

## 가변캠버 가변시위 모핑 플랩의 개발 및 비행실험

오지현<sup>1</sup> · 배재성<sup>2,†</sup> · 이현철<sup>3</sup><sup>1</sup>한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과<sup>2</sup>한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부<sup>3</sup>한화에어로스페이스

## Development and Flight Test of Variable-Camber and Variable-Chord Morphing Flap

Jihyun Oh<sup>1</sup>, Jae-Sung Bae<sup>2,†</sup> and Hyun Chul Lee<sup>3</sup><sup>1</sup>Dept of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University<sup>2</sup>School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University<sup>3</sup>Hanwha Aerospace

## Abstract

This study developed a morphing technology applicable to unmanned aerial vehicles (UAVs) with diverse flight characteristics. Existing morphing technologies require additional mechanisms and driving devices, posing challenges in constructing features such as ribs and spars within the wing structure, leading to structural instability. To address this, we developed a Variable-Camber and Variable-Chord (VCC) morphing flap that could maintains a continuously transforming surface during deformation, altering both camber shape and chord length simultaneously. Furthermore, we conducted design and fabrication of UAV wings incorporating these morphing flaps, ensuring structural stability by developing specialized shapes. Furthermore, structural experiments were conducted to simulate flight loads, followed by actual flight tests to validate performances of both morphing mechanism and wings. Finally, wind tunnel tests were conducted to compare results with aerodynamic analysis, confirming the effective applicability of this morphing technology.

## 초 록

본 연구에서는 다양한 비행 특성을 갖는 무인기에 적용 가능한 모핑 기술의 개발을 탐구하였다. 기존의 모핑 기술은 추가적인 메커니즘과 구동 장치를 필요로 하며, 이로 인해 날개 내부에 리브나 스파 등을 구성하는 것이 어려워 구조적 불안정을 초래할 수 있다는 문제가 있었다. 이를 극복하기 위해 변형 중 연속 표면을 유지하며 캠버의 형상과 시위의 길이가 동시에 변하는 VCC(Variable-Camber Variable-Chord) 모핑 플랩을 개발하였다. 더불어, 이러한 모핑 플랩을 적용한 무인기 날개의 설계와 제작을 수행하였다. 이러한 날개는 구조물의 부재와 구조적 불안정성을 해결하기 위한 특수한 형상을 개발하여 안정성을 확보하였다. 또한, 모핑 메커니즘과 모핑 날개의 성능을 검증하기 위해 비행하중을 모사한 구조 실험과 실제 비행 실험을 수행하였다. 마지막으로, 모핑 날개의 성능을 확인하기 위해 풍동 실험을 실시하여 결과를 공력해석과 비교하였다. 이를 통해 새로운 모핑 기술의 효과적인 적용 가능성을 확인하였다.

**Key Words** : Morphing(모핑), Wing Structure(날개 구조물), Variable Camber(가변캠버), Variable Chord(가변시위), Variable Span(가변스팬)

Received: Apr. 30, 2024 Revised: Jul. 17, 2024 Accepted: Jul. 23, 2024

† Corresponding Author

Tel: \*\*\*-\*\*\*\*-\*\*\*\* E-mail: jsbae@kau.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

## 1. 서 론

현대 항공기는 다양한 임무를 수행하기 위해 설계되

는데, 이는 각각의 항공기가 특정한 목적을 위한 공력 특성을 갖도록 설계됨을 의미한다. 항공기의 임무, 운용 환경, 성능 요구도 등에 따라 결정된 설계적 특성은 각 항공기의 임무 요구도에 따라 최적화되어있으며, 특정 임무를 성공적으로 수행할 수 있도록 보장한다. 이러한 항공기를 더 효율적으로 운영하고 다양한 비행 조건에서 작동할 수 있게 하는 것이 모핑 기술이다. 모핑이란, 형태나 구조가 변환하는 것을 의미한다. 항공기에 접목된 모핑 기술은 항공기 성능을 개선하여 비행 범위를 넓혀주며, 비행 제어를 위한 기존 조종면을 대체하여 비행 성능 및 스텔스 기능을 향상시키기도 한다. 또는, 항력 저감 효과와 진동 및 플러터 제어에 적용되기도 한다[1]. 일반적인 조종면의 경우, 힌지에서 불연속적인 면이 생성되어, 항력이 증가하고 항공기의 효율이 감소한다. 그러나, 기동변형 모핑은 조종력을 얻기 위해 연속적 표면을 유지하며 캠버를 변형시키는 방식으로, 힌지에서 발생하는 에너지 손실을 줄일 수 있게 되어 전체적인 항공기의 효율이 증가하게 된다. 또한, 이때 조종면의 면적이 증가한다면, 해당 역할을 극대화할 수 있다[2].

본 연구에서는 이러한 모핑 기술을 발전시키기 위해 새로운 형태의 모핑플랩을 개발하였다. 이를 가변캠버 가변시위 모핑플랩(VCC, Variable-Camber and Variable-Chord Morphing Flap)이라 명명하였으며, 이를 선행연구를 통해 개발된 Scissors 메커니즘과 하나의 무인기 날개에 함께 적용하는 방법을 제시하였다. 최종적으로 설계된 모핑날개는 비행실험과 풍동실험을 통해 검증하였으며, 이를 통해 새로운 모핑 기술의 효과적인 적용 가능성을 확인하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 VCC 모핑플랩 메커니즘 설계

VCC 모핑플랩의 에어포일 설계는 상용 에어포일 형상을 기반으로 설계되었다. 모핑메커니즘 확장 시 아랫면 연결이 연속면이 되도록 Clark Y 에어포일을 단단으로 분할한 뒤 배열하여, Fig. 1과 같은 모핑 에어포일을 형성하였다. 기존 Clark Y 에어포일, 설계 모핑 에어포일, 기계식 플랩의 형상 비교는 Fig. 2에 나타내었으며, 공력해석 비교는 Fig. 3에 나타내었다. 이

때 공력해석은 와류격자법을 사용하는 프로그램인 XFLR5를 사용하였다[3].

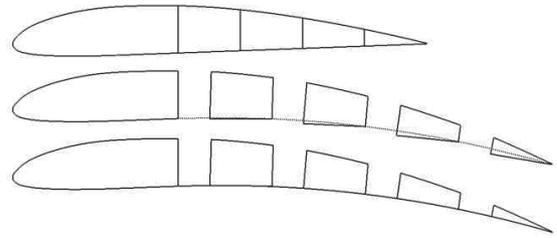


Fig. 1 Design Concept of VCC Morphing Flap Airfoil Design

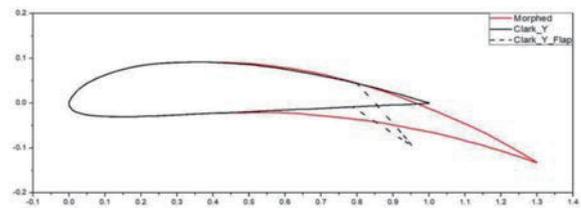


Fig. 2 VCC Morphing Flap Airfoil Design

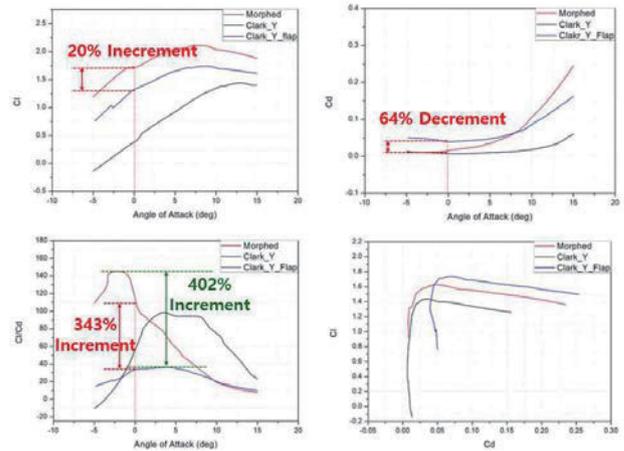


Fig. 3 Comparisons of Aerodynamic Characteristics of Clark Y, Morphing Airfoil, Mechanical Flap

모핑플랩 구동 메커니즘 설계는 슬라이드 구조물과 풀리(Pulley) 및 와이어를 사용하였으며, 모핑플랩의 구성은 Fig. 4에 나타내었다. 각 구조물은 와이어 연결을 위한 풀리가 부착되어 있으며, 와이어는 구동기에 의해 작동한다. 와이어의 당기는 힘에 의해 하향각을 갖는 슬라이더가 작동하게 되어, 코드 길이와 캠버의 변형이 동시에 이루어지는 모핑 플랩의 메커니즘을 구현하였다.

Figure 4의 리브 커버[A]는 에어포일 형상 유지 및 메커니즘 구동을 위한 구조물을 고정하는 역할을 한다. 슬라이드 암[B]은 두 개의 핀[C]과 결합되어 작동하며, 다단으로 이루어진 리브들과 연결되어 플랩이 하향각을 갖게 한다. 구동기와 연결된 와이어[D]는 모핑플랩의 내부에 배치되어 있으며, 슬라이드와 폴리를 이용하여 날개의 코드 길이 확장을 구현한다. 이때 폴리[E]는 와이어와 맞는 2개의 핀을 통해 구현된다. 전체 리브의 윗면 형상은 슬라이드와 리브 커버를 통해 연속적인 형상이 유지되며, 아랫면은 이를 위한 Gap Filler[F]라는 추가적인 구조물을 배치를 통해 구현하였다.

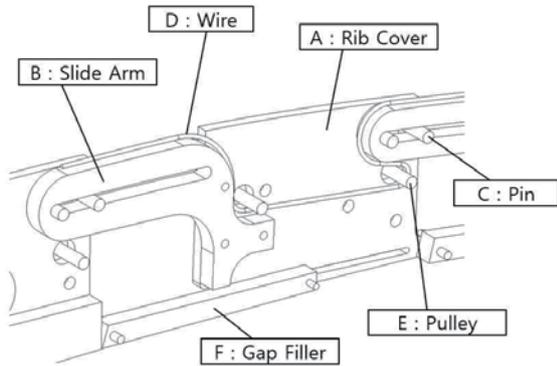


Fig. 4 VCC Morphing Flap Configuration

이로써 완전 전개 시 코드 길이가 30% 증가되는 모핑 플랩의 전체 형상 및 구동 전후 크기 비교는 Fig. 5에 나타내었다. 이때 모핑 플랩 내 샤프트는 폴리 역할과 동시에 구동기와 연결되어, 와이어를 감아주는 역할을 한다.

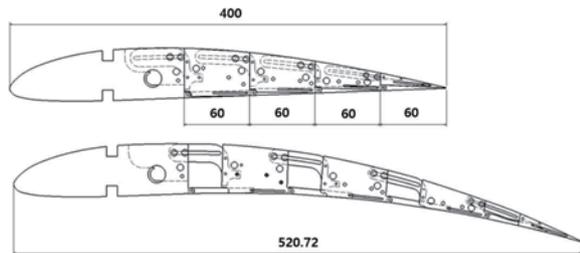


Fig. 5 Size of VCC Morphing Flap

본 연구에서 개발된 모핑 플랩의 주요 장점은 샤프트 구동 만으로 다단으로 분리된 다수의 모핑 리브를 동시에 작동시킬 수 있다는 것이다. 이 특성을 활용하

여 모핑 플랩 모듈을 제작하고 작동 시험을 실시하였다. 모듈 전개 시에는 샤프트에 연결된 와이어의 당기는 힘에 의해 작동되며, 수납 시에는 부착된 스킨의 장력에 의해 작동된다.

### 2.2 모핑 날개 상세 설계

본 연구에서 사용된 모핑 날개는 DBRAIN 社의 DBUAV에 장착된다. 해당 무인기의 기본 제원 및 비행 조건은 Table 1에 표기되어 있다. 가변스팬 모핑 날개는 비행 중 날개 길이의 변화에 따라 공력 특성이 변하게 된다[4]. 이로 인한 중립점의 이동과 정적 여유의 변화를 최소화하기 위하여, 후퇴각을 갖도록 설계하였다. 중립점 위치와 정적 여유의 변화에 대한 비교를 Table 2와 Fig. 6에 나타내었다. 비행 중 모핑 전후 Static Margin은 각각 16.43과 16.44로, 상당 유사한 수준을 유지한다.

Table 1 Flight Condition of DBUAV

Wing Span [mm]	Weight [kg]	Flight Speed [m/s]	Altitude [m]
2180	7	20	100

Table 2 Specification of Morphing wing

	Wing Span [mm]	N.P (from L.E) [mm]	M.A.C [mm]	Static Margin[%]
Unextended	2180	195	350	16.43
Extended	2980	187	301	16.44

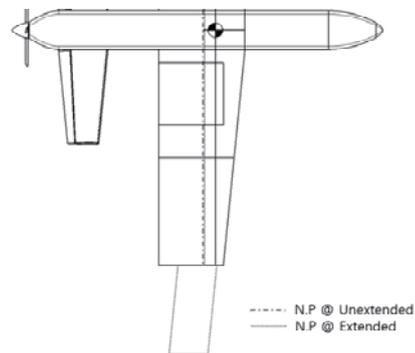
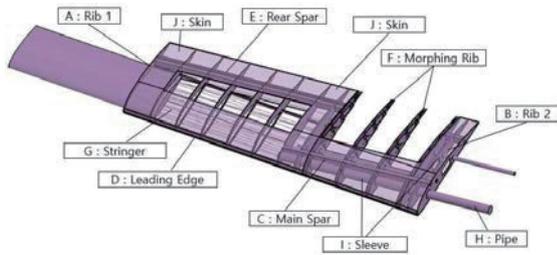


Fig. 6 Position of Neutral Point

모핑 날개의 구조 설계는 330 mm 길이의 플랩과 500 mm 길이의 속날개를 수납하는 공간을 갖는 등 복잡한 설계를 요구한다. 최종 날개의 구조 설계 형상은 Fig. 7에 나타난 바와 같이 CATIA를 통해 모델링하였으며, 각 부품의 명칭 및 재료를 Table 3에 나타내었다.

**Table 3** Components of Morphing Wing

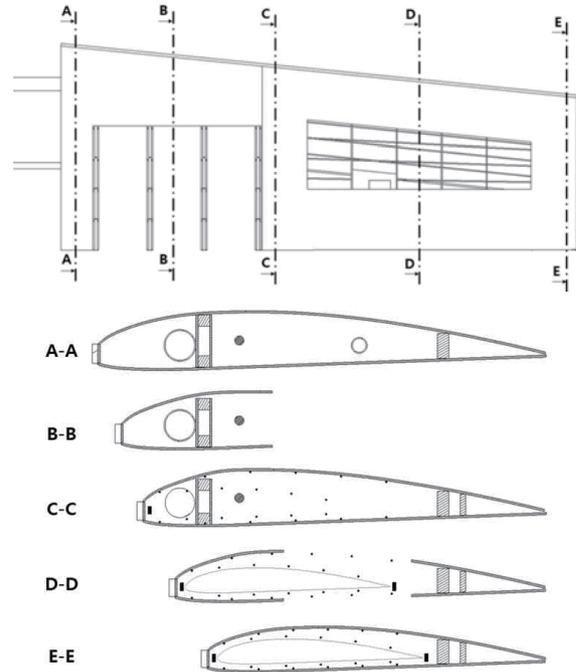
Symbol	Name	Material
A	Rib 1	Ply Wood
B	Rib 2	Balsa wood
C	Main Spar	Balsa Wood
D	Leading Edge	Balsa wood
E	Rear Spar	Balsa Wood
F	Morphing Rib	Carbon
G	Stringer	Carbon
H	Pipe	Carbon
I	Sleeve	Carbon
J	Skin	Balsa wood



**Fig. 7** 3D CAD Model of Morphing Wing

Figure 8은 모핑 날개의 각 부위별 단면을 나타낸 그림으로써 구조적 특성을 명확히 확인할 수 있다. [A-A] 단면은 전단력과 모멘트를 가장 크게 받는 부분으로써, 스킨[J]을 이용하여 단면이 닫힌 형상이 되도록 설계하였다. 또한 동체와 결합되는 두 개의 원형 카본 파이프[H]를 위한 슬리브를 배치하였으며, 이는 메인 스파의 전단 웹과 접촉되어 하중을 지지하도록 하였다. [B-B]는 모핑 플랩이 배치되어 있는 부분으로, 메커니즘 구현을 위해 뒷전 스파가 부재되어 있다. 이때 알루미늄로드를 활용한 구동 샤프트를 통해 D-box에 집중될 수 있는 하중을 분산하였다. [C-C]는 날개 끝단에서 스트링거를 통해 메인 스파로 하중을 전달하는 연결부로서, 닫힌 단면이 되도록 설계하였다. [D-D]는 가변스팬을 위한 속날개가 수납되는 부분이며, 리브와 스트링거를 이용하여 구성하였다. 이

때 속날개 배치 형상은 점선으로 나타내었다. 스트링거는 내부와 외부에 각각 10개와 12개의 지름 2 mm의 카본로드를 활용하여 구성하였고, 이를 통해 날개 텡 부분의 하중과 가변스팬 전개 시 가해지는 하중을 지지하도록 하였다. 또한 이 부분의 날개 뒷전 면적을 활용하여, 추가적인 조종면인 에일러론으로 설계하였다. [F-F]는 속날개가 완전히 전개되었을 때 응력이 집중되므로, 스킨을 이용하여 닫힌 단면을 형성하도록 하였다[5].



**Fig. 8** Cross-sections of Morphing Wing

### 2.3 모핑 날개의 구조 실험

본 논문에서 다루고 있는 날개 구조는 모핑 플랩 및 가변스팬 메커니즘 적용을 목적으로 한다. 이는 일반적인 날개와 비교하여 구조적 약점이 존재할 것으로 예상되어 모핑 날개에 대한 구조실험의 필요성이 대두되었다. 구조실험을 진행하기에 앞서, 실제 날개에 가해지는 분포하중을 날개 위 특정 지점에서 받는 하중으로 치환하기 위해 등가하중 계산을 실시한다. 실험 계획 단계에서 이루어지는 등가하중 계산은 주어진 하중 조건을 모사하고 평가하기 위해 필요로 한다. Fig. 9는 XFLR5 공력해석 프로그램을 통해 취득한 날개의 스패น 및 코드 방향에 대한 양력 분포 그래프이다.

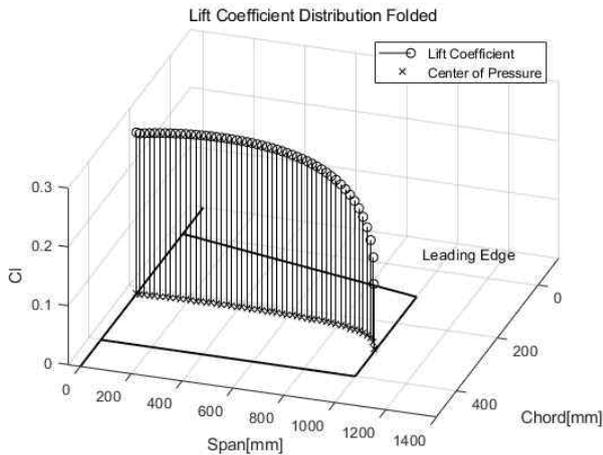


Fig. 9 Distributed Lift on Tapered Wing

위 양력계수를 적분하여 스패 길이에 따른 모멘트 곡선을 구하여 Fig. 10에 나타내었다. 또한 정확성을 확인하기 위하여, XFLR5 프로그램의 XFLR5 Curve를 이용하여 출력된 모멘트 해석 결과와 비교하였다. 날개에 대한 분포 하중을 5개의 등간격으로 나누어주기 위하여, 모멘트 곡선 위 등간격으로 나누어진 지점을 찾고, 이 위치에 대한 하중을 계산하였다.

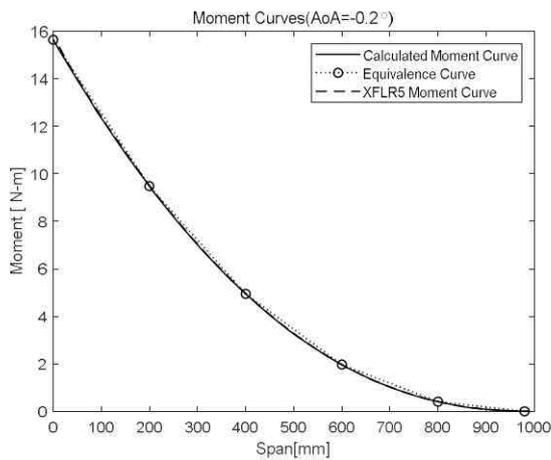


Fig. 10 Moment Curve at 1G

Table 4는 5개의 등가하중 위치 및 크기에 대한 정보를 나타내었다. Fig. 11에서 날개 형상에서의 등가하중 위치가 표기되어 있다[6].

Table 4 Magnitude of Equivalent Load (1G)

Load [N]	8.16	7.77	7.08	5.56	2.23
Span Position [mm]	200	400	600	800	1000
Chord Position [mm]	238.8	241.6	258.1	306.8	616.6

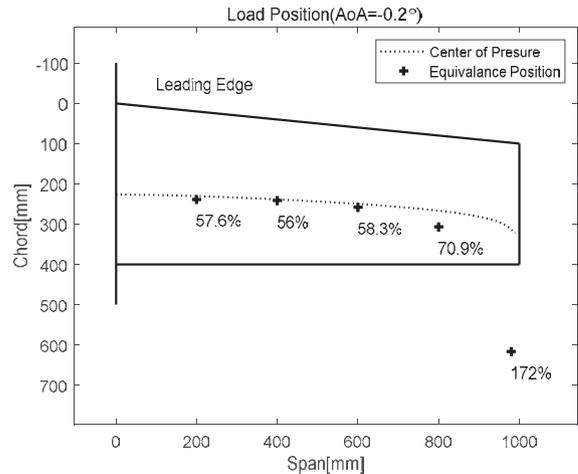


Fig. 11 Position of Equivalence Load

위 과정을 통하여 획득한 하중을 제작된 날개에 적용하여 구조실험을 진행하였다. 구조실험을 위하여 Fig. 12에 묘사된 바와 같이 환경을 구성하였다. 이때, 날개 형상은 모핑 플랩 및 가변스팬을 확장하지 않은 형상을 적용하였다. 날개의 윗면이 바닥으로 향한 상태에서, 이를 외팔보 형태로 고정하였다. FAR에서는 일반 기체의 경우 하중계수를 2.5~3.8로 규정하고 있으나, 이를 포함하는 최대 5G 상황을 실험조건으로 선정하였다[7]. 1G부터 5G 상황별 계산된 정확한 크기의 하중을 가하기 위하여, 계산된 다섯 지점에 대해 2 kg의 무게 추 및 금속 추를 이용하여 정확한 하중을 부착했다. 또한 정확한 위치에 하중을 가하기 위하여, 해당 위치는 섬세한 낚시용 바늘을 활용하여 고정하였으며, 날개 구조물의 부재로 해당 방법에 어려움이 있을 경우에는 추가 지그를 활용하여 부착하였다. 실험 데이터는 레이저 변위계를 이용하여 측정하였으며, 날개 팁 부분의 앞전(LE, Leading Edge)과 뒷전(TE, Trailing Edge)의 변위를 측정하여 비틀림각을 계산하였다.

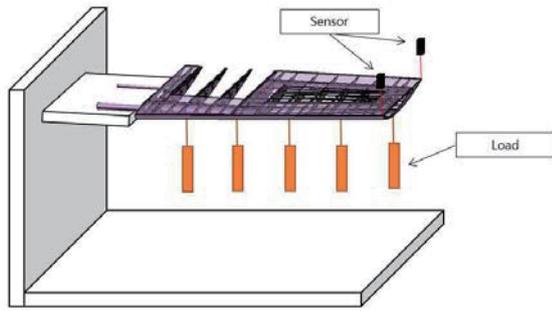


Fig. 12 Configuration of Wing Structural Test

실험 결과, 5G의 하중에서도 구조물 파손이 발생하지 않는 것을 확인하였다. 날개 팁 부분의 앞전과 뒷전에서 측정된 변위를 이용하여 비틀림각을 계산하였다. 이때 하중 배수에 따른 LE와 TE의 변위 및 비틀림각을 Table 5에 나타내었다. LE 및 TE의 변위는 날개 윗면 방향으로 발생하였으며, TE에서의 변위가 더 큰 방향으로 비틀림이 발생하였다. 앞전의 변위는 하중 증가에 따른 선형적인 증가 특성을 보이는 반면, 뒷전의 변위는 모핑 플랩의 위치로 인한 구조적 불연속면 발생의 영향으로 인한 앞전과의 다른 하중 전달 경향이 있는 것으로 확인되었다.

Table 5 Result of Structural Test

	Displacement [mm]		Twist [deg]
	LE	TE	
1G	5.56	15.04	1.36
2G	10.56	22.48	1.71
3G	16.87	32.14	2.19
4G	22.38	40.31	2.57
5G	28.46	49.69	3.04

## 2.4 모핑 날개의 제작 및 비행 실험

모핑 플랩을 위한 메커니즘은 날개 내 설치된 연속 회전 서보모터가 회전하며, 이에 타이밍벨트로 연결된 구동샤프트의 회전에 의해 작동한다. 원활한 구동을 위하여, 동력 전달을 위한 타이밍벨트는 슬라이드형 서보모터 마운트를 통해 장력 조절이 가능하도록 하였다. 플랩의 전개는 리브 내 설치된 구동샤프트를 통한 와이어의 당기는 힘으로 작동된다. 이때 와이어에 연결된 폴리는 리브 내에서 최대 두께를 갖도록 제작하였으며, 와이어의 장력을 최대화할 수 있는 기어비를 적

용하였다. 날개에 적용하여 제작된 단면은 Fig. 13에 나타내었다.

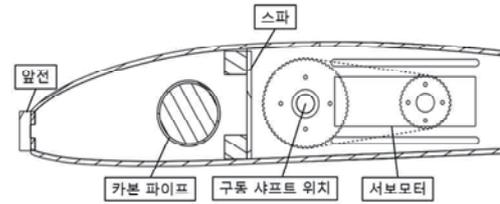


Fig. 13 Cross-section of Wing with Integrated Morphing Mechanism

이로써 제작된 모핑 날개는 VCC 모핑플랩, 가변스팬, 그리고 에일러론 조종면이 통합적으로 적용되어 있는 형상이다. 해당 날개는 각 1650 g이다. 이때 모핑 플랩의 스킨은 0.2 mm 두께의 라텍스를 사용하였으며, 길이가 늘어남에 따라 측면이 줄어드는 것을 고려하여 크기를 재단하였다. 완성된 무인항공기의 기체 모습은 Fig. 14와 같다.



Fig. 14 Fully-Assembled Morphing UAV

해당 기체의 작동성능과 비행성능을 검증하기 위하여, 2019년 12월 24일 대전의 갑천에서 비행실험을 수행하였다. 비행실험 도중, 에일러론의 작동을 통한 롤 기동을 수행하였으며, 가변스팬 날개와 VCC 모핑 플랩을 1회 이상 왕복 작동하였다. Fig. 15는 해당 비행실험 중인 기체의 모습이다.

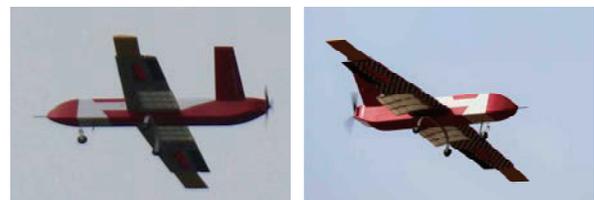


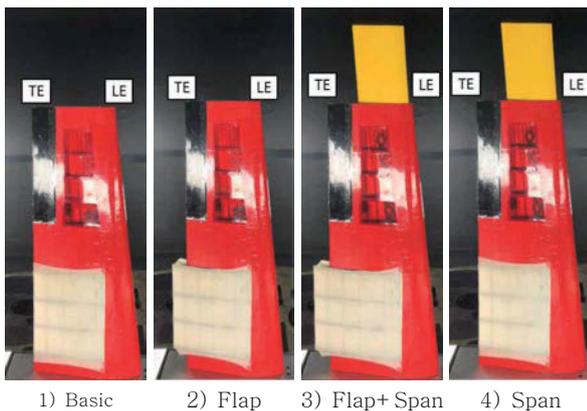
Fig. 15 Flight Test

## 2.5 모핑 날개의 풍동 실험

모핑 날개의 메커니즘 전개에 따라 변화하는 공력계수를 측정하기 위해 풍동실험을 수행하였다. 해당 실험은 아음속 풍동 환경에서 이루어졌으며, 샘플링 주파수는 1kHz로 설정하였다. 날개의 한계 받음각이 약 13도인 점을 고려하여, 받음각 조건은 -4도에서 12도까지 2도씩 증가시켜 총 9가지 경우로 실험을 진행하였다. 또한, 실제 무인항공기의 실속 속도가 16 m/s이며 순항 비행 속도가 20 m/s 임을 고려하여, 실험 풍속은 16 m/s와 20 m/s로 설정되었다. 구동 메커니즘은 VCC 모핑 플랩 및 가변 스패인이었으며, 모핑 플랩 및 가변스패인 미전개 단계부터, 플랩 전개, 가변스패인 전개, 플랩 수축의 순서에 따라, 총 4가지의 상황을 실험하였다. 전체 실험은 Table 6에 제시된 조건을 변화시키며 진행되었으며, 각 경우별로 1분간 데이터를 취득하였다. Fig. 16은 제작된 모핑날개에 대한 풍동실험을 나타내고 있으며, 사진의 상단은 날개의 Tip 방향, 사진의 하단은 날개의 Root 방향이다.

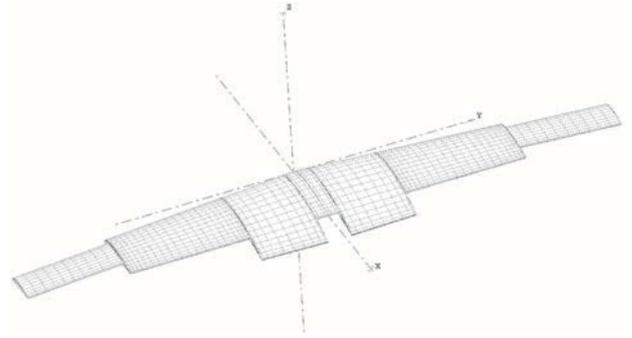
**Table 6** Experimental Conditions of Wind Tunnel Test

Wind Speed	16 m/s	20 m/s
AoA	-4 deg ~ 12 deg ; increasing by increments of 2 deg	
Sequence	1) Basic 2) Flap 3) Flap+ Span 4) Span	



**Fig. 16** Sequences of Wind Tunnel Test

또한, 공력해석 결과값과 풍동실험 결과값을 비교 분석하여, 모핑날개의 메커니즘 전개가 공력 특성에 미치는 영향을 파악하였다. 이때 공력해석은 VLM 프로그램인 XFLR5를 사용하였다. 모핑 날개의 공력해석 모델은 Fig. 17과 같다. 풍동실험에서 진행되는 모핑 플랩 및 가변스패인 작동유무에 따라, 4가지의 시퀀스와 동일한 형상의 모델을 생성하여 공력해석을 진행하였다.



**Fig. 17** Aerodynamic Model for Morphing Wing

Figure 18, 19는 2가지 가지 풍속 조건에 대해 실험 결과로 취득한 양력계수 그래프이다. 풍동실험 결과, 모핑플랩 및 가변스패인 전개된 시퀀스에서의 양력 발생은 모핑 메커니즘을 사용하지 않은 시퀀스보다 높게 나타났다. 이는 스패인 및 시위의 길이뿐 아니라, 캠버 형상 변형에 대한 공력특성 변화로 나타난 결과이다[8]. 두 가지 풍속 상황에 대하여, 모핑 플랩 전개, 가변 스패인 메커니즘 전개, 모핑 플랩 및 가변 스패인 메커니즘 전개 순으로 양력 발생 경향이 높은 것으로 보였다. 또한 각 메커니즘 적용 상황에 따른 공력해석 결과값과의 비교도 표기되어 있으며, 해석값과 실험값의 양력 발생 경향이 유사한 것으로 보아 신뢰성 있는 실험값으로 판단하였다. 해당 결과로 모핑 메커니즘 활용에 대한 양력 발생에 대한 유의미한 변화를 실험적으로 확인하였다.

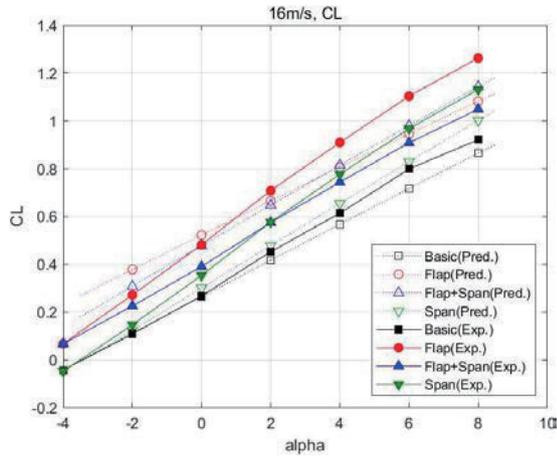


Fig. 18  $C_L$ , Wind Speed 16 m/s

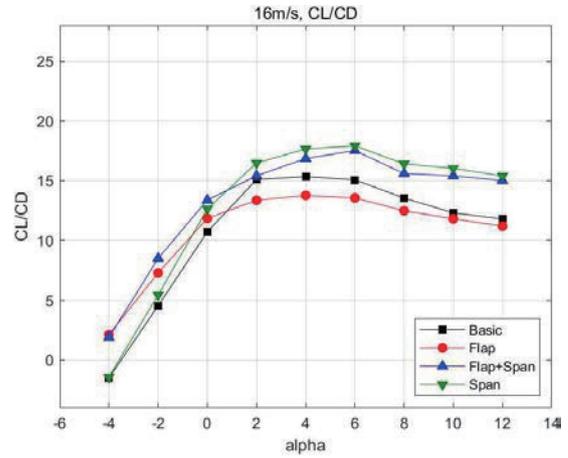


Fig. 20  $C_L/C_D$ , Wind Speed 16 m/s

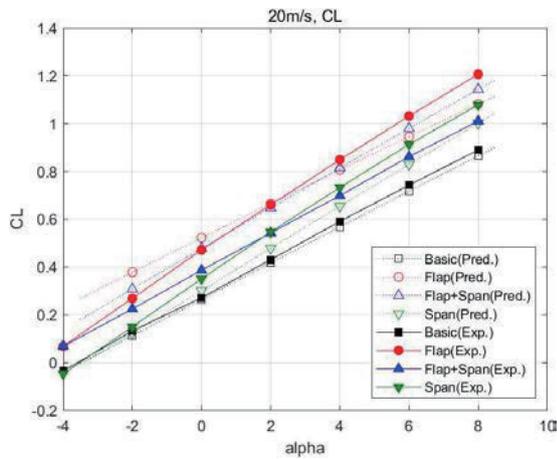


Fig. 19  $C_L$ , Wind Speed 20 m/s

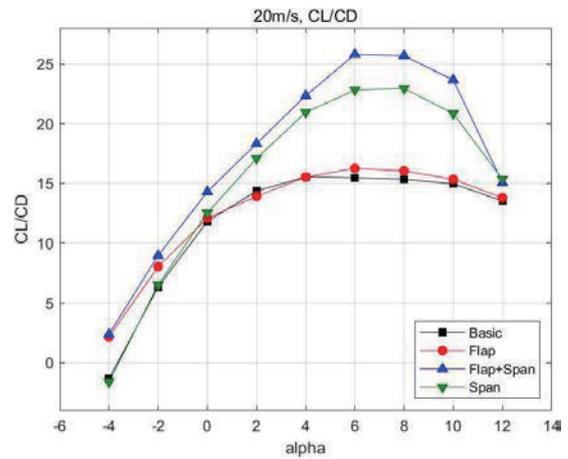


Fig. 21  $C_L/C_D$ , Wind Speed 20 m/s

Figure 20, 21은 각각 풍속 16 m/s와 20 m/s에 대해 실험 결과로 취득한 양항비 그래프이다. 이때 받음각 약 2도 이후의 상황에 대하여, VCC 메커니즘의 효율이 나빠지는 것을 확인할 수 있었다. 이는 실험 상황에서 받음각 증가에 따라, 모핑 메커니즘 구현을 위해 날개 표면을 이루고 있는 라텍스 스킨이 노출된 영향으로 불필요한 항력이 증가되었다. 이는 Fig. 22의 비행 중 확인된 라텍스 스킨의 변형 모습과 같이, 모핑 플랩의 리브 형상 변형에 의한 간극에 유입된 공기로 인한 영향이다. 따라서, 이에 공력해석 값과의 결과 비교가 적절하지 않아 제외하였다.



Fig. 22 Deformation of Latex Skin

풍동실험의 결과, VCC 모핑 메커니즘은 양력 증가의 효과가 있지만, 항력 또한 증가하는 것을 확인하였다. 다만 모핑 날개 내 가변스팬 메커니즘을 동시에 구동함으로 인하여, 양항비 상승의 효과를 볼 수 있는 것이 확인되었다[3].

### 3. 결 론

본 논문은 다양한 비행 특성을 갖는 무인항공기에 적용 가능한 모핑 기술의 개발을 탐구하였다. 기존의 모핑 기술은 추가적인 메커니즘과 구동 장치의 필요성으로 인해, 날개 구조 설계의 어려움과 구조적 불안정성을 초래할 수 있는 문제점을 가지고 있었다. 이러한 문제를 극복하기 위해, 본 논문에서는 변형 중에도 연속적인 표면을 유지하면서 캠버의 형상과 시위의 길이를 동시에 변화시킬 수 있는 가변캠버 가변시위(VCC) 모핑 플랩을 개발하였다. 개발된 모핑 플랩의 구조적 안정성을 검증하였으며, 항공기의 비행 성능을 극대화할 수 있는 가능성을 제시하였다. 이는 무인기 날개에 적용되어, 구조적 안정성을 확보하기 위한 구조 상세 설계를 통해 제작되었다. 모핑 메커니즘과 모핑 날개의 성능 검증을 위해 실시된 비행하중을 모사한 구조 실험과 실제 비행 실험을 통하여 이 기술의 실용성과 효율성을 입증하였다. 실험 결과는 모핑 플랩이 비행 중에도 성능을 유지하며, 다양한 비행 조건에 효과적으로 대응할 수 있음을 보여주었다. 또한 풍동 실험을 통해 모핑 날개의 성능을 추가로 확인하였고, 얻어진 결과를 공력해석과 비교함으로써 새로운 모핑 기술의 적용 가능성을 확인할 수 있었다. 또한, 모핑플랩 및 가변스팬 메커니즘이 통합적으로 적용된 모핑 날개는 상호보완적으로 적절히 수행되었을 때, 비행 중 성능 향상을 기대할 수 있음을 확인하였다. 이러한 과정을 통해, 모핑 기술이 항공기의 성능 개선에 기여할 수 있는 기술임을 확인하였다. 항공기의 비행 범위를 넓히고, 비행 제어를 위한 기존 조종면을 대체하여 비행 성능을 향상시킬 수 있다는 적용 가능성을 확인하였다.

### 후 기

이 논문은 2024년 한국연구재단 BK21 FOUR(과제 번호 : 5199990714521)의 지원을 받아 작성되었으며 2024년도 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임 (과제번호: 2022R1A6A1A03056784)

### References

- [1] Armando Rodriguez. "Morphing aircraft technology survey." *45th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit*, pp. 1258, 2007.
- [2] Seung-Hee Ko, Jae-Sung Bae, Hark-Bong Kim, Jin-Ho Roh, and Seok-Min Ahn. "Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Morphing Airfoil Configuration." *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 40, No. 10, pp. 846~852, 2012.
- [3] Jaebaek Jeong, Jae-Sung Bae. "Wind tunnel & Flight Test of VCCS Morphing UAV." *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 14 24-1431, 2022.
- [4] Bong-Jun Lee. "Aerodynamics" Korea Aerospace University Press, pp. 395, 1988.
- [5] Hyun-Chul Lee. "Design and Application of Variable-Camber and Variable-Chord Morphing Flap Mechanism." M. S. thesis, pp. 32, 2020.
- [6] Hyun-Chul Lee, Jae-Sung Bae, Jae-hyeok Hwang, Jin-Ho Roh. "Calculation of Equivalent Load Considering Torsion for Morphing Flap Wing," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, pp. 62-64, 2019.
- [7] Anderson, John David. "Aircraft performance and design.", 1999.
- [8] James J. Joo, Christopher R. Marks, Lauren Zientarski, Adam J. Culler. "Variable camber compliant wing-design." *In 23rd AIAA/AHS adaptive structures conference*, pp. 1050, 2015.