

전기동력무인기 유연날개 모달시험

Modal Testing for Flexible Wing of Electric Powered UAV

이상욱† · 최용준* · 이무형* · 신정우*

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

1. 서 론

최근 항공 분야에서는 전기 동력을 이용하여 공중에서 장시간 체공하는 항공기 개발이 세계적으로 활발히 진행되고 있다. 국내에서는 한국항공우주연구원에서 태양전지를 이용하여 장시간 체공할 수 있는 전기동력무인기(Fig. 1)를 개발 중이다.

장시간 체공을 위해서는 좋은 공기역학적인 특성(높은 양향비)을 가지도록 가로세로비가 큰 날개를 사용하며, 구조물 경량화 요구조건도 기존 항공기보다 훨씬 가혹하여 날개 구조물이 매우 유연해진다. 이러한 유연날개는 플러터와 같은 공탄성 안정성 측면에서 기존 날개보다 취약하므로, 개발 과정에서 이에 대한 면밀한 검토가 필요하다. 플러터 특성을 정확히 예측하기 위해서는 해석 모델이 구조물의 모달 특성을 잘 모사해야 하며, 이를 검증하기 위해 모달시험을 수행하게 된다.

본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 개발 중인 전기동력무인기 날개의 고유진동 특성 확인을 위한 모달시험 과정을 소개하고, 주요 결과를 제시하였다.

에폭시 복합재료를 이용한 샌드위치 구조로 구성하였다. 태양전지는 마일러 필름 표피 윗면에 부착되었다⁽¹⁾.

모달시험은 표피, 태양전지 및 조종면 관련 부품들이 모두 장착되지 않은 경우와 모두 장착된 경우의 두 가지 형상에 대해 수행되었다(Fig. 2).

2.2 시험 준비/수행

모달시험 시 가속도계는 총 35~39개가 사용되었는데, 이 중 8개는 시험체 지지부에 부착되어 시험체와 지지부의 상대적인 움직임을 확인하는 용도로 사용되었다. 가속도계 위치/방향은 유연날개 플러터에 중요한 영향을 끼치는 고유 진동모드(Target 모드)를 시험을 통해 모두 측정/식별할 수 있도록 결정되었다. 가진방법으로는 Soft Tip을 적용한 임팩트 해머가 사용되었으며, 시험체 지지부에는 날개 정적시험⁽²⁾에 사용된 차구가 활용되었다. 동적 데이터 측정

2. 유연날개 모달시험

2.1 시험체

모달시험은 비행시제와 동일하게 제작된 전기동력무인기 오른쪽 날개(Half Span 5m, Chord 0.5m)에 대해 수행되었다. 초경량 구조 구현을 위해 날개 구조물은 일반적인 경질 표피(Hard Skin) 대신 마일러 필름(MyLAR Film)을 표피로 사용하였고, 주 하중은 비강도가 우수한 탄소/에폭시 복합재료로 제작된 중공 봉 형태의 스파(Spar)에서 감당하도록 설계하였다. 또한, 날개 형상 구현을 위한 림(Rib) 등의 구조 부품은 발사(Balsa)와 유리/

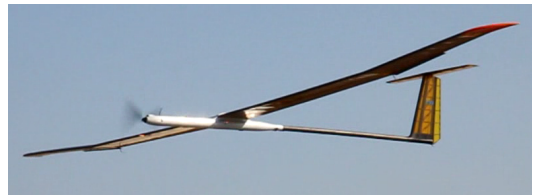


Fig. 1 Electric Powered UAV (EAV-2H)

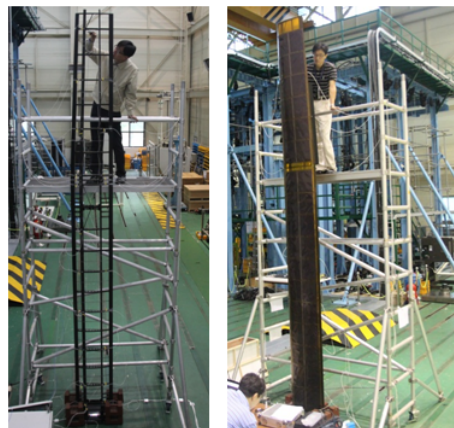


Fig. 2 Modal Testing of EAV-2H Wing

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

* 한국항공우주연구원

시 샘플링 주파수(f_s)는 200Hz, 주파수 분해능(Δf)은 0.1Hz로 설정하였으며, Averaging은 10회 수행하였다. 가진점은 Target 모드들이 잘 가진되고, 임팩트 과정에서 구조물이 손상되지 않도록 유연날개 스파의 끝단 부위로 선정하였으며, 유연날개 면외(Out of plane) 및 면내(In-plane) 방향으로 각각 가진하며 시험을 수행하였다. 가진 시 유연날개의 변위가 크게 발생하여, 가진 과정에서 이중 임팩트(Double Impact)가 생기지 않도록 유의하면서 시험을 수행하였다.

2.3 시험 결과

Fig. 3은 유연날개 면외 및 면내 방향 가진 조건에 대한 가진점 주파수 응답함수(Driving Point FRF)를 비교하여 나타낸 것이다. Fig 3에서 가진점 주파수 응답함수에서 뚜렷하게 식별되는 모드가 가진 방향에 따라 상이함을 알 수 있다. 이에 따라 가진 방향 별로 측정된 데이터 각각에 대해 모달 해석을 수행하고, 이를 종합하여 유연날개의 고유진동 특성을 확인하였다.

Table 1은 유연날개 주요 진동모드 별로 유한요소 모델에서 계산된 해석 결과와 모달시험에서 측정된 시험 결과를 비교하여 나타낸 것으로, 모든 고유진동수 값들을 해석에서 예측된 가장 낮은 고유진동수 값으로 나누어 무차원화된 값들(Normalized Frequency)로 표시하였다. 모달시험을 수행한 유연날개는 초경량 구조물로, 시험을 위해 장착한 가속도계 및 케이블 등의 질량도 고유진동 특성에 상당한 영향을 끼치므로,

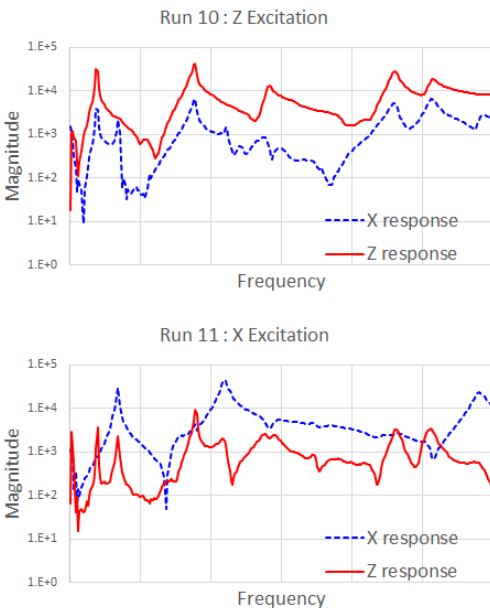


Fig. 3 Driving Point Frequency Response Function

Table 1 Comparison of Modal Frequencies

Mode	Normalized Frequency	
	Analysis	Test
1 st bending (out of plane)	1.00	0.95
1 st bending (in-plane)	1.85	1.70
2 nd bending (out of plane)	4.65	4.35
1 st torsion+2 nd in-plane bend.	6.40	5.35~5.85
2 nd in-plane bend.+1 st torsion	7.65	7.00~7.15

이를 고려한 해석 결과를 Table 1에 나타내었다. Table 1에서 해석과 시험 결과가 대체적으로 잘 일치하고 있음을 알 수 있지만, 4, 5번째 진동모드의 경우 시험데이터 별로 고유진동수 차이가 다소 있음을 알 수 있다. 최종 필터 해석은 모달시험 결과에 따라 해석모델을 보완하여 수행하게 된다.

3. 결 론

본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 개발 중인 전기동력무인기 유연날개에 대한 모달시험 과정을 간략히 살펴보았다. 여기서 습득한 시험 경험/노하우는 향후 진행될 고고도 장기체공무인기 날개 등 초경량 구조물 개발에 활용될 수 있을 것이다.

후 기

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

참 고 문 헌

- (1) 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.
- (2) Shin, J. W., Park, S. W., Park, I. K., Lee, M. H., Woo, D. H., Kim, S. J. and Ahn, S. M., 2013, Static Strength Test of Wing Structure of Electric Powered UAV, Proceedings of the KSAS Annual Spring Conference, pp. 226~229.