

Wing Fence와 Relative Curvature를 적용한 사이클로디얼 프로펠러의 성능 검증

조용우¹ 안준혁²¹서울과학고등학교, ²서울과학고등학교

Performance Review of Wing Fence and Relative Curvature applied Cyclodial Propellers

Yongwoo Cho¹, Junhyuk Ahn²¹Seoul Science High School, Seoul, Korea, ²Seoul Science High School, Seoul, Korea

요약 본 연구에서는 회전축과 추력 벡터가 수직한 유체 추진 장치인 사이클로디얼 프로펠러에 실속 펜스와 상대 곡률을 적용하였을 때 가지게 되는 특성들에 대해서 조사하였다. 주로 뒤젓힘 날개 항공기에 적용되는 실속 펜스는 날개 끝의 와류를 감소시켜 추력 효율을 향상시키고 임계 받음각을 증가시키는 효과가 존재한다. 이러한 실속 펜스를 사이클로디얼 프로펠러에 적용하여 그러한 효과들에 대해 검토하였다. 또한, 중심축을 통해 회전하는 날개가 받게 되는 항력을 최소화 시키기 위해 날개의 곡률 반지름을 로터의 회전반경과 같도록 하는 상대 곡률 이론을 적용하였다. 시뮬레이션과 실험으로 검토한 결과, 사이클로디얼 프로펠러에 실속 펜스를 적용시 추력, 항력, 추력에 대한 전력 소모량 비, 소음 감소에서 성능 향상을 보였다. 최대의 성능 향상을 보인 실험 구성의 경우, 실속 펜스 적용 시 최대 양력 계수 68%, 최대 추력 67%나 증가하였음을 알 수 있다. 반면, 상대 곡률을 적용시에는 항력과 추력이 모두 감소하였으며 추력 효율이 감소하는 결과를 보였으며 실속 펜스와 상대 곡률 모두 적용시에도 마찬가지로 성능 증가가 없음을 확인하였다. 결과적으로 상대 곡률 없이 실속 펜스만 적용하는 것이 성능 향상을 보였다.

Abstract This study investigates the characteristics of a cyclodial propeller, a fluid propulsion device where the axis of rotation and thrust vector are perpendicular, when applied with wing fences and relative curvature. Wing fences, typically used on swept-wing aircraft, reduce wingtip vortices, thereby enhancing thrust efficiency and increasing the critical angle of attack. These effects were examined when applying wing fences to the cyclodial propeller. Additionally, the concept of relative curvature was applied, setting the blade's curvature radius equal to the rotor's rotational radius, to minimize the drag experienced by the blades rotating around the central axis. The results from simulations and experiments showed that applying wing fences to the cyclodial propeller improved performance in thrust, drag, the ratio of thrust to power consumption, and noise reduction. The most effective experimental configuration with wing fences showed up to a 68% increase in maximum lift coefficient and a 67% increase in maximum thrust. Conversely, applying relative curvature resulted in decreased drag and thrust, reducing thrust efficiency, and no performance increase was observed when both wing fences and relative curvature were applied. Consequently, applying only wing fences without relative curvature showed an improvement in performance.

Key Words : Cyclodial Propeller, Noise, Relative Curvature, Thrust, Wing Fence

1. 서론

1.1 What is a Cyclodial Propeller?

Cyclodial Propeller는 Cyclorotor, Cyclodial Rotor, Cyclogiro등으로 불리며, 회전 축과 추력 벡터가 수직한 유체 추진 장치이다. 회전축에 횡방향으로 평행한 날개 (Blade with a spanwise axis parallel to the axis of rotation)를 사용하며 이에 대한 Pitching motion으로 일관된 추력 벡터를 유지한다. 이러한 Pitching Motion은 다양한 방식으로 구현될 수 있으나 본 연구에서는 가장 간단하고 대중적으로 사용되는 Flaparm을 활용한 Pitching Motion을 구현하였다.

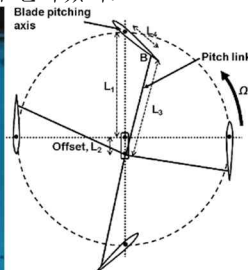


Fig. 1 : Flaparm Pitching Mechanism, [6]

Fig 1와 같은 프로펠러에서, 이심축에 연결되어 날개의 각도를 조절할 수 있도록 양 고정축에서 회전 가능한 Flaparm이 고정된 길이로 부착되어 있다. 이 Flaparm은 회전하면서 고정된 이심축에 의해 날개의 Pitching Motion을 만들어내게 된다.

1.1.1 Cyclodial Propeller의 장점 :

Rapid Thrust Vectoring :

기존의 프로펠러, 제트엔진, 로켓 등은 고정된 방향으로 추력을 내보내게 된다. 이러한 특성으로 인해서 추력의 방향을 제어할 시에는 추진체 전체를 회전시키는 방식으로 추력을 제어해야 하는데, 이때 질량이 작지 않은 빠르게 회전하는 회전체의 큰 회전관성과 자이로힘으로 인해 빠른 방향 전환이 쉽지 않으며 이로 인해 발생하는 반발력 또한 고려해야 해 기동성에 악영향을 준다. Cyclodial Propeller는 Flaparm에 연결된 Pitcher를 회전함으로써 회전축에 수직한 방향으로 추력을 제어할 수 있으므로 작은 회전관성이 작용하는 Thrust Vectoring으로 높은 기동성을 확보하였다.

High Advance Ratio thrust:

Advance Ratio란 날개의 회전 중심에 대한 날개의 회전 속도에 대해 기체의 전진 속력 비를 의미한다. 회전체의 종류에 따라 수식이 다른데, 프로펠러의 경우 $J = \frac{V_e}{nD}$ (1) (J : Advance Ratio, V_e : freestream fluid velocity in m/s, n : rotational speed of propeller in rev/s, D : Diameter of propeller in m)로 주어지고, 헬리콥터와 Cyclodial Propeller의 경우 $\mu = \frac{V_\infty}{kr}$ (μ : Advance Ratio, V_∞ : freestream fluid velocity in m/s, k : Rotor rotational speed in rad/s, r : rotor radius in m)로 주어지게 된다. [1] Cyclodial Propeller의 경우 다양한 요인들에 의해 낮은 Rotational Speed에서 높은 추력을 얻어낼 수 있는데, 이 특징 덕에 대표적인 VTOL (Vertical Take Off and Landing)인 헬리콥터의 단점인 Retreating Blade Stall을 해결 가능하다.

헬리콥터의 날개는 헬리콥터의 진행방향과 동일한 방향으로 갈 때와 반대의 방향으로 가는 시점이 헬리콥터의 Sagittal plane을 기준으로 나뉘게 된다. 진행방향의 유체 속도로 인해, 헬기 진행 방향과 반대의 방향으로 가는 날개는 더 느린 Blade 상대 유체 속도를 가지게 된다. 더 느린 속도는 Lift Equation에 의해 더 낮은 추력을 갖게 되고, 저하된 추력을 상쇄하기 위해 비행하는 헬리콥터 Blade의 AoA (Angle of Attack)을 증가시키게 된다. 하지만, 일정 AoA 이후에는 Flow Separature로 인해 Stall Angle에 도달하게 되고, 추력이 급격하게 떨어지게 된다. 이러한 위험한 상황을 Retreating Blade Stall이라 칭하며, 이로 인해 헬리콥터는 전진 속도에 제한이 있다. 하지만 로터의 회전속도가 빠르지 않은 Cyclorotor에서는 이러한 문제가 자연적으로 해결되어 더 높은 전진속도를 가질 수 있다.

Symmetric Thrust :

Cyclodial Propeller는 특이적인 구조 덕분에 유체에 대한 상대속도가 모두 같다는 장점이 있다. 일반적인 Propeller의 경우 중심에 대한 거리의 함수로 공기와 접하는 속력이 달라 발생하는 추력도 다르고 그로 인해 날개가 휘는 문제가 있어 설계가 복잡하다는 단점이 있다. Cyclodial Propeller는 이러한 문제점 없이 간단한 Airfoil 설계로 높은 효율을 얻어낼 수 있다.

Delay of Blade Stall :

Cyclodial Propeller에서의 날개는 Pitcher를 통해 떨어진 이심축을 기준으로 회전하는 Flaparm에 연결되어 회전하면서 Pitching이 되기 때문에 1회전당 2번 Pitching Motion이 일어나게 되면서 Pendulum Motion과 같이 날개의 Pitching Motion이 표현된다.

이러한 특성으로 인해 날개의 AoA가 급격하게 증가하고 감소하면서 규칙적이나 반복적인 Lift를 발생시켜 Stall을 지연시킨다. 이 덕에 더 높은 Stall Angle을 가지게 되어 높은 Advance Ratio에 기여한다.

Noise :

낮은 회전속도로 인해 더 적은 소음이 발생한다. 일반적인 프로펠러의 경우 Propeller Tip의 속도가 음속을 초과하게 되는 순간 저항이 급격하게 증가하여 엄청난 소음이 발생하지만 Cyclodial Propeller는 작은 회전속도로 이러한 고려사항에서 자유롭다.

1.1.2 Cyclodial Propeller의 단점 :

Blade을 지지하는 Spoke가 같이 회전할 수 밖에 없는데 이러한 Spoke에서 어쩔수 없이 필연적으로 발생하는 Drag이 존재한다. 또한, Blade들이 원심력을 많이 받게 되는 구조로 크기와 강성에 비해 엄청나게 낮은 무게를 가져야 한다. [2]

1.2 Wing Fence :

스윕트 날개(swept-wing) 항공기가 저속으로 비행할 때, 날개의 전방 모서리 각도로 인해 일부 공기 흐름이 횡방향으로, 즉 날개 끝 쪽으로 이동하게 된다. 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, 추력에 기여하는 효과적인 유체의 양이 크게 감소해 날개의 추력이 감소하게 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. Cyclodial Propeller에서 또한, 날개 양 끝단에서 발생하는 횡방향 모멘텀을 올바르게 제어하고 추진하기 위해서는 Wing fence의 구조가 필요하다.

1.3 Wingtip device

Wingtip device는 Fixed Wing Aircraft에서 Drag를 감소시켜 추력효율을 증가시키기 위해 도입하는 장치이다. 날개가 위로 향하는 추력을 만들어낼 때, 날개의 아랫면은 상대적으로 고기압, 윗면은 저기압으로 유지되게 된다. 이때, 날개가 있는 면에서는 괜찮지만 날개의 횡방향으로 끝나는 지점에 근접해서는 아랫면의 고기압 유체가 윗면의 저기압 지역으로 이동하면서 회전하게 된다. 이렇게 형성되는 와류를 Wingtip Vortice라고 하며, 다른 항공기의 안전을 위협하며 항공기의 Drag를 감소시키는 요소이다. Wingtip Device는 날개의 끝단에 이러한 와류 형성을 막는 벽면 또는 장치를 부착하여 Wingtip Vortice를 감소시키는 것이다. [3]



Fig. 2 : Wingtip Vortice, [3]

1.4 Relative Curvature Effect

P.G. Milgiorre 등(2012)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 Fig. 3에서 보이는 바와 같이 받음각(Angle of Attack, AoA)이 증가하는 효과도 있다. [4]

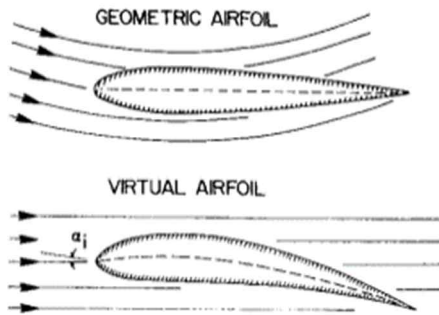


Fig. 3 : Virtual Camber Effect of Rotating Airfoil [4]

본 연구에서는 Wing Fence와 Relative Curvature라는 두 가지 새로운 개념을 Cycloidal Propeller에 적용하여 그 성능을 개선하고자 하는 것이 본 연구의 주요 동기이다.

이때, 본 연구에서 적용한 Wing Fence는 Wingtip Device로의 효과 또한 존재하여 두 가지 목적 모두로 해석하기 위해 Wingtip Device에 대한 내용 또한 첨부하였다.

2. 연구 방법 및 이론

1. 가설과 가설에 대한 근거

1.1 Wing Fence에 관련한 가설 (WF로 축약)

WF-1 WF를 적용하면, Lift Coefficient가 증가하게 된다. Durga Priya.G 등 (2016)에 따르면, 일반적인 Glider의 날개에 Wing Fence를 적용하였을 때, Stalling Angle의 증가와 Lift Coefficient를 30%가량 증가시키는데에 도움을 주었으며, 약간의 Drag Coefficient 증가가 있었지만 전체적으로 Lift to Drag Ratio는 증가했음을 알 수 있다. Cycloidal Propeller와 같이 회전하는 구조에서도 비슷한 작용을 할 것이라 기대 가능 하다. [5]

WF-2 WF를 적용하면, Wingtip Vortice가 감소하여 Drag이 감소한다. 우리가 실험에서 적용하게 될 WingFence는 Wingtip Device 로의 작용 또한 할 수 있어, Wingtip Vortice를 감소 시킬 수 있다. 이로 인해 유발되는 Wingtip Vortice Drag이 감소할 것으로 예상된다.

WF-3 WF를 적용하면, 추력이 증가한다. 위의 WF-1와 WF-2가 성립함으로 인해 추력이 증가할 것으로 예상된다.

WF-4 WF를 적용하면, 동일 추력 대비 소음이 감소한다. 동일 추력일 때 필요한 Blade Speed하고 Watt가 감소하여 소음이 감소할 것으로 예상된다.

2.1.2 Relative Curvature 에 대한 가설 (RC로 축약)

RC-1 RC를 적용하면, Drag이 감소한다. Flow Curvature 이론에 의해, Propeller에 대한 유체의 이동 경로와 동일한 형태의 프로펠러를 적용하면 Drag을 감소시킬 수 있다. 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 최소화이다. 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 효율적인 것이다.

RC-2 RC를 적용하면, 추력 효율이 증가한다. 추력이 발생하지 않는 구역에서의 Drag이 감소하여 추력 효율이 증가할 것이다. 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.

RC-3 RC를 적용하면 소음이 감소한다. Drag의 감소로 인해 소음이 감소할 것이다.

2. 파이썬을 이용한 Flap Angle Distribution 찾기

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

아래는 이를 찾기 위한 좌표평면상 좌표 정의이다.



Fig. 4 : 좌표평면 상 거리에 대한 정의

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

L : 주회전축과 Flap이 고정되는 축 사이 거리. CenterArm과 FlapArm 모두 75mm 길이로 설계되었다.

d : Pitch Distance, 주회전축과 이심축 간 거리, 본 설계에서는 이 거리를 Variable Pitcher로 바꾸어가면서 활용한다.

그러나, 날개가 정확히 중심에 연결된 것이 아니기 때문에 여기서 보여지는 Pitch Angle에는 오차가 포함

되어 있다. Flap Rotational Axis에서 접하는 직선을 기준으로 AoA를 정하게 되면, 양 또는 음의 편향을 갖게 AoA 결과가 나오기 때문에 이를 포함해서 계산해주어야 한다. 이를 포함한 AoA는 Airfoil의 Chord 상 중심에서 회전반경의 접선을 기준 0도로 사용하였다.

아래에서는 실험에서 사용한 Pitch Distance 인 6mm, 8mm, 11mm, 13mm에 대한 결과 분석을 하였다. 0mm에 대한 데이터를 통해 AoA (Angle of Attack)보정을 수행하였다.

Fig 5에서 Angle of Spoke는 Flap Rotational Axis와 연결된 Mainframe과 Mainframe 회전시 어떠한 고정된 방향 (회전축과 수직인 벡터) 사이의 각도이다.

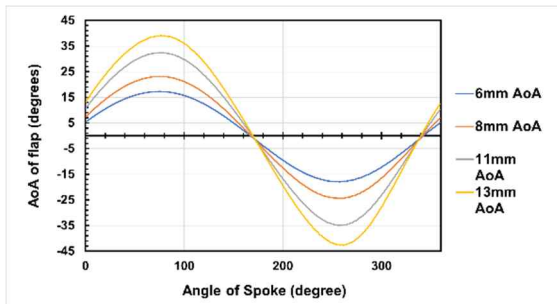


Fig. 5 : AoA Graph by Pitch Distance

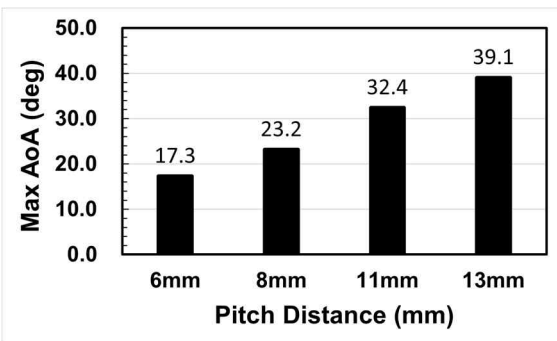


Fig. 6 : Max AoA by Pitch Distance

Flaparm으로 인해 일어나는 Pitching Motion은 거의 단조화 운동의 개형을 따른다고 볼 수 있으며, Pitch Distance가 커짐에 따라 Max AoA 또한 훨씬 커진다는 것을 알 수 있다. 이때, Max AoA의 최소가 6mm Distance에서 17.29 deg 인 것을 확인할 수 있는데, 이는 일반적인 Rectilinear Flow 에서는 이미 한참 Stall Angle을 넘은 수치이다. 이는 Cycloidal Propeller의 특징으로 높은 Stall Angle을 가진다는 특성에 의한 것이다.

3. Relative Curvature Code

NACA Airfoil을 Csv로 저장하게 되면, 각 점이 Chord 방향의 x좌표와 Chord에서 수직인 방향으로 뻗은 위와 아래 점으로 표현되는 것을 확인할 수 있다. 본 연구에서 사용한 Relative Curvature Mapping Method는 회전반경의 둘레로 Chord를 맵핑하는 것이다. Chord이 회전반경 둘레를 따라 굽었다고 가정하고, 해당 원의 점에서 접선에 수직하게 위 아래만큼 이동하여 점을 찍는 방식이다. 가장 간단하면서 연구에서 추구하는 대상을 얻을 수 있는 방식이다.

4. CFD Simulation을 통한 RC-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.

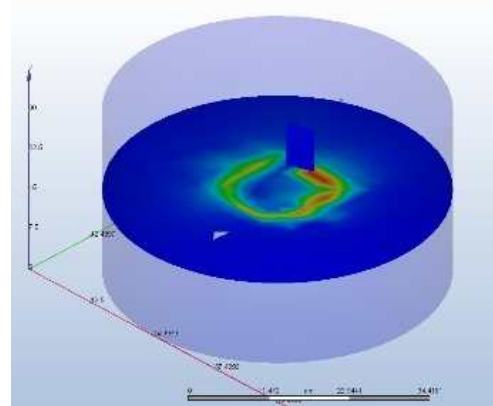


Fig. 7 : Rotating Airfoil CFD

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.

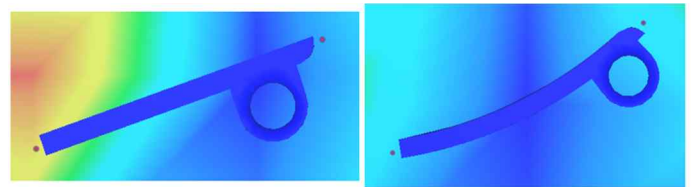


Fig. 8 : Straight Airfoil & Curved Airfoil in CFD

5. CFD Simulation을 통한 WF-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.

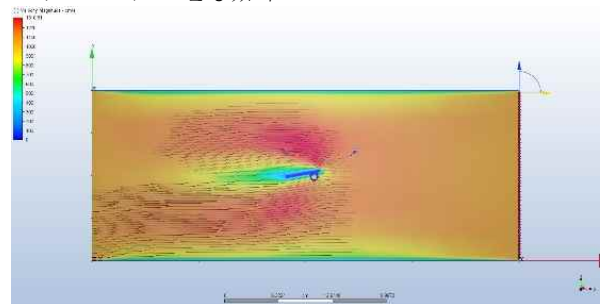


Fig. 9 : Airfoil Lift Test CFD

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

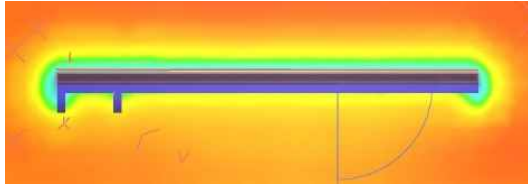


Fig. 10 : Airfoil Lift Test CFD

6. WF와 RC를 적용한 Cyclodial Propeller의 검증

6.1 Cyclodial Propeller 실험의 설계

6.1.1 전체 설계에 대한 참고 :

Jude Schauer의 Cyclodial Propeller 연구를 참고하여, 베어링을 이용한 간단한 조립방식을 적용하여 설계하였으며 Mainframe Radius하고 날개의 Chord, Wingspan을 적용했다. Jude Schauer의 Cyclodial Propeller는 3000RPM에서 328g의 Thrust를 만들어 낼 수 있으며 일반적인 프로펠러의 중량비와 맞먹을 정도로 경량화에 성공했다. Thrust to Weight Ratio 4.69:1, 일반적인 Cyclorotor의 2배의 수치를 달성하였으며, 328g의 Thrust를 78W에서 뽑아내어 4g/W이라는 수치를 얻어내었다. [6]

6.1.2 Airfoil의 설계

Airfoil은 적절한 두께를 가지며 Camber 되어있지 않은 NACA 0012 Airfoil을 기준으로 테스트하였다. Chord 50mm, Wingspan 150mm로 설계하였다. 출력시에 두께는 1mm로 하여 출력하였다.

위키백과에 따르면, 대부분의 Airfoil의 Aerodynamic Center는 Chordwise 1/4 부근에 위치한다고 한다. Flapar이 마운팅되는 위치는 Flap Rotational Axis에서 20mm 떨어진 곳에 설계하였다. 즉, 첫째 구멍은 Chord에서 12.5mm 떨어진 곳에 위치하고, 두 번째 구멍은 그 이후 20mm 떨어진 Chord 위에 중심이 존재한다. Wing Fence의 경우, Airfoil당 두 개씩, 양 끝단에서 3mm 떨어진 곳에서부터 1mm 만큼 두꺼운 Wing Fence를 만들었다. Wing Fence는 전체 Airfoil을 5mm 만큼 간격띄우기 해서 (Airfoil의 표면으로부터 5mm만큼 수직하게 떨어진 점들의 집합) 만들었다.

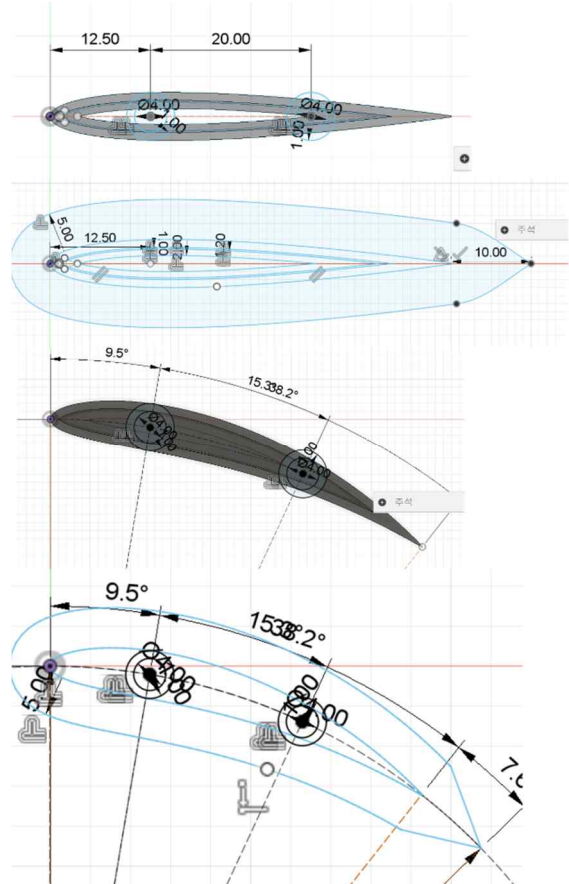


Fig. 11 : Airfoil Designs in Fusion 360, Straight, Curved, WF versions

사용하고 테스트한 날개의 종류는, NACA 0012 Straight, No WF // NACA 0012 Straight, WF // NACA 0012 Curved, No WF // NACA 0012 Curved WF, 이렇게 총 4가지에 대해서 실험하였다.

이 중심에 Insert하고 M2 나사, 순간접착제를 이용하여 구조물을 고정하고, 윤활유를 발라 회전할 수 있도록 하였고, 베어링은 6820P 베어링을 사용하였다.

6.1.3 Cyclodial Propeller의 설계



Fig. 12 : Mainframe, Flaparm, Full Assembly

Variable Pitcher의 설계. Pitcher는 Rotor Rotational Axis와 Flaparm Rotational Axis를 연결해주는 장치로, Cyclodial Rotor의 Pitching Characteristic을 결정짓는 중요한 요소이다. 이때, Pitch Distance를 한 번에 쉽게 조절 가능하도록 Variable Pitcher를 설계하게 되었다.

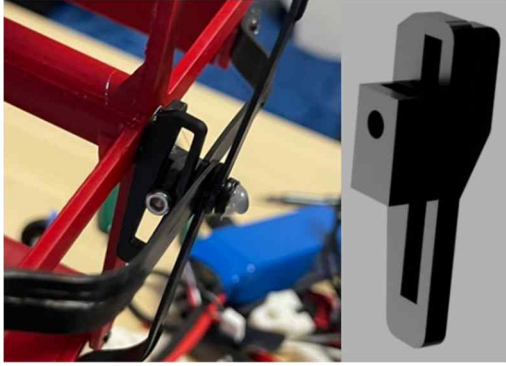


Fig. 13 : Variable Pitcher의 설계

6.1.4 Thrust Stand의 설계와 측정 변인의 측정 도구

Thrust Stand는 카본 파이버 파이프 (4-6mm)와 3D 프린팅으로 만든 결합 부품들로 제작하여 테이블에 절연 테이프로 부착하였다. Load Cell과 Motor Stand, Propeller Mount, Tachometer Sensor Mount의 기능을 전부 다 할 수 있도록, 간단한 실험 장비를 만들었다.



Fig. 14 : Load Cell & Motor, Tachometer, dB Measure, Watt measure

모터는 MT2213 모터를 사용하였으며, GT2 300T Closed Pulley를 이용하여 풀리와 연결되었다. 그 이외 측정 도구들은 위에 프로펠러 실험 시 사용한 도구랑 일치한다. 실험 시 바뀌어가며 실험한 변수는 Power Value to ESC, Pitch Distance, Airfoil Type을 바꾸어가며 실험하였으며 이때 측정한 값으로는 RPM, 소음 (dB), Power (W)을 측정하였다.



Fig. 15 : 실험한 Airfoil들을 가지고 조립한 Cyclodial Rotor의 모습.

6.1.5 Propeller Test

실제 프로펠러에 비해서 실질적으로 더 좋은 성능을 낼 수 있는지 대조하기 위해 MT2213 모터에 가장 대중적으로 사용되는 10인치 프로펠러를 사용하여, RPM, 소리 (dB), Power(W), Thrust(g)을 측정하였다. 프로펠러의 모델은 1045 Prop이며 중형 이상의 멀티콥터에 가장 흔하게 사용되는 로터이다.



Fig. 16 : Propeller Thrust Stand의 모습. Load cell, Motor, IR Sensor, Propeller와 이들의 지지대로 구성되어있다.

RPM은 적외선 장애물 센서와 아두이노의 인터럽트를 이용하여 측정하였으며, 간이 타코미터로 꽤 정밀하게 측정 가능했다. 소리의 크기는 LUAAZ-320이란 데시벨 측정기를 이용하여 60cm 거리에서 측정하였다. Power는 시중에서 판매되는 200A High Precision Watt Meter를 이용하여 측정하였으며, Thrust는 1kg Load Cell과 Hx711을 연결하여 아두이노를 통해 측정하였다.

3. 결과

3.1. CFD Simulation을 통한 RC-1 검증과 결과

Fig. 17은 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/an^2 이다. 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

Fig. 17 : Drag Force Analysis from CFD

3.2. CFD Simulation을 통한 WF-3 검증

Fig. 18은 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				
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

Fig. 18 : Spanwise Airflow on WF Airfoil CFD, 속도 단위 m/s 1에 대해 정규화 이후 상대치

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 속력 분포가 0 주위로 진동하는 것을 알 수 있다. 그 결과 평균적인 날개 방향의 유체 흐름이 더 적고, 표준편차도 작다.

Fig 19에서 또한 y축은 속도에 대한 정규화 데이터 (최대치를 1로 삼아 Scale 감소) 이며

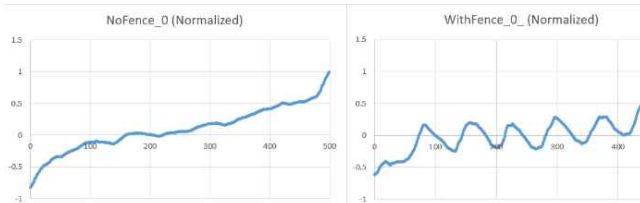


Fig. 19 : Normalized Force of Airfoil from CFD

계산한 양력과 drag를 Fig 19에 나타내었다. 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

Fig. 20 : Force Analysis from CFD

3.3. 실제 실험 결과

3.3.1 Propeller Test 결과 :

프로펠러에 대해서는 Thrust Value 17개에 대하여 904~4496 RPM까지 Thrust (g), Power (W), Noise (dB)를 측정하였으며, 다음 데이터를 첨부한다.

4496rpm, 39.6W에서 337g의 추력을 만들어냈으며

이때 소음은 81.5dB였다. 최대 추력을 발생시킬 때 Thrust Per Watt (g/W) Ratio는 8.51이었으며 모든 측정치에서 최대치는 11.54 g/W 였다. Max Thrust per Watt 에서 2213Rpm, 6.5W에 75g의 Thrust를 만들었으며 71.4dB를 기록하였다.

이 데이터는 모터와 프로펠러 제조사에서 제공한 정보와 잘 들어맞아 실험이 잘 진행되었음을 알 수 있다.

3.3.2 Cyclodial Propeller 실험 결과 :

Pitch Distance (6mm, 8mm, 11mm, 13mm), 날개 5가지, Thrust Value 20개씩에 대해 4개의 변량을 측정을 하였기 때문에 데이터의 수가 총 약 1280개로 너무 많아 분석에 필수적인 특징들로 가공하여 첨부한다.

어떠한 프로펠러가 성능적으로 좋다고 말하기 위해서는, 추력, 에너지 효율, 소음이 모두 좋아야 한다. 이러한 세 조건을 만족시키는 프로펠러를 수치적으로 찾기 위해 아래와 같은 수치들을 제시하고 그를 요약하여 정리하였다.

CD : Drag Coefficient. 일반적인 항공기에서는

$C_d = \frac{2F_d}{\rho A v^2}$ (2) 로 표현된다. 본 연구에서는 오로지 받는 힘과 각속도만 변화하므로, 이에 비례할 것이라고 판단되는 Watt / rpm^2 (3)으로 Drag Coefficient에 대해 분석하였다.

CL : Lift Coefficient. 위의 서론에서 언급하였으며 본 연구에서는 Thrust / rpm^2으로 상호 대조를 수행했다.

Max thrust : 최대 추력과 최대 추력일 때의 g/W, CD, dB를 조사한다.

Max efficiency : 최대 추력 효율을 가질 때의 추력과 CD, dB를 조사한다.

Max Lift Coefficient : 실험에서 각속도가 변함에 따라 CL의 변화가 무의미하게 작아, 최대치로 기입하였다.

아래에서 언급되는 Thrust의 단위는 모두 gram이며, x축에 Cyclodial Propeller의 Variable Pitcher로 조작한 Pitch Distance를 기준으로 그래프를 그렸다.

Straight PLA	Pitch Distance	6mm	8mm	11mm	13mm
Max Thrust	Max Thrust	25	48	60	62
	g/W	2.48	3.00	4.17	3.67
	CD	8.08E-06	8.90E-06	9.29E-06	1.81E-05
	dB	66.5	69.6	77.7	77.9
Max Efficiency	Max g/W	2.50	3.18	4.56	4.95
	Thrust	22	27	26	45
	CD	8.29E-06	8.48E-06	8.48E-06	1.40E-05
	dB	67.0	65.1	65.5	70.7
Max CL	Max CL	2.37E-05	2.78E-05	3.87E-05	7.01E-05

Fig. 21 : NACA 0012 Straight

Straight WF PLA	Pitch Distance	6mm	8mm	11mm	13mm
Max Thrust	Max Thrust	30	79	100	98
	g/W	2.14	4.14	4.72	4.26
	CD	7.76E-06	1.05E-05	1.38E-05	1.74E-05
	dB	76.8	75.6	77.6	80.1
Max Efficiency	Max g/W	2.42	4.44	4.94	4.77
	Thrust	29	60	42	42
	CD	7.77E-06	1.00E-05	1.25E-05	1.51E-05
	dB	75.1	73.3	68.6	71.3
Max CL	Max CL	1.88E-05	4.46E-05	6.51E-05	7.41E-05

Fig. 22 : NACA 0012 Straight WF

Curved PLA	Pitch Distance	6mm	8mm	11mm	13mm
Max Thrust	Max Thrust	41	60	83	85
	g/W	2.70	3.66	4.30	3.97
	CD	6.68E-06	7.93E-06	1.15E-05	1.49E-05
	dB	77.4	76.4	74.3	78.9
Max Efficiency	Max g/W	2.70	3.66	4.60	4.18
	Thrust	41	60	80	79
	CD	6.68E-06	7.93E-06	1.06E-05	1.41E-05
	dB	77.4	76.4	78.3	79.6
Max CL	Max CL	1.80E-05	2.90E-05	4.96E-05	5.93E-05

Fig. 23 : NACA 0012 Curved

StraightWF LW PLA	Pitch Distance	6mm	8mm	11mm	13mm
Max Thrust	Max Thrust	17	35	64	98
	g/W	1.70	2.89	3.25	4.26
	CD	8.90E-06	1.02E-05	1.42E-05	1.74E-05
	dB	70.0	71.7	67.9	80.1
Max Efficiency	Max g/W	2.03	3.33	4.74	4.77
	Thrust	14	20	37	42
	CD	8.79E-06	1.02E-05	1.19E-05	1.51E-05
	dB	62.6	60.6	66.7	71.3
Max CL	Max CL	1.78E-05	3.42E-05	6.34E-05	7.41E-05

Fig. 24 : NACA 0012 Curved WF

4. 고찰 (Discussion)

WF -1 Lift Coefficient 증가 :

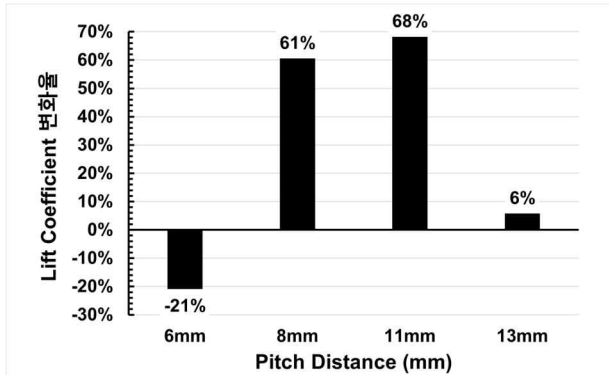


Fig. 25 : Straight Airfoil에 WF를 적용하였을 때, Max Lift Coefficient의 증가율

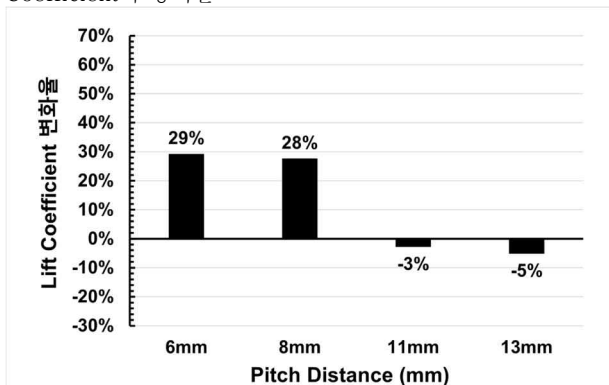


Fig. 26 : Graph of Curved vs CurvedWF Lift Coefficient

위의 결과에 따르면, Straight Version의 경우 8mm와 11mm의 Pitch Distance에서 각각 161%와 168%의 Lift Coefficient 증가가 있었음을 확인 할 수 있으며, RC 적용 Curved Version의 경우에는 6mm와 8mm의 Pitch Distance에서 각각 129%와 128%의 Lift Coefficient 증가가 있었음을 확인 가능하다. 비록 전 구간에서 확실한 효과가 있는 것은 아니지만 대체로 좋은 효과를 보여준다고 요약할 수 있으며 Straight Version에서는 엄청난 성능 증가를 가져다줄 수 있다.

WF-2 WF를 적용하면, Drag이 감소한다.

CD at Max thrust, CD at Max Efficiency

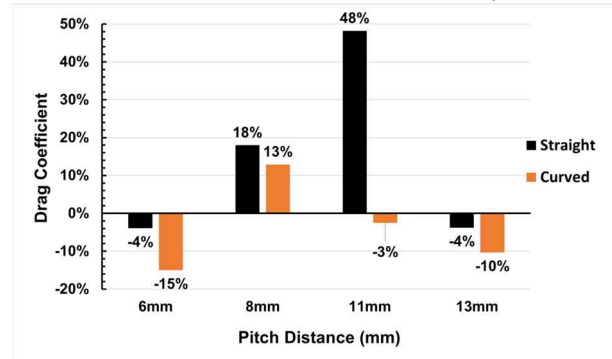


Fig. 27 : Straight 와 Curved Airfoil에 WF 적용 시 Max Thrust 에서 Drag Coefficient 변화율

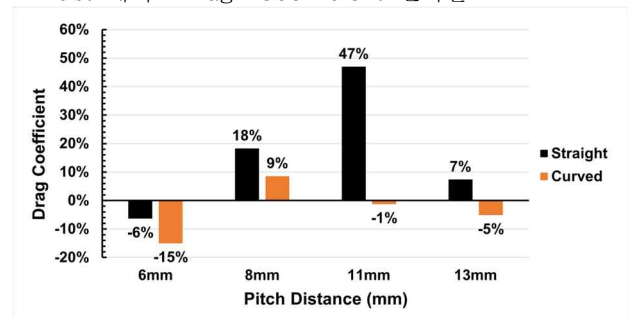


Fig. 28 : Straight 와 Curved Airfoil에 WF 적용 시 Max Thrust Efficiency에서 Drag Coefficient 변화율

Drag Coefficient의 변화는 Wing Fence의 유무하고 별로 관계가 없다는 것을 확인할 수 있다. 이는 선행 연구 (Rectilinear Flow에서 Glider 날개에 Wing Fence 적용 연구)에서 보인 것이랑 같으며, 약간의 Drag Coefficient 증가가 있다고 한 것이랑 일치한다. 따라서 Wingtip Vortice 감소로 인한 Drag 감소 효과는 미미하다고 요약 할 수 있다.

WF-3 WF를 적용하면, 추력이 증가한다.

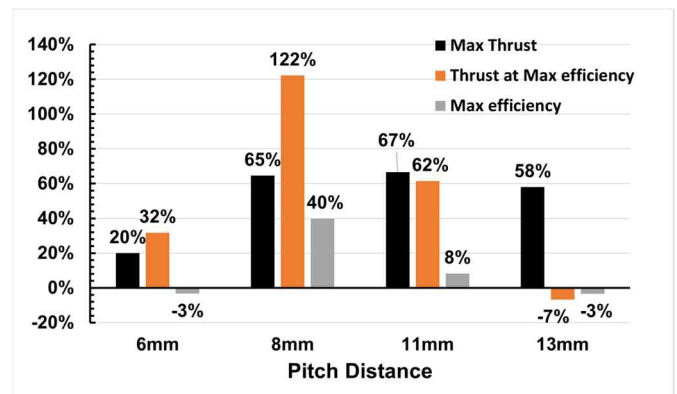


Fig. 29 : Straight Airfoil에 Wing Fence 적용 시, Max Thrust, Thrust at Max Efficiency, Max Efficiency의 변화율

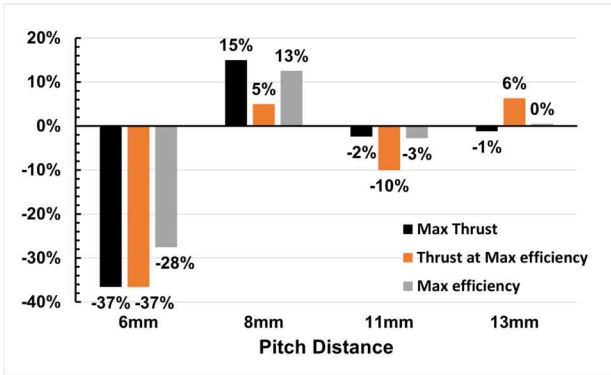


Fig. 30 : Curved Airfoil에 Wing Fence 적용 시, Max Thrust, Thrust at Max Efficiency, Max Efficiency의 변화를

특이하게도, Straight Version과 RC를 적용한 Curved Airfoil 두 가지의 차이가 확연하게 드러난다. Straight Version에서는 확실하게 WF-3 가설이 성립하고, 엄청난 효과를 보여준다. 그러나, Curved Version에서는 그 효과가 미미하고 상관이 없어 보인다.

Wing Fence를 적용하게 되면, Straight Airfoil의 경우 확실하게 최대 추력이 증가하고, 최대 효율에서의 추력이 증가하는 경향이 있으며, Pitch Distance 최적화 시에는 최대 효율까지 40% 증가하였다.

WF-4 WF를 적용하면, 동일 추력 대비 소음이 감소한다.

	Pitch Distance	Thrust Value	No WF	WF	DB Change
Straight	6mm	25g	66.5dB	74.5dB	8.0dB
	8mm	48g	69.6dB	74.4dB	4.8dB
	11mm	60g	77.7dB	71.2dB	-6.5dB
	13mm	62g	77.9dB	76.0dB	-1.9dB
Curved	6mm	26g	75.8dB	76.1dB	0.3dB
	8mm	60g	76.4dB	74.0dB	-2.4dB
	11mm	81g	78.3dB	76.0dB	-2.3dB
	13mm	84g	79.0dB	79.0dB	0.0dB

Fig. 35 : WF 적용시, Curvature 적용 유무에 따라 동일 추력에서의 DB 변화를

Straight와 Curved Airfoil에 대해, Wing Fence가 있고 없는 모델 중에서 더 적은 최고 추력을 가지는 추력을 기준으로 하여 데시벨을 대조하였다. 이때, Straight Airfoil의 경우 Pitch Distance가 큰 절반에서는 소음 감소 효과를 가졌고, Pitch Distance가 작은 절반에서는 반대로 소음이 증가하였다. 반면, Curved Airfoil의 경우 전반적으로 조금 감소하거나 그대로였다.

RC-1 RC를 적용하면, Drag이 감소한다.

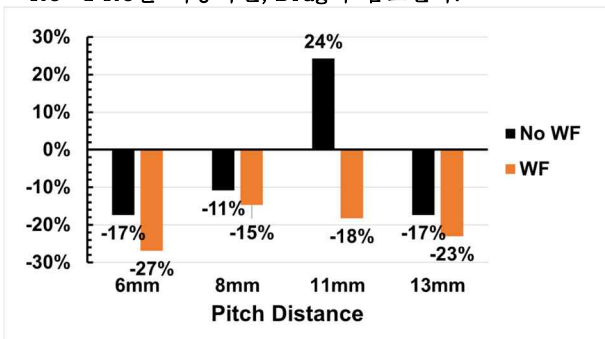


Fig. 36 : Relative Curvature 적용 시 Max Thrust에서의 CD 변화

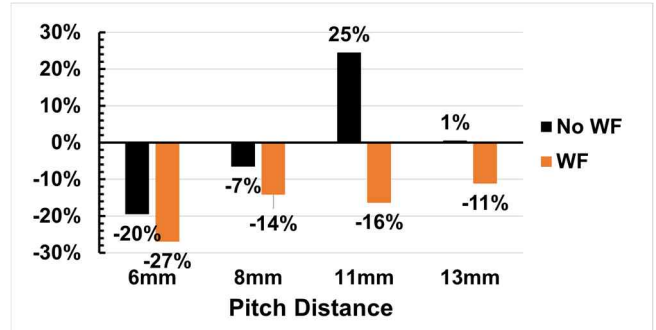


Fig. 37 : RC 적용 시 Max Efficiency에서 CD 변화

11mm Straight vs Curved를 제외하면 전체적으로 감소한다는 것을 알 수 있다. 따라서 RC-1은 대체로 성립한다고 볼 수 있다. Relative Curvature는 Drag을 감소시키는데 기여한다.

RC-2 : RC를 적용하면, 추력 효율이 증가한다.

RC 적용시 Thrust Efficiency 증가율	6mm	8mm	11mm	13mm
No WF	8%	15%	1%	-15%
WF	-19%	-7%	-9%	-12%

Fig. 31 : RC 적용 시 Max Efficiency (g/W)의 변화를

Wing Fence가 없을때에, 낮은 Pitch Distance에서는 확연한 최대 추력효율 증가에 도움이 되지만, 13mm에서는 확연하게 감소된다. 이는 Relative Curvature 적용시에 위 아래에서 원래 상하 대칭적이었던 Airfoil Pitch 형상이 Curvature로 인해 달라지게 되면서 효율이 감소한 것으로 추정된다.

Wing Fence 적용시에는 확실하게 최대 추력효율을 감소시킨다. Drag Coefficient의 감소에도 불구하고 추력 효율이 감소했다는 것은 Lifting Factor가 크게 감소하게 되었다는 것을 의미한다. 따라서 RC는 Drag 감소에는 도움이 되지만 Lifting Factor까지 감소시키는 요소라고 결론지을 수 있다.

RC-3 RC를 적용하면 소음이 감소한다.

아래 표는, 가장 추력효율이 높은 순간에 dB를 모은 이후, Curvature를 적용하여 얼마만큼의 dB 변화가 있었는지를 나타내는 표이다. 단위는 dB이다.

Pitch Distance	6mm	8mm	11mm	13mm
No WF	10.4dB	11.3dB	12.8dB	8.9dB
WF	1.0dB	1.2dB	7.6dB	7.7dB

Fig. 39 : Pitch Distance에 따라, RC를 적용하였을 때 RC 없는 모델에 비한 Decibel 변화량

위 표에 의하면, 추력효율이 높은 순간에 dB는 모두 증가하였음을 확인할 수 있으며, 심지어 매우 큰 폭으로 증가하였다. 이는 감소한 CL로 인해 동일한 추력을 내기 위해 더 빠른 회전수가 요구되었기 때문으로 해석된다.

5. 결론(CONCLUSION)

WF-1, Lift Coefficient의 증가 : Straight Version의 경우 8mm와 11mm의 Pitch Distance에서 각각 161%와 168%의 Lift Coefficient 증가가 있었음을 확인 할 수 있으며, RC 적용 Curved Version의 경우에는 6mm와 8mm의 Pitch Distance에서 각각 129%와 128%의 Lift Coefficient 증가가 있었다. 전 구간에서 증가하는 결과를 얻은 것은 아니지만 대체로 성립한다.

WF-2, Drag의 감소 : Cyclodial Propeller에 Wing Fence를 부착하는 것은 Drag Coefficient 감소에 도움이 되지 않으며, 실험 결과에서는 대체로 무관한 경향을 보였다.

WF-3, Lift의 증가 : Straight Airfoil의 경우 확실하게 최대 추력이 증가하고, 최대 효율에서의 추력이 증가하는 경향이 있으며, Pitch Distance 최적화 시에는 최대 추력 효율까지 40% 증가하였다. 따라서 Cyclodial Propeller에 Wing Fence를 적용하는 것은 확실한 추력 상승을 일으키며 추력 효율까지 증가시킬 수 있다.

WF-4, 소음 감소 : Wing Fence를 사용하는 것은 동일 추력에서 약간의 소음 감소에 도움이 될 수 있다.

RC-1, Drag의 감소 : Relative Curvature를 Cyclodial Propeller에 적용해 로터 반지름과 같은 반경으로 회전 맵핑시키게 되면 최대 24%까지 Drag Coefficient를 감소시킨다. 따라서, Relative Curvature의 적용은 대부분의 경우에서 Drag Coefficient를 감소시킬 수 있다.

RC-2, 추력 효율의 증가 : Relative Curvature를 Cyclodial Propeller에 적용하면, 추력 효율이 증가하지 않는다.

RC-3, 소음 감소 : Relative Curvature를 사용하는 것은 동일 추력에서 소음을 증가시킨다.

프로펠러와의 대조 :

전체적으로 추력 효율과 최대 추력에서 아직 크게 밀리지만, 이는 해당 모터에 최적화된 설계가 아닌 실험을 위한 설계로 인해 그런 것이다. 소음 면에서는 아무리 시끄러워도 프로펠러의 소음인 81.5dB를 넘지 못하였다. 동일 추력에서의 소음 또한 최적의 Cyclodial Propeller (Pitch Distance 8~11mm, StraightWF) 유사하거나 더 낮게 나왔다. 따라서 소음과 기동성 면에서 프로펠러보다 더 월등한 프로펠러를 만드는데 성공하였다고 판단할 수 있다. 프로펠러는 직경이 커질수록 추력 효율이 급격하게 상승하는데, 이는 사용가능한 공간의 면적이 넓어짐으로 인한 것이다. 본 연구에서 비교대상으로 사용한 1045 propeller는 직경이 10인치로, 큰 편에 속하지만 직경이 훨씬 작은 6x3 프로펠러의 경우 최대 추력 효율이 4.7g/W으로 알려져 있다. 따라서, 크기의 제한으로 인해 추력효율이 급변하는 프로펠러와 대조하여 경쟁력이 있을 것으로 생각된다.

6. 제언

전 Pitch Distance 구간에서 뚜렷한 Lift Coefficient 증가를 보이지 않는 이유는 날개의 Pitch가 계속해서 바뀌기 때문으로 추측한다. 이러한 내용은 차후 연구를 통해 연구하고 싶다. Cyclodial Propeller의 실제 적용을 위해서는 경량화 방법과 손쉬운 조립 방식에 대한 다양한 모색이 이루어져야 한다. 본 연구에서도 LW PLA로 출력된 경량 Airfoil을 접목하여 실험을 진행하였으나, Airfoil의 강성이 부족하여 회전하면서 휘어 추력 효율과 추력이 심각하게 감소하는 현상이 관찰되었다. 향후 연구에서는 Carbon Fiber, Foam Board, Light Weight PLA등 다양한 소재와 방식을 접목하여 Wing Fence가 부착된 경량 설계의 프로펠러와 맞먹을 수 있는 Cyclodial Propeller를 개발하고자 한다.

References

- [1] Wikipedia, Advance Ratio, https://en.wikipedia.org/wiki/Advance_ratio, 2023, (Accessed Sep.,10, 2023)
- [2] Wikipedia, Cyclorotor, <https://en.wikipedia.org/wiki/Cyclorotor>, 2023, (Accessed Sep.,10, 2023)
- [3] Wikipedia, Wingtip Device, https://en.wikipedia.org/wiki/Wingtip_device, 2023, (Accessed Sep.,10, 2023)
- [4] 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
- [5] Durga Priya.G, D.V.Balaji, Stall Characteristics Study of Aircraft Wing with Fence, pp 793–794, International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), 2016
- [6] Jude Schauer, The Cyclorotor Is Now a Match For Propellers! , https://youtu.be/wp1xkuKjN_Y?si=8z9UAKtrSKfmtEfG, 2022 (Accessed Sep.,10, 2023)

조용우(Yongwoo Cho)



2022년 2월 : 서일중학교 졸업
 2022년 3월~현재 : 서울과학고등학교 재학
 2023년 7월 : 서울과학고등학교 과제연구 물리와 최우수상
 2023년 8월 : 한화사이언스챌린지 2023 대상 수상
 2023년 9월 : 김천시 전국무한상상 탐구토론대회 최우수상
 2023년 10월 : 서울과학전람회 예선 최우수상

<관심분야>

기계공학, 로봇공학, 컴퓨터공학