

## 중형 기동 헬리콥터의 로터-탄성 동체 연계 해석 모델 구축 및 고차 조화 피치 제어를 이용한 진동 제어 시뮬레이션

### Rotor-Elastic Fuselage Coupled Analysis Model Construction of Medium Utility Helicopter and Vibration Control Simulations using Higher Harmonic Pitch Control

#### 초록

본 논문은 중형 기동 헬리콥터에 대하여 로터-탄성 동체 연계 모델을 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 구축하고 HHC(Higher Harmonic pitch Control)를 주 로터에 적용한 능동 진동 제어 시뮬레이션을 수행하였다. 40 knots의 비행 속도에서 (4P/0.5°/315°)의 HHC 입력 조건을 적용할 경우, 로터 허브 진동이 66.89% 최대 저감되었으며, 수직 방향의 4P 동체 진동 응답은 (5P/1.5°/0°)의 HHC 입력 조건에서 65.34% 최대 저감되었다. 100 knots에서 로터 진동은 (3P/1.5°/180°)의 입력 조건에서 41.73%만큼 최소화되며, 수직 방향의 4P 동체 진동 응답은 (3P/1.5°/225°)에서 63.65% 최대 감소되었다. 140 knots의 고속 비행 조건에서 (3P/1.0°/135°)와 (3P/1.0°/180°)의 입력 조건을 적용하는 경우 각각 로터 진동(82.96%) 및 수직 방향의 4P 동체 진동 응답(53.97%)이 최대 저감되었다.

**Key Words** : Active vibration control, Higher Harmonic pitch Control(HHC), Rotor-elastic fuselage coupled analysis, Rotor hub vibratory loads, Fuselage vibration responses

#### 1. 서론

헬리콥터는 회전하는 주 로터(main rotor)를 이용하여 양력, 추력, 및 제어력을 발생시키므로 기존의 고정익 항공기에서는 불가능한 수직 이착륙 및 제자리 비행이 가능하다. 하지만, 주 로터의 회전에 의하여 필연적으로 발생된 로터 허브 진동 하중(rotor hub vibratory loads)이 헬리콥터 동체를 가진다. 따라서, 로터 허브 진동은 헬리콥터 동체의 주요한 진동원으로 극심한 동체 진동을 유발하여 다양한 구조적 문제를 초래한다<sup>(1, 2)</sup>. 로터 허브 진동 하중은 로터 블레이드의 개수( $N_b$ )의 정수배( $n$ )인  $nN_b/\text{rev}(=nN_bP)$ 의 진동수 성분을 가지며,  $nN_bP$  성분의 극심한 동체 진동이 발생한다. 이때  $1/\text{rev}$  또는  $1P$ 는 무차원화된 로터 회전 속도를 의미한다.

헬리콥터의 극심한 진동을 저감(제어)하기 위하여 다양한 능동 진동 제어 기법이 연구 개발 및 적용되고 있다. 진동 제어를 위한 작동기의 적용 대상에 따라 크게 동체 능동 진동 제어 시스템 및 능동 로터 진동 제어 기법으로 구분될 수 있다. 동체 능동 진동 제어 시스템(Active Vibration Control System, AVCS<sup>(3-5)</sup>)은 동체의 진동 응답을 측정된 뒤, 동체 진동 응답의 신호와 진폭이 같고, 위상은 반대인 진동 상쇄 신호를 동체에 설치된 작동기로부터 발생시켜 헬리콥터 동체 진동을 능동적으로 제어한다. 후술할 능동 로터 진동 제어 기법과 비교하여 시스템의 구성이 비교적 간단하며 로터의 공기역학적 성능에 영향을 미치지 않지만, 동체의 구조 피로도 및 중량 증가 등에 의하여 작동기의 부착 위치 및 개수가 제한적이다.

고차 조화 피치 제어(Higher Harmonic pitch Control, HHC<sup>(6-8)</sup>, Fig. 1(a)) 및 개별 블레이드 피치 제어(Individual Blade pitch Control, IBC<sup>(9-11)</sup>, Fig. 1(b)) 등의 능동 로터 진동 제어 기법은 작동기 등을 이용하여 블레이드 피치 운동을 변화시키고, 이로부터 로터 회전면의 공기역학적 분포를 변경시켜 로터 시스템의 진동을 능동적으로 감소시킨다. 능동 로터 진동 제어 기법은 AVCS와 비교하여 비교적 적은 중량의 작동기가 이용되며 헬리콥터의 주요 진동원인 주 로터의 진동을 제어할 수 있다.

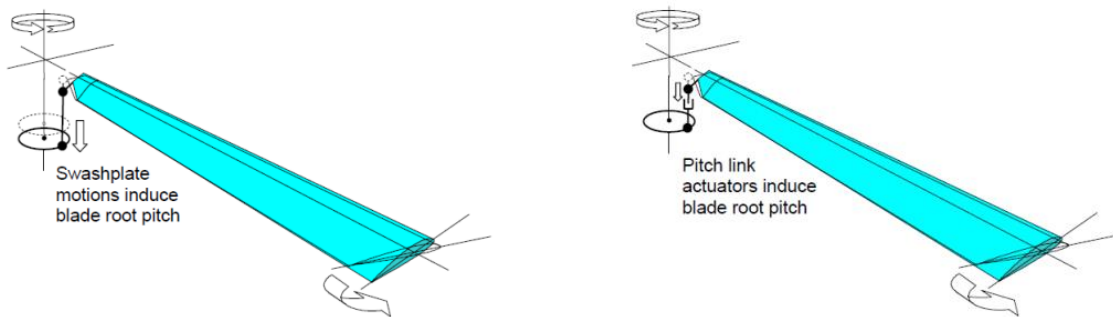
그중 HHC의 경우, 로터의 고정 시스템인 비회전 스와시플레이트 아래에 부착된 작동기가  $N_bP$ 의 진동수 성분으로 로터 시스템을 가진하고 이로부터 회전 시스템인 로터 블레이드의  $(N_b-1)P$ ,  $N_bP$ , 및  $(N_b+1)P$  성분의 피치 운동이 발생된다. 다른 능동 로터 진동 제어 기법인 IBC와 비교하여 HHC의 작동기는 로터 회전에 의한 원심력 환경에 노출되지 않아 구조적 이점이 있지만, 로터 블레이드의 Tracking을 위하여 작동기의 가진 진동수가  $nN_bP$ 로 고정되며, 따라서, 회전 시스템에서의 작동

진동수(actuation frequency)는  $(nN_b-1)P$ ,  $nN_bP$ , 및  $(nN_b+1)P$ 의 성분으로 제한된다<sup>(12)</sup>.

전술한 능동 진동 제어 기법을 이용한 시뮬레이션을 수행하기 위하여서는 헬리콥터의 로터 및 동체의 진동을 적절히 예측할 수 있어야 한다. 특히, 능동 로터 진동 제어 기법 적용에 의한 동체의 진동 제어 효과를 살펴보기 위하여서는 로터 및 탄성 동체 사이의 동적 상호 작용의 효과를 충분히 고려해야 한다. 로터-탄성 동체의 일방향 연계 해석(one-way coupled analysis, Fig. 2(a))은 로터 단독 모델(isolated rotor model)의 허브 진동 하중을 이용하여 탄성 동체를 가진 후, 동체 진동을 예측하는 방법으로, 비교적 간단하지만 탄성 동체의 운동이 로터 진동에 미치는 효과를 고려할 수 없다<sup>(13~15)</sup>.

로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석(two-way coupled analysis, Fig. 2(b))은 로터 시스템의 가진으로부터 유발된 탄성 동체의 진동 응답이 다시 로터 시스템에 미치는 효과를 고려할 수 있다. BO-105<sup>(16)</sup>, AH-1G<sup>(17)</sup>, 및 UH-60A<sup>(18)</sup> 등 다양한 헬리콥터의 진동 해석 연구를 위하여 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델이 활용되었지만, 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델을 이용하여 능동 로터 진동 제어 기법 적용 시, 로터 허브 진동 하중 및 동체 진동 응답의 제어를 함께 살펴본 연구는 적극적으로 수행된 바가 없다. 따라서, 본 연구는 중형 기동 헬리콥터에 대하여 로터-탄성 동체 연계 해석 모델을 구축하며, HHC를 이용한 능동 로터 진동 제어 시뮬레이션을 수행하고 로터 허브 진동 하중 최소화를 위한 HHC 입력 조건과 동체 진동 응답 최소화를 위한 HHC 입력 조건을 탐색하고 비교하는 연구를 수행한다.

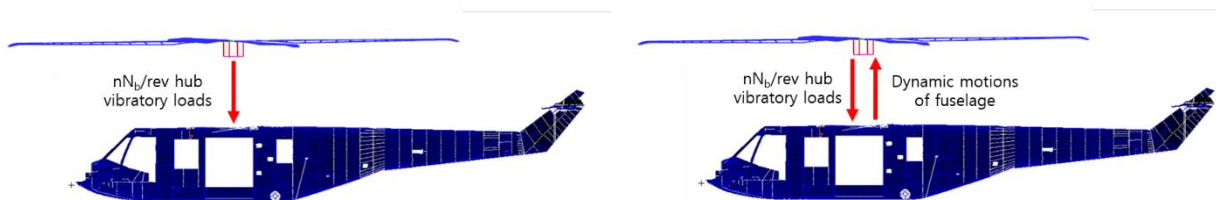
본 논문에서는 HHC를 사용하는 중형 기동 헬리콥터의 전기체 모델을 회전익기 통합 해석 코드(rotorcraft comprehensive analysis code)인 CAMRAD II(version 5.0)를 이용하여 구축하고 진동 해석을 수행한다. 이때 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델링 시, 전산 구조 해석 코드인 MSC.NASTRAN을 이용하여 얻어진 탄성 동체의 정규 모드 해석(normal mode analysis)의 결과를 사용하여 탄성 동체의 구조 동역학을 모델링한다. 저속, 중속, 및 고속의 비행 속도(40, 100, 및 140 knots)에서의 다양한 HHC 입력에 따른 4P 로터 허브 진동 하중의 변화 및 동체 주요 위치에서의 수직 방향의 4P 동체 진동 응답의 변화를 조사하고, 로터 허브 진동 하중의 최소화를 위한 HHC 입력 조건과 동체 진동 응답의 최소화를 위한 HHC 입력 조건을 비교한다.



(a) Higher Harmonic pitch Control(HHC)

(b) Individual Blade pitch Control(IBC)

Fig. 1. Active rotor vibration control techniques



(a) One-way coupled analysis

(b) Two-way coupled analysis

Fig. 2. Rotor-elastic fuselage coupled analyses

## 2. 본 론

### 2.1 중형 기동 헬리콥터 모델 및 비행 조건

연구 대상의 중형 기동 헬리콥터는 단일 주 로터 - 단일 꼬리 로터의 가장 일반적인 헬리콥터 형상을 가지며 4개의 블레이드로 구성된 주 로터의 경우, 관절형 허브(articulated hub)를 사용한다(Table 1). 따라서 본 연구의 주요 관심 진동수 성분은 4P이며 회전 시스템에서의 HHC 입력 시 3, 4, 및 5P 작동 진동수를 사용할 수 있다. 본 논문에서는 40( $\mu=0.091$ ), 100( $\mu=0.229$ ), 및 140 knots( $\mu=0.320$ )의 저속, 중속, 및 고속 수평 전진 비행 조건에 대하여 각각 로터-탄성 동체의 연계 해석 모델을 구축하였으며, HHC 입력에 따른 로터 및 동체의 진동 제어 시뮬레이션을 수행하였다.

Table 1. Properties of medium utility helicopter

Maximum take-off weight	8,709 kg
Number of blades per rotor, $N_b$	4
Main rotor rotational speed, $\Omega_{\text{main rotor}}$	272 RPM
Main rotor radius, R	7.9 m
Maximum level flight speed	146 knots

### 2.2 로터-탄성 동체 연계 해석 모델의 구축

#### 2.2.1 CAMRAD II 모델링

본 연구에서는 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRAD II를 이용하여 중형 기동 헬리콥터의 전기체 모델링, HHC 입력, 및 진동 해석을 수행하였다(Figure 3). 주 로터의 4개의 블레이드의 구조 동역학을 각각 8개의 비선형 탄성보(nonlinear elastic beam) 요소를 이용하여 표현하였으며, 로터 시스템의 조종 계통인 스와시플레이트(swashplate), 피치 링크(pitch link), 및 피치 혼(pitch horn) 등을 정교하게 모델링하였다. 로터의 비정상 공력 하중(unsteady aerodynamic loads)을 2차 양력선 이론(second-order lifting-line theory) 및 Onera Edlin 모델을 이용하여 계산하였다. 이때, 주 로터 블레이드 당 21개의 공력 패널(aerodynamic panel)을 사용하였으며 Table 형식의 에어포일 공력 데이터 베이스를 함께 이용하였다. 또한, 로터 허브 진동 하중의 정확도 향상을 위하여 Multiple-trailer wake 모델을 사용하여 로터 후류를 표현하였다. 꼬리 로터 모델의 경우 주 로터의 모델링과 유사하게 구현되었으나, 로터 유입류 모델로 비교적 간단한 균일 유입류(uniform inflow) 모델을 적용하였다.

동체는 강체 모델 및 탄성 모델의 두 종류로 각각 모델링되었다. 강체 동체 모델의 경우, 동체의 질량 관성 물성치와 헬리콥터 자세각에 대하여 표현된 공력 하중을 입력하여 모델링하였으며, 탄성 동체 모델의 경우, 전산 구조 해석 코드인 MSC.NASTRAN을 이용하여 얻어진 탄성 동체의 정규 모드 해석 결과의 고유 진동수(natural frequency), 모드 형상 벡터(mode shape vector), 및 모드 질량(modal mass)을 입력하여 탄성 동체의 구조 동역학을 표현하였다. 로터-탄성 동체의 양방향 연계 모델링은 2.2.3절에서 자세히 후술된다.

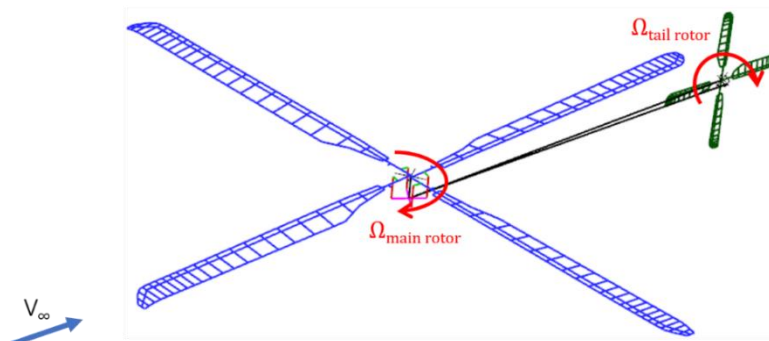


Fig. 3. Full-aircraft model of medium utility helicopter

2.2.2 로터-탄성 동체 일방향 연계 해석 모델

로터-탄성 동체의 일방향 연계 해석 기법(Fig. 2(a))은 주 로터와 탄성 동체를 CAMRAD II 및 MSC.NASTRAN을 각각 이용하여 개별적으로 모델링 및 해석한다. 먼저, 강체 동체 모델을 이용한 CAMRAD II 전기체 해석으로 얻어진 주어진 비행 조건의 로터 받음각(shaft tilting angle), 로터 허브의 추력(thrust), 롤링 모멘트(rolling moment), 및 피칭 모멘트(pitching moment)를 만족하도록 로터 단독 모델(isolated rotor model)을 트림(trim)한다. 이후, 로터 단독 모델로부터 얻은 4P 로터 허브 진동 하중을 이용하여 MSC.NASTRAN으로 표현된 중형 기동 헬리콥터의 탄성 동체 모델의 지상 진동 시험(ground vibration test, GVT, Fig. 4) 모델을 가진한다. 이때, GVT 모델은 자유 경계 조건의 탄성 동체 모델에 CBAR와 CBUSH 요소로 구성된 2개의 번지 코드(bungee cord)를 각각 주 로터 및 꼬리 로터 허브에 추가하여 구축되었으며, 자유 경계 조건 모델의 정규 모드 해석의 고유 진동수와 유사하며 6개의 강체 모드를 적절히 표현할 수 있다. 동체 주요 위치의 수직 방향의 4P 진동 응답은 MSC.NASTRAN의 과도 응답 해석(transient response analysis)을 수행하여 얻는다. 이와 같은 로터-탄성 동체의 일방향 연계 해석은 탄성 동체의 운동을 로터 허브 진동 해석 시 고려하지 않으며 두 개의 해석 코드를 이용하여 개별적으로 모델링 및 해석하므로 비교적 간단하다는 장점이 있다.

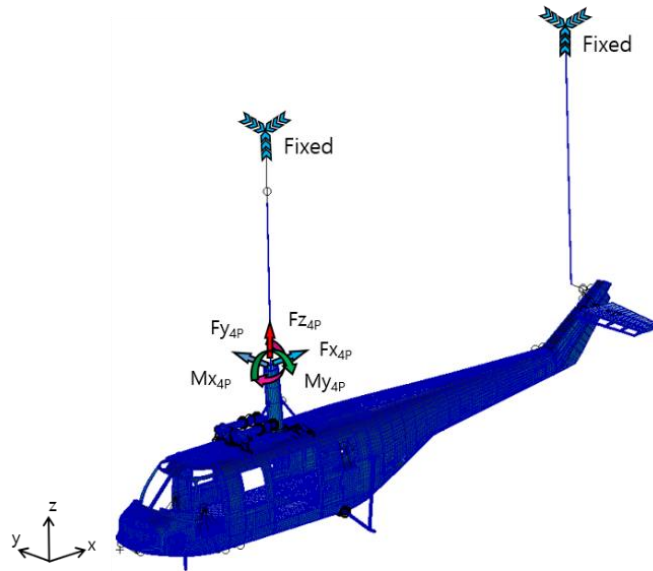


Fig. 4. Ground vibration test(GVT) model of medium utility helicopter

2.2.3 로터-탄성 동체 양방향 연계 해석 모델

로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 기법(Fig. 2(b))은 로터 허브와 동체 사이의 동적 상호 작용을 고려할 수 있으며, 본 논문에서는 CAMRAD II를 이용하여 로터-탄성 동체의 양방향 연계 모델의 로터 허브 진동 및 동체 진동 응답을 해석한다. 자유 경계 조건의 탄성 동체 모델에 대하여 MSC.NASTRAN의 정규 모드 해석으로부터 얻어진 고유 진동수, 모드 형상 벡터, 및 모드 질량을 CAMRAD II Input Deck에 입력하여 탄성 동체 모델을 포함한 중형 기동 헬리콥터의 전기체 모델을 구축한다. 이후, 주어진 비행 조건에 대하여 전기체의 6분력이 평형(equilibrium)을 만족하도록 전기체 트림 해석을 수행한다. 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델링 시, 탄성 동체 모드의 개수의 선정은 동체의 진동 응답 계산 정확도에 매우 중요하다. 따라서, 본 연구에서는 Fig. 5에 주어진 동체 주요 위치인 조종석(cockpit, ①), 조종석 바닥(pilot heel floor, ②), 부조종석 바닥(copilot heel floor, ③), 및 승객실(cabin, ④)에서의 수직 방향의 4P 진동 응답에 대하여 탄성 동체의 모드 개수를 증가시키면서 수렴성 테스트를 수행하여 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 시 필요한 탄성 동체 모드의 개수를 결정하였다. 이때, 식 (1)의 상대 오차(%)를 이용하여 수렴성 여부를 판별하였다. 여기서,  $\dot{z}_n$  은  $n$ 개의 탄성 동체 모드를 사용하는 경우의 수직 방향의 4P 동체 진동 응답으로 정의되며,  $\dot{z}_{converged}$ 는 수렴된 수직 방향의 4P 동체 진동 응답을 의미한다.

$$\text{Relative error(\%)} = \frac{\|\ddot{z}_n - \ddot{z}_{\text{converged}}\|}{\ddot{z}_{\text{converged}}} \times 100 \tag{1}$$

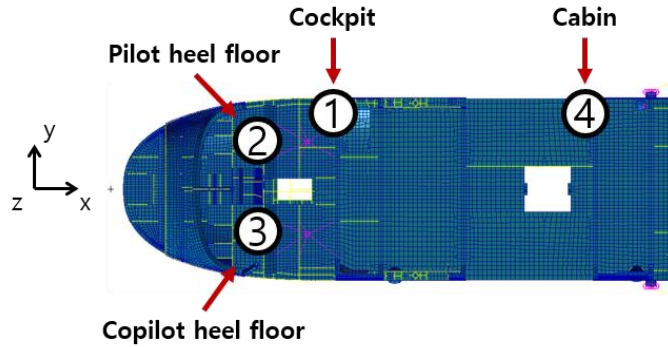


Fig. 5. Locations for 4P vertical fuselage vibration responses

### 2.3 HHC 입력 모델링

Swashplate의 하단에 위치한 HHC 작동기의 가진으로부터 로터 회전 시스템에서의 HHC 입력( $\theta_{HHC}$ )이 발생되며 이때, 회전하는 로터 블레이드의 피치 운동( $\theta(\psi)$ )은 식 (2)와 같이 표현된다.

$$\theta(\psi) = \theta_0 + \theta_{1c} \cos \psi + \theta_{1s} \sin \psi + \theta_{HHC} \tag{2}$$

where  $\theta_{HHC} = \theta_{n,HHC} \cos(n\psi - \varphi_n)$

여기서  $\theta_0$ ,  $\theta_{1c}$ , 및  $\theta_{1s}$ 는 각각 콜렉티브 피치 조종각(collective pitch control angle), 수평 및 축 방향의 사이클릭 피치 조종각(lateral and longitudinal cyclic pitch control angles)을 의미한다. 회전 시스템의 HHC 입력( $\theta_{HHC}$ )은 작동 진동수(actuation frequency,  $n$ , P), 피치 진폭(pitch amplitude,  $\theta_{n,HHC}$ , deg.), 및 제어 위상각(control phase angle,  $\varphi_n$ , deg.)을 이용하여 정의된다(식 (2))<sup>(6)</sup>. 작동 진동수( $n$ )는 HHC 작동기에 의하여 회전하는 로터 블레이드에 추가적으로 유발되는 피치 운동의 진동수 성분을 의미하며, Swashplate 하단의 HHC 작동기의 가진 진동수( $N_b P$ )에 의해  $(N_b - 1)P$ ,  $N_b P$ , 및  $(N_b + 1)P$ 으로 제한된다. 피치 진폭( $\theta_{n,HHC}$ )은 HHC 입력에 의한 블레이드 피치 운동의 진폭을 의미한다. 마지막으로, 제어 위상각( $\varphi_n$ )을 이용하여 Fig. 6과 같이 HHC 입력의 위상을 조정할 수 있다.

HHC를 이용한 능동 진동 제어 시뮬레이션 수행 시 작동 진동수( $n$ ), 피치 진폭( $\theta_{n,HHC}$ ), 및 제어 위상각( $\varphi_n$ )을 변수로 하는 파라미터 연구를 수행하였다. 회전 시스템에서의 작동 진동수( $n$ )는 3P, 4P, 및 5P의 성분을 이용하였으며, 피치 진폭( $\theta_{n,HHC}$ )은 0.5°, 1.0°, 및 1.5°의 값을 임의로 선택하였다. 그리고, 0°~360°( $\Delta\varphi_n = 45^\circ$ ) 범위의 제어 위상각( $\varphi_n$ )을 적용하여 회전 시스템에서의 HHC 입력 조건을 정의하였다. 더불어, 로터 단독 모델 혹은 전기체 모델에 대하여 HHC 입력 후, 트림 해석을 수행하였다.

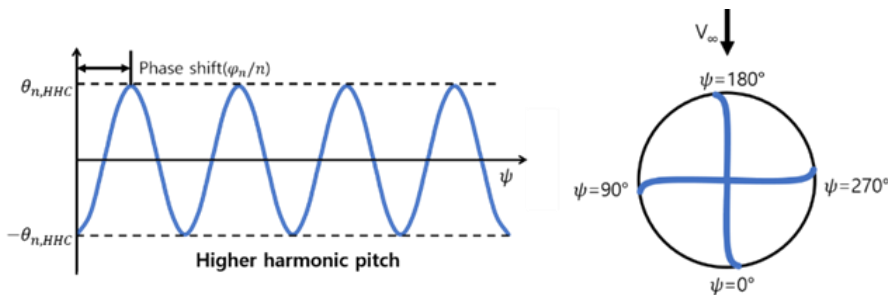


Fig. 6. Higher harmonic pitch input modeling in rotating system

### 2.4 진동 제어 성능 평가

본 연구에서는 HHC 입력에 따른 로터 허브 진동 하중의 변화를 식 (3)의 로터 진동 지수(vibration index,  $VI^{(19)}$ )를 사용하여 조사하였다. 이때,  $VI$ 를 최대 저감시키는 HHC 입력 조건을 로터 진동 최소화를 위한 입력 조건으로 판단하였다.

$$VI = K_F \frac{\sqrt{(0.5F_{x4P})^2 + (0.67F_{y4P})^2 + F_{z4P}^2}}{G.W.} + K_M \frac{\sqrt{M_{x4P}^2 + M_{y4P}^2}}{R(G.W.)} \tag{3}$$

Figure 7은 중형 기동 헬리콥터의 로터 단독 모델에 대한 CAMRAD II 해석으로부터 얻은 4P 로터 허브 진동 하중 성분을 힘( $F_{x4P}$ ,  $F_{y4P}$ , 및  $F_{z4P}$ )과 모멘트( $M_{x4P}$  및  $M_{y4P}$ )로 분리하여 각각 탄성 동체의 GVT 모델을 가진하는 경우, MSC.NASTRAN 해석으로부터 얻은 수직 방향의 4P 동체 진동 응답을 보여준다. 이때, 해석으로부터 얻어진 수직 방향의 4P 동체 진동 응답을 각 동체 주요 위치의 비행 시험 결과에 대하여 무차원화하였다. 그림에서 보듯이, 4P 로터 허브 진동 하중 성분 중 허브 진동의 힘 성분이 모멘트 성분보다 수직 방향의 4P 동체 진동 응답에 더 높은 기여도를 나타낸다. 수직 방향의 4P 동체 진동 응답은 4P 허브 진동 힘과 모멘트만을 각각 가진할 때 승객실에서 가장 큰 차이가 발생되며, 4P 허브 진동 힘만을 가진하는 경우 모멘트만을 가진하는 경우보다 평균 약 10배 큰 값으로 얻어졌다. 따라서, 본 연구에서는  $VI$ 를 이용한 로터 허브 진동 수준 평가 시, 식 (3)의 가중치인  $K_F$ 와  $K_M$ 를 각각 10과 1로 가정하였다.

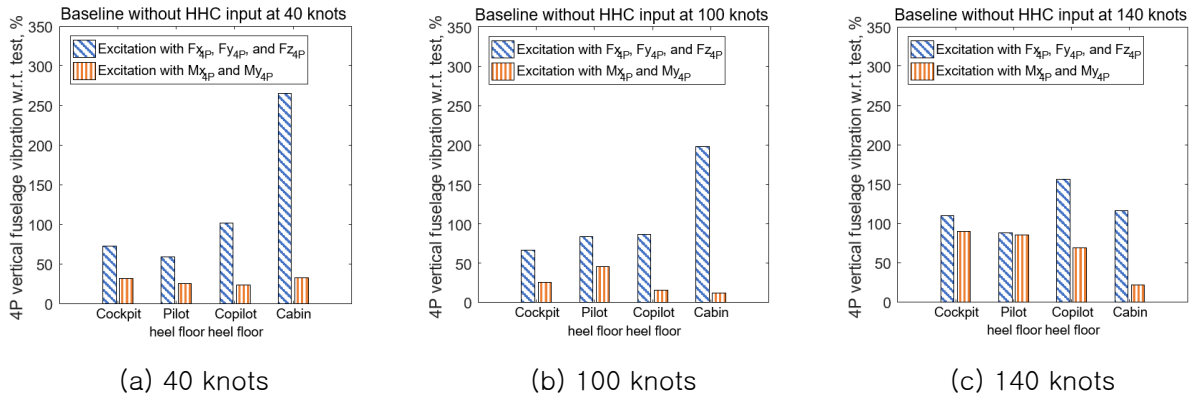


Fig. 7. 4P vertical fuselage vibrations using different 4P hub vibratory loads without HHC input

HHC 입력에 따른 동체의 진동 응답 제어를 식 (4)로 정의되는 동체 진동의 목적 함수( $J$ )를 이용하여 평가하였다. 식 (4)의  $w_i$ 와  $r_i$ 는 각각  $i$ 번째 동체 주요 위치 별 가중치와 수직 방향의 4P 동체 진동 응답의 저감율(%)을 의미한다. 즉, 동체 진동 응답의 저감율에 가중치를 곱하여 각 위치 별 HHC를 이용한 동체 진동 제어의 난이도를 반영하였다. 파라미터 연구를 이용한 HHC 시뮬레이션의 사례(case) 중 동체 진동 응답이 적절히 저감되는 사례의 수의 비율이 적을수록 동체 진동 제어의 난이도가 높다고 판단하였으며, 동체 진동 제어의 난이도가 높을수록 큰 가중치를 부여하였다. 따라서, 조종석, 조종석 바닥, 부조종석 바닥, 및 승객실의 가중치를 각각 0.25, 0.28, 0.23, 및 0.24로 총합이 1이 되도록 설정하였다.

$$J = \sum_{i=1}^4 (w_i r_i) \tag{4}$$

## 3. 연구 결과

### 3.1 로터-탄성 동체 연계 모델을 이용한 동체 진동 해석

로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델 구축에 필요한 탄성 동체 모드 개수의 결정을 위하여 동체 진동 응답의 수렴성 테스트를 수행하였다. Figure 8은 수직 방향의 4P 동체 진동 응답의 수렴성 테스트 결과이며, 수렴된 동체 진동 응답과의 상대 오차(식 (1))가 0에 수렴될 경우의 탄성 동체



모드의 개수를 선택할 수 있다. 저속, 중속, 및 고속의 비행 속도(40, 100, 및 140 knots)에 대하여 수직 방향의 4P 동체 진동 응답은 각각 24개, 16개, 및 23개의 탄성 동체 모드를 이용하는 경우 적절히 수렴되었다.

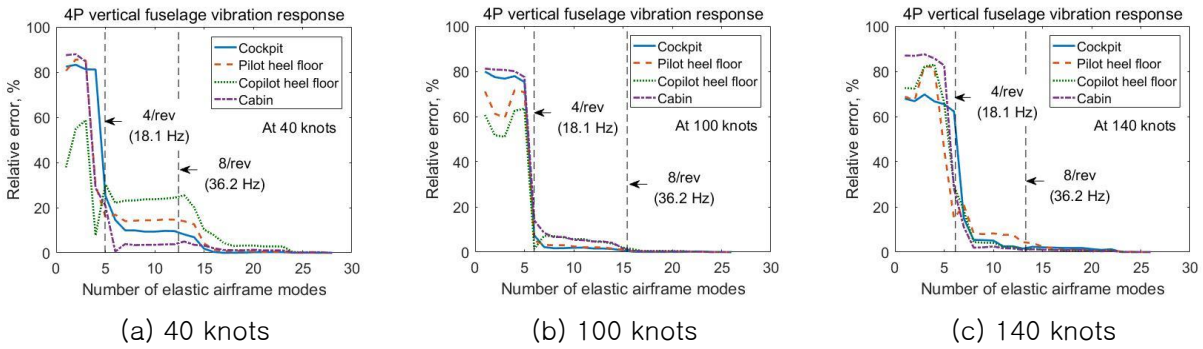


Fig. 8. Convergence tests for 4P vertical fuselage vibrations

Figure 9에 HHC 미적용 시, 중형 기동 헬리콥터의 동체 주요 위치에서 수직 방향의 4P 진동 응답을 일방향 및 양방향의 로터-탄성 동체의 연계 해석 기법을 사용하여 예측하여 나타내었다. 이때, 각 동체 주요 위치의 비행 시험 결과를 이용하여 해석 결과를 무차원화하였다. 로터-탄성 동체의 일방향 연계 해석 모델의 경우 비행 시험 결과와 비교하여 약 7~28%의 오차를 보인다. 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델을 이용하는 경우 부조종석 바닥을 제외한 동체 주요 위치에서 약 0~18%의 오차를 보이지만, 부조종석 바닥의 동체 진동 응답은 약 56~62%의 큰 오차가 발생하였다. 부조종석 바닥을 제외한 나머지 동체 주요 위치의 진동에 대한 오차가 비교적 적절하므로 HHC 적용을 위한 로터-탄성 동체의 연계 해석 모델을 적절히 구축하였다고 판단하였다.

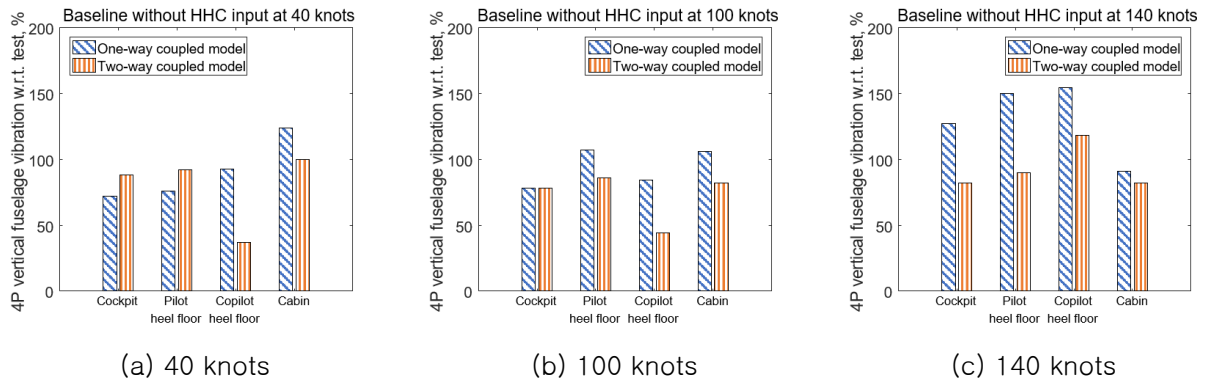


Fig. 9. 4P vertical fuselage vibration responses without HHC input

### 3.2 HHC를 이용한 진동 제어 시뮬레이션

#### 3.2.1 비행 속도 40 knots

Figures 10과 11은 40 knots에서 중형 기동 헬리콥터의 로터 단독 모델과 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델을 이용한 HHC 시뮬레이션 결과로부터의  $V_I$ (식 (3))의 변화를 보여준다. 각 작동 진동수( $n$ ) 별 제어 위상각( $\varphi_n$ )의 변화에 따른  $V_I$ 는 두 해석 기법에서 비슷한 경향으로 변화하며 동일한 HHC 입력 조건( $4P/0.5^\circ/315^\circ$ )에서 유사한  $V_I$  최대 저감율인 66.83%(Fig. 10(b))와 66.89%(Fig. 11(b))를 각각 얻었다. 따라서 HHC를 이용한 로터 진동의 변화율을 살펴볼 경우, 로터 단독 모델만을 이용하여도 충분함을 알 수 있다.

Figure 12에 로터 단독 모델과 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델을 각각 이용하여 4P 로터 허브 진동 하중 성분의 변화를 Polar Plot을 이용하여 도시 및 비교하였다. 이 때, Figures 10과

11에서 확인된 로터  $V$ 의 최소화를 위한 HHC 입력 조건( $4P/0.5^\circ/\phi_4$ )을 이용하였다. 그래프 내의 사각 symbol은 HHC 미적용 시의 4P 로터 허브 진동 하중 성분을 의미하며, 원점(origin point)과 HHC 적용 및 미적용 시 결과와의 거리는 각 4P 로터 허브 진동 하중 성분의 크기로 정의된다. 이때, HHC를 적용하지 않은 Baseline의 각 4P 로터 허브 진동 하중 성분의 크기로 무차원화하였다. 두 해석 모델의 HHC 입력 조건에 따른 Polar Plots의 위상 및 크기가 서로 매우 유사함을 확인할 수 있다.

40 knots에서의 HHC 적용 시 4P 동체 진동 응답의 변화율을 Fig. 13에 나타내었다. 전술한 식 (4)의 동체 진동의 목적 함수인 Cost function을 이용하여 HHC 입력 시 동체 진동 제어를 평가하였으며, 이때, 각 작동 진동수( $n$ ) 별 Cost function을 최소화시키는 HHC 입력의 피치 진폭( $\theta_{n,HHC}$ ) 값에 대하여 제어 위상각( $\phi_n$ )의 변화에 따라 조사하였다. 로터-탄성 동체의 일방향 연계 해석 모델의 경우, 동체 진동은 4P의 작동 진동수( $n$ )에 대하여 ( $4P/0.5^\circ/315^\circ$ )의 HHC 입력 조건에서 53.34%만큼 최대로 저감되었다(Fig. 13(a)). 따라서, 동체 진동을 최소화시키는 HHC 입력 조건은 ( $4P/0.5^\circ/315^\circ$ )으로 정의될 수 있으며, 이는 로터 진동( $V$ )의 최소화 입력 조건(Figs. 10 및 11)과 일치한다. Figure 13(b)의 양방향 연계 해석 모델을 이용한 HHC 시뮬레이션 수행 결과에서는 5P 성분의 HHC 입력 조건( $5P/1.5^\circ/0^\circ$ )을 적용하는 경우 65.34%만큼 최대 저감되었으며, 로터 진동을 최소화시키는 입력 조건( $4P/0.5^\circ/315^\circ$ )과 일치하지 않는다. 로터-탄성 동체의 일방향 및 양방향 연계 해석 모델을 이용한 HHC 시뮬레이션 수행 결과 동체 진동 응답의 Cost function(식 (4))을 최소화하는 HHC 입력 조건이 일치하지 않고, HHC 입력 조건에 따른 제어 경향이 서로 다르다. 또한, 로터 및 동체 진동 사이의 상호 작용을 고려하는 양방향 연계 해석의 경우 동체 진동의 최대 저감율은 일방향 연계 해석의 결과와 비교하여 12.00%만큼 크다. 이와 같은 차이는 로터-탄성 동체의 일방향 연계 해석에서는 전기체 트림을 적용하지 않기 때문으로 판단된다.

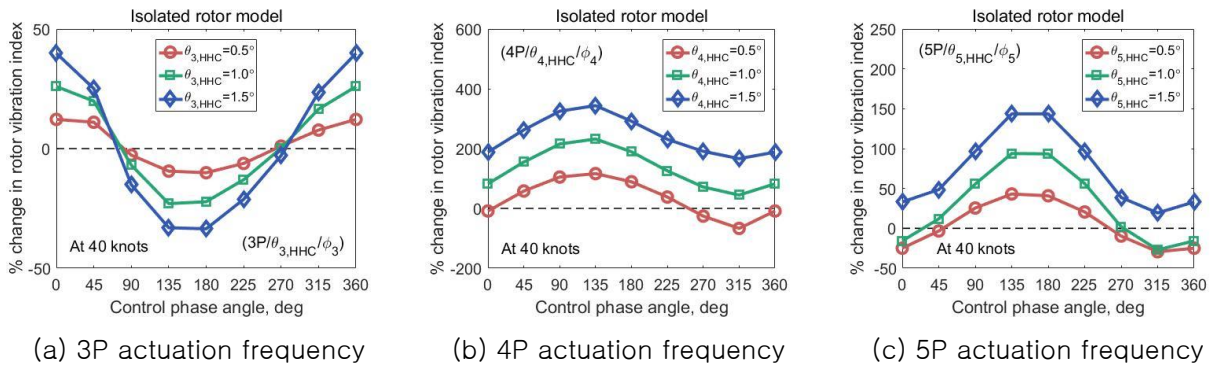


Fig. 10. Change in rotor vibration index with HHC input using isolated rotor model at 40 knots

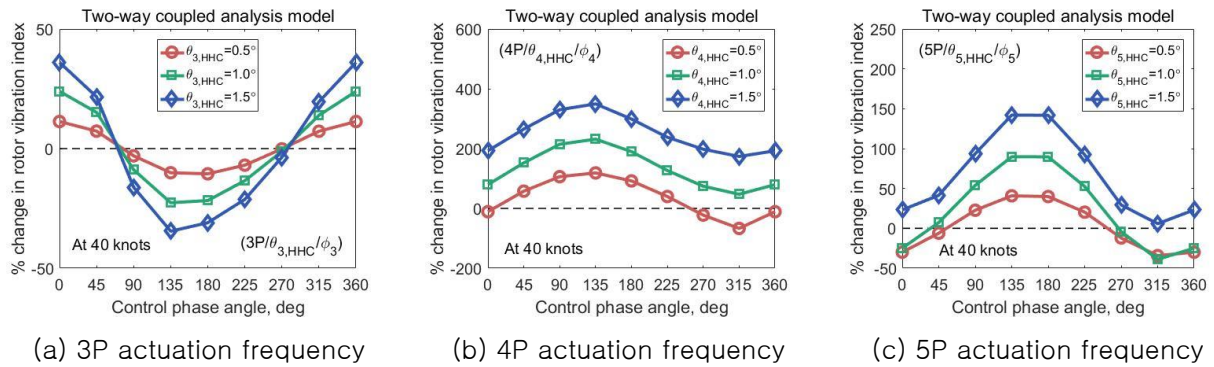


Fig. 11. Change in rotor vibration index with HHC input using two-way coupled model at 40 knots



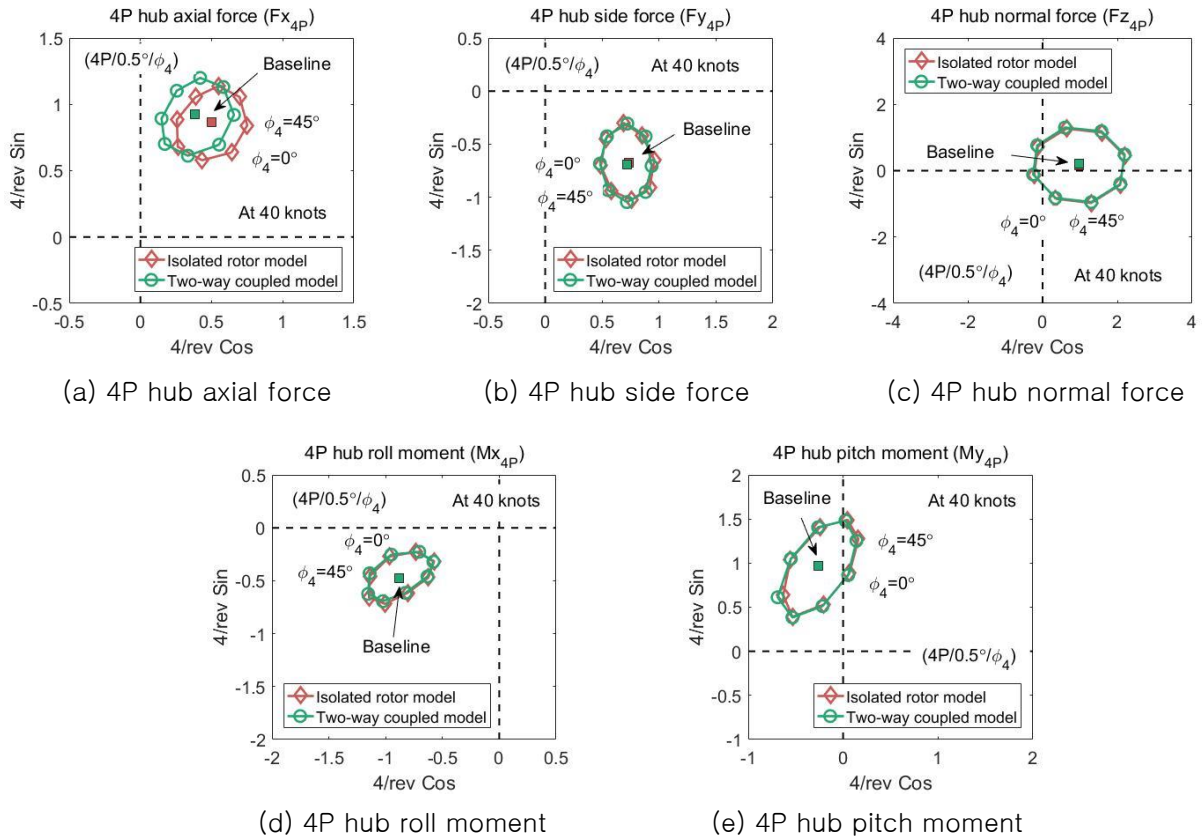


Fig. 12. 4P hub vibratory loads with HHC input( $4P/0.5^\circ/\varphi_4$ ) at 40 knots

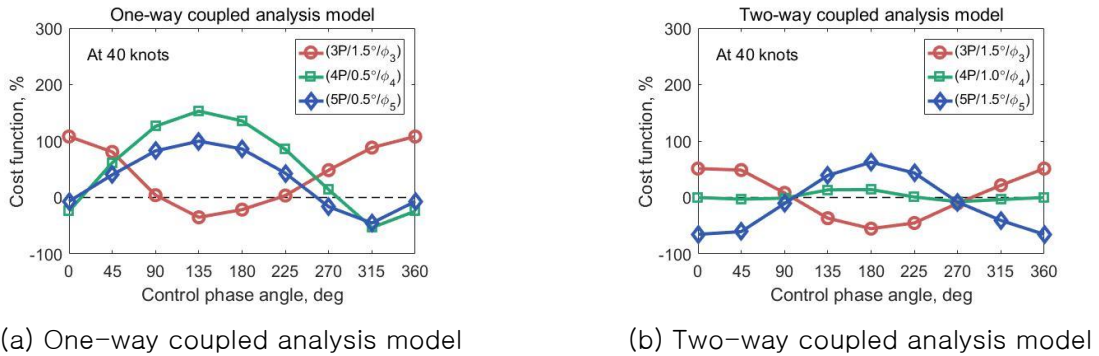


Fig. 13. Fuselage vibration cost functions with HHC input at 40 knots

### 3.2.2 비행 속도 100 knots

앞선 3.2.1절의 결과와 유사하게 100 knots의 비행 속도에서 로터 단독 모델과 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델에 각각 HHC를 적용하는 경우, HHC 입력 조건에 따른 로터  $V_I$ 의 변화의 경향이 비교적 잘 일치한다(Figs. 14 및 15). 또한, 3P의 작동 진동수( $n$ ),  $1.5^\circ$ 의 피치 진폭( $\theta_{n,HHC}$ ), 및  $180^\circ$ 의 제어 위상각( $\varphi_n$ )의 HHC 입력 조건( $3P/1.5^\circ/180^\circ$ )에서 두 모델의 로터  $V_I$ 는 각각 39.96%(Fig. 14(a))와 41.73%(Fig. 15(a))으로 모두 최소화된다.

로터  $V_I$ 가 최대 저감되는 ( $3P/1.5^\circ/\varphi_3$ )의 HHC 입력 조건에서 4P 로터 허브 진동 하중 성분의 위상 및 크기를 Fig. 16의 Polar Plots으로 확인할 수 있으며 로터 단독 모델 및 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델을 이용한 로터 허브 진동 하중 해석 결과 HHC 입력 조건에 따른 4P 로터 허브 진동 하중 성분의 위상 및 크기 변화의 경향이 매우 유사하다.

Figure 17은 HHC를 이용한 동체 진동 제어 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 로터-탄성 동체의 일방향 연계 해석 모델의 경우, 동체 진동의 목적 함수(식 (4))는 5P 성분의 (5P/0.5°/315°)의 HHC 입력 조건에서 51.56% 최소화되며(Fig. 17(a)), 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델의 동체 진동은 최대 로터 진동 저감 입력 조건(3P/1.5°/180°) 및 로터-탄성 동체의 일방향 연계 해석 모델의 최대 동체 진동 저감 입력 조건(5P/0.5°/315°)과 다른 HHC 입력 조건(3P/1.5°/225°)에서 최대 저감되며(63.65%) 일방향 연계 해석 결과보다 12.09%만큼 더 크게 저감된다(Fig. 17(b)). 또한, 제어 위상각( $\varphi_n$ )에 따른 동체 진동의 제어 경향이 두 해석 모델에서 서로 상이하다(Figs. 17(a)와 (b)).

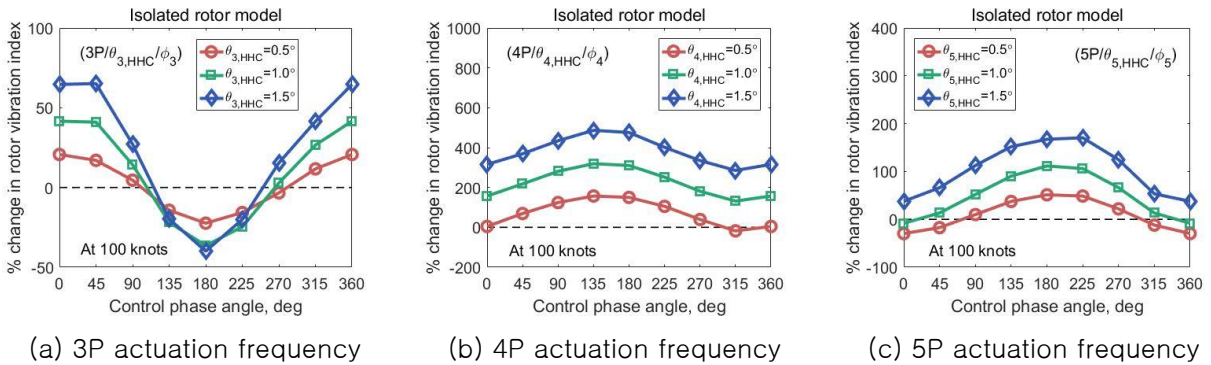


Fig. 14. Change in rotor vibration index with HHC input using isolated rotor model at 100 knots

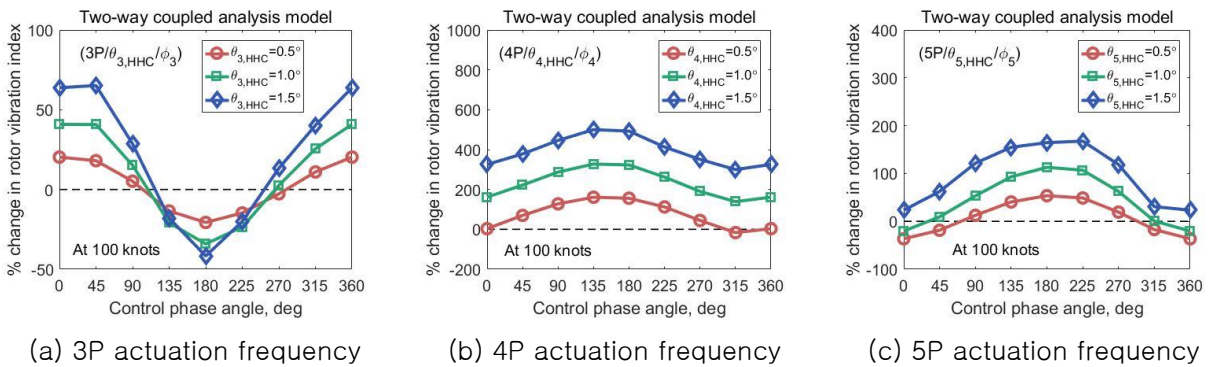
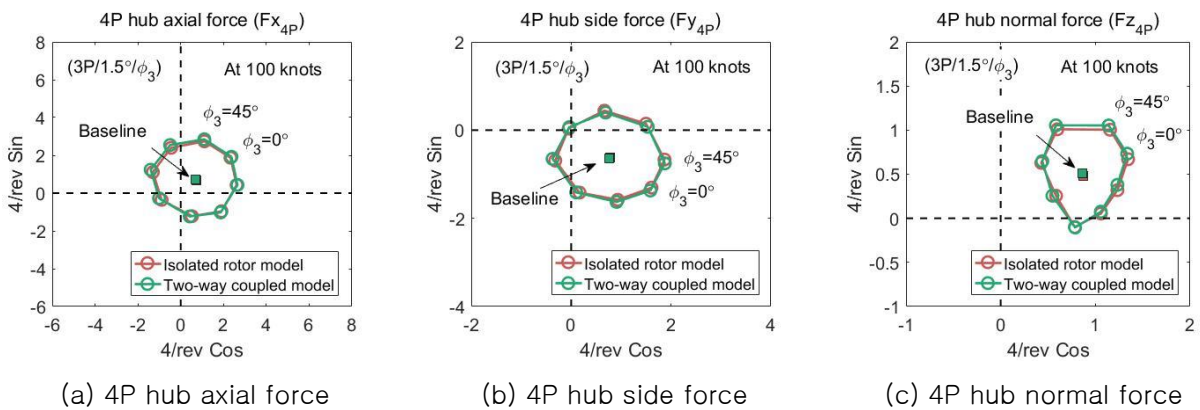


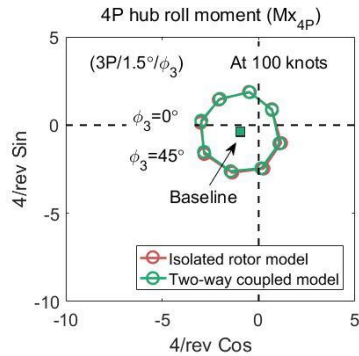
Fig. 15. Change in rotor vibration index with HHC input using two-way coupled model at 100 knots



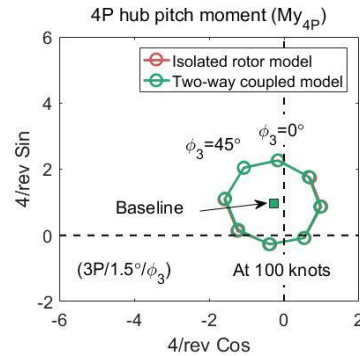
(a) 4P hub axial force

(b) 4P hub side force

(c) 4P hub normal force

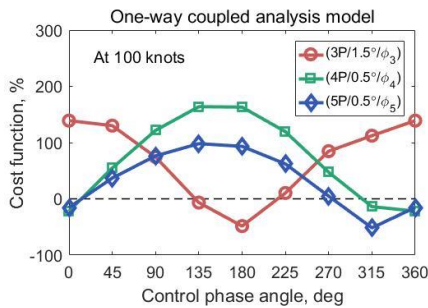


(d) 4P hub roll moment

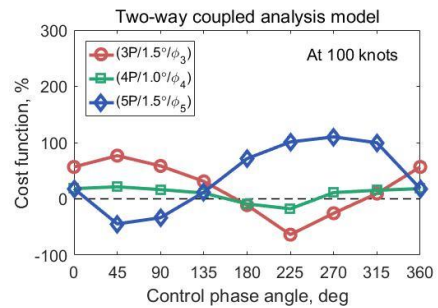


(e) 4P hub pitch moment

**Fig. 16. 4P hub vibratory loads with HHC input( $3P/1.5^\circ/\phi_3$ ) at 100 knots**



(a) One-way coupled analysis model



(b) Two-way coupled analysis model

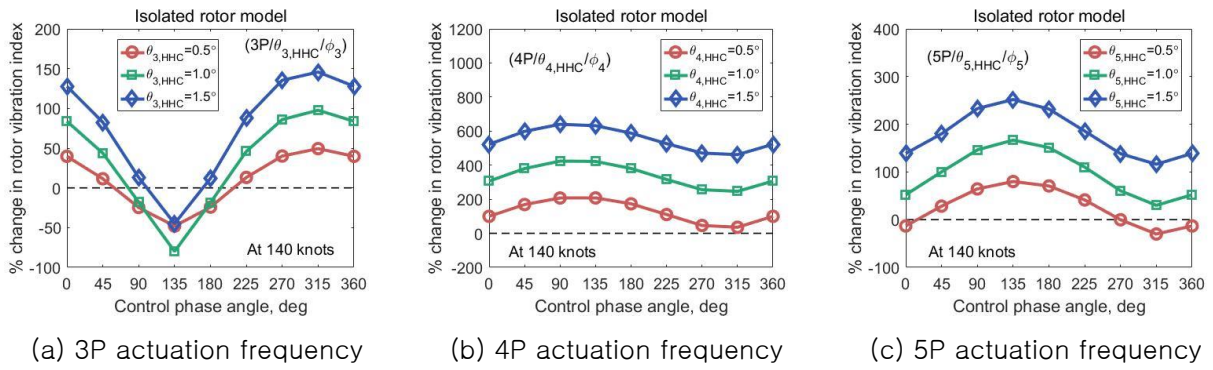
**Fig. 17. Fuselage vibration cost functions with HHC input at 100 knots**

### 3.2.3 비행 속도 140 knots

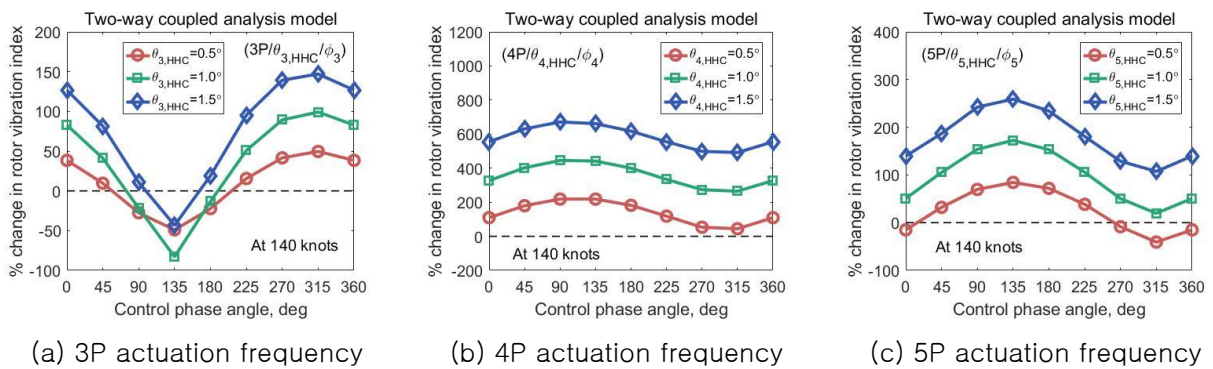
Figures 18과 19는 각각 로터 단독 모델 및 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델을 이용하는 경우 140 knots의 고속 비행 조건에서 HHC 입력 조건에 따른 로터 진동( $V$ )의 변화를 나타낸다. HHC 입력 조건에 따른 두 해석 모델의  $V$ 의 변화 경향이 서로 유사하며,  $(3P/1.0^\circ/135^\circ)$ 의 동일한 HHC 입력 조건에서 로터 단독 모델과 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델의 로터  $V$ 는 최소화되었으며, 최대 저감율은 각각 79.96%와 82.96%으로 매우 유사하다(Figs. 18(a)과 19(a)).

로터 진동을 최대 저감시키는 3P의 작동 진동수( $m$ )와  $1.0^\circ$ 의 피치 진폭( $\theta_{n,HHC}$ )의 HHC 입력 조건( $3P/1.0^\circ/\phi_3$ )을 적용하여 제어 위상각( $\phi_n$ )의 변화에 따른 4P 로터 허브 진동 하중 성분의 위상 및 크기 변화를 Fig. 20에 나타내었다. 로터 단독 모델과 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델을 이용한 HHC 시뮬레이션 수행 결과 4P 로터 허브 진동 하중 성분의 변화가 매우 유사하게 얻어졌다.

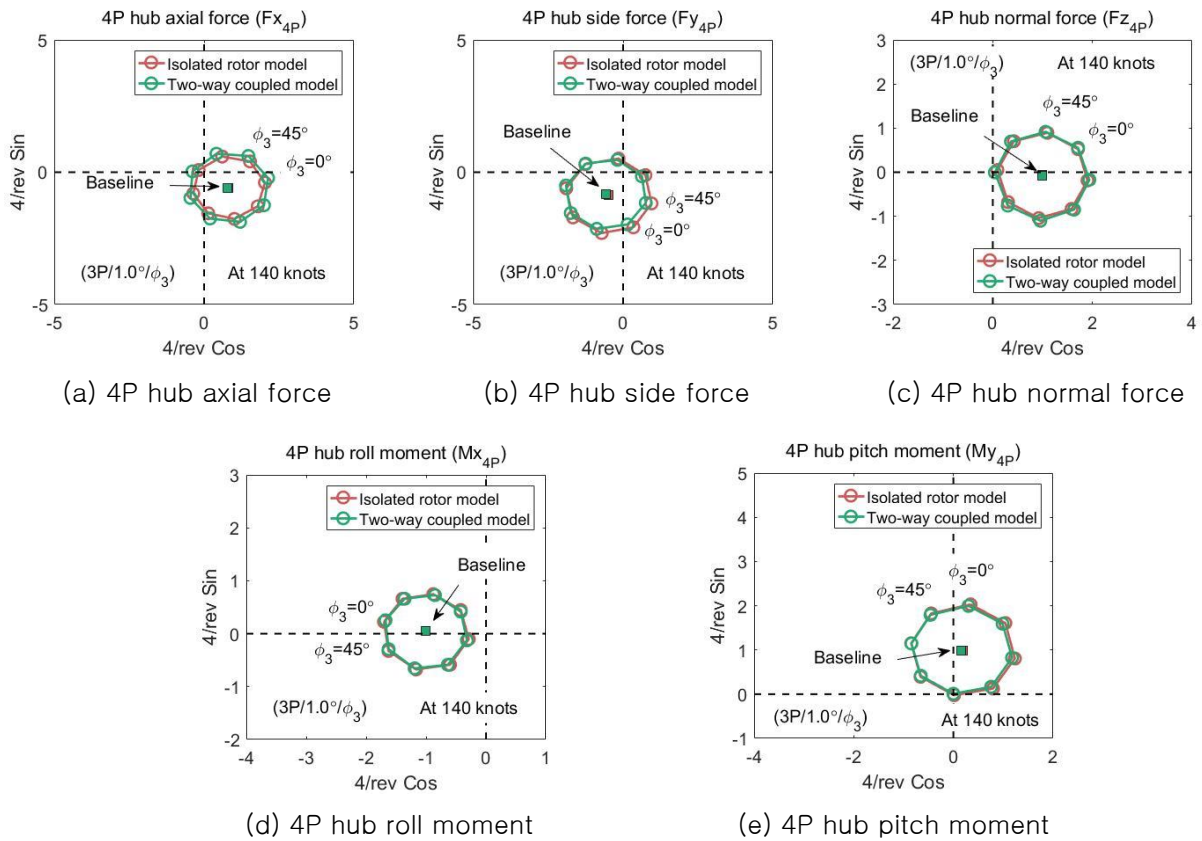
Figure 21은 로터-탄성 동체의 일방향 및 양방향 연계 해석 모델을 이용하여 각각 HHC 입력 조건에 따른 동체 진동 제어 결과를 보여준다. 동체 진동의 목적함수는 로터-탄성 동체의 일방향 연계 해석 모델을 이용하는 경우 로터 진동을 최소화시키는  $(3P/1.0^\circ/135^\circ)$ 의 HHC 입력 조건에서 58.27% 최대 저감되며(Fig. 21(a)), 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석을 수행하는 경우 최대 로터 진동 저감 입력 조건( $3P/1.0^\circ/135^\circ$ )과 다른  $(3P/1.0^\circ/180^\circ)$ 의 HHC 입력 조건에서 53.97% 최소화된다(Fig. 21(b)). 로터-탄성 동체의 일방향 및 양방향 연계 해석 모델의 동체 진동을 최대 저감시키는 HHC 입력 조건이 서로 다르지만 동체 진동의 최대 저감율이 서로 유사하다. 이때, 제어 위상각( $\phi_n$ )에 따른 동체 진동의 목적 함수의 변화가 유사하다(Figs. 21(a)와 (b)).



**Fig. 18. Change in rotor vibration index with HHC input using isolated rotor model at 140 knots**

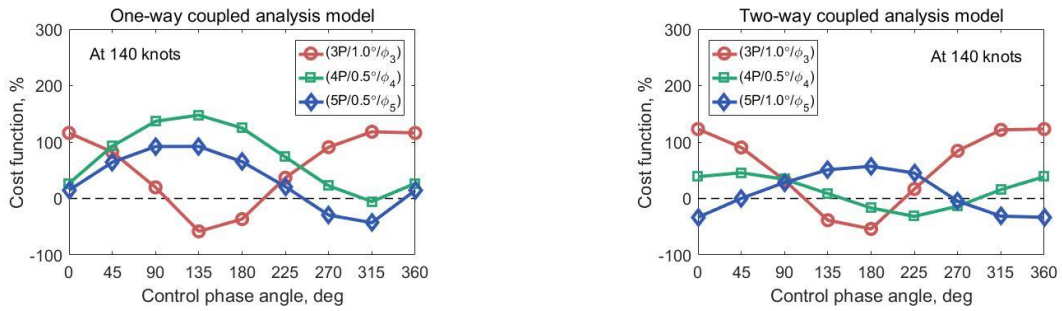


**Fig. 19. Change in rotor vibration index with HHC input using two-way coupled model at 140 knots**



**Fig. 20. 4P hub vibratory loads with HHC input(3P/1.0°/φ<sub>3</sub>) at 140 knots**





(a) One-way coupled analysis model

(b) Two-way coupled analysis model

**Fig. 21. Fuselage vibration cost functions with HHC input at 140 knots**

### 3. 결론

본 연구에서는 중형 기동 헬리콥터에 대하여 능동 로터 진동 제어 기법인 HHC를 적용하여 로터 및 동체의 진동 제어 시뮬레이션 연구를 수행하였다. 이때, 로터-탄성 동체의 일방향 및 양방향 연계 해석 모델의 두 종류의 해석 모델을 이용하였으며, 이를 위하여 CAMRAD II 및 MSC.NASTRAN을 사용하였다.

40 knots의 저속 비행 조건에서 로터 단독 모델과 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델을 이용하는 경우 로터 진동을 최소화시키는 HHC 입력 조건(4P/0.5°/315°)이 서로 일치하며, 로터 진동이 각각 66.83%와 66.89%만큼 유사하게 최대 저감되었다. 동체 진동은 일방향 및 양방향 연계 해석의 모델에 대하여 각각 (4P/0.5°/315°) 및 (5P/1.5°/0°)에서 53.34% 및 65.34% 최대 감소되었다. 100 knots의 경우 (3P/1.5°/180°)의 동일한 HHC 입력 조건에서 로터 단독 모델(39.96%)과 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델(41.73%)의 로터 진동이 서로 비슷하게 최대 저감되었으며, 일방향 및 양방향 연계 해석 모델을 이용하여 각각 (5P/0.5°/315°) 및 (3P/1.5°/225°)에서 51.56%와 63.65%의 최대 동체 진동 저감율을 각각 얻었다. 고속 비행 조건인 140 knots에서 로터-단독 모델과 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델에 각각 동일한 (3P/1.0°/135°)의 HHC 입력 조건을 적용할 때 79.96%와 82.96%으로 로터 진동의 최대 저감율이 서로 유사하다. 또한, 로터-탄성 동체의 일방향 및 양방향 연계 해석의 결과를 비교할 때 각각 (3P/1.0°/135°) 및 (3P/1.0°/180°)의 HHC 입력 조건에서 동체 진동이 최소화되었다(58.27% 및 53.97%).

40 및 140 knots의 비행 속도에서 일방향 연계 해석 모델의 최대 동체 진동 저감 입력 조건은 각 비행 속도의 최대 로터 진동 저감 입력 조건과 동일하다. 100 knots에서 최대 로터 진동 저감 입력 조건과 일방향 연계 해석 시 동체 진동을 최소화시키는 입력 조건이 서로 일치하지 않지만 유사한 저감율로 최대 저감되었다. 세 비행 속도(40, 100, 및 140 knots) 별 로터-탄성 동체의 일방향 및 양방향 연계 해석 결과를 각각 비교할 때 동체 진동을 최대 저감시키는 HHC 입력 조건은 서로 상이하며 40 및 100 knots의 경우 최대 저감율의 차이를 보였다. 이는 로터-탄성 동체의 연계 해석 기법의 종류에 따라 전기체 트림 적용 여부의 차이 때문으로 판단된다. 또한, 로터  $V_I$ 의 최소화를 위한 HHC 입력 조건과 수직 방향의 동체 진동 응답에 대한 목적 함수의 최소화를 위한 HHC 입력 조건이 일치하지 않았으며, 이는 로터  $V_I$ 의 경우, 5개의 허브 진동 하중 성분이 함께 고려된 반면, 본 연구의 동체 진동 응답은 수직 방향의 결과만 이용되었기 때문이다. 추후 로터-탄성 동체의 양방향 연계 해석 모델과 로터 및 동체 진동 제어 성능을 평가하는 기준의 개선으로 구체적인 원인에 대한 탐색 연구가 필요하다.

### 참고문헌

- [1] N. D. Ham, "Some Conclusions from an Investigation of Blade-Vortex Interaction," Journal of the American Helicopter Society, vol. 20, no. 4, pp. 26-31, 1975.
- [2] G. J. Leishman, "Principal of Helicopter Aerodynamics," Cambridge university press, 2006.
- [3] R. K. Goodman and T. A. Millott, "Design, Development, and Flight Testing of the Active Vibration Control System for the Sikorsky S-92," Proceedings of the American Helicopter Society 56th Annual Forum, Virginia, USA, pp. 764-771, 2000.



- [4] D. H. Kim, T. J. Kim, S. K. Paek, D. I. Kwak, and S. U. Jung, "Application and Performance Evaluation of Helicopter Active Vibration Control System for Surion," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 43, no. 6, pp. 557–567, 2015.
- [5] D. H. Kim, T. J. Kim, S. U. Jung, and D. I. Kwak, "Test and Simulation of an Active Vibration Control System for Helicopter Applications," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 17, no. 3, pp. 442–453, 2016.
- [6] K. Nguyen and I. Chopra, "Application of Higher Harmonic Control to Rotors Operating at High Speed and Thrust," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 35, no. 3, pp.78–89, 1990.
- [7] K. Q. Nguyen, "Higher Harmonic Control Analysis for Vibration Reduction of Helicopter Rotor Systems," NASA-TM-103855, 1994.
- [8] C. Kessler, "Active Rotor Control for Helicopters: Motivation and Survey on Higher Harmonic Control," *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 1, pp. 3–22, 2011.
- [9] S. A. Jacklin, A. Blaas, S. M. Swanson, and D. Teves, "Second Test of a Helicopter Individual Blade Control System in the NASA AMES 40-by 80-foot Wind Tunnel," *American Helicopter Society 2nd International Aeromechanics Specialists' Conference*, Bridgeport, CT, 1995.
- [10] H. Yeo, R. Jain, and B. Jayaraman, "Investigation of Rotor Vibratory Loads of a UH-60A Individual Blade Control System," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 61, no. 3, pp. 1–16, 2016.
- [11] S. A. Jacklin, S. Swanson, A. Blaas, P. Richter, D. Teves, G. Niesl, R. Kube, D. L. Key, and B. Gmelin, "Investigation of a Helicopter Individual Blade Control(IBC) System in Two Full-Scale Wind Tunnel Tests: Volume I," NASA-TP-20205003457, 2020.
- [12] D. H. Kim, "Blade Pitch Control by Swashplate Higher Harmonic Control," *Proceedings of the KSAS Annual Spring Conference*, April 2022.
- [13] Y. L. Lee, D. H. Kim, J. S. Park, and S. B. Hong, "Vibration Reduction Simulations of a Lift-Offset Compound Helicopter using Two Active Control Techniques," *Aerospace Science and Technology*, vol. 106, Article 106181, 2020.
- [14] S. B. Hong, Y. L. Lee, Y. M. Kwon, J. S. Park, J. S. Kim, and D. H. Kim, "Airframe Vibration Reduction for an Unmanned Lift-Offset Compound Helicopter using Active Vibration Control System," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 23, pp. 102–114, 2022.
- [15] B. H. Park, S. W. Bang, Y. L. Lee, and J. S. Park, "Active Vibration Reductions for Airframe and Human Body of UH-60A Helicopter in Low-and High-Speed Flights," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 36, no. 11, pp. 5363–5373, 2022.
- [16] T. Chiu, P. Friedmann, "ACSR System for Vibration Suppression in Coupled Helicopter Rotor/Flexible Fuselage Model," *Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 37th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Salt Lake City, UT, pp. 1972–1990, 1996.
- [17] H. Yeo and I. Chopra, "Coupled Rotor/Fuselage Vibration Analysis using Detailed 3-D Airframe Models," *Mathematical and Computer Modelling*, vol. 33, no. 10–11, pp. 1035–1054, 2001.
- [18] W. Rex, T. Pflumm, and M. Hajek, "UH-60A Rotor and Coupled Rotor-Fuselage Simulation Framework Validation and Analysis," *The 45th European Rotorcraft Forum*, September 2019.
- [19] J. W. Lim, D. D. Boyd Jr, F. Hoffman, B. G. van der Wall, D. H. Kim, S. N. Jung, Y. H. You, Y. Tanabe, J. Bailly, C. Lienard, and Y. Delrieux, "Aeromechanical Evaluation of Smart-Twisting Active Rotor," *The 40th European Rotorcraft Forum*, September 2014.