

천이비행 조건에서 IBC 입력에 따른 프로프 로터 허브 진동 응답에 대한 전달 행렬 생성 및 검증

Generation and Verification of T-matrix for Prop-rotor Hub Vibratory Response to IBC Input under Transient Flight Conditions

김 태 주[†] · 김 도 형^{*}
Taejoo Kim[†] and Do-Hyung Kim^{*}

(Received May 15, 2025 ; Revised June 30, 2025 ; Accepted July 2, 2025)

Key Words : Individual Blade Control(개별 블레이드 조종), Transfer Matrix(전달 행렬), Transient Flight Condition(천이비행 조건), Hub Vibratory(허브 진동)

ABSTRACT

A parametric study was performed to analyze the variation in the vibration characteristics of a prop-rotor hub to reduce vibration using the individual blade control (IBC) method under the transition flight conditions of a prop-rotor system. A transfer matrix (T-matrix) was generated to derive the hub vibration response to the IBC input based on the results of the parametric study. Parametric studies were conducted for seven transition flight conditions, and seven T-matrix were generated through these parametric study results. The results of the parametric study were used to analyze the sensitivity of the hub load element to the IBC input frequency for each transition flight condition. The generated T-matrix was verified through simulation comparison to minimize vibration of IBC input conditions.

기 호 설 명

- θ : Blade pitch control input
- n : Vibration target number of harmonic
- m : Control number of harmonic
- F_x, F_y, F_z : Hub load
- M_x, M_y, M_z : Hub moment
- W : $n \times n$ Weighting matrix
- T : Transfer matrix
- \vec{z}_0 : Hub load at the baseline flight control

- \vec{z} : Hub load with both primary and IBC control applied
- N/rev : N times revolution frequency

1. 서 론

수직이착륙이 가능하면서 일반 헬리콥터보다 긴 항속거리와 빠른 순항속도를 가지는 틸트 로터 항공기는 1954년 첫 비행에 성공한 Model 1-G 이후 많은 발전을 거듭해 왔다⁽¹⁾. 대한민국에서도 Fig. 1과 같이

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

^{*} Member, Rotorcraft Technology Research Team in Korea Aerospace Research Institute, Principal Researcher

[‡] Recommended by Editor Seong Yong Wie
© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

Smart UAV 개발을 시작으로 4엽 틸트 프롭 무인기인 QTP, 4개의 틸트 프롭과 4개의 리프트 프롭으로 구성된 1인승급 UAM인 OPPAV 등의 틸트 항공기를 개발해 왔다⁽²⁻⁵⁾.

이러한 틸트 형태의 추진체를 가지는 항공기들은 헬리콥터와 같은 정지비행 상태에서 고정익 항공기와 같은 전진비행 상태로 변환하는 과정에서 프롭 로터에 큰 진동이 발생할 수 있다. 이러한 진동은 항공기 항전 장비의 고장 원인이 되기도 하며, 항공기에 탑승한 승객에게 불편함을 야기할 수 있으므로 해결해야 할 문제로 식별이 된다.

한국항공우주연구원에서는 개별 블레이드 조절 (individual blade control, IBC)을 통한 고조화 조종 (higher harmonic control, HHC) 입력 방법으로 진동을 저감하는 연구를 수행하고 있으며⁽⁶⁻⁸⁾, 선행연구 논문을 통해 개별 블레이드 조절 고조화 입력에 대한 매개변수 연구 수행 및 결과 분석을 통한 Fz 허브 하중에 대한 특성 연구를 발표한 바 있다⁽⁹⁾. 이 논문에서는 앞선 선행연구 결과를 이어서, 5인승급 UAM에

적용하기 위한 프롭 로터 시스템에 대해 천이비행 조건에서 개별 블레이드 조절 고조화 조종 입력에 따른 프롭 로터 허브 진동 특성 변화를 분석하는 매개변수 연구 결과를 분석하였으며, 이를 통해 개별 블레이드 조절 입력에 대한 허브 진동 응답을 도출하는 전달 행렬을 생성하고 검증하였다.

2. 본 론

2.1 틸트 프롭 로터 시스템

5인승급 UAM에 적용하기 위한 프롭 로터 시스템을 설계하였다. 항공기 운용 조건에서 낮은 수준의 소음을 발생시키면서 적은 요구동력으로 최대 성능을 낼 수 있도록 최적설계를 통해 블레이드 외형 설계 (outer mold line design)을 수행하였으며, 블레이드 구조 안전성 요구도와 동특성 요구도를 만족할 수 있는 블레이드 구조 설계를 수행하였다⁽¹⁰⁾. 이렇게 설계된 프롭 로터 시스템의 하중 해석 수행을 위해 헬리콥터 로터 통합 해석 프로그램인 CAMRAD II를 활용하였다⁽¹¹⁾. Fig. 2는 프롭 로터 시스템 형상을 나타내고 있으며, 자세한 사항은 선행 연구 논문을 통해 설명하였다⁽⁹⁾.

2.2 매개변수 연구조건

프롭로터 시스템의 형상과 천이비행 운용조건을 고려하여 매개변수 연구조건을 설정하였다⁽⁹⁾. 그리고 S-76 로터 시스템을 기반으로 수행된 연구결과를 참고하여 스팬길이가 상대적으로 작은 프롭로터 시스템의 고조화 블레이드 조종 입력 크기를 선정하였다⁽⁷⁾. Table 1은 앞선 연구결과를 바탕으로 도출한 개별 블레이드 조절 고조화 조종 입력에 대한 허브 하중 응



Fig. 1 OPPAV - KARI

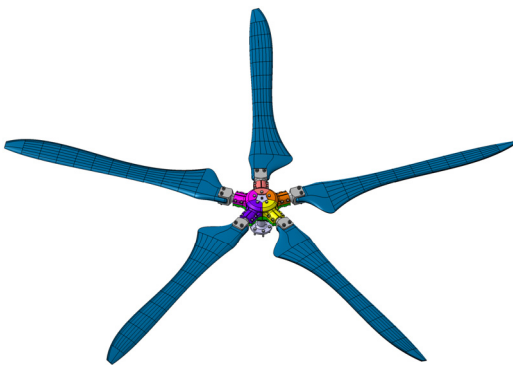


Fig. 2 Configuration of 5-blade prop-rotor

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

답을 예측하는 전달 행렬을 생성할 수 있는 매개변수 연구 조건을 나타내고 있다.

2.3 개별 블레이드 조절 매개변수 연구 수행

7개 천이비행 조건 별로 개별 블레이드 조절 고조화 조종 입력 매개변수 변화에 따른 허브 동하중 변화 추세를 분석하였다. Fig. 3은 틸트 프롭의 천이비행 상태에 따른 비행조건을 나타내는 conversion corridor를 보여주고 있다. Fig. 4~Fig. 6은 프롭로터 기울임각 90°, Fig. 7~Fig. 9는 프롭로터 기울임각 81° 천이비행 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 2°로 설정하였을 때 고조화 조종 입력 주파수별 위상각 변화에 따른 허브 하중 요소별 동하중의 변화를 보여주고 있다. 여기서 가로축은 5/rev 하중의 코사인 요소 크기를 나타내고 있으며, 세로축은 5/rev 하중의 사인 요소 크기를 나타내고 있다. 이 결과를 통해 두 천이비행 조건에서는 Fz 하중 요소는 5/rev 주파수의 영향을 크게 받고, Fx, Fy 하중 요소는 4/rev, 6/rev 주파수의 영향을 크게 받는 것을 알 수 있다. Mx, My 하중 요소는 전반적으로 개별 블레이드 조절 고조화 조종 입력에 영향을 적게 받으나 6/rev 입력 주파수의 영향을 상대적으로 크게 받을 수 있다. 고조화 조종 입력 주파수 중 2/rev, 3/rev 입력 주파수는 허브 동하중 변화에 큰 영향력이 없음을 알 수 있다.

Fig. 10~Fig. 12는 프롭로터 기울임각 70°, Fig. 13~Fig. 15는 프롭로터 기울임각 60° 천이 비행 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 2°로 설정하였을 때 고조화 조종 입력 주파수별 위상각 변화에 따른 허브 하중 요소별 동하중의 변화를 보여주고 있다. 이 결

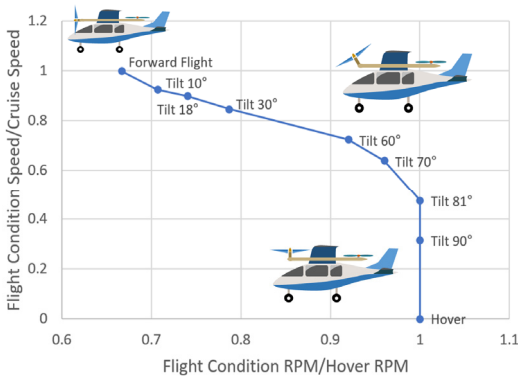


Fig. 3 Tiltprop conversion corridor

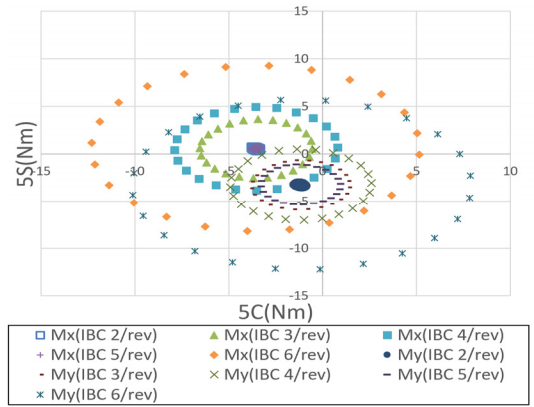


Fig. 4 Tilt 90° condition IBC 2° input results - 5/rev Mx, My component

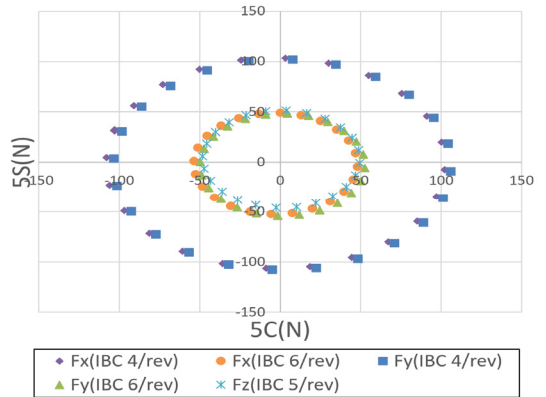


Fig. 5 Tilt 90° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 1

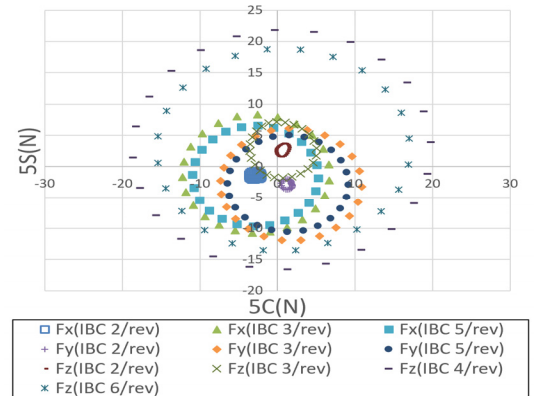


Fig. 6 Tilt 90° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 2

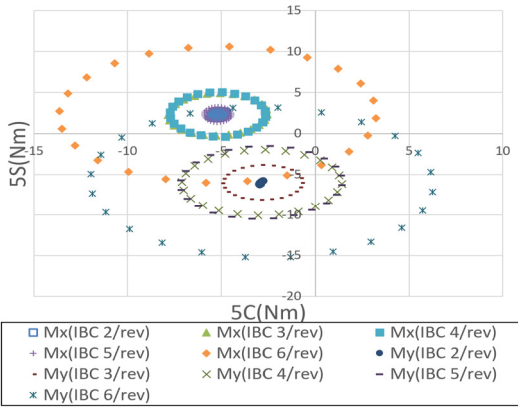


Fig. 7 Tilt 81° condition IBC 2° input results - 5/rev Mx, My component

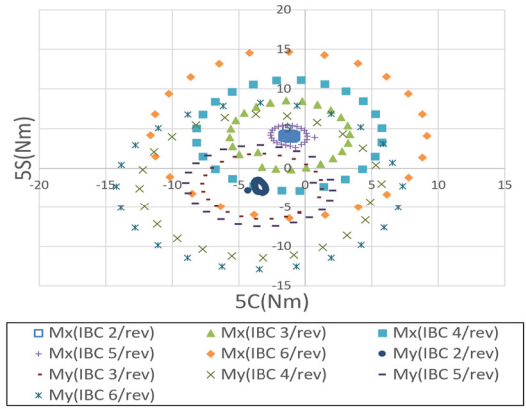


Fig. 10 Tilt 70° condition IBC 2° input results - 5/rev Mx, My component

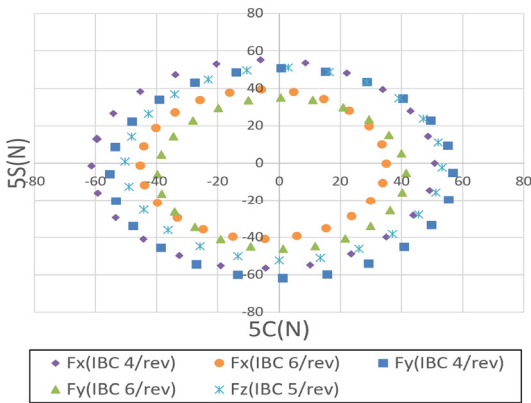


Fig. 8 Tilt 81° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 1

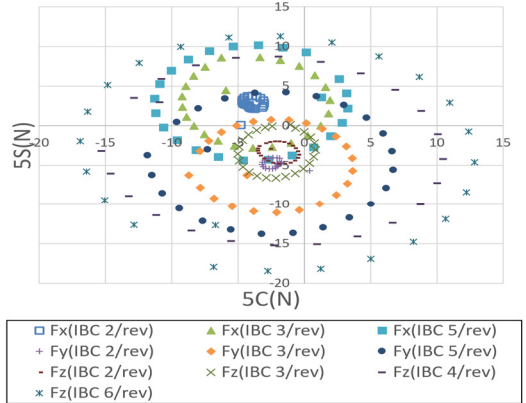


Fig. 11 Tilt 70° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 2

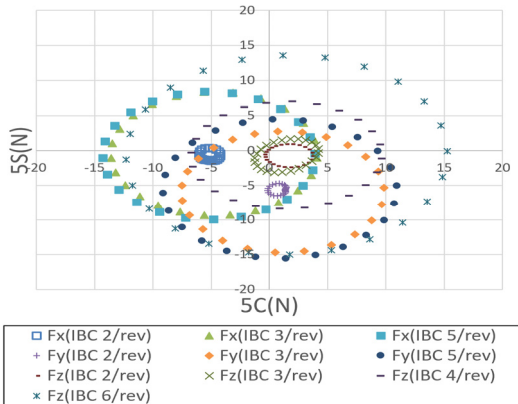


Fig. 9 Tilt 81° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 2

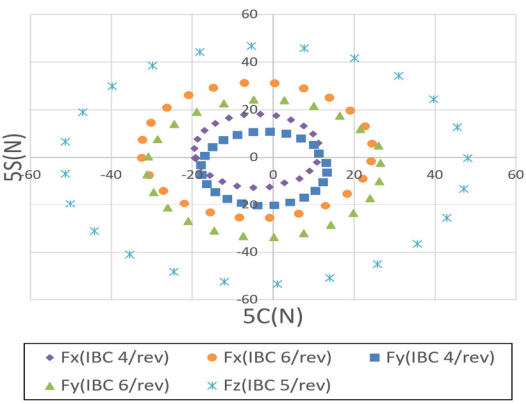


Fig. 12 Tilt 70° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 1

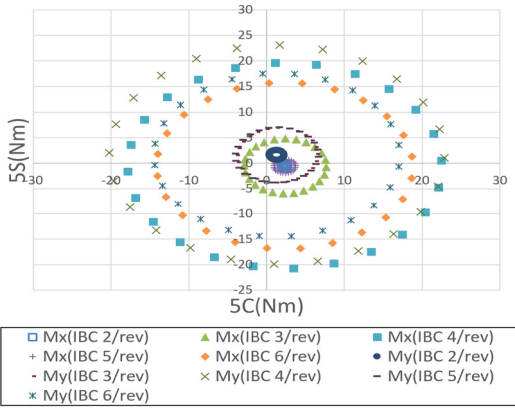


Fig. 13 Tilt 60° condition IBC 2° input results - 5/rev Mx, My component

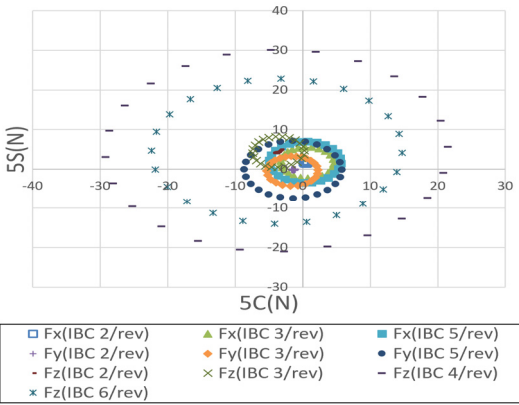


Fig. 14 Tilt 60° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 2

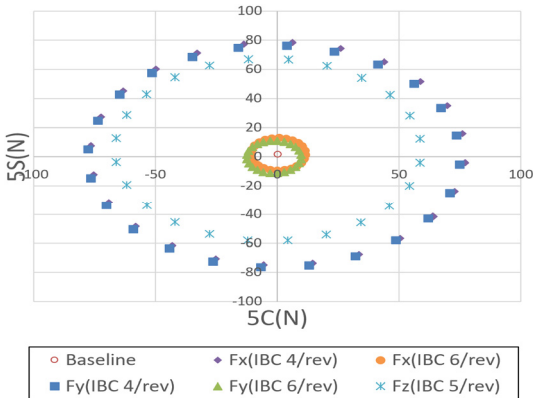


Fig. 15 Tilt 60° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 1

과는 두 천이비행 조건에서 Fz 하중 요소는 앞선 천이 비행 조건 결과와 마찬가지로 5/rev 주파수의 영향을 크게 받음을 보여준다. 그러나 Fx, Fy 하중 요소는 6/rev 주파수의 영향은 크게 받으나 나머지 주파수에 대해서는 영향력이 적음을 보여준다. Mx, My 하중 요소는 앞선 천이비행 조건과 마찬가지로 개별 블레이드 조절 고조화 조종 입력에 영향을 적게 받는 것을 알 수 있다. 그리고 고조화 조종 입력 주파수 중 2/rev, 3/rev 입력 주파수 역시 허브 동하중 변화에 큰 영향력이 없음을 알 수 있다.

Fig. 16~Fig. 18은 프로펠러 기울임각 30°, Fig. 19~Fig. 21은 프로펠러 기울임각 18° 그리고 Fig. 22~Fig. 24는 프로펠러 기울임각 10° 천이 비행 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 2°로 설정하였을 때 고조화 조종 입력 주파수별 위상각 변화에 따른 허브 하중 요소별 동하중의 변화를 보여주고 있다. 이 결과는 세 천이비행 조건에서 Fz 하중 요소는 여전히 5/rev 주파수의 영향을 크게 받으나 앞선 천이비행 조건에 대한 결과와 비교하면 그 크기가 많이 줄었음을 보여준다. 특히 프로펠러 기울임각 10° 천이비행 조건에서는 영향력이 매우 낮음을 알 수 있다. 그리고 Fx, Fy 하중 요소는 앞서와는 다르게 4/rev 주파수의 영향은 크게 받으며 나머지 주파수에 대해서는 영향력이 적음을 보여준다. Mx, My 하중 요소는 앞선 천이비행 조건과 마찬가지로 개별 블레이드 조절 고조화 조종 입력에 영향을 적게 받는 것을 알 수 있다. 그리고 고조화 조종 입력 주파수 중 2/rev, 3/rev 입력 주파수 역시 허브 동하중 변화에 큰 영향력이 없음을 알 수 있다.

Fig. 25는 프로펠러 기울임각 90° 천이 비행 조건에서 고조화 조종 입력 각도를 1°와 2°로 설정하였을 때 주요 고조화 조종 입력 주파수에 대한 위상각 변화에 따른 Fx, Fy, Fz 허브 하중 요소별 동하중 변화의 경향성을 보여주고 있다. 이러한 결과는 고조화 조종 입력 각도 변화에 따라 허브 하중 요소별 동하중의 영향성이 선형적임을 보여준다. Fig. 26은 프로펠러 기울임각 70° 천이비행 조건에서 고조화 조종 입력에 따른 허브 하중 요소별 동하중 변화의 경향성이 비선형 특성을 나타냄을 보여준다. Fx와 Fy 하중 요소는 기준 하중 대비 IBC 입력 시 위상각 변화에 따른 동하중 크기의 변화가 비선형성을 나타냄을 보여준다. 2/rev, 3/rev의 경우 다른 천이비행 조건에서도 비선형 특성을 나타내고 있다.

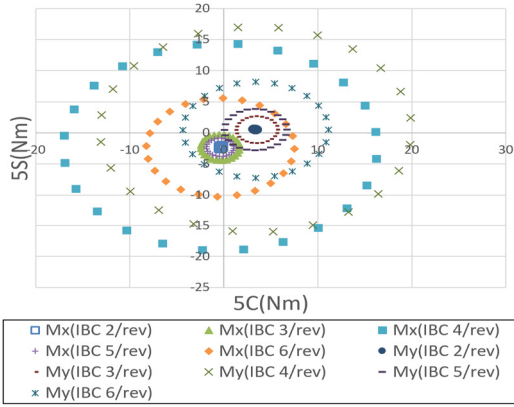


Fig. 16 Tilt 30° condition IBC 2° input results - 5/rev Mx, My component

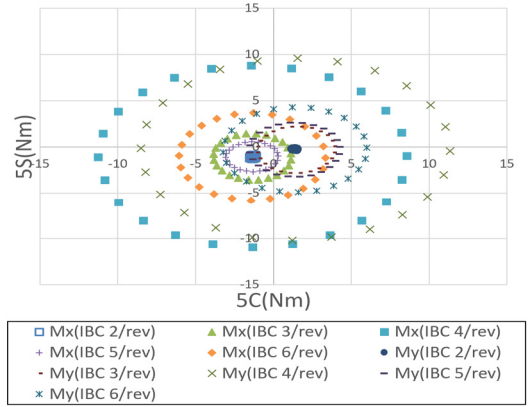


Fig. 19 Tilt 18° condition IBC 2° input results - 5/rev Mx, My component

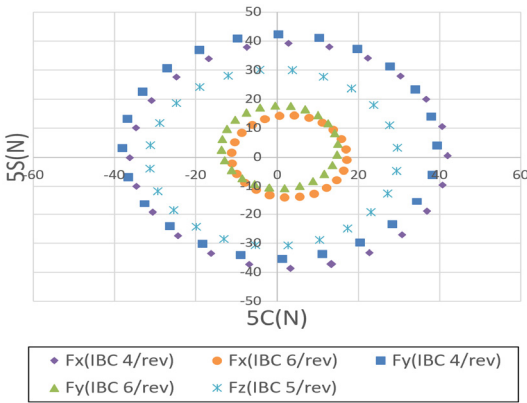


Fig. 17 Tilt 30° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 1

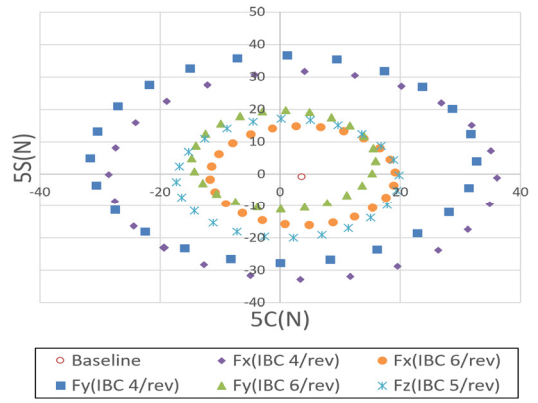


Fig. 20 Tilt 18° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 1

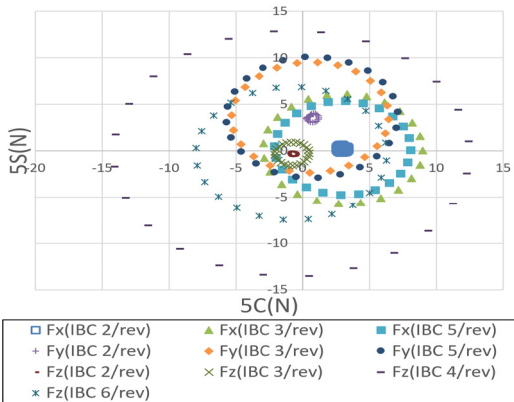


Fig. 18 Tilt 30° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 2

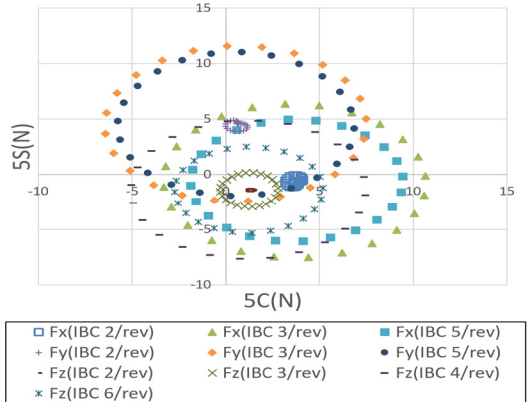


Fig. 21 Tilt 18° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz Component - 2

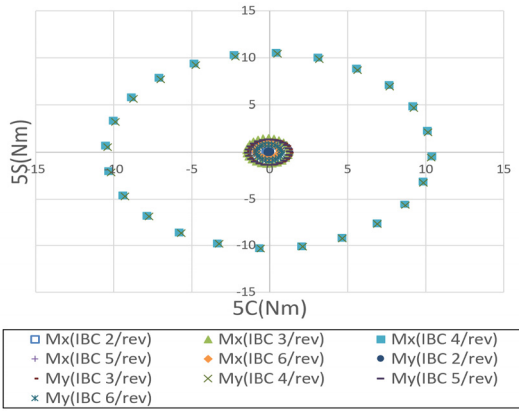


Fig. 22 Tilt 10° condition IBC 2° input results - 5/rev Mx, My component

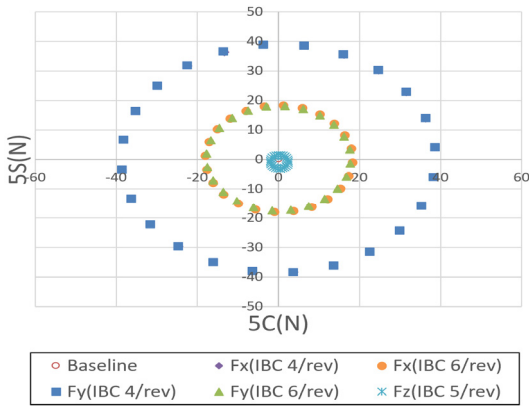


Fig. 23 Tilt 10° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 1

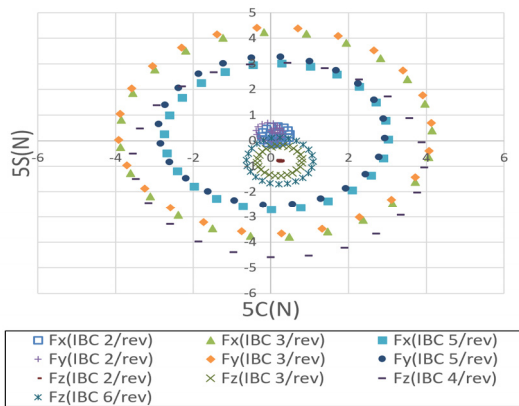


Fig. 24 Tilt 10° condition IBC 2° input results - 5/rev Fx, Fy, Fz component - 2

2.4 매개변수 연구 결과를 활용한 전달 행렬 생성 및 검증

IBC 입력에 대한 허브 동하중 예측을 위한 전달 행렬 생성을 위해 입력 변수와 출력 변수를 앞서 수행된 매개변수 연구 분석 결과를 통해 선정하였다. 먼저 입력 변수는 매개변수로 활용된 다섯 가지 입력 주파수 중 모든 허브 동하중 요소에 영향이 적은 2/rev, 3/rev을 제외하고 4/rev, 5/rev, 6/rev을 선정하였다. 그리고 출력 변수로는 허브 동하중 요소 다섯 가지를 모두 선정하였다. 이에 따라 일곱 가지 천이 비행 조건에 대해 6개의 입력값을 받아 10개의 출력값을 가지는 10 × 6 전달 행렬을 생성하였다. 식 (1)은 IBC 입력($\Delta\theta$)에 따른 허브 하중의 변화(ΔF)를 전달행렬

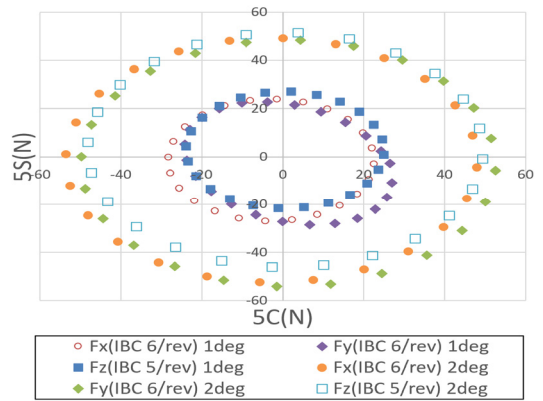


Fig. 25 Comparison IBC 1° & 2° input parametric study results - tilt 90° transient condition

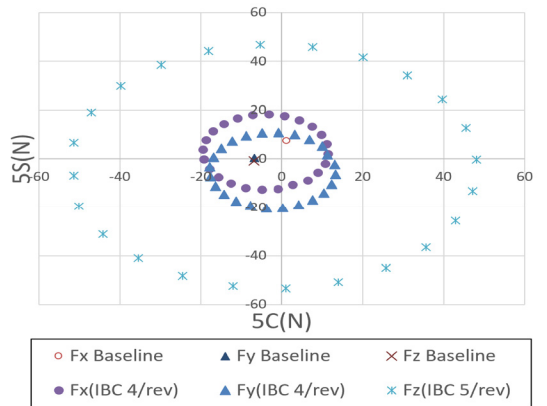


Fig. 26 Non-linearity characteristic of hub load variation with IBC input - tilt 70° transient condition

과의 관계로 보여주고 있으며, 식 (2)는 매개변수 연구를 통해 획득한 IBC 입력과 허브 하중의 변화값을 활용하여 전달행렬을 도출하는 식을 나타내고 있다.

$$[T]_{n \times m}(\Delta\theta)_{m \times N} = (\Delta F)_{n \times N} \tag{1}$$

$$[T]^T = ((\Delta\theta)(\Delta\theta)^T)^{-1}((\Delta\theta)(\Delta F)^T)$$

$$(\Delta\theta)_{6 \times 1} = (\Delta\theta_{4C} \Delta\theta_{4S} \Delta\theta_{5C} \Delta\theta_{5S} \Delta\theta_{6C} \Delta\theta_{6S})^T \tag{2}$$

$$(\Delta F)_{10 \times 1} = (\Delta F_{x_{5C}} \Delta F_{x_{5S}} \Delta F_{y_{5C}} \Delta F_{y_{5S}} \Delta F_{z_{5C}}$$

$$\Delta F_{z_{5S}} \Delta M_{x_{5C}} \Delta M_{x_{5S}} \Delta M_{y_{5C}} \Delta M_{y_{5S}})^T$$

이렇게 해서 도출한 7개의 10 × 6 전달 행렬을 검증하기 위하여 허브 동하중 최소화를 위한 IBC 입력값을 도출하였다. 식 (3)은 IBC 입력이 없는 상태의 허브 동하중(\vec{z}_0)과 IBC 입력에 따른 허브 동하중의 변화량($T\vec{\theta}$)의 합이 최종 허브 동하중(\vec{z})이 됨을 보여주고 있으며, 식 (3)의 관계를 통해서 최종 허브 동하중이 0이 되는 최적 IBC 입력값(θ_{opt})을 도출하는 관계식을 식 (4)에 나타내고 있다.

$$\vec{z} = \vec{z}_0 + T\vec{\theta} \tag{3}$$

$$\theta_{opt} = -(T^TWT)^{-1}(T^TW)z_0 \tag{4}$$

이렇게 해서 도출한 허브 동하중 최소화 IBC 입력값을 이용하여 전달 행렬 검증을 수행하였다. 전달 행렬 검증은 각 기동조건 별 전달 행렬과 각 허브 진동 최소화 IBC 입력값 간의 행렬 연산을 통해 예측한 동하중 값과 허브 진동 최소화 IBC 입력 신호를 CAMRAD II에 적용하여 해석한 결과를 통해 얻은 동하중 값의 비교로 확인하였다. Fig. 27 ~ Fig. 33은 허브 하중 요소별 동하중 값을 IBC 입력이 없을 때를 기준으로 행렬 연산을 통해 예측한 동하중과 CAMRAD II를 통해 해석한 동하중의 비교를 나타내고 있다. Fig. 27 ~ Fig. 33은 힘과 모멘트를 하나의 그래프로 나타내고 있으므로, 단위를 맞춰주기 위해 모멘트는 블레이드의 스패ん길이(1.3 m)로 나눠주었다. 이 결과는 기울임각 70° 천이비행 조건 조건을 제외하고는 행렬 연산을 통한 예측 동하중과 CAMRAD II를 통해 해석한 동하중이 유사하게 나오므로써 전달 행렬이 유의미하게 생성되었음을 나타내고 있다. 다만 기울임각 70° 천이비행 조건에서는 매개변수 연구내용 분석을 통해서도 비선형성이 나타났으며, 그 결과 매개변수 연구

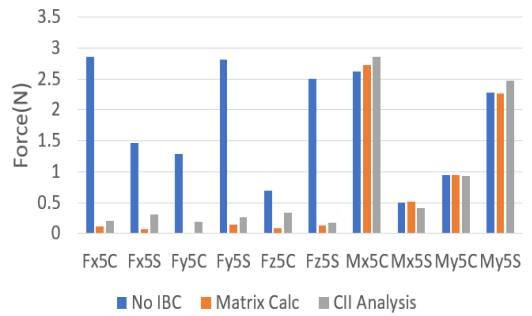


Fig. 27 Analysis result of hub dynamic load minimization - tilt 90° transient condition

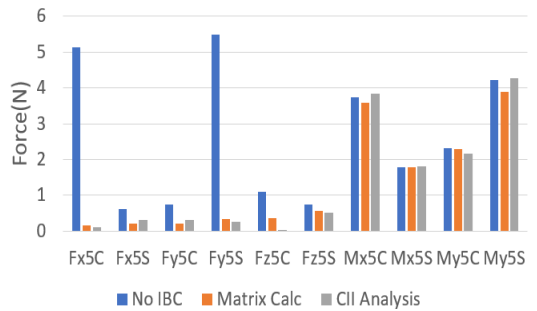


Fig. 28 Analysis result of hub dynamic load minimization - tilt 81° transient condition

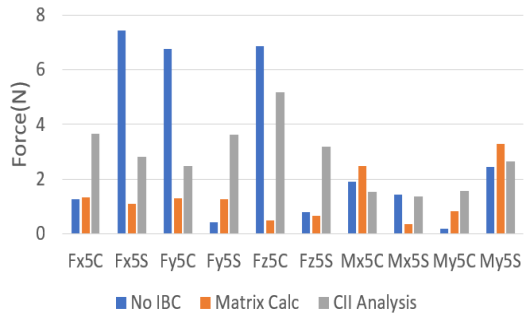


Fig. 29 Analysis result of hub dynamic load minimization - tilt 70° transient condition

결과를 기반으로 생성한 전달 행렬이 IBC 입력에 대한 허브 하중 요소별 동하중 예측에 활용할 수 없음을 알 수 있었다. 특히 Fig. 29의 행렬 연산 결과와 CAMRAD II 해석 결과의 차이가 크게 남을 보여줌으로써 기울임각 70°에서의 전달행렬은 시스템의 특성을 대표하지 못함을 보여주고 있다. 하지만 이에

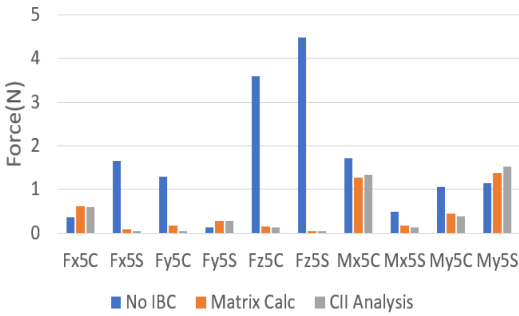


Fig. 30 Analysis result of hub dynamic load minimization - tilt 60° transient condition

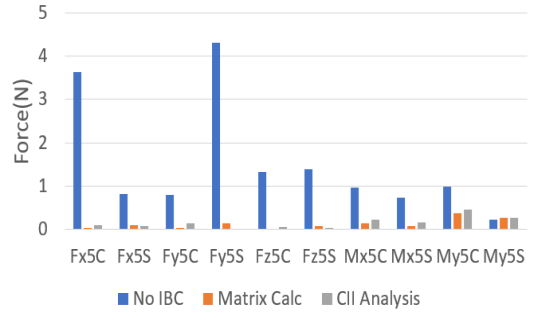


Fig. 32 Analysis result of hub dynamic load minimization - tilt 18° transient condition

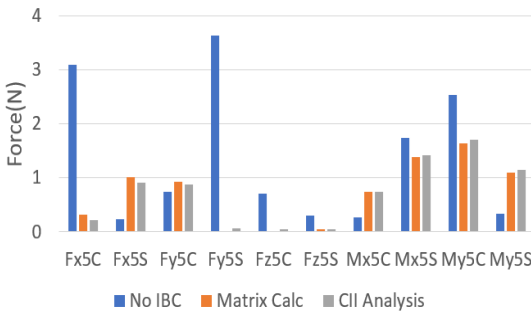


Fig. 31 Analysis result of hub dynamic load minimization - tilt 30° transient condition

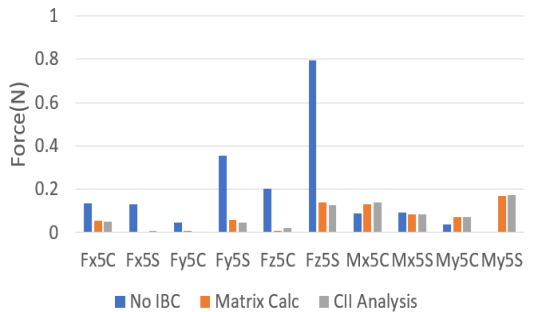


Fig. 33 Analysis result of hub dynamic load minimization - tilt 10° transient condition

반해 기울임각 70°를 제외한 다른 천이비행 조건에서는 행렬 연산 결과와 CAMRAD II 해석 결과를 비교해 보았을 때 일부 동하중이 증가하는 양상도 보여주지만, 대부분 감소하며 두 가지 해석 결과에 대한 변화량의 크기가 유사하게 나타남으로써 기울임각 70°을 제외한 다른 천이비행 조건에서 도출된 전달행렬이 시스템의 특성을 대표하고 있음을 보여주고 있다. 그리고 동하중 감소율을 보면, Fx, Fy, Fz 하중 요소에 대한 동하중 감소는 잘 이루어지고 있으나, Mx, My 하중 요소에 대한 동하중 감소는 잘 이루어지지 않는 것으로 나타났다. 이러한 결과는 IBC 입력에 영향을 받으나 Fx, Fy, Fz에 비해 영향성이 상대적으로 작다는 매개변수 연구 분석 결과와 일치하는 결과이다.

3. 결 론

이 논문에서는 5인승급 UAM 적용을 위해 설계된 프롭 로터 시스템에 대해 천이비행 조건에서 진동 저

감을 목적으로, IBC 입력에 따른 프롭 로터 허브 진동 특성 변화를 분석하기 위하여 매개변수 연구를 수행하고 그 결과를 통해 전달 행렬을 생성하고 검증하는 내용을 기술하였다. 총 7개 천이비행 조건에 대해 매개변수 연구를 수행하고 분석하여 전달 행렬을 생성하였으며, IBC 입력에 따른 진동 최소화 조건에 대해 전달 행렬 연산에 의한 결과와 CAMRAD II 시뮬레이션을 통한 결과와의 비교를 통해 전달 행렬에 대한 검증을 수행하였다. 매개변수 연구를 통해 분석되었던 사항들이 전달 행렬 검증과정에서 다시 한번 확인되었으며, 이를 통해 고조파 조종 입력을 통한 프롭 로터 진동 저감의 수준을 예측할 수 있었다.

다만, IBC 입력에 대한 응답 특성이 Fx, Fy, Fz 하중에 비해 Mx, My 하중의 수준이 상대적으로 작고 이에 따라 진동 최소화 입력 조건에서도 진동 저감율이 상대적으로 낮게 나타났다. 타 연구사례를 살펴보면^(6,12), IBC 입력에 의한 허브에서의 Mx, My 진동 저감도 나타나는 현상이므로, IBC 입력과 허브 동하

중 각 요소간의 상관관계에 영향을 주는 프롭 로터 시스템의 인자를 분석해 볼 필요가 있다. 그리고 기울임각 70° 조건에서의 매개변수 연구 결과는 IBC 입력과 허브 진동간 관계의 비선형성을 나타냈으며, 이는 매개변수 연구결과를 통해 도출한 전달행렬이 시스템의 특성을 대표하지 못하는 결과로 나타났다. 이 부분에 대해서도 이 연구의 후속 연구 중의 하나로 기울임각 70° 조건에서 매개변수 연구 결과 비선형성의 원인을 분석해 볼 필요가 있다. 하지만 이와는 별도로 기울임각 70° 조건에서 전달행렬이 비선형 특성을 가지더라도 천이비행과정에서 차지하는 시간이 길지 않으므로 제어성능이 저하되지는 않을 것으로 예상된다.

마지막으로 향후 연구계획으로는 이 연구 결과를 통해 획득한 전달 행렬을 기반으로 프롭 로터 천이 과정에서 허브 진동 조건을 연속적으로 모사하고, 이에 대한 IBC 입력에 따른 프롭 로터 허브 진동 저감 시뮬레이션을 후속 연구로 진행할 예정이다. 이 후속 연구에서 비선형 특성의 전달행렬이 전체 제어성능에 영향을 미치는지 확인할 수 있을 것으로 예상된다.

후 기

이 연구는 한국항공우주연구원 기본사업(FR25B03) ‘프롭로터 능동 진동 제어 기술 개발’의 지원으로 수행되었습니다.

References

(1) Harris, F. D., 2015, Introduction to Autogyros, Helicopter and Other V/STOL Aircraft, Volume III: Other V/STOL Aircraft, National Aeronautics and Space Administration Ames Research Center, CA, United States.

(2) Oh, S. H., Kim, S. J. and Lim, C. H., 2006, Overview of Smart UAV Development Program, Journal of the KSME, Vol. 46, No. 2, pp. 34~39.

(3) Ahn, O. S., Kim, J. M. and Lim, C. H., 2010, Smart UAV Research Program Status Update:

Achievement of Tilt-rotor Technology Development and Vision Ahead, 27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, Nice, France.

(4) Hwang, S. J., Kim, C. W., Choi, S. W. and Kim, S. G., 2016, Initial Design of the Quad-tilted VTOL UAV(QTP50), Proceedings of the KSAS Annual Autumn Conference, pp. 593~594.

(5) Choi, S., Kang, Y., Kim, Y., Jo, A., Bae, J. M. et al., 2021, Flight Test of the Sub-scale OPPAV, Proceedings of the KSAS Annual Autumn Conference, pp. 782~783.

(6) Kessler, C., 2010, Active Rotor Control for Helicopters: Individual Blade Control and Swashplateless Rotor Designs, 36th European Rotorcraft forum, Paris, France.

(7) Kim, T. J., Wie, S. Y., Kim, M. W. and Lee, D. G., 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) Kessler, C., 2011, Active Rotor Control for Helicopters: Motivation and Survey on Higher Harmonic Control, CEAS Aeronautical Journal, Vol. 1, pp. 3~22.

(9) Kim, T. J. and Yun, B. I., 2024, Parameter Study for Generating Prop-rotor Transient Flight Condition T-matrix, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 34, No. 2, pp. 196~208.

(10) Kim, T. J., 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.

(11) Johnson, W., 1988, CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, Johnson Aeronautics, CA, United States.

(12) Friedman, P. P., 2014, On-blade Control of Rotor Vibration, Noise, and Performance: Just Around the Corner?, The 33rd Alexander Nikolsky Honorary Lecture, 69th Annual Forum, Journal of the American Helicopter Society, Vol 54, No. 4, pp. 1~37.