

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(6), 557-567(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.6.557

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

헬리콥터 능동진동제어시스템의 수리온 적용 및 성능 분석

김도형*, 김태주**, 백승길**, 곽동일***, 정세운***

Application and Performance Evaluation of
Helicopter Active Vibration Control System for Surion

Do-Hyung Kim*, Tae-Joo Kim**, Seung-Kil Paek**, Dong-Il Kwak*** and Se-Un Jung***

Korea Aerospace Research Institute* **, Korea Aerospace Industries***

ABSTRACT

The most decisive factor of major sources of a helicopter is the main rotor system and the rotor-induced vibration is one of the technical challenges which should be resolved to ensure comfort for crews and passengers. Passive vibration reduction devices are adopted in conventional helicopters and several types of passive devices are also used in Surion. In recent years, foreign helicopter manufactures have increasingly applied the application of AVCS (active vibration control system) because of their superior performance with lower weight compared to passive device. In addition to weight reduction, AVCS has advantages maintaining its performance over aircraft configuration changes and flight condition changes. The technology demonstration program was performed in order to validate the performance of AVCS when applied to Surion, and optimization process for finding optimal configuration of sensors and actuators. Optimal configuration was produced using ground and flight test data, and its performance was evaluated and compared with flight test result.

초 록

헬리콥터 진동의 주요 가진원 중 가장 결정적인 요인은 주로터이며 이러한 로터 유발 진동은 승무원과 승객의 안락함을 보장하기 위해 회전익 항공기에서 해결해야 할 과제 중 하나이다. 종래의 헬리콥터에서는 수동형 진동저감장치가 주로 사용되어 왔고 수리온 항공기에도 여러 가지 형태의 수동형 진동저감장치가 적용되어 있다. 최근 국외 항공기 제조업체에서는 수동형 진동저감장치 대비 작은 중량으로 우수한 진동저감 성능을 발휘할 수 있는 능동진동제어시스템(AVCS)의 적용을 확대하고 있는 추세이다. AVCS는 중량 절감 외에도 항공기 형상, 비행 상태 변화 시에도 만족할만한 성능을 유지할 수 있는 장점이 있다. 이러한 AVCS를 수리온에 적용 시 어느 정도의 성능을 발휘하는지 확인하기 위한 성능시연 프로그램을 수행하였고, 최적의 센서와 작동기 조합을 찾기 위한 최적화 과정을 수행하였다. 지상 및 비행시험을 통해 계측된 데이터를 이용하여 최적의 센서 및 작동기 조합을 도출하고 비행시험 결과와 비교하였다.

† Received : January 21, 2015 Revised : May 7, 2015 Accepted : May 10, 2015

* Corresponding author, E-mail : dhkim@kari.re.kr

Key Words : Rotor Induced Vibration(로터 유발 진동), Passive Vibration Reduction Device(수동형 진동저감장치), Active Vibration Control System(능동진동 제어시스템), Actuator Placement(작동기 배치), Optimization(최적화)

1. 서 론

헬리콥터에서 발생하는 진동의 주요 원인들을 살펴보면, 엔진, 꼬리로터 회전축, 유압펌프 등의 각종 회전 장치(rotating equipments), 주로터 트랜스미션, 꼬리로터 및 가장 핵심적인 요인이라 할 수 있는 주로터 시스템이 있다. 이 중 회전 장치의 중량 불균형과 주로터 트랜스미션의 기어 맞물림(meshing)에 의한 진동은 설계 및 정밀 가공과 적절한 유지보수를 통해 과도해지지 않도록 방지할 수 있다. 또한 꼬리로터의 경우 밸런싱을 통해 진동의 크기 조절이 가능하고, 주로터 유발 진동에 비해 주파수 대역이 높고 진폭은 낮기 때문에 통상 헬리콥터 설계자들은 주로터 블레이드에 의해 유발되는 진동에 집중해 왔다.

헬리콥터의 전진비행 시 로터 블레이드에 작용하는 힘과 모멘트는 주기적으로 변화하고 이때 발생하는 후류로 인해 동체에 하중이 부가되며 비행 상태 변화로 인해 공력 하중이 변화되는 등 복잡한 환경 하에서 진동이 발생된다. 회전하는 주로터에서 발생된 진동은 허브를 통해 동체로 전달되며, 이 때 회전좌표계에서 발생된 하중 성분 중 비회전 좌표계인 동체로 전달되는 성분은 N/rev 성분의 진동이다[1,2]. 이러한 특성을 고려한 가장 기본적인 설계 관점은 기체구조 및 주요 구성품의 동특성을 N/rev 진동수로부터 회피시키는 것이다. 한국형기동헬기 수리온의 경우 $4/\text{rev}$ 진동수와 회피되도록 주요 구조물의 설계가 수행되었다[3].

항공기 주요 구조물의 공진회피 설계 외에 진동을 해결하기 위한 방법으로 수동형 및 능동형 진동저감 기법이 있다. 수동형 진동저감 기법은 외부의 에너지 유입 없이 진동에 반대되는 힘(force)이나 움직임(motion)을 발생시켜 진동을 흡수(absorption) 또는 절연(isolation)시키는 것을 말한다. 능동형 진동저감 기법은 외부의 에너지를 이용하여 진동에 반대되는 제어 가능한 힘을 발생시켜 진동을 상쇄(cancellation)시키는 방법이다. 종래의 헬리콥터에서는 수동형 진동저감장치가 주로 사용되어 왔고, 전형적으로 진동원에 해당하는 로터 헤드에 흡진기(absorber)를 장착하는 방법이 우선적으로 시도되었으며, 다음으로 하중 전달 경로 상에 있는 마운트를 절연기(isolator)로

구성하는 방법 및 동체의 특정 위치에 흡진기를 장착하는 방법 세 가지 접근법이 주로 활용되어 왔다. 수동형 진동저감장치는 특정 진동수에 조절이 되어 있고, 중량과 항력의 증가라는 제약이 있다.

능동형 진동저감 기법도 수동형 기법과 마찬가지로 진동원을 공격하는 접근이 먼저 시도되었다. HHC (higher harmonic control)가 기술적으로 가능함을 보였으나[4], 큰 동력을 필요로 하고 작동기가 감항 관련 안전성에 결정적인 부분이라 상용 항공기에는 아직까지 적용되지는 않았다. 이와 같이 진동원에 능동제어 기법을 적용하는 기술로 뒷전 플랩 (trailing edge flap)[5], 능동 비틀림 (active twist)[6], 능동 탭 (active tab)[7] 등이 지속적으로 연구되고 있지만 상용화 단계에는 이르지 못하고 있다. 진동원에 대한 제어방법 다음으로 로터 유발 진동이 사람에게 직접적으로 영향을 미치는 동체에서 상쇄시키는 기술들이 개발되었다. 1980년대 Westland에서 W-30 헬리콥터를 대상으로 ACSR(active control of structural response)[8] 기술을 선보였고, 1990년대 이후로 가속도계와 하중발생기를 이용한 능동진동제어시스템(active vibration control system, AVCS)이 상용화 되어 S-92, V-22, UH-60M, S-76D, AW139, EC225/725 등의 헬리콥터에 적용되고 있다. AVCS의 적용은 날로 증가하고 있는 추세이고, 이러한 시스템을 로터 허브에 적용하는 연구도 진행되고 있다[9]. AVCS는 수동형 진동저감장치에 비해 작은 중량으로 보다 넓은 주파수 영역에서 우수한 진동저감 성능을 발휘할 수 있다.

기본적으로 헬리콥터에 AVCS를 적용할 때 많은 수의 센서와 작동기를 사용하면 보다 우수한 진동저감 성능을 얻을 수 있으나, 중량과 비용의 증가를 고려하여 제한된 수량의 센서와 작동기를 이용하여 최대의 효과를 발휘하는 최적화된 시스템을 구성하는 작업이 필수적이다. 이러한 최적화 과정을 통해 우수한 성능을 발휘하는 AVCS 형상 후보군을 도출하고 비행시험을 통한 파라미터 조정 과정을 거쳐 최종적인 AVCS 형상을 확정할 수 있다.

본 연구에서는 수리온을 대상으로 AVCS의 성능을 시연하고 체계 적용 절차를 검토하기 위해

한국항공우주산업(주)과 LORD Corp.이 주도하고 한국항공우주연구원이 참여하여 2013년 2월 ~ 2014년 1월까지 AVCS 성능 시연(performance demonstration) 프로그램을 수행하였다. 한국항공우주산업(주)은 지상 및 비행시험을 주관하고 시험데이터를 분석하였으며, LORD사는 AVCS의 장착 및 데이터 분석을 통한 최적의 AVCS 후보군 도출 및 비행시험을 통한 진동저감 성능 시연을 주관하였다. 한국항공우주연구원은 독자적인 최적화 분석 프로그램을 구축하였으며, 획득된 데이터를 이용하여 최적의 AVCS 배치를 도출하기 위한 최적화 계산을 수행하고 비행시험 결과와 비교하였다.

II. 능동진동제어시스템

2.1 시스템 구성

AVCS는 진동 측정을 위한 가속도계, 제어 입력을 계산하는 제어기, 하중을 발생시키는 작동기와 부수장치들로 구성된다. 이 때 동체 진동은 로터의 주기적인 회전과 연동되어 나타나므로 로터의 회전 및 블레이드 위치 정보를 추출할 수 있는 타코미터(tachometer)가 기준(reference) 신호로 활용된다. AVCS의 구성을 개략도로 나타내면 Fig. 1과 같다.

본 연구를 위해 수리온에 적용된 LORD사의 AVCS는 제어기, 원형하중발생기(circular force generator, CFG), 가속도계, 타코미터 및 통신모듈로 구성된다. Fig. 2와 같이 제어기 하나로 가

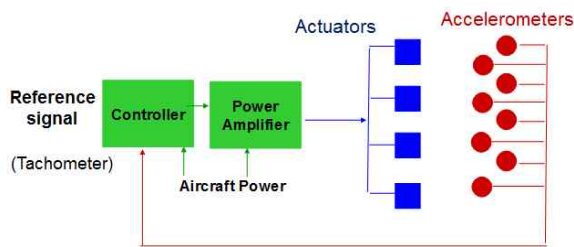


Fig. 1. System configuration

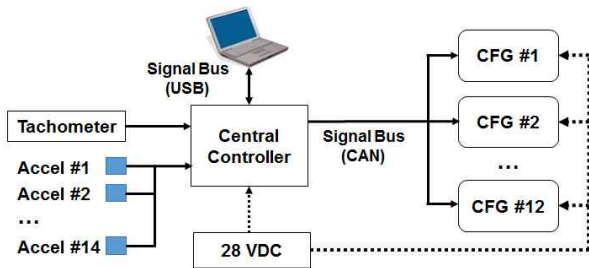


Fig. 2. AVCS of LORD Corp.

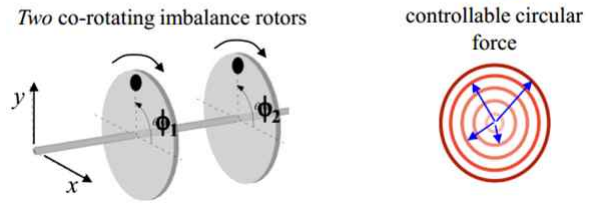


Fig. 3. Schematic of CFG

Table 1. CFG specifications

Operating frequency range	15 ~ 26 Hz
Force capability	1,000 N @ 15 Hz 3,000 N @ 26 Hz
Operating voltage	22 ~ 30.3 VDC
Operating temperature	-40 ~ 71 °C
Max. steady power	< 120 W rms

속도계 14개, CFG 12개 까지 연결할 수 있다.

CFG는 Fig. 3과 같은 두 개의 편심 회전자를 일정 속도로 동일한 방향으로 회전시킴으로써 하중의 방향이 주기적으로 변하는 원형의 하중을 발생시킨다. 이 때 두 회전자의 상대 각을 조절함으로써 하중의 크기를 제어할 수 있다. 또한 회전축을 기준으로 시계방향, 반시계방향 모두 작동이 가능하다. 본 연구에 사용된 CFG의 주요 사양은 Table 1과 같다. 원심력을 이용하므로 높은 작동 주파수에서 보다 큰 힘을 발생시키며, 수리온의 4/rev 진동수, 4.53 Hz에서는 최대 1,500 N 수준의 힘을 발생시킬 수 있다.

2.2 시스템 적용

AVCS를 헬리콥터에 적용하는 일반적인 과정은 Table 2와 같이 3 단계로 구분할 수 있으며, 수리온 AVCS 성능시연 프로그램에서도 동일한 절차에 따라 업무를 수행하였다.

AVCS 최종 형상을 결정하기 위해서는 가속도계와 CFG가 장착 가능하고 진동의 측정과 힘의 전달이 효과적이라고 추정되는 후보위치를 선정

Table 2. AVCS application procedure

단계	수행 업무
1	전달함수(Transfer Function) 획득 비행 진동데이터 획득
2	가속도계 및 CFG 배치 최적화 (1단계 시험데이터 분석)
3	AVCS 적용 및 성능확인 비행시험 (2단계 최적 후보군 성능평가)

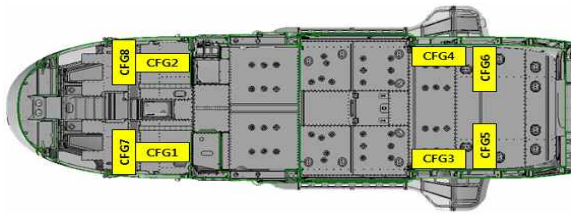


Fig. 4. CFG locations

하여 1단계 데이터 획득 업무를 수행한다. 2단계의 최적화 과정을 통해 최종 형상에 대한 후보를 도출하고, 3단계 AVCS 적용 비행시험 과정에서 조절 과정을 거쳐 최종 형상을 확정하고 성능확인 비행시험을 수행한다.

1단계의 전달함수 획득은 지상에서 수행되며, CFG에 부가한 제어입력과 가속도계에서 출력되는 가속도 신호를 계측하여 분석하는 업무이다. 비행 진동데이터 획득은 비행 중 발생하는 진동을 가속도계로 측정하는 과정이다. 전달함수 획득과 비행 진동데이터 획득은 항공기 중량 및 무게중심 변화를 포함하여 수행되어야 하고, 헬리콥터 운용 중 발생 되는 다양한 진동 환경을 반영하여 비행조건을 설정한다. 본 연구에서는 OPW(operating weight), MTOGW(maximum take off gross weight) 두 가지 중량의 항공기 형상과 수평(level flight), 감속(deceleration), 가속(acceleration), 선회(bank turn), 상승(climb), 하강(descend), 착륙접근(approach) 비행조건에서 1단계 업무를 수행하였다.

CFG의 장착 및 운용이 가능한 후보위치는 Fig. 4와 같이 조종석과 객실 후방 8개 위치로 선정되었다. 각 CFG는 시계방향(clockwise, CW), 반시계방향(counter clockwise, CCW)으로 작동시킬 수 있으므로 총 16가지의 가진기를 운용하는

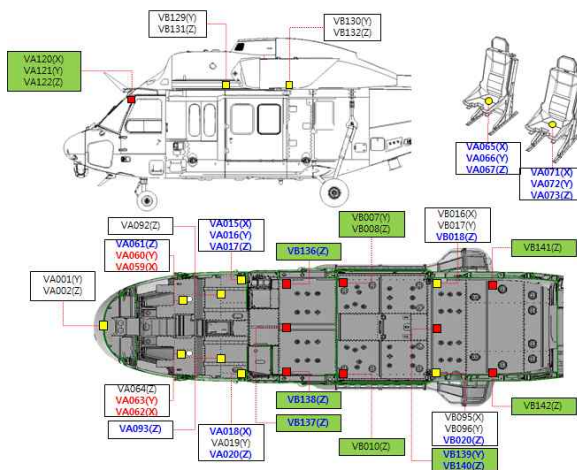


Fig. 5. Accelerometer locations

것으로 고려할 수 있다.

동체 진동측정을 위하여 Fig. 5와 같이 AVCS 센서 후보 위치 45개를 선정하였으며, 모니터링용으로 엔진, 기어박스, 수평미익, 수직미익에도 가속도계를 추가로 장착하여 활용하였다.

III. AVCS 최적화

3.1 알고리즘

상용 AVCS에는 Fx-LMS(filtered-x least mean square)[10] 알고리즘이 사용되고 있으며, Fig. 6과 같이 타코미터로부터 계측하는 기준 신호 $x(n)$ 과 가속도계로 측정하는 에러 신호 $e(n)$ 을 이용하여 업데이트된 제어명령 $u(n)$ 을 작동기로 보내어 진동 $y(n)$ 을 상쇄시키는 $\hat{y}(n)$ 을 발생시킨다. 여기서 C^* 는 제어입력이 작동기를 통해 가속도 센서의 출력에 이르는 전방 경로(forward path)의 동특성을 표시하며, C 는 지상시험을 통해 획득한 C^* 에 대한 전달함수 모델이다.

에러 신호는 동체에 발생하는 진동과 CFG를 이용하여 발생시키는 진동의 합으로 다음과 같이 표현된다.

$$e = \hat{y} + y = C^*u + y \approx Cu + y \tag{1}$$

이 때 진동을 저감시킨다는 것은 가속도계가 감지하는 신호의 크기를 줄이는 것으로 식 (1)의 에러 신호를 최소화 시키는 것이다. 이에 따라 목적함수를 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$J = e^H e \tag{2}$$

식 (2)의 목적함수를 최소화시키는 최적의 제어입력은 LMS 방법으로 다음과 같이 계산된다.

$$u_{opt} = -(C^H C)^{-1} C^H y \tag{3}$$

식 (3)의 최적 제어입력을 식 (1)에 대입하여 에러 신호를 계산하면 AVCS를 적용할 경우 예상되는 제어된 진동(controlled vibration) 신호를

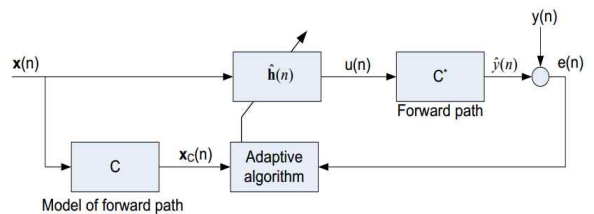


Fig. 6. Fx-LMS algorithm

얻게 된다.

알고리즘을 구현할 때에는 제어기가 구동되는 때 시간 단계마다 경사 하강법(gradient descent)을 이용하여 제어입력을 계산해서 적용한다.

$$u_{k+1} = u_k - \frac{1}{2} \mu \left(\frac{\partial J_k}{\partial u_k} \right) \quad (4)$$

$$\left(\frac{\partial J_k}{\partial u_k} \right) = 2C^H(\omega)e_k \quad (5)$$

$$u_{k+1} = u_k - \mu C^H(\omega)e_k \quad (6)$$

여기서, μ 는 step size를 조절하는 파라미터이고, ω 는 진동수를 나타낸다. 식 (5), (6)에서 $C(\omega)$ 로 나타낸 것과 같이 전방 경로 전달함수는 가진 주파수에 따라 특성이 변화한다. 로터회전수 변화에 따른 항공기 진동 특성 변화에 대처하기 위해서는 주로터의 운용가능한 주파수 대역을 포함하도록 $C(\omega)$ 를 구성하여 사용해야 한다.

3.2 센서 및 작동기 배치 최적화

센서 및 작동기 배치 최적화 과정은 2.2절에서 설명한 AVCS 적용 절차 중 2단계에 해당한다. 진동저감 효과를 증대시키기 위해서는 많은 수의 작동기를 사용하는 것이 좋지만 항공기의 중량 증가를 최소화하기 위해서는 사용되는 작동기 숫자를 줄여야 한다. 센서 및 작동기 배치 최적화 과정은 성능과 중량이라는 두 가지 특성에 대한 trade-off 과정이라 할 수 있다. 최적화는 특정 항공기 형상과 비행조건에 대해서 수행되고, 다음 단계인 AVCS 적용 비행시험 과정에서는 여러 가지 항공기 형상과 비행조건에서 성능을 확인하고 조절하는 업무를 수행한다.

본 연구에서 사용된 최적화 과정을 도식화 하면 Fig. 7과 같다. 상기 절차에 따라 최적화 과정을 수행하였다.

(1) 항공기 형상은 OPW 중량의 기본 항공기로 선정하였다. 기본 항공기는 수동형 진동저감 장치가 장착되지 않은 상태를 의미한다.

(2) 비행조건은 반복시험이 용이하고 상대적으로 진동이 크게 발생하는 저속 수평비행 조건인 40 kts 수평비행 상태를 선택하였다.

(3) 제어용 가속도계는 45개 중 14개의 조합을 선정하는 것으로(${}_{45}C_{14}$) 천억 개 이상의 조합이 가능할 수 있지만, 현실적으로 진동 저감 목표 위치가 특정되어 있어 선택 가능한 조합은 많지 않다. 수리온 AVCS 시연 프로그램에서는 2 세트

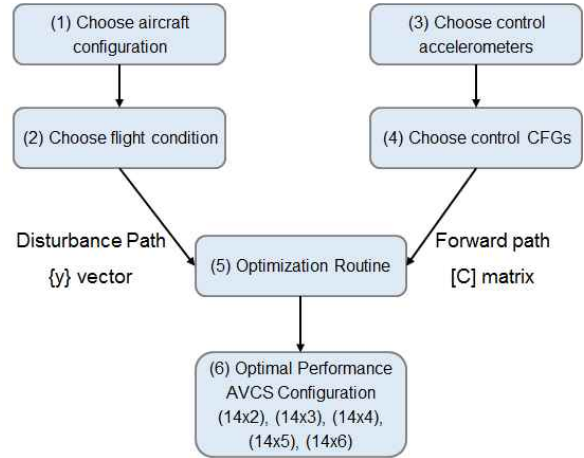


Fig. 7. Optimization process

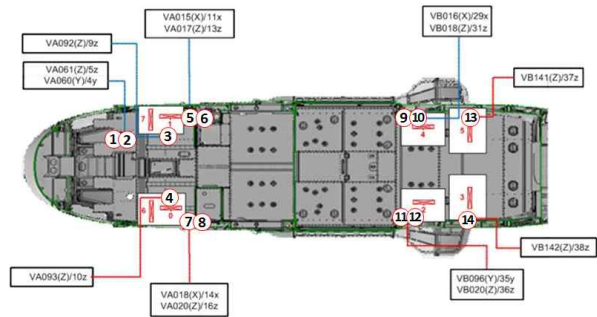


Fig. 8. Control accelerometer set

의 가속도계 조합을 이용하였으며, 본 연구의 최적화 시뮬레이션에서는 2 개중 최종형상에 적용된 가속도계 1 세트를 고정하여 사용하였다. Fig. 8에 도식한 바와 같이 제어용 가속도계는 조종석과 객실 후방 영역의 진동을 저감하기 위해 선택된 조합이다.

(4) 제어에 사용할 CFG로 2, 3, 4, 5, 6개를 사용하는 경우를 고려하였다. 이 때 2개의 CFG를 사용하는 경우를 살펴보면, 총 8개 위치에서 CW, CCW 회전이 가능하므로 16개 중 2개를 선택하는 조합(${}_{16}C_2$)이 120 가지가 되지만, 1번 CFG의 CW 회전과 1번 CFG의 CCW 회전은 동시에 발생할 수 없는 물리적 모순의 관계가 된다. 이러한 불가능한 조합 8가지를 제외하면 112 가지 조합이 가능하다. 3 ~ 6 개의 CFG를 사용하는 경우에서도 각각의 CFG는 한 방향의 회전만 가능하도록 경우의 수를 고려하였다.

(5) 최적화 과정에서는 항공기형상, 비행조건에 의해 선정된 교란 경로(disturbance path) 14 개의 가속도 신호 y 와 제어용 가속도계와 CFG로 구성된 전방 경로 모델 C 를 이용하여 모든 조합 가능한 (14×2), (14×3), (14×4), (14×5), (14×6) 시

시스템에 대해 식 (2)의 목적함수, 식 (3)의 최적 제어 입력, 식 (1)의 예러 신호, 즉 제어 후 진동 수준을 계산하였다.

(6) 최적 성능을 발휘하는 AVCS 배치를 도출하는 과정에서는 (14×2), (14×3), (14×4), (14×5), (14×6)의 시스템에서 식 (2)의 목적함수 값이 작은 순서로 상위 10개의 후보군을 도출하였다.

최적 해를 찾기 위해 사용되는 목적함수는 14개의 가속도계에서 측정된 진동 크기의 제곱 합을 나타낸 것이므로, 동일한 크기의 목적함수 값을 가지더라도 각각의 가속도계 위치의 진동 특성은 다를 수 있다. 즉, 목적함수 값이 동일해도 어떤 경우는 1번 위치의 가속도가 작고 2번 위치의 가속도가 큰 반면, 다른 조합은 1번 위치 가속도가 크고 2번 위치 가속도가 작을 수도 있다. 따라서 전체적인 진동 저감 성능이 우수할 것으로 예상되는 후보군에 대해서 3 단계 비행시험 과정에서 정량적 평가와 함께 사용자의 정성적 평가를 반영하여 최종 후보를 선정하고 미세 조정 과정을 거쳐 최종 AVCS 형상을 선정하게 된다.

IV. 결과 분석

4.1 작동기 개수에 따른 진동제어 성능

AVCS를 (14×2), (14×3), (14×4), (14×5), (14×6) 시스템으로 구성할 경우 최고의 성능을 발휘하는 10개의 후보군을 추출하여 진동제어 시 예상되는 가속도의 크기로 계산된 목적함수 값을 살펴보면 Fig. 9와 같다.

CFG 수량을 증가시킬수록 진동 저감 효과가 증가함을 알 수 있지만, CFG가 5개 이상 되면 진동저감 성능이 향상되는 정도가 둔화됨을 살펴

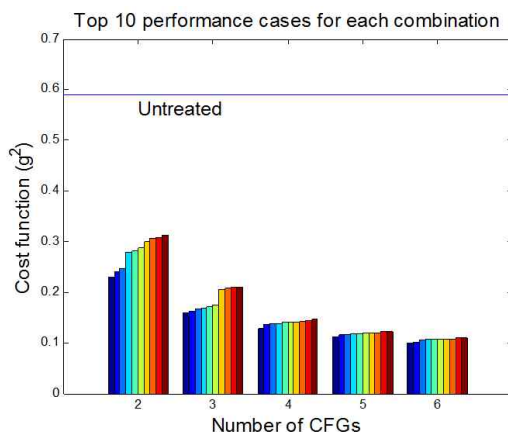


Fig. 9. Vibration reduction performances with respect to the number of CFGs

볼 수 있다. 진동이 일정 수준 이하가 되었을 경우, 추가적인 진동저감 효과를 얻기 위해서는 보다 많은 수의 작동기를 필요로 하고 이에 따른 중량과 비용의 증가를 수반하게 된다.

CFG 개수별 상위 10개 후보군 적용 시 14개 가속도계 위치의 진동 특성은 Fig. 10에 도식하였다. 각 그래프에서 세로축은 가속도 크기, 가로축은 가속도계 위치, 각 위치별 10개의 막대 그래프는 왼쪽에서 오른쪽 순서로 상위 10개 후보를 순서대로 나타내며, 점선은 제어하기 전의 진동 크기를 나타낸다.

Figure 10에서는 CFG 개수 증가에 따른 진동 제어 성능 향상뿐만 아니라, 각각의 조합이 14개 위치의 진동 크기에 미치는 영향을 검토해 볼 수 있다. CFG를 2개에서 3개로 증가시키면 전체적인 진동저감 성능은 향상되나 12번 위치에서는 오히려 증가하는 현상을 보이고, CFG를 5개 이상 사용 시 평균 0.1g 수준의 크기로 진동제어가 가능함을 알 수 있다.

본 연구에서는 작동기 개수에 따른 진동제어 성능 변화를 중점적으로 고찰하였으나, 실제 항공기에 AVCS를 적용할 때에는 진동제어 성능향상에 수반되는 시스템 총 중량의 증가, 장착에 필요한 공간, 소모 동력 등을 종합적으로 고려하여 선정된다.

4.2 비행시험 형상 해석

CFG 개수별 상위 10개의 후보군들 중에서 진동저감 성능과 시스템 중량 등을 고려하여 비행시험 후보 형상을 선정하였다. 비교적 진동저감 성능이 우수한 (14×4), (14×5), (14×6) 시스템 중 몇 가지 조합을 선택하여 비행시험을 수행하였으며, 정량적 계측 결과와 조종사, 부조종사, 기술사의 정성적 평가결과를 종합하여 최종 비행시험 형상으로 5개의 CFG를 사용하는 (14×5) 시스템을 선정하였다. 추가적으로 모든 CFG를 사용할 경우 얻을 수 있는 효과를 살펴보기 위하여 (14×8) 시스템에 대해서도 비행시험이 이루어졌다. 최종 성능평가용 비행시험 형상으로 선정된 (14×5) 시스템은 Fig. 4의 CFG1(CCW), 2(CW), 3(CW), 4(CCW), 5(CW)를 사용하는 경우이다.

4.2.1 시간영역 해석

최종 비행시험 형상을 이용하여 40 kts 수평비행 조건에서의 진동제어 성능을 시간영역 해석을 통해 살펴보았다. 10초부터 AVCS가 작동하도록 시뮬레이션 하였고 $\mu=0.05$ 를 사용하여 식 (6)의 제어입력을 매 시간 스텝마다 계산하여 이용하였다. 가속도계 2번 위치에 대해서 제어하기 전 진

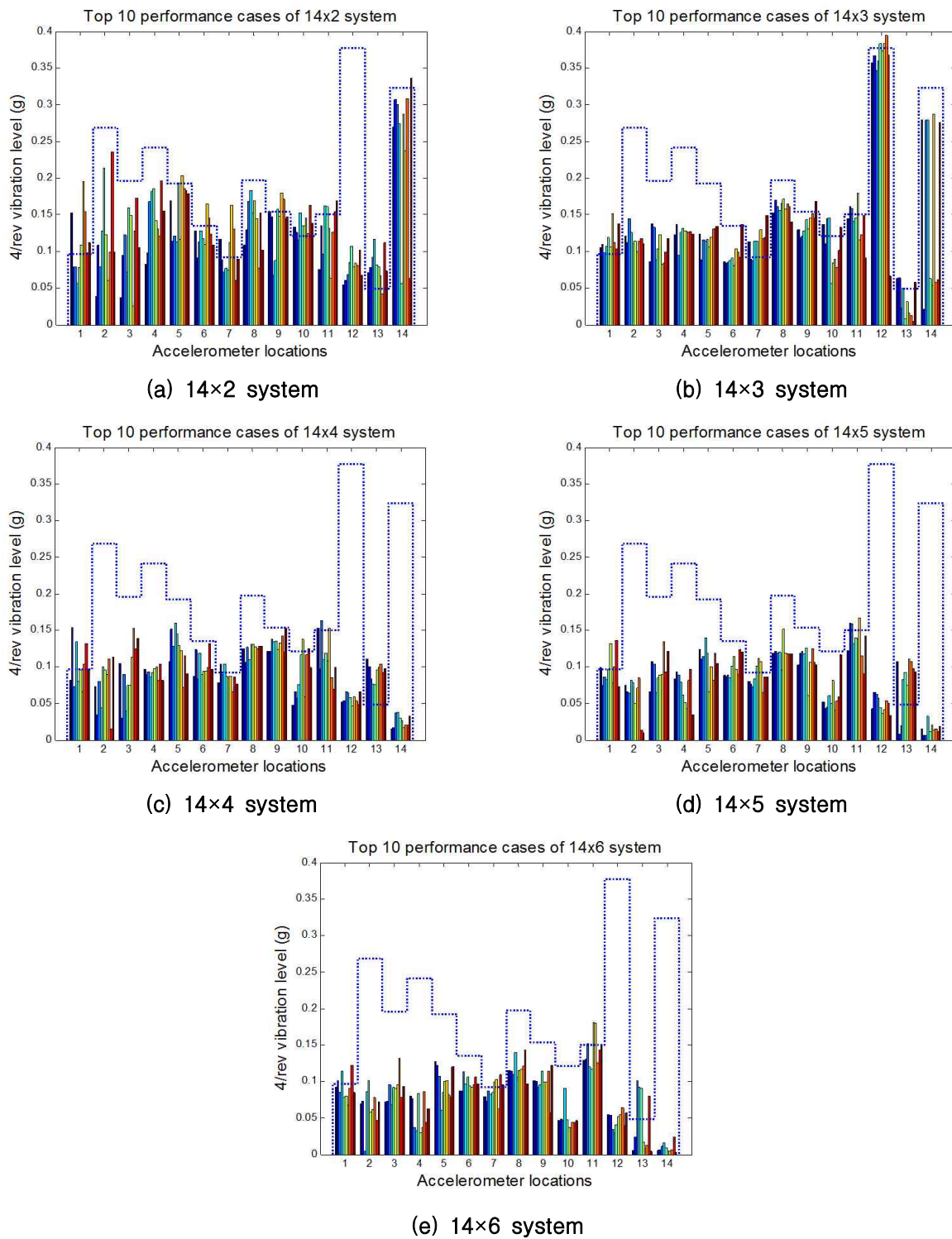


Fig. 10. Vibration reduction performances

동(y), 5개 CFG에 부가된 제어입력(u), CFG를 통해 유발된 진동(\hat{y}), 제어할 때의 진동(e)을 Fig. 11에 순서대로 나타내었다. 시뮬레이션 결과에서는 제어기 작동 시 약 1초 이내에 진동이 줄어들음을 살펴볼 수 있다.

시간영역 시뮬레이션을 통해 계산된 저감된 진동의 크기와 최적해로 계산된 결과를 비교해보면 Fig. 12와 같다. 'Optimization analysis'로 표현된 막대그래프는 식 (3)의 최적 제어입력을 식 (1)에 대입하여 계산된 진동의 크기를 나타내

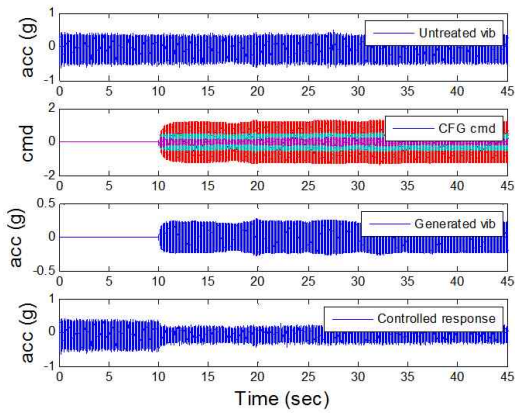


Fig. 11. Time domain analysis using 14x5 AVCS configuration

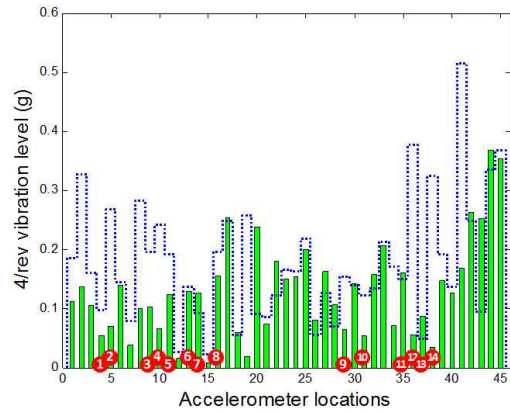


Fig. 13. Vibration levels at 45 locations

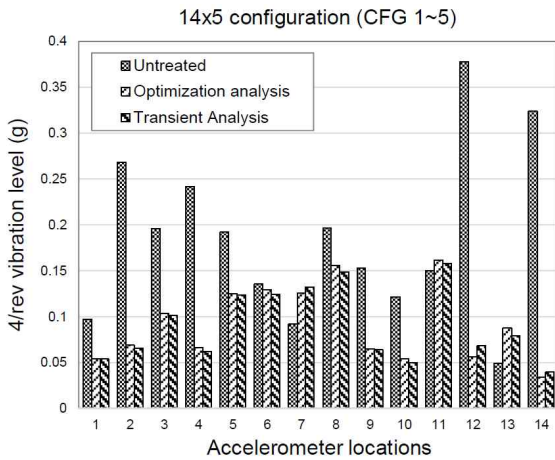


Fig. 12. Comparison of optimal solution and time domain simulation result

고, ‘Transient analysis’로 표시한 막대그래프는 Fig. 11의 시간영역 시뮬레이션 결과에서 제어기 작동 후 정상상태에 도달했을 때 진동의 크기를 추출한 것을 나타낸 것이다. 시간영역 시뮬레이션으로 계산된 정상상태 진동의 크기가 최적 해에 의해 예상되는 진동의 크기와 거의 유사함을 살펴볼 수 있다. 이를 통해 최적화 과정을 통해 선정된 AVCS 시스템의 적용 시 원활히 작동할 것으로 예상할 수 있다.

4.2.2 항공기 진동 모니터링

AVCS에 사용되는 14개의 가속도계 위치를 포함한 전체 45개 위치에서의 진동을 Fig. 13에 나타내었다. 여기서 제어용으로 사용된 14개의 가속도계는 원문자로 표기하였다. 그래프를 살펴보면 제어기에 피드백 되어 사용되지 않는 위치의 진동 또한 줄어드는 영역이 많은 것을 알 수 있다. 일부 위치에서는 진동이 증가되는 경우도 있

으므로, 항공기 전체의 진동 변화 특성을 확인하기 위해서는 제어용으로 이용되는 가속도계 이외의 위치에 설치된 가속도계 신호에 대한 모니터링도 중요하다.

4.2.3 센서 가중치 조절

최종 비행시험 형상에 대해서 마지막으로 수행해야 하는 업무는 위치별 가중치 조절이다. 가중치 조절은 센서와 작동기 모두 부가할 수 있으나, 본 연구에서는 센서 가중치 조절에 따른 특성 변화만 고려하였다. 최적화 과정에서는 단위 가중치(unit weighting) 상태에서 계산하고, 비행시험 단계에서 조종사, 부조종사, 기술사의 정성적 평가 및 요구사항을 반영하기 위한 미세 조정을 위한 비행시험을 수행한다.

조종석과 부조종석에 z-방향으로 설치된 가속도계 3번과 4번을 좀 더 낮은 수준으로 구현하기 위해 센서별 가중치를 조절하면 Fig. 14와 같은

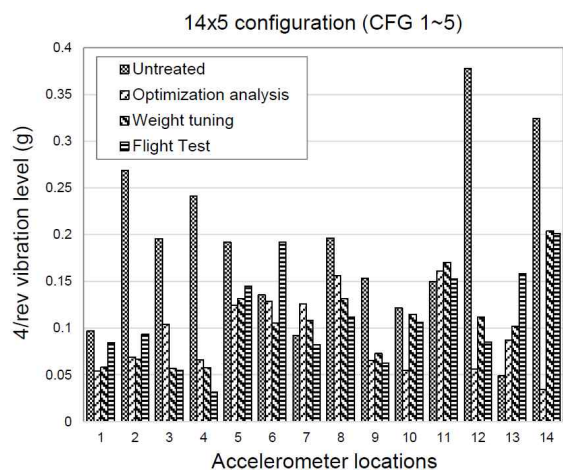


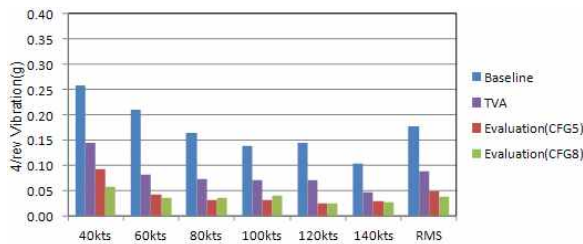
Fig. 14. Effects of weight tuning and comparison with flight test data

결과를 얻을 수 있다. 세 번째 막대그래프는 센서별 가중치를 조절하여 계산한 결과이고, 네 번째 막대그래프는 최종 비행시험에서 측정된 진동의 크기를 나타낸다. 예상되는 진동의 크기와 동일한 결과는 아니지만, 대기 환경이나 비행 상태의 변화 등을 고려하면 계산된 진동의 크기와 비행시험 결과는 유사한 수준이라 할 수 있다.

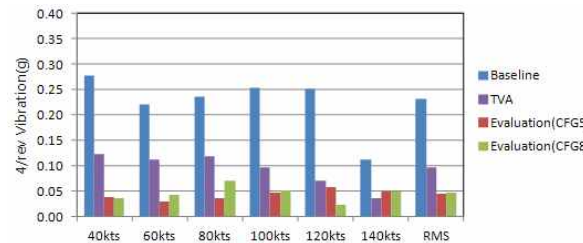
4.3 성능확인 비행시험 결과

가중치 조절이 완료된 최종 AVCS 형상을 적용한 성능확인 비행시험 결과를 통해 AVCS의 성능을 확인하였다. 45개의 가속도계 중 조종사와 부조종사의 발뒤꿈치 위치에 설치된 z-방향 가속도 신호의 크기 변화를 수평비행 전진 속도 별로 Fig. 15에 나타내었다. AVCS를 적용함으로써 기본 항공기 대비 평균 약 70% 정도의 진동저감 효과가 있고, 수동형 동조 흡진기(tuned vibration absorber, TVA)를 적용한 경우보다도 40 ~ 50% 진동이 저감 가능함을 살펴볼 수 있다. 8개의 CFG를 적용한 경우 수평비행 조건에서는 5개 CFG를 사용하는 경우에 비해 추가적인 진동저감 효과는 그리 크지 않았다.

조종사, 부조종사의 좌석 바닥면의 가속도는 수평비행 조건에서 기본 진동의 크기가 다른 위치에 비해 비교적 작아서 수평비행에서 진동저감 효과가 두드러지지 않는다. 그러나 순간적으로 높은 수준의 진동이 발생하는 착륙접근비행에서는 TVA 대비 상대적으로 우수한 성능을 발휘함

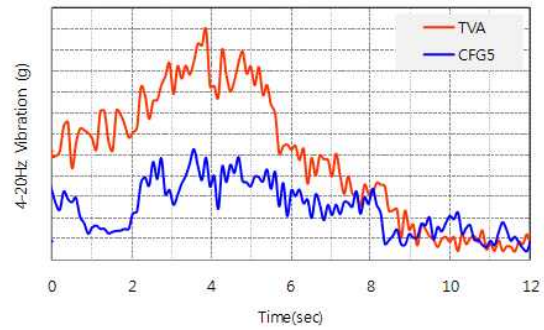


(a) pilot heel floor

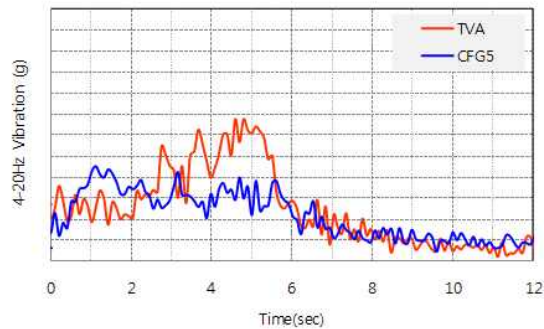


(b) copilot heel floor

Fig. 15. Vibration levels at pilot/copilot heel floor location



(a) pilot seat floor



(b) copilot seat floor

Fig. 16. Seat floor vibration at approach

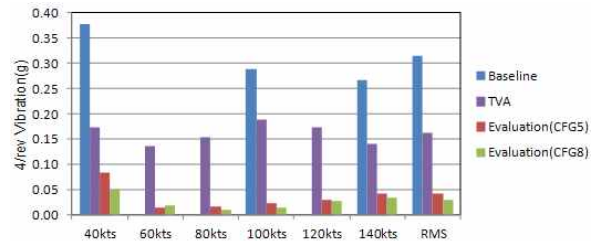


Fig. 17. Cabin floor vibration at level flight

을 Fig. 16의 천이영역 계측 결과를 통해 살펴볼 수 있었다.

객실 영역의 진동 또한 기본 항공기 대비 80% 이상의 진동 저감이 가능하고, TVA에 비해서도 우수한 진동저감 성능을 발휘함을 Fig. 17의 수평비행 시험결과를 통해 살펴볼 수 있다.

4.4 시스템 중량

수리온을 대상으로 수행된 AVCS 성능 시연 프로그램에서 사용된 CFG 5개의 무게는 기존 수리온에 적용된 TVA 중량 대비 66% 수준이다. AVCS 구성에 필요한 제어기, 가속도계와 케이블을 포함해도 TVA 보다 작은 중량으로 수동형 시스템보다 우수한 진동저감 성능을 발휘하는

AVCS 구성이 가능하다. 8개의 CFG의 경우에는 TVA보다 근소하게 중량이 증가하게 되어 진동 저감 성능 향상 대비 중량 절감 효과는 없다. 본 연구의 비행시험 결과만으로는 5개의 CFG로 AVCS를 구성하는 것이 적절하다고 판단된다. 최종적인 시스템 구성은 사용자의 선택에 따라 달라지지만 일반적으로 수동형 진동저감장치를 AVCS로 대체할 경우 수동형 장치 대비 작은 중량으로 좀 더 우수한 성능을 발휘하도록 시스템 구성이 가능하다고 판단된다.

V. 결 론

본 연구에서는 수리온을 대상으로 AVCS 성능을 시연하고 체계 적용 절차 및 비행시험 결과를 정리하였으며, 지상 및 비행시험 데이터를 이용한 AVCS 최적화 과정을 작동기 조합을 위주로 검토하였다. 이를 통해 AVCS 개발에 필수적인 지상/비행시험 계획 및 수행, 데이터 분석 및 시스템 최적화 기술을 확보하였다. 독자적인 시스템 최적화를 수행하여 최적의 진동제어 성능을 발휘하는 후보군을 도출하고 성능 해석 및 비행시험 데이터와 비교 분석을 수행하였다. 최종 형상에 대한 비행시험 결과 분석을 통해 조종석 및 객실에서 기본 형상 항공기의 진동수준대비 70% 이상의 진동 저감이 가능함을 확인하였고, 수동형 진동저감장치를 적용한 경우와 비교해도 40 ~ 50% 수준의 진동저감 성능 향상이 가능함을 확인하였다. 시스템 중량 측면에서도 TVA 대비 작은 중량으로 보다 우수한 성능의 AVCS 구성이 가능하다고 분석되었다.

AVCS의 시스템 최적화는 단순히 진동저감 성능만을 고려하여 수행되는 것은 아니므로 성능, 비용, 중량을 모두 고려한 사용자의 선택이 시스템 구성을 위한 중요 인자로 작용한다. 본 연구를 통해 확보된 기술은 향후 신규 헬리콥터 개발 사업 및 기존 헬리콥터의 개량 사업 과정에서 활용될 것이다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부의 지원으로 수행된 “소형무장헬기 연계 민수헬기 핵심원천기술 개념 연구”와 한국항공우주연구원의 주요사업 “소음저감을 위한 능동제어 로터 국제협력 연구” 결과 중 일부임

References

- 1) Loewy, Robert G., "Helicopter Vibrations: A Technological Perspective," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 29, No. 4, 1984, pp. 4-30.
- 2) Chul Yong Yun, Do-Hyung Kim, Hee Jung Kang, "Vibration Prediction of Helicopter Airframe," 2013 KSNVE Annual Spring Conference, Yeosu, April 25-26, 2013.
- 3) Se-Un Jung, Dong-Il Kwak, Se-hee Kim, Jong-ho Choi and Dai-Sung Shim, "Vibration Reduction Devices for Korean Utility Helicopter," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 12, 2013, pp. 987-993.
- 4) Splettstoesser, W. R., Heller, H., Mercker, E., Preisser, J. S., and Yu, Y. H., "The HART Programme, A Quadrilateral Cooperative Research Effort," *Proceedings of the American Helicopter Society 51st Annual Forum*, American Helicopter Society, May 1995.
- 5) Milgram, J., Chopra, I., and Straub, F., "Rotors with Trailing Edge Flaps: Analysis and Comparison with Experimental Data," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 43, No. 4, October 1998.
- 6) Joon W. Lim, D. Douglas Boyd Jr., Frauke Hoffmann, Berend G. van der Wall, Do-Hyung Kim, Sung N. Jung, Young H. You, Yasutada Tanabe, Joelle Bailly, Caroline Lienard, and Yves Delrioux, "Aeromechanical Evaluation of Smart- Twisting Active Rotor," 40th European Rotorcraft Forum, Southampton, U.K., Sep. 2-5, 2014.
- 7) Do-Hyung Kim, Hee Jung Kang, Seong-Yong Wie and Seung-Ho Kim, "Modeling of a Rotor System Incorporating Active Tab and Analysis of BVI Noise Reduction Characteristics," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 11, 2013, pp. 855-864.
- 8) Staple, A. E., "An Evaluation of Active Control of Structural Response as a Means of Reducing Helicopter Vibration," *Proceedings of the 46th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, D.C., May 21-23, 1990, Vol. 1, pp. 3-17.

9) Joseph Andrews, W. Welsh, Russ Altieri, and James DiOttavio, "Ground and Flight Testing of a Hub Mounted Vibration Suppression System," AHS 70th Annual Forum,

Montreal, Quebec, Canada, May. 20-22, 2014.

10) S.J. Elliott and P.A. Nelson, "Active noise control," IEEE signal processing magazine, pp. 12~35, October 1993.