

복합재 소형항공기 플러터 해석

Flutter Analysis of Composite Small Aircraft

이상욱† · 백승길* · 안석민* · 황인희*

Sang-Wook Lee, Seung-Kil Paek, Seok Min Ahn and In Hee Hwang

1. 서론

공기 중을 고속으로 비행하는 항공기는 주위 공기 흐름과 구조물의 상호 작용으로 인해 특정 비행속도에 도달하면 자력 진동(Self-Excited Oscillation)을 하는 플러터 현상이 발생한다. 항공기 운항 중에 플러터가 발생하면 진폭이 발산하여 구조물의 파손이 발생하므로, 미국 연방 항공규정(FAR 23, 25)에서는 비행영역 내에서 플러터가 발생하지 않음을 해석 및 시험을 통해 검증하도록 요구하고 있다.

본 연구에서는 복합재 소형항공기에 대해 전기체 동적 유한요소 모델과 비정상 공기력 모델을 구성하고, 이를 이용하여 플러터 해석을 전기체 차원에서 수행하고 그 결과를 분석하였다.

2. 본론

2.1 항공기 플러터 관련 규정

Normal 급 소형항공기의 경우, FAR 23에서는 인증을 위해 플러터 현상이 대상 항공기의 제한 V-n 선도 내의 모든 운용 조건에서 발생하지 않음을 플러터 비행시험과 해석을 통해 입증해야 한다고 규정하고 있다. 이때, 비행 속도, 감쇠값, 조종시스템 강성 등과 같이 플러터 특성에 영향을 끼치는 물리량에 대해서는 적절한 오차를 설정해야 하며, 주요 고유 진동수는 진동시험이나 다른 공인된 방법을 통해 결정해야 한다고 규정하고 있다. Fig.1 은 일반적인 항공기 플러터 안전성 입증절차를 나타낸 것이다.

2.2 플러터 해석 모델

플러터 해석을 위한 모델은 동적 유한요소 모델과 공기력 모델로 구성된다. 동적 유한요소 모델은 다시 강성 모델과 질량 모델로 구성되며, 구조물의 고유진동 특성을 해석하여 플러터 해석시 활용하게 된다. 구조물 강성을 모사하는 강성 모델은 전기체 유

한요소 모델을 기준으로 구성하는 것이 일반적이며, 질량 모델은 전기체 유한요소 모델과 항공기 구조물 부품별 중량, 시스템 중량 자료 등을 기본 자료로 사용하여 구성하게 된다.

플러터 해석용 비정상 공기력 행렬을 계산하는 공기력 모델은 항공기 형상자료를 이용하여 구성하게 된다. Fig.2 는 전기체 유한요소 모델을 기준으로 구성된 복합재 소형항공기 강성 및 질량 모델과 공기력 모델을 나타낸 것이다. 플러터 해석을 위해서는 구조모델에서 발생한 변위로부터 공기력 모델의 변위를 산출하고, 공기력 모델에서 발생한 공기력을 구조 모델에 분포시키는 공기력-구조 모델 연계과정이 필요한데, 이를 위해서 표면 보간법(Surface Spline)을 이용해 앞에서 구성한 동적 유한요소 모델과 공기력 모델을 연계한다

2.3 플러터 해석 및 결과 분석

앞에서 기술한 전기체 강성모델, 질량모델, 공기력 모델 등의 플러터 해석 모델을 이용해 복합재 소형 항공기에 대한 플러터 해석을 수행하고 그 결과를

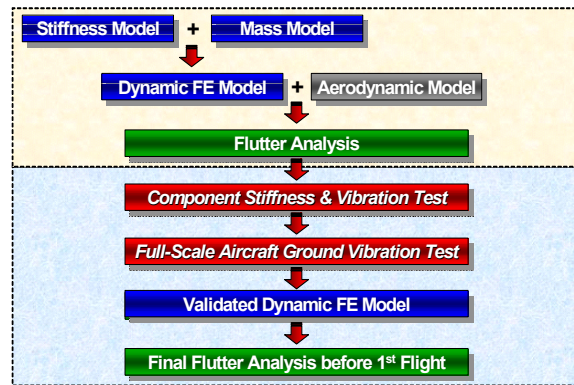


Fig. 1 Aircraft Flutter Safety Assessment Procedure



Fig. 2 Flutter Analysis Model for Small Aircraft

† 교신저자; 한국항공우주연구원, 항공연구본부
E-mail : lsw@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2833, Fax : (042) 860-2006
* 한국항공우주연구원, 항공연구본부

분석하였다. 플러터 해석조건으로 마하수는 0.25, 고도는 해수면으로 선정하였다. 착륙장치는 접혀진 상태이며, 구조 감쇠는 고려하지 않았다. 운용 속도 및 고도 범위가 매우 작기 때문에 압축성 효과도 해석시 고려하지 않았다. 해석시 탑승객수 및 연료 소비에 따른 항공기 중량 변화를 고려하였는데, 이 역시 해석결과 항공기 중량에 따른 플러터 특성 변화가 거의 없었기 때문에, 탑승객 4인, 연료가 가득차 있는 경우를 기준으로 플러터 해석결과를 분석하였다.

Fig.3 과 같이 관심 주파수 대역의 모든 진동모드를 고려한 플러터 해석결과는 너무나 복잡하기 때문에 플러터에 중요한 영향을 끼치는 진동 모드를 식별하기가 용이하지 않다. 이에 따라 특정 플러터 근에 기여하는 진동 모드를 찾아내는 플러터 모드 분석작업을 수행하게 된다. 이런 분석과정을 통해 특정 플러터 근의 중요도와 항공기 플러터 속도를 증가시키기 위한 설계 개선방안을 알 수 있다.

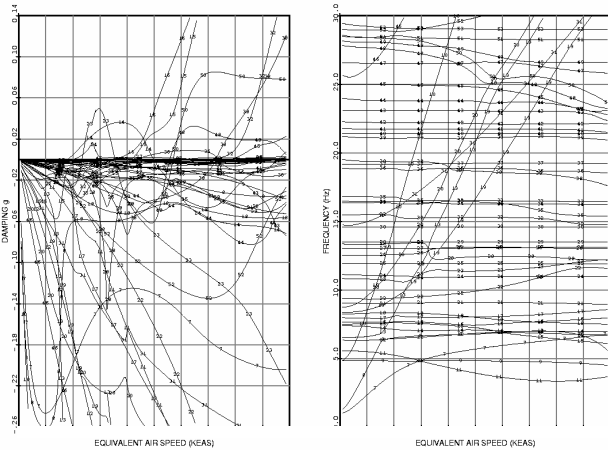


Fig. 3 V-g & V-f Plot for Small Aircraft

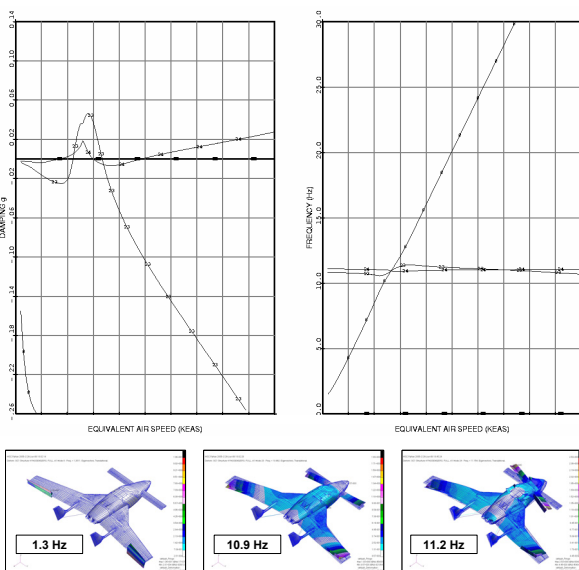


Fig. 4 Flutter Mode Analysis for Flutter Mode #1, 2

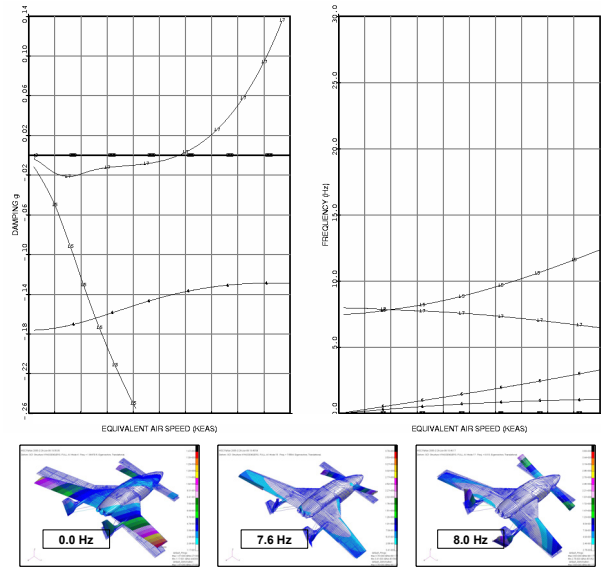


Fig. 5 Flutter Mode Analysis for Flutter Mode #3

Fig.4 에서 플러터 모드 #1, #2 는 반대칭 에일러론 회전 모드(1.3 Hz)와 날개 굽힘이 나타나는 2 개의 반대칭 진동 모드 (10.9 Hz, 11.2 Hz)가 연계되어 발생하며, Hump 모드 특성을 갖는다. Fig.5 에서 플러터 모드 #3 는 롤(Roll) 성분을 갖는 2 개의 강체 모드와 반대칭 날개 피칭 운동이 나타나는 2 개의 진동 모드(7.6 Hz, 8.0 Hz)의 연계 모드로서 Strong 플러터 특성을 갖는다. 롤 운동은 굽힘 모드와 동일하게 속도 증가에 따라 주파수가 증가하는 특성을 가지며, 날개 피칭 모드는 비틀림 모드와 유사하기 때문에 속도 증가에 따라 주파수가 감소하게 된다.

3. 결론

본 연구에서는 항공기 플러터 관련 규정, 플러터 안전성 입증절차와 플러터 해석 과정을 살펴보았다. 또한, 복합재 소형 항공기에 대해 고유진동 및 플러터 해석용 전기체 동적 유한요소 모델을 구성하고, 구성된 모델을 이용하여 플러터 해석을 전기체 차원에서 수행하고, 플러터 모드분석을 통해 대상 항공기의 플러터 특성을 분석하였다. 본 연구에서 제시된 전기체 동적 유한요소 모델링 및 플러터 해석방법은 추후 다양한 기종의 항공기 플러터 해석 업무에 효과적으로 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 논문은 국토해양부가 출연하고 한국건설 교통기술연구원에서 위탁 시행한 항공안전기술 개발사업으로 수행된 연구임.