

항공기 패널 조립체 구조물의 스트링거 형상 최적화

김형래*, 박찬우#

Stringer Shape Optimization of Aircraft Panel Assembly Structure

Hyoung Rae Kim* and Chanwoo Park#

ABSTRACT

Optimization of the aircraft panel assembly constructed by skin and stringers is investigated. For the design of panel assembly of the aircraft structure, it is necessary to determine the best shape of the stringer which accomplishes lowest weight under the condition of no instability. A panel assembly can fail in a variety of instability modes under compression. Overall modes of flexure or torsion can occur and these can interact in a combined flexural/torsion mode. Flexure and torsion can occur symmetrically or anti-symmetrically. Local instabilities can also occur. The local instabilities considered in this paper are buckling of the free and attached flanges, the stiffener web and the inter-rib buckling. A program is developed to find out critical load for each instability mode at the specific stringer shape. Based on the developed program, optimization is performed to find optimum stringer shape. The developed instability analysis program is not adequate for sensitivity analysis, therefore RSM (Response Surface Method) is utilized instead to model weight and instability constraints. Since the problem has many local minimum, Genetic algorithm is utilized to find global optimum.

Key Words : Genetic algorithm(유전자 알고리즘), Instability analysis(불안정성 해석), Panel assembly design(패널 조립체 설계), Response surface method(반응면 기법), Stringer optimization(스트링거 최적화)

1. 서론

패널조립체는 항공기 동체와 날개의 주 구조물로서 스킨과 이를 보강하는 스트링거로 구성된다. 스트링거는 제작방법을 고려할 때 성형가공 스트링거와 기계가공 스트링거로 구분된다. 생산단가 측면에서는 성형가공 스트링거가 유리하지만 하중 변화에 대한 형상 변화가 불가능한 단점을 가지고

있다. 반면에 기계가공 스트링거는 생산단가 측면에서는 불리하지만 기계적인 특성과 효율성 측면 뿐 아니라 하중 증감에 따른 스트링거 사이징이 가능하다는 장점을 가지고 있다. 성형가공 스트링거에 비해 설계가 복잡한 기계가공 스트링거를 가진 패널조립체의 최적 설계를 위해서는 하중에 대한 불안정성 해석과 더불어 스트링거에 대한 사이징이 필수적이다. 항공기 날개의 최적설계를 위하

접수일: 2005년 12월 15일; 게재승인일: 2006년 4월 14일

* 한국폴리텍항공대학 항공기계과

경상대학교 기계항공공학부, 항공기부품기술연구소

E-mail : parkcw@gsnu.ac.kr. Tel. (055)751-6105

여 BA(British Aerospace)에서는 전용 프로그램을 개발하여 사용하고 있으며¹, 동체 패널 구조물의 최적화를 위해 Johnson-Euler 방법의 좌굴 이론과 보 모델을 이용한 방법을 이용하여 최적화를 수행하기도 하였다.^{2,3} 최적화 알고리즘은 미분을 사용하는 경우가 일반적이었으나, 최근에는 미분값이 부정확하거나 계산시간이 많이 소요되는 경우에는 통계적 방법을 이용한 반응면 기법(response surface methods)을 각종 항공기 구조물의 최적화 설계에 많이 적용되고 있다.^{4,7} 또한 국소 최적해(local optimum)를 도출하는 구배법(gradient-based method)의 단점을 보완하기 위하여 유전자 알고리즘(genetic algorithm)을 이용하여 전역적 최적해(global optimum)를 찾는 방법도 많이 활용되고 있다.⁸

본 연구에서 다루는 패널조립체의 설계를 위해서는 주어진 패널조립체 단면에 대하여 각 불안정 모드를 야기시키는 하중의 크기를 알아야 한다. 이를 위하여 불안정 모드별 예비계수를 계산할 수 있는 프로그램을 개발하였다.⁹ 개발된 불안정성 해석 프로그램과 반응면 기법을 이용하여 최적화를 수행하였다. 본 문제는 많은 국소 최적 점을 갖는 것을 확인하였고 따라서 전역적 최적 점을 찾기 위해 유전자 알고리즘을 이용하였다.

2. 패널 구조물 불안정성 해석

압축하중 하에서 스킨-스트링거 조립체인 패널 구조물은 다양한 유형의 불안정성이 발생할 수 있다. 작용되는 압축하중이 증가됨에 따라 불안정의 유형은 패널 또는 스트링거의 주름(wrinkling), 패널 전체의 좌굴(buckling), 굴곡(flexure), 비틀림(torsion), 굴곡/비틀림 조합(combined flexural/torsional) 유형 등으로 나타난다. 주름은 스트링거에서 몇 개의 리벳 피치들 사이에서 발생하는 국부적인 좌굴 형태를 말하며, 작용되는 압축하중이 증가됨에 따라 패널 전체에 대한 좌굴 현상도 발생된다. 또한 패널 전체에 굴곡과 비틀림은 대칭적(symmetric) 이거나 비대칭적(anti-symmetric)으로 발생할 수 있으며, 이것들은 굴곡/비틀림 조합 유형으로 조합되어 나타날 수도 있다.

본 연구에서는 압축하중을 받는 패널구조물에 대한 불안정성모드(instability mode) 및 예비 계수(reserve factor)의 크기를 산출할 수 있는 해석 프

그램을 이용하였다.⁹ 프로그램에서는 조합된 스킨과 스트링거 각 부위에 작용하는 하중과 응력값을 산출하고 이를 사용하여 각 좌굴 유형에 대한 예비계수를 구하여 가장 취약한 유형이 무엇인지를 찾을 수 있도록 했다. 각각의 불안정 응력을 구하기 위해 임의의 초기 불안정 응력(Euler buckling stress or skin stress)을 가정하고 응력값을 순차적으로 증감시켜가면서 예비계수가 1 이 되는 응력값을 임계 불안정 응력값으로 선정한다. 이렇게 구한 임계 불안정 응력으로부터 허용 하중을 구하고 허용 하중과 적용 하중의 비로 예비계수를 최종적으로 구한다. 예비계수는 식(1)과 같이 좌굴이 발생하는 힘과 외부에서 작용하는 압축 하중과의 비로 표시되며, 예비계수 값이 1.0 보다 큰 경우에는 해당 불안정성 유형에 대해서 구조적으로 안정함을 나타낸다.

$$RF = \frac{P_{all}}{P_{applied}} \quad (1)$$

이 때, P_{all} : allowable load
 $P_{applied}$: applied compressive end load

본 프로그램은 실제 현업에서 사용하기에 복잡하고 어려운 수식들을 코드화하여 프로그램으로 구성함으로써 빠르고 효율적으로 패널 조립체에 대한 불안정성 해석을 할 수 있으며, 또한 스트링거 설계 데이터를 기준으로 각각의 불안정 유형에 대한 분석을 통하여 기존의 스트링거 형상 설계를 개선할 수 있다. 불안정성을 해석하는 프로그램은 Fig. 1 과 같은 구조로 이루어져 있다.

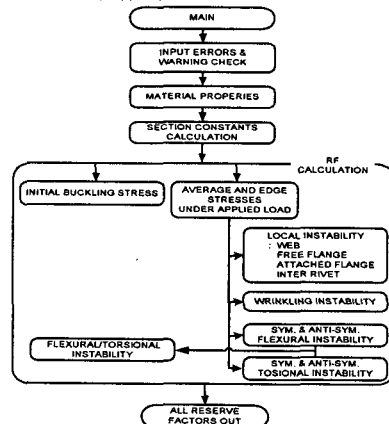


Fig. 1 The instability analysis program structure

3. 최적화 방법

3.1 반응면 기법(Response Surface Methods)

반응면 기법은 물리적 또는 수치적 실험을 통하여 도출한 결과를 실험에 영향을 주는 요소들에 대해 모델링을 하고, 이를 분석하는 일련의 수리통계적 과정으로 정의할 수 있다. 이때 실험 결과들을 반응(response)이라 하고, 실험에 영향을 미치는 요소들을 독립 변수(independent variable)라 한다. 반응면의 모델링을 위한 수리 통계적 기법으로는 실험점 계획이론(DOE)와 회귀분석(regression analysis), ANOVA(analysis of variance)등의 기법을 대표적으로 적용한다.

반응면 기법을 이용한 최적 설계는 독립 변수들에 대해 다항식으로 모델링 된 목적함수의 반응면을 구성하고, 구성된 반응면 상에서 최적화 알고리즘을 적용하여 최적 설계점을 찾아내는 과정이다. 실제의 반응을 근사하는 반응 모델은 다양한 형태의 함수를 정의하여 사용할 수 있으나, 실험자의 편의와 직관적 이해가 쉬운 다항식 형태의 함수를 적용한다. 일반적으로 다항식을 반응 모델로 적용할 경우 설계 변수에 대해 1 차 혹은 2 차 다항식의 형태를 적용한다. 더 높은 차수의 다항식도 가능하지만 반응면 구성을 위해 필요한 실험점수의 증가로 비효율적이다. 본 연구에서는 D-optimal 실험계획법을 사용하여 설계변수에 대한 실험점을 선정하고, 식(2)와 같은 2 차 다항식 반응 모델을 이용하여 반응면을 구성하였다.¹⁰

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_i x_i + \sum_{i < j} \beta_{ij} x_i x_j \quad (2)$$

이 때, y : the response model

x_i : design variable

β_i : unknown polynomial coefficient

k : number of variables

3.2 유전자 알고리즘 (Genetic Algorithm)

유전자 알고리즘은 생물학적 진화론의 원리에 기반을 둔 확률적 탐색이 가능한 최적화 알고리즘이다. 국소 최적해를 찾기 쉬운 구배법에 비해서 유전자 알고리즘은 전역적 최적해를 찾는 데 매우 효과적이다. 특히 항공기 패널

조립체와 같이 제한조건이 많은 최적화 문제의 경우에는 국소 최적해가 많이 존재하기 때문에 기존의 구배법 대신에 유전자 알고리즘을 이용하였다. 유전자 알고리즘에 사용되는 연산자는 다음 세대로 높은 적합도(fitness)를 갖는 유전자의 특징을 전달하는 선택(selection), 수렴속도를 가속화하는 높은 최적치를 남길 가능성을 부여하는 교배(crossover), 전역적 탐색 효과를 극대화시키는 돌연변이(mutation) 등이 있다. 일반적으로 구속조건의 개념이 존재하지 않는 유전자 알고리즘에서 본 연구 대상 구조물과 같이 여러 개의 구속조건을 다루기 위해 목적 함수에 식(3)과 같이 벌칙함수(penalty function)를 추가하여 그 개체의 적합도를 산정했다. 벌칙함수는 구속조건의 함수이며 여기에 적절한 벌칙계수(penalty parameter)를 부과하여 적합도에 반영한다. 벌칙계수 r 은 상수이며 이 벌칙계수 값은 최적화를 수행하는 동안 고정되어 있는 값이다. 이 벌칙계수의 작용으로 구속조건을 많이 위배할수록 더 큰 벌칙을 받게 되어 적합도가 떨어지며, 이는 해당 개체가 다음 세대의 구성에 참여할 확률을 떨어뜨린다.⁸

$$\begin{aligned} \text{Maximize } F_i &= f_i(X) + P_i(X) \\ P_i(X) &= r \left(\sum_{i=1}^p h_i(X)^2 + \sum_{j=1}^m g_j(X)^2 \right) \\ g_j^+(X) &= \max(0, g_j(X)) \end{aligned} \quad (3)$$

이 때,

F_i : fitness of the i^{th} individual

f_i : objective function

P_i : penalty function

r : penalty parameter

h_i : equality constraints

g_j : inequality constraints

p : number of equality constraints

m : number of inequality constraints.

4. 최적화

본 연구에서는 패널구조물에 대한 불안정성 해석 프로그램과 반응면 기법 그리고 유전자 알고리즘을 이용하여 패널조립체에 가해지는 압축하중

에 따른 예비계수가 1.0 이상이어야 한다는 구속조건을 갖는 최적의 I 단면 스트링거 형상을 도출하고자 한다.

4.1 패널구조물의 형상 및 재질

양 끝단에 압축하중이 작용하는 패널조립체의 단면 형상은 Fig. 2 와 같으며, 패널은 AL2024, 스트링거는 AL6061 재질을 적용했다. 패널의 치수는 길이 880.0 mm, 폭 177.21 mm, 두께 4.0 mm 이다.

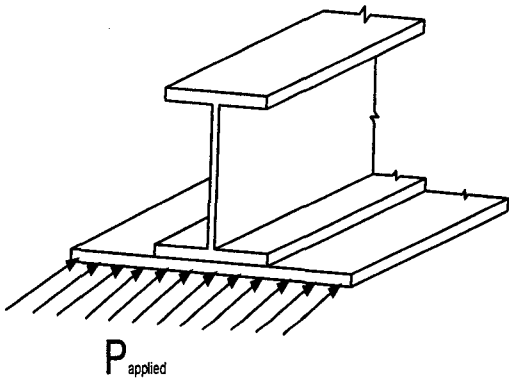


Fig. 2 Shape of panel assembly

4.2 최적화 모델링

본 연구에서는 패널 조립체를 구성하는 웹, 자유플랜지와 고정플랜지의 형상을 최적화하는 것이다. 설계변수는 Fig. 3 과 같이 웹, 자유플랜지와 고정플랜지의 형상을 결정하는 총 6 개 변수의 크기이다. Fig. 3 에서 d는 리벳 직경(rivet diameter)을 의미하며, p는 리벳 오프셋(rivet offset) 즉 웹의 중심축으로부터 리벳 중심까지의 거리를 의미한다. 목적함수는 패널 조립체의 단면적을 최소화하는 것이며, 구속조건은 각종 구조물 불안정이 발생하지 않도록 설정하였다. 이때 구속조건은 Table 1 과 같이 각 불안정 모드에 대한 예비계수가 반드시 1 보다 크다는 구속조건과 2 개의 기하학적 구속조건을 포함하여 총 12 개의 구속조건을 적용하였다.

I 단면 스트링거 최적화 문제에 대해서 상용프로그램인 Design Expert 를 사용하여 설계변수에 대한 총 543 개의 실험점을 선정하고, 패널구조물 불안정성 해석 프로그램을 이용하여 각각의 실험점에 대한 반응값들을 계산했으며, Design Expert 에

서 설계변수에 대한 회귀함수를 추출했다. 구해진 2 차 회귀함수를 이용하여 최종적으로 유전자알고리즘을 사용하여 최적화를 수행하였다. 유전자 알고리즘의 설계 조건은 Table 2 와 같다.

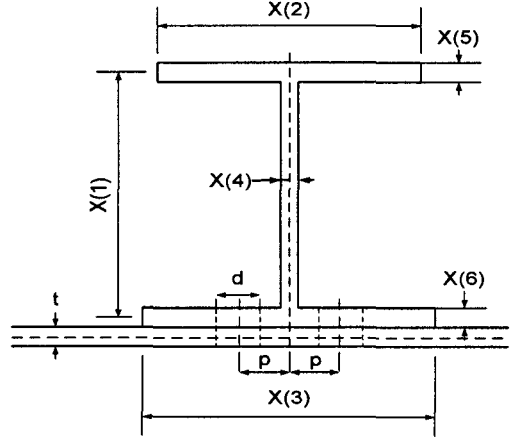


Fig. 3 Design Variables

Table 1 Constraints for the optimization problem

G(1)	Stringer free flange $RF \geq 1$
G(2)	Stringer web $RF \geq 1$
G(3)	Stringer attached flange $RF \geq 1$
G(4)	Inter-rivet $RF \geq 1$
G(5)	Sym. torsion $RF \geq 1$
G(6)	Anti-sym. torsion $RF \geq 1$
G(7)	Sym. flexure $RF \geq 1$
G(8)	Anti-sym. flexure $RF \geq 1$
G(9)	Flexure-torsion $RF \geq 1$
G(10)	Wrinkling $RF \geq 1$
G(11)	$X(3) > 2p + d$
G(12)	$X(2) > X(4)$

Table 2 Genetic algorithm parameters

Number of generations	400
Population size	40
No. of child per pair of parents	1
Mutation probability	0.02
Crossover probability	0.5

5. 최적화 결과 분석

불안정성이 발생하는 각 불안정 유형에 대한

불안정 응력(critical stress)을 구하기 위하여 초기 응력을 가정한 후에 예비계수가 1 이 될때까지 초기 응력을 증감시켰다. Fig. 4 는 굴곡/비틀림 유형에 대한 불안정 응력 결정을 위한 수렴과정을 보여주고 있다. 다른 불안정 유형에 대해서도 유사한 수렴과정을 나타낸다.

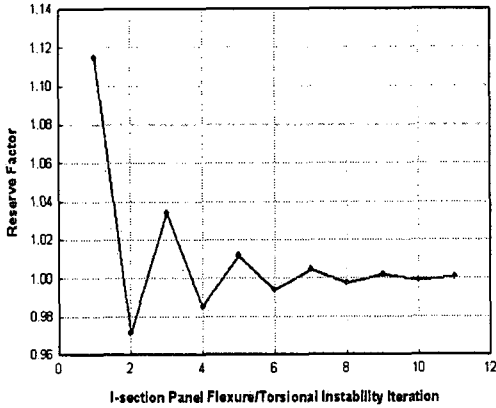


Fig. 4 Iteration for flexure /torsion instability stress Calculation

반응면 모델들의 적합도(R^2_{adj})값을 검토한 결과로는 구해진 회귀함수의 적합도가 떨어지는 것으로 판단되었다. 이는 설계변수의 상한과 하한 사이의 간격이 커서 반응면법을 적용할 때의 정확성이 떨어진 결과이다. 좀더 정확한 값을 구하기 위하여 Table 3 과 같이 각 설계변수의 하한과 상한 값을 조정하여 최적화를 수행하였다. 새롭게 구성된 반응면 모델들의 적합도값이 0.95 이상의 값으로 반응면들이 매우 정확하게 구성되었음을 확인하였다.

설계변수의 간격을 재조정하여 수행한 최적화 결과는 Fig. 5~6 과 Table 4 와 같다. 패널조립체 단면적의 변화 추이는 Fig. 5 와 같이 압축 하중 증가에 따라 단면적도 거의 선형적으로 증가함을 알 수 있다. Fig. 6 과 Table 4 는 하중 변화에 따른 6 개의 설계변수에 대한 최적화 결과를 보여주고 있다. 웹 높이와 고정플랜지의 두께는 압축하중 증가에 대해서 가장 많은 영향을 받고 있으며, 나머지 설계변수들은 하중 증가에 따른 치수 변화 정도가 작음을 알 수 있다.

Table 3 Adjusted upper and lower bound for RSM

Design variable	Lower (mm)	Upper (mm)
X(1)	20	80
X(2)	13	28
X(3)	40	60
X(4)	1.3	2.3
X(5)	2	3
X(6)	2	5

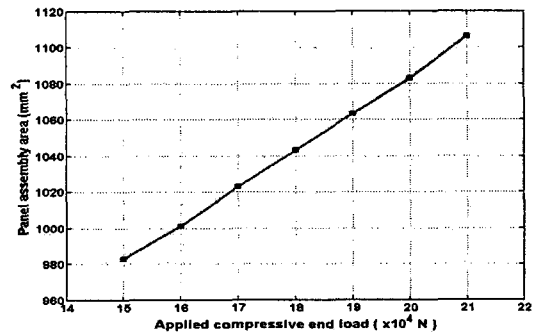


Fig. 5 Optimized objective function for various applied loads

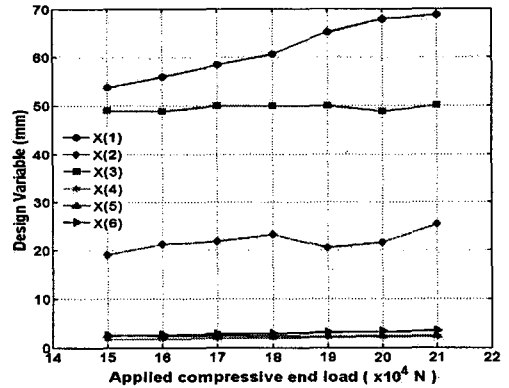


Fig. 6 Optimized design variables for various applied loads

패널구조물 불안정성 해석 프로그램을 통하여 본 연구에서 도출된 스트링거의 최적 형상을 분석하였다. Table 5 에서 알 수 있듯이 하중 변화에 따라 패널주름(wrinkle of pad and panel), 대칭굴곡(symmetric flexural)과 굴곡/비틀림(flexural/torsional)에 관련된 예비계수는 1.0 에 가까운 값을 가지며, 다른 항목별 예비계수의 크기는 1.1 이상의 값을 가지고 있다

Table 4 Optimization results

Load (x10 ⁴ N)	Objective function (mm ²)	Design variable (mm)					
		X(1)	X(2)	X(3)	X(4)	X(5)	X(6)
15	982.99	53.75	19.15	48.94	1.80	2.73	2.66
16	1001.22	56.06	21.31	48.91	1.88	2.54	2.82
17	1023.12	58.41	21.91	50.01	1.99	2.51	2.97
18	1043.28	60.73	23.31	50.02	2.07	2.51	3.12
19	1063.41	65.29	20.58	50.00	2.22	2.48	3.30
20	1082.93	67.88	21.70	48.91	2.29	2.52	3.35
21	1106.23	68.74	25.43	50.06	2.29	2.54	3.65

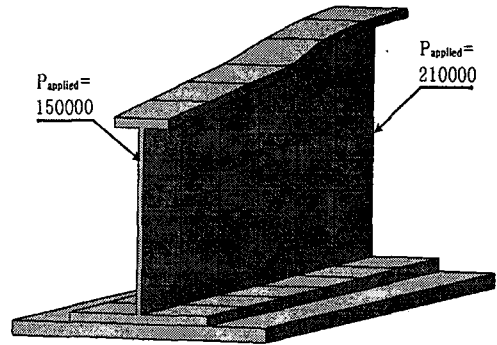


Fig. 7 Optimized shape of stringer cross section

Table 5 Reserve factors at optimized state

RF \ Load	Applied compressive end load (x10 ⁴ N)						
	15	16	17	18	19	20	21
Free flange	1.19	1.20	1.20	1.20	1.20	1.19	1.19
Web	1.14	1.14	1.14	1.14	1.12	1.10	1.10
Attached flange	2.32	2.25	2.18	2.13	2.07	2.03	2.03
Inter rivet	1.88	1.82	1.76	1.71	1.66	1.62	1.62
Sym. torsion	1.59	1.52	1.45	1.40	1.30	1.26	1.26
Anti-sym. torsion	1.58	1.51	1.45	1.38	1.29	1.25	1.25
Sym. flexure	1.03	1.03	1.03	1.03	1.02	1.02	1.02
Anti-sym. flexure	1.61	1.56	1.51	1.47	1.42	1.39	1.39
Flexure-torsion	1.03	1.04	1.03	1.03	1.02	1.02	1.02
Wrinkling	1.01	1.02	1.02	1.01	1.01	1.01	1.01

패널주름에 관련된 예비계수는 하중 증가에 따라 패널구조물의 불안정 요소 중 패널주름현상이 가장 민감하게 반응함을 나타내며, 이를 방지하기 위하여 고정플랜지의 두께가 증가되었음을 알 수 있다. 대칭굴곡과 굴곡/비틀림에 관련된 예비계수는 웹 높이와 관련된 계수로서 스트링거는 하중 증가에 따른 굴곡과 비틀림에 대한 불안정성 발생을 방지하기 위해서는 2 차 단면계수의 크기를 증가시켜야만 했다. 스트링거의 2 차 단면계수 증가를 위하여 웹의 높이가 거의 선형적으로 증가되었음을 Fig. 6 에서 보여주고 있다

150,000N 부터 210,000N 까지의 압축 하중 증가에 따른 I 단면 스트링거의 최적화 형상은 Fig. 7 과 같다.

6. 결론

본 연구에서는 항공기 패널구조물의 스트링거 형상 사이징을 수행하였다. 패널구조물 불안정성 해석프로그램과 반응면 기법 그리고 유전자 알고리즘을 연계하여 스트링거에 가해지는 압축하중 변화에 따른 I 단면 스트링거의 최적화 형상을 도출하였다. 본 연구를 통해 개발된 최적화 알고리즘은 패널조립체 설계 단계에 활용되어 패널구조물 각 부위에 작용하는 하중을 파악한 후 이에 따르는 스트링거의 최적형상을 구할 수 있으며, 이는 기계가공 스트링거 설계에 유용하게 사용될 수 있다. 추후에는 J 단면과 Z 단면 등 다양한 단면 형태를 가진 스트링거의 최적화 문제에 연구 결과를 적용함으로써 본 연구 결과의 적용 범위를 확대할 예정이다.

후 기

이 논문은 2006 년 정부(교육인적자원부)의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원(KRF-2005-005-J09901)과 지방대학혁신역량 강화사업의 지원을 받아 수행된 연구임.

참고문헌

1. Rondeau, D. L. and Peck, E. S., "Generative Design and Optimization of The Primary Structure for a commercial Transport Aircraft Wing," AIAA-96-

- 4135-CP, pp. 1299-1307, 1996.
2. Bruhn, E. F., "Analysis and Design of Flight Vehicle Structures," Jacobs Publishing Inc., pp. C5.1-C7.28, 1973.
 3. Niu, M. C., "Airframe Structural Design," Lockheed Aeronautical Systems Company, pp. 124-167, 1988.
 4. Unal, R., Lepsch, R. and McMillin, M., "Response Surface Model Building and Multidisciplinary Optimization using D-Optimal Designs," AIAA-98-4759, 1998.
 5. Anthony, A. G., "Aircraft Multidisciplinary Design Optimization using Design of Experiments Theory and Response Surface Modeling Methods," MAD Center Report 97-05-01, Virginia Polytechnic Institute & State university, pp. 36-53, 1997.
 6. Park, C. W., "Aircraft Wing Spar Cross-section Area Optimization with Response Surface Method," J. of KSPE, Vol. 19, No. 4, pp. 109-116, 2002.
 7. Ryu, M. R., Lee, K. H., Kim, Y. H. and Park, H. S., "Application of Response Surface Method for Injection mold Design Optimization," KSPE Autumn Conference, pp. 223-226, 2004.
 8. David, E. G., "Genetic Algorithms in Search, Optimization & Machine Learning," Addison Wesley Longman Inc., pp. 85-86, 1998.
 9. Park, C. W., Kim, H. R. and Won, T. H., "A program development for the instability analysis of aircraft skin-stringer panel," J. of KSAS, Vol. 33, No. 12, pp. 92-100, 2005.
 10. Hyers, R. H. and Montgomery, D. C., "Response Surface Methodology : Process and Product Optimization Using Designed Experiments," Wiley Inter-Science, pp. 297-350, 1995.