

짐발 및 무힌지 허브의 틸트로터 훔플러터 안정성 해석의 비교 연구

Comparison Study of Tiltrotor Whirl Flutter Analyses with Gimballed and Hingeless Hub Models

초록

본 연구에서는 짐발 및 무힌지 허브를 사용하는 틸트로터 대하여 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 공력탄성학 모델링을 수행하고, 고정익 모드 비행 시 훔플러터 안정성 해석을 수행하였다. 이후 두 가지 허브 종류에 대하여 훔플러터 해석 결과를 비교 및 분석하고 공력탄성학적 안정성 특성을 조사하였다. 그 결과, 허브 유형에 따라 비행 속도에 따른 로터 모드의 진동수 변화 경향이 다르며, 훔플러터를 유발하는 날개-로터 상호 작용 거동이 다르게 일어났다. 또한 본 연구에서는 로터 regressive 래그 모드의 진동수가 무힌지형 허브 모델의 주요 설계 변수이며, 짐발 허브 모델의 경우 로터 regressive 짐발 모드의 진동수가 주요 설계 변수임을 확인하였다.

Key Words : Tiltrotor(틸트로터), Aeroelastic Instability(공력탄성학적 불안정성), Whirl Flutter(훔플러터), Gimbal Hub(짐발 허브), Hingeless Hub(무힌지 허브)

1. 서론

틸트로터(tiltrotor) 항공기는 좌우 날개 끝에 위치한 프로프로터(proprotor)를 90° 회전시켜 헬리콥터(Fig. 1(a)) 및 고정익 항공기(Fig. 1(b)) 모드 전환이 가능하다. 따라서 틸트로터는 수직 이착륙과 제자리 비행이 가능할 뿐만 아니라 기존의 헬리콥터보다 장거리 및 고속 비행할 수 있다는 장점을 갖는다. 이러한 이유로 최근 군사용 차세대 고속 장거리 기동 회전익기 및 도심 항공 교통(Urban Air Mobility, UAM) 등의 민간용 전기 동력 수직 이착륙기(e-VTOL) 항공기에 틸트로터 사용 계획이 국내외적으로 발표되며 틸트로터 연구 개발 추세가 증가하고 있다. 특히 지난 2022년 12월, 미 육군은 기존의 UH-60 Black Hawk 대체를 위한 FLRAA(Future Long-Range Assault Aircraft) 프로그램에서 틸트로터 형상의 V-280 Valor(Fig. 1)를 차세대 고속 장거리 기동 회전익기로 선정하였다⁽¹⁾. 이와 같은 미 육군의 결정은 국내외 수직 이착륙 항공기 개발 동향에 상당한 영향을 미칠 것으로 예상되며, 현재 국내에서는 대한민국 육군의 차세대 고속 장거리 기동 회전익기 후보 형상으로 틸트로터 항공기가 고려되고 있다. 그러나 기존의 헬리콥터보다 빠른 전진 비행 속도가 장점인 틸트로터의 최대 전진 비행 속도는 훔플러터(whirl flutter) 안정성에 의해 제한될 수 있다. 훔플러터란 틸트로터 항공기의 고정익 모드 비행 시 나타날 수 있는 공력탄성학적 불안정성 현상으로, 고속의 비행에서 프로프로터(proprotor)와 유연한 날개/파일런 구조물의 상호 작용에 의하여 발생된다⁽²⁾. 틸트로터 훔플러터 현상의 기본 개념인 고전적인 훔플러터(classical whirl flutter) 불안정성은 1938년 Taylor 및 Browne에 의하여 이론적으로 고안되었다⁽³⁾. 이후 1959년 9월 및 1960년 3월, 터보프롭 항공기인 록히드 L-188 Electra가 훔플러터 발생으로 인한 두 번의 추락 사고를 겪으며 터보프롭 항공기에 대한 훔플러터 안정성 연구가 광범위하게 수행되었다. 그러나, 터보프롭 항공기의 훔플러터 안정성 해석은 강체 블레이드, 허브, 및 유연하게 지지된 엔진(flexible engine mounting) 시스템의 두 가지 자유도를 이용하여 비교적 간단하게 수행된다. 이와 달리 틸트로터의 경우, 헬리콥터 모드 시 제자리 비행 성능을 위하여 터보프롭 항공기보다 직경이 크고 유연한 프로프로터를 사용하며, 헬리콥터 및 비행기 모드의 원활한 비행 모드 전환을 위하여 파일런 피치의 natural flexibility가 필요하다⁽⁴⁾. 즉, 터보프롭 항공기의 고전적인 훔플러터 해석에 비하여 틸트로터의 훔플러터 해석은 더 많은 자유도를 이용하여야 하므로 이에 따라 복잡한 모델링 및 해석 과정이 요구된다⁽⁵⁾.

최근에는 틸트로터의 블레이드, 날개, 및 허브 등 구조적 설계 변수를 다양하게 적용하여 차세대 틸트로터의 최대 비행 속도 증가 및 항공기 중량 절감을 위한 해석 연구 및 풍동 시험이 수행되고 있다. 특히, 틸트로터 항공기에 일반적으로 사용되는 면내 강성(stiff in-plane) 짐발 허브(gimbal hub) 로터 시스템에서 무힌지형 허브(hingeless hub)로 변경하기 위한 연구가 미 육군 및 NASA 등의 미국 연구진을 중심으로 활발히 수행되고

있다. 짐발 허브는 관절형 허브(articulated hub)보다 진동이 적고, 대부분의 면내 강성 로터는 지상 공진(ground resonance)으로부터 안정성을 가지기 때문에 지금까지 틸트로터의 허브 모델로 주로 사용되어 왔다. 그러나 면내 강성 짐발 허브 로터는 틸트로터 기동 중 상당한 면내 방향의 동적 블레이드 하중을 발생시킨다는 단점이 있다⁽⁶⁾. 반면, 무한지형 허브는 짐발 허브보다 비교적 간단한 구조를 가지며, 하중 및 중량 관점에서 유리하다⁽⁷⁾. 즉, 항공기 구조 중량을 감소시키며 기동성을 확보할 수 있고⁽⁷⁾, 제어의 응답성을 향상시키며, 유지 및 보수가 용이하다⁽⁸⁾. 또한, 면내 유연(soft in-plane) 무한지 허브를 적용할 경우에는 틸트로터의 면내 블레이드 하중을 저감⁽⁷⁾시킬 수 있다는 이점으로 인하여 향후 차세대 틸트로터 항공기에 무한지형 허브가 고려되고 있다. 그러나, 이러한 무한지형 틸트로터에 대한 휠 플러터 안정성 시험 및 해석 연구는 짐발형 틸트로터에 비하여 그 사례가 적다. 1956년, 관절형 허브 로터를 사용한 틸트로터 XV-3의 비행 시험 중 틸트로터의 휠 플러터 현상이 처음 관찰⁽⁹⁾된 이후, 휠 플러터 불안정성은 틸트로터 설계 시 주요 설계 조건으로 고려되었다⁽¹⁰⁾. 이후 틸트로터에 대한 전반적인 공력탄성학적 안정성 해석 및 시험 연구는 Bell의 면내 강성 짐발형 프롭로터⁽⁵⁾를 비롯한 짐발형 틸트로터인 XV-15⁽¹¹⁾, WRATS⁽¹²⁾, 및 V-22⁽¹³⁾을 이용하여 다양하게 수행되었다. 최근에는 미 육군 및 NASA에서 짐발 및 무한지형 허브를 모두 적용할 수 있는 Tilt Rotor Aerelastic Stability Testbed(TRAST, Fig. 2)를 이용하여 짐발 및 무한지형 허브의 틸트로터에 대한 휠 플러터 해석 연구가 수행되었으며, 풍동 시험 또한 곧 수행할 계획이다^(4, 7, 14-15). 이때, 짐발 및 무한지형 허브의 틸트로터는 각각 다른 블레이드 모델을 사용하였기 때문에 허브 유형에 따른 휠 플러터 특성 비교 연구는 수행되지 못하였다. 또한 가장 최근 수행된 연구로서, Univ. of Maryland에서 짐발 및 무한지형 허브 틸트로터의 풍동 시험 및 해석 연구가 수행되었으나, 서로 다른 허브 모델 간 휠 플러터 특성은 비교된 바 없다⁽¹⁶⁾. 국내의 경우, 한국항공우주연구원(KARI)에서 짐발형 틸트로터 스마트 무인기(Fig. 3) 개발⁽¹⁷⁻¹⁸⁾을 통하여 틸트로터에 대한 설계, 제작, 및 비행 시험 기술을 확보하였으나 무한지형 틸트로터의 공력탄성학적 안정성 연구는 아직까지 국내에서 수행되지 않았다. 그러므로 차세대 무한지형 틸트로터의 설계 및 개발을 위하여는 짐발 및 무한지 허브의 휠 플러터 특성의 상호 비교를 통하여 허브 유형에 따른 휠 플러터 안정성 특성을 파악하는 연구가 필요하다.

따라서 본 연구에서는 회전익기 통합 해석 (rotorcraft comprehensive analysis) 코드인 CAMRAD II를 이용하여 동일한 프롭로터 블레이드 및 semi-span 날개/파일런 모델에 대하여 짐발 및 무한지형 허브를 각각 적용한 틸트로터의 공력탄성학 모델링을 수행하고, 짐발 및 무한지형 틸트로터의 고정익 모드에서의 휠 플러터 안정성 해석을 각각 수행한다. 본 연구에서 사용한 틸트로터의 기본 모델(baseline model)로 미 육군 및 NASA에서 개발한 TRAST 무한지형 허브 프롭로터 및 generic 날개/파일런 모델⁽⁷⁾과 국내 KARI에서 개발한 스마트 무인기의 짐발 허브 프롭로터 및 날개/파일런 모델⁽¹⁷⁻¹⁸⁾을 이용한다. 프롭로터 블레이드의 구조 동역학은 유한요소 기반의 비선형 탄성보를 사용하며 나타내며, 로터 비정상 공력 하중(unsteady aerodynamic loads)은 양력선 이론(lifting-line theory)으로부터 계산된다. 균일 유입류(uniform inflow) 모델을 이용하고, 프롭로터는 풍차 조건(wind-milling state)을 만족하도록 트림된다. 마지막으로 고유치 해석을 통해 틸트로터의 비행 속도별 진동수와 감쇠를 계산하고 분석한다. 이후 두 가지 유형의 허브에 대하여 휠 플러터 거동을 조사 및 비교하고 허브 유형에 따른 틸트로터의 공력탄성학적 안정성 특성을 파악한다.

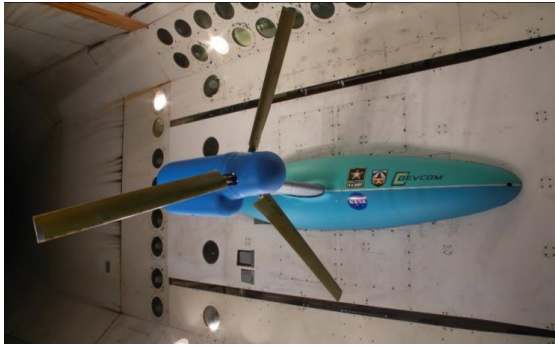


(a) Helicopter mode

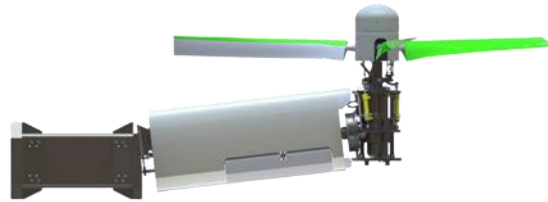


(b) Airplane mode

Fig. 1. V-280 Valor tiltrotor



(a) TRAST in the NASA Langley transonic dynamic tunnel



(b) Illustration of the TRAST

Fig. 2. TiltRotor Aeroelastic Stability Testbed (TRAST)



Fig. 3. KARI smart UAV

2. 연구 방법

2.1 틸트로터 모델

본 연구에서는 틸트로터의 짐발 및 무한지 허브에 따른 윙 플러터 안정성 해석을 위하여 프롭로터 및 semi-span 날개/파일런 시스템을 포함한 두 가지 틸트로터 기본 모델을 이용한다. 전술한 바와 같이 첫 번째 기본 모델은 미 육군 및 NASA의 풍동 시험용 TRAST 무한지형 프롭로터 및 generic 날개/파일런 모델⁽⁷⁾이며, 두 번째 기본 모델은 국내 개발 틸트로터인 KARI 스마트 무인기(TRS)의 짐발형 프롭로터 및 날개/파일런 모델⁽¹⁷⁻¹⁸⁾이다. 본 연구에서는 두 가지의 틸트로터 기본 모델에 대하여 각각 짐발 및 무한지형 허브를 새롭게 변경 적용하여 윙 플러터 해석을 수행하였다. 두 종류의 틸트로터 기본 모델의 주요 제원을 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Description of the tiltrotor models

	TRAST	KARI TRS
Baseline hub type	Hingeless	Gimbal
Number of blades	3	3
Hover RPM	888	1605
Cruise RPM	742	1284
Blade radius, ft	4	4.7
Blade mean chord, ft	0.5	0.63
Blade pre-twist, deg	-40, linear	-38.3, nonlinear
Airfoil	64-x08, 64-x12, 64-x18, 64-x25	SF08, SF12, SF18, SF25, SF30
Precone, deg	2.5	2
Undersling, %R	0	-0.021 (Gimbal) 0 (Hingeless)
Wing semi-span length, ft	4.4	6.56

2.2 CAMRAD II 모델링 및 해석 기법

본 연구에서는 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 프롭로터, semi-span 날개, 및 파일런 시스템의 틸트로터 공력탄성학 모델링을 구성하고, 휠 플러터 해석을 수행하였다. 프롭로터 블레이드 구조 동역학은 유한요소 기반의 비선형 탄성보 요소를 이용하여 나타내었으며, 틸트로터 TRAST 및 TRS 블레이드에 대하여 각각 15개 및 8개를 사용하였다. 프롭로터 블레이드를 비롯한 스와시플레이트(swashplate), 피치 링크(pitch link), 및 피치 혼(pitch horn)을 포함하는 로터 조종 계통을 두 가지 틸트로터 모델에서 모두 모델링하였다. 비정상 로터 공력 하중(unsteady aerodynamic loads)은 양력선 이론(lifting-line theory)을 기반으로 계산되었으며, 에어포일의 공력 계수를 표(table) 형식으로 정리하여 로터의 공력 모델링 및 해석 시 이용하였다. 이때, TRAST 및 TRS 로터 블레이드에 각각 21개 및 20개의 공력 패널을 사용하였으며, 균일 유입류(uniform inflow) 모델을 이용하였다. 날개 및 파일런 시스템의 구조 동역학 모델링의 경우, TRAST generic semi-span 날개/파일런 모델은 선행 연구⁽⁷⁾에서 주어진 날개/파일런 시스템의 고유 진동수 및 모드 형상 벡터 정보를 이용하였다. 반면, TRS semi-span 날개/파일런 모델은 20개의 비선형 탄성보 요소로 모델링하였다. Figure 4는 TRAST 및 TRS 틸트로터의 CAMRAD II 모델을 보여준다. 이때, TRAST 틸트로터의 날개 모델은 앞서 선행 연구⁽⁷⁾에서 주어진 고유 진동수 및 모드 형상 벡터를 이용하여 구현하였기 때문에 Fig. 4(a)에는 표현되지 않았다. 본 연구에서는 보다 보수적으로 틸트로터의 휠 플러터 속도를 예측하기 위하여 날개/파일런 시스템에 대한 공력 모델링은 포함하지 않았다.

틸트로터의 휠 플러터 안정성 해석 시, 틸트로터의 고정익 모드(나셀 각도=90°)를 이용하였으며(Fig. 4), 휠 플러터 안정성이 가장 취약한 풍차 상태(wind-milling state)를 나타내기 위하여 프롭로터의 토크=0가 되도록 트림하였다. 마지막으로 고유치 해석을 통해 틸트로터의 비행 속도별 진동수와 감쇠를 얻었다. 이때 본 연구에서는 감쇠의 부호가 양수에서 음수로 바뀌는 순간의 속도를 휠 플러터 속도로 정의하였다.

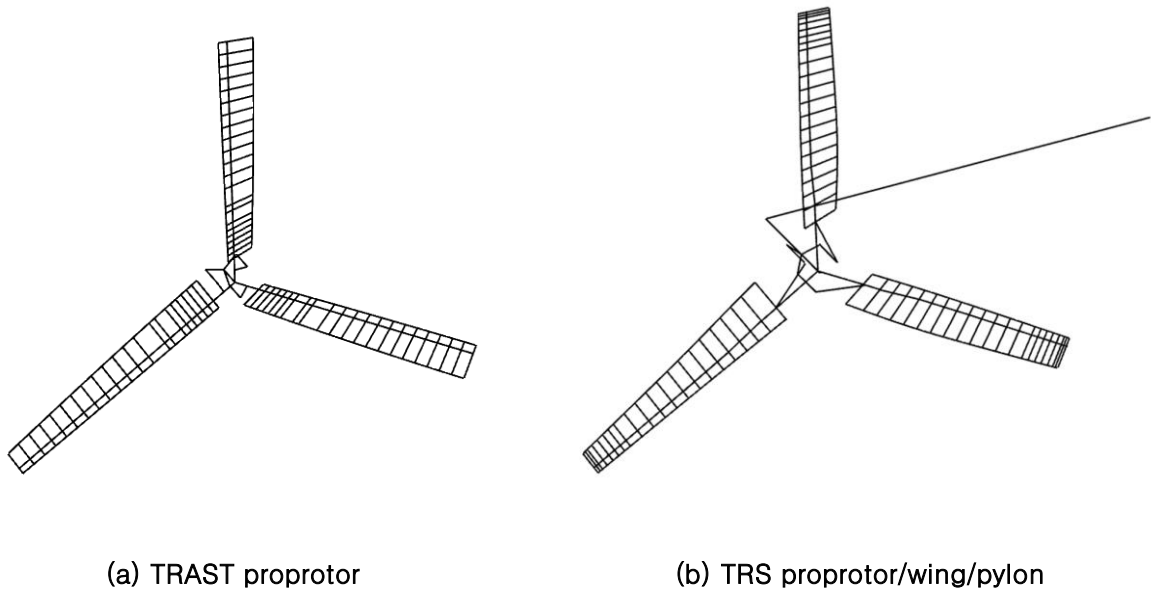
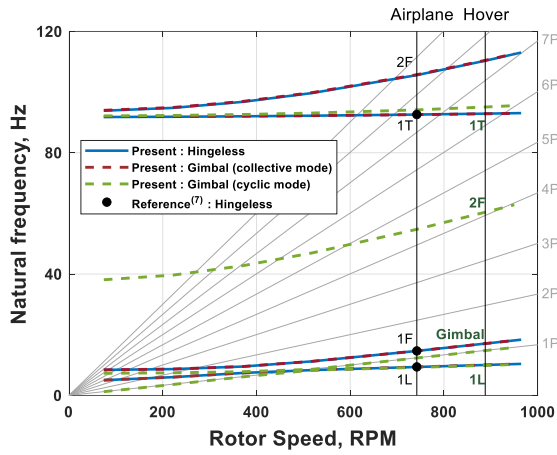


Fig. 4. CAMRAD II models of TRAST and TRS tiltrotors in airplane mode

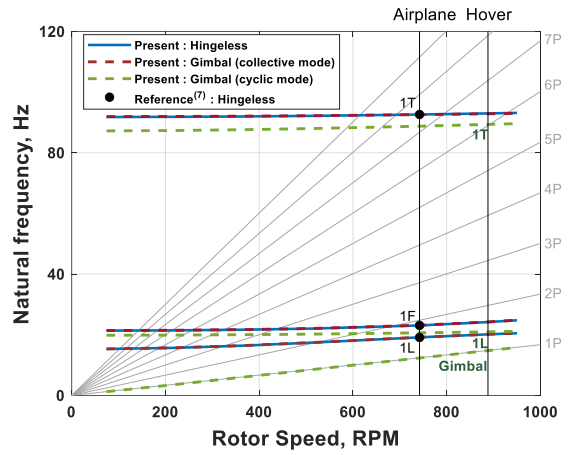
3. 연구 결과

3.1 틸트로터 고유 진동수 해석

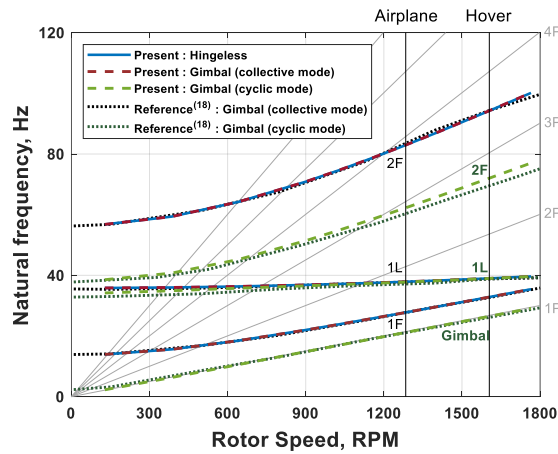
본 연구에서 예측한 프로토퍼 및 날개/파일런 시스템의 고유 진동수 해석 결과를 각각 Fig. 5과 Table 2에 작성하였다. 먼저, CAMRAD II를 통해 모델링된 두 종류의 틸트로터 모델에 대하여 각각 짐발 및 무힌지 허브 사용 시 블레이드 회전 속도 변화에 따른 고유 진동수를 해석하였다(Fan plot 해석, Fig. 5). 이때 1P는 무차원화된 로터의 회전 속도를 나타낸다. 본 연구에서는 첫 번째 플랩 (1F) 및 래그 (1L) 모드의 경우, collective 모드의 고정익 모드 정규 로터 회전 속도(nominal RPM)에서 정의한다. 반면, 짐발 모드는 cyclic 모드의 고정익 모드 로터 회전 속도에서 정의하였다. Figure 5과 같이 기본 모델인 무힌지형 TRAST 및 짐발형 TRS 프로토퍼에 대하여 본 연구의 프로토퍼 회전 고유 진동수 해석 결과와 선행연구의 RCAS⁽⁷⁾ 및 CAMRAD II⁽¹⁸⁾ 해석 결과 간 상호 비교를 통하여 틸트로터 블레이드 구조 동역학 모델링을 검증한다. collective 피치 조종각(θ_0)은 선행연구와 동일하게 TRAST 및 TRS에 각각 0° 및 10° 의 값을 이용하였다. 이때, 짐발형 프로토퍼의 경우 collective 및 cyclic 모드의 두 가지 거동이 존재하므로 이를 모두 나타내었다(Fig. 5). 본 연구의 TRAST 프로토퍼 및 TRS 프로토퍼의 collective 모드에서 예측된 블레이드 회전 고유 진동수가 선행 연구의 해석 결과^(7,18)와 잘 일치한다. 또한, TRS 프로토퍼의 cyclic 모드(Fig. 5(c)) 시 블레이드 회전 고유 진동수 역시 선행 연구⁽¹⁸⁾에서 예측한 결과와 유사하게 얻어졌다. 따라서, TRAST 및 TRS 프로토퍼에 대한 본 연구의 틸트로터 블레이드 구조 동역학 모델링이 적절히 구축되었음을 확인하였다. 또한 TRAST 및 TRS 프로토퍼 모델 모두 짐발 허브의 collective 모드 및 무힌지 허브의 블레이드 회전 고유 진동수 변화 경향이 서로 매우 유사함을 확인하였다. Table 2는 틸트로터의 semi-span 날개 및 파일런 모델의 고유 진동수 해석 결과를 나타낸다. TRAST 모델의 고유 진동수는 선행 연구⁽⁷⁾를 참조하였으며, TRS 모델의 고유 진동수는 본 연구에서 계산된 결과를 이용하였다.



(a) TRAST soft in-plane rotor



(b) TRAST stiff in-plane rotor



(c) TRS rotor

Fig. 5. Fan plot analyses

(solid line : hingeless rotor, dashed line : gimballed rotor)

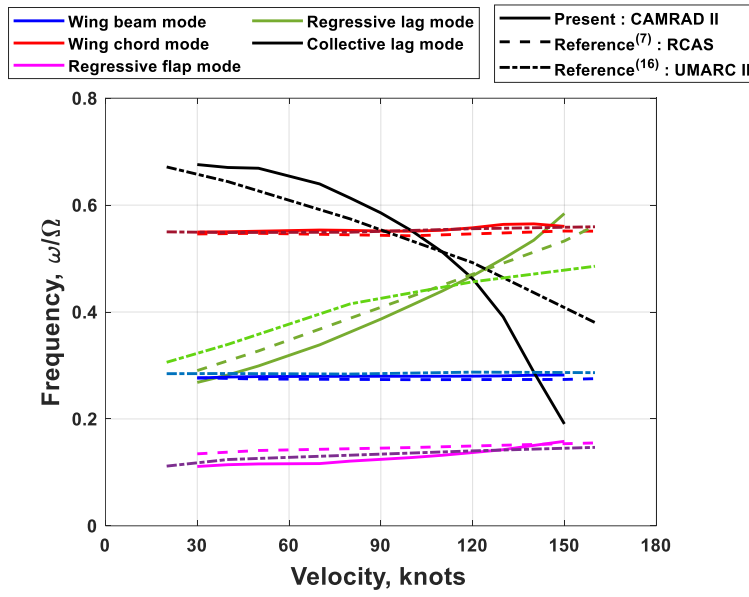
Table 2. The fundamental mode natural frequencies of wing/pylon

	Wing beam, Hz	Wing chord, Hz	Wing torsion, Hz	Pylon yaw, Hz
TRAST generic wing/pylon	3.43	6.83	8.63	14.67
KARI TRS wing/pylon	6.30	5.55	20.08	34.88

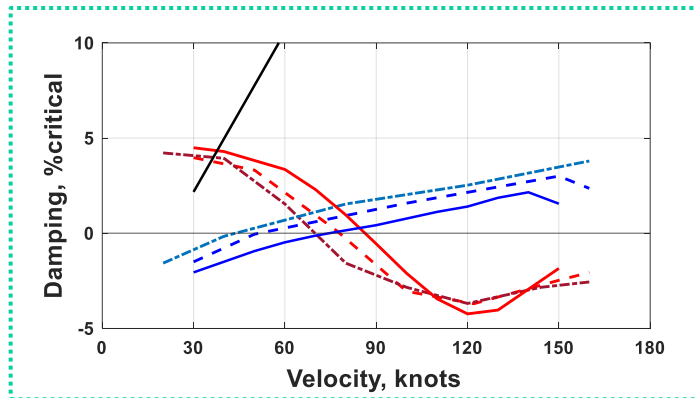
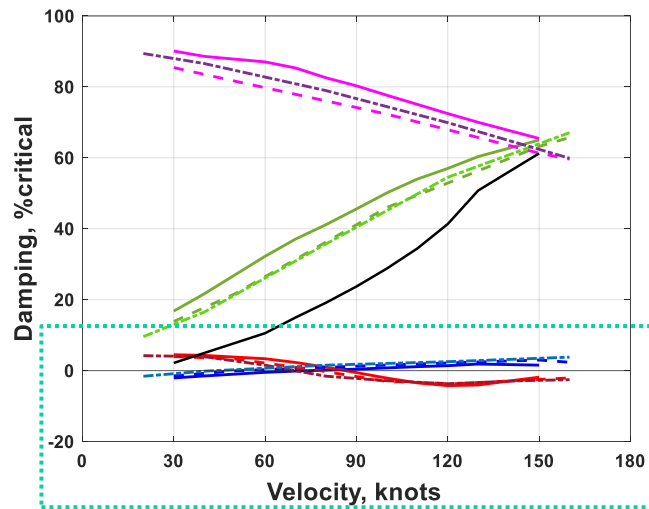
3.2 틸트로터 헬 플러터 해석 기법의 검증 (TRAST)

본 연구에서 사용한 틸트로터 헬 플러터 해석 기법의 검증을 위하여 선행 연구의 헬 플러터 해석 결과^(7, 16)와의 비교 연구를 수행하였다. 검증 모델로서 TRAST 면내 유연 무한지형 허브 프로토타입 및 generic 날개/파일런 모델을 이용하였으며, 전진 비행 속도에 따른 진동수(Fig. 6(a)) 및 감쇠(Fig. 6(b))의 변화를 예측하였다. Figure 6에서 대쉬(dash)선은 또 다른 회전익기 통합 해석 코드인 RCAS(Rotorcraft Comprehensive Analysis System)를 이용한 선행 해석 연구⁽⁷⁾의 결과를 나타내며, 대쉬 점선(dash-dotted)은 메릴랜드 대학의 회전익기 해석 코드인 UMARC II(University of Maryland Advanced Rotorcraft Code)를 이용한 선행 해석 결과⁽¹⁶⁾를 나타낸다. 실선은 CAMRAD II를 사용한 본 연구의 헬 플러터 예측 결과를 보여준다.

Figure 6(a)는 날개와 로터에 대하여 각각 2개의 저차 모드와 3개의 저차 모드에서 비행 속도에 따른 진동수의 변화를 나타낸다. 이때 로터 모드는 1차 모드의 진동수($v_p = v/\text{rev}$)를 기준으로 정의되며, 로터의 collective 모드(v), regressive 모드($v-1/\text{rev}$) 및 progressive 모드($v+1/\text{rev}$)로 나타낸다⁽⁵⁾. 로터의 collective 모드에 대하여서는 플랩(v_p), 래그(v_r), 및 비틀림(v_θ) 모드의 진동수로 정의되나, 로터의 collective 래그 모드를 제외한 로터 collective 플랩 및 비틀림 모드는 비교적 높은 진동수를 가지므로 본 결과에 나타내지 않았다. 마지막으로, 본 절에서 사용한 무한지형 허브의 프로토타입 모델은 면내 유연($v_r < 1/\text{rev}$) 로터이므로 ($1/\text{rev} - v_r$)를 사용하여 로터의 regressive 래그 모드를 정의하였다. 그림에서 보는 바와 같이, 비행 속도에 따른 진동수의 변화 경향은 로터의 regressive 플랩 모드, 날개의 beam 및 chord 모드에 대하여 선행 해석 연구 결과^(7, 16)와 잘 일치한다(Fig. 6(a)). 로터 regressive 래그 모드의 경우, 선행 해석 연구 결과^(7, 16)와 약간의 차이가 있지만, 전반적으로 유사하게 예측된다. 로터의 collective 래그 모드에 대하여서는 RCAS를 이용한 해석 결과⁽⁷⁾가 선행 연구에서 주어지지 않았으므로 UMARC II를 이용한 선행 해석 결과⁽¹⁶⁾와만 비교하였다. 이때, 로터 collective 래그 모드의 진동수 변화 경향은 120 knots 이후 다소 다르게 벌어졌으나, UMARC II⁽¹⁶⁾와 본 연구의 CAMRAD II 해석 결과에서 로터 collective 래그 모드 및 날개 chord 모드의 진동수가 각각 90 knots와 100 knots에서 교차하는 유사한 거동을 확인하였다. 또한, 본 연구에서는 선행 해석 연구의 UMARC II⁽¹⁶⁾의 예측과 유사하게 날개 chord 모드와 로터 collective 래그 모드 간 진동수의 교차 직전에 날개 chord 모드의 감쇠가 양수에서 음수로 바뀌는 거동을 예측하였다. 비행 속도에 따른 감쇠의 부호 변화는 일반적으로 틸트로터의 헬 플러터의 속도 정의 시 이용되며, Fig. 6(b)에서 2개의 저차 날개 모드와 3개의 저차 로터 모드에서 감쇠에 대한 부호 변화를 조사하였다. 이때, 로터 collective 래그 모드의 감쇠값의 경우, 선행 해석 연구^(7, 16)로부터 제공되지 않았으므로 본 연구의 결과만을 제시하였다. 선행 해석 연구 결과^(7, 16)와 비교하였을 때, 본 연구에서 예측한 감쇠의 값은 다소 차이가 있으나 전진 속도에 대한 전반적인 변화 경향은 유사하게 얻어진다. Figure 6(b)에서 보이듯, 본 연구 및 선행 해석 연구^(7, 16) 결과 모두에서 로터 모드(collective 래그, regressive 래그 및 플랩)의 감쇠값은 조사된 비행 속도 범위 내에서 충분한 감쇠값을 가지며 공력탄성학적으로 안정함을 확인하였다. 모든 해석 결과에서 날개의 beam 모드는 30 knots에서 공력탄성학적으로 불안정(unstable)하였으나 선행 해석 연구의 RCAS⁽⁷⁾, UMARC II⁽¹⁶⁾, 및 본 연구의 CAMRAD II 해석 결과에서 각각 50, 45, 및 75 knots에서 안정(stable)해진다. 반면, 날개의 chord 모드에서는 각각 80, 70, 및 85 knots에서 감쇠의 부호가 양에서 음의 값으로 변화하며 공력탄성학적으로 불안정해짐을 확인하였다. 따라서 TRAST 면내 유연 무한지형 허브 모델의 헬 플러터 속도는 RCAS⁽⁷⁾, UMARC II⁽¹⁶⁾, 및 본 연구의 CAMRAD II 해석 결과에서 각각 80, 70, 및 85 knots로 계산된다. 본 연구의 해석 결과는 선행 해석 연구의 RCAS⁽⁷⁾ 및 UMARC II⁽¹⁶⁾의 헬 플러터 속도 해석 결과와 각각 5 및 15 knots 내외의 차이를 가지므로 본 연구의 틸트로터 공력탄성학 모델링 및 헬 플러터 해석 기법이 적절히 검증되었다.



(a) Frequency

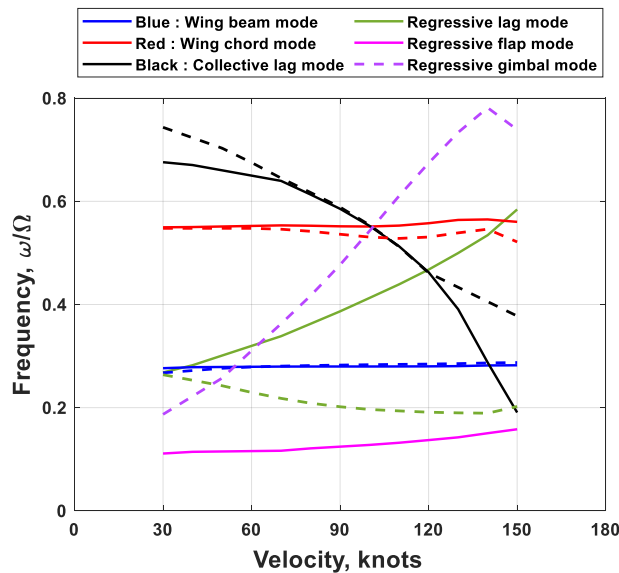


(b) Damping

Fig. 6. Validation of whirl flutter analysis for TRAST soft in-plane hingeless tiltrotor

3.3 면내 유연 틸트로터의 휠 플러터 해석 (TRAST)

본 절에서는 앞서 3.2절에서 이용한 TRAST 면내 유연 무한지 허브 프로토타입 및 generic 날개/파일런 모델에 대하여 짐발 허브로 변경 적용하였을 때 휠 플러터 해석을 수행하고, 앞선 무한지 허브의 휠 플러터 해석 결과와 비교하였다. Figure 7는 무한지 허브(실선) 모델과 짐발 허브(대쉬선) 모델의 휠 플러터 해석 결과의 비교를 보여준다. Figure 7(a)의 짐발 허브 모델의 결과에서는 앞선 3.2절의 결과와 다르게 로터 regressive 짐발 모드가 새롭게 관찰되었다. 그림에서 보이듯 무한지형 허브 모델의 경우, 30 knots에서 날개 beam 및 로터 regressive 래그 모드의 진동수가 서로 인접하며, 날개의 beam 모드가 저속 영역에서 공력탄성학적으로 불안정함을 확인하였다. 또한 3.2절에서 설명한 바와 같이 날개의 chord 모드에서 음의 감쇠로 인하여 85 knots에서 날개 chord 모드의 휠 플러터가 발생하였다. 그러나 무한지형 허브를 사용한 로터의 regressive 플랩, regressive 래그 및 collective 래그 모드는 조사한 전진 비행 속도 범위 내에서 충분히 감쇠됨을 확인하였다(Fig. 7(b)). 짐발 허브 모델의 경우, 무한지 허브 모델의 결과와 유사하게 날개의 beam 모드는 저속 영역에서 이미 공력탄성학적으로 불안정함을 확인하였다. 이는 날개 beam 모드의 진동수가 저속에서 로터 regressive 래그 모드의 진동수와 유사한 값을 가지며 나타난 현상으로 판단된다. 짐발 및 무한지 허브 모델의 날개 beam 모드는 각각 90 및 75 knots 이후에 공력탄성학적으로 안정화되었다. 그러나 면내 유연 짐발형 틸트로터 모델의 날개 chord 모드는 약 95 knots에서 공력탄성학적으로 불안정해지므로, 무한지형 허브 모델을 사용하여 얻은 결과보다 약 10 knots 늦게 발생하였다. 이러한 이유는 날개 chord 및 로터 collective 래그 모드 간의 상호 작용 거동이 무한지형 허브보다 약 10 knots 느리게 발생하기 때문이다(Fig. 7(a)). 그러나 모든 로터 모드(collective 래그, regressive 플랩 및 래그)가 안정적인 무한지형 허브 모델과는 달리 짐발 허브 모델의 경우, 약 45 knots에서 로터의 regressive 래그 및 플랩 모드의 진동수가 교차하며 로터 regressive 래그 모드의 감쇠가 급격히 감소하여 약 55 knots에서 불안정해진다. 반면, 로터 regressive 짐발 모드의 감쇠는 조사된 비행 속도 범위 내에서 충분히 감쇠된다. 따라서 TRAST 면내 유연 프로토타입의 허브 유형에 따른 휠 플러터 거동 및 속도를 비교하였을 때, 무한지 허브 모델은 85 knots에서 날개 chord 모드의 휠 플러터가 발생하였으나, 짐발 허브 모델의 경우 55 knots에서 로터 regressive 래그 모드의 휠 플러터가 발생함을 확인하였다.



(a) Frequency

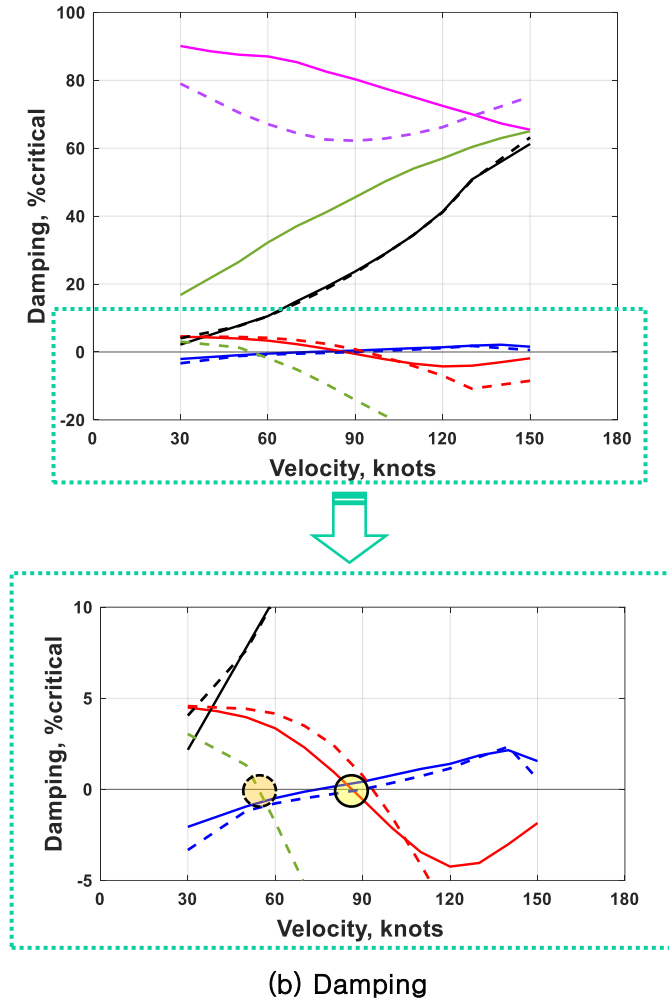


Fig. 7. Whirl flutter analysis results for TRAST soft in-plane hingeless and gimballed tiltrotors (solid line : hingeless rotor, dashed line : gimballed rotor)

3.4 면내 강성 틸트로터의 휠 플러터 해석 (TRAST 및 TRS)

3.4.1 TRAST 모델

본 절에서는 면내 강성 틸트로터의 두 가지 허브 유형에 대하여 휠 플러터 해석을 수행하였다. Figure 8은 첫째 기본 모델인 TRAST 면내 강성 무힌지 허브 프로토타입 및 generic 날개/파일런 모델에 대하여 무힌지 허브(실선) 및 짐발 허브(대취선) 모델의 휠 플러터 해석 비교 결과를 보여준다. 허브 유형에 따라 비행 속도에 따른 날개 및 로터 모드의 진동수(Fig. 8(a)) 및 감쇠(Fig. 8(b))의 변화를 상호 비교하였다. 휠 플러터 해석 결과에는 날개의 beam, chord 및 torsion 모드와 무힌지 허브 모델의 경우 regressive 래그 모드의 로터 모드를 포함하였다. 그러나 짐발 허브 모델의 경우, 날개의 torsion 모드를 대신하여 비교적 낮은 진동수 모드인 로터 regressive 짐발 모드가 포함되었다. 먼저, TRAST 프로토타입의 기본 모델인 무힌지형 허브에서는 로터 regressive 래그 모드의 감쇠가 충분한 감쇠값을 가지며 공력탄성학적으로 안정함을 확인하였다(Fig. 8(b)). 그러나 로터 regressive 모드의 진동수가 150 knots 이후 날개 beam 모드의 진동수에 근접함에 따라 170 knots에서 날개 beam 모드의 휠 플러터가 발생하였다. 휠 플러터 속도는 날개의 beam 및 로터의 regressive 래그 모드의 진동수가 교차하는 179 knots 부근인 170 knots에서 날개 chord 모드의 감쇠 부호가 양수에서 음수로 변하며 일어났다. 또한 날개의 chord 및 torsion 모드의 진동수가 160 knots에서 교차할 때, 날개 chord 모드의 감쇠는 증가하는 반면 날개 torsion 모드의 감쇠는 감소하는 날개 간의 복잡한 공력탄성학적 현상이 관찰된다. 다음으로 TRAST 프로토타입의 짐발 허브 모델의 경우, 로터 regressive 래그 모드의 진동수 변화 경향이 무힌지 허브 모델과는 다른 양상을 가지며, 로터의 regressive 짐발 모드가 새롭게 관찰된다. 날개 모드의 진동수에 대하여서는 두 허브 모델

모두 매우 유사하게 일어났다. 짐발 허브 모델 역시 무한지형 허브 모델과 같이 날개의 beam 모드에서 휠 플러터가 발생하였으나, 무한지 허브 모델의 휠 플러터 속도보다 약 85 knots 만큼 빠른 85 knots에서 휠 플러터가 발생하였다. Figure 8(a)에서 보이듯, 짐발 허브의 날개 beam 및 로터 regressive 짐발 모드의 진동수는 약 60 knots에서 교차하며, 날개의 beam 모드는 85 knots에서 공력탄성학적으로 불안정해진다. 이후에도 로터의 regressive 짐발 모드가 약 95 knots에서 날개 chord 모드의 진동수를 가로지르며 증가하고, 이로 인하여 날개 chord 모드의 감쇠가 급격히 감소하는 거동이 추가적으로 관찰된다. 그러나, 로터의 regressive 짐발 및 래그 모드는 조사된 비행 속도 범위 내에서 충분히 감쇠되며 공력탄성학적으로 안정하다.

3.4.2 TRS 모델

두 번째 틸트로터 기본 모델인 TRS 면내 강성 짐발 프로퍼터와 날개/파일런 모델을 이용하여 허브 유형에 따른 휠 플러터 해석 및 비교 연구를 수행하였다. Figure 9는 TRS 면내 강성 짐발 및 무한지 허브 틸트로터의 날개 및 로터 모드에 대하여 비행 속도에 따른 진동수와 감쇠의 변화를 보여준다. TRS 짐발 및 무한지 허브 모델의 휠 플러터 해석 결과에는 날개의 beam 및 chord 모드와 두 개의 로터 모드(또는 짐발 모드)가 조사된다. 기본 모델인 TRS 프로퍼터의 짐발 허브의 경우, 로터 regressive 짐발 및 날개 chord 모드의 진동수가 300 knots에서 교차(Fig. 9(a))한 후, 날개 chord 모드의 감쇠는 완만하게 감소한다(Fig. 9(b)). 이후, 날개 chord 모드는 360 knots에서 감쇠의 부호가 음수로 변하며 공력탄성학적으로 불안정해진다. 따라서, TRS 면내 강성 짐발 허브 모델의 휠 플러터 속도는 날개 chord 모드에서 360 knots로 계산된다. Figure 9(b)에서 보이듯, 로터의 regressive 래그 모드는 조사된 비행 속도 범위 내에서 충분한 감쇠값을 가진다. 다음으로, 무한지 허브 모델의 경우, 앞선 짐발 허브 모델과 유사하게 날개 chord 모드의 휠 플러터가 관찰된다. 그러나 무한지 허브 모델에서 휠 플러터 속도는 310 knots로, 짐발 허브 모델에 비하여 약 50 knots 빠르게 휠 플러터가 발생하였다. Figure 9에 주어져 있듯이, 비행 속도가 증가함에 따라 로터 regressive 래그 모드의 진동수가 감소하며 날개 chord 모드의 진동수에 접근하고, 이러한 날개-로터 간 상호 작용으로 인하여 날개 chord 모드의 공력탄성학적 불안정성이 발생한다. 즉, 로터의 regressive 래그 모드가 날개 chord 모드의 휠 플러터를 유발한 것으로 판단된다. 반면, 무한지 허브의 로터 regressive 래그 모드는 비행 속도가 증가할수록 감쇠값이 증가하였다.

3.4.3 결과 정리

앞선 3.4.1 및 3.4.2절들의 결과들을 요약하자면, 두 종류의 면내 강성 틸트로터 모델에 대한 휠 플러터 해석 결과 비교 시, 각각 TRAST 무한지 허브 모델과 TRS 짐발 허브 모델에서 휠 플러터 속도가 높게 일어났다. 즉, 휠 플러터 속도는 각각의 기본 허브 모델로부터 변경된 허브 모델보다 기본 허브 모델에서 더 높게 예측되었다. 이러한 이유로는 TRAST와 TRS 기본 모델의 날개 및 로터 모드 사이의 진동수 간격이 서로 다르기 때문으로 판단된다. 또한, 비행 속도에 따른 로터의 regressive 짐발 모드의 진동수 변화 경향 역시 차이가 존재한다. TRS 짐발 허브 모델에서는 로터의 regressive 짐발 모드의 진동수가 완만하게 증가하여 날개 chord 및 로터 regressive 짐발 모드의 진동수 교차 속도가 비교적 지연된다 (Fig. 9(a)). 반면, TRAST 짐발 허브 모델에서는 로터 regressive 짐발 모드의 진동수가 저속 영역에서 급격하게 증가하며 날개 chord 모드의 진동수에 더욱 빠르게 근접하며 (Fig. 8(a)), 날개-로터 간 상호 작용 거동을 촉진시킨다. 그러나 허브 유형에 따라 비행 속도별 로터 모드의 진동수 변화 경향이 다름이 분명하게 관찰된다. 따라서, 휠 플러터를 일으키는 날개-로터 간 상호 작용에서 허브 유형은 로터 모드의 진동수를 변화시킴으로써 휠 플러터 발생 및 속도에 영향을 미친다. 무한지형 허브의 경우, TRAST 및 TRS 틸트로터 모델 모두에서 날개 모드의 휠 플러터 불안정성은 로터 regressive 래그 모드와의 상호 작용으로 인하여 발생하였다. 이에 반해, 짐발 허브의 경우, 날개 및 로터 regressive 짐발 모드 간 진동수의 교차로 인하여 날개 모드의 휠 플러터가 발생하였다. 따라서 틸트로터의 휠 플러터를 유발하는 날개-로터 간의 상호 작용 거동은 허브의 유형에 따라 다름을 확인하였다. 마지막으로 로터 모드에 대하여서는 TRAST 및 TRS 면내 강성 틸트로터의 짐발 및 무한지형 허브 모델 모두 조사된 비행 속도 범위 내에서 공력탄성학적으로 안정하였다.

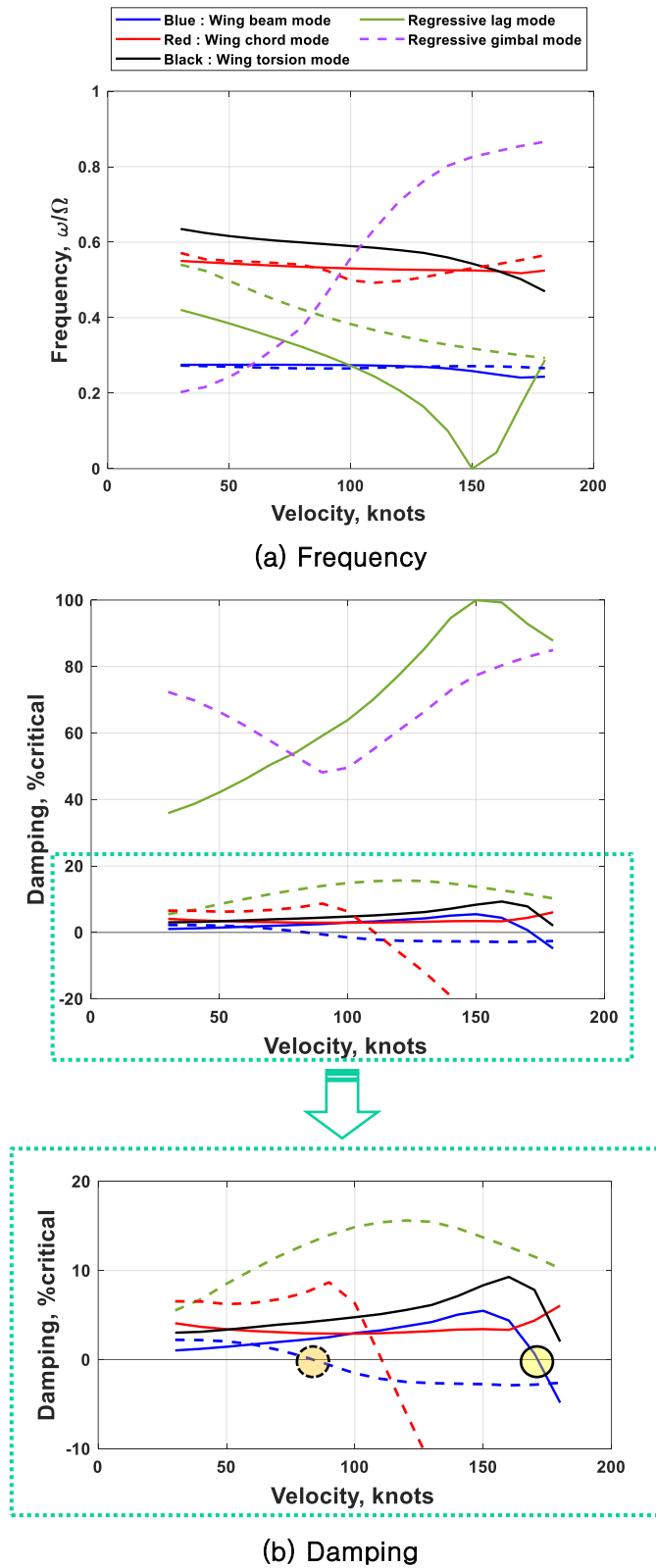
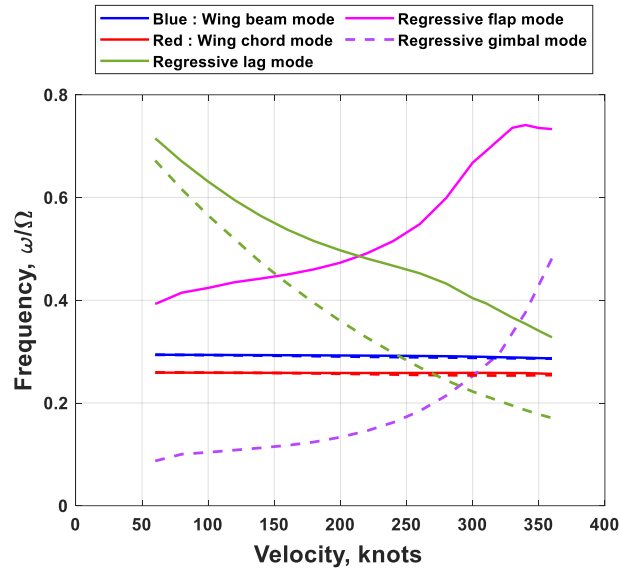
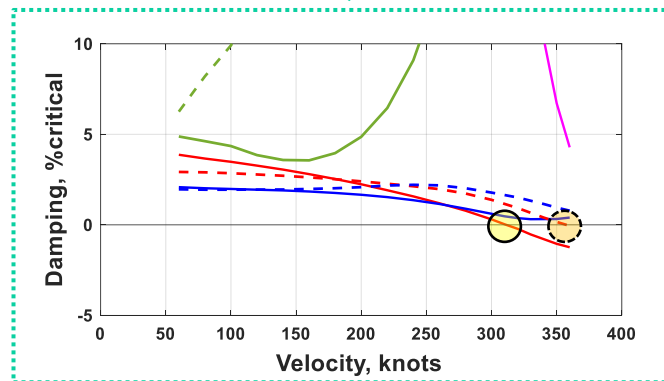
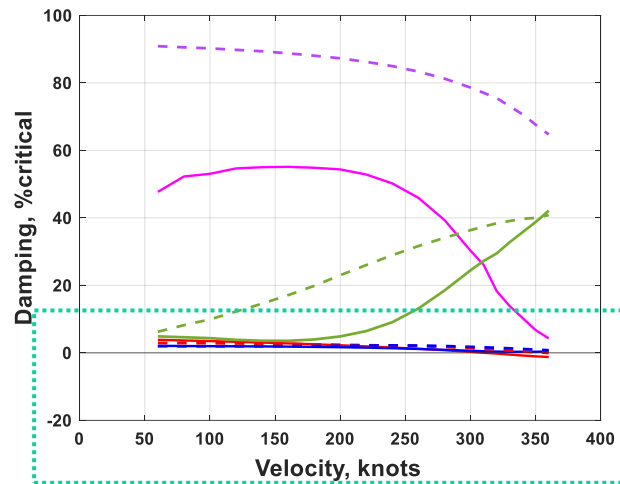


Fig. 8. Whirl flutter analysis results for TRAST stiff in-plane hingeless and gimbaled tiltrotors (solid line : hingeless rotor, dashed line : gimbaled rotor)



(a) Frequency



(b) Damping

Fig. 9. Whirl flutter analysis results for TRS stiff in-plane hingeless and gimballed tiltrotors (solid line : hingeless rotor, dashed line : gimballed rotor)

4. 결론

본 연구에서는 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 틸트로터의 고정익 모드 시 짐발 및 무한지 허브를 사용한 프롭로터의 휠 플러터 해석을 수행하였다. 틸트로터의 휠 플러터 해석을 위하여 미 육군과 NASA에서 개발한 TRAST 무한지 허브 프롭로터 및 generic 날개/파일런 모델을 첫 번째 기본 모델로 이용하였으며, 이때 TRAST 프롭로터는 면내 유연 및 강성 로터의 두 종류 모델을 모두 고려하였다. 두 번째 기본 모델로는, KARI에서 개발한 면내 강성 짐발 및 날개/파일런 모델을 이용하였다. 본 연구에서는 틸트로터 기본 모델의 무한지 및 짐발 허브에 대하여 각각 짐발 및 무한지형 허브로 새롭게 변경 및 적용하여 휠 플러터 해석을 수행하였다.

CAMRAD II를 이용한 본 연구의 틸트로터 TRAST 면내 유연 로터 및 TRAST generic 날개/파일런 모델의 휠 플러터 해석 결과와 선행 해석 연구의 RCAS 및 UMARC II 해석 결과와의 상호 비교를 통하여 본 연구의 휠 플러터 해석 기법에 대한 검증 연구를 수행하였다. 본 연구와 선행 해석 연구의 휠 플러터 해석 결과 비교 시, 틸트로터의 날개 및 로터 모드에 대한 전반적인 진동수 및 감쇠의 변화 경향이 모든 해석 결과에서 유사하게 예측되었다. TRAST 면내 유연 로터의 경우, 날개 chord 모드의 휠 플러터가 약 85 knots에서 날개의 chord 및 로터의 collective 래그 모드의 상호 작용으로 인하여 발생하였다. 그러나 짐발 허브 모델의 경우, 로터 collective 래그 및 regressive 짐발 모드의 진동수가 서로 교차함에 따라 로터 regressive 래그 모드가 약 55 knots에서 공력탄성학적으로 불안정해짐을 확인하였다. 다음으로 두 개의 면내 강성 틸트로터 모델에서 휠 플러터 속도는 TRAST 무한지 허브 모델이 짐발 허브 모델보다 약 85 knots, TRS 짐발 허브 모델이 무한지 허브 모델보다 약 50 knots 늦게 예측되었다. 이때, TRAST 및 TRS 무한지형 틸트로터 모델에서 공통적으로 로터 regressive 래그 모드가 날개 모드의 휠 플러터를 유발하는 거동이 관찰되었다. 이와 달리 짐발형 틸트로터 모델의 경우, 날개 모드의 공력탄성학적 불안정성은 로터 regressive 짐발 모드와 날개 모드 간의 상호 작용으로 인하여 발생함을 확인하였다. 다시 말해, 휠 플러터를 유발하는 날개-로터 간의 상호 작용 거동은 허브 유형에 따라 다르게 예측되었다. 무한지 허브의 틸트로터에서 날개 모드의 휠 플러터는 로터의 regressive 또는 collective 래그 모드와 주로 작용함으로써 발생하였다. 반면, 짐발 허브 틸트로터의 로터 regressive 짐발 모드는 날개 또는 로터 모드에 영향을 주어 공력탄성학적 불안정성을 초래하였다. 즉, 본 연구에서는 틸트로터의 공력탄성학적 안정성 해석 시 무한지형 틸트로터 모델에 대하여서는 로터 regressive 래그 모드의 진동수가 주요 설계 변수임을 확인하였다. 짐발 허브의 틸트로터 모델에서는 로터 regressive 짐발 모드의 진동수가 주요 설계 변수로 얻어졌다.

따라서, 본 연구에서는 틸트로터의 허브 유형에 따라 휠 플러터를 유발하는 날개-로터 간 상호 작용 거동이 다를 수 있음을 확인하였고, 짐발 및 무한지 허브에서 공력탄성학적 안정성에 영향을 미치는 주요 로터 모드를 파악하였다. 그러므로 향후 틸트로터의 휠 플러터 속도를 높이기 위하여서는, 틸트로터에 사용되는 허브 유형에 따라 서로 다른 주요 로터 모드를 파악하고, 주요 로터 모드와 날개 모드 간 진동수가 적절하게 배치될 수 있도록 설계되어야 한다.

참고문헌

- [1] M. Weisgerber, "Army chooses bell v-280 to replace its black hawk helicopters," Defense One, available at: <https://www.defenseone.com/business/2022/12/army-chooses-bell-v-280-replace-its-black-hawk-helicopters/380487/> (accessed 23 January 2023), Dec. 2022.
- [2] W. Johnson, B. H. Lau, and J. V. Bowles, "Calculated performance, stability and Maneuverability of high-speed tilting-prop-rotor aircraft," NASA TM-88349, Sep. 1986.
- [3] E. S. Taylor, and K. A. Browne, "Vibration isolation of aircraft power plants," Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 6, No. 2, pp. 43-49, Dec. 1938.
- [4] A. R. Kreshock, C. W. Acree, H. Kang, and H. Yeo, "Development of a new aeroelastic tiltrotor wind tunnel testbed," AIAA Scitech 2019 Forum, Jan. 2019.
- [5] W. Johnson, "Dynamics of tilting proprotor aircraft in cruise flight," NASA-TN-D-7677, May 1974.
- [6] M. W. Nixon, C. W. Langston, J. D. Singleton, D. J. Piatak, R. G. Kvaternik, L. M. Corso, and R. K. Brown, "Aeroelastic stability of a four-bladed semi-articulated soft-inplane tiltrotor model," International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, June 2003.
- [7] H. Yeo, and A. R. Kreshock, "Whirl flutter investigation of hingeless proprotors," Journal of

Aircraft. Vol. 57, No. 4, pp. 586–596, Mar. 2020.

- [8] K. H. Hohenemser, “Hingeless rotorcraft flight dynamics,” AGARDograph, No. 197, 1974.
- [9] M. D. Maisel, D. J. Giulianetti, and D. C. Dugan, “The history of the XV-15 tiltrotor research aircraft: From concept to flight,” NASA-SP-2000-4517, 2000.
- [10] W. E. Hall, “Prop-rotor stability at high advance ratios,” Journal of the American Helicopter Society, Vol. 11, No. 2, pp. 11–26, Apr. 1966.
- [11] C. W. Acree Jr, R. J. Peyran, and W. Johnson, “Rotor design options for improving XV-15 whirl-flutter stability margins,” NASA/TP-2004-212262, Mar. 2004.
- [12] D. J. Piatak, R. G. Kvaternik, M. W. Nixon, C. W. Langston, J. D. Singleton, R. L. Bennett, and R. K. Brown, “A parametric investigation of whirl-flutter stability on the WRATS tiltrotor model,” Journal of the American Helicopter Society, Vol. 47, No. 2, pp. 134–144, Apr. 2002.
- [13] C. W. Acree Jr, “Rotor design options for improving V-22 whirl-mode stability,” American Helicopter Society 58th Annual Forum, Vol. 58, No. 2, pp. 2095–2110, June 2002.
- [14] H. Yeo, H. Kang, and A. R. Kreshock, “Modeling and analysis of proprotor whirl flutter,” Vertical Flight Society’s 77th Annual Forum & Technology Display, May, 2021.
- [15] A. R. Kreshock, R. Thornburgh, and M. Wilbur, “Overview of the tiltrotor aeroelastic stability testbed,” AIAA SCITECH 2022 Forum, Jan. 2022.
- [16] S. Gul, “A modern aeromechanical analysis of hingeless hub tiltrotors with model-and full-scale wind tunnel validation,” Doctor of Philosophy, University of Maryland, 2022.
- [17] D. H. Kim, J. Y. Lee, Y. S. Kim, M. K. Lee, and S. H. Kim, “Rotor aeroelastic and whirl flutter stability analysis for smart-UAV,” Journal of The Korean Society Aeronautical and Space Sciences, Vol. 34, No. 6, pp. 75–82, June 2006.
- [18] M. K. Lee, and J. Shen, “Rotor stability and whirl flutter analysis of Smart UAV,” Aerospace Engineering and Technology, Vol. 7, No. 2, pp. 205–212, Nov. 2008.