



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

工學碩士 學位論文

위상 최적설계를 활용한 캔틸레버식 헬리데크 구조 설계 및 해석

Structural Design and Analysis of Cantilever-type Helideck
Using Topology Design Optimization



2018년 2월

한국해양대학교 대학원

해양공학과
정 태 원

本 論文을 鄭泰元의 工學碩士 學位論文으로 認准함.

위원장 최 경 식 (인)

위 원 하 승 현 (인)

위 원 박 선 호 (인)



2018년 2월

한국해양대학교 대학원

목 차

List of Tables	ii
List of Figures	iii
Abstract	v
1. 서 론	1
1.1 연구 배경	1
1.2 연구 동향	3
1.3 연구 범위	5
2. 헬리덱 모델링	6
2.1 헬리덱의 기본구조	6
2.2 위상 최적설계를 이용한 트러스 배치	8
3. 헬리덱 설계하중 산정	16
3.1 헬리콥터 착륙하중 산정	16
3.2 풍하중 적용방법	20
4. 헬리덱 구조해석	23
4.1 일반 착륙조건에서의 구조해석	25
4.2 비상 착륙조건에서의 구조해석	29
5. 헬리덱 상세설계	32
5.1 부재 세부 단면 치수 결정	32
5.2 모델별 총 중량 비교	38
6. 헬리덱 좌굴해석	39
6.1 고유치 좌굴해석	41
6.2 비선형 좌굴해석	43
7. 결 론	47
참고문헌	49

List of Tables

Table 1 Dynamic load factor(C_d) by each institution	18
Table 2 Maximum stress under normal landing condition	27
Table 3 Analysis results for optimized model 1 under emergency landing condition	30
Table 4 Maximum stress according to change detail section dimensions under emergency landing condition case-6	33
Table 5 Analysis results for optimized model 2 under emergency landing condition	35
Table 6 Analysis results for optimized model 3 under emergency landing condition	36
Table 7 Weight distribution for each model	38
Table 8 Eigenvalue buckling load factors for optimized model 2 under each condition	42
Table 9 Nonlinear static analysis result for optimized model 2	45

List of Figures

Fig. 1 Cantilever-type helideck	5
Fig. 2 Types of structural members constituting helideck	6
Fig. 3 Referenced helideck model	7
Fig. 4 Initial design model of cantilever-type helideck	8
Fig. 5 Optimized model of cantilever-type helideck	14
Fig. 6 Iteration history	14
Fig. 7 Finite element model using ANSYS MAPDL	15
Fig. 8 Agusta Westland' s EH-101 helicopter	17
Fig. 9 Arrangement of EH-101 helicopter wheels	17
Fig. 10 Application of wind load to helideck	21
Fig. 11 Case of wind direction	22
Fig. 12 Arrange of truss members in initial model 1	24
Fig. 13 Arrange of truss members in optimized model 1	24
Fig. 14 Arrange of truss members in initial model 2	24
Fig. 15 Landing position under normal landing condition	25
Fig. 16 Application of wind loads direction in ANSYS	26
Fig. 17 Analysis results for optimized model 1 under normal landing condition	26
Fig. 18 von-Mises stress distribution for each model under normal landing condition	28
Fig. 19 Cases of the landing position under emergency landing condition	29
Fig. 20 Analysis results for optimized model 1 under emergency landing condition	30
Fig. 21 Von-Mises stress distribution for stiffener and girder under emergency landing condition case-6	32

Fig. 22 Maximum stress according to change of detail section dimensions under emergency landing condition case-6	34
Fig. 23 Analysis results for optimized model 2 under emergency landing condition	35
Fig. 24 Analysis results for optimized model 3 under emergency landing condition	36
Fig. 25 von-Mises stress distribution for initial model 1 and optimized model 2 under emergency landing condition case-6	37
Fig. 26 Bilinear stress strain curve	40
Fig. 27 Case of eigenvalue buckling analysis	41
Fig. 28 1st buckling mode shape applied to each structural member of helideck	43
Fig. 29 Strain curve showing yield behavior for optimized model 2	46



Structural Design and Analysis of Cantilever-type Helideck Using Topology Design Optimization

Tae Won Jung

Department of Ocean Engineering
Graduate School of Korea Maritime and Ocean University

Abstract

Helideck is a structure used for the landing and take-off of helicopters for transporting operating personnel and goods of ships and offshore structures. This is one of the essential facilities that must remain safe for an escape in emergency situation. Helidecks have several shapes depending on the type of offshore structures or the installation location. Generally, in ships, a part of an upper deck is often used as a helideck. However, offshore structures are equipped with various process facilities on the topside, so that it is more effective to use a cantilever-type helideck to prevent potential collisions between these facilities and the helicopter.

Meanwhile, topology optimization is a numerical method that determines the placement of structural members according to prescribed constraints. In this thesis, the structural design of a cantilever-type helideck is studied using the topology optimization. Generally, the conventional helideck is designed in accordance with the requirements from classification, and excessive safety is usually taken into account. Therefore, it is the final

objective of this study to apply the topology optimization to the truss members of the helideck in order to reduce the material usage while maintaining required safety.

Then, finite element model is created from the optimal layout of truss structures of the optimized helideck, and structural analysis is performed under various combinations of landing positions and wind directions. The analysis results are verified based on the representative helideck design regulations such as DNV-OS-E401 and CAP-437. Also, the detailed cross section dimensions of the structural members are determined so that the maximum stress at each structure member does not exceed the allowable stress of the structural material. In addition, linear buckling analysis is performed on the final optimal model, and nonlinear buckling analysis is also performed by applying the first mode shape obtained from the linear buckling analysis as an initial imperfection. Finally, the optimal helideck design gives significant decrease in the total weight of the helideck, while satisfying regulations and requirements from classification discussed in this work.

KEY WORDS: Helideck 헬리덱; Topology design optimization 위상 최적설계; Structural analysis 구조해석; Lightweight design 경량화 설계.

위상 최적설계를 활용한 캔틸레버식 헬리덱 구조설계 및 해석

정태원

해양공학과
한국해양대학교 대학원

초 록

헬리덱은 선박 및 해양구조물에서 운용 인원과 물자 수송에 필요한 헬리콥터의 이착륙에 사용되는 구조물로서, 비상시에도 탈출을 위해 마지막까지 남아 있어야 하는 필수시설 중의 하나이다. 이러한 헬리덱은 해양구조물의 종류나 탑재 위치에 따라 다양한 형태가 존재한다. 일반적으로 선박에서는 상갑판의 일부를 헬리덱으로 사용하는 경우가 많지만, 해양플랜트는 탑사이드에 다양한 공정설비가 설치되며 이러한 시설과 헬리콥터의 충돌을 미연에 방지하기 위해 해양플랜트의 외부로 돌출되는 형태인 캔틸레버식 헬리덱을 사용하는 것이 보다 효과적이다.

한편 위상 최적설계는 주어진 설계 영역 내에서 제약조건에 따라 구조 부재의 배치를 결정하는 방법으로, 본 논문에서는 이를 활용한 캔틸레버식 헬리덱의 구조 설계에 대해 다룬다. 일반적으로 헬리덱은 선급의 규정에 따라 설계하거나 기존의 설계를 그대로 사용하는 경우가 많기 때문에 과도한 안전성이 고려된다. 따라서 헬리덱을 구성하는 하부 트러스 부재에 위상 최적설계 기법을 적용하여 기존보다 재료 사용량을 줄이는 동시에 구조적으로도 안전한 설계를 얻는 것이 본 연구의 최종 목적이다.

위상 최적설계를 통해 얻어진 부재의 배치를 토대로 상용 프로그램인 ANSYS를 사용해 초기 유한요소 모델을 생성하고, 헬리콥터의 다양한 착륙 상황 및 풍하중을 고려한 구조해석을 수행하였다. 또한 그 해석 결과를 대표적 헬리덱 설계 규정인 DNV-OS-E401과 CAP-437을 토대로 검증하였으며, 이를 바탕으로 각 구조 부재에 발생하는 응력이 재료의 허용 응력을 초과하지 않도록 하는 부재의 세부 단면 규격을 결정하였다. 최종적으로 얻어진 최적모델에 대하여 선형 좌굴해석을 수행하였으며 선형 좌굴해석을 통해 얻어진 1차 모드 형상을 초기결함으로 적용하여 비선형 좌굴해석을 수행하였다. 이를 통해 구조적으로 안전하면서도 경량화된 헬리덱 설계를 얻었으며, 재료비 감소를 통한 원가 절감 효과도 얻을 수 있다.

KEY WORDS: Helideck 헬리덱; Topology design optimization 위상 최적설계; Structural analysis 구조해석; Lightweight design 경량화 설계.



제 1 장 서 론

1.1. 연구 배경

헬리데크(Helideck)란 운용 인원 및 물자 수송용 헬리콥터의 이착륙을 위한 선박, 해양구조물 등에서의 필수 탑재 시스템으로 폭발, 화재 및 위급 환자 발생 시 인원들의 신속하고 안전한 탈출을 위해서 항상 안전성이 보장되어야 하는 구조물이다.

일반적으로 선박이나 해양구조물의 경우 운용되는 해역의 열악한 해상환경과 가용되는 인원수, 기간 등을 고려한 발주처의 요구조건과 선급의 규정에 따라서 설계를 수행하기 때문에 과도한 안전성이 고려된 보수적인 설계가 대부분이다. 최근 저유가 시대와 대체자원 개발로 인해 조선해양산업의 극심한 경기침체가 지속되고 있으며, 이를 해소하기 위해서 선박 및 해양구조물의 건조단가를 절감할 수 있는 경량화 설계를 하나의 방안으로 생각해 볼 수 있다. 헬리데크 역시 선박과 해양구조물의 중량에 적지 않은 비중을 차지하기 때문에 경량화 연구가 필요하다.

구조물의 경량화를 위한 대표적인 방법으로 위상 최적설계가 있다. 위상 최적설계는 주어진 설계 영역 내에서 제약조건에 따라 구조 부재의 배치를 결정하는 방법으로(Bendsoe, 1989; Zhou & Rozvany, 1991; Sigmund, 2001) 이를 활용한 경량화 연구가 다양한 분야에서 진행되고 있다. 최근 자동차 산업 등에서는 위상 최적설계가 도입되어 실제 상용 부품을 제작하는 단계에 있다. 그 예로 독일의 자동차 제조업체인 아우디(AUDI)에서 자동차 부품 중 하나인 Transverse link에 위상 최적설계를 적용하여 설계 및 제작을 수행하였다.

조선해양산업에서는 가동해역에 따라 적용되는 하중조건이 다르며 해상환경의 특성상 다양한 제약조건들이 고려되어야하기 때문에 위상 최적설계를 활용할 대상을 선정하기가 쉽지 않다. 헬리데크의 경우 일반적으로 선박의 상갑판이나 해양구조물의 탑사이드에 탑재되기 때문에 파도, 조류, 수심 등 각종 환경

조건이 고려되어야 하는 다른 해양구조물에 비해 비교적 간단한 제약조건으로 설계가 가능하다.

따라서 위상 최적설계를 활용한 헬리데크의 구조설계는 조선해양산업에서의 위상 최적설계 활용가능성을 보이고, 헬리데크의 경량화를 통해 해양구조물 건조비용 절감을 이룰 수 있다고 생각된다.



1.2. 연구 동향

해양플랜트 탑사이드 경량화 및 건조단가를 낮추기 위해 다양한 헬리데크 경량화 연구가 수행되고 있다.

Park 등은 헬리데크의 설계변수에 대한 다양한 매개변수 연구를 수행하였다. 상부의 판(Plate), 보강재(Stiffener) 및 하부의 거더(Girder), 트러스(Truss)로 구성된 헬리데크를 유한요소 모델로 구현하고, 헬리데크 자중, 부속구조의 중량, 선박의 관성력과 헬리콥터 비상착륙하중을 고려하였다. 구조해석은 착륙하중의 위치, 거더의 깊이, 트러스의 보강형태에 따라서 수행하였다. 이를 통해 여러 비상착륙 조건에서의 헬리데크 부재들이 보이는 구조적 특성을 파악하였고, 설계변수를 개선함으로써 안전성을 확보하는 동시에 재료 사용을 절감할 수 있음을 보였다(Park, et al., 2014).

이처럼 매개변수 연구를 통해 구조 부재의 세부 단면 치수를 결정하는 경량화 연구 외에도 헬리데크 제작 시 사용되는 재료를 변경하여 경량화 하는 연구 또한 다양하게 수행되었다. 일반적으로 헬리데크는 강철(Steel)을 사용하여 제작되지만, 최근에는 강철의 2/3 정도의 강도(71GPa)를 가지며 밀도($2770\text{kg}/\text{m}^3$)는 약 3배 낮은 알루미늄(Aluminum)을 사용하여 제작하는 방법으로 헬리데크 경량화가 수행되고 있다(Choi, 2016; Koo, et al., 2014; Park, et al; 2016).

Choi는 알루미늄으로 제작된 헬리데크의 구조 건전성 평가에 관한 연구를 수행하였다. 평가는 Eurocode9에서 제시하고 있는 방법으로 코드체크를 수행하였으며 자체적으로 제작된 프로그램을 활용하였다(Choi, 2016).

Koo 등은 알루미늄 헬리데크의 비선형 응답에 대해 연구를 수행하였다. 팬케이크(Pancake), 거더, 서포트로 구성된 헬리데크를 설계하였으며 팬케이크는 위상 최적설계를 통해 제작하여 경량화 하였다. 또한 ANSYS를 이용하여 비선형 해석을 통한 좌굴강도를 확인하였다(Koo, et al., 2014).

Park 등은 알루미늄 헬리데크를 상용 해석 소프트웨어인 SACS를 이용하여 모델링 및 해석을 수행하였으며, 다양한 하중 조건을 고려하여 헬리데크 보 구

조물의 허용 변위, VIV(Vortex induced vibration) 체크, 예인원치(Towing winch), 서포트 구조물 그리고 연결부위(Joint)의 강도 등을 코드체크를 통하여 수행하였다. 코드체크는 AISC LRFD 13th와 API RP 2A 1st edition 등을 토대로 수행되었다.



1.3. 연구 범위

헬리데크는 설치되는 해양구조물의 종류나 탑재 위치에 따라서 다양한 형태가 존재한다. 상선이나 군함과 같은 선박에서는 상갑판이 상대적으로 여유롭기 때문에 선수나 선미부 상갑판 일부를 헬리데크로 사용하는 경우가 많다. 하지만 해양구조물의 경우에는 일반적으로 탑사이드에 복잡한 공정 설비들이 설치되는 경우가 많고, 이러한 시설과 헬리콥터의 충돌 상황을 방지하기 위해서 Fig. 1과 같이 해양구조물 외부로 돌출된 캔틸레버 형식(Cantilever-type)의 헬리데크가 사용되는 경우가 많다.

본 논문에서는 캔틸레버 형식의 헬리데크를 연구대상으로 선정하여 하부 트러스부재에 대해 위상 최적설계를 적용하였다. 상용 구조해석 프로그램인 ANSYS Mechanical APDL을 이용하여 유한요소 모델을 생성하고 설계하중을 산정하여 구조해석을 수행하였다. 헬리데크가 고정식 해양구조물에 탑재된다고 가정하여 선박이나 부유식 해양구조물이 움직일 때 발생하는 관성력은 고려되지 않았다. 또한 고유치해석기반의 오일러 좌굴해석을 수행하고 그에 대한 모드 형상을 초기결함(Initial imperfection)으로 적용한 비선형 해석을 수행하여 좌굴강도에 대해 검토하였다. 이에 대한 검증은 헬리데크 설계관련 선급 규정인 DNV-OS-E401과 CAP-437을 이용하여 수행하였다.

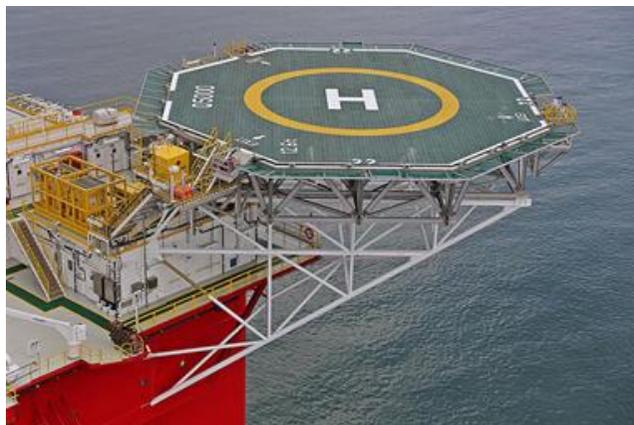


Fig. 1 Cantilever-type helideck

제 2 장 헬리덱 모델링

2.1. 헬리덱의 기본구조

헬리덱은 일반적으로 Fig. 2와 같이 헬리콥터가 착륙하는 플레이트(Plate), 이를 보강하는 거더(Girder)와 스티프너(Stiffener), 그리고 지탱하는 트러스(Truss) 구조물로 구성되는데 본 논문에서는 각 부재의 초기 단면치수와 헬리덱 상부 구조 부재의 배치는 Park 등에 의해 수행된 연구를 참조하였다(Park, et al., 2014). 판은 팔각형 모양이며 가로, 세로의 길이가 각각 26.1m이다. 판의 아래에는 보강재가 0.65m 간격으로 위치하고 있다. 또, 횡거더는 3.25m 간격으로, 종거더는 4.1m 간격으로 위치하고 있다. 초기참고모델의 경우 셔틀탱커의 상갑판에 탑재되어 Fig. 3와 같이 헬리덱의 하부구조가 Pillar와 Truss로 구성되어 있지만, 본 연구에서 선정된 캔틸레버식 헬리덱은 해양구조물의 외벽에 위치하고 하부구조가 트러스 부재로 구성되어 있어 구조적으로 차이점을 보인다.

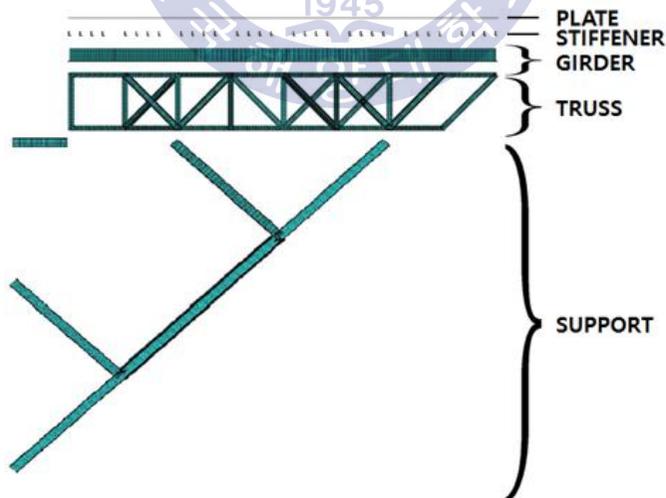


Fig. 2 Types of structural members constituting helideck

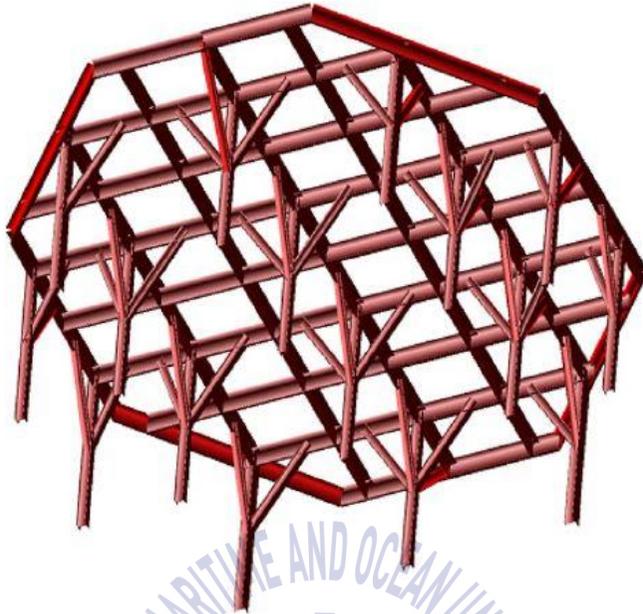
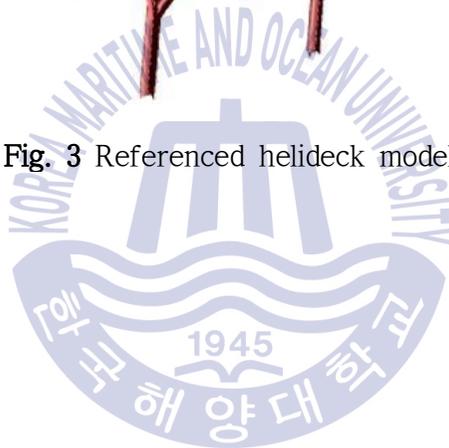


Fig. 3 Referenced helideck model



2.2. 위상 최적설계를 이용한 트러스 배치

최적설계란 어떠한 문제에 대해서 목적함수를 최대 또는 최소화하는 설계기법으로 과학, 산업, 공학 등 다양한 분야에 도입되어 활용되고 있다.

구조물의 최적설계에 활용되는 방법에는 크게 크기 최적설계, 형상 최적설계, 위상 최적설계가 있다. 그 중에서도 위상 최적설계는 주어진 설계 영역 내에서 제약조건에 따라 구조 부재의 배치를 결정하는 방법으로 구조물의 개념 설계 단계에서 주로 활용된다. 위상 최적설계는 Bendsoe와 Kikuchi에 의해 균질화법(Homogenization method)을 최적설계법과 연결시키면서 처음 고안되었다(Bendsoe & Kikuchi, 1988). 이러한 균질화법 기반의 위상 최적설계는 유한개의 요소로 이루어진 미세구조(Microstructure)에서 요소의 유무를 변화시키면서 최적의 구조를 찾는 방법이다. 그러나 미세구조의 명확한 길이 스케일에 대한 정의가 없기 때문에 결과를 제조할 수 없으며, 계산과정이 복잡하다는 단점이 있다.

그 후, 균질화법 기반의 위상 최적설계의 대안으로 고안된 SIMP법(Solid Isotropic Material with Penalization)은 설계영역 내의 요소의 상대밀도를 설계 변수로 사용한다. 다시 말해 상대밀도가 0이면 재료가 존재하지 않으며, 1이면 재료가 존재하는 방법으로 최적의 재료배치를 결정한다. 계산과정에서 실제 물리적인 의미가 없는 0과 1 사이의 값이 생성되는 것을 막기 위해서 상대밀도를 페널라이즈(Penalize)한다. SIMP법은 균질화법에 비해 수식화가 비교적 간단하여 계산시간이 짧기 때문에 최근까지도 많이 사용되고 있는 방법 중 하나이다(Bendsoe 1989; Zhou & Rozvany 1991; Mlejnek 1992).

그 외에도 균질화법이나 SIMP법과 같이 수학적인 프로그래밍을 기반으로 하는 방법 대신 정수 문제로 위상 최적설계를 수행하는 방법이나 진화적 구조 최적화 방법인 ESO(Evolutionary Structure Optimization)법 등 다양한 위상 최적설계 방법의 연구가 진행되고 있다.

최적설계의 정식화는 최적의 해를 찾기 위해 설계 문제를 수학적 표현으로 변환하는 것이다. 초기 최적설계 형상을 토대로 구조해석을 수행한 후 그 결과를 기준으로 상세설계를 수행하여 최종설계를 얻는 구조 설계의 전반적인 과정상, 가장 초기의 최적설계 형상을 얻기 위해 적절히 정식화하는 것은 매우 중요하다. 일반적으로 최적설계 정식화는 아래와 같은 과정으로 수행된다.

- 1) 문제 설정
- 2) 설계변수 정의
- 3) 목적함수 정의
- 4) 제약조건 정의

문제 설정 단계에서는 최적설계를 적용할 대상과 최적설계의 목적에 대한 내용을 서술한다. 다음으로 그 문제를 표현하는 변수들을 명시해야 하며, 이를 설계변수라 한다. 만약 적절하게 설계변수를 설정하지 않으면, 정식화가 올바르게 않거나 최적설계의 결과가 도출되지 않을 수 있다. 목적함수는 최적설계 문제에서 설계변수와 관련된 함수의 최대 또는 최소를 구할 때의 함수를 말한다. 따라서 목적함수는 설계변수에 의해 영향을 받으며, 그렇지 않다면 적절한 목적함수가 아니다. 정식화의 마지막 단계인 제약조건은 최적설계에서의 모든 제약을 의미하며 그러한 제약들을 수학적으로 표현하는 것이다. 제약조건은 적어도 하나의 설계변수를 포함하는 함수로 설정되어야 한다.

1) 문제 설정

본 논문에서는 캔틸레버식 헬리데크의 하부 트러스부재에 대해 위상 최적설계를 적용한다. Fig. 4는 위상 최적설계가 적용되기 전의 초기 모델이다. 설계 영역인 헬리데크의 하부 트러스 구조는 32개의 직육면체 격자, 총 631개의 부재로 구성되어있으며 아랫부분의 서포트 영역으로 고정하였다. 서포트 부재는 해양구조물과 연결되는 구조로 해양구조물과 연결되는 6개의 점에서 6자유도를 모두 고정하였다.

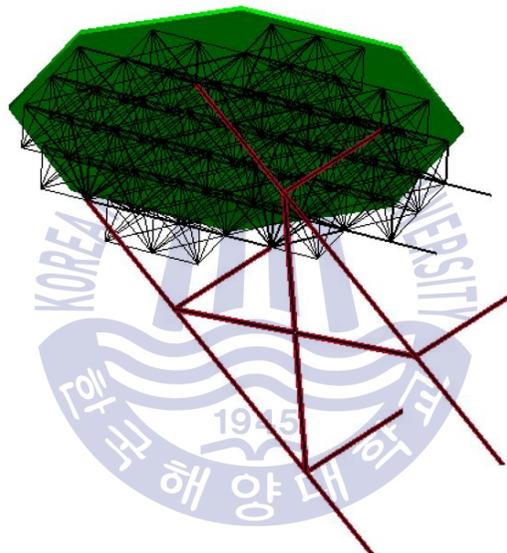


Fig. 4 Initial design model of cantilever-type helideck

또한, 헬리데크 판에 연직하방으로 균일 분포하중을 가하였다. 헬리콥터가 일반적인 착륙상황에서는 헬리데크의 중앙에 착륙하겠지만, 이러한 상황의 경우에 대하여 최적설계를 수행한다면 헬리데크 판의 가장자리에 착륙하는 헬리콥터의 비상 착륙상황에서는 구조적으로 안전하지 않은 설계결과가 도출될 수 있기 때문이다. 위와 같은 경계조건 및 하중조건을 토대로 초기모델의 트러스부재에서 20%의 재료만을 사용한 최적의 배치를 찾아내 구조물의 컴플라이언스 (Compliance) 최소화를 목표로 한다.

2) 설계변수 정의

설계변수는 재료의 밀도 ρ 이며, 아래의 식 (1)과 같이 사용되는 재료의 영률 E (Young's Modulus)를 설계변수의 함수로 정의한다.

$$E = \rho^p E_0 \quad (1)$$

여기서, E_0 는 사용되는 재료의 기준 영률로 200 GPa , p 는 페널티계수(Penalty factor)로 $p = 5$ 가 사용되었다. ρ 는 재료의 존재 유무를 나타내는 값으로 0일 경우 재료가 존재하지 않으며, 1일 경우 재료가 존재한다는 의미를 가지고 있다. 위상 최적설계 과정에서 ρ 의 값이 0 또는 1로 수렴하지 못하는 경우가 발생하는데 이러한 현상을 중간밀도(Intermediate density)라고 한다. 이 문제를 해결하기 위하여 밀도를 페널티계수만큼 거듭제곱하며 그 값이 커질수록 각 부재의 밀도가 0 또는 1로 수렴해간다. 본 논문에서는 식 (2)와 같이 헤비사이드 프로젝트션 기법(Heaviside projection method)과 연속화 기법(Continuation method)이 함께 사용되었다(Guest & Prevost, 2006; Sigmund, 2007; Ha, 2016).

$$\hat{\rho} = \hat{H}(\rho) \approx 1 - e^{-\beta\rho} + \rho e^{-\beta} \quad (2)$$

위의 식에서 $\rho > 0$ 일 때 재료의 밀도는 1이 되며, $\rho = 0$ 인 경우에만 재료의 밀도가 0이 된다. 또한 β 값에 따라서 헤비사이드 함수 $\hat{H}(\rho)$ 를 근사하게 되는데, β 가 무한대로 수렴할 경우 인접하는 요소 중 하나라도 0 보다 큰 밀도를 가질 경우 중간에 위치한 요소의 밀도 값은 1이 된다. 본 논문에서는 근사된 재료 밀도 $\hat{\rho}$ 가 0 또는 1로 원만하게 수렴하기 위해서 β 값을 0 부터 20 까지 점진적으로 증가시키며 최적설계를 반복 수행하였다.

3) 목적함수 정의

목적함수는 설계변수에 대한 구조물의 컴플라이언스를 최소화하는 것이다. 컴플라이언스는 주어진 하중과 그 하중으로 인한 변위의 곱을 의미하며 아래의 식 (3)와 같이 나타낼 수 있다.

$$C = f^T z = z^T K(\rho) z \quad (3)$$

여기서 C , f , z , K 는 각각 컴플라이언스, 하중벡터, 변위벡터, 강성행렬을 나타낸다. 따라서 강성행렬과 하중의 관계는 아래의 식 (4)과 같이 나타낼 수 있다.

$$K(\rho) z = f \quad (4)$$

위의 식 (3)와 식 (4)을 보았을 때, 컴플라이언스 최소화는 구조물에 하중이 작용할 때 그 하중으로 인한 변형 최소화, 구조물의 강성 최대화와 같은 의미로 볼 수 있다.



4) 제약조건 정의

목적함수인 컴플라이언스 최소화를 위해 설계영역에서 사용가능한 모든 부재를 사용할 경우 이론적으로는 가장 안전한 설계가 될 수 있지만, 비용적인 측면이나 실제 제작 가능 여부를 따져보았을 때 최적의 설계라고 할 수 없다. 따라서 여러 가지 상황을 고려한 적절한 부재 사용량의 결정은 매우 중요하다. 이에 대해 부피 제약조건은 식 (5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$V \leq V_{\max} \quad (5)$$

V_{\max} 는 설계영역에서 사용가능한 모든 부재의 사용을 뜻하며, 본 논문에서는 $V = 20\%$ 를 적용하여 최적설계를 수행하였다.

위상 최적설계 과정에서 최적의 배치를 도출하기 위해 설계영역의 재료 유무를 결정하여야 하며, 이 재료의 유무는 재료의 사용량, 즉 부피를 의미한다. 따라서 0 또는 1의 값으로 재료의 존재 유무를 나타내는 밀도는 부피 제약조건과 밀접한 관계가 있다. 하지만 설계변수로써 0의 밀도를 가지는 경우 해석 과정에서 행렬식(Determinant)이 존재하지 않아 역행렬을 구할 수 없는 수치적 특이점(Singularity)이 발생할 수 있다. 이를 막기 위한 값으로 최소 밀도 ρ_{\min} 을 도입하였으며 이를 수식으로 표현하면 아래의 식 (6)과 같은 제약조건을 설정할 수 있다.

$$0 < \rho_{\min} \leq \rho \leq 1 \quad (6)$$

여기서, $\rho_{\min} = 10^{-6}$ 이 사용되었다.

위의 과정을 통해 얻어진 최적설계 모델은 Fig. 5와 같으며, 이에 대한 최적화 이력 그래프는 Fig. 6과 같다.

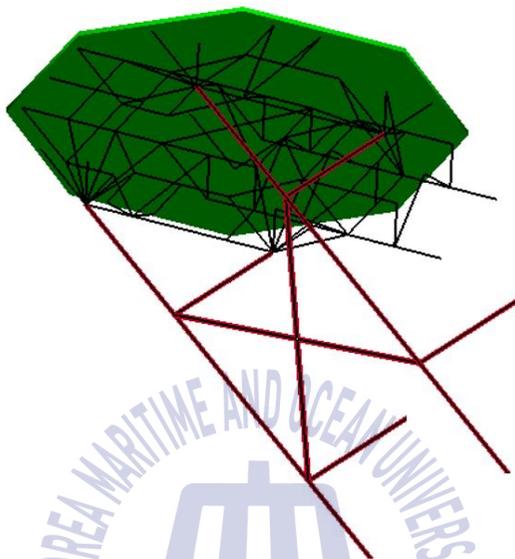


Fig. 5 Optimized model of cantilever-type helideck

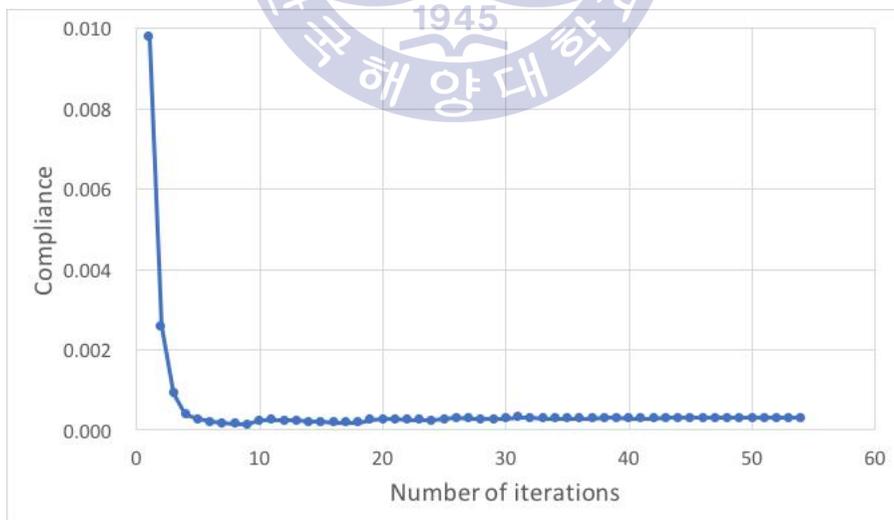


Fig. 6 Iteration history

총 54번의 반복계산을 통해 구조물의 컴플라이언스가 최소화 되었으며, 초기 5회 반복에서는 가파른 수렴을 보이고, 그 후에는 완만하게 수렴하였다.

Fig. 5의 결과를 토대로 위상 최적설계의 구조적인 안전성을 검토하기 위해 상용프로그램인 ANSYS Mechanical APDL에서 유한요소 모델을 생성하고 구조 해석을 수행하였다. 유한요소 모델은 Fig. 7과 같이 헬리데크의 플레이트는 4절점 쉘 요소인 SHELL181, 나머지 부재는 2절점 빔 요소인 BEAM188을 이용하여 모델링하였다. 그 결과 총 68,386개의 절점과 79,639개의 요소(쉘 요소 61,241개, 빔 요소 18,398개)가 생성되었다.



Fig. 7 Finite element model using ANSYS MAPDL

제 3 장 헬리데크 설계하중 산정

헬리데크 설계 시에는 헬리데크에 작용하는 하중들이 고려되어야 하며 이에 관한 여러 가지 규정들이 존재한다. 일반적으로 사용되는 규정은 CAA의 CAP-437(Offshore helicopter landing area), DNV의 OS-E401(Helicopter decks), ICAO의 HM9261(Heliport manual), API의 RP 2L(Recommended practice for planning, designing and constructing heliports for fixed offshore platforms) 등이 있으며, 본 논문에서는 CAP-437과 DNV-OS-E401을 적용하여 연구를 수행하였다.

3.1. 헬리콥터의 착륙하중

3.1.1. 헬리콥터

착륙하중 산정 시 사용되는 헬리콥터는 해양플랜트에 설치되는 헬리데크에서 사용될 것으로 예상되는 가장 무겁고 큰 헬리콥터를 이용하여 결정되어야 한다. 본 논문에서는 최근 해상에서 가장 활발하게 운용되며 헬리데크 설계 시 일반적으로 사용되는 Agusta Westland사의 EH-101 헬리콥터를 설계 시 사용되는 헬리콥터로 선정하였다. EH-101의 중량은 14.6톤이며, 길이 22.8m, 높이 6.62m이다. 바퀴는 Fig. 9와 같이 총 3개로 앞바퀴 1개, 뒷바퀴 2개로 구성되어 있다(HSE, 2004). 헬리콥터의 바퀴와 헬리데크의 접촉 면적은 구조해석 시 착륙하중이 적용될 부분으로 DNV-OS-E401의 식을 토대로 가로, 세로 각각 400mm, 200mm로 결정하였다(DNV, 2001).



Fig. 8 Agusta Westland's EH-101 helicopter

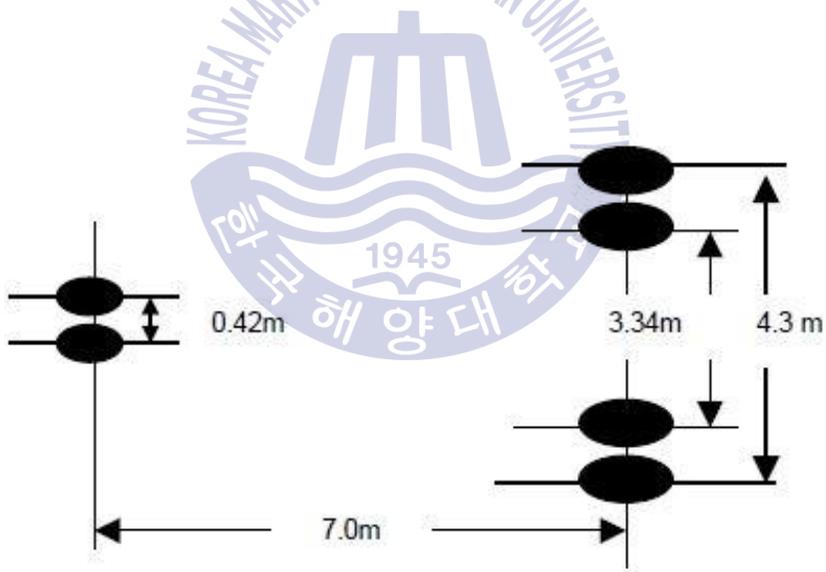


Fig. 9 Arrangement of EH-101 helicopter wheels

3.1.2. 착륙하중 산정

일반적으로 헬리콥터의 동적 착륙하중은 최대 이착륙중량에 동적 하중계수를 곱하여 준정적하중으로 계산한다. 아래의 Table 1은 각 기관별 동적 하중계수를 나타낸 것이다. 표에서 알 수 있듯이 동적 하중계수는 헬리콥터의 착륙조건 및 각 기관의 규정에 따라 차이를 보인다.

Table 1 Dynamic load factor(C_d) by each institution

Institution (Code)	Emergency landing	Normal landing
ICAO (HM9261)	2.5	1.5
API (RP-2L)	1.5	-
CAA (CAP-437)	2.5	1.5
DNV (OS-E401)	3.0	2.0

특히, CAA의 CAP-437의 경우에는 헬리콥터의 착륙하중 산정 시 동적 하중계수뿐만 아니라 헬리데크의 구조적 응답계수(Structural response factor)도 함께 곱하여 계산한다. 이는 구조물의 공진을 고려하여 적용되는 계수로 구체적 계산을 위해서는 헬리데크의 고유 진동주기와 지정된 헬리콥터 및 랜딩 기어(Landing gear)의 동적 특성에 대한 정보가 필요하다. 이러한 정보를 통해 1.3보다 더 낮은 계수를 계산할 수 없으면 1.3의 구조적 응답계수를 사용하여야한다. 본 논문에서는 가장 보수적인 설계를 위해 여러 기관 중 DNV의 OS-E401의 동적 하중계수와 CAA의 구조적 응답계수 모두를 적용하여 아래의 식 (7)과 같이 착륙하중을 산정하였다.

$$P_v = 1.3 \times C_d \times g \times MTOM (kN) \quad (7)$$

식 (1)에서 C_d 는 동적 하중계수이며 DNV의 규정인 일반 착륙조건에서 2.0,

비상 착륙조건에서 3.0을 적용하였다. g 는 중력가속도이며 MTOM(Maximum certificated take off mass)은 헬리콥터의 최대 이착륙중량으로 EH-101 헬리콥터의 최대 이착륙중량인 14.6ton을 적용하였다.



3.2. 풍하중 적용 방법 및 산정

구조물을 설계할 때에는 그 구조물이 설치되는 지역의 환경적인 요소를 고려하여야한다. 일반적으로 해양구조물의 경우 육상에 설치되는 구조물에 비하여 바람이나 파도 등으로 인한 환경하중의 영향을 훨씬 더 크게 받는다. 해양구조물에 설치되는 헬리덱 역시 환경하중에 의한 영향을 크게 받으며, 이러한 환경하중과 헬리콥터의 착륙하중이 함께 고려된 설계가 필요하다. DNV-OS-E401에는 헬리콥터에 의한 하중조건에 따라 적용되어야하는 환경하중이 제시되어있다. DNV에 제시된 일반적인 환경하중에는 풍하중(wind forces), 적설하중(Snow loads), 갑판침입수 하중(Green sea loads)가 있으며 헬리콥터가 착륙하는 상황에서는 적설하중, 갑판침입수 하중이 적용되지 않는다. 이에 따라 본 논문에서는 풍하중만을 환경하중으로 고려하였다. DNV에서는 풍하중을 헬리덱의 판에 연직하방으로 작용하는 압력으로 적용하도록 제시하며 아래의 그 크기는 식 (8)과 같다.

$$p = \frac{1}{2} C_p \rho V^2 \quad (8)$$

여기서, ρ 는 공기의 밀도 1.225 kg/m^3 , C_p 는 압력계수(Pressure coefficient)이며, V 는 평균 수위의 10m 위에서 1분간 발생하는 풍속의 평균값이다. DNV에서는 헬리콥터의 착륙 조건(Landing condition)일 경우 30m/s, 적재 조건(Stowed condition)일 경우 55m/s를 적용한다. 또한 C_p 는 Fig. 10과 같이 리딩 에지(Leading edge)에서 2.0을 트레일링 에지(Trailing edge)에서 0을 적용하여 풍하중을 삼각분포하중의 형태로 계산한다(DNV, 2001).

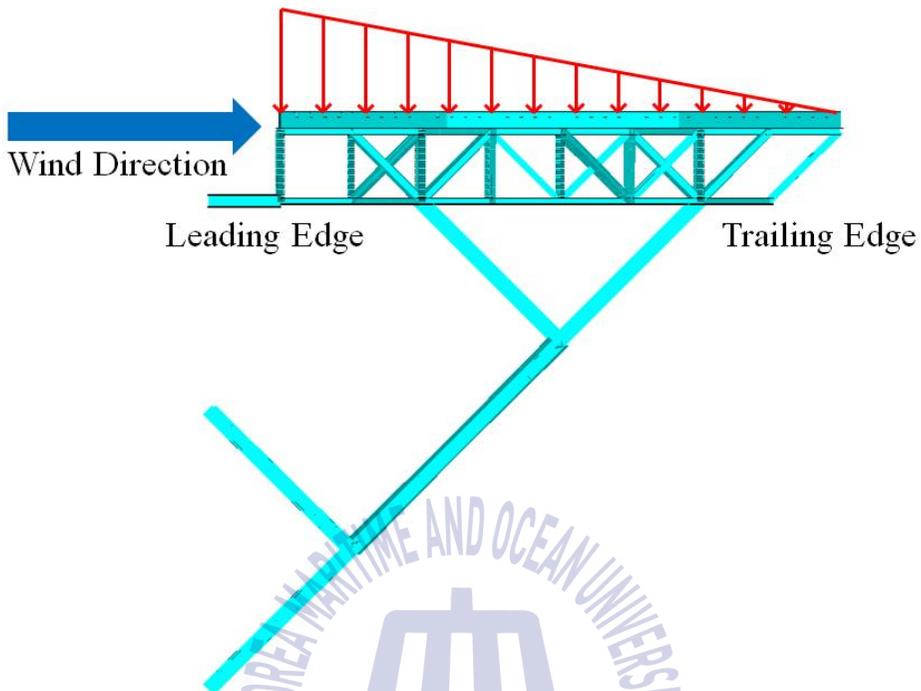


Fig. 10 Application of wind load to helideck

풍하중은 가장 심각한 하중 조건을 발생시키는 방향으로 적용되어야한다. 헬리데크의 플레이트는 팔각형 형태이기 때문에 각 면에 수직인 방향으로 바람이 불어오는 상황을 모두 고려하면 8가지 케이스가 존재한다. 본 논문에서의 헬리데크는 캔틸레버 형태의 구조이기 때문에 대칭인 방향을 제외한 바람의 방향을 Fig. 11과 같이 5가지 케이스로 나누어 해석을 수행하였다.

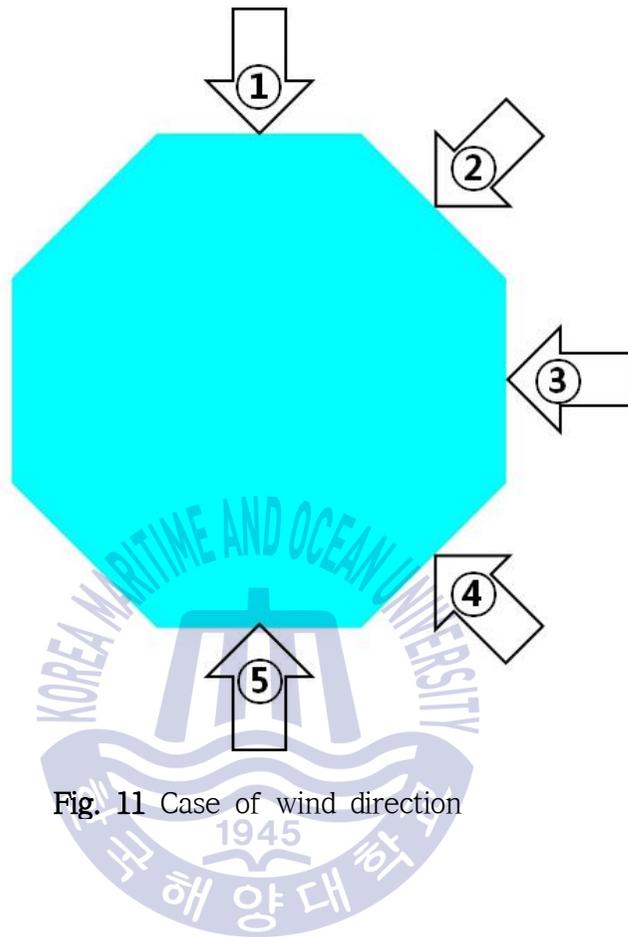


Fig. 11 Case of wind direction

제 4 장 헬리덱 구조해석

헬리덱의 구조해석은 상용 구조해석 프로그램인 ANSYS Mechanical APDL 을 이용하여 수행하였다. 해석은 일반 착륙조건과 비상 착륙조건에 대하여 수행되었으며, 이에 대한 안전성 평가는 허용응력 기반 설계법을 바탕으로 수행하였다. 평가기준은 DNV-OS-E401의 설계규정을 사용하였으며 식 (9)과 같다.

$$\sigma_{allowable} \leq \eta_0 \sigma_{yield} \quad (9)$$

여기서, η_0 는 사용 계수(Usage factor)이며 착륙 조건에 따라 달라지는데, 일반 착륙 조건일 경우 0.67, 비상 착륙 조건일 경우 1.0을 사용한다. 본 논문에서 사용된 구조 재료는 HT-32 와 HT-36 강재이며, 항복응력은 각각 315MPa과 355MPa이다.

유한요소 해석은 Fig. 12~14과 같이 위상 최적설계가 적용되기 전의 초기 격자 모델인 초기-1 모델(Initial model 1), 위상 최적설계가 적용된 최적-1 모델(Optimized model 1), 그리고 위상 최적설계만의 효과를 확인해 보기 위해 초기-1 모델의 단면 치수를 균일하게 축소하여 최적-1 모델과 동일한 중량을 가진 초기-2 모델(Initial model 2)의 총 세 가지 모델에 대하여 수행되었다. 또한, 각 모델은 일반 착륙조건과 비상 착륙조건에 대해서 해석이 수행되었다.

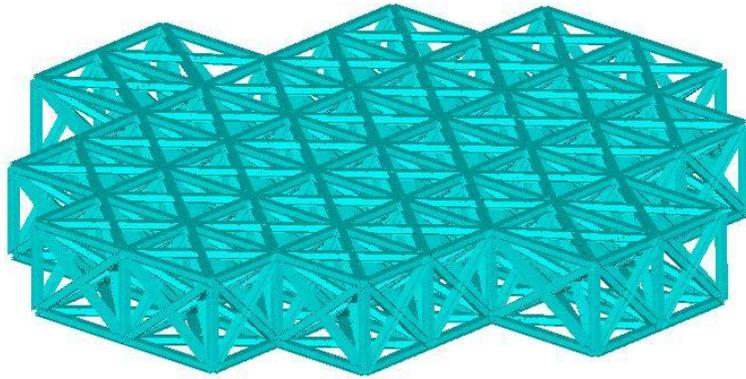


Fig. 12 Arrange of truss members in initial model 1

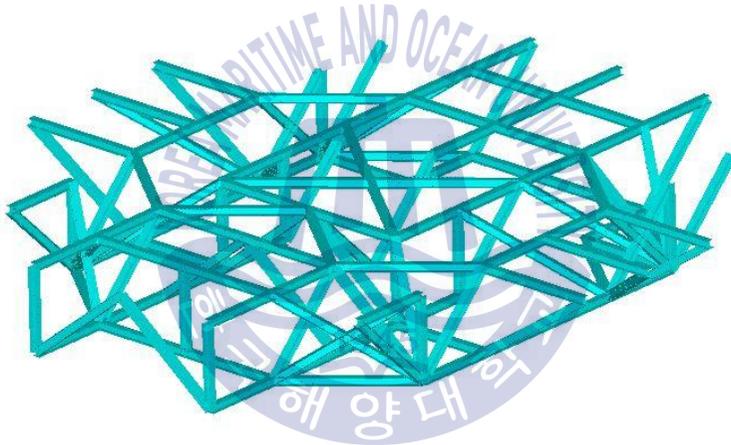


Fig. 13 Arrange of truss members in optimized model 1

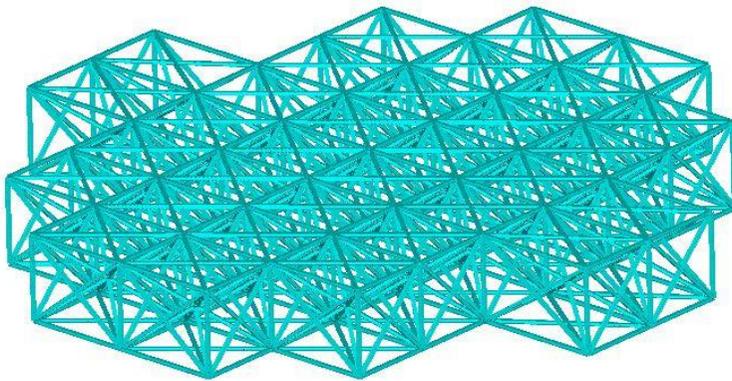


Fig. 14 Arrange of truss members in initial model 2

4.1. 일반 착륙조건에서의 구조해석

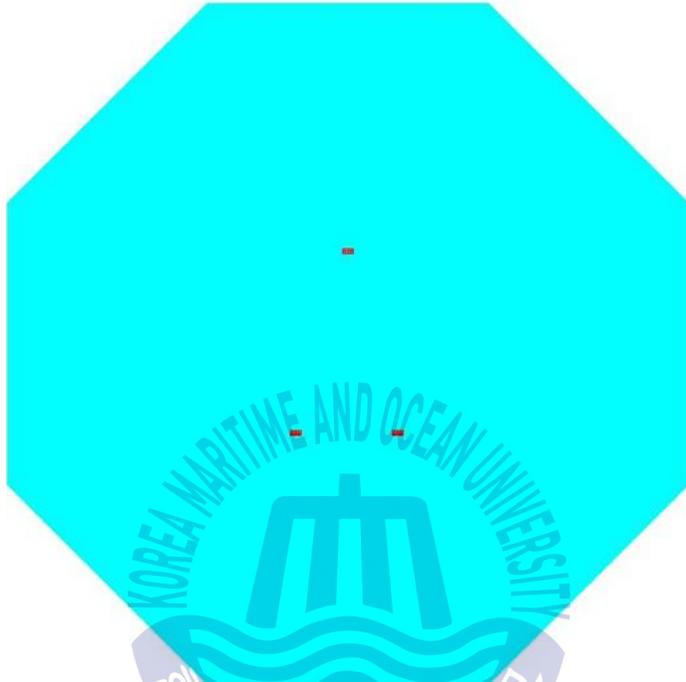


Fig. 15 Landing position under normal landing condition

Fig. 15는 헬리콥터가 바퀴 세 개 모두를 이용하여 헬리데크의 가운데 안전하게 착륙하는 상황이며, 이러한 조건을 일반 착륙조건이라고 한다. 헬리데크의 플레이트와 바퀴가 접촉하는 면적은 착륙하중이 적용될 부분으로 Fig. 15의 빨간색 지점이다. 이에 대한 하중은 3.1.2절의 식 (7)에 의해 산정되었다. 그 크기는 $372kN$ 이며, $400mm \times 200mm$ 의 바퀴 세 개에 동일하게 나누어 적용되었다. 해석은 우선적으로 위상 최적설계가 적용된 최적-1 모델에 대하여 풍하중의 방향을 Fig. 16과 같이 5가지 케이스로 나누어 수행하였으며, 그 중에서 가장 큰 응력을 발생하는 방향에 대하여 세 가지 모델의 해석 결과를 비교해 보았다. 풍향에 따른 최적-1 모델의 구조 해석결과는 Fig. 17와 같이 나타났다.

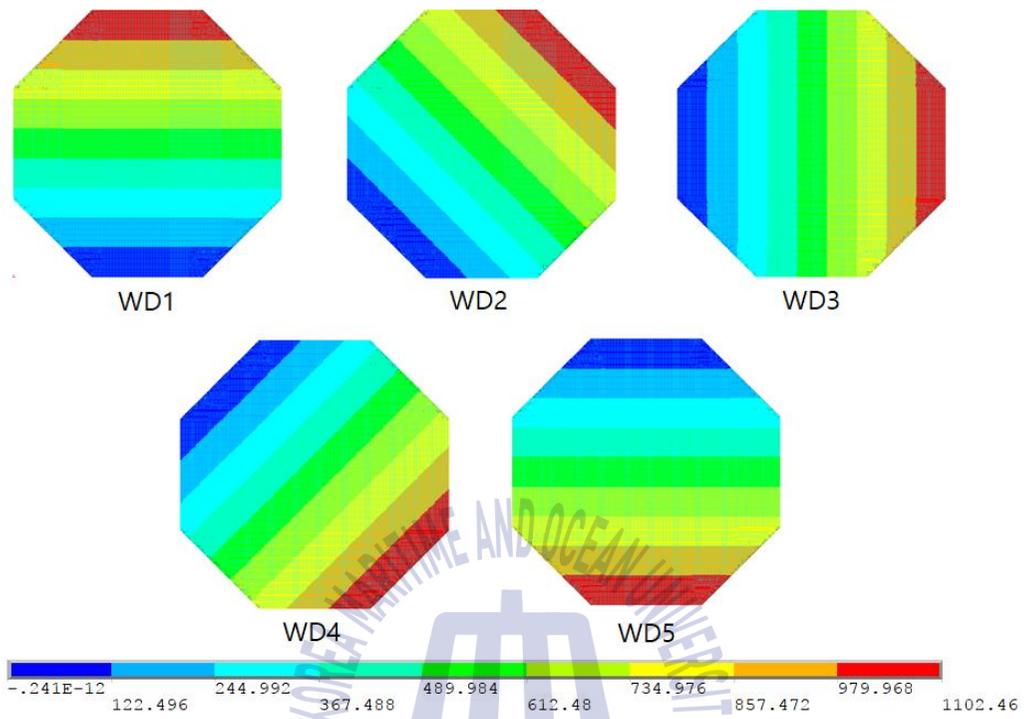


Fig. 16 Application of wind loads direction in ANSYS

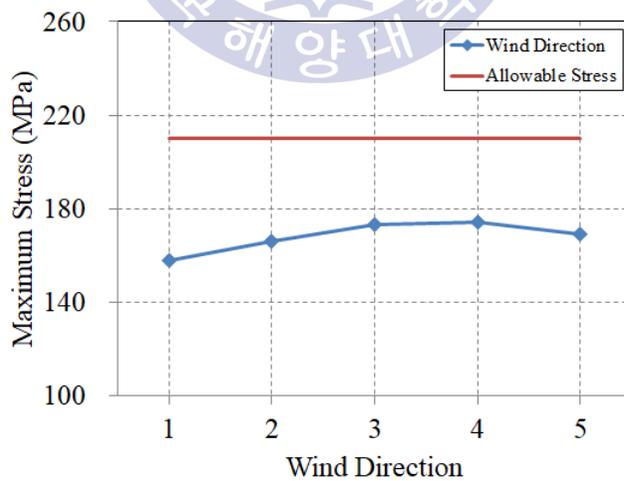


Fig. 17 Analysis results for optimized model 1 under normal landing condition

Fig. 17에서 4번 케이스에서 최대 응력 174MPa 이 발생하는 것을 확인할 수 있다. 위상 최적설계 적용 전후에 각 부재에 발생하는 최대응력을 확인하기 위해 일반착륙조건에서의 착륙하중과 풍하중 4번 케이스의 풍하중을 적용하여 구조해석을 다시 수행하였으며 해석 결과는 Table 2와 같다.

Table 2 Maximum stress under normal landing condition

Structural member	Initial model 1 [MPa]	Optimized model 1 [MPa]	Initial model 2 [MPa]
Plate	26	50	23
Girder	86	174	91
Stiffener	39	64	62
Truss	210	117	248
Support	233	140	144
Allowable stress	210	210	210
Weight [ton]	540	259	259

해석 결과를 살펴보면 초기-1 모델의 경우 서포트 부재에 발생하는 최대 응력이 허용 응력보다 크고 트러스 부재에 발생하는 최대 응력 역시 허용 응력과 같은 것을 확인할 수 있다. 그 외의 부재에서는 허용 응력보다 훨씬 작은 응력이 발생하였다. 이는 트러스 부재의 사용량이 많아 자중의 영향으로 인한 고정점 부근의 서포트 부재에서 큰 굽힘 응력이 발생한 것으로 보인다. 또한, 플레이트와 이를 보강하는 스티프너, 거더에 매우 작은 응력이 발생하므로 트러스 부재의 사용량을 줄여 자중의 영향을 줄이는 동시에 거더와 스티프너에 응력이 고르게 분산되도록 하는 것이 구조물의 안전성 향상에 도움이 된다.

위상 최적설계가 적용된 최적-1 모델의 경우 모든 부재에서 허용 응력보다 작은 응력이 발생하였다. 특히, 트러스에서 발생하는 최대 응력은 초기-1 모델에 비하여 약 60%의 응력만이 발생하였다. 이는 총 중량의 감소와 트러스와 서포트에서 크게 발생하던 응력이 거더에 분산된 것이 원인으로 생각된다.

위상 최적설계의 효과만을 확인하기 위해 총 중량이 동일한 최적-1 모델과 초기-2 모델을 비교해 보았을 때, 최적-1 모델의 트러스에 발생하는 응력이 초기-2 모델의 트러스에 발생하는 응력과 131MPa 차이나는 것을 확인할 수 있다. 동일한 재료를 사용하였지만 위상 최적설계를 적용하여 부재를 배치한 최적-1 모델이 다른 모델에 비하여 구조적으로 안전한 것을 확인하였다. 아래의 Fig. 18는 각 모델의 von-Mises 응력분포를 나타내었다.

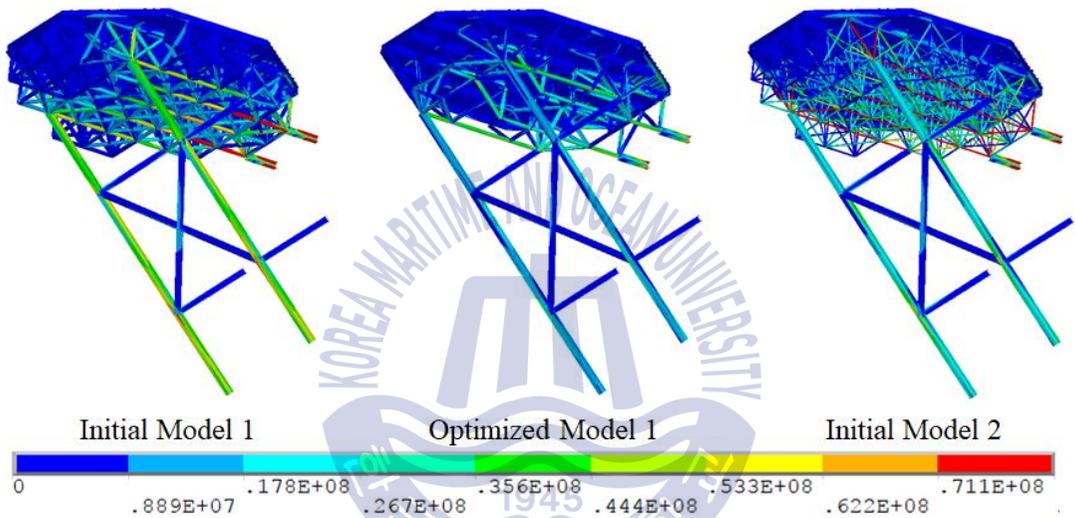


Fig. 18 von-Mises stress distribution for each model under normal landing condition

4.2. 비상 착륙조건에서의 구조해석

비상 착륙조건은 조종사의 운전 미숙, 엔진이나 연료 문제, 장애물과의 충돌, 해상의 열악한 날씨 등 여러 가지 문제로 인해 헬리콥터가 헬리덱에 안전하게 착륙하지 못하는 조건이다. 그렇기 때문에 헬리콥터의 착륙상황 시 비상 착륙조건에서는 일반 착륙조건보다 더욱 큰 하중을 발생시킨다. 이 때, 헬리콥터가 착륙할 때 플레이트와 접촉하는 면적 또한 가장 최악의 상황을 고려하여야 하므로 헬리콥터가 바퀴 한 개로 착륙한다고 가정하고, 한 개의 바퀴에 모든 하중을 적용하여 해석을 수행하였다. Fig. 19과 같이 착륙위치 또한 가장 큰 응력이 발생할 것이라 생각되는 플레이트의 가장자리 9군데를 선정하였으며, 바람의 방향은 일반 착륙조건 시 가장 큰 응력이 발생하였던 4번 케이스를 적용하여 해석을 수행하였다. 이에 대한 최적-1 모델의 해석결과를 Fig. 20과 Table 3에 나타내었다.

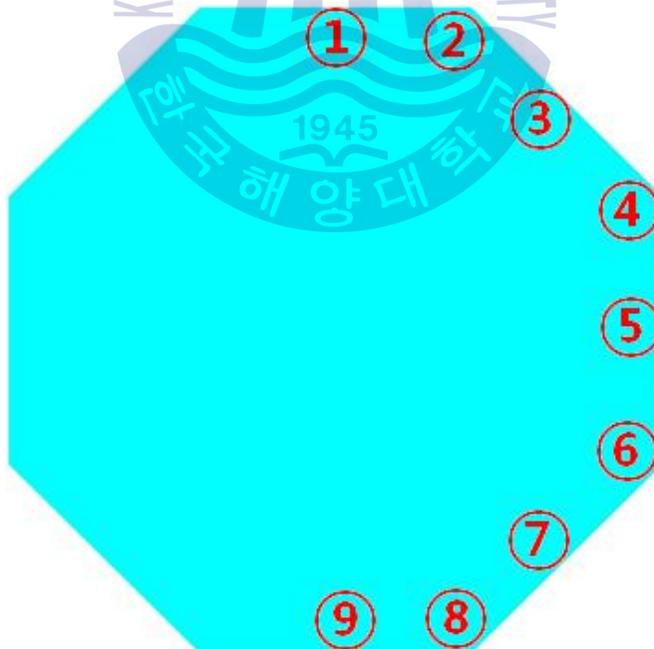


Fig. 19 Cases of the landing position under emergency landing condition

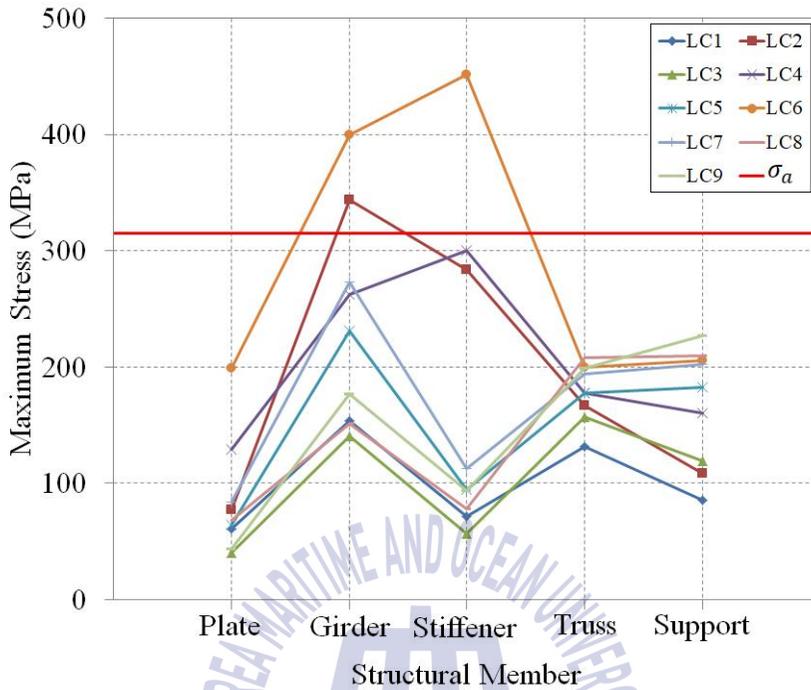


Fig. 20 Analysis results for optimized model 1 under emergency landing condition

Table 3 Analysis results for optimized model 1 under emergency landing condition

Landing Position	Plate [MPa]	Girder [MPa]	Stiffener [MPa]	Truss [MPa]	Support [MPa]
1	61	154	72	132	86
2	77	344	284	167	109
3	40	141	57	157	119
4	129	262	300	178	160
5	64	231	95	178	183
6	199	400	451	200	206
7	84	273	113	194	202
8	68	151	78	208	210
9	44	177	94	199	227

최적-1 모델의 경우 대부분의 착륙 케이스에서 허용 응력을 넘지 않는 응력이 발생하였지만, 2번 케이스의 거더 부재에서 $344MPa$, 6번 케이스의 보강재와 거더 부재에서 각각 $451MPa$, $400MPa$ 로 허용 응력보다 큰 응력이 발생하였다. 이는 6번 케이스 착륙위치의 하단 부위에 상대적으로 부재가 적게 배치되었기 때문으로 생각되며, 이와 같은 응력 초과 발생을 막기 위해서 하단부에 보강이 필요하다.



제 5 장 헬리덱 상세설계

최적-1 모델의 해석 결과에서 가장 큰 응력이 발생하였던 비상 착륙조건 6번 케이스의 결과를 토대로 허용응력보다 큰 응력이 발생한 보강재와 거더 부재의 단면 치수 조정이 필요하다. 본 장에서는 보강재와 거더 부재의 세부 단면치수를 변화시켜가면서 변화에 따른 부재의 응답을 확인하였다. 구조 해석은 비상 착륙조건 6번 케이스에서 수행되었으며, 부재의 세부 단면치수는 재료를 HT-32 강재와 HT-36 강재를 사용하는 경우에 대하여 각각 결정하였다.

5.1. 부재 세부 단면치수 결정

비상 착륙조건 6번 케이스에서의 해석 결과 중 최대 응력이 발생하는 요소의 von-Mises 응력 분포를 ANSYS에서 제공하는 3-D BEAM요소의 ESHAPE 기능을 이용하여 Fig. 21과 같이 나타내었다.

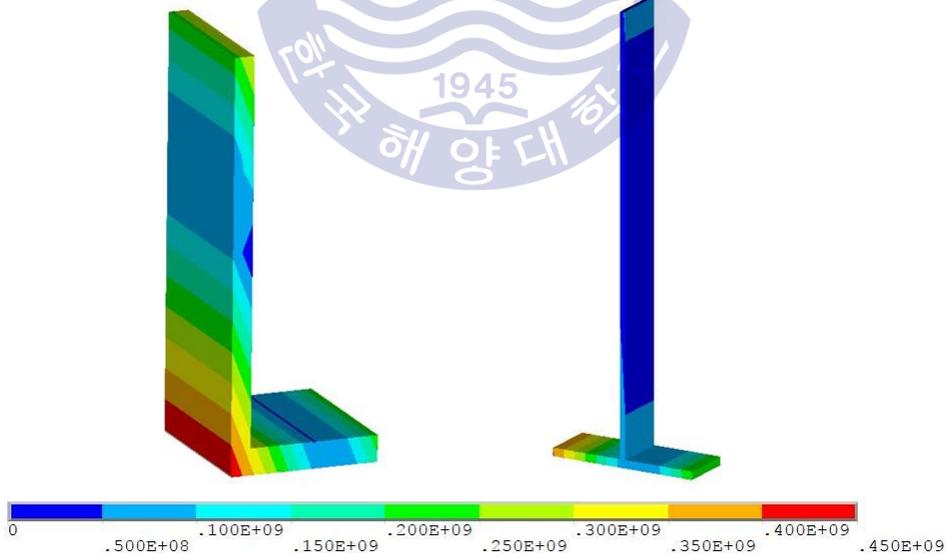


Fig. 21 Von-Mises stress distribution for stiffener and girder under emergency landing condition case-6

보강재의 플랜지(Flange)와 웹(Web)의 사이에서 최대 응력이 발생하였으며, 거더의 플랜지에서 최대 응력이 발생하는 것을 확인하였다. 이에 대해 보강재의 경우 플랜지의 길이를 90mm에서 100mm, 웹의 길이를 250mm에서 300mm로 변경하였고 두께를 각각 1mm씩, 거더의 경우 플랜지의 두께를 1mm씩 증가시키면서 구조 해석을 수행하였다. 이 때 각 구조 부재에 발생하는 최대 응력을 확인하였으며, 구체적인 값은 Fig. 22와 Table 4과 같다. Table 4에서 Case-1은 부재의 치수를 변경하지 않은 초기치수를 적용한 케이스이며, GF, SF, SW는 각각 거더 플랜지, 스티프너 플랜지, 스티프너 웹의 두께를 의미한다.

Table 4 Maximum stress according to change detail section dimensions under emergency landing condition case-6

Case	GF/SF/SW [mm]	Plate [MPa]	Girder [MPa]	Stiffener [MPa]	Truss [MPa]	Support [MPa]
1	14/16/12	199	400	451	200	206
2	15/17/13	180	385	395	200	207
3	16/18/14	177	371	382	200	208
4	17/19/15	175	358	371	200	209
5	18/20/16	173	346	361	200	210
6	19/21/17	171	335	351	200	211
7	20/22/18	169	326	342	200	212
8	21/23/19	167	316	335	200	214
9	22/24/20	165	308	327	200	215
10	23/25/21	163	300	320	200	216
11	24/26/22	161	293	314	200	217
12	25/27/23	160	286	308	200	218
13	26/28/24	158	280	303	201	219
14	27/29/25	157	274	297	201	220
15	28/30/26	155	268	293	201	221

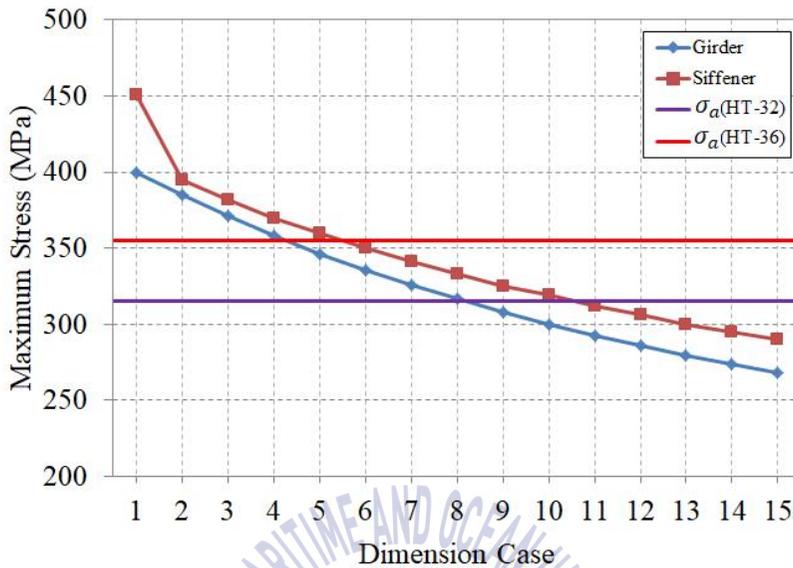


Fig. 22 Maximum stress according to change of detail section dimensions under emergency landing condition case-6

위의 결과를 토대로 HT-32 강재를 사용할 경우와 HT-36 강재를 사용할 경우에 대하여 각각 부재의 세부 단면 치수를 결정하였다. HT-32 강재의 경우 재료의 허용응력이 $315MPa$, HT-36 강재의 경우는 $355MPa$ 이다. Fig. 22에서 각각의 재료의 허용응력 그래프보다 아래의 케이스를 결정하였다. 따라서 HT-32 강재를 사용할 경우(최적-2 모델)에는 11번 케이스, HT-36 강재를 사용할 경우(최적-3 모델)에는 6번 케이스를 부재의 최종 단면 치수로 선정하였다. 이에 대한 구조해석 결과는 Fig. 23과 Table. 5 (최적-2 모델), Fig. 24과 Table. 6 (최적-3 모델)로 각각 나타내었다.

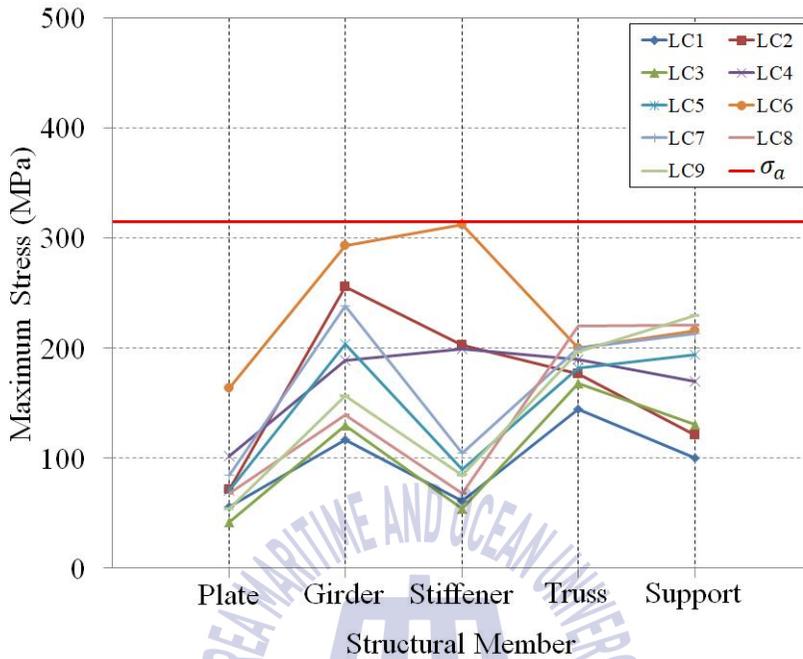


Fig. 23 Analysis results for optimized model 2 under emergency landing condition

Table 5 Analysis results for optimized model 2 under emergency landing condition

Landing Position	Plate [MPa]	Girder [MPa]	Stiffener [MPa]	Truss [MPa]	Support [MPa]
1	56	118	61	145	100
2	72	255	201	177	121
3	42	129	54	168	131
4	102	189	200	190	171
5	70	204	90	182	194
6	161	293	314	200	217
7	84	237	105	200	213
8	69	138	68	220	221
9	53	157	84	198	230

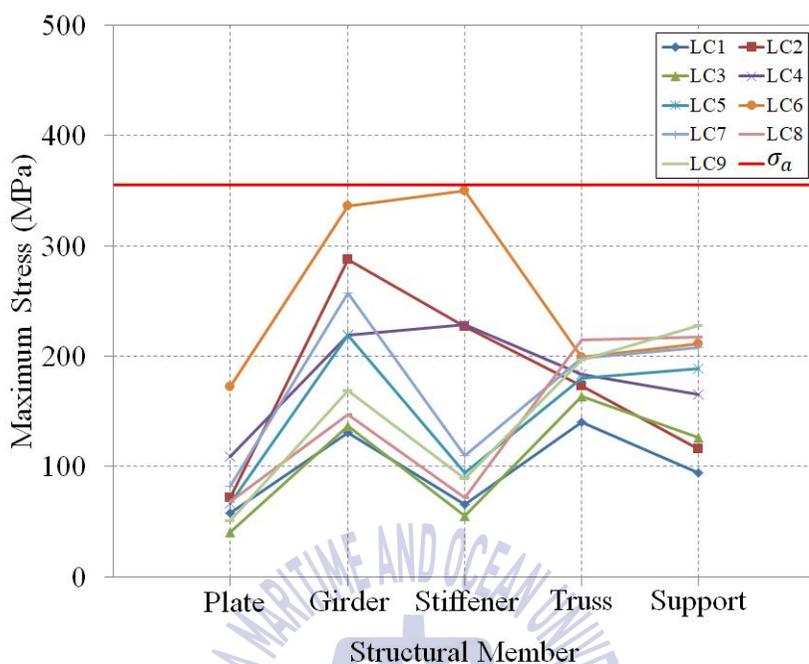


Fig. 24 Analysis results for optimized model 3 under emergency landing condition

Table 6 Analysis results for optimized model 3 under emergency landing condition

Landing Position	Plate [MPa]	Girder [MPa]	Stiffener [MPa]	Truss [MPa]	Support [MPa]
1	58	131	65	140	94
2	72	287	226	173	116
3	41	137	55	163	126
4	108	219	230	184	166
5	67	219	93	180	189
6	171	335	351	200	211
7	82	256	110	198	208
8	68	147	72	215	217
9	50	168	89	197	228

최적-2 모델과 최적-3 모델에 대한 구조 해석 결과 모든 착륙 케이스에서 각 부재에 발생하는 최대 응력이 재료의 허용 응력을 넘지 않는 것을 확인하였다. Fig. 25에서는 초기-1 모델과 최적-2 모델의 von-Mises 응력분포를 나타내었다.

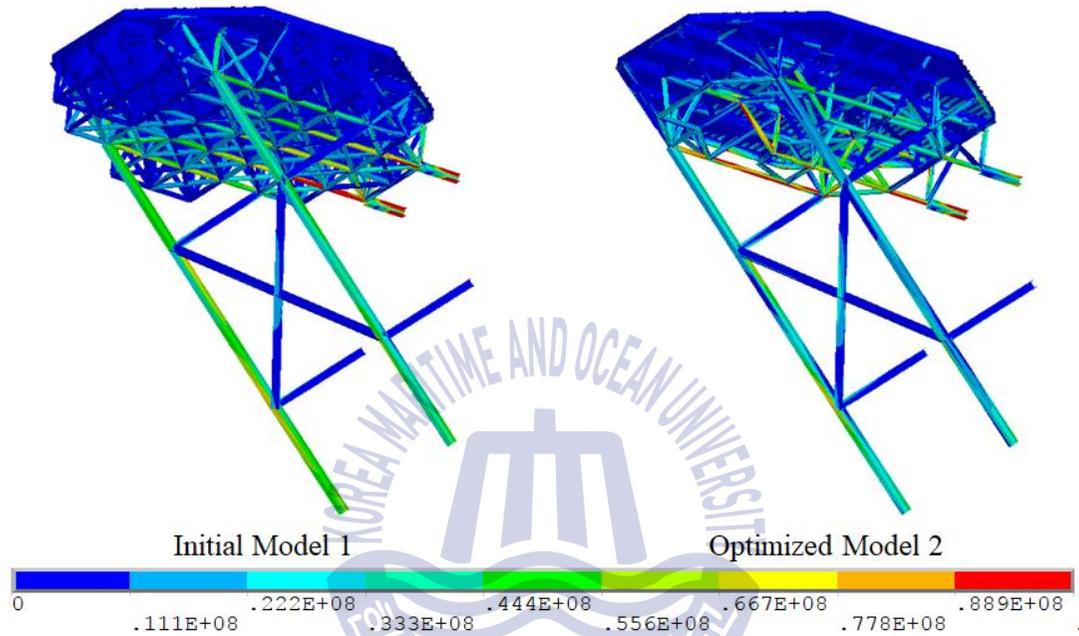


Fig. 25 von-Mises stress distribution for initial model 1 and optimized model 2 under emergency landing condition case-6

5.2. 모델별 총 중량 비교

Table 7은 모든 모델들의 각 부재별 중량을 나타낸 것이다. 결과를 확인해 보면 최적-2 모델의 경우 초기 모델인 초기-1 모델에 비해 250톤 (약 46.4%)의 재료 절감 효과를 얻었고, 최적-3 모델의 경우 263톤 (약 48.8%)의 재료 절감 효과를 얻을 수 있었다. 최적-3 모델에서 사용되는 HT-36 강재의 경우 다른 모델에서 사용되는 HT-32 강재 보다 재료의 최대 허용응력은 높지만 단가가 높기 때문에, 강재 가격에 맞게 선택적으로 사용할 수 있다.

Table 7 Weight distribution for each model

Structural member	Initial model 1 [ton]	Optimized model 1 [ton]	Optimized model 2 [ton]	Optimized model 3 [ton]
Plate	62.0	62.0	62.0	62.0
Girder	31.2	31.2	38.2	34.7
Stiffener	23.2	23.2	47.0	37.3
Truss	351.9	170.9	70.9	70.9
Support	71.2	71.2	71.2	71.2
All	539.5	258.6	289.4	276.2

제 6 장 헬리데크 좌굴 해석

해양구조물과 같이 복잡한 구조물은 구조물에 작용하는 여러 가지 하중으로 인하여 구조물을 구성하는 특정 부재의 축방향으로 압축력이 발생할 수 있다. 이러한 부재가 세장형 구조인 경우에는 해당하는 부재의 좌굴거동을 고려한 설계가 수행되어야한다. 압축력을 받는 빔 부재의 탄성 좌굴 강도식은 아래와 같다.

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{\lambda^2} \quad (10)$$

식 (10)에서 E 는 탄성계수, I 는 2차 단면모멘트이며, λ 는 부재의 유효 길이 (Effective length)를 의미한다. 이 때, λ 는 부재 양끝단의 경계조건에 따라 값이 결정된다. 식 (10)을 통해 얻어지는 탄성 좌굴강도는 구조물의 초기결함(Initial imperfection)과 비선형성(Non-linearity)이 고려되지 않은 이론적인 값이며, 탄성 좌굴만을 고려한 고유치 좌굴해석(Eigenvalue buckling analysis)으로 좌굴강도를 결정할 경우 매우 비보수적인 결과가 얻어진다. 따라서 실제 구조물의 좌굴강도를 결정하기 위해서는 초기결함을 고려한 비선형 좌굴해석(Nonlinear buckling analysis)이 추가적으로 요구된다.

비선형 좌굴해석은 적용하는 하중의 크기를 점차적으로 증가시키는 비선형 정적해석(Nonlinear static analysis)을 수행하여 구조물의 거동을 토대로 좌굴하중을 결정하는 방법이다. 비선형 좌굴해석은 크게 기하학적 초기결함으로 인한 기하 비선형(Geometrical nonlinearity)과 재료의 소성거동(Plastic behavior) 등으로 인한 재료 비선형(Material nonlinearity)으로 나눌 수 있다. 본 논문에서 기하학적 초기결함은 선형 고유치 좌굴해석을 통한 1차 좌굴 모드 형상을 토대로 구조물에 적용하였다. 또한 재료 비선형 해석을 수행하기 위해 Fig. 26의 응력-변형도 선도와 같이 항복응력 $315MPa$, 탄성계수 $200GPa$, 그리고 접선계수

(Tangent Modulus)는 탄성계수의 1/30인 $6.67GPa$ 로 적용한 Bilinear stress strain curve를 재료의 물성치로 적용하였다.

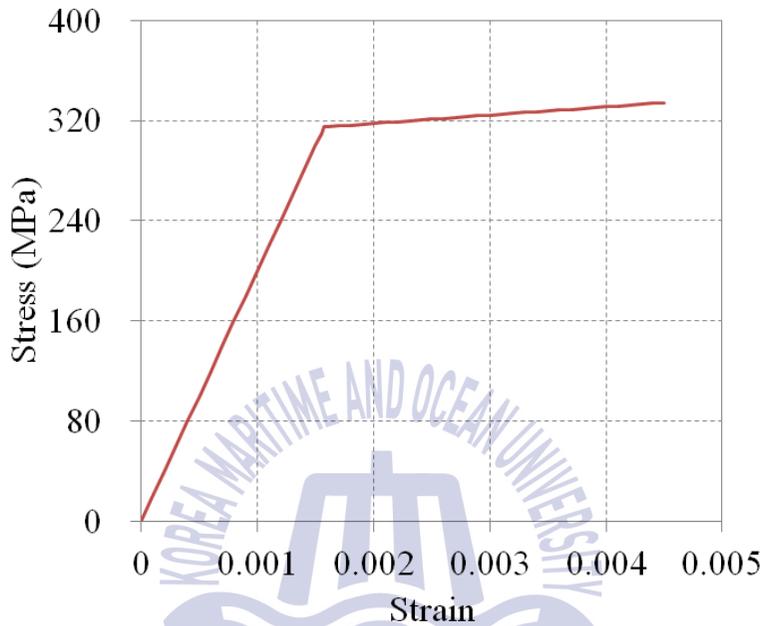


Fig. 26 Bi-linear stress strain curve

6.1. 고유치 좌굴해석

ANSYS Mechanical APDL을 이용한 고유치 좌굴해석은 정적해석에서 적용되는 하중에 곱해지는 좌굴하중계수(Buckling load factor)를 출력한다. 예를 들어 100N의 하중을 가하여 해석을 수행하였을 때, 좌굴하중계수가 0.5인 경우 좌굴하중은 $100 \times 0.5 = 50N$ 인 것이다. 따라서 좌굴하중계수가 1보다 작은 경우에는 적용한 하중의 크기보다 작은 하중에도 좌굴이 발생한다는 것을 의미한다.

본 논문에서는 상세설계 수행 후 최종적으로 얻어진 최적-2 모델에 대하여 Fig. 27과 같이 5가지 풍향 케이스와 9가지 비상 착륙상황 케이스를 조합하여 각각 고유치 좌굴해석을 수행하였으며, 그 결과 Table 8과 같이 각 케이스 별로 좌굴하중계수를 나타내었다.

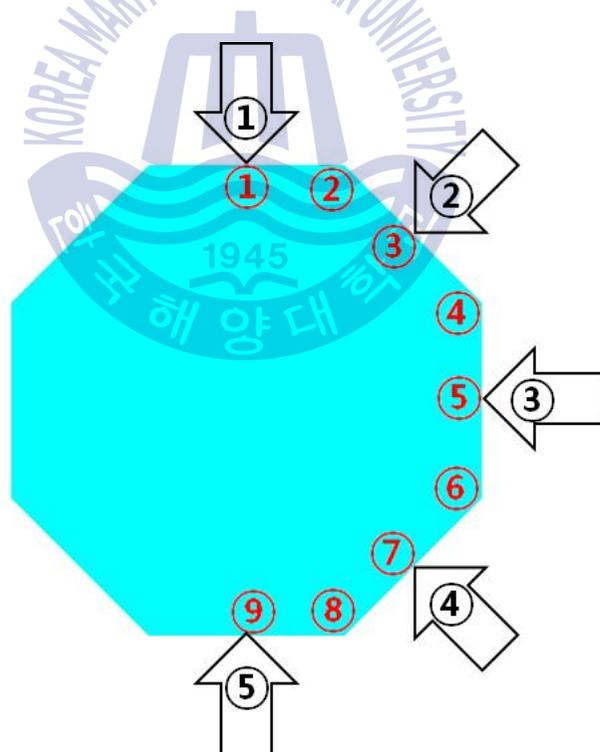


Fig. 27 Case of eigenvalue buckling analysis

Table 8 Eigenvalue buckling load factors for optimized model 2 under each condition

Landing Position	Wind Direction				
	1	2	3	4	5
1	5.8511	5.8563	5.8929	5.9420	5.9728
2	2.5085	2.5132	2.5264	2.5403	2.5469
3	7.9075	7.6988	7.6369	7.7516	7.9865
4	7.4571	7.2712	7.2159	7.3183	7.5275
5	7.7093	7.5109	7.4519	7.5610	7.7843
6	6.1877	6.1056	6.0556	6.0653	6.1295
7	7.1030	6.9145	6.7283	6.6466	6.7099
8	5.9633	5.8599	5.6977	5.6399	5.6861
9	8.2486	8.0426	7.8955	7.8848	8.0160

해석 결과 비상착륙상황 2번 케이스와 풍향 1번 케이스에서의 좌굴하중계수가 가장 작은 값인 것을 확인하였으며, 그 값은 약 2.5로 설계하중보다 2.5배 큰 하중을 적용하였을 때 좌굴이 발생한다는 의미로 해석할 수 있다. 하지만 앞서 언급한 바와 같이 고유치 좌굴해석은 비보수적인 결과이므로, 고유치 좌굴해석 결과를 토대로 1차 좌굴 모드 형상을 초기결함으로 적용하여 생성된 모델에 대하여 추가로 비선형 좌굴해석을 수행해야 한다.

6.2. 비선형 좌굴해석

앞서 수행되었던 고유치 좌굴해석 결과에서 가장 위험한 상황인 비상착륙상황 2번 케이스와 풍향 1번 케이스에 대한 1차 좌굴 모드 형상을 초기결함으로 적용하여 비선형 좌굴해석을 수행하였다. 비선형 좌굴해석은 적용하는 하중의 크기를 점차적으로 증가시키는 비선형 정적해석을 통해 수행되었으며, 초기결함, 재료의 소성거동, 대변형(Large deformation)응답 등을 모두 고려하였다. 초기결함은 1차 좌굴 모드 형상을 토대로 DNV의 기준인 부재 길이의 0.0015배를 초기결함 크기의 최대치로 적용하여 모델을 생성한 후, 비선형 정적해석을 수행하였다(DNV, 1995). Fig. 28은 헬리덱 각 구조 부재의 1차 좌굴 모드 형상을 나타내었다.

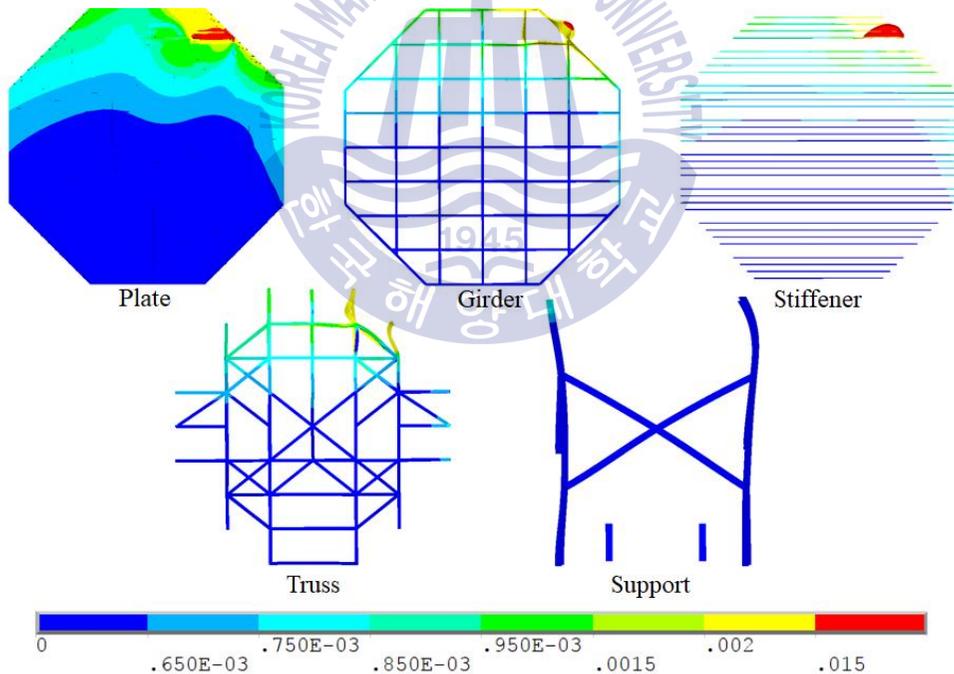


Fig. 28 1st buckling mode shape applied to each structural member of helideck

해석결과는 Table 9와 같이 헬리데크에 적용되는 하중이 커짐에 따라 발생하는 탄성 및 소성 변형률을 각각 나타내었다. 여기서 Design Load Multiplier는 헬리콥터의 착륙하중에 곱해지는 계수를 의미하며, 그 값이 1일 때 비상착륙조건에서의 착륙하중과 같은 크기의 하중이 적용된다는 의미이다. Design Load Multiplier를 0.2씩 증가시켜 가면서 비선형 해석을 수행하였으며, 소성 변형률은 Design Load Multiplier의 값이 약 1.4일 때부터 발생하기 시작하였다. 소성 변형률 발생 전까지는 탄성 변형률이 선형적으로 증가하다가, 소성 변형률이 발생한 후에는 그 기울기가 감소하였다. 금속재료에서 재료의 항복응력은 소성 변형률이 0.2% 발생하였을 때의 내력으로 정의하며(소성역학, 2003), 재료의 항복이 발생하였을 때를 좌굴로 판단한다. 따라서 Design Load Multiplier 가 2.0~2.2 사이의 구간에서 비선형 좌굴이 발생한 것으로 볼 수 있다.



Table 9 Nonlinear static analysis result for optimized model 2

Design Load Multiplier	Elastic Strain	Plastic Strain	Total Strain
0.0	0.000114	-	0.000114
0.2	0.000347	-	0.000347
0.4	0.000581	-	0.000581
0.6	0.000815	-	0.000815
0.8	0.001049	-	0.001049
1.0	0.001282	-	0.001282
1.2	0.001516	-	0.001516
1.4	0.001578	0.000095	0.001673
1.6	0.001589	0.000411	0.002000
1.8	0.001609	0.000979	0.002588
2.0	0.001630	0.001595	0.003225
2.2	0.001655	0.002328	0.003983
2.4	0.001683	0.003137	0.004820
2.6	0.001719	0.004168	0.005887
2.8	0.001762	0.005425	0.007187
3.0	0.001810	0.006807	0.008617
3.2	0.001858	0.008210	0.010068
3.4	0.001915	0.009863	0.011778
3.6	0.001971	0.011485	0.013456
3.8	0.002027	0.013106	0.015133
4.0	0.002087	0.014842	0.016929
4.2	0.002152	0.016721	0.018873
4.4	0.002210	0.018421	0.020631
4.6	0.002268	0.020087	0.022355
4.8	0.002324	0.021708	0.024032
5.0	0.002377	0.023263	0.025640
5.2	0.002429	0.024756	0.027185
5.4	0.002483	0.026322	0.028805
5.6	0.002532	0.027751	0.030283
5.8	0.002589	0.029406	0.031995
6.0	0.002648	0.031127	0.033775

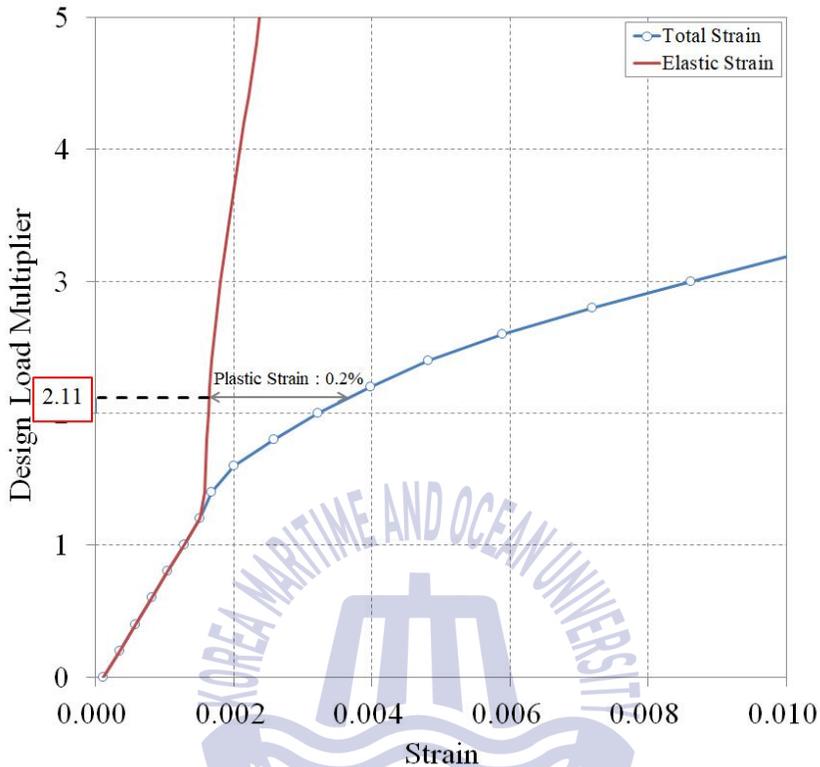


Fig. 29 Strain curve showing yield behavior for optimized model 2

Fig. 29는 위의 비선형 정적 해석의 결과를 Design Load Multiplier와 변형률의 그래프로 나타낸 것이다. 앞서 언급한 것과 같이 소성 변형률이 0.2%에 도달하였을 때를 재료의 항복으로 보며, 그때의 Design Load Multiplier를 임계좌굴하중계수로 판단하였다. 비선형 해석에서 얻은 임계좌굴하중계수의 값은 약 2.11로 6.1절에서 선형 고유치 좌굴해석에서의 얻었던 2.5보다 작은 보수적인 값이 도출되었다. 이는 헬리콥터 비상착륙조건에서의 착륙하중보다 2.11배 큰 하중에서 좌굴이 발생한다는 의미로 볼 수 있다. 따라서 본 논문에서 최종적으로 생성된 최적-2 모델이 선형, 그리고 비선형 좌굴에 대하여 안전하다는 것을 의미한다.

제 7 장 결 론

위상 최적설계는 구조물의 배치를 결정하는 기법으로 사용되는 재료의 존재 유무를 결정함으로써 구조물의 새로운 위상을 얻는 방법이다. 이러한 위상 최적설계는 최근 자동차 및 항공 산업에서 부품 경량화를 목적으로 활발하게 적용되어지고 있으나, 조선해양산업에서는 아직까지 적용할 대상 선정이 까다롭고 선급의 규정을 기반으로 설계가 진행되고 있어 활용하기가 쉽지 않다.

본 연구에서는 위상 최적설계를 활용하여 선박 및 해양구조물에서의 필수 탑재 시스템인 헬리테크에 대한 경량화 연구가 수행되었다. 우선 헬리테크 하부의 트러스 부재에 대하여 위상 최적설계를 적용하여 최적의 배치를 얻었다. 얻어진 배치를 토대로 상용 구조해석 프로그램인 ANSYS를 이용하여 유한요소 모델링 및 헬리콥터의 착륙하중과 풍하중을 적용한 구조해석을 일반 착륙조건과 비상 착륙조건에 대하여 각각 수행하였다. 위상 최적설계의 효과확인을 위해 초기 모델, 위상 최적설계가 적용된 모델, 초기모델과 동일한 트러스 배치를 가지며 위상 최적설계가 적용된 모델과 동일한 중량의 모델에 대하여 구조해석을 각각 수행하였다.

위와 같은 과정에서 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 일반 착륙조건에서는 각 구조 부재에 발생하는 최대 응력이 사용 재료의 허용 응력보다 작음을 확인하였다. 이 때, 위상 최적설계가 적용된 모델(최적-2 모델)과 동일한 중량의 초기 모델(초기-2 모델)과의 결과 비교를 통해 위상 최적설계가 적용된 모델이 그렇지 않은 모델에 비하여 구조적으로 안전함을 확인하였다.

(2) 비상 착륙조건 해석 결과 특정 착륙 위치에서 보강재와 거더에 발생하는 최대 응력이 허용 응력을 초과하는 것을 확인하였으며, 이를 바탕으로 각 부재의 단면 치수를 결정하여 허용 응력 미만의 응력이 발생하도록 상세 설계를 수행하였다.

(3) 최종적으로 얻어진 최적-2 모델에 대하여 고유치 좌굴해석 및 비선형 좌굴해석을 수행하여 좌굴강도에 대한 평가를 실시하였으며, 최종 모델이 좌굴에 대하여 안전한 것을 확인하였다.

(4) 이를 통해 재료량 절감 및 원가 절감의 효과를 얻었으며, 본 논문의 과정을 헬리데크 뿐만 아니라 트러스로 구성된 다양한 구조물의 설계에 적용할 수 있다.

본 연구는 자동차 산업 등에서 상용부품 설계에 활용되고 있는 위상 최적설계 기법을 해양구조물에 탑재되는 헬리데크에 적용하였다는 점에서, 선급 규정에 따라 보수적으로 설계하는 조선해양 산업으로 위상 최적설계의 활용 가능성을 보였다. 또한 최근 저유가 등으로 인한 조선해양산업의 불황으로 선박 및 해양구조물의 건조비를 낮출 수 있는 설계가 요구되는데, 해양구조물의 총 중량에서 적지 않은 비중을 차지하는 헬리데크의 경량화에 대한 연구를 수행하였다는 점에서 연구 의미를 찾을 수 있다.



참 고 문 헌

- [1] American Petroleum Institute(API), 1996. Recommended Practice for Planning, Designing, and Constructing Heliports for Fixed Offshore Platforms, 4th edition.
- [2] ANSYS Inc, 2013. ANSYS Mechanical APDL Command Reference, Release 15.0.
- [3] Bendsoe, M.P., 1989. Optimal Shape Design as a Material Distribution Problem, *Struct. Optimi.*, 1, pp.193~202.
- [4] Choi, J.H. 2016. Structural Integrity Evaluation Method for Offshore Aluminum Helidecks, *J. KSME*, 56(1), pp.46~50.
- [5] Civil Aviation Authority(CAA) 2013. Standards for Offshore Helicopter Landing Areas, CAP-437.
- [6] Det Norske Veritas(DNV) 2001. Helicopter Decks, DNV-OS-E401.
- [7] Guest, J.K., Asadpoure, A., Ha, S.H. 2011. Eliminating Beta-continuation from Heaviside Projection and Density Filter Algorithms, *Struct. & Multidiscipl. Optimi.*, 44, pp.443~453.
- [8] Guest, J.K., Prevost, J.H. 2006. Optimizing Multifunctional Materials: Design of Microstructures for Maximized Stiffness and Fluid Permeability, *Int. J. Solids & Struct.*, 43, pp.7028~7047.
- [9] Ha, S.H. 2016. Topology Design Optimization using Projection Method, *J. Comput. Struct. Eng. Inst. Korea*, 29(4), pp.293~299.
- [10] Health & Safety Executive(HSE) 2004. Offshore Helideck Design Guidelines.
- [11] International Civil Aviation Organization(ICA0) 1995. Heliport Manual, 3rd edition. Doc9261-AN/903.

- [12] Jung, T.W., Kim, B.M., Ha, S.H. 2017. A Study on Lightweight Design of Cantilever-type Helideck Using Topology Design Optimization, *J. Comput. Struct. Eng. Inst. Korea*, 30(5), pp.453~460.
- [13] Koo, J.B., Park, J.S., Ha, Y.S., Jang, K.B., Suh, Y.S. 2014. Nonlinear Structure Response Analysis for Aluminum Helideck, *The 24th International Society of Offshore and Polar Engineers (ISOPE) Conference*, Busan, Korea, pp.977~984.
- [14] Morrison, G. 2001. Helicopter safety offshore (Offshore Technology Report).
- [15] Park, D.H., Park, Y.J., Kweon, B.C., Park, S.B., Lee, J.M. 2014. A Study on Optimal Design of Helideck using Finite Element Analysis, *Proc. Comput. Struct. Eng. Ins. Korea*, 27, pp.302~305.
- [16] Park, D.H., Park, Y.J., Park, J.S., Kim, J.H., Kweon, B.C., Lee, J.M. 2014. Parametric Study for Helideck Design using Finite Element Analysis, *J. Ocean Eng. & Tech.*, 28(5), pp.411~422.
- [17] Sigmund, O. 2001. A 99 line Topology Optimization Code Written in Matlab, *Struct. & Multidiscipl. Optim.*, 21, pp.120~127.
- [18] Sigmund, O. 2007. Morphology-based Black and White Filters for Topology Optimization, *Struct. & Multidiscipl. Optim.*, 33, pp.401~424.
- [19] Zhou, M., Rozvany, G.I.N. 1991. The COC Algorithm, Part II: Topological, Geometrical and Generalized Shape Optimization, *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.*, 89, pp.309~336.