

## Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2020.28.1.083>  
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

## 유무인 겸용 개인항공기(OPPAV) 개념설계를 위한 구조물 사이징

김성준\*, 이승규\*

## Structural Sizing for Optionally Piloted PAV Preliminary Design

Sung Joon Kim\*, Seung-gyu Lee\*

## ABSTRACT

Personal air vehicle (PAV) is considered by aviation engineers as a solution to provide fast urban mobility. The purpose of designing a optionally piloted PAV (OPPAV) is to provide an individual air vehicle. The airframe structure is designed with high strength carbon fiber composite to reduce the aircraft weight. This paper presents an overview of sizing process for OPPAV at the conceptual design level. It consists of load analysis, structural sizing and development of efficient design allowable values for composite material. The weight is estimated based on sizing process, including strength and stiffness requirements. The objective of this study is to present a overview of structural sizing procedure and fast tool for preliminary design phases.

**Key Words** : Optionally Piloted(유무인 겸용), Personal Air Vehicle(개인항공기), Load(하중), Sizing(사이징), Composite(복합재료)

## 1. 서 론

세계적으로 증가하는 상업용 항공기의 요구와는 별도로 새로운 유형의 항공 운송수단이 요구되고 있고, 많은 기업들이 개발을 진행하고 있으며, 연구기관에서도 유무인 겸용 분산전기추진 방식의 수직이착륙과 고속 비행이 가능한 개인용 항공기 개발을 수행 중이다. 현재 개발되고 있는 OPPAV(Optionally Piloted Personal Air Vehicle)는 무인기와 같이 외부 조종사가 조종하거나 자동/자율 비행이 가능하고, 유인기와 같이 탑승 조종사가 직접 조종할 수도 있는 유무인 겸용 PAV이다. Fig. 1의 OPPAV 항공기는 8개의 전기모터를 이용하여 수직이착륙과 천이를 하여 고정의 모드로 비행 가능하다.

본 논문에서는 OPPAV 개념설계 단계에서 사용하기 위한 구조설계 사이징 방법을 개발하여 초기설계 단계에서 구조물의 강도평가에 사용하고자 한다. 개발되는 OPPAV는 도심 지역에서 운용되어야 하므로 높은 수준의 신뢰도가 요구된다. OPPAV의 구조설계 요

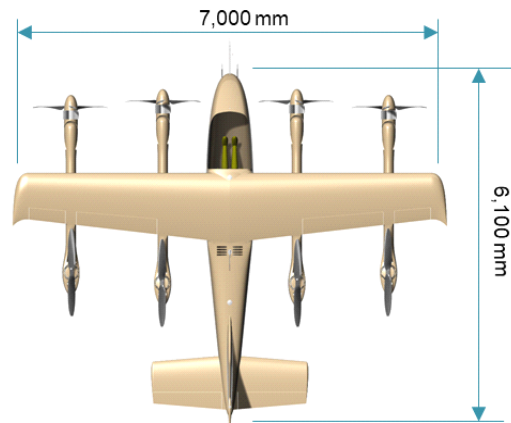


Fig. 1. Configuration of OPPAV

Received: 03. Jan. 2020, Revised: 26. Feb. 2020,

Accepted: 04. Mar. 2020

\* 한국항공우주연구원 항공기술연구부 책임연구원

연락처 E-mail : yaelin@kari.re.kr

연락처 주소 : 대전광역시 유성구 과학로 169-84

구조조건은 고정익 및 회전익 유인항공기 규정을 분석하여 설계기준을 개발하고 있다. 또한 개념설계 단계에서 구조물의 사이징을 위해 필요한 설계 하중, 강도 및 강성 해석 및 복합재료 설계 허용치의 적용 방안을 개발하고, 구조물의 설계를 진행하였다. OPPAV는 기존의 소형항공기 및 자동차 시장에 대한 대체 및 Air-Taxi 등의 신개념 서비스 시장에 활용 가능하므로 많은 경제적 파급력이 예상된다.

## II. 본 론

### 2.1 구조물 사이징 방법 및 절차

구조설계 요구조건을 만족시키기 위한 구조해석 절차는 Fig. 2와 같다. 아래의 절차를 이용하여 해석을 수행하기 위해서는 하중 및 구조해석 모델 등이 구축되어야 한다. 개념설계 단계에서는 이러한 해석 모델이 준비되지 않으므로 구조물의 설계를 진행하기 위해서는 간단한 해석방법을 개발하여 적용하여야 한다. 본 논문에서는 개념설계 단계에서 적용할 수 있는 하중 및 구조해석 방법을 개발하고, OPPAV 설계에 적용하였다.

#### 2.1.1 설계 하중

항공기 하중해석을 위해서는 공기력, 중량 및 강성 모델이 필요하다. 개념설계 단계에서는 하중해석 모델이 준비되지 않으므로 간단한 방법을 이용하여 설계하중을 구하여야 한다.

날개, 수직 꼬리날개, 수평 꼬리날개 및 동체의 사이징을 위하여 돌풍하중을 사용하였다. 날개의 사이징에 사용하는 돌풍하중은 FAR (Federal Aviation Regulation) 23.341에서 제시하는 돌풍하중(Gust load) 배수를 사용하였다[1]. 돌풍하중의 경우 식 (1)을 이용하여 계산한다.

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho_0 \cdot V \cdot a \cdot K_g \cdot U_{dc}}{M \cdot g / S} \tag{1}$$

여기서,

$$K_g = \frac{0.88 \cdot \mu_g}{5.3 + \mu_g}, \text{ 돌풍완화계수}$$

$$\mu_g = \frac{2(M/S)}{\rho \cdot C \cdot a}, \text{ 항공기 질량비}$$

$$U_{dc} = \text{돌풍 속도 (m/s)}$$

$$\rho_0 = \text{해수면 기준 공기밀도(kg/m}^3\text{)}$$

$$\rho = \text{공기밀도(kg/m}^3\text{)}$$

$$M = \text{항공기 질량(kg)}$$

$$S = \text{기준 면적(m}^2\text{)}$$

$$\bar{C} = \text{기하학적 평균시위(m)}$$

$$g = \text{중력가속도(m/s}^2\text{)}$$

$$V = \text{항공기 등가대기속도(m/s)}$$

$a =$  돌풍하중이 날개에만 작용하고 수평꼬리날개의 돌풍하중은 별개의 상태로 다룰 수 있는 경우에는 날개 양력 계수  $C_L$  곡선의 기울기

날개에 작용하는 하중은 식 (2)로 계산한다.

$$L_w = W \times n \tag{2}$$

여기서,

$$L_w = \text{날개에 작용하는 하중}$$

$$W = \text{항공기 중량}$$

개발이 되고 있는 OPPAV의 기동하중 및 돌풍하중에 대한 속도-하중배수 선도는 Fig. 3과 같다. 돌풍하중 배수가 기동하중(Maneuver load) 배수보다 크므로 날개의 설계하중으로 선정하였다. OPPAV의 목표 중량은 650.0 kg이고, 돌풍하중 배수는 3.47이므로

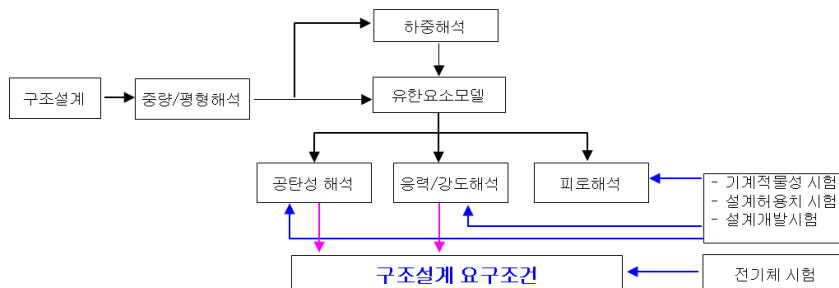


Fig. 2. Structural analysis procedure

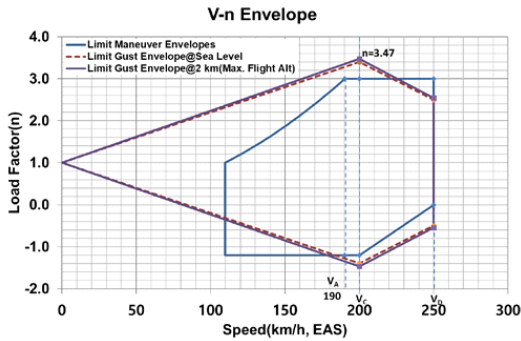


Fig. 3. V-n diagram of OPNAV

식 (2)에 의해 작용하중은 22,104.0 N이 된다.

날개에 작용하는 하중 분포는 Fig. 4와 같이 모델을 단순화하여 계산하였다. 아래의 그림에서 q는 공기력에서 날개의 관성하중을 뺀 후의 하중이고, P는 프로펠러 및 모터 등의 관성하중이다. 날개의 공기력은 스패น(Span) 방향으로 균일하다고 가정하였다. Fig. 5, Fig. 6은 돌풍하중에 의한 날개의 전단하중과 굽힘 모멘트 선도이다. 좌표가 0.0mm인 위치가 날개의 끝단(wing tip)이고, 좌표가 3,500mm인 위치가 날개의 뿌리(wing root)이다. x = 730 mm와 2,765 mm에는 프로펠러의 관성하중에 의해 전단하중과 굽힘 모멘트가 감소하게 한다. 이 하중을 이용하여 날개의 사이징 해석을 수행하였다.

수평 꼬리날개의 사이징에 사용하는 하중은 식 (3)과 같이 1g 기동 시에 발생하는 수평 꼬리날개의 균형하중과 돌풍하중을 고려하여 구한다.

$$L_t = L_{t(n=1)} + \Delta L_{ht} \tag{3}$$

$$L_{t(n=1)} = 1g \text{ 상태의 수평 꼬리날개 균형하중}$$

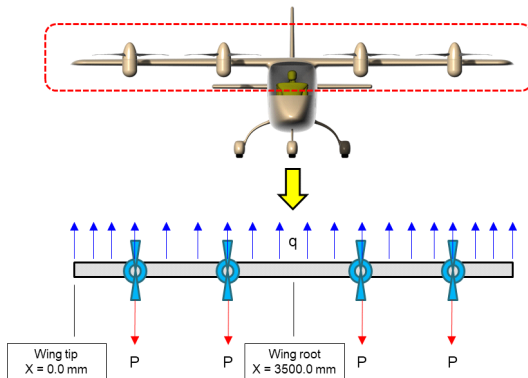


Fig. 4. Simplified wing model

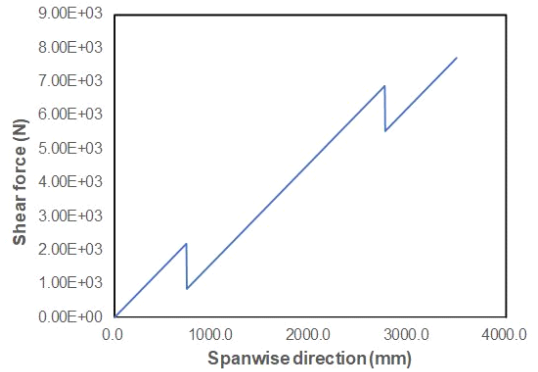


Fig. 5. Shear force diagram of wing

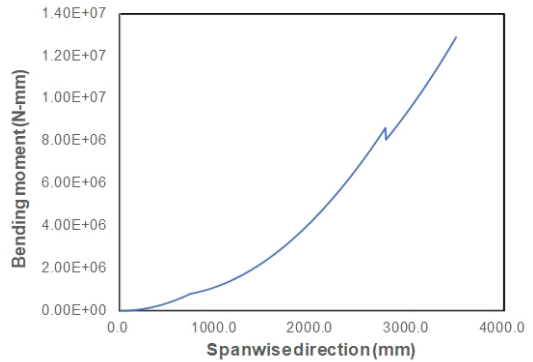


Fig. 6. Bending moment diagram of wing

$$\Delta L_{ht} = \text{수평 꼬리날개 돌풍하중}$$

수직 꼬리날개의 돌풍하중은 FAR 23.425의 돌풍하중 식을 이용하여 계산한다. FAR 23.425는 수평꼬리날개의 돌풍 하중해석을 위한 속도 및 해석방안을 제시해주는 세부 항목이다. 돌풍에 의한 하중 증가분은 식 (4)를 이용하여 계산한다.

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{16.3} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \tag{4}$$

$$\Delta L_{ht} = \text{수평 꼬리 하중의 증가분 (daN)}$$

$$K_g = \text{돌풍완화계수}$$

$$U_{de} = \text{유도된 돌풍속도 (m/s)}$$

$$V = \text{항공기 등가대기속도 (m/s)}$$

$$a_{ht} = \text{수평 꼬리날개 양력곡선의 기울기}$$

$$S_{ht} = \text{수평 꼬리날개 양력면의 면적 (m}^2\text{)}$$

$$\left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) = \text{다운워시 계수, } \frac{d\epsilon}{d\alpha} = \frac{2C_{Lo}}{\pi AR}$$

$AR$  = 날개의 가로세로비  
 $C_{L\alpha}$  = 날개의 양력곡선 기울기

1g 상태에서 수평꼬리날개에 작용하는 하중은 12.5 N이고, 돌풍에 의한 증가분은 2,952.0 N이므로 식 (3)에 의해  $L_t$ 는 2,964.5 N이다. Fig. 7, Fig. 8은 돌풍에 의한 수평 꼬리날개의 전단력과 굽힘 모멘트 선도이다. 균일 분포를 가정하므로 전단력은 1차 선형 함수가 되고, 굽힘 모멘트는 2차 함수의 형태가 된다. 수직 꼬리날개의 작용력은 FAR23.443의 식을 사용한다. 수직 꼬리날개의 돌풍하중은 식 (5)를 이용하여 계산한다.

$$L_{vt} = \frac{K_{gt} U_{dc} V a_{vt} S_{vt}}{16.3} \quad (5)$$

$L_{vt}$  = 수직 꼬리날개 하중(daN)

$$K_{gt} = \frac{0.88\mu_{gt}}{5.3 + \mu_{gt}} : \text{돌풍완화계수}$$

$U_{dc}$  = 유도된 돌풍속도(m/s)

$$\mu_{gt} = \frac{2M}{\rho C_t g a_{vt} S_{vt}} \left( \frac{K}{l_t} \right)^2 : \text{횡방향 질량비}$$

$\rho$  = 공기 밀도(kg/m<sup>3</sup>)

$M$  = 항공기 중량(kg)

$S_{vt}$  = 수직 꼬리날개 면적(m<sup>2</sup>)

$\overline{C}_t$  = 수직 꼬리날개의 평균시위(m)

$a_{vt}$  = 수직 꼬리날개 양력곡선의 기울기

$K$  = 요잉에 대한 회전반경(m)

$l_t$  = 항공기 무게중심에서부터 수직면의 양력중심까지의 거리(m)

$g$  = 중력 가속도(m/s<sup>2</sup>)

$V$  = 항공기 등가대기속도(m/s)

식 (5)에 의한 수직 꼬리날개의 하중은 1,263.0 N이다. Fig. 9, Fig. 10은 돌풍하중에 의한 수직 꼬리날개의 전단하중과 굽힘 모멘트 선도이다. 수직 꼬리날개도 균일분포의 하중을 가정한다.

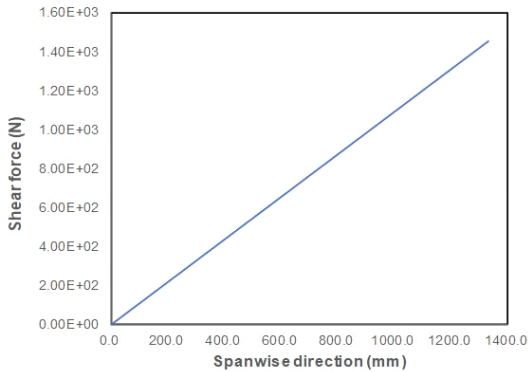


Fig. 7. Shear force diagram of horizontal tail

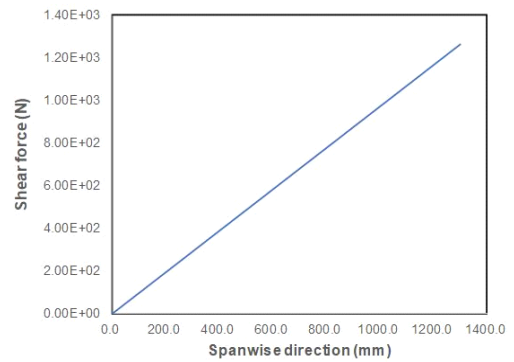


Fig. 9. Shear force diagram of vertical tail

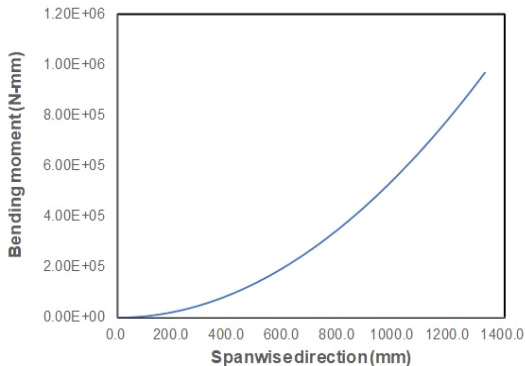


Fig. 8. Bending moment diagram of horizontal tail

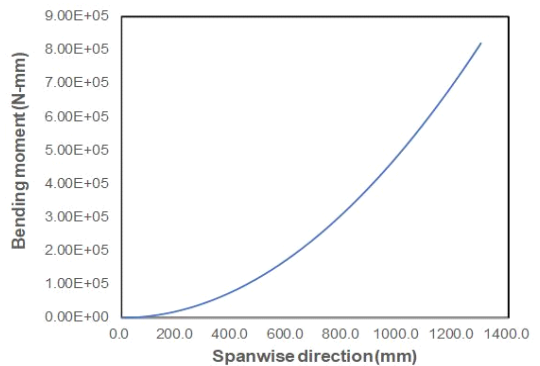


Fig. 10. Bending moment diagram of vertical tail

2.1.2 복합재 설계 허용치

복합재 구조물의 설계허용치를 결정하는 일률적인 방법은 현재 정립되어 있지 않다. AC20-107에서는 “적층판의 설계허용치는 라미나(Lamina)의 실험값으로부터 해석인 방법을 이용하여 구하거나 실험결과를 이용해 구해야 한다.”라고 되어 있다. 또한 운용 중 예상되는 손상과 제작 중 발생하는 결함의 영향을 고려하도록 한다[3]. 손상을 고려한 설계허용치는 1/4 inch 구멍(hole)을 갖는 적층판의 실험결과를 이용한다. OPNAV의 설계 허용치는 Fig. 11과 같이 구조물의 중요도를 Fracture critical(F/C), Economical life critical(EL/C) 및 Noncritical(N/C)로 구분하여 Table 1과 같이 설계 허용치를 구분하였다. 적층판의 설계허용치는 압축 설계 허용치(open hole compression)와 인장 설계 허용치(open Hole Tension)로 구분되고, 라미나(Lamina) 수준의 설계 허용치는 온도와 습도 등의 환경 효과만을 고려한다.

적층판 수준의 설계 허용치를 적용하는 경우는 면내 하중(inplane load) 만을 사용하고 라미나 수준의 허용치를 사용하는 경우는 면내하중 및 모멘트의 영향을 고려하여 해석한다.

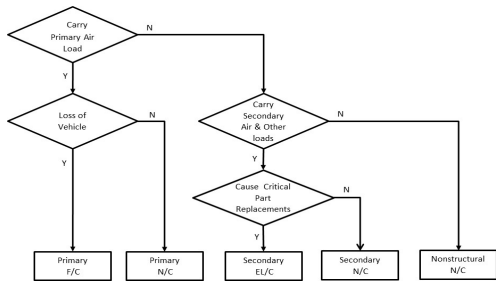


Fig. 11. Aircraft structure classification

Table 1. Design allowables of OPNAV

Part	Allowable	Type	Etc
Primary F/C	OHC/OHT	Laminate	Inplane load
	B-basis	Lamina	Combined load
Primary N/C	B-basis	Lamina	Combined load
Secondary EL/C	B-basis	Lamina	Combined load
Secondary N/C	B-basis	Lamina	Combined load
Nonstructural N/C	B-basis	Lamina	Combined load

2.1.3 구조물 사이징(Sizing)

Fig. 12는 OPNAV 전기체 구조물의 형상 및 배치설계 결과이다. 날개는 전/후방 스파로 구성된 일체형 구조물이다. 구조물의 사이징 시 안전계수(factor of safety)는 FAR23.303을 준용하여 1.5를 사용하였다. 복합재 구조물의 구조해석은 일반적으로 고전 적층판이론을 이용하여 구조물의 정적 강도 및 좌굴강도를 계산한다 [4]. 라미나 수준의 해석 시 정적강도는 최대 변형률 이론(maximum strain theory)을 적용하였다. 즉, 복합 적층판의 각 라미나(Lamina)는 극한하중(ultimate load)에서 변형률이 허용변형률 보다 작아야 한다.

인장 및 압축하중 상태를 고려하여 식 (6), 식 (7)로 표현된다.  $\epsilon_1, \epsilon_2, \gamma_{12}$ 는 라미나의 작용 변형률이고,  $X_{ct}, X_{cc}$ 는 섬유방향의 인장과 압축하중에 대한 허용 변형률,  $Y_{ct}, Y_{cc}$ 는 섬유수직 방향의 인장과 압축하중에 대한 허용 변형률이고,  $S_c$ 는 전단 하중에 대한 허용 변형률이다.

Tension

$$\begin{aligned} \epsilon_1 &< X_{ct} \\ \epsilon_2 &< Y_{ct} \\ |\gamma_{12}| &< S_c \end{aligned} \tag{6}$$

Compression

$$\begin{aligned} \epsilon_1 &> X_{cc} \\ \epsilon_2 &> Y_{cc} \end{aligned} \tag{7}$$

좌굴해석은 단순지지(simply supported) 조건을 가정하여 식 (8), 식 (9)를 사용한다.

$$N_{xcrit} = \frac{\pi^2}{a^2} [D_{11}m^2 + 2(D_{11} + 2D_{06})AR^2 + D_{22} \frac{AR^4}{m^2}] \tag{8}$$

$$N_{ycrit} = \frac{9\pi^4 b}{32a^2} [D_{11}m^2 + 2(D_{11} + 2D_{06}) \frac{a^2}{b^2} + D_{22} \frac{a^4}{b^4}] \tag{9}$$



Fig. 12. Structural configuration of OPNAV

여기서  $a$ ,  $b$ 는 길이이고,  $D_{ij}$ 는 굽힘강성이다. 적층 판 수준의 강도해석은 식 (10), 식 (11)을 이용한다.

$$N_{xstatic} = \epsilon_{xallowable} E_{eq} \quad (10)$$

여기서  $E_{eq}$ 는 등가강성이다. Fig. 13은 개념설계 단계에서 단순하게 날개, 수평꼬리 날개 및 수직꼬리 날개의 사이징 시에 사용하는 해석 모델이다[5]. 사이징 해석 시 아래의 가정을 적용한다.

- 모든 하중은 날개 상자(wing-box)에 작용한다.
- 날개의 스킨(skin)이 모든 굽힘 하중을 감당한다.
- 날개의 스파(spar)가 모든 수직하중을 감당한다.
- 리브(rib)는 날개의 스킨이 좌굴되지 않도록 배치한다.

### 2.1.3.1 스킨 사이징

스킨에 작용하는 단위 길이의 작용하중은 식 (11)과 같다.

$$N_x(i) = \frac{M_{ult}(i)}{H(i)w(i)} \quad (11)$$

여기서  $M_{ult}(i)$ 는 극한하중 상태에서의 굽힘모멘트,  $H(i)$ 는 날개상자의 높이, 그리고  $w(i)$ 는 너비이다.

### 2.1.3.2 스파 사이징

스파에 작용하는 단위 길이의 전단하중은 식 (12)와 같다.

$$N_{xy} = \frac{FV(i)}{2H(i)} \quad (12)$$

여기서  $FV(i)$ 는 수직 방향의 전단하중이다.

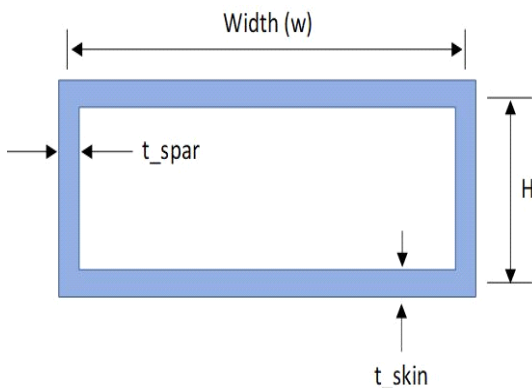


Fig. 13. A representative wing-box cross section model

### 2.1.3.3 리브 사이징

리브의 사이징은 식 (13)을 이용한다. 이 식은 리브의 높이 방향으로 요구되는 면내 강성요구조건이다.

$$\frac{E_r(i)A_r(i)}{H(i)} \geq \frac{P_{cr}(i)}{\gamma L(i)} \quad (13)$$

여기서  $E_r(i)$ 는 리브의 강성계수,  $A_r(i)$ 는 리브의 단면적,  $L(i)$ 는 리브사이의 간격 그리고  $P_{cr}(i)$ 는 스킨의 좌굴하중이다.  $\gamma$ 는 날개에 있는 리브의 개수와 관련된 값으로 보수적으로 0.144를 적용한다.

Table 2는 사이징 해석을 이용한 설계결과로 결정된 날개, 수평날개 및 수직날개의 적층패턴이다.

## III. 결 론

본 논문에서는 유무인 겸용 개인 항공기의 개념설계 단계에서 구조물의 사이징에 적용할 수 있는 해석 절차를 수립하였다. 수치해석 모델이 준비되지 않은 초기 설계 단계에서 설계 하중을 규정에 의거하여 생성하고, 구조물의 사이징을 위한 해석적인 방법을 개발하였다. 이를 이용하여 OPPAV의 날개, 수직꼬리 날개 및 수평꼬리 날개의 사이징을 완료하고, 각 구조물의 적층패턴을 결정하였다. 본 연구에서 개발된 사이징 방법은 인 증기준을 고려하여 개발되었으므로 OPPAV의 항공기 초기 설계 시의 사이징에도 적용가능하다고 판단된다. 현재 개발이 진행 중인 OPPAV는 3차원 교통 공간

Table 2. Layup pattern of OPPAV

Skin	Type 1	[45/0/-45/90/-45/0/45/Core/45/0/-45/90/-45/0/45]
	Type 2	[45/0/-45/Core/-45/0/45]
Spar	Web	[45/90/-45/0/45/90/-45/0]s
	Cap	[45/90/-45/0/45/90/-45/0]s
Rib	Type 1	[45/0/-45/90/45/0/-45/90/45/0/-45/90]s
	Type 2	[45/0/-45/90/45/0/-45/90]s
HT Skin	-	[45/-45/Core/-45/45]
HT Spar	-	[45/0/-45/90]s
HT Rib	-	[45/0/45]s
VT Skin	-	[45/-45/Core/-45/45]
VT Spar	-	[45/0/-45/90]s
VT Rib	-	[45/0/45]s

을 활용함으로써 지역 간 격차 해소 및 국민의 사회적 편의 향상, 물류비용 절감, 도심교통체증 해소에 기여할 수 있으며, 실용화가 되는 경우 국내의 산업 발전에 기여가 가능한 신개념 비행체라고 판단된다.

## 후 기

본 논문은 산업통상자원부 “유무인겸용 분산추진 수직이착륙 1인승급 비행시제기 시스템 개발”(과제번호 20004987)의 연구 결과 중 일부입니다.

## References

1. FAR Part 23, Airworthiness Standards: normal, utility, acrobatic and commuter.
2. Kim, S. J., Lee, S., Kim, S. C., Kim, U., and Kim, S., “Structural design and analysis for high altitude long endurance UAV”, 22(3), 2014, The Korean Society for Aviation and Aeronautics, pp. 68-73.
3. AC 20-107A, Composite Aircraft Structure, 1984.
4. Wensheng, Z., Zhouwei, F., and Xiongqing, Y., “Structural mass prediction in conceptual design of blended-wing-body aircraft”, Chinese Journal of Aeronautics, 32(11), 2019, pp. 2455-2465.
5. Ajaj, R. M., Smith, D., and Lsikveren, A. T., “Conceptual wing-box weight estimation model for transport aircraft”, Aeronautical Journal, 177(1191), 2013, pp. 533-551.