

올빼미의 비행을 모방한 저소음 익형의 설계 및 검증

김민신[†] · 안찬영 · 임유진 · 박윤성 · 김경천
부산대학교 기계공학부

Design and Validation of Low Noise Airfoil Inspired by Flight of Owl

Minsin Kim[†], Chan-Young Ahn, Yujin Im, Yoon Seong Park, Kyung Chun Kim
School of Mechanical Engineering, Pusan National University

Key Words: 올빼미(Owl), 생체모방(Biomimicry), 익형(Airfoil), 유동가시화(Flow Visualization)

Abstract

Compared to other birds, owls fly achieving remarkably low noise even that human cannot hear. It is well known that the silent flight owes to both huge size of owl's wing and microscopic morphologies of feathers, which make up wings, composed of leading edge serration, trailing edge fringes, and velvet surface. To validate the noise reduction effect by applying owl's characteristics to an airfoil model NACA0018. Three models: (1) without and (2) with leading edge serrations and trailing edge fringes and (3) with serrations and feathers were prepared for comparison. Using particle image velocimetry (PIV) and a blow-down low speed wind-tunnel, flow characteristics of boundary layer and wake are measured with the three different models at two angle of attacks. It is found that the hairy wing with serration prevents flow separation followed by noise reduction.

1. 서론

회전체 혹은 비행체에서의 유동 소음 발생은 필연적인 현상이다. 최근 신재생 에너지와 관련되어 관심을 받고 있는 도심형 풍력발전기와 차세대 운송수단으로 주목받고 있는 드론에서도 구동 시 발생하는 소음이 큰 문제로 대두되고 있다. 풍력발전기의 경우, 블레이드에서 야기되는 저주파 소음 때문에 인근 사람들이 불쾌감을 느끼고 삶에 지장을 받는다는 연구 결과가 있다.⁽¹⁾ 드론의 경우에는 구동 시 소음의 크기가 형체에 비하여 매우 크다. 이러한 회전체 및 비행체에서의 소음 발생 문제가 사회적 문제 및 공학적 문제로 대두됨에 따라, 많은 공학자가 구동 시 발생하는 소음을 줄이기 위해 노력하고 있다.

야행성 조류 중 올빼미는 저소음 비행을 한다. 올빼미는 몸통보다 크고 넓은 날개 형태로 인해 양력을 더 잘 받을 수 있기 때문에 날갯짓의 횟수 자체가 적은 특성을 가진다. 하지만 우리가 주목해야 할 점은 단순히 날개의 크기가 아닌 더 미세한 구조를 가진 날개 특성이다. 올빼미는 leading edge (LE) serrations, trailing edge (TE) fringes 및 velvet surface 등의 mm단위 이하의 특성을 통하여 유동의 박리를 지연시키고 후류영역의 발달을 억제하는 방식으로 비행을 한다.⁽²⁾



Fig. 1 Barn owl wing

본 연구에서는 이러한 특성을 반영한 익형을 설계하였으며, 그 유동 특성을 기본 익형의 유동 특성과 비교하여 올빼미 날개가 가진 저소음 원인을 규명하고자 한다. 기본 익형에 앞 뒤로 leading edge serrations, trailing edge fringes를 설계하여 부착하였다. 풍동 실험 장치 및 PIV를 사용해 기본 익형과 개선된 익형의 유동장을 분석하는 실험을 수행하였다. 익형 주위의 입자 이미지를 처리하여 u 방향의 Mean velocity field와 유선장을 얻었으며 이를 분석하여 소음저감 효과에 대한 가능성을 제시하고자 한다. 또한 실험 결과를 바탕으로 비행체에 적용 가능한 저소음 익형의 설계 방식을 제안하는 것이 본 연구의 목적이다.

[†]발표자, snsnskssk12@pusan.ac.kr

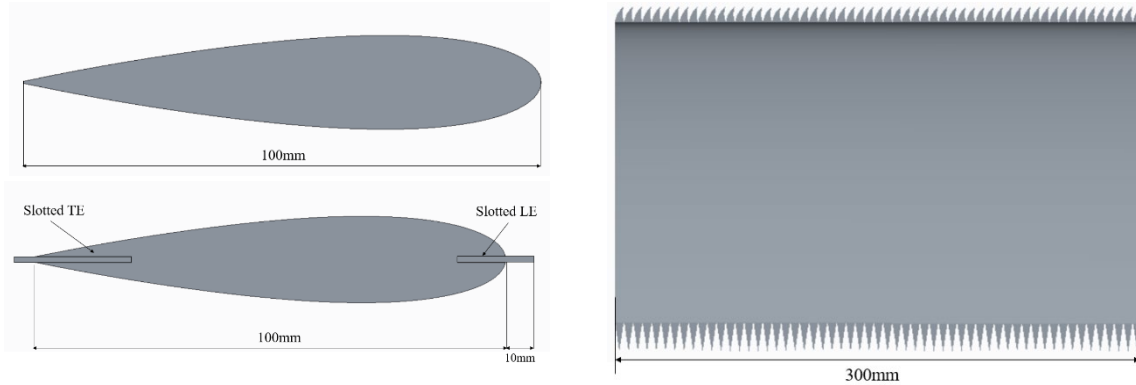


Fig. 2 Sketch of the airfoil from the side (left) and top (right) views.

2. 이론 및 실험

2.1 실험 장치

2.1.1 익형 선정

기본 익형 (C0), 기본 익형의 전후에 각각 leading edge serrations, trailing edge fringes 을 부착한 개선 익형 (S0), S0 에 천연 깃털을 붙인 개선 익형 (H1)의 세 가지 모델에 대해 실험을 진행하였다. 본 연구에서 사용한 익형 모델은 NACA 0018 이며, 익형 최대 두께가 익형 chord length 의 18%인 형상이다. 실험 익형의 규격은 Chord length 100 mm, Half wing span 300 mm 로 선정하였다.

익형은 FDM 타입의 3D 프린터를 사용하여 제작하였다. Moment 사의 Moment2 프린트로 출력하였고 필라멘트는 레이저의 반사를 막기 위하여 Moment 흑색 무광을 사용하였다.

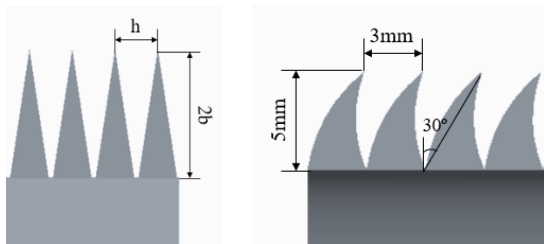


Fig. 3 edge serration (left) and Leading edge serration (right)

S0 는 leading edge serrations 과 trailing edge serrations 을 별개로 프린트하여 익형에 조립하였다. leading edge serrations 은 올빼미 중 Bubo 올빼미의 serration 의 길이와 각도를 참고해 설계하였다. Bubo 는 대형 올빼미 중 하나이며 야행성인데, 야행성 종일수록 비행시 소음을 덜 발생시킨다. 조용히 비행하는 종일수록 serration 의 휘어진 각도는 커지는 양상이 있으며 Bubo 올빼미의 leading edge serration 의 길이는 5~7mm, 휘어진 각도는 30도에 이른다.⁽³⁾ 이를 참고하여 개선된 익형의

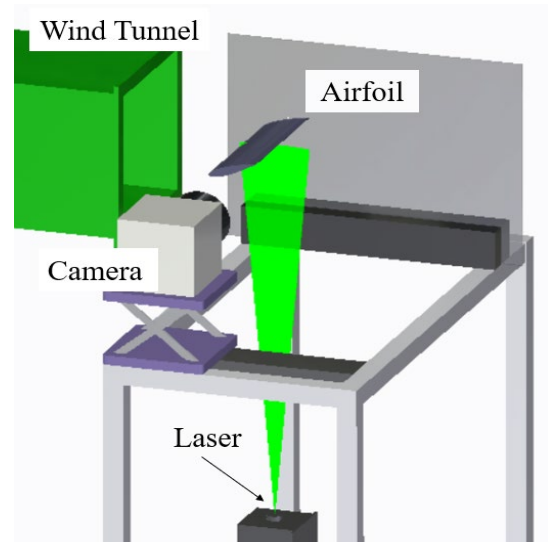


Fig. 4 Experimental Set up: a PIV system is installed outside of a wind tunnel

leading edge serration 의 길이는 5mm, 휘어진 각도는 30도로 주었고, 두께는 1.2mm로 제작하였다. 한편, trailing edge serrations 은 선행 연구 결과 소음 저감에 효과적이었던 chord length = 200mm 일 때, serration 의 크기 ($h/2b=0.3$, $2b=20mm$, $h=6mm$)를 반영하여 설계하였다.⁽⁴⁾ 본 연구의 익형은 chord length=100mm 이므로, 기하학적 상사 법칙을 만족시키기 위해 TE Serration 은 $2b=10mm$, $h=3mm$ 로 설정하였고 두께는 1.2mm 으로 제작하였다.

H1의 경우, serration 이 앞뒤로 부착된 개선된 익형 S0 에 올빼미 날개의 trailing edge fringes 와 비슷한 형상을 가진 천연 깃털을 부착하여 제작하였다. 올빼미 날개에서 깃털의 구조를 분석하여 깃털이 겹쳐져 있는 방식을 모방하여 제작하였다.

2.1.2 익형 설치 setup

이번 절에서는 본 연구에서 사용한 익형 설치 방법, 유동가시화 방법을 소개한다. 익형의 유선 (streamline)을 가시화하기 위하여 PIV실험장치를

Fig. 4 와 같이 구성하였다.

먼저, 레이저장치와 초고속카메라를 설치하기 위하여 프로파일 테이블을 구성하였다. 프로파일 테이블의 크기는 카메라, 레이저 및 익형의 설치를 고려하여 1000X500X830 mm 규격으로 설계하였다. 프로파일을 이용하여 5T 아크릴 판을 프로파일 테이블 위에 수직으로 고정하였으며, 익형을 아크릴판에 볼트로 체결하여 AoA (Angle of Attack) 변경을 용이하게 하였다.

유동 가시화를 위해서는, 레이저시트가 익형 중앙부 단면을 조사하도록 레이저를 익형의 아래쪽 바닥에 설치하였다. 이때, 레이저가 익형의 중앙을 정확히 조사하도록 레이저의 초점을 맞추었다. 초고속카메라는 레이저시트와 수직이 되면서 동시에 익형의 단면과 같은 수평선 상에 있도록 프로파일 테이블 위에 지그를 사용하여 위치시켰다. 입자 영상 수집을 위하여 Phantom사의 VEO410L (5,200 fps, exposure time 190 ms) 초고속카메라를 사용하였고, 카메라의 렌즈는 Nikon사의 Nikkor 50 mm f/1.2 를 사용하였다. 이때 촬영한 이미지의 크기는 1280X800 pixel이다. 또한, 유동의 흐름을 관측할 수 있도록 풍동장치 내부에 올리브오일 입자를 분사하였다. 이를 통해 익형의 길이방향 정 중앙 단면의 주위 유동을 관측할 수 있었다. 초고속카메라를 사용하여 2초 동안의 유동을 측정하여 속도장 및 유선장을 구하였다. 다만, 레이저시트의 세기가 약해 소음 저감 효과를 판별할 수 있는 후류영역을 중점으로 촬영하고 유동해석 하였다.

2.1.3 풍동 장치

입구의 자유 유동 속도는 올빼미의 비행속도와 비슷한 2.6 m/s로 맞추어 진행하였다.⁽⁵⁾ 풍동장치 입구는 높이 0.30 m, 너비 0.30 m이었고, 익형의 길이 방향 정 중앙인 측정 단면을 풍동 입구의 정 중앙 (높이 0.15 m, 너비 0.15 m)에 위치시켰다.

풍동의 출구에서는 출구 유동의 특성으로 덕트 출구 모서리의 각진 부분에서 유동의 박리현상이 발생하고 난류와 와류로 인하여 유동이 불안정해진다. 따라서 풍동입구에 최대한 가까이 익형을 설치하였으며 그 길이는 200 mm이다. 풍동의 수력 직경은 일반적으로 아래의 식으로 구할 수 있다.

$$D_h = \frac{A}{P} = a \quad (\text{in square duct}) \quad (1)$$

실험에 사용한 풍동의 수력직경은 0.3 m 이므로 Potential core의 끝 지점인 4D 범위 내에 위치하므로 익형의 중심 단면을 지나는 유동은 층류로 볼 수 있다.⁽⁶⁾

2.1.4 PIV방법

각 모델 C0, S0, H1에서의 난류 발생 지점과 박리점을 비교하고 후류영역의 형성 정도를 파악하기 위해 유동가시화를 하였다. 이때, 레이저시트가 유동흐름을 조사하면 익형의 윗면에 그림자가 생기므로 상하 대칭인 익형의 특성을 반영하여 AoA를 음의 방향으로 설정하였다. 익형의 아랫면이 실제 비행체에서의 윗면과 같다. 실험을 통해 얻은 유동 이미지를 PIV lab (for Matlab)을 사용하여 입자의 속도와 유동을 분석하였다. 5,200 fps, exposure time 190 ms로 익형을 촬영하였다. Resolution 1200*800으로 설정하였다. 또한, PIV 해석을 위하여 Calibration을 조정하였다. 1px당 0.00016 m이고 1px/frame=0.85077 m/s이다.

2.2 실험내용



Fig. 5 Airfoil without serrations and feathers from the top views(C0)



Fig. 6 Airfoil with serrations and feathers from the top views(H1)

Serration 과 천연 깃털의 유무에 따른 유동특성을 파악하기 위하여 기본 익형 (C0), 기본 익형의 전후에 각각 leading edge serrations, trailing edge fringes 을 부착한 개선 익형 (S0), S0 에 천연 깃털을 붙인 개선 익형(H1)을 실험 대상으로 세 익형의 AoA 를 0°, 4° 일때로 나누어 총 6 번의 실험을 진행하였다. Fig. 5 와 Fig. 6 은 각각 실험에 사용한 모델 C0 와 H1 이다.

실험의 경계조건이 올빼미 비행에서의 조건과 유사한지 파악하기 위해 Reynolds 수를 구하였다.

$$Re = \frac{\rho v d}{\mu} \quad (2)$$

덕트의 수력 직경 $d=0.3$ m 는 식(1)에서 구하였고,

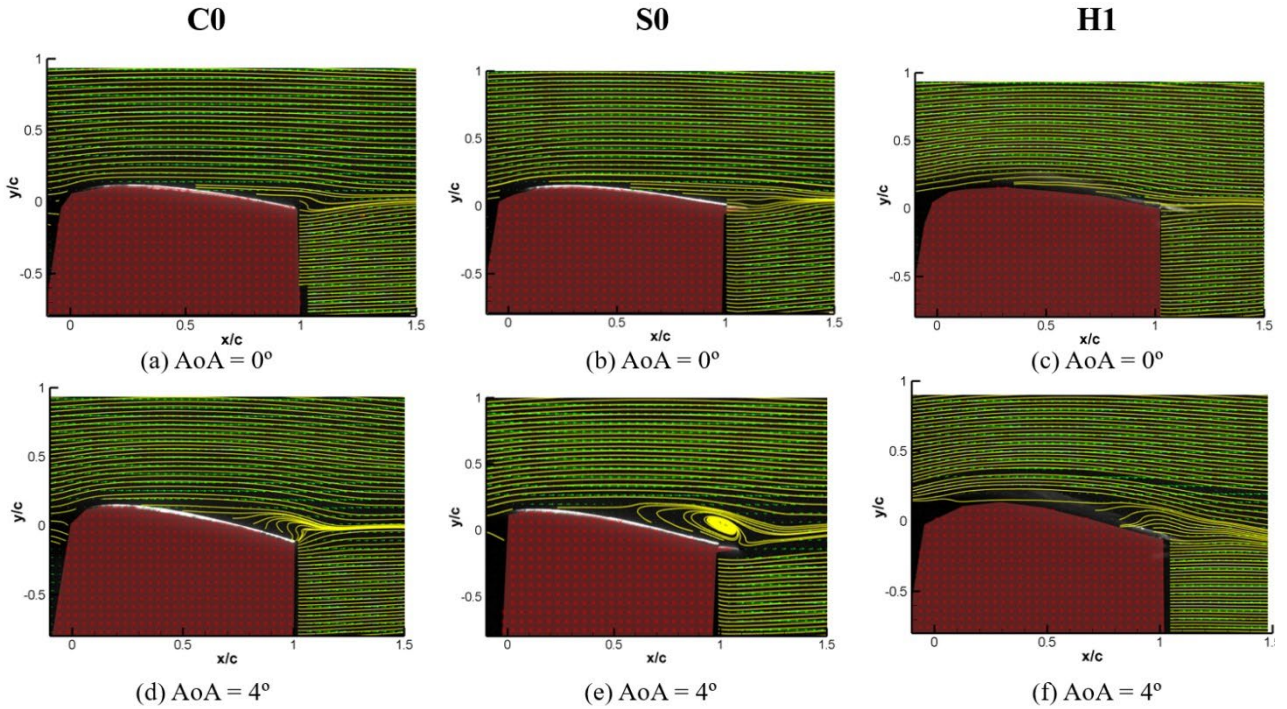


Fig. 7 Streamline

식(2)를 통하여 Reynolds 수를 구하였다. 공기의 온도가 15 °C일 때, $\mu = 0.0000179 \text{ kg/m}\cdot\text{s}$, $\rho = 1.23 \text{ kg/m}^3$ 이고 상류속도 $v = 2.6 \text{ m/s}$ 이므로 풍동 입구에서 방출되는 유동의 Reynolds 수는 53598 이다. 또한, 익형 주위의 유체는 외부유동으로 해석할 수 있으며, Reynolds 수에서 익형의 chord length 를 특성길이 $l = 0.10 \text{ m}$ 로 볼 수 있으므로 익형의 Reynolds 수는 17866 이다.

2.3 실험결과

2.3.1 익형과 AoA 에 따른 유선 가지화

Fig. 7 은 AoA 가 각 0°와 4°일 때, 기존 익형 C0 와 개선 익형 S0, H1 에 대한 풍동 실험을 진행하여 얻은 유동의 streamline 그림이다.

실험 장치 셋업에서 레이저 장치를 익형의 아래에 위치하여 레이저를 조사하였기 때문에 익형의 윗부분은 그림자가 생겼다. 익형 모델 NACA 0018 은 아래 위 대칭이므로, 그림자가 아래로 오도록 그림의 상하를 뒤집어 나타내었다. 또한, 그래프의 x 축과 y 축은 익형의 chord length 로 나누어 무차원화한 값이다.

AoA=0° 일 때, C0 는 유동의 박리가 익형의 끝에서 발생했으나 S0 와 H1 의 경우 육안상으로는 유동의 박리가 일어나지 않았다. AoA=4°의 경우, C0 는 AoA=0°일 때와 비교해 박리가 선단에 더 가까운 앞 부분에서 박리가 일어났다. S0 는 익형의 중심 근처 쪽에서 박리가 일어났으며 육안상으

로는 C0 의 AoA=4°의 경우보다 더 뒤 쪽에서 박리가 발생하였다. 이는 AoA=4°에서 S0 의 leading edge serration 과 trailing edge fringes 가 유동의 박리를 지연시켰음을 의미한다. 천연 깃털을 부착한 H1 의 경우, 유선 그림에서 육안상으로 보기에 유동의 박리가 일어나지 않고 유동이 익형 모델에 attached 된 것으로 확인되었다. 이 결과는 AoA=4°에서, H1 에 부착된 천연 깃털의 trailing edge 로 인해 익형 주위 유동이 박리되지 않고 잘 흐른다는 것을 의미한다. 박리점의 정확한 x 좌표는 2.3.2 의 익형 모델과 AoA 에 따른 평균 속도장의 contour 그래프에서 계산할 것이며 그에 따른 유동의 특성을 분석할 것이다.

2.3.2 익형과 AoA 에 따른 평균 속도장

Fig. 8 은 AoA 가 각 0°와 4°일 때, 기존 익형 C0 와 개선 익형 S0, H1 에 대한 풍동 실험을 진행하여 얻은 유동의 u 방향 평균 속도장을 contour 로 나타낸 그림이다. 데이터를 무차원화하기 위해서 x, y 좌표를 무차원 좌표 x^* 과 y^* 으로 지정하였으며 각각은 $x^* = x/c, y^* = y/c$ 로 정의하였다. 각 지점의 속도 또한 $u^* = u/U$ 로 다시 표현하였다. 이러한 방법으로 무차원화 된 데이터 플롯이 Fig. 8 이다.

익형 선단, 중간, 끝의 속도, 박리점 부근을 선정하여 무차원화 한 높이(y/c)에 따른 u 속도 그래프로 도출하였다. 익형과 AoA 를 변화시킨 6 가지 모두 자유 유동의 속도가 2.6m/s 에 수렴함을 확인할 수 있었다. 또한, 그래프의 데이터를 도출한 결과

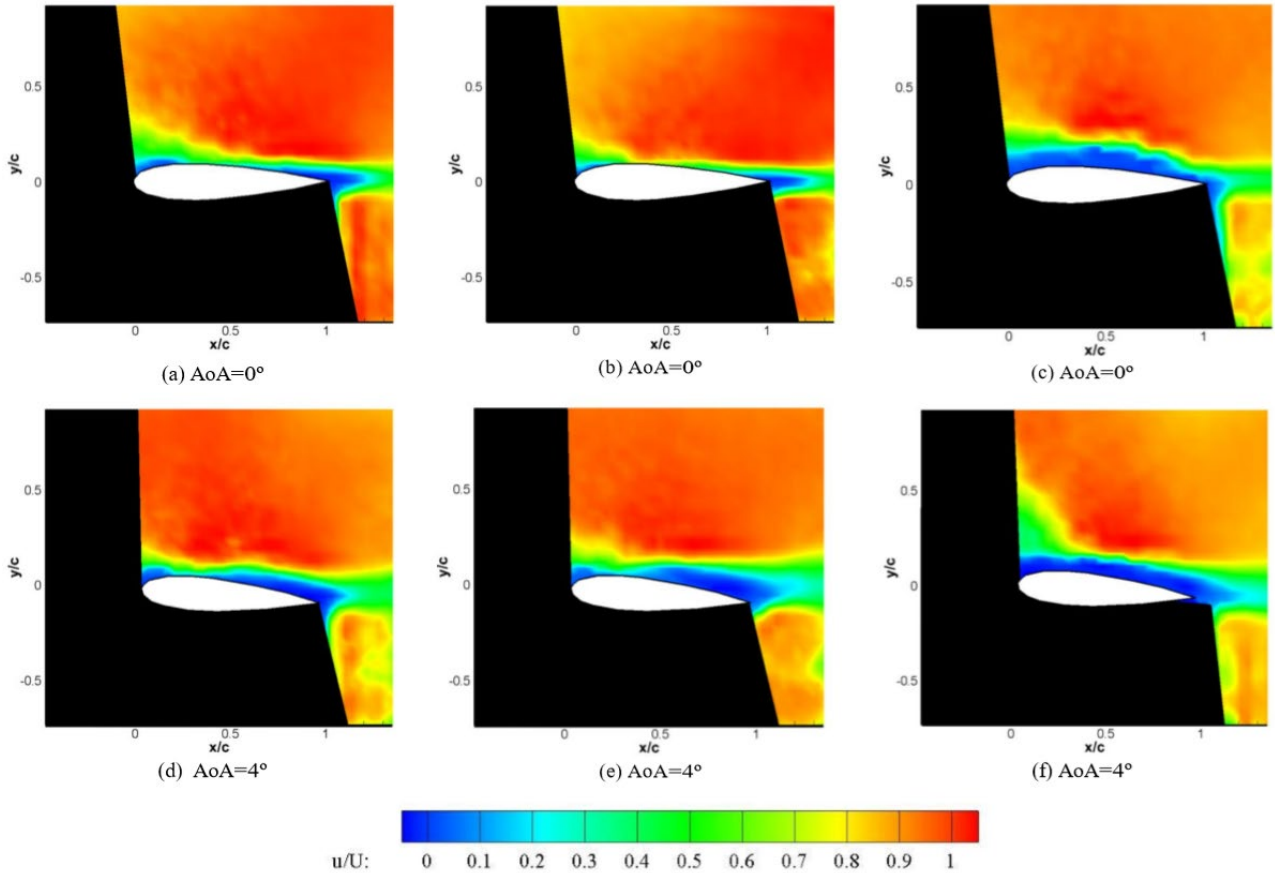


Fig. 8 Mean velocity field

경계층 발달과정을 확인할 수 있었다. 또한, 경계층 내의 흐름에 역류가 발생하는 지점인 박리점⁽⁷⁾ 위치를 각각 구하였다.

속도장으로 박리점의 위치를 얻기 위하여 박리가 생기는 점의 두 가지 특성을 적용하였다. 그 두 가지 특성은 유체의 점성과 역압력구배에 의하여 나타나며, 이는 각각 속도구배가 0 인 지점, 벽면 전단응력이 0 인 지점이다.⁽⁸⁾

	AoA (°)	x/c	y/c
C0	0	0.812	0.043
	4	0.72	-0.013
S0	0	-	-
	4	0.589	0.006
H1	0	-	-
	4	-	-

Table 1 Coordinates of Separation point

Table 1 은 이러한 조건과 가장 유사한 특성을 보이는 지점을 구한 것이다. C0 의 경우에는 $AoA = 0^\circ$ 일때, $x^* = x/c = 0.812$ 에서 박리가 생기고, $AoA = 4^\circ$ 은 $y^* = y/c = 0.720$ 에서 박리가 생겼으며, 이는

AoA 의 증가에 따라 박리가 촉진되었음을 보여준다. S0 모델의 경우에는 $AoA = 0^\circ$ 일 때는 박리가 생기는 지점을 찾을 수 없었으며 $AoA = 4^\circ$ 일 때 $x^* = x/c = 0.589$ 에서 박리가 나타났다. H1 모델은 AoA 가 0° 일 때와 4° 일 때 모두 박리가 생기지 않으며 attached flow 임을 다시 한번 확인할 수 있었다.

박리의 위치, 물체 뒤 후류영역의 폭, 그리고 표면의 압력구배는 경계층 유동의 특성에 의존한다.⁽⁸⁾ 따라서 박리의 위치의 확인을 통하여 유동의 특성을 유추할 수 있다. 난류경계층유동은 속도분포가 층류경계층유동보다 더 평평하여 이상적인 균일분포에 더 가깝고, 층류경계층 유동에 비해 운동에너지와 운동량이 더 많다. 따라서 난류경계층의 경우에는 층류경계층보다 박리되기 전까지 물체 주위를 더 멀리 흐를 수 있고, 이로 인해 S0 는 층류경계층유동의 특성을 보이는 C0 보다 난류경계층유동 특성이 더 많이 나타나는 것으로 보인다.

$AoA = 4^\circ$ 에서 C0 의 박리점 위치가 S0 보다 더 뒤쪽에 위치하는 것은 마찬가지로 S0 의 난류특성으로 인하여 높은 운동에너지와 vortex 가 커 AoA 에 의한 영향을 더 크게 받기 때문이다.

한편, serrated hairy 모델인 H1 에서는 S0 와 같이 난류의 촉진을 하면서도 AoA 에 의한 Vortex 의 영

향이 거의 없음을 확인할 수 있다. 따라서, H1 모델의 경우에 AoA 범위의 제한 없이도 안정적인 유동과 후류영역 발달의 억제가 가능함을 알 수 있다.

3. 결론

같은 형태의 익형에서 serration의 유무와 trailing edge fringe를 가지는 천연 깃털의 부착 여부에 따른 박리지연 효과를 알아보았다. AoA가 0°와 4°의 두 가지 경우에서 세 모델에 대해 풍동 실험을 하여 총 6개의 유선 및 속도장을 분석하였다. 유선에서 주목할 점은 올빼미 날개의 깃털과 유사한 trailing edge fringes 특성을 가지는 천연 깃털을 부착한 모델인 H1은 AoA가 0°와 4°의 두 가지 경우에서 유동이 익형에 attached되어 유동의 박리가 일어나지 않았다는 점이다.

한편, 속도장에서는 AoA와 형태 특성에 따른 경계층 속도 분포와 박리를 통하여 경계층 특성을 알 수 있었으며, serration이 난류경계층유동을 촉발하고 깃털은 난류경계층유동의 운동량과 운동에너지에 의한 vortex를 완화시켜주는 역할을 하면서 익형의 후류영역 발달을 억제하고 유동을 안정화시킨다. 따라서 올빼미의 생체모방 모델은 일반 익형에 비해 유동역기 소음을 감소시킬 수 있는 가능성을 제시한다.

참고문헌

- (1) van Kamp, Irene, and Frits van den Berg, 2018, "Health effects related to wind turbine sound, including low-frequency sound and infrasound," *Acoustics Australia*, Vol. 46, No. 1, pp. 31-57.
- (2) Rao, C. and Liu, H., 2018, "Aerodynamic robustness in owl-inspired leading-edge serrations: a computational wind-gust model," *Bioinspiration & biomimetics*, Vol. 13, No. 5, 056002
- (3) Weger, Matthias, and Hermann Wagner, 2016, "Morphological variations of leading-edge serrations in owls (Strigiformes).", *PloS one*, Vol. 11, No. 3.
- (4) F. Avallone, C. Arce Leon, S. Probsting, K. Lynch and D. Ragni, 2016, "Tomographic-PIV investigation of the flow over serrated trailing-edges," *the American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 23, No. 5, pp. 3.
- (5) Winzen, Andrea, Michael Klaas, and Wolfgang Schröder, 2013, "High-speed PIV measurements of the near-wall flow field over hairy surfaces.", *Experiments in fluids*, Vol. 54, No. 3.

- (6) Klosowiak, R., Bartoszewicz, J., and Urbanoak, R., 2019, "The analysis of a jet structure inside a reverse chamber," *Thermal science*, 2019, Vol. 23, Suppl. 4, pp. S1357-S1365
- (7) R.C. Hibbeler, 2016, "Fluid Mechanics."
- (8) Munson, Okiishi, Huebsch, Rothmayer, 2013, "Fluid Mechanics", John & Sons Singapore Pte. Ltd