위상 최적설계를 활용한 캔틸레버식 헬리데크 경량화 연구

정 태 원¹ · 김 병 모² · 하 승 현^{1*}

¹한국해양대학교 해양공학과, ²한국해양대학교 해양과학기술융합학과

A Study on Lightweight Design of Cantilever-type Helideck Using Topology Design Optimization

Tae-Won Jung¹, Byung-Mo Kim² and Seung-Hyun Ha^{1*}

¹Department of Ocean Engineering, Korea Maritime and Ocean University, Busan, 49112, Korea

²Department of Convergence Study on the Ocean Science and Technology, Korea Maritime and Ocean University, Busan, 49112, Korea

Abstract

In the offshore industry, helicopters are mainly used for transportation of goods or operating personnel between offshore sites and onshore facilities. A helideck is a structure that is required for landing and take-off of helicopters on the offshore structure. There are several shapes of helidecks depending on the type of offshore structures or installation location. Among them, cantilever-type helidecks usually provide more space on the topside of offshore structures and it is safer against potential accidents like fire or explosion. In this paper, the cantilever-type helideck is selected for the research object and topology design optimization is applied for lightweight design of the helideck. A finite element model is then created from the optimal layout of truss structures of the helideck, and structural analysis is performed under various landing conditions and wind loads. Based on the analysis results, the detailed section dimensions of structural members are determined so that the maximum stress at each structure member does not exceed the allowable stress of the structural material. Also, the final optimal design shows significant decrease in the total weight of the helideck.

Keywords : helideck, topology design optimization, finite element method, structure analysis, lightweight design

1. 서 론

헬리데크는 선박, 해양플랜트 등에서 헬리콥터의 이착륙을 위한 구조물로서, 해상에서 필요한 물자와 인력을 수송하는 수단으로 헬리콥터가 주로 이용되기 때문에 헬리데크의 탑재는 필수적이다. 이러한 헬리데크는 탑재되는 선박이나 해양플랜트의 종류나 탑재 위치에 따라 다양한 형상이 존재하는데, 특히 해양플랜트의 경우에는 탑사이드에 여러 설비들이 탑재되는 경우가 많기 때문에, 공간 확보에 용이하고 헬리콥터 착륙 시 예상하지 못한 충돌로부터 보다 안전한 캔틸레버식(Cantilever-type) 헬리데크의 사용이 효과적이다. 최근 지속되고 있는 저유가로 인해 조선해양산업이 어려움을 겪고 있는데, 이를 극복하기 위한 방안 중의 하나로 건조단가를 낮출 수 있는 경량화

설계를 생각해볼 수 있다. 헬리데크 역시 탑재되는 선박이나 해양플랜트의 중량에 적지 않은 비중을 차지하고 있으며 선급 규정에 따라 설계를 수행하다보니 보수적인 설계가 대부분이다. 따라서 해양플랜트 탑사이드 경량화 및 건조단가를 낮추기 위해 다양한 헬리데크 경량화 연구가 수행되고 있다. Park 등(2014)은 유한요소해석을 기반으로 헬리데크의 각 구조 부재에 대한 매개변수 연구를 수행하였다. 헬리데크 상부 구조의 경우 헬리콥터 바퀴의 착륙 위치와 보강재(Stiffener)의 간격에 따라 각 부재의 최대응력을 확인하여, 보강재의 단면 치수를 변경하였으며, 하부 구조의 경우 거더(Girder)의 깊이 및 트러스(Truss)의 보강 형태에 따른 최대응력을 확인하고 이에 따라 각 부재의 세부 단면 치수를 결정하였다. Choi (2016)는 강철에 비해 경량화에 적합한 알루미늄 헬리데크의 구조 건전성 평가에 관한

* Corresponding author:

Tel: +82-51-410-5246; E-mail: shha@kmou.ac.kr

Received August 23 2017; Revised September 21 2017;

Accepted October 16 2017

©2017 by Computational Structural Engineering Institute of Korea

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

연구를 수행하였다. 상용프로그램을 통해 시뮬레이션을 수행한 후, 메인코드인 Eurocode9과 자체 개발된 프로그램을 통해 코드체크를 수행하였다. 또한, Koo 등(2014)에 의해 수행된 연구에서는 위상 최적설계를 통해 헬리덱의 데크판(Deck Plate)을 알루미늄 팬 케이크(Pancake) 형태로 제작하여 경량화 하였고, 또한 비선형 해석을 통해 좌굴강도를 확인하였다.

본 연구에서는 해양플랜트에 탑재되는 캔틸레버식 헬리덱을 연구대상으로 선정하였으며, 하부 트러스 구조에 대해 위상 최적설계를 적용하였다. 상용 구조해석 프로그램인 ANSYS를 이용하여 유한요소 모델을 생성하고 헬리콥터의 착륙하중과 풍하중을 적용한 구조 해석을 수행하였으며, DNV-OS-E401, CAP-437 등과 같은 헬리덱에 관한 선급 규정을 적용하여 설계를 검증하였다. 또한 구조 해석결과를 토대로 각 구조 부재에 걸리는 최대 응력이 재료의 허용 응력을 넘지 않도록 세부 단면 치수를 결정함으로써 최종적으로 재료 사용량을 절감할 수 있는 경량화 설계를 얻는 것을 연구 목적으로 하였다.

2. 본 론

2.1 위상 최적설계

위상 최적설계는 주어진 설계 영역 내에서 주어진 제약조건에 따라 구조 부재의 배치를 결정하는 방법으로(Bendsoe, 1989; Zhou and Rozvany, 1991; Sigmund, 2001) 본 연구에서는 헬리덱 하부를 지탱하고 있는 트러스 구조에 대해서 위상 최적설계를 적용하였다. Fig. 1은 위상 최적설계가 적용되기 전의 모델이다. 초기 설계 모델에서 설계 영역은 32개의 직육면체 격자를 구성하고 있는 상하, 좌우, 대각선 방향의 총 631개의 프레임 요소이며, 하부의 붉은색 서포트 영역은 그 설계를 고정하였다. 설계 변수 ρ 는 위상 최적설계에서 일반적으로 사용되는 재료 밀도이며 다음의 식 (1)과 같이 사용 재료 영률(Young's modulus) E 값을 결정한다.

Fig. 1 Initial design model of cantilever-type helideck

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

여기서, E_0 는 사용된 재료의 기준 영률로 200GPa을, 그리고 p 는 페널티 항으로서 $p=5$ 가 사용되었다.

해양플랜트 외벽과 연결되는 6개의 점에서 6자유도를 모두 고정하였으며, 헬리덱 판의 면에서 연직하방으로 균일 분포 하중을 가하였다. 이는 헬리콥터가 일반적인 상황에서는 헬리덱의 정중앙에 착륙하겠지만, 그에 맞추어 최적설계를 진행하게 되면 비상착륙상황에서 헬리콥터가 다른 위치, 특히 가장자리 등에 착륙 시 구조적 안전성을 보장하기가 어렵기 때문이다. 따라서 우선 균일분포하중에 대한 최적설계를 진행하여 구조 부재의 배치를 얻은 후에, 비상 상황에서도 안전성을 확보하기 위해 여러 가지 비상착륙조건에 대한 구조 해석을 수행하여 각 부재의 최종 단면 치수를 조정하는 방법으로 연구를 수행하였다. 최적설계는 흔히 사용되는 구조물의 컴플라이언스 최소화를 목적으로 하였으며, 부피 제약조건은 초기 모델의 20%를 사용하였다. 이에 대한 정식화는 아래의 식 (2)와 같으며, 효율적인 계산을 위해서 애조인 기법의 설계 민감도를 사용하였다. 이를 바탕으로 MMFD(Modified Method of Feasible Directions) 기반의 최적설계법이 사용되었다(Guest *et al.*, 2011).

$$\begin{aligned} & \text{minimize} && C = f^T z \\ & \text{subject to} && K(\rho) z = f \\ & && V \leq V_{\max} \\ & && 0 < \rho_{\min} \leq \rho \leq 1 \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, C , f , z , K 는 각각 컴플라이언스, 하중 벡터, 변위 벡터, 강성 행렬이다. 또한 V 와 $V_{\max}$ 는 각각 사용된 구조 재료의 부피와 허용 재료 부피이다. 그리고 $\rho_{\min}$ 은 해석 과정에서 수치적 특이점(singularity)을 막기 위한 값으로 $\rho_{\min} = 10^{-6}$ 이 사용되었다.

한편 위상 최적설계에서 중간밀도(intermediate density) 문제를 해결하고 물리적으로 의미를 가지는 0 또는 1의 재료 밀도만을 얻기 위해서 다음의 식 (3)과 같이 헤비사이드 프로젝션 기법(Heaviside Projection Method)과 연속화 기법(Continuation Method)이 함께 사용되었다(Guest and Prevost, 2006; Sigmund, 2007; Ha, 2016).

$$\hat{\rho} = \hat{H}(\rho) \approx 1 - e^{-\beta \rho} + \rho e^{-\beta} \quad (3)$$

여기서, 사용되는 β 값에 따라서 헤비사이드 함수 $\hat{H}(\rho)$ 를 근사하게 되는데, 근사화된 재료 밀도 $\hat{\rho}$ 가 0 또는 1로 원만하게

Fig. 2 Optimized model of cantilever-type helideck

Fig. 3 Iteration history

수렴하기 위해서 β 값을 0부터 20까지 점진적으로 증가시키며 최적설계를 반복 수행하였다. 이를 통해서 얻어진 최적설계 모델은 Fig. 2와 같으며, 이에 대한 최적화 이력 그래프는 Fig. 3과 같다. 총 54번의 반복계산을 거치는 동안 구조물의 컴플라이언스가 최소화되었음을 확인할 수 있다.

2.2 유한요소 모델

2.1절에서 수행된 위상 최적설계가 적용된 헬리덱 모델의 구조적 안전성을 검토하기 위해 상용프로그램인 ANSYS 18.1에서 유한요소 모델의 생성 및 구조 해석을 수행하였다. 헬리덱을 구성하는 구조 부재는 다음의 Fig. 4와 같이 판(Plate),

Fig. 4 Types of helideck structural members

Fig. 5 Finite element model using ANSYS

보강재(Stiffener), 거더(Girder), 트러스(Truss), 서포트(Support)가 있으며, 각 부재의 초기 단면치수와 트러스 부재를 제외한 부재의 배치는 Park 등(2014)에 의해 수행된 연구를 참조하였다. 유한요소 모델은 Fig. 5와 같이 헬리덱의 상부 판은 4절점 쉘 요소인 SHELL181, 나머지 부재는 2절점 빔 요소인 BEAM188을 이용하여 모델링을 수행하였다. 그 결과 총 68,386개의 절점과 79,639개의 요소(쉘 요소 61,241개, 빔 요소 18,398개)가 생성되었다.

2.3 설계 하중

헬리덱을 설계할 때에는 다양한 하중을 고려하여야 하며 그 값은 여러 기관의 규정별로 차이가 있다. 본 연구에서는 헬리콥터의 착륙하중과 풍하중을 고려하였으며 여러 규정 중에서 DNV의 OS-E401과 CAA의 CAP-437을 토대로 설계 하중을 산정하였다.

착륙 하중을 결정하기 위해서는 하중의 크기를 결정하는 헬리콥터를 선정하여야 한다. 본 연구에서는 헬리덱 설계 시 가장 일반적으로 사용되고 있으며, 최근 해상에서 운용되는 헬리콥터 중 가장 큰 중량의 EH101 기종을 선정하였다. 그 중량은 14.6톤이며 앞바퀴 1개, 뒷바퀴 2개로 총 3개의 바퀴로 구성되어 있다. 앞바퀴와 뒷바퀴 사이의 거리는 7m, 뒷바퀴 사이의 거리는 3.34m이다(HSE, 2004). 구조 해석에서 착륙 하중이 적용될 바퀴의 크기는 규정의 계산식을 토대로 가로 400mm, 세로 200mm로 모델링하였다(DNV, 2001).

일반적으로 헬리콥터의 동적 착륙하중은 헬리콥터의 최대 이착륙 중량(MTOM)에 동적 하중계수(C_d)를 곱하여 준정적 하중으로 계산한다. 이러한 동적 하중계수는 여러 기관의 규정 및 착륙조건에 따라 정해지며 구체적으로는 Table 1과 같다. 또한 CAA의 CAP-437의 경우는 동적 하중계수 외에도 구조적 응답계수 1.3 도 함께 적용하여 착륙 하중을 결정한다. 본 연구

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

Fig. 6 Application of wind load to helideck

에서는 가장 보수적으로 DNV의 동적 하중계수와 CAA의 구조적 응답계수를 모두 적용하여 식 (4)와 같이 착륙 하중을 결정하였다.

$$P_v = 1.3 \times C_d \times g \times MTOM(kN) \quad (4)$$

한편, 풍하중은 해양플랜트에 바람이 부딪혀 발생하는 하중으로 헬리덱의 판에 연직하방으로 작용하는 압력으로 계산하며 아래의 식 (5)와 같다.

$$p = \frac{1}{2} C_p \rho V^2 \quad (5)$$

식 (5)에서 ρ 는 공기의 밀도 1.225kg/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, 적재조건(Stowed condition)일 경우 55m/s를 적용한다. 또한 C_p 는 Fig. 6과 같이 리딩 에지(Leading edge)에서 2.0을 트레일링 에지(Trailing edge)에서 0을 적용하여 풍하중을 삼각분포 하중의 형태로 계산한다(DNV, 2001).

2.4 유한요소 해석

Fig. 5와 같이 생성된 유한요소 모델에 대하여 2.3절의 설계 하중을 적용하여 유한요소 해석 후, 허용응력 기반의 구조물 안전성 평가를 수행하였다. 평가기준으로는 식 (6)과 같이 DNV-OS-E401 규정을 사용하였다.

(b) Initial model 1

(b) Initial model 2

(c) Optimized model 1

Fig. 7 Arrangement of truss members

$$\sigma_{allowable} \leq \eta_0 \sigma_{yield} \quad (6)$$

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

유한요소 해석은 Fig. 7과 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 착륙조건 두 가지 착륙조건에 대해서 해석이 수행되었다.

우선 일반 착륙조건은 헬리콥터가 헬리덱의 중앙에 안전하게 착륙하는 상황을 말하며, Fig. 8과 같이 헬리콥터의 세 바퀴가 헬리덱의 중앙에 위치한 삼각형의 각 꼭지점에 착륙하도록 하중을 적용하였다. Table 2의 해석 결과를 살펴보면, 초기-1 모델의 경우 서포트 부재에서 발생하는 최대 응력이 재료의 허용 응력보다 큰 것을 확인할 수 있다. 서포트 부재를 제외한 다른 부재들에서는 허용 응력보다 훨씬 작은 응력이 발생하였다. 이는 트러스 부재의 사용량이 많아 자중의 영향으로 인한 고정점 부근의 서포트 부재에서 큰 굽힘 응력이

Fig. 8 Landing position under normal landing condition

Fig. 9 Cases of the landing position under emergency landing condition

Table 2 Maximum stress under normal landing condition

Structural member	Initial model 1 (MPa)	Optimized model 1 (MPa)	Initial model 2 (MPa)
Plate	24	46	22
Stiffener	24	57	60
Girder	80	158	88
Truss	193	115	247
Support	214	112	131
Allowable stress	211	211	211
Weight(ton)	540	259	259

발생한 것으로 볼 수 있다. 위상 최적설계가 적용된 최적-1 모델은 모든 부재에서 허용 응력보다 작은 응력이 발생하였다. 특히, 트러스 부재에 걸리는 최대 응력은 초기-1 모델보다 약 40% 정도 감소하였다. 이는 총 중량의 감소가 원인으로 생각된다. 또한, 위상 최적설계만의 효과를 확인하기 위해 총 중량이 동일한 최적-1 모델과 초기-2 모델을 비교해 보았을 때, 트러스 부재에 대한 최적설계가 수행된 최적-1 모델의 트러스 부재 응력이 초기-2 모델의 절반 이하가 되는 것을 확인할 수 있다.

한편, 비상 착륙조건은 헬리콥터가 헬리데크에 안전하게 착륙하지 못하는 조건으로 해상의 열악한 날씨로 인한 불안정한 착륙, 헬리콥터 조종사의 운전 실수, 엔진이나 연료 관련 문제 등이 원인이다. 이러한 비상 착륙조건에서는 바퀴 세 개로 착륙하는 일반 착륙조건보다 더 위험한 상황인 바퀴 한 개로 착륙하는 상황을 적용하였다. 또한 착륙 위치가 헬리데크의 가장자리일 경우 더 큰 응력이 발생하고 헬리데크가 좌우 대칭인 점을 고려하여 Fig. 9와 같이 9개의 착륙 위치에 대해 각각 구조 해석을 수행하였고, 이에 대한 해석결과를 Fig. 10에 나타내었다. 최적-1 모델의 경우 대부분의 케이스에서 허용 응력을 넘지 않는 응력이 발생하였지만, 2번 케이스의 거더 부재에서 344MPa, 6번 케이스의 보강재와 거더 부재에서 각각 453MPa, 401MPa로 허용 응력보다 큰 응력이 발생하였다. 따라서 가장 큰 응력이 발생하였던 비상 착륙조건 6번

Fig. 10 Analysis results for optimized model 1 under emergency landing condition

케이스의 결과를 토대로 허용 응력보다 큰 응력이 발생한 보강재와 거더 부재의 단면 치수를 조정할 필요가 있다.

비상 착륙조건 6번 케이스에서의 해석 결과 중 최대 응력이 걸리는 요소의 응력분포를 ANSYS에서 제공하는 3-D BEAM 요소의 ESHAPE 기능을 이용하여 Fig. 11과 같이 나타내었다.

Fig. 11 Von-Mises stress distribution for stiffener and girder under emergency landing condition case-6

(a) Optimized model 2

(b) Optimized model 3

Fig. 12 Analysis results for optimized model 2 and 3 under emergency landing condition

보강재의 경우 플랜지(Flange)와 웹(Web)의 사이에서 최대 응력이 발생하였고, 거더의 경우는 플랜지에서 최대 응력이 발생하였다. 이를 토대로 HT-32 강재를 사용하는 경우(최적-2 모델)에는 거더의 플랜지 두께를 14mm에서 24mm로, 보강재의 플랜지 두께를 16mm에서 28mm, 웹 두께를 12mm에서 24mm로 증가시키고, HT-36 강재를 사용하는 경우(최적-3 모델)에서는 거더의 플랜지 두께를 18mm, 보강재의 플랜지 두께를 22mm, 웹 두께를 18mm로 증가시킨 후, 변경된 모델들에 대해 각각 유한요소 해석을 수행하였다. 그 결과 Fig. 12에서 보는 바와 같이 최적-2 모델과 최적-3 모델 모두 최대 발생응력이 재료의 허용응력을 초과하지 않는 것을 확인하였다. 위의 결과들을 정리하여 Table 3에서는 각 모델별 6변

Table 3 Analysis results of optimized models under emergency landing condition case-6

Structural member	Optimized model 1 (MPa)	Optimized model 2 (MPa)	Optimized model 3 (MPa)
Plate	200	160	171
Stiffener	453	308	350
Girder	401	294	347
Truss	203	204	203
Support	209	221	215
Allowable stress	315	315	355

Table 4 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
Stiffener	23.2	23.2	50.8	39.3
Girder	31.2	31.2	38.2	34.0
Truss	351.9	70.9	70.9	70.9
Support	71.2	71.2	71.2	71.2
All	539.5	258.6	293.2	277.5

(a) Displacement distribution

(b) Von-Mises stress distribution

Fig. 13 Displacement and von-Mises stress distribution for initial model 1 and optimized model 2 under emergency landing condition case-6

비상착륙 케이스에서의 최대 응력을 나타내었으며, Table 4에서는 모든 모델들의 각 부재별 중량을 나타내었다. 그 결과 최적-2 모델의 경우 초기 모델인 초기-1 모델에 비해 246톤(약 45.6%)의 재료 절감 효과를 얻었고, 최적-3 모델의 경우 262톤(약 48.6%)의 재료 절감 효과를 얻을 수 있었다. Table 3에서 보는 바와 같이 HT-36 강재의 경우 HT-32 보다 재료의 최대 허용응력은 높지만 단가가 높기 때문에, 강재 가격에 맞게 선택적으로 사용할 수 있다. 끝으로 Fig. 13에서는 초기-1 모델과 최적-2 모델에 대해서 변위 및 von-Mises 응력 분포를 나타내었다. 초기-1 모델에 비해서 최적-2 모델이 더 큰 변위를 나타내지만 이는 사용된 구조 재료가 적기 때문이며, 그럼에도 불구하고 최대 허용응력 기준을 만족시키고 있음을 확인하였다.

3. 결 론

본 연구에서는 위상 최적설계를 활용하여 캔틸레버식 헬리데크에 대한 경량화 연구가 수행되었다. 우선 헬리데크 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 수행하였다. 해석은 일반 착륙 조건과 비상 착륙조건에 대하여 수행하였으며, 그 결과 일반 착륙조건에서는 각 구조 부재에 발생하는 최대 응력이 사용 재료의 허용 응력보다 작음을 확인하였다. 한편 비상 착륙조건 해석 결과 특정 착륙 위치에서 보강재와 거더에 발생하는 최대 응력이 허용 응력을 초과하는 것을 확인하였다. 이를 바탕으로 각 부재의 단면 치수를 결정하여 허용 응력 미만의 응력이 발생하도록 상세 설계를 수행하였다.

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

감사의 글

이 논문은 2015년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단(NRF-2015R1C1A1A01051797) 및 2017년도

정부(교육부)의 재원으로 사회맞춤형 산학협력 선도대학육성 사업(No. 2017-E-G056-010111)의 지원을 받아 수행된 연구임.

References

- American Petroleum Institute(API) (1996) Recommended Practice for Planning, Designing, and Constructing Heliports for Fixed Offshore Platforms, 4th edition.
- ANSYS Inc. (2013) ANSYS Mechanical APDL Command Reference, Release 15.0.
- Bendsoe, M.P. (1989) Optimal Shape Design as a Material Distribution Problem, *Struct. Optimi.*, 1, pp.193~202.
- Choi, J.H. (2016) Structural Integrity Evaluation Method for Offshore Aluminum Helidecks, *J. KSME*, 56(1), pp.46~50.
- Civil Aviation Authority(CAA) (2013) Standards for Offshore Helicopter Landing Areas, CAP-437.
- Det Norske Veritas(DNV) (2001) Helicopter Decks, DNV-OS-E401.
- 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.
- 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.
- Ha, S.-H. (2016) Topology Design Optimization using Projection Method, *J. Comput. Struct. Eng. Inst. Korea*, 29(4), pp.293~299.
- Health & Safety Executive(HSE) (2004) Offshore Helideck Design Guidelines.
- International Civil Aviation Organization(ICAO) (1995) Heliport Manual, 3rd edition. Doc9261-AN/903.
- 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.
- Morrison, G. (2001) Helicopter safety offshore (Offshore Technology Report).
- 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.
- 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.
- Sigmund, O.** (2001) A 99 line Topology Optimization Code Written in Matlab, *Struct. & Multidiscipl. Optim.*, 21, pp.120~127.
- Sigmund, O.** (2007) Morphology-based Black and White Filters for Topology Optimization, *Struct. & Multidiscipl. Optim.*, 33, pp.401~424.
- 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.

요 지

해양구조물 등에서 해상 현장과 육상시설 사이에 물자나 운송 인력을 수송하기 위한 수단으로 헬리콥터가 주로 이용된다. 헬리덱은 헬리콥터가 해양구조물에 착륙하기 위해 필수적으로 탑재되는 구조물로서, 해양구조물의 종류나 탑재되는 위치 등에 따라 다양한 형태의 헬리덱이 존재한다. 그 중에서 캔틸레버식 헬리덱은 해양구조물의 탑사이드 공간 확보에 용이하며, 헬리콥터와의 충돌 등의 미연의 사고로부터 보다 안전하다. 본 논문에서는 캔틸레버식 헬리덱을 연구대상으로 선정하고, 이를 구성하고 있는 하부 트러스 구조에 대해서 위상 최적설계를 적용하였다. 또한 상용 구조해석 프로그램을 이용하여 유한요소 모델을 생성하고, 다양한 착륙 상황과 풍하중을 적용하여 구조해석을 수행하였다. 이를 바탕으로 헬리덱의 각 구조 부재에 발생하는 응력이 사용 재료의 허용응력을 넘지 않도록 부재의 세부 단면 치수를 결정하여, 보다 안전하면서도 경량화된 헬리덱 설계를 얻을 수 있다.

핵심용어 : 헬리덱, 위상 최적설계, 유한요소법, 구조해석, 경량화 설계