

탑재장비 3차원 지지구조 형상을 고려한 틸트로터 항공기 전산진동해석 및 특성분석

Computational Vibration and Characteristic Analyses for Tilt-Rotor Vehicle Considered 3-Dimensional Supporting Equipment Structures

김유성*·김동현†·김동만*·이정진**·김성준**

Yu-Sung Kim, Dong-Hyun Kim, Dong-Man Kim, Jung-Jin Lee, Sung-Jun Kim

Key Words : Smart UAV(스마트 무인기), CFD(전산유체역학), Base Excitation(기반가진), Transient Response Analysis(천이응답해석)

ABSTRACT

In this study, structural vibration analyses of a smart unmanned aerial vehicle (UAV) have been conducted considering dynamic hub-loads of tilt rotor. Practical computational structural dynamics technique based on the finite element method is applied using MSC/NASTRAN. The present UAV(TR-S5-04) finite element model is constructed as a full three-dimensional configuration with different fuel conditions and tilting angles for helicopter, transient and airplane flight modes. In addition, the 3-dimensional supporting equipment structures of electronic devices are considered for vibration analysis. As the results of this study, transient structural displacements and accelerations are presented in detail. Moreover, vibration characteristics of structural parts and installed equipments are investigated for different fuel conditions and tilting angles.

1. 서론

항공우주연구원의 스마트무인기기술개발 사업단 주도로 2002년 후반기부터 첨단 다목적 무인기를 개발하고 있다. 현재 개발 중인 스마트 무인기의 모델번호는 TR-S5 (Fig.1)이며 고정익과 회전익의 장점을 두루 갖춘 수직이·착륙이 가능한 틸트로터 항공기이다. 2007년에 접어들면서부터 다목적 무인기의 상세설계가 거의 완료단계에 이르고 있으며, 그에 따라 항공기의 보다 정확한 진동환경 안정성에 대한 연구 및 검토를 위해 탑재장비의 3차원 형상이 고려된 진동해석을 수행할 필요성이 크다. 틸트로터 항공기는 운용 특성상 다양한 형태의 동적환경에 노출될 수 있으므로 설계단계에서부터 진동 안정성에 대한 연구를 수

행할 필요성이 있다. 또한, 조종사가 탑승하지 않는 다목적 무인항공기에 장착되는 각 장비들의 다양한 환경에 대한 진동 안정성을 확보하는 것이 지능형 자율비행을 무인으로 가능케 하는 것이다.



Fig. 1 Geometric configuration of Smart UAV (TR-S5) model

이 논문에서는 2006년 개발 중인 무인기(TR-S5)의 상세 설계모델에 대한 동적 유한요소 모델을 생성하고, 전산진동

† 국립 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소
E-mail : dhk@gnu.ac.kr
Tel : (055) 751-6125, Fax : (055) 755-2081

* 국립경상대학교 대학원 기계항공공학부

** 항공우주연구원

해석을 수행하여 특성을 분석하였다. 또한 틸트로터 항공기의 정확한 진동 수준을 예측하기 위하여, 기존에 생성된 동적 허브하중 뿐 아니라 로터후류효과와 유동이 날개에 유발하는 동적하중을 함께 고려하였다.(참고문헌) 헬리콥터모드, 천이모드, 항공기모드의 3가지 비행모드 효과와 각 비행조건에 따른 연료조건을 고려하여 또한, 각종 첨단 전자/제어 장비들의 3차원 구조 형상을 고려하여 장착장비들의 진동환경을 예측해보고 설계 요구조건과 비교하여 다양한 비행 환경에서 정상적인 작동을 보장받을 수 있는지 검토해야 하였다. 이 연구에서는 효율적인 진산진동해석을 위해 상용 유한요소 해석 프로그램인 MSC/NASTRAN을 사용하여 해석 체계를 구축하였고 이를 활용하여 실제 설계중인 복합재료 스마트 무인기에 대한 동적 유한요소 모델링과 관련 진동해석을 수행하였으며 진동특성 및 안전성을 검토하였다.

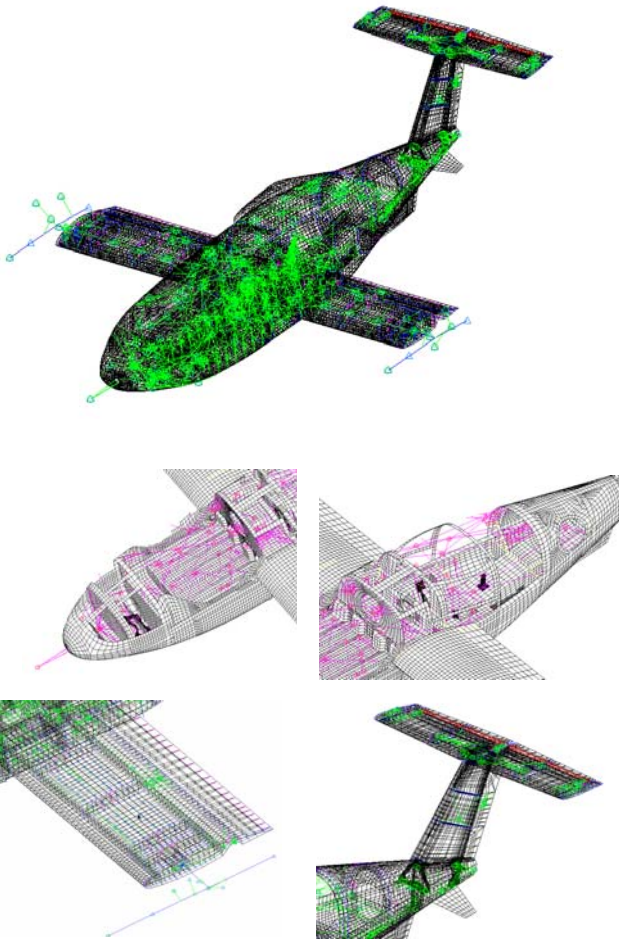


Fig. 2 Dynamic finite element model for the TR-S5-04 model

2. 이론적 배경

2.1 Transient Response Analysis

3차원 탄성체 항공기의 구조진동 지배방정식을 유도하면, 구조감쇠를 고려한 n-자유도계 시스템의 일반 운동방정식은 다음과 같이 행렬형태로 표현할 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}(t)\} + [C]\{\dot{u}(t)\} + [K]\{u(t)\} = \{F(t)\} \quad (1)$$

여기서, $u(t)^T = [u(t)_1, u(t)_2, u(t)_3, u(t)_4, \dots, u(t)_n]$ 은 물리적인 변위벡터, $[M]$ 은 질량행렬, $[C]$ 는 감쇠(damping) 행렬, $[K]$ 는 강성행렬을, $\{F(t)\}$ 는 시간에 대한 외력 동하중을, t 는 물리영역에서의 시간을 의미한다. 식(1)의 해는 다양한 수치시간적분 기법을 통해 구해질 수 있으며 원래 행렬을 직접 적분하여 해를 구하는 방법을 직접천이응답해석(direct transient response analysis, DTRA)으로 분류한다. 하지만, 3차원 전기체 형상을 고려하는 경우에는 구조해석을 위한 유한요소 모델의 규모가 방대하기 때문에 자유도가 매우 커지는 단점이 있다. 따라서 식 (1)을 직접 적분하여 해를 구하는 것은 거의 불가능한 경우와 엄청난 수치계산 시간이 요구되어 비실용적인 경우가 대부분이다.

모달천이응답해석(MTRA) 기법은 고유모드 형상을 도입하여 문제의 크기를 대폭 경감할 수 있으므로 수치적인 효율성을 매우 좋게 만들 수 있다. 모달변환(modal transformation) 관계식 $u(t) = [\phi]q(t)$ 을 도입하여 식(1)을 변환하면 구조적 감쇠를 고려하여, m-자유도계로 축약된 시스템의 운동방정식은 일반화된 좌표계에 대하여 다음과 같이 행렬형태로 나타낼 수 있다.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\} + [C_g]\{\dot{q}(t)\} + [K]\{u(t)\} = \{F(t)\} \quad (2)$$

여기서, $q(t)^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_m]$ 은 일반화된 변위벡터, m 은 모달 진동해석에 고려한 고유진동모드의 수를 의미한다. 또한 $[M_g] = [\phi]^T[M][\phi]$ 은 일반화된 질량행렬, $[C_g] = [\phi]^T[C][\phi]$ 는 일반화된 감쇠행렬, $[K_g] = [\phi]^T[K][\phi]$ 는 일반화된 강성행렬을 의미한다. 단, 일반화 감쇠행렬의 경우는 실용성을 위해 비례감쇠(proportional damping) 개념을 도입하여 대각화되도록 처리하였으며, 보수적인 해석결과를 위해 각 모드별로 3%의 감쇠비(damping ratio)를 가정하여 적용하였다.^(3~5). $Q(t)$ 는 시간 영역에서의 일반화된 외력벡터를 나타내며, t 는 물리영역에서의 시간을 의미한다.

$$\{Q(t)\} = [\phi]^T\{F(t)_{rotor} + F(t)_{wake} + F(t)_{wing}\} \quad (3)$$

이 논문에서는 회전하는 로터에 의해 유발되는 동적 하중뿐만 아니라 로터의 후류에 의해 발생하는 공력하중 및 외

부 유동에 의한 하중을 모두 고려하였으며, 후류에 의한 하중 영향은 날개 위/아래 면에 작용하는 시간에 대한 동적 압력을 전산유체해석기법으로 구한 후 유한요소 하중으로 변환하여 적용하였다.

2.2 Large Mass Method

주파수 응답이나 과도응답에서 강제적인 움직임은 특정 질점에서 변위나, 속도, 가속도를 발생시킨다. 강제운동은 기반 가진이 하중의 대신에 적용되거나 하중과 함께 적용될 경우 사용된다. 일반적으로는 건물에 지진의 영향을 고려할 때 사용되며, 이런 경우 하중 대신 시간에 따른 변위나 가속도를 건물의 바닥에 가진시킨다.

Large-mass method는 기반가진 해석을 효율적으로 해석하기 위해서 큰 질량을 가진점에 생성하고 거기에 하중을 가하여 가속도를 입력하는 방법이다. 전체 구조의 질량보다 아주 큰 질량 m_0 가 특정 방향으로 구속되어 있으며 동적하중 p 가 같은 방향으로 작용할 때, 가속도(\ddot{u})는 다음과 같이 표현 할 수 있다.

$$\ddot{u} = \frac{1}{m_0} p \quad (4)$$

여기서, 동적하중은 가속도 \ddot{u} 에 의해 다음과 같이 표현할 수 있다.

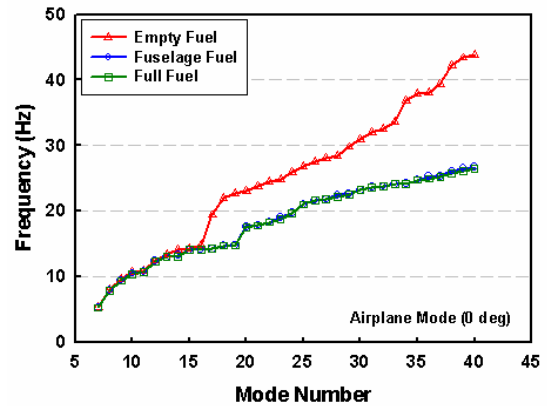
$$p = m_0 \ddot{u} \quad (5)$$

기반가진에서 구조질량에 비해 질량 m_0 의 크기가 상대적으로 더 커질수록 결과의 정확도는 좋아진다. 10^6 은 수치 정확성을 위해서 사용되는 계수이며, 질량 m_0 가 변위 자유도의 경우 전체 구조 질량에 비해 대략 10^6 배 정도 크고, 회전 자유도의 경우에는 전체 구조의 질량 관성 모멘트의 10^6 정도 크게 하는 것이 좋다.

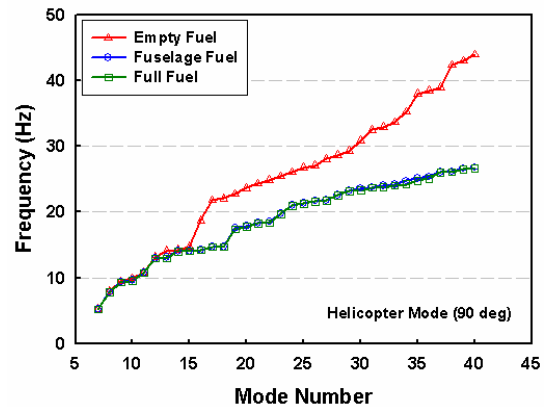
3. 해석 결과 및 검토

본 연구에서는 개발 중인 스마트 무인기 TR-S5-04 모델을 상용프로그램인 MSC/NASTRAN과 자체 개발한 프로그램을 병합하여 해석을 수행하였다. 본 유한요소 모델(TR-S5-04)의 경우 내부의 연료를 포함한 총 질량이 951 kg이며, 구조질량 180 kg과 비구조질량 772 kg으로 구성되어 있다. 장착되어 있는 시스템 장비는 집중질량 개념의 비구조 유한요소로 모델링 되었다. 현재 설계된 스마트 무인기는 동체를 비롯하여 날개, 조종면 등 대부분의 구조가 복합재료로 설계되어 있다. Fig.2은

구축한 3차원 동적 유한요소 모델을 보여주고 있다. 이전 모델인 TR-S5-03에서는 동체 및 좌/우 주날개에 각각의 연료탱크를 가지고 있었으나, 현재의 설계개념에서는 동체에만 6개의 연료탱크를 가지고 있다. 본 연구에서는 현재의 설계개념을 따르면서 이전 모델의 연료분포 방법도 적용하였다. 동체의 연료는 203 kg이며, 주날개에 73 kg의 연료를 추가할 경우 총 연료는 280 kg이 된다. 연료의 경우에는 날개와 동체부에 분포질량으로 모델링하였다. 또한 엔진이 115 kg, 임무장비가 16.2 kg, 디지털 비행조종컴퓨터가 11.9 kg, 좌/우 로터 허브 15 kg 등으로 구성되어 있다.



(a) Airplane Mode



(b) Helicopter Mode

Fig. 3 Natural Frequency of Smart UAV

스마트 무인기(TR-S5-04)에 대한 3차원 동적 유한요소모델은 상용 프로그램인 MSC/PATRAN을 활용하였고, 현재 유한요소 모델의 경우 31,623개의 격자점과 34,183개의 요소(CBAR, CELAS1, CHEXA, CONM2, CQUAD4, CROD, CTRIA3, RBE2, RBE3)로 이루어져 있으며, 이 중 235개의 비구조질량(CONM2)를 포함하고 있다. 각각의 집중질량들은 MSC/NASTRAN의 RBE2와 RBE3 요소를 활용하여 인접한 주요 구조 지지

부에 연결하였다. 경계조건은 비행상태의 진동 및 공탄성 환경을 모사하기 위해 free-free 조건으로 처리하였다. 조종면 연결부분은 등가 회전스프링으로 모델링하고 회전강성을 부여하여 조종면의 독립적인 회전운동이 고려될 수 있도록 처리하였다.

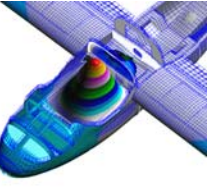
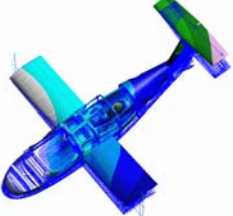

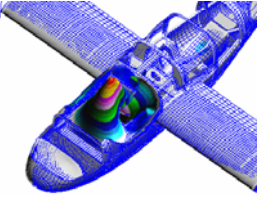
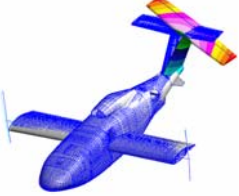

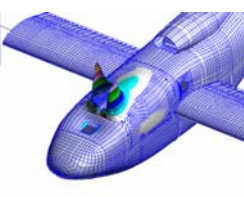
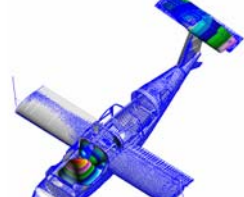
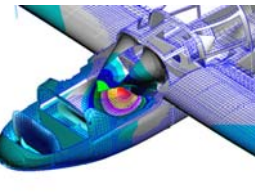
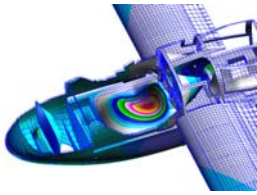
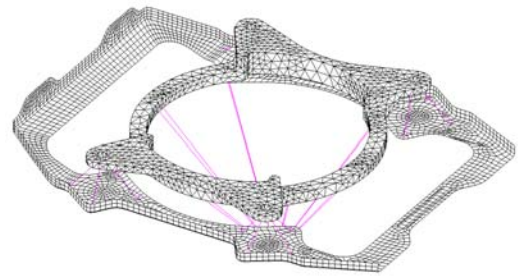
| | |
|---|---|
|  |  |
| Mode 7 (5.28 Hz) | Mode 8 (7.97 Hz) |
|  |  |
| Mode 10 (9.91 Hz) | Mode 11 (10.78 Hz) |
|  |  |
| Mode 12 (13.12 Hz) | Mode 16 (18.75 Hz) |
|  |  |
| Mode 19 (22.72 Hz) | Mode 20 (23.64 Hz) |
|  |  |
| Mode 23 (25.44 Hz) | Mode 26 (27.07 Hz) |

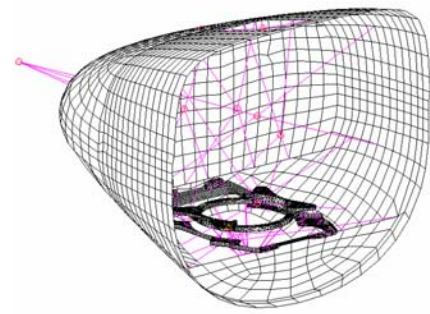
Fig. 4 Natural vibration mode shapes (Helicopter Mode)

Fig.3는 틸팅각이 0°인 항공기 모드와 90°인 헬리콥터 모드에 대해 연료조건별로 해석한 고유진동수 결과를 보여주고 있다. 연료가 거의 없는 경우, 동체에만 연료가 있는 경우, 날개 및 동체에 연료가 가득 찬 경우의

3가지 조건을 고려하였다. 고유진동수가 0 Hz 부근의 1~6번째 강체모드는 표시하지 않았다. 연료조건에 따른 두 비행모드 모두 15번째 모드까지는 거의 유사한 고유진동 특성을 보이고 있으나, 15번째 이후의 모드는 동체에 연료가 있는 경우 연료에 의한 질량 증가효과로 고유진동수가 상대적으로 낮은 수준을 보이고 있다. 반면 연료가 거의 없는 경우에는 전체적인 질량감소 효과로 고유진동수가 높은 경향을 보이게 된다. Fig.4는 헬리콥터 비행모드에 대한 고유진동 모드 형상의 일부를 보여주고 있다. 몇 가지 모드에 대해 살펴보면, Mode 7, 11, 20, 23, 26은 전방동체 내부 구조부분의 국부모드들, Mode 10은 주날개의 1차 굽힘모드를, Mode 12, 16은 수직 꼬리날개와 관련된 모드를 나타내고 있다. TR-S5-04모델의 경우 내부 구조 부분의 국부모드가 넓은 고유진동수 범위에서 나타나는 것을 확인하였다.



(a) Payload Sensor Assembly (PSA)



(b) PSA installed in 3D FE Model

Fig. 5 Specification Shape of PSA

본 연구에서는 3차원 지지구조 형상을 고려한 탑재장비(감지기, 엔진)의 진동 해석을 수행하였다. 일반적으로 장착장비를 집중질량으로 설정하여 RBE 요소를 결합하는 반면, 진동해석 결과의 정확도를 높이기 위하여 3차원 지지구조 형상을 고려하여 해석을 수행하였다. Fig. 5는 감지기 지지구조의 FE Model과 전기체 모델에 장착되어 있는 감지기 지지구조 형상이다. 감지기 지지구조를 3차원 전기체 형상에 직접 장착하여 장착장비를 장착하기 전후의 가속도 수준이 어떻게 변하는 지에 대

한 해석을 수행하였다. Table 1은 틸팅각 0°이며, 연료가 거의 없는 조건일 때의 감지기에 대한 가속도 RMS 값을 나타내었다. RBE 요소를 사용하였을 때의 전기체 모델에 대한 결과와 3차원 지지구조 형상을 고려하였을 때의 결과, 기반가진을 통하여 지지구조 형상만을 가진 하였을 때의 결과가 포함되어 있다. 기반가진의 경우에는 3방향을 동시가진 하였을 때, x, y, z 각각의 방향을 가진하였을 때의 가속도 RMS 값을 나타내었다. Table 2는 틸팅각 0°일 때의 동체에 연료가 포함된 경우에 대하여 해석을 수행한 결과이다.

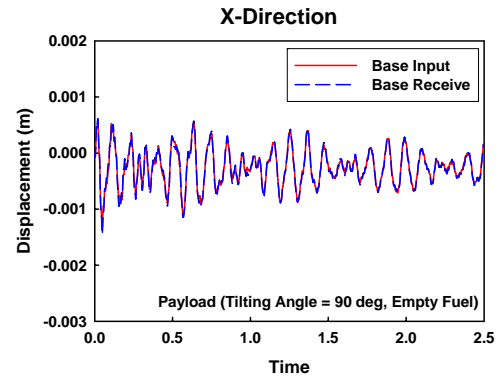
Table 1 Empty Fuel Condition (Airplane Mode)

| FE Model | a_x (Grms) | a_y (Grms) | a_z (Grms) |
|---------------------------|--------------|--------------|--------------|
| Transient (RBE) | 0.13 | 0.16 | 0.26 |
| Transient (3D) | 0.17 | 0.26 | 0.26 |
| Base Excitation (동시 가진) | 0.09 | 0.24 | 0.30 |
| Base Excitation (각 방향 가진) | 0.09 | 0.11 | 0.32 |

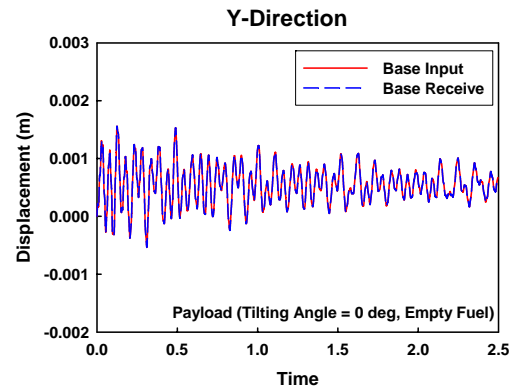
Table 2 Full Fuel Condition (Airplane Mode)

| FE Model | a_x (Grms) | a_y (Grms) | a_z (Grms) |
|---------------------------|--------------|--------------|--------------|
| Transient (RBE) | 0.12 | 0.15 | 0.26 |
| Transient (3D) | 0.12 | 0.01 | 0.28 |
| Base Excitation (동시 가진) | 0.10 | 0.13 | 0.25 |
| Base Excitation (각 방향 가진) | 0.16 | 0.12 | 0.32 |

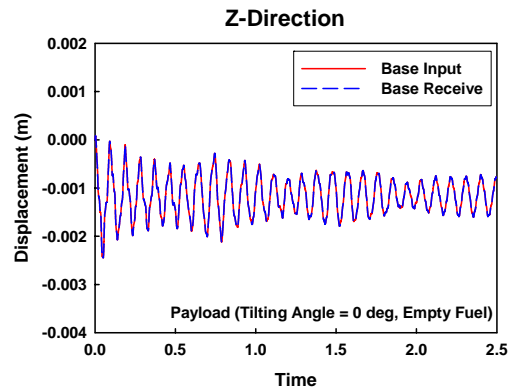
기반가진을 하였을 경우 3차원 전기체 모델과 지지구조 형상이 결합하는 지점의 시간에 따른 변위를 구하여 지지구조 형상만 고려한 경우에 Large-Mass 방법을 이용하여 적용하였다. Fig. 6은 X, Y, Z 방향에 대한 3차원 전기체 모델에서 지지구조가 결합되는 곳에서의 변위와 그 변위를 3차원 지지구조 형상만 고려하였을 때 적용한 가진 변위를 나타낸 그래프이다. 틸팅각 90°일 때 감지기의 연료조건이 거의 없는 경우에 대한 변위 그래프이다. 본 그래프에서 나타난 것처럼 기반가진으로 입력된 변위가 3차원 전기체 모델의 지지구조와 결합되는 곳에서 나타나는 변위와 일치하는 것을 볼 수 있다. 다른 연료조건 및 틸팅각에 따른 변위의 대조 그래프는 지면관계상 표시하지 않았지만 기반가진에 입력한 변위



(a) X-direction displacement



(b) Y-direction displacement



(c) Z-direction displacement

Fig. 6 PSA input&receive displacement (Empty fuel condition, tilting angle 90deg)

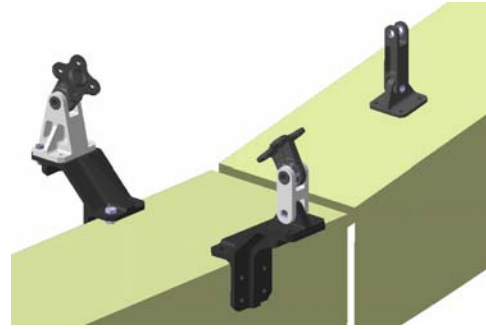
와 기반가진을 받은 변위가 일치하는 것을 확인하였다.

Table 1과 Table 2를 바탕으로 감지기의 진동 요구도에 대한 안정성을 판단할 수 있다. 연료조건 및 틸팅각도별 가속도 해석을 수행한 결과 3차원 전기체 모델과 지지구조형상을 직접 장착한 경우, 기반가진을 방향별 및 동시 가진한 경우 모두 감지기의 운용조건인 0.4Grms 이내에 포함되어 감지기의 진동 요구도에 부합하는 것으로 나타났다. 그리고 Table 1과 Table 2의 결과값을 참고하면 3차원 지지구조 형상을 고려한 경우

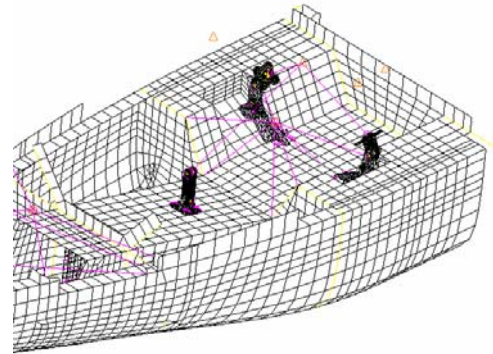
가 지지구조 형상을 고려하지 않은 경우(RBE)보다 가속도의 RMS 값이 약간 크게 나타나는 것을 확인하였다. 그리고 감지기 상세 지지구조를 기반 가진시킨 결과 3방향 동시 가진시킨 결과 전기체 모델에 3차원 지지구조를 장착한 경우와 가속도 RMS 수준이 비슷하게 나타났다. 이를 이용하여 차후에 감쇠기를 설치하였을 경우에는 전기체 모델을 해석할 필요 없이 상세모델의 해석으로 해석시간을 대폭 줄일 수 있을 뿐만 아니라 결과값의 신뢰도도 높일 수 있다. Fig. 7은 감지기에 3차원 지지구조 장착 전/후의 가속도 비교 그래프이다. 본 해석에서는 전기체 모델에 3차원 지지구조를 RBE 요소를 이용하여 장착하였고, 그 결과 감지기 장착구조 적용 전 Z-방향의 가속도가 5.5m/s에서 지지구조 적용 후 Z-방향 가속도가 5.0m/s 정도로 나타났다.

진동해석 결과의 정확도를 높이기 위하여 엔진 장착부의 3차원 지지구조 형상도 고려하여 엔진의 진동해석

을 수행하였다. Fig. 8은 엔진 장착부에 3차원 지지구조 형상이 부착되어 있는 FE 모델과 CATIA 형상이다. 엔진은 집중질량(비구조질량)으로 엔진 장착부에서 RBE 요소를 사용하여 진동해석을 수행하였고, 3차원 지지구조 형상을 고려하여 진동해석을 수행하였다.

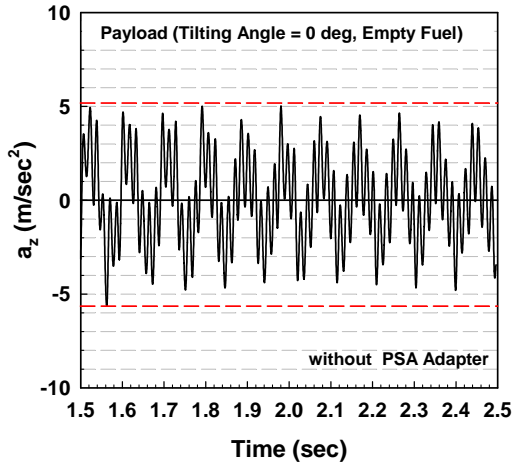


(a) EMS CATIA Model

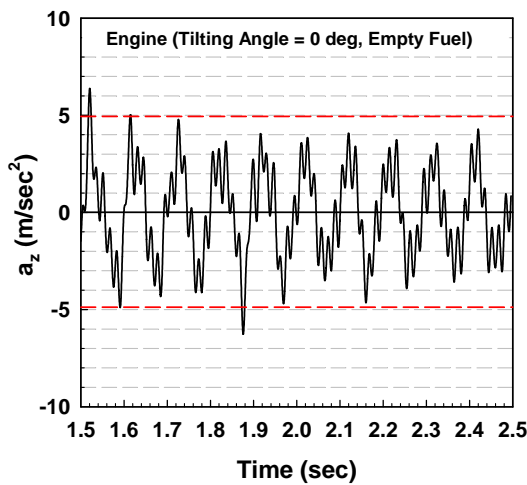


(b) EMS Finite Element Model

Fig. 8 Engine Mount System(EMS) attached in Keel Beam



(a) Without PSA Adapter (Empty Fuel, 0deg)



(b) With PSA Adapter (Empty Fuel, 0deg)

Fig. 7 Acceleration of Payload in Z-direction

Table 3 Engine Excitation Frequency (RBE, Z-direction) (Hz)

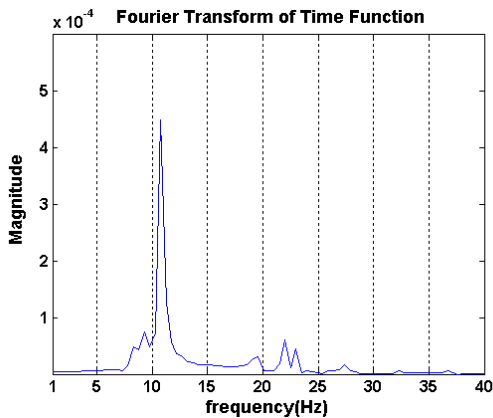
| | 0 deg | 80 deg | 90 deg |
|------------|-------|--------|--------|
| Empty Fuel | 10.76 | 9.78 | 9.78 |
| Half Fuel | 10.27 | 9.75 | 9.77 |
| Full Fuel | 10.27 | 9.74 | 9.77 |

Table 4 Engine Excitation Frequency (3D Model, Z-direction) (Hz)

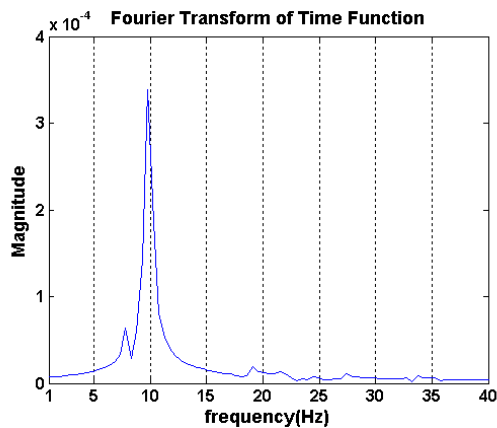
| | 0 deg | 80 deg | 90 deg |
|------------|-------|--------|--------|
| Empty Fuel | 10.8 | 9.78 | 9.78 |
| Half Fuel | 10.27 | 9.78 | 9.78 |
| Full Fuel | 10.27 | 9.29 | 9.29 |

Table 3은 3차원 전기체 모델에서 허브로드에 의해 엔진에서 발생하는 Z방향으로의 주파수를 나타내고 있다. 연료조건 및 틸팅각에 따른 가진 주파수를 바탕으로 엔진의 진동 요구도를 검토 및 분석하였으며, 진동의 주파수 범위는 9.74~10.76 Hz로 나타났다. Fig. 9은 엔진에 발생하는 변위 주파수를 FFT를 이용하여 나타낸 그래프이다. 연료가 거의 없는 조건에서 틸팅각 0°와 90°일 때의 변위 주파수를 표현하였다. 엔진 진동요구도의 안전성을 파악하기 위하여 엔진의 변위 주파수 외에도 변위의 최대값, 속도, 가속도를 구하여 NOMO-Graph를 작성하였다.

Table 4는 3차원 엔진 지지구조 형상을 고려하였을 경우에 대한 연료조건 및 틸팅각에 따라 엔진의 변위에 대한 주파수를 나타낸 것이다. 3차원 지지구조 형상을 고려한 경우는 진동 주파수가 지지구조 형상을 고려하지 않은 경우와 비슷한 수준인 9.29~10.8 Hz로 나타났다. 3차원 지지구조 형상을 고려하였을 경우에는 우세한 주파수 외에도 다른 주파수가 나타나는 것을 확인하였으



(a) Empty Fuel, 0deg

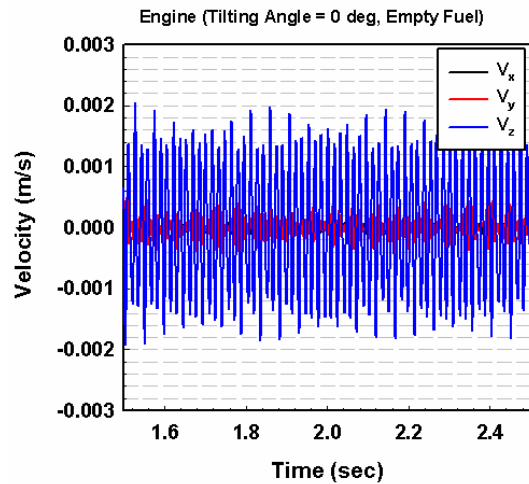


(b) Empty Fuel, 90deg

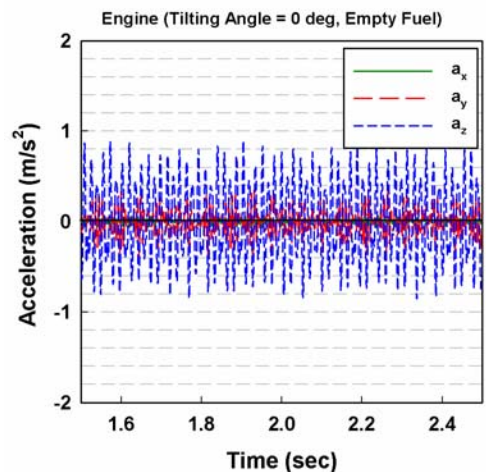
Fig. 9 Fast Fourier Transform (FFT) Result (Z-direction)

나, 본 논문에서는 표시하지 않았다. 지지구조 형상을 고려한 경우와 고려하지 않은 경우의 차이는 연료가 가득찬 경우 Z 방향의 주파수 영역이 약간 변한 것을 확인 할 수 있다. Fig. 10은 3차원 엔진 지지구조 형상을 고려하여 엔진의 진동해석을 수행한 결과 발생하는 방향별 속도 및 가속도를 나타낸 그래프이다. 연료가 거의 없는 경우 틸팅각 0°일 때의 속도, 가속도 그래프를 나타낸 것이다.

이를 바탕으로 주파수 및 변위, 속도, 가속도를 이용하여 엔진의 NOMO-Graph를 분석하였다. Fig. 11은 가진 주파수에 따른 엔진의 각 방향 변위, 속도, 가속도를 도시한 NOMO-Graph이다. 틸팅각 0°일 때, Z방향에 대해 연료가 거의 없는 조건에서 RBE 요소를 사용하여 연결한 경우(Fig. 11(a))와 3차원 지지구조를 장착하였을 때 발생하는 엔진의 주파수 및 변위, 속도, 가속도를



(a) Engine Velocity



(b) Engine Acceleration

Fig. 10 Engine Transient Response (0deg, Empty Fuel)

차례도 도시하였다. 주파수 영역은 가장 우세한 영역을 선택하였고 엔진에서 발생하는 변위의 최대치, 수렴된 속도, 가속도를 각각 표현하였다. Fig. 11(b)의 경우는 3차원 지지구조 장착 후 Z방향에서 발생하는 엔진의 가진 주파수가 2개 이상 발생하여 가장 우세한 주파수 조건에 대하여 결과를 도시하였다. 이것 또한 스마트 무인기 엔진의 진동요구도 조건을 검토한 결과 NOMO-Graph를 바탕으로 모두 엔진의 진동 요구도를 만족하였다.

4. 결론

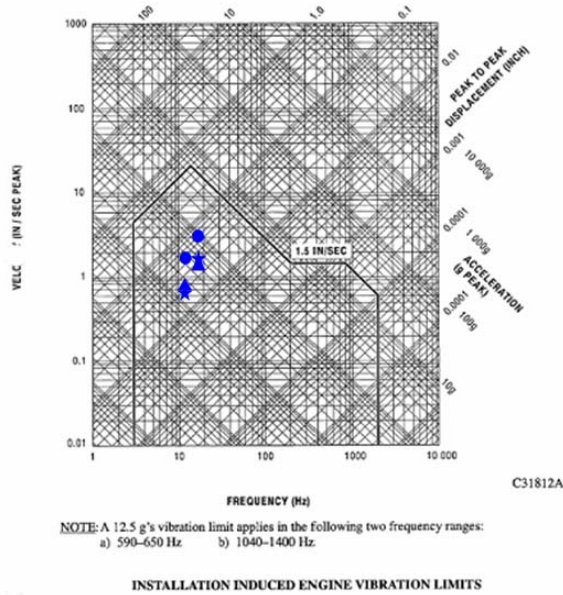
이 논문에서는 현재 연구 중인 스마트 무인기의 상세모델에 대한 효과적인 해석결과 도출을 위해 기존의 상용 해석 프로그램과 자체 개발한 프로그램을 바탕으로 효율적인 기반 가진 전산진동해석 체계를 구축하였다. 이를 바탕으로 상세설계 스마트 무인기에 대한 진동해석을 수행하였으며 틸팅각 및 연료조건에 따라 탑재장비에 유발되는 가속도 수준을 해석 및 분석하였다. 해석 결과를 검토해 볼 때 감지기 및 엔진 지지구조 형상을 고려하기 전/후 모두 장비의 인증조건을 만족하는 것으로 나타났다. 향후 연구에서는 상세모델에 대해 감쇠 장비를 추가로 고려하였을 경우 장비의 진동환경 안정성을 검토해 볼 예정이다.

후기

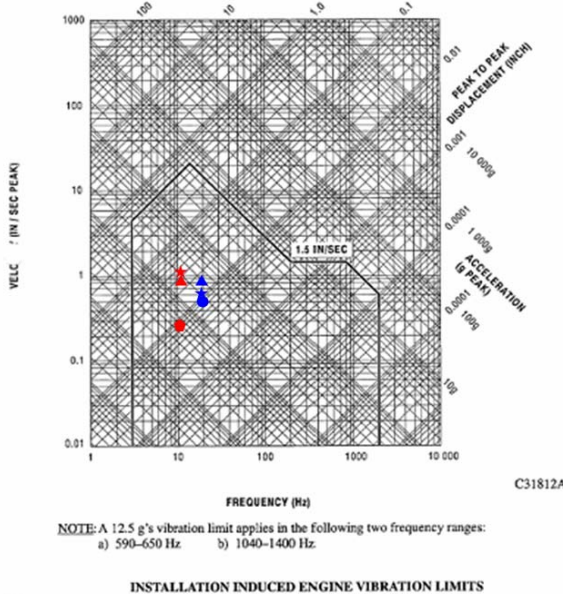
이 연구는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기 기술개발) 및 국립경상대학교 기계항공공학부 NURI 및 2단계 BK 사업의 일환으로 수행되었다.

참고 문헌

- (1) 김동현, 정세운, 구교남, 김성준, 김성찬, 이주영, 최익현, 이정진, 2005, “틸트로터 허브 동하중을 고려한 복합재 스마트 무인기 진동해석”, 소음진동공학회 논문집, 제 15권, 제 1호, pp. 63-71.
- (2) 정세운, 김동현, 양용준, 김성준, 신정우, 김성찬, 최익현, 2004, “틸트로터 동하중에 대한 스마트 무인기 장착 전자장비의 진동환경 해석”, 추계학술대회 논문집, 한국항공우항공학회.
- (3) 김현정, 김동현, 오세원, 김성준, 최익현, 김태욱, 2006, “회전로터 및 후류 동하중을 고려한 스마트 무인기 천이응답해석”, 소음진동공학회 논문집, 제16권, 제 9호, pp.926~936.
- (4) Meirovitch, L., 1980, Computational methods in Structural Dynamics, Sijthoff & Noordhoff International Publishers, The Netherlands.
- (5) Meirovitch, L., 1986, Elements of Vibrational Analysis, McGraw-Hill, 2nd Ed.
- (6) Bathe, K.J., 1996, Finite Element Procedures, Prentice-Hall, Inc.
- (7) Johnson, W., 2004, CAMRAD II, Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, Johnson Aeronautics.



(a) RBE element connection to Engine



(b) 3D support model connection to Engine

Fig. 11 NOMO-Graph of Engine