

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.1.50

고고도 장기체공 항공기 날개의 다목적 최적화를 이용한 공력-구조 동시 설계

김정화*, 전상욱**, 허도영*, 이동호**

Simultaneous Aero-Structural Design of HALE Aircraft Wing using Multi-Objective Optimization

JeongHwa Kim*, Sangook Jun*, Doe Young Hur* and Dong-Ho Lee**

ABSTRACT

In this study, simultaneous aero-structural design was performed for HALE aircraft wing. The span and the shape of main spar were considered as design variables. To maximize aerodynamic performance and to minimize weight, multi-objective optimization was used. Nonlinear static aeroelastic analysis was performed to compute large deflection of wing. Design of experiment and response surface method were used to reduce computation cost in the design process. Also, aerodynamic performances of deformed wing and rigid wing were compared.

초 록

본 연구에서는 고고도 장기 체공 항공기 날개의 스패와 주날개보의 형상을 설계변수로 동시에 고려하는 공력-구조 동시 설계를 수행하였다. 이 때 공기역학적 성능 최대화와 중량 최소화를 한 번에 수행하기 위해 다목적 최적화를 이용하였다. 설계 대상이 된 날개는 구조적 대변형이 발생되므로 전산유체역학과 유한요소법을 이용하여 비선형 정적 공탄성 해석을 수행하였다. 설계를 위한 해석에 요구되는 계산 비용을 감소시키기 위해 반응면을 구성하였으며 이를 위해 실험계획법이 이용되었다. 또한 본 연구에서는 대변형이 발생되지 않은 형상과 대변형이 발생한 형상의 공력 성능을 비교하여 대변형이 발생하는 경우 설계를 위해 반드시 변형이 고려되어야 함을 검증하였다.

Key Words : HALE(고고도 장기 체공), static aeroelasticity(정적 공탄성), Design Optimization(최적 설계)

1. 서 론

항공기 설계의 주된 목적은 최대 양력을 가지도록 하는 것, 최소 항력을 가지도록 하는 것, 최대 양항비를 가지도록 하는 것이다[1]. 이러한 목

적에 관한 항공기 설계는 주로 강체 형상(rigid configuration)에 대해서 연구되어 왔다. 전산 유체 역학과 구조 역학 분야가 결합된 문제를 해석하기 위한 수치 해석으로서 정의되는 전산 공탄성(computational aeroelasticity)은 강체 형상을 최적화하기 위해 사용되어 왔다[2].

고고도 장기 체공 항공기의 날개는 높은 양항비와 가벼운 무게를 요구하므로 30 이상의 큰 가로세로비와 유연한 구조의 특징을 가진다. 이러한 특징 때문에 순항 중에도 큰 변형이 발생한다[3].

† 2010년 8월 6일 접수 ~ 2010년 11월 24일 심사완료

* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 정회원, 서울대학교 기계항공공학부, 항공우주신기술연구소
교신저자, E-mail : donghlee@snu.ac.kr
서울시 관악구 신림9동 관악로 599

잘 알려져 있는 것처럼, 날개의 변형은 설계된 공력 성능의 저하를 가져온다. 설계자들은 대부분의 최적 설계 과정에서 공탄성 거동을 고려하지 않기 때문에, 실제 비행 성능은 강체 설계 최적화 결과와는 차이가 나타난다[4]. 큰 가로세로비의 날개의 경우, 성능 감소는 더 크게 나타난다. 따라서 큰 가로세로비를 가지는 날개의 최적 설계에서는 공탄성 효과를 반드시 고려해야 한다.

공탄성 효과를 포함한 최적 설계를 수행하기 위해서는 공탄성 해석과 최적화 알고리즘에 대한 연구가 필요하다. 일반적으로 공탄성 해석은 공기역학 모델, 구조 모델, 유체-구조 인터페이스와 격자 변환이 결합된 형태로 이루어진다. 최적화 알고리즘은 반응면 기법과 같은 메타 모델링과 유전 알고리즘과 같은 최적화 전략을 포함한다 [5]. 그러므로 공탄성 최적설계는 공기역학 및 구조역학 분야에 대한 이해를 바탕으로 공기역학 모델과 구조 모델 간의 격자 불일치로 발생하는 하중 전달 문제 등을 고려해야 하며 적합한 최적화 기법의 선택을 위해 최적설계에 대한 다양한 지식을 필요로 한다. 따라서 정적 공탄성 효과만 고려한다 하더라도 복잡하고 어려운 주제이다.

전산 설계를 정확하게 수행하기 위해서는 정밀한 수치 해석이 요구된다. 공기역학 해석에 있어서는 Euler 방정식이나 Navier-Stokes 방정식을 계산할 수 있는 고 정밀도 전산 유체 역학 프로그램이 개발되어 왔다[6]. 구조 해석에 있어서는 유한요소법이 개발되어 많은 해석 문제에 적용되어 왔다[7]. 이러한 고 정밀도 해석 프로그램들은 일반적으로 각 분야의 해석과 설계를 위해서 사용된다. 고 정밀도 공기역학 및 구조 해석 프로그램들이 결합된 해석 프로그램이 통합된 분야의 해석과 설계를 위해 사용되고 있지만, 그 적용은 대부분 강체 형상에 그치고 있다. 고고도 장기체공 항공기의 큰 가로세로비를 가지는 날개와 같이 대변형 효과를 가지는 유연한 날개의 공탄성 해석 연구는 1990년대 이후에 본격적으로 수행되어 왔으며[8,9], 이러한 연구가 고 정밀도 전산 유체 역학 프로그램이 포함된 결합 해석 프로그램을 사용하여 진행된 것은 2000년대 중반 이후부터이다[10]. 그러므로 그 연구 사례는 많이 알려져 있지 않으며, 더욱이 이러한 날개의 최적 설계에 전산 유체 역학 기반의 공탄성 해석을 이용하는 경우는 매우 적다.

이 연구에서는 대변형이 발생하는 큰 가로세로비를 가지는 날개에 대해서 정적 공탄성 최적 설계를 수행하였다. 설계 변수는 날개의 스패 길이와 주날개보(main spar)의 두께로 정의하여 공

력 및 구조 최적 설계를 동시에 수행하였으며 정적 공탄성 해석을 위해서 고 정밀도 전산 유체 역학 및 유한요소 해석 프로그램을 사용하였다. 공탄성 해석 프로그램은 전산 유체 역학 프로그램과 유한요소 해석 프로그램간의 반복으로 구성되어 있어 공탄성 해석을 위해서는 많은 계산 비용이 소모되므로 최적화 과정에서의 해석에 대한 계산 비용을 줄이기 위해 실험계획법과 반응면 기법을 사용하였다.

또한 이 연구에서는 강체(rigid) 날개와 유연 날개 사이의 공력 성능의 차이를 보여주고, 변형을 고려하여 큰 가로세로비를 가지는 날개의 최적설계를 수행한다.

II. 이론적 배경

최적 설계는 해석 부분과 최적화 부분으로 이루어진다. 해석을 위한 계산 비용이 매우 큰 경우, 반응면 기법과 반응면을 구성하는 적절한 실험점을 선택하기 위해 실험계획법을 이용하는 경우가 많다.

2.1 공탄성 해석

공탄성 해석에는 정적 공탄성 해석과 플러터(flutter) 해석과 제한주기진동 해석과 같은 동적 공탄성 해석과 과도 해석 등이 포함된다. 정적 공탄성 해석은 동적 공탄성 해석이나 과도 해석과는 달리 고정된 시점에서 수행된다. 정적 해석을 통해 얻어진 구조물의 변위(변형)와 응력은 공력-구조 설계를 위해 사용될 수 있다[11,12].

최근의 정적 공탄성 해석은 공력 해석과 구조 해석을 연동하여 수행되므로, 이들 사이의 연동 기법(coupling method)에 대한 연구가 다양하게 이루어지고 있다. 약결합(loosely coupling) 방법은 공력 해석을 통해 수립된 공력 정보를 얻은 후에 수립된 하중 정보를 이용하여 구조 해석을 수행하고, 이를 통해 구조 변형 형상을 구해낸 후 공력 격자를 변형시켜 공력 해석을 수행하여 하중 정보를 다시 얻어내는 계산을 반복하여 수립된 형상을 구하는 방법이다. 강결합(tight coupling) 방법은 공력 해석을 수행할 때 일정한 계산주기마다 구조 해석을 수행함으로써 수립되지 않은 공력 정보를 가지고 구조 변형 형상을 구해내고 변형시킨 공력 격자를 이용하여 다시 공력 해석을 수립시켜 가는 방법이다[13]. 이 방법을 이용하는 경우 한 번의 공력 해석만으로 공탄성 해석을 수행할 수 있으므로 적은 계산 비용을 필요로 하는 장점이 있으나, 큰 변형이 발생

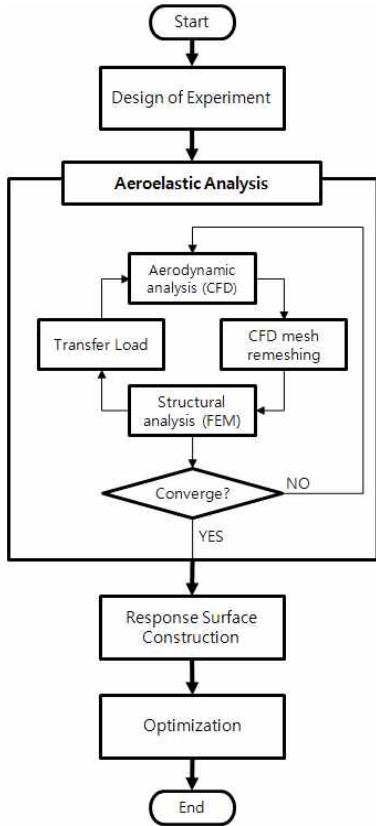


그림 1. 최적 설계 과정

하는 구조에 대해서는 부정확한 결과를 얻을 가능성이 높다. 큰 변형이 발생하는 고고도 장기 체공 항공기의 날개는 약결합 방법을 이용한 정적 공탄성 해석 방법이 더 높은 신뢰도를 가진다.

2.1.1 공력 해석

공력 해석을 위해 압축성을 고려한 정상 상태의 3차원 Euler 방정식을 지배방정식으로 적용하였다. 공간 차분법으로는 유한 체적법(Finite Volume Method)을 기반으로 플럭스 항에 대해서는 풍상 차분법(Upwind Method)에 기반한 Roe의 FDS(Flux Difference Scheme)를 적용하였다. 시간 적분법으로는 LU-SGS(Lower Upper Symmetric Gauss Seidel) 기법을 적용하였다.

2.1.2 구조 해석

구조 해석을 위해 MSC Nastran을 사용하였으며 대변형의 발생으로 인한 기하학적 비선형성을 고려하기 위해 비선형 솔버인 SOL 106을 적용하였다. 또한 restart run을 적용하여 각 단계에서 변형된 구조물의 잔류 응력을 고려하였다.

2.1.3 공력 하중 전달

VMT(V:shear force, M:moment, T:torque)를 이용하여 공력 하중을 전달한다. 날개의 구조 해석을 수행할 때 양력 방향의 힘이 가장 지배적으로 작용하므로 양력 방향의 힘만을 계산하여 각각의 익형에서 전단력, 모멘트, 토크를 만족하도록 구조 절점으로 전달한다[14].

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^N f_i w_i = a \sum_{i=1}^N f_i x_i + b \sum_{i=1}^N f_i y_i + c \sum_{i=1}^N f_i = V \\ \sum_{i=1}^N f_i w_i y_i = a \sum_{i=1}^N f_i x_i y_i + b \sum_{i=1}^N f_i y_i^2 + c \sum_{i=1}^N f_i y_i = M \\ \sum_{i=1}^N f_i w_i x_i = a \sum_{i=1}^N f_i x_i^2 + b \sum_{i=1}^N f_i x_i y_i + c \sum_{i=1}^N f_i x_i = T \end{cases} \quad (1)$$

가중치 $w_i = ax_i + by_i + c$ 에서 x_i 는 날개의 시위(chord) 방향 y_i 는 스패 방향 구조 격자의 절점 좌표이다.

2.1.4 공력 격자 재생성

날개의 변형은 스패 방향의 굽힘(bending)과 단면의 비틀림이 주된 변형이므로 단면 형상은 변하지 않는다고 가정한다. 구조 해석을 통해 구조 모델의 변위를 구한 후 각 단면의 형상은 유지하면서 단면의 이동과 회전각을 전달하여 surface grid를 이동한다.

이동된 surface grid를 이용하여 volume grid를 재생성한다.

2.2 실험계획법

실험계획법은 설계 공간 내에서 수치 실험을 시행할 점들을 합리적으로 선정하는 방법이다. 반응면 기법 등의 메타 모델링 방법이 적은 횟수의 실험으로 정확하게 모델을 구성하기 위해서 적합한 실험점의 선정이 필요하므로 실험계획법은 매우 유용하다.

대표적인 방법으로 완전 계승법(Full Factorial Design), 중점 혼합법(Central Composite Design), D-Optimality 방법이 있다. 완전 계승법의 경우

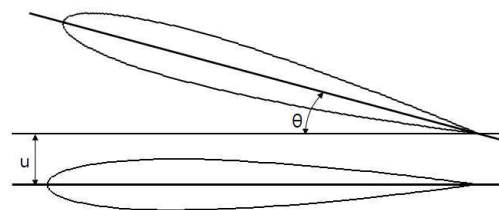


그림 2. 변위 전달 방법

설계 변수의 수가 증가하면 신뢰성 있는 모델을 구성하기 위해 필요한 실험점의 수가 급격하게 증가하므로, 중점 혼합법과 D-Optimality 방법은 완전 계승법의 이러한 단점을 보완하여 적은 수의 실험점으로 같은 수준의 신뢰성을 가지는 모델의 구성이 가능하도록 개발되었다[15]. 본 연구에서는 설계 변수의 수가 적으므로 완전 계승법을 적용하였다.

2.3 반응면 기법

반응면 기법은 물리적 혹은 수치적 실험을 통해 얻은 결과를 실험에 영향을 주는 인자들로 구성된 다항식으로 모델링하고 이를 분석하는 일련의 수리 통계적 과정이다. 소수의 실험으로 전체 설계 공간 내에서의 반응을 모델링하여 실험의 시행 횟수를 감소시킬 수 있으므로 실험의 시행에 많은 비용이 요구되는 경우 유용하다[16]. 또한 여러 분야가 복잡한 연관성을 가지고 있는 다분야 통합 최적 설계(Multidisciplinary Design Optimization)를 수행할 때 반응면 기법을 이용하여 전체 최적화 과정에서 해석 모듈을 분리할 수 있으므로 보다 효율적인 설계 체계를 구성할 수 있다[17].

반응면 기법에서 반응 함수 f 를 적절하게 모델링하기 위해 일반적으로 다항식 형태의 근사식을 주로 이용하며, 다음과 같은 이차 다항식 형태가 많이 적용된다.

$$f = \beta_0 + \sum_{j=1}^m \beta_j x_j + \sum_{j=1}^m \beta_{jj} x_j^2 + \sum_{i < j} \beta_{ij} x_i x_j \quad (2)$$

m 은 독립 변수의 수, β 는 미정 계수이며, 위의 식의 미정 계수 행렬 β 를 결정하기 위해 회귀 분석 기법을 적용하고 변량분석(Analysis of variance)을 통해 신뢰도를 검증한다.

III. 해석 결과

본 연구에서는 다음의 그림으로 나타나 있는 단면이 NACA0012 익형인 날개에 대해 최적 설계를 수행하였다.

날개의 시위 길이(C)는 1m, 한쪽 날개의 스패 길이(L)는 16m이므로 한쪽 날개의 가로세로비는 16이다. 날개는 아래의 그림과 같이 하나의 원형관(circular tube) 형상의 주날개보를 가지고 있다.

구조 모델은 isotropic 보(beam) 모델이며 굽힘 강도(stiffness)는 $800\text{kN}\cdot\text{m}^2$, 비틀림 강도는

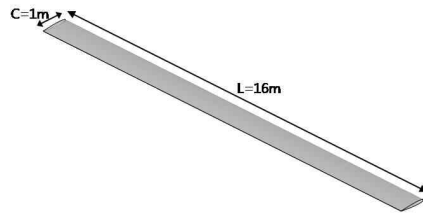


그림 3. 날개 모델

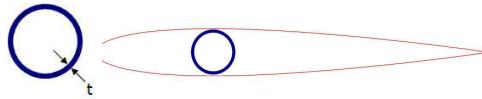


그림 4. 날개 단면과 주날개보 형상

$1000\text{kN}\cdot\text{m}^2$ 이다. 구조 해석을 위하여 세 가지를 가정하였다. 1)주날개보가 날개의 하중을 모두 지탱한다. 2)주날개보의 단면은 원형 관 형상이다. 3)주날개보의 재료는 steel이다.

유동 조건은 고도 20,000m, 받음각은 2도이며 비행 속도 $M=0.5$ 이다.

정해진 유동 조건과 날개 모델은 Palacios와 Cesnik의 연구에 사용된 정보에 기초하였다[10].

3.1 공탄성 해석 검증

굽힘 강도와 비틀림 강도의 정보 외에는 Palacios와 Cesnik에 의해 주어진 정보가 없으므로, 주날개보의 지름과 두께는 주어진 강도 정보와 steel의 재료의 물성치를 사용하여 추정하였다. 지름은 110.25mm, 두께는 8mm로 추정할 수 있었다. 공탄성 해석 과정과 날개 모델을 검증하기 위해 본 연구에서 해석된 끝단 처짐과 Palacios와 Cesnik의 해석 결과와 비교하였다.

Palacios와 Cesnik에서 제시된 해석 결과의 끝단 처짐은 한쪽 날개의 길이의 16%였으며 본 연구의 끝단 처짐은 2.576m이므로 1% 이내의 차이

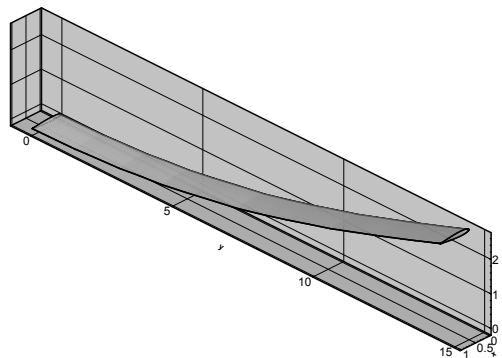


그림 5. 변형된 날개 형상

를 가진다. 따라서 날개 모델과 공탄성 해석 과정이 잘 정의되었음이 검증되었다.

3.2 강체 날개와 유연 날개의 공력 성능

표 1은 공탄성 효과로 인한 변형을 고려하지 않은 강체 날개와 유연 날개의 공력 성능을 보여 준다. 유연 날개는 강체 날개에 비해 양력 계수의 감소는 매우 작았으나, 항력 계수는 약 4.2% 증가하여 양항비 또한 약 4% 감소하였다. 이는 날개의 변형에 의해 유도 항력이 증가되어 나타난 결과로 생각할 수 있다.

3.3 최적화 결과

본 연구에서 설계 목적함수와 제약조건, 설계 변수는 다음과 같다.

Objective :

$$\max. F = w \cdot \left(\frac{C_L}{C_D} \right) + (1-w) \cdot \frac{1}{Weight} \quad (3)$$

Constraints :

$$\begin{aligned} C_L &\geq C_{L_{baseline}} \\ C_D &\leq C_{D_{baseline}} \\ Weight &\leq Weight_{baseline} \end{aligned} \quad (4)$$

위의 식 (3)에서 w 는 다목적 최적화를 위한 가중치이다.

반응면을 구성하기 위해서, 3수준의 완전 계승법을 이용하여 총 9개의 실험점을 선택하였다. 구성된 반응면의 신뢰도를 검증하기 위해 변량분석을 수행하였다. 표 3은 R^2_{adj} , R^2 , Root Mean Square Error를 보여준다. 모든 반응 모델의 R^2_{adj} 가 0.97보다 크므로 반응 모델은 신뢰성 있는 반응값을 제시할 수 있을 것으로 판단된다.

최적화 결과는 표 4와 표 5에 제시되어 있다.

표 1. 공력 성능

Wing	C_L	C_D	C_L/C_D
Rigid	0.2489	0.0120	20.74
Flexible	0.2488	0.0125	19.90

표 2. 설계 변수의 범위

Design Variables	Min.	Baseline	Max.
$L_{semi\ span}$ (m)	15.2	16.0	16.8
$t_{main\ spar}$ (mm)	7.2	8.0	8.8

표 3. 반응 모델의 변량 분석 결과

	R^2_{adj}	R^2	RMS Error
C_L	0.9923	0.9952	0.000105
C_D	0.9862	0.9779	0.000036
C_L/C_D	0.9780	0.9863	0.071643
Weight	0.9999	0.9999	0.002546

표 4. 최적화된 설계 변수

w	$L_{semi\ span}$ (m)	$t_{main\ spar}$ (mm)
1	16.80	7.56
0.5	16.80	7.2
0	16.05	7.2

표 5. 최적화되었을 때 C_L/C_D 와 Weight

w	C_L/C_D	Weight(kg)
1	20.62	344.54
0.5	20.59	328.14
0	19.91	313.46

가중치 w 가 1인 경우는 양항비 최대화가 최적화의 목적이며, 양항비는 baseline 값에 비해 약 3.6% 증가하였다. 이 때 날개 한쪽의 스패 길이는 설계 범위 중 최대값을 가지며, 주날개보의 두께는 5.8% 감소하였다. 가중치 w 가 0인 경우는 중량 최소화가 최적화의 목적이 되며, baseline에서의 중량(347.23kg)에 비해 9.7% 감소하였다. 이 때 주날개보의 두께는 설계 범위 중 최소값을 가지며, 날개 한 쪽의 스패 길이는 약간 증가하였다. 가중치 w 가 0.5인 경우는 양항비 최대화와 중량 최소화를 동시에 만족하도록 최적화가 수행되었으며, 약 3.5%의 양항비 증가와 약 5.5%의 중량 감소가 나타났다.

유연 날개로 인한 큰 변형을 고려하여 양항비 최대화를 수행한 경우의 양항비가 강체 날개의 최적화하지 않은 양항비에 미치지 못했다.

최적화를 위해 소요된 계산 시간은 총 1,800분(30시간) 정도였으며, 대부분은 공력 모델의 해석에 사용되었다. 각 실험점에서의 해석 시간이 200분 정도 소요되어 9개의 실험점에서의 해석 시간에 약 1800분이 소요되었으며, 반응면 구성과 최적화에는 수 분의 시간이 요구되었다.

본 연구는 날개의 형상을 단순화하여 수행되었으나, 실제 고고도 장기체공 항공기의 날개는 NASA의 Helios와 같이 직사각형에 가까운 단순한 형상과 구조적으로도 하중의 제한으로 인해 최소의 날개보와 리브를 가지는 경우가 많다. 이러한 경우 대부분의 하중은 주 날개보에서 지탱하게 되므로 가정이 실제에 비해 큰 무리는 없다.

고 판단된다. 또한 개념 설계 단계에서 수행하여 최적화에서 달성이 가능한 공력 성능을 제시할 수 있으므로 실용적 타당성이 있다고 하겠다.

III. 결 론

고고도 장기체공 항공기는 큰 가로세로비의 유 연 날개를 가지므로 큰 변형이 발생한다. 본 연구에서는 큰 가로세로비의 날개 모델의 변형을 해석하기 위해 정적 공탄성 해석 과정을 개발하였다. Palacios와 Cesnik의 날개 모델에 기반을 둔 모델에 대한 해석을 수행하여 이를 검증하였다.

큰 변형이 발생하는 경우에 공력 성능이 변화하는 것을 보여주었으며, 큰 변형으로 인한 효과를 고려하여 최적 설계를 수행하였다. 공력 성능에 영향을 주는 날개의 길이와 중량에 영향을 주는 주날개보의 두께를 최적화하고, 양항비 최대화와 중량 최소화를 동시에 고려하여 공력-구조 동시 설계 및 다목적 최적화를 수행하였다.

후 기

본 연구는 서울대학교 2010년도 2단계 두뇌한국 21사업, 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다(계약번호 UD100048JD).

참고문헌

- 1) Jenkinson, L. R. and Marchman J. F. III, "Aircraft Design Project for Engineering Students", 1st ed., Butterworth-Heinemann, Oxford, 2003.
- 2) A. Jameson, "Aerodynamic Design via Control Theory", Journal of Scientific Computing, Vol. 3, 1988, pp. 233~260
- 3) 유재환, 임인규, 이인, "큰 가로세로비를 가지는 날개의 대변형 효과를 고려한 비선형 정적 공탄성 해석", 한국항공우주학회지, 제34권 3호, 2006, pp. 31~36.
- 4) Yang, G., Chen, D. and Cui, K., "Response Surface Technique for Static Aeroelastic Optimization on a High-Aspect-Ratio Wing", Journal of Aircraft, Vol. 46, 2009, pp. 1444~1450.
- 5) Kim, Y., Jeon, Y.-H. and Lee, D.-H., "Multi-Objective and Multidisciplinary Design Optimization of Supersonic Fighter Wing", Journal of Aircraft, Vol. 43, 2006, pp. 817~824.

- 6) Hoffmann, K. A. and Chang, T., "Computational Fluid Dynamics", 4th Ed., Engineering Education System, Kansas, 2000.
- 7) Zienkiewicz, O. C., and Taylor, R. L. "The Finite Element Method", 4th Ed., McGraw-Hill, New York, 1991.
- 8) van Schoor, M. C. and von Flotow, A. H. "Aeroelastic Characteristics of a Highly Flexible Aircraft", Journal of Aircraft, Vol. 27, 1990, pp. 901-908.
- 9) Tang, D. M. and Dowell, E. H. "Experimental and Theoretical Study on Aeroelastic Response of High-Aspect-Ratio Wings", AIAA Journal, Vol. 39, 2001 pp. 1430~1441.
- 10) Palacios, R. and Cesnik, C. E. S., "Static Nonlinear Aeroelasticity of Flexible Slender Wings in Compressible Flow", 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structure, Structural Dynamics & Materials Conference, AIAA 2005-1945, 2005.
- 11) Schuster, D. M., Liu, D. D. and Huttshell L. J., "Computational Aeroelasticity: Success, Progress, Challenge", Journal of Aircraft, Vol. 40, 2003, pp. 843~856.
- 12) Wang, Z., Chen, P. C., Liu, D. D., Mook, D. T. and Patil, M. J., "Time Domain Nonlinear Aeroelastic Analysis for HALE Wings", 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA 2006-1640, 2006.
- 13) 김유신, "반응면 기법을 이용한 초음속 전투기 날개의 다학제간 다점 설계", 서울대학교 대학원 항공우주공학과 박사학위 논문, 2002.
- 14) 김정화, 전상욱, 김병곤, 전용희, 이동호, "VMT Method와 Dynamic Mesh를 이용한 항공기 날개의 정적 공탄성 해석", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2006, pp. 69~72.
- 15) Atkinson, A. C. and Donev, A. N., "Optimum Experimental Design", Oxford University Press, New York, 1992.
- 16) Myers, R. H. and Montgomery, D. C., "Response Surface Methodology", 1st Ed., John Wiley & Sons, New York, 1995.
- 17) Koch, P. N., Mavris, D. and Mistree, F. "Multi-Level, Partitioned Responses for Modeling Complex Systems", 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, AIAA 1998-4958, 1998.