

Lift-offset 복합형 헬리콥터의 능동 로터 진동 제어를 이용한 동체 진동 저감 시뮬레이션

Fuselage Vibration Reduction Simulations

using Individual Blade Pitch Control for a Lift-offset Compound Helicopter

이 수 빈* · 이 유 빈** · 박 병 현*** · 박 재 상†

Su-Bin Lee*, Yu-Been Lee**, Byung-Hyeon Park*** and Jae-Sang Park†

(Received September 11, 2024 ; Revised November 15, 2024 ; Accepted November 18, 2024)

Key Words : Lift-offset Compound Helicopter(lift-offset 복합형 헬리콥터), Individual Blade Pitch Control(개별 블레이드 피치 제어), Rotor Vibratory Load Reduction(로터 진동 하중 감소), Fuselage Vibration Reduction(동체 진동 감소)

ABSTRACT

This paper investigates the use of active rotor vibration control, specifically individual blade pitch control (IBC), for a 13 600 kg (30 000 lb) class lift-offset compound helicopter to simultaneously reduce rotor and fuselage vibration responses while enhancing rotor performance. The rotor and fuselage systems are modeled and analyzed separately using CAMRAD II and MSC.NASTRAN respectively, and a one-way coupled analysis is applied to account for the effects of rotor hub vibratory loads on the fuselage. The study trims the isolated lift-offset rotor using a propulsive trim approach, predicting rotor vibration and performance metrics under IBC conditions. Fuselage vibration responses are also analyzed with IBC applied to the rotor. The optimal IBC input scenario, employing multiple harmonic inputs, is determined using a cost function (F) aimed at minimizing both rotor and fuselage vibrations while improving rotor performance at a forward speed of 250 kn. Simulation results demonstrate that applying a specific multiple harmonic IBC input condition (2P/0.5°/0° + 3P/0.5°/225°) achieves significant improvements: rotor vibration (VI) is reduced by 50.67 %, fuselage vibration responses (J) are lowered by 42.23 %, and rotor performance (L/D_e) is enhanced by up to 4.16 %.

기 호 설 명

D : 로터 항력
 $F_{X_{4P}}$: 4P 허브 진동 축력

$F_{Y_{4P}}$: 4P 허브 진동 횡력
 $F_{Z_{4P}}$: 4P 허브 진동 수직력
G.W. : 총 중량
 L : 로터 양력

† Corresponding Author ; Member, Dept of Aerospace Eng., Chungnam National University, Professor
E-mail : aerotor@cnu.ac.kr

* Dept. of Aerospace Eng., Chungnam National University, Graduate Student

** Rotorcraft System Design Team, Korea Aerospace Industries, LTD., Research Engineer

*** Genesis Closure Engineering Design Team, Hyundai Motor Company, Research Engineer

A part of this paper was presented and selected as one of best papers at the KSNVE 2024 Annual Spring Conference

‡ Recommended by Editor Cheolung Cheong

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

- M_X : 허브 톨 모멘트
- $M_{X_{4P}}$: 4P 허브 진동 톨 모멘트
- $M_{Y_{4P}}$: 4P 허브 진동 피치 모멘트
- T : 상/하 로터 개별 추력
- $P_{coaxial}$: 로터의 전체 동력
- V : 비행 속도

1. 서 론

최근 국내외에서는 고속 및 장거리 비행이 어려운 일반 헬리콥터를 대체하고자 고속 및 장거리 기동이 가능한 회전익기 개발이 진행되고 있다. Fig. 1과 같이 고정익 모드와 회전익 모드의 전환이 가능한 틸트 로터 및 lift-offset 동축반전 로터와 보조 추력 장치를 함께 사용하는 lift-offset 복합형 헬리콥터가 대표적인 예이다⁽¹⁾.

Lift-offset 복합형 헬리콥터는 틸트로터 대비, 최대 비행 속도와 항속 거리의 성능은 우수하지 못하나, 효율적인 제자리 비행이 가능하며, 저속 비행 성능이 보다 우수하여 다양한 임무에서 유리하다^(1,2). 이러한 lift-offset 복합형 헬리콥터는 보조 추력 장치를 이용하여 200 kn 이상의 고속 전진 비행이 가능하지만^(3,4), 항력 감소를 위한 짧은 상/하 로터 간격을 유지하기 위해 높은 강성의 로터(rigid coaxial rotor)를 사용하여 심대한 진동이 로터 허브에서 발생한다⁽⁵⁻¹²⁾. 로터에서 발생한 허브 진동 성분 중 가장 지배적인 성분인 로터 당 블레이드 개수(N_b)의 정수배(n) 만큼의 $nN_b/\text{rev}(=nN_bP, \text{여기서 } 1/\text{rev}=1P=\text{무차원화된 로터 회전 속도})$ 성분이 동체를 가진다^(8,9,11). 이는 로터 및 동체에 다양한 구조적인 문제를 야기하며 최대 비행 속도를 제한하므로⁽⁷⁻⁹⁾ 헬리콥터의 주요 진동 원인 로터의 허브 진동을 저감하는 것이 필요하다.

Lift-offset 로터는 고속 비행 시 로터 전진면(advancing side)의 압축성 효과(compressibility) 완화를 위해 로터의 회전 속도를 적절히 감소한다^(12,13). 이와 같이 가변 로터 회전 속도를 이용하는 lift-offset 로터에 대하여서는 제한된 주파수 범위에 대하여 효과적인 수동 진동 저감 기법의 사용은 적합하지 않으므로 넓은 주파수 범위에서의 능동 진동 제어 기법의 적용이 요구된다^(6-8,11). 능동 진동 제어 기법에는 대표적으로 로터의 진동을 능동적으로 제어하는 ATF(active trailing-edge flap rotor)⁽¹⁴⁾, ATR(active twist rotor)^(15,16),



(a) XH-59A



(b) X2TD



(c) S-97 Raider



(d) SB>1 Defiant

Fig. 1 Various lift-offset compound helicopters

HHC(higher harmonic pitch control)⁽¹⁷⁾, 및 IBC (individual blade pitch control)⁽¹⁸⁾가 있다⁽¹⁹⁾. ATF 및 ATR은 각각 블레이드의 뒷전(trailing edge)에 추가된 플랩(flap)을 이용하거나 블레이드 스파(spar)에 삽입된 압전 섬유 작동기를 사용하여 블레이드를 간접 및 직접적으로 비틀어 블레이드의 받음각을 변화시키는 방식이므로 강성이 매우 큰 lift-offset 로터에는 적용이 어렵다⁽¹⁹⁾. HHC 및 IBC는 작동기를 스와시 플레이트 아래 혹은 피치링크에 각각 부착하여 블레이드 피치 운동을 제어하여 로터 진동을 저감한다. HHC는 로터 고정 좌표계(fixed frame)에서 로터 시스템을 N_b/rev 성분으로 가진하므로, 이 때 발생하는 블레이드 피치 운동의 작동 주파수(actuation frequency)는 N_b/rev 및 $(N_b \pm 1)/\text{rev}$ 성분으로 제한된다⁽¹⁷⁾. 예를 들어, 4개의 블레이드를 가지는 로터 시스템에서는 3/rev, 4/rev 및 5/rev 성분의 작동 주파수만을 이용할 수 있으며, 로터 성능과 진동에 큰 영향을 주는 2/rev 작동 주파수의 사용이 불가하다. 반면, Fig. 2의 IBC는 로터 회전 좌표계(rotating frame)에서 로터 블레이드를 개별적으로 가진하므로 보다 넓은 범위의 작동 주파수 사용이 가능하다⁽¹⁸⁾. 이러한 IBC는 비록 작동기 등의 사용으로 인하여 로터 시스템의 복잡성 증가 및 추가 동력(power)의 필요가 동반될 수 있으나⁽¹⁸⁾, 일반 헬리콥터뿐만 아니라 lift-offset 복합형 헬리콥터의 로터 시스템에서 진동 감소 및 성능 향상 등의 효과를 제공할 수 있다^(6,7,11).

다양한 회전익기에 대한 IBC 적용 효과를 확인하기 위한 다양한 시험 및 해석 연구가 수행되었다^(6,11,20,21). 실물 크기의 일반 헬리콥터인 BO-105⁽²⁰⁾ 및 UH-60A⁽²¹⁾ 로터에 IBC를 적용하여 로터 허브 진동 혹은 소음

저감이 가능함이 풍동 시험을 통하여 조사되었다. 최근에는 회전익기 통합 해석(rotorcraft comprehensive analysis code) 코드인 CAMRAD II를 이용하여 lift-offset 복합형 헬리콥터인 XH-59A 로터에 2개 이상의 IBC 입력이 조합된 다중 조화 입력의 IBC의 사용을 통해, 고속 비행 시 로터의 허브 진동을 최소화하고 동시에 로터의 성능 향상을 얻을 수 있음을 확인하였다⁽⁶⁾. 이후, XH-59A 로터에 대한 최적의 IBC 입력 조건에서 AVCS(active vibration control system)를 적용하여 동체 진동을 추가적으로 저감하는 해석 연구가 수행되었으나, IBC 및 AVCS 기법을 동시에 사용하게 될 경우 더욱 많은 동력(power)이 요구된다⁽⁷⁾. 또한, 2700 kg(6000 lb)급의 lift-offset 복합형 헬리콥터 기술 시연기인 X2TD에 다중 조화 입력의 IBC를 적용한 해석 연구에서는 로터 및 동체의 진동 최소화를 얻으며 동시에 로터 성능이 개선된 결과를 제시하였다⁽¹¹⁾.

2. 연구 방법

2.1 Lift-offset 동축반전 로터 모델 구축

이 논문에서는 Fig. 3과 Table 1과 같은 저자들의 선행 연구인 lift-offset 동축반전 로터 모델을 이용한 CAMRAD II 모델링에 대한 자세한 소개는 선행 연구에 주어져 있으므로 여기에서는 다음과 같이 간략히 소개한다^(10,12).

Lift-offset 로터의 반경(R)은 유사 중량 13 600 kg (30 000 lb)을 갖는 Sikorsky사의 SB > 1 Defiant로부터 얻었으며, 블레이드 시위(chord) 길이 및 초기 비틀림 각은 유사한 형상의 S-97 Raider의 로터 모델로부터 활용하였다⁽²²⁾. 블레이드의 에어포일은 X2TD 로터의 에어포일과 동일하게 가정하였으며, 선행 연구의 전산유체역학 해석에서 얻어진 에어포일 공력 DB를 이용하였다^(10,12). CAMRAD II 모델링 시 필요한 블레이드 단면 물성치는 XH-59A 로터의 자료를 기반으로 추정된 X2TD 단면 물성치에 Mach-Scaling 법칙을 적용하고⁽²³⁾, Lorber et al.에 주어진 블레이드 동특성을 만족하도록 적절히 조정하여 얻었다⁽²⁴⁾. 로터 블레이드의 구조 동역학은 비선형 탄성보 요소를 이용하여 나타내었으며, 비정상 로터 공력 하중은 양력선 이론과 Onera-Edlin 모델을 사용하여 계산된다. 또한, 상/하 로터 사이의 공력 간섭 효과를 고려하기 위하여 자유 후류(free-wake) 모델을 이용하였다.

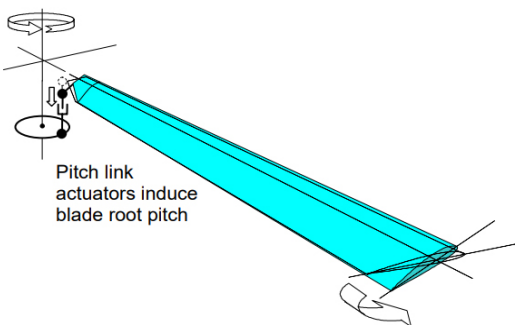


Fig. 2 Individual blade pitch control(IBC)

Table 2의 로터는 가정된 로터 받음각(*shaft tilting angle*)에 대하여 주어진 로터 추력을 만족하면서 전체 로터 토크=0이 되고, 식 (1)의 정의에서 주어진 *lift-offset(LOS)*에 대한 상/하 로터 각각의 로터 허브 롤 모멘트를 만족하도록 트림된다.

$$LOS = \frac{M_x}{TR} \tag{1}$$

더불어, IBC 입력에 대한 로터 성능 변화를 확인하고자 IBC 미적용의 기본 비행 조건에서 예측된 항력을 트림 목표값으로 이용하는 추진력 트림(*propulsive trim*) 기법을 적용하였다^(6,7,11). 로터 트림을 위한 트림 변수로는 상/하 로터의 6개 피치 제어 입력각을

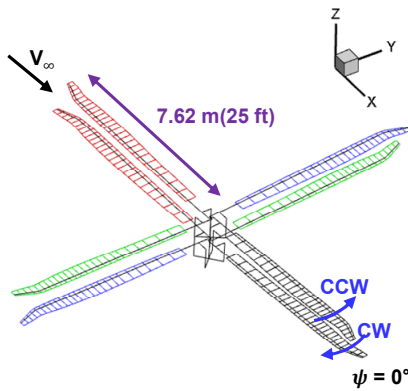


Fig. 3 CAMRAD II model for lift-offset coaxial rotor

Table 1 General properties of 13 600 kg(30 000 lb) class lift-offset coaxial rotor model

Property	Value
Gross weight	13 600 kg(30 000 lb)
Hub type	Hingeless
Rotor radius, R	7.62 m(25 ft)
Inter-rotor spacing	11.4 %R
Root cutout	14.2 %R
Nominal rotor speed	249.54 r/min
Coaxial rotor solidity	0.1411
Cross-over angle	0.0°
Sweepback angle	20.0° at 90 %R

사용하였다. Table 2는 이 연구에서 사용한 비행 조건을 나타내며, 이에 대한 자세한 설명은 Lee et al.에 주어졌다⁽¹²⁾. XH-59A 및 X2TD lift-offset 로터에 대한 이 저자들의 선행 연구에서 검증되고 정립된 모델링 및 해석 기법을 이 연구에서는 사용하므로^(6,10), 별도의 검증 연구는 제시하지 않는다.

2.2 IBC 모델링

이 연구에서의 IBC 모델링은 식 (2) 및 식 (3)을 사용하여 IBC 입력에 의한 lift-offset 로터의 상/하 로터 블레이드 각각의 피치 운동을 표현한다^(6,7,11).

$$\theta_{IBC} = A \cos(N\psi - \Phi) \tag{2}$$

$$\theta_{IBC} = \sum_{N=2} A_N \cos(N\psi - \Phi_N) \tag{3}$$

식 (2)는 1개의 IBC 입력을 사용하는 단일 조화 입력 기반의 IBC를, 식 (3)은 2개 이상의 IBC 입력을 조합하여 사용하는 다중 조화 입력의 IBC를 나타낸다. 여기서 *N*, *A*, 및 ϕ 는 각각 IBC 입력의 작동 주파수 (*actuation frequency*, 1P or 1/rev), 진폭 (*actuation amplitude*, deg.) 및 제어 위상각 (*control phase angle*, deg.)을 의미하며 ψ 및 θ_{IBC} 는 각각 블레이드 방위각 (*blade azimuth angle*, deg.) 및 IBC 입력에 의한 블레이드 피치 각이다. 또한, IBC 입력이 포함된 상/하 로터 블레이드 각각의 피치 운동(θ)은 식 (4)와 같이 정의된다. 여기서 θ_0 , θ_{1c} , 및 θ_{1s} 는 각각 콜렉티브 피치 조종각 (*collective pitch angle*, deg.), 수평 및 수직 방향의 사이클릭 피치 조종각 (*lateral and longitudinal cyclic pitch control angles*, deg.)을 의미한다.

$$\theta(\psi) = \theta_{1c} \cos \psi + \theta_{1s} \sin \psi + \theta_{IBC} \tag{4}$$

다양한 IBC 입력을 위해 사용된 작동 주파수, 작동

Table 2 Flight conditions

Parameter	Value
Flight speed, V	250.0 kn
Rotor rotational speed	87.08 % nominal RPM
Shaft tilt angle	3.7°
Total trust, $T_{coaxial}$	9623.6 kg(21216.4 lb)
Lift-offset(LOS)	0.19

진폭, 및 제어 위상각을 Table 3에 정리하였으며, 이 연구에서는 IBC 입력 조건을 $N/A/\varphi$ 의 형식으로 표기하였다. 예를 들어, 단일 조화 IBC 입력 조건은 5P/0.5°/45°로, 2개의 다중 조화 IBC 입력은 2P/0.5°/0° + 3P/0.5°/225°와 같이 표현한다. 블레이드 방위각(ψ)에 따른 단일 및 다중 조화의 θ_{IBC} 변화를 Fig. 4에서 확인할 수 있다.

2.3 1차원 stick 동체 모델 구축

가상의 13 600 kg급 lift-offset 복합형 헬리콥터의 동체 구조 모델링 및 진동 응답 해석을 위하여 전산 구조 해석 SW인 MSC.NASTRAN을 이용하였다. 동체 구조 모델은 이 저자들의 선행 연구의 결과를 이용하였으며⁽²⁵⁾, 모델링 기법을 다음과 같이 간략히 설명한다. 이 연구의 lift-offset 복합형 헬리콥터와 유사한 중량을 갖는 NASA의 개념 설계 연구 결과에 Mach-Scaling 법칙을 적용하여 동체 주요 요소들의 중량 정보를 얻은 후⁽²⁶⁾, 이를 이용하여 1차원 stick 모델로 동체 구조를 모델링하였다. 이때, Table 4와 같이 자

Table 3 IBC input parameters

Parameter	IBC with single harmonic input	IBC with multiple harmonic inputs
N	2P, 3P, 4P and 5P	2P, 3P and 5P
A	0.5°, 1.0° and 1.5°	
φ	0°, 45°, 90°, 135°, 180°, 225°, 270°, 315° and 360°	

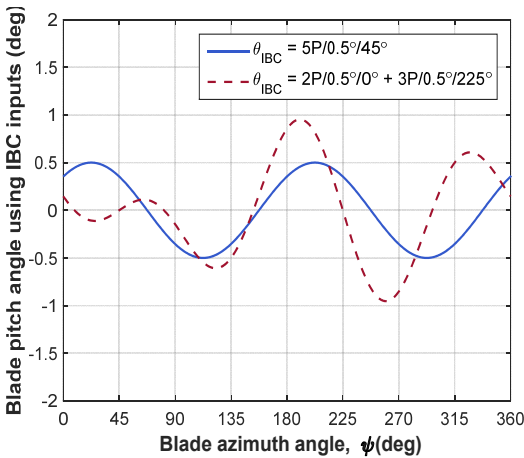


Fig. 4 Blade pitch angles with IBC inputs

유 경계 조건의 정규 모드 해석의 동체의 고유 진동수가 선행 연구의 결과와 유사하도록 탄성보의 재료 물성치 및 단면 물성치를 적절히 가정하였다⁽⁹⁾.

이후, Fig. 5와 같이 비행 상태를 모사하기 위하여 지상 진동 시험(GVT, ground vibration test) 모델을 정규 모드 해석의 1차원 stick 모델에 2개의 번지 케이블을 추가하여 얻었다. 이때, GVT 모델이 6개의 강체 모드를 가지면서 고유 진동수의 값들이 정규 모드 해석의 결과와 유사하게 얻어지도록 번지 케이블의 길이 및 물성치를 입력하였다. Table 4에서 보듯이 GVT 모델의 고유 진동수 결과는 정규 모드 해석 결과와 일치하였다.

2.4 로터-탄성 동체 일방향 연계 해석 기법

이 연구에서는 CAMRAD II 및 MSC.NASTRAN

Table 4 Natural frequencies of airframe structure models

Fuselage bending mode	Natural frequency [Hz]		Difference [%]
	Normal mode analysis model	GVT model	
First lateral	8.43	8.43	0.00
First vertical	12.61	12.61	0.00
Second lateral	23.44	23.44	0.00
Second vertical	30.71	30.71	0.00

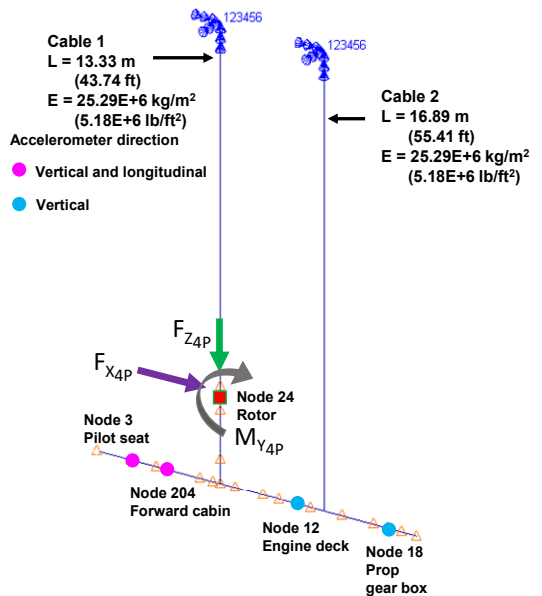


Fig. 5 Ground vibration test(GVT) model

프로그램을 사용하여 로터 및 동체를 각각 개별적으로 모델링하고 로터-탄성 동체 일방향 연계 해석을 수행하였다. 따라서, 로터 허브 하중이 동체를 가진하며, 동체 진동에 의한 로터의 허브 운동은 고려하지 않는다.

2.5 진동 및 성능 평가 지수

CAMRAD II 해석으로부터 lift-offset 로터의 진동 지수(vibration index, VI, 식 (5)) 및 로터 유효 양항비(L/D_e , 식 (6))를 예측한다^(6,11).

$$VI = \frac{\sqrt{(0.5F_{X_{4P}})^2 + (0.67F_{Y_{4P}})^2 + F_{Z_{4P}}^2}}{G.W.} + \frac{\sqrt{M_{X_{4P}}^2 + M_{Y_{4P}}^2}}{R(G.W.)} \quad (5)$$

$$\frac{L}{D_e} = \frac{L}{\frac{P_{coaxial}}{V} + D} = \frac{T_{coaxial} V}{P_i + P_o} \quad (6)$$

이때, 로터 진동 지수는 4P 허브 하중 성분만으로 정의되며, 상/하 로터가 $\psi = 0^\circ$ 에서 교차되므로(Table 1), 4P 허브 진동 축력($F_{X_{4P}}$), 4P 허브 진동 수직력($F_{Z_{4P}}$), 및 4P 허브 진동 피치 모멘트($M_{Y_{4P}}$) 성분만이 고려된다^(10,11). 로터의 공기역학적 성능 평가를 위하여 이 연구에서는 선행 연구에서 제시된 로터 유효 양항비(rotor effective lift-to-drag ratio, 식 (6))를 이용한다^(6,10,11). L/D_e 는 로터의 유해 항력(parasite power)을 제외하고 유도 항력(induced power, P_i) 및 형상 항력(profile power, P_o)을 기반으로 공기역학적 성능 및 효율(efficiency)을 나타낸다.

CAMRAD II 해석으로부터 얻은 4P 로터 허브 진동 하중 성분($F_{X_{4P}}$, $F_{Z_{4P}}$ 및 $M_{Y_{4P}}$)을 MSC.NASTRAN으로 구축한 GVT 모델의 로터 허브 위치(node 24)에 입력하여 동체를 가진한 뒤(Fig. 5), 동체 주요 위치에서 4P 진동 응답을 과도 응답 해석으로부터 계산한다. IBC를 미적용한 모델(baseline) 대비 IBC를 적용한 모델의 동체 진동 응답의 변화율 평가를 위해 식 (7)에 주어진 비용 함수(cost function) J 를 계산한다.

$$J = \sum_{i=1}^6 (r_i w_i) \quad (7)$$

여기서 r_i 는 i 번째 가속도계에서 계산된 동체 진동 변화율을 나타내며, w_i 는 i 번째 가속도계에 적용된 가중

치를 의미한다. Fig. 5에서 볼 수 있듯이, 이 연구에서 사용된 가속도계는 총 6개이며, 각각 조종석(pilot seat) 및 전방 객실(forward cabin)에서의 수직 및 수평 방향의 가속도계와 엔진 데크(engine deck) 및 프로펠러 기어박스(prop gearbox)에서의 수평 방향의 가속도계가 위치한다⁽²⁵⁾. 가중치(w_i)는 이 연구의 IBC 입력에 의한 동체의 진동 제어 난이도가 모든 가속도계에서 비슷하다고 가정하여 동일하게 1/6로 설정하였다.

2.6 종합 평가 지수

IBC 적용 시, 최적의 IBC 입력 조건을 parametric study로부터 탐색하기 위하여 lift-offset 로터의 진동 지수(VI), 유효 양항비(L/D_e), 및 동체 진동 응답(J)을 함께 고려하여 종합 평가 지수인 새로운 비용 함수 F 를 식 (8)과 같이 정의한다.

$$F = 0.4(-\Delta VI) + 0.2\left(\Delta \frac{L}{D_e} \times 10\right) + 0.4(-\Delta J) \quad (8)$$

이때, Δ 는 Table 5와 같이 IBC가 적용되지 않은 baseline의 값 대비, IBC 적용 시의 변화율을 의미한다. 식 (8)에서 로터 및 동체의 진동 관련 항(term)에는 0.4의 가중치를 사용하며, 로터의 공기역학적 성능에는 0.2의 가중치를 이용한다. 이를 통해 로터 및 동체의 진동을 최소화하면서 동시에 로터 성능은 향상 혹은 유지할 수 있는 IBC의 입력 조건을 조사한다. 이때, 로터의 유효 양항비의 변화율($\Delta L/D_e$)에는 VI와 J 와의 자리수(order)를 맞추기 위하여 10을 추가로 곱하였다. Parametric study로부터의 최적의 IBC 입력 조건 탐색을 비용 함수 F 로 판단하며, 값이 클수록 우수한 IBC 입력 조건임을 의미한다.

3. 연구 결과

3.1 단일 조화 IBC 입력

이 절에서는 단일 조화 IBC 입력(식 (2) 및 Table 3)

Table 5 Baseline values without IBC at 250 kn

Parameter	Value
VI	0.216
L/D_e	6.123
J	0.152

에 따른 로터 진동(VI), 로터 성능(L/D_e), 및 동체 진동 응답(J)의 변화를 확인하고, 식(8)의 F를 통하여 최적의 단일 조화 IBC 입력 조건을 조사한다. Fig. 6 ~ Fig. 8은 Table 3에 제시된 단일 조화 IBC 입력(식(1))의 작동 주파수(N) 및 작동 진폭(A)의 조합에 따라 제어 위상각(ϕ)을 45° 간격으로 변화(sweep)시키면서 로터 진동(VI), 로터 성능(L/D_e), 및 동체 진동 응답(J)을 예측하여 IBC를 적용하지 않은 모델(baseline)의 결과와 비교한 변화율을 나타내었다.

Fig. 6에서는 단일 조화 IBC 입력 조건에 따른 로터 진동 지수(VI)의 변화를 나타낸다. 주어진 작동 주파수에서 작동 진폭이 증가할수록 IBC 제어 위상각에 따른 로터 진동 지수의 변화율은 유사한 경향을 보이면서 전체적으로 로터 진동 수준이 증가하였다. 작동 주파수 별 로터 진동이 최소화된 IBC 입력은 2P/0.5°/135°, 3P/0.5°/270°, 및 5P/0.5°/90°이며, 각각 baseline 대비 로터 진동은 39.88%, 40.45% 및 53.89% 감소하였다. 반면, 4P 작동 주파수를 사용한 IBC 입력은 모든 경우에 대하여 baseline 대비 로터 진동이 오히려 증가하였다. Fig. 7은 단일 조화 IBC

적용 시, lift-offset 로터의 공기역학적 성능(L/D_e)의 변화율을 보여준다. 동일 작동 주파수에서 작동 진폭이 클수록 제어 위상각에 따라 로터 성능의 변화는 비슷한 추세를 가지며, 로터 성능 변화율의 진폭이 크다. 로터 성능의 최대 향상을 위한 IBC 입력은 2P/1.5°/90°, 3P/1.5°/180°, 4P/1.5°/270° 및 5P/1.5°/315°이며, 각각 baseline 대비 11.47%, 20.82%, 14.26% 및 9.51% 향상되었다. Fig. 6 및 Fig. 7의 결과로부터 로터 진동이 최소화되는 IBC 입력 조건과 로터 성능이 최대로 향상되는 IBC 입력 조건은 서로 상이함을 알 수 있다. 단일 조화 IBC 적용 시, 동체 진동 응답(J)의 변화를 Fig. 8에 나타내었다. 이 결과를 단일 조화 IBC 적용 시의 로터 진동의 변화를 살펴본 Fig. 6의 결과와 비교하면, 동일한 거동을 보이지 않음을 확인할 수 있다. 이러한 차이는 동체의 진동 응답(J, 식(7))을 구성하는 동체의 가속도계의 위치, 개수, 및 진동 응답 방향에 기인한다. 더불어, 주어진 작동 주파수에 대하여 작동 진폭이 증가할수록, 동체 진동 응답은 대부분 증가하였다. 동체 진동 응답이 최소화된 IBC 입력은 2P/0.5°/90°, 3P/0.5°/180° 및 5P/0.5°/45°이며

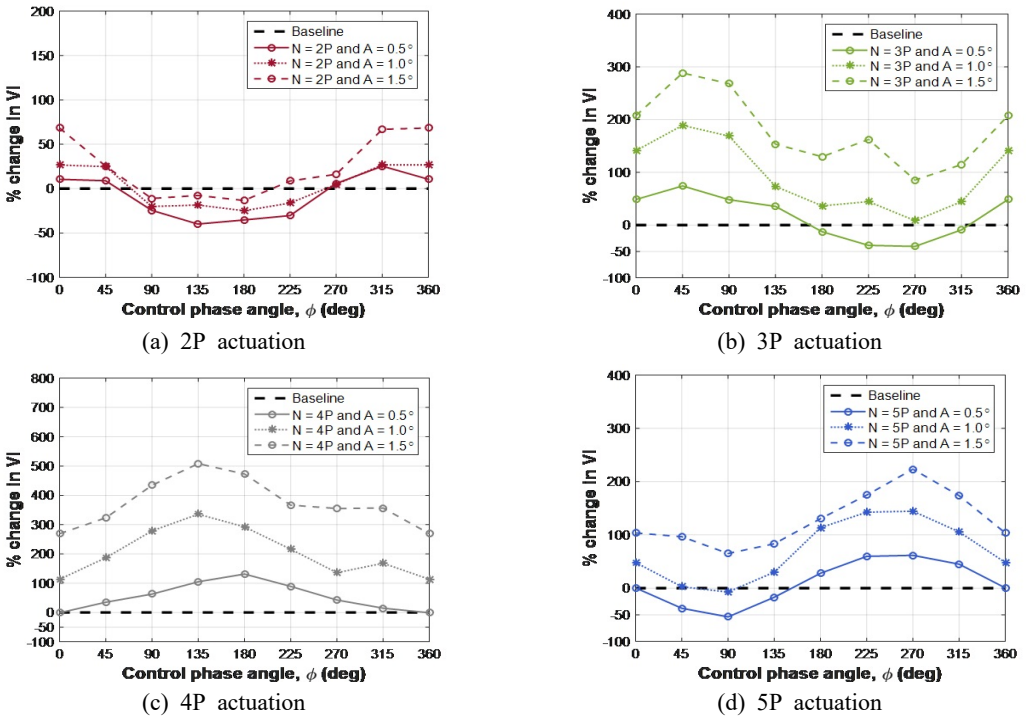


Fig. 6 Rotor vibration index using IBC

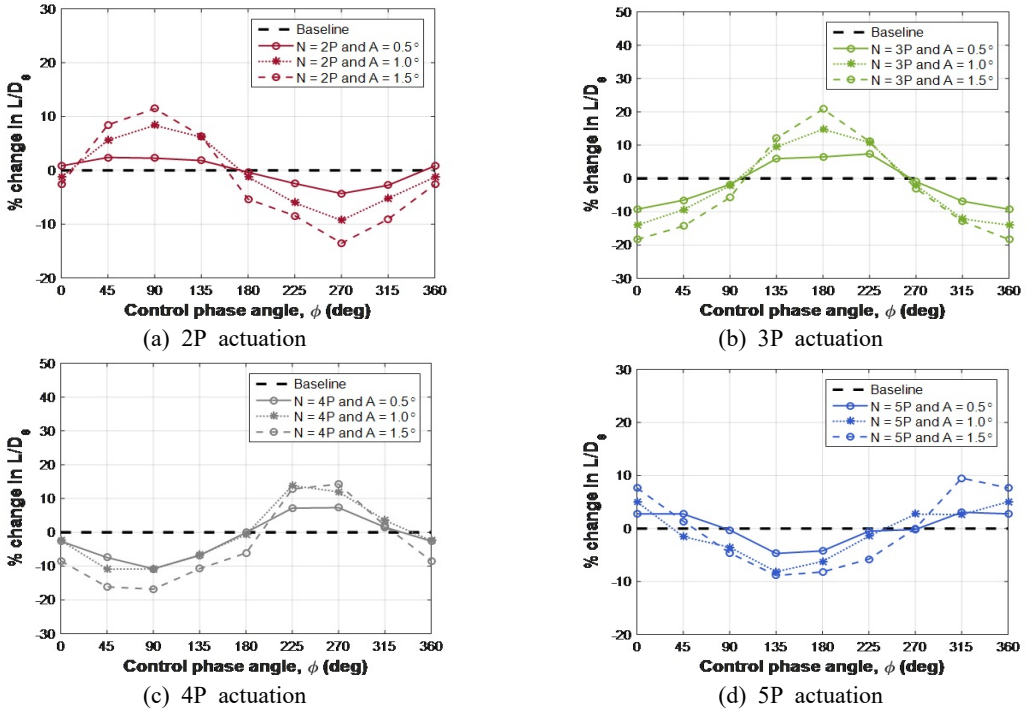


Fig. 7 Rotor effective lift-to-drag ratio using IBC with a single harmonic input

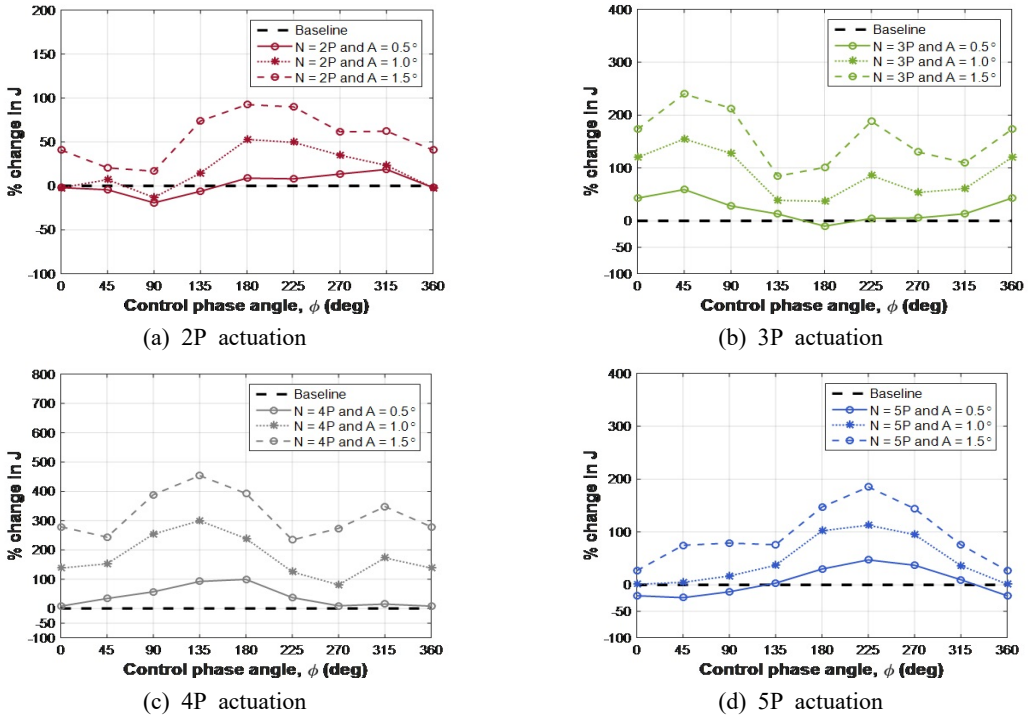


Fig. 8 Fuselage vibration response using IBC with single harmonic input

각각 19.18 %, 9.96 % 및 24.28 % 만큼 감소하였다.

Table 6에 단일 조화 IBC를 적용한 Fig. 6 ~ Fig. 8에서 주어진 결과들 중, 로터 진동이 최소화되는 경우(Case 1 ~ Case 3)와 동체 진동이 최소화되는 사례(Case 4 ~ Case 6)를 선택하여 F (식 (8))의 값을 정리하였다. Table 6에서 보이듯이 5P/0.5°/45°의 IBC 입력 조건을 사용하는 Case 6이 $F=30.34$ %의 최대 값을 가지며, 이때, 로터 진동 및 동체 진동은 각각 37.84 % 및 24.28 %만큼 감소되면서 로터 성능은 2.74 % 향상되었다. 최적의 사례인 Case 6에 대하여 동체 주요 위치에서의 4P 진동 응답을 변화를 Fig. 9에 정리하였다. 조종석(pilot seat), 전방 객실(forward cabin), 및 엔진 데크(engine deck)에서 동체 수직 방향의 4P 진동 응답이 baseline 대비 각각 32.25 %, 32.60 % 및 50.60 %만큼 감소하였다. 또한, 다른 가속도계(ACC2, ACC4 및 ACC6)에서도 동체 진동이 소폭 제어(감소)되는 것을 확인하였다. ACC1, ACC3 및 ACC6에서는 동체 진동이 각각 37.25 %, 32.60 % 및 7.39 %만큼 감소되었으나, 일반 헬리콥터의 진동 목표 수준인 0.1 g 수준으로 저감되지 못하였다^(8,9,11).

3.2 다중 조화 IBC 입력

XH-59A 및 X2TD 등의 lift-offset 로터에 IBC를 적용한 선행 연구^(6,11)에서는 단일 조화 IBC 입력보다 다중 조화 IBC 입력을 이용할 경우, 로터 진동의 저감율이 더욱 우수하였다. 따라서 이 연구에서도 다중 조화 IBC 입력을 사용하여 3.1절의 로터 진동 제어 결과보다 우수한 로터 진동 제어를 얻을 수 있는 IBC 입력 조건을 parametric study를 이용하여 조사하였

다. 3.1절에서 분석한 단일 조화 IBC 입력 조건을 이용한 해석 결과를 기반으로, 4P 작동 주파수는 제외하였고, Table 6에서 선정된 우수한 단일 조화 IBC 입력 조건의 제어 위상각을 기준으로 $\pm 45^\circ$ 범위의 조합을 사용하였다. 예를 들어, Table 6의 Case 1에서는 2P/0.5°/(90°, 135° 또는 180°) + (3P 또는 5P)/0.5°/ φ 조합에 대하여 총 6가지 해석을 수행하였다. 이때, 2P 작동 주파수는 진동 최소화 및 성능 향상에 중요한 요소이므로, 0.5° 및 1.5°의 두 가지 작동 진폭을 모두 이용하여 최적의 IBC 입력 조건을 탐색하였다.

Fig. 10은 다양한 다중 조화 IBC 입력 중에서 우수한 결과를 보인 몇 가지 사례에 대하여 제어 위상각의 변화에 따른 로터 진동, 로터 성능, 및 동체 진동 응답의 변화를 보여준다. Case 7 ~ Case 9는 로터 진동 제어를 우선시하여 선정한 예이며, Case 10 ~ Case 14는 로터 진동 및 동체의 진동 응답의 제어를 함께 고려하여 선택된 사례이다. Case 8을 제외한 모든 케이스는 로터 진동이 50 % 가까이 저감되면서 동시에 로터 성능이 향상되는 것을 확인할 수 있다. $\theta_{IBC}=2P/0.5^\circ/45^\circ + 5P/0.5^\circ/90^\circ$ 의 IBC 입력 조건을 이용하는 Case 13에서 로터 진동은 최대로 58.32 %만큼 감소되었으며, 동시에 L/D_c 는 2.87 % 향상되었다. 또한, 동체 진동 응답도 30.03 %만큼 감소되어 식 (8)의 $F=41.06$ %의 값이 얻어졌다. Table 7에 제시된 단일 조화 IBC 입력의 best case(Case 6)의 결과와 비교 시, 다중 조화 IBC 입력을 이용한 Case 13에서 로터 진동 및 동체 진동 저감율이 높으며, 로터 성능은 소폭 향상되었다.

Table 6 The selected cases using IBC with single harmonic input

Case	IBC input	Percent change [%]			
		ΔVI	$\Delta L/D_c$	ΔJ	F
1	2P/0.5°/135°	-39.88	1.82	-6.11	20.22
2	3P/0.5°/270°	-40.45	-0.94	5.55	12.09
3	5P/0.5°/90°	-53.89	-0.28	-13.12	26.24
4	2P/0.5°/90°	-24.42	2.26	-19.18	21.96
5	3P/0.5°/180°	-12.58	6.47	-9.96	21.95
6	5P/0.5°/45°	-37.84	2.74	-24.28	30.34

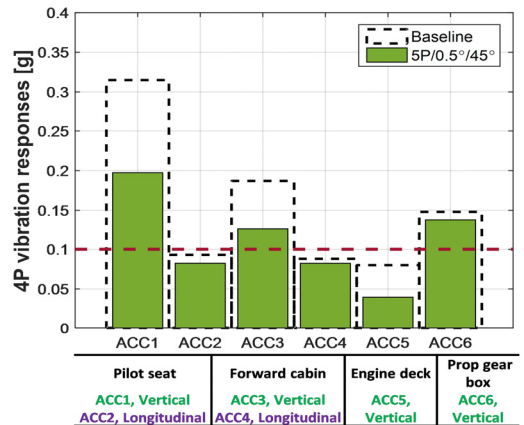


Fig. 9 4P fuselage vibration responses(Case 6)

앞서 살펴본 Fig. 10에서 로터 진동이 50%에 근접하게 감소하는 IBC 입력 조건의 결과를 Table 7에 정리하였다. 표에서 보듯이 Case 10의 경우, Case 13보다 7.65%만큼 낮은 로터 진동 저감율을 보이지만 로터의 성능이 1.30%만큼 추가로 향상되었으며, 동체의

진동이 12.18% 높게 감소되었다. 이에 따라 Case 10이 $F=45.48%$ 의 최대값을 가지므로 다중 조화 IBC 입력 조건에서의 best case로 선정되었다. 전술한 단일 조화 IBC를 이용한 Table 6의 base case(Case 6) 대비, 로터 진동 및 동체 진동 응답이 각각 12.83% 및 17.93%만큼 더욱 감소되었으며, 동시에 로터 성능이 추가로 1.42%만큼 향상되었다. 이에 따라 비용 함수 F 의 값도 15.14% 높게 얻어졌다.

Best case로 선정된 Case 10에 대하여 Fig. 11 ~ Fig. 13은 각각 4P 로터 허브 하중, 로터 power의 변화, 및 동체 주요 위치의 4P 진동 응답을 IBC가 적용되지 않은 baseline의 결과와 비교하여 나타낸다. 이 연구에서 상/하 로터 블레이드가 교차하는 cross-over angle=0°이므로 로터의 주요 허브 진동 하중 성분은 Fig. 11과 같이 $F_{X_{4P}}$, $F_{Z_{4P}}$ 및 $M_{Y_{4P}}$ 이며, baseline 대비 각각 33.69%, 71.86% 및 28.01%만큼 감소하였다. 또한, L/D_e (식 (6))를 구성하는 로터의 유도 항력(P_i)와 유해 항력(P_o)의 합은 baseline 대비 4.11%만큼 저감되었다(Fig. 12). 마지막으로, 조종석, 전방 객실, 및 엔진 데크 위치에서 동체 수직 방향의 4P 진동 응답이 baseline 모델 대비 각각 52.84%(ACC1), 51.10%(ACC3) 및 58.14%(ACC5) 만큼 크게 감소하였다(Fig. 13). ACC1의 경우, 일반 헬리콥터 진동 수준인 0.1 g보다는 높은 0.149 g이지만 baseline 대비 진

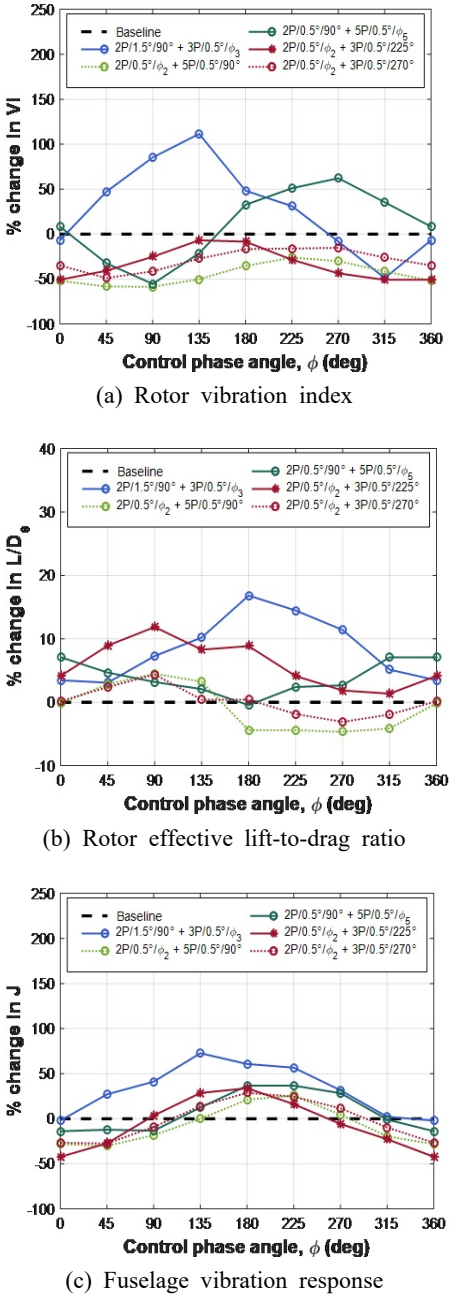


Fig. 10 Results of IBC with multiple harmonic inputs

Table 7 The selected cases using IBC with multiple harmonic inputs

Case	IBC input	Percent change [%]			
		ΔVI	$\Delta L/D_e$	ΔJ	F
7	2P/1.5°/90° + 3P/0.5°/315°	-48.83	5.14	2.17	28.95
8	2P/0.5°/0° + 5P/0.5°/90°	-51.78	-0.16	-28.09	31.63
9	2P/0.5°/135° + 5P/0.5°/90°	-50.15	3.26	-0.07	26.60
10	2P/0.5°/0° + 3P/0.5°/225°	-50.67	4.16	-42.21	45.48
11	2P/0.5°/45° + 3P/0.5°/270°	-48.88	2.39	-27.45	35.31
12	2P/0.5°/315° + 3P/0.5°/225°	-50.89	1.36	-22.70	32.15
13	2P/0.5°/45° + 5P/0.5°/90°	-58.32	2.86	-30.03	41.06
14	2P/0.5°/90° + 5P/0.5°/90°	-55.41	3.20	-13.24	33.85

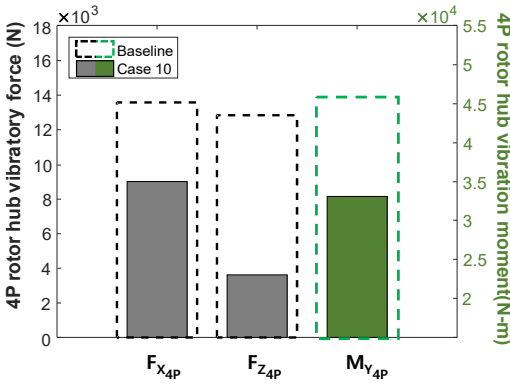


Fig. 11 Change in 4P hub vibratory loads with the best IBC input

4. 결론

동 감소율이 52.84 %로 매우 크며^(8,9,11), 모든 가속도 계에서 0.1 g보다 낮거나 유사하게 얻어졌다. 또한, 단일 조화 IBC를 이용하였을 때의 best case인 Case 6 (Fig. 9)의 결과와 비교했을 때 모든 가속도계에서 동체 진동 응답의 감소율이 높은 것을 알 수 있다.

따라서, 3.2절의 결과를 3.1절의 결과와 비교할 경우, 이 연구의 lift-offset 복합형 헬리콥터에 대하여, 다중 조화 IBC 입력이 단일 조화 IBC 입력에 비하여 로터 및 동체의 진동 저감과 로터의 성능 향상에 더 유리하였다.

이 연구에서는 13 600 kg(30 000 lb)급 lift-offset 복합형 헬리콥터의 로터에 진동을 최소화하고 동시에 로터 성능 향상이 가능한 최적의 IBC 입력을 탐색하는 시뮬레이션 연구를 parametric study를 통해 수행하였다. 로터 및 탄성 동체 모델의 구축 및 해석은 각각 CAMRAD II 및 MSC.NASTRAN 프로그램을 사용하였으며, 로터-탄성 동체 일방향 연계 해석을 수행하였다. 최대 비행 속도인 250 kn에서 다양한 IBC 입력 시나리오에 대한 로터의 진동(VI) 및 공기역학적 성능(L/D₀)과 동체 주요 위치로부터 6개의 가속도계에서 예측된 4P 진동 응답에 대한 동체 진동 감소율(J)을 계산하였다.

단일 조화 IBC 입력을 적용한 결과, 동일한 작동 주파수에서 작동 진폭이 증가할수록 제어 위상각에 따른 로터 진동의 변화율은 진동 수준이 증가하며, 로터 진동 최소화과 로터 성능이 향상되는 IBC 입력 조건은 서로 상이하였다. 또한, IBC 적용 시 로터 허브 진동의 저감과 동체 진동 응답의 저감이 일치하지 않음을 확인하였다. 이러한 로터 진동(VI), 공기역학적 성능(L/D₀), 및 동체 진동(J)을 종합적으로 평가하고자 비용 함수(F)를 정의 및 계산하여 F의 최대값이 얻어지도록 IBC 입력 조건을 조사하였다.

다중 조화 IBC 입력은 단일 조화 IBC 입력의 해석 결과를 기반으로 조합하여 조사하였으며, best case인 Case 10(2P/0.5°/0° + 3P/0.5°/225°)은 로터 및 동체 진동이 각각 50.67 % 및 42.21 %만큼 우수한 진동 저감률을 보였으며, 동시에 로터 성능도 4.16 % 향상되었다. 이에 따라 비용함수 F는 45.48 %의 값을 가졌다. 이러한 최적의 사례인 Case 10은 가장 우수한

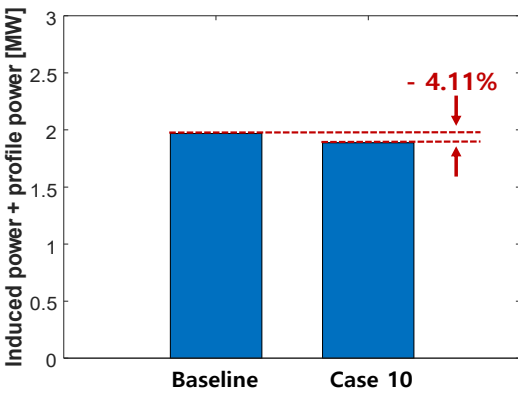


Fig. 12 Change in rotor power ($P_i + P_o$) with the best IBC input

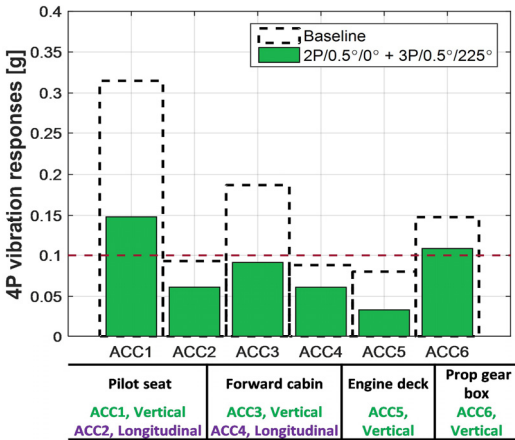


Fig. 13 4P fuselage vibration responses(Case 10)

단일 조화 IBC 입력인 Case 6 대비, 로터 진동 및 동체 진동 응답이 각각 12.83 % 및 17.93 % 추가로 저감되었으며, 이와 동시에 로터 성능은 1.42 % 높게 향상되었다. 또한, Case 10은 동체의 주요 위치 중 조종석에서 수직 방향의 4P 진동 응답(ACC1)이 일반 헬리콥터 진동 수준인 0.1 g 보다 여전히 높은 0.149 g로 감소되었으나 baseline 모델 대비 52.84 %의 저감률을 보였으며, ACC1을 제외한 모든 가속도 계에서 0.1 g 이하로 얻어졌다. 이 결과는 최적의 단일 조화 IBC 입력인 Case 6의 결과보다 각 동체 주요 위치에서 전반적으로 우수한 저감률을 보였다.

이 연구를 통해 250 kn의 13 600 kg(30 000 lb)급 lift-offset 복합형 헬리콥터에 다중 조화 IBC 입력 조건을 적용하여 로터 및 동체 진동을 효과적으로 저감 하면서 동시에 로터 성능의 향상이 가능함을 확인하였다. 향후, lift-offset 로터의 IBC 입력 사용에 따른 피치 링크 하중의 변화에 대한 조사가 필요하며, 로터 진동 하중 최소화 및 로터 성능의 동시 최대화를 위한 최적 설계 기반의 다중 조화 IBC 입력의 최적화 연구가 수행되어야 한다.

후 기

이 논문은 2021년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(2021R1A5A1031868). 이 논문의 일부는 2024년도 춘계 소음진동 학술대회에서 발표되었으며 우수 논문으로 추천되었습니다.

References

(1) Kim, D. K., 2021, Technology Trend on the Future Vertical Lift(rotorcraft), *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 19, No. 1, pp. 51~61.

(2) Ormiston, R. A., 2016, Revitalising Advanced Rotorcraft Research - And the Compound Helicopter, *Aeronautical Journal*, Vol. 120, No. 1223, pp. 83~129.

(3) Cheney, M. C., 1969, The ABC Helicopter, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 14, No. 4, pp. 10~19.

(4) Ruddell, A. J., 1977, Advancing Blade Concept (ABCTM) Development, *Journal of the American Helicopter*

Society, Vol. 22, No. 1, pp. 13~23.

(5) Go, J.-I., Kim, D.-H. and Park, J.-S., 2017, Performance and Vibration Analyses of Lift-offset Helicopters, *International Journal of Aerospace Engineering*, Issue 1, Article ID 1865751, pp. 1~13.

(6) Park, J.-S., Kim, D.-H., Chae, S., Lee, Y.-L. and Go, J.-I., 2019, Vibration and Performance Analyses using Individual Blade Pitch Controls for Lift-offset Rotors, *International Journal of Aerospace Engineering*, Issue 1, Article ID 9589415, pp. 1~13.

(7) Lee, Y. L., Kim, D. H., Park, J. S. and Hong, S. B., 2020, Vibration Reduction Simulations of a Lift-offset Compound Helicopter using Two Active Control Techniques, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 106, Article ID 106181.

(8) Hong, S.-B. and Park, J.-S., 2021, Active Vibration Control Test of High-speed Compound Unmanned Rotorcraft using Scaled Airframe Model, *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol. 31, No. 6, pp. 642~653.

(9) Hong, S.-B., Kwon, Y.-M., Kim, J.-S., Lee, Y.-B., Park, B.-H. et al., 2021, Active Airframe Vibration Control Simulations of Lift-offset Compound Helicopters in High-speed Flights, *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 24, No. 4, pp. 357~367.

(10) Kwon, Y.-M., Park, J.-S., Wie, S.-Y., Kang, H. J. and Kim, D.-H., 2021, Aeromechanics Analyses of a Modern Lift-offset Coaxial Rotor in High-speed forward Flight, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 22, No. 2, pp. 338~351.

(11) Kwon, Y.-M., Hong, S.-B., Park, J.-S. and Lee, Y.-B., 2022, Active Vibration Reductions of a Lift-offset Compound Helicopter using Individual Blade Pitch Control with Multiple Harmonic Inputs, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 94, No. 6, pp. 994~1008.

(12) Lee, Y.-B. and Park, J.-S., 2023, Effect of Blade Tip Configurations on the Performance and Vibration of a Lift-offset Coaxial Rotor, *Aerospace*, Vol. 10, No. 2, p. 187.

(13) Yuan, Y., Thomson, D. and Chen, R., 2020, Variable Rotor Speed Strategy for Coaxial Compound Helicopters with Lift-offset Rotors, *Aeronautical Journal*,

Vol. 124, No. 1271, pp. 96~120.

(14) Friedmann, P. P. and Bagnoud, F.-X., 2004, Vibration Reduction in Rotorcraft using Actively Controlled Flaps - Their Evolution and Potential for Improving Rotorcraft Technology, Proceedings of the 30th European Rotorcraft Forum, Marseilles, France.

(15) Wilbur, M. L. and Wilkie, W. K., 2006, Active-twist Rotor Control Applications for UAVs, Proceedings of the 24th US Army Science Conference, pp. 185~192.

(16) Kim, D.-H., 2021, Multicyclic Helicopter Vibration Control, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 31, No. 3, pp. 247~259.

(17) Kessler, C., 2011, Active Rotor Control for Helicopters: Motivation and Survey on Higher Harmonic Control, CEAS Aeronautical Journal, Vol. 1, pp. 3~22.

(18) Kessler, C., 2011, Active Rotor Control for Helicopters: Individual Blade Control and Swashplateless Rotor Designs, CEAS Aeronautical Journal, Vol. 1, pp. 23~54.

(19) Miller, M., Narkiewicz, J., Kania, W. and Czechyra, T., 2006, The Application of Helicopter Rotor Blade Active Control Systems for Noise and Vibration Reduction and Performance Improvement, Prace Instytutu Lotnictwa, Vol. Nr 184-185, pp. 164~180.

(20) Jacklin, S. A., Blaas, A., Teves, D., Kube, R. and Warmbrodt, W., 1994, Reduction of Helicopter BVI Noise, Vibration and Power Consumption through Individual Blade Control, Proceedings of the AHS 51st Annual

Forum and Technology Display, TX, United States.

(21) Norman, T. R., Theodore, C., Shinoda, P., Fuerst, D., Arnold, U. T. P. et al., 2009, Full-scale Wind Tunnel Test of a UH-60 Individual Blade Control System for Performance Improvement and Vibration, Loads and Noise Control, Proceedings of the American Helicopter Society 65th Annual Forum, TX, United States.

(22) Hunter, D. H., Thomas, J., Beatty, R. D., Tuozzo, N. C., Egolf, T. A. et al., 2020, Dual Rotor, Rotary Wing Aircraft, United States Patent 10 822 076 B2.

(23) Jacobellis, G., Anusonti-Inthra, P. and Gandhi, F., 2018, Investigation of Blade Loads on a Modern High-speed Lift-offset Coaxial Helicopter using Coupled Computational Fluid Dynamics/Computational Structural Dynamics, Proceedings of the AHS Aeromechanics Specialists' Meeting, CA, United States.

(24) Lorber, P., Bowles, P., Fox, E., Wang, Z. K., Hein, B. and Mayrides, B., 2017, Wind Tunnel Testing for the SB>1 DEFIANT™ Joint Multi-role Technology Demonstrator, Proceedings of the AHS International 73rd Annual Forum & Technology Display, pp. 9~11.

(25) Park, B. H., Lee, Y. B. and Park, J. S., 2022, Active Vibration Controls for Korean High-speed Long Range Utility Helicopter Airframe, Proceedings of the KSAS Annual Autumn Conference, pp. 296~297.

(26) Johnson, W., Moodie, A. M. and Yeo, H., 2012, Design and Performance of Lift-offset Rotorcraft for Short-haul Missions, Proceedings of the AHS Future Vertical Lift Aircraft Design Conference, ARC-E-DAA-TN4611.