[UCI]I804:24011-200000231761

2007년 2월
석사학위논문

소형 위그선의 복합재 주익의 경량화 구조 설계 및 해석에 관한 연구

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

박 현 범

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY
100374071 2007-04-09

소형 위그선의 복합재 주익의 경량화 구조 설계 및 해석에 관한 연구

- Structural Design and Analysis of Main Wing for A Small Scale WIG Vehicle Using Composite Material -

2007 년 2 월

조 선 대 학 교 대 학 원

항 공 우 주 공 학 과

박 현 범

소형 위그선의 복합재 주익의 경량화 구조 설계 및 해석에 관한 연구

지도교수 공 창 덕

이 논문을 공학 석사학위신청 논문으로 제출함.

2006 년 10 월

조 선 대 학 교 대 학 원

항 공 우 주 공 학 과

박 현 범

박현범의 석사학위 논문을 인준함

위원장 한국해양연구원 위그연구센터장 강 국 진

위원 조선대학교 교수 공 창 덕

위원 유니슨(주) 전임연구원 방 조 혁

2006 년 11 월

조선대학교 대학원

목 차

LIST OF FIGURES iv

LIST OF TABLES vii

NOMENCLATURE viii

ABSTRACT x

제 1 장 서 론 1

제 2 장 설계 개요 4

제1절 설계 요구 조건 4

제2절 설계 및 해석 절차 7

제 3 장 구조 설계 하중 해석 8

제 1 절 주익 하중 해석 8

제 2 절 수평 미익 하중 해석 11

제 3 절 엔진 추력에 의한 하중 해석 12

제 4 장 주익 구조 설계 13

제 1 절 설계 개요 13

제 2 절 주익 전후방 스파 설계 및 스킨 설계 15

1. 단순 설계 방법에 의한 스파 플랜지 및 스파 웹 설계 15
2. 혼합 설계 방법에 의한 스파 플랜지 및 스파 웹 설계 17
3. 스킨 설계 20
제 3 절 주익과 동체 연결 부위 설계 21

제 5 장 주익 구조 해석 24
제 1 절 선형 정적 해석 25
제 2 절 좌굴 해석 27

제 6 장 주익 설계 개선 및 구조 해석 29
제 1 절 1차 설계 개선 및 구조 해석 29
제 2 절 2차 설계 개선 및 구조 해석 30
제 3 절 3차 설계 개선 및 구조 해석 31
제 4 절 4차 설계 개선 및 구조 해석 32
제 5 절 최종 구조 설계 결과 38

제 7 장 에일러론 구조 설계 41
제 1 절 에일러론 하중 해석 41
제 2 절 에일러론 스파 플랜지, 스파 웹 및 스킨 설계 42
제 3 절 주익과 에일러론 연결 부위 설계 43

제 8 장 에일러론 구조 해석 45

제 1 절 에일러론 구조 해석 45

제 2 절 연결 부위 구조 해석 47

제 9 장 에일러론 설계 개선 및 구조 해석 49

제 10 장 피로 수명 평가 53

제 11 장 결 론 55

참 고 문 헌 55

LIST OF FIGURES

Fig. 1 3D-CATIA model for whole WIG vehicle 5

Fig. 2 Side view of WIG vehicle 5

Fig. 3 Top view of WIG vehicle 6

Fig. 4 Structural design procedure of WIG vehicle 7

Fig. 5 Spanwise local load distribution 9

Fig. 6 Shear force diagram of main wing 10

Fig. 7 Bending moment diagram of main wing 10

Fig. 8 Configuration of main wing structure 14

Fig. 9 Basic section for front and rear spar 14

Fig. 10 Acting stresses on spar flange 15

Fig. 11 Acting stresses on spar web 16

Fig. 12 Acting stresses on spar flange 17

Fig. 13 Acting stresses on spar web 18

Fig. 14 Shear flow of skin and spar web 20

Fig. 15 Joint part configuration of main wing 23

Fig. 16 Mesh generation for finite element analysis 24

Fig. 17 Stress contour on skin of main wing 26

Fig. 18 Deformed configuration of main wing 26

Fig. 19 First buckling mode shape and load factor 27

Fig. 20 Second buckling mode shape and load factor 28

Fig. 21 Third buckling mode shape and load factor 28

Fig. 22 Campbell diagram 33

Fig. 23 Stress contour on skin of the fourth modified main wing 34

Fig. 24 Deformed configuration of the fourth modified main wing 34

Fig. 25 Safety factor distribution by Tsai-Wu failure criterion 35

Fig. 26 First buckling mode shape and load factor 35

Fig. 27 Second buckling mode shape and load factor 36

Fig. 28 Third buckling mode shape and load factor 36

Fig. 29 First flap mode shape and frequency 37

Fig. 30 Second flap mode shape and frequency 37

Fig. 31 Final modification of main wing structure with three spars and foam sandwich 38

Fig. 32 Flow of design modification 40

Fig. 33 Shear force diagram of aileron 41

Fig. 34 Bending moment diagram of aileron 41

Fig. 35 3D-CATIA model for aileron 42

Fig. 36 Joint part configuration of aileron 43

Fig. 37 Section configuration of lug 44

Fig. 38 Mesh generation for finite element analysis of aileron 45

Fig. 39 Stress contour on skin of aileron 46

Fig. 40 First buckling mode shape and load factor 46

Fig. 41 Mesh generation for finite element analysis of hinge 47

Fig. 42 Stress contour on hinge of aileron 48

Fig. 43 Stress contour on skin of aileron 49

Fig. 44 Deformed configuration of aileron 50

Fig. 45 Safety factor distribution by Tsai-Wu failure criterion 50

Fig. 46 First buckling mode shape and load factor 51

Fig. 47 Second buckling mode shape and load factor 51

Fig. 48 Third buckling mode shape and load factor 52

Fig. 49 S-N curves for three CFRP T300/Epoxy laminate 54

Fig. 50 Fatigue effects on notched laminate 54

LIST OF TABLES

Table 1 Specification of small scale WIG vehicle 4

Table 2 Mechanical properties of materials used in main wing design 13

Table 3 Dimensions of section for conceptual design 14

Table 4 Conceptual design results of spar flanges and webs 19

Table 5 Mechanical properties of Cr-Mo steel alloy bolts 22

Table 6 Structural analysis results 25

Table 7 Structural analysis results of the first modified main wing 29

Table 8 Structural analysis results of the second modified main wing 30

Table 9 Structural analysis results of the third modified main wing 31

Table 10 Structural analysis results of the forth modified main wing 32

Table 11 Design modification results of main wing structure 39

NOMENCLATURE

A	Section area
A_{av}	Weighted average cross section area
A_{bolt}	Area of bolt
$\ddot{\alpha}$	Pitching acceleration
b	Wing span
b_f	Dimension of spar flange
b_w	Dimension of spar web
B	Pitching moment of inertia about c.g. considered
C	Wing chord
$\overline{C}$	Standard mean chord (S.M.C.)
C_{M_0}	Pitching moment coefficient
d	Hole diameter
E	Elastic modulus
$\overline{E}$	Equivalent elastic modulus
D	Total drag load
F	Aerodynamic load
F_x	Axial force
F_y	Transverse force
f_{tux}	Ultimate tensile strength
g	Acceleration of gravity
η	Propeller efficiency coefficient
h	Distance of c.g. behind leading edge of S.M.C.
H_0	Distance of aerodynamic center behind leading edge of S.M.C.
$H.P$	Engine horse power
I_z	Moment of inertia
K_{tru}	Efficiency factor
L	Distance of front spar and rear spar

L_W	Main wing lift load
L_T	Tail lift load
M	Bending moment
M_0	Pitching moment at zero lift
N	Engine rpm
n	Load factor
P	Pitching tail load
P_{tru}	Allowable ultimate transverse load
Q_z	Shear flow
ρ	Density of air
σ_1	Principal stress
σ_s	Compressive strength
σ_{crip}	Crippling strength
σ_{x_f}	Stress of spar flange
σ_{x_w}	Stress of spar web
τ_{xy_f}	Shear stress of spar flange
τ_{xy_w}	Shear stress of spar web
S	Wing area
$S.F$	Safety factor
T	Engine thrust
t	Lug thickness
V	Design maximum flight velocity
V_{f_U}	Shear load of front spar flange
V_{f_L}	Shear load of rear spar flange
W	Total weight
X_t	Longitudinal compressible strength
y	Distance to each section
Z_T	Distance of thrust axis below c.g.
Z_D	Distance of drag below c.g.

ABSTRACT

Structural Design and Analysis of Main Wing for a Small Scale WIG Vehicle Using Composite Material

by Park, Hyun-Bum

Advisor : Prof. Kong, Chang-Duk, Ph. D.

Department of Aerospace Engineering,

Graduate School of Chosun University

In this paper, conceptual structural design of the main wing including aileron for a small scale WIG(Wing in Ground Effect) vehicle 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 structure 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 deign 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.

제 1 장 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 공기층을 이용해 양력을 증가 시키는 이론이다.[4] 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 현상은 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 크게 군용과 민수용으로 개발이 되었는데 해군용 활용도가 큰 위그선은 냉전 시대에 해군력을 증강하기 위하여 정부의 전폭적인 지원으로 현재의 Boeing 747 여객기 보다 큰 위그선의 시험비행이 수행되었다. 최초의 실제 위그선은 1961년 3ton 급 SM-1이 제작 되었다. 그러나 SM-1은 매우 높은 이수 속도가 필요하여 지면 효과 영역을 벗어난 고도에서는 안정성이 나쁜 특징을 지니고 있었다. 단계적인 유인 실험선 개발을 바탕으로 현재 연구되는 위그선의 초기 모델이라고 할 수 있으며, “Caspian sea monster”로 유명한 KM이 1963년에 개발 되었다. KM 호는 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. 민수용 위그선은 강이나 호수에서 사용할 수 있을 정도

로 매우 낮은 고도에서 비행할 수 있도록 제작 되었으며 위그선 이라기보다는 DAC(Dynamic air cushion)선으로 구분되며 SM-10이라는 첫 시험선을 제작하였다. 1986년에 실제적인 민수용 위그선인 Volga-2라는 8인승 위그선이 SM-10을 수정하여 제작되었다. 그 후 다양한 소형 위그선이 개발이 되었으나 1990년대 소련의 붕괴로 러시아의 소규모 회사들이 재정적 어려움으로 인해 현재는 개념 설계 이후 실제적인 위그선 제작은 많이 이루어지지 않고 있는 상황이다.[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 효과익선의 최적화에 관한 연구[7]등이 있다. 그러나 기존 위그선의 연구는 설계시 제작에 대한 검토가 미흡하고, 금속재 구조를 바탕으로 한 연구가 대부분으로 운용시 부식이나 경량화에 어려움이 있다. 따라서 항공기에 최근 다양하게 사용되고 있는 복합재료를 이용한 설계 개념을 위그선에 적용하여 경량 구조 설계 방안을 본 연구에서 제시하고자 한다.

항공기와 같은 비행체의 복합재 사용은 재료의 효율적 조합에 의해 높은 무게비 강도 및 강성뿐만 아니라 여러 가지 우수한 재료 특성을 가지는 복합 재료의 특성을 효과적으로 활용하므로 기존 금속재를 대체할 수 있을 뿐만 아니라 생산 공정과 부품수를 줄여 최종 제품의 생산성 및 경제성을 높일 수 있다. 또한 최근 항공기에 요구되는 항력 감소, 조정성 향상, 실속 저항성, 레이다 탐지로부터 안정성, 고속 비행시 내열성, 부식에 대한 저항 안정성, 전진익기의 동적 불안정 등의 문제를 해결 할 수 있는 대체 구조 재료로 사용되고 있다. 민간 항공기의 경우 복합재료의 사용은 에어버스사의 A310/A300-600 등의 수직 꼬리 날개나 A320 중형기 및 A380 대형기 등의 꼬리 날개 뿐만 아니라 주 날개 킬빔 및 날개 상자 등 상당 부분을 복합재료로 대체 하였고, 특히 최근 개발되고 있는 보잉사의 B787기 등은 전기체 구조를 복합재료로 사용하여 개발 중이다. 또한 경항공기에는 Beech Starship 등이 전기체 복합재 구조물로 미국 FAA 승인을 받아 운항하고 있다. 군용기의 경우는 복합재료의 우수한 성능 특성 때문

에 보잉 및 벨 헬리콥터사의 공동 개발 과제인 V-22 Ospre Tilt Rotor, Gramann사 X-29 전진익기, F/A-18 C/D 전투기, AV-8B 수직 이착륙기, UH60A Black Hawk 헬리콥터 등에 다양한 복합 재료가 사용되고 있다.[19, 20]

본 연구에서는 복합 재료 설계 방안을 제시하고 복합재료를 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 개념 설계를 진행하였고, 상세 설계 및 구조의 안전성 및 안정성 평가를 위하여 상용 유한 요소 코드인 NASTRAN을 이용하여 구조 해석을 수행하였다. 유한 요소법을 이용한 구조 해석은 응력 및 변형량을 해석하였으며, 적용 하중에 의한 국부 좌굴 문제를 고려하였고, 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 부위는 피로 수명에 의한 안전성을 확인하였다. 주익을 동체에 고정하기 위해 8개의 고강도 볼트를 이용한 삽입 볼트형 구조[25]가 용이한 장탈을 위해 채택되었으며, 조종면 연결부위는 조종면 작동 상태를 분석하여 러그 형태를 적용하였다. 여러 단계의 구조 설계 변경을 통해 경량화에 주력하여 최종 구조 설계 결과는 설계 요구 조건을 만족하는 결과임을 확인하였다.

제 2 장 설계 개요

제 1 절 설계 요구 조건

본 연구 대상인 소형 위그선은 지면 효과를 이용해 양력을 증가시키는 특성상 기존의 항공기보다 주익[18]이 상대적으로 큰 특징이 있으며 동체 하부는 고속선의 형상과 유사하다. 위그선 주익에 대한 구조 설계를 위하여 설계 요구 조건을 검토하여 구조 설계 하중을 정의하고 정의된 하중을 바탕으로 구조 설계를 수행하였다. 설계 요구 조건은 수송능력 여객 20인 또는 재화중량 2ton으로서 항속 거리는 1000km 이상이다. Table 1에 소형 위그선의 설계 요구 조건과 제원을 나타내었으며, Fig. 1, 2, 3에 전체 공력 형상을 나타내었다.

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

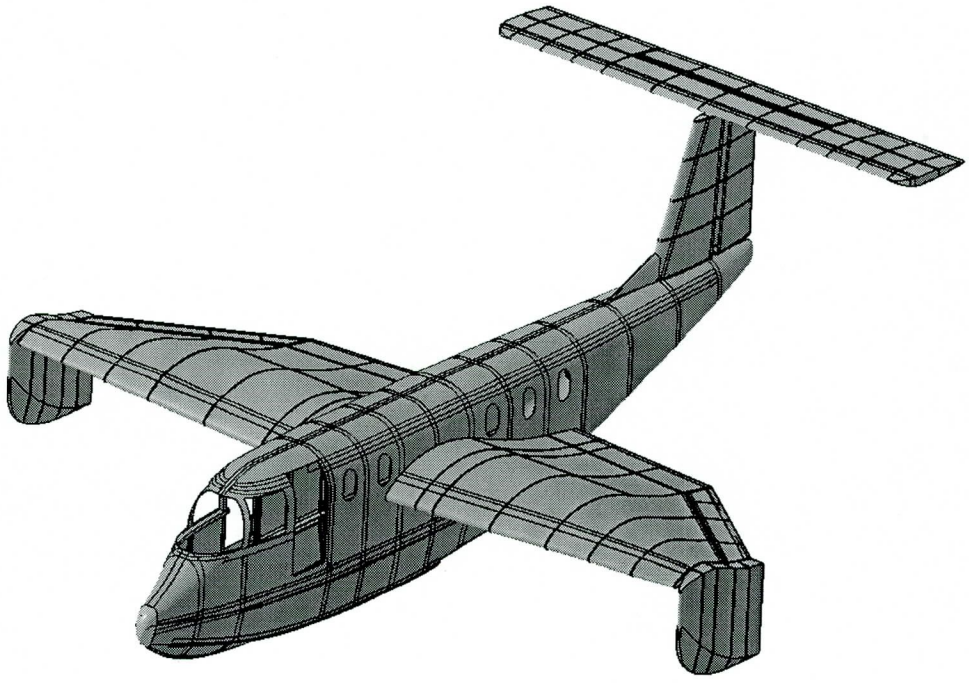

Fig. 1 3D-CATIA model for whole WIG vehicle

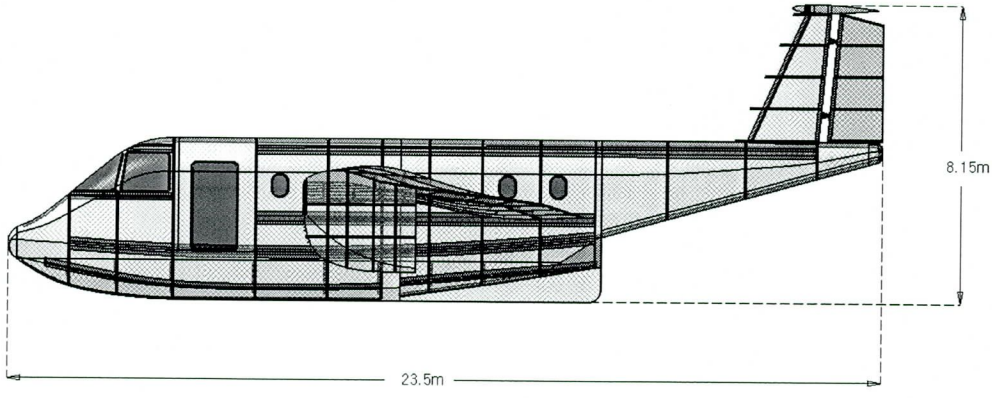

Fig. 2 Side view of WIG vehicle

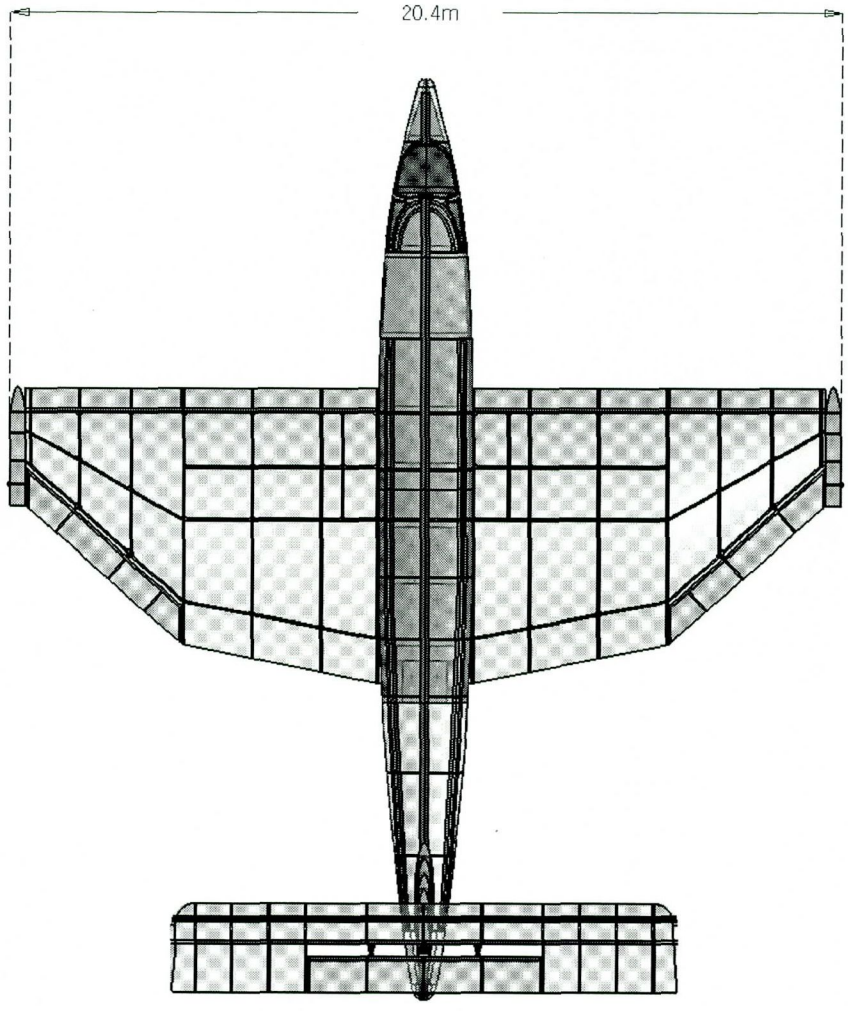

Fig. 3 Top view of WIG vehicle

제 2 절 설계 및 해석 절차

위그선의 시스템 설계 요구 조건으로부터 공력 설계 결과와 공력 하중을 검토하여 구조 설계를 위한 하중을 정의하게 된다. 구조 하중 정의가 완료되면 유사 구조 형상을 이용하여 구조 설계를 수행한다. 이와 같이 설계된 구조의 안전성 판단을 위해 선형 정적 해석을 수행하여 응력 분포 및 변형량을 검토하고, 국부 좌굴 해석, 고유 진동수 해석을 통해 구조 설계 요구 조건 만족 여부를 검토한다.[24, 26] 최종 설계 확정된 결과에 대해 설계 요구 조건 만족 여부를 검토하여 구조 안전성 및 안정성을 확인하고 설계를 확정하게 된다. Figure 4에 설계 및 해석 절차를 명시하였다.

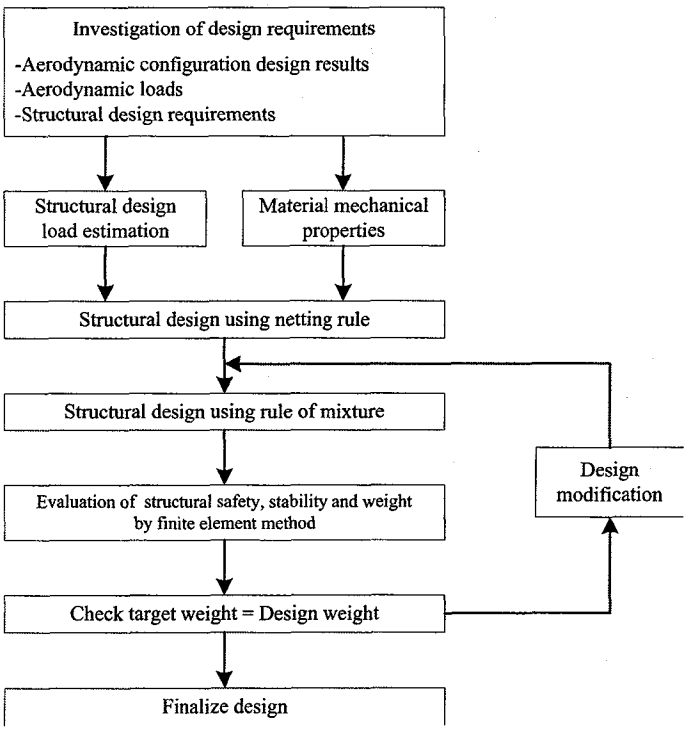

Fig. 4 Structural design procedure of WIG vehicle

제 3 장 구조 설계 하중 해석

제 1 절 주익 하중 해석

본 연구 대상 위그선의 설계 관점에서 주익에 작용하는 하중은 비행 최대 속도에서의 공력하중, 조종면(Aileron) 작동시 공력하중 등이 있으나 비행 최대 속도의 하중이 가장 극한 상태이므로 구조 설계 하중으로 비행 최대 속도에서 수평 미익의 양력과 관성 하중을 고려하여 (1)식을 이용하여 주익의 하중을 정의하였다. 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 속도 비행 상태의 하중을 날개 스팬(Span) 방향과 코드(Chord) 방향으로 분포시켜 정의하였다. 스팬 방향 양력 분포는 Schrenk 근사식인 (2)식에 의해 하중 분포를 구하였다.[11] 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.

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

여기서 S는 날개 면적, b는 날개 스팬, C는 날개 코드, y는 날개 뿌리부터 각 구획까지 거리이다.

스팬 방향 양력 분포식에 의해 Fig. 5와 같은 날개의 스팬 방향을 따른 구간별 분포 하중을 구하였다.

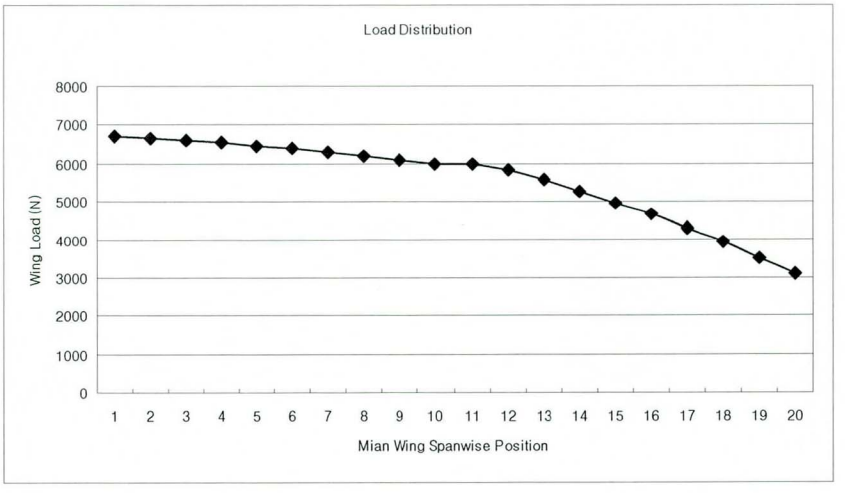

Fig. 5 Spanwise local load distribution

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. 6과 7에 도시하였다.

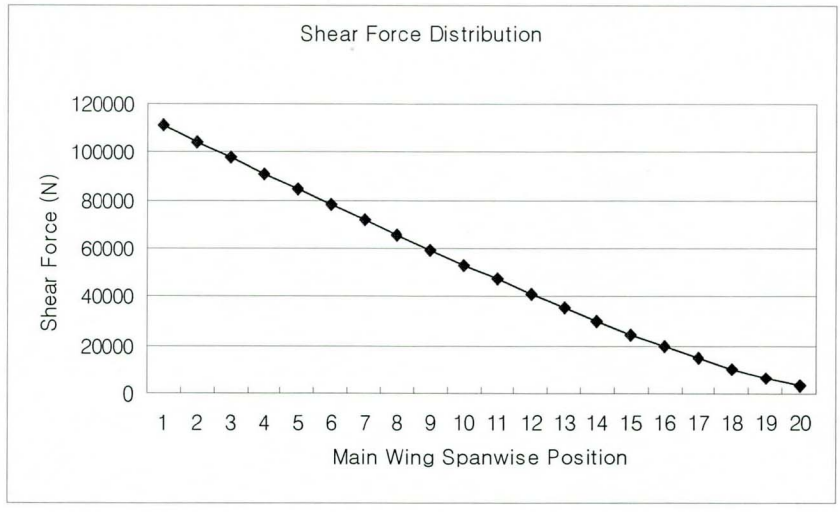

Fig. 6 Shear force diagram of main wing

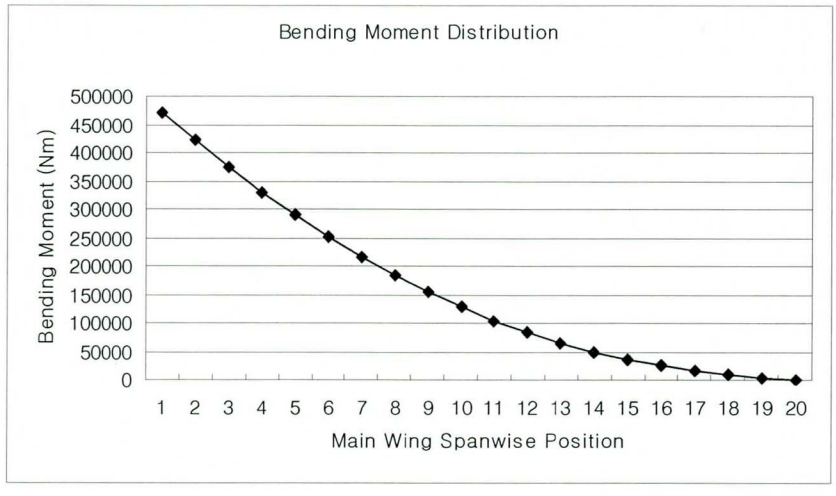

Fig. 7 Bending moment diagram of main wing

제 2 절 수평 미익 하중 해석

수평 미익에 작용하는 최대 하중은 정상 비가속 상태의 하중에 대칭 피칭 운동의 체크 기동(Checked maneuver) 가속도 운동 하중이 고려된 하중 상태로서 구해진 수평 미익의 하중은 하중 배수를 고려한 관성하중과 수평 미익 하중 관계식에 의해 주익의 공력 하중을 계산하는데 최종적으로 이용되었다.

$$L_T = \{M_0 + nW(h - H_0) - D(Z_D - Z_T)\} \times \frac{1}{l_T} \tag{5}$$

여기서 h는 날개 전연에서 C.G까지 거리, H_0는 평균 코드의 25%까지 거리, D는 항력, Z_D는 C.G에서 날개 코드까지 수직 거리, Z_T는 C.G에서 엔진의 추력축까지 거리, l_T는 수평 미익의 평균 코드의 25%위치에서 C.G까지 거리이다. 그리고 M_0는 영양력과 수평 미익이 없을 때 피칭 모멘트 계수이며 다음과 같이 계산된다.

$$M_0 = C_{M_0} \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{C} \tag{6}$$

여기서 C_{M_0}는 피칭 모멘트 계수, ρ는 공기 밀도, V는 비행 최대 속도, S는 날개 면적, $\bar{C}$는 평균 코드 길이이다. 앞서 계산된 수평미익의 하중을 바탕으로 대칭 피칭 기동(Checked maneuver)을 고려하여 아래 식을 이용하여 수정하였다.

$$L_T = \{M_0 + nW(h - H_0) - D(Z_D - Z_T)\} \times \frac{1}{l_T} + P \tag{7}$$

$$P = \frac{B \cdot \ddot{\alpha}}{g \cdot l_T'} \tag{8}$$

$$l_T' = l_T - (h - H_0) \tag{9}$$

최초 계산된 수평 미익의 하중에 피칭에 의한 수평 미익의 하중을 고려하기 위해 (8)식을 이용해 계산된 결과를 바탕으로 (7)식에 의해 최종 수평 미익의 하중이 계산되었다. 여기서 B는 피칭 질량 관성 모멘트이고 g는 중력 가속도이다.

제 3 절 엔진 추력에 의한 하중 해석

본 연구 대상 위그선의 요구 엔진 추력은 2000마력으로서 주익의 상면 전방 스파 부위 후방으로 1000마력 엔진이 주익 좌우에 각각 한 대씩 장착될 예정이다. 따라서 엔진 추력에 의한 하중은 엔진 제동마력과 프로펠러 효율 관계식인 (10)번 식에 의해 계산하였다. 이 때 프로펠러 효율 계수 η_p의 값은 0.8을 사용하였다. 계산된 엔진 추력 하중은 구조 설계 결과의 구조 안전성 및 안정성 평가를 위한 유한 요소 해석 단계에서 엔진 마운트 부위에 적용하여 구조 해석 수행 과정에서 이용되었다.

$$T = \frac{\eta_p \cdot H.P \cdot 550}{V} \tag{10}$$

여기서 T는 엔진 추력에 의한 하중, $H.P$는 엔진 마력, η_p는 프로펠러 효율 계수, V는 비행 최대 속도이다.

제 4 장 주익 구조 설계

제 1 절 설계 개요

위그선의 주익의 구조 설계시 적용된 재료는 항공기에 많이 사용되는 고강도 및 비강성이 높은 특성을 갖는 카본/에폭시(Carbon/Epoxy) 복합재료가 선택되었다. 구조 설계를 위한 기본 구조는 스킨-스파(Skin-Spar) 구조 형태로서 전 후방 두 개의 스파(Spar)를 적용하여 설계를 수행하였다. 복잡한 형상을 피하고 복합재료의 적층 용이성을 고려하여 전방 스파는 I 형 보 형태를 채택하였고, 후방 스파는 조종면의 결합을 용이하게 하기 위하여 채널(ㄷ) 형 구조 형상을 선정하였다.[27] Table 2에 적용된 재료의 기계적 물성치를 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

주익의 단면의 기본 구조를 스파 플랜지(Flange)와 스파 웹(Web)으로 단순화하였으며, 전 구획 스파 플랜지의 길이는 동일하게 하고 주익의 형상 변화에 따라 웹의 길이

를 변화시켰다.[17] 전체 전후방 스파 구조 형상을 Fig. 8에 나타내었으며, 전후방 스파 각각의 형상과 각 구획별 치수를 Fig. 9와 Table 3에 나타내었다.

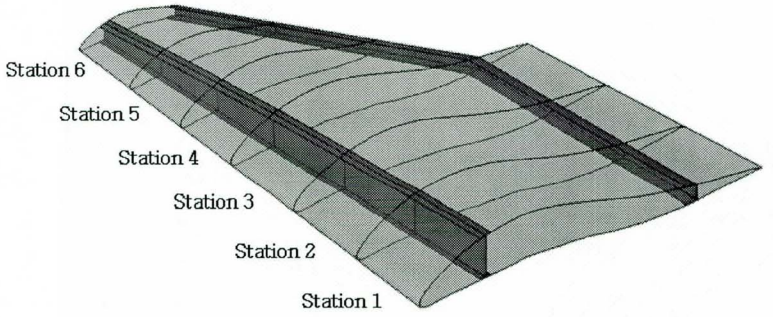

Fig. 8 Configuration of main wing structure

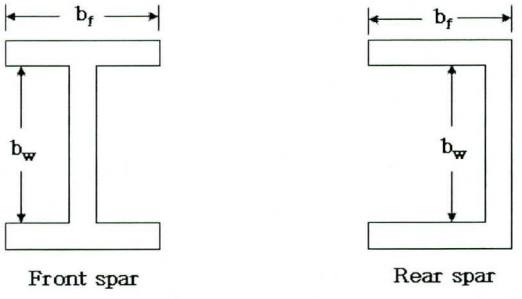

Fig. 9 Basic section for front and rear spar

Table 3 Dimensions of spar section for conceptual design

Spar \ Station		1	2	3	4	5	6
Front spar	b_f [mm]	225	225	225	225	225	225
	b_w [mm]	743	695	641	683	491	394
Rear spar	b_f [mm]	225	225	225	225	225	225
	b_w [mm]	281	260	238	217	200	182

제 2 절 주익 전후방 스파 설계 및 스킨 설계

1. 단순 설계 방법에 의한 스파 플랜지 및 스파 웹 설계

단순 설계 방법(Netting Rule)에 의한 설계 개념은 하중 방향으로 적층된 섬유만이 그 하중을 담당하며, 다른 방향으로 적층된 섬유는 강도에 기여하지 않는다고 가정하는 방법으로서 초기 개념 설계에 유용하다. 스파 플랜지의 두께는 안전율 3을 고려하여 플랜지의 폭을 고정한 상태에서 두께를 예측하였다. 0° 층 섬유가 플랜지에 작용하는 모든 하중을 받는다고 가정하여 (11)식의 조건을 만족하도록 설계하였다.[12, 15] 이 때 스파는 앵글 부재 형태이므로 크리플링(Crippling) 좌굴로부터 안전율을 고려한 압축 좌굴 허용 강도를 기준으로 하여 설계를 수행하였다. 압축 좌굴 강도 계산식은 (12)식과 같이 계산된다. 스파 플랜지의 응력 상태는 Fig. 10과 같다.

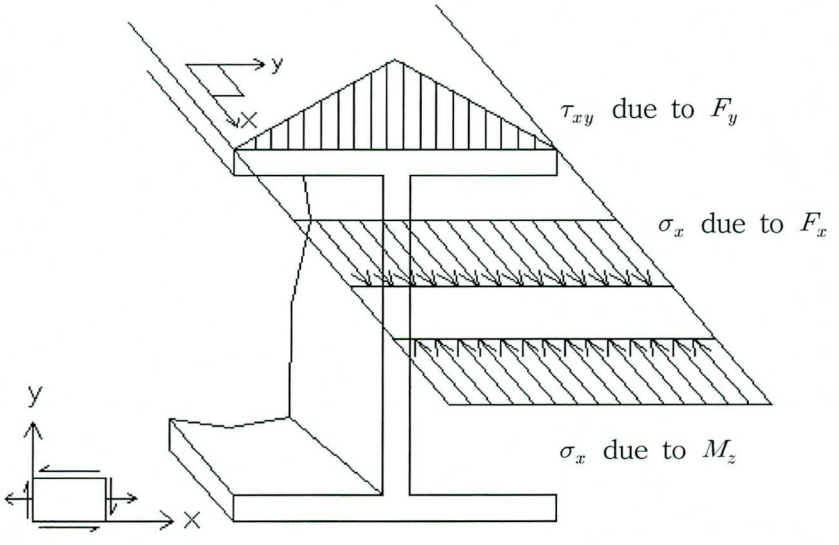

Fig. 10 Acting stresses on spar flange

$$\left|\frac{F_x}{A}+\frac{M_z(\pm y)}{I_z}\right| \le \left|\frac{X_t}{S.F}, \frac{\sigma_{crip}}{S.F}\right| \tag{11}$$

$$\sigma_{crip} \geq 0.065\sqrt{\sigma_s E} \tag{12}$$

여기서 F_x는 축하중, A는 단면적, M_z는 굽힘 모멘트, I_z는 단면 2차 관성 모멘트, X_t는 인장강도, σ_{crip}는 좌굴 허용 강도, $S.F$는 안전율, σ_s는 압축 강도, E는 축방향 탄성계수를 의미한다.

스파 웹의 응력 상태는 Fig. 11과 같고 스파 플랜지와 동일한 방법으로 안전율 3이상을 만족하도록 아래와 같이 전단력을 기준으로 허용 응력을 고려하여 설계하였다.

$$\left|\frac{F_y}{A}\right| \leq \left|\frac{X_t}{S.F}, \frac{\sigma_{crip}}{S.F}\right| \tag{13}$$

여기서 F_y는 횡하중을 의미한다.

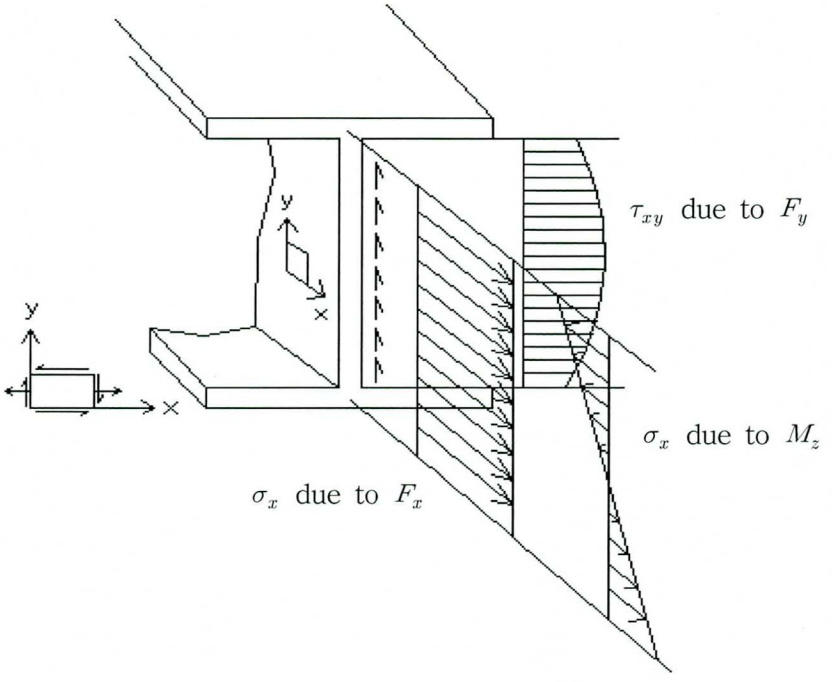

Fig. 11 Acting stresses on spar web

2. 혼합 설계 방법에 의한 스파 플랜지 및 스파 웹 설계

초기 구조 설계 결과를 혼합 설계 방법(Rule of Mixture)에 의하여 수정 설계 하였다. 혼합 설계 방법은 복합재료 설계시 하중 방향과 다른 방향으로 적층된 섬유도 원래 강도의 10%가 하중 방향에 기여한다는 이론으로서 보다 경량화된 설계 개념이다. 초기 설계에서 결정된 0° 방향 섬유에 ±45°, 90° 방향 섬유를 보완하여 최종 설계 결과를 도출하였다. 혼합 설계 방법에 의한 설계 결과는 준등방성(Quasi isotropic) 설계로서 복합재료 해석시에 일반 균일한 강체처럼 취급할 수 있고 복합재료의 성형시에 발생하는 재료의 비틀림 등의 변형을 방지할 수 있는 장점을 지니고 있다.[12, 15]

각 단면의 형상은 초기 구조 설계를 그대로 유지하여 CCD 프로그램을 이용하여 적층판 해석을 수행하였다. 적층판 강도해석 프로그램 CCD는 고전적층판이론(Classical laminate theory)을 이용한 구조 해석 프로그램으로서 적층 순서와 재질의 물성치를 입력 자료로 하여 적층판의 등가 탄성 계수를 계산한다. 계산된 등가 탄성 계수를 이용하여 초기 구조 설계 결과를 수정 설계 하였다.

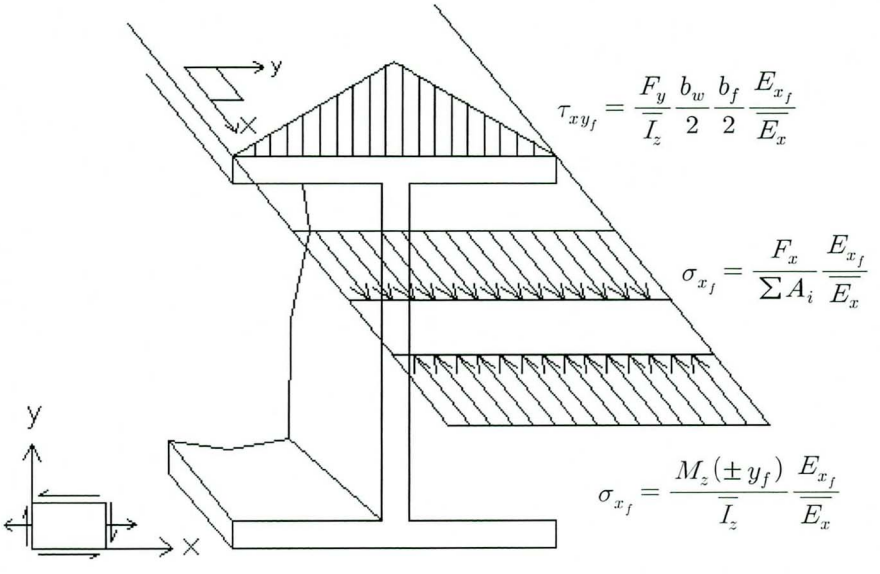

Fig. 12 Acting stresses on spar flange

스파 플랜지의 응력 상태는 Fig. 12와 같고 다음 (14)식과 (15)식을 만족하도록 설계를 수행하였다.

$$\sigma_{x_f} = \frac{F_x}{\sum A_i}\frac{E_{x_f}}{\overline{E_x}} + \frac{M_z(\pm y_f)}{\overline{I_z}}\frac{E_{x_f}}{\overline{E_x}} \tag{14}$$

$$\tau_{xy_f} = \frac{F_y}{\overline{I_z}}\frac{b_w}{2}\frac{b_f}{2}\frac{E_{x_f}}{\overline{E_x}} \tag{15}$$

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, b_f는 플랜지의 길이를 의미한다.

스파 웹의 응력 상태는 Fig. 13과 같고 다음 (16), (17)식을 이용하여 적층수를 결정하였다.

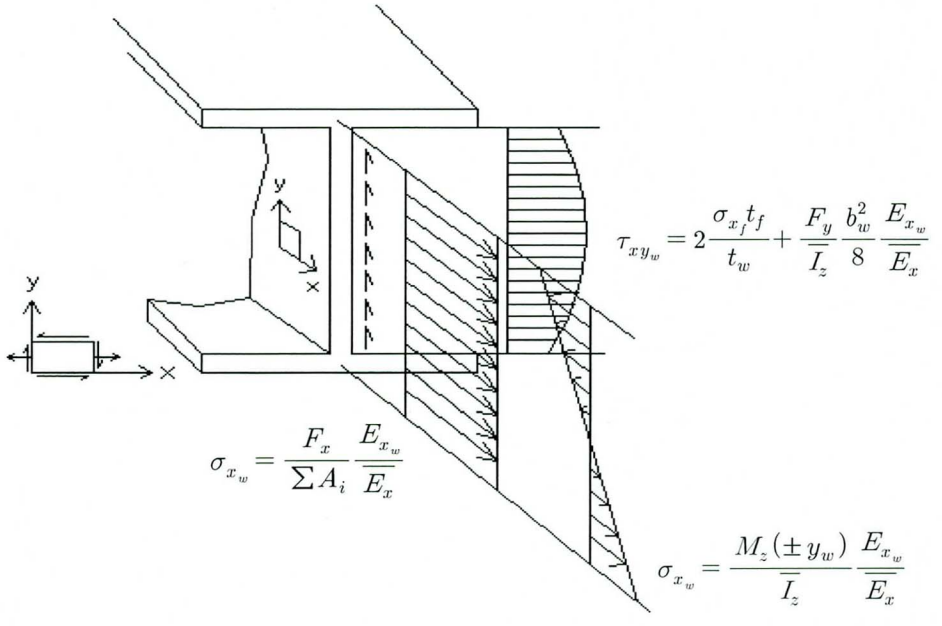

Fig. 13 Acting stresses on spar web

$$\sigma_{x_w} = \frac{F_x}{\sum A_i}\frac{E_{x_w}}{\overline{E_x}} + \frac{M_z(\pm y_w)}{\overline{I_z}}\frac{E_{x_w}}{\overline{E_x}} \tag{16}$$

$$\tau_{xy_w} = 2\frac{\sigma_{x_f} t_f}{t_w} + \frac{F_y}{\overline{I_z}}\frac{b_w^2}{8}\frac{E_{x_w}}{\overline{E_x}} \tag{17}$$

여기서 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. 이 때 웹은 제작의 용이성을 위하여 전 구획 동일한 두께로 적용하여 설계 하였다. 전후방 스파 플랜지와 웹의 두께 그리고 적층 형태를 Table 4에 명시하였다.

Table 4 Conceptual design results of spar flanges and webs

Station	Front spar flange thickness[mm]	Lay up 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]	Lay up 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]	Lay up sequence
all	4.00	[2(±45°,0°,90°,±45°,0°,90°)]s
		※ Front and rear spar flange width : 225mm

3. 스킨 설계

주익의 스킨은 스파 플랜지와 스파 웹의 설계 결과를 바탕으로 스파 웹과 주익 상하면 스킨 부위에 작용하는 전단 흐름을 고려하여 아래 (18)식과 (19)식을 이용하여 닫힌 단면 구조 부재의 전단 흐름을 계산하는 방법으로 허용 응력에 따른 적층수를 결정하였다.[13] 이 때 Fig. 14에서 전연부 q_{102}는 비틀림 각이 동일하다고 가정하여 계산 되는데 계산 과정이 복잡하고 값이 미소하므로 전연부와 후연부의 전단흐름은 고려하지 않았다. 초기 설계 결과 적층 형태는 $[2(\pm 45^{\circ}, \pm 45^{\circ})]_s$로서 총 스킨 두께는 2mm로 결정하였다. 스킨 설계 경우 통상 좌굴을 고려하여 설계를 보완하여야 하나 유한 요소 해석을 통한 상세 설계 단계에서 좌굴을 확인하여 복잡성을 피하고 최종 샌드위치 구조로 변경하기 위하여 초기 설계 단계에서는 좌굴을 고려하지 않았다.

$$q_i = -\frac{Q_y I_z - Q_z I_{yz}}{I_y I_z - I_{yz}^2} \sum A_i y_i - \frac{Q_z I_y - Q_y I_{yz}}{I_y I_z - I_{yz}^2} \sum A_i z_i + q_0 \tag{18}$$

$$\tau_{allow} = q_i / t \tag{19}$$

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. 14에 나타내었다.

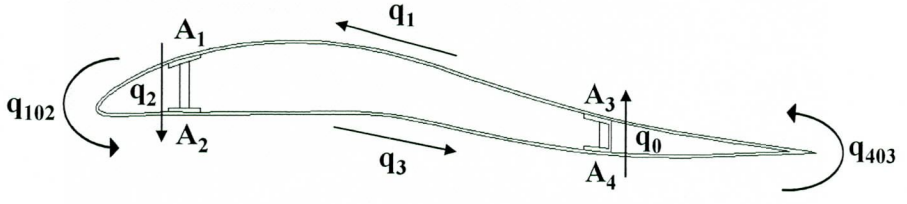

Fig. 14 Shear flow of skin and spar web

제 3 절 주익과 동체 연결 부위 설계

주익과 동체 연결 부위는 날개 뿌리 부위 스파를 보강하여 선행 연구에서 입증된 삽입 볼트를 이용한 연결 방안을 채택하였다.[25] 삽입 볼트 방식은 장탈이 용이하여 실해역 운반시나 정비시 운반성이 뛰어난 장점을 지니고 있다. 볼트의 재질은 강도를 고려하여 KS 규격품으로 선정하였다. 전방 스파와 후방 스파에 작용하는 응력으로부터 주응력과 허용 응력을 비교하여 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 (20)식과 (21)식을 이용하여 안전율 1.5를 고려하여 전단응력을 계산하고 (22)식과 (23)식으로 굽힘 모멘트에 의한 응력을 계산하였다.

$$V_{f_{U,L}} = \frac{1}{2}\frac{b}{L}V, \qquad V_{r_{U,L}} = \frac{1}{2}\frac{a}{L}V \tag{20}$$

$$\tau_{f_{U,L}} = \frac{V_{f_{U,L}}}{A_{bolt}}, \qquad \tau_{r_{U,L}} = \frac{V_{r_{U,L}}}{A_{bolt}} \tag{21}$$

여기서 V_{f_U}는 전방 스파 상면 플랜지에 작용하는 전단력, V_{f_L}은 전방 스파 하면 플랜지에 작용하는 전단력, b는 공력 중심부터 후방 스파까지 거리, L은 전후방 스파사이 거리, V_{r_U}는 후방 스파 상면 플랜지에 작용하는 전단력, V_{r_L}은 후방 스파 하면 플랜지에 작용하는 전단력, $\tau_{f_{U,L}}$은 전방 스파 상하면 플랜지에 각각 작용하는 전단응력, $\tau_{r_{U,L}}$은 후방 스파 상하면 플랜지에 각각 작용하는 전단응력, A_{bolt}는 볼트의 면적이다.

$$P_{f_{U,L}} = \frac{M}{h}\frac{b}{L}, \qquad P_{r_{U,L}} = \frac{M}{h}\frac{a}{L} \tag{22}$$

$$\sigma_{f_{U,L}} = \frac{P_f}{A_{bolt}}, \qquad \sigma_{r_{U,L}} = \frac{P_r}{A_{bolt}} \tag{23}$$

앞의 굽힘 모멘트 계산식에서 $P_{f_{U,L}}$은 전방 스파 상하면 플랜지에 각각 작용하는 모멘트에 의한 하중, h는 공력중심을 기준으로 상하면 스파 사이 거리, $P_{r_{U,L}}$은 후방 스파 상하면 플랜지에 각각 작용하는 모멘트에 의한 하중, $\sigma_{f_{U,L}}$은 전방 스파 상하면 플랜지에 각각 작용하는 응력, $\sigma_{r_{U,L}}$은 후방 스파 상하면 플랜지에 각각 작용하는 응력이다.

구해진 응력을 바탕으로 (24)식으로 주응력을 계산하여 볼트 강도와 비교하여 볼트의 개수를 결정하였다. 계산된 전방 스파 플랜지 부위에 작용하는 주응력이 490.44MPa이므로 M30 크롬-몰리브덴강 규격 볼트를 채택하였다. 초기 구조 형상에서는 전후방 스파에 2개씩 볼트를 적용하였으며 안전계수가 2.48로 확인 되었으나 동적 하중을 고려하고, 강구조물의 피로 제한 응력을 고려하여 일반적인 항공기 피로 수명 [22, 23]인 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.

$$\sigma_{1,2} = \frac{\sigma}{2} \pm \sqrt{(\frac{\sigma}{2})^2 + \tau^2} \tag{24}$$

여기서 σ_1은 최대 주응력, σ_2는 최소 주응력이다.

Table 5에 설계에 적용된 크롬 몰리브덴강 볼트의 규격을 명시하였으며 전방 스파와 후방 스파 부위의 볼트 연결 형상은 Fig. 15와 같다.

Table 5 Mechanical properties of Cr-Mo steel alloy bolt

Bolt Diameter	σ[N/mm^2]	τ[N/mm^2]	A[mm^2]	P[kN]	V[kN]
M30×3.5P	1220	610	670.2	817.6	408.8

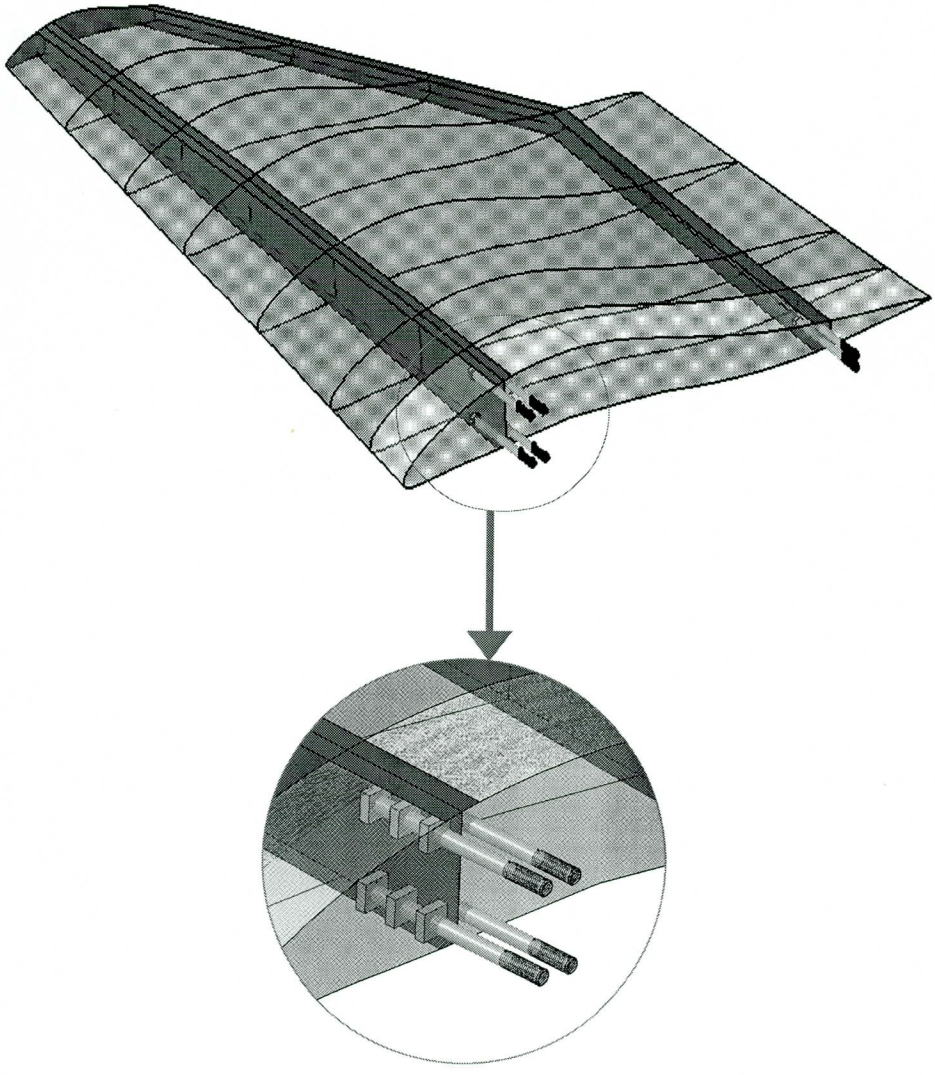

Fig. 15 Joint part configuration of main wing

제 5 장 주익 구조 해석

구조 설계 결과에 대한 구조 해석은 일반적으로 선형 정적 해석으로부터 강도 해석이 고려되며, 좌굴 안정성 검토와 공진 등의 동적인 문제에 대해 검토된다. 특히 복합재료는 일반적으로 압축하중에 약하기 때문에 작용하는 부위의 안전성을 면밀히 검토하여야 한다. 본 연구에서는 선형 정적 해석과 좌굴해석, 고유 진동수 해석을 위해 상용 유한 요소 코드인 NASTRAN을 사용하였으며, 안전성 검토를 위한 파괴 기준으로는 Tsai-Wu 파괴[21] 이론을 적용하였다. Figure 16은 유한 요소 해석을 위한 격자(mesh)생성 결과이며, 유한 요소 모델링을 위한 전후처리 프로그램은 PATRAN을 이용하여 복합재료 요소(Element) 특성 정의된 PCOMP 요소를 이용하여 4083 요소로 격자를 생성하였다.[28, 29, 30] 하중은 분할된 각 구획에 분포 하중을 적용하였으며, 경계 조건은 동체와 연결되는 날개의 뿌리 부위에 고정 경계 조건을 적용하였다.

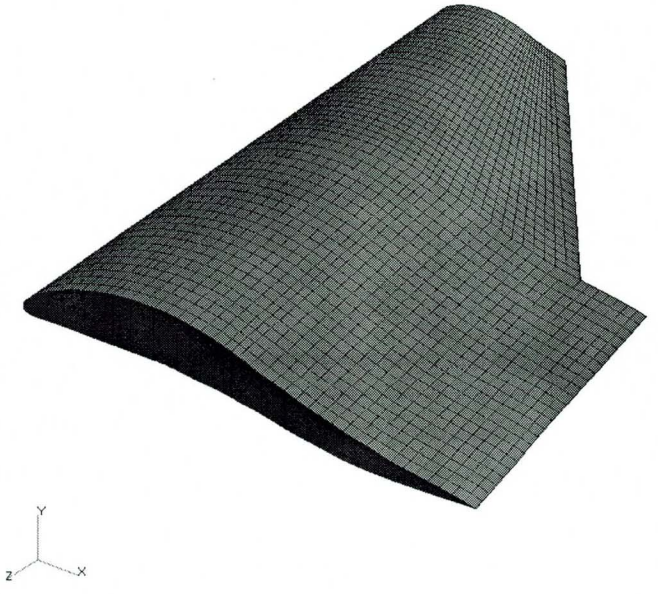

Fig. 16 Mesh generation for finite element analysis

제 1 절 선형 정적 해석

선형 정적 해석으로부터 응력 및 변위 결과를 검토하여 구조 안전성 여부를 확인하였다. 응력 해석 결과 최대 압축 응력이 122MPa이고, 인장응력이 128MPa, 최대 변위가 107mm로 확인이 되었다. 강도 측면에서 설계 요구 조건을 충분히 만족하는 설계 결과이나 주익의 총중량이 395kg으로서 목표 요구 중량이 다소 초과하였다. Table 6은 유한 요소 선형 정적 해석의 결과 및 이에 대한 안전율 검토 결과를 나타낸 것이다. 복합재료 안전성 검토 이론으로는 Tsai-Wu 파괴 이론을 적용하였으며 파괴 기준은 그 값이 1 이상이면 파괴됨을 의미하며, 구조물의 안전도를 판단하는 기준이 된다. 선형 정적 해석 결과를 검토하여 충분히 안전율을 확보한 안전한 구조로 설계되었음을 확인하였다. Figure 17은 응력 분포를 보여주며, Fig. 18은 이때의 변위 분포이다. 구조 안전성 확인 결과 중량이 초과하여 경량화를 위한 개선 설계가 수행되어야 할 것으로 판단하였다.

Table. 6 Structural analysis results

Analysis results		
Max. stress [Mpa]	Tension	128
	Compression	122
Max. disp. [mm]		107
Tsai-Wu failure criterion		0.124
Designed wing weight [kg]		395

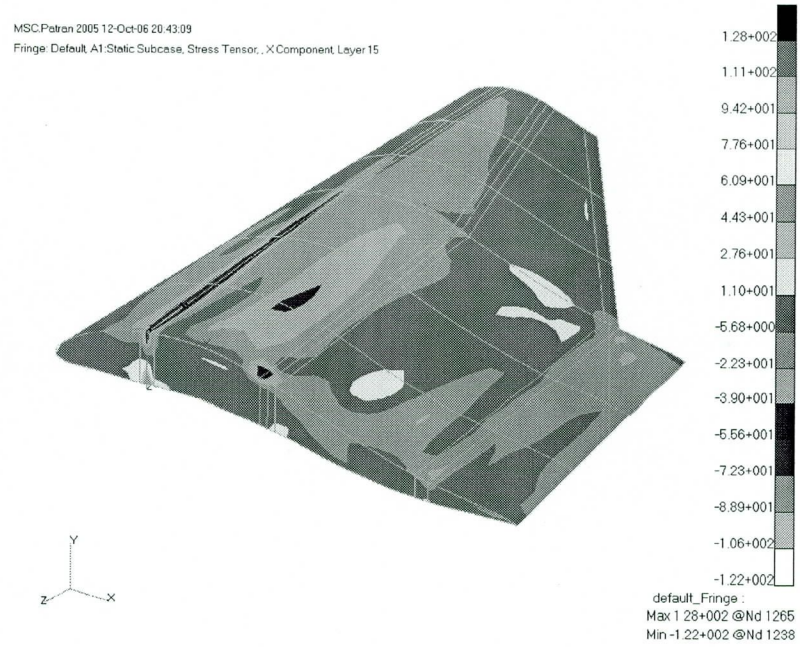

Fig. 17 Stress contour on skin of main wing

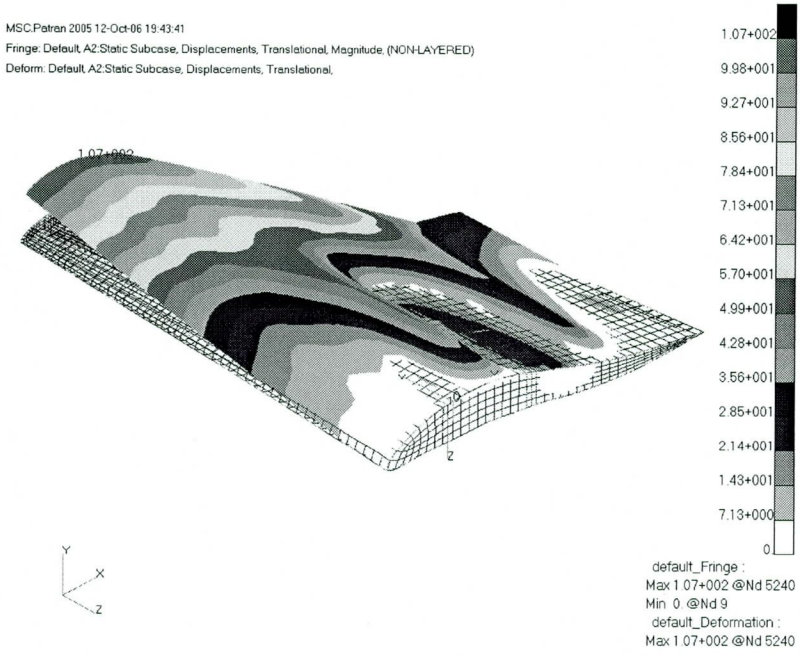

Fig. 18 Deformed configuration of main wing

제 2 절 좌굴 해석

좌굴 해석 검토 결과는 좌굴 하중 배수가 0.048로써 주익 상면 전후방 스킨 부위에서 좌굴이 취약한 것으로 확인되었다. 여기서 하중 배수(load factor)란 현재 작용 하중에 이 값을 곱하면 해당 모드의 좌굴이 발생하는 일종의 안전계수이다. Figure 19, 20, 21은 하중 조건에 대한 좌굴 해석의 결과를 도시한 것이다.

구조 안정성 검토 결과를 바탕으로 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.

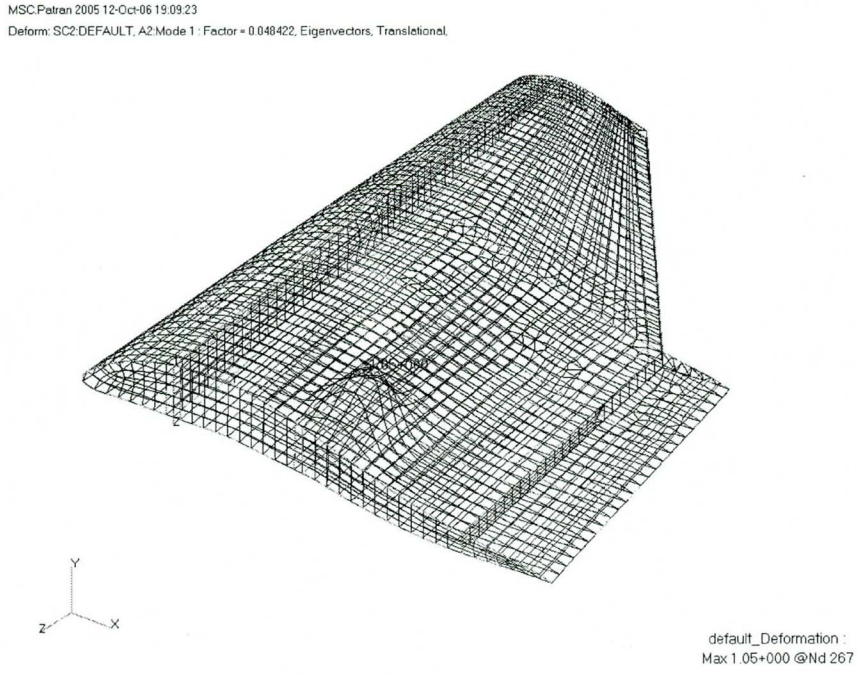

Fig. 19 First buckling mode shape and load factor

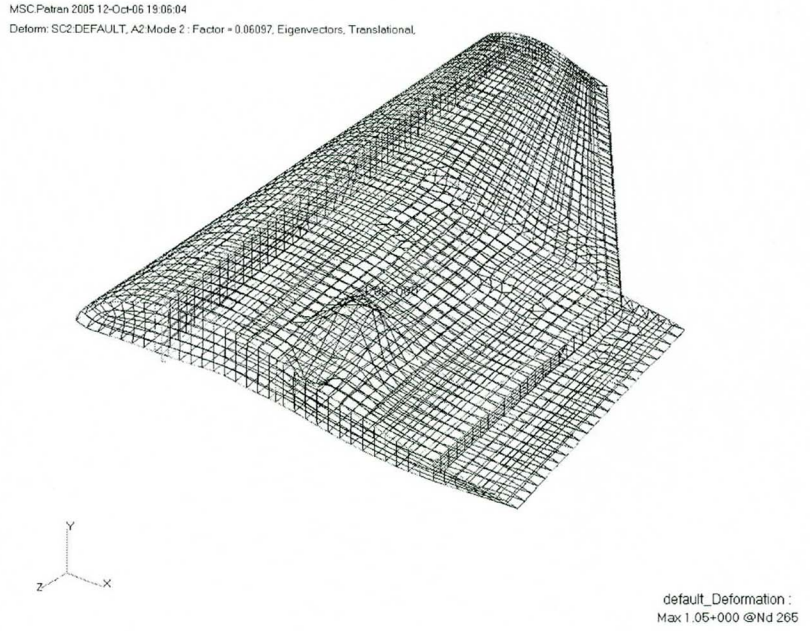

Fig. 20 Second buckling mode shape and load factor

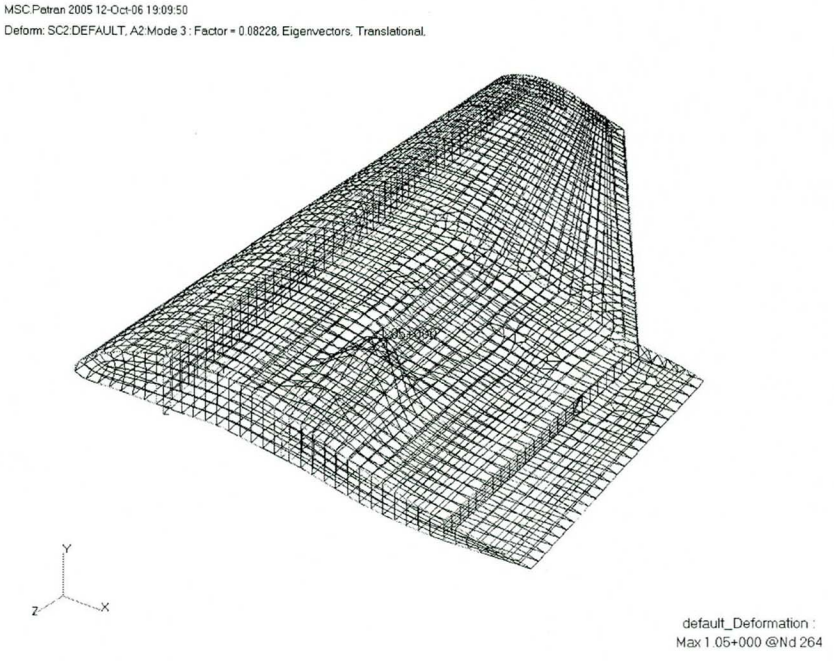

Fig. 21 Third buckling mode shape and load factor

제 6 장 주익 설계 개선 및 구조 해석

제 1 절 1차 설계 개선 및 구조 해석

초기 설계 결과에서 강도 해석 결과는 구조 설계 요구 조건을 만족하지만 압축 하중을 받는 주익의 전후방 스파 사이에서 좌굴이 발생하여 스킨 좌굴 부위 개선을 위하여 전후방 스파 사이에 중간 스파를 추가하여 1차 설계 개선을 수행하였다. 개선 설계 결과에 대한 구조 해석 결과를 Table 7에 명시하였다. 좌굴 하중 배수가 다소 높아졌지만 좌굴 부위가 전방 스파와 적용된 중앙 스파 사이로 변화하며, 좌굴 안정성은 여전히 개선되지 않았다.

Table 7 Structural analysis results of the first modified main wing

Analysis results		
Max. stress [Mpa]	Tension	113
	Compression	109
Max. disp. [mm]		211
First buckling load factor		0.064
Designed wing weight [kg]		417

제 2 절 2차 설계 개선 및 구조 해석

1차 개선 설계 결과에서 좌굴 취약 부위인 전방 및 중앙 스파 사이와 중앙 스파 및 후방 스파 사이의 좌굴 개선을 위하여 2차 개선 설계를 수행하였다. 2차 설계 개선안으로 주익 끝 부위 형상이 변화하는 지점에서부터 리브를 단계적으로 추가해 가면서 설계 변경하였다. 리브를 추가하여 구조 안정성 검토 결과 리브 추가 부위는 좌굴이 개선되나 좌굴 부위가 리브와 스파 사이 스킨 부위로 국부적으로 변화함에 따라 단계적으로 리브를 추가 하였다. 개선 설계 결과에 대한 구조 해석 결과 강도는 충분히 만족하며 좌굴 하중 배수 또한 0.9로서 적용된 하중 안전율을 고려하면 좌굴 안정성을 확보한 구조이나 설계 목표 요구 중량보다 1.3배 초과한 구조 설계 결과가 확인되었다. Table 8은 2차 개선 설계 결과이다.

Table 8 Structural analysis results of the second modified main wing

Analysis results		
Max. stress [Mpa]	Tension	107
	Compression	105
Max. disp. [mm]		120
First buckling load factor		0.9
Designed wing weight [kg]		497

제 3 절 3차 설계 개선 및 구조 해석

2차 개선 설계 결과 충분한 강도를 만족하며 좌굴 안정성을 확보한 구조물이 확인되었으나 목표 요구 중량보다 설계 중량이 초과하여 경량화 설계를 위하여 3차 설계 변경하였다. 세 개의 스파 구조 형태는 유지하고 리브를 제거하고 좌굴 강도를 현저하게 개선시키고 높은 진동감쇠효과를 갖도록 폴리우레탄 폼을 적용하였다. 상면 스킨 부위에 폼을 적용하는 한편 응력 크기를 검토하여 스파 플랜지의 적층수를 줄여가며 설계 변경하였다. 개선 설계 결과에 대한 응력 및 좌굴 해석 결과 응력이 다소 높아졌지만 좌굴에는 현저한 개선을 보였다. 그러나 만족하는 경량화는 이루어지지 않아서 최종 경량화를 목표로 하는 설계 변경이 필요하다고 판단하였다. 3차 개선 설계 결과는 Table 9에 명시하였다.

Table 9 Structural analysis results of the third modified main wing

Analysis results		
Max. stress [Mpa]	Tension	223
	Compression	186
Max. disp. [mm]		94
First buckling load factor		1.15
Designed wing weight [kg]		414

제 4 절 4차 설계 개선 및 구조 해석

4차 설계 개선에서는 경량화 설계에 주안점을 두었다. 초과 중량 감소를 위하여 각 구획별 스파 플랜지, 스파 웹과 스킨의 응력 크기를 면밀히 검토하여 적층수를 변경하면서 보다 더 좌굴 안정성을 확보하여 운용중 좌굴 발생의 가능성을 최소화하기 위해 스파 웹과 스킨 하면에도 폼을 적용하였다. 최종 개선 설계된 결과에 대한 유한 요소 해석 결과 구조 안전성, 좌굴 안정성 및 설계 요구 조건을 모두 만족하며 설계 목표 요구 중량보다 경량화 설계된 결과를 도출하였다. 주익의 수정 설계 결과의 총중량은 351.4kg으로서 조종면의 중량, 동체와 연결부위 볼트, 주익과 조종면의 연결부위 힌지(Hinge)의 무게까지 고려할 때 주익의 설계 요구 중량인 383kg보다 경량화 된 구조 설계 결과임을 확인하였다. 안전율 검토 결과 충분한 안전율을 확보한 구조 설계 결과임을 확인하였다. 4차 개선 설계 결과는 Table 10에 나타내었다. 응력 분포와 변위 분포는 Fig. 23과 Fig. 24에서 명시하였고 Fig. 25는 안전율 검토 결과이며 Fig. 26, 27, 28은 좌굴 해석 결과이다.

Table 10 Structural analysis results of the fourth modified main wing

Analysis results		
Max. stress [Mpa]	Tension	114
	Compression	120
Max. disp. [mm]		93.4
Tsai-Wu failure criterion		0.119
First buckling load factor		2.78
Designed wing weight [kg]		351.4

날개 뿌리부위 동체와 추후 엔진 등 가진체에 의한 공진 가능성을 파악하기 위해 최종 설계 확정된 결과에 대해서는 고유 진동수 해석이 수행 되었으며 해석 결과 1차 플랩 모드가 8.43Hz, 2차 플랩 모드가 12Hz로 확인되었다. 엔진의 rpm은 선행 연구된 유인 소형 시험선의 프로펠러 블레이드 직경 및 엔진 rpm을 참고하여 대상 연구 비행체의 개념 설계 단계의 프로펠러 직경이 3.6m이므로 프로펠러 설계식인 (25)식을 이용하여 엔진 rpm을 추정하였다. 추정된 엔진 rpm은 약 2378rpm이다.

$$D = 10.8\sqrt[4]{\frac{P/100}{(V/100)(N/1000)^2}} \tag{25}$$

여기서 D는 프로펠러 직경, P는 엔진 마력, V는 최대 비행 속도, N은 엔진 rpm이다. Fig. 22의 Campbell 선도를 검토해보면 운용회전수인 2378 rpm 근처에서 공진이 발생하지 않음을 확인 할 수 있다. Fig. 29, 30은 1차, 2차 모드 형상 및 진동수 해석 결과를 도시한 것이다.

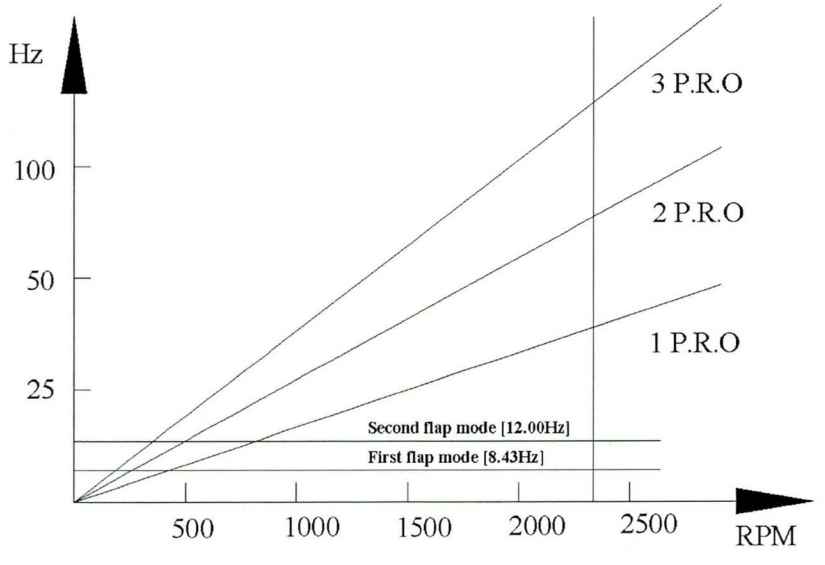

Fig. 22 Campbell diagram

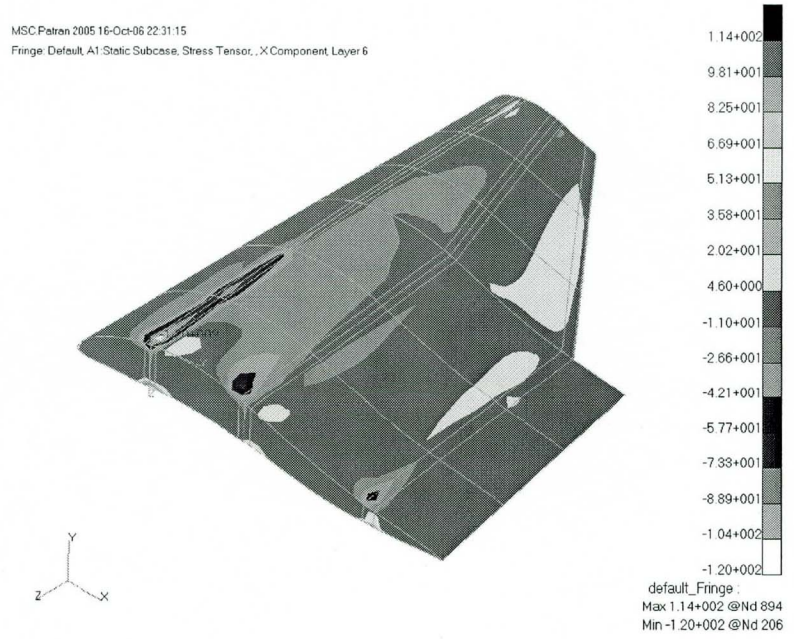

Fig. 23 Stress contour on skin of the fourth modified main wing

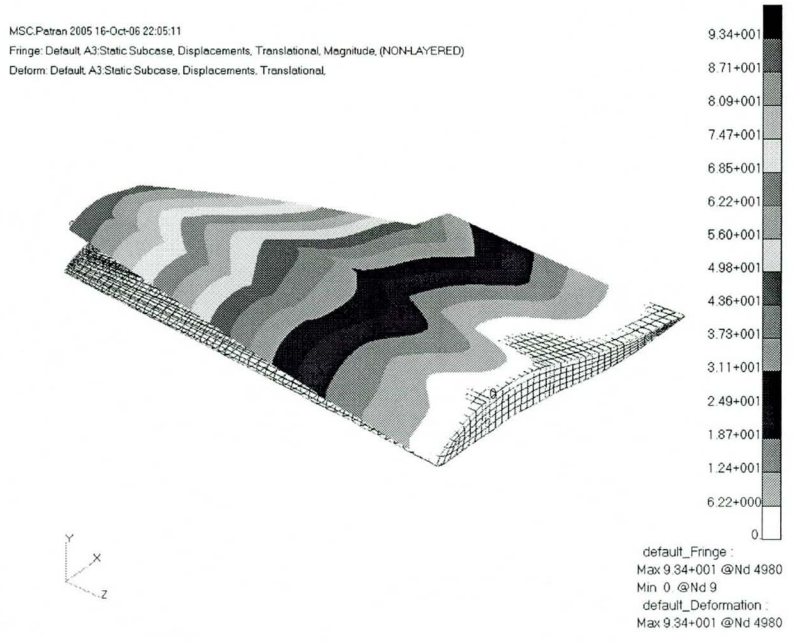

Fig. 24 Deformed configuration of the fourth modified main wing

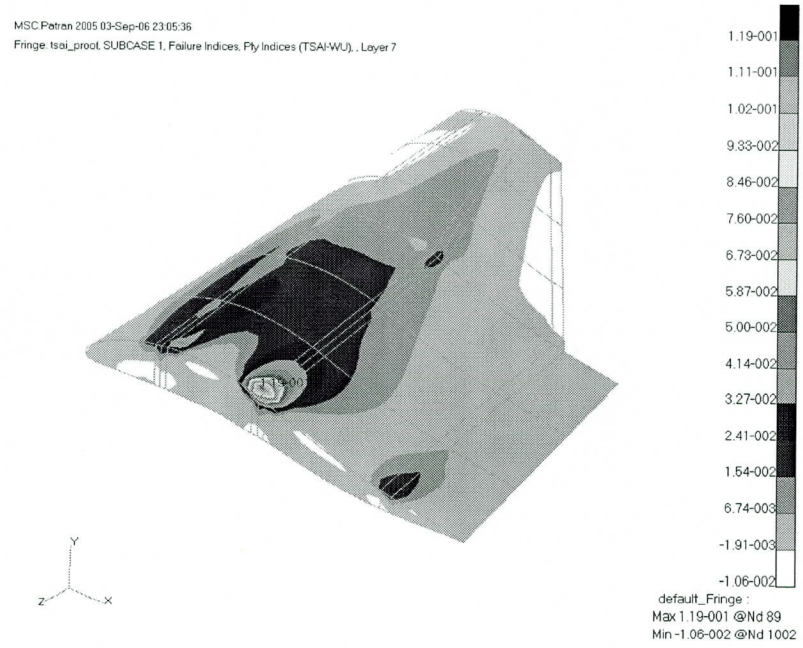

Fig. 25 Safety factor distribution by Tsai-Wu failure criterion

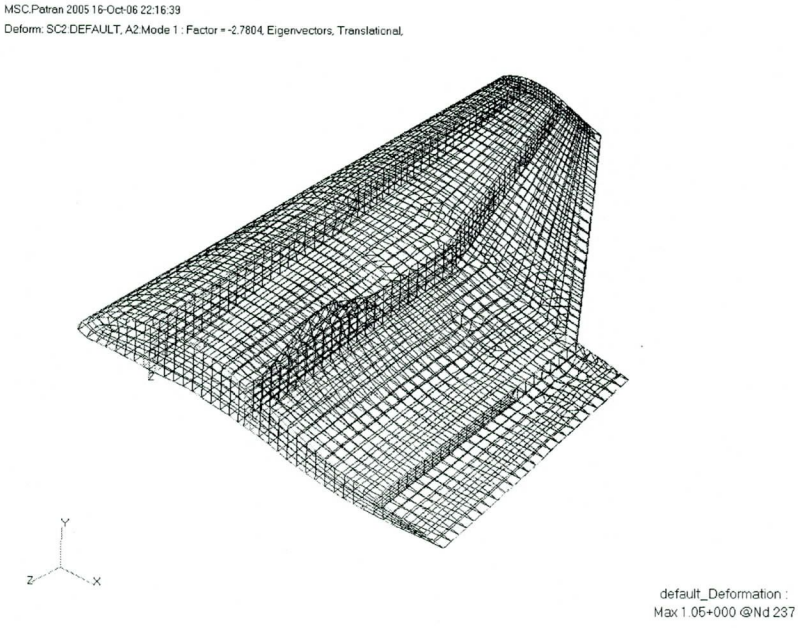

Fig. 26 First buckling mode shape and load factor

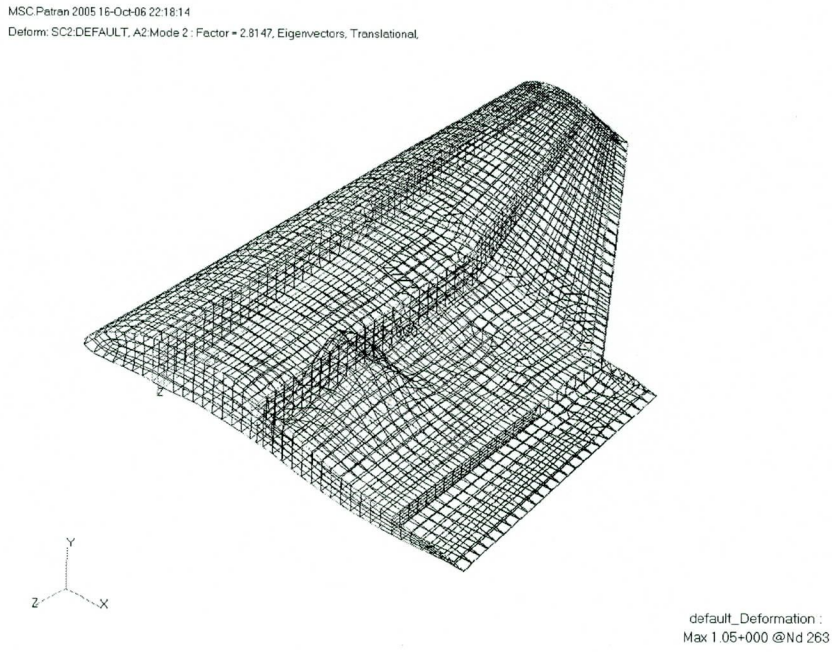

Fig. 27 Second buckling mode shape and load factor

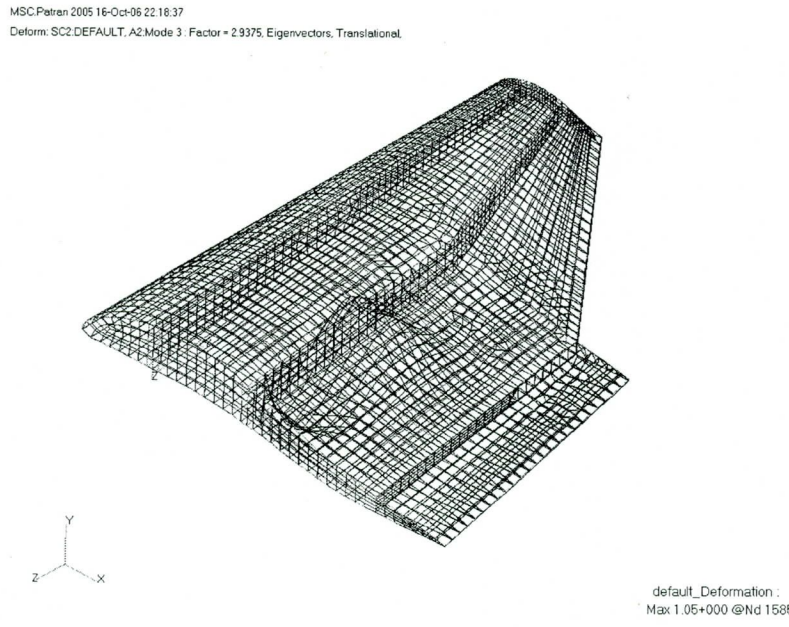

Fig. 28 Third buckling mode shape and load factor

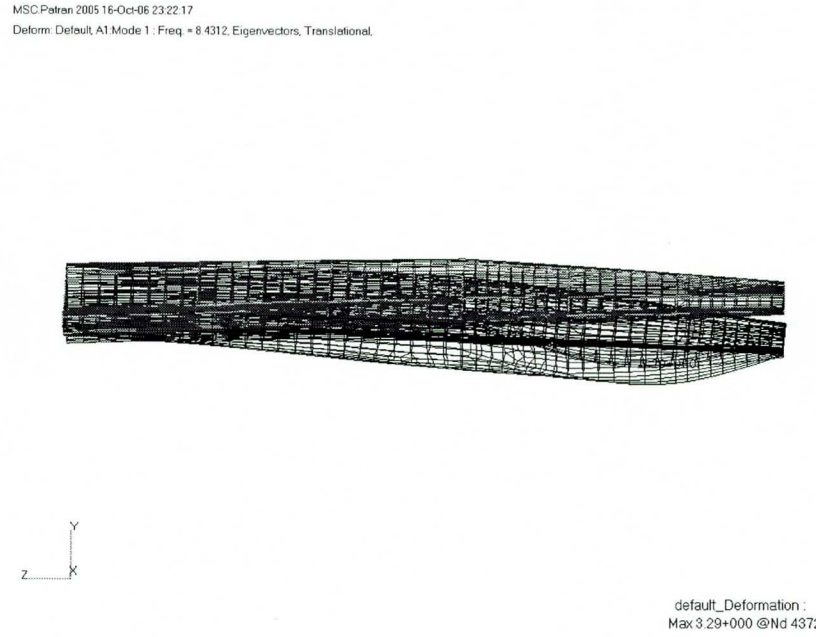

Fig. 29 First flap mode shape and frequency

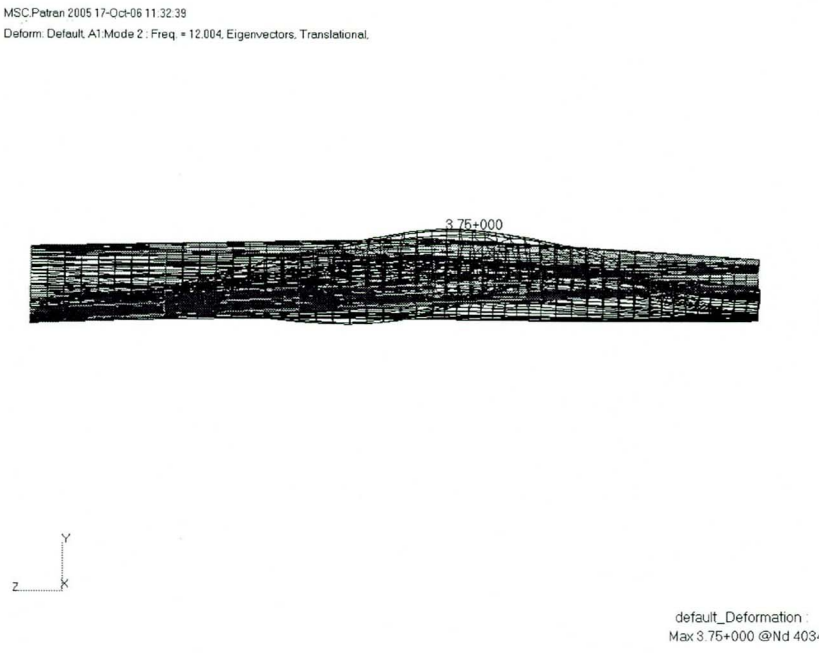

Fig. 30 Second flap mode shape and frequency

제 5 절 최종 구조 설계 결과

개선 설계 과정을 통하여 최종 설계 확정된 형상은 3개의 스파와 폼 샌드위치 구조가 적용된 구조형태로서 Fig. 31에 최종 확정된 형상을 나타내었다. 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.

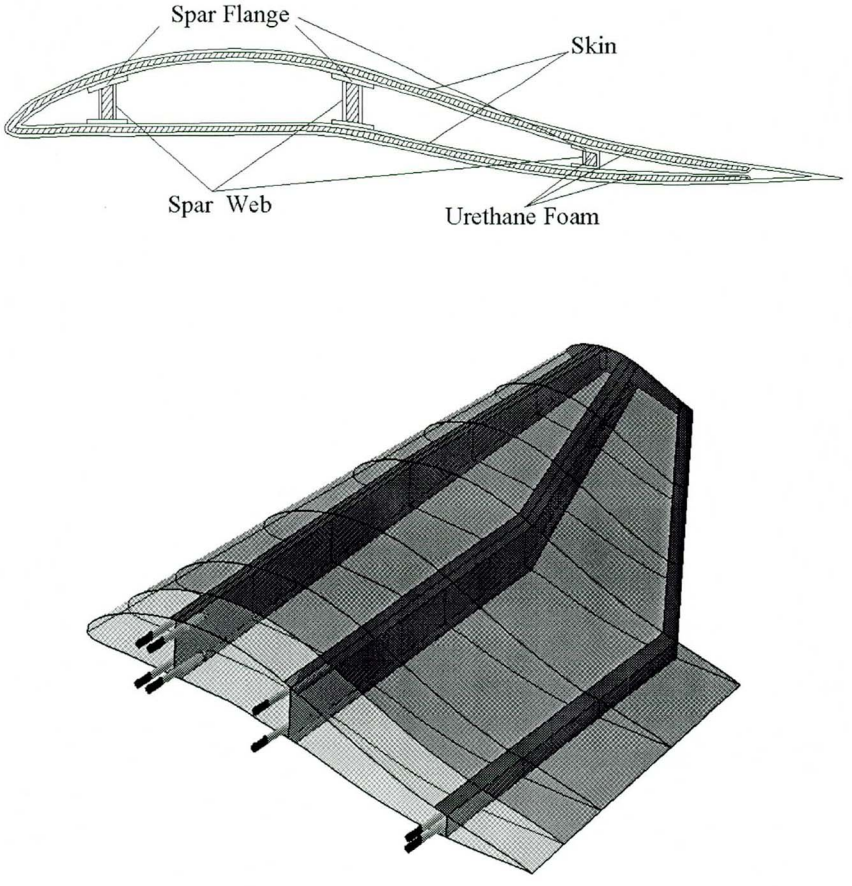

Fig. 31 Final modification of main wing structure with three spars and foam sandwich

전방, 중앙, 후방 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. 스파 웹과 스킨은 폼을 적용하여 제작의 용이성을 고려하여 전 구획 동일하게 설계하였다. 각 구획별 적층수와 적층 형태를 Table 11에 명시하였다.

Table 11 Design modification results of main wing structure

Station	Front spar flange thickness[mm]	Lay up 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]**	**Lay up sequence**
all	2.00	[±45°,0_3°,±45°,0°]s
Station	**Rear spar flange thickness[mm]**	**Lay up 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]**	**Lay up 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

초기 설계 단계에서는 전방 및 후방 두 개 스파 형태를 채택하였으나 좌굴 안정성이 불충분하여 중간 스파를 추가하여 개선 설계한 결과 국부적으로 좌굴이 개선되긴 하였지만 전체 구조물이 좌굴 안정성을 확보하지 못하여 주익 후방 부위 형상이 변화하는 부위부터 단계적으로 리브를 추가하여 설계 변경 하였다. 리브를 추가함에 따라 좌굴 하중 배수가 증가하지만 주익의 목표 요구 중량보다 초과하는 설계 결과가 도출되었다. 따라서 최종 채택된 설계 형상은 세 개의 스파 구조 형상이며, 경량화 및 구조 안정성에 효과적인 스킨-스파-폼 샌드위치 구조 형태로 설계 변경을 하였다. 초기 설계 형상부터 세부 설계 변경 과정을 거쳐 최종 설계 형상 확정까지 수정 설계 과정을 Fig. 32에 단계별로 나타내었다.

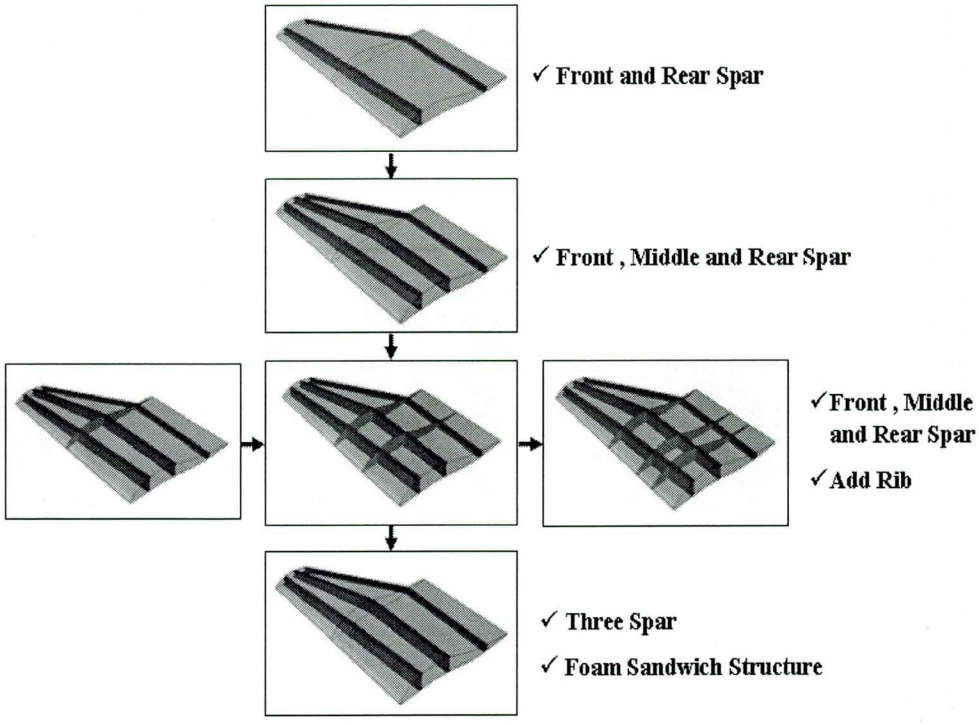

Fig. 32 Flow of design modification

제 7 장 에일러론 구조 설계

제 1 절 에일러론 하중 해석

주익의 조종면인 에이러론의 구조 설계 하중은 에일러론 작동 상태를 고려하여 주익과 유사한 방법을 적용하여 정의 하였으며 에일러론의 구조 설계를 위하여 작용하는 하중은 에일러론 스팬 방향으로 20개 구획으로 분할하여 앞서 언급한 하중 분포식 (2)식에 의해 계산하였다. 각 구획별 전단력 선도 및 굽힘 모멘트 선도는 Fig. 33과 Fig. 34에 나타내었다.

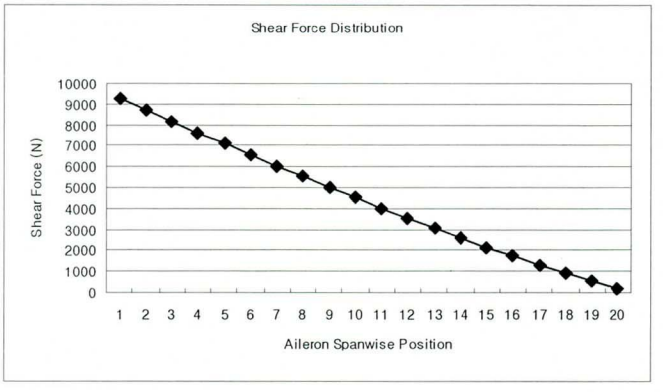

Fig. 33 Shear force diagram of aileron

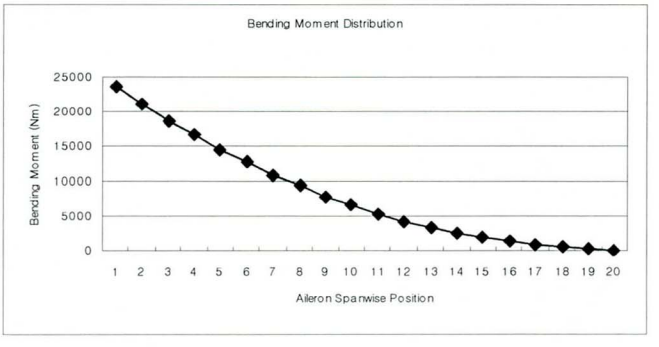

Fig. 34 Bending moment diagram of aileron

제 2 절 에일러론 스파 플랜지, 스파 웹 및 스킨 설계

에일러론의 코드 길이는 에일러론 스팬 방향으로 동일한 형상으로서 0.77m이고, 스팬은 5.314m이다. 에일러론의 공력 형상과 에일러론의 위치를 Fig. 35에 나타내었다. 위치는 주익 형상이 변화되는 후방 부위로서 주익 설계 방법과 유사한 방법으로 복합재료 설계 개념을 적용하여 설계를 수행하였으며, 구조 형태는 주익과 연결 부위의 용이성과 제작의 관점을 고려하여 채널(ㄷ)형태 스파 구조를 선택하여 한 개의 스파를 적용하였다. 에일러론의 초기 설계 결과는 스킨과 스파를 동일하게 설계하여 적층형태를 [±45°, 0°, 90°]s로 결정하였다.

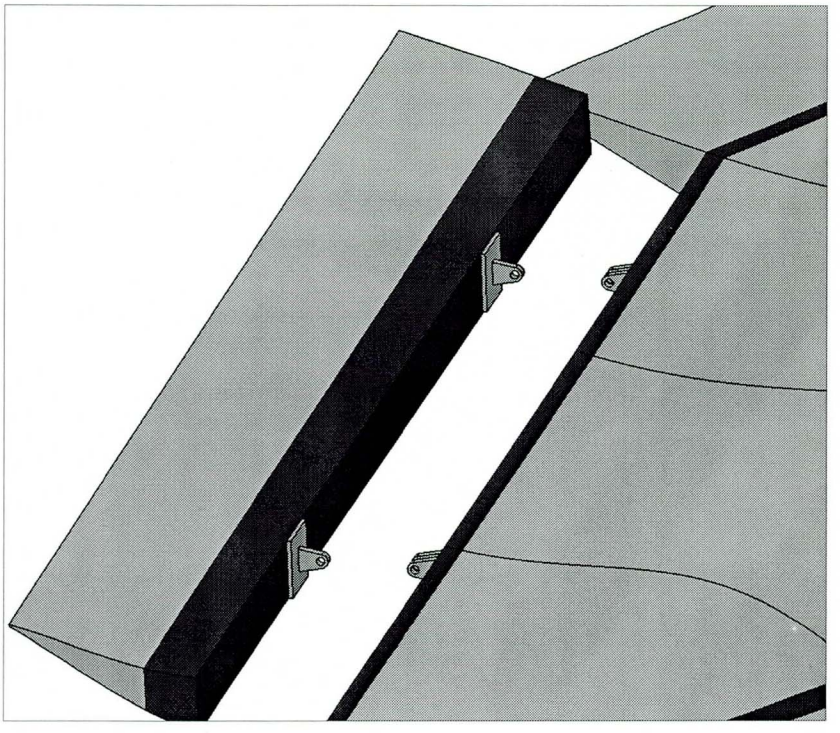

Fig. 35 3D-CATIA model for aileron

제 3 절 주익과 에일러론 연결 부위 설계

에일러론과 주익의 연결 부위는 운용중 에일러론 작동시 동적 하중이 반복적으로 작용하기 때문에 피로 요구 수명을 만족하는 설계가 이루어져야 한다. 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. 36에 나타내었다.

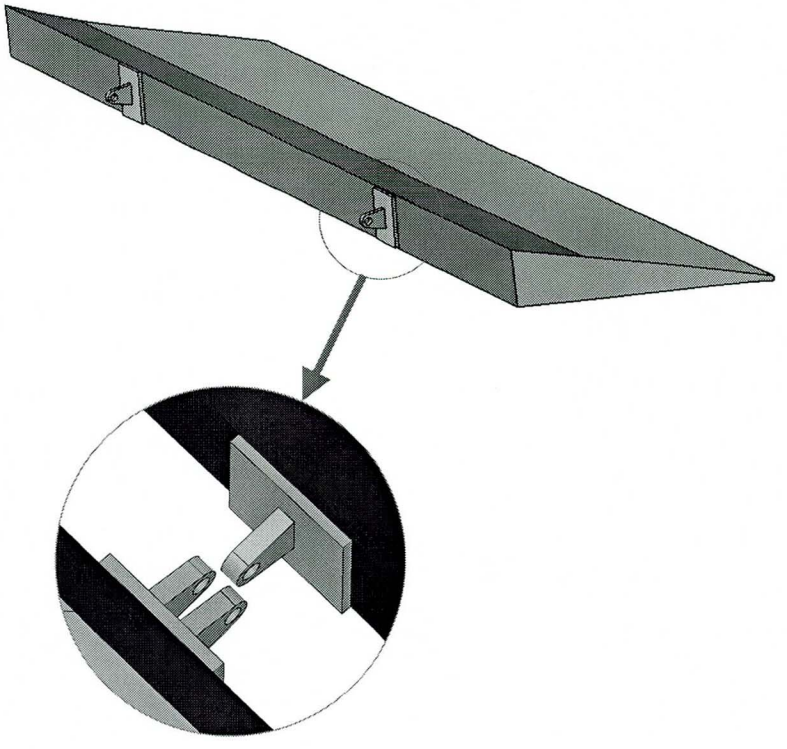

Fig. 36 Joint part configuration of aileron

에일러론의 작동 형태를 분석하여 하중이 경사진 방향으로 작동할 때를 고려하여 러그 각 부위의 두께를 결정하였다.[14, 16] 적용 재질은 알루미늄 합금(Aluminum alloy 7075-T6)을 채택하였으며 세부 러그 설계는 (27)식에 의한 러그 각 부위의 면적 계산 결과를 바탕으로 (25)식과 (26)식에 의해 작용 하중에 대한 안전율을 검토하여 충

분한 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 에일러론의 복합재료 부분의 접합 개념은 접착(Bonding)에 의한 접합 방법을 적용하였다.

$$P_{tru} = K_{tru} f_{tux} d t \tag{25}$$

$$S.F = \frac{P_{tru}}{P_a} > 1 \tag{26}$$

$$A_{av} = \frac{6}{(3/A_1)+(1/A_2)+(1/A_3)+(1/A_4)} \tag{27}$$

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. 37에 명시하였다.

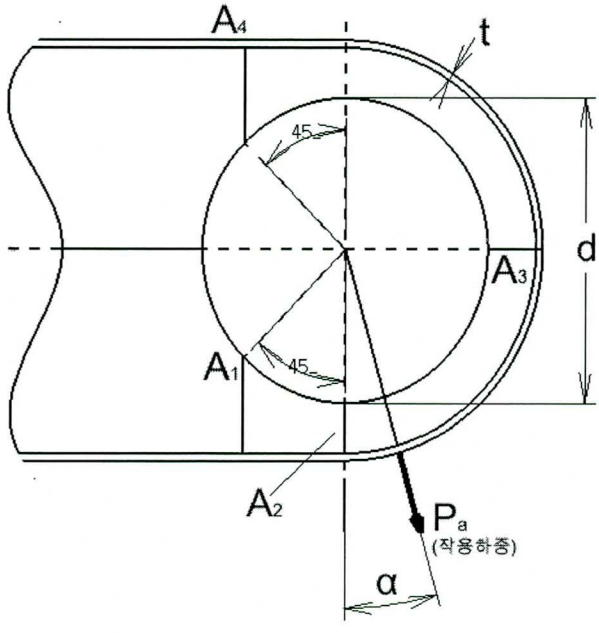

Fig. 37 Section configuration of lug

제 8 장 에일러론 구조 해석

제 1 절 에일러론 구조 해석

에일러론의 초기 설계 결과에 대한 구조 안전성 및 안정성 검토를 위하여 유한 요소 모델링을 수행하였다. 복합재료 요소(Element) 특성 정의된 PCOMP 요소를 사용하여 1914 요소로 격자를 생성하였다. Figure 38은 유한 요소 모델링 결과이다. 응력 해석 결과 압축 응력이 94.9MPa, 인장 응력이 56.0MPa로서 강도는 충분히 만족하였으나 좌굴 해석 결과로부터 좌굴 하중 배수 0.08로서 스킨부위 상면에서 국부적으로 좌굴에 취약한 것으로 확인이 되었다. 응력 분포는 Fig. 39에 나타내었고, 좌굴 해석 결과는 Fig. 40에 도시 하였다.

Fig. 38 Mesh generation for finite element analysis of aileron

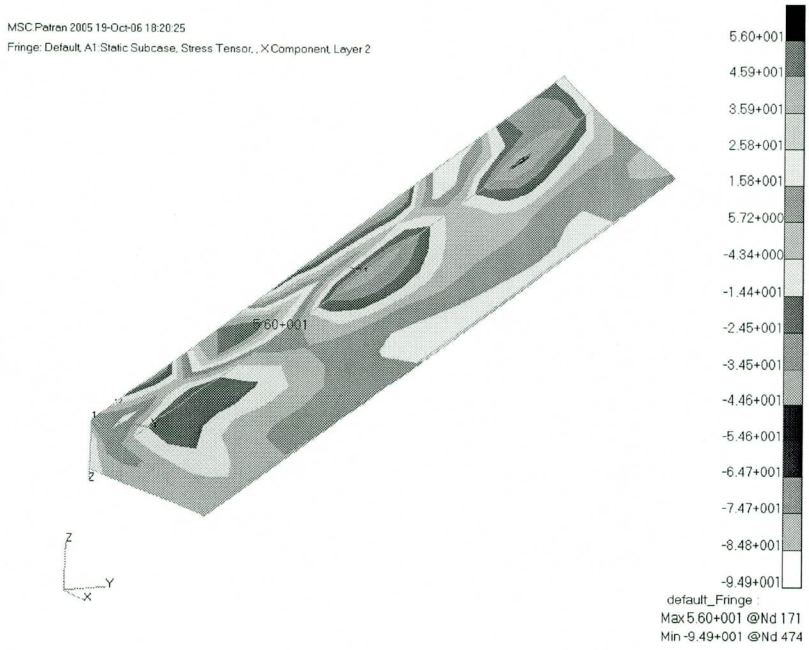

Fig. 39 Stress contour on skin of aileron

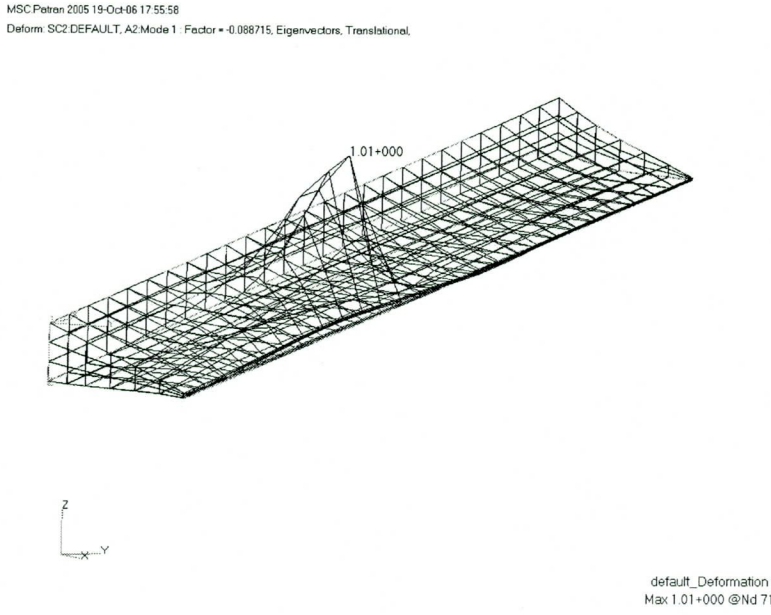

Fig. 40 First buckling mode shape and load factor

제 2 절 연결 부위 구조 해석

주익과 에일러론이 연결되는 힌지 체결 부위의 안전성 검토를 위해 구조 해석을 수행하였다. Figure 41은 유한 요소 해석을 위한 격자 생성 결과이며 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.

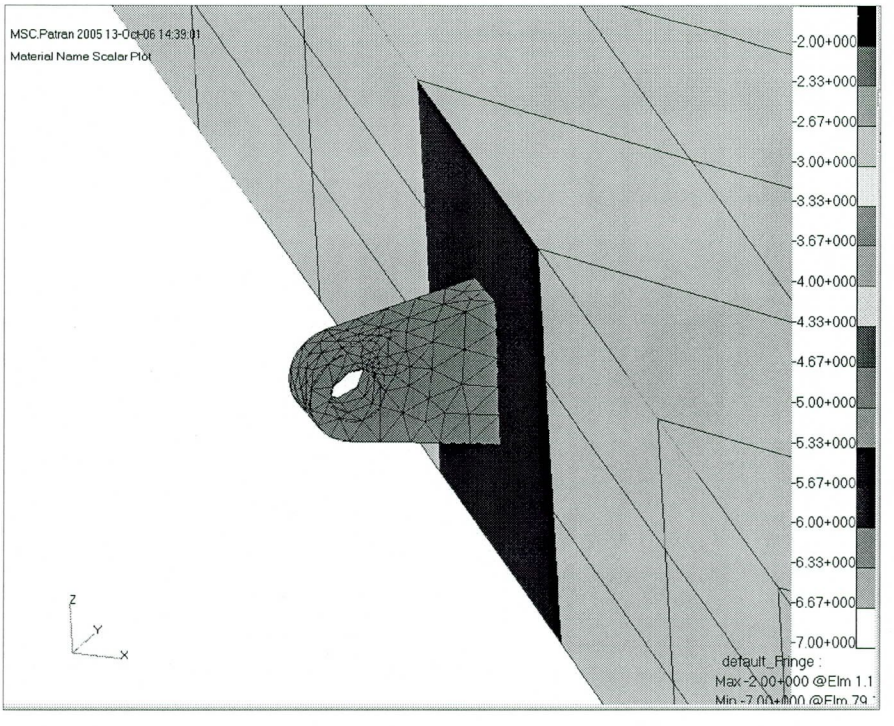

Fig. 41 Mesh generation for finite element analysis of hinge

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. Figure 42는 힌지 부위의 응력 분포 해석 결과이다.

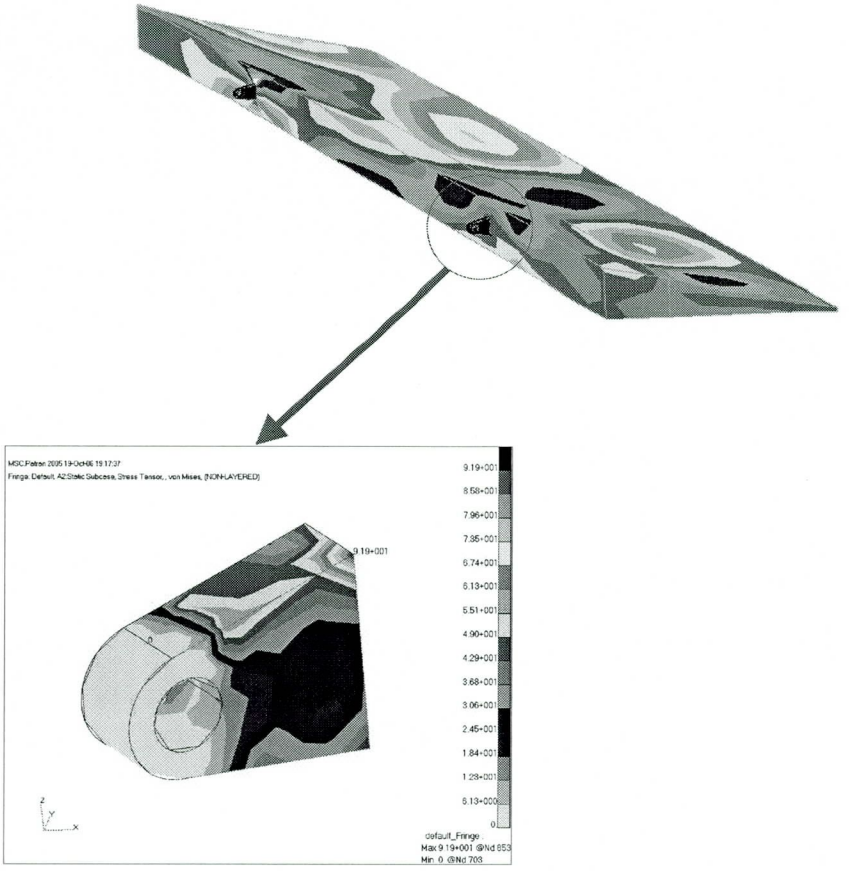

Fig. 42 Stress contour on hinge of aileron

제 9 장 에일러론 설계 개선 및 구조 해석

에일러론 초기 설계 결과에서 스킨 부위 상면의 좌굴 취약부위 개선을 위해 스킨 부위에 주익과 유사하게 동일 재질의 폼을 적용하기로 하였으며 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. 응력 분포와 변위 분포는 Fig. 43과 Fig. 44에 나타내었으며, Fig. 45는 안전율 검토 결과이고 Fig. 46, 47, 48은 좌굴 해석 결과이다.

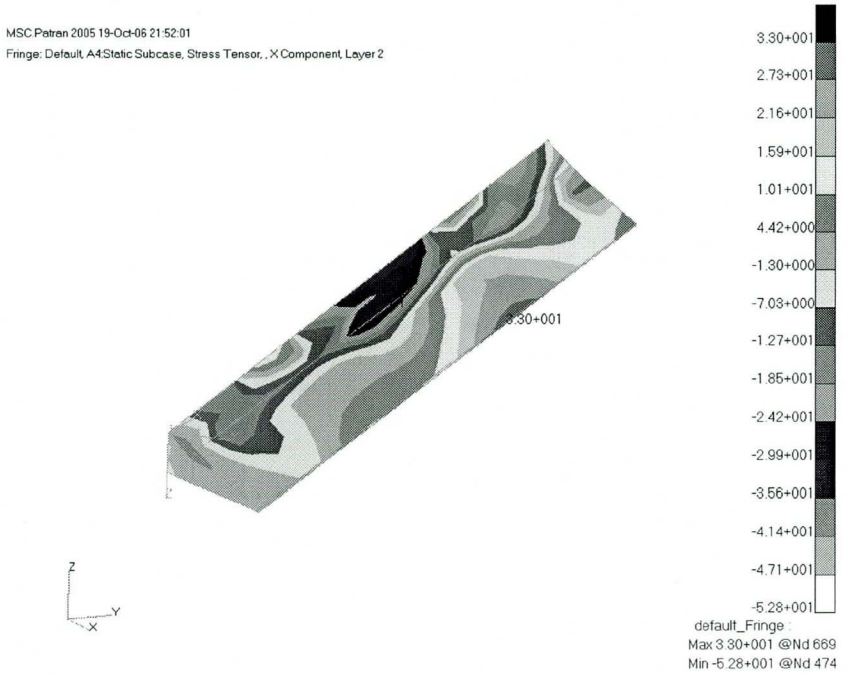

Fig. 43 Stress contour on skin of aileron

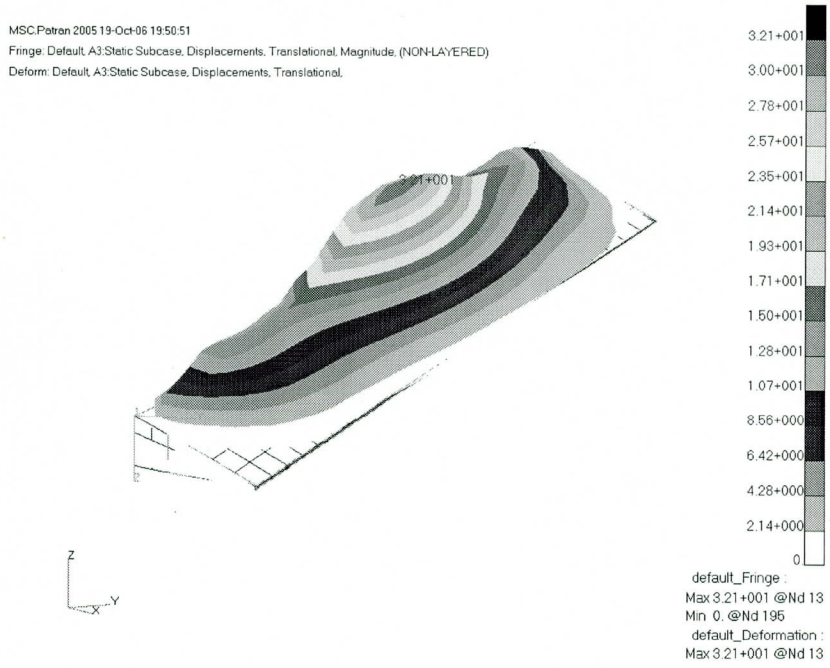

Fig. 44 Deformed configuration of aileron

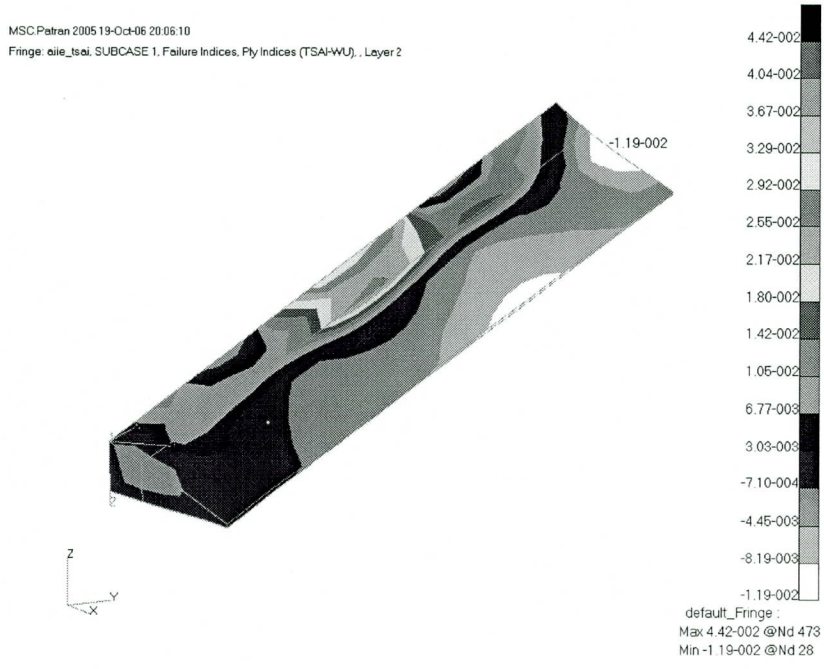

Fig. 45 Safety factor distribution by Tsai-Wu failure criterion

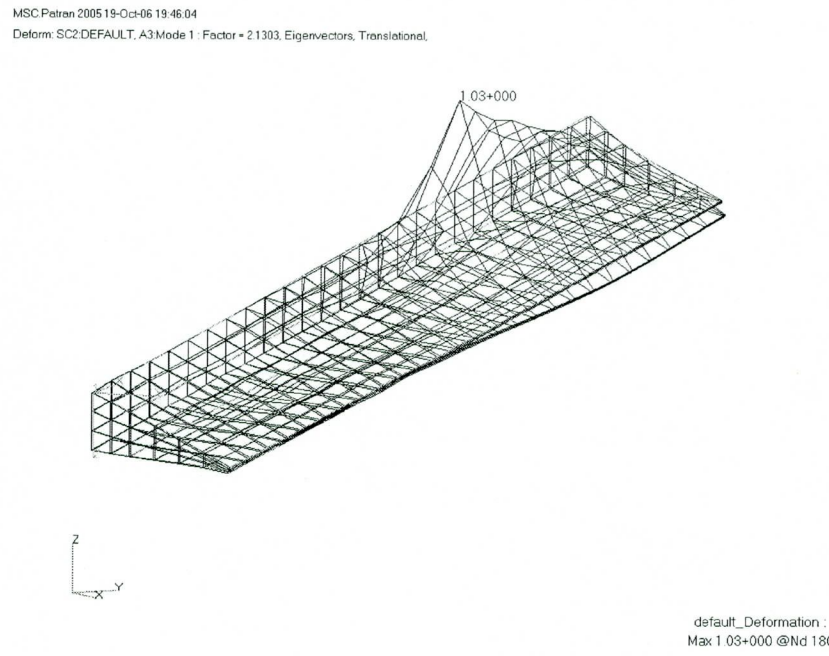

Fig. 46 First buckling mode shape and load factor

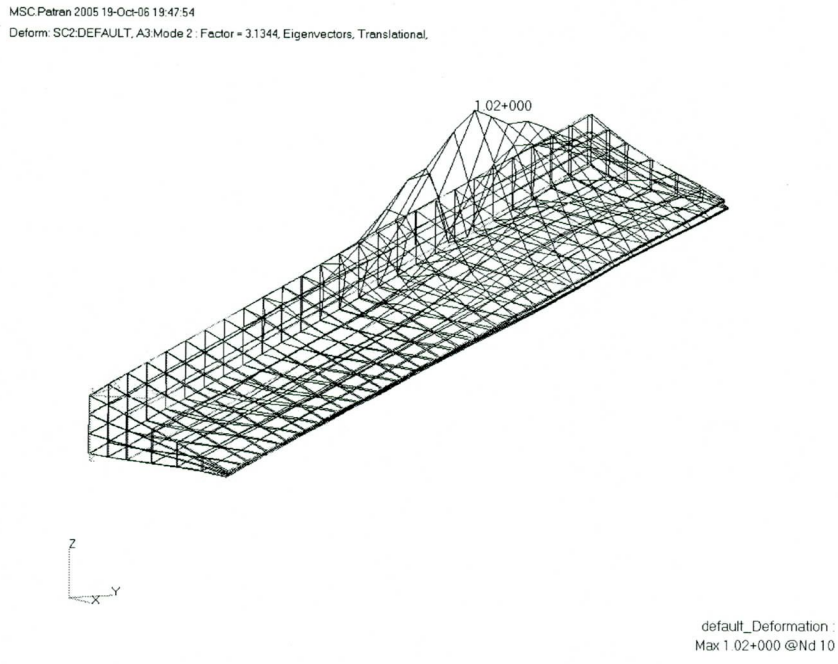

Fig. 47 Second buckling mode shape and load factor

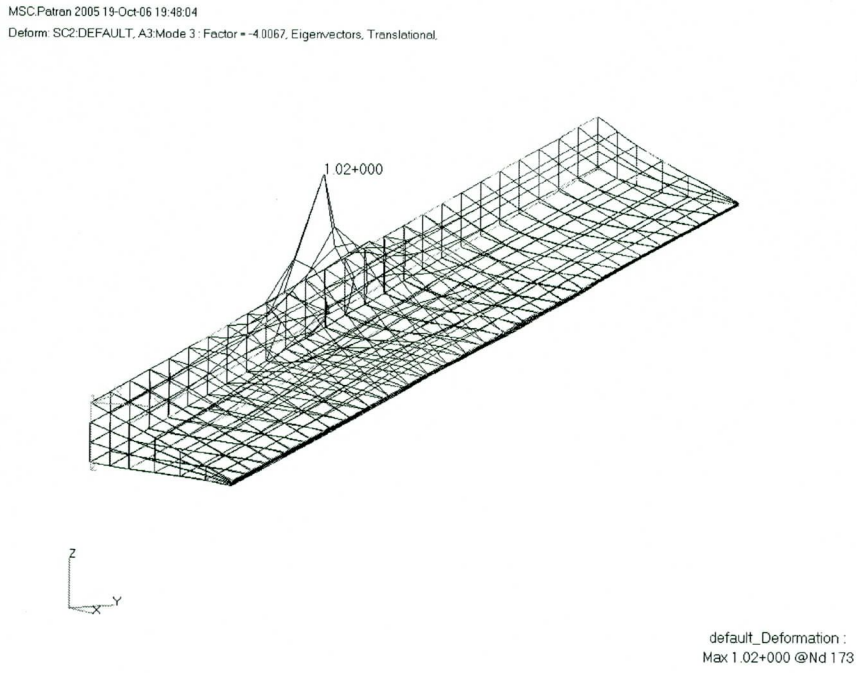

Fig. 48 Third buckling mode shape and load factor

제 10 장 피로 수명 평가

구조 부재가 정적 파괴 강도보다 낮은 응력 상태에 있다 하더라도, 반복적으로 가해질 경우 피로 파괴가 일어난다. 특히 항공기와 같은 운용 조건이 까다로운 구조물은 피로 수명에 대한 안전성을 확인하는 것이 매우 중요하다. 피로 수명에 대한 요구 조건을 만족하기 위해서는 요구 피로 수명 동안에 예상되는 반복 하중에 견딜 수 있어야 한다. 본 연구에서는 단순화한 S-N 선형 손상 방법(S-N linear damage method)을 이용하여 피로 수명에 대한 안전성을 검토하였다.

정확한 피로 허용 강도의 계산을 위해서는 운용중인 비행체로부터 측정된 하중 스펙트럼을 분석하여 정확한 응력비를 계산하고 사용 재질에 대한 실험결과로부터 이러한 응력비 및 요구 수명에 해당하는 허용 강도를 결정하여야 한다. 실제의 항공기 구조에 가해지는 하중은 응력 크기가 주기적으로 변동하는 실용하중(Service Load)으로 랜덤하게 작용하여 이것을 추정하기가 매우 곤란하다. 그래서 통상 단순화한 하중 패턴을 이용하여 피로 시험을 수행한다. 그러나 본 연구에서 적용된 재료의 시편 시험이 어려워 기본적인 카본 에폭시 복합재료의 시편 시험 데이터를 활용하여 피로 수명 평가를 수행하였다.

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. 주익의 응력 해석 결과로부터 피로 하중에 가장 위험한 부위를 피로 임계 요소 부위로 정의하였다. 정의된 피로 임계 요수 부위는 주익과 동체 연결부위 상면 스킨 부위이다. 주익의 피로 손상에 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 49는 적층별 카본/에폭시 복합재료의 S-N 선도이다. 이 때 볼트 홀등의 다양한 환경적 효과를 고려하면 시편의 특성이 절반정도 저하된다는 Fig. 50의 데이터를

바탕으로 Fig. 49의 S-N 선도 검토시 고려하여 허용 피로 수명은 10^7으로 결정하였다.[15, 31] 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.

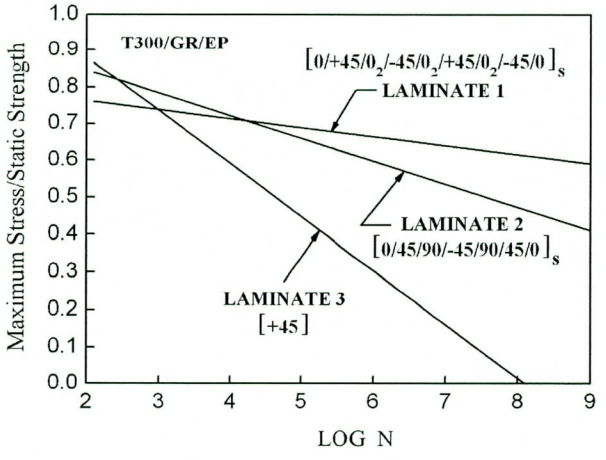

Fig. 49 S-N curves for three CFRP T300/Epoxy laminate

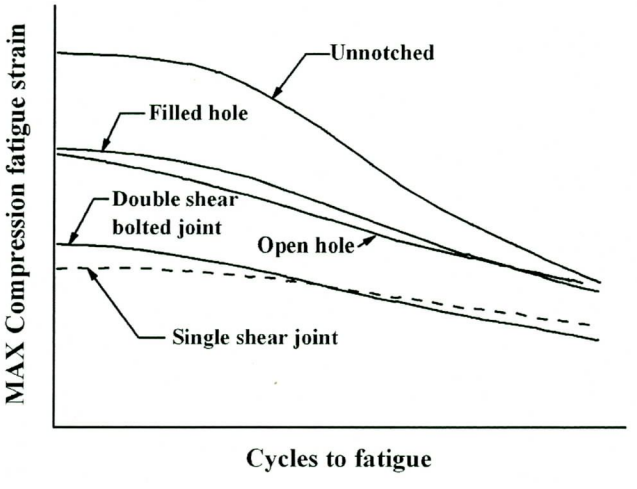

Fig. 50 Fatigue effects on notched laminate

제 10 장 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 고비강도 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. 최종 수정 설계 결과는 설계 요구 조건을 만족하며 연결부위 볼트의 피로 요구 수명이 최소 20년을 만족하도록 설계 확정하였다.

최종 구조 설계 결과의 총중량은 371.4kg으로서 날개 길이 방향으로 날개 뿌리 부위 전방 스파 플랜지의 두께가 4.25mm에서 날개 끝 부위 플랜지는 1.75mm로 적층수를 줄여가면서 설계하였으며, 후방 스파 또한 전방 스파와 동일한 방법으로 날개 뿌리 부위 스파 플랜지가 6.00mm에서 적층수를 변경하여 날개 끝 부위는 전방 스파와 동일하게 1.75mm로 설계 확정하였다. 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 15mm를 포함하여 16.75mm로 설계 확정하였다.

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.

단순화한 S-N 선형 손상 방법 및 피로 하중을 적용하여 피로 임계 구조 요소 부위인 주익과 동체의 연결부위 스킨의 피로 수명을 평가한 결과 요구 수명 20년을 만족함을 확인하였다.

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. 또한 본 연구 결과는 항공우주산업관련 구조 응용 기술 분야 및 다양한 구조물의 복합재료 응용 분야의 기초 자료로 활용될 수 있을 것으로 사료된다.

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. Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff, "Theory of Wing Sections" , Dover Publications, Inc., 1958.
19. Robert M. Jones, "Mechanics of Composite Materials" , Taylor & Francis, Inc., 1999.
20. Valery V. Vasiliev, Evgeny V. Morozov, "Mechanics and Analysis of Composite materials" , ELSEVIER, 2001.
21. Mahmood Husein Datoo, "Mechanics of Fibrous Composite" , ELSEVIER APPLIED SCIENCE, 1991.
22. C. Kong, "Structural Investigation of Composite Wind Turbine Blade Considering Various Cases and Fatigue Life" , ENERGY, 30(2005) P2101-2114.
23. 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.
24. 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).
25. 공창덕 외, "대형 풍력 발전 시스템용 수평축 복합재 풍력터빈 날개의 공력 및 구조 설계에 관한 연구", (주)한국화이바 연구보고서, 2000.
26. 공창덕, 방조혁, 오경원, "1 kW급 소형 풍력발전용 블레이드의 구조 설계", 한국항공우주학회 추계 학술대회 논문집, 2003.
27. 공창덕, 박현범, 김주일, 강국진, 박미영, "소형 WIG선의 복합재 주날개 구조 개념 설계에 관한 연구", 한국 복합재료 학회 추계 학술대회 논문집, 2005.
28. MSC, Software, "MSC. NASTRAN 2005 Release Guide" , 2005.
29. 권진희, 구교남, 문창오, 박정선, 우경식, 정성남 "NASTRAN으로 배우는 전산구조 해석" , 경문사, 2004.
30. MSC. Software, "NAS122-Dynamic Analysis Using MSC. Patran and MSC. NASTRAN Course Notes Vol 1" , 2006.
31. Stephen W. Tsai, . "Composite Design" , Think Composites, 1987

감사의 글

2년의 시간을 보내며 깊은 학문의 길에 이제 막 첫발을 내딛은 기분입니다. 본 논문을 위해 정성을 다해 지도해주신 공창덕 교수님께 감사를 드립니다. 또한 바쁜 가운데 논문 심사와 지적을 해주신 방조혁 박사님, 강국진 박사님께 깊은 감사를 드립니다. 학업을 계속 할 수 있도록 후원해 주시고 항상 매사에 최선을 다하라고 어렸을 때부터 가치관을 심어주신 부모님을 비롯한 자상하신 할머니, 하나밖에 없는 형과 귀염둥이 형수의 관심에 감사드립니다. 본 연구의 모델링 부분에 최선을 다해 도와준 재휘에게 감사의 말을 전하며 함께 학문의 길에 들어서 후배 주일에게도 석사학위 취득을 축하합니다. 그리고 영국에서 학문적 깊이를 더욱 쌓고 있는 명철형에게 감사의 말을 전하며 대전에서 열심히 회사를 이끌어 가는 기자영 박사님께도 큰 발전이 있기를 기원합니다. 같은 팀원으로 열심히 연구에 전념을 다하고 있는 성희형, 인수형에게도 감사의 말을 전하며 이제 회사에 다 적응하여 한창 열심인 종하형에게도 많은 발전이 있기를 바랍니다. 본 연구에 친구로서 선배로서 조언해준 박사과정에 입학한 경원에게도 큰 학문적 발전이 있기를 기원하며, 정신적 조언을 많이 해주는 영광형, 막내라고 바쁘지만 항상 최선을 다하고 논문 작성에도 많은 도움을 준 승현, 이제 막 학문의 길에 든 수현과 학부생으로 많이 배우고자 하는 영주에게 감사의 말을 전하며 훌륭한 학자가 되길 기원합니다. 박사과정으로서 연소 실험실을 잘 이끌어가는 이선, 함께 학위 취득을 하며 매사에 열심인 학순, 둘도 없는 친구이며 항상 조언을 아끼지 않는 중연, 철희와 연소 실험실 막내 주현이 이들에게도 깊은 학문적 발전을 이루길 바랍니다. 유체 실험실에서 언제나 열심인 상수형, 여자친구와 정말 잘 어울리는 태훈, 지금은 학과 조교에 바쁜 홍일, 막내 태수 이들도 각자가 원하는 길에서 학문적 소양을 높여 좋은 결과를 얻어 학위 마무리를 할 수 있도록 기원합니다. 항우연에서 열심히 연구에 전념하시는 환형님, 한국 화이바에서 본 논문이 있기까지 조언을 아끼지 않은 현규형과 박미영 차장님께도 감사의 말을 전합니다. 바쁜 가운데 관심을 가져주고 연구에 항상 바쁜

현이와 미술학을 전공하고 귀엽게 일본어를 잘하는 은애에게도 감사의 말을 전하며 바라는 일이 이루어지길 기원합니다. 형이지만 친구처럼 편하고 인생의 조언을 해주는 대현형과 항상 소중한 친구들인 98학번 동기들에게도 감사의 말을 전합니다.

끝으로 항상 후원을 아끼지 않으시고 격려해주시는 사랑하는 부모님께 이 논문을 드리며 보다 더 훌륭한 학자가 되기 위해 방일하지 않은 걸음을 걸을 것을 약속드립니다.

2006년 12월 4일 박현범 올림