

EDISON Ksec2D와 Grid Search 법을 이용한 헬리콥터 블레이드 단면의 형상 최적화

나 덕 환^{1*} · 함 재 준¹ · 배 재 성¹

¹건국대학교 항공우주정보시스템공학과

Optimization Study of a Helicopter Rotor Blade Section Using EDISON Ksec2D and Grid Search Method

Deok-Hwan Na^{1*}, Jae-Joon Hahm¹, Jae-Seong Bae¹

¹Department of Aerospace Information Engineering, KonKuk Univ., 120 Neungdong-ro, Gwangjin-gu, Seoul 05029, Korea

Abstract

In this paper, an optimization study on a helicopter rotor blade cross-section was made. Generalization was made to the baseline cross-section to simplify the analysis. To have better performance in aeroelastic response, with the aerodynamic center being the origin of the baseline, the distance between aerodynamic center and shear center, and the distance between mass center and shear center of the blade were minimized. For efficient searching of optimum solutions over the design space, grid search method, which is a method of graphical search was used. Two design variables, radius of balancing weight at leading edge, and offset of the spar from leading edge were selected for the study. Cubic spline interpolation method was used to accommodate searching of the optimum solution. 2-Leveled searching system was devised in accordance with the interpolation method. Optimum solution was found to show 6% decrease in both distance between aerodynamic center and shear center, and mass center and shear center to the baseline.

Keywords : section optimization, grid search, cross-section analysis, helicopter blade

1. 서 론

헬리콥터의 경우, 회전축을 중심으로 회전하는 날개들로 구성된 로터가 핵심적인 역할을 담당한다. 정지비행 및 전진 비행 시, 로터를 구성하는 블레이드는 고정익기보다 복잡한 유동현상을 겪는다. 주기적으로 변하는 하중에 의해 발생하는 진동, 유동과 블레이드간의 상호작용에 의한 소음 그리고 블레이드의 공력탄성학적인 안정성은 중요한 연구대상이다.

헬리콥터 블레이드에 대한 다양한 연구들이 진동 및 소음의 감소, 공력탄성학적인 문제 등의 해결을 위해 최적화 알고리즘을 도입했다. 블레이드의 단면형상에 대한 최적화 연구는 크게 두 가지 관점으로 분류될 수 있는데, 단면내부의 형상을 바꾸거나(Dhadwal *et al*, 2013; Lim *et al*, 1989), 단면을 구성하는 재료의 배치를 바꾸는 것(Ganguli *et al*, 1996; Ganguli *et al*, 1996; Kathiravan *et al*, 2007) 으로 분류된다.

이번 연구에서는 블레이드의 단면형상을 바꾸는 방향으로

최적화 연구를 수행했다. 공력탄성학적 현상들 중 하나인 발산속도를 낮추기 위한 최적형상을 찾고자 했다. 발산의 원인에는 여러 가지가 있지만, 이번 연구에서는 강성과 질량을 제약조건으로 부여하고, 전단중심과 공력중심 사이의 거리, 그리고 전단중심과 질량중심 사이의 거리를 각각 줄일 수 있는 최적형상을 찾고자 했다. 단면의 주요 중심치와 강성을 구하기 위해 EDISON 구조동역학 웹페이지에서 단면해석 전문프로그램인 Ksec2D-AE를 이용했다. 웹페이지를 반복해서 이용해야 하는 점을 고려하였고, 이를 반영하여 효율적인 최적해 탐색을 위해 Grid Search법과 큐빅 스플라인 보간법을 이용하여 최적해 탐색을 수행했다. 최적화를 통해 얻은 최적해와 기준형상을 서로 비교했다. 이를 통해 최적해에 대한 각 설계변수들의 영향을 분석했다.

2. 본 론

2.1 기준형상

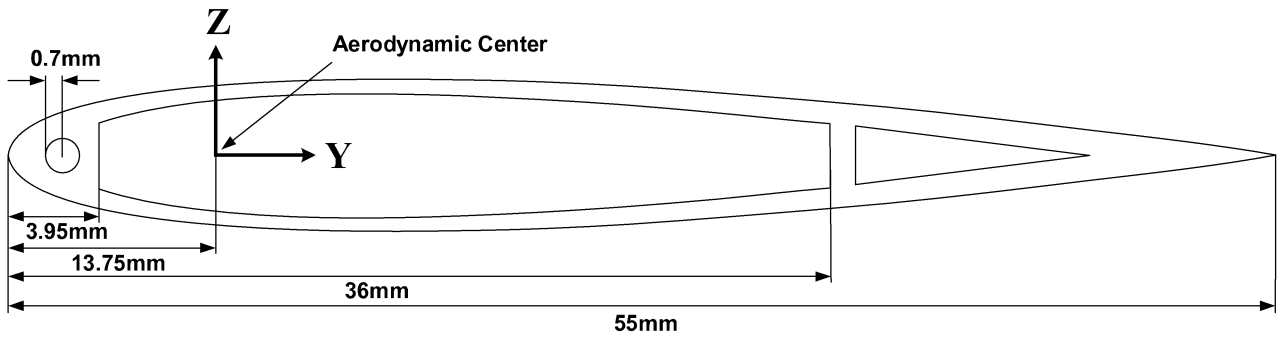


Fig. 1 Schematic of cross-section of the baseline

Fig. 1은 이번 연구에서 사용된 기준형상을 보여주고 있다. 기준형상은 주변에서 구한 R/C 헬리콥터 블레이드의 시위길이를 토대로 설정되었다. 블레이드의 외형은 가장 보편적인 에어포일인 NACA0012로 설정했다. 대부분의 헬리콥터 블레이드에 사용된 재료는 복합재료이지만, 형상적인 측면에서 접근하고자 등방성재료로 단면을 구성했다. 속이 짝찬 블레이드 단면들도 있으나, 사용된 재료가 다양하기 때문에, 이번 연구에서는 속이 빈 형상을 다루기로 했다. 단면을 구성하는 각 부분의 재료의 주요 물성은 Table 1과 같다. Table 1에서 E 는 Young's modulus, ν 는 Poisson ratio, 그리고 ρ 는 밀도를 의미한다.

2.2 하중조건 및 경계조건

블레이드에 작용하는 하중과 경계조건은 R/C 헬리콥터의 비행조건과 로터의 형상을 바탕으로 설정되었다. 헬리콥터가 제자리 비행하는 상황을 고려했으며, 로터를 제외한 동체의 무게는 하중계산에 반영하지 않았다. 제자리비행 시 헬리콥터의 비행조건은 Table 2와 같다.

Table 1 Material properties for cross-section of the baseline

Part	Material Used	E (GPa)	ν	ρ (kg/m ³)
1	Aluminum	73	0.33	2800
2	Lead	160	0.44	11340

에어포일에서 발생하는 양력과 항력의 경우, NACA0012의 공력실험데이터로부터 구할 수 있었다. 블레이드 회전축에 작용하는 하중의 경우, 고전적이지만, 대략적인 크기의 하중을 쉽게 산출할 수 있는 방법인 깃요소-운동량 이론

Table 2 Specification and flight condition of baseline rotor

Weight (W)	2.29 kg
Chord (c)	55 mm
Rotor radius (R)	600 mm
Rotor speed (Ω)	2000 rpm
Rotor tip speed (V_{tip})	125.6 m/s
Angle of attack (α)	1 deg
Air density (ρ)	$1.227 \times 10^{-9} \text{ kg/mm}^3$ (sea level)

Table 3 Loading conditions

F_x (N)	M_x (N·m)	M_y (N·m)	M_z (N·m)
253.16	-0.0636	4.9931	0.4

(Blade element-momentum theory)를 이용하여 계산했다. 블레이드의 회전에 의한 원심력과 블레이드 자체의 무게를 포함하여 블레이드 고정단에 작용하는 하중을 Table 3에 정리하였다.

경계조건인 경우, 실제 로터의 회전축에 힌지가 설치되어 있지 않으므로, 블레이드의 한쪽 단이 완전히 구속된 것으로 가정했다.

2.3 최적화 문제 설정

2.3.1 설계변수 설정

설계변수 설정방법으로 총 2가지가 검토되었다. 첫 번째 방법은 내부를 구성하는 대표점들의 위치를 설계변수로 설정하는 것이었다.(Dhadwal *et al.*, 2013) 두 번째 방법은 단면형상을 여러 가지 구성요소(균형추, 날개보 등)들의 조합으로 보고, 구성요소들의 최적위치 및 형상을 설계변수들로 잡는 것이었다. 첫 번째 방법은 두 번째 방법보다 더욱 정확한 결과를 줄 수 있으나, 계산비용이 상대적으로 많이 드는 단점이 있다. 계산비용에 제약이 있는 이번 연구의 특성을 고려하여, 두 번째 방법을 이용하기로 했다.

설계변수는 단면의 앞전(Leading Edge)에 위치한 균형

제5회 첨단 사이언스·교육 허브 개발(EDISON) 구조동역학 경진대회

추(Balancing Weight)의 반지름(r)과 날개보와 앞전 사이의 거리(y)로 선정하였다.

2.3.2 목적함수 및 구속조건

현재 연구의 목적은 전단중심을 기준으로, 전단중심과 공력중심 사이의 거리(D_{ac})와 전단중심과 질량중심 사이의 거리(D_{mc})를 각각 최소화 하는 것이다. 블레이드에 작용하는 공력과 중력에 의한 하중을 고려하여 목적함수의 각 항에 가중계수(w_1, w_2)를 도입했다. 하중계산을 통해, 제자리비행 시 공력중심에서 발생하는 양력과 질량중심에서 발생하는 무게의 비가 약 50:1 임을 알 수 있었다. 양력과 무게의 비를 고려하여 D_{ac} 의 가중계수의 w_1 는 50/51, D_{mc} 의 가중계수 w_2 는 1/51로 설정했다.

최적화 과정 중 구속조건은 질량의 증가는 허용하지 않았다. 단, 단면의 강성의 경우 그 변화를 기준형상 대비 $\pm 5\%$ 로 제한했다. 이번 연구에서 진행한 최적화문제를 수학적인 형태로 정의하면 다음과 같다.

Minimize:

$$f(r, y) = w_1 \frac{D_{ac}}{D_{ac,0}} + w_2 \frac{D_{mc}}{D_{mc,0}} \quad (1)$$

subject to the constraints:

$$0.95 \leq \frac{EI_y}{EI_{y,0}} \leq 1.05, \quad 0.95 \leq \frac{EI_z}{EI_{z,0}} \leq 1.05$$

$$0.95 \leq \frac{GJ}{GJ_0} \leq 1.05, \quad 0.95 \leq \frac{EA}{EA_0} \leq 1.05$$

$$\frac{m}{m_0} \leq 1 \quad (2)$$

with bounds for design variable as:

$$0.3mm \leq r \leq 1.2mm, \quad 4.45mm \leq y \leq 45.5mm \quad (3)$$

2.3 Grid Search

기존연구들과 달리 이번 연구에서는 목적함수값을 계산하는 프로그램과 최적화 알고리즘을 묶어 최적화를 자동으로 반복수행할 수 없었다. 최적화 진행 중 매번 웹페이지를 접속해야 하는 특성을 고려할 때, 목적함수 계산횟수를 적정수준으로 요구하는 알고리즘을 찾기로 했다.

Grid Search 법(Rao, 2009)은 설계변수공간을 일정크기의 격자로 대체하고, 모든 격자점에서 측정된 목적함수값을 바탕으로 최저값을 찾는 최적화 기법이다. 이번 최적화 연구의 경우, 설계변수의 개수와 설계변수공간의 크기가 작고, 해상도를 유연하게 조절할 수 있는 점을 고려하여 이 기

법을 적용했다.

최저값탐색은 총 2단계로 구성하였다. 1단계에서는 설계변수공간 전역을 탐색하였다. 격자의 크기는 이후에 거칠 단계보다 상대적으로 크게 설정하여 전역적인 측면에서 목적함수값의 분포 경향을 확인하고자 했다. 탐색과정에서 큐빅스플라인 보간법을 이용하여 혹시 모를 의외의 최저점도 탐색할 수 있도록 했다. 2단계에서는, 1단계를 통해 구한 목적함수값의 경향을 확인하여 최저값이 발견되는 격자점을 중심으로 정밀탐색을 실시하였다. 총 2단계의 최적화 과정의 개

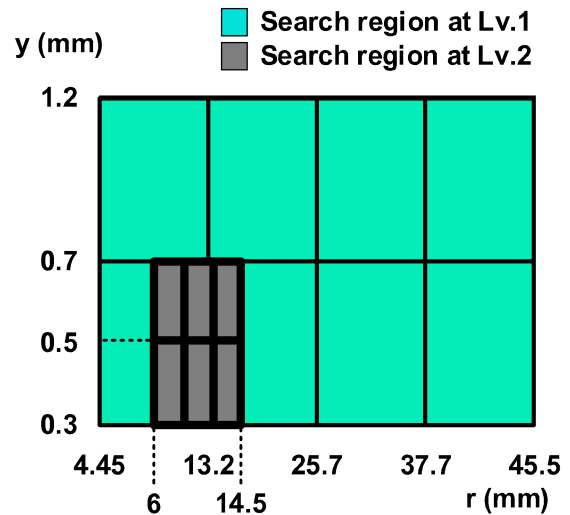


Fig. 2 Schematic of Grid search
략도를 Fig. 2에 나타내었다.

2.4 Ksec2D-AE를 이용한 단면해석

앞서 설정한 목적함수 값들과 경계조건들은 모두 단면이 갖는 고유한 물성치들이다. 주어진 단면을 갖는 블레이드의 강성과 단면의 주요 지점(전단중심, 질량중심 등)을 확인하기 위해 EDISON 구조동역학 웹페이지의 프로그램 중, 단면해석을 수행할 수 있는 프로그램인 Ksec2D-AE(Park, 2009)를 사용하였다. 이 프로그램은 2차원 요소로 유한요소화 된 단면형상(Fig. 3)과 단면을 구성하는 재료들(등방성, 직교이방성, 이방성 재료 등)의 물성치를 바탕으로 블레이드의 정적, 동적해석에 필요한 단면의 주요 강성값과 주요 중심점들을 계산한다. 계산된 강성들과 주어진 하중정보를 바탕으로 1차원 보 해석을 수행한다. 1차원 보 해석으로부터 단면의 응력과 변형을 분포 역시 확인할 수 있다.

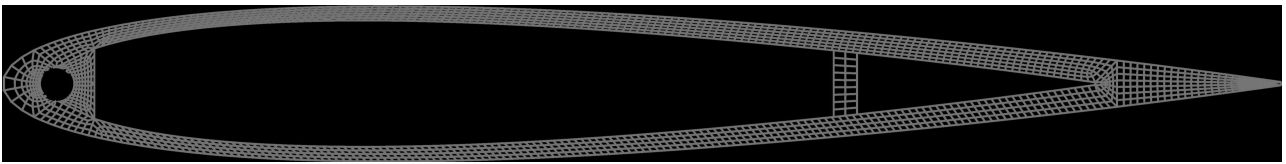


Fig. 3 FE model of baseline cross-section

2.5 최적화 프레임워크

앞서 설명된 내용들을 바탕으로 한 최적화 프레임워크를 순서도로 나타내면 Fig. 4 와 같다. 최적화과정은 다음과 같다. 1단계에서 설계변수공간에 격자망을 생성한 후, 각 격자점의 설계변수값들을 바탕으로 단면의 유한요소모델을 전처리(MSC.Patran(MSC.Software, 2016))를 이용하여 생성한다. Ksec2D-AE를 이용하여 각 설계변수지점에서의 D_{ac} 와 D_{mc} 및 주요 강성값들인 EA , EI_y , EI_z , GJ 그리고 질량 m 을 계산한다. 모든 격자점에서 계산된 목적함수값들을 바탕으로 큐빅 스플라인 보간법을 이용하여 최저점을 확인한다. 큐빅 스플라인 보간법으로 구한 목적함수 최저점과 최저값을 가지는 격자점을 기준으로 2단계 탐색범위를 설정한다. 다음 탐색범위에 대해 동일한 과정을 반복수행하고, 구속조건을 반영하여 Grid Search로 구할 수 있는 전역적인 최저점을 찾는다.

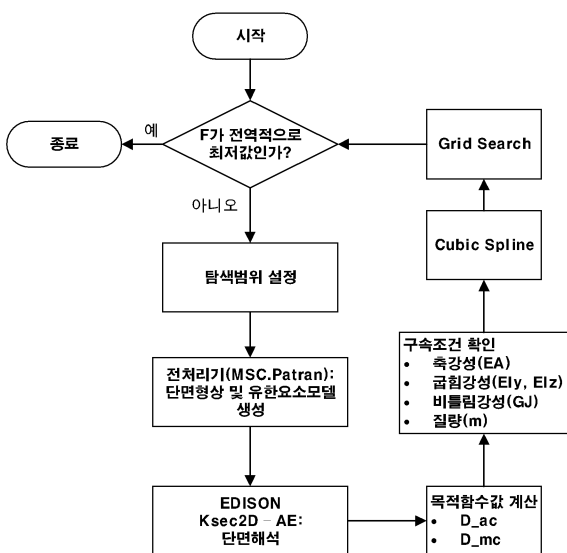


Fig. 4 Flowchart of optimization process

2.6 결과 및 토의

2.6.1 결과

2.6.1.1 최적해 탐색

탐색 1단계와 2단계에서 확인된, 목적함수가 최저가 되는 지점의 좌표와 목적함수값은 각각 Table 4, Table 5와 같다. 이 표에서 c 는 익형의 시위 길이를 의미한다. 설계변수공간에 구속조건과 함께 최적해를 나타내면 Fig. 5와 같다.

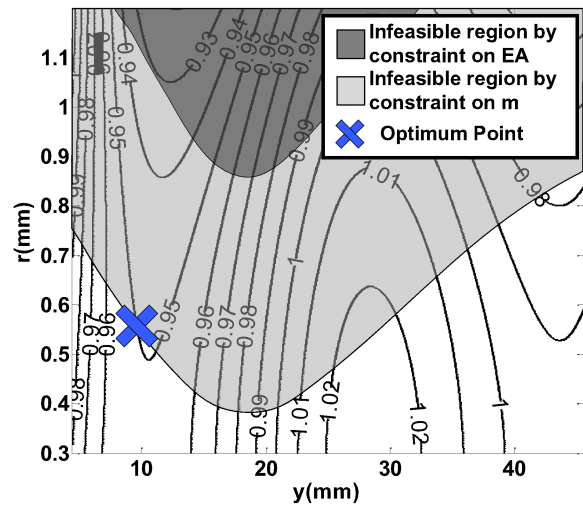


Fig. 5 Optimum design point on global design space

Table 4 Coordinate of optimum point at search level 1

r (mm)	y (mm)	$f(r, y)$
0.53(0.0096c)	10.24(0.186c)	0.9496

Table 5 Coordinate of optimum point at search level 2

r (mm)	y (mm)	$f(r, y)$
0.55(0.01c)	9.81(0.178c)	0.9455

2.6.1.2 최적화 전/후 형상 비교

최적화 이후의 형상을 Fig. 6에 나타내었다. 최적형상의 균형추의 반지름은 기준형상에 대해 0.15mm(0.0027c) 감소하였고, 최적형상의 날개보 위치는 기준형상에 대해 앞전 방향으로 26.19mm(0.47c)이동하였다.

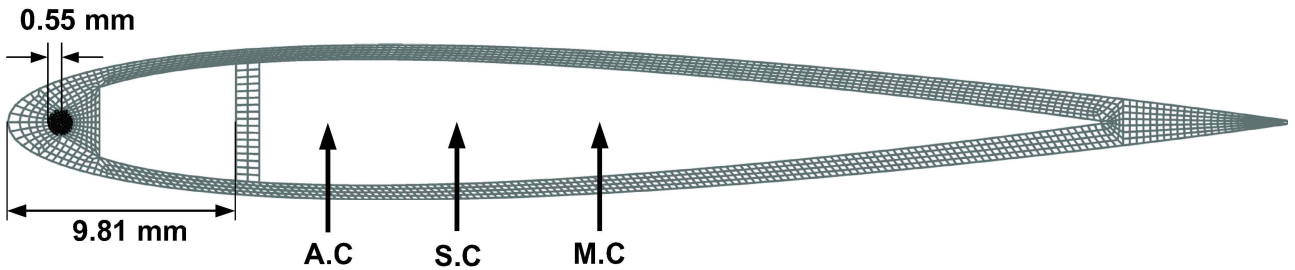


Fig. 6 Cross-section after optimization

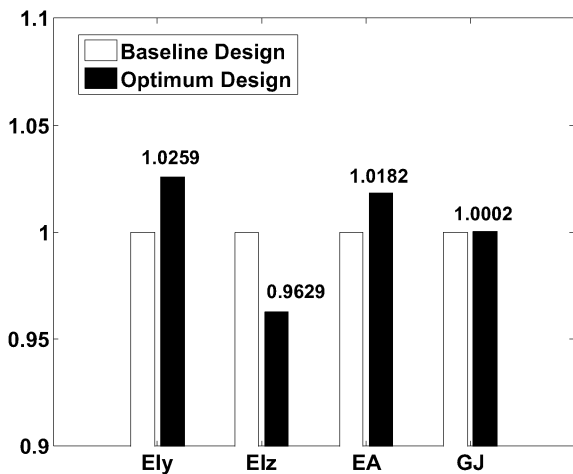


Fig. 7 Comparison of non-dimensionalized elastic stiffness between baseline and optimum design

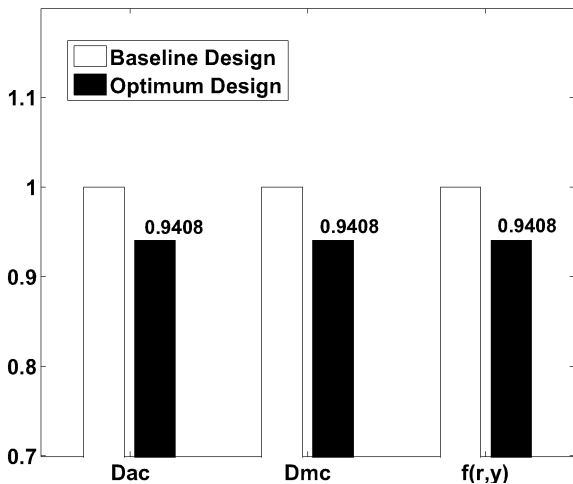


Fig. 8 Comparison of D_{ac}/D_{ac0} , D_{mc}/D_{mc0} and f between baseline and optimum design

목적함수와 구속조건을 구성하는 변수들에 대해서 최적형상과 기준형상의 값을 서로 비교했다.

최적형상과 기준형상의 주요 강성치를 비교하면 Fig. 7과 같다. Fig. 7에서 제시된 지표들은 구속조건을 구성하는 변수들이며, 모두 구속조건을 만족했다. 최적형상의 날개보의

Y축에 대한 면적분포가 기준형상보다 크기 때문에 Y축 굽힘 모멘트에 대한 강성이 증가했다. 날개보의 위치가 Z축에 보다 가까워지므로 Z축에 대한 굽힘 강성은 기준형상보다 상대적으로 감소했다. 비틀림강성의 경우 기준형상의 값과 그 차이가 미미했다.

목적함수를 이루는 변수인 D_{ac} 와 D_{mc} 각각의 변화를 기준형상의 각각의 값으로 무차원화 하여 Fig. 8에 나타내었다. D_{ac} 와 D_{mc} 모두 기준형상 대비 약 6%(0.0063c, 0.0064c) 감소된 결과를 보였다. 두 변수 모두 기준치에 비해 감소하여 이번 연구가 주어진 조건에서 기준형상을 개선할 수 있음을 보여주었다.

2.6.2 토의

이 절에서는 최적형상에 대해 D_{mc} 와 D_{ac} 가 미치는 영향에 대해 분석한다.

2.6.2.1 D_{mc} 의 변화 경향 분석

설계변수 공간에서 D_{mc} 의 분포를 나타내면 Fig. 9과 같다. 날개보의 위치가 앞전과 가까울수록, 균형추의 반지름일 커질수록 D_{mc} 가 감소하는 것을 볼 수 있다.

이는 두 가지 이유에 기인한 것으로 볼 수 있다. 하나는 앞전 부분에서 균형추의 반지름 증가에 의해 질량중심이 앞전을 향해 이동하기 때문이며, 다른 하나는 날개보가 앞전으로 가까이 이동할수록 날개보가 앞전의 질량증가에 기여하기 때문이다.

2.6.2.2 D_{ac} 의 변화 경향 분석

설계변수 공간에서 D_{ac} 의 분포도를 Fig. 10에 나타내었다. 균형추의 반지름이 증가할수록 D_{ac} 가 감소경향을 보임을 확인할 수 있다. 앞전과 날개보 사이의의 거리가 약

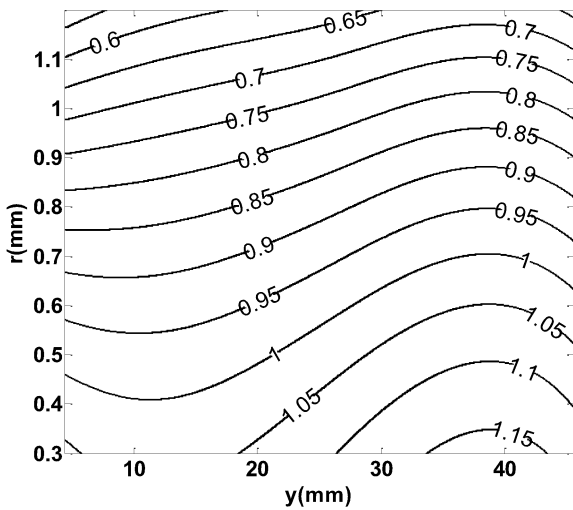


Fig. 9 Contour plot of D_{mc}/D_{mc0} over design space

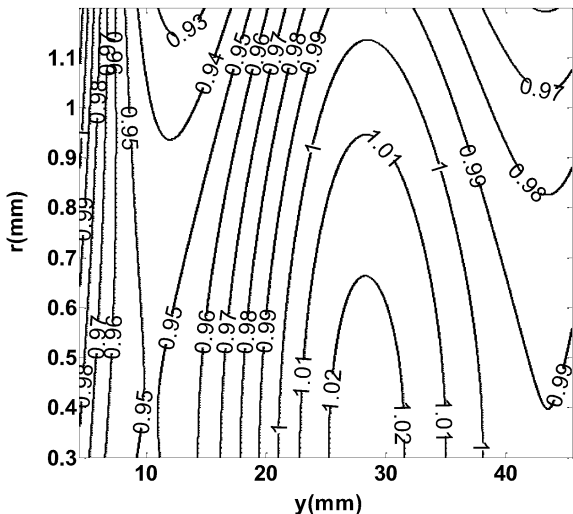


Fig. 10 Contour plot of D_{ac}/D_{ac0} over design space

21mm 일 때를 기준으로, 날개보가 앞으로 이동할수록 D_{ac} 는 감소하다 증가하는 형상을 볼 수 있다. 반대로, 날개보가 뒷전으로 이동할수록, D_{ac} 는 증가하다 다시 감소하는 형상을 볼 수 있다.

균형추의 반지름이 증가할수록 감소하는 이유는 알루미늄에 비해 상대적으로 전단강성이 큰 납의 면적이 넓어지며 앞전에서의 전단응력분포의 크기가 기준형상보다 증가하기 때문인 것으로 보인다.

날개보의 배치에 따른 전단중심의 위치는 날개보의 면적과 날개보의 위치 그 자체에 관련이 있다. 기준 형상의 전단중심의 위치인 약 21mm를 중심으로, 날개보가 앞전으로 이동할수록 전단중심도 같이 앞전으로 이동하게 되어 D_{ac} 가 감소한다. 하지만, 날개보가 앞전으로 계속 이동하

면, 날개보의 넓이가 감소하고, 단면형상이 단일 세포형상에 가까워지기 때문에, 전단중심이 다시 뒤로 이동하게 된다. 날개보가 뒤로 이동하는 경우에도 같은 현상을 보인다.

2.6.2.3 시사점

2.6.2.1과 2.6.2.2로부터, 형상의 배치나, 특정구성요소의 크기를 바꾸는 것으로도 기준형상을 개선할 수 있음을 확인했다. 한편, 날개보의 위치로 전단중심의 위치를 바꾸는 것에는 그 자유도에 한계가 있으므로, 물성이 각기 다른 재료들을 사용하거나, 단면 최적화의 자유도를 더 부여하는 방향으로 이를 보완해야 한다.

3. 결 론

본 연구에서는 시중에서 판매되는 R/C 헬리콥터와 여러 헬리콥터 블레이드의 단면형상들을 바탕으로 기준 형상을 선정하여, 균형추 반지름과 날개보의 위치를 설계변수로 하는 최적화 연구를 수행했다. EDISON 구조동역학 웹페이지에서 제공하는 전문 단면해석프로그램 Ksec2D-AE를 이용하였고, 최적화 기법으로 Grid search 법과 큐빅 스플라인 보간법을 사용하여 공력중심과 질량중심의 거리를 최소화 시킬 수 있는 최적 형상을 도출할 수 있었다. 두 번의 Grid search 기법과 큐빅 스플라인 보간법을 시행하여 단면 최적화를 한 결과 S.C.와 A.C.의 사이의 거리, 그리고 S.C.와 M.C.의 사이의 거리 모두 기준형상대비 약 6%(0.0063c, 0.0064c) 정도 감소시킬 수 있었다. 구속조건을 위반하지 않는 선에서 적절한 타협점을 찾았다. 날개의 발산과 관련있는 대부분의 강성들도 기준형상보다 증가한 값을 보여 만족스런 최적형상을 얻을 수 있었다. 이번 연구를 통해, EDISON 구조동역학 웹페이지의 소프트웨어로도 효율적인 최적화 연구를 수행할 수 있음을 확인했다.

감사의 글

본 연구는 한국연구재단이 주관하는 첨단 사이언스 교육 허브 개발 사업(EDISON: NRF-2014M3C1A6038842)의 지원을 받아 수행한 연구결과입니다.

Reference

Dhadwal, M. K., Lim, K. B., Jung, S. N., & Kim,

제5회 첨단 사이언스·교육 허브 개발(EDISON) 구조동역학 경진대회

- T. J. (2013).** Particle Swarm Assisted Genetic Algorithm for the Optimal Design of Flexbeam Sections.
- Dhadwal, M. K. (2016).** Ksec2D-AE: Finite Element Sectional Analysis for Anisotropic Beams Based On Reduced Elasticity Approach, User's Guide for Version 1.7. Konkuk University
- EDISON CSD Website.**
<https://csd.edison.re.kr/search-sw>
- Ganguli, R., & Chopra, I. (1996).** Aeroelastic optimization of a helicopter rotor with two-cell composite blades. *AIAA journal*, 34(4), 835-841.
- Ganguli, R., & Chopra, I. (1996).** Aeroelastic optimization of a helicopter rotor to reduce vibration and dynamic stresses. *Journal of aircraft*, 33(4), 808-815.
- Ganguli, R. (2002).** Optimum design of a helicopter rotor for low vibration using aeroelastic analysis and response surface methods. *Journal of Sound and Vibration*, 258(2), 327-344.
- Gere, J. M., & Goodno, B. J. (2009).** Mechanics of materials. Cengage Learning.
- Kathiravan, R., & Ganguli, R. (2007).** Strength design of composite beam using gradient and particle swarm optimization. *Composite Structures*, 81(4), 471-479. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 14(4), 341-349.
- Lim, J. W., & Chopra, I. (1989).** Aeroelastic optimization of a helicopter rotor. *Journal of the American Helicopter Society*, 34(1), 52-62.
- Park, I. J., Jung, S. N., Kim, D. H., & Yun, C. Y. (2009).** General purpose cross-section analysis program for composite rotor blades. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 10(2), 77-85.
- Rao, S. S. (2009).** Engineering optimization: theory and practice. John Wiley & Sons.
- MSC.Software Patran. (2016).**
<http://www.mscsoftware.com/product/patran>(accessed Feb., 29, 2016)
- MathWorks MATLAB. (2016).**
<http://kr.mathworks.com/products/matlab/>