

고세장비 항공기의 모드 시험 및 동특성 유한요소모델 개선

Modal Test and Finite Element Model Update of Aircraft with High Aspect Ratio Wings

김 상 용†

Sangyong Kim

(2012년 3월 27일 접수 ; 2012년 5월 4일 심사완료)

Key Words : High Aspect Ratio Wing(고세장비 날개), Composite Material(복합재), Flutter(플러터), Modal Test(모드 시험), Mode Shape(모드 형상), Modal Parameter(모드 변수), Finite Element Model(유한요소모델), Correlation(상관관계), Sensitivity Analysis(민감도 해석), Optimization(최적화), Finite Element Analysis(유한요소해석)

ABSTRACT

The aircrafts with high aspect ratio wings made by a composite material have been developed, which enable high energy efficiency and long-term flight by reducing air resistance and structural weight. However, they have difficulties in securing the aeroelastic stability such as the flutter because of their long and flexible wings. The flutter is unstable self-excited-vibration caused by interaction between the structural dynamics and the aerodynamics. It should be verified analytically prior to first flight test that the flutter does not happen in the range of flight mission. Normally, the finite element model is used for the flutter analysis. So it is important to construct the finite element model representing dynamic characteristics similar to those of a real aircraft. Accordingly, in this research, to acquire dynamic characteristics experimentally the modal test of the aircraft with high aspect ratio composite wings was conducted. And then the modal parameters from the finite element analysis(FEA) were compared with those from the modal test. To make analysis results closer to test results, the finite element model was updated by means of the sensitivity analysis on variables and the optimization. Finally, it was proved that the updated finite element model is reliable as compared with the results of the modal test.

1. 서 론

현재 운용중인 글로버 호크(global hawk)나 프레데터(predator) 등의 무인기는 복합재로 구성된 고세장비 주익을 특징으로 한다. 이는 무게 절감 및 공기 저항을 최소화하여 고효율의 장기 체공 비행으로 효과적인 임무 수행을 가능하게 한다. 그러나

이러한 고세장비를 지니는 항공기의 경우 길고 유연한 날개의 낮은 고유 모드로 인해서 플러터 등 공탄성 안정성에 문제점을 가지게 된다. 여기서 공탄성은 구조물의 동특성과 공력 특성의 상호작용으로 인해 발생하는 불안정한 자력 진동 현상으로 항공기의 임무 비행 범위 안에서 안정성이 확보되어야 한다.

공탄성 안정성은 해석 및 비행 시험으로 검증하지만 비행 시험을 수행하기 전에 해석적으로 안정성이 검증되어야 한다. 공탄성 안정성을 해석적으로

† 교신저자; 정회원, 국방과학연구소
E-mail : sangyong@add.re.kr
Tel : (042)821-4850, Fax : (042)821-3400

검증하기 위하여 전기체 동특성 유한요소모델이 사용되며 따라서 유한요소모델이 얼마나 대상 항공기의 동특성을 반영하는지 신뢰성이 중요하다. 그러므로 항공기를 제작하기 전에 작성된 동특성 유한요소 모델은 대상 항공기의 모드 시험을 수행한 후 시험 결과를 반영하여 개선(update)되어야 하며 개선된 유한요소모델을 사용하여 공탄성해석이 수행되어야 한다. 뿐만 아니라 항공기는 운용 개념에 따라 날개 및 동체에 부착되는 외부 장착물 형상이 빈번하게 변경되므로 이때마다 모드 시험을 수행하여 동특성을 검증하기에는 많은 인력과 비용이 소요된다. 따라서 대상 항공기의 동특성을 신뢰성 있게 반영하는 기본 비행 형상에 대한 동특성 유한요소모델 구성은 항공기 개발 및 지속적인 운영에 중요하다.

이 연구에서는 복합재 고세장비 주익을 특징으로 하는 대상 항공기의 모드시험을 수행하였고, 이를 반영하여 동특성 유한요소모델을 개선하였다. 개선 과정에는 민감도 해석 및 최적화를 수행하였으며 시험결과와 비교하여 개선된 동특성 유한요소모델의 신뢰성을 검증하였다.

2. 전기체 동특성 유한요소모델

2.1 전기체 유한요소모델 구성

전기체 유한요소모델은 기체 구조 및 항공기 구성품들(엔진 등 항공장비)로 이루어져 있다. 기체구조는 크게 주익, 미익 및 동체로 구성되어 있으며 동체는 skin, door 및 종축 부재인 longeron, 그리고

횡축 부재인 bulkhead, frame으로 구성되어 있다. 주익은 upper skin, lower skin, 횡축 부재인 front spar, mid spar, rear spar, 그리고 종축 부재인 rib로 구성되어 있으며, 미익은 upper skin, lower skin, 횡축 부재인 front spar, rear spar, aux spar(보조 spar), 그리고 종축 부재인 rib로 구성되어 있다(Fig.1 참조). 여기서 종축 방향은 대상항공기의 동체 축 방향(longeron 방향)이며 횡축 방향은 날개 축 방향(spar 방향)이다. 유한요소모델에서 기체구조는 shell, bar, beam 등 강성요소들(stiffness element)로 모델링하였다. 항공기 구성품들은 질량 효과만을 적용하기 위해서 절점요소인 집중 질량 (CONM2)으로 구성하였다. PATRAN 및 NASTRAN FE tool을 이용하였으며, Table 1은 동특성 유한요소모델을 구성하는 요소 개수와 해당 부재들을 보여준다.

2.2 항공기 중량모델

전기체 모드 해석 및 모드 시험은 Table 2와 같이 세 가지 형상에 대해서 수행하였다. 형상은 연료량에 따라서 구분되어 진다. 대상 항공기는 동체 및 좌,우 주익에 연료탱크가 있으며 날개에 있는 연료를 소비한 후 동체의 연료를 소비한다. 따라서 MLDW(최대 착륙 중량, 60% 연료량)와 MTOW(최대 이륙 중량,

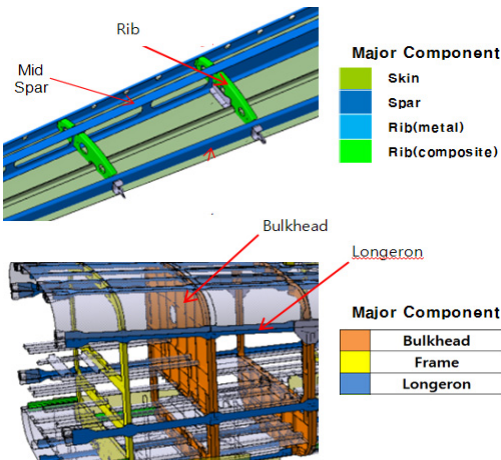


Fig. 1 Component of aircraft structure

Table 1 Finite element model summary

Element	Count	Remark
CBAR	12068	Longeron, bulkhead, EMS
CBEAM	230	Stiffener
CBUSH	4	EMS fitting
CHEXA	952	Core
CONM2	2160	Nominal mass
CPENTA	520	Core
CQUAD4	34965	Skin, rib, fitting, spar
CROD	5669	Stiffener
CTRIA3	825	Lug
RBE2	321	Attachment, equipment
RBE3	59	Inertia load distribution
Total	57773	

Table 2 Flight configurations

Test configuration
MFDW(minimum flight design weight)
MLDW(maximum landing design weight)
MTOW(maximum take off design weight)

95 % 연료량)는 날개의 연료량에서만 차이가 난다. MFDW(최소 비행 중량, 5 % 연료량)는 연료가 없는 대상 항공기의 기본 비행 형상이다. 여기서 5 % 연료량은 탱크 구조상 사용할 수 없는 기체 내에 항상 존재하는 unusable fuel이다.

셀, 바, 빔 등 기체구조 유한요소모델을 구성하는 강성요소들은 밀도를 제거한 후 강건한 구조 부재에 절점요소를 이용하여 중량을 분포하였다. 이와 같은 중량 분포는 밀도를 이용할 경우 셀 등 패널 요소에서 발생하는 국부적인 모드들을 최소화한다. 또한, 기존의 모든 요소에 분포된 밀도를 일부 구조 절점에 집중된 질량으로 분포시킴으로써 모델의 크기를 줄여 해석시간이 감소된다.

절점 중량 모델을 생성하기 위해서 기체구조 구성품을 동체는 10개, 주익 30개, 미익 16개의 섹션들로 나누어서 각 섹션별 중량 및 무게중심을 산출하였다. 산출된 중량 데이터는 실측 정보를 기준으로 작성되었다. 섹션별로 강건한 구조물 부재(날개는 스파, 웹 동체는 론저론, 벌크헤드 등)에 중량 분포용 절점들을 선정하여 산출된 섹션별 중량 데이터에 맞게 중량을 분포하였다. 선정된 절점들에 분포될 중량들은 식(1)~(6)과 같이 결정되며 MATLAB을 사용하여 프로그래밍 하였다. 항공기 구성품들은 구성품의 무게 중심에 절점 요소를 만들어서 해당 중량을 적용하고 기체구조와 강체 연결 요소인 RBE2로 연결하였다.

$$W_i = ax_i + by_i + cz_i + d \tag{1}$$

$$\sum W_i = W_T \tag{2}$$

$$\frac{\sum W_i x_i}{W_T} = X_{CG} \tag{3}$$

$$\frac{\sum W_i y_i}{W_T} = Y_{CG} \tag{4}$$

$$\frac{\sum W_i z_i}{W_T} = Z_{CG} \tag{5}$$

$$\begin{bmatrix} \sum x_i & \sum y_i & \sum z_i & n \\ \sum x_i^2 & \sum x_i y_i & \sum z_i x_i & \sum x_i \\ \sum x_i y_i & \sum y_i^2 & \sum y_i z_i & \sum y_i \\ \sum z_i x_i & \sum y_i z_i & \sum z_i^2 & \sum z_i \end{bmatrix} \begin{pmatrix} a \\ b \\ c \\ d \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} W_T \\ X_{CG} \times W_T \\ Y_{CG} \times W_T \\ Z_{CG} \times W_T \end{bmatrix} \tag{6}$$

Fig. 2는 중량이 분포되어 있는 주익 부분 유한요소 모델을 보여준다. 그림의 자주색 절점들에 중량이 분포되어 있다.

3. 모드 시험 (Modal Test)

3.1 시험 개요

항공기 모드 시험의 목적은 대상 항공기의 동적인 특성을 시험적으로 규명하고 해석적으로 예측된 진동 특성을 입증하는 것이다. 모드 시험으로부터 얻어지는 주요한 변수들은 고유진동수(natural frequency), 감쇠(damping), 모드형상(mode shape) 등과 같은 모달 매개변수들이며, 이러한 변수들은 모드해석, 필터 해석, 랜덤 진동해석, 동적 응답해석 등에 적용되고, 유한요소모델과 같은 수학적 예측 모델을 개선하기 위해서도 사용된다.

3.2 시험 구성

(1) 응답점 선정 및 모드 시험용 Geometry 생성
실제 기체 형상과 유한요소모델 및 주요 관심 모드 측정을 고려하여 응답점 위치(가속도계 부착 위치)를 선정하였으며 국부 모드를 최소화하고 전기체 모드 측정이 가능하도록 강건한 구조물인 벌크헤드,

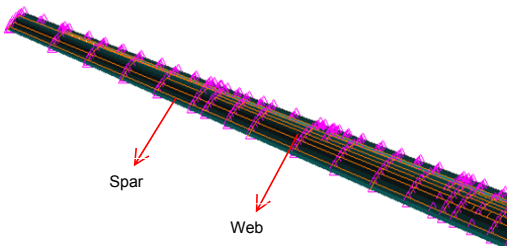


Fig. 2 Finite element model of main wing with distributed mass

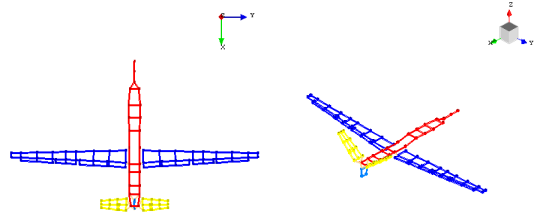


Fig. 3 Geometry for modal test

론저론, 스파, 웹 등에 선정하였다. 모드형상을 시각화하기 위해서 각각의 응답점들을 연결하여 Fig. 3과 같이 모드 시험용 geometry를 작성하였다. 계측기에서 동시에 받을 수 있는 채널수의 한계로 모든 응답점에서 3축의 신호를 동시에 측정할 수 없다. 따라서 모드 형상을 분석하여 Table 3과 같이 2축 및 3축으로 측정할 응답점들을 선정하였다.

(2) 비행조건모사를 위한 공압지지장치

이 시험에서는 공압지지장치를 사용하여 항공기의 강체모드와 탄성모드로 분리시킴으로써 비행경계조건(자유경계조건)을 모사하였다. 그러나 공압지지장치를 이용하여도 강체모드 주파수를 0으로 만들지는 못한다. 이 시험을 위해서 개발된 공압지지장치를 이용하면 강체모드 진동수가 대상 항공기의 가장 낮은 탄성모드 진동수의 1/2보다 작다. 일반적으로 강체모드 주파수가 탄성모드 주파수의 1/2보다 작으면 강체모드에 대한 영향을 무시할 수 있으며, 유사 타 항공기의 모드 시험에 이용된 공압지지장치도 강체모드 주파수가 탄성모드 주파수의 1/2이 되도록 설계되었다. 또한 공압지지장치를 스프링 요소로 모델링하여 해석한 결과에서도 강체모드의 영향은 미미하다. 따라서 이 시험에서는 Fig. 4, Fig. 5(a)와 같이 항공기의 3개 지점(동체 1 지점, 주익 2 지점)의 잭킹 위치(jacking point)에서 공압지지장치를 이용하여 시험을 수행하였다. 잭킹 위치는 항공기의 정비를 위한 하드 포인트이며 모든 항공기에 반영되어 있다. 항공기의 무게 및 무게 중심을 고려하여 설계되며 잭킹 위치를 이용하면 항공기를 안정적으로 지지할 수 있다. 이 연구에서도 대상 항공기의 정비를 위한 잭킹 위치를 이용하여 안정적으로 항공기를 지지하여 시험을 수행하였다.

(3) 가진점 선정 및 가진기 설치

일반적으로 가진기는 구조물의 끝단 또는 가장

큰 변위가 예상되는 점에 nodal line을 피해서 위치시킨다. 가진기를 설치할 가진점을 선정하기 위하여 이 시험 전에 pre_impact_test를 수행하였다. 가진 예상 위치에서 해머를 이용하여 항공기를 가진하고 가속도계의 응답신호의 건진성 및 전기체 모드를 적절히 가진할 수 있는 위치인지 확인하였다. 그 결과 좌, 우 주익 끝단을 가진 위치로 선정하였다. 2개의 가진기를 Fig. 5(b)와 같이 좌우 날개 끝단에 설치하였으며 다점 랜덤 가진법을 이용하여 항공기를 가진하였다. 모드 시험은 구조물의 변형이 선형 구간 안에서만 의미가 있다. 가진력이 약하면 대상 항공기를 가진하지 못하고 가진력이 세면 선형구간 이상의 변형이 발생한다. Fig. 6과 같이 두 곳의 가진기 위치에서 주파수 응답 함수를 비교하는 상반성

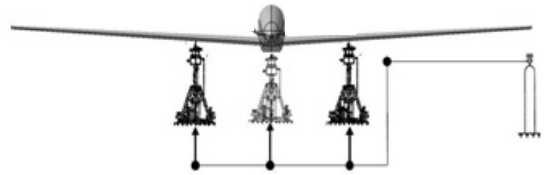


Fig. 4 Pneumatic device for free-free support

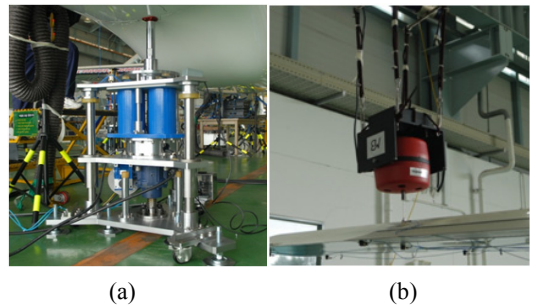


Fig. 5 Pneumatic support device and exciter

Table 3 Points and channels for measurement

Components	Measuring points	Measuring axis		Number of channels
		3 axis	2 axis	
Fuselage	23	0	23	46
Main wing	64	0	64	128
Tail wing	32	32	0	96
Total	119	32	87	270

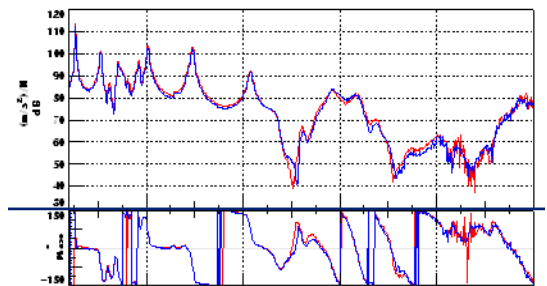


Fig. 6 Reciprocity

검사(reciprocity)를 통해서 설치된 가진기가 선형구간 안에서 대상항공기를 가진함을 확인하였다.

3.3 시험 수행 및 결과

이 시험은 Table 2와 같이 연료량에 따른 세가지 형상에 대해서 수행하였다. 시험 주파수 범위는 0~32 Hz이고 burst random으로 60회 반복 수행하고 데이터를 평균화(average)하였다. 각 형상별로 21개의 주요 모드들을 추출하였다. 시험 결과, 첫 번째 탄성모드가 매우 낮은 저주파 특성을 보여주었으며, 이는 고세장비 날개를 갖는 항공기의 특징이다. 날개의 연료량에 따라서, 즉 형상별로 날개의 주파수가 이동함을 확인하였다. 저주파의 탄성모드를 갖는 항공기의 모드 시험에 있어서 강체모드 주파수를 0으로 가깝게 만드는 시험구성이 무엇보다 중요하다. 이 시험에서는 시험 계획단계에서 유한요소모델을 이용한 모드 해석을 통하여 날개의 탄성모드 주파수를 예측하였고, 이를 모드 시험을 위한 공압지지장치 설계에 적용함으로써 시험을 성공적으로 수행하였다.

4. 유한요소모델 Correlation & Update

4.1 등가 유한요소모델 작성

대상 항공기는 동체가 금속재로 구성되어 있으며 주익, 미익은 복합재로 구성되어 있다. 주익, 미익은 복합재 적층 설계 정보를 반영하기 위해서 유한요소모델에서 laminar 기준으로 NASTRAN tool 명령어 PCOMP/MAT8을 이용하여 적층 모델링하였다. 그러나 유한요소모델 개선을 위해서 laminar 모델을 laminate 모델로 변경하였다. 즉, PCOMP/MAT8 구성된 적층 모델을 단층 laminate 물성치로 계산하여 식 (7)~(9)과 같이 PSHELL/MAT2를 이용한 모델로 바꾸었다.

고전 복합재 적층 이론(composite classical lamination)에 의해서

$$\begin{pmatrix} F \\ M \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A & B \\ B & D \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon^o \\ \chi \end{pmatrix} \quad (7)$$

여기서 대상 항공기의 복합재 적층은 대칭 적층(symmetric layup)이므로 행렬 B는 영행렬이 된다. 따라서 복합재 적층 요소들은 행렬 A와 행렬 D를

계산하여 다음과 같이 NASTRAN에 적용되었다.

$$[MID\ 1] = \frac{1}{T} [A] = \begin{bmatrix} G_{11} & G_{12} & G_{13} \\ 0 & G_{22} & G_{23} \\ 0 & 0 & G_{33} \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$[MID\ 2] = \frac{12}{T^3} [D] = \begin{bmatrix} G_{11} & G_{12} & G_{13} \\ 0 & G_{22} & G_{23} \\ 0 & 0 & G_{33} \end{bmatrix} \quad (9)$$

여기서 T는 laminate 두께이며 MID1 과 MID2는 NASTRAN 명령어 MAT2의 물성치 입력 정보들이다. 따라서 laminate 모델로 변경 후 12개의 물성변수를 갖는 단층 PSHELL이 생성된다. 여기서 NASTRAN에 입력되는 물성 변수들은 laminate 두께당 물성치이므로 같은 적층 구성에서는 차이가 크지 않다. 즉, 날개 skin의 두께가 날개 root에서 tip까지 변화가 있지만 단위 두께당 laminate 물성 변수의 차이는 크지 않다. 따라서, 같은 적층 구성을 가지는 laminate들을 그룹화 하여 등가의 동일 물성치를 적용하였다. 주의의 upper skin, lower skin, front spar, mid spar, rear spar, 미익의 upper skin, lower skin, front spar 1, front spar 2, rear spar, aux spar 총 11개의 그룹의 MAT2를 작성하여 적용하였다. 등가의 동일 물성변수는 그룹화된 laminate 물성치의 평균값을 사용하였고 동일 물성치를 적용함으로써 유한요소모델 개선을 위한 변수들이 축약되었다.

작성된 등가 유한요소모델의 유효성을 확인하기 위해 모드해석을 수행한 후 기존 유한요소모델 모드해석 결과와 비교하였다. 두 해석의 비교 결과 Fig. 7과 같이 모드 형상에는 변화가 없으며 최대 주파수 차이도 2%가 넘지 않음을 확인하였다.

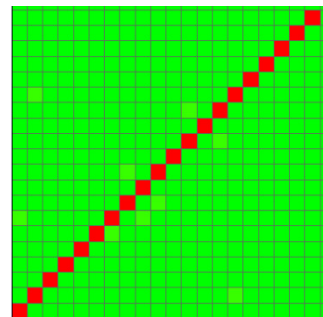


Fig. 7 MAC between laminar model and equivalent laminate model

4.2 FEA와 Modal Test 시험결과 비교

등가의 유한요소모델을 이용한 모드해석 결과와 모드 시험 결과를 비교해 보았다. 비교 모달 변수(modal parameters)는 모드 주파수와 모드 형상이며 correlation 분석 프로그램으로 LMS Virtual. Lab을 이용하였다. 모드 형상을 효과적으로 비교하기 위해서 Fig. 8과 같이 유한요소모델에 의한 모드 형상을 모드 시험 geometry와 같은 위치에 있는 절점들만을 선택하여 축약 모드 형상(reduced mode shape)으로 재구성하였다. 좌측이 전체 해석 모드 형상이고 우측이 모드 시험 응답점들과 같은 위치에 있는

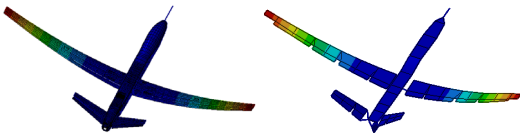


Fig. 8 Reduced mode shape for correlation

Table 4 Difference of mode frequencies between FEA and modal test

Description of mode shape	Difference of test and analysis(%)
M.W. 1st sym. bending	3.0
Fuse. roll + M.W. 2nd anti-sym. bending	5.3
M.W. 2nd anti-sym. bending + T.W. in-phase motion	5.8
T.W. 1st sym. bending	1.3
T.W. 1st sym bending + M.W. 2nd sym bending	5.4
M.W. 1st sym in-plane	12.5
Testboom bending	13.8
Fuse. vertical bending + M.W. 2nd sym. bending	8.2
T.W. 1st anti-sym. in-plane	8.5
T.W. 1st sym. in-plane	7.9
M.W. 3rd anti-sym bending	3.2
M.W. anti-sym torsion	12.4
M.W. sym torsion	15.8

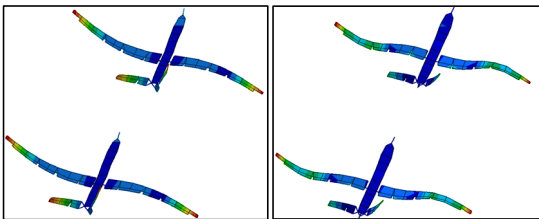


Fig. 9 Comparison of mode shapes

절점들만을 선택하여 재구성한 축약 모드 형상이다.

주요 모드들에 대하여 정리한 결과는 Table 4와 같다. Table 4의 내용 중 모드 형상 기술에 대한 영문 약자를 간단히 설명하면 M.W.(main wing)은 주익의 약자이며 T.W.(tail wing)은 미익의 약자이다. 그리고 fuse.(fuselage)는 동체의 약자이다. 제시된 비교 결과는 기본 비행 형상인 MFDW 형상이다. Fig. 9는 몇 가지 모드들에 대해서 시험과 해석의 모드 형상을 보여주고 있다. 각 그림의 위쪽의 모드 형상이 시험에 의한 결과이며 아래쪽 모드 형상이 유한요소해석(FEA)에 의한 결과이다. 해석 및 시험으로 얻어진 모드형상들을 계량적으로 비교하기 위해 MAC이라는 모달벡터(modal vector)방법을 사용하였다.

$$MAC(r,q) = \frac{[\{\phi_A\}_r^T \{\phi_B\}_q]^2}{(\{\phi_A\}_r^T \{\phi_A\}_r)(\{\phi_B\}_q^T \{\phi_B\}_q)} \quad (10)$$

MAC은 두 벡터 $\{\phi_A\}$ 와 $\{\phi_B\}$ 의 집합으로써 정규화된 스칼라곱(normalized scalar product)으로 계산된다. Fig. 10은 시험-해석의 모드형상의 MAC값을 보여주고 있다. 가로축이 시험 결과이며 세로축이 해석 결과이다.

4.3 변수 분석 및 최적화

대상 항공기는 modal density가 높아서 시험 주파수 범위 안에 수십 개의 모드들이 존재한다. 따라서 주파수 차이가 크지 않더라도 Fig. 10 그래프와 같이 시험과 해석간의 모드순서는 상이하다. 또한 대부분의 모드들이 독립 모드가 아닌 주익, 동체,

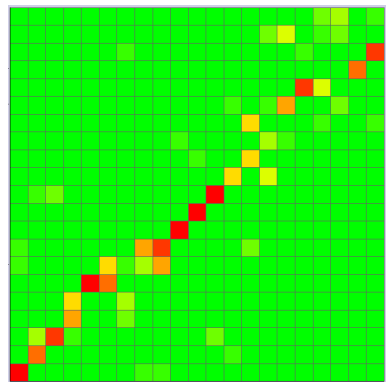


Fig. 10 MAC between FEA and test

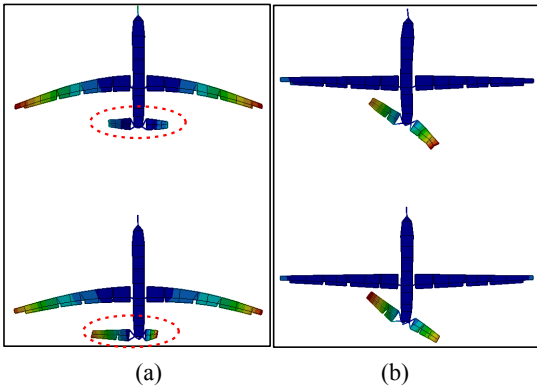


Fig. 11 In-plane mode shapes

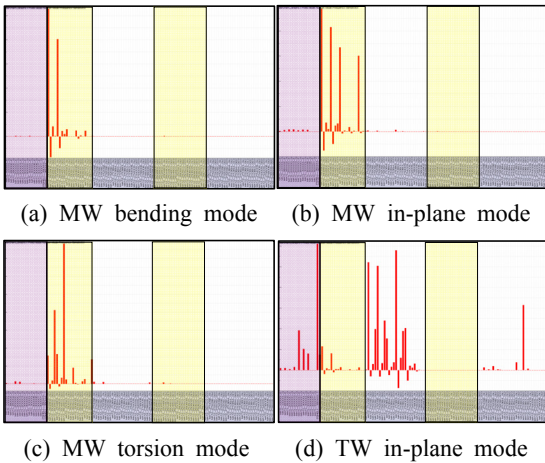


Fig. 12 Sensitivity analysis on variables

미익 모드의 합성인 복합 모드이다. 여기서 복합 모드는 각 구성품의 모드들이 전기체 차원에서 합성되어 발생하는 모드를 의미한다. 예를 들어 10 Hz에 날개의 모드가 존재하고 동체의 모드도 10 Hz 부근에 존재하면 날개 위주로 모드를 정의한다 해도 전기체 모드 형상에서는 동체의 모드가 같이 합성되어서 발생한다. 그러므로 다른 구성품의 어떤 모드와 합성을 이루냐에 의해서 MAC값에 영향을 받는다. 예를 들어 Fig. 11(a)를 보면 주 모드인 주익의 in-plane 모드는 일치하나 미익의 모드가 상이하여 MAC값이 낮다. 따라서 모드 시험과 같은 모드 형상을 해석적으로 구현하기 위해서 모드 주파수뿐만 아니라 작은 주파수 차이라 해도 각 구성품 간의 모드 순서가 시험의 결과와 일치하도록 유한요소모델이 개선되어야 한다.

Table 4의 결과와 같이 주익과 미익의 vertical bending mode들은 시험과 해석 결과의 경향성이 비교적 일치 하였으며 주파수 차이도 약 5%이다. 반면에 주익의 in-plane 모드와 torsion 모드는 시험과 해석의 주파수 차이가 약 12~15%이고 미익에서도 in-plane 모드(Fig. 11(b))는 약 8%의 주파수 차이를 보였다. 따라서 전기체 동특성 유한요소모델은 주익, 미익의 vertical bending 강성을 유지하면서 주익의 in-plane 모드와 torsion 모드 강성, 미익의 in-plane 모드 강성이 증가되어야 한다.

등가 유한요소모델의 물성치 변수(material property) 116개를 이용하여 민감도 분석(sensitivity analysis)을 수행하였다. Fig. 12(a)는 주익(main wing)의 vertical bending 모드, Fig. 12(b)는 주익의 in-plane 모드, Fig. 12(c)는 주익의 torsion 모드, 그리고 Fig. 12(d)는 미익(tail wing)의 in-plane 모드에 대한 민감도 해석 결과이다. 각 그래프의 맨 좌측 붉은 박스 부분은 동체의 물성치 변수들, 노란 박스 부분은 주익의 물성치 변수들, 나머지 흰 박스 부분은 미익의 물성치 변수들이다. Fig. 12를 통해 주익의 물성치 변수들이 미익의 모드에 영향을 거의 미치지 않으며, 반대로 미익의 물성치 변수들도 주익의 모드에 영향이 거의 없음을 알 수 있다. 따라서 주익, 미익의 물성치 변수들은 서로의 모드들에 대해서 독립적이다.

민감도 분석을 통해 최적화를 위한 10개의 변수를 추출하였다. 추출된 변수들은 관심 모드에 영향을 미치는 변수들로 관심 모드는 1차 주익의 bending 모드, 5차 미익의 bending 모드, 7차 주익의 in-plane 모드, 11차 미익의 in-plane 모드, 20차 주익의 torsion 모드이다. 선정된 최적화 변수들은 주익의 upper skin G11, lower skin G11, front spar G11, G33, rear spar G11, G33, 미익의 upper skin G11, lower skin G11, rear spar G33, 미익-동체 연결구조 E(Young's modulus)이다. 최적화 과정을 수행하기 위한 목적 함수(objective function)는 식 (11)과 같다. 여기서 f_N 은 N차 모드 주파수, $f_{N,T}$ 은 N차 목표 모드 주파수, W_N 은 N차 모드의 가중 계수(weighting factor)이다. 이 연구에서는 가중계수로 1을 적용하였다. 최적화를 위한 알고리즘으로 sequential quadratic programming(SQP) method를 적용하였다. SQP는 비선형 최적화 알고리즘의 하나로

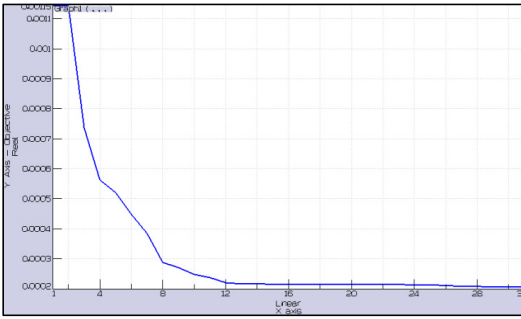


Fig. 13 Optimization process

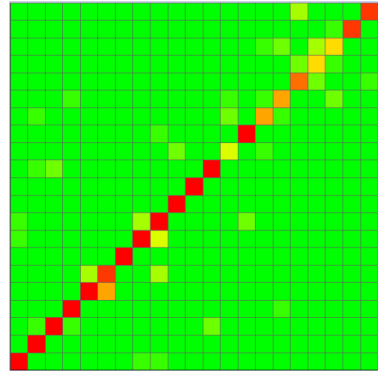


Fig. 14 MAC between updated FEA and test

Table 5 Difference of mode frequencies between updated FEA and modal test

Description of mode shape	Difference of test and analysis (%)	
	Previous FEA	Updated FEA
M.W. 1st sym. bending	3.0	1.7
Fuse. roll + M.W. 2nd anti-sym. bending	5.3	4.6
M.W. 2nd anti-sym. bending + T.W. in-phase motion	5.8	6.3
T.W. 1st sym. bending	1.3	1.5
T.W. 1st sym bending + M.W. 2nd sym bending	5.4	4.0
M.W. 1st sym in-plane	12.5	3.1
Testboom bending	13.8	1.6
Fuse. vertical bending + M.W. 2nd sym. bending	8.2	7.4
T.W. 1st anti-sym. in-plane	8.5	1.7
T.W. 1st sym. in-plane	7.9	1.5
M.W. 3rd anti-sym bending	3.2	1.1
M.W. anti-sym torsion	12.4	1.7
M.W. sym torsion	15.8	2.2

목적 함수의 결과를 최소로 만드는 변수들의 값을 Fig. 13과 같이 추적하였다.

$$objective\ function = Min \left(\sum_{N=1}^N W_N \frac{(f_N - f_{T,N})^2}{f_{T,N}^2} \right) \quad (11)$$

, N = 1, 5, 7, 11, 20

민감도 해석 및 최적화 과정을 수행하여 전기체 동특성 유한요소모델이 개선되었다. 개선된 유한요소모델을 이용한 모드 해석 결과는 Table 5와 같다. 개선된 유한요소모델의 모드 주파수는 주익, 미익의 bending 모드의 경우 거의 변화가 없으며 주익

in-plane 모드는 시험 모드와의 차이가 약 3%, 주익 torsion 모드는 약 2%, 미익 in-plane 모드는 약 2%로 기존 유한요소모델에 비하여 차이가 감소하였다. 또한 Fig. 14의 MAC 그래프를 통해 시험 모드 형상과 개선된 유한요소모델 모드 형상의 일치성이 상승했음을 알 수 있다. 따라서 전기체 동특성 유한요소모델은 관심주파수 범위(0~32 Hz)에서 대상 항공기의 동특성을 반영하는 신뢰성 있는 모델로 개선되었다.

5. 결론 및 추후 연구

고세장비 주익 항공기의 모드 시험을 수행하여 시험적으로 동특성을 측정하였으며 이를 반영하여 기본 비행 형상(MFDW)에 대한 전기체 동특성 유한요소모델을 개선하였다. 유한요소모델 개선을 위해 민감도 해석 및 최적화를 수행하였으며 시험 및 해석 결과를 비교하여 개선된 동특성 유한요소모델의 신뢰성을 검증하였다.

대상 항공기는 날개에 많은 연료를 탑재하고 있어 비행하면서 소모되는 연료량에 따라서 날개의 동특성이 변화한다. 날개의 저주파 모드 중에서 제어법칙에 영향을 주는 모드들은 notch filter 등을 이용하여 그 영향성을 최소화한다. 그러나 비행하면서 날개의 동특성이 크게 변화하는 경우 고정 주파수로 설계된 filter는 날개 주파수 이동에 따라 기능이 상실되며 오히려 시스템에 부정적 영향을 미친다. 따라서 추후 연구에서는 최대 연료량에서 최소 연료량으로 비행하면서 변화하는 날개의 동특성을 해석 모델로 구현하고자 한다. 대상 항공기의 연료

탱크 및 소모 방법에 맞는 연료 분포 모델을 구성하고 이를 개선된 MFDW 형상 유한요소모델에 반영하여 변화하는 동특성을 예측할 수 있다. 이때 모드 시험을 통해 측정된 다른 두 가지 형상 MLDW, MTOW의 모달 변수를 적용함으로써 연료 분포 모델의 신뢰성을 높일 수 있다.

참 고 문 헌

(1) Kim, B. G., Chung, T. J. and Lee, J. K., 2000, A Study on the Improvement of Finite Element Model for Scaled Frame by Considering Eigenvectors and Eigenvalues, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 10, No. 6, pp. 1009~1016.

(2) Haimanote, T, K, 2007, Updating of Finite Element Analytical Model Using Modal Test Results, Department of Mechanical Engineering Addis Ababa University.

(3) Szkudlarek, W., Mizutani, A., Peeters, B., Luczak, M. and Kahsin, M., 2009, Ground Vibration Testing, Finite Element Modeling, and Correlation of a Composite Hobby Aircraft, 13th International

Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY.

(4) Buehrle, R. D., Fleming, G. A., Pappa, R. S. and Grosveld, F. W., 2000, Finite Element Model Development and Validation for Aircraft Fuselage Structures, 18th International Modal Analysis Conference.

(5) Peeters, B., Climent, H., Raul de Diego., Jesús de Alba., 2008, Modern Solutions for Ground Vibration Testing of Large Aircraft, IMAC 26 USA.

(6) Dorin LOZICI-BRÎNZEI., Simion TĂĂTARU., Radu BÎSCĂĂ., 2011, IAR-99 GVT Correlation for Dynamics Stores FEM, INCAS BULLETIN, Vol. 3, Issue 1, pp. 47~54.

(7) Pickrel, C. R., 2002, Airplane Ground Vibration Testing-nominal Modal Model Correlation, 20th International Modal Analysis Conference, Los Angeles, CA.

(8) Kenneth, G. M., 1995, Vibration Testing, John Wiley & Sons, Inc., New York.

(9) MSC/PATRAN, NASTRAN, 2010.

(10) LMS Virtual. Lab Solutions Guide, LMS Intl., Leuven, 2006.