

실속 펜스와 곡선형 날개를 적용한 사이클로디얼 프로펠러의 성능 검증

안준혁 · 조용우 · 황윤준
서울과학고등학교

Wing Fence & Curved Wing Effect on Cycloidal Propellers

JunHyuk Ahn · Yongwoo Cho · Yunjun Hwang
Seoul Science High School

국문 초록

본 연구에서는 Cycloidal Propeller의 효율 개선을 위해 Wing Fence 구조와 Virtual Camber 효과를 고려한 날개 형상을 적용하는 방안을 모색하였다. Cycloidal Propeller는 회전축이 유체의 이동 방향에 수직인 유체 추진 장치로, 항공 및 수상 차량의 추진, 상승, 조종에 사용된다. 그러나 기존의 Cycloidal Propeller는 상대 곡률에 의해 전력 손실이 발생하는 문제가 있었다. 이에 본 연구에서는 공력학적 장치인 Wing Fence의 원리를 도입하여 안정성 및 추력을 향상시키고, Relative Curvature 형상을 최적화하여 전력 손실을 줄이는 방안을 제시하였다. Computational Fluid Mechanics를 이용한 실험 결과, 새로운 구조와 형상이 적용된 Cycloidal Propeller는 기존 대비 효율 개선을 보였으며, 이는 향후 항공 및 수상 차량의 추진 시스템에 대한 새로운 접근 방법을 제공할 것으로 기대된다.

Abstract

In this study, we tried to improve the efficiency of a cyclic propeller by applying a wing fence structure and a wing shape that considers the virtual camber effect. A cyclic propeller is a fluid propulsion device whose rotational axis is perpendicular to the direction of fluid movement, and is used for propulsion, ascent, and control of air and water vehicles. However, conventional cyclonic propellers suffer from power loss due to relative curvature. In this study, we propose to improve stability and thrust by introducing the principle of wing fence, an aerodynamic device, and to reduce power loss by optimizing the relative curvature shape. As a result of experiments using Computational Fluid Mechanics, the Cycloidal Propeller with the new structure and shape showed efficiency improvement compared to the existing one, which is expected to provide a new approach to the propulsion system of air and water vehicles in the future.

Keywords : Cycloidal Propeller, Wing Fence, Virtual Camber, Computational Fluid Mechanics, 효율 개선

I. 서론(Introduction)

Cycloidal Propeller는 유체 추진 장치로, 항공 및 수상 차량의 추진, 상승, 조종에 중요한 역할을 수행한다. 이러한 기기의 효율을 극대화하기 위해 다양한 노력이 지속적으로 이루어지고 있다. 그러나 기존의 Cycloidal Propeller는 상대 곡률로 인해 전력 손실이 발생하는 문제를 안고 있다. 이러한 문제를 해결하고 Cycloidal Propeller의 성능을 향상시키기 위한 연구가 시급하다. 이에, 본 연구에서는 공력학적 장치인 Wing Fence 구조와 Relative Curvature 형상을 Cycloidal Propeller에 적용, 그 성능 향상을 추구하는 것이 목표이다.

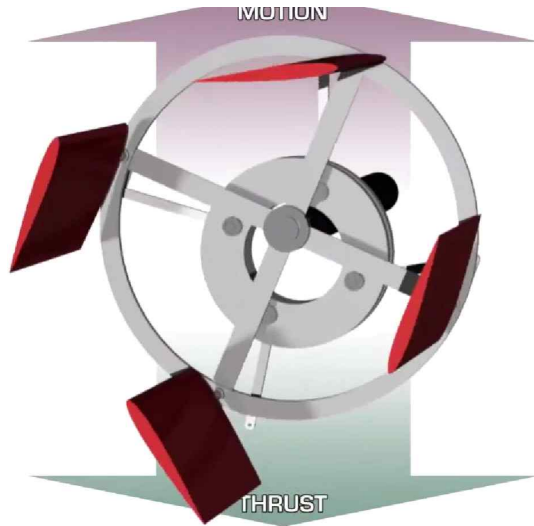


그림 1 : Cycloidal Propeller의 형상, 출처 <https://youtu.be/Ub563Yc3xls>.

축과 나란한 방향이 아닌, 축과 수직인 방향으로 추력이 발생하도록 회전한다. Flap이라는 구조가 회전하면서 추력을 만들어내며, 기존 프로펠러와 달리 모든 면이 같은 속도로 공기와 만나 구조적으로 단순해진다는 장점이 존재한다.

Cycloidal Propeller와 관련된 이론과 선행 연구는 그 동작 원리와 구조, 그리고 성능 개선 방안 등에 집중되어 왔다. 특히, 이 장치의 추력 손실 문제를 해결하기 위한 다양한 접근법이 제시되었으나, 아직까지 뚜렷한 해결책은 마련되지 못하였다.

본 연구에서는 Wing Fence와 Relative Curvature라는 두 가지 새로운 개념을 도입한다. Wing Fence는 주로 스위프트 날개(swept-wing) 항공기에 장착되며, 공기가 너무 멀리 이동하거나 속도가 빨라져 전체 날개가 한번에 기능을 상실하는 것을 방지하는 역할을 한다. 반면, Relative Curvature는 날개의 곡률을 조절하여 날개 주변의 유동을 최적화하고 전력 손실을 줄이는 방식이다. 이 두 가지 개념을 Cycloidal Propeller에 적용하여 그 성능을 개선하고자 하는 것이 본 연구의 주요 동기이다.

스위프트 날개(swept-wing) 항공기가 저속으로 비행할 때, 날개의 전방 모서리 각도로 인해 일부 공기 흐름이 횡방향으로, 즉 날개 끝쪽으로 이동하게 된다. 이 과정은 점진적으로 진행되며, 날개 중앙 부근의 공기 흐름은 전방 모서리 각도뿐만 아니라 날개 뿌리로부터의 횡방향 공기 흐름에 영향을 받는다. 이로 인해 날개 끝에서는 공기 흐름이 거의 모두 횡방향으로 이동하게 되어, 이는 날개를 앞뒤로 가로지르는 흐름과 대조적이다. 이는 결과적으로 효과적인 공기 속도가 크게 떨어져 날개가 고속 유동 상태에서 벗어나게 된다.

이런 문제를 해결하기 위해 'Wing Fence'의 도입이 필요하다. 'Wing Fence'는 공기 흐름이 너무 멀리 이동하거나 속도가 빨라져 전체 날개가 한번에 기능을 상실하는 것을 방지하는 역할을 한다. Cycloidal Propeller에서 또한, 날개 양 끝단에서 발생하는 횡방향 모멘텀을 올바르게 제어하고 추진하기 위해서는 wing fence의 구조가 필요하다.

본 연구에서는 Cycloidal propeller의 성능 개선과 관련하여 다음 세 가설을 세우고, 이를 증명하기 위한 시뮬레이션과 실험을 진행하였다.

가설 1. Cycloidal propeller의 회전 반경과 같은 곡률 반지름의 날개를 이용하면 drag를 감소시켜 효율을 높일

수 있다.

가설 2. Cycloidal propeller의 회전 반경과 같은 곡률 반지름의 날개를 이용하면 추력을 증가시킬 수 있다.

가설 3. Cycloidal propeller의 날개에 wing fence 구조를 설치하면 추력 개선 효과가 있다.

II. 연구방법 및 이론(Method & Theory)

1. 가설에 대한 정성적인 근거

가설 1) P. G. Migliore의 'Flow Curvature Effects on Darrieus Turbine Blade Aerodynamics'에 따르면, Darrieus turbine blade의 공기역학적 특성에는 유체 흐름의 곡률이 중요한 영향을 끼친다. Darrieus turbine은 cyclorotor와 마찬가지로 익형 구조의 날개를 어떤 축 주위로 회전할 수 있도록 하는 풍력 발전기이다. 이때 각각의 날개는 곡선 운동을 하게 되는데, 이 때문에 실제보다 캠버(camber)가 큰 (익형의 휘어진 정도가 큰) 효과가 발생한다고 한다. 이를 virtual camber effect라 한다. 해당 논문에서는 이를 conformal mapping technique를 이용하여 표현한다. 또한 virtual camber effect의 conformal mapping을 나타낸 아래 그림에서 알 수 있듯 받음각(Angle of Attack, AoA)이 증가하는 효과도 있다.

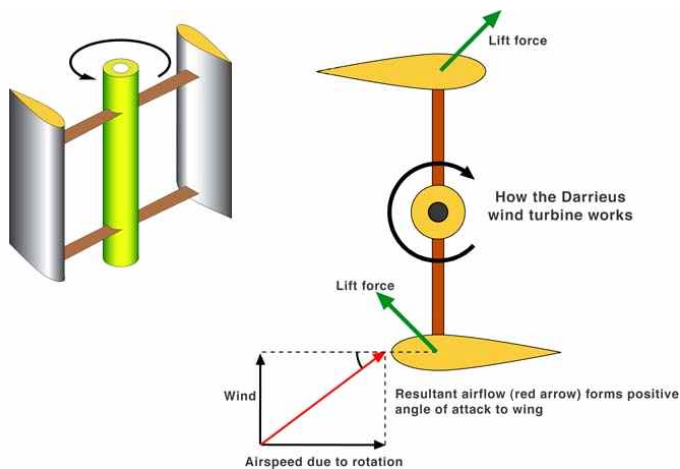


그림 2 : Darrieus turbine의 작동 원리

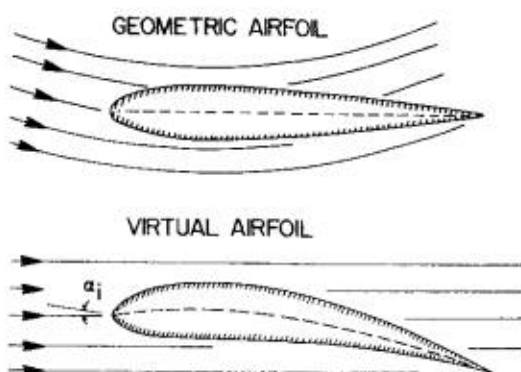


그림 3 : Curvilinear flow에 대해 conformal mapping을 적용한 virtual airfoil 주의의 rectilinear flow

Cycloidal propeller의 회전 반경과 같은 곡률 반지름의 날개를 이용할 경우, 날개 주위의 유속이 rectilinear flow의 모양을 따르도록 conformal mapping을 하면 angle of attack이 0인 상황과 대응되며, drag force가 최소이다. 따라서 날개가 지면과 수직인 방향으로 이동할 때도 virtual camber effect에 의해 drag가 생성되는 편평한 날개에 비해 곡률 반지름이 날개의 회전 반경과 일치하는 날개가 에너지 관점에서 더 효율적일 것이다.

가설 2) 날개 자체가 휘어져 있으면 virtual camber effect 외에도 날개에 camber가 있는 효과가 있어 날개가 cycloidal propeller의 위, 아래쪽에 있을 때 받는 양력이 더 클 것이다.

가설 3) Swept-wing 항공기에 설치되는 wing fence와 마찬가지로, cycloidal propeller의 날개에 wing fence 유사 구조물을 설치하면 날개에 나란한 방향으로의 유체 흐름을 막아 날개에 수직인 방향의 운동량을 유지하는 효과가 있어 양력이 클 것이다.

2. 3D Printed Parts & Structure

연구를 진행하기 위해, Cycloidal Propeller를 3D 프린터로 만들었다.

이를 위해 아래 사진과 같이, 다양한 날개의 구조를 실험할 수 있는 Cycloidal Propeller를 제작하였다.

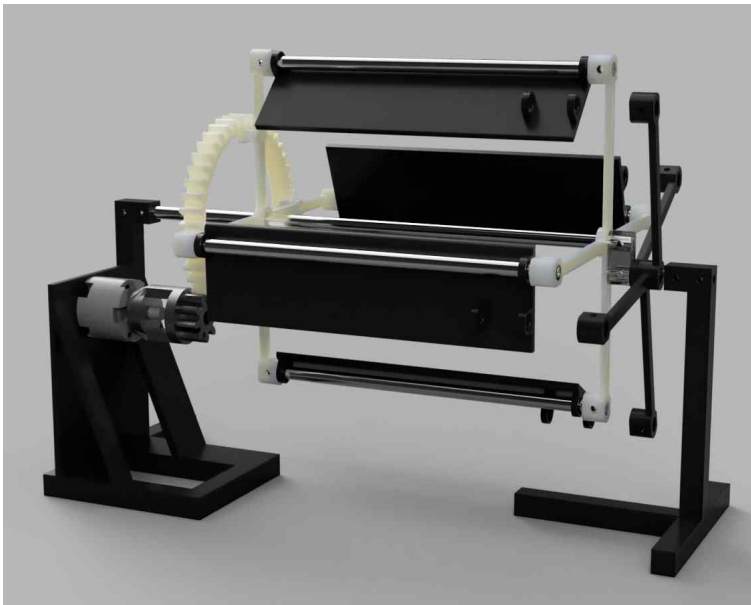


그림 4 : 전체 Cycloidal Propeller 실험 장치의 구성

다음은 각 부품에 대한 명칭 및 이름이다.

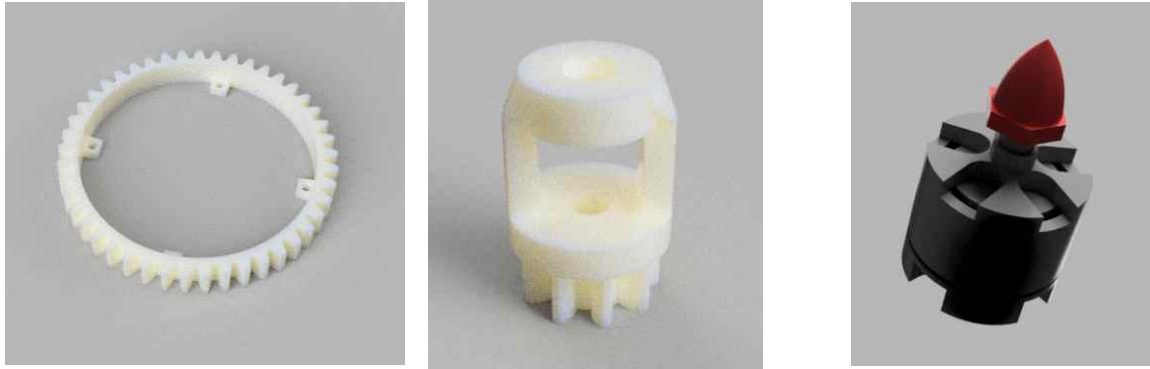


그림 5 : A : 45T Module 2 Gear. 큰 기어로 1/5의 비로 모터와 주회전축 로터를 연결한다. B : Real Gear 9. 모터 마운트의 형상에 기초하여 모터에 쉽게 탈부착가능한 기어이다. 9T이다. 두 기어 모두 Fusion 360의 Spur Gear를 사용했으며, 두께 10mm 에 Module 2로 설계하였다. C : MT2212 motor. 실험에 쓰이는 드론 모터로, 주로 멀티콥터에 적용되는 모터이다. 프로토타입을 만들었을 때 2 : 1 의 비로 연결하였으나 작동하지 않아, 차후 5 : 1 의 기어비로 수정하였다.

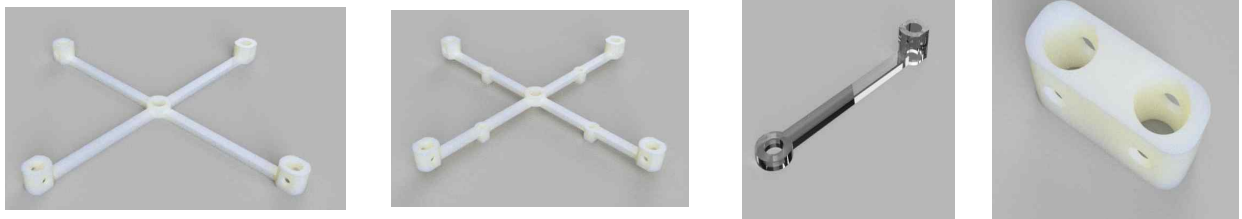


그림 6 : A : CenterArm. 주회전축의 날개 4개가 회전하는 것을 붙잡는 중앙 지지대이다. B : CenterArmGear. 기어를 마운트할 수 있는 스페이서와 구멍이 연결되어 있어 나사로 연결 할 수 있다. 마찬가지로, 주회전축의 날개 4개 회전을 붙잡는 중앙 지지대이다. C : FlapArm. 날개의 각도가 유동적으로 제어되는데 있어 필수적인, 이심축에 연결되어 날개의 각도를 제어하는 지지대이다. 이때, 각 Arm 사이에는 내경 4mm 외경 6mm 알루미늄 파이프를 연결된다. D : Pitch12mm. 이심축과 주회전축을 연결하는 연결 부위이다. 12mm의 간격을 두고 떨어져 있다.

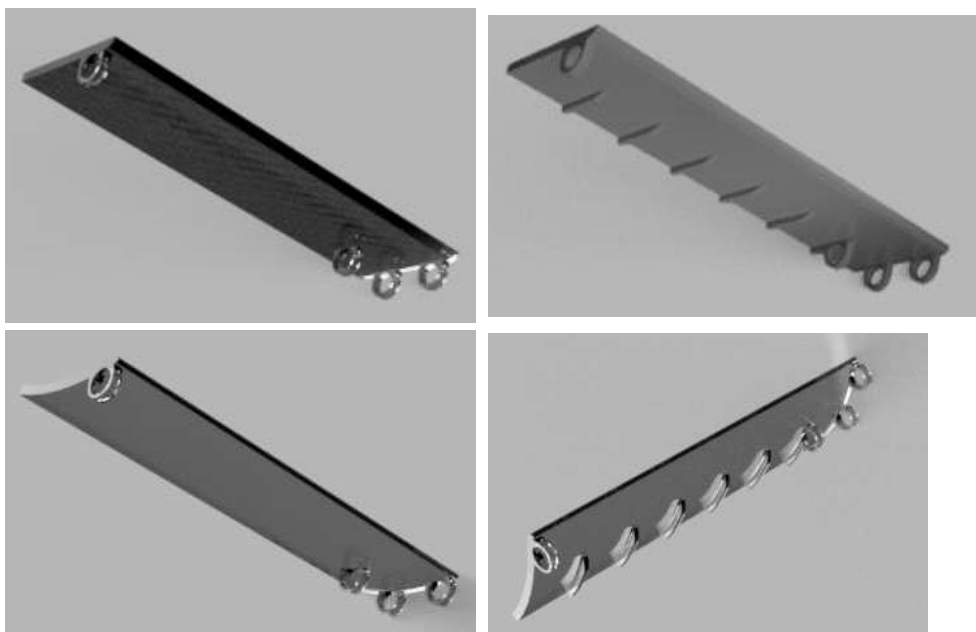


그림 8 : A : StraightFlap. B : StraightWF Flap. C : RoundFlap. D : RoundWF Flap.

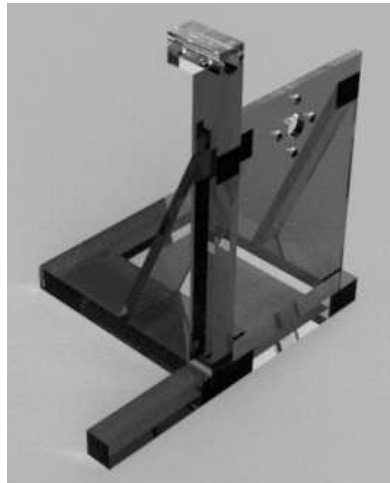
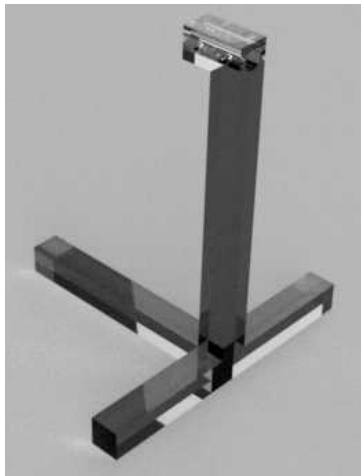


그림 9 : A : Stand. 회전축을 고정하기 위한 스탠드이다. 이심축이 두 개의 나사로 고정된다. B : StandMotorMount. 모터 마운트와 지지대가 포함된 스탠드이다.

모든 설계 자료는 “설계 자료” directory에 fusion 360 archive 형식으로 저장되어 있다.

3. 파이썬을 이용한 Flap Angle Distribution 찾기

Flap의 각도는 주회전축과 이심축 사이 거리, 날개의 반지름, Flap고정축간 거리에 의해 결정된다. 하지만 이 관계가 비선형적이기 때문에, 파이썬을 이용해 각도 분배를 찾았다.

아래는 이를 찾기 위한 좌표평면상 좌표 정의이다.

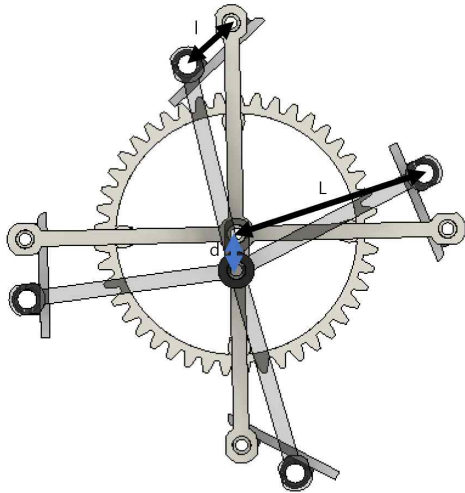


그림 10 : 회전축에 수직한 면에서 바라본 구조이다.

l : Flap에서 두 고정축 간 거리 (두 축은 회전 가능함). 20mm로 설계되었다.

L : 주회전축과 Flap이 고정되는 축 사이 거리. CenterArm과 FlapArm 모두 70mm 길이로 설계되었다.

d : 주회전축과 이심축 간 거리, 본 설계에서는 12mm이다.

Pitch Angle : Flap이 주회전축을 중심으로 하며 반지름이 L 인 원의 접선과 이루는 각도.

Theta : 좌표평면상 회전각, 0부터 2π 까지의 값을 가진다. 그래프에서는 x축이며, 편의를 위해 0~2까지의 값으로 scale down 하였다.

다음과 같이 값과 좌표를 설정한 이후, 파이썬을 이용한 수치대입법으로 해를 근사하여 구한 이후, 각도를 계산하여 그래프를 그렸다. (첨부폴더 mechanicspy)

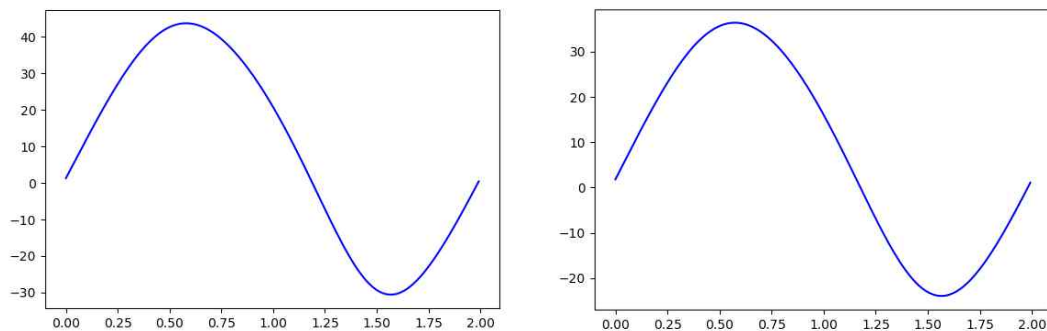


그림 11 : 그래프 y축은 도, x축은 θ/π 이다. A : $d : 12\text{mm}$, $L : 70\text{mm}$, $l : 20\text{mm}$ 의 설계. 최종 설계 버전의 각도 분배이며, 최댓값 43.7도, 최솟값 -30.6도의 값을 가진다. B : $d : 10\text{mm}$, $L : 80\text{mm}$, $l : 20\text{mm}$. 초기 설계이며, 최댓값 36.4도, 최솟값 -24.0도의 값을 가진다.

L 의 증가는 최대각과 최소각의 절댓값 차이를 줄이는 역할을 하며, 위아래의 출력을 더 편평하게 맞추는데 기여한다. d 의 증가는 더 큰 Pitch Angle을 준다.

4. CFD 시뮬레이션을 이용한 가설 1 검증

Cycloidal propeller의 날개 구조에 따라 pitch angle이 0일 때 작용하는 drag force를 비교하기 위해 Autodesk CFD를 이용한 시뮬레이션을 진행했다. 실제 실험 조건과 같이 지름 500mm인 영역의 중심을 기준으로 반지름 70mm인 원형 궤도를 따라 StraightFlap 또는 RoundFlap을 700 RPM으로 회전시켰다. 유체는 Air, 날개는 ABS(molded)로 설정했다.

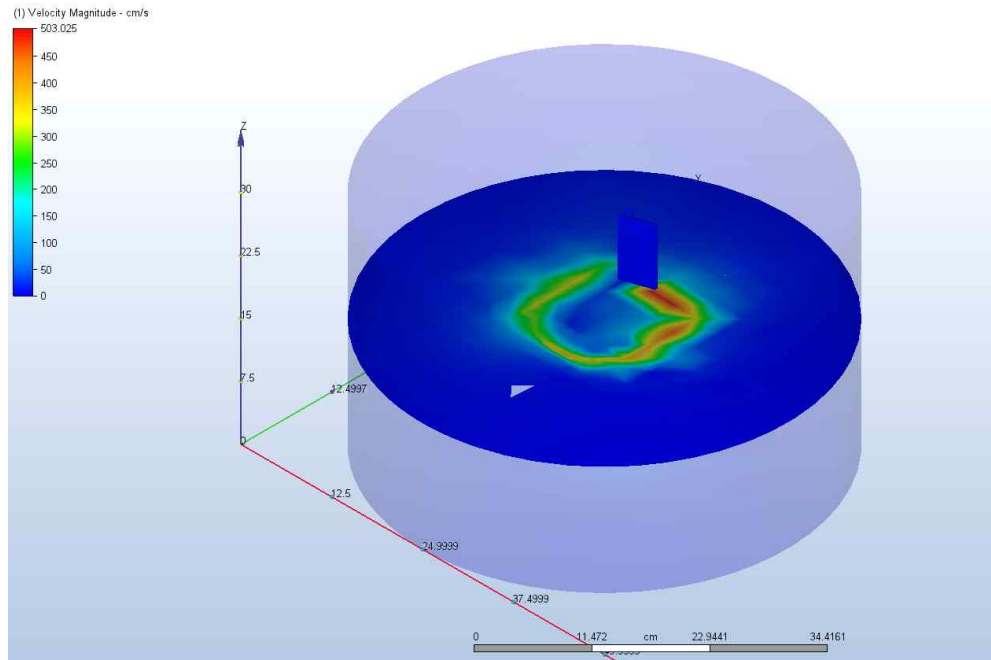


그림 12 : StraightFlap 회전 시뮬레이션 이미지

총 100 step 동안 시뮬레이션을 작동시켰으며, 91~100 step에서 날개의 중심을 수직으로 관통하는 평면에서 아래 그림과 같이 날개의 진행방향을 기준으로 앞과 뒤 점의 압력을 측정했다.

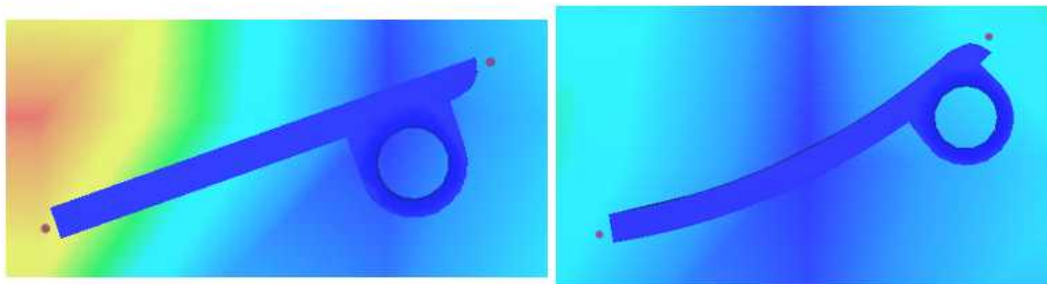


그림 13 : A. StraightFlap 앞뒤 압력 측정점 / B. RoundFlap 앞뒤 압력 측정점

5. CFD 시뮬레이션을 이용한 가설 3 검증

Cycloidal propeller의 날개에 부착된 wing fence 구조의 효과를 이론적으로 확인해보기 위해 Autodesk CFD를 이용한 시뮬레이션을 진행했다. 10m/s의 rectilinear한 공기 흐름 속에서 StraightFlap과 StraightWF Flap을 각각 pitch angle이 0도, 15도인 경우에 대해 50 step 이후의 결과를 측정했다. 시뮬레이션 영역은 날개를 중심에 둔 300mm*200mm*500mm 크기의 직육면체이다. 유체는 Air, 날개는 ABS(molded)로 설정했다.

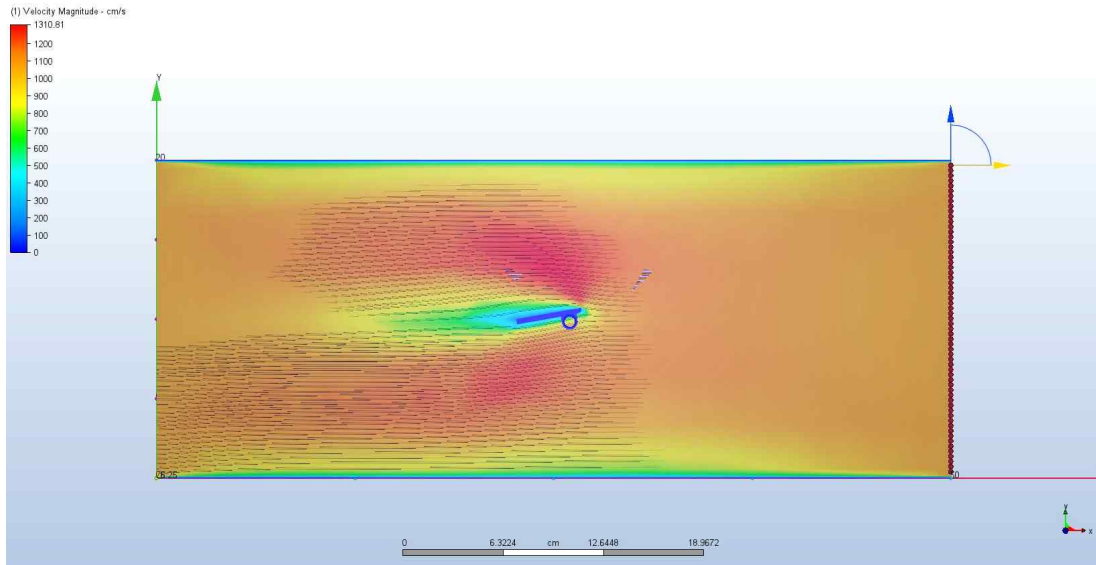


그림 14 : Pitch angle 이 15도인 StraightFlap 주위의 유체 흐름 단면도

50 step 정도에 공기의 흐름이 평형상태에 도달했다고 가정하고 날개를 관통하며 공기 흐름에 수직인 방향으로 자른 평면상에서 날개의 바로 위쪽의 직선을 따라 공기의 속력을 측정했다. 또한 이때 날개에 작용하는 x, y, z 방향 힘을 측정했다.

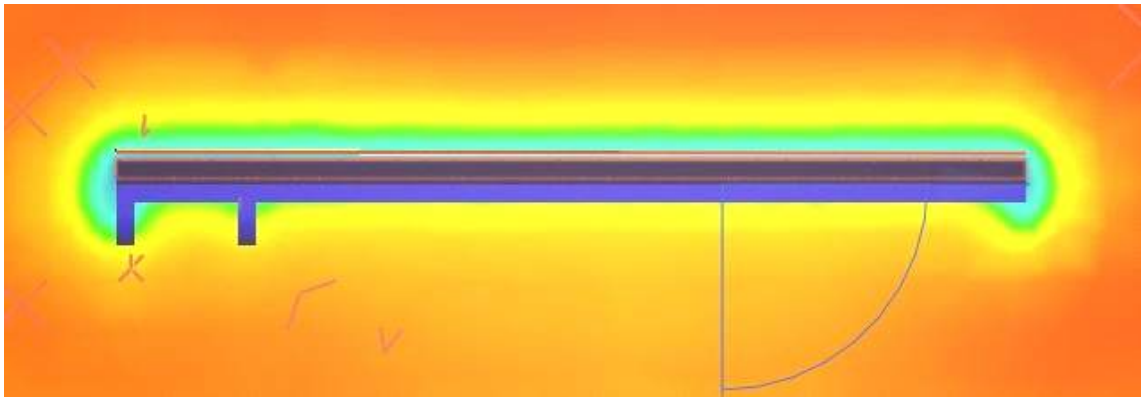


그림 15 : 날개 위 속력이 비취색으로 표현된 영역의 붉은색 가로줄을 따라 속력 데이터를 측정했다.

6. 1차 실험

3D 프린터와 레이저 커터를 이용하여 부품을 출력한 후 아래 그림과 같이 1차 실험에 사용한 모델에 맞게 조립하였다. 기존 설계상으로는 드론 모터를 이용하여 cycloidal propeller를 회전시키려 했으나 해당 설계상 기어비가 낮아 모터의 토크가 충분하지 않았다. 따라서 1차 실험에서는 드릴에 기어를 부착해 cycloidal propeller를 작동시켰다. 회전 각속도를 알기 위해 타코미터를 사용했다. 아래 그림의 B와 같이 모델의 받침대 부분을 Force Plate 위에 고정시키고 Vernier Labquest를 이용하여 시간에 따른 힘 데이터를 측정했다. Cycloidal propeller를 Force Plate 위에 설치하기 전에 Vernier Labquest로 영점 조절을 해야 한다.

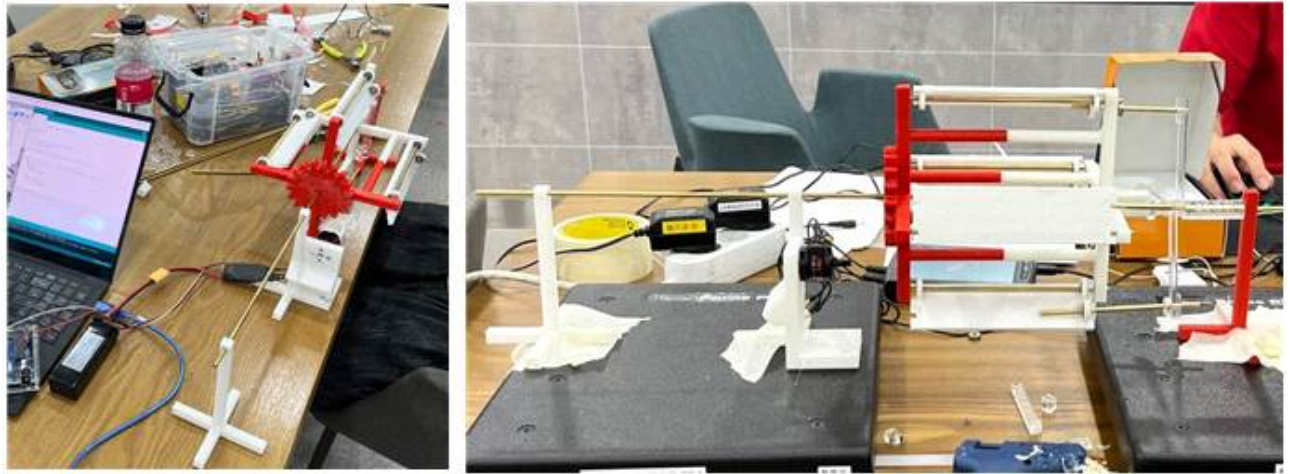


그림 16 : 1차 실험의 구성과 구조. A : 아두이노를 이용해 모터를 제어하는 모습. B : Force Plate 위에 장치를 올리고 실험하였다.

7. 2차 실험

3D 프린터와 레이저 커터를 이용하여 부품을 출력한 후 아래 그림과 같이 1차 실험에 사용한 모델에 맞게 조립하였다. 1차 실험에 사용했던 모델보다 경량화된 모델을 이용했으며, 기어비를 변화시키고 윤활제를 이용해 모터로도 측정 가능한 수준의 추력을 얻을 수 있게 하였다. 또한 전류 등 측정장치를 연결하여 모터에 공급되고 있는 에너지를 측정할 수 있게 세팅했다.



그림 17 : 2차 실험 세팅

RoundFlap 5번, StraightFlap, StraightWF Flap, RoundWF Flap에 대해 각각 8번씩 실험하며 측정 순간의 시간에 따른 에너지 전달률(출력)[W]과 양력[g]을 측정했다.

III. 결과

1. 시뮬레이션 - 가설 1

다음 표는 91~100 step 범위에서의 StraightFlap, RoundFlap 앞뒤 압력 데이터이다. 시간, 공간 간격이 완벽히 연속적이지 않아 압력 값이 많이 바뀌므로 10개 step에 대한 앞뒤 압력차의 평균을 구했다. 단위는 dyne/cm²이다. 두 날개에 작용하는 drag force는 이 압력차에 비례한다고 근사할 수 있다. 아래 표에서 확인할 수 있듯이 StraightFlap보다 RoundFlap에서 압력차가 더 작다. 즉, pitch angle이 0일 때 RoundFlap이 받는 drag force가 StraightFlap이 받는 drag force보다 작을 것이라 유추할 수 있다.

step	Straight			Round		
	Front	Back	ΔP	Front	Back	ΔP
91	12.9335	-55.1995	68.133	29.9495	-51.045	80.9945
92	23.2254	-47.8829	71.1083	28.5812	-39.6755	68.2567
93	29.2241	-38.2102	67.4343	20.0138	-36.5839	56.5977
94	25.9538	-36.1378	62.0916	12.9927	-43.0145	56.0072
95	18.0671	-44.7338	62.8009	13.1027	-32.761	45.8637
96	13.6455	-49.4924	63.1379	12.2945	-21.6569	33.9514
97	14.6299	-39.8734	54.5033	7.20288	-43.7464	50.94928
98	20.9762	-56.8734	77.8496	5.29256	-47.3582	52.65076
99	21.8929	-62.2309	84.1238	6.71164	-45.4864	52.19804
100	14.5483	-57.3247	71.873	0.573553	-44.6365	45.21005
average			68.30557			54.26793
stdev.s			8.490504			12.91768

표 2 : 시뮬레이션 결과. 단위는 dyne/cm²이다.

2. 시뮬레이션 - 가설 3

다음 표는 날개 방향과 나란하며 날개 면과 가까이 있는 선분 위에서 측정한 날개 방향의 속도 분포에 대한 평균과 표준편차 데이터이다. Model 중 'NF'는 wing fence 구조가 없는 것, 'WF'는 wing fence 구조가 있는 것을 의미한다. 'Normalized' 열은 속도 분포를 정규화한 것인데, 서로 다른 실험 환경에서의 데이터를 비교하기 위해 속력이 최대인 것을 1로 맞추도록 하여 일정한 비율로 속도 데이터를 변화시킨 데이터이다.

Vz					Normalized				
Pitch Angle	0		15		Pitch Angle	0		15	
Model	NF	WF	NF	WF	Model	NF	WF	NF	WF
Average	4.32221	2.446902	3.449292	2.013233	Average	0.085757	0.036993	0.058658	0.039651
Stdev.p	15.93446	17.52704	21.06288	14.69379	Stdev.p	0.329757	0.298775	0.312044	0.248931

표 3 : 시뮬레이션 결과. 단위는 cm/s이다.

아래는 pitch angle이 0도일 때 wing fence 구조가 있는 모델과 없는 모델에 대해 정규화한 속도 데이터를 각각 그래프로 나타낸 것이다. Wing fence 구조가 없을 때는 속도가 거의 단조 증가하나, wing fence 구조가 있을 때는 그 주위에서 속도 분포가 0 주위로 진동하는 것을 알 수 있다. 그 결과 평균적인 날개 방향의 유체 흐름이 더 적고, 표준편차도 작다.

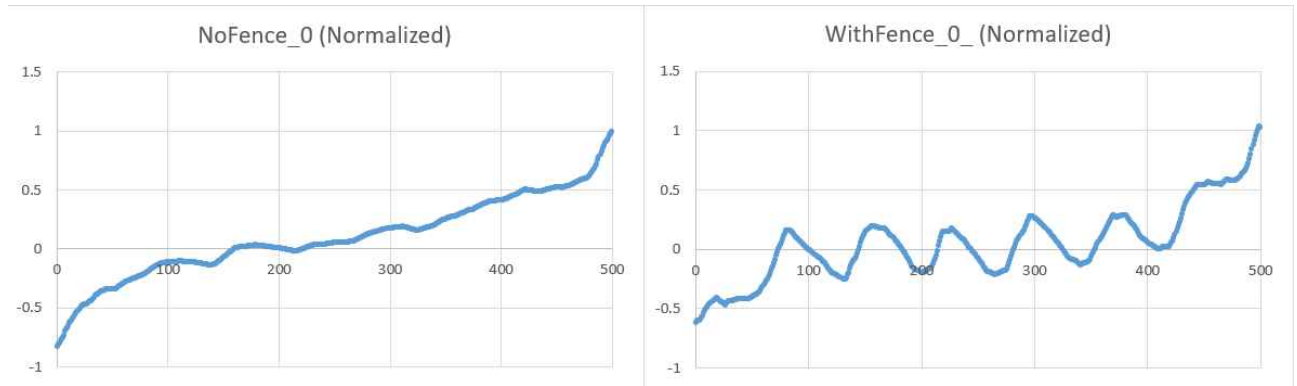


그림 18 : Wing fence 구조가 있을 때와 없을 때 정규화된 속도 분포 그래프. 단위는 cm/s이다.

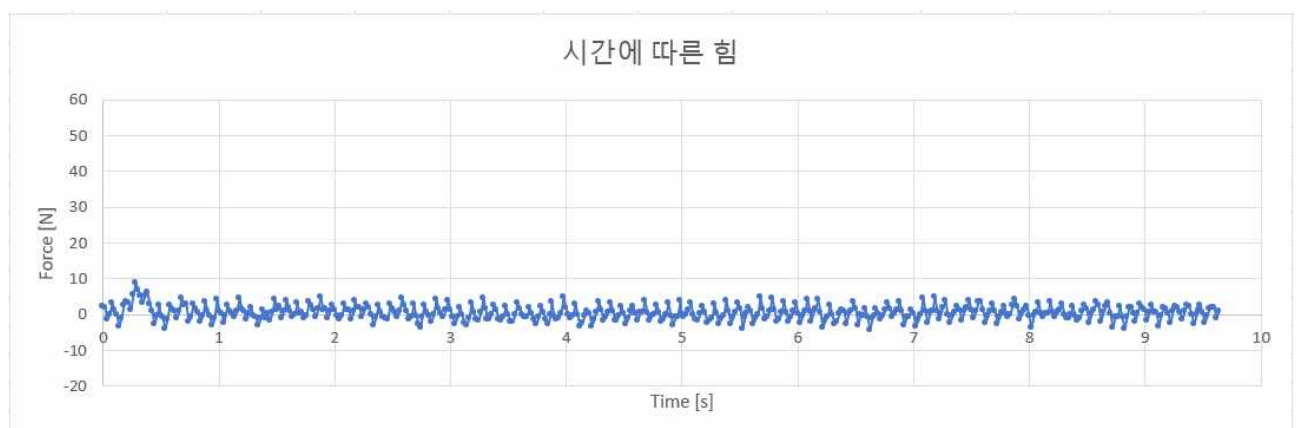
한편 이때 날개에 작용하는 양력과 drag를 계산해보았다. Pitch angle이 0도일 때보다 15도일 때 전반적으로 큰 양력이 작용한다. 같은 pitch angle에 대해 pitch angle이 0도일 때는 wing fence 구조가 없을 때보다 있을 때 양력이 매우 크지만, 15도일 때는 양력이 조금 감소했다. 한편 drag의 경우 두 경우 모두 wing fence 구조가 있을 때 drag force가 작다.

Pitch Angle	0		15	
Model	NF	WF	NF	WF
Drag (-Fx)	9363.81	9175.48	14031.7	13792.6
Lift (Fy)	-1282.74	1166.15	25268.1	22857.7
Fz	21.9164	32.8	-164.858	-101.585

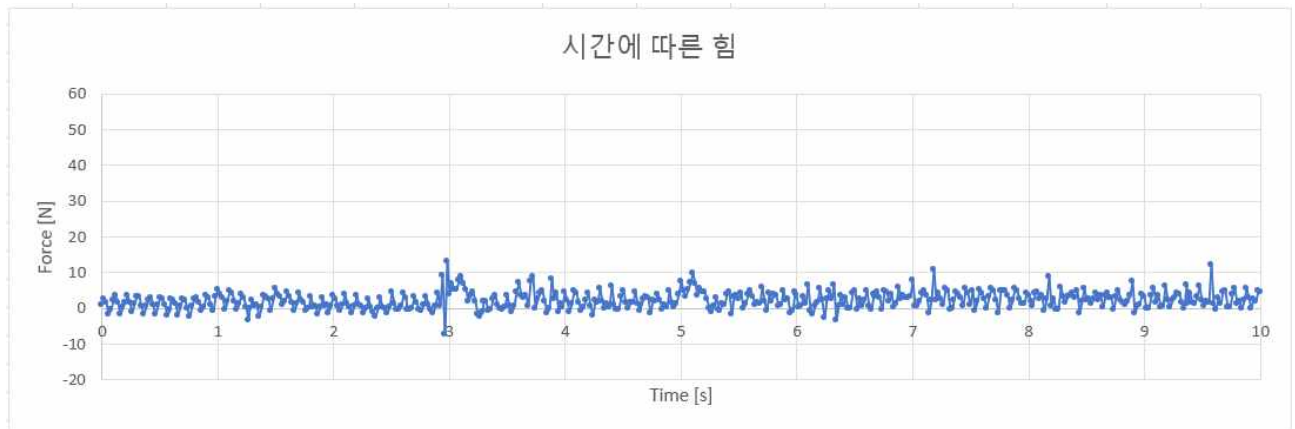
표 4 : Pitch angle과 wing fence 구조 존재 여부에 따른 drag와 양력. 단위는 dyne이다.

3. 1차 실험 결과

실험 시간이 충분하지 않아 1차 실험은 총 2번만 진행할 수 있었다. 첫 번째 실험에서는 650.3 RPM ~ 683.3 RPM 범위에서 평균적으로 666.7 RPM으로 기어가 회전하는 상태에서 Force Plate에 작용하는 힘을 측정했다. 값이 0N 주위에서 진동하는 무의미한 결과를 얻었다.



두 번째 실험에서는 374.4 RPM ~ 1040.9 RPM 범위에서 평균적으로 약 710.4 RPM으로 기어가 회전하는 상태에서 Force Plate에 작용하는 힘을 측정했다. 마찬가지로 유의미한 결과를 얻지 못했다.



4. 2차 실험 결과

각각의 날개에 대한 출력과 양력 데이터를 이용하여 출력에 따른 추력 그래프를 그리고 선형회귀를 진행했다. 출력이 0일 때 발생할 수 있는 양력은 0이므로 y절편 또한 0으로 고정했다. 양력이 L , 출력을 P 라 하고 두 변수 사이에 선형 관계가 성립한다고 가정하면 이는 기울기 A 에 대해 $L = AP$ 라는 식으로 표현할 수 있다. 기울기 A 가 클수록 같은 출력으로 더 큰 양력을 발생시킬 수 있으므로 효율이 좋은 조건이다. 각각의 날개에 대해 기울기를 비교하여 효율을 비교했다.

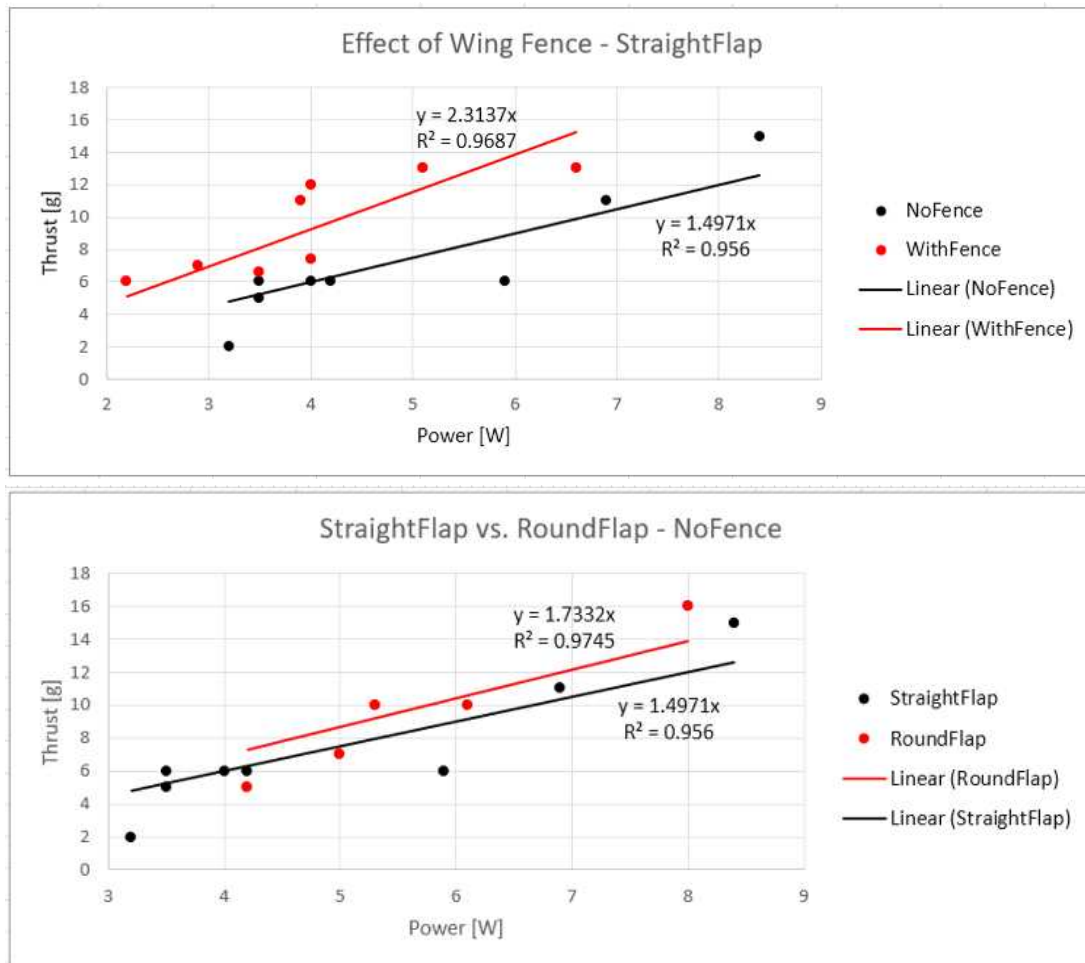


그림 21 : 2차 실험 결과이다.

StraightFlap 보다 RoundFlap의 성능이 15.77% 증가한 것을 알 수 있다. Wing Fence의 경우 성능을 늘린다는 것을 StraightFlap에 한정해서 검토하였다. StraightFlap에 WingFence를 적용한 것은 54.55%나 성능이 증가한 것을 확인했다. RoundFlap에 대한 성능 검증은 시간 부족으로 진행하지 못했다.

IV. 고찰 (Discussion)

1. 1차 실험의 문제점

1차 실험에서는 유의미한 결과를 얻을 수 없었다. 이에 대해 크게 두 가지 이유가 존재한다고 예상된다. 첫째로, 모터의 추력에 비해 과도한 회전관성과 마찰로 인해 회전체가 잘 회전하지 않았다. 그뿐만 아니라 내부적인 간섭 및 진동이 심했으며 경량화 되지 않은 수많은 구조들로 인해 불필요한 에너지 소모가 많았다. 조립에 있어서도 편리하지 못했으며 전체적으로 질이 낮았다. 이러한 점을 모두 고쳐 2차 설계를 진행했다.

이 문제들을 개선하기 위해 2차 실험에 사용할 모델을 다시 설계했다. II. 연구방법 및 이론에 제시된 모델이 2차 실험에 사용할 설계이다. 첫째로, 기어비를 2:1에서 5:1로 변경하였으며, 전체적인 부피를 줄여 경량화를 이루었으며, 신주봉 대신 알루미늄 봉으로 교체하여 더욱 더 경량화 시켰다. 신주봉의 밀도가 $8.3g/cm^3$ 이고, 알루미늄의 밀도가 $2.7g/cm^3$, PLA infill 50%의 밀도가 $0.7g/cm^3$ 이라고 가정하고 계산한 결과, 초기 모델의 회전체 무게만 해서 총 330.5g이 나왔다.

3D 구조물 207g, 베어링 31.2g (604zz 모델의 베어링, 총 12개, 개당 2.6g), 신주봉 92.3g $((16 + 6) * 4\text{cm}$ 가 쓰였다고 가정, 두께는 4mm)
토탈 330.5g

이후 설계에서는 다양한 부분에서 무게를 덜어, 114g으로 무게를 줄일 수 있게 되었다.

3D 구조물 76.93g 알루미늄 37.3g 총 114g

2. 가설 1의 검증

개선한 cycloidal propeller를 이용한 2차 실험을 통해 곡률 반지름이 회전 반경과 같은 날개를 이용했을 때 양력이 향상하는지를 확인할 수 있으며, wing fence의 영향은 시뮬레이션을 통해 이론적으로 확인했다. 그러나 해당 곡률 반지름의 날개를 사용했을 때의 drag 감소만을 독립적으로 실험하기는 어려워 시뮬레이션으로 확인해야 할 것이라 판단된다. 연구 중 곡률 반지름이 회전 반경과 같은 날개를 이용하면 virtual flow 관점에서 drag가 감소한다는 가설 1을 검증하기 위해 시뮬레이션을 시도해 보았으나, 속력이 발산하는 등의 오류가 발생했다. 추후 다른 시뮬레이션 방법을 시도하여 가설 1을 이론적으로 검증해볼 계획이다.

추가적인 실험 수행시, 특정 RPM에 도달하기 위한 전류량을 측정하는 등의 방식으로 회전에 소요되는 Drag를 측정할 수 있을 것이다. 즉, 전류량과 RPM, 추력의 관계에 대한 그래프를 그리고, 그로부터 상관계수를 정의하여 Drag를 추정할 수 있을 것이다.

V. 결론(Conclusion)

가설 1. Cycloidal propeller의 회전 반경과 같은 곡률 반지름의 날개를 이용하면 drag를 감소시켜 효율을 높일 수 있다.

RoundFlap을 이용한 날개의 경우, StraightFlap을 적용한 날개에 비해서 15.77% 성능 증가가 있었다. 이는 앞서 제시한 유선형 저항 감소의 원인으로 파악된다.

가설 2. Cycloidal propeller의 회전 반경과 같은 곡률 반지름의 날개를 이용하면 추력을 증가시킬 수 있다.

RoundFlap을 이용한 날개의 경우, StraightFlap을 적용한 날개에 비해서 15.77% 성능 증가가 있었으며, 이는 앞서 제시한 Pitch Angle의 증가로 인한 것으로 예상된다.

가설 3. Cycloidal propeller의 날개에 wing fence 구조를 설치하면 추력 개선 효과가 있다.

Wing fence 구조가 있을 때와 없을 때 날개에 작용하는 양력, drag force, 날개 표면에서 날개와 나란한 방향으로 흐르는 속도 분포를 시뮬레이션으로 분석한 결과, wing fence 구조가 있을 때 날개와 나란한 방향의 속도 성분의 분포가 0에 더 가까우며 밀집되어 있고, 양력 또한 증가함을 확인했다. 즉 가설 3은 참이다. 시뮬레이션 뿐만 아니라 실험적으로도 검증되었다. StraightFlap 보다 wing fence를 적용한 straightflap을 사용하였을 때 54.55%의 성능 증가가 있었다.

위에서 언급된 성능은, 모터에 공급되는 W로 발생하는 추력을 나눈 것을 성능효율 지표로 사용하였다.

VI. 제언(Proposal)

현재 연구를 진행하면서, 저울로 구성된 실험장치의 진동으로 인해 측정의 안정성이 떨어진다는 것을 몸소 느꼈다. 차후 연구에는 더욱 연구의 신뢰도를 높힐 수 있도록 Load Cell을 구비하여 구간 평균을 이용해서 실험장치의 진동에도 불구하고 더 안정적인 실험장치를 구성하고자 한다. 또한, PLA 필라멘트의 내구도 한계와 정확도, 알루미늄 봉 가공의 오차로 인해 발생하는 진동을 처리하기 힘들었다. 무게 감소를 위해 베어링을 제거하였으나, 베어링 제거로 인한 마찰, 소음, 불안정성을 고려해보았을 때, 두 가지의 실험을 모두 진행해야 한다. 그뿐만이 아닌, 빠른 회전으로 인한 부품의 팽창 및 휨으로 인해, Pitch Angle 및 로터 반지름의 증가 영향 또한 고려해야 할 것이며, RPM에 따른 추력 곡선을 훨씬 더 많으며 정밀한 데이터로 분석하여 이러한 형태의 로터를 어떠한 방식으로 적용해야 할 것인지 찾아야 한다.

이러한 복잡한 로터의 구조는, 물론 기계적으로 최소한 단순화 및 경량화 시킨 구조임에도 불구하고 결과적으로 유지보수성과 내구성의 큰 손실을 야기한다. 이러한 점을 타파하고 더 넓은 적용처를 가지게 하기 위해, 이러한 결함을 해결 및 보완할 수 있는 설계적 해결책 또한 차후 연구로 진행해보고 싶다.

현재 Flap의 구조는 납작한 평판 모양이지만, 이러한 평판 구조가 아닌, 실제 비행체에 적용되는 NACA Airfoil의 구조를, 익형의 시위(중심선)가 Conformal Mapping의 경로 하여 회전체의 이동에 걸맞게 변형한 구조를 적용하여 성능의 증가를 확인하고 싶다.

이러한 직접 만든 로터를 활용 개선하고, Carbon Fiber 및 다양한 경량 소재를 적용하여 사용가능한 드론을 개발하고 싶다. 이러한 드론에 대한 특성을 연구하고 다양한 적용처를 알아보고 싶다.

VII. 참고 문헌(Reference)

- [1] "NACA Airfoil." Wikipedia, https://en.wikipedia.org/wiki/NACA_airfoil. Accessed 9 July 2023.
- [2] P. G. Migliore, W. P. Wolfe and J. B. Fanucci, Flow Curvature Effects on Darrieus Turbine Blade Aerodynamics, Published Online:23 May 2012, pp 49-55
- [3] Hiromichi Akimoto, Yutaka Hara, Takafumi Kawamura, Takuju Nakamura and Yeon-Seung Lee, A conformal mapping technique to correlate the rotating flow around a wing section of vertical axis wind turbine and an equivalent linear flow around a static wing, Published 25 November 2013 • © 2013 IOP Publishing Ltd, pp 1-10

보충 자료(Supplemental Information)

- [1] FlapAngleDistribution
- [2] 설계 자료