

特輯論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.11.963>

PSO 알고리즘을 이용한 다중 하중 스펙트럼 하에서의 항공기 날개 구조부재의 최적 설계 연구

박국진*, 박용진*, 조진연**, 박찬익***, 김승조****

Design Optimization of a Wing Structure under Multi Load Spectra using PSO algorithm

Kook Jin Park*, Yong Jin Park*, Jin Yeon Cho**, Chan Yik Park*** and Seung Jo Kim****

ABSTRACT

In this paper, development of optimal design tools for wing structure is described including multi load spectra condition and fatigue analysis. Two dimensional CFD result are used for calculating aerodynamic force. Design variables are composed of a number of rib and spar, positions, and thickness of each structural member. The mission profile for fatigue analysis is composed based upon the results of CFD analysis, the flight-by-flight spectra method, the excessive curves for gust loads. Minor's rule was used to deal with multi-load condition. Stress analysis and fatigue analysis are performed to calculate objective functions. Particle Swarm Optimization(PSO) algorithm was used to apply to problems which have dozens of design variables.

초 록

본 논문에서는 항공기 날개의 최적설계 틀을 개발하고, 다중하중스펙트럼 조건에서 항공기 날개의 구조부재에 대한 최적설계를 수행하였다. 공력하중을 계산하기 위해 2차원 CFD의 해석 결과를 사용하였다. 최적화 설계 변수는 리브 및 스파의 개수 및 위치와 두께를 선정하였다. 각각의 비행유형에 대한 순항속도에서의 공력해석 결과로 응력해석을 수행한 후, 피로하중 스펙트럼 임무선도를 활용하여 피로파손해석을 수행하였다. 다중하중 조건의 적용을 위해 손상누적법을 적용하였다. 응력해석에 이은 파손 해석을 포함하는 항공기 날개의 경량화를 진행하였다. 다변수 문제를 효과적으로 최적화하기 위해 PSO(Particle Swarm Optimization) 알고리즘을 사용하였다.

Key Words : Structural Optimization(구조최적화), Particle Swarm Optimization (PSO, 입자군집최적화), Stress Analysis(응력해석), Diamond, IPSAP

† 2012년 8월 28일 접수 ~ 2012년 9월 28일 심사완료

* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

교신저자, E-mail : sjkim@snu.ac.kr

대전광역시 유성구 어은동

** 정회원, 인하대학교 항공우주공학과

*** 정회원, 국방과학연구소

**** 정회원, 한국항공우주연구원

1. 서 론

항공기의 날개 최적화는 날개 형상을 결정하기 위한 외피형상최적화와 리브, 스파 등을 배치하는 구조부재의 최적화가 있다[1]. 외피형상에 대한 최적화는 주로 공력해석의 결과를 이용하여 구성하며, 구조부재의 배치는 중량계산, 응력해

석, 피로해석 등을 이용하여 결정한다. 대부분의 항공기 설계과정에서 위와 같은 해석들은 개념 설계 이후에 수행되어 피드백이 이루어진다.

최근에는 MDO 프레임워크 상에서의 연구가 진행되고 있으며[2], 공력-구조해석 등 다양한 해석 모듈의 연계 및 CAD 툴 및 DBMS(DataBase Mangement System)과의 통합 등을 진행하고 있다. 하지만 MDO 설계의 대부분은 다양한 하중 조건/경계조건 등을 고려해야 하는 실무적 문제를 해결하기 어렵다는 점과 지나치게 많은 계산 시간에 의한 시간적 제약에 의해 한계가 있다[3]. 또한 외피 형상이 바뀌지 않는 구조부재의 최적화에는 적합하지 않다. 구조부재와 형상 최적화를 동시에 수행하는 최적화 연구도 진행된 바 있지만[4], 단일하중에 대한 최적화만 수행되었다. 최근에는 임무선도에 대한 최적화도 시도된 바 있으나[5], 응력이나 피로해석을 다루고 있지는 않다.

한편 기존의 피로시험은 하중 해석의 결과를 이용하여 하중 스펙트럼을 구성하여 수행한다. 하지만 기존의 중형 항공기의 피로시험에서는 시험 치구의 구성의 단순화, 시험 계획 수립에 드는 노력의 감소, 치구의 설계/제작시간 절감 및 시험 시스템의 시간 단축 등을 이유로 하중스펙트럼을 하나의 임무선도에서만 수행한다[6].

본 연구에서는 전산환경을 이용하여 피로해석에 의한 구조부재의 최적화 시스템을 구축한다. 기존의 구조부재 배치를 자동화하고 응력해석 뿐만 아니라 다중하중스펙트럼을 활용한 가상환경에서의 피로시험을 수행하여 최적화 목적함수를 구성한다. 최적화 모듈은 하중계산, 응력해석 및 피로해석, 고유진동해석 모듈 등과 Diamond/IPSAP의 전후처리 기능을 결합하여 PSO 최적화 알고리즘 환경 하에서 구축하였다. 기존의 전산환경에서의 최적화 연구에서는 구조부재의 최적화 과정에서 최대 응력만을 고려하여 설계하므로, 정확한 목적함수의 평가가 불가능하다. 최대 응력 조건을 만족하더라도, 피로하중이 적용되면 낮은 응력 조건에서도 파손이 일어날 수 있으므로 이에 대한 고려를 하였다.

질량의 제한 조건은 항공기의 개념설계 단계에서 도출되므로 구속조건으로 사용될 수 있다. 날개 부재의 질량중심에 대한 오차의 영역을 설정하여 구속조건으로 활용할 수 있다. 질량의 계산은 경량 최적화에 있어 중요한 항이므로 목적함수의 계산에서 가장 큰 비중을 가진다.

구조부재의 최적화를 위해서는 응력해석도 수행되어야 한다. 항공기는 오랜 운영시간을 고려

해야 하므로 S-N 곡선을 이용한 파손해석을 고려한다. 항공기가 받을 수 있는 하중은 항공기의 임무선도를 이용하여 도출할 수 있다. 손상누적법을 활용하여 다중하중조건에서의 파손해석을 고려한다[7].

최적화 툴은 일반적인 문제를 해결할 수 있도록 구성하였다. 본 논문에서 최적화에 사용된 날개 모델의 외형은 중급의 민항기에 대한 자료를 참고하여 선정되었으며, 해석에 필요한 하중 스펙트럼 등은 동급의 하중데이터를 참고로 작성되었다.

II. 최적설계 프레임워크의 설계

본 연구에서 개발된 최적설계 프레임워크는 서울대학교에서 개발 중인 In-house 코드인 Diamond/IPSAP의 세부 모듈로서 구성되어 있다. 따라서 응력 및 진동해석 등의 해석은 유한요소 기반의 구조해석 프로그램인 IPSAP을 사용하도록 한다. 전후처리기인 Diamond 내에 최적화 알고리즘 및 각종 모듈을 내장시켜 최적화 시스템을 구축하고, 항공기 날개에 대한 최적화를 수행하도록 한다.

2.1 최적화 시스템의 설계

유한요소 기반의 최적화를 수행하기 위해서 최적화 알고리즘, 목적함수, 구속조건 등의 계산 모듈을 병합하여 하나의 모듈로서 구성해야 한다. 항공기 구조물의 최적화 모듈은 최적화 알고리즘, 격자생성기, 하중분포해석 프로그램, 응력/진동해석 등의 구조해석 프로그램, CFD와 같은 하중해석 프로그램, 하중변환 프로그램으로 구성되어 있다. 이들을 병합한 해석 프로그램은 Diamond/ASD이라 한다.

Diamond/ASD는 Open MP를 사용한 SMP 병렬화가 진행되었다. Diamond 내에 내장되어 있는 최적화 모듈의 스레드가 마스터 프로세서의 역할을 수행하며, 목적함수 계산을 위해 작업 프로세서로 Diamond를 별도로 실행한다. 프로세서 간은 명령어와 결과파일들로만 링크가 되어 있으므로 계산 중 작업 프로세서 중 일부에 문제가 발생하더라도 최적화를 계속 진행할 수 있다. 이 프로그램의 작업 프로세서 트리는 Fig. 1과 같다.

작업 프로세서와 마스터 프로세서 사이의 통신 및 작업 프로세서에서 수행되는 명령 과정은 Fig. 2과 같이 구성된다. 병렬 계산시의 네트워크 부하를 줄이기 위해 자체 개발된 스크립트 언어인 Diamond Script를 이용하여 모델링/해석 명

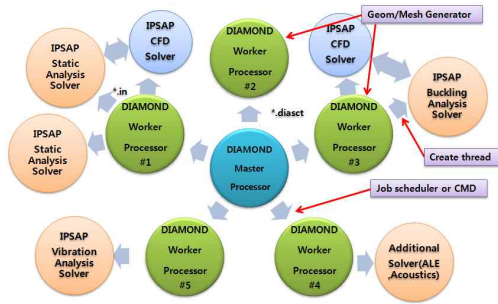


Fig. 1. Diamond/ASD의 작업프로세서 트리의 구성

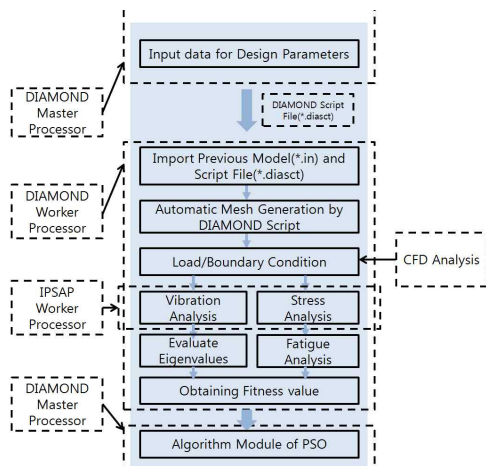


Fig. 2. Diamond 작업 프로세서 내의 계산 과정

령을 작업 프로세서에 전달할 수 있도록 구성하였다. 기하형상이나 자동격자 생성은 Diamond Script와 내장 함수간의 인터페이스를 구현하였으며 하중해석을 위해서 CFD 모듈과 같은 외부 해석 모듈과도 연동이 되어 있다. 목적함수 계산을 위해서 작업프로세서 내부에서 자식 프로세서로 IPSAP을 생성하여 해석을 수행한다. 해석은 응력해석을 수행하여 파손해석을 통해 구속조건의 만족 여부 및 목적함수를 계산한다.

2.2 파라메트릭 모델 인터페이스 구성

파라메트릭 모델 인터페이스는 Fig. 3과 같다. 리브/스파 등의 구조부재의 최적화를 수행하기 위해서는 격자의 재생성 과정이 필요하다. 특히 각 부재의 개수 변동도 고려해야 하므로 위상 변동을 고려한 인터페이스를 구성해야 한다[8]. 최적화의 단계는 형상 및 구조배치에 대한 최적화와 각 부재의 두께 물성을 결정하는 최적화로 단

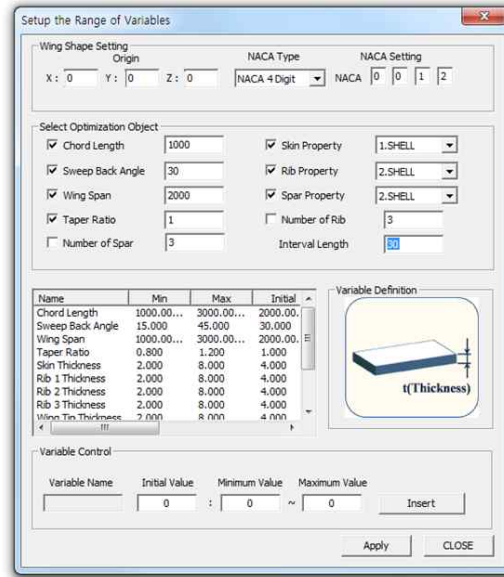


Fig. 3. 파라메트릭 인터페이스의 구성

계적인 최적화를 수행한다. 따라서 물성은 이미 구성되어 있는 값을 입력 받아야 한다.

2.3 입자 군집 최적화 알고리즘

유한요소 해석 기반에서 다변수 설계변수에 대한 최적화를 수행하기 위해서 PSO(Particle Swarm Optimization) 알고리즘을 사용하였다. PSO 알고리즘은 군집을 이루는 개체의 행동양식을 모방하여 구현한 알고리즘으로서, 진화 연산보다 수행속도가 빠르므로 목적함수의 계산시간이 긴 경우 유리하게 사용된다.

PSO 알고리즘은 각 입자의 위치가 최적위치에 인력에 영향을 받는다. $k+1$ 번째 단계에서 군집(Swarm)내의 i 번째 입자의 속도 v_i^{k+1} 는 식 (1)과 같이 정의된다.

$$v_i^{k+1} = av_i^k + b_1r_1(p_i^k - x_i^k) + b_2r_2(q - x_i^k) \quad (1)$$

a : Momentum coefficient

b_1, b_2 : Attraction coefficient

p_i : Optimal position of i th particle

q : Global optimal position in the swarm

r_1, r_2 : Random number coefficient

$r_1, r_2 \in Uniform[0, 1]$

$k+1$ 번째 단계에서 입자의 위치 x_i^{k+1} 은 k 번째 단계에서의 위치와 $k+1$ 번째 단계의 속도에 의해 결정된다. 식 (2)는 입자의 위치식이다.

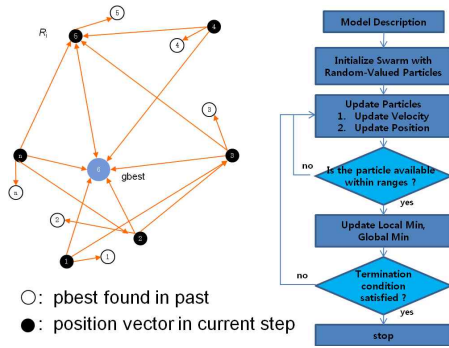


Fig. 4. PSO 최적화의 절차

$$x_i^{k+1} = cx_i^k + dv_i^{k+1} \tag{2}$$

c : position affect coefficient
 d : velocity affect coefficient

각 단계에서의 설계변수를 입자의 위치로 정의하면 입자의 최적위치를 찾음으로써 최적화를 수행할 수 있다. 입자의 위치 최적화 과정을 Fig. 4에 도시하였다.

설계변수가 다양한 경우 입자의 위치는 n 차원 공간에서 정의된다. 하지만 본 연구에서 사용된 모델은 리브와 스파의 위치뿐만 아니라 개수도 최적화 범위 내에 포함되어야 한다. 이로 인해 설계 변수의 차원은 고정되어 있지 않으므로 이를 감안하여 군집을 나누어서 최적화를 수행하도록 한다. 개수가 변하는 설계변수는 리브와 스파 각각의 개수이므로, 각각의 개수를 기준으로 군집의 개수를 정한다. 또한 각 부재의 개수 이외의 설계 변수에 대해서도 빠른 수렴을 고려하기 위해 각 군집 내의 입자의 개수도 충분히 설정해야 한다. Table 1은 이를 고려하여 설정한 각 군집에서의 리브 및 스파의 개수이다. 각 군집에서의 계산은 별도의 머신에서 수행되도록 하며, 해석 결과를 규합하여 전역최적위치를 찾도록 한다.

2.4 해석 모듈의 구성

목적함수의 계산을 위한 해석 모듈은 자체 개

Table 1. 각 군집에서의 리브와 스파의 개수

Swarm Number	Number of Rib	Number of Spar	Swarm Number	Number of Rib	Number of Spar
1	18	4	5	20	4
2	18	5	6	20	5
3	19	4	7	21	4
4	19	5	8	21	5

발된 구조해석 모듈인 IPSAP이 사용되었다. IPSAP은 응력해석과 진동해석 모듈로 구성되어 있으며 구속조건의 계산을 위해 사용되었다.

응력해석은 다중하중조건에서의 각 셀 요소의 응력을 계산한다. 따라서 하중조건에 대한 별도의 계산이 필요하며, 공력하중의 산출 결과를 하중조건으로 받아들여 계산하도록 한다. 병렬환경에서의 효율적인 계산을 수행할 수 있는 멀티프로탈 알고리즘을 사용하여 구성되었다. 파손 계산을 위한 전역에서의 응력계산이 가능하도록 하였으며, 계산 후 Diamond 마스터 프로세서에 의해 결과 파일이 수집되도록 구성하였다.

2.5 공력하중의 산출

공력하중은 항공기 날개의 외피 형상과 비행기의 운항 고도, 운항 속도에 영향을 받는다. 외피 형상은 뒤제침, 시위 길이, 익폭 등의 변수에 의해 결정된다. 항공기 하중 해석은 순항 조건에 대한 해석을 수행해야 하므로 정상상태의 해를 구해야 한다. 따라서 일반적으로는 패널 해석 방법(Panel Method)가 주로 사용되고 있다. 하지만 본 논문에서는 상용 민항기의 속도 영역인 마하수 0.8 근방 영역에 대한 해석을 수행하므로 정확도를 위해 FVM(Finite Volume Method) 기반의 오일러 방정식의 해를 구하여 하중을 계산하도록 한다. 오일러 방정식은 비정상 상태의 해를 가지지만, 정상상태에서의 날개 주변의 유동 분포를 구하는 데에도 사용될 수도 있다.

해석 모듈은 Diamond/IPSAP의 확장 모듈로 개발한 Diamond/CFD의 해석 모듈을 사용하였다. 이 모듈은 아래와 같은 무차원화 된 보존형 벡터를 이용하여 압력계수를 구한다. 오일러 방정식은 식 (3)과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = 0 \tag{3}$$

여기서 보존량 Q 와 유류 벡터 E, F 는 다음과 같다.

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (\rho e_t + u)u \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (\rho e_t + p)v \end{bmatrix} \tag{4}$$

식 (4)에서 ρ 는 밀도, u, v 는 각 방향의 속도, p 는 무차원화된 압력이며 e_t 는 총 에너지이다. 유동해석을 위해 오일러 방정식에서 검증된 해법인 RoeM 방법을 이용하여 공력을 계산하였다.

하중계산을 수행하는 시간을 줄이기 위해 에어포일 형상에 대한 2차원 오일러 방정식의 해를 구하여 압력계수 C_p 를 구한 후, 결과를 3차원 날개의 압력정보로 변환한다. 3차원에서는 익단 효과 등도 고려하여야 하므로[9] 2차원의 압력계수 그대로 반영하기는 어렵다. 날개 길이 방향 양력 분포[10]를 고려하면 정확도에 대한 보정이 가능하다. 타원형 날개에 대한 상대적 가중치를 부여하여 계산하였다.

하중 계산의 정확도를 높이기 위하여 압력계수의 정보를 조밀하게 사용하여 연속 면으로 표현되도록 보간 하였다. 보간 방법은 이산화된 모든 제어점을 통과하는 보간법인 Catmull-Rom Spline 방법을 사용하였으며, 이를 통해 제어점을 곡면 보간하여 날개 전체에 대한 압력 분포 구한다. 압력분포는 자유류 유동의 정압과 동압 정보를 통해 압력으로 변환되며, 구조 유한요소 모델의 각 요소 면적을 고려하여 절점에 작용하는 힘으로 변환시킨다.

III. 최적화 구속조건 설계

항공기 날개에 대한 경량 최적설계를 수행하기 위해서는 몇 가지 구속조건을 설정해 주어야 한다. 구속조건은 평가는 앞장에서 도출된 공력 해석 결과, 고유진동해석 결과 및 응력해석 결과를 이용하여 수행된다. 공력해석 결과는 임무선도와 결합하여 다중하중 스펙트럼을 구성하고, 다중하중 하에서의 응력해석 결과를 이용하여 피로파손해석을 수행한다. 또한 개념설계로부터 도출되는 무게 중심이나 질량 제한 등도 구속조건으로 사용될 수 있다.

3.1 다중하중 스펙트럼의 구성

다중하중 스펙트럼은 항공기에 작용하는 양력 뿐만 아니라 돌풍하중, 착륙하중, 그리고 활주하중 등을 고려하여 구성된다. 순항에서의 CFD해석에 의한 하중 해석 결과는 정상상태의 해로 주어지지만, 각 하중에 의한 초과선도를 고려하면 피로하중의 형태로 변환된다.

본 논문에서는 하중조건을 피로하중으로 변환하기 위해 Table 2, 3과 같이 A, B, C 세 가지에 대한 하중조건을 구성하고 운항 비율을 정하였다. 피로하중 스펙트럼은 이 세 가지 하중조건에 대해 블록당 비행횟수를 결정하여 구성한다. 비행 타입 B에 대한 블록당 비행횟수는 B-767-200ER 항공기의 통계적 데이터의 분포를 참조하여 작성하였다[11]. 비행 타입 A와 C는

Table 2. 각 하중조건에서의 순항속도 및 부과 항해 횟수

Crusing Condition	A	B	C
Mach Number	0.75	0.8	0.85
No. of Flight	1000	3000	1000

Table 3. 1000회 운항 시 각 비행유형별 하중초과빈도

No. of Cycle in a 1000 Flight Block	Cr-01 ($\pm 0.30g$)	Cr-02 ($\pm 0.20g$)	Cr-03 ($\pm 0.10g$)
A	5	550	8500
B	4	500	8400
C	2	400	8200

Fig. 5와 같이 비행타입 B의 초과선도를 로그 스케일로 그린 후 초과선도가 유사한 모양을 가지도록 비행유형별 하중분포를 조정하여 구성하였다. 비행 구간별 초과하중의 크기 및 횟수가 결정되면 각 구간별로 동일한 비행형태를 연결하여 1회 비행에 대한 스펙트럼을 완성한다. 이때 피로하중 스펙트럼은 사인파로 가정하여 데이터 그래프의 값을 역산하였다. Fig. 6은 비행유형 B에 대한 하중 스펙트럼선도이다.

3.2 피로해석에 의한 파괴기준 산출

항공기 날개의 피로해석은 S-N 곡선을 사용하여 평가된다. 내부 구조물 및 스킨의 물성은 항공기에 널리 쓰이는 재료인 Al 7075-T6 을 고려하였다. Fig. 7는 이 재질에 대한 S-N 곡선을 나타낸다. 이 재질의 최대 강도는 572MPa이다.

항공기 날개의 피로해석은 평균응력의 영향을 고려하여 수행되어야 한다. 식 (5)의 Goodman

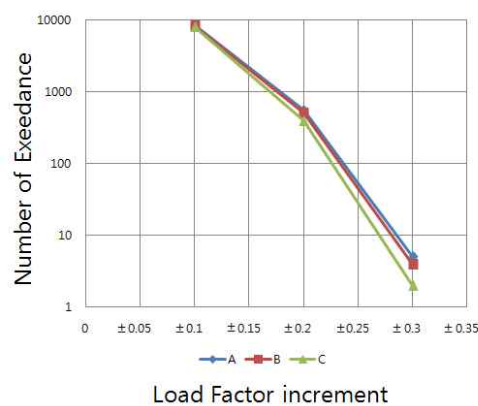


Fig. 5. 비행유형별 초과선도

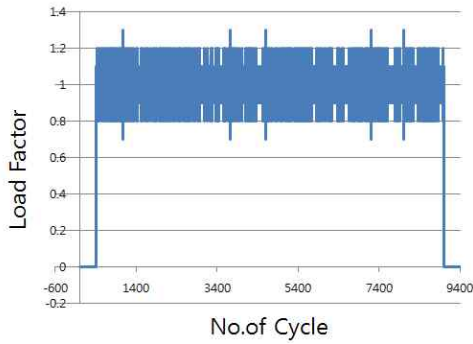


Fig. 6. 비행 유형 B의 하중스펙트럼선도

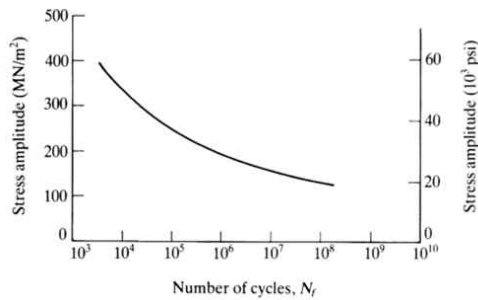


Fig. 7. Al-7075-T6의 S-N곡선

방정식을 통해 평균응력 효과를 반영할 수 있다.

$$\frac{\sigma_a}{S_c} + \frac{\sigma_m}{S_{ut}} = 1 \tag{5}$$

여기서 S_{ut} 는 최대강도, σ_a 는 응력진폭, σ_m 은 평균응력, S_c 는 피로한도로 정의되며 이 효과를 S-N 곡선에 반영하여 주어진 평균응력과 응력진폭에 대한 수명을 계산할 수 있다.

다중하중조건에 대한 피로해석을 위해 Miner의 법칙을 활용한 선형손상누적법을 적용하도록 한다. 가변 진폭하중에서 파괴기준은 식 (6)과 같다.

$$\max(D_c) = G = \sum \frac{n_i}{N_i} \geq 1 \tag{6}$$

여기서 G 는 손상 정도이며 n_i 와 N_i 는 각각 i 번째 하중조건에서 반복 사이클과 피로수명이다. n_i 는 하중스펙트럼으로부터 얻어진다.

피로해석은 후처리 과정으로 모듈에 적용되었으며, Fig. 8과 같은 과정으로 진행된다. 피로하중은 다중하중 스펙트럼을 변환하여 사용하며, S-N 곡선은 임의의 응력 상태에 대해서 보간 해서 계산이 가능하도록 구성하였다. IPSAP에서

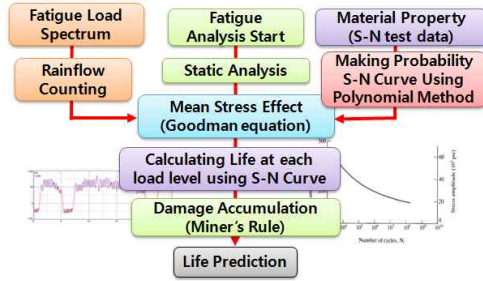


Fig. 8. 금속재료의 피로해석 순서

계산된 응력해석 결과는 평균응력효과를 고려하여 분석되며, Goodman 방정식에 의해 변환된다. Miner의 법칙을 적용하여 최종 손상 분율을 계산한 후, 목적함수 계산에 사용되도록 구성하였다.

3.3 구속조건의 구성

피로파괴 기준 이외에도 추가적인 구속조건을 사용하였다. 질량의 경우, 초기 조건에서의 질량을 구속조건으로 산정한다. PSO 알고리즘은 초기 입자의 위치를 임의로 정해서 생성하므로, 각 입자의 질량은 초기질량에 비해 클 수도 있다. 본 논문의 목적은 경량화이므로 초기질량보다 무거운 입자에 대해서는 고려할 필요가 없다. 따라서 초기질량을 구속조건으로 하여 계산할 필요가 없는 경우는 논의에서 제외하도록 한다.

최종적인 목적함수는 식 (7)과 같다. w_1 는 질량의 경량화와 비교하여 요소의 손상률의 경증을 고려하여 결정한다. 구속조건은 식 (8)과 같다.

$$\text{Minimize } f(x_1, x_2, \dots, x_n) = M + \omega_1 D \tag{7}$$

subjected to :

$$G_1 \leq 1 \text{ (Fracture Criteria)}$$

$$G_2 = M < C_1 M_{init} \text{ (Mass Criteria)} \tag{8}$$

여기서 C_1 은 경량화 목표치로 부과되는 가중치이다. x_i 는 i 번째 설계변수로 설정되며, 스파/리브의 개수 및 각각의 위치, 각 부재의 두께로 구성된다.

IV. 항공기 날개의 최적설계

4.1 최적화 문제 조건

항공기 날개 최적화 시스템의 적용 예제는 Fig. 9와 같다. 날개는 두 파트로 분리되어 있으

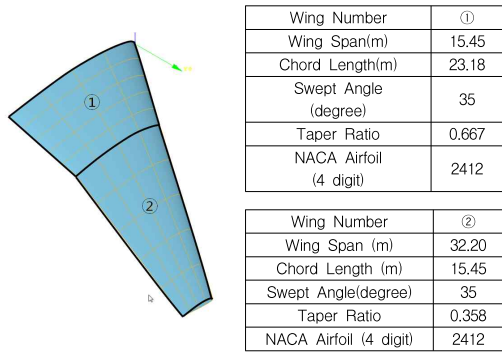


Fig. 9. 최적화 대상 항공기 날개의 외형 정보

며 주어진 외형 정보에 대해 도출되어 있다. 최적화는 날개의 각 파트에 리브와 스파를 배치하는 구조 최적화를 수행한다. 최적화는 각 군집에 대해서 적용된 후, 각 군집 단위의 국소 최적 값을 비교하여 전역 최적 값을 찾게 된다.

4.2 초기치 해석

초기 모델은 세 가지 조건에 대해서 해석되었다. 리브/스파의 개수, 두께 및 각 리브/스파의 위치를 변수로 지정하였다. 최소 리브/스파 조건에서의 변수는 24개, 최대 리브/스파 조건에서는 29개의 변수를 가지게 된다. Table 4에 세 가지 군집에서의 초기 설계변수 값에 대해 도시하였다. 일반적으로 날개 뿌리에서 높은 응력을 가지므로, 뿌리 쪽 날개에 더 많은 리브를 배치하여 최대 응력이 감소될 수 있도록 초기 모델을 구성하였다.

초기 조건에 대한 해석 결과는 Table 5와 같다. 초기 무게는 부재의 개수가 증가함에 따라 무거워진다. 최대응력은 Case 1에서는 최대 강도인 572MPa가 넘으므로 손상 분율이 무한대로 계산이 되며, Case 2와 Case 3의 경우는 최대강도보다 낮은 최대응력을 가진다. 하지만 두 경우 모두 피로해석을 수행하면 손상 분율이 1보다 높은 값을 가지므로 적합한 모델이라 할 수 없다.

Fig. 10에는 Case 2에 대한 결과를 도시하였다. 통상적인 날개해석 결과에서는 날개 끝의 변위가 가장 높게 나와야 하며, 응력은 날개의 뿌리 쪽이 높게 계산된다. 본 모델에서는 뿌리 쪽에 많은 리브를 배치함으로써 뿌리 쪽 응력의 값이 낮아지도록 하였지만, 날개 중앙 쪽 리브에서 국부적으로 높은 응력과 변위가 발생하는 부분이 나타남을 확인할 수 있다. 따라서 리브나 스파의 위치를 재배치할 최적화의 여지가 있음을 알 수 있다.

Table 4. 초기조건에서 날개 모델링 조건

Case	Initial #1	Initial #2	Initial #3
Number of Rib	18	20	21
Number of Spar	3	4	5
Interval of Spar	Equal Interval in ①, ②	Equal Interval in ①, ②	Equal Interval in ①, ②
Interval of Rib	Equal Interval in ①, ②	Equal Interval in ①, ②	Equal Interval in ①, ②
Thickness of Spar	20	20	20
Thickness of Rib	20	20	20
Thickness of Skin	6	6	6

Table 5. 초기조건에서의 해석 결과

Case	Initial Mass(kg)	Maximum Stress(Mpa)	Damage Fraction
1	45,530	985.33	∞
2	54,364	553.85	24694
3	54,885	503.61	192

최적화에서는 Case 2를 기준으로 5% 이상의 경량화를 조건으로 손상분율이 0.5 이하가 되도록 구속조건을 부여하도록 한다. 리브는 18~21, 스파는 3~5개의 개수를 부여한다.

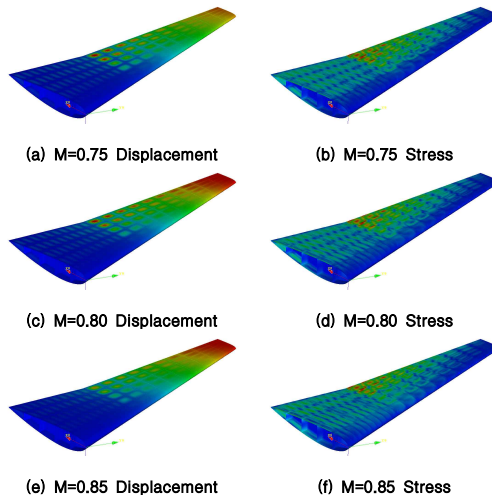


Fig. 10. 초기조건 Case 2의 하중조건별 변위 및 응력의 분포

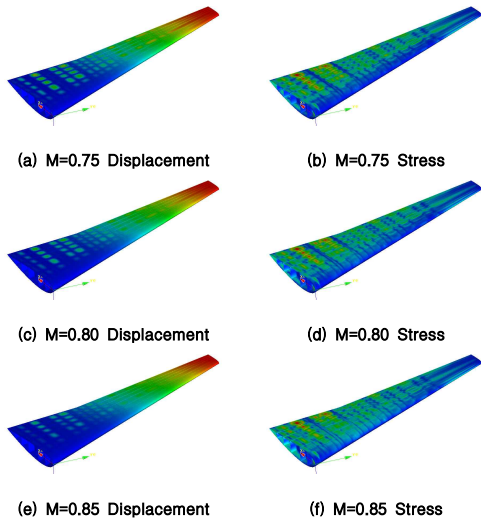


Fig. 11. 최적화 조건에서의 하중조건별 변위 및 응력의 분포

4.3 최적화 결과

날개에 대한 구조부재의 최적화를 진행한 결과는 Table 6과 같다. 초기 질량에 비해 13% 감소되었음을 확인할 수 있고, 최대 응력은 최대 강도에 비해 낮은 값을 가지며, 손상 분율은 1보다 작게 계산되었다. 최적화 결과에 대한 응력해석결과는 Fig. 11과 같다. 각 마하수에 대한 대표적인 해석 결과를 도시하였다. 응력 및 변위의 최대 위치가 변경되었으며, 리브의 위치가 조정됨으로써 최대 응력의 위치 및 크기가 변경되었다. 날개 중앙 리브의 넓은 공간에서 응력 집중 부위에서 리브 간격이 좁아져서 최대 응력 값을 낮추고, 응력이 작은 날개 끝단에서는 리브 간격이 넓어졌다.

최적화에 따른 질량의 변화는 Fig. 12와 같다. 두께 변수의 변화는 Fig. 13에 도시하였다. 총 4980번의 해석을 수행하였으며, 3690번째에서 값이 수렴되었다. 최적화 값은 6번째 군집인 리브 20개, 스파 5개에서 검출되었다. 초기 모델은 파손이 일어나는 모델이므로 초기에는 하중이 큰 영역에서 탐색이 이루어지며, 해석횟수가 누적됨에 따라 안전영역에서 질량의 감쇠가 이루어졌

Table 6. 최적화된 모델에서의 해석 결과

Mass(kg)	Maximum Stress(MPa)	Damage Fraction
47,361	474MPa	0.008983

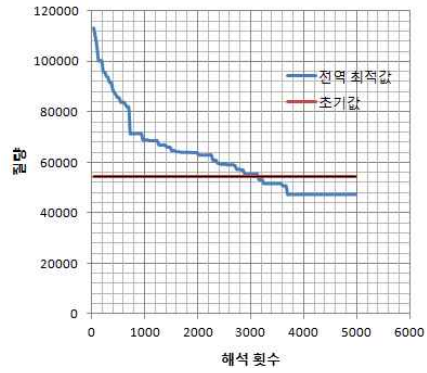


Fig. 12. 해석 횟수에 따른 질량의 변화

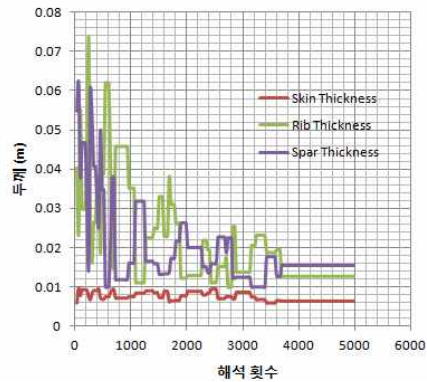


Fig. 13. 해석 횟수에 따른 두께의 변화

다. 스킨의 두께는 최대응력 값과 직결되므로 전역 최적값에서는 큰 변화를 나타내지는 않았으며, 리브와 스파는 초기에 주어진 과중한 무게를 줄여나가는 방향으로 최적화가 진행되었다.

V. 결 론

본 논문에서는 다중하중 조건에서 피로해석에 의한 파손을 고려한 항공기 날개의 경량 최적화에 대한 연구를 진행하였다. 최적화 영역에서 일반적으로 사용되는 최대응력조건을 이용한 구속조건의 문제점을 지적하고, 피로해석을 구속조건으로 활용하여 신뢰할 수 있는 최적화가 수행될 수 있도록 시스템을 구성하였다.

또한 다중하중조건을 고려한 최적화를 진행할 수 있도록 구성하였다. 실제 제품개발에 적용하기 위해서는 수 십 가지의 하중조건을 고려하여 최적화를 수행해야 한다. 본 연구에서는 이러한 점을 고려하여 다중하중조건에서의 구속조건을 산출하고 최적화를 진행할 수 있는 시스템을 구

성하였다. 따라서 하중 데이터와 물성 데이터베이스 등을 이용하면 신속하게 피로해석을 반영한 구조 부재의 배치가 가능하다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다. (계약번호 UD100048JD)

참고문헌

1) 조대식, 유재훈, 조창열, 박찬우, "가로세로 비가 큰 항공기 날개의 다분야 통합 최적설계를 위한 자동화 공력-구조 연계 시스템 개발", 한국항공우주학회지, 제 38권, 제 7호, 2010, pp. 716-726

2) 이재우, 김종환, 정주영, 전권수, 변영환, "MDO 프레임워크 개발을 통한 항공기 날개 통합최적화 설계", 한국항공우주학회지, 제 32권, 제6호, 2004, pp. 23-33

3) 김수환, 권장혁, "신뢰성을 고려한 유연날개 형상 최적 설계에 대한 연구", 한국전산유체공학회지, 제 11권, 제11호, 2006, pp. 21-28

4) E. Oktay, H.U. Akay, and O. Merttopcuoglu, "Parallelized Structural Topology Optimization and CFD Coupling for Design of Aircraft Wing Structures", Computers & Fluids, Volume 49, Issues 1,

October. 2011, pp. 141-145

5) J.J. Alonso, P. LeGresley and V. Pereyra, "Aircraft Design Optimization", Mathematics and Computers in Simulation, Volume 79, Issue 6, February. 2009, pp. 1948-1958

6) 강왕구, 구교남, 김덕관, "소형 항공기 전기체 피로시험을 위한 하중 스펙트럼 산출", 한국항공우주학회지, 제 29권, 제 6호 2001, pp. 112-118

7) J. A. Collins, "Failure of Materials in Mechanical Design", Wiley-Interscience, New York, 1981.

8) Young-Sang Kim, "Multi-Disciplinary Design Optimization of a Wing using Parametric modeling", KSAS, 2008, pp. 229~237

9) D. Maruyama, K. Matsushima, K. Kusunose, and K. Nakahashi, "Three Dimensional Aerodynamic Design of Low-Wave-Drag Supersonic Biplane Using Inverse Problem Method", Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 6, November-December 2009

10) Charles E. Dole, James E. Lewis, "Flight Theory and Aerodynamics", John Wiley & Sons, 2000, pp. 170

11) Daniel O. Tipps, John W. Rustenburg, and Donald A Skinn, "Statistical Loads Data for B-767-200ER Aircraft in Commercial Operations", Office of Aviation Research Washington D.C., 2000, pp. 74