

# 접이식 직렬날개형 공중투하 무인비행체의 공력 모델링 및 시물레이션

이승진<sup>†</sup> · 이정민 · 안정우 · 박진용

## An Aerodynamic Modeling and Simulation of a Folding Tandem Wing Type Aerial Launching UAV

Seungjin Lee<sup>†</sup> · Jungmin Lee · Jeongwoo Ahn · Jinyong Park

### ABSTRACT

The aerial launching UAV(Unmanned Aerial Vehicle) mainly uses a set of folding tandem wings to maximize flight performance and minimize the space required for mounting in a mothership. This folding tandem wing has a unique aerodynamic problem that is different from the general type of fixed wing aircraft, such as the rear wing interference problem caused by the wing of the front wing wake and vortex, and the imbalance of the pivot moment applied to the front and rear wings when the wing is deployed. In this paper, we have modeled and simulated various cases through computational fluid dynamics based on the finite volume method and analyzed various aerodynamic phenomena of the tandem wing type aircraft. We find that the front wing shall be installed higher than the rear for minimizing the wake influence and the rear wing can be deployed faster than the front because of the pivot moment due to aerodynamic forces. Also, considering the pivot moment due to aerodynamic force, the rear wing can be deployed much faster than the front wing. Therefore, it is necessary to consider it when developing the wing deploy mechanism.

**Key words** : tandem wing, aerial launching UAV, CFD, wing wake, wing deploy

### 요약

공중투하형 무인비행체는 비행성능의 극대화 및 모기체 탑재시의 소요공간 최소화화를 위하여 접이식 직렬날개를 주로 사용한다. 이러한 접이식 직렬날개는 전방날개의 후류에 의한 후방날개 간섭문제, 날개 전개시 전후방 날개에 걸리는 피벗 모멘트의 불균형 등 일반적인 형태의 고정익 비행체와 다른 독특한 공기역학적 문제를 가지고 있다. 이에 본 논문에서는 유한체적법 기반의 전산유체역학을 통하여 여러 경우에 대하여 모델링 및 시물레이션을 수행하였으며 접이식 직렬날개 방식 비행체의 여러 공기역학적 현상에 대해 분석하였다. 그 결과 받음각 변화에 따른 전방날개에 의한 후류영향을 최소화하기 위하여 전방날개를 후방날개보다 수직방향으로 높게 설치할 필요가 있었다. 또한 공력에 의한 피벗모멘트를 고려시 전방날개에 비하여 후방날개가 훨씬 빠른 속도로 펼쳐질 수 있으므로 날개 펼침 기구 개발 시 이에 대한 고려가 필요함을 확인하였다.

**주요어** : 직렬날개, 공중투하형 무인비행체, 전산유체역학, 날개 후류, 날개 전개

## 1. 서론

과거 무인비행체(UAV, Unmanned Aerial Vehicle)는 주로 군에서 특수 목적으로 개발되어왔다. 그러나 최근

민간시장에서도 무인비행체에 대한 수요가 늘어남에 따라 무인비행체 사업이 전체적으로 양적, 질적 확장이 이루어졌고 이는 다시 군용 무인 비행체의 소형화, 저가화 기술로 피드백 되는 양상을 보이고 있다. 이에 과거 군용 무인비행체는 대형, 고성능을 목표로 하였다면 최근 군용 무인비행체는 소형화, 저가화를 목표로 하는 경우가 많다. 소형, 저가형 무인기는 별도의 대형 수송기나 전투기, 혹은 로켓이나 기타 고속 비행체 등 모기(mother ship)에 다량 탑재되어 신속하게 작전지역으로 이동된 후, 공중에

**Received:** 11 July 2018, **Revised:** 17 October 2018,

**Accepted:** 29 October 2018

<sup>†</sup> **Corresponding Author:** Seungjin Lee

E-mail: sjlee47@lignex1.com

PGM R&D., Lignex1, Pangyo, Republic of Korea

서 투하되어 임무에 돌입할 수 있다. 이렇게 투입된 공중 투하형 무인기는 대체로 장시간 체공하며 작전지역을 정찰하거나, 혹은 내부에 탄두를 탑재하여 직접 표적에 돌입하는 형태로 표적을 공격할 수 있다.

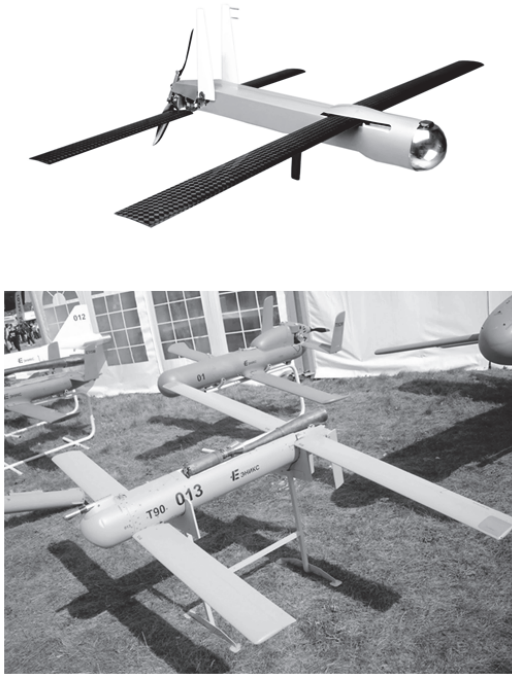


Fig. 1. Tandem wing type aerial launching UAVs, above : Coyote UAV, below : 9M61 UAV

이러한 공중투하형 무인비행체는 Fig. 1.과 같이 공력, 구조 및 모기 내의 탑재 공간 활용 등의 이유로 전후방 날개 크기가 거의 유사한 직렬날개(tandem wing)을 사용한다. 직렬날개는 일반적인 주날개-꼬리날개 혹은 카나드-주날개 방식의 비행체와 달리 전후방 날개 크기가 거의 같기 때문에 전방날개에 의한 후방날개의 공력적 영향이 크고, 따라서 항공기 전체의 성능과 안정성에 미치는 영향이 크다. 또한 공중 투하식 무인비행체는 모기에 탑재된 상태에서 공간을 절약하기 위하여 접이식 날개를 사용하며, 이 접이식 날개의 전개과정에서 날개간 상호 공력적 간섭등을 고려하여 날개 전개에 필요한 전개력을 예측할 필요가 있다.

직렬날개 형태 항공기에 있어, 후방날개의 공력적 영향을 분석한 연구결과는 이미 1940년대부터 시작되었다(B. J. Brinkworth, 2016). 그러나 직렬날개 형태 항공기는 대중적인 실용화에는 실패하여 일부 실험용 항공기에

만 적용되다가, 최근 장기체공형 UAV가 각광을 받음에 따라 다시 등장하였다(Tony S. Tao and R. Jhon Hansman, 2016).

이에 장기체공형 UAV에 대한 공력적 분석을 다룬 연구가 여럿 발표되었으나, 전후방 날개의 고저 배치는 고정된 상태에서 좌우 날개가 포개지는 순서를 결정하거나, 혹은 이미 설계가 확정된 형태에 대한 공력적 분석을 주로 하는 연구가 대부분이다(Tony S. Tao and R. Jhon Hansman, 2016; Nurhayyan H. Rosid et. al., 2018; H. Stone and K.C. Wong, 1997; B. Rajesh Kumar, et. al 2017). 따라서 직렬날개형 무인비행체의 전후방 날개 고저차에 따른 상세한 공력분석 연구결과가 없는 실정이다. 이에 본 논문에서는 접이식 직렬날개를 사용하는 비행체를 전/후방 날개의 고저차별로 모델링 및 시뮬레이션하여 이에 작용하는 각종 힘과 모멘트를 산출하고자 한다. 특히 전방날개를 제거한 형상을 별도로 모델링하여 전방날개에 의한 후방날개의 영향성을 분석하고자 한다. 더불어 접이식 날개라는 특성을 고려, 날개 전개시 발생하는 피봇 모멘트에 대해서도 분석하고자 한다.

## 2. 본문

### 2.1 접이식 직렬날개의 특성 검토

일반적으로 공중투하형 무인비행체는 임무지역에서 장시간 체공하며 데이터 수집, 정찰, 혹은 탄두를 탑재하여 직접 표적에 충돌하는 공격임무 등을 맡는다. 일반적으로 고정익 비행체가 장시간 체공하기 위해서는 양항비(lift-drag ratio)를 극대화 할 필요가 있으며, 이를 위하여 대형 고정익 항공기는 앞뒤 폭이 좁고 좌우 폭이 넓은 고세장비(high aspect ratio) 형태의 주날개와 방향제어 및 안정성 확보를 위한 작은 수평 꼬리날개를 사용한다. 이러한 고세장비 주날개는 공력적인 면에서 장시간 체공에 유리하나 구조적으로는 취약하므로 충분한 강도 및 강성 확보가 필수다. 그러나 공중투하형 무인비행체는 소형 비행체이기 때문에 확보 가능한 주날개의 두께 또한 제한적이어서 결과적으로 주날개에 대한 구조 강도 확보에 한계가 있다. 이를 개선하고자 일반적으로 섬유 복합재만으로 제작되는 소형 무인비행체 날개 안에 고강도/고강성 금속 구조물을 추가 적용하는 방법도 있겠으나 이는 경량/저가화가 목표인 무인비행체에 맞지 않는 방안이다. 이러한 구조적 문제 때문에 공중투하형 무인비행체에 전통적인 고세장비 주익-꼬리날개 형태 적용이 어렵다. 또한 공중투하형 무인비행체는 모기 내에 탑재시에 날개를

접어 차지하는 공간을 최소화해야 한다. 이때 지나치게 날개 폭이 큰 고세장비 날개는 접혀있다 전개되는 구조로 제작이 어려우며 전개가 완료된 후에도 전개충격에 의한 진동 등의 문제를 야기할 수 있다. 이러한 문제점들을 해결하고자 많은 공중 투하형 무인비행체는 주날개-꼬리날개 방식 대신 전후방 날개가 거의 동일한 크기를 갖는 직렬날개를 사용하고 있다(Tony S. Tao and R. Jhon Hansman, 2016).

직렬날개는 일반적인 주날개-꼬리날개 혹은 카나드-주날개 방식 비행체와 달리 전후방 날개 모두 큰 양력을 생성한다는 특징이 있다. 그렇기에 직렬날개 방식은 비행체의 전체 크기가 제한된 경우, 최대한 많은 주날개 면적을 확보하는데 유리하다. 또한 직렬날개는 비행체 전/후방에서 균등하게 양력을 생성하므로 트림항력(trim drag) 감소에 유리하다. 일반적인 주날개-꼬리날개 방식 비행체는 순항비행중 꼬리날개에서 내리누름 힘(downforce)을 만들어야 수평유지가 가능하나, 직렬날개는 전후방날개 모두 양력을 만들기 때문에 내리누름 힘을 보상하기 위한 불필요한 양력발생 및 그에 따라 발생하는 트림항력 문제에 있어 보다 자유롭다. 그러나 직렬날개 방식의 후방날개는 꼬리날개에 비하여 면적이 크기 때문에 전방날개가 생성하는 후류에 의해 후방날개가 받는 공력적 영향이 크다. 이에 직렬날개 설계 시에는 전-후방 날개간의 공력 간섭을 정확히 예측하고 이로 인해 발생하는 위험요소를 어떻게 회피 혹은 완화할 것인지 검토해야 한다.

## 2.2 접이식 직렬날개 모델링 및 시뮬레이션 방안

비행체의 공력 영향을 모델링 및 시뮬레이션 하기 위해서는 일반적으로 전산유체해석 기법을 사용한다. 전산유체해석 기법은 일반적으로 수학적 엄밀해를 구하기 불가능한 지배방정식을 유한체적요소(finite volume method) 방법으로 수치이산화하여 컴퓨터를 이용하여 수치적 해를 구한다.

소형/저속 비행체는 난류에 의한 영향을 많이 받으며 특히 전방날개의 후류에 의한 후방날개의 영향등을 파악하기 위해서는 난류에 대한 검토가 필요하다. 그러나 난류는 모든 공기입자 하나하나의 비규칙성에 의해 생성되기에 이를 직접 수학적으로 모델링하는 것은 불가능하며, 이에 일반적으로 비행체 주변의 난류 예측을 위해서는 근사적으로 모델링 된 난류 모델을 사용한다. 대형 유인비행체 해석에는 일반적으로 1 방정식 난류 모델인 Spalart-Allmaras 방식이 널리 쓰이나 본 논문은 난류의 영향성이 더 큰 소형/저속 무인비행체에 대하여 다루고 있으며

로 보다 정확한 난류유동 모델을 위하여 2 방정식 난류 모델인 Realizable k-ε 난류모델을 사용하였다. k-ε 모델은 난류운동에너지를 k, 난류에너지 소산률을 ε로 하여 난류를 수학적으로 표현한 것이다. 특히 Realizable k-ε 난류 모델은 기본 k-ε 모델에 비하여 와류 등을 더 잘 표현하는 것이 강점이므로 본 논문과 같이 날개 끝 와류 등, 전방날개에서 발생하는 후류 등의 영향을 보고자 할 때 유용하다. 본 논문은 전산유체해석을 수행하기 위하여 상용 SW인 ANSYS Fluent 18.2를 사용하였다.

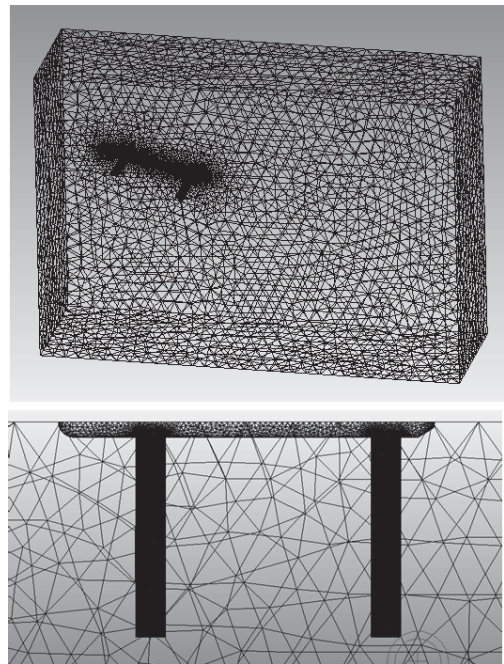


Fig. 2. Mesh models for simulation (7.6million elements). (above) ISO view of total elements (below) detail view of UAV skin elements

전산유체해석에 대한 유한체적을 생성하기 위하여 ANSYS 내의 격자생성기를 사용하였다. 격자는 날개나 동체 등의 벽면 근처의 경계층 및 난류유동을 상세히 표현하고자, inflation 기능을 이용하여 날개벽면에 격자를 집중적으로 생성하였으며 전체 유동 영역 모델링을 위하여 약 7.6만개의 비정렬격자를 생성하였다. 비행체형상은 좌우 대칭임을 가정하여 절반만 3차원 모델화하였다. 빠른 해석을 위하여 전/후방 날개 형상 변화에 따른 경향성 파악에 큰 영향을 미치지 않을 것으로 판단되는 수직꼬리날개 및 프로펠러 등에 대한 모델은 생략하였다.

경계조건은 공기가 유입되는 전면은 velocity inlet으

로, 공기가 빠져나가는 후면은 pressure outlet으로 설정하였다. 대칭면인 중심면과 격자 최외각 측면은 모두 유동의 경계조건 면에 대한 수직방향 이동이 없고 경계층이 생성되지 않는 symmetry 경계조건으로 설정하였다. 날개 표면은 경계층의 생성을 파악하기 위하여 non-slip 조건인 wall 경계조건을 부여하였다.

해석대상인 비행체의 날개 형상은 시위길이(chord length) 100mm, 날개폭(wing span) 1400mm이며 앞서 언급한바와 같이 본 과제는 좌우 대칭으로 가정하였으므로 실제 해석시에는 측면 1/2만 모델링 하였다. 에어포일은 일반적인 저속비행체용 에어포일인 NACA2408을 사용하였으며 전/후방 날개가 접했을 때 상호 날개의 피봇 구조물과 간섭되지 않도록 전/후방 날개간 거리는 800mm로, 높이 차는 70mm로 모델링 하였다.

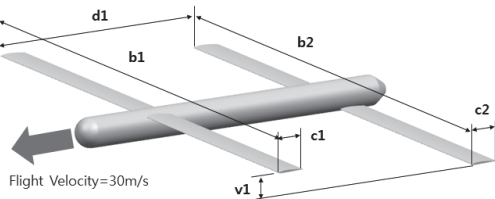


Fig. 3. Configuration of aerial launching UAV for analysis (vertical fins and propellers are not displayed)

Table 1. Dimension parameters of aerial launching UAV

Parameter	Value	Parameter	Value
b1	1400mm	v1	70mm
b2	1400mm	d1	800mm
c1	100mm	Airfoil	NACA2408
c2	100mm		

### 2.3 접이식 직렬날개간 고저차에 따른 영향성

직렬날개의 전방날개에서 만드는 후류는 뒤로 갈수록 양력 반대방향, 즉 순항중인 비행체를 가정하면 비행체 아랫방향으로 향하고, 이러한 흐름은 후방날개의 받음각을 감소시키게 된다. 그렇기 때문에 순항 시에는 전/후방날개의 높이차를 가급적 크게 두는 것이 유리하다 (Nurhayyan H. Rosid et. al., 2018). 또한 본 논문에서 다른 접이식 직렬날개를 사용하는 비행체의 경우 동체 내부에 날개가 접히는 공간을 고려해야 한다. 이때 비행체 동체 내부에 탑재되는 다른 전원공급장치, 동력장치, 비행제어 장치등의 공간 역시 고려해야 하므로 일반적인

로 접힌 전후방 날개가 각각 동체 상하 가장자리에 배치되고, 다른 동체내 구성품은 그 접힌 날개 사이 공간에 배치된다. 이에 전후방 날개의 높이차가 클수록 더 많은 동체 공간 확보가 가능하다.

그러나 비행체 크기 및 접합구조의 형상 등에 따른 제약 때문에 설정할 수 있는 전/후방날개의 높이 차이는 한계가 있으며 본 연구에서 대상으로 삼은 비행체는 전후방 날개의 높이차가 최대 70mm로 제한된다. 다만 전후방 날개 중 어느쪽이 높고, 낮은지는 제한되지 않으므로 Fig. 4와 같은 두 가지 형상에 대하여 해석 및 비교하였다.

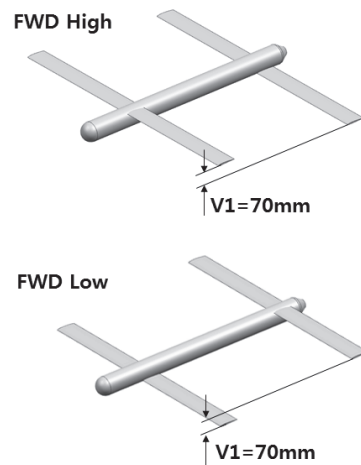


Fig 4. Configuration comparison FWD High and FWD Low

전방날개가 높은 형상(이하 FWD High 형상)과 전방날개가 낮은 형상(이하 FWD Low 형상)에 대한 피칭 모멘트 계수(pitching moment coefficient)는 Fig 5와 같다. 피칭모멘트는 무게중심에 대한 피칭 모멘트 값을 무차원화 한 것이며, FWD High 형상과 FWD Low 형상에 대하여 설계시 각각의 형상이 받음각 0도 일 때 피칭모멘트가 0이 되는 트림값을 갖도록 설계하였다고 가정하였다. 피칭 모멘트 계수는 저속 장기체공형 무인 비행체의 일반적인 순항조건 및 기동조건을 고려, 받음각 0도에서 16도까지를 분석하였다.

그래프 상에서 FWD Low 형상은 받음각이 커짐에 따라 피칭 모멘트 계수가 양의 값으로 변화하는데 이는 기수를 드는 방향으로 모멘트가 생김을 의미한다. 이에 대해서는 받음각이 커짐에 따라 전방날개의 후류가 커지는 한편, 후방날개가 전방날개에 의한 후류에 더 근접하면서

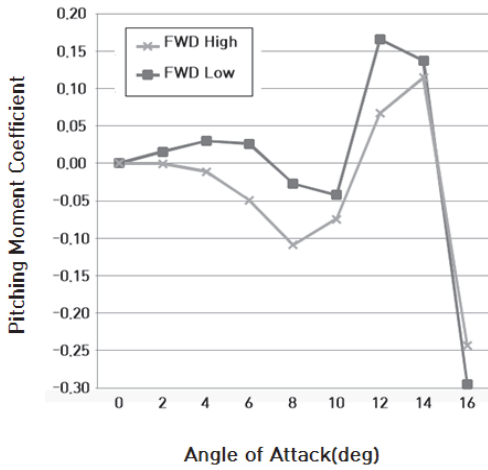


Fig. 5. Angle of attack vs pitching moment coefficient

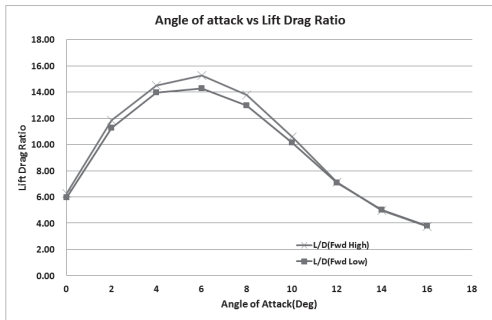


Fig. 6. Angle of attack vs lift drag ratio

이에 민감하게 반응한 것임을 유추할 수 있다. 결국 그에 따라 전방날개 대비 후방날개의 수직력(normal force)이 더 작게 발생하여 그 모멘트 차로 인해 비행체 전체에 대한 기수들림 현상을 유발한 것이다. 받음각 증가시 기수들림현상이 생기는 것은 정적 불안정성을 유발하므로 비행체 제어 측면에서 불리한 요소로 작용한다. 다만 FWD High 형상도 FWD Low 형상보다는 적은 영역이나 받음각 8 ~ 10도 구간 및 16도 구간내에서 기수들림 피칭 모멘트가 생기는 것을 확인할 수 있었으며, 이에 대해서는 실제 설계 단계에서 무게중심의 조정 및 전후방 날개의 면적비를 조정등을 통하여 해결해야 할 것으로 판단된다.

FWD High 형상과 FWD Low 형상에 대한 비행체 성능 측면에서의 비교를 위해 Fig 6과 같이 양항비를 계산하였다. 받음각이 0도일 때 FWD High와 FWD Low의 양항비는 유사하지만 받음각이 커질수록 FWD Low 형상의 양항비가 작아지는 현상을 보이며 특히 받음각 6~8도 사이에 차이를 보인다.

일련의 현상은 Fig. 7. 및 Fig. 8.에서 확인할 수 있듯이 FWD Low 형상이 FWD High 형상에 비하여 해당 받음각에서 후방날개가 전방날개에서 발생한 날개 끝 와류 및 후류에 더 큰 영향을 받기 때문이다. 이에 받음각이 8도 일 때 FWD High 형상이 전방날개 대비 후방날개 양력 발생량이 -10.1%임에 반하여 FWD Low 형상은 -18.3%이다. 즉 FWD Low 형상이 받음각 변화에 따른 전후방 날개간 양력 불균형 현상이 더 두드러지는 특성이 있다.

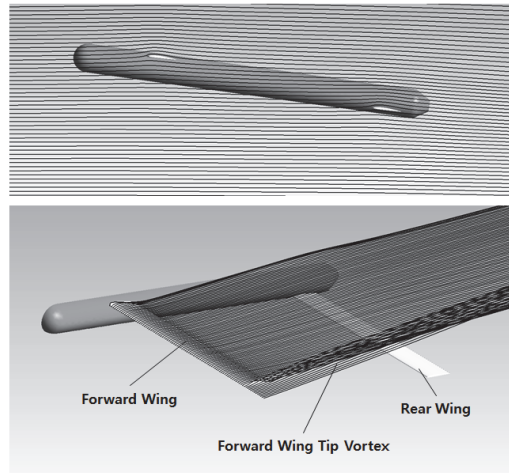


Fig. 7. (above) Streamlines of FWD High Configuration (AOA=8deg), (Below) Wing tip vortex of forward wing (AOA=8deg)

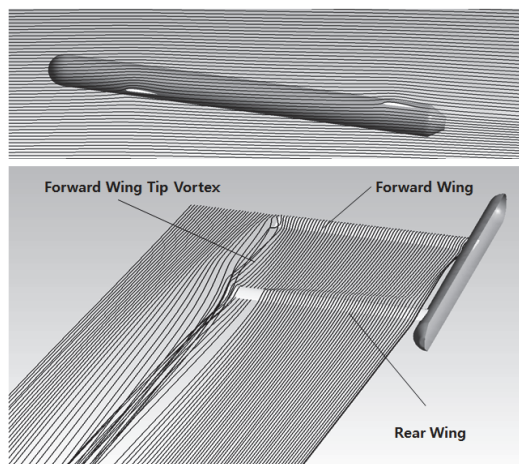


Fig. 8. (above) Streamlines of FWD Low Configuration (AOA=8deg), (Below) Wing tip vortex of forward wing (AOA=8deg)

### 2.4 전방날개 후류에 의한 후방날개 공력특성 변화 분석

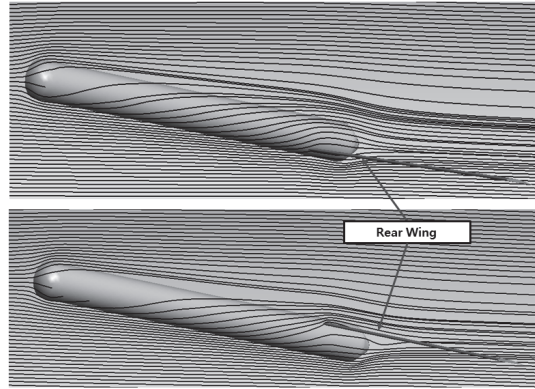
전방날개의 영향성을 좀 더 상세히 분석하고자, 전방날개의 유무에 따른 후방날개의 공력특성을 검토하였다. 이를 위하여 받음각 8도 일때를 기준으로 전방날개를 제거한 형상에 대하여 모델링 및 시뮬레이션 하였으며 그 결과는 Table 2.와 같다.

**Table 2.** Rear wing aerodynamic forces of various configuration

Fwd High		Fwd Low	
Lift (Rear wing)	26.6N	Lift (Rear wing)	24.0N
Drag (Rear wing)	2.2N	Drag (Rear wing)	2.2N
Fwd High (forward wing off)		Fwd Low (forward wing off)	
Lift (Rear wing)	30.5N	Lift (Rear wing)	28.9N
Drag (Rear wing)	1.8N	Drag (Rear wing)	1.9N

FWD High 형상과 FWD Low 형상 모두 전방날개를 제거하였을 때, 후방날개 자체의 양력은 증가하고 항력은 감소하는 것을 알 수 있다. 이는 전방날개가 있는 경우, 후방날개가 후류 및 날개 끝 와류에 영향을 받았음을 의미한다. 다만 양력의 변화량을 비교하면 FWD High 형상은 14.7%, FWD Low 형상은 20.1% 증가로 FWD Low 형상의 양력변화량이 더 크다. 이는 앞서 살펴 본 바와 같이 받음각이 8도 전후로 FWD High 형상일 때 전방날개의 후류가 후방날개에 더 큰 영향을 주기 때문이다.

한편 FWD High 형상과 FWD Low 형상은 양쪽 형상 모두 전방날개가 없을 때도 형상의 후방날개간 공력 값에 다소 차이가 있다. 즉 FWD Low 형상, 즉 후방날개가 동체 위쪽에 배치 될 때 양력이 감소하고 항력은 증가하는 현상을 보인다. 이는 후방날개가 동체에 의해서도 공기역학적 영향을 받는 것으로 해석할 수 있으며 받음각이 생길 경우 후방날개가 동체 위쪽에 배치되는 FWD Low 형상이 동체 표면에 의해 발생한 경계층에 더 많은 영향을 받았기 때문으로 해석 가능하다. 이는 대해서는 Fig 9.와 같이 동체 표면을 타고 흐른 공기 흐름이 날개에 미치는 영향에서 알 수 있으며, FWD Low 형상, 즉 후방날개가 위에 있는 형상이 더 동체 전면에서부터 흘러온 경계층이 후방날개에 직접적인 영향을 주는 것을 알 수 있다.

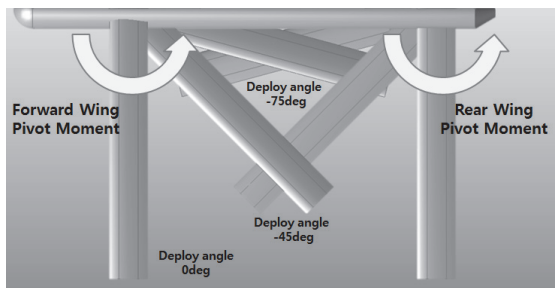


**Fig. 9.** Influence of fuselage boundary layer (above : FWD High, below : FWD Low)

### 2.5 날개 전개 피봇 모멘트에 대한 모델링 및 시뮬레이션

공중발사형 무인비행체는 투하 직후 펼쳐지는 접이식 날개구조를 사용한다. 일반적으로 무인 비행체의 조종면(control surface)는 날개 전개 후에 작동이 가능하므로 신속한 날개 전개가 필요하다. 이를 위해서는 날개 전개 기구가 날개 전개 시에 발생하는 모멘트를 이겨내어야 하므로, 이러한 과정에서 발생하는 모멘트의 영향을 예측할 필요가 있다(Liang Gao, et. al., 2017). 날개 전개 시에 발생하는 피봇 모멘트(pivot moment)를 예측하기 위하여 날개 전개 과정을 모델링 및 시뮬레이션 하였다.

순항조건과 동일하게 비행속도 30m/s, 받음각 0도 일때, 전후방 날개 전개각도별로 정상상태(steady) 해석을 수행하였으며 그 결과는 Fig. 11과 같다. 부호와 방향에 대한 정의는 Fig. 10과 같이 전개각도는 날개가 동체 내에 접혀있을 때가 -90도이며, 완전히 펼쳐졌을 때가 0도이다. 또한 각 날개 피봇 지점에 작용하는 모멘트 방향상 전방날개는 날개가 몸체로 접혀 들어가는 방향이, 후방 날개는 몸체에서 빠져나오는 방향이 +방향이다.



**Fig. 10.** Wing deploy angle and pivot moment

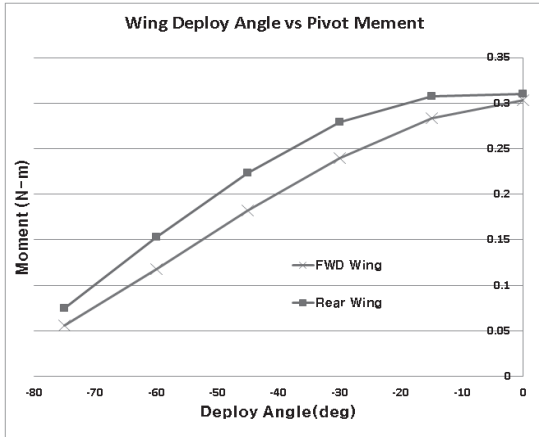


Fig. 11. Wing deploy angle vs pivot moment (angle of attack : 0deg)

각 날개 피벗 지점에 작용하는 모멘트 방향상 전방날개는 날개가 몸체로 접혀 들어가는 방향이, 후방 날개는 몸체에서 빠져나오는 방향이 +방향이다. 모델링 및 시뮬레이션 조건은 순항조건과 동일하게 비행속도 30m/s, 받음각 0도일 때이다. 시뮬레이션 결과를 살펴보면 전후방 날개 모두 + 방향으로 모멘트가 작용하며 전개각이 커질수록 모멘트 역시 커지는 경향을 보이고 있다. 전개력은 대부분 날개의 압력분포에 의해 발생하며, 모멘트 크기는 후방날개가 전방날개에 비하여 전개각 -75도에서 33.9% 가량 크지만 그 차이가 점차적으로 감소하여 날개가 완전히 퍼지면 2.3%로 큰 차이가 없다. 이러한 특성 들은 날개의 전개장치 설계시 중요한 인자로 작용할 것이다. 특히 두 날개의 전개장치가 기구적으로 분리되어 있을 경우, 후방날개는 날개가 펼쳐지는 방향으로 모멘트가 작용하므로 후방날개가 더 빨리 펼쳐지게 되고, 전개각이 더 큰 후방날개에서 발생하는 양력이 더 커지게 된다. 이는 무인 비행체의 기수를 숙이는 방향으로 큰 피칭 모멘트가 생성되므로 이를 방지하기 위한 설계가 필요할 것이다.

### 3. 결론

본 논문은 접이식 직렬날개 방식 무인비행체의 공력특성에 대하여 모델링 및 시뮬레이션을 수행한 결과를 나타내었다. 기존 연구 결과들은 이미 설계가 완료된 비행체에 대한 공력특성 분석이 주를 이룬 반면, 본 논문은 전/후방 날개간의 고저 배치에 따른 영향을 분석하였으며, 또한 전방 날개를 제거한 형상에 대해서도 공력분석을 수행하여 전방날개에 의한 후방날개 영향성을 검증하

였다. 우선적으로 전/후방 날개간 이격거리가 70mm일 경우 전방날개가 높은 FWD High 형상과 낮은 FWD Low 형상 간에 피칭모멘트 계수를 분석하였다. 그 결과 받음각 증가에 따른 피칭모멘트 변화 경향 자체는 두 형상이 유사하다 할 수 있으나 FWD Low 형상은 받음각이 높아짐에 따라 기수가 들리도록 하여 불안정성을 유발하는 경향이 있었다. 이는 후방날개가 전방날개의 후류에 영향을 받는 경향이 점차 커짐에 따라 상대적으로 수직력 발생량이 적어짐에 따라 생긴 결과로 보인다. 또한 순항 및 기동성능을 평가 하기 위하여 받음각 변화에 따른 양항비를 분석한 결과, 받음각 6~8도 구간에서는 FWD Low 형상이 상대적으로 양항비가 감소하는 경향이 있었다. 양항비 감소는 순항 비행 및 장기 지속선회 비행시 연료량, 혹은 전원 소모량 증가로 이어진다(Daniel Raymer, 2012). 이러한 현상이 전방날개의 후류영향인지 좀 더 면밀히 분석하기 위하여 전방날개를 제거한 형상에 대해 분석한 결과, 전방날개 제거시 FWD Low 형상의 후방날개 공력변화가 좀 더 두드러짐을 확인할 수 있었으며 이는 전방날개의 후류 영향을 더 강하게 받았음을 의미한다.

또한 본 논문은 전방날개와 후방날개가 동체에 수납된 상태에서 완전히 전개하는 상태가 될 때까지 각도별로 공력특성을 모델링 및 시뮬레이션을 수행한 결과를 나타내었다. 날개의 전개구조상 전방날개는 공력에 의한 피벗 모멘트가 날개를 전개하는데 저항력으로 작용하였으나, 후방날개는 오히려 전개를 돕는 방향으로 작용하였다. 피벗 모멘트 자체의 크기는 전개 직후에는 후방날개가 전방날개보다 33.9% 가량 더 크지만 전개각이 커질수록 전후방 날개 간 피벗 모멘트의 차이가 줄어드는 것을 확인하였다. 또한 날개 전개과정에서 피벗 모멘트에 의해 후방날개가 먼저 펼쳐지게 되면 무인 비행체의 기수를 과도하게 숙이는 방향으로 피칭 모멘트가 발생할 수 있으므로 전/후방 날개 전개장치 설계 시 이를 고려하여야 한다.

이상의 모델링 및 시뮬레이션 결과들을 통해 얻은 접이식 직렬날개 무인비행체의 여러 공기역학적 고유의 특성들은 실제 개발 과정에서 활용할 수 있을 것으로 기대되는 바이다.

### References

B. J. Brinkworth (2016) "On the aerodynamics of the Miles Libellula tandem-wing aircraft concept, 1941-1947", Journal of Aeronautical History  
 Tony S. Tao and R. John Hansman (2016) "Development

of an In-Flight Deployable Micro-UAV”, 54<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting Paper No. 2016/02

Nurhayyan H. Rosid, Irsyad Lukman E., Ahmad Fadlillah M., and M. Agoe Moelyadi. (2018) “Aerodynamic Characteristics of Tube-Launched Tandem Wing Unmanned Aerial Vehicle”, 5<sup>th</sup> International Seminar of Aerospace Science and Technology

H. Stone, K.C. Wong (1997) “Preliminary Design of a Tandem-Wing Tail Sitter UAV Using Multi-Disciplinary Desing Optimisation”, International Aerospace Congress, Sydney, February 1997, p707-720

B. Rajesh Kumar, C. Reginald, R. Sivasankaran, S. Vignesh, B. Ragavan, Vasudevan G. & Dharmahinder Singh Chand (2017) “Real time Characteristics of Tandem Wing UAV” Global Journal of Researches in Engineering Vol 17 Issue 1

Liang Gao, Changle Li, Hongzhe Jin, Yanhe Zhu, Jie Zhao and Hegao Cai (2017) “Aerodynamic characteristics of a novel catapult launched morphing tandem-wing unmanned aerial vehicle”, Advances in Mechanical Engineering Vol 9(2) 1-15

Daniel Raymer (2012) “Aircraft Design : A Conceptual Apporach, 5<sup>th</sup> Edition”, AIAA Education Series



**이 승 진** (sjlee47@lignex1.com)

2005 건국대학교 항공우주공학 학사  
2007 건국대학교 항공우주공학 석사  
2007~ 현재 LIG넥스원 유도무기1연구소(선임연구원) 재직 중

관심분야 : 공력구조 연계 시뮬레이션, 다분야 통합 최적화, 유도무기 체계설계



**이 정 민** (jungmin.lee@lignex1.com)

2013 세종대학교 항공우주공학 학사  
2013~ 현재 LIG넥스원 유도무기1연구소(선임연구원) 재직 중

관심분야 : 공력가열 시뮬레이션, 무인비행체 체계설계, 유도무기 체계설계



**안 정 우** (jeongwoo.ahn@lignex1.com)

2013 인하대학교 항공우주공학 학사  
2013~ 현재 LIG넥스원 유도무기1연구소(선임연구원) 재직 중

관심분야 : 유도무기 체계설계, 소음진동 시뮬레이션, 공력구조 시뮬레이션



**박 진 용** (jypark747@lignex1.com)

1995 명지대학교 기계공학과 학사  
1997 명지대학교 기계공학과 석사  
1997~ 현재 LIG넥스원 유도무기1연구소(팀장) 재직중

관심분야 : 유도무기 체계설계, 기체구조 최적화 설계, 소음진동 시뮬레이션