

풍동 시험용 틸트로터의 구조 하중 해석의 검증 연구

황의진¹, 박재상^{1,†}, 이명규²

¹충남대학교 항공우주공학과

²한국항공우주연구원 항공연구소 UAM 연구부

A Validation Study on Structural Load Analyses of TiltRotors in Wind Tunnel

Ui-Jin Hwang¹, Jae-Sang Park^{1,†}, and Myeong-Kyu Lee²

¹Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University

²UAM Research Division, Korea Aerospace Research Institute

Abstract

This study conducted aeromechanics modeling and structural load analyses of Tilt Rotor Aeroacoustic Model (TRAM), a 25% scaled V-22 tiltrotor model used in wind tunnel tests. A rotorcraft comprehensive analysis code, CAMRAD II, was used. Analysis results of this study in low-speed forward flights were compared with DNW test and previous analysis results. Blade flap bending moments were in good agreement with measured data. Mean values and oscillatory loads for lead-lag bending and torsion moments were slightly different from measured data. However, when mean values were removed, results of structural loads for one rotor revolution were moderately compared with wind tunnel tests and previous analyses. Total forces and half peak-to-peak forces of the pitch link reasonably well matched with previous analysis results and measured data. Finally, harmonic magnitudes of blade structural loads were investigated.

초 록

본 연구에서는 V-22 Osprey 틸트로터의 25% 축소 모델인 TRAM에 대하여 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 프롭로터의 Aeromechanics 모델링과 블레이드 및 피치 링크에 대한 구조 하중 해석을 수행한 후, DNW 풍동 시험 및 선행 해석 연구 결과와 상호 비교하였다. 본 연구에서는 저속 전진 비행 시 블레이드 플랩 굽힘 모멘트의 구조 하중 및 진동 하중 변화를 풍동 시험 결과에 대하여 비교적 잘 예측하였다. 리드-래그 굽힘 및 비틀림 모멘트의 구조 하중 및 진동 하중 해석은 풍동 시험과 다소 다르게 얻어졌으나, 평균값을 제거하였을 때 로터 회전 한 바퀴당 구조 하중 해석 결과가 풍동 시험 및 선행 해석 연구와 비교적 유사하였다. 피치 링크의 구조 하중 및 진동 하중 해석은 전반적으로 선행 연구의 시험 및 해석 결과와 유사하게 얻어졌다. 마지막으로 블레이드 구조 진동 하중의 조화 성분 해석 및 비교를 통하여 블레이드 리드-래그 굽힘 및 비틀림 모멘트의 오차 발생 원인을 분석하였다.

Key Words : Tiltrotor(틸트로터), Aeromechanics Modeling(Aeromechanics 모델링), Structural Load Analysis(구조 하중 해석)

1. 서 론

최근 대한민국을 비롯하여 미국과 유럽을 중심으로

차세대 회전익기 연구개발이 활발히 수행되고 있다[1]. 특히, 회전익기 개발의 선진국인 미국에서는 기존의 UH-60 Black Hawk 등 전통적인 헬리콥터에서 차세대 고속 장거리 기동 회전익기로의 교체를 위한 프로그램 (FLRAA; Future long-range assault aircraft)을 수행 해왔다. 해당 프로그램의 후보 중 하나로 틸트로터 V-280 Valor(Fig. 1(a))가 제안되었으며 최근 최종 선정 되었다[2]. 틸트로터 항공기는 좌우 날개 끝에 위치한

Received: Dec. 08, 2022 Revised: Feb. 15, 2023 Accepted: Feb. 20, 2023

† Corresponding Author

Tel: +82-42-821-6682, E-mail: aerotor@cnu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

프롭로터(prop rotor)를 90도 회전시킴으로써 헬리콥터(Fig. 2(a)) 및 고정익 항공기(Fig. 2(b)) 사이의 모드 전환이 가능하다. 즉 틸트로터 항공기는 수직 이착륙 및 제자리 비행이 가능하면서도 기존의 헬리콥터보다 2배 이상의 비행 속도 및 항속거리의 성능을 지닌다. 틸트로터 형상인 V-280은 FLRAA 프로그램의 사전 기술 시연 프로그램(JMR-TD; Joint multi-role-technology demonstrator)을 통해 미 육군의 성능 요구 사항을 만족하며 틸트로터 항공기의 우수성을 입증하였다[1]. 이러한 이유를 근거로 현재 대한민국 육군의 차세대 고속 장거리 기동 회전익기 후보 형상으로 틸트로터 항공기가 고려되고 있다. 이와 같은 군사용 목적 외에도 도심 항공 교통(UAM; Urban air mobility) 등의 민수용 비행체로서의 전기 동력 수직 이착륙기(e-VTOL)에 틸트로터 사용 계획이 국내외적으로 발표되며 민간 분야에서도 틸트로터에 대한 개발 추세가 급증하고 있다(Fig. 1(b) 및 (c)).

틸트로터의 설계를 위하여서는 프롭로터 블레이드 구조 하중에 대한 적절한 예측이 필요하다. 특히, 설계 단계의 프롭로터 구조 하중의 적절한 해석은 설계 변경 및 구조 시험의 횟수를 감소시킬 수 있으므로 신뢰성 있는 구조 하중 해석 기법의 검증 및 정립이 매우 중요하다[3]. 과거 국내 한국항공우주연구원(KARI)의 스마트 무인기 개발(Fig. 1(d))을 통하여 틸트로터에 대한 설계, 제작, 및 비행 시험 기술을 축적하였지만[4, 5], 풍동 시험 혹은 비행 시험 결과와의 상호 비교를 통한 틸트로터 항공기의 프롭로터 구조 하중 해석에 대한 모델링 및 해석 기법의 검증 연구는 아직까지 국내에서 수행된 바가 없다. 틸트로터 항공기의 프롭로터는 일반적인 헬리콥터보다 큰 초기 비틀림각(built-in twist)을 사용하고, 블레이드 끝단 속도가 보다 빠르다. 이러한 특성으로 인하여 일반적인 헬리콥터 로터를 위해 개발된 기존의 모델링 및 해석 기법은 틸트로터의 독특한 Aeromechanics 거동을 적절히 반영할 수 없으므로 틸트로터의 모델링 및 해석 기법을 구축해야 한다[6]. 따라서 대한민국의 차세대 고속 장거리 기동 회전익기 및 전기 동력 수직 이착륙기로서의 틸트로터 항공기의 개발을 위하여서는 틸트로터 Aeromechanics 모델링과 구조 하중 해석 기법의 검증 연구가 필요하다.

미국 NASA에서는 다양한 프롭로터의 풍동 시험 및 해석 연구를 수행하였다[7-12]. 실물 크기의 XV-15 프롭로터 성능에 대한 NFAC(National Full-scale Aerodynamics Complex) 풍동 시험[7] 및 OARF(Outdoor Aerodynamic Research Facility) 실외 시험[8]이 수행되었으며, Bell Model 300 프롭로터의 공력탄성학적 안정성에 대하여 NFAC 풍동 시험[9]등

이 수행되었다. 특히, 틸트로터 V-22 Osprey의 25% 축소 모델인 TRAM(Tilt rotor aeroacoustic model, Fig. 3)에 대하여서는 다양한 시험 조건에서 TRAM 프롭로터 성능, 공력 소음, 블레이드 공력 및 구조 하중 등을 측정하기 위하여 DNW(German-Dutch wind tunnel)에서의 풍동 시험[10-12]이 수행되었다. 관련 선행 연구[10-12]는 TRAM 프롭로터의 다양한 풍동 시험 자료를 제공할 뿐만 아니라, 회전익기 통합 해석(rotorcraft comprehensive analysis) 코드인 CAMRAD II를 사용하여 틸트로터 Aeromechanics 모델링, 성능, 블레이드 공력 및 구조 하중 해석을 수행한 후, 얻어진 해석 결과와 DNW 풍동 시험 결과와의 상호 비교를 통해 틸트로터 모델링, 성능, 및 하중 해석 기법을 정립하였다. 따라서 본 연구에서는 TRAM[10-12] 프롭로터에 대하여 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 헬리콥터 모드의 Aeromechanics 모델링 및 구조 하중 해석 연구를 수행한다. 선행 해석 연구[10-12]를 참조하여 프롭로터의 블레이드 구조 동역학을 비선형 탄성보로 표현하며 구조 하중 해석 시 Force balance method를 사용한다. 또한 틸트로터의 큰 초기 비틀림각으로 인한 독특한 공력 특성을 적절히 고려하기 위하여 Stall-delay model[13] 및 자유 후류 모델(free-wake model)을 이용한다[10-12]. 본 논문 저자들의 선행 연구[14]로부터 얻어진 TRAM의 Aeromechanics 모델을 기반으로 저속 전진($\mu=0.15$) 비행 시 프롭로터의 블레이드 및 피치 링크의 구조 하중 해석을 수행하고, 본 연구의 해석 결과와 선행 연구[10-12]의 DNW 풍동 시험 및 CAMRAD II 해석 결과와의 상호 비교를 통하여 틸트로터의 모델링 및 구조 하중 해석 기법을 검증한다. 본 논문의 검증 연구를 통하여 틸트로터의 모델링 및 구조 하중 해석 기법을 정립함으로써, 향후 틸트로터 기반의 차세대 고속 장거리 기동 회전익기 및 e-VTOL 항공기 프롭로터의 초기 설계 및 개발 시 필요한 구조 하중 해석의 기초 연구 결과를 확보한다.



(a) V-280 Valor



(b) Butterfly

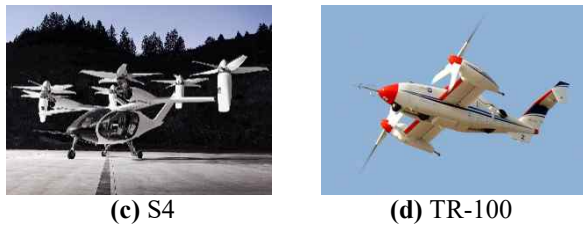


Fig. 1 Various tiltrotor aircraft

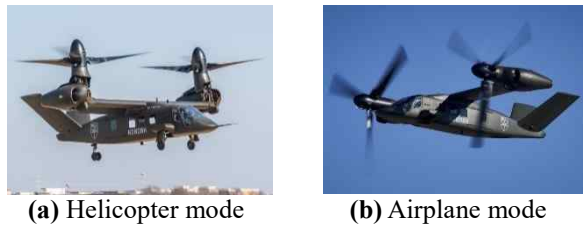
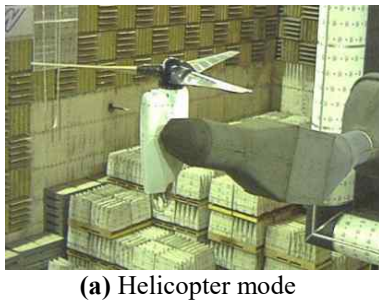


Fig. 2 Flight modes of tiltrotor



(a) Helicopter mode



(b) Airplane mode

Fig. 3 Tilt Rotor Aeroacoustic Model(TRAM) in the Dutch Wind Tunnel(DNW) [10-12]

2. 연구 방법

2.1 TRAM 프로토타입 모델

본 연구에서는 틸트로터 구조 하중 해석을 위한 프로토타입 모델로 선행 연구[10-12]의 V-22 Osprey 틸트로터의 25% 축소 모델인 TRAM 프로토타입(Fig. 3 및 Table 1)을 이용한다. 로터 단독(isolated rotor) 모델이며, 주어진 로터 추력(C_T/σ) 및 짐발 틸트각(β_{1c} 및 β_{1s})을 만족하도록 트림되었다. 본 논문에서는 BVI(Blade-Vortex Interaction) 현상이 관찰되는 헬리

콥터 모드 시 저속 전진 비행 조건(전진비 $\mu = 0.15$)을 이용하였다. 이때 헬리콥터 모드의 설계 정규 회전 속도는 1588 RPM이나, DNW 풍동 시험의 한계로 인하여 1410 RPM으로 운용 및 이용되었음에 유의할 필요가 있다[10]. 프로토타입에 대하여 XN 시리즈의 에어포일[15]이 사용되었으며, 각 에어포일 형상은 Fig. 4와 같다[14].

Table 1 Properties of TRAM tiltrotor [10-12]

Hub Type	Gimbal hub
Number of blades, N_b	3
Rotor radius, R	4.75 ft
Mean blade chord length	0.52 ft
Nominal rotor RPM	1588 (Helicopter mode in design)
	1410 (Helicopter mode in test)
	1331 (Airplane mode)
Airfoil sections	XN28, XN18, XN12, XN09
Solidity, σ	0.105
Pre-twist	-32°

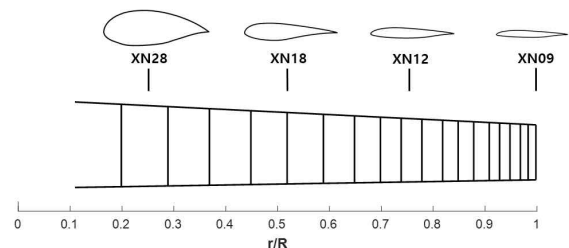


Fig. 4 Airfoil distributions and aerodynamic panel modeling [14]

2.2 CAMRAD II 모델링 및 해석 기법

본 연구에서는 TRAM의 Aeromechanics 모델링 및 구조 하중 해석을 수행하기 위하여 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II(ver 5.0)를 이용하였으며 모델링 및 해석 기법은 참고문헌[10-12]을 참조한 본 저자들의 선행 연구[14]로부터 얻었다. Figure 5는 TRAM의 CAMRAD II 모델링[14]을 나타내며, 모델링 및 해석 기법은 참고문헌[14]에 주어져 있으나, 본 논문에서는 아래와 같이 다시 한번 간략히 정리하였다. 로터 블레이드를 비롯한 스와시플레이트(swashplate), 피치 링크(pitch link), 및 피치 혼(pitch horn) 등 다양

한 로터 조종 계통을 다물체 동역학 기반으로 모델링 하였다(Fig. 5). 프롭로터 블레이드 구조 동역학은 유한 요소 기반의 비선형 탄성보 요소 5개를 이용하여 표현 하였다(Fig. 6). 블레이드 구조 하중 해석의 경우 Force balance method를 사용하여 플랩 및 리드-래그 굽힘 모멘트에 대하여 각각 5개, 비틀림 모멘트에 대하여서는 4개의 블레이드 스패ن 방향 위치에서 계산 하였다(Fig. 6). 본 연구에서 사용한 구조 하중의 부호 규약을 Table 2에 정리하였다. 비정상 로터 공력 하중 (unsteady aerodynamic loads)의 계산을 위하여 양력선 이론(lifting-line theory)을 기반으로 총 19개의 공력 패널을 사용하였으며, XN 시리즈 에어포일에 대하여 공력 계수를 표(table) 형식으로 정리하여[14] 모델링 및 해석 시 사용하였다(Fig. 4). 또한 저속 전진 비행 시 틸트로터의 후류(wake)를 적절히 표현할 수 있도록 Consolidation을 함께 사용한 Multiple-trailer wake 모델[11]을 이용하였고, 와류 중심(vortex core)의 크기는 블레이드 시위 길이(c)의 80%로 일정하게 가정하였다[11]. 틸트로터의 큰 초기 비틀림각으로 인하여 블레이드 뿌리(root) 부근에서 경계층 회전 효과가 발생한다. 이로 인한 실속 지연(stall-delay)을 Selig의 Stall-delay 모델[13]을 이용하여 양력 및 항력에 대한 Stall-delay factor[10]로 구현하였다. 풍동 시험[10]에서 측정된 로터 추력(C_T/σ , Table 3) 및 짐발 틸트각(β_{1c} 및 β_{1s})을 만족하도록 로터 피치 조종각(θ_0 , θ_{1c} , 및 θ_{1s})을 방위각 증분 $\Delta\psi = 15^\circ$ 를 이용한 트림 해석을 통하여 결정하였다. 또한 풍동의 벽면 효과(wall effect)를 고려하기 위하여 보정된 로터 받음각(corrected shaft angle of attack, α_s)을 사용하였다(Table 3).

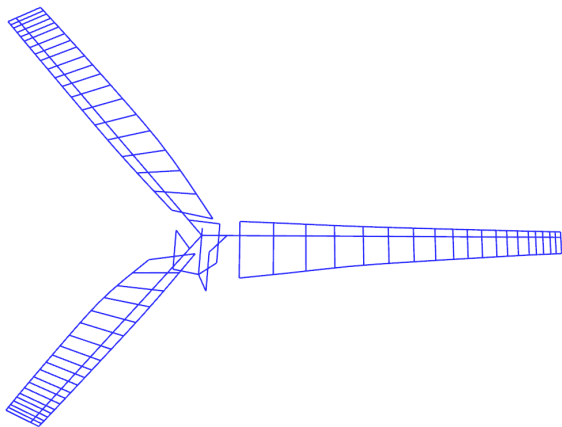


Fig. 5 CAMRAD II model of TRAM [14]

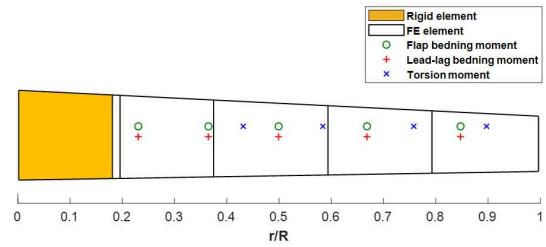


Fig. 6 Finite element modeling and locations of structural load sensors for TRAM blade

Table 2 Sign conventions of structural loads

	Positive value
Flap bending moment	Blade tip bent upward
Lead-lag bending moment	Blade tip bent toward trailing edge
Torsion moment	Nose up
Pitch link force	Tension

Table 3 TRAM test conditions in helicopter mode [10-12]

Nominal shaft angle of attack, α	Corrected shaft angle of attack, α_s (positive aft)	Rotor thrust, C_T/σ
-10°	-10.92°	0.08814
-6°	-6.94°	0.08792
-2°	-2.97°	0.08814
2°	1.04°	0.08792
6°	4.98°	0.08895
10°	9.02°	0.08949

3. 연구 결과

3.1 구조 하중 해석

본 연구에서는 구축한 CAMRAD II 모델을 이용하여 전진비 $\mu = 0.15$ 및 로터 추력 $C_T/\sigma = 0.089$ 에서 TRAM의 헬리콥터 모드의 구조 하중 해석을 수행하였고, 그 결과를 선행 연구[10-12]의 풍동 시험 및 해석 결과와 비교하였다.

3.1.1 구조 하중 평균값

본 절에서는 로터 받음각(α_s)의 변화에 따른 블레이드 및 피치 링크의 구조 하중 평균값을 계산 및 검증 하였다. Figure 7은 블레이드 $r/R = 0.50$ 에서 로터 받음

각(α_s)에 따른 평균 플랩 굽힘 모멘트(mean flap bending moment)의 변화를 보여준다. 본 연구의 해석 결과가 선행 해석 연구[10]에 비하여 풍동 시험[10]의 결과와 더욱 유사함을 알 수 있다. $r/R = 0.50$ 에서 평균 리드-래그 굽힘 모멘트(mean lead-lag bending moment)의 경우, 선행 풍동 시험 및 해석 연구[10] 결과보다 모든 로터 받음각(α_s)에서 다소 크게 예측되었다(Fig. 8). $r/R = 0.432$ 에서의 평균 비틀림 모멘트(mean torsion moment)는 앞선 플랩 및 리드-래그 굽힘 모멘트 해석 결과와 달리 풍동 시험 결과[10]와 비교 시, 모든 로터 받음각(α_s)에 대하여 부호가 다르게 예측되었다(Fig. 9). 그러나 이러한 해석 특성은 선행 해석 연구[10]의 결과에서도 확인되며, 본 연구 해석 결과와는 전반적인 경향이 유사하다. 로터 받음각(α_s)에 따른 평균 피치 링크 하중의 변화를 Fig. 10에 정리하였다. 본 연구의 해석 결과가 풍동 시험 및 선행 해석 연구[10] 결과보다 전반적으로 약간 크게 예측하였으나, 음의 로터 받음각($\alpha_s < 0$)에서는 풍동 시험[10] 결과의 상한값(upper bound)과 유사함을 확인하였다. 반면, 선행 해석 연구[10]의 경우에는 풍동 시험[10]의 하한값(lower bound)과 유사하게 얻어졌다. 이처럼 동일한 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하였음에도 불구하고, 선행 해석 연구[10]와 본 연구의 예측 결과가 다소 다른 이유는 복잡한 로터 시스템에 대한 모델링 자료와 기법, 및 해석을 위한 다양한 변수 사용의 차이에서 비롯된 것으로 판단된다[14].

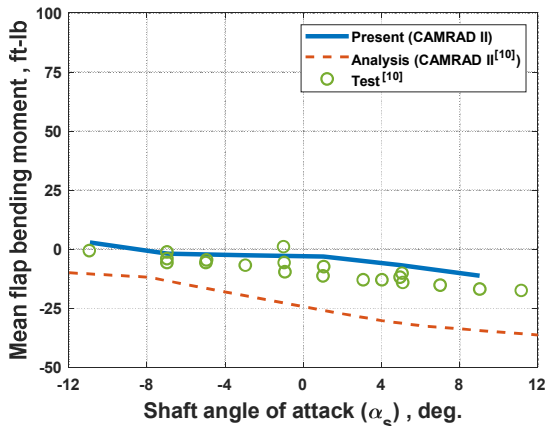


Fig. 7 Mean flap bending moment at $r/R = 0.50$

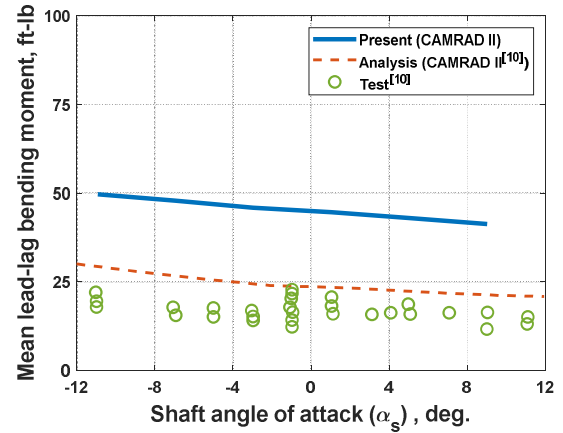


Fig. 8 Mean lead-lag bending moment at $r/R = 0.50$

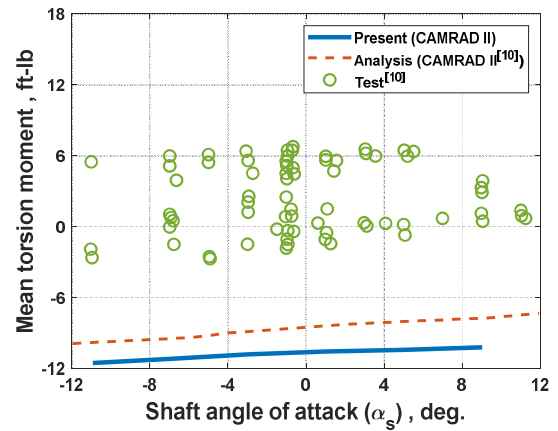


Fig. 9 Mean torsion moment at $r/R = 0.432$

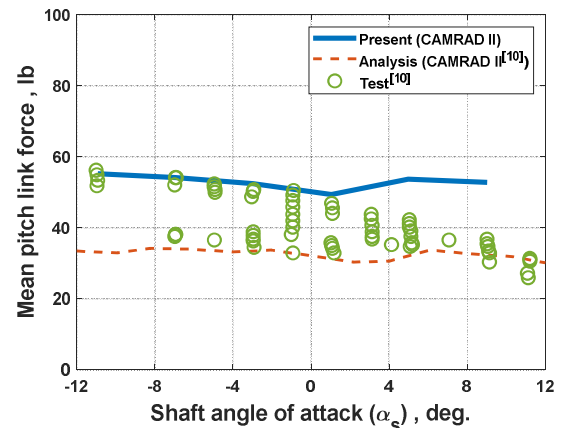


Fig. 10 Mean pitch link force

3.1.2 구조 하중

풍동의 벽면 효과를 고려하지 않은 로터 받음각 $\alpha = -2^\circ$ 및 $r/R = 0.50$ 에서 틸트로터 블레이드의 한 바퀴 회전 동안의 플랩 및 리드-래그 굽힘 모멘트의 변화를 Fig. 11 및 12에 각각 나타내었다. 플랩 굽힘 모멘트

의 경우(Fig. 11), 그림에 주어져 있듯이 본 해석 결과와 풍동 시험[10] 결과의 진폭 및 거동 경향이 모두 매우 유사함을 알 수 있다. 특히, 로터 방위각 $\psi = 45-135^\circ$ 에서 선행 해석 연구[10]에 비하여 풍동 시험[10] 결과와 더 잘 일치함을 확인하였다. 리드-래그 굽힘 모멘트의 해석(Fig. 12) 결과는 앞선 평균 리드-래그 굽힘 모멘트 해석(Fig. 8) 결과에서 살펴본 바와 같이 선행 연구[10]의 시험 및 해석 결과보다 다소 크게 예측되었다. 그러나 풍동 시험[10]과 유사한 위상 및 거동을 가짐을 확인하였다. 선행 연구[10]의 해석 결과와는 다소 진폭의 차이가 있으나 위상이 유사하게 비교되었다. Figure 13에 $r/R = 0.432$ 에서 비틀림 모멘트의 결과를 제시하였다. 그림에서 보듯이, 앞선 평균 비틀림 모멘트 해석(Fig. 9) 경향과 유사하게 로터 회전 한 바퀴 동안 풍동 시험[10] 결과의 부호를 잘 예측하지 못하였으나 선행 해석 연구[10]의 결과와는 상당히 유사하다. Figure 14는 로터 회전 한 바퀴에 대한 피치 링크 하중 해석 결과를 나타낸다. 로터 방위각 $\psi = 30-90^\circ$ 를 제외하고 풍동 시험 및 선행 해석 연구[10] 결과보다 진폭이 다소 크게 예측되었으나, 전반적인 경향은 유사함을 확인하였다. 일반적으로 회전익기 로터 블레이드의 구조 모멘트의 경우, 모멘트 암(moment arm)의 영향에 민감하므로 로터 성능 및 블레이드 공력 하중 해석보다 정확한 예측이 어렵다[16]. 특히 리드-래그 굽힘 및 비틀림 모멘트 예측 시, 에어 포일의 형상 특성을 고려할 경우, 블레이드 단면에서 시위(chord) 방향의 인장 중심(tension center)의 위치 정확도가 미치는 영향이 크다. 따라서 이에 대한 효과를 제외하고 해석의 정확도를 살펴보기 위하여 앞선 리드-래그 굽힘(Fig. 12) 및 비틀림 모멘트 해석 결과(Fig. 13)에 대해 본 연구 해석, 선행 연구[10]의 해석, 및 풍동 시험 결과의 블레이드 구조 하중의 평균값을 각각 제거한 후 상호 비교를 통한 검증은 시도하였다.

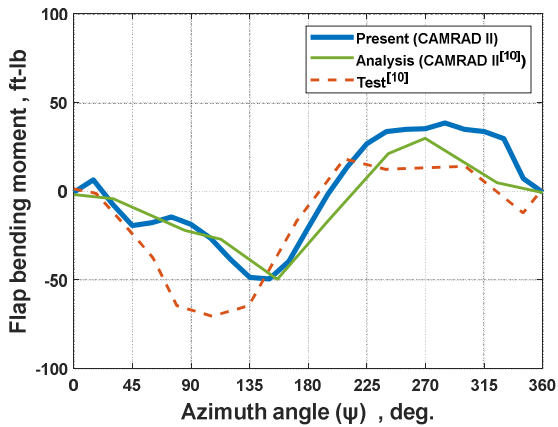


Fig. 11 Flap bending moment at $\alpha = -2^\circ$, $r/R = 0.50$

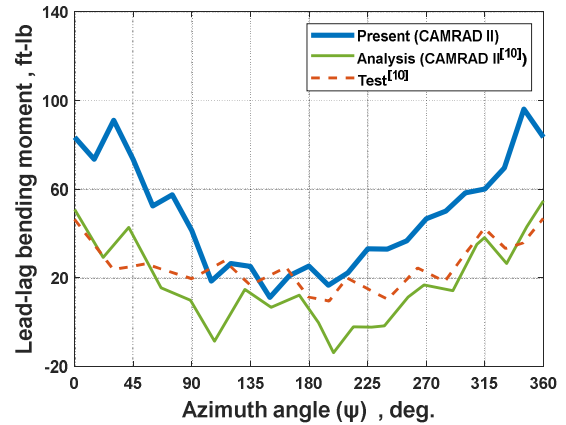


Fig. 12 Lead-lag bending moment at $\alpha = -2^\circ$, $r/R = 0.50$

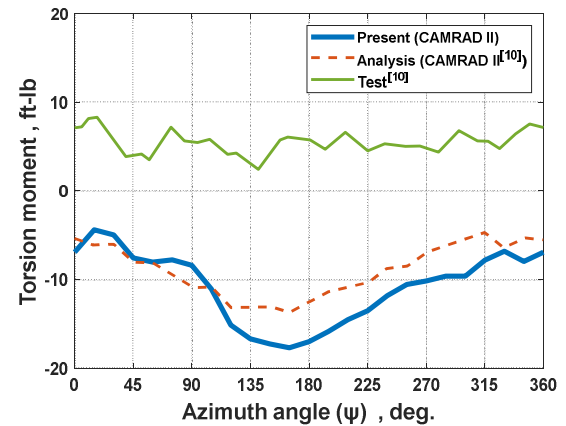


Fig. 13 Torsion moment at $\alpha = -2^\circ$, $r/R = 0.432$

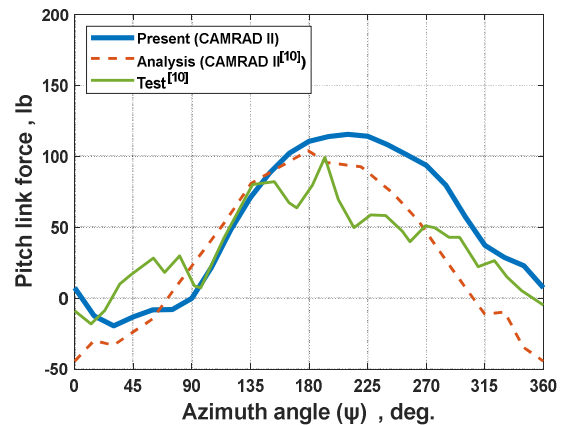


Fig. 14 Pitch link force at $\alpha = -2^\circ$

Figure 15는 $\alpha = -2^\circ$ 및 $r/R = 0.50$ 에서 리드-래그 굽힘 모멘트의 평균값 제거 후의 비교 결과를 보여준다. 로터 방위각 $\psi = 100-190^\circ$ 를 제외하고 거동의 경향뿐만 아니라 진폭에 있어서도 풍동 시험 및 선행 해

석 연구의 결과와 유사한 경향을 확인할 수 있다. Figure 16의 평균값을 제거한 비틀림 모멘트($\alpha = -2^\circ$ 및 $r/R = 0.432$)의 경우, 로터 방위각 $\psi = 100\text{--}230^\circ$ 를 제외하고 풍동 시험[10] 결과와 경향이 유사함을 알 수 있으며, 선행 연구[10]의 해석 결과와는 전반적으로 잘 일치한다.

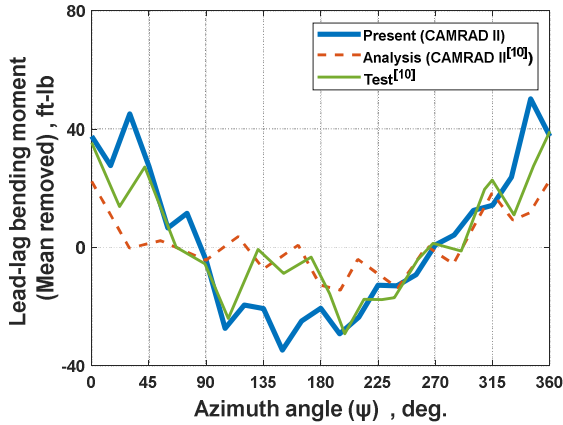


Fig. 15 Lead-lag bending moment (mean removed) at $\alpha = -2^\circ$, $r/R = 0.50$

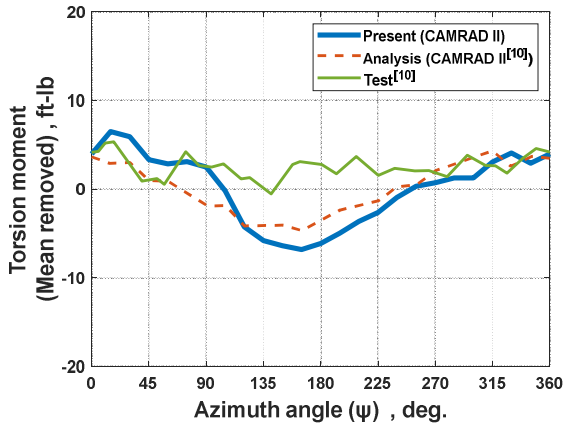


Fig. 16 Torsion moment (mean removed) at $\alpha = -2^\circ$, $r/R = 0.432$

3.1.3 구조 진동 하중

본 절에서는 로터 받음각(α_s)의 변화에 따른 블레이드 및 피치 링크의 구조 진동 하중(1/2 peak-to-peak)의 해석을 수행하고 얻어진 결과를 선행 연구[10]의 결과들과 비교 및 검증하였다. Figure 17는 $r/R = 0.50$ 에서 플랩 굽힘 모멘트의 진동 구조 하중을 나타낸다. 본 연구의 해석 결과는 $\alpha_s < 0$ 에서 풍동 시험[10] 결과와 잘 일치하였으나 $\alpha_s > 0$ 에서는 선행 연구[10]의 풍동 시험 및 해석 결과와 다소 다르게 예측하였다. Figure 18의 $r/R = 0.50$ 에서의 리드-래그 굽힘 모멘트의 경우, $\alpha_s < 0$ 에서 본 연구의 해석 결과가 선행 해석

연구[10] 결과보다 풍동 시험[10]과 유사하게 예측되었다. 그러나 $\alpha_s > 0$ 에서 풍동 시험[10]의 경향을 적절히 예측하지 못하였으며, 이는 선행 해석 연구[10]에서도 비교적 오차가 크게 확인되었다. 또한 본 연구의 해석 결과와 선행 해석 연구 결과[10]를 비교하였을 때, 예측 경향에 대하여 다소 차이가 확인되나 이는 앞서 전술한 바와 같이 동일한 해석 코드를 이용함에도 사용된 모델링 자료, 기법, 및 해석을 위한 다양한 변수 사용 등의 차이에서 기인한다. Figure 19에 주어진 $r/R = 0.432$ 에서의 비틀림 모멘트의 구조 진동 하중 해석 결과는 풍동 시험 및 선행 해석 연구[10]보다 모두 크게 얻어졌다. 마지막으로 Fig. 20에 정리한 본 연구의 피치 링크 진동 하중 해석 결과가 선행 연구[10]의 시험 및 해석 결과와 비교적 유사함을 확인하였다.

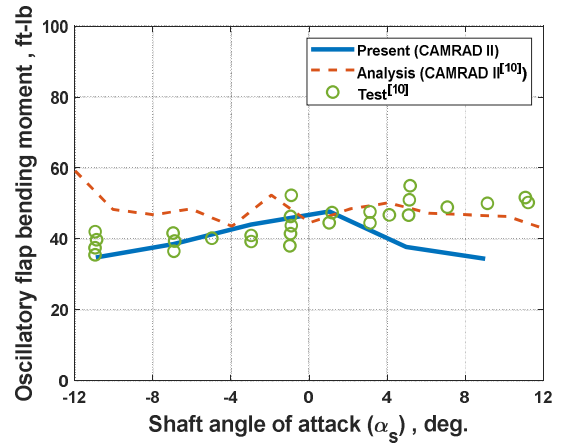


Fig. 17 Oscillatory flap bending moment at $r/R = 0.50$

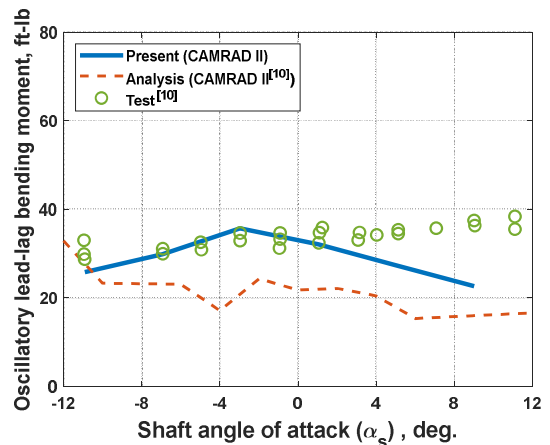


Fig. 18 Oscillatory lead-lag bending moment at $r/R = 0.50$

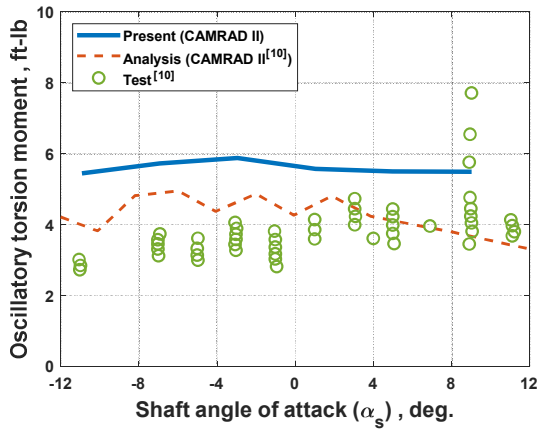


Fig. 19 Oscillatory torsion moment at $r/R = 0.432$

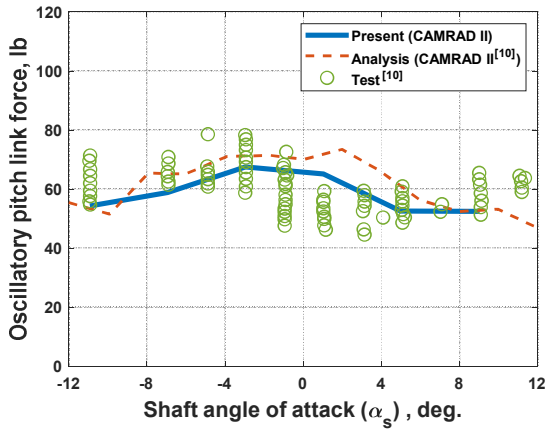


Fig. 20 Oscillatory pitch link force

Figure 21-23에는 $\alpha = -2^\circ$ 에서 블레이드 스패น 방향 위치(r/R) 변화에 따른 블레이드 구조 진동 하중의 크기를 나타내었다. 이때, 회전익기 통합 해석 코드를 이용한 선행 연구 결과가 존재하지 않으므로, 본 논문에서는 풍동 시험 결과에 대하여서만 비교 및 검증하였다. 플랩 굽힘 모멘트 해석 결과(Fig. 21)의 경우, 블레이드 뿌리 부근에서 풍동 시험[12] 결과보다 다소 크게 예측되었으나 블레이드 끝단으로 갈수록 진동 하중의 크기가 잘 일치함을 확인하였다. Figure 22에 나타난 리드-래그 모멘트 해석 결과 역시 풍동 시험[12] 결과와 비교 시 블레이드 안쪽에서는 진동 하중의 크기가 약간 크게 해석되었으나, 블레이드 바깥으로 갈수록 유사해진다. 비틀림 모멘트의 해석 결과가 블레이드 스패น 방향의 모든 위치에서 풍동 시험[12]의 결과보다 크게 예측되었으나, 블레이드 끝단에서는 비교적 유사하게 얻어졌다(Fig. 23).

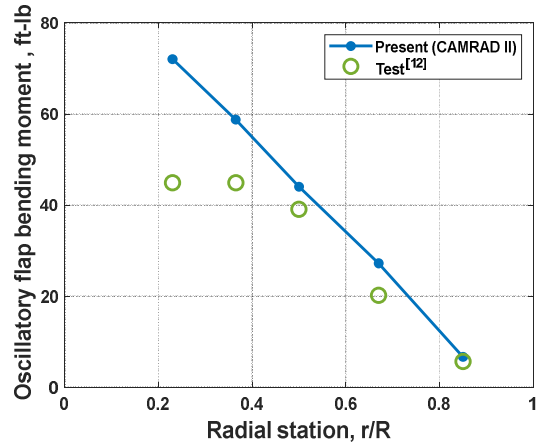


Fig. 21 Oscillatory flap bending moment at $\alpha = -2^\circ$

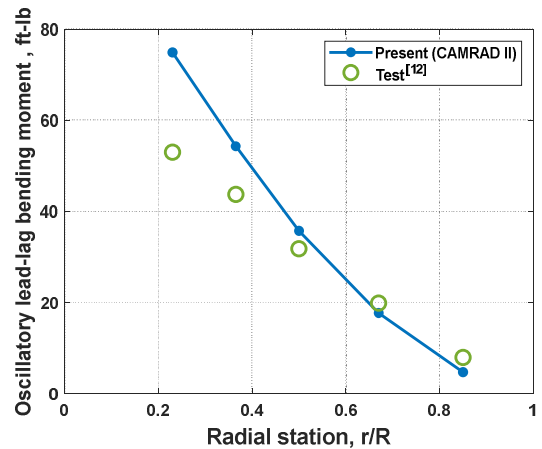


Fig. 22 Oscillatory lead-lag bending moment at $\alpha = -2^\circ$

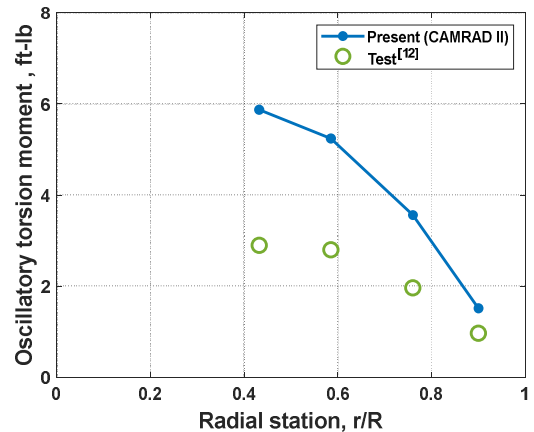


Fig. 23 Oscillatory torsion moment at $\alpha = -2^\circ$

3.1.4 블레이드 구조 진동 하중의 조화 성분

본 절에서는 $\alpha = -2^\circ$ 일 때 블레이드 스패น 방향(r/R)으로의 블레이드 구조 진동 하중의 조화 성분

(harmonic components)의 크기를 조사하였다. Figure 24는 블레이드 스패น 방향 위치(r/R)에 대한 플랩 굽힘 모멘트 조화 성분의 크기를 보여준다. 여기서 1P는 무차원화된 로터 회전속도를 의미한다. 그림에서 살펴본 바와 같이 블레이드 안쪽에서 1P의 조화 성분 크기가 풍동 시험[12] 결과보다 다소 크게 예측되었으나 블레이드 끝단으로 갈수록 유사해지는 경향을 확인하였다. 특히 2P 조화 성분의 크기가 풍동 시험[12]의 결과와 상당히 일치하였다. 3P 조화 성분의 크기는 블레이드 뿌리 및 끝단에서 잘 일치하였다. Figure 25에 리드-래그 굽힘 모멘트의 조화 성분 크기 해석 결과를 정리하였으며, 그림에서 확인할 수 있듯이, 블레이드 안쪽에서 1P 조화 성분의 크기가 다소 크게 예측되었으나 블레이드 끝단으로 갈수록 시험[12] 결과와 잘 일치함을 확인하였다. 그 중 3P 조화 성분의 크기를 적절히 예측하였으며, 2P 조화 성분의 크기는 풍동 시험[12]보다 약간 크게 얻어졌다. 따라서 본 연구에서는 리드-래그 굽힘 모멘트 조화 성분의 크기 예측 시 다소 큰 1P 및 2P 조화 성분 크기의 오차가 앞선 리드-래그 모멘트 해석 결과(Fig. 8, 12, 및 18)의 오차 발생 원인 중 하나라고 판단된다. 마지막으로 비틀림 모멘트의 조화 성분 크기 해석 결과는 풍동 시험[12] 결과의 경향을 적절히 예측하지 못하였으나 블레이드 바깥쪽에서의 3P 조화 성분의 크기는 유사하다(Fig. 26). 따라서 본 연구에서는 앞서 발생하였던 비틀림 모멘트 해석 결과(Fig. 9, 13, 및 19)의 오차가 1P, 2P 및 블레이드 안쪽의 3P의 조화 성분 크기의 오차로 인하여 발생한 것으로 예상된다.

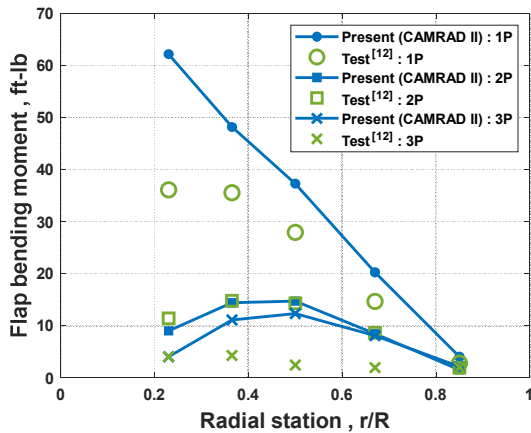


Fig. 24 Harmonic magnitudes of flap bending moment at $\alpha = -2^\circ$

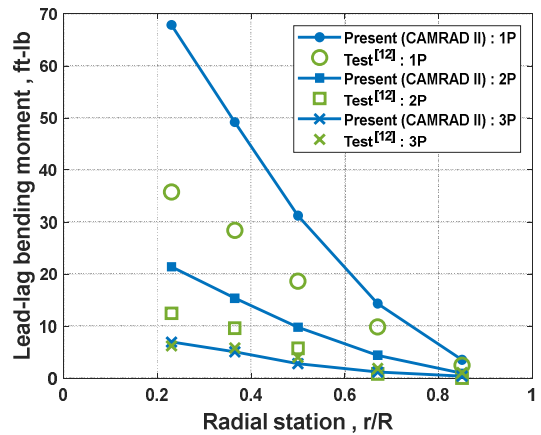


Fig. 25 Harmonic magnitudes of lead-lag bending moment at $\alpha = -2^\circ$

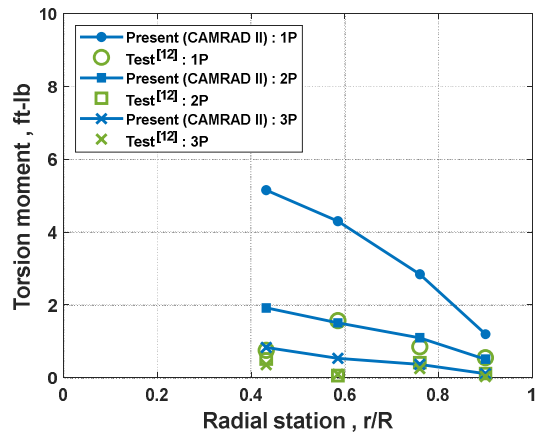


Fig. 26 Harmonic magnitudes of torsion moment at $\alpha = -2^\circ$

4. 결 론

본 연구에서는 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 V-22 Osprey 틸트로터의 25% 축소 모델인 TRAM 프로펠러의 Aeromechanics 모델링과 헬리콥터 모드의 저속 전진($\mu=0.15$) 비행 시 블레이드 및 피치 링크의 구조 하중 해석을 수행하였다. 이후 본 연구의 CAMRAD II 해석 결과와 DNW 풍동 시험 및 선행 해석 연구 결과와의 상호 비교를 통하여 프로펠러의 모델링, 블레이드 및 피치 링크 구조 하중 해석 기법을 검증하였다.

본 연구에서 수행한 블레이드 구조 하중 해석 중 로터 받음각의 변화 및 로터 회전 한 바퀴 동안의 블레이드 플랩 굽힘 모멘트 해석 결과가 선행 해석 연구 결과에 비하여 풍동 시험 결과를 잘 예측하였다. 반면, 로터 받음각의 변화 및 로터 회전 한 바퀴 동안의 리

드-래그 굽힘 및 비틀림 모멘트의 변화 경향은 풍동 시험과 다소 다르게 얻어졌으나, 선행 해석 연구와 비교 시 리드-래그 모멘트의 경우 유사한 거동을 확인하였으며, 비틀림 모멘트의 경우에는 전반적인 진폭 및 거동의 경향이 유사하였다. 이후, 각각의 평균값을 제거한 블레이드 한 바퀴 회전 동안의 리드-래그 굽힘 및 비틀림 모멘트 결과에 대하여 본 연구 결과와 선행 연구의 풍동 시험 및 해석 결과와의 유사한 경향을 확인하였다. 피치 링크 하중은 풍동 시험 및 선행 해석 연구 결과와 전반적으로 유사하게 예측되었으며, 특히 평균 피치 링크 하중 해석의 경우 풍동 시험의 상한값과 잘 일치하였다. 블레이드 구조 진동 하중 해석 결과, 본 연구의 플랩 및 리드-래그 굽힘 모멘트 해석 결과가 음의 로터 받음각에서 선행 연구의 해석 결과보다 풍동 시험과 상당히 유사하였으며, 비틀림 모멘트의 경우 선행 연구의 시험 및 해석 결과보다 약간 크게 예측되었다. 블레이드 스캔 방향(r/R)에 대하여서는 플랩 및 리드-래그 굽힘 모멘트가 블레이드 안쪽에서 풍동 시험보다 다소 크게 예측되었으나 블레이드 끝단으로 갈수록 잘 일치하였고, 비틀림 모멘트 역시 안쪽에서 시험 결과보다 크게 예측되었으나 끝단에서는 비교적 유사하게 얻어졌다. 피치 링크의 구조 진동 하중 해석 시에는 선행 연구의 시험 및 해석 결과와 유사한 경향을 확인하였다. 마지막으로 블레이드 구조 진동 하중의 조화 성분 해석 결과, 플랩 굽힘 모멘트의 1, 2 및 3P 조화 성분의 크기가 블레이드 바깥쪽 영역에서 풍동 시험 결과와 잘 일치하였으며, 리드-래그 굽힘 모멘트의 1 및 2P 조화 성분은 다소 크게 얻어졌으나 블레이드 끝단에서 유사하게 비교되었다. 비틀림 모멘트에 대하여서는 풍동 시험 결과의 경향을 적절히 예측하지 못하였다. 본 연구의 해석을 통하여, 블레이드 조화 성분 크기의 오차로 인하여 앞선 리드-래그 굽힘 및 비틀림 모멘트 하중 해석 시 풍동 시험 결과와 오차가 발생한 것으로 사료된다.

본 연구에서 얻어진 블레이드 및 피치 링크 구조 하중 해석의 연구 결과가 향후 국내 고속 장거리 기동 회전익기 및 e-VTOL 항공기를 위한 틸트로터의 프롭로터 초기 설계 시 적절히 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

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 한국항공우주학회 2022년 추계학술대회에서 발표되었습니다.

References

- [1] D. K. Kim, "Technology trend on the future vertical lift (rotorcraft)," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 19, no. 1, pp. 51-61, July 2021.
- [2] M. Weisgerber, "Army chooses Bell V-280 to replace its Black Hawk helicopters," *Defense One*, December 5, 2022, URL: <https://www.defenseone.com/business/2022/12/army-chooses-bell-v-280-replace-its-black-hawk-helicopters/380487/>.
- [3] H. Yeo, and M. Potsdam, "Rotor structural loads analysis using coupled computational fluid dynamics/computational structural dynamics," *Journal of Aircraft*, vol. 53, no. 1, pp. 87-105, January 2016.
- [4] M. K. Lee, and C. H. Lee, "Increasing endurance performance of tiltrotor UAV using extended wing," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 10, no. 1, pp. 111-117, March 2016.
- [5] M. J. Kim, and M. K. Lee, "Conceptual design and study on the performance enhancement of tilt rotor UAV for disaster and policing operation," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 15, no. 1, pp. 40-46, February 2021.
- [6] S. M. Swanson, M. S. McCluer, G. K. Yamauchi, and A. A. Swanson, "Airloads measurements from a 1/4-scale tiltrotor wind tunnel test," *Proc. of 25th European Rotorcraft Forum*, September 1999.
- [7] R. L. Marr, "Wind tunnel test results of 25 foot tilt rotor during autorotation," *NASA-CR-137824*, February 1976.
- [8] F. F. Felker, M. D. Betzina, and D. B. Signor, "Performance and loads data from a hover test of a full-scale XV-15 rotor," *NASA TM-86833*, November 1985.
- [9] Bell Helicopter Company, "Advancement of proprotor technology. Task II - wind-tunnel test results," *NASA CR-114363*, September 1971.
- [10] W. Johnson, "Calculation of tilt rotor aeroacoustic model (TRAM DNW) performance, airloads, and structural loads," *Proc. of the American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Meeting*, November 2000.
- [11] W. Johnson, "Influence of wake models on calculated

- tiltrotor aerodynamics," *Proc. of the American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting*, January 2002.
- [12]J. C. Ho, B. Jayaraman, and H. Yeo, "Coupled computational fluid dynamics and comprehensive analysis calculations of a gimbaled tiltrotor," *AIAA Journal*, vol. 57, no. 10, pp. 4433-4446, October 2019.
- [13]Z. Du, and M. S. Selig, "A 3-D stall-delay model for horizontal axis wind turbine performance prediction," *Proc. of 1998 ASME Wind Energy Symposium*, January 1998.
- [14]U. J. Hwang, J. S. Park, and M. K. Lee, "A validation study on the performance and load analyses of tiltrotors in wind tunnel," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Accepted for publication, January 2022.
- [15]M. K. Farrell, "Aerodynamic design of the V-22 Osprey proprotor," *Proc. of the 45th Annual Forum of the American Helicopter Society*, pp. 1-13, May 1989.
- [16]H. Yeo, and W. Johnson, "Comparison of rotor structural loads calculated using comprehensive analysis," *Proc. of the 31st European Rotorcraft Forum*, September 2005.