

論文

틸트로터 항공기의 탑재장비 상세 지지구조 형상을 고려한 전산진동해석 및 평가

김유성*, 김동현†, 김동만*, 양건명**, 이정진***

Computational Vibration Analysis and Evaluation of a Tilt-Rotor Aircraft Considering Equipment Supporting Structures

Yu-Sung Kim, Dong-Hyun Kim, Dong-Man Kim, Jianming Yang, and Jung-Jin Lee

ABSTRACT

In this study, computational structural vibration analyses of a smart unmanned aerial vehicle (SUAV) with tilt-rotors due to dynamic hub loads have been conducted considering detailed supporting structures of installed equipments. Three-dimensional dynamic finite element model has been constructed for different fuel conditions and tilting angles corresponding to helicopter, transition and airplane flight modes. Practical computational procedure for modal transient response analysis is successfully established. Also, dynamic loads generated by rotating blades and wakes in the transient and forward flight conditions are calculated by unsteady computational fluid dynamics technique with sliding mesh concept. As the results of present study, transient structural displacements and accelerations of the vibration sensitive equipments are presented in detail. In addition, vibration characteristics of structures and installed equipments of which safe operation is normally limited by the vibration environment specifications are physically investigated for different flight conditions.

Key Words : Tilt-rotor(틸트 로터), Smart UAV(스마트 무인기), CSD(전산구조동역학), CFD(전산유체역학), Base Excitation(기반가진), Transient Response Analysis(천이응답해석)

1. 서 론

한국에서도 항공우주연구원의 스마트무인기기술개발 사업단 주도로 2002년 후반기부터 다목적

용도의 신개념 무인 항공기를 개발하고 있다. 현재 개발 중인 스마트 무인기는 고정익과 회전익의 장점을 두루 갖춘 수직 이·착륙이 가능한 틸트로터 항공기이다. 2007년에 접어들면서부터 다목적 무인기의 상세설계가 거의 완료단계에 이르고 있으며, 그에 따라 항공기의 보다 정확한 진동환경 안정성검토 연구가 공동연구로 수행되었다. 특히 진동환경에 민감한 주요 장비들은 설계된 지지부(support) 상세 구조모델을 포함하여 진동환경 요구도를 재평가 하고 지지구조의 적합성 여부를 판단할 필요성이 있다. 틸트로터 항공기는 그 운용 특성상 다양한 형태의 동적 환경에 노출될 수 있으므로 설계단계에서부터 진동 안정

2007년 08월 30일 접수 ~ 2007년 09월 27일 심사완료

† 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소
E-mail : dhk@gnu.ac.kr

Tel : (055) 751-6125, Fax : (055) 755-2081

* 국립경상대학교 기계항공공학부

** 국립경상대학교 기계항공공학부 및 Huaihai
Institute of Technology

*** 항공우주연구원

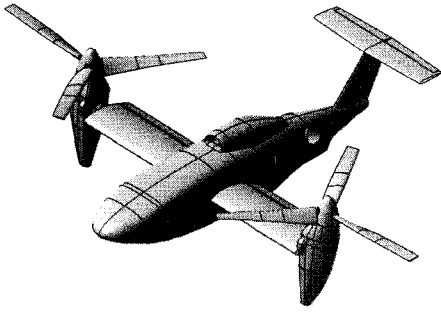


Fig. 1 Geometric configuration of Smart UAV (TR-S5) model.

성에 대한 연구를 수행하고 있다. 또한, 조종사가 탑승하지 않는 다목적 무인항공기에 장착되는 각종 장비들의 다양한 진동환경에 장착 요구도 만족 여부를 모두 확보하여야 안정적인 지능형 자율 무인비행을 보장 받을 수 있다.

이 논문에서는 TR-S5 버전의 설계단계 기체구조 모델에 대해 3차원 동적 유한요소 모델을 생성하고, 전산진동해석을 수행하여 특성을 분석하고자 한다. 또한 킬트로터 항공기의 정확한 진동수준을 예측하기 위하여, 참고문헌[1]의 선행연구와 유사하게 기존에 생성된 동적 허브하중 뿐 아니라 로터 후류 유동과 날개의 간섭으로 유발되는 추가적인 동적하중을 함께 고려하였다. 또한 헬리콥터모드, 천이모드, 항공기모드의 3가지 서로 다른 비행모드 효과와 각 비행조건에 따른 연료조건을 모두 고려하였다. 이를 위해 상용 유한요소 해석 프로그램인 MSC/NASTRAN과 자체 개발한 모듈 코드를 병용하여 효율적인 해석체계를 구축하였다. 본 연구의 결과로 서로 다른 비행조건에 대해 진동환경에 민감한 주요 장비의 동적응답 결과와 진동환경 요구도 평가 결과를 제시하였다.

II. 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 수치시간 적분 기법을 통해 구해질 수 있으며 원래 행렬을 직접 적분하여 해를 구하는 방법을 직접천이응답 해석(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.

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

여기서, $q(t)^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_n]$ 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[2-4]. $Q(t)$ 는 시간영역에서의 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 외부 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. 로터 회전에 의한 비정

상 공력하중은 Fluent (Ver.6.2) 프로그램을 활용하였으며, CFD 공력해석에 대한 보다 세부적인 내용은 참고문헌 [1]을 참고하기 바란다.

2.2 Large Mass Method (LMM)

비행체 내부에 장착되는 탑재 장비는 장비 자체의 입장에서 보았을 때 탄성지지 위에서 기반 가진 되는 문제로 고려될 수 있다. 주파수 응답이나 과도응답에서 강제적인 움직임은 특정 질점에서 변위나, 속도, 가속도를 발생시키게 된다. 강제운동은 기반 가진이 하중의 대신에 적용되거나 하중과 함께 적용될 경우 사용된다. 일반적으로는 건물 구조에 대한 지진의 영향을 고려할 때 사용되며, 이런 경우 하중 대신 시간에 따른 변위나 가속도를 건물의 바닥에 기반 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. 106은 일반적으로 수치 정확성을 위해서 사용되는 계수이다. 일반적인 전산진동 해석에서 질량 m_0 가 변위 자유도인 경우는 전체 구조 질량에 비해 대략 106배 정도 큰 값을, 회전 자유도의 경우에는 전체 구조의 질량관성모멘트에 대해 106정도 큰 값을 적용하도록 추천된다[5].

III. 해석결과 및 검토

개발 중인 스마트 무인기(TR-S5-04)의 3차원 유한요소 모델의 경우 내부의 연료를 포함한 총 질량이 951 kg이며, 구조질량 180 kg과 비구조질

량 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. 2는 구축한 3차원 동적 유한요소 모델을 보여주고 있다. 이전 모델인 TR-S5-03에서는 동체 및 좌/우 날개에 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 엔진 질량은 115 kg, 임무장비가 16.2 kg, 디지털 비행조종컴퓨터가 11.9 kg, 좌/우 로터허브는 15 kg 등으로 구성되어 있다.

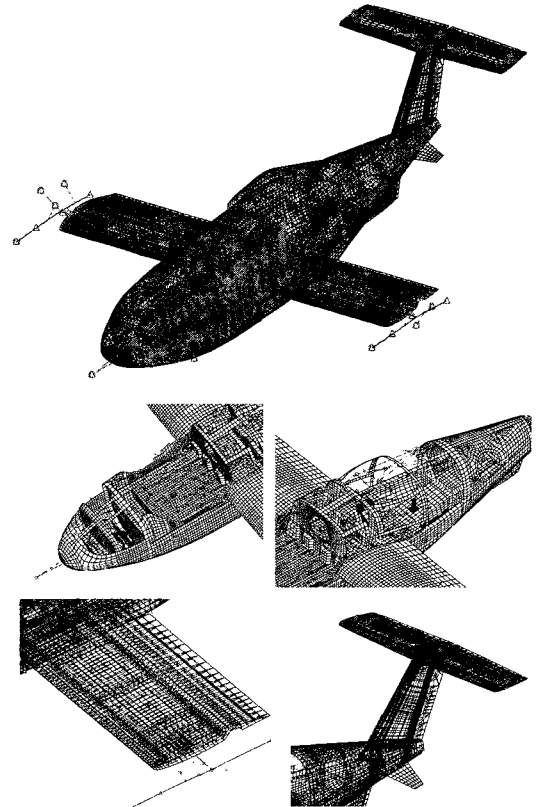
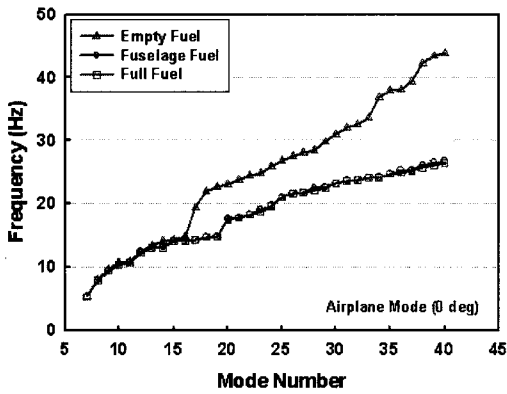


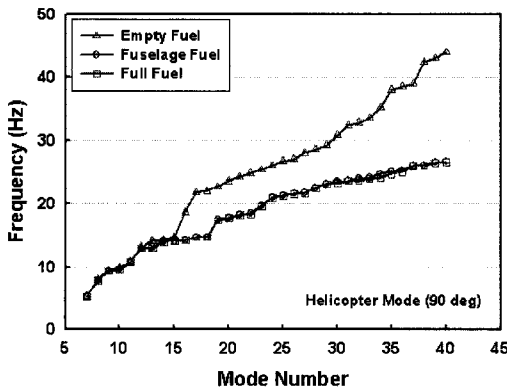
Fig. 2 Dynamic finite element model of the SUAV (TR-S5).

구축된 동적 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 지지부에 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.



(a) Airplane Mode



(b) Helicopter Mode

Fig. 3 Comparison of natural frequencies for different flight modes and fuel conditions.

Fig. 3은 킬팅각이 0°인 항공기 모드(airplane mode)와 90°인 헬리콥터 모드(helicopter mode)의 비행모드에 대해 탑재연료 조건별로 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 유사

한 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.

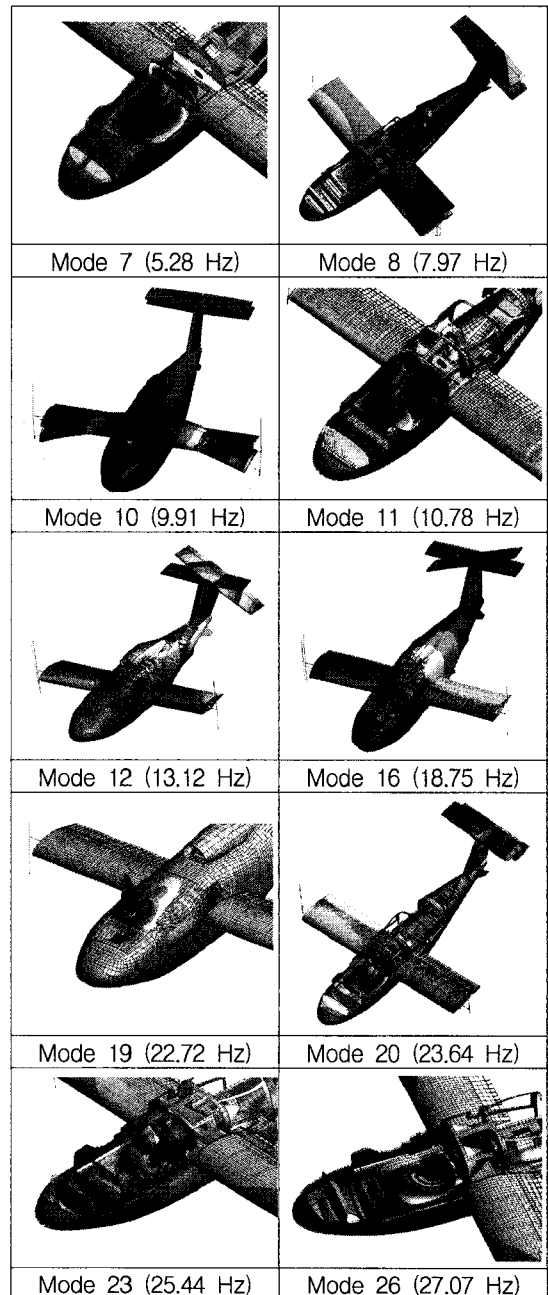
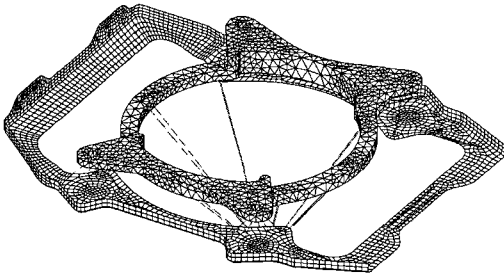
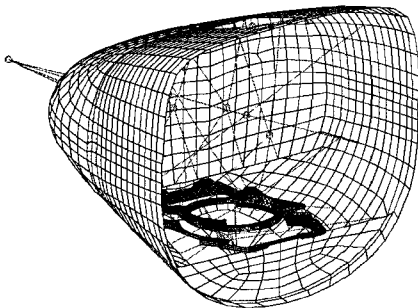


Fig. 4 Selected natural vibration mode shapes for helicopter flight mode.

Fig. 4는 헬리콥터 비행모드에 대한 고유진동 모드 형상의 일부를 보여주고 있다. 몇 가지 모드에 대해 살펴보면, mode 7, 11, 20, 23과 26은 전방동체 내부 구조부분의 국부모드를, mode 10은 주날개의 1차 굽힘모드를, mode 12와 16은 수직 꼬리날개와 관련된 모드형상을 보여고 있다.



(a) Payload Sensor Assembly (PSA)



(b) PSA installed in 3D FE Model

Fig. 5 Closed view of finite element model for the patrol camera installed in the front fuselage section.

참고문헌[1]의 연구를 확장하여 본 연구에서는 3차원 지지구조 형상을 고려한 탑재장비(감지기, 엔진)의 진동 해석을 수행하였다. 일반적인 장착 장비들은 집중질량을 강체요소로 동체에 결합해도 무방하나, 진동환경에 민감한 장비들은 해석 결과의 정확도를 높이기 위하여 상세 설계된 3차원 지지구조 형상을 고려하여 해석을 수행할 필요성이 있다.

Fig. 5는 전방동체 하부에 장착되는 감지기의 지지구조의 상세 유한요소 모델과 전기체 유한요소 전방동체 모델에 장착된 형상을 보여주고 있다. 감지기 지지구조 모델링 기법에 따라 전산해석으로 예측된 가속도 수준에 어떠한 변화가 있

는지 알아보았다. Table 1은 틸팅각 0°이며, 연료가 거의 없는 비행 조건일 때 감지기에 유발되는 가속도 응답의 RMS 값을 비교한 것이다. RBE 요소를 사용하였을 때의 전기체 모델에 대한 결과와 3차원 지지구조 형상을 고려하였을 때의 결과 그리고 감지기모델을 분리하여 기반가진 해석을 수행하였을 때의 결과가 포함되어 있다. 또한 기반가진 해석의 경우에는 세 방향을 동시가진 하였을 때와 x, y, z 방향으로 각각 별도로 가진 하였을 때의 결과를 비교하였다. 기반가진 해석의 경우는 3차원 전기체 모델과 지지구조 형상이 결합하는 지점의 시간에 따른 변위응답을 구하여 이를 기반가진 입력으로 고려하여 Large-Mass 방법을 적용하였다.

Table 1 Comparison of induced acceleration level for the payload sensor (patrol camera) equipment (Empty Fuel Condition, Airplane mode: 0 deg tilting angle)

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 Comparison of induced acceleration level for the payload sensor (patrol camera) equipment (Full Fuel Condition, Airplane mode: 0 deg tilting angle)

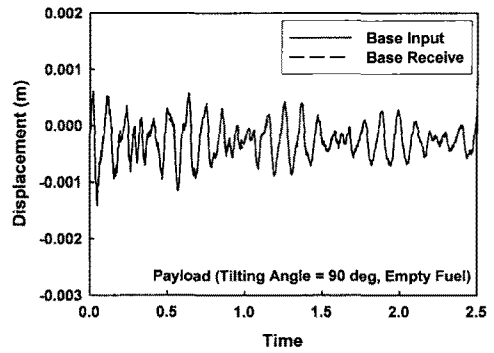
FE Model	a_x (Grms)	a_y (Grms)	a_z (Grms)
Transient (RBE)	0.12	0.15	0.26
Transient (3D)	0.12	0.10	0.28
Base Excitation (동시 가진)	0.10	0.13	0.25
Base Excitation (각 방향 가진)	0.16	0.12	0.32

전산해석 기법상 3차원 지지구조를 포함한 전기체 천이응답 해석결과가 가장 정확한 결과에 해당한다. 강제요소로 지지하는 경우와 3차원 지지구조 형상을 고려하는 경우의 결과가 모델링 개념의 차이로 인해 다소 차이가 있음을 볼 수 있다. 참고로, 현재 기반가진 해석의 경우는 원래 지지 구조물이 12군데 지점4개 그룹 위치에서 동체와 연결되어 있는데, 편이상 후방 지지부 1개 지점에서의 응답신호를 대표 가진 입력으로 해석한 경우이다. 보다 정확한 기반가진 해석결과를 위해서는 12군데 서로 다른 지지점에서의 응답신호를 서로 다르게 동시에 기반가진 시키거나 적어도 4개 그룹 위치에서의 기반가진 신호를 적용할 필요가 있다. 감지기 상세 지지구조를 기반가진시킨 결과의 경우는 3방향울 동시에 가진시킨 결과가 대체적으로 유사한 가속도 RMS 수준을 보였다. 동일한 조건에서 연료가 가득 차있는 경우에 대한 비교결과는 Table 2에 제시하였다.

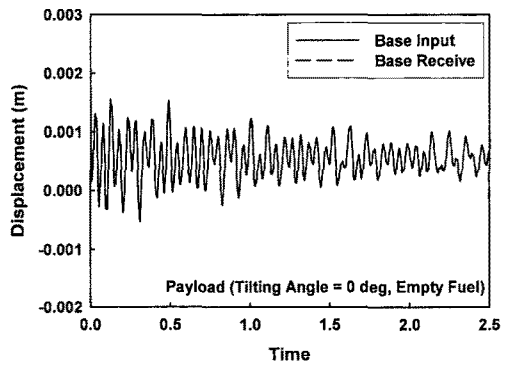
Fig. 6은 기반가진 해석의 검증을 위해 x, y, z 방향에 대한 3차원 전기체 모델에서 지지구조가 결합되는 곳에서의 변위와 그 변위를 3차원 지지구조 형상만 고려하였을 때 적용한 가진 변위를 나타낸 그래프이다. 티팅각 90°일 때 연료조건이 거의 없는 경우에 대한 결과로 기반 가진으로 입력된 변위가 3차원 전기체 모델의 지지구조와 결합되는 곳에서 나타나는 변위와 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 다른 연료조건 및 티팅각에 따른 변위의 대조 그래프는 지면관계상 표시하지 않았지만 기반가진에 입력한 변위와 기반가진을 받은 변위가 잘 일치하는 것을 확인하였다.

상기 해석결과를 바탕으로 감지기의 진동환경 요구도에 대한 안정성을 판단할 수 있다. 연료조건 및 비행모드에 대한 응답해석을 수행한 결과 선정된 감지기의 설계 허용운용 조건인 0.4 Grms 가속도 수준 이내에 모두 포함되어 현재 설계가 감지기의 진동환경 요구도를 잘 만족하고 있음을 확인하였다.

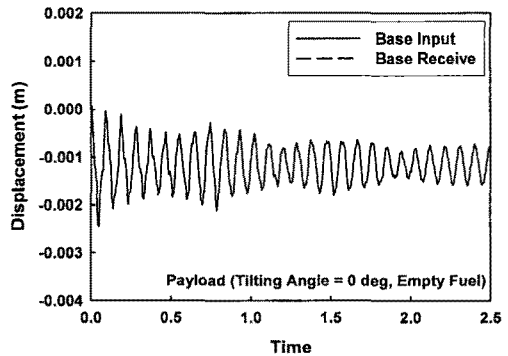
Fig. 7은 감지기 지지구조 모델링에 따른 물리적인 가속도 응답을 비교한 것이다. 단순 강제지지 모델과 보다 정확한 3차원 지지구조 모델의 응답 패턴이 차이를 보이고 있다. 예측된 최대 가속도 수준의 경우는 3차원 지지구조 모델의 경우가 약 5.0 m/s²이고, 단순 강제 지지요소를 이용한 경우는 약 3.8 m/s² 정도이다.



(a) X-direction displacement

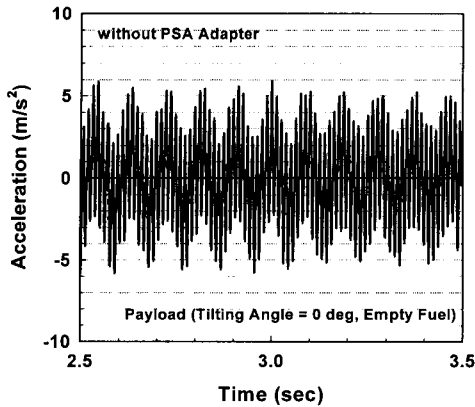


(b) Y-direction displacement

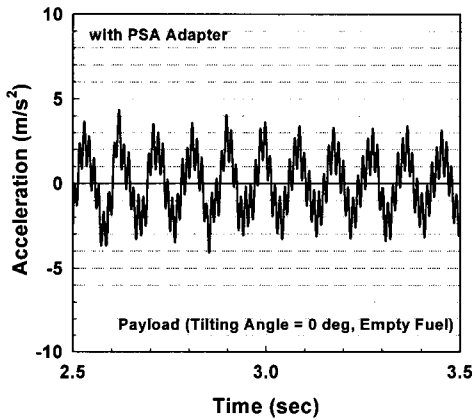


(c) Z-direction displacement

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



(a) Simple rigid support model



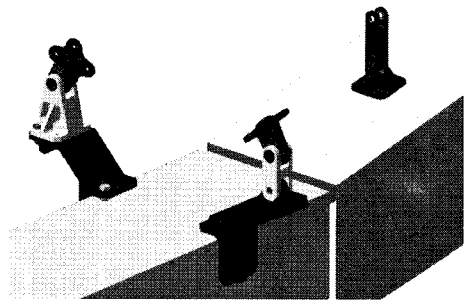
(b) Full 3D support model

Fig. 7 Comparison of z-direction acceleration responses for the patrol camera equipment.

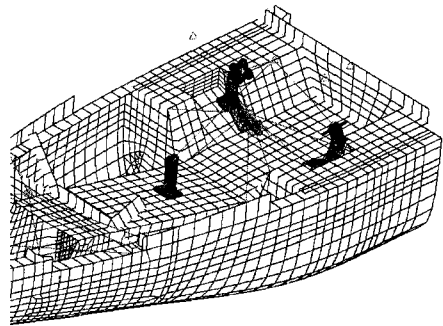
엔진 장착부에 대해서도 진동해석 결과의 정확도를 높이기 위하여 3차원 지지구조 형상을 고려하였다. Fig. 8은 엔진 장착부에 대한 캐드형상과 3차원 지지 구조 형상이 부착되어 있는 유한요소 모델을 보여주고 있다. 본 해석에서 엔진자체는 집중질량(비구조질량)으로 모델링 하였으며, 엔진의 무게 중심에서 지지 구조까지는 강체요소를 사용하여 부착하였다.

Table 3은 순항 비행조건에서 엔진 질량 중심에 유발되는 수직 방향 진동응답의 가진 주파수를 보여주고 있다. 무인기의 연료조건 및 틸팅각에 따른 가진 주파수를 바탕으로 엔진의 진동 요구도를 검토 및 분석하였으며, 엔진 지지 구조에서의 가진 주파

수 범위는 9.74~10.76 Hz로 나타났다. 단, 현재 해석에서는 엔진회전 효과에 의한 자체 가진 성분은 주파수가 범위가 매우 높기 때문에 배제하였다. Table 4는 3차원 엔진 지지구조 형상을 고려하였을 경우에 대한 연료조건 및 틸팅각에 따라 엔진의 변위에 대한 주파수를 나타낸 것이다. 이 경우는 3차원 지지구조 형상을 원래대로 고려한 경우의 결과가 지지구조 형상을 고려하지 않고 바로 강체요소로 연결한 경우와 비슷한 수준인 9.29~10.8 Hz로 나타났다.



(a) Geometric configuration of EMS



(b) Full 3D model for EMS

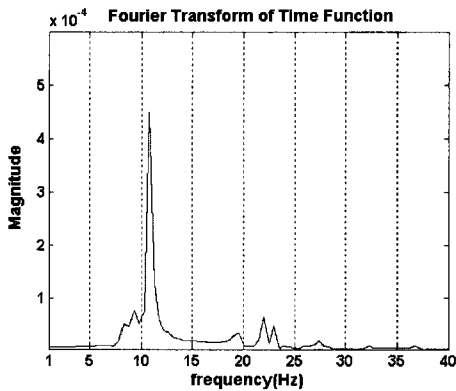
Fig. 8 Configuration of engine mount structure (EMS) and its finite element model.

Table 3 Comparison of z-directional base excitation frequency for installed engine (Simply connected rigid support model, Hz)

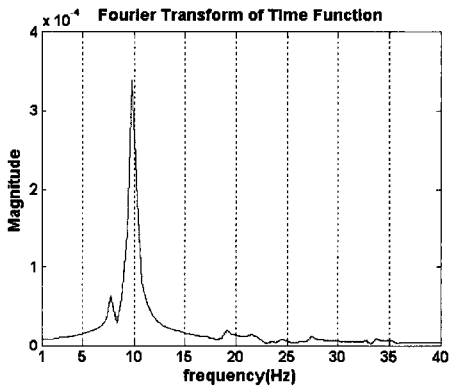
Condition	0 deg	80 deg	90 deg
Empty Fuel	10.76	9.78	9.78
Half Fuel	10.27	9.75	9.77
Full Fuel	10.27	9.74	9.77

Table 4 Comparison of z-directional base excitation frequency for installed engine (3D support model, Hz)

Condition	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



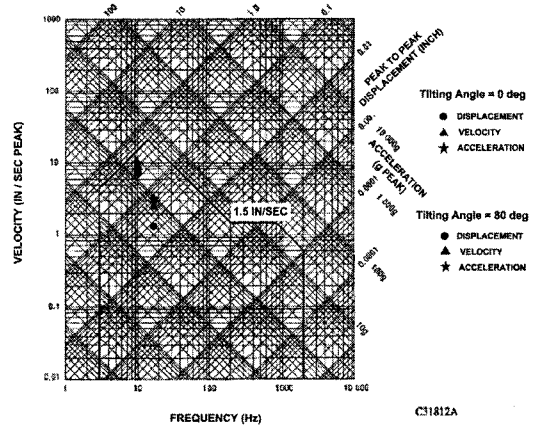
(a) Empty Fuel, 0deg



(b) Empty Fuel, 90deg

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

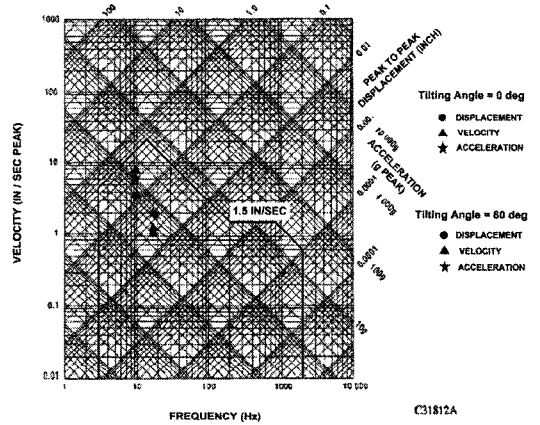
Fig. 9에는 엔진의 무게 중심에 발생하는 변위 응답 신호에 대한 fft 해석결과를 보여주고 있다. 연료가 거의 없는 조건에서 틸팅각 0°와 90°일 때의 변위 응답의 주파수 특성을 도시하였다. 엔진에 유발되는 지배적인 가진 주파수에 약간 차이가 있는 것을 볼 수 있다.



NOTE: A 12.5 g's vibration limit applies in the following two frequency ranges:
a) 590-650 Hz b) 1040-1400 Hz

INSTALLATION INDUCED ENGINE VIBRATION LIMITS

(a) Simple rigid support model



NOTE: A 12.5 g's vibration limit applies in the following two frequency ranges:
a) 590-650 Hz b) 1040-1400 Hz

INSTALLATION INDUCED ENGINE VIBRATION LIMITS

(b) Full 3D support model

Fig. 10 NOMO diagram for the engine equipment(Engine vibration limits).

무인기에 연료가 거의 없는 경우 3차원 엔진 지지구조 형상을 고려하여 해석한 엔진의 진동응답을 도시한 것으로, 각 방향별 속도응답 및 가속도 응답을 구하였다. 엔진 회사에서는 엔진의 안정적 운용을 보장하기 위한 진동환경 요구도를 NOMO 그래프 영역으로 제시하였으므로 이에 대한 장착 및 운용 안정성을 평가하기 위해서는 엔진의 가진 진동 주파수 외에도 변위, 속도, 가속도 응답의 최대 수준을 결정할 필요성이 있다. 이는 엔진의 질량 중심에 유기되는 각각의 응답 신호를 구한 후 수치 값으로 환산하여 구할 수

있다. 이러한 해석 데이터를 바탕으로 주파수 및 변위, 속도, 가속도를 이용하여 엔진의 NOMO 그래프 형태로 분석하였다(Fig. 10). 보다 큰 가속도가 유발되는 연료가 거의 없는 조건에서 틸팅각 0°와 80° 일 때의 응답해석 결과를 비교하였다. 엔진 지지구조를 단순 강체 요소로 연결한 경우(Fig. 11(a))와 3차원 지지구조로 모델링한 경우(Fig. 11(b))의 결과를 모두 제시하였는데, 두 경우 모두 진동환경 요구도 경계 안에 모든 진동 응답 신호가 위치하고 있는 것을 볼 수 있어 이 구조설계의 경우도 엔진의 운용환경을 만족하고 있음을 알 수 있다.

IV. 결론

개발 중인 틸트 로터형 무인기의 내부 탑재장비와 상세 구조지지 형상을 고려한 3차원 동적 유한요소 모델을 구축하였다. 또한 전산유체역학 해석을 통하여 회전로터에서 유발되는 동하중 수준을 날개의 간섭효과까지 고려하여 구하였으며 3차원 유한요소법에 근거한 전산구조진동해석을 통하여 비행 중 탑재 장비에 유발될 수 있는 진동수준을 정밀하게 예측해 보았다. 또한 전산 해석결과를 바탕으로 선정된 감지기와 엔진 제작사에서 각각 제공한 서로 다른 진동환경 요구도를 실제 탑재조건 및 비행환경을 고려하여 설계과정

에서 성공적으로 검토할 수 있게 되었다.

후 기

이 연구는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발) 및 2단계 BK21/NURI 사업의 일환으로 수행되었다.

참고문헌

- [1] 김현정, 김동현, 오세원, 김성준, 최익현, 김태욱, 2006, "회전로터 및 후류 동하중을 고려한 스마트 무인기 천이용답해석", 소음진동공학회 논문집, 제16권, 제 9호, pp.926~936.
- [2] Meirovitch, L., 1980, Computational methods in Structural Dynamics, Sijthoff & Noordhoff International Publishers, The Netherlands.
- [3] Meirovitch, L., 1986, Elements of Vibrational Analysis, McGraw-Hill, 2nd Ed.
- [4] Bathe, K.J., 1996, Finite Element Procedures, Prentice-Hall, Inc.
- [5] Herting, D. N., MSC/NASTRAN Advanced Dynamic Analysis: User's Guide, Ver.70.