

論文

항공기용 복합재료 다축 광학 구조의 진동해석에 관한 연구

김대영*, 곽재혁*, 이준호**, 박광우***, 정광영*, 전성식*+

A Study on the Vibration Analysis for the Composite Multi-axial Optical Structure of an Aircraft

Dae-Young Kim*, Jae-Hyuck Kwak*, Jun-Ho Lee**, Kwang-Woo Park***, Kwang Young Jeong*, and Seong-Sik Cheon*+

ABSTRACT

In this paper, a dynamic model is proposed for multi-axis optical structure of an aircraft. Modal analysis, sine-wave analysis, and random vibration analysis are done using a multi-body dynamic program for the multi-axis optical structure. By applying Al 6061-T6 and two types of CFRP to the camera module, x, y, and z responses are found and compared according to each axis excitation. The results will be used for reducing the weight of the camera module.

초 록

본 논문에서는 항공기에 장착되는 다축 구동 광학계에 대한 동역학 모델링을 하고, 다물체 동역학 해석프로그램을 사용하여 다축 구동 광학계의 모드해석, 사인파 해석 및 랜덤 진동해석을 하였다. 카메라 모듈의 물성으로는 Al6061-T6와 두 가지 형태의 탄소섬유 강화 복합재 물성을 적용하였으며, x, y, z 축의 가진에 따른 각 축의 응답을 구하여 서로 비교하였다. 해석 결과는 카메라 모듈의 경량화를 위해 사용될 수 있을 것으로 사료된다.

Key Words : 랜덤해석(Random Analysis), 주파수 응답(Frequency Response), CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic), 모드 해석(Modal analysis), PSD(Power Spectral Density), 진동(Vibration)

1. 서 론

항공기에 카메라를 장착하여 상공에서 지상을 관측함으로써 보다 광범위한 부분을 관측할 수 있고, 첨단 카메라를 장착함으로써 세밀하게 관측할 수 있게 되었다. 항공기에 장착된 카메라의 경우 군사적인 측면에서는 적의 정보수집을 목적으로 사용되는 반면 민간에서는 항공 영상을 얻거나, 환경감시, 지도 제작, 광범위한 장소를 감시하는 목적 등으로 사용이 된다.

항공기의 주된 목적은 이미지 정보의 획득과 제공이 많은

비중을 차지한다. 가장 많이 쓰이는 것이 전자광학센서(EOIR: Electro-optic/Infrared Ray)인데 이는 선박 및 항공기 등에 장착되어 항해보조 및 표적 획득을 목적으로 하는 장비이다[1]. 영상 획득시 선박이나 항공기 등에서 인가되는 외란에 의해 영상상세의 시선(Line of Sight)이 불안정하게 되어 목표물 탐색 능력이 저하된다[2]. 외란으로 영상장비의 시선이 불안정하게 되는 경우 항공기의 목표 정찰 타겟 또는 지역에 대하여 정확한 데이터를 얻을 수 없게 된다. 무인항공기는 다양한 형태의 진동환경에 노출될 수 있어 진동환경 안전성에 대한 검

접수: 2010년 11월 23일, 게재승인: 2011년 2월 18일

* 공주대학교 공과대학 기계공학과

** 공주대학교 공과대학 영상광정보공학부

*** 국방과학연구소

*+ 공주대학교 기계자동차공학부, 교신저자(E-mail:sscheon@kongju.ac.kr)

토가 필요한 상황이며, 또한 높은 신뢰도, 경량화 각종 첨단 전자/제어 장비들이 탑재되므로 진동특성에 대한 데이터 확보와 카메라의 시선 안정화를 위한 안정화된 설계가 필요하다 [3]. 탄소섬유강화 복합재 (CFRP)는 낮은 밀도이면서도 불구하고 높은 강성을 갖기 때문에 경량, 고강도의 제품이 필요한 곳에 광범위하게 사용되고 있다[4]. 특히 CFRP는 진동감쇠특성이 우수하여, 본 무인 항공기를 포함한 진동이 높게 발생되는 구조로 응용되는 다양한 연구가 진행되고 있다.

무인 항공기에 대한 진동해석과 관련하여 김동현[3]과 김현정[5]은 스마트 무인기에 대한 진동해석을 수행하였고, 박강균[6]은 스마트 무인기의 구조진동해석에 대한 연구를 수행하였다. 그리고 Mondragón[7]은 무인 헬리콥터의 진동해석에 대하여 수행하였다.

본 연구에서는 항공기에 탑재되는 카메라 부분의 진동해석을 알루미늄구조와 CFRP구조로 제작하였을 때, 동역학 프로그램인 ADAMS를 이용한 진동해석을 수행하고 진동특성을 분석하였다. 이를 위하여 항공기의 비행시 기류나 온도 차로 인한 진동을 가장 잘 모사할 수 있는 랜덤 진동 및 사인파를 가진(Excitation)으로 사용하였다. 또한, 카메라 실험모듈에 대한 정적 처짐량을 이론적 값과 비교하여, 해석모델을 검증하고, 모드해석 (Modal analysis)를 수행하였다.

2. 모델 형상 및 물성치 특성

2.1 실험모듈 형상 및 구조

Fig. 1은 항공기에 장착 되는 다축 구동 광학계의 구조로서 카메라, 카메라 거치대, 짐벌 프레임, 베어링 조립체, 방진 장치 조립체, 모듈 지그로 나뉘어질 수 있다.

다축 구동 광학계를 다물체 동역학 프로그램을 사용하여 모델링을 하였는데, 모델 단품의 어셈블리는 프로그램의 Fixed Joint를 사용하였으며, 모델 단품과 방진구, 베어링의 어셈블리는 Bushing Joint를 사용하였다. 전체 모델을 크게 3개의 Part로 나누어서 Mass를 정리하여 Table. 1에 나타내었다. 본 연구에 사용된 CFRP물성의 경우 Type-1의 경우 제조사로부터 제공된 fabric물성을 사용하였으며, Type-2의 경우 [8]의 논문에서 사용된 fabric물성을 사용하여 해석을 진행하였다.

방진구 안쪽 부분의 무게는 Al6061-T6를 사용했을 때 보다 CFRP Type-1을 사용하였을 경우 약 40%, CFRP Type-2를 사용하였을 경우 약 33%의 무게가 감소 하였다.

짐벌 프레임, 카메라 거치대 등 각 단품은 변형이 거의 일어나지 않도록 설계되므로 강체로 가정하였다. Al6061-T6와 두 가지 Type의 CFRP 물성을 가지고 해석하고 응답결과를 비교 하였다. Al6061-T6를 사용하여 해석을 수행하였을 때는 모든 부품을 Al6061-T6로 사용하였지만, 재질을 CFRP로 해석을 하였을 경우에는 지그와 방진구가 장착되는 조립체는 Al6061-T6를 그대로 사용하고 카메라 부분과 짐벌 부분을 CFRP를 사용하여 해석하였다.

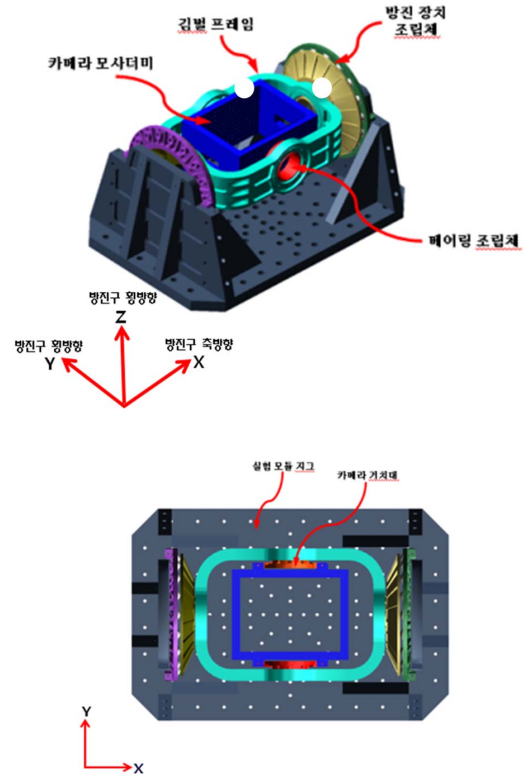


Fig. 1 Shape and structure of test module.

Table 1 Mass of test modules

(Unit: kg)

Part	Al6061-T6	CFRP Type-1	CFRP Type-2
Gimbal frame including camera	60	36	40
Isolator Mounts	8	4	5
Module Jig	209	209	209
Total Mass	277	249	254

항공기 카메라 실험모듈의 형상은 범용 3차원 모델링 및 유한요소 해석 소프트웨어인 IDEAS를 사용하여 모델링 되었으며, 진동해석의 경우 다물체 동역학 해석 프로그램인 ADAMS를 이용하여 해석을 수행하였다.

2.2 물성치 특성 및 해석 방법

무인항공기 카메라의 구조 형상에는 일반적으로 Al6061-T6가 많이 사용되나 본 연구에서는 카메라 모듈의 경량화를 위하여 두 가지 형태의 CFRP를 사용하였을 경우를 고려하였으며, 따라서 세 가지 물성치에 대하여 모드해석 및 진동특성에 대하여 해석하고 응답결과를 비교하였다.

Table 2 Materials of test modules

Material	Density (kg/m ³)	Young's Modules(GPa)	Poisson's ratio
Al6061-T6	2700	68.9	0.33
CFRP Type-1	1600	120	0.30
CFRP Type-2	1800	70	0.30
SUS304	8000	200	0.29

Table 3 Stiffness and Damping

	Type	Value
bearing	Radial Stiffness	65.1×10 ⁶ (N/m)
	Axial Stiffness	24.3×10 ⁶ (N/m)
	Moment Stiffness	53.4 (kN/rad)
Isolator	Spring Coefficient	12 (kN/m)
	Damping Coefficient	484 (Ns/m)

카메라 모듈의 진동해석에 사용된 Al6061-T6, CFRP, SUS304의 물성치를 Table 2에 정리하였으며, SUS304는 베어링에 사용되었다. 그리고 Table 3에는 본 연구의 진동해석에서 응답을 결정하는 방진구와 베어링에 사용된 강성과 감쇠값이 정리되어 있다.

본 연구에서의 실험모듈은 모드해석의 경우 24개의 자유도(Degrees of Freedom)가 있으며, 진동해석의 경우 30개의 자유도가 존재하게 된다. 자유도가 다른 이유는 프로그램상에 처음 존재하는 ground part를 모드해석을 할 경우에는 실험 모델 지그와 고정시키지만 진동해석을 할 경우에는 고정시키지 않기 때문이다. 가진을 하였을 경우 59개의 Moving parts가 존재한다. 가진은 지그 바닥 부분의 가운데 중심 부분에 입력 가진을 주었으며, 랜덤 해석 및 사인파 해석에서는 진동특성을 잘 나타낼 수 있는 Fig. 1에 하얀색으로 표시된 카메라 모사더미의 좌측 가운데 부분과 김벌의 후면 상단 부분에서 입력 PSD(Power spectral density)에 대한 해석 결과를 얻었다. Fig. 2는 항공기의 카메라 구조의 인증 수준의 랜덤 해석 프로파일을 나타낸 것이다. 전체 약 0.3Grms의 수준으로 가진되었다. 진동해석의 대표적인 랜덤진동은 불규칙 진동으로써 PSD를 입력력으로 사용하는 스펙트럼 해석을 의미한다. PSD는 정상 랜덤 신호(Stationary random signal)에서 자기 스펙트럼 밀도(Auto spectral density)와 같은 의미로 사용되며 주파수에 대한 스펙트럼의 변화율을 나타낸다. 따라서 파워 스펙트럼 밀도함수의 전 주파수 대역에서의 적분은 시간 영역 신호의 평균 제곱 값에 해당하며, 단위는 단위주파수당 파워를 의미한다. 응답이 어떤 값으로 나타날 것인가에 대한 가능성을 결정하기 위한 확률론적 접근 방법에 의해서 해석을 한다[9].

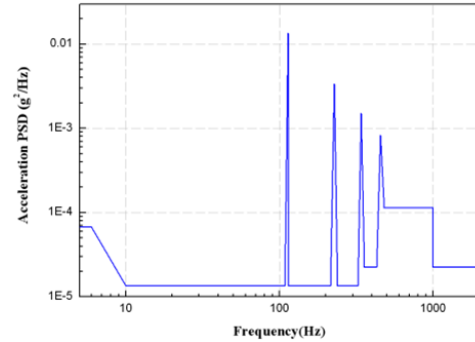


Fig. 2 Random vibration test profile.

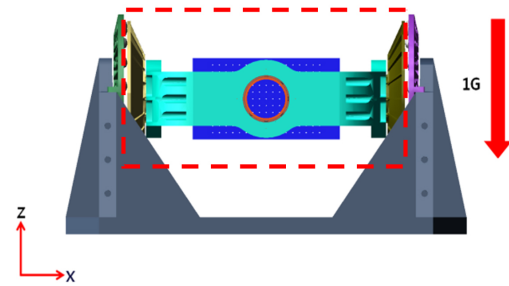


Fig. 3 Static analysis.

3. 정적 해석 및 진동 해석

3.1 정적 처짐

모델링한 동역학 모델의 타당성을 확인하기 위한 하나의 방법으로 동역학 모델의 중력에 의한 처짐값을 Simulation을 통하여 구한 값과, 유효강성을 사용한 간단한 계산을 통하여 구한 값과 비교하고자 한다.

정적 처짐을 해석하기 위하여 모듈 지그의 바닥 부분을 고정시켜서 처짐량을 구하였다. Fig. 3에서 점선으로 표시된 방진구 안쪽 질량은 Table 1과 같다.

방진구가 좌우에 각각 18개가 존재하므로 방진구 36개를 병렬 연결한 것으로 유효강성(Equivalent stiffness)을 간단한 계산에 의해 구할 수 있으며, 아래 (1)식과 같이 유효 힘을 나타낼 수 있다. 또한, 자중에 의한 이론적인 정적 처짐량은 중력과 평형에 의해 아래 (2)식으로 나타낼 수 있다.

$$F = k_{eq} \cdot z \quad (1)$$

$$z = -\frac{mg}{k_{eq}} \quad (2)$$

여기서 g 는 중력가속도이고, m 은 김벌 프레임, 카메라 거치대 및 카메라를 합친 질량이며, k_{eq} 는 유효강성이며 방진구가 모두 병렬로 연결되었으므로 각 방진구의 강성을 더하여 구할 수 있다.

카메라 모듈 각 부분에 대한 동역학적 모델을 만들어 Al6061-T6와 두 가지 Type의 CFRP 물성 값을 사용하여 시뮬레이션을 수행하여 그 해석결과를 Table 4에 유효강성으로 구한 계산값과 함께 나타내었다.

Table 4 Static deflection of Al6061-T6 and CFRP

(Unit: mm)

	Al6061-T6	Type-1	Type-2
Calculation	1.36	0.81	0.91
Simulation	1.40	0.84	0.94

정적 처짐량은 Al6061-T6의 경우에는 계산값과 해석값과의 오차는 2.9%이다. 또한 Type-1의 CFRP인 경우에는 3.7%의 오차가 발생하였고, Type-2의 CFRP인 경우에는 3.3%의 오차가 발생 하였다. 정적인 처짐량이 거의 일치하는 것으로 볼 수 있으므로, 동역학적 모델링이 타당하다고 판단 된다. 또한 두 가지 Type의 CFRP를 사용하였을 경우에는 Al6061-T6를 사용하였을 때에 비하여 각각 약 40%, 33% 정도의 정적인 처짐량이 줄어 드는 것으로 나타났다.

3.2 모드 해석

모드 해석에서는 해석하려는 모델의 자유도 수만큼의 모드가 존재하며 이러한 모드를 전부 계산하기는 불가능하다. 또한 모델의 종류, 형상, 특성 등에 따라서 고차 모드에서는 실제 실험값과의 오차가 커지게 되며 이에는 여러 가지 원인이 있다. 그러나 저차의 몇 개 모드만으로도 충분히 정확한 결과값을 얻을 수 있다[10-12].

ADAMS 프로그램을 사용하여 Al6061-T6와 두 가지 형태의 CFRP에 대한 모드 해석을 하여, 저차 모드 8차까지의 고유진동수를 Table 5에 나타내었다. 모드 해석으로부터 최저차 고유진동수는 Al6061-T6의 경우 13.31과 13.32 Hz로 Y축과 Z축 Translational mode임을 알았다. Table에는 표현을 하지 못했으나 Al6061-T6와 CFRP 물성에 관계없이 8차 모드까지 같은 Mode Shape를 가지고 있음을 확인하였다. 1, 2, 3차 모드의 경우 각각 Y, Z, X축 Translational mode를 가지며, 4, 5, 6차의 경우 각각 X, Z, Y축 Rotational mode를 가진다. 6개의 저차 모드는 명확하게 구분되는 모드가 나타나지만, 7차 모드부터는 일부 변형 모드가 혼합되어 있는 형태이거나 Translational, Rotational mode가 중첩되어 있는 형태로 나타남을 확인하였다.

최저 고유진동수를 유효강성을 이용한 근사식으로 간단한 계산으로 구할 수가 있다. 이 계산식이 모드 해석으로 구한

최저 고유진동수와 어느 정도 일치하는지 알고자 한다. Al6061-T6의 경우에 방진구 안쪽의 질량은 60kg 임을 Table 1에 나와있다. Y (또는 Z)방향으로 질량이 움직일 때 36개의 방진구는 모두 병렬 연결된 스프링의 역할을 하여 질량이 움직이는 반대방향으로 힘을 주므로 이 스프링의 유효강성은 각 방진구의 스프링상수를 더하여 구할 수 있다. 질량과 유효강성을 알 때의 고유 진동수는 아래 식을 이용하여 계산할 수 있다.

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k_{eq}}{m}} \quad (3)$$

여기서 k_{eq} 는 앞 절에서 언급한 유효강성이다.

Al6061-T6 뿐만 아니라 두 형태의 CFRP를 사용하였을 경우에 여러 방진구의 강성을 한 개의 유효강성으로 근사하여 구한 진동수와 모드 해석으로부터 구한 최저진동수를 Table 6에 나타내었다. 근사값과 해석값과의 오차가 Al6061-T6의 경우에는 약 1.5% 나타났으며, Type-1의 CFRP인 경우에는 1.7%, 그리고 Type-2의 CFRP인 경우에는 약 1.2% 오차가 나타나는 정도로 근사값과 해석값이 거의 같음을 확인할 수 있으므로 해석의 타당성이 어느 정도 입증되었다.

Type-1 및 Type-2 CFRP를 사용할 경우 Al6061-T6를 사용할 경우에 비하여 무게가 각각 40% 및 33% 감소하면서 최저차 고유진동수는 각각 약 4Hz 및 3Hz 정도 증가함을 알 수 있었으며 본 논문에는 나타내지 않았지만 8차까지의 Mode Shape는 같음을 확인하였다.

Table 5 Natural frequencies obtained from modal analysis

(Unit: Hz)

Mode	Al6061-T6	Type-1	Type-2
1 st	13.31	17.23	16.26
2 nd	13.32	17.24	16.27
3 rd	13.46	17.41	16.44
4 th	15.63	20.22	19.10
5 th	20.87	27.00	25.50
6 th	23.50	30.42	28.71
7 th	66.12	85.75	80.90
8 th	124.26	161.23	152.06

Table 6 The lowest natural frequencies obtained from approximation and simulation

(Unit: Hz)

	Al6061-T6	Type-1	Type-2
Approximation	13.5	17.5	16.5
Simulation	13.3	17.2	16.3

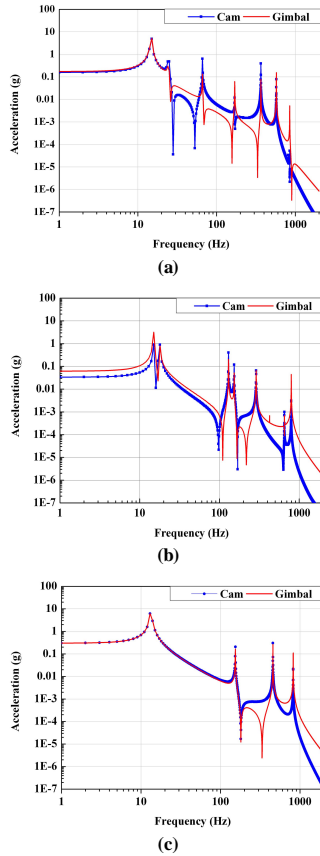


Fig. 4 Al6061-T6 excitation and response: (a) X Axial excitation, (b) Y Axial excitation, (c) Z Axial excitation.

3.3 사인파 진동해석

사인파 진동은 sine 또는 cosine 함수의 조화하중에 대한 응답이며, 특정 주파수 범위 내에 존재하는 공진 주파수를 쉽게 찾아낼 수 있는 한 방법이다[9,13]. 사인파 입력에 대한 카메라 모사더미와 짐벌 부분의 응답을 파악하기 위하여 수행되며, 약 0.3g 수준의 사인파 입력을 사용한다. 전 범위의 주파수 영역에 걸쳐서 동시에 가진하는 랜덤 해석과 달리 사인파 해석은 저주파에서 고주파로 일정한 속도로 각 주파수 성분을 개별적으로 가진함으로써 보다 정확하고 확실한 응답 결과를 얻을 수 있다.

랜덤 해석에서와 같이 카메라 더미 부분과 짐벌 부분 각각 한곳에서 응답결과를 구하였다.

구조물의 물성을 Al6061-T6를 사용하였을 경우 각 방향별 입력 가진에 해당하는 응답 가속도 값들을 Fig. 4에 도식화하였다. X축 가진에 대한 X축 응답의 경우 100Hz 미만의 저주파에서 4, 6, 7차 모드的影响을 받은 것으로 보이는 15Hz, 25Hz, 65Hz 부근에서 높은 응답이 발생하였다. 3가지 모드는 방진구를 기준으로 횡방향 회전 모드이며, 방진구의

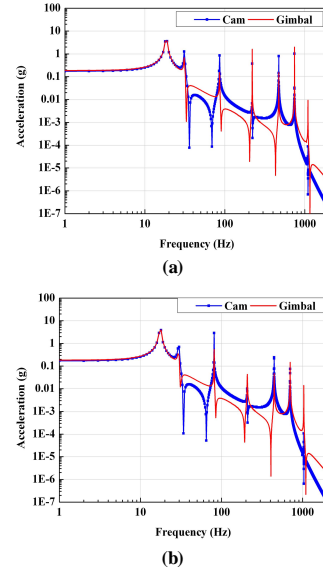


Fig. 5 X Axial excitation and response: (a) CFRP_Type-1, (b) CFRP_Type-2.

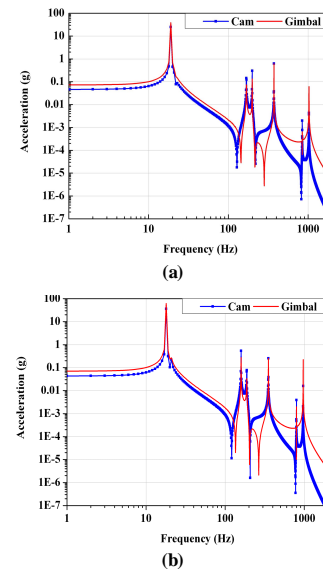


Fig. 6 Y Axial excitation and response: (a) CFRP_Type-1, (b) CFRP_Type-2.

축방향 가진일 때 횡방향 회전 모드의 영향으로 응답이 크게 발생 하였다. Y, Z축 가진에 대한 Y, Z축 응답의 경우 3차 모드의 영향을 받은 것으로 보이는 15Hz, 13Hz부근에서 각각 높은 응답이 발생하였다.

구조물의 물성을 두 형태의 CFRP를 사용하였을 경우에 응답 가속도 값들을 Figs. 5~7에 나타내었다. X축 가진에 대한 X축 응답 가속도를 Fig. 5에 나타내었는데, Type-1의 CFRP

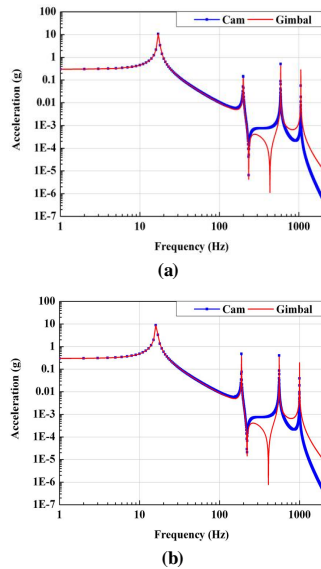


Fig. 7 Z Axial excitation and response: (a) CFRP_Type-1, (b) CFRP_Type-2.

물성의 경우 4, 6, 7차 모드에 영향을 받은 것으로 보이는 20, 30, 86Hz 부근에서 높은 응답이 관찰되었으며, Type-2의 CFRP 물성의 경우도 19, 28, 81Hz 부근에서 높은 응답이 관찰되었다. Y, Z축 가진에 대한 Y, Z축 응답은 Fig. 6과 7에 나와 있듯이 Type-1과 Type-2의 CFRP 물성의 경우 17~18Hz, 16~17Hz부근에서 각각 높은 응답이 발생하였다. 이 주파수는 Y, Z 축의 최저차 모드에 해당하는 주파수이다.

3.4 랜덤 진동 해석

무인항공기 카메라 모듈의 설계 요구사항 중 랜덤 진동에 대한 고려가 반드시 필요한 것은 항공기 이착륙 및 비행체가 유속에 의한 불규칙한 진동을 받기 때문이다.

랜덤 진동 스펙트럼 해석은 주파수 영역에서의 가진에 대한 진동계의 응답을 얻는 것으로써 가진 및 응답을 표현하는 변수는 가속도, 속도, 변위, 또는 힘이 될 수 있다[10]. 스펙트럼 해석의 중요성은 불규칙한 진동의 경우 과도 해석에서는 하중을 제대로 적용하기 어려울 뿐만 아니라 하중을 적용하기 위해서는 매우 작은 시간 간격을 요구하기 때문에 해석에 시간과 비용이 많이 소요되므로 랜덤 진동 스펙트럼 해석이 필요하다[9,14-16]. ADAMS를 통한 주파수 응답(Frequency response)해석에 대해서는 FFT(Fast Fourier Transform)가 사용되는데 이는 푸리에 변환에 근거하여 근사공식을 이용한 이산 푸리에 변환을 계산할 때 연산 횟수를 줄일 수 있도록 고안된 알고리즘이다. 본 논문에서 다루는 다축 구조물의 경우 실제 진동실험이나 가진에 의해 방진구나 베어링 체결 부위의 슬립 및 구조물의 비선형 변형 등으로 인해 전체 구조물의 강성변화가 생기게 된다. 이러한 현상은 고주파 영역에서 상대적으로 높게 나타난다.

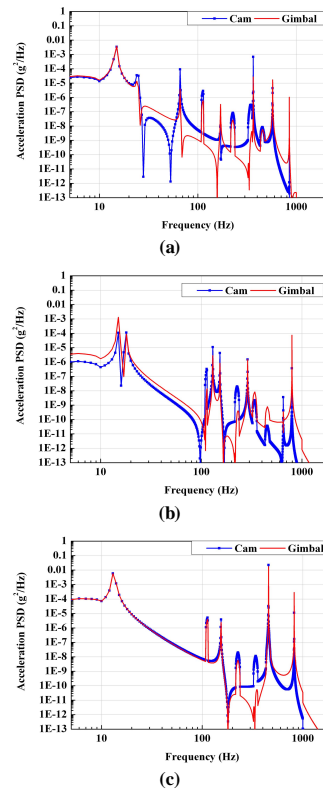


Fig. 8 Al6061-T6 excitation and response: (a) X Axial excitation, (b) Y Axial excitation, (c) Z Axial excitation.

랜덤 진동해석에서는 Fig. 2에서 제시한 PSD(g^2/Hz)를 가진 입력하였고, 출력 값은 가운데 더미부분과 더미를 감싸는 김벌 각각 한 곳에서 결과값을 얻었다. 입력 가진은 지그 바닥 부분의 중심에서 X, Y, Z 세 방향으로 동일한 가진을 적용하였으며 각 방향의 주파수 응답에 대한 분석을 수행하였다.

Al6061-T6를 사용하였을 경우 각 방향별 PSD 입력 가진에 해당하는 결과를 Fig. 8에 나타내었으며 사인파 진동해석 결과인 Fig. 4와 비교하여 설명하고자 한다. X축 가진에 대한 응답을 보면 사인파의 응답과 거의 같으나 120Hz와 220Hz 근방에서 피크가 있다는 차이가 있으며 Y축 가진 응답에서도 같은 현상이 관찰된다. 그 이유는 Fig. 2와 같이 120Hz와 220Hz에서 피크를 이루는 Power Spectral Density 값의 영향이 랜덤 진동해석 응답으로 나타났기 때문이다. Z축 가진에 대한 응답이 Fig. 8(c)에 나와있으며 Fig. 4(c)와 비교하면 460Hz부근에서 응답이 크기가 상당히 커졌음을 알 수 있다. 이 460Hz는 Test Profile의 4번째 피크에 해당하며 이 주파수 값이 Z축 응답을 높였다고 판단된다.

가진과 응답을 측정하는 위치를 Al6061-T6과 같게 하고 구조물의 물성을 두 형태의 CFRP를 사용하였을 경우 PSD 입력 가진에 해당하는 결과를 Figs. 9~11에 나타내었다. X축 가진에

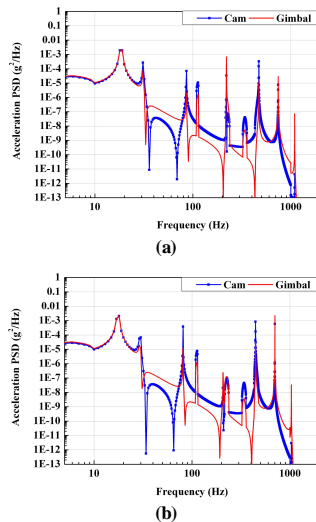


Fig. 9 X Axial excitation and response: (a) CFRP_Type-1, (b) CFRP_Type-2.

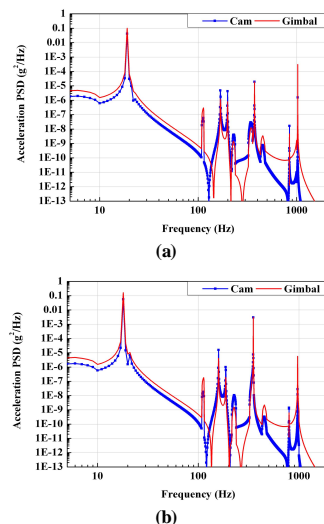


Fig. 10 Y Axial excitation and response: (a) CFRP_Type-1, (b) CFRP_Type-2.

대한 두 가지 형태의 CFRP의 응답을 Al6061-T6와 비교하면 첫 번째 피크값을 주는 주파수가 17~18 Hz로 조금 증가했을 뿐 응답의 크기는 Al6061-T6와 거의 같다고 볼 수 있다.

Y축(항공기 진행방향) 가진에 대한 Y축 응답을 비교하면 두 형태의 CFRP의 경우 모두 최저 고유주파수 부근에서 Al6061-T6에 비해 응답의 크기가 상당히 커지는 양상을 보이고 있다.

Z축 가진에 대한 Z축 응답을 Fig. 11에서 살펴보면 최저 고유주파수 부근에서는 두 형태의 CFRP의 경우 Al6061-T6와 비슷한 크기의 응답을 보여주고 있다. 그런데 460Hz 부근에서

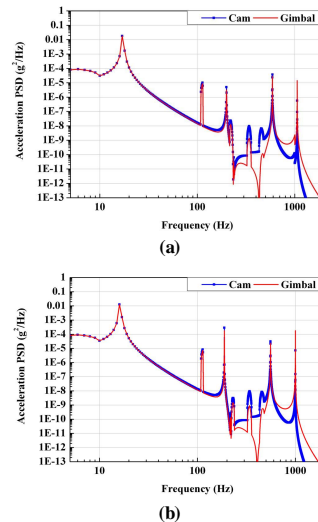


Fig. 11 Z Axial excitation and response: (a) CFRP_Type-1, (b) CFRP_Type-2.

Al6061-T6의 경우에는 상당히 큰 크기의 응답을 보이고 있는데 반하여 두 타입의 CFRP의 경우에는 이 주파수에서 응답의 크기가 그다지 크지 않은 결과를 보여주고 있다.

Fig. 2에 주어진 PSD를 가진 입력으로 하여 Al6061-T6와 두 가지 형태의 CFRP 물성을 가진 카메라 모듈에 대한 해석을 한 결과 Y축 방향의 가진 입력에 대한 Y축 응답은 두 가지 형태의 CFRP가 최저 고유진동수 부근에서 크게 나왔으나, Z축 입력에 대한 Z축 응답은 Al6061-T6이 크게 나와서 어느 물성이 더 유리하다고 판단할 수는 없다. 그럼에도 불구하고 두 가지 형태의 CFRP는 Al6061-T6에 비해 질량이 작아서 비행기에 탑재할 경우 유리한 점이 많다고 사료된다.

4. 결 론

본 연구에서는 현재 여러 분야에서 다양하게 사용되고 있는 항공기에 장착되는 카메라 모듈의 정적 처짐, 모드해석, 사인파 해석 및 랜덤 진동해석을 Al6061-T6 물성을 사용하여 우선 해석하고, 두 가지 형태의 CFRP 물성을 가지고 해석하여 비교하였다.

모드해석을 수행한 결과 Al6061-T6 물성을 사용하여 얻은 최저고유진동수는 13.3Hz이며 목표한 방진계의 고유진동수를 만족하였으나, 두 형태의 CFRP를 사용하여 얻은 최저고유진동수는 각각 17.2Hz, 16.3Hz로서 고유진동수가 목표한 방진계의 최저고유진동수보다 높게 나타났다. CFRP를 사용하였을 경우 방진구의 강성변화와 설계 개선을 통하여 목표한 고유진동수를 얻을 수 있을 것으로 사료된다. 세 가지 물성 모두 저차 모드의 6개 모두 같은 모드 형태가 나타났는데, 1~3차 모드는 Translational mode이고, 4~6차 모드는 Rotational

mode가 나타나는 것을 볼 수 있다. 유효 강성을 사용하여 얻은 최저고유진동수가 모드 해석과 거의 같은 값을 주므로 모델링의 정확성을 확보하였으며, 실제 실험 결과와도 유사하게 일치 할 것으로 판단된다.

사인과 해석 및 랜덤 진동해석을 통하여 세 방향의 가진 입력에 대한 세 방향 응답을 비교하였다. Al6061-T6와 두 가지 형태의 CFRP 물성을 가진 카메라 모듈에 대한 해석을 한 결과 Y축 방향의 가진 입력에 대한 Y축 응답은 두 가지 형태의 CFRP이 최저 고유진동수 부근에서 크게 나왔으나, Z축 입력에 대한 Z축 응답은 Al6061-T6이 크게 나왔다. 가진 및 출력방향에 따라 응답의 크기가 상이하어 어느 것이 유리하다고 단정내리기는 곤란하지만 CFRP를 사용한 카메라 모듈은 카메라 모듈을 경량화 할 수 있는 큰 장점이 있으므로 상용화가 될 것으로 기대되며 계속적인 연구가 필요할 것이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원을(2009-2010) 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) 신준영, 이현정, 이민철, “무인헬기의 시선안정화를 위한 시각제어용 영상정보에 관한 연구,” 한국정밀공학회 추계 학술대회, 2004, pp. 146-149.
- 2) 박준용, 한재권, 서상호, “ADAMS/MATLAB 연동을 통한 시선안정화 시스템 거동해석,” MSC. Software Korea, User Conference, 2005.
- 3) 김동현, 정세운, 구교남, 김성준, 김성찬, 김유신, 최익현, 이정진, “틸트로터 허브 동하중을 고려한 복합재 스마트 무인기 진동해석,” 한국소음진동공학회 논문집, Vol. 15, No. 1, 2005, pp. 63-71.
- 4) 김상엽, 김시환, 정재원, 박민수, 이우일, “CFRP 내부의 PZT 입자 층에 의한 수동 진동 감쇄 효과 연구,” 한국 복합재료학회 추계학술대회 논문집, 2009, pp. 71-75.
- 5) 김현정, 김동현, 오세원, 김성준, 최익현, 김태욱, 이상욱, 김진원, 이정진, “회전로터 및 후류 동하중을 고려한 스마트 무인기 천이응답해석,” 한국소음진동공학회 논문집, Vol. 16, No.9, 2006, pp. 926-936.
- 6) 박강균, 최현철, 김동만, 김동현, 안오성, “스마트 무인기 4자유도 지상시험기구 구조진동해석,” 소음진동공학회 춘계 학술대회 논문집, 2009, pp. 593-598.
- 7) I.F. Mondragón, P. Campoy, C. Martinez, M. Olivares, “Omnidirectional vision applied to unmanned aerial vehicles (UAVs) attitude and heading estimation,” Robotics and Autonomous Systems, Vol. 58, 2010, pp. 809-819.
- 8) S.H. Chang, S.S. Cheon, “In-plane directional mechanical properties of carbon fabric skins in sandwich structures after thermoforming,” Composite Structures, Vol. 75, 2006, pp. 577-581.
- 9) 조희근, 서정기, 명로훈, “소형 복합재위성의 스펙트럼 및 과도진동해석,” 한국항공우주학회지, 제37권 제6호, 2009, pp. 586-594.
- 10) 조희근, 이주훈, “하이브리드 복합재 샌드위치 패널로 구성된 전구조 복합재 위성의 랜덤진동 특성 평가,” 한국항공우주공학회지, 제38권 제8호 2010, pp. 798-805.
- 11) 조희근, 서정기, 명로훈, “과학기술위성3호 복합재 구조체 개발을 위한 진동모드 해석,” 한국항공우주공학회지, 제 36권 제12호, 2008, pp. 1201-1206.
- 12) 오세희, 한재홍, 오일권, 신원호, 김천곤, 이인, 박종홍, “적층된 외피를 갖는 샌드위치로 구성된 위성체 안테나 시스템의 모드 해석과 파손안전성 판별,” 한국복합재료 학회지, Vol. 14, No. 4, 2001, pp. 8-14.
- 13) 신원호, 오일권, 한재홍, 오세희 이인, 김천곤, 박종홍, “위성 안테나 구조물의 자유진동 및 정현파 강제 진동 해석,” 한국복합재료학회지, Vol. 14, No. 5, 2001, pp. 20-25.
- 14) 조희근, 서정기, 차원호, 김형명, “과학기술위성 3호 예비모델 진동모드해석,” 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집(II), 2007, pp. 869-872.
- 15) 이원범, 김경원, “위성체 설계를 위한 랜덤 진동해석,” 한국항공우주연구원 항공우주기술, 제5권 제2호, 2006, pp. 102-107.
- 16) K.B. Doyle, “Structural line-of-sight jitter analysis for MLCD,” Proceedings of SPIE, the International Society for Optical Engineering, Vol. 6665, 2007, p. 6665 0I.