소형 경량화 위그선의 주익 구조 설계 및 해석에 관한 연구

A study on Structural Design and Analysis of Main Wing for A Small Scale Light Weight WIG Flight Vehicle

소형 경량화 위그선의 주익 구조 설계 및 해석에 관한 연구

A study on Structural Design and Analysis of Main Wing for A Small Scale Light Weight WIG Flight Vehicle

Key Words : Wing In Ground Effect(지면 효과), Carbon/Epoxy(카본/에폭시), Skin-Spar-Foam Sandwich Structure(스킨-스파-폼 샌드위치 구조), Structural Design(구조 설계), FEM(유한요소법)

Abstract

In this study, conceptual structural design of the main wing including aileron for a small scale WIG(Wing in Ground Effect) Flight Vehicle 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/PATRAN. 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. Additional design on aileron including joint structure between main wing and control surface was performed. The channel type spar,

the foam sandwich skin structure and the lug joint were adopted for aileron design.

1. 서 론

최근 들어 지면 효과(WIG, Wing In Ground Effect)에 의한 수송 효율이 높은 운송체를 개발하려는 연구가 여러 분야에서 수행되어왔다[1, 2, 3]. 지면 효과란 비행체의 날개가 해수면이나 지면 위를 저고도로 비행시에 날개와 해수면 사이의 지면 효과를 이용해 양력을 증가 시키는 이론이다. 위그선은 지면 효과를 이용하는 비행체로서 양력의 증가 및 항력의 감소를 동시에 충족시키는 특징을 지니고 있다. 이러한 위그선의 특성 때문에 기존의 선박보다는 안락하고 항공기 보다는 연료 및 운임 절약의 장점이 있어서 국내에서도 차세대 초고속 해양 운송 시스템으로 관심이 증대되고 있다. 특히 우리나라와 같이 도서 지역이 많은 상황에서는 고속선의 대체 개념으로 고속 여객 수송 및 물류 수송이 용이하고 군용으로 사용할 경우에 군수 물자 수송 및 해상 방위 능력 향상에도 기여 할 수 있다.

위그선의 개발 역사를 살펴보면 지면 효과 형상은 항공 초기 시대부터 이미 알려졌으며 제 2차 세계 대전 이전에 시험적으로 위그선이 제작된 바가 있다. 본격적인 개발은 1960년대에 이르러 러시아를 중심으로 이루어졌다. 특히 초기 위그선은 러시아의 Alexeev에 의해 개발되었으며, 비록 성공적인 위그선 제작은 이루어지지 않았지만 차세대 위그선 개발에 큰 영향을 미쳤다. 러시아에서 개발된 위그선들은 군수용으로 개발이 되었는데 해군용 활용도가 큰 위그선은 냉전 시대에 해군력을 증강하기 위하여 정부의 전폭적인 지원으로 현재의 Boeing 747 여객기 보다 큰 위그선의 시험비행이 수행되었다. 단계적인 유인 실험선 개발을 바탕으로 현재 연구되는 위그선의 초기 모델이라고 할 수 있으며, “Caspian sea monster"로 유명한 KM이 1963년에 개발 되었다. KM호는 길이 약 100m, 총중량 550ton, 최고 속도 500km/h의 성능을 가지고 있으며 위그선 역사상 최대 크기의 위그선이다. KM 위그선은 이전에 많은 연구와 실험을 통해 실제 성능 확인을 거쳐 매우 우수한 안전성을 확보한 위그선으로 알려져 있다[8].

최근 국내의 관련 연구 기관에서 고속선 대체 시스템으로 20인승급 소형 위그선을 비롯하여 유상하중 100톤에 이르는 대형 위그선 개발이 추진되고 있으며 관련된 연구 또한 활발히 진행되고 있다[4, 9, 10]. 위그선에 대해 진행된 연구를 살펴보면 해면 효과 익선의 구조 개념 설계에 관한 연구[5], 표면 효과 익선의 구조 강도에 관한 연구[6], 해면 효과 익선의 최적화에 관한 연구[7] 등이 있다. 그러나 기존 위그선의 연구는 설계 단계의 제작에 대한 검토가 미흡하고, 금속재 구조를 바탕으로 한 연구가 대부분으로 운

용 중에 부식이나 경량화에 어려움이 있다.

본 연구에서는 최근 항공기에 다양하게 사용되고 있는 복합 재료 설계 방안을 적용하여 소형 위그선의 주익에 대한 구조 개념 설계 및 해석에 관한 연구를 수행하였다. 사용 재질은 고강성도 및 고강도비 특성을 갖는 카본/에폭시(Carbon/Epoxy) 복합재료를 채택하여 경량화와 구조적 안정성 특성을 갖는 스킨-스파-폼 샌드위치(Skin-spar-foam sandwich) 구조 형상을 바탕으로 구조 설계를 진행하였고, 상세 설계 및 구조의 안전성 및 안정성 평가를 위하여 상용 유한 요소 코드인 NASTRAN을 이용하여 구조 해석을 수행하였다. 선형 정적 해석으로부터 응력 및 변형량을 검토하였으며, 적용 하중에 의한 국부 좌굴 문제를 확인하였고, 고유 진동수 해석을 통해 주익의 진동 모드와 고유 진동수를 구해 공진 여부를 검토하였다. 안전성 검토를 위한 파괴 기준으로는 Tsai-Wu 파괴 이론을 적용하였다. 또한 동적 하중이 전달되는 주익과 동체의 연결 부위와 주익과 조종면의 연결 부위는 피로 수명을 고려하여 설계되었다. 주익을 동체에 고정하기 위해 8개의 고강도 볼트를 이용한 삽입 볼트형 구조가 용이한 장탈과 20년 이상의 피로 수명의 고려를 통해 채택되었으며, 에일러론(Aileron) 연결 부위는 조종면 작동 상태를 분석하여 러그(Lug) 형태를 채택하였다. 여러 단계의 구조 설계 변경을 통해 경량화에 주력하여 최종 구조 설계 결과는 설계 요구 조건을 만족하는 결과임을 확인하였다.

2. 설계 개요

2.1 설계 요구 조건 및 설계 절차

본 연구 대상인 소형 위그선은 지면 효과를 이용해 양력을 증가시키는 특성상 기존의 항공기보다 주익이 상대적으로 큰 특징이 있으며 동체 하부는 고속선의 형상과 유사하다. 위그선의 주익 구조 설계를 위해 설계 요구 조건에 대한 분석을 바탕으로 주익의 크기, 에어포일의 형상 등 공력 설계 결과를 검토하고, 공력 설계 하중을 바탕으로 구조 설계 하중을 정의하고 적용될 재료의 기계적 물성치를 검토한 후 유사 구조 형상을 적용하여 구조 설계를 수행하였다. 초기 설계된 결과의 구조 안전성 검토를 위해 구조 해석을 수행하여 설계 변경을 통해 설계 목표 요구 조건을 만족하는지 최종 확인하여 구조 설계 형상을 확정하였다. 본 연구에서 적용한 단계적 구조 설계 절차를 Fig. 1에 나타내었다.

설계 요구 조건은 수송능력 여객 20인 이상 또는 재화 중량 2ton으로서 항속 거리 1000km 이상이다. Table 1에 소형 위그선의 설계 요구 조건과 제원을 나타내었으며, Fig. 2에 전체 공력 형상을 나타내었다.

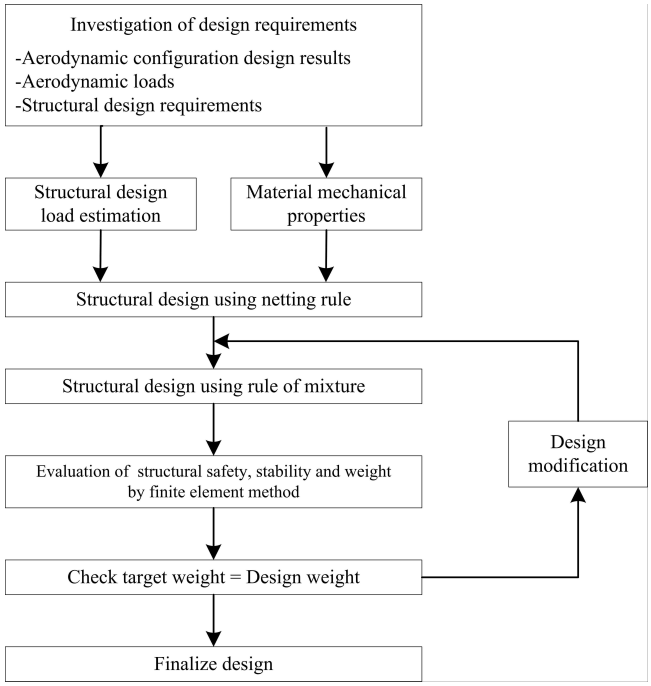

Fig. 1 Structural design procedure of WIG vehicle

Table 1 Specification of small scale WIG vehicle

Design requirements	
Crusing speed	150 km/h
Maximum speed	170 km/h
Gross weight	8500 kg
Empty weight	6500 kg
Load factor	2
Engine thrust	1000 hp × 2
Aerodynamic configuration	
Length	23.5 m
Height	7.75 m
Wing area	108 m^2
Wing span	20.4 m
Root chord	7.5 m
Tip chord	3.0 m
Airfoil	Modified NACA 7409
Target weight of wing	383 kg

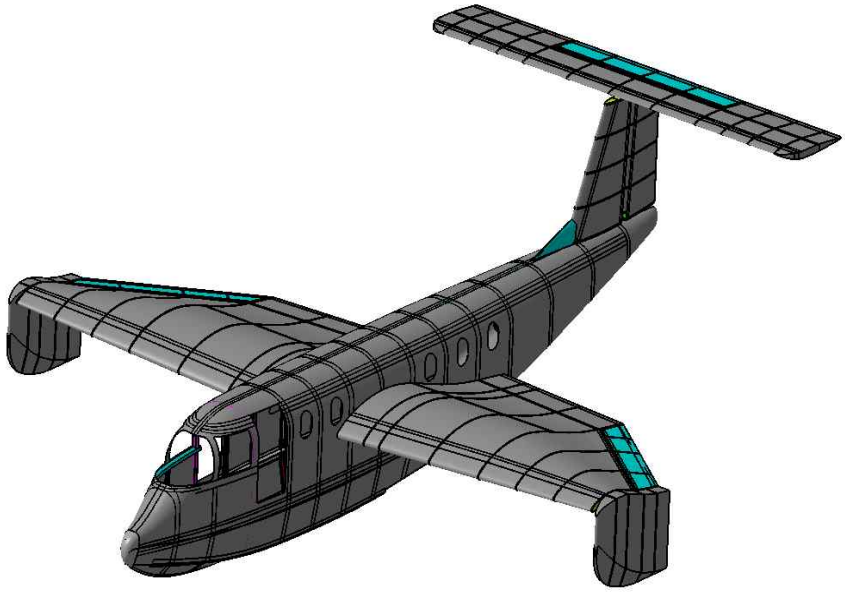

Fig. 2 3-D CATIA model for whole WIG vehicle and main wing structure

3. 구조 설계 하중 정의

본 연구 대상 위그선의 주익에 작용하는 하중은 비행 최대 속도에서의 공력 하중, 에일러론 작용시 공력 하중 등을 분석하여 가장 극한 상태인 설계 최대 비행 상태에서 수평 미익 하중과 관성 하중을 고려하여 (1)식을 이용하여 주익의 구조 하중을 결정하였다. 참고 문헌[11]에 의하면 동체가 비행 하중의 3%를 담당하는 것으로 연구되어 있으나 본 연구에서는 동체의 양력까지 주익에서 발생한다고 가정하였다.

$$L_W = nW - L_T \tag{1}$$

여기서 n은 하중 배수, W는 자중, L_T는 수평 미익의 양력이다.

주익에 작용하는 하중은 시스템 설계 요구 조건인 하중 배수 2인 상태에서 설계 최대 비행 속도의 하중을 날개 스팬(Span) 방향과 코드(Chord)방향으로 분포시켜 정의하였다. 스팬 방향 양력 분포는 Scherenk 근사식인 (2)식에 의해 하중 분포를 구하였다. 본 연구에서는 주익의 스팬 방향으로 20개 구획으로 분할하여 자중에 의한 관성 하중과 공력 하중을 계산 하였고, 계산된 최대 구조 하중에 안전율 1.5를 고려하여 구조 설계 하중(Proof load)으로 정의하였다. 엔진 추력에 의한 하중은 엔진 마력과 프로펠러 효율 관계

식에 의해 계산하여 유한 요소 해석 과정에서 엔진 마운트 부위에 적용하여 구조 해석을 수행하였다.

$$C(y)C_L(y) = \frac{C(y)}{2} + \left| \frac{2S}{\pi b}\left\{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2\right\}^{\frac{1}{2}} \right| \tag{2}$$

여기서 S는 날개 면적, b는 날개 스팬, C는 날개 코드, y는 날개 뿌리부터 각 구획까지 거리이다. 이 때 앞에서 구한 하중은 구간별로 국한된 하중이므로 전체 주익에 발생하는 하중을 구하기 위하여 주익 뿌리 부위(Root)로부터 거리 r에 대해 적분을 해야 한다. 따라서 주익 전체에 작용하는 공력에 의해 발생되는 하중과 모멘트를 각각 식(3), (4)에 의해 계산하였다.

$$F = \sum f \times \Delta r \quad , \quad F_{(i)} = f_i \times \Delta r + F_{(i-1)} \tag{3}$$

$$M = \sum F \times \Delta r \quad , \quad M_{(i)} = F_i \times \Delta r + M_{(i-1)} \tag{4}$$

이와 같이 계산된 구간별 공력하중에 따른 주익 전체에 작용하는 전단력 및 굽힘 모멘트 선도는 Fig. 3과 4에 도시하였다.

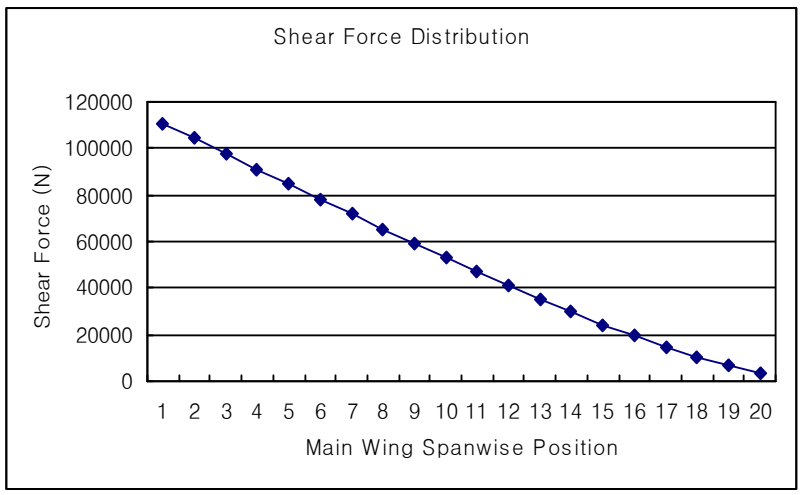

Fig. 3 Shear force diagram of main wing

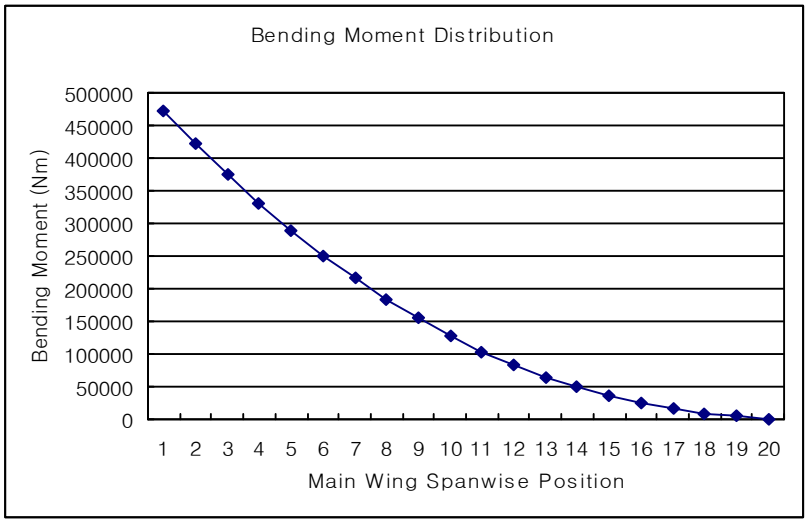

Fig. 4 Bending moment diagram of main wing

4. 주익 구조 설계

4.1 스파 플랜지 및 웹 설계

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 방법으로 주 하중을 0° 방향 섬유가 담당하도록 설계하였다[12, 15]. (5)번식을 만족하도록 스파 플랜지(Flange)를 설계하고, (6)번식을 이용하여 스파 웹(Web)의 설계를 수행하였다. 이 때 스파는 앵글 부재 형태이므로 크리플링(Crippling) 좌굴로부터 안전율을 고려한 압축 좌굴 허용 강도를 기준으로 설계 하였다.

$$\left|\frac{F_x}{A}+\frac{M_z(\pm y)}{I_z}\right| \le \left|\frac{X_t}{S.F}, \frac{\sigma_{crip}}{S.F}\right| \tag{5}$$

$$\left|\frac{F_y}{A}\right| \le \left|\frac{X_t}{S.F}, \frac{\sigma_{crip}}{S.F}\right| \tag{6}$$

여기서 F_x는 축하중, M_z는 굽힘 모멘트, A는 단면적, I_z는 단면 2차 관성 모멘트, X_t는 인장강도, σ_{crip}은 좌굴 허용 강도, $S.F$는 안전율, F_y는 횡하중을 의미한다. 구조 설계시 적용 재료는 항공용 주적용 재료인 고강도 및 고강성도 비 특성을 갖는 카본/에폭시 복합재료를 적용하여 설계 하였으며, 사용 재료의 기계적 물성치는 Table 2에 명시하였다.

Table 2 Mechanical properties of materials used in main wing design

Property \ Material	Carbon/Epoxy UD Prepreg
Longitudinal modulus(GPa)	140
Transverse modulus(GPa)	10
Shear modulus(GPa)	5
Poisson ratio	0.3
Longitudinal tensile strength	1500
Longitudinal compressive strength(MPa)	-1200
Transverse compressive strength(MPa)	-250
In plane shear strength(MPa)	70
Density(g/cm^3)	1.5
Ply thickness(mm)	0.125

초기 구조 설계 결과를 바탕으로 혼합 설계 방법(Rule of mixture)에 의해 수정 설계 하였다. 혼합 설계 방법은 복합재료 설계시에 하중 방향과 다른 방향으로 적층된 섬유도 원래 강도의 10%가 하중 방향에 기여한다는 이론으로서 보다 경량화된 설계 개념이다 [12, 15]. 초기 설계에서 결정된 0° 방향 섬유에 $\pm 45^\circ$, 90° 방향 섬유를 보완하여 최종 설계 결과를 도출하였다. 스파 플랜지의 응력은 아래 식 (7), (8)을 만족하도록 수정 하였으며, 스파 웹 또한 (9), (10)식의 응력을 만족하는 설계를 수행하였다.

$$\sigma_{x_f} = \frac{F_x}{\sum A_i}\frac{E_{x_f}}{\overline{E_x}} + \frac{M_z(\pm y_f)}{\overline{I_z}}\frac{E_{x_f}}{\overline{E_x}} \tag{7}$$

$$\tau_{xy_f} = \frac{F_y}{\overline{I_z}}\frac{b_w}{2}\int_0^{\frac{b_w}{2}} ds\frac{E_{x_f}}{\overline{E_x}} \tag{8}$$

$$\sigma_{x_w} = \frac{F_x}{\sum A_i}\frac{E_{x_w}}{\overline{E_x}} + \frac{M_z(\pm y_w)}{\overline{I_z}}\frac{E_{x_w}}{\overline{E_x}} \tag{9}$$

$$\tau_{xy_w} = 2\frac{\sigma_{x_f} t_f}{t_w} + \frac{F_y}{\overline{I_z}}\frac{b_w^2}{8}\frac{E_{x_w}}{\overline{E_x}} \tag{10}$$

여기서 σ_{x_f}는 스파 플랜지 응력, F_x는 축하중, E_{x_f}는 스파 플랜지 탄성계수, M_z는 굽힘 모멘트, $\sum A_i$는 스파 플랜지와 웹의 단면적, $\overline{E_x}$는 등가 탄성계수, $\overline{I_z}$는 스파 플랜지와

웹의 단면 2차 관성 모멘트, τ_{xy_f}는 스파 플랜지의 전단응력, F_y는 횡하중, b_w는 웹의 길이, σ_{x_w}는 스파 웹 응력, E_{x_w}는 스파 웹 탄성계수, τ_{xy_w}는 스파 웹의 전단응력, t_f는 스파 플랜지 두께, t_w는 스파 웹의 두께를 위미한다. 각 구획 설계는 주익의 길이방향으로 6구획으로 분할하여 하중 분포를 고려하여 전후방 2개의 스파 구조 형태를 채택하여 스파 플랜지의 적층수를 결정하였으며, 스파 웹은 제작의 용이성을 위하여 전 구획 동일한 두께로 설계하였다. 전후방 스파 플랜지와 웹 두께 그리고 적층 형태는 Table 3과 같고 초기 구조 설계 형상은 Fig. 5에 나타내었다.

Table 3 Conceptual design results of spar flanges and webs

Station	Front spar flange thickness(mm)	Layup sequence
1	7.00	[2(±45°,0_4°,90°,±45°,0_4°,90°)]s
2	5.25	[±45°,0_4°,90°,±45°,0_4°,90°,±45°,0_4°,90°]s
3	2.75	[±45°,90°,0_4°,±45°,90°,0°]s
4	1.75	[±45°,0_4°,90°]s
5	1.25	[±45°,0_4°,90°]s
6	1.25	[±45°,0_4°,90°]s
Station	Rear spar flange thickness(mm)	Layup sequence
1	11.50	[2(±45°,90°,0_4°,±45°,90°,0_4°,±45°,90°,0_4°,±45°)]s
2	7.75	[2(±45°,90°,0_4°,±45°,90°,0_4°),±45°,90°]s
3	5.25	[±45°,0_4°,90°,±45°,0_4°,90°,±45°,0_4°,90°]s
4	3.50	[±45°,0_4°,90°,±45°,0_4°,90°]s
5	1.25	[±45°,0_2°,90°]s
6	1.25	[±45°,0_2°,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

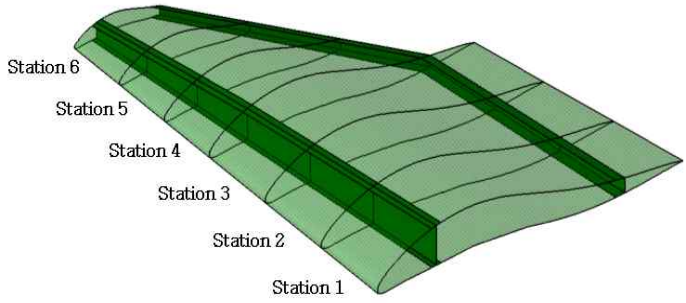

Fig. 5 Configuration of main wing structure

4.2 스킨 설계

주익의 스파 플랜지와 웹 설계 결과를 바탕으로 주익의 스킨은 스파 웹과 스킨 부위에 작용하는 전단 흐름을 고려하여 식 (11)과 (12)를 만족하도록 허용 응력과 비교 분석을 통해 초기 설계 결과는 2mm로 설계하여 적층 형태는 $[2(\pm 45^{\circ}, \pm 45^{\circ})]_s$로 결정하였다 [13, 14]. 스킨 설계 경우 넓은 판재 형상이므로 통상 좌굴을 고려하여 설계를 보완하여야 하나 유한 요소 해석을 통한 상세 설계 단계에서 좌굴을 확인하고 복잡성을 피해 최종 샌드위치 구조로 변경하기 위하여 초기 설계 단계에서는 좌굴을 고려하지 않았다.

$$q_i = -\frac{Q_y I_z - Q_z I_{yz}}{I_y I_z - I_{yz}^2}\sum A_i y_i - \frac{Q_z I_y - Q_y I_{yz}}{I_y I_z - I_{yz}^2}\sum A_i z_i + q_0 \tag{11}$$

$$\tau_{allow} = q_i / t \tag{12}$$

여기서 q_i는 y방향 성분의 합, Q_z는 z방향 성분의 합, I_z, I_y, I_{yz}는 단면 2차 관성 모멘트, Q_z는 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. 6에 나타내었다.

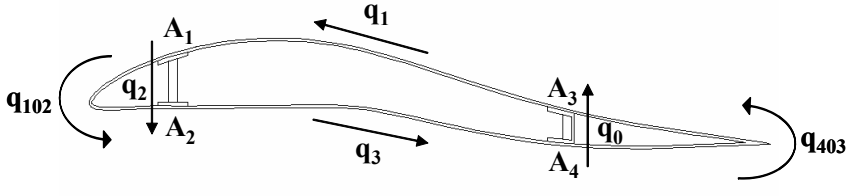

Fig. 6 Shear flow of skin and spar web

4.3 동체와 주익 연결 부위 설계

주익과 동체 연결 부위는 날개 뿌리 부위 스파를 보강하여 삽입 볼트를 이용한 연결 방안을 채택하였다[21, 22]. 삽입 볼트 방식은 장탈이 용이하여 실해역 운반시나 정비시 운반성이 뛰어난 장점을 지니고 있다. 볼트의 재질은 강도를 고려하여 KS 규격품으로 선정하였으며 전후방 스파에 작용하는 응력으로부터 극한조건에서도 굽힘 모멘트와 전단력에 충분한 안전성을 확보하도록 설계하였다. 주익의 공력 중심에서부터 전방 스파까지 거리와 공력 중심에서 후방 스파까지 거리 및 전후방 스파 사이의 총길이 비율을 고려하여 안전율 1.5를 적용하여 전단응력을 계산하고 굽힘 모멘트에 의한 응력을 계산하여 주응력과 허용 응력을 비교한 결과로부터 강도 830MPa인 M30 크롬-몰리브덴 고강도 규격 볼트[23]를 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. 스파의 삽입부위는 복합재 적층을 고려하여 스파 뿌리 부위를 충분히 보강하여 볼트와 스파가 접촉되는 부위의 볼트 빈 공간에 복합재가 적층되면서 일체형으로 성형되도록 하였다. 주익의 연결 부위 형상은 Fig. 7과 같다.

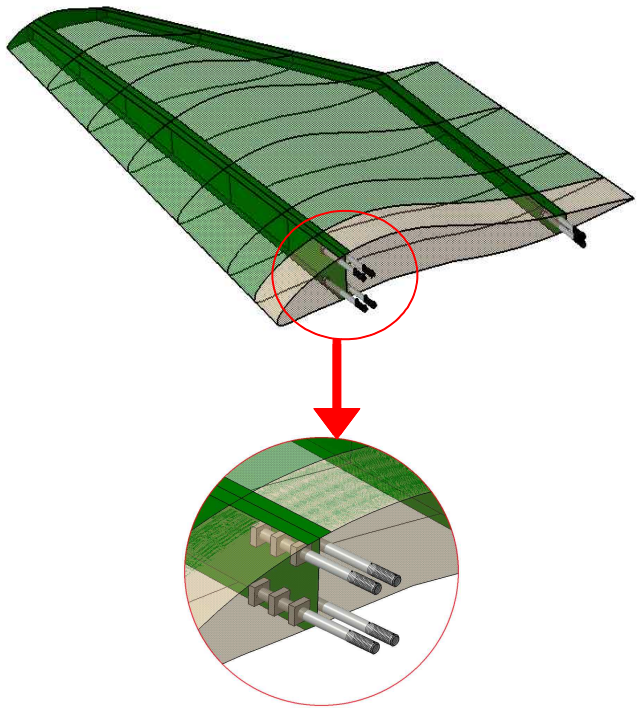

Fig. 7 Joint part configuration of main wing

5. 구조 해석 및 수정 설계안 적용

5.1 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. 유한 요소 모델을 위한 전후처리 프로그램은 3차원 형상을 PATRAN을 이용하여 복합재료 요소 특성 정의된 PCOMP 요소를 이용하여 4413 요소(Element)로 격자(Mesh)를 생성하였으며, 안전율 검토를 위한 파괴 기준으로는 Tasi-Wu 파괴이론을 적용하였다. 구조 해석을 위한 유한 요소 모델링 결과는 Fig. 8에 명시하였다.

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 확인 되었다. 강도 측면에서 설계 요구 조건을 충분히 만족하는 설계 결과이나 주익의 총중량이 395kg으로서 목표 요구 중량보다 다소 초과하였고 좌굴 해석 검토 결과 주익 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.

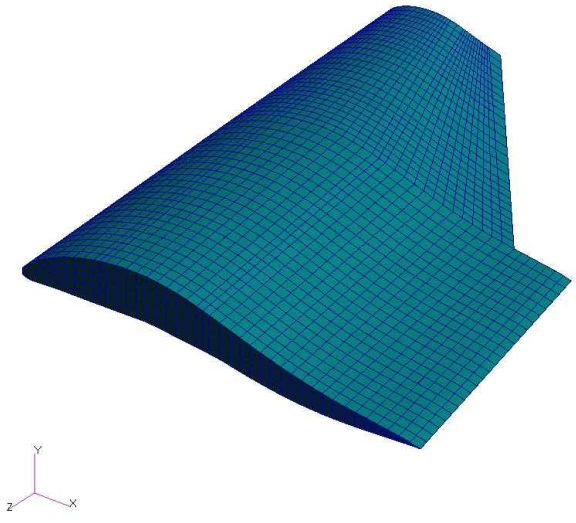

Fig. 8 Mesh generation for finite element analysis

5.2 수정 설계 및 개선 설계 결과 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. 초기 설계 결과부터 세부 설계 변경 과정을 통해서 최종 설계 형상 확정까지 수정 설계 과정을 Fig. 9에 단계별로 나타내었다.

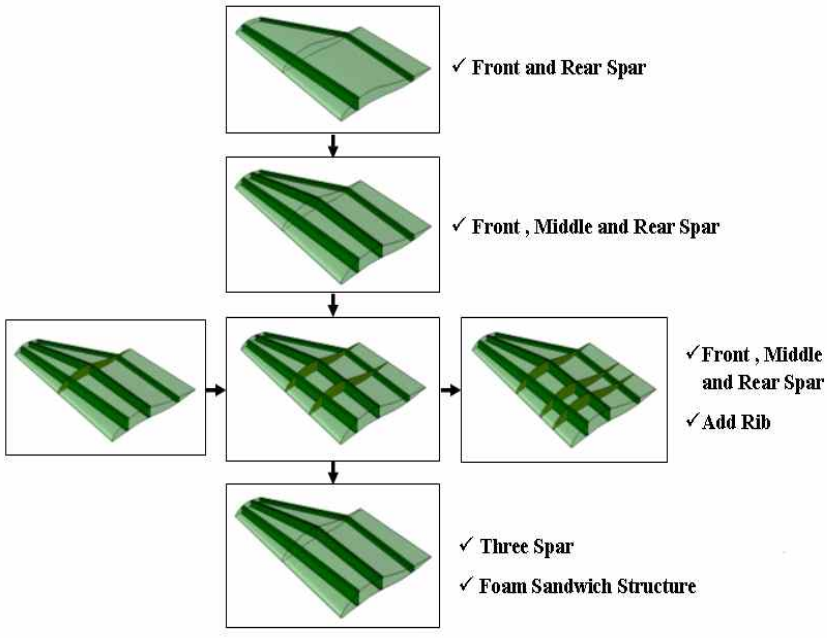

Fig. 9 Flow of design modification

주익의 2차 수정 설계안의 총중량은 에일러론을 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 확인하였다.

스킨 부위 최대 압축 응력은 120MPa, 인장 응력이 114MPa로 확인 되었으며, 스파의 압축 응력은 93.7MP이고, 인장 응력은 128MPa로 확인 되었으며 Tsai-Wu 파괴 기준 [18, 19, 20]에 의한 안전율 검토 결과 충분한 안전율을 확보한 구조 설계 결과를 확인하였다. 변형 해석 결과로부터 최대 변형 부위는 날개 끝 부위로서 최대 변위가 93.4mm로 확인되었으며, 좌굴 하중 배수 2.78로서 충분한 구조 안정성을 확보한 설계 결과임을 확인하였다. 또한 추후 엔진 등 가진체에 의한 공진 가능성을 파악하기 위한 고유 진동수 해석 결과는 1차 플랩 모드가 8.43Hz로 확인되었다.

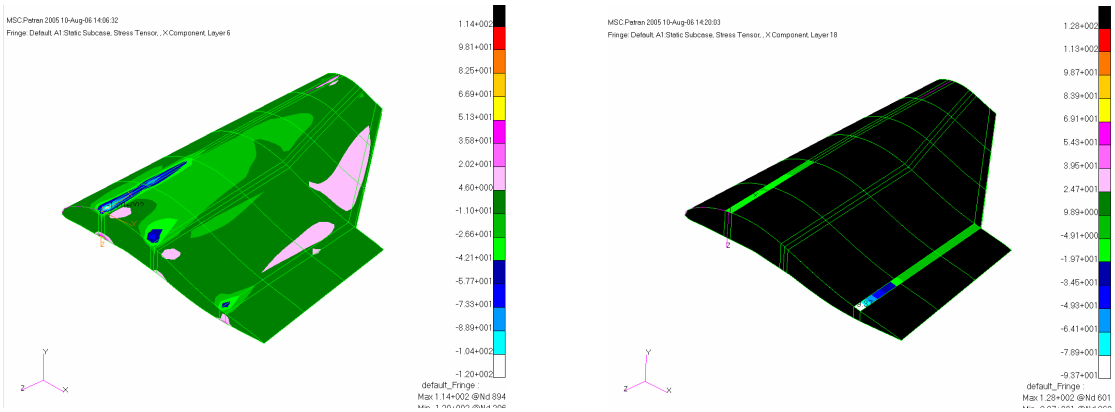

Fig. 10 Stress contour on skin and spar of final modified main wing

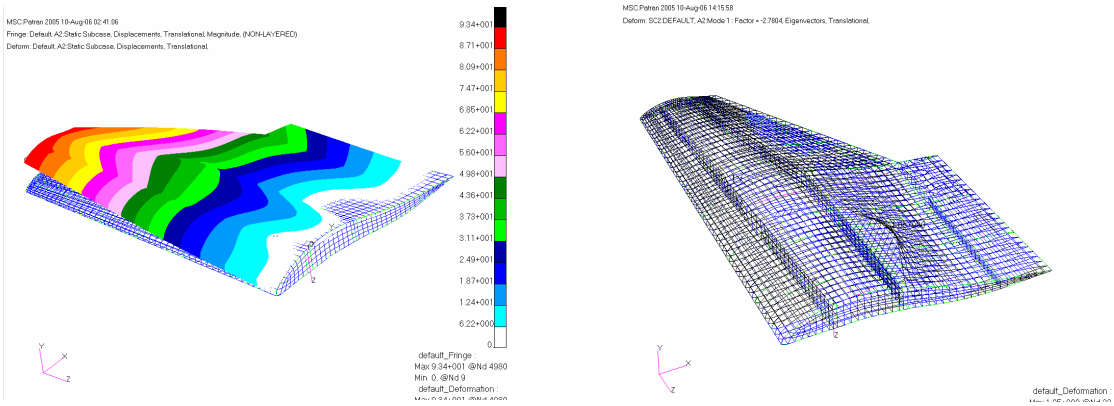

Fig. 11 Deformed configuration and the first buckling mode shape of final modified wing

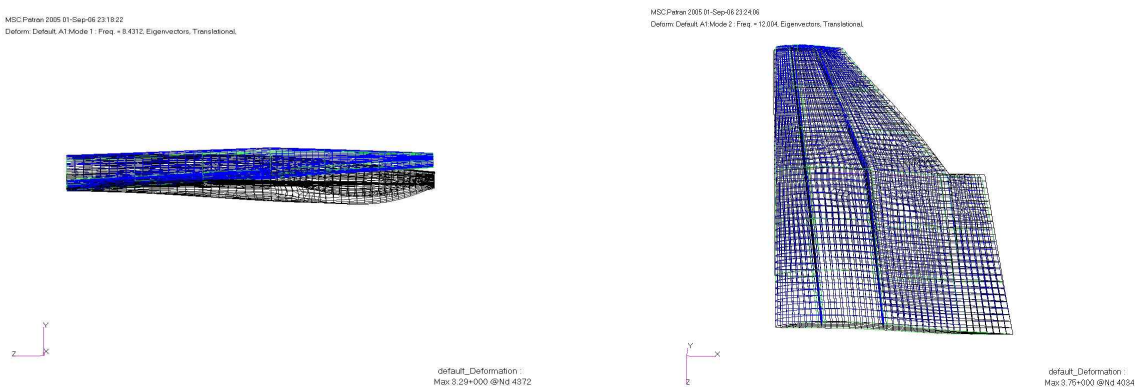

Fig. 12 The 1st flap mode shape and the 1st lead-lag mode shape vibration analysis

주익의 스킨과 스파의 응력 분포는 Fig. 10과 같고, Fig. 11에 변형 해석 결과와 좌굴 해석 결과를 보여주고 있으며, Fig. 12에 고유진동수 해석 결과를 명시하였다. 개선 설계 과정을 통하여 최종 설계 확정된 형상은 3개의 스파와 폼 샌드위치 구조가 적용된 날개 구조체로서 Fig. 13에 최종 확정된 형상을 나타내었다.

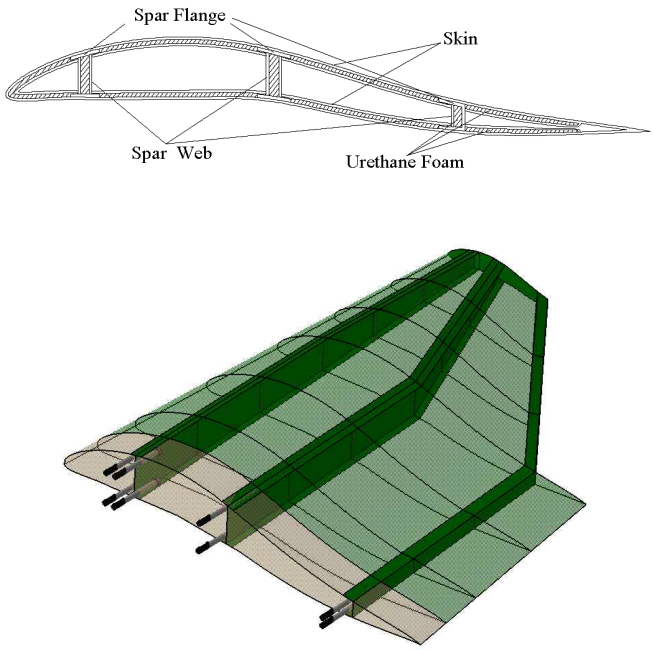

Fig. 13 Final modification of main wing structure with three spars and foam sandwich

최종 구조 설계된 주익의 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 4에 명시하였다. 중앙 스파를 추가함에 따라서 동체와 연결부위 체결 볼트도 보다 안전성을 확보하기 위해 중앙 스파 뿌리 부위에도 두 개의 볼트를 추가하여 최종 전방 스파에 4개 볼트 중앙, 후방 스파에 각각 2개를 적용하여 총 8개의 볼트를 확정하였다.

Table. 4 Design modification results of main wing structure

Station	Front spar flange thickness(mm)	Layup sequence
1	4.25	[±45°,0_4°,90°,0_4°,±45°,0_3°,90°]s
2	3.75	[±45°,0_4°,90°,±45°,0_3°,90°,±45°]s
3	2.00	[±45°,0_3°,±45°,0°]s
4	1.75	[±45°,0_3°,90°,0°]s
5	1.75	[±45°,0_3°,90°,0°]s
6	1.75	[±45°,0_3°,90°,0°]s
Station	Middle spar flange thickness(mm)	Layup sequence
all	2.00	[±45°,0_3°,±45°,0°]s
Station	Rear spar flange thickness(mm)	Layup sequence
1	6.00	[±45°,90°,0_4°,±45°,90°,0_4°,±45°,0_4°,±45°,0_2°]s
2	4.25	[±45°,0_4°,90°,0_4°,±45°,0_3°,90°]s
3	3.75	[±45°,0_4°,90°,±45°,0_3°,90°,±45°]s
4	2.00	[±45°,0_3°,±45°,0°]s
5	1.75	[±45°,0_3°,90°,0°]s
6	1.75	[±45°,0_3°,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

6. 에일러론 설계

6.1 에일러론 스파, 스킨 설계 및 구조 해석

에일러론의 구조 설계 하중은 에일러론 작동 상태를 고려하여 주익과 유사한 방법을 적용하여 정의하였으며 에일러론 구조 설계를 위하여 작용하는 하중은 에일러론 스팬 방향으로 20개 구획으로 분할하여 앞서 언급한 하중분포식 (2)식에 의해 계산하였다. 각 구획별 전단력 선도 및 굽힘 모멘트 선도는 Fig. 14 와 Fig. 15에 나타내었다.

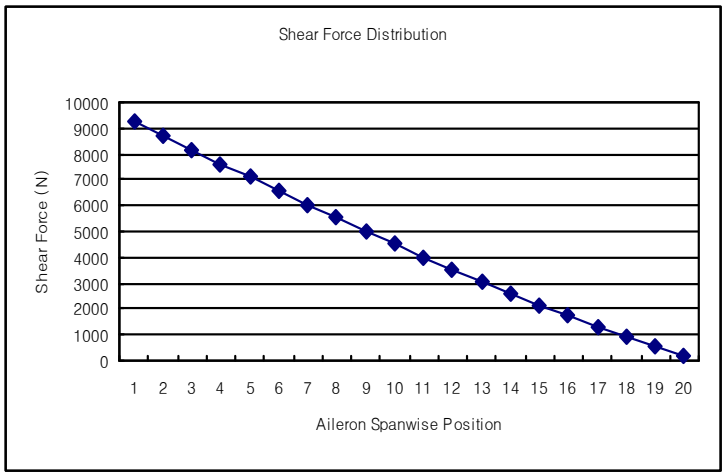

Fig. 14 Shear force diagram of aileron

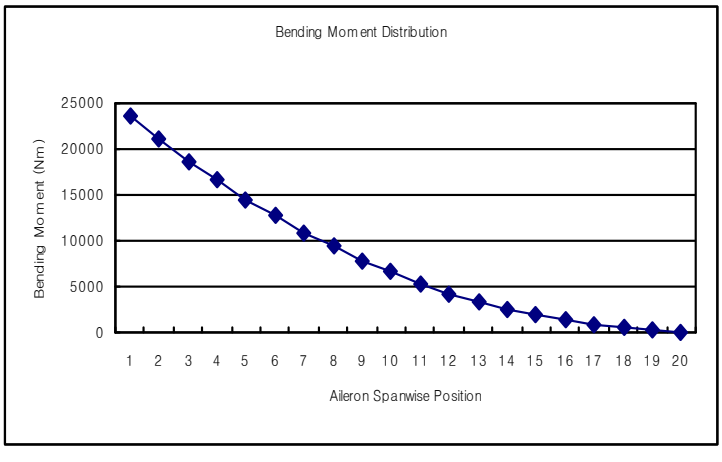

Fig. 15 Bending moment diagram of aileron

에일러론의 코드길이는 에일러론 스팬 방향으로 동일한 형상으로서 코드 길이는 0.77m이고, 스팬은 5.314m이다. 에일러론의 공력 형상과 에일러론의 위치는 Fig. 16에 나타내었다. 에일러론의 위치는 주익 형상이 변화되는 후방 부위로서 주익 설계 방법과 유사한 방법으로 복합 재료 설계 개념을 적용하여 설계를 수행하였으며, 구조 형태는 주익과 연결 부위의 용이성과 제작의 관점을 고려하여 채널(ㄷ)형태 스파 구조를 선택하여 한 개의 스파를 적용하였다. 조종면의 초기 설계 결과는 스킨과 스파를 동일하게 설계하여 적층형태를 [±45°, 0°, 90°]s로 결정하였다.

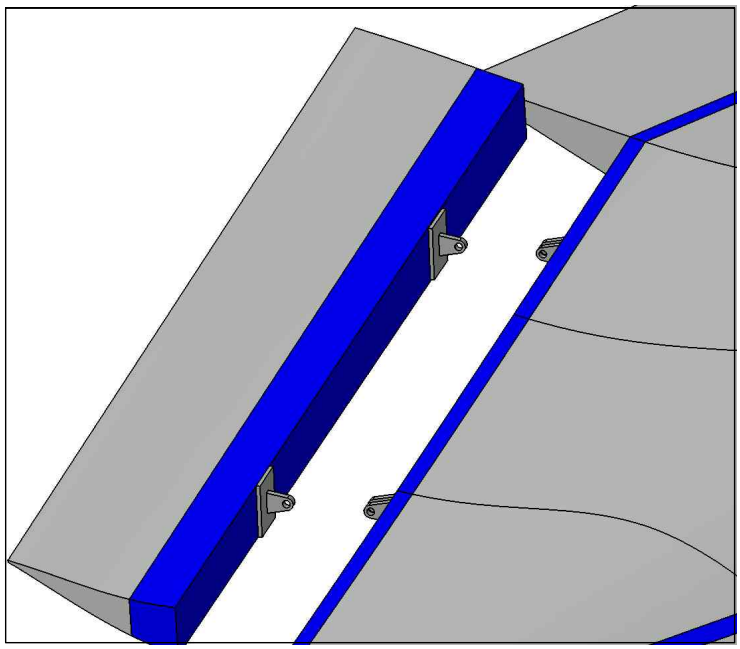

Fig. 16 3D-CATIA model for aileron

에일러론의 초기 설계 결과에 대한 구조 안전성 및 안정성 검토를 위하여 유한 요소 모델링을 수행하여 구조 해석 결과를 검토하였다. 복합재료 요소(Element) 특성 정의된 PCOMP 요소를 사용하여 1914 요소로 격자를 생성하였다. 초기 설계 결과의 응력 검토 결과 압축 응력이 94.9MPa, 인장 응력이 56.0MPa로 확인 되었다. 설계 결과의 강도는 충분히 만족하였으나 좌굴 해석 결과로부터 좌굴 하중 배수 0.08로서 스킨부위 상면에서 국부적으로 좌굴에 취약한 것으로 확인 되어 일부 수정 설계를 진행하였다.

에일러론 초기 설계 결과에서 스킨 부위 상면의 좌굴 취약부위 개선을 위해 스킨 부위에 주익과 유사하게 동일 재질의 폼을 적용하기로 결정하였으며, 스파 부위도 힌지 접착을 위해 보다 보강하는 것으로 최종 설계 변경하였다. 설계 개선 후 스파는 [±45°, 0°,

90˚, 0˚, ±45˚, 0˚]s 로 적층을 수정하였고, 스킨에는 주익 스킨 부위와 동일하게 15mm 두께의 폼을 적용하여 [±45˚, 0˚, 90˚, Foam, 90˚, 0˚, ∓45˚]s 형태로 적층을 결정하였다. 설계 개선 후 응력 해석 결과는 스킨에서 최대 압축 응력이 52.8MPa, 인장 응력이 33.0MPa로 확인되었다. 좌굴 해석 결과는 좌굴 하중 배수가 1.03으로 좌굴에 안정한 구조임을 확인하였다. 스파 및 스킨의 응력 분포는 Fig. 17에 나타내었으며, Fig. 18은 변형 해석 결과와 좌굴 해석 결과이다.

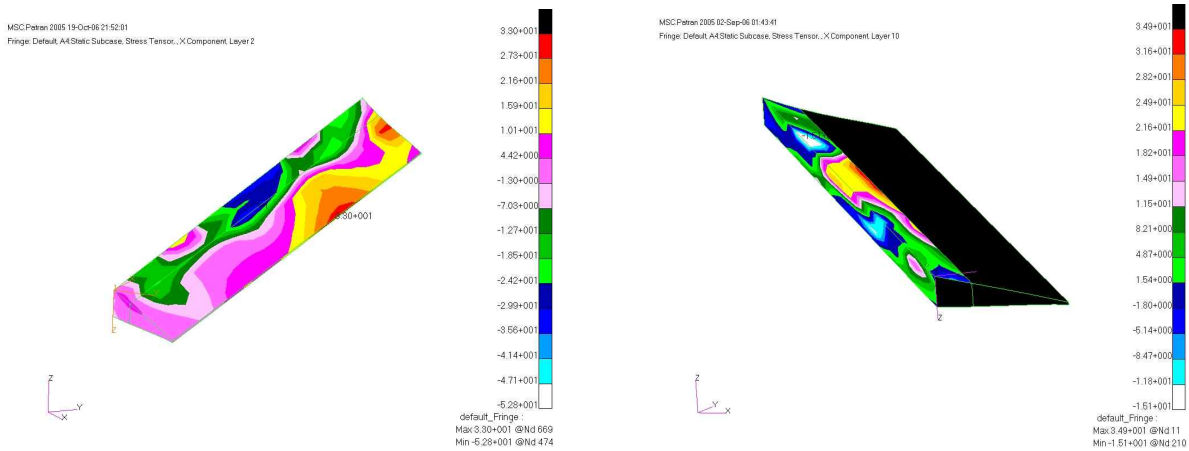

Fig. 17 Stress contour on skin and spar of modified aileron

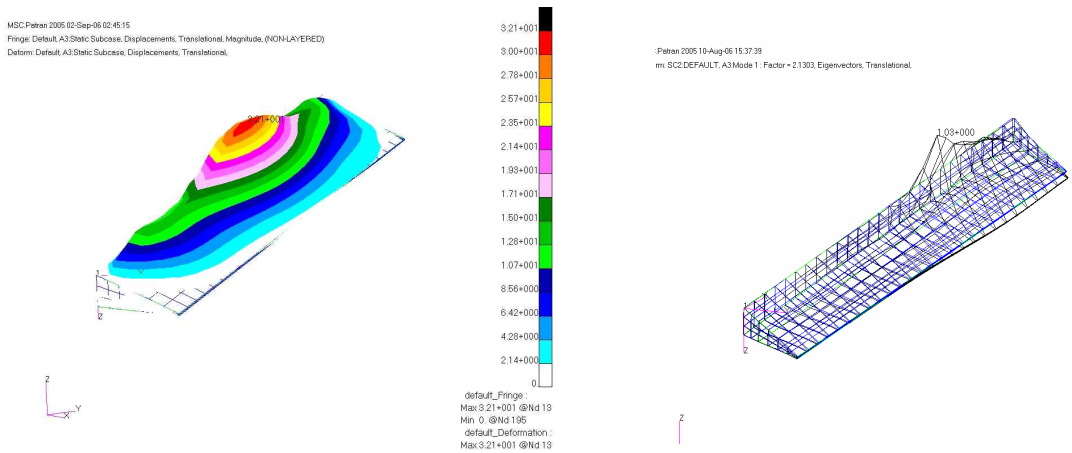

Fig. 18 Deformed configuration and the first buckling mode shape of modified aileron

6.2 연결 부위 설계 및 해석

에일러론과 주익의 연결 부위는 운용중 에일러론 작동시 동적 하중이 반복적으로 작용하기 때문에 피로 요구 수명을 만족하는 설계가 이루어져야 한다[16, 17]. 연결 부위의 위치는 에일러론 끝 부위에서 각각 1/4 지점에 동일 형상의 두 개의 러그(Lug) 형태를 선정하였다. 에일러론과 주익의 연결 부위 러그 형상은 Fig. 19에 나타내었다.

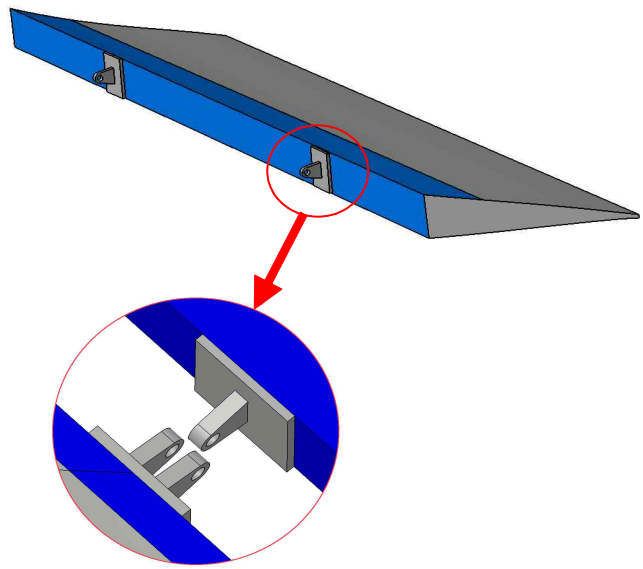

Fig. 19 Joint part configuration of aileron

에일러론의 작용 형태를 분석하여 하중이 경사진 방향으로 작용할 때를 고려하여 러그 각 부위의 두께를 결정하였으며, 적용 재질은 알루미늄 합금(Aluminum alloy 7075-T6)을 채택하여 세부 러그 설계는 러그 각 부위의 면적 계산 결과를 바탕으로 (13)식과 (14)식에 의해 작용 하중에 대한 안전율을 검토하여 충분한 안전율을 만족하도록 설계하였다. 설계된 러그 홀의 직경은 28.7mm이고 단면적 A_1과 A_4는 495.247mm^2, A_2와 A_3은 305.646mm^{2}이다. 금속 재료인 힌지와 에일러론 스파 보강 부위 복합재 사이의 접합 개념은 접착(Bonding)에 의한 접합 방법을 적용하였다.

$$P_{tru} = K_{tru} f_{tux} d t \tag{13}$$

$$S.F = \frac{P_{tru}}{P_a} > 1 \tag{14}$$

$$A_{av} = \frac{6}{(3/A_1)+(1/A_2)+(1/A_3)+(1/A_4)} \tag{15}$$

여기서 P_{tru}는 허용 극한 하중 K_{tru}는 효율 계수(Efficiency factor), f_{tux}는 재료의 인장 강도, d는 러그 홀(Hole)의 직경, t는 러그의 두께, A_1, A_2, A_3, A_4는 각 부위의 단면적, A_{av}는 하중을 받는 평균 단면적이다. 각 부위의 위치는 Fig. 20에 명시하였다.

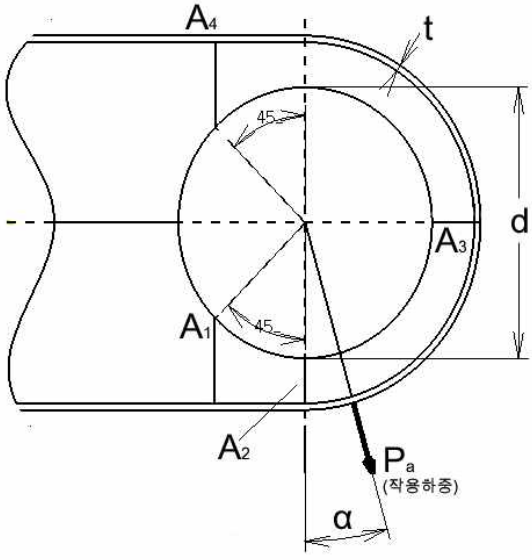

Fig. 20 Section configuration of lug

주익과 에일러론이 연결되는 힌지 체결 부위의 안전성 검토는 유한 요소 해석을 통해 확인하였다. 유한 요소 해석을 위한 격자 생성 결과는 Fig. 21에 명시한 바와 같으며 총 546개의 요소로 구성되었다. 주익 및 에일러론은 복합재료이기 때문에 복합재료 요소 특성 정의된 모델링을 수행하였지만 힌지 부위는 등방성 재질이므로 복합재 요소와는 달리 고체 요소(Solid Element)로서 사면체 요소인 CTETRA 요소를 사용하였다. 사면체 요소는 중앙 절점을 포함하는 10절점 요소 및 중앙 절점이 없는 4절점 요소가 정의되어 있는데 본 연구에서는 각 변의 중앙 절점 없이 4절점으로만 구성된 사면체 요소를 적용하였다.

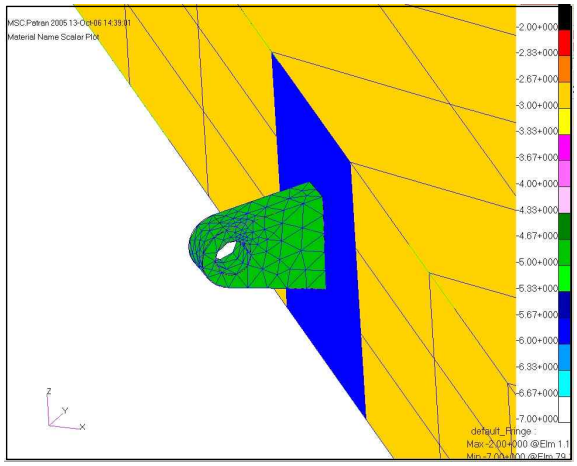

Fig. 21 Mesh generation for finite element analysis of hinge

유한 요소 해석 결과 최대 응력은 91.9MPa로서 일반적인 강 구조물의 피로 제한 응력은 재질의 파괴 강도에 따라 다소 차이는 있으나 대략 200MPa 정도이므로 충분히 피로 요구 수명을 만족하는 설계 결과를 도출하였음을 확인하였다. 힌지 부위의 응력 분포 해석 결과를 Fig. 22에 나타내었다.

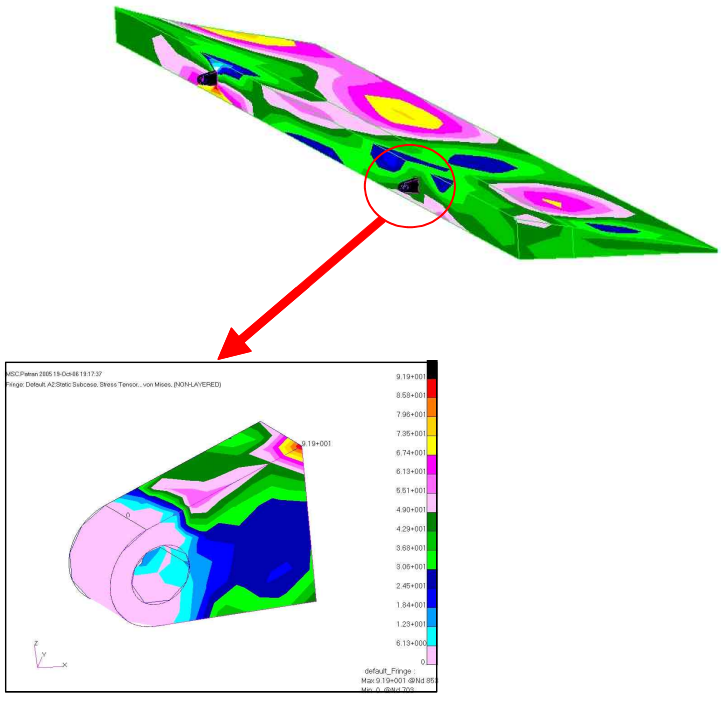

Fig. 22 Stress contour on hinge of aileron

7. 결 론

본 연구에서 최근 고속 운용이 가능한 차세대 해양 수송 시스템으로 개발 중인 소형 위그선의 주익에 대한 구조 개념 설계 및 해석을 수행하였다. 구조 설계시 사용된 재질은 고강성도 및 고강도비의 특성을 갖으며 항공기 소재로 많이 사용되는 카본/에폭시 복합재료를 사용하였으며, 안정된 구조를 갖으며 경량화를 위하여 스킨-스파 형태를 기본 구조로 선정하였고 날개 상하면의 좌굴 강도를 향상시키며 경량화를 위해 폼 샌드위치 구조 형태를 채택하였다. 스파의 형태는 전방 스파는 I 형 보 형태를 채택하였고 후방 스파는 조종면 연결의 용이성을 고려하여 채널(ㄷ)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 설계하였다. 단계적 설계 변경을 통해 최종 수정 설계 결과는 설계 요구 조건을 만족하는 결과임을 확인하였고, 동체와 연결부위 볼트의 피로 요구 수명이 최소 20년을 만족하도록 설계 확정하였다.

최종 구조 설계 결과의 총중량은 371.4kg으로 확인 되었으며 전후방 스파 플랜지의 두께는 날개 길이 방향으로 날개 뿌리 부위에서부터 날개 끝 부위까지 각 구획별로 적층수를 줄여가며 설계하였고, 설계 수정 과정에서 삽입된 중간 스파는 제작의 용이성을 고려하여, 전 구획의 적층수를 동일하게 하면서 주익의 세 번째 구획의 적층 형태를 적용하였다. 스킨과 웹은 우레탄 폼 샌드위치 포함하는 구조 형태가 적용되었다.

에일러론 설계는 주익과 연결을 고려하여 주익 후방 스파와 동일한 형태인 ㄷ형 스파를 적용하였으며, 스킨 부위는 폼 샌드위치 구조 형태를 채택하였고 연결 부위 형상은 러그 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.

참 고 문 헌

1. Nikolai Kornev, Konstantin Matveev, “Complex Numerical Modleing of Dynamics and Crashes of Wing-In-Ground-Vehicles”, AIAA2003-600, 2003.

2. Knud 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.

3. H. H. Chun, C. H. Chang “Longitudinal Stability and Dynamic Motions of a Small Passenger WIG Craft”, Ocean Engineering 29 (2002) 1145-1162.

4. 신명수, 김윤식, 강국진, “20인승급 소형 위그선의 최상급 요구 조건과 실선 성능 추정”, 한국군사과학기술학회 2006년 종합학술대회.

5. 이정진, “해면 효과 익선의 구조 개념 설계”, 1999년 한국 항공 우주학회 추계 학술 발표회.

6. 고재용, “표면 효과 익선의 구조 강도에 관한 연구”, 한국 해양 항만학회, 2002년 제26권 2호.

7. 전호환, “해면 효과 익선의 최적화에 관한 연구”, 1999년 한국 항공 우주학회 추계 학술 발표회.

8. 김윤식, 강국진, 이영연, 이춘주, 김진, 박일룡, “러시아 WIG선 기술 조사 연구”, 대한 조선학회 2004년 추계학술대회 논문집.

9. 강국진, “WIG선 개발과 실용화 : 20인승급 소형 위그선 개발”, 대한 조선학회 2005년 추계학술대회 논문집.

10. 신명수, 김윤식, 이경중, 박영하, 이영연, 강국진, “소형 민군겸용 위그선 개념설계”, 대한 조선학회 2005년 추계학술대회 논문집.

11. F. Wojewodka, “Design of Simple Light Aircraft”, Cranfield University, 1973.

12. Dr. I. R. Farrow, “An Introduction to Composite Materials”, Department of Aerospace Engineering Bristol University Lecture Note, 1998.

13. E. F. Bruhn, B. S., M.S., C. E., “Analysis and Design of Flight Vehicle Structures”, Tri-State Offset Company, 1973.

14. Michael. C. Y. Niu, “Airframe Structural Design”, Hong Kong Conmilit Press Ltd, 1988.

15. Michael. C. Y. Niu, “Composite Airframe Structure”, Hong Kong Conmilit Press Ltd, 1996.

16. Bruce K. Donaldson, “Analysis of Airframe Structure”, McGraw-Hill, Inc., 1993.

17. David J. Peery, J. J., Azar, “Aircraft Structures”, McGraw-Hill Book Company, 1950.

18. Robert M. Jones, “Mechanics of Composite Materials”, Taylor & Francis, Inc., 1999.

19. Valery V. Vasiliev, Evgeny V. Morozov, “Mechanics and Analysis of Composite materials”, ELSEVIER, 2001.

20. Mahmood Husein Datoo, “Mechanics of Fibrous Composite”, ELSEVIER APPLIED SCIENCE, 1991.

21. C. Kong, “Structural Investigation of Composite Wind Turbine Blade Considering Various Cases and Fatigue Life”, ENERGY, 30(2005) P2101-2114.

22. Changduk Kong, Taekhyun Kim, Dongju Han, Yosihiko Sugiyama, “ Investigation of Fatigue Life for A Medium Scale Composite Wind Turbine Blade”, International Journal of Fatigue, 28(2006)1382-1388.

23. 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, 21-30(2006).