

성층권 태양광 드론 비행하중해석

신정우*, 박상욱*, 이승규*
 *한국항공우주연구원 항공기술연구부
 e-mail:jeongdal@kari.re.kr

Flight Loads Analysis for Stratospheric Solar Drone

Jeong Woo Shin*, Sang Wook Park*, Seunggyu Lee*
 *Aeronautics Technology Research Division, Korea Aerospace Research Institute

요약

태양광을 에너지원으로 하는 드론이 성층권에서 장기체공을 하기 위해서는 드론의 효율이 매우 높아야 한다. 특히, 초경량 설계는 드론의 효율을 높이는데 있어 가장 중요하다. 본 논문에서는 고세장비 주익 및 초경량 기체구조를 갖는 성층권 태양광 드론의 하중해석에 대해 설명하고 그 결과를 도시한다. 초경량 기체구조는 변형이 크게 발생하며 이는 드론에 작용하는 공기력에 영향을 미치므로 이를 반영한 비행하중해석을 수행한다. 미 감항규정(FAR Part 23)을 적절히 수정하여 비행하중해석조건을 선정한다. 상용 소프트웨어인 MSC.Flightloads를 이용해 공기력, 질량, 구조 모델링 및 비행하중해석을 수행하였다. 해석의 결과로 항공기 각 부분의 VMT를 구하고 주요설계하중조건을 선정하였다.

1. 서론

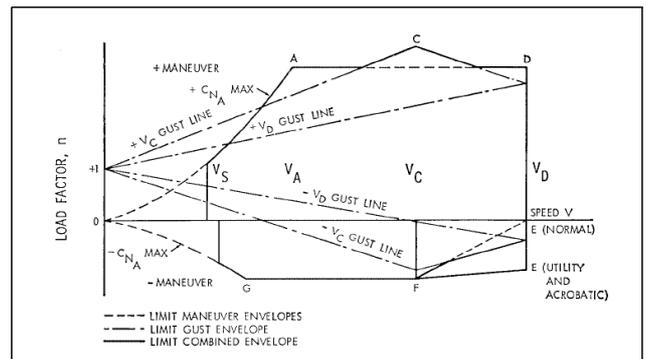
태양광을 에너지원으로 하는 드론이 성층권에서 장기체공을 하기 위해서는 시스템을 매우 효율적으로 설계해야 한다. 특히 드론 전체 중량의 30% 이상을 차지하는 기체구조의 경량화는 필수적이다. 일반적으로 장기체공 태양광 드론은 고세장비 주익을 갖는 초경량 구조로 설계되며, 비행 중 큰 변형을 갖게 된다. 따라서, 기체구조 설계에 이러한 변형을 고려해야 한다.

항공기 기체구조 설계에 있어 가장 먼저 기체에 작용하는 비행하중을 산출해야 하며, 기체구조의 변형이 비행하중에 영향을 미치기 때문에 이를 고려하여 비행하중을 산출해야 한다. 특히, 고세장비 주익 및 초경량 기체구조를 갖는 성층권 태양광 드론은 변형이 크게 발생하기 때문에 반드시 이를 고려하여 비행하중을 산출해야 한다. 본 논문에서는 성층권 장기체공 태양광 드론의 비행하중해석에 대해 설명하고, 그 결과로 항공기 각 부분의 VMT 도시 및 주요설계하중조건을 선정한다.

2. 비행하중해석

2.1 해석조건

항공기 비행하중을 위해서는 먼저 적용 규정을 선정해야 한다. 그러나 성층권 태양광 드론에 적용 가능한 규정이 없으므로 FAR Part 23을 적절히 수정하여 적용하였다[1].



[그림 1] V-n Diagram

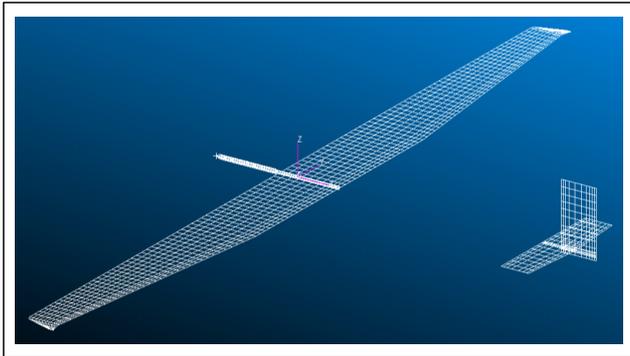
규정이 마련되면 이에 따라 해석조건을 선정해야 한다. 해석조건 선정에 앞서 규정에 따라 그림 1과 같이 V-n Diagram을 작성해야 한다. V-n Diagram에 명시된 비행속도 및 하중배수(Load Factor)와 규정에 따라 선정된 대칭기동/롤기동/요기동과 돌풍조건에 대한 해석조건을 마련한다.

2.2 모델링

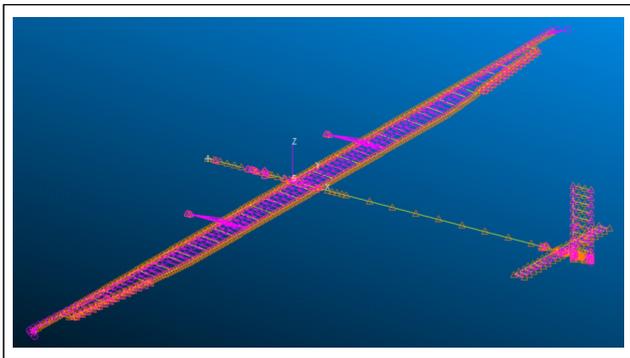
비행하중해석을 위해서는 공기력(Aerodynamic Force), 구조, 그리고 질량 모델이 필요하다. 모델링 및 해석수행은 상용 소프트웨어인 MSC.Flightloads를 사용하였다.

MSC.Flightload는 아음속 공기력 계산을 위해 패널(Panel) 코드인 DLM(Doublet Lattice Method)을 사용하며, 성층권 드론의 공기력 패널 모델은 그림 2와 같다. 주익의 익형(Airfoil)은 평균 캠버 형상(Mean Camber)으로 모델링 하였으며, 미익은 대칭 익형이므로 캠버를 모델링 하지 않았다.

구조 및 질량 모델은 그림 3과 같다. 기체구조의 변형을 고려하기 위해 유한요소방법을 이용해 기체구조를 모델링하였다. ‘CBAR’ 요소를 이용해 기체구조의 강성을 정확히 모사하였다. 공기력 패널 모델과 구조모델은 스플라인(Spline)을 이용해 연결하여 변형에 의한 공기력의 재분배를 고려하게 된다. 성층권 태양광 무인기는 태양광 및 배터리가 에너지원이며 비행 중 무게중심의 변화가 없으므로 최대이륙중량만 고려한다. MSC.Flightloads에서 제공하는 ‘CONM2’ 카드를 이용해 유한요소절점의 집중질량 형태로 항공기 질량을 모델링 하였다.



[그림 2] Panel Model

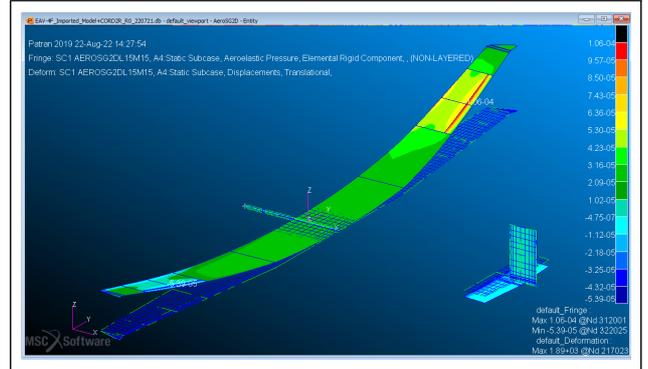


[그림 3] Structure and Mass Model

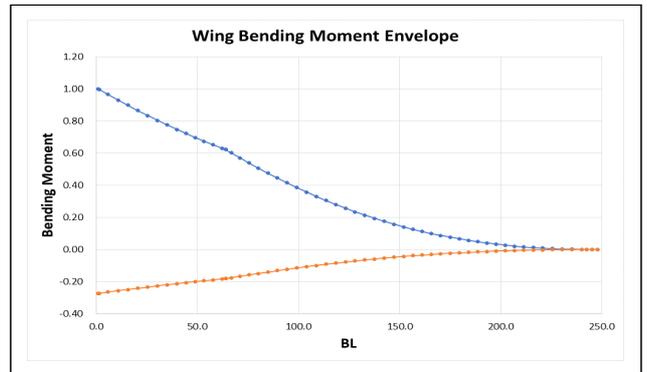
2.3 해석 및 결과

비행하중은 균형기동해석방법을 적용하여 산출하였다[2]. 해석을 통해 산출된 공기력과 관성력을 이용하여 항공기 각 부분의 하중을 VMT(전단력(Shear Force(V)), 굽힘 모멘트

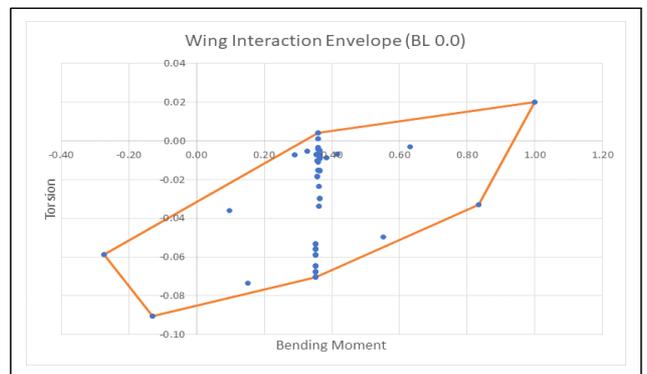
(Bending Moment(M), 비틀림(Torsion(T))) 형태로 정리하였으며, 이를 이용해 VMT 포위(Envelope) 선도를 작성한다. 또한, VMT 포위 선도 외에 굽힘 모멘트와 비틀림의 상호 포위(Interaction Envelope) 선도를 추가로 작성하고, VMT 및 포위 선도를 종합적으로 고려하여 주요설계하중조건을 선정한다. 그림 4는 롤기동 조건의 전기체 압력분포 및 기체구조의 변형을 보여주고 있다. 그림 5는 주익의 굽힘 모멘트 포위 선도이며, 그림 6은 주익의 Root부의 굽힘 모멘트와 비틀림의 상호 포위 선도이다.



[그림 4] Pressure Distribution of Rolling Maneuver



[그림 5] Wing Bending Moment Envelope



[그림 5] Wing Bending/Torsion Interaction Envelope

3. 결론

본 연구에서는 초경량 기체구조를 갖는 성층권 태양광 드

론에 대한 비행하중해석에 대해 간략히 설명하였다. 기체구조 변형을 정확히 모사하여 해석모델을 구성하고 이를 반영한 비행하중해석을 수행하였다. 해석의 결과로 VMT 및 상호포위 선도를 작성하였고, 이를 근거로 주요설계하중조건을 선정하였다. 선정된 조건은 구조 설계 및 해석에 적용하여 기체구조 개발을 진행하게 된다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단, 성층권드론기술개발사업단의 지원을 받아 상시재난감시용 성층권드론기술개발사업을 통해 수행되었음(No. 2022M3C1C7082621).

참고문헌

- [1] Federal Aviation Regulation(FAR), Part 23 - Airworthiness Standards: Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplane, Federal Aviation Administration.
- [2] 신정우, 김성찬, 황인희, “ARGON을 이용한 스마트 무인기 비행하중해석”, 한국항공우주학회지, 제 33권 7호, pp. 76-84, 7월, 2005년.