

프롭 로터 천이비행 조건 전달행렬 생성을 위한 매개변수 연구 Parameter Study for Generating Prop-rotor Transient Flight Condition T-matrix

김 태 주[†] · 윤 병 일^{*}
Taejoo Kim[†] and Byung Il Yun^{*}

(Received February 1, 2024 ; Revised March 6, 2024 ; Accepted March 8, 2024)

Key Words : Individual Blade Control(개별 블레이드 조종), Transfer Matrix(전달 행렬), Transient Flight Condition (천이비행 조건), Parameter Study(매개변수 연구)

ABSTRACT

A parameter study was conducted to calculate the hub load transfer matrix (T-matrix) for each transient flight condition in order to reduce the hub vibration load through individual blade control (IBC) under transient flight conditions for a 5-blade tilt-prop rotor capable of tilt operation. First, the prop-rotor operating conditions for each transient flight condition were derived. For this purpose, a total of 9 maneuvering conditions were identified, and the tilt angle, forward flight speed, and prop rotor rotation speed for each condition were derived. Then, the parameters to be adjusted were selected using the IBC formula, and the hub load calculation results according to changes in each parameter were analyzed. In this case, the IBC operating frequency, amplitude, and phase angle were selected as parameters. Based on these results, an IBC parameter study was conducted for a total of 7 transient flight conditions, and the hub normal load for each condition was derived. The results of this study can be used to analyze the variation of the hub load according to the variation of the IBC input and generate a hub load transfer matrix for each transient flight condition. Additionally, active vibration control research will be conducted under UAM(urban air mobility) transient flight conditions using the generated hub load transfer matrix.

기 호 설 명

F_z : Hub normal load	T : Transfer matrix
G : Gain matrix	\vec{z} : Hub load with both primary and HHC control applied
κ : Blade number	\vec{z}_0 : Hub load at the baseline flight condition
n : Harmonic number	θ : Collective higher harmonic control input
N : Number of applied harmonics	ψ : Rotor azimuth angle
N/rev : N times revolution frequency	

[†] Corresponding Author ; Member, Aeronautics Research Directorate in Korea Aerospace Research Institute, Principal Researcher
E-mail : ktj@kari.re.kr

^{*} Member, Aeronautics Research Directorate in Korea Aerospace Research Institute, Senior Researcher

A part of this paper was presented and selected as one of best papers at the KSNVE 2023 Annual Autumn Conference

‡ Recommended by Editor Jung Woo Sohn

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

1. 서 론

근래에 들어 도심 상공에서 사람이나 화물을 운송할 수 있는 도심 항공 교통(urban air mobility)이 차세대 항공산업으로 대두되면서 활주로를 필요로 하지 않는 다양한 수직이착륙 비행체들이 개발되고 있다. 이 중 미국 Archer사의 Midnight이나⁽¹⁾ 영국 Vertical Aerospace사 VX4⁽²⁾ 그리고 Fig. 1의 한국항공우주연구원 OPNAV⁽³⁾는 Tilt/Lift 복합형 비행체로 개발되고 있다.

Tilt/Lift 복합형 비행체는 수직이착륙이 가능하면서 헬리콥터보다 상대적으로 빠른 전진속도를 낼 수 있으며 또한 긴 항속거리 비행이 가능하다. 또한 수직이착륙 상태에서 전진비행 상태로 변환하는 천이비행 조건에서도 양력(lift) 프로펠러를 통해 충분한 양력을 발생시킬 수 있으므로 보다 안전한 비행이 가능하다. 다만, 틸트 프로펠러의 틸트 기동 시 발생하는 진동 하중은 승객의 안락한 탑승 환경을 고려하였을 때 해결해야 할 문제로 식별되고 있다.

고조화 조종(higher harmonic control, HHC) 방법⁽⁴⁾은 헬리콥터 로터에서 발생하는 진동을 능동적으로 감소시키는 방법이다. 과거에는 고조화 조종을 구현하기 위한 작동기 제작의 한계로 이론적/실험적 연구 수준으로 진행되어 오다가, 최근 전기 작동기의 성능이 발전하면서 많은 연구가 진행 중에 있다. 미국 NASA는 2019년도에 AIAA SciTech 포럼에서 UAM의 미래 핵심 기술 중 하나로 고조화 조종 방법을 통한 진동/소음 저감을 선정한 바가 있다⁽⁵⁾.

한국항공우주연구원에서는 5인승급 UAM 적용을 목표로 하는 프로펠러 시스템에 대해, 프로펠러 회전 영역에서 고조화 조종을 입력하는 개별 블레이드 조절(individual blade control, IBC) 방법을 적용하고^(6,7), 블레이드 피치각 조절 작동기의 변화에 따른 진동 수준의 변화를 통해 로터 시스템의 전달 행렬(transfer matrix, T-matrix)을 예측하는 Kalman filter를 적용한 능동 진동 제어 알고리즘을 적용하여 천이비행 시 발생하는 진동을 저감하기 위한 연구를 수행 중에 있다. 이를 위해 이 연구에서는 개별 블레이드 조절 고조화 조종 입력에 대한 진동 저감특성을 사전에 분석하고, 설계 과정에서 제어 알고리즘 검증에 위해 각 천이비행 조건에 대한 프로펠러의 전달행렬 도출을 수행하기 위해 개

별 블레이드 조절 고조화 조종 입력에 대한 매개변수 연구를 수행하였다.

2. 본 론

2.1 개별 블레이드 조절 적용 운용조건 분석

한국항공우주연구원에서 연구 중인 5인승급 UAM용 프로펠러 로터는 지름이 2.6 m이고 5개의 블레이드로 구성되며 순항속도는 250 km/h를 목표로 한다. 이를 위한 프로펠러 로터의 추력 조건 및 운영 조건은 비행 조건에 따라 달라진다. 정지비행(hover) 조건에서는 헬리콥터처럼 프로펠러 로터의 추력만으로 항공기의 중량을 이겨내며 상공에 떠 있어야 한다. 따라서 블레이드가 실속이 발생하지 않는 받음각 조건에서 각 프로펠러에 할당된 항공기 중량에 해당하는 추력을 발생시켜야 한다. 그에 반해 전진비행(forward flight) 조건에서는 항공기의 전진비행시 발생하는 유입류를 고려해야 하므로 정지비행 조건 대비 높은 블레이드 피치각을 형성해야 하며, 항공기 날개에서 양력을 발생시킬 수 있도록 전진속도를 발생시켜야 하므로 정지비행 조건 대비 낮은 추력이 요구되며 이로 인해 프로펠러의 회전 속도는 낮아지게 된다.

또한 프로펠러 로터의 천이비행 조건은 정지비행 상태에서 전진비행 상태로 전환하는 과정에 발생하는 비행 조건이다. 따라서 각 전환 단계에서 항공기가 비행 안전성을 유지할 수 있도록 프로펠러 로터의 기울임 각도별 전진 속도에 따른 항공기 날개에서 발생하는 양력을 고려한 운용 조건을 산출해야 한다. 다음의 Fig. 2는 각 비행단계 별 항공기의 전진 속도 비, 프로펠러 로터의 기울임 각도 및 회전 속도 비를 나타내고 있다⁽⁸⁾.



Fig. 1 OPNAV-KARI

2.2 개별 블레이드 조절 적용 프롭 로터 시스템 해석 모델 구성

먼저 5인승급 UAM 적용을 목표로 하는 프롭 로터 시스템을 설계하였다. 프롭 로터 운용 시 낮은 수준의 소음을 발생시킬 수 있도록 5엽 블레이드 형태를 구성하였으며, 제자리비행 FM(Figure of Merit) 최대화, 전진비행 동력 최소화, 제자리비행 소음 OASPL(Overall Sound Pressure Level) 최소화, 전진비행 소음 OASPL 최소화를 목표로하는 블레이드 최적 설계를 수행하여 블레이드 OML(Outer Mold Line)을 도출하였다. 허브는 기계식 힌지/베어링이 적용된 전관절형 허브 형태를 적용하였다. 다음의 Fig. 3은 5엽 프롭로터 형태를 보여주고 있다.

블레이드 단면 설계는 블레이드의 구조 건전성 요구도 만족과 동시에 블레이드 단면 무게중심을 최대한 앞전 영역에 위치시키기 위하여 C스파와 D스파를

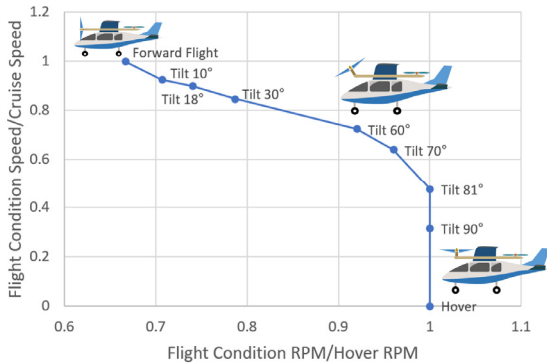


Fig. 2 Prop-rotor operating frequency & forward speed of flight condition

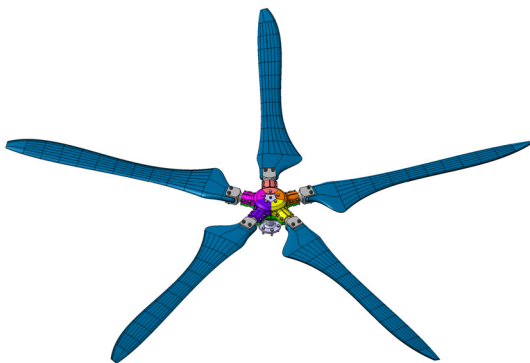


Fig. 3 Configuration of 5-blade prop-rotor

동시에 적용하였다. 다만, 블레이드 끝단은 블레이드 전체 중량을 고려하여 C스파만 적용하였다. 또한 전진비행 조건과 정지비행 조건에서 공진이 발생하지 않도록 프롭 로터 운용 주파수와 프롭 로터 블레이드의 고유진동수가 15% 이상 이격되도록 동특성 근사 모델을 활용한 최적설계를 통해 스핀 방향 단면 사이징을 수행하였다⁹⁾. 다음의 Fig. 4는 프롭 로터 블레이드 운용 조건에 따른 고유진동수를 나타내는 팬 플롯(fan plot)을 보여주고 있다.

5엽 프롭 로터 시스템의 하중해석 수행을 위해 헬리콥터 로터 통합 해석 프로그램인 CAMRAD II를 활용하였다¹⁰⁾. 허브/블레이드 모델링을 위해 Euler-bernoulli 비선형 보 모델을 사용하였다. 또한 프롭 로터의 성능/하중 해석을 위해 후류와 프롭 로터간 유동간섭이 미미한 것을 고려하여 해석 시간이 상대적으로 짧은 uniform inflow 모델을 사용하였다. 그리고 고조화 조종 입력을 위해 rotating frame의 pitch angle control HHC 입력 모델을 사용하였다. 이 때 최대 입력 하모닉은 블레이드 개수를 고려하여 6을 적용하였다. Fig. 5 ~ Fig. 8은 CAMRAD II 입력에 사

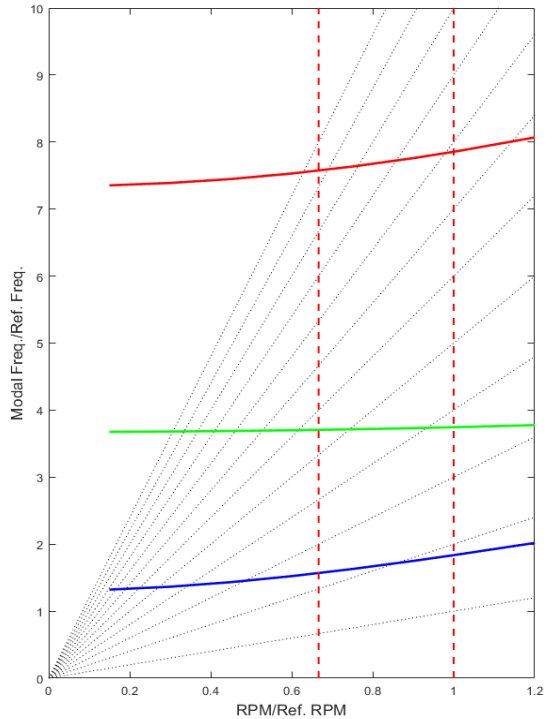


Fig. 4 Prop-rotor fan plot

용된 블레이드 인장 강성, 플랩/래그 굽힘 강성, 뒤틀림 강성을 나타내고 있다.

2.3 개별 블레이드 조절 매개변수 연구 조건 선정

개별 블레이드 조절에 의한 고조화 조종은 다음의 식 (1)로 나타낼 수 있다.

$$\theta_{\kappa} = \sum_{n=1}^N (A_{n\kappa} \cos n\psi_{\kappa} + B_{n\kappa} \sin n\psi_{\kappa}) \quad (1)$$

5엽 블레이드 프로펠러 시스템에서 5/rev 고조화 조종 입력에 따른 목적값을 허브 수직 하중(F_z)이라고 가정할 경우 고조화 조종 입력과 허브 수직 하중과의 관계는 식 (2)~식 (4)와 같이 이득 행렬(gain matrix)과의 관계로 나타낼 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \theta_{5C} \\ \theta_{5S} \end{Bmatrix} = [G] \begin{Bmatrix} F_z^{5C} \\ F_z^{5S} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

$$F_z = F_z^{5C} \cos 5\psi + F_z^{5S} \sin 5\psi \quad (3)$$

$$\theta = \theta_{5C} \cos 5\psi + \theta_{5S} \sin 5\psi \quad (4)$$

이를 통해 허브 하중은 고조화 조종 입력과 전달 행렬(transfer matrix)의 관계로 나타낼 수 있으며, 프로펠러에 고조화 조종 입력을 적용함에 따른 허브 하중은 다음의 식 (5)로 나타낼 수 있게 된다.

$$\vec{z} = \vec{z}_0 + T\vec{\theta} \quad (5)$$

여기서 최소화 하고자 하는 허브 하중 요소의 개수(\vec{z})와 적용하고자 하는 고조화 조종 입력의 회전속도 정수배 주파수의 개수($\vec{\theta}$)에 따라 전달 행렬의 크기(T)가 결정되게 된다. 따라서 개별 블레이드 조절 매개변수 연구 조건은 다음과 같이 선정하였다.

κ 개의 블레이드를 가지는 프로펠러 허브 하중은 κ /rev 하중이 가장 높게 나타나며, 프로펠러 허브 κ /rev 하중에 큰 영향을 주는 블레이드 하중은 $\kappa \pm 1$ /rev 하중이므로 3/rev, 4/rev, 5/rev 주파수를 고조화 조종 입력 주파수로 선정하였다. 그리고 2/rev의 영향성 확인을 위해 고조화 조종 입력 주파수로 추가

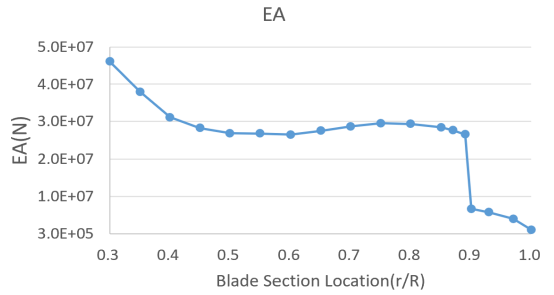


Fig. 5 Blade tension stiffness distribution

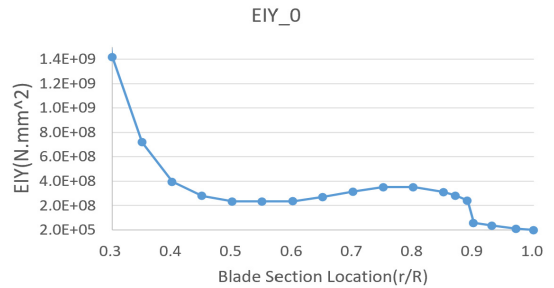


Fig. 6 Blade flap bending stiffness distribution

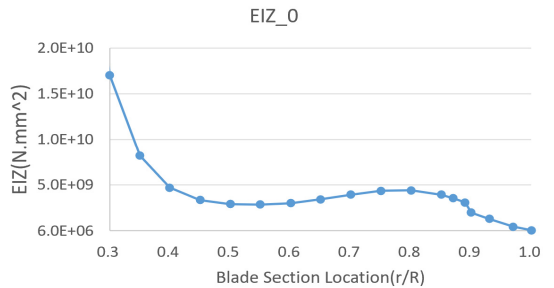


Fig. 7 Blade lag bending stiffness distribution

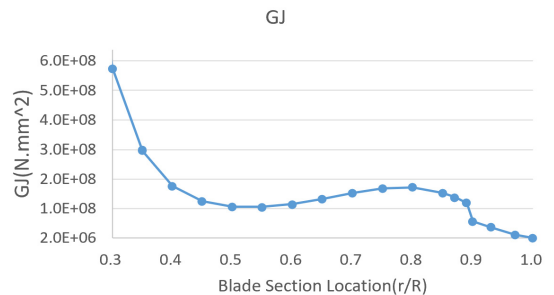


Fig. 8 Blade torsion stiffness distribution

하였다. 그리고 개별 블레이드 조절을 통한 고조화 조종 입력 크기는 너무 작으면 프롭 로터 허브 하중에 영향이 미미할 것이고, 너무 크면 프롭 로터 성능에 영향을 줄 수 있으므로 이 두 가지 사항을 고려하여 1°를 선정하였으며, 고조화 조종 입력 크기의 변화에 따른 특성 변화를 확인하기 위해 2°도 선정하였다. 그리고 고조화 조종 입력의 위상각에 따라 달라지는 프롭 로터 허브 하중의 변화를 분석하기 위해 0°에서 345°까지 15°간격으로 위상각을 변화하였다. 그리고 이러한 고조화 조종 매개변수 연구를 앞서 2.1장에 설명한 총 7개 천이비행 조건에 대해 수행함으로써 각 조건에 대한 전달함수를 획득할 수 있도록 구성하였다. Table 1은 개별 블레이드 조절 고조화 조종 입력에 대한 전달행렬을 생성할 수 있는 매개변수 연구 조건을 나타내고 있다.

2.4 개별 블레이드 조절 매개변수 연구 수행 결과

먼저 개별 블레이드 조절 고조화 조종 입력을 하지 않은 상태에서 각 비행 조건 별 허브 하중을 분석하였다. 허브 하중은 정하중과 동하중으로 구분하여 분석하였다. 정하중의 경우, 전진 비행과 정지 비행 조건에서 F_x , F_y , M_x , M_y 하중은 0에 가까운 값을 가지며, 전진 속도를 가지는 틸트 프롭 기울임각 90°를 포함한 천이 비행 조건에서는 높은 수준의 하중이 발생함을 알 수 있다. F_z 와 M_z 의 경우는 프롭 로터의 추력과 토크를 의미하므로 틸트 프롭 기울임 각 조건에 맞는 크기의 하중이 발생함을 알 수 있다. Fig. 9 ~ Fig. 12는 각 비행 조건 별 허브 정하중의 크기를 나타내고 있다.

Table 1 Parametric study condition for IBC input

Control parameter	Parameter value	Number of parameter
IBC operating frequency	2/rev, 3/rev, 4/rev, 5/rev, 6/rev	6
IBC magnitude	1°, 2°	2
IBC phase angle	0° to 345° with 15° intervals	25
Flight condition	Tilt angle 90°, 81°, 70°, 60°, 30°, 18°, 10°	7

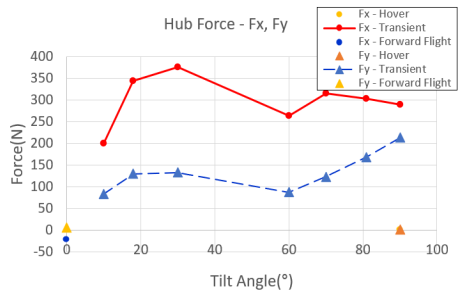


Fig. 9 Static hub load according to flight condition - F_x and F_y

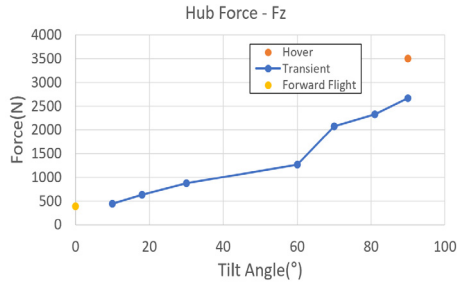


Fig. 10 Static hub load according to flight condition - F_z

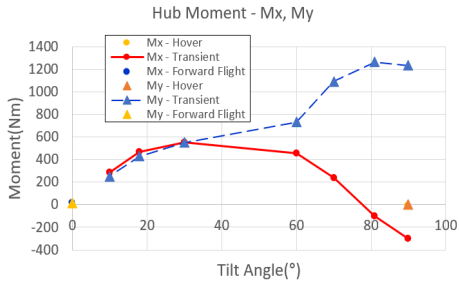


Fig. 11 Static hub moment according to flight condition - M_x and M_y

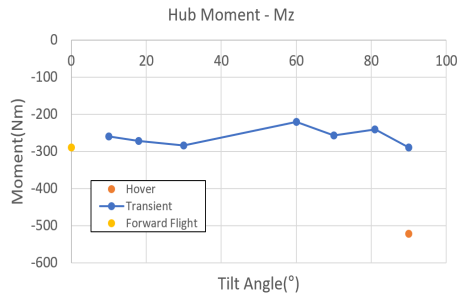


Fig. 12 Static hub moment according to flight condition - M_z

동하중의 경우는 전진비행과 정지비행 조건에서 모든 하중 요소는 0에 가까운 값을 가진다. 하지만 천이비행 조건으로 들어가면서 모든 하중 요소에 대해 동하중이 발생함을 알 수 있다. Fig. 13 ~ Fig. 16은 각 비행 조건 별 허브 동하중의 크기를 나타내고 있다.

다음은 천이비행 조건 별 개별 블레이드 조절 고조화 조종 입력 매개변수 변화에 따른 허브 동하중 변화 추세를 분석하였다. Fig. 17 ~ Fig. 19는 프롭로터 기울임각 90° 천이 비행 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 1°로 설정하였을 때 고조화 조종 입력 주파수 별 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중의 변화를 보여주고 있다. 이 결과를 통해 2/rev 입력 주파수는 이 천이비행 조건에서 Fz 허브 동하중에 큰 영향을 미치지 않으며 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 변화의 경향성이 비선형성을 나타냄을 알 수 있다. 이에 반해 5/rev 입력 주파수는 다른 입력 주파수에 비해 Fz 허브 동하중에 큰 영향을 미치며 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 변화의 경향성도 선형성을 나타냄을 알 수 있다. 그리고 4/rev과 6/rev은 Fz 허브 동하중에 미치는 영향성이 비슷하며 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 변화의 경향성도 선형성을 나타냄을 알 수 있다.

Fig. 20 ~ Fig. 22는 프롭로터 기울임각 90° 천이 비행 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 2°로 설정하였을 때 고조화 조종 입력 주파수 별 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중의 변화를 보여주고 있다. 이 결과를 통해 동일 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 1°에서 2°로 변화시켜도 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 변화에 대한 경향성은 유사하게 나타남을 알 수 있다. 그리고 앞선 해석 결과와의 비교를 통해 고조화 조종 입력 각도를 증가시키에 따라 Fz 허브 동하중의 크기는 비례해서 커짐을 확인할 수 있다.

Fig. 23 ~ Fig. 25는 프롭로터 기울임각 81° 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 2°로 설정하였을 때 고조화 조종 입력 주파수 별 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 요소의 변화를 보여주고 있다. 이 결과를 통해 5/rev 입력 주파수 조건은 앞선 기울임각 90° 조건과 유사한 수준으로 Fz 허브 동하중에 가장 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 그에 반해 3/rev, 4/rev, 6/rev 입력 주파수 조건은 앞선 조건에서 보다는 낮은 수준으로 Fz 허브동하중에 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 2/rev 입력 주파수 조건은 앞선 조건과 마찬가지로

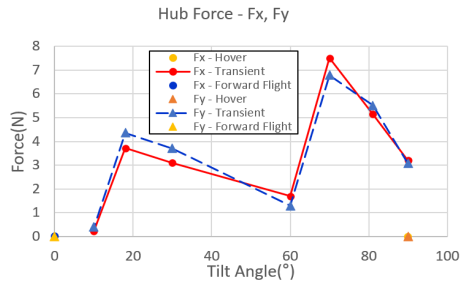


Fig. 13 Dynamic hub load according to flight condition - Fx and Fy

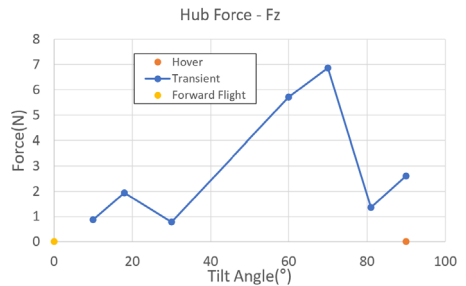


Fig. 14 Dynamic hub load according to flight condition - Fz

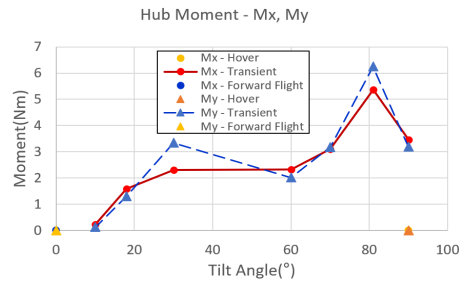


Fig. 15 Dynamic hub moment according to flight condition - Mx and My

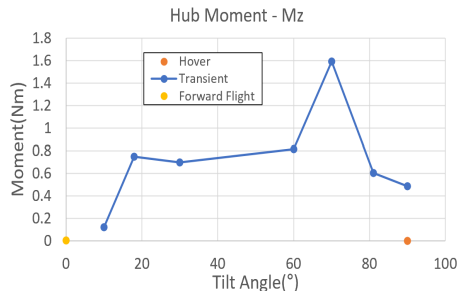


Fig. 16 Dynamic hub moment according to flight condition - Mz

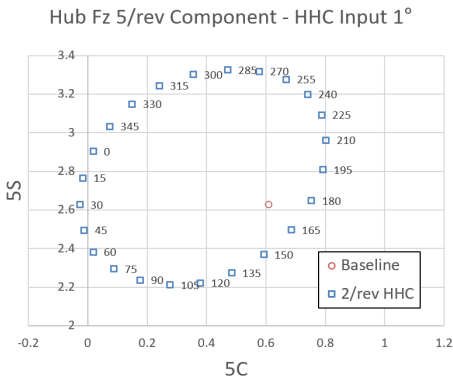


Fig. 17 Tilt angle 90° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 1° 2/rev frequency

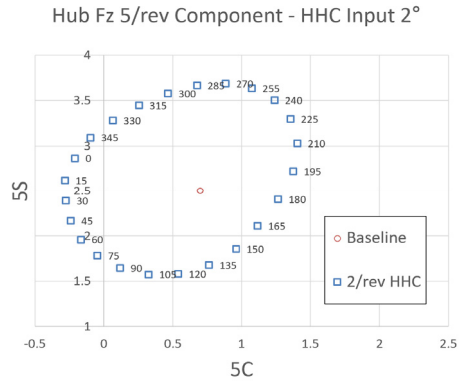


Fig. 20 Tilt angle 90° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 2/rev frequency

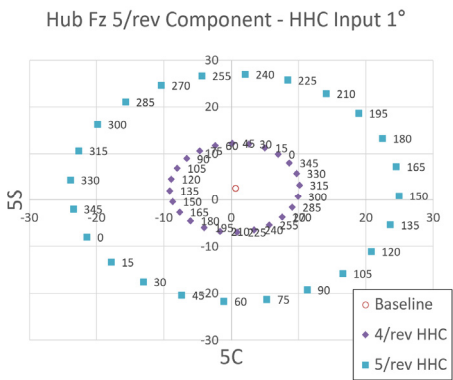


Fig. 18 Tilt angle 90° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 1° 4/rev & 5/rev frequency

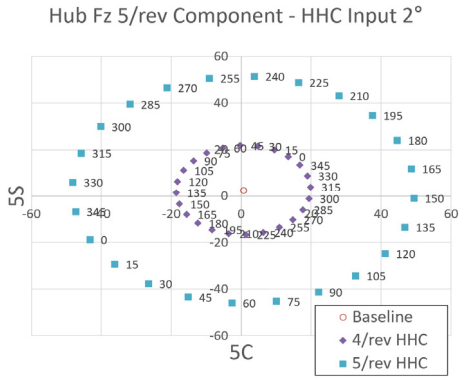


Fig. 21 Tilt angle 90° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 1° 4/rev & 5/rev frequency

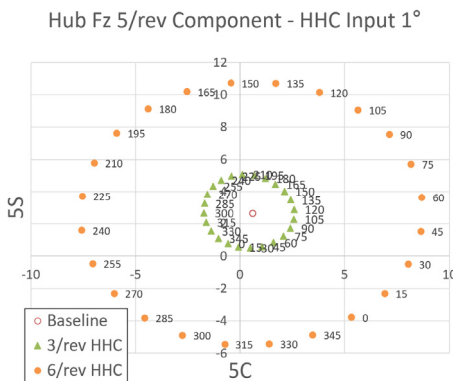


Fig. 19 Tilt angle 90° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 1° 3/rev & 6/rev frequency

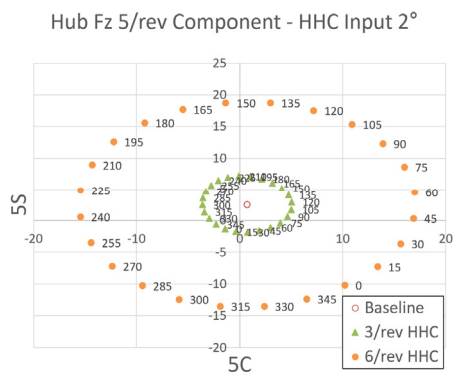


Fig. 22 Tilt angle 90° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 3/rev & 6/rev frequency

가지로 Fz 허브 동하중에 가장 낮고 미미한 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 다만, 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 변화의 경향성은 앞서와는 다르게 모든 입력 주파수 조건에서 약간의 비선형성을 나타내고 있다.

그리고 Fig. 23에서는 5/rev 입력 주파수에 대한 고조화 조종 입력 각도 1°에 대한 결과도 보여주고 있다. 이 결과를 통해 고조화 조종 입력 각도가 1°에서 2°로 증가함에 따라 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 변화의 경향성은 유사하며 Fz 허브 동하중의 크기는 선형적으로 증가함을 알 수 있다.

Fig. 26 ~ Fig. 28은 프롭로터 기울임각 70° 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 2°로 설정하였을 때 고조화 조종 입력 주파수 별 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 요소의 변화를 보여주고 있다. 이 결과를 통해 5/rev 입력 주파수 조건은 앞선 두 조건과 유사한 수준으로 Fz 허브 동하중에 가장 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 그리고 3/rev, 4/rev, 6/rev 입력 주파수 조건 역시 앞선 두 조건과 유사하거나 약간 낮은 수준으로 Fz 허브 동하중에 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 2/rev 입력 주파수 조건은 앞선 조건과 마찬가지로 Fz 허브 동하중에 가장 낮고 미미한 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 하지만 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 변화의 경향성은 앞선 두 조건보다 비선형성이 좀 더 크게 나타남을 알 수 있다.

그리고 Fig. 26에서는 5/rev 입력 주파수에 대한 고조화 조종 입력 각도 1°에 대한 결과도 보여주고 있다. 이 결과는 앞선 해석 결과들과 유사한 결과를 보여주고 있다.

Fig. 29 ~ Fig. 31은 프롭로터 기울임각 60° 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 2°로 설정하였을 때 고조화 조종 입력 주파수 별 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 요소의 변화를 보여주고 있다. 이 결과를 통해 5/rev 입력 주파수 조건은 앞선 조건들보다 더 큰 수준으로 Fz 허브 동하중에 가장 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 그리고 3/rev, 4/rev, 6/rev 입력 주파수 조건 역시 앞선 조건들보다 더 큰 수준으로 Fz 허브 동하중에 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 그에 반해 2/rev 입력 주파수 조건은 Fz 허브 동하중에 미치는 영향도 매우 작지만, 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 변화의 경향성이 과도한 비선형성을 나타내고 있다. 2/rev 입력 주파수를 제외한 나머지 입

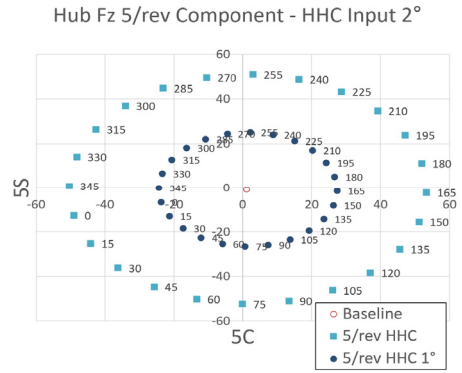


Fig. 23 Tilt angle 81° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 1° & 2° 5/rev frequency

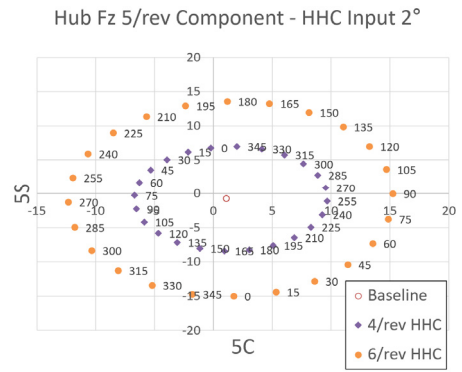


Fig. 24 Tilt angle 81° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 4/rev & 6/rev frequency

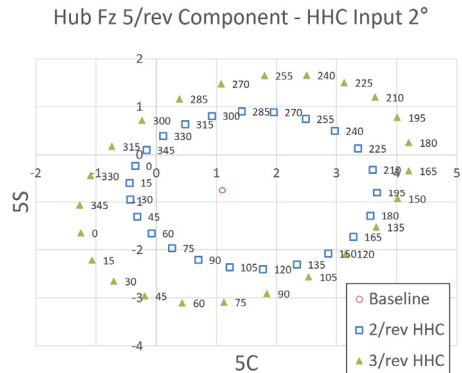


Fig. 25 Tilt angle 81° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 2/rev & 3/rev frequency

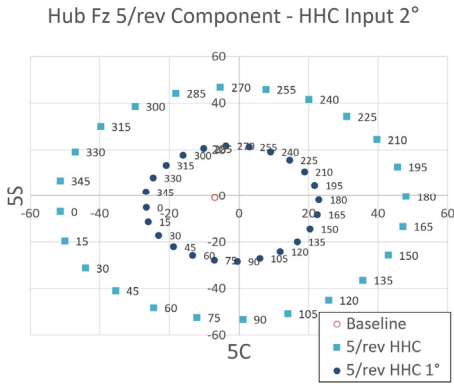


Fig. 26 Tilt angle 70° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 1° & 2° 5/rev frequency

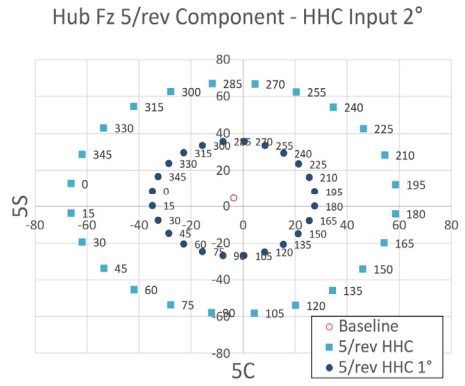


Fig. 29 Tilt angle 60° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 1° & 2° 5/rev frequency

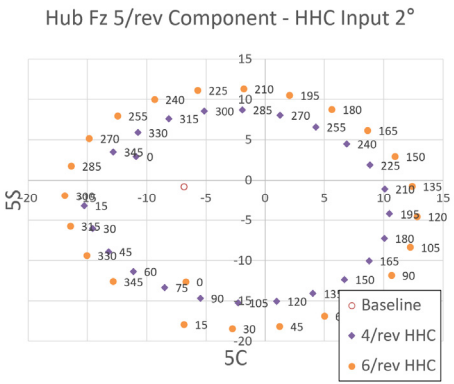


Fig. 27 Tilt angle 70° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 4/rev & 6/rev frequency

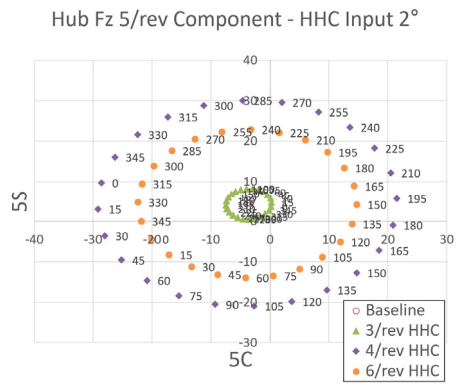


Fig. 30 Tilt angle 60° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 3/rev & 4/rev & 6/rev frequency

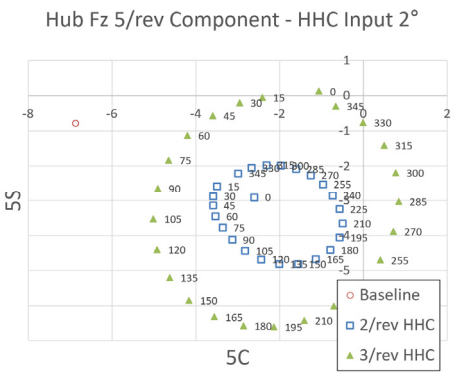


Fig. 28 Tilt angle 70° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 2/rev & 3/rev frequency

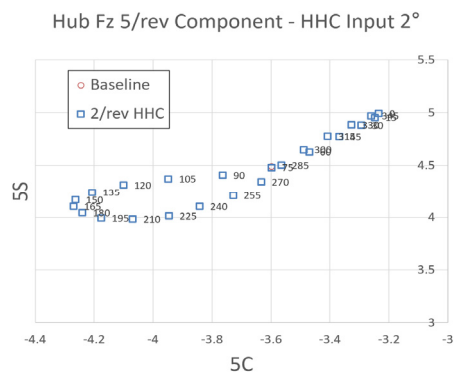


Fig. 31 Tilt angle 60° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 2/rev frequency

력 주파수 조건에서는 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 변화의 경향성은 앞선 조건들에 비해 선형성이 매우 크게 나타남을 알 수 있다.

그리고 Fig. 29에서는 앞서와 마찬가지로 5/rev 입력 주파수에 대한 고조화 조종 입력 각도 1°에 대한 결과도 보여주고 있다. 이 결과는 앞선 해석 결과들과 유사하게 고조화 조종 입력 각도가 증가함에 따라 Fz 허브 동하중에 대한 영향력이 선형적으로 증가하는 결과를 보여주고 있다.

Fig. 32 ~ Fig. 34는 프로펠러 기울임각 30° 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 2°로 설정하였을 때 고조화 조종 입력 주파수 별 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 요소의 변화를 보여주고 있다. 이 결과를 통해 전체적으로 앞선 프로펠러 기울임각 60° 조건보다 절반 또는 그 이하의 수준으로 Fz 허브 동하중에 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 하지만 가장 큰 영향력을 미치는 입력 주파 수는 앞선 결과들과 마찬가지로 5/rev 조건임을 알 수 있다. 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중변화의 경향성은 전반적으로 선형성을 나타내고 있으나, 2/rev 입력 주파수의 경우는 약간의 비선형성이 나타나고 있다.

그리고 Fig. 32에서는 앞서와 마찬가지로 5/rev 입력 주파수에 대한 고조화 조종 입력 각도 1°에 대한 결과도 보여주고 있다. 이 결과는 앞선 해석 결과들과 유사하게 고조화 조종 입력 각도가 증가함에 따라 Fz 허브 동하중에 대한 영향력이 선형적으로 증가하는 결과를 보여주고 있다.

Fig. 35 ~ Fig. 37은 프로펠러 기울임각 18° 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 2°로 설정하였을 때 고조화 조종 입력 주파수 별 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중의 변화를 보여주고 있다. 이 결과를 통해 프로펠러 기울임각 18° 조건에서는 전체적으로 앞선 결과들 중 Fz 허브 동하중에 대한 영향력이 가장 낮았던 프로펠러 기울임각 30° 조건보다도 낮은 수준으로 Fz 허브 동하중에 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 그럼에도 여전히 Fz 허브 동하중에 가장 큰 영향력을 미치는 입력 주파수는 5/rev 조건임을 알 수 있다. 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 변화의 경향성은 앞선 프로펠러 기울임각 30° 조건과 유사한 결과를 보여주고 있다.

그리고 Fig. 35에서는 앞서와 마찬가지로 5/rev 입력 주파수에 대한 고조화 조종 입력 각도 1°에 대한

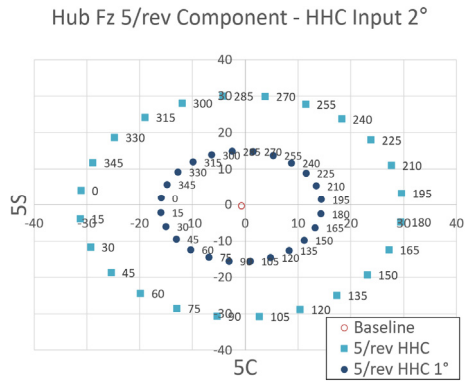


Fig. 32 Tilt angle 30° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 1° & 2° 5/rev frequency

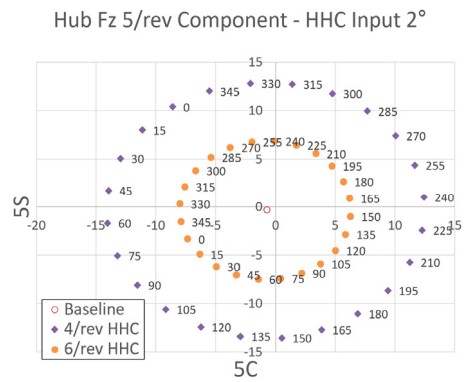


Fig. 33 Tilt angle 30° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 4/rev & 6/rev frequency

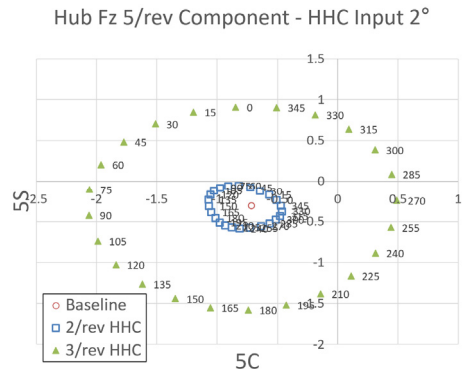


Fig. 34 Tilt angle 30° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 2/rev & 3/rev frequency

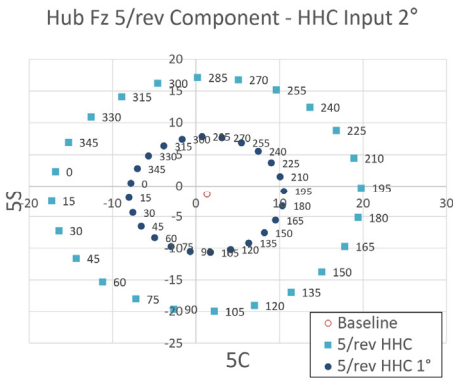


Fig. 35 Tilt angle 18° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 1° & 2° 5/rev frequency

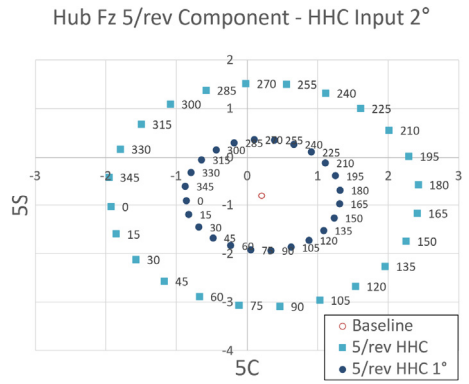


Fig. 38 Tilt angle 10° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 1° & 2° 5/rev frequency

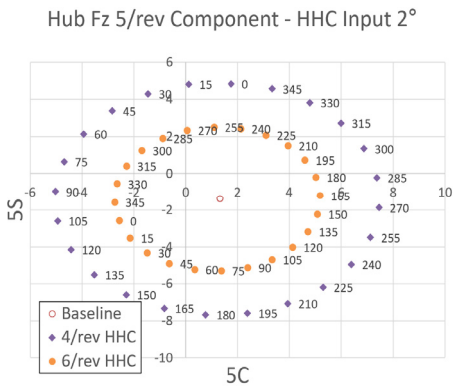


Fig. 36 Tilt angle 18° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 4/rev & 6/rev frequency

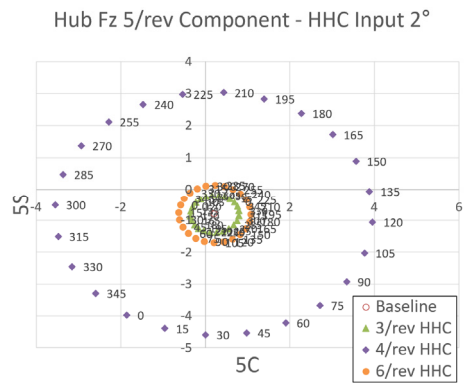


Fig. 39 Tilt angle 10° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 3/rev & 4/rev & 6/rev frequency

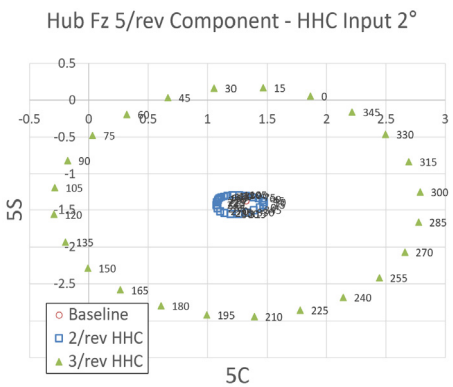


Fig. 37 Tilt angle 18° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 2/rev & 3/rev frequency

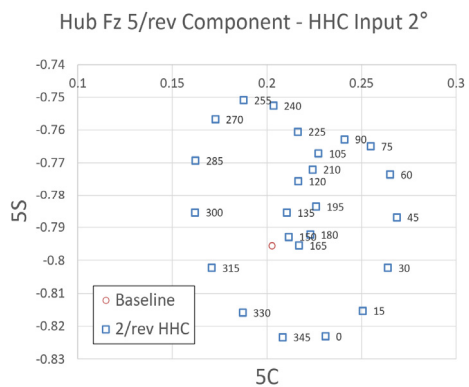


Fig. 40 Tilt angle 10° transient condition tilt-prop hub Fz 5/rev component variation - HHC input angle 2° 2/rev frequency

결과도 보여주고 있다. 이 결과는 앞선 해석 결과들과 유사하게 고조화 조종 입력 각도가 증가함에 따라 Fz 허브 동하중에 대한 영향력이 선형적으로 증가하는 결과를 보여주고 있다.

Fig. 38~Fig. 40은 프롭로터 기울임각 10° 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 2°로 설정하였을 때 고조화 조종 입력 주파수 별 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중의 변화를 보여주고 있다. 이 결과를 통해 프롭로터 기울임각 10° 조건에서는 전체적으로 모든 입력 주파수 조건에 대해 Fz 허브 동하중에 대한 영향력이 매우 낮은 것을 알 수 있다. 또한 Fz 허브 동하중에 가장 큰 영향을 미치는 입력 주파수는 앞선 해석 결과와는 다르게 4/rev 조건임을 알 수 있다. 위상각 변화에 따른 Fz 허브 동하중 변화의 경향성은 다른 모든 조건은 선형성을 나타내고 있으나, 2/rev 입력 주파수 조건에서는 비선형성이 매우 크게 나타나고 있다.

그리고 Fig. 38에서는 앞서와 마찬가지로 5/rev 입력 주파수에 대한 고조화 조종 입력 각도 1°에 대한 결과도 보여주고 있다. 이 결과는 앞선 해석 결과들과 유사하게 고조화 조종 입력 각도가 증가함에 따라 Fz 허브 동하중에 대한 영향력이 선형적으로 증가하는 결과를 보여주고 있다.

3. 결 론

이 논문에서는 5인승급 UAM 적용을 목표로 하는 프롭 로터 시스템에 대해, 개별 블레이드 조절을 통한 고조화 조종 입력에 대한 로터 허브 하중으로의 전달행렬 도출을 목적으로 하는 매개변수 연구를 수행하였다. 이를 위해 프롭 로터 시스템에 대한 설계를 수행하고 성능 및 하중 해석을 수행하기 위한 해석 모델을 구성하였다. 그리고 프롭 로터 시스템의 정지비행 조건과 전진비행 조건, 그리고 그 사이의 천이비행 상태에 대한 운영 조건을 정의하였으며 각 조건에 대한 트림 해석을 수행하여 허브 하중을 분석하였다. 그리고 개별 블레이드 조절에 의한 고조화 조종 관계식과 각 비행조건에서의 하중해석 결과를 분석하여 매개변수 연구 수행을 위한 매개변수를 선정하였다. 그리고 앞서 수행된 연구내용을 바탕으로 개별 블레이드 조절 매개변수 연구를 수행하고 Fz 허브 동하중을 기준으로 결과를 분석하였다.

이 연구 결과를 통해, 개별 블레이드 조절을 통한

고조화 조종 입력에 대한 로터 허브 하중 전달행렬 도출 시 Fz 허브 동하중만 고려할 경우 2/rev 입력 주파수와 3/rev 입력 주파수는 고려할 필요가 없는 것으로 판단하였다. 또한, 1° 미만의 매우 낮은 수준의 고조화 조종 입력 각도 적용을 통해서도 Fz 허브 동하중 감소에 큰 영향을 미치는 것으로 판단하였다. 다만, 이 연구는 Fz 허브 동하중에 국한된 것이므로, 추후 나머지 허브 동하중에 대한 매개변수 연구 결과에 대한 분석을 통해 각 매개변수 요소 별 허브 하중 요소에 대한 영향성을 분석할 필요가 있다. 그리고 Fz 허브 동하중 감소를 위한 고조화 조종 입력이 다른 하중 요소의 증가를 가져올 수 있으므로 추후 추가 연구를 통해 매개변수 요소 별 허브 동하중 영향성을 분석하여 전체 허브 진동을 최소화 할 수 있는 전달함수를 도출할 예정이다.

후 기

이 연구는 한국항공우주연구원 기본사업(FR24C03) ‘프롭로터 능동 진동 제어 기술 개발’의 지원으로 수행되었습니다.

References

- (1) Archer Aviation, 2024(date of access), Midnight, Product Posted on the Archer Aviation Website, Archer Aviation, San Jose, California, United States, <https://www.archer.com/midnight>
- (2) Vertical Aerospace Ltd., 2024(date of access), VX4, Product Posted on the Vertical Website, Vertical Aerospace Ltd., Bristol, United Kingdom, <https://vertical-aerospace.com/meet-the-vx4>
- (3) Choi, S., Kang, Y., Kim, Y., Cho, A., Bae, J. et al., 2021, Flight Test of the Sub-scale OPPAV, Proceedings of 2021 KSAS Fall Conference, pp. 782~783.
- (4) Keßler, C., 2010, Active Rotor Control for Helicopters: Motivation and Survey on Higher Harmonic Control, Proceedings of the 36th European Rotorcraft Forum, ERF2010-045-I.
- (5) Antcliff, K. R., Whiteside, S. K. S., Kohlman, L. W. and Silva, C., 2019, Baseline Assumptions and Future Research Areas for Urban Air Mobility Vehicles, Proceedings of the AIAA SciTech Forum, AIAA2019-0528.

(6) Keßler, C., 2010, Active Rotor Control for Helicopters: Individual Blade Control and Swashplateless Rotor Designs, Proceedings of the 36th European Rotorcraft Forum, ERF2010-045-II.

(7) Kim, T., Wie, S.-Y., Kim, M. and Lee, D., 2021, Rotor Hub Vibration Reduction Analysis applying Individual Blade Control, Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 49, No. 8, pp. 649~660.

(8) Lee, M. G., 2020, Trim Analysis of Multi-propulsion Tilting Aircraft Using CAMRAD II, Proceedings of KSAS Spring Conference, pp. 585~586.

(9) Kim, T., Paek, S.-K. and Lim, J. H., 2022, Blade Structure Design through Probability Analysis of Blade Dynamic Characteristic Surrogate Model, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 32, No. 2, pp. 141~150.

(10) Johnson, W., 2007, CAMRAD II: Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, Johnson Aeronautics Software Description.



Taejoo Kim received the M.S. and Ph.D. degrees in the Dept. of Aerospace engineering from Inha University in 2004 and 2020. He is a principal researcher in aeronautics research

directorates of KARI. His research interests are helicopter rotor system composite blade and hub component structure design, analysis and test.



Byung Il Yoon received the M.S. degree in the School of Engineering from Cranfield University, UK, in 2013. He is a senior researcher in Aeronautics Research Directorate of KARI. His research interests are

test & evaluation of helicopter rotor system and dynamic analysis of blades.