

## 論文

## 소형 위그선의 탄소/에폭시 복합재 주익의 구조 설계 및 해석에 관한 연구

공창덕<sup>+</sup>, 박현범<sup>\*</sup>, 강국진<sup>\*\*</sup>

### Structural Design and Analysis for Carbon/Epoxy Composite Wing of A Small Scale WIG Vehicle

Changduk Kong<sup>+</sup>, Hyunbum Park<sup>\*</sup>, Kukjin Kang<sup>\*\*</sup>

#### ABSTRACT

In this paper, conceptual structural design of the main wing for a small scale WIG(Wing in Ground Effect) among high speed ship projects, which will be a high speed maritime transportation system for the next generation in Rep. of Korea, was performed. The Carbon/Epoxy material was selected 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 the present study, firstly the design load was estimated through the critical flight load case study, and then flanges of the front and rear spars from major bending loads and the skin and the spar webs from shear loads were preliminarily sized using the netting rule and the rule of mixture. Stress analysis was performed by a commercial FEA code, NASTRAN. From the stress analysis results for the first designed wing structure, it was confirmed that the upper skin between the front spar and the rear spar was unstable for the buckling. Therefore in order to solve this problem, a middle spar and the foam sandwich type structure at the skin and the web were added. After design modification, the structural safety and stability for the final design feature was confirmed. In addition to this, the insert bolt type structure with eight high strength bolts to fix the wing structure to the fuselage was adopted for easy assembly and removal as well as in consideration of more than 20 years fatigue life.

#### 초 록

본 논문에서 한국해양연구원에서 개발 중인 20인승급 소형 위그선의 주익 구조 설계 및 해석에 관한 연구를 수행하였다. 경량화를 위해 탄소/에폭시 복합재료를 적용하였으며, 구조 형태는 스킨 스파 폼 샌드위치 구조를 사용하였다. 개념 설계에는 복합재 설계 개념을 반영하였고, 상세 설계 및 경량화 구조 설계에는 상용 유한 요소 코드인 NASTRAN을 이용하여 구조 설계를 수행하였다. 여러 단계의 구조 설계 변경을 통해 최종 구조 설계 결과는 설계 요구 조건을 만족하는 결과임을 확인하였다. 또한 주익을 동체에 고정하기 위해 8개의 고강도 볼트를 이용한 삽입 볼트형 구조가 용이한 장탈과 20년 이상의 피로 수명의 고려를 통해 채택되었다.

**Key Words :** 지면효과(WIG effect), 카본-에폭시 복합재료(Carbon-Epoxy composite), 구조설계(Structural design)

#### 1. 서 론

지면 효과(Wing in ground effect)에 의해 양항비의 증가

\*+ 조선대학교 항공우주공학과 교신저자(E-mail:cdgong@chosun.ac.kr)

\* 조선대학교 항공우주공학과

\*\* 한국해양연구원 해양시스템안전연구소

효과를 이용하여 수송 효율이 높은 운송체를 개발하려는 연구가 여러 분야에서 수행되어왔다[1]. 위그선이란 날개가 해수면 가까이 비행시에 수면과 날개 사이의 지면 효과를 이용해 양력을 증가 시키는 비행체이다. 위그선의 구조 형상은 항공기와 유사한 구조이나 효율적인 지면 효과를 위하여 날개의 면적이 상대적으로 큰 특성이 있으며 동체 하부는 고속선의 형상과 유사하다. 위그선의 운항 형태는 해상에서 이착수하여 해면상 고도를 적절히 조절하여 운항한다. 따라서 위그선은 항공기와 선박의 중간 속도 영역에서 대량의 화물 및 여객 수송의 장점을 보유하고 있어서 차세대 초고속 해상 운송 체계로 주목 받고 있다.

최근 국내에서 20인승급 소형 위그선을 비롯하여 유상하중 100톤에 이르는 대형 위그선의 개발이 추진되고 있으며 관련된 연구 또한 활발히 진행되고 있다[2, 3, 4]. 본 연구에서는 소형 위그선의 주익에 대한 구조 개념 설계 및 해석에 관한 연구를 수행하였다. 사용 재질은 고강성도 및 고강도비 특성을 갖는 탄소/에폭시(Carbon-Epoxy) 복합재료를 사용하여 경량화와 구조적 안정성 특성을 갖는 스킨-스파-폼 샌드위치(Skin-Sprr-Foam sandwich) 구조 형상을 바탕으로 개념 설계를 진행하였고, 상세 설계 및 구조의 안전성 및 안정성 평가를 위하여 상용 유한 요소 코드인 NASTRAN을 이용하여 구조 해석을 수행하였다.

## 2. 구조 개념 설계

### 2.1 설계 개요

위그선의 주익에 대한 구조 설계를 위하여 설계 요구 조건의 분석을 바탕으로 공력 설계 결과를 검토하여 구조 설계 하중을 정의하고, 유사 구조 형상을 이용하여 구조 설계를 수행하였다. 초기 설계된 구조의 안전성 및 안정성 판단을 위해 선형 정적 해석을 수행하여 응력 분포 및 변위를 검토하고 좌굴에 대한 안정성을 확인하여 상세 설계 및 경량화 설계를 진행하여 최종 설계 요구 조건 만족 여부를 검토하였다. Figure 1은 소형 위그선의 전체 공력 형상과 주익의 초기 구조 설계 형상을 나타내고 있고, Fig. 2는 본 연구에서 적용한 구조 설계 절차를 명시하였다.

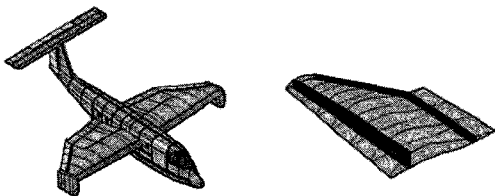


Fig. 1 3D-CATIA model for whole WIG vehicle and main wing structure.

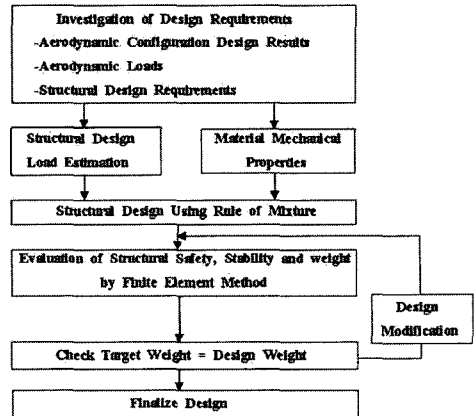


Fig. 2 Structural design procedure of WIG vehicle.

### 2.2 구조 하중 정의 및 단순 설계 방법에 의한 스파 플랜지 및 스파 웹 구조 설계

주익의 구조 설계 하중을 정의하기 위하여 설계 요구 조건, 공력 형상 설계 자료 및 공력 하중을 검토하여 정의된 구조 하중을 바탕으로 구조 설계를 수행하였다. 설계 요구 조건은 수송능력 여객 20인 또는 재화중량 2톤으로서 항속 거리는 1000km 이상이다. 주익의 뿌리(Root) 부위 코드(Chord) 길이는 7.5m, 날개 끝(Tip) 부위 코드 길이는 3.0m, 날개 스팬(Span)은 9m이며, 주익의 설계 목표 요구 중량은 383kg이다.

구조 설계 하중은 비행 최대 속도에서 주익의 양력, 수평 미익의 양력, 그리고 관성 하중을 고려하여 비행체 전체 하중을 다음 식을 이용하여 정의하였다.

$$nW = L_{WB} + L_T \tag{1}$$

여기서 n은 하중배수, W는 자중,  $L_{WB}$ 는 동체와 주익의 양력, 그리고  $L_T$ 는 수평 미익의 양력을 나타낸다. 본 연구에서는 동체의 양력까지 주익에서 발생한다고 가정하였다.

주익에 작용하는 하중은 시스템 설계 요구 조건인 하중 배수 2인 상태에서 설계 최대 속도 비행 상태의 하중을 날개 스팬 방향과 코드 방향으로 분포시켜 정의하였다. 스팬 방향의 공력하중 분포는 참고문헌[5]의 분포 하중 식을 이용하여 분포를 가정하였다. 본 연구에서는 주익의 스팬 방향으로 20개의 구획으로 분할하여 자중에 의한 관성하중과 공력 하중을 계산하였고, 계산된 최대 구조 하중에 안전율 1.5를 고려한 설계 하중(Proof load)을 구조 설계 하중으로 정의하였다. 엔진 추력에 의한 하중은 엔진 제동마력과 프로펠러 효율 관계식에 의해 계산하여 유한 요소 해석 과정에서 엔진 마운트 부위에 적용하여 구조 해석을 수행하였다. 주익의 각 구획별 전단력 선도 및 굽힘 모멘트 선도를 Fig. 3에 명시 하였다.

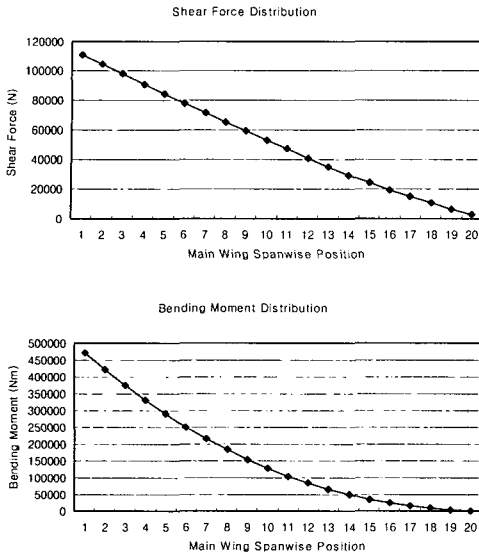


Fig. 3 Shear force and bending moment diagram of main wing.

Table 1 HT145-RS1222 UD-HSCFEP mechanical properties of composite material

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

최초 구조 설계를 수행한 단순 설계 방법(Netting rule)의 설계 개념은 하중 방향으로 적층된 섬유만이 그 하중을 담당하며, 다른 방향으로 적층된 섬유는 강도에 기여하지 않는다고 가정하는 방법으로서 (2)번 식과 (3)번 식을 만족하도록 0°방향 섬유의 적층수를 결정하여 스파 플랜지(Flange) 및 스파 웹(Web)의 구조 설계를 수행 하였다[6]. 이 때 스파는 앵글 부재의 크리플링(Crippling) 좌굴로부터 안전율을 고려한 압축 좌굴 허용 강도를 기준으로 하여 설계하였다. 구조 설계시 적용된 재료는 항공기에 많이 사용되는 고강도 및 고강성도 비를 갖는 카본-에폭시 복합재료를 적용하였으며 사용 재료의 기계적 물성치는 Table 1에 명시하였다.

$$\left| \frac{F_x}{A} + \frac{M_z(\pm y)}{I_z} \right| \leq \left| \frac{X_t}{S.F.}, \frac{\sigma_{crip}}{S.F.} \right| \quad (2)$$

$$\left| \frac{F_y}{A} \right| \leq \left| \frac{X_t}{S.F.}, \frac{\sigma_{crip}}{S.F.} \right| \quad (3)$$

$$\sigma_{crip} \geq 0.065 \sqrt{\sigma_s E} \quad (4)$$

여기서  $F_x$ 는 축하중,  $M_z$ 는 굽힘 모멘트,  $A$ 는 단면적,  $I_z$ 는 단면 2차 관성 모멘트,  $X_t$ 는 인장강도,  $\sigma_{crip}$ 은 좌굴 허용 강도, S.F.는 안전율,  $F_y$ 는 횡하중,  $\sigma_s$ 는 압축강도,  $E$ 는 축방향 탄성계수를 의미한다.

### 2.3 혼합 설계 방법에 의한 스파 플랜지 및 스파 웹 구조 설계

초기 구조 설계 결과를 혼합 설계 방법(Rule of mixture)에 의하여 수정 설계 하였다[6, 7]. 혼합 설계 방법은 복합재료 설계시에 하중 방향과 다른 방향으로 적층된 섬유도 원래 강도의 10%가 하중 방향에 기여한다는 이론으로서 보다 경량화된 설계 개념이다. 초기 설계에서 결정된 0°방향 섬유에  $\pm 45^\circ$ ,  $90^\circ$ 방향 섬유를 보완하여 최종 설계 결과를 도출하였다.

스파 플랜지의 응력은 아래 식 (5), (6)을 만족하도록 설계 하였으며, 스파 웹 또한 (7), (8)식의 응력을 만족하는 설계를 수행하였다.

$$\sigma_{x_f} = \frac{F_x}{\Sigma A_i} \frac{E_{x_f}}{E_x} + \frac{M_z(\pm y_f)}{I_z} \frac{E_{x_f}}{E_x} \quad (5)$$

$$\tau_{xy_f} = \frac{F_y}{I_z} \frac{b_w}{2} \int_0^{b_w} ds \frac{E_{x_f}}{E_x} \quad (6)$$

$$\sigma_{x_w} = \frac{F_x}{\Sigma A_i} \frac{E_{x_w}}{E_x} + \frac{M_z(\pm y_w)}{I_z} \frac{E_{x_w}}{E_x} \quad (7)$$

$$\tau_{xy_w} = 2 \frac{\sigma_{x_f} t_f}{t_w} + \frac{F_y}{I_z} \frac{b_w^2}{8} \frac{E_{x_w}}{E_x} \quad (8)$$

여기서  $\sigma_{x_f}$ 는 스파 플랜지 응력,  $F_x$ 는 축하중,  $E_{x_f}$ 는 스파 플랜지 탄성계수,  $M_z$ 는 굽힘 모멘트,  $\Sigma A_i$ 는 스파 플랜지와 웹의 단면적,  $\overline{E_x}$ 는 등가 탄성계수,  $I_z$ 는 스파 플랜지와 웹의 단면 2차 관성 모멘트,  $\tau_{xy_f}$ 는 스파 플랜지의 전단응력,  $F_y$ 는 횡하중,  $b_w$ 는 웹의 길이,  $\sigma_{x_w}$ 는 스파 웹 응력,  $E_{x_w}$ 는 스파 웹 탄성계수,  $\tau_{xy_w}$ 는 스파 웹의 전단응력,  $t_f$ 는 스파 플랜지 두께,  $t_w$ 는 스파 웹의 두께를 의미한다. 이 때 웹은 제작의 용이성을 위하여 전 구획 동일한 두께로 적용하여 설계 하였다. 전후방 스파 플랜지와 웹의 두께 그리고 적층 형태를 Table 2에 명시하였다.

Table 2 Conceptual design results of spar flanges and webs

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

※ Front and rear spar flange width : 225mm

2.4 주익 스킨 설계

스파 플랜지와 웹의 설계 결과를 바탕으로 하여 주익의 스킨 설계를 수행하였다[9]. 스킨은 스파 웹과 스킨 부위에 작용하는 전단 흐름을 고려하여 식 (9), (10)에 의해 허용 응력과 비교 분석을 통해 초기 설계 결과는 2mm로 설계하여 적층 형태는 [2(±45°, ±45°)]s의 형태로 결정하였다.

$$q_i = \frac{Q_{y,z} - Q_{y,z}^*}{I_{y,z} - I_{y,z}^*} \sum A_i y_i - \frac{Q_{z,y} - Q_{z,y}^*}{I_{y,z} - I_{y,z}^*} \sum A_i z_i + q_0 \quad (9)$$

$$\tau_{allow} \approx q_i / t \quad (10)$$

여기서  $Q_y$ 는 y방향 성분의 합,  $Q_z$ 는 Z방향 성분의 합,  $I_z$ ,  $I_y$ ,  $I_{yz}$ 는 단면 2차 관성 모멘트,  $q_i$ 는 전단흐름,  $\sum A_i y_i$ 는 도심을 통과하는 y축에 관한 단면 1차 관성 모멘트,  $\sum A_i z_i$ 는 도심을 통과하는 Z축에 관한 단면 1차 관성 모멘트를 의미한다. 주익에 작용하는 스킨과 스파 웹의 전단 흐름 상태는 Fig. 4에 나타내었다.



Fig. 4 Shear flow of spar web and skin.

3. 동체와 주익 연결 부위 설계

주익과 동체의 연결 부위는 날개 뿌리 부위의 스파를 보강하여 선행 연구[10]에서 입증된 삽입 볼트 이용 방안을 채택하였다. 전방 스파와 후방 스파에 작용하는 응력을 계산하여 주응력과 허용응력을 비교한 결과로부터 강도 830MPa인 M30 크롬-몰리브덴 고강도 규격 볼트로 결정하여 최초 전후방 스파에 2개씩의 볼트를 선정하였다. 안전계수가 약 2.48이나 동적 하중을 고려하고, 강구조물의 피로 제한 응력을 고려하여 일반적인 항공기 피로 수명인 20년을 만족하기 위해 전방 스파에는 4개 후방 스파에는 2개로서 총 6개의 삽입 볼트를 결정하였다. 연결 부위 형상은 Fig. 5에 나타내었다.

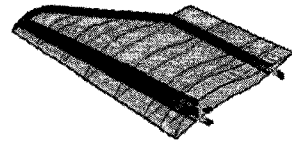


Fig. 5 Joint part configuration of wing.

4. 구조 해석 및 세부 수정 설계

4.1 초기 설계 결과의 구조 안전성 및 안정성 검토

초기 설계된 결과를 바탕으로 구조 안전성 및 안정성 검토를 위해 상용 유한 요소 코드인 NASTRAN을 이용하여 구조 해석을 수행 하였다[11, 12, 13]. 유한 요소 모델을 위한 전후 처리 프로그램은 3차원 형상을 PATRAN을 이용하여 복합재료 요소 특성 정의된 PCOMP 요소를 이용하여 4413 요소(Element)로 격자(Mesh)를 생성하였다. 안전을 검토를 위한 파괴 기준으로는 Tasi-Wu 파괴이론을 적용하였다.

선형 정적 해석으로부터 응력 및 변위 결과를 검토하였고 구조 안정성 검토를 위해 좌굴 해석을 수행하였다. 응력 해석 결과 최대 압축 응력이 67MPa이고, 인장응력이 65MPa, 최대 변위가 259mm로 확인이 되었다. 강도 측면에서 설계 요구 조건을 충분히 만족하는 설계 결과이나 주익의 총중량이 395kg 으로서 목표 요구 중량보다 다소 초과하였다. 좌굴 해석 검토 결과는 좌굴 하중 배수가  $8.8 \times 10^4$ 으로 주의 상면 스킨 부위에서 좌굴이 취약한 것으로 확인되었다. 따라서 경량화 설계 및 좌굴 취약 부위 보완 설계 변경이 필요하다고 판단하였다.

주익 스킨 상면의 좌굴 취약 부위 개선을 위해 중간 스파를 추가 적용하고 보다 경량화 하기 위해 적층수 변경과 날개 스킨과 스파 웹 부위에 우레탄 폼 샌드위치(Urethane foam sandwich)구조 형상으로 설계를 수정하는 것으로 최종 설계 방안을 설정하였다.

### 4.2 설계 개선 및 개선 설계 결과의 구조 안전성 및 안정성 검토

초기 설계 결과에서 압축 하중을 받는 날개 상면 전후방 스파 사이에서 좌굴이 발생하여 중간 스파를 추가하여 설계 변경 후 유한 요소 해석을 수행한 결과 좌굴 발생 부위에 뚜렷한 개선은 확인되지 않아서 주익 후면의 형상이 변화하는 지점에 리브를 추가하여 1차 설계 개선을 하였다. 리브를 추가하여 구조 안전성 검토 결과 리브 추가 부위는 좌굴이 개선되나 국부적으로 좌굴 부위가 변화함에 따라 날개 길이 방향으로 리브를 추가해 가면서 설계 변경을 하였다. 설계 개선 결과에 대해 구조 해석한 결과 좌굴 하중 배수가 0.9로서 적용된 하중 안전율을 감안하면 좌굴에 대한 안정성이 확보된 구조 설계 결과임이 확인되었으나 설계 목표 요구 중량 보다 1.3배로서 목표 중량을 초과하였음을 확인하였다.

중량 감소를 위하여 경량화 설계 방안으로 응력 크기에 따른 두께의 변화를 적용하면서 우레탄 폼 샌드위치 구조를 날개 상하면 스킨 부위와 스파 웹 부위에 적용하여 2차 설계 개선을 하였다. 최종 개선 설계된 결과에 대한 구조 해석 결과 구조 안전성, 안정성 및 구조 설계 제한 조건을 모두 만족하며 설계 목표 요구 중량보다 경량화 설계된 결과를 확인하였다.

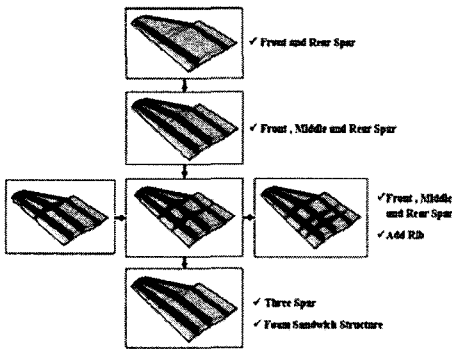


Fig. 6 Flow of design modifications.

Figure. 6에 초기 설계 결과부터 세부 설계 변경 과정을 통해서 최종 설계 형상 확정 까지 수정 설계 과정을 단계별로 나타내었다.

주익의 2차 수정 설계안의 총중량은 조종면(Aileron)을 제외하고 351.4kg으로서 설계 목표 요구 중량이 383kg으로서 연결부위 볼트, 조종면의 중량 및 주익과 조종면의 연결 부위 힌지(Hinge)의 무게까지 고려할 때 경량화 된 구조 설계 결과임을 확인할 수 있다.

스킨 부위 최대 압축 응력은 120MPa, 인장 응력이 114MPa로 확인 되었으며, 스파의 압축 응력은 93.7MPa이고, 인장 응력은 128MPa로 확인 되었다. Tsai-Wu 파괴 기준에 의한 안전율 검토 결과 충분한 안전율을 확보한 구조 설계 결

과를 확인하였다. 변형 해석 결과로부터 최대 변형 부위는 날개 끝 부위로서 최대 변위가 93.4mm로 확인되었으며, 좌굴 하중 배수 2.78로서 구조 안전성을 확보한 설계 결과임을 확인하였다. 추후 엔진 등 가진체에 의한 공진 가능성을 파악하기 위한 고유 진동수 해석 결과는 1차 플랩 모드가 8.43Hz로 확인되었다.

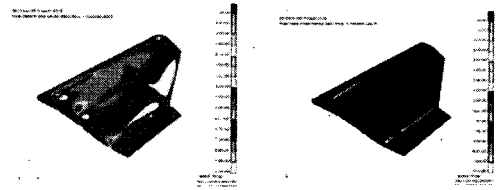


Fig. 7 Stress contour on skin and spar of the 2nd modified main wing.

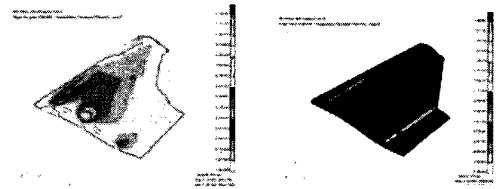


Fig. 8 Safety factor distribution of the 2nd modified main wing by Tsai-Wu failure criterion.

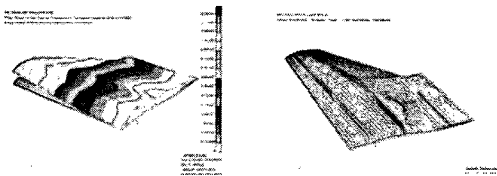


Fig. 9 Deformed configuration and the first buckling mode shape of 2nd modified main wing.



Fig. 10 The 1st flap mode shape and the first lead-lag mode shape vibration analysis.

Figure. 7에 주익의 스킨과 스파의 응력 분포, Fig. 8에 Tsai-Wu 파괴 기준에 의한 계수, Fig. 9에 변형 해석 결과와 좌굴 해석 결과들, Fig. 10에 고유진동수 해석 결과를 명시하였다. 개선 설계 과정을 통하여 최종 설계 확정된 형상은 3개의 스파와 폼 샌드위치 구조가 적용된 날개 구조체로서 Fig. 11에 최종 확정된 형상을 나타내었다.

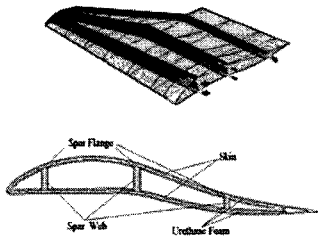


Fig. 11 Final modification of main wing structure with three spars and foam sandwich.

Table 3 Design modification results of main wing structure

Station	Front spar flange thickness(mm)	Layup sequence
0-1	4.25	[ ±45,0,90,0,±45,0,90 ]s
1-2	3.75	[ ±45,0,90,±45,0,90,±45 ]s
2-3	2.00	[ ±45,0,±45,0]s
3-4	1.75	[ ±45,0,90,0 ]s
4-5	1.75	[ ±45,0,90,0 ]s
5-6	1.75	[ ±45,0,90,0 ]s
Station	Middle spar flange thickness (mm)	Layup sequence
all	2.00	[ ±45,0,±45,0]s
Station	Rear spar flange thickness (mm)	Layup sequence
0-1	6.00	[ ±45,90,0,±45,90,0,±45,0,±45,0 ]s
1-2	4.25	[ ±45,0,90,0,±45,0,90 ]s
2-3	3.75	[ ±45,0,90,±45,0,90,±45 ]s
3-4	2.00	[ ±45,0,±45,0]s
4-5	1.75	[ ±45,0,90,0 ]s
5-6	1.75	[ ±45,0,90,0 ]s
Station	Spar web and skin thickness (mm)	Layup sequence
all	16.75	(±45,0,90,±45,0),foam,(0,∓45,90,0,∓45)

※ Front and rear spar flange width : 225mm  
 ※ Foam sandwich thickness of web and skin : 15mm

전방, 후방, 중앙 스파의 적층수는 뿌리 부위부터 날개 끝 부위까지 6개 구획으로 분할하여 최대 굽힘 모멘트를 받는 뿌리 부위를 최대 두께로 설계하여 날개 길이 방향으로 적층수를 줄여 나가며 적층 형태를 결정하였다. 각 구획별 적층수 및 적층 형태는 Table 3에 명시하였다.

중앙 스파를 추가함에 따라서 동체와 연결 부위 체결 볼트도 보다 안전성을 확보하기 위해 중앙 스파 뿌리 부위에도 두 개의 볼트를 추가하여 최종 전방 스파에 네 개 볼트 중앙, 후방 스파에 각각 두 개로 총 8개의 볼트를 확정하였다.

### 5. 조종면 설계

주익 형상이 변화되는 후방 부위의 조종면은 주익 설계 방법과 유사한 방법으로 설계를 수행하였으며 주익과 연결부위 형상을 고려하여 채널(c) 형태 스파 구조 형태를 선택하였다. 전체 형상은 Fig. 12에 나타내었다. 조종면의 구조 설계 하중도 조종면 길이 방향으로 20개 구획으로 분할하여 정의하였으며, 각 구획별 굽힘 모멘트 선도는 Fig. 13에 나타내었다. 초기 설계 결과는 스킨과 스파를 동일하게 [±45°, 0°, 90°]s로 적층 형태를 결정하였다.

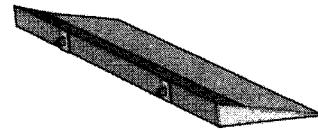


Fig. 12 3D-CATIA model for aileron.

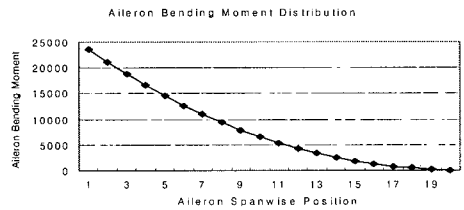


Fig. 13 Bending moment diagram of aileron.

조종면의 초기 설계 결과에 대한 구조 안전성 및 안정성 검토를 위하여 1914 요소로 격자 생성하여 구조 해석을 수행한 결과 스파 부위 강도가 다소 취약하고 스킨 부위 상면에서 국부적으로 좌굴이 발생하여 스파 부위의 적층수를 증가시키고 스킨 부위에 주익과 유사하게 동일 재질의 폼을 적용하여 설계를 수정하였다.

설계 개선 후 스파는 [±45°, 0°, 90°, 0°, ±45°, 0°]s로 적층을 수정하였고, 스킨에는 주익 스킨 부위와 동일하게 15mm 두께의 폼을 적용해 [±45°, 0°, 90°, Foam, 90°, 0°, ∓45°] 형태로 적층을 결정하였다. 응력 해석 결과는 스킨에서 최대 압축응력이 52.8MPa, 인장 응력이 33.0MPa로 확인되었고, 강도 면에서 충분한 안전율을 확인하였다. Fig. 14에 스킨 및 스파의 응력 분포 상태를 나타내었고, 좌굴 해석 결과는 좌굴 하중 배수가 1.03으로 확인되었으며, 최대 변형 부

위는 하중 분포 부위에서 32.1mm로 확인되었다. 변형 해석 결과와 좌굴 해석 결과는 Fig. 15에 명시하였다. 구조 해석 결과로부터 충분히 구조 안전성 및 안정성을 확보한 설계 결과를 확인하였다.

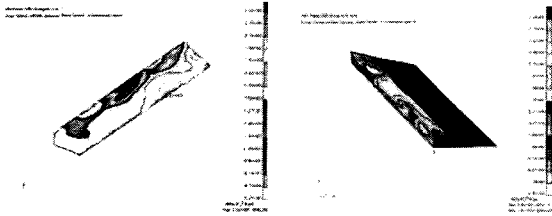


Fig. 14 Stress contour on skin and spar of Aileron.

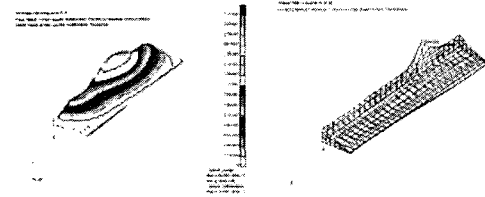


Fig. 15 Deformed configuration and first buckling mode shape and load factor of Aileron.

주익과 연결 부위는 조종면 끝 부위에서 각각 1/4 지점에 동일 형상의 두 개의 리그(Lug) 형태를 선정하였다. 리그 형상은 Fig. 12에 조종면 전체 형상과 함께 나타내었다. 세부 리그 설계는 조종면의 작용 형태를 분석하여 하중이 경사진 방향으로 작용할 때를 고려하였다. 적용 재료는 알루미늄 합금(Aluminum alloy 7075-T6)을 적용하였다.

$$P_{tru} = K_{tru} f_{max} dt \quad (11)$$

$$S.F = \frac{P_{tru}}{P_a} > 1 \quad (12)$$

각 부위의 설계는 식(11)과 (12)를 이용하여 안전계수를 충분히 확보하도록 세부 부위별 두께를 결정하였다. 여기서  $P_{tru}$ 는 허용 극한 하중을 나타내며,  $K_{tru}$ 는 효율 계수(Efficiency factor),  $f_{max}$ 는 재료의 인장 강도,  $d$ 는 리그 홀(Hole)의 직경,  $t$ 는 리그의 두께를 의미한다[8].

## 6. 결 론

본 연구에서는 최근 고속 운용이 가능한 차세대 해양 수송 시스템으로 개발중인 20인승급 소형 위그선의 주익에 대한 구

조 개념 설계 및 해석을 수행하였다. 구조 설계시 사용된 재질은 고강성도 및 고강도비의 특성을 갖고며 항공기 소재로 많이 사용되는 탄소/에폭시 복합재료를 사용하였으며, 안정된 구조를 갖고 경량화를 위하여 스킨-스파 형태를 기본 구조로 선정하였고 날개 상하면의 좌굴 강도를 향상시키며 경량화를 위해 폼 샌드위치 구조 형태를 채택하였다. 스파의 형태는 전방 스파는 I형 보 형태를 채택하였고 후방 스파는 조종면 연결의 용이성을 고려하여 채널(C)형 스파 형태를 적용하였다.

구조 설계 하중은 설계 최대 속도 비행 중 하중을 설계 하중으로 정의하고, 전후방 스파 플랜지가 주 굽힘 하중을 담당하는 구조 형태로 각각 배분하여 작용 시켰으며, 스파 웹과 스킨은 전단 하중을 담당하도록 설계하였다. 설계 개념은 복합재료 설계 이론인 단순 및 혼합 설계 방법을 이용하여 구조 개념 설계를 수행하였다.

구조 안전성 및 안정성 검토를 위하여 유한 요소 해석을 수행 후 구조 해석 결과를 검토하여 세부 설계를 변경하였다. 초기 설계 결과의 구조 해석 검토 결과는 전후방 스파 사이의 상면 스킨 부위에서 좌굴에 취약하여 구조 안정성을 확보하기 위해 중간 스파를 추가하고 보다 경량화된 설계 결과를 위해 날개 상하면과 웹을 폼 샌드위치 구조를 적용하여 수정 설계 하였다. 최종 수정 설계 결과의 총중량은 371.4kg으로서 설계 요구 조건을 만족하며 연결부위 볼트의 피로 요구 수명이 최소 20년을 만족하도록 설계 확정하였다.

조종면 설계는 주익과 연결을 고려하여 주익 후방 스파와 동일한 형태인 C형 스파를 적용하였으며, 스킨 부위는 폼 샌드위치 구조 형태를 채택하였고 연결 부위 형상은 리그 형태를 사용하여 설계하였다.

본 연구를 통해 복합 재료를 이용하여 소형 위그선의 구조 설계시에 구조 형태와 재료의 성능을 최적화 할 수 있는 설계 개념을 적용하여 경량화 설계 및 구조 안전성, 안정성을 확보한 위그선의 구조 설계가 이루어질 수 있음을 확인하였다.

## 후 기

본 연구는 산업 자원부의 민군겸용기술 개발 사업인 “20인승급 소형 위그선 개발” 과 지방 대학 혁신 역량 가화 사업(NURI)의 일환으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

## 참고문헌

- 1) Nikolai Kornev, Konstantin Matveev, “Complex Numerical Modelling of Dynamics and Crashes of Wing-In-Ground-Vehicles,” AIAA2003-600, 2003.
- 2) 신명수, 김윤식, 강국진, “20인승급 소형 위그선의 최상급 요구 조건과 실선 성능 추정,” 한국군사과학기술학회

2006년 종합학술대회.

- 3) 고재용, “표면효과익선의 구조 강도에 관한 연구,” 한국해양항공학회, 2002년 제26권 2호.
- 4) 이정진, “해면효과익선의 구조 개념 설계,” 1999년 한국항공 우주학회 추계 학술 발표회.
- 5) F. Wojewodka, “Design of Simple Light Aircraft,” Cranfield University, 1973.
- 6) Dr. I. R. Farrow, “An Introduction to Composite Materials,” Department of Aerospace Engineering Bristol University Lecture Note, 1998.
- 7) E. F. Bruhn, B.S., M.S., C. E., “Analysis and Design of Flight Vehicle Structures,” Tri-State Offset Company, 1973.
- 8) Michael C.Y.Niu, “Airframe Structural Design,” Hong Kong Conmil Press Ltd, 1988.
- 9) Bruce K. Donaldson, “Analysis of Aircraft Structure, An Introduction International Editions 1993,” McGraw-Hill, 1993.
- 10) C Kong, “Structural Investigation of Composite Wind Turbine Blade Considering Various Cases and Fatigue Life,” ENERGY, Vol. 30, 2005, p. 2101-2114.
- 11) MSC, Software, “MSC. NASTRAN 2005 Release Guide,” 2005.
- 12) 권진희, 구교남, 문창오, 박정선, 우경식, 정성남, “NASTRAN으로 배우는 전산 구조 해석,” 경문사, 2004.
- 13) MSC, Software, “NAS122-Dynamic Analysis Using MSC.Patran and MSC. NASTRAN Course Notes Vol. 1,” 2006.