

# 소형 WIG선의 복합재 주날개 구조 개념 설계에 관한 연구

공창덕\* · 박현범\* · 김주일\* · 강국진\*\* · 박미영\*\*\*

## A Study on Conceptual Structural Design for the Composite Wing of A Small Scale WIG Flight Vehicle

Changduk Kong, Hyunbum Park, Juil Kim, Kukjin Kang and Miyoung Park

### Abstract

In the present study, conceptual structural design of the main wing for the 20 seats WIG(Wing in Ground Effect) flight vehicle, which will be a high speed maritime transportation system for the next generation, was performed. The high stiffness and strength Carbon-Epoxy material was used for the major structure and the skin-spar with a foam sandwich structural type was adopted for improvement of lightness and structural stability. As a design procedure for this study, firstly the design load was estimated with maximum flight load, and then flanges of the front and the rear spar from major bending load and the skin structure and the webs of the spars were preliminarily sized using the netting rules and the rule of mixture. In order to investigate the structural safety and stability, stress analysis was performed by Finite Element Codes such as NASTRAN/PATRAN[6] and NISA II[7]. From the stress analysis results, it was confirmed that the upper skin structure between the front spar and rear spar was very unstable for the buckling. Therefore in order to solve this problem, a middle spar and the foam sandwich structure at the upper skin and the web were added. After design modification, even though the designed wing weight was a little bit heavier than the target wing weight, the structural safety and stability of the final design feature was confirmed. Moreover, in order to fix the wing structure at the fuselage, the insert bolt type structure with six high strength bolts was adopted for easy assembly and removal.

**Key Words:** Composite wing, WIG flight vehicle, Conceptual structural design and analysis, Skin-spar-foam sandwich structure

### 1. 서 론

WIG선이란 날개가 해수면 가까이 비행시에 수면과 날개 사이의 지면 효과(Wing in ground effect)를 이용해 양력을 증가 시키는 비행체이다. WIG선의 구조는 기존 항공기와 비슷한 구조이나 지면 효과를 위해 날개가 상대적으로 큰 특징이 있으며 해수면과 맞닿는 동체 부분은 선박 구조와 유사한 특징을 보인다.

국내에서도 WIG 선의 구조에 관한 몇몇 연구가 진행되어왔는데 해면 효과 익선의 구조 개념 설계에 관한 연구[1], 표면 효과익선의 구조 강도에 관한 연구[2], 해면 효과익선의 최적화에 관한 연구[3]등이 있다. 그러나 기존의 연구들은 설계시 제작에 대한 검토가 미흡하고, 금속재 구조를 바탕으로 한 연구가 대부분으로 운용시 부식이나, 경량화에 어려움이 있다.

본 연구에서는 소형 WIG 선의 주날개 구조의 개념 설계에 관한 연구를 수행하였다. 재질로서는 고강성 및 고강도비의 특성을 갖는 복합재료인 카본-에폭시(Carbon-Epoxy)를 사용하여 경량화와 구조적 안정성의 특성을 갖는 스킨-스파-폼샌드위치(skin-spar-foam sandwich) 구조를 기본으로

\* 조선 대학교 항공우주공학과

\*\* 한국 해양 연구원

\*\*\* (주) 한국 화이버

하여 개념 설계를 진행하였으며, 구조의 안전성 및 안정성평가를 위해 유한요소법을 이용하여 해석을 수행하였다.

## 2. 구조 개념 설계

### 2.1 설계 개요

WIG선의 날개 구조 개념 설계 및 해석을 위하여 설계 요구조건으로부터 수행된 공력 설계 자료를 분석한 후 구조 설계를 위한 하중을 결정하고, 유사 구조 형상을 이용하여 구조 설계를 수행한다. 이와 같이 설계된 구조의 안전성 및 안정성 판단을 위해 정하중 구조해석을 수행하여 응력 분포 및 변위를 검토하여 구조 안전성을 검토하고, 좌굴 해석을 통해 구조 안정성을 파악하여 최종 설계 요구 조건 만족 여부를 검토한다. Figure 1은 이러한 구조 설계 절차를 보여주며 Figure 2는 기초 설계를 수행할 날개의 스파 구조 형태를 보여주고 있다.

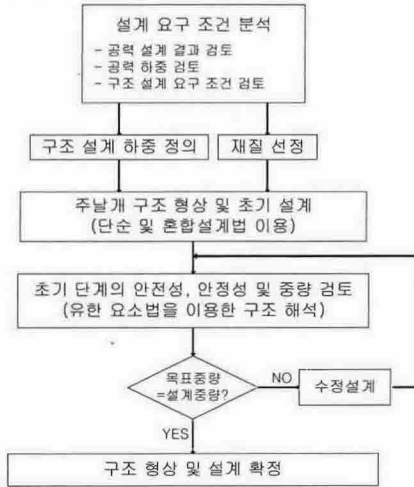


Figure 1 Flow of structural design and analysis

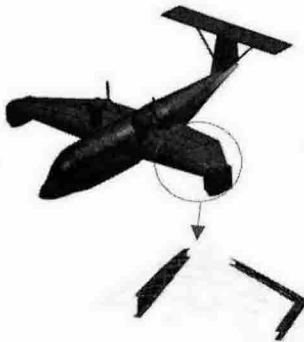


Figure 2 3d-model shape and wing spar structure

### 2.2 단순 설계법에 의한 스파 플랜지 및 웹 구조 설계

구조 설계에 앞서 공력 형상 설계 자료를 바탕으로 주 날개의 구조설계 하중을 추정하였다. 날개의 개략적 공력 형상과 목표중량은 다음 Table 1과 같다.

Table 1 Aerodynamic design results of wing

Item	Value
Wing root chord(mm)	7500
Wing tip chord(mm)	3000
Wing span(mm)	9000
Target weight(kg)	383

날개의 구조 형상은 제작시 복합재료의 적층과 구조의 단순함을 고려하여 스파(spar)의 단면 형상은 플랜지(flange)와 웹(web)으로 이루어진 I 형 보 형태의 구조로 설계하였고, 초기에는 두 개의 스파를 갖는 형상을 선정하였다.

날개에 작용하는 하중은 설계 최대 속도 비행 상태에서의 하중과 정상 운항 최대 속도의 하중으로 두 가지 경우에서 적재시와 비적재시로 구분하여 정의하였다. (1), (2)식은 본 연구에 적용된 수직 하중  $N$ 과 엔진에 의한 추력 하중  $T$ 의 계산식을 보여준다.

$$N = -\frac{1}{2} \rho V^2 C_N S + n W_w \cos \alpha \quad (1)$$

$$T = \frac{\eta_p \times BHP}{V} \quad (2)$$

여기서  $\rho$ 는 밀도,  $V$ 는 설계 최대 비행속도  $C_N$  수직 분력 계수,  $S$ 는 날개 면적,  $n$ 는 하중 배수,  $W_w$ 는 날개 중량,  $\alpha$ 는 받음각,  $\eta_p$ 는 프로펠러 효율, BHP는 엔진 제동마력을 의미하며 본 연구에서는 초기 날개 중량은 무시하였고 하중 배수는 수송기급인 2.5,  $\eta_p$ 는 0.75 BHP는 1000hp로 가정하였다.

Table 2 Nomal force, shear force, bending moment of wing about designed maximum speed flight status

Station	Nomal force(kN)	Shear force(kN)	Bending moment (kN·m)
5-6	5.25	5.25	3.94
4-5	7.12	13.37	17.15
3-4	9.00	21.37	42.46
2-3	9.97	31.34	81.99
1-2	10.50	41.84	136.88
0-1	11.02	52.86	207.90

본 연구에서는 구조 설계 하중으로 설계 최대

속도 비행 상태의 하중을 사용하여 날개 스펠을 따라 6구획으로 나누어 양력 분포를 구하였다. Table 2는 각 구획별 양력, 전단력 및 굽힘 모멘트를 보여 주고 있다.

최초 수행된 단순 설계 방법(netting rule)에 의한 구조 설계 개념은 하중 방향으로 적층된 섬유만이 그 하중을 담당하며, 다른 방향으로 적층된 섬유는 강도에 기여하지 않는다고 가정하는 방법으로서 (4)식과 (5)식을 만족하도록 0° 방향 섬유의 적층수와 두께를 결정하였다.

이 때 스파는 앵글 부재의 좌굴을 고려하여 크리플링(clipping) 좌굴이 기준이 되므로 안전 계수를 고려하여 허용 응력에 압축 좌굴 강도를 적용하였다.

본 연구에서 날개 구조에 적용된 복합재료로는 항공기에 많이 사용되는 고강도 및 고강성도비 특성을 갖는 카본-에폭시(Carbon-Epoxy)를 선택하였다. 설계시 사용된 재료의 물성치는 Table 3과 같다.

$$\sigma_x \leq \sigma_x^* = \frac{X_t \cdot \sigma_{crip}}{S.F} \quad (3)$$

$$\left| \frac{F_x}{A} + \frac{M_z(\pm y)}{I_z} \right| \leq \left| \frac{X_t}{S.F}, \frac{\sigma_{crip}}{S.F} \right| \quad (4)$$

$$\left| \frac{F_y}{A} \right| \leq \left| \frac{X_t}{S.F}, \frac{\sigma_{crip}}{S.F} \right| \quad (5)$$

$$\sigma_{crip} \geq 0.065 \sqrt{\sigma_s \cdot E} \quad (6)$$

여기서 A : Section area

$X_t$  : Tensile strength

$\sigma_s$  : Compressive strength

$\sigma_{crip}$  : Compressive buckling strength

Table 3 HT145-RS1222 UD-HSCFEP material properties of for the present study

Item	Value
Longitudinal modulus(GPa)	140
Transverse modulus(GPa)	10
Shear modulus(GPa)	5
Poisson ratio	0.3
Longitudinal tensile strength(MPa)	1500
Longitudinal compressive strength(MPa)	-1200
Transverse compressive strength(MPa)	-250
In plane shear strength(MPa)	70
Density(g/cm <sup>3</sup> )	1.5
UD prepreg thickness(mm)	0.125

### 2.3 혼합 설계법에 의한 스파 플랜지 및 웹 구조 설계

혼합 설계 방법(rule of mixture)에 의한 구조 설계는 하중 방향과 다른 방향으로 적층된 섬유도 원래 강도의 10%가 하중 방향에 기여한다는

이론으로서 보다 경량화된 개념 설계를 얻을 수 있다. 최초 단순 설계에 의해 결정된 0° 방향 적층수에  $\pm 45^\circ, 90^\circ$  방향의 적층수를 보완하여 최종 두께를 결정하였다.[4][5]

스파 플랜지 및 웹의 응력 상태는 Figure 3과 같고 아래의 식에 만족하도록 설계하였다. 그러나 웹은 전단 흐름이 고려되지 않는 상태이므로 이를 고려하고, 제작상의 단순성을 감안하여 전 스파 길이에 걸쳐 동일한 두께로 결정 하였다. 초기 설계 결과는 Table 4와 같다.[8]

$$\sigma_x = \frac{F_x}{\Sigma A_i} \cdot \frac{E_x}{E} + \frac{M_z(\pm y_f)}{I_z} \cdot \frac{E_x}{E} \quad (7)$$

$$\tau_{xy} = \frac{F_y}{I_z} \cdot \frac{b_w}{2} \cdot \int_0^{b/2} ds \cdot \frac{E_x}{E} \quad (8)$$

$$\sigma_x = \frac{F_x}{\Sigma A_i} \cdot \frac{E_x}{E} + \frac{M_z(\pm y_w)}{I_z} \cdot \frac{E_x}{E} \quad (9)$$

$$\tau_{xy} = 2 \cdot \frac{\sigma_f \cdot t_f}{t_w} + \frac{F_y}{I_z} \cdot \frac{b_w^2}{8} \cdot \frac{E_x}{E} \quad (10)$$

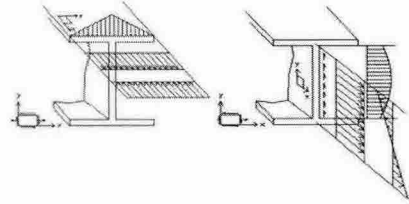


Figure 3 Acting stress for spar flange and web

Table 4 Conceptual design of spar flange and web

Station	Front spar flange thickness(mm)	plying sequence
0-1	7.00	[ 2(±45,0,90,±45,0,90) ] <sub>s</sub>
1-2	5.25	[ ±45,0,90,±45,0,90,±45,0,90 ] <sub>s</sub>
2-3	2.75	[ ±45,90,0,±45,90,0 ] <sub>s</sub>
3-4	1.75	[ ±45,0,90 ] <sub>s</sub>
4-5	1.25	[ ±45,0,90 ] <sub>s</sub>
5-6	1.25	[ ±45,0,90 ] <sub>s</sub>
Station	Rear spar flange thickness(mm)	plying sequence
0-1	11.50	[ 2(±45,90,0,±45,90,0,±45,90,0,±45) ] <sub>s</sub>
1-2	7.75	[ 2(±45,90,0,±45,90,0,±45,90,0,±45,90) ] <sub>s</sub>
2-3	5.25	[ ±45,0,90,±45,0,90,±45,0,90 ] <sub>s</sub>
3-4	3.50	[ ±45,0,90,±45,0,90 ] <sub>s</sub>
4-5	1.25	[ ±45,0,90 ] <sub>s</sub>
5-6	1.25	[ ±45,0,90 ] <sub>s</sub>
Station	Spar web thickness (mm)	plying sequence
all	4.00	[ 2(±45,0,90,±45,0,90) ] <sub>s</sub>

\* Front and rear spar flange width : 225mm

## 2.4 스킨 설계

스킨의 두께 결정은 설계된 각 스파 플랜지의 면적과 스킨(Skin)에 작용할 전단 흐름을 고려하여 식 (11)에 의해 허용 응력과 비교 하여 스킨의 두께를 2mm 이며 적층 순서는 [ 2(±45,±45) ]s 로 정하였다. Figure 4에서 날개에 작용하는 전단 흐름 상태를 보여주고 있다.[9]

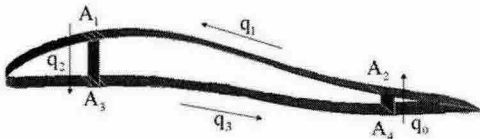


Figure 4 Shear flow of wing section

$$q_i = -\frac{Q_y I_z - Q_z I_{yz}}{I_y \cdot I_z - I_{yz}^2} \sum A_i y_i - \frac{Q_z I_y - Q_y I_{yz}}{I_y \cdot I_z - I_{yz}^2} \sum A_i z_i + q_0$$

$$\tau_{allow} = \frac{q_i}{t} \quad (11)$$

## 2.5 동체와 고정 부위 설계

동체와 체결 부위는 스파 부분을 보강하여 삽입 볼트를 이용하는 방안을 채택 하였다. 볼트에 작용하는 주응력과 허용 응력을 비교하고 강도 830 MPa 인 M30 크롬 몰리브덴 고강도 규격 볼트를 선택하였다. 안전계수가 약 2.48이나 동적 하중을 고려하고, 강구조물의 피로 제한 응력을 고려하여 전방 스파에는 4개, 후방 스파에는 2개 총 6개의 삽입 볼트로 결정하였다. Figure 5는 주날개 연결 부위 삽입 볼트 형상을 보여주고 있다.

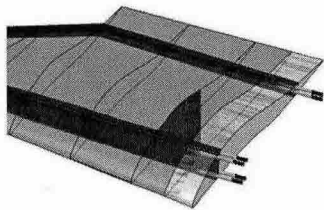


Figure 5 Joint part shape of wing and fuselage

## 3. 구조 해석 및 수정 설계

### 3.1 초기 설계의 구조적 안전성 검토

앞에서 설계된 구조 개념 설계 결과를 바탕으로 구조 안전성 검토를 위해 유한 요소 해석을 수행 하였다. 선형 정적 해석을 수행한 결과 날개의 무게는 395kg이고, 최대 압축 응력이 67Mpa, 인장 응력이 65Mpa, 최대 변위가 259mm로서 설계

요구 조건을 만족하였으나 좌굴 해석을 수행한 결과 좌굴 하중 배수가  $8.8 \times 10^{-4}$ 으로 좌굴에 취약하여 보완 설계가 필요하다고 판단하였다. Figure 6,7은 유한요소법에 의해 해석된 응력 분포와 변위 분포를 보여주고 있고 Figure 8은 좌굴 해석 결과를 보여주고 있다. 따라서 이를 보완하기 위하여 중간 스파를 추가 적용하고 날개 스킨 상면과 웹에 우레탄 폼 샌드위치 (Urethane foam sandwich) 구조로 보완하였다.

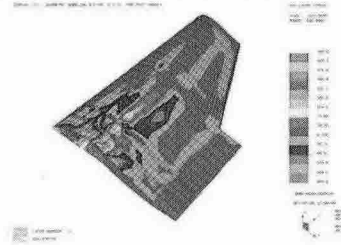


Figure 6 Stress contour of firstly designed wing structure

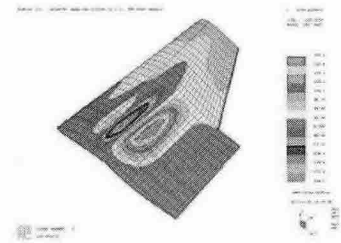


Figure 7 Displacement contour of firstly designed wing structure

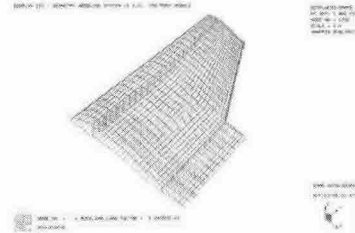


Figure 8 First buckling mode shape and load factor for firstly designed wing structure

### 3.2 설계 개선 및 구조 안정성 검토

앞서 연구한 바와 같이 최초 설계에서 압축 하중을 받는 날개 상면 스파 사이의 상면 스킨 부위에서 좌굴이 발생하는 것이 확인되어 두 전후방 스파 사이에 한 개의 중간 스파를 추가하여 보완한 후 유한 요소 해석을 수행하였으나 좌굴에 대해 뚜렷한 개선이 확인 되지 않았다. 따라서 세 개의 스파 구조에 주익 후면의 형상이 변화하는 지점에 리브를 추가하여 유한 요소 해석을 수행한 결과 좌굴 하중 배수가 0.9로서 적용

된 하중 안전율을 감안하면 좌굴에 대해 안정된 것으로 판단되었으나 설계 목표 중량보다 1.3배가량 무거워졌다. 초과된 중량을 감소시키기 위해 경량화 방안으로 응력 크기에 따라 두께의 변화를 갖도록 하며, 폼 샌드위치 구조를 날개 상면 스킨과 웹 부위에 적용하여 설계를 개선하였다.

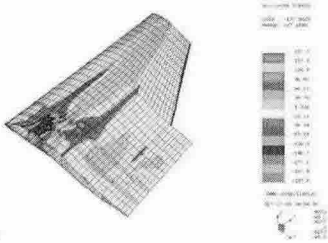


Figure 9 Stress contour of finally modified wing structure

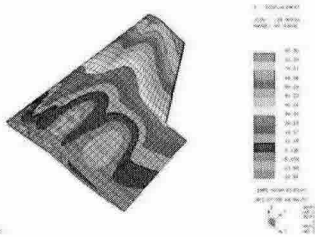


Figure 10 Displacement contour of finally designed wing structure

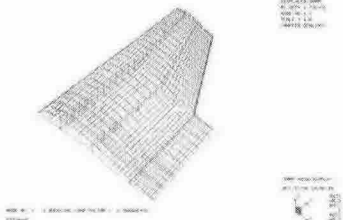


Figure 11 First buckling mode shape and load factor of finally designed wing structure

최종 개조 설계 후 구조 해석한 결과 구조 안전성, 안정성 및 구조 설계 제한 조건을 모두 만족하며 또한 목표 요구 중량에도 근접한 설계 결과를 얻었다. 구조 해석결과는 Figure 9, 10, 11과 같으며 아래 Table 5에서 최종 개조 설계 결과를 보여주고 있다.

Table 5 Structural analysis results

Item		Value
Max. stress [MPa]	Tension	187
	Compression	237
Max. deflection at wing tip [mm]		90
S.F. by Tsai-Wu failure criterion		1/0.18
First buckling load factor		1.37

따라서 최종 설계 확정된 형상은 3개의 스파를 갖는 폼 샌드위치 구조로서 주 날개 길이에 따른 적층수와 구조 형상은 다음 Table 5와 Figure 12와 같다. 또한 초기 설계 단계에서부터 수정 설계하여 최종 설계에 이르기까지의 개선 과정을 요약하면 Table 6과 같다.

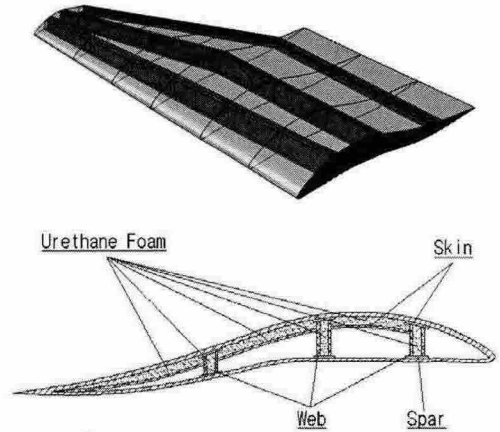


Figure 12 Design modification of wing structure with three spars and foam sandwich

Table 5 Design modification of wing structure

Station	Front spar flange thickness(mm)	plying sequence
0-1	4.50	[ ±45,0,90,0, ±45,0,90 ]s
1-2	4.00	[ ±45,0,90, ±45,0,90, ±45 ]s
2-3	2.25	[ ±45,0, ±45,0 ]s
3-4	2.00	[ ±45,0,90,0 ]s
4-5	2.00	[ ±45,0,90,0 ]s
5-6	2.00	[ ±45,0,90,0 ]s
Station	Middle spar flange thickness(mm)	plying sequence
all	2.00	[ ±45,0, ±45,0 ]s
Station	Rear spar flange thickness(mm)	plying sequence
0-1	6.00	[ ±45,90,0, ±45,90,0, ±45,0, ±45,0 ]s
1-2	4.50	[ ±45,90,0, ±45,90,0, ±45,0 ]s
2-3	4.00	[ ±45,0,90, ±45,0,90, ±45 ]s
3-4	2.25	[ ±45,0, ±45,0 ]s
4-5	2.00	[ ±45,0,90,0 ]s
5-6	2.00	[ ±45,0,90,0 ]s
Station	Spar web and skin thickness (mm)	plying sequence
all	12.00	2(±45,0,90),foam,2(±45,0,90)

\* front and rear spar flange width : 225mm

\* Thickness of web and skin including foam sandwich thickness of 10mm

Table 6 Structural design modification history

설계안	설계 방법	설계 내용
초기 개념 설계	단순 및 혼합 설계법	·전/후방 스파 및 스킨 두께 개략적 결정
초기 설계 구조 해석 및 1차 수정 설계	유한 요소법	·좌굴 강도 취약요로 중간 스파 삽입 ·중량 초과
최종 수정 설계	유한요소법	·모든 구조 안전성/안정성 및 설계 요구조건 확인 ·목표 중량 근접화

#### 4. 결론

본 연구에서는 최근 차세대 해양 수송 시스템으로서 관심이 집중되고 있는, 고속 운송이 가능한 소형 WIG선의 날개 구조의 개념 설계 과정이 연구되었다. 재질로서는 고강성도 및 고강도비의 특성을 갖는 카본-에폭시(Carbon-Epoxy) 복합재료가 사용 되었고, 경량화와 안정된 구조를 갖는 스킨-스파(Skin-Spar)구조를 기본으로 하면서 날개 상면의 좌굴 강도를 향상시키면서 경량화하기 위해 폼 샌드위치(Foam Sandwich) 구조 형태를 채택 하였다.

설계 최대 속도 비행중 하중을 설계 하중으로 하여, 이를 전후방 스파 플랜지에 주 굽힘 하중으로 배분하여 작용 시키고, 스킨과 스파 웹은 전단 하중을 받도록 단순 및 혼합 설계 법으로 개략적 구조 설계를 수행하였다. 구조의 안전성 및 안정성을 확인하기 위하여 유한 요소 해석을 수행한 결과 전후방 스파 사이의 스킨이 좌굴에 취약하여 중간 스파를 추가하고 또한 날개 상면과 웹을 샌드위치 구조로 하여 수정 설계 한 결과, 중량은 34kg 정도 초과하긴 하였지만 구조의 안전성 및 안정성을 확보한 설계가 확립되었다.

최종 설계된 날개는 전방 스파 플랜지는 4.5mm에서 날개 스펜 방향으로 적층 두께를 줄여가면서 끝단에서는 2mm로 설계 되었고, 중간 스파 플랜지는 동일하게 2mm, 후방 스파 플랜

지는 6mm에서 2mm로 적층수가 줄어들게 설계 되었다. 스킨과 웹은 폼 샌드위치 10mm 두께를 포함 12mm의 두께로 결정되었다.

본 연구를 통해 복합재료를 이용하여 구조 형태와 재료의 성능을 최적화 할 수 있는 설계 개념을 수립할 경우 WIG선의 경량화를 유도 할 수 있음을 확인하였다.

#### 후 기

본 연구는 20 인승급 소형 WIG선 개발 사업과 BK21지역육성사업의 일환으로 이루어진 연구이며 이에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- (1) 이정진, “해면효과익선의 구조 개념 설계”, 1999년 한국 항공 우주학회 추계 학술발표회
- (2) 고재용, “표면 효과익선의 구조 강도에 관한 연구” 한국 항공 우주학회, 2002년 제26권 2호
- (3) 전호환, “해면 효과익선의 최적화에 관한 연구”, 1999년 한국 항공 우주학회 추계 학술발표회
- (4) Dr. I. R. Farrow “An Introduction to Composite Materials”, Deptment of Aerospace Engineering Bristol University Lecture note, 1998.
- (5) Robert M. Jones “Mechanics of Composite Materials” Taylor & Francis Ltd, 1999
- (6) MSC. SOFTWARE , MSC.Patran 2000(r2) Reference Manual, 2000.
- (7) EMRC, NISA-Users Manual, version5.2, 1992
- (8) C. Kong “Structural investigation of composite wind turbine blade considering various cases and fatigue life”, ENERGY, 30(2005) P2101-2114.
- (9) 공창덕, 항공기 구조역학, 조선대학교 출판부, 2000.