Composites Research

Vol. 30, No. 1, 52-58 (2017)
DOI: http://dx.doi.org/10.7234/composres.2017.30.1.052
ISSN 2288-2103(Print), ISSN 2288-2111(Online)

Paper

적층 시퀀스 데이터베이스를 이용한 복합재 날개 구조물의 최적화 설계

장준환* · 안상호**†

Optimal Design of Thick Composite Wing Structure using Laminate Sequence Database

Jun Hwan Jang*, Sang Ho Ahn**†

ABSTRACT: This paper presents the optimum design methodology for composite wing structure which automatically calculates the safety margin using optimization framework integrating failure modes. Particularly, its framework is possible to optimize sizing procedure to prevent failure mode which has the greatest effect on reducing the sizing time of composite structure. The main failure mode was set as the first ply failure, buckling failure mode, and bolted joint stress field, and the margin was calculated to minimize the weight. The design variable is a laminate sequence database and the responses are strain, buckling, bolted joint stress field. The objective function is the mass of the wing structure. The results of buckling analysis were compared using the finite element model to verify the robustness and reliability of Composite Optimizer.

초 록: 본 논문에서 제시한 복합재 날개 구조물의 최적설계 기법은 파손모드를 통합한 최적화 프레임 웍을 사용하여 복합재 날개 구조물의 안전율을 자동으로 계산한다. 개발된 최적화 프레임 웍은 복합재 구조물의 설계요소에 가장 큰 영향을 주는 파손모드 즉, 최초 파손모드, 좌굴 파손 모드 및 베어링-바이패스 파손을 확인하여 구축된 적층 데이터베이스 안에서 적층수를 찾아낸다. 이는 개발과정에서 수정 및 반복되는 설계 및 해석 시간을 단축시킬 수 있는 효과가 있다. 설계변수는 계단형태로 이루어진 적층 데이터베이스이며 응답은 변형률, 좌굴, 볼트 주변부의 응력장이며 목적함수는 날개구조의 질량이다. 그리고 최적화 프레임 웍을 구동하는 Composite Optimizer의 해석결과를 검증하기 위하여 유한요소모델의 좌굴해석 결과와 비교하여 유효성을 검증하였다.

Key Words: 날개 구조(Wing structure), 적층 시퀀스 설계(Laminate sequence design), 최적 설계(Optimal design), 복합재 최적화 프로그램(Composite optimizer), 복합재 파괴모드(Composite failure mode), 최적화 알고리즘(Optimal algorithm)

1. 서 론

항공기의 중량은 고속화, 항속거리, 조종성 등에 영향을 미치는 중요한 요소이다. 고성능 및 경제성이 중요시되는 최근의 항공기 개발추세는 중량절감을 위해 높은 비강도, 비강성을 가지는 복합재료의 사용을 요구하고 있다. 항공기 기체에 대한 복합재료의 적용은 초기 조종면 등의 2차 구조물을 시작으로, 주익 및 동체 등의 1차 구조물까지 적용범위가 확대되고 있다. 복합재 적용에 있어서 전제조건은 기체 경량화의 실현, 경제성, FAR과 MIL 규정의 요구조건에 따른 구조적 안전성을 검증할 수 있어야 한다.

국내외 복합재 구조 최적화에 대한 연구 중에 조 등[1]는

Received 8 December 2016, received in revised form 25 January 2017, accepted 28 February 2017

*Helicopter Project Team, Defense Acquisition Program Administration
**†Department of Automotive Engineering, Shinhan University, Corresponding author (E-mail: drshahn@naver.com)

좌굴, 파손, 고유 진동수, 무게에 대한 파라메타를 설정하여 하중 조건에 따라 샌드위치 구조물의 최적설계를 수행하였다. 윤 등[2]는 볼트 체결부의 적층 각도 별 강도의 신뢰성 기반 최적설계를 수행하여 볼트 체결부의 파열 압력을 최대화하였다. 김 등[3]는 인공위성 복합재 지지구조에 대하여 열변형, 발사하중을 고려한 강도, 동특성을 고려하여 지지구조의 적층각을 설정하고 질량을 최소화하였다. 황[4]은 스킨과 스트링거 형상을 설계변수로 설정하여 중형항공기의 날개 구조에 대한 최적화를 수행하였다. 박등[5]는 날개의 익폭, 시위길이, 뒤제침 등의 형상과 스파와 리브의 위치를 설계변수로 설정하고 Particle Swam Optimization 알고리즘을 이용하여 최적설계 툴을 설계하였다. 배[6]은 Krigging의 근사모델 함수값과 평균제곱오차 정보를 이용하여 전역 설계점의 샘플링을 최소화하고 천음속 조파항력을 최소화하여 날개 익형의 최적설계를 수행하여 유전자 알고리즘 결과와 비교하였다.

본 논문에서는 최적화된 복합재 적층 시퀀스를 찾는 대신 과거의 설계경험을 통해 축적된 설계 적층 패턴과 데이터베이스를 이용하여 각각의 파손모드의 사이징 결과값이 설정된 마진영역에 만족하도록 최적의 적층수를 찾아 구조물이 최소 질량이 되는 것을 목표로 설정하였다. 적층 패턴은 적층각도 [0/45/90]에 대하여 10%의 가감을 통하여 적층비율을 [50%/40%/10%], [40%/40%/20%], [30%/40%/30%]의 3가지 형태로 적층 데이터베이스를 구성하였으며, 주요 파괴모드 허용치를 계산하여 경제적인 최소 마진영역 범위 안에서 날개 구조물의 중량 최적화를 수행하였다.

2. 적층 데이터 베이스를 이용한 해석 프로세스

Fig. 1에서와 같이 윙박스 구조물은 두꺼운 적층의 예이며, 전체 무게는 8.8톤이다. 복합재료로 구성된 구조물의 무게는 5.3톤이고 가장 두꺼운 적층 구조물의 두께는 45 mm로 라미나의 적용 두께로 볼 때 200 ply이상이다. 따라서 대형 복합재료 구조물의 효과적인 설계를 위해서 제작업체마다 최적화된 적층 데이터베이스가 필요하다.

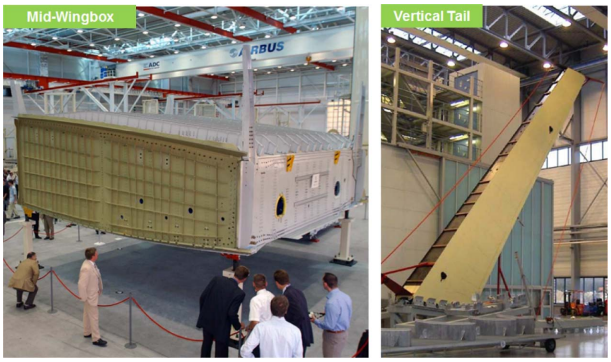

Fig. 1. Thick composite usage trends of commercial aircraft[7]

2.1 적층 데이터베이스의 구성

구조물의 해석 과정에서 큰 하중이 부여되는 경우, 금속부재의 두께를 늘리지만 복합재 구조물의 경우 적층수와 적층각도를 고려해야 한다. 기존 연구에서 최적화된 복합재 적층 시퀀스를 찾는 것인데 반해, 본 연구는 이미 설계된 적층 패턴이 적용된 데이터베이스를 이용하여 각각의 파손모드의 사이징 결과값이 설정된 마진 영역에 만족하도록 최적의 적층수를 찾는 것이다. Fig. 2에서와 같이 하중 검토용 유한요소모델에서 날개 하중을 추출하여 복합재료 주요 파괴모드를 계산하여 적층 데이터베이스에서 경제적 마진을 갖는 구간을 찾아 날개 구조물의 적층각과 수를 결정한다. 그리고 [0/45/90]의 적층각도를 갖는 일방향 에폭시 섬유에 대하여 적층 백분율 별로 시퀀스 데이터를 구축한다.

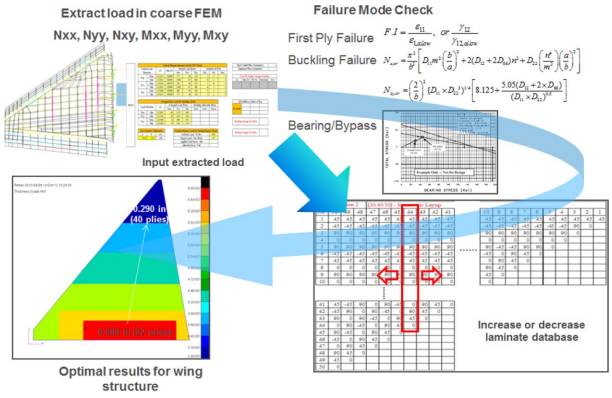

Fig. 2. Optimal design procedure of composite wing structure

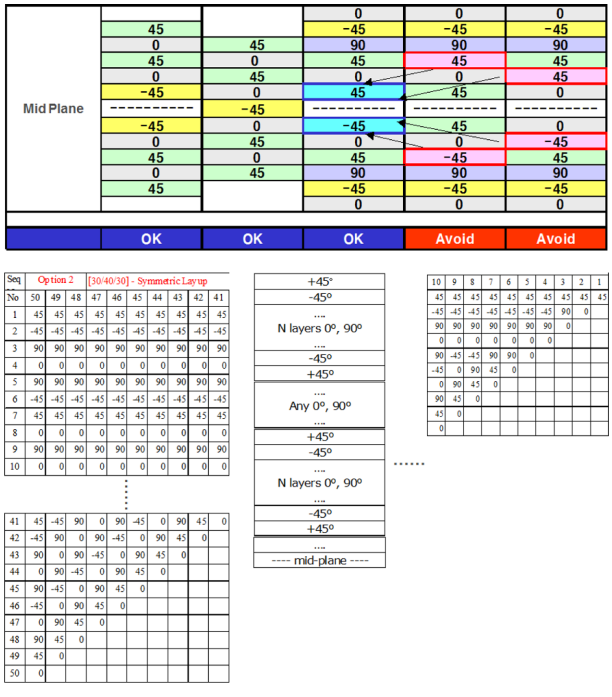

Fig. 3. Configuration of laminate database

Fig. 3에서 두꺼운 복합재료 구조물을 설계하기 위해 [0/45/90]의 적층각도를 [30%/40%/30%]의 비율로의 구성과 및 순서를 나타내었다. 적층 데이터베이스를 구성하기 위한 일반적인 원칙은 적층 중간면을 기준으로 상하 대칭이고, 전단-비틀림, 굽힘-인장 연성 등이 발생하지 않아야 한다. 그래서 계산된 강성행렬이 A_{16}, A_{26} = 0이고 굽힘-인장 연성이 0 또는 0에 가깝게 되도록 적용하여 Symmetric, Balanced Laminate가 되도록 설계한다.

적용된 적층 가이드라인은 다음과 같다.

- 연속된 동일방향 적층은 네 개 이하
- 최외곽 적층은 +45/-45 couple
- Symmetric, balanced lay-up
- 아래와 같은 typical lay-up 적용

축방향 하중이 주 설계하중일 경우, 날개구조의 구성요소 중 플랜지 구조는 [0/45/90]의 적층 각도를 갖는 일방향 에폭시 섬유가 [50%/40%/10%]로 설계되었고, 전단하중이 주 설계하중인 스킨, 스파 및 웹은 [0/45/90]의 적층각도를 [30%/40%/30%]의 비율로 설계할 수 있다.

2.2 Composite Optimizer의 구성

탐색개발 단계에서는 여러 항공기 형상들을 검토하고 주 하중 경로의 정의 및 대략적인 구조 강도 등을 평가한다. 그 결과를 바탕으로 신속한 해석을 수행하여 설계 형상을 변경한다. Composite Optimizer는 개념설계 단계에서 복합재료로 구성된 여러 형상에 대한 최적설계를 수행하는 해석 프로그램으로, 실제 수 작업을 통한 작업 효율보다 월등히 높은 작업효율을 기대할 수 있는 효과가 있다.

Fig. 4와 같이 Composite Optimizer는 입력부, 주 제어부, 선택 설정부, 출력부, 여유마진 계산부 및 적층 데이터베이스부로 구성되어 있다. 최적화 기법은 크게 3단계로 나뉜다. 첫번째 단계는 해석하고자 하는 베이수를 해석자가 직

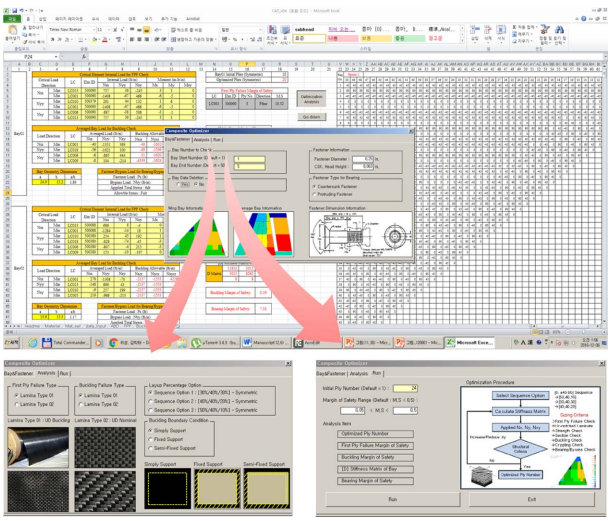

Fig. 4. Composite optimizer

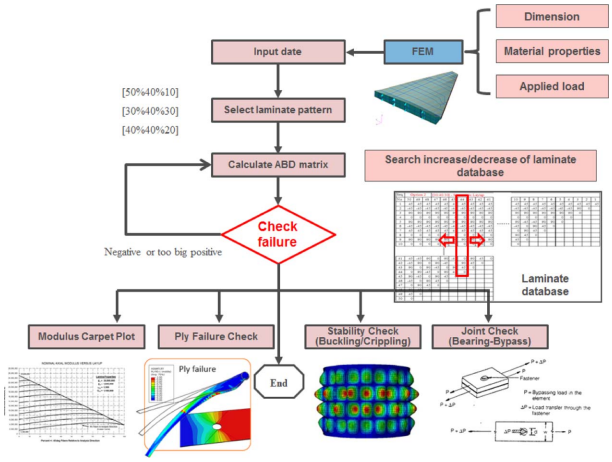

Fig. 5. Optimization algorithm of composite optimizer

접 입력한다. 최소 1개의 베이에서 최대 50개의 베이를 한 번에 해석할 수 있으며, 결합을 위해 사용될 패스너 정보를 함께 입력한다. 선택 및 설정부는 복합재료 허용치를 선택하는 단계이며 라미나 및 라이네이트 정보를 선택한다. 시험 조건에 따라 상이한 허용치를 사용할 경우, 각각의 파손모드 별로 조건에 맞는 라미나 허용값을 선택할 수 있다. 적층 데이터베이스의 [0/45/90] 적층 각도의 조합하여 레이업 패턴에 따라 [50%/40%/10%], [30%/40%/30%], [40%/40%/20%] 등의 적층 %를 선택하고 좌굴모드의 경계조건을 선택, 초기 적층수 및 안전률의 범위를 설정하는 단계를 수행한다.

Fig. 5에서 개발된 Composite Optimizer가 주요 파손모드(first ply failure, buckling, bearing-bypass)를 적층 데이터베이스를 증가, 감소시켜 계산하는 과정을 나타내었다. 내부에서 구동되는 알고리즘은 최적화 알고리즘으로 많이 사용되는 반응 표면법이 설정되어 있으며, 유전자 알고리즘도 선택하여 적용할 수 있다.

여유마진 계산부는 베이 내 임계요소의 하중을 이용하여 최초파손 여유마진을 계산하고, 베이의 평균 내부하중을 이용하여 좌굴 여유마진을 계산한다. 계산된 마진이 안전률 범위 내의 마진에 해당하지 않는 경우, 복합재의 적층수를 추가하여 여유마진을 계산하는 과정을 반복 수행한다. 그리고 Composite Optimizer는 BJSFM(Bolted Joint Stress Field Model) 코드[8]를 이용하여 Bearing-Bypass 하중으로 발생되는 볼트 주위의 응력장을 수치해석적 방법으로 계산한다.

3. 적용된 복합재 구조의 파손모드

본 절에서는 적용된 복합재 구조의 파손모드 중 주요 파손모드 3가지를 기술하였다. 최초 파손(First Ply Failure), 좌굴 파손모드(buckling failure), 베어링-바이패스(Bearing-

Bypass) 파손 모드를 적용하여 복합재 날개 구조물의 최적 설계를 수행한다.

3.1 최초 파손(First Ply Failure) 모드

복합재 구조물에 하중이 인가되었을 때, 최초 섬유의 파손을 구조물의 파손으로 가정한다. 최초 파손을 판단하는 방법은 널리 이용되고 있는 Maximum Strain Failure Criteria를 사용하였으며 Matrix의 파손은 무시되고, Failure Index와 여유마진은 다음과 같다.

$$F.I = \frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{1,allow}},\ or \frac{\gamma_{12}}{\gamma_{12,allow}},\ M.S = \frac{1}{F.I} - 1 \tag{1}$$

3.2 좌굴 파손(Buckling Failure) 모드

복합재 평판 구조물의 설계에서 좌굴파손이 설계의 주요인자이다. 좌굴허용값의 계산은 적층판을 Specially Orthotropic Laminate로 가정하여 in-plane 하중을 받는 평판의 지배방정식으로부터 압축, 전단 좌굴하중을 계산할 수 있다[9].

압축 좌굴하중은

$$N_{x,cr} = \left(\frac{\pi}{b}\right)^2 \left[D_{11} m^2 \left(\frac{b}{a}\right)^2 + 2\left(D_{12} + 2D_{66}\right) n^2 + D_{22} \frac{n^4}{m^2} \left(\frac{a}{b}\right)^2 \right],$$
$$to\ be\ \min imized\ \ w.r.t.\ m, n = 1, 2, ..., \infty \tag{2}$$

전단 좌굴하중은

$$N_{xy,cr(a/b=\infty)} = \left(\frac{2}{b}\right)^2 (D_{11} D_{22}^{\ 3})^{1/4} \left(8.125 + \frac{5.05}{\theta}\right), \theta > 1$$
$$N_{xy,cr(a/b=\infty)} = \left(\frac{2}{b}\right)^2 \sqrt{D_{22}(D_{12} + 2D_{66})}(11.7 + 0.532\theta + 0.938\theta^2),$$
$$\theta \le 1 \tag{3}$$

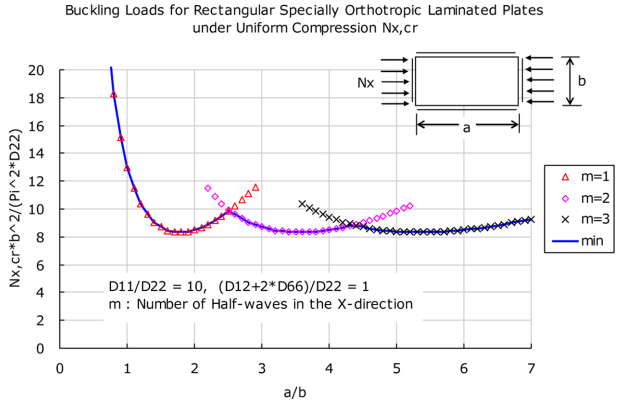

Fig. 6. Buckling loads for rectangular specially orthotropic laminated plates under uniform compression

Composite Optimizer에 a/b = oo를 적용하여 Sizing을 수행한다. isotropic plate의 buckling coefficient를 이용하여 특정 a/b ratio에서의 buckling allowable 값을 산정하였다. 좌굴을 유발시키는 압축 및 전단하중을 동시에 고려하기 위하여 Interaction equation을 사용한다.

$$M.S = \frac{2}{R_c + \sqrt{R_c^2 + 4R_s^2}} - 1 \tag{4}$$

여기서 $R_c = N_{xx,avg} / N_{xx,cr}, R_s = N_{xy,avg} / N_{xy,cr}$ 이다.

3.3 베어링-바이패스(Bearing-Bypass Failure) 모드

복합재료가 사용됨에 따라 설계 변형이 증가하고 구조적 결합 요구사항이 더욱 중요해짐에 따라 조인트에 대한 분석 설계 절차는 다중 패스너 조인트와 유사한 하중 조건에서 복합재료의 응답에 대한 올바른 이해를 필요하다. 항공기 구조물에 적용된 다중 패스너 조인트 내에서 패스너는 패스너를 우회하는 바이패스 하중과 베어링 하중을 모두 받을 수 있다[10].

$$S_{22}\frac{\partial^4 F}{\partial x^4} - 2S_{26}\frac{\partial^4 F}{\partial x^3 \partial y} + (2S_{12} + 2S_{66})\frac{\partial^4 F}{\partial x^2 \partial y^2}$$
$$-2S_{16}\frac{\partial^4 F}{\partial x \partial y^3} + S_{11}\frac{\partial^4 F}{\partial y^4} = 0 \tag{5}$$

알려진 바와 같이 우회하중의 특성으로 인장 모드에서 손상이 발생한 경우 결합 된 베어링 및 우회 하중은 선형적으로 상호작용하고, 압축성 우회하중은 베어링 강도를 감소시키며 패스너 구멍의 접촉 아크를 감소시켜 패스너와 패스너 홀의 접촉각은 구멍 주변의 국부 응력에 강한 영향을 미친다.

그러나 결합된 베어링 및 우회 하중에 대한 패스너 홀 강도의 경향은 고장 기준과 함께 국부 응력을 사용하여 정확하게 계산되었지만 압축 응답을 예측하기 위해서는 Bearing-Bypass 시험이 필요하다. Fig. 7의 선도와 같이 적층된 복합

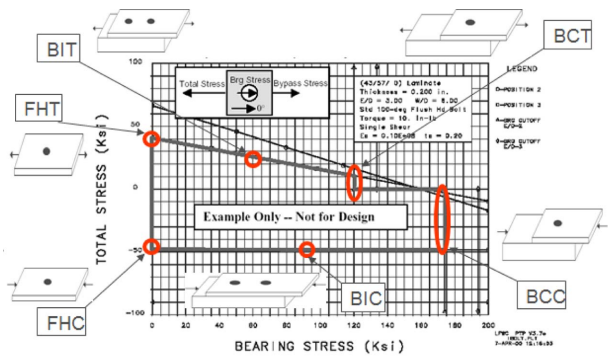

Fig. 7. Bearing-bypass allowable curve

재료 판의 Bearing-Bypass 강도에 대한 예측은 복합재 시험편을 구성하여 허용값을 획득하여 손상 여부를 판단해야 한다. Composite Optimizer는 우회 하중에 대한 베어링 하중의 비율은 조인트 강성 및 구성에 따라 다르기 때문에 복합재 시험편을 구성하여 허용값을 획득하여 손상 여부를 판단한다.

4. 적층 시퀀스 데이터베이스를 이용한 최적 설계

4.1 좌굴 파손(Buckling Failure) 모드 검증

복합재료로 구성된 날개 구조물의 파손모드 First Ply Failure, Buckling, Bearing-bypass 중 Buckling은 가장 빈번하게 발생되며 주요 파손 모드이다. 초기 파손과 Bearing-bypass는 복합재료 시험값을 허용치를 기반이 된다. Composite Optimizer는 식 2)와 3)을 이용하여 좌굴허용값을 계산한다. 보통의 경우 유한요소해석을 검증하기 위하여 이론식과 비교하지만, 본 논문에서는 이론식으로 만들어진 Composite Optimizer의 해석결과를 검증하기 위하여 Fig. 8의 유한요소모델의 좌굴해석 결과와 비교하여 유효성을 검증한다. 검증 모델은 정사각형(a = b = 10)의 형상에 두께 0.1 inch의 알루미늄이 적용된 금속재 모델과 동일한 형상에 복합재료 적층 시퀀스[45/-45/90/0/-45/90/45/0]을 적용하여 3가지의 하중 조건, 단순지지로 Eigen value를 계산하여 이론식과 유한요소모델의 결과를 비교하였다. 적용된 하중은 다음과 같다.

1) N_{xx} = -100 lbs/in,
2) N_{xx} = -100 lbs/in, N_{yy} = -100 lbs/in
3) N_{xx} = N_{yy} = N_{xy} = -100 lbs/in

Table 1과 Fig. 9의 결과에서 3가지 하중조건에 판의 가장자리를 단순지지로 적용하여 계산된 복합하중이 적용되었을 때 금속재의 경우 최대 1.6% 오차, 복합재의 경우 3.3% 오차가 발생하였다. Composite optimizer는 설계개발 초기 단계에서 설계변경을 신속히 대응하고 설계의 성숙이 이루어졌을 때, 유한요소모델을 구성, 설계결과를 상호검증

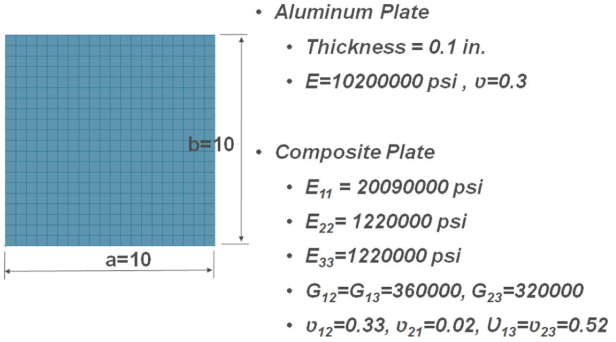

Fig. 8. Verification FE model

Table 1. Eigenvalue comparison of al, composite plate

Loadcase	Eigen value			
	Aluminum		Composite	
	Theory	FEM	Theory	FEM
N_{xx} = -100	3.61	3.67	5.00	4.79
N_{xx} = -100 N_{xy} = -100	1.80	1.83	2.50	2.39
N_{xx} = -100 N_{xy} = -100 N_{xy} = -100	1.73	1.75	2.36	2.28

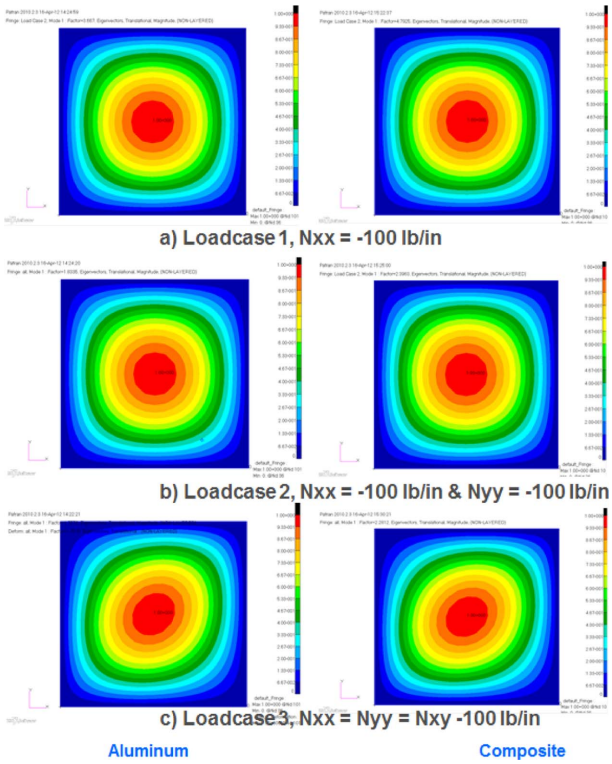

Fig. 9. Eigenvalue for specially orthotropic rectangular plate under uniform compression

하여 최적화 설계를 구현할 수 있다.

4.2 적층 시퀀스 데이터베이스를 이용한 최적설계

개발 초기의 항공기는 공력이나 중량 데이터가 하중생성에 직접 사용할 수 없기 때문에 본 논문에서는 Nz와 중량을 고려하여 해석에 사용할 외부하중(+9 g, -3 g)를 설정하여 이를 설계하중으로 사용하였다. 예측된 날개하중을 전단, 굽힘, 비틀림 하중을 산출한 후 하중을 주익에 분포하여 하중을 생성한다. 날개 구조물이 동체에 장착되는 지점을 스프링 요소로 사용하여 한쪽 끝을 경계조건으로 적용하였다.

Composite Optimizer를 이용하여 날개 박스의 스킨 및 스파를 최적 설계를 수행하였으며, Fig. 10에서 알루미늄과 복

합재료가 적용된 설계된 날개 구조물의 두께를 비교하였다. Composite Optimizer의 설계변수는 계단형태로 이루어진 적층 데이터베이스이다. 최적설계를 수행하기 위한 응답은 composite strain, buckling, bearing-bypass stress이며 목적함수는 날개구조의 질량이다.

스킨의 경우 루트 영역에서 최대 78 plies 이상이 필요하며, 임계 영역에서 Bearing-Bypass 파손 모드에 의해 사이징이 결정되었다. 스파 또한 주익 루트 영역에서 최대 두께가 필요하며 초기 파손모드 중 압축하중에 의해 설계가 결정되었다. Fig. 10의 복합재 해석결과에서 Coarse FEM을 이용하였기 때문에 두께가 40 ply-78 ply-33 ply로 두께 차이가 크게 발생되지만, 개발의 성숙도가 증가되어 정밀한 하중을

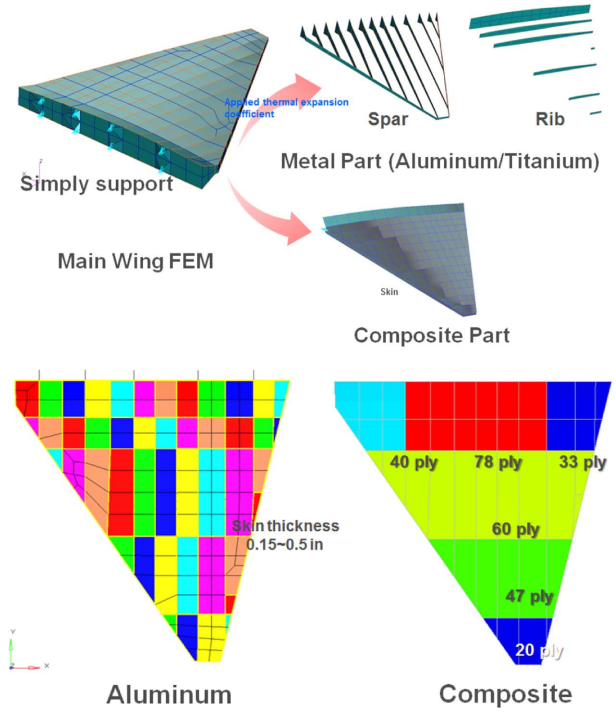

Fig. 10. Optimum design results for wing structure

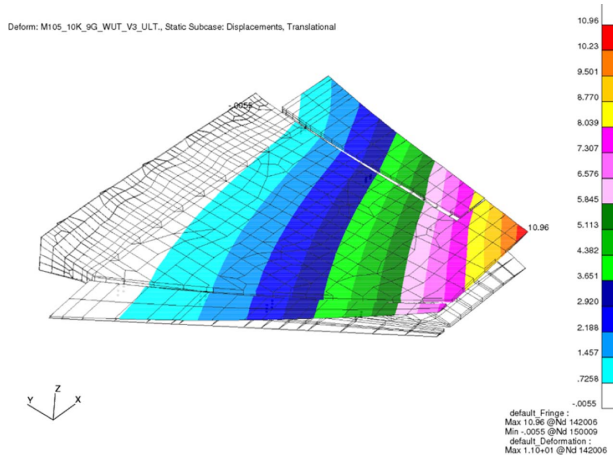

Fig. 11. Deflection results for composite wing structure

적용되면 Detailed FEM을 구성할 수 있어 계단형태의 적층 형태를 가지는 날개 구조물을 만들 수 있다.

Composite Optimizer의 해석결과를 검증하기 위하여 적층 데이터베이스의 값을 유한요소모델에 입력하면, 날개의 최대 변위량은 +9 g 하중조건에서 Fig. 11과 같이 11.0 inch로 날개 구조물의 변위 시험값와 유사하게 계산된다. 따라서 Composite Optimizer의 최적설계 결과는 강건한 신뢰성을 구축되었다고 판단할 수 있다.

5. 결 론

적층 데이터베이스를 이용하여 복합재료 날개 구조물의 구조 최적화를 수행하기 위하여 주요 파손모드 중 최초 파손, 좌굴 파손, 베이링-바이패스 하중에 의한 파손을 주요 모드로 설정하여 날개 중량이 최소화 되도록 여유마진을 계산하였다.

Composite Optimizer의 결과를 검증하기 위해 유한요소 모델을 이용하여 균일 압축이 적용된 사각형 판의 좌굴, 날개의 변위 결과를 비교하여 강건성, 신뢰성을 검증하였다. 적층 데이터베이스를 이용한 Composite Optimizer는 형상이 결정되지 않은 초기 개발단계에서 설계변경에 대한 하중 경로 확인 등의 수행하고, 기존 유한요소해석의 소요시간을 80% 이상 경감시켰다. 향후 본딩강도에 의한 파손, 조인트 강도에 의한 파손, 메트릭스 횡-인장파손 등 파손모드를 통합하고 정밀한 최적설계를 수행할 수 있도록 개발할 계획이다.

REFERENCES

1. Cho, W.J., Jung, J.R., Park, S.H., Lee, S.J., Kim, I.G., and Shul, C.W., "Investigation of the Weight Efficiency for Composite Sandwich Fuselage Structure Using the Optimization", Proceedings of the Korea Society for Aeronautical & Space Sciences, 2012, pp. 1625-1631.
2. Yoon, J.H., Kim, M.J., Chang, B.W., Kim, H.K., Hwang, T.K., and Park, J.S., "Reliability-Based Design Optimization for considering Failure Mode of Bolted Joints in Cylindrical Composite Structure", *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2012.11, pp. 1664-1669.
3. Kim, H.T., Kim, C., Yoon, I.S., and Kim, J.H., "Stacking-Sequence Optimization of Satellite Composite Struts Considering Launch and Orbital Environments", The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences, 2002.
4. Hwang, I.S., and Kang, W.K., "Optimal Design of Wing Skin Panel Structure for Regional Aircraft", *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2011.4, pp. 227-230.
5. Park, K.J., Park, Y.J., Cho, J.Y., Park, C.Y., and Kim, S.J., "Design Optimization of a Wing Structure under Multi Load Spectra using PSO Algorithm", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2012, Vol. 40, pp. 963-971.

6. Bae, H.K., and Kon, J.H., "Airfoil Shape Design Using EGO Method", *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2011.4, pp. 754-761.
7. Hellard, G., "Composites in Airbus", Airbus, 2008.
8. Ogonowski, J.M., "Effect of Variances and Manufacturing Tolerances on the Design Strength and Life of Mechanically Fastened Composite Joints", McDonnell Aircraft Company, 1981.
9. "Composite Structures Analysis Manual", Vought, 9.2.3-5
10. Crews Jr., J.H., and Naik, R.A., "Bearing-Bypass Loading on Bolted Composite Joints", *National Aeronautics and Space Administration*, 1987.