



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(6), 443-453(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.6.443

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

능동 진동 제어 시스템을 이용한 UH-60A 헬리콥터 기체의 진동 감소 시뮬레이션

이예린¹, 김도영², 김도형³, 홍성부⁴, 박재상⁵

Vibration Reduction Simulation of UH-60A Helicopter Airframe Using Active Vibration Control System

Ye-Lin Lee¹, Do-Young Kim², Do-Hyung Kim³, Sung-Boo Hong⁴ and Jae-Sang Park⁵Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University^{1,2,4,5}Aeronautics Technology Research Division, Korea Aerospace Research Institute³

ABSTRACT

This study using the active vibration control technique attempts to alleviate numerically the airframe vibration of a UH-60A helicopter. The AVCS(Active Vibration Control System) is applied to reduce the 4/rev vibration responses at the specified locations of the UH-60A airframe. The 4/rev hub vibratory loads of the UH-60A rotor is predicted using the nonlinear flexible dynamics analysis code, DYMORE II. Various tools such as NDARC, MSC.NASTRAN, and MATLAB Simulink are used for the AVCS simulation with five CRFGs and seven accelerometers. At a flight speed of 158knots, the predicted 4/rev hub vibratory loads of UH-60A rotor excite the airframe, and then the 4/rev vibration responses at the specified airframe positions such as the pilot seat, rotor-fuselage joint, mid-cabin, and aft-cabin are calculated without and with AVCS. The 4/rev vibration responses at all the locations and directions are reduced by from 25.14 to 96.05% when AVCS is used, as compared to the baseline results without AVCS.

초 록

대표적인 기동 헬리콥터인 UH-60A의 기체 진동응답을 감소시키고자 능동 진동 제어 시스템(Active Vibration Control System, AVCS)을 이용한 시뮬레이션 연구를 수행하였다. 로터 진동 하중, 기체 구조 동역학 모델링, 진동응답 해석 및 진동 제어 시뮬레이션 연구를 수행하기 위하여 DYMORE II, NDARC, MSC.NASTRAN 및 MATLAB Simulink 등의 다양한 해석, 설계 및 제어 프로그램들을 함께 사용하였다. 5개의 CRFG와 7개의 가속도계로 이루어진 Multi Input Multi Output(MIMO) 모델을 AVCS 시뮬레이션 연구에 이용하였다. 본 시뮬레이션 연구를 통하여 진동이 극심한 158knots의 비행속도에서 UH-60A의 주요 위치(조종석, 로터와 기체의 접합부, 중앙 승객실 및 후방 승객실) 위치에서 AVCS의 사용으로 인하여 4/rev 기체 진동응답이 25.14~96.05%만큼 감소될 수 있었다.

Key Words : Active Vibration Control System(능동 진동 제어 시스템), Counter Rotating Force Generator(하중 발생기), Fx-LMS Algorithm(Fx-LMS 알고리즘), Multi Input Multi Output(다중입력 다중출력), UH-60A Helicopter(UH-60A 헬리콥터)

† Received : March 11, 2020 Revised : May 16, 2020 Accepted : May 19, 2020

^{1,2,4} Graduate student, ³ Principal researcher, ⁵ Associate professor

⁵ Corresponding author, E-mail : aerotor@cnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-7621-9565

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

헬리콥터의 진동은 주 로터, 엔진 및 꼬리로터 등 다양한 원인으로 인해 발생된다. 다양한 진동원 중 주 로터에 의한 진동이 가장 지배적이며, 주 로터 회전에 의해 회전좌표계의 로터 시스템에서 발생하는 진동 성분은 로터 허브를 통해 고정좌표계의 기체로 전달된다. 이때, 로터 시스템의 독특한 동역학적 특성으로 인하여 로터 허브가 필터 역할을 하여 로터 블레이드 개수(N_b)의 정수배(n)만큼의 로터 허브 진동 하중 성분(nN_b/rev)만 기체를 가진하게 된다. 여기서 1/rev (1P)이란, 무차원화된 로터 회전 속도를 의미한다. 기체에 전달된 nN_b/rev 진동 성분은 기체의 구조 피로수명 단축, 승객의 탑승감 저하, 및 전자장비에 악영향을 끼친다. 이를 해결하기 위한 다양한 진동 저감 장치 및 적용 연구가 오래전부터 활발하게 진행되고 있다.

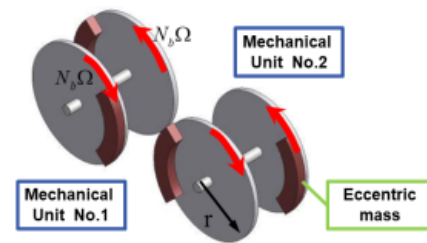
헬리콥터 기체의 진동 저감 기법은 수동형 진동 저감 기법과 능동형 진동 저감 기법으로 나눌 수 있다. 수동형 진동 저감 기법은 전통적인 진동 감소 기법으로 로터의 진동이 전달되는 경로인 로터헤드 마운트에 흡진기를 부착하거나 기체의 진동 저감이 필요한 위치에 흡진기를 부착하여 진동을 감소시킨다. 하지만, 수동 진동 저감 기법은 중량과 항력의 증가라는 제약이 있으며 특정 가진 주파수에 제한되어있기 때문에 다양한 비행 조건에서 진동 억제 효과가 일정하지 않다. 이와 달리 능동형 진동 저감 기법은 진동에 반대되는 제어 가능한 힘을 발생시켜 기체 진동을 제어하는 방법으로 비행 조건의 변화에 따라 적극적으로 진동응답을 저감할 수 있으며, 수동형 저감 기법에 비해 동일한 중량 대비 진동 저감 성능이 우수하다[1-3]. 따라서 수동형 진동 저감 기법에 비해 적은 중량으로 넓은 주파수 영역에서 우수한 진동 저감 성능을 발휘할 수 있는 능동 진동 저감 기법의 사용이 증가되고 있으며, 현재 많은 헬리콥터(S-92, UH-60M, X2 기술시연기, 및 수리온 등)에 적용되어지고 있다.

대표적인 능동 진동 저감 기법 중 하나인 능동 진동 제어 시스템(Active Vibration Control System, AVCS)은 회전익기 기체에서 진동을 제어하는 기법으로 가속도계와 하중 발생기(Counter Rotating Force Generator, CRFG, Fig. 1)를 적절한 위치에 부착하고 Closed-feedback 제어 알고리즘을 이용하여 기체의 진동 하중과 크기는 동일하고, 위상은 반대인 진동 억제 하중을 발생시켜 기체의 진동을 억제한다.

AVCS는 S-92 헬리콥터(Fig. 2(a))에 적용되어 비행 성능 저하 없이 가장 중요한 4/rev의 기체 진동 응답 성분을 저감하였다[4]. 이를 기반으로 UH-60M(Fig. 2(b))의 비행시험을 통해 다양한 비행 속도에서 4/rev 기체 진동을 적절히 제어하였으며, 수동 진동 저감



(a) Counter rotating force generator (Moog Inc.)



(b) Schematic diagram of counter rotating force generator

Fig. 1. Counter rotating force generator (CRFG) for AVCS

장치를 사용하였을 때에 비하여 적은 중량으로도 우수한 진동응답 제어의 성능을 확인하였다[2]. 이와 같은 일반 헬리콥터뿐 아니라 X2 기술 시연기(Fig. 2(c))와 같은 고속 비행 복합형 헬리콥터에 대하여 우수한 진동 저감 성능을 보여주었으며[5], 실제 비행시험에서는 특별한 진동 감소 장치가 사용되지 않았던 XH-59A 복합형 헬리콥터 기체에 대해 AVCS를 적용하여 3/rev 진동 응답을 평균 62%까지 저감한 시뮬레이션 연구가 최근 수행되었다[6]. 또한, 국내에서는 수리온(Fig. 2(d))의 기체 진동을 저감하기 위하여 비행시험을 통해 AVCS의 위치 및 개수의 최적화 연구가 수행되고, 비행시험에 적용된 사례가 있다[3].



(a) S-92



(b) UH-60M



(c) X2TD



(d) Surion

Fig. 2. Various helicopters using AVCS



Fig. 3. UH-60A helicopter

그러나 AVCS를 적용하여 헬리콥터 기체의 진동을 감소시키고자 수행된 선행연구들 중 전산 구조 해석과 제어 시뮬레이션 프로그램을 함께 사용한 연구는 발표된 사례가 많지 않다. AVCS를 사용한 회전익기체의 진동 저감 설계 시 하중 발생기와 가속도계의 개수 및 위치에 대한 다양한 사례에 대한 진동 저감 효과의 연구가 필요하나, 이를 모두 비행 시험 연구로 수행하는 것은 비효율적이므로 전산 시뮬레이션 기법을 이용한 연구가 필요하다.

따라서 본 연구에서는 대표적인 다목적 기동 헬리콥터 기종인 UH-60A(Fig. 3)에 대하여 AVCS를 이용하여 고속 비행 시 기체 주요 위치에서 발생하는 진동 응답을 저감하는 시뮬레이션 연구를 수행한다. 본 논문에서는 7개의 가속도계와 5개의 하중발생기로 이루어진 MIMO(Multi Input Multi Output) 시스템을 이용하여 기체의 다양한 위치 및 방향의 진동을 동시에 저감하며, CRFG의 다양한 위치 및 조합을 고려하여 진동 제어 시뮬레이션 연구를 수행한다. 로터 허브 진동 하중, 회전익기의 기체 구조 모델링, 진동 응답 해석 및 진동 제어 시뮬레이션 연구를 수행하기 위하여 DYMORE II[7], NDARC[8], MSC.NASTRAN 및 MATLAB Simulink 등의 다양한 해석, 설계 및 제어 프로그램들을 함께 사용한다.

II. 본 론

2.1 연구 방법

2.1.1 UH-60A 헬리콥터 및 비행 조건

본 논문의 연구 대상인 UH-60A 헬리콥터(Fig. 3, 및 Table 1)는 현재에도 여러 나라의 군에서 사용 중인 대표적인 다목적 기동 헬리콥터이며, 과거 UH-60A Airloads Flight Research 프로젝트[9] 및 최근 UH-60A Airloads 풍동 시험 프로젝트[10]를 통하여 성능, 하중, 진동, 및 소음 등에 관련된 심층적인 시험 결과들을 얻었다. 또한, 얻어진 시험 결과에 대하여 다양한 해석 기법들을 이용한 검증 연구들이 활발히 수행되어 모델링 및 해석 기법을 최신화 및 정립하였다[11-13].

Table 1. General properties of UH-60A

Gross-weight	16850 lb
Number of blades, N_b	4
Radius, R	26.83 ft
Nominal chord, c	1.73 ft
Pretwist	-16.0 deg. (Nonlinear)
Solidity, σ	0.0826
Nominal rotor speed	258 RPM
Airfoils	SC1095/ SC1094 R8

Table 2. Flight condition of UH-60A

Advance ratio, μ	0.368 (158 knots)
C_T/σ	0.084
Tip Mach No.	0.642
Shaft tilting angle, α_s	-7.31 deg.
Altitude	3273 ft

Table 2에 본 연구의 UH-60A 헬리콥터의 비행 조건을 정리하였으며, UH-60A Airloads Flight Research [9] 프로젝트의 고속 수평 비행 상태(Counter 8534, 전진비 $\mu=0.368$)를 나타낸다. 이 비행 조건에서는 로터 전진면(advancing side)의 압축성 효과로 인하여 극심한 로터 진동이 발생된다[9].

2.1.2 로터 허브 진동 해석

본 연구에서는 UH-60A 헬리콥터의 기체 진동 응답 해석을 위하여 로터-동체의 일방향 연계(one-way coupling) 해석 모델을 이용하므로, 먼저 UH-60A 로터 모델에 대하여 허브 진동 해석을 수행한 뒤, 얻어진 로터 허브 진동 하중을 이용하여 기체모델을 가진다. UH-60A의 로터 허브 진동 하중은 선행연구 [13]의 결과로부터 얻었으며, 사용된 로터 모델링 및 해석 기법을 다음과 같이 요약 및 정리하였다. 로터 단독 모델(isolated rotor model)에 대하여 비선형 유연 다물체 동역학 해석 코드인 DYMORE II[7]을 이용하였으며, 4개의 블레이드는 각각 3차의 비선형 탄성보 유한요소로 모델링하였다. 피치 링크 등의 로터 조종 계통의 강성은 피치 힌지의 비틀림 스프링으로 표현하였으며, 리드-래그 댐퍼 역시 다물체 동역학 모델로 구현하였다. 비정상 공기력 이론 및 자유 후류 모델을 함께 이용하여 블레이드의 공력 하중(3개의 힘 및 3개의 모멘트)을 다수의 airstation point에서

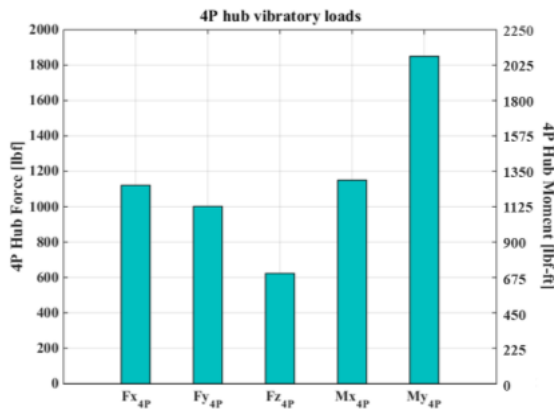


Fig. 4. Predicted magnitudes of 4P hub vibratory loads of UH-60A rotor

계산하였다. 이 때, 에어포일의 공력 계수는 C81 에어포일 표(airfoil table)로부터 얻어서 사용하였다. 보다 자세한 모델링/해석 기법과 해석 결과의 검증은 참고문헌[13]에 서술되어 있다. Fig. 4는 DYMORE II 해석으로부터 얻어진 UH-60A 로터의 4/rev (4P) 허브 진동 하중을 나타낸다.

2.1.3 기체 구조의 유한요소 모델링

UH-60A 기체의 4/rev 진동응답 해석을 위해 유한요소 구조해석 프로그램인 MSC.NASTRAN을 사용하여 UH-60A 기체의 구조 동역학 모델을 구축하였다. UH-60A 기체 유한요소 모델은 실제 기체와 동적 유사성을 갖도록 1차원 탄성보 요소를 이용한 stick 모델로 구성하였다. UH-60A의 기하학적 형상은 공개된 삼면도를 참고하여 모델링하였다. 기체의 주요 구성요소의 중량 정보는 NASA의 회전익기 개념설계 코드인 NDARC[8]을 사용하여 얻은 선행연구[14]의 결과를 이용하였다. MSC.NASTRAN 모델에 중량 정보[14]를 입력한 후, 기체 총 중량과 무게 중심을 NDARC의 설계 결과와 일치시켰다.

동적 유사성을 확인하기 위하여 자유(free-free) 경계조건에서 구축된 stick 모델(Fig. 5)에 대하여 정규 모드 해석을 수행하였다. 본 연구의 stick 모델의 동체의 저차 굽힘 모드의 고유 진동수가 참고문헌[15]

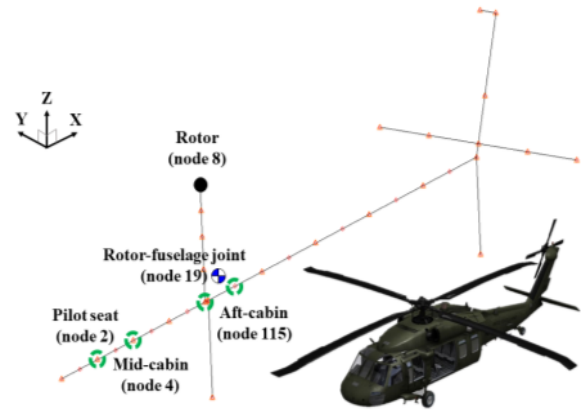


Fig. 5. UH-60A airframe stick model for normal mode analysis

의 수치와 유사하도록 탄성보 요소의 단면적 및 재료 물성치를 적절하게 가정하였다. Table 3은 UH-60A 헬리콥터 기체의 정규 모드 해석 결과인 저차 모드와 고유진동수를 보여준다. 참고문헌[15]의 Shake test와 NASTRAN 해석 값과 비교한 결과, 상대 오차의 크기는 약 4~11.5% 이내로 얻어졌다. 따라서 본 연구의 UH-60A 기체의 유한 요소 모델은 실제 기체와 적절한 동적 유사성을 갖는다고 판단된다.

정규 모드 해석에 사용된 stick 모델에 2개의 번지 케이블을 추가하여 UH-60A 기체의 지상 진동 시험을 모사하였다(Fig. 6). 지상 진동 시험 모사 모델에 4/rev 진동 성분을 갖는 sine 함수의 하중을 수평 혹은 수직방향으로 적용하여 주파수 응답 해석을 수행하였다. 사용된 sine 함수의 하중 크기는 100lb으로, 지상 진동 시험 모사 모델의 로터(node 8)에 수평방향으로 가진하여 UH-60A 기체의 수평 방향의 저차 모드와 고유진동수를 계산하였다(Fig. 7(a)). UH-60A 기체의 수직방향의 저차 모드와 고유진동수는 기체를 수직방향으로 가진하여 예측하였다(Fig. 7(b)). Fig. 7의 세로축의 값은 각각의 그래프의 최대값을 이용하여 무차원하여 나타내었다. 이 때, 지상 진동 시험 모델에 대한 주파수 응답 해석으로부터 얻은 고유 진동수와 앞서 살펴본 자유(free-free) 경계 조건의 정규 모드 해석의 결과와 유사하며 강제 모드를 적절히 나

Table 3. Normal mode analysis for UH-60A airframe stick model

Fuselage bending mode	Natural frequency [Hz]			Error [%]	
	Shake test [15]	NASTRAN [15]	Present	Shake test [15]	NASTRAN [15]
1st lateral mode	5.58	5.15	5.40	3.23	-4.85
1st vertical mode	6.79	7.08	6.50	4.27	8.19
2nd lateral mode	14.01	13.03	14.52	-3.64	-11.44
2nd lateral mode	N/A	15.43	16.57	N/A	-7.39

타낼 수 있도록 두 개의 번지 케이블의 형상(길이 및 단면적) 및 재료 물성치(탄성계수)를 적절하게 모델링하였다(Fig. 6). UH-60A 기체의 지상 진동 시험 모델에 대한 주파수 응답 해석 결과는 Fig. 7과 같고 Table 4에 정리하였다. 앞서 살펴본 정규 모드해석 결과와 주파수 응답 해석 결과의 고유진동수 차이는 최대 1.6% 이내로 계산되었으며, 따라서 적절한 지상 진동 시험 모사 모델을 구축하였음을 확인할 수 있었다.

이후, UH-60A 기체의 4/rev 진동응답을 조사하기 위하여 DYMORE II [7]을 이용하여 계산된 비행 속도 158knots에서 로터의 4/rev 허브 진동 하중(Fig. 4의 F_{x4p} , F_{y4p} , F_{z4p} , M_{x4p} 및 M_{y4p})을 UH-60A 지상 진동 시험 모사 모델(Fig. 6)의 로터(node 8)에 가하고 기체의 주요 위치에서 진동응답 해석을 수행하였다.

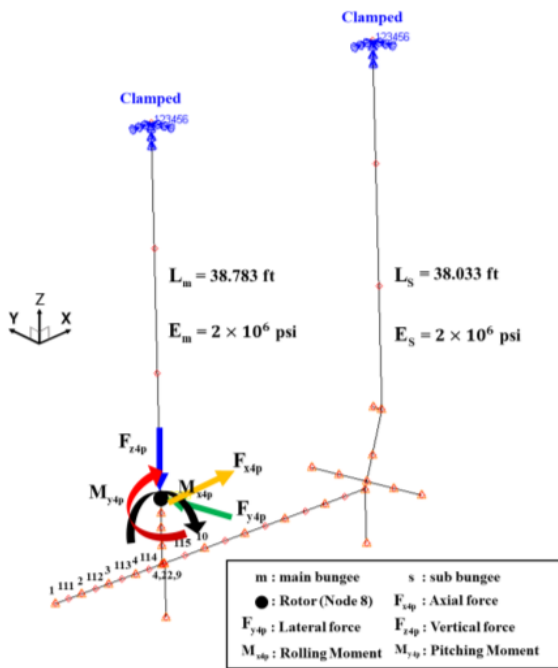
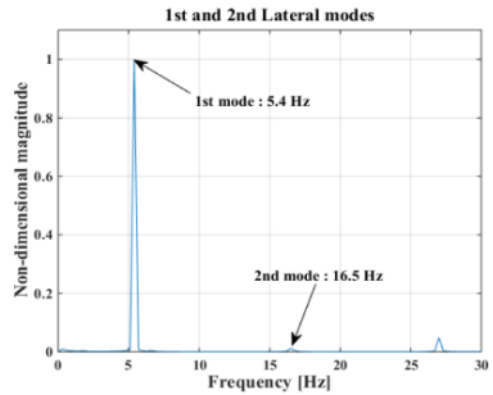
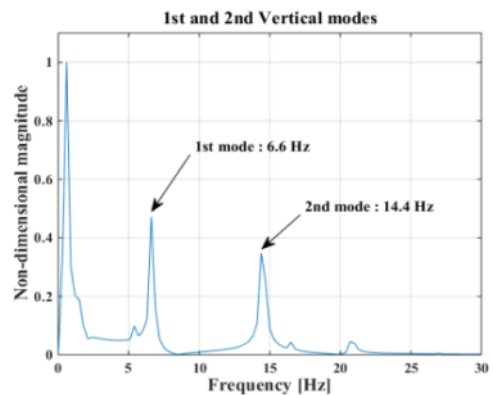


Fig. 6. UH-60A airframe stick model for ground vibration test model



(a) Lateral mode



(b) Vertical mode

Fig. 7. Results of frequency response analysis

2.1.4 능동 진동 제어 시스템 (AVCS)

헬리콥터 기체의 능동 진동 제어를 위하여 기체에 적용된 AVCS는 센서, 제어기, 및 작동기로 구성된다 (Fig. 8, [3]). 타코미터와 가속도계 센서로 헬리콥터 기체 진동응답 신호를 측정된 후, 제어기에서 기체 진동응답 신호와 크기는 동일하고 위상은 반대인 진동 억제 하중을 계산한다. 계산된 진동 억제 하중을 작동기에서 발생시켜 기체의 진동을 저감하는 원리로 이루어진다.

Table 4. Natural frequencies of the UH-60A airframe stick model

Fuselage bending mode	Natural frequency [Hz]		Difference [%]
	Normal mode analysis	Frequency response analysis	
1st lateral mode	5.40	5.40	0.00
1st vertical mode	6.50	6.60	-1.54
2nd lateral mode	14.52	14.40	0.83
2nd lateral mode	16.57	16.50	0.42

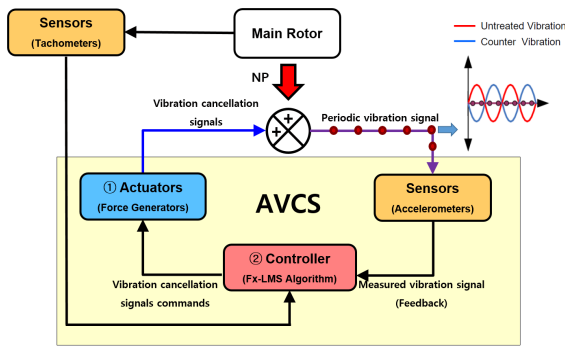


Fig. 8. Concept of Active Vibration Control System

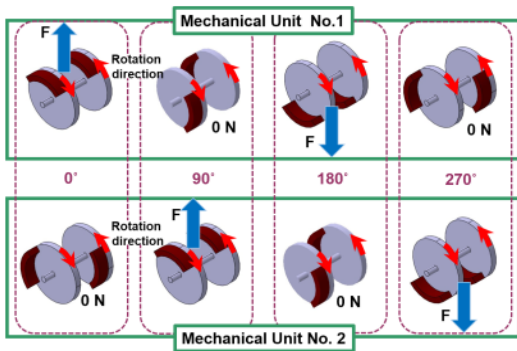


Fig. 9. Principle of Counter Rotating Force Generator

AVCS의 작동기(Fig. 8의 ①)는 원형 하중 발생기(CRFG, Fig. 1)를 사용한다. CRFG는 원심력을 이용하여 편심 질량을 가진 2개의 원판이 상대 각도로 회전하면서 한 방향으로 진동 억제 하중을 생성한다(Fig. 9). 본 연구에서 사용된 CRFG의 상세 제원은 수리온 헬리콥터의 AVCS 성능 시연 연구[16]에서 사용된 두 종류의 CRFG의 평균값을 참조하여 설정하였다. CRFG의 위치 및 개수에 따라 CRFG의 중량을 고려하여 기체의 유한 요소 모델을 구성하였다.

AVCS의 제어기(Fig. 8의 ②)는 능동 진동 혹은 능동 소음 제어 연구에 가장 널리 사용되고 있는[3] Fx-LMS (Filtered-X Least Mean Square, Fig. 10) 알고리즘을 사용한다. 본 논문에서 Fx-LMS 알고리즘은 AVCS에서 회전익기 기체 진동응답을 억제하기 위하여 필요한 진동 억제 하중을 계산한다. Fx-LMS 알고리즘에서 사용되는 가속도 신호는 크게 3가지로써 헬리콥터의 로터의 회전에 의해 발생하는 기체 진동응답 신호($y(n)$), 기체 진동응답 신호와 크기는 같고 위상은 반대인 진동 상쇄 신호($\hat{y}(n)$), 그리고 이 두 신호($y(n)$ 와 $\hat{y}(n)$)를 더하여 정의되는 에러 신호($e(n)$)가 있다. 에러 신호($e(n)$)를 최소화하도록 경사 하강법(gradient descent)을 이용하여 Fx-LMS 알고리즘을 구현하였다.

본 논문의 AVCS는 7개의 가속도계 센서와 5개의 작동기(CRFG)로 이루어진 MIMO 시스템을 사용한

Table 5. Locations of CRFGs for the Case study

Case	CRFG in longitudinal direction	CRFG in vertical direction	CRFG in lateral direction
1	Node 111, 114	Node 111, 113	Node 9
2	Node 111, 114	Node 111, 113	Node 10
3	Node 112, 114	Node 111, 113	Node 9
4	Node 112, 114	Node 112, 4	Node 9
5	Node 111, 114	Node 111, 4	Node 9
6	Node 111, 114	Node 111, 114	Node 9
7	Node 111, 114	Node 111, 22	Node 9
8	Node 111, 22	Node 111, 9	Node 9
9	Node 111, 114	Node 112, 22	Node 9
10	Node 111, 114	Node 112, 9	Node 9
11	Node 111, 114	Node 112, 114	Node 9
12	Node 111, 113	Node 3, 114	Node 9
13	Node 112, 114	Node 111, 9	Node 9
14	Node 111, 114	Node 111, 9	Node 9
15	Node 111, 113	Node 111, 9	Node 9

다. 가속도계는 선행연구[1,2]를 참조하여 UH-60A 헬리콥터의 진동응답의 저감이 필요한 위치인 조종석(node 2), 중앙 승객실(node 4), 로터와 기체의 접합부(node 19), 및 후방 승객실(node 9)에 위치시켰다(Fig. 5). 본 연구에서의 작동기는 선행연구[2]를 참조하여 5개의 CRFG를 사용하였다. 작동기(CRFG)의 다양한 위치 및 진동 억제 하중 방향의 조합에 따라 헬리콥터의 진동 제어 성능이 달라지기 때문에 Table 5와 같이 5개의 CRFG의 위치 및 하중 방향에 따라 Case를 15개로 나누어 진동응답 제어 시뮬레이션을 수행하였다. CRFG는 진동을 제어(감소)하고자 하는 위치와 가깝게 위치시킬수록 진동 제어 성능이 우수

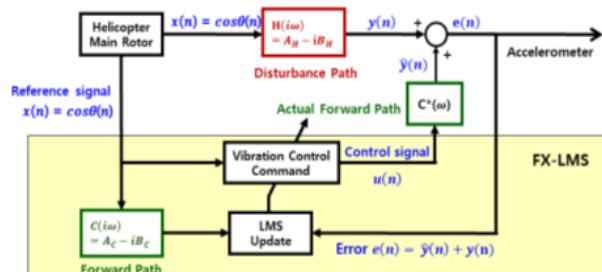


Fig. 10. Block diagrams for Fx-LMS algorithm

하다. 따라서 기체 진동 응답을 제어하고자 하는 위치(즉, 가속도계의 위치)와 근접한 유한요소 절점에 CRFG를 위치시켰으며 CRFG의 위치와 진동 상쇄 하중의 방향에 따라 총 15개의 Case를 구현하였다. CRFG의 중량을 모델링하기 위하여 각 Case 별로 UH-60A 기체의 유한요소 모델의 적절한 유한요소 절점(Fig. 6)에 CRFG를 위치시켰다.

2.1.5 AVCS의 MATLAB Simulink 모델링

Fx-LMS 알고리즘은 헬리콥터 기체의 진동 신호 $y(n)$ 를 상쇄시키기 위해 로터에서 발생하는 기준 신호 $x(n)$ 와 가속도계로 측정된 에러 신호 $e(n)$ 를 이용하여 업데이트된 제어입력 $u(n)$ 으로 인하여 생성된 진동 상쇄 신호 $\hat{y}(n)$ 를 만드는데 사용된다. MIMO 시스템을 이용한 Fx-LMS 알고리즘을 MATLAB Simulink를 이용하여 Fig. 11과 같이 나타내었다. Reference theta(Fig. 11의 Block ①)는 Disturbance path와 Control path의 입력 값인 4/rev 위상을 표현한다. Disturbance path(Fig. 11의 Block ②)는 UH-60A 기체의 동특성을 나타낸다. Control path는 작동기의 동특성을 나타내는 Forward path(Fig. 11의 Block ③) 모델과 실제 작동기의 수학적 전달함수 모델(Fig. 11의 Block ④)로 구성된다.

Disturbance path의 출력신호 $y(n)$ 는 UH-60A 기체의 진동응답 해석을 수행하여 계산된 4/rev 신호로 표현된다. 또한, 진동 억제 하중을 정확히 계산하기 위해서는 Forward path의 수학적 전달함수의 시스템 식별계수를 계산해야한다. 이를 위해 제어 시스템은 선형시불변(Linear Time Invariant, LTI)이라고 가정하고 LMS 업데이트 방정식[3]을 이용하여 시스템 식별계수를 계산하였다.

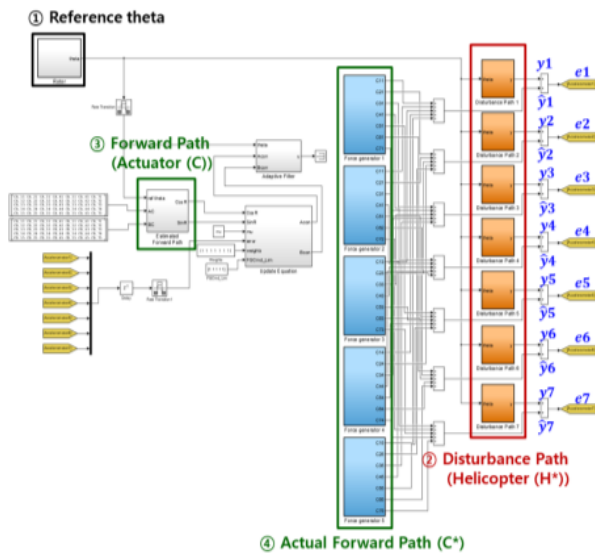


Fig. 11. Multi Input and Multi Output model with 5 CRFGs and 7 accelerometers

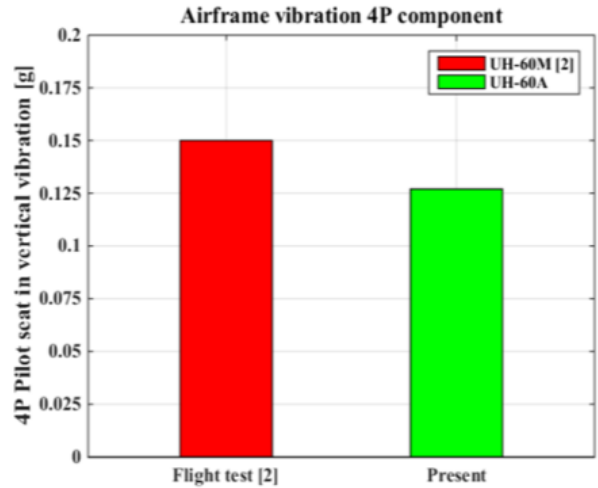


Fig. 12. 4P vertical vibration component at pilot seat of UH-60A

2.2 연구 결과

2.2.1 기체 진동 응답 해석의 검증

DYMORE II 해석으로부터 얻어진 Fig. 4의 비행 속도 158knots에서 로터의 4/rev 허브 진동 하중을 기체 모델의 로터 허브(node 8)에 가한 후, AVCS가 적용되지 않은 UH-60A 헬리콥터의 조종석 위치(node 2)에서 4/rev 수직방향 진동응답을 예측하였다. 얻어진 진동 응답 해석 결과를 선행연구[2]의 비행시험 결과와 비교하여 검증하였다.

Figure 12는 158knots의 비행 속도에서 UH-60A 조종석 위치의 4/rev 수직방향의 진동응답의 크기를 보여준다. NASTRAN으로부터 예측된 조종석 위치의 4/rev 수직방향 진동응답의 크기(0.235g)는 선행연구[2]의 UH-60M 비행시험 결과와 유사한 결과를 보였다. 이 때, 선행연구의 UH-60M은 본 논문의 UH-60A의 파생형이므로 기체 진동 응답을 비교하기에 큰 무리가 없을 것으로 판단된다. 선행연구와의 상대 오차의 크기는 9.65%로 본 연구의 UH-60A 기체 모델링 및 진동응답 해석이 비교적 적절하게 되었음을 확인하였다.

2.2.2 AVCS를 이용한 기체 진동응답 제어

본 연구에서는 UH-60A 헬리콥터 기체의 다양한 위치에서 진동을 동시에 억제하기 위해 MIMO 시스템을 이용한 AVCS를 적용하였다. 하나의 CRFG는 한 방향으로만 진동 상쇄 신호(또는 하중)를 생성하므로, MIMO 시스템의 CRFG들은 동시에 각각 다른 방향으로 진동 상쇄 신호를 발생시킨다. Fig. 13은 5개의 CRFG와 7개의 가속도계로 구성된 AVCS를 사용하였을 때, 5개의 CRFG의 위치를 변경하면서 Table 5에 정의된 15개 Case들에 대하여 제어 시뮬레이션을 수행한 결과를 보여준다. 여기서, Baseline은 AVCS를 적용하지 않았을 경우, UH-60A 기체 주

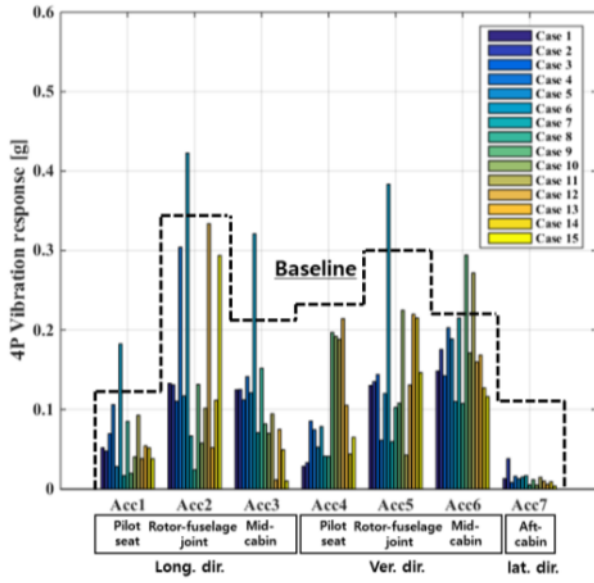


Fig. 13. Reduced 4/rev vibration responses of UH-60A using AVCS

요 위치에서의 4/rev 진동응답을 의미한다. AVCS를 적용하지 않은 Baseline에 비하여 5개의 CRFG를 사용한 AVCS를 적용하였을 경우, 고려된 가속도계에서 진동 응답이 상당히 저감될 수 있음을 확인한 반면, 오히려 진동 응답이 증가될 수도 있음을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 15개의 Case 중에서 가장 진동저감 성능이 우수한 Best Case를 찾기 위하여 식 (1)을 사용하여 조사하였다.

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

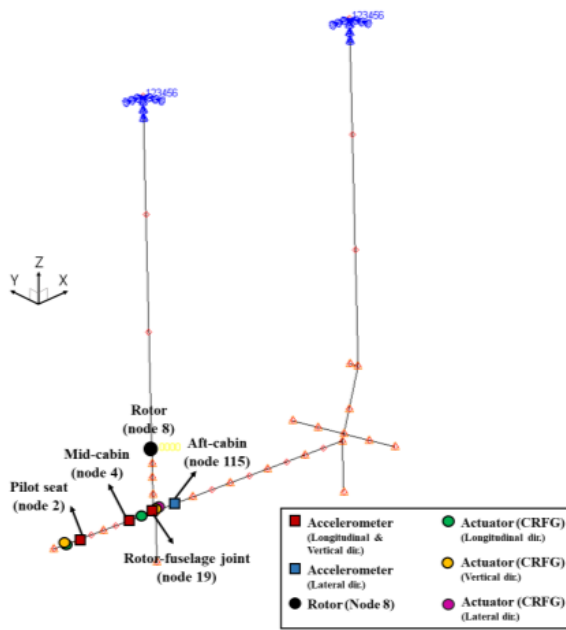
식 (1)에서 J 는 목적함수로 정의되며, r_i 는 i 번째 가속도계의 4/rev 진동응답 저감률(%)을 의미하고 w_i 는 i 번째 가중치(weighting factor)이다. 이 때, 양의 값은 갖는 r_i 는 AVCS에 의한 진동응답의 저감을 의미하며, 음의 값을 갖는 경우에는 진동응답의 증가를 나타낸다. 본 연구에서는 중앙 승객실 위치(node 19)의 수직방향 진동응답(Acc6)의 진동 저감이 가장 쉽지 않았다. 따라서 이를 고려하여 6번 가속도계에 대한 가중치는 $w_6=0.16$ 을 사용하고, 나머지 가속도계에 대한 가중치는 $w_{1-5,7}=0.14$ 를 동일하게 사용하여 목적함수(J)를 평가하였다(Table 6). 그 결과, Table 6에서 보듯이 Case 8의 경우, 모든 가속도계에서 진동 응답이 감소되었으며, 목적함수(J)가 본 연구에서 고려된 15개의 Case 중, 최대의 값으로 계산되어 가장 우수한 진동 저감 성능을 가지는 Best case로 선정되었다.

Best Case로 선정된 Case 8의 기체 진동 응답 제어의 결과를 시간 응답으로 Fig. 14에 나타내었다. 그림에서, AVCS가 적용되지 않은 경우의 진동응답

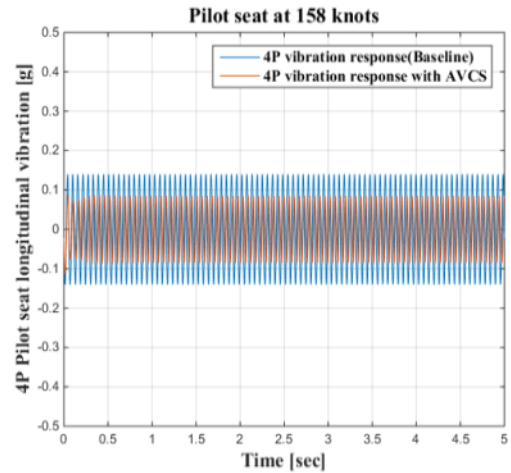
Table 6. Reductions in 4/rev vibration response of UH-60A airframe using AVCS

Vibration reductions using AVCS [%]								
Case	Acc1	Acc2	Acc3	Acc4	Acc5	Acc6	Acc7	J
1	63.2	54.9	33.3	87.3	60.5	33.6	90.6	52.3
2	66.1	55.3	33.5	85.3	58.9	21.6	72.5	47.3
3	50.5	69.9	38.8	62.6	13.6	36.0	94.3	46.0
4	24.2	11.0	27.4	68.0	79.2	8.7	85.5	40.9
5	79.9	64.9	40.9	76.5	62.5	15.8	86.3	50.3
6	-30.1	11.1	-56.2	65.0	24.3	50.7	90.6	27.8
7	88.2	79.0	65.4	81.6	80.5	4.0	84.8	57.0
8	39.4	93.2	25.1	81.7	65.3	52.1	96.0	59.8
9	85.9	56.1	58.9	13.6	66.3	-31.9	87.5	36.8
10	71.2	80.7	64.9	15.8	29.8	23.3	94.7	45.2
11	33.8	78.3	52.9	17.4	92.7	-22.1	91.0	45.2
12	72.9	-15.4	91.9	6.4	61.1	28.1	91.3	38.7
13	61.4	82.6	62.4	53.8	31.4	24.5	94.0	50.7
14	63.2	64.5	76.0	80.4	29.4	43.3	92.0	55.8
15	73.0	15.1	94.7	71.0	35.7	48.1	97.0	52.6
w_i	0.14	0.14	0.14	0.14	0.14	0.16	0.14	

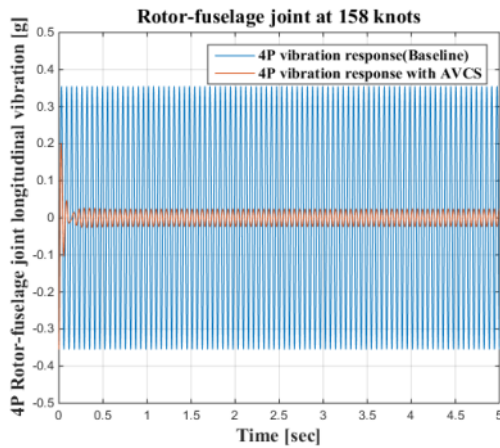
(Baseline)에 비하여 AVCS를 적용하였을 때 기체 축 방향에 대한 4/rev 진동응답은 조종석 위치에서 39.36% (Fig. 14(b)), 로터와 기체 접합부 위치에서 93.22% (Fig. 14(c)), 그리고 중앙 승객실 위치에서 25.14% (Fig. 14(d))만큼 감소되었다. 수직방향에 대한 4/rev 진동응답은 조종석 위치에서 81.70% (Fig. 14(e)), 로터와 기체 접합부 위치에서 65.35% (Fig. 14(f)), 중앙 승객실 위치에서 52.09% (Fig. 14(g))만큼 감소되었다. 또한 수평방향에 대한 4/rev 진동응답은 후방 승객실 위치에서 96.05% (Fig. 14(h))만큼 감소됨을 확인하였다. Case 8의 경우, 기체 축 방향에 대한 4/rev 진동응답의 조종석 위치와 중앙 승객실 위치의 진동응답 저감률은 다른 가속도계의 진동응답 저감률보다 낮게 얻어졌다. 그러나 선행연구[1,2]의 비행시험 결과, AVCS를 사용하였을 때의 모든 가속도계에서 진동응답이 약 0.2g 이하로 제어된 것을 고려할 경우, 본 연구에서는 AVCS에 의하여 모든 가속도계에서 제어(저감)된 진동응답 신호의 크기가 0.15g 이하이므로 Best Case로 선정되기에 충분하다고 판단된다.



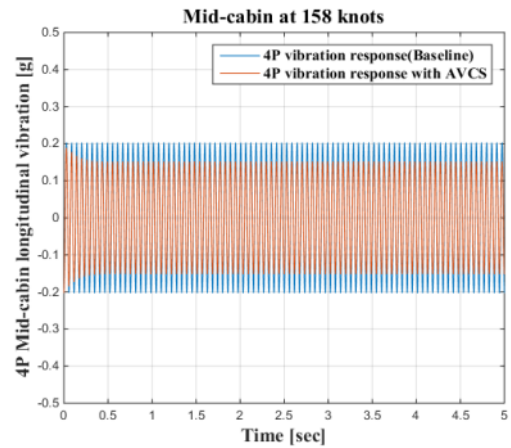
(a) Vibration response analysis using AVCS (Case 8)



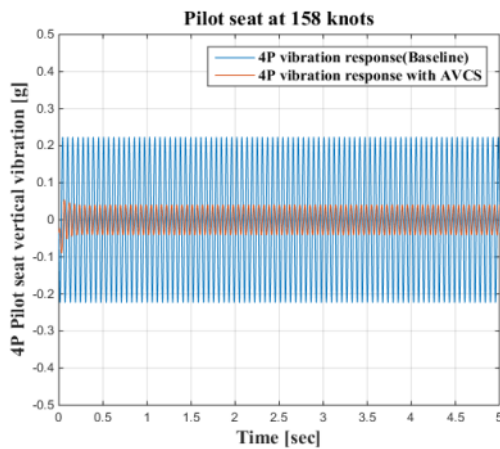
(b) Longitudinal direction at pilot seat



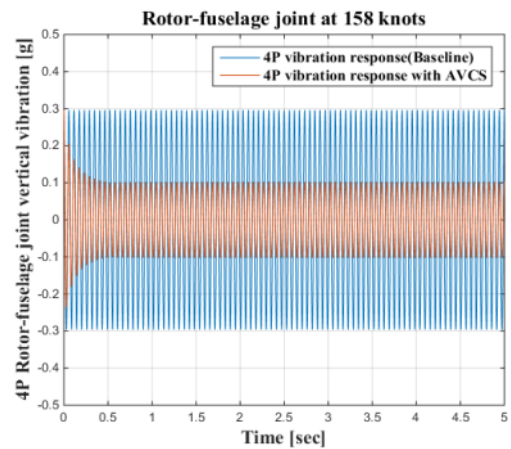
(c) Longitudinal direction at rotor-fuselage joint



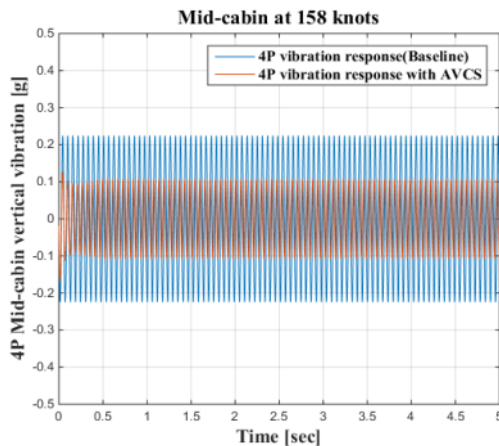
(d) Longitudinal direction at mid-cabin



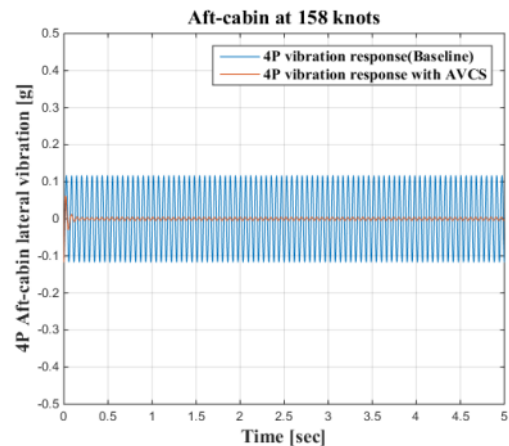
(e) Vertical direction at pilot seat



(f) Vertical direction at rotor-fuselage joint



(g) Vertical direction at mid-cabin



(h) Lateral direction at aft-cabin

Fig. 14. Reduced 4/rev vibration responses of UH-60A using AVCS (Case 8)

III. 결 론

본 연구에서는 다양한 해석 및 제어 프로그램을 이용하여 UH-60A의 기체 구조의 진동응답 해석 및 능동 진동 제어 시뮬레이션 연구를 수행하였다. 로터 진동면의 압축성 효과로 인해 로터 진동이 극심한 비행속도인 158knots에서 UH-60A 헬리콥터의 4/rev 로터 허브 진동 하중은 비선형 유연 다물체 동역학 해석 코드인 DYMORE II를 이용하여 계산하였다. UH-60A 기체의 진동응답 저감이 필요한 주요 위치(조종석, 로터와 기체의 접합부, 중앙 승객실, 및 후방 승객실)에서 기체 축, 수직, 및 수평 방향의 4/rev 진동응답을 저감하기 위하여 AVCS를 사용하였다. AVCS는 5개의 CRFG와 7개의 가속도계로 이루어진 MIMO 시스템을 적용하였으며, Closed-feedback 제어 알고리즘인 Fx-LMS 알고리즘을 사용하여 기체 진동 상쇄 신호(또는 하중)를 계산하였다.

MIMO 시스템이 적용된 AVCS를 사용하여 CRFG의 위치 및 진동 상쇄 하중의 방향을 변경해가며 15개의 Case들에 대하여 진동응답 제어 시뮬레이션 연구를 수행하였다. 15개 Case들에 대하여 제어 시뮬레이션을 수행한 결과, AVCS를 사용하지 않은 Baseline에 비하여 AVCS를 사용하였을 때, 고려된 가속도계에서 진동응답이 상당히 감소될 수 있음을 확인하였다. 또한, 15개의 Case 중 가장 진동 저감 성능이 우수한 Best Case로 선정된 Case 8의 결과에서는 UH-60A 헬리콥터의 주요 기체 위치에서 4/rev 진동 응답이 약 25~96%만큼 감소됨을 확인하였다. 향후, UH-60A 헬리콥터 기체의 모든 주요 위치에서의 최적의 진동 제어 성능을 얻기 위해서는 가속도계와 작동기의 위치 및 개수의 최적화 연구가 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 2016년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업의 지원을 받아 수행되었습니다(NRF-2016R1C1B1007199). 본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 차세대 고속 복합형 무인 회전익기 특화연구실에서 수행되었습니다.

References

- 1) Welsh, W., Fredrickson, C., Rauch, C. and Lyndon, I., "Flight Test of an Active Vibration Control System on the UH-60 Black Hawk Helicopter," *Proceeding of The American Helicopter Society 51st Annual Forum*, 1995.
- 2) Millott, T. A., Goodman, R. K., Wong, J. K., Welsh, W. A., Correia, J. R. and Cassil, C. E., "Risk Reduction Flight Test of a Pre-production Active Vibration Control System for the UH-60M," *Proceeding of The American Helicopter Society 59th Annual Forum*, 2003.
- 3) Kim, D. H., Kwak, D. I. and Song, Q., "Demonstration of Active Vibration Control System on a Korean Utility Helicopter," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 20, No. 1, 2019, pp. 249~259.
- 4) Goodman, R. K. and Millott, T. A., "Design, Development, and Flight Testing of the Active Vibration Control System for the Sikorsky S-92," *Proceeding of The American Helicopter Society 56th Annual Forum*, 2000.
- 5) Blackwell, R. and Millott, T., "Dynamics Design

Characteristics of the Sikorsky X2 Technology™ Demonstrator Aircraft," *Proceeding of The American Helicopter Society 64th Annual Forum*, 2008.

6) Lee, Y. L., Kim, D. H., Park, J. S. and Hong, S. B, "Vibration Reduction Simulations for Rotor and Airframe of a Lift-offset Compound Helicopter Using Two Active Vibration Control Techniques," *Proceeding of The Transformative Vertical Flight Forum*, 2020.

7) Bauchau, O. A., "DYMORE User's Manual," 2006.

8) Johnson, W., "NDARC-NASA Design and Analysis of Rotorcraft," *Proceeding of The American Helicopter Society Specialists's Conference*, 2010.

9) Bousman, W. G. and Kufeld, R. M., "UH-60A Airloads Catalog," *National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center*, Vol. 212827, 2005.

10) Norman, T., Peterson, R., Shinoda, P. and Datta, A., "Full-scale Wind Tunnel Test of the UH-60A Airloads Rotor," *Proceeding of The American Helicopter Society 67th Annual Forum*, 2011.

11) Potsdam, M., Yeo, H. and Johnson, W., "Rotor Airloads Prediction using Loose Aerodynamic/structural Coupling," *Journal of The Aircraft*, Vol.

43, No. 3, 2006, pp. 732~742.

12) Yeo, H. and Romander, E. A., "Loads Correlation of a Full-scale UH-60A Airloads Rotor in a Wind Tunnel," *Journal of The American Helicopter Society*, Vol. 58, No. 2, 2013, pp. 1~8.

13) Park, J. S., Jung, S. N. and Park, S. H., "Airloads Validation Study for UH-60A Rotor using Multibody Dynamics Modeling," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Conference*, 2009.

14) Go, J. I., Park, J. S. and Choi, J. S., "Validation Study on Conceptual Design and Performance Analysis for Helicopter using NDARC," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 10, 2016, pp. 877~886.

15) Idosor, F. and Seilble F., "Comparison of NASTRAN Analysis with Ground Vibration Results of UH-60A NASA/AEFA Test Configuration," NASA-CR-184565, 1990.

16) Kim, D. H., Kim, T. J., Jung, S. U. and Kwak, D. I., "Test and Simulation of an Active Vibration Control System for Helicopter Applications," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 17, No. 3, 2016, pp. 442~453.