

로터 끝 슬롯의 공기역학적 효과에 대한 실험 연구

신이수* · 이승철* · 김주하†

Experimental study on the aerodynamic effects of slots at a rotor tip

Yisu Shin*, Seungcheol Lee* and Jooha Kim†

Abstract In this study, we investigate the effects of slots installed on the tip of a rotor blade on aerodynamic characteristics. The slots weaken the strength and spatial coherence of the tip vortex at early vortex age and accelerate the dissipation of the generated tip vortex. Accordingly, the turbulence intensity of the rotor wake is reduced at both near and far wake, which leads to a reduction in broadband noise. Tonal noise is also reduced by mitigation of tip vortices, but tonal noise reduction is limited to a narrower range of azimuths than broadband noise due to the extinction of tip vortices. In addition, slots reduce both mean thrust and thrust fluctuations. Reduction in thrust fluctuations leads to a reduction in blade loading noise, resulting in a reduction in tonal noise.

Key Words : Rotor-tip vortex(로터 끝단 와류), Slots(슬롯), Turbulence(난류), Noise(소음), Thrust(추력)

1. 서론

여러 개의 로터가 설치된 소형 무인 비행체는 수직 이착륙이 가능하고 헬리콥터에 비해 훨씬 단순하게 비행모드를 제어할 수 있어 기동성 (maneuverability)이 뛰어나며 휴대가 간편하다는 등의 장점으로 인해 최근 들어 다양한 분야에서 활발하게 활용되고 있다. 로터 디자인 측면에서 드론의 뛰어난 기동성을 가능하게 하는

것은 블레이드의 낮은 종횡비이다. 일반적으로 로터 블레이드의 종횡비가 낮을수록 더 빠르고 신속한 추력 제어가 가능하기 때문에, 급격하게 방향을 전환하거나 좁은 공간 안에서도 비행 안정성을 유지하는 등의 정밀하고 민첩한 조작이 요구되는 공중 사진촬영, 감시 및 검사와 같은 임무 수행에는 주로 낮은 종횡비의 로터 블레이드를 갖는 소형 무인 비행체가 사용되고 있다. 또한 휴대를 용이하게 하기 위해서도 상업 및 군사용 소형 무인 비행체에는 낮은 종횡비를 갖는 로터 블레이드가 선호되고 있다.

로터 블레이드의 회전에 의해 형성되는 주요 유동 구조는 와류 시트(vortex sheet)와 끝단 와류(tip vortex)로 구성된다¹⁻²⁾. 와류 시트는 블레이드의 후단(trailing edge)에서 떨어져 나가는 와류가 스팬 방향으로 연결되어 형성되는 반면,

† Department of Mechanical Engineering, Ulsan National Institute of Science and Technology, Associate Professor
E-mail: kimjooaha@unist.ac.kr

* Department of Mechanical Engineering, Ulsan National Institute of Science and Technology, M.S./Ph.D. combined course

끝단 와류는 블레이드의 날개 끝(wing tip)에서 압력이 높은 아랫면(“압력면”이라 함)으로부터 압력이 낮은 윗면(“흡입면”이라 함)으로 유동이 말려 올라가면서 형성된다. 일반적으로 로터의 종횡비가 낮을수록 상대적으로 더 강한 끝단 와류가 형성되는 것으로 알려져 있으며, 이는 소형 무인 비행체의 공력 특성을 지배하는 유동 구조가 로터에서 발생하는 끝단 와류임을 의미한다. 따라서, 소형 무인 비행체의 유동 특성을 이해하고 공력 성능을 효과적으로 향상하기 위해서는 로터의 끝단 와류를 제어하는 기법을 개발하는 것이 필요하다.

최근 Aldheeb et al.^[3]은 고정익의 끝단 와류를 제어하기 위해 날개 끝에 여러 개의 슬롯을 설치하는 연구를 진행하였다. 고정익의 끝에 설치된 슬롯은 끝단 와류의 세기를 감소시키고 생성된 와류의 소산을 촉진시키는 것으로 보고되었다. 로터와 같은 회전익과 고정익은 압력면과 흡입면의 압력 차이에 의해 날개 끝에서 와류를 형성한다는 점에서 공통점을 가지며, 이러한 공통점은 날개 끝에 설치하는 슬롯이 로터에 적용되는 경우에도 끝단 와류를 약화시킬 수 있을 것이라는 기대를 가능하게 한다.

따라서 본 연구에서는 낮은 종횡비를 갖는 로터 끝에 슬롯을 설치하고 슬롯이 공력 특성에 미치는 영향을 살펴보고자 한다. 구체적으로, 본 연구의 1차 목적은 로터 끝에 설치한 슬롯이 로터 후류의 와류 구조에 미치는 영향을 끝단 와류를 중심으로 파악하는 것이다. 본 연구의 2차 목적은 로터 끝에 설치한 슬롯이 로터 후류의 난류, 소음 및 추력 특성에 미치는 영향을 살펴보는 것이다. 최종적으로 본 연구에서는 슬롯에 의한 난류, 소음 및 추력의 변화가 와류 구조의 변화와 어떻게 연관되는지 밝혀보고자 한다.

2. 실험 모델 및 방법

2.1 로터 모델

본 연구에서는 사용된 회전익은 NACA0012의 단면을 가진 고정 피치($\alpha = 20^\circ$) 회전익을 기본

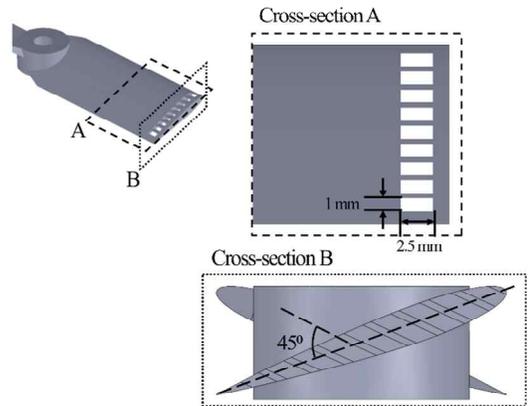


Fig. 1. The schematic of the slotted model used in the present study.

모델로 사용하였다. 회전익의 지름은 $D = 101.6$ mm이고, 전체 스패에 대하여 20 mm의 코드 길이(c)로 2.54의 종횡비를 갖는다. Fig. 1은 끝단 다공성 모델의 등각 및 단면도, 측면도이다. Aldheeb et al.^[3]의 연구를 기반으로 슬롯의 스패 방향과 코드 방향 길이는 각각 2.5 mm와 1 mm (Fig. 1 cross-section A)로 총 9개의 슬롯을 도입하였으며 이하 “슬롯 모델”이라 하였다. 사전 연구를 통해 구멍의 관통 방향이 90° 인 경우 과도한 와류 소산 효과는 음향 성능 및 공력 성능에 부정적인 영향을 미치는 것을 확인하였고, 동일한 효과이지만 비교적 적은 와류 소산 효과를 가진 코드 방향에 대해 45° 기울인 모델을 적용하였다(Fig. 1 cross-section B). 모델의 회전 속도는 14,200 rpm으로 끝단 속도(V_{tip})는 75.54 m/s로 비압축성 유동($Ma < 0.3$)이고, 끝단 속도를 기준으로 한 레이놀즈 수는 10^5 로 소형 회전익의 비행 레이놀즈 수 범위 내에 포함되었다.

2.2 속도 측정

Fig. 2는 회전익 모델 주변의 속도장을 측정하기 위한 실험 장치의 개략도이다. 실험은 폭, 길이, 높이가 1.2 m인 투명한 아크릴 챔버에서 진행되었다. 본 연구에 사용된 PIV (입자영상속도측정)는 180 mJ의 Nd:YAG 레이저(SplitLight PIV Compact 400)와 CCD 카메라(Vieworks VH-4MC),

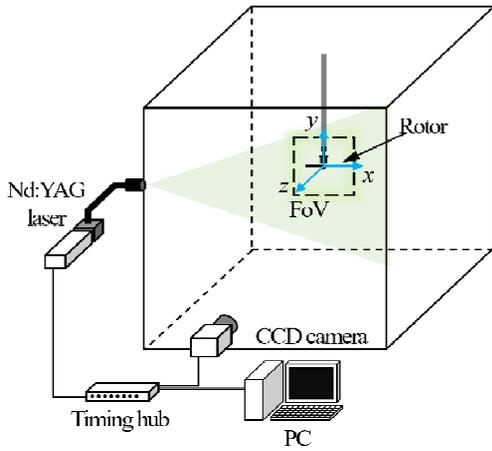


Fig. 2. Schematic diagram of the experimental setup for PIV.

타이밍 허브(Integrated Design Tools XS-TH), 그리고 fog generator (SAFEX Fog Generator 2010)를 사용하였다. 회전익 모델은 챔버 중앙에 설치되어 지면, 벽, 천장으로부터의 인접효과를 최소화하였다. 폭과 높이가 204 mm인 Field of View (FoV)는 회전익의 중심을 통과하는 수직면에 위치한다. Interrogation size는 32 pixel × 32 pixel, 50% overlap으로 설정되었다. 좌표의 원점은 회전익의 중심에 위치한다. 이 연구의 PIV 장치에 대한 자세한 내용은 Lee et al. [4]에서 자세한 구성을 확인할 수 있다.

2.3 소음 측정

Fig. 3은 회전익 모델의 소음 측정 및 추력 측정에 사용된 무향상자의 개략도이다. 무향상자의 폭, 길이, 높이는 각각 1 m, 1.2 m, 1 m로 속도장 측정에 사용된 아크릴 챔버와 크기가 유사하다. 무향상자는 이중벽 구조로 되어 있으며, 하한주파수 500 Hz, 소음 감쇠 성능 40 dB(A)을 달성하도록 설계되었다. 회전익 모델은 무향상자 바닥에서 6.6 D 위 수평면 중앙에 설치되었다. Far field 조건을 만족하면서 소음의 공간적 방향성을 측정하기 위해 9개의 마이크를 로터 중심을 중심으로 반경 5 D의 사분원에 균일한 간격($\varphi = 10^\circ$)으로 설치하였다. φ 는 로터 중심으

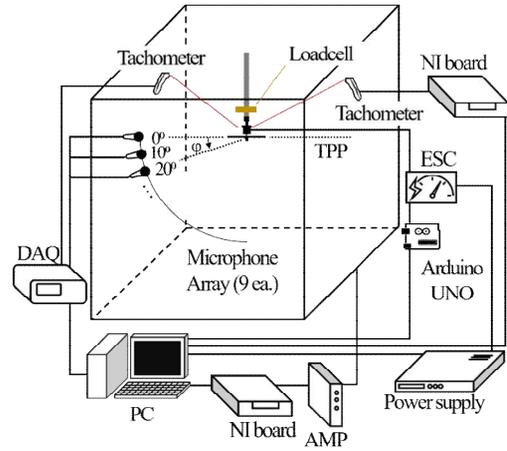


Fig. 3. Schematic diagram for noise measurement and thrust measurement in the anechoic chamber.

로부터 측정 위치를 향하는 벡터가 로터 끝을 지나는 수평면(TPP; tip-path plane)과 이루는 각도로 정의된다. 사용된 마이크는 B&K 4958 array microphone이며, 10 - 20000 Hz의 주파수 범위 내에서 안정적인 응답을 나타낸다.

본 연구에서는 측정된 전체 소음 스펙트럼(overall spectrum)으로부터 광역 소음 스펙트럼(broadband spectrum)과 분절 소음 스펙트럼(tonal spectrum)으로 Sree and Stephens[5]가 제시한 방법을 따라 분해하였다. 각 스펙트럼은 무향상자의 하한주파수인 500 Hz와 최대 가청주파수인 20,000 Hz 구간에서 적분하여 음압 레벨을 산출하였다.

2.4 추력 측정

추력은 무향챔버 내에서 음향 신호와 동시에 측정되었다(Fig. 3). 모델에 대한 추력은 알루미늄 지지대에 고정된 로드셀(CAS BCL-1L)을 이용해 측정되었다. 측정된 신호는 신호증폭기(VISHAY 2310B)와 아날로그/디지털 변환기(NI PICe-6351)를 통해 컴퓨터에 전압 데이터로 저장되었고, 평균 추력의 완전한 수렴값을 얻기 위해 60초 동안 측정하였다. 교정 기울기(calibration slope)는 0 - 10 N 범위에서 선형이었으며, 측정 불확실도는 2.3%이다.

3. 결과 및 고찰

3.1 와류 구조

Fig. 4(a)는 기본 모델과 슬롯 모델에 대한 로터 후류에서의 위상 평균 와도장을 나타낸다. 위상 평균(phase averaging)은 로터 블레이드가 PIV의 FoV와 평행하게 위치하는 조건을 만족하는 위상에 대해 수행되었으며 위상 정확도는 약 $\pm 3^\circ$ 이다. 두 모델 모두 후류에서 와류 시트와 끝단 와류가 관찰되며, 블레이드의 낮은 종횡비로 인해 와류 시트 보다는 끝단 와류가 더 지배적으로 발달함을 알 수 있다. 와류 시트는 로터 축을 중심으로 방사 방향으로 기울어진 형태를 보였는데, 이는 회전 중심($x/R = 0$)에서 로터 끝($|x/R| = 1$)으로 갈수록 주 유동방향(음의 y 방향)

으로 유도되는 속도가 증가했기 때문이다. 기본 모델과 슬롯 모델에서 발달한 와류 시트는 비슷한 크기와 세기를 가졌으며, 이를 통해 로터 끝 슬롯은 와류 시트 발달에 큰 영향을 미치지 않는다는 것을 알 수 있다.

Table 1. Variations in the normalized peak vorticity, $\bar{\omega}_{\max} R / V_{\text{tip}}$, of the tip vortex with vortex age

	Base model	Slotted model
$\zeta = 180^\circ$	4.76	3.17
$\zeta = 360^\circ$	2.19	1.27
Reduction rate	54%	60%

이와는 반대로 슬롯 모델에서 형성된 끝단 와류는 기본 모델의 끝단 와류와 큰 차이를 보였다. Table 1은 끝단 와류가 발생한 이후 로터 블

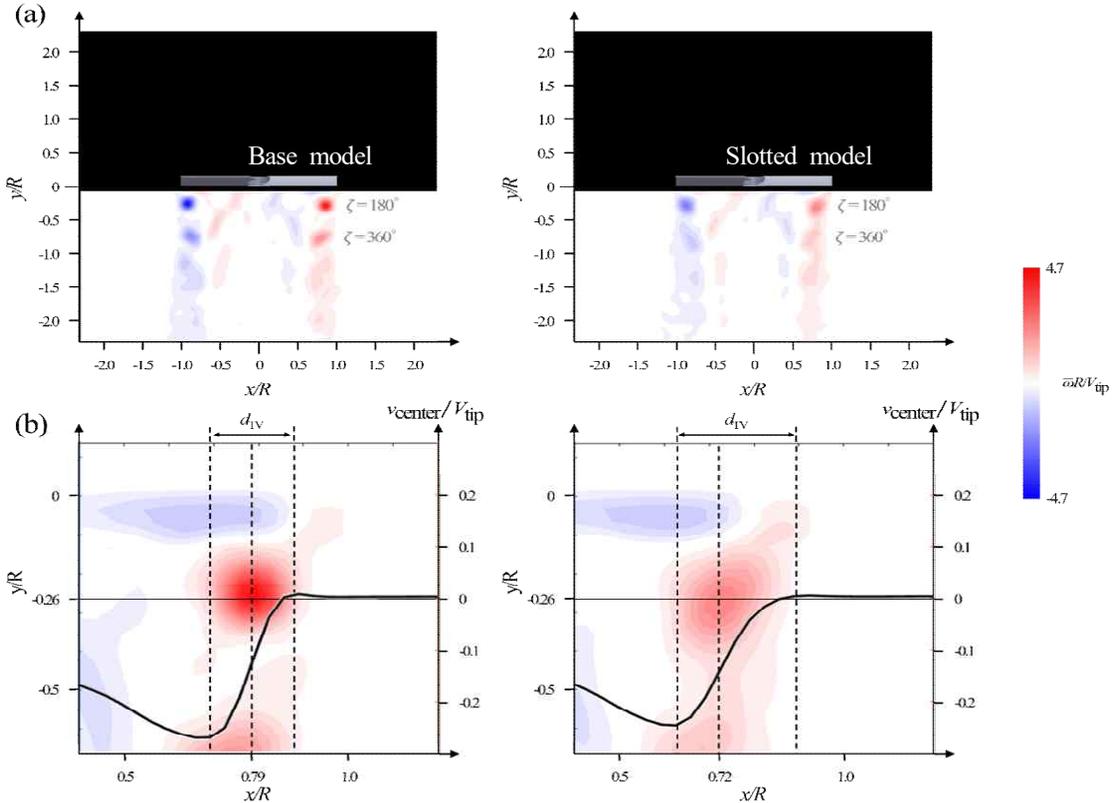


Fig. 4. (a) Phase-averaged vorticity contours for the base (left) and the slotted (right) model. (b) Enlarged view of Fig. 4(a) for the tip vortex at $\zeta = 180^\circ$. The black curve represents the normalized axial velocity, $v_{\text{center}} / V_{\text{tip}}$, on the horizontal line passing through the tip-vortex center.

레이드가 회전한 각도를 와류 시기(vortex age; ζ)로 정의할 때, 와류 시기에 따른 $\bar{\omega}_{\max}R/V_{tip}$ 의 변화를 정리한 것이다. 여기서 $\bar{\omega}_{\max}$ 는 끝단 와류 내부의 최대 위상 평균 와도를 나타낸다. $\zeta = 180^\circ$ 의 낮은 와류 시기에서 기본 모델에서는 원형의 끝단 와류가 형성되었다. 반면 동일한 와류 시기에 대해 슬롯 모델에서는 타원형의 끝단 와류가 형성되었으며 와류의 세기도 감소하였다. 두 모델 모두 와류 시기가 증가함에 따라 끝단 와류가 약해졌지만, 기본 모델(54%) 보다는 슬롯 모델(60%)에서 형성된 끝단 와류가 더 빠르게 소산됨을 확인할 수 있었다.

로터 끝 슬롯이 끝단 와류의 형성에 미치는 영향을 더 상세히 파악하기 위해 $\zeta = 180^\circ$ 일 때 기본 모델과 슬롯 모델의 끝단 와류를 확대하여 Fig. 4(b)에 도시하였다. 도시된 슬롯 모델의 무차원화된 최대 와도 $\bar{\omega}_{\max}R/V_{tip}$ 은 기본 모델에 비해 약 33% 감소하였다(Table 1). 이는 로터 끝 슬롯이 초기 와류 시기부터 끝단 와류의 형성을 억제한다는 것을 의미한다. 끝단 와류의 억제는 압력면과 흡입면의 압력차에 의해 슬롯에서 형성되는 제트 유동에 기인한 것으로 예상된다. 또

한 로터 끝 슬롯이 끝단 와류의 응집도에 미치는 영향을 파악하기 위해 Fig. 4(b)에 도시한 끝단 와류의 크기(d_{TV})를 비교하였다. d_{TV} 는 와류 중심(끝단 와류 내부의 위상 평균 와도가 최대가 되는 지점)을 지나는 수평선을 따라 축 방향 속도(v_{center})를 도시한 후(Fig. 4(b)의 오른쪽 수직축), v_{center} 가 최대가 되는 지점과 최소가 되는 지점 사이의 수평거리로 정의하였다. 슬롯 모델의 끝단 와류 크기는 기본 모델에 비해 약 29% 증가하였다. 와류의 크기는 더 크면서 최대 와도는 감소하기 때문에, Fig. 4(b)에서 볼 수 있듯이 슬롯 모델에서 형성되는 끝단 와류는 기본 모델의 끝단 와류에 비해 덜 명확한 경계를 가진다. 일반적으로 와류의 응집도(coherence)가 높을수록 더 명확한 경계를 가진다는 것을 고려하면, 슬롯 모델의 끝단 와류는 기본 모델의 끝단 와류보다 응집도가 떨어진다는 것을 알 수 있다. 이는 슬롯이 초기 와류 시기의 끝단 와류가 갖는 응집도를 떨어뜨린다는 것을 의미한다. 낮은 응집도를 갖는 슬롯 모델의 끝단 와류는 하류로 이동하면서 빠르게 소산되어 이웃한(즉 이전의 와류 시기에 형성된) 끝단 와류와 병합되는 형태를 보인다. 예를 들어, 기본 모델에 대해 $\zeta = 180^\circ$ 와

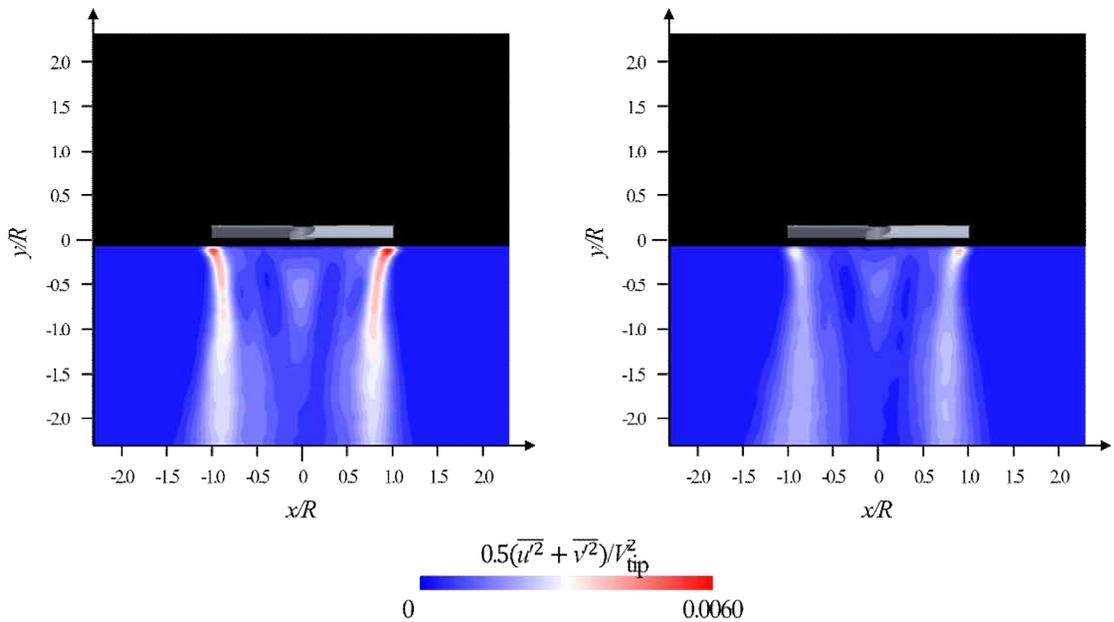


Fig. 5. Time-averaged in-plane (xy -plane) TKE contours for the base (left) and the slotted (right) model.

360°의 끝단 와류는 각각의 응집도가 높아 서로 구분된 구조를 유지하는 반면, 슬롯 모델에 대한 $\zeta = 180^\circ$ 와 360° 의 끝단 와류는 빠르게 소산되면서 서로 연결되는 형태를 보인다.

3.2 난류 특성

슬롯에 의한 끝단 와류의 약화가 로터 후류의 난류 특성에 미치는 영향을 살펴보기 위해 xy 평면의 2차원 속도를 기반으로 난류 운동에너지(TKE; turbulent kinetic energy)를 계산하여 Fig. 5에 도시하였다. 두 모델 모두 끝단 와류의 궤적(“후류 경계”라 함)을 따라 높은 TKE가 형성되었는데, 이는 로터가 회전함에 따라 주기적으로 형성되는 끝단 와류가 높은 속도 섭동을 유발하며 하류로 이동하기 때문이다. 3.1에서 살펴본 바와 같이 끝단 와류는 하류로 이동하면서 소산되어 세기가 약해지며, 따라서 끝단 와류에 의해 유도되는 TKE도 하류로 갈수록 감소하는 것을 볼 수 있다. 후류 경계를 따라 분포하는 TKE의 크기는 기본 모델보다 슬롯 모델이 눈에 띄게 낮으며, 슬롯 모델의 최대 TKE는 기본 모델에 비해 약 36.3% 감소하였다. 슬롯에 의한 로터 후류 TKE의 감소는 슬롯에 의한 끝단 와류의 약화와 빠른 소산에 기인한 것으로 보인다. 즉, 슬롯에 의해 더 약하면서 덜 응집된 끝단 와류가 생성되고 생성된 와류가 하류로 이동하면서 빠르게 소산됨에 따라 근접 후류(near wake)와 먼 후류(far wake)의 TKE를 모두 감소시킨 것이다.

3.3 소음 특성

슬롯이 로터에서 발생하는 소음에 미치는 영향을 살펴보기 위해 방위각(φ)에 따른 음압 레벨의 분포를 측정하고, 이를 광역 소음, 분절 소음, 전체 소음으로 분해하였다. Fig. 6은 기본 모델에 대해 TPP ($\varphi = 0^\circ$)에서 측정한 음압 레벨의 예이다. 여기서 중요한 점은 분절 소음이 블레이드 통과 주파수(blade passing frequency; BPF ≈ 473 Hz)의 고조파에서 두드러지게 분포하는 것이다. 이는 분절 소음의 발생에 기여하

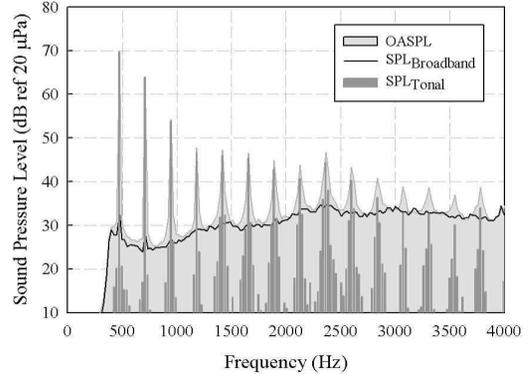


Fig. 6. Noise spectra measured in TPP for the base model.

는 끝단 와류가 BPF와 동일한 와류 흘림 주파수(vortex shedding frequency)를 가지고 반복적으로 생성되기 때문이다. Fig. 7은 방위각에 따른 기본 모델과 슬롯 모델의 소음 변화를 나타낸다. 두 모델의 광역 소음은 $\varphi < 30^\circ$ 의 범위에서 φ 가 증가함에 따라 점차 증가하다가 $\varphi > 30^\circ$ 에서 거의 일정하게 유지된다는 점에서 비슷한 경향을 보였다(Fig. 7(a)). φ 의 증가에 따른 광역 소음의 증가는 일반적으로 광역 소음의 주 소음원이 유체 시스템의 난류이기 때문이다. 즉 TPP ($\varphi = 0^\circ$) 근처의 유동은 거의 정지상태에 있기 때문에 매우 낮은 난류강도를 갖는 반면, 로터 후류는 끝단 와류의 주기적인 생성과 하강으로 인해 높은 난류강도를 갖기 때문이다(Fig. 5 참고). φ 가 증가함에 따라 광역 소음이 점차 증가하게 된다. 주목할 점은 실험이 수행된 모든 방위각 범위에 대해 로터 끝 슬롯이 광역 소음을 두드러지게 감소시킨다는 것이다. 슬롯 모델의 광역 소음은 기본 모델에 비해 평균 3.6 dB, 최대 4.2 dB 감소하였다. 슬롯에 의한 광역 소음의 감소는 3.2에서 논의한 난류 특성의 변화로 설명할 수 있다. 낮은 방위각에서의 광역 소음 감소는 초기 와류 시기에 슬롯에 의해 약화된 끝단 와류가 근접 후류의 난류 강도를 감소시킨 것이 주 원인이다. 반면 높은 방위각에서의 광역 소음 감소는 슬롯이 끝단 와류의 소산을 촉진하여 먼 후류의 난류 강도를 감소시킨 데에서 그 원인을 찾을 수 있다.

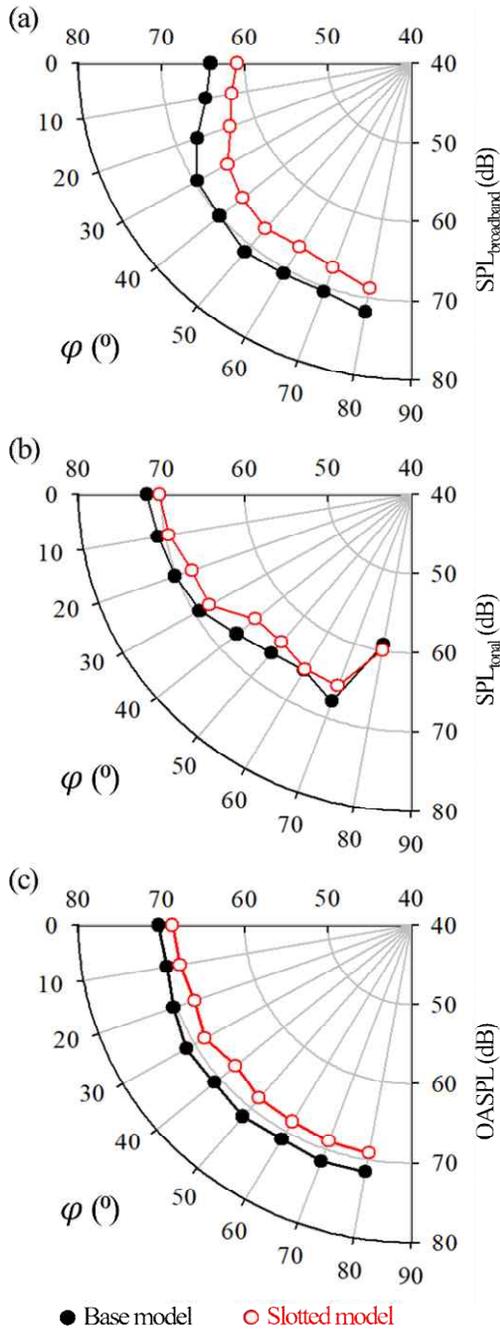


Fig. 7. Integrated sound pressure level of (a) broadband, (b) tonal and (c) overall noise for the base and slotted models.

Fig. 7(b)에서 볼 수 있듯이, 두 모델의 분절 소음은 광역 소음과는 반대로 로터 끝을 지나는

수평면($\varphi = 0^\circ$)에서 최대가 되며 φ 가 증가함에 따라 점차 감소하는 경향을 보였다. φ 의 증가에 따른 분절 소음의 감소는 일차적으로 로터 블레이드와의 거리가 증가하는데 기인한다. 분절 소음의 주 소음원인 두께 소음(thickness noise)과 하중 소음(loading noise) 모두 로터 블레이드에서 유발되는 소음이기 때문에, 로터 블레이드에서 멀어질수록(φ 가 증가할수록) 분절 소음이 점차 감소하는 것이다. 또한 φ 의 증가에 따른 분절 소음의 감소는 끝단 와류의 소산에도 기인한다. 하류로 갈수록 끝단 와류가 소산되며 와류에 의해 유도되는 압력 섭동이 감소하여 분절 소음의 감소로 이어지는 것이다. 흥미로운 점은 슬롯이 $\varphi < 60^\circ$ 에서 분절 소음을 감소시킨다는 것이다. 두께 소음은 코드 길이, 두께, 캠버(camber) 등의 주요 블레이드 형상인자에 의해 결정되고, 슬롯 모델은 기본 모델과 동일한 주요 블레이드 형상인자를 갖기 때문에 슬롯 모델의 두께 소음은 기본 모델과 큰 차이가 날 수 없다. 따라서 슬롯에 의한 분절 소음의 감소는 하중 소음 또는 끝단 와류의 압력 섭동에 의해 유도되는 소음의 저감에 기인할 것이다. 3.1에서 논의한 바와 같이 슬롯은 끝단 와류의 생성에서 소멸에 이르는 전 과정에서 와류의 세기를 약화시키며, 따라서 이로 인한 압력 섭동의 감소가 분절 소음 감소에 기여한 것으로 보인다. 이러한 측면에서 볼 때 $\varphi > 60^\circ$ 의 높은 방위각에서는 끝단 와류의 소멸로 인해 슬롯 모델의 분절 소음이 기본 모델과 큰 차이를 보이지 않는 것으로 이해할 수 있다. 슬롯에 의한 하중 소음의 변화는 로터에서 생성되는 추력의 섭동과 연관하여 이해하는 것이 필요하며, 이에 대해서는 다음 절에서 논의할 것이다.

슬롯에 의한 광역 소음과 분절 소음의 감소는 Fig. 7(c)에 도시한 바와 같이 전체 소음의 감소로 이어졌다. 슬롯 모델의 전체 소음은 기본 모델과 비교하여 평균 2.5 dB, 최대 3.3 dB 감소하였으며, 실험이 수행된 방위각 범위에서 고른 감소를 보였다.

3.4 추력 특성

블레이드 끝에 설치한 슬롯이 로터의 공력 성능에 미치는 영향을 살펴보기 위해 슬롯 모델과 기본 모델의 평균 추력을 측정하였다. 특히 임무 수행을 위해 안정된 상태를 유지하며 정밀하게 고도 및 자세를 제어하는 능력이 요구되는 소형 무인 비행체의 특성을 고려하여 추력의 섭동 정도도 표준 편차를 통해 비교하였다.

Table 2. Thrust coefficient (C_T) and standard deviation (SD) of base model and slotted model at 14,200 rpm

	C_T	SD
Base model	0.82	0.0173
Slotted model	0.63	0.0147

Table 2는 기본 모델과 슬롯 모델의 평균 추력 계수(C_T)와 추력의 표준 편차(SD; standard deviation)를 정리한 것이다. 슬롯 모델의 추력계수는 기본 모델에 비해 약 23.2% 감소하였다. 두 모델의 추력 계수를 계산하는데 사용된 특성면적은 기본 모델의 평면 면적(planform area)으로 동일하기 때문에 추력 계수의 감소는 슬롯의 설치에 따른 평면 면적의 감소와 유동장의 변화에 의한 것으로 볼 수 있다. 로터 블레이드의 평면 면적에서 슬롯의 단면적이 차지하는 비율은 약 2.56%이며(Fig. 1), 이는 슬롯 모델의 추력 계수 감소율보다 훨씬 작은 값이다. 따라서 슬롯 모델의 추력 감소는 단순한 평면 면적의 감소뿐 아니라 슬롯에 의한 유동장의 변화에 크게 기인한다. 슬롯이 블레이드를 관통하여 압력면과 흡입면을 연결하는 형태로 설치됨을 고려할 때, 슬롯 양 끝의 압력 차이로 인해 형성되는 유동은 슬롯이 설치되는 로터 끝 주위의 압력차를 기본 모델 보다 감소시킬 것으로 예상된다. 또한 고정된 피치각을 갖는 로터의 경우 로터 끝으로 갈수록 선속도의 증가로 인해 추력 생성에 더 많이 기여함을 고려하면, 슬롯에 의한 로터 끝 주위의 압력차 감소는 전체 블레이드에 대한 슬롯의 면적비 보다 더 큰 추력의 감소를 야기할 것이다. 이와 같은 추론에 따른 추력의 변화

양상은 Table 2에 제시된 추력 측정 결과와도 부합한다.

흥미로운 점은 슬롯 모델의 추력 표준 편차가 기본 모델에 비해 약 15% 낮다는 것이다. 날개에서 생성되는 추력이 시간에 따라 변동하는 이유 중 하나는 와류 흘림(vortex shedding)이다. 주위보다 상대적으로 낮은 압력을 갖는 와류가 날개 표면에서 떨어져 나가면서 날개의 표면 압력 섭동을 유도하여 추력의 섭동으로 이어지는 것이다. 3.1에서 논의한 바와 같이 슬롯은 와류 시트의 발달에는 큰 영향을 미치지 못했지만 끝단 와류의 생성은 크게 약화시켰다. 따라서 슬롯 모델의 추력 섭동이 감소한 이유는 슬롯이 블레이드 끝단에서 떨어져 나가는 와류의 세기를 크게 약화시킨 것에서 찾을 수 있다. 슬롯이 추력 섭동을 감소시킨다는 것은 로터 끝에 슬롯을 설치하여 소형 무인 비행체의 비행안정성을 향상시킬 수 있음을 의미한다.

또한 추력 섭동의 감소는 로터의 소음 특성에도 영향을 미친다. 3.3에서 논의한 바와 같이 특정 주파수에서 발달하는 분절 소음의 주 소음원 중 하나는 하중 소음이며^[6], 일반적으로 하중 소음은 블레이드에서 생성되는 추력의 섭동량에 비례하는 것으로 알려져 있다. 따라서 슬롯에 의한 추력 섭동의 감소는 하중 소음을 감소시키며, 결과적으로 분절 소음의 감소로 이어질 것으로 예상된다. 하중 소음은 로터 블레이드부터 방사되는 소음이기 때문에 TPP에서 측정되는 분절 소음에 가장 큰 영향을 미친다는 것을 고려하면, Fig. 7(b)의 $\varphi = 0^\circ$ 에서 나타나는 분절 소음의 감소는 추력 섭동의 감소에 따른 하중 소음의 감소에 기인한다고 할 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 로터의 끝단 와류를 제어하기 위해 블레이드 끝에 슬롯을 설치하고, 슬롯이 로터의 공기역학적 특성에 미치는 영향을 와류 구조, 난류, 소음 및 추력의 측면에서 살펴보았다. 로터 끝 슬롯은 블레이드의 후단에서 형성되는 와류 시트의 발달에는 거의 영향을 미치지 않는

반면 끝단에서 형성되는 와류의 발달에는 큰 영향을 미쳤다. 생성 초기의 끝단 와류는 슬롯에 의해 세기가 약 33% 감소하고 덜 응집된 형태를 보였으며, 기본 모델에서 발달하는 끝단 와류에 비해 더 빠르게 소산되고 소멸하였다. 끝단 와류의 약화와 빠른 소산은 로터의 근접 후류와 먼 후류에서 모두 난류 강도를 감소시켰다. 로터 후류의 난류에 지배적인 영향을 받는 광역 소음은 TPP에서 멀어질수록 점차 증가하는 경향을 보였으며, 반대로 블레이드의 두께 소음, 하중 소음과 주기적인 끝단 와류의 생성에서 비롯되는 분절 소음은 TPP에서 가장 큰 음압 레벨을 가졌다. 광역 소음은 슬롯이 로터의 근접 후류와 먼 후류에서 모두 난류 강도를 감소시킴에 따라 모든 방위각 범위에서 크게 감소하였다. 분절 소음도 끝단 와류의 약화와 빠른 소산에 의해 감소했지만, 끝단 와류가 소멸된 이후의 영향을 지배적으로 받는 높은 방위각에서는 슬롯 모델과 기본 모델이 비슷한 분절 소음을 보였다. 광역 소음과 분절 소음을 합한 전체 소음의 평균 감소량은 약 2.5 dB이었으며 모든 방위각 범위에서 고른 저감을 보였다. 슬롯은 로터의 평균 추력과 추력 섭동을 모두 감소시켰다. 추력의 감소는 압력면과 흡입면을 연결하는 슬롯의 형태적 특징과 그에 따른 로터 끝 주위의 압력차의 감소에 기인한 것으로 보이며, 추력 섭동의 감소는 블레이드에서 떨어져 나가는 끝단 와류의 세기가 감소함에 따라 블레이드의 표면 압력 섭동이 줄어든 것에 기인한다. 슬롯에 의한 추력 섭동의 감소는 블레이드 하중 소음의 감소를 통해 분절 소음의 감소로 이어졌다.

소형 무인 비행체는 낮은 고도에서 운행하며 정밀한 고도 및 자세 제어가 요구되는 특징을 갖기 때문에 공력 소음을 줄이면서 비행 안정성을 높이는 것이 핵심적 기술 과제이다. 이러한 측면에서 로터 끝 슬롯은 광역 소음과 분절 소음을 모두 줄이는 동시에 추력 섭동의 저감을 통해 비행 안정성을 향상시킬 수 있다는 점에서 공학적으로 중요한 의미를 갖는다. 그러나 소음과 추력 섭동의 저감이 추력의 감소를 수반한다는 점에서 명확한 한계를 지닌다. 즉 슬롯의 적

용은 추력 발생의 관점에서 비행 효율을 떨어뜨리는 단점을 갖지만 상황에 따라 유용하게 활용될 수 있다. 예를 들어, 저고도 비행이 요구되어 소음 문제를 유발하거나 지면, 벽면 등의 장애물 근접 비행 등의 상황에서 불안정성이 증가하는 문제를 수반하는 상황에서는 소음을 저감시키거나 비행 안정성을 향상시키기 위해 슬롯 구조를 적용하는 것이 하나의 해결책이 될 수 있을 것이다. 향후 연구에서는 소음 및 추력 섭동의 저감 성능을 유지하면서도 추력의 감소를 최소화할 수 있는 슬롯의 배치 또는 형상에 대한 심화 연구가 필요할 것이다. 시간 분해능을 향상시킨 PIV를 수행하여 끝단 와류의 강도가 시간에 따라 변화되는 정도와 개별 와류의 수명을 살펴보는 것도 흥미로운 연구 주제이다. 또한 일반적으로 끝단 와류가 날개의 유도 저항을 증가시키는 역할을 한다는 점을 고려하여 로터 끝 슬롯에 의해 약화된 끝단 와류가 로터의 토크 및 비행 효율에 미치는 영향에 대한 연구도 추가로 필요할 것이다.

후 기

본 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원(2023R1A2C1005420)을 받아 수행되었으며, 이에 감사 드립니다.

REFERENCE

- 1) Conlisk, A. T., 2001, "Modern helicopter rotor aerodynamics," *Prog. Aerosp. Sci.*, Vol. 37(5), pp.419~476.
- 2) Brentner, K. S., & Farassat, F., 2003, "Modeling aerodynamically generated sound of helicopter rotors," *Prog. Aerosp. Sci.*, Vol. 39(2-3), pp.83~120.
- 3) Aldheeb, M., Asrar, W., Omar, A., Altaf, A., & Sulaeman, E., 2020, "Effect of a directionally porous wing tip on tip vortex," *J. Appl. Fluid Mech.*, Vol. 13(2), pp.651~665.
- 4) Lee, S., Chae, S., Woo, S. Y., Jang, J., & Kim,

- J., 2021, "Effects of rotor-rotor interaction on the wake structure and thrust generation of a quadrotor unmanned aerial vehicle," IEEE Access, Vol. 9, pp.85995~86016.
- 5) Sree, D., & Stephens, D. B., 2016, "Improved separation of tone and broadband noise components from open rotor acoustic data," Aerospace, Vol. 3(3), pp.29.
- 6) Blackstock, D. T., 2000, "Fundamentals of physical acoustics," Wiley Interscience, New York.