

초음속 항공기용 복합재 플래퍼론의 구조설계 및 해석

이 명 수*, 권진회**, 강기환*, 이광영***

Structural Design and Analysis of Composite Flaperon for a Supersonic Aircraft

Myeong-Soo Lee, Jin-Hwe Kweon, Ki-Hwan Kang, Gwang-Young Lee

ABSTRACT

A metal flaperon of a supersonic aircraft including the ribs, and skins was re-designed with a graphite/epoxy composite material to evaluate the weight saving effect. MSC/NASTRAN was used for the finite element analysis. The safety of the composite structures were evaluated in terms of the failure index, section cut, buckling, bearing/bypass and durability and damage tolerance analysis. After the application of the composite material, total weight saving of 25.6 pounds was achieved.

Key Words: flaperon, failure index, section cut, buckling, bearing, dadt analysis

1. 서 론

복합재료의 우수한 기계적 특성으로 인하여 다양한 복합재료의 적용 범위는 지속적으로 증가하고 있다. 특히 최근 개발되는 고성능 항공기들의 대부분은 복합재료를 주 구조재로 사용할 만큼 복합재료에 대한 기술적 안전성도 확보되어 있는 상태이다. 구조적 관점에서 볼 때 복합재의 사용 정도는 항공기의 첨단화를 대변한다고 해도 과언이 아닐 것이다.

국내에서 개발 중이거나 이미 개발된 항공기에서도 복합재료를 사용하기 위한 많은 연구가 이루어지고 있으나 아직은 만족할만한 수준에 이르고 있지는 않다. 국내에서 개발한 초음속 항공기의 경우 전체 구조물 중에서 수직/수평미익과 러더의 외피 등 총 중량 대비 3% 정도만을 복합재를 사용하고 있다. 이는 전체 중량 대비 JAS39 Gripen 30%, V-22 Osprey 35%, Euro fighter 35%, JSF 40% 이상 복합재를 사용하고 있는 선진

항공기에 비해 턱없이 낮은 비율이다. 특히 차세대 전투기로 평가받고 있는 F-22의 경우에는 프레임류를 RTM 기법으로, 외피류에는 열경화성/열가소성 고분자 재료를 이용한 구조설계를 실현함으로써 약 40% 정도에 가까운 복합재를 이용하고 있다.

본 논문에서는 현재 금속재를 사용하고 있는 국내 초음속 항공기의 플랩퍼론에 복합재를 적용할 수 있도록 하기 위한 선행연구를 수행하였다. 정적 응력해석, 좌굴해석, 손상허용해석 등을 통해 구조물들의 치수를 결정하였고, 진동, 플러터 등 동적인 효과에 대한 연구는 제외하였다.

2. 설계 및 해석

2.1 유한요소 모델링

플랩퍼론 각 부분의 전체 형상과 치수는 기존 금속 플랩퍼론의 데이터를 그대로 사용하였다. 구조해석은 MSC/NASTRAN을 사용하였다. Fig. 1은 초음속 항공기 날개 전체의 유한요소모델을 보인 것이다.

현재 운용되는 초음속 항공기의 플래퍼론은 모

* 한국항공우주산업(주) T-50 개발센터

** 경상대학교 기계항공공학부

*** 공군항공사업단

두 알루미늄의 금속재질로서 하부구조는 Fig. 2에 보인 바와 같이 외피, 림, 스파 등 여러 가지 구조물로 이루어져 있다. 그 중, 본 연구에서는 외피와 림의 구조에 대해서만 탄소섬유 강화 복합재를 이용하여 재설계 하였으며 현업에서 사용하고 있는 복합재 해석방법을 기초로 해석을 수행하였다. 적층방법은 연계강성을 제거하기 위해 모든 적층구조가 대칭이 되도록 설계되었으며 준등방성의 강성을 갖도록 $[0, \pm 45, 90]$ 을 조합하여 결정하였다.

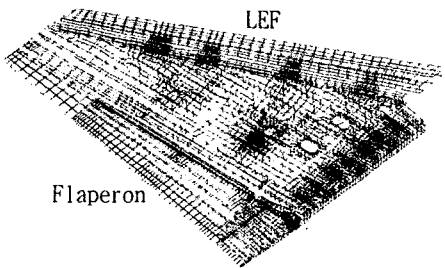


Fig. 1 Finite element model of wing

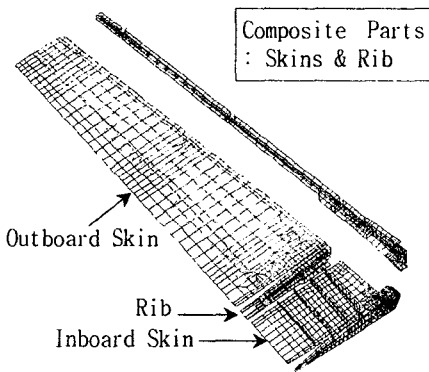


Fig. 2 Flaperon finite element model

2.2 응력해석

총 160여 항공기 기동조건 중에서 플랩퍼론에 작용하는 가장 큰 외부하중은 Table 1과 같이 4개의 하중조건이며, 좌우 구조가 동형이므로 좌측에 대한 구조물만 해석하였다.

2.2.1 강도해석

플랩퍼론의 외피 및 림의 복합재 구조물 강도 최대변형을 파손이론으로 검토되었으며 보수적인

관점에서 최초 파손되는 층이 나타나는 순간 그 구조물이 파손되는 것으로 간주하여 구조물의 모든 층이 파손지수 1.0을 넘지 않도록 하였다.

Table 1 Load conditions for flaperon analysis

Case	Altitude (ft)	Mach	Nz (g)	TEF Control Angle (degree)
1	50	0.9	5.95	25
2	4000	0.9	3.02	25
3	50	0.9	5.95	-25
4	4000	0.9	3.02	-25

2.2.2 보 구조물 단면해석

탄소섬유 복합재는 소성변형을 하지 않는다. 따라서 단면해석은 탄성영역에 대해서만 수행되며 이때 나타나는 응력은 단면상에서 선형적으로 분포되지 않고 각 층마다 다른 응력분포를 갖는다. Fig. 3은 림 구조물의 단면형상을 보여주고 있다.

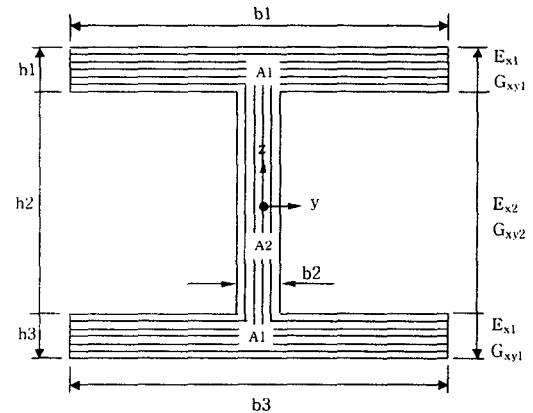


Fig. 3 Cross section shape of rib

고전 적층판이론에서 대칭적층일 때 [B] 강성행렬은 0이 되므로 [A] 강성행렬의 역행렬을 이용하면 식 (1)과 같이 나타낼 수 있으며 유효강성 E_x, E_y, G_{xy} 의 값을 식 (2)와 같이 구할 수 있다[1].

$$\begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \epsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A'_{11} & A'_{12} & A'_{16} \\ A'_{12} & A'_{22} & A'_{26} \\ A'_{16} & A'_{26} & A'_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} \quad (1)$$

유효강성 E_x 는 $N_y = N_{xy} = 0$ 일 때 N_x 의 일축하중에 의해 구하게 되며, 마찬가지로 E_y , G_{xy} 에 대해서도 다음과 같이 나타낼 수 있다. 여기서 E_y 의 강성 값은 E_x 의 0도 적층비율을 90도의 적층비율로 변환한 값이 된다.

$$E_x = \frac{\sigma_x}{\epsilon_x^0} = \frac{N_x / t}{A'_{11} N_x} = \frac{1}{tA'_{11}}$$

$$E_y = \frac{\sigma_y}{\epsilon_y^0} = \frac{N_y / t}{A'_{22} N_y} = \frac{1}{tA'_{22}} \quad (2)$$

$$G_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{\gamma_{xy}^0} = \frac{N_{xy} / t}{A'_{66} N_{xy}} = \frac{1}{tA'_{66}}$$

Fig. 4와 5는 식 (2)에서 계산한 유효강성 E_x , G_{xy} 를 Carpet Plot으로 나타낸 그림이다.

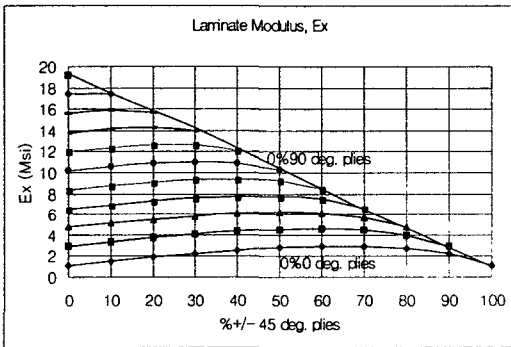


Fig. 4 Laminate modulus E_x carpet plot

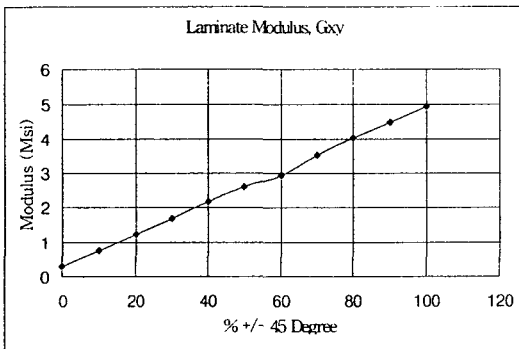


Fig. 5 Laminate modulus G_{xy} carpet plot

임의의 단면 위치(z)에서의 변형률은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\epsilon = \frac{P_x}{A \times E_x} + \frac{M_y \times z}{I_y \times E_x} \quad (3)$$

$$\gamma = \frac{P_z}{G_{xy} \times A}$$

식 (3)에서 구한 층별 변형률을 각각의 재료주축으로 식 (4)와 같이 변환하게 되면 재료 주축 방향으로의 변형률을 얻을 수 있으며, 그 값을 복합재 물성치인 허용변형률과 비교해서 안전여유 값을 구하였다.

$$\begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2\cos\theta\sin\theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2\cos\theta\sin\theta \\ -\cos\theta\sin\theta & \cos\theta\sin\theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \frac{\gamma_{xy}}{2} \end{bmatrix} \quad (4)$$

2.2.3 좌굴해석

복합재의 좌굴해석은 금속재질과는 달리 비등방성이기 때문에 굽힘 강성행렬 $[D]$ 에 의해 좌굴 여부를 판단하게 되며, 좌굴 지배방정식에 의한 결과식을 이용하기 위해서는 굽힘-뒤틀림 연계성분인 $D_{16} = D_{26} = 0$ 으로 가정하였다. 보수적인 관점에서 경계조건은 단순지지로 해석하였으며 단순지지된 복합재 평판의 축 방향 좌굴하중 지배방정식은 식 (5)와 같다[2].

$$D_{11}\delta w_{xxxx} + 2(D_{12} + 2D_{66})\delta w_{xxyy} + D_{22}\delta w_{yyyy} + N_{x,c} \delta w_{xx} = 0 \quad (5)$$

여기서,

$$\delta w = A_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}$$

δw 를 좌굴하중 지배방정식에 대입 전개하면 좌굴하중 $N_{x,c}$ 에 대한 식 (6)으로 표현된다.

$$N_{x,c} = \frac{\pi^2}{b^2} \left[D_{11} m^2 \left(\frac{b}{a} \right)^2 + 2(D_{12} + 2D_{66}) n^2 + D_{22} \frac{n^4}{m^2} \left(\frac{a}{b} \right)^2 \right]_{n_{\min}} \quad (6)$$

전단하중에 의한 좌굴방정식은 다음과 같다[3].

$$N_{xy_cr} = K_s * \frac{4}{\text{Min}(a,b)^2} * [D11 * D22^3]^{\frac{1}{4}} \quad (7)$$

여기서,

$$K_s = 8.2 + \frac{5}{\theta} + 10^{(A/\theta + B/\theta)}$$

$$A = \frac{0.185}{\theta} - 0.270, \quad B = 0.82 + \frac{0.46}{\theta} - \frac{0.2}{\theta^2}$$

$$\theta = \frac{\sqrt{D_{11} * D_{22}}}{D_{22} + 2 * D_{66}}, \quad \beta = \left(\frac{D_{11}}{D_{22}} \right)^{1/4}$$

이상에서 구한 좌굴허용하중을 내부하중과 비교해서 안전여유 값을 구하였다.

2.2.4 베어링 해석

베어링 파손은 Fig. 6의 체결재 구멍 경계인 위치 2와 3에서 발생하는 파손과 베어링 컷오프 응력에 의한 파손 등 크게 3가지 모드로서 예측될 수 있다. 구조물이 체결된 위치에서 모든 체결재의 베어링응력을 계산한 결과 0.308 in의 두께를 갖는 외피에서 최대 베어링응력을 보였다. Fig. 7의 하중경계 영역은 이러한 위치에서의 3가지 모드에 대한 파손을 자체 프로그램인 'I-Bolt'를 이용하여 작성한 그림이다.

두께 0.308 in의 외피 영역 부위에 사용된 체결재의 하중을 계산하여 베어링응력과 전체응력을 구함으로써 설계점을 구할 수 있으며, 0점에서 이 점을 연결한 직선과 파손 경계영역이 만나는 점으로 허용점을 생성하게 된다. 따라서 베어링응력에 대한 안전여유 값은 이 두 점을 비교하여 계산한다.

2.3.5 손상허용해석

손상허용 요구조건인 해석적 입증은 지지균열과 층간분리 등의 파손형태를 고려한 해석 대신 선진 항공사에서 사용하고 있는 초기결합 또는 손상이 있는 상태에서 설계하중의 120%까지 정적 파손이 발생하지 않음을 보이는 방법을 사용하였다. 정적파손에 대한 해석은 인장, 압축, 전단응력의 3가지 모드에 대해서 수행되었으며 허용응력 값은 손상 위치에서의 응력집중 등을 고려하기 위해 구조물에 0.25 in의 구멍이 존재하는 것

으로 가정하여 자체 프로그램인 'I-Bolt'를 이용하였다. 구조물에 작용하는 각각의 인장, 압축, 전단응력은 유한요소모델을 실행하여 얻은 내부하중을 요소 두께로 나누어 구하게 되며 최대응력 값이 나타나는 모드에 따라서 그에 맞는 허용응력 값을 구하게 된다. 또한 두 응력의 값을 비교함으로써 안전여유 값을 구하게 된다.

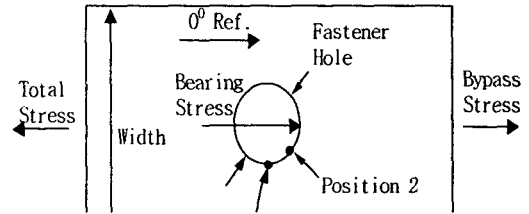


Fig. 6 Bearing/bypass interaction diagram

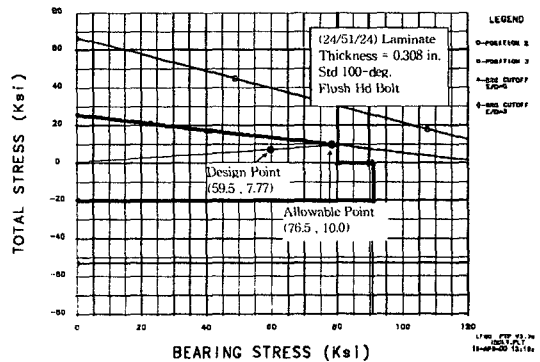


Fig. 7 Bearing/bypass interaction envelope

3. 결과 및 고찰

구조물의 파손 없이 알루미늄 재질의 구조물을 복합재 재질로 변경하여 해석한 결과 Table 2와 같은 안전여유 값을 구하게 되었다.

중량변화는 다음과 같다. 내측 외피의 경우, 알루미늄 재질일 때 한쪽 날개에 대해서 중량이 11.6 lb였으나 복합재로 재질을 변경하여 설계할 경우 3.1 lb 절감된 8.5 lb가 되었다. 따라서 좌/우측 날개에 대해서 구조물이 동형으로 제작되었으므로 총 중량 절감량은 6.2 lb로서 비율로

계산하면 26.7%가 된다.

내측 립의 경우, 알루미늄 재질일 때 중량이 2.5 lb였으나 복합재로 설계할 경우는 0.7 lb 절감된 1.8 lb가 되었다. 좌/우측 날개에 대해서 총 절감 중량은 1.4 lb가 되며 비율로 계산하면 28%가 된다.

마지막으로 외측 외피의 경우, 알루미늄 재질일 때, 한쪽 날개에 대해서 중량이 37.7 lb였으나 복합재로 재질을 변경하여 설계할 경우는 9.1 lb 절감된 28.6 lb가 되었다. 좌/우측 날개에 대해서 총 절감 중량은 18.2 lb로서 비율로 계산하면 24.1%가 된다.

Table 2 Margins of safety for skins and rib

Structure	Failure Mode	M.S
Inboard Skin	Strength	0.15
	Buckling	0.12
	Bearing	0.28
	Dadt	0.01
Inboard Rib	Strength	0.34
	Section Cut	2.22
	Buckling	15.8
	Bearing	0.37
Outboard Skin	Dadt	0.16
	Strength	0.43
	Buckling	0.12
	Bearing	0.46
	Dadt	0.01

이상의 결과에서 알 수 있듯이 외피와 립 등의 구조물에 대해서 복합재로 재질을 변경하게 되면 절감할 수 있는 총 중량은 25.6 lb가 된다. 이 수치는 제작 방법의 편리성과 주변 구조물과의 간섭 등을 고려하면 약간의 차이는 있을 수 있지만 대략 총 중량대비 20% 이상의 중량 절감은 가능할 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 논문에서는 초음속 항공기 플랩퍼론을 복합재로 제작하기 위한 선행 연구를 수행하였다. 구조물의 해석은 정적응력, 좌굴, 내구성 및 손상 허용 등의 관점에서 수행하였고, 주요 하중조건에 대해 모든 구조물이 양의 안전여유를 가지도록 설계하였다. 설계 결과, 이미 수평미익과 수직미익에 적용하고 있는 탄소섬유를 그대로 사용하더라도, 플랩퍼론의 중량을 20% 이상 절감할

수 있음을 확인하였다.

본 연구의 결과는 향후 동특성 해석과 실험에 의해 보완될 필요가 있지만, 최근 재료특성이 향상된 복합재료를 사용할 경우 중량절감효과는 더욱 증가할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주산업(주) T-50 개발센터의 도움을 받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

1. Ronald F. Gibson, Department of Mechanical Engineering Wayne State University Detroit, Michigan, "Principles of Composite Material Mechanics".
2. Robert M. Jones, "Mechanical of Composite Materials", Second Edition, Blacksburg Virginia, April 1998.
3. LTV "Composite Structure Analysis Manual"