

## 경량화 소형 위그선 구조 예비 설계에 관한 연구

공창덕\* · 박현범\*\* · 김주일\*\* · 이승현\*\* · 윤재휘\*\*

### Study on Preliminary Structural Design of Light Weight Small Scale WIG Craft

Changduk Kong\* · Hyunbum Park\*\* · Juil Kim\*\* · Seunghyeon Lee\*\*

#### ABSTRACT

This study was performed on preliminary structural design of a small scale WIG craft which has been developed as a next generation high speed maritime transportation system in Korea. A composite structure design using the foam-sandwich for main wing and tail fins and the honeycomb sandwich and skin-stringer-ring frame for fuselage was applied for weight reduction as well as structural stability. A commercial FEM code, NASTRAN for was utilized to confirm the structural safety for the reiterate design modifications to meet design requirements including the target weight. Each main wing was jointed with the fuselage by eight high strength insert bolts for easy assembling and disassembling as well as for assuring the required 20 years service life. For control surface structural design, the channel type spar, the foam sandwich skin and the lug joint were adopted.

Key Words: Preliminary Structural Design, WIG(Wing-In-Ground effect) Craft, Sandwich Composite Structure

#### 기호설명

- $L_{WB}$  : 주익 및 동체 하중 [ $kg \cdot m/s^2$ ]  
 $L_T$  : 수평 미익 하중 [ $kg \cdot m/s^2$ ]  
 $n$  : 하중 배수  
 $W$  : 자중 [ $kg \cdot m/s^2$ ]

#### 1. 서론

위그선은 비행체가 지표면을 저고도로 비행 시에 양력이 증가하는 효과를 적용한 비행체로서 기존에 러시아를 중심으로 활발한 연구가 진행 되어왔다[1]. 위그선은 해양에서 대량의 여객 및 화물 수송에 유리하여 최근 국내에서도 차세대 해양 운송 체계로 소형 위그선 및 대형 위그선 개발 연구가 진행 중이다[2, 3].

본 연구에서는 소형 위그선의 날개와 동체 구조의 예비 설계 및 해석에 관한 연구를 수행하

† 2007년 2월 17일 접수 ~ 2007년 3월 16일 심사완료

\* 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

\*\* 학생회원, 조선대학교 항공우주공학과  
 연락처, E-mail: swordship@daum.net

였다. 경량화를 위하여 탄소/에폭시 복합재료가 적용되었으며 구조 안정성을 위해 주익의 구조 형태는 스킨 스파 구조 형상에 폼 샌드위치 구조를 채택하였고, 동체에는 스킨 스트링거 링 프레임 구조에 허니컴 샌드위치가 적용되었다. 상용 유한 요소 코드인 NASTRAN을 이용하여 단계적 구조 설계 변경을 통해 설계 요구 조건을 만족하는 설계 결과를 도출하였다.

## 2. 구조 설계 개요

### 2.1 설계 절차

소형 위그선의 구조 설계를 위해 설계 요구 조건을 분석하여 공력 하중을 검토한 후 주익과 미익 및 동체의 구조 설계 하중을 정의하였다. 정의된 구조 설계 하중을 바탕으로 대상 구조물의 구조 형상을 선정한 후 경량화 설계를 위해 주 적용재질을 탄소/에폭시 복합재료로 채택하여 구조 설계를 수행하였다. 초기 구조 설계 결과의 구조 안전성 검토를 위해 상용 유한 요소 코드를 이용하여 선형 정적 해석을 수행하고, 구조 안정성 평가를 위해 좌굴 해석 결과를 검토하였다. 또한 엔진 등의 가진체에 의한 공진 가능성 검토를 위해 고유치 해석과 강제 진동 해석을 통해 공진 여부를 확인하였다. 초기 유한 요소 해석 결과를 분석하여 단계적 설계 개선을 통해 목표 요구 조건에 적합한 최적 구조 설계 형상을 확정하였다. Figure 1은 연구 대상 비행체의 유한 요소 모델이며, Fig. 2에 본 연구에 적용한 구조 설계 절차를 단계적으로 명시하였다.

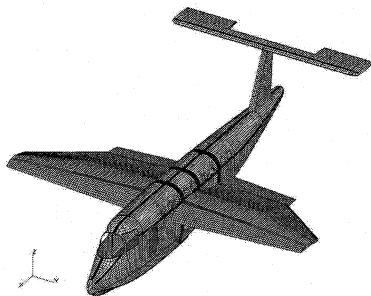


Fig. 1 FEM Model of Small Scale(20 seats) WIG Craft

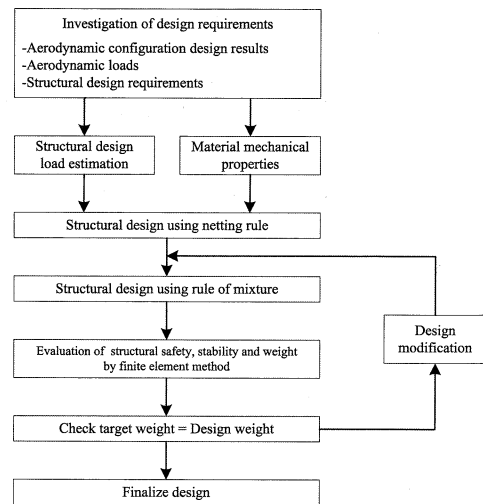


Fig. 2 Proposed Structural Design Procedure

### 2.2 설계 요구 조건 및 구조 설계 하중 해석

본 연구 대상인 소형 위그선은 지면 효과를 이용하는 특성상 기존의 항공기 보다 주익이 상대적으로 큰 특징이 있다. 위그선의 구조 설계를 위하여 설계 요구 조건의 분석 결과를 바탕으로 설계를 수행하였다. 설계 요구 조건은 수송능력 여객 20인 또는 재화중량 2ton으로서 항속 거리는 1000km 이상이다. 구조 설계 하중은 비행 최대 속도 하중 상태에서 관성 하중을 바탕으로 주익의 하중과 수평 미익의 하중, 동체에 작용하는 하중을 정의하였다.

날개에 작용하는 하중은 하중 배수 2를 적용하여 시스템 설계 요구 조건에 부합하도록 비행 최대 속도 상태의 공력 하중을 식 (1)에 의해 계산하여 주익의 스펜 방향과 코드 방향으로 분포 하중으로 적용하였다[4]. 주익 상부에 장착되는 엔진의 추력에 의한 하중은 엔진 제동마력과 프로펠러 효율 관계식에 의해 계산된 하중을 엔진 마운트 부위에 적용하였다. 수평 미익에 작용하는 하중은 정상 비가속 상태의 하중에 체크 기동 가속도 운동이 고려된 하중을 구조 하중으로 정의하였으며, 수직 꼬리 날개 하중은 조종면 작동시의 비대칭 하중을 적용하였다. 도출된 구조 하중에 안전율 1.5를 고려하여 최종 구조 설계 하중(Proof load)으로 정의하였다.

$$nW = L_{WB} + L_T \quad (1)$$

여기서  $n$ 은 하중배수,  $W$ 는 자중,  $L_{WB}$ 는 주익과 동체의 하중,  $L_T$ 는 수평 미익의 하중이다. Figure 3에 주익의 구조 하중 해석 결과를 명시하였다.

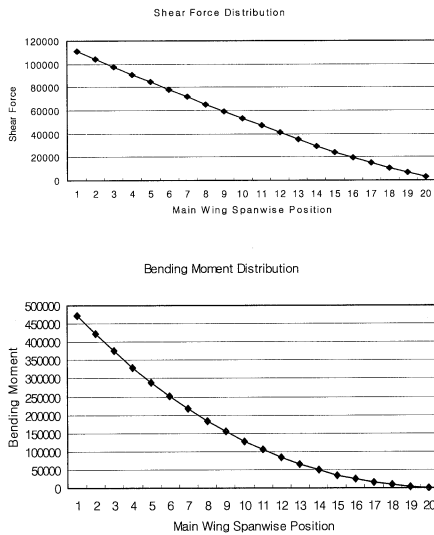


Fig. 3 Shear Force and Bending Moment Diagram of Main Wing

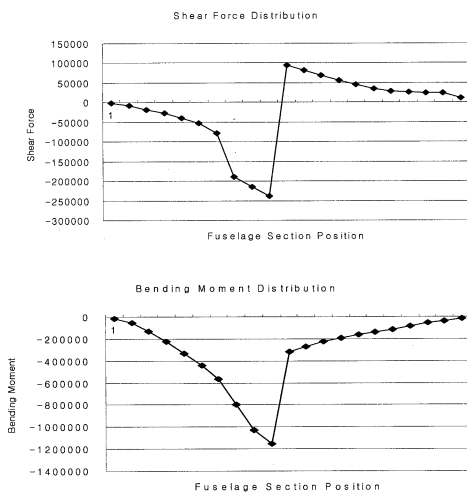


Fig. 4 Shear Force and Bending Moment Diagram of Fuselage

동체에 작용하는 하중은 동체의 좌우 대칭 하중과 조종면 작동시의 비대칭 하중의 경우에서 가장 극한 상태인 좌우 대칭 하중을 구조 설계 하중으로 정의하고, 착수 상태에 대한 확인을 위해 선수, 중앙, 선미 충격 하중으로 구분하여 유한 요소 해석 단계에서 준정적 하중으로 가정하여 적용시켜 구조 안전성을 검토하였다. Figure 4는 비행시 동체의 구조 하중 해석 결과이다.

### 3. 초기 구조 설계

날개의 구조 형상은 스킨-스파 형태로 초기 설계 단계에서는 전후방 두 개의 스파를 적용하여 전방 스파는 I형 보 형태 구조를 채택하였고, 후방 스파는 조종면의 결합을 위해 채널(C)형태 구조를 적용하였다. 설계 기준 강도는 스파 형태가 앵글 부재 형태이므로 크리플링(Crippling) 좌굴을 고려하여 압축 좌굴 허용 강도를 기준으로 재료의 강도와 비교하여 각 분포하중에 따라 스펠 방향으로 6개 구획으로 분할하여 설계하였다. 날개 설계에는 일방향 탄소/에폭시가 적용되었으며 스파 설계에 적용된 복합재료 설계 개념은 하중 방향으로 적층된 섬유만 하중을 담당하는 단순 설계 방법으로 초기 개념 설계를 수행하고, 혼합 설계 방법으로 보완 설계 하였다[5]. 혼합 설계 방법은 등가 탄성 계수를 이용하여 하중 방향과 다른 방향으로 적층된 섬유도 원래 강도의 10%를 기여한다는 이론으로 보다 경량화 설계 개념이다[7, 8]. 초기 설계 결과 0° 방향의 섬유를 결정하고 90°, ±45° 방향의 섬유를 보완하여 최종 적층수를 결정하였다. 날개 스킨은 스파 웹과 상하면 스킨의 전단 흐름을 고려하여 설계하였다.

동체는 스트링거가 굽힘 모멘트를 담당하고 스킨이 전단력을 담당하도록 하중을 적용하여 설계를 수행하였다. 스트링거의 구조 형상은 복합재료의 특성상 적층 및 접합에 의해 결합되어야 하므로 스킨과 접착 면적을 증가시키기 위

해 T형상을 채택하였다. 스킨은 ESDU 설계 데이터를 분석하여 넓은 판재의 좌굴을 설계 요소로 고려하여 충분한 좌굴 안정성을 확보하도록 설계 결과를 도출하였다. 링프레임은 날개에서 전달되는 하중을 담당하도록 날개 연결 부위에 세 개의 링프레임을 적용하였고 동체의 선수와 선미 부분에 두께가 보다 얇은 링프레임을 추가하였다. 플로어는 경량화에 주안점을 두어 알루미늄 허니컴 코어를 적용한 샌드위치 구조를 채택하였으며, 승객 및 탑재 장비의 하중을 계산하여 설계 하였다. 스킨 부위 적용 재료는 직조형 탄소/에폭시가 적용되었고, 스트링거와 링프레임에는 일방향과 직조형을 함께 사용하였다. 초기 구조 설계 형상을 Fig. 5에 나타내었다.

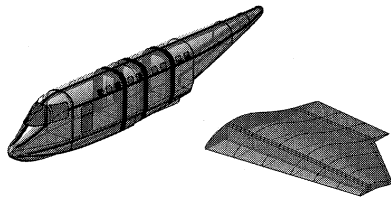


Fig. 5 First Design Configuration of Main Wing and Fuselage

#### 4. 구조 해석

##### 4.1 유한 요소 모델링

초기 구조 설계 결과에 대한 구조 안전성 및 안정성 평가를 위하여 날개와 동체 각 부분별 유한 요소 해석을 수행하였다. 유한 요소 모델은 CATIA에서 모델링된 3차원 형상을 PATRAN을 이용하여 복합재료 요소인 PCOM 요소를 이용하여 격자를 생성하였다.

날개의 경우 경계 조건은 동체와 연결 부위인 날개 뿌리 부위 고정 경계 조건을 적용하였으며 하중은 스파에 공력 중심으로부터 거리 비율로 분포 하중으로 적용하였다. 동체의 경우는 무게 중심 부위 고정 경계 조건을 적용하고 하중은 동체 길이 방향으로 각 구획별로 분포하중을 적용하여 구조 해석을 수행하였다.

##### 4.2 초기 설계에 대한 구조 해석 결과

주익의 선형 정적 해석 결과 동체와 주익 연결 부위에서 최대 응력이 확인되었으며, 최대 압축응력은 67MPa, 인장 응력은 65MPa로서 강도 관점에서는 설계 요구 조건을 충분히 만족하지만 주익의 설계 목표 요구 중량인 383Kg보다 12kg 초과한 설계 결과를 확인하였다. 주익의 좌굴 안정성 검토 결과 상하면 스킨 부위에서 좌굴에 국부적으로 취약한 것으로 확인 되었다. 수평 미익은 수직 미익과 연결 부위 스킨에서 최대 압축 응력 128MPa, 인장 응력은 110MPa로 확인되어 경량화 설계 되었으며 충분한 강도를 확보하였으나, 날개 상면 스킨 부위에서 좌굴에 취약한 것으로 확인되었다. 수직 미익의 구조 해석 결과는 설계 요구 조건을 모두 만족하였다.

동체의 유한 요소 해석 결과는 목표 요구 중량을 초과하여 3298.9kg으로 설계 되었으며 주익과 동체 링프레임 연결 부위에서 최대 응력이 확인되었다. 압축 응력은 137MPa, 인장 응력은 135MPa이며, 좌굴 해석의 경우 좌굴 하중 배수 0.3으로 좌굴에도 취약한 구조로 확인되어 설계 개선이 반영되어야 한다고 판단하였다.

#### 5. 설계 개선 및 최종 구조 설계 결과

##### 5.1 설계 개선

주익과 수평 미익, 동체의 초기 설계 결과에 대한 단계적 설계 변경을 통해 설계 요구 조건을 만족하는 개선 설계 결과를 도출하기로 확정 하였다.

주익의 중량 초과를 개선하기 위해 경량화 설계 방안으로 응력이 낮은 부위의 적층수를 변경하고, 스킨의 좌굴 취약 부위 개선을 위해 주익은 중간 스파를 추가하고 각 날개의 스파 웹 부위에 좌굴에 안정한 우레탄-폼-샌드위치 (Urethane Foam Sandwich) 구조를 적용하여 수정 설계하는 것으로 설계 방안을 설정하였다. 최종 개선 설계된 결과에 대한 유한 요소 해석

결과 조종면을 제외하고 351.4kg으로서 추가 구조물의 중량을 고려해도 경량화 된 구조 설계 결과임을 확인하였다. 선형 정적 해석 결과 스킨 부위 최대 압축 응력은 120MPa, 인장 응력이 114MPa로 확인되었으며 안전을 검토 파괴 기준은 Tsai-Wu 이론을 적용하여 충분한 안전율을 확보한 구조 설계 결과임을 확인하였다[6]. 좌굴 하중 배수 또한 2.78로 충분한 좌굴 강도를 확보한 설계 결과를 도출하였다. 또한 주익은 추후 엔진 등 가진체에 의한 공진 가능성을 파악하기 위해 고유 진동수 해석 결과 1차 플랩 모드가 8.43Hz로 확인되었다. 따라서 1차 고유 진동수 영역에서 추정된 엔진의 2378rpm에 대한 강제 진동 해석 결과 진동에 대한 안전성을 확보한 구조인 것으로 검토되었다. Figure 6에 응력과 변형 해석 결과를 명시하였고, Fig. 7은 고유 진동수와 강제 진동 해석 결과이다.

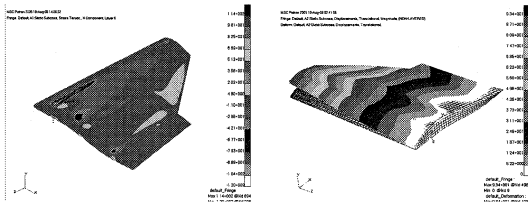


Fig. 6 Stress Contour on Skin and Deformed Configuration of the Modified Main Wing

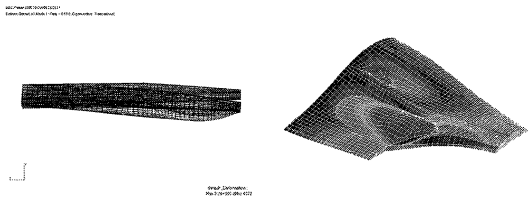


Fig. 7 Natural Frequency(1st flap mode) and Forced Vibration Analysis Results

수평 미익의 전후방 스파 사이 스킨 부위의 좌굴 취약 부위 개선을 위해 주익의 최종 설계 방안을 적용하여 스킨과 스파 웹에 폼 샌드위치 구조를 적용하는 방안으로 개선 설계 하였다. 스킨의 응력 해석 결과 최대 압축 응력은

97.0MPa 인장 응력은 97.1MPa로 확인되었으며 설계 요구 조건을 만족하는 설계 결과를 확인하였다.

동체의 개선 설계 방향은 복합재 장점을 살려 경량화 시키는데 주안점을 두어 응력이 충분히 만족하는 부위의 적층수를 다양하게 변화시키고 샌드위치 구조를 적절히 적용하였다. 초기 구조 설계 변경에서는 링프레임 부위에 알루미늄 허니컴 코어를 사용한 샌드위치 구조를 채택하였으나 스킨 부위에서 좌굴이 취약하므로 경량화와 좌굴 안정성을 동시에 확보하기 위해 스킨 부위에도 알루미늄 허니컴 코어를 적용하였다. 그리고 출입문과 창문 부위의 좌굴 안정성을 확보하기 위하여 보강 적용하였다. 개선 설계에 대한 최종 구조 해석 결과는 Fig. 8에 명시하였으며 날개 연결부위 링프레임의 최대 압축 응력은 260MPa로 확인되었고, 인장 응력은 259MPa로 확인되었다. 설계 중량은 1208kg으로서 설계 요구 목표 중량인 1171kg에 근접한 설계 결과를 도출 하였다. 좌굴 하중 배수 또한 1.8로서 충분히 좌굴 안정성을 확보한 설계임을 확인하였다. 착수 경우도 선수, 선미, 중앙 부위 착수 경우 응력 및 좌굴 검토 결과 구조 안전성 및 안정성을 만족하는 설계 결과를 확인하였다.

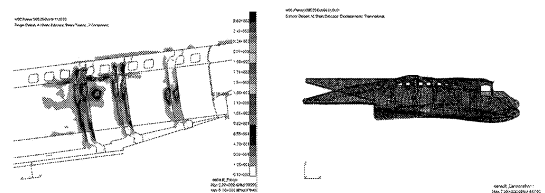


Fig. 8 Stress Contour on Ring Frame and Deformed Configuration of the Modified Fuselage

각 부분별 구조 해석 결과를 바탕으로 전기체 해석을 수행하였다. 날개와 동체 각 구획별로 하중을 적용하여 전체 구조에 대해 해석한 결과는 Fig. 9에 명시하였으며 주익과 동체 연결부위에서 최대 응력이 확인되었다. 해석 결과는 최대 압축 응력은 254MPa이며, 최대 인장 응력은 332MPa, 좌굴 해석 결과는 좌굴 하중 배수

2.0으로서 요구 목표를 충분히 만족하는 구조 설계 결과임을 검토하였다.

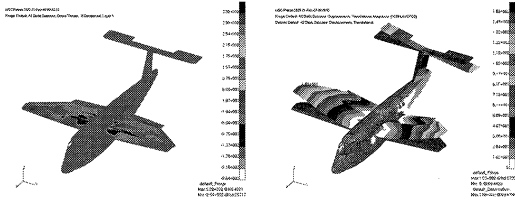


Fig. 9 Stress Contour on Skin and Deformed Configuration of Whole WG Craft Structure

5.2 최종 구조 설계 결과

설계 확정된 주익의 형상은 전방, 중앙, 후방 스파 세 개가 적용되었고, 스킨과 웹에 폼 샌드위치 위치가 적용된 구조이며 날개 길이방향으로 적층수를 달리하여 경량화 설계 결과를 획득하였다. Table 1에 주익의 구조 설계 결과를 명시하였다.

미익의 경우는 전후방 두 스파 구조 형태에 주익의 경우와 유사하게 스킨 및 스파 웹 부위는 폼 샌드위치 구조가 적용되었다.

동체는 알루미늄 허니컴 샌드위치 구조를 적용하여 날개 연결 부위 3개, 동체 전후방 부위 3개, 총 6개의 링프레임과 8개의 스트링거가 적용되었으며, 동체 내부 플로어 또한 알루미늄 허니컴 샌드위치 구조가 채택되었다. Table 2는 동체의 구조 설계 결과이며, 전체 구조에 대한 최종 형상은 Fig. 10에 나타내었다.

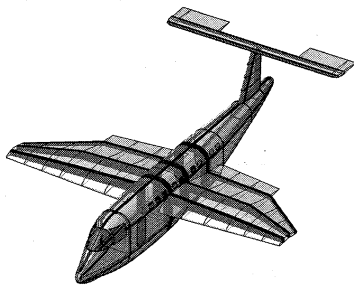


Fig. 10 Final Design Configuration of WG Craft Structure

Table 1. Design Results of Main Wing Structure

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

6. 연결 부위 및 조종면 설계

6.1 연결 부위 설계

동체와 주익의 연결 부위는 날개 뿌리 부위 스파를 보강하여 볼트로 체결하는 삽입 볼트 방안을 적용하였다. 해수면에 의한 금속재 부식을 고려하여 재질은 티타늄 재질을 선정하였으며, 연결 부위 응력을 바탕으로 주응력과 허용 응력을 비교하여 M30 볼트를 채택하였다. Figure 11에 연결 부위 형상을 명시하였다.

초기 구조 형상은 전후방 스파에 2개씩 볼트를 적용하였으나 동적하중을 고려하고, 강구조물의 피로 제한 응력을 고려하여 일반적인 항공기 피로 수명인 20년을 만족하기 위해 전방 스파에 2개를 추가하여 설계 변경하였다.

Table 2. Design Results of Fuselage Structure

Part	Thickness	Ply	Orientation	
Skin	8.6t	4ply+core+4ply	Fabric[±45° <sub>2</sub> ,0°/90° <sub>2</sub> ,±45° <sub>2</sub> ]+core <sub>1</sub> ;7mm+Fabric[±45° <sub>2</sub> ,0°/90° <sub>2</sub> ,±45° <sub>2</sub> ]	
Stringer	26.2t	11ply+core+11ply	UD[0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ,90° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ]+core <sub>1</sub> ;20mm+UD[0° <sub>2</sub> ,90° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ]	
Frame	Front	9.4t	4ply+core+24ply	Fabric[±45° <sub>2</sub> ,0°/90° <sub>2</sub> ,±45° <sub>2</sub> ]+core <sub>1</sub> ;5mm+Fabric[±45° <sub>2</sub> ,0°/90° <sub>2</sub> ,±45° <sub>2</sub> ]+UD[90° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,90° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ]
	Wing join	22.24t	10ply+core+6ply	UD[0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ,90° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ]+core <sub>1</sub> ;20mm+UD[0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,90° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ]
	Rear	24.8t	28ply+core+15ply	UD[0° <sub>2</sub> ,90° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ]+core <sub>1</sub> ;22mm+UD[0° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,90° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ]
	Tail	46.2t	28ply+core+15ply	UD2[0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,90° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ]+core <sub>2</sub> [-45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ]+core <sub>2</sub> ;40mm+UD[0° <sub>2</sub> ,90° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ]
Floor	Skin	1t	5ply	Fabric[0°/90° <sub>2</sub> ,±45° <sub>2</sub> ,0°/90° <sub>2</sub> ,±45° <sub>2</sub> ,0°/90° <sub>2</sub> ]
	Core	30t	-	-
	Bond	17.8t	5ply+core+10ply	UD[0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ,90° <sub>2</sub> ]+core <sub>1</sub> ;5mm+UD[0° <sub>2</sub> ,45° <sub>2</sub> ,0° <sub>2</sub> ,-45° <sub>2</sub> ,90° <sub>2</sub> ]+Fabric[0°/90° <sub>2</sub> ,±45° <sub>2</sub> ,0°/90° <sub>2</sub> ,±45° <sub>2</sub> ,0°/90° <sub>2</sub> ]

이후에 주익의 구조 형상 설계 변경으로 인해 중간 스파가 추가됨에 따라 중앙 스파에도 2개의 볼트를 추가하여 최종 전방 스파에 4개, 중앙 및 후방 스파에 각각 2개씩 총 8개의 볼트로서 설계를 확정하였다.

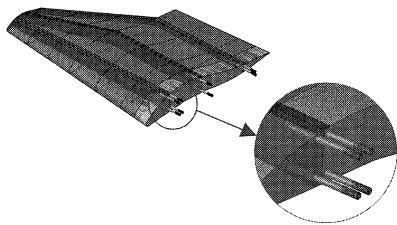


Fig. 11 Joint Part Configuration of Main Wing

6.2 조종면 설계

조종면은 주익과 유사한 설계 방안을 적용하였으며 날개와 연결 부위 용이성을 위하여 채널(ㄷ) 형태 스파 구조 형상을 선정하였다. 설계 하중은 에일러론의 하중이 엘리베이터나 러더

보다 크기 때문에 에일러론의 하중을 기준으로 스파 및 스킨을 설계하였다.

조종면의 초기 설계 결과에 대한 구조 해석 결과 스파 부위 강도가 다소 취약하고 스킨 상면에서 국부적으로 좌굴이 발생하여 스파 부위 적층을 보강하고 스킨 부위에 날개와 유사한 폼 샌드위치 구조를 채택하여 설계 변경하기로 확정하였다.

조종면의 초기 설계 결과에 대한 구조 해석 결과를 검토하여 적층수를 증가시켜 설계 개선 후 [±45°<sub>2</sub>,0°<sub>2</sub>,90°<sub>2</sub>,0°<sub>2</sub>,±45°<sub>2</sub>,0°<sub>2</sub>]s로 스파의 적층을 수정하였고, 스킨에는 주익 스킨 부위와 동일하게 15mm 두께의 폼을 적용해 [±45°<sub>2</sub>,0°<sub>2</sub>,90°<sub>2</sub>,Foam,90°<sub>2</sub>,0°<sub>2</sub>,∓45°<sub>2</sub>] 형태로 최종 적층수를 결정하였다.

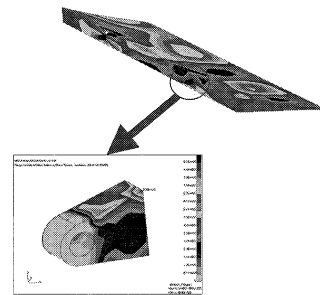


Fig. 12 Stress Contour on Aileron

응력 해석 결과 에일러론의 경우는 스킨에서 최대 압축 응력이 52.8MPa, 인장 응력이 33.0MPa로 확인 되었고, 강도 면에서 충분한 안전율을 확인하였다. 좌굴 해석 결과는 좌굴 하중 배수가 1.03으로서, 구조 해석 결과 충분히 구조 안전성 및 안정성을 확보한 설계 결과임이 검토되었다.

연결 부위는 조종면 끝 부위에서 각각 1/4 지점에 동일 형상의 두 개의 러그(lug) 형태를 선정하였다. 세부 러그 설계 하중은 조종면의 작용 형태를 분석하여 하중이 경사진 방향으로 작용할 때를 고려하였으며 적용 재질은 알루미늄 합금(aluminum alloy 7075-T6)을 적용하여 해수에 의한 부식 방지를 위해 산화피막처리 된 재

질로 선정하였다. Figure 12에 에일러론의 연결 부위 및 스킨의 응력 분포를 나타내었다.

### 7. 피로 수명 해석

본 연구 대상 비행체의 임무 요구 비행 횟수는 하루 10회(평균 비행 거리 1시간)로 통상 항공기 요구 피로 수명인 20년을 만족하도록 가정하였다. 따라서 총 비행 횟수는 73,000비행이 된다. 피로 하중에 가장 취약한 부위인 주익과 동체 연결 부위를 피로 임계 요소 부위로 정의하였다. 주익에 피로 손상을 주는 하중으로 해수면에 착수한 상태에서 비행 이후 재착수까지 하중이 전 피로 손상의 약 85%에 상당하는 하중이라고 가정하여, 이 하중에 의한 피로 임계 요소 부위의 수명 계산을 수행하였다. 최대 응력이 6.96MPa이고 최소 응력이 -120MPa로서 응력비는 -17이다. Figure 13은 적층별 카본/에폭시 복합재료의 S-N 선도이다. 이 때 볼트 홀 등의 다양한 환경적 효과를 고려하면 시편의 특성이 절반정도 저하된다는 선행 연구 결과를 참고하여 허용 피로 수명은  $10^7$  사이클로 결정하였다. 그러므로 초기 설계 단계의 목표 수명 보다 전 피로 수명의 85% 소비한 하중에 수명 안전율 3.0을 고려하여도 총 피로 수명을 만족하므로 충분히 안전하다고 볼 수 있으며, 주익의 피로 임계 구조 요소가 충분히 피로 하중에 안전하므로 타 구조 요소에 대해서도 충분히 확보되어 있다고 볼 수 있다.

### 8. 결론

본 연구에서 차세대 해양 운송 체계로 개발 중인 8.5ton급 소형 위그선의 경량화 구조 설계 및 해석을 수행하였다. 구조 설계에 적용된 주재료는 항공기에 많이 적용되는 카본/에폭시 복합재료를 채택하였으며, 날개의 구조 형상은 스킨-스파 구조에 폼 샌드위치 구조가 함께 적용

되었다.

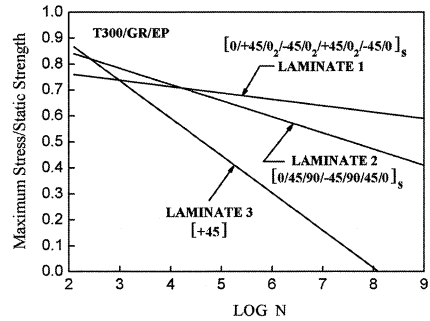


Fig. 13 S-N Curves for Three Types of CFRP T300/Epoxy Laminates

동체의 구조 형상은 스킨-스트링거-링프레임 형태를 채택하고 경량화 및 좌굴 안정성을 충족하기 위해 알루미늄 허니컴 코어를 사용한 샌드위치 구조를 다양히 적용하였다.

구조 설계 하중은 공력 설계 결과 및 공력 설계 하중을 면밀히 분석하여 비행 중 최대 속도 하중으로부터 정의하였다. 정의된 구조 설계 하중을 바탕으로 복합재료 설계 개념인 단순 및 혼합 설계 방안을 적용하여 경량화 설계에 주안점을 두어 날개 및 동체의 개념 설계를 수행하였다. 초기 설계 결과에 대해 유한 요소 해석을 통해 구조 안전성 및 안정성을 평가하여 취약 부위를 확인하고 설계 변경을 통해 설계 요구 조건에 만족하는 설계 결과를 획득하였다.

본 연구는 위그선의 구조 설계에 대한 복합재료를 이용한 경량화 설계 개념을 제시하고 단계적 설계 변경을 통해 최적화된 구조 형상을 도출하여, 추후 위그선 연구에 다양하게 활용될 수 있을 것이다.

### 후 기

본 연구는 산업자원부의 “20인승급 소형 위그선 개발” 과 교육 인적자원부 지방대학 혁신역량 강화 사업(NURI)의 일환으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.



## 참 고 문 헌

- [1] Kund Benedict, Nicolai Kornev, Michael Meyer, Jost Ebert, "Complex Mathematical Model of The WIG Motion including The Take-off Mode", Ocean Engineering 29 2002, 315-357
- [2] 신명수, 김윤식, 강국진, "20인승급 소형 위그선의 최상급 요구 조건과 실선 성능 추정", 한국군사과학기술학회 2006년 학술대회
- [3] 이정진, "해면 효과 익선의 구조 개념 설계", 1999년 한국항공우주학회 추계학술발표회
- [4] F. Wojewodks, "Design of Simple Light Aircraft", Cranfield University, 1973
- [5] I. R. Farrow, "An Introduction to Composite Materials", Department of Aerospace Engineering, Bristol University Lecture Note, 1998
- [6] Robert M. Jones, "Mechanics of Composite Materials", Taylor & Francis, Inc., 1999
- [7] C. Kong, "Structural Investigation of Composite Wind Turbine Blade Considering Various Case and Fatigue Life, ENERGY, 2005
- [8] C. Kong, J. Bang, "Aerodynamic and Structural Design of Glass/Epoxy Skin-Urethane Foam Sandwich Composite Blades for 1kW Class Wind Turbine". Science and Engineering of Composite Materials 13,2006, pp. 21-30.