



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

최적화 블레이드 설계를 위한 고양력 저소음
블레이드의 제자리비행 공력 및 소음 해석 연구

**Aerodynamic and Noise Analysis on Hovering Flight of High-Lift,
Low-Noise Blade for Optimized Blade Design**

2017 년 2 월

서울대학교 대학원
기계항공공학부
한 영 환

초 록

본 연구에서는 일반적인 블레이드와 달리 양력을 높이기 위한 탭과 소음을 저감하기 위한 Parabolic swept 된 Tip shape 이 적용된 블레이드가 사용되었다. Twist 가 없고 탭이 달려있지 않은 일반적인 블레이드의 경우, Panel Method 를 이용하여 비교적 컴퓨팅 비용이 적고 빠른 공력해석이 가능하다. 하지만, EC155B1 과 같은 복잡한 형상의 블레이드를 해석하는 데에 있어선 어려움이 있다. 이러한 블레이드 해석을 위해 본 논문에서는 셀 중심(Cell-based) 유한체적법과 압축성 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)를 기반으로 하는 CFD(Computational Fluid Dynamics) 상용소프트웨어인 ANSYS FLUENT 를 이용하여 로터 유동장의 공력 해석을 진행하였다. AH(Airbus Helicopter) 사가 제공한 공력 Reference 를 활용하여 로터 공력 기법에 대한 검증을 수행하였고 비교적 타당한 결과를 확인하였다.

공력해석을 진행한 후 블레이드 표면을 단면으로 잘라 다수의 Airfoil 형상을 만들고, 이후 각 Airfoil 의 압력계수를 이용하여 소음을 구할 수 있는 소음 해석 코드를 이용하여 Collective pitch 에 따른 소음 해석을 진행하였다. 소음 예측을 위해서는 음향상사법을 이용하였으며, Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H) 방정식을 시간영역에서의 수치적 해석이 용이하도록 변형한 F.Farassat 의 Formulation 1A 를 지배방정식으로 이용하였다.

이를 통해 실제 비행 시의 헬리콥터 공력 현상 및 소음 수준을 미리 예측하여 설계에 도움을 주고, 헬리콥터 개발의 비용과 시간을 줄이는 방법을 제시할 수 있다.

주요 용어: 헬리콥터 로터, 제자리 비행, 소음 해석, 블레이드 탭, 저소음 익단 형상

학번 : 2015-20796

목 차

초 록	i
목 차	ii
그림 목차	iii
표 목차	v
기호 및 약어	vi
1. 서 론	1
1.1. 연구 배경	1
1.2. 연구 목적 및 내용	2
2. 공력 성능 해석	5
2.1. 유동 해석 모델	5
2.2. 수치해석 조건	7
2.3. 격자계 형성	9
2.4. 경계 조건	15
2.5 공력 해석 검증	21
2.5.1. 블레이드 형상	21
2.5.2. 공력성능 검증	23
2.5.3. UH-60 헬기와 EC155 헬기의 공력 성능 비교	34
3. 소음 예측	36
3.1. 헬리콥터 소음원의 종류와 특성	36
3.1.1. 불연속 주파수 소음	37
3.1.2. 광대역 소음	38
3.2. 소음 예측 모델	40
3.2.1. 음향상사법	40
3.2.2. Ffowcs Williams-Hawkings Equation	41
3.2.3. Farassat Formulation 1A Equation	44
3.3. 소음 해석 방법	46
3.4. 소음 해석 검증 및 결과	51
4. 결 론	57
Appendix	59
참고문헌	64
Abstract	67

그림 목차

그림 1.1 헬리콥터의 복잡한 공력 환경을 구성하는 다양한 요소[1]	3
그림 1.2 EC155 헬리콥터 형상	4
그림 2.1 해석 유동영역의 Geometry	10
그림 2.2 해석 유동 영역의 격자	10
그림 2.3 단면으로 본 스펠 방향으로의 블레이드 격자 분포	12
그림 2.4 YZ 단면으로 본 Airfoil 주위의 격자 분포	13
그림 2.5 Y+를 1로 맞춘 블레이드의 경계층 격자 분포	13
그림 2.6 원방 경계조건의 적용을 위한 개략도[17]	16
그림 2.7 해석 영역의 경계조건	18
그림 2.8 C_L vs Iteration	20
그림 2.9 C_m vs Iteration	20
그림 2.10 CATIA로 구현한 주로터 블레이드 형상	22
그림 2.11 C_t vs Collective pitch (EC155B1, Hovering)	24
그림 2.12 C_q vs Collective pitch (EC155B1, Hovering)	24
그림 2.13 FM vs Collective pitch (EC155B1, Hovering)	25
그림 2.14 FM vs $6C_T/\text{Sigma}$ (EC155B1, Hovering)	25
그림 2.15 회전 시 발생하는 블레이드에 수직한 표면 속도	27
그림 2.16 회전 시 발생하는 블레이드에 수직한 표면 속도 (Nondimension)	27
그림 2.17 회전하는 로터 주변의 속도장[26]	29
그림 2.18 회전하는 로터 주변의 속도장 해석 결과	29
그림 2.19 하버링할 때 헬기 주변에서 발생하는 Airflow[27]	30

그림 2.20	하버링할 때 헬기 주변에서 발생하는 Airflow 해석 결과	30
그림 2.21	회전하는 유동이 블레이드 주변에 부딪히며 발생하는 속도 벡터	31
그림 2.22	속도장 주변에서의 Streamline	31
그림 2.23	블레이드 표면에서의 Wake	32
그림 2.24	유동장에서의 Vortex Line (2 rev)	33
그림 2.25	유동장에서의 Vortex Line	33
그림 3.1	회전의 항공기에서 발생하는 다양한 소음원[1]	36
그림 3.2	헬리콥터 로터에 의해 발생하는 소음의 방향성[1]	39
그림 3.3	블레이드 스펠 방향으로의 Airfoil 분할	47
그림 3.4	OA 212 Airfoil 압력 계수 (8.5deg)	47
그림 3.5	OA 209 Airfoil 압력 계수 (8.5deg)	48
그림 3.6	OA 207 Airfoil 압력 계수 (8.5deg)	48
그림 3.7	하버링 시 외부 소음 측정 개략도	49
그림 3.8	Time domain에서의 Overall noise	53
그림 3.9	Time domain에서의 Thickness noise	53
그림 3.10	Time domain에서의 Loading noise	53
그림 3.11	Frequency domain에서의 Overall noise	54
그림 3.12	Frequency domain에서의 Thickness noise	54
그림 3.13	Frequency domain에서의 Loading noise	54
그림 3.14	Overall noise의 방향성	55
그림 3.15	Thickness noise의 방향성 해석 유동 영역의 격자	55
그림 3.16	Loading noise의 방향성	56

표 목차

표 1. Skewness와 Orthogonal quality의 격자 질 판단 기준	14
표 2. UH-60과 EC155B1 블레이드의 공력 비교[38]	34
표 3. Collective pitch 8.5deg에서 EC155B1 블레이드의 소음 예측치 ...	51

기호 및 약어

English symbols

A	Rotor disk area
a_1	Squire's parameter
a_{ij}	Influence coefficient
$C_{M,roll}$	Rolling moment coefficient
$C_{M,pitch}$	Pitching moment coefficient
C_n	Normal force coefficient
C_P	Power coefficient
C_Q	Torque coefficient
C_T	Thrust coefficient
C_d	Drag coefficient
c	Chord length
c_0	Speed of sound
c_{comp}	Chord length with compressibility
D	Rotor diameter
$D_{parasite}$	Parasite drag
\vec{ds}	Incremental arc length vector
F_i	Sectional force
f	Equivalent flat plate area
$H(x)$	Heaviside function
I	Turbulence intensity
K	Local wave number
K_1, K_2	Amplitude function of a frequency spectrum
L	Span length of an airfoil section
l	Turbulence length scale
M	Mach number
M_r	Relative Mach number
M_{tip}	Tip Mach number

\vec{n}	Normal vector
p'	Acoustic pressure
\vec{q}	Induced velocity vector
R	Rotor radius
R_0	Radius of curvature of a parabolic arc
Re_v	Vortex Reynolds number
r	Radial distance from the rotor hub center
\bar{r}	Centroid of the trailing vorticity
r_c	Vortex core radius
$r_{c,0}$	Initial vortex core radius
T	Thrust
T_{ij}	Lighthill stress tensor
t	Observer time
u, v, w	Velocity components
V_0	Free-stream velocity
v_θ	Swirl velocity
v_n	Normal velocity
X, Y, Z	Blade coordinates
X_0, Y_0, Z_0	Shaft coordinates
x_1, y_1, z_1	Coordinates along a parabolic arc
x_h, y_h, z_h	Hub-center coordinates
z	Down-stream position below the rotor plane

Greek symbols

α	Angle of attack
α_{eff}	Effective angle of attack
α_s	Shaft angle
δ	eddy viscosity coefficient
$\delta(s)$	Dirac delta function
δ^*	Boundary layer displacement thickness
ϵ	Coefficient of a parabolic arc
θ_0	Collective pitch
θ_{1c}	Lateral cyclic pitch
θ_{1s}	Longitudinal cyclic pitch
Γ	Circulation
Γ_v	Vortex Circulation
μ	Advance ratio
ρ	Density
σ	Rotor Solidity
τ	Retarded time
Φ	Velocity potential
Ψ	Azimuth angle
Ω	Rotational velocity

Subscripts symbols

∞	Free-stream values
L	Loading noise term
p	pressure side
ref	Reference values
ret	Retarded time integrand
T	Thickness noise term

Superscripts symbols

H	High frequency term
L	Low frequency term

Mathematical symbols

∇	Gradient
∇^2	Laplace operator

Abbreviation

<i>ICAO</i>	International Civil Aviation Organization
<i>BEMT</i>	Blade Element-Momentum Theory
<i>BPF</i>	Blade Passing Frequency
<i>BVI</i>	Blade-Vortex Interaction
<i>CFD</i>	Computational Fluid Dynamics
<i>FM</i>	Figure of Merit
<i>HSI</i>	High-Speed Impulsive noise
<i>LCH</i>	Light Civil Helicopter
<i>RANS</i>	Reynolds Averaged Navier-Stokes
<i>SPL</i>	Sound Pressure Level
<i>PBS</i>	Pressure Based Solver
<i>DBS</i>	Density Based Solver
<i>DNS</i>	Direct Numerical Simulation
<i>LES</i>	Large Eddy Simulation
<i>LE</i>	Leading Edge
<i>TE</i>	Trailing Edge
<i>FFT</i>	Fast Fourier Transform

1. 서론

1.1 연구배경

환경소음이 사회적인 이슈로 등장함에 따라 철도, 도로 및 공항 주변의 환경소음에 대한 연구들이 많이 수행되고 있다. 항공기와 관련된 공항의 경우 실측과 조사를 통한 연구들도 많이 수행되고 있으며, 비용의 절감 및 공항의 설계 측면에서 수치적인 예측을 가능하게 하는 프로그램들도 많이 연구 개발되고 있다. 고정익 항공기에 비해 상대적으로 저고도로 비행하며 공항주변지역 뿐만 아니라 도심 및 주거지역으로의 운행이 빈번한 헬리콥터는 군사적인 목적뿐만 아니라 소방 및 여객을 위한 민간용으로의 이용 등 현대 사회의 발달과 더불어 그 응용범위가 매우 넓어지고 있다. 그러나 이러한 응용범위의 확대로 말미암아 헬리콥터는 주변 환경에 지속적인 소음을 방사하고 있는 문제점을 내포하고 있다. 속도 및 성능을 중심으로 개발되어 왔기 때문에 상대적으로 소음 저감을 위한 노력들이 부족하였고, 이로 인한 민간인들의 소음 불만도 역시 증가 하고 있다. 이를 반영하듯 군용 비행장 인근의 주민들의 피해보상 소송과 관련된 기사는 어렵지 않게 접할 수 있다. 세계 각국에서도 비행 운송체의 운용 시 발생하는 소음에 대한 규정을 강화하고 있으며, 그러한 소음 규정치를 만족 시키지 못하는 운송체에 대해서는 운용을 제한하는 조치를 취하고 있다. 대표적으로 ICAO에서는 고정익기 뿐만 아니라 회전익기의 정해진 이동 경로에 따라 지면에서 측정되는 소음의 한계치를 제한하고 있다. 또한 우리나라의 독특한 군사적 측면과 토지의 활용도면에서 헬리콥터의 운용이 앞으로도 급증될 것으로 예상되기 때문에 공항주변은 물론 주택가 인근 헬리콥터 운용 경로상의 소음을 줄일 수 있도록 소형민수헬기에 적용되는 소음 저감 블레이드에 대한 기술 연구가 꼭 필요하다. 따라서 본 연구는 대한민국 정부가 산업기술혁신사업으로 추진하는 소형민수헬기 핵심기술개발사업(Light Civil Helicopter, LCH)의 일환으로서, 수리온 사업을 통해 구축된 개발 및 산업기반을 토대로 하여 국내 항공 산업이 미래 신성장동력산업의 주력사

업으로 도약하는 모멘텀 확대에 기여할 수 있다. 뿐만 아니라 독자적인 소형헬기 개발을 통해 세계 시장 진입이라는 큰 의미를 갖는 연구 주제가 되기도 한다.

1.2 연구 목적 및 내용

헬리콥터 소음은 복잡한 유동현상들로 인해 발생하기 때문에 상대적으로 다른 교통수단인 자동차나 철도 등에서 발생하는 소음의 경우에 비해 해결 방안을 구축하기가 어려운 것이 사실이다. 이와 같이 헬리콥터는 특수한 공기역학적 환경에 놓여있어, 엔진과 트랜스미션 등과 같은 기계적인 소음에서부터 회전하는 로터에서 발생하는 공력 소음 등 다양한 소음원을 가지고 있다. 그 중에서 원음장 영역에서는 헬리콥터 로터에서 발생하는 공력 소음이 가장 주된 소음원이 된다. 발생하는 소음의 주파수 특성을 살펴보면 주 로터에 의해 발생하는 소음의 크기가 전체적인 헬리콥터의 소음에 지배적인 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 고정익 항공기와 달리 헬리콥터 로터의 경우에는 고속충격 소음(High-speed impulsive noise, HSI)이나 블레이드 와류 상호작용 소음(Blade vortex interaction, BVI)과 같은 충격 소음이 발생하기도 한다. 또한 이러한 헬리콥터 주 로터에서 발생하는 소음뿐만 아니라 주 로터와 꼬리로터 사이의 상호작용에 의한 소음, 헬리콥터 로터와 동체와의 간섭에 의한 소음 등 다양한 소음원이 존재하는 특징을 가지고 있다[1].

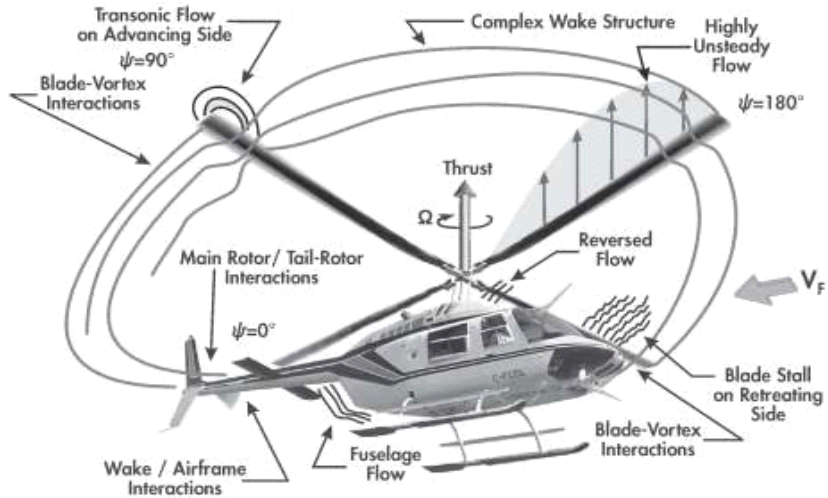


그림 1.1 헬리콥터의 복잡한 공력 환경을 구성하는 다양한 요소[1]

헬리콥터에서 방사되는 소음이 주변 환경에 미치는 영향을 알아보기 위해서는 소음의 전파가 소음원으로부터 수음자의 위치에 도달할 때 까지 어떠한 전파 패턴 특성을 가지는지에 대한 연구가 이루어져야 한다. 따라서 본 논문에서는 정부가 산업기술혁신사업으로 추진하는 소형민수 헬기 핵심기술 개발 사업의 일환으로, 실제로 개발되는 개량형 블레이드에서 발생하는 공력 및 소음 해석에 초점을 맞추어 연구를 진행하고, 이를 이용하여 보다 더 좋은 공기역학적 특성과 낮은 소음을 갖는 최적화된 블레이드 개발에 도움이 될 수 있도록 하였다. 이를 위해 헬리콥터에 의해 발생하는 소음원들을 그 특징에 따라 더욱 자세하게 구분하고 그 특성에 대한 연구가 선행되어야 한다.

주 로터에 의한 소음 특성을 해석하기 위해 먼저 헬리콥터에서 발생하는 공력 해석을 진행하여 헬리콥터 소음원에 대한 데이터베이스를 구축하였다. 헬리콥터 로터의 공력성능을 정확하게 예측하는 것은 로터의 진동이나 헬리콥터 블레이드 소음의 저감방법을 연구하는데 있어서 기초적이면서도 가장 중요한 토대라는 의미를 갖는다. 로터 유동장의 공력 해석에 사용된 방법은 셀 중심 유한체적법과 비압축성 RANS를 기반으로 하는 CFD 상용소프트웨어인 ANSYS FLUENT v.16.1[2]을 이용하였다.



그림 1.2 EC155 헬리콥터 형상

FLUENT를 통해 해석된 주 로터 블레이드의 공력 하중 분포는 소음 예측을 위한 입력값으로 사용된다. 블레이드 표면을 단면으로 잘라 약 45개의 Airfoil 형상을 만들고, 이후 각 Airfoil의 압력계수를 이용하여 소음 해석을 진행하였다. 소음 해석은 Lighthill의 음향상사법을 움직이는 물체에 일반적으로 기술한 FW-H 방정식에서 주 로터 블레이드에서 발생하는 소음의 주요 성분인 두께소음과 하중소음을 수치적 해석이 용이하도록 변형한 F.Farassat Formulation 1A를 사용하였다[3]. 일반적인 헬리콥터 운용조건 하에서는 깃단 마하수가 아음속이기 때문에 마하수의 8승에 비례하는 Quadrupole 소음 성분을 무시할 수 있으며, Monopole 소음 성분인 두께소음과 Dipole 소음 성분인 하중 소음의 모사로 소음장 예측이 가능하다. 따라서 헬리콥터의 기동을 준 정적상태로 가정하여 주 로터 블레이드에서 발생하는 두께소음과 하중소음을 Collective pitch에 따라 구하였다.

2. 공력 성능 해석

블레이드 해석을 위해 ANSYS FLUENT를 이용하여 블레이드의 공력 특성 및 표면에서의 압력 분포를 계산하였다.

CFD는 BVI나 블레이드에서의 하중 후류 등에 대해서는 더 좋은 결과를 얻을 수 있으나, 컴퓨팅 비용이 크고 수치적 소산이 끝단 와류의 확산에서 집중적으로 일어나기 때문에 회전익의 기동에 따른 후류의 모델링에 어려움이 있다. 이에 따라 최근에는 후류의 모사를 위해 Overset grid나 Vorticity confinement, High order schemes 등의 기법이 적용된 방법들에 대한 연구가 행해지고 있으며, 수치적 소산을 최소화함으로써 블레이드 끝단에서 발생하는 와류를 잘 모사하여 유동장 계산 결과의 정확도를 올리는 방법이 연구되고 있다[17].

2.1 유동 해석 모델

회전하는 블레이드를 수치적으로 해석하기 위해 압축성 비정상 RANS를 이용하였다. 난류 해석에 있어서 RANS 방법 이외에도 DNS, LES와 같이 다양한 난류 해석법이 있으나, RANS는 DNS와 달리 CFD의 단점인 계산소요 비용이 상대적으로 크지 않다. 또한, Iaccarino의 연구에 따르면 비정상 RANS는 전체의 불안정성을 갖는 유동 중 와류 발산 주파수 (vortex shedding frequency)가 톤(tone) 주파수인 유동을 잘 예측한다는 장점이 있다[4]. RANS 해석 시 레이놀즈 평균값을 구하는데 있어 순간적인 Navier-Stokes 방정식의 솔루션 변수들은 앙상블(ensemble) 평균값 또는 시간 평균값과 주기적으로 변하는 요소로 분해되며, 속도 성분에 대한 값은 다음과 같다.

$$u_i = \overline{u_i} + u_i' \quad (2.1)$$

여기서 \bar{u}_i 와 u'_i 은 평균값과 변동 속도 성분이며($i=1,2,3$), 마찬가지로 Scalar 양에 대해서는 다음과 같다.

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \quad (2.2)$$

유동 변수들에 대하여 위와 같은 형태를 순간적인 연속 방정식 및 모멘텀 방정식에 대입하고 시간 평균 또는 앙상블 평균을 내면 평균 모멘텀 방정식이 구해진다. 이를 Cartesian Tensor 형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) &= 0 \quad (2.3) \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) &= \\ -\frac{\partial}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\overline{\rho u'_i u'_j}) \end{aligned} \quad (2.4)$$

위 식을 RANS 방정식이라고 하며, 순간적인 Navier-Stokes 방정식과 같은 일반적인 형태를 갖고, 추가적인 항들은 난류 효과를 나타낸다[5]. 위 식의 유동 변수들은 모두 앙상블 평균값이며 레이놀즈 응력항에 있는 u' 은 순간값에서 앙상블 평균값을 뺀 진동값을 나타낸다. 본 연구에서 수행하려는 유동의 특징은 비교적 낮은 마하수이나 회전하는 블레이드의 깃단 부분에서는 마하수가 약 0.6을 넘어가므로 압축성 모델을 사용해야 해석이 정확하기 때문에 압축성으로 고려하였다.

특성 속도와 길이를 구하여 레이놀즈 응력항을 해석하기 위한 난류 모델은 전단층과 순환 유동을 잘 표현하기 위해 운송방정식 2개를 이용하는 SST $k-\omega$ 난류 모델을 사용하였다.

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\mu_t}{\rho} S^2 - \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{1}{\rho} \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (2.5)$$

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \frac{\omega}{k} \left(C_{1k} \frac{\mu_t}{\rho} S^2 - C_{2\omega} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{1}{\rho} \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (2.6)$$

2.2 수치 해석 조건

헬리콥터의 제자리비행 공력 해석을 진행하는 방법에는 CFD뿐만 아니라 포텐셜 유동을 기반으로 하는 Free wake panel method, Lifting line method, Vortex embedding 방법 등이 있다[6-8]. Twist가 없고 탭이 달려있지 않은 일반적인 블레이드의 경우, Panel method 등을 이용하여 비교적 컴퓨팅 비용이 적고 계산 시간이 빠른 공력해석이 가능하다. 하지만, EC155B1과 같은 복잡한 형상의 블레이드를 해석하는 데에 있어선 스팬 방향에 따른 Airfoil의 형태가 다르기 때문에 상대적으로 어려움이 있다. CFD는 계산 시간이 오래 걸린다는 단점이 있지만, 자체 Wake 포착 능력뿐만 아니라 깃끝에서의 흐름의 박리 및 와류의 형성까지 분해해 낼 수 있고, 충격파로 인한 유동의 박리 현상을 해석하는 등 실제 로터 블레이드 주위의 흐름을 거의 유사하게 모사할 수 있다는 장점을 가지고 있다[9-10]. 따라서 본 연구에서는 로터 유동장과 블레이드를 많은 수의 격자로 나누어 지배방정식을 계산하는 CFD를 통해 공력 해석을 진행하였다.

정지비행 로터 주위의 유동장을 해석하기 위해 z축을 중심으로 일정한 각속도로 회전하는 회전 좌표계에 대한 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(F_i - F_{vi})}{\partial x_i} = S, \quad (i = 1, 2, 3) \quad (2.7)$$

여기서 Q 는 유동변수벡터, F_i 와 F_{vi} 는 x_i 방향으로의 비점성 유속벡터와 점성 유속벡터를 나타낸다. 정지비행 시 블레이드에 고정된 좌표계에서 유동은 정상상태로 볼 수 있다. S 는 로터의 제자리 비행 계산을 위해 추가한 원천항으로 다음과 같다.

$$S = [0, \rho v \Omega, -\rho v \Omega, 0, 0] \quad (2.8)$$

여기서 Ω 는 회전좌표계의 각속도벡터이다.

회전 좌표계에서 절대 유동 변수로 나타낸 지배방정식을 적용하면 원 방 경계조건을 쉽게 적용할 수 있고, 격자의 새로운 위치에 대한 계산이 필요 없으므로 계산 시간을 단축시켜 정상 유동 해석 시 이용되는 수렴 가속 방법을 적용할 수 있는 이점이 있다[11].

본 연구에서는 압력을 중심으로 지배방정식을 계산하는 Pressure Based Solver(PBS)를 이용하여 계산을 진행하였다. PBS는 낮은 속도의 비압축성 유동에서 높은 속도의 압축성 유동까지 풀 수 있는 방법으로, 충격파를 포함하는 초고속 공력해석을 수행할 경우에 Density Based Solver(DBS)를 대체할 수 있는 좋은 기법이다. 본 연구에서 사용된 해석 조건 중 가장 빠른 속도를 차지하는 Tip speed는 약 342rpm 으로 $M = 0.628$ 정도이기 때문에, 3 이상의 비교적 높은 Mach number에서 해석하는 DBS기법이 아닌 PBS를 사용하여 계산의 정확도를 높이고자 하였다.

PBS에서의 속도장은 모멘텀 방정식을 통해 얻어지며, 질량보존의 법칙은 Pressure correction equation을 풀면서 얻어지게 된다.

압력과 속도의 연계는 기본 Solver에 비해 메모리를 더욱 많이 사용하나, 회전을 포함하는 압축성 유동에서 대부분의 주요한 성능들을 산출해 낼 수 있는 압축성 흐름 해법인 Coupled를 사용하여 Euler와 Navier-Stokes 유동 해석을 수행하였다. 운동량 방정식의 압력 계산은 보다 높은 정확도를 갖기 위해 Second Order를 사용하였으며, 운동량과 난류 운동 에너지 및 소산율의 대류항 이산화는 Second Order Upwind를 적용하였다. 또한 식 (2.7)의 지배방정식을 공간이산화하기 위해 격자중심 유한 체적법인 Green-Gauss Node-Based를 이용하여 False diffusion을 줄여주고 정확성을 더욱 향상시켰다.

난류 모델은 시간 평균된 Navier-Stokes Equation을 이용하여 해석하는 RANS 기법 중 하나인 $SST-k\omega$ 모델을 사용하였다. $SST-k\omega$ 모델은 난류 소산률 해석을 위해 ϵ 과 ω 방정식을 조합한 모델이며, 입구경계조건과 상류에 대한 민감도 극복을 위해 사용하는 모델이다. 공력해석에서 다른 모델에 비해 보다 높은 정확도를 갖기 때문에 많은 연구 주제에서 사용되고 있는 모델이다[12]. 블레이드 표면에서의 경계조건은 No slip condition을 적용하였다.

2.3 격자계 형성

그리드는 약 1500만개로 구성되어 있으며, 격자계는 사면체(Tetra)를 이용한 비정렬 격자로 짜여 있다. 전통적인 정렬격자를 사용하여 후류 영역까지 끝단 와류를 포착하려는 방법은 정렬격자 배열의 규칙성과 격자 크기에 따른 비효율성, 격자의 해상도에 따른 끝단 와류의 빠른 확산 등의 문제점을 가지고 있다[13-15]. 최근에는 이러한 정렬격자의 단점을 극복하기 위하여 비정렬 격자계를 이용하는 방법이 대두되고 있다[16]. 비정렬 격자계는 격자배치의 불규칙성으로 인하여 원하는 유동영역에 대한 격자적응이 매우 용이하므로 끝단 와류가 존재하는 영역에 대하여 국부적으로 해상도를 증가시킬 수 있으며, 따라서 끝단 와류에 대한 수치적 확산을 최소화하여 로터 후류뿐만 아니라 블레이드에서의 정확한 공력 성능 예측이 가능한 장점이 있다[11].

본 논문은 후류모델링 없이 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 외동의 생성과 전달을 직접 포착하려는 것이므로 충분한 계산영역을 확보하기 위하여 직경이 블레이드 반경의 5배이고 높이가 4.5배인 원통형 영역에 격자를 배치하였다. 격자 개수를 최소화하기 위해 도메인을 3구역으로 나누어 블레이드에 가까운 영역에서부터 바깥쪽으로 격자의 개수를 점층적으로 줄여나갔다. 그림 2.1, 2.2는 생성한 해석 유동 영역에 대한 그림이다.

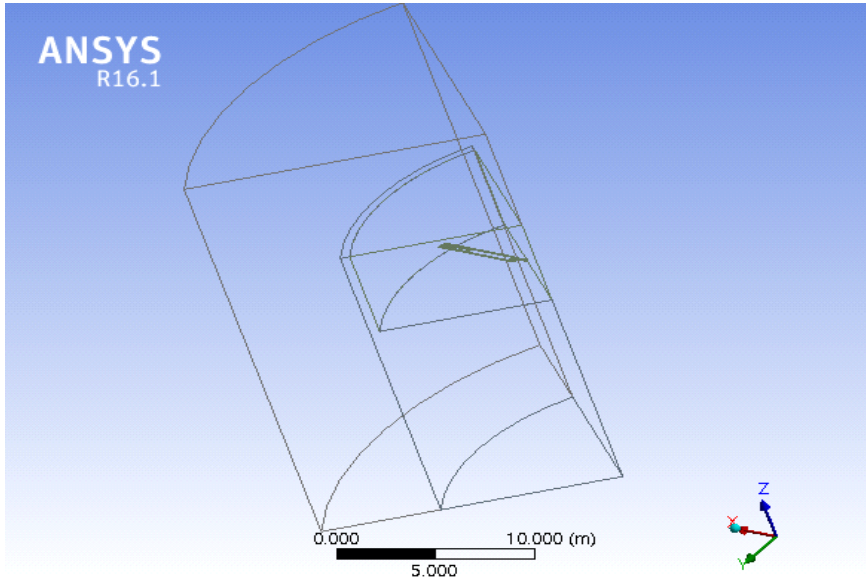


그림 2.1 해석 유동영역의 Geometry

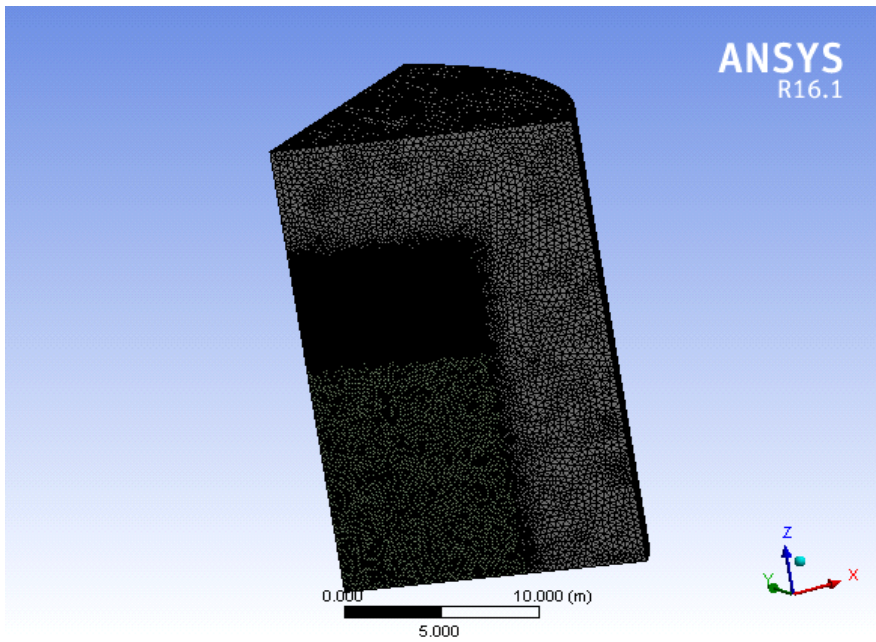


그림 2.2 해석 유동 영역의 격자

블레이드에 대한 세부적인 격자 구성은 다음과 같다. 추력의 정확한 예측을 위해 Leading Edge 부근에 0.001m 크기의 격자를 몰아주었다. 이에 대한 자세한 그림은 그림 2.3, 2.4에 나타내었다.

또한 격자의 질을 향상시키기 위해 Y+를 1로 만들어 주었다. Y+란 격자의 질을 판단하는 중요한 지표로서, 격자질과 유동장의 Reynolds 수의 함수로 되어 있다. 이는 Boundary layer에 발생하는 모든 결과 값에 영향을 미치며, Adverse pressure gradients, Pressure drop, Heat transfer, 특히 헬리콥터의 공력 해석 시 항력, 즉 Torque값과 밀접한 연관이 있다. 그렇기 때문에 각 난류 모델에 따른 올바른 Y+를 지정해 주는 것이 무엇보다 중요하다.

요구되는 Y+ 값을 구하기 위한 First cell height는 다음과 같은 식을 통해 구하였다. 먼저 블레이드 Geometry의 크기에 따른 특성을 바탕으로 Reynolds number를 계산하였다.

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (2.7)$$

여기서 ρ 와 μ 는 각각 유체의 밀도와 점성도를 나타내며, U 는 자유흐름 속도, 그리고 L 은 Characteristic length를 의미한다. 본 연구의 해석 조건에 맞게 계산된 Reynolds Number는 약 6.115×10^6 이다.

다음으로 Y+ 정의는 다음과 같다.

$$y+ = \frac{\rho U_\tau \Delta y_1}{\mu} \rightarrow \Delta y_1 = \frac{y+ \mu}{\rho U_\tau} \quad (2.8)$$

여기서 Δy_1 은 First Cell height를 나타내며, U_τ 는 마찰 속도이다. 마찰 속도는 다시 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (2.9)$$

여기서 τ_w 는 Wall shear stress를 나타내며, 이것은 다시 표면 마찰 계수인 C_f 의 함수로 나타낼 수 있다.

$$\tau_w = \frac{1}{2} C_f \rho U^2 \quad (2.10)$$

이와 같은 과정을 거쳐 First cell height를 구할 수 있다. 해석 조건에 맞게 계산된 First cell height는 4.846e-6m 이다. 블레이드의 Boundary layer의 격자를 구성할 때에 위와 같은 값을 지정하여 Torque 값이 보다 정확하게 나올 수 있도록 하였다. 블레이드 경계층의 격자 구성과 관련된 그림은 그림 2.5에 나타내었다.

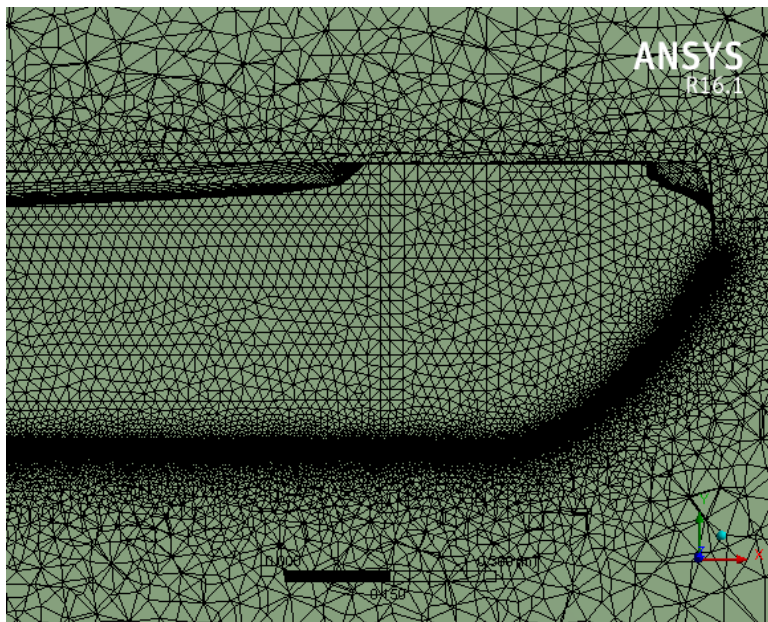


그림 2.3 XY 단면으로 본 스펀 방향으로의 블레이드 격자 분포

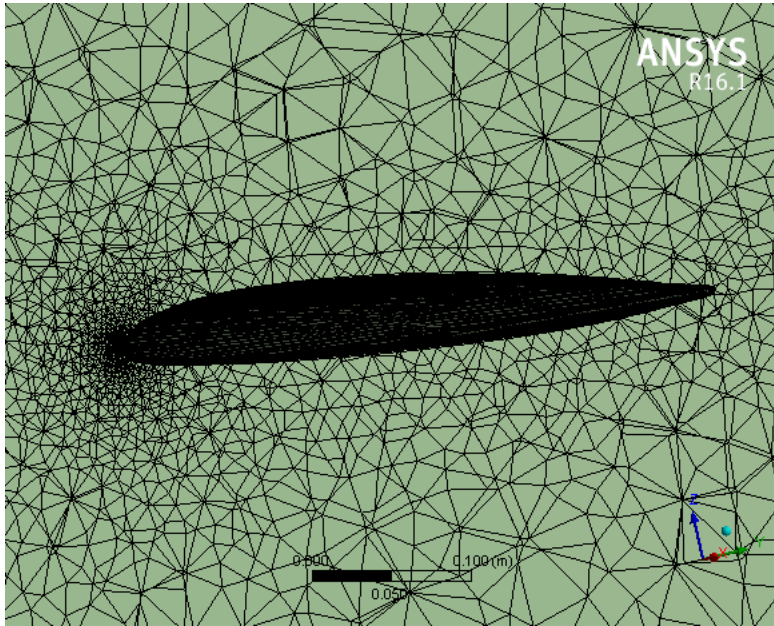


그림 2.4 YZ 단면으로 본 Airfoil 주위의 격자 분포

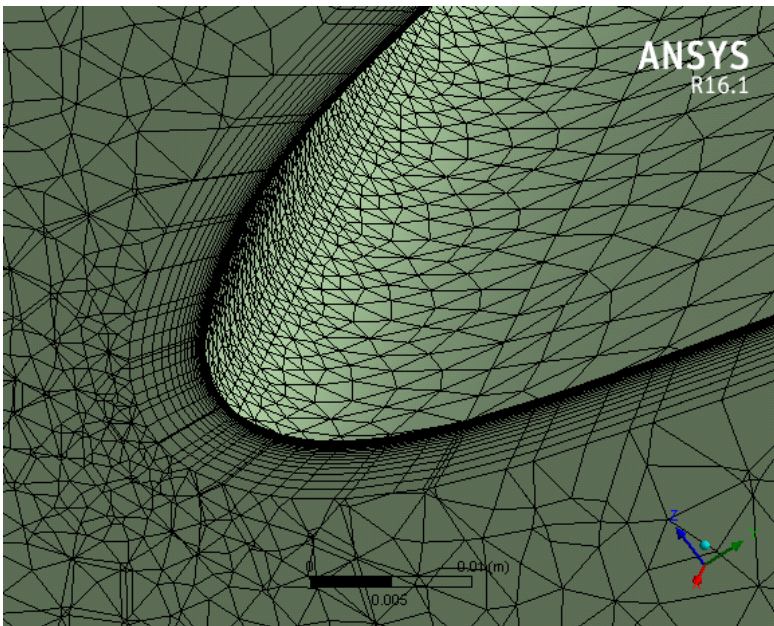


그림 2.5. Y^+ 를 1로 맞춘 블레이드의 경계층 격자 분포

격자가 잘 짜여 있는지 판단하는 또 다른 방법은 격자의 Skewness와 Orthogonality를 판단하는 방법이다. 표 1은 일반적으로 FLUENT에서 Skewness와 Orthogonality의 Quality를 판단하는 기준이다.

표 1. Skewness와 Orthogonal quality의 격자 질 판단 기준

Skewness	Outstanding	Very good	Good	Sufficient	Bad	Inappropriate
	<u>0-0.25</u>	0.25-0.50	0.50-0.80	0.80-0.95	0.95-0.98	0.98-1.00
Orthogonal quality	Outstanding	Very good	Good	Sufficient	Bad	Inappropriate
	0.95-1.00	<u>0.70-0.95</u>	0.70-0.20	0.15-0.20	0.001-0.15	0-0.001

본 논문에서 구성된 격자의 Skewness는 **0.2417**로 가장 높은 기준에 속한다. 또한 Orthogonality는 **0.83509**로 Skewness와 마찬가지로 충분히 높은 기준에 속하므로 격자의 질은 잘 짜여 있다고 볼 수 있다.

2.4 경계 조건

EC155 헬기는 총 5개의 메인로터 블레이드로 이루어져 있다. 따라서 효율적인 해석을 위해 한 바퀴를 72°씩 다섯 영역으로 분할하고, 주기 경계조건(Periodic boundary condition)을 주어 해석을 진행하였다[17]. 제자리비행시에는 유동이 준 정상상태에 있다고 가정할 수 있으므로, 한 개의 블레이드에 대해서만 계산을 수행한 후 주기 경계조건을 도입하여 계산하여도 전체를 해석할 수 있다.

절대유동변수를 사용하여 블레이드의 벽면 경계조건을 로터의 회전속도인 342rpm과 동일하게 지정하였다. 절대유동변수를 사용하므로 외부 원방경계는 정지 상태로 보고 로터의 회전에 따라 질량 유량의 입출 흐름만 고려하였다.

본 연구에서는 Srinivasan 등이 제안한 방법을 사용하였다[18]. 이 방법은 유출류가 있는 부분에서는 유도속도를 구하기 위해 단순 운동량 이론을 사용하고, 그 외의 부분에서는 전체 질량 보존을 만족시켜주기 위해 3차원 근사 Point sink를 이용한 주기 경계조건을 사용한다. 이러한 방법은 헬리콥터 로터의 회전 유동장을 해석하는데 있어 정확성을 크게 잃지 않는 범위 내에 원방경계조건의 유동 영역의 크기를 줄임으로써 효율성을 증대시키는 효과를 가져왔다. 이러한 방법을 Source-sink 모델, 또는 Froude Condition 이라고 하며 제자리비행을 해석하는 여러 논문에서 많이 사용된 방법이다[19-24]. 원방 경계조건의 적용을 위한 개략도는 그림 2.6에 나타내었다.

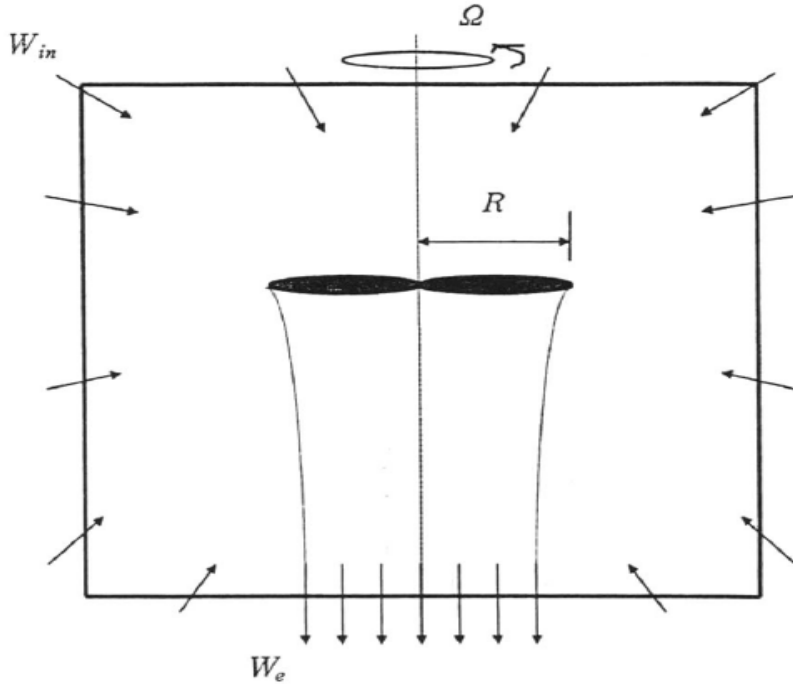


그림 2.6 원방 경계조건의 적용을 위한 개략도[17]

$$W_{\infty} = -\frac{M_{tip}}{4} \sqrt{\frac{C_T}{2}} \left(\frac{R}{d}\right)^2 \quad (2.11)$$

(2.11) 식으로 주어지는 속도는 외부로부터 로터 허브로 빨려들어가는 전체 유입류 속도의 크기를 의미한다. 여기서, d 는 소멸점인 로터의 회전중심으로부터 특정 원방 경계점까지의 거리이다. 따라서 유출류가 있는 위치를 제외한 곳에서는 (2.11) 식의 속도를 성분으로 분해하면 된다.

(2.11) 식은 다음과 같은 과정을 통해 유도되었다. 먼저, 헬리콥터 제자리비행시의 운동량 이론으로부터 로터 회전면으로 유입되는 유동의 속도 v_{∞} 은 다음과 같다.

$$v_{\infty} = -\sqrt{\frac{C_T}{2}} M_{tip} \quad (2.12)$$

질량보존을 만족시키기 위해 로터 회전면을 통해 들어오는 질량 유량이 로터 중심으로부터의 거리 d 만큼 떨어진 구 표면을 통해 들어오는 질량유량과 같다고 하면, 다음과 같은 등식이 만들어지며,

$$4\pi d^2 \rho W_{\infty} = \pi R^2 v_{\infty} \rho \quad (2.13)$$

(2.13) 식에 식 (2.12)를 대입하고 정리하면 식 (2.11)을 얻을 수 있다.

한편, 아래면의 중앙에 적당한 반경의 영역을 유동이 균일하게 흘러 나가는 출구라고 가정하면, 그 크기는 로터 운동량 이론으로부터 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$W_e = -2M_{tip} \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (2.14)$$

이제 이 두 속도를 아는 값으로 하여 특성형 입/출 경계조건을 적용시켜, 아래면의 중앙에 특성곡선 형태로 유동이 빠져나갈 수 있도록 한다.

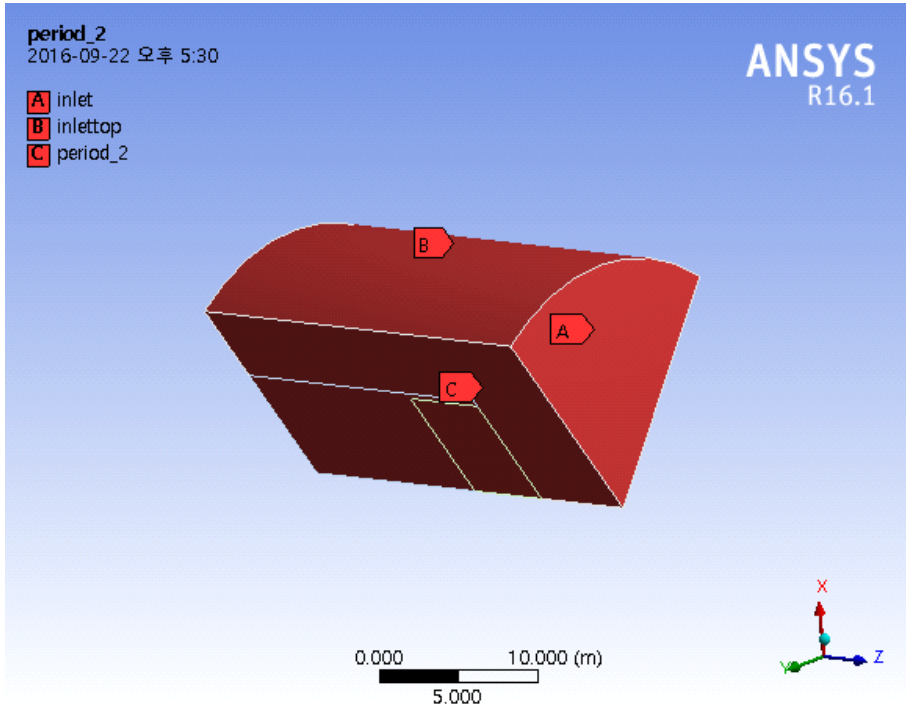


그림 2.7 해석 영역의 경계조건

위와 같은 원방 경계조건을 Fluent 내에서 구현하기 위해 다음과 같은 경계조건을 대입하였다. 해석 영역의 경계조건은 그림 2.7에 명시하였다.

Inlet과 Inlet-top 경계조건은 Velocity inlet으로 속도 W_e 를 지정해 주었다. 수식은 FLUENT의 User Defined Function(UDF)을 통해 코드로 구현하였다. 작성한 코드는 부록에 첨부하였다.

Outlet 경계조건도 마찬가지로 $\frac{1}{\sqrt{2}}R$ 만큼의 부분을 제외한 부분은 위와 동일하게 로터 허브 방향으로 Flow가 빨려 들어가게 지정하고, $\frac{1}{\sqrt{2}}R$ 에 해당하는 부분은 W_e 의 속도로 아래로 빠져나가게 구현하였다. 이에 따라 계산되는 \dot{m} 은 0에 가까워지면서 Continuity가 수렴된다는

것을 확인할 수 있다. 위와 같은 방법을 통해 무차원화된 공력 특성 값인 C_T 와 C_Q , FM 을 구하였다. 위 변수들의 계산식은 다음과 같다.

$$C_T = T/\rho_\infty \pi R^2 (QR)^2 \quad (2.15)$$

$$C_Q = Q/\rho_\infty \pi R^3 (QR)^2 \quad (2.16)$$

$$FM = C_T (C_T/2)^{1/2} / C_Q \quad (2.17)$$

로터가 돌아가며 만드는 Disk의 위로 수직인 방향으로의 힘은 헬리콥터의 추력을 나타내며, Airfoil에서 같은 힘의 방향을 나타내는 Lift를 통해 수렴성을 판단할 수 있다. 마찬가지로 Airfoil 형상에서 나타내는 모멘트 계수는 헬리콥터의 토크 계수와 같기 때문에 두 변수를 통해 구하고자 하는 추력계수와 토크계수를 구하였다. 그림 2.8, 2.9에서 Iteration이 진행될수록 값이 한 곳으로 수렴하는 것을 볼 수 있고, 이를 통해 구하고자 하는 값의 수렴성을 판단하였다. Iteration은 약 20,000번 정도 진행되었고, 계산은 Intel CPU 2.4Ghz 24 Core 로 약 6일 정도 소요되었다.

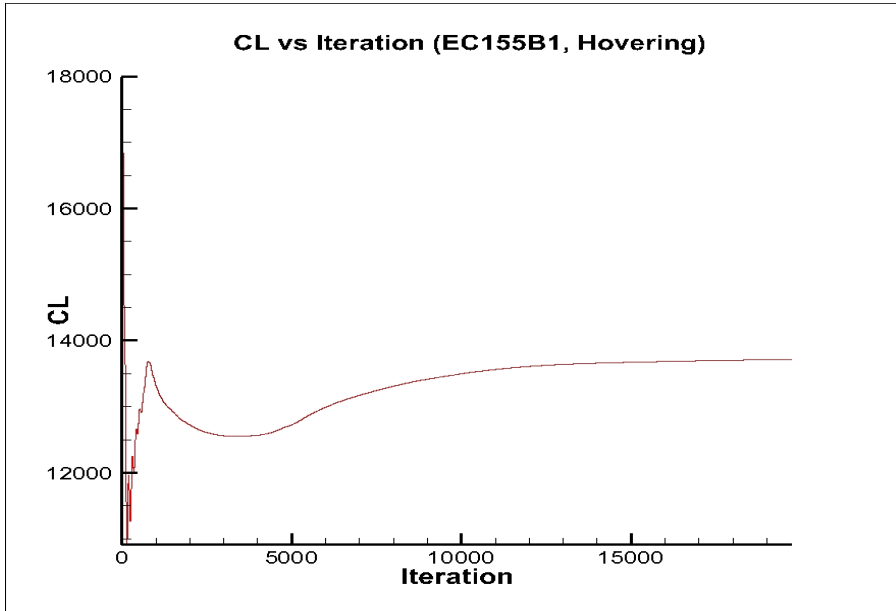


그림 2.8 C_L vs Iteration

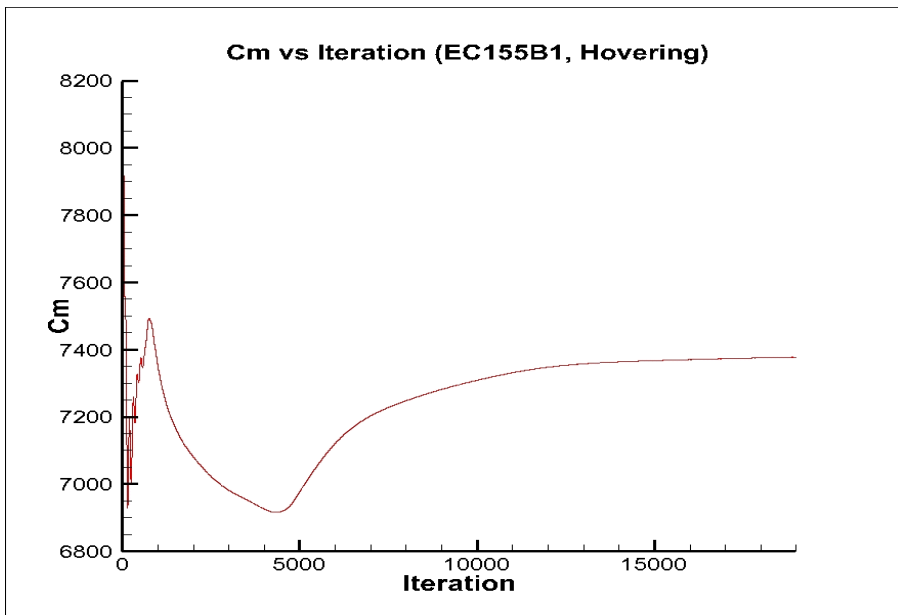


그림 2.9 C_m vs Iteration

2.5 공력 해석 검증

2.5.1 블레이드 형상

EC155B1 헬리콥터 블레이드는 Eurocopter 社에서 만든 것으로, 1997년에 처음으로 양산되어 1999년부터 현재까지 가용되고 있는 헬리콥터의 주 로터이다. 현재는 대한민국 정부가 산업기술혁신사업으로 추진하는 LCH 과제에 기본이 되는 블레이드로 연구되고 있다. 공력성능 검증에 사용된 로터 블레이드의 형상정보는 군사적인 기밀로 인해 본 논문에는 명시하지 않았다.

본 연구에서 사용한 블레이드는 현재 고양력 저소음 최적화를 위해 연구되고 있는 형상이다. 이것은 양력을 높이기 위한 탭과 소음을 저감하기 위해 Parabolic Swept된 Tip shape이 적용된 것이 특징이다. 사용된 블레이드와 같이 깃끝 앞전을 후퇴시키게 되면, 천음속 영역에서의 압축성 효과를 지연시키고, 소음을 줄여주며, 스핀방향 순환분포 변화에 의한 정지비행성능 증가, 진동하중의 감소 등의 효과를 얻을 수 있다. 또한 전진회전(Advancing side) 시에는 블레이드의 앞전을 들게 만들어 블레이드 끝의 양력이 양이 되는 방향으로 비틀림 모멘트를 발생시키고, 후진회전(Retreating side) 시에는 동적실속을 막아주는 등 많은 장점을 가지고 있다[25]. 그러나 이러한 후퇴깃의 사용은 로터 평면의 앞쪽 절반 영역($90 < \psi < 270$)에 있어서는 직사각형 깃의 경우보다도 압축성이 더욱 강하게 나타나는 Lag 현상이 일어날 수도 있다. 그림 2.10에 EC155B1 블레이드 형상을 나타내었고, 각 블레이드에 사용된 Airfoil 형상과 planform, 비틀림각 분포 및 끝단 형상은 마찬가지로 기밀로 인해 명시하지 않았다.

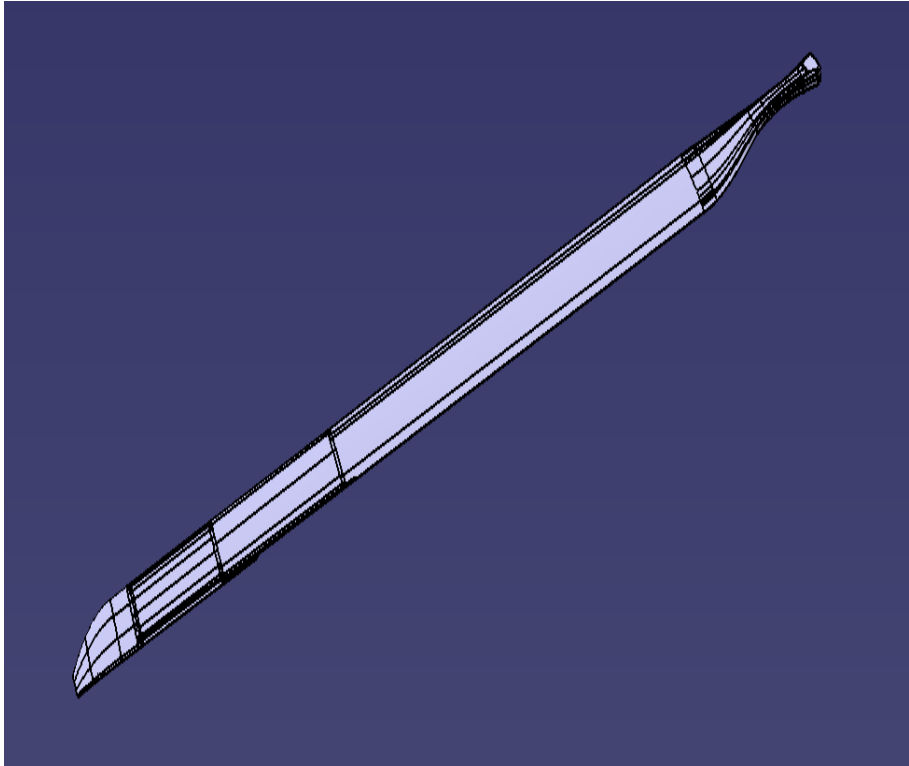


그림 2.10 CATIA로 구현한 주로터 블레이드 형상

2.5.2 공력성능 검증

공력성능 검증은 EC155B1 블레이드의 Reference 값을 활용하였다. 컬렉티브 각도 별 추력계수 및 토크계수를 그림 2.11-12에 명시하였다. 해석 결과는 Reference 값과 약 6% 오차 범위 내에서 유사한 결과를 보였다.

그림 2.13-14에는 컬렉티브 각도 별 FM을 나타내었다. 결과값이 Reference와는 다소 차이를 보이고 있지만, 공동 과제를 진행한 항우연과 카이스트의 공력 해석 결과와는 유사한 경향성을 띄는 것을 알 수 있다. 이러한 이유는 AH사에서 제공한 Reference 값이 실험값이 아닌 해석값이라는 점과, 조건이 다른 환경에서 진행된 예측치 이기 때문일 것으로 판단된다. 따라서 본 논문에서 도출한 공력 해석 결과는 Reference 값과의 유사성을 띄는 것으로 검증하고, 향후 형상변형을 통해 도출한 공력 계수들의 비교를 통해 최적화 연구를 진행하는 것으로 그 의미를 갖는다고 말할 수 있다.

해석 결과, 약 8도에서 컬렉티브 각도가 더 올라가더라도 제자리 비행 성능의 지표인 FM(Figure of Merit)이 더 이상 올라가지 않는다는 것을 알 수 있다. 추력계수의 비교에서는 컬렉티브 각도가 올라갈수록 계속 증가하는 것을 볼 수 있지만, FM에서는 각도가 높을수록 좋은 것이 아닌 효율이 가장 높은 최적의 컬렉티브 각도가 존재한다는 것을 알 수 있다. 이때의 추력값은 약 58515N으로, EC155 헬기의 무게인 4920kg이 하버링 시 여유 동력이 약 10000N 정도 남는 수준이다. 이러한 결과를 통해 약 8도에서의 제자리 비행 효율이 가장 좋다는 것을 알 수 있다. 따라서 실제로 비행기를 제작하여 임무를 수행할 시에는, 최소 8도 이상에서 비행해야 좋은 효율로 임무를 수행할 수 있다는 것을 알 수 있다.

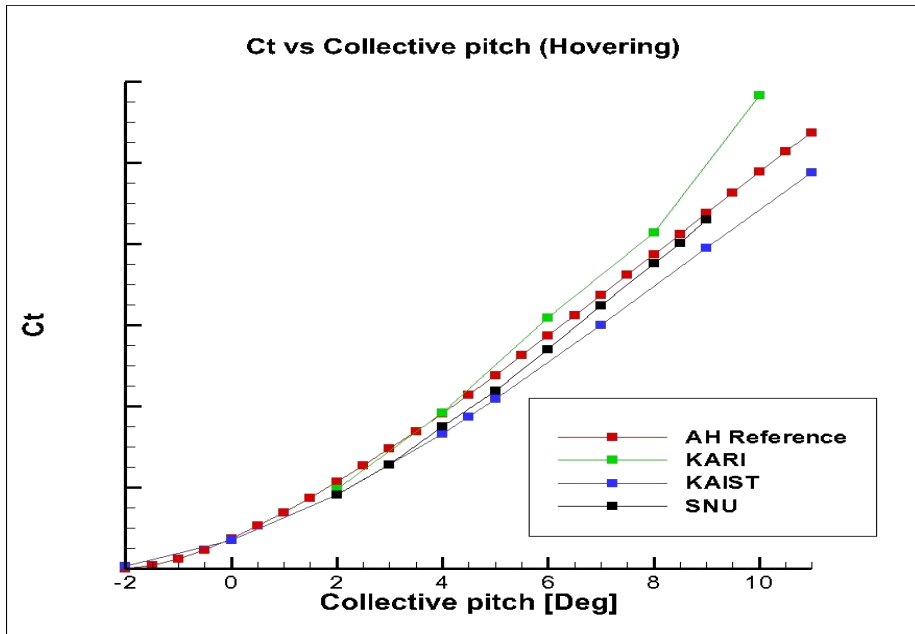


그림 2.11 C_t vs Collective pitch (EC155B1, Hovering)

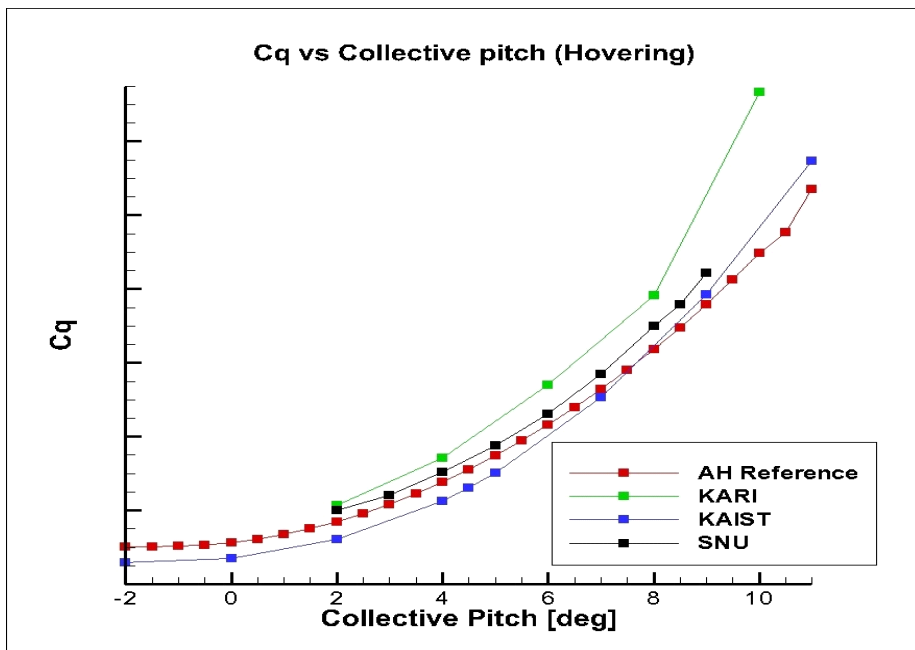


그림 2.12 C_q vs Collective pitch (EC155B1, Hovering)

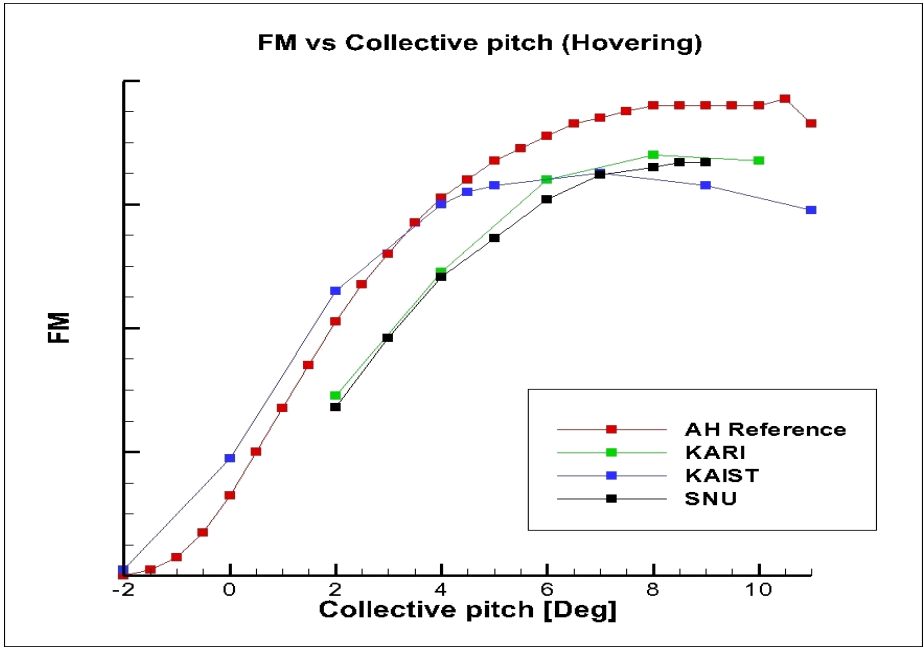


그림 2.13 FM vs Collective pitch (EC155B1, Hovering)

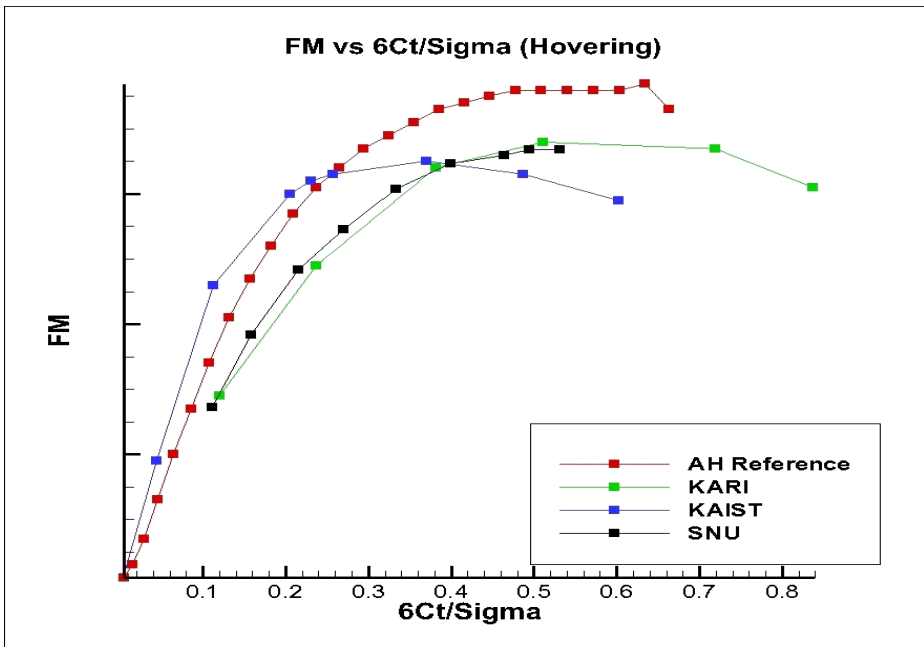


그림 2.14 FM vs $6C_t/\Sigma$ (EC155B1, Hovering)

블레이드 Tip Speed 역시 이론값과 일치하게 나온다는 것을 확인하였다. Tip Speed를 구하는 식은 다음과 같다.

$$V_{tip} = R\Omega \quad (2.18)$$

여기서 R은 블레이드 길이, Ω 는 각속도를 의미한다. 본 연구에 사용된 블레이드의 R은 6.301m, Ω 은 342 Rpm이다. Ω 는 단위 변환을 통해 rad/s로 나타내면, $\frac{342 \times 2\pi}{60} = 35.8 \text{ rad/s}$ 가 된다. 따라서 이론적으로 계산한 Tip speed V_{tip} 은 221.8m/s이다. 이것은 FLUENT로 해석한 결과에 대한 후처리에서도 동일한 결과가 나오는 것을 그림 2.15-16를 통해 확인할 수 있다.

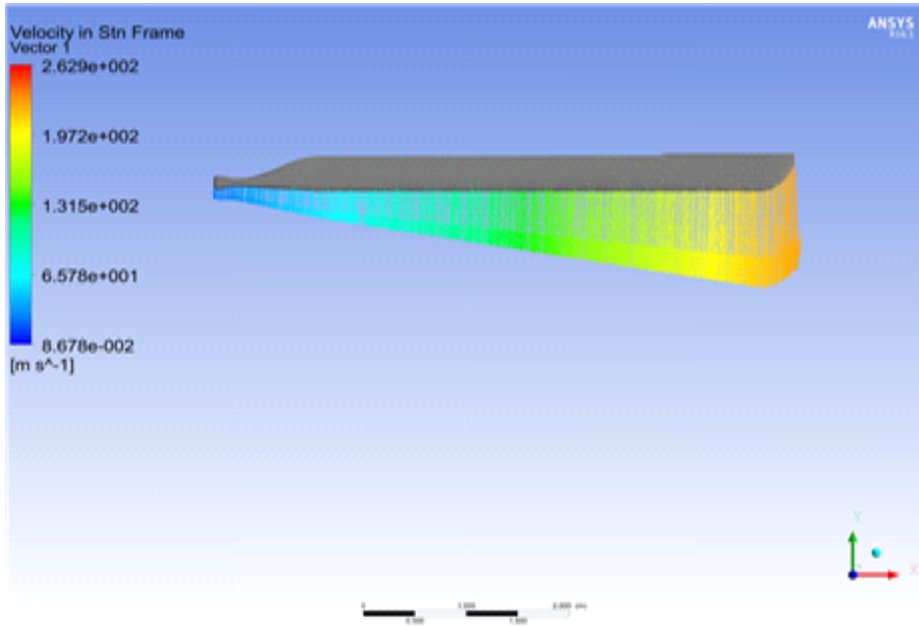


그림 2.15 회전 시 발생하는 블레이드에 수직한 표면 속도

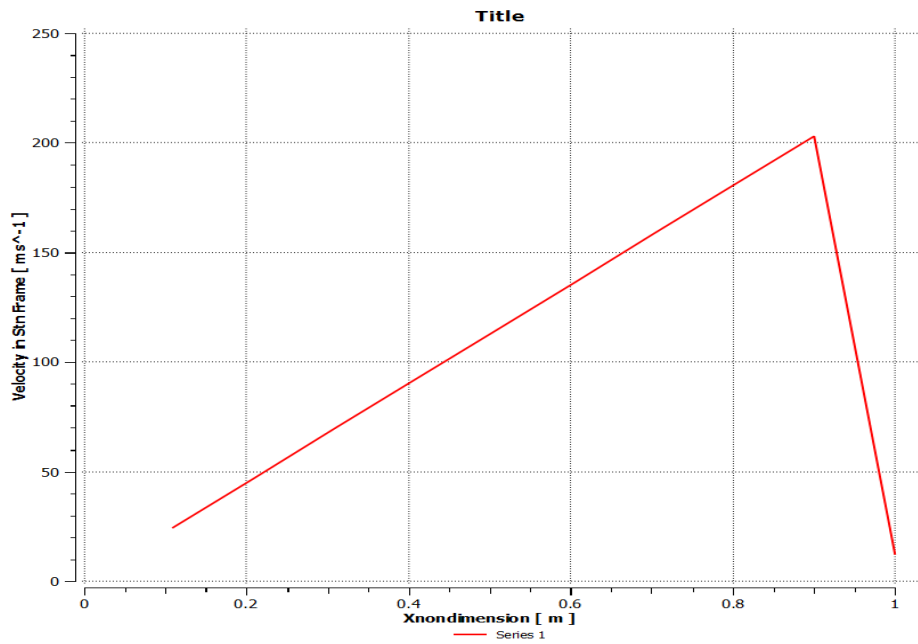


그림 2.16 회전 시 발생하는 블레이드에 수직한 표면 속도(Nondimension)

다음은 블레이드 주변에서 유동의 흐름과 속도 벡터의 방향성을 확인해 보았다. 이론적으로 하버링하는 헬리콥터의 주변에 발생하는 속도장의 속도 분포는 그림 2.17과 같다[26]. 로터의 윗부분에선 블레이드 아래로 빨려 들어가는 벡터 형태를 그리며, 축을 따라 내려갈수록 Wake의 반경은 점점 작아지게 된다. 마찬가지로 후처리를 통해 이론과 동일하게 속도 벡터 방향이 나오는 것을 확인하였다. 이러한 결과는 그림 2.18에 명시하였다.

또한 Velocity contour를 통해보다 더 넓은 영역에서 속도장이 어떠한 형태로 발생하는지, 속도의 크기는 어떠한지 확인하였다. 헬리콥터가 하버링할 때 로터 주변에 발생하는 Airflow의 모습을 그림 2.19에 나타내었다[36]. Airflow 역시 해석한 결과값을 통해 위 그림과 동일한 Contour가 나오는 것을 확인하였다. 해석한 Airflow는 그림 2.20에 명시하였다.

다음으로 블레이드에 수직으로 발생하는 속도 분포가 아닌, 블레이드 주변에서 회전하는 유동이 블레이드에 부딪혔을 때 어떠한 방향성을 갖는지 확인하였다. 이론적으로는 Airfoil의 LE부근에서 유동 속도가 0이 되고, 블레이드 위로 타고 올라갈수록 속도가 점차 증가하는 것을 알 수 있는데, 이와 같은 결과가 나오고 있음을 그림 2.21을 통해 확인할 수 있다. 추가로 본 해석은 2D Airfoil이 아닌 3D 해석 결과이기 때문에 Spanwise 방향으로 갈수록 속도가 블레이드를 타고 흐르는 속도가 더욱 강해지는 것도 확인할 수 있다. 마지막으로 속도장 주변에서 유동의 Streamline을 그려보았다. Streamline은 그림 2.22에 명시하였다.

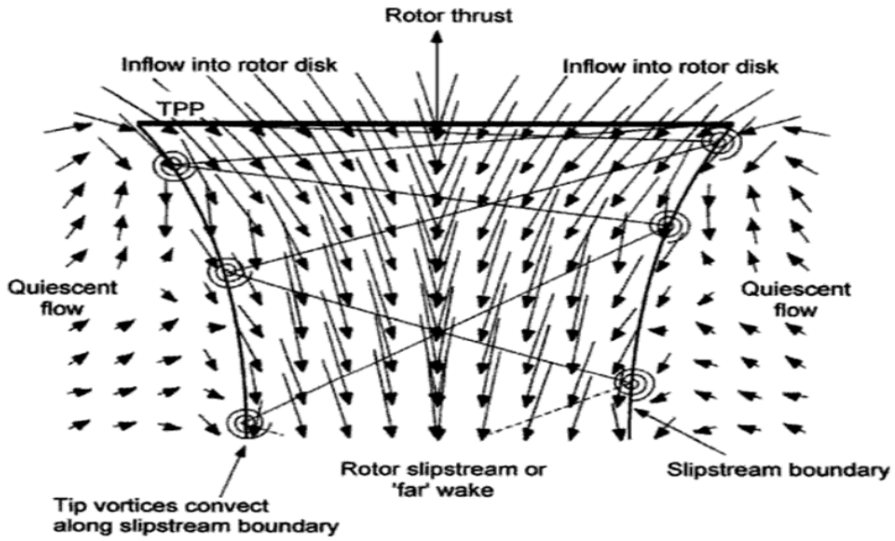


그림 2.17 회전하는 로터 주변의 속도장[26]

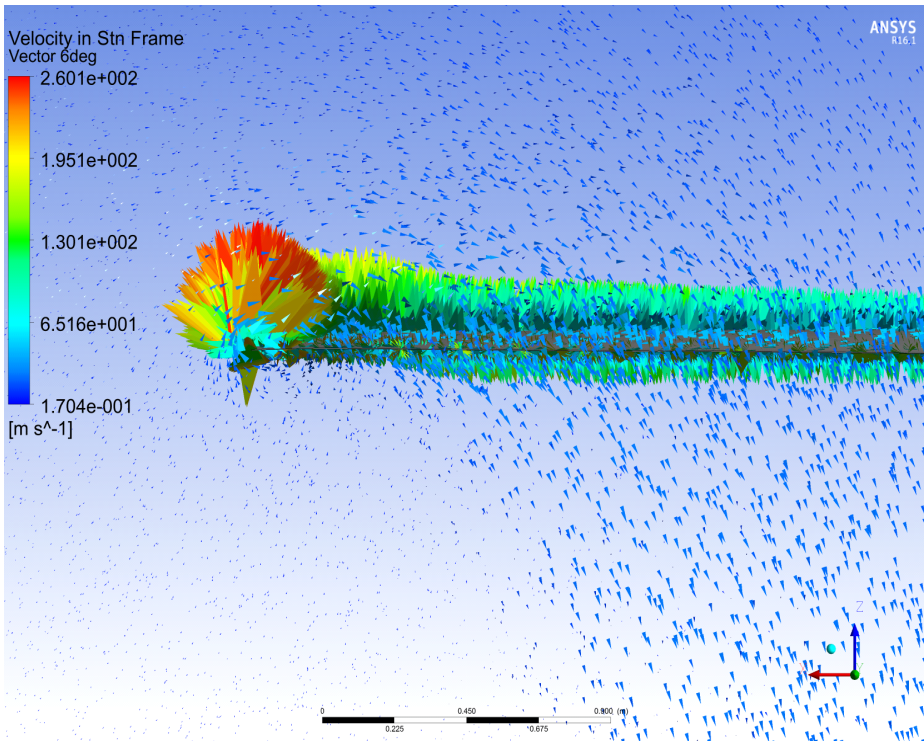


그림 2.18 회전하는 로터 주변의 속도장 해석 결과

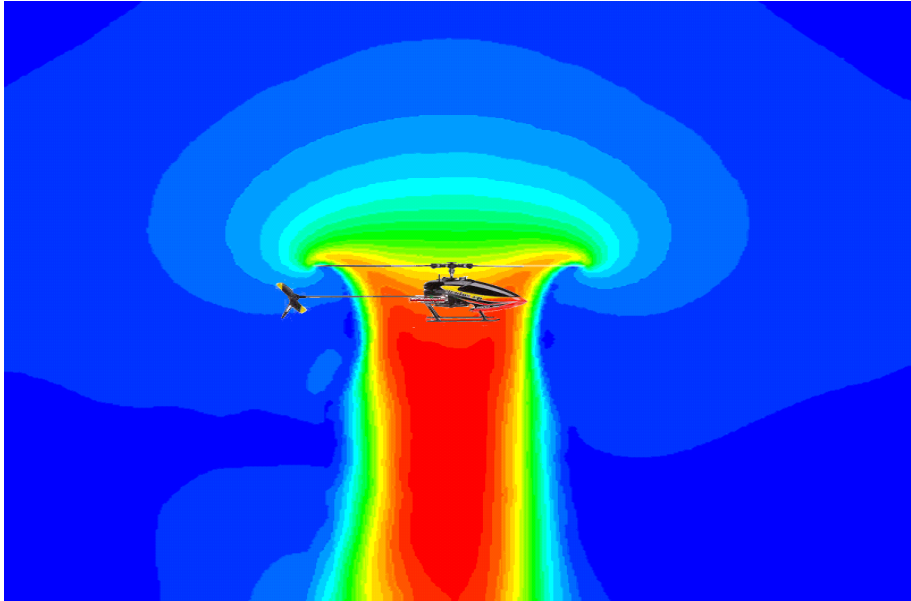


그림 2.19 하버링할 때 헬기 주변에서 발생하는 Airflow[27]

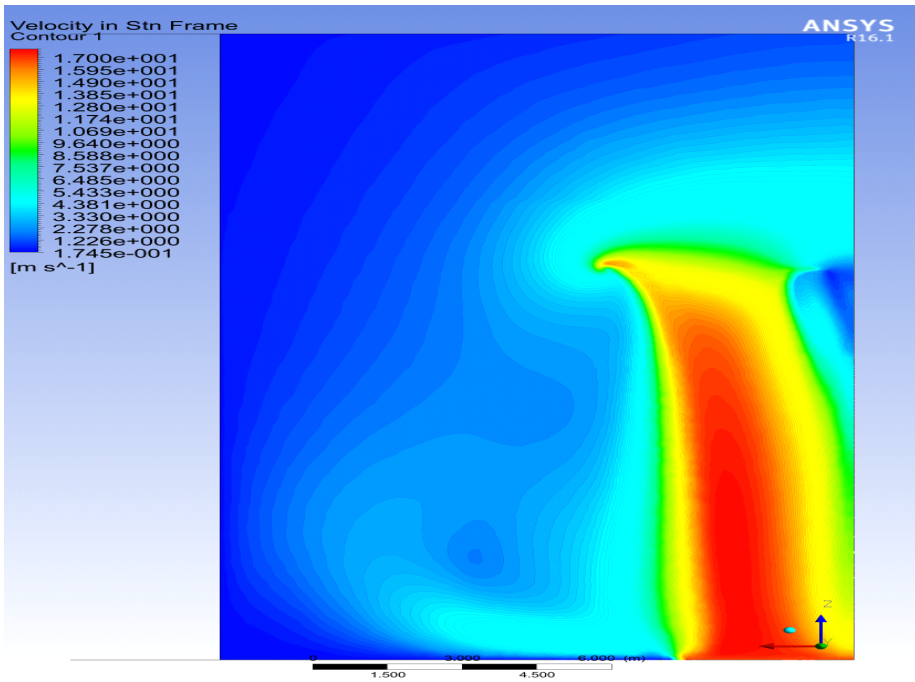


그림 2.20 하버링할 때 헬기 주변에서 발생하는 Airflow 해석 결과

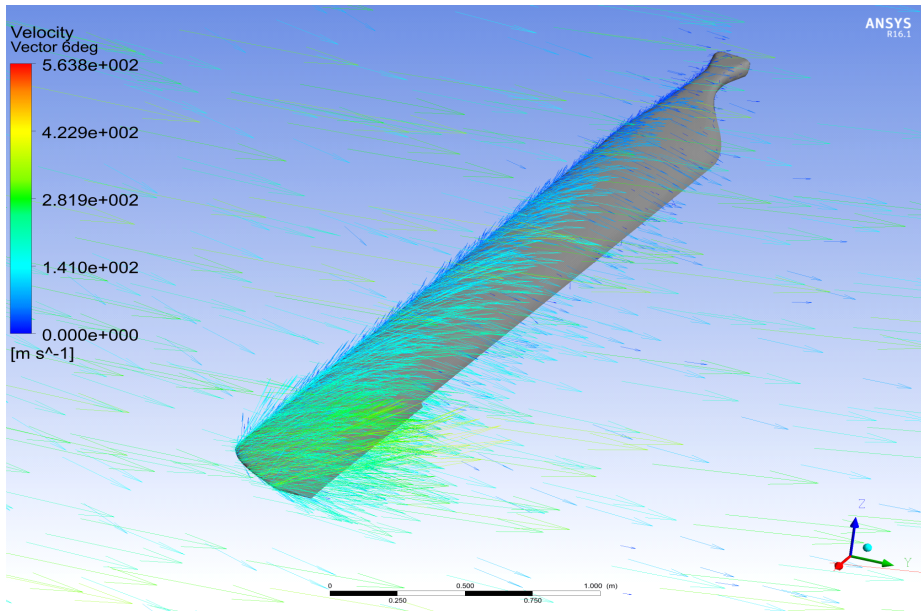


그림 2.21 회전하는 유동이 블레이드 주변에 부딪히며 발생하는 속도 벡터

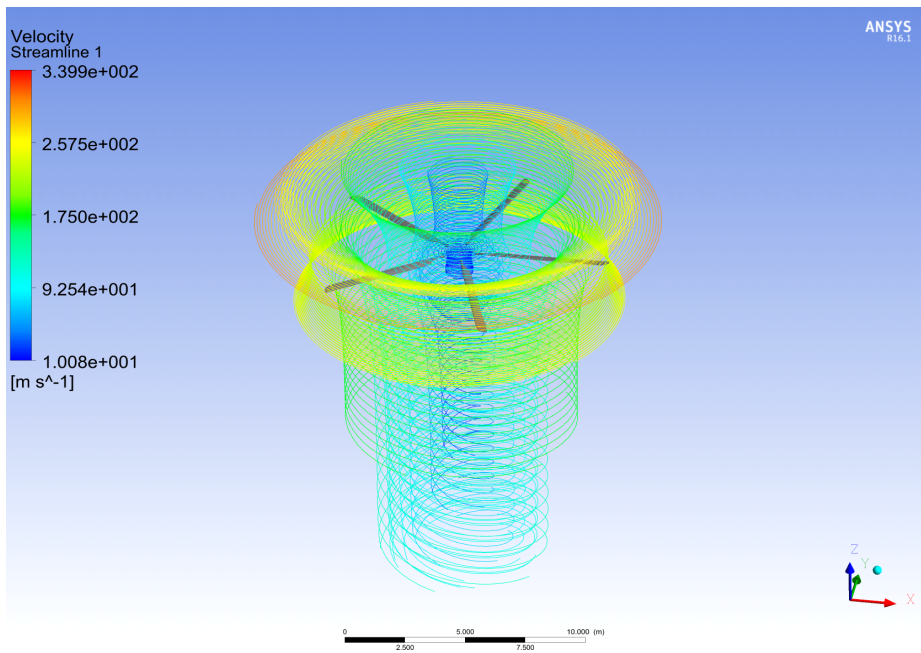


그림 2.22 속도장 주변에서의 Streamline

마지막으로, 로터에서 발생하는 후류를 예측하는 것은 헬리콥터 로터 블레이드의 해석과 공력학적 설계 측면에서 매우 중요하다. 특히 CFD에서의 후류 예측은 공력을 해석하는 데에 있어서 가장 중요한 문제이다 [28]. 컬렉티브 피치 각도가 6deg 일 때 블레이드 표면에서 떨어져나가는 후류를 그림 2.23에 명시하였다. 또한 전체 유동장에서 발생하는 Vortex line을 그림 2.24-25에 명시하였다. 그림 2.24는 약 두 바퀴 회전했을 때의 Vortex line을 그린 것이며, 그림 2.25는 Mesh의 크기를 상대적으로 크게 하였을 때의 Vortex를 도시한 것이다. 두 결과값을 통해 CFD에서 Vortex line은 Mesh의 크기와 밀접한 연관이 있다는 것을 확인하였다. 그림 30과 같이 Vortex line을 확인하기 위해선 Mesh의 크기가 Chord 길이의 10% 미만이어야 하며, 그렇지 않으면 그림 2.25와 같이 뭉개지는 형태의 그림이 나온다는 것을 확인하였다. 또한 초기 회전 시 Vortex는 line을 그리며 2~3바퀴 가량 원을 그리는 것을 볼 수 있는데, 시간이 지날수록 Line은 점차 Plane으로 바뀌는 것을 확인할 수 있다.

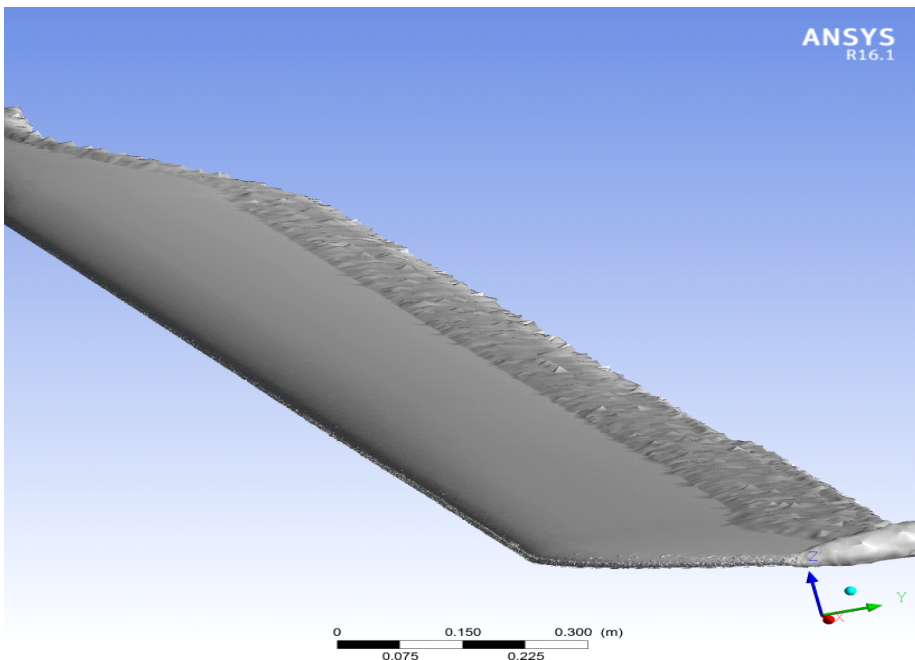


그림 2.23 블레이드 표면에서의 Wake

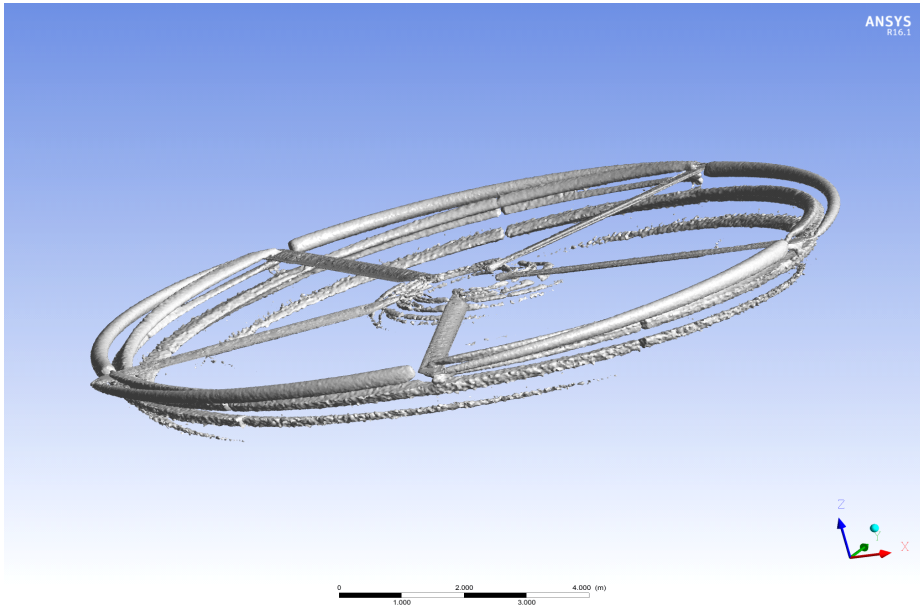


그림 2.24 유동장에서의 Vortex Line (2 rev)

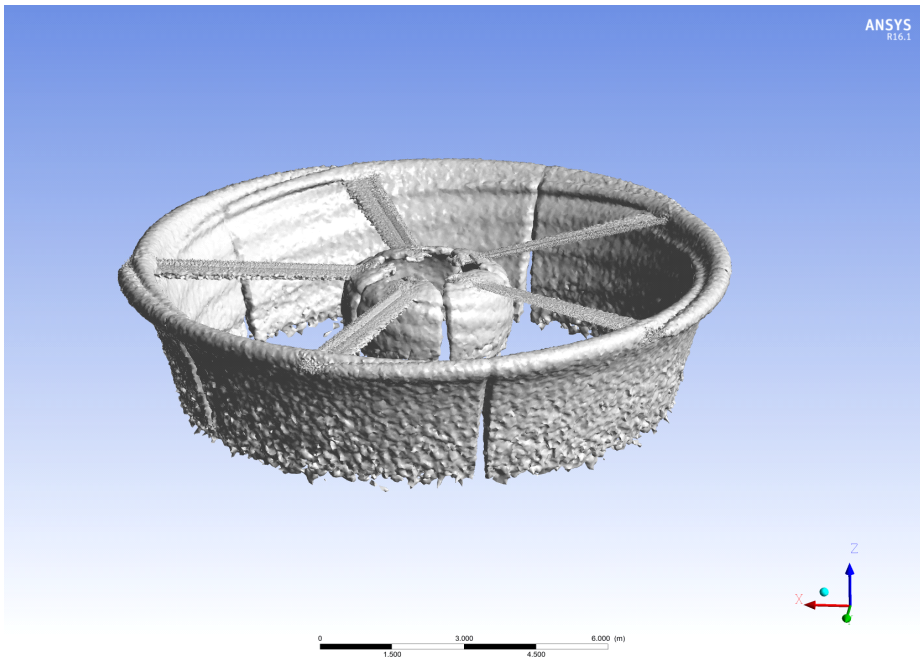


그림 2.25 유동장에서의 Vortex Line

2.5.3 UH-60헬기와 EC155헬기의 공력 성능 비교

현재까지 가장 많이 연구되어 있는 헬기인 UH-60 헬리콥터 블레이드와 공력 결과를 비교하였다. 이를 통해 EC155B1 블레이드가 얼마만큼의 공력 향상 결과를 갖는지 알아보았다. 표 2는 제자리비행 시 UH-60의 공력 Reference와 EC155B1 블레이드의 공력 해석 값을 비교한 것이다.

표 2. UH-60과 EC155B1 블레이드의 공력 비교[38]

	Thrust(N)	Power(KW)	F.M
UH-60 Ref. (10.5deg)	101,596	1,965	0.73
EC155B1 Ref. (10.5deg)	79,950	1,675	0.77 (0.04 ↑)
UH-60 Ref. (8.5deg)	78,956	1,383	0.707
EC155B1 Ref. (8.5deg)	64,150	1,222	0.76 (0.053 ↑)
EC155B1 CFD (8.5deg)	62,317	-	0.67

UH-60 헬리콥터의 최대 이륙 중량은 약 10ton이다. 이는 컬렉티브 피치 각도가 약 10.5도 정도 되면 얻을 수 있는 추력이다. 여기서 같은 컬렉티브 각도에서 두 헬기의 추력 비교는 헬기들의 크기나 블레이드의 면적이 다르기 때문에 의미가 없다. 하지만 제자리 비행 효율을 나타내는 FM을 통해 두 헬리콥터의 비행 효율을 비교할 수 있다. 10.5도에서 UH-60의 FM 값은 약 0.73이고, EC155 헬기의 FM 값은 약 0.77이다. 자료의 타당성을 위해 8.5도에서의 추력과 FM 값도 명시하였다. 마찬가지로 EC155B1 블레이드의 FM가 UH-60 블레이드에 비해 약 0.053정도 더 높은 것으로 나타났다. 이러한 결과를

통해 양력을 더욱 증가시키기 위해 탭을 고안하여 설계한 EC155 블레이드가 UH-60 헬리콥터에 달린 블레이드보다 더욱 좋은 효율을 낸다는 것을 알 수 있다.

3. 소음 예측

3.1 헬리콥터 소음원의 종류와 특성

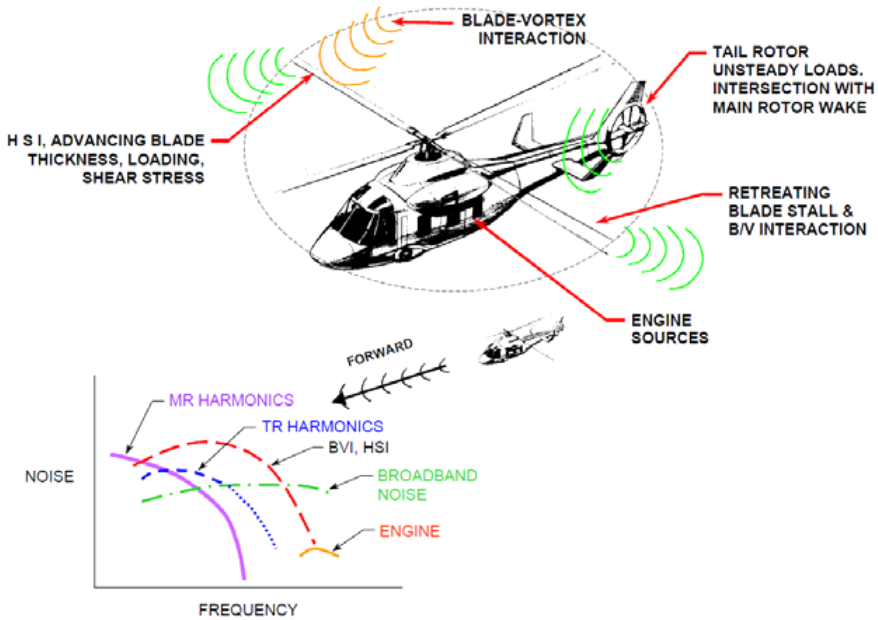


그림 3.1 회전익 항공기에서 발생하는 다양한 소음원[1]

헬리콥터 로터가 경험하는 공력 환경은 그림 3.1 에서 확인할 수 있듯이 매우 복잡하고 기본적으로 비정상 상태이다. 전진 속도를 갖는 헬리콥터의 로터는 로터 블레이드의 전진면에서는 전진 속도에 회전 속도가 더해져서 상대적으로 빠른 속도를 경험하게 되고 반대로 후퇴면에서는 전진 속도에 회전 속도만큼의 감소가 생겨 상대적으로 낮은 속도를 경험하게 된다. 이와 같이 로터의 전진면과 후퇴면이 경험하는 속도 차는 로터에 발생하는 공력을 비대칭적으로 만들게 되어 이를 사이클릭 피치 제어를 통해 양쪽의 공력 분포를 맞추게 된다. 또한 로터에 작용하는 공력, 공탄성 힘 성분들은 로터 블레이드의 플래핑 모션(Flapping), 리드레그 모션(Lead-lag), 피칭 모

선(Pitching)을 일으키기도 한다[29].

이와 같은 비정상 상태에서 운용되는 로터 블레이드는 공기역학적 현상을 일으키며 복잡한 소음발생 메커니즘을 가지게 된다. 헬리콥터에서 방사되는 소음은 푸리에 스펙트럼의 특성에 따라 크게 두 가지로, 불연속 주파수 소음(Discrete frequency noise)과 광대역 소음(Broadband noise)으로 나누어질 수 있다. 불연속 주파수 소음으로는 회전소음(Rotational noise), 상호작용 소음(Interaction Noise) 등이 있으며, 광대역 소음은 난류 유입소음(Turbulence ingestion noise), 블레이드 자체 소음(Blade self noise), 와류소음(Vortex noise) 등이 있다 [30]. 그 밖의 엔진내부 소음, 드라이브 트레인 및 기어박스에서 발생하는 소음과 꼬리 로터에 의한 소음은 주 로터에 의한 소음에 비해 그 영향이 작기 때문에 헬리콥터 공력소음 예측에서는 고려하지 않는다.

3.1.1 불연속 주파수 소음

헬리콥터 소음 스펙트럼에서 우선적으로 발견되는 톤들은 회전익 통과 주파수(Blade passing frequency, BPF)의 정수배인 하모닉에서 발생하는 순수 톤들이며 불연속 주파수 소음으로 분류된다. 이들은 블레이드의 회전과 함께 항상 일정하게 반복되는 공력 교란에 의한 소음이다. 불연속 주파수 소음은 보통 두께소음(Thickness noise), 하중소음>Loading noise), 블레이드 와류 상호작용 소음, 고속충격 소음으로 구분된다[30].

회전소음은 블레이드가 회전함에 따라 블레이드가 주위의 공기에 힘을 가해주는 작용에 의해 발생하는 소음으로서, 블레이드에서 발생하는 양력이 그 주요 원인이다. 방위각을 기준으로 회전하는 로터 블레이드에 작용하는 다양한 하중들은 저주파 소음을 발생시킨다. 또한 두께 소음과 하중 소음은 회전 소음들로 선형 공기역학 이론과 관계된다. 로터 블레이드가 회전함에 따라 블레이드가 지나간 자리에는 공기가 채워지게 되는데, 이때 블레이드 주변 유체의 가속

현상을 통한 공력 교란으로 인해 좌우되는 근접장에서의 음압의 크기는 블레이드의 두께에 의해 결정되므로 두께소음이라고 불린다. 또한 낮은 마하수를 가지고 회전하는 블레이드에서 발생하는 소음 중 블레이드의 주기적인 공력하중의 변화 효과에 의해 하중소음이 발생하는데 이는 회전면과 수직으로 방사하게 되며 지면에서 관측하게 될 때 회전면 방향으로 방사하는 두께소음에 비해 큰 크기를 갖는다. 두께 소음이 블레이드에 의한 유동장의 유체 변위로 인한 소음인 것에 비해, 하중 소음은 블레이드 표면이 움직이면서 유체에 작용하게 되는 힘에 의해 발생하는 소음이다. 하중 소음은 비충격 하중의 하모닉 성분에 관계되며 블레이드 와류 상호 간섭 소음에 의한 충격 소음과 광대역 소음에 관련된 하중 소음과는 구분되는 소음원이다.

이전에는 블레이드 타격 소음(Blade slap)으로 알려졌던 BVI는 블레이드 깃단에서 발생한 강한 와류가 뒤에 오는 블레이드에 간섭을 일으켜 발생하는 소음으로, 블레이드 표면이나 근처의 난류 유동과 관련된 블레이드 하중 변화로 인한 광대역 소음 성분과는 구별된다.

마지막으로 높은 전진 속도에서 전진면의 로터 블레이드는 로터 평면 방향으로의 강한 충격 소음을 발생시킨다. 이 소음원을 HSI 라고 하며 피크 레벨은 헬리콥터 앞쪽에 위치하고 블레이드 주위의 천음속 유동에 의해 발생한다[29]. 이론적으로 일반적인 제자리 비행의 경우 BVI와 HSI는 발생하지 않는다. HSI와 BVI같은 특별한 상황에서의 소음을 제외한, Steady 상태에서의 하버링 소음을 Gutin noise 라고 부르기도 한다.

3.1.2 광대역 소음

헬리콥터 소음 스펙트럼에서 넓은 주파수 영역에 걸쳐 연속적인 스펙트럼을 가진 소음이다. 광대역 소음은 난류 유입 소음, 블레이드 후류 간섭 소음(Blade-wake interaction), 블레이드 자체 소음 등 그 특성을 결정짓기가 매우 어려운 임의의 교란으로 발생하는 소음

이다. 또한 8승에 비례하는 속도 의존도를 보이기 때문에 음향학적으로 사극(Quadrupole)으로 분류하기도 한다[30]. 로터에 유입되는 난류의 유입은 불연속 주파수 소음과 광대역 소음 둘 모두를 가능하게 하지만, 보통 대기 중에서 발생한 난류에 의한 소음은 광대역 소음에 속하며 그 소음 발생 구조는 아직 확실히 규정 되지 않고 있다[31].

블레이드 자체 소음은 블레이드 자체에서 발생한 난류에 의해 발생하는 소음원이다. 블레이드 표면 경계층의 박리 등으로 인한 난류로 인해 블레이드 표면의 비주기적인 압력 섭동이 발생하게 된다. 블레이드 자체 소음에는 뒷전과 경계층 난류와의 상호 간섭에 의한 난류 경계층 소음, 블레이드 끝단과 끝단 와류의 상호 간섭에 의한 끝단 소음, 블레이드 실속에 의해 생기는 난류 상호 간섭에 의한 실속, 박리 소음 등이 있으며 그 발생 구조가 매우 복잡하여 실험 등에 의해 구해진 예측 식 등을 이용하여 소음 예측을 수행한다[32]. 그림 3.2는 헬리콥터 로터에 의해 발생하는 각 소음별 방향성을 보여준다.

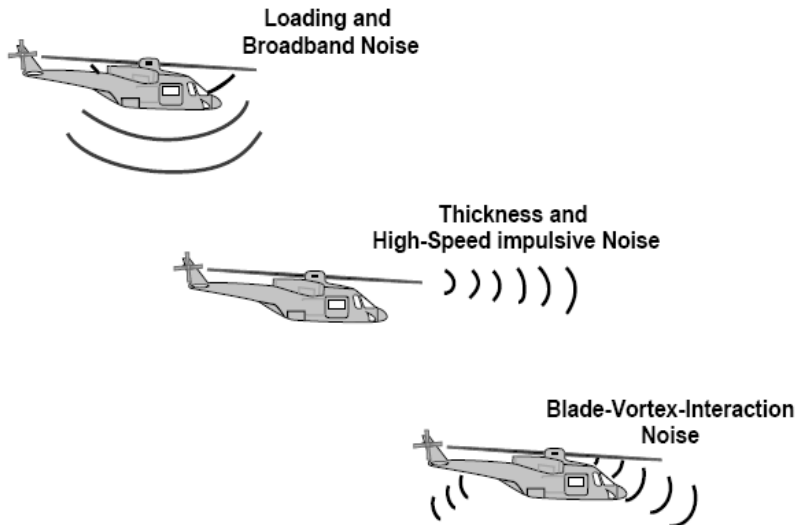


그림 3.2 헬리콥터 로터에 의해 발생하는 소음의 방향성[1]

3.2 소음 예측 모델

3.2.1 음향상사법

헬리콥터 블레이드는 공기 중에 노출되어 있는 구조물로서 그 주요 소음원은 공력 소음원의 특징을 갖는다. 회전하는 특징으로 인해 회전 속도에 비례한 주파수 성분이 발생한다. 이는 저주파 톤 성분이 되며 주로 두께소음과 하중소음이 BPF 특성을 갖게 된다. 이러한 소음원 성분들은 주로 Lighthill의 음향상사법을 기반으로 하는 FW-H equation을 적용하여 계산한다. FW-H 방정식은 Monopole 음원향인 두께소음과 Dipole 음원향인 하중소음, 그리고 운동하는 물체 주위 체적의 유체응력의 효과를 통하여 나타내는 Quadrupole 음원향으로 나타낸다. 여기서 Monopole, Dipole 음원과는 달리 Quadrupole 음원향은 비선형 음원으로 구분된다.

블레이드 저주파 소음원 성분인 두께 및 하중 소음의 발생 메커니즘 간단히 설명하면 다음과 같다. 두께소음은 블레이드에 의해 발생하는 유체의 변위에 의해 기인한 소음이며, 하중 소음은 움직이는 블레이드 표면에 의해 발생하는 가속되는 유체의 힘에 의해 발생한다. 본 연구에서는 두 소음을 Lighthill의 음향상사법을 이용해 일반적인 움직임과 매우 다양한 표면에 적용이 가능하도록 일반화한 식을 사용하였다[33].

음향상사법을 수치적으로 구현하는 방법으로는 크게 시간영역 방법(Time domain method)과 주파수영역 방법(Frequency-domain method)의 두 가지가 있다. 주파수영역 방법은 회전익 소음의 주기적 성질을 고려하여 푸리에 급수로 음압을 전개하여 푸리에 계수를 구하는 방법이다. 이 방법은 관찰자가 음원으로부터 멀리 떨어져 있어야 한다는 제한조건이 수반된다. 시간영역 방법은 지연시간(Retarded time)에서 날개에 의해 형성되는 가상의 음과면을 패넬로 나누어 음압을 구하는 방법으로, 임의의 운동을 하는 모든 물체에 적용이 가능하다는 장점이 있다. 따라서 소음예측을 위해 FW-H 방정식을 바탕으로 하는 시간영역 방법으로 해석을 수행하였다.

3.2.2 Ffowcs Williams-Hawkings Equation

움직이는 물체의 내부가 외부의 교란되지 않은 유동과 동일한 유체 특성을 갖는다고 가정할 때, 유체의 변수들은 이 물체 표면을 가로지르는 가상의 불연속 특성을 갖게 된다. 이러한 불연속 특성을 갖는 유체 변수들을 다루기 위한 방법으로 일반화 함수 이론 (Generalized function theory)을 사용한다. 이 이론은 불연속 특성을 갖는 함수를 다룰 때 특히 유용하다. 이 일반화 함수 이론을 이용하여 신호처리, 음향학 등에 매우 유용하게 사용되며, 또한 상미분, 편미분 방정식을 다룰 때 매우 유용하게 사용된다[34-36].

x_0 지점에 불연속 특성을 갖는 함수 $h(x)$ 가 있다고 하면, 이에 대한 일반화된 미분 식은 다음과 같이 표현된다.

$$\overline{\frac{dh}{dx}} = \overline{h'}(x) = h'(x) + \Delta h \delta(x - x_0) \quad (3.1)$$

h' 은 $h(x)$ 의 상미분을 나타내며, $\delta(x)$ 는 Dirac delta 함수이다. 이는 함수 $h(x)$ 가 x_0 지점에서 불연속적인 특성을 갖기 때문에 발생하는 향으로써 일반적인 위 함수 $h(x)$ 의 일반화 함수 이론에 의한 미분 식과 상미분 식과는 엄연히 다르다. 일반화 미분에 대해 $X = (x_1, x_2, x_3)$ 의 함수인 $q(x)$ 가 $f(x) = 0$ 인 불연속 지점을 겪게 될 때 일반화 함수 이론에 의해 x_i 에 의한 미분 식을 표현하면 다음과 같다.

$$\overline{\nabla q} = \nabla q + \Delta q \nabla f \delta(f) \quad (3.2)$$

$f(x,t) = 0$ 을 소음을 발생 시키는 영역을 둘러싼 움직이는 물체의 표면이라고 놓으면 $f < 0$ 은 소음원을 둘러싼 표면 내부를 나타내고, $f > 0$ 은 외부 유동 영역으로 나눌 수 있다. 이러한 함수를 정의하여 물체 표면뿐만 아니라 표면 외부 유동에서의 비균질 파동 방정식을

유도하기 위함이다. $f=0$ 인 지점을 지나는 유체 요소들은 가상의 불연속 특성을 가지며 표면을 제외한 모든 지역에서는 불연속 특성이 없다고 놓을 때 질량 보존식 및 운동량 보존식을 일반화 함수 이론으로 미분 식을 나타내면, 다음과 같이 불연속 특성에 의한 소음원 성분들을 유도 할 수 있다[37].

$$\frac{\bar{\partial}\rho}{\partial t} + \frac{\bar{\partial}}{\partial t}(\rho u_i) = [\rho_0 v_n + \rho(u_n - v_n)]\delta(f) \quad (3.3)$$

$$\frac{\bar{\partial}}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\bar{\partial}}{\partial x_j}(\rho u_i u_j + P_{ij}) = [\rho u_i(u_n - v_n) + \Delta P_{ij} n_j]\delta(f) \quad (3.4)$$

일반적인 미분을 적용하면 위 질량 보존 및 운동량 보존식의 우항은 0이 되지만 불연속 특성을 지니는 표면을 지날 때 유체는 위 수식 (3.3), (3.4)와 같이 소음원 성분이 발생하게 된다. FW-H 방정식은 Lighthill의 유도 과정과 동일하게 (3.3)인 질량 보존식을 시간에 대해 미분하고, 수식 (3.4)인 운동량 보존식을 공간에 대해 미분한 이후 시간 미분인 질량 보존식에서 운동량 보존의 공간 미분식을 빼 줄 경우, 다음과 같이 음파 연산자 ($\bar{\square}^2$)을 이용하여 FW-H 방정식을 얻는다[33].

$$\begin{aligned} \bar{\square}^2 p'(x, t) = & \frac{\partial}{\partial t} \{ [\rho_0 v_n + \rho(u_n - v_n)]\delta(f) \} \\ & - \frac{\partial}{\partial x_i} \{ [\Delta P_{ij} \hat{n}_j + \rho u_i(u_n - v_n)]\delta(f) \} \\ & + \frac{\bar{\partial}^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \end{aligned} \quad (3.5)$$

우변의 세 번째 항은 다른 두 항과 다르게 Heaviside 함수가 보여 주듯이 표면 밖인 체적에 미치는 Quadrupole 항이 되며, 다른 두 항은 수식 (3.5)의 Dirac delta 함수가 있는 것으로 보아 $f=0$ 에 작용하는 성분임을 알 수 있다. 만약 $f=0$ 가 물체 표면과 동일하다면 수

식 (3.5)는 다음과 같이 가장 널리 사용되고 있는 식 (3.6)인 FW-H 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \square^2 p'(x,t) &= \frac{\partial}{\partial t}[\rho_0 v_n] \delta(f) - \frac{\partial}{\partial x_i}[\Delta P_{ij} \hat{n}_j] \delta(f) \\ &\quad + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \end{aligned} \quad (3.6)$$

또한 $f(\vec{y}, t) = 0$ 이 회전익 표면을 나타내며 그 외부영역에서 $f > 0$ 이 성립한다고 하면 FW-H 방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' &= \frac{\partial}{\partial t}[\rho_0 v_n |\nabla f|] - \nabla^2 p' \\ &\quad - \frac{\partial}{\partial x_i} [l_i |\nabla f|] - \nabla^2 p' - \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \end{aligned} \quad (3.7)$$

p' 은 음압, ρ_0 와 c_0 는 미 교란 상태의 공기 밀도와 음속, v_n 은 회전익면에 수직한 속도, l_i 는 단위 면적당 유체에 가해지는 힘, T_{ij} 는 Lighthill 텐서를 나타낸다. l_i 는 $P_{ij} \hat{n}_j$ 로 나타내며, 표면 압력과 점성 응력 등이 포함된 압축성 응력텐서(stress tensor)는 P_{ij} 로 나타내었다. \hat{n}_j 는 $f=0$ 표면의 바깥쪽을 향하는 단위 법선벡터이고 Heaviside 함수와 델타함수는 각각 $H(f)$ 와 $\delta(f)$ 로 나타내었다.

식(3.7)의 좌변은 음파방정식을 나타내고 우변은 소음을 발생시키는 세 가지 소음원을 나타내고 있다. 우변의 첫 번째 항은 회전익 블레이드의 형상과 두께에 의한 Monopole 소음을 표시하며 M^4 에 비례하는 특징이 있고 두께소음이라고 부르기도 한다. 두 번째 항과 세 번째 항은 각각 Dipole, Quadrupole 소음으로서 표면 공기력 분포

에 의한 음원과 유체 내의 비선형 효과(충격파, 난류 등)에 의한 소음성분을 나타내며, M^6 과 M^8 에 각각 비례하고 Dipole 소음은 하중 소음이라고 일컬어지기도 한다. 이러한 관계에 의해서 마하수가 1 이하의 운용 영역에서는 Monopole 소음 > Dipole 소음 > Quadrupole 소음의 영향력을 미치는 것을 알 수가 있다.

3.2.3 Farassat Formulation 1A Equation

본 연구에서는 수식 (3.8)의 시간 및 공간 미분항에 대해서 변형된 Farassat Formulation 1A를 수치해석에 사용하였다. 1A 식은 Farassat Formulation 1에서 지연시간 함수를 도입하여 수음자 위치를 고정 시킴으로써 시간 미분항을 적분식 안으로 집어 넣을 수 있게 하여 수치적 계산이 용이하도록 변형된 식으로 다음과 같이 표현된다[1].

$$p'(\vec{x}, t) = P_T'(\vec{x}, t) + P_L'(\vec{x}, t) \quad (3.8)$$

$$4\pi P_T'(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 \dot{v}_n}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (r \dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 \dot{M}_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (3.9)$$

$$4\pi P_L'(\vec{x}, t) = \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{i}_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2 (1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r (r \dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 \dot{M}_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (3.10)$$

식 (3.8)의 P_T' 과 P_L' 은 각각 두께소음과 하중소음을 나타내며 \dot{M}_i, \dot{i}_i 그리고 \dot{v}_n 에서의 상첨자 \cdot 은 소음원 시간에 관한 변화비를 나타낸다. 하첨자 ret 은 지연시간에 관한 적분을 의미한다. Formulation 1A는 임의의 블레이드 형상과 움직임에도 적용하기에 적합하며, 임의의 메커니즘에 의한 하중조건에 모두 적용될 수 있다 [1]. 여기서 근접장과 원음장의 효과가 각각 $1/r^2$, $1/r$ 항들에 의해 나타난다. 두께소음은 블레이드의 형상데이터를 이용하여 구할 수 있으며 상당히 완만한 주기성을 가지고 있고, 낮은 주파수 영역에서 큰 영향력을 미친다. 하중소음의 경우는 정상 하중소음과 비정상 하중소음이 있는데, 정상 하중소음은 로터의 추력과 토크를 생성시키는 하중에 의한 것으로서 두께소음의 특징과 매우 비슷한 경향을 보인다. 비정상 하중소음은 로터의 후류와 블레이드의 간섭효과와 난류특성을 가지고 있는 유입류가 로터 블레이드와 상호작용으로 발생하는 불규칙한 하중변화에 의한 것으로, 상당히 복잡한 형상의 불규칙적인 주기성을 보이며 높은 주파수 영역에서 두드러지는 양상을 나타낸다.

일반적인 헬리콥터 운용조건 하에서는 깃단 마하수가 아음속, 즉 1.0 이하이기 때문에 마하수의 8승에 비례하는 Quadrupole 소음 성분을 무시할 수 있으며, Monopole 소음 성분인 두께소음과 Dipole 소음 성분인 하중 소음의 모사로 소음장 예측이 가능하다. 따라서 본 연구에서는 음향 상사법을 이용한 FW-H 방정식을 수치적으로 구현하기 위해 Quadrupole 소음 성분 항을 무시하고 유도한 F.Farassat의 formulation 1A 식을 이용하여 연구를 진행하였다.

3.3 소음 해석 방법

블레이드 표면에서의 압력 계수를 구하기 위해 스펠 방향으로 약 45개의 Airfoil을 생성하였다. 보다 정확한 소음 해석을 위해 소음에 가장 지배적인 영향을 미치는 0.7~0.95R 부분에 Airfoil을 몰아서 측정하였고, Tap에 의해 형상이 변하는 부분에도 마찬가지로 많은 개수의 Airfoil을 두었다. 공력 해석을 통해 구한 압력 분포는 소음 해석을 위한 입력값으로 사용된다. 생성된 블레이드 스펠방향으로의 Airfoil은 그림 3.3에 나타내었다.

이후 (3.11) 식에 의해 각 Airfoil에서의 압력 계수를 구한다. 구한 압력 계수 중 8.5deg에서 3개의 대표적인 Airfoil에 대하여 그림 3.4-6에 나타내었다.

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho v^2} \quad (3.11)$$

본 논문에서 소음 해석에 사용한 Farassat 1A 방정식은 압력 변동값을 이용하여 소음을 구한다. 여기서 압력 변동값은 Monopole 성분과 Dipole 성분, Quadrupole 성분으로 나눌 수 있고, 이 중 Dipole 성분은 다시 Steady dipole과 Unsteady dipole로 나뉜다. 일반적인 유동 해석과는 달리 공력소음 해석은 Unsteady 현상이 지배적이고 소음원이 각 주파수에 따른 소음수준을 가지기 때문에 반드시 비정상 해석을 수행해야 한다. 즉, 헬기 소음을 나타내는 중요한 값인 Loading noise는 Dipole에 속하기 때문에, 이를 구하기 위해선 Unsteady 해석이 필수적이다. 이를 위해 블레이드가 1회전 할 때 dt 를 1° 마다 한번 씩 계산하도록 하였고, Steady 해석으로 이미 수렴된 상태에서 Unsteady 해석을 진행하여 수렴에 도움이 될 수 있도록 하였다. 계산은 Intel CPU 2.4Ghz 24 Core로 약 하루 정도 소요되었다.

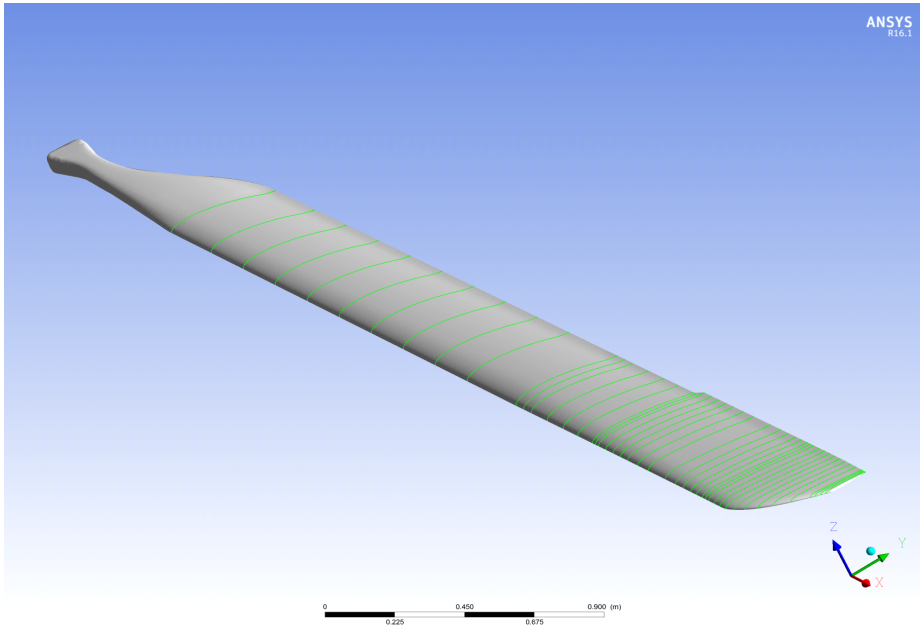


그림 3.3 블레이드 스패 방향으로의 Airfoil 분할

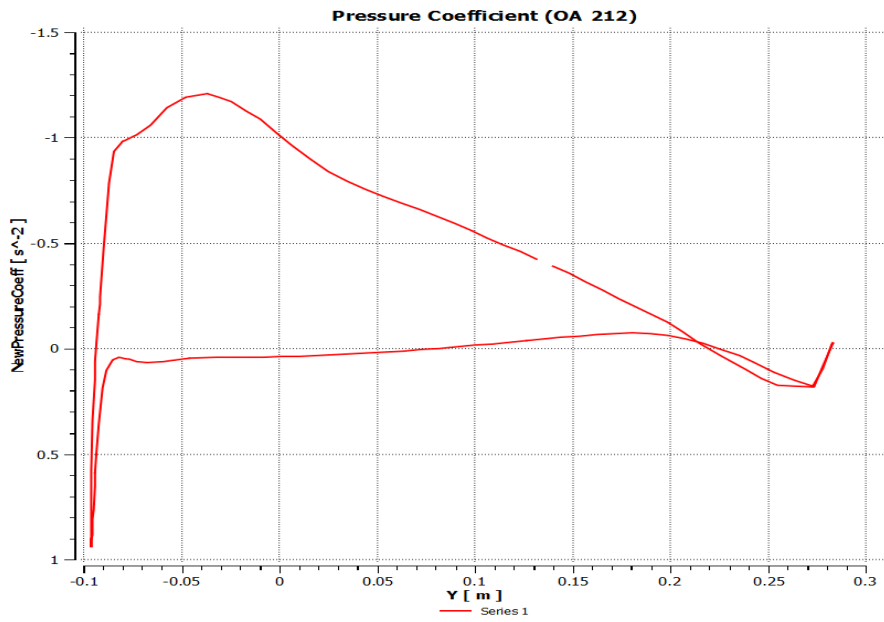


그림 3.4 OA 212 Airfoil 압력 계수 (8.5deg)

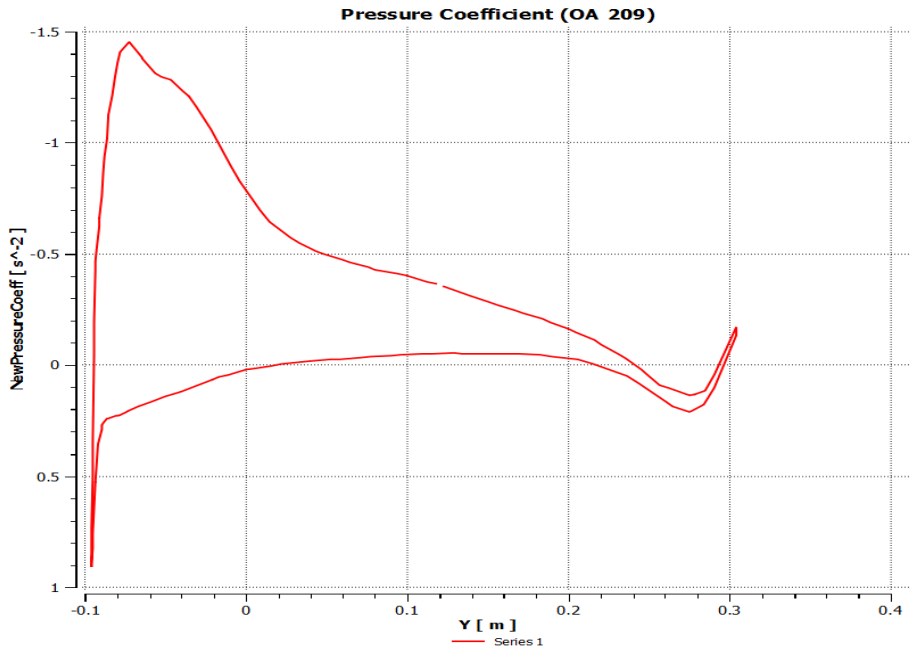


그림 3.5 OA 209 Airfoil 압력 계수 (8.5deg)

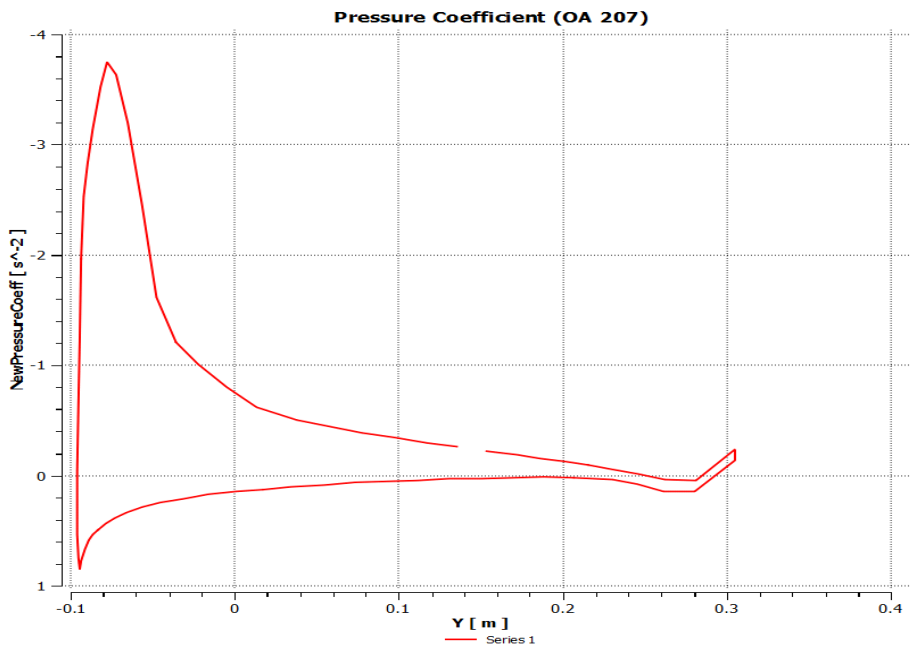


그림 3.6 OA 207 Airfoil 압력 계수 (8.5deg)

Unsteady 공력 해석을 실시하고, 각 Airfoil 에서의 압력 계수를 구한 뒤 다음과 같은 방법으로 소음 해석을 진행하였다. 외부소음 측정을 위해 수음자의 위치를 헬기에서 150m 떨어지게 설치함으로써 소음을 측정하였다. 소음 측정 개략도는 그림 3.7에 명시하였다.

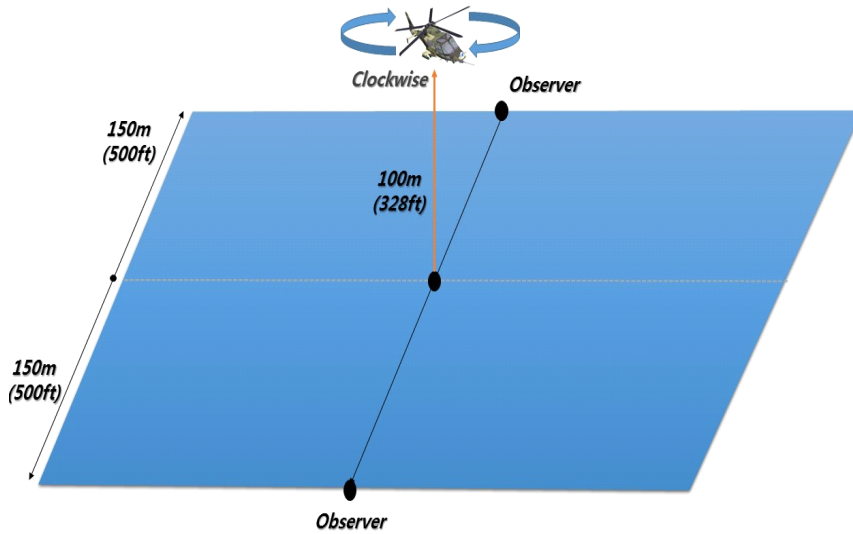


그림 3.7 하버링 시 외부 소음 측정 개략도

제자리 비행은 지면효과의 영향을 받지 않기 위해 지면에서부터 100m 높이에서 제자리 비행을 수행하였다.

헬리콥터에 대한 전산공력소음 해석 방법은 다음과 같다[38].

- 1) *Comprehensive Transient CFD Analysis* : 소음장 전체를 전산유체 해석 툴을 이용하여 모델링하고 계산하는 방법
- 2) *Couple CFD with CAA* : 전산유체해석 툴과 전산공력소음 해석 툴을 이용하여 해석하는 방법. 소음원이 되는 대상체 근처는 전산유체해석 툴을 이용하여 해석하고, 유동장을 넘어서는 소음장에 대한 해석은 전산공력소음 툴을 이용하여 파동방정식을 풀어 해석하는 방법
- 3) *CFD + Acoustic Modeling* : 소음원 근방은 전산유체해석 툴로 계산하고, 수음자까지의 소음 전파는 FW-H 방정식을 이용하여 계산하는 방법
- 4) *Acoustics Estimation from Local Turbulence Scales* : 헬리콥터 블레이드 공력소음 해석 시 자유 후류 방법을 이용하여 후류를 모델링하고, 두께소음과 하중소음을 FW-H 방정식을 통해서 해석하는 방법

본 연구에서는 3번 방법인 전산유체해석 툴로 공력을 해석하고, FW-H 방정식을 통해 소음을 해석하는 방법을 이용하였다.

3.4. 소음 해석 검증 및 결과

EC155B1 블레이드의 전진, 전진상승, 전진하강 비행에 관한 소음 측정값은 존재하지만, 제자리비행에 대한 소음 값은 나타나 있지 않다. 이는 ICAO에서 규정하는 소음 규제 값이 제자리비행 조건에 대해선 들어가 있지 않기 때문이다.

검증할 데이터의 부재로 인해 직접적인 소음 해석 결과의 비교는 어렵지만, 해석 결과가 로터 회전 소음의 특징인 Thickness noise와 Loading noise의 방향성을 잘 따라가고 있음을 확인하였다.

Collective pitch 8.5deg에서 예측한 소음 값은 다음과 같다.

표 3. Collective pitch 8.5deg에서 EC155B1 블레이드의 소음 예측치

Noise Type	SPL [dB]
Overall noise	87.08
Thickness noise	76.42
Loading noise	83.69

수음자의 위치에 따라 값은 다르게 나타날 수 있으나, UH-60의 결과값인 87dB와 비교하여 보더라도 거의 동일한 수치의 소음값이 나오고 있다는 것을 알 수 있다. 두 헬기의 크기와 날개의 면적, 회전속도가 다르기 때문에 두 값의 정량적인 비교는 어렵다. 하지만, 앞서 구한 공력 해석 값이 비교적 정확하게 예측되었다는 점에서, 소음을 예측하는 Input 값도 정확하게 사용되었다고 판단할 수 있다.

그림 3.8-10은 Time domain 에서의 소음 값을 나타낸 것이다. 이를 다시 FFT를 통해 Frequency domain에서 나타낸 결과를 그림 3.11-13에 도시하였다. 소음의 피크값은 BPF에서 얻어진다는 것을 Frequency domain에 나타난 소음 값을 통해 알 수 있다. 또한 이론적으로 주파수가 더 작아짐에 따라 소음값은 점차 작아지게 되는데,

해석 결과 역시 이와 같은 결과가 나오고 있는 것을 확인할 수 있다.

또한 그림 3.14-16를 통해 소음의 방향성을 도시하였다. 아래 그래프는 로터 회전 평면 아래에서 발생하는 소음도의 크기와 방향성을 나타낸 것이다. 그림에서 Θ 가 0인 위치가 로터 회전 평면, -90deg 인 위치가 로터 회전축 방향을 의미하며 제자리 비행 시 로터 회전 축 중심으로 대칭적인 소음 방향성을 갖기 때문에 단일 사분면에 대해서 비교하였다. 일반적인 로터 소음에서 일어나는 방향성의 특징과 같이, 로터의 회전면에서는 두께소음이 지배적이고 로터 축 방향으로 갈수록 하중소음이 우세해지는 것을 알 수 있다.

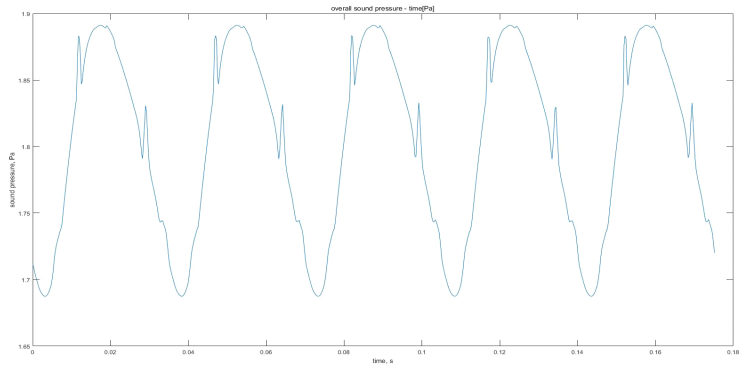


그림 3.8 Time domain에서의 Overall noise

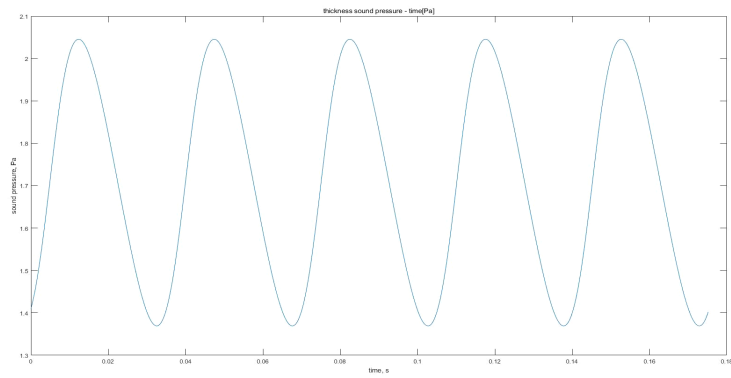


그림 3.9 Time domain에서의 Thickness noise

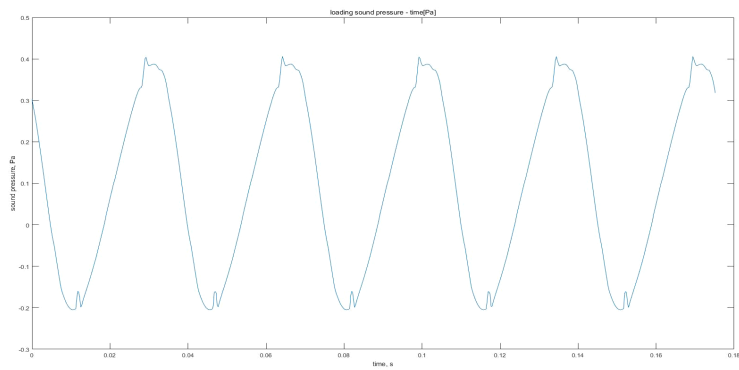


그림 3.10 Time domain에서의 Loading noise

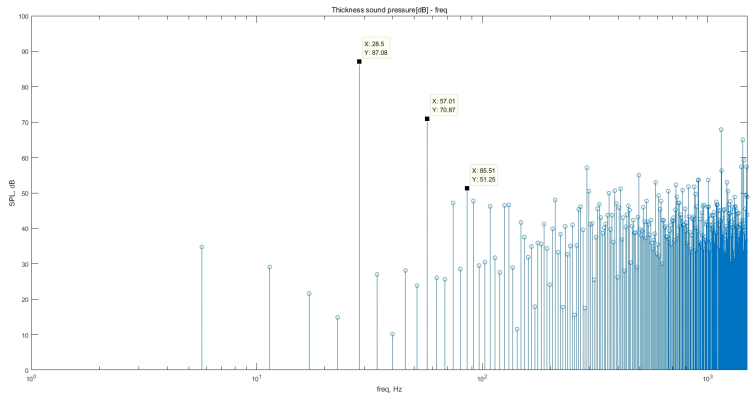


그림 3.11 Frequency domain에서의 Overall noise

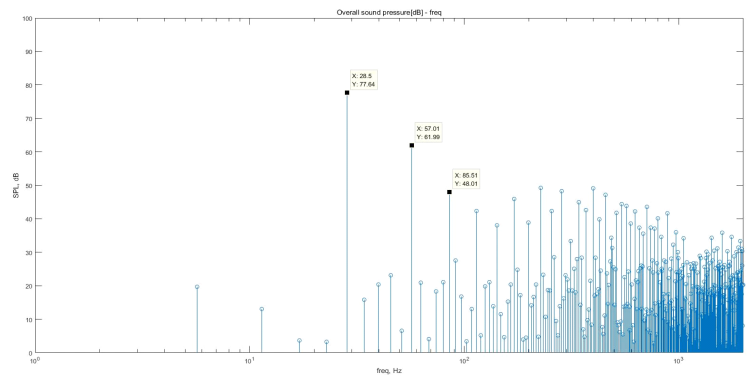


그림 3.12 Frequency domain에서의 Thickness noise

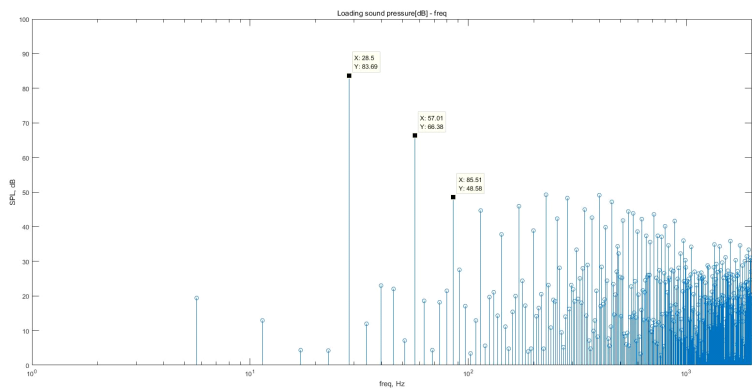


그림 3.13 Frequency domain에서의 Loading noise

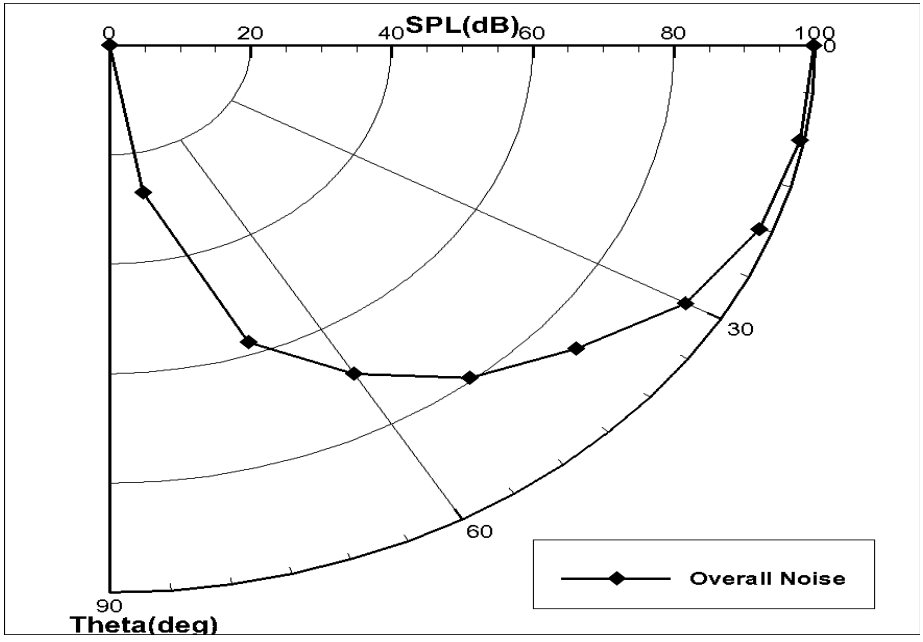


그림 3.14 Overall noise의 방향성

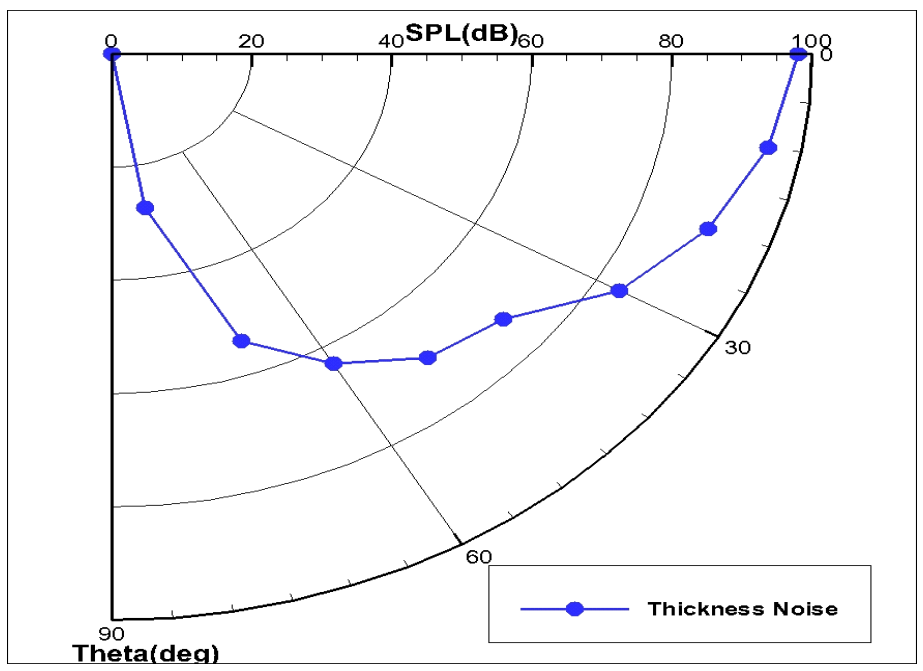


그림 3.15 Thickness noise의 방향성

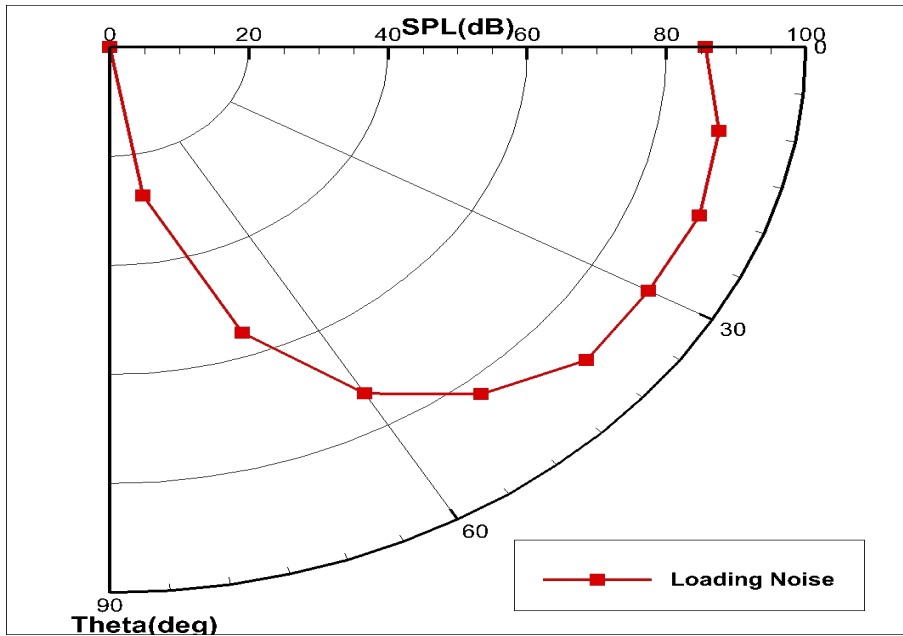


그림 3.16 Loading noise의 방향성

4. 결 론

본 논문에서는 FLUENT와 소음해석 코드를 통해 실제로 개발되는 개량형 블레이드의 Collective pitch 별 공력해석 및 소음해석을 진행하였다.

먼저, 소음원 데이터베이스 구축을 위한 공력 해석 연구를 수행하였다. 헬리콥터 소음원을 특성별로 분류하고, 주요 소음원인 두께소음과 하중소음을 해석하였다. 이를 위해 CFD 상용 프로그램인 FLUENT를 이용하여 공력 하중분포를 계산하였다. 또한, 저주파 소음원 성분인 두께 및 하중 소음은 블레이드 회전 시 발생하는 익형주위 유동 변화에 밀접한 관련이 있으며, 이러한 성분 예측을 위해 음향 유사법을 적용하고 수치적 해석이 용이하게 적용된 Farassat 1A formula를 사용하였다.

이를 기반으로 두께소음과 하중소음을 계산하였고, 각 컬렉티브 각도에서의 소음의 크기를 예측하였다. 제자리 비행 시 음압의 크기를 블레이드가 한 바퀴 회전하는 시간동안의 평균을 dB로 변환시켜 SPL값으로 나타내어 데이터베이스화 하였다.

본 연구가 기존에 진행된 공력 및 소음 해석 연구와 다른 점은 다음과 같다. 먼저, CFD 상용 프로그램과 소음 해석 코드의 연계를 통해, CFD의 장점을 최대한 활용하려 노력하였다. 그리고 이를 이용하여 향후 변형된 블레이드 해석을 진행할 때 차후 연구에 사용할 수 있는 방법을 구축하였다. 또한 현재 실제로 개발되고 있는 항공기의 성능을 해석했다는 점에서, 이론에 그치지 않고, 실용성까지 갖추려 노력하였다는 데에서 그 의미를 가질 수 있다. 따라서 실제 비행 중 헬리콥터의 공기 역학적 현상과 소음 수준을 예측하여, 새로운 블레이드 개발에 드는 비용과 시간을 줄일 수 있는 방법을 제시하였다.

아쉬운 점은, 헬기 소음값이 공력과 달리 거의 공개가 되어 있지 않기 때문에, 예측한 값과 비교하는 데에 어려움이 있었고, 제자리 비행이다 보니 ICAO 규정과의 부합성을 판단할 수 없었다. 따라서

추후 연구 방향으로는, 제자리 비행에서 확장하여 전진 비행 해석까지 진행하고, 고속 충격 소음 등을 정확하게 예측하기 위해 **Quadrupole** 음원항까지 고려한다면 보다 완성도 높은 연구가 될 것이라고 생각한다.

<Appendix. UDF example_6degree>

```

/*****
***/
/* vprofile.c */
/* UDF for Helicopter sink boundary condition velocity */
/*****
***/
#include "udf.h"

DEFINE_PROFILE(velocity_magnitude, t, i)
{
    face_t f;
    real x[3];
    real r1;
    real r2;
    real r3;
    real con1; /*W_in value*/
    real con2; /*absolute value of position vector*/
    begin_f_loop (f,t)
    {
        /* centroid is defined to specify position dependent profiles*/
        F_CENTROID(x,f,t);
        r1 =x[0];
        r2 =x[1];
        r3 =x[2];
        con2=sqrt(r1*r1+r2*r2+r3*r3);
        con1=225.66*sqrt(0.005742/2.0)*(6.3/con2)*(6.3/con2)/4.0;
        F_PROFILE(f,t,i) =
        1.0000*con1;
    }
    end_f_loop (f,t)
}

DEFINE_PROFILE(dir_u, t, i)
{

```

```

face_t f;
real x[3];
real r1;
real r2;
real r3;
real con1;          /*W_in value*/
real con2;          /*absolute value of position vector*/
begin_f_loop (f,t)
{
/* centroid is defined to specify position dependent profiles*/
F_CENTROID(x,f,t);
r1 =x[0];
r2 =x[1];
r3 =x[2];
con2=sqrt(r1*r1+r2*r2+r3*r3);
con1=225.66*sqrt(0.005742/2.0)*(6.3/con2)*(6.3/con2)/4.0;
F_PROFILE(f,t,i) =
-r1/con2;
}
end_f_loop (f,t)
}

DEFINE_PROFILE(dir_v, t, i)
{
face_t f;
real x[3];
real r1;
real r2;
real r3;
real con1;          /*W_in value*/
real con2;          /*absolute value of position vector*/
begin_f_loop (f,t)
{
/* centroid is defined to specify position dependent profiles*/
F_CENTROID(x,f,t);
r1 =x[0];
r2 =x[1];
r3 =x[2];

```

```

con2=sqrt(r1*r1+r2*r2+r3*r3);
con1=225.66*sqrt(0.005742/2.0)*(6.3/con2)*(6.3/con2)/4.0;
F_PROFILE(f,t,i) =
-r2/con2;
}
end_f_loop (f,t)
}

DEFINE_PROFILE(dir_w, t, i)
{
face_t f;
real x[3];
real r1;
real r2;
real r3;
real con1;          /*W_in value*/
real con2;          /*absolute value of position vector*/
begin_f_loop (f,t)
{
/* centroid is defined to specify position dependent profiles*/
F_CENTROID(x,f,t);
r1 =x[0];
r2 =x[1];
r3 =x[2];
con2=sqrt(r1*r1+r2*r2+r3*r3);
con1=225.66*sqrt(0.005742/2.0)*(6.3/con2)*(6.3/con2)/4.0;
F_PROFILE(f,t,i) =
-r3/con2;
}
end_f_loop (f,t)
}

DEFINE_PROFILE(vel_u, t, i)
{
face_t f;
real x[3];
real r1;
real r2;

```



```

real r3;
real con1:           /*W_in value*/
real con2:           /*absolute value of position vector*/
begin_f_loop (f,t)
{
/* centroid is defined to specify position dependent profiles*/
F_CENTROID(x,f,t);
r1 =x[0];
r2 =x[1];
r3 =x[2];
con2=sqrt(r1*r1+r2*r2+r3*r3);
con1=225.66*sqrt(0.005742/2.0)*(6.3/con2)*(6.3/con2)/4.0;
F_PROFILE(f,t,i) =
-1.0000*con1*r1/con2;
}
end_f_loop (f,t)
}

DEFINE_PROFILE(vel_v, t, i)
{
face_t f;
real x[3];
real r1;
real r2;
real r3;
real con1:           /*W_in value*/
real con2:           /*absolute value of position vector*/
begin_f_loop (f,t)
{
/* centroid is defined to specify position dependent profiles*/
F_CENTROID(x,f,t);
r1 =x[0];
r2 =x[1];
r3 =x[2];
con2=sqrt(r1*r1+r2*r2+r3*r3);
con1=225.66*sqrt(0.005742/2.0)*(6.3/con2)*(6.3/con2)/4.0;
F_PROFILE(f,t,i) =
-1.0000*con1*r2/con2;
}
}

```

```

}
end_f_loop (f,t)
}

DEFINE_PROFILE(vel_w, t, i)
{
face_t f;
real x[3];
real r1;
real r2;
real r3;
real con1;          /*W_in value*/
real con2;          /*absolute value of position vector*/
real con3;          /*2*vi*/
begin_f_loop (f,t)
{
/* centroid is defined to specify position dependent profiles*/
F_CENTROID(x,f,t);
r1 =x[0];
r2 =x[1];
r3 =x[2];
con3=-2.0*225.66*sqrt(0.005742/2.0);
con2=sqrt(r1*r1+r2*r2+r3*r3);
con1=225.66*sqrt(0.005742/2.0)*(6.3/con2)*(6.3/con2)/4.0;
if(sqrt(r1*r1+r2*r2)<=(0.707*6.3)){
F_PROFILE(f,t,i) =
-1.0000*con1*r3/con2+con3;}
else
F_PROFILE(f,t,i) =
-1.0000*con1*r3/con2;}

end_f_loop (f,t)
}

```

참고 문헌

- [1] Kenneth S. Brentner, F. Farassat, “Modeling aerodynamically generated sound of helicopter rotors”, Progress in Aerospace Sciences 39, 2003
- [2] “FLUENT User’s Guide,” FLUENT Inc., 1998.
- [3] Ffowcs Williams JE, H.D., *Sound generated by turbulence and surfaces in arbitrary motion*. Philos Trans R Soc A, 1969. 264(1151): p. 321-42.
- [4] G. Iaccarino, A. Ooi. P.A. Durbin, and M. Behnia, “Reynolds averaged simulation of unsteady separated flow”, International Journal of Heat and Fluid Flow, 24, 147-156, 2003.
- [5]
https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.0/en-us/help/flu_th/flu_th_sec_reynolds_averaging.html
- [6] 1994, Ramachandran, k., Ower, S.J., Caradonna, F.X. and Moffitt, R.C., “Hover Performance Prediction Using CFD,” Proceedings of the 50th American Helicopter Society Forum.
- [7] 2005, Bhagwat, M.J., Moulton, M.A. and Caradonna, F.X., “Development of a CFD-based Hover Performance Prediction Tool for Engineering Analysis,” Proceedings of the 61st American Helicopter Society Forum.
- [8] 2004, Tung, C. and Lee, S., “Evaluation of Hover Performance Prediction Codes,” Proceedings of the 50th American Helicopter Society Forum.
- [9] Srinivasan, G.R, Raghavan, V., Raeder, J.D., Obayashi, S. and McCroskey, W.J, “Flowfield of a Lifting Rotor in Hover: A Navier-Stokes Simulation,” AIAA Journal, Vol.30, No10, Oct. 1992, p. 2371-2378
- [10] 강희정, 권오준, “로터 정지비행 점성유동 해석을 위한 비정렬 격자 기법,” 한국항공우주학회지, 제29권, 제8호, 2001. 12, p.37-44
- [11] 강희정, and 권오준. "비정렬 적응격자를 이용한 로터 정지비행 공력 해석." 한국항공우주학회지 28.8 (2000): 1-7.
- [12] Menter, F. R., “Zonal Two Equation $k-w$ Turbulence Models for Aerodynamics Flows”, AIAA-93-2906, 1993.
- [13] Hariharan, N. S. and Sankar, L. N., “First-Principles Based

- High Order Methodologies for Rotorcraft Flowfield Studies,” Proceedings of 55th Annual Forum of the American Helicopter Society, May 1999, pp. 1949-1959.
- [14] Tang, L. and Baeder, J. D., “Improved Euler Simulation of Hovering Rotor Tip Vorticities with Validation,” Proceedings of 55th Annual Forum of the American Helicopter Society, May 1999, pp. 1934-1948.
- [15] Ahmad, J. U. and Strawn, R. C., “Hovering Rotor and Wake Calculation with an Overset-Grid Navier-Stokes Solver,” Proceedings of 55th Annual Forum of the American Helicopter Society, May 1999, pp. 1949-1959.
- [16] Jeonghan Lee, “Analysis and optimization of aerodynamic noise in axial flow fans”, Ph.D. Dissertation, Dept. of Aerospace Eng., Seoul National University, 2001
- [17] 신성룡, and 이수갑. "3 차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용한 헬리콥터 로터의 제자리비행 성능해석." 한국항공우주학회지 26.6 (1998): 13-22.
- [18] Srinivasan, G.R., Raghavan, V., Duque, E.P.N. and McCroskey, W.J., “Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier-Stokes Method”, AHS International Technical Specialists Meeting on Rotorcraft Acoustics and Rotor Fluid Dynamics, Philadelphia, PA, Oct. 15-17, 1991.
- [19] Srinivasan, G.R., Baeder, J.D., Obayashi, S., and McCroskey, W.J., “Flow Field of a Lifting Rotor in Hover: A Navier-Stokes Simulation,” AIAA Journal, Vol.30, (10), 1992, pp. 2371-2378
- [20] Brian E. W., and Baeder J. D., “Evaluation of a Navier-Stokes Analysis Method for Hover Performance Prediction,” Journal of the American Helicopter Society, Vol. 41, (1), January 1996, pp. 1-17.
- [21] Lorber, P.F., Stauter, R.C., and Landrebe A.J., “A Comprehensive Hover Test of the Airloads and Airflow of an Extensively Instrumented Model Helicopter Society 45th Annual Forum Proceedings, Boston, MA, May 22-24, 1989, pp. 281-295.
- [22] Strawn, R.C., and Djomehri, M.J., “Computational Modeling of Hovering Rotor and Wake Aerodynamics,” Journal of Aircraft, Vol.39, (5), September-October 2002, pp. 786-793.
- [23] Beaumier, P., Chelli, E., and Pahlke, K. “Navier-Stokes Prediction of Helicopter Rotor Performance in Hover Including

- Aero-Elastic Effects,” American Helicopter Society 56th Annual Forum Proceedings, Virginia Beach, VA, May 2-4, 2000.
- [24] Horlock, J.H., Actuator Disk Theory, McGaw-Hill, New York, Ny, 1978.
- [25] 김진형, “천음속에서의 헬리콥터 깃끝 형상의 영향에 대한 수치적 연구”, 서울대학교 공학석사학위논문, 1993, p.1-2
- [26] J. Gordon Leishman, “Principles of Helicopter Aerodynamics”
- [27] <https://www.helifreak.com/showthread.php?t=574120>
- [28] Wooyoung Choi, 2008, “New Conditions for Computation of Rotors in Vertical Flight with Vortex Tube Model”, Journal of the american helicopter society
- [29] Simon Newman, 이수갑 외 2 공역, “헬리콥터 공학”, 인터뷰전, 2003
- [30] 이정환, “시간영역 음향상사법을 이용한 회전익 소음예측에 관한 연구”
- [31] Michael Thiel, 2006, “Actuation of an Active Gurney Flap for Rotorcraft Applications”, Master dissertation, The Pennsylvania State University The Graduate School Department of Aerospace Engineering
- [32] 신형기, “수평축 풍력 발전기 블레이드의 공력 성능 및 하중과 소음 예측을 위한 수치적-실험적 연구”, 공학박사학위논문, 서울대학교, 2005
- [33] Gopalan, G., Schmitz, F. H., and Sim, B. W., Flight Path Management and Control Methodology to Reduce Helicopter Blade-Vortex Interaction (BVI) Noise, Proceedings of the American Helicopter Society Vertical Lift Aircraft Design Conference, 2000
- [34] RP., K., Generalized functions-theory and technique. 2nd ed. 1998, Boston: Birkhauser.
- [35] DS., J., The theory of generalized functions. 2nd ed. 1982, England: Cambridge University Press.
- [36] Gel'fand IM, S.G., Generalized functions: properties and operations. Vol. 1. 1964: New York Academic Press.
- [37] Kenneth S. Brentner, F.F., Modeling aerodynamically generated sound of helicopter rotors. Progress in Aerospace Sciences, 2003. 39. p. 83-120
- [38] 박남은, et al. "전산공력소음해석을 통한 UH-60 제자리비행 공력소음 연구." 한국전산유체공학회 2009년도 춘계학술대회논문집 (2009): 70-74.

Abstract

Aerodynamic and Noise Analysis on Hovering Flight of High-Lift, Low-Noise Blade for Optimized Blade Design

Younghwan Han

Department of Mechanical and Aerospace Engineering

The Graduate School

Seoul National University

In this study, unlike ordinary blades, the blades with taps to increase lift and parabolic swept tip shape to reduce noise were used. For the aerodynamic of the rotor flow field was performed using the ANSYS FLUENT which is CFD commercial software based on Cell-based finite volume method and compressible Reynolds Averaged Navier-Stokes. The rotor aerodynamic technique was verified using aerodynamic reference provided by Airbus Helicopter, and the validity was confirmed.

After the aerodynamic analysis, the surface of the blade was cut into several airfoils shapes, and then noise analysis was performed according to the collective pitch using an In-house code that can calculate the noise using the pressure coefficient of each airfoil. For the noise prediction, this study used acoustic similarity method and used

Formulation 1A of F.Farassat which modified Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) equation to facilitate numerical analysis in time domain as governing equation.

Finally, it is possible to predict the helicopter aerodynamic phenomenon and noise level during actual flight, to help design, and to suggest ways to reduce the cost and time of helicopter development.

Keyword: Helicopter rotor, Hovering flight, Noise analysis, Blade tap,
Low-noise airfoil

Student Number: 2015-20796