□ 무인수직이착륙기의 구조

일반적으로 무인수직이착륙기는 고정익(Fixed Wing) 비행장치에 수직이착륙을 위한 회전익(Rotary Wing)을 함께 적용한 비행장치를 의미한다. 이 비행체는 고정익(Fixed Wing)을 이용한 순항(Cruise)이 가능하고 회전익(Rotary Wing)을 이용한 수직이착륙(VTOL, Vertical Takeoff & Landing)이 가능하다.

이렇게 두 종류의 형태로 비행이 가능한 특성으로 인해 다른 비행체와는 달리 비행 중 비행 형태의 전환과정(천이, Transition)을 수행해야 한다. 천이(Transition)는 회전익 비행 형태에서 고정익 비행 형태로의 전환 또는 고정익 비행 형태에서 회전익 비행 형태로의 전환하는 2가지 방식을 말한다.

고정익과 회전익을 함께 가진 형태로 인해 수직이착륙 시 돌풍이나 측풍에 고정익이 반응하여 비행체의 자세가 변경되면 정상적인 비행을 어렵게 하므로 수직이착륙 및 천이과정을 풍향을 지향하여 짧은 시간에 수행해야 한다. 또한 두 종류의 기능을 위한 장치들로 인해 순수 고정익 비행장치에 비해 이륙 중량이 높아 최소 고정익 비행 가능 속도가 높다. 따라서, 고정익 비행 시 허용 대기속도 이상을 유지해야 한다.

무인수직이착륙기의 세부적인 구조는 기종마다 다르지만 중요한 역할을 하는 부분은 다음과 같이 회전익(Rotary Wing), 고정익(Fixed Wing), 동체(Fuselage), 동력장치(Power Plant), 착륙장치(Landing Gear) 부분으로 나눌 수 있다.

가. 회전익(Rotary Wing)은 무인수직이착륙기가 상승과 전진을 하는데 필요한 공기력을 발생시키며 무인수직이착륙기의 핵심 부분 중 하나이다. 회전익(Rotary Wing)은 두 개 이상의 블레이드(Blade)로 되어 있고, 블레이드의 단면은 에어포일(Airfoil)로 되어 있다.

나. 고정익(Fixed Wing)은 무인수직이착륙기가 순항(Cruise) 비행 시 비행장치의 자중과 같은 공기력을 발생시키며 무인수직이착륙기의 핵심 부분 중 하나이다. 고정익(Fixed Wing)은 좌우 대칭의 주날개 및 꼬리 날개로 되어 있고, 날개의 단면은 에어포일(Airfoil)로 되어 있다.

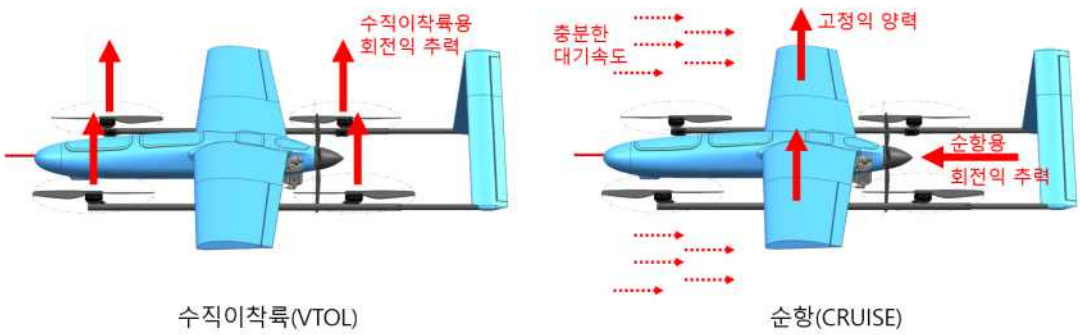
다. 동체는 무인수직이착륙기의 기본이 되는 중요한 구조물로 동력장치, 고정익, 착륙장치 등을 지지하고 있다. 동체 내부는 수신기, 배터리, 서보모터 등을 포함하고, 동체를 뜨게 하는 양력을 발생하는 고정익, 회전익, 회전력을 발생하는 동력장치, 이착륙의 충격을 받고 완화해주는 착륙장치가 장착되므로 구조적으로 다방면의 힘에 충분히 견딜 수 있는 강도를 유지하여야 한다. 전체적인 형태는 전진 비행에서 최소 항력을 받도록 설계되어 있다.

라. 동력장치는 각 회전익마다 하나씩 연결된다. 특히 수직이착륙을 멀티콥터와 같이 다수의 회전익으로 하는 경우 동력장치의 구동은 비행제어 시스템에서 도출한 항법 유도 결과에 따라 개별 제어한다.

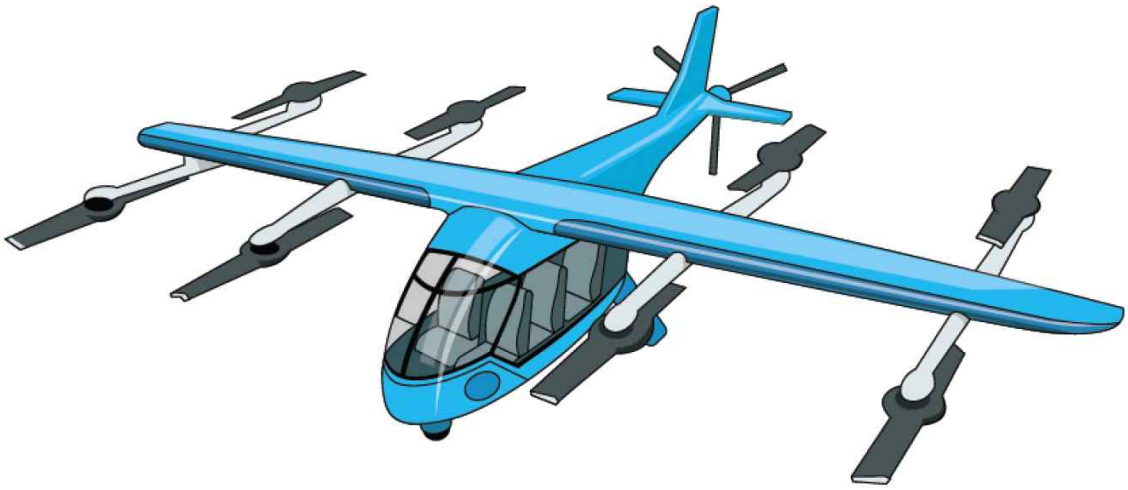
□ 무인수직이착륙기의 구분 및 천이비행 특성

무인수직이착륙기는 크게 리프트 앤 크루즈(Lift & Cruise), 틸트로터(Tilt Rotor), 테일시터(Tail-sitter) 형태 3가지로 구분된다.

1. 리프트 앤 크루즈 형태의 Unmanned VTOL은 고정익 비행장치에 멀티콥터를 결합하여 멀티콥터 형태로 수직비행(상승 및 하강)을 수행하고, 순항(Cruise)은 고정익과 고정익 비행장치의 전진을 위한 회전익으로 전진비행을 수행한다.(그림1참고) 다른 형태의 Unmanned VTOL에 비하여 비교적 간단한 메커니즘으로 높은 안정성과 운용 효율성을 제공한다.



[그림1] 리프트 앤 크루즈 Unmanned VTOL
좌)멀티콥터에 의한 수직이착륙 우)고정익 및 전진용 회전익에 의한 순항(Cruise)



[그림1-1] 리프트 앤 크루즈 Unmanned VTOL

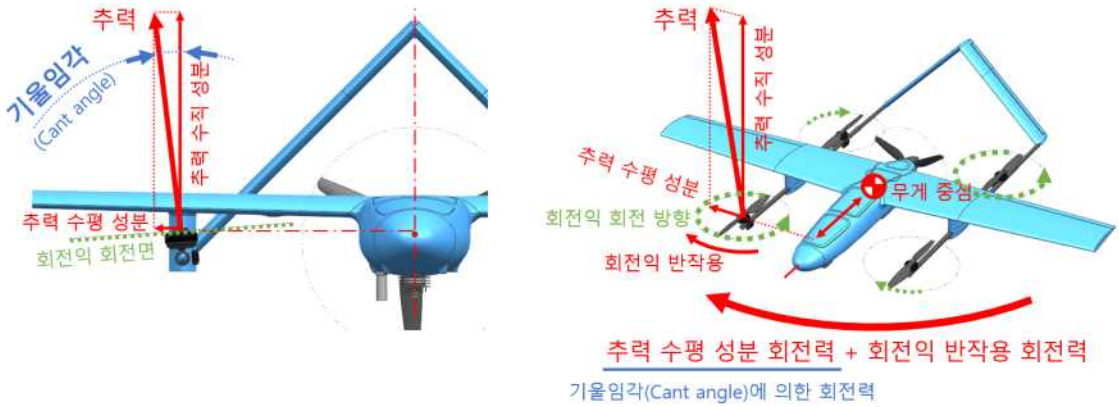
리프트 앤 크루즈의 개념과 비행특성은 다음과 같다.

가. 개념

1) 수직과 수평 비행을 위한 독립된 고정식 추진부를 가짐
2) 이륙 시 고정된 수직 방향 추진부를 가동하며 일정 고도에 도달 후 천이(회전익 → 고정익 전환)모드 진입
3) 천이 비행 시 고정된 수직과 수평 방향 추진부가 함께 가동됨
4) 실속속도를 넘음과 동시에 수직 방향 추진부의 가동이 멈추며 수평 방향 추진부로 비행
5) 수평 방향 추진부 가동이 멈추며 수직 방향 추진부로 수직 비행하면서 착륙함

나. 비행특성

1) 회전익, 천이 비행, 고정익 세 가지 비행 모드로 비행함
2) 틸트로터(Tilt-Rotor) Unmanned VTOL 보다 수직 이착륙이 양호함
3) 천이 비행 시 모든 추진부가 사용되며 에너지 소모량 및 불안정성이 가장 큼
4) 틸트로터(Tilt-Rotor) Unmanned VTOL 대비 낮은 설계 난이도를 가짐
5) 요축(Yaw axis) 자세 제어 능력 확보를 위해 수직이착륙용 회전익에 기울임각(Cant angle)을 적용하는 경우가 있는데 기울임각은 회전익에 의한 작용-반작용 토크로 인한 회전력 대비 추력의 일부를 이용하는 효과적 보완 방안



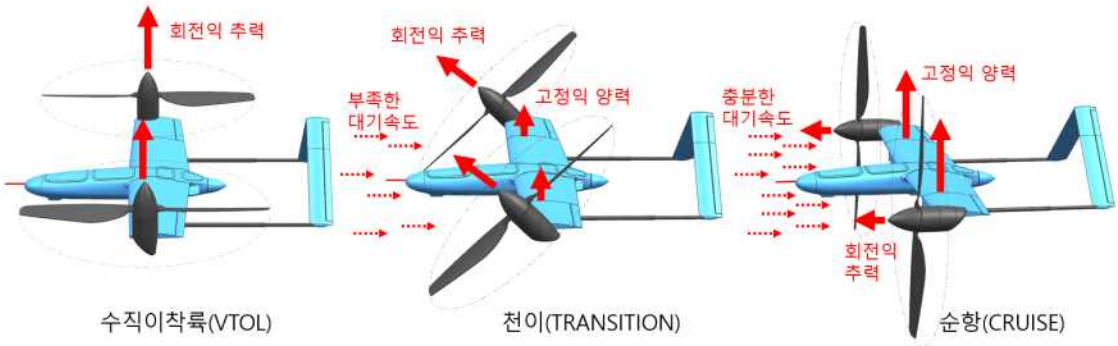
[그림2] 기울임각(Cant angle) 및 효과

6) 쓰로틀(Throttle)을 사용하여 속도 제어를 하면 천이(회전익 → 고정익 전환) 시 이륙 후의 고도에 변화가 미미하지만, 엘리베이터(Elevator)를 사용하여 속도 제어를 하면 천이(회전익 → 고정익 전환) 시 기수가 하강하여 이륙 후의 고도에 변화가 생김

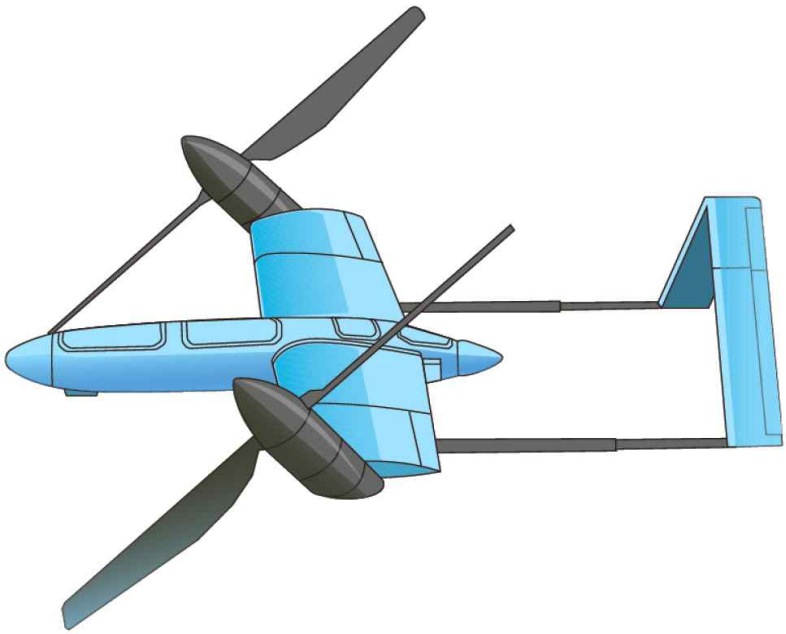
7) 천이(회전익 → 고정익 전환) 구간에서 속도가 상승할수록 주익에서 발생하는 양력이 커짐과 동시에 수직 추진부의 회전수가 서서히 줄어들며, 천이(회전익 → 고정익 전환) 비행 종료 후 고정익 비행으로 돌입하여 소모 전력이 줄어들게 됨

8) 천이(고정익 → 회전익 전환) 시 수평 방향 추진부의 회전수가 감소하고, 수직 방향 추진부의 시동을 켜 자세 제어가 시작되며, 이때 기수 상승과 함께 비행 속도를 줄이고 고도가 상승

2. 틸트로터 형태의 Unmanned VTOL은 리프트 앤 크루즈 Unmanned VTOL과 달리 수직·수평 비행을 위한 추진부가 따로 나뉘지 않고 추진부를 틸트(Tilt) 하여 수직 및 수평 비행한다.(그림3 참고) 이를 추력편향(Vectored Thrust)이라 하며 추력의 방향을 변화시키는 것을 의미한다. 틸트로터의 회전익은 헬리콥터와 유사한 스워시 판(Swash Plate)이라는 기구로 회전익 블레이드의 피치각 조절을 하여 회전익의 공기력 크기 및 회전면을 기울여 주는 기능을 적용한 경우도 있고, 단순하게 회전익 및 동력장치 부분을 기울이는 경우도 있다.



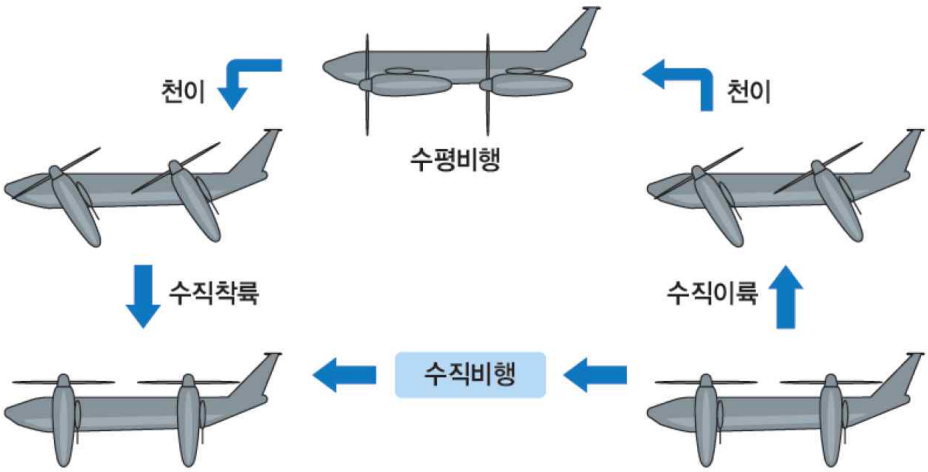
[그림3-1 틸트로터 Unmanned VTOL
좌)틸트로터에 의한 수직이착륙, 중) 천이과정 우)고정익 및 틸트로터에 의한 순항(Cruise)



[그림3] 틸트로터 Unmanned VTOL

가. 개념

1) 추진부는 회전이 가능한 추력편향(Vectored Thrust) 형태의 로터임
2) 동일한 추진부가 비행 방향으로 기울어지며 수직과 수평 비행을 함
3) 추진부가 지표면과의 수직을 이룬 상태에서 이륙 및 착륙을 진행함
4) 일정 고도 도달 후 추진부가 비행 방향으로 기울어지며 가속함
5) 실속속도를 넘어서면 추진부가 수평을 이루며 고정익 비행 진행함



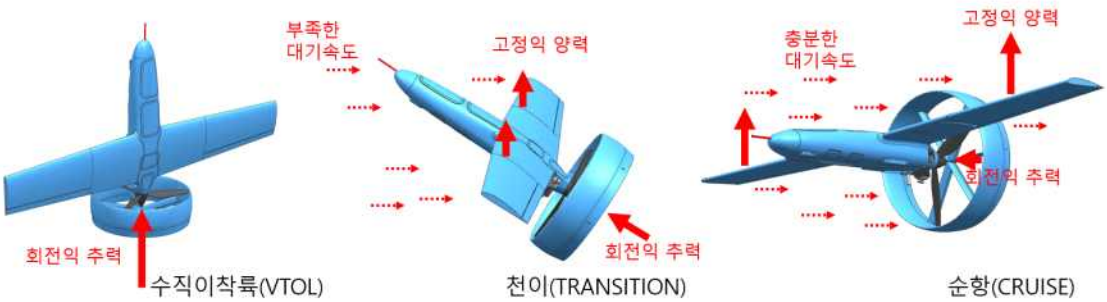
[그림4] 틸트로터 Unmanned VTOL 천이 과정

[그림5] 로터 추력의 수평(Horizontal) 및 수직(Vertical) 성분

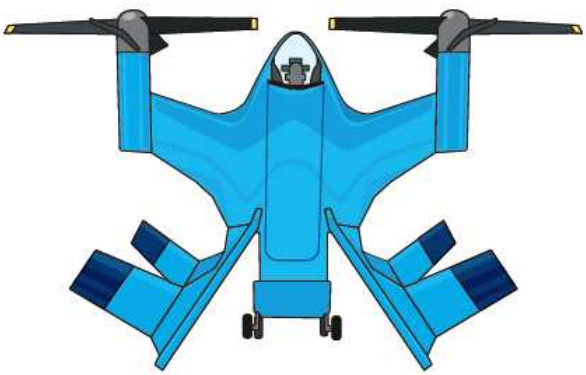
나. 비행특성

1) 회전익, 천이 비행, 고정익 세 가지 비행 모드로 비행함
2) 전진 비행효율이 높고, 제자리 비행 효율이 낮음
3) 천이 비행 시 특정 틸트 각도와 비행 속도에 따라 고도 감소 및 목표 속도에 도달하지 못하는 문제가 발생할 수 있음
4) 멀티콥터에 비해 전진 비행은 고효율이나 제자리 비행 시 저효율임
5) 천이 비행 시 불안정성과 높은 소음이 발생함
6) 구조가 복잡하여 제어가 어려움
7) 천이(회전익 → 고정익 전환) 비행 시 가속 비행을 위해 회전익 모드에서 가속 시 기수를 숙임으로 인해 고도가 감소하고, 천이(고정익 → 회전익 전환) 시 기수를 들어 고도가 증가함
8) 천이(회전익 → 고정익 전환) 비행 시 낮은 속도에서 기울임 각도(Tilt angle)가 크면 고도 손실이 발생할 수 있으며, 추력 성능에 따라 최대 속도가 제한될 수 있음

3. 테일시터 Unmanned VTOL은 리프트 앤 크루즈, 틸트로터 Unmanned VTOL과 달리 동체후미로 이착륙을 하는 형태의 비행체이다. 테일시터 Unmanned VTOL은 고정익 비행장치에 하나 또는 다수의 회전익을 결합하여 꼬리가 땅에 앉는(tail-sitting) 자세로 수직비행(상승 및 하강)을 수행하고 순항(Cruising)은 비행장치를 수평 자세로 기울여 전진비행을 수행한다.(그림6 참고) 테일시터 Unmanned VTOL은 기존 Unmanned VTOL 유형보다 기계적으로 덜 복잡하여 구축 및 유지 관리가 간편하지만, 비행 중 가장 어려운 이착륙 과정을 꼬리가 땅에 앉는 자세로 수행해야 하므로 비행장치의 구조 및 관련 항공전자 장비가 이에 특화되어 있다.



[그림6] 테일시터 Unmanned VTOL
좌) 회전익에 의한 수직이착륙, 중) 천이과정 우) 고정익 및 회전익에 의한 순항



[그림6-1] 테일시터 Unmanned VTOL

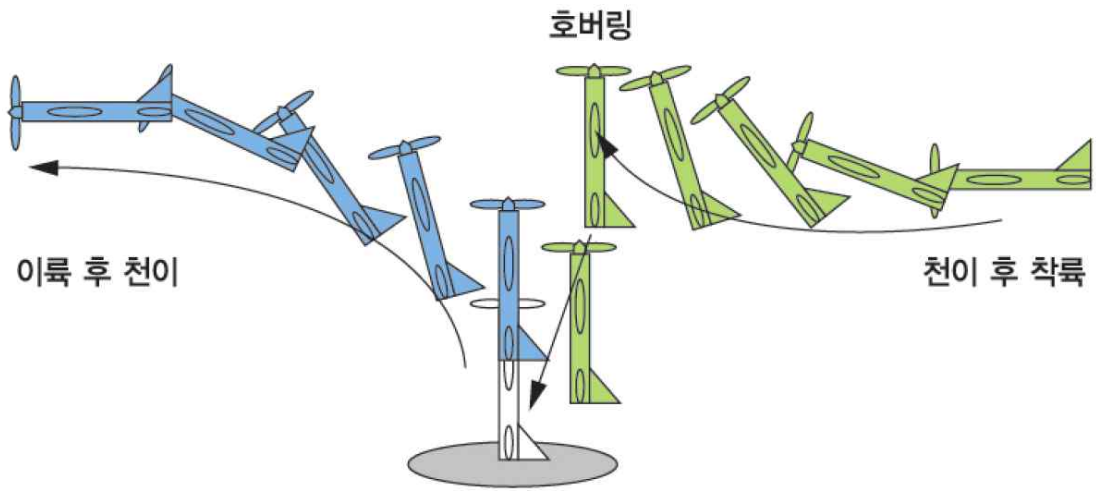
가. 개념

1) 추력 시스템을 위한 별도의 틸팅 메커니즘 없이 동체의 자세를 90도 회전해 수직이착륙과 순항 비행이 가능한 무인기 플랫폼임
2) 이륙 시 일정 고도까지 기체를 수직인 상태로 상승함

3) 이후 자세를 수평으로 바꾸어 수평 비행으로 전환하게 됨
4) 쓰러지는 비행체를 순항 제어기를 사용하여 순항 비행에 돌입함
5) 이착륙 시 조종면을 사용하여 자세 제어함

나. 비행특성

1) 기존의 고정익 항공기의 구조를 가짐과 동시에 수직 이착륙이 가능함
2) 활주로 유무로 인한 문제가 없으며 항속 거리, 시간 및 최대 비행 속도가 고정익에 근접
3) 천이 비행 시 실속의 위험성이 있으며 고도 변화가 심함
4) 수직이착륙뿐만 아니라 고속 장시간 비행이 가능하며 단순한 구조임
5) 기술적인 난이도가 높아 비행체에 대한 동역학적 특성과 제어 시스템 설계에 대해 높은 이해가 요구됨
6) 수직 착륙 시 하강하기 위해 추력을 줄여 조종면의 조종력이 다른 비행 모드에 비해 감소
7) 테일시터 방식은 수직 이착륙을 위해 추가적인 액추에이터가 필요하지 않아 메커니즘이 간단하며, 중량 절감과 비용 절감에 유리함
8) 테일시터 방식은 교란(강한 바람, 충격) 등에 대해 제자리 비행(호버링)을 안정적으로 유지하기 어려움. 특히 고정익 UAV와 달리 모터 토크를 상쇄할 추가 장치가 없음



[그림7] 테일시터 Unmanned VTOL의 이·착륙 과정

□ 무인수직이착륙기의 비행조종 모드

무인수직이착륙기의 비행조종 모드는 일반적으로 다음의 3가지로 분류한다.

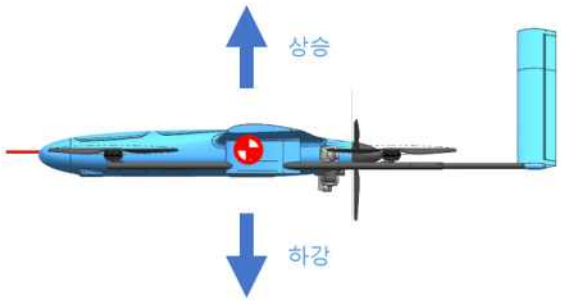
1. 회전익 조종모드 : 프로펠러의 회전에 의한 양력으로 비행하는 조종모드
2. 고정익 조종모드 : 날개의 양력을 이용해 비행하는 조종모드
3. 천이 조종모드 : 회전익 조종모드와 고정익 조종모드가 전환되는 모드로 프로펠러의 회전에 의한 양력과 날개의 양력이 공존하는 비행조종 모드

가. 회전익 조종모드

무인수직이착륙기가 프로펠러의 회전에 의한 양력을 이용해 비행하는 회전익 조종모드에서 비행할 때 무인멀티콥터의 조종모드와 동일하게 조종한다.

1) 상승·하강 조종모드

기체를 Z축을 기준으로 상하로 이동시키는 비행조종 모드이다.



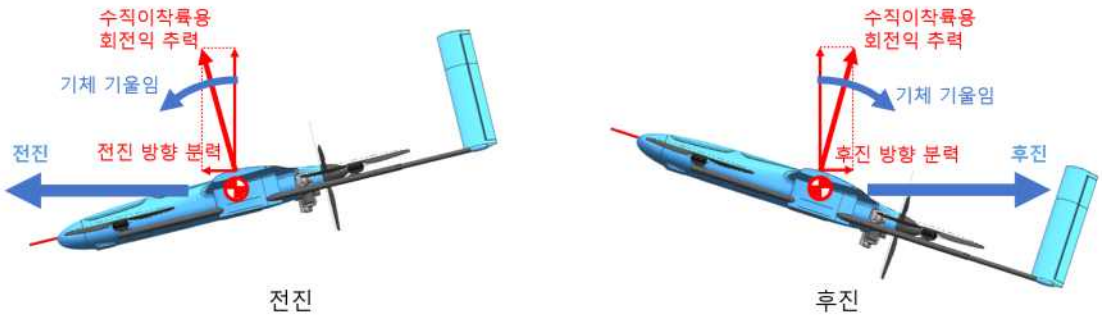
[그림8] 상승 하강 조종 모드

기체를 들어 올리는 양력은 프로펠러의 회전으로 발생하는 바람에 의해 얻어지게 되며, 이러한 프로펠러의 회전 방향과 반대로 작용하는 토크가 발생한다. 프로펠러의 회전수가 변하게 되면 양력과 토크가 동시에 변하게 된다. 기체는 이러한 양력을 발생시키는 프로펠러들의 회전력 조절을 통하여 비행 조종을 하게 된다. 프로펠러가 동시에 같은 속도로 회전하게 되면 수직으로 상승하게 되며, 회전속도가 빠를 경우 상승하는 속도도 향상된다. 이때 시계방향으로 회전하는 프로펠러와 반시계 방향으로 회전하는 프로펠러에서 발생하는 반토크(Antitorque)를 서로 상쇄시킬 수 있어야 제자리 비행이 가능하고 비행 안전성을 확보하게 된다. 모든 프로펠러가 같

은 속도로 회전하게 되며, 이러한 회전력 조절은 조종기의 쓰로틀(Throttle) 스틱을 높임에 따라 회전력이 증가하여 상승하게 되고, 쓰로틀(Throttle)을 낮춤에 따라 회전력이 감소하여 하강하게 된다.

2) 전·후진 조종모드

기체의 전면부와 후면부의 위치를 상하로 피치(Pitch) 조절하여 기체의 전진·후진 추력을 발생하게 변화하여, 전·후로 기체를 이동시키는 비행조종 모드이다.

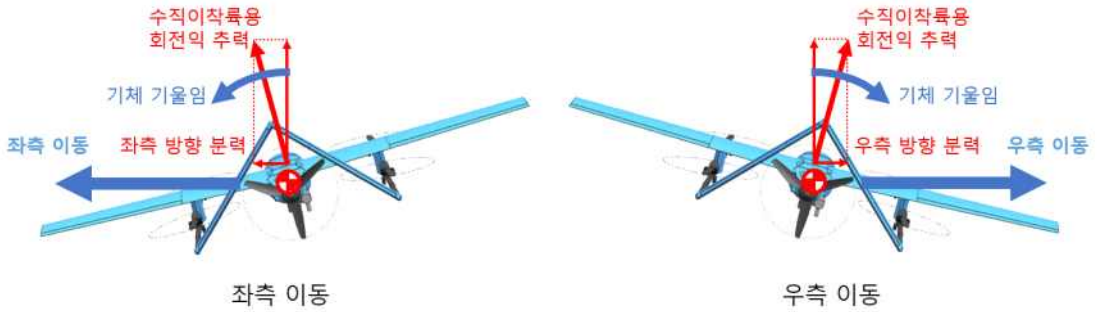


[그림9] 전·후진 조종 모드

무게중심 전방의 프로펠러가 동일하게 빠른 속도로 회전하면서 기체의 중심보다 높은 위치를 갖게 하여 기체가 후진(조종자 앞으로 다가오는 방향)으로 이동하게 하는 추력을 발생하게 하며, 반대로 전진할 때 무게중심 후방 프로펠러가 동일하게 빠른 속도로 회전하면서 기체의 중심보다 높은 위치를 갖게 하여 기체가 전면(조종자에서 멀어지는 방향)으로 이동하게 하는 추력을 발생하게 한다. 이러한 회전력 조절은 조종기의 엘리베이터 스틱을 조작함에 따라 발생하게 된다. 전방 및 후방 프로펠러가 연동 쌍으로 회전속도를 조절하면서 전체적인 토크(Torque) 균형을 맞춰 안전성을 갖게 한다.

3) 좌/우 이동 조종모드

기체의 좌측부와 우측부의 위치를 상하로 롤(Roll)을 조절하여 기체의 우측 추력 또는 좌측 추력을 발생함으로써 좌/우로 이동시키는 비행조종 모드이다.

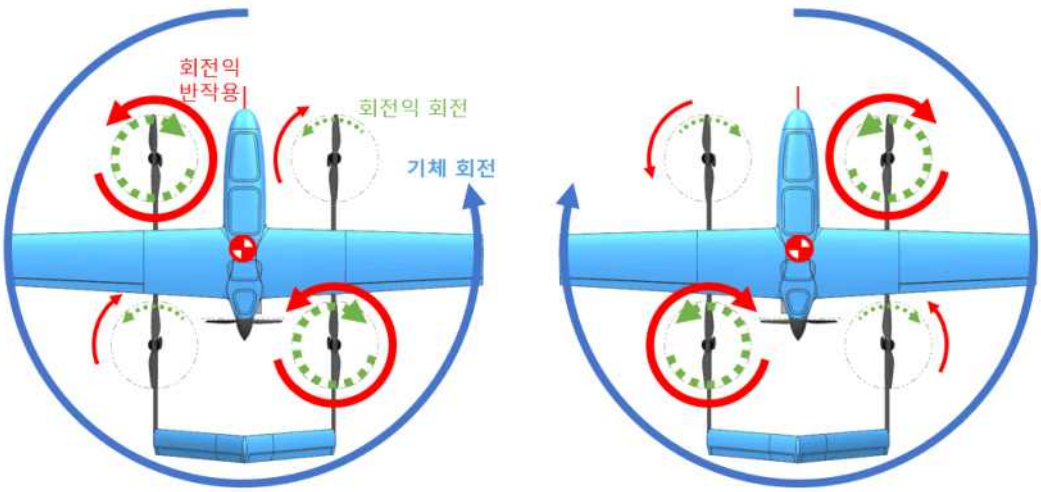


[그림10] 좌/우 이동 조종 모드

기체의 우측 프로펠러가 동일하게 빠른 속도로 회전하면서 기체의 중심보다 높은 위치를 갖게 하여 기체가 좌측(조종자가 보았을 때 좌측 방향)면으로 이동하게 하는 좌측방향 추력을 발생하게 하며, 반대로 우측으로 이동하게 할 때 좌측 프로펠러가 동일하게 빠른 속도로 회전하면서 기체의 중심보다 높은 위치를 갖게 하여 기체가 우측(조종자가 보았을 때 우측 방향)으로 이동하게 하는 우측 방향 추력을 발생하게 한다. 이러한 회전력 조절은 조종기의 에일러론 스틱을 조작함에 따라 발생하게 된다. 좌측과 우측 프로펠러가 연동해서 회전속도를 조절하면서 전체적인 토크(Torque) 균형을 맞춰 안전성을 갖게 한다.

4) 기수 회전 조종모드

기수 회전 비행은 기체를 수직축(Z축)을 기준으로 좌/우로 회전시키는 조종을 통해 수행하는 비행이다.



[그림11] 기수 회전 조종 모드

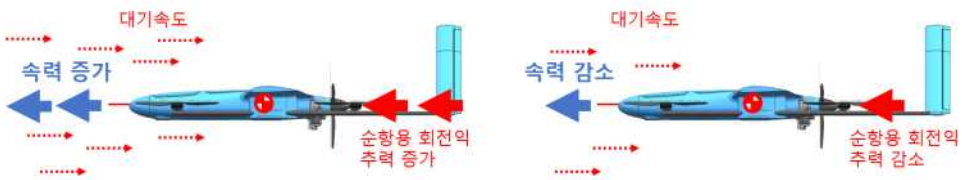
좌회전 반토크를 발생시키는 프로펠러가 빠른 속도로 회전하면 기체가 좌회전(Yaw, Left)하게 되며, 반대로 우회전 반토크를 발생시키는 프로펠러가 빠른 속도로 회전하면 기체가 우회전 (Yaw, Right)를 하게 된다. 이러한 회전력 조절은 조종기의 러더 스틱을 조작함에 따라 발생하게 된다. 수직 꼬리날개가 존재하는 무인수직이착륙기의 경우 바람이 불 경우 바람 방향으로 기수가 회전하려는 경향이 발생하며 바람의 세기가 강할수록 그 경향이 강하게 나타난다. 이때 기수를 회전하고자 할 경우 바람을 이겨낼 수 있는 기수 회전 토크가 크게 필요하게 되며, 프로펠러의 토크 차이를 통해 충분한 기수 회전 토크를 확보하지 못할 수 있다. 이 경우 모터와 프로펠러의 기울임각(Cant angle)을 통해 추력을 통한 회전 토크를 부가적으로 생성할 수 있다. 특히, 바람이 강하게 불 경우 기수 방향을 안정하게 유지하기 위해서는 정풍(Head wind) 방향으로 제자리 비행을 수행하는 것이 적절하다.

나. 고정익 조종모드

무인수직이착륙기가 날개의 양력을 이용해 비행하는 고정익 조종모드에서 비행할 때 무인비행기 조종모드와 동일하게 조종한다.

1) 쓰로틀(Throttle) 조종모드

조종기의 쓰로틀(Throttle) 스틱을 앞쪽으로 조작하면 비행기 동력장치의 출력이 증가하여 기체의 속도가 증가하며, 쓰로틀(Throttle) 스틱을 뒤쪽으로 조작하면 비행기 동력장치의 출력이 감소하여 기체의 속도가 감소하게 된다.

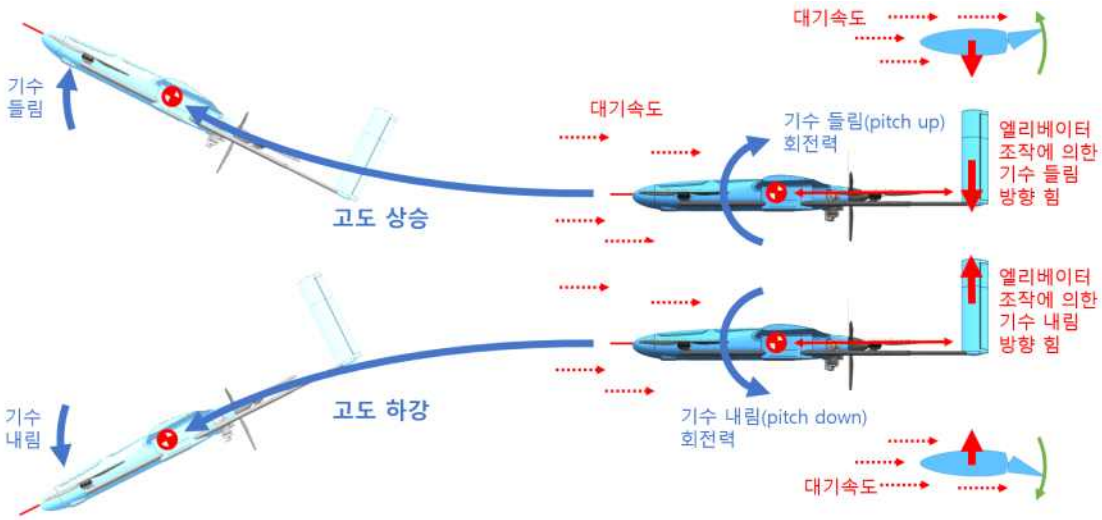


[그림12] 쓰로틀(Throttle) 조종 모드

쓰로틀 스틱 조작은 회전익 조종모드에서 상승/하강을 조종하게 되고 고정익 모드에서 속도 조종에 활용되므로 천이로 인해 조종모드가 변경될 때 주의가 필요하다.

2) 피치(Pitch) 조종모드

조종기의 엘리베이터 스틱을 UP으로 조작하면 비행기의 엘리베이터가 위쪽으로 올라가면서 비행기의 기수가 들리는 피치 업(pitch up) 동작을 하고, 조종기의 엘리베이터 스틱을 DOWN으로 조작하면 비행기의 엘리베이터가 아래쪽으로 내려가면서 비행기의 기수가 숙여지는 피치다운(pitch down) 동작을 한다.

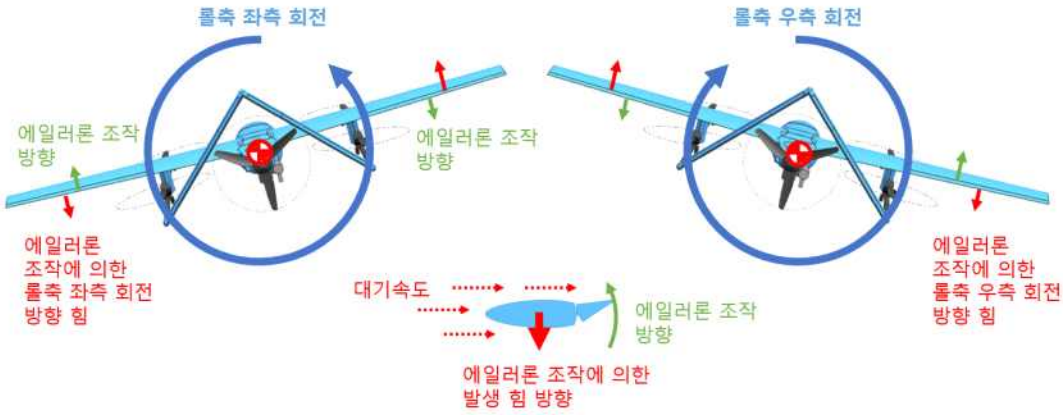


[그림13] 피치(Pitch) 조종 모드

기체가 피치 업 기동을 할 때 상승하게 되고, 피치다운 기동을 할 때 하강하게 된다. 엘리베이터 스틱 조작은 회전익 조종모드에서 전·후진을 조종하게 되고 고정익 모드에서 상승/하강에 활용되므로 천이로 인해 조종모드가 변경될 때 주의가 필요하다.

3) 롤(Roll) 조종모드

조종기의 에일러론 스틱을 좌측으로 조작하면 비행기의 좌측, 우측 에일러론이 각각 상하로 움직여 좌측으로 롤링하는 동작을 하고, 조종기의 에일러론 스틱을 우측으로 조작하면 비행기의 우측, 좌측 에일러론이 각각 상하로 움직여 우측으로 롤하는 동작을 한다.

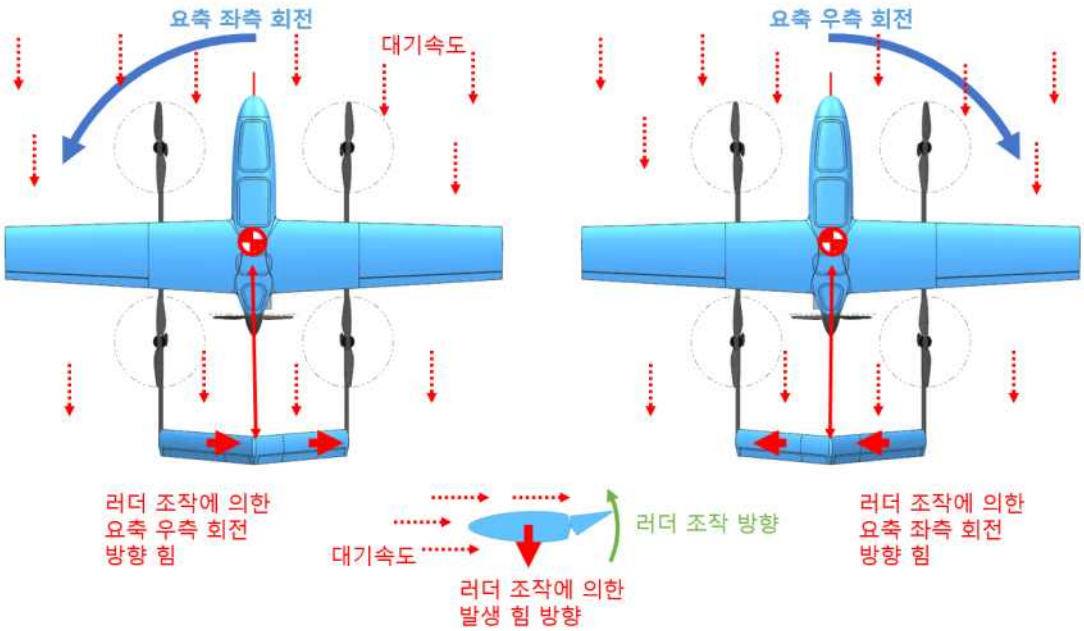


[그림14] 롤(Roll) 조종 모드

기체가 좌측으로 롤 기동을 할 때 좌선회를 하게 되고, 우측으로 롤 기동을 할 때 우선회를 하게 된다. 에일러론 스틱 조작은 회전익 조종모드와 고정익 조종모드에서 동일하게 기체의 롤 기동을 조종하게 된다.

4) 요(Yaw) 조종모드

조종기의 러더 스틱을 좌로 조작하면 비행기의 러더가 좌로 움직여 비행기 기수가 좌로 움직이는 동작을 하고, 조종기의 러더 스틱을 우로 조작하면 비행기의 러더가 우로 움직여 비행기 기수가 우로 움직이는 동작을 한다.



[그림15] 요(Yaw) 조종 모드

러더 스틱 조작은 회전익 조종모드와 고정익 조종모드에서 동일하게 기수 회전을 조종하게 된다.

다. 천이 조종모드

무인수직이착륙기가 회전익 조종모드와 고정익 조종모드가 전환되는 과정에서 프로펠러의 회전에 의한 양력과 날개의 양력을 모두 이용해 비행하는 조종모드로, 천이 모드에서 비행하기 위해서는 천이 스위치를 인가해야 한다. 천이 조종모드에서는 일반적으로 자동 프로그래밍에 의한 조종이 이루어지며, 조종사에 의한 조종은 일부 제한된 조종만 가능하거나 불가하게 된다. 천이 조종모드에서는 안정적으로 회전익 조종모드와 고정익 조종모드를 전환하는 것이 중요하며, 정풍(Head wind) 방향으로 천이를 수행할 경우 신속하고 안정적으로 천이를 수행할 수 있다.

1) 회전익에서 고정익 전환 천이 조종모드

무인수직이착륙기가 회전익 모드에서 고정익 모드로 천이를 수행할 때 기체의 속도가 증가하며, 회전익 모드에서 양력을 발생시키는 프로펠러의 회전수가 감소한다. 날개에서 발생하는 양력만으로 비행할 수 있을 때 고정익 모드로의 천이가 완료되며, 천이가 완료된 시점에서 고정익 조종모드로 조종모드가 변경되므로 주의가 필요하다.

2) 고정익에서 회전익 전환 천이 조종모드

무인수직이착륙기가 고정익 모드에서 회전익 모드로 천이를 수행할 때 기체의 속도가 감소하며, 회전익 모드에서 양력을 발생시키는 프로펠러의 회전수가 증가한다. 회전익 모드에서 안정적인 비행이 가능해질 때 회전익 모드로의 천이가 완료되며, 천이가 완료된 시점에서 회전익 조종모드로 조종모드가 변경되므로 주의가 필요하다.

□ 무인수직이착륙기 비행 전 안전성 점검

복합형 무인동력비행장치 비행 전 세부 점검 내용들은 다음과 같다.

1) 내/외부 조종사의 상호 통신은 가능한지 점검
2) 회전익/고정익 날개 고정부분 상태는 양호한지 점검
3) 동력 장치 및 결합 부분 상태는 양호한지 점검
4) 각 서보모터 및 링크 등 작동부의 상태가 양호한지 점검
5) 조종면 등이 제대로 조정되어 장착되어 있는지 점검
6) 동체가 들뜨거나(delamination) 변형(deformation)된 부분, 부식은 없는지 점검
7) 회전익/고정익의 균열 및 손상이 없는지 점검
8) 전기 배선(특히 기체 구조물 모서리 인접부) 및 커넥터 결합 상태는 양호한지 점검
9) 착륙장치의 장착 상태는 양호한지 점검
10) 내연기관이 있는 경우 연료관의 마찰, 마모, 누설, 고정 상태는 이상이 없는지 점검
11) 내연기관이 있는 경우 연료 탱크 및 필터 상태는 양호한지 점검
12) 내연기관이 있는 경우 연료 주입구 뚜껑이 안전하게 잠기는지 점검
13) 내연기관이 있는 경우 엔진 오일의 상태는 양호한지 점검
14) 내연기관이 있는 경우 점화 케이블의 상태는 양호한지 점검
15) 내연기관 또는 전기모터 장착 마운트와 부싱 등은 양호한지 점검
16) 기어박스가 있는 경우 오일 누설은 없는지 점검
17) 내연기관 또는 전기모터 카울링의 상태(장착고정)와 균열 등 이상이 없는지 점검
18) 내연기관이 있는 경우 소음기의 부착상태는 양호한지 점검
19) 볼트·너트류의 체결 상태 및 인접부 구조 상태는 양호한지 점검
20) 송신기 안테나 및 전원 상태는 양호한지 점검
21) 수신기 및 안테나 장착 상태는 양호한지 점검
22) 수신기 전원 및 배터리 장착 상태는 양호한지 점검
23) 외부 장착 장비의 상태는 양호한지 점검
24) 피토관(pitot tube, 대기속도측정장치)이 있는 경우 외관 및 작동 상태는 양호한지 점검

25) 지상조종장비의 조종기는 내부조종사와 외부 조종사가 동시 또는 분리하여 사용할 수 있는지 점검
26) 내부조종사와 외부 조종사의 조종기는 서로 간섭현상은 없는지 점검
27) 송신기의 range check 모드 상태에서 또는 안테나를 접은 상태에서 10m 이상의 거리에서 작동 상태가 양호한지 점검
28) 전파방해 등의 이유로 통신이 불가능할 경우를 대비하여 안전대책이 마련되어 있는지 점검

참고문헌

[1] Putnam, J., & Littell, J. (2023). Simulation and analysis of NASA Lift Plus Cruise eVTOL crash test. Presented at the Vertical Flight Society's 79th Annual Forum & Technology Display, West Palm Beach, FL, USA, May 16-18, 2023.

[2] B. M. Min, "Transition flight performance analysis of an hybrid UAV with regard to longitudinal control structure"

[3] RLE International. SkyCab Project. RLE International, n.d. Web. 2 Sept. 2024. 〈https://www.rle.international/skycab-project/?lang=en ₩〉.

[4] D. H. Hwang, Y. D Yoo, J, H Moon, "Development and Flight Test Analysis of Lift+Cruise Type Scaled UAM"

[5] Hu, J., Wei, J., Liu, K., Yu, X., Cao, M., & Qin, Z. (2024). Hybrid Mode: Routinization of the Transition Mode as the Third Common Mode for Compound VTOL Drones. Drones, 8(3), 93.

[6] Joby Aviation. (2024). Joby demonstrates potential for regional journeys with landmark hydrogen-electric flight. Retrieved September 2, 2024, from https://www.jobyaviation.com/news/joby-demonstrates-potential-regional-journeys-landmark-hydrogen-electric-flight/

[7] https://www.mirae.news/news/articleView.html?idxno=4652 윤용현 국민대학교 교수, 도심항공모빌리 소개...Introduction to Urban Air Mobility

[8] Benkhoud, K., & Bouallegue, S. (2016). Modeling and LQG Controller Design for a Quad Tilt-Wing UAV. Research Laboratory in Automatic Control (LA.R.A), National Engineering School of Tunis (ENIT), University of Tunis El Manar, & Faculty of Sciences, University of Monastir.

[9]Liu, N., Cai, Z., Zhao, J., & Wang, Y. (2020). Predictor-based model reference adaptive roll and yaw control of a quad-tiltrotor UAV. Chinese Journal of Aeronautics, 33(1), 282-295.

[10] Y. S. Kang, “A Study on the Minimization of Altitude Error in Conversion Flight of OPPAV”
[11] J. S. Hyun, M. S. Jang, C. H. Lee, LV Thang Nguyen, Maxim Tyan, J. W. Lee, “Investigation of Tilt Corridor Derivation Method for eVTOL Transition Flight”
[12] Moore, M. D. (n.d.). NASA Puffin Electric Tailsitter VTOL Concept. NASA Langley Research Center. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
[13] H. S. Lee, K. S. Kim, H. C. Bang, “ Velocity Control of a VTOL Tailsitter UAV Considering Operations on Moving Ground Vehicles”
[14] Takaaki Mtsumoto, Koichi Kita, Ren Suzuki, Atsushi Oosedo, Kenta Go, Yuta Hoshino, Atsushi Konno, Masaru Uchiyama, “A Hovering Control Strategy for a Tail-Sitter VTOL UAV that Increases Stability Against Large Disturbance”
[15] Anthony Comer and Imon Chakraborty, “Total Energy-Based Control Design and Optimization for Lift-Plus-Cruise Aircraft”
[16] John Kaneshige, Thomas Lombaerts, Kimberlee H. Shish and Michael Feary, “Command and Control Concepts for a Lift Plus Cruise Electric Vertical Takeoff and Landing Vehicle”
[17] Liu Zhong, He Yuqing, Yang Liying, Han Jianda, “Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: A review”
[18] Zaibin Chen, Hongguang Jia, “Design of Flight Control System for a Novel Tilt-Rotor UAV”
[19] Romain Chiappinelli, Meyer Nahon, “Modeling and Control of a Tailsitter UAV”