

대한기계학회 주최

제13회 전국학생설계경진대회(2023년)

설계 최종 보고서

참가부	고등부 (o)				
참가분야	공모주제 () / 자유주제 (o)				
참가팀명	3355				
설계제목	전개형 시저스 플랩 구조를 통한 이착륙 에너지 효율 개선 연구				
지도교수/교사	(소속) 인천과학예술영재학교 (성명) 최은정 (연락처) (이메일)				
대표자 (신청인)	성명	소속	연락처 (휴대폰)	E-mail	주소
	최은정	인천과학예술영재학교			

참가팀원 인적사항

NO	성명	소속 / 학년	E-MAIL
1	이준석	인천과학예술영재학교/1학년	
2	김도연	인천과학예술영재학교/1학년	
3	신희서	인천과학예술영재학교/1학년	

설계 요약문

참가분야	공모주제 () / 자유주제 (O)
참가팀명	3355
설계제목	전개형 시저스 플랩 구조를 통한 이착륙 에너지 효율 개선 연구
대표자명	최은정
요약문	ESG(Environment·Social·Governance) 경영에 대한 항공사들의 관심이 높아지고 있다. 특히, 최근 3년 동안 항공 부문에서의 온실 가스 배출량은 연간 평균 5.7%씩 증가하고 있으며, 이 추세가 계속될 것으로 예측된다. 인천에서 나리타로 운영되는 B737-700 항공편의 경우, 이륙 시 연료 소비량이 순항 시에 비해 분당으로 환산했을 때 2.6~3.0배 정도 더 많이 소비되는 것으로 확인되었다. 비행체의 날개 구조는 비행 중 양항비를 극대화하기 위해 일반적으로 연속적인 형태를 가지고 있다. 그러나 이착륙 과정에서는 날개 구조가 불연속적으로 전개되어 양항비가 감소한다. 이는 이착륙 시 발생하는 공력과 저항의 불안정한 상호작용으로 인해 발생하게 된다. 날개 구조를 이착륙 상황에서도 효과적으로 최적화하고, 양항비를 극대화할 수 있다. 이 연구의 주요 목적은 시저스 구조 플랩을 비행기 날개에 효과적으로 도입함으로써, 이착륙 및 착륙 상황에서 양항비를 최대한 높인 이상적인 플랩의 구조를 찾아내는 것이다. 양항비 개선은 비행기의 성능 향상과 연료 효율성 증가를 의미하며, 이는 비행기의 이착륙 과정에서의 에너지 효율 개선을 통해 항공 산업에 혁신적인 기여를 할 것으로 기대된다. 제작하는 플랩이 적용되는 날개의 에어포일은 NACA 2412로 결정했으며, 이는 다른 에어포일 구조에 비하여 실험 변수가 적은 기본적인 구조이기 때문이다. 양항비가 가장 높은 이상적인 NACA 2412 구조를 찾아내는 것은 시간적, 기술적 제약이 존재하여 시저스 전개 플랩 구조가 적용되는 NACA 2412 에어포일 기동을 풍동실험장치에 넣고 설계한 플랩의 특징을 분석하는 것을 최종 목표로 변경하였다.

1. 설계의 필요성 및 목적

1. 필요성

현대의 항공산업은 지속적인 연구와 혁신을 양항비를 높이는 데 주력하고 있다. 하지만 비행기의 이륙과 착륙 과정은 여전히 높은 에너지 소비와 공기 저항으로 인해 효율성이 떨어진다. 기존에 제안되었던 전개형 시저스 구조는 이륙과 착륙에서의 적용이 제한적이었다. 이착륙 시에 발생하는 공기 저항을 최소화하고 에너지 효율을 높이기 위한 새로운 구조적 설계가 필요하다. 전개형 시저스 플랩 구조는 날개의 동작을 최소화하고 플랩의 변화를 최대화하여 에너지 효율을 높일 수 있다. 이러한 문제를 해결할 수 있는 효과적인 방법 중 하나로, 전개형 시저스 구조를 이용한 날개의 플랩 설계가 제시될 수 있다.

2. 목적

본 설계의 목적은 이착륙시 발생하는 저항을 줄이고 에너지 효율을 향상시키기 위해 시저스 구조를 에어포일의 플랩에 어떻게 효과적으로 적용할 수 있는지 탐구하는 것에 있다. 이러한 연구를 통해 새로운 전개형 시저스 플랩 구조에 대해 제안하고 그 효율성을 보이려 한다.

2. 설계 핵심 내용

(1) 설계 문제의 정의

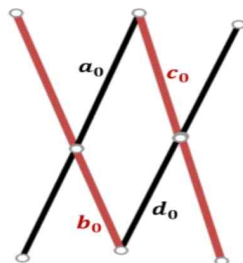
최근 3년간 항공부문 온실가스 배출량은 연평균 5.7%씩 증가하고 있으며, 항공부문 온실가스 배출량은 지속적으로 증가할 전망이다. 특히 비행기 순항의 에너지 손실에 비하여 이륙, 착륙에서 에너지 손실이 3.5배 정도 더 많다. 이륙, 착륙에서 에너지 손실을 감소시키기 위하여 플랩에 대한 연구가 필요하다.

(2) 설계의 독창성 및 접근 방법

1) 설계 방법 및 배경

선행 연구 ‘전개형 시저스 구조를 이용한 가변 캠버 모핑 날개 설계, 해석 및 제작’^[1]에서 시저스 구조를 이용한 모핑 캠버 날개에는 다음과 같은 공식이 성립함을 알 수 있다.

$$a_0 + b_0 = c_0 + d_0$$



[Fig1. 배포가능 제약 조건]

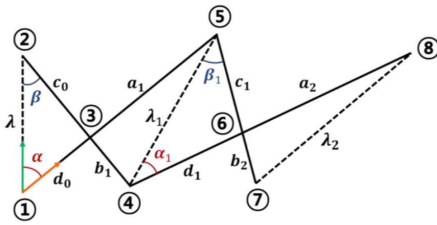
$$vector_{2-1} = \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix}$$

$$unitvector_{2-1} = \frac{vector_{2-1}}{\sqrt{(x_2-x_1)^2 + (y_2-y_1)^2 + (z_2-z_1)^2}} = \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{rotation} = \begin{bmatrix} \cos(\beta) & -\sin(\beta) & 0 \\ \sin(\beta) & \cos(\beta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$vector_{2-4} = (c_0 + b_1) * B_{rotation} * unitvector_{2-1}$$

[Fig2. 시저스 구조 위치 관계식]



[Fig3. 시저스 구조 막대 관계도]

$$\beta = \cos^{-1} \left(\frac{\lambda^2 + c_0^2 - d_0^2}{2\lambda c_0} \right)$$

[Fig4. 코사인 법칙 1]

$$\alpha = \cos^{-1} \left(\frac{\lambda^2 + d_0^2 - c_0^2}{2\lambda d_0} \right)$$

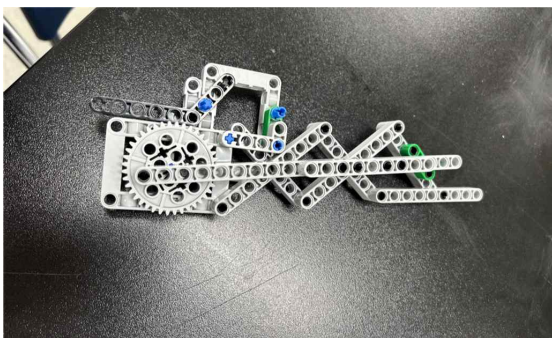
[Fig5. 코사인 법칙 2]

시저스 구조가 결정되는 기본적인 공식에 대한 설명으로 α , λ 값(초기조건)이 결정되면 모든 시저스 구조가 결정됨을 알 수 있다. 또한, 시저스 구조 배치 가능성 제약 조건을 바탕으로, 비행기 날개의 캠버 방향을 x축으로 하는 좌표평면에서 회전 변환과 제2코사인 법칙을 이용하여 시저스 전개 구조의 가장 안쪽 길이가 결정되었을 때, 나머지 구조가 결정되는 것을 확인할 수 있다. 위 선행연구를 기반으로 시저스 전개형 플랩을 이용한 익형의 제작 가능성을 확인하였다. 우선 기존에는 형상기억합금 등 가변적인 재료로 플랩을 만드는 경우는 존재하였으나 시저스 구조가 적용된 플랩의 제작은 전무했다. 이에 전개형 시저스 구조를 활용한 플랩의 효율성에 관한 연구를 계획하게 되었다.

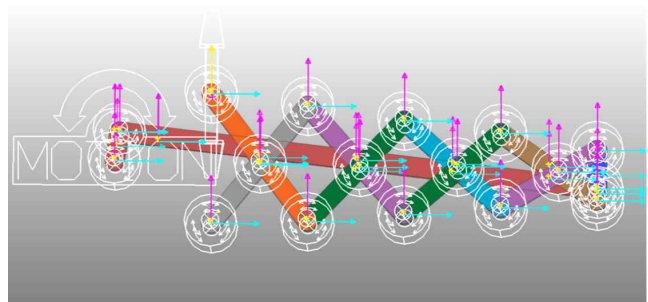
2) 설계의 독창성

‘전개형 시저스 구조를 이용한 가변 캠버 모핑 날개 설계, 해석 및 제작’이라는 선행 연구에서는 날개 디자인에 전개형 시저스 구조를 적용하여 와류 현상을 감소시키고 양항비를 높이는 목표를 가졌다. 또한 선행연구의 시저스 구조는 기존에 존재하던 날개를 최대한 모방하였지만 본 연구의 시저스 구조는 새로운 날개 모형을 바탕으로 설계되었다.

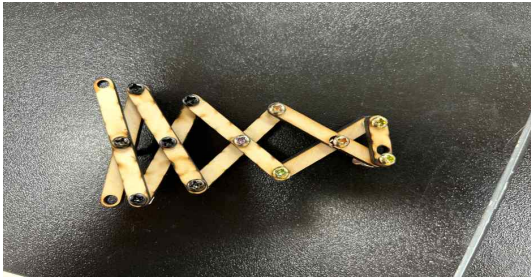
본 연구는 선행연구와 달리 동역학 시뮬레이션 이외에도 전개형 시저스 구조의 작동 원리를 파악했으며 독립변수 λ 에 의하여 전개 모양이 결정됨을 확인하고 fusion360을 이용하여 λ 의 최대 전개 길이를 서로 다르게 하여 3종류의 시저스 전개구조를 설계한 후 설계한 모델을 토대로 레고, 레이저 커팅기를 이용하여 출력한 전개형 시저스 구조를 제작했다.



[Fig6. 레고로 디자인한 시저스 구조]



[Fig7. fusion 360으로 만든 전개형 시저스 구조]



[Fig8. 레이저 커터로 제작한 시저스 구조]

3) 설계의 제약조건 및 문제 해결 방법

제약조건

- 1) 크기 제약: 시저스 구조의 플랫의 크기는 액추에이터의 크기를 결정짓는다. 이에 해당 공간에 적합한 소형 액추에이터를 개발하거나, 필요에 따라 여러 액추에이터를 조합하여 사용하는 방법을 고려해야 한다.
- 2) 형태 제약: 시저스 구조 플랫의 형태에 맞춰 액추에이터의 형태를 결정해야 한다. 특수한 형태를 가진 플랫 구조에는 해당 형태에 적합한 액추에이터가 필요하며, 이를 위해 적합한 액추에이터를 찾아야 한다.
- 3) 제약 사항 준수: 플랫 구조가 가진 특정 제약사항을 액추에이터도 반드시 준수해야 한다. 민감한 재료로 구성된 플랫 구조는 진동이나 충격을 최소화해야 하므로, 이를 충족하는 액추에이터를 선택하여야 한다.
- 4) 날개의 스킨에 사용할 수 있는 재료를 구할 수 없었다. 이에 날개의 스킨 형상을 예측하여 설계해야하는 어려움이 존재하였다.

풍동실험 장치에서의 에어포일 기둥 설치와 관련하여 어려움이 있었다. 주요 목표는 전개 시간에 따른 모형의 F_x , F_y , F_z 값을 측정하는 것이었으나, 위 플랩에 적용하기 위한 스킨 재료, 즉 플랩 전개에 따른 수축, 이완이 자유로운 재료를 찾는 것이 어려웠다. 이로 인해 바람이 부는 상황에서 유동적인 플랩의 전개를 측정하는 방법을 찾는 데 어려움을 겪었다.

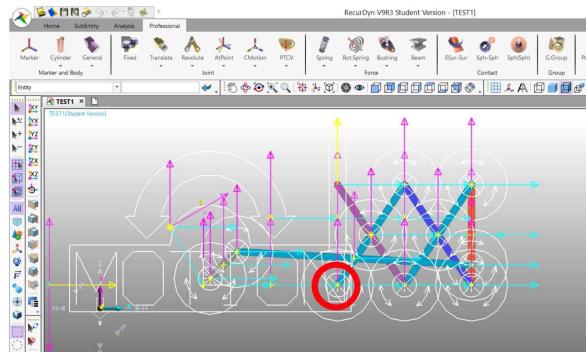
이 문제를 해결하기 위해 시저스 구조의 전개 과정을 0.2초 간격으로 캡처하여 총 10개의 이미지를 확보했다. 이러한 이미지를 기반으로하여 에어포일 기둥을 만들어 실험을 진행했다. 이로써 플랩 전개와 관련된 데이터를 획득할 수 있었으며, 이는 모형의 F_x , F_y , F_z 값을 측정하는 데 필수적이었다.

(3) 설계 내용

전개형 시저스 플랩 구조 시뮬레이션

전개 및 접힘 동작에 중점을 둔 시저스 구조의 모델링을 진행하였다. 이에 사용된 주요 도구는 Recurdyn이며, 시뮬레이션의 결과는 구조의 전개 각도와 y 값 좌표의 변화 관계를 나타내었다. 특히, 플랩의 전개 각도 변화에 따른 y 값 좌표의 변화를 중점적으로 조사하였다. 시뮬레이션 과정에서는 플랩의 초기 각도와 전개 속도 시저스 구조를 구성하는 골조의 수가 전개 각도에 어떠한 영향을 미치는지 파악하였다. 선행연구를 분석하며 전개형 시저스 구조를 고정하는 revolute 중 Fig9.에 표시된 revolute는 고정

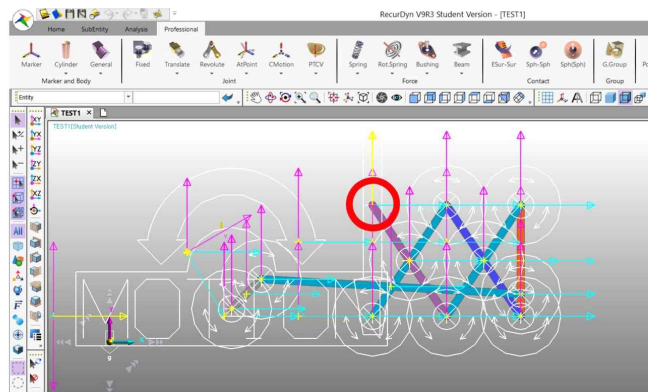
점으로 이는 익형의 전반부와 플랩을 이어주는 주요한 점이다. 해당 revolute를 고정함으로서 익형 전반부와 연속성을 높였다.



[Fig9. 리커다인을 이용해 디자인한 시저스 구조]

시뮬레이션 과정에서 플랩의 초기 각도와 전개 속도는 물론, 구조를 구성하는 골조의 수가 전개 각도에 큰 영향을 미치는 것으로 파악되었다. 이는 전개형 시저스 구조의 구조적 효율성을 크게 향상시키는 중요한 요소로 작용한다. 플랩 전체를 시저스 구조로 하지 않고 플랩의 뒷전 부분을 일반적인 익형과 비슷하게 설계한 역시 투입되는 골조의 수 대비 전개각의 변화가 미미하기 때문이었다. 실제 에어포일 적용을 위해, 전통적인 익형 중 하나인 NACA2412 익형을 선정하고 해당 익형에 맞는 플랩을 설계하였다.

Fig10.에 표시된 점은 상하로 진동하는 점으로서 액추에이터로 변화하는 시저스 구조의 변화에 대해 종속적으로 움직인다. 이러한 점의 진폭이 클수록 최대 전개 각도가 커짐을 확인하였는데 해당 점의 상하 진동이 커지게 된다면 익형을 덮는 스킨에 해당 부분이 닿는 문제가 발생할 수 있다. 이에 점의 진폭을 제한한 상태로 최대전개 각도를 찾았다.



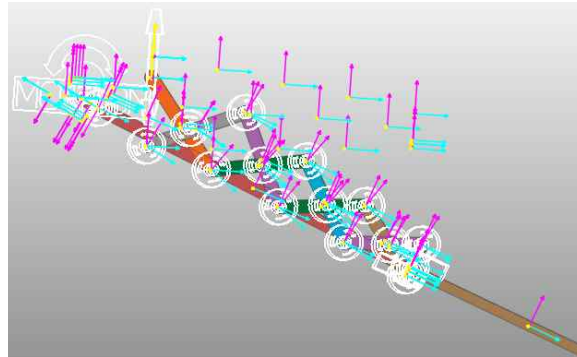
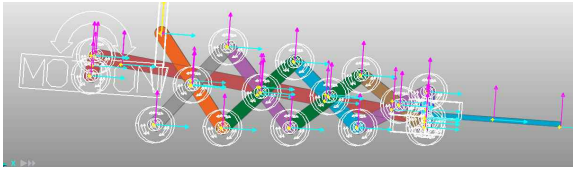
[Fig10. 상하 진동하는 점]

이 익형에 적합하게 플랩을 설계하는 과정에서는 주요 조건 두 가지를 설정하였다

1. 골조의 수를 최소화한다.
2. 플랩의 최대 전개 각도는 25° 내외로 한다.

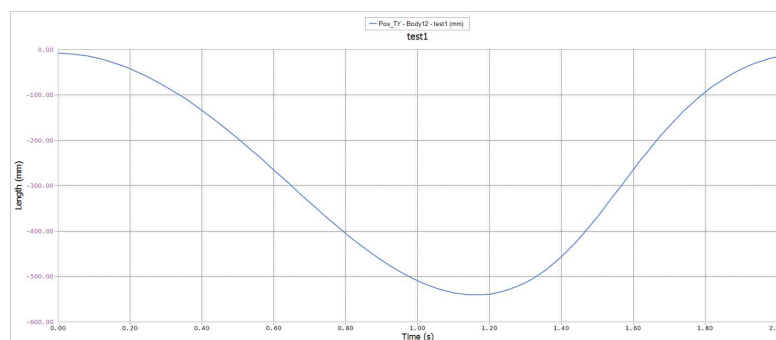
이 조건들을 바탕으로 익형 내 액추에이터의 위치와 반지름을 최적화하여 시뮬레이션을 재진행하였다.

위 조건에 맞게 수정된 초기 전개형 시저스 플랩 구조는 최대 전개 각도가 약 10° 내외로 측정되었다. 이는 Recurdyn의 motion에서 액추에이터 반지름을 대체하는 골조와 액추에이터 반지름을 대체하는 골조 끝과 시저스 구조 끝 골조를 잇는 골조 사이 각도가 존재하기 때문이었다. 이와 같은 문제점을 확인 후 두 골조 사이 각도를 0°로 변경하였다. 또한 액추에이터 반지름에 따라 최대 전개 각도가 변화되는 것으로 확인되어 가장 큰 최대 전개 각도를 만족하는 액추에이터 반지름을 찾으려 노력하였다.



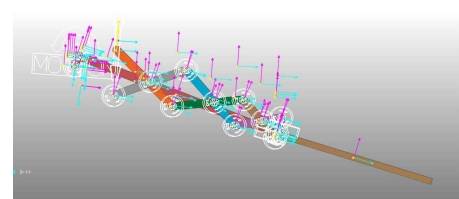
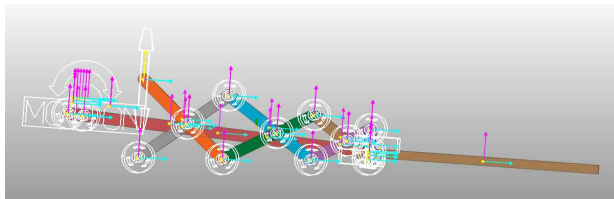
[Fig11, 12. NACA2412 구조로 디자인한 시저스 플랩 구조1]

다음과 같이 NACA2412 익형에 적합한 전개형 시저스 구조 플랩을 재설계 하고 최대 전개각을 확인하였다.



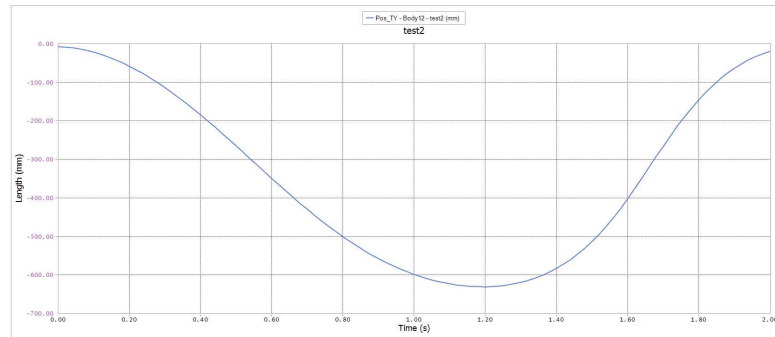
[Fig13. 플랩 뒷전의 Y좌표 변화 그래프]

본 연구에서 모델링한 시저스 구조 플랩의 최대 전개각을 계산할 때, X좌표의 변화는 미미하여 근사 계산을 이용하였다. 이에 따라 계산된 최대 전개각은 약 21.1° 로, 실제 항공기에서 일반적으로 사용되는 전개각 20° 를 만족하였다. 그러나 이는 초기 목표인 25° 를 달성하지 못하였다. 이를 통해 본 연구의 시뮬레이션 모델에 대한 추가적인 수정과 분석이 필요하다는 결론을 얻었다. 추가적으로, 시뮬레이션을 통해 알아낸 중요한 점은 시저스 구조의 앞쪽 골조가 액추에이터와 가까울수록 전개각이 커진다는 것을 확인하였다. 이러한 분석 결과를 토대로 새로운 시저스 구조를 설계하였다.



[Fig14,15. NACA2412 구조로 디자인한 시저스 플랩 구조2]

이를 바탕으로 새로운 시저스 구조 디자인이 제안되었다. 수정된 디자인에서는 본 연구의 초기 목표에 맞게 플랩의 전개 각도와 구조 안정성을 동시에 고려하였다. 골조의 수를 줄이면서도 최대 전개 각도를 유지하는 새로운 구조를 통해, 복잡성을 줄이고 제작 과정을 간소화하였다. 여기에 더해, 액추에이터의 위치와 골조의 배치를 최적화하여 전개 각도를 효과적으로 증가시켰다. 시뮬레이션 결과, 수정된 구조에서는 골조의 수가 이전에 비해 감소하였으나 전개 각도는 약 25° 에 근접하는 결과를 보였다. 따라서 Fig 14, 15에 보이는 전개형 시저스 구조를 채택하였다.



[Fig16. 플랩 뒷전의 Y좌표 변화 그래프2]

실질적으로 전개형 시저스 구조를 장착한 플랩을 설계하여 풍동실험을 하는 것은 익형을 덮는 스킨 등 여러 제약조건이 있어 특정 각도마다의 모습을 출력 후 같은 각도에서 플레인 플랩과의 양향비를 비교하기로 하였다. Recurdyn에서 motion에 대한 전개형 시저스 구조의 전개 주기는 2초로 0.2초 마다의 형상을 추출하여 fusion 360으로 NACA2412익형 기반의 전개형 시저스 구조를 설계하였다. 다음은 0.2초마다 측정된 전개형 시저스 구조의 전개 각도이다. 초기에는 플랩의 전개 각도뿐만 아니라 받음각의 변화 역시 고려하려 하였으나 받음각 변화에 따른 익형별 양향비의 역전이 발생하지 않아 받음각 0° 를 기준으로 풍동실험을 계획하였다.

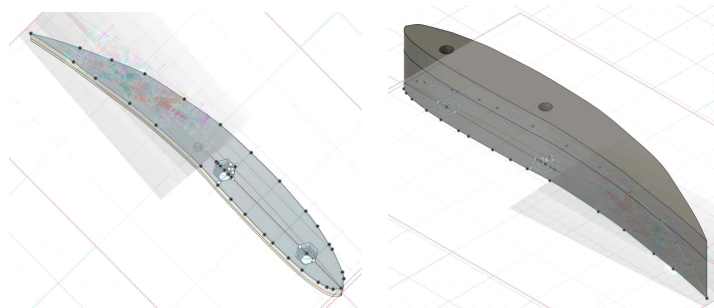
시간(s)	0.0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0
전개각($^\circ$)	0	1.72	6.3	12.7	18.7	22.6	24.3	23.2	17.9	7.7	0

-소수점 두 번째 자리에서 반올림함.

퓨전 360을 이용한 3D구조 모델링

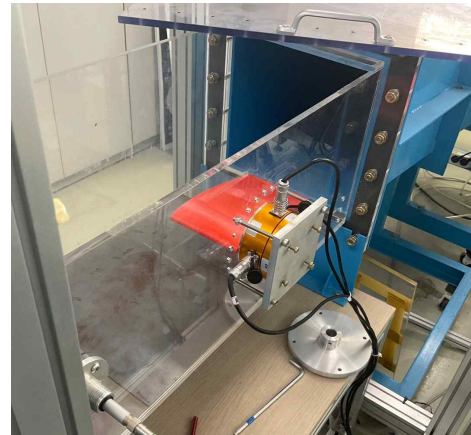
채택된 리커다인 전개형 시저스 구조는 Fusion 360 CAD 소프트웨어를 활용하여 3D 모델로 구현하였다. 이 과정에서는 2초가 주기인 액추에이터의 회전 각도를 0.2 초 간격으로 촬영하여 진행하였다. 리커다인에서는 플랩 부분만 설계하였기 때문에 같은 크기의 앞부분 익형에 뒤쪽 부분을 합하여 설계하였다.

특히 풍동실험에서의 오차를 최소화시키기 위한 방법을 고안하며 설계를 수정해나갔다. 우선 만약 날개의 높이가 작아서 풍동을 꽉 채우지 못한다면, 와류가 생길 것으로 예상하여, 3cm를 제외한 나머지 높이를 프린팅하여 스펀지를 붙일 자리를 남겼다. 3d 프린터로 인쇄가 가능한 한계에서 풍동실험에 필요한 만큼의 크기를 계산하여, 가로 약 20~21cm, 높이 약 15cm 가 되도록 설계하였다. 여러 개의 구조물을 이어 붙여서 만들기 때문에 실험 도중 힘을 견디지 못한 구조물이 부서지는 것을 방지하기 위하여 막대를 사용한 2차적 고정을 설계하였다. 또한, 구조물의 흔들림으로 인한 오차를 방지하기 위하여, 기존에 전동 드릴로 나사 구멍을 만드는 방식에서, 3d프린터로 볼트와 너트가 들어갈 위치를 모두 설계하여 동일한 규격으로 제작하였다. 사실 구조물과 센서의 연결은 상당히 오랜 시간 고민한 결과인데, 만약 익형 모양이 아닌 연결부를 따로 인쇄해서 고정한다면 발생할 오차를 없애기 위해 익형 구조에 직접 나사를 연결하기로 결정한 것이다.



[Fig17, 18. Fusion 360으로 디자인 한 3cm 익형]

다음으로 주의 깊게 설정한 것은 익형 설계 과정이다. 특히 익형 설계과정에서 스킨이 있다는 가정에 따라서 만드는 점이 까다로웠다. 리커다인의 회전 조인트에서부터의 거리를 0.1~0.4cm 범위 사이로 고정하였다. 먼저 조인트들을 연결하여 전체적인 익형의 모습을 예측하고, 각각의 연결부에서 스킨과의 접점을 계산하였다. 접점은 두가지 조건을 만족하도록 설계되었다. 첫 번째로, 접점이 존재하는 위치가 회전 조인트로부터 거리 범위 안에 존재하며, 그 거리가 다른 회전각도에서 확인한 접점-회전트 거리와 근사적인지 확인하였다. 두 번째로, 만들어진 접점들이 조인트 근처에서 어떠한 굴곡들을 만들지 확인하였다. 일단 물리적 모순이 없음을 확인하기 위해서 변곡점이 없음과, 그 점에서 접합을 확인하였다. 기본적으로 플랩 구조 내부에서는 변곡점이 생기지 않고, 표면이 위로 볼록하도록 설계하였다. 또한, 플랩 구조가 아닌 익형의 앞부분도 뾰족점이 없고, 매끄럽게 이어지는 기존의 NACA 2412 구조를 그대로 따르는지 검토하였다.



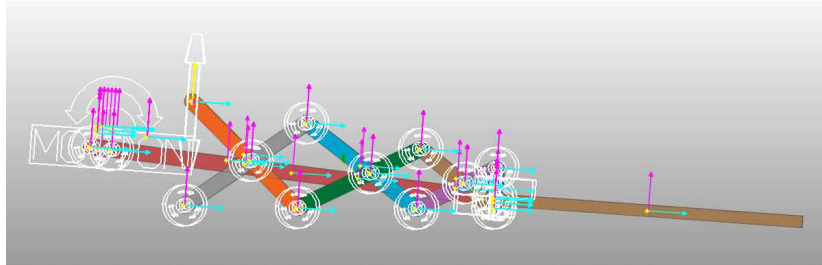
[Fig19, 20. 풍동실험장치에 부착한 모습]

3. 설계 수행 일정

설계 진행 내용	4월	5월	6월	7월	8월	9월
선행연구 분석 및 주제 선정						
동역학 시뮬레이션 구조 설계						
Fusion360 구조 설계						
3D프린팅 및 구조 제작						

4. 설계 결과물

(1) 최종 결과물 형상 및 작동원리



[Fig21. 전개형 시저스 플랩 구조]



[Fig22. 특정 각도에의 전개형 시저스 플랩 구조가 가지는 형상들]

위 구조는 여러 골조와 조인트로 연결되어 있어 전개와 접힘이 가능하며, 두 가지 초기조건인 알파(α)와 람다(λ) 값에 의해 크게 결정된다. 알파는 플랩의 초기 각도를, 람다는 구조의 초기 길이나 전개도를 나타내며, 이 값들이 설정되면 구조는 그에 맞게 전개나 접힘을 시작한다. 이러한 복잡한 구조를 수학적으로 분석하기 위해 회전 변환과 제2 코사인 법칙이 활용되며, 특히 가장 안쪽의 길이가 결정되면, 나머지 구조도 자동으로 결정된다. 이 구조의 움직임을 제어하는 데에는 액추에이터가 중요한 역할을 하며, 그 위치와 반지름은 전개 각도와 구조의 안정성에 결정적인 영향을 미친다. 또한, 골조의 수를 최소화하면서도 전개 각도와 구조 안정성을 유지할 수 있도록 설계가 이루어져, 시저스 구조는 복잡한 기하학적 변환을 겪으면서도 높은 구조적 효율성을 보인다.

(2) 최종설계 결과물의 장단점 및 의의

장점: 기존 비행기 날개에 비하여 시저스 전개 구조 플랩이 적용된 날개는 상대적으로 빈 공간이 많기 때문에 질량이 다른 날개 구조에 비하여 작다. 또한 플랩을 상황에 따라 민감하게 변화시킬 수 있어서 양력을 증가시킬 수 있다. 플랩의 전개 과정이 연속적이기 때문에 양향력 감소가 적다.

단점: skin이 없어서 실제 사용에서 응용된 구조 예측이 어렵다. 실제 사용되어야 하는 모형은 각 막대로 연결된 시저스 구조를 가진 단면들을 길게 연결하여 사용하는 것이지만, 표면 재료를 정하지 못했기 때문에 실패하였다.

5. 활용방안 및 기대효과

도입된 전개형 시저스 플랩 기술을 통해 항력을 보다 세밀하게 조절할 수 있는 능력은 이륙과 착륙 과정에서의 항공기 운영과 안전성에 상당한 장점을 제공할 것으로 보인다. 이로 인해 이륙과 착륙의 효율성과 안전성을 효과적으로 높일 수 있을 것이며, 이는 비용 절감 및 에너지 효율성 측면에서도 긍정적인 영향을 미칠 것으로 예상된다. 또한, 기존에는 개발되지 않았던 전개형 시저스 구조 플랩을 적용한 날개의 항공학적 특성 분석은 새로운 디자인과 구조에 대한 깊은 이해를 가능하게 하여, 날개와 항공기 전체의 성능을 최적화하는 데에 중요한 정보를 제공할 것이다. 이러한 지식은 단순히 항공기 디자인에만 머무르지 않고, 우주선, 드론, 헬리콥터 등 다양한 항공 및 우주 기술 분야에서도 적용될 수 있을 것이며, 이는 해당 분야에서의 혁신적인 발전을 촉진할 수 있을 것으로 예상된다. 이 외에도, 이 연구는 항공 산업의 경쟁력을 높이는 데에 기여할 것으로 예상된다. 특히, 시장에서의 선두 주자가 되기 위한 새로운 기술 도입에 대한 장벽을 낮추고, 성능, 안전성, 그리고 효율성을 향상시키는 방안을 제공함으로써, 국내외 항공 산업의 지속 가능한 성장을 도모할 것이다.

<참고문헌>

- [1] 최이령(2021). Design, Analysis and Manufacturing of Variable Camber Morphing Wing with Deployable Scissor Structures
- [2] Evangelia Vlachaki, Katherine A.Liapi(2021). Folded surface elements coupled with planar scissor linkages: A novel hybrid type of deployable structures
- [3] M. Senthil Kumar, K.Naveen Kumar(2013). Design and Computational Studies on Plain Flaps