



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](#)

공학석사학위논문

블레이드 팁 형상 최적설계를 통한  
소형민수헬기 로터의 공력 및  
소음 성능 개선

Improvement of Aerodynamic and Noise  
Performance for Light Civil Helicopter Rotor  
through Blade Tip Geometry Optimization

2019년 2월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

홍 윤 표

# 블레이드 팁 형상 최적설계를 통한 소형민수헬기 로터의 공력 및 소음 성능 개선

Improvement of Aerodynamic and Noise  
Performance for Light Civil Helicopter Rotor  
through Blade Tip Geometry Optimization

지도교수 이 관 중

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2019년 2월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

홍 윤 표

홍윤표의 공학석사 학위논문을 인준함

2018년 12월

위원장

홍윤표

부위원장

홍윤표

위원

김기홍



# 초 록

헬리콥터 로터 블레이드의 형상은 공력 성능을 비롯한 소음, 구조 등 전체적인 성능에 큰 영향을 미친다. 이는 로터 블레이드가 회전을 하여 양력 및 추력을 내는 동시에 발생시키는 와류 때문인데, 이 와류가 로터 아래로 하강하며 날개, 동체, 꼬리 로터 등에 직간접적으로 부딪히며 복잡한 유동 및 성능 저하를 야기시킨다. 이런 와류의 영향을 약화시키기 위해 로터 블레이드 형상 설계가 전세계적으로 이루어져왔고, 최근에는 CFD 및 최적화 기법을 통한 최적 설계가 이루어지고 있다.

한편 한국에서는 한국형 기동 헬기를 비롯하여 최근 소형 무장 헬기 및 소형 민수 헬기 개발을 진행하고 있다. 새로운 헬기 개발이 아닌 기존 헬기에서 부품 개량이 진행되고 있으며 개량 작업에 많은 제약이 따르고 있다. 특히 주 로터 블레이드의 개량의 경우 익단 형상 일부와 탭 부착만 가능하기에 자유도가 크지 않은 상황이고, 요구 조건 또한 높은 공력 및 소음 성능이기에 이를 만족시키기에는 현실적으로 많은 어려움이 따른다.

본 연구에서는 앞서 언급한 제한 조건 하에서 블레이드 익단 형상 변화 및 탭 부착을 통한 공력 및 소음 성능 최적화를 진행하였다. 형상 변수 스터디를 통해 5가지 익단 형상 변수와 1가지 탭 각도 변수를 설계 변수로 삼고 운용성을 고려해 여러가지 기동 조건에서의 공력 및 소음 성능을 목적함수로 두었다. 제자리 비행 3가지 조건과 전진 비행 3가지 조건을 고려하며, 전진 비행의 경우 트림 해석을 통하여 실제 유동장을 모사하였다. 효율적인 유동장 분석을 위해 hybrid CFD 해석자가 이용되었으며 소음 분석은

Farassat 1A 방정식을 이용하여 두께 소음 및 하중 소음을 고려하였다. 최적 설계를 위해 크리깅 모델 (Kriging model) 을 근사모델로 이용하며 최적해를 찾아가는 알고리즘으로는 비 구배법 기반의 유전 알고리즘과 EI (Expected Improvement) 를 이용한 효과적인 전역최적화 방법이 사용되었다.

결과적으로 제자리 및 전진 비행 공력 성능과 소음 성능이 여러 기동조건에서 모두 향상된 최적해를 얻을 수 있었다. 유동장 및 소음 분석을 통해 각각의 변수와 성능 사이의 관계, 그리고 성능 향상의 원인을 분석하였다. 공력 성능의 경우 제자리 비행과 전진 비행의 일부 성능을 증가시키는 것은 가능하나 모든 성능을 높이기에는 일정 정도의 한계가 있음을 확인하였다. 또한 소음 성능의 경우 소음의 강도를 줄이는 것은 한계가 있지만 방사성에 변화를 주어 소음을 줄이는 것은 충분히 가능하다는 것을 확인하였다.

**주요어** : 헬리콥터 로터, 블레이드 형상, 공력 성능, 소음 성능, 최적 설계

**학 번** : 2017-23448

# 목 차

초 록.....	1
목 차.....	3
그림 목차.....	5
표 목차.....	6
<b>I. 서론</b> .....	<b>7</b>
A. 헬리콥터 로터의 형상 개선 연구 .....	7
B. 연구의 필요성 및 목적 .....	9
<b>II. 수치 기법</b> .....	<b>11</b>
A. 유동장 해석 .....	11
i. 전산유체역학 도구.....	12
ii. 후류 모델.....	16
iii. 유동장 해석 기법 검증.....	18
B. 소음 성능 해석 .....	21
C. 최적 설계 기법 .....	23
i. 근사 모델.....	23
ii. 효과적인 전역최적화 방법.....	24
<b>III. 최적 설계</b> .....	<b>27</b>
A. 설계 문제 정의.....	27
i. 기준 블레이드 형상.....	27
ii. 형상 변수 선정.....	28
iii. 목적 함수 및 제한 조건.....	31
B. 설계 결과 및 분석 .....	34
i. 최적 설계 결과.....	34
ii. 공력 성능 분석.....	37

iii. 소음 성능 분석.....	46
<b>IV. 결론 .....</b>	<b>51</b>
참고문헌.....	53
<b>ABSTRACT.....</b>	<b>57</b>

# 그림 목차

FIGURE 1 CONCEPT OF HYBRID CFD .....	11
FIGURE 2 PRESSURE COEFFICIENT IN HOVERING FLIGHT.....	19
FIGURE 3 SECTIONAL THRUST COEFFICIENT IN FORWARD FLIGHT.....	20
FIGURE 4 OBSERVER LOCATIONS OF EPNL .....	22
FIGURE 5 FLOWCHART OF OVERALL DESIGN PROCESS.....	26
FIGURE 6 PLANFORM OF BASELINE BLADE .....	27
FIGURE 7 DESIGN VARIABLES .....	29
FIGURE 8 POSSIBLE CONFIGURATIONS.....	30
FIGURE 9 PARETO FRONT LINE .....	34
FIGURE 10 PLANFORM OF OPTIMAL BLADES (TOP: OPT1, BOTTOM: OPT2) .....	35
FIGURE 11 COMPARISON OF PLANFORM SHAPES.....	35
FIGURE 12 PERFORMANCE COMPARISON .....	36
FIGURE 13 THRUST COEFFICIENT COMPARISON .....	38
FIGURE 14 FIGURE OF MERIT COMPARISON .....	38
FIGURE 15 PRESSURE CONTOUR COMPARISON .....	39
FIGURE 16 PRESSURE COEFFICIENT OF OPT2 AT 93.1%R.....	40
FIGURE 17 PRESSURE AND MACH NUMBER CONTOUR OF OPT2 AT 93.1%R .....	40
FIGURE 18 PRESSURE CONTOUR OF OFF-DESIGN CONDITION.....	41
FIGURE 19 PERFORMANCE COMPARISON IN FORWARD FLIGHT .....	42
FIGURE 20 PRESSURE CONTOUR AT $\Psi = 90^\circ$ IN FORWARD FLIGHT.....	43
FIGURE 21 NORMAL FORCE COMPARISON.....	45
FIGURE 22 NOISE PERFORMANCE (EPNL) COMPARISON .....	46
FIGURE 23 OASPL COMPARISON ALONG THE PITCH AXIS.....	47
FIGURE 24 OASPL ON THE HALF-SPHERE .....	48
FIGURE 25 POWER LEVEL COMPARISON.....	49



# 표 목차

TABLE 1 WAKE MODEL PARAMETERS .....	17
TABLE 2 FLIGHT CONDITIONS FOR VALIDATED CASES .....	18
TABLE 3 DESIGN SPACE .....	30
TABLE 4 OBJECTIVES AND CONSTRAINTS .....	33
TABLE 5 DESIGN PARAMETERS OF OPTIMAL BLADES .....	35

# I. 서론

## A. 헬리콥터 로터의 형상 개선 연구

날개를 회전시켜 양력 및 추력을 얻는 헬리콥터는 활주로 없이 쉽게 뜨고 내릴 수 있다는 장점이 있다. 높은 효율에도 불구하고 이착륙시 긴 활주로와 넓은 공간이 필요하다는 점이 고정익 항공기의 큰 제한점이라면, 헬리콥터는 어디서나 기체 크기만큼의 공간만 확보되면 쉽게 이착륙이 가능하기에 우리 생활에 밀접하게 사용할 수 있다. 정찰, 병력 수송, 적군 기지 침투 및 공격 등의 군사적인 목적부터 시작해서 소방, 경찰, 방송용 헬기 등 민간 분야에서도 많은 사람들이 다양한 용도로 헬리콥터를 이용하고 있다. 그러나 그럼에도 불구하고 헬리콥터가 가진 몇 가지 단점 때문에 더욱 활발한 운용이 제한되고 있다[1].

헬리콥터의 대부분의 단점은 날개가 회전한다는 점에서 야기된다. 회전으로 인해 생기는 와류는 지속적으로 날개와 동체에 영향을 미치며 진동, 소음, 공력 불안정성 등의 문제를 일으킨다. 특히 날개 끝에서 생긴 강한 깃 끝 와류 (tip vortex) 는 날개 아래로 흐르며 다음 날개와 부딪히거나 유도 항력을 야기시키며, 더 아래로 흘러서는 동체 혹은 꼬리 로터와 부딪히며 전체적인 헬리콥터 성능에 악영향을 미친다. 이 때문에 와류 생성 메커니즘, 와류 제적 및 강도 예측, 완화 방법 등 와류에 관한 연구가 많이 이루어졌으며, 현재까지도 이에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다[2].

와류 영향을 줄이는데 가장 효과적으로 알려진 로터 블레이드의 형상 개선은 전세계적으로 이루어지고 있으며, 이를 통해 공력,

구조, 소음 등의 성능이 향상되고 있다. 1970년대 영국 Royal Aircraft Establishment (RAE) 에서 진행한 British Experimental Rotor Programme (BERP) 의 결과물로 나온 BERP 블레이드는 현재까지도 state-of-the-art 블레이드라 칭해질 정도로 공력 성능을 개선시킨 바 있다[3, 4]. BERP 블레이드를 기준으로 많은 연구자들이 형상 개선 관련하여 연구를 진행하였고, 90년대 들어 공력 성능뿐만 아니라 소음 성능 관련하여 연구도 진행되었다. 예를 들어 Marze와 Philippe의 경우, 블레이드 형상의 여러 변수에 관해 실험을 하며 후퇴각 (sweep angle), 테이퍼 비 (taper ratio) 가 BVI (Blade Vortex Interaction) 소음 감소에 영향을 크게 미친다는 것을 알아내었다[5]. 또한 ONERA (Office National d'Etudes et de Recherches Aéronautiques, French National Aerospace Research Center) 는 제자리 비행 성능과 소음 성능을 고려하여 기존에 그들이 갖고 있던 ERATO 블레이드를 최적화하여 Blue Edge 블레이드를 만들어 내었고, 기존 블레이드에 비해 소음 성능이 월등하게 향상되었다고 주장한다[6]. 최근의 블레이드 형상 연구는 컴퓨팅 파워와 설계 방법 및 해석자의 성능이 좋아져 여러 성능을 고려한 최적화 연구가 진행되고 있다. ONERA의 Wilke 등은 VFM (Variable Fidelity Method) 을 이용하고 공력 성능을 목적 함수로 두어 효율적인 블레이드 최적 설계를 진행하였고, Leon 등은 Nash 게임 이론을 기반으로 최적 설계를 진행하였다[7, 8]. 이에 한국에서도 블레이드 형상 최적 설계를 진행하였다. Chae 등은 HSI (High Speed Impulsive) 소음과 공력 성능을 고려한 설계를 진행한 바 있으며 Mo 등은 삼중 후퇴각 형상에 대해 BVI 소음과 공력 성능을 고려한 형상 최적 설계를 진행하여 베이스라인 블레이드 대비 월등한 성능 향상을 가져온 바 있다[9, 10].

## B. 연구의 필요성 및 목적

한국에서의 헬리콥터 개발 산업은 KHP (Korean Helicopter Program) 사업을 시작으로 수리온 한국형 중형 기동헬기가 생산되고 있으며 현재는 LAH / LCH (Light Armed / Civil Helicopter) 사업이 진행 중이다. 헬리콥터 사업이 10년 넘게 지속되어 왔지만, 아직까지 우리 나라 산업의 현실은 헬리콥터 전체를 만들 수 있는 시스템 및 기술이 부족하기 때문에 부품 별로 개발을 진행하고 있다. 이에 부품 개발 시 현실적인 제약이 많다. 예를 들어 한 가지 부품을 개발하고자 하면, 그 부품은 다른 부품 및 전체적인 시스템에 미치는 영향이 되도록 적어야 한다. 이 때문에 쉽게 성능 개선이 될 수 없다는 한계가 있다. 또한 개선된 부품이 개발이 되었다 하더라도 실제 운용을 위해 감항 인증을 비롯한 각종 인증 절차부터 최종 시험 비행까지 거쳐야 할 단계가 많다. 특히 개발하는 부품이 성능에 직접적으로 영향을 미치는 주 로터 블레이드, 엔진 등이라면 더욱 복잡하고 어렵다는 것이 현실이다.

본 연구는 앞서 언급한 한국의 헬리콥터 산업의 한계를 고려하여 블레이드 형상 최적 설계를 진행하였다. 유로콥터 (Eurocopter) 사의 EC155B1 기체를 기준으로 주 로터 블레이드의 형상 설계를 통해 소음 성능 및 공력 성능을 향상시키고자 하였다. 기존 선행 연구자들의 블레이드 형상 연구는 전체 형상을 대상으로 진행이 되었다면, 본 연구는 베이스라인 블레이드의 93.5%R 이상 부분을 대상으로 진행을 하였다. 또한, 비틀림 각 (twist angle) 및 에어포일 형상은 변경이 불가하며 오직 형상 변화만 가능한 더욱 제한적인 조건에서 설계하였다. 설계 후 제작 및 운용이 가능하기 때문에 이를 고려하여 6가지 기동 조건에 대해 강건성 (robustness) 을 가질

수 있게 하였다. 또한, 미세한 익단 형상의 변화로 인한 유동장 변화를 감지할 수 있으며 효율적으로 계산이 가능한 hybrid CFD (Computational Fluid Dynamics) 해석 도구를 이용하여 신뢰성 높은 최적 설계를 진행하였다.

## II. 수치 기법

### A. 유동장 해석

본 연구에서 사용된 유동장 해석 도구는 in-house hybrid CFD solver 로써, 블레이드 주변에서는 CFD 를 이용하여 복잡한 주변 유동장을 높은 정확도로 풀어내고, 후류 영역에서는 자유후류모델을 이용하여 유입류를 근사함으로써 효율성을 높인 코드이다. Figure 1은 본 해석 도구를 도식화한 그림이며, 단일 블레이드와 그 주변의 격자 구성, 그리고 후류 모델을 나타내었다.

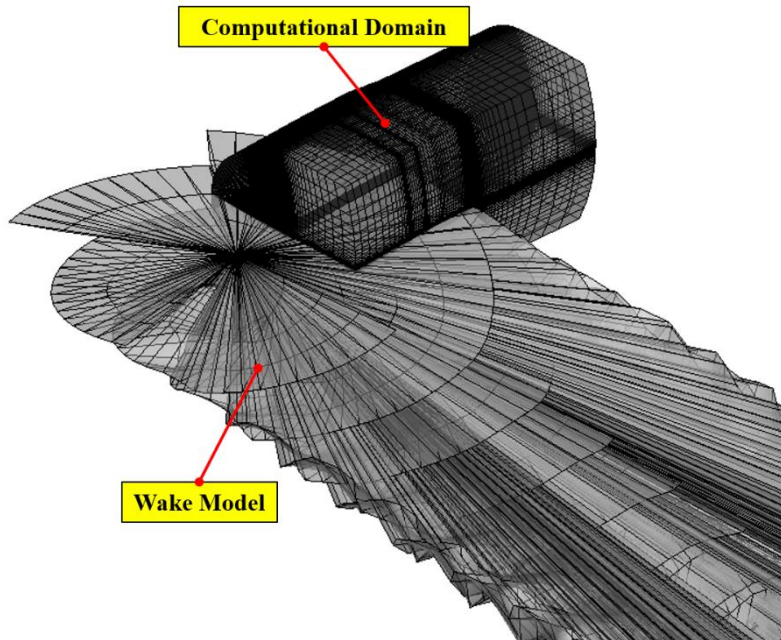


Figure 1 Concept of Hybrid CFD

i. 전산유체역학 도구

블레이드 주변 영역의 유동장을 담당하는 CFD 해석자의 지배방정식은 3차원, 비정상, 압축성, 점성 Navier-Stokes 방정식으로써, 그 식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{\partial H_v}{\partial z} \quad (1)$$

식 1에서  $Q$ 는 식 2와 같으며, 유속 벡터를 의미한다.

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix} \quad (2)$$

식 2에서  $\rho$ 는 밀도,  $u, v, w$ 는 속도 성분을 나타내며  $e$ 는 calorically perfect gas 가정을 통해 식 3과 같이 나타낼 수 있다.

$$e = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{1}{2}\rho(u^2 + v^2 + w^2) \quad (3)$$

$P$ 는 압력,  $\gamma$ 는 비열비를 나타내며 공기에서는 1.4로 사용한다. 식 1의  $F, G, H$ 는 비점성 플럭스 벡터를,  $F_v, G_v, H_v$ 는 점성 플럭스 벡터를 의미하며 다음 식과 같다.

$$F = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ u(e + p) \end{pmatrix}, \quad G = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ v(e + p) \end{pmatrix}, \quad H = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ w(e + p) \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$F_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + k\frac{\partial T}{\partial x} \end{pmatrix},$$

$$G_v = \left\{ \begin{array}{c} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{zy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} + k \frac{\partial T}{\partial y} \end{array} \right\},$$

$$H_v = \left\{ \begin{array}{c} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} + k \frac{\partial T}{\partial z} \end{array} \right\} \quad (5)$$

식 5의  $\tau$ 는 식 6의 Stokes 가정을 통하여 식 7과 같이 나타낼 수 있다.

$$\lambda = -\frac{2}{3}\mu \quad (6)$$

$$\tau_{xx} = \frac{2}{3}\mu \left( 2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial w}{\partial z} \right)$$

$$\tau_{xy} = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)$$

$$\tau_{yy} = \frac{2}{3}\mu \left( 2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial w}{\partial z} \right)$$

$$\tau_{yz} = \mu \left( \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)$$

$$\tau_{zz} = \frac{2}{3}\mu \left( 2 \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} \right) \quad (7)$$

식 5의  $k$ 는 thermal conductivity를 의미하며 식 8과 같이 나타낼 수 있다.

$$k = \frac{\mu\gamma R}{Pr(\gamma-1)} \quad (8)$$

식 8의  $Pr$  은 Prandtl 수를 나타내며 공기에서는 0.72로 적용한다.

본 연구에서 대상으로 하는 유동장은 fully turbulent로 가정이 되고,



이를 위해 지배방정식의 유속 벡터를 mean part와 fluctuating part로 나누어 정리하면 Reynolds-stress 항이 추가가 된다. 이 항은 난류의 shear stress도 층류와 같이 mean rate of strain과 선형적인 관계를 가지고 있다는 Boussinesq 가정을 통해 식 9와 같이 나타낼 수 있다.

$$R_{ij} \equiv -\overline{\rho u_i' u_j'} = \mu_T \left[ \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right] \quad (9)$$

식 9의  $u_i', u_j'$ 는 속도의 fluctuating part를 의미하며  $\bar{u}_i, \bar{u}_j$ 는 속도의 mean part를 의미한다.  $\mu_T$ 는 eddy viscosity를 의미하며 이를 구하기 위해 추가적으로 난류 모델이 필요하다. 본 연구에서는 1 equation 모델인 SA (Spalart-Allmaras) 모델에서 DES (Detached Eddy Simulation) 모델을 추가한 SA-DES 모델을 이용하였으며, SA 모델의 식은 다음과 같다[11].

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \quad (10)$$

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3} \quad \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = & c_{b1} [1 - f_{t2}] \tilde{S} \tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma} [\nabla \cdot ((\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}) + c_{b2} (\nabla \tilde{\nu})^2] \\ & - \left[ c_{w1} f_w - \frac{c_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right] \left[ \frac{\tilde{\nu}}{d} \right]^2 + f_{t1} \Delta U^2 \end{aligned} \quad (12)$$

식 12의 우항은 각각 production, diffusion, dissipation, transition / trip 으로 인한 원천항 (source term) 을 의미하는데, 본 해석도구에서 transition / trip 효과는 고려되어 있지 않다. 각 원천항에 관련한 자세한 내용은 [11]에 수록되어 있다. SA-DES 모델은 기존의 SA 모델에서 난류 길이 스케일을 다르게 적용한다. 벽면 근처에서는 벽면과 가장 가까운 격자의 길이로, 그리고 벽면에서 멀어지게 되면 가장 큰 격자의 사이즈와 관련하여 스케일을 적용한다.

$$\tilde{d} = \min(d, C_{DES}\Delta), \quad \Delta = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z) \quad (13)$$

식 13에서  $C_{DES}$ 는 0.65로 사용이 되었으며, 식 12에서의  $d$ 를 식 13의  $\tilde{d}$ 로 대신한다.

수치적으로 지배방정식을 풀기 위해, 공간 및 시간에 대해 이산화 과정을 진행하였다. 먼저 공간 이산화 방법으로 convective flux는 Roe's flux difference splitting 기법을 이용하였다[12]. Cell boundary에서 primitive variables의 reconstruction 을 위해 2차 공간 정확도를 지닌 TVD (Total Variation Diminishing) MUSCL (Monotone Upstream-centered Scheme for Conservation Law) 기법을 이용하였고, 불연속점 근처의 수치 진동을 줄이기 위해 Van Albada 제한자를 이용하였다[13]. 점성항의 이산화는 2차 정확도의 중앙 차분 기법을 통해 진행되었다. 시간 차분으로는 semi-implicit 2차 후방차분 방법을 이용하며, 계산 효율화를 위해 LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel) 방법을 이용하여 매트릭스를 근사한다[14].

본 CFD 해석자의 경계조건은 다음과 같다. 우선, 물체 표면은 점성 경계인 no-slip 경계 조건을 적용하였다. 원방 경계조건으로는 non-reflecting Riemann characteristic 경계조건을 이용하였으며 속도 경계조건은 후류 모델에서 계산된 유도 속도를 고려하여 격자 움직임 속도 및 자유류 속도를 더하여 적용하였다.

격자 구성은 C-H 타입의 격자이며, 격자 민감도 테스트를 통해 베이스라인 로터 블레이드 기준으로 정하였다. 공간 격자는  $229 \times 100 \times 50$  (chordwise  $\times$  normal  $\times$  spanwise) 개이며, 표면 격자의 경우  $166 \times 77$  (chordwise  $\times$  spanwise) 개이다.

## ii. 후류 모델

후류모델은 near body의 CFD와 외재적으로 결합되어 있으며, 결합 방법은 다음과 같다. 우선 이 모델로 만들어진 후류는 Biot-Savart 법칙을 통해 유동장에 영향을 미치는 유도 속도를 계산하고, 이를 경계조건으로 처리한다. 이렇게 보정된 경계조건을 이용하여 CFD 계산을 하고, 시간이 전진함에 따라 CFD에서 계산된 tip vortex 강도를 이용하여 후류 모델을 업데이트한다[15].

본 솔버에 적용된 후류 모델은 Lagrangean 방식의 자유 후류 모델이며 로터 블레이드 뒷전에서 발생하는 와류 요소를 이용하여 후류의 강도를 결정한다. 후류의 와류 코어 (vortex core) 모델은 Vatistas 코어 모델을 이용하였으며, 와류의 속도 프로파일 (velocity profile) 은 식 14와 같이 나타낼 수 있다[16].

$$\vec{v} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{(|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2|^{2n} + (r_c r_0)^{2n})^{\frac{1}{n}}} \left[ \vec{r}_0 \cdot \left( \frac{\vec{r}_1}{r_1} - \frac{\vec{r}_2}{r_2} \right) \right] \quad (14)$$

와류 코어의 성장 모델은 Bhagwat-Leishman 모델을 이용하였으며 코어의 반지름은 식 15와 같다[17].

$$r_c = \sqrt{4\alpha\delta v \left( \frac{z+z_0}{v_\infty} \right)}, \quad \delta = 1 + a_1 Re_v \quad (15)$$

후류 모델에 이용된 변수는 베이스라인 로터를 기준으로 변수 스터디를 통해 정하였으며, Table 1 에 정리하였다.

**Table 1 Wake Model Parameters**

<b>Parameters</b>	<b>Value</b>
Artificial Viscous Parameter	$1.2 \times 10^{-4}$
Initial Vortex Core Size	0.15c (c=chord length)
Wake Update Frequency	every 6°
Number of Inboard Wake Trailers	10
Number of Wake Revolutions	Hovering : 15 / Forward Flight : 4

### iii. 유동장 해석 기법 검증

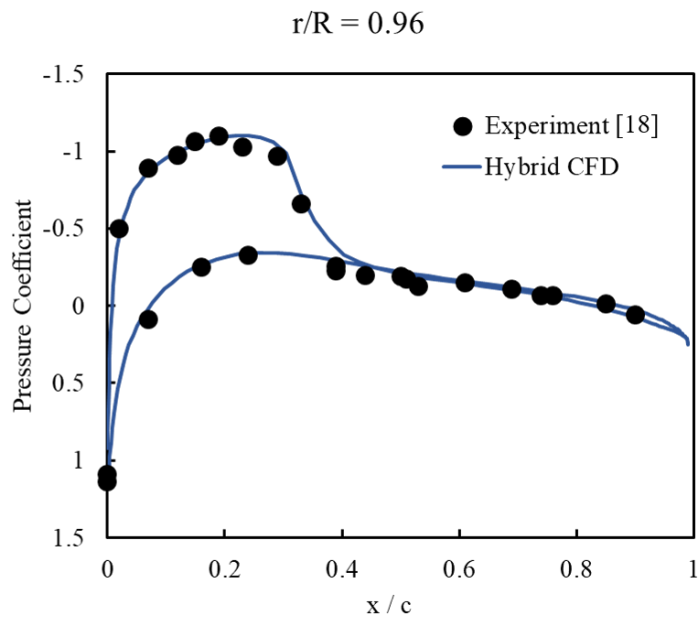
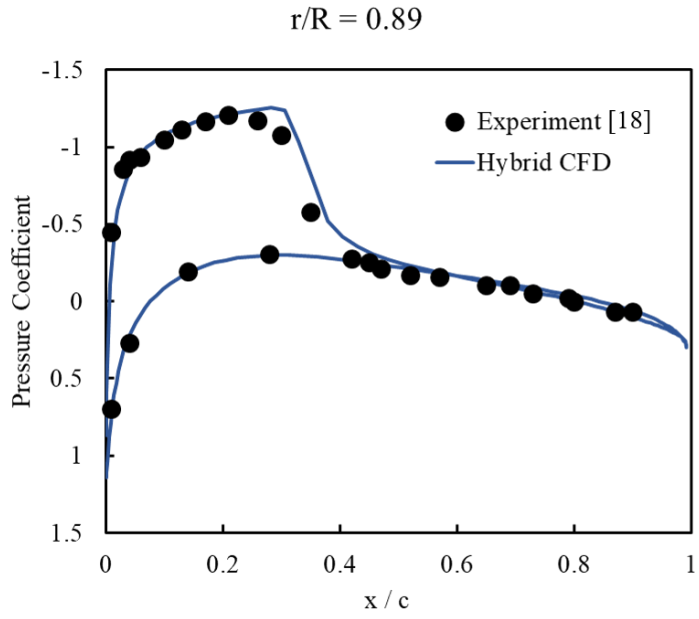
자유 후류 모델과 CFD 해석자가 합쳐진 hybrid CFD 유동 해석도구의 검증은 제자리 비행과 전진 비행 조건으로 나누어 진행하였다. 이는 각각의 경우에 따라 후류의 특성이 달라지기에 그에 맞는 모델의 변수를 적용한 검증이 필요하기 때문이다.

제자리 비행 검증의 경우 1981년 NASA에서 진행된 Caradonna & Tung 실험을 이용하였으며, 전진 비행 검증의 경우 1988년 NASA에서 진행된 AH-1G 실험을 이용하였다[18, 19]. Table 2은 각 케이스 별 실험 조건을 나타낸다.

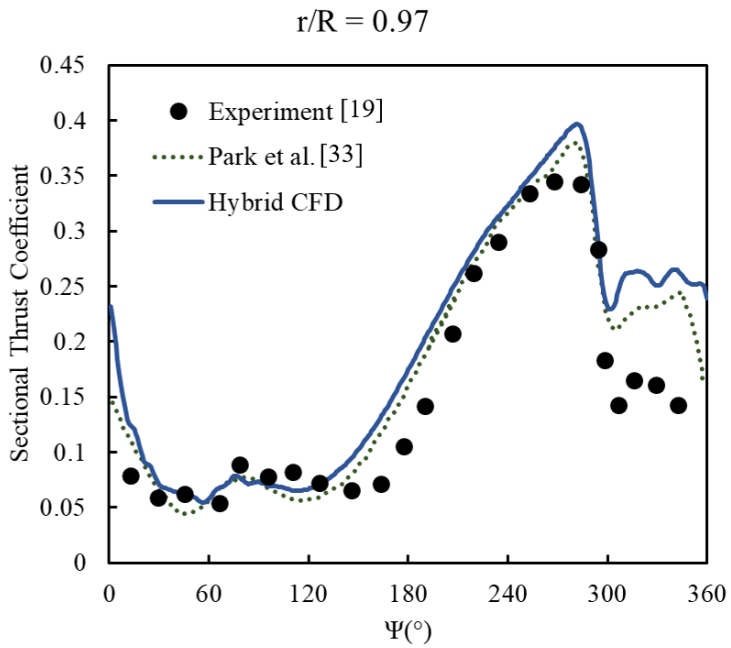
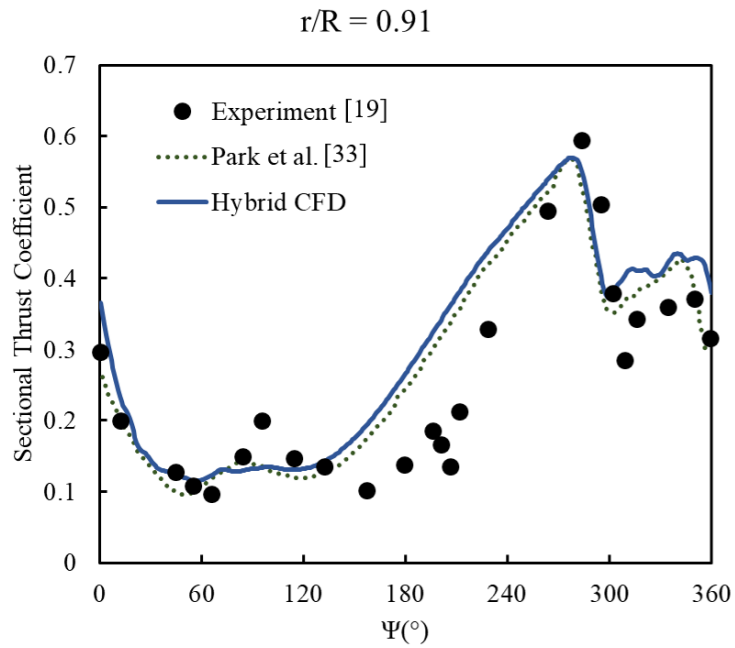
**Table 2 Flight Conditions for Validated Cases**

<b>Flight Conditions</b>	
Hovering [18]	$M_{tip} = 0.877$ $\theta_0 = 8^\circ$
Forward Flight [19]	$M_{tip} = 0.65$ $\mu = 0.19$ $C_T = 0.00464$

Figure 2는 제자리 비행 시, 각 섹션 별 ( $r/R = 0.89, 0.96$ ) 압력 계수 그래프를 의미한다. 블레이드 익단 부근에서 생기는 충격파가 잘 잡히는 것을 확인할 수 있다. Figure 3는 전진 비행 시 방위각 별 블레이드의 각 섹션 추력 계수를 나타낸 그래프로, 블레이드의 추력이 대부분 발생하는 영역인 팁 부근에서 실험값 및 타 연구자의 CFD 해석 결과와 유사하다는 것을 확인할 수 있다[18-19, 33]. 이에 본 해석자는 최적 설계를 진행하는 데 적합한 해석 도구라 판단되었다.



**Figure 2 Pressure Coefficient in Hovering Flight**



**Figure 3 Sectional Thrust Coefficient in Forward Flight**

## B. 소음 성능 해석

헬리콥터에서 생기는 여러가지 소음원 중 가장 주요한 소음은 주 로터 블레이드와 주 로터 블레이드에서 발생한 와류로 인해 생기는 공력 소음으로 알려져 있다[20]. 이 공력 소음은 광대역 주파수 소음과 불연속 주파수 소음으로 나눌 수 있으며, 본 연구에서는 불연속 주파수 소음에 중점을 두어 진행하였다.

소음 성능 해석은 1969년 Ffowcs Williams 와 Hawkings 에 의해 유도된 식인 FW-H (Ffowcs Williams – Hawkings) 식을 지배방정식으로 이용한다[21]. 본 실험에 사용된 소음 해석자는 이를 수치 해석을 위해 변형한 Farassat 1A 방정식을 바탕으로 하는 음향상사법을 이용하는데, 그 식은 16-18과 같다[22].

$$p'(x, t) = p'_T(x, t) + p'_L(x, t) \quad (16)$$

$$4\pi p'_T(x, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 v_n}{r(1-M_r)^2} + \frac{\rho_0 v_n \hat{r}_i \hat{M}_i}{r(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \\ + \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 c v_n (M_r - M^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (17)$$

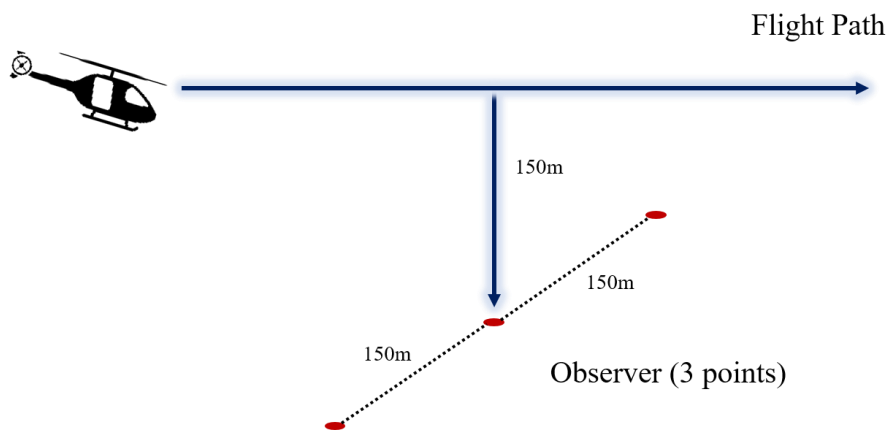
$$4\pi p'_L(x, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\dot{p} \cos \theta}{cr(1-M_r)^2} + \frac{\hat{r}_i M_i p \cos \theta}{cr(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \\ + \int_{f=0} \left[ \frac{p(\cos \theta - M_i n_i)}{r^2(1-M_r)^2} + \frac{(M_r - M^2)p \cos \theta}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (18)$$

식 17은 블레이드 형상과 두께로 인해 발생하는 두께 소음 (thickness noise) 을 나타낸 홀극 (monopole) 성분이고, 식 18은 블레이드 표면의 힘, 즉 압력 분포에 의해 발생하는 하중 소음 (loading noise) 을 나타낸 이중극 (dipole) 성분이다. 하중 소음 계산에 필요한 압력 데이터는 앞서 소개한 hybrid CFD 유동 해석자로



구한 데이터를 이용한다.

여러 가지 소음 단위 중 본 설계에 사용된 소음의 단위는 실제 헬리콥터가 제작되어 운항할 것을 고려하여 국제 민간 항공 기구인 ICAO (International Civil Aviation Organization) 에서 규정한 EPNL (Effective Perceived Noise Level) 이다[23]. 이 단위는 사람이 실제로 들을 수 있는 가청주파수 범위와 각 주파수에 따른 민감도를 고려하고, 항공기 소음의 지속 시간, 비행 경로, 다중의 수음점 등을 고려하여 나타낸 단위이다. Figure 4은 EPNL 계산을 위한 수음점과 그와 관련된 내용에 관한 그림이다.



**Figure 4 Observer locations of EPNL**

## C. 최적 설계 기법

### i. 근사 모델

한 설계 공간에서 최적점을 찾기 위해서는, 물론 최적 케이스를 찾아가는 알고리즘마다 설계의 크기, 비선형성 정도 등에 따라 다르지만, 대부분의 항공기 분야의 설계 문제는 적어도 1000개 이상의 샘플에 대한 계산을 필요로 한다[24, 25]. 그렇기 때문에 본 연구에서 사용하는 효율적인 hybrid CFD 라 하더라도 바로 적용하기에는 한계가 있으며, 근사 모델을 이용한 설계가 필수적이다. 다양한 근사 모델 중 본 연구에서는 비선형적인 공간에서 사용하기 적합하고, EGO (Efficient Global Optimization) 를 수행하기 비교적 수월한 크리깅 모델 (Kriging model) 을 선택하였다[26, 27]. 선택한 크리깅 모델은 다음과 같은 식을 기반으로 이루어져 있다.

$$y(\mathbf{x}) = \beta + Z(\mathbf{x}) \quad (19)$$

식 19에서  $\beta$ 는 전역 모델 (global model) 을 의미하며,  $Z(\mathbf{x})$ 는 국소 편차 (local deviation) 함수를 의미한다. 국소 편차 함수의 모델링 방법에 따라 크리깅 모델이 달라지는데, 본 연구에서 사용한 크리깅 모델은 Gaussian random function 을 상관관계 함수로 사용한 국소 편차 함수를 이용하였다. 더욱 자세한 내용은 Jeong et al. [26] 에 기술되어 있다.

## ii. 효과적인 전역최적화 방법

근사 모델을 이용한 최적 설계에서 가장 핵심적인 부분은 근사 모델의 완성에 있다. 근사 모델이 CFD 계산을 대신할 수 있을만한 정도로 완성이 되어야 이를 이용한 최적 설계가 의미가 있기 때문이다. 이를 위해서는 적절한 수의 설계점을 선택하고, 그 설계점에 대해 CFD 해석이 이루어져 근사 모델을 완성하는 것이 중요하다.

본 설계에서는 초기 설계점을 구하는 방법으로 OLHS (Optimal Latin Hypercube Sampling) 방법을 이용하였다[28]. 이는 설계 공간 내를 균등하게 나눈 후, 각 공간에 들어가는 실험점 간의 간격을 일정하게 조절한 방법으로 초기 근사 모델을 구성하는데 적합한 방법이다.

OLHS 방법으로 구한 초기 설계점을 유동 해석자와 소음 해석자로 해석한 후, 그 결과를 바탕으로 초기 크리깅 모델을 구성한다. 초기 근사 모델의 완성도를 높이기 위해 EI (Expected Improvement) 를 이용하여 개선 작업을 진행한다. EI는 근사 모델에서 예측한 값의 불확실성과 그 값이 최적점일 확률을 동시에 고려한 변수로, 식 20과 같이 나타낼 수 있다.

$$E[I(x)] = (f_{min} - \hat{y})\Phi\left(\frac{f_{min}-\hat{y}}{s}\right) + s\phi\left(\frac{f_{min}-\hat{y}}{s}\right) \quad (20)$$

식 20에서  $f_{min}$ 은 해석자로 해석한 실험값 중 최적점을 나타내며,  $\hat{y}$ 는 근사 모델에서 예측한 실험값을 의미한다.  $\Phi$ 는 standard distribution function을,  $\phi$ 는 standard normal density를, 그리고  $s$ 는 root-mean-squared error (RMSE) 를 의미한다[27]. 각 근사 모델에서

가장 EI가 큰 실험점을 개선점으로 삼아 해석자로 해석을 진행하고, 근사 모델을 개선시킨다. 이 과정을 반복 수행하여 근사 모델의 정확성 및 신뢰도를 높이며 개선을 완료한다.

최종적으로 완성된 근사 모델에 비-구배법 (non-gradient) 기반의 유전 알고리즘을 이용하여 최적해를 구한다. 전체적인 설계 과정은 Figure 5와 같다.

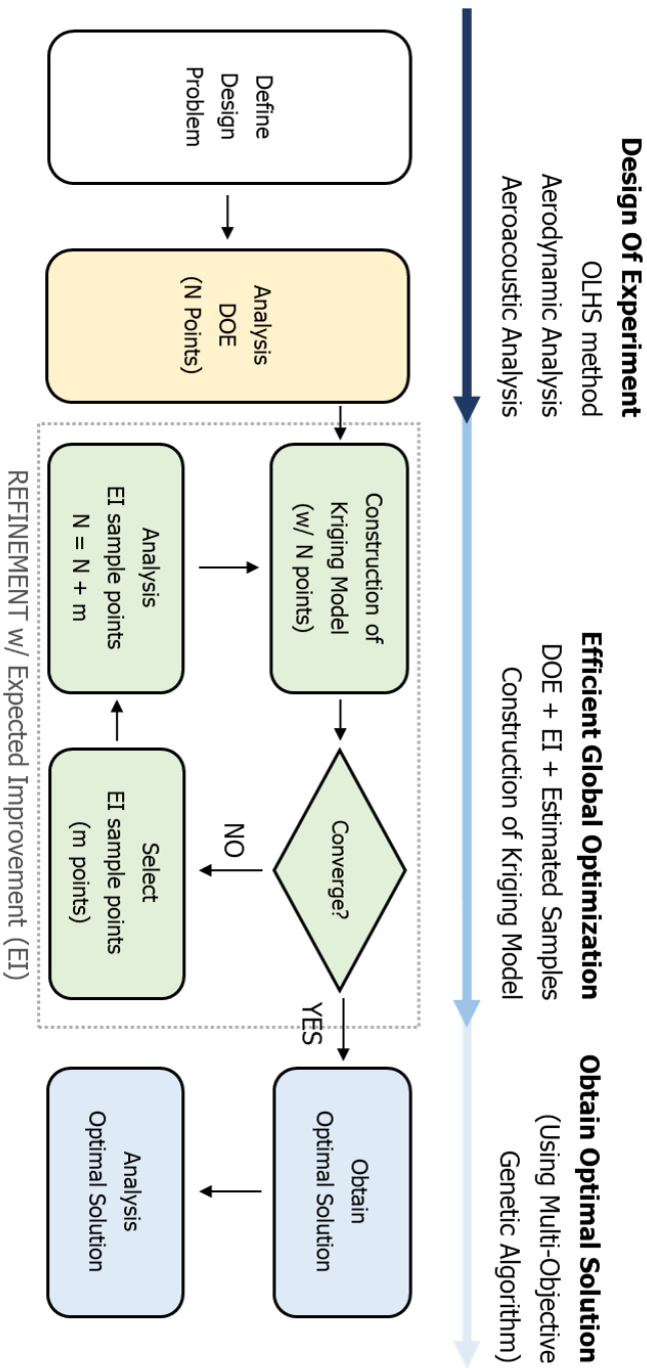


Figure 5 Flowchart of overall design process

### III. 최적 설계

#### A. 설계 문제 정의

##### i. 기준 블레이드 형상

현재 한국에서 개발 중인 Light Civil Helicopter (LCH) 는 유로콥터사의 EC155B1 기체를 기반으로 개발하고 있다. 10,000 파운드 급의 소형 헬기인 이 기체는 5개의 주 로터 블레이드와 fenestron 형식의 꼬리 로터를 탑재하고 있는 특징이 있다. 이에 본 설계에서는 블레이드 형상의 베이스라인을 EC155B1 기체의 주 로터 블레이드 형상으로 두어 설계를 진행하였다.

베이스라인 블레이드 형상은 Figure 6과 같다. 블레이드의 에어포일은 OA 시리즈의 3개 에어포일 형상이며, aerodynamic twist 가 선형적으로 6도만큼 적용되어 있다. 익단의 형상은 포물선 형태로 taper 가 적용되어 있다는 특징이 있다. 본 설계에서는 이 블레이드의 익단 (93.5%R 이후) 의 형상 디자인을 진행하였으며, 에어포일 (airfoil) 변화 및 비틀림 각도 (twist angle) 의 변화는 고려하지 않았다.



**Figure 6 Planform of baseline blade**

## ii. 형상 변수 선정

Tip parameter 선행 연구를 통하여 형상 변수를 선정하였고, 추가적으로 블레이드의 60%R~70%R 영역에 시위선 길이의 8%에 해당하는 탭 (tab) 을 달아 양력을 보조하거나 피칭 모멘트 (pitching moment) 를 완화하는 역할을 하게 하였다. 선정된 형상 변수는 총 6개이며 익단 형상 변수 (5개) 와 탭 각도 변수 (1개) 로 이루어져 있다. Figure 7은 각 변수와 변수에 대한 그림이다.

익단 형상 변수 5개는 다시 각도 변수 2개와 길이 변수 2개, 그리고 위치 변수 1개로 나눌 수 있다. 각도 변수는  $\theta_{sw}$  (후퇴각, sweptback angle) 와  $A_{an}$  (하반각, anhedral angle) 이며, 이를 통해 British Experimental Rotor Programme (BERP) 타입의 블레이드와 비슷한 더블 스위프 (double sweep) 형태, 그리고 UH-60 블레이드와 비슷한 싱글 스위프 (single sweep) 형태를 모두 고려할 수 있게 하였다. 길이 변수는 95%R에서의 시위 길이 ( $L_{ch}$ ) 와 100%R에서의 시위 길이 ( $L_{tip}$ ) 으로 두었으며, 이는 taper 를 갖는 형상을 고려하기 위해 선정하였다. 위치 변수 1개는 앞전 위치가 포물선 형태로 시작되는 위치 ( $P_{pa}$ ) 를 의미하며, 베이스라인 모델의 경우 약 95%R 에서 시작된다.

일반적으로 탭은 trim 조건을 위해 부착하는 경우가 대부분이지만 본 설계에서는 보조 추력 장치 혹은 과도한 피칭 모멘트를 방지하는 역할로 사용하였다. 이 또한 선행 연구를 통하여 위치 및 길이 등을 결정하였고, 최적 설계 단계에서는 탭 부착 각도 ( $\delta_{tab}$ ) 만을 고려하여 양력 보조 및 피칭 모멘트 완화 역할을 하도록 하였다.

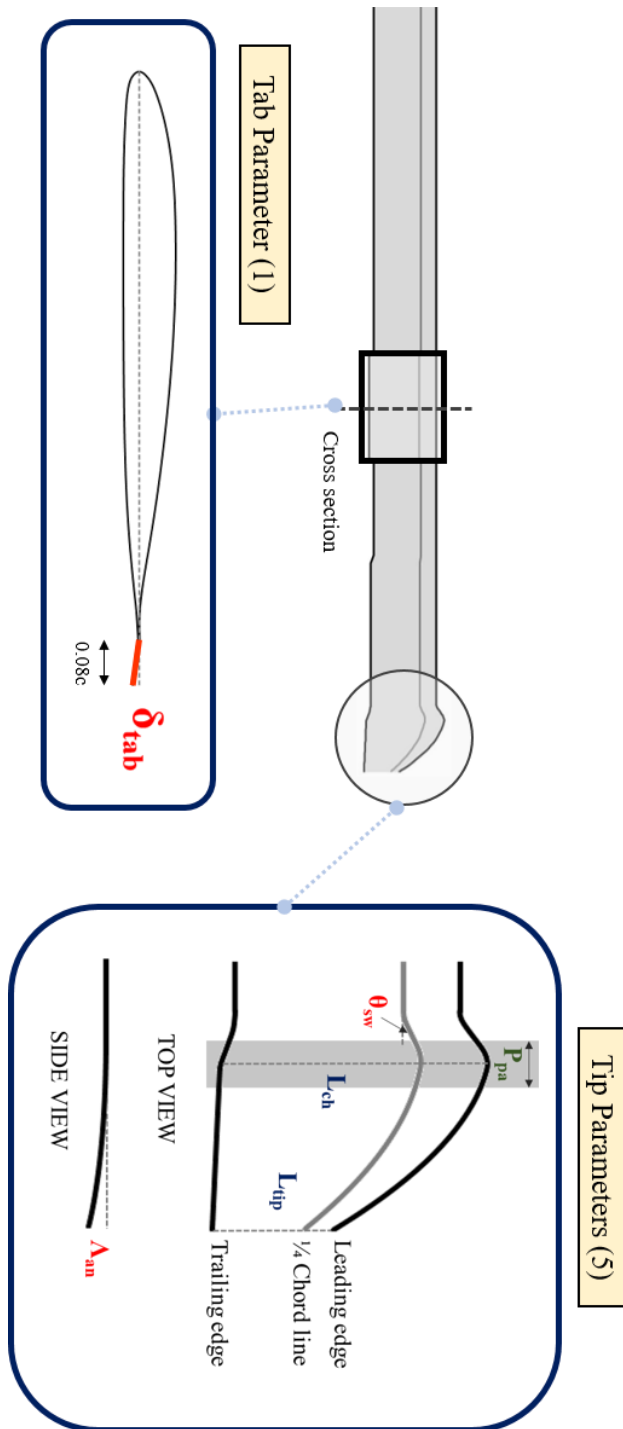


Figure 7 Design Variables



Table 3에 각 형상 변수의 정의 및 설계 공간을 정리하였고, Figure 8에 정의한 설계 공간 내에서 만들 수 있는 형상을 나타내었다.

**Table 3 Design space**

<b>Variables</b>	<b>Design Space</b>
$\theta_{sw}$	$-40^\circ \leq \theta_{sw} \leq 30^\circ$
$\delta_{tab}$	$-2^\circ \leq \delta_{tab} \leq 4^\circ$
$\Lambda_{an}$	$5^\circ \leq \Lambda_{an} \leq 25^\circ$
$L_{ch}$	$1.0c \leq L_{ch} \leq 1.5c$
$L_{tip}$	$0.3c \leq L_{tip} \leq 0.5c$
$P_{pa}$	$94\%R \leq P_{pa} \leq 96\%R$



**Figure 8 Possible Configurations**

### iii. 목적 함수 및 제한 조건

공력 성능 향상 및 소음 성능 향상을 목적으로 본 설계가 이루어지고 있고, 특히 이 설계 결과를 통해 실제로 제작 및 운용이 될 가능성이 높기 때문에 설계 과정에서 제작성 및 실 운용 조건을 고려해야 한다. 본 설계에서는 이를 고려하여 우선 총 6가지 비행 조건을 고려하였다. 전진 비행 3가지 케이스 (수평 비행, 상승 비행, 하강 비행) 와 제자리 비행 3가지 케이스 (정지 비행, 상승 비행, 하강 비행) 를 고려했으며, 각 비행 조건의 특징에 알맞은 목적 함수와 제한 조건을 선정하였다.

먼저 목적 함수의 경우, 제자리 비행 시의 공력 성능 지수 중 하나인 추력 계수 ( $C_T$ , Thrust Coefficient) 와 전진 비행 시의 소음 성능 (EPNL) 을 선정하였다. 베이스라인 블레이드가 이륙 총 중량 (Maximum take-off gross weight, MTOGW) 을 견디고 있는 정지 비행의 경우가 제자리 비행 중 가장 중요하다고 판단하여, 정지 비행 시 추력 계수의 가중치를 0.8로 두었으며 상승 비행 및 하강 비행에서는 각각 0.1의 가중치를 두었다. 전진 비행 시의 소음 성능은 앞서 언급한 바와 같이 ICAO에서 제시한 EPNL로 판단을 하였다. 하강 비행 시 BVI (Blade Vortex Interaction) 소음이 가장 두드러지게 나타나기 때문에 0.6만큼의 가중치를 두었으며, 상승 비행 및 수평 비행의 소음 성능은 0.2의 가중치를 두었다.

모든 목적함수는 베이스라인 블레이드 형상을 기준으로 정규화하여 나타내었고, 전진 비행 공력 해석의 경우 각 비행 조건에 맞게 트림 해석을 진행하였다. 샤프트 각도 ( $\alpha_{shaft}$ )와 conning angle ( $\beta_0$ ,  $\beta_{1s}$ ,  $\beta_{1c}$ ) 을 고정 시킨 후, 사이클릭 피치각과 콜렉티브 피치각 ( $\theta_0$ ,

$\theta_{1c}, \theta_{1s}$ ) 을 변수로 두어 모멘트 평형과 목표 추력을 맞추었다.

제한 조건 또한 운용성을 고려하여 총 3가지로 결정하였다. 우선 제자리 비행 시 성능 지수인 FM (Figure of Merit) 을 제한 조건으로 두었으며, 이는 목적 함수가 정지 비행 시 추력 계수이기 때문에 추력 계수가 높아짐에 따른 요구 동력의 증가를 야기할 수 있기 때문이다. 성능 지수 FM은 식 21과 같이 나타낼 수 있다.

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P_{real}} = \frac{C_T^{1.5}}{\sqrt{2}C_P} \quad (21)$$

식 21은 모멘텀 이론 (Momentum Theory) 에서 얻을 수 있는 식으로, 제자리 비행 시 필요 추력을 내기 위해 필요한 이상적인 동력 대비 실제 동력을 의미하며 고정익 항공기의 L/D 와 같은 의미로 생각할 수 있다[1].

두 번째 제한 조건은 전진 수평 비행 시 요구 동력 ( $C_Q$ ) 이다. 헬리콥터 운용 시 가장 많이 차지하는 운용 조건이 바로 전진 수평 비행이며, 이 때 드는 요구 동력이 헬리콥터의 성능과 직결되기 때문에 베이스라인 블레이드보다 높지 않게 제한을 두었다. 요구 동력은 주 로터 블레이드에서 필요한 유도 동력 (Induced Power) 및 형상 동력 (Profile Power) 을 고려하였으며, 동체, 허브 등과 같은 구조물 및 꼬리 로터로 인한 유해 동력 (Parasite Power) 및 꼬리 로터에서 필요로 하는 동력 (Tail Rotor Power) 은 본 연구에서 고려하지 않았다.

세 번째 제한 조건은 전진 수평 비행 시 피칭 모멘트 차이 ( $\Delta C_M$ ) 이다.  $\Delta C_M$ 은 방위각 별 피칭 모멘트 중 최대-최소 값 차이를 의미한다. 전진 비행 시 로터 블레이드가 1바퀴 회전을 하며 받는 힘이

방위각마다 다르기 때문에 피칭 모멘트 또한 달라지는데, 만약 피칭 모멘트가 급격히 변하면 진동이 심해지며 블레이드의 구조적 변형 또한 야기시킬 수 있다. 이런 상황을 피하기 위해 베이스라인 블레이드보다  $\Delta C_M$ 이 작게 하도록 제한 조건을 설정하였다. Table 4는 목적 함수와 제한 조건에 대해 정리한 표이다.

**Table 4 Objectives and Constraints**

Objectives		
Hovering	$C_T^*$ Thrust Coefficient	$\theta_0 = 5^\circ$ : 10%
		$\theta_0 = 7^\circ$ : 80%
		$\theta_0 = 9^\circ$ : 10%
Forward Flight	EPNL* Noise (EPNdB)	Approach : 60%
		Level : 20%
		Takeoff : 20%
Constraints		
Hovering	FM (Figure of Merit)	$\theta_0 = 7^\circ$ $FM_{\text{baseline}} < FM_{\text{OPT}}$
	$C_Q$ (Power Coefficient)	Level ( $\mu = 0.286$ ), $C_{Q\text{-baseline}} > C_{Q\text{-OPT}}$
Forward Flight	$\Delta C_M$ (Pitching Moment)	Level ( $\mu = 0.286$ ), $\Delta C_{M\text{-baseline}} > \Delta C_{M\text{-OPT}}$

## B. 설계 결과 및 분석

### i. 최적 설계 결과

근사 모델 완성을 위해 초기 실험점 60개에 대한 해석이 이루어졌고, 근사 모델의 개선을 위해 7번의 업데이트, 그리고 43개의 실험점 추가 해석이 이루어졌다. Figure 9는 각 실험점에 대한 CFD 해석 결과를 나타낸 그림이다. Pareto front line의 최적점 중 베이스라인 블레이드의 성능보다 좋은 블레이드 2개를 각각 공력 최적, 소음 최적 블레이드로 결정하였다.

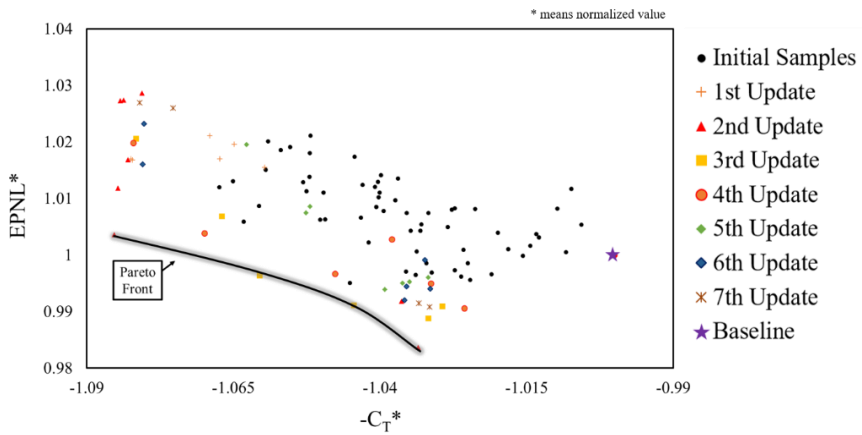
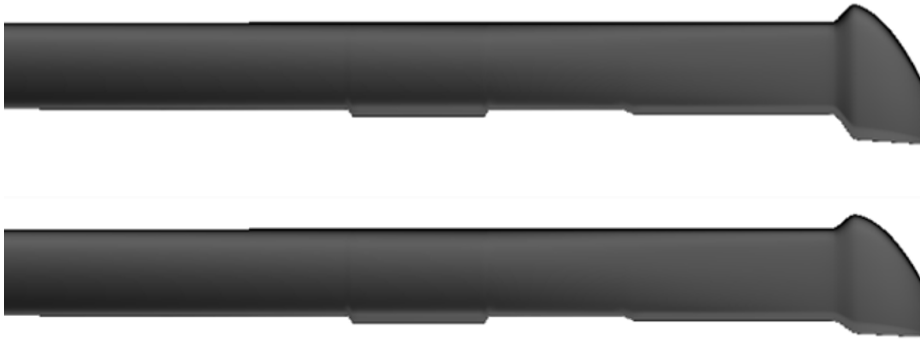
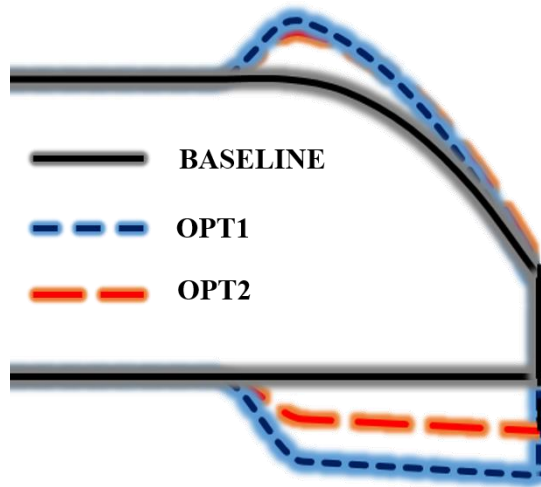


Figure 9 Pareto front line

Figure 10은 OPT1과 OPT2의 블레이드 단면 모양이며, Figure 11은 각 블레이드와 베이스라인 블레이드의 형상 비교 그래프이다. Table 5에 두 최적 형상의 설계 변수를 나타내었다. 최적 형상은 모두 더블스윙 형상을 가지고 있으며 하반각은 모두  $5^\circ$  근처이다. 탭의 각도는 두 형상 모두  $-0.7^\circ$  부근이며 팁 면적 또한 베이스라인 블레이드보다 넓은 것을 볼 수 있다. OPT1의 면적이 더욱 넓으며, 이는 목적함수인 제자리 비행 추력 계수를 높이기 위한 것으로 보인다.



**Figure 10 Planform of Optimal Blades (Top: OPT1, Bottom: OPT2)**



**Figure 11 Comparison of Planform Shapes**

**Table 5 Design Parameters of Optimal Blades**

	$L_{ch}$	$P_{pa}$	$\theta_{sw}$	$L_{tip}$	$\Lambda_{an}$	$\delta_{tab}$
<b>OPT1</b>	1.49	0.945	-26.9	0.428	5.00	-0.71
<b>OPT2</b>	1.30	0.948	-25.9	0.432	5.76	-0.74

Figure 12는 최적 형상과 베이스라인 블레이드의 성능을 비교한 자료이다. 모두 베이스라인 블레이드의 성능을 기준으로 정규화(normalize) 하여 나타내었다. 목적 함수와 제한 조건 값을 비교해보면, 두 최적 블레이드 모두 베이스라인 블레이드보다 공력과 소음 면에서 좋은 성능을 보인다는 것을 알 수 있다. 제자리 비행 시 추력 계수는 각각 3.3%, 4.4% 증가하였으며, 소음 성능은 0.9%, 1.6% 증가하였다. 제자리 비행 성능인 FM과 전진 비행 성능인 요구 동력 및 피칭 모멘트 차이 또한 베이스라인 블레이드보다 나은 성능을 냈다.

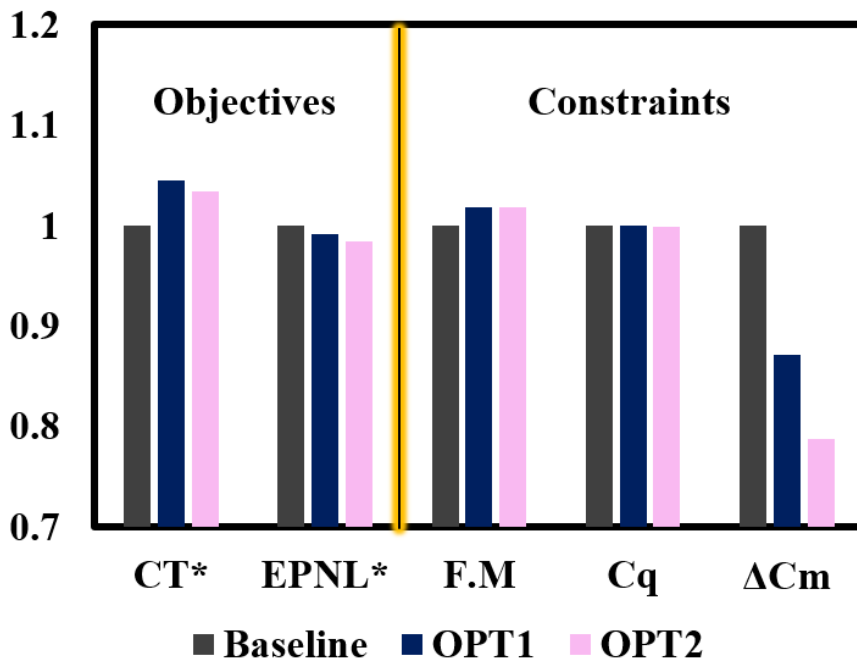


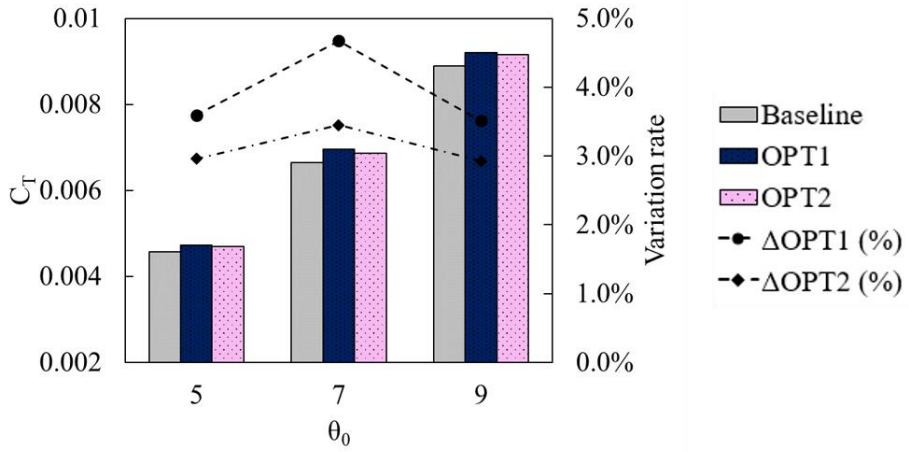
Figure 12 Performance Comparison

## ii. 공력 성능 분석

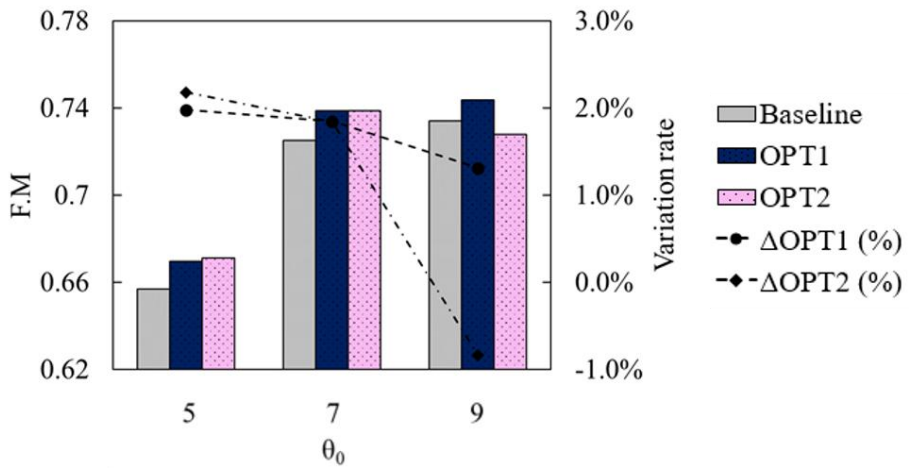
공력 성능은 제자리 비행 성능과 전진 비행 성능, 두 가지로 나누어 분석하였다. 우선 제자리 비행 성능에 대한 자세한 그래프는 Figure 13, Figure 14와 같다.

Figure 13은 제자리 비행 추력 계수를 피치각 (Pitch angle,  $\theta_0$ ) 별로 나타낸 그래프이며, 막대 그래프는 각각의 추력 계수를, 그리고 점선 그래프는 베이스라인 블레이드 별 추력 계수 변화율을 의미한다. 모든 각도에서 베이스라인 블레이드보다 추력이 증가한 것을 볼 수 있고, 이는 탭과 팁 면적의 증가 때문인 것으로 보인다. 탭이 부착이 되며 추력을 낼 수 있는 면적이 늘어났고, 팁 면적 또한 증가하며 동일 피치각에서 더 많은 추력 생성이 가능해졌다. FM의 경우에도 동일한 경향이 나타나는데, Figure 14에서 볼 수 있듯이 최적 블레이드 모두 베이스라인 블레이드보다 FM이 전반적으로 증가한 것을 알 수 있다.  $\theta_0 = 7^\circ$  에서 두 형상 모두 0.019 만큼 증가를 했으며 이는 실제 헬리콥터가 제자리 정지 비행 시 효율이 약 2% 가량 증가했음을 의미한다. 다만,  $\theta_0 = 9^\circ$  에서 OPT2의 경우 FM이 베이스라인 블레이드보다 감소한 것을 알 수 있는데, 이는 압력 컨투어를 통해 원인을 파악할 수 있다.

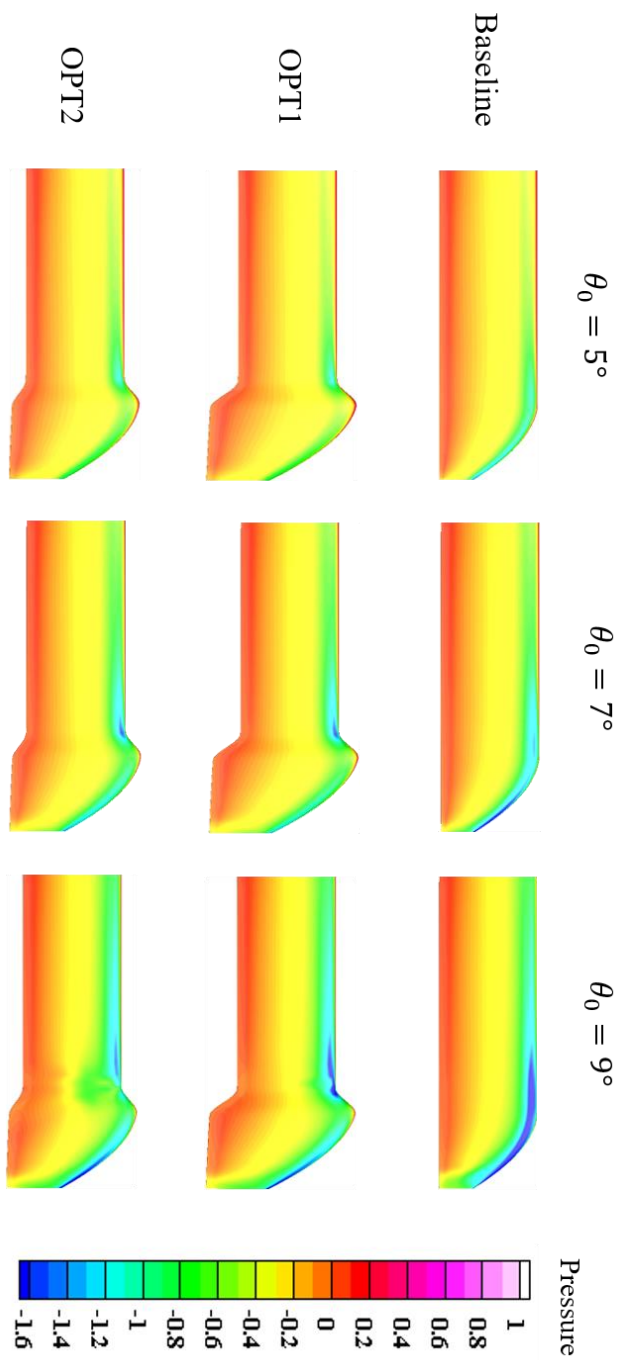




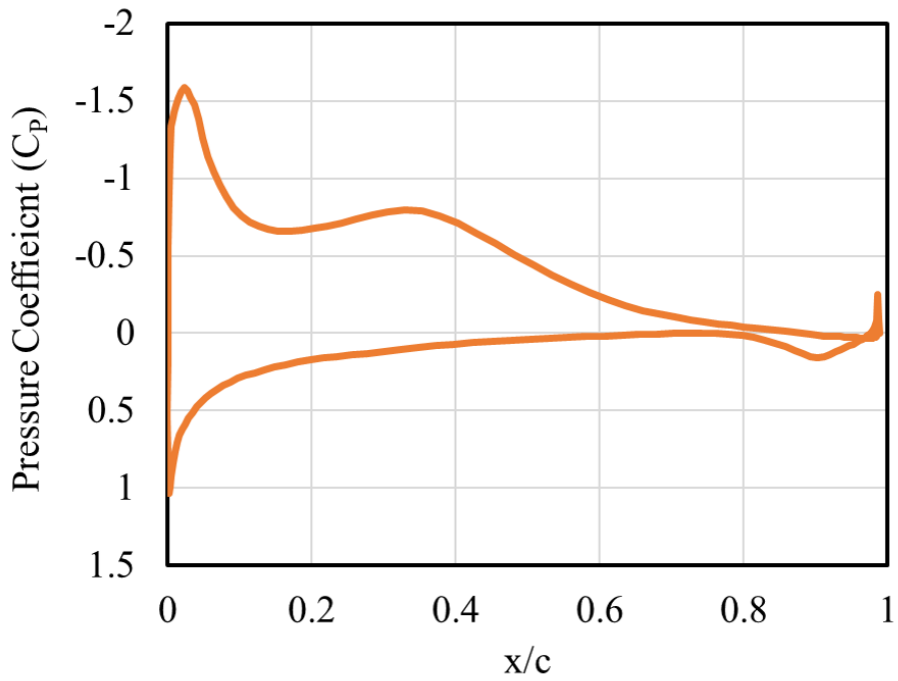
**Figure 13 Thrust Coefficient Comparison**



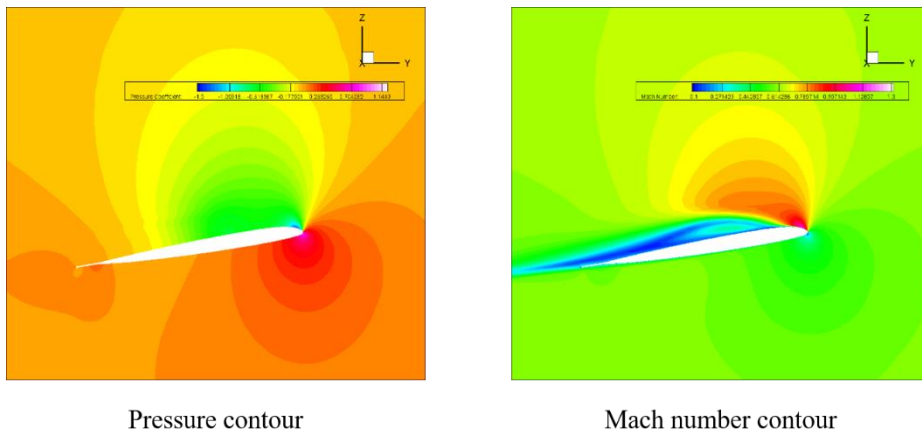
**Figure 14 Figure of Merit Comparison**



**Figure 15 Pressure Contour Comparison**



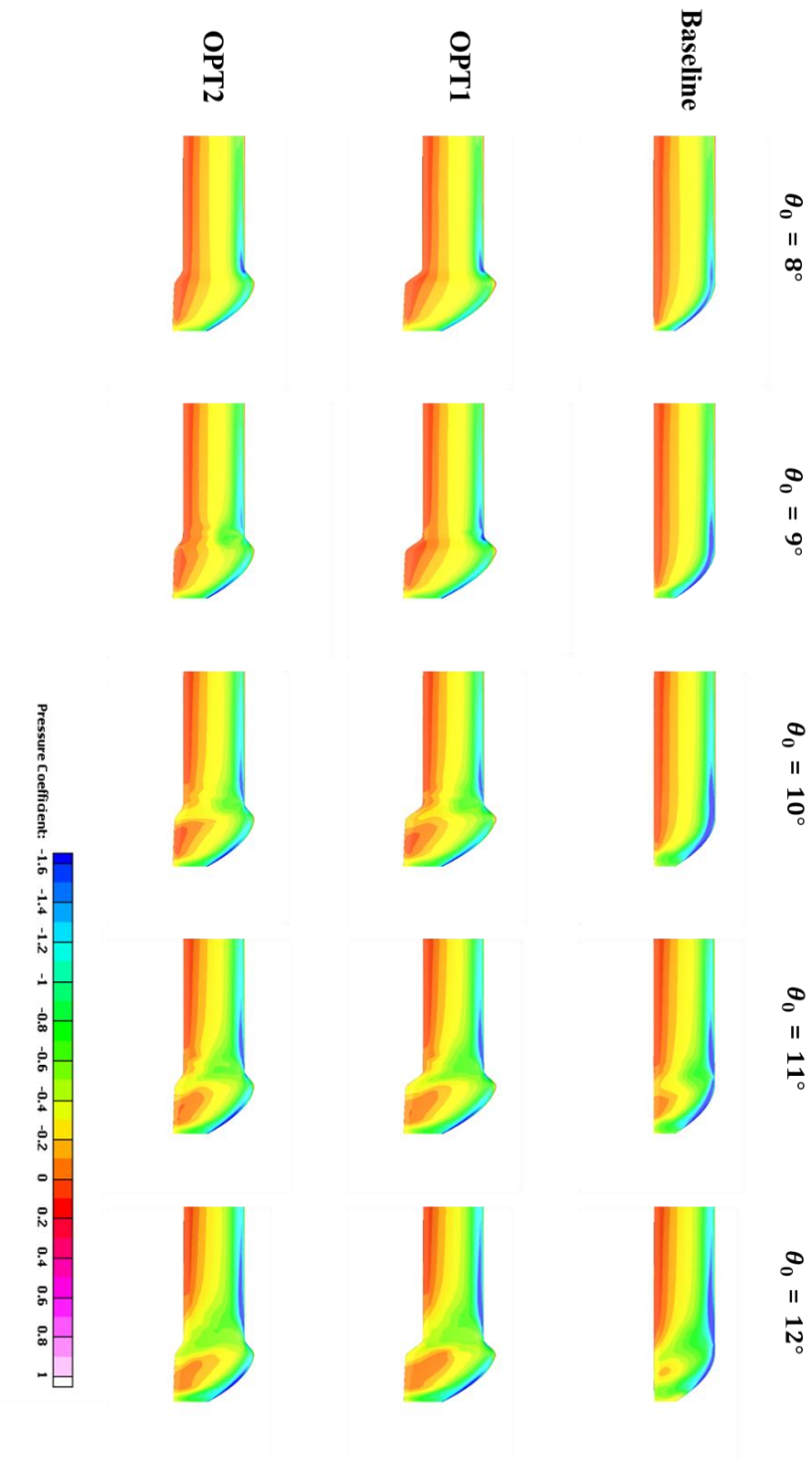
**Figure 16 Pressure Coefficient of OPT2 at 93.1%R**



Pressure contour

Mach number contour

**Figure 17 Pressure and Mach Number Contour of OPT2 at 93.1%R**



**Figure 18 Pressure Contour of off-design condition**

Figure 15는 각 블레이드의 피치각 별 압력 컨투어이다. OPT2의 노치 (notch) 영역을 보면,  $\theta_0 = 9^\circ$ 에서 separation이 일어나는 것을 확인할 수 있다. Figure 16은 노치 부근 (93.1%R) 에서 OPT2의 압력 계수 그래프이다. 또한, Figure 17은 OPT2 블레이드의 93.1%R 에어포일 단면에서의 압력 및 속도 컨투어다. 그림에서 볼 수 있듯이 노치 부근에서 약한 충격파가 생긴다. 이로 인해 shock - induced separation이 일어나는 것을 확인할 수 있다. 피치각을 높여서 CFD 해석을 진행해보면, 베이스라인 블레이드는 11도에서, 그리고 OPT1은 10도에서 동일한 현상이 일어나는 것을 확인할 수 있었다. Figure 18에 피치각을 더 높여 해석하였을 때 각 블레이드의 압력 컨투어를 나타내었다.

전진 비행 성능은 전진 수평 비행 시 요구 동력과 피칭 모멘트 차이를 중심으로 보았다. Figure 19은 성능 비교 그래프이며, Figure 20은 방위각 90도에서의 압력 컨투어다.

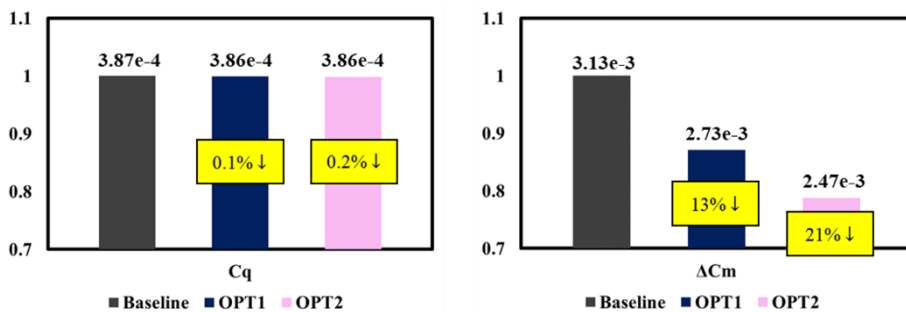


Figure 19 Performance Comparison in Forward Flight

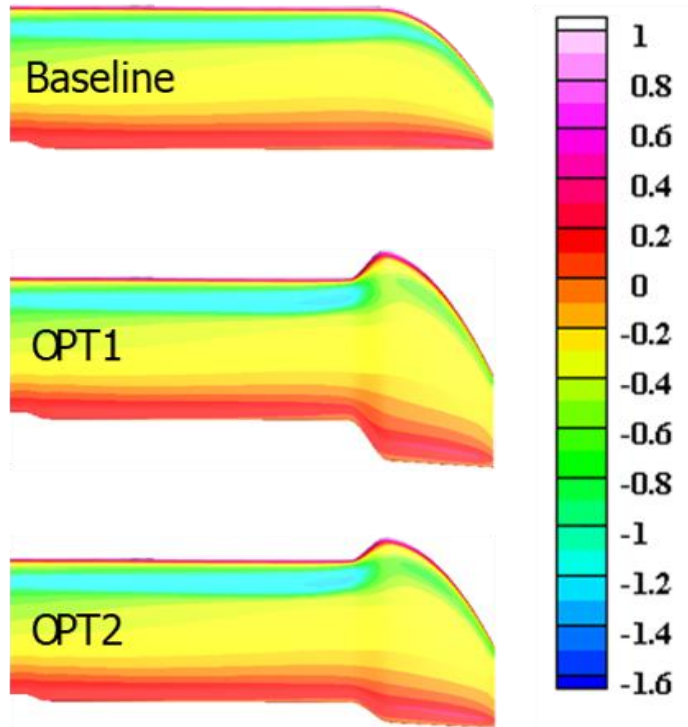
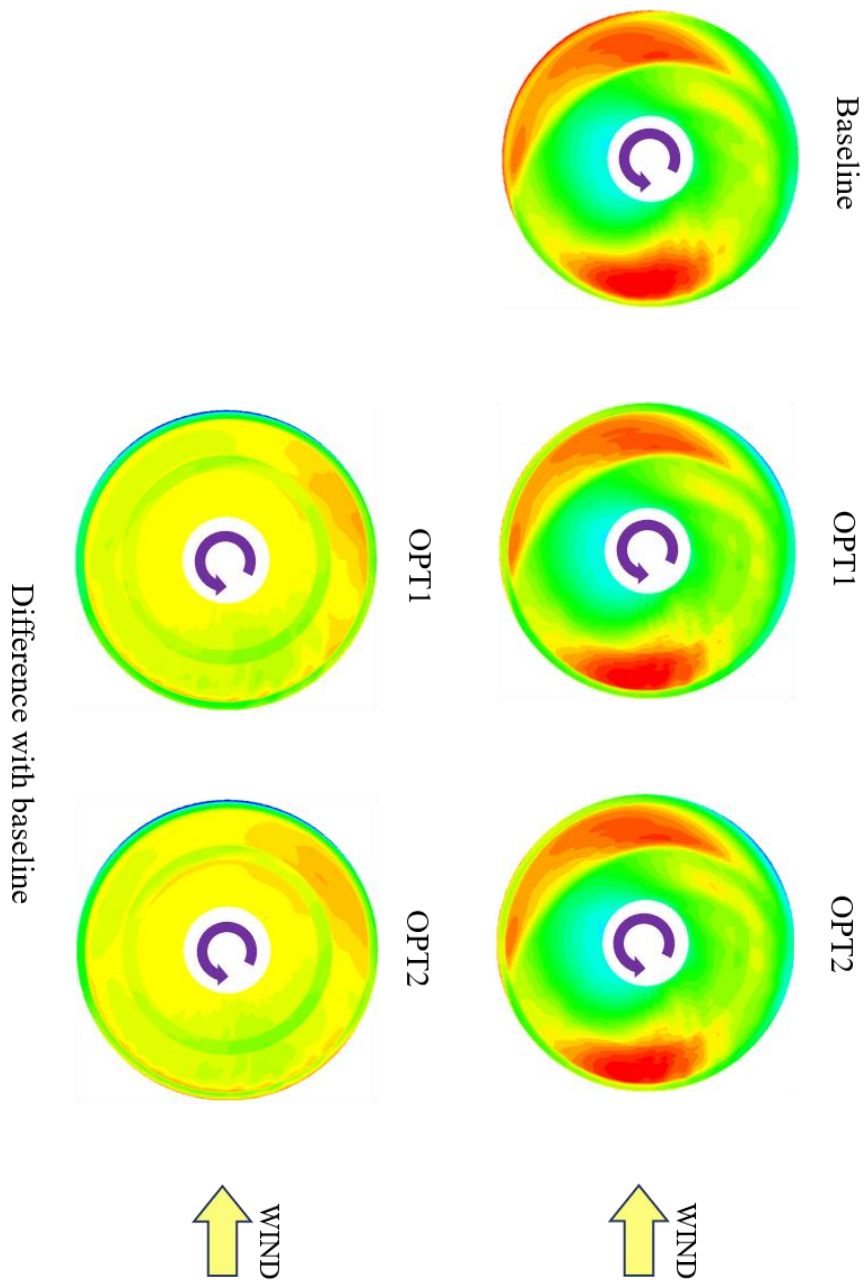


Figure 20 Pressure Contour at  $\Psi = 90^\circ$  in Forward Flight

먼저 요구 동력은 베이스라인 블레이드 대비 두 케이스 모두 근소한 차이를 보이고 있다. 이는 본 최적 설계의 목적이 전진 비행 성능이 아닌 제자리 비행 성능에 초점을 맞추었기 때문이다. 제자리 비행 성능을 최대한 높이며 전진 비행 성능은 제한 조건으로 두어 베이스라인 블레이드보다 성능 저하가 일어나지 않게 하였기에 이런 결과가 나온 것으로 보인다. 해석된 103개의 블레이드의 성능을 비교해보면 전진 비행 요구 동력과 제자리 비행 추력 계수 및 성능이 반비례하는 것을 알 수 있으며, 두 성능 모두 높은 결과를 위해서는 목적 함수와 제한 조건 등을 다시 고려하여 설계해야 할 것으로 보인다.

반면 피칭 모멘트 차이의 경우, 각각 13%, 21% 성능 개선이 되었다. 이는 더블 스윙 형상이 팁 부근에 적용된 효과가 크다. 더블 스윙 형상은 팁 부근의 앞전이 베이스라인 블레이드보다 더 앞으로 나오게 되어 모멘트 암 (moment arm) 이 더 길어지는 효과가 있다. 그 때문에 싱글 스윙 형상의 팁 부근에서 힘이 뒷전으로 쏠리는 현상이 완화되어 피칭 모멘트 차이가 줄어들게 된다. 또한 OPT2의 경우 OPT1보다 뒷전 면적이 더 작기 때문에 피칭 모멘트 완화 효과가 더 크게 나타난 것으로 보인다.

Figure 21은 수직력 계수 (Normal force coefficient,  $C_N M^2$ ) 컨투어이며, 최적 블레이드와 베이스라인 블레이드 사이의 차이 또한 나타내었다. 형상을 93.5%R 이후만 변경하였기 때문에 전체적인 수직력 분포는 모두 비슷한 것을 볼 수 있으며, 탭이 부착된 부분에 띠 형태로 차이가 나는 것 또한 볼 수 있다. 영역별 수직력 차이가 압력 차이를 만들어 내며, 이는 추후 소음 성능에 차이를 가져올 것으로 유추할 수 있다.



**Figure 21 Normal Force Comparison ( $C_N M^2$ )**



### iii. 소음 성능 분석

소음은 ICAO 규정에 맞춰 EPNL 계산을 진행하였고, BVI 소음이 두드러지게 나타나는 하강 비행에 초점을 맞추어 분석하였다. Figure 22은 각 비행 조건 별 소음을 나타낸 그래프이다.

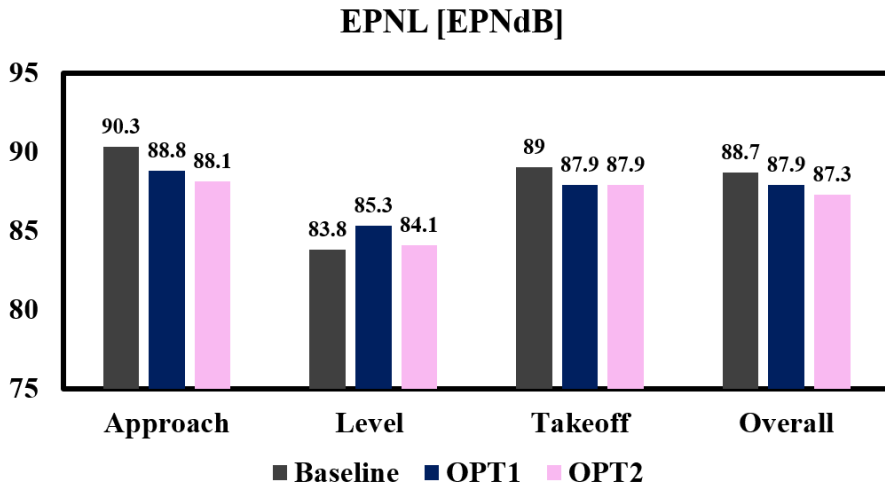


Figure 22 Noise Performance (EPNL) Comparison

전체적인 소음 성능은 두 최적 형상 각각 0.8dB, 1.4dB만큼 나아진 것을 알 수 있다. 특히, 하강비행에서 OPT2의 경우 2.2dB 감소하였고, 상승 비행에서 두 형상 모두 1.1dB씩 감소하였다. 반면, 전진 수평 비행에서는 OPT1과 OPT2 모두 소음이 증가한 것을 볼 수 있다. 하강 및 상승 비행에서는 소음이 감소하고, 수평 비행에서는 증가한 것은 소음의 방사성 (directivity) 문제로 생각해 볼 수 있다.

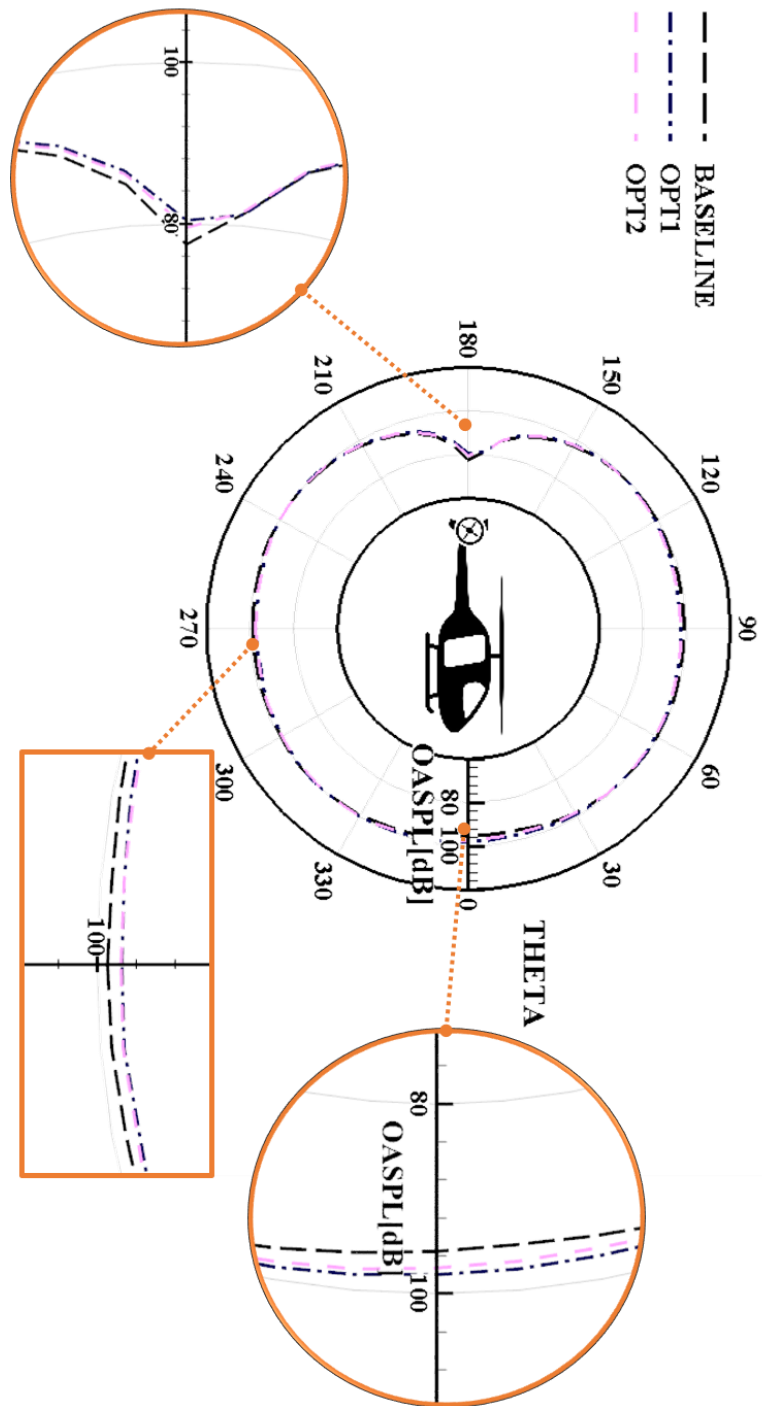


Figure 23 OASPL Comparison along the Pitch Axis

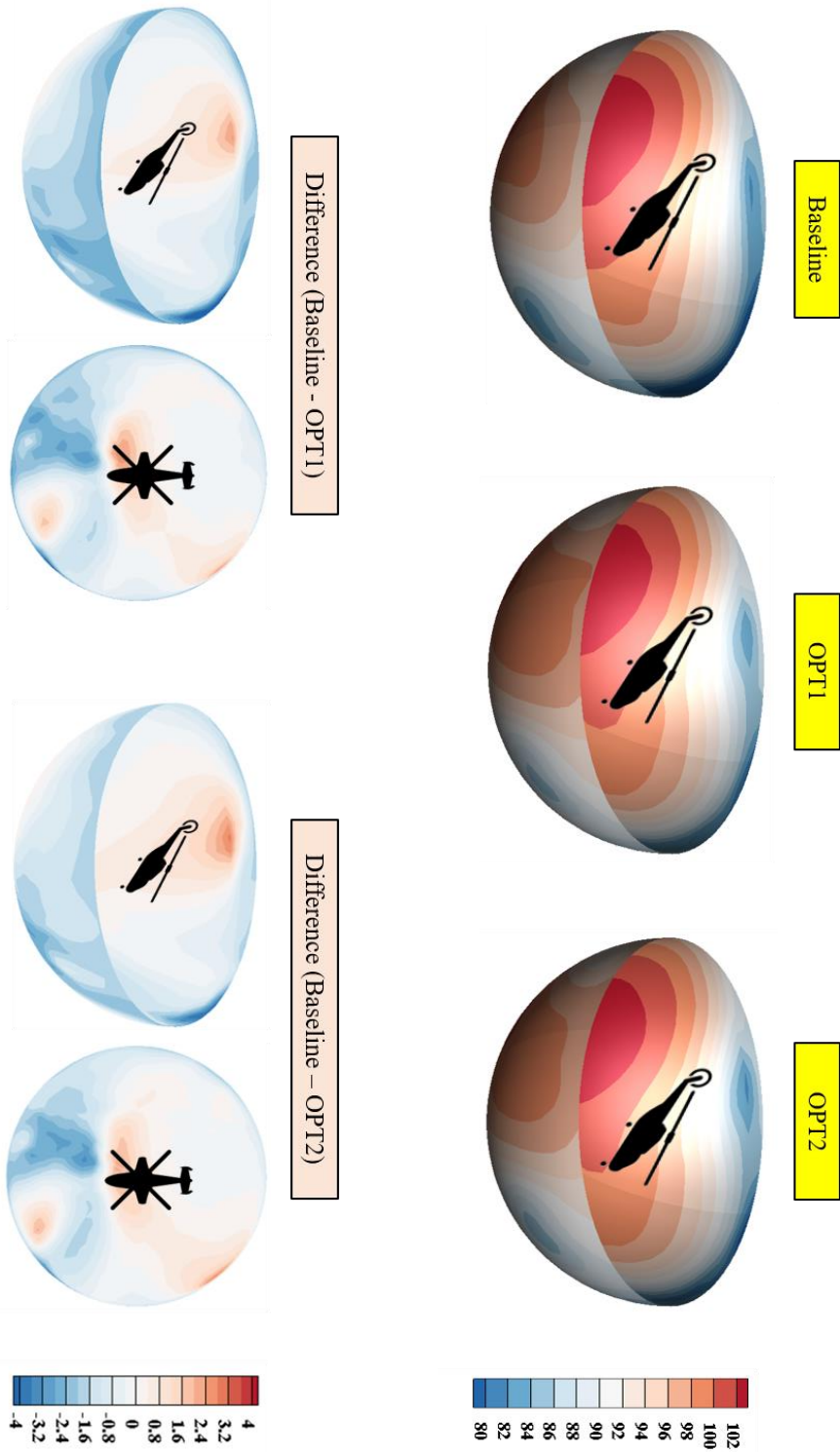
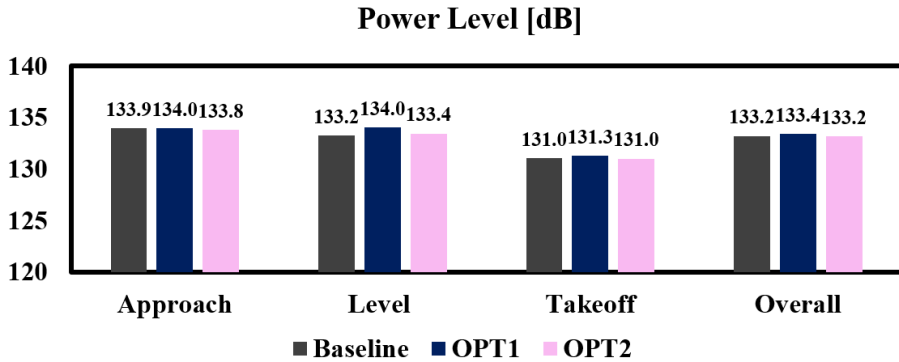


Figure 24 OASPL on the Half-Sphere



**Figure 25 Power Level Comparison**

Figure 23은 하강 비행 시, pitch axis를 기준으로 소음 강도 (OASPL, Overall Sound Pressure Level) 를 그려본 것이다. 흥미로운 점은 EPNL 측정 점인 정하측 부분에서는 베이스라인 블레이드의 소음이 더 크지만, 기체의 전면과 후면 방향으로는 OPT1과 OPT2의 소음이 증가하였다는 점이다.

추가 분석을 위해 Figure 24를 그려보았다. 이는 반구 (half-sphere) 영역 전체에 수음점을 두고 소음 강도를 그리고, 베이스라인 블레이드와의 차이를 본 것이다. 베이스라인 블레이드는 정하측에서 소음 강도가 높은 반면, 최적 형상 두 블레이드는 정면과 후면에서 소음 강도가 높다. 즉, EPNL을 예측하는 수음점에서 소음이 낮은 형상이 최적 형상으로 나오게 되었고, 소음 방사성을 바꿈으로써 소음 감소를 이뤄냈다고 판단할 수 있다.

방사성의 영향을 줄이기 위해 추가적으로 power level 분석을 시도해보았다. Power level은 1차원 방사를 가정하여 블레이드에서 10R (radius) 만큼 떨어진 영역에서 측정하였고, 각 수음점에서의 sound

pressure level과 미소면적을 곱함으로써 구해진다. 이를 통해 구한 power level은 Figure 25에 나타내었다.

전체적인 power level은 동일하거나 오히려 미세하게 증가한 것을 볼 수 있다. 전진 수평 비행에서는 OPT1의 경우 0.8dB 증가하였고, OPT2의 경우 0.2dB 증가하였다. OPT2는 하강 비행 조건에서 조금 감소하였으나, 공력 및 소음 해석자의 불확실성까지 고려를 하면 무시할 수 있을만한 수준이다. 즉, 이 분석을 통해 방사성을 고려하지 않은 소음의 강도를 줄이는 것은 팁 면적 및 탭을 이용하여 줄이기에는 한계가 있다는 결론을 도출할 수 있다.

## IV. 결론

본 연구에서는 로터 블레이드의 공력 성능과 소음 성능 향상을 위한 형상 최적 설계를 진행하였다. 한국 헬리콥터 산업 현황과 관련된 제한적인 상황에 맞춰 설계를 진행하였고, 그 결과 여러 가지 기동 조건에 강건성을 갖추고 있으며 베이스라인 블레이드보다 더 나은 공력 및 소음 성능을 지닌 결과를 얻을 수 있었다. 본 설계 연구의 결론은 다음과 같다.

- 1) 로터 블레이드의 팁 형상과 탭 변수를 고려하여 제자리 비행 및 전진 비행 성능을 향상시킬 수 있었다. 최적 형상 OPT1의 경우 제자리 비행 3가지 조건 (정지 비행, 상승 비행, 하강 비행) 에서 모두 추력 계수 및 F.M은 증가하였으며 OPT2 또한 상승 비행의 경우를 제외한 나머지 조건에서 더 나은 성능을 보였다. 전진 수평 비행의 경우, 두 최적 형상 모두 더블 스위프 형상을 가지고 있어 피칭 모멘트 차이 ( $\Delta C_M$ ) 가 각각 13%, 21% 줄어드는 효과가 있었다. 요구 동력 또한 베이스라인 블레이드와 비슷하거나 미세하게 작아져 제자리 비행과 전진 비행 모두에서 공력 성능이 향상되었다고 볼 수 있다.
- 2) 두 최적 형상의 전진 비행 시 EPNL 로 본 소음 성능은 전체적으로 향상되었다. OPT1 은 0.8dB, OPT2 는 1.4dB 감소되었으며 특히 BVI 소음이 강한 하강 비행에서 OPT2가 2.2dB 감소되어 소음 성능의 큰 향상을 보였다. 그러나 소음의 방사성 및 power level 분석 시, 이는 소음의 강도가

줄어든 것이 아니라 소음의 방사성이 변화하여 생긴 효과인 것을 알 수 있다. 즉, 전체적인 소음 강도는 제한적인 틱 형상 변형 및 탭 부착으로 줄이기에는 한계가 있음을 알 수 있으며, 소음의 방사성을 변화시켜 소음 성능을 향상시키는 방법이 효과적이라고 볼 수 있다.

## 참고 문헌

- [1] Leishman, Gordon J. *Principles of helicopter aerodynamics with CD extra*. Cambridge university press, 2006.
- [2] Brocklehurst, A., and Barakos, G. N., "A review of helicopter rotor blade tip shapes." *Progress in aerospace sciences* 56 (2013): 35-74.
- [3] Duque, Earl PN. "A numerical analysis of the british experimental rotor program blade." *Journal of the American Helicopter Society* 37.1 (1992): 46-54.
- [4] Robinson, Kevin, and A. Brocklehurst. "BERP IV-Aerodynamis, performance and flight envelope." (2008).
- [5] Marze, Henri-James, and Jean-Jacques Philippe. "A quiet helicopter: a research programme today, a reality tomorrow." (1994).
- [6] Rauch, P., et al. "Blue edge: the design, development and testing of a new blade concept." *Proceedings of the 67th Annual Forum of the American Helicopter Society*. 2011.
- [7] Wilke, Gunther. "Variable fidelity optimization of required power of rotor blades: Investigation of aerodynamic models and their application." (2012).
- [8] Leon, Enric Roca, et al. "Concurrent aerodynamic optimization of rotor blades using a nash game method." *Journal of the American Helicopter Society* 61.2 (2016): 1-13.
- [9] Chae, Sanghyun, et al. "Helicopter rotor shape optimization for the improvement of aeroacoustic performance in hover." *Journal of Aircraft* 47.5 (2010): 1770-1783.
- [10] Mo, J. "Optimization of the Aeroacoustic and Aerodynamic Performance Using Triple Swept Blade Planforms." M.S Dissertation, Dept. of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University, Seoul,



Korea, 2017.

- [11] Spalart, Philippe R. "Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach." Proceedings of first AFOSR international conference on DNS/LES. Greyden Press, 1997.
- [12] Roe, P. L., and J. Pike. "Efficient construction and utilisation of approximate Riemann solutions." Proc. of the sixth int'l. symposium on Computing methods in applied sciences and engineering, VI. North-Holland Publishing Co., 1985.
- [13] Van Albada, G. D., Bram Van Leer, and WWjun Roberts. "A comparative study of computational methods in cosmic gas dynamics." Upwind and High-Resolution Schemes. Springer, Berlin, Heidelberg, 1997. 95-103.
- [14] Yoon, Seokkwan, and Antony Jameson. "Lower-upper symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations." AIAA journal 26.9 (1988): 1025-1026.
- [15] Lee, Joonbae, and Kwanjung Yee. "Improvement of Computational Efficiency for Rotor Flowfield Analysis Using Computational-Fluid-Dynamics-Free-Wake Coupling Method." Journal of Aircraft 53.6 (2016): 1953-1958.
- [16] Vatisstas, Georgios H., V. Kozel, and W. C. Mih. "A simpler model for concentrated vortices." Experiments in Fluids 11.1 (1991): 73-76.
- [17] Leishman, J. Gordon, Mahendra J. Bhagwat, and Ashish Bagai. "Free-vortex filament methods for the analysis of helicopter rotor wakes." Journal of aircraft 39.5 (2002): 759-775.
- [18] Caradonna, Francis X., and Chee Tung. "Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover." (1981).
- [19] Cross, Jeffrey L., and Wilson Tu. "Tabulation of data from the tip aerodynamics and acoustics test." (1990).
- [20] Lee, S. "Numerical Study on the Aerodynamic and Acoustic

- Characteristicss of a Coaxial Rotor." Ph.D Dissertation, Dept. of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University, Seoul, Korea, 2013.
- [21] Williams, JE Ffowcs, and David L. Hawkings. "Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion." *Phil. Trans. R. Soc. Lond. A* 264.1151 (1969): 321-342.
- [22] Farassat, F. "Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat." (2007).
- [23] Environmental Protection, "Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation–Volume I– Aircraft Noise." International Civil Aviation Organization, 2008.
- [24] Jung, Jongho, et al. "Low Reynolds number airfoil design for a mars exploration airplane using a transition model." *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES* 60.6 (2017): 333-340.
- [25] Lee, Sanga, et al. "Film Cooling Performance Improvement With Optimized Hole Arrangement on Pressure Side Surface of Nozzle Guide Vane: Part I—Optimization and Numerical Investigation." *ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*. American Society of Mechanical Engineers, 2016.
- [26] Jeong, Shinkyu, and Shigeru Obayashi. "Efficient global optimization (EGO) for multi-objective problem and data mining." *Evolutionary Computation*, 2005. The 2005 IEEE Congress on. Vol. 3. IEEE, 2005.
- [27] Jones, Donald R., Matthias Schonlau, and William J. Welch. "Efficient global optimization of expensive black-box functions." *Journal of Global optimization* 13.4 (1998): 455-492.
- [28] Park, Jeong-Soo. "Optimal Latin-hypercube designs for computer experiments." *Journal of statistical planning and inference* 39.1 (1994): 95-111.

- [29] Hong, Yoonpyo, et al. "Design Optimization of Helicopter Blade Tab and Tip Shape for Aerodynamic and Aeroacoustic Performances." *Journal of Computational Fluids Engineering* 23.1 (2018): 58-67.
- [30] Johnson, C. S., and G. N. Barakos. "A framework for optimising aspects of rotor blades." *The Aeronautical Journal* 115.1165 (2011): 147-161.
- [31] Kang, Hee Jung, and Oh Joon Kwon. "Effect of wake adaptation on rotor hover simulations using unstructured meshes." *Journal of Aircraft* 38.5 (2001): 868-877.
- [32] Kang, Hee Jung, and Oh Joon Kwon. "Unstructured Mesh Navier-Stokes Calculations of the Flow Field of a Helicopter Rotor in Hover." *Journal of the American Helicopter Society* 47.2 (2002): 90-99.
- [33] Park, Young Min, and Oh Joon Kwon. "Simulation of unsteady rotor flow field using unstructured adaptive sliding meshes." *Journal of the American Helicopter Society* 49.4 (2004): 391-400.
- [34] Nam, Hwa Jin, Young Min Park, and Oh Joon Kwon. "Simulation of Unsteady Rotor-Fuselage Aerodynamic Interaction Using Unstructured Adaptive Meshes." *Journal of the American Helicopter Society* 51.2 (2006): 141-149.

# ABSTRACT

## Improvement of Aerodynamic and Noise Performance for Light Civil Helicopter Rotor through Blade Tip Geometry Optimization

Yoonpyo Hong

Mechanical and Aerospace Engineering

The Graduate School

Seoul National University

The shape of the helicopter rotor blades can dramatically affect the overall performance, including aerodynamics, noise and structure performances. This is due to the vortex generated by the rotor blade rotating. This vortex descends below the rotor and directly or indirectly bumps into the wing, fuselage, and tail rotor, resulting in complicated flow and performance degradation. In order to weaken the effect of this vortex, rotor blade shape research has been ongoing worldwide. In recent years, design optimization has been achieved through CFD and optimization techniques.

Meanwhile, Korea has been developing a light armed helicopter and a light civil helicopter as well as a Korean utility helicopter, Surion. For these helicopter developments, existing parts were used and therefore, many restrictions on the improvement works hindered the development. Mainly, in the case of the improvement of the main rotor blades, changing only the tip shape and the tab attachment is made possible. As the requirements are also highly coupled with the aerodynamic and noise performance, lots of difficulties exist.

In this study, the design optimization for higher aerodynamic and noise performance was conducted by changing blade tip and tab shape under the harsh conditions. Through the tip parameter study, five tip shape parameters and one tap angle parameter were used as design parameters, and the aerodynamic and noise performance in various conditions were set as the objective function. Three hovering conditions and three forward flight conditions were taken into consideration. Hybrid CFD solver, which simulates the wake as the model was used for efficient flow field analysis. Thickness noise and loading noise were considered for noise analysis using Farassat 1A equation. For optimization technique, the efficient global optimization using expected improvement was used with Kriging model as a surrogate model.

As a result, the optimal solutions were improved both in aerodynamic and noise performance in various conditions. The relationships between each variable and performance are identified and the cause of performance improvement was figured out through the analysis of flow field. In case of the aerodynamic performance, it is possible to increase some performance of hovering and forward flight, but there is a limit on increasing overall performance. In addition, reducing the noise by changing the directivity is more effective than diminishing the intensity of the noise.

**keywords : Helicopter Rotor, Blade Planform, Aerodynamic  
Performance, Noise Performance, Design Optimization**

***Student Number : 2017-23448***