 트림 기법을 사용하여 해석을 수행하였다. 이때 전체 로터의 추력과 함께 전체 로터의 토크, 상/하 로터 각각의 허브 톨 모멘트 및 피치 모멘트를 트림 목표 값으로 설정하였고, 상/하 로터 각각의 6종류의 피치 조종 입력각($\theta_0^U, \theta_{1c}^U, \theta_{1s}^U, \theta_0^L, \theta_{1c}^L, \theta_{1s}^L$)을 트림 변수로 이용하였다. 상/하 로터 각각의 허브 톨 모멘트의 트림 목표 값은 식 (1)과 같이 주어진 LOS 값과 상/하 로터 각각의 추력(T) 및 로터 반지름(R)으로부터 계산되었다. 두 번째로는 풍동 시험에서 측정된 상/하 로터 각각의 추력을 트림 목표 값으로 이용하는 트림 기법을 이용하여 해석을 수행하였다. 상/하 로터 각각의 6종류의 피치 조종 입력각($\theta_0^U, \theta_{1c}^U, \theta_{1s}^U, \theta_0^L, \theta_{1c}^L, \theta_{1s}^L$)을 사용하여 상/하 로터 각각의 추력과 더불어 전체 로터의 토크, 허브 피치 모멘트 및 상/하 로터 각각의 허브 톨 모멘트를 트림 목표 값으로 이용하였다. 풍동 시험의 측정된 결과는 선행연구[4]에서 얻었다.

$$LOS = \frac{M_X}{TR} \quad (1)$$

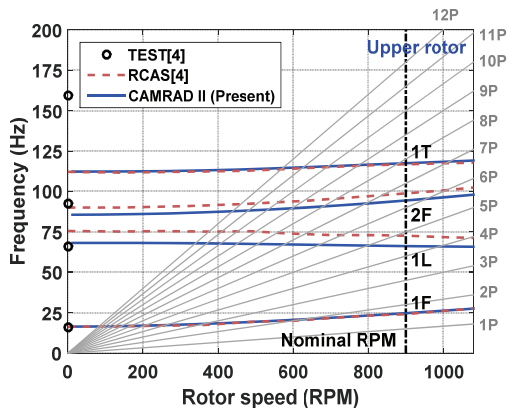
2.2 연구 결과

2.2.1 Fan plot 해석

먼저 본 연구의 Lift-offset 동축 반전 로터의 구조 동역학 모델을 검증하기 위하여 로터 회전 속도에 따른 로터 블레이드의 고유 진동수를 나타내는 Fan plot 해석을 수행하고, 얻어진 결과를 선행연구[4]의 시험 및 RCAS 해석의 결과와 비교하였다(Fig. 4). 상/하 로터 모두에서 1차 플랩 모드(1F), 2차 플랩 모드(2F) 및 1차 리드-래그 모드(1L)의 각각의 모드에서의 비회전 로터 고유 진동수에 대하여 본 연구의 CAMRAD II 해석 결과는 선행연구[4]의 측정된 값과 잘 일치하며, RCAS를 이용한 해석 결과[4]와도 상당히 유사하다. 전술한 바와 같이 상/하 로터의 피치 링크의 특성이 서로 다르므로 상/하 로터의 비틀림 모드의 고유 진동수 값이 동일하지 않다[4]. 따라서 본 연구에서는 이를 적절히 고려하기 위하여 상/하 로터 피치 힌지에 비틀림 스프링 상수를 각각 다르게 입력하되, 피치 링크를 포함한 RCAS 해석 결과[4] 중 1차 비틀림 모드의 고유 진동수와 유사하도록 비틀림 스프링의 상수를 적절히 조정하였다. 단, 그림에서 측정된 1차 비틀림 모드의 비회전 로터 고유 진동수의 값은 피치 링크를 포함하지 않은 모델의 결과[4]이다. 피치 링크의 특성이 고려될 경우 계



(a) Lower rotor



(b) Upper rotor

Fig. 4. Validation for natural frequencies of rotating blade

산된 본 연구의 상/하 로터 각각의 1차 비틀림 모드의 고유 진동수는 29.66%(112.257 Hz) 및 11.79%(140.781 Hz)만큼 감소된다(Fig. 4). 그림에서 살펴본 바와 같이 선행연구의 시험 값 및 해석 결과와 모두 잘 일치하므로 본 연구의 로터 구조 동역학 모델이 적절하게 구축되었음을 확인하였다.

2.2.2 제자리 비행 해석

본 절에서는 전체 로터의 추력을 트림 목표 값으로 이용하는 트림 조건을 기반으로 제자리 비행 성능 해석을 수행하며, 이를 선행연구[5,6]의 결과와 비교하였다. Figs. 5 및 6은 각각 전체 로터 추력에 대한 로터 동력(power)과 Figure of Merit의 변화를 보여준다. 그림에서 확인할 수 있듯이 CAMRAD II를 이용한 본 연구의 해석 결과가 풍동 시험 결과[5,6]와 비교적 잘 일치함을 알 수 있다.

2.2.3 전체 로터 추력 트림을 이용한 전진 비행 해석

본 절에서는 전체 로터의 추력을 트림 목표 값으로 이용하여 다양한 전진비 및 LOS 값에 대한 전진 비행 시의 로터 성능 및 허브 진동 하중 해석 결과

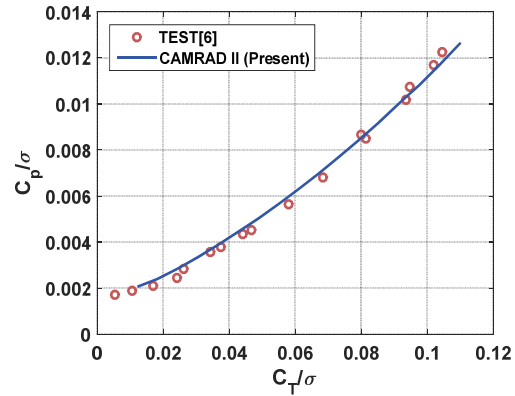


Fig. 5. Power coefficient(C_P/σ) in terms of thrust coefficient(C_T/σ)

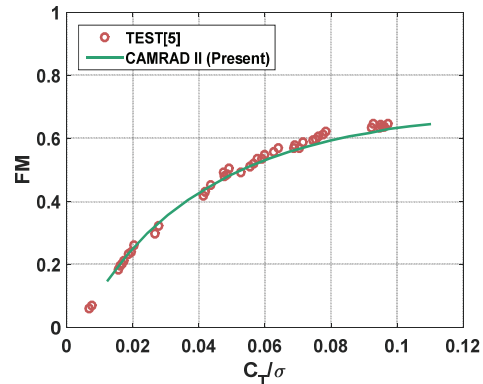
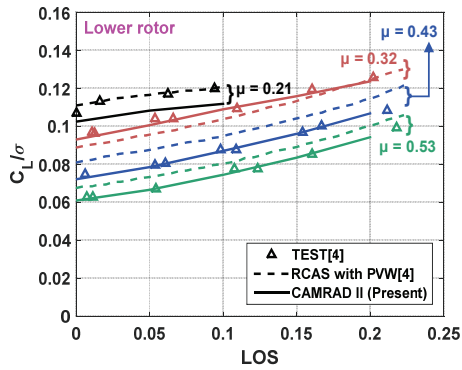
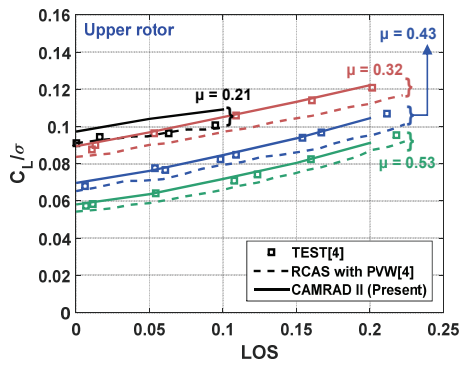


Fig. 6. Figure of Merit(FM) in terms of thrust coefficient(C_T/σ)

를 검증한다. Fig. 7은 다양한 전진비 및 LOS의 값에 따른 상/하 로터 각각의 양력 변화를 나타낸다. 상/하 로터 모두의 결과에서 전진비가 0.21보다 큰 경우, 선행연구[4]의 풍동 시험 결과와 잘 일치하는 경향을 보인다. 전진비가 0.21인 경우 계산된 하단 로터의 양력은 선행연구[4]의 결과보다 낮게 예측되었으며, 상단 로터의 경우는 다소 높게 계산되었다. Fig. 8에서는 Fig. 7에서 고려된 전진비와 LOS의 조건에서 상/하 로터 각각의 토크의 변화를 검증하였다. CAMRAD II를 이용한 본 연구의 로터 토크의 변화는 모든 전진비에서 RCAS 해석 결과[4]에 비하여 다소 높게 예측되었으나, 풍동 시험 결과[4]와의 경향은 비교적 잘 일치한다. Fig. 9는 다양한 전진비와 LOS 값에 따른 전체 로터에 대한 유효 양항비 (L/D_e)의 결과를 보여준다. 주어진 전진비에 대하여 LOS의 증가에 따른 본 논문의 L/D_e 의 해석 결과는 풍동 시험 결과[4]와 비교적 잘 일치한다. 그러나 Prescribed Vortex Wake(PVW) 모델을 사용한 RCAS의 해석 결과[4]는 풍동 시험 결과[4]에 비하여 높게 예측되었으며, 이로 인하여 선행연구[4]에서는 RCAS 해석 결과를 풍동 시험 결과와 일치시키기 위해 RCAS의 해석 결과를 적절히 보정하였다.

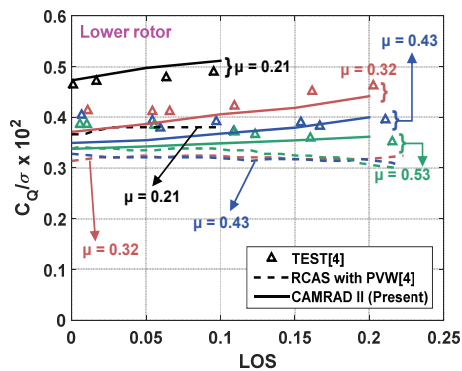


(a) Lower rotor

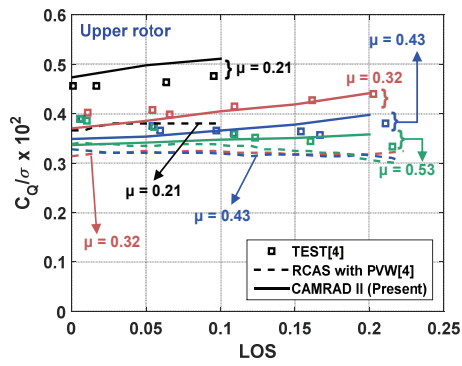


(b) Upper rotor

Fig. 7. Individual rotor lift in terms of LOS



(a) Lower rotor



(b) Upper rotor

Fig. 8. Individual rotor torque in terms of LOS

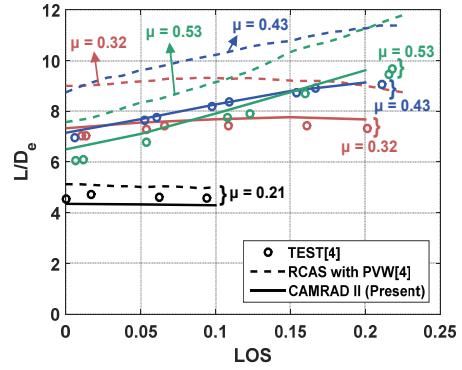
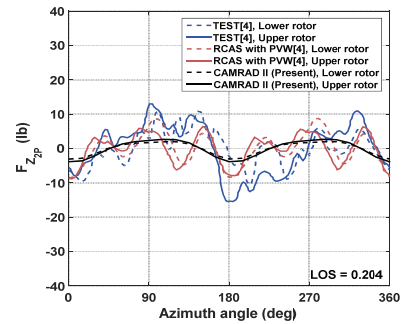
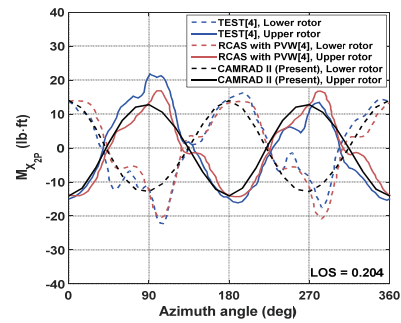


Fig. 9. Total rotor L/D_e in terms of LOS

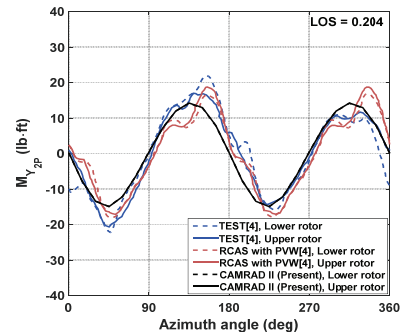
Figure 10은 전진비 $\mu=0.424$ 및 $LOS=0.204$ 에 따른 상/하 로터 각각의 2P 허브 진동 하중의 변화를 로터 회전 한 바퀴에 대하여 보여준다. 풍동 시험 결과



(a) 2P hub vibratory vertical force(F_{z2p})



(b) 2P hub vibratory roll moment(M_{x2p})



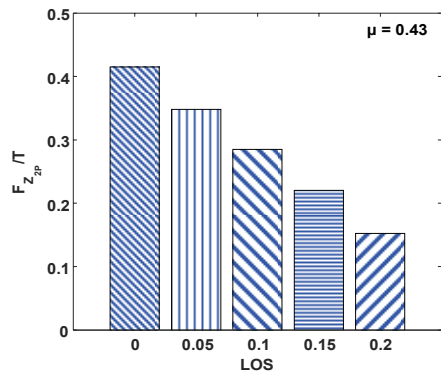
(c) 2P hub vibratory pitch moment(M_{y2p})

Fig. 10. 2P hub vibratory loads with $\mu=0.424$ and $LOS=0.204$

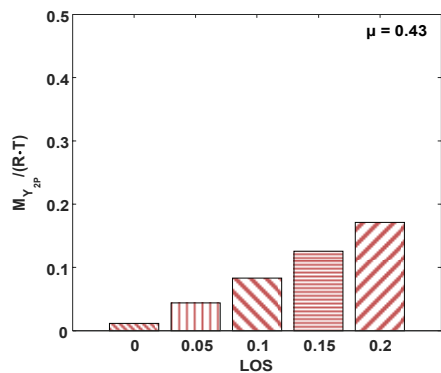
[4]는 블레이드 간의 상이성(dissimilarity)으로 인하여 고조차(higher harmonics) 성분이 관찰되었으나[7], RCAS 해석 결과[4]에서 표현된 고조차 성분의 정확한 원인은 불분명하다. CAMRAD II를 이용한 본 연구의 결과는 고조차 성분을 나타낼 수 없었으나, 얻어진 전반적인 거동은 선행연구의 풍동 시험 및 RCAS 해석 결과[4]와 서로 유사하다. 특히 상/하 로터의 허브 2P 톨 모멘트($M_{x_{2p}}$)는 서로 대칭이므로 전체 로터의 관점에서는 서로 상쇄되며, 이는 Cross-over angle=0°의 Lift-offset 동축 반전 로터 허브의 진동 특성을 잘 나타낸다(Fig. 10(b)).

살펴본 결과를 바탕으로 풍동 시험용 Lift-offset 동축 반전 로터에 대하여 전체 로터의 추력을 이용한 트림 기법을 적용한 본 연구의 CAMRAD II 모델링 및 해석기법이 적절함을 확인하였다.

전진비 $\mu=0.43$ 에서 Table 2에 주어진 LOS 값에 대하여 Lift-offset 동축 반전 로터의 2P 허브 진동 하중의 크기를 Fig. 11에 나타내었다. 계산된 허브 진동 하중은 무차원화 하였으며, LOS이 증가할수록 전체 로터 허브의 수직 방향의 진동 하중($F_{z_{2p}}$, Fig. 11(a))의 크기는 감소하며, 허브 피치 모멘트($M_{y_{2p}}$, Fig. 11(b))의 진동 하중 크기는 증가한다. Cross-over angle=0°



(a) 2P hub vibratory vertical force($F_{z_{2p}}$)



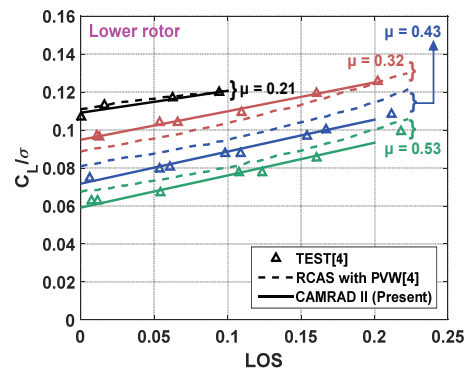
(b) 2P hub vibratory pitch moment($M_{y_{2p}}$)

Fig. 11. 2P hub vibratory loads with LOS sweep at $\mu=0.43$

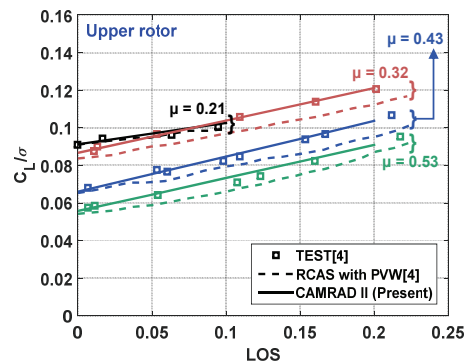
의 Lift-offset 동축 반전 로터의 경우 로터 허브의 수직 방향의 진동 하중 성분보다 허브 피치 모멘트의 진동 하중 성분이 기체 진동 응답에 큰 영향을 가하므로[13] LOS이 증가함에 따라 Lift-offset 복합형 회전기의 기체 진동 응답이 증가될 것으로 예상된다.

2.2.4 상/하 로터 각각의 추력 트림을 이용한 전진 비행 해석

본 절에서는 상/하 로터 각각의 추력을 트림 목표값으로 이용하여 전진 비행 시의 로터 성능 및 허브 진동 하중 해석 결과를 2.2.3절과 같은 해석 조건에서 검증한다. 다양한 전진비 및 LOS의 값에 따른 상/하 로터 각각의 양력 변화를 Fig. 12에 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이 계산된 결과는 Fig. 7의 결과보다 상/하 로터 모두에서 선행연구[4]의 풍동 시험 결과와 잘 일치하는 경향을 보인다. 다양한 전진비 및 LOS 값에 따른 상/하 로터 각각의 토크의 변화에 대한 검증은 Fig. 13에서 확인할 수 있다. 본 연구에서 계산된 로터 토크의 변화는 Fig. 8과 유사하게 풍동 시험 결과[4]와 비교적 잘 일치하며, 전술한 바와 같이 RCAS 해석 결과[4]는 풍동 시험 결과[4]에 비하여 낮게 예측되었다. Fig. 14는 다양한 전진비와 LOS 값에 따른 전체 로터의 L/D_e 의 결과를 보여주며, Fig. 9와 동일하게 RCAS의 해석 결과[4]보다는 낮게 예측되었으나, 풍동 시험 결과[4]와는 비교적

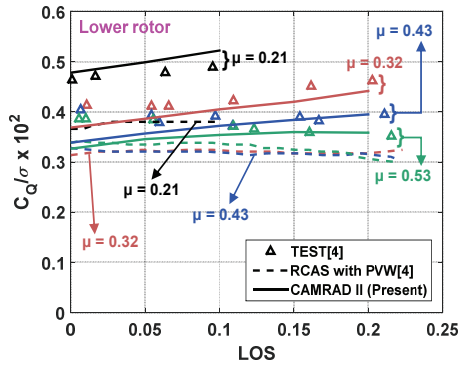


(a) Lower rotor

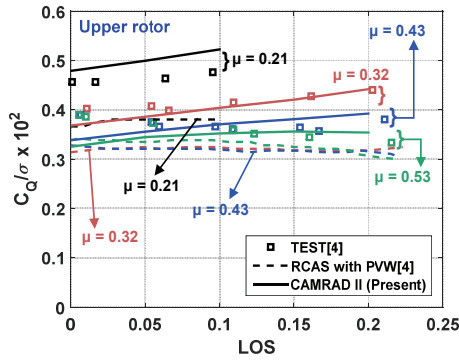


(b) Upper rotor

Fig. 12. Individual rotor lift in terms of LOS



(a) Lower rotor



(b) Upper rotor

Fig. 13. Individual rotor torque in terms of LOS

잘 일치한다. 따라서 본 절에서는 2.2.3절과 다른 트림 조건을 사용하였으나 본 절의 결과들은 2.2.3절의 결과와 비교적 유사함을 확인하였다. 또한 선행연구 [4]의 결과와의 비교를 통해 상/하 로터 각각의 추력을 이용한 CAMRAD II 모델링 및 해석기법의 적절함을 조사하였다. 본 절의 트림 기법을 이용할 경우 2.2.3절의 트림 기법을 사용한 경우에 비하여 해석 수행 시간이 약 50% 감소하였다.

선행연구[4]에서 전진비 $\mu=0.424$ 에 대한 상/하 로터 각각의 추력 값은 공개되지 않았으므로 본 절의 트림 기법에서는 로터 회전 한 바퀴에 대한 상/하 로터의 2P 허브 진동 하중의 변화를 확인할 수 없다. 전진비 $\mu=0.43$ 에서 LOS 값에 따라 계산된 Lift-offset 동축 반전 로터의 2P 허브 진동 하중의 크기를 Fig. 15에 정리하였다. Fig. 11의 결과와 동일하게 무차원화된 허브의 수직 방향의 진동 하중($F_{z_{2p}}$, Fig. 15(a))의 크기는 LOS이 증가할수록 감소하며, 허브 피치 모멘트($M_{y_{2p}}$, Fig. 15(b))의 진동 하중 크기는 증가한다. 이를 기반으로 상/하 로터 각각의 추력을 이용한 본 절의 트림 기법에서도 Lift-offset 복합형 회전익기의 기체 진동 응답이 증가될 것으로 예상된다. Fig. 11의 결과에 대하여 Fig. 15의 허브의 수직 방향의 진동 하중의 크기 및 허브 피치 모멘트의 진동 하중의 크기는 각각 최대 3.54% 감소 및 1.61%만큼 증가하였지만 얻어진 결과는 비교적 유사함을 확인하였다.

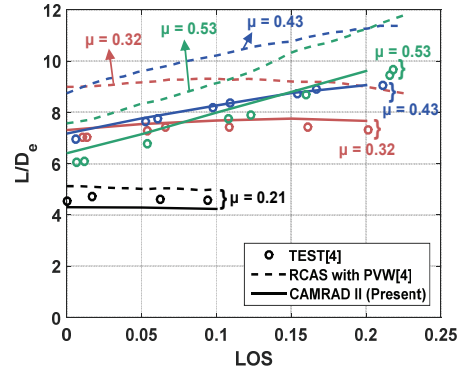
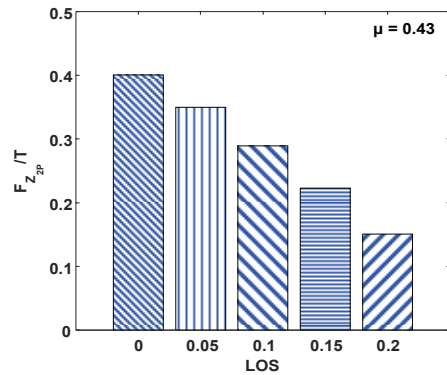
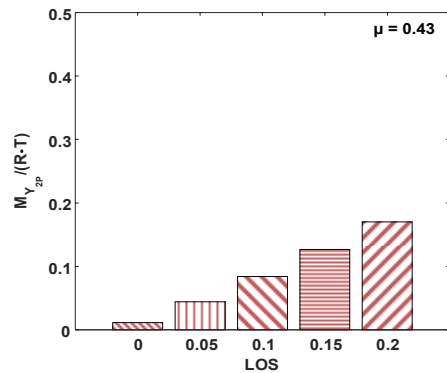


Fig. 14. Total rotor L/D_e in terms of LOS



(a) 2P hub vibratory vertical force($F_{z_{2p}}$)



(b) 2P hub vibratory pitch moment($M_{y_{2p}}$)

Fig. 15. 2P hub vibratory loads with LOS sweep at $\mu=0.43$

III. 결 론

본 논문에서는 풍동 시험용 Lift-offset 동축 반전 로터에 대하여 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 다양한 전진비(μ) 및 Lift-offset(LOS) 값에 따른 로터의 공기역학적 성능 및 허브 진동 하중 변화를 조사하였다. 본 연구에서는 Lift-offset 동축 반전 로터 모델로 University of Texas at Austin에서 연구된 풍동 시험용 Lift-offset 동축 반전 로터 모델

을 사용하였으며, 풍동 시험 결과 및 기존 해석 결과와의 비교를 통해 두 가지 다른 트림 기법에 대하여 Lift-offset 동축 반전 로터의 모델링 및 해석 기법을 검증하였다. 먼저, 전체 로터의 추력을 트림 목표 값으로 이용하는 트림 기법에서 로터의 성능 및 허브 진동 하중 해석을 수행하였다. 이후 선행연구에서 이용된 사례가 없는 상/하 로터 각각의 추력을 트림 목표 값으로 사용하는 트림 기법을 고려하여 해석을 수행하였다. 두 가지 다른 트림 기법에서 모두 상/하 로터 각각의 양력, 토크 및 전체 로터의 로터 유효 양항비(L/D_e)를 조사하였으며, 선행연구의 결과와 상호 비교를 통해 본 논문에서 계산된 결과가 선행연구의 RCAS를 이용한 해석 결과에 비하여 풍동 시험 결과와 더욱 잘 일치하는 것을 확인하였다. 또한 Lift-offset 동축 반전 로터의 2P 허브 진동 하중 해석을 통해 전체 로터의 관점에서 상/하 로터 각각의 2P 허브 롤 모멘트($M_{x_{2P}}$)가 서로 상쇄되고, Lift-offset 값이 증가할수록 로터 허브의 수직 방향의 진동 하중($F_{z_{2P}}$)에 비하여 허브 피치 모멘트($M_{y_{2P}}$)의 진동 하중이 증가함을 확인하였다.

본 연구에서는 CAMRAD II를 기반으로 두 종류의 트림 기법을 활용하여 풍동 시험용 Lift-offset 동축 반전 로터의 모델링 및 해석 기법을 적절히 정립하였으며, 이에 대한 검증을 성공적으로 수행하였다.

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).

본 논문의 일부는 2022년도 한국항공우주학회 춘계학술대회 및 항공우주시스템공학회 춘계학술대회에서 발표되었습니다.

References

- 1) Ruddell, A. J., Groth, W. and McCutcheon, R., "Advancing Blade Concept (ABC) Technology Demonstrator," US Army Research and Technology Laboratories, USAVRADCOM-TR-81-D-5, 1981.
- 2) Kwon, Y. M., Park, J. S., Wie, S. Y., Kang, H. J. and Kim, D. H., "Aeromechanics Analyses of a Modern Lift-Offset Coaxial Rotor in High-Speed Forward Flight," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 22, No. 2, April 2021, pp. 338~351.
- 3) 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.

- 4) Ho, J. C. and Yeo, H., "Rotorcraft Comprehensive Analysis Calculations of a Coaxial Rotor with Lift Offset," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 21, No. 2, June 2020, pp. 418~438.

- 5) Schmaus, J. H. and Chopra, I., "Aeromechanics of Rigid Coaxial Rotor Models for Wind-Tunnel Testing," *Journal of Aircraft*, Vol. 54, No. 4, July 2017, pp. 1486~1497.

- 6) Feil, R., Rauleder, J., Cameron, C. G. and Sirohi, J., "Aeromechanics Analysis of a High-Advance-Ratio Lift-Offset Coaxial Rotor System," *Journal of Aircraft*, Vol. 56, No. 1, January 2019, pp. 166~178.

- 7) Feil, R., Hajek, M. and Rauleder, J., "Vibratory Load Predictions of a High-Advance-Ratio Coaxial Rotor System Validated by Wind Tunnel Tests," *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 92, January 2020, Article ID 102764.

- 8) Johnson, W., "CAMRAD II, Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics," Johnson Aeronautics, 1992.

- 9) Saberi, H., Khoshlahjeh, M., Ormiston, R. A. and Rutkowski, M. J., "Overview of RCAS and Application to Advanced Rotorcraft Problems," *Proceeding of the AHS 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics*, January 2004.

- 10) Drela, M., "A User's Guide to MSES 3.05," MIT Department of Aeronautics and Astronautics, July 2007.

- 11) XFLR5., "Analysis of Foils and Wings Operating at Low Reynolds Numbers," XFLR5 v6.02 Guidelines, February 2013.

- 12) 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.

- 13) Kim, J. S., Hong, S. B., Kwon, Y. M. and Park, J. S., "Effect of Lift-offset Rotor Hub Vibratory Load Components on Airframe Vibration Responses of High-Speed Compound Unmanned Rotorcrafts," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 24, No. 3, June 2021, pp. 255~263.