

## 論文

## 항공기 복합재 Box Beam 초기 사이징 방법에 관한 연구

최상민\* · 정창범\*

## Initial Sizing of Composite Box Beam of Aircraft

Sang-Min Choi\*, Chang-Bum Chung\*

## ABSTRACT

It is essential to perform initial sizing of structural members to design and analyze the structures of an aircraft. Most of the wing and the stabilizers of aircraft are composed of the type of box beams, and these of small aircraft are frequently built by composites to reduce their weight. In this paper, the methodology to perform initial sizing of primary structures in the box beam is studied.

## 초 록

항공기 구조물 설계 및 해석을 하기 위해서는 구조물들을 초기 사이징(sizing)하는 것이 필수적이다. 대부분 항공기들의 주익부나 미익부들은 박스 보(box beam) 형태로 구성되어있으며, 소형항공기들에서는 무게 경량화를 위하여 주로 복합재로 만들어진다. 이러한 복합재 박스 보의 주구조물들을 초기 사이징하는 방법을 이 논문에서는 고찰하였다.

## 1. 서 론

주익과 미익들을 구성하는 기본 요소인 박스 보 설계과정은 먼저, 형상그룹에서 정의된 항공기 주·미익 형상에 주구조물, 즉 표피, 스파, 립, 스트링어들을 배치한 후 초기 재료선정 및 파손기준 등을 설정하고 주구조물들을 파손기준과 초기 하중조건들에 따라 사이징(sizing) 작업을 진행한다. 초기 게이지(gage)를 바탕으로 외부하중(external loads) 즉, 공기력, 관성력 및 집중하중등이 풍동시험 및 비행시험 등을 통하여 세분화(refined)되면서 각각의 하중조건들에 따라 구조물 사이징 작업과 응력해석 작업이 계속 진행되어진다. 특히 주익의 강성(stiffness)은 플러터(flutter) 해석을 통하여 최종적으로 결정된다.

이러한 설계과정에서 주구조물 초기 사이징 방법을

대한 연구는 항공기 설계과정 중에서 가장 기본적이며, 중요한 것이라고 할 수 있다. 또한, 항공기 경량화를 위하여 중·대형 항공기들에서는 조종면들에 복합재료들이 많이 사용되고 있으며, 소형항공기는 주·미익들의 주요 요소인 박스 보도 복합재료로 제작되고 있다.

금속 재료들에 대한 초기 사이징 방법은 Michael Niu[1]가 제시한 방법인 초기에 통계적인 무게 분포만 가지고 사이징하는 방법과 Bruhn[2]이 제시한 단면해석을 통하여 사이징하는 방법이 있다. 전자는 해석시간을 단축할 수 있는 장점이 있어서 초기 사이징에 적합할 수 있으며, 후자의 방법은 프로그램을 개발한 후에는 편리하게 사용될 수 있고 결과도 전자보다 정확하다고 할 수 있겠다. 박문식과 배동우[3]들의 연구는 통계적인 무게분포 대신에 초기 하중조건들을 고려하여 주구조물들을 사이징하는 방법을 보여주었다. 이러한

\* 삼성항공 항공우주연구소

방법들에서는 박스보 단면에 작용하는 모멘트 및 비틀림은 높이에 상관없이 단면에서 일정하다고 가정되었다.

컴퓨터의 발달로 위와 같은 수작업외에 항공기 유한요소 모델링 및 설계변수(design variable)들을 그룹화(grouping)하여 주 구조물들의 게이지들을 최적화하는 작업이 선진항공사에서는 진행되고 있으며 국내에서는 정창범의 3인이 수행한 결과가 참고문헌 [4]에 나타나있다. 이러한 최적화 작업에서는 구조물들간에 하중 경로 및 설계철학(design philosophy)을 어떠한 요소들과 경계 조건들을 사용하고, 구성하여 정확하게 묘사하는 것이 필수적이다. 이러한 방법을 초기에 사용하기에는 많은 경험과 시간을 필요로 한다.

현재까지 국내에서는 선진항공사들이 보유하고 있는 복합재 박스보의 주구조물 초기 사이징에 대한 연구는 극히 드문 상황이다. 본 논문에서는 복합재 박스보의 주구조물 초기 사이징 방법에 대하여 고찰하고자 한다.

## 2. 파손기준 선정 및 설계허용응력

먼저, 구조물들을 사이징하기 위해서는 파손기준 선정(Failure Criteria) 및 허용응력치(Allowables)를 산출하는 것이 필수적이다. 선진 항공사들은 이미 지난 개발경험과 시험결과들로부터 이 자료들을 가지고 있으나, 실제 항공기 개발 및 설계의 경험이 없는 항공사에서는 기존 항공사들이 개발한 시험 데이터와 엔지니어들의 경험을 바탕으로 파손기준선정과 허용응력치를 산출할 수 밖에 없다. 여기서는, 저자가 1995년도 록히드(Lockheed) 엔지니어들과 공동업무 수행시 설정된 파손기준들을 재정립하여 Table 1에 나타내었다.

복합재의 파손 기준으로는 최대 응력(또는, 변형율) 파손기준, Tsai-Hill 파손기준, Tsai-Wu 파손기준등[5]이 있다. 이 파손 기준들은 복합재 적층판의 강도를 예측하기 위하여 Lamina의 물성값을 기본으로 하고 있다. 예로, 합병전의 LTV 항공사나 GD 항공사에서는 최대 변형율 파손기준을 사용하여 Lamina의 허용변형율(strain allowable)을 기준으로 적층된 구조물 강도 안전여유율을 계산하였다. 위에서 제시된 파손 기준들은 각각마다 그 특성이 있으나, 어느 파손 기준도 모든 하중과 환경조건의 범위에서 적합하지는 않다. 그러므로, 파손예측을 위하여 보잉 777 항공기 설계에서는 복합재 구조물들을 구성하고 있는 실제 적층의 적층판

Table 1. Structural design criteria for preliminary sizing

CRITERIA	LIMIT/VALUE	REASON/SOURCE
STIFFNESS		
General	Overall structural stiffness requirements determined by aeroelasticity Group	To prevent aeroelastic instability
STABILITY		
Wing		
Skin buckling (between stiffeners-general)	100% of LIMIT	Typical requirement for durability must not buckled below maximum operational load
Skin panel general instability	100% of ULTIMATE	To prevent catastrophic failure below ULTIMATE load
Local buckling/cripling	100% of ULTIMATE	To prevent catastrophic failure below ULTIMATE load
Spar webs inboard of the M.L.G. spar intersection, the M.L.G. spar itself, and the center wing spars webs	100% of LIMIT	Durability consideration
Fuselage		
Skin buckling (between stiffeners-general)	40% of ULTIMATE	Durability consideration
Skin buckling (window belt panels)	100% of LIMIT	Durability consideration
Local buckling/cripling	100% of ULTIMATE	To prevent catastrophic failure below ULTIMATE load
Vertical/Horizontal Tail		
Same as for wing	Same as for wing	Same as for wing
Control Surface		
Skin buckling (between stiffeners-general)	120% of LIMIT	To prevent reduction in flutter speeds
Others - same as for wing	Same as for wing	Same as for wing
MINIMUM GAGE REQUIREMENT		
All Skins		
4.763 mm(3/16") diam. countersunk fastener locations	1.778 mm (0.070 inch)	1.5 × csk. depth
Wing		
Lightning strike - dry areas	1.016 mm (0.040 inch)	
Lightning strike - wet areas	2.032 mm (0.080 inch)	Backside heating
Ground hail(upper surface)	2.032 mm (0.080 inch)	
Fuselage		
Lower skin impact damage	n/a	Runway debris

시험시험을 통하여 적층판의 파손 변형을 수준(laminate level failure strains)을 확인하여 파손예측에 활용하고 있다.

항공기 구조물 설계 절차상 초기 구조물 사이징 작업을 수행하기 위해서는 전자의 방법을 사용하여 설계 허용값을 산출하는 것이 시간과 예산을 절약한다는 면에서 바람직하다고 고려되어 진다. 본 논문에서도 다양한 시험결과가 구축되지 못한 일반적인 상황에서의 초기사이징을 가정하여 전자의 방법을 사용하여 계산하였다. 실제로 설계가 진행되면서 설계 허용값들은 실제 적층된 구조물들에 대한 적층판 시험시험을 통하여 다시 산출되어질 것이며, 이후 초기 사이징된 적층판들에 대한 안전여유율이 재해석되어질 것이다. 본 연구에서 적용한 Graphite/Epoxy Composite 구조물의 파손기준으로서 설정된 설계허용변형률(design allowable strain)은 Table 2와 같다[6].

Table 2. Design allowable strain

Allowable strain	Data
Longitudinal Allowable Tensile Strain	0.008536
Longitudinal Allowable Compressive Strain	-0.009
Transverse Allowable Tensile Strain	0.003631
Transverse Allowable Compressive Strain	-0.009472
Allowable Shear Strain	0.018

본 연구의 해석에 사용된 재료는 T300/5208 Graphite/Epoxy 테이프를 사용하였고, 위에서 설정된 파손기준으로부터 T300/5208 Graphite/Epoxy 테이프의 설계허용치 (design allowables)는 재료물성치에 최대변형율을 곱하여 설정하였다. Table 3에 재료물성치와 설계허용치를 나타내었다.

Table 3. Mechanical property and design allowables of T300/5208 Graphite/Epoxy

Mechanical property		Design allowables	
$E_{11}$	132.16 GPa	$X_t$ (longitudinal ultimate tensile strength)	1.13 GPa
$E_{22}$	8.65 GPa	$X_c$ (longitudinal ultimate compressive strength)	1.19 GPa
$G_{12}$	4.12 GPa	$Y_t$ (transverse ultimate tensile strength)	31.40 MPa
$\nu_{12}$	0.30	$Y_c$ (transverse ultimate compressive strength)	81.90 MPa
		$S$ (ultimate shear strength)	74.18 MPa

본 연구에서의 강도 관점에서의 설계요구기준으로는, 극한하중(ultimate load)하에서 하나의 층(layer)도 파손되면 안된다는(no FPF) 것으로 상당히 보수적

인 기준이지만 하나의 층이라도 파손시 수리(repair)를 필요로 한다는 것을 고려하여 이 기준이 채택되었다.

좌굴을 고려한 파손기준은 Table 1에서 알 수 있듯이 금속재료인 경우에 항공기 부위 즉, 동체, 주익 및 미익부위들에 따라서 다르지만 복합재 구조물에서는 제한하중하에서 좌굴이 발생하면 안된다는 조건이 일 반화되어 있으므로 이것을 채택하였다.

### 3. 복합재 주구조물 초기 사이징

위의 설계요구기준(design criteria)을 토대로 구조물들의 초기 안전여유율(margin of safety) 및 무게를 산정하거나, 내부하중(internal load) 해석을 위한 구조물들의 게이지(gage) 입력 값으로 사용하기 위하여 강도 및 좌굴 관점에서 주구조물들을 초기 사이징한다. 여기서는, Fig. 1과 같은 박스 보를 구성하는 주구조물들 즉, 표피(skin)와 스파(spar)들을 사이징하는 방법을 고찰한다.

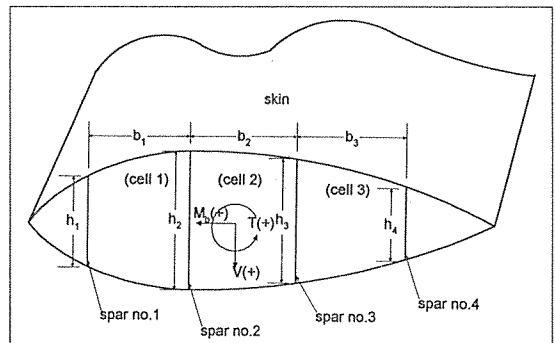


Fig. 1. Configuration of a box beam and sign convention

#### 3.1 표피(skin) 사이징

Fig. 1과 같은 항공기 주·미익 박스 보를 형성하는 표피는 주로 굽힘 모멘트에 기인한 인장 또는 압축 응력과 비틀림에 기인한 전단응력을 지탱하며, 일부 굽힘 모멘트에 기인한 전단력을 지탱한다. 일반적으로, 초기 사이징시에는 표피는 굽힘 모멘트에 기인한 인장 또는 압축응력과 비틀림 전단응력을 감당하는 것으로 가정한다.

먼저, Fig. 1과 같은 multicell 구조에서 단면에 작용하는 모멘트의 분포는 boom 해석 즉, 스파 캡(spar cap)이 굽힘 모멘트에 기인한 인장 또는 압축응력을

지탱한다는 해석으로부터 단면 모멘트의 분포는 스파 (spar)의 높이에 비례한다[7].

$$M_i = M \frac{h_i^2}{\sum_{i=1}^n h_i^2} ; V_i = V \frac{h_i}{\sum_{i=1}^n h_i} \dots\dots\dots(1)$$

여기서  $M_i$ 는 각 스파에 작용하는 굽힘모멘트,  $M$ 과  $V$ 는 각각 단면에 작용하는 굽힘모멘트와 전단력이다.  $h_i$ 는 각 스파의 높이를 나타낸다.

가정에 따라서 표피는 굽힘모멘트에 기인한 인장 또는 압축응력과 비틀림에 기인한 전단응력을 지탱하므로 cell 1에서의 표피 두께는 다음과 같이 계산된다.

(1) 먼저 굽힘모멘트에 기인한 인장 또는 압축응력을 지탱하기 위해서  $0^\circ$  화이버를 배치시킨다. 필요한 게이지(gage)를 계산하는 방법은

$$h_{c1} = \frac{h_1 + h_2}{2} ; P = \frac{M_1}{h_{c1}} ; \sigma_{allowable} = \frac{M_1}{h_{c1} b_1 t_{B1}} \dots\dots\dots(2a)$$

$$t_{B1} = \frac{M_1}{h_{c1} b_1 \sigma_{allowable}} \dots\dots\dots(2b)$$

여기서  $b_1$ 은 cell 1의 폭을,  $\sigma_{allowable}$ 은 파손기준에서 선정된 허용응력치를,  $t_{B1}$ 은 굽힘모멘트를 지탱하기 위해서 필요한 표피의 두께를 나타낸다.

(2) 비틀림 모멘트에 기인한 전단응력을 지탱하기 위해서  $\pm 45^\circ$  화이버를 배치하며, 필요한 게이지를 계산하는 방법은

$$q = \frac{T}{2A} ; \tau_{allowable} = \frac{q}{t_{T1}} \dots\dots\dots(3a)$$

$$t_{T1} = \frac{T}{2A \tau_{allowable}} \dots\dots\dots(3b)$$

여기서  $T$ 는 비틀림 모멘트,  $A$ 는 단면의 총 면적,  $q$ 는 전단흐름(shear flow),  $t_{T1}$ 은 비틀림모멘트를 지탱하기 위해서 필요한 표피 두께를 나타낸다.

(3) 강도를 고려한 표피 두께 및 층(layer)수들을 계산하는 방법은

$$t_{skin1} = t_{B1} + t_{T1} ; \text{number of layers} = \frac{t_{skin1}}{\delta_m} \dots\dots\dots(4)$$

여기서,  $\delta_m$ 은 한 layer의 두께를 나타낸다.

이렇게 결정된 두께 및 적층수가 제작관점에서 요구되어지는 minimum gage 값과 비교하여 minimum gage 값 이상으로 선정한다.

(4) 최종적으로, 층 수가 정해진 다음에는 적층 순서 (stacking sequence)를 결정한다. 선진항공사에서는 적층 순서를 결정하기 위한 여러 설계 지침을 활용하고 있다[8]. 이러한 설계지침에 따라 적층 순서를 결정한다. 복합재료 설계가 등방성재료인 알루미늄과 다른 점은 이 적층 순서를 세심하게 고려하여야 한다는 점이다.

### 3.2 스파 사이징

항공기 주·미익 박스 보를 형성하는 스파는 주로 굽힘 모멘트에 기인한 전단응력과 비틀림모멘트에 기인한 전단흐름(shear flow)을 지탱하며, 힌지(hinge)로부터 집중하중을 립(rib)과 더불어 표피에 전달하는 기능을 수행한다. 일반적으로, 초기 사이징시에는 스파는 굽힘 모멘트에 기인한 전단응력을 감당하는 것으로 가정한다. 굽힘모멘트에 기인한 전단응력을 지탱하기 위해서  $\pm 45^\circ$ 의 화이버를 배치하며 필요한 스파 웹(web)의 두께를 계산하는 방법은

$$q_v = \frac{V_1}{h_{c1}} ; \tau_{allowable} = \frac{q_v}{t_{spar}} ; t_{spar} = \frac{V_1}{h_{c1} \tau_{allowable}} \dots\dots\dots(5a)$$

$$\text{number of layers} = \frac{t_{spar}}{\delta_m} \dots\dots\dots(5b)$$

3.1절과 3.2절에서 설명한 초기 사이징 방법은 강도 관점에서 진행되었다. 다음으로, 좌굴관점에서 초기 사이징하는 방법을 설명하기로 한다.

### 3.3 좌굴을 고려한 구조물 초기 사이징

복합재 평판의 좌굴 지배방정식은 다음과 같다.

$$D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 4D_{16} \frac{\partial^4 w}{\partial x^3 \partial y} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + 4D_{26} \frac{\partial^4 w}{\partial x \partial y^3} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} - B_{11} \frac{\partial^3 u}{\partial x^3} - 3B_{16} \frac{\partial^3 u}{\partial x^2 \partial y} - (B_{12} + 2B_{66}) \frac{\partial^3 u}{\partial x \partial y^2} - B_{26} \frac{\partial^3 u}{\partial y^3} - B_{16} \frac{\partial^3 v}{\partial x^3} - (B_{12} + 2B_{66}) \frac{\partial^3 v}{\partial x^2 \partial y} - 3B_{26} \frac{\partial^3 v}{\partial x \partial y^2}$$

$$-B_{22} \frac{\partial^2 u^0}{\partial y^2} - q(x,y) + N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \dots\dots\dots(6)$$

식(6)에서 [B], [D]는 각각 복합 적층판의 연계강성(laminate coupling stiffness)행렬과 복합 적층판의 굽힘강성(laminate bending stiffness)행렬이고  $q(x,y)$ ,  $w$ ,  $u^0$ ,  $v^0$ 는 각각 수직 압력분포, 수직방향 변위, 증립면에서의 x축방향, y축방향 변위를 나타낸다. 좌굴하중은, 해석의 편의성을 위해 Specially Orthotropic Plate을 고려할 시  $B_{ij} = 0$  이고, 인장과 전단의 연계(coupling)항과 굽힘과 비틀림의 연계항인  $A_{16} = A_{26} = D_{16} = D_{26} = 0$  인 경우로 계산하고 있다.

본 연구에서는 초기 좌굴하중의 계산에 식(7a), (7b), (7c)와 같은 간략식을 사용한다. 이 식은 Orthotropic Symmetric Plate( $B_{ij} \cong 0, D_{16} \cong 0, D_{26} \cong 0$ )인 경우의 초기 사이징시 사용할 수 있는 식으로, 뒤에서 언급할 4장 예제에서의 같이 Unstiffened Plate의 경우에 적용한다. 식(7a), (7b), (7c)은 대칭 평판(Symmetric laminates)이며  $D_{16}$  과  $D_{26}$  의 값의 크기가  $D_{12}$  값보다 작을 경우에 한하여 비교적 정확하며, 좌굴계수(buckling coefficient)  $K_c, K_s$  는 평판의 경계조건(boundary condition)에 의하여 결정된다[9].

$$D_{11} = \frac{E_x h^3}{12(1-\nu_{xy}\nu_{yx})}, D_{22} = \frac{E_y h^3}{12(1-\nu_{xy}\nu_{yx})} \dots\dots\dots(7a)$$

$$D_{12} = \nu_{xy}D_{22} = \nu_{yx}D_{11}, D_{66} = \frac{G_{xy}h^3}{12} \dots\dots\dots(7b)$$

$$D_3 = \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}}, \lambda = \frac{a}{b} \sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}}} \dots\dots\dots(7c)$$

제한하중(limit load)하에서 좌굴이 발생하면 안된다는 파손기준하에 표피와 스파 웹(spar web)의 두께들을 초기 사이징하는 방법은 다음과 같다:

- (1) 강도 관점에서 적용된 표피와 스파들에 대하여 각각 적층판의 물성치, 즉  $E_x, E_y, G_{xy}, \nu_{xy}$ 를 계산한다.
- (2) 각 요소별로  $alb$ 를 계산한다. 여기서  $a$ 는 한 요소판의 긴 쪽 길이를,  $b$ 는 짧은 쪽 길이를 나타낸다.
- (3)  $alb$ 의 비와 평판의 경계조건에 따른 압축과 전단에 기인한 각각의 좌굴계수 (buckling coefficient)  $K$ 를 계산한다.

(4) 압축을 받는 직등방성 평판에 대한 단위 길이당 임계합력(critical resulatnt force)은 다음과 같다.

$$N_{x,crit} = \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11} D_{22}} K_c \dots\dots\dots(8a)$$

여기서  $K_c$ 는 압축좌굴계수(compressive buckling coefficient)이다.

(5) 전단을 받는 직등방성 평판에 대한 단위 길이당 임계합력(critical resulatnt force)은 다음과 같다.

$$N_{xy,crit} = \frac{4}{b} (D_{11} D_{22})^{\frac{1}{2}} K_s \dots\dots\dots(8b)$$

여기서  $K_s$ 는 전단좌굴계수(shear buckling coefficient)이다.

(6) 표피에서, 굽힘 모멘트에 기인한 인장 또는 압축 응력의 단위 하중과 비틀림에 기인한 전단응력의 단위 하중을 각각 계산해 낸다.

(7) 계산된 단위길이당 임계합력과 실제 단위길이당 합력들을 가지고, 압축과 전단이 함께 작용할 때의 좌굴여부를 판단하기 위해서 다음과 같은 상호작용식을 사용하여 안전여유율(margin of safety)을 계산한다 [10].

$$\left( \frac{N_x}{N_{x,crit}} \right) + \left( \frac{N_{xy}}{N_{xy,crit}} \right)^2 = R_L + R_S^2 = 1.0 \dots\dots\dots(9a)$$

$$M.S = \frac{2}{(R_L + \sqrt{R_L^2 + 4R_S^2})} - 1$$

이 식을 변형하면,

$$M.S = \frac{2}{\left( \frac{N_x}{N_{x,crit}} \right) + \sqrt{\left( \frac{N_x}{N_{x,crit}} \right)^2 + 4 \left( \frac{N_{xy}}{N_{xy,crit}} \right)^2}} - 1 \dots\dots\dots(9b)$$

(8) 안전여유율이 양(positive)의 값을 갖도록 적층을 조절하면서 위의 과정을 반복한다.

(9) 강도 관점에서의 사이징과 좌굴 관점에서의 사이징 결과를 비교하여, 최종 적층수와 적층각을 결정한다.

### 4. 예제 및 결과

본 예제에서는 전투기급 항공기의 수직미익의 초기 사이징을 통하여 실제로 복합재 박스 보의 설계 진행 과정을 보이고자 한다.

형상그룹에서는 공력을 고려한 수직미익의 master surface를 정의한후, 구조그룹에서는 구조 lay-out을 결정한후 제공된 master surface를 초기사이징을 위해 등간격으로 섹션(section)을 나눈다. 본 연구에서는 baseline으로 KFP 항공기를 선택하였으며, 구조개념은 복합재 표피와 복합재 스파로 구성된 box 구조물로 예제에서 선택된 부위는 rib은 제외되었다. Fig. 2에 각 섹션별 패널(panel)에 ID를 표시하였고, geometric data는 Table 4와 같다.

Table 4. Geometric data

	h <sub>1</sub> (mm)	h <sub>2</sub> (mm)	h <sub>3</sub> (mm)	h <sub>4</sub> (mm)	b <sub>1</sub> (mm)	b <sub>2</sub> (mm)	b <sub>3</sub> (mm)
section3	53.11	86.46	103.05	99.62	251.97	265.43	273.56
section4	44.35	68.76	82.65	80.47	202.69	228.85	233.17

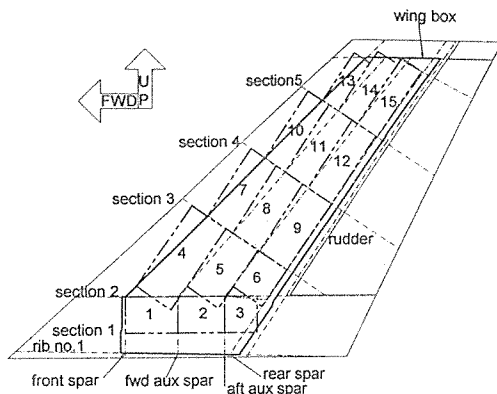


Fig. 2. Panel ID illustration for initial sizing

Baseline 항공기의 critical load case를 선택하고, 하중해석으로부터 Table 5의 하중값을 섹션별로 얻는다.

Table 5. Load analysis result

	V(kN)	M <sub>B</sub> (Nm)	T(Nm)	V <sub>ult</sub> (kN)	M <sub>B,ult</sub> (Nm)	T <sub>ult</sub> (Nm)
section 3	48.35	57306	7741	72.53	85959	11611
section 4	31.34	23761	5358	47.01	35641	8037

식 (1)에 의거 굽힘모멘트를 분배하고, 식 (2a), (2b)에 의거 표피의 두께를 구한다.

Table 4에서의 값을 이용하여, 단면의 총면적을 구하고 이를 이용하여 비틀림 모멘트를 지탱하기 위한 표피의 두께를 구한다. 굽힘모멘트를 지탱하기 위한 표피의 두께와 비틀림 모멘트를 지탱하기 위한 표피의 두께를 더한 값과 제작관점에서의 최소 두께 (본 연구에서는 8 plies로 선정)를 비교하여 표피의 두께를 결정한다. 강도 관점에서의 패널 사이징 결과는 Table 6과 같다.

Table 6. Panel sizing result based on strength

section 3	skin panel No. 7	skin panel No. 8	skin panel No. 9
t <sub>b</sub>	0.864mm	1.118mm	1.168mm
t <sub>r</sub>	0.279mm	0.279mm	0.279mm
number of layers	10	12	12
section 4	skin panel No. 10	skin panel No. 11	skin panel No. 12
t <sub>b</sub>	0.559mm	0.660mm	0.711mm
t <sub>r</sub>	0.279mm	0.279mm	0.279mm
number of layers	8	8	9

좌굴의 관점에서 초기 사이징을 하기위해, 우선 하중을 고려하여 초기 적층비율은 0° 방향이 50%, ±45° 방향이 50%로 이루어진다고 가정한다. 가정에 의한 적층판의 물성치는 식(10)과 같다. 이 계산은 carpet plot을 이용하기도 한다.

$$E_x = 74.4 \text{ GPa}, E_y = 21.2 \text{ GPa}, \dots\dots\dots(10)$$

$$G_{xy} = 19.1 \text{ GPa}, \nu_{xy} = 0.711$$

Box에 가해진 하중으로부터 표피 패널에서의 압축 응력의 단위 하중과 전단응력의 단위하중을 구한다.

본 예제에서는 선진항공사의 설계매뉴얼[9]을 참고하여, 각각의 경계조건 경우의 해당식을 사용하여 초기 사이징 절차를 보이고자 한다.

압축에 의한 임계합력과 전단에 의한 임계합력을 구하기 위하여 경계조건은 단순지지로 정하고, rib을 제외하였기에, λ값은 무한평판으로 정한다. 경계조건에 의한 사용식은 식(11)과 식(12)와 같고, 이 식에 의하여 K<sub>c</sub>, K<sub>s</sub> 값을 결정한다.

단축 압축(uniaxial compression)의 경우  
 경계조건 : All sides simply supported, λ = ∞

$$K_c = 2 + 2D_3 \dots\dots\dots(11)$$

Inplane shear의 경우

경계조건 : All sides simply supported,  $\lambda = \infty, D_3 > 1$

$$K_s = \sqrt{D_3} \left( 11.7 + 0.532 \frac{1}{D_3} + 0.938 \frac{1}{D_3^2} \right) \dots \dots (12)$$

식 (9b)를 사용하여 안전여유율을 계산한다.  
계산결과는 Table 7에 보였다.

Table 7. Panel sizing result based on buckling

section 3	skin panel No. 7	skin panel No. 8	skin panel No. 9
$N_x$ (kN/m)	536.24	873.71	934.30
$N_y$ (kN/m)	58.49	78.46	31.35
$K_c$	4.406		
$N_{b,rib}$ (kN/m)	614.52	914.16	963.72
$K_s$	14.029		
$D_3$	1.203		
$N_{b,rib}$ (kN/m)	579.14	861.45	908.21
number of layers	44	52	54
M.S	0.131	0.037	0.03
section 4	skin panel No. 10	skin panel No. 11	skin panel No. 12
$N_x$ (kN/m)	362.69	485.63	588.43
$N_y$ (kN/m)	66.20	77.93	29.95
$K_c$	4.406		
$N_{b,rib}$ (kN/m)	438.17	559.71	624.15
$K_s$	14.029		
$D_3$	1.203		
$N_{b,rib}$ (kN/m)	412.95	527.48	588.25
number of layers	34	40	42
M.S	0.166	0.121	0.058

강도와 좌굴 측면에서 사이징된 결과를 검토하면, 좌굴로 인해 적층수가 늘어났다. 좌굴측면에서 사이징된 적층수를 선택하고, 최종 적층패턴을 결정한다.

Baseline으로 선정된 KFP 항공기 실제설계 적층수와 비교한 결과는 Table 8과 같다.

Table 8. Comparison of results

	result of the KFP aircraft	result of the initial sizing
section 3	35 - 50 layers	44 - 54 layers
section 4	25 - 35 layers	34 - 42 layers

Table 8로부터 초기사이징 결과가 실제 설계결과보다 보수적(conservative)임을 알 수 있다. KFP 항공

기에서는 skin이 rib들로 지지되는, 즉 a/b가 유한 값을 갖고 있지만 본 예제에서의 초기 사이징 절차에서는 rib이 없는 구조물로, a/b가 무한대인 경우로 해석을 진행하였으므로 유한 값인 경우보다 상대적으로 피로의 두께가 두꺼워졌다고 판단된다.

또한 초기사이징에서는 실제 경계조건보다 보수적인 경계조건인 단순지지(simply supported) 조건을 사용하였기 때문에 역시 보수적인 결과를 산출하였다고 추론된다. 설계허용값은 최종적으로는 피로 및 압축시험을 통하여 산출되어질 것이며 이 값을 사용하여 주구조물의 안전여유율이 점검되어질 것이다.

### 5. 결 론

이 논문에서 기술한 주구조물 초기사이징 방법은 국내 항공사와 같이 축적된 기술 데이터가 없는 상황에서는 초기 하중데이터와 형상데이터만을 가지고 구조물 사이징을 가능하게 하여준다. 또한, 이 방법을 사용하여 각종 필요한 데이터들 즉, box 구조물들의 초기 강성정보, 무게 정보, 안전여유율 정보등을 항공기 설계 필요 그룹들에게 제공할 수 있으며, 이것은 개념/기본 설계시 항공기 구조해석 과정을 시작할 수 있게하여 준다.

향후 연구에서는 더 많은 시간 단축과 더불어 많은 섹션들에 대한 사이징 작업을 원활히 수행하기 위해서 기술된 초기사이징 방법과 더불어 단면해석 과정을 프로그램화하는 연구가 수행되어야 할 것이다.

### 6. 후 기

본 연구는 과기처 선도기술개발사업(G7)중 '항공기용 복합재 주날개 및 조종날개 개발' 과제로부터 연구비 지원을 받아 수행되었으며 이에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

1. M. C. Y. Niu., Airframe Stress Analysis and Sizing, Lecture Note, Feb. 1995.pp.18.1-19.20.
2. E. F. Bruhn., Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, Jacobs Publishing, 1973.

pp.A19.1-A20.16.

3. 박문식, 배동우, "민간 수송기의 Wing Box에 대한 포괄적 구조 치수 최적화 기법 개발", 한국항공우주학회지, 제25권 제2호, 1997. 4. 10. pp.155-166.

4. 정창범, 조중찬, 김태원, "중형항공기 후보형상(K100-04)의 주익 구조물 치수 계산(Sizing) 및 초기 응력 해석", 96 항공기술세미나, 공군군수사령부, 1996, pp.161-172.

5. Ronald F. Gibson., "Principles fo Composite Material Mechanics", McGraw-Hill, Inc, 1994, pp.101-114.

6. Graphite/Epoxy Composite Allowables, Sam-

sung Aerospace Internal Material Data Source, 1996.

7. Grebenkov, O.A., Structure of Aircraft, Moscow Mashinostroyenie, 1984, pp.39-43

8. Bell Helicopter Textron, Composite Design Manual, 1979, pp.2.72-2.76.

9. LTV Aerospace and Defense Company, Composite Structure Analysis Manual, 1984, pp.9.2.1.2-9.2.3.6

10. E. F. Bruhn., Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, Jacobs Publishing, 1973. pp.C5.8