

축소 기체 구조 모델을 이용한 고속 비행 복합형 무인 회전익기의 능동 진동 제어 시험 연구

Active Vibration Control Test of High-Speed Compound Unmanned Rotorcraft using Reduced Airframe Model

초록

본 논문은 고속 복합 무인 헬리콥터의 25% 축소 기체 구조 모델에 대한 능동 진동 제어 시스템을 사용하여 시험 연구를 수행 하였다. 축소 기체 구조 모델은 알루미늄 및 스테인리스 스틸을 사용하여 full-scale 모델의 동특성을 적절히 구현하도록 제작하고, 비행 경계 조건을 구현을 위해 2개의 스프링 팩을 추가하여 지상 진동 시험을 구성하였다. 기체 수직 방향의 능동 진동 제어 시험을 위해 3개의 선형 하중 발생기와 3개의 1축 가속도계 및 하중 센서를 사용하였다. Fx-LMS 알고리즘을 사용하는 AVCS를 MATLAB Simulink, dSPACE ControlDesk, 및 RCP (Rapid Control Prototyping) 하드웨어인 MicrolabBox를 사용하여 구축하였다. 로터 진동이 극심한 230 knots의 비행 조건을 구현한 축소 기체 모델의 주요 위치에서 2P 진동 응답이 AVCS를 적용할 경우 84.67 ~ 47.54 % 제어될 수 있음을 진동 제어 시험 연구를 통하여 확인하였다.

Key Words : Lift-offset compound helicopter, Active vibration control test, Small-scaled model

1. 서론

최근 회전익기 개발의 선진국에서는 기존의 헬리콥터의 단점인 저속 순항 속도 (약 150 ~ 170 knots), 짧은 항속 거리, 및 경제성 등의 단점을 해결하고 수직 이착륙 및 제자리 비행 등의 장점을 동시에 활용할 수 있는 다양한 형태의 전환형 및 복합형 회전익기의 개발에 집중하고 있다. 그 중 복합형 회전익기는 메인 로터, 날개, 및 보조 추력 장치를 함께 사용하여 우수한 제자리 비행 및 고속 비행 성능을 모두 갖는다. 특히, Lift-offset 복합형 회전익기는 Lift-offset 로터⁽¹⁾ (강체 동축 반전 로터)와 보조 추력 장치를 함께 사용하는 복합형 회전익기이다. 미국 Sikorsky社의 XH-59A, X2 Technology Demonstrator (TD), S-97 Raider, 및 SB>1는 대표적인 Lift-offset 복합형 회전익기이며, 우수한 고속 비행 성능을 입증하였으나, 동시에 이와 같은 Lift-offset 복합형 회전익기는 고속 비행 시 극심한 진동을 겪는다는 문제점이 확인되었다.

회전익기 진동의 원인 중 메인 로터의 회전에 의해 발생하는 로터 허브 진동이 가장 중요하게 작용하며, 메인 로터의 진동은 로터 당 블레이드 개수 (N_b)의 정수배 (n)만큼의 로터 허브의 진동 하중 성분 ($nN_bP = nN_b/\text{rev}$)이 기체를 가진하게 된다. 이때 1P (= 1/rev)는 무차원화 된 로터 회전 속도를 의미한다. 본 논문의 고속 비행 복합형 무인 회전익기에 적용된 Lift-offset 로터는 블레이드 끝단의 상/하 로터 사이의 간격을 유지하기 위하여 강성이 상당히 큰 블레이드 (rigid blade)를 이용하므로 일반적인 헬리콥터에 비하여 진동이 매우 극심하다. 기체에 전달된 Lift-offset 로터의 극심한 진동은 탑승감 저하, 구조의 피로 수명 단축, 및 유지비용 증가 등의 다양한 문제를 야기하고 나아가 Lift-offset 복합형 회전익기의 최대 비행 속도를 제한할 수 있다.

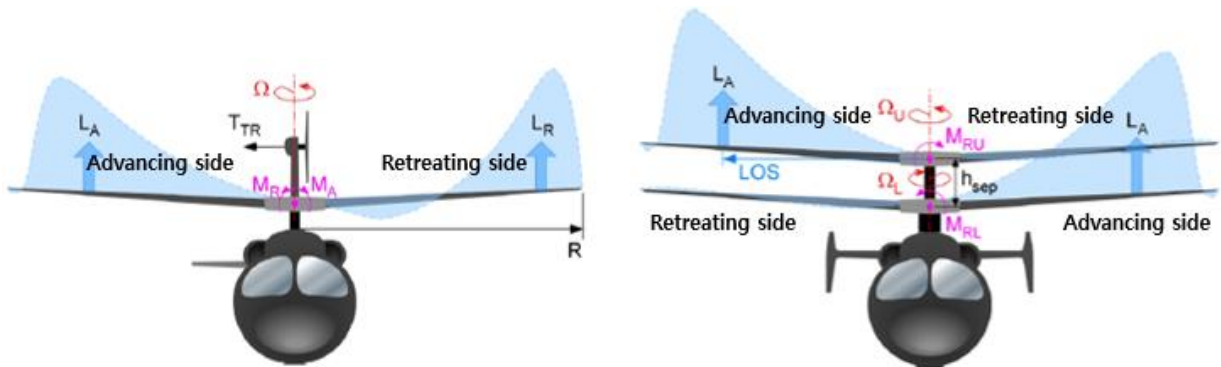
Fig. 1 에서 볼 수 있듯이 Lift-offset 로터는 동축 반전 로터의 상/하 로터의 전진면 (advancing side)에서 대부분의 양력을 발생시키고 로터의 후퇴면 (retreating side)에서는 양력을 발생시키지 않아 동적 실속 (dynamic stall)을 겪지 않는다. 따라서 Lift-offset 복합형 회전익기는 기존의 단일 로터를 사용하는 기존의 헬리콥터의 로터에 비하여 우수한 공기 역학적 성능을 가지며, 고속 비행시 적절히 메인 로터의 회전을 감속시킨다^(1~3). 따라서 기존의 수동 진동 제어 기법보다 넓은 주파수 대역 및 비행 환경에 따라 변화되는 진동 환경에서도 적극적으로 적용 가능한 능동 진동 저감 기법의 적용이 필요하다. Sikorsky社は X2TD^(2, 3), S-97 Raider, 및 SB>1 Defiant와 같은 Lift-offset 복합 헬리콥터의 기체 진동을 제어하기 위해 다양한 능동 진동 저감 기법 중 능동 진동 제어 시스템 (Active Vibration Control System, AVCS)을 사용하였다. AVCS는 기체 진동 신호와 진폭은 같고 위상은

반대인 진동 상쇄 신호를 기체에 가진하여 로터 허브 진동을 능동적으로 제어하는 기법으로, 진동 상쇄 하중을 생성하는 하중 발생기 (force generator), 가속도계 (accelerometer), 및 폐루프 피드백 제어기 (closed-feedback controller)로 구성된다^(4~6). Fig. 2는 본 논문의 능동 진동 제어 시험에 사용된 AVCS의 개념도를 나타낸다.

NASA Langley Research Center와 Bell사는 AH-1G (Fig. 3(a)⁽⁷⁾), V-22 (Fig. 3(b)^(7, 8))의 stick-line의 축소 기체 모델을 이용한 능동 진동 제어의 시험 연구 결과를 바탕으로 V-22 기체에 다양한 능동 진동 저감 기법 중 GPC (Generalized Predictive Control)로 알려진 능동 진동 제어 기법을 적용하였다. Stick-line 모델 기반의 축소 기체 구조를 이용한 지상 진동 시험 기법은 유한 요소 모델을 이용한 시뮬레이션 기법과 병행하여 사용 가능하며, 설계가 자주 변경되는 회전익기 기체의 초기 개발 단계뿐만 아니라 이미 양산된 기체의 동특성을 파악하고 새로운 능동 진동 제어 기법을 기체에 적용하는데 있어 매우 유용한 기법이다. 또한 축소 기체 구조를 이용한 능동 진동 제어 시험은 실기체 (Full-scale aircraft)를 이용한 능동 진동 제어 시험과 비교하여 매우 적은 인력, 시간 및 비용을 사용함에도 불구하고 실 기체에 적용될 능동 진동 제어 기법의 설계 기초 자료로 활용하기에 매우 효과적이다.

선행 연구에서는 기존의 coaxial 헬리콥터와 틸트로터 기체의 능동 진동 제어 시험 기법을 정립하였다^(7, 8). 그러나 Lift-offset 로터와 한 쌍의 날개 및 프로펠러를 동시에 사용하는 복합형 무인 회전익기에 대하여 AVCS를 이용한 능동 진동 제어 시험 연구는 보고된 바 없다. 한 쌍의 프로펠러와 날개를 사용하는 틸트로터의 경우 본 논문의 Lift-offset 고속 비행 복합형 무인 회전익기와 유사한 형상을 갖지만, 틸트로터는 고속 비행시 프로펠러를 고정된 항공기의 프로펠러 같이 운영하기 때문에 기체 및 날개의 동특성이 본 논문의 Lift-offset 복합형 회전익기의 진동과 비교하여 상이할 것으로 예측된다. 따라서 본 논문에서는 개념 설계 단계에서 Lift-offset coaxial 로터와 한 쌍의 날개 및 프로펠러를 동시에 사용하는 5,000 lb 급 복합형 회전익기에 AVCS의 진동 저감 성능을 평가하기 위해 축소 기체 구조를 이용한 테스트 벤치 구축 및 AVCS를 이용한 능동 진동 제어 시험을 수행하고 기체 수직 방향의 진동 응답의 저감 결과를 제시한다.

본 연구의 고속 비행 복합형 무인 회전익기 (Fig. 4(a))의 능동 진동 제어 시험 테스트 벤치 구축을 위해 stick-line 모델 기반의 25% 축소 기체 모델 (Fig. 4(b))을 3차원 설계 프로그램인 CATIA, 및 MSC.NASTRAN 유한요소 해석 프로그램을 사용하여 설계하였다. 25% 축소 기체 모델은 가공이 용이한 알루미늄 및 스테인리스 스틸을 이용하여 제작되었다. MIMO (Multi Input Multi Output) 기반의 AVCS를 이용한 능동 진동 제어 시험을 수행하기 위해 3개의 선형 하중 발생기 (K2004E01 SmartShaker)를 사용하여 2P 로터 허브 진동 하중, 및 2P 진동 상쇄 하중을 생성하였으며, 3개의 가속도계 (PCB 352C42)는 Remote cockpit device, Wing root 및 Wing tip 위치에 부착하였다. Fx-LMS 알고리즘을 사용하는 AVCS는 MATLAB Simulink, dSPACE ControlDesk, 및 RCP (Rapid Control Prototyping) 하드웨어인 MicrolabBox를 사용하여 구축하였다. 선행 연구⁽⁹⁾의 진동이 극심한 230 knots 비행 조건을 구현한 축소 기체 모델의 기체 주요 위치에서 AVCS를 적용하여 기체 수직 방향의 2P 기체 진동이 적절히 제어될 수 있음을 확인하였다.



(a) Single main rotor

(b) Lift-offset coaxial rotor

Fig 1. Characteristics of Lift-offset coaxial rotor⁽¹⁾

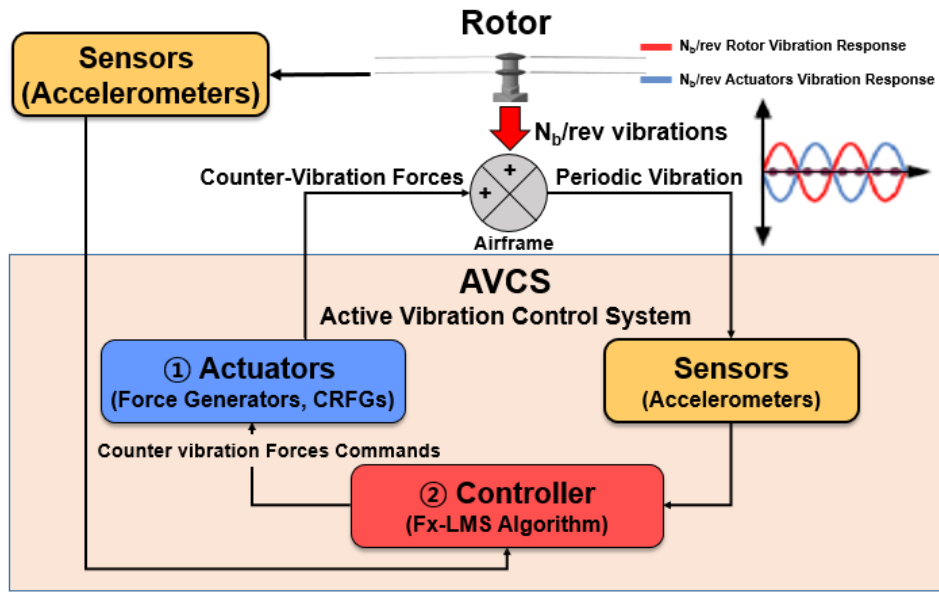
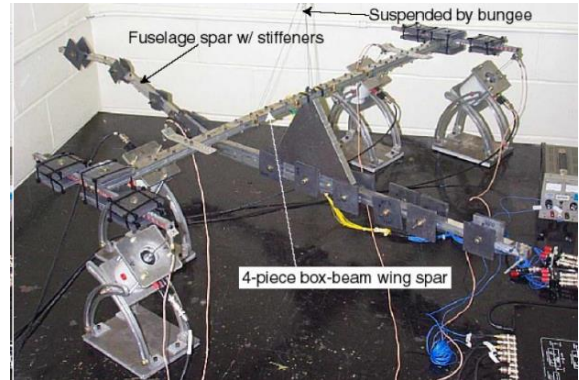


Fig 2. Concept of Active Vibration Control System (AVCS)

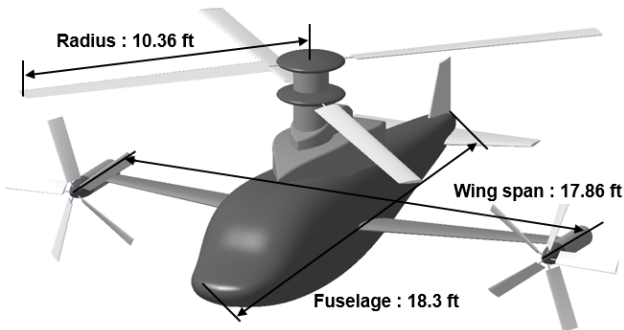


(a) AH-1G 5.5% scaled dynamic model⁽⁷⁾

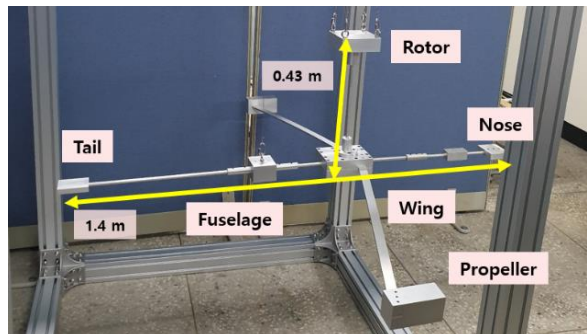


(b) V-22 10% scaled dynamic model^(7, 8)

Fig 3. Scaled airframe models of various rotorcraft



(a) Full-scale model⁽⁹⁾



(b) 25% scaled dynamic model

Fig 4. Unmanned Lift-offset compound rotorcraft

2. 본론

2.1 축소 기체 구조를 이용한 능동 진동 제어 테스트 벤치 구축

2.1.1 고속 비행 복합형 무인 회전익기의 25% 축소 기체 구조 설계 및 제작

선행 연구 결과^(9, 10)를 바탕으로 고속 비행 복합형 무인 회전익기 기체 구조의 진동 응답 측정 및 능동 진동 제어를 소규모의 연구실에서 시연하기 충분할 수 있도록 stick-line 모델 기반의 1.4 m 크기의 축소 기체 구조 (25% 축소 모델, (Fig. 4(b)))를 설계 및 제작하였다. 축소 기체 구조의 재료는 가공이 용이한 알루미늄 및 스테인리스 스틸을 이용하였으며, 3차원 설계 프로그램인 CATIA를 사용하여 설계하였다. 이때 MSC.NASTRAN을 이용한 축소 기체에 대한 모드 해석 결과가 선행 연구⁽⁹⁾의 Full-scale 기체의 1차 날개 및 동체 모드 특성을 적절히 구현하도록 축소 기체 구조의 기하학적 형상과 단면적 등을 적절히 모델링하였다.

제작된 축소 기체 구조를 이용한 지상 진동 시험의 경계 조건을 자유 경계 조건의 비행 조건과 유사하도록 구현하기 위해 2개의 스프링 팩을 추가하여 축소 기체 구조를 이용한 지상 진동 시험을 구축하였다. 스프링 팩을 구성하는 스프링의 제원은 시제품 물성치를 이용하고 스프링과 스틸 케이블 (diameter = 1Φ)의 길이를 적절히 조절하여 6개의 강체 모드의 고유 진동수가 1차 동체 굽힘 모드 진동수의 30 % 미만이 되도록 설계하였다⁽¹⁰⁾. 이후 기체 진동 응답 해석을 기반으로 지상 진동 시험을 수행하여 제작된 축소 기체 모델이 선행 연구의 기체 진동 응답을 적절히 표현하도록 스프링과 케이블의 개수 및 길이 등 최적의 조합을 결정하였다. 최종 제작된 축소 기체 구조의 총 중량은 9.2 kg 이며, 구축된 능동 진동 제어 시험 테스트 벤치에 사용된 축소 기체 구조, 스프링 팩과 케이블의 구성은 Fig. 5와 같다.

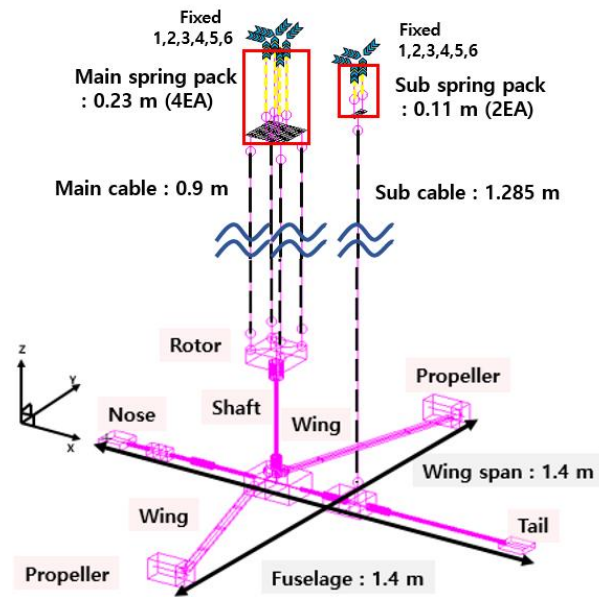


Fig 5. GVT model for 25% scaled compound unmanned rotorcraft

2.1.2 진동 시험 및 계측 장치의 구성

2P 로터 허브 하중 생성을 위하여 1개의 선형 하중 발생기 (K2004E01 SmartShaker, Fig. 6의 ①)를 사용하였으며, 2P 로터 허브 하중은 선행 연구⁽¹¹⁾의 연구 결과를 참고하여 Lift-offset 로터의 하중 성분 중 기체 진동 응답에 지배적인 영향을 보이는 허브 피치 모멘트 (M_{y2p})를 가진하기 위해 강성이 높은 열처리 강 재질의 모멘트 암을 사용하였다. 기체 수직 방향의 진동을 제어하기 위한 능동 진동 제어 시스템의 진동 상쇄 하중을 생성하는 2개의 선형 하중 발생기 (K2004E01 SmartShaker, Fig. 6의 ①)는 각각 다른 위치에 기체 수직 방향으로 배치하여 사용하였다. 능동 진동 제어 시험에 사용된 선형 하중 발생기의 최대 힘은 31 N (peak-to-peak)이며, 능동 진동 제어 시험 시 선행 연구⁽⁴⁾를 참고하여 진동 상쇄 하중 발생기의 성능은 maximum force의 60%로 제한하여 사용하였다.

가진기로부터 축소 기체 구조에 전달되는 하중은 하중 센서 (PCB 208C02, Fig. 6의 ②)를 사용하여 측정하였으며, 축소 기체 구조의 기체 주요 위치에서 기체 수직 방향의 진동 응답은 1축 가속도계 (PCB 352C42, Fig. 6의 ③)를 사용하여 측정하였다. 신호 변환 및 필터링을 위하여 PCB社의 Model 483C15 (Fig. 6의 ④)를 사용하였으며, 신호 획득, 연산 및 실시간 제어 신호 출력 장비로 dSPACE社의 MicrolabBox (Fig. 6의 ⑤)를 이용하였다.

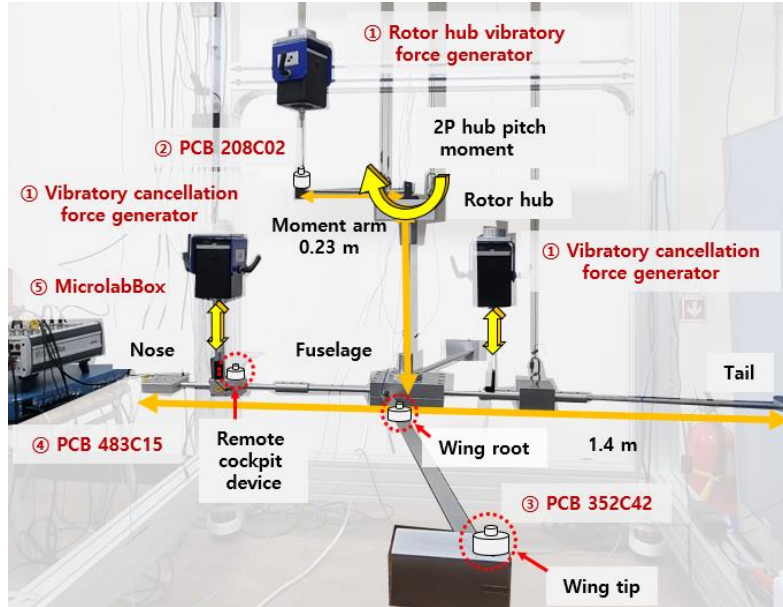


Fig 6. Configuration diagram of test equipment

2.2 능동 진동 제어 시스템 (AVCS)

2.2.1 Fx-LMS 알고리즘

Fig. 7은 축소 기체 구조를 이용한 기체 수직 방향의 능동 진동 제어 시험을 위해 사용된 Fx-LMS 알고리즘 기반의 AVCS의 블록 다이어그램이다⁽⁹⁾. Disturbance path ($H(i\omega)$)는 로터 허브 하중으로부터 발생 되는 기체 진동의 전달 함수 모델이다. Actual forward path ($C^*(i\omega)$)는 제어 입력으로부터 발생되어 기체에 전달되는 상쇄 진동의 동특성을 나타내며, Forward path ($C(i\omega)$)는 지상 진동 시험을 통해 얻어진 Actual forward path ($C^*(i\omega)$)의 수학적 전달 함수 모델을 나타낸다. Fx-LMS 알고리즘은 하중 발생기의 제어 입력 (Control signal, $u(n)$)을 가속도계로 측정되는 에러 신호 ($e(n)$)가 최소가 되도록 지속적으로 업데이트한다. 이후 업데이트 된 제어 입력은 상쇄 하중 발생기로 전달되어 로터 허브 진동 ($y(n)$)과 위상이 반대인 상쇄 진동 ($\hat{y}(n)$)을 발생 시켜 기체 진동을 제어한다. 능동 진동 제어 시험 시 가속도계를 이용하여 측정되는 에러 신호는 로터 허브 진동과 상쇄 진동의 합으로 아래 식 (1)과 같이 정의된다⁽⁴⁻⁶⁾.

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

Fx-LMS 알고리즘은 에러 신호를 최소화 하는 제어 입력을 업데이트하는 적응 제어 알고리즘이다. 제어 입력은 매 시간 스텝 (time step)마다 경사 하강법 (gradient descent)을 이용하여 계산된다. 에러 신호를 최소화 하기 위한 목적 함수 (J)의 정의와 업데이트 된 제어 입력의 표현은 다음의 식 (2)와 (3)과 같다^(4, 5).

$$J = E\{|e(n)|^2\} = e(n)^H e(n) \tag{식(2)}$$

$$u(n+1) = u(n) - \frac{1}{2} \mu \left(\frac{\partial J(n)}{\partial u(n)} \right) = u(n) - \mu C^H e(n) \tag{3}$$

이때, μ 의 정의는 LMS 업데이트 방정식에 의해 실시간으로 계산되는 제어 입력의 수렴 속도를 결정하는 파라미터로, μ 의 값은 수렴 속도뿐만 아니라 제어기의 안정성을 결정하기 때문에 능동 진동 제어 시 적절한 값을 사용하여야 한다. 본 시험 논문에 사용된 AVCS 및 Fx-LMS 알고리즘에 대한 보다 자세한 설명은 선행 연구⁽⁴⁻⁶⁾에서 서술되어 있다.

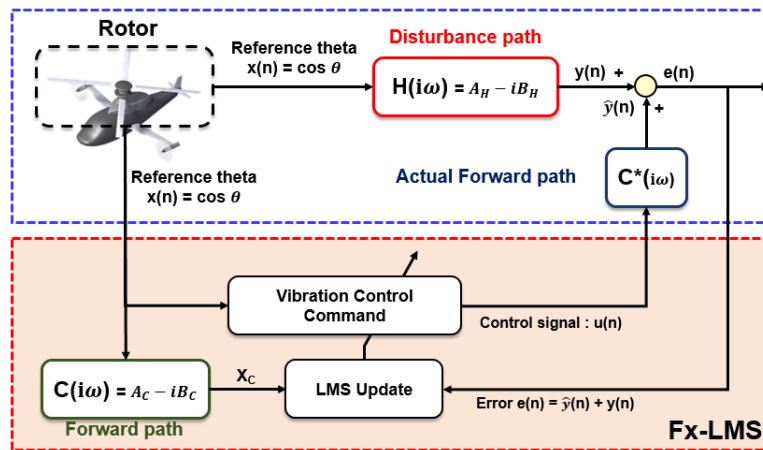


Fig 7. Block diagrams for AVCS

2.2.2 시스템 식별

AVCS를 구성하는 전달 함수 모델은 선형 시불변 (Linear Time Invariant, LTI) 시스템으로, 시스템 식별 (system identification)은 이미 알고 있는 입력값과 측정을 통해 확인 가능한 출력값을 이용하여 미지의 전달 함수 모델을 얻어내는 과정을 의미한다. 본 논문의 기체 동역학 모델 및 작동기 모델에 대한 시스템 식별을 수행은 2P 로터 주파수와 동일한 주기를 갖는 로터 허브 하중과 진동 상쇄 하중을 각각 가진하여 지상 진동 시험을 수행하고 기체 주요 위치에서 측정된 기체 진동 응답을 MATLAB Curved Fitting tool을 이용하여 2P 기체 진동 응답을 조화 함수의 합으로 추출하였다.

2P 로터 하중에 의한 기체 진동을 의미하는 Disturbance path의 시스템 식별 과정은 아래 Fig. 8과 같다. 입력값인 Reference theta는 로터의 2P 신호의 위상을 나타내며, 출력값은 2P 로터 하중을 축소 기체 구조에 가진하여 진동 시험을 수행하고 가속도계를 통해 측정된 기체 주요 위치에서 2P 기체 진동 응답 ($y(n)$)이다. Reference theta의 $\theta(n)$ 은 로터당 2개의 블레이드를 갖는 Lift-offset 로터의 매 시간 스텝의 회전을 적절히 표현할 수 있도록 식 (4)로 정의한다. 이때 N_b 는 로터 당 블레이드 개수이며, ω 는 로터의 각속도를 나타낸다.

$$\theta(n) = N_b \times \omega \times t(n) \tag{4}$$

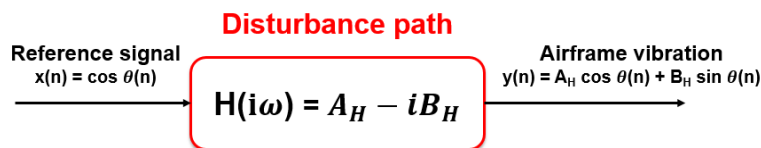


Fig 8. System identification of Disturbance path

제어 입력 (u(n))에 의해 발생하는 하중 발생기 진동의 수학적 전달 함수 인 Actual forward path(C*(iω))는 가진 주파수와 진동 상쇄 하중의 크기에 따라 다르게 표현될 수 있다. 따라서 실시간으로 업데이트 되는 제어 입력으로 인해 변화하는 진동 상쇄 하중의 동특성을 적절히 표현하기 위해, 진동 상쇄 하중 발생기의 최대 힘의 0 ~ 60 % 이내로 다양한 크기의 진동 상쇄 하중을 기체에 가진하여 운용 범위 이내의 시스템 식별을 수행한다. 업데이트된 제어 입력으로부터 생성된 상쇄 진동의 주파수는 유지된 채로 크기와 위상만 적절히 변화시킬 수 있도록 하중 발생기의 제어 명령은 cosine과 sine 성분의 합인 조화 함수의 형태로 아래 식 (5)와 같이 정의하였다.

$$u(n) = A \cos\theta(n) + B \sin\theta(n) \tag{5}$$

제어 입력에 따른 진동 상쇄 하중의 2P 기체 진동 응답 (ŷ(n))은 식 (6)와 같이 표현 가능하다. 이때 A₂ 및 B₂는 MATLAB을 이용하여 추출한 기체 주요 위치에서 2P 진동 응답의 1차 항의 상수이다.

$$\begin{aligned} \hat{y}(n) &= C^* u(n) = A[A_{C^*} \cos\theta(n) + B_{C^*} \sin\theta(n)] + B[A_{C^*} \sin\theta(n) - B_{C^*} \cos\theta(n)] \\ &= A_2 \cos\theta(n) + B_2 \sin\theta(n) \end{aligned} \tag{6}$$

따라서 Actual forward path의 전달 함수 모델은 식 (7)으로 정리하여 나타낼 수 있으며, Actual forward path (C*(iω))의 전달 함수 모델은 다음 Fig. 9과 같이 표현된다.

$$C^*(i\omega) = A_{C^*} - iB_{C^*}, \quad A_{C^*} = \frac{AA_2 + BB_2}{A^2 + B^2}, \quad B_{C^*} = \frac{AB_2 - BA_2}{A^2 + B^2} \tag{7}$$

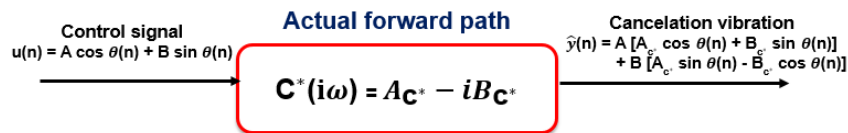


Fig 9. System identification of Actual forward path

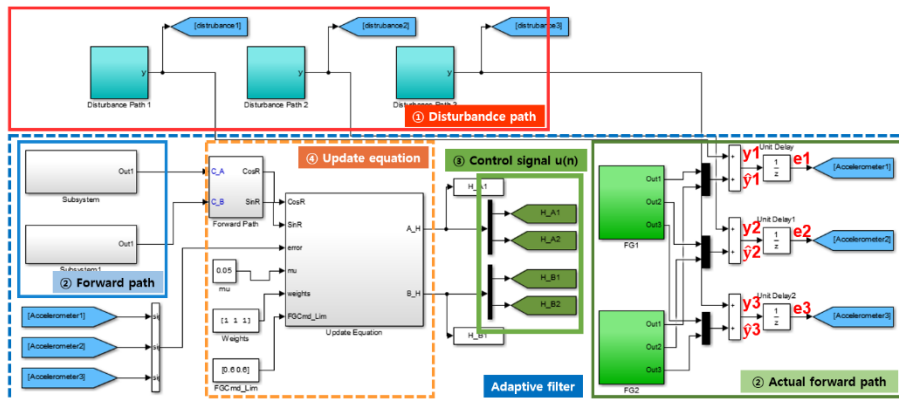
2.3 축소 기체 구조를 이용한 능동 진동 제어 시험 기법

Fig. 10과 같이 본 저자의 선행 연구^(10,13)의 능동 진동 제어 프레임 워크를 기반으로 MATLAB Simulink 환경에서 Simulink 블록과 dSPACE RTI (Real-Time Interface) 블록을 사용하여 MIMO 기반의 능동 진동 제어 알고리즘을 모델링하였다. 시험에 사용된 하중 발생기의 가진 주파수는 고속 비행 복합형 무인 회전익기의 Lift-offset 로터의 회전을 표현하기 위하여 2P 주파수로 고정하였다. AVCS를 구성하는 Disturbance path (Fig. 10(a)의 ①)와 Actual forward path 및 Forward path (Fig. 10(a)의 ②)의 전달 함수는 지상 진동 시험과 시스템 식별 과정을 거쳐 얻어졌으며, 능동 진동 제어를 위한 2P 상쇄 하중 발생기로 전달되는 제어 입력 (Fig. 10(a)의 ③)은 전술한 LMS 업데이트 방정식 (Fig. 10(a)의 ④)을 이용하여 고정된 매 시간 스텝 (0.0001 s)마다 계산된다. 이때 선행 연구의 시뮬레이션 연구 결과인 비행 속도 230 knot 에서 고속 수평 비행 조건을 구현하기 위한 2P 로터 허브 하중 발생기의 제어 입력은 업데이트 되지 않고 고정된 값을 사용한다.

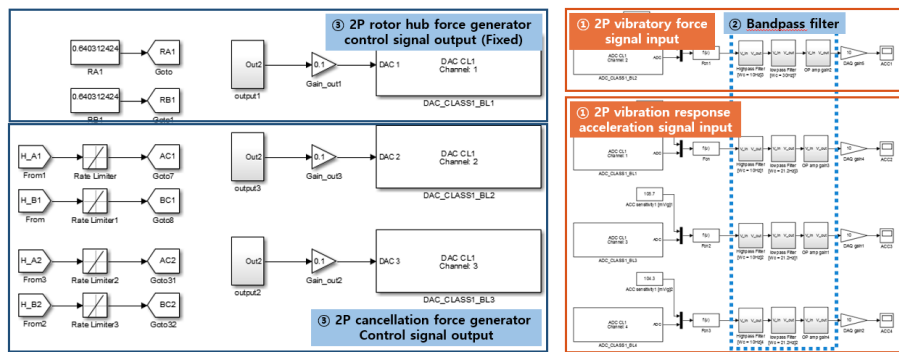
Fig. 11은 AVCS를 이용한 능동 진동 제어 시험의 개략도이다. 본 논문의 AVCS는 3개의 가속도계 (Fig. 11의 ①)와 2개의 진동 상쇄 하중 발생기 (Fig. 11의 ②)를 사용하여 구성되었다. 가속도계의 위치는 선행 연구의 가속도계 배치를 참고하여 Remote cockpit device, Wing root 및 Wing tip에 기체 수직 방향으로 배치하였다. 2개의 진동 상쇄 하중 발생기의 위치는 stick-line 모델 기반의 축소 기체 구조의 특성을 고려하고, 축소 기체 구조의 유한 요소 모델에 대한 AVCS 시뮬레이션 연구 결과를 바탕으로 적절히 결정하였다.

축소 기체 구조의 주요 위치에 부착된 가속도계 (Fig. 11의 ①)의 신호는 MicrolabBox (Fig. 11의 ③)의 ADC 채널

(Fig. 10(b)의 ①)에 입력되며, 가속도계의 신호 수집 시 신호 처리 및 노이즈 필터링을 위하여 PCB社의 Model 483C15 (Fig. 11의 ④)와 High-Pass Filter와 Low-Pass Filter를 결합한 Band-Pass Filter (대역 통과 필터, Fig. 10(b)의 ②)를 사용하였다. 2P 로터 허브 하중 및 진동 상쇄 하중을 생성하는 선형 하중 발생기를 구동하기 위한 제어 입력은 MicrolabBox의 DAC 채널 (Fig. 10(b)의 ③)로 출력된다. MATLAB Simulink 블록과 dSPACE RTI 블록을 사용하여 모델링 된 능동 진동 제어 알고리즘 모델은 PC (Fig. 11의 ⑤)의 dSPACE ControlDesk 프로그램에 연동되어 본 연구의 능동 진동 제어 시험을 제어한다.



(a) AVCS using Fx-LMS algorithm



(b) Signal input/output using dSPACE RTI block

Fig 10. MATLAB Simulink block diagram

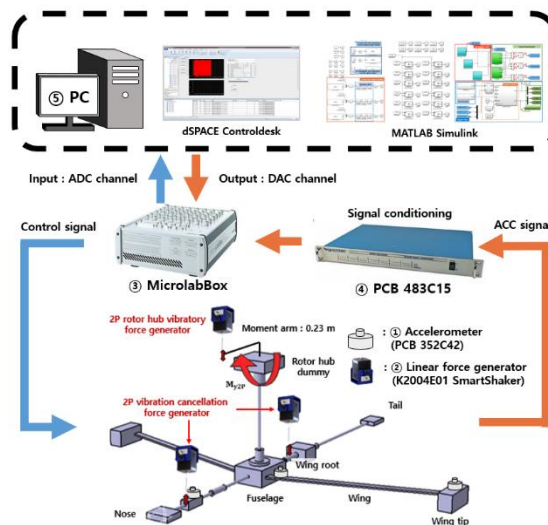


Fig 11. Schematic diagram for active vibration control test

2.4 연구 결과

2.4.1 지상 진동 시험 (Ground Vibration Test)

능동 진동 제어 시험을 위해 Disturbance path 및 Actual forward path의 시스템 식별을 위해 지상 진동 시험을 수행한다. 선행 연구⁽⁹⁾의 비행 조건 230 knots에서의 고속 비행 복합형 무인 회전익기의 기체 진동 응답 해석 결과와 유사한 수준의 기체 수직 방향의 진동 응답을 축소 기체 모델에서도 얻을 수 있도록 축소 기체 구조의 유한 요소 모델 (Fig. 11)에 대한 진동 응답 해석을 MSC.NASTRAN을 이용하여 수행하고 적절히 가정된 2P 허브 피치 모멘트 (M_{y2P})를 로터 허브 위치에 가하여 축소 기체 구조의 지상 진동 시험을 수행하였다. 가속도계로 측정된 기체 수직 방향의 진동 응답은 MATLAB Curve Fitting tool을 이용하여 주파수 영역으로 변환하고 시스템 식별을 통해 축소 기체 구조의 기체 수직 방향 2P 진동 응답의 동특성 (Disturbance path, $H(i\omega)$)을 추출하였다.

Fig. 12는 선행 연구⁽⁹⁾의 Full-scale 모델을 이용한 GVT 모델의 기체 진동 응답 해석 결과와 본 논문의 25% 축소 기체 구조를 이용한 GVT 모델의 기체 진동 응답 해석 및 지상 진동 시험 결과를 비교하여 나타낸다. 축소 기체 구조를 이용한 지상 진동 시험을 수행한 결과, 축소 기체 구조의 주요 위치 (Remote cockpit device, Wing root 및 Wing tip)에서 기체 수직 방향의 2P 기체 진동 응답이 선행 연구의 Full-scale 모델의 시뮬레이션 연구 결과와 비교하여 1.07 ~ 51.27 %의 오차를 보였다. 축소 기체 구조 모델의 Wing tip에서 기체 진동 응답이 다소 낮게 예측 및 측정되었으나, 기존의 헬리콥터 진동 목표⁽¹²⁾ 수준인 0.1 g 이상의 높은 진동을 보이므로 능동 진동 제어 시험 연구를 위한 적절한 지상 진동 시험 모델을 구축하였다고 판단하였다.

이후 2개의 진동 상쇄 하중 발생기를 각각 작동하여 운용 범위 (maximum force의 0 ~ 60 %) 이내의 진동 상쇄 하중을 가한 후 측정된 가속도 신호를 분석하여 진동 상쇄 하중 발생기의 전달 함수 모델 (Actual forward path, $C^*(i\omega)$)을 식별한다.

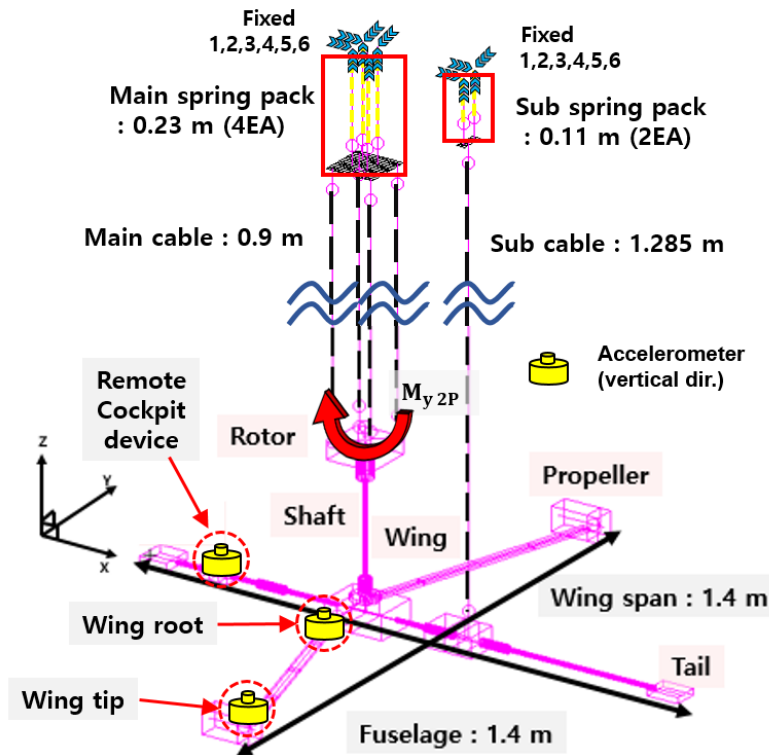


Fig 11. GVT model for airframe vibration response analysis of a small-scaled model

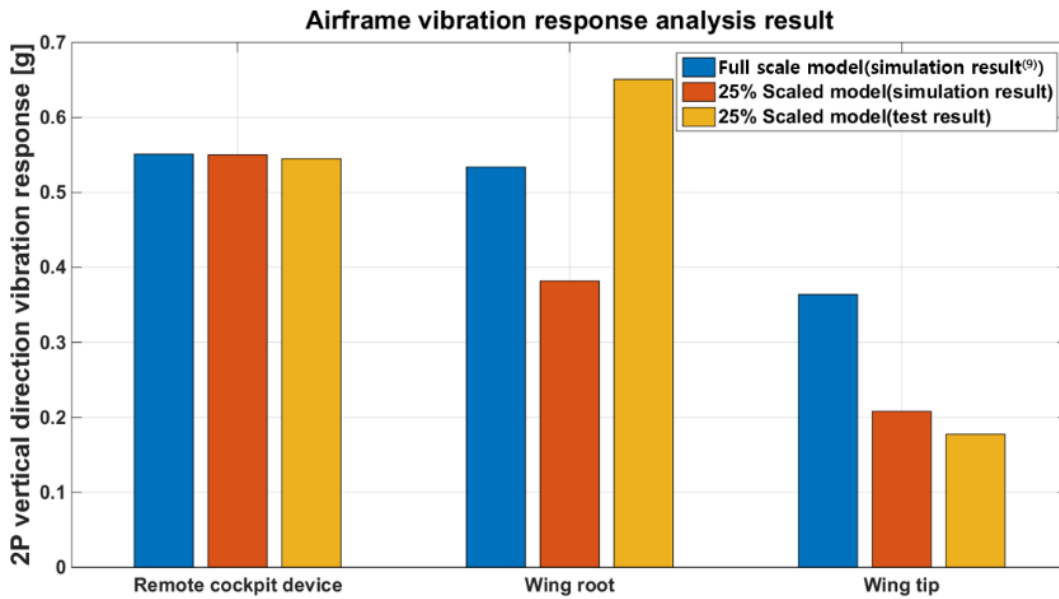


Fig 12. Comparison of 2P vertical vibration responses between full- and small-scale models (230 knots)

2.4.2 AVCS를 이용한 능동 진동 제어 시험

선행 연구⁽⁹⁾의 230 knots에서의 고속 비행 복합형 무인 회전익기의 Full-scale 모델의 기체 진동 응답을 구현한 축소 기체 구조의 능동 진동 제어 시험을 수행하였다. 이후 능동 진동 제어 시험의 검증을 위하여 동일한 조건에서 축소 기체 구조의 GVT 모델 (Fig. 11)을 이용한 능동 진동 제어 시뮬레이션 연구를 수행하였다. 1축 가속도계를 이용한 축소 기체 구조의 수직 방향의 가속도계 신호는 30초간 수집되었으며, MIMO 기반의 AVCS는 능동 진동 제어 시험 및 시뮬레이션 시작 6초 이후 19초동안 작동한다. 능동 진동 제어 성능 평가를 위한 기체 진동 응답은 능동 진동 제어 시험 시작 15 ~ 25초에 수집된 기체 진동 응답의 피크의 절대값의 평균을 이용하였다. Fig. 13은 AVCS 작동 이후 감소된 기체 진동 응답의 감소율을 나타낸다.

Fig. 14 ~ 16에 축소 기체 모델에 대한 능동 진동 제어의 시험 및 시뮬레이션 연구 결과를 시간 영역에서 나타내었다. 능동 진동 제어 시험 결과 기체 수직 방향의 2P 기체 진동 응답이 Remote cockpit device 위치에서 시험 결과 (Fig. 14(a)) 84.67 %, 시뮬레이션 결과 (Fig. 14(b)) 87.12 % 감소하여 매우 우수한 진동 제어 성능을 보였으며, Wing root에서 시험 결과 (Fig. 15(a)) 69.19 %, 시뮬레이션 결과 (Fig. 15(b)) 83.54 % 감소하여 시뮬레이션 결과 대비 낮은 진동 감소율을 보였다. 마지막으로 Wing tip 위치에서는 능동 진동 제어 시험 결과 (Fig. 16(a)) 47.54 % 감소하였으며, 시뮬레이션 결과 (Fig. 16(b)) 15.44 %만큼 감소하여 시뮬레이션 결과 대비 능동 진동 제어 시험 결과가 더 높은 진동 감소율을 보였다.

Remote cockpit device 위치에서는 시험과 시뮬레이션 결과가 매우 유사하게 나타났으나, Wing root 및 Wing tip 위치에서는 진동 감소율이 각각 14.35 %, 32.10 %의 오차를 보였다. 이는 축소 기체 구조의 기체 진동 응답 해석 및 측정 결과의 차이로 인해 유발되었으며, 능동 진동 제어 시험을 위한 테스트 벤치 구성을 위해 추가된 3개의 선형 하중 발생기의 배치로 인해 기인한 것으로 판단된다. 그러나 능동 진동 제어 시험과 시뮬레이션 모두 AVCS 작동 이후 능동 진동 제어를 위한 제어 입력이 2초 이내로 수렴되어 매우 유사한 거동을 보였다.

능동 진동 제어 시험 결과 Wing root에서 기체 수직 방향의 수렴된 2P 기체 진동 응답이 0.201 g로 일반 헬리콥터 진동 목표 수준인 0.1 g보다 높게 계속 되었다 (Fig. 15(a)). 그러나 AVCS 적용 이전의 기체 진동 응답 (0.6508 g)에 비해 약 70 % 감소한 결과로 매우 높은 진동 감소율을 보이기 때문에 본 논문의 AVCS를 이용한 능동 진동 제어 시험 결과가 적절한 것으로 판단할 수 있다. 또한 Wing tip에서 AVCS를 이용한 능동 진동 제어 시험 결과 AVCS 작동 이전 기체 진동 응답은 0.177 g로 0.1 g 이상의 높은 진동이 계속되었으나, AVCS 작동 이후 0.0843 g로 제어되어 일반 헬리콥터 진동 목표 수준인 0.1 g 이하의 진동 수준을 보였다. 따라서 Lift-offset 복합형 회전익기에 AVCS를 사용하여 동체뿐만 아니라 날개 및 프로펠러 위치에서도 적절한 능동 진동 제어가 가능함을 확인하였다.

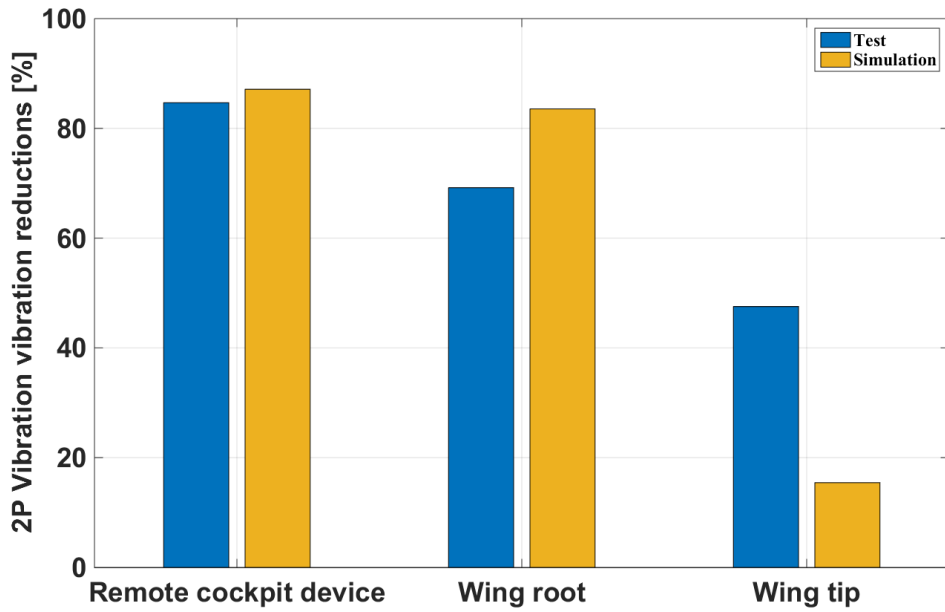
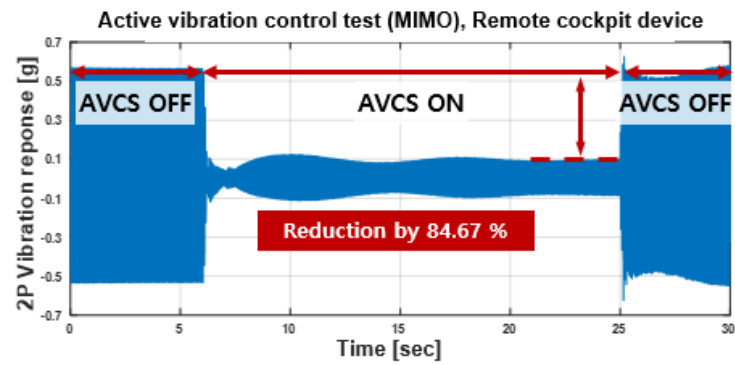
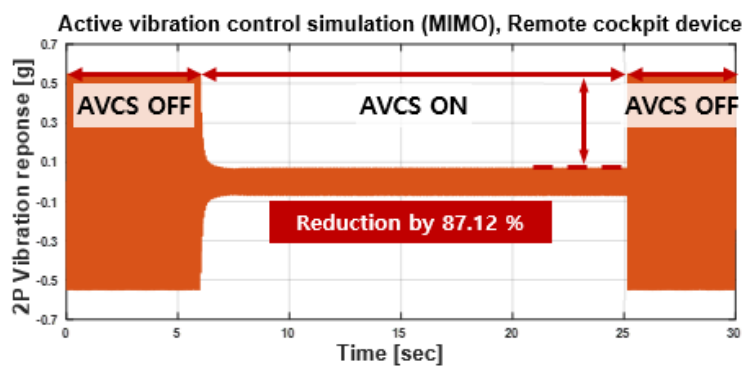


Fig 13. 2P airframe vibration reductions using AVCS (at 230 knots)



(a) Test



(b) Simulation

Fig 14. Reduced 2P vertical direction vibration responses using AVCS at Remote cockpit device

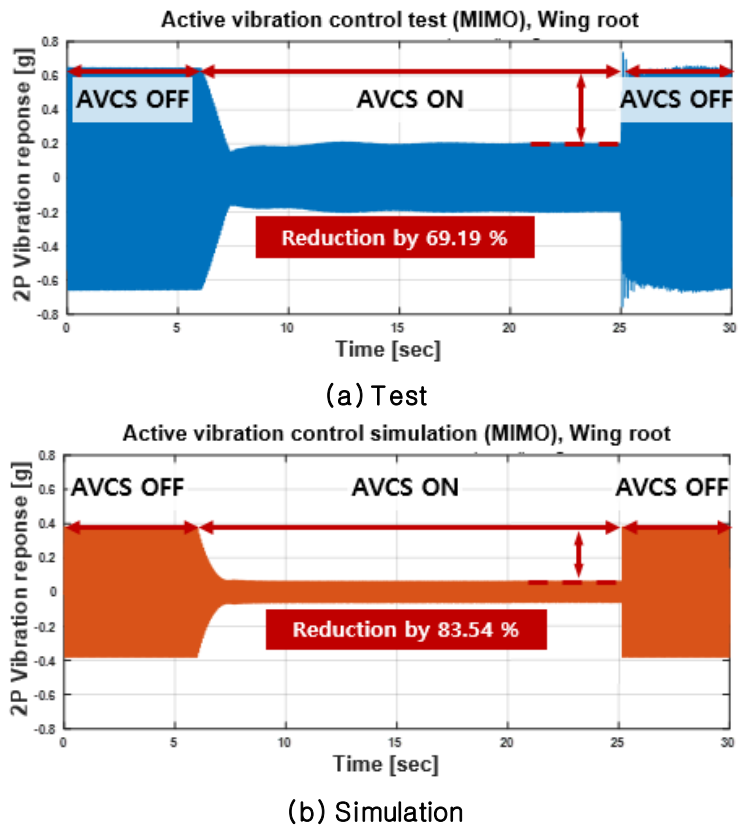


Fig 15. Reduced 2P vertical direction vibration responses using AVCS at Wing root

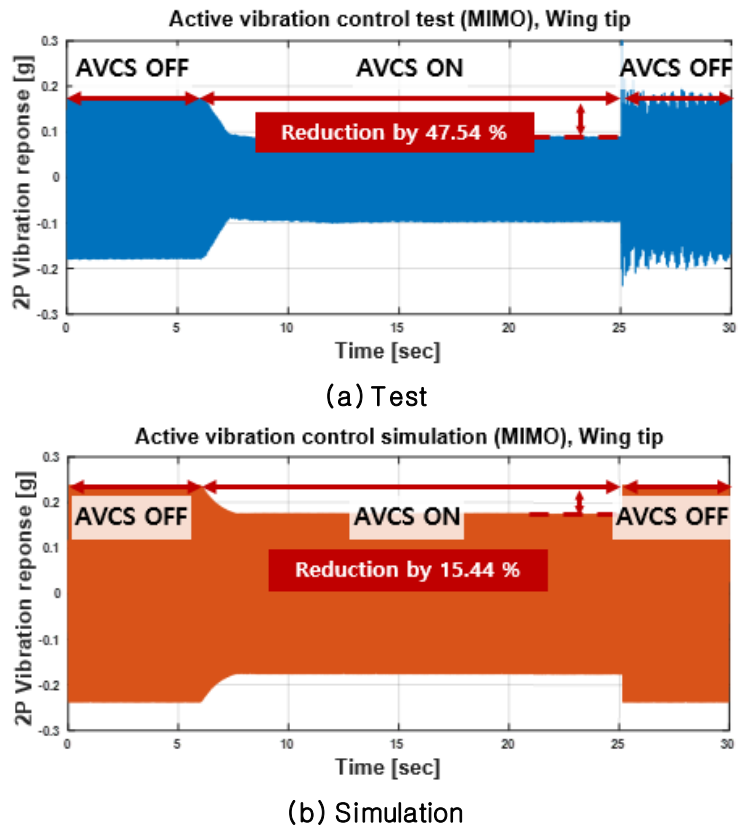


Fig 16. Reduced 2P vertical direction vibration responses using AVCS at Wing tip

3. 결론

본 연구에서는 Lift-offset 로터와 한 쌍의 날개 및 프로펠러를 사용하는 고속 비행 복합형 무인 회전익기를 대상으로 축소 기체 구조를 이용한 기체의 능동 진동 제어 시험 연구를 수행하였다. 축소 기체 구조는 Full-scale 모델의 230 knots 조건의 기체 진동 응답을 적절히 모사하며, 소규모의 연구실에서 시험 가능하도록 1.4 m 크기 (25 % small-scale model)로 설계되었다. 축소 기체 구조를 이용한 지상 진동 시험 모델의 경계 조건은 비행 조건과 유사하도록 스프링 팩과 케이블을 이용하여 구현하였다.

기체 수직 방향의 능동 진동 제어 시험을 위해 3개의 가속도계와 2개의 하중 발생기로 구성된 MIMO 기반의 AVCS를 사용하였다. AVCS의 진동 상쇄 하중을 생성하는 제어 입력은 Fx-LMS 알고리즘에 의해 결정되며, 선행 연구의 능동 진동 제어 시뮬레이션 프레임워크를 기반으로 MATLAB Simulink 환경에서 구성하였다. Matlab Simulink 블록과 dSPACE RTI 블록을 사용하여 모델링 된 능동 진동 제어 알고리즘 모델은 PC의 dSPACE ControlDesk 프로그램에 연동되어 본 연구의 능동 진동 제어 시험을 제어하였다.

고속 비행 복합형 무인 회전익기의 230 knots 조건을 구현한 축소 기체 구조에 AVCS를 사용하여 대부분의 기체 주요 위치에서 기체 수직 방향의 2P 진동 응답이 84.67 ~ 47.54 % 감소함을 확인하였다. 능동 진동 제어 시험과 시뮬레이션 모두 AVCS 작동 이후 능동 진동 제어를 위한 제어 입력이 2초 이내로 수렴되어 매우 유사한 거동을 보였다. 특히 Wing tip에서 기체 진동 응답이 일반적인 헬리콥터의 진동 목표 값인 0.1g 이하로 제어 되어, Lift-offset 복합형 회전익기에 AVCS를 사용하여 동체에 이용된 진동 상쇄 하중으로부터 동체뿐만 아니라 날개 및 프로펠러 위치에서도 적절한 능동 진동 제어가 가능함을 확인하였다.

참고문헌

- [1] A. J. Ruddell, W. Groth, and R. McCutcheon, "Advancing blade concept (ABC) technology demonstrator," US Army Research and Technology Laboratories, USAVRADCOM-TR-81-D-5, 1981.
- [2] A. Bagai, "Aerodynamic Design of the X2 Technology Demonstrator™ Main Rotor Blades," 64th American Helicopter Society International Annual Forum, Vol. 64. No. 1, pp. 29-40, April, 2008.
- [3] R. Blackwell, and T. Millott, "Dynamics Design Characteristics of the Sikorsky X2 Technology™ Demonstrator Aircraft," 64th American Helicopter Society International Annual Forum, Vol. 64, No. 1, pp. 886-899, April, 2008
- [4] 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.
- [5] D.-H. Kim, D.-I. Kwak, and Q. Song, "Demonstration of Active Vibration Control System on a Korean Utility Helicopter," International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 20, No. 1, pp. 249-259, 2019.
- [6] Y.-L. Lee, D.-H. Kim, J.-S. Park, and S.-B. Hong, "Vibration Reduction Simulations for Rotor and Airframe of a Lift-offset Compound Helicopter using Two Active Vibration Control Techniques," Aerospace Science and Technology, Vol. 106, Article 106181, 2020.
- [7] KVATERNIK, G. Raymond, "Exploratory Studies in Generalized Predictive Control for Active Aeroelastic Control of Tiltrotor Aircraft," NASA TM 2000 210552, 2000.
- [8] Piatak, J. David, and D. L. Kunz, "Experimental Investigation of a Fullspan Tiltrotor Model with Higher-Harmonic Vibration Control," Eighth ARO Workshop on Aeroelasticity of Rotorcraft Systems, 1999.
- [9] S.-B. Hong, Y.-L. Lee, and J.-S. Park, "Airframe Vibration Reduction Simulations of High-Speed Compound Unmanned Rotorcrafts using Active Controls," Proceedings of the KSAS Annual Spring Conference, July, 2020.
- [10] S.-B. Hong, J.-S. Kim, and J.-S. Park, "Design and Active Vibration Control Simulation for a Small-Scaled Model of High-Speed Compound Unmanned Rotorcrafts", Proceedings of 2020 KIMST Annual Conference, Nov, pp. 48-49, 2020.

- [11] J.-S. Kim, S.-B. Hong, Y.-M. Kwon, and J.-S. Park, "Effect of Lift-offset Rotor Hub Vibratory Load Components on Airframe Vibration Responses of High-Speed Compound Unmanned Rotorcrafts", *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol.24, No. 3, pp. 255-263, 2021.
- [12] D. Walsh, S. Weiner, K. Arifian, T. Lawrence, M. Wilson, T. Millott, and R. Blackwell, "High Airspeed Testing of the Sikorsky X2 Technology™ Demonstrator," 67th American Helicopter Society International Annual Forum, May, 2011.
- [13] S.-B. Hong, Y.-M. Kwon, J.-S. Kim, Y.-B. Lee, B.-H. Park, H.-C. Shin, and J.-S. Park., "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, 2021.