

論文

최적화 기법을 이용한 비행체 구조물 동특성 해석 모델의 최신화 연구

이기두*, 이영신**, 김동수*

A Study on Updating of Analytic Model of Dynamics for Aircraft Structures Using Optimization Technique

Ki-Du Lee*, Young-Shin Lee** and Dong-Soo Kim*

ABSTRACT

Analytical modal verification is considered as the process to provide an acceptable description of the subject structure's behaviour. In general, results of original analytical model are different with actual structure results to uncertainty like non-linearity of material, boundary and modified shape, etc.

In this paper, the dynamic model of glider's wing is correlated with static deformation and vibration test results by goal-attainment method, multi-objects optimization technique. The structural responses are predicted by using finite element method and optimization is carried out by using the SQP(sequential quadratic programming) method which is widely used in the constrained nonlinear optimization problem. The MAC(Modal Assurance Criterion) is used to modify the mode shapes and quantify the similarity.

초 록

해석용 모델의 검증이란 완성된 모델이 실제 제품의 특성을 반영하고 있는지에 대한 확인절차이다. 일반적으로 해석모델작성 시 형상의 단순화 및 비선형특성의 반영에 대한 한계 등으로 공학적 가정을 이용하므로 실제 구조와는 다른 물리적, 기계적 특성을 갖게 된다.

본 연구에서는 순차적 2차계획법(Sequential Quadratic Programming, SQP)을 이용하는 목표달성기법(Goal-Attainment Method)의 다목적 최적화 기법을 이용하여 활공체 날개의 정적 처짐과 고유진동수 차이를 최소화하는 방법으로 구조모델의 최신화를 수행하였으며, 모드형상의 일치성을 정량적으로 판단하기 위하여 Modal Assurance Criterion(MAC)를 이용하였다.

Key Words : Model Verification(모델 검증), Goal-Attainment Method(목표달성기법)
Correlated Test-Analysis Model(시험-해석 상사모델)

1. 서 론

비행체의 제작을 위해서는 우선 요구되는 강도, 강성 및 내구성 등의 충족여부를 검토하기 위해 수회에 걸쳐 다양한 유한요소 모델을 이용한 해석을 수행하게 된다. 유한요소를 이용한

† 2008년 10월 28일 접수 ~ 2009년 1월 9일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

** 정회원, 충남대학교 기계설계공학과
교신저자, E-mail : leeys@cnu.ac.kr
대전광역시 유성구 궁동 220번지

해석은 정적해석, 동적해석 및 피로해석으로 대별된다. 모델의 신뢰성을 향상시키기 위해 정하중시험을 통한 하중-변위(응력)특성, 지상진동 시험을 통한 고유진동, 모드형상 및 주파수 응답특성과 같은 결과를 이용한 해석모델의 최신화가 수행되며[1], 최종으로 시험결과를 표현하는, 시험-해석 상사 모델(Correlated Test Analysis Model, CTAM)을 얻게 된다[2]. 일반적으로 해석 모델에는 형상의 단순화 및 비선형성의 적용한계 등으로 공학적 가정을 이용하게 되므로 실제구조와는 다른 물리적, 기계적 특성을 갖게 되는데, 해석 모델과 CTAM 간의 오차가 큰 경우에는 주요설계조건에 대하여 재해석을 통한 비행체의 건전성 재검증이 요구된다[3].

CTAM은 단순 구조 건전성 평가뿐만 아니라, 최근에는 구조-유체 연계거동을 고려한 항공기의 공력특성 검토 및 공탄성해석을 위해서 필수적으로 요구된다[4, 5]. 그동안 많은 공력특성 및 공탄성해석에서 실제 구조적특성을 고려하지 않은 상태로 해석이 수행되었으나, 정확한 해를 위해서는 반드시 CTAM을 이용한 해석이 필요하다[6].

본 연구에서는 다목적 최적화 기법을 이용하여 비행체 날개의 정적 처짐과 고유진동수 차이를 최소화하고, 모드형상에 대한 일치성을 정량적으로 판단하기 위하여 Modal Assurance Criterion(MAC)를 이용하여 검토하였다. 유한요소 소프트웨어는 Abaqus[7]를 이용하고, 최적화는 Matlab 소프트웨어의 Optimization 모듈[8]을 연계하여 사용하는 기법을 개발하였다.

II. 해석방법 및 최적화 기법

2.1 해석방법

해석을 위한 주 소프트웨어는 Matlab을 사용하였으며, 소프트웨어 내의 최적화 모듈을 이용하였다. 목적함수를 최신화하기 위하여 프로그램 내에서 유한요소해석 툴인 Abaqus 소프트웨어를 구동하도록 구성하였는데, 이를 위해 초기 입력파일을 작성하여야 하며, 형상최적화를 고려하는 경우 이를 설계변수로 고려한 모델링을 수행하여야 한다. Abaqus 소프트웨어의 해석 결과는 모델의 정적변위, 진동수 및 모드형상 등이며 Matlab 소프트웨어는 구조해석이 끝난 것을 인지하여 해석 결과의 파일에서 필요인자를 추출하여 목적함수를 구성한다. 최적화를 수행하기 위한 전반적인 계산흐름은 Fig. 1에 나타내었다. 세부 내용은 다음과 같다.

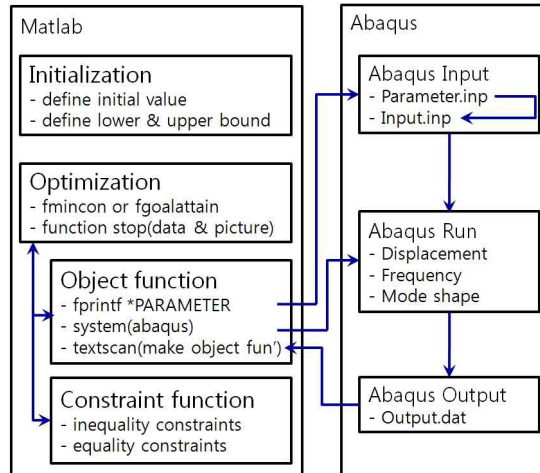


Fig. 1. Flow of Optimization with Matlab and Abaqus s/w

① 초기조건을 이용하여 최적화 모듈이 구동되면, ② 최적화 모듈에서 초기 설계변수를 이용하여 목적함수 모듈을 구동하고, ③ 목적함수 모듈에서는 설계변수 인자를 최신화한 후 system 함수를 이용하여 Abaqus 소프트웨어를 구동한다. ④ Abaqus 소프트웨어는 초기변수값을 이용하여 유한요소해석을 완료한다. ⑤ Matlab 소프트웨어는 Abaqus 소프트웨어의 해석 완료를 기다리고 (while, dir 함수), 완료를 감지한 후 결과 파일로부터 필요한 변수를 읽어 들여(textscan 함수) 목적함수를 만들고 이의 결과를 최적화 모듈에 전달한다. ⑥ 최적화 모듈에서는 변화된 목적함수의 경향(탐색방향 변화율 및 반복계산수를 파악하여 프로그램의 종료로 결정)과 구속조건을 파악하여 다음 단계의 설계변수를 결정하고, ⑦ 최신화된 설계변수를 이용, 목적함수 모듈을 구동한다. 이상과 같이 ①→②→③→④→⑤→⑥→⑦→③→...순으로 반복 계산을 하게 되는데 ⑤의 판단에 의해 프로그램이 종료된다.

2.2 최적화 기법

제약조건을 갖는 최적화 문제는 다음과 같이 수학적으로 표현된다.

$$\begin{aligned}
 & \text{Find } x = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}^T \\
 & \text{to minimize } f(x) \\
 & \text{subject to } g_i(x) = 0 \quad i = 1, \dots, m_e \quad (1) \\
 & \quad \quad \quad g_i(x) < 0 \quad i = m_e + 1, \dots, m
 \end{aligned}$$

여기서 x 는 n 개의 벡터형의 설계변수, $f(x)$ 는 목적함수, $g(x)$ 는 m_e 개의 등호, $(m - m_e)$ 제약

조건을 의미한다.

여러 가지 제약조건을 만족하면서 목적함수를 최소화하는 설계변수는 다음과 같이 매 반복 시 수정되는 식으로 정의된다.

$$x_{k+1} = x_k + \alpha_k d_k \quad (2)$$

식 (2)에서 보는 바와 같이, 최적 설계변수를 구하기 위한 탐색방향(search direction), d_k 와 목적함수를 최소화하는 이동길이(step length), α_k 가 결정되어야한다. 대부분의 최적화 기법은 구배(gradient)를 이용하여 탐색방향을 결정한 다음 선택된 방향에 대해 설계변수를 향상시키기 위한 1차원 탐색을 수행한다. 그러나 1차원 선택을 위한 초기값 α_k 는 임의의 값으로 주어지기 때문에 수렴된 해를 얻기 위한 선택이 매우 어렵고, 따라서 이를 개선한 2차 목적함수 및 선형화된 제약조건으로 구성된 부-프로그램을 계산하는 순차적 2차 계획법(SQP)을 사용한다[9].

식 (1)은 구간 제약조건을 부등호 제약조건으로 변형하고, 비선형 제약조건을 선형화 하는 경우 부-프로그램으로 아래와 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \min_d \quad & \frac{1}{2} d^T H_k d + \nabla f(x_k)^T d \\ \nabla g_i(x_k)^T d + g_i(x_k) &= 0, i = 1, \dots, m_e \\ \nabla g_i(x_k)^T d + g_i(x_k) &\leq 0, i = m_e + 1, \dots, m \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 H 는 양의 행렬로 매 반복시 라그랑지 함수의 Hessian에 근사시켜 수정하는데 아래의 BFGS(Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno) 식을 이용하여 계산한다.

$$H_{k+1} = H_k + \frac{q_k q_k^T}{q_k^T s_k} - \frac{H_k^T s_k s_k^T H_k}{s_k^T H_k s_k} \quad (4)$$

여기서

$$s_k = x_{k+1} - x_k$$

$$\begin{aligned} q_k = & \left(\nabla f(x_{k+1}) + \sum_{i=1}^m \lambda_i \cdot \nabla g_i(x_{k+1}) \right) \\ & - \left(\nabla f(x_k) + \sum_{i=1}^m \lambda_i \cdot \nabla g_i(x_k) \right) \end{aligned}$$

$\lambda_i, i = 1, \dots, m$: 라그랑지안 곱수

한편 다목적 함수의 최적화를 위하여 설계목표값과 가중치를 이용하여 단일목적함수로 변환하여 계산을 수행하는 목표달성기법(goal attainment method)을 사용하였으며, 이는 아래의 식과 같이 표현한다.

$$\begin{aligned} & \underset{x}{\text{minimize}} \quad \underset{i}{\text{max}} \quad \{A_i\} \\ & \text{여기서} \end{aligned} \quad (5)$$

$$A_i = \frac{f_i(x) - f_i^*}{w_i}, i = 1, \dots, m$$

$$f_i^* = \{f_1^*, f_2^*, \dots, f_m^*\} : \text{설계목표}$$

$$w_i = \{w_1, w_2, \dots, w_m\} : \text{가중치 계수}$$

III. 활공체 날개 해석모델

3.1 지상시험 결과검토

Fig. 2는 활공체 날개의 진동시험 상태를 보여주고 있다. 활공체의 개략적인 제원은 가로 3.2m 서로 2.8m, 높이 0.35m 이다.

좌, 우의 날개에 10개, 동체에 6개, 총 26개의 가속도계를 장착하고 2개의 가진기를 사용하여 다점랜덤 가진법으로 응답을 측정하였다. 측정된 가진력과 응답신호로부터 주파수 응답함수를 구하고, 고유진동수와 감쇠계수는 주파수 응답함수로부터 산출하였다. 시험측정과 분석을 위해서 LMS CADA-X 시스템을 이용하였고 측정된 진동수 및 모드형태는 Table 1과 같다.

날개의 세장비가 크기 때문에 굽힘모드가 1차적으로 발생하였다. 활공체의 날개는 접혀있는 상태에서 항공기와 분리 후 전개되며, 따라서 현

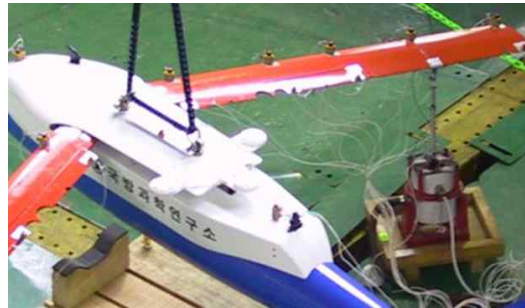


Fig. 2. Ground vibration test of glider's wing

Table 1. Measured wing frequencies and mode shape of glider's wing

Mode	f(Hz)	mode shape
1	12.25	1 st bending mode
2	18.28	lead-lag mode
3	65.18	2 nd bending mode
4	145.38	torsional mode



Fig. 3. Ground static test of glider's wing

지로 구속되는데 이에 따라 날개 전체가 힌지를 중심으로 앞과 뒤로 움직이는 lead-lag모드가 18.28 Hz에서 2차 모드로 발생하였다. 3차는 2차 굽힘모드가 발생하였으며, 4차모드는 날개전체가 비틀어지는 비틀림 모드가 145.38 Hz에서 발생하였다.

Fig. 3은 정적하중 시험모습을 보여주고 있다. 날개의 길이방향 0.2, 0.48, 0.83, 1.115, 1.310m에 위치하는 5개의 블록과 whipple tree를 이용하여 978.6N의 하중을 부여하고 날개의 끝 중앙부분에서 처짐을 측정하였는데, 0.036 m를 나타내었다.

3.2 유한요소 모델 작성

실제날개는 코드가 0.20 m, 한쪽 날개의 길이가 1.56 m로 스펀 방향으로, 4개의 구간으로 나누어 스파 및 날개의 두께를 달리하여, 복합재 (892-TG3011)를 이용하여 제작하였다.

완성된 유한요소 모델은 Fig. 4와 같으며, 절점수는 1,338개 이고, 구성된 요소는 solid, shell, beam 및 mass 요소가 사용되었으며, 이의 개수는 총 1,521개이다. 해석모델의 날개는 4개의 구간(1구간 : ~ 0.45, 2구간 : ~ 0.60, 3구간 : ~ 0.84, 4구간 : ~ 1.56 m)으로 나누어 각각의 구간에서 표면(skin) 및 스파(spar)에 대하여 두께, 탄

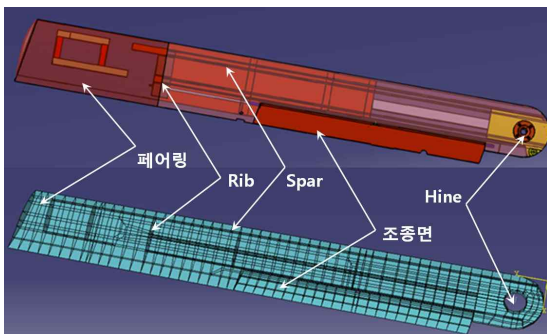


Fig. 4. FEM model of glider's wing

Table 2. Used properties and dimension of subpart for initial solving

position (m)	thickness ¹⁾ (variable)	elasticity ²⁾ (variable)	density ³⁾ (variable)
0.0 ~	3.0 (skin_1t)	2.8 (skin_1e)	5.7 (skin_1y)
	6.5 (sparw_1t)	2.4 (sparw_1e)	7.7 (sparw_1y)
0.45 ~	5.0 (sparf_1t)	4.2 (sparf_1e)	7.9 (sparf_1y)
	5.0 (sparr_1t)	4.2 (sparr_1e)	7.9 (sparr_1y)
0.45 ~	4.0 (skin_2t)	2.1 (skin_2e)	6.7 (skin_2y)
	7.6 (sparw_2t)	1.7 (sparw_2e)	8.7 (sparw_2y)
0.60 ~	6.0 (sparf_2t)	2.7 (sparf_2e)	8.7 (sparf_2y)
	6.0 (sparr_2t)	2.7 (sparr_2e)	8.7 (sparr_2y)
0.60 ~	5.5 (skin_3t)	2.9 (skin_3e)	7.2 (skin_3y)
	7.6 (sparw_3t)	2.2 (sparw_3e)	8.7 (sparw_3y)
0.84 ~	7.0 (sparf_3t)	2.9 (sparf_3e)	8.7 (sparf_3y)
	7.0 (sparr_3t)	2.9 (sparr_3e)	8.7 (sparr_3y)
0.84 ~	12.0 (skin_4t)	1.5 (skin_4e)	12.7 (skin_4y)
	7.9 (sparw_4t)	2.2 (sparw_4e)	8.5 (sparw_4y)
1.56 ~	8.4 (sparf_4t)	1.8 (sparf_4e)	9.1 (sparf_4y)
	8.4 (sparr_4t)	1.8 (sparr_4e)	9.1 (sparr_4y)
surface	5.7 (skin_5t)	1.7 (skin_5e)	6.7 (skin_5y)
	solid	2.0 (core_e)	3.7 (core_y)
rib	7.5 (rib_t)	2.1 (rib_e)	3.7 (rib_y)
root	solid	3.2 (root_e)	8.7 (root_y)
pin	6.4 (bar_pin)	2.10e+11	7.85e+3
mass	4.5(mass_pt1)		4.5(mass_pt2)

1) : $\times 10^{-3} m$, 2) : $\times 10^{11} Pa$, 3) : $\times 10^3 kg/m^3$

성계수, 밀도를 설계변수로 사용하였으며, rib, 힌지보강재, 고정핀, 작동기 집중질량 및 조종면으로 나누어 각 물성치 및 제원을 설계변수로 고려하였다. Table 2에서 skin_1t는 1 구간 skin의 두께 변수를 나타낸다.

Table의 변수 중 'e'는 탄성계수를 나타내며, 't'는 부재의 두께, 'y'는 밀도를 나타낸다. skin의 다섯 번째 물성치는 조종면을 표현하고 있으며, root는 날개의 힌지부위 알루미늄부재를,

core는 조종면 내부의 core 물성을, bar_pin은 날개를 고정하는 pin의 지름을, mass_pt는 날개 내부에 장착되어 있는 작동기를 집중 질량을 각각 나타낸다. 전방과 중앙 spar는 web(sparw)과 flange(sparf)로 각각 구분되고, 후방 스파는 web(sparr)과 flange(sparf)로 구분되어 있다.

사용된 설계변수는 총 61개로 사용된 초기값 및 설계변수명을 Table 2에 표시하였다. 표시된 수치치는 정규화가 수행된 값으로 두께, 탄성계수, 밀도에 대하여 각각 $10^{-3} m$, $10^{11} Pa$, $10^3 kg/m^3$ 를 곱하여 실제값으로 표현된다.

3.3 최적화 수행을 위한 문제 정식화

초기값을 기준으로 상한 값은 10배, 하한 값은 0.1배를 고려하였다. 설계변수는 정규화를 사용하여 사용하였다.

목적함수로 4개의 진동수, 날개끝 부분의 처짐을 사용하였으며, 진동모드를 고려하기 위하여 MAC(Model assurance criterion)을 사용하였다. MAC은 아래의 식과 같이 표현되는데[10],

$$MAC = \frac{((\Phi_a^T)_i(\Phi_a)_j)^2}{(\Phi_a^T \Phi_a)_i(\Phi_a^T \Phi_a)_j} \quad (6)$$

모드형상간의 일관성을 나타내는 값으로 모드형상의 스케일 효과가 상쇄되어 1일 경우 모드가 일치함을 나타낸다.

목적함수는 다중으로 아래의 수식과 같이 정의하였다.

$$\begin{aligned} f_i &= f_i^a, \quad i = 1, 2, 3, 4 \\ f_5 &= p^a \\ f_6 &= MAC(3, 3) \\ f_7 &= MAC(4, 4) \\ f_i^* &= \{f_1^t, f_2^t, f_3^t, f_4^t, p^t, 1, 1\} : \text{설계목표} \\ w_i &= \{3, 0.5, 12, 13, 0.015, 0.2, 0.5\} : \text{가중치 계수} \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 f_i^a 와 f_i^t 는 각각 유한요소법 및 시험에 의해 구해진 1차 진동수이며, 유사하게 p^a 와 p^t 는 각각 유한요소법 및 시험에 의해 구해진 날개 끝 부분의 처짐을 나타낸다. 모드 차이가 크게 발생하는 3차 및 4차 모드에 대한 MAC 값을 높이기 위해 f_6 과 f_7 이 사용된다. 가중치는 초기값과 설계목표값에 대한 차이로 설정하였다.

일련의 최적화 과정은 연속되는 탐색방향의 변화율이 10^{-5} 보다 작게 되는 경우, 최대 해석의 반복을 20회까지 수행되도록 작성하였다.

IV. 결과 및 고찰

모델의 최신화는 진동수만 고려한 경우와 진동수 및 정적변형을 동시에 고려한 경우, 진동수와 정적변형 및 MAC을 동시에 고려한 경우를 각각 고찰하였다. 진동수만을 고려하는 경우 식(7)에서 처음부터 4개의 목적함수, 진동수 및 처짐을 고려하는 경우에는 5개의 목적함수, 진동수, 처짐 및 MAC을 고려하는 경우 7개의 목적함수를 고려하였다.

4.1 진동수를 고려한 해석모델 최신화

진동수만을 고려한 해석결과 7회의 반복계산이 수행되었으며, 최종 설계변수의 수렴값은 Table 3과 같다. 초기 설계변수를 이용한 진동수는 $f_1= 9.426$, $f_2= 18.026$, $f_3= 77.703$, $f_4= 132.61$ 이고, 변위는 0.042 m였다.

Fig. 5는 진동수만을 고려하여 얻어진 모델의 진동모드로 이는 시험결과 및 초기 해석모델 결과와 유사하였다.

1차 고유진동수 12.249에서 1차 굽힘모드, 2차 진동수 18.280에서 lead-lag 모드, 3차 진동수 65.202에서 2차 굽힘모드, 4차 진동수 145.35에서 비틀림모드가 각각 발생하였다.

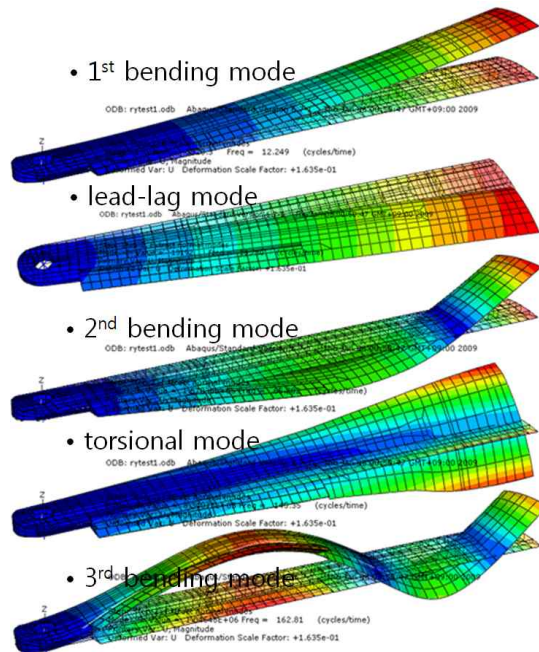


Fig. 5. Dynamic response results of glider's wing with correlation of frequencies

Table 3. Optimization results of design variables and object functions (glider's wing)

Design Variable ^{*)}	Initial Value	with only Freq'	with Freq' & Disp'	with Freq' Disp' MAC
skin_e1	2.80	4.862	4.301	4.703
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
skin_e5	1.70	2.267	2.077	2.565
skin_t1	3.00	5.016	4.402	5.023
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
skin_t5	5.70	6.465	6.335	6.449
skin_y1	5.70	5.746	5.739	5.904
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
skin_y5	6.70	7.164	7.147	6.856
sparw_e1	2.40	2.303	2.370	2.399
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
sparw_e4	2.20	2.208	2.191	2.199
sparw_t1	6.50	6.532	6.583	6.764
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
sparw_t4	7.90	7.791	7.795	7.849
sparw_y1	7.70	7.733	7.728	7.813
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
sparw_y4	8.50	8.424	8.384	8.351
sparf_e1	4.20	5.948	5.012	5.192
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
sparf_e4	1.80	1.051	1.440	1.909
sparf_t1	5.00	6.578	5.732	6.243
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
sparf_t4	8.40	8.106	8.030	8.086
sparf_y1	7.90	7.957	7.950	8.092
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
sparf_y4	9.10	8.957	8.825	8.842
ribs_e	2.10	2.137	2.129	2.199
ribs_t	7.50	7.531	7.504	7.684
ribs_y	3.70	3.728	3.680	3.753
root_e	3.20	2.793	2.509	2.156
root_y	8.70	8.699	8.700	8.712
core_e	2.00	2.216	2.136	2.393
core_y	3.70	3.895	3.896	3.801
bar_pin	6.40	4.785	4.249	3.939
mass_pt1	4.50	4.691	4.104	1.621
mass_pt2	4.50	4.715	4.152	1.754

Freq' (Hz)	시험치	9.426	12.249	12.253	12.424
	12.25				
	18.28	18.026	18.280	18.281	18.243
	65.18	77.703	65.202	65.317	65.914
	145.38	132.61	145.35	145.79	144.31

Disp' (m)	시험치	0.042	0.028	0.036	0.037
	0.036				

*) 't' : × 10⁻³ m, 'e' : × 10¹¹ Pa, 'y' : × 10³ kg/m³

진동수를 목적함수로 최적화 기법을 이용한 모델최신화 결과 Table 1에 표현된 시험결과와 동일한 진동수를 얻었으나 처짐에 대해서는 최신화를 고려하지 않았으므로 시험결과 대비 큰 차이를 나타내고 있음을 알 수 있다.

4.2 진동수, 정적변형을 고려한 해석 모델 최신화

진동수 및 정적처짐을 고려한 모델최신화는 9회의 반복계산을 수행하여 목적함수를 만족하는 설계변수의 값을 구했다. Table 3에 표현되듯 진동수만을 고려하는 경우와 진동수 및 정적처짐을 동시에 고려하는 설계변수의 최종값에 차이가 있음을 알 수 있다.

Fig. 6은 진동수별 진동모드를 나타내고 있다. 모드형태가 진동수만을 고려한 경우와 대부분 유사하며, 4차모드의 경우 모드의 크기 및 방향이 조금 다른 것으로 표현되었다.

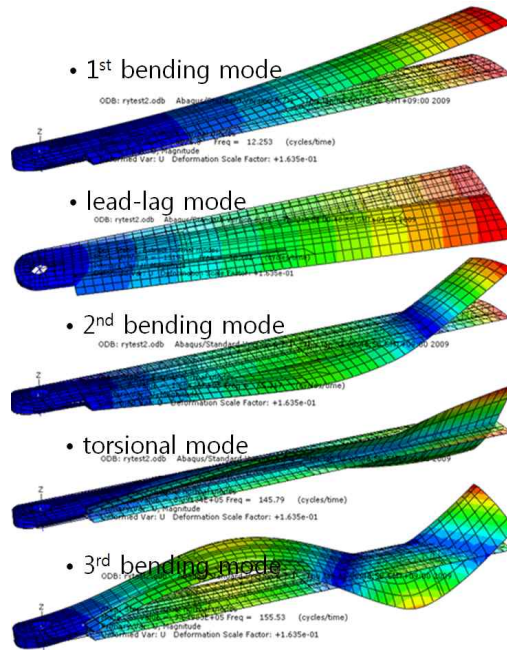


Fig. 6. Dynamic response results of glider's wing with correlation of frequencies and static deformation

4.3 진동수, 정적변형 및 MAC을 동시 고려한 해석모델 최신화

진동모드의 형태를 개선하여 시험결과와 일치시키기 위해 MAC을 목적함수에 추가하여 20회의 계산으로 최적화를 수행하였다.

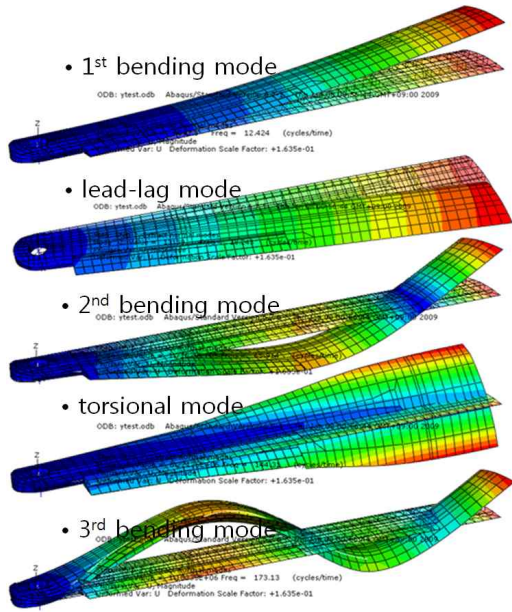


Fig. 7. Dynamic response results of glider's wing with correlation of frequencies, static deformation and MAC

수행결과 Table 3과 같은 설계변수의 최종값을 얻었으며, Fig. 7과 같이 시험결과와 유사한 진동모드를 얻었다.

한편 형상에 대한 정량적 평가를 위해서 MAC을 검토하였다. Table 4는 고려된 목적함수에 대한 모델최신화 후의 MAC 값을 보여주고 있다. 대각 항이 1인 경우 모드가 잘 일치함을 나타내는데, MAC을 포함한 목적함수로 최적화를 수행한 경우가 시험과 가장 유사한 진동모드가 나타났다. 고려한 3가지 목적함수 조합방법 결과는 유사한 모드형태를 보이고 있으나(Fig. 5, 6, 7) MAC에서 많은 차이를 보이고 있다. 이는 정적처짐 및 진동수를 맞추다 하여도 진동모드가 다를 수 있으며, 모드를 일치시키지 않는다면 정확한 모델을 얻을 수 없음을 보여주고 있다. 많은 시험 결과를 고려한 모델최신화를 수행함으로써 실제 제품의 특성을 더욱 더 유사하게 표현하는 모델을 얻을 수 있을 것으로 예상된다.

Fig. 8은 3가지의 모델최신화 방법에 따른 목적함수의 최적화 과정을 나타낸다.

목적함수의 수가 증가함에 따라 수렴하는 속도가 늦어지는 현상이 발생한다. 진동수만을 또는 진동수 및 정적 처짐을 고려하는 경우 최적화 모듈에서 옵션인 "GoalsExactAchieve"를 사용하여 20회 이내에서 100% 목표값을 달성하는 설계

Table 4. MAC results of glider's wing with correlation of frequencies, static deformation and MAC

object function	Analysis				
	1	2	3	4	
with only freq'	1	0.948	0.233	0.244	0.000
	2	0.091	0.965	0.138	0.051
	3	0.190	0.064	0.949	0.020
	4	0.025	0.009	0.057	0.835
with freq' and disp'	1	0.966	0.234	0.281	0.209
	2	0.106	0.960	0.149	0.109
	3	0.191	0.060	0.950	0.186
	4	0.018	0.009	0.052	0.229
with freq', disp' & MAC	1	0.972	0.230	0.207	0.002
	2	0.119	0.965	0.160	0.001
	3	0.211	0.064	0.987	0.037
	4	0.017	0.001	0.040	0.965

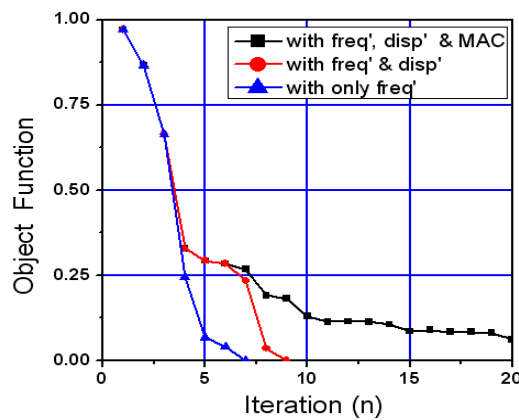


Fig. 8. History of object function with various methods

변수를 구할 수 있었으며, MAC까지 고려하는 경우 20회의 계산에서 오차 5%(MAC : 0.965) 미만의 목표값을 얻었다.

V. 결 론

공학적 가정 및 비선형성의 표현 한계에 내재되는 해석모델의 차이를 최소화하기 위해 실험데이터를 기반으로, 최적화기법을 이용한 모델최신화를 수행하였다. 이를 위해 상용으로 사용되고 있는 Abaqus와 Matlab 소프트웨어의 최적화 모

들을 연계하는 방법을 수립하고 활용하였다. 적용 결과 모델의 단순화에도 불구하고 시험결과와 잘 일치되는 해석모델을 얻었다. 모델 최신화에 있어 진동수, 정적시험 결과 및 진동모드를 고려함으로써 실제제품의 특성을 더욱 더 유사하게 표현할 수 있음을 알았다. 추후 본 모델을 이용하여 구조-공력 연계해석을 통한 공력특성 및 플러터 해석을 수행할 예정이다.

최근 국내에도 항공산업의 발달로 많은 공력 및 플러터 성능에 대한 연구가 수행되고 있으므로, 본 연구의 결과가 정확한 해를 구하기 위한 구조해석모델의 최신화가 필수적인 상황에서 해결방안을 찾는 데 유용하리라 생각한다.

참고문헌

- 1) William D. Anderson and Sean Mortara, "F-22 Aeroelastic design and test validation", AIAA 2007-1764, 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Honolulu, Hawaii, Apr. 23~26, 2007.
- 2) Michael Mohaghegh, "Validation and certification of aircraft structures", AIAA 2005-2162, 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Austin, Texas, Apr. 18~21, 2005.
- 3) Y. X. Wu, J. Zhong, C. Conti and P. Dehombreux, "Quasi-mode shape based dynamic finite element model updating method", Journal of Materials Processing Technology, Vol. 138, Issues 1-3, 2003, pp. 518~521.
- 4) Michimasa Fujino, Hiroki Oyama and Hideo Omotani, "Flutter characteristics of an over-the-wing engine mount business-jet configuration", AIAA 2003-1942, 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Norfolk, Virginia, Apr. 7-10, 2003.
- 5) Kwan-Hwa Byun and Seung-moon Jun, "Flutter analysis of F-16 aircraft using test modal data", KSAS International Journal., Vol. 34, No. 4, 2005, pp. 76~82.
- 6) Sung Ki Jung, Hoang Anh Duong, Young Min Lee, Jin Hee Lee, Rho Shin Myong and Tae Hwan Cho, "A static fluid-structure interaction analysis system based on the navier-stokes equations for the prediction of aerodynamic characteristics of aircraft", KSAS International Journal. Vol. 36, No. 6, 2008, pp. 532~540.
- 7) The MathWorks, Inc., Optimization toolbox user's guide, 2008, Chap. 5.
- 8) ABAQUS, Inc., Getting started with ABAQUS, 2006.
- 9) Garret N. Vanderplaats, Numerical optimization techniques for engineering design with application, 1984, Chap.6, McGraw-Hill, New York.
- 10) Allenmang, R. J., "The Modal Assurance Criterion-Twenty Years of Use and Abuse, Sound and Vibration", Vol. 37, No. 8, 2003, pp. 14~23.