

랜덤 진동 시험 및 해석 기법을 이용한 무인 비행체의 비행 진동 환경 규격 연구

최장섭¹⁾ · 오동호^{*,2)}

¹⁾ 국방과학연구소 미사일연구원

²⁾ 충남대학교 기계공학부

A Study on the Flight Vibration Environmental Specification of Unmanned Flying Vehicle using Random Vibration Test and Analysis Methods

Jangseob Choi¹⁾ · Dongho Oh^{*,2)}

¹⁾ The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

²⁾ School of Mechanical Engineering, Chungnam National University, Korea

(Received 29 July 2022 / Revised 5 October 2022 / Accepted 28 October 2022)

Abstract

In this study, analysis of dynamic characteristics and flight vibration was performed to unmanned aerial vehicles. The analysis model was supplemented by performing a dynamic characteristic test and a random vibration test using manufactured dummy aerial vehicle. For the dynamic characteristic test, a bungee cable was used to implement the free end boundary condition. Prior to the flight vibration test using a multiple electric shaker, a random vibration test was performed to predict the excitation force during the actual flight vibration test. It was judged that the actual test could be predicted more accurately by supplementing the analysis model from the test results. In addition, it was possible to determine the feasibility of the test by predicting the excitation force of the flight vibration test.

Key Words : Flight Vibration Specification(비행 진동 규격), Random Vibration(랜덤 진동), Frequency Response Function(주파수 응답 함수), Power Spectral Density(파워 스펙트럼 밀도), Natural Vibration Frequency(고유 진동수), Mode Shape(고유 형상)

1. 서론

무인 비행체의 운용 환경은 MIL-STD-810^[1] 등의 군사 규격에 제시된 다양한 범주들을 검토하고 적합한 항목을 선정하여 결정하고 있다. 많은 부분에 있어 다소 과도한 규격을 적용하고 있다는 의견이 지배적이

* Corresponding author, E-mail: dongho@cnu.ac.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

나 제한적인 수량으로 비행시험이 수행되는 국내 현실을 고려할 때는 별다른 대안이 존재하지 않는다. 특히 순항미사일과 같은 무인 비행체는 각국의 공개 제한 등과 맞물려 있어 적합한 환경 규격을 참고하는 것이 거의 불가능하다. 무인 비행체에 탑재되는 전자 장비의 경우 군사 규격에 무인 비행체의 운용 조건을 적용하면 적당한 환경 규격을 도출할 수 있다. 그러나 무인 비행체 자체에 대한 환경 규격 즉, 체계에 해당하는 비행 진동 분야는 그 적용 규격 개발이 거의 불가능하다. 국내에서 운용 중인 유도탄이 도입될 때 함께 제공되는 기술 자료로부터 간접적으로 유사 장비에 대한 환경 규격의 확인이 가능하다. 본 연구에서 검토한 무인 비행체의 경우 유사 체계가 국내에 도입되고 운용되고 있어 그 기술 자료로부터 검토한 비행 진동 규격을 무인 비행체에 대한 비행 진동 규격으로 채용하기도 한다. 그간 체계 수준의 환경시험은 크기 제한 등으로 시험수행 자체가 불가능하였으나 국내 기반 확충 등 능력보강 사업을 통하여 많은 경우 가능하게 되었다. 비행 진동 분야의 경우 국방과학연구소 시험장에 다중 전동식 진동 시험기가 도입되어 운용되고 있다. 이 시설은 시험체의 2개 위치를 동시에 서로 다른 진동 프로파일로 가진 하는 것이 가능하여 유도탄과 같은 세장비가 큰 형상에 적합하다. 본 연구에서는 무인 비행체에 적용하고 있는 비행 진동 프로파일을 이용한 비행 진동 시험 절차 개발에 관하여 기술하였다.

본 연구의 실제 비행 진동 시험을 통하여 조립체 수준의 비행 진동 내구성을 확인할 수 있다. 또한 무인 비행체에 탑재되는 전자 장비에 적용된 비행 진동 규격의 적절성도 확인할 수 있다. 무인 비행체 체계 수준의 비행 진동 시험 데이터를 이용하면 해석 모델을 평가 및 보정할 수 있는 도구로 활용할 수 있다. 해석 모델의 정확성을 높이게 된다면 이를 이용하여 다른 진동 규격을 입력으로 설정할 수 있고 이로부터 대규모 예산과 인력이 투입되는 시험에 앞서 해당 진동 규격에 대한 체계 및 탑재 장비 수준의 건전성도 사전에 검토할 수 있을 것이다.

본 연구에서는 무인 비행체와 유사한 더미 비행체를 설계하여 동특성 해석을 수행하고 비행 진동 시험을 대비한 랜덤 진동 해석을 수행하였다. 설계된 더미 비행체를 제작하고 동특성 시험 및 랜덤 진동 시험을 수행하여 해석 모델을 보완하였다. 동특성 시험 및 랜덤 진동 시험은 자유단 경계조건을 구현하기 위해 번

지 케이블을 이용하였다. 본 연구 결과로부터 무인 비행체 조립체 수준의 비행 진동 시험을 위한 시험 절차를 제시하고 더불어 탑재 장비에 적용하는 비행 진동 규격의 적절성을 확인할 수 있었다. 또한 해석 모델의 신뢰성을 향상하여 사용 분야를 확장하는데 기여할 것으로 판단된다.

1.1 더미 비행체의 비행 진동 규격

더미 비행체의 체계 수준에 적용할 수 있는 비행 진동 규격은 미국 군사 규격으로부터 식별되지 않으므로 유사 무기체계의 기술 자료에 제시된 내용을 참고로 유추할 수 있는 상황이다. Table 1은 미국 보잉사에서 제시하고 있는 하푼 미사일에 대한 비행 진동 규격을 나타낸 것이다^[2]. 본 비행 진동 규격은 하푼 미사일을 섹션으로 구분하여 전방부, 후방부 및 날개부에 대한 규격을 제시한다. 하푼 미사일의 터보제트 엔진을 적용한 비행 환경에 대한 규격으로 전방부와 후방부의 규격이 서로 다르게 제시되어 있고 날개부는 강성을 고려하여 별도로 제시되고 있다. 또한 전방부의 진동 세기는 5.8 Grms, 후방부의 진동 세기는 6.5 Grms로 후방부의 진동 세기가 더 크게 제시되어 있다. 본 연구에서는 하푼 미사일과 유사한 더미 시험체를 설계 및 제작하여 하푼 미사일 규격을 적용한 비행 진동 시험 및 해석을 수행하였다.

Table 1. Flight vibration spec. of harpoon missile

Hz	전방 [g2/Hz]	후방 [g2/Hz]
10	0.005	0.006
70	0.02	0.025
1000	0.02	0.025
2000	0.01	0.012

2. 무인 비행체 해석 모델 연구

무인 비행체는 온도, 진동 및 충격 등 다양한 운용 환경에 노출되며 운용 환경에 따른 다양한 환경 규격은 MIL-STD-810G에 상세하게 기술되어 있다. 특히 비행 진동은 비행체의 성공적인 임무를 위해 비행체 뿐만 아니라 탑재 장비 수준에서도 만족하여야 할 필수적인 환경 조건이 된다^[3]. 특히 비행체가 장거리 비

행 등의 이유로 대형 형상일 경우 비행 진동 환경시험은 실제 수행이 어려운 실정이다. 최근까지도 대형 비행체의 비행 진동 시험은 탑재 장비 수준으로 수행되었는데 국방과학연구소 시험원의 능력보강으로 어느 정도 고중량 대형 비행체에 대한 비행 진동 환경시험이 가능하게 되었다. 아래 Fig. 1은 국방과학연구소 시험원에서 보유하고 있는 다중 전동식 진동시험기의 형상 및 세부 사양을 보여주고 있다.



다중 전동식 진동시험기 세부 사양	
진동시험기 구성	3set
가진력(1대)	Sine(16,000 kgf), Random(16,000 kgf), Shock(32,000 kgf)
주파수 범위	5 ~ 2,000 Hz
최대 가속도	Sine(100 G), Random(70 Grms)
최대 속도	2 m/s
최대 변위	51 mm
슬립 테이블 크기	1.0 m × 1.0 m
관련 규격	MIL-STD-810G, Method 514.6, 527, 528

Fig. 1. Specification of multiple electric shaker

아래 Fig. 2는 다중 전동식 진동시험기를 이용한 무인 비행체의 비행 진동 시험 개념도를 나타낸 것이다. 비행 진동 환경은 자유 비행(Free Flight) 상태이므로 번지 케이블 등을 이용하여 자유-자유(Free-Free) 경계 조건을 모사하여야 하며 본 연구에서 적용한 무인 비행체 형상을 고려하여 시험체의 전방과 후방을 동시에 가진 해야 한다. 다중 전동식 진동시험기는 2개의 가진기를 동시에 제어하는 MIMO(Multiple Input Multiple Output) 방식의 시험 장치이다.

본 연구에서 무인 비행체의 비행 진동 시험을 위한 연구 내용은 다음과 같다. 무인 비행체의 형상과 시험 장치의 제원을 고려한 시험 장치의 개발이 필요하다. 시험 장치는 위에서 언급한 비행 진동 시험 개념을 요구 조건으로 검토하여 개발하였다. 또한 실제 무인

비행체의 시험에 앞서 시험 장치의 검증은 위한 더미 시험체의 개발이 요구된다. 비행 진동 시험 프로파일로 가진을 위해서는 더미 시험체와 시험 장치를 포함한 동특성 모델을 먼저 개발하고 이에 대한 응답 해석 수행이 필수적이다. 본 논문에서는 더미 시험체 비행 진동 시험에 앞서 해석 모델의 구성 및 동특성 시험, 랜덤 진동 시험 및 응답 시뮬레이션에 대하여 다루었다.

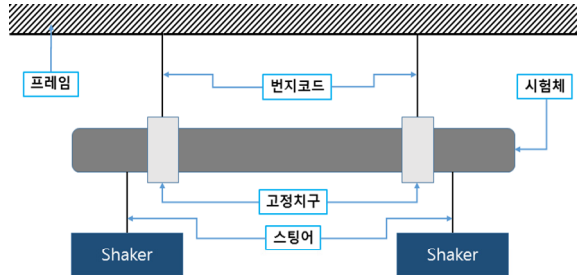


Fig. 2. Concept of free flight vibration test setup

본 연구에서 제작한 더미 시험체의 길이는 약 6 m, 중량은 1.3 ton 정도이다. 비행 진동 시험 규격은 Table 1의 하푼 미사일 규격을 적용하였고, “MIL-STD-810G Method 514.7 Vibration”에 규정된 시험 절차를 준용하였다.

더미 시험체에 대한 동특성 해석 및 시험을 수행하여 동특성 모델을 먼저 개발하고 이를 이용하여 시험 규격에 대한 랜덤 진동 해석을 수행하였다. 해석 결과를 기반으로 더미 시험체의 진동 응답을 제어하기 위한 최적의 가진 위치 및 가진 세기를 결정하였다. 가진 위치 및 가진 세기는 시험 장치의 설계 요구 조건으로 적용되었다. 제작된 시험 장치와 더미 시험체에 대한 동특성 시험 및 저 레벨 가진 시험을 수행하여 시험 구성의 적절성을 확인하였다.

2.1 비행 진동 시험 시뮬레이션

개발된 해석 모델을 이용한 예비 시험으로부터 가진 위치의 적합성을 확인하고 가진력을 결정하였다. 더미 시험체의 동특성 시험으로부터 모드 및 모드 형상을 추출하였다. 동특성 시험은 충격 해머와 소형 가진기를 이용하여 Siemens의 SCADAS vibco(H/W)와 Testlab 모듈(S/W)로 수행하였다. 예비 시험 결과로부터 시험 장치 설계 요구 조건과 가진기의 요구 가진력을 확인 할 수 있었다.

2.2 가진 위치 검토

진동 시험에서 가진 위치는 요구된 규격으로의 시험이 가능한지를 결정하는 매우 중요한 인자이다. 가진 위치 선정은 시험체의 형상뿐만 아니라 진동 시험기의 제원과도 관련되어 있다. 본 연구에서는 진동 시험기의 제원으로부터 가진 위치 후보를 먼저 검토하였다. 더미 시험체의 주파수 응답 함수를 획득하여 후보 위치에서의 가진력을 예측하였다. 국과연이 보유하고 있는 다중 전동식 진동시험기 성능은 위의 Fig. 1에서 보인 바와 같다. 다중 전동식 진동시험기의 가진기 사이의 최소 거리는 2.5m, 최대 거리는 6.5m이므로 이 범위에서 가진 위치가 선정되어야 한다.

2.3 더미 시험체 제작 및 동특성 해석

위에서 언급된 요구 조건들을 기반으로 더미 시험체를 설계 및 제작하였다. 더미 시험체는 무인 비행체와 유사한 외형, 중량과 무게중심 등의 물리적 특성과 동특성이 최대한 유사하도록 설계, 제작하였다. 더미 시험체의 몸체는 탄소강관을 이용하여 주요 프레임을 용접 결합하여 제작하였고 날개는 알루미늄 합금(AL6061)을 사용하였다. 특히 더미 시험체의 전방과 후방 내부에 모래주머니를 장착하여 무인 비행체의 감쇠를 어느 정도 모사하고자 하였다. Fig. 3은 설계된 더미 시험체의 주요 제원을 보여주고 있다. Fig. 4는 더미 시험체에 대한 동특성 해석 결과를 나타낸 것으로 1차와 2차 날개 모드와 몸체의 1차 및 2차 굽힘 모드를 차례로 보여주고 있다.

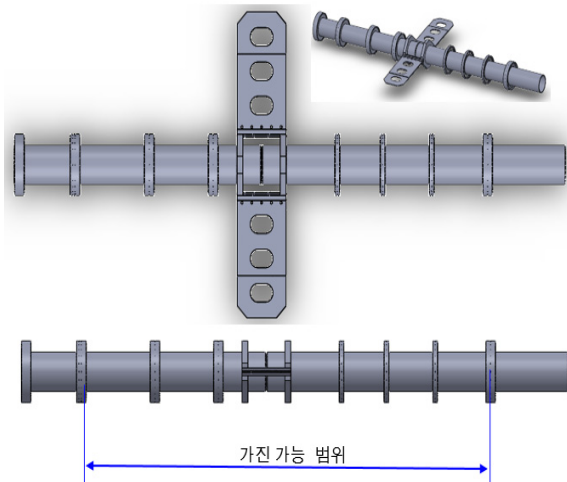


Fig. 3. Dummy test body

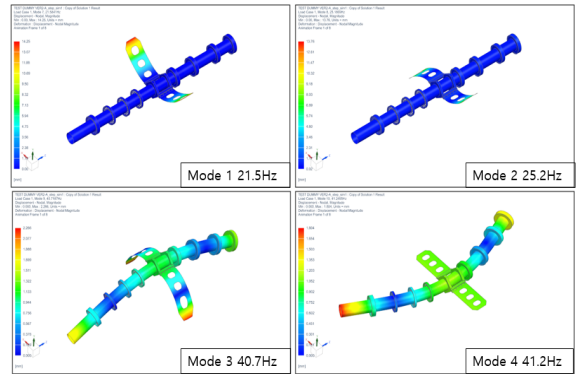


Fig. 4. Results of dynamic analysis of dummy test body

3. 동특성 시험

설계 결과를 기반으로 Fig. 5와 같이 더미 시험체를 제작하였다. 더미 시험체에 대한 동특성 시험을 수행하여 해석 모델을 보완하였다. 또한 비행 진동 시험시 시험체와 시험 장치간의 영향을 확인하기 위해 더미 시험체를 시험 장치와 조립한 상태(Fig. 6)에서 동특성 시험을 수행하였다. 더미 시험체 동특성 시험은 번지 케이블을 이용하여 자유단 경계조건으로 수행하였다. 더미 시험체와 시험 장치 조립체의 동특성 시험은 더미 시험체와 시험 장치 사이의 영향을 배제하기 위해 스프링 조립체를 적용하였다. 스프링 조립체는 번지 케이블의 큰 변형량에 따른 비행 진동 시험 구성의 어려움을 보완하기 위해 적용된 구성품이다⁴⁾.

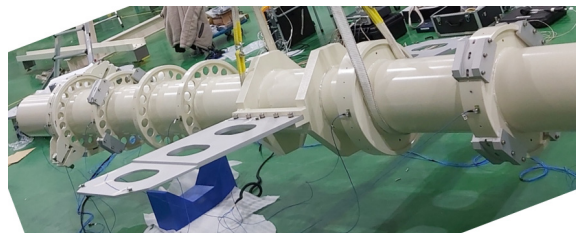


Fig. 5. Modal test of dummy test body

정확한 동특성 시험을 위해 본 시험에 앞서 환경 노이즈를 등을 최소화하기 위한 사전 시험을 수행하여 동특성 시험 환경 및 계측 시스템에 대한 정보를 추출하였다. 사전 시험으로 주변 소음 및 진동 성분

배제를 위한 Ambient 측정, 자유단 경계조건 및 강제 모드 확인하여 번지 케이블 및 시험 장치와의 간섭 여부를 검토하기 위한 Suspension Mode 측정, 시스템의 선형성 확인을 위한 Reciprocity 시험, 가진 위치 선정을 위한 충격 해머와 전기식 가진기를 각각 적용하여 가진 방법을 비교하고 가진력의 크기에 따른 모드 영향성을 확인하는 입력 의존성(Input Dependency) 시험을 수행하였다.



Fig. 6. Modal test of test setup phase

Ambient 측정 결과

동특성 시험에 앞서 주위 환경 계측 결과와 동특성 시험 결과를 비교한 내용을 아래 Fig. 7에 나타내었다. Table 2와 같이 응답 비교 결과 천배 이상이 큰 차이 나므로 시험 수행이 가능함을 확인하였다.

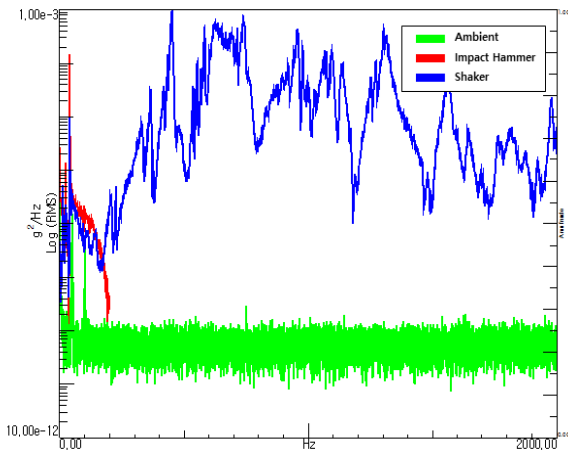


Fig. 7. Result of ambient measurement

Table 2. Comparison of ambient measurement results

더미 시험체	Ambient @29Hz	Impact @29Hz	shaker @39Hz
응답 [g²/Hz]	6.0 e-10	8.154 e-5	8.92 e-6

Suspension Mode 측정 결과

자유단 경계조건으로 동특성 시험을 위해서는 시험 장치와 더미 시험체 사이를 중력을 배제할 수 있는 번지 케이블 등으로 연결해야 한다. 이때 연결 상태가 자유단 경계조건을 만족하는지를 확인하기 위한 시험을 수행하였다.

시험체를 번지 케이블로 연결한 상태에서 측정된 결과 Suspension Mode는 Fig. 8과 같이 1.29 Hz로 계측되었다. 이는 동특성 해석 결과에서 보인 날개 모드나 몸체 모드와 10배 이상 차이가 나므로 계측에 거의 영향을 주지 않음을 알 수 있다. 더미 시험체를 시험 장치와 조립한 상태는 Fig. 9와 같이 Suspension Mode가 4.79 Hz로 계측되었다. 이는 MIL-STD-810에서 제시하고 있는 5~20 Hz 사이를 다소 벗어나고 있어 향후 비행 진동 시험에서는 앞에서 언급한 바와 같이 스프링 조립체의 강성을 증가시킬 예정이다.

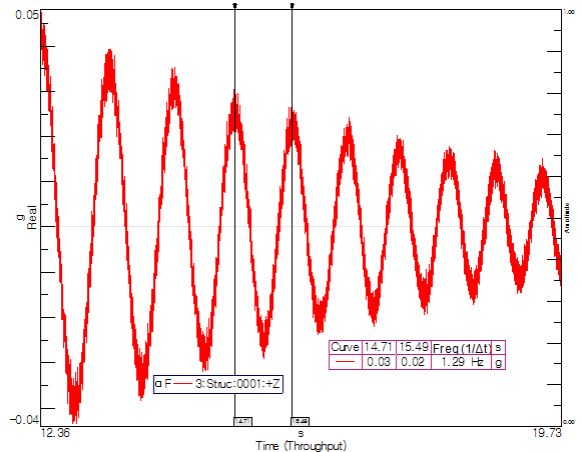


Fig. 8. Result of suspension mode measurement about dummy test body

Reciprocity 확인 시험 결과

시스템 선형성은 시험체의 2개 위치 이상에 대한 가진 후 주파수 응답 결과를 비교함으로써 수행하였

다. 아래 Fig. 10은 자유단 경계조건과 시험 장치 조립조건에 대한 시험 결과를 보여주고 있다. 충격 해머를 이용한 자유단 경계조건 시험 결과 70 Hz까지는 거의 일치된 주파수 응답 함수를 보여주고 있으나 그 이후는 고주파 가진이 어려운 충격 해머의 가진 특성으로 인한 영향으로 다른 경향을 보였다. 시험 장치 결합 조건의 경우 전기식 소형 가진기를 사용하였는데 모든 주파수 영역에서 유사한 경향을 보이고 있음을 확인하였다.

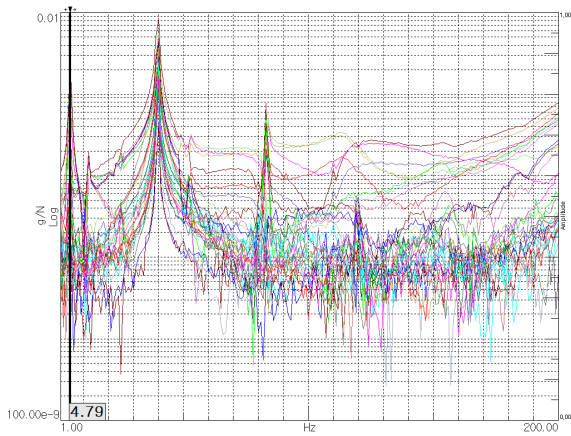


Fig. 9. Result of suspension mode measurements for test assembly

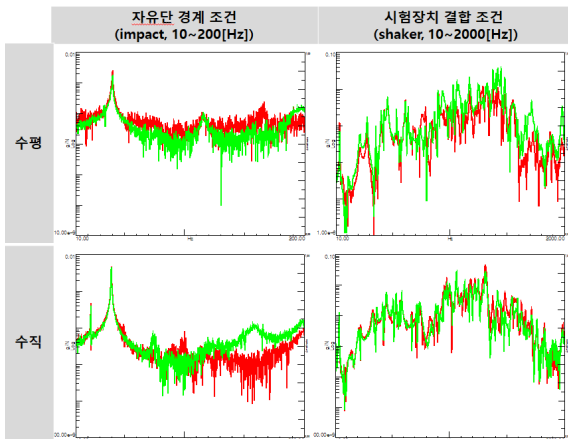


Fig. 10. Results of reciprocity test

가진 방법 비교

동특성 시험을 위한 가진은 대표적으로 충격 해머 (Impact Hammer)와 전기식 가진기(shaker)를 이용한다.

충격 해머는 상대적은 넓은 주파수 범위에 대한 가진이 가능하며 신속한 시험을 수행할 수 있다. 전기식 가진기는 가진기 사양에 따라 주파수 범위 선택이 가능하고 입력 의존성(Input Dependency)을 확인할 수 있는 장점이 있다. 아래 Fig. 11은 더미 시험체의 전방 가진의 경우 2개 가진 방법에 대한 시험 결과를 보여주고 있다. 주파수 응답 함수에서 다소 차이를 보이고 있는 것은 가진 위치의 차이에 의한 것이므로 2개 방법 모두 사용 가능한 것으로 확인되었다.

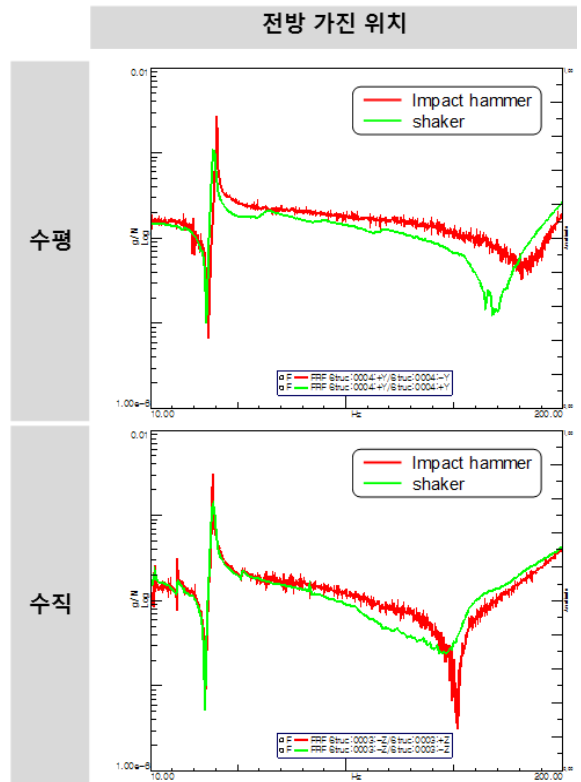


Fig. 11. Comparison of excitation methods

입력 의존성 확인 시험

본 연구에서 입력 의존성 확인은 전기식 가진기의 크기를 변화시켜가며 주파수 응답 함수를 획득하고 결과를 비교함으로써 수행하였다. 더미 시험체의 전방 및 후방 가진 위치에 대하여 10 Nrms과 70 Nrms 2개 조건으로 가진력의 크기를 변화시켜 시험을 수행하였고 Fig. 12의 결과를 획득하였다. 각 경우에 대해 주파수 응답이 거의 동일함을 확인할 수 있었으나 일부 모드에 대해 가진력이 커지면서 감쇠 영향이 발현됨

을 확인하였다. 사용된 가진기의 가진력이 작아 감쇠 변화가 크게 나타나지는 않았으나 대형 가진기를 사용하는 비행 진동 시험 시에는 감쇠 변화가 크게 나타날 것으로 판단된다.

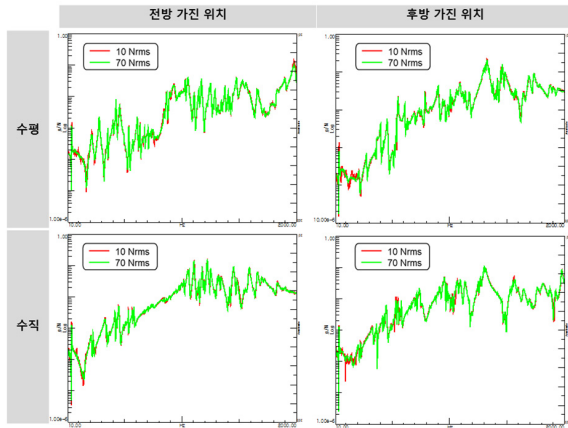


Fig. 12. Results of input dependency

동특성 시험 결과

본 연구에서 수행된 동특성 시험은 향후 비행 진동 시험을 위한 가진력의 크기를 검토하여 시험 규격을 만족하는 시험이 될 수 있는지를 사전에 확인하기 위한 목적으로 수행되었다. 동특성 시험을 위한 시험 장치 구성은 아래 Fig. 13과 같다. 더미 시험체만의 자유단 경계조건은 충격 해머를, 더미 시험체와 시험 장치 조립조건은 전기식 가진기를 이용하여 시험을 수행하였다.

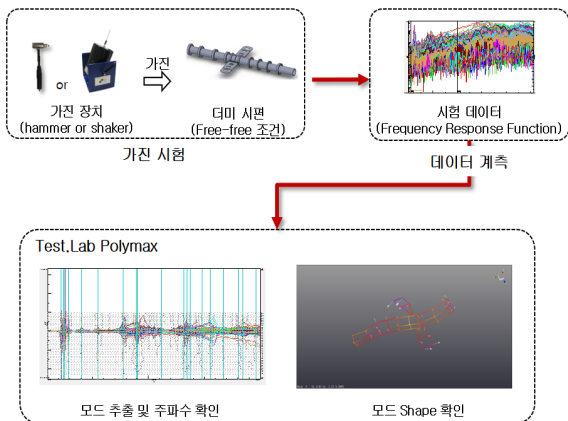


Fig. 13. Configuration of modal test device

아래 Table 3은 더미 시험체의 자유단 경계조건에 대한 모드 추출 결과를 Fig. 14는 4개 모드에 대한 모드 형상을 보여주고 있다. Fig. 4에서 제시한 동특성 해석 결과와 유사한 결과를 보여주고 있음을 확인하였다. 또한 아래 Table 4는 시험 장치 조립조건에 대한 모드 추출 결과를 Fig. 15는 4개 모드에 대한 모드 형상을 보여주고 있다.

Table 3. Modal test results of free-free boundary condition

Mode No.	Frequency	모드 구분
1	22.3 [Hz]	Wing vertical 1st
2	26.0 [Hz]	Wing vertical 2nd
3	39.4 [Hz]	Global vertical 1st
4	40.2 [Hz]	Global Horizontal 1st
5	75.9 [Hz]	Wing Torsion 1st

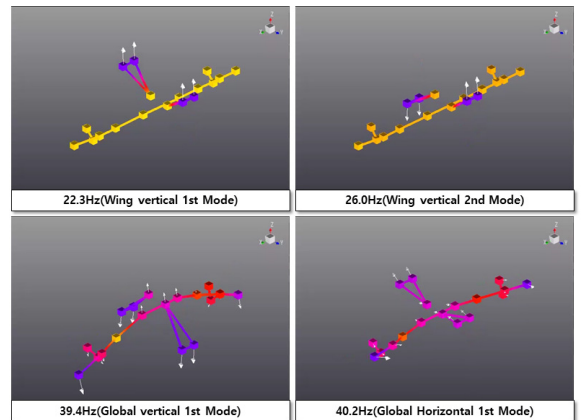


Fig. 14. Mode shapes of free-free boundary condition

Table 4. Modal test results of test setup condition

Mode No.	시험 장치 조립조건	자유단 경계조건	모드 구분
1	22.3 [Hz]	22.3 [Hz]	Wing vertical 1st
2	25.2 [Hz]	26.0 [Hz]	Wing vertical 2nd
3	38.3 [Hz]	39.4 [Hz]	Global vertical 1st
4	38.9 [Hz]	40.2 [Hz]	Global Horizontal 1st
5	76.2 [Hz]	75.9 [Hz]	Wing Torsion 1st

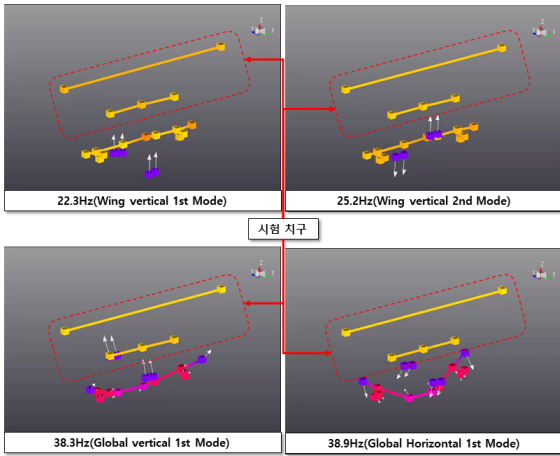


Fig. 15. Mode shapes of test setup condition

Table 4에 보인 바와 같이 더미 시험체와 시험 장치 조립조건과 자유단 경계조건에 대한 고유진동수가 약간의 차이를 보이는 있는데 이는 감쇠 영향을 확인하기 위해 더미 시험체 내부에 있는 모래주머니의 장착 위치를 변경한 결과이다.

4. 랜덤 진동 시험

위의 동특성 시험 결과로부터 시험 장치와 더미 시험체 사이의 연결 조건으로 시험 장치의 영향성은 없을 것으로 생각할 수 있다. 여기서는 전기식 가진기를 이용한 랜덤 진동 시험으로부터 정량적인 영향성을 확인하였다. 전기식 가진기를 이용하여 10 ~ 2,000 Hz 대역에 대하여 약 70 Nrms의 크기로 가진력을 주었다. Fig. 16과 Table 5에서 보인 바와 같이 각 시험에 대하여 시험 장치와 더미 시험체는 최소 50배 이상 진동 레벨(PSD)의 차이가 있음을 확인하였다. 비행 진동 시험 규격의 전방 5.8 Grms 및 후방 6.5 Grms를 기준으로 비행 진동 시험 시 시험 장치에는 최대 0.1 Grms 정도의 응답을 예측할 수 있다. 이는 비행 진동 시험 중 시험 장치가 어느 정도 진동할 수는 있지만 크기는 시험 결과에 큰 영향을 미치지 않는다는 의미이다.

4.1 가진 위치 검토

국방과학연구소에서 보유하고 있는 다중 전동식 진동시험기 및 더미 시험체의 제원을 고려한 가진 위치는 수평 및 수직 방향에 대하여 아래 Fig. 17과 같이

선정되었다. 더미 시험체의 가진 위치에는 가진기의 스팅어 연결용 클램프를 체결할 예정이다.

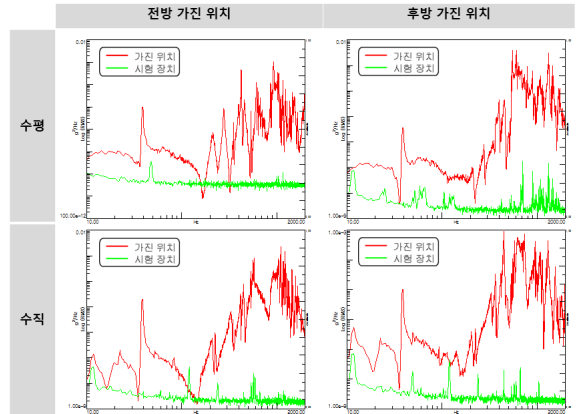


Fig. 16. Measurements of random vibration force PSD of dummy test body

Table 5. Results of random vibration Grms values of dummy test body

항목	시험 장치 [Grms]	더미 시험체 [Grms]
전방 수평 가진	0.00263	0.2
후방 수평 가진	0.00303	0.53
전방 수직 가진	0.00387	0.35
후방 수직 가진	0.00449	0.31

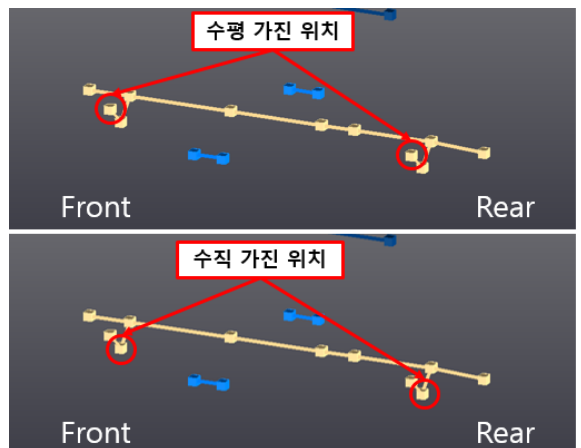


Fig. 17. Excitation points of random vibration test

랜덤 진동 시험을 통하여 계측된 주파수 응답 함수와 Table 1의 비행 진동 규격을 이용하여 아래 식 (1)을 적용하면 비행 진동 시험에 요구되는 가진력을 예측할 수 있다⁵⁾.

$$S_{uu} = H^{-1} S_{yy}^{ref} H^{-1} \quad (1)$$

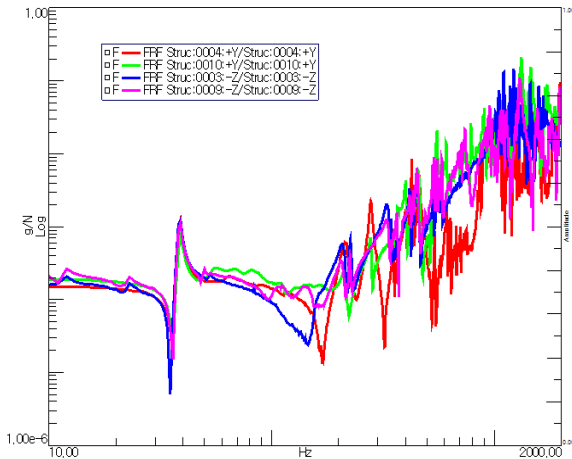


Fig. 18. H(Synthesized FRF at excitation points)

Table 6. Results of excitation force PSD

수평 가진 위치	수직 가진 위치
가진력 PSD	
Front Force(3σ) / 가진기의 최대 하중 대비 안전률	
132,378 [Nrms] 안전률: 1.1	148,438 [Nrms] 안전률: 1.01
Rear Force(3σ) / 가진기의 최대 하중 대비 안전률	
56,716 [Nrms] 안전률: 2.6	106,191 [Nrms] 안전률: 1.4

위 식에서 S_{uu} 는 ForcePSD, H는 계측된 합성 FRF, S_{yy}^{ref} 는 비행 진동 규격 프로파일, H^{-1} 은 H의 역행렬 Conjugate이다. Fig. 18은 H 즉, 랜덤 진동 시험으로부터 전방(Struc_#3, #4) 및 후방(Struc_#9, #10) 가진점에서 수평(Struc_#3, #9) 및 수직(Struc_#4, #10) 방향에 대해 계측된 합성 FRF를 보여주고 있다.

Table 6은 선정된 가진점에서의 가진력 PSD를 계산한 결과이다. 안전율은 다중 전동식 진동시험기의 최대 출력 하중 대비 안전율을 말한다. 안전율의 최솟값 1.01을 고려하면 더미 시험체의 비행 진동 시험은 가능하나 진동시험기에 무리가 갈 수 있는 조건이므로 비행 진동 규격을 만족하는 진동 시험이 어려울 수 있을 것으로 예측되었다. 다만 실제 무인비행체의 경우 내부 형상의 복잡성 등으로 더미 시험체보다 감소율이 크기 때문에 더미 시험체보다는 상대적으로 작은 가진력 인가로 시험이 가능할 것으로 판단된다.

5. 결론

본 연구에서는 무인 비행체와 유사한 더미 시험체를 적용하여 동특성 및 비행 진동 시험을 대비한 랜덤 진동 해석을 수행하였다. 더미 시험체를 이용한 동특성 시험 및 랜덤 진동 시험으로부터 해석 모델을 보완하였다. 동특성 시험은 자유단 경계조건을 구현하기 위해 번지 케이블을 이용하였다. 다중 전동식 진동 시험기를 이용한 비행 진동 시험에 앞서 랜덤 진동 시험을 수행하여 실제 비행 진동 시험 시 가진력을 예측하였다. 시험 결과로부터 해석 모델을 보완하였고 본 연구 결과로부터 비행 진동 시험의 가진력을 예측하여 시험 규격을 적용한 진동 시험의 수행 가능성을 판단할 수 있었다.

향후 더미 시험체를 적용한 비행 진동 시험을 수행하게 되면 무인 비행체 수준의 비행 진동 시험을 위한 시험 절차 제시 및 더불어 탑재 장비에 적용하고 있는 비행 진동 규격의 적절성을 검토할 수 있을 것이다. 실제 가진력을 적용한 비행 진동 시험으로부터 해석 모델의 신뢰성이 향상될 수 있으므로 유사 진동 환경 분야에 적용 가능한 해석 모델을 확보할 수 있을 것이다. 본 해석 모델은 유사 진동 규격을 적용하는 관련 시험평가 분야로 확장하는데 기여할 것으로 판단된다.

References

- [1] MIL-STD-810G, “Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests,” 514-7D-19, 2014.
- [2] Daniel J. Pomeroy, “Comparison of Current Test Requirements and the Field Environment for Harpoon Seeker War’s,” p. 57, 1988.
- [3] Piersol, A. G., “The Development of Vibration Test Specifications for Flight Vehicle Components,” Journal of Sound and Vibration, Vol. 4, No. 1, pp. 88-115, 1966.
- [4] NASA-HDBK-7005, “Dynamic Environmental Criteria,” March 13, 2001.
- [5] J. S. Bendat and A. G. Piersol, “Random Data: Analysis and Measurement Procedures 4th ed.,” John Wiley & Sons.