

접는 날개에 대한 모드시험 / 해석결과 보정

Modal Test / Analysis Result Correlation of Folding Fin

양 해 석*

Yang Hae Sock

〈1996년 2월 15일 접수 ; 1996년 5월 6일 심사완료〉

Key Words : Modal Test / Analysis Result (모드시험 / 해석결과), Joint Stiffness (연결부 강성), Correlation (보정), Folding Fin (접는 날개), Optimum Design (최적설계), Design Variable (설계변수), FEM (유한요소모델링)

ABSTRACT

Present paper aims at the correlation of modal characteristics of folding fin between test and analysis using an optimization theory. Folding fin is composed of a movable fin, a base fin, and many functional components related to the folding mechanism. Joint parts of folding fin in FEM are initially modeled as rigid elements resulting some difference between test and analysis in modal characteristics. Therefore, some equivalent springs representing joint parts are introduced to improve the FEM model. The springs were set as design variables, while the frequency difference between test and analysis was set as the object function. Bayesian procedure was used for the minimization.

1. 서 론

기계요소나 구조물이 제작되어 실용화되기 전, 정하중 또는 동하중하에서 각 부위에 발생하는 응력, 변위, 변형률 및 구조물의 고유진동수, 진동모드를 정확히 파악하기 위해 구조시험을 수행하며, 이때 시험결과와 해석결과는 거의 일치하지 않는다. 이러한 경우 구조시험을 다시 수행하지 않고, 유한요소 모델을 개선하여 해석결과를 시험결과에 일치시키는데, 이유는 구조해석 모델의 경우 여러 불확실한 변수로 인하여 항상 오차를 수반하며 정확한 해를 얻기가 어려우나, 시험결과는 여러 불확실한 변수의 영향이 이미 고려된 것으로 판단하기 때문이다.

이와 같이 시험결과를 이용해 해석모델을 개선하

는 기법에 대한 연구는 많이 알려졌으며, 대표적인 사례는 다음과 같다.

Baruch와 Bar Itzhack⁽¹⁾은 질량행렬을 정확하다고 가정하고 시험결과로 나타난 모드와 해석결과로 나타난 모드의 직교성을 이용하여 강성행렬을 개선하였으며, Lim^(2,3)은 수정할 요소를 질량 및 강성행렬로 구성된 부행렬(submatrix)로 나타내고 이 부행렬에 보정계수를 도입하여 시험으로 나타난 진동수, 모드형상 및 부행렬을 이용 최소자승법 (least square method)에 적용하여 질량 및 강성행렬을 개선하였다. 설계민감도 해석을 통해 강성행렬을 개선한 지영춘⁽⁴⁾은 Bardond⁽⁵⁾의 2차 민감도해석을 이용하여 구조물에 대한 시험/해석결과 보정을 수행하였으며, 시험모드와 해석모드가 바뀌어 나타난 경우에 대해 시험모드를 이용하여 해석모델을 개선하였다. 또한 최적화 기법^(6,7)을 이용하는 방법은 주로 주어진 구속조건을 만족하면서 목적함수를 최적화시키는 과정으

*정회원, 국방과학연구소

로써 비선형함수로 표현되는 구조물 응답을 선형화시켜 반복계산을 통해 주어진 문제의 최적해를 찾는 것이다.

MSC/NASTRAN⁽⁸⁾에서 사용하는 최적화 기법은 Vanderplaats^(9,10)가 제안하여 개발한 수정된 가용방향기법(modified feasible direction method)으로 수렴성이 뛰어나고, 선형근사화 기법을 이용하여 최적해에 수렴하는 반복수행 절차의 대폭 줄인 효율성이 뛰어난 알고리즘이다.

위 기법중 본 논문에서 적용된 기법은 최적화 기법이며 MSC/NASTRAN의 최적설계 모듈을 이용하여, 접는날개(folding fin)와 같이 상단날개(upper fin) 및 하단날개(lower fin)의 단품으로 연결된 구조물의 연결부위 특성으로 인한 시험/해석결과 불일치를 보정(correlation)하기 위해 “접는 날개에 대한 모드시험/해석결과 보정”을 수행하였다. 기존 접는 날개에 대해 수행해왔던 구조해석모델링은 상단/하단날개 연결부위를 강체(rigid body)요소로 연결했기 때문에 시험/해석결과에 대한 오차가 매우 크게 발생하였다. 따라서 이 연결부위에 대한 특성을 고려하여 먼저 단품(상단/하단날개)에 대해 시험/해석결과 보정을 수행하여 단품에 대한 정확한 구조해석 모델링을 구성한 후, 조립체(접는날개)에 대해 단품들간의 연결부위 요소를 설계변수로 고려하여 시험/해석결과 보정을 수행하였다. 보정시 MSC/NASTRAN에 주어진 식은 Bayesian^(11,12)식을 이용하였으며, 이식은 목적함수에 구속조건이 포함된 식으로 구속조건이 별도로 있는 경우보다 반복계산을 적게 하는 장점이 있다. 이 식을 이용하여 접는날개에 대한 모드시험/해석결과 보정을 수행한 결과 실제 모델의 정적/동적 거동과 근사한 구조해석 모델을 구현하였다.

2. 이 론

해석결과와 시험결과가 일치하지 않는 경우 해석 모델에 대한 수정내용은 매우 다양하지만 대체로 수정할 수 있는 부분은 제한되어 있다. 그중 본 논문에서 수행한 모드시험이 자유단(free-free) 상태임을 고려하면 모드시험/해석결과 보정시 수정할 수 있는 요소는 물성치와 체결부 모델링으로, 이 두가지 요소를 설계변수로 선택하면 최적화 과정을 통해 구조해석 모델 개선이 가능하다고 판단된다. 즉 설계변수 선택시 상단 및 하단날개 단품은 빔요소에 대한 빔요소의 물성치(면적, 관성모멘트, 비틀림강성)를

설계변수로 선택하고, 조립체는 연결부위 요소를 스프링으로 모델링하여 스프링상수를 설계변수로 나타내어, 시험결과와 해석결과와의 차이로 나타난 진동수 및 무게를 목적함수로 하고, 이 목적함수를 Bayesian식으로 구성하여 NASTRAN의 최적화 이론을 이용하여 시험/해석결과 보정식을 다음과 같이 구성하였다.

James J. Allen과 David R. Martinez⁽¹¹⁾은 시험 및 해석결과와의 차이와 목적하는 모델의 물성치 차이를 최소화하기 위한 목적함수를 다음과 같이 구성하였다.

$$\text{목적함수 Min } F = W_1 \{ (Z - \bar{Z})^T [W_Z] (Z - \bar{Z}) \} + W_2 \{ (X - X_0)^T [W_X] (X - X_0) \}$$

여기서 Z : 구조시험결과(진동수)

\bar{Z} : 해석결과(진동수)

X : 설계변수(물성치)

X_0 : 모델물성치에 대한 목적 값

$W_1, [W_Z]$: 시험/해석결과 차이에 대한 가중치

$W_2, [W_X]$: 설계변수 차이에 대한 가중치

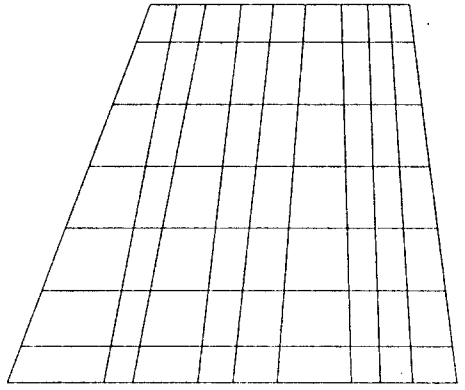
위 식에서 첫 번째 식은 해석결과에 대한 구속조건을 포함한 식이며, 두 번째 항은 임의의 설계변수가 목적하는 값과 차이가 거의 없도록 하기 위한 식이다.

3. 접는 날개에 대한 유한요소모델링

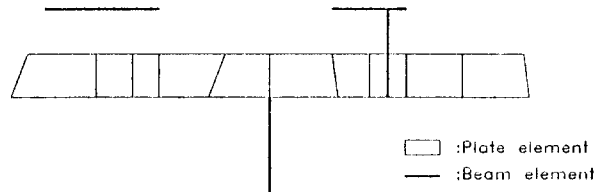
접는 날개는 상단/하단날개가 분리된 날개로 구성되는 Fig. 1과 같다. 구조해석 모델링시 접는 날개에 대한 하중경로는 (단품에 대한 명칭은 Fig. 1참조) 상단날개 (1)에 작용하는 공력하중이 고정핀 (2)(fixed pin)을 통해 메일스토퍼 (3)(male stopper)에 전달되며, 메일스토퍼의 돌출부위 (4)를 통해 피메일스토퍼 (5)(female stopper)에 전달된다. 피메일스토퍼에 전달된 하중은 사각고정키 (6)(plate key)를 통해 하단날개 (7)로 전달되며, 하단날개로 전달된 하중은 하단날개 스파부위 (8)를 통해 고정된 구조물로 전달된다. 그리고 메일스토퍼 이외에 상단날개 하중이 하단날개에 전달되는 경로는 피봇핀 (9)(pivot pin)과 잠금 핀(10, 11)(locking pin)이 일부 전달된다. 접는기능부위의 단품구성은 Fig. 1의 (b)와 같고, 그중 메일스토퍼, 피메일스토퍼, 사각키를 (c)에 나타내었다. 상단/하단날개에 대한 구조해석 모델링은 Fig. 1(a)의 가상선 영역중 내부 접는기능부위 (b) 및 스프링이 없는 경우로 Fig. 2에 나타내

었고, 모델링시 Fig. 3의 빗금친 부위만 빔요소로 모델링하였고 나머지 부위는 평판요소로 모델링하였다.

조립체 구조해석 모델링 형상은 Fig. 4에 나타내었고, 조립체 구성시 상단/하단날개에 대한 구조해석 모델링에 나타난 단품이외에 피봇핀, 피메일 스토퍼, 비구조물 질량(nonstructural mass) (스프링)을 추가하였다. 조립체 모델링구성시 상단/하단날개와 접는기능부위 연결은 Fig. 5와 같이 잠금핀과 하단날개모재(D.V.1, D.V.2), 피봇핀과 하단날개모재(D.V.3), 피봇핀과 상단날개모재(D.V.4), 메일스토퍼와 피메일스토퍼(D.V.5), 피메일스토퍼와 사각키(D.V.6, D.V.7)를 스프링요소로 연결하였다.



(a) Finite element model of upper fin



(b) Finite element model of lower fin

Fig. 2 Finite element model of upper/lower fin

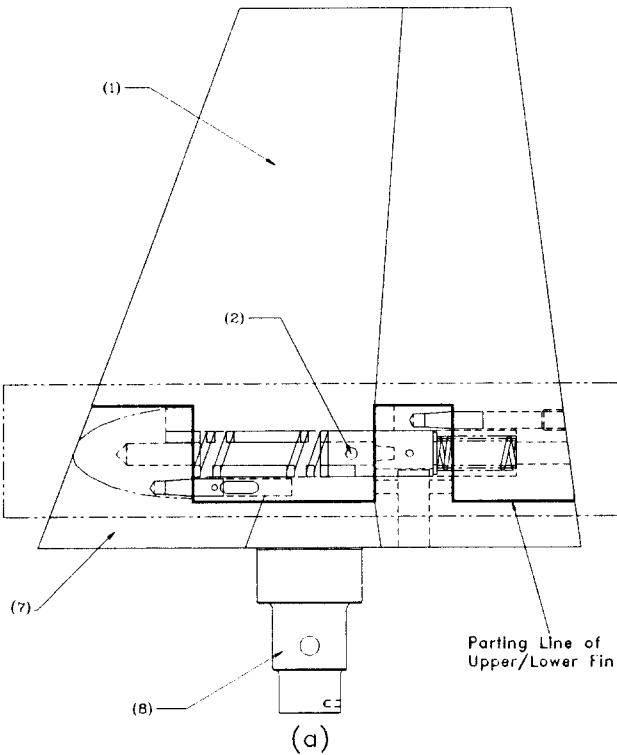


Fig. 1 Configuration of folding fin

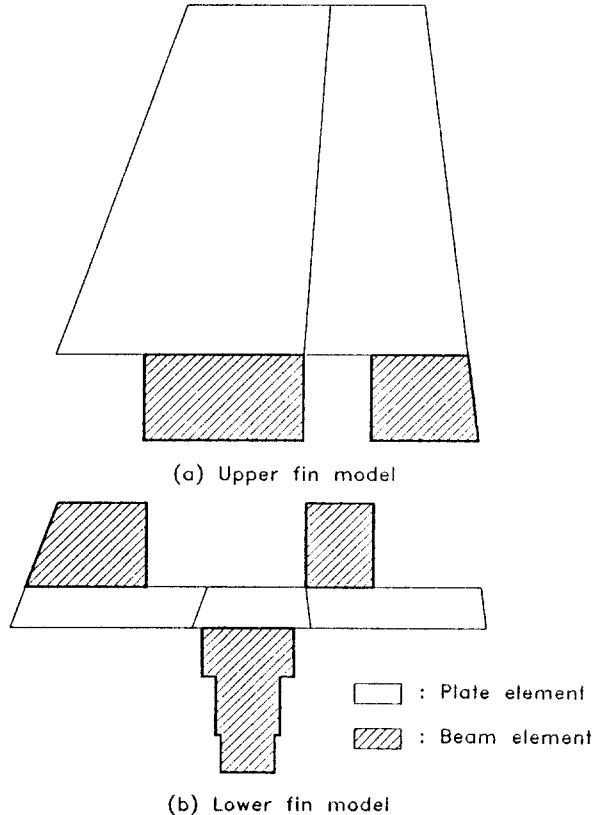


Fig. 3 Element of upper/lower fin

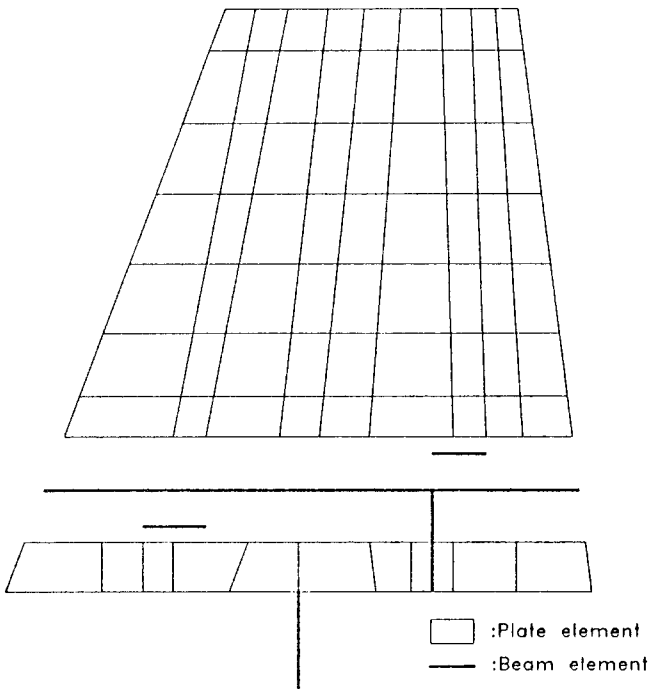


Fig. 4 Finite element model of folding fin

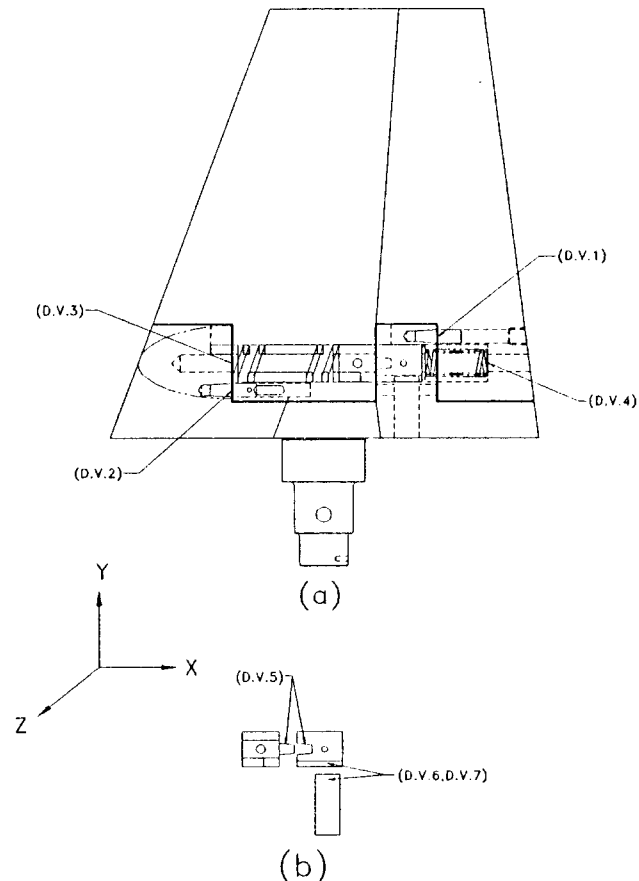


Fig. 5 Position of design variable for folding fin

4. 최적화 구성

4.1 개요

시험/해석결과에 대한 차이를 유발시키는 연결부위 특성은 하중이 상단날개에서 하단날개로 전달되는 경로를 통해 발생되며, 주로 상단날개와 하단날개의 연결부위인 접는기능부위(Fig. 1(a)의 가상선 영역)에서 발생된다. 이 접는 기능부위를 빔 요소로 모델링하고 빔 요소들간에 연결되는 부위를 기존에는 강체요소로 연결하였으며, 이로 인해 시험결과와 해석결과와의 차이가 매우 크게 발생하였다(1차: 772 Hz(19.9%), 2차: 1216Hz(12.5%), 3차: 1655Hz(29.1%), 4차: 2223Hz(0.0%), 5차: 2418Hz(4.6%), 6차: 2885Hz(1.5%), 7차: 3537Hz(15.1%) 여기서 ()값은 시험결과에 대한 오차임). 따라서 이 연결부위를 스프링 요소로 모델링하고 스프링 요소에 대한 강성을 설계변수로 선택하여 본 논문의 조립체에 대한 시험/해석결과 보정시 이용하였으며, 연결부위 특성을 고려하여 모드시험/해석결과 보정을 위한 모델링을 상단/하단날개로 분리하여 단품에 대한 정확한 구조해석모델을 도출한 후, 이 단품모델링을 이용하여 조립체에 대한 연결부위를 모델링하였다.

4.2 상단/하단날개에 대한 최적화

단품에 대한 모드시험/해석결과 보정 수행시, 목적함수는 모드시험 및 해석결과로 나타난 4개(시험시 접는날개 단품에 대해 얻을 수 있는 최대 진동수 개수는 4개임)의 진동수와, 측정된 무게 및 해석결과 무게의 차이를 최소화하는 것으로써, Bayesian식을 이용하여 본 논문의 목적함수를 식으로 쓰면 다음과 같다.

$$\text{목적함수 } \text{Min } F(x_i, wa) = \{(\lambda_t) - (\lambda_{a_j}(x_i))\}^T [wr] \{(\lambda_t) - (\lambda_{a_j}(x_i))\} + (wt - wa)^{2*} w$$

- 여기서 λ_t : 시험결과에 대한 진동수
- λ_{a_j} : 해석결과에 대한 진동수
- wt : 측정된 무게
- wa : 해석결과에 대한 무게
- $[wr]$: 진동수에 대한 가중치 행렬
- w : 무게에 대한 가중치

$$\text{설계변수 } x_i' \leq x_i \leq x_i''$$

여기서 설계변수 x_i 는 빔 요소의 면적(Area), 관

Table 1 Design variable of lower fin

Design variable	Variable name	Initial value	Final value	Design variable	Variable name	Initial value	Final value
1	Area	1.9818×10^2	1.5880×10^2	31	Area	1.5804×10^4	1.5758×10^4
2	I11	3.1255×10^3	3.3164×10^3	32	I11	3.0645×10^4	3.0644×10^4
3	I22	3.1255×10^3	3.3031×10^3	33	I22	4.3123×10^2	1.7578×10^2
4	J	6.2510×10^3	6.2506×10^3	34	J	1.7129×10^4	1.7066×10^4
5	Area	2.8368×10^2	1.1566×10^2	35	Area	1.9141×10^4	1.9076×10^4
6	I11	6.4038×10^3	6.7078×10^3	36	I11	3.6270×10^4	3.6270×10^4
7	I22	6.4038×10^3	6.4552×10^3	37	I22	3.5103×10^2	6.3128×10^2
8	J	1.2808×10^4	1.2804×10^4	38	J	1.6229×10^4	1.6802×10^4
9	Area	5.7277×10^2	3.0613×10^2	39	Area	1.8538×10^4	1.9127×10^4
10	I11	2.6106×10^4	2.6356×10^4	40	I11	3.4767×10^4	3.4766×10^4
11	I22	2.6106×10^4	2.6321×10^4	41	I22	3.7055×10^2	6.1990×10^2
12	J	5.2213×10^4	5.2210×10^4	42	J	1.8121×10^4	1.8695×10^4
13	Area	1.1217×10^2	2.1742×10^2	43	Area	1.8581×10^4	1.9140×10^4
14	I11	3.2387×10^3	3.0934×10^3	44	I11	3.6701×10^4	3.6700×10^4
15	I22	4.3259×10^2	4.2589×10^2	45	I22	3.7055×10^4	4.9587×10^2
16	J	3.6713×10^3	3.6738×10^3	46	J	1.8121×10^4	1.8412×10^4
17	Area	2.9926×10^2	5.1062×10^2	47	Area	1.8581×10^4	1.8865×10^4
18	I11	9.8272×10^3	9.6830×10^3	48	I11	3.6701×10^4	3.6687×10^4
19	I22	5.4799×10^3	5.3176×10^3	49	I22	3.6471×10^2	4.6722×10^2
20	J	1.5307×10^4	1.5308×10^4	50	J	1.7776×10^4	1.8069×10^4
21	Area	2.7099×10^2	1.9629×10^2	51	Area	1.8568×10^4	1.8853×10^4
22	I11	9.7636×10^3	9.6675×10^3	52	I11	3.6344×10^4	3.6329×10^4
23	I22	5.4163×10^3	5.3602×10^3	53	I22	3.6471×10^2	1.7440×10^2
24	J	1.5180×10^4	1.5228×10^4	54	J	1.7776×10^4	1.873×10^4
25	Area	4.2868×10^2	2.0421×10^2	55	Area	1.8568×10^4	1.9157×10^4
26	I11	1.7363×10^4	1.7272×10^4	56	I11	3.6344×10^4	3.6327×10^4
27	I22	1.5831×10^4	1.5761×10^4	57	I22	3.7621×10^1	8.0261×10^1
28	J	3.3194×10^4	3.3223×10^4	58	J	3.6780×10^2	4.5358×10^2
29	Area	3.9367×10^2	1.7032×10^2	59	Area	3.5950×10^1	2.6981×10^1
30	I11	1.4841×10^4	1.4778×10^4	60	I11	4.0375×10^2	3.1373×10^2
31	I22	1.5804×10^4	1.5758×10^4	61	$12I/T^3$	1.0000	0.86006

성모멘트(I11, I22), 비틀림 강성(J) 및 평판요소의 관성곱힘 모멘트 비(bending moment of inertia ratio) ($12I/T^3$)이다. 하단날개에 대한 설계변수를 Table 1에 나타내었고, 상단날개에 대한 설계변수를 Table 2에 나타내었으며, 설계변수 위치는 Fig. 6에 나타내었다. 설계변수에 제한조건을 나타낸 이유는 MSC/NASTRAN에서의 설계변수 한계 값에 대한 초기 값(default value) (하한 한계값 : -1.0×10^{20} , 상한 한계값 : 1.0×10^{20})을 보완하기 위해서이며, 상단/하단 날개의 빔 요소에 대해 하한경계 값으로 0.001을 주었고, 상한경계 값으로 10^6 을 주었다. 관성곱힘 모멘트 비에 대한 한계값은 초기값 1.0에 대

해 대략 50% 차이인 하한값 0.5와 상한값 1.5를 주었다.

목적함수에 무게에 대한 항을 포함시킨 이유는 Fig. 3에서 빗금친 부위에 대한 정확한 물성치를 나타낼 수 없기 때문에 해석결과에 대한 무게와 추정된 무게의 차이가 발생하여 무게를 보정하기 위해 추가하였다.

상단/하단 날개의 단품상태에 대한 모드시험/해석 결과 보정시 설계변수를 Fig. 3의 빗금친 영역에 대해, 이 부위의 복잡한 형상을 빔 요소로 모델링 하여 빔요소에 대한 물성치인 면적, 관성 모멘트, 비틀림강성 및 상단/하단 날개 평판요소에 대한 관성

Table 2 Design variable of upper fin

Design variable	Variable name	Initial value	Final value	Design variable	Variable name	Initial value	Final value
1	Area	3.7177×10^2	4.1464×10^1	23	Area	1.8195×10^4	3.0725×10^4
2	I11	1.8365×10^4	3.3809×10^4	24	I11	3.5898×10^4	3.4237×10^4
3	I22	1.8344×10^4	3.3997×10^4	25	I22	2.9516×10^2	1.0743×10^2
4	J	3.6709×10^4	4.4851×10^4	26	J	1.4791×10^4	2.4656×10^4
5	Area	3.5146×10^2	1.7149×10^2	27	Area	1.1016×10^4	2.3049×10^4
6	I11	1.6833×10^4	3.1141×10^4	28	I11	2.5807×10^4	2.3706×10^4
7	I22	1.7642×10^4	3.3315×10^4	29	I22	2.9516×10^2	3.6223×10^1
8	J	3.4475×10^4	1.7096×10^4	30	J	1.4791×10^4	2.5090×10^4
9	Area	3.7177×10^2	1.7838×10^2	31	Area	1.1016×10^4	2.1568×10^4
10	I11	1.8365×10^4	3.3195×10^4	32	I11	2.5807×10^4	2.4163×10^4
11	I22	1.8344×10^4	3.3195×10^4	33	I22	2.1457×10^2	1.2279×10^2
12	J	3.6709×10^4	1.8878×10^4	34	J	1.1918×10^4	2.1105×10^4
13	Area	3.8768×10^2	4.4313×10^2	35	Area	5.2343×10^3	1.3340×10^4
14	I11	1.9602×10^4	3.5343×10^4	36	I11	1.7152×10^4	1.4932×10^4
15	I22	1.8365×10^4	3.4492×10^4	37	I22	2.9940×10^2	5.0649×10^2
16	J	3.7967×10^4	2.3747×10^4	38	J	1.2872×10^4	6.5091×10^3
17	Area	4.7250×10^2	8.7213×10^1	39	Area	6.1885×10^3	2.4139×10^3
18	I11	2.2465×10^4	3.8942×10^4	40	I11	1.9060×10^4	2.0793×10^4
19	I22	2.1227×10^4	3.9729×10^4	41	I22	1.8476×10^2	1.1393×10^1
20	J	4.3693×10^4	6.7409×10^4	42	J	8.8887×10^3	3.7223×10^3
21	Area	3.6704×10^2	5.1268×10^1	43	Area	1.6677×10^3	7.4236×10^2
22	I11	1.7703×10^4	2.8867×10^4	44	I11	1.0556×10^4	1.3008×10^4
23	I22	1.8195×10^4	3.0725×10^4	45	12I/T ³	1.0000	0.84758

Table 3 Design variable of folding fin

Design variable	DOF	Initial value	Final value
D.V.1	Translation of Z axis	1.0×10^6 (kgf/mm)	3.9939×10^5 (kgf/mm)
D.V.2	Translation of Z axis	1.0×10^6 (kgf/mm)	5.3914×10^5 (kgf/mm)
D.V.3	Translation of Z axis	1.0×10^6 (kgf/mm)	5.2405×10^5 (kgf/mm)
D.V.4	Translation of Z axis	1.0×10^6 (kgf/mm)	4.8933×10^5 (kgf/mm)
D.V.5	Rotation of X axis	1.0×10^6 (kgf/mm)	4.8691×10^5 (kgf/mm)
D.V.6	Translation of Z axis	1.0×10^6 (kgf/mm)	4.4284×10^5 (kgf/mm)
D.V.7	Rotation of X axis	1.0×10^6 (kgf/mm)	5.0656×10^5 (kgf/mm)

굽힘 모멘트 비를 설계변수로 사용했다. 여기서 평판요소에 대한 관성굽힘 모멘트 비를 설계변수로 선택한 이유는 평판으로 모델링한 요소중 빔 요소와 이어지는 평판요소 제작시 필렛(fillet)부위를 사상으로 가공하기 때문에 구조해석 모델링시 두께를 정확히 나타낼 수 없고, 또한 NASTRAN을 이용하여 한 개의 평판요소에 대해 두께가 다른 경우 두께를

설계변수로 하여 최적화과정을 수행할 수 없기 때문에 평판요소를 보정할 수 있는 물성치(NASTRAN 입력자료)중 관성굽힘 모멘트 비를 이용하였다. 위 식과 Bayesian식과의 차이점은 설계변수(물성치)에 대한 최소화 식이 없는 것으로, 이유는 본 논문에서 다루어진 설계변수를 단지 상한 및 하한경계 값으로만 나타냈기 때문이다.

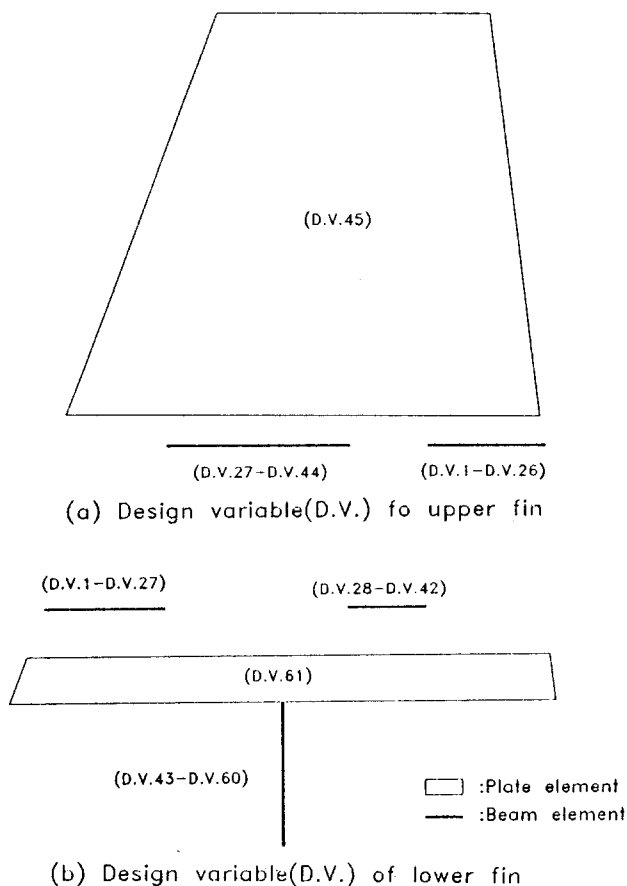


Fig. 6 Position of design variable for upper/lower fin

4.3 조립체에 대한 최적화

목적함수는 모드시험 및 해석결과로 나타난 7개 (시험시 접는날개 단품에 대해 얻을 수 있는 최대 진동수 개수는 7개임)의 진동수 차이를 최소화하는 것이고, 구속조건은 본 기법이 모드해석과 정적구조 해석을 동시에 고려할 수 있다는 것을 이용하여 정적구조시험 결과로 나타난 날개 끝에서의 변위를 선택하였다. 목적함수와 구속조건을 식으로 쓰면 다음과 같다.

$$\text{목적함수 } \text{Min } F(x_i) = \{(\lambda t_j) - (\lambda a_j(x_i))\}^T [wr] \\ \{(\lambda t_j) - (\lambda a_j(x_i))\}$$

구속조건 : σ 변위에 대한 구속조건
 $8.7 \leq \text{변위 (mm)} \leq 8.7$
 설계변수 $x_i^l \leq x_i \leq x_i^h$

여기서 X_i : 상단/하단 날개 연결 부위에 대한 스프링 강성이며, 설계변수에 대한 한계값은 하한값 0.001 상한값 10^{10} 을 주었다. 정적 구조 시험결과 날개 끝에서의 변위는 8.7mm이다.

조립체에 대한 시험/해석결과 보정은 단품에 대해 수행된 최적화 결과를 이용하여 단품 모델링을 수정했기 때문에 단지 상단/하단날개 연결부위인 Fig. 5의 잠금핀과 하단날개모재 (D.V.1, D.V.2)에 대해 z축방향의 병진자유도, 피봇핀과 하단날개모재 (D.V.3)에 대해 z축방향의 병진자유도, 피봇핀과 상단날개모재 (D.V.4)에 대해 z축방향의 병진자유도, 메일스토퍼와 피메일스토퍼 (D.V.5)에 대해 x축방향의 회전자유도, 피메일스토퍼와 사각키 (D.V.6, D.V.7)에 대해 z축방향의 병진자유도 및 x축방향의 회전자유도를 스프링요소로 연결하여, 스프링요소의 강성 값을 설계변수로 선택하였다. 조립체에 대한 설계변수는 Table 3에 나타내었으며, 여기서 초기 값을 10^6 으로 주었는데 이유는 MSC/NASTRAN에서 GAP요소에 대해 접촉시 초기 스프링 강성크기를 10^6 으로 하기 때문이다.

5. 모드시험

일반적으로 모드시험은 구조물의 고유진동수, 진동모드 및 감쇠계수를 실험적으로 측정할 뿐만 아니라 이론적인 구조해석 모델링의 타당성을 확인하기 위해 수행된다. 또한 모드 시험결과를 분석하여 구조물의 동적 특성을 산출할 수 있으며, 이 결과는 모드 시험/해석결과 보정시 자료로 사용된다.

모드시험을 위한 접는날개의 경계조건은 자유 (free-free) 경계조건을 주었다. 자유경계조건의 적용상 이점은 다른 경계조건보다 경계조건 구성이 용이하여 구조해석 모델의 타당성 검증이 용이하게 된다. 더 나아가 시험결과에 근거한 해석모델 보완을 조금 더 정밀하게 수행할 수 있으므로 실제 구조물과 유사한 경계조건을 적용하여 모드해석 및 시험/해석결과 보정시 더욱 정확한 값을 도출할 수 있다는 장점이 있다. 따라서 자유경계조건을 구성하기 위해 접는날개를 접는날개의 강제운동이 진동특성에 영향을 주지 않도록 끈을 사용하여 매달았다. 그리고 전달함수의 측정위치는 하단날개 10개소, 상단날개 41개소로 설정하였으며, 측정위치의 자유도는 z축방향 자유도만 고려하였다. 시험방법은 single input/single output방법을 선택하였으며, 입력신호는 impact hammer를 사용하였고, 출력신호는 가속도계를 사용하였다. 신호처리는 FFT analyzer GR 2515의 "RTA"(real time analysis)소프트웨어를 사용하였으며, 신호 처리된 모드계수의 추출은 SDRC의 Modal-Plus 소프트웨어를 사용하였다.

6. 최적화 결과

6.1 하단/상단 날개에 대한 결과

모드시험 및 시험/해석결과 보정후 하단날개에 대한 결과는 Table 4에 나타내었고, 상단날개는 Table 5에 나타내었다. Table 4에서와 같이 하단날

개 자체는 일체형이기 때문에 연결부위 특성이 없으므로 시험결과와 해석결과는 근사하였다. 즉 일체형으로 구성된 구조물의 시험/해석결과 보정시 본 논문의 기법을 이용하면 정확한 시험/해석결과 보정이 가능하다고 판단된다. 무게는 측정치 0.131(kg)에 대해 보정 전에 0.140(kg)인 것이 보정후 0.131(kg)으로 잘 일치하였다.

Table 4 Result of test/analysis correlation of lower fin

Mode No.	Frequency (Hz)					
	Test result		Analysis result		Error(%)	
	Freq. (Hz)	Damping ratio	Before Correlation	After Correlation	Before Correlation	After Correlation
1	3748.	0.00221	3823.	3744.	2.0	-0.1
2	4501.	0.00185	4156.	4495.	-7.7	-0.1
3	6333.	0.00257	6018.	6335.	-5.0	0.0
4	6956.	0.01578	7930.	6958.	14.0	0.0

Table 5 Result of test/analysis correlation of upoper fin

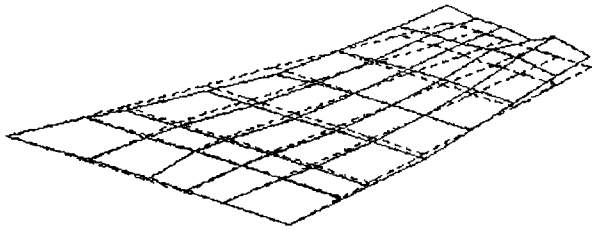
Mode No.	Frequency (Hz)					
	Test result		Analysis result		Error(%)	
	Freq. (Hz)	Damping ratio	Before Correlation	After Correlation	Before Correlation	After Correlation
1	982.	0.00614	1031.	985.	5.0	0.3
2	1098.	0.00508	1214.	1100.	10.6	0.2
3	1636.	0.00363	1531.	1632.	-6.4	0.3
4	2428.	0.00272	2270.	2432.	-6.5	0.2

Table 6 Result test/analysis correlation of folding fin

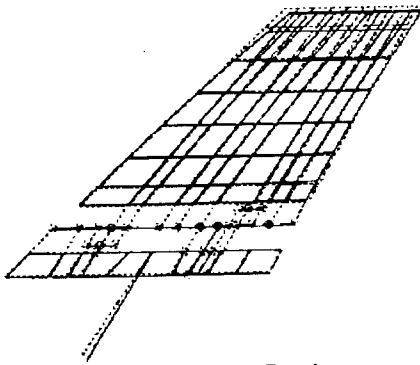
Mode No.	Frequency (Hz)						Mode Shape
	Test result		Analysis result		Error(%)		
	Freq. (Hz)	Damping ratio	Before Correlation	After Correlation	Before Correlation	After Correlation	
1	644.	0.01972	705.	679.	9.5	5.4	Fig. 7
2	1081.	0.00267	1131.	1124.	4.6	4.0	Fig. 8
3	1282.	0.02791	1362.	1328.	6.2	3.6	Fig. 9
4	2224.	0.00853	2175.	2173.	-2.2	-2.3	Fig. 10
5	2311.	0.00432	2315.	2314.	0.2	-0.1	Fig. 11
6	2843.	0.00283	2788.	2788.	-1.9	-1.9	Fig. 12
7	3074.	0.01715	3105.	3091.	1.0	0.6	Fig. 13

상단날개 경우 해석결과는 하단날개 해석결과 보다 조금 높은 오차를 보이고 있으나, 하단날개 보다 상단날개에 대한 수사상 가공면(필렛)이 많음을 고

려하고, 시험결과에 대한 오차를 보면 상단날개에 대한 해석결과 또한 잘 일치했다고 판단된다. 무게는 측정치 0.168(kg)에 대해 보정전에 0.169(kg)인

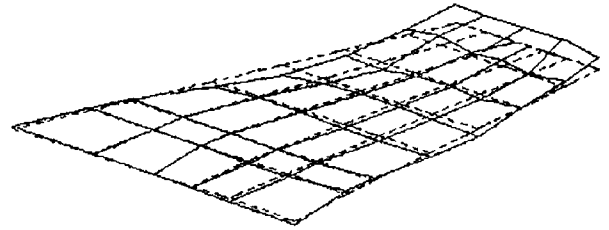


[a] Test Result

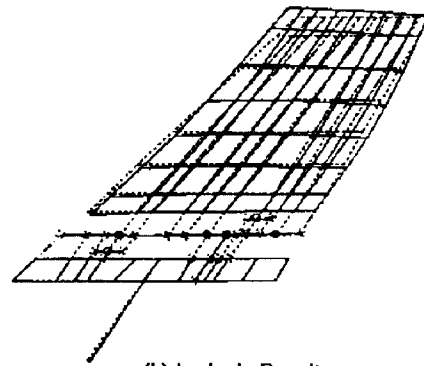


[b] Analysis Result

Fig. 7 Test and analysis mode shape of folding fin (1st)

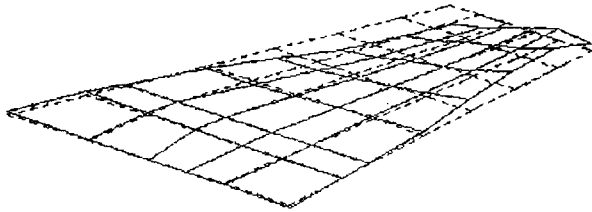


[a] Test Result

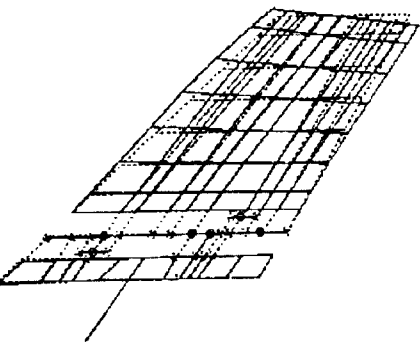


[b] Analysis Result

Fig. 9 Test and analysis mode shape of folding fin (3rd)

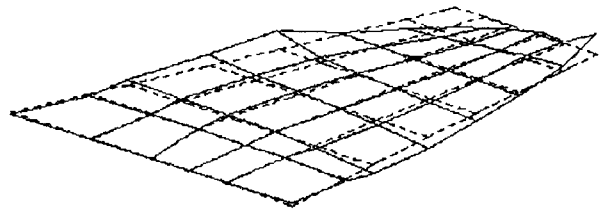


[a] Test Result

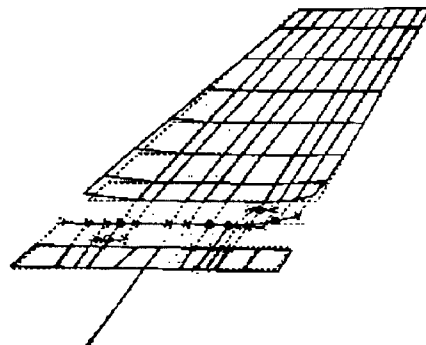


[b] Analysis Result

Fig. 8 Test and analysis mode shape of folding fin (2nd)



[a] Test Result



[b] Analysis Result

Fig. 10 Test and analysis mode shape of folding fin (4th)

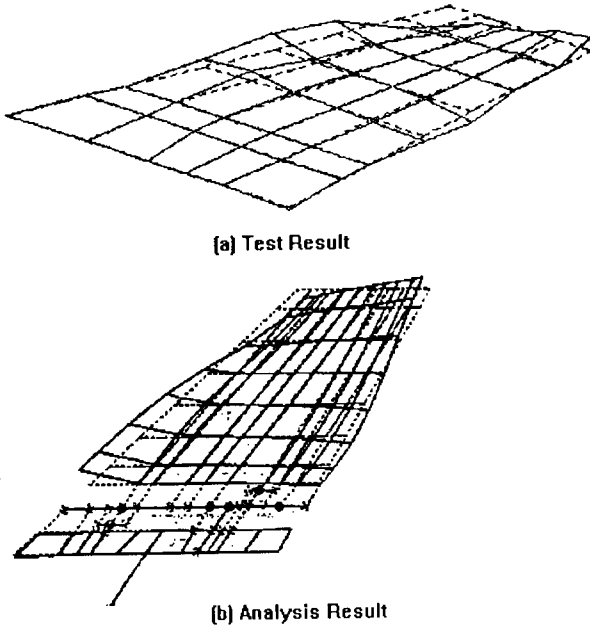


Fig. 11 Test and analysis mode shape of folding fin (5th)

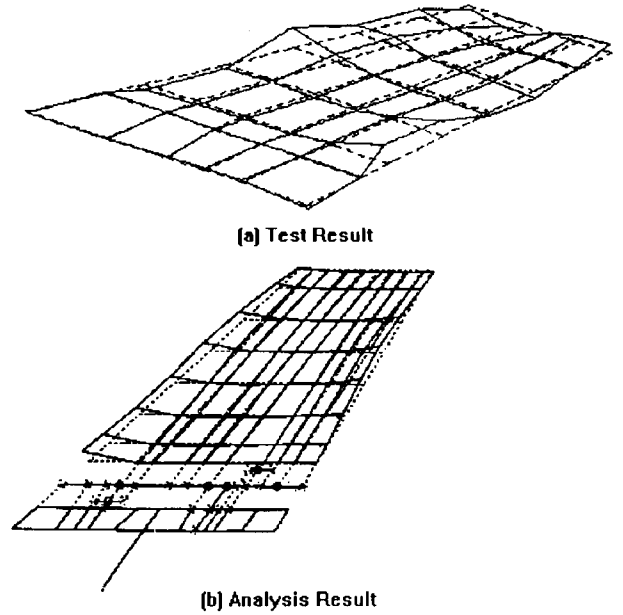


Fig. 13 Test and analysis mode shape of folding fin (7th)

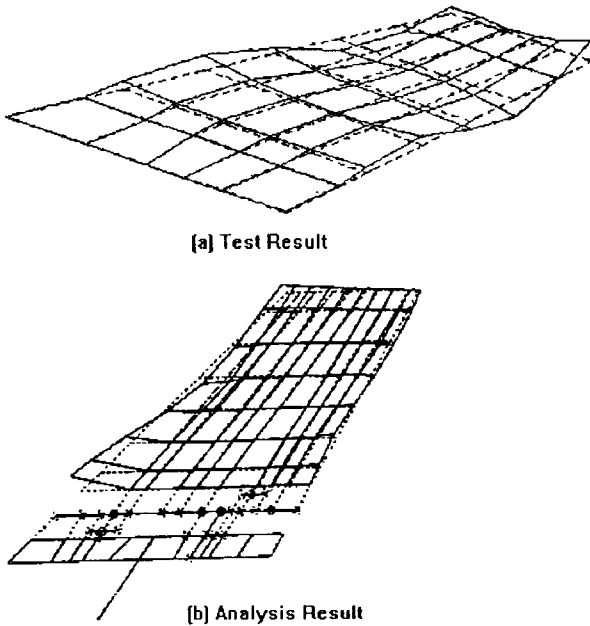


Fig. 12 Test and analysis mode shape of folding fin (6th)

것이 보정후 0.168(kg)으로 잘 일치하였다.

6.2 조립체에 대한 결과

모드시험결과 조건에 대한 시험 및 보정후 결과는 Table 6에 나타내었다. 여기서 모드형상은 시험결과와 해석결과(보정후)에 대한 그림이다.

조립체에 대한 해석결과 진동수는 시험결과에 대

해 최고 5.4(%)의 오차가 나타났으며, 보정전의 진동수와 비교하여 오차가 커진 진동수도 있으나 전반적으로 7개 진동수에 대한 오차를 최소화 하기 위해 나타난 결과이며, 이는 연결부위가 있는 일반 구조물의 모드 시험결과와 시험조건에 따르는 오차를 고려하면 적당한 결과라고 판단된다.

정적 구조 시험결과 조건에 대한 시험(정적 구조 시험결과 날개 끝에서의 변위 : 8.7mm) 및 보정후 결과는 최초 구조해석 모델링에 대한 해석결과 날개 끝단에서 변위가 7.9mm인 것을 최적화 수행후 8.7mm가 되어 시험결과와 잘 일치했다. (연결부위를 강제요소로 연결하여 정적 구조해석을 수행한 결과는 4.9mm임)

조립체에 대한 설계변수 최적화 값을 Table 3에 나타내었으며, 접는날개에 대한 연결부위의 접촉 강성은 대략 5×10^5 인 것으로 판단된다.

7. 결 론

접는날개에 대해 최적화 기법을 이용하여 시험/해석결과 보정을 수행한 결과 일체형 구조물에 대한 보정은 시험결과와 같은 결과를 도출하였고, 부재와 부재가 연결된 구조물은 시험결과와 유사한 해석모델을 구성할 수 있었다. 따라서 최적화 기법을 통해 접는날개에 대한 연결부위 강성을 도출하여 실제 구조물 거동과 유사한 구조해석 모델을 구성하였다고

판단된다.

참고 문헌

- (1) Baruch, M. and Bar Itzhack, I. K., 1978, "Optimal Weighted Orthogonalization of Measured Modes," AIAA Journal, Vol. 16, pp. 346~351.
- (2) Lim, T. W., 1990, "Submatrix Approach to Stiffness Matrix Correlation Using Modal Test Data," AIAA Journal, Vol. 28, No. 6, pp. 1123~1130.
- (3) Lim, T. W., 1991, "Analytical Model Improvement Using Measured Modes and Submatrices," AIAA Journal, Vol. 29, No. 6, pp. 1015~1018.
- (4) 지영춘, 박윤식, 1995, "고유치 오차 최소화 기준에 따른 시험데이터에 의한 유한요소 모델개선," 대한기계학회논문집, 제19권, 제2호, pp. 363~373.
- (5) Brandon J. A., 1991, "Second-order Design Sensitivity to Assess the Applicability of Sensitivity Analysis," AIAA Journal, Vol. 29, No. 1, pp. 135~139.
- (6) Ramana Grandhi, 1993, "Structural Optimization with Frequency Constraints-A Review," AIAA Journal, Vol. 31, No. 12, pp. 2296~2303.
- (7) 임홍재, 이상범, 1995, "저진동 차체의 필라 설계 및 최적화 기법," 한국소음진동공학회지, 제5권, 제3호, pp. 395~402.
- (8) Greg J. Moore, 1992, "MSC/NASTRAN Design Sensitivity and Optimization," Users' Guide, V67.
- (9) Vanderplaats, G.N., 1984, "Numerical Optimization Techniques for Engineering Design," McGraw-Hill.
- (10) Vanderplaats, G. N., 1984, "An Efficient Feasible Direction Algorithm for Design Synthesis," AIAA Journal, Vol. 22, No. 11.
- (11) James J. Allen and David R. Martinez, 1991, "Techniques for Implementing Structural Model Identification Using Test Data," AIAA Journal, Vol. 29, No. 11, pp. 1937~1944.
- (12) Blakely K., 1991, "Updating MSC/NASTRAN Model to Match Test Data," The MSC World Users' Conf. Proc., Vol. 11, No. 50.