[UCI]I804:24011-200000234072

2006년 2월
석사학위논문

소형 지면 효과 비행체의 경량화 탄소-에폭시 복합재 동체의 구조설계 및 안전성 연구

조선대학교 대학원

항공우주공학과

김 주 일

소형 지면 효과 비행체의 경량화 탄소-에폭시 복합재 동체의 구조설계 및 안전성 연구

-Investigation of Structural design and safety for light weight carbon-epoxy composite fuselage of small a scale WIG vehicle -

2007 년 *2* 월

조 선 대 학 교 대 학 원

항 공 우 주 공 학 과

김 주 일

소형 지면 효과 비행체의 경량화 탄소-에폭시 복합재 동체의 구조설계 및 안전성 연구

지도교수 공 창 덕

이 논문을 공학 석사학위신청 논문으로 제출함.

2007 년 *2* 월

조 선 대 학 교 대 학 원

항 공 우 주 공 학 과

김 주 일

김주일의 석사학위 논문을 인준함

위원장 한국해양연구원 위그센터장 강 국 진 인

위원 조선대학교 교수 공 창 덕 인

위원 유니슨(주) 전임연구원 방 조 혁 인

2006 년 *11*월 *18*일

조 선 대 학 교 대 학 원

목 차

LIST OF FIGURES III

LIST OF TABLES VI

NOMENCLATURE VII

ABSTRACT VII

제 1 장 서 론 1

제 2 장 설계 개요 및 해석 절차 3

제 1 절 설계 요구 조건 3

제 2 절 설계 및 해석 절차 6

제 3 장 위그선 동체 구조설계 7

제 1 절 설계 하중 정의 7

1. 대칭하중 7

2. 비대칭하중 11

3. 착수시 충격 충격하중 12

제 2 절 구조 설계 방법 14

1. 스킨 및 스트링거 구조 형태를 갖는 동체의 설계 15

2. 좌굴을 고려한 스킨의 설계 16

3. 링프레임 설계 18

3.1. 국부 하중에 기인된 링프레임의 전단흐름 18

3.2. 동체 날개 장착 링프레임 설계 20

3.3. 플로어 설계 21

4. 동체 구조 설계 결과 22
5. 재료의 기계적 물성치 24
제 4 장 위그선 동체 구조 해석 25
제 1 절 형상 모델링 25
제 2 절 정하중 해석 및 안전성 평가 26
제 3 절 좌굴 해석 30
제 5 장 위그선 동체 구조 설계 개선 및 유한요소 해석 32
제 1 절 1차 설계 개선 및 해석 결과 32
제 2 절 2차 설계 개선 및 해석 결과 34
제 3 절 3차 설계 개선 및 해석 결과 36
제 4 절 4차 설계 개선 및 해석 결과 38
제 6 장 최종 구조 설계 변경 및 결과 40
제 1 절 동체 스킨 수정 설계 40
제 2 절 최종 구조 설계 결과 41
제 3 절 최종 구조 해석 결과 43
1. 정하중 해석 43
2. 좌굴 해석 49
3. 파괴 기준 52
4. 고유 진동수 해석 56
제 7 장 피로 수명 해석 59
제 1 절 피로 수명 해석 59

제 8 장 결 론 61

참 고 문 헌 63

LIST OF FIGURES

Fig. 1 3D Model for Whole WIG Vehicle 3
Fig. 2 Side View of WIG Vehicle 4
Fig. 3 Top View of WIG Vehicle 4
Fig. 4 Front View of WIG Vehicle 5
Fig. 5 Structural Design Procedure of WIG Vehicle 6
Fig. 6 Proof Shear Force Distribution of Fuselage in Load Case 1 9
Fig. 7 Proof Shear Force Distribution of Fuselage in Load Case 1 9
Fig. 8 Load case 1 Proof Bending Moment Distribution of Fuselage in Load Case 1 10
Fig. 9 Landing Area at Impact Load 12
Fig. 10 Configuration of Fuselage Including Ring Frame and Stringers Form 13
Fig. 11 Buckling Diagram of Curved Shell for Compressive Normal Load 16
Fig. 12 Buckling Diagram of Curved Shell for Shear Load 17
Fig. 13 Shear Flow Distribution of Ring Frame Due to Local Vertical Load 18
Fig. 14 Ring Frame Design from Wing Bending Moment 20
Fig. 15 Aluminum Honeycomb Form 21
Fig. 16 Stringer and Ring Frame Form 22
Fig. 17 Mesh Generation for Finite Element Analysis 25
Fig. 18 Stress Contour of Fuselage in Load Case 1 25
Fig. 19 Deformed Configuration of Fuselage in Load Case 1 26
Fig. 20 Stress Contour of Fuselage on Load Case 2 26
Fig. 21 Deformed Configuration of Fuselage in Load Case 2 27
Fig. 22 Stress Contour of Fuselage in Load Case 3 27
Fig. 23 Deformed Configuration of Fuselage in Load Case 3 28
Fig. 24 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 1 29

Fig. 25 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 2 30
Fig. 26 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 3 31
Fig. 27 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 1 32
Fig. 28 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 2 33
Fig. 29 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 3 33
Fig. 30 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 1 34
Fig. 31 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 2 35
Fig. 32 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 3 35
Fig. 33 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 1 36
Fig. 34 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 2 37
Fig. 35 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 3 37
Fig. 36 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 1 38
Fig. 37 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 2 39
Fig. 38 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 3 39
Fig. 39 Stress Contour of Fuselage in Load Case 1 43
Fig. 40 Deformed Shape of Fuselage in Load Case 1 44
Fig. 41 Stress Contour of Fuselage in Load Case 2 44
Fig. 42 Deformed Contour of Fuselage in Load Case 2 45
Fig. 43 Stress Contour of Fuselage in Load Case 3-1 45
Fig. 44 Deformed Shape Contour of Fuselage in Load Case 3-1 46
Fig. 45 Stress Contour of Fuselage in Load Case 3-2 46
Fig. 46 Deformed Shape Contour of Fuselage in Load Case 3-2 47
Fig. 47 Stress Contour of Fuselage in Load Case 3-3 47
Fig. 48 Deformed Shape Contour of Fuselage in Load Case 3-3 48
Fig. 49 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 1 49
Fig. 50 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 2 50
Fig. 51 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case3-1 51

Fig. 52 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case3-2 51
Fig. 53 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case3-3 52
Fig. 54 Safety Factor Distribution by Tsai-Wu Failure Criterion in Load Case 1 53
Fig. 55 Safety Factor Distribution by Tsai-Wu Failure Criterion in Load Case 2 53
Fig. 56 Safety Factor Distribution by Tsai-Wu Failure Criterion in Load Case 3-1 54
Fig. 57 Safety Factor Distribution by Tsai-Wu Failure Criterion in Load Case 3-2 54
Fig. 58 Safety Factor Distribution by Tsai-Wu Failure Criterion in Load Case 3-3 55
Fig. 59 Campbell diagram 56
Fig. 60 First Natural Frequency and Shape 57
Fig. 61 Second Natural Frequency and Shape 57
Fig. 62 Third Natural Frequency and Shape 58
Fig. 63 Fatigue Effects on Notched Laminates 59
Fig. 64 S-N Curves for Various Carbon/Epoxy 60

LIST OF TABLES

Table 1 Specification of Small Scale WIG Vehicle 5
Table 2 Definition and Meaning of Load Case 7
Table 3 Description of Load Case 1 8
Table 4 Shear Force and Bending Moment Distributions in Load Case 1 8
Table 5 Torque of Fuselage at Unsymmetric Load in Load Case 2 11
Table 6 Fuselage at Quasi-Landing Impact Load 12
Table 7 Design Result of Fuselage Skin and Stringer 14
Table 8 Design Result of Fuselage Skin 17
Table 9 Design Result of Fuselage Ring Frame 19
Table 10 Design Result of Fuselage Ring Frame 20
Table 11 Design Result of Fuselage Floor 21
Table 12 Structural Design Results of Fuselage 23
Table 13 Mechanical Properties of Carbon/Epoxy Composite Materials 24
Table 14 Mechanical Properties of Aluminium Honeycomb Core Materials 24
Table 15 Structural Analysis Results 29
Table 16 Buckling Analysis Results at First Design 30
Table 17 Buckling Analysis Results at First Reformed Design 32
Table 18 Buckling Analysis Results at Second Reformed Design 34
Table 19 Buckling Analysis Results at Third Reformed Design 36
Table 20 Buckling Analysis Results at Fourth Reformed Design 38
Table 21 Design Results Using Al-Core Sandwich Structure 41
Table 22 Design Modification 42
Table 23 Structural Analysis Results 48
Table 24 Buckling Analysis Results 49
Table 25 Failure Criterion Analysis Results 52
Table 26 Eigen Value Analysis Results 56

NOMENCLATURE

n	Load Factor
g	Gravity Acceleration
W	Weight of Whole WIG
L_{WB}	Lift of Whole WIG
L_T	Lift Coefficient of Tail
L_F	Lift Coefficient of Fin
h_F	Height from Center of Gravity
b	Length from Center of Gravity
P	Impact Pressure
F_{impact}	Impact Load
A_{impact}	Impact Area
n_{impact}	Impact Load Factor
τ_{allow}	Allowable Shear Stress
R	Radius of Fuselage
t_{skin}	Thickness of Skin
σ_{allow}	Allowable Stress
$M_{\max}$	Maximum Bending Moment
K_c	Buckling Coefficient on Bending Moment
K_s	Buckling Coefficient on Shear Force
ν	Poison's Ratio
I_y	Moment of Inertia
τ_q	Shear Force on Shear Flow
q_l	Shear Flow on Longitudinal
q_r	Shear Flow on Transverse
R_c	Stress Ratio on Bending Momnet
R_s	Stress Ratio on Shear Force

ABSTRACT

Investigation of Structural design and safety for light weight carbon-epoxy composite fuselage of small a scale WIG vehicle

by Kim, Ju Il

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

Department of Aerospace Engineering,

Graduate School of Chosun University

In this study, structural design, safety and stability on the fuselage of a small scale WIG (Wing in Ground Effect) vehicle was investigated. The Carbon-Epoxy composite material was used in designing fuselage structure, and the honeycomb sandwich skin, ring frame, longeron 'semi-monocoque' type structure was adopted. Fuselage loads may be classified as symmetric load(Load case 1), Unsymmetric load(Load case 2), and loads experienced at the center of fuselage at splash down. However splash down loads may still be divided into head on loads(Load case 3-2), and at the aft belly point(Load case 3-3). The skin is designed to withstand buckling with the improved last design using sandwich structure where the skin form part of the fuselage weight.'T' shaped stringers were used together with U shaped ring frame that are in 3 parts, wing attachment ring frame, tail wing attachment ring frame and front, rear ring frame. F.E.M.(Finite element method) was used for structural analysis of the fuselage with about 19080 mesh grids generated. Natural frequency analysis together with Cambell diagram was used to determine the occurrence of resonance. The

Carbon/Epoxy material was selected for the major structure, and the aluminum honeycomb core sandwich structural type was adopted for improvement of lightness and structural stability and for its less component parts than steel structure All the advantages of Carbon/Epoxy led to its choice as the material of use with a slight decrease in the number of ply used. From static strength analysis results using finite element method of the commercial code 'NASTRAN/ PATRAN', it was found that finally designed fuselage configuration with the Al honeycomb sandwich structure has structural safety as well as stability even though the designs weight is a little bit heavier than the target weight.

제 1 장 서 론

최근 들어 지면 효과(WIG, Wing In Ground Effect)에 의한 초고속 해상 운송체의 관심이 증대되고 있다. WIG선의 상부는 항공기 그리고 하부는 고속선의 형상을 지니고 있으며 해상에서 이착수하고 해상 상태에 따라서 해면상 고도를 적절히 조절하여 운항을 한다.[1] WIG선은 해수면에 근접할수록 수면과 날개 사이의 지면 효과(Ground effect)로 양력이 증가되어 높은 양항비를 얻을 수 있어서 수송효율이 우수하다. 지면(해면)효과는 양력의 증가 및 항력의 감소를 동시에 충족시킴으로써 기존의 선박보다는 안락하고 빠르며 항공기 보다는 연료 및 운임 절약의 장점이 있다. 따라서 WIG선은 항공기와 선박의 중간단계의 속도 영역에서 대량의 화물수송능력을 보유하고 있어서 앞으로 해상물류 운송체계에 커다란 변혁을 가져올 차세대 초고속 선박으로 주목받고 있다.[2] WIG선의 기본 구조는 항공기와 비슷한 구조이나 지면 효과를 효과적으로 활용하기 위해서 날개 단면 형상이 항공기 날개형상과는 다르며 종횡비가 작다.[3,4] 그리고 항공기에 비하여 저속으로 운항하므로 이에 적절한 양력을 얻기 위하여 주익의 면적이 상대적으로 크다. 한편, 동체 하부는 고속선의 하부형상과 매우 유사하며 이수에 필요한 동력을 줄이기 위해서는 해수로 인한 저항을 최소화시키는 노력이 매우 중요하다. 위그선은 선박과 항공 기술이 결집된 첨단 기술로서 이미 러시아에서 활발한 연구가 진행되어 왔고 국내에서도 부분적으로 연구가 진행되고 있는 상황이다. 특히 우리나라 지형과 같이 도서지역이 많은 상황에서는 고속선의 대체 개념으로 고속 여객 수송 및 물자 이동이 용이하고 군용으로 사용할 시에 군수 물자 수송 및 해상 방위 능력 향상에도 기여 할 수 있다.[5]

연구 중인 위그선은 복합재료를 이용하여 설계 되었으며 항공기와 같은 비행체의 복합재 사용은 재료의 효율적 조합에 의해 높은 무게 대 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.[6] 또한 최근 항공기에 요구되는 항력감소, 조종성 향상, 실속 저항성, 레이다 탐지로부터 안정성, 고속 비행시 내열성, 내식성, 전진익기의 동적 불안정 등의 문제를 해결 할 수 있는 대체 구조 재료로 사용되고 있다. 민간 항공기의 경우 복합 재료의 사용은 에어버스사의 A310/A300-600 등의 수직 꼬리 날개나 A320 중형기 및 A380 대형기 등에 꼬리 날개 뿐만 아니라 주 날개 킬빔 및 날개 상자 등 상당 부분을 복합재료

로 대체 하였고 특히 최근 개발되고 있는 보잉사의 B787기 등은 전기체 구조를 복합재료로 사용하여 개발 중이다. 또한 경항공기에는 Beech Starship 등이 완전 복합재 구조물로 미국 FAA 승인을 받아 운항하고 있다. 군용기의 경우는 복합재료의 우수한 성능 특성 때문에 보잉 및 벨 헬리콥터사의 공동 개발 과제인 V-22 Ospre Tilt Rotor, Gramann 사 X-29 전진익기, F/A-18 C/D 전투기, AV-8B 수직 이착륙기, UH60A Black Hawk 헬리콥터 등에 많은 양의 복합 재료가 사용되고 있다.[7] 최근 국내에 차세대 해양 수송선 개발 사업의 일환으로 지면 효과를 이용한 선박인 위그선의 개발이 시작되었다. 기존의 러시아 유사급 위그선들이나 중대형위그선에서는 1차 구조 부재에 복합재 사용이 전무한 실정이나, 본 연구는 위그선의 다양한 비행 하중 조건을 만족하는 구조의 설계와 구조의 안전성 및 안정성 확인을 위한 연구로서 하중 해석 결과 검토와 충격 및 동적인 하중에 대한 구조의 안전성 검토를 통해 설계 개선 등을 도출하여 궁극적으로 설계 요구조건을 만족하는 구조 설계의 확인과 구조 안전성을 검토한다. 본 연구에서는 복합재 구조 위그선 동체를 설계하였고 유한요소 상용 프로그램을 이용하여 유한 요소 해석이 수행되었다. 복합재의 장점을 활용하기 위하여 해석 결과를 바탕으로 구조를 변경하지 않고 적층수를 개선하였고 목표중량을 만족하기 위하여 알루미늄 허니컴 코어를 사용하였으며 다양한 하중 조건에서 안전성 및 안정성을 만족하도록 하였다.

제 2 장 설계 개요 및 해석 절차

제 1 절 설계 요구 조건

본 연구에서 구조 설계한 위그선의 동체의 하부는 선박 구조와 흡사하고 상부는 항공기와 흡사한 구조로서 주익은 동체중간에 장착되는 중익기이며 꼬리 날개는 수직꼬리날개 위에 수평꼬리 날개가 장착되는 T형상이다. 위그선은 이수 후 항공기와 흡사한 거동을 함으로 최대속도에서 날개로부터 발생하는 하중과 착수시 발생하는 충격하중이 동체의 설계하중 조건들이다. 대상 위그선의 설계 요구 조건은 복합재료를 사용하여 2ton이상의 수송 능력을 보유하는 것이 설계 목표로서 동체 및 날개의 제원과 형상은 Fig. 1~4, Table 1과 같다.

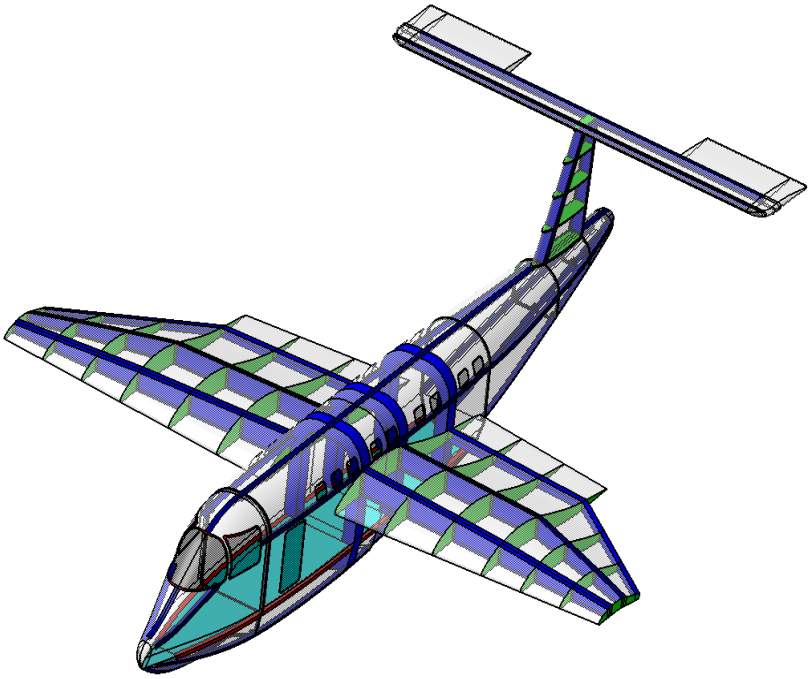

Fig. 1 3D Model for Whole WIG Vehicle

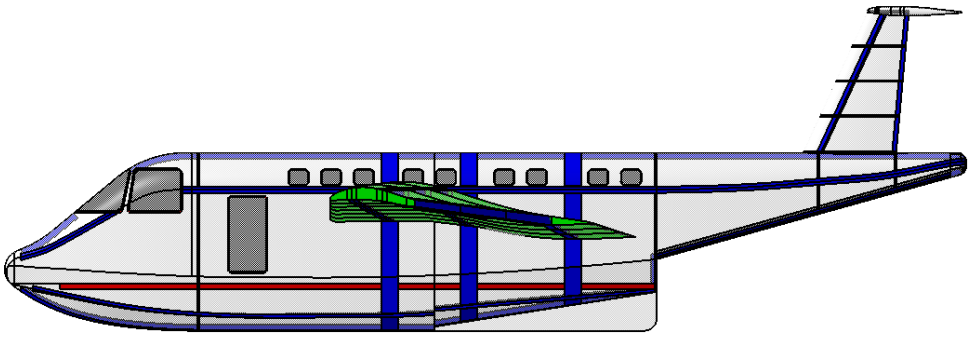

Fig. 2 Side View of WIG Vehicle

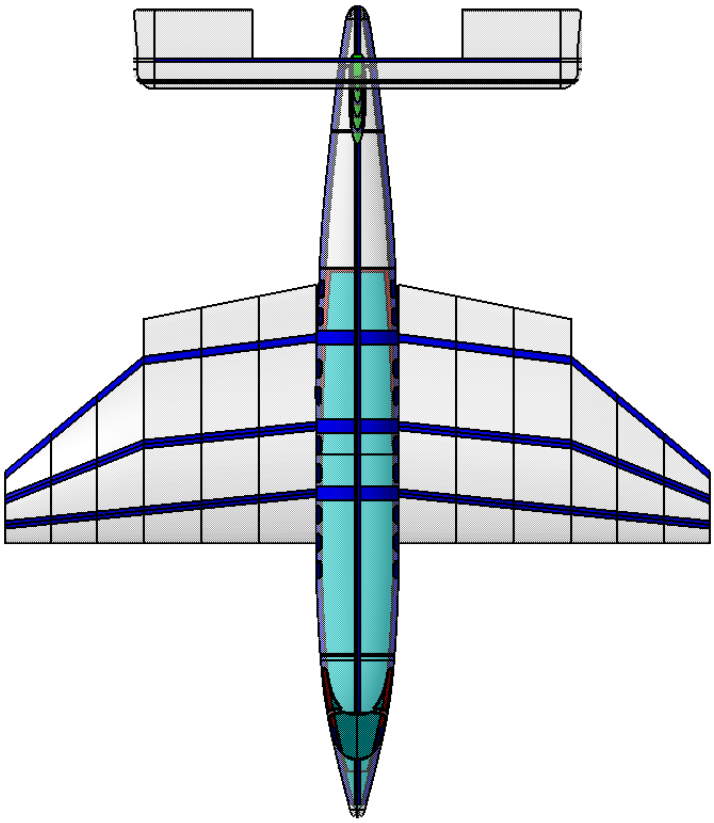

Fig. 3 Top View of WIG Vehicle

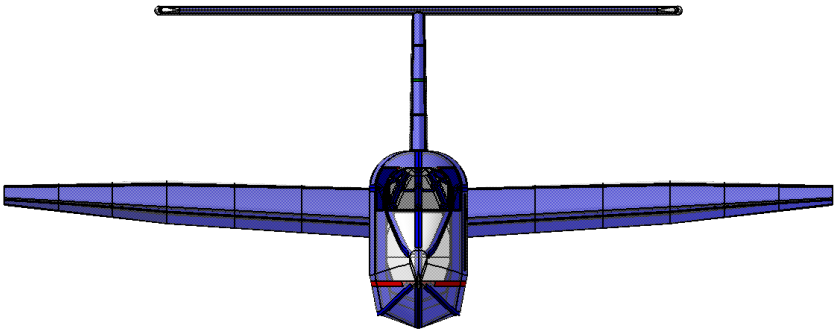

Fig. 4 Front View of WIG Vehicle

Table 1 Specification of Small Scale WIG Vehicle

Length	23.52m
Height	8.15m
Pay Load	2Passengers+ 2Pilots+ luggages
Fuselage Width	2.4m
Gross Weight	8.5ton
Empty Weight	6.5ton
Maximum Speed	170km/h
Operation Condition	Wave Height 2m
Operation Altitude	Flight Height 150m
Engine Power	2×1000 hp
Material	Carbon/Epoxy laminates + Al honeycomb core sandwich

제 2 절 설계 및 해석 절차

위그선의 설계 요구 조건으로부터 도출된 공력 설계 결과를 바탕으로 자중분포, 전단력, 모멘트, 충격력, 토크 등 구조 설계 하중을 계산 하고, 결정된 하중과 재질의 기계적 특성을 적용하여 스킨, 스트링거, 링프레임의 사이즈를 결정한다. 이와 같이 기본 구조 설계가 완료되면 구조의 안전성 판단을 위해 상용 유한 요소 프로그램으로 정하중 구조 해석을 수행하여 응력분포, 변형량, 목포 중량 등을 검토하고, 고유진동수 해석을 통해 공진 여부를 판단 한다. 그리고 좌굴 해석을 통한 안정성 검토를 수행하여 구조 설계 요구 조건 만족 여부를 검토 한다. 설계 결과와 해석 결과를 비교한 후 설계 요구 조건을 만족하도록 반복 해석과 설계 개선을 통하여 설계를 확정한다. Figure 2는 구조 설계 및 해석 절차를 보여준다.

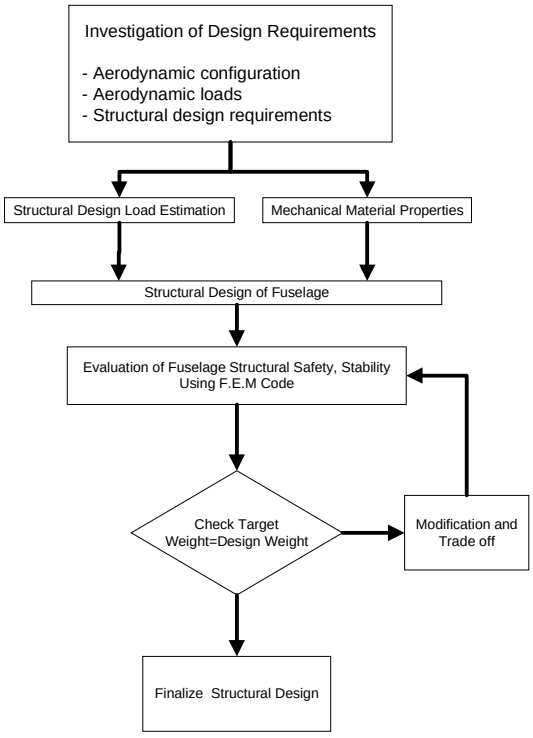

Fig. 2 Structural design procedure of WIG vehicle

제 3 장 위그선 동체 구조 설계

제 1 절 설계 하중 정의

동체에 작용하는 하중은 선체의 좌우 대칭 하중과 비대칭 하중 그리고 착수시 선수, 중앙, 선미 충격 하중으로 구분할 수 있다. 이를 기초로 위그선 동체 구조 설계를 수행하고 유한 요소 해석시에는 가장 극한 상태인 좌우 대칭 하중과 수직꼬리 날개에 의한 비대칭 하중을 적용하였고, 충격하중 또한 중앙부위 착수시를 최대 하중으로 적용하였다. 이 때 착수 하중은 준정적하중으로 가정하였다. 다음 Table 2에 하중 정의를 정리 하였다.

Table 2 Definition and Meaning of Load Case

Division / Load Case	Definition	Meaning
Load Case 1	대칭 하중	√ 동체를 기준으로 양쪽 날개에서 대칭으로 발생하는 하중 √ 최대 비행 속도에서 관성하중과 주익과 수평 미익의 양력
Load Case 2	비대칭 하중	√ 수직 미익에 의해 발생하는 굽힘 모멘트와 토크 √ 최대 비행 속도에서 관성하중, 주익, 수평미익 그리고 수직 미익의 양력
Load Case 3-1	중앙 부위 착수 하중	√ 중앙부위로 착수시 충격 하중 √ 자중에 의한 관성 하중과 착수시 양력
Load Case 3-2	선두 부위 착수 충격 하중 (추락으로 간주)	√ 선두 부위로 착수시 충격 하중 √ 자중에 의한 관성 하중과 착수시 양력
Load Case 3-3	선미 부위 착수 충격 하중 (추락으로 간주)	√ 선미 부위로 착수시 충격 하중 √ 자중에 의한 관성 하중과 착수시 양력

1. 대칭하중

선행 연구 결과를 토대로 비행체 전체 하중은 최대비행 속도에서 주익의 양력, 수평미

익의 양력 그리고 관성하중으로 그 중 최대 속도에서 하중배수 2가 작용할 때 최대 하중이 된다고 가정하였고 다음 식으로 나타낼 수 있다. [8]

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

$$L_{WB} = nW - L_T \quad (2)$$

공력하중 : $L_W / Station$

관성하중 : $-\triangle W / Station \times n \times g = -\triangle W_i \times n \times g$

여기서 n은 하중배수, W는 자중, L_{WB}는 동체와 주익의 양력, L_T는 수평미익의 양력이다. L_{WB}에서 동체에서 발생하는 양력은 전체의 3%, 날개에서 발생하는 양력은 97%로 가정되었으며 동체의 양력은 계산을 위해 나눈 각 구간 (Section)에 고루 분포된다고 가정 하였다. 따라서 합력은 공력하중과 관성 하중의 합이 된다. 다음 Table 3,4는 공력 하중 검토 결과와 대칭 하중 해석 결과 이다.

동체의 자중은 선행연구 결과를 바탕으로 추정 하였으며 문, 창문, 날개, 꼬리날개 등 구성품의 위치를 고려하여 21개의 구획으로 나누어 추정하였다. 추정된 관성하중을 기초로 공력하중을 더하고 각 구획별 전단력을 구하며, 적분하여 전단력을 구한다. 각각의 구획별 거리를 고려하여 모멘트를 결정한다. 여기서 proof는 각각의 값들에 일종의 안전계수 1.5를 곱한 값이다. 다음 Table 3,4는 관성하중과 공력하중 분석 결과이며 Fig. 6~8은 전단력과 모멘트 선도이다.

Table 3 Description of Load Case 1

n	f	W*9.8(N)	L_{WB}(N)	Station No.
2.00	1.50	80203.20	147934.69	21
nW(N)	L_{WB}+L_T(N)	Lift on fuselage(N)	Lift on the wings(N)	L_T(N)
160406.40	145860.48	4438.04	143496.65	-2074.21

Table 4 Shear Force and Bending Moment Distributions in Load Case 1

STN.NO.	STN. From c.g.(m)	ΔW(kg)	2XΔWX9.8 (N)	AirLoad (N)	ΔS.F.(N) (3+4)	Proof LoadΔS.F. (N)	S.F.(N)	Proof Load S.F.(N)	ΔM(N··m)	M(N·m)	Proof Load B.M.(N m)
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
1	9.62	82.50	-1617.00	211.34	-1405.66	-2108.50	-1405.66	-2108.50	-13526.71	-13526.71	-20290.07
2	8.13	182.60	-3578.96	211.34	-3367.62	-5051.44	-4773.29	-7159.93	-38802.07	-52328.78	-78493.17
3	6.38	391.40	-7671.44	211.34	-7460.10	-11190.16	-12233.39	-18350.09	-78085.76	-130414.54	-195621.81
4	4.95	329.90	-6466.04	211.34	-6254.70	-9382.06	-18488.10	-27732.15	-91590.04	-222004.58	-333006.87
5	4.00	440.90	-8641.64	211.34	-8430.30	-12645.46	-26918.40	-40377.61	-107673.61	-329678.19	-494517.29
6	3.20	438.70	-8598.52	211.34	-8387.18	-12580.78	-35305.59	-52958.38	-112977.88	-442656.08	-663984.12
7	2.40	864.40	-16942.24	211.34	-16730.90	-25096.36	-52036.49	-78054.74	-124887.58	-567543.66	-851315.49
주익	1.83			-73967.34	-73967.34	-110951.01	-126003.84	-189005.75	-230587.02	-798130.68	-1197196.02
8	1.60	857.80	-16812.88	211.34	-16601.54	-24902.32	-142605.38	-213908.07	-228168.61	-1026299.29	-1539448.93
9	0.80	853.40	-16726.64	211.34	-16515.30	-24772.96	-159120.69	-238681.03	-127296.55	-1153595.84	-1730393.76
10 (center)	0.00	755.60					Total = 221997.88	332996.83		Total = -833213.93	2210966.62
11	0.78	447.50	-8771.00	211.34	-8559.66	-12839.50	62877.20	94315.80	49107.09	-320381.91	-480572.86
12	1.58	432.10	-8469.16	211.34	-8257.82	-12386.74	54317.54	81476.30	43454.03	-271274.81	-406912.22
13	2.38	427.70	-8382.92	211.34	-8171.58	-12257.38	46059.71	69089.57	36847.77	-227820.78	-341731.18
14	3.18	412.30	-8081.08	211.34	-7869.74	-11804.62	37888.13	56832.19	30310.50	-190973.01	-286459.52
15	3.98	379.30	-7434.28	211.34	-7222.94	-10834.42	30018.38	45027.57	24014.71	-160662.51	-240993.77
16	5.03	222.10	-4353.16	211.34	-4141.82	-6212.74	22795.44	34193.16	23980.80	-136647.81	-204971.71
17	6.53	66.00	-1293.60	211.34	-1082.26	-1623.40	18653.61	27980.42	27980.42	-112667.01	-169000.51
18	8.13	63.80	-1250.48	211.34	-1039.14	-1558.72	17571.35	26357.02	28079.01	-84686.59	-127029.88
19	9.42	61.60	-1207.36	211.34	-996.02	-1494.04	16532.20	24798.30	21276.95	-56607.57	-84911.36
20	10.83	288.20	-5648.72	-1862.87	-7511.59	-11267.39	15536.18	23304.27	21921.55	-35330.63	-52995.94
21	12.50	420.20	-8235.92	211.34	-8024.58	-12036.88	8024.58	12036.88	13409.08	-13409.08	-20113.62

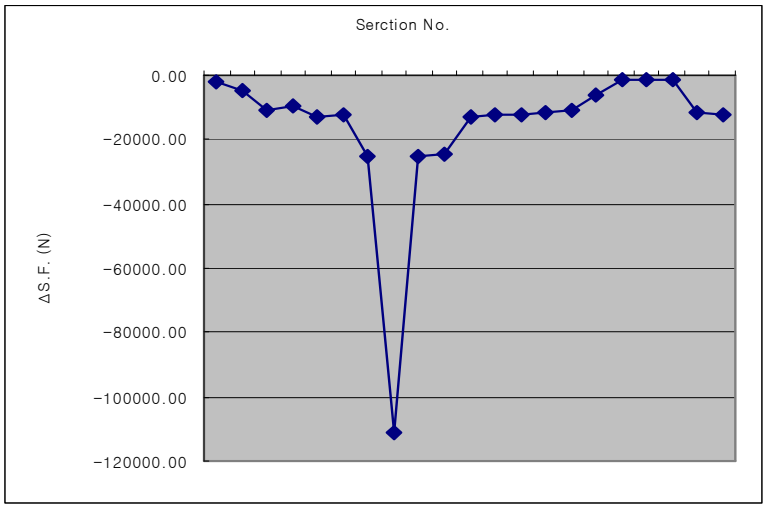

Fig. 6 Proof ΔShear Force Distribution of Fuselage in Load Case 1

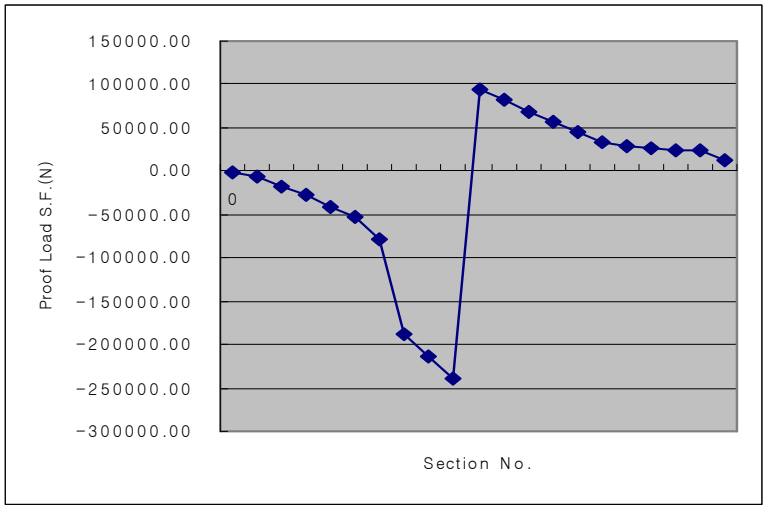

Fig. 7 Proof Shear Force Distribution of Fuselage in Load Case 1

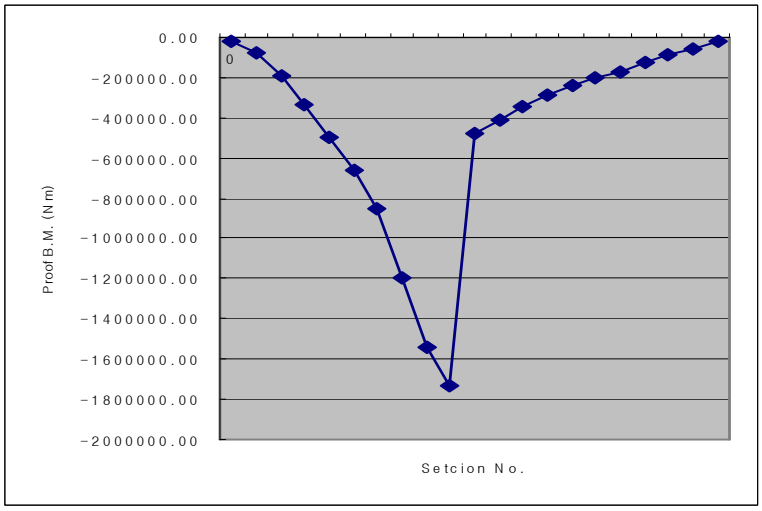

Fig. 8 Proof Bending Moment Distribution of Fuselage in Load Case 1

2. 비대칭 하중

동체에 작용하는 비대칭 하중은 수직미익에 의하여 동체에 횡방향 굽힘 모멘트와 비틀림 모멘트가 작용하는 하중을 의미한다.

$$\text{토크} \quad : \quad T = L_F h_F + L_T b - 0.9 L_T b = L_F h_F \tag{3}$$

여기서 L_F는 수직꼬리날개의 공력, h_F는 수직꼬리날개의 공력 중심에서 동체의 무게중심까지의 수직거리, L_T는 수평꼬리날개의 공력, b는 수평꼬리날개의 공력 중심으로부터 무게중심까지의 수직거리이다. 여기서 $L_T b - 0.9 L_T b$는 토크가 작용하는 하중 조건은 항공기가 선회나 자세 제어를 위해 방향타를 작동하는 경우로 수직꼬리 날개뿐만 아니라 수평꼬리날개의 공력도 작용한다는 이론이다.[9] 본 연구에서는 그 값이 미미함으로 생략하였다. Table 5는 비대칭 하중 분석 결과이다.

Table 5 Torque of Fuselage at Unsymmetric Load in Load Case 2

L_F	34115.39N
h_F	3.08m
T	105.07kN

3. 착수 시 충격하중

착수 시 충격하중은 동체의 선수, 중앙, 선미로 착수 시 작용하는 하중으로 각각 나누어볼 수 있으며, 이 중 선행 연구 결과 동체 중앙으로 착수하는 경우가 일반적인 착수의 경우로 최대 하중으로 간주되었으며 선수, 선미로의 착수는 추락의 경우로 보아 최종 해석 결과만 검토 하였다. 착수시 동적하중은 준정적하중으로 가정되었다.[10]

$$P^e = \frac{F^e_{impact}}{A_{impact}} \tag{4}$$

$$F^e_{impact} = n^e_{impact} \cdot W_{\max} \cdot g \tag{5}$$

여기서 P^e는 충격부위 작용 압력, A_{impact}는 충격 면적, F^e는 충격력, n^e_{impact}는 충격력 하중배수로 1.5 이다. Figure 9는 착수시 충격부위를 나타내며, Table 6은 착수시 충격하중 분석 결과이다.

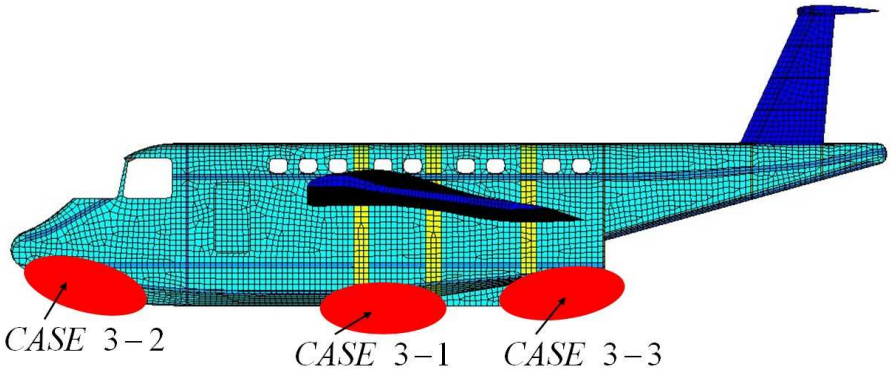

Fig. 9 Landing Area at Impact Load

Table 6 Fuselage at Quasi-Landing Impact Load

Load	Case 3-1	Case 3-2	Case 3-2
P_e	$33.32kN/m^2$	$42.79kN/m^2$	$42.79kN/m^2$
F^e	$124.95kN$	$124.95kN$	$124.95kN$
A_{impact}	$3.75m^2$	$2.92m^2$	$2.92m^2$
$W_{\max}$	8500kg	8500kg	8500kg

제 2 절 구조 설계 방법

본 연구 대상인 위그선 상부는 항공기와 흡사하며 하부는 고속선과 흡사하나 동체에 날개가 붙는 전반적으로 항공기의 형태를 취한다. 그리하여 동체 설계 역시 일반적인 항공기 스킨, 스트링거, 링프레임등을 이용한 세미모노코크 구조 형식으로 설계를 하고 유한 요소 상용 프로그램을 이용하여 안전성 판단 수행을 하였다.

사용된 재질로는 고강도 및 고강성도, 부속 수 감소, 경량화등의 장점으로 최신 항공기에 많이 사용되고 있는 표피 구조로 카본/에폭시 라미네이트 복합재료와 충격 및 흡음, 단열, 경량화에 유리한 Al 허니컴 코어를 이용하여 복합재 샌드위치 구조를 취하였다.

상부와 하부 측면의 6개의 'T'형 스트링거와 동체 전방, 날개 부착부위, 동체 후방, 꼬리 날개 부착부위의 7개의 'ㄷ'형 링프레임을 이용하여 설계 하였으며 링프레임과 스트링거가 교차되는 부위에 스트링거가 끊어짐을 방지하기 위해 링프레임에 굴곡을 주었다.

다음 Fig. 10은 위그선의 내부 구조 형상을 보여 주고 있다.

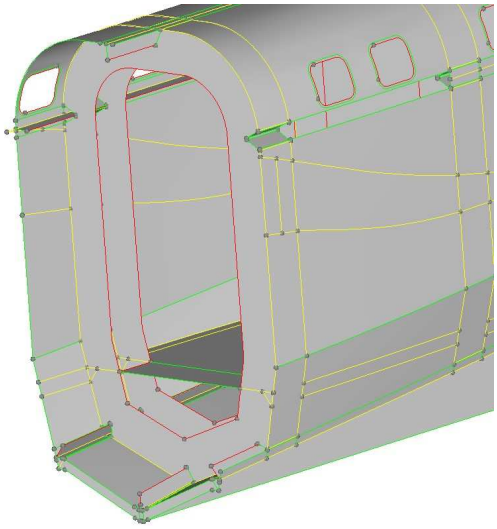

Fig. 10 Configuration of Fuselage Including Ring Frame and Stringers Form

1. 스킨 및 스트링거 구조 형태를 갖는 동체의 설계

스킨과 스트링거형태의 동체는 스킨이 전단력을 전담하고 스트링거가 모멘트를 전담한다는 이론이다. 자중으로부터 도출된 전단력을 기준으로 카본/에폭시의 기계적 물성치를 이용하여 스킨을 설계하고 전단력으로부터 기인되는 모멘트로 스트링거를 설계하며 본 연구에서는 'T'형태로 설계 하였다. 다음 식 (6), (7)은 각각 동체의 스킨과 스트링거를 설계하는 일반적인 실험식을 나타낸다.

I) 스킨설계

$$\tau_{allow} = \frac{V_{\max} Q}{Ib} \approx \frac{4}{3}\frac{V_{\max}}{A} \approx \frac{4}{3}\frac{V_{\max}}{2\pi R t_{skin}} \tag{6}$$

II) 스트링거 설계

$$\sigma_{allow} = \frac{M \bullet y}{I} = \frac{M}{S} = \frac{M_{\max}}{6A_{stringer} y_i} \tag{7}$$

여기서 t는 스킨의 두께, $V_{\max}$는 동체 전단력, R은 동체의 반경 τ_{allow}는 재료의 허용 전단강도 이다. 동체의 반경은 구조적인 이득을 위해 기하학적으로 가능한 작은 값을 취하였다. σ_{allow}은 재료의 허용 응력이며, A는 스트링거의 단면적, $M_{\max}$는 동체에 작용하는 최대 굽힘 모멘트 이다. Table 7은 스킨과 스트링거의 설계 결과이다.

Table 7 Design Result of Fuselage Skin and Stringer

V	332,996N
τ	114.5MPa
t_{skin}	0.378mm
M	2,210.96kNm
$A_{stringer}$	1,125mm^2

2. 좌굴을 고려한 스킨의 설계

일반적인 항공기의 경우 하중 분포와 매우 얇은 스킨의 좌굴을 방지하기 위해 많은 스트링거와 링프레임이 사용된다. 그러나 이는 알루미늄 합금 등의 얇은 금속재 판을 사용하기에 가능하다. 본 연구에서는 부품수의 감소와 무게대비 강도가 좋은 카본/에폭시 복합재를 이용하기 때문에 링프레임과 스트링거의 부품수를 알루미늄 합금 판을 사용하는 일반적인 항공기에 비해 현저하게 적게 사용할 수 있다. 따라서 이와 같은 형태의 구조는 스킨에서의 좌굴을 고려하여야 한다. [11]

일반적인 항공기 스킨의 좌굴 안전성을 판별하는 실험식은 다음과 같다.

$$\sigma_{cr} = K_c \frac{\pi^2 E}{12(1-\upsilon^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \tag{8}$$

$$\tau_{cr} = K_s \frac{\pi^2 E}{12(1-\upsilon^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \tag{9}$$

$$Z = \frac{b^2}{rt}(1-\nu^2)^{\frac{1}{2}} \tag{10}$$

여기서 Z와 두께 대 반경 비 $\frac{r}{t}$과 가로세로비 $\frac{a}{b}$를 이용하여 좌굴계수 선도에서 좌굴계수 K_c와 K_S를 구하고 각부재의 좌굴 수직응력과 전단응력을 구한다. 한편 굽힘모멘트 M_b와 비틀림 모멘트 T의 응력은 다음과 같다.

$$\sigma_b = \frac{M_b \cdot y_A}{I_y} \tag{11}$$

$$\tau_t = \frac{T}{2\pi r^2 t} \tag{12}$$

$$\tau_q = \frac{1}{2}(q_l + q_r) \tag{13}$$

여기서 q_l는 수직 전단 흐름, q_r는 수평 전단흐름, τ_q는 전단흐름에 의한 전단응력 이다. 따라서 수직응력과 전단응력 비는 다음과 같다.

$$R_c = \frac{\sigma_b}{\sigma_{cr}}, R_s = \frac{(\tau_t + \tau_q)}{\tau_{cr}} \tag{14}$$

여기서 구해진 굽힘 응력비와 전단응력비의 합이 다음과 같이 1을 넘지 않으면 안전한 동체 스킨이 된다.

$$R_c + R_s^2 \le 1 \text{ : 안전조건식} \tag{15}$$

Fig. 11,12는 굽힘 응력 좌굴선도와 전단응력 좌굴 선도이며 Table 8은 좌굴을 고려한 스킨의 설계 결과이다.

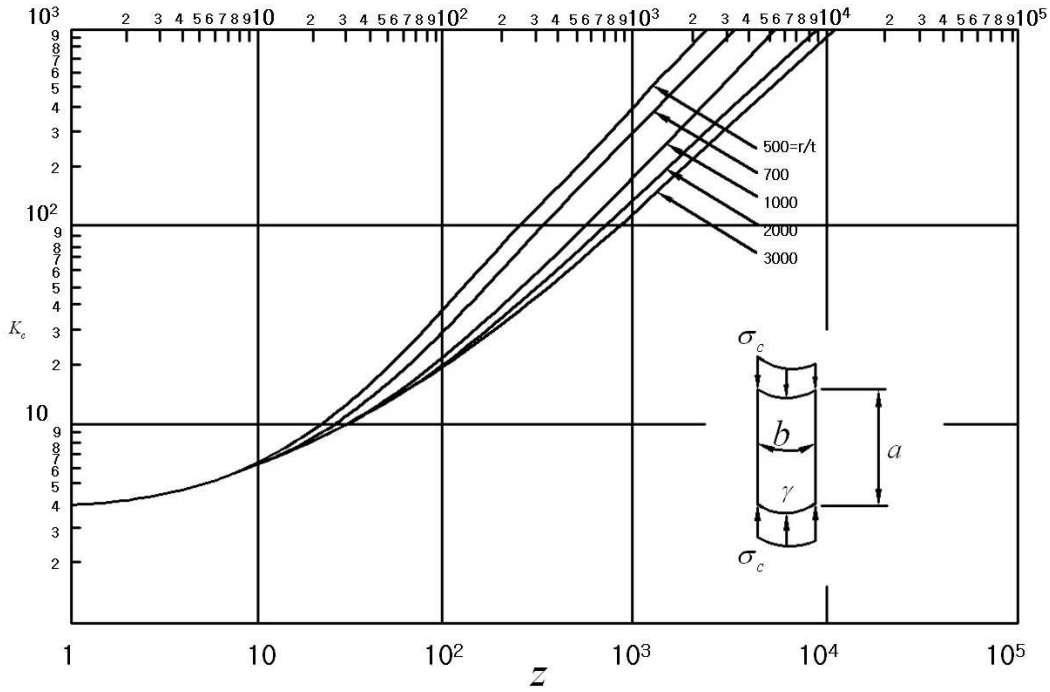

Fig. 11 Buckling Diagram of Curved Shell for Compressive Normal Load

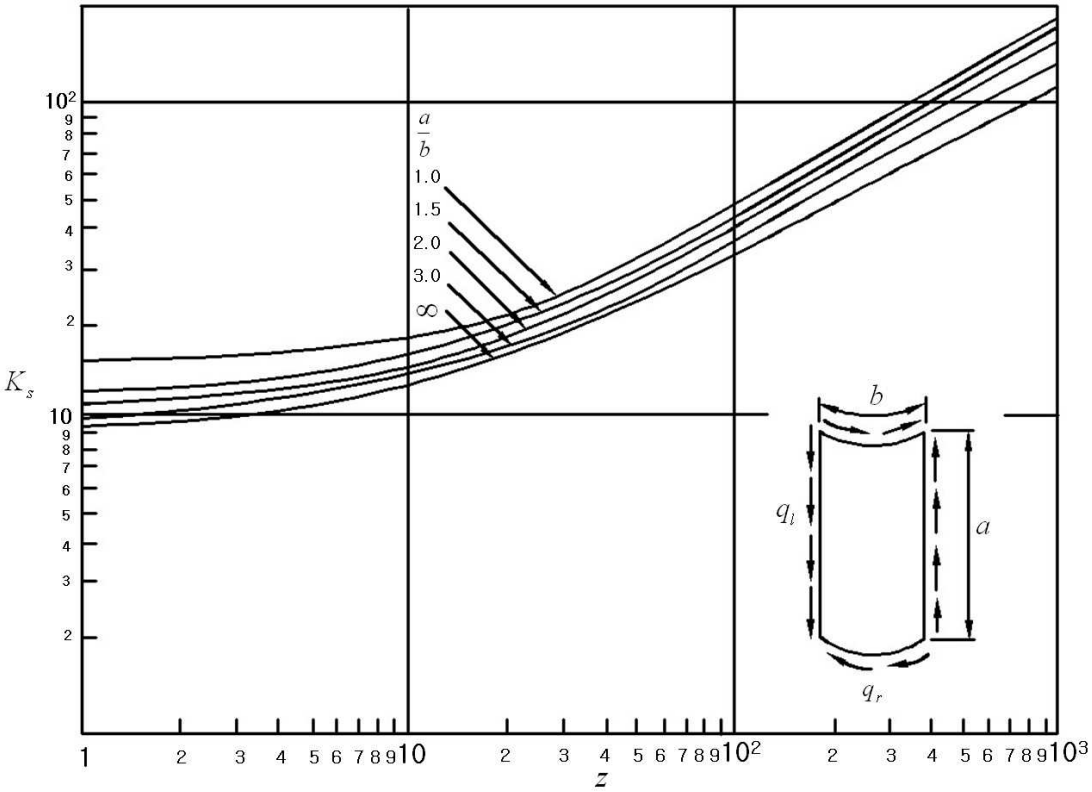

Fig. 12 Buckling Diagram of Curved Shell for Shear Load

Table 8 Design Result of Fuselage Skin

K_c	22.39
K_s	89.12
z	84.86
σ_{cr}	139.40MPa
τ_{cr}	124.23MPa
σ_b	94.88MPa
τ_t	0.00055MPa
R_c	0.68
R_s	0.000004

3. 링프레임 설계

링프레임은 동체의 국부적인 하중을 담당하는 구조로 날개에서 전달되는 굽힘 하중을 담당하는 링프레임과 승객이 탑승하여 발생하는 하중을 담당하는 링프레임으로 나누어 설계한다.

3.1. 국부 하중에 기인된 링프레임의 전단흐름

승객이 탑승하는 부분의 링프레임은 스트링거와 스킨에서 발생하는 전단흐름으로부터 모멘트를 구한다. 다음 Fig. 13은 동체에 발생하는 전단 흐름에 관한 그림이다.

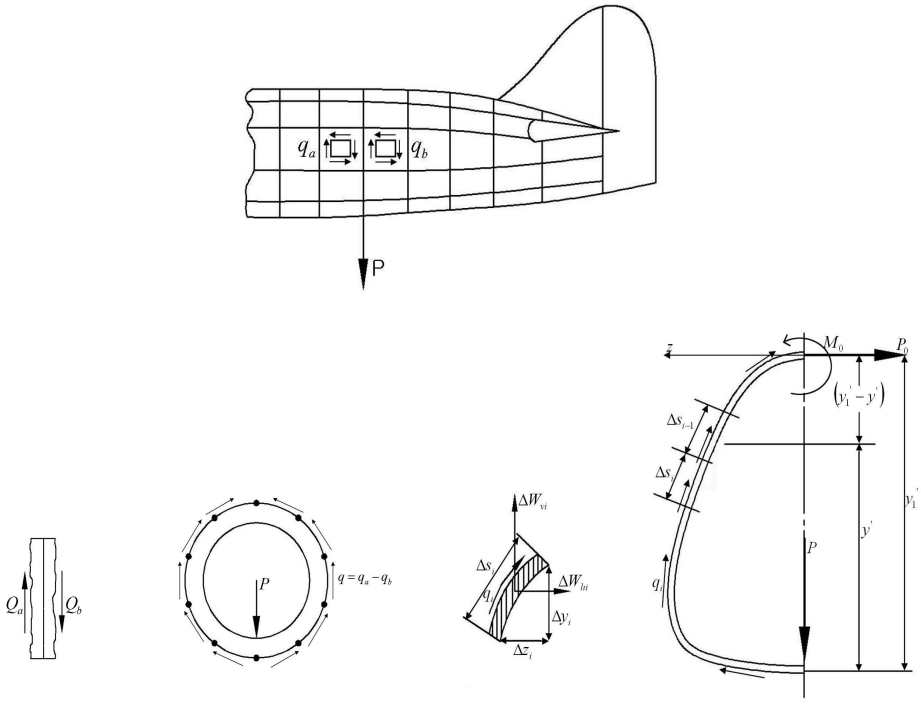

Fig. 13 Shear Flow Distribution of Ring Frame Due to Local Vertical Load

$$q = -\frac{P}{I_y}\sum y_i A_i \tag{16}$$

여기서 q는 전단흐름이고 A는 스트링거의 단면적과 단면이차모멘트 및 적용 하중으로부터 구한다. 동체 임의위치의 굽힘 모멘트 M은 다음 식으로 구해진다.

$$M = M_0 - P_0(y_1' - y') - M_q \tag{17}$$

여기서 Mq는 q에 의한 굽힘 모멘트이다.

$$M_0 \cdot \sum\frac{(y_1' - y')}{I}\triangle s - P_0 \cdot \sum\frac{(y_1' - y)^2}{I}\triangle s - \sum\frac{M_q}{I}(y_1' - y')\triangle s = 0 \tag{18}$$

If. $I = const.$

$$M_0 \cdot \sum(y_1' - y')\triangle s - P_0 \cdot \sum(y_1' - y')^2\triangle s - \sum M_q(y_1' - y')\triangle s = 0 \tag{19}$$

$$M_0 \cdot \sum\frac{\triangle s}{I} - P_0 \cdot \sum\frac{(y_1' - y')}{I}\triangle s - \sum\frac{M_q}{I}\triangle s = 0$$

여기서 두식의 연립 방정식으로 P_o, M_0가 구해지면 식 16 으로부터 프레임의 임의단면의 굽힘 모멘트가 구해진다. 따라서 링프레임 임의 단면의 최종 굽힘 응력은 다음 식과 같으며, Table 9는 전단흐름에 의한 전방과 후방 링프레임 설계 결과이다.

$$\sigma = \frac{My}{I_y} \tag{20}$$

Table 9 Design Result of Fuselage Ring Frame

M_F	63952.55Nmm
I_F	260,459mm^4
M_R	26,243Nmm
I_R	92,734mm^4

3.2. 동체 날개 장착 링프레임 설계

날개 접합 부위 링프레임은 날개의 양력으로부터 전달되는 굽힘 모멘트로부터 구한다. 다음 Fig. 14는 날개로부터 발생하는 굽힘 모멘트와 날개에 부착되는 형태를 보여주고 있는 링프레임 형상이다.

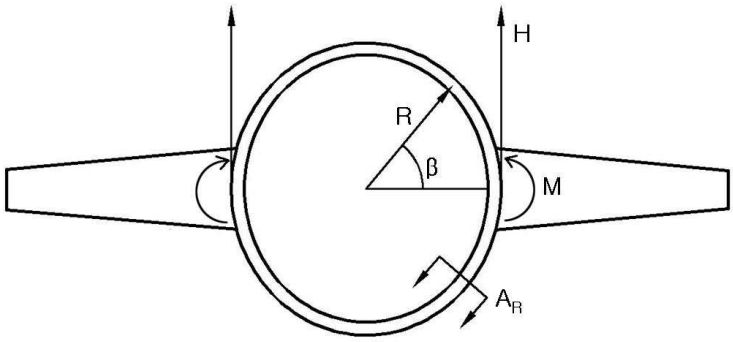

Fig. 14 Ring Frame Design From Wing Bending Moment

$$M_1 = M - HR(1-\cos\beta) + VRsin\beta \tag{21}$$

$$\sigma_1 = \frac{M_1 y}{I}, \tau_{allow} = \frac{V}{A} \tag{22}$$

여기서 M_0와 H_0는 날개로부터 발생하는 굽힘 모멘트와 전단력이다.

Table 10은 주날개 부착 링프레임과 꼬리날개 부착 링프레임 설계 결과이다.

Table 10 Design Result of Fuselage Ring Frame

M_w	470,000Nm
I_w	205,940,8600mm^4
M_T	105Nm
I_T	140,009mm^4

3.3 플로어 설계

플로어는 알루미늄 허니컴 코어를 사용한 샌드위치 구조를 택하였으며 샌드위치 구조물의 설계 이론은 두 가지 가정을 기초로 한다.[12] 샌드위치 구조의 외피가 모든 길이 방향 굽힘 응력을 담당하고, 코어가 모든 전단응력을 담당한다. 승객이 탑승하는 부위를 집중 응력으로 간주하고 이로 발생되는 전단력과 모멘트를 구하여 샌드위치 구조의 외피를 설계하였으며 플로어 전체를 같은 두께로 결정하였다. 코어는 동체의 스킨 좌굴과 같은 방법으로 좌굴을 고려하여 적용 하였다. 식 (23), (24)는 이를 기초로 샌드위치구조 설계 및 해석의 일반화된 실험식을 나타낸다.

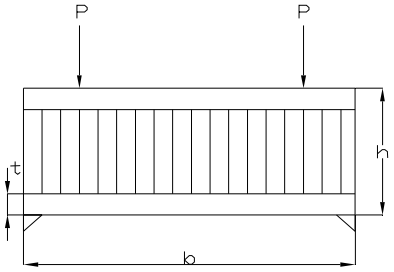

Fig. 15 Aluminum Honeycomb Form of Floor

$$\sigma_{skin} = \frac{Mh}{2I_f} \tag{23}$$

$$\tau_{core} = \frac{V}{bh} \tag{24}$$

여기서 외피가 굽힘 응력을 담당함으로 σ_{skin}은 샌드위치 구조의 외피 재료의 허용 응력이고, I_f는 외피의 단면이차 모멘트이다. τ_{core}는 코어의 전단허용 응력이다. Table 11은 플로어 설계 결과이다.

Table 11 Design Result of Fuselage Floor

M	1.44kNm
t	2.7mm
h	26mm

4. 동체 구조 설계 결과

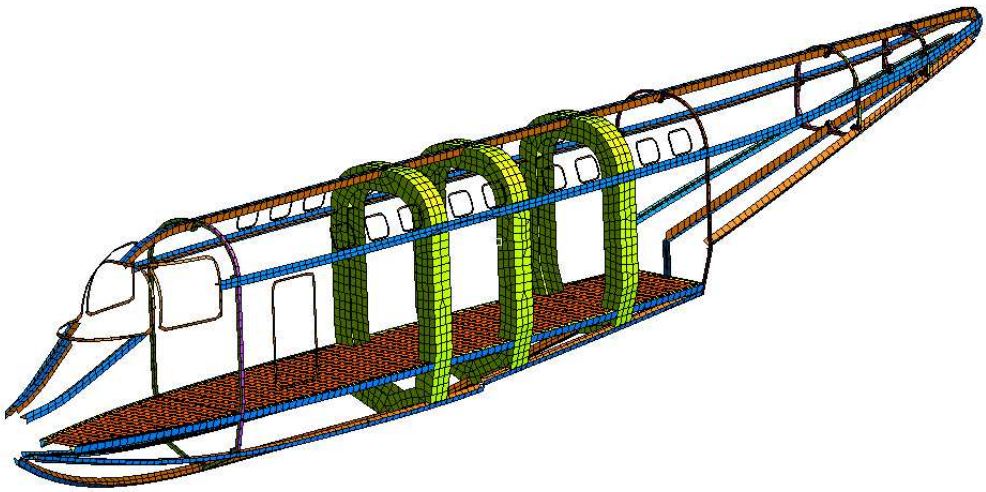

Fig. 16 Stringer and Ring Frame Shape

Figure 16은 동체 스트링거, 링프레임, 플로어의 형상을 보여준다.

스킨은 좌굴을 고려하여 두께를 7mm로 결정하였고, 스트링거는 'T'자 형태로 가장 큰 모멘트를 기준으로 설계하여 동체 전방에서 후방까지 동일한 두께 5mm로 결정하였다.

날개 장착 부위 링프레임은 'ㄷ'자 형태로 10mm로 결정하였으며 전방과 후방은 각각 4mm, 4.5mm로 결정 하였으며, 꼬리날개 장착부위는 날개 장착부위와 같은 방법으로 설계하여 5mm로 결정 하였다. 스킨은 전단력이 주 하중을 담당함으로 카본/에폭시 직조물로 ±45°로 주로 적층하는 방법으로 설계를 하였고, 링프레임과 스트링거는 주로 모멘트를 담당함으로 카본/에폭시 UD를 사용하여 설계 하였다. 플로어는 외피와 코어 각각 2.8mm, 3mm로 결정 하였으며 플로어 지지 구조는 선행 연구 결과를 바탕으로 허니컴 샌드위치 구조로 두께를 결정하였으며 유한요소 해석을 통해 수정 설계 하였다.

스킨과 스트링거, 링프레임의 적층 패턴을 Table. 12에 나타내었다.

Table 12 Structural Design Results of Fuselage

Part		Thickness	Ply	Material	Orientation
Skin		7t	35ply	Fabric	7[±45°$_3$,0°/90°,±45°]
Stringer		5t	36ply	UD	3[0°$_3$,45°,0°$_3$,90°,0°$_3$,-45°]
Frame	Front	4t	30ply	UD	3[90°,0°$_3$.90°]s
	Wing join	10t	72ply	UD	4[0°$_3$,45°,0°$_3$,-45°,90°]s
	Rear	4.5t	33ply	UD	3[0°$_3$,90°,0°$_3$,45°,0°$_2$,-45°]
	Tail join	5t	36ply	UD	3[0°$_3$,45°,0°$_3$,90°,0°$_3$,-45°]
Floor	Skin	2.8t	14ply	Fabric	2[0°/90°,±45°,0°/90°,±45°,0°/90°±45°,0°/90°]
	Core	24t	-	Al honeycomb	-
	Bond	5t	25ply	Fabric	5[0°/90°,±45°,0°/90°,±45°,0°/90°]

5. 재료의 기계적 물성치

재료는 고강도 고강성도 특성을 지닌 최근 항공기에 많이 사용되는 카본/에폭시를 사용하였고 기계적 물성치는 선행 연구에 사용되었던 UD와 직조 형태의 프리프레그 물성치를 활용하였고, 알루미늄 허니컴 코어는 HexWeb사의 상용화되어 있는 코어의 물성치를 활용 하였다.[13] Table 13, 14은 사용된 카본에폭시 복합재와 알루미늄 허니컴 코어의 기계적 물성치를 나타내었다.

Table 13 Mechanical Properties of Carbon/Epoxy Composite Materials

Property \ Material		Carbon/Epoxy UD	Carbon/Epoxy Fabric
Longitudinal Modulus	(GPa)	145	63.4
Transverse Modulus	(GPa)	10	58
Axial Shear Modulus	(GPa)	4.8	56.1
Poisson's Ratio		0.25	0.17
Longitudinal Tensile Strength	(MPa)	1240	635
Longitudinal Compressive Strength	(MPa)	1240	527.9
Transverse Tensile Strength	(MPa)	41	411.7
Transverse Compressive Strength	(MPa)	170	304.4
In-Plane Shear Strength	(MPa)	80	114.5
Density	(kg/mm^3)	1.58×10^{-6}	1.58×10^{-6}
Thickness (1ply)	(mm)	0.14	0.2

Table 14 Mechanical Properties of Aluminium Honeycomb Core Materials

Property \ Material		Al Honeycomb Core 1	Al Honeycomb Core 2
Compressive Strength	(MPa)	0.69	4
Plate Shear Strength	(MPa)	0.41	1.58
Compressive Modulus	(Gpa)	206.84	1185.89
Plate Shear Modulus	(Gpa)	20	186.15
Density	(kgf/mm^3)	25.63×10^{-9}	66.88×10^{-9}

제 4 장 위그선 동체 구조 해석

제 1 절 형상모델링

구조 안전성 검토를 위하여 최초 CATIA 형상 자료로부터 연결 부위 및 스파, 링프레임 등 각 부분별 세부 형상을 확인하고 복합재료 해석을 위하여 면(Surface)으로 모델링을 수행하였다. WIG선 동체에 대한 수치구조해석에는 정적 해석, 안정성 해석, 고유치 해석이 수행되었다. 해석에 사용된 상용 프로그램은 NASTRAN이고, 전후처리에는 PATRAN을 이용 하였다.[14,15,16] 복합재 파괴기준은 Tasi-Wu이론이 적용되었다.[17] Fig. 17은 유한요소해석을 위해서 생성된 격자모양이며 총 35546개로 구성되었으며 이중 동체부위는 19080개 이다. 격자는 각 부분의 적층수를 고려해 15개의 구획으로 구분되어 생성되었다.[9]

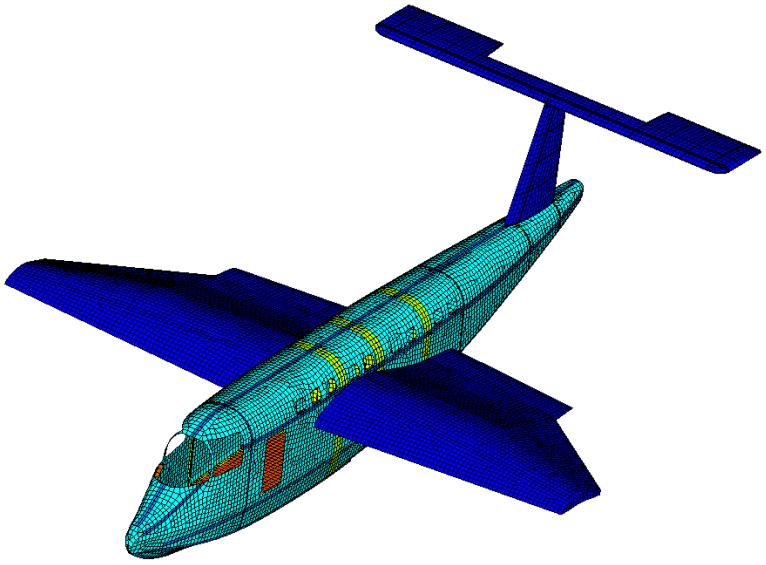

Fig. 17 Mesh generation for finite element analysis

제 2 절 정하중 해석 및 안전성 평가

동체의 중량 계산 결과 3298.95kg으로 최초 추정 목표 중량보다 상당히 무겁게 설계된 것으로 나타났다. 이는 좌굴을 고려한 설계로 인해 동체의 스킨 두께가 늘어남에 의한 결과로 판단된다. 정하중 해석은 대칭하중(Load Case 1), 비대칭하중(Load Case 2), 착수충격하중(Load Case 3) 3가지 경우로 해석을 수행 하였으며 Tasi-Wu 파괴 기준 해석으로 안전율을 검토하였다. Table 15는 각 하중 조건에 따른 유한요소 정적해석의 결과 및 이에 대한 파괴여부 검토 결과이다.

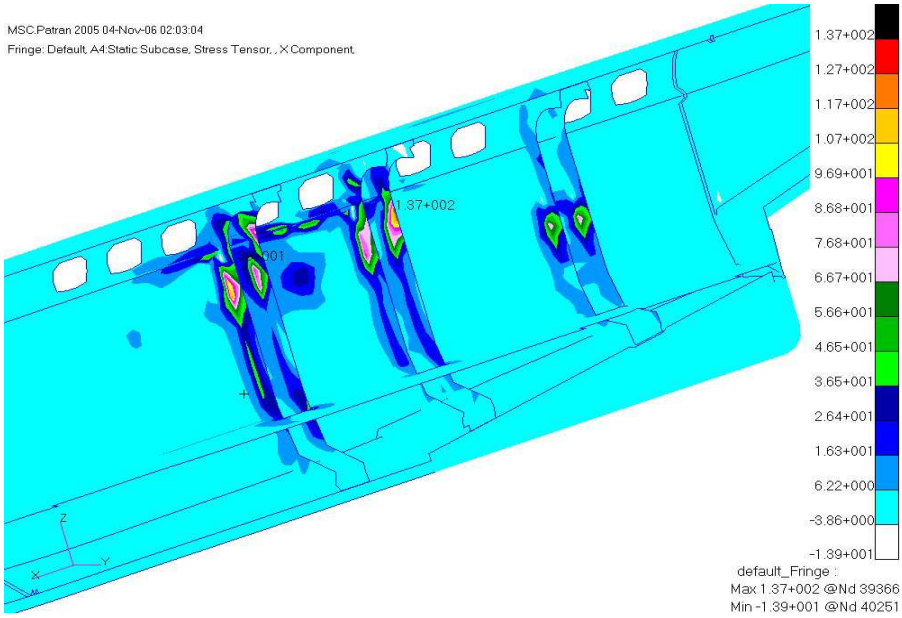

Fig. 18 Stress Contour of Fuselage in Load Case 1

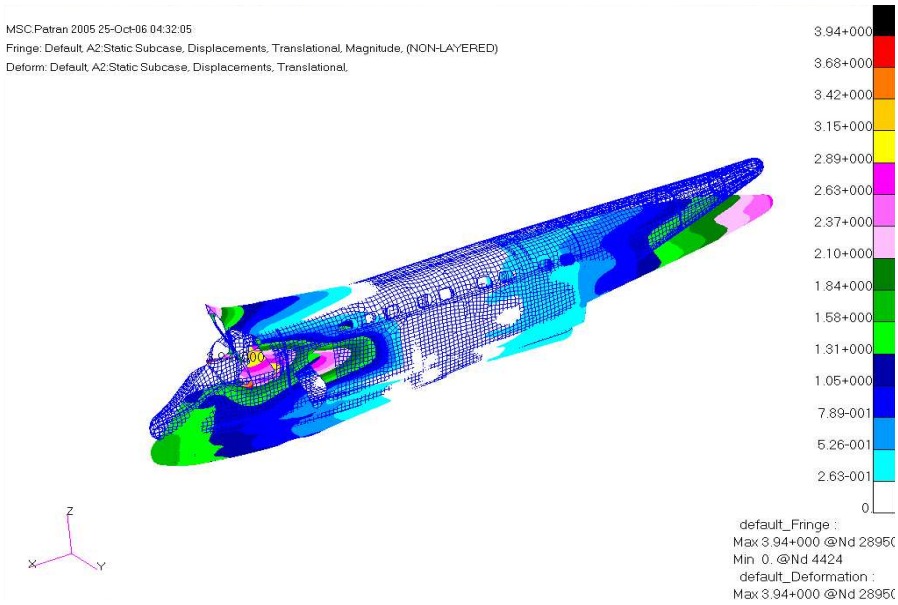

Fig. 19 Deformed Configuration of Fuselage in Load Case 1

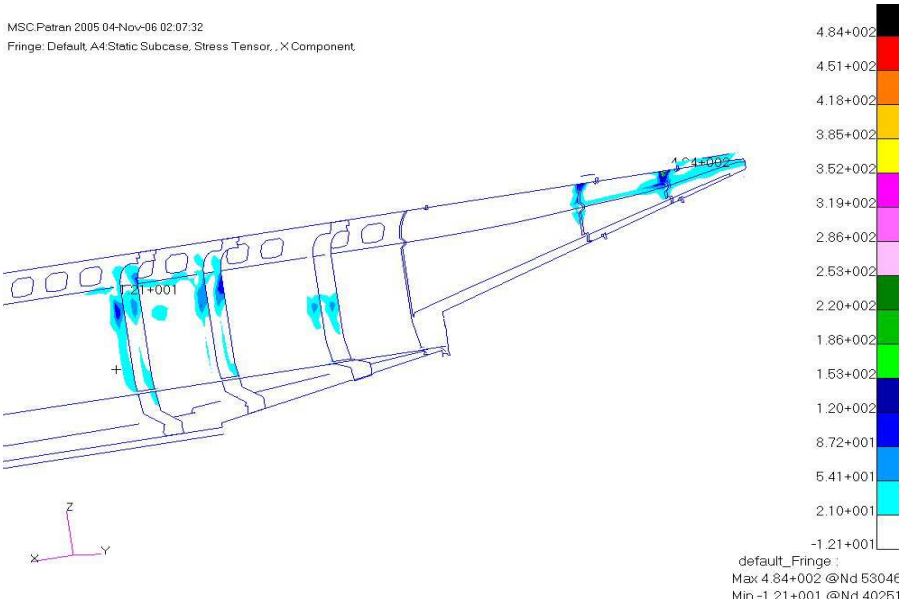

Fig. 20 Stress Contour of Fuselage on Load Case 2

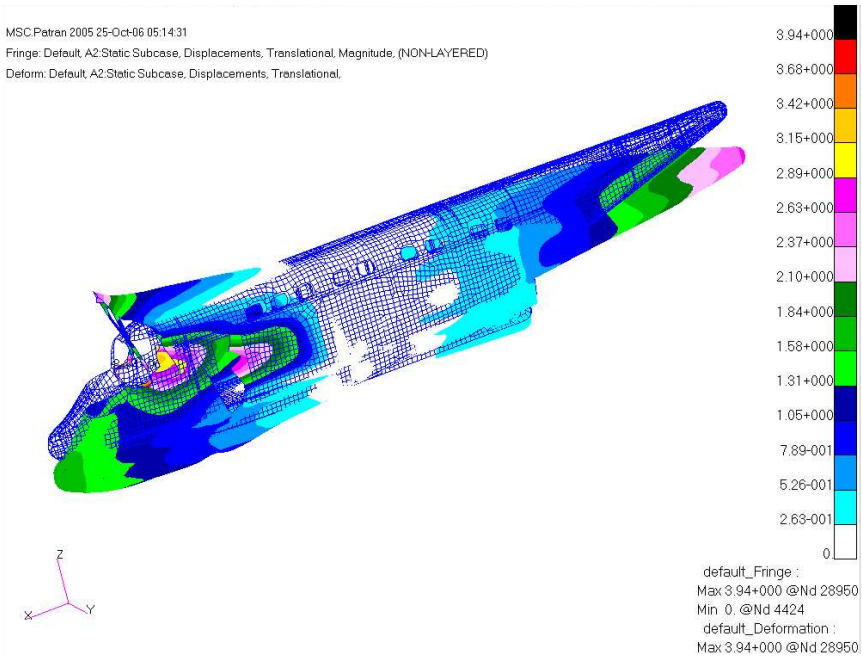

Fig. 21 Deformed Configuration of Fuselage in Load Case 2

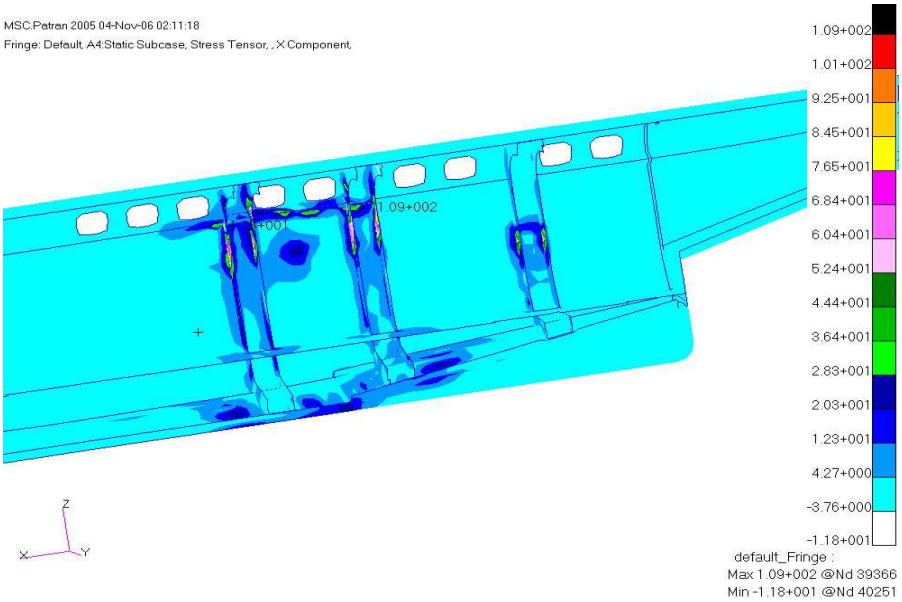

Fig. 22 Stress Contour of Fuselage in Load Case 3

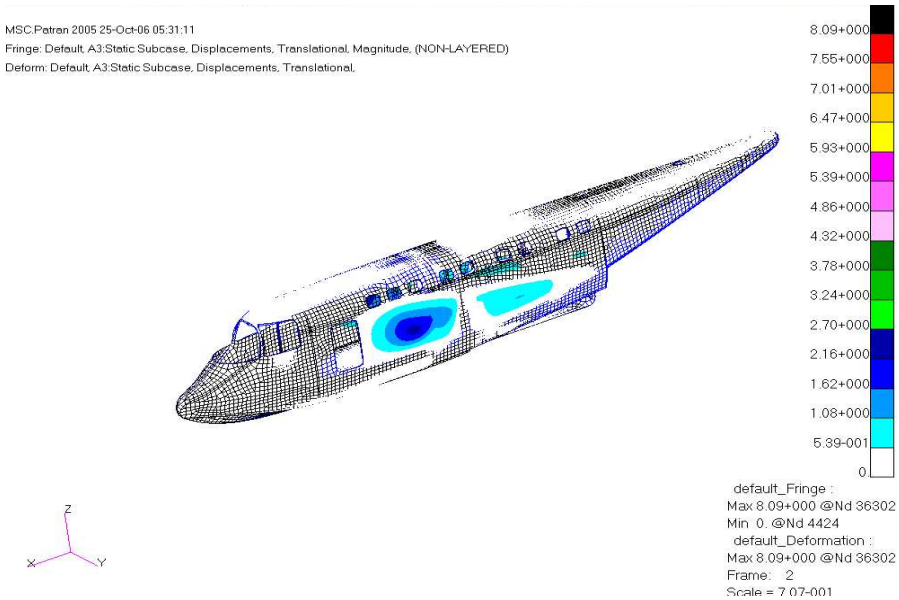

Fig. 23 Deformed Configuration of Fuselage in Load Case 3

Table 15 Structural Analysis Results

Analysis result \ Case of analysis		Symmetric Load (Load Case 1)	Unsymmetric load (Load Case 2)	Splash Down (Load Case 3)
Max. stress [Mpa]	Ten.	137	484	109
	Com.	135	694	117
Max. disp. [mm]		3.84	3.94	8.9

제 3 절 좌굴 해석

대칭, 비대칭, 충격시 하중 조건 각각에 따라 구조 안정성 해석을 수행하였는데, 3가지 하중의 경우 모두 좌굴 하중 배수 1을 넘지 못함으로 좌굴하중에 취약함을 보였다. 여기서 하중 배수(load factor)란 현재 작용 하중에 이 값을 곱하면 해당 모드의 좌굴이 발생함을 의미하는 계수이다. 대칭하중의 경우 주날개 부착 링프레임에서 최초 좌굴이 발생하며, 비대칭하중의 경우 수직 꼬리날개 장착 링프레임에서 최초 좌굴이 발생한다. 그리고 착수 충격하중의 경우 역시 주날개 장착부위 링프레임에서 최초의 좌굴이 발생함을 확인하였다. 만일 설계 단계에서부터 링프레임의 좌굴을 고려한다면 좌굴 현상을 피할 수 있는 설계가 되나 강도 설계에 병행 되어야 함으로 복잡성을 피하기 위해 본 연구에서는 강도 설계 후 좌굴의 경우는 해석을 통해 개선하는 방법을 택하였다. Table 16은 각 하중 조건에 따른 좌굴해석 결과를 검토한 것이고, Fig. 24, 25, 26은 좌굴의 첫 번째 모드에 대한 결과이다.

Table 16 Buckling Analysis Results at First Design

Case of analysis / Analysis result	Symmetric Load (Case 1)	Unsymmetric load (Case 2)	Splash Down (Case 3)
Buckling Load Factor	0.307	0.049	0.396

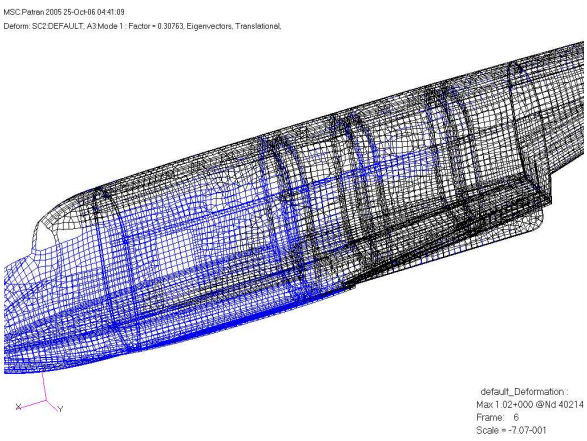

Fig. 24 First buckling mode shape and load factor in Load Case 1

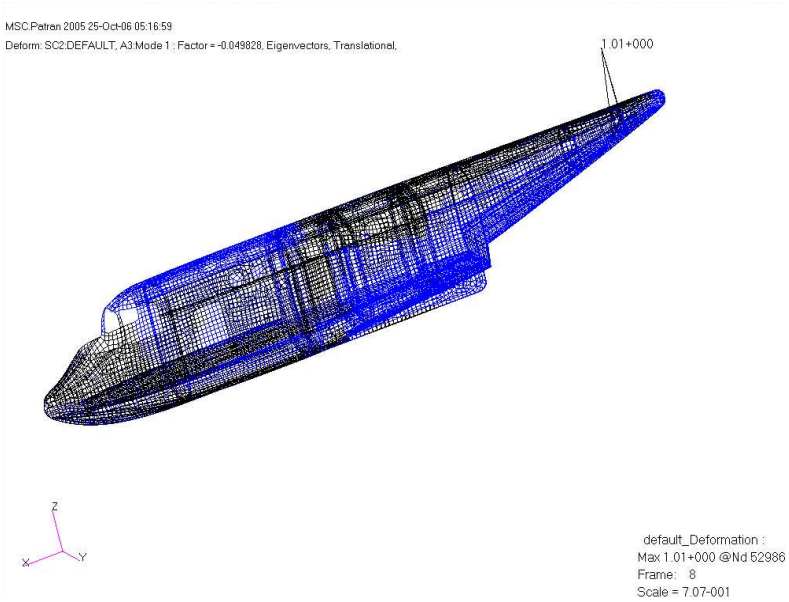

Fig. 25 First buckling mode shape and load factor in Load Case 2

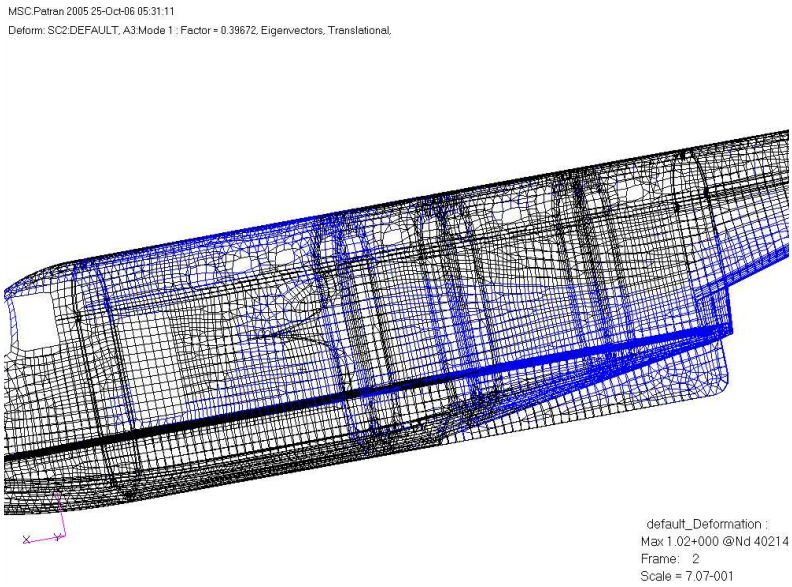

Fig. 26 First buckling mode shape and load factor in Load Case 3

제 5 장 위그선 동체 구조설계 개선 및 유한요소 해석

제 1 절 1차 설계 개선 및 해석 결과

초기 설계 해석 결과로 위그선 동체 구조의 안전성을 위하여 링프레임의 좌굴을 방지하는데 주력하여 구조 설계 개선을 하였다. 대칭 하중과 착수 충격 하중시 발생하는 주날개 부착 링프레임, 비대칭 하중시 발생하는 수직꼬리날개 부착 링프레임의 좌굴을 개선하기 위해 웹 부위를 알루미늄 허니컴으로 보강을 하였으며 목표 중량을 만족하기위하여 안전한 결과가 나온 스킨의 두께를 줄였다. 1차 수정 설계 해석 결과 대칭하중과 충격하중의 경우 좌굴에 안전하였는데 여전히 비대칭 하중시에는 꼬리날개 부착 링프레임에서 좌굴 하중배수가 1을 넘지 못하였다. 중량은 2526kg으로 목표중량 1171.5kg을 만족하지 못하였다. 1차 수정 설계 해석 결과를 Table 17과 Fig. 27, 28, 29에 나타내었다.

Table 17 Buckling Analysis Results at First Reformed Design

Case of analysis / Analysis result	Symmetric Load (Case 1)	Unsymmetric load (Case 2)	Splash Down (Case 3)
Buckling Load Factor	1.3397	0.1693	1.7734

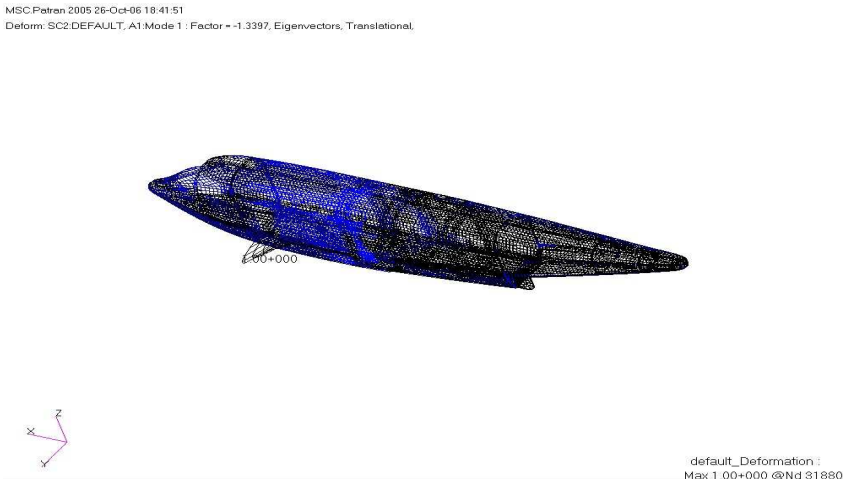

Fig. 27 First buckling mode shape and load factor in Load Case 1

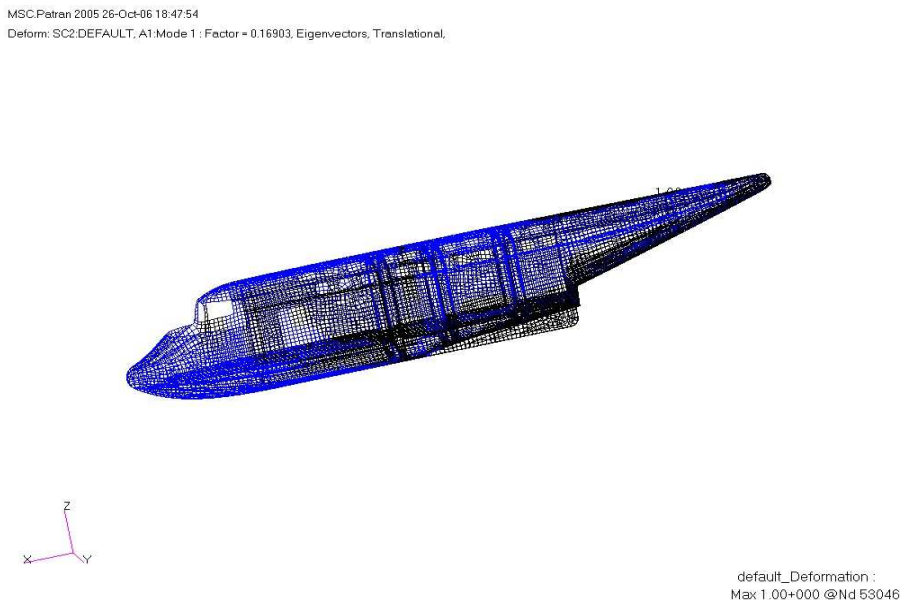

Fig. 28 First buckling mode shape and load factor in Load Case 2

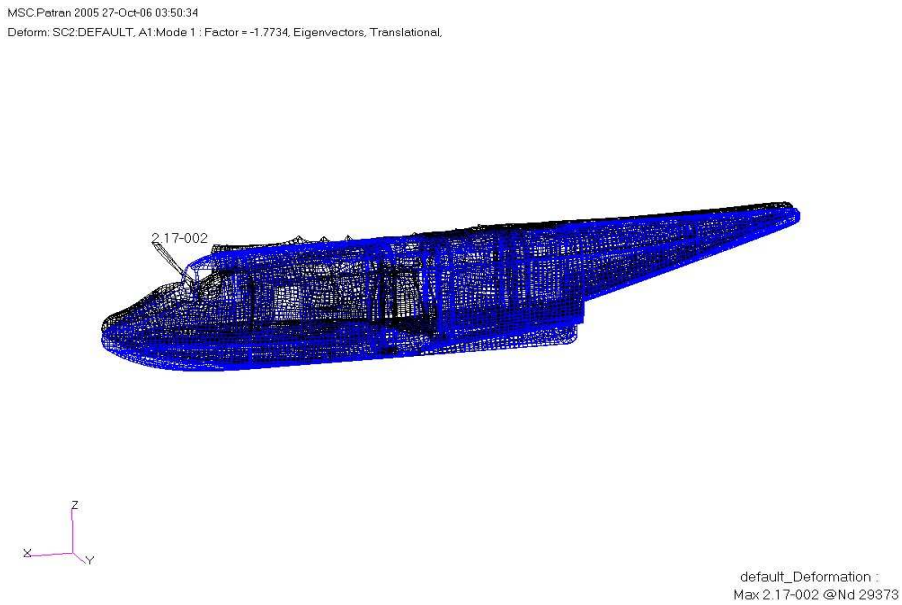

Fig. 29 First buckling mode shape and load factor in Load Case 3

제 2 절 2차 설계 개선 및 해석 결과

1차 설계 수정 해석결과를 바탕으로 목표 중량을 만족하기 위해 하중배수가 확보된 구조의 무게를 줄이고 꼬리 날개 링프레임의 웹 부위 알루미늄 허니컴 코어의 두께를 좀 더 보강 하였다. 2차 설계 수정 해석 결과 설계 중량은 1205kg으로 초기 목표중량 1171.5kg에 매우 근접하였으며 좌굴 하중배수는 스킨의 두께와 무게를 줄인 결과로 대칭하중의 경우 출입문과 창문 주위가 좌굴에 취약한 구조임을 확인하였으며, 꼬리 날개 부착 링프레임의 경우 여전히 좌굴에 대한 하중배수가 크게 개선되지 않았다. 2차 수정 설계 해석 결과를 Table 18과 Fig. 30, 31, 32에 나타내었다.

Table 18 Buckling Analysis Results at Second Reformed Desig

Case of analysis / Analysis result	Symmetric Load (Case 1)	Unsymmetric load (Case 2)	Splash Down (Case 3)
Buckling Load Factor	0.5711	0.2592	1.2279

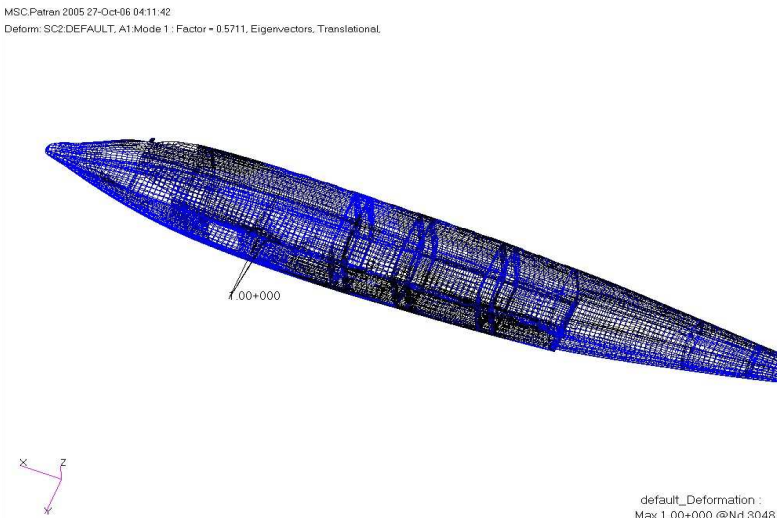

Fig. 30 First buckling mode shape and load factor in Load Case 1

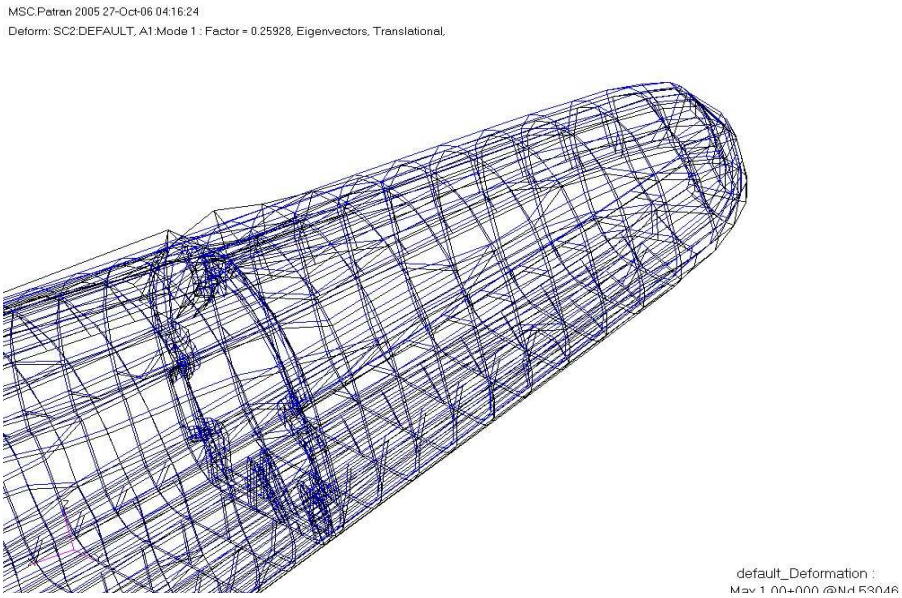

Fig. 31 First buckling mode shape and load factor in Load Case 2

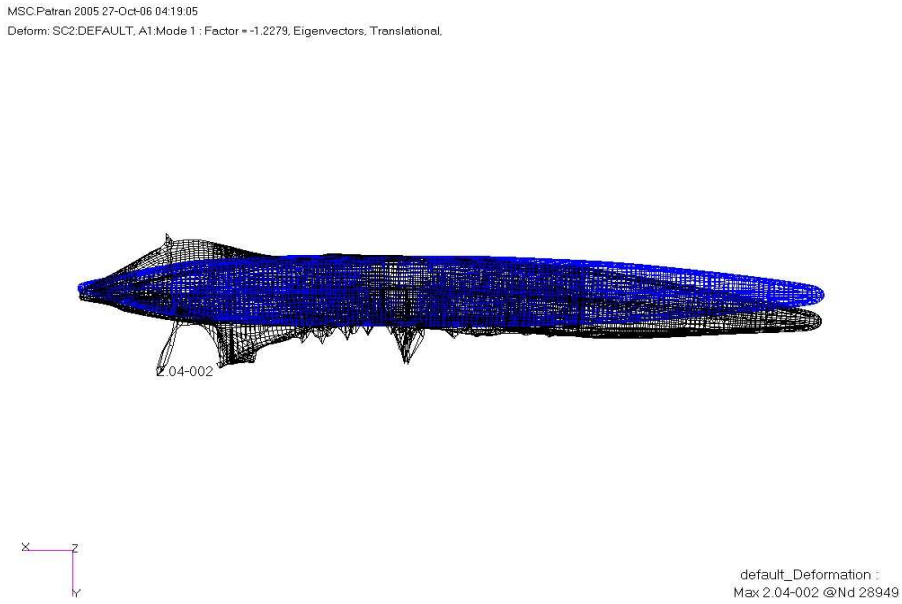

Fig. 32 First buckling mode shape and load factor in Load Case 3

제 3 절 3차 설계 개선 및 해석 결과

2차 설계 수정 해석 결과를 바탕으로 주날개 부착부위의 중량을 감소 시키고 다시 스킨을 보강한 결과 목표 중량은 2차 해석 결과와 매우 근접한 1250kg 임을 확인 하였으나 출입 문과 꼬리날개부착 링프레임은 여전히 좌굴에 불안전한 구조임을 확인하였다. 2차 수정 설계 해석 결과를 Table 19와 Fig. 33, 34, 35에 나타내었다.

Table 19 Buckling Analysis Results at Third Reformed Design

Case of analysis / Analysis result	Symmetric Load (Case 1)	Unsymmetric load (Case 2)	Splash Down (Case 3)
Buckling Load Factor	0.7739	0.2376	1.0149

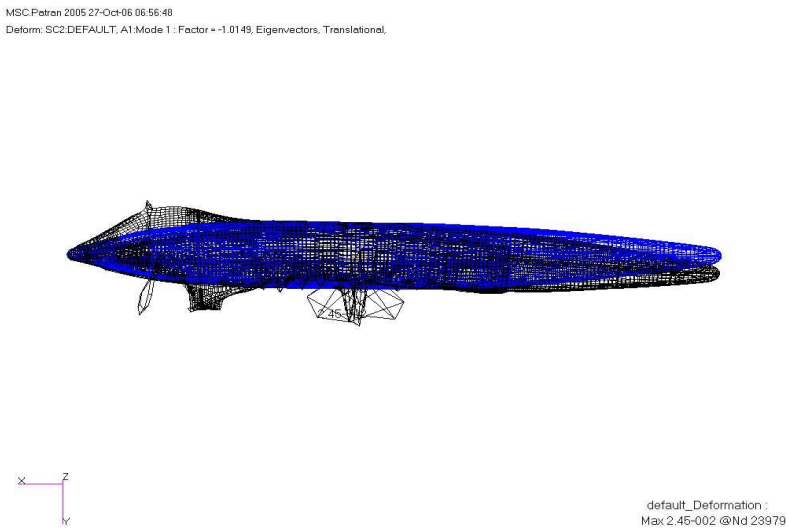

Fig. 33 First buckling mode shape and load factor in Load Case 1

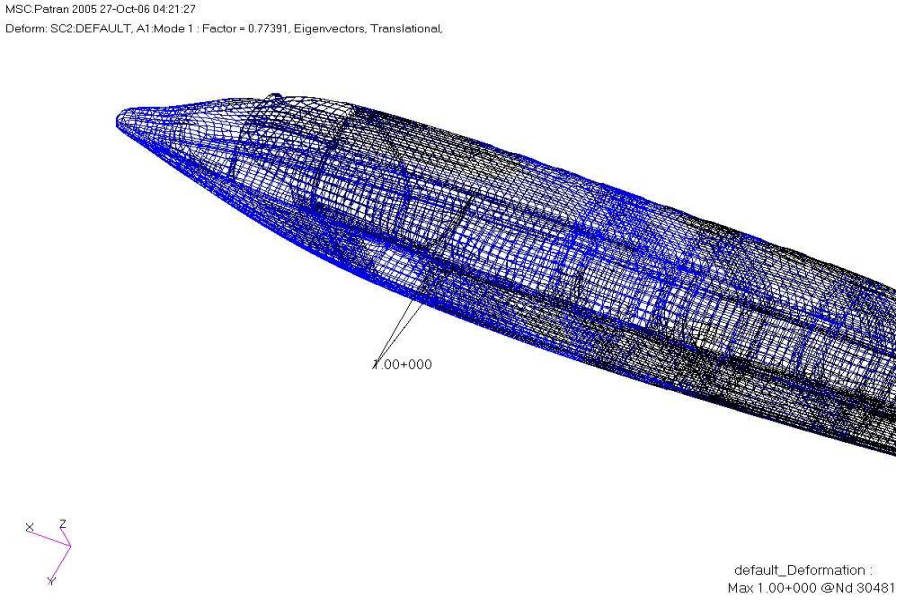

Fig. 34 First buckling mode shape and load factor in Load Case 2

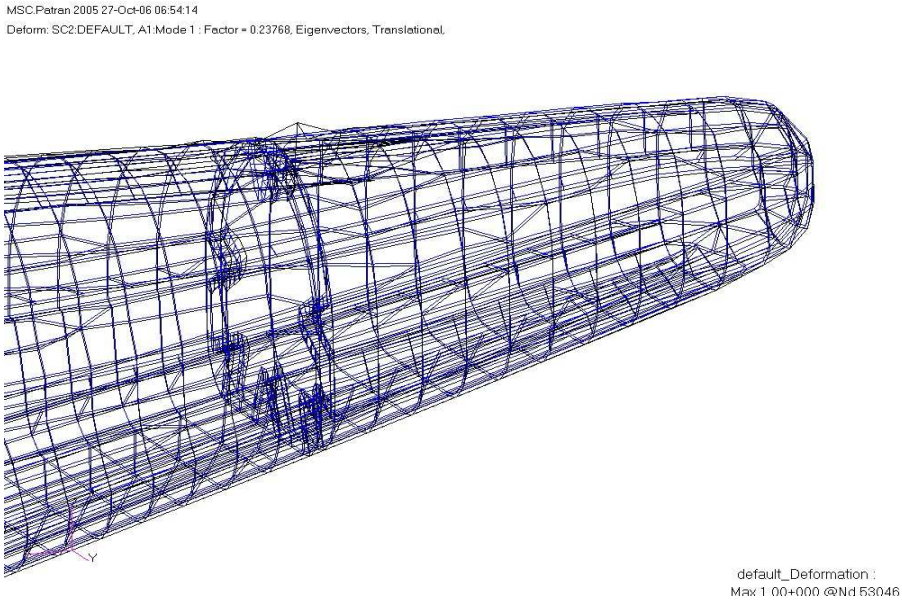

Fig. 35 First buckling mode shape and load factor in Load Case 3

제 4 절 4차 설계 개선 및 해석 결과

3차 해석 결과를 바탕으로 꼬리 날개 부착 링프레임은 알루미늄 허니컴 코어는 좀 더 조밀한 구조로 변경하였다. 그 결과 중량은 1190kg으로 초기 목표 중량에 매우 근접하였고, 좌굴은 대칭 하중의 경우와 비대칭 하중의 경우, 착수 충격하중의 경우 모두 창문 근방에서 첫 번째 좌굴 모드가 확인되었으나 대칭하중을 제외한 모든 하중에서 좌굴에 안전한 구조임을 확인하였다.

Table 20 Buckling Analysis Results at Fourth Reformed Design

Case of analysis / Analysis result	Symmetric Load	Unsymmetric load	Splash Down
Buckling Load Factor	0.9822	1.0533	1.2553

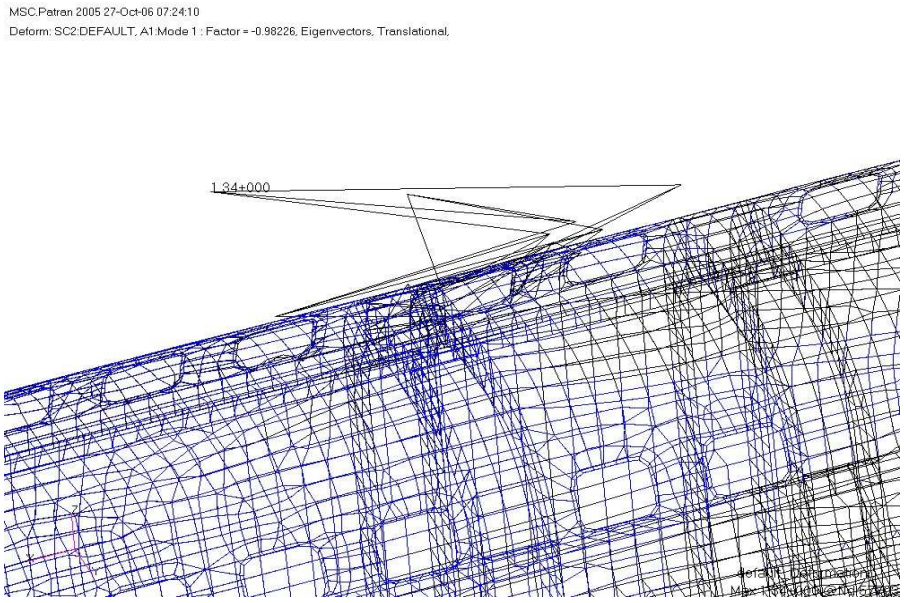

Fig. 36 First buckling mode shape and load factor in Load Case 1

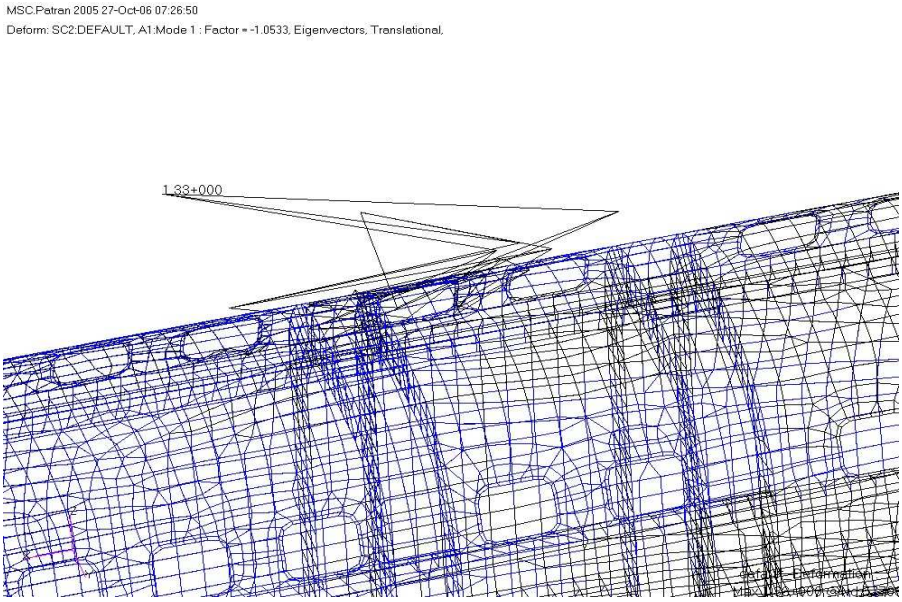

Fig. 37 First buckling mode shape and load factor in Load Case 2

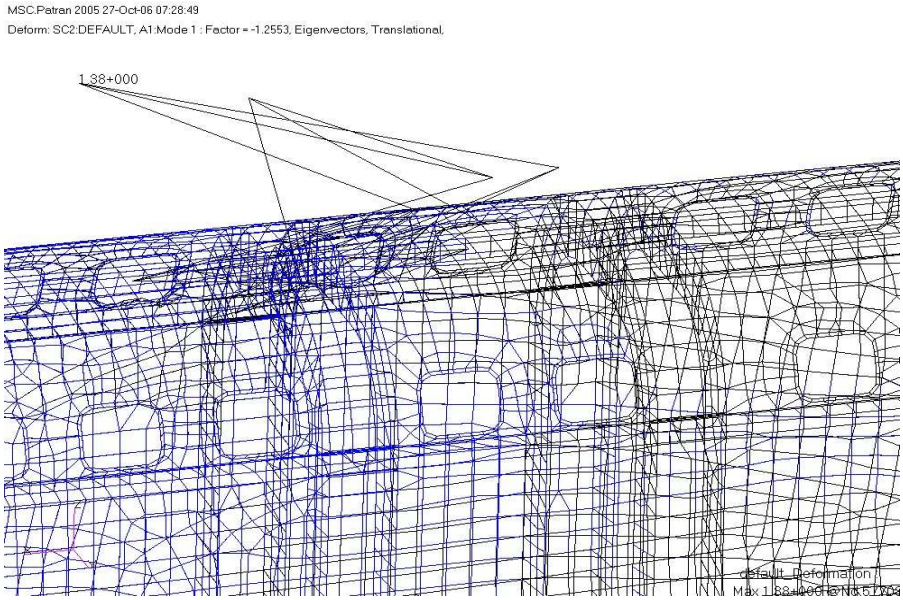

Fig. 38 First buckling mode shape and load factor in Load Case 3

제 6 장 최종 구조 설계 변경 및 결과

제 1 절 동체 스킨 수정 설계

좌굴 하중배수가 1을 넘으면 안전한 구조이긴 하나 좀 더 확실한 좌굴 하중배수를 확보하기 위해서 동체 스킨에 샌드위치 구조물을 적용하였다.[18] 본 연구에서는 스트링거 설계시 동체에 작용하는 굽힘 모멘트를 전담하도록 설계하였으므로 코어는 전단력을 전담하고 목표 중량을 만족하기 위해 경량화 과정에서 발생하는 동체 스킨의 좌굴을 고려하여 두께를 결정하였다. 샌드위치 구조의 외피는 목표 중량을 만족하고 좌굴이 발생하지 않도록 유한요소 해석을 통해 결정하였다. 식 (25)는 코어가 전단력만 받을 경우의 전단력을 계산하는 식이다.

$$\tau_{core} = \frac{VQ}{Ib} \cong \frac{4V}{3A} = \frac{4}{3}\frac{V}{2\pi Rt} \tag{25}$$

알루미늄 허니컴 코어를 사용함으로써 다음과 같은 장점들이 있다. 좌굴을 만족하여 안전성을 확보하고, 경량화 하여 초기 목표 중량을 만족하며, 단열 및 흡음성으로 인하여 쾌적한 환경을 제공하고, 특히 해수면에 착수를 하는 위그선의 특성으로 착수시 충격 흡수에 유리한 재료 선정이 위그선 설계에 고려되어야 하는 점으로 미루어 알루미늄 허니콤 코어의 적용은 상당히 많은 요구 조건들을 만족한다고 판단된다.[19]

제 2 절 최종 구조 설계 결과

최종 설계 결과는 복합재 특성을 살리기 위해 부품수를 감소하고 경량화 시키는 관점에서 구조상의 큰 변동 없이 사용하는 재료를 다양하게 적용 하였다.[20] 구조 설계 변경 초기에는 링프레임에만 알루미늄 허니컴 코어를 사용 샌드위치 구도조로 결정하여 링프레임의 좌굴을 방지 하였으나 동체의 무게 중 대부분이 스킨의 무게로 확인되었고 위그선 동체의 스킨 경량화 과정에서 좌굴이 발생하여 동체의 스킨도 알루미늄 허니컴 코어를 적용하였으며 스킨 설계 방법과 동일한 방법으로 좌굴을 고려하여 알루미늄 허니컴 코어의 두께를 결정하였다. 그 결과 7.5mm이고 최소 안전율 0.674로 코어 두께를 확정하였다. 코어는 수직꼬리날개 장착 링프레임의 경우 좌굴 하중배수가 매우 낮아 초기 선정한 알루미늄 허니컴 코어보다도 굽힘 강성이 강한 알루미늄 허니컴 코어로 변경하였으며 출입문과 창문 부위에서 좌굴을 방지하기 위해 보강적층 하였다. Table 21은 부위별 적층 패턴을 나타낸다.

Table 21 Design Results Using Al-Core Sandwich Structure

Part		Thickness	Ply	Orientation
Skin		8.6t	4ply+core+4ply	Fabric[±45°$_2$,0°/90°,±45°]+core$_1$ 7mm+Fabric[±45°,0°/90°,±45°$_2$]
Stringer		26.2t	11ply+core+11ply	UD[0°$_2$,45°,0°$_2$,-45°,0°$_2$,90°,0°$_2$]+core$_1$ 20mm+UD[0°$_2$,90°,0°$_2$,-45°,0°$_2$,45°,0°$_2$]
Frame	Front	9.4t	4ply+core+24ply	Fabric[±45°$_2$,0°/90°,±45°]+core$_1$5mm+Fabric[±45°$_2$,0°/90°,±45°]+UD[90°,0°$_2$,45°,0°$_2$,-45°,0°$_2$,90°,0°$_2$,45°,-45°,90°$_2$,-45°,45°,0°$_2$]
	Wing join	22.24t	10ply+core+6ply	UD[0°$_2$,45°,0°$_2$,-45°,90°,0°$_2$,45°]+core$_1$20mm+UD[0°$_2$,45°,90°,-45°]
	Rear	24.8t	28ply+core+15ply	UD[0°,90°,45°,0°,-45°,0°]+core$_1$22mm+UD[0°,-45°,0°,45°,90°,0°]
	Tail	46.2t	28ply+core+15ply	UD2[0°$_2$,45°,0°$_2$,90°,0°$_2$,-45°][-45°,0°$_4$,45°$_2$,0°$_2$,45°$_2$]+core$_2$40mm+UD[0°,90°,0°,-45°,0°,45°,0°$_3$,45°$_2$,0°$_2$,45°$_2$]
Floor	Skin	1t	5ply	Fabric[0°/90°,±45°,0°/90°,±45°,0°/90°]
	Core	30t	-	-
	Bond	17.8t	5ply+core+10ply	UD[0°,45°,0°,-45°,90°]+core$_1$5mm+UD[0°,45°,0°,-45°,90°]+Fabric[0°/90°,±45°,0°/90°,±45°,0°/90°]

초기 설계시 플로어를 제외한 구조에 카본/에폭시 복합재료를 사용하였으나 최종 설계 변경 결과 동체의 전부위에 걸쳐 알루미늄 허니컴 코어를 적용한 샌드위치 구조를 택하

였다. Table 22는 구조 설계 변경 과정을 나타낸다.

Table 22 Design Modification

	Skin	Stringer	Frame				Floor		weight
			Front	Wing Join	Rear	Tail Join	Skin	Core	
1st	7t	5t	4t	10t	4.5t	5t	2.8t	24t	3299kg
2nd	4.8t	9t	4.2t	3.78t(10t)	6.6t	1.96t(30t)	1t	24t	2526kg
3rd	1t	6.2t	4.4t(5t)	3.78t(20t)	2.8t(20t)	36.84t(40t)	1t	10t	1205kg
4th	1.6t	6.2t	2.8t(5t)	2.24t(20t)	2.8t(20t)	36.84t(50t)	1t	10t	1250kg
5th	1.6t	6.2t(20t)	2.8t(5t)	2.24t(20t)	2.8t(22t)	8.4t(40t')	1t	10t	1190kg
6th	1.6t(7t)	6.2t(20t)	4.4t(5t)	2.24t(20t)	4.8t(22t)	6.2t(40t')	1t	30t	1208kg

제 3 절 최종 구조 해석 결과

1. 정하중 해석

동체의 중량 계산 결과 1208kg으로 최초 추정 중량 1171kg에 매우 근접 하게 설계된 것으로 확인하였다. 정하중 해석 검토 결과 주로 응력이 날개 부착 링프레임에 집중되는데 링프레임 부위 최대 인장응력은 260Mpa, 압축응력은 295Mpa 이며 변위는 17.8 mm 이며 최종 구조 해석시 착수시 충격하중은 선수, 선미, 중앙의 착수 경우 모두 안전성을 확인하였다. Figure 39~48, Table 23은 해석결과를 나타내었다.

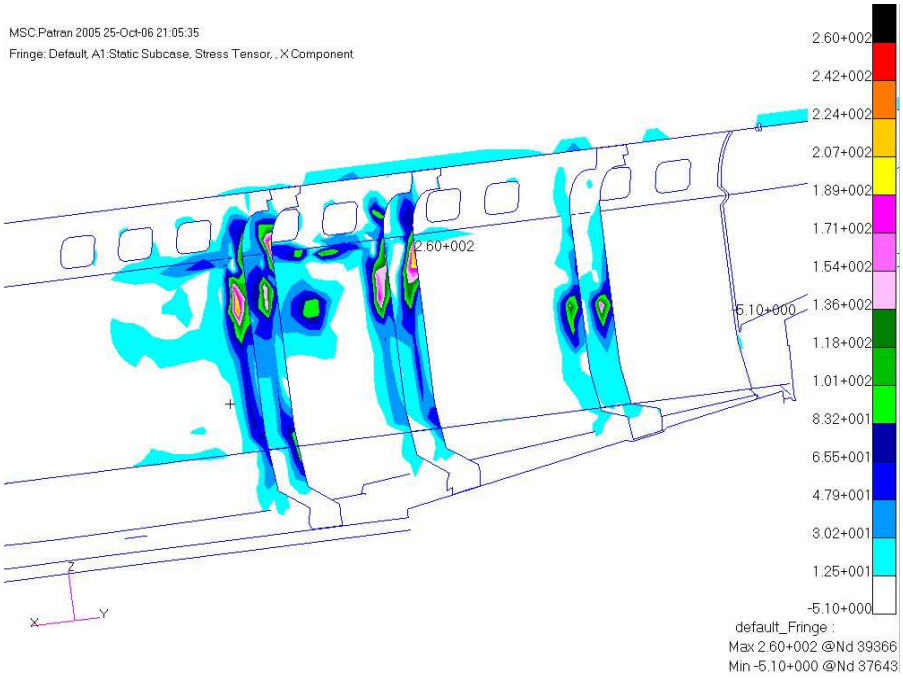

Fig. 39 Stress Contour of Fuselage in Load Case 1

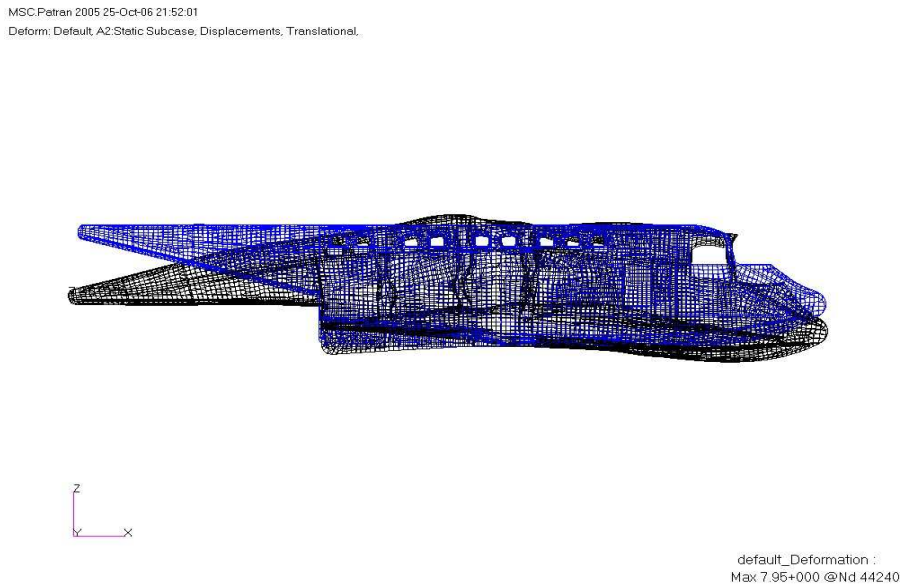

Fig. 40 Deformed Shape of Fuselage in load Case 1

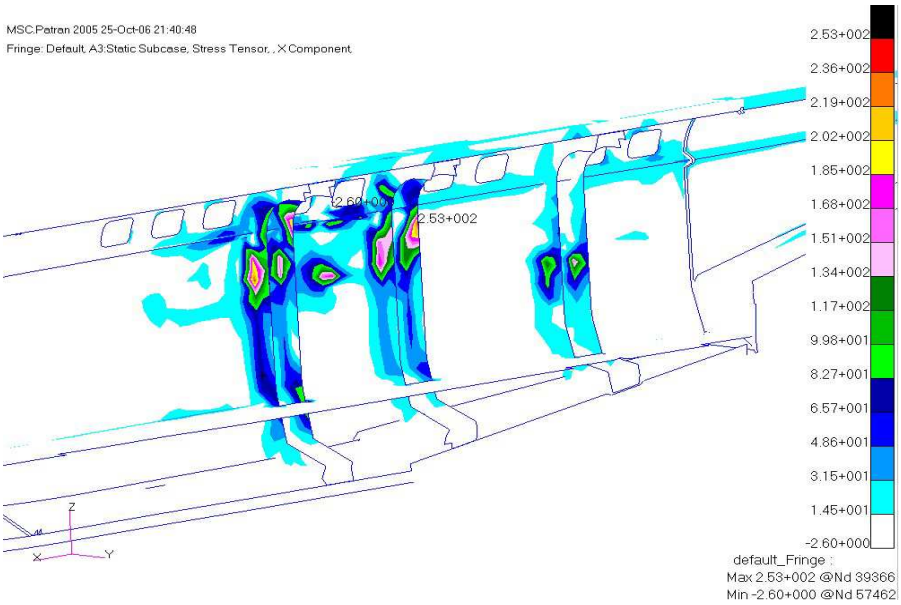

Fig. 41 Stress Contour of Fuselage in Load Case 2

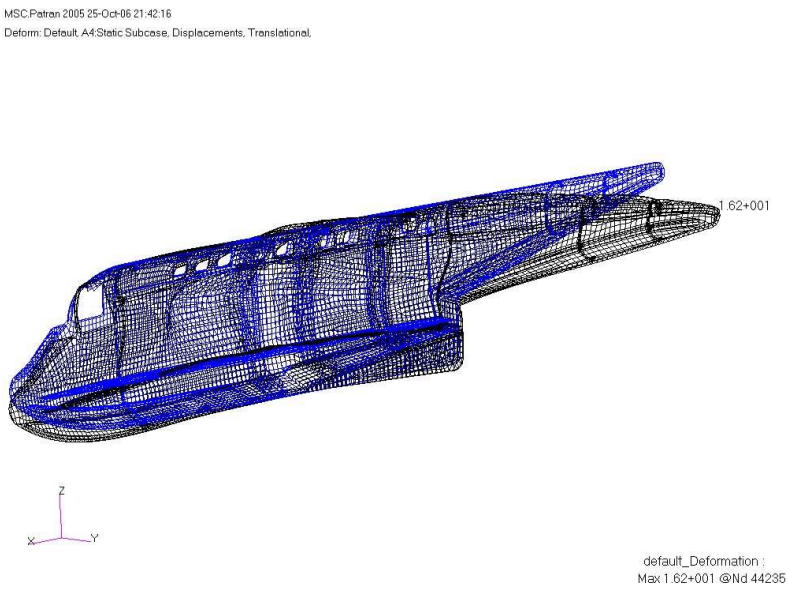

Fig. 42 Deformed Contour of Fuselage in Load Case 2

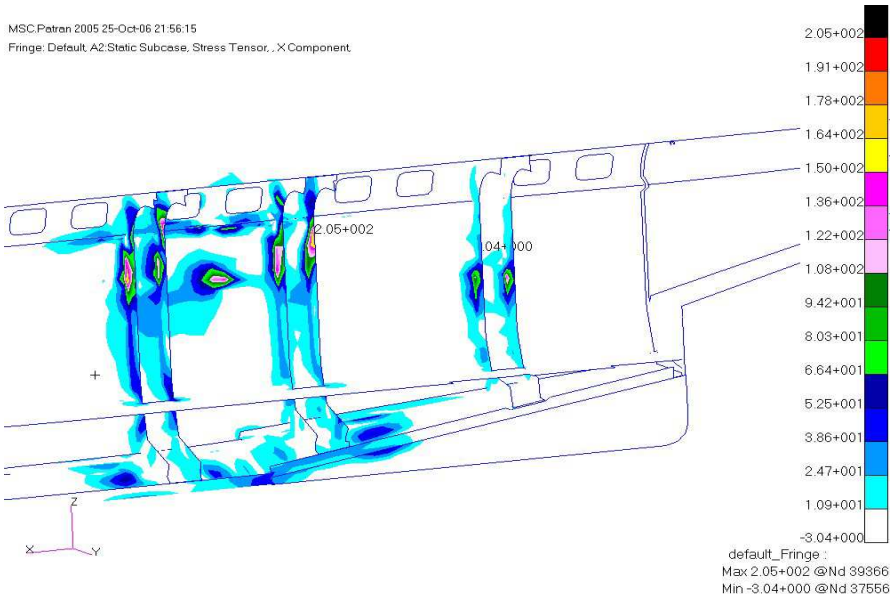

Fig. 43 Stress Contour of Fuselage in Load Case 3-1

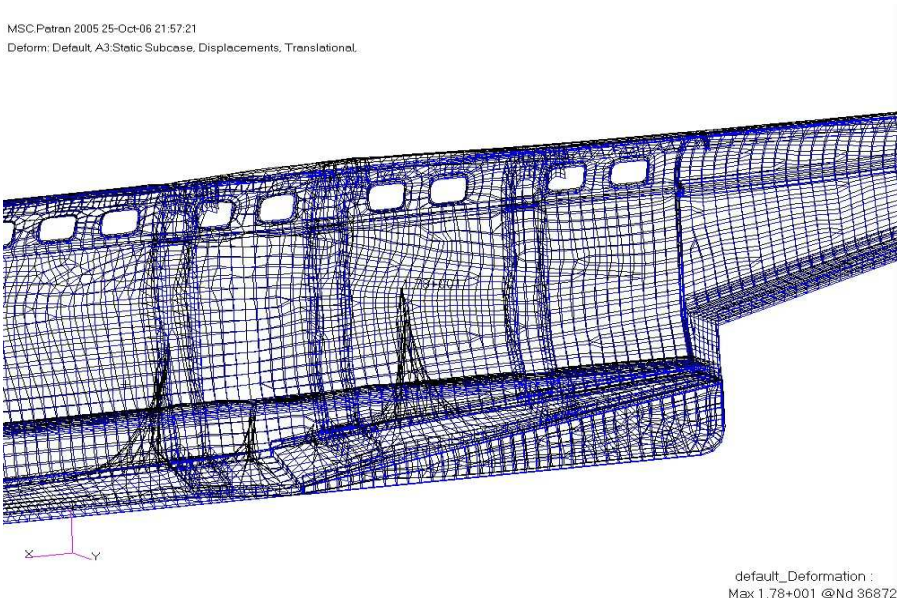

Fig. 44 Deformed Shape Contour of Fuselage in Load Case 3-1

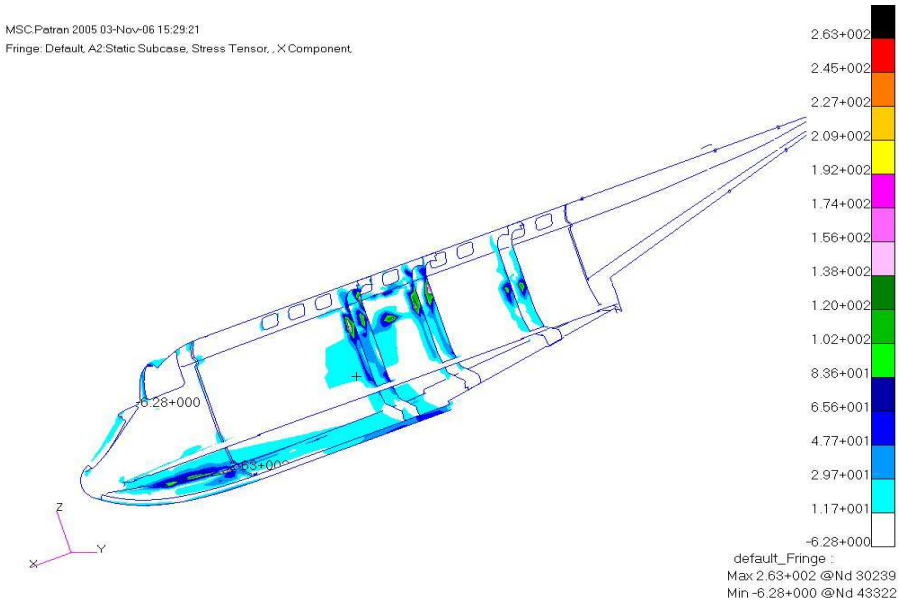

Fig. 45 Stress Contour of Fuselage in Load Case 3-2

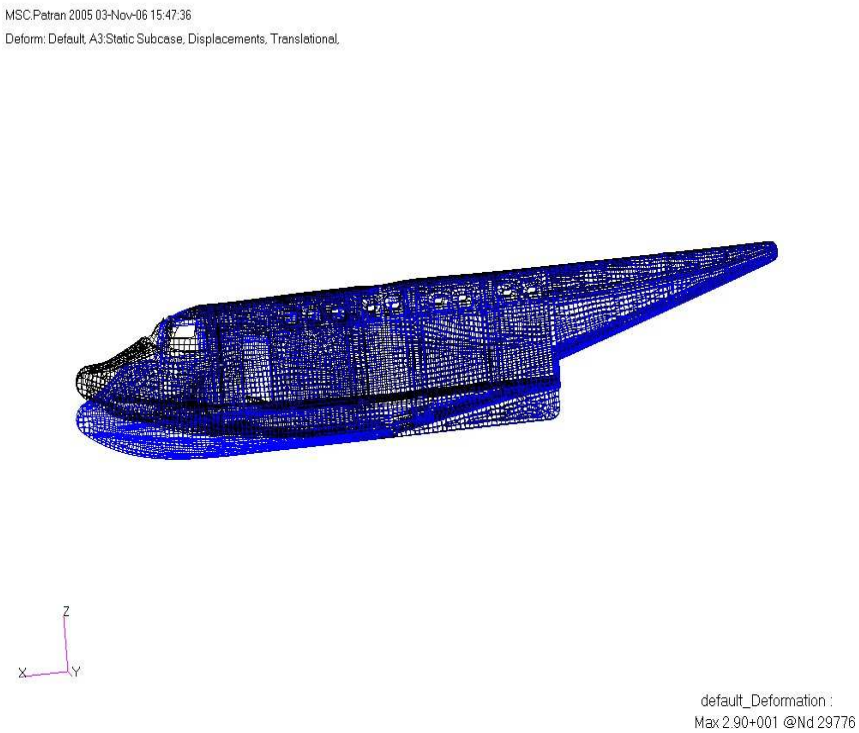

Fig. 46 Deformed Shape Contour of Fuselage in Load Case 3-2

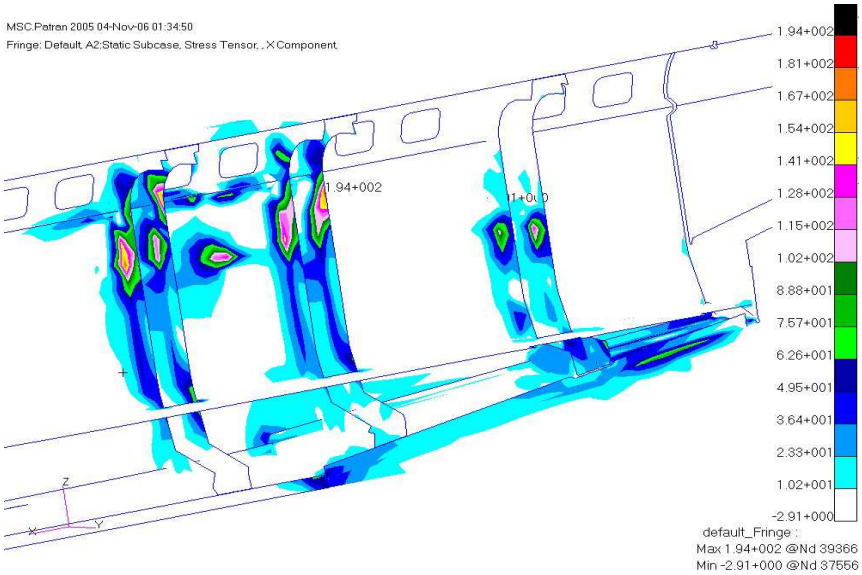

Fig. 47 Stress Contour of Fuselage in Load Case 3-3

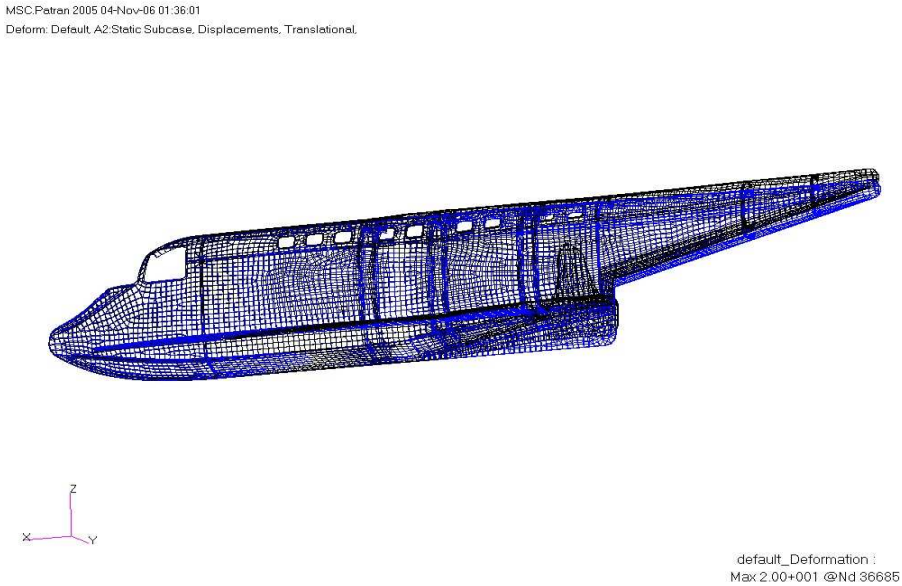

Fig. 48 Deformed Shape Contour of Fuselage in Load Case 3-3

Table 23 Structural Analysis Results

Case of analysis / Analysis result		Symmetric Load (Load Case 1)	Unsymmetric load (Load Case 2)	Splash Down (Load Case 3-1)	Splash Down (Load Case 3-2)	Splash Down (Load Case 3-3)
Max. stress [Mpa]	Ten.	260	253	205	263	194
	Com.	295	287	244	240	248
Max. disp. [mm]		7.95	16.2	17.8	29	20

2. 좌굴 해석

좌굴 해석 결과 좌굴 하중은 대칭하중의 경우 1.8, 비대칭하중의 경우 1.93이며 중앙부위 착수 충격 하중의 경우 스킨에 적용한 샌드위치 구조로 좌굴에 대해 매우 안전한 구조로 설계되었음을 확인 하였으며 하중배수는 4.14 이며, 선수, 선미의 경우 1.25, 4.19 이다.

Table 24 Buckling Analysis Results

Case of analysis / Analysis result	Symmetric Load (Load Case 1)	Unsymmetric load (Load Case 2)	Splash Down (Load Case 3-1)	Splash Down (Load Case 3-2)	Splash Down (Load Case 3-3)
Buckling Load Factor	1.88	1.93	4.14	1.25	4.19

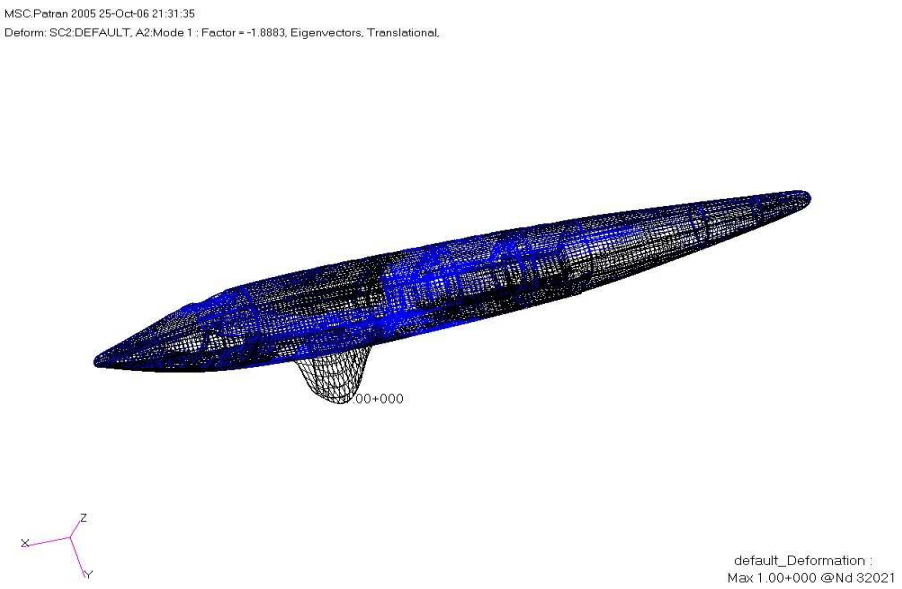

Fig. 49 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 1

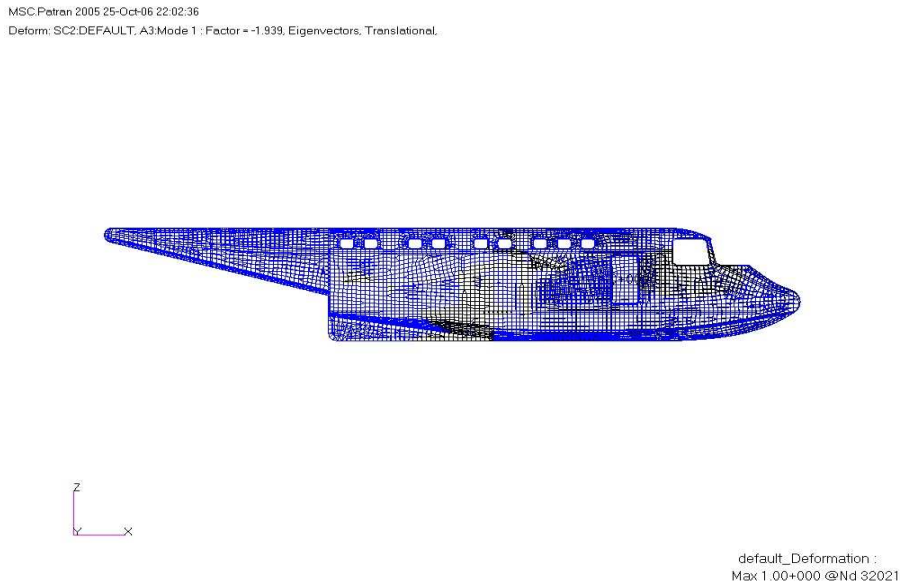

Fig. 50 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case 2

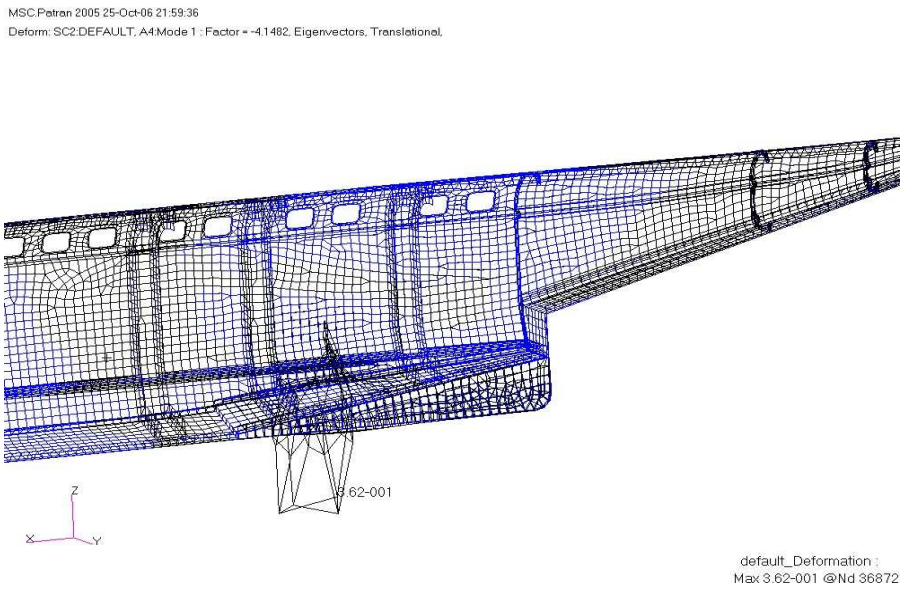

Fig. 51 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case3-1

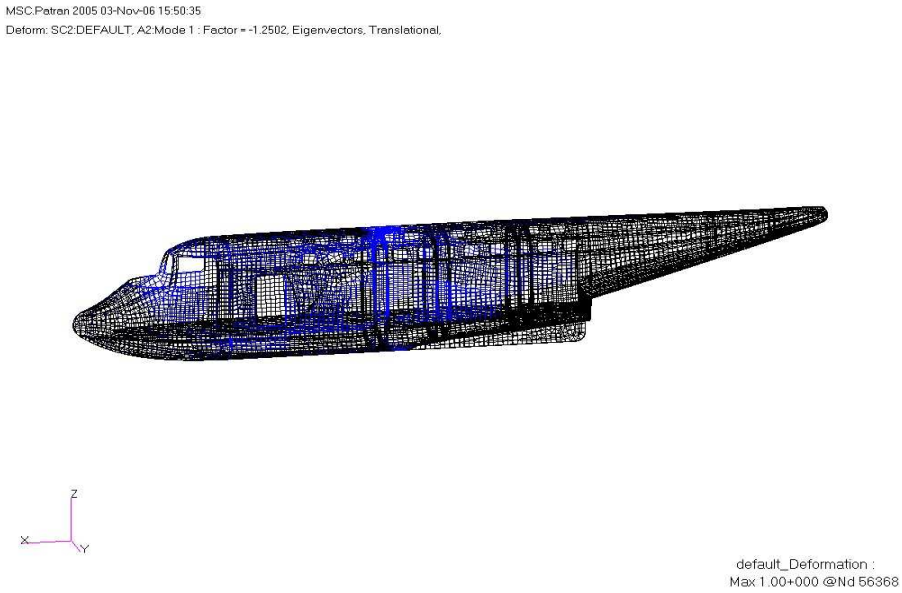

Fig. 52 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case3-2

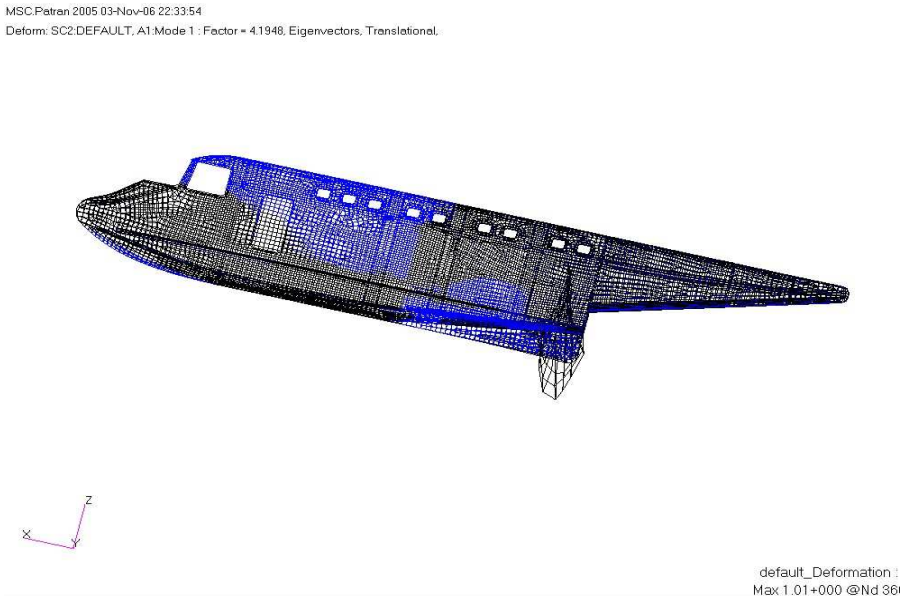

Fig. 53 First Buckling Mode Shape and Load Factor in Load Case3-3

3. 파괴 기준

파괴 기준은 Tasi-Wu 파괴 기준으로 그 수치가 1을 넘지 않으면 안전하다는 이론으로 다음 식 (26)과 같다. [21]

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{33}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 < 1 \tag{26}$$

여기서

$$F_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}$$

$$F_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}$$

$$F_{11} = \frac{1}{X_t X_c}$$

$$F_{22} = \frac{1}{Y_t Y_c}$$

$$F_{33} = \frac{1}{S^2}$$

$$F_{12} = F_{12}^* \sqrt{F_{11}F_{22}} = \frac{F_{12}^*}{\sqrt{X_t X_c Y_t Y_c}}$$

Tasi-Wu 파괴 기준으로 최종 수정 설계된 위그선 동체 안전성 검토 결과 대칭하중, 비대칭 하중, 중앙 부위 착수 충격에 의한 하중 각각 0.435, 0.674, 0.359로 모두 1을 넘지 않음으로 안전한 구조로 설계되었음을 확인 하였으며, 선수, 선미의 경우도 0.335, 0.342로 안전한 구조로 설계되었음을 확인하였다.

Table 25 Failure Criterion Analysis Results

Case of analysis / Analysis result	Symmetric Load (Load Case 1)	Unsymmetric load (Load Case 2)	Splash Down (Load Case 3-1)	Splash Down (Load Case 3-2)	Splash Down (Load Case 3-3)
Failure Criterion	0.43	0.67	0.35	0.35	0.34

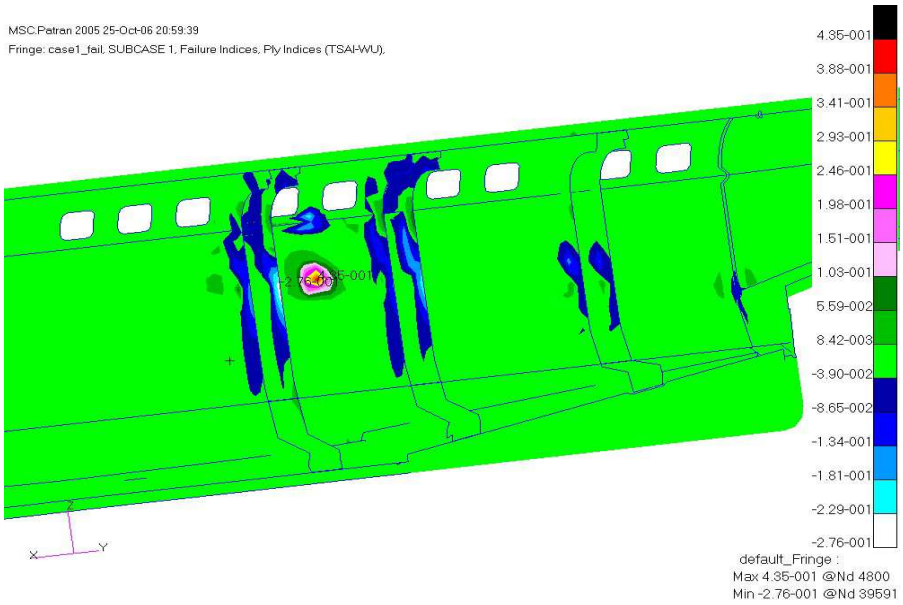

Fig. 54 Safety Factor Distribution by Tsai-Wu Failure Criterion in Load Case 1

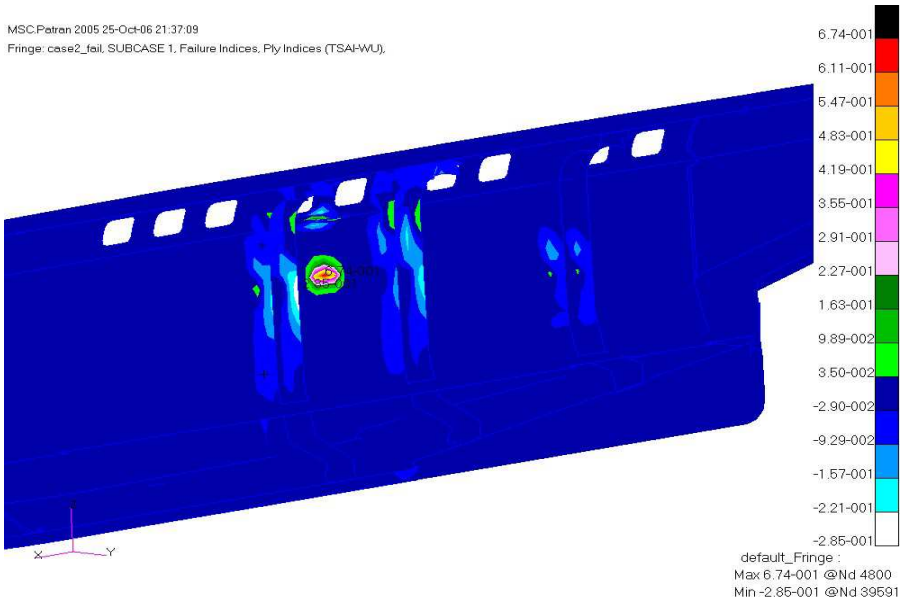

Fig. 55 Safety Factor Distribution by Tsai-Wu Failure Criterion in Load Case 2

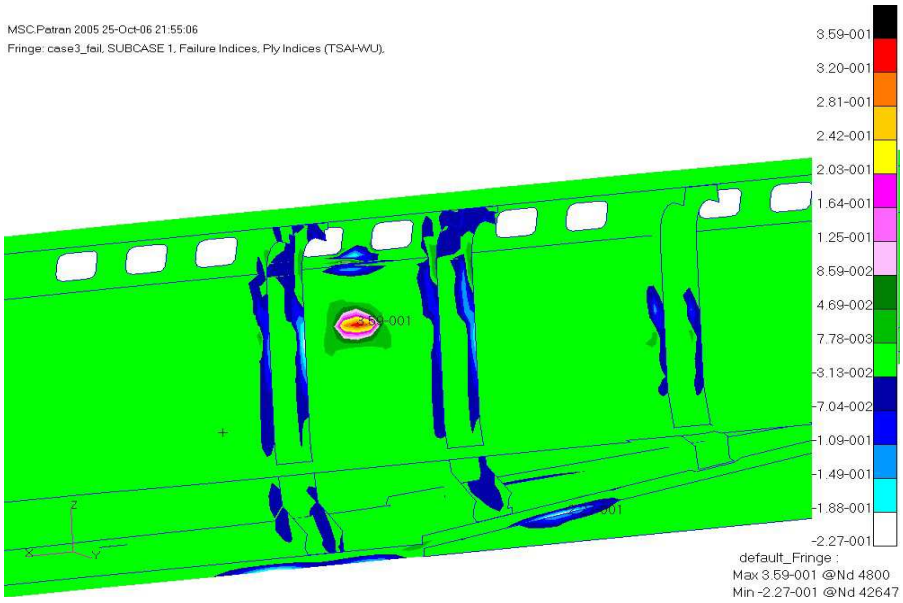

Fig. 56 Safety Factor Distribution by Tsai-Wu Failure Criterion in Load Case 3-1

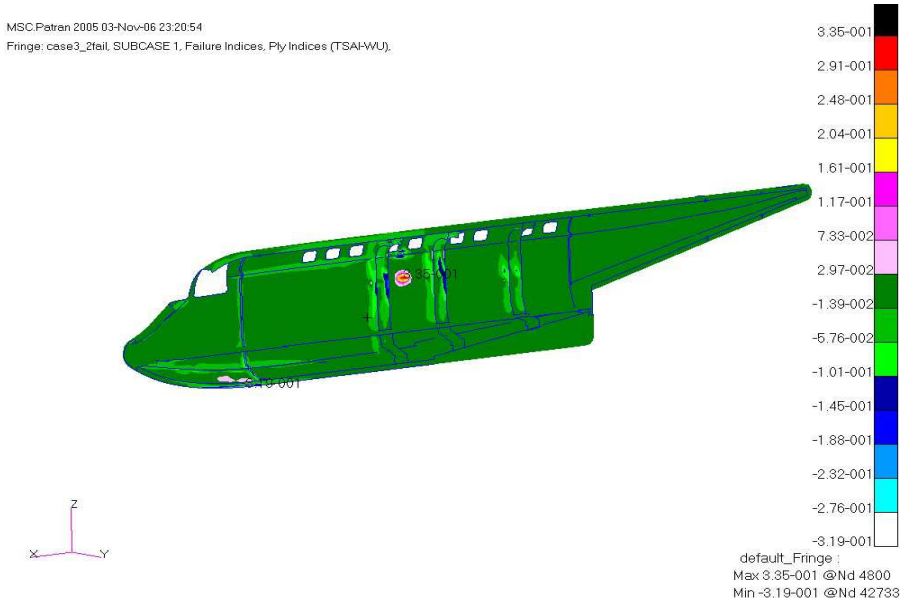

Fig. 57 Safety Factor Distribution by Tsai-Wu Failure Criterion in Load Case 3-2

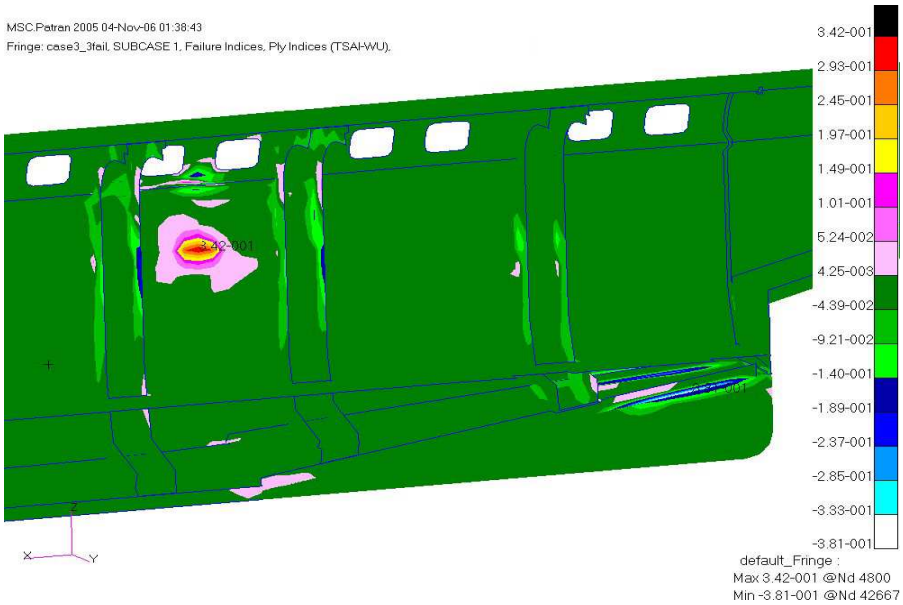

Fig. 58 Safety Factor Distribution by Tsai-Wu Failure Criterion in Load Case 3-3

4. 고유 진동수 해석

고유진동수 해석은 날개 상부에 장착되는 추진기관의 형태가 왕복엔진, 프로펠러 타입으로 진동이 발생하였을 경우 동체의 공진 가능성을 검토하기 위한 해석으로 본 연구에서는 날개를 제외한 동체만 고유 진동수를 검토하였으며 1차 모드가 0.594, 2차 모드는 0.609, 3차 모드는 0.611로 확인되었다. Cambell 선도를 검토한 결과 운용회전수인 2378rpm 근처에서 공진이 발생하지 않음을 확인 하였다. Figure 59는 Cambell 선도를 나타내며, Fig. 60, 61, 62와 Table 26은 각각의 모드 형상 및 고유 진동수 해석 결과 이다.

Table 26 Eigen Value Analysis Results

Case of analysis / Analysis result	Mode 1	Mode 2	Mode 3
Frequence (Hz)	0.59	0.6	0.61

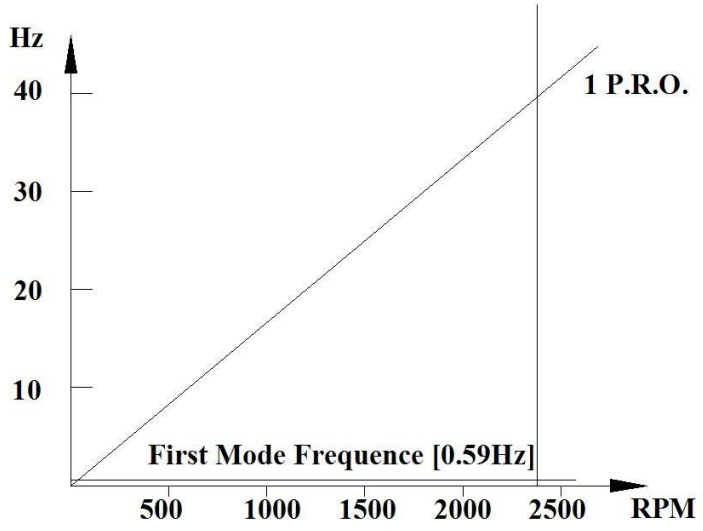

Fig. 59 Campbell diagram

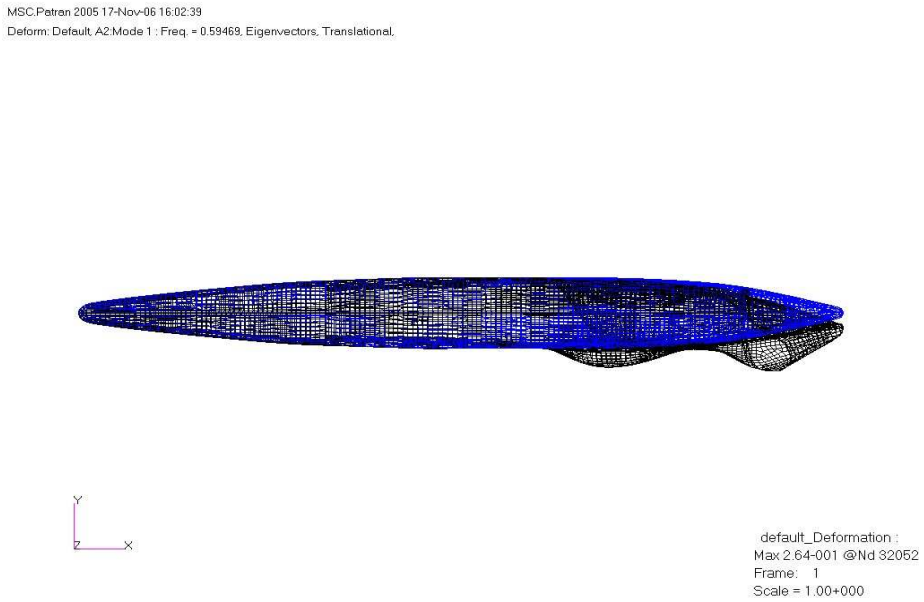

Fig. 60 First Natural Frequency and Shape

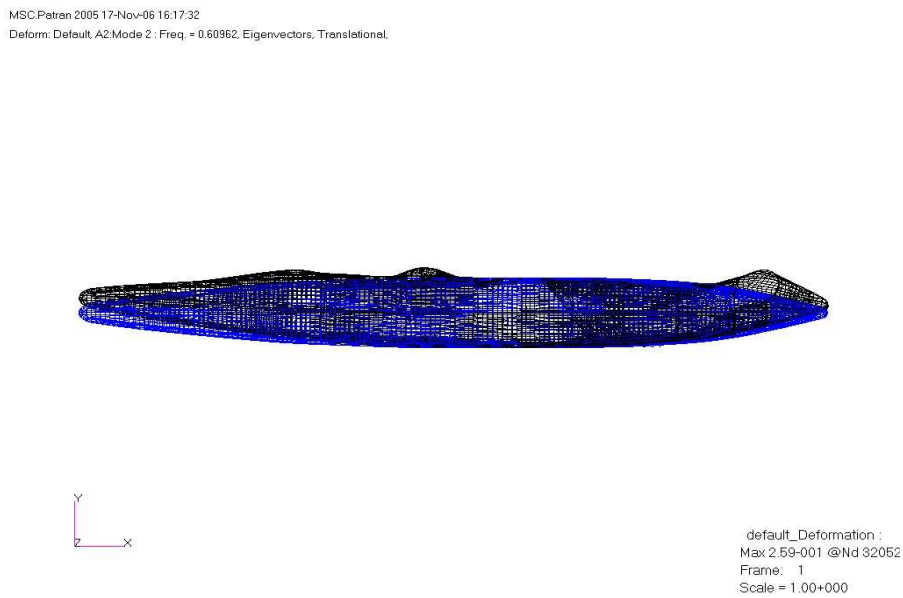

Fig. 61 Second Natural Frequency and Shape

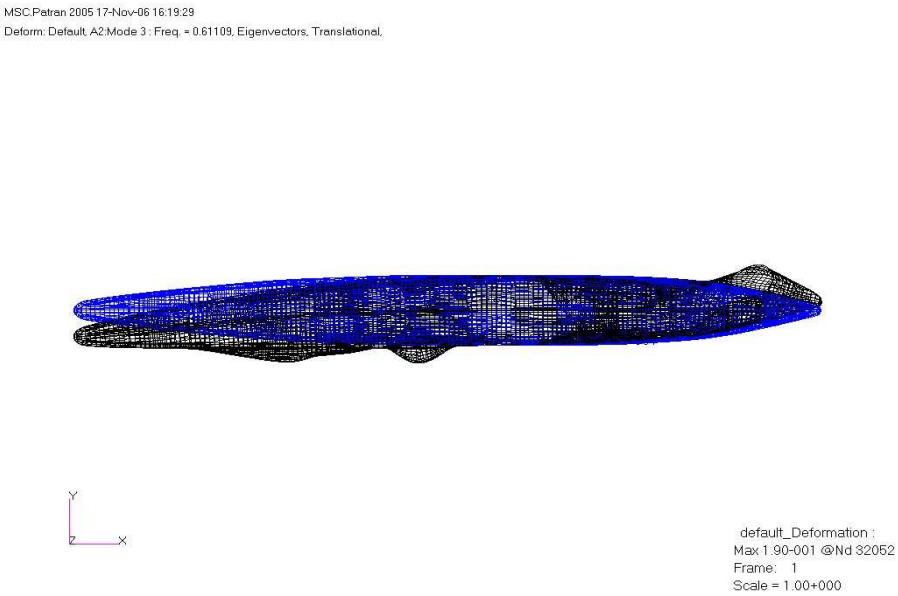

Fig. 62 Third Natural Frequency and Shape

제 7 장 피로 수명 해석

제 1 절 피로 수명 해석

피로 수명 해석은 참고 문헌의 카본/에폭시 복합재료의 S-N선도를 활용하고, 20년 동안 운용 횟수를 가정하여 해석 하였다. 위그선이 24시간 중 1시간 비행, 1시간 정박하여 하루 12회 운용한다는 다소 과도한 운용 조건을 가정하였으며, 이 같은 조건으로 20년 운용시 87,600회 운용된다. 여기에 피로 수명 안전율 3을 적용하여 262,800회 운용되며 피로 손상은 수상운항 등을 고려하여 전피로 손상의 85% 작용한다고 가정하였다. Figure 63은 일반적인 복합재료의 Unnotched, Hole, Joint의 경우 특성을 나타낸 그래프이며 Shear joint인 경우 Unnotched보다 피로 수명이 절반이하로 줄어든다는 이론을 적용하여 피로 수명을 검토하였다. [21]

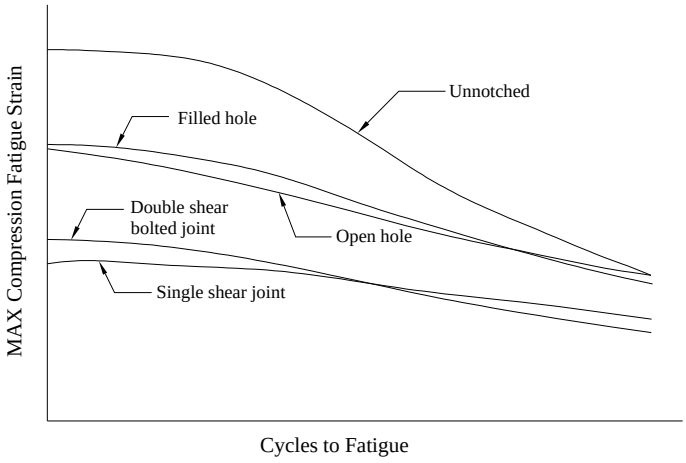

Fig. 63 Fatigue Effects on Notched Laminates

비행시 최대 압축 응력은 주날개 부착 링프레임에서 295Mpa 이며, 재료의 최대 압축 응력은 1250Mpa로 응력비 0.23이다. Figure 24는 WIG선 운용시 응력비와 카본/에폭시 복합재료의 S-N 선도를 검토한 결과로 설계된 WIG선의 피로 수명 20년을 충분히 만족함을 확인 하였다.

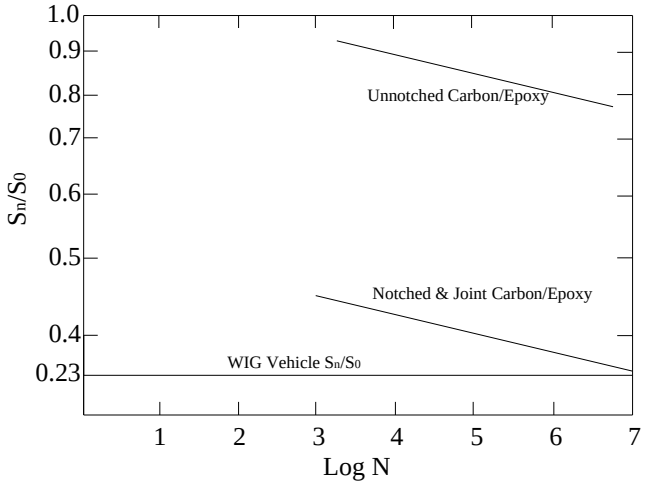

Fig. 64 S-N Curves for Various Carbon/Epoxy

제 8 장 결 론

본 연구에서는 차세대 해양 수송시스템으로 연구 개발 중인 소형 위그선의 동체에 대한 구조 개념 설계와 안전성 및 안정성 평가를 위한 유한요소 해석을 수행하였다.

1. 개념 설계 수행 후 반복 해석을 통하여 목표 중량과 안전성 및 안정성을 충족하였다.

2. 설계 하중은 비행 최대 속도에서의 대칭하중, 비대칭 하중, 중앙부위로 착수 충격하중으로 정의 하였으며, 선수, 선미 부위로 착수의 경우 추락으로 간주하였다.

3. 스킨은 전단력을 담당하며 좌굴을 고려하여 설계 하였고, 스트링거는 동체의 굽힘 모멘트를 담당하도록 설계 하였으며 'T' 형상으로 설계 하였다.

4. 링프레임은 주날개와 꼬리날개가 부착되는 부위는 날개로부터 발생하는 전단력과 모멘트를 적용하였고, 동체의 전후방은 승객과 수화물의 하중을 담당하도록 설계 하였으며 'ㄷ'형상으로 설계 하였다.

5. 플로어는 알루미늄 허니컴 샌드위치를 적용하여 승객의 하중을 고려하여 설계 하였다.

6. 설계에 사용한 재질로는 고강도, 고강성으로 최근 항공기에 많이 적용하고 있는 카본/에폭시와 알루미늄 허니컴 코어를 사용 하였다.

7. 복합재료의 장점을 살려 부속 수를 감소를 위해 구조 변경 없이 적층 방법을 변경하였다.

8. 스킨이 동체 중량의 다수를 차지함으로 경량화, 내충격성, 안정성을 위해 알루미늄 허니컴 코어를 적용한 샌드위치 구조로 설계 변경 하였다.

9. 최종 해석 결과 대칭하중, 비대칭하중, 중앙, 선두, 선미로 착수 하중의 경우 모두 안전성과 안정성을 만족 하였다.

10. 고유진동수 해석과 Cambell 선도 검토를 통하여 운용중 발생하는 공진 발생 가능성이 희박함을 확인하였다.

11. 피로 수명 해석 결과 카본/에폭시 S-N선도 검토 결과 피로수명 20년을 만족함을 확인하였다.

12. 본 연구를 통하여 복합재료를 이용한 소형 위그선의 동체구조 설계로 목표 중량을 만족하고 안전성과 안정성을 확보한 구조 설계가 이루어질 수 있음을 확인 하였다.

참 고 문 헌

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

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

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

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

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

6. 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).

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

8. 공창덕, 박현범, 김주일, 강국진, 박미영, “소형 WIG선의 복합재 주날개 구조 개념 설계에 관한 연구”, 한국 복합재료 학회 추계 학술대회 논문집, 2005.

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

10. Michaael. C. Y. Niu,“Airframe Structural Design”, Hong Kong Conmilit

Press Ltd, 1988.

11. DeKalb, Illinois, "Thin Plate Buckling and Postbuckling", CHAPMAN and HALL/CRC, 2001.

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

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

14. MSC, Software, “MSC. NASTRAN 2005 Release Guide”, 2005.

15. 권진희, 구교남, 문창오, 박정선, 우경식, 정성남 “NASTRAN으로 배우는 전산 구조 해석”, 경문사, 2004.

16. MSC, Software “NAS122-Dynamic Analysis Using MSC. Patran and MSC. NASTRAN Course Notes Vol 1”, 2006.

17. 공창덕 외, “대형 풍력 발전 시스템용 수평충 복합재 풍력터빈 날개의 공력 및 구조 설계에 관한 연구”, (주)한국화이바 연구보고서, 2000.

18. S. R. White, "Stress Analysis of Fiber-Reinforced Composite Materials", WCB McGrawHill, 1997.

19. D.-H. Kim, "Composite Structures for Civil and Architectural Engineering", E&FN SPON, 1995.

20. Daniel B. Miracle and Steven L. Donaldson, Volume Chairs, "ASM Handbook", Volume 21 Composites, 2001.

21. Strphen W.Tsai, "Composites Design Third Edition", Think Composite, 1987.

감사의 글

짧은 시간 이였습니다만 주변에 모든 많은 분들의 격려와 응원이 없었다면 결코 쉽지만은 않은 길 이였을 것입니다. 한 가지를 마무리 하는 시점에서 또 하나의 시작이기에 지금까지의 열정 모두를 이어 그간 도와주신 분들에게 작게나마 자랑스러운 제자, 아들, 후배, 선배가 되도록 미래를 조심스레 열어 볼까 합니다.

실험실을 들어와 지금까지 학생으로서의 도리와 연구자로서의 자질을 키워주시고 또한 논문을 완성하기까지 세심한 배려와 지도를 아끼지 않으셨던 공창덕 교수님께 고개 숙여 깊은 감사를 드리며, 실험실 왔을 때부터 작은일 하나까지도 관심 가지고 함께 해주시고 자신감을 심어주신 방조혁 선배 그리고 바쁘신 와중에도 학위 심사를 해주신 강국진 박사님께 감사를 드립니다. 학부때 부터 같이 공부해왔던 현범이형, 실험실의 정신적 지주 큰형 영광이형, 카티아 전문가 재휘형 논문쓰며 많은 도움을 받았으며, 항상 티격태격하면서도 언제나 옆에서 힘이 되어 주었고 믿음이 가는 동기 승현이, 고생 많은 실험실 막둥이 수현이, 영주 그리고 박사과정 입학하신 경원이형 그리고 사회에 진출하여 모범을 보여주고 있는 자영이누나, 인수형, 성희형, 종하형, 영국에서 모범을 보여주시는 정환이형, 명철이형께 깊은 감사를 전합니다. 더불어 다른 실험실 이였지만 함께 학과 조교 하며 고생 많았던 태훈이형, 관심사가 많아 같이 이야기 할 것도 많은 학순이형, 않그런듯 하면서도 관심 많이 갖아 주시는 중연이형, 교수님 같은 철희형, 박사 과정 이선이형, 동기들 태수, 주현이, 대종이에게도 깊은 감사를 드립니다. 아울러 사회에서 만났지만 항상 친형처럼 대해 주시는 하철이형과 일일이 이름을 올리기 힘들 정도로 많은 닷컴의 형들과 동기, 동생들에게도 감사 드립니다.

마지막으로 지금까지 모든 지원과 격려를 아끼지 않고 항상 큰힘이 되어 주신 부모님께 논문을 드리며 형, 누나, 형수, 매형, 조카 준용이, 서연이에게도 큰 감사를 드립니다.

저작물 이용 허락서

학 과	항공우주공학과	학 번	20057108	과 정	석사
성 명	한글: 김 주 일 한문 : 金 周 佾 영문 : Kim Juil				
주 소	충북 충주시 지현동 867번지				
연락처	E-MAIL : juiltwinkle@hanmail.net				
논문제목	한글 : 소형 지면 효과 비행체의 경량화 탄소-에폭시 복합재 동체의 구조설계 및 안전성 연구 영문 : Investigation of Structural design and safety for light weight carbon-epoxy composite fuselage of small a scale WIG vehicle				

본인이 저작한 위의 저작물에 대하여 다음과 같은 조건아래 조선대학교가 저작물을 이용할 수 있도록 허락하고 동의합니다.

- 다 음 -

1. 저작물의 DB구축 및 인터넷을 포함한 정보통신망에의 공개를 위한 저작물의 복제, 기억장치에의 저장, 전송 등을 허락함
2. 위의 목적을 위하여 필요한 범위 내에서의 편집·형식상의 변경을 허락함. 다만, 저작물의 내용변경은 금지함.
3. 배포·전송된 저작물의 영리적 목적을 위한 복제, 저장, 전송 등은 금지함.
4. 저작물에 대한 이용기간은 5년으로 하고, 기간종료 3개월 이내에 별도의 의사 표시가 없을 경우에는 저작물의 이용기간을 계속 연장함.
5. 해당 저작물의 저작권을 타인에게 양도하거나 또는 출판을 허락을 하였을 경우에는 1개월 이내에 대학에 이를 통보함.
6. 조선대학교는 저작물의 이용허락 이후 해당 저작물로 인하여 발생하는 타인에 의한 권리 침해에 대하여 일체의 법적 책임을 지지 않음
7. 소속대학의 협정기관에 저작물의 제공 및 인터넷 등 정보통신망을 이용한 저작물의 전송·출력을 허락함.

동의여부 : 동의(0) 반대( )

2006년 12월 4일

저작자: 김 주 일 (서명 또는 인)

조선대학교 총장 귀하