



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

동체효과를 고려한 동축반전  
로터의 공력 및 소음 특성 연구

A Study on the Aerodynamic and  
Aeroacoustic Characteristics of Coaxial  
Rotor with Rotor-Fuselage Interaction

2018년 2월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

김 종 희

동체효과를 고려한 동축반전  
로터의 공력 및 소음 특성 연구

A Study on the Aerodynamic and  
Aeroacoustic Characteristics of Coaxial  
Rotor with Rotor-Fuselage Interaction

지도교수 이 수 갑

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함  
2018년 2월

서울대학교 대학원  
기계항공공학부  
김 종 희

김종희의 공학석사 학위논문을 인준함  
2018년 2월

위 원 장 \_\_\_\_\_ (인)

부위원장 \_\_\_\_\_ (인)

위 원 \_\_\_\_\_ (인)

## 요약(국문 초록)

본 연구는 동체효과를 고려한 동축반전 로터의 공력 성능 및 소음 특성에 관한 수치 해석적 연구이다. 동축반전 로터는 20세기 중반부터 본격적으로 연구가 시작되어 넓은 영역에서 수송의 목적으로 주로 운용되고 있다. 기존의 단일 로터에 비해 고속화와 고양력화를 만족하고, 최근 소형화된 드론에 대한 요구 등으로 동축반전 로터에 관한 연구가 필요로 되고 있다. 또한 소형화된 무인 회전익기가 인간의 삶에 가까워짐에 따라 실제 운용시의 공력 및 소음 특성을 더욱 정확히 예측하는 것이 요구된다.

본 연구에서는 자유후류 와류 격자 기법을 기반으로 동체효과를 고려하여 제자리비행시 동축반전 로터의 공력 및 소음 특성 해석을 수행하였다. 효율적인 계산을 위해 등와선도 후류 모델과 곡선 와류 요소 등의 수치해석적 기법들을 그리고 소음 해석에는 Ffowcs-Williams Hawkings의 방정식을 적용하였다. 동체는 S-69 기체의 형상을 참조하였고, 그 표면에는 소스와 와류 패널을 분포시켜 후류와의 상호작용이 가능하도록 하였다.

동체효과를 고려한 동축반전 로터의 제자리비행시 공력 성능 및 소음 특성 해석을 통해 다음과 같은 결론을 도출하였다. 동체효과를 고려한 단일 로터의 공력 특성과 유사하게 동축반전 로터의 경우에도 로터 블레이드가 동체 위를 지나가는 지점에서 동체에 의한 유도속도가 비정상적인 올려흐름을 발생시켜 로터의 추력과 양력 계수가 방위각에 따라 주기적으로 증가하는 특징을 가진다. 상승된 공력 성능이 소음에도 영향을 주어 모든 방위각에서 전체 소음도가 소폭 증가하였고, 그 중 동체를 지나가는 지점에서는 특히 유의미한 소음의 크기가 증가한다. 또한 동체효과를 고려했을 경우 2<sup>nd</sup> BPF 이후로 소음 크기의 산란이 더욱 커지는 현상이 발생한다.

**주요어** : 동축반전 로터, 동체-로터 상호작용, 자유후류 와류격자기법

**학 번** : 2016-20733

# 목 차

요약(국문초록) .....	i
목차 .....	ii
그림 목차 .....	iii
1. 서론 .....	1
1.1. 동축 반전 로터의 개념 .....	1
1.2. 선행 연구 .....	2
1.3. 연구 목적 .....	3
2. 본론 .....	4
2.1. 공력해석 기법 .....	4
2.2. 소음해석 기법 .....	9
2.3. 해석 기법 검증 .....	12
2.4. 해석 조건 및 동체 모델링 .....	16
3. 결과 및 검토 .....	19
3.1. 공력해석 결과 .....	19
3.2. 소음해석 결과 .....	22
4. 결론 .....	27
5. 연구의 한계 및 후속 연구 방향 .....	28
참고문헌 .....	29
Abstract .....	32

## 그 립 목 차

[그림 1.1]	동축반전 로터의 개념도 .....	1
[그림 2.1]	캠버면을 따라 분포된 와류 격자로 치환된 블레이드와 후류 .....	5
[그림 2.2]	와류 격자 후류 모델 및 등와선도 후류 모델의 비교 .....	7
[그림 2.3]	유도 속도 계산을 위한 포물선 와류 요소의 형태 .....	8
[그림 2.4]	$f(\vec{x}, t) = 0$ 로 정의된 움직이는 물체 표면의 개념도 .....	11
[그림 2.5]	추력 계수에 대한 동력 계수의 변화 .....	13
[그림 2.6]	전진속도비에 대한 동력 계수의 변화 .....	13
[그림 2.7]	로터 회전 평면에서의 두께 및 전체 소음 방향성 비교 ..	15
[그림 2.8]	로터 회전 평면에서의 두께 소음 스펙트럼 비교 .....	15
[그림 2.9]	위에서 바라본 로터 회전평면 .....	16
[그림 2.10]	해석을 사용된 동체 모델링 .....	17
[그림 2.11]	S-69의 제원 .....	18
[그림 3.1]	방위각에 대한 블레이드 위치별 추력 변화 .....	19
[그림 3.2]	방위각에 대한 블레이드 위치별 공력 계수 변화 .....	20
[그림 3.3]	동체효과를 고려한 동축반전 로터의 후류 형상 .....	21
[그림 3.4]	로터 회전 평면에서의 동체 효과를 고려한 소음 방향성 비교 .....	22
[그림 3.5]	로터 회전 축 평면에서의 동체 효과를 고려한 소음 방향성 비교 .....	24
[그림 3.6]	동체효과를 고려한 소음 스펙트럼 비교 .....	25
[그림 3.7]	동체효과를 고려하지 않은 소음 스펙트럼 비교 .....	26

# 1. 서론

## 1.1. 동축반전 로터의 개념

동축반전 로터는 회전익 항공기 종류 중의 하나로 두 개의 로터가 같은 축 상에서 서로 반대방향으로 회전하며 추력을 발생시키는 <그림 1.1> 과 같은 장치이다. 회전익 항공기의 특성상 고정익 항공기와 달리 수직 이착륙과 제자리 비행등의 특수한 기동이 가능하므로 그 쓰임새가 넓은 영역에서 적용된다. 20세기 중반부터 본격적인 개발이 시작되어 Kamov 시리즈와 Sikorsky 사의 헬기에 사용되고 있으며, 군 또는 민간 영역에서 수송 및 소방 헬기로 주로 운용되는 형태이다.

동축반전 로터는 상하부의 로터가 서로 반대로 돌아가며 동체에 걸리는 토크를 상쇄시키기에, 반토크를 발생시키는 역할인 꼬리날개가 필요하지 않다. 이로써 생기는 이점으로는 동체의 길이가 짧아지게 되어 기동성과 적재성이 늘어나게 된다.[1]

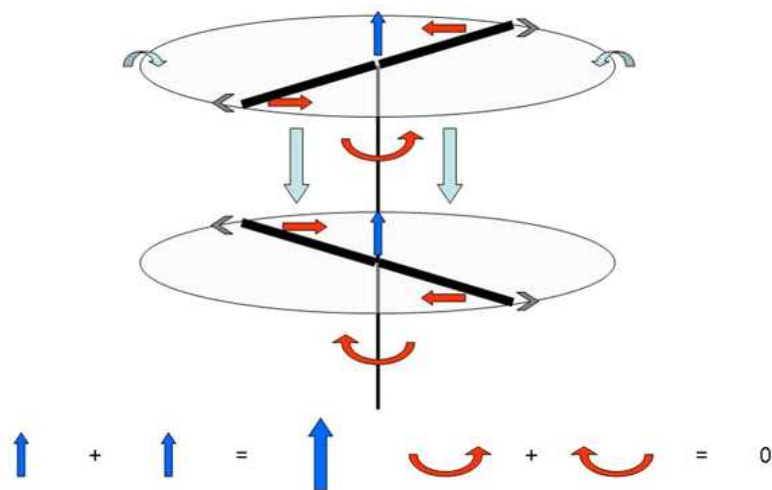


그림 1.1 동축반전 로터의 개념도

또한 일반적인 단일로터 회전익기의 경우에는 전진 비행시 로터 좌우의 추력 불균형이 일어나고, 역류 영역(Reverse Flow Region) 및 후퇴 블레이드 실속(Retreating blade stall) 현상이 발생하게 된다. 하지만 동축반전 로터의 경우에는 상하부의 로터가 반대 방향으로 회전하기 때문에, 위와 같은 추력 불균형을 해소할 수 있어 더 높은 전진 속도를 가질 수 있게 된다. 운용 가능한 최고속력을 기준으로 회전익기의 순위를 매겼을 때, 상위권에 속하는 기종들이 모두 동축반전 로터인 것은 위와 같은 이유 때문이다. 그리고 회전면 하중(Disc Loading)이 동일한 회전면을 가지는 단일 로터에 비해 크기 때문에 측풍과 같은 외란에 강한 장점을 가지고 있다.[2]

## 1.2. 선행 연구

아직까지 회전익기에 대한 연구는 단일 로터에 집중되어 있어, 동축반전 로터에 대한 연구는 상대적으로 그 폭과 깊이가 상대적으로 제한적인 실정이다. 게다가 동축반전 로터에 대해 진행된 연구의 대부분이 공력 특성 해석에 그치고 있어, 소음 특성 해석에 대한 연구는 더욱 부족하다. 그리고 동체효과에 대한 연구는 단일로터에 집중되어 있다. 따라서 동체효과와 동축반전 로터에 대해 진행된 연구를 각각 독립적으로 참조하였다.

먼저 동축반전 로터에 대한 폭 넓은 조사를 통한 연구 동향과 결과를 수록한 리뷰 논문(Review Paper)으로는 Coleman의 연구가 유일하다.[3] 미국, 러시아, 일본, 영국 등의 당시까지 진행된 상하부 로터 간격의 영향 및 유도 동력 저감(Induced Power Reduction) 효과 등의 거의 모든 동축반전 로터에 대한 연구 내용을 광범위하게 담고 있다. Taylor는 유도 시각화를 통해 동축반전 로터의 상부 로터에서 발생하는 끝단 와류의 축 방향 대류 속도와 반경 방향 수축 속도에 대한 연구를 수행하였다.[4] Nagashima 등은 제자리비행시 다양한 추력 조건에서의 후류 구조와 상하부 로터의 컬렉티브 피치(Collective Pitch)의 조합에 대한 연구를 진행



하였다.[5,6] Mosher와 Peterson은 NASA 보고서에서 소음 측정을 통해 일반적인 단일로터와의 소음 발생 경향을 몇 가지 비행 조건에 대해 비교 및 분석을 하였다.[7,8] 이는 소음 측정 실험을 동반한 거의 유일한 동축반전 로터의 소음해석 연구이다.

단일로터의 동체효과에 대한 선행연구는 주로 동체와의 상호작용에 대한 공력 현상을 분석하는 것을 주제로 진행되어 왔다. Wilson과 Mineck은 헬기의 동체와 로터에서 발생한 후류와의 상호작용을 실험을 통해 측정하였다.[9] Sheridan과 Smith는 다양한 로터와 동체 형상의 조합을 이용해 풍동 내에서 공력 특성에 대한 실험을 진행하였다.[10] Jang은 포아송 방정식과 같은 수치해석적인 방법을 통해 동체효과에 대한 연구를 진행하였다.[11]

### 1.3. 연구 목적

최근 드론과 더불어 소형 회전익기의 뛰어난 범용성 및 활용성을 바탕으로 동축반전 회전익기가 재조명됨에 따라 이에 대한 수준 높은 연구의 필요가 증가하고 있다. 그 중에서도 회전익기가 인간의 삶에 더욱 가까워짐에 따라 발생할 수 있는 각종 소음 문제는 사회 문제로 이어질 수 있는 위험 또한 내재되어 있다. 또한 회전익기에서 로터의 바로 아래에 위치하여 회전익기의 공력 및 소음 특성에 큰 영향을 끼칠 수 있는 동체를 해석 시에 함께 고려하지 않는다면, 설계 당시의 성능과 실제로 운용할 때와의 괴리가 커져 더욱 큰 문제가 발생할 것으로 예상된다. 하지만 앞서 언급한 바와 같이 기존 연구는 동체효과를 고려하지 않는 동축반전 로터만을 주제로 주로 공력 특성 해석을 진행한 것이 대부분이다. 그리고 동체효과를 고려한 회전익기의 공력 특성 해석은 단일 로터에 대한 연구만 있을 뿐이다. 따라서 이들을 모두 아우르는 연구가 필요하다고 판단되어, 자유 후류 와류 격자 기법 등의 각종 수치해석 기법과 적절한 동체 모델링을 통해 동체효과를 고려한 동축반전 로터의 공력 및 소음 특성을 분석하는 것을 목표로 한다.

## 2. 본론

### 2.1. 공력해석 기법

#### 2.1.1. 자유후류 와류격자 기법 (Free-wake vortex lattice method)

임의의 형상을 가진 블레이드의 경계와 후류 영역을 제외한 모든 유동을 비압축성, 비점성, 비회전 유동으로 가정하면, 속도포텐셜  $\phi$ 에 대한 지배 방정식은 아래의 라플라스 방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\nabla^2 \phi^* = 0 \quad \langle \text{식 2.1} \rangle$$

이때,  $\phi^*$ 는 속도 포텐셜의 의미한다. <식 2.1>로부터 Green의 상반정리에 따라 소스와 더블렛의 조합으로 이루어진 경계면에 분포된 일반해를 구할 수 있다. 얇은 익형 이론을 적용하면 블레이드 표면의 소스를 더블렛의 분포로 치환할 수 있고, Katz의 이론에 따르면 캠버면을 따라 근사된 블레이드 표면과 후류에 분포된 더블렛은 <식 2.2>와 같이 동일한 크기의 와류 강도  $\Gamma$ 를 갖는 와류 격자로 치환하여 표현할 수 있다.

$$\phi^* = -\frac{1}{4\pi} \int_{body+wake} \left[ \Gamma n \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) \right] dS + \phi_\infty \quad \langle \text{식 2.2} \rangle$$

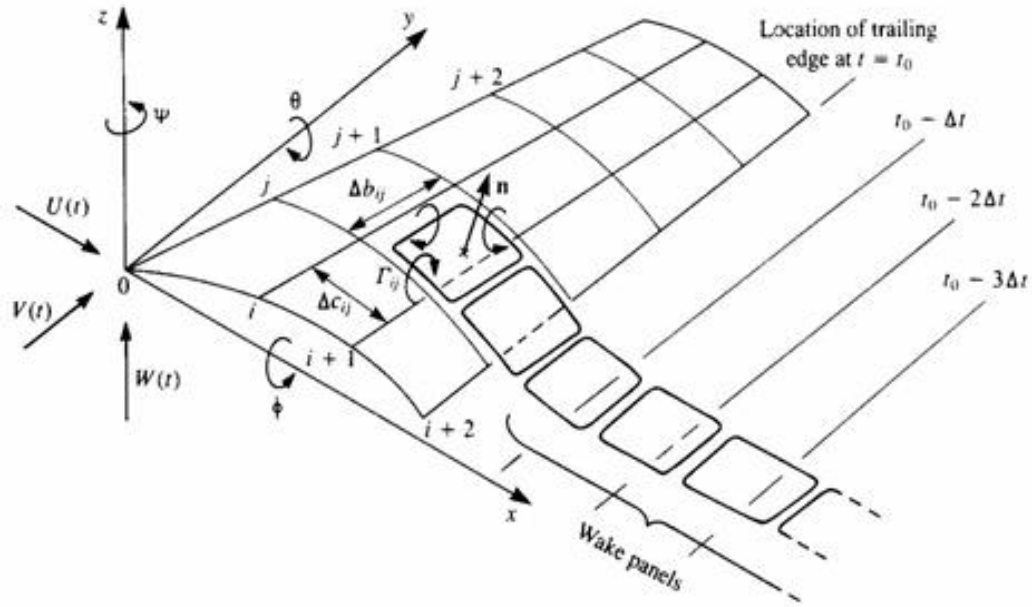


그림 2.1 캠버면을 따라 분포된 와류 격자로 치환된 블레이드와 후류

이때,  $\Gamma$ 는 와류 강도(circulation),  $\Phi_\infty$ 는 자유류(free stream)의 속도 포텐셜을 의미한다. 해를 결정하기 위한 경계조건으로 블레이드 표면에 대한 비투과성을 만족하는 Neumann 조건을 적용하여, 경계에서의 수직 방향의 속력이 0이 되도록 한다. 또한, 블레이드에 유도되는 속도 성분들은 자유류에 의한  $V_0$ , 블레이드의 변형 및 피치의 변화에 의한  $v_{rel}$ , 그리고 로터 회전에 의한  $\Omega \times r$ 의 합으로 치환할 수 있다. 이는 <식 2.3>와 같이 나타낼 수 있다.

$$\left\{ \frac{1}{4\pi} \sum_{body+wake} \Gamma \nabla \left[ \frac{\partial}{\partial n} \frac{1}{r} \right] + (V_0 + v_{rel} + \Omega \times r) \right\} \cdot n = 0 \quad \langle \text{식 2.3} \rangle$$

위의 식을 와류 강도가 미지수인 선형 방정식의 꼴로 나타낼 수 있다.

$$\{a_{ij}\} \{\Gamma_j\} = \{RHS_j\}$$

$$\text{이 때, } a_{ij} = \left\{ \frac{1}{4\pi} \nabla \left[ \frac{\partial}{\partial n_i} \left( \frac{1}{r_{ij}} \right) \right] \right\} \cdot n_i$$

$$RHS_j = - \left\{ \frac{1}{4\pi} \sum_{wake} \Gamma \nabla \left[ \frac{\partial}{\partial n_i} \left( \frac{1}{r_{ij}} \right) \right] + (V_0 + v_{rel} + \Omega \times r) \right\} \cdot n_{ij}$$

우항  $RHS_j$  내의 미지수인 와류강도  $\Gamma$ 는 쿠타 조건(Kutta condition)에 의해 이전 단계의 블레이드 뒷전 와류 강도로부터 얻어진다. 이로부터 계산된 와류 강도에 Kutta-Joukowski theorem을 적용하면, <식 2.4>와 같이 블레이드 표면을 구성하는 각 와류 격자에서의 하중을 계산할 수 있다.

$$\vec{F}_i = \rho \vec{V}_i \times \vec{\Gamma}_i \quad \langle \text{식 2.4} \rangle$$

앞서 언급한 바와 같이, 비압축성 유동을 기반으로 하는 와류격자 기법에서 압축성 효과를 나타내기 위해 Prandtl-Glauert correction을 적용하였다. 국부 마하수  $M$ 에 따라 아래의 <식 2.5>을 적용하여 블레이드의 유효 길이를 변화시키는 방법으로 적절한 압축성 효과를 반영하였다.

$$c_{comp} = \frac{c_{\infty comp}}{\sqrt{1 - M^2}} \quad \langle \text{식 2.5} \rangle$$

## 2.1.2. 등와선도 후류 모델 (Constant vorticity contour model)

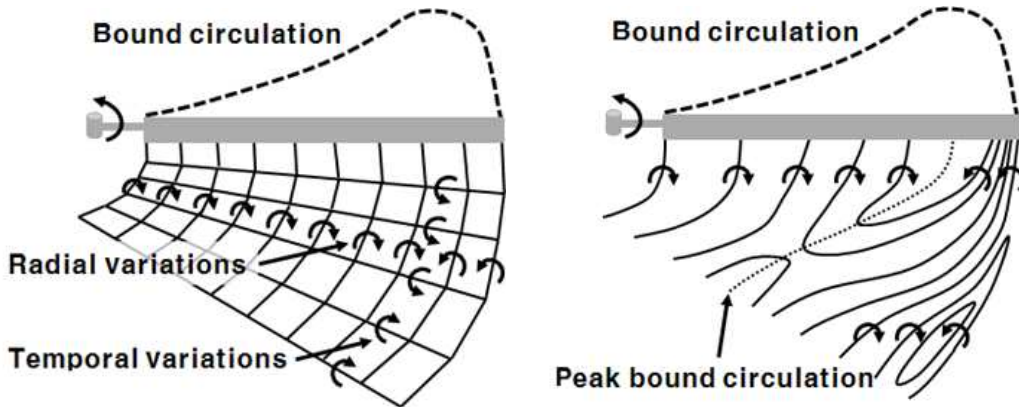


그림 2.2 와류 격자 후류 모델 및 등와선도 후류 모델의 비교

등와선도 후류 모델은 회전하는 로터 블레이드의 뒷전에서 발생하는 후류를 효율적으로 모사하기 위한 방법 중 하나로, 일정한 간격을 갖는 와류 격자가 고정된 위치에서 시간에 따라 변화하는 와류 강도를 갖는 기존의 모델과 달리 일정한 강도의 와류 필라멘트를 뒷전에 분포시키고 이를 시간에 따라 적절하게 위치를 변화시킴으로써 후류를 모사하는 기법이다. 등와선도 후류 모델은 일반적인 모델에 비해 후류 형상을 표현하는데 필요한 와류 요소의 수가 절반 정도로 적다. 계산에 사용되는 와류 요소가 곧 계산에 소요되는 시간 및 비용이라는 것을 고려하면, 이는 계산의 정확성은 충분히 유지하되 계산 효율을 높일 수 있는 방법이라 할 수 있다.

와류 필라멘트의 일정한 와류 강도는 <식 2.6>를 통해 결정된다. 이때,  $N_f$ 는 와류 요소의 개수를 나타낸다.

$$\Gamma = \frac{1.2 \max[\Gamma(r, \Psi)]}{0.5 N_f} \quad \text{<식 2.6>}$$

매 시간마다 블레이드 뒷전에서의 와류 필라멘트 위치는 블레이드를 구성하는 격자가 충분히 작다면 다음과 같은 <식 2.7>로 나타낼 수 있다.

$$\bar{r} = \frac{1}{\Gamma(r_b) - \Gamma(r_a)} \int_{r_a}^{r_b} r \frac{d\Gamma}{dr} dr = \frac{r_a + r_b}{2} \quad \langle \text{식 2.7} \rangle$$

### 2.1.3. 곡선 와류 요소 (Curved wake vortex element)

고정익과는 다르게 회전익은 후류가 회전하며 발생하는 형태가 된다. 이로 인해 후류의 발생 형태가 곡선이 되며, 게다가 앞서 언급한 등와선도 후류 모델의 적용 시에는 더욱 후류의 곡률이 심하게 된다. 곡선 형태의 후류로부터 유도속도를 효율적이고 정확하게 계산해내기 위해, Bliss 등이 제안한 포물선 형태의 와류 요소에 대한 Biot-Savart 적분식을 적용하였다.[12] 앞서 참조한 논문에 따르면, 포물선 형태의 와류요소를 이용해 곡선 와류 요소에 의해 유도되는 속도 계산 시 직선 와류 요소보다 같은 정확도에 대해 요소의 개수는 10%, 계산 시간은 38%만을 필요로 한다. 아래의 <그림 2.3>과 같은 형태의 포물선 와류 요소에 대해 유도 속도는 <식 2.8>과 같이 계산할 수 있다.

$$w = \frac{\Gamma_0 y}{4\pi} I_{0,\text{arc}} - \frac{2\epsilon\Gamma_0 x - \Gamma_1 y}{4\pi} I_{1,\text{arc}} - \frac{2\epsilon\Gamma_1 x - \epsilon\Gamma_0}{4\pi} I_{2,\text{arc}} + \frac{\epsilon\Gamma_1}{4\pi} I_{3,\text{arc}} \quad \langle \text{식 2.8} \rangle$$

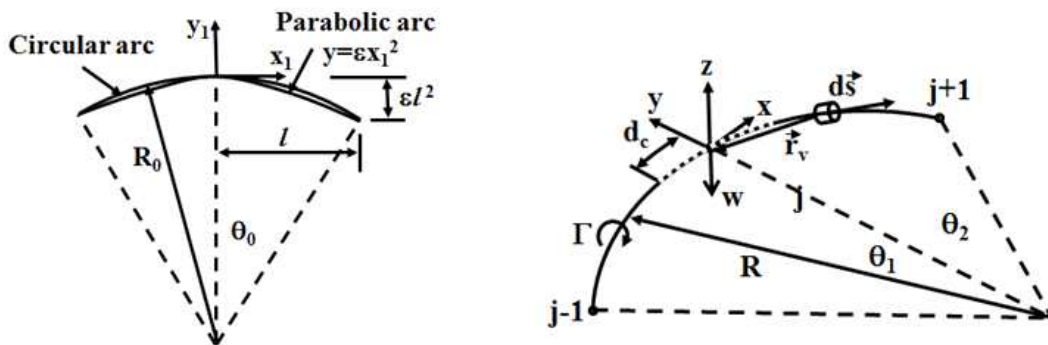


그림 2.3 유도 속도 계산을 위한 포물선 와류 요소의 형태

#### 2.1.4. 2-D 공력 계수 테이블 참조 (2-D Aerodynamic coefficients table)

해석의 기반이 되는 자유 후류 와류 격자 기법은 전체 유동장을 비점성 유동으로 가정하기 때문에, 점성에 의해 발생하는 항력(Drag)과 실속(Stall)을 제대로 고려하지 못한다. 따라서 이를 보완하기 위해 국부 마하수 (Local Mach Number)와 받음각(Angle Of Attack)의 조합으로 이루어진 2-D 공력 계수 테이블을 이용하여, 양력 및 항력 그리고 모멘트 계수를 참조하였다. 참조한 값들은 형상항력과 모멘트의 계산에 사용된다. 블레이드 위치별 국부 유효 받음각이 해당 위치에 존재하는 익형의 공력 계수 테이블로부터 얻은 실속 받음각을 넘어가는 경우, 와류 격자의 수직 벡터를 보정하여 실속이후의 양력 변화를 고려하였다. 또한 영양력각(Zero-Lift Angle)을 계산하고 와류 격자의 수직 벡터를 수정하여 캠버 효과를 반영하였다. 마지막으로 공력 계수 테이블은 고정된 레이놀즈 수(Reynolds Number)에서 생성된 데이터이므로, 레이놀즈 수 보정 기법을 적용하여 2차원 공력계수들을 보정하였다.[13]

## 2.2. 소음해석 기법

### 2.2.1. 불연속 주파수 소음 예측

불연속 주파수 소음을 예측하기 위해서는 먼저 물체 표면의 압력 분포로부터, Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) 방정식을 통해 얻을 수 있다. Ffowcs Williams와 Hawkings는 Lighthill의 음향상사 이론을 적용하여 임의의 움직이는 물체에 의해 발생하는 소음을 수학적으로 유도하여 아래의 <식 2.9>과 같이 제안하였다.[14]

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [p n_i \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [H(f) T_{ij}]$$

<식 2.9>

이때, 움직이는 물체의 경계면은  $f(\vec{x}, t) = 0$ , 내부는  $f < 0$  그리고 외부는  $f > 0$ 으로 <그림 2.4>와 같이 정의하였다. 또한  $\delta(f)$ 와  $H(f)$ 는 Dirac delta 와 Heaviside 함수이고,  $T_{ij}$ 는 Lighthill tensor를 나타낸다. 위 식에서 좌변은 음파방정식 그리고 우변은 소음을 발생시키는 세 가지의 소음원을 의미한다. 유체 내의 비선형 항들은 우변 셋째항의 Lighthill tensor 인  $T_{ij} = \rho u_i u_j - \sigma_{ij} + (p' - c^2 \rho') \delta_{ij}$ 에 포함되어 있으며,  $M^8$ 에 비례하는 Quadrupole의 형태로 나타난다. 이러한 Quadrupole 항을 계산하기 위해서는 비선형 항의 계산이 우선적으로 필요로 하지만 비선형 항의 계산에 필요한 블레이드 주변 유동의 정보를 본 연구에서 사용한 자유후류 와류 격자 기법으로는 얻어낼 수가 없다. 그럼에도 불구하고, 앞서 언급한 바와 같이 Quadrupole 항은 본 연구에서 다루는 제자리 비행 시와 같이 낮은 마하수의 영역에서는 그 영향이 다른 두 항에 비해 충분히 작기에 무시할 수 있다.[15]

우변의 첫째와 둘째항은 각각 <식 2.10>과 <식 2.11>와 같이 독립적인 선형방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p_T'}{\partial t^2} - \nabla^2 p_T' = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n \delta(f)] \quad \text{<식 2.10>}$$

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p_L'}{\partial t^2} - \nabla^2 p_L' = \frac{\partial}{\partial x_i} [p n_i \delta(f)] \quad \text{<식 2.11>}$$

<식 2.10>는 두께 소음(Thickness noise) 방정식 그리고 그 우항은 홀극 소음원(Monopole source)을 의미한다. <식 2.11>는 하중 소음(Load noise) 방정식 그리고 그 우항은 이중극 소음원(Dipole source)을 의미한다. 두께 소음은  $M^4$ 에 비례하며, 물체의 형상과 두께에 의해 발생한다. 하중 소음은  $M^6$ 에 비례하며, 물체 표면의 하중 분포에 의해 발생한다.



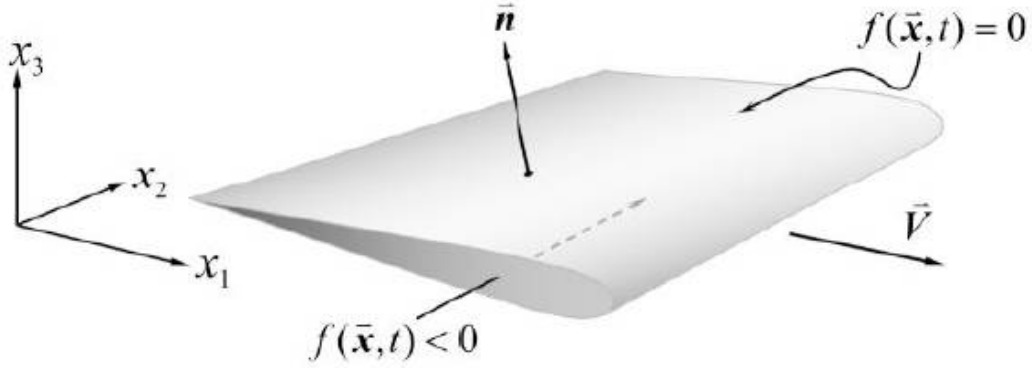


그림 2.4  $f(\vec{x}, t) = 0$ 로 정의된 움직이는 물체 표면의 개념도

위의 두 식을 수치적으로 회전하는 블레이드의 소음 예측에 적용하기 위해, 아래의 <식 2.12>와 <식 2.13>와 같이 Farassat이 제안한 Formulation 1A의 형태를 사용하였다.[16]

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

$$+ \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 c_0 v_n (M_r - M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad \langle \text{식 2.12} \rangle$$

$$4\pi p_L'(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\dot{p} \cos \theta}{c_0 r (1-M_r)^2} + \frac{\hat{r}_i \dot{M}_i p \cos \theta}{c_0 r (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS$$

$$+ \int_{f=0} \left[ \frac{p(\cos \theta - M_i n_i)}{r^2 (1-M_r)^2} + \frac{(M_r - M^2) p \cos \theta}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad \langle \text{식 2.13} \rangle$$

여기서 아랫첨자 T는 두께 소음을, L은 하중 소음을 그리고 아랫첨자 r은 해당 벡터의 관찰자 방향으로의 성분을 의미한다.

## 2.3. 해석기법 검증

### 2.3.1. 공력해석 기법 검증

이전까지 서술한 기법들을 적용하여 개발된 동체효과를 고려한 동축반전 로터 해석 프로그램의 신뢰성을 알아보기 위해, 제자리비행과 등고도 전진비행의 두 경우에서 실제 실험 결과와 공력 성능을 비교 및 검증하였다. <그림 2.5>와 <그림 2.6>와 같이 각각 제자리비행시에는 추력 계수에 대한 동력 계수 그래프를 단일로터와의 결과와 비교하였고, 등고도 전진비행시에는 전진속도비에 대한 동력 계수 변화를 도시하였다.

검증에 사용한 실험 결과는 각각 Harrington이 1951년 수행한 동축반전 로터의 제자리비행 실험[17]과 Dingeldein이 1954년 수행한 멀티로터(Multi Rotor)에 대한 풍동내의 실험[18]을 참조하였다. 제자리비행 실험시의 끝단 마하수는 0.44, RPM은 375이고 고형비(Solidity)는 0.054이다.

먼저 <그림 2.5>에서 단일로터와 동축반전 로터 모두에서 실험과 해석 결과와의 그래프가 서로 충분히 일치하여 해석이 올바르게 수행된 것을 확인 할 수 있다. 추력 계수( $C_T$ )가 증가함에 따라 동력 계수( $C_P$ )의 기울기가 커지는 부분 또한 잘 예측된 것을 확인 할 수 있다. 동축반전 로터의 경우 추력 계수가 높은 부분에서 동력 계수가 실험값과 예측값의 괴리가 발생하는데, 이는 실제 실험과 달리 수치해석 시에는 블레이드를 강체로 가정하여 원추각(Coning Angle)과 같은 블레이드의 형상 변형을 고려하지 못해 일어나는 현상으로 판단된다. 마지막으로 추력 계수가 0 일 때의 동축반전 로터의 동력 계수가 단일로터의 2배인 것을 확인 할 수 있다. 이는 추력 계수가 0인 지점에서 형상항력이 주된 변수이기 때문에, 단일로터에 비해 차지하는 유효면적이 2배인 동축반전 로터의 동력 계수가 2배인 것이 타당하다고 할 수 있다.

<그림 2.6>에서 전진비행시 수치해석 결과가 실제 실험 결과와의 경향성이 충분히 일치하는 것을 확인할 수 있다. 구체적으로 초기에는 전진속도비가 증가함에 따라 동력 계수의 값이 감소하다가, 전진속도비가 0.12인 지점 전후로 가장 낮은 동력 계수를 가지고 이후로는 다시 증가하는 것 또한 잘 예측하였다.

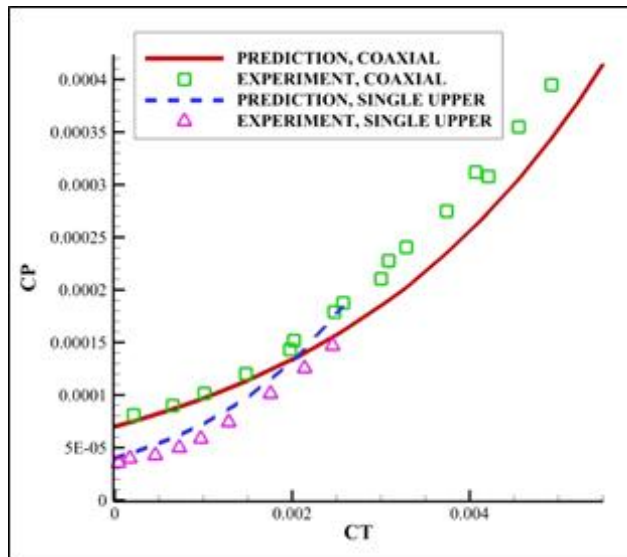


그림 2.5 추력 계수에 대한 동력 계수의 변화

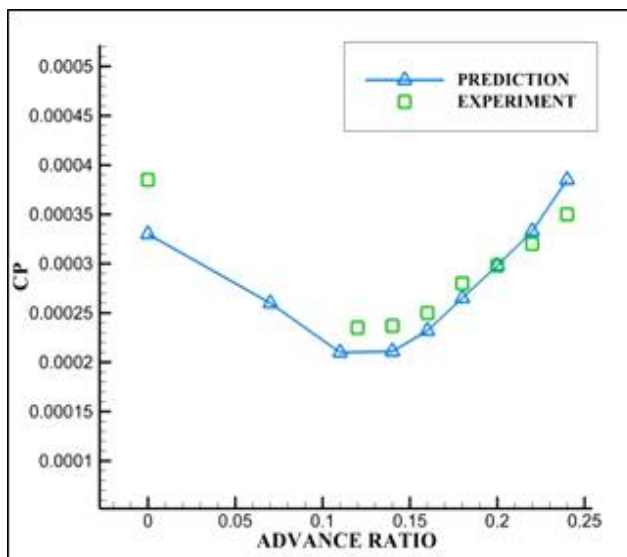


그림 2.6 전진속도비에 대한 동력 계수의 변화

### 2.3.2. 소음해석 기법 검증

동축반전 로터의 경우 실제 실험의 결과가 거의 존재하지 않으며, 존재 하더라도 비공개인 경우가 많다. 그 중에서도 특히 소음 실험의 결과는 전무하여, 본 연구에서는 단일로터와 수치해석적인 결과의 비교를 통해 소음해석 기법의 검증을 수행하였다.

먼저 <그림 2.7>에서 로터 회전 평면에서의 두께 및 전체 소음 방향성을 극좌표를 사용하여 도시하였다. 방위각(Theta)이 0도인 지점이 로터의 전방 그리고 방위각이 -90도인 지점이 로터의 우측 방향을 의미한다. 소음해석 기법 검증에 사용한 동축반전 로터의 블레이드는 상하부 각각 2개씩 총 4개로 구성되어 있다.

<그림 2.7>을 보면 방위각 0도와 -90도에서 동축반전 로터의 두께와 전체 소음의 크기가 최대이고, -45도에서 최소인 것을 확인 할 수 있다. 이는 방위각 0도와 -90도인 지점에서 상하부 로터가 서로 교차하고, 이때 로터 블레이드에서 전파되는 음파의 위상과 크기가 동일하기에 보간 간섭이 일어나 단일로터에 비해 6 dB만큼 증가한다. 반대로 -45도에서는 크기는 동일하지만, 위상이 정반대이기에 단일로터에 비해 6 dB만큼 감소하는 것을 확인 할 수 있다. 그에 비해 단일로터의 경우는 비정상 하중이 발생하지 않기 때문에 모든 방위각에서 일정한 값을 갖는 그래프를 나타낸다. 그리고 음파의 전파 방향을 고려하였을 때, 로터 회전 평면에서는 두께 소음의 영향이 지배적이기에 전체 소음의 경향성이 두께 소음과 일치하는 것을 확인할 수 있다.

마지막으로 <그림 2.8>에서 로터 회전 평면을 기준으로 전방에서 반지름의 3배만큼 떨어진 지점의 두께 소음 스펙트럼을 도시하였다. 두께 소음은 소음의 특성상 하중 소음과 달리 비정상 하중에 크게 영향을 받지 않기에, 동축반전 로터임에도 불구하고 BPF가 증가함에 따라 일정한 기울기를 가지며 소음도가 줄어드는 것을 확인 할 수 있다. 또한 앞서 언급한 바와 같이 1<sup>st</sup> BPF에서 동축반전 로터와 단일로터 간의 소음도가 대략 6 dB의 차이를 확인 할 수 있다.

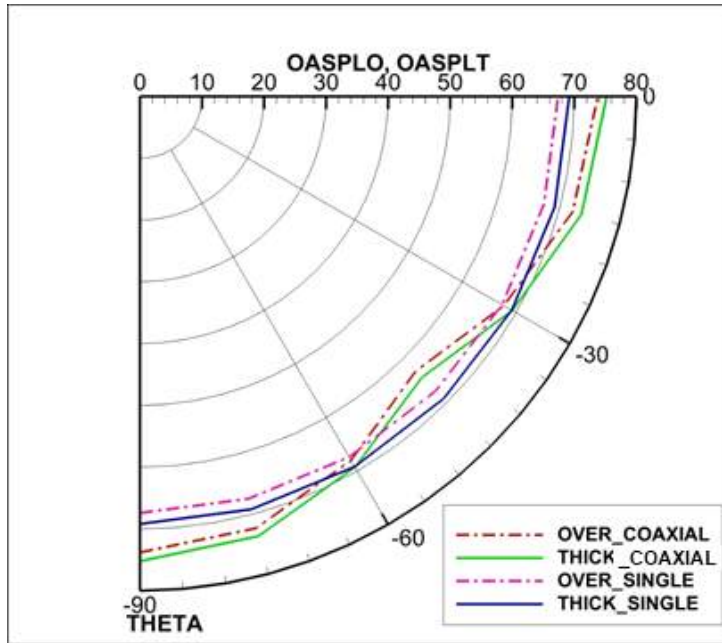


그림 2.7 로터 회전 평면에서의 두께 및 전체  
소음 방향성 비교

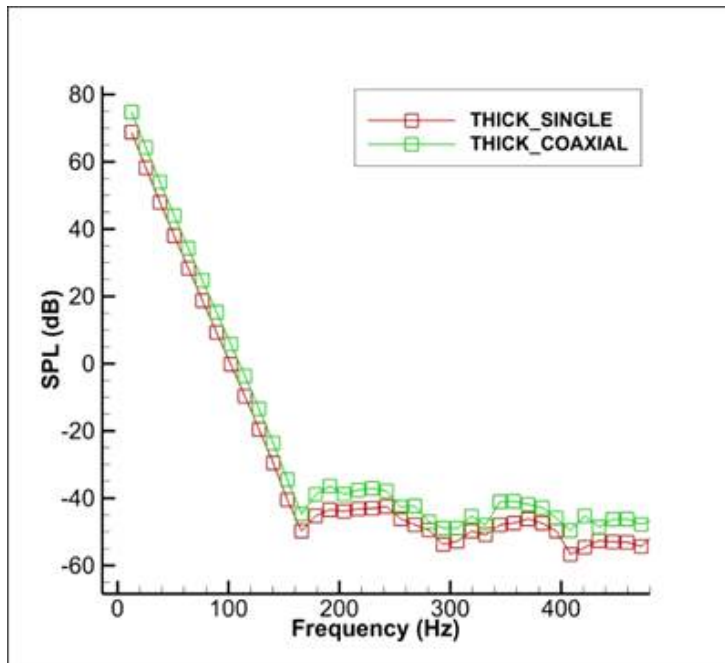


그림 2.8 로터 회전 평면에서의 두께  
소음 스펙트럼 비교

## 2.4. 해석 조건 및 동체 모델링

### 2.4.1. 해석 조건

본 연구에서는 해석의 신뢰도를 높이기 위해 동체 형상을 기존의 운용되고 있는 Sikorsky사의 S-69(XH-59A)를 참조하였다. <그림 2.11>에서 동체의 직경은 6.1 ft, 로터 반지름은 18.0 ft, 비틀림각(Twist Angle)은 8도 그리고 상하부 로터 블레이드의 개수는 각각 3개씩 총 6개이다. 실제 운용되는 동축반전 로터 회전익기 중에서 동체의 길이나 직경이 공개된 것은 S-69가 유일하기에 선정하였다.

해석에 필요한 조건들은 다음과 같다. 제자리비행의 경우에서 해석을 수행하였고, 이때 끝단 마하수는 0.64이다. 이를 RPM으로 환산하면 대략 380이다. 소음해석 시 필요한 소음점은 로터 허브(Hub)로부터 반지름의 3배인 지점이다. <그림 2.9>에서 로터 회전 평면에서의 로터 블레이드의 형상 및 교차하는 지점을 개략적으로 나타내었고, 이때 로터의 전방은 화살표가 가리키는 방향이다. 빨간 선은 교차하는 지점, 회색 로터 블레이드는 상부 그리고 검은색 로터 블레이드는 하부 로터를 의미한다.

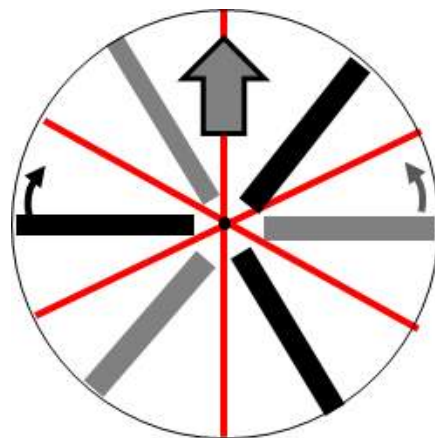


그림 2.9 위에서 바라본  
로터 회전평면

## 2.4.2. 동체 모델링

<그림 2.10>은 앞선 해석 조건에 따라 동체를 모델링한 형상이다. S-69 기체의 블레이드에 사용된 에어포일(Airfoil) 정보를 참고하여, 수치해석을 통해 공력테이블을 직접 제작하였다.

동체 형상은 동축반전 로터의 해석에 많은 격자가 필요하기에 비교적 간단한 형상인 팔각 기둥으로 단순화하였다. 해석에 필요한 동체의 경계 조건은 표면의 비투과성을 만족하기 위해, Neuman 조건을 적용하였다. 그리고 동체의 표면은 소스(Source)와 와류 패널(Vortex Panel)을 로터 블레이드와의 상호작용이 가능하도록 적절히 분포시켰다. 또한 양력을 발생시키 않는다고 가정하여 타워의 후류는 고려하지 않았다.

그리고 동체에 분포된 소스 및 와류 패널과 후류 사이의 상호작용을 반영하기 위해, 후류로 모사된 와류 필라멘트가 동체의 내부에 존재하는 경우에는 이와 같은 후류에 의한 유도속도를 계산 시에 제외하였다. 따라서 블레이드에서 발생한 후류가 동체와의 충돌에 의한 효과를 반영하도록 하였다.[19]

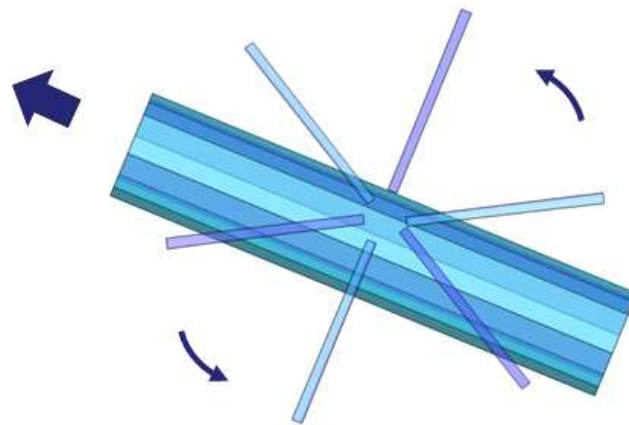


그림 2.10 해석을 사용된 동체 모델링

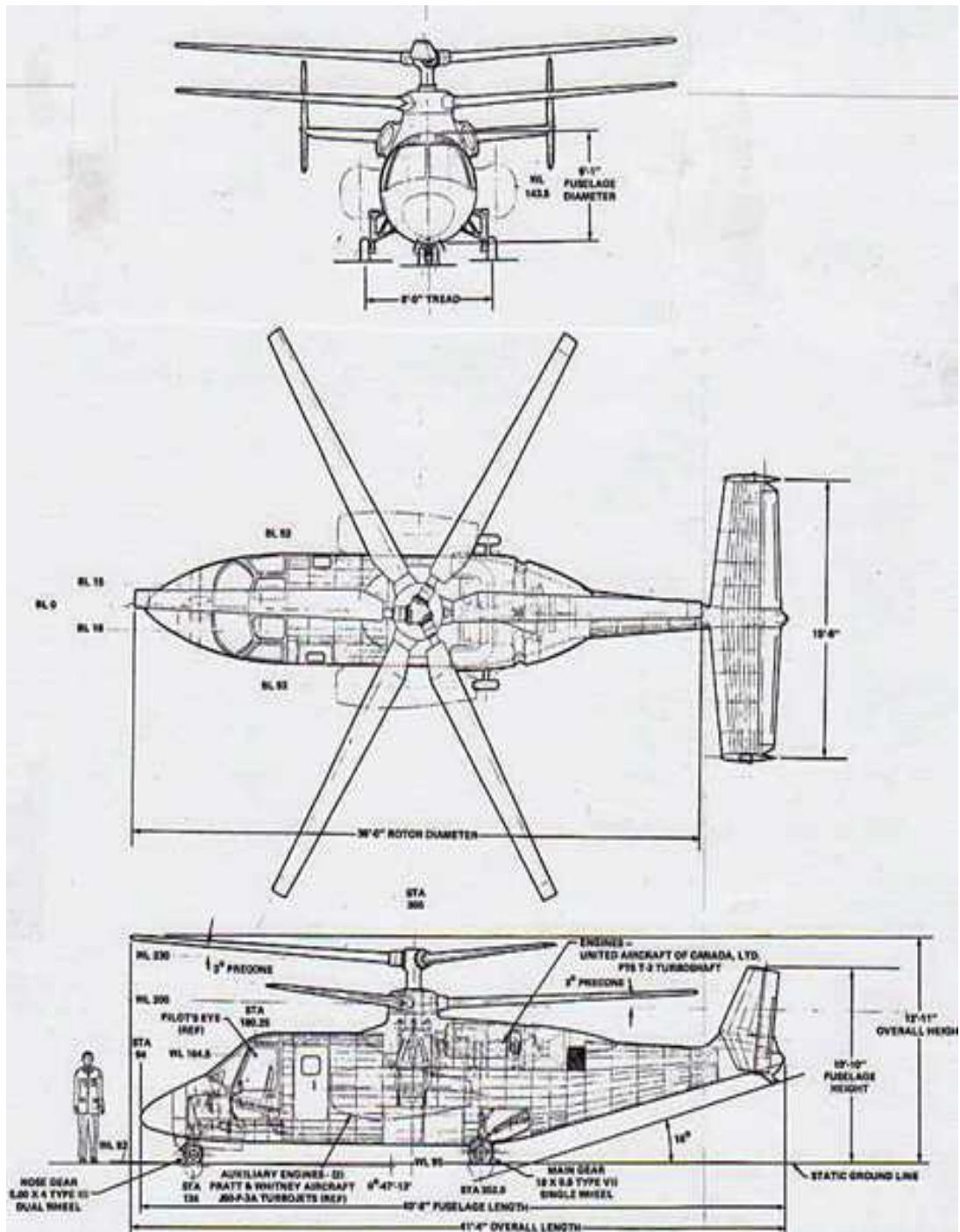


그림 2.11 S-69의 제원



### 3. 결과 및 검토

#### 3.1. 공력해석 결과

##### 3.1.1. 방위각(Azimuth Angle)에 따른 추력과 양력 계수 비교

동체의 존재 유무가 로터에 끼치는 영향을 확인하기 위해, 먼저 로터 회전 평면을 기준으로 방위각에 따른 블레이드의 위치별 추력과 양력계수를 아래의 <그림 3.1>와 <그림 3.2>과 같이 비교하였다. 본 연구에서 다루고 있는 주제인 동축반전 로터의 공력 및 소음 특성을 더욱 효과적으로 보여주기 위해, 상하부 로터 중 유입류(Inflow)가 상부 로터의 후류에 의한 영향을 받는 하부 로터에 대한 결과를 이용하였다.

일반적으로 단일 로터의 공력해석 시에 동체에 의한 효과를 고려하면 전체적인 공력성능의 증가가 소폭 발생하고, 로터가 회전하면서 동체 위를 지날 때마다 동체에 의한 유도속도로 인해 급격히 양력 계수가 증가하는 현상이 발생한다.[20]

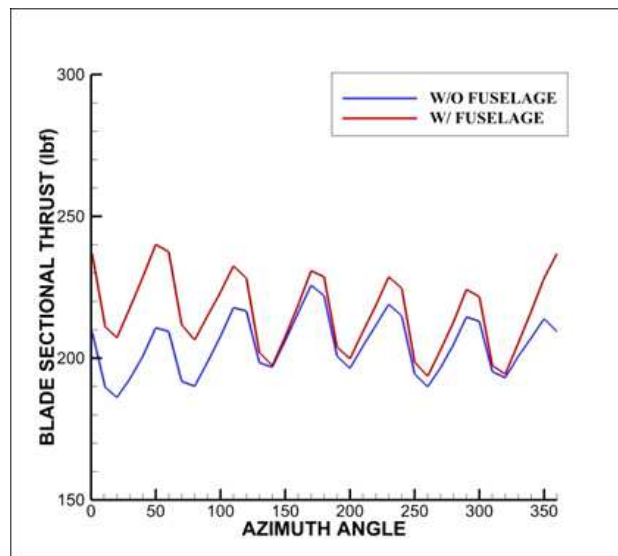


그림 3.1 방위각에 대한 블레이드 위치별 추력 변화

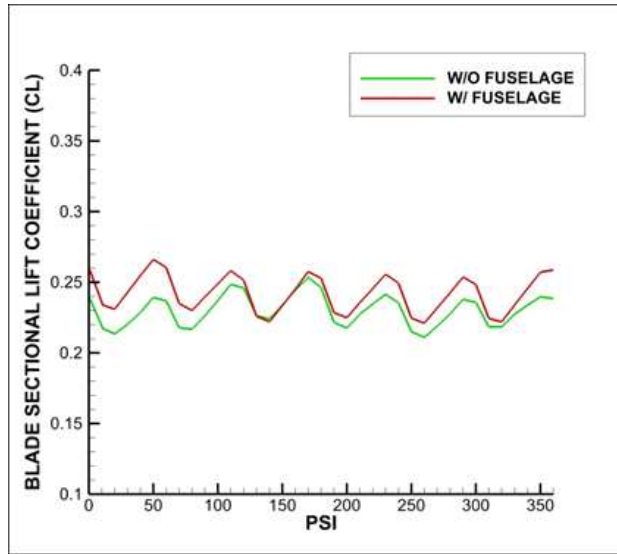


그림 3.2 방위각에 대한 블레이드 위치별  
공력 계수 변화

<그림 3.1>와 <그림 3.2>의 가로축인 Azimuth angle과 PSI는 모두 방위각을 나타내고, 0도가 로터의 후방 그리고 180도가 로터의 전방을 의미한다.

동축반전 로터는 단일 로터와 다르게 동체 효과를 고려하지 않을 때에도 상하부 로터간의 상호작용으로 인해 비정상 하중(Unsteady Loading)이 발생한다. 하지만 상하부 로터의 상호작용으로 인한 비정상 하중을 고려하더라도, 위의 그림들에서 방위각 0도인 지점인 로터의 후방에서 특히 추력과 양력이 증가한 것을 확인 할 수 있다. 또한 전반적으로는 10%의 추력과 양력 계수의 증가가 발생한 것을 확인 할 수 있다. 이는 앞서 언급한 바와 같이 로터의 후류가 동체와의 상호작용으로 인한 유도속도가 올려흐름(Upwash)를 발생시켜, 동체 위를 지나는 로터 블레이드의 유효받음각(Effective Angle of Attack)을 증가시키기 때문이다.

블레이드 위치별 양력계수와 추력은 서로 유사한 경향을 보이는데, 이는 고정익과는 다르게 회전익에서는 제자리 비행시 로터에서 발생하는 양력과 추력의 방향이 모두 로터 회전평면에 수직방향에서 큰 차이가 존재하지 않기 때문인 것으로 설명할 수 있다.

마지막으로 로터의 전방인 방위각 180도인 지점에서는 동체효과가 미미한 것을 확인할 수 있다. 이는 자유후류 와류격자 기법을 이용하여 해석하였기에 후류를 모사하는 와류 필라멘트가 격자화 된 동체를 근접하게 이동하는 과정에서 동체의 소스와 볼텍스에 의해 비정상적인(Abnormal) 유도속도가 발생해 동체에 의한 올려흐름을 상쇄시킨 것으로 판단된다. 추후 연구를 통해 개선해나가야 할 한계점이다.



그림 3.3 동체효과를 고려한 동축반전 로터의 후류 형상

위의 <그림 3.3>에서 동체를 포함하여 회전하는 동축반전 로터의 블레이드로부터 나온 후류를 와류 필라멘트로 나타내었다.

## 3.2. 소음해석 결과

### 3.2.1. 로터 회전 평면에 대한 소음 방향성 비교

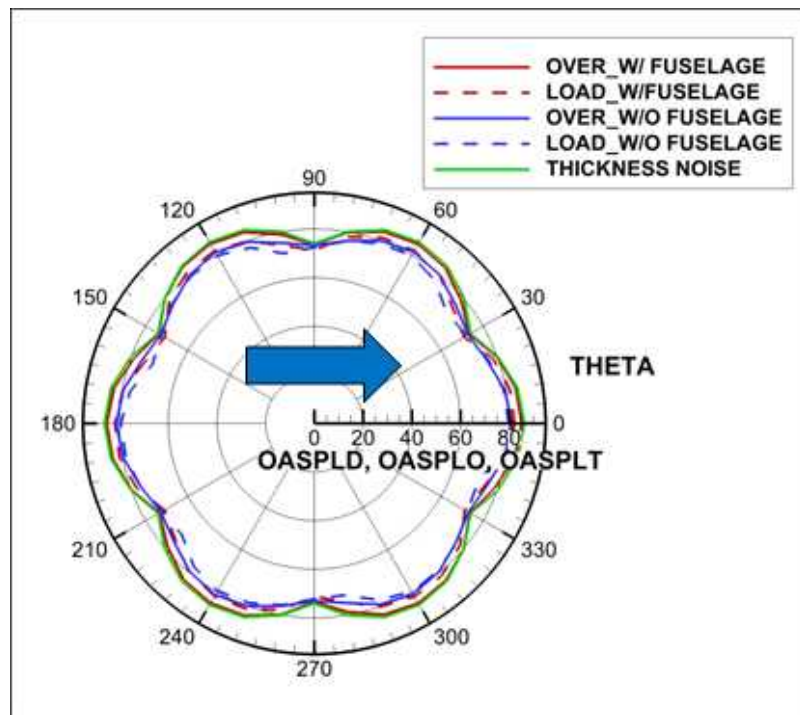


그림 3.4 로터 회전 평면에서의 동체 효과를 고려한 소음 방향성 비교

먼저 <그림 3.4>에서 로터 회전 평면을 기준으로 로터 블레이드가 서로 교차하는 지점인 0도, 60도, 120도, 180도, 240도 그리고 300도에서 소음의 크기가 최대라는 동축반전 로터의 소음 방향성의 특징을 한눈에 확인할 수 있다. 해석에 사용한 로터 블레이드가 상하부 3개씩 총 6개이므로, 최대 소음도를 나타내는 지점 또한 6군데인 것을 알 수 있다. 이는 앞서 언급한 바와 같이 로터 회전 평면에서는 상하부 로터에서 발생한 음파의 위상이 서로 동일하여 보간 간섭이 일어나기 때문이다. 30도, 90도, 150도, 210도, 270도 그리고 330도에서 소음의 크기가 최소인 것은 상하부 로터에서 발생한 음파의 위상이 정반대이기에 상쇄간섭이 일어났

기 때문이다.

두께소음은 동체효과에 무관하게 하나의 경우에서 구한 결과만을 도시하였는데, 이는 양쪽 경우 모두 동일한 에어포일과 로터 블레이드 형상을 이용하여 해석하여 소음도의 차이가 발생하지 않았기 때문이다.

모든 방위각에서 동체효과를 고려하였을 때의 하중과 전체 소음도가 그렇지 않을 때 보다 높게 예측된 것을 확인할 수 있다. 공력 해석 결과와 연결되는 부분으로 동체 효과가 고려되었을 때, 모든 방위각에서 추력 및 양력 계수가 그렇지 않을 때와 비교하여 높게 예측되었기 때문이다. 그리고 방위각이 0도인 로터의 앞쪽보다는 180도인 뒤쪽에서 더 큰 차이를 보여주고 있는 것은 로터의 뒤쪽에서 추력과 양력 계수의 차이가 더 컸기 때문이다.

<그림 3.4>의 파란색 화살표가 가리키는 방향이 로터의 앞쪽을 나타내고, Theta는 방위각으로 도(Degree)의 단위를 가진다. 또한 소음의 크기는 데시벨(dB)로 표현하였다.

### 3.2.2. 로터 회전 축 평면에 대한 소음 방향성 비교

로터 회전 축 방향에서의 소음 방향성에서는 <그림 3.4>와 같이 두께 소음을 제외하고, 하중 소음과 전체 소음만을 도시하였다. 동일한 에어포일과 로터 블레이드 형상인 것 뿐만 아니라 주된 소음 전파 방향이 회전하는 방향과 평행하기 때문에 회전 축 평면에서는 큰 의미를 갖지 않아 제외하였다. 마찬가지로 <그림 3.5>의 파란색 화살표가 가리키는 방향이 로터의 앞쪽을 나타내고, Theta는 방위각으로 도(Degree)의 단위를 가진다. 또한 소음의 크기는 데시벨(dB)로 표현하였다.

<그림 3.5>을 보면 로터의 뒤쪽인 방위각 180도에서 동체 효과를 고려하였을 때 전체 소음의 크기가 그렇지 않을 때보다 더욱 큰 것을 확인할 수 있다. 하지만 방위각 210도 부근에서는 동체가 있을 때 오히려 전체 소음도가 작아지고 150도 부근에서는 더욱 소음도가 커지는 것을 확인할 수 있는데, 이는 로터 회전평면을 벗어나 상하부 로터에서 발생한

음파의 위상차로 인해 보간 및 상쇄 간섭이 일어나는 것으로 판단된다.

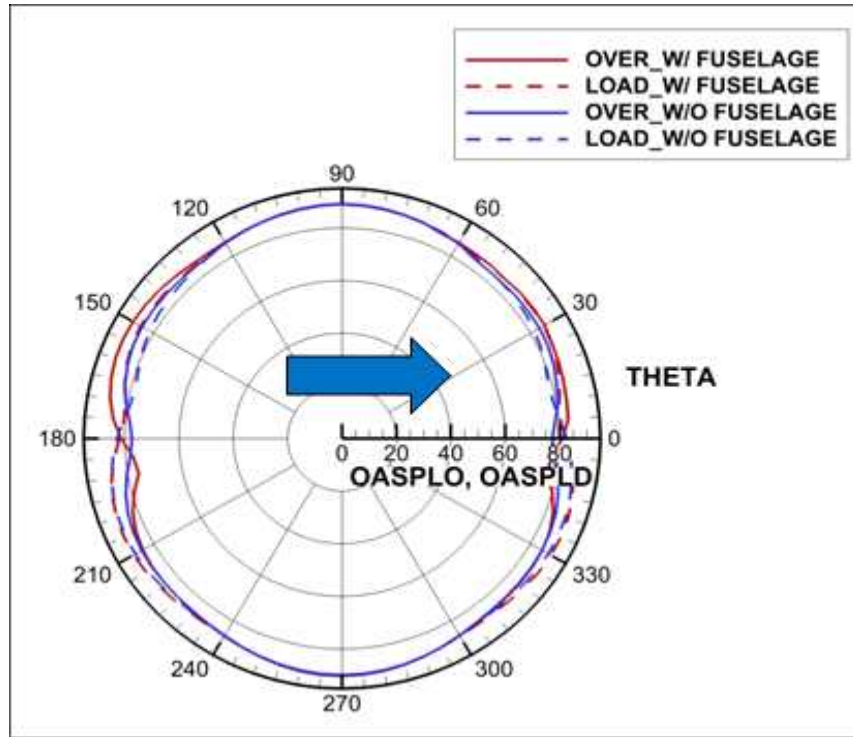


그림 3.5 로터 회전 축 평면에서의 동체 효과를 고려한  
소음 방향성 비교

### 3.2.3. 로터 회전 및 회전축 평면에 대한 소음 스펙트럼 비교

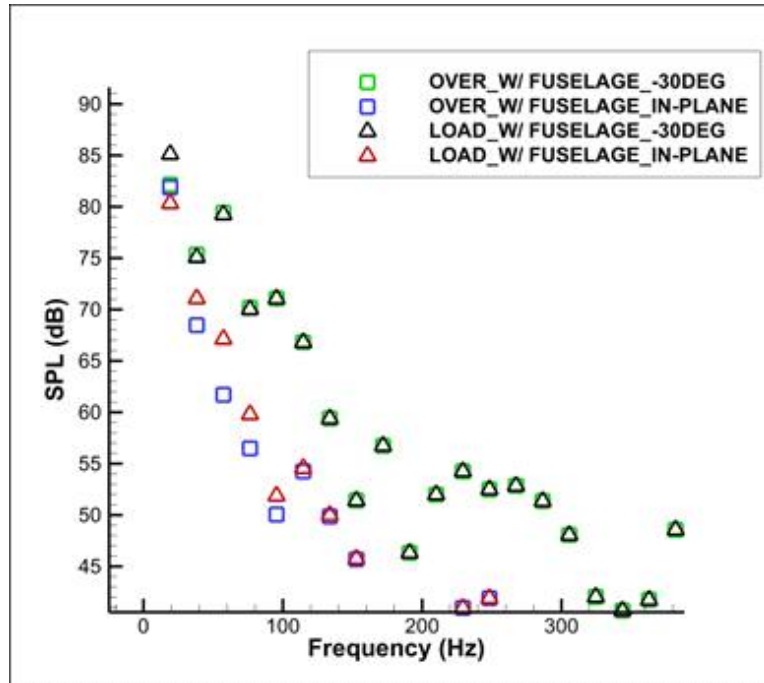


그림 3.6 동체효과를 고려한 소음 스펙트럼 비교

<그림 3.6>과 <그림 3.7>에는 각각 로터 회전 평면과 회전 축 평면에 대한 두께 소음 및 전체 소음 스펙트럼을 동체효과의 유무에 따라 나누어 나타내었다. BPF(Blade Passing Frequency)의 조화 성분에 해당하는 소음만을 도시하였고, 측정 위치는 로터의 앞쪽을 기준으로 각각 <그림 3.5>의 회전 축 평면에서 -30도(330도)와 <그림 3.4>의 회전 평면에서 로터 반지름의 3배만큼 떨어진 거리이다.

로터의 전방에서는 동체 효과를 고려했음에도 불구하고 추력의 변화에 큰 차이가 없어, 전체적인 소음도의 크기가 증가했을 뿐 그 경향은 서로 유사한 것을 확인할 수 있다. <그림 3.6>에서 2<sup>nd</sup> BPF 이후로 동체효과에 의해 비정상 하중이 발생하여, 일정한 기울기를 가지고 그 크기가 줄어드는 것이 아니라 산란되어 분포하는 것 또한 확인할 수 있다. <그림 3.7>에서도 동체효과를 고려하지 않았음에도 약하게 위와 같은 소음도의 산란 현상이 발생하는데, 이는 동축반전 로터만을 해석할 때에도 비정상

하중이 발생하기 때문이다. <그림 3.6>과 <그림 3.7> 모두에서 1<sup>st</sup> BPF에서의 전체 소음의 크기가 하중 소음의 크기보다 작은 것을 확인할 수 있다. 이는 위상과 크기를 모두 고려해야 하는 음파의 특성상 서로 다른 음파의 중첩 시 위상차에 의한 상쇄 간섭이 발생한 것으로 판단된다.

마지막으로 두 그림 모두에서 회전 평면에서보다 회전 축 평면의 방위각 -30도의 지점에서 소음의 크기가 지배적인 것을 확인할 수 있다. 이는 하중 소음이 지배적인 영역이라, 주된 소음 전파의 방향이 회전평면의 수직인 것으로 설명할 수 있다.

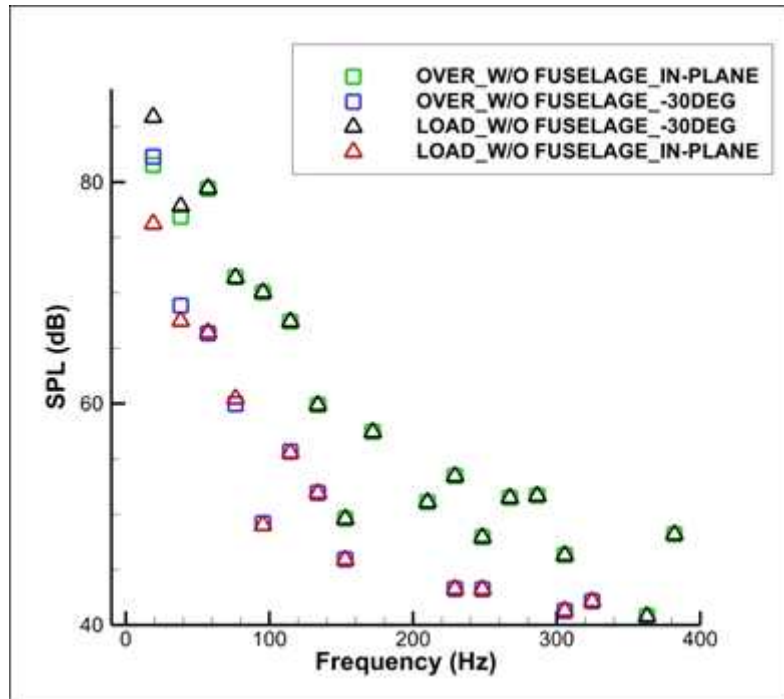


그림 3.7 동체효과를 고려하지 않은 소음 스펙트럼 비교



## 4. 결론

본 연구에서는 기존의 동축반전 로터를 자유후류 와류 격자 기법을 기반으로 동체 효과를 고려하여 제자리비행시 공력 및 소음 특성에 대한 해석을 수행하였다. 높은 공력 해석의 정확도를 유지하면서 효율적인 계산을 수행하기 위해 등와선도 후류 모델과 곡선 와류 요소를 적용하였다. 또한 비점성 유동의 한계를 보완하기 위해 2-D 공력 테이블을 참조하였다. 소음 해석에는 불연속 주파수 소음을 해석하기 위해 Ffowcs Williams-Hawkings의 방정식을 기반으로 Farassat 1A Formulation을 사용하였고, 낮은 마하수의 영역에서 해석을 진행하였기에 Quadrupole 소음원을 무시하고 두께 소음과 하중 소음 두 가지만을 고려하였다.

동체 효과가 동축반전 로터의 공력해석의 특성에 미치는 영향을 알아보기 위해 방위각에 따른 추력과 공력계수의 변화를 알아보았다. 그 결과 기존의 상하부 로터간의 교차로 인해 발생하는 비정상 하중에 의한 주기성에 더불어 동체를 지나는 지점에서 추력 및 공력 계수의 증가가 발생하고, 전체적인 값의 상승 또한 일어난 것을 확인할 수 있었다. 위와 같은 공력 성능의 증가는 동체에 의한 유도속도가 올려흐름(Upwash)을 발생시켜, 로터 블레이드의 유효 받음각을 증가시킨 것으로 판단된다.

동체 효과가 동축반전 로터의 소음해석의 특성에 미치는 영향을 알아보기 위해 회전 평면 및 회전 축 평면에서의 소음 방향성 비교와 소음 스펙트럼을 나타내었다. 그 결과 동체효과로 인한 공력 성능의 소폭 증가가 소음에도 영향을 주어, 모든 방위각에서 전체 소음의 크기가 증가한 것을 확인할 수 있었다. 특히 동체효과로 인해 공력 성능의 증가가 가장 컸던 로터의 후방에서 유의미한 소음 크기의 증가를 확인할 수 있었다. 소음 스펙트럼에서는 동체효과가 고려되었을 때, 2<sup>nd</sup> BPF 이후로 소음 크기의 산란이 더욱 커진 것을 확인할 수 있었다. 이는 동체와의 상호작용으로 인해 추가적인 비정상 하중이 발생하였다고 판단된다.

## 5. 연구의 한계 및 후속 연구 방향

본 연구는 자유후류 와류격자 기법을 기반으로 제자리비행시의 동축반전 로터의 동체효과를 고려하고자 하였다. 하지만 본 연구는 몇가지의 한계점 및 추후의 연구가 필요한 부분이 존재한다. 먼저 동체 모델링에서 동체 효과를 고려하기 위해 선택한 방법으로 본 연구에서는 단순히 동체 내부의 와류 필라멘트로부터 유도되는 속도를 0으로 만드는 방법을 사용하였다. 간단하면서도 충분히 효과적인 방법이지만, 후류로 표현된 와류 필라멘트의 움직임이 물리적이지 않다는 단점이 존재한다. 따라서 후속 연구는 물리적인 의미를 왜곡시키지 않는 방향으로 진행해 볼 필요가 있다. 또한 제자리비행을 넘어서 기동시의 동체효과 또한 고려해볼 필요가 있다. 기동시에는 로터의 후류가 동체에 영향을 주는 범위가 바뀌고, 전진속도에 의한 유입류의 변화가 공력 및 소음 특성에 영향을 줄 것으로 판단된다.

## 참 고 문 헌

- [1] Alfred Gessow and Garry C. Myers, Jr., “Aerodynamics of the Helicopter”. Frederick Ungar Publishing Co., 1967.
- [2] Ray Prouty, “Another Look at the Advancing Blade Concept”, Vertiflite, Summer, 2006, pp.18.
- [3] Colin P. Coleman, “A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research”, NASA Technical Paper 3675, Mar., 1997
- [4] Marion K. Taylor, “A Balsa-Dust Technique for Air-Flow Visualization and its Application to Flow Through Model Helicopter Rotors in Static Thrust”, NACA TN 2220, Nov., 1950
- [5] T. Nagashima, K. Shinohara, and T. Baba, “A Flow Visualization Study for the Tip Vortex Geometry of the Co-axial Rotor in Hover”, Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 25, No. 284, 1977, pp.442-445.
- [6] T. Nagashima, K. Nakanishi, “Optimum Performance and Load Sharing of Coaxial Rotor in Hover”, Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 26, No.293, 1978
- [7] M. Mosher and R. L. Peterson, “Acoustic Measurements of a Full Scale Coaxial Helicopter”, AIAA 8<sup>th</sup> Aeroacoustics Conference, Atlanta, Georgia, April 11-13, 1983
- [8] Randall L. Peterson and M. Mosher, “Acoustic Measurements of a Full-Scale, Coaxial, Hingeless Rotor Helicopter”, NASA TM 83349, 1983

- [9] J. C. Wilson and R. E. Mineck, “Wind-Tunnel Investigation of Helicopter-Rotor Wake Effects on Three Helicopter Fuselage Models”, NASA TM X-3185, March 1975
- [10] P. F. Sheridan and R. P. Smith, “International Aerodynamics - A New Challenge to Helicopter Technology”, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 25, (1), January 1980, pp. 3-21
- [11] J. Jang and S. Park, “Prediction of Fuselage Surface Pressure in Rotor-Fuselage Interactions Using an Integral Formulation of Poisson Equation”, Asian/Australian Rotorcraft Forum, 2013
- [12] D. B. Bliss, M. E. Teske and T. R. Quackenbush, “A New Methodology for Free Wake Analysis Using Curved Vortex Elements”, NASA CR 3958, 1987
- [13] C. N. Keys, M. A. McVeigh, L. Dadone, and F. J. McHugh, “Estimation of Full-Scale Rotor Performance from Model Rotor Test Data”, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 30, No. 4, Oct., 1985, pp.22-29
- [14] J. E. Ffowcs Williams and D. L. Hawkings, “Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion”, Philosophical Transactions for the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences, Vol. 264, No. 1151, May 8, 1969, pp.321-342.
- [15] A. P. Dowling and J. E. Ffowcs Williams, “Sound and Source of Sound”, Horwood, 1983.
- [16] F. Farassat, “Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat”, NASA Technical Memorandum, No. 214853.

- [17] Robert D. Harrington, “Full-Scale-Tunnel Investigation of the Static-Thrust Performance of a Coaxial Helicopter Rotor”, NACA TN 2318, Mar., 1951.
- [18] Richard C. Dingeldein, “Wind-Tunnel Studies of the Performance of Multi-rotor configurations”, NACA TN 3236, Aug., 1954.
- [19] H. Kim, “Nonlinear Bound Vortex Correction Method for Unsteady Aerodynamic Loading and Noise Analysis of Wind Turbine Rotor”, Seoul National University, 2011.
- [20] J. Cordon Leishman, “Principles of Helicopter Aerodynamics”, 2<sup>nd</sup> ed., Cambridge University Press, 2006.

## Abstract

# A Study on the Aerodynamic and Aeroacoustic Characteristics of Coaxial Rotor with Rotor-Fuselage Interaction

Jong Hui Kim

Department of Mechanical and Aerospace Engineering

The Graduate School

Seoul National University

This study investigates the aerodynamic and acoustic characteristics of a coaxial rotor with rotor-fuselage interaction. A coaxial rotor has been researched from mid-twentieth and mainly used for transportation at broad area. Compared to the conventional single rotor, it can satisfies higer lift and faster speed performance trends. Recently a coaxial rotor needs to study for demand of minimal drone. Also, as the miniaturized unmanned rotorcraft approaches to human life, it is required to predict more accurately the aerodynamic and acoustic characteristics during actual operation.

In this study, a numerical analysis was conducted to predict the aerodynamic and acoustic characteristics of coaxial rotor with rotor-fuselage interaction for hovering case based on free wake vortex lattice method. For efficient computation, numerical methods such as vorticity contour model and curved vortex element were applied, and Ffowcs-Williams Hakwings's equation was applied to

acoustic prediction. A fuselage refers to dimension of the S-69 airframe from Sikorsky, and then source and vortex panels are distributed on the surface to enable interaction with the wake.

The following conclusions were drawn through the analysis of aerodynamic and aeroacoustic characteristics of a coaxial rotor with rotor-fuselage interaction at hovering case. Similar to the aerodynamic characteristics of a single rotor in consideration of a rotor-fuselage effect, in the case of a coaxial one, the induced velocity by fuselage at the point where the rotor blade passes over the fuselage causes an unsteady upwash. So, the thrust and lift coefficient of coaxial rotor are periodically increased with azimuth angle. Elevated aerodynamic performance also affects noise, resulting in a slight increase in overall noise level at all azimuths, especially at the point of passing through the fuselage. Also, considering the rotor-fuselage effect, the noise scattering becomes larger after 2nd BPF.

**keywords :** Coaxial rotor, Rotor-fuselage interaction, Free-wake vortex lattice method

***Student Number :*** 2016-20733