한국소음진동공학회 2005년도 춘계학술대회논문집, pp.680~683.

4인승 선미익형 경항공기 날개 플러터 해석

Wing Flutter Analysis for 4-Seat Canard-Type Small Aircraft

이상욱* · 신정우** · 김진원** · 심재열**

Sang-Wook Lee, Jeong-Woo Shin, Jin-Won Kim and Jae-Yeul Shim

Key Words : Flutter Analysis(플러터 해석), Finite Element Model(유한요소 모델), 4-Seat Canard-Type Small Aircraft(4인승 선미익형 경항공기), PK method(PK 방법), Flutter Mechanism(플러터 메커니즘)

ABSTRACT

The wing component model for flutter analysis consisting of stiffness, mass, and aerodynamic model has been constructed based on the full airframe finite element model for 4-seat canard-type small aircraft. A study on wing flutter characteristics has been investigated based on the wing component model constructed using PK method in MSC/NASTRAN for flutter analysis. In addition, wing flutter mechanism for the aircraft under consideration has been analyzed based on the results of normal mode and flutter analysis.

1. 서 론

공기 중을 고속으로 비행하는 항공기 구조물은 주위 공기 흐름과의 상호작용으로 인해 어떤 비행속도에 도달하면, 자려진동(self-excited oscillation)을 하는 플러터 현상이 발생한다. 항공기 운항 중에 플러터 현상이 발생하게 되면 자려진동에 의해 진폭이 발산하게 되어 구조물의 파손이 발생하므로, 미국 연방 항공규정(FAR 23, 25)에서는 항공기 개발 시 비행영역 내에서 플러터가 발생하지 않음을 해석 및 시험을 통해 검증하도록 요구하고 있다.

본 연구에서는 4인승 선미익형 경항공기 수출모델의 오른쪽 날개에 대한 공탄성 해석을 항공 분야에서 널리 사용되고 있는 상용 소프트웨어인 MSC/NASTRAN의 플러터 해석모듈(SOL 145)를 이용하여 수행하였다. 이를 위해 구조해석에 사용된 전기체 유한요소 모델을 이용하여 오른쪽 날개에 대한 공탄성 Component 해석모델을 구성하였으며, 항공기의 대칭면(center-plane)에 대칭(symmetric) 및 반대칭(anti-symmetric) 경계조건을 적용하여 각각의 경우에 대한 플러터 해석을 수행하고 결과를 분석하였다.

* 한국항공우주연구원 항공구조그룹
E-mail : lsw@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2833, Fax : (042) 860-2009
** 한국항공우주연구원 항공구조그룹

2. 관련 규정

경항공기급 유인기의 인증을 획득하기 위해서는 미국 연방 항공규정(FAR 23)에 따라 항공기를 설계/해석/시험평가해야 한다. FAR 23에서는 항공기를 Normal, Utility, Acrobatic, Commuter 등 네가지 형태로 구분하여 각각에 대한 설계/해석/시험평가 기준을 제시하고 있다. 개발 중인 4인승 선미익형 경항공기 수출모델의 경우 Normal급에 속하므로 이에 대한 FAR 23의 공탄성 관련 규정을 준용하여 공탄성 설계 요구조건을 도출하였다.

2.1 FAR 23 공탄성 관련 규정 - FAR 23.629

FAR 23에서는 경항공기급 유인기의 인증을 위해서 플러터, 다이버전스, 조종면 반전 등의 공탄성 불안정 현상이 대상 항공기의 제한 V-n 선도 내의 모든 운용 조건에서 발생하지 않음을 플러터 비행시험과 적절한 해석을 통해 입증해야 한다고 규정하고 있다. 이때, 비행속도, 감쇠값, 중량 밸런스, 조종시스템 강성 등과 같이 플러터 특성에 영향을 끼치는 물리량에 대해서는 적절한 오차를 설정해야 하며, 주요 구조물의 고유 진동수는 진동시험이나 다른 공인된 방법을 통해 결정해야 한다고 규정하고 있다.

2.2 공탄성 설계 요구조건

2.1절에서 기술한 FAR 23.629를 바탕으로 대상 항공기인 4인승 선미익형 경항공기 수출모델에 대한 공탄성 설계 요구조건을 다음과 같이 설정하였다.

- 공탄성 해석을 통해 플러터, 다이버전스, 조종면 반전 등의 현상이 $1.2V_D$ 비행속도(264 KEAS)까지 발생하지 않음을 입증해야 한다. 이때, 주요 구조물의 고유진동수는 진동시험이나 다른 입증된 방법을 통해 결정해야 하며, 속도, 감쇠값, 중량 밸런스, 조종시스템 강성 등 플러터에 주요한 영향을 끼치는 변수들에 대해 적절한 오차범위를 설정해야 한다.
- 플러터를 유발할 수 있는 적절한 가진방법을 사용하여 플러터 비행시험을 V_D 비행속도(220KEAS)까지 수행하여 플러터, 다이버전스, 조종면 반전 등의 현상이 발생하지 않음을 입증해야 한다.

3. 해석 모델

공탄성 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. 공기력 모델은 공탄성 해석을 위해 필요한 정상(steady) 및 비정상(unsteady) 공기력을 계산하는데 사용되며, MSC/NASTRAN에서는 Mach Box 방법, Piston이론, Strip 이론, DLM(Doublet Lattice Method) 등의 다양한 공기력 계산방법을 제공한다. 본 연구에서는 아음속 영역 항공기 공탄성 해석에 많이 활용되는 DLM 방법을 사용하여 공기력 모델을 구성하였다.

3.1 강성 모델

강성 모델은 구조해석에 사용한 Fig.1과 같은 전기체 유한요소 모델을 이용하여 구성하였다. 4인승 선미익형 경항공기 수출모델의 경우 Strake가 동체에 본딩되어 결합되고, 날개는 체결용 볼트 3개를 통해 Strake에 장착되는 구조설계 방식을 채용하였다. 이에 따라 Strake와 날개의 연결 부위 모델링에 따라 날개의 비틀림 강성에 많은 변화가 생길 수 있으므로, 이 부분에 주의하여 강성 모델을 구성해야 한다. 본 연구에서는 전기체 모델을 구성하여 전기체 플러터 해석을 수행하기에 앞서, 오른쪽 날개 부분만을 분리한 Component 모델을 구성한 후, 이에 대한 Component 플러터 해석을 수행하여 날개와 관련된 플러터 메커니즘을 분석하였다. Fig.2 왼쪽 그림은 오른쪽 날개만으로 구성된 Component 모델을 나타낸 것이다. 대상 항공기의 경우 수직 미익이 붐 구조물을 통해 날개 후연부(Trailing Edge)에 장착되는데, 이는 날개 시위방향으로 뒷부분에 집중질량을 장착한 것과 동일한 효과가 있다. 이에 따라 날개의 비틀림 진동특성에 수직 미익부가 중요한 영향을 끼칠 수 있으므로, Fig.2 오른쪽 그림과 같이 오른쪽 날개, 붐 구조물, 수직 미익으로 구성된 Component 모델도 구성하여 보다 정확한 날개 플러터 해석을 수행할 수 있도록 하였다.

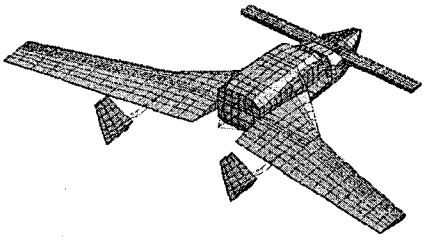

Fig.1 Full Airframe Finite Element Model

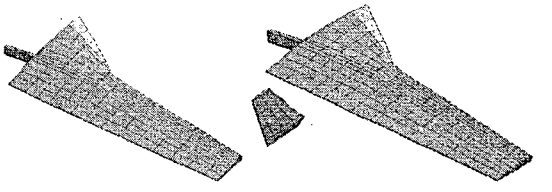

Fig.2 Wing Component Stiffness Model (FEM 1&2)

3.2 질량 모델

질량 모델은 구조해석에 사용된 전기체 유한요소 모델 데이터와 하중해석을 위한 주요 섹션별 질량 및 시스템 집중질량 데이터 등 두가지를 기본 데이터로 사용하여 구성하였다. 구조물 질량은 전기체 유한요소 모델에서 모델링된 부재의 치수와 물성치로 입력된 질량밀도값을 사용하여 산출하였으며, 연료, 탑승객, 주요 장착장비 등 비구조물 질량의 경우 집중질량 형태로 모델링하였다(Mass 1).

3.3 공기력 모델

공탄성 해석을 위한 공기력 모델은 형상데이터를 이용하여 구성된 하중해석용 패널 공기력 모델을 참조하여 구성하였다. Fig.3은 하중해석에 사용된 전기체 공기력 모델을 나타낸 것이다. 전기체 공기력 모델을 바탕으로 오른쪽 날개 Component 공탄성 해석을 위한 공기력 모델을 267개의 공기력 패널을 이용하여 Fig.4 왼쪽 그림과 같이 구성하였다. 또한, 오른쪽 날개 공기력 모델에 붐과 수직 미익의 공기력 모델을 추가한 (날개+수직 미익) 공기력 모델도 Fig.4 오른쪽 그림과 같이 구성하여 (날개+수직 미익) 강성 모델과 함께 사용하여 보다 정확한 날개 Component 플러터 해석을 수행할 수 있도록 하였다. 공탄성 해석을 위해서는 구조 모델에서 발생한 변위로부터 공기력 모델의 변위를 산출하고, 공기력 모델에서 발생한 공기력을 구조 모델에 분포시키는 공기력-구조 모델 연계과정이 필요한데, 이를 위해서 NASTRAN에서 제공하는 표면보간법을 이용해 앞에서 구성된 동적 유한요소 모델과 공기력 모델을 연계하였다.

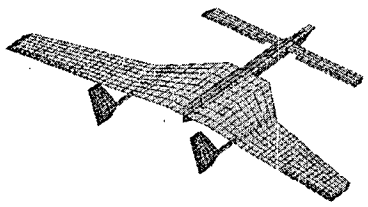

Fig.3 Full Aircraft Aerodynamic Model

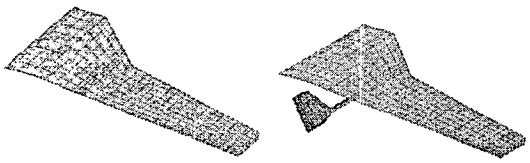

Fig.4 Wing Component Aerodynamic Model (AERO 1 & 2)

4. 해석 및 결과분석

4.1 해석 조건

3장에서 기술한 날개 Component 강성모델, 질량모델, 공기력 모델 등의 해석 모델을 이용해 Table 1과 같은 해석조건을 구성하여 각각에 대한 고유진동 해석, 플러터 해석을 수행하고 그 결과를 분석하였다. 대상 항공기의 경우 연료는 동체와 Strake에 탑재되며, 날개 부분에는 탑재되지 않는다. 이에 따라 날개 Componenet 모델 해석시 Strake에 연료가 탑재되는 경우와 그렇지 않은 경우를 고려할 수 있으나, 해석 결과 날개 진동 특성에 끼치는 영향이 미미하여 본 연구에서는 연료가 탑재되지 않는 경우만을 고려하였다.

Table 1 Summary of Analysis Conditions

해석 조건	강성 모델	질량 모델	공기력 모델
wing_sym_01	FEM 1	Mass 1	AERO 1
wing_sym_02	FEM 2	Mass 1	AERO 2

4.2 고유진동 해석

구성된 동적 유한요소 모델의 오류를 검증하고, 플러터 해석시 필요한 구조물의 고유진동 특성을 계산하기 위해 Table 1에서 열거한 각각의 날개 Component 모델에 대한 고유진동 해석을 수행하였다. 경계조건으로 Strake가 동체에 부착되는 위치의 절점들은 고정하였으며, 항공기 대칭면에 위치한 절점들은 대칭 및 반대칭 경계조건을 적용하여 각각의 경우에 대한 해석을 수행하였다. 날개 Component 모델에 대한 해석결과 대칭면 경계조건(대칭, 반대칭)에 따른 고유진동 특성 변화는 미미하였으며, 이는 Strake가 동체에 부착되는 위치의 절점들을 고정한 상태로 모든 해석을 수행하였기 때문으로 판단된다. 이에 따라 여기서는 대칭 경계조건에 대한 해석결과를 중심으로 모든 결과분석을 수행하였다. Table 2는 해석조건별 고유진동 해석결과를 첫 번째 모드부터 네 번째 모드까지 요약하여 나타낸 것이다.

Table 2 Summary of Normal Mode Analysis Results

모드	wing_sym_01		wing_sym_02	
	주파수 (Hz)	진동 모드	주파수 (Hz)	진동 모드
1	5.5	날개 1차 수직굽힘	4.1	수직미익 1차 굽힘
2	15.7	날개 1차 면내굽힘	5.4	날개 1차 수직굽힘
3	19.7	날개 2차 수직굽힘	9.7	날개 1차 비틀림
4	24.8	날개 1차 비틀림	12.2	붐 비틀림

4.3 플러터 해석

대상 항공기 날개 구조물의 플러터 안정성을 평가하기 위해 MSC/NASTRAN의 플러터 해석모듈을 이용하여 Table 1에서 제시한 각각의 해석조건에 대한 플러터 해석을 수행하였다. 플러터 해석방법으로는 플러터 속도 이외의 영역에서도 비교적 실제에 가까운 감쇠값을 제공한다고 알려져 있는 PK 방법을 사용하였으며, 해석조건별로 10개의 저차 고유진동모드를 사용하여 표준 해수면 고도에서 세가지 마하수(0.0, 0.2, 0.4) 조건에서 해석을 수행하였다. PK 방법을 이용한 플러터 해석시 사용자가 지정한 속도별로 복소 고유치 문제를 풀어 각 진동모드별 감쇠값과 주파수값을 결정하게 되는데, 본 해석에서는 50~500 KEAS까지 10 KEAS 단위로 속도를 증가시켜가면서 해석을 수행하여 V-g & V-f 선도를 작성하였다.

Fig.5~6은 wing_sym_01 조건에 대한 고유진동 모드형상과 플러터 해석결과를 나타낸 것으로, 날개의 1차 수직굽힘 모드와 1차 비틀림 모드가 상호 작용을 일으켜 480 KEAS 근처에서 16Hz의 주파수로 플러터가 발생함을 알 수 있다. Fig.5에서 굵은 선으로 표시한 그림은 날개 플러터 메커니즘을 구성하는 주요 진동 모드를 나타낸 것이다. Fig.7~8은 wing_sym_02 조건에 대한 고유진동 모드형상과 플러터 해석결과를 나타낸 것으로 wing_sym_01 조건과의 차이점은 날개 후연부에 장착되는 붐과 수직 미익 구조물을 추가로 고려하여 이들의 질량 추가효과가 날개 플러터 해석에 고려되었다는 점이다. 이 경우, 날개의 1차 수직굽힘 모드와 1차 비틀림 모드가 상호작용을 일으켜 270 KEAS 근처에서 10Hz의 주파수로 플러터가 발생함을 알 수 있다. 이는 wing_sym_01 조건에서 25Hz 정도로 예측되었던 날개의 1차 비틀림 모드가 날개의 후연부에 장착된 붐과 수직 미익 구조물로 인해 10Hz 정도로 급격하게 감소하였기 때문이다. 본 해석조건의 경우 27%의 플러터 마진이 확보되어 플러터 해석 요구조건(20% 마진)을 만족하고 있음을 알 수 있다.

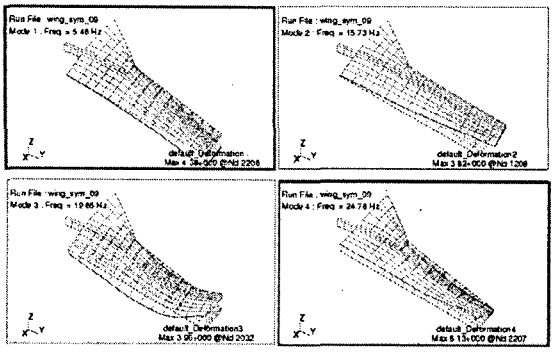

Fig.5 Normal Mode Analysis Results - wing_sym_01

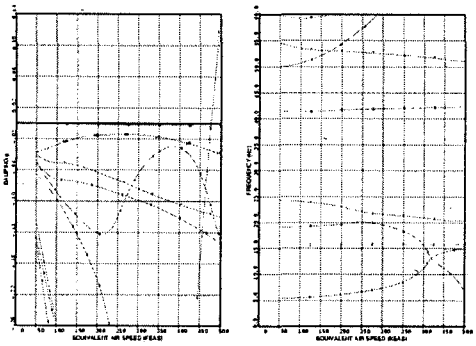

Fig.6 Flutter Analysis Result - wing_sym_01

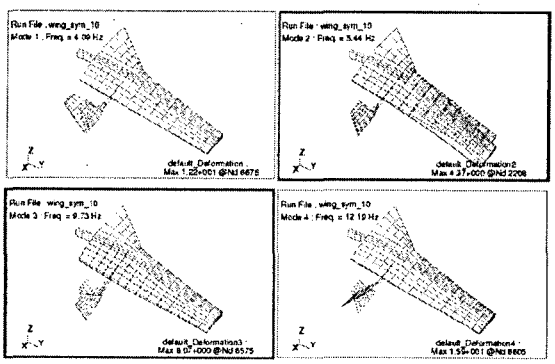

Fig.7 Normal Mode Analysis Results - wing_sym_02

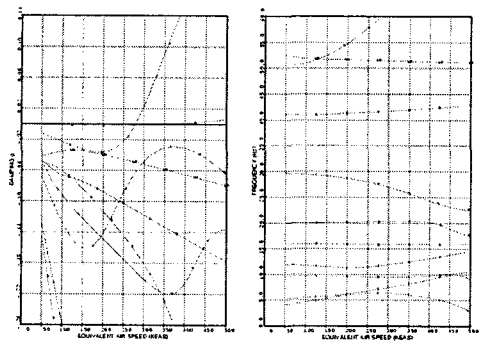

Fig.8 Flutter Analysis Result - wing_sym_02

5. 결 론

4인승 선미익형 경항공기 수출모델에 대한 전기체 유한요소 모델과 형상데이터를 활용하여 플러터 해석용 날개 Component 모델을 구성하고, 이에 대한 해석을 수행하여 플러터 특성을 분석하였다. 해석 결과 대상 항공기의 날개 플러터 현상은 날개의 1차 수직굽힘 모드와 비틀림 모드가 결합하여 발생하였고, Strake와 날개의 연결 부위 모델과 질량 모델에 따라 날개 플러터 특성이 현저히 변화하는 것이 발견되었다. 이에 따라 보다 실제에 가까운 Strake-날개 연결부위 모델과 질량 모델의 구성을 통한 날개 Component 플러터 재해석 및 분석과정이 필요할 것으로 판단된다. 또한, 대상 항공기의 비행시험 수행시 공탄성 안정성을 전기체 수준으로 확보하기 위해서는 정확한 붐 구조물 모델링을 통한 수직 미익 플러터 해석, 카나드, 에일러론, 러더 등의 조종면 플러터 해석과 전기체 동적 유한요소 모델 구성을 통한 전기체 플러터 해석이 필요할 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

(1) FAA, 2003, Airworthiness Standards : Normal, Utility and Acrobatic Category Airplanes, Part 23,

(2) 조창민, 변관화, 1999, "MSC/NASTRAN을 이용한 아음속 항공기 플러터 해석," 한국항공우주학회지, 제27권 제2호, pp.122-133

(3) Rodden, W. P. and Johnson, E. H., 1994, MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide, V68, MSC, Los Angeles

(4) Reymond M., 2000, MSC/NASTRAN 2001 DMAP Programmer's Guide, MSC, Los Angeles