



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

# AISC 표준 단면을 이용한 유전 알고리즘 기반 헬리덱 구조 최적설계

Structural Design Optimization of Offshore Helidecks  
Based on Genetic Algorithm with AISC Standard Sections



지도교수 하 승 현

2020년 2월

한국해양대학교 대학원

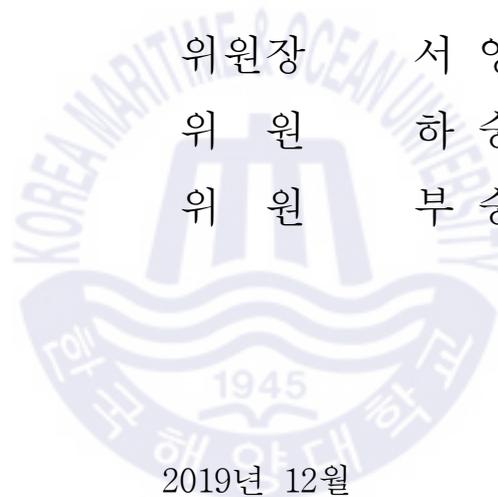
해양공학과  
심기찬

本 論文을 沈基燦의 工學碩士 學位論文으로 認准함.

위원장 서 영 교 (인)

위 원 하 승 현 (인)

위 원 부 승 환 (인)



2019년 12월

한국해양대학교 대학원

# 목 차

List of Tables .....	ii
List of Figures .....	iii
Abstract .....	v
1. 서 론 .....	1
2. 헬리덱 모델링 및 설계하중 산정 .....	3
2.1 헬리덱의 기본구조 .....	3
2.2 헬리덱 설계하중 산정 .....	5
3. 헬리덱 최적설계 .....	10
3.1 AISC 표준 단면 .....	10
3.2 유전 알고리즘 .....	16
3.3 허용응력 조건 .....	21
3.4 허용응력비 검사 조건 .....	23
3.5 선형 중첩법 .....	25
3.6 헬리덱 최적설계 정식화 .....	28
4. 헬리덱 최적설계 결과 .....	31
4.1 부재 그룹 4개 모델 .....	32
4.2 부재 그룹 10개 모델 .....	41
5. 결론 .....	49
참고문헌 .....	51

## List of Tables

<b>Table 1</b> Dynamic load factor( $C_d$ ) by each institution .....	6
<b>Table 2</b> AISC T-shaped standard sections .....	12
<b>Table 3</b> AISC L-shaped standard sections .....	12
<b>Table 4</b> AISC I-shaped standard sections .....	12
<b>Table 5</b> Optimized section sizes of cantilever beam .....	15
<b>Table 6</b> Linear superposition method .....	27
<b>Table 7</b> Result for OPT-1 model .....	34
<b>Table 8</b> Maximum equivalent stress for OPT-1 model .....	34
<b>Table 9</b> Maximum critical unity ratio for OPT-1 model .....	35
<b>Table 10</b> Result for reference model .....	37
<b>Table 11</b> Result for OPT-2 model .....	38
<b>Table 12</b> Result for OPT-3 model .....	38
<b>Table 13</b> Comparison of OPT-1 model and others .....	39
<b>Table 14</b> Result for OPT-4 model .....	45
<b>Table 15</b> Maximum equivalent stress for OPT-4 model .....	46
<b>Table 16</b> Maximum critical unity ratio for OPT-4 model .....	47

## List of Figures

Fig. 1 Cantilever-type Helideck .....	2
Fig. 2 Helideck member group .....	3
Fig. 3 Cross-sectional shapes of helideck member group .....	4
Fig. 4 Helideck FE model .....	4
Fig. 5 Wind load on helideck plate .....	9
Fig. 6 Emergency landing load and wind load .....	9
Fig. 7 Optimization problem of cantilever beam .....	13
Fig. 8 Chromosome in genetic algorithm .....	18
Fig. 9 Crossover .....	18
Fig. 10 Mutation .....	18
Fig. 11 Chromosome of helideck model .....	20
Fig. 12 Edges of helideck member group' s cross-section .....	26
Fig. 13 Helideck optimization flow chart .....	30
Fig. 14 Convergence history of OPT-1 model .....	33
Fig. 15 Mass reduction for each members from the largest AISC section of OPT-1 model .....	33
Fig. 16 Equivalent stress distribution for OPT-1 model .....	36
Fig. 17 Critical unity ratio distribution for OPT-1 model .....	36
Fig. 18 Categorization of trusses group .....	42
Fig. 19 Categorization of supports group .....	42
Fig. 20 Convergence history of OPT-4 model .....	44
Fig. 21 Mass reduction for each members from the largest AISC section of OPT-4 model .....	44
Fig. 22 Equivalent stress distribution for OPT-4 model .....	48
Fig. 23 Critical unity ratio distribution for OPT-4 model .....	48

# Structural Design Optimization of Offshore Helidecks Based on Genetic Algorithm with AISC Standard Sections

Ki Chan Sim

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

## Abstract

A helideck is one of essential structures in the offshore platform for the transportation of goods and operating personnel between land and offshore sites, and it should be carefully designed and installed for the safety of the offshore platform. In this study, the structural design optimization method for the lightweight offshore helideck is developed based on genetic algorithm and attainable design set concept. A helideck consists of several types of structural members such as plate, girder, stiffener, truss and support elements, and the dimensions of these members used to be pre-defined by the manufacturers. Therefore, we defined the attainable design sets by collecting all the standard section data for these members from American Institute of Steel Construction (AISC), and assigned the integer section labels as the design variables in the genetic algorithm process. The objective is to minimize the total mass of the offshore helideck while satisfying maximum allowable stress criterion

under various loading conditions including self-weight, wind directions, landing positions, and landing conditions. In addition, the unity check process is also applied for the additional verification of structural safety from the buckling failure of the helideck.

**KEY WORDS:** Helideck 헬리데크; Genetic algorithm 유전 알고리즘; Standard sections 표준 단면; Lightweight design 경량화 설계.



# AISC 표준 단면을 이용한 유전 알고리즘 기반 헬리덱 구조 최적설계

심 기 찬

해양공학과  
한국해양대학교 대학원

## 초 록

헬리덱은 선박 및 해양플랫폼에서 운용 인원과 물자 수송에 필요한 헬리콥터의 이착륙에 사용되는 구조물로서, 비상시에도 탈출을 위해 마지막까지 남아 있어야 하는 필수시설 중의 하나이다. 따라서 구조 안전성이 확보된 헬리덱 설계 및 운용을 해야 한다. 본 연구에서는 AISC 표준 단면과 유전 알고리즘을 활용하여 경량화를 위한 헬리덱 구조 최적설계를 수행하였다. 헬리덱은 플레이트, 거더, 보강재, 트러스, 서포트와 같은 부재 그룹으로 구성되어 있으며 주로 상용에서 쓰이는 단면 치수의 부재를 사용하여 제작한다. 따라서 미국 강구조 협회에서 제공하는 AISC 표준 단면 정보를 수집하여 본 최적설계 문제의 설계 집합으로 설정하였다. 그리고 유전 알고리즘 최적설계 문제의 설계 변수로 사용하기 위해 정수 단면 번호를 부여하였다. 목적 함수는 헬리덱의 총 무게를 최소화하는 것이며, 제약조건은 중력, 풍향, 착륙 위치, 착륙조건에 따라 변화하는 다양한 하중 조건 하에서 허용 응력 조건을 만족하는 것이다. 또한, 제약조건에 허용응력비 검사 조건까지 설정하여 단면 특성, 응력 성분에 따른 구조적 안전성을 추가적으로 고려하였다. 헬리덱의 초기 모델은 선행연구 모델을 참고하였으며, 다양한 환경

하중에 대한 설정은 헬리덱 설계 규정인 DNV-OS-E401과 CAP-437을 토대로 수행하였다. 유전 알고리즘을 이용한 최적설계는 Matlab과 상용 유한 요소 해석 프로그램인 ANSYS MAPDL을 연동하여 수행하였으며, 허용응력비 검사 조건은 In-house code를 통해 검토하였다. 최적설계 결과 모델을 다양한 모델과의 비교를 통해 본 연구의 목적인 제작 가능성 향상, 구조 안전성 확보, 경량화된 모델 결과 등을 확인하였으며 추가적으로 경량화 효과를 높이기 위해 부재 세분화를 적용한 모델에 대해서도 최적설계를 수행하였다.

**KEY WORDS:** Helideck 헬리덱; Genetic algorithm 유전 알고리즘; Standard sections 표준 단면; Lightweight design 경량화 설계.



## 제 1 장 서 론

헬리데크(Helideck)는 물자 및 운용 인원을 선박 또는 해양플랜트로 운송하기 위해 필수적으로 설치되어야 하는 시설로서 헬리패드(Helipad), 수직 타입(Vertical-type) 또는 캔틸레버 타입(Cantilever-type) 등 몇 가지 유형의 구조로 설계될 수 있다. 일반적으로 헬리데크는 헬리콥터의 이착륙을 용이하게 하기 위해 구조물 상부에 설치된다. 그러나 일반 상선과는 달리 해양 플랫폼은 탑사이드에 다양하고 복잡한 설비를 갖추고 있는 경우가 많기 때문에, Fig. 1과 같은 캔틸레버 타입 헬리데크를 주로 사용한다. 캔틸레버 타입 헬리데크는 플랫폼 공간을 이용하는데 효율적일 뿐 아니라, 헬리콥터와 시설과의 충돌을 미연에 방지하는 효과도 있다.

캔틸레버 타입 헬리데크는 갑판 상부의 바깥쪽에 위치하고 있기 때문에, 무게가 무거울수록 플랫폼의 안정성이 나빠질 수 있다. 또한 외팔보 형태이므로 자중이 커질수록 고정단에서의 굽힘 모멘트 및 응력이 증가하는 원인이 되어 구조적 안전성에 영향을 줄 수 있다. 따라서 캔틸레버형 헬리데크는 가벼울수록 경제적이며, 해양플랜트 및 헬리데크 자체의 구조적 안전성에 있어도 유익하다.

이러한 측면에서 지금까지 여러 선행 연구가 진행되어 왔다. Jung 등(2017)은 위상 최적설계(topology optimization)를 적용하여 최적의 트러스 격자 구조를 설계하고 매개 변수 연구를 통하여 부재 단면의 개별 크기를 결정함으로써 경량화 헬리데크를 설계하였다. 그 후, Kim 등(2018)은 다양한 상황에서 착륙 위치와 풍향의 조합을 바꿔가며 경량화 헬리데크 디자인의 동적 안정성을 평가하였다. 그러나 단면의 개별 치수가 독립적으로 최적화된 경우, 이에 부합하는 강제 부재를 시중에서 구매하기가 쉽지 않다. 또한 최대 허용응력 기준만을 고려한 최적설계는 보수적인 설계를 선호하는 해양구조물 시장에서 설득력이 떨어질 수 있다. 위와 같은 문제를 해결하기 위해 본 연구에서는 허용응력비 검사(unity check)를 추가적인 제약조건으로 최적화 과정에 포함하였다. 또한 헬리데크의 제작 가능성을 향상시키기 위해 다양한 AISC 표준 단면들(AISC, 2017)로

구성된 설계 집합 내에서 유전자 알고리즘(genetic algorithm)을 적용하여 무게 최소화를 목적으로 최적설계를 수행하였다.



Fig. 1 Cantilever-type helideck

## 제 2 장 헬리덱 모델링 및 설계하중 산정

### 2.1. 헬리덱의 기본구조

헬리덱은 기본적으로 Fig. 2와 같이 헬리콥터가 착륙하는 플레이트(Plate), 이를 보강하는 거더(Girders)와 스티프너(Stiffeners), 그리고 지탱하는 트러스(Trusses) 부재 그룹으로 구성되어 있다. 본 논문에서는 캔틸레버 타입 헬리덱 모델을 설계하였기 때문에 상부를 지탱하기 위한 서포트(Supports) 구조물이 추가로 설계되어 있다. 헬리덱의 크기, 부재 배치 및 간격 등은 선행 연구 모델을 참고하여 설정하였다. 플레이트는 팔각형의 판으로서 가로, 세로의 길이가 각각 26.1m이다. 플레이트 하부 구조물은 모두 빔(Beam) 구조물로서 스티프너는 0.65m 간격으로 설계되었으며, 거더는 횡거더의 경우 3.25m 간격으로, 종거더의 경우 4.1m 간격으로 설계되었다. 각 부재 그룹의 단면 형상은 선행 연구 모델을 참고하여 Fig. 3과 같이 거더는 T 단면, 스티프너는 L 단면, 트러스, 서포트는 I 단면으로 설계하였다. 헬리덱의 재료는 조선기자재 제작에 많이 사용되는 HT-36 강재로 설정하였다. 이를 바탕으로 Fig. 4와 같이 ANSYS Mechanical APDL을 통해 헬리덱의 플레이트는 61,241개의 쉘 요소(Shell element)로, 나머지 부재는 총 23,708개의 빔 요소(Beam element)로 이루어진 유한 요소 모델을 생성하였다.

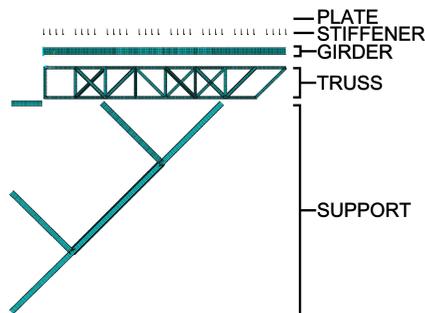


Fig. 2 Helideck member group



Fig. 3 Cross-sectional shapes of helideck member group



Fig. 4 Helideck FE model

## 2.2. 헬리덱 설계하중 산정

헬리덱의 구조 안전성을 고려하기 위해서는 헬리덱에 영향을 미치는 하중을 받는 상태에서의 헬리덱의 구조 분석을 수행하여야 한다. 따라서 헬리덱 설계 시에는 헬리덱에 작용하는 하중들이 고려되어야 하며 이에 관한 여러 가지 규정들이 존재한다. 일반적으로 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 있다. 그 중 CAP-437과 DNV-OS-E401을 참고하여 설계하중을 산정하였다. 헬리덱에 영향을 주는 하중은 헬리콥터 착륙하중, 풍하중, 자중, 적설하중, 갑판 침입 수 하중 등 다양한 하중이 존재한다. 그 중 착륙하중은 헬리콥터의 중량이 휠(Wheel) 면적에 가해지기 때문에 매우 큰 국소적인 압력을 일으킨다. 그러므로 착륙하중을 반드시 고려하여 설계하여야 하며, 헬리콥터 착륙시의 환경을 고려해야 하기 때문에 환경하중도 같이 고려하여 설계하중을 산정해야 한다. 따라서 본 논문에서는 착륙하중, 풍하중, 자중만을 고려하여 설계하중을 산정하였다.

### 2.2.1. 착륙하중

헬리콥터의 착륙조건은 일반 착륙과 비상 착륙의 두 가지 착륙조건으로 구분한다. 그 중 일반 착륙조건이란 헬리콥터의 전체 휠로 헬리덱에 착륙하는 조건이다. 반면 비상 착륙조건은 조종사의 운전 미숙, 엔진 문제, 장애물과의 충돌, 해상의 날씨 등으로 인해 헬리콥터가 헬리덱 중앙에 안전하게 착륙하지 못하는 조건이다. 따라서 헬리덱을 안전하게 설계하기 위해서는 일반 착륙조건 때보다 더 큰 착륙하중을 발생시키는 비상 착륙조건에서도 구조 안전성 검토가 필요하다. 본 논문에서는 헬리덱에 가장 큰 응력이 발생할 수 있는 경우인 헬리덱 가장자리에 헬리콥터가 휠 하나로 착륙하는 상황을 비상 착륙조건으로 설정하였다.

일반적으로 착륙하중을 계산하는 방법은 주어진 조건에 부합하는 적합한 계수들을 헬리콥터 최대 이착륙 중량(MTOW)에 곱하는 방식이다. 기본적으로 모든 규정에서 헬리콥터 이착륙에 기인한 동적하중을 준정적하중으로 계산하며 그에 필요한 동적 하중계수(Dynamic load factor)는 규정별로 아래 Table 1과 같이 제시된다.

**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, CAA에서 제시하는 CAP437의 경우, 동적 하중계수뿐만 아니라 플랫폼의 구조적 응답계수(Structural response factor)도 곱하여 이착륙하중을 계산한다. 이 계수는 헬리콥터 구조물의 고유진동수에 따라 값이 달라질 수 있다. 구조적 응답계수는 구조물 응답의 공진을 고려하기 위해 적용되는 것으로서 1보다 큰 값을 가지며 주로 이를 구체적으로 계산하기 위해서는 지정된 헬리콥터 및 그 랜딩기어의 동적 특성과 헬리콥터 구조물의 진동고유주기의 정보가 필요하다. 이에 대해 구체적인 정보가 주어지지 않거나, 그 정보들을 토대로 계산한 결과가 1.3보다 작지 않다면 일반적으로 1.3을 적용한다. 본 논문에서는 가장 보수적인 DNV의 동적 하중계수와 CAA에서 제시하는 구조적 응답계수를 모두 적용하여 설계착륙하중을 산정하였다.

$$P_v = 1.3 \times C_d \times g \times MTOM (kN) \quad (1)$$

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 헬리덱 설계 시 일반적으로 사용하는 Agusta Westland사의 EH-101 헬리콥터의 중량인 14.6 톤을 적용하였다. 위의 설계착륙하중이 작용하는 헬의 면적은 DNV-OS-E401의 식을 토대로 가로, 세로 각각 400mm, 200mm로 결정하였다. 식 (1)을 통해 계산한 설계착륙하중의 크기는  $372kN$ 이며,  $400mm \times 200mm$  면적의 헬 하나에 작용하게 된다.

## 2.2.2. 풍하중

구조물을 설계할 때에는 그 구조물이 설치되는 지역의 환경적인 요소를 고려하여야 한다. 일반적으로 해양구조물의 경우 일반 육상의 경우보다 환경적인 요소가 바람이나 파도 등으로 인해 중요하게 고려되어진다. 해양구조물에 설치되는 헬리덱에는 착륙조건뿐만 아니라 환경하중의 영향이 크게 작용하므로, 환경하중이 고려된 설계가 필요하다. DNV-OS-E401에는 풍하중, 적설하중, 갑판 침입수하중 등을 헬리덱 설계시 고려해야할 사항으로 명시하고 있다. 이 중 헬리콥터가 착륙하는 상황에서는 적설하중, 갑판 침입수 하중은 적용되지 않고, 풍하중만이 고려 대상이다. 따라서 본 논문에서는 풍하중만을 환경하중으로 고려하였다. 구체적으로 풍하중은 헬리덱의 판에 연직 하방으로 작용하는 압력으로 작용하도록 한다. DNV는 동적하중인 풍하중을 정적하중으로 간주하였고 그 크기는 아래의 식 (2)와 같다.

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

여기서,  $\rho$ 는 공기의 밀도  $1.225kg/m^3$ ,  $C_p$ 는 압력계수(Pressure Coefficient)이며,  $V$ 는 평균 수위의 10m 위에서 1분간 발생하는 풍속의 평균값을 의미한다. DNV에서는 헬리콥터의 착륙조건일 경우 최대  $30m/s$ 로 제시한다. 또한  $C_p$ 는

리딩 엣지(Leading edge)에서 2.0의 크기로, 트레일링 엣지(Trailing edge)에서 0의 크기로 선정하여 풍하중을 Fig. 5와 같이 삼각분포하중의 형태로 계산하였다.

헬리테크의 플레이트는 팔각형이기 때문에 각 변을 향하는 풍하중조건을 설정하였다. 헬리테크의 좌우 대칭성을 고려하여 헬리테크에서 발생할 수 있는 비상 착륙 경우를 아래 Fig. 6과 같이 산정하였다. 비상 착륙 위치는 총 9 가지가 되고, 풍향은 총 5 가지로 발생할 수 있는 비상 착륙조건은 모두 45 가지가 된다. 헬리테크 설계 시 안전성을 위하여 극한의 상황을 가정하고 위의 45 가지 비상 착륙조건을 모두 고려하여 구조 안전성을 검토한다.



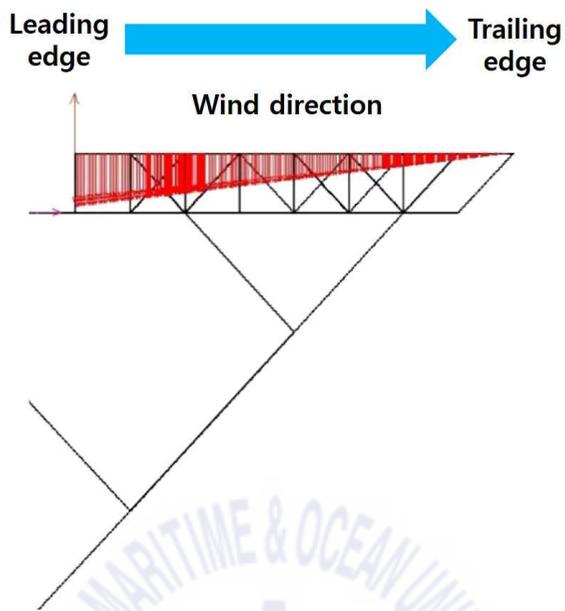


Fig. 5 Wind load on helideck plate

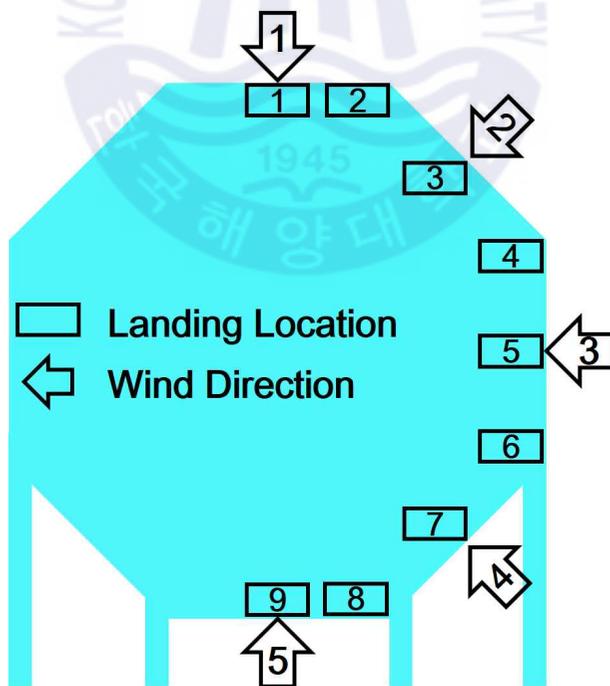


Fig. 6 Emergency landing load and wind load

## 제 3 장 헬리데크 최적설계

최적설계란 엔지니어가 설정한 제약조건(Constraint)을 만족하며 원하는 목적 함수(Objective function)의 값을 최적화하여 보다 효율적인 모델을 도출하는 것을 말한다. 구조 안전성과 경제성을 모두 만족해야 하는 구조물 설계 측면에서도 최적설계는 매우 효율적인 설계방법이라고 할 수 있다. 구조물 설계에서는 주로 무게, 제작 비용 등을 최소화하기 위해 최적 설계를 많이 적용한다. 대표적인 구조 최적설계 방법에는 위상 최적설계(Topology optimization), 치수 최적설계(Size optimization), 형상 최적설계(Shape optimization) 등이 있다. 일반적으로 아웃라인이 정해져 있는 빔 구조물에서는 치수 최적설계를 주로 수행한다. 그러나 빔 구조물의 각 부재의 단면 치수들을 설계 변수(Design Variable)로 하여 최적설계를 수행하게 되면 구조적으로는 이상적이나 제작 가능성이 많이 떨어지는 단면 치수 결과가 도출될 수 있다. 또한, 기존에 존재하지 않는 단면 치수이기 때문에 빌트 업(Built up) 과정을 거쳐 제작해야 한다. 이는 제작 측면에서 매우 비효율적이다. 본 논문에서는 이러한 문제를 해결하기 위해 기존에 존재하며 실제 사용되고 있는 단면 치수를 수집하여 최적설계 문제의 설계 변수에 적용하였다.

### 3.1. AISC 표준 단면

본 논문에서는 미국 강구조 협회(American Institute of Steel Construction, AISC)에서 제공하는 표준 단면(Standard section)을 설계 변수 집합으로 하여 헬리데크 최적설계를 수행하였다.

AISC 표준 단면은 기본적으로 T 단면, L 단면, I 단면, C 단면, 사각 튜브 단면, 원형 튜브 단면 등의 단면 형상이 존재한다. 또한, 각 단면 형상은 치수들의 관계에 따른 세부 종류로 나누어진다. T 단면은 2L, WT, MT, ST, L 단면은 L, I 단면은 W, M, S, HP, C 단면은 C, MC, 사각 튜브 단면은 HSS, 원형 튜브 단면은 HSS, PIPE로 나누어진다. 그리고 각 단면마다 세부적인 치수 및 그에 따른 단면 특성(관성 모멘트, 세장비, 도심) 등을 제공한다. 이와 같은 완성된

단면의 정보들을 치수 최적설계의 설계 변수의 집합으로 사용한다.

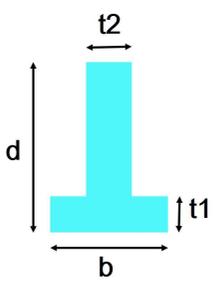
헬리데크는 거더, 보강재, 트러스, 서포트 등의 부재 그룹을 가지고 있으며, 각 부재 그룹은 모두 같은 단면 형상 및 치수를 공유하고 있다. 거더는 T 단면, 보강재는 L 단면, 트러스, 서포트는 I 단면 형상을 가지고 있기 때문에 AISC 표준 단면 중 T 단면, L 단면, I 단면의 정보를 모두 수집하여 행마다 단면 정보가 저장되어 있는 행렬로 데이터화였다. 그 중 거대 구조물에 사용되는 단면 정보는 제외하였고, 또한 L 단면의 경우 총 138개의 단면 정보 중 아래의 식 (3)과 같은 DNV-OS-E401의 헬리데크의 보강재 강도 제약조건을 만족하지 못하는 단면은 제외하였다.

$$Z \geq \frac{1.34 \times 10^6 k_z l a b P_L}{n \sigma_Y} \quad (3)$$

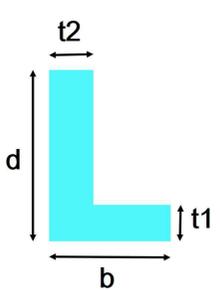
여기서  $Z$ 는 보강재의 최소 단면 계수이며,  $k_z = 1$ ,  $l$ 은 보강재의 길이,  $a$ 와  $b$ 는 설계 착륙하중이 작용하는 휠의 가로, 세로 길이,  $P_L$ 은 설계 착륙하중이 휠의 면적에 작용함으로써 생기는 압력하중이다.  $n = r / ((a/l)^2 - 4.7(a/l) + 6.5)$ 이고 여기서  $r = 29$ 이다.  $\sigma_Y$ 는 재료의 항복응력을 의미한다. 위 식 (3)을 통해 계산한 최소 단면 계수 값보다 작은 단면 정보를 제외하면 총 138개에서 15개의 단면 정보를 얻을 수 있다.

그 후, 각 단면 형상마다 단면 정보를 단면적 순으로 데이터를 Table 2, 3, 4와 같이 재정렬하였다. 단면적 순으로 데이터 행렬을 재정렬함으로써 헬리데크의 무게의 크기가 행 번호와 비례하는 관계를 가지게 된다. 위 가공을 통해 얻어진 행렬 데이터의 행 번호를 설계 변수로 사용하여 개별 치수 최적설계에 비해 제작 가능성을 향상시킬 수 있다. 또한 한 단면에 대한 개별 치수를 하나의 행 번호로 대체하기 때문에 설계 변수의 개수를 크게 감소시킬 수 있다.

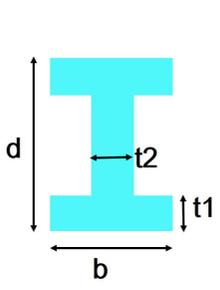
**Table 2** AISC T-shaped standard sections

	Design variables	AISC standard sections(m)			
	Section ID	b	d	t1	t2
	1	0.0508	0.0752	0.0033	0.0025
	...	...			
	325	0.4724	0.5486	0.1151	0.0767

**Table 3** AISC L-shaped standard sections

	Design variables	AISC standard sections(m)			
	Section ID	b	d	t1	t2
	1	0.2032	0.2032	0.0159	0.0159
	...	...			
	15	0.3048	0.3048	0.0351	0.0351

**Table 4** AISC I-shaped standard sections

	Design variables	AISC standard sections(m)			
	Section ID	b	d	t1	t2
	1	0.0572	0.0762	0.0033	0.0023
	...	...			
	351	0.4724	1.0947	0.1151	0.0767

단면 정보의 개수가 T 단면의 경우 325개, L 단면의 경우 15개, I 단면의 경우 351개이다. 하나의 행마다 4개의 치수로 이루어져 있는 하나의 단면 정보가 있으며, 설계 변수를 행 번호로 사용함으로써 단면 정보를 표현할 수 있다.

개별 치수 최적설계와 AISC 표준 단면을 이용한 최적설계의 비교를 하기 위해 Fig. 7과 같은 캔틸레버 빔의 단면 치수에 대한 치수 최적설계를 수행하였다. 빔의 단면 형상은 I 단면이고, 부재의 길이는 10m이다. 힘은 -Z 방향으로 100kN의 크기로 적용하였다. 목적 함수는 캔틸레버 빔의 무게 최소화로 설정하였으며 제약조건은 사용된 재료인 HT-36 강의 최대 항복응력인 355MPa을 넘지 않는 것으로 설정하였다.

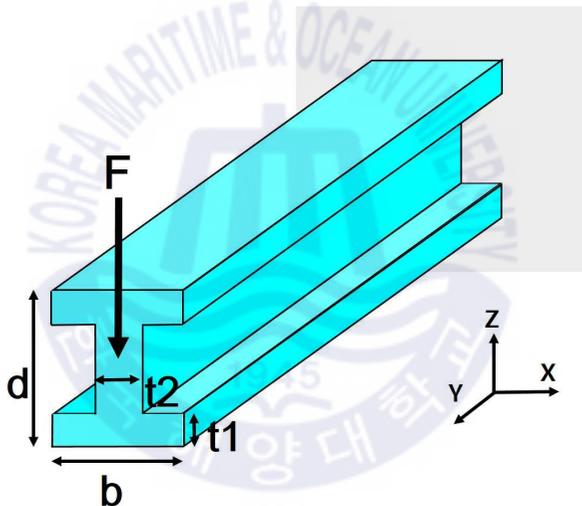


Fig. 7 Cantilever beam optimization problem

캔틸레버 빔의 무게 최소화에 대한 정식화는 다음 식 (4), (5)와 같다.

$$\text{Minimize} \quad \text{Weight} \quad (4)$$

$$\text{Subject to} \quad \sigma \leq 355\text{MPa} \quad (5)$$

개별 치수 최적설계의 경우 설계변수의 개수는 하나의 부재로 이루어진 빔 구조물이기 때문에 I 단면의 폭, 높이, 플랜지 두께, 웹 두께로 총 4개이며 각 치수의 설계 범위는 식 (6)와 같이 설정하였다.

$$100.1mm \leq b, d \leq 1000mm, 0.1mm \leq t_1, t_2 \leq 100mm \quad (6)$$

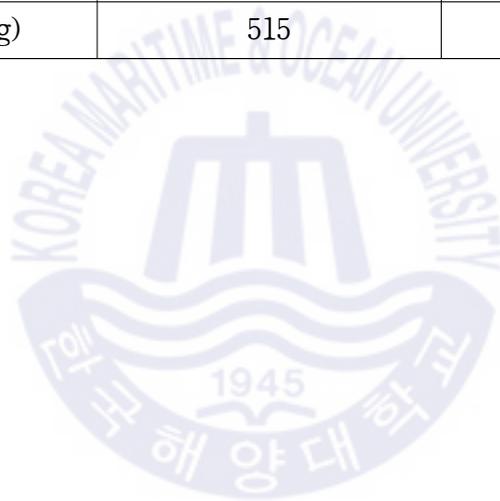
AISC 표준 단면을 이용한 최적설계의 경우 I 단면에 대한 4개의 치수를 식 (7)과 같이 하나의 설계 변수로 설계가 가능하다. 행 번호를 설계 변수로 사용하기 때문에 설계 변수는 정수로 이루어져 있다.

$$1 \leq S_1 \leq 325, S_1 = integer \quad (7)$$

아래의 Table 5를 보면, 개별 치수 및 AISC 표준 단면을 이용한 최적설계로 도출된 단면 치수, 최대 응력 값, 무게 값이 각각 나와 있다. 개별 치수 최적설계 결과를 보면, 최대 응력 값이 제약조건인 항복응력 값과 매우 근사하며 단면 치수  $t_2$ 의 크기가 0.0006m로 매우 작은 값으로 도출되었다. 이는 제작 측면에서 매우 비현실적으로 실제 제작이 거의 불가능하다고 볼 수 있다. 반면에, AISC 표준 단면을 이용한 최적설계에서는 무게 값은 개별 치수 최적설계 결과보다 더 무겁게 나왔지만 실제 사용하는 표준 단면의 정보를 이용하여 설계하였기 때문에 제작 및 공급에 용이하고 할 수 있다.

**Table 5** Optimized section sizes of cantilever beam

	Size optimization with individual section sizes	Size optimization with AISC standard sections
Section ID	-	141
b(m)	0.1050	0.1780
d(m)	0.9370	0.6100
t1(m)	0.0288	0.0221
t2(m)	0.0006	0.0127
Maximum stress(MPa)	355	329
Total mass(kg)	515	1180



### 3.2. 유전 알고리즘(Genetic algorithm)

본 논문에서는 헬리데크 최적설계의 설계 변수 개수를 줄이고 헬리데크 모델의 제작 및 공급에 용이하게 하기 위해 AISC 표준 단면을 이용한 최적설계를 수행하였다. 부재의 단면 치수들을 하나의 설계 변수로 표현하기 위해 AISC 표준 단면 정보를 수집 및 가공하여 단면 형상별 행렬 데이터를 만들고 행 번호를 최적설계의 설계변수로 설정하였다. 따라서 설계 변수는 정수로 이루어져 있으며 데이터 행렬이 단면적에 따라 오름차순으로 정렬되어 있기 때문에 행 번호가 작을수록 작은 단면적의 단면 정보를 가지고 있다. 그러나 행 번호의 증감의 크기에 선형적으로 단면적의 증감이 이루어지지 않기 때문에 설계 변수의 증감과 목적 함수인 무게의 관계는 비선형적이라고 할 수 있다. 정수로 이산화된 설계 변수, 설계 변수와 목적 함수 사이의 비선형성, 설계 변수와 제약 조건 사이의 비선형성 등의 문제를 해결하기 위해 민감도 기반의 최적설계가 아닌 확률적인 탐색기법을 사용하는 유전 알고리즘을 본 논문의 최적설계 방법으로 선택하였다.

Holland (1975)에 의해 제시된 유전 알고리즘은 자연의 진화 현상에 기초한 계산 모델로서 자연 선택적 과정을 확률에 바탕을 두고 수학적으로 모델링하여 탐색 과정을 구성한다. 따라서 유전 알고리즘은 이산적인 변수의 처리에 유리하며, 문제를 구성하는 함수의 연속성, 미분가능성, 문제의 비선형성 등에 영향을 받지 않는 전역적인 최적해를 찾을 수 있는 탐색 기법이다. 따라서 유전 알고리즘이 본 논문의 정수로 이루어진 설계 변수의 변화에 따른 구조물의 비선형적 특성을 고려하였을 때 적합한 기법이라고 할 수 있다.

유전 알고리즘은 기본적으로 실제 설계 영역의 설계 변수들을 유전자(Gene)로 변환하는 과정을 거친 후, 하나의 염색체(Chromosome)로 표현한다. 한 세대(Generation)에는 여러 개의 염색체가 있으며 이 염색체들의 적합도(Fitness)를 평가한 후 진화 연산을 수행하여 다음 세대의 염색체 집단을 생성한다. 유전 알고리즘은 위의 과정을 반복하며 세대를 거듭하면서 우수한 염색체, 즉 설계 문제에서의 최적해를 도출해낸다.

설계 변수를 유전자로 변환하기 위해서 실제 값인 십진수 기반의 실수를 Fig. 8과 같이 유전자 알고리즘 내부적으로 인코딩(Encoding) 과정을 거쳐 이진수 배열(Binary string)으로 변환한다. 변환된 유전자들을 배열하여 하나의 염색체를 생성하고, 이 염색체들이 모이면 한 세대를 구성하는 집합(Population)이 된다. 이 집합의 염색체들의 적합도를 평가한 후에 다음 세대를 구성하기 위해 다음의 선택(Selection), 교차(Cross over), 변이(Mutation)와 같은 진화 연산을 수행한다.

진화 연산 과정 중 선택은 이전 세대의 염색체들 중 적합도 평가에서 높은 적합도를 가지고 있는 염색체를 선택하여 다음 세대의 염색체로 그대로 생성하는 것이다. 이 염색체들은 교차 및 변이에 사용되는 부모(Parents) 염색체가 된다.

교차는 두 개의 부모 염색체 배열의 끊어지는 지점을 임의로 선택하여, 이 지점을 기준으로 Fig. 9와 같이 서로 교환하여 두 개의 새로운 자식(Children) 염색체를 생성하는 것이다.

변이는 부모 염색체에서 Fig. 10과 같이 임의로 선택한 유전자 일부를 바꾸는 것이다. 이진수 배열로 이루어진 염색체같은 경우 ‘1’을 ‘0’ 또는 ‘0’을 ‘1’로 바꾸는 것이다.



위와 같은 진화 연산을 반복하여 세대를 거듭하게 되고 이전의 세대보다 더 적합도가 높은 염색체 집단을 구성하게 된다. 이 과정은 세대 제한(Generation limit), 최대 계산 시간, 적합도 값의 수렴 등의 종료 조건(Stopping criteria)를 만족할 때까지 반복된다.

본 논문의 헬리덱 최적설계 문제에 유전 알고리즘을 적용하기 위해 Fig. 11과 같이 설계 변수는 부재 그룹(거더, 보강재, 트러스, 서포트)의 단면 치수를 결정하게 되는 AISC 표준 단면 데이터 행렬의 행 번호로 설정하였고 변수의 개수는 부재 그룹의 수인 4개가 된다. 플레이트의 두께는 DNV-OS-E401의 설계 강도 조건을 만족하는 최소 두께인 14mm로 고정하였다. 적합도는 무게 값이 되며 더 작은 무게 값이 나올수록 더 높은 적합도를 가지게 되는 것이다. 따라서 목적 함수인 무게 최소화는 적합도 평가를 통해 이루어지며 적합도가 높은 염색체가 최적설계 문제의 최적해가 될 수 있다.

또한, 헬리덱 최적설계 문제의 제약조건인 허용응력 조건과 허용응력비 검사 조건을 만족하지 않는 염색체는 다음 세대를 구성할 때 탈락시키기 위해 다음 식 (8)과 같은 유전 알고리즘의 벌칙 함수 기법(Penalty function method)을 적용하였다.

$$F(\vec{x}) = \begin{cases} f(\vec{x}) & \text{if } g_j(\vec{x}) \leq 0, \forall j=1, 2, \dots, m \\ f_{max} + \sum_{j=1}^m |g_j(\vec{x})| & \text{otherwise} \end{cases} \quad (8)$$

여기서  $F(\vec{x})$ 는 유전 알고리즘의 적합도를 평가하기 위한 적합도 함수(Fitness function)이며,  $f(\vec{x})$ 는 목적 함수,  $g_j(\vec{x})$ 는 제약조건 함수이다.  $f_{max}$ 는 해당 설계 변수를 포함하고 있는 집단의 해 중 가장 큰 해이다. 설계 변수가 제약조건을 만족하면 목적 함수 값이 그대로 염색체의 적합도 값으로 사용되지만, 제약조건을 벗어나게 되면  $f_{max}$ 와 직접 계산한 제약조건 함수 값의 합을 적합도 값으로 사용한다. 따라서 벌칙 함수 기법은 한 세대의 적합도 평가 과정 중에 제약

조건을 직접 계산하여 만족하지 않는 염색체는 다음 세대에 포함되지 않게 벌칙(Penalty)을 부과하여 탈락시키는 방법으로 제약조건의 비선형성이 매우 커도 민감도에 상관없이 효율적으로 다음 세대의 설계 가능 집합을 만들 수 있다.

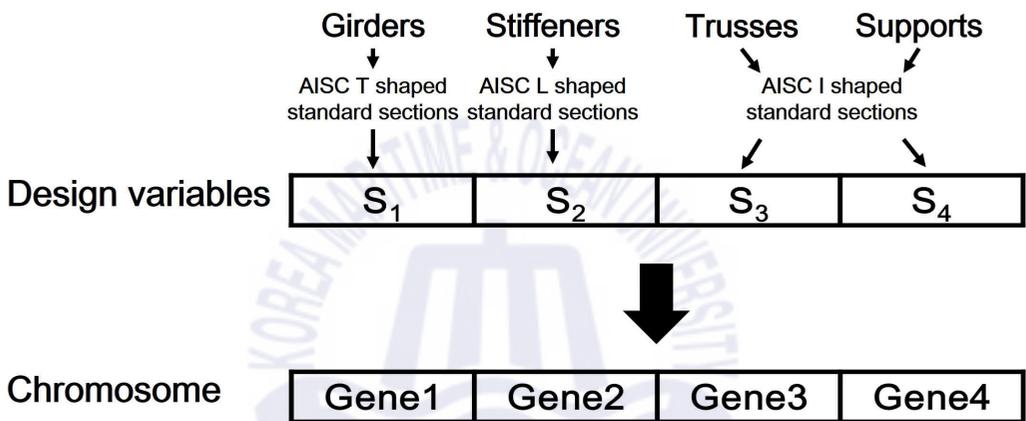


Fig. 11 Chromosome of helideck model

### 3.3. 허용응력 조건

강구조물의 설계 시 구조 안전성을 위해 고려되는 설계법에는 허용응력 설계법, 소성 설계법, 극한상태 설계법 그리고 하중 저항 계수 설계법 등이 있다. 본 논문에서는 DNV-OS-E401의 허용응력 설계법을 기반으로 헬리데크의 안전성을 평가하였다.

헬리데크의 허용응력은 아래의 식 (9)과 같이 정의된다.

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

여기서  $\eta_0$ 는 사용 계수(Usage factor)이며 착륙조건에 따라 달라지는데, 일반 착륙조건일 경우 0.67을 사용하며, 비상 착륙조건일 경우 1을 사용한다.  $\sigma_{Yield}$ 는 재료의 항복응력으로 본 논문에서는 HT-36 강재를 재료로 사용하였으며, HT-36 강재의 항복응력은 355MPa이다.

본 논문의 헬리데크 최적설계 제약조건으로 비상 착륙시에도 구조적 안전성을 확보할 수 있도록 비상 착륙하중과 풍하중이 모두 작용하였을 때의 최대 등가응력(Equivalent stress)이 비상 착륙조건일 때의 허용응력인 355MPa를 넘지 않도록 설정하였다. 허용응력으로 사용하는 일반적인 구조물의 등가응력은 식 (10)와 같이 정의하며, 빔 요소는 1차원 요소이기 때문에 식 (11)과 같이 축소될 수 있다.

$$\sigma_{Equivalent} = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_x \sigma_y + \sigma_y \sigma_z + \sigma_z \sigma_x + 3(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)} \quad (10)$$

$$\sigma_{Equivalent \text{ for beam element}} = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + 3(\tau_{xy}^2 + \tau_{zx}^2)} \quad (11)$$

여기서  $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ 는 각 면에 작용하는 수직응력(Normal stress)이며,  $\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}$ 는 전단 응력(Shear stress)이다. 빔 요소는 1차원으로  $y, z$  방향으로의 체적이 매우 작다고 가정하기 때문에  $y, z$  방향과 관련된 응력 값을 '0'으로 두면 식 (11)과 같이 축소할 수 있다.



### 3.4. 허용응력비 검사(Unity check) 조건

헬리데크는 빔으로 이루어진 구조물이기 때문에 재료의 항복응력만을 고려한 허용응력 조건뿐만 아니라 부재의 단면 형상 및 치수, 길이 등에 따른 특성을 고려한 구조 안전성을 고려하는 것이 보다 안전한 설계를 수행할 수 있다. 따라서 본 논문에서는 구조 안전성 측면에서 보다 설득력 있는 최적설계를 제시하기 위해 일반 강구조 설계조건을 만족하도록 미국 강구조 협회에서 제공하는 허용 응력 설계법(Allowable Stress Design, ASD)을 참고하여 허용응력비 검사 조건을 헬리데크 최적설계의 제약조건으로 설정하였다.

허용응력비 검사란 부재에 발생하는 응력 성분을 허용응력으로 나눈 값을 '1' 을 기준으로 안전성을 평가하는 것이며, 기본적으로 '1' 을 넘지 않으면 구조물이 안전하다고 할 수 있다. 한 부재의 허용응력비는 부재의 양 쪽을 모두 허용응력비 검사를 수행하고 허용응력비가 큰 값을 해당 부재의 허용응력비로 정의된다. 허용응력비 검사는 크게 3가지로 수행되며 다음의 식 (12), (13), (14), (15)와 같이 정의된다.

$$UC_1(\text{Combine unity ratio}) = \frac{f_a}{F_a} + \frac{f_{by}}{F_{by}} + \frac{f_{bz}}{F_{bz}} \quad (12)$$

$$UC_2(\text{Shear unity ratio}) = \max\left(\frac{f_{vy}}{F_{vy}}, \frac{f_{vz}}{F_{vz}}\right) \quad (13)$$

$$UC_3(\text{Buckling unity ratio}) = \max\left(\frac{f_a}{F_{ey}}, \frac{f_a}{F_{ez}}\right) \quad (14)$$

$$UC_{max} = \max(UC_1, UC_2, UC_3) \quad (15)$$

여기서  $f_a, f_{by}, f_{bz}, f_{vy}, f_{vz}$ 는 각각 실제 발생하는 축 응력, y축 방향 굽힘 응력, z축 방향 굽힘 응력, y축 방향 전단 응력, z축 방향 전단 응력이며, 부재에 발생하는 응력 성분이다.

$F_a, F_{by}, F_{bz}, F_{vy}, F_{vz}, F_{cy}, F_{cz}$ 는 각각 허용 축 응력, y축 방향 허용 굽힘 응력, z축 방향 허용 굽힘 응력, y축 방향 허용 전단 응력, z축 방향 허용 전단 응력, y축 방향 오일러 허용 좌굴 응력, z축 방향 오일러 허용 좌굴 응력으로 부재의 단면 특성, 길이, 세장비 등을 이용하여 허용 응력 설계법에 따라 계산된다.

$UC_1$ 같은 경우, 부재의 허용 축 응력비, y축 및 z축 허용 굽힘 응력비를 모두 더함으로서 허용응력비를 계산하며,  $UC_2$ 의 경우, y축 및 z축 허용 전단 응력비 중 큰 값을 허용응력비로 계산하며,  $UC_3$ 의 경우, y축 및 z축 허용 굽힘 응력비 중 큰 값을 허용응력비로 계산한다. 위 세가지 중, 가장 큰 허용응력비를 임계 허용응력비(Critical unity ratio,  $UC_{max}$ )라고 하며 임계 허용응력비가 '1'을 넘지 않으면 해당 부재는 구조적으로 안전하다고 평가한다.

위와 같은 허용응력비 검사를 헬리데크 최적설계 문제의 제약조건으로 설정하기 위해 유한 요소 모델에서 허용응력비를 계산하기 위해 필요한 단면 정보 및 응력 성분을 도출하여 허용응력비를 계산하는 In-house code를 작성하였다.

먼저 상용 유한 요소 해석 프로그램인 ANSYS MAPDL에서 헬리데크 유한 요소 모델의 비상 착륙하중과 풍하중이 동시에 작용할 때의 정적 구조 해석을 수행하고, 허용응력비 계산에 필요한 각 부재의 단면 정보와 부재력을 출력한다. 부재력은 부재에 해당하는 빔 요소들 중 더 큰 허용응력비를 부재의 허용응력비로 설정하기 위해 양 끝에 있는 응력 성분을 모두 출력하였다. 출력된 정보를 Matlab에 입력하면 In-house code를 통해 위의 세 가지 허용응력비를 계산하고, 그 중 가장 큰 값이 임계 허용응력비가 된다.

### 3.5. 선형 중첩법

헬리데크 최적설계 문제의 제약조건인 허용응력 조건, 허용응력비 검사 조건은 구조적으로 보다 안전한 설계를 위해 모두 비상 착륙조건일 때의 응력을 가지고 계산된다. 비상 착륙조건은 비상 착륙하중과 풍하중이 동시에 작용하는 경우이며, Fig. 6과 같이 착륙 위치에 따른 비상 착륙하중의 수는 9가지, 풍향에 따른 풍하중의 수는 5가지가 된다. 따라서 발생할 수 있는 비상 착륙조건의 수는 45가지가 된다.

유전 알고리즘을 이용한 헬리데크 최적설계를 수행하게 되면 한 세대를 구성하는 집단의 염색체들이 제약조건을 만족하는지 확인하기 위해 각 염색체에 대해 비상 착륙조건 45가지의 정적 구조 해석을 수행하여야 한다. 하나의 헬리데크 모델의 45가지 조건에 대한 정적 구조 해석을 수행하는데 걸리는 시간은 약 22분으로 이는 최적설계 문제를 수행하는데 매우 비효율적이라고 할 수 있다.

본 논문에서는 선형 중첩법을 활용하여 정적 구조 해석 시간을 크게 단축하였다. 선형 중첩법이란 선형 탄성 구간 내에서 하중에 따른 응력의 선형 중첩 관계를 이용하여 두 개의 하중에 대한 각각의 응력을 중첩하여 두 개의 하중이 동시에 작용할 때의 응력을 계산하는 것이다. 본 논문에서는 조합된 하중 시의 최대 등가응력을 계산하기 위해 비상 착륙하중만을 고려하여 정적 구조 해석 수행 시의 헬리데크 빔 요소의 수직응력과 전단응력을 구하고, 자중과 풍하중만을 고려한 정적 구조 해석 수행 시의 헬리데크 빔 요소의 수직응력과 전단응력을 각각 더한 후, 식 (11)과 같이 계산하여 조합하중 시의 등가응력을 계산하였다.

하나의 빔 요소에는 단면 노드(Section node)의 수에 해당하는 등가응력이 존재한다. 그 중 최대값을 가지는 등가응력을 얻기 위해 하중별로 정적 구조 해석을 수행한 후, Fig. 12와 같이 각 단면 형상별로 높은 응력 값을 가지는 각 모서리 부분의 수직응력, 전단응력을 출력하고 선형 중첩법을 이용하여 각각의 등가응력을 계산한 후, 가장 큰 등가응력을 해당 요소의 최대 등가응력으로 선정하였다.

위와 같은 방법으로 임의의 헬리데크 모델에 대하여 비상 착륙조건 중 Fig. 6의 비상 착륙 위치 6번, 풍향 4번인 경우에 대하여 Table 6과 같이 최대 등가응력을 출력하였다. Table 6을 보면 비상 착륙하중만을 고려한 정적 구조 해석시의 수직응력, 전단응력과 자중과 풍하중만을 고려한 정적 구조 해석시의 수직응력, 전단응력의 각 합이 비상 착륙하중, 풍하중, 자중 모두 고려한 정적 구조 해석시의 수직응력, 전단응력이 일치하는 것을 확인할 수 있다. 또한, 식(11)을 통해 계산한 등가응력 값이 비상 착륙하중, 풍하중, 자중 모두 고려한 정적 구조 해석시의 등가응력 값과 일치하는 것을 확인할 수 있다. 위 과정을 통해 비상 착륙위치 9가지와 자중을 고려한 풍향 5가지의 합인 14가지 경우에 대한 구조 해석만으로 기존의 비상 착륙조건 45가지 경우에 대한 최대 등가응력을 얻을 수 있었다. 또한, 하나의 헬리데크 모델에 대한 구조 해석 수행 시간을 22분에서 약 75% 감소된 5분 30초로 단축할 수 있었다.



Fig. 12 Edges of helideck member group' s cross-section

**Table 6** Linear superposition method

Unit : MPa	$\sigma_x$	$\tau_{xy}$	$\tau_{zx}$	$\sigma_{Equivalent}$
Wind load with acceleration of gravity	-39.23	-0.03	0.04	-
Landing load	-270.62	0.38	-0.50	-
Sum	-309.85	0.35	-0.46	309.85
Combined load	-309.85	0.35	-0.46	309.85



### 3.6. 헬리데크 최적설계 정식화

위 내용을 토대로 헬리데크 최적설계를 식 (16)과 같이 정식화를 하였다. 목적 함수는 헬리데크의 무게 최소화이며, 헬리데크의 경량 설계 결과가 구조 안전성을 확보할 수 있도록 제약조건으로 비상 착륙조건 하에서의 허용응력 조건, 허용응력비 검사 조건을 설정하였다. 설계 변수는 AISC 표준 단면 데이터 행렬의 행 번호로서, 헬리데크 부재의 단면 치수를 결정한다. 헬리데크의 부재 그룹은 거더, 보강재, 트러스, 서포트로 각각의 부재 그룹은 한 개의 단면 정보를 공유하고 있다. 따라서 설계 변수의 개수는 부재 그룹의 수와 동일한 4개가 된다. 첫 번째 설계 변수는 거더의 단면 정보를 결정하는 행 번호로서 325개의 T 단면 정보 중에서 결정되고, 두 번째는 보강재의 단면 정보를 결정하는 행 번호로서 헬리데크 강도 제약조건을 만족하는 15개의 L 단면 정보 중에서 결정된다. 세 번째, 네 번째는 트러스, 서포트의 단면 정보를 결정하는 행 번호로서 같은 I 단면 정보 중에서 각각 결정된다.

$$\text{Find} \quad \{ S_1, S_2, S_3, S_4 \} \quad (16)$$

$$\text{Minimize} \quad \text{Weight}$$

$$\text{Subject to} \quad \sigma_{Equivalent} < \sigma_A (= 355MPa)$$

$$UC_{max} < 1$$

$$1 \leq S_1 \leq 325$$

$$1 \leq S_2 \leq 15$$

$$1 \leq S_3, S_4 \leq 351$$

$$S_1, S_2, S_3, S_4 = \text{integer}$$

위의 최적설계 정식화를 바탕으로 캔틸레버 타입 헬리데크의 최적설계가 Fig. 13과 같이 진행된다. 초기 세대의 염색체 집단을 생성하고 헬리데크의 단면 정보가 들어있는 염색체가 상용 구조 해석 프로그램인 ANSYS MAPDL에 입력되면, 해당 정수 단면 번호에 따른 단면 치수로 헬리데크 유한 요소 모델이 수정된다. 그 후, 선형 중첩법을 이용하여 모든 비상 착륙조건에 대한 정적 구조 해석을 수행하고 허용응력 조건을 검토하기 위한 최대 등가응력 정보와 허용응력비 조건을 검토하기 위한 부재별 길이 및 단면, 응력 정보를 출력한다. 출력된 정보는 Matlab으로 입력되고 위 두 제약조건을 검토한다. 만약 두 개의 제약조건을 만족하지 않는 경우 벌칙이 적용되고, 만족하는 경우 해당 헬리데크 모델의 무게 값을 적합도 값으로 설정한다. 한 세대의 집단의 적합도 평가를 수행하고 적합도 값을 기반으로 진화 연산을 수행하여 다음 세대의 집단을 생성하며 위 과정이 종료 조건을 만족할 때까지 반복된다. 종료 조건은 세대 제한, 몇 세대가 지나도 개선되는 적합도 값, 즉 최적해가 나오지 않는 경우 등으로 설정하였다.

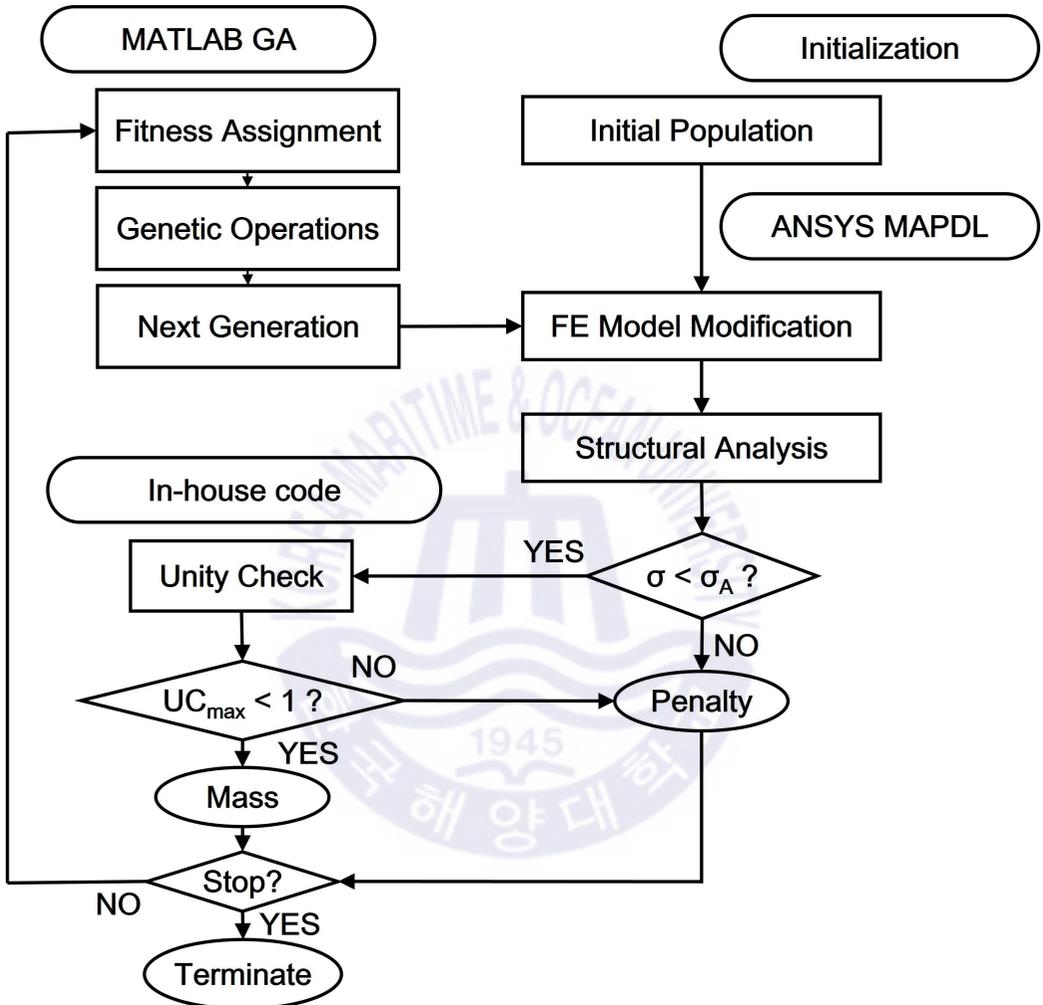


Fig. 13 Helideck optimization flow chart

## 제 4 장 헬리데크 최적설계 결과

본 논문에서는 기존의 선행연구 헬리데크 모델에서 제작 및 공급에 용이하게 하기 위해 AISC 표준 단면 정보를 활용하였고, 보다 경량화된 모델을 설계하고자 유전 알고리즘을 이용한 최적설계를 수행하였다. 또한, 구조 안전성을 확보하기 위해 허용응력 조건뿐만 아니라 허용응력비 검사 조건을 최적설계의 제약 조건으로 설정하였다. 위의 내용을 토대로 최적설계 정식화를 하고, 최종적으로 캔틸레버 타입 헬리데크 모델을 Fig. 13과 같이 최적설계를 수행하였다.

최적설계의 효과를 확인하기 위해 최적설계 결과 모델과 기존의 선행연구 모델의 무게, 최대 등가응력, 임계 허용응력비 결과를 확인하였다. 또한, 헬리데크 모델의 단면 치수를 설계 변수로 하여 최적설계를 수행한 결과와의 비교를 통해 AISC 표준 단면의 효과를 확인하고, 허용응력 조건만을 고려한 최적설계를 수행한 결과와의 비교를 통해 최적설계 결과 모델의 구조적 안전성을 확인하였다.

추가적으로 최적설계의 목적인 무게 최소화의 효과를 향상시키기 위해 헬리데크 모델을 구성하는 기존의 부재 그룹(거더, 보강재, 트러스, 서포트)에서 부재 그룹을 세분화하여 최적설계를 수행하였다.

## 4.1. 부재 그룹 4개 모델

### 4.1.1. 부재 그룹 4개 모델 최적설계 결과

앞서 언급한 AISC 표준 단면으로만 이루어진 설계 변수가 4개인 최적설계 결과 모델(OPT-1 model)의 경우, 집단의 크기(Population size)는 100, 세대 제한은 30으로 설정하여 최적설계를 수행하였다. Table 7은 OPT-1 모델의 단면을 구성하는 AISC Label과 그에 따른 단면 치수를 나타낸다. 플레이트의 두께는 설계 강도 조건에 따른 최소 두께인 14mm로 치수가 변하지 않는다. Fig. 14와 같이 27개의 세대를 거치면서 265.1톤의 헬리데크 결과 모델을 도출하였으며, Fig.15와 같이 부재 그룹별 단면적이 가장 큰 표준 단면으로 만들어진 헬리데크 모델 대비 OPT-1 모델이 거더는 12.5%, 보강재는 30.8%, 트러스는 9.0%, 서포트는 27.6%로 경량화 효과가 매우 큰 최적설계 결과를 얻은 것을 확인할 수 있다. 또한, Table 8, Table 9를 보면 45가지 비상 착륙조건에서 허용응력 조건과 허용응력비 검사 조건을 모두 만족하는 것을 확인할 수 있다. 최대 등가응력은 비상 착륙 위치 9번, 풍향 4번에서 발생하였으며 크기는 260MPa이다. 최대 임계 허용응력비는 비상 착륙 위치 4번, 풍향 1번에서 발생하였으며 크기는 0.9852이다. 최대 등가응력과 최대 임계 허용응력비가 다른 비상 착륙조건에서 발생하였으며 이를 통해 두 제약조건이 구조 안전성을 평가하는 방법이 다를 수 있고, 따라서 확실한 구조 안전성을 확보하기 위해서는 두 제약조건을 모두 고려해야 한다. Fig. 16과 Fig. 17에서 최대 등가응력이 발생하는 비상 착륙조건에서의 등가응력 분포와 최대 임계 허용응력비가 발생하는 비상 착륙조건에서의 허용응력비 분포를 확인할 수 있다.

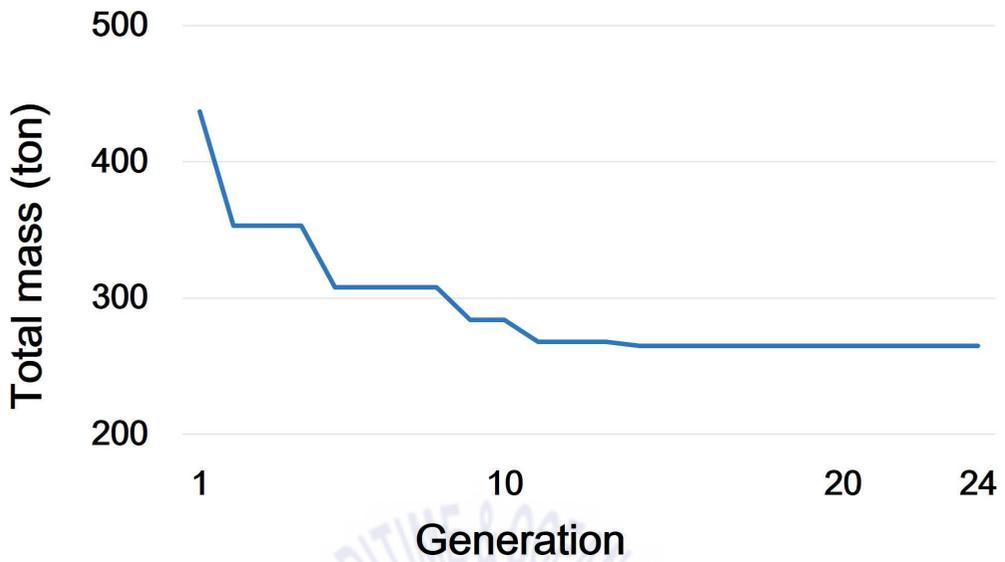


Fig. 14 Convergence history of OPT-1 model



Fig. 15 Mass reduction for each members from the largest AISC section of OPT-1 model

**Table 7** Result for OPT-1 model

Member group	AISC Label	b(m)	d(m)	t1(m)	t2(m)	Weight(ton)
Plate	-	-	-	-	-	62.0
Girders	WT15X58	0.2667	0.3810	0.0216	0.0144	31.5
Stiffeners	L8X8X5/8	0.2032	0.2032	0.0159	0.0159	33.8
Trusses	HP12X89	0.3124	0.3124	0.0174	0.0174	80.7
Supports	W36X256	0.3099	0.9500	0.0439	0.0244	57.1
All	-	-	-	-	-	265.1

**Table 8** Maximum equivalent stress for OPT-1 model

Equivalent stress(MPa)	Wind direction 1	Wind direction 2	Wind direction 3	Wind direction 4	Wind direction 5
Landing position 1	163	163	163	161	161
Landing position 2	232	231	229	227	227
Landing position 3	191	201	202	196	185
Landing position 4	209	218	220	213	202
Landing position 5	252	256	259	257	253
Landing position 6	249	251	253	251	249
Landing position 7	227	231	238	244	245
Landing position 8	215	219	223	227	228
Landing position 9	247	253	259	260	257

**Table 9** Maximum critical unity ratio for OPT-1 model

Critical unity ratio	Wind direction 1	Wind direction 2	Wind direction 3	Wind direction 4	Wind direction 5
Landing position 1	0.9645	0.9638	0.9606	0.9565	0.9541
Landing position 2	0.8869	0.8858	0.8797	0.8723	0.8678
Landing position 3	0.7138	0.7362	0.7444	0.7337	0.7103
Landing position 4	0.9852	0.9178	0.9224	0.8870	0.8371
Landing position 5	0.8825	0.9073	0.9171	0.9062	0.8810
Landing position 6	0.9191	0.9212	0.9277	0.9213	0.9194
Landing position 7	0.8055	0.8303	0.8401	0.8292	0.8040
Landing position 8	0.7485	0.7639	0.7798	0.7868	0.7809
Landing position 9	0.8894	0.8756	0.8908	0.9260	0.9606

1  
 NODAL SOLUTION  
 STEP=1  
 SUB =1  
 TIME=1  
 SEQV (AVG)  
 DMX =.032261  
 SMN =605.307  
 SMX =.260E+09

**ANSYS**  
 R18.2  
 Academic  
 NOV 20 2019  
 14:53:18

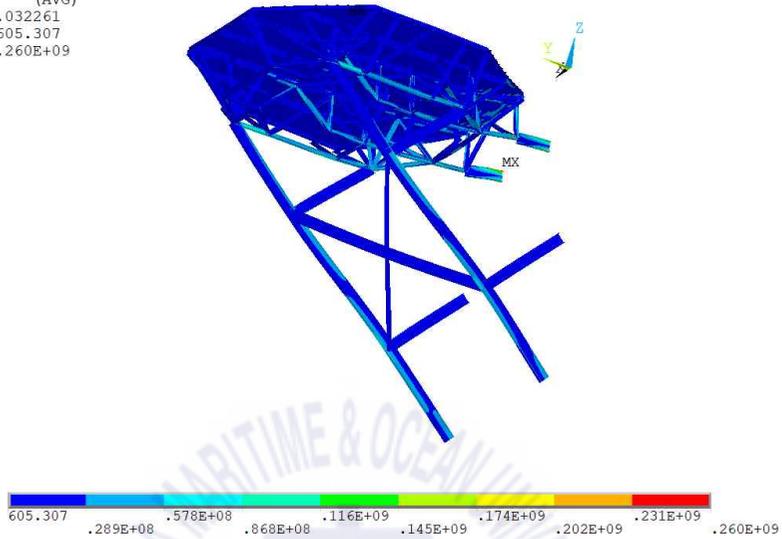


Fig. 16 Equivalent stress distribution for OPT-1 model

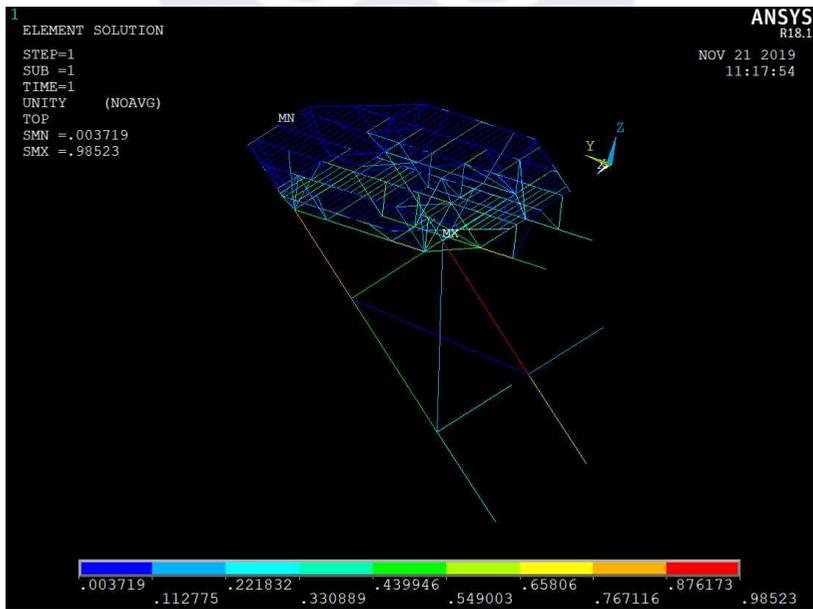


Fig. 17 Critical unity ratio distribution for OPT-1 model

#### 4.1.2. 모델 결과에 대한 논의

본 논문의 최적설계 결과 모델의 제작 가능성 및 구조 안전성을 확인하기 위해 기존의 선행연구 모델(Reference model), 부재 단면의 각 치수들을 설계 변수로 하여 최적설계를 수행한 모델(OPT-2 model), 허용응력 조건만을 고려한 최적설계 결과 모델(OPT-3 model)의 단면 치수, 최대 등가응력, 최대 임계 허용응력비 등을 비교하였다. Table 10은 선행연구 모델의 단면 치수 및 무게, Table 11은 OPT-2 모델의 단면 치수 및 무게, Table 12는 OPT-3 모델의 단면 치수 및 무게를 나타내며, Table 13에서 각 모델의 최대 등가응력, 최대 임계 허용응력비를 나타내었다.

Table 10 Result for reference model

Member group	b(m)	d(m)	t1(m)	t2(m)	Weight(ton)
Plate	-	-	-	-	62.0
Girders	0.2500	0.7500	0.0190	0.0100	34.7
Stiffeners	0.1000	0.3000	0.0210	0.0170	37.3
Trusses	0.3000	0.3000	0.0180	0.0160	71.0
Supports	0.6000	0.6000	0.0360	0.0320	71.2
All	-	-	-	-	276.2

**Table 11** Result for OPT-2 model

Member group	b(m)	d(m)	t1(m)	t2(m)	Weight(ton)
Plate	-	-	-	-	62.0
Girders	0.2667	0.4638	0.0216	0.0144	34.9
Stiffeners	0.2032	0.2032	0.0159	0.0159	33.8
Trusses	0.2939	0.3243	0.0174	0.0174	82.1
Supports	0.3202	0.7954	0.0439	0.0088	40.8
All	-	-	-	-	253.6

**Table 12** Result for OPT-3 model

Member group	AISC Label	b(m)	d(m)	t1(m)	t2(m)	Weight(ton)
Plate	-	-	-	-	-	62.0
Girders	ST12X53	0.1999	0.3124	0.0277	0.0157	28.8
Stiffeners	L8X8X5/8	0.2032	0.2032	0.0159	0.0159	33.8
Trusses	W18X50	0.1905	0.4572	0.0145	0.0090	50.5
Supports	W36X170	0.3048	0.9195	0.0279	0.0173	37.8
All	-	-	-	-	-	212.9

**Table 13** Comparison of OPT-1 model and others

Member group	Landing position	Wind direction	Maximum $\sigma_{Equivalent}$	Landing position	Wind direction	Maximum $UC_{max}$
Ref	6	3	354	6	2	5.5550
OPT-1	9	4	260	4	1	0.9852
OPT-2	9	4	299	9	1	0.9989
OPT-3	9	4	352	5	1	720.2539

OPT-2 모델의 최적설계를 수행하는데 있어 설계 변수의 개수가 총 16개로 표준 단면을 이용할 때보다 설계 변수가 많기 때문에 탐색체 조합의 수가 기하급수적으로 늘어나며 설계 변수인 단면 치수들의 조합 시 단면 치수들 간의 폭, 너비, 두께 등과 같은 관계를 고려해야 한다. 설계 변수가 늘어났기 때문에 OPT-1 모델의 경우보다 집단의 크기를 크게 가져가야 보다 효과적인 결과를 얻을 수 있다. 그러나 집단의 크기가 늘어나는 만큼 계산 소모 시간이 매우 크게 늘어난다. 이 문제를 해결하기 위해 초기 집단에 OPT-1 모델의 단면 치수 정보를 가진 탐색체를 포함시킨 후 최적설계를 진행하였다. 그러나 Table 11의 단면 치수 결과를 보면 많은 설계 변수로 인하여 OPT-1 모델의 단면 치수와 비교하였을 때 크게 개선되지 않아 같은 크기의 단면 치수가 대부분인 것을 확인할 수 있다. 그 중, 큰 변화가 있는 서포트의 단면 치수를 보면 웹의 두께가 크게 줄어 단면의 특성이 반영되는 허용응력비 검사 조건에서 Table 13과 같이 0.9852에서 0.9989로 값이 상승한 것을 확인하였다. AISC 표준 단면의 특성을 살펴보면 I 단면의 경우, 플랜지 두께와 웹의 두께의 비가 0.5에서 1.5 사이에 형성되는 것을 감안하면 OPT-2 모델 서포트의 단면 치수는 허용응력비 검사 조건에서 검토하는 구조 안전성에 부적합한 치수가 도출되었다고 볼 수 있다.

Table 13의 선행연구 모델, OPT-3 모델의 결과를 보면 허용응력 조건만을 고려하여 설계하였을 경우 최대 등가응력이 허용응력 355MPa에 매우 근접한 값이 나온 것을 확인할 수 있다. 또한, 단면의 특성 및 부재의 응력 성분을 고려

하여 구조 안전성을 검토하는 허용응력비 검사 조건에 위배되는 것을 확인할 수 있다.

결과적으로 OPT-1 모델은 표준 단면을 활용하여 설계하였기 때문에 제작 및 공급에 용이하며, 허용응력 조건과 허용응력비 검사 조건을 모두 만족하여 구조 안전성이 확보되었고, 선행연구 모델 대비 약 11톤 가량 경량화되어 보다 경제적이라고 할 수 있다.



## 4.2. 부재 그룹 10개 모델

### 4.2.1. 부재 그룹 세분화

부재 그룹 4개 모델에서 경량화의 효과를 높이기 위해서 부재 그룹을 세분화하여 부재 그룹 10개 모델을 생성하였다. 헬리데크의 부재 그룹 중 트러스와 서포트를 세분화하였으며 Fig. 18과 같이 트러스는 수평, 수직, 대각 부재 그룹 (TRS\_H, TRS\_V, TRS\_D)으로 나누었고, Fig. 19과 같이 서포트는 총 10개 부재를 좌우 대칭이 되는 부재 한 쌍으로 총 5개의 부재 그룹(SPT1, SPT2, SPT3, SPT4, SPT5)으로 나누었다.



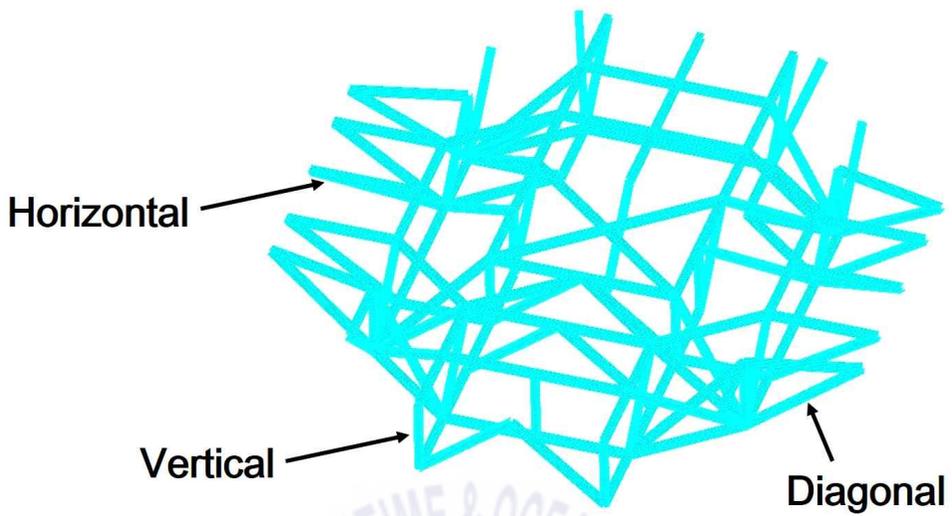


Fig. 18 Categorization of trusses group

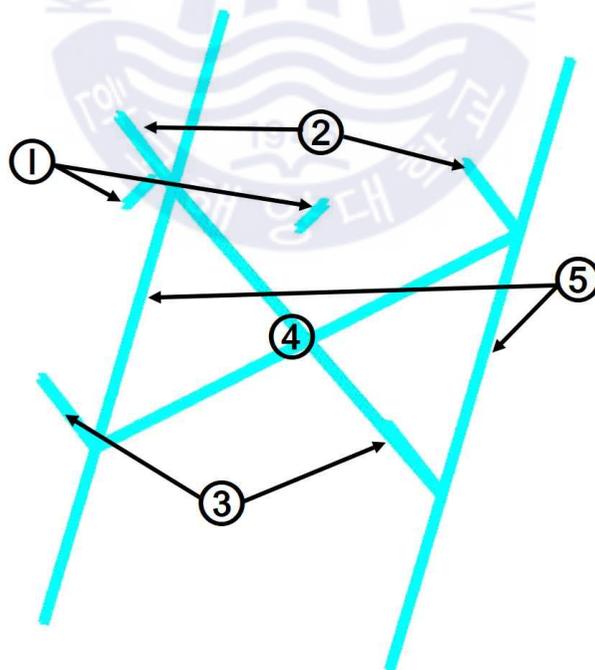


Fig. 19 Categorization of supports group

#### 4.2.2. 부재 그룹 10개 모델 최적설계 결과

부재 그룹 10개 모델(OPT-4 model)은 앞의 OPT-1 모델보다 설계 변수가 많아 유전자의 조합이 더 다양해지기 때문에 집단의 크기는 200으로 설정하였고 세대 제한은 40으로 하였다. Fig. 20과 같이 38개의 세대를 거쳐 Table 14와 같은 헬리텍 모델에 도출하였으며 Fig. 21과 같이 부재 그룹별 단면적이 가장 큰 표준 단면으로 만들어진 헬리텍 모델 대비 OPT-4 모델이 거더는 18.6%, 보강재는 30.8%, TRS\_H는 5.9%, TRS\_V는 12.6%, TRS\_D는 5.6%, SPT1은 30.1%, SPT2는 11.4%, SPT3은 13.2%, SPT4는 7.1%, SPT5는 35.4%로 세분화된 부재 그룹 내에서 모든 비상 착륙조건에서의 최대 등가응력, 최대 임계 허용응력비 값이 Table 15, Table 16과 같이 제약조건을 만족하는 것을 확인할 수 있다. Table 14를 보면 보강재의 단면 치수는 OPT-1 모델과 같이 행 번호가 가장 작은 단면의 치수를 유지하고 있으며, 세분화된 부재 그룹에서는 트러스 수평 부재와 대각 부재 그룹이 트러스 수직 부재보다 많은 무게를 차지하는 것을 확인할 수 있다. 또한, 서포트에서는 상부 구조물을 모두 지탱하는데 있어 중요한 역할을 하는 SPT5 부재 그룹이 가장 큰 행 번호를 보유하고 있는 것을 확인할 수 있다. 부재 그룹 세분화를 수행함으로써 기존의 OPT-1 모델에 비해 약 20톤의 무게를 절감하였고, 선행연구 모델 대비 약 33톤의 무게를 절감하였다.

최대 등가응력은 비상 착륙 위치 9번, 풍향 3번에서 발생하였고, 크기는 275MPa이고, 최대 임계 허용응력비는 비상 착륙 위치 6번, 풍향 3번에서 발생하였고, 크기는 0.9985가 나왔다. OPT-1 모델과 비교하였을 때, OPT-4 모델이 20톤 가량 가벼운데도 불구하고 더 작은 최대 등가응력 결과가 나왔다. 최대 임계 허용응력비는 OPT-1 모델에 비해 더 큰 값이 나왔고 허용응력비 검사 조건 기준인 '1'에 거의 근접한 것을 확인할 수 있다. Fig. 22와 Fig. 23은 OPT-4 모델의 최대 등가응력이 발생하는 비상 착륙조건에 대한 응력 분포도와 최대 임계 허용응력비가 발생하는 비상 착륙조건에 대한 임계 허용응력비 분포도이다.

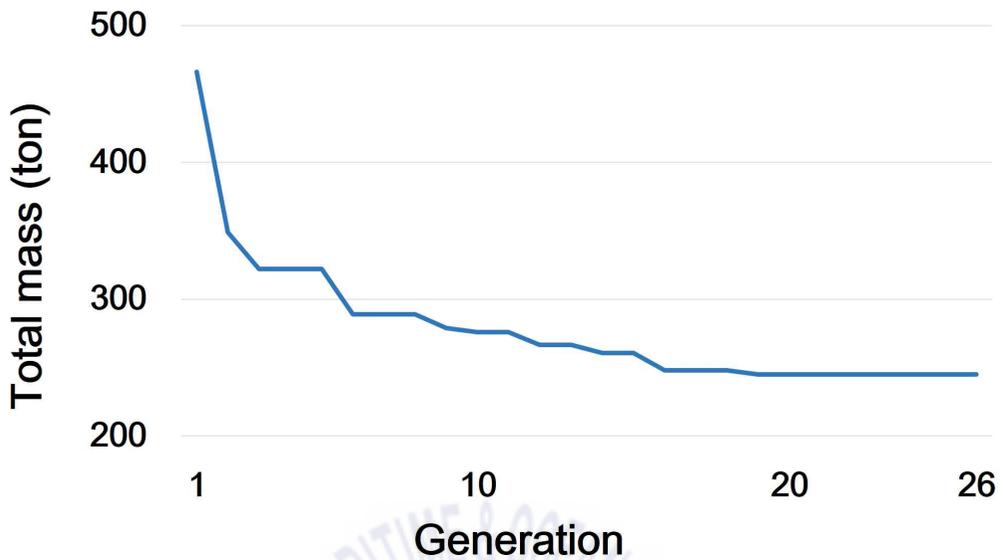


Fig. 20 Convergence history of OPT-4 model

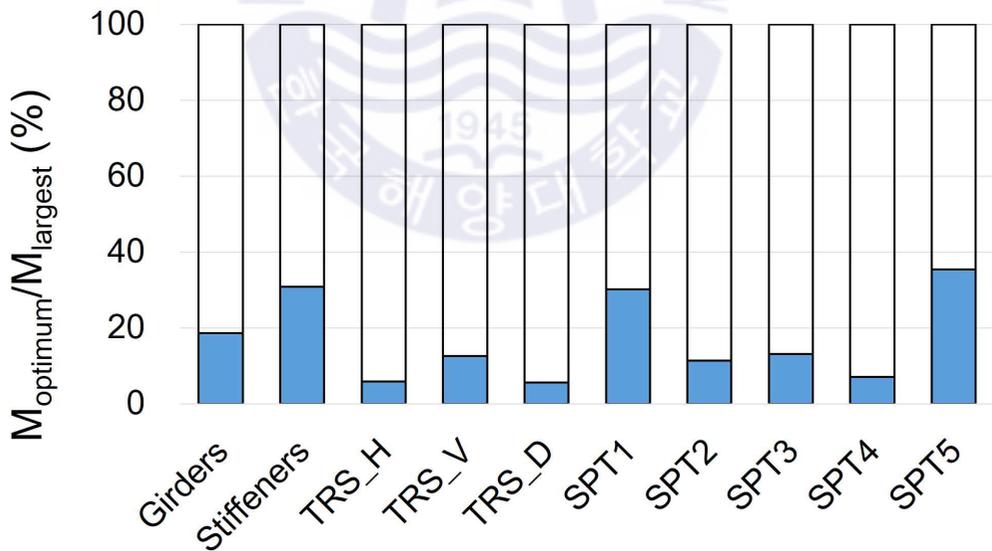


Fig. 21 Mass reduction for each members from the largest AISC section of OPT-4 model

**Table 14** Result for OPT-4 model

Member group	AISC Label	b(m)	d(m)	t1(m)	t2(m)	Weight(ton)
Plate	-	-	-	-	-	62.0
Girders	WT15X86.5	0.3810	0.3861	0.0272	0.0166	47.0
Stiffeners	L8X8X5/8	0.2032	0.2032	0.0159	0.0159	33.8
TRS_H	W21X55	0.2088	0.5283	0.0133	0.0095	29.2
TRS_V	HP14X117	0.3785	0.3607	0.0204	0.0204	6.2
TRS_D	W12X53	0.2540	0.3073	0.0146	0.0088	22.3
SPT1	W24X279	0.3378	0.6782	0.0531	0.0295	2.7
SPT2	W18X106	0.2845	0.4750	0.0239	0.0150	2.9
SPT3	W21X122	0.3150	0.5512	0.0244	0.0152	3.3
SPT4	S20X66	0.1590	0.5080	0.0202	0.0128	4.2
SPT5	W36X330	0.4216	0.9576	0.0470	0.0259	31.5
All	-	-	-	-	-	245.1

**Table 15** Maximum equivalent stress for OPT-4 model

Equivalent stress(MPa)	Wind direction 1	Wind direction 2	Wind direction 3	Wind direction 4	Wind direction 5
Landing position 1	163	164	161	157	153
Landing position 2	228	238	239	230	216
Landing position 3	232	242	243	233	220
Landing position 4	247	258	259	249	236
Landing position 5	267	272	274	272	268
Landing position 6	266	271	274	272	266
Landing position 7	215	220	224	227	226
Landing position 8	229	233	238	241	239
Landing position 9	257	269	275	270	258

**Table 16** Maximum critical unity ratio for OPT-4 model

Critical unity ratio	Wind direction 1	Wind direction 2	Wind direction 3	Wind direction 4	Wind direction 5
Landing position 1	0.8182	0.8179	0.8144	0.8097	0.8066
Landing position 2	0.9494	0.9482	0.9252	0.8967	0.8793
Landing position 3	0.8234	0.8620	0.8714	0.8460	0.8022
Landing position 4	0.9212	0.9616	0.9709	0.9435	0.8974
Landing position 5	0.9675	0.9877	0.9970	0.9900	0.9708
Landing position 6	0.9577	0.9837	0.9985	0.9934	0.9714
Landing position 7	0.9407	0.9666	0.9814	0.9763	0.9544
Landing position 8	0.7408	0.7723	0.7997	0.8068	0.7896
Landing position 9	0.8372	0.8759	0.8942	0.8814	0.8450



Fig. 22 Equivalent stress distribution for OPT-4 model

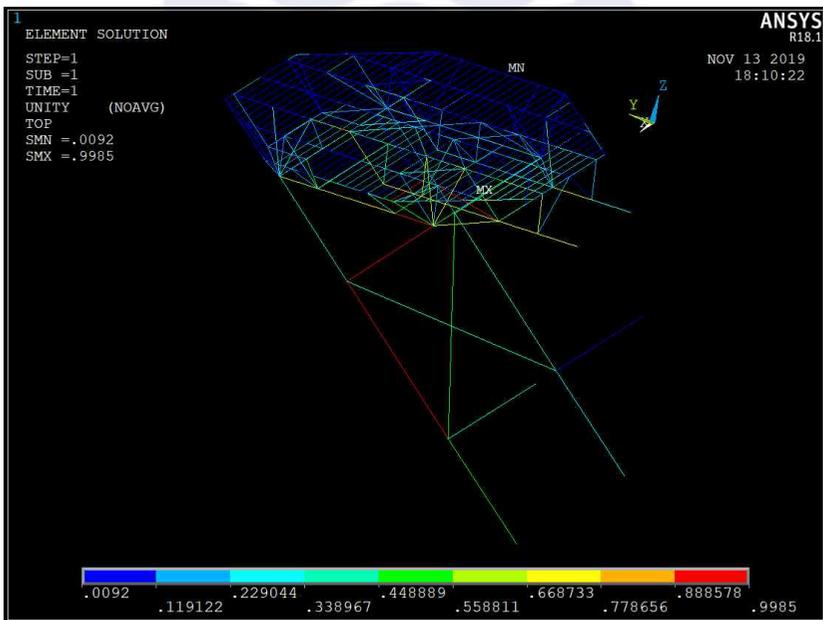


Fig. 23 Critical unity ratio distribution for OPT-4 model

## 제 5 장 결론

현재 해양 구조물의 긴 수명, 높은 구조 안전성 확보가 요구됨과 동시에 환경오염, 원가 절감 등의 문제로 해양 구조물의 경량화가 활발히 이루어지고 있다. 특히, 해양플랜트 탑사이드에 위치하는 헬리데크는 물자 및 인력 수송, 긴급 상황시 대피 수단으로서 반드시 설치해야 하는 구조물로서 구조 안전성을 확보하며 경량 설계하려는 연구가 활발히 진행되어 왔다.

본 논문에서는 해양 구조물인 헬리데크의 경량화 설계를 위해 최적설계를 수행하였다. 일반적인 최적설계 문제는 연속적인 설계 변수를 사용하며, 설계 변수에 따른 민감도를 기반으로 최적화를 진행한다. 그러나 구조물 최적설계 문제에서는 구조물이 매우 복잡하고 설계 변수에 대한 비선형성이 매우 커지게 되면 민감도 기반의 최적설계를 수행하는 것은 다소 어려움이 있다. 또한, 제작 및 공급에 용이하게 하기 위해 상용에서 사용하는 단면의 치수로만 이루어진 모델을 만들기 위해 AISC 표준 단면 정보를 설계 집합으로 설정하였는데, 그에 따라 이산화된 설계 변수의 비선형성, 복잡한 구조물에 따른 최적 설계 문제의 비선형성을 보다 효율적으로 해결하기 위해 민감도에 상관없이 확률적으로 최적해를 탐색하여 전역적 해를 찾는데 유리한 전역적 탐색법인 유전 알고리즘을 최적설계 기법으로 사용하였다.

최적설계의 제약조건으로 재료의 항복응력, 구조물의 등가응력을 고려한 허용응력 조건으로 설정하였다. 더해서, 헬리데크는 빔으로 이루어진 구조물이기 때문에 부재의 단면 특성 및 응력 성분에 따라 구조 안전성을 검토하는 허용응력비 검사 조건까지 제약조건으로 설정하여 구조 안전성을 향상시켰다.

상용 구조 해석 프로그램 ANSYS MAPDL을 통해 모든 비상 착륙조건 하에서 구조 해석을 수행하고 Matlab과의 연동을 통하여 In-house code를 기반으로 위 두 제약조건을 평가하였으며 유전 알고리즘 기반의 최적설계를 수행하였다. 결과적으로 토대로 헬리데크 최적설계 결과 모델(OPT-1 모델)을 도출하였으며, 다양한 모델과의 비교를 통해 OPT-2 모델에 대한 성능을 확인하였다.

OPT-2 모델과의 비교를 통해 단면의 제작 가능성 향상을 확인하였고, 선행연구 모델, OPT-3 모델과의 비교를 통해 허용응력비 검사 조건을 적용함으로써 높은 구조안전성을 확인하였다. 최종적으로 선행연구 모델 대비 제작 가능성이 향상되고, 보다 높은 구조적 안전성을 확보되면서 더 경량화된 헬리덱 모델을 최적설계를 이용하여 결과로 도출하였다고 할 수 있다. 이는 앞서 말한 해양 구조물의 설계 요구 조건을 만족한다고 할 수 있다. 그러나 연구 한계로는 본 연구에서는 정적 구조 해석 수행만을 실시하였기 때문에 최적설계 결과 모델의 좌굴, 피로 등 다양한 구조 특성을 확인해야할 필요가 있다. 또한 확률적으로 탐색한다는 점, 일반적인 최적설계 문제가 아닌 표준 단면 정보를 포함하는 정수 설계 변수의 구조물 최적설계 문제라는 점에서 전역적 최적해를 찾는 데 어려움이 있을 수 있다.

본 연구 내용은 특정한 해양 플랫폼을 타겟으로 헬리덱을 설계한 것이 아닌 연구 목적으로 임의의 도메인을 설정하여 설계를 수행하였다. 따라서 실제 현장에서의 설계 및 제작 과정에 적용하는데 있어 본 연구의 효율성을 평가하기에 한계가 있다. 또한, 최적설계된 모델을 실제 현장에 설치하기 전에 위의 제약조건으로 설정한 구조 특성의 안정성 이외에 좌굴 및 피로 등의 구조 특성을 추가적으로 고려해야 할 필요가 있다. 그러나 유전 알고리즘의 최적설계 프로세스를 통하여 기본적인 구조 안정성을 가지는 설계의 도출, 실제 현장에서 사용되는 부재를 가지고 설계하기 때문에 제작 및 공급에 용이하다는 점을 고려하면 충분히 활용될 가치가 있다고 할 수 있다. 헬리덱뿐만 아니라 다양한 분야에서 활용될 여지가 있으며, 특히 선급 규정에 따른 높은 구조 안전성이 요구되는 것과 동시에 원가 절감 등의 문제로 경량화가 요구되는 해양 구조물에 활용 가능성이 높다고 할 수 있다.

## 참 고 문 헌

- [1] American Institute of Steel Construction(AISC) Inc, 1989. Allowable Stress Design and Plastic Design, 9th edition.
- [2] American Institute of Steel Construction(AISC) Inc, 2017. AISC Shapes Database v15.0, AISC Steel Construction Manual, 15th edition.
- [3] American Petroleum Institute(API), 1996. Recommended Practice for Planning, Designing, and Constructing Heliports for Fixed Offshore Platforms, 4th edition.
- [4] ANSYS Inc, 2017. ANSYS Mechanical APDL Command Reference, Release 18.2.
- [5] Balling, R.J., Briggs, R.R., Gilman, K. 2006. Multiple Optimum Size/Shape/Topology Designs for Skeletal Structures Using a Genetic Algorithm, *Journal of Structural Engineering*, 132(7), pp.193~202.
- [6] Civil Aviation Authority(CAA) 2013. Standards for Offshore Helicopter Landing Areas, CAP-437.
- [7] Deb, K., Gulati, S. 2001. Design of Truss-structures for Minimum Weight Using Genetic Algorithms, *Finite Elements in Analysis and Design*, 37(5), pp.447~465.
- [8] Det Norske Veritas(DNV) 2001. Helicopter Decks, DNV-OS-E401.
- [9] Holland, J.H. 1975. Adaptation in Natural and Artificial Systems, The MIT Press, Cambridge, pp.217.
- [10] International Civil Aviation Organization(ICAO) 1995. Heliport Manual, 3rd edition. Doc9261-AN/903.
- [11] 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.

- [12] Kim, B.M., Leem, J.J., Ha, S.-H. 2018. Safety Evaluation of a Cantilever-type Helideck under Nonlinear Buckling, *J. Korean Soc. of Marine Engineering*, 42(3), pp.203~209.
- [13] Mathworks Inc. 2004. Genetic Algorithm and Direct Search Toolbox for Use with Matlab, pp.222.
- [14] Rahami, H., Kaveh, A., Gholipour, Y. 2008. Sizing, Geometry and Topology Optimization of Trusses via Force Method and Genetic Algorithm, *Engineering Structures*, 30(9), pp.2360~2369.

