

# 팁젯 로터의 소음원 구분을 통한 소음 예측 기법 연구

## Study on noise prediction by classification of noise sources of a tip-jet driven rotor

고정우,<sup>1</sup> 김종희,<sup>1</sup> 이수갑<sup>2†</sup>

(Jeongwoo Ko,<sup>1</sup> Jonghui Kim,<sup>1</sup> and Soogab Lee<sup>2†</sup>)

<sup>1</sup>서울대학교 기계항공공학부, <sup>2</sup>서울대학교 공학연구원

(Received January 8, 2018; accepted March 29, 2018)

**초 록:** 팁젯 로터의 소음원은 로터 블레이드 소음과 제트 소음으로 분리할 수 있다. 로터 블레이드 소음은 두께 소음, 하중 소음, 비선형 사중극 소음으로 구성되고 제트 소음은 노즐 모멘텀 소음과 제트 방사 소음으로 나뉜다. 로터 블레이드 소음을 해석하기 위해 유동 해석 정보를 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD) 해석으로 얻은 뒤 투과면, 비투과면 FW-H(Ffowcs Williams-Hawkings) 음향 유사법을 동시에 적용하여 각 소음원을 구분하였다. 그리고 제트 소음은 노즐 출구 조건을 활용하여 투과면 FW-H 음향 유사법으로 노즐 모멘텀 소음을 구하고 기존 고정익 제트에 대한 경험식을 활용하여 제트 방사 소음을 얻었다. 검증 기체의 소음 측정값을 기준으로 해석 기법의 신뢰성을 검증하였고 스펙트럼 분석을 통해 팁젯 로터의 독특한 소음 특성을 확인하였다.

**핵심어:** 팁젯 로터, 음향 유사법, 로터 블레이드 소음, 제트 소음

**ABSTRACT:** The noise sources of a tip-jet driven rotor can be separated by rotor blade noise and jet noise. The rotor blade noise consists of thickness noise, loading noise, nonlinear quadrupole noise, and jet noise is divided into nozzle momentum noise and jet radiation noise. The flow analysis for the prediction of rotor blade noise is performed by CFD (Computational Fluid Dynamics) analysis, and the noise source of the rotor blade noise is identified by simultaneously applying the permeable and impermeable surface based FW-H (Ffowcs Williams-Hawkings) acoustic analogy. The nozzle momentum noise is obtained by permeable surface FW-H, and jet radiation noise is predicted by using empirical method for the fixed-wing jet. Both of jet noises use nozzle exit condition for noise analysis. The accuracy of the technique is verified based on the noise measurements of the tip-jet driven rotor, and the unique noise characteristics of the tip-jet driven rotor is confirmed by spectrum analysis.

**Keywords:** Tip-jet driven rotor, Acoustic analogy, Rotor blade noise, Jet noise

**PACS numbers:** 43.28.Ra, 43.20.Wd

### 1. 서 론

헬리콥터의 필요 운용 범위와 요구 성능이 다양해짐에 따라 기존 헬리콥터가 가지는 단점을 보완할 수 있는 복합 헬기에 관심이 집중되고 있다. 복합 헬기에는 대표적으로 동축 반전 로터와 덕티드 팬 로

터, 그리고 팁젯 로터가 있다. 동축 반전 로터는 두 메인 로터가 서로 반대방향으로 회전하며 토크를 상쇄하는 효과와 강한 추력을 얻을 수 있는 복합 헬기이고 덕티드 팬 로터는 덕트 내부에 로터를 위치하여 공력 및 소음 특성을 개선할 수 있는 복합 헬기이다.

Fig. 1의 Fairey Rotodyne으로 대표되는 팁젯 로터(tip-jet driven rotor)는 블레이드 끝단의 노즐에서 분사되는 제트에 의해 구동력을 얻는 복합 헬기로 주로 제자리 비행과 수직 상승 및 하강 비행 시 팁젯 구

†Corresponding author: Soogab Lee (solee@snu.ac.kr)  
Engineering Research Institute, Seoul National University, 1  
Gwanak-ro, Gwanak-gu, Seoul 08826, Republic of Korea  
(Tel: 82-2-880-7384, Fax: 82-2-876-4360)

“이 논문은 2017년도 추계학술발표대회에서 발표하였던 논문입니다.”



Fig. 1. Tip-jet driven rotor.

동방식을 활용하고 전진 비행 시에는 자이로플레인 과 같은 방식으로 구동된다.<sup>[1]</sup> 따라서 구동부의 설계 가 간단하여 전체 무게와 항력을 줄일 수 있고 꼬리 로터가 필요 없다는 장점이 있지만 제트에 의해서 발생하는 소음이 매우 커서 실용성이 떨어진다.

동축 반전 로터와 덕티드 팬 로터는 실제 운용되는 경우도 있고, 공력 및 소음 특성에 대한 연구가 상당히 진행되어왔다.<sup>[2,3]</sup> 하지만 팁젯 로터는 그동안 실제 운용이 되지 않아 연구가 진행이 되지 않다가 최근에서야 무인 회전익기의 수요가 커짐에 따라 공력 및 소음 특성에 대한 기초적인 연구가 수행되고 있다. 팁젯 로터의 가장 큰 단점이 소음 문제라는 것을 감안하면 소음 문제를 정확히 예측하여 저 소음 설계를 적용하는 것이 상용화를 위해 필수적이라고 할 수 있다.

팁젯 로터의 소음 특성은 일반 헬리콥터나 다른 복합 헬기와 차이를 보이는데, 이는 로터 블레이드 소음과 제트에 의한 소음이 동시에 발생하기 때문이다. 따라서 팁젯 로터의 소음 특성을 정확히 파악하기 위해서는 로터와 제트에 의한 소음원을 규명하고 소음원의 특징에 적합한 해석 기법이 필요하다.

본 연구에서는 팁젯 로터의 소음 특성에 초점을 맞추었고, 효율적인 소음 계산을 위하여 소음원을 구분하여 각각의 소음원을 개별적으로 분석하였다. 소음원의 구분은 Brentner *et al.*<sup>[4]</sup>와 동일하게 하였지만 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD) 해석 기법을 도입하여 좀 더 정확한 로터 블레이드 소음 해석을 수행하였고, 주파수 분석을 통하여 각 소음의 특성과 팁젯 로터의 전체 소음 특성을 확인하였다.

궁극적으로 본 논문의 팁젯 로터 소음 해석 기법을 통해서 팁젯 로터의 소음 특성을 파악해 향후 팁젯 로터에 적합한 소음 저감 기술의 개발을 위한 기틀을 마련하고자 하였다.

## II. 팁젯 로터 소음원

본 연구에서는 팁젯 로터의 소음원을 구분하여 각 소음 성분을 비교하고 상대적 중요성을 확인하였다. 전체 소음을 로터 블레이드 소음과 제트 소음으로 나누었고, 이 중 로터 블레이드 소음을 두께 소음, 하중 소음, 비선형 사중극 소음으로 구성하였다. 두께 소음은 블레이드가 질량유량을 만들어 내면서 발생하는 소음이고, 하중 소음은 블레이드 표면의 하중 변화에 의해 발생한다. 그리고 비선형 사중극 소음은 로터 주위의 비선형 유동 현상에 의해서 발생하는 소음이다. 로터 블레이드 소음의 각 소음원을 구분하기 위해서 제트 유동을 고려하지 않고 일반 헬리콥터에 대한 CFD 해석으로 유동 정보를 얻고 투과면 및 비투과면 FW-H (Ffowcs Williams-Hawkings)식을 동시에 이용해 소음을 해석하였다.

제트 소음은 노즐 모멘텀 소음과 제트 방사 소음으로 구분했다. 노즐 모멘텀 소음은 일정한 크기의 추력을 가지는 노즐이 회전 운동을 하여 블레이드에 비정상 하중을 가해 발생하는 소음이고, 제트 방사 소음은 분출된 제트 유동에 의한 소음이다. 제트 소음 해석을 위해 노즐의 출구 조건으로 유동 정보를 얻고, 회전하고 있는 노즐의 출구를 해석 표면으로 설정하였다. 그 후 각각 투과면 FW-H식과 고정익 제트의 경험식을 이용하여 해석하였다. Fig. 2에 팁젯 로터의 전체 소음원과 그 소음원의 해석에 사용된 공력 및 소음 해석 방법을 간략히 도식화하였다.

위와 같이 소음원에 따라 적합한 소음 해석 기법을 도입하여 소음 특성을 비교할 수 있도록 하였고 전체 팁젯 로터의 소음 특성을 확인하였다. 이하 본문의 서술 순서는 다음과 같다. 먼저 로터 블레이드 소음의 해석에 사용한 CFD 해석 방법의 특징과 해석 결과에 대해 소개한다. 그리고 로터 블레이드 소음 해석에 활용한 투과면 및 비투과면 FW-H 방법에 대해 설명하고 두 가지 성분으로 분리되는 제트 소음

Rotor blade noise			Jet noise	
Thickness	Loading	Nonlinear quadrupole	Nozzle momentum	Jet radiation
Navier-stokes CFD solver			Jet exit condition	
Permeable FW-H (Overall blade noise)			Permeable FW-H	Empirical method
Impermeable FW-H			Rotating nozzle exit surface	
Blade surface		Rotor domain		

Fig. 2. Tip-jet driven rotor noise classification.

의 해석 방법을 서술하였다. 마지막으로 실제 팁젯 로터의 운용 조건을 이용하여 팁젯 로터의 전체 소음을 해석한 결과와 실험값을 비교하였고, 스펙트럼 분석을 통해 팁젯 로터의 독특한 소음 특성을 확인하였다.

### III. 로터 공력 해석 기법

로터 블레이드 소음 해석을 위해서 로터 주위의 유동 해석을 수행하였다. 효율적인 소음 분석을 위하여 제트 유동은 따로 모사하지 않았고, 일반 헬리콥터의 로터만 해석하여 전체 팁젯 로터의 소음 중 로터 블레이드 소음 성분을 얻었다. 사용한 기법의 특징은 다음과 같다. 중첩 격자 기법을 활용하여 헬리콥터의 제자리 비행과 수직 상승 및 하강 비행을 해석할 수 있는 경계층 나비에 스토크스 방정식 기반 CFD 해석 툴이다. 유동 현상을 정확히 모사하기 위해서 여러 고차 해석 기법과 대수적 난류 모델인 Baldwin-Lomax 난류 모델을 활용하였다. 이 해석 툴에서 특징적인 부분은 음향 해석에 적합하도록 전산 공력음향학(Computational Aeroacoustics, CAA) 수치 기법의 일종인 공간주파수 확장 유한체적 기법(Wavenumber Extended Finite Volume, WEFV)을 이용하고,<sup>[5]</sup> 경계 및 초기 조건으로 볼텍스 튜브 모델을 적용하였다는 점이다.<sup>[6]</sup>

WEFV의 대략적인 알고리즘은 다음과 같다. 먼저 M-AUSMPW+ 기법과 깃스 현상 기반의 유동 특성 분리 메커니즘을 활용해서 유동 영역을 분리한다. 연속 유동 구간은 충격파와 같은 유동의 비선형성이 작기 때문에 음향 전파 해석에 적합한 WEFV 기법을 적용하

여서 낮은 이산 오차를 확보하도록 하였고, 불연속 유동 구간은 충격파와 불연속면을 정확히 해석하기 위해서 풍상차분 기법의 공간 차분과 MLP<sup>[7]</sup> 등의 제한자를 적용하였다. WEFV는 일반 CFD 기법의 절단 오차와 주파수 영역에서의 파수(wavenumber) 기반 오차를 동시에 고려하여서 음파의 분산 관계와 군속도를 정확히 모사할 수 있다.

볼텍스 튜브 모델은 제자리 비행과 수직 상승 및 하강 비행 시 물리적으로 적합하게 초기조건과 경계 조건을 부여할 수 있는 기법이다. 기존 회전익기 해석에 많이 활용되던 소스 싱크 모델은<sup>[8]</sup> 로터 하부의 유동 유출 영역을 제외한 원방 유동이 모두 헬리콥터의 허브 방향으로 흐른다는 가정이 필요하여 전체 유동장의 특성이 실제 유동 현상과 상당한 차이를 보인다. 그리고 수치 해석 초기에 발생한 비 물리적인 유동 현상인 초기 와류가 해석 영역을 빠져나가 지 못하고 계속 존재해서 전체 공력 해석의 수렴 특성에 안 좋은 영향을 끼친다.

이와 달리 볼텍스 튜브 모델은 Fig. 3과 같이 후류 유동을 볼텍스 튜브 형태로 모델링하여 볼텍스가 튜브의 표면에 분포되어 있다고 가정한 후, 비오 사바르 식으로 원방의 유동이 유도된다. 유도되는 속도 성분은 Eqs. (1)과 (2)와 같으며 이 식들에 사용되는 변수들은 로터의 추력에 의해 결정된다.

$$\bar{v}_r(P) = \tag{1}$$

$$- \int_0^{\bar{H}} \int_0^{2\pi} \frac{1}{2\pi V_t} \frac{(1 - \frac{\bar{z}}{H})[(\bar{z}_P - \bar{z})\cos\phi]}{[\bar{x}_P^2 + 1 - 2\bar{x}_P\cos\phi + (\bar{z}_P - \bar{z})^2]^{3/2}} d\phi d\bar{z}.$$

$$\bar{v}_z(P) = \tag{2}$$

$$- \int_0^{\bar{H}} \int_0^{2\pi} \frac{1}{2\pi V_t} \frac{(1 - \frac{\bar{z}}{H})[(1 - \bar{x}_P)\cos\phi]}{[\bar{x}_P^2 + 1 - 2\bar{x}_P\cos\phi + (\bar{z}_P - \bar{z})^2]^{3/2}} d\phi d\bar{z}.$$

결과적으로 소스 싱크 모델에 비해서 원방 유동장이 물리적으로 적합하게 계산이 되고, 원방 유동이 강제로 허브 방향으로 형성되지 않기 때문에 계산 초기에 발생한 초기 와류가 계산 영역을 쉽게 빠져나가 수렴 특성이 좋아진다. Figs. 4와 5에 두 모델에

서의 초기 와류 거동을 비교하였다. 경계 조건을 제외한 다른 해석 기법을 동일하게 적용하였을 때, Fig. 4의 소스 싱크 모델은 초기 와류가 긴 해석 시간동안

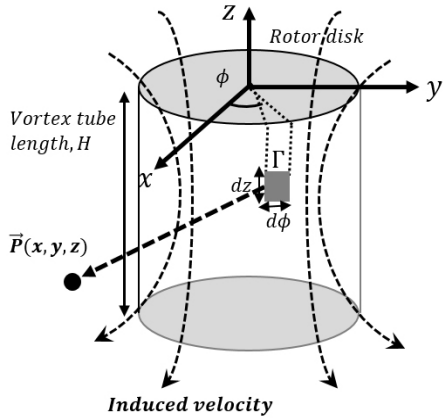


Fig. 3. Truncated vortex tube model.

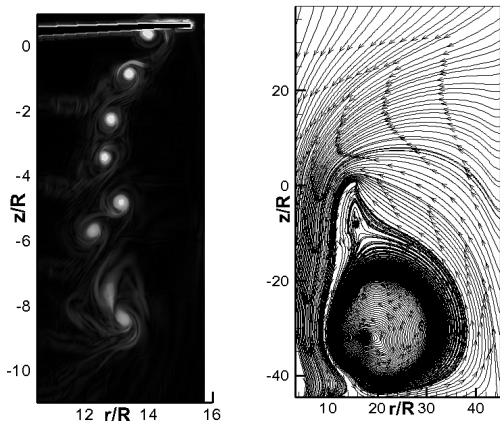


Fig. 4. Vorticity contour & far field streamline of source-sink model.

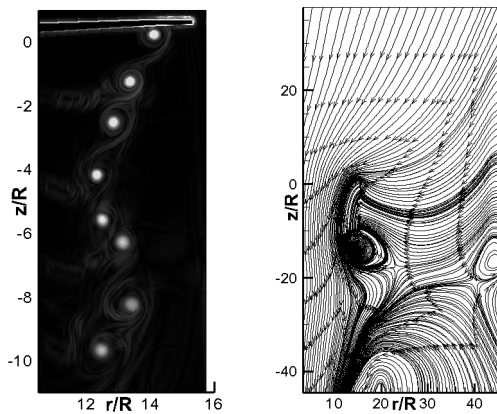


Fig. 5. Vorticity contour & far field streamline of truncated vortex tube model.

해석 영역에 남아있고 Fig. 5의 볼텍스 튜브 모델은 원방 영역에서 해석 영역 밖으로 빠져나가고 있다. 이 차이로 인하여 해석되는 후류 유동이 큰 영향을 받게 되고, 소스 싱크 모델에서 수치적 소산이 더 강해져서 끝단 와류가 더 빨리 소산된다.

## IV. 팁젯 로터 소음 해석 기법

### 4.1 로터 블레이드 소음 해석 기법

로터 블레이드 소음 해석은 공력 해석에서 얻은 유동 정보를 FW-H 기법에 적용해서 수행하였다. 이는 임의의 경계면을 기준으로 Lighthill의 음향 상사법을 적용한 기법인데, 효율적인 계산을 위하여 체적분으로 표현되는 비선형 항을 무시하고 면적분으로 표현되는 소음원으로 전체 음장의 소음을 구할 수 있도록 하였다. 자세한 식은 Brentner와 Farassat<sup>[9]</sup>의 논문에서 서술되어 있으며, 본 연구에서는 Farassat 1A식을 기반으로 소음해석을 수행하였다.

FW-H 기법은 임의로 설정한 해석 표면의 공력 정보로 외부의 음압을 계산하기 때문에 해석 표면을 설정하는 것에 따라서 소음 결과가 달라진다. 해석 표면을 설정하는 방법에는 대표적으로 블레이드 표면으로 설정하는 비투과면 해석 기법과 블레이드를 포함한 주위 유동 영역을 해석 표면으로 이용하는 투과면 해석 기법이 있다. 아래 Fig. 6에 두 해석 표면을 간략히 도식화하였다. 투과면 기법은 Farassat 1A식을 그대로 이용하여 소음 해석을 수행하는 반면, 비투과면 기법은 블레이드 표면을 해석 표면으로 설정하기 때문에 수직방향 속도 성분이 존재하지 않는다는 조건이 추가된다. 두 해석 기법은 Eqs. (3)~(8)과 같이 표현된다.

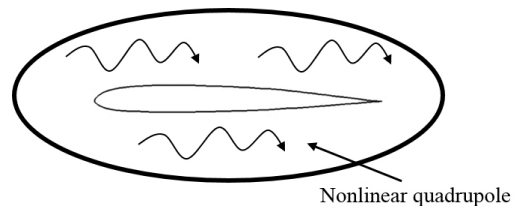


Fig. 6. Impermeable and permeable surface.

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

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

$$4\pi P_T'(x,t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 (\dot{U}_n + U_n)}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 U_n (r \dot{M}_i + c(M_r - M^2))}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS. \quad (5)$$

$$4\pi P_L'(x,t) = \frac{1}{c} \int_{f=0} \left[ \frac{\dot{L}_r}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[ \frac{L_r - L_M}{r^2(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{c} \int_{f=0} \left[ \frac{L_r (r M_r + c(M_r - M^2))}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS. \quad (6)$$

$$U_i = [1 - (\rho/\rho_0)]v_i + (\rho u_i/\rho_0). \quad (7)$$

$$L_i = P_{ij} \hat{n}_j + \rho u_i (u_n - v_n). \quad (8)$$

좌변의 첨자 T는 두께 소음 성분, L은 하중 소음 성분을 의미한다. 비투과면 기법의 식인 Eqs. (3)과 (4)를 보면 두 식이 질량 유량과 압력 성분으로 완전히 분리되어 있어서 Eq. (3)으로 두께 소음을 구하고 Eq. (4)로 하중 소음을 얻을 수 있다. 하지만 해석 표면을 블레이드 표면으로 설정하기 때문에 블레이드 주위 유동장의 비선형 효과와 비선형 사중극 소음을 전혀 고려하지 못한다.

이와 달리 투과면 기법은 블레이드를 포함하는 주위 영역을 해석 표면으로 설정하여 표면 내부의 비선형 효과를 고려할 수 있다. 투과면 FW-H 식인 Eqs. (5)와 (6)을 보면 두께 소음과 하중 소음으로 설정된 소음 성분이 새로운 변수  $U_i, L_i$ 로 표현된다. 이 변수는 Eqs. (7)과 (8)로 구해지는데, 각 변수의 질량 유량과 압력 성분이 서로 분리되어 있지 않고 연관되어

있다. 따라서 수식적으로만 비투과면 기법처럼 두께 소음, 하중 소음으로 분리가 되지 물리적으로는 소음 성분의 분리가 가능하지 않다. 결론적으로 투과면 기법을 활용하면 해석 표면 내부의 비선형 효과를 고려할 수 있지만 전체 로터 블레이드 소음만 얻을 수 있다. 따라서 본 연구에서는 이 2가지 기법을 동시에 활용하여 로터 블레이드 소음의 성분을 모두 구분할 수 있도록 하였다.

### 4.2 로터 블레이드 소음 해석 검증

실제 실험결과를 이용하여 로터 블레이드 소음 해석 기법을 검증하였다. 검증 기체는 UH-1H이고 블레이드 끝단의 마하수는 0.88로 제자리 비행하는 상황이다. 수음점은 로터 회전 평면상에서 허브로부터 블레이드 반경의 3.09배 만큼 떨어져 있다. Fig. 7과 같이 총 4가지 해석 표면을 설정하여 결과를 비교하였는데, 진한 검은색으로 표시되어 있는 블레이드 표면을 이용한 비투과면 기법과 3개의 다른 크기의 C-H 격자 가장 바깥 표면을 해석 표면으로 설정한 투과면 기법으로 해석을 수행하였다. 투과면 해석 표면의 정보는 Table 1에 정리하였다. 투과면 기법은 해석 표면이 넓을수록 표면 내부의 비선형 유동 효과를 더 많이 고려할 수 있어서 더 정확한 소음 해석 결과를 얻을 수 있다. 해석 결과는 Fig. 8에 도시하였다.

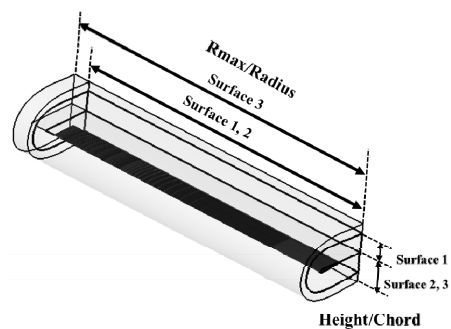


Fig. 7. Impermeable and permeable surface of blade.

Table 1. Permeable surface characteristic.

Surface type	Rmax / Radius	Height / Chord
Surface 1	1.022	0.82
Surface 2	1.022	1.2
Surface 3	1.073	1.2

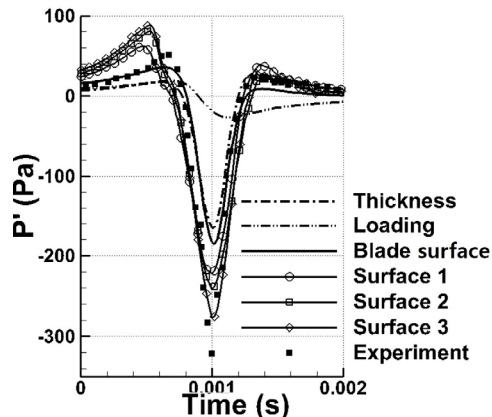


Fig. 8. Rotor blade noise time signal.

먼저 비투과면 기법의 결과를 보면 블레이드 끝단의 회전 속도가 빠르고 로터 회전 평면상에 수음점이 존재하기 때문에 하중 소음의 영향은 미비하고 두께 소음이 대부분의 소음을 구성한다. 비투과면 기법의 전체 소음은 실험 결과의 경향을 따라가지만 천음속 영역의 비선형 유동 효과를 고려하지 못해 음압 크기의 최대치는 실험 결과와 상대적으로 큰 차이를 보인다. 투과면 기법의 결과를 보면 비투과면 기법보다 음압 최대 크기를 잘 예측하고 전반적인 그래프 형태도 실험 결과와 잘 일치한다. 그리고 해석 표면을 늘릴수록 음압 최대 크기를 더 잘 해석하는 것은 해석 표면 내부의 비선형 효과를 잘 고려할 수 있기 때문이다. 결론적으로 틱젯 로터의 로터 블레이드 소음 해석에 활용할 공력 및 소음 해석 기법에 대한 검증이 이루어졌다.

#### 4.3 제트 방사 소음 해석

제트 소음은 제트 방사 소음과 노즐 모멘텀 소음으로 구성된다. 제트 방사 소음 해석은 고정익 제트 경험식을 활용하였다.<sup>[10]</sup> 틱젯 상황을 모사하기 위하여 노즐이 블레이드 끝단에 있고 끝단 속도에 따라서 회전하도록 설정하였다. 그리고 외삽/내삽으로 제트 출구 조건과 수음점의 위치 관계를 틱젯 로터 상황에 맞추고 지연 시간 효과를 추가하여 해석하였다. 지연 시간은 수음점과 소음원 사이의 전파 시간으로 블레이드 끝단의 제트 소음원이 회전하면 소음이 전파되는 시간이 매 순간 달라지므로 이 상황을 정확히 고려하기 위해서 경험식에 추가하였다.

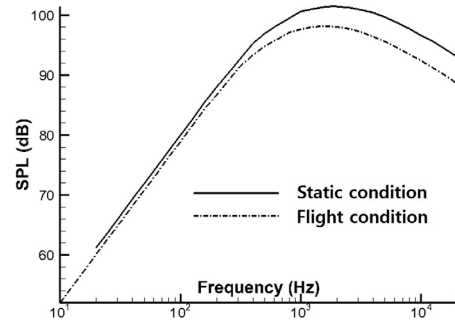


Fig. 9. Static and flight jet radiation noise spectrum.

틱젯 로터의 제트는 초음속 고온 제트로 제트 방사 소음의 광대역 소음은 난류 혼합 소음과 충격파 관련 소음으로 구성된다. 경험식을 활용해서 두 소음 모두 해석할 수 있으나 완전발달 유동이라 가정하여 난류 혼합 소음만 본 연구에 활용하였고 충격파 관련 소음과 불연속 소음 성분인 스크리치 톤 소음은 고려하지 않았다.

Fig. 9는 단순 고정익 제트에서 노즐이 정지했을 때와 비행하고 있을 때의 제트 방사 소음을 해석한 스펙트럼 결과이다. 두 조건 모두 광대역 주파수 소음 특성을 보이는데, 비행 시에는 전체 스펙트럼 성분의 SPL(Sound Pressure Level) 값이 작아지는 것을 확인할 수 있다. 이는 제트 방사 소음의 일반적인 특징으로 이 경험식의 비행 조건을 활용하여 틱젯 로터의 OASPL(Overall Sound Pressure Level)과 스펙트럼 분석을 수행하였다.

#### 4.4 노즐 모멘텀 소음 해석

노즐 모멘텀 소음은 일정한 추력을 발생시키는 노즐이 블레이드가 회전함에 따라 추력의 방향 및 소음원과 수음점사이의 위치 관계가 연속적으로 변하여 비정상 상태의 특성을 가져 발생하는 소음이다. 따라서 이는 제트 방사 소음과는 달리 틱젯 로터에서 특징적으로 발생한다.

노즐 모멘텀 소음은 노즐 출구 조건을 투과면 FW-H 기법에 적용하고 해석 표면을 노즐 출구로 설정해 해석하였다. Fig. 10의 음압 해석 결과를 보면, 블레이드의 회전에 의해서 노즐 모멘텀 소음의 소음원과 수음점 사이의 위치 관계가 주기성을 가져 음압의 크기가 주기적으로 변하는 것을 알 수 있다.

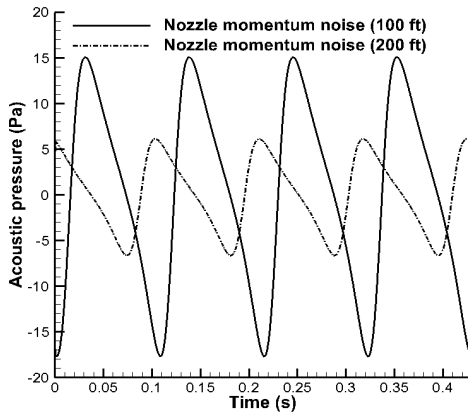


Fig. 10. Nozzle momentum noise time signal.

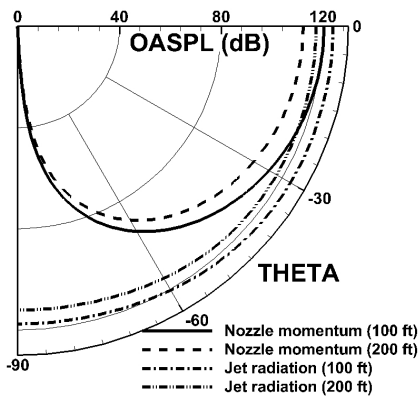


Fig. 11. Jet noise directivity.

Fig. 11은 로터 수직 평면 상에서 제트 소음의 전파 특성을 나타낸다. 제트 방사 소음은 거의 전 방향으로 고르게 전파하는 특성을 보이는 반면, 노즐 모멘텀 소음은 로터 회전 평면으로 가장 많이 전파하고 로터 허브와 수직인 방향으로 전파되지 않는다. 이는 회전하는 정상상태의 하중 소음인 Gutin Noise의 특성과 같다.<sup>[11]</sup>

### V. 팁젯 로터 소음 해석

로터 블레이드의 공력 및 소음 해석 기법과 제트 소음 해석 기법을 활용하여 팁젯 로터의 전체 소음을 해석하였고 Reference [4]에 제시된 실험 결과를 이용하여 검증하였다. 검증 기체는 Fig. 1의 Fairey Rotodyne으로 끝단의 마하수는 0.59이고 5.08 m/s로 수직 상승 비행을 하는 상황이다. 수음점은 로터 회전 평면상의 허브로부터 블레이드 반경의 2.22배 거

Table 2. OASPL result of each noise source type.

Noise type	OASPL (dB)
Thickness	97.33
Loading	101.54
Rotor blade noise	103.53
Nozzle momentum	112.29
Jet radiation	117.30
Jet noise	118.49
Total tip jet noise	118.51

리에 위치한다. OASPL의 측정 범위는 113 dB~125 dB이며 실험 결과의 Log 평균값은 121 dB로 제시되어 있어서 이를 기준으로 하였다. Rotodyne의 무게와 블레이드 형상 정보를 이용하여 공력해석을 수행해  $C_T = 0.0049$ 일 때의 공력 해석 결과를 얻었다. 이를 이용해 로터 블레이드 소음을 구하고, Reference [4]에 서술된 Rotodyne의 노즐 출구 조건을 이용해 제트 소음을 해석하였다. 각 소음 성분의 해석 결과는 아래 Table 2에 정리하였다.

전체 소음의 해석 결과는 118.51 dB로 검증 값인 121 dB와 대략 2.5 dB의 오차를 보이고 있으므로, 본 연구의 해석 방법이 적절하다고 할 수 있다. Table 2를 보면 103.53 dB인 로터 블레이드 소음에 비해 118.49 dB인 제트 소음이 전체 소음 중 대부분을 차지하기에 제트 소음의 시간 그래프를 확인하였다.

Fig. 12는 블레이드 각각의 노즐에서 방사되는 제트 방사 소음과 그들의 총합 및 평균, 노즐 모멘텀 소음과 전체 제트 소음의 해석 결과를 나타내고 있다. 노즐 각각의 제트 방사 소음은 회전 운동에 지배 받으므로 Fig. 10의 노즐 모멘텀 소음 음압 결과와 같이 주기성을 가지고 있다. 각 노즐의 추력이 동일하고 회전 속도 및 위치 관계가 같은 주기를 가지고 변하기 때문에 음압의 최대 시점만 다르고 시간 그래프의 개형은 동일하다. 개형이 위와 같이 얻어진 이유는 소음원과 수음점의 위치 관계가 주기적으로 변하는 동시에 추력의 방향도 변하기 때문이다. 노즐 모멘텀 소음은 저주파 소음이라 OASPL로 결과를 구하였는데 제트 방사 소음에 비하면 크기가 작지만 로터 블레이드 소음에 비해서는 주요한 소음 성분이라 전체 제트 소음과 제트 방사 소음의 평균값이 대략 1.2 dB 차이가 난다. 따라서 팁젯 로터의 독특한 소음원인

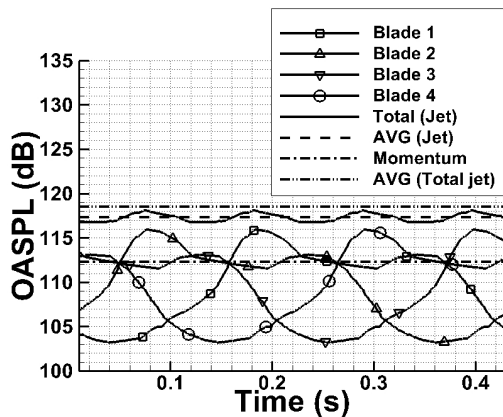


Fig. 12. Jet noise time signal.

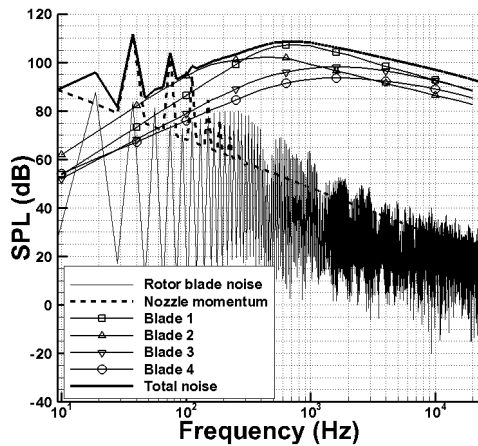


Fig. 13. Tip jet rotor noise spectrum.

노즐 모멘텀 소음을 고려하는 것이 중요하다는 것을 알 수 있다.

비록 로터 블레이드 소음이 소음의 크기 측면에서는 작은 영향을 가지지만 제트 소음과는 주파수 특성이 다르기 때문에 스펙트럼 분석을 수행해보았다. 분석 시점은 블레이드 1의 제트 방사 소음이 최댓값을 가지는 시점인 0.2 s를 선정하였다.

Fig. 13의 스펙트럼 결과를 보면 로터 블레이드 소음과 노즐 모멘텀 소음의 경우 낮은 주파수 대역에서 주요하고 블레이드의 회전 주파수(Blade Pass Frequency, BPF)에 따라 스펙트럼이 구성된다. 4개의 블레이드에서 같은 주기로 발생하기 때문에 BPF의 4배수에서 최댓값을 가진다. 이와 반면 제트 방사 소음의 경우 상대적으로 광대역 주파수 대역에서 주요하다. 따라서 팁젯 로터는 일반적인 로터 소음과 제트 소

음을 모두 포함하기 때문에 Total noise로 표시되는 것과 같이 독특한 스펙트럼 특성을 가지게 된다.

## VI. 결 론

본 연구에서는 팁젯 로터의 소음을 로터 블레이드 소음과 제트 소음으로 구분하여 각각 적절한 해석 기법을 도입하였다. 로터 블레이드 소음은 두께, 하중, 비선형 사중극 소음으로 구성하였고, 제트 소음은 노즐 모멘텀 소음과 제트 방사 소음으로 구분하였다.

로터 블레이드 소음은 CFD와 투과면 및 비투과면 FW-H를 이용하여 해석하였고, 제트 소음은 노즐 출구 조건을 투과면 FW-H에 적용하고 고정익 제트 경험식을 활용하여 해석하였다. 각각의 소음 해석 기법은 실험 결과와 비교하여 정확한 해석 결과를 보임을 검증하였다. 개별 소음을 해석한 뒤 전체 팁젯 로터의 소음을 구하였고 실험 결과와 비교하여 3 dB 이내의 오차를 가지는 해석 결과를 얻을 수 있었다.

팁젯 로터의 개별 소음들은 크기 측면에서 제트 방사 소음, 노즐 모멘텀 소음, 로터 블레이드 소음 순으로 지배적이다. 하지만 각 소음의 주요한 주파수 대역이 달라서 스펙트럼 분석을 수행하여 팁젯 로터의 독특한 스펙트럼 특성을 확인하였다. 팁젯 로터의 소음은 저주파 대역에서는 블레이드의 회전 운동에 큰 영향을 받는 불연속 주파수 성분이 주요하고 상대적으로 고주파 대역에서는 제트 방사 소음의 영향이 커서 전체적으로 광대역 주파수 특성을 보이고 있다. 결론적으로 팁젯 로터는 모든 소음성분을 정확히 해석해야함을 알 수 있다.

본 연구의 한계는 로터 블레이드 소음을 해석할 때 제트와 로터의 유동을 동시에 해석하지 않아서 그 상호작용을 고려하지 못한다는 점이다. 이 두 유동의 상호 작용에 의해서 팁젯 로터의 비선형 사중극 소음이 달라질 수 있고, 독특한 BPF 소음 특성이 발견될 수 있을 것으로 예상된다. 또한 회전하는 제트 상황에서 충격파 관련 소음의 발생 메커니즘이 복잡하여 이 소음을 고려하지 않았다. 실제 팁젯 로터의 제트가 완전발달 유동 조건이 아닐 수 있기 때문에 추가로 이 소음을 모델링하면 좀 더 정확한 예측이 가능할 것이다.



따라서 향후에는 제트와 로터의 유동을 동시에 CFD 기법으로 해석하여 그 상호작용을 고려해 볼 수 있다. 그리고 현재 연구와 비슷한 방향으로 더 발전 시킨다면, 충격파 관련 소음을 추가하고 제트가 블레이드에 유입되어 발생하는 소음을 고려하기 위해 난류 유입 소음을 추가적으로 모델링하여 전체 소음을 해석해 볼 수 있다.

### 감사의 글

본 연구는 산업통상자원부(MOTIE)와 한국에너지기술평가원(KETEP)의 지원(No. 20174030201670)과 한국연구재단을 통해 미래창조과학부의 우주핵심기술개발사업(NSL)로부터 지원받아 수행한 연구 과제입니다(2013M1A3A3A02042024).

### References

1. J. Gordon Leishman, *Principles of Helicopter aerodynamics Second Edition* (Cambridge university press, New York, 2006), pp. 692-722.
2. G. D. Walsh, *A preliminary acoustic investigation of a coaxial helicopter in high-speed flight*, (Master Thesis, The Pennsylvania State University, 2016).
3. M. J. Park, J. S. Jang, and D. J. Lee, "Noise prediction of ducted fan unmanned aerial vehicles considering strut effect in hover," *IJASS* **18**, 144-153 (2017).
4. K. S. Brentner, J. P. Morris, and L. V. Lopes. "A method for predicting the noise of a tip-jet driven rotor," *J. American Helicopter Society* **59**, 1-10 (2014).
5. S. T. Kim, S. G. Lee, and K. H. Kim, "Wavenumber extended high order oscillation control finite volume schemes for multi-dimensional aeroacoustic computations," *J. Computational Physics* **227**, 4089-4122 (2008).
6. W. Y. Choi, S. H. Lee, J. Y. Jung, and S. G. Lee, "New far-field boundary and initial conditions for computation of rotors in vertical flight using vortex tube model," *J. American Helicopter Society* **53**, 382-397 (2008).
7. K. H. Kim and C. Kim, "Accurate, efficient and monotonic numerical methods for multi-dimensional compressible flows: Part II: Multi-dimensional limiting process," *J. Computational Physics* **208**, 570-615 (2005).
8. G. R. Srinivasan, J. D. Baeder, S. Obayashi, and W. J. McCroskey, "Flowfield of a lifting rotor in hover-A

- Navier-Stokes simulation," *AIAA Journal* **30**, 2371-2378 (1992).
9. K. S. Brentner and F. Farassat, "Analytical comparison of the acoustic analogy and Kirchhoff formulation for moving surfaces," *AIAA Journal* **36**, 1379-1386 (1998).
10. SAE International, "ARP876F: Gas turbine jet exhaust prediction," SAE International, Tech. Rep., 2013.
11. H. H. Hubbard, *Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice. Volume 1. Noise Sources* (NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, 1991), pp. 65-149.

### 저자 약력

▶ 고 정 우 (Jeongwoo Ko)



2016년 2월: 서울대학교 기계항공공학부 학사  
2016년 3월 ~ 현재: 서울대학교 기계항공공학부 석박사 통합과정

▶ 김 중 희 (Jonghui Kim)



2016년 2월: 부산대학교 항공우주공학과 학사  
2016년 3월 ~ 현재: 서울대학교 기계항공공학부 석사과정

▶ 이 수 갑 (Soogab Lee)



1983년 2월: 서울대학교 항공공학 학사  
1985년 2월: 서울대학교 항공공학 석사  
1992년 6월: Stanford Univ. 항공우주공학 박사  
1992년 6월 ~ 1995년 2월: NASA Ames Research Center  
1995년 2월 ~ 현재: 서울대학교 기계항공공학부 교수