

論文

고고도 장기체공 무인기 구조 설계 및 해석

김성준*, 이승규**, 김성찬**, 김태욱**, 김승호**

Structural Design and Analysis for High Altitude Long Endurance
UAV

Sung Joon Kim*, Seunggyu Lee**, Sung Chan Kim**, Tae-Uk Kim** and Seungho Kim**

ABSTRACT

Research is being carried out at Korea Aerospace Research Institute with aim of design a HALE UAV(High Altitude Long Endurance Unmanned Air Vehicle). HALE UAVs are ideally suited to provide surveillance, remote sensing and communication relay capabilities for both military and civilian applications. HALE UAVs typically cruise at an altitude between 15 km and 20 km, travelling at low speed and circling specific area of interest. Airframe structural point of view, weight reduction of the airframe structure is the most important method to improve the flight efficiency. High modulus CFRP(Carbon Fiber Reinforced Polymer) has been used in designing the structure in order to minimize the airframe weight. With respect to structural design and analysis, the key question is to decide an adequate airworthiness certification base to define suitable load cases for sizing of various structural components. In this study, FAR(Federal Aviation Regulation) 23 have constituted the guidance and benchmark throughout all structural studies. And the MSC/FlightLoads was introduced to analyze the flight loads for the HALE UAV. The MSC/FlightLoads can compute the flexible air load and analyzed loads are distributed on structural model directly. A preliminary structural concept was defined in accordance with the estimated inertial and aerodynamic loads. A FEM analysis was carried out using the MSC/Nastran code to predict the static and dynamic behaviour of UAV structure.

Key Words : HALE(고고도 장기체공), Weight Reduction(중량 절감), Load Analysis(하중 해석), Static and Dynamic Behaviour(정적 및 동적 거동)

1. 서 론

고고도 장기체공 무인기(HALE UAV)는 군용 및 민간용으로 원격 탐사, 통신 중계 등에 활용 할 수 있어 세계적으로 활발한 연구가 진행 되고 있다[1]. 고고도 장기체공 무인기는 15 km에서

20 km사이의 고도에서 저속으로 운항하면서 특정 관심 영역을 선회한다. 한국항공우주연구원에 서는 태양전지를 이용하여 장시간 체공하는 고고도 장기 체공무인기 개발을 위한 구조적 타당성 연구를 수행하고 있다. 장시간 체공을 위해서는 높은 양항비(Lift Drag Ratio)를 가지도록 가로세로비가 큰 날개를 사용하며, 구조경량화 요구조건도 기존항공기보다 훨씬 가혹하여 날개구조물이 유연해진다. 이러한 유연날개는 운용 중의 처짐에 의해 조종면 등의 간섭이 발생할 수 있으며, 플러터와 같은 공탄성 안전성이 기존 날개보다 취약하므로 개발과정에서 면밀한 검토가 필요하다. 본 논문에서는 세장비가 큰 고고도 장기체

2014년 07월 30일 접수 ~ 2014년 08월 25일 심사완료
논문심사일 (2014.08.15, 1차)

* 한국항공우주연구원 항공기술연구소

** 한국항공우주연구원 항공기술연구소

연락처, E-mail : yaelin@kari.re.kr

대전시 유성구 과학로 169-84

공 무인기의 정적 및 동적 특성을 분석하여 개발이 진행되는 고고도 장기체공 무인기의 상세 설계 시 활용하려한다. 구조물의 설계/해석을 위한 하중은 FAR Part 23을 기준으로 하여 구하였다 [2]. 본 연구에서는 날개의 변형을 고려한 하중해석을 수행하기 위하여 MSC/FlightLoads를 도입하였다. MSC/FlightLoads는 MSC/Nastran의 공탄성을 기반으로 하는 비행하중 해석 프로그램으로 MSC/Patran 환경에서 공력패널 모델링, 공력-구조 연계, 트림(trim) 조건 설정 등을 구현할 수 있다. 계산된 하중은 유한요소 구조모델에 표면보간법을 이용하여 분포되게 된다[3]. Fig. 1은 개발 중인 비행체의 개념 설계 단계의 형상이다.

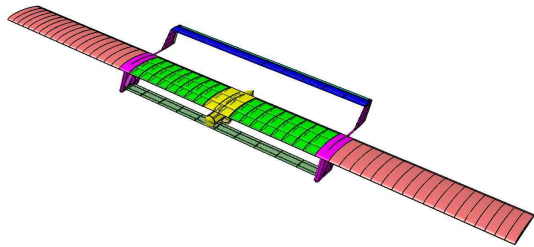


Fig. 1 HALE UAV configuration

2. 설계

2.1 주익 구조

Fig. 2는 고고도 장기체공 무인기의 주익 구조 배치를 보여주고 있다. 주익 구조물은 전방스파와 후방스파(Rear Spar), 리브(Rib), 마일러 표피(Mylar Skin), 전방 가드(Guard) 및 후방 가드로 구성되어 있다.

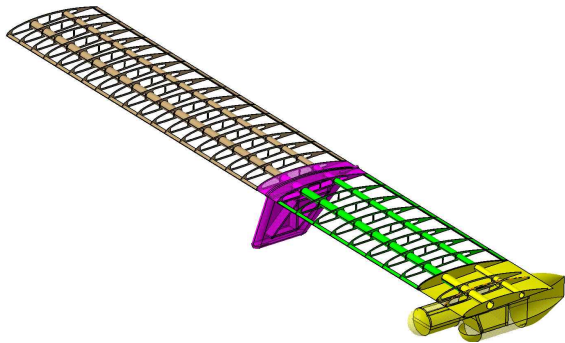


Fig. 2 Structural layout of main wing

2.2 미익 구조

Fig. 3는 고고도 장기체공 무인기의 미익 구조 배치를 보여주고 있다. 미익 구조물은 2개의 수직미익과 수평미익으로 구분되며, 각각 전방스파와 후방스파(Rear Spar), 리브(Rib), 마일러 표피(Mylar Skin)로 구성되어 있다.

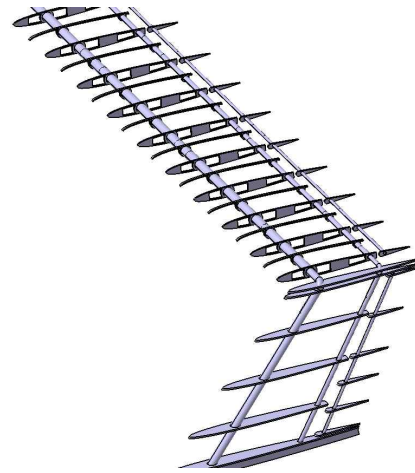


Fig. 3 Structural layout of tail

2.3 날개 사이징

개념설계 단계의 날개 사이징을 위하여 에너지 방법을 이용하여 날개 끝단의 처짐 량을 계산하였다. Fig. 4는 단순화된 날개의 작용하중이다. 날개를 외팔보로 가정하여 해석하였다. 여기서 q 는 분포된 날개의 하중이고 R_0 는 날개 끝단의 변위를 계산하기 위한 가상하중이다. 또한 R_1 은 미익에서 날개로 전달되는 하중이다. 이 해석에서는 탄성축(Elastic axis)에서 비틀림은 무시하고 해석하였다. 식(1)은 작용하중에 의한 구간 별 굽힘모멘트이고 식(2)는 전체 탄성에너지이다. 식(3)은 Castigliano의 제 2정리를 이용한 날개 끝단에서의 변위량이다[4].

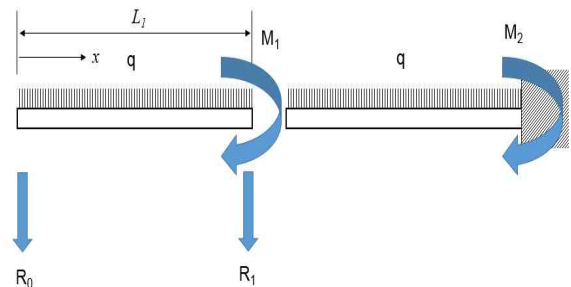


Fig. 4 Simplified wing model for analysis

$$M_1 = R_0x - \frac{q}{2}x^2 \tag{1}$$

$$M_2 = R_0x - \frac{q}{2}x^2 + R_1(x - L_1)$$

$$U_T = U_1 + U_2 \tag{2}$$

$$U_T = \int_0^{L_1} \frac{M_1^2}{2E_x I_x} dx + \int_{L_1}^{L_1+L_2} \frac{M_2^2}{2E_x I_x} dx$$

$$= \sum_{i=1}^{n_i} \frac{1}{2E_i I_i} \left[R_0^2 \frac{x^3}{3} + \frac{q^2 x^5}{20} - \frac{R_0 a}{4} x^4 \right]_0^{L_i}$$

$$+ \sum_{j=1}^{n_j} \frac{1}{2E_j I_j} \left[(R_0 + R_1)^2 \frac{x^3}{3} + \frac{q^2 x^5}{20} + R_1^2 L_1^2 x - \frac{(R_0 + R_1)q}{4} x^4 + \frac{qR_1 x^3}{3} - (R_0 + R_1)R_1 L_1 x^2 \right]_{L_1}^{L_1+L_j}$$

$$\frac{\partial U_T}{\partial R_0} = \sum_{i=1}^{n_i} \frac{1}{2E_i I_i} \left[\frac{2R_0 x^3}{3} - \frac{qx^4}{4} \right]_0^{L_i} + \tag{3}$$

$$\sum_{j=1}^{n_j} \frac{1}{2E_j I_j} \left[2(R_0 + R_1) \frac{x^3}{3} - \frac{qx^4}{4} - R_1 L_1 x^2 \right]_{L_1}^{L_1+L_j}$$

Table 1은 개념설계 단계에서 설계된 날개의 구간별 강성이다. Gust 하중을 분포하중으로 단순화하여 날개의 처짐을 해석하였다. 이 경우 작용하중 q 를 0.1378 N/mm로 가정하고 식(1)~(3)을 이용하여 구한 날개 끝단의 처짐은 1,341mm이다. 이 방법을 이용하여 끝단의 처짐이 설정한 허용범위 내에 들어오도록 설계 변경을 수행하였다.

Table 1. Wing Section Properties

Section	Section Length (mm)	EI_x (N-mm ²)
Inboard (Li_1)	530	4.46×10^{11}
Inboard (Li_2)	3,000	4.46×10^{11}
Inboard (Li_3)	610	2.65×10^{11}
Inboard (Li_4)	440	3.31×10^{11}
Outboard (Lo_2)	3,420	1.44×10^{11}
Outboard (Lo_1)	4,500	9.40×10^{10}

3. 해석

3.1 하중해석

본 논문에서는 개념 설계 단계에서 하중해석

을 수행하였다. 주익의 주요 조건인 Gust 조건과 수평 미익의 주요 조건인 Unchecked Pitch 조건에 대해서만 하중해석을 수행하였다. FAR 23에 따라 각 고도에 따라 Gust에 의해 발생하는 하중 배수값 중 최대값을 Gust 조건에 적용하였다. Unchecked Pitch 조건에 대해서는 Elevator의 각도를 -25 deg로 가정하고 해석하였다. 하중해석은 MSC/Flightload를 통해 수행하였다. 초기 설계 단계에서 중량 분포에 대해 정의되어 있지 않았으므로, 주익 Chord의 25%에 집중질량으로 항공기 중량을 모델링하였다. 공기력을 계산하기 위해 Fig. 5와 같이 Panel을 구성하였으며, 익형 역시 정의되지 않았으므로 Flat 한 날개로 가정하였다. 실제 항공기의 날개는 유연할 수 있지만, 설계 초기 단계에서 구조물의 강성에 대한 정보가 없으므로, 항공기 구조물은 강체(Rigid Body)라고 가정하였다. Gust 조건에 대한 압력분포는 Fig. 6과 같다.

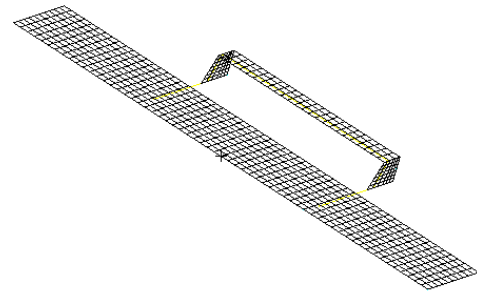


Fig. 5 Aerodynamic Panel

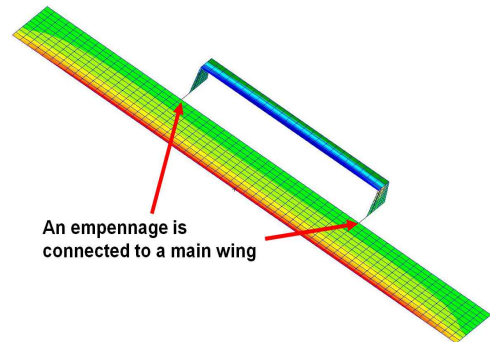


Fig. 6 Pressure Distribution

주익에 양의 방향으로 양력이 분포하고 수평 미익에는 음의 방향으로 양력이 분포된 것을 확인할 수 있다. 본 논문의 항공기는 미익의 하중이 주익에 전달된다. 주익의 압력분포에는 반영되어 있지 않지만 주익의 하중분포는 Fig. 7과 같이 미익 하중에 영향을 받는다. 주익의 Torsion은 Chord의 30%를 기준으로 계산하였다. Vertical

Shear, Bending Moment보다 Torsion이 미익 하중에 영향을 더 많이 받는 것을 확인할 수 있다. 미익 하중은 Gust 조건보다 Unchecked Pitch조건에서 더 크므로, 주익의 갑작스러운 하중 변화 역시 Unchecked Pitch조건에서 더 큰 것을 확인하였다. 이러한 주익의 하중분포 특성은 추후 상세 설계 단계에 반영되어야 할 것이다.

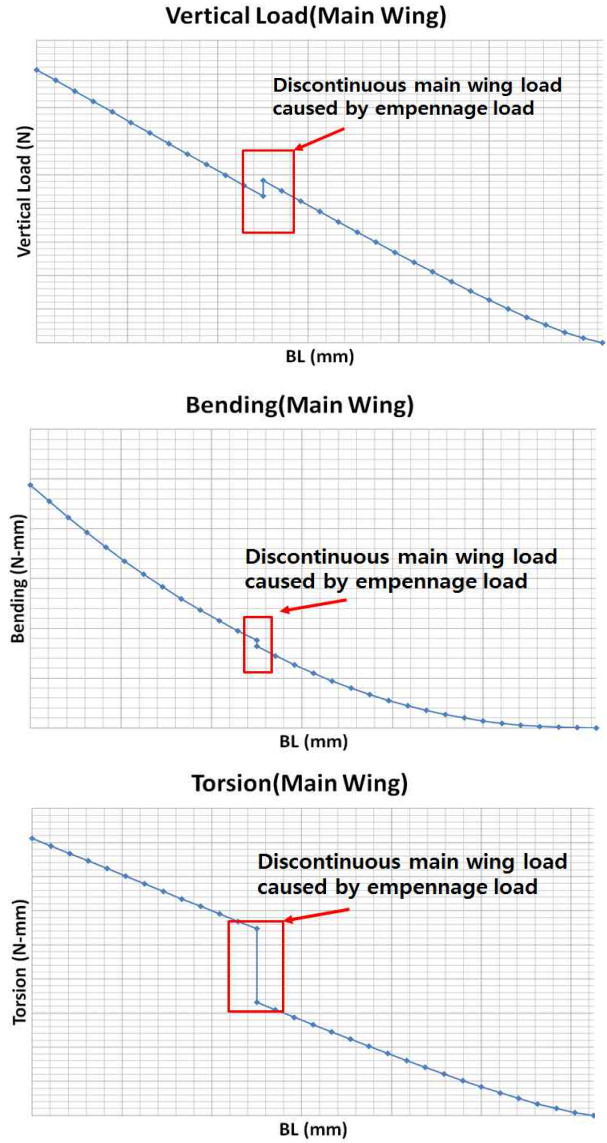


Fig. 7 Wing VMT

3.2 정적 구조해석

구조물의 건전성 검토를 위하여 전기체 유한요소모형을 구축하였다. 모델에 적용된 요소의 수는 총 79,325개이며, 127개의 1-D Beam 요소와 79,198개의 Shell 요소로 구성되었다. Fig. 8은 정적해석을 위한 전기체 유한 요소 모델이다. 정적구조해석을 위하여 하중해석된 결과를 전기체 모델에 분포시켰다. 본 논문에서는

설계하중을 정적시험하중과 같이 모사하여 RBE3요소에 부과하였다. Fig. 9~10은 Gust 조건에 대한 날개의 설계하중과 시험하중의 굽힘 모멘트와 비틀림 모멘트를 비교한 것이고, Fig. 11~12는 Unchecked Pitch조건에 대한 수평미익(Horizontal Tail)의 굽힘 모멘트와 비틀림 모멘트를 비교한 것이다.

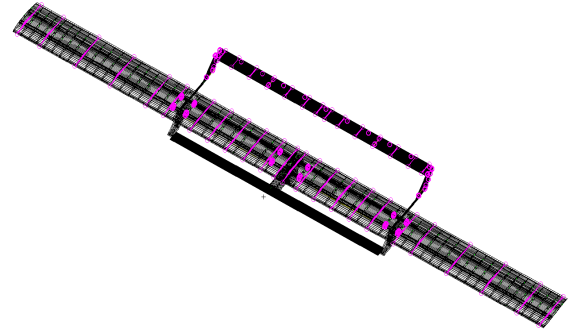


Fig. 8 FEM model for HALE UAV

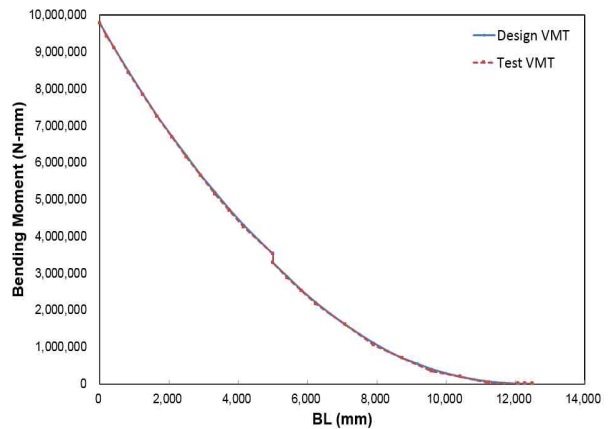


Fig. 9 Wing Bending Moment Diagram

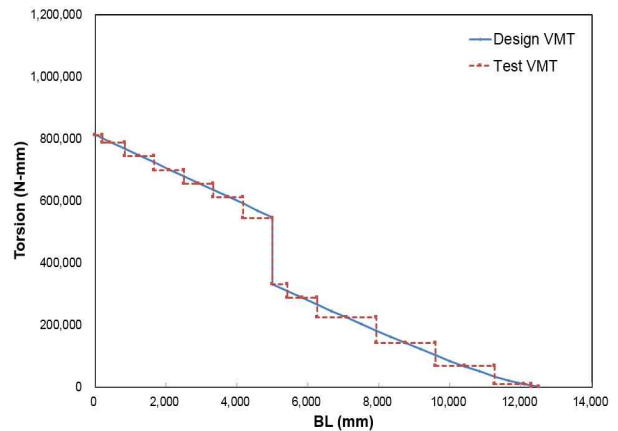


Fig. 10 Wing Torsion Moment Diagram

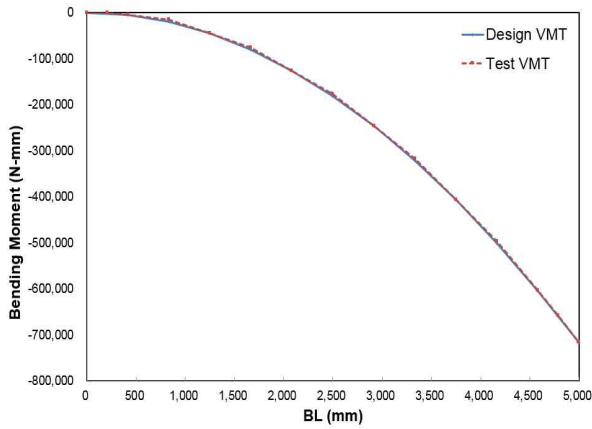


Fig. 11 HT Bending Moment Diagram

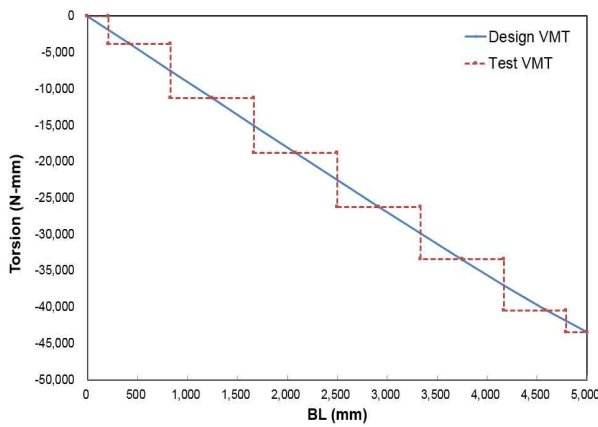


Fig. 12 HT Torsion Moment Diagram

설계/해석 시 사용한 Carbon/Epoxy 복합재료는 H3055/Toughened resin이다. 인장시편은 ASTM D3039 복합재료 인장시험 방법에 의거하여 제작되었다[5]. 복합재료 시편은 2 mm/min의 속도로 시험되었다. Table 2는 유한요소 모델 시 사용한 복합재료의 물성이다.

Table 2. T800 Material Properties

Properties	Value
E_1 (GPa)	167.0
E_2 (GPa)	8.3
G_{12} (GPa)	4.0
ν_{12}	0.28
ρ (g/cm ³)	1.55

Fig. 13은 Gust 조건에서 해석결과이다. 이 경우 날개 끝단의 최대 변위는 1,550 mm이다. Fig. 14는 Unchecked Pitch조건에서 해석결과이다. 이 경우 수평미익 중앙에서의 최대 변위는 2,380 mm이다.

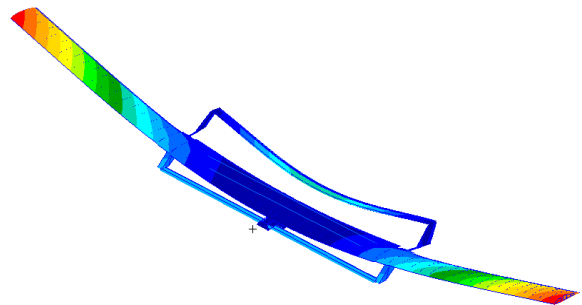


Fig. 13 Wing Deflection for Gust Load

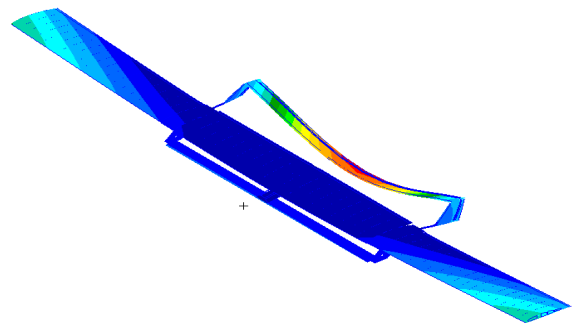


Fig. 14 HT Deflection for Gust Load Case

3.3 모달 해석

Fig. 15~17은 모달해석을 이용하여 구한 서브 날개, 날개 및 수평미익의 모드이다. Table 3은 전기체 모델의 각 모드 별 주파수를 정리한 것이다.

Table 3. Modal Frequency

Mode	Frequency (Hz)
1 st Sub-wing bending	1.27
1 st Wing bending	2.13
1 st HT bending	2.21

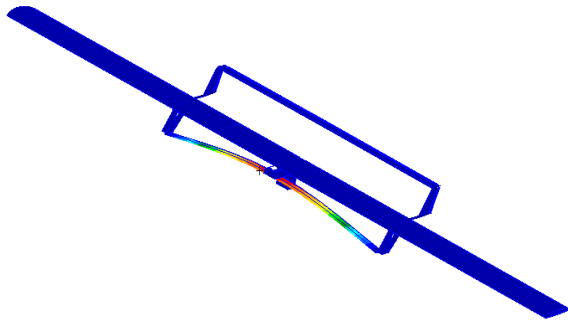


Fig. 15 1st Sub-wing Bending Mode

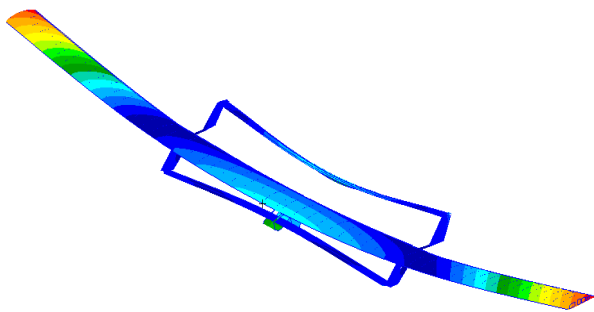


Fig. 16 1st Wing Bending Mode

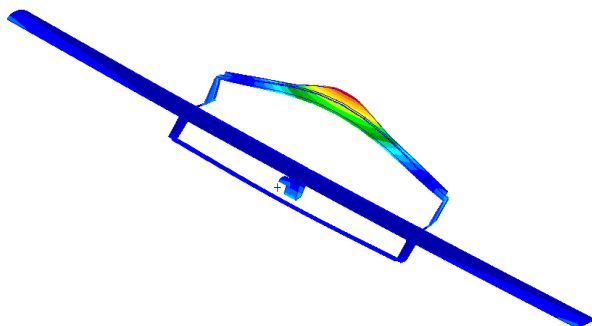


Fig. 17 1st Horizontal Tail Bending Mode

해석결과 현재 개념 설계된 고고도 장기체공 무인기는 매우 낮은 고유 진동수를 갖는 것을 알 수 있다. 향후 플러터 해석 등 수행하여 구조물의 동적 안정성을 평가할 예정이며 관련 요구조건을 도출할 계획이다.

4. 결 론

본 논문에서는 개념설계 단계의 고고도 무인기의 구조적 특성을 분석하였다. 사이징 시 이론해를 이용하여 개략적인 설계를 진행하였다. 이

론해를 이용한 사이징은 개념설계 단계에서 설계 개념에 대한 개략적인 성능의 비교를 위해 사용하였다. 이론해를 이용한 해석결과는 전기체 유한요소모델을 이용하여 해석과 약 16% 정도의 차이를 보인다. 이는 이론해를 이용한 방법은 국부적인 변형과 비틀림을 고려하지 않았기 때문이다. 하중해석 및 정적 구조해석을 통하여 얻은 구조물의 변형 결과는 설계 시 구성품 및 조종면간의 간격을 점검하고 풍동 시험 시 사용될 변형된 모델을 제작할 때 사용될 계획이다. 또한 모달 해석 결과는 공탄성해석 시 사용되며 향후 모달 시험을 통하여 검증될 예정이다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부와 민군기술협력진흥센터의 지원으로 수행된 민군기술협력개발사업의 수행 결과이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Ross, H., "Fly around the World with a Solar Powered Airplane," The 26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences Proceedings (AIAA-2008-8954), 2008.
- 2) "Federal Aviation Regulation (FAR), Part 23 - Airworthiness Standards : Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplanes", Federal Aviation Administration, 2009.
- 3) MSC/NASTRAN user's manual
- 4) Richard, G., Advanced Strength and Applied Stress Analysis, McGraw-Hill, 1985.
- 5) ASTM D 3039/D 3039M - 00, "Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials", ASTM International, 2000.