

대한기계학회 주최

제11회 전국학생설계경진대회(2021년)

설계 최종 보고서

참가부	고등부				
참가분야	공모주제 (0) / 자유주제 ()				
참가팀명	IASA MW				
설계제목	소형 무인기 공력손실을 줄이기 위한 모핑 플랩 및 에일러론 리브(Morphing Flap & aileron Rib) 설계 및 검증				
지도교수/교사	(소속)인천과학예술영재학교		(성명)조대기		
대표자 (신청인)	성명	소속	연락처 (휴대폰)	E-mail	주소
	박찬희	인천과학예술영재학교 / 2학년			

참가팀원 인적사항

NO	성명	소속 / 학년	E-MAIL
1	김태진	인천과학예술영재학교 / 2학년	
2	박찬희	인천과학예술영재학교 / 2학년	
3	오준영	인천과학예술영재학교 / 2학년	
4	조형준	인천과학예술영재학교 / 2학년	
5			
6			

설계 요약문

참가분야	공모주제 (0) / 자유주제 ()
참가팀명	IASA MW
설계제목	소형 무인기 공력손실을 줄이기 위한 모핑 플랩 및 에일러론 리브(Morphing Flap & aileron Rib) 설계 및 검증
대표자명	박찬희
요약문	<p>기존 기계식 플랩의 경우 연속적이지 못한 곳에서 공력 손실이 발생하여 결국 높은 항력을 가지게 되는 문제점이 존재한다. 이러한 문제점을 해결하면서 에너지 절감 효과 및 개선된 비행 능력을 가질 수 있도록, 플랩과 에일러론에 Morphing 기술을 접목해 설계하는 연구를 진행했다.</p> <p>소형 무인기에 효과적인 Morphing을 돕는 플랩 및 에일러론을 실험을 통해 개발하고 풍동 실험과 Ansys를 이용해 날개의 효과성을 검증하였다.</p> <p>풍동 실험에 적합하면서 연구의 목적에 부합하는 날개를 탐색해 NACA 23024 익형을 본 연구에 쓰일 날개 익형으로 설정했고, 단차의 종류는 3가지 후보를 생각하여 3D 프린터로 출력해 그 중 하나를 선택했다. 단차의 위치를 각각 다르게 설정한 모델을 3D 프린터로 출력해 인장력 측정기를 이용한 실험을 통해 더 적은 에너지로 변형할 수 있는 단차의 위치를 탐색했다. 이러한 과정을 통해 기본적인 날개의 모양을 설정했고, 이를 출력해 변형 길이에 따라 달라지는 날개의 형태를 3D 모델링으로 구현했다. 구현한 날개들의 양력과 항력, 모멘트를 Ansys 시뮬레이션을 이용해 구하고, 날개 중 몇 가지를 선택해 풍동 실험을 진행하여 그 결과를 시뮬레이션의 결과와 비교했다.</p> <p>Ansys 시뮬레이션을 통해 구한 양력과 항력 수치에 각 날개의 reference area, wetted area를 고려해 양력 계수와 항력 계수, 양항비를 구했다. 이를 이용해 변형에 필요한 에너지에 대한 양항비 그래프를 그리고 Morphing을 하지 않은 날개와 비교해, 날개의 비행 능력이 어느 정도 개선되었는지 탐색한다. 또한, 라그랑주-보간 법과 윌프람알파를 이용하여 양항비 곡선을 분석해서, 어떤 변형 길이를 가질 때 가장 좋은 비행 능력을 갖는지도 탐색했다. 마지막으로, 풍동 실험을 통해 몇몇 날개들의 양력, 항력, 모멘트 값을 도출하여 시뮬레이션의 결과와 비교해, 이 연구가 타당하며, 연구 결과를 실제 무인기에 적용했을 때, 에너지 및 비행 능력 측면에서 이득을 볼 수 있다는 것을 증명했다.</p>

1. 설계의 필요성 및 목적

소형 무인기의 양력의 증가와 효과적인 방향 전환은 제한적인 전력을 가진 무인기의 임무 수행에 있어 중요한 부분을 차지한다. 플랩(Flap)과 에일러론(Aileron)은 효과적인 방향전환과 효율적인 양력 활용에 큰 도움을 주는 장치이다. 학교 공학시간에 3D 프린터를 이용해 소형 무인기를 제작하면서 플랩과 에일러론의 중요성을 파악할 수 있었다. 최초로 제작한 소형무인기의 경우 플랩과 에일러론이 없는 형태였다. 이후에 플랩이 적용된 무인기를 제작하면서 기계식 플랩이 적용된 소형 무인기가 더 효율적으로 임무 수행을 할 수 있다는 것을 알게 되었다. 그러나 이러한 기계식 플랩의 경우, 연속적이지 못한 표면을 만들어 공력손실과 높은 항력을 가지게 되는 문제점이 발생한다. 이러한 작은 차이가 상당한 저항을 만들어낼 수 있다고 판단하여, 기계식 플랩과 에일러론을 모핑 날개로 제작하는 것은 매우 의미 있는 연구라 생각한다.

따라서 본 연구는 소형 무인기가 비행 시 에너지 절감 효과를 가질 수 있는 모핑 윙(Morphing wing)을 제작하는 데 큰 목적을 가진다. 이를 위한 세부적인 연구 목적은 다음과 같다.

1. 소형 무인기에 효과적인 Morphing을 돕는 플랩(Flap) 및 에일러론(Aileron) 설계
2. 기존의 Morphing 윙을 이용하는 비행기와 차별화되는 구동 메커니즘 개발
3. 풍동장치를 이용한 Morphing 윙의 효과성 검증
4. 시뮬레이션을 통한 Morphing 윙의 효과성 검증

2. 설계 핵심 내용

(1) 설계 문제의 정의

일반적으로 유체 내에서 움직이는 모든 물체는 어떠한 방향의 항력을 받고, 물체의 모양이 수직적으로 비대칭일 경우 유체의 흐름에 수직하는 양력을 받게 된다. 이러한 원리를 이용해 비행체는 양력에 의해 비행을 한다. 하지만 일반적인 비행체의 날개를 보았을 때 날개의 뒷부분에 유체가 흐르지 않는 빈 공간이 생겨 공력손실이 일어난다. 이에 본 연구에서는 공력손실을 최소화하기 위해 날개를 Morphing하되, Morphing에 필요한 에너지까지 고려해 에너지 효율을 극대화하기 위한 연구가 진행된다.

(2) 설계의 독창성 및 접근 방법

1) 설계 방법 및 배경

○ 날개 익형 설정

설계의 목적이 날개의 공력손실을 줄이고 양력을 높이는 것이기 때문에, 날개에 Morphing을 가해도 연속적인 표면을 가져서 빈 공간이 없어야 하며, 기존의 기계식 플랩을 이용한 날개보다 더 큰 양력을 받을 수 있어야 한다. 또한 날개의 효과성 검증을 풍동 실험을 이용해 수행할 예정이므로 저속 비행에 유리한 익형일수록 결과 도출이 용이하다. 이러한 조건들을 만족하는 익형을 찾아 Solidworks 프로그램으로 디자인해서 리브 및 단차를 제작할 때 사용했다.

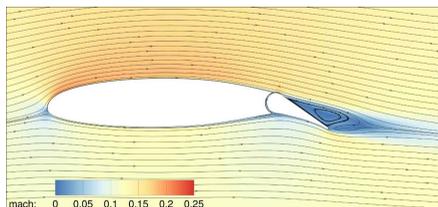


그림 2 기계식 플랩의 공력손실

○ 날개 두께 설정

날개의 두께가 얇을수록 변형에 필요한 힘이 적다. 따라서, 최대한 얇으면서 출력할 때 변형되지 않는 두께가 얼마인지 확인해서 실험과 결과 도출에 필요한 날개 모형을 만들 때 이용한다. 실험에 사용하는 3D 프린터의 노즐 두께가 0.4mm인 것을 활용해 두께 후보를 3가지 정한 후 출력해서 적합한 두께를 찾는다.

○ 단차 종류 설정

큰 양력을 형성하기 위해 적은 힘으로도 범위의 Morphing을 수행할 수 있는 날개를 만들어야 한다. 이 때 본 설계에서 이용한 Morphing 방식은 날개의 아랫면에 틈을 만들고 틈으로 인해 나뉜 날개의 두 부분을 당겨서 변형하는 것이다. 여기서, 틈으로 인해 나뉜 날개의 두 부분이 의미하는 것이 단차이다. Morphing이 용이하면서 날개의 모양을 잘 유지할 수 있기 위해 단차를 어떤 형태로 설정해야 할지 결정해 설계와 실험에 이용한다. 단차 후보를 3가지 정한 후 출력해서 적합한 단차의 종류를 찾는다.

○ 단차 위치 설정

단차의 위치가 어디인지에 따라 Morphing에 필요한 에너지가 달라진다. 변형에 필요한 에너지가 적으면서 큰 변형을 형성할 수 있는 단차의 위치를 설정해서 설계와 실험에 이용한다. 인장력 측정기를 이용해 단차의 위치를 달리한 날개들 각각의 응력을 측정해서 변형 길이-응력 그래프를 그려 기울기를 구한다. 이 기울기를 비교해서 변형에 필요한 에너지가 적은 단차의 위치를 찾는다.

○ Morphing 단계 설정

설계한 날개를 Morphing했을 때 어느 정도의 효율성이 나타나는지 확인하기 위해 날개의 양력과 항력을 측정한다. 날개를 연속적으로 Morphing하면서 측정하는 것이 현실적으로 불가능했기 때문에 가장 많이 Morphing한 상태와 Morphing하지 않은 상태 사이를 13단계로 나눠서 각 단계에서의 날개의 모양을 본따 그대로 모형을 만들어서 각 단계마다 실험을 진행한다.

○ Ansys 시뮬레이션을 통한 효율성 실험적 검증

각각의 Morphing 단계에 대해 Solidworks를 이용해 직육면체의 풍동 구조물 안에 날개 모양의 빈 공간이 있는 모델을 설계한다. 이 모델들에 대해 Ansys 시뮬레이션을 진행하여 양력, 항력, z축 모멘트, 날개의 압력분포를 도출한다.

풍동 실험과의 결과를 비교하기 위해 실제 풍동 실험과 유사한 환경을 설정하여 시뮬레이션을 진행한다. 풍속, 공기가 들어오고 나가는 면의 넓이, 날개의 위치를 비슷하게 조정했다.

○ 풍동 실험을 통한 양력 효율성 실험적 검증

3가지의 Morphing 단계가 적용된 날개에 대해 풍동 실험을 진행하였다. Ansys 시뮬레이션 결과와 마찬가지로 양력, 항력, 모멘트를 구한다, Ansys 시뮬레이션 결과와 비교해 최적의 에너지 효율성을 가지는 날개를 찾는다.

○ 구동 메커니즘 개발 및 이론을 통한 수학적 검증

기존의 Morphing 왕처럼 날개를 변형하는 장치가 날개 안에 있는 것이 아닌, 무인기의 본체 부분에 장치를 장착해서 무인기의 안정성을 높일 수 있는 구동 메커니즘을 개발한다. 날개의 무게가 작고, 본체의 무게가 큰 것이 기존보다 더 안정적이라는 것을 물리적으로 증명한다.

2) 설계의 독창성

항공기 연구에서 높은 효율성을 가지면서 다양한 비행 조건에 대응할 수 있는 항공기를 연구하는 것은 매우 중요하다. 다만 기존의 고정된 날개로는 날개의 작동범위에 제한이 있기에 에일러론과 플랩을 이용하여 모핑 날개를 제작한다. 고정된 모양을 가진 날개는 비행 환경에 대처하기 위해 에일러론, 플랩, 슬릿 등과 같은 다양한 장치를 활용하지만, 이는 날개의 불연속성을 야기하여 날개의 효율이 감소되는 단점을 가진다. 이러한 기존 항공기 날개의 한계를 극복하기 위해 주어진 비행 환경에서 다양한 임무를 수행할 수 있는 모핑은 날개 모양을 연속적으로 변경하여 에너지 효율과 공기역학 성능을 향상시키는 장점이 있다. 2015년 aerospace에서 연구한 자료를 통해 양력과 항력의 경향성을 유추해냈다. 최근 모핑 항공기는 2016년 National Business Aviation Association을 통해 소개되었다. 날개의 내부를 육각구조를 이용해 모핑하는 경우와 fishback 구조 등을 이용해 날개가 받는 힘을 어떻게 잘 분산시킬 수 있을지에 대해 소개되었다. 이후 2019년 스위스 취리히 연방 공과대학교에서 3D 프린터를 이용한 복합재 모핑 무인항공기를 개발하였다. 여기서 쓰인 방식은 유연구조를 항공기 날개에 적용하여 날개 전체의 뒤틀림으로 조종성을 얻게 되는 방식이다. Northwestern Polytechnical University는 앞전과 뒷전이 모두 변형하는 모핑 메커니즘에 관한 연구를 진행하여 공력 해석과 시뮬레이션을 통해 항력의 감소와 양력의 증가를 확인하였다. 또한, 날개 내부에 서보 모터를 달아 모터를 통해 모핑하는 방식으로 어느 정도의 효율을 낼 수 있는지 연구를 진행하였다. 국내 연구로는 최근 모핑 윙에 관한 연구들이 제시되었다. 가위형 가변 캠버 모핑윙 (Design, Analysis and Manufacturing of Variable Camber Morphing Wing with Deployable Scissor Structures)과 핑 유연 리브 구조물 및 모핑 플랩 날개 개발에 관한 연구를 진행하였다(문석민(2021). Woo 등(2012)은 Morphing Wing Mechanism Using an SMA Wire Actuator 개발을 진행하기도 하였다. 본 연구는 날개의 단차 종류를 달리하여 Solidworks 프로그램을 이용해 여러 변인을 적용한 단차를 삽입한 날개들을 설계한 후 인장력 측정기를 통해 응력 실험을 진행하여 적합한 단차를 제시하였다. 적합한 단차를 여러 가지 방식으로 모핑 모양을 만들어 ansys 프로그램 및 풍동 실험을 통해 이론과 실제 실험값을 비교하여 적합한 모핑의 정도를 알아내는 실험을 진행한다. 각각 풍속에 따라 모핑마다의 결과값이 다르기 때문에 풍속에 알맞은 모핑의 변화를 알아낸다.

3) 설계의 제약조건 및 문제 해결 방법

Morphing을 했을 때 날개가 기존의 날개보다 더 큰 양력을 받을 수 있으며, 실험에 적합한 익형을 찾아야 한다. 이는 NACA 익형들의 특징을 비교해 해결한다.

출력할 때 변형되지 않는 조건에서 날개의 두께를 최대한 얇게 설정해 변형에 필요한 에너지가 적게 들 수 있도록 한다. 이는 3가지 후보를 두고 직접 출력해 해결한다.

적은 힘으로 Morphing이 가능하면서 날개의 모양을 유지할 수 있는 단차를 설정해야 한다. 이는 직접 출력해 인장력 측정기로 실험을 진행하여 해결한다.

최적의 날개를 찾기 위해 실험할 때, 날개를 연속적으로 Morphing할 수 없다. 따라서 13단계의 날개를 설계해 각각 실험한다.

앞에서 세부 사항들을 결정한 날개에 대해 효율성을 실험해 검증하는 것이 필요하다. 이는 풍동과 Ansys 실험으로 해결한다.

기존의 Morphing 윙과 차별화되는 구동 메커니즘을 통해 무인기의 비행능력을 향상시킬 수 있어야 한다. 이는 날개를 Morphing하는 모터의 위치를 달리하는 메커니즘을 설계하고, 이를 이론으로 검증해서 해결한다.

(3) 설계 내용

○ 날개 익형 설정

직접 새로운 형태의 날개를 디자인하는 것이 아니라 NACA에서 공인된 익형 중 적합한 것을 찾아 설계를 진행했다. 익형을 정하기 위해 표 8의 내용과 같이 NACA 4, 5, 6-digits의 장단점을 정리했다.

	NACA 4-digits	NACA 5-digits	NACA 6-digits
장점	- 압력중심이 적게 이동함 - 거칠기에 덜 민감함	- 최대 양력 계수가 높음 - 피칭 모멘트가 작음 - 거칠기에 덜 민감함	- 최대 양력 계수가 높음 - 운용영역 내에서 양력이 높음 - 양력이 낮은 영역에서 항력이 낮음
단점	- 최대 양력 계수가 낮음 - 항력과 피칭 모멘트가 낮음	- 항력이 상대적으로 큼	- 운용영역 외에서 항력 큼 - 거칠기에 민감함
활용 예시	항공기, 헬리콥터	항공기, 헬리콥터 비즈니스 제트기	제트 비행기

표 8 NACA 4,5,6 digits series의 장단점 및 활용되는 예시 비교

큰 양력을 만드는 것이 목적이었기 때문에 최대 양력 계수가 높은 것이 유리하고, 풍동 실험을 위해 날개의 거칠기에 덜 민감하고 운용영역의 풍속이 너무 크지 않아야 했다. 따라서 NACA 5-digits 중 한 익형을 선택하는 것으로 정했고, 두께가 커서 모핑의 효과가 잘 보일 것이라고 예측한 23024을 최종적으로 선택했다.

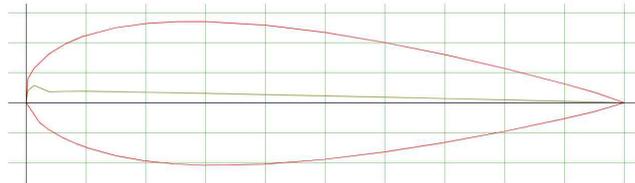


그림 3 선택한 익형_NACA 23024 (airfoil.com)

○ 단차 종류 설정

Solidworks 프로그램을 이용해 여러 변인을 적용한 단차를 삽입한 날개들을 설계한 후 출력해 실험을 진행하여 적합한 단차를 찾았다.

단차 종류 후보는 3가지를 떠올렸고, 이를 솔리드웍스로 디자인한 뒤 출력해서 어떤 종류의 단차가 모양을 더 잘 유지하고 변형할 때 힘을 적게 사용해도 될지 확인했다.

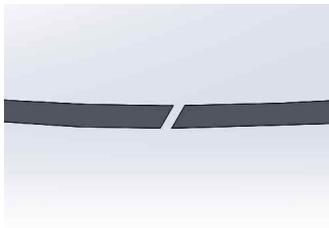


그림 4 1번째 단차

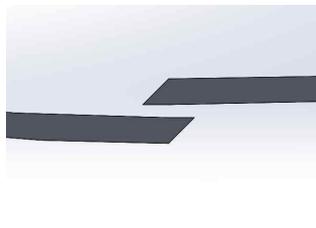


그림 5 2번째 단차

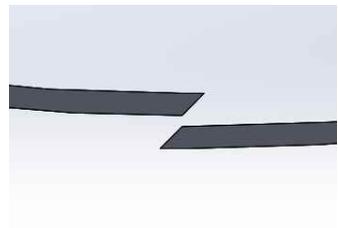


그림 6 3번째 단차

시험 결과, 3번째 단차가 가장 적합하다고 판단했다. 3번째 단차는 뒤쪽 날개 부분이 앞쪽 부분보다 아래에 있도록 설계해 출력한 후 이를 인공적으로 위로 올려놓는 방식의 단차이다.

○ 단차 위치 설정

단차의 위치를 정하기 위해 단차의 위치를 다르게 한 여러 종류의 날개 안쪽에 구멍을 추가해서 설계했다. 그 구멍에 가벼운 탄소 막대를 끼워 넣고, 인장력 측정기와 막대를 실을 이용해 연결해서 실험을 진행했다. 각 날개에서 변형에 필요한 힘을 구하기 위해 변형 길이에 따른 응력 그래프를 얻었고, 그래프의 기울기를 비교했다.

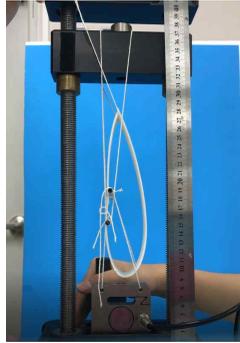


그림 7
인장력 측정기에
날개를 연결해
진행한 실험 과정



그림 8 변형 길이에 따른 응력 그래프 (mm-N)

기울기가 가장 작은, 즉 변형에 필요한 힘이 가장 적은 위치인 1번 위치를 선택했다.

○ Morphing 단계 설정

날개의 아랫면 중 수평인 부분에서 단차의 끝까지의 거리가 10mm부터 38mm가 되도록 변형할 때, 거리를 일정하게 나누어 15가지 단계를 설정했다. 각 단계마다 Morphing된 모양을 스캐너로 스캔한 뒤, 지오지브라를 이용해 점을 찍어 각 날개의 모양을 좌표로 표현했다. 점은 35개 내외를 찍었으며, 이는 airfoil.com에서 제공하는 날개 익형의 좌표의 개수와 비슷한 값이다. 이렇게 얻은 좌표를 솔리드웍스로 불러온 뒤, 자유곡선 도구를 이용해 최대한 모양이 비슷하면서 표면이 연속하도록 설계했다.

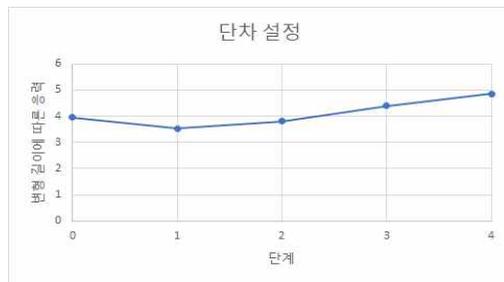


그림 9 변형 길이에 따른 응력 평균값 비교

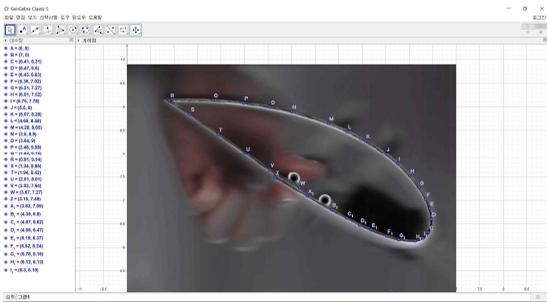


그림 10 날개 모양에 대응하는 좌표

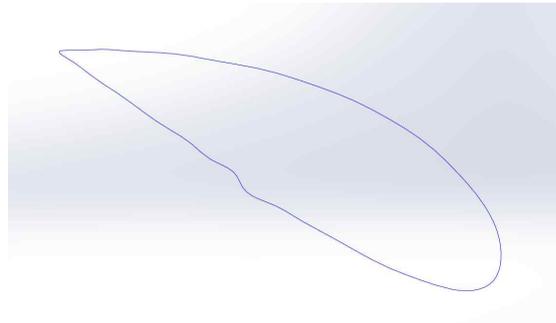


그림 11 Solidworks에 좌표 입력해 얻은 곡선

○ Ansys 시뮬레이션을 이용한 결과 도출

Ansys 실험을 위해 직육면체 모양 풍동 구조물 안에 날개 모양의 구멍이 뚫려 있는 형태를 설계했다. 날개 모양의 구멍은 공기가 지나가는 통로이다. 구조물의 수평을 맞추기 위해, 날개 아랫면의 수평인 선에 접하는 평면을 기준으로 삼았다.

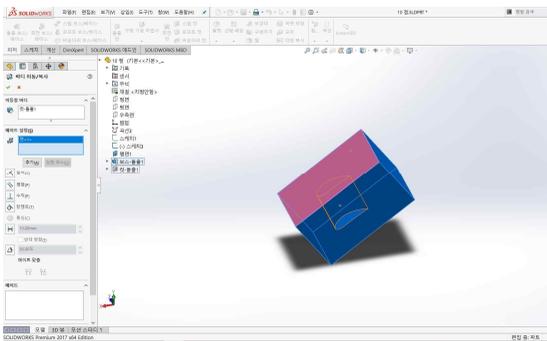


그림 12 풍동 구조물_Solidworks

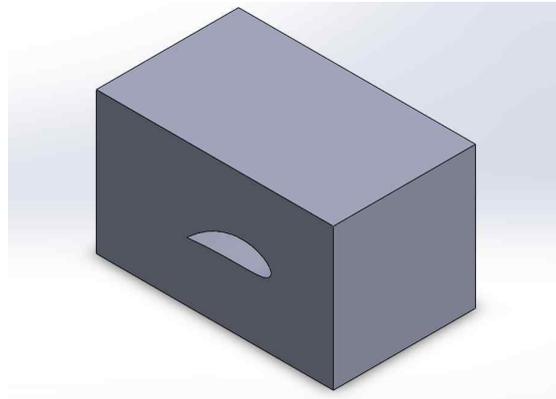


그림 13 수평 맞춘 풍동 구조물_Solidworks

Ansys에서 구조물을 불러와서 메쉬와 실험을 진행했다. 이때 설정한 메쉬의 크기는 0.003이며, refinement 도구를 이용하여 날개 주변에 더 정밀한 메쉬가 만들어지도록 했다.

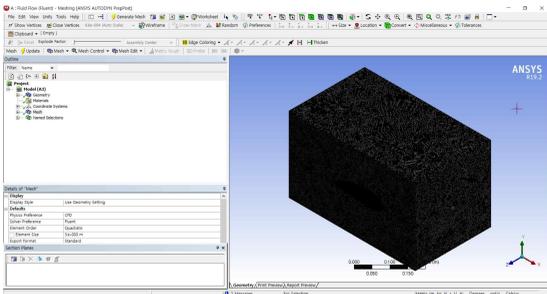


그림 14 메쉬 사진_Ansys

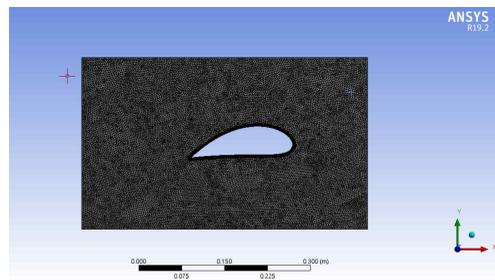


그림 15 날개 주위에서 더 조밀한 메쉬 형성

분석은 100번 반복을 통해 도출한 결과의 평균 값을 이용해 수행했다. 진행한 실험에서 x축의 방향은 날개 앞쪽이 바라보는 방향을, y축의 방향은 날개를 바라볼 때 뒷면이 보이는 방향이다. Ansys 시뮬레이션을 통해 변형 길이에 따른 양력과 항력, z축 모멘트의 그래프를 구했다.



그림 16 변형 길이에 따른 양력 그래프

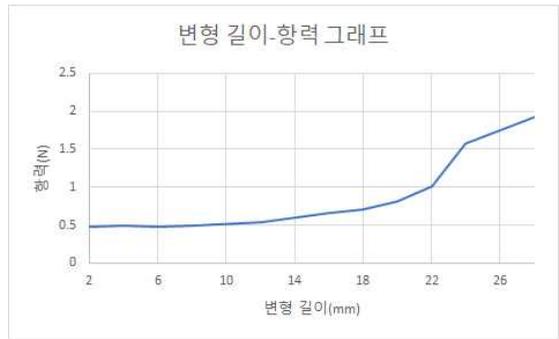


그림 17 변형 길이에 따른 항력 그래프

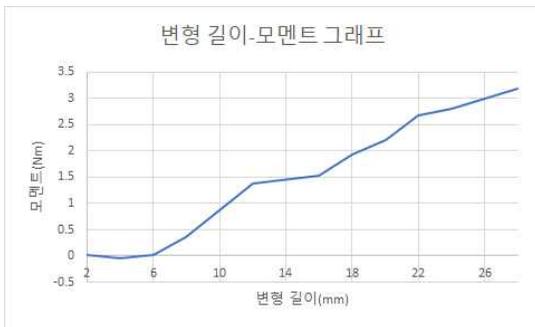


그림 18 변형 길이에 따른 모멘트 그래프

양력과 항력, z축 모멘트 모두 변형 길이가 증가함에 따라 증가하는 추세를 보였다. 이는 모핑이 진행될수록 양력과 항력 및 z축 모멘트가 모두 증가함을 의미한다. 양력과 항력은 양항비를 통해 날개의 기능적인 효율성을 구할 때 이용되고, z축 모멘트는 Morphing wing이 비행기에 적용될 때 무게중심과 피치를 제어할 때 이용되는 수치이다.

○ 변형 에너지의 변화에 따른 양항비 비교

날개를 변형시킬 때 소모하는 에너지와 양항비 변화와의 관계를 비교한 결과는 그림 19에 나타난 것과 같았다.

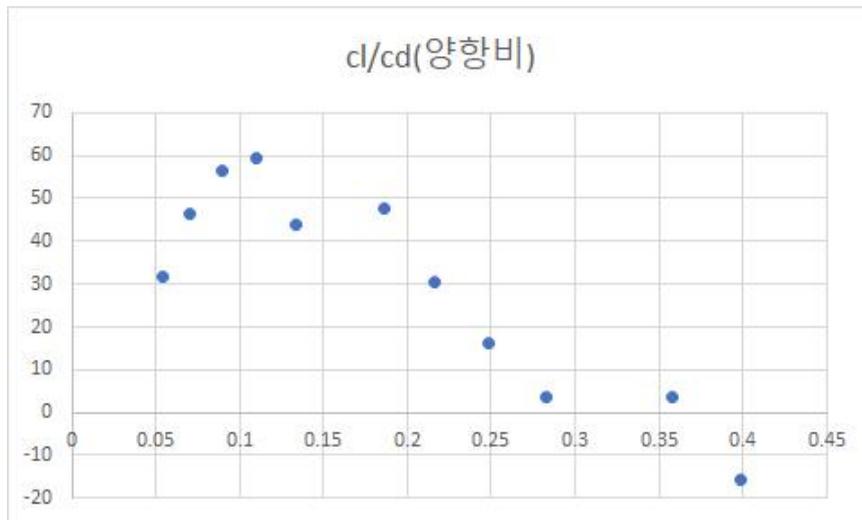


그림 19 변형에너지에 따른 양항비 그래프

날개의 변형에너지는 응력실험을 통해 얻은 날개의 탄성계수와 모핑 단계별 변형 길이를 활용해서 계산되었다. 양항비는 Ansys simulation 결과를 통해서 본 그래프를 통해서 날개에 힘을 계속 가하여 변형에너지를 늘렸을 때, 양항비가 최대가 되는 피크가 존재함을 알 수 있었다. 피크에 해당하는 날개는 변형 길이 18mm로 모핑된 날개였다. 이 날개는 변형에너지 0.11J이 들었을 때, 59.65의 양항비 값을 가졌다. 날개를 모핑하기 전의 양항비는 3.74이다. 적은 변형에너지를 통해서 양항비를 극대화시킨 것이다. 이는 날개의 모핑을 이용해 적은 에너지로 공기역학적인 에너지적 효율을 극대화시킬 수 있다는 것을 의미한다.

○ 최적의 양항비를 갖는 변형 길이 도출

Ansys 시뮬레이션을 통해 양력과 항력 값을 구하였고 이를 이용하여 각각의 날개마다 양력, 항력 계수들을 계산하였다. 그리고 항력 계수에 대한 양력 계수 그래프를 그린 후 원점에서의 접선을 그려 가장 큰 양항비 값을 가지는 지점을 찾아 가장 성능이 좋은 모델을 선정하였다.

원점에서 접선을 그리는 과정에서 라그랑주-보간법을 이용하여 그래프의 다항식을 구하고 미분을 통해 접선의 방정식을 얻었다.

```
from scipy.interpolate import lagrange
import numpy as np
x = np.array([0.391,0.256,0.224,0.220,0.170])
y = np.array([1.026,0.933,0.852,0.666,0.543])
poly = lagrange(x, y)
print(poly)
```

$$1.392e+05 x^4 - 1.448e+05 x^3 + 5.46e+04 x^2 - 8883 x + 527.6$$

그림 20 라그랑주-보간 법으로 함수 식을 구하는 과정

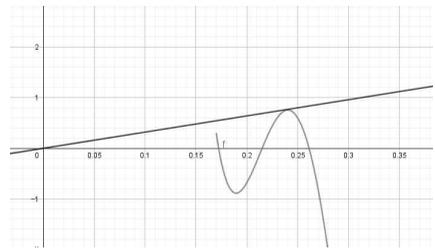


그림 21 코드를 이용해 얻은 그래프

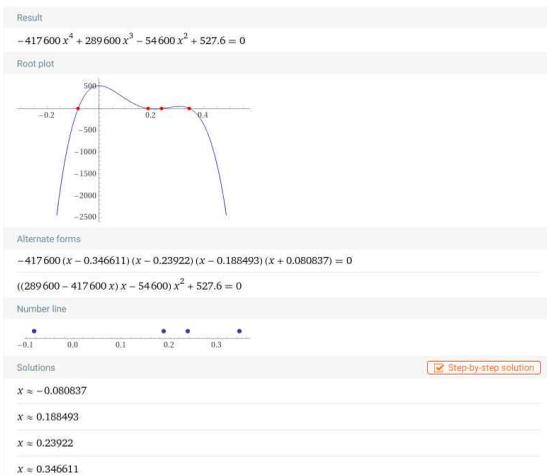


그림 22 올프람알파를 이용해 접점을 찾는 과정
 계산결과 $x=0.23922$ 부근에서 원점에서의 접선과의 접점이 나타나게 되고 이 지점은 변형 길이가 20mm인 모델의 과 가장 가까이 위치하므로 18번 모핑 모델이 양항비 측면에서 가장 성능이 좋다고 평가할 수 있다.

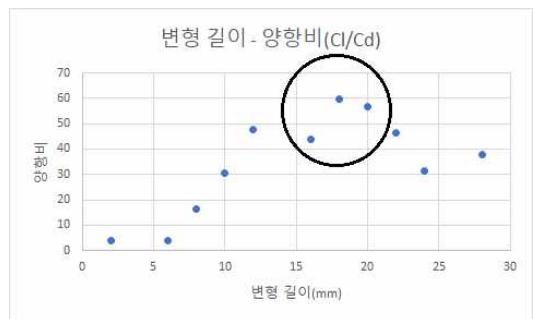


그림 23 변형 길이에 따른 양항비 그래프와 접점을 구할 때 이용된 부분

풍동 실험과 Ansys 시뮬레이션을 통해 얻어낸 항력과 양력과 변형 길이와의 관계를 나타낸 그래프에서 각각의 경향성을 비교해보면 변형 길이가 커질수록, 즉 더 많이 Morphing될수록 양력과 항력이 커진다는 것을 알 수 있다.

풍동실험과 ansys에서의 관계를 비교해보면 수치가 다른 점이 있다. 이는 시뮬레이션과 풍동 실험에서 날개의 skin factor가 다르기 때문이라고 생각했다.

Ansys 시뮬레이션의 경우, 풍동과 같은 조건이었지만 직육면체 구조물 안에 날개 모양으로 구멍을 뚫고 나머지 공간을 공기가 지나가는 공간으로 가정하여 실험을 진행하였다. 이러한 방식은 날개의 skin factor를 고려할 수 없다.

풍동 실험의 경우, 3D 모델링을 통해 설계한 날개를 PLA 재질로 출력해 실험을 진행하였으므로, skin factor에 의한 skin friction이 발생한다. skin friction을 고려한 항력 계수 식은 다음과 같다.

$$C_D = F_f C_f \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

그림 5. skin factor 공식

(C_D = Drag Coefficient, F_f = Form Factor, C_f = Skin Friction, S_{wet} = Wetted Surface, S_{ref} = Reference Surface)

이 공식을 통해 skin factor와 항력 계수 값이 비례한다는 것을 알 수 있다. [5] 양력 계수 역시 skin factor와 비례한다. [6]

양력	10	18	26
풍동 실험 결과	6.351	5.646	4.008
Skin Factor 고려한 값	12.703	11.291	8.017
Ansys 실험 결과	14.908	12.047	1.913
오차율	17.362	6.695	-16.500

항력	10	18	26
풍동 실험 결과	4.498	2.565	1.274
Skin Factor 고려한 값	1.709	0.975	0.484
Ansys 실험 결과	1.920	0.820	0.492
오차율	12.309	-15.878	12.264

표 1.2. 항력, 양력에서의 결과값 및 오차율

오차 원인은 다음과 같다.

1. skin Factor의 값이 정확하지 않다.
2. 풍동 실험에서 각 날개의 받음각이 일정하지 않다.
3. 날개를 제작할 때 풍동 실험에 들어갈 날개를 한 번에 제작할 수 없기 때문에 일부분씩 나누어 붙이고 사포질을 하여 표면을 최대한 매끈하게 만들었다. 이 과정으로 인해 날개 표면에서 유체의 흐름이 일정하지 않을 수 있다.
4. 날개와 풍동 사이의 빈 공간에 와류가 생기는 것을 방지하기 위해 날개에 얇은 스펀지를 붙여 빈 공간을 메웠다. 이 스펀지에 의한 마찰력이 실험 결과에 영향을 미칠 수 있다.

○ 구동 메커니즘 이론

날개의 안정성을 모터의 위치 관점으로 분석하기 위해 날개에 조금의 충격이 가해졌을 때 어떤 운동을 하는지에 대해 알아보았다. 이를 분석하기 위해 비행 중인 날개를 긴 막대 위에 올려져 있는 강체로 고려하여 진동을 분석했다. 그림 30, 31과 같이 앞에서 본 날개의 모습을 보았을 때, 그 물리량을 다음과 같이 정의한다.

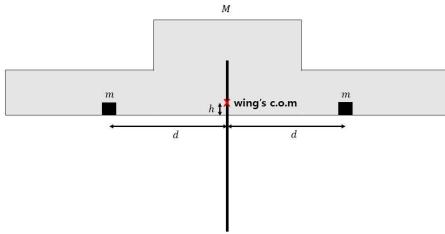


그림 30 이론 보충 사진 1

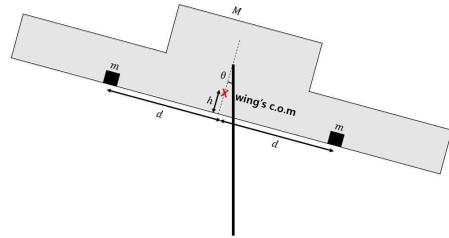


그림 31 이론 보충 사진 2

- 날개의 질량 : M
- 날개의 회전관성 : I
- 모터의 질량 : m
- 날개의 질량중심부터 모터까지의 거리 : d
- 날개의 기울어진 각도 :
- 날개 바닥부터 질량중심까지 거리 : h

이때 날개에 $\theta = 0$ 의 평형상태에서 작은 충격을 가했을 때, 질량중심의 회전방정식을 통해서 아래와 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \tau &= -Mgh \sin\theta = (I + 2md^2) \ddot{\theta} \\ (I + 2md^2) \ddot{\theta} + Mgh \sin\theta &= 0 \\ \sin\theta &\approx \theta \quad (\theta \ll 1) \\ \ddot{\theta} + \frac{Mgh}{I + 2md^2} \theta &= 0 \end{aligned}$$

이는 날개의 질량중심이 θ 에 대한 단진동을 함을 의미하며, 그 각진동수는 $w = \sqrt{\frac{Mgh}{I + 2md^2}}$ 을 만족한다. 날개의 안정성을 고려할 때, 단진동의 주기가 길수록, 진동수가 작을수록 날개는 보다 더 안정성을 유지하며 비행할 수 있다.

따라서 진동수를 최대한 작아지게 하기 위해서는 $d = 0$, 즉, 모터를 날개의 몸체부분에 맞춰 설계해야 더욱 안정한 비행이 가능하다.

3. 설계 수행 일정

설계 진행 내용	4월	5월	6월	7월	8월	9월
주제 구체화	■					
익형, 단차, 두께 설정 및 실험에 쓸 날개 출력		■	■			
인장력 실험 및 단차 위치, 모핑 단계 결정				■		
시뮬레이션 및 풍동 실험 구동 메커니즘 설계 및 제작					■	
결과 분석 및 보고서 작성						■

4. 설계 결과물

(1) 최종 결과물 형상 및 작동원리

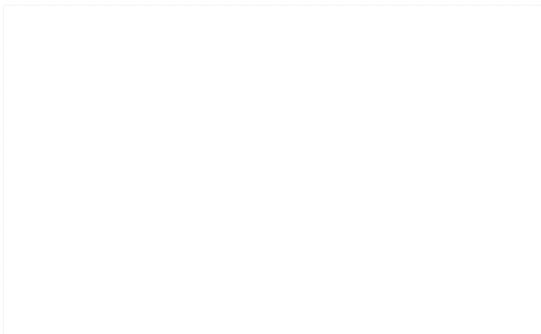


그림 32 구동 메커니즘 설계

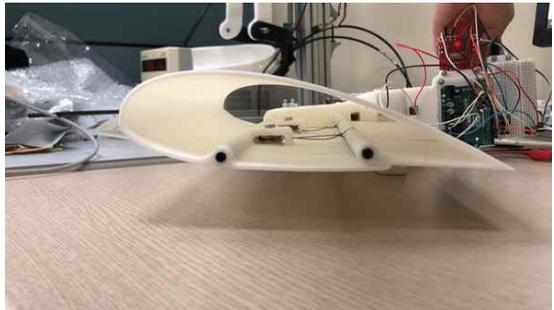


그림 33 구동 메커니즘에 의해 변형된 날개

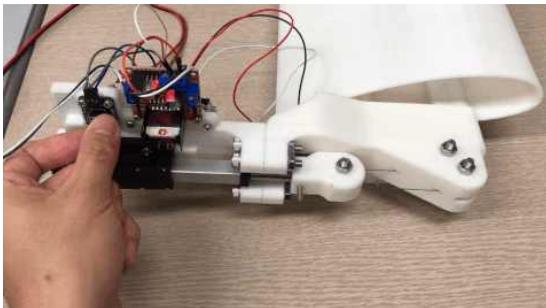


그림 34 작동 사진 1

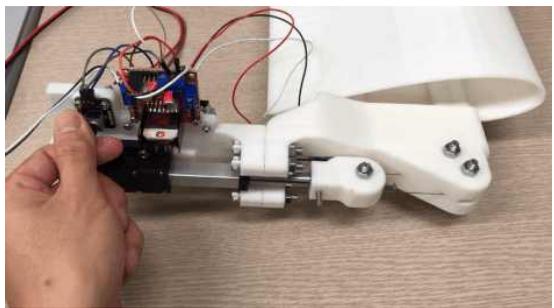


그림 35 작동 사진 2

다음과 같은 구조로 모핑이 진행된다. 무인기의 본체 내부에서 모터가 작동해 풀리를 돌리면 풀리와 연결된 와이어가 조여진다. 와이어가 조여지면 와이어에 연결된 단차가 당겨지면서 날개가 Morphing되는 원리이다. 이 메커니즘의 장치에 연결되는 날개는 앞의 내용에서 검증된 위치와 종류의 단차가 적용된 날개이다. 위 사진에서 보이는 모터와 연결된 장치가 무인기의 본체에 들어가 작동한다.

(2) 최종설계 결과물의 장단점 및 의의

응력 측정 실험을 통해 가장 좋은 변형이 일어나는 모델을 선택한 후 Ansys 시뮬레이션, 풍동 실험을 통해 가장 효율적으로 양력과 항력을 받는 모델을 최종 선정하였다. 현재 사용되고 있는 비행체의 날개에서는 기계식 플랩은 보조날개 뒷 부분에서 일어나는 공력 손실 현상으로 인해 효율성이 감소하는 문제점을 가지고 있다. 이번 연구에서 얻은 모핑 날개 모델을 적용한다면 공력 손실 문제를 해결할 수 있고 날개의 변형력, 양력, 항력 등 다양한 부분에서 효율적인 운행이 가능할 것이다.

또한 위의 이론에서 밝혔듯이 날개를 변형시키는 모터를 몸체쪽에 설치하면서 비행체가 안정적으로 운행할 수 있도록 하였다.

실제 Ansys 시뮬레이션과 풍동 실험을 진행할 때 날개의 모핑 단계를 설정하고 각각의 단계마다 실험을 진행하였다. 연속적인 모핑 과정에 대해서는 실험을 진행하지 못하여서 이러한 부분을 한계점으로 볼 수 있다.

5. 활용방안 및 기대효과

모핑을 통해 각각 풍속에 알맞은 모핑 모양을 확인하여 실제 비행을 할 때 기류에 맞는 날개 모양을 시시각각 변화를 주어 공력 손실을 최소화하여 적은 힘으로도 큰 효율을 뽑아낼 수 있도록 날개 모핑을 한다.

비행체가 비행을 할 때 날개 뒤쪽에서 생기는 공력 손실과 와류 현상을 모핑을 통해 줄여주어 적은 힘이 필요하기 때문에 연비가 늘어나 환경 보존이 가능하다.

< 참고문헌 >

- [1] Benjamin Jenett, Sam Calisch, Daniel Cellucci, Nick Cramer, Neil Gershenfeld, Sean Swei, and Kenneth C. Cheung⁴, "Digital Morphing Wing: Active Wing Shaping Concept Using Composite Lattice-Based Cellular Structures" SOFT ROBOTICS Volume 4, Number 1, 2017 Mary Ann Liebert, Inc. DOI: 10.1089/soro.2016.0032
- [2] Francesco Previtali,[□] Andres F. Arrieta,[†] and Paolo Ermanni[‡], "Performance of a Three-Dimensional Morphing Wing and Comparison with a Conventional Wing," AIAA JOURNAL, Vol. 52, No. 10, October 2014
- [3] R.M. Ajaj, M.I. Friswell, E.I. Saavedra-Flores, G. Allegri, B.K.S Woods, A.T. Isikveren, W.G. Dettmer, Span morphing: The Zigzag wingbox for a span morphing wing 2012 Elsevier Masson SAS. All rights reserved.
- [4] R.M. Ajaj, M.I. Friswell, A.T. Isikveren, E.I. Saavedra Flores, G. Allegri, W.G. Dettmer, Span morphing technology: an integrated conceptual design study, Journal of Intelligent Material Systems and Smart Structures, August 2012, submitted for publication.
- [5] Takahashi, Timothy J.; German, Brian J.; Shajanian, Arvin; Daskilewicz, Matthew J.; Donovan, Shane (2012). Form Factor and Critical Mach Number Estimation for Finite Wings. Journal of Aircraft, 49(1), 173-182. doi:10.2514/1.c031466
- [6] N.Thevand, E. Daniel, "Numerical study of the lift force influence on two-phase shock tube layer characteristics", I.U.S.T.I., Technopole de Chateau-Gombert, 5 rue Enrico Fermi, 13453 Marseille, Cedex 13, France