

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.5.482

스마트무인기 기체구조물 지상진동시험

전병희*, 강휘원*, 이정진**, 이영신***

Ground Vibration Tests of SmartUAV Airframe Structure

Byoung-Hee Jeon*, Hui-Won Kang*, Jung-Jin Lee** and Young-Shin Lee***

ABSTRACT

This paper describes the test procedure, instrumentation, verification methodology and the results of the ground vibration test(GVT) and force vibration test(FVT) of the SmartUAV aircraft to estimate experimentally dynamic characteristics of the aircraft. Bungee cords are used to emulate free-free boundary conditions of the test aircraft. The SmartUAV is excited by three shakers and one-hundred frequency response functions(FRF's) is measured. The FRF's are reduced and analyzed to identify the dynamics parameters of the SmartUAV. To extract modal parameters of the SmartUAV such as, natural frequencies and damping ratios, the poly-reference least square complex exponential method is used in the time domain. The mode shape coefficients are estimated with the least squares frequency domain method to identify the vibration modes. The FVT was performed by fixed sine frequency with three shakers on the x, y and z direction and vibration characteristics of structures and detail equipments are measured.

초 록

본 논문에서는 스마트 무인기의 자유 진동 특성 및 로터의 회전으로 인한 기체 구조물의 진동특성 즉 강제진동 특성을 실험적으로 규명하기 위해 수행한 시험방법, 센서 및 장비 설치, 시험 결과 검증 방법 및 시험결과를 수록하였다. 스마트 무인기의 지지 조건은 번지코드를 이용하여 자유-자유 경계조건을 구현하였고, 시험은 3개의 가진기를 사용하여 다점 랜덤 가진법으로 구조물을 가진하였으며 약 100여개의 가속도계로부터 기체 구조물의 응답특성을 측정하였다. 주파수 응답함수를 통하여 다기준 최소 자승 복소지수법을 적용하여 고유 진동수, 감쇠율, 모드 형상등의 모드 매개변수를 산출하였다. 또한 강제 진동 시험은 스마트 무인기의 양쪽 로터가 장착되는 나셀 부위에 x,y,z 각 방향으로 가진기를 장착하여 로터 회전 주파수를 가진함으로써 구조물과 각종 장비의 진동응답 특성을 측정하였다.

Key Words : SmartUAV(스마트무인기), Ground Vibration Test(GVT;지상진동시험), Force Vibration Test(FVT;강제진동시험), Natural Frequency(고유 진동수), Mode Shape(모드형상)

† 2010년 1월 7일 접수 ~ 2010년 4월 7일 심사완료

* 정희원, 국방과학연구소

** 정희원, 한국항공우주연구원

*** 정희원, 충남대학교 기계설계공학과
교신저자, E-mail : leeys@cnu.ac.kr
대전시 유성구 궁동 220

I. 서 론

항공기 전기체 지상진동시험은 새로 개발된 항공기의 동특성 즉 고유 진동수, 감쇠율 및 모

드형상 등의 자료를 실험적인 방법으로 획득하여 그 결과를 토대로 유한요소모델을 개선하고, 개선된 유한요소 모델을 이용하여 플러터 해석을 수행함으로써 초도 비행시험 전에 플러터 안전영역을 검증하기 위한 시험이다.

국내에서 수행된 항공기 전기체 지상진동시험은 외부 장착물을 항공기에 장착하여 운용하기 위해 장착 항공기와의 적합성(compatibility)을 입증하기 위한 절차 중의 하나로 진동 및 공탄성 안정성에 대한 공학적 검토와 입증이 요구된다 [1]. 이러한 요구도를 충족하기 위한 지상진동시험들이 진행되어왔다[2,3,4].

본 논문은 지식경제부의 21세기 프론티어 기술개발의 사업의 일환으로 추진되고 있는 스마트무인기의 성공적인 개발을 위하여 수행하고 있는 구조시험 중 지상진동시험과 강제진동시험에 대한 시험방법, 센서 및 장비설치, 시험결과 검증방법 그리고 시험결과를 기술하였다.

스마트무인기 지상진동시험은 구조물 자체의 고유진동특성을 시험하는 지상진동시험과 로터의 회전으로 인한 내부 장착장비 및 프레임 구조물의 진동응답특성을 파악하는 강제진동시험이 수행되었다. 진동시험에 적용된 경계조건은 번지코드를 이용하여 자유-자유 경계조건을 구현하였으며, 3개의 가진기를 사용하여 다점 랜덤 가진법을 적용하여 시험을 수행하였다. 구조물의 응답은 약 100개의 가속도계를 사용하여 구조물의 응답을 측정하였다.

II. 지상진동시험

2.1 시험설계

2.1.1 시험형상

스마트무인기는 이중의 비행모드 즉 헬리콥터처럼 수직 이착륙이 가능하고 일반 프로펠러 비행기처럼 비행할 수 있는 비행체이다. 이 같은 이중의 비행모드를 수행할 수 있는 것은 스마트무인기 로터 구조물의 회전이 가능하기 때문이다. 본 시험에 적용된 스마트 무인기 지상진동시험은 로터 구조물이 수직인 상태이고, 연료가 비어있는 상태로 수행되었다. 또한 스마트무인기에 탑재된 장비는 가능한 한 실제 장비를 탑재하였으며, 로터 날개, 카메라 및 배터리 등 일부 중요 부품은 무게를 동일하게 맞춘 더미를 제작하여 부착하였다. 스마트무인기의 비행조건을 구현하기 위하여 번지코드를 사용하여 항공기를 지지하였다. Fig. 1 은 지상 진동 시험 장면이다.



Fig. 1. Photo of GVT for SmartUAV

2.1.2 스마트무인기 좌표체계 및 부호

본 지상진동시험의 좌표 체계와 부호 시스템은 직교 좌표계를 사용하였다. Fig 2와 같이 항공기의 좌표체계 FS(x), BL(y)과 WL(z)를 전체좌표계로 정하였고, FS=BL=WL=0인 위치인 동체 맨 앞쪽 끝점을 그 좌표계의 원점으로 정하였다.

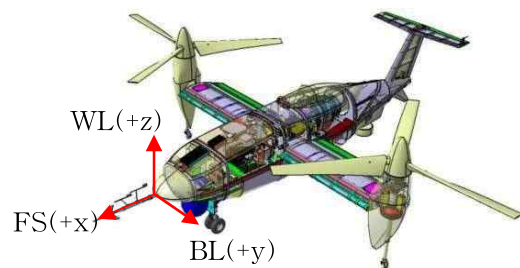


Fig. 2. Coordinate system

2.1.3 응답점 및 가진점 선정

스마트무인기 지상 진동시험에 적용된 응답점은 항공기를 구성하고 있는 요소들, 즉 주익, 플랩, 동체, 수직미익 및 수평미익에 대하여 각각 정의하였다. 또한 각 요소들을 일정한 간격으로 구분하여 Fig. 3과 같이 스마트무인기의 응답점을 선정하였다. 각 요소에 대해 응답점은 국부진동 모드를 최소화하기 위해 프레임위주로 응답점들을 고려하여 선정하였다. Table 1 은 본 시험에 적용된 스마트무인기의 응답점들을 나타내고 있다. 주익과 플랩은 한쪽 면에 10개씩 좌우대칭으로 20개씩 총 40개를 부착하였고, 동체의 경우 좌우대칭(Y, Z 방향)으로 28개를 부착하였으며, 수직미익과 수평미익은 각각 8개, 12개 씩 부착하였다.

지상진동시험을 위한 가진위치는 진동모드와 노달라인(nodal line)을 고려하여 주익과 수평미익은 +Z 방향으로 가진하였고 동체 가진은 동체 끝부분에 -Y 방향으로 가진하였다(Fig 4).

Table 1. Number of response points for GVT

구 분	응답점 수	측정 방향	비 고
주 의	20	+Z	좌우대칭
플 랩	20	+Z	좌우대칭
동 체	28	-Z, -Y	좌우대칭
수직미익	8	+Y	
수평미익	12	-Z	좌우대칭

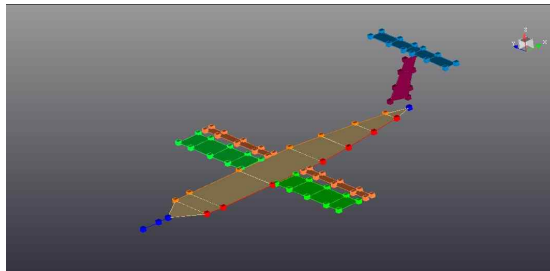


Fig. 3. Response points of GVT

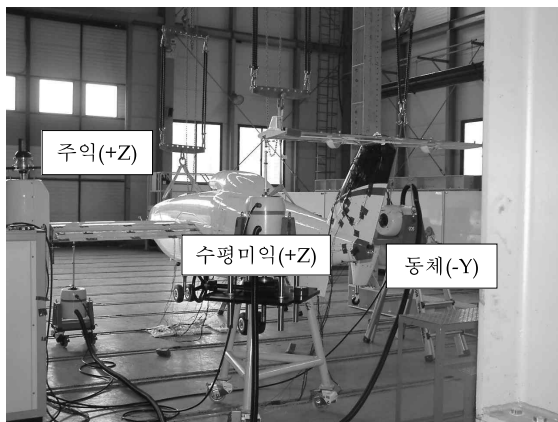


Fig. 4. Configuration of vibrator

2.1.4 경계조건

스마트 무인기 지상진동시험에 적용된 경계조건은 비행조건과 유사하게 번지코드를 이용하여 자유-자유 경계조건을 구현하였다. 미국방규격[5]에 의하면 항공기의 지상진동시험 시 경계조건 구현은 지지구조물에 의한 항공기의 강체 모드 고유 진동수가 항공기의 최저 굽힘 모드 진동수의 절반을 넘지 않도록 권장하고 있다. 이러한 권장사항을 만족하기 위해 본 시험에 적용된 번지코드의 진동특성시험을 통하여 번지코드의 진동특성을 규명하였으며, 그 시험결과를 Fig. 5에 나타내었다. 시험결과를 바탕으로 지상진동시험을 수행하는 스마트무인기 구조물의 총중량은 730 kg 이다. 이 중량에 맞게 스마트무인기 강체 운동이 1 Hz 미만이 되도록 Fig. 1과 같이 스마

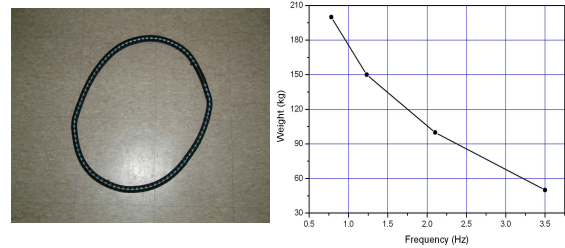


Fig. 5. Bungee cord and vibration characteristics

트무인기의 앞과 뒤에 2개씩 총 4개의 번지코드를 사용하였다.

2.2 시험장치 및 계측

지상진동시험 시 항공기를 가진하기 위하여 3개의 LDS의 모델 V455 가진기[6]를 사용하였다. 또한 각각의 가진기 설치 시 가진 하고자 하는 방향으로만 가진력이 전달 될 수 있도록 Fig 6과 같이 굽힘이나 전단 강성이 매우 작고 축 방향 강성이 높은 강선재질의 스트링거(Stringer)를 사용하였다.

가진기로부터 항공기에 전달되는 동하중은 PCB사의 Model 288D01[7]의 임피던스 헤드(Impedance Head)를 사용하여 측정하였으며 스마트 무인기의 동적응답은 같은 회사의 Model No. 333B31과 333B32을 사용하여 측정하였다.

신호획득, 처리 및 분석 장비로는 LMS사의 SCADAS III와 Test.Lab 분석 소프트웨어[8]를 이용하였다. 서로 연관성이 없는 가진 신호를 입력하기 위해 SCADAS III의 QDAC 모듈을 사용하였다. LMS Test.Lab 소프트웨어로 전체시험을 제어하였으며, 신호 획득 장비에서 처리된 가진 신호와 응답신호로부터 주파수 응답 함수를 획득하였다. 이들 주파수 응답 함수를 이용하여 모달 매개 변수(고유 진동수, 감쇠율 및 모드형상)를 추출하였다.

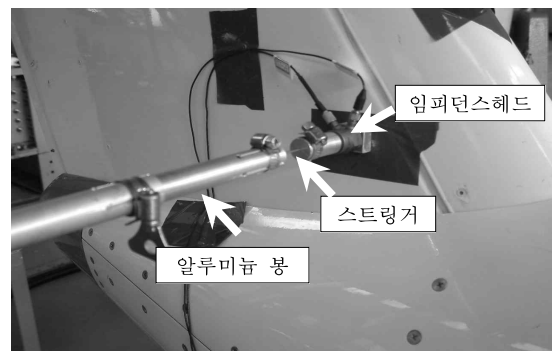


Fig. 6. Vibrator attachment method

2.3 시험기법 및 절차

본 시험에 들어가기에 앞서 스마트무인기를 가진하여 비정상적인 진동에 의한 소음원을 찾아 제거하거나, 모든 센서들의 입출력 신호 상태 확인 및 이득 값을 조정하여 각 장비 및 센서간의 상태를 확인하는 모달 사전 시험(modal survey test)과정을 수행하였다.

모달 사전 시험 단계에서 양호한 측정 결과를 얻기 위해서는 올바른 가진력을 결정해야 한다. 가진력이 너무 클 경우 선형성에 문제가 될 수 있으며, 너무 작은 경우 스마트무인기의 모든 진동모드를 가진 할 수 없다. 따라서 다음과 같은 방법으로 최적의 가진력을 결정하였다. 선형성을 만족하기 위하여 전기체에 3개의 가진기로 항공기를 가진하여 구조물에 대한 가진점(driving Point)에서의 주파수 응답함수를 측정 한 후 각 가진점에서의 상반성(reciprocity)를 검사하고, 선형 범위 안에서 가진력을 높여가면서 구해진 주파수 응답함수로 모달 해석을 실시하여 예상되는 중요 진동모드를 얻을 수 있도록 가진 레벨을 조절하였다, Table 2은 본 지상진동시험에 적용한 각 가진기의 가진 크기이다.

결정된 가진 레벨을 이용하여 지상진동시험을 수행할 경우 선형성을 만족하는지를 판단하기 위하여 상반성 검사(reciprocity check)를 실시하였다. Fig. 7은 스마트 무인기의 각 가진점에서 주파수 응답함수를 비교함으로써 스마트 무인기가 관심 주파수 영역 안에서 상반성이 있음을 보여주고 있다.

Table 2. Vibration forces

위치	하중(N, rms)	비 고
주익	9.31	+Z
수평미익	10.16	+Z
동체	3.66	-Y

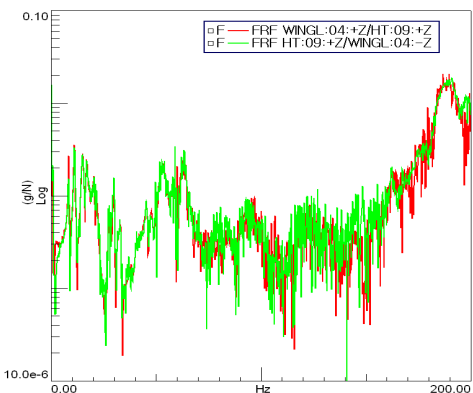


Fig. 7. Reciprocity of main wing and horizontal tail vibrator points

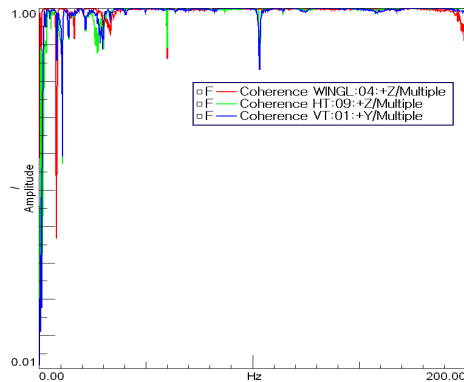


Fig. 8. Coherence function of vibrator points

기여도(coherence)는 일반적으로 서로 다른 두 신호사이의 크로스 파워(cross-power)를 각각의 신호의 오토파워(auto-power)로 나눈 값으로 정의하는데, 진동시험에서는 한 점의 가진력이 얼마만큼 유효하게 응답점에 전달되었는가 판단하는 척도로 쓰인다. 즉, 전달함수 또는 주파수 응답 함수의 정확도를 평가하는 기준이 된다. 기여도 함수는 0과 1 사이의 값을 갖는데 1에 가까울수록 응답신호가 전적으로 가진력에 의한 것이며 측정된 주파수 응답 함수가 정확한 것이다. 반면 0에 가까울수록 측정하고자 하는 시스템에 잡음이 많거나 비선형성, 시간지연 등에 의한 부정확한 주파수 응답 함수를 측정하게 된다. Fig. 8은 지상진동 시 기여도의 한 예를 보여주는 것으로 관심주파수 대역에서 기여도 0.95이상을 보여주고 있음을 알 수 있다.

3. 측정 및 분석

3.1 측정

앞 절에서 열거한 사항들을 점검한 후 실제 지상진동시험을 수행하였다. 획득하고자 하는 주파수 영역은 0~200Hz 이고, 주파수 분해능은 0.1952Hz이며, 샘플링 주파수는 1024Hz 이다. 또한 보다 신뢰성 있는 데이터를 획득하기 위하여 50번의 반복측정을 수행하여 주파수 응답함수를 획득하였다. 또한 입력 대 출력의 비가 최소화할 수 있는 최적의 주파수 응답함수 계산방법인 H1, Hv 추출방법을[4] 선택하였다.

3.2 모달매개변수 추출

스마트무인기의 정확한 모달매개변수를 추출하기 위하여 모든 주파수 응답함수(96개)가 고려되었다. 주파수 응답함수로부터 모달 매개 변수를 추출하는 과정에서 발생할 수 있는 계산상의 오차를 최소화하고 계산상의 모드형상과 실제 모

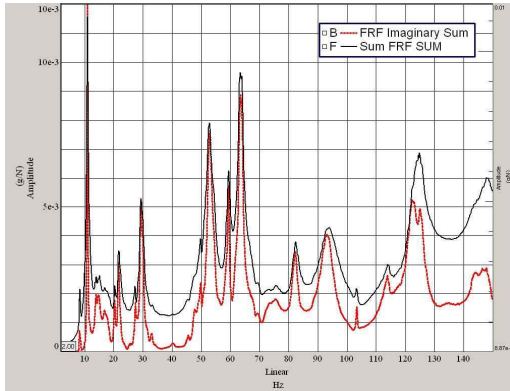


Fig. 9. Total FRF summation

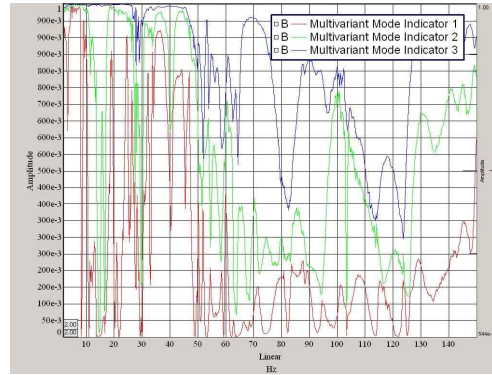


Fig. 10. Multivariate MIF

드형상을 구분하기 위하여 다음의 일련의 과정을 통하여 수행하였다.

첫째, 추출하고자 하는 고유 진동수는 주파수 응답함수의 공진점들과 일치하는데, 이 공진점들이 어떤 응답점에서는 노달점과 근접하여 나타나지 않을 수 있고 센서의 질량효과 때문에 이동할 수도 있다. 본 시험에서는 Fig. 9와 같은 총합 주파수 응답함수(Summation of FRFs)를 이용함으로써 오류를 최소화 하였다.

둘째, 같은 고유 진동수에 두개의 진동 모드 형상을 갖는 중근을 구분하기 위하여 다변수 모드 지시 함수를(MMIF:Multivariate Mode Indicator Function)를 이용하였다. 다변수 모드 지시 함수의 특성은 각 고유 진동수에서 국부 최소 값을 갖는 주파수 영역함수이다. Fig. 10은 그 예를 보여주고 있다. Fig에서 다변수 모드 지시 함수값이 0에 근접할수록 모드일 가능성이 높다.

셋째로 안정화 선도(Stabilization Diagram)를 사용하여 계산된 근(Pole)을 선택하였다. 안정화 선도란 본 시험에서 사용한 최소자승 복소 지수법에서 모달 계수 추출 시 사용하는 일종의 근 추적 맵이다, 주어진 주파수 대역 안에서 존재한 주파수 응답함수를 이용하여 유한 차분 방정식을 구성한다. 모델의 크기를 증가시켜가면서 유한 차분 방정식의 근을 구하게 되는데 계속 근으로 남아 있는 모달 계수를 안정화된 근(stabilized pole)로 정의한다. Fig. 11에 's'로 표시되는 것이 안정화된 근 즉 모달 계수이다.

모드 형상의 검증은 MAC(Modal Assurance Criterion)를 사용하여 수행된다. MAC 값은 두 모드 사이에 선형 종속관계가 있으면 1에 가깝고, 두 모드 사이의 관계가 선형 독립이며 MAC 값이 매우 작아지게 된다. 추출된 모드가 서로 완전하게 선형 독립적이고 MAC 행렬이 대각행렬이 되며, 가장 이상적인 시험결과이다[9]. Fig.

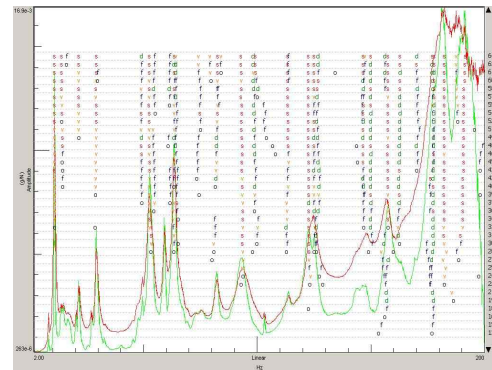


Fig. 11. Stabilization diagram

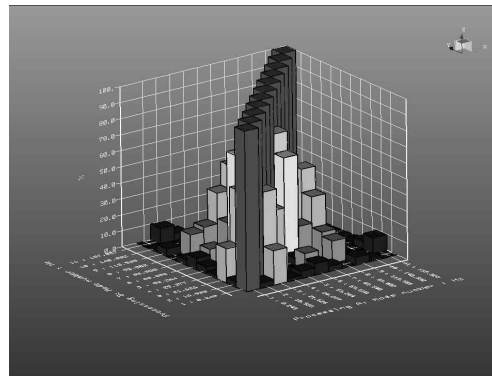


Fig. 12. Modal assurance criterion(MAC)

12는 본 시험에서 추출한 모달 데이터로 MAC 값을 도식화 한 것으로 표시된 각 모드는 대부분 1에 근접한 대각행렬을 나타내고 있음을 볼 수 있다.

3.3 시험결과분석

지상진동시험 결과는 스마트무인기의 동특성 모델을 최신화하는데 사용되며, 스마트무인기 동적 특성을 이해하는 중요한 기본 자료가 된다.

시험결과 스마트무인기의 최 저차 고유 진동수는 8.24 Hz이고, 감쇠율은 0.91 %이며, 모드

Table 3. Comparison between test and FEM
(단위:Hz)

구분	Experimental	FEM	모드형상
1	8.24	9.91	Wing 1 st Bending
2	10.93	13.1	HT Vertical 1 st Bending
3	21.62	-	-
4	29.27	-	Fuselage 1 st Bending
5	53.26	-	-
6	63.65	-	HT 1 st Bending

형상은 주익 1차 굽힘 모드 형상이었다. 동체의 최 저차 굽힘 모드 형상일 때 고유 진동수와 감쇠율은 29.27 Hz, 1.82 % 이었다. Table 3은 본 연구에서 수행한 스마트무인기 항공기의 지상진동시험 결과를 경상대에서 수행한 해석결과[10]와 비교한 것이다. 주익의 최저 차 고유 진동수와 수직미익의 강체모드형상은 유사한 결과를 보이고 있다. 그 외 고유 진동수 해석결과가 주로 국부진동모드형상을 나타내고 있어 시험결과와 비교하기가 어려웠다. Fig. 13은 지상진동시험과 해석결과에 대한 모드형상의 몇 가지 예를 보여주고 있다.

III. 강제진동시험

3.1 시험설계

스마트무인기의 로터 작동으로 인한 탑재장비 및 지지프레임의 진동현상을 파악하기 위하여 진기체 강제진동시험을 수행하였다.

강제진동시험에 적용된 경계조건은 앞서 수행한 지상진동시험과 동일하게 번지코드를 활용하여 자유-자유 경계조건을 구현하였고, 강제 진동 시험에 적용한 가진 조건은 스마트무인기의 로터운영조건에 맞추어 시험을 수행하였다. 강제진동시험에 적용된 가진 조건은 Table 4에 나타내었다.

Table 4. FVT condition

구분	로터운영 회전수 (RPM)	가진 주파수 (Hz)	비 고
1	1600	26.7	운영조건
2	4800	80.0	운영조건(3배수)

3.2 시험수행

스마트무인기 로터의 운영조건에 따른 내부 탑재장비 및 프레임에 대한 진동현상을 파악하기 위하여 Table 5와 같이 총 20개의 가속도계를 부착하여 시험을 수행하였다.

가진기의 동기화로 인한 구조물의 파손을 방지하기 위하여 더미로터에 x,y,z 방향으로 동시 가진 시험을 수행하지 않고, 양쪽 더미로터에 한 개씩의 가진기를 가지고 x, y 및 z 방향으로 각각 시험을 수행하였다. x, y 및 z 방향으로 일정한 가진력을 가지고 시험을 수행하였으나 본 시험은 폐회로(Close Loop)시험이 아닌 개회로(Open Loop) 시험이므로 각 방향마다 약간의 차이를 보이고 있다. Table 6은 본 시험에 적용된 x, y 및 z 방향의 가진력 크기를 나타내고 있으며 Fig. 14는 시험수행 장면을 나타내고 있다.

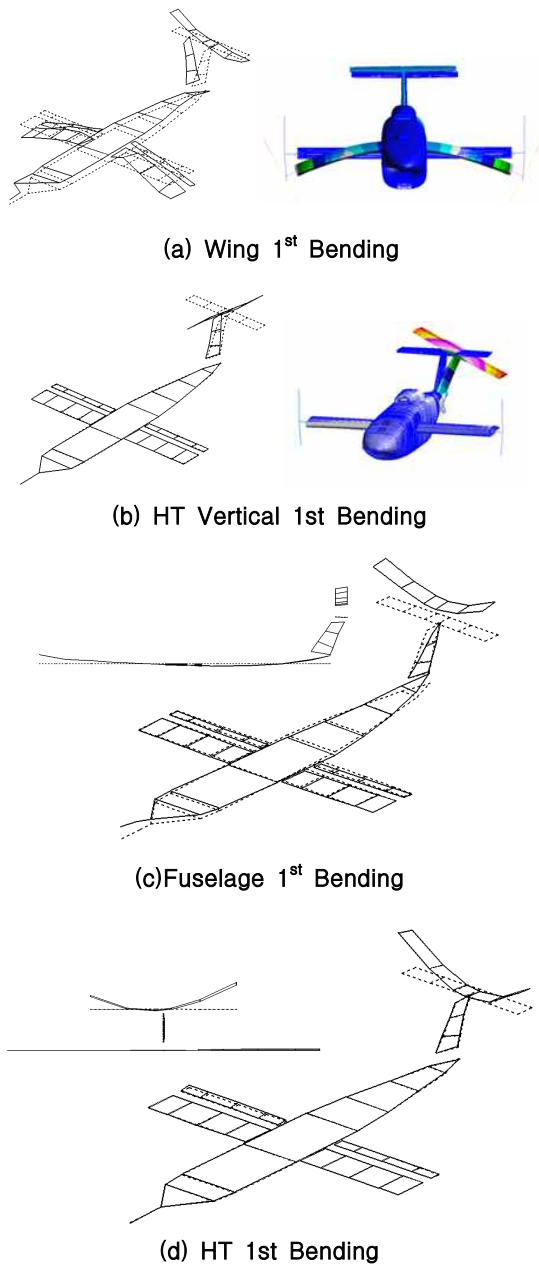


Fig. 13. Mode Shapes of GVT

Table 5. Sensors for FVT

	CH. ID	센서 방향	부착위치
1	E1-X	+X	EWD Right Engine Bracket
2	E2-Z	+Z	FWD Right Engine Bracket(incline)
3	E3-Z	+Z	AFT Engine Bracket
4	CGB1-X	+X	CGB 장착 Bracket - FWD Left
5	CGB2-Z	-Z	CGB 장착 Bracket - AFT Right
6	DGNS-LX	+X	Left DGNS-XDir
7	DGNS-LY	-Y	Left DGNS-YDir
8	DGNS-LZ	+Z	Left DGNS-ZDir
9	DGNS-RX	+X	Right DGNS-XDir
10	DGNS-RY	-Y	Right DGNS-YDir
11	DGNS-RZ	+Z	Right DGNS-ZDir
12	DGNS-PL	+Z	DGNS 장착 Plate
13	CAM-F1-Z	+Z	Camera 장착 Frame Center
14	CAM-F2-Z	+Z	Camera 장착 Frame Left
15	CAM-F3-Z	+Z	Camera 지지 Frame
16	EEC-X	+X	EEC X Dir - Center
17	FS430 FRAME-X	+X	FS430 Frame X Dir - Center
18	NAC1800C	-Y	Nacelle Upper Frame Center
19	NAC2000F	+Y	Nacelle Upper Frame FWD
20	NAC2000A	+Y	Nacelle Upper Frame AFT



(c) Z-axis direction

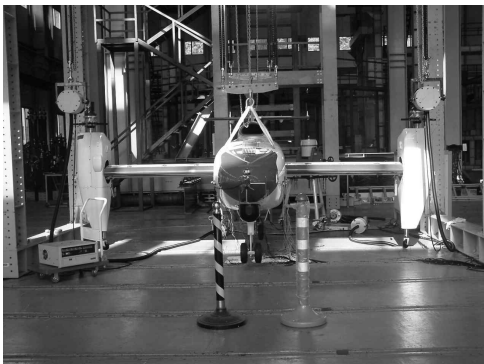
Fig. 14. Photo of FVT

3.3 시험결과

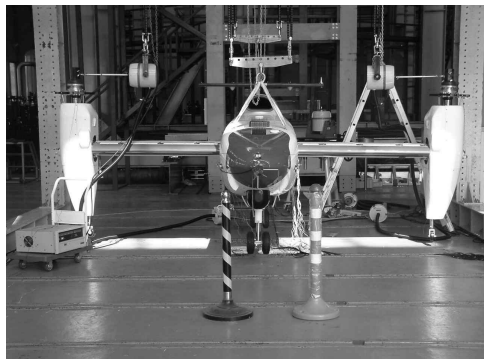
Fig. 15는 스마트무인기 강제진동시험을 수행한 결과를 나타낸 것이다. 26.7 Hz로 가진의 경우 최대응답은 NAC2000F에서 0.76 g이고, 80.0 Hz로 가진의 경우 NAC2000A에서 0.98 g이며 그 외의 응답에서는 0.1 g 이하의 낮은 레벨로 계측되었다. 강제진동시험에 대한 결과를 전체적으로 살펴보면 26.7 Hz나 80 Hz로 가진 하였을 때 나셀부위에서 큰 응답특성을 나타내고 있다. 이는 로터회전에 직접적으로 영향을 받는 부위이기 때문이다.

Table 6. FVT forces(N)

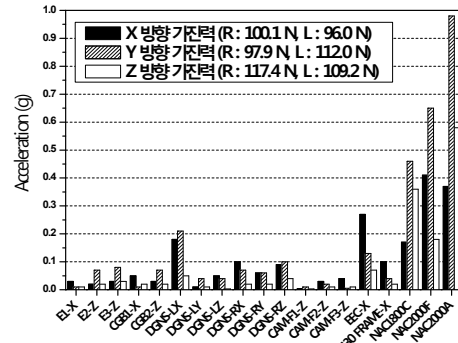
가진주파수	26.7Hz		80.0Hz		비고
	Left	Right	Left	Right	
x 방향	157.8	156.4	100.1	96.0	
y 방향	164.8	163.1	97.9	112.0	
z 방향	172.0	168.8	117.4	109.2	



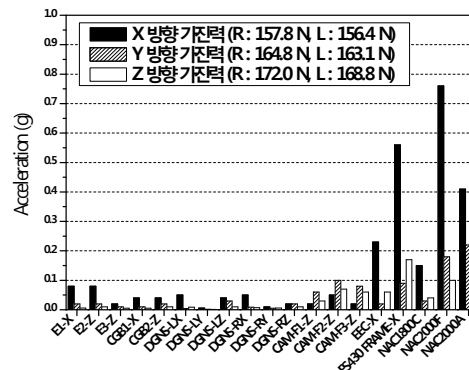
(a) X-axis direction



(b) Y-axis direction



(a) Vibration frequency : 26.7Hz



(b) Vibration frequency : 80.0Hz

Fig. 15. Results of FVT

IV. 결 론

본 논문에서는 스마트무인기의 동특성을 실험적으로 규명하기 위해 수행한 지상진동시험과 로터 운용조건에 대한 강제진동시험에 대한 시험을 수행하였다.

지상진동시험 결과 스마트무인기의 최저 고유 진동수는 8.24 Hz이고, 모드 형상은 주익 1차 굽힘 모드 형상이었다. 동체의 최저 차 고유 진동수는 29.27 Hz이다. 전반적인 시험결과를 살펴보면 플러터가 일어나기 쉬운 T-tail의 특성과 유사하다.

강제진동시험결과 최대응답은 프로펠러와 직접 연결되는 나셀 부위에서 나타났으며 현재의 강제진동시험은 상용 동특성 시험용 가진기를 사용하였기 때문에 실제 운용조건과 비교하여 주파수는 맞추었지만 그에 상응하는 하중은 아주 낮은 것으로 생각된다.

이러한 지상진동시험 및 강제진동시험을 통하여 스마트무인기에 대한 구조적인 동적특성과 진동레벨에 대한 시험결과를 제시함으로써 스마트무인기의 성공적인 개발에 기여할 것으로 생각된다.

참고문헌

1) MIL-HDBK-1763, Aircraft/Stores Compatibility: System Engineering Data Requirements and Test Procedures, Department of Defense, 1998.

2) 전승문, 임재문, "ALQ-X ECM POD 비행적합성 인증", 한국항공우주학회지, 제33권 4호, 2005, pp. 91-99.

3) 변관화, 박찬익, 김종현, "KF-16D 지상진동시험", 한국항공우주학회지, 제33권 5호, 2005, pp. 41-49.

4) 변관화, 전승문, "시험 모달 데이터를 이용한 F-16 항공기의 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제34권 4호, 2006, pp. 76-82.

5) MIL-A-8870C, "Airplane Strength and Rigidity: Vibration, Flutter, and Divergence", 25 March 1993.

6) LDS Shaker V455 Technical Speckfication, Ling Dynamic Systems Ltd, England, 1991.

7) PCB Product Catalog, Piezo-Electrics, NY USA.

8) LMS Test.Lab User manual, Rev8.A LMS INTERNATIONAL, Interleuvenlaan 69, 3001 Leuven-Belgium

9) 유흥주, 변관화, 박금룡, "항공기 지상진동시험 및 동특성 모델의 개선", 한국소음진동공학회지, 제8권 제4호, 1988, pp. 690-699.

10) 김동현, "비행체 구조물 성능증강 및 안정성 평가기술 개발", 항공우주연구원 스마트무인기 기술개발 사업단, 과제번호 : SUDP-P2-B1-8, 2008.