전기체 동적 유한요소 모델을 이용한 소형항공기 플러터 해석

이상욱† · 백승길* · 김성찬* · 황인희**

Flutter Analysis of Small Aircraft using Full Airframe Dynamic FE Model

Sang-Wook Lee, Seung-Kil Paek, Sung-Chan Kim and In Hee Hwang

Key Words : Flutter(플러터), Dynamic FE Model(동적 유한요소 모델), Stiffness Model(강성 모델), Mass Model(질량 모델), Modal Domain(모달 영역)

Abstract

Aircraft flutter analysis model consists of dynamic FE model and aerodynamic model. Dynamic FE model is composed of stiffness and mass model, and is used for the prediction of normal mode characteristics of the structure. Since aircraft flutter analysis is normally performed in the modal domain, dynamic FE model shall be constructed to describe the modal characteristics of the structure with sufficient accuracy. In this study, dynamic FE modeling method was described using full airframe FE model and structural and system weight data for aircraft flutter analysis. In addition, full airframe dynamic FE model for composite small aircraft was constituted for normal mode and flutter analysis, and the mass modeling results were compared with the target weight data to validate the mass modeling method proposed. Finally, full airframe flutter analysis of composite small aircraft was performed with the dynamic FE model and the aerodynamic model composed.

1. 서 론

항공기는 공기 중을 고속으로 비행하기 때문에 주위 공기흐름과 구조물의 상호작용으로 인해 특정 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 개발시 비행영역(Flight Envelope) 내에서 플러터가 발생하지 않음을 해석 및 시험을 통해 검증하도록 요구하고 있다.

항공기 플러터 해석을 위한 모델은 동적 유한요소 모델(Dynamic FE Model)과 공기력 모델로 구성된다. 동적 유한요소 모델은 다시 강성 모델과 질량 모델로 구성되며, 이를 이용해 구조물의 고유진동 특성을 해석하여 플러터 해석시 활용하게 된다. 플러터 해석은 모달 영역(Modal Domain)에서 수행되기 때문에, 정확한 플러터 해석결과를 얻기 위해서는 구조물의 고유진동 특성을 정확히 모사할 수 있도록 동적 유한요소 모델을 구성해야 한다. 이를 위해서는 구조 해석용 전기체 유한요소 모델을 바탕으로 구성하는 강성 모델 이외에도 구조물의 중량 특성을 정확히 모사할 수 있는 질량 모델의 구성이 필수적이다.

본 연구에서는 전기체 유한요소 모델과 항공기 구조물 및 시스템 중량데이터를 활용하여 플러터 해석용 전기체 동적 유한요소 모델을 구성하는 방법을 제시하였다. 또한, 복합재 소형 항공기에 대해 고유진동 및 플러터 해석용 전기체 동적 유한요소 모델을 구성하고, 질량 모델링 결과를 목표 중량데이터와 비교/분석하여 본 연구에서 제시한 질량 모델링 방법의 타당성을 검증하였다. 마지막으로 전기체 동적 유한요소 모델과 비정상 공기력 모델을 이용하여 복합재 소형 항공기의 플러터 해석을 전기체 차원에서 수행하고 그 결과를 분석하였다.

† 한국항공우주연구원, 항공사업단 선임연구원
E-mail: lsw@kari.re.kr
TEL: (042) 860-2833 FAX: (042) 860-2006
* 한국항공우주연구원, 항공사업단 선임연구원
** 한국항공우주연구원, 항공사업단 책임연구원

2. 본 론

2.1 소형항공기 플러터 관련 규정

소형 유인항공기의 인증을 획득하기 위해서는 미국 연방 항공규정(FAR 23)에 따라 항공기를 설계/해석/시험평가해야 한다. FAR 23 에서는 항공기를 Normal, Utility, Acrobatic, Commuter 등 네가지 형태로 구분하여 각각에 대한 설계/해석/시험평가 기준을 제시하고 있다. Normal 급 소형항공기의 경우, FAR 23 에서는 인증을 위해 플러터, 다이버젼스, 조종면 반전(Control Surface Reversal) 등의 공탄성 불안정 현상이 대상 항공기의 제한 V-n 선도 내의 모든 운용 조건에서 발생하지 않음을 플러터 비행시험과 해석을 통해 입증해야 한다고 규정하고 있다. 이 때, 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. Fig. 1은 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. 공기력 모델은 플러터 해석을 위해 필요한 비정상(Unsteady) 공기력을 계산하는데 사용되며, Mach Box 방법, Piston 이론, Strip 이론, DLM(Doublet Lattice Method) 등의 다양한 공기력 계산방법을 활용하게 된다. 본 연구에서는 아음속 영역 항공기 플러터 해석에 많이 활용되는 DLM 방법을 사용하여 공기력 모델을 구성하였다.

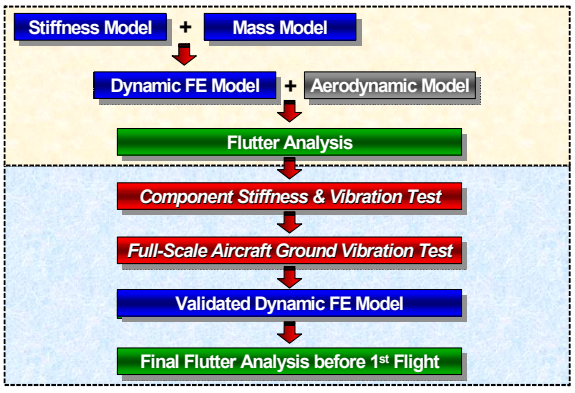

Fig. 1 Aircraft Flutter Safety Assessment Procedure

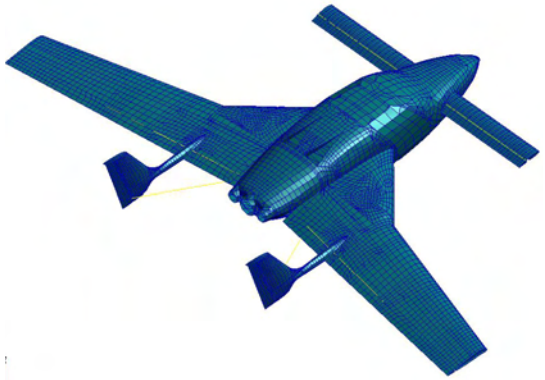

Fig. 2 Stiffness FE Model for Small Aircraft

2.2.1 강성 모델

항공기 구조물 강성을 모사하는 강성 모델은 전기체 유한요소 모델을 기준으로 구성하는 것이 일반적이다. 전기체 유한요소 모델은 기본적으로 내부 하중 계산을 위한 모델로서 강성 모델링 측면에서는 일부 부적절한 것이 있을 수 있다. 예를 들어 하중 전달 경로가 유일한 부재의 경우 강성 모델링이 정확할 필요가 없기 때문에 이 부분을 단순화하여 모델링하는 경우가 많다. 하지만, 플러터 해석 측면에서는 항공기 구조물의 강성이 부정확하게 모사될 경우, 모드해석을 통한 고유 진동모드에 비현실적인 진동모드가 발생하여 플러터 해석결과를 심각하게 왜곡할 수 있다. 특히, 승강타(Elevator), 방향타(Rudder) 등의 조종면 회전 모드의 경우 조종계통 모델링 오류에 따라 심각하게 왜곡될 수 있으므로 유의해야 한다. 이에 따라 플러터 해석용 강성 모델은 전기체 유한요소 모델을 수정, 보완하여 구성하게 되는데, 이 과정에서 (1) 주요 양력면 구조물(날개, 미익 등), (2) 구조물 간 연결 부위, (3) 조종계통 모델에 임의적인 강성 증가 또는 감소가 발생하지 않도록 주의해야 한다. Fig. 2는 전기체 유한요소 모델을 기준으로 구성한 복합재 소형항공기 강성모델을 나타낸 것이다.

2.2.2 질량 모델

항공기 플러터 해석에 필요한 질량 모델은 전기체 유한요소 모델과 항공기 구조물 부품별 중량, 시스템 중량 및 하중해석 등을 위해 준비한 주요 섹션별 중량 자료 등을 기본 데이터로 사용하여 구성할 수 있다. 질량 모델은 구조물의 중량 특성을 모사하는 구조 질량(Structural Mass) 모델과 연료, 유상하중, 주요 장착장비(엔진, 조종계통, 전기계통, 유압계통, 착륙장치계통, 계기류) 등 구조물 이외 부분의 중량특성을 모사하는 비구조 질량(Non-Structural Mass) 모델로 크게 구분할 수 있다.

2.2.2.1. 구조 질량 모델링

전기체 유한요소 모델을 이용하면 모델링된 부재의 치수와 질량밀도 값을 이용하여 각 유한요소 절점별로 작용하는 중량을 계산할 수 있으며, 이를 바탕으로 주요 구조 부품별 중량 정보(중량, 무게중심, 질량 관성모멘트 등)를 산출할 수 있다. 예를 들어 항공기 날개 구조 부품인 스파에 해당하는 유한요소들을 별도의 그룹으로 설정하면, 이에 해당하는 중량, 무게중심 및 질량 관성모멘트를 유한요소 모델링 정보를 바탕으로 산출할 수 있다. 하지만, 대부분의 경우 유한요소 모델로부터 산출한 구조 부품 중량 정보는 구조 부품의 실제 중량 정보와 차이가 발생하게 되는데, 이는 유한요소 모델링 시 실제 구조물을 이상화/단순화하는 과정을 필연적으로 거치기 때문이다. 이에 따라 유한요소 모델로 구현된 구조물의 거시적인 중량 분포 특성을 최대한 활용하고, 실제 중량 정보를 정확히 모사할 수 있는 구조 질량모델을 구성하기 위해서는, 식 (1)과 같이 각 구조 부품별로 가중치(Weighting Factor)를 적용하여 유한요소 모델로부터 계산된 절점별 작용 중량을 조정하는 과정이 필요하다.

$$\begin{aligned} \sum W_i(ax_i + by_i + c) &= W_T \\ \sum W_i(ax_i + by_i + c)x_i &= W_T(X_{cg})_T \\ \sum W_i(ax_i + by_i + c)y_i &= W_T(Y_{cg})_T \end{aligned} \qquad (1)$$

식 (1)에서 W_i, x_i, y_i 는 전기체 유한요소 모델에서 해당 구조 부품을 구성하는 i 번째 절점의 작용 중량, x 좌표, y 좌표를 나타내며, $W_T, (X_{cg})_T, (Y_{cg})_T$ 는 해당 구조 부품의 목표 중량 및 x, y 방향 무게중심 위치를 나타낸다. 또한, a, b, c 는 해당 구조 부품을 구성하는 유한요소 절점들에 적용하여 유한요소 모델로부터 산출한 중량 및 x, y 방향 무게중심 값이 목표 중량 및 x, y 방향 무게중심과 일치하도록 조정하는 가중치(Weighting Factor)를 나타낸다. 무게중심 정보는 직교하는 3 축(x, y, z)에 대해 정의되지만, 항공기 플러터 특성에 중요한 영향을 끼치는 날개, 미익 등의 양력면의 경우 구조물 두께 방향의 무게중심 정보는 해석결과에 끼치는 영향이 크지 않으므로, 두께 방향을 제외한 나머지 두 방향의 무게중심 정보를 식(1)에 활용하게 된다. 식 (1)을 정리하면 다음과 같이 3 개의 미지수(a, b, c)를 갖는 선형 연립방정식을 구성할 수 있다.

$$[A]\{x\} = \{B\} \qquad (2)$$

여기서, $\{x\} = \{a, b, c\}^T, \{B\} = \{W_T, \ 0, \ 0\}^T$ 를 나타낸다. 식 (2)를 통해 해당 구조 부품에 적용할 가중치($\{x\} = \{a, b, c\}^T$)를 계산할 수 있으며, 이를 통해 해당 구조 부품의 각 유한요소 절점에 작용하는 최종 절점 중량($\overline{W_i}$)을 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\overline{W_i} = W_i(ax_i + by_i + c) \qquad (3)$$

위에서 기술한 절차에 따라 각 구조 부품별로 적용할 가중치를 결정하고, 이를 통해 각 유한요소 절점에 작용하는 절점 중량을 산출하여 종합하면 실제 구조물의 중량분포 특성을 정확히 모사하는 구조 질량 모델을 구성할 수 있다.

본 연구에서 제시된 구조 질량 모델링 기법의 타당성을 검증하기 위해 복합재 소형항공기의 질량 모델링 결과를 목표 중량데이터와 Table 1 과 같이 비교/분석하였다. Table 1 에서 구조 질량 모델이 실제 항공기 중량 특성을 정확히 모사하고 있음을 알 수 있다. Table 1 에서 Y_{cg} 는 항공기 좌표축 상에서 날개, 카나드, 승강타의 경우에는 BL 을, 수직 미익, 방향타의 경우에는 WL 을 나타낸다.

Table 1. Target Weight Data vs. Mass Model

Component	Target Weight			Mass Model		
	W	X_{cg}	Y_{cg}	W	X_{cg}	Y_{cg}
Wing Skin	28.9	176.5	93.3	28.9	176.5	93.3
Wing Rib	4.1	172.8	89.7	4.1	172.8	89.7
Wing Spar	31.9	178.2	115.7	31.9	178.2	115.7
Canard	24.0	39.8	46.0	24.0	39.8	46.0
Elevator	8.8	48.7	55.9	8.8	48.7	55.9
V-tail Skin	12.8	234.3	14.2	12.8	234.3	14.2
Rudder	4.7	252.7	22.8	4.7	252.7	22.8

2.2.2.2. 비구조 질량 모델링

전기체 유한요소 모델은 구조물을 모사한 것이므로, 여기서 산출된 절점별 중량 분포를 비구조 질량 모델링에 활용하는 것은 적절하지 않다. 이에 따라 비구조 질량 모델의 경우 각 중량 요소를 각각의 무게중심 위치에서 질량 관성모멘트 값을 포함한 집중질량 요소로 모델링하고, 이를 전기체 유한요소 모델의 주변 구조물 절점과 강체 요소 등으로 연결하여 구성하게 된다. 이때, 집중질량과 구조물 절점과의 연결은 연료, 유상하중 및 항공기 장착장비의 실제 항공기 장착 개념을 최대한 모사할 수 있도록 구성해야 국부적인 고유진동 특

성을 실제에 가깝게 모사할 수 있다. 또한, 연료, 유상하중 등과 같이 항공기의 넓은 영역에 분포되는 중량 요소의 경우 여러 개의 섹션으로 구분하고, 각 섹션 요소별 중량 특성을 설계자료를 바탕으로 산출하여 비구조 질량 모델링을 수행해야 중량 분포특성을 정확하게 모사할 수 있다. Fig. 3은 전기체 유한요소 모델을 기준으로 구성한 복합재 소형항공기 질량모델을 나타낸 것이다.

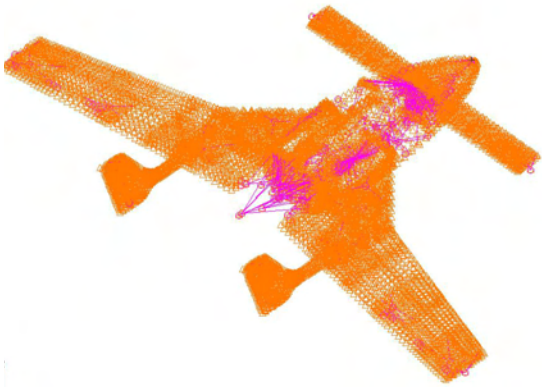

Fig. 3 Mass Modeling Results for Small Aircraft

2.2.3 공기력 모델

플러터 해석용 비정상 공기력 행렬을 계산하는 공기력 모델은 항공기 형상자료를 이용하여 구성하게 된다. DLM 방법을 이용한 공기력 모델 구성시 Doublet Lattice 격자는 다음과 같은 조건을 만족해야 한다.

(1) 한 양력면이 다른 양력면의 후류에 가까이 놓이면 그 스팬방향 분할은 공기흐름 상류 위치에 있는 양력면의 분할과 동일한 선 상에 있어야 한다.
(2) 서로 교차하는 양력면의 교차점 근처의 스트립은 비슷한 폭을 가져야 한다.
(3) 공력 박스의 가로세로비는 아음속에서는 3.0 보다 작아야 적절하다.
(4) 공력 박스의 시위 길이는 속도를 최대 관심 주파수(Hz)로 나눈 값의 0.08 배보다 작아야 한다.

플러터 해석을 위해서는 구조 모델에서 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. Fig. 4는 복합재 소형항공기 공기력 모델을 나타낸 것이다.

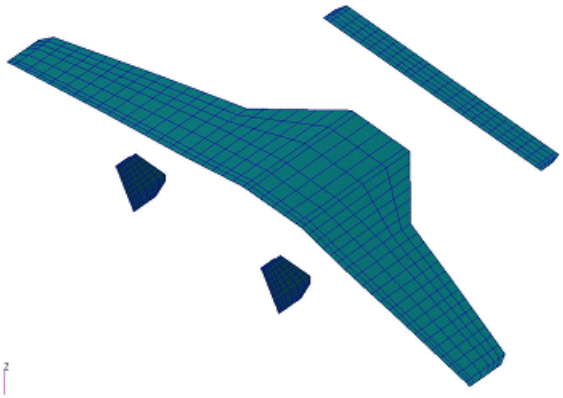

Fig. 4 Aerodynamic Model for Small Aircraft

2.3 플러터 해석

모달 영역에서 PK 플러터 해석을 수행하는데 사용되는 기본 방정식은 다음과 같다.

$$\left[[M_{hh}]p^2+([B_{hh}]-\frac{1}{4}\rho\bar{c}V[Q^I_{hh}]/k)p+([K_{hh}]-\frac{1}{2}\rho V^2[Q^R_{hh}])\right]\{u_h\}=0 \qquad (4)$$

식(4)에서 $[M_{hh}],[B_{hh}],[K_{hh}]$는 각각 일반화된 질량, 감쇠 및 질량행렬을 나타내며, $[Q^R_{hh}],[Q^I_{hh}]$는 일반화된 비정상 공기력 행렬 $[Q_{hh}]$의 실수부와 허수부를 나타낸다. 또한, $p(=\omega(\gamma\pm i))$는 PK 플러터 지배방정식의 복소수 고유치를 나타낸다.

본 연구에서는 2.2 절에서 기술한 전기체 강성모델, 질량모델, 공기력 모델 등의 플러터 해석 모델을 이용해 복합재 소형항공기에 대한 플러터 해석을 수행하고 그 결과를 분석하였다. 플러터 해석 조건으로 마하수는 0.25, 고도는 해수면으로 선정하였다. 착륙장치는 접혀진 상태이며, 구조감쇠는 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 4 인, 연료가 가득차 있는 경우를 기준으로 플러터 해석결과를 분석하였다.

Fig. 5는 플러터 해석결과 작성된 V-g & V-f 선도를 나타낸 것이다. 여기서, V-g, V-f 선도는 각각 항공기 속도에 따른 진동 모드별 감쇠 및 주파수값을 나타낸다. 따라서, V-g 선도가 x 축과 교차하는 속도에서 항공기 플러터가 발생하게 되며, 플러터 주파수는 플러터 속도에서 해당 진동 모드의 주파수 값을 V-f 선도에서 찾으면 된다.

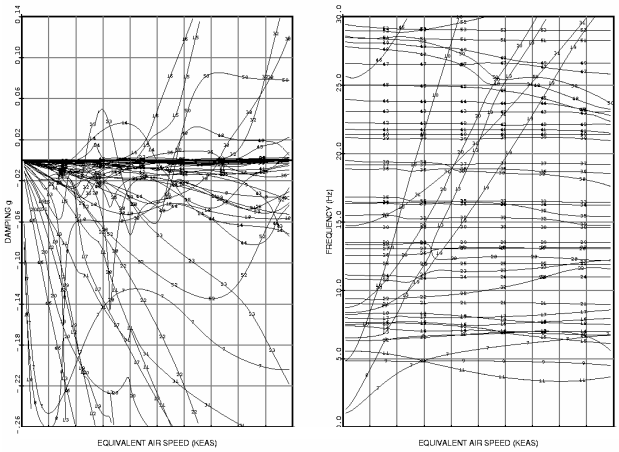

Fig. 5 V-g & V-f Plot for Small Aircraft

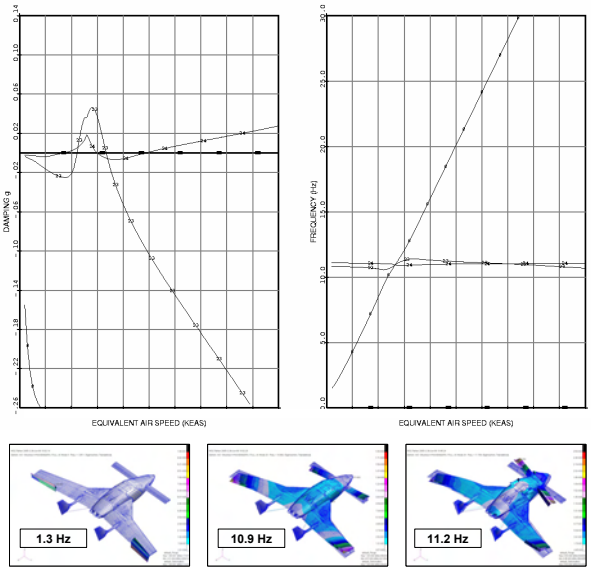

Fig. 6 Flutter Mode Analysis for Flutter Mode #1, 2

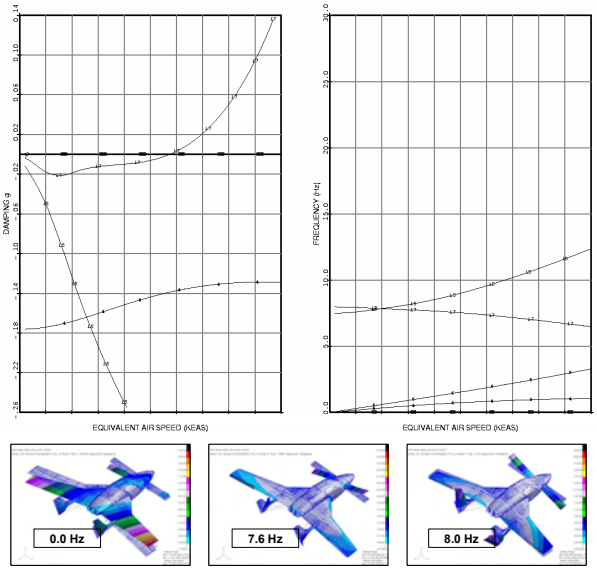

Fig. 7 Flutter Mode Analysis for Flutter Mode #3

Fig. 5와 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. 플러터 모드 분석 방법은 플러터 해석에 사용되는 진동모드의 조합을 변화시켜 가면서 전체 모드를 모두 사용하여 해석한 결과와 비교하여 가장 근사한 결과를 주는 진동모드의 조합을 찾는 것이다. 고전적인 플러터 모드의 경우 보통 굽힘-비틀림, 굽힘-회전 연계 플러터와 같이 2 개의 진동 모드가 연계되어 플러터가 발생한다. 하지만, 전기체 모델의 경우는 다수의 양력면이 있고 일반적으로 좌우 비대칭이기 때문에 진동모드 분리가 명확하지 않아 플러터에 2 개 이상의 진동모드가 연계되는 경우가 대부분이다.

Fig. 6과 Fig. 7는 각각 플러터 모드 #1, 2 와 #3 에 대한 플러터 모드 분석결과를 나타낸 것이다. Fig. 6에서 플러터 모드 #1, 2 는 반대칭 에일러론 회전 모드(1.3 Hz)와 날개 굽힘 운동이 나타나는 2 개의 반대칭 진동 모드 (10.9 Hz, 11.2 Hz)가 연계되어 발생하며, Hump 모드 특성을 갖는다. Hump 모드 플러터의 경우 해당 진동 모드의 구조 감쇠량에 따라 실제 비행에서는 발생하지 않을 수도 있으며, 발생하더라도 제한주기진동의 특성을 갖게 된다. Fig. 7에서 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. 이 경우는 강체모드가 진동모드와 연계되는 다소 특이한 형태인데, Fig. 7의 V-f 선도에서 플러터 발생 메커니즘을 유추할 수 있다. 롤 운동은 굽힘 모드와 동일하게 속도 증가에 따라 주파수가 증가하는 특성을 갖는다. 한편, 날개 피칭 모드는 날개 비틀림 모드와 유사하기 때문에 속도 증가에 따라 주파수가 감소하게 된다. 이에 따라 특정 속도에서 플러터가 발생하며, 이러한 플러터는 고전적인 굽힘-비틀림 연계 플러터와 동일한 메커니즘으로 Strong 플러터 특성을 갖게 된 것으로 판단된다.

상기와 같이 플러터 모드 분석을 수행하게 되면, 대상 항공기의 플러터 특성에 중요한 영향을 끼치는 진동 모드를 식별할 수 있으며, 이를 통해 플러터 속도를 증가시키기 위한 설계 개선방안을 도출하는데 필요한 정보를 얻을 수 있다.

3. 결 론

본 연구에서는 항공기 비행안전성 확보에 필수적인 플러터 해석을 위해 전기체 유한요소 모델과 항공기 구조물 및 시스템 중량데이터를 활용하여 전기체 동적 유한요소 모델을 구성하는 방법을 제시하였다. 또한, 복합재 소형 항공기에 대해 고유진동 및 플러터 해석용 전기체 동적 유한요소 모델을 구성하고, 질량 모델링 결과를 목표 중량데이터와 비교/분석하여 제시한 질량 모델링 방법의 타당성을 검증하였다. 마지막으로 구성된 플러터 해석 모델을 이용하여 복합재 소형 항공기의 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 진동 및 플러터 해석 업무에 효과적으로 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 논문은 지식경제부 산업기술기반 조성사업의 일환으로 수행 중인 비행체 핵심 시험장비 구축사업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

(1) 2003, *Airworthiness Standards : Normal, Utility and Acrobatic Category Airplanes, Part 23*, FAA
(2) Rodden, W. P., Johnson, E. H., 1994, *MSC. Nastran Version 68 Aeroelastic Analysis User's Guide*, MSC, Los Angeles
(3) Grant Sitton, 1997, *MSC. Nastran Version 68 Basic Dynamic Analysis User's Guide*, MSC, Los Angeles
(4) Reymond M., 2000, *MSC. NASTRAN 2001 DMAP Programmer's Guide*, MSC, Los Angeles