

전기동력무인기 유연날개 플러터 해석

Flutter Analysis of Flexible Wing for Electric Powered UAV

이상욱† · 신정우* · 최용준**

Sang-Wook Lee, Jeong Woo Shin and Yong-Joon Choi

Key Words : Electric Powered UAV(전기동력무인기), Lightweight Structure(경량 구조물), Flexible Wing (유연날개), Flutter(플러터), Aeroelastic Stability(공탄성 안정성)

ABSTRACT

Recently, development of electric powered UAV for high altitude and long endurance mission has been conducted worldwide. Long endurance requirement necessitates high lift over drag (L/D) aerodynamic characteristics and lightweight structures, leading to highly flexible wings with high aspect ratio. These highly flexible wings increase the danger of catastrophic aircraft failure due to flutter, which is a dynamic aeroelastic instability occurring from the interaction of aerodynamic, inertial, and elastic forces acting on the aircraft flying through the air. In this paper, flexible wing for electric powered UAV whose skin is fabricated using mylar film for lightweight design is briefly explained. In addition, flutter analysis procedures and results for the flexible wing in order to substantiate the aeroelastic stability requirements are presented.

1. 서 론

기 호 설 명

- b : 기준 반시위 길이
- k : 무차원 진동수 ($= \omega b / V$)
- p : 복소 고유치
- V : 비행 속도
- ρ : 공기 밀도
- ω : 회전 주파수 (rad/s)
- M_{hh} : 일반화된 질량 행렬
- C_{hh} : 일반화된 감쇠 행렬
- K_{hh} : 일반화된 강성 행렬
- Q_{hh}^R : 일반화된 공기력 행렬, 실수부
- Q_{hh}^I : 일반화된 공기력 행렬, 허수부

최근 다양한 동력원을 이용해 높은 고도에서 장시간 제공할 수 있는 항공기 개발이 세계적으로 활발히 진행되고 있다. 한국항공우주연구원에서는 태양전지(Solar Cell)를 동력원으로 이용하여 장시간 제공할 수 있는 전기동력무인기(Fig. 1)를 개발 중이다.

장시간 체공을 위해서는 양력 대 항력비(양항비)를 높이기 위해 가로세로비가 큰 날개를 사용하고, 구조물 경량화 요구조건도 기존의 일반적인 항공기보다 훨씬 가혹하여 날개 구조물이 매우 유연해진다. 이러한 유연 날개는 비행 시 주위 공기 흐름과 구조물의 상호작용으로 발생하는 플러터와 같은 공탄성 불안정 현상에 취약하므로, 비행체 개발 초기 단계부터 이를 고려해 구조물을 설계해야 한다.

본 논문에서는 경량화를 위해 마일러 필름(Mylar Film)을 표피(Skin)로 사용한 전기동력무인기 유연 날개를 간략히 소개하였다. 또한, 해당 유연날개의 공탄성 안정성을 평가하기 위한 플러터 해석 과정을 소개하고, 주요 결과를 제시하였다.

† 교신저자, 발표자; 정회원, 한국항공우주연구원
E-mail : lsw@kari.re.kr
Tel : 042-860-2833, Fax : 042-860-2009
* 한국항공우주연구원
** LG 화학

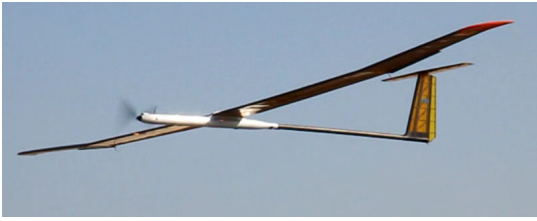


Fig. 1 Electric Powered UAV (EAV-2H)

2. 유연날개 플러터 해석

전기동력무인기는 배터리의 전기에너지를 동력원으로 사용하기 때문에 연료 소모에 따른 비행체 중량 및 무게중심의 변화가 없다. 따라서, 플러터 해석은 한 가지 설계기준 중량조건에 대해서만 수행하였다. 무인기 감항인증 규정⁽¹⁾에서는 플러터 해석을 통해 계산한 플러터 속도 마진이 설계강하속도(Design Dive Speed)의 20% 이상이 되어야 한다고 요구하고 있다. 이에 따라 플러터 해석 후 전기동력무인기의 설계강하속도를 기준으로 모든 비행영역에서 적절한 플러터 속도 마진을 확보하고 있는지 확인하였다.

2.1 전기동력무인기 날개

전기동력무인기 날개는 스펠(Span)과 시위(Chord)가 각각 10m, 0.5m로 가로세로비가 20인 세장형이다. 날개 구조물은 경량화를 위해 경질 표피(Hard Skin) 대신 마일러 필름을 표피로 사용하였고, 비행 중 날개에 작용하는 주요 하중은 비강도가 우수한 탄소/에폭시 복합재료로 제작된 중공 봉 형태의 스파(Spar)에서 감당하도록 설계하였다. 또한, 날개 형상 유지를 위한 립(Rib) 등의 구조 부품은 발사(Balsa)와 유리/에폭시 복합재료를 이용한 샌드위치 구조로 구성하였다. 태양전지는 마일러 필름 표피 윗면에

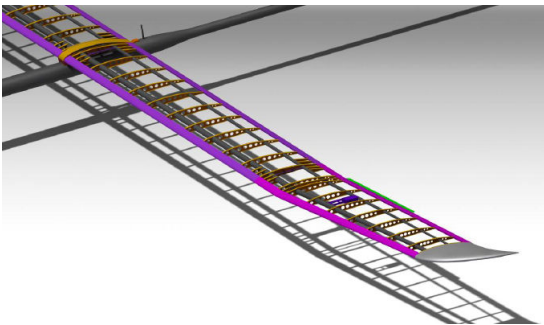


Fig. 2 Structural Layout of Wing for EAV-2H

부착되었다⁽²⁾. Fig.2는 전기동력무인기 날개의 주요 구조물 배치를 나타낸 것이다.

2.2 플러터 해석 모델

플러터 해석 모델은 동적 유한요소 모델과 공기력 모델로 구성되며, 동적 유한요소 모델은 다시 강성 모델과 질량 모델로 구성된다. 동적 유한요소 모델과 공기력 모델은 각각 구조물의 고유진동 특성과 비정상(Unsteady) 공기력을 계산하여 플러터 해석에 활용하게 된다. 본 연구에서는 상용 소프트웨어인 MSC. NASTRAN을 이용해 동적 유한요소 모델과 공기력 모델을 구성하였으며, 비정상 공기력 계산방법으로는 아음속 영역 플러터 해석에 많이 활용되는 DLM 방법을 이용하였다. 플러터 해석은 모달 영역(Modal Domain)에서 수행되므로, 정확한 해석을 위해서는 구조물의 고유진동 특성을 정확히 모사할 수 있는 동적 유한요소 모델을 구성해야 하는데, 이를 위해 참고문헌⁽³⁾에서 제시한 방법과 지침을 활용하였다. Fig.3~5는 전기동력무인기 날개의 각각 강성, 질량, 공기력 모델을 나타낸 것이다.

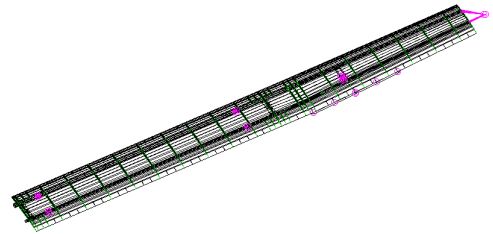


Fig. 3 Stiffness Model for EAV-2H Wing

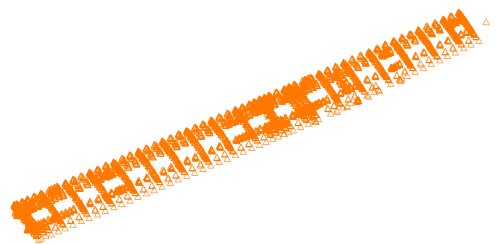


Fig. 4 Mass Model for EAV-2H Wing

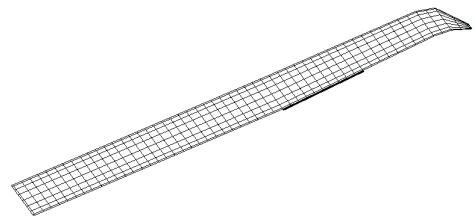


Fig. 5 Aerodynamic Model for EAV-2H Wing

2.3 플러터 해석 방법 및 절차

모달 영역에서 플러터 해석을 수행하는데 사용되는 지배 방정식은 다음과 같다.

$$[M_{hh}p^2 + (C_{hh} - \frac{1}{2} \frac{\rho b V}{k} Q_{hh}^I) p + (K_{hh} - \frac{1}{2} \rho V^2 Q_{hh}^R)] \bar{\zeta} = 0 \quad (1)$$

여기서, M_{hh}, C_{hh}, K_{hh} 는 각각 일반화된 질량, 감쇠, 공기력 행렬로 2.2절에서 구성한 플러터 해석 모델을 이용해 계산된다. 특정 비행속도나 무차원 진동수 조건에서 식 (1)을 이용해 복소수 고유치 문제를 풀면 해당 조건에서의 주요 진동 모드 별 주파수와 감쇠 값을 계산할 수 있다. 이를 복수의 조건에서 반복 수행하면, 관심 비행속도 영역에서 주요 진동 모드들의 감쇠와 주파수 변화를 나타내는 속도-감쇠(V-g) 선도와 속도-주파수(V-f) 선도를 구할 수 있다.

Table 1은 한국항공우주연구원에서 적용하고 있는 플러터 해석절차를 4단계로 구분하여 나타낸 것인데, 주목할 점은 3단계부터는 상용 소프트웨어인 MSC. NASTRAN 대신 자체 개발한 플러터 해석 패키지 (pyFlutter)를 사용한다는 점이다. pyFlutter는 객체 지향 스크립트 언어인 파이썬 기반으로 개발되어 해석 프로세스 자동화가 용이하고, 병렬처리 플러터 해석 루틴을 구현하여 속도 별 병렬처리를 통해 해석 시간을 단축할 수 있다. 또한, Match Point 플러터 해석이 용이하고, 플러터 해석 결과 후처리 GUI를 제공하여 플러터 특성 분석이 용이하다는 장점이 있다. 전기 동력무인기 유연날개 플러터 해석도 Table 1에 기술한 절차에 따라 수행되었다.

Table 1 Flutter Analysis Procedure in KARI

Step	Task	S/W Tools
1	Flutter Modeling	MSC.Software & In-house Code (mass distribution)
2	Computation of Generalized Matrices (Stiffness, Mass, Aerodynamics)	MSC.NASTRAN (SOL 145 + DMAP Alter)
3	Flutter Solution	In-house Code (pyFlutter solver)
4	Post-processing & Interpretation of results	In-house Code (pyFlutter GUI)

2.4 플러터 해석 결과

전기동력무인기 유연날개 플러터 해석은 오른쪽 날개 모델에 대해 날개-동체 체결 부위를 고정된 경계 조건에서 수행하였다. 플러터 해석조건으로 마하수와 비행속도 범위는 전기동력무인기의 설계강하속도와 최대 운용고도 등을 고려해 설정하였다. 또한, 마하수, 비행속도, 비행고도 조합이 호환되는 플러터 해를 찾는 Match Point 플러터 해석을 수행하였다.

Fig.6은 대표 마하수 조건에서 수행한 플러터 해석 결과를 V-g & V-f 선도로 나타낸 것이다. 왼쪽이 V-g 선도, 오른쪽이 V-f 선도이며, 각각 비행속도에 따른 진동 모드 별 감쇠와 주파수 변화를 나타낸다. V-g 선도에서 감쇠가 0이 되는 속도(모드 별 곡선이 x축과 교차하는 지점)에서 플러터가 발생하며, 플러터 주파수는 플러터 속도에서 해당 진동 모드의 주파수 값을 V-f 선도에서 찾으면 된다. Fig.6을 보면 플러터 해석을 수행한 비행속도 범위 내에 한 개의 플러터 해가 있고, 해당 플러터 해는 플러터 발생 후에도 감쇠가 급격히 감소하는 Strong 플러터 특성을 갖고 있음을 알 수 있다.

Fig.6은 전기동력무인기 유연날개의 관심 주파수 대역에 있는 모든 진동모드를 고려한 플러터 해석 결과로, 플러터에 중요한 영향을 끼치는 진동 모드를 식별하기 위해 플러터 모드 분석을 수행하였다. 이러한 분석 과정을 통해 특정 플러터 해의 중요도를 알 수 있고, 플러터 속도를 증가시키기 위한 설계 개선 방안을 찾을 수 있다. 플러터 모드 분석 방법은 플러터 해석에 사용되는 진동 모드의 조합을 변경하면서 해석을 수행해, 전체 모드를 모두 사용한 해석 결과와 비교하여 가장 근사한 결과를 주는 진동 모드의 조합을 찾는 것이다. Fig.7은 Fig.6에서 발생한 플러터 모드를 분석한 결과를 나타낸 것으로, 해당 플러터는

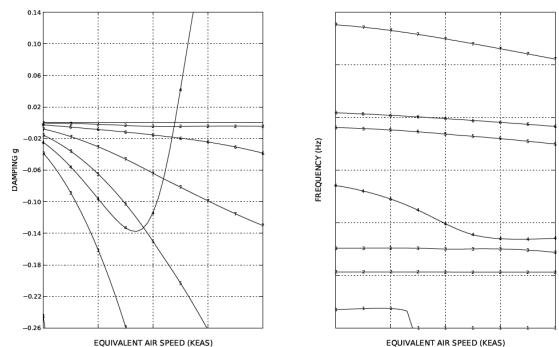


Fig. 6 V-g & V-f Plot for EAV-2H Wing

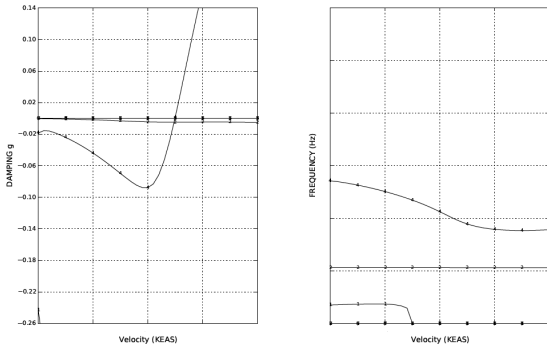


Fig. 7 Flutter Mode Analysis for EAV-2H Wing

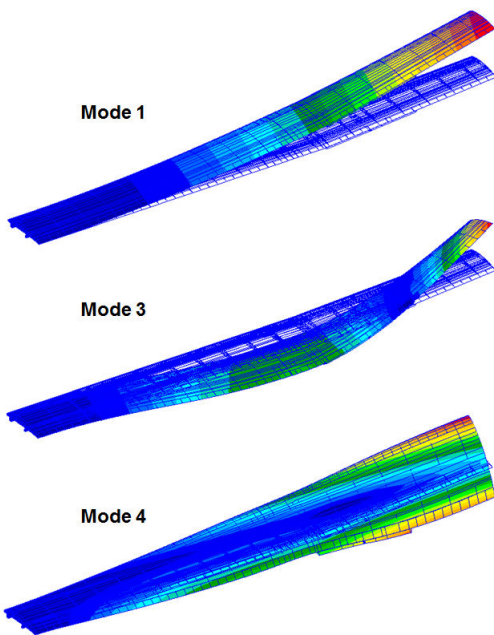


Fig. 8 Vibration Modes for EAV-2H Wing Flutter

고유 진동모드 세 개(모드 1, 3, 4)의 상호 작용으로 발생한 것으로 보인다. Fig.8은 플러터에 영향을 끼치는 고유 진동모드 형상을 나타낸 것이다. Fig.7~8에서 전기동력무인기 유연날개의 플러터는 1차 수직굽힘 모드, 2차 수직 굽힘 모드, 1차 비틀림 모드의 상호 작용으로 발생하는 것을 알 수 있다.

다양한 마하수 조건에서 플러터 해석을 수행 후 플러터 속도 마진을 분석한 결과, 전기동력무인기 유연날개는 모든 설계 비행영역에서 무인기 감항인증 기준에서 요구하는 수준 이상의 플러터 속도 마진을 확보하고 있음을 확인하였다.

플러터 특성을 정확히 예측하려면 동적 유한요소 모델이 구조물의 모달 특성을 잘 묘사해야 하므로, 유연날개 모달시험⁽⁴⁾ 결과 등을 이용해 해석 모델의 정확성을 검증하고, 필요 시 모달시험 결과를 반영한 플러터 해석을 통해 대상 항공기의 플러터 안전성을 최종 확인하게 된다.

3. 결 론

본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 개발한 전기동력무인기 유연날개에 대한 플러터 해석 과정과 주요 결과를 살펴보았다. 본 연구에서 습득한 관련 해석 경험과 노하우는 현재 개발 중인 고고도 장기체공무인기 날개 등 초경량 구조물 개발에 활용될 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 국가과학기술연구회 “고고도 장기체공 전기동력무인기 기반기술 연구” 사업 수행결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- (1) NATO Standardization Agency, 2009, STANAG 4671 - Unmanned Aerial Vehicles Systems Airworthiness Requirements, NATO Standardization Agency, Brussels
- (2) Park, S. W., Shin, J. W., Park, I. K., Lee, M. H., Woo, D. H., Kim, S. J. and Ahn, S. M., 2013, Design and Structural Integrity Verification of Main Wing Structure of Electric Powered UAV, Proceedings of the KSAS Annual Spring Conference, pp. 192~195.
- (3) Lee, S. W., Paek, S. K., Kim, S. C. and Hwang, I. H., 2008, Flutter Analysis of Small Aircraft using Full Airframe Dynamic FE Model, Proceedings of the KSME 2008 Fall Annual Meeting, pp. 424~429
- (4) Lee, S. W., Choi, Y. J., Lee, M. H. and Shin, J. W., 2013, Modal Testing for Flexible Wing of Electric Powered UAV, Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference, pp. 218~219