

스마트 무인기 4자유도 지상시험치구 구조진동해석

Structural Vibration Analysis of Smart UAV 4-Degree of Freedom Ground Test System

박강균*·최현철*·김동만*·김동현†·안오성**

Kang Kyun Park*, Hyun Chul Choi*, Dong Man Kim*, Dong Hyun Kim† and Oh Sung Ahn**

Key Words : Smart UAV(스마트 무인기), 지상시험치구(Ground Test Equipment), 고유진동수(Natural Frequency), 유한요소해석(Finite Element Analysis), 충돌해석(Impact Analysis)

ABSTRACT

In this study we present results for the design of ground test system for 4 degree of freedom(DOF) control test is one of the smart UAV ground test. This system is equipped with real smart UAV and Z direction DOF and 3 direction rotation DOF, Ensuring safe operation of the Smart UAV is a top priority. To this end, it is required to do structure analysis and test verification to confirm the design margin and safety. Based on the analysis, the ground test system has been redesigned to meet the structural conditions.

1. 서론

스마트무인기 지상시험치구는 Z방향 자유도와 3방향 회전자유도를 갖는 장치로서 지상에서 무인기의 운동제어 및 안정성을 검토하기 위한 것으로 특히 시험운용 중 파손에 의한 무인기의 보호에 그 목적이 있다. 시험 장치는 무인기를 지지하고 있는 Middle Structure(상부), Z방향 자유도를 가지는 Moving Structure(하부), 그리고 지면에 부착되어 있는 Base frame(바닥면)의 결합구조로 구성되어 있으며 각각은 비행체의 안전에 최우선을 두고 설계개념이 고안되어야 한다. 비행체는 다양한 회전자유도를 가지고 지상시험을 실시하므로 장시간에 걸친 반복적3ww 하중을 지지해야 하며, 시험과정 중 발생하는 충돌하중에도 구조적 안정을 유지해야 한다. 지상 장치대의 안정성 검토를 위해 초기 설계 완료된 장치에 대하여 지상시험치구에 대한 선행적 구조해석 및 진동해석이 필요하며, 해석결과를 통해 시험 장치에 대한 구조적 안정성을 검증하여야 한다.

본 연구에서는 각 최고시험하중조건에 대하여 Fig. 1의 지상시험치구에 윗 방향, 뒷 방향으로 비행체의 1.5g, 앞

방향, 옆 방향, 아랫방향으로 4g의 공력하중이 가해지며 3배의 안전율을 적용하여 하중을 가하였다. 또한 충돌해석에 있어서 피치 각속도, 롤 각속도에 대해서는 운용 최대속도의 안전율을 1.5배 적용하여 해석을 수행하였다.

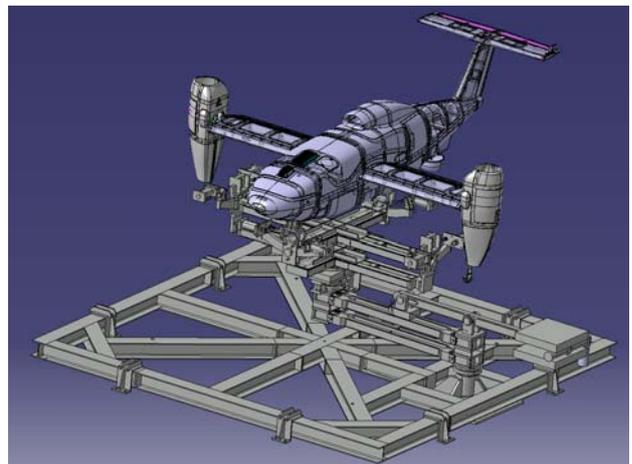


Fig. 1 Configuration of smart UAV test system

2. 이론적 배경

2.1 구조해석 이론적 내용

직교좌표계의 탄성범위 내에서 수직응력(Normal stress), 각 면의 접선방향은 전단(Shear)성분으로 부하를 받고 있

† 교신저자; 국립경상대학교 기계항공공학
부 부교수 및 항공기 부품기술 연구소
E-mail : dhk@gnu.ac.kr
Tel : (055) 755-2083, Fax : (055) 755-2081

* 국립경상대학교 기계항공공학부

** 한국항공우주연구원

다. 여기서 9개의 응력 성분 중 세 개의 수직응력 성분인 $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$, 그리고 여섯 개는 전단성분인 $\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}, \tau_{xz}, \tau_{zy}, \tau_{yx}$ 로 구성되고 응력 텐서(tensor)는 아래 식과 같다.

$$\sigma_{ij} = \begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

본 연구에서는 강도해석을 위해 Von-Mises 응력 기준식을 사용하였으며, 식(1) 같은 이론식에 근거하여 유한요소해석을 통해 구해지게 된다.

$$\begin{aligned} \sigma_e &= \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]} \\ &= \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 6(\gamma_{xy}^2 + \gamma_{yz}^2 + \gamma_{zx}^2)]} \end{aligned} \quad (2)$$

2.2 충돌해석 이론적 내용

유한요소해석에서 충돌해석 문제는 소성변형 충돌해석기법과 탄성변형 충돌해석기법 두 가지로 나뉜다. 탄성변형 충돌해석기법은 변형에 따라 강성 물성치가 변하지 않고 초기 값을 그대로 적용하는 것에 비해 소성변형 충돌해석기법에서는 변형에 따른 강성 material 값을 변화시켜가며 해석을 수행하게 된다. 이번 지상시험기구 해석은 SAMCEF Field Ver. 6.3의 Mecano 해석기법을 이용하였는데 이는 탄성변형 충돌해석기법으로 일정한 강성을 가지는 물성치를 사용하는 것으로 변형에 따른 구조물의 에너지 흡수율이 작아 외력에 대한 탄성체의 Reaction force가 크게 나타날 수 있는 보수적 개념의 해석 방법이다.

강체의 각 운동량은 질점이 강체인 평면에 속해 있기 때문에 $v = \omega \times r$ 으로 나타낼 수 있다. 따라서 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$H = \sum_{i=1}^n [r \times (\omega \times r) \Delta m] \quad (3)$$

식 (3)은 ω 와 같은 방향의 벡터를 나타내고 $\omega \sum [r^2 \Delta m]$ 와 같은 크기를 갖는다. 질량중심에 관한 평판의 충격량은 다음과 같다.

$$H = I\omega \quad (4)$$

여기서 H 는 비행체의 회전운동량을, I 는 질량관성 모멘트를, ω 는 각 운동량을 의미한다. 한편, 충격하중은

$$\text{충격하중} = \text{충격량} / \Delta t \quad (5)$$

로 나타낼 수 있으며 식 (5)에서 계산된 충격하중에 time domain을 따라 구조물에 부가하였다.

2.3 진동해석 이론적 내용

일반적으로 구조물은 단일자유도계로 모델링될 수 없으며 다자유도계(multi degree-of-freedom: MDOF)로 모델링해야 한다. 다자유도계는 다음과 같이 행렬방정식으로 표현된다.

$$[M]\{\ddot{u}(t)\} + [C]\{\dot{u}(t)\} + [K]\{u(t)\} = \{F(t)\} \quad (6)$$

여기서, $u(t)^t = [u(t)_1, u(t)_2, u(t)_3, \dots, u(t)_n]$ 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.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\} + [C_g]\{\dot{q}(t)\} + [K_g]\{q(t)\} = \{Q(t)\} \quad (7)$$

구조물의 고유진동수를 안다면 가진 진동수와 고유진동수를 피하게 함으로써 과도한 진동을 피할 수 있다. 또한 고유진동수와 정규모드를 사용하여 과도응답이나 응답 스펙트럼 등의 동적해석을 수행할 수 있다. 식 (7)로부터 비감쇠 자유진동문제의 지배방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$[M]\ddot{u}(t) + [K]u(t) = F(t) \quad (8)$$

식 (8)의 해는 미분방정식의 해법으로부터 다음과 같이 가정할 수 있다.

$$\{x\} = \{\Phi\}e^{i\omega t} = \{\Phi\}\sin(\omega t) \quad (9)$$

식 (9)를 식 (8)에 대입하고

$$-w^2[M]\{\Phi\}\sin\omega t + [K]\{\Phi\}\sin\omega t = 0 \quad (10)$$

다시 정리하면 식(11)과 같은 고유치 문제를 얻게 된다.

$$([K] - w^2[M])\{\Phi\} = 0 \quad (11)$$

여기서 $\lambda = w^2$ 을 고유치라 하고 $\{\Phi\}$ 를 고유벡터라고 한다.

3. 결과 및 고찰

3.1 경계조건

본 해석에서는 스마트 무인기의 지상시험치구의 구조진동 해석을 위해 유럽 SAMTECH사에서 개발한 범용 유한요소 프로그램인 SAMCEF Ver. 6.3을 사용하였다. 현재 설계된 지상시험장치대는 초기에는 Fig. 2의 왼쪽과 같이 modeling되어 550MPa의 인장강도(SM45C)를 가지는 구조물로 설계되었으나 선행 구조해석결과 허용인장강도보다 높은 응력이 발생하여 SM45C보다 큰 인장강도를 가지는 재질로 보강하였으며 구조물도 아래의 오른쪽 그림과 같이 두께가 증가하거나 보강재가 추가되어 안전여유를 확보하였다.

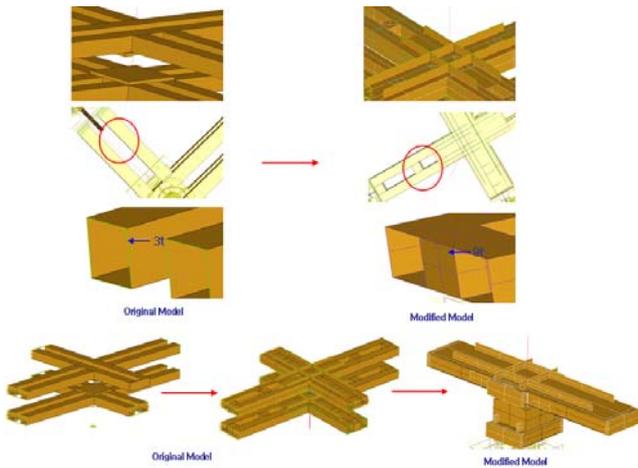


Fig. 2 Modification of Smart UAV test system design

높은 응력을 보인 구조물인 Moving structure와 Middle structure에는 인장강도 1,393MPa(Ar400)의 재료로 설계 변경되었고 그 이외의 구조물은 SM45C와 적절한 안전계수를 가지는 재질로 보강되었다. 모델의 대략적인 형상은 가로 및 세로방향이 5m×5m 이고 무인기를 제외한 높이가 약 3m이다. 지상시험설비의 구조진동해석을 위한 3차원 동적 유한요소모델은 Fig. 3과 같이 모델링하였으며, 절점 187,023개와 요소 363,665개로 구성되어 있다.

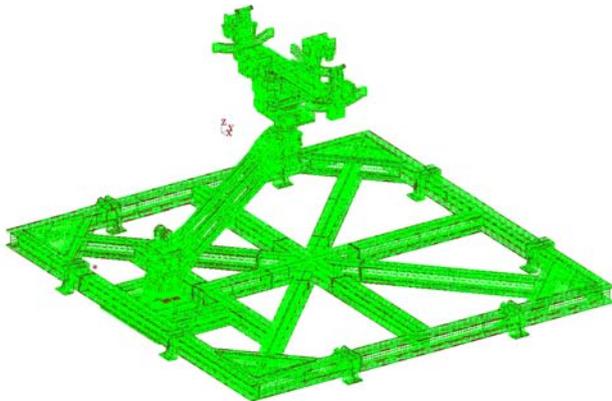


Fig. 3 Finite element model of test rig

또한 유한요소해석을 위해 Fig. 4와 같이 전체 시험치구를 구조물과 비구조물로 나누었다. 비구조물은 해석결과에는 영향을 미치나 응력분포를 나타내지 않아도 되는 구조물을 집중질량으로 나타내어 관성력을 부여하였으며, 구조물은 탄성계수와 밀도를 각각 부여하여 응력분포를 알아야 하는 부분으로 정의하였다.

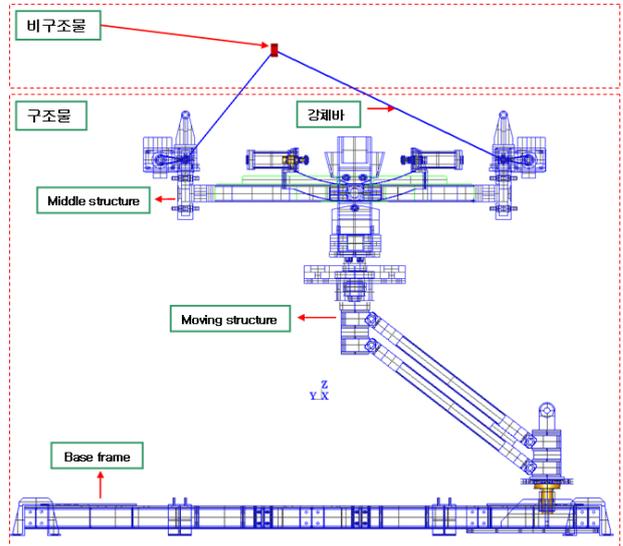


Fig. 4 Boundary conditions for structural analysis

상부에 4자유도를 가지면서 움직이는 스마트 무인기가 집중질량 개념의 비구조 유한 요소로 설계되었고 지상시험장치대는 Middle Structure(상부), Z방향 자유도를 가지는 Moving Structure(하부), 그리고 지면에 부착되어 있는 Base frame(바닥면)의 구조물로 구성되어 있다. 장치대의 총 질량은 5,551kg 이고, Middle structure를 포함한 구조 질량은 4,511kg이고, 스마트 무인기를 포함한 비 구조질량은 1,040kg이다.

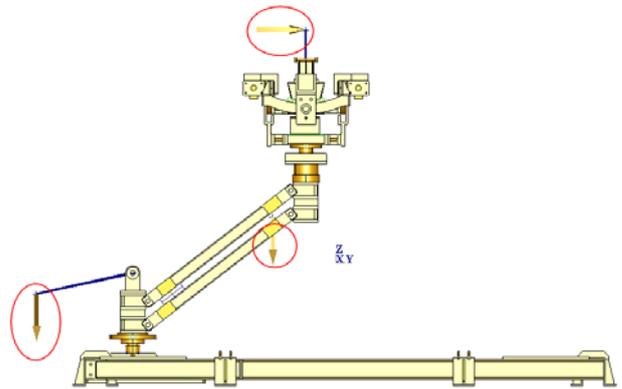


Fig. 5 Concentrated load case for test rig

Fig. 5는 지상시험치구에 옆방향 4g 하중을 가한 모습을 나타내었다. 비행체를 집중질량으로 고려하여 치구와 연결되

는 지점에 RBE(Rigid Bar Element)로 연결한 후 공력하중과 안전계수를 고려한 집중하중을 가하였다. 왼쪽아래부분의 하중은 무게추 역할을 담당하는 부분에 대하여 질량중심을 구하여 자중을 부여했으며, 가운데 나타난 하중은 비행체를 제외한 전체 치구의 질량중심에 자중을 부여한 모습이다.

3.2 구조해석 결과

하중이 가장 많이 걸릴 것으로 예상되는 Middle structure, Moving structure, Base frame에 대하여 구조해석 결과를 각각 나타내었다.

(1) Middle structure 해석결과

Middle structure 초기모델에 대한 구조해석 결과 몇 부분에서 파손이 발생하여, 파손이 나타난 부분에 대하여 보강이 이루어졌다. 위아래 부분에 보강재를 추가하고 frame의 두께를 늘려 구조를 보강하였다. 특히 Middle structure frame의 두께를 기존의 3mm에서 9mm로 증가시켰으며 전체적인 날개방향 frame의 길이가 줄어들고 frame의 옆 부분에도 구조물에도 면 접촉을 가지는 보강재가 추가되었다. 재질 또한 인장강도가 1,393MPa(Ar400)으로 변경되어 보다 큰 안전율을 확보할 수 있게 되었다. 응력분포는 Fig. 과 같으며 보강된 구조에 나타난 최고 응력은 939.8MPa로써 인장강도보다 낮은 응력이 나타나 구조적 안정성을 확보한 것을 알 수 있다.

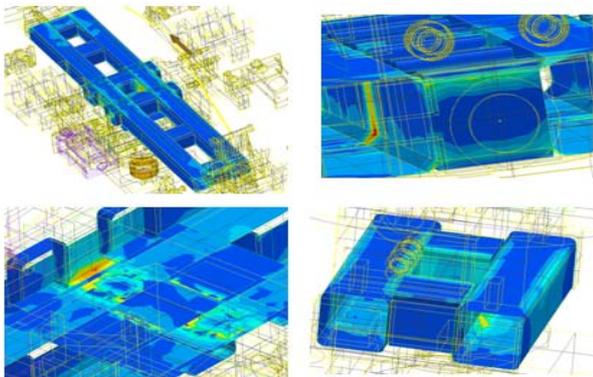


Fig. 6 Von-Mises stress contour on the middle structure

(2) Moving structure 해석결과

Moving structure는 초기 치구설계 시 응력이 가장 크게 나타날 것으로 예상된 구조물이다. 따라서 Moving structure를 연결하는 Arm assembly Link의 인장강도가 최종적으로 1,393MPa(Ar400)으로 변경되어 Moving structure로의 하중전달을 다소 경감시켜 주었다. 경계조건은 Arm assembly Link와 Moving structure와의 hinge-bolting결합을 contact 요소로 정의하였다. 구조해석 결과 초기모델에 대해서 응력이 인장강도보다 높게 나타났는데 모서리 부분과 하중을 지지하는 Frame과 Plate에서

파손이 나타났다. 구조에 발생한 최고 응력은 1,320MPa으로 안전계수는 -0.58으로 나타나 구조물의 보강이 요구되었다. Plate 보강 결과 위의 Fig. 7에서와 같이 응력분포가 인장강도 이하에 나타나 안전여유를 확보하였다. 두께증가와 보강재가 추가되었으며 최고응력은 448MPa로서 구조적으로 안정되었음을 알 수 있다.

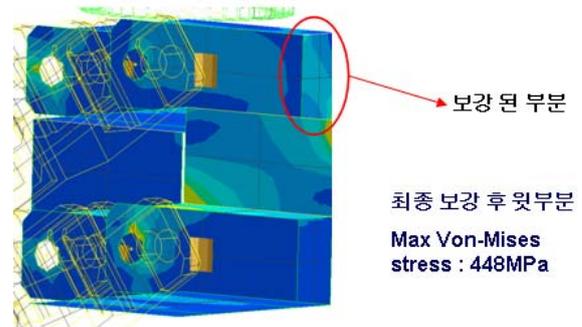


Fig. 7 Von-Mises stress contour on the moving structure

(3) Base frame 해석결과

Base frame 전체 형상에 대해 Fig. 8과 같이 해석을 수행하였으며 비상하중조건 중 앞 방향 4g에 대해 해석을 수행하였다. 비행체의 자중(1,040kg)과 Base frame을 제외한 지상시험치구의 4,511kg의 자중을 무게 중심에 가하여 해석하였으며 최대응력이 bolting결합 구조물에서 311MPa이 나타나 인장강도 내에 포함되어 안전여유를 확보하였다.

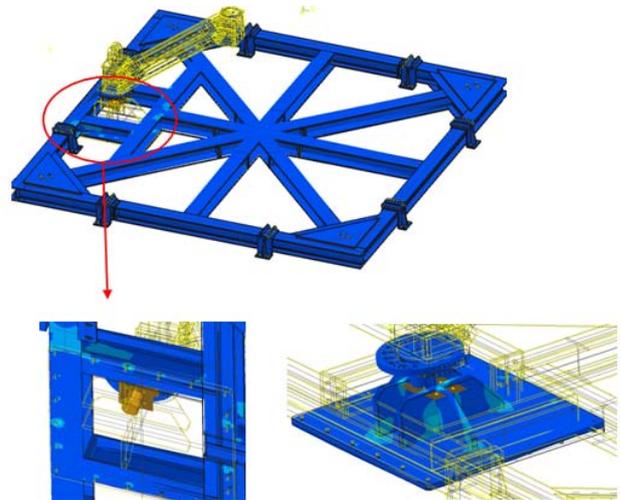


Fig. 8 Von-Mises stress contour on the base frame

3.3 충돌해석 결과

(1) 충돌해석 내용 및 경계조건

비행체의 관성을 부여한 질량중심을 비행체 대신 3축 회전관 위에 올려두고, 회전속도의 1.5배 속도의 조건으로 해석을 수행하였다. Fig. 9와 같이 지상시험치구에 비행체 대

신 집중질량과 관성력을 부가하였고 질량중심과 완충기를 강체빔으로 연결 후 계산된 충격하중(Moment)을 부가하는 방법으로 해석을 수행하였다. 하중은 충돌이 가해지는 치구에서 처음 발생하여 아래로 전달될 것으로 예상되어 회전 각속도에 대한 time range를 예상하여 한번 부딪혀서 나오는 1cycle 정도의 시간인 0.15초까지 해석을 수행하였다.

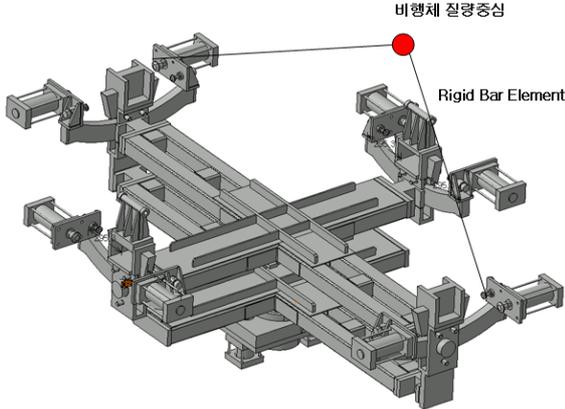


Fig. 9 Boundary conditions for impact analysis

각 경계조건에 부가하는 하중은 Table 1과 같이 rolling 각속도의 경우 고정익인 50deg/s의 1.5배인 75deg/s의 각속도를 가해주었으며 pitching 각속도의 경우 고정익인 20deg/s의 1.5배인 30deg/s의 각속도를 가해주었다. 완충기의 사양은 최고 반력으로 450N이 발생하는 댐퍼를 부가하였다. 변위는 100mm변형 후 강성을 충분히 큰 값을 부가하여 완충효과가 100mm변형동안만 작동하도록 스프링을 부가하였다.

Table 1 Rotation test condition of the smart UAV

	피치각속도 (deg/s)	롤각속도 (deg/s)
회전익	15	40
고정익	20	50

(2) 충돌해석 결과

지상시험치구에 대해 보강이 이루어진 모델을 rolling motion과 pitching motion에 대하여 해석을 수행하여 구조물의 안정성을 판단하였다. 보강된 모델은 전체적인 형상의 변경과 함께 완충기의 사양도 증가하였다. Rolling motion 충돌 해석 결과로 치구의 응력을 time domain에 따라 그래프로 나타내었다. rolling motion 충돌해석을 수행하였으며 응력분포는 Fig. 10과 같이 약 0.3초 동안 200MPa이 나타나 인장강도 내에 포함됨을 보였다.

Pitching motion 충돌 해석 결과로 Fig. 11에서와 같이 전반적으로 응력분포가 rolling motion보다 2배 정도 크게 나타난 것을 알 수 있는데 이는 pitching 회전하는 질량의

합은 비행체와 치구가 함께 움직이는 관성력을 가지므로 전체 질량이 비행체만 회전하는 rolling motion보다 크기 때문인 것으로 보인다. 또한 0.07초 동안 최고 400MPa이 나타나서 충돌 시간 또한 좀 더 길어졌다. 이는 완충기의 강성이 증가하여 댐퍼가 가지는 진동 감쇠역할을 초기 적용된 강성이 낮은 완충기에서보다 많은 시간에 대해 수행했기 때문인 것으로 보인다.

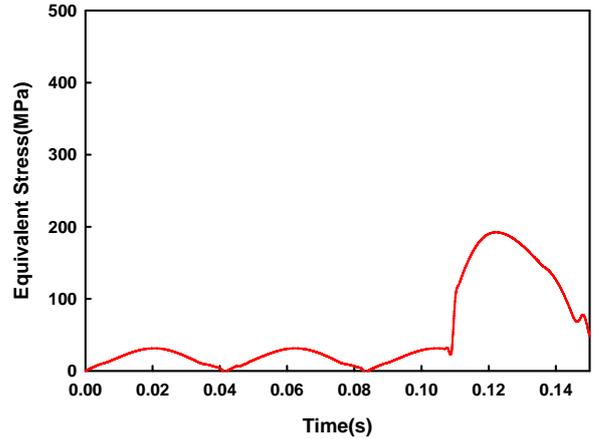


Fig. 10 Equivalent stress of rolling motion

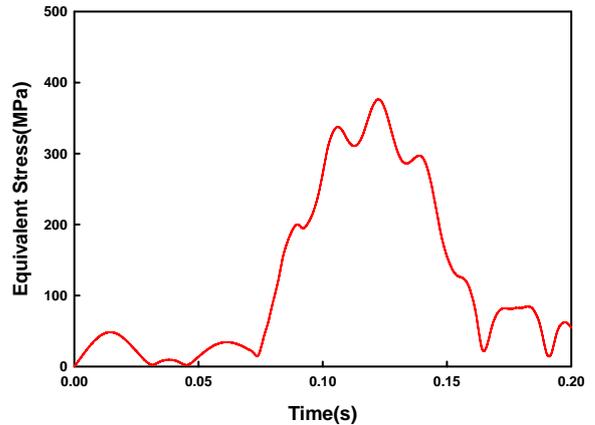
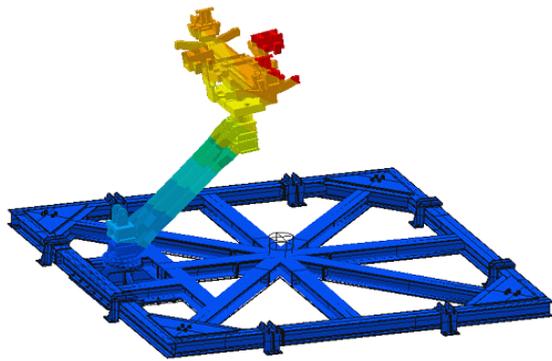


Fig. 11 Equivalent stress of pitching motion

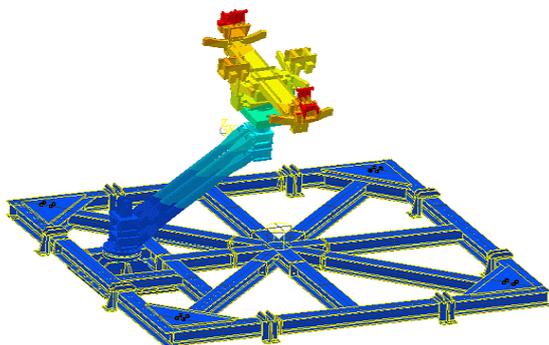
3.4 진동해석 결과

최종 수정된 모델의 구조물 고유진동해석 해석 결과가 아래와 같이 나타났다. 구조해석에 영향을 미치지 않는 비행체와 Mass balance 구조물은 집중질량으로 대신하였고 구조물의 질량은 무게중심에 부가하였다.

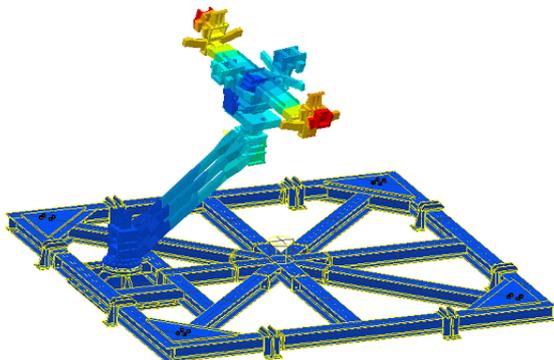
해석결과 Fig. 12(a)와 같이 1차 모드(mode)가 4.7Hz로 나타났으며 진동모드를 살펴보면 Middle structure의 rolling 방향으로 그 mode가 나타나는 것을 확인하였다. 2차 고유진동모드는 (b)로 나타났으며 5.1Hz로 1차 모드와 크게 차이가 없었으며 Middle structure의 pitching 방향으로 그 mode가 나타나는 것을 확인하였다.



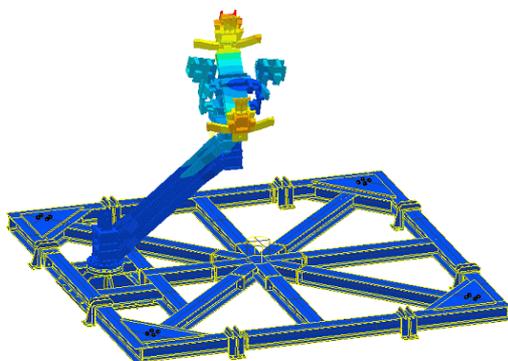
(a) 1st mode : 4.7Hz



(b) 2nd mode : 5.1Hz



(c) 3rd mode : 10.1Hz



(d) 4th mode : 38.4Hz

Fig. 12 Natural mode shape and frequency

3차, 4차 모드는 (c), (d)에서 보이는 바와 같이 각각 10.1Hz, 38.4Hz로 초기모델에 비해 큰 고유진동수를 보였는데 Middle structure의 비행체 동체 지지부의 변위가 크게 나타났으며 이는 큰 질량을 가지는 이 구조물의 고유진동수가 낮기 때문이다. 전체적으로 고유진동수가 증가하여 초기모델에 비해 구조적으로 진동에 대해 보다 안정되었음을 알 수 있다.

4. 결 론

스마트 무인기 지상시험 중 비행체의 파손을 방지하고 발생 가능한 지상시험치구의 파손을 예방하기 위하여 비상하중조건 및 충돌시험 환경에 따른 구조해석 및 진동해석을 상용프로그램을 이용하여 수행하였다. 설계된 모델에 대한 해석 결과를 바탕으로 최종 설계를 완료하였으며, 설계 완료된 모델이 어떤 구조적 특성을 갖는지 검토하였다. 최종 보강 이후 모든 구조물이 인장강도 이하의 응력분포를 보여 구조적으로 안전하다는 결과를 얻을 수 있었으며 완충기 사양을 증가시키는 등의 설계 개선이 이루어졌다.

후 기

본 연구는 항공우주연구원에서 수행중인 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기 기술개발) 및 경상대학교 2단계 BK21 사업 연구결과 중 일부임.

참 고 문 헌

- (1) Beom Cheol Hwang, Chul Kim, Won Byong Bae., 2009, "A Study of Structural Analysis and Torsional Characteristic of the Sleeve Spring Type-Torsional Vibration Damper", The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences. Vol. 26, No. 2, pp. 94~100.
- (2) Eun Hee Chang, Chung, Heon Soo., 1997, "A Study on Vibration Analysis of Coupled Structure ", Architectural Institute of Korea. Vol. 13 No. 10, pp. 256~266.
- (3) Dong-Man Kim, Dong-Hyun Kim, Kang-Kyun Park, Yu-Sung Kim., 2008, "Structural and Vibration Analysis of Large Wind turbine Rotor Considering the Rotational and Aero Load Effect", Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference., pp. 270~275.
- (4) SAMCEF Modal Analysis Module, User's Manual, SAMTECH, 2006.