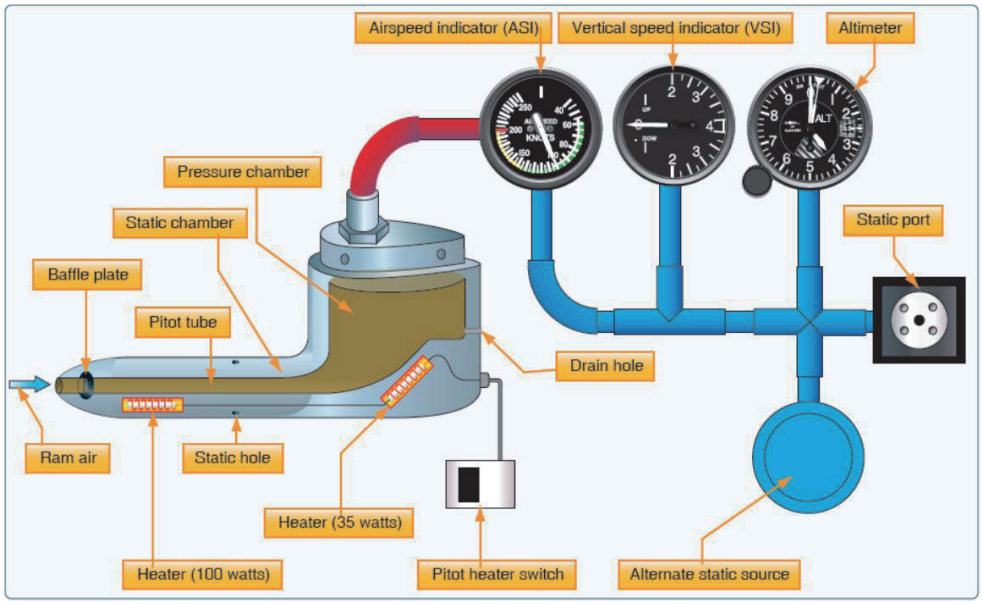
을 측정하여 압력의 크기와 변화를 나타내주는 계기로 고도계, 속도계, 승강계 등이 있다. 고도계와 승강계는 정압공(Static port)에서 측정된 공기의 정압을 이용하고, 속도계는 피토튜브(Pitot tube)에서 측정되는 공기의 전압과 정압공에서 측정된 정압을 이용하여 측정된다.

4.1.9.3 동정압계통의 막힘 현상(Blockage of the Pitot-Static System)

동정압계통은 비행하고 있는 비행장치 주위의 공기압력을 측정하여 고도, 속도, 상승/강하율을 지시해주는 계기이므로 공기압력이 정확히 측정되도록 피토튜브와 정압공은 막힘이 없고 깨끗하게 유지되어야 한다. 그러기 위해서 조종사는 매 비행 후 피토튜브덮개로 막아 놓아야 하며 비행 전 반드시 피토튜브덮개를 제거하고 정압공 주변이 깨끗하고 막힘이 없는지 확인하여야 한다. 비행 중 착빙(icing)이 의심되면 반드시 피토히터를 작동시켜 얼음에 의해 피토튜브가 막히지 않도록 예방하여야 한다.

[표 4-2] Pitot-Static System이 비정상 일 때 속도계, 고도계, 승강계의 변화

막힌 부분	속도계	고도계	승강계
① Pitot tube(막힘)	0	정상	정상
① Pitot tube(막힘) ② Drain hole(막힘)	상승시 높게 지시 강하시 낮게 지시	정상	정상
③ Static port(막힘)	상승시 낮게 지시 강하시 높게 지시	움직임 없음	움직임 없음



[그림 4-8] 동정압 계기의 막힘 위치

어떤 원인에 의하여 정압공이 막힐 경우 대체정압(alternate static air)을 작동시켜 조종석의 공기압을 대신 정압으로 사용할 수 있다. 여압이 되지 않는 비행장치는 벤투리(venturi) 효과로 인하여 조종석의 공기압이 비행장치 바깥보다 낮게 된다. 동정압 계통이 착빙(icing) 등의 원인으로 막혔을 경우 공기압력이 제대로 전달되지 못하므로 속도계, 고도계 및 승강계는 비정상적으로 지시한다.

4.1.9.4 엔진 시동 후 점검

○ 고도계 : 지상에서 비행장의 현재 QNH를 맞추었을 때 비행장 표고와 차이를 확인하고 만일 75ft 이상 차이가 발생하면 이 고도계는 계기비행용으로 사용 할 수 없다.

○ 속도계 : 정지하여 있을 때 속도는 "0" knots를 가리켜야 한다.

○ 승강계 : "0" fpm을 가리켜야 하며 만일 "0" fpm을 지시하지 않으면 적절한 공구를 이용하여 계기 왼쪽 아래에 있는 조절나사(screw)를 돌려 "0" fpm으로 맞추고 그렇지 않으면 현재의 지시 값을 "0" fpm으로 간주하여 비행하여야 한다.

4.1.9.5 비행속도의 제한사항

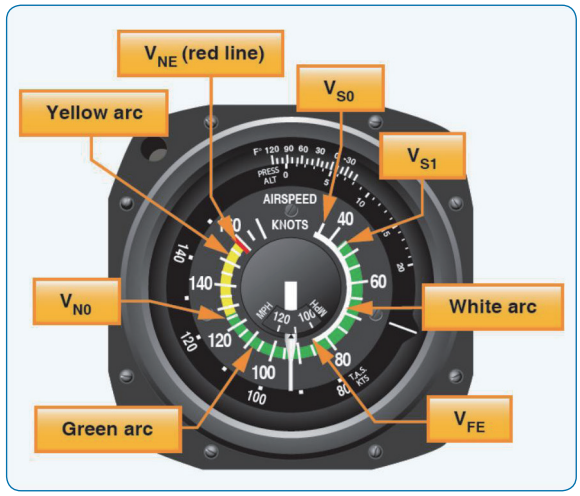
비행속도의 제한사항은 속도계에 색깔(color coding)로 구분하여 표시한다.

○ Red line : 절대로 초과해서는 안 되는 속도(V_{NE})를 나타낸다.

○ Yellow arc : Maximum structural cruising speed(V_{NO})부터 V_{NE}까지의 범위를 나타내는 주의(caution)구간으로 조종사는 안정된 기류 상태에서만 이 범위 내에서 비행할 수 있다.

○ Green arc : 정상 작동범위로 V_{NO}와 V_{S1}(특정 형태에 있어서 플랩사용 실속속도 또는 최소정상비행속도)의 범위를 나타낸다.

○ White arc : 플랩(Flaps)을 작동시킬 수 있는 속도로 V_{FE}(플랩을 내린 상태에서 허용되는 최대속도)와 V_{S0}(플랩 착륙위치로 비행기 조종가능 상태에서의 실속속도 또는 최소정상비행속도)의 범위를 나타낸다.

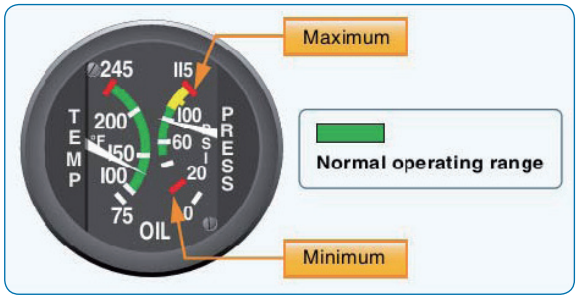


[그림 4-9] 속도계 눈금 표시

4.1.9.6 엔진작동의 제한사항

엔진의 작동범위를 색깔로 구분하여 나나낸다. 녹색 호선(Green arc)은 정상작동 범위를

나타내며 노란색 호선(Yellow arc)은 주의구간, 붉은색 선(Red line)은 최대 운용범위로서 초과되어서는 안 되는 범위이다.



[그림 4-10] 엔진작동계기의 제한 표시

4.1.10 동력비행장치 비상 낙하산

동력비행장치용 낙하산의 강도는 극한하중 조건하에서 수행되는 시험에서 $E=\frac{1}{2}mv^2$으로 표현되는 에너지 방정식에 1.5의 안전계수(극한하중계수)를 적용하게 되어 있다.

낙하산 시스템을 탑재하는 각 초경량비행장치들은 낙하산 장착을 위한 구체적인 '낙하산 장착 매뉴얼(PIM: Parachute Installation Manual)'에 적합하게 장착작업을 하여야 한다.

동력비행장치용 낙하산은 BRS(ballistic parachute system)으로 사출형으로 되어 있어, 안전사고 예방을 위하여 동력비행장치 동체 외부 사출지점 근처에 쉽게 볼 수 있도록 플래카드 또는 라벨을 부착하게 되어 있다.

[그림 4-11] 낙하산 BRS

[그림 4-12] BRS 플래카드 또는 라벨

4.1.11 비행 전 점검(preflight)

비행 전 지상에서 비행장치를 점검하는 모든 행위는 비행 중 발생할 수 있는 위험요소를 찾아내는 최종적인 기회이다. 일반적인 중요 요소를 확인하는 것은 큰 차이가 없지만 가장 신뢰할 수 있는 것은 제작사가 제공하는 점검 절차에 따라 모든 항목을 점검하여야 한다.

점검 항목과 방법 및 절차는 비행장치 제작사가 제공한 것을 조종사 운용 안내서(POH)

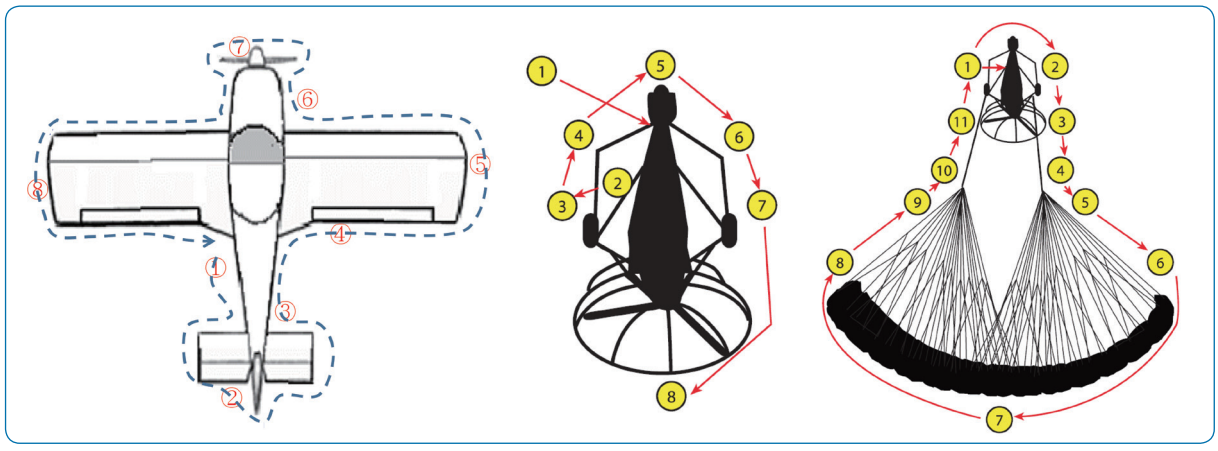
또는 지침서에 따라 점검 리스트를 보면서 한 항목씩 수행하는 것이 가장 적절한 방법이다. 비행 전 비행장치의 상태를 확인하는 책임은 조종사 자신이다. 이륙에 급급하여 점검을 생략하는 경우가 있어서는 안 된다. 특히 동절기에 비행장치에 눈이나 얼음이 있는 상태로의 비행은 비행장치의 비행성능을 급격하게 감소시키므로 반드시 제거 후에 이륙하여야 한다.

4.1.12 비행 전 외부 점검

○ 비행 전 외부 점검은 일반적으로 육안점검(Visual Inspection)이며, 외부 점검을 수행하기 전에 우선적으로 조종실의 주 전원 마스터(Master)/이그니션(Ignition)스위치 꺼짐 상태를 확인하여 프로펠러 점검 시에 시동이 걸리는 사고를 예방하여야 한다. 외부 점검 시의 주요 점검 대상 항목은 다음과 같다.

- 엔진과 동체에서의 누유나 누설 흔적
- 날개나 동체위의 눈 또는 서리 존재유무
- 안전핀과 안전커버
- 연료에 물 또는 이물질 혼합여부
- 타이어 압력 및 파손 여부
- 연결 핀 및 안전고리
- 조종면 힌지 핀 장착상태
- 냉각수 및 오일량
- 외부로 드러난 조종 케이블 상태
- 조종 케이블에 연결된 조임 부품들의 조임 상태
- 기체 전체의 균형상태, 찌그러짐, 패임 등 외형상 변형여부
- 외피가 복합재인 경우의 손상여부 등
- 프로펠러 상태 및 손상부위점검

○ 동력비행장치 주변을 한 바퀴 돌면서 해당 동력비행장치에 설치된 각종 고정 장치 또



[그림 4-13] 비행 전 외부 점검, 타면조종형비행장치, 트라이커, 동력패러글라이더

는 덮개를 벗기면서 점검 한다. 트라이커(trike 또는 cart)가 사용되는 체중이동형비행장치 또는 동력패러글라이더의 경우 우선 동체부위를 점검하고, 날개부와 결합한 후에 전체적으로 점검이 이루어져야 한다.

4.1.13 조종석 내 점검

동력비행장치의 조종석은 조종실을 갖춘 동체내부 일수도 있지만, 외부에 노출된 것도 있다. 비행 전 점검에서와 같이 제작사가가 제공한 조종사 운용 안내서(POH) 또는 지침서에 의해 수행하되 일반적으로 다음과 같은 절차를 수행한다.

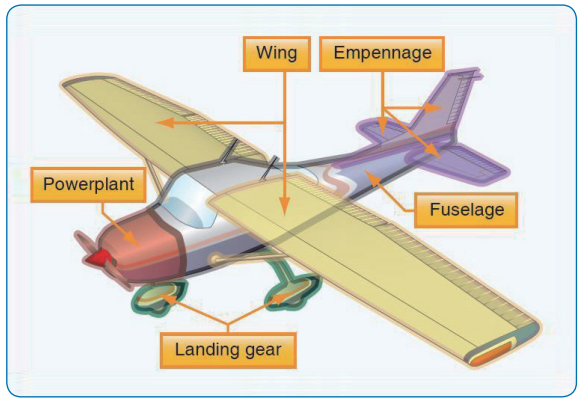
- ○ 조종간을 전후좌우로 움직여서 조종면이 걸리지 않고 원활하게 작동 하는지 여부
- ○ 주 전원 스위치를 “ON"하고 전기로 작동되는 부품들의 작동여부
- ○ 연료량 확인

이러한 점검을 수행하는 동안에는 점화스위치는 반드시 “OFF"에 있어야 하며 전기로 작동되는 부품의 검사하고 주 전원스위치를 ”OFF" 하는 것으로 조종석 내 점검을 종료한다.

4.2 타면조종형비행장치

4.2.1 타면조종형비행장치 구성

타면조종형비행장치는 동체(Fuselage), 날개(Wing), 꼬리날개(Empennage), 그리고 착륙장치(Landing Gear)와 동력장치(Power Plant)로 구성된다.



[그림 4-14] 타면조종형비행장치의 구성요소

4.2.1.1 동체(Fuselage)

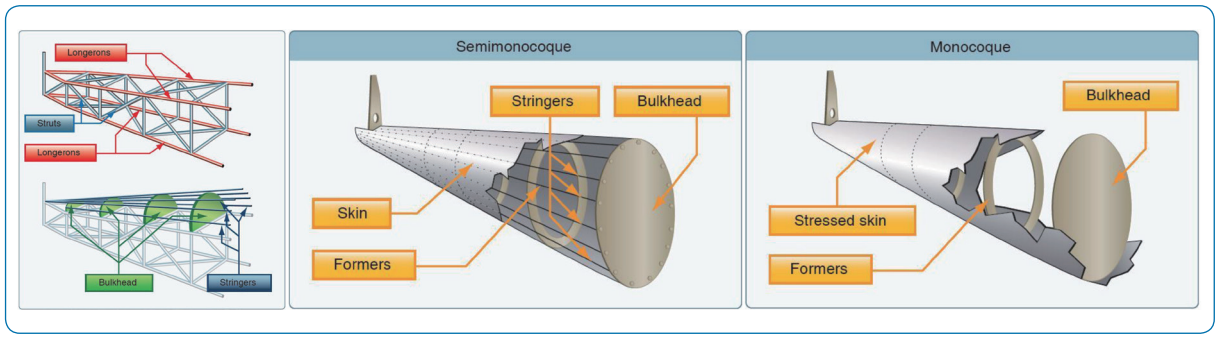
동체는 조종사가 조종할 수 있는 공간을 갖고 있는 타면조종형비행장치의 기본이 되는 중요한 구조물로 날개, 엔진, 착륙장치 등을 지지하고 있다. 동체 내부는 조종석과 연료탱크 등을 포함하고, 동체를 뜨게 하는 양력을 발생하는 날개, 추력을 발생하는 엔진, 조종안전성을 유지하는 꼬리날개, 이착륙의 충격을 받고 완화시켜주는 착륙장치가 장착되므로 구조적으로 다방면의 힘에 충분히 견딜 수 있는 강도를 유지하여야 한다.

동체 구조 형식은 구조물의 가장 안정된 구조인 삼각형 구조물들로 연결된 뼈대가 모든 하중을 담당하고 외피는 형상 유지를 보조하는 트러스(Truss) 구조, 동체에 부분적으로 가해지는 집중하중을 프레임, 벌크헤드, 스트링거(Stringer) 등을 통해서 외피로 전달되는 응력외피형 구조의 하나인 세미모노코크(Semi-monocoque) 구조, 최근 복합재의 개발로 계란껍질처럼 하나의 외피구조물로 구성된 모노코크(Monocoque) 구조가 있다.

○ 트러스 구조(Truss Structure) : 트러스(Truss)구조는 설계와 제작이 용이하다는 장점이 있으나, 내부 공간과 외형을 유선형으로 제작하기 어려운 단점이 있다. 이 방식은 론저론(Longerons)이라 불리는 긴 배관이 뼈대의 버팀대가 위치한 곳에 연결되어 있으며, 수직/수평 스트럿(Struts)이 론저론에 각각 연결되어 있다. 트러스 구조는 끝에서 보면 정사각형 또는 직사각형 모양으로 보인다. 스트럿은 어느 방향에서든 압력에 견딜 수 있어야 하며 스트링거(Stringers)와 벌크헤드(Bulkhead)는 동체의 모양을 형성하는데 도움을 준다. 외피는 뼈대 구조물을 포장하는 역할만 할 뿐 응력이나 비틀림에 영향을 미치지 않는다.

○ 세미모노코크(Semi monocoque) 구조 : 세미모노코크 구조는 하중을 받는 뼈대에 외피를 입히는 구조 방식으로 금속판이나 복합소재로 제작되어 내부 공간마련과 유선형 동체 제작이 용이한 장점이 있다. 이 구조는 벌크헤드(Bulkhead) 그리고/또는 다양한 크기로 이루어진 스트링거(Stringers)와 외피 등으로 이루어져 있다. 외피는 구조물과 결합하여 응력이나 비틀림에 대한 영향을 받는다.

○ 모노코크(Monocoque) 구조 : 모노코크 구조는 복합섬유의 배치 분포 등의 설계와 제작이 어려운 단점이 있으나 충분한 내부 공간과 매우 유연한 유선형 동체로 제작하기에 충분한 구조이다. 모노코크 구조는 스트링거가 없어지거나 줄어들었기 때문



[그림 4-15] 트러스, 세미모노코크, 모노코크 구조

에, 대부분의 비틀림과 굽힘 응력은 외피로 전달되며, 무게를 줄이고 내부공간을 확보할 수 있는 장점이 있다.

4.2.1.2 주 날개(Main Wing)

날개는 비행장치가 공중에 뜨게 하는 힘(양력)을 발생시키는 구조물로 동체에 고정되어 있다. 날개의 구조는 동체와 같이 하중을 담당하는 부재에 따라 구조방식이 구분되며, 주요 구성품으로 스파(Spar)와 리브(Rib) 그리고 스트럿(Strut) 또는 스트링거(Stringers)가 있는 경우도 있다.

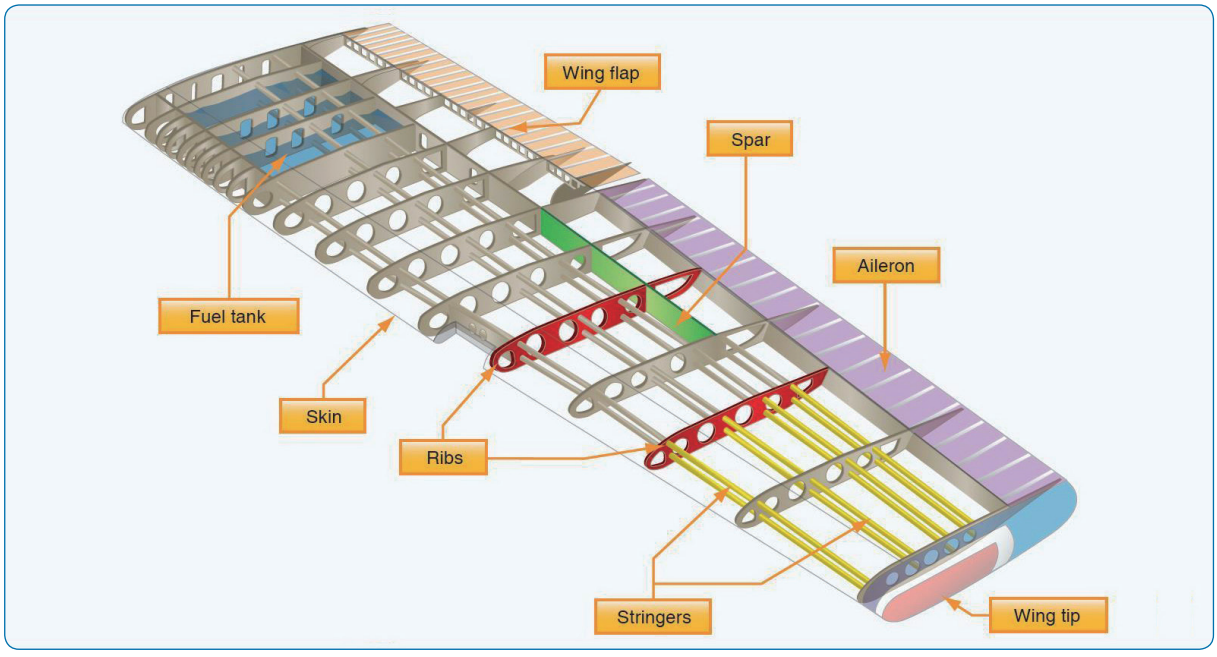
스파(Spar)는 각각의 날개 좌우를 연결하고 있는 주요 구조재로 하중을 담당하는 중요한 부재이며, 리브(Rib)는 날개의 에어포일(Airfoil) 형태를 만들어주는 역할을 한다. 그러나 복합소재로 제작된 날개의 경우 별도의 스파와 리브가 없는 형태도 있다.

날개 뒷전(Trailing Edges)에는 비행장치의 좌우 균형을 유지하거나 기울임을 주는 에일러론(Ailerons)과 필요에 따라 양력과 항력을 증가시켜 주는 플랩(Flap)이 장착된다.

주 날개(Main Wing)의 내부에 연료탱크나 작은 화물을 넣을 수 있는 공간이 마련되기도 한다.

4.2.1.3 주 날개(Main Wing)의 2차 조종면 (Secondary Flight Controls)

주 날개(Main Wing)의 2차 조종면은 날개의 플랩(Flap), 앞전 고양력장치(Leading edge



[그림 4-16] 주날개(Main Wing)의 구성

device), 스포일러(Spoiler), 트림 등으로 구성된다.

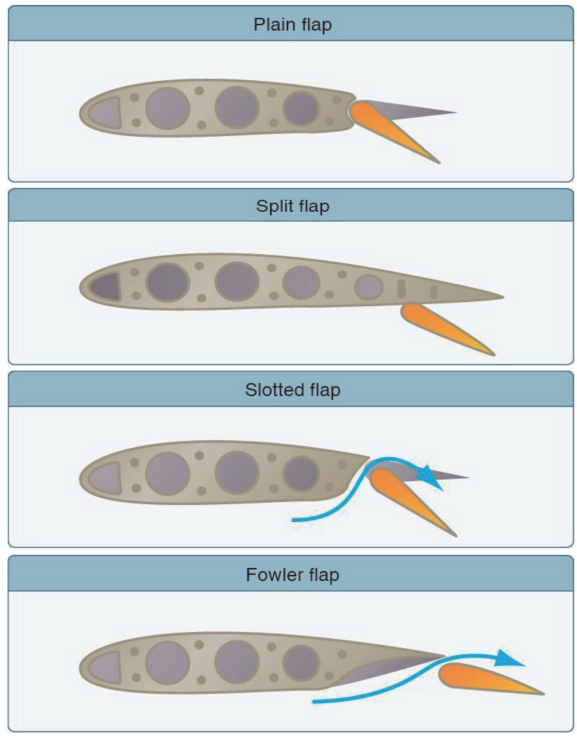
플랩(Flaps) : 날개 뒷전에 부착된 플랩(Flap)은 양력과 유도항력(Induced Drag)을 증가시키는 고양력 장치(High-lift device)이다. 타면조종형비행장치에 사용되는 플랩은 네 종류로 플레인(Plain), 스플릿(Split), 슬롯티드(Slotted), 파울러(Fowler) 플랩이 있다.

○ 플레인 플랩(Plain Flap) : 플레인 플랩은 날개 뒷전을 단순히 밑으로 구부리는 것으로 소형 저속기에 많이 사용된다. 가장 기본적인 형태로서 플랩을 내리면 에어포일(Airfoil)의 캠버를 증가시켜 주어진 받음각에서 양력을 더 발생시키고, 항력을 증가시키며 에어포일 후방으로 양력중심(CP)을 이동시키기도 한다. 플랩을 내리면 양력중심(CP)이동으로 인하여 기수가 내려가는 피칭 모멘트가 발생한다.

○ 스플릿 플랩(Split Flap) : 스플릿 플랩은 날개 뒷전 밑면의 일부를 내림으로써 날개 윗면의 흐름을 강제로 빨아들여 흐름의 떨어짐을 지연시킨다. 구조가 간단하며, 날개의 일부가 나누어지는 형태이다. 플레인 플랩(Plain Flap)보다 작동 시 항력의 증가가 커지는 특징이 있다.

○ 슬롯티드 플랩(Slotted Flap) : 슬롯티드는 플랩을 내렸을 때 플랩의 앞부분에 공기 통로가 형성되어, 이 통로를 통하여 날개 밑면의 공기 흐름이 윗면으로 공급되어 흐름의 떨어짐을 방지하게 되어, 큰 각도로 플랩을 작동시킬 수 있어 최대 양력계수(CL)가 많이 향상된다. 슬롯티드 플랩은 캠버 증가, 경계층 제어 효과에 의해 최대 양력 계수를 더 증가시킬 수 있는 고양력 장치이다. 그래서 슬롯티드 플랩(Slotted Flap)은 플레인 플랩(Plain Flap), 스플릿 플랩(Split Flap)보다 높은 최대 양력계수를 갖는다.

○ 파울러 플랩(Fowler Flap) : 파울러는 플랩을 내리면 날개 뒷전 밑면에 위치한 플랩이 뒤쪽으로 밀려 나가면서 날개면적이 넓어지며, 날개 뒷전과 플랩 앞전 사이에

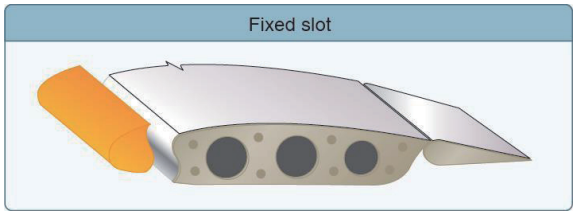


[그림 4-17] 플랩의 종류

공기 통로를 형성하고 플랩이 아래로 구부러져 고양력을 발생시킨다. 파울러 플랩은 캠버 증가와 경계층 제어 효과 및 날개 면적 증가의 효과로 인하여 4종류의 플랩 중에서 가장 성능이 우수한 뒷전 플랩이다.

○ 앞전 고양력 장치(Leading Edge Devices) : 고양력장치는 에어포일의 앞전(Leading Edge)에서도 구현될 수 있다. 타면조종형 비행장치의 앞전 고양력 장치에는 슬롯(Slot)이 있다. 고정된 슬롯은 슬롯을 통하여 공기흐름을 날개면 위에 흐르도록 하여 높은 받음각에서 공기흐름 분리를 지연시킨다. 슬롯은 날개 캠버를 증가시키지 않지만, 높은 받음각에 도달할 때까지 실속을 방지시키기 때문에 최대 양력계수(CL)를 증가시킬 수 있다.

○ 스포일러(Spoilers) : 스포일러는 날개 윗면에 장착된 고 항력 장치(High drag device)이다. 이 장치는 날개 위에 흐르는 공기흐름을 방해하여 양력을 줄이고 항력을 증가시킨다. 스포일러는 속도의 증가 없이 항공기가 하강하도록 한다. 스포일러는 착륙 후에 공기의 저항을 증가시켜 속도를 줄이고 착륙거리를 짧게 해주는 역할을 한다. 활공기에 사용되는 스포일러는 강하율(Descent rate)을 조절하는 데 사용된다.



[그림 4-18] 앞전 고양력 장치 슬롯(Slot)

4.2.1.4 꼬리 날개(Tail Wing)

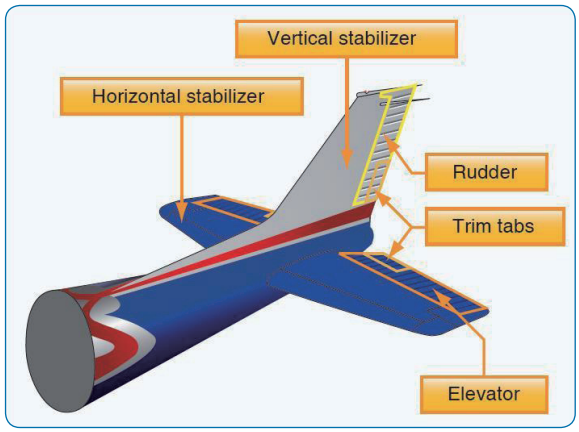
꼬리 날개는 비행장치에 비행안정 및 조종성에 크게 영향을 미치는 것으로 일반적으로 수직안정판(Vertical stabilizer)과 수평안정판(Horizontal stabilizer)이 있다. 수직안정판의 뒷부분에는 방향타(Rudder)가 장착되고, 수평안전판의 뒷부분에는 승강타(Elevator)가 장착되며, 이들 뒷부분에는 조그만 조종면인 탭(Tab)이 장착되기도 한다. 탭(Tab)은 조종면(Control surface)의 뒷부분에 장착되어 조종력을 경감시키거나 조종력을 "0"으로 만들어 주어 안정된 비행형태를 갖게 해준다.

꼬리 날개의 다른 형태는 승강타(Elevator)를 장착하지 않고, 대신 하나의 수평안정판이 장착되는데 이러한 종류의 꼬리 날개를 스테빌레이터(stabilator)라고 한다. 스테빌레이터는 승강타를 작동시키는 것과 같이 조종간을 사용하여 조종한다.

4.2.1.5 트림 시스템(Trim Systems)

트림 시스템은 조종간의 조종압력을 덜어주어 조종사의 부담을 최소화해준다. 트림 시스템은 비행장치가 일정한 자세를 유지하도록 조종면을 움직여 일정한 지점에 위치시켜 비행장

치 조종에 도움을 준다. 일반적으로 트림 시스템은 트림 탭(Trim Tab), 밸런스 탭(Balance Tab), 안티서보 탭(Anti servo Tab), 지상 조절 탭(Ground Adjustable Tab) 등이 있다.



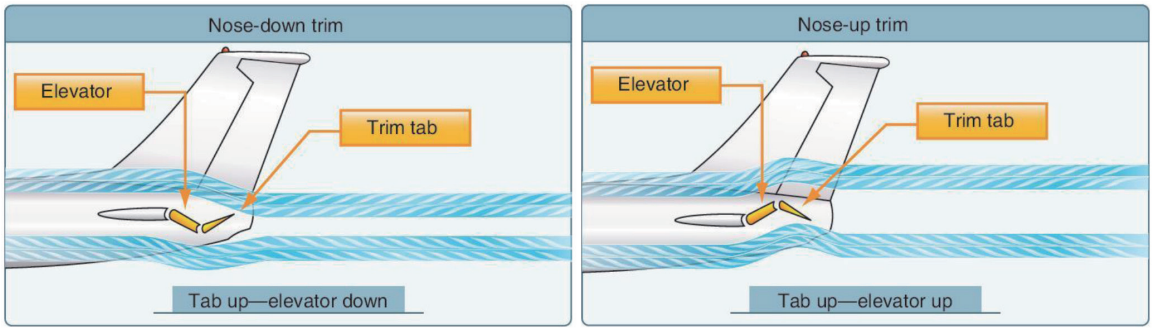
[그림 4-19] 꼬리날개의 구성

○ 트림 탭(Trim Tabs) : 소형항공기에 가장 많이 설치된 트림 탭은 엘리베이터 뒷전에 부착되어 있다. 대부분의 트림 탭은 수동으로 작동되며 트림 탭의 위치를 나타내는 지시기가 있다. 기수를 내리기 위해 조종간을 밀어 엘리베이터를 내린 상태에서 트림 탭을 기수내림 위치에 놓으면 트림 탭은 위로 움직이게 된다. 이때 엘리베이터의 뒷전을 흐르는 공기흐름으로 발생되는 힘은 아래로 향하게 되어 조종압력 증가 없이 강하자세를 유지할 수 있다. 트림 탭과 엘리베이터의 움직임이 반대 방향으로 움직임에도 불구하고 트림조작은 조종사에게 편리하게 적용된다. 만약 지속적으로 조종간을 당겨야 한다면 기수 올림 트림을 작동하면 된다. 조종사는 일반적으로 원하는 출력과 피치 자세와 외형(Configuration)을 먼저 갖추고 항공기 자세유지를 위한 조종 압력을 완화시키기 위하여 트림을 작동한다.

○ 밸런스 탭(Balance Tabs) : 트림 탭과 같이 과도한 조종압력을 줄이기 위하여 밸런스 탭을 사용하기도 한다. 밸런스 탭은 트림 탭과 유사한 형태이고 트림 탭과 동일한 위치에 장착되어 있는데 이 둘의 차이점은 밸런스 탭은 조종면 로드(rod)와 짝을 이루어 주 조종면(Primary surface) 자체를 움직이는 데 있다. 밸런스 탭은 주 조종면과 반대방향으로 움직이는데 탭에 가해지는 공기흐름은 주 조종면과 반대되는 공기압으로 균형을 이룬다.

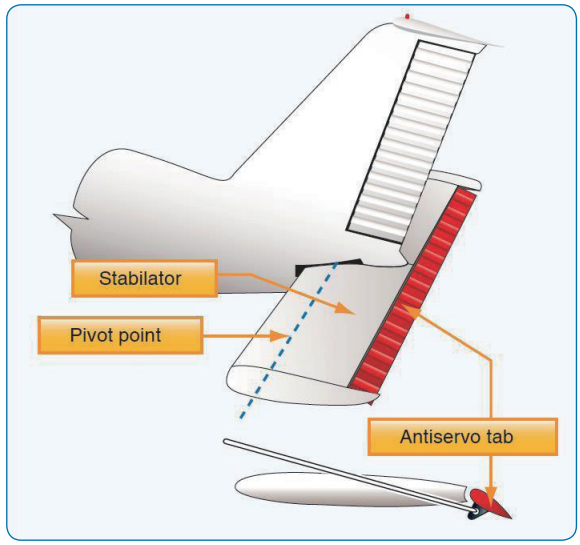
○ 서보 탭(Servo Tabs) : 서보 탭은 형태와 작동원리가 트림 탭과 매우 유사하다. 서보 탭은 조종사가 원하는 방향으로 조종면을 움직이는 데 도움을 주는 조종면의 작은 부분이다. 서보 탭은 조종사의 워크로드를 줄이고 항공기의 불안정성을 줄이는 역학적 장치이다. 서보 탭은 종종 비행 탭(Flight tabs)으로 간주되는데 큰 항공기에서 주로 사용된다.

○ 안티서보 탭(Anti servo Tabs) ; 안티서보 탭은 밸런스 탭(Balance Tab)과 동일한 방식으로 작동하고 밸런스 탭처럼 반대방



[그림 4-20] 엘리베이터 트림 탭

향으로 움직이는 대신에 같은 방향으로 스테빌레이터 뒷전에서 움직인다. 또한 안티서보 탭은 스테빌레이터의 민감함을 감소시키기 위하여 조종압을 완화시키는 트림의 기능을 하기도 하고 스테빌레이터를 적절한 위치에 유지시키기 위한 기능을 하기도 한다. 연결부의 고정된 끝부분은 탭에 뿔 모양의 형태로 부착되어 있다. 스테빌레이터 뒷전이 올라가면 연결부는 탭의 뒷전을 올라가게 한다. 스테빌레이터가 아래로 움직이면 탭 또한 아래로 움직인다. 반대로 엘리베이터의 트림 탭은 조종면과 반대로 움직인다.



[그림 4-21] 안티서보 탭

○ 지상 조절 탭(Ground Adjustable Tabs) : 대부분의 소형항공기들은 움직이지 않는 메탈 트림 탭(Metal trim tab)을 러더에 부착한다. 이 탭은 한쪽 방향으로 구부러져 있고 러더에 힘을 가하는 트림으로 적용된다. 지상 조절 탭은 순항 비행 중 왼쪽이나 오른쪽으로 스키드(Skid) 되지 않을 때까지 적은 양으로 조절한다. 또한 메

[그림 4-22] 지상 조절 탭

탈 트림 탭(Metal trim tab)은 에일러론(Ailerons) 하반부에 장착하기도 한다.

4.2.2 착륙장치(Landing gear)

비행장치의 지상 이동과 이/착륙시 활주를 위한 장치로 동체 또는 주익에 장착된 주 착륙장치(Main Landing Gear)와 주 착륙 장치 전방 또는 후방에 방향 전환을 하는 전륜형 착륙장치(Nose Gear Type) 또는 미륜형 착륙 장치(Tail Gear Type)로, 비행기는 일반적으로 3개의 바퀴(Wheel)가 장착되어 있다.

착륙장치는 착륙 때 충격을 흡수하기 위한 완충장치가 포함되어 있으며, 활주 시 제동을 위한 브레이크 장치도 장착되어 있고, 방향전환을 위한 기능도 갖고 있다.

전륜형 및 미륜형 타면조종형비행장치 모두 지상에서 이동하는 동안 러더 페달을 움직임으로서 방향조종이 가능하고, 일부 타면조종형비행장치는 메인바퀴의 브레이크의 압력 차이를 조절하여 방향 조종을 한다.

4.2.3 엔진(Engine)과 프로펠러(propeller)

엔진은 비행장치를 전진할 수 있도록 하는 힘을 만들어주는 동력원으로 동체의 앞에 장착되어 비행장치를 끌고 가는 견인식(Pulling Type)과 뒤쪽에 장착되어 밀어서 전진하는 추진식(Pusher Type)이 있다.

타면조종형비행장치에 사용되는 엔진은 왕복식 엔진(reciprocal)으로 주로 사용하는 왕복엔진은 2행정 또는 4행정 휘발유 엔진이다. 최근들어 전기를 사용하는 전동기도 등장하고 있다.

프로펠러(propeller)는 엔진에 직접 또는 변속기의 회전축에 장착되어 엔진에서 발생하는 회전력을 이용하여 추진력을 발생시킬 수 있는 장치로 공기를 뒤로 밀어내면서 비행장치를 앞으로 추진시키는 힘을 제공한다.

4.2.4 타면조종형비행장치의 조종성 및 특성

4.2.4.1 비행장치의 움직임

비행장치는 무게 중심점을 기준으로 가상의 3축이 존재하며, 이들은 비행장치의 무게중심(CG, Center of Gravity)을 관통하는 3개의 선들을 가리킨다. 이 축들은 비행장치 기수부터 꼬리까지를 연결하는 축을 세로축(Longitudinal Axis), 좌측 날개 끝과 우측 날개 끝을 연결하는 축을 가로축(Lateral Axis), 동체를 수직으로 관통하는 수직축(Vertical Axis)이 있다.

세로축에 대한 비행장치의 움직임을 롤(Roll), 가로축에 대한 비행장치의 움직임을 피치(Pitch), 수직축에 대한 비행장치의 움직임을 요오(Yaw)라고 한다.

비행장치의 3가지 움직임(롤(Roll), 피치(Pitch), 요오(Yaw))은 조종면(Control

Surfaces)들에 의해 조종되며, 롤(Roll)은 에일러론(Aileron), 피치(Pitch)는 엘리베이터(Elevator), 요오(Yaw)는 러더(Rudder)에 의해 조종된다.

4.2.4.2 비행조종시스템 (Flight Control Systems)

타면조종형비행장치의 비행조종시스템은 주시스템(Primary System)과 보조시스템(Secondary System)으로 구성되며, 주시스템에는 에일러론(Aileron), 엘리베이터(Elevator), 러더(Rudder)가 있고, 보조시스템은 2차 조종면(Secondary Flight Controls)이라고도 하며 여기에는 플랩(Flaps), 날개앞전장치(Leading Edge Device), 스포일러(Spoilers), 트림(Trim) 등이 있다. 이러한 보조시스템은 비행기의 성능특성을 향상시키거나 조종사의 조종간에 주어지는 힘을 덜어주는 역할로 사용된다.

○ 에일러론(Aileron) : 타면조종형비행장치의 에일러론(Aileron)은 보조익이라고도 부르며 주날개의 후연부 바깥쪽에 부착되어 있다. 좌/우측 에일러론은 상호 반대방향으로 작동하도록 되어있으며, 비행장치의 세로축에 대한 롤(Roll)을 조종한다. 즉 조종사의 조종간에 의해서 작동되며, 좌측으로 선회할 경우 좌측 에일러론은 윗방향으로 움직여 좌측날개를 아래로 경사지게 만들고, 우측 에일러론은 아랫방향으로 움직여 우측 날개를 위로 밀어 올려 타면조종형비행장치는 좌로 선회하게 한다.

○ 엘리베이터(Elevator) : 엘리베이터는 승강타라고도 부르며, 비행장치의 가로축(Lateral Axis)에 대한 피치(Pitch)를 조종한다. 조종사가 조종간을 전후로 움직임에 따라 승강타의 상하 작용으로 비행기는 상승 및 강하하게 된다. 조종간을 뒤로 잡아당기면 엘리베이터는 위로 올라가 비행장치 기수는 상향 되며, 반대로 조종간을 앞으로 밀면 엘리베이터는 아래로 향하게 되어 비행장치 기수는 하향하게 된다. 일반적으로 엘리베이터에는 조종석에서 조절이 가능한 트림탭(Trim Tab)이 장착되어 있다.

○ 러더(Rudder) : 러더(Rudder)는 방향타라고도 부르며 비행장치의 수직축(Vertical Axis)에 대한 요오(Yaw)를 조종한다. 방향타는 조종사가 페달을 좌우로 움직임에 따라 방향타의 좌우 작용으로 비행기는 좌측 및 우측으로 비행기 기수방향이 전환된다. 조종사가 조종석에 있는 두개의 러더 페달 중 왼쪽 페달을 밟을 경우, 러더는 왼쪽으로 움직이게 되고 비행장치 기수는 왼쪽으로, 반대로 오른쪽 페달을 밟을 경우 기수는 오른쪽으로 움직이게 된다.

4.2.5 타면조종형비행장치 비행 전 안전성 점검

○ 타면조종형비행장치 비행 전 주요 세부점검 내용들은 다음과 같다.

- 동체의 벌크헤드, 스트링거 등의 리벳 장착상태, 균열 등이 없는지 확인
- 동체 외피가 들뜨거나(Delamination) 부식(Corrosion)이 없는지 확인
- 동체 캐노피에 균열이나 어긋나지 않았는지 확인
- 동체 출입문이나 캐노피의 잠금장치가 확실한지 확인
- 조종자 안전벨트(시트벨트, 어깨걸이 벨트)의 장착상태와 작동상태가 양호한지 확인
- 엔진 방화벽에 변형이나 균열은 없는지 확인
- 동체 조종케이블과 풀리의 장착 및 작동상태는 양호한지 확인
- 무게중심의 위치가 허용범위 안에 들어있는지 확인
- 날개 조종면의 힌지, 베어링의 작동상태 및 장착볼트, 핀 등의 상태가 양호한지 확인
- 날개 조종케이블, 로드, 풀리의 조절 및 장착, 작동상태는 양호한지 확인
- 날개 트림 조종/조절 상태는 양호한지 확인
- 날개 표면이 들뜨거나 부식이 없는지 확인
- Fabric 소재 날개의 경우 재봉상태는 양호한지 확인
- 동체와 날개의 장착상태는 양호한지 확인
- 연료관에 마찰, 마모, 누설, 고정상태는 이상이 없는지 확인
- 연료탱크 및 필터에 물이나 기타 불순물이 있는지 확인
- 연료 주입구 뚜껑(Cap)이 안전하게 잠겼는지 확인
- 착륙장치 스트러트의 장착 및 팽창상태는 양호한지 확인
- 바퀴와 타이어의 상태는 양호한지 확인
- 브레이크 작동유의 누설 등 이상이 없는지 확인
- 착륙장치와 동체 및 날개의 연결부분의 상태는 양호한지 확인
- 착륙장치에 부식, 균열, 변형 등 이상이 없는지 확인
- 수직 안정판, 수평 안정판의 장착상태는 양호한지 확인
- 승강타 및 방향타의 장착상태는 양호한지 확인
- 작동 케이블과 힌지, 풀리 등의 장착 및 작동상태는 양호한지 확인
- 꼬리날개 외피의 손상이나 부식이 없는지 확인
- 오일의 상태는 적정한지 확인

- 기화기 플로터 챔버 내부를 점검하여 이상이 없는지 확인
- 점화 케이블의 상태는 양호한지 확인
- 엔진 장착 마운트와 부싱 등은 양호한지 확인
- 기어박스 및 오일쿨러에서 누설 등 상태가 양호한지 확인
- 엔진 카울링의 상태(장착고정)와 균열 등 이상이 없는지 확인
- 프로펠러 균열, 손상 또는 나무나 복합소재인 경우 들뜨거나(Delamination) 변형(Deformation)된 부분이 없는지 확인
- 스피너와 프로펠러 장착판의 상태는 양호한지 확인
- 수상을 비행하는 경우, 구명장비(조끼)를 구비하고 있는지 확인
- BRS가 장착된 경우, 장착상태가 양호한지 확인
- 연료는 비행하기에 적절한 용량인지 확인

4.3 체중이동형비행장치

4.3.1 체중이동형비행장치 개요

체중이동형비행장치는 활공기의 일종인 행글라이더를 기본으로 발전하여 왔는데, 높은 곳에서 낮은 곳으로 활공할 수밖에 없는 단점을 개선하여 평지에서도 이륙할 수 있도록 행글라이더에 추력장치를 부착하여 사용하게 되었다.

체중이동형비행장치란 날개를 기준으로 비행기의 무게중심을 변화시키는 조종사의 기량에 의해 피칭(Pitching)과 롤링(Rolling)만 조종되는, 뼈대가 있는 피벗 날개(pivoting wing)와 동체(trike carriage)로 구성된 동력비행장치로 정의된다.

타면조종형비행장치에서 전형적으로 사용되는 러더(Rudder)와 엘리베이터(Elevator)처럼 조종면을 사용하지 않고, 유연하게 변형되는 날개와 삼각 조종간을 이용하여 조종사의 체중을 좌우상하로 이동함으로써 상승, 하강 및 선회를 할 수 있게 된다.

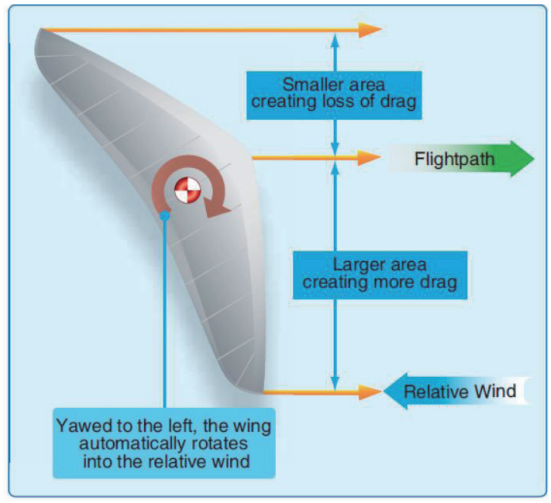
체중이동형비행장치에는 수직축(Vertical Axis)만을 중심으로 직접 회전할 수 있게 조종할 수 있는 조종면은 없다. 그러나 체중이동형비행장치 날개는 수직축을 중심으로 회전을 직접 제어 할 수 없으므로 상대풍(relative wind)으로의 직진 비행을 통하여 요오(Yaw)를 하도록 설계되었다.

4.3.2 체중이동형비행장치의 구조

4.3.2.1 체중이동형비행장치 날개 구조

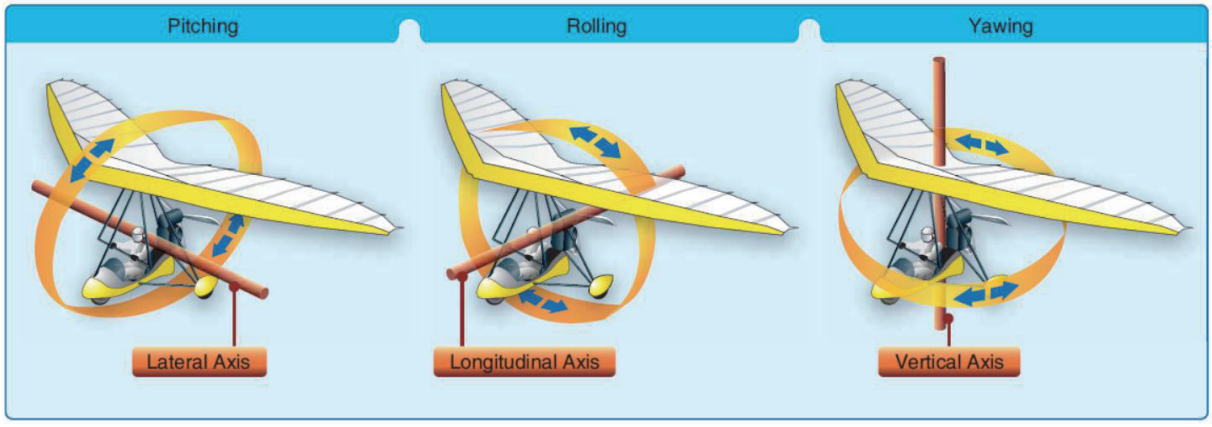
글라이더에 매달린 동체(조종사가 탑승한)의 무게중심을 이동하여 조종을 하는 체중이동형 비행장치는 행글라이더형 날개를 이용하며, 행글라이더의 유연한 날개형상으로 일반 비행기와는 매우 다른 특성을 가지고 있다. 일반적으로 체중이동형비행장치 날개 프레임의 주요 구성요소는 리딩에지 튜브(Leading Edge Tube), 킬 튜브(Keel Tube), 크로스 튜브(Cross Tube), 바텐(Battens) 등으로 구성되어 있다.

○ 리딩에지 튜브(Leading Edge Tube) : 날개 주요 구성요소 중 하나인 리딩에지는 좌/우 양쪽 두 개의 튜브로 되어있고, 보통 길이는 4.5~5.5m 정도이다. 리딩에지는 코판(Nose Plate)에서 킬 튜브와 연결되어 날개의 형상을 유지하는 역할을 한다. 또한 날개 진행방향의 전면부에 위치하여 바텐(Battens)과 결합하여 날개의 형상을 유지하게 한다.



[그림 4-24] 상대풍에 의한 Yaw

○ 바텐(Battens) : 날개의 형상 및 세일의 텐션을 유지하도록 날개의 중간에 삽입되며(비행기의 리브 역할) 화살 끝 모양의 얇은 튜브로써 보통 좌측과 우측날개에 각각 8~12개 정도로 구성된다. 또한 날개



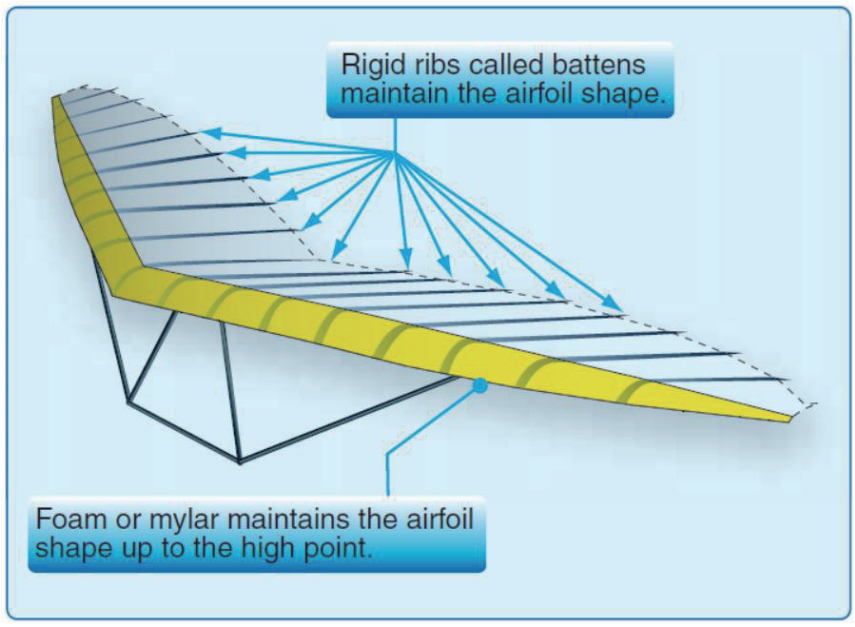
[그림 4-23] 체중이동형비행장치의 운동 축

진행방향의 전면부에 위치한 리딩에지 튜브에 연결되어 날개의 형상을 유지하고 에어포일(airfoil)의 캠버(camber)를 형성시켜 양력을 발생시키는 역할을 한다.

○ 킬 튜브(Keel Tube 또는 Wing Keel) : 날개 중간부분에 위치하며 리딩에지 튜브, 크로스 튜브와 함께 날개의 주 형상을 유지하고, 중간부분에 조종자(행글라이더) 또는 동체(체중이동형)가 매달리는 Hang point가 있으며, 또한 조종을 위한 Control Frame도 연결되는 매우 중요한 역할을 하는 단단한 Tube 이다.

○ Control Frame : 삼각형(tripod) A자 형식의 Control Frame은 조종사 앞쪽에 위치하며 Hang point 바로 앞에서 킬 튜브(Keel Tube 또는 Wing Keel)에 체결되어, 조종사의 의지대로 행글라이더의 날개를 좌우상하로 이동시켜 원하는 비행을 할 수 있도록 조종하는 막대이다. Control Frame의 삼각형 양측 면은 down-tube라고 하며, 조종자가 손으로 잡는 아랫부분은 Base bar(또는 control bar)라 한다.

○ 세일(sail) : 세일은 특수 처리된 내구성이 강한 천으로서 날개의 기본 형태를 유지해 주는 리딩에지 튜브와 바텐(Battens)을 둘러 싸 날개 형상을 만들어 준다. 이러한 날개 형태는 날개 전반부에서 후반부로 연결되는 바텐들과 함께 날개 후반부에서 팽팽하게 세일을 당겨 양력이 발생할 수 있는 구조를 형성하게 해준다.

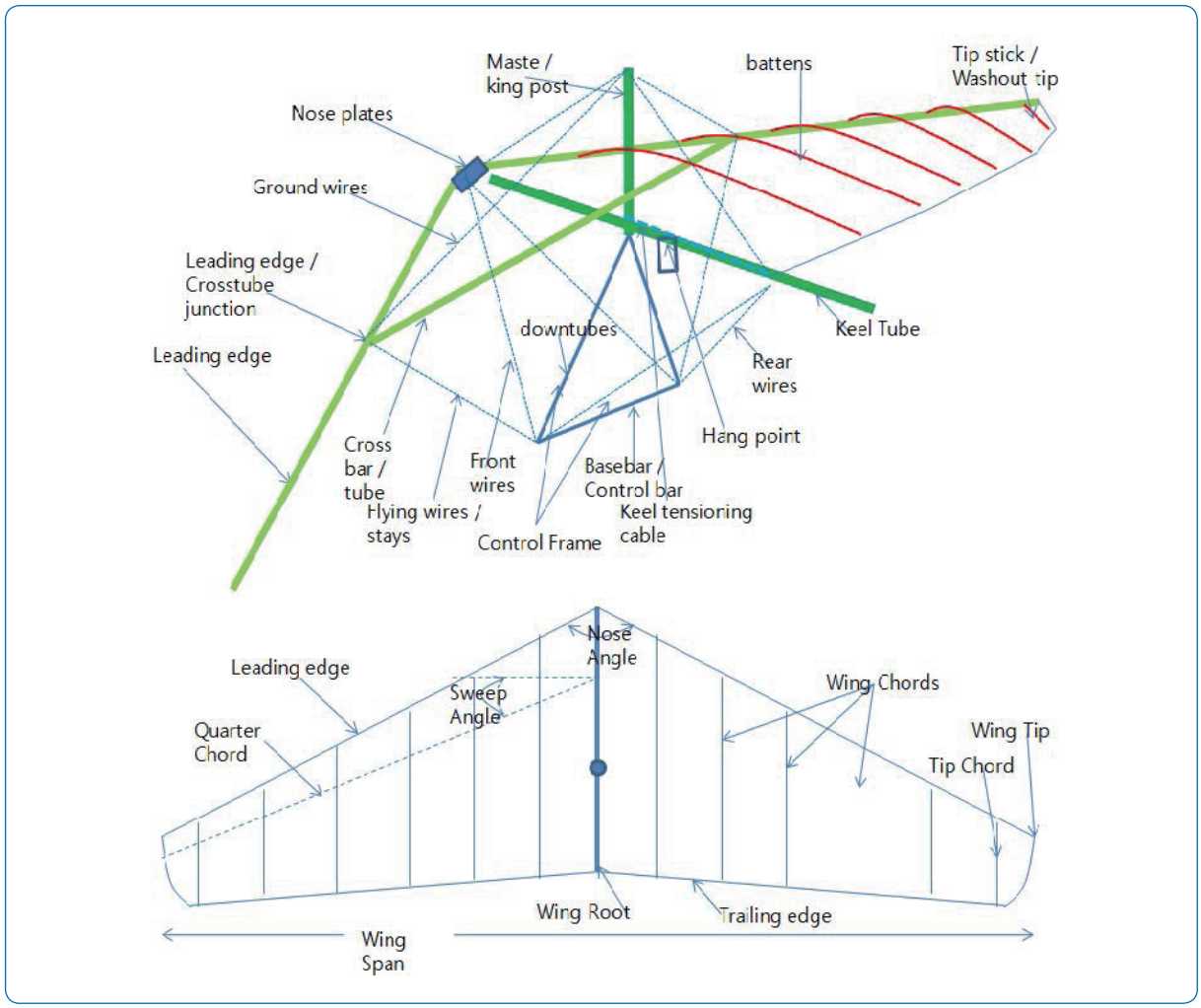


[그림 4-25] 바텐(Battens)과 날개 형상

4.3.2.2 체중이동형비행장치 동체 구조

체중이동형비행장치는 날개와 동체가 완전히 분리되어 날개의 양력중심의 한 지점(Hang Block)에 동체인 트라이크(Trike 또는 Carriage)가 매달리는 형태를 이루며, 추진 장치는 동체인 트라이크에 부착된다. 트라이크의 외형설계 시 가장 고려해야 될 사항은 조종자가 탑승할 수 있는 좌석, 분해조립이 간편하도록 좌석을 접을 수 있게 하고, 추진 장치는 조종자가 프로펠러 후류에 전혀 영향을 받지 않도록 탑재해야 한다. 동체 제작에 사용되는 재료는 가공이 편리하고 무게가 가벼운 항공용 알루미늄(AL)합금을 주로 사용하며, 집중하중을 받는 곳에는 강재를 사용한다.

착륙장치는 비행장치가 착륙할 시 지면으로부터 가해지는 충격에너지를 흡수할 수 있어야



[그림 4-26] 날개 프레임 주요 구성요소

하며, 동체의 다른 부분이 지면에 닿지 않도록 설계되어야 한다. 착륙장치의 종류에는 사용목적에 따라 바퀴식, 플로트(Float), 스키(Ski), 보트형 선체 등이 있으며, 바퀴식 착륙장치는 구조적으로 전륜식(Nose wheel type) 착륙장치만 적용할 수 있다.

4.3.3 체중이동형비행장치의 동력장치

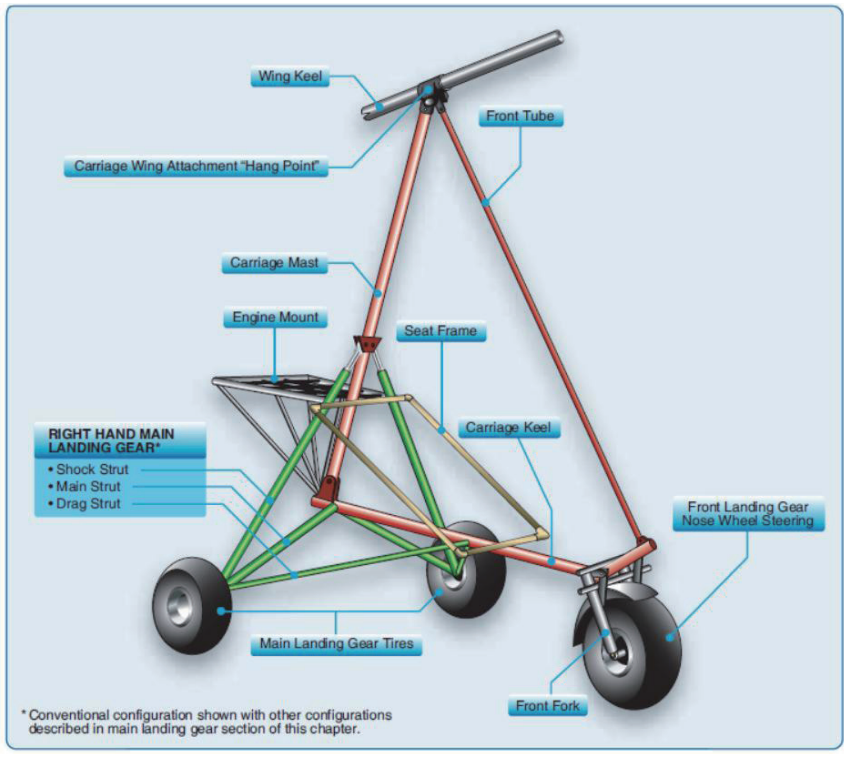
체중이동형비행장치의 동력장치는 동체 뒷부분에 장착되어 밀어주는 형식의 추진식(Pusher Type) 프로펠러를 사용한다.

체중이동형비행장치의 엔진은 주로 사용하는 왕복엔진 2행정 또는 4행정 휘발유 엔진을 사용하고 있으며, 최근 들어 동력장치로 전기를 사용하는 전동기도 등장하고 있다.

프로펠러(propeller)는 엔진에 직접 또는 변속기의 회전축에 장착되어 엔진에서 발생하는 회전력을 이용하여 추진력을 발생시킬 수 있는 장치로 공기를 뒤로 밀어내면서 체중이동형비행장치를 앞으로 추진시키는 힘을 제공한다.

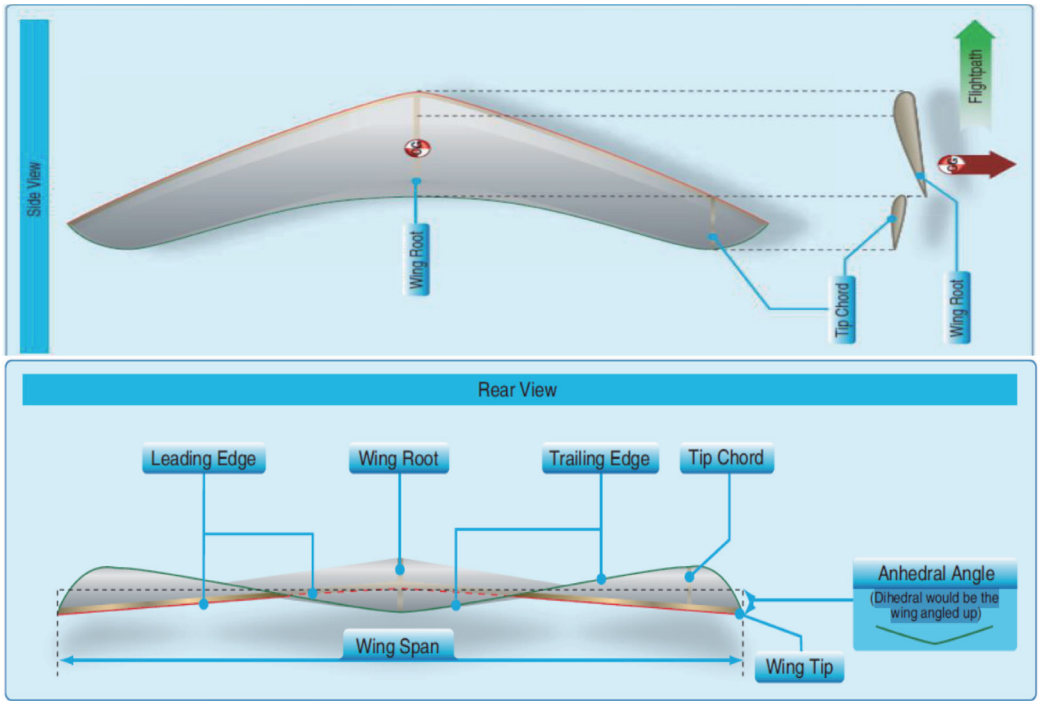
4.3.4 체중이동형비행장치의 조종성 및 특성

조종성과 안정성은 상호 배타적으로 안정성이 높으면 조종성이 나쁜 반면에 조종성이 좋

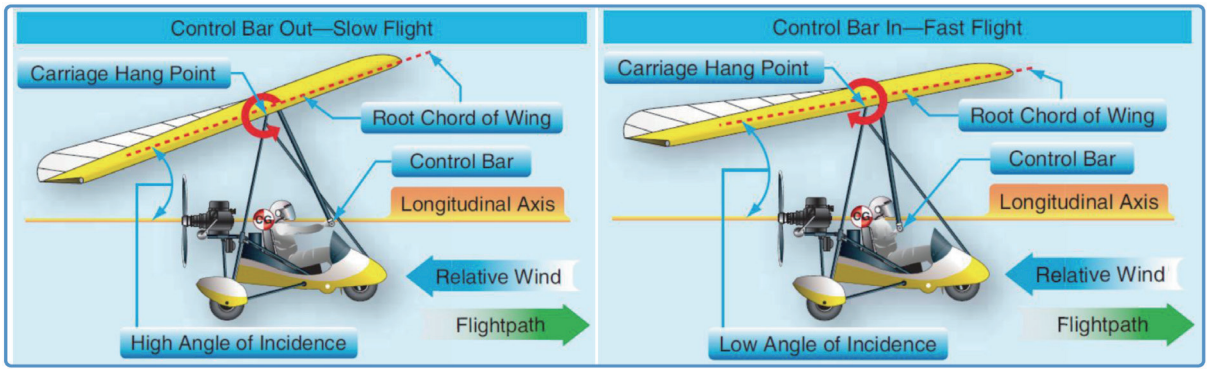


[그림 4-27] 트라이크(Trike 또는 Carriage)

은 기체는 다소 불안정하다. 피치 안정성(Pitch stability)은 외부의 힘에 받음각이 증가 또는 감소할 때 비행장치가 수평으로 회복하려는 성질을 말하는데 안정성이 좋은 체중이동형비행장치는 외력이 강할수록 정상비행으로 회복하려는 성질이 크다. 비행 성능을 향상시키기 위해서 익단(날개의 끝)을 특수 설계를 하여야 한다. 익단(tip chord) 에어포일 단면의 받음각(AOA)은 날개 뿌리(wing root) 부분의 에어포일 받음각(AOA)과 많은 차이가 있다. 날개 뿌



[그림 4-28] 체중이동형비행장치 날개 형상 및 에어포일 단면

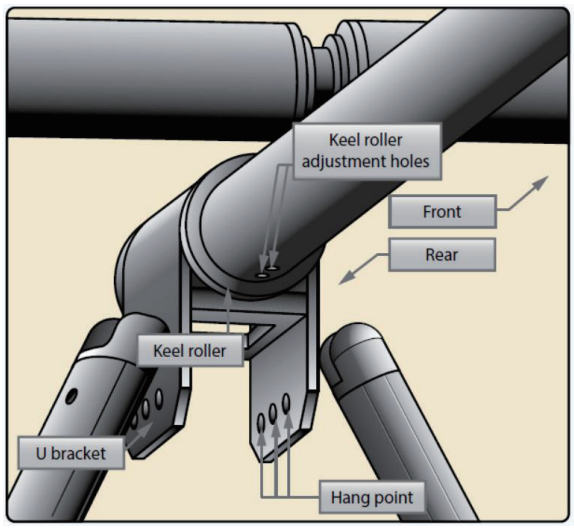


[그림 4-29] 체중이동형비행장치의 받음각과 비행속도

리부분의 받음각(AOA)이 양의 성분일 때, 익단의 받음각(AOA)이 음의 성분이 되기도 한다.

일반적인 익형은 낮은 받음각에서는 양력이 무게중심점(CG)뒤로 이동하므로 보다 깊게 급강하 하려는 성질이 있으며, 높은 받음각에서는 무게 중심점이 앞으로 이동되므로 받음각이 계속 커지게 된다. 이러한 불안정한 익형에 대해서 어떠한 조치가 필요한데 보통의 항공기에서는 트림을 사용하여 조절하며, 행글라이더는 기체의 무게중심 뒤쪽에 있는 익단부분의 특수한 장치를 이용하여 날개 중심에서 보다 익단부분이 낮은 받음각을 유지하도록 하게 한다.

행 포인트(hang point) 위치 변경의 효과는 항공기의 트림을 변경하는 것과 같은 효과를 나타내며, 행 포인트 지점을 앞으로 이동하면 속도가 증가되는 상태가 되고, 뒤로 이동하면 저속비행에 적합한 트림을 사용한 것과 같은 효과를 나타낸다. 킬 튜브(Keel Tube)를 따라 킬 튜브 롤러를 앞뒤로 움직이거나 U-브래킷(bracket) 내에서 결속 지점을 움직여 행 포인트 지점을 이동할 수 있다.



[그림 4-30] Hang point

4.3.5 체중이동형비행장치 비행 전 안전성 점검

○ 체중이동형비행장치 비행 전 주요 세부점검 내용들은 다음과 같다.

- 조종자 안전벨트의 장착상태와 작동상태가 양호한지 확인
- 세일(sail)의 익형은 적당한지 확인
- 킬 튜브(Keel Tube)의 손상, 변형, 부식 등이 없는지 확인
- 리딩에지 튜브(Leading Edge Tube)의 손상, 변형, 부식 등이 없는지 확인
- 바텐(Battens)은 날개의 형상 및 세일의 텐션을 유지하고 있는지 확인
- 행 포인트(Hang point)위치 확인
- 행 포인트(Hang point)의 손상, 변형, 부식 등이 없는지 확인
- 조종간(Control Frame)의 손상, 변형, 부식 등이 없는지 확인
- 조종간(Control Frame)과 킬 튜브(Keel Tube)연결부의 손상, 변형, 부식 등이 없는지 확인
- 와이어(wires)의 텐션이상, 손상, 변형, 부식 등이 없는지 확인
- 마스트(Maste) 및 연결부분의 손상, 변

형, 부식 등이 없는지 확인
- 코판(Nose Plates)의 손상, 변형, 부식 등이 없는지 확인
- 연료관에 마찰, 마모, 누설, 고정상태는 이상이 없는지 확인
- 연료탱크 및 필터에 물이나 기타 불순물이 있는지 확인
- 연료 주입구 뚜껑(Cap)이 안전하게 잠겼는지 확인
- 착륙장치 스트러트의 장착 및 팽창상태는 양호한지 확인
- 바퀴와 타이어의 상태는 양호한지 확인
- 착륙장치에 부식, 균열, 변형 등 이상이 없는지 확인
- 오일의 상태는 적정한지 확인
- 기화기 플로터 챔버 내부를 점검하여 이상이 없는지 확인
- 점화 케이블의 상태는 양호한지 확인
- 엔진 장착 마운트와 부싱 등은 양호한지 확인
- 기어박스 및 오일쿨러에서 누설 등 상태가 양호한지 확인
- 프로펠러 균열, 손상 또는 나무나 복합소재인 경우 들뜨거나(Delamination) 변형(Deformation)된 부분이 없는지 확인
- 수상을 비행하는 경우, 구명장비(조끼)를 구비하고 있는지 확인
- 인가받은 헬멧이 있고 충돌에 강력하고 좋은 상태인지 확인
- BRS가 장착된 경우, 장착상태가 양호한지 확인
- 연료는 비행하기에 적절한 용량인지 확인

4.4 초경량헬리콥터

4.4.1 초경량헬리콥터 개요

초경량헬리콥터는 일반항공기의 헬리콥터와 구조적으로 같지만, 1인승 자체중량 115kg으로 제한을 받는다. 동력비행장치는 주로 주익에서 발생되는 양력에 의해 비행을 하게 되나, 초경량헬리콥터는 엔진을 이용하여 동체 위에 있는 메인로터(Main Rotor)를 회전시킴으로서 양력을 발생시키고, 메인로터의 회전면을 기울여 양력이 발생하는 방향을 변화시켜 전진할 수 있는 추진력을 얻어서 비행하는 비행체이다.

헬리콥터 비행 시 작용하는 추력(Thrust)과 양력(Lift), 무게(Weight) 및 항력(Drag)이 모두 균형을 이루게 되면 제자리 비행 상태를 유지하며, 상/하 수직과 전/후방 및 좌/우 방향으로 힘이 가해지면 그 방향으로 비행하는데, 이러한 힘은 엔진에서 발생하는 힘에 의해 작동하는 로터시스템(Rotor System)을 조정함으로써 가능해진다.

이 때 발생하는 힘의 크기는 운동방향과 운동량을 결정하며, 또한 추력은 반대 방향으로 작용하는 항력을 생성하며, 로터시스템에 의해 발생하는 양력은 기체의 중량을 지탱하고, 추력은 요구하는 방향으로 헬리콥터를 수평으로 가/감속시킨다.

4.4.2 초경량헬리콥터의 형식

뉴턴의 작용/반작용 법칙에 의하면, 모든 물체는 자신이 운동하는 반대방향으로 똑같은 크기의 힘을 다른 물체에 전달하게 된다. 헬리콥터의 로터는 동체에 장착된 동력장치시스템에 의해 회전하게 되면서 동체에 반작용 토크(Torque)를 전달하게 된다. 로터가 회전하면서 동체에는 반대방향으로 회전하려고 하는 힘이 자연스럽게 발생하게 되며, 이러한 현상을 상쇄하는 방식에 따라 헬리콥터 형식을 분류한다.

헬리콥터 형식에는 보편적으로 메인로터의 수와 배치에 따라 단일로터, 동축반전로터, 직렬로터, 병렬로터, NOTAR형식이 있으며, 주로 초경량헬리콥터에는 무게 및 엔진형식 등의 제한으로 인하여 단일로터형식을 취하고 있다.

단일 로터(Single Rotor) 형식의 초경량헬리콥터는 하나의 메인로터(Main Rotor)와 하나의 테일로터(Tail Rotor)로 구성되어 있다. 이 형식에서 테일로터의 역할은 동체에 발생되는 토크를 상쇄시키며, 그 피치각(Pitch Angle)을 변경시킴으로써 방향전환을 가능하게 한다. 이 형식은 가장 많이 쓰이고 있으며, 조종계통이 간단하고 조종성과 성능이 양호하여 초경량헬리콥터에 주로 사용되고 있다. 그리고 중심에서 멀리 떨어진 위치에 테일로터나 수평/수직 안정판이 장착되어 있어서 수평 및 수직에 대한 안전성이 있으나, 테일로터가 양력발생에 전혀 도움이 되지 않으며, 동력 일부를 사용하

기 때문에 동력소모가 생기고, 설치를 위한 테일 붐은 중량의 증가를 가져온다.

4.4.3 초경량헬리콥터의 구조

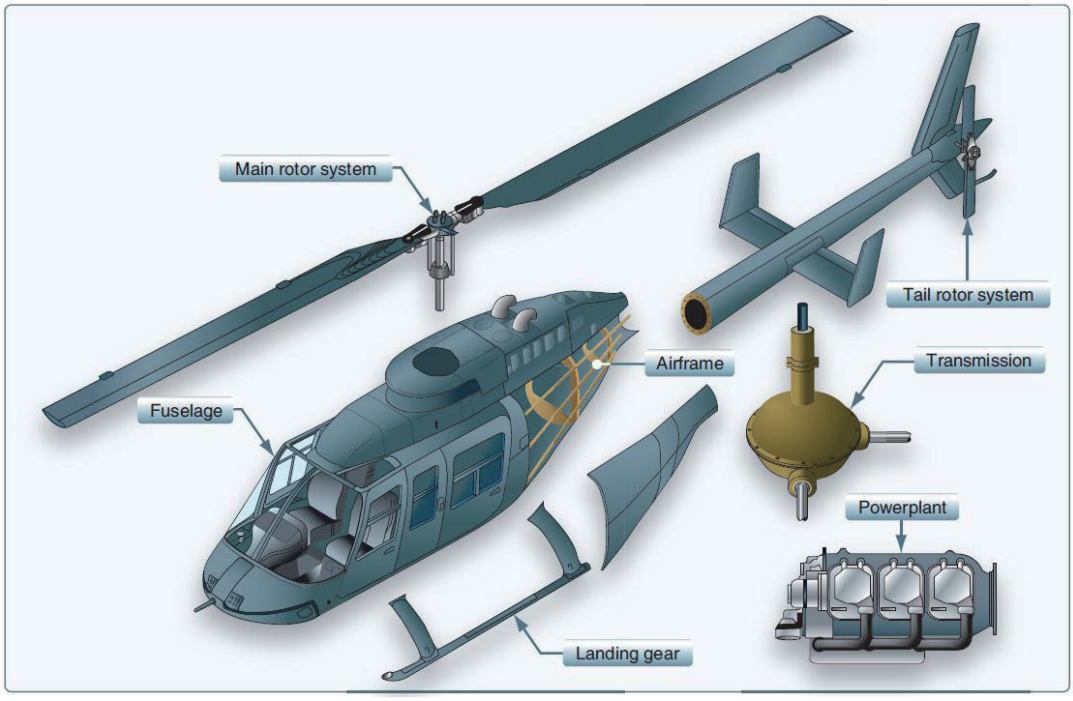
헬리콥터의 세부적인 구조 부분은 각 기종마다 다르지만 중요한 역할을 하는 부분은 메인로터(Main Rotor), 동체(Fuselage), 동력장치(Powerplant), 착륙장치(Landing Gear) 및 테일로터(Tail Rotor)부분으로 나눌 수 있다.

4.4.3.1 메인로터(Main Rotor)

메인로터(Main Rotor)는 초경량헬리콥터가 상승과 전진을 하는데 필요한 공기력을 발생시키며 회전익 비행장치의 핵심 부분이다. 메인로터(Main Rotor)는 두 개 이상의 블레이드(Blade)로 되어 있다. 로터 블레이드가 많으면 진동과 소음이 줄어들지만, 블레이드의 무게는 무거워진다.

블레이드의 단면은 에어포일(airfoil)로 되어 있고, 대부분 헬리콥터의 블레이드는 대칭 에어포일이지만 최근에는 캠버(camber)가 있는 에어포일을 사용하여 효율을 높이는 경우도 있다.

블레이드의 형태는 가로세로비가 15 내지 20 정도인 직사각형을 기본으로 하고 있으나 테이퍼나 후퇴각을 갖는 형태도 있고, 로터의 중앙부분과 블레이드 끝에서의 두께나 에어포일을



[그림 4-31] 헬리콥터의 주요 구성품

서로 다르게 만든 것도 있다. 또한, 거의 모든 로터는 뿌리부분에서 끝부분으로 갈수록 블레이드 각이 작아지도록 비틀림을 주고 있다.

4.4.3.2 동체(Fuselage)

동체는 객실과 꼬리부분을 연결하는 형태를 기본으로 연료통과 엔진을 장착하는 부분 등으로 구성되어 있다. 전체적인 형태는 전진비행에서 최소항력을 받도록 설계되어 있다. 특히 객실의 바닥은 착륙할 때 충격이 주어지거나 아랫부분이 찌그러지더라도 조종자에게 위험을 가하지 않도록 이중구조로 되어 있다. 일반적으로 초경량헬리콥터는 조종실과 꼬리부분을 연결하는 구조가 무게를 줄일 수 있는 트러스로 제작된다.

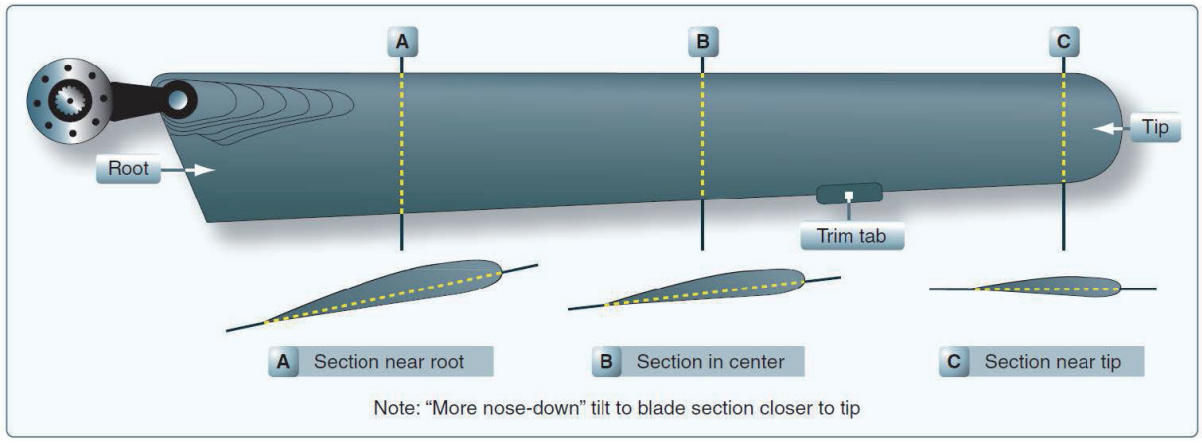
4.4.3.3 동력장치

동력 장치는 엔진과 감속기어(gear)로 구성되어 있다. 엔진에서 얻어진 동력은 약 10:1 정도의 감속기어와 클러치를 통하여 로터허브와 연결된다. 엔진 동력의 일부는 별도의 감속 기어를 통하여 테일로터를 구동하기 위하여 뒤로 전달된다.

클러치는 엔진의 회전수가 특정 값 이상일 때에만 그 원심력으로 클러치가 연결되어 로터를 구동하게 되어 있다. 이러한 구조 덕분에 비행 중에 엔진이 정지되더라도 자동적으로 엔진의 축과 로터가 분리되어 로터는 자동회전(Auto-rotation)하여 서서히 하강할 수 있다.

4.4.3.4 꼬리 날개

꼬리 부분은 메인로터(Main Rotor)의 회전에 의한 토크의 반작용 때문에 기체에 작용하는 토크를 감쇄하기 위한 테일로터(Tail Rotor)와 전진비행에서 피치 트림을 잡고 안정성을 확보하기 위한 수평 안정판으로 구성되어 있



[그림 4-32] 메인로터(Main Rotor) 블레이드 각의 비틀림

다. 테일로터(Tail Rotor)에서 발생시키는 힘과 무게중심에서 테일로터까지의 거리를 곱하면 메인로터에 의한 토크 값과 같아져야 한다.

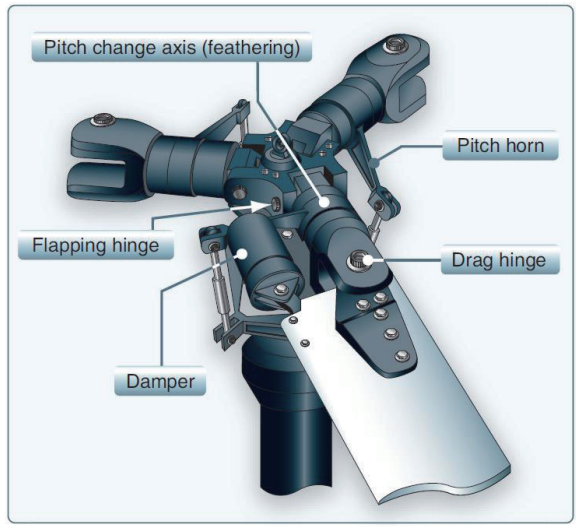
헬리콥터를 위에서 보았을 때 메인로터의 회전이 반시계 방향인 경우는 테일로터의 힘이 오른쪽으로 향한다. 테일로터의 힘에 의한 모멘트와 메인로터 토크가 일치하지 않으면 요(yaw) 운동이 일어나며, 이를 이용하여 헬리콥터의 방향을 조종한다. 방향조종은 조종사 아래 앞쪽 설치된 러더(rudder) 페달을 발로 밟아 테일로터의 블레이드 각을 변화시켜서 원하는 방향으로 기수를 돌리게 된다.

4.4.4 로터 허브(rotor hub)의 구조

일반적으로 로터 허브(rotor hub)라 함은 헬리콥터의 구동축과 블레이드의 결합하는 부분을 말하며, 헬리콥터의 안전성 확보를 위하여 특수한 힌지들이 결합된 부분이다.

4.4.4.1 힌지(Hinge)

헬리콥터의 힌지란 로터의 운동을 원활하게 하기 위하여 로터 허브에 부착되는 것으로써 3가지의 종류가 있다. 로터가 상하로 운동하도록 만든 플래핑 힌지(flapping hinge), 회전면과 같은 평면에서 움직이도록 만든 리드-래그 힌지(lead-lag hinge 또는 drag hinge), 블레이드 피치 각을 변경시키는 페더링 힌지(feathering hinge) 등으로 구성된다.



[그림 4-33] 로터 허브의 3종류 힌지

이들 세 개의 힌지 역할은 각각 허브와 블레이드 사이에 위치하여 플래핑 운동, 리드-래깅 운동, 페더링 운동을 가능하게 하고, 또한 그 운동들에 의한 힘이 허브나 동체에 전달되는 것을 막아 구조적, 역학적 안전성을 갖게 하는 것이다.

플래핑 힌지의 연장선과 블레이드가 연결된 기구와 서로 만나는 점에서 스워시판(swash plate)은 조종기구에 연결된다.

4.4.4.2 스와시 판(Swash Plate)

로터 블레이드가 회전 위치에 따라 페더링 힌지를 움직여 로터 블레이드 각을 변경시키려면, 블레이드가 회전하고 있는 반면에 조종기구는 기체에 고정되어야 하므로 스워시 판(Swash Plate)이라는 기구를 통하여 조종간의 변화를 회전하는 로터 블레이드에 전달하도록

되어 있다.

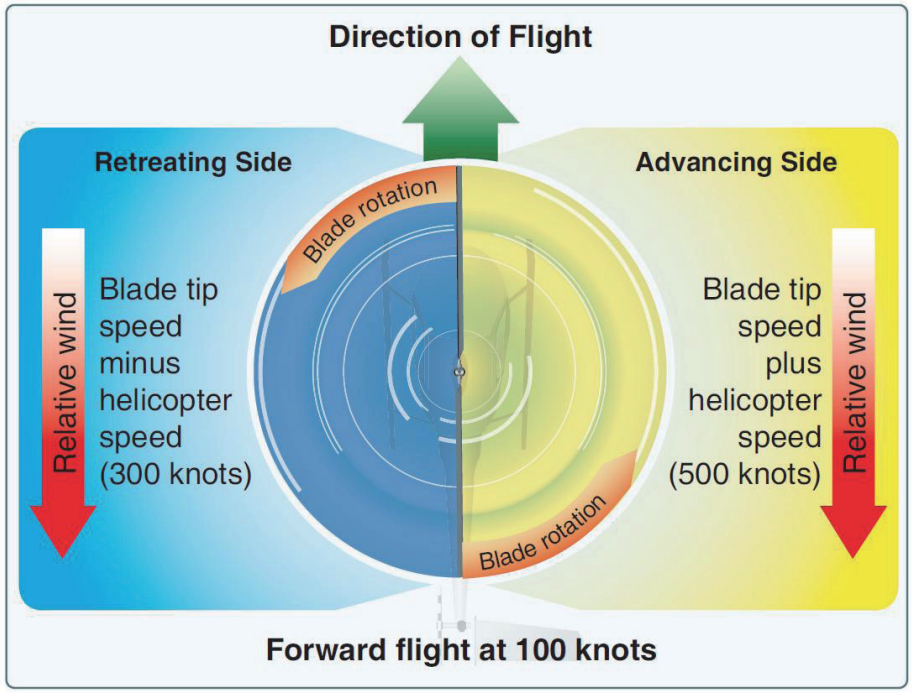
스워시 판은 두 개의 판과 그 사이에 베어링을 가지고 있는 형태이며, 윗 판은 허브와 연결되어 같이 회전하게 되어 있다. 로터 블레이드의 피치각 조절이 주목적으로 페더링 운동에 있어서의 피치각 조절과 수직비행(상승 및 하강), 전후좌우 비행 시에 회전면을 기울여 주는 역할을 한다.

4.4.5 헬리콥터의 기초 비행 역학

4.4.5.1 양력 불균형(Dissymmetry of Lift)

헬리콥터가 무풍상태의 제자리비행(hovering)에서 메인로터의 앞서가는 블레이드(Advancing Blade)나 뒤쳐지는 블레이드(Retreating Blade)는 같은 각속도를 갖는다. 그러나 헬리콥터가 전진 속도로 비행하게 되면 앞서가는 블레이드는 선속도에 전진 속도를 더한 속도로 회전하게 될 것이며, 뒤쳐지는 블레이드는 그 반대로 선속도에 전진 속도를 뺀 속도가 되어 양쪽 블레이드에서 발생하는 양력의 크기가 다르게 나타난다. 예를 들어 그림에서 블레이드의 선속도가 400노트일 때, 전진 속도 100노트에서의 앞서가는 블레이드의 선속도는 500노트가 되고, 뒤쳐지는 블레이드의 선속도는 300노트가 된다.

즉, 회전축에 가까울수록 회전반경이 작기 때문에 공기속도는 느리고, 날개 끝으로 갈수



[그림 4-34] 전진속도에서의 블레이드의 선속도

록 빠르며, 양력은 속도의 제곱에 비례하므로 익단과 회전축에 가까운 곳의 양력 차이는 많아지게 되며, 속도가 3배인 경우 양력의 차이는 9배로 증가한다.

이러한 양력 불균형(Dissymmetry of Lift)을 고려치 않은 초기의 헬리콥터들은 로터를 단순히 구동축에 고정시켰기 때문에 양력의 차이로 이한 롤링 모멘트(Rolling Moment)가 동체에 전달되어 자꾸 옆으로 기울어지는 현상이 발생하였었다. 따라서 이러한 현상을 위해 허브에 로터를 연결함에 있어 힌지 등을 써서 안전성을 확보하게 하여 로터에 의해 발생하는 플래핑(Flapping), 페더링(Feathering), 리드래깅(Lead-Lagging)운동에 자유롭게 대처하게 제작하게 되었다.

4.4.5.2 플래핑(Flapping) 운동

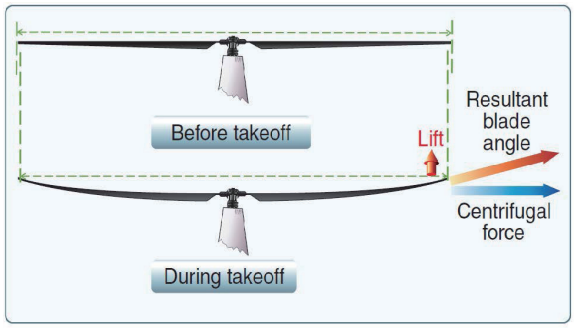
블레이드가 회전하면서 발생하는 양력과 원심력에 의한 모멘트에 의해서 블레이드가 상하로 움직이면서 회전하는 것을 플래핑(Flapping) 운동이라 한다. 이때의 헬리콥터 블레이드의 익단이 위로 올라가 원추형을 이루면서 코닝(Coning) 현상이 나타나며, 블레이드 전체 면적이 줄어 양력이 감소하여 블레이드 전체에 양력균형을 이루게 된다.

4.4.5.3 페더링(Feathering) 운동

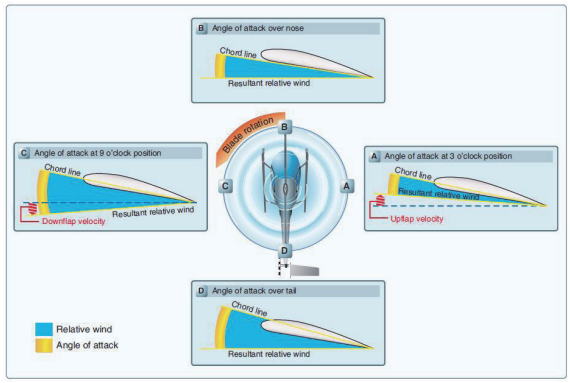
전진하는 블레이드는 후퇴하는 블레이드에 비하여 양력이 증가하므로 로터면이 한쪽으로 들리는 현상이 발생하는 것을 페더링(Feathring) 운동이라 한다. 따라서 전진하는 블레이드의 피치각은 감소시키고, 후퇴하는 블레이드의 피치각은 증가시키는 것을 주기적으로 변화시켜 양쪽에 생기는 양력의 불균형을 완화 시켜야 하므로 스와시 판(Swash Plate)을 설치한다.

4.4.5.4 리드 래깅(Lead-Lagging) 운동

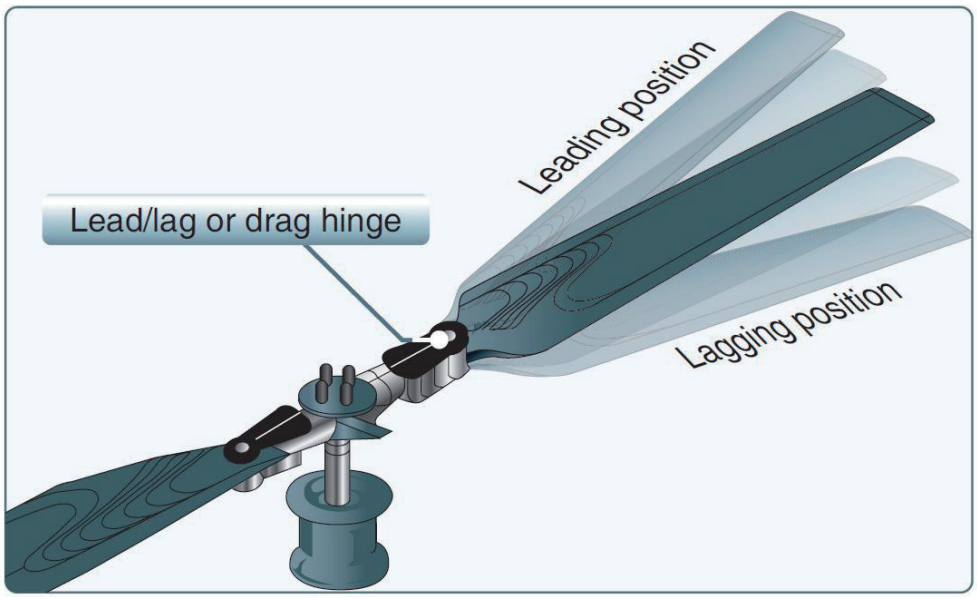
블레이드가 회전하는 데 있어서 전진할 때와 후진할 때, 속도의 영향을 받아 뒤처지거나 앞



[그림 4-35] 코닝(Coning) 현상



[그림 4-36] 양력불균형에 대한 피치각 변화



[그림 4-37] 리드 래깅(Lead-Lagging) 운동

서 나가는 것을 리드 래깅(Lead-Lagging)이라 하며, 정상 비행 중에는 로터 허브의 기준선에서 10도에서 15도정도의 뒤쳐짐이 발생하고 자동회전(Autorotation)의 경우에는 기준선보다 앞서게 된다.

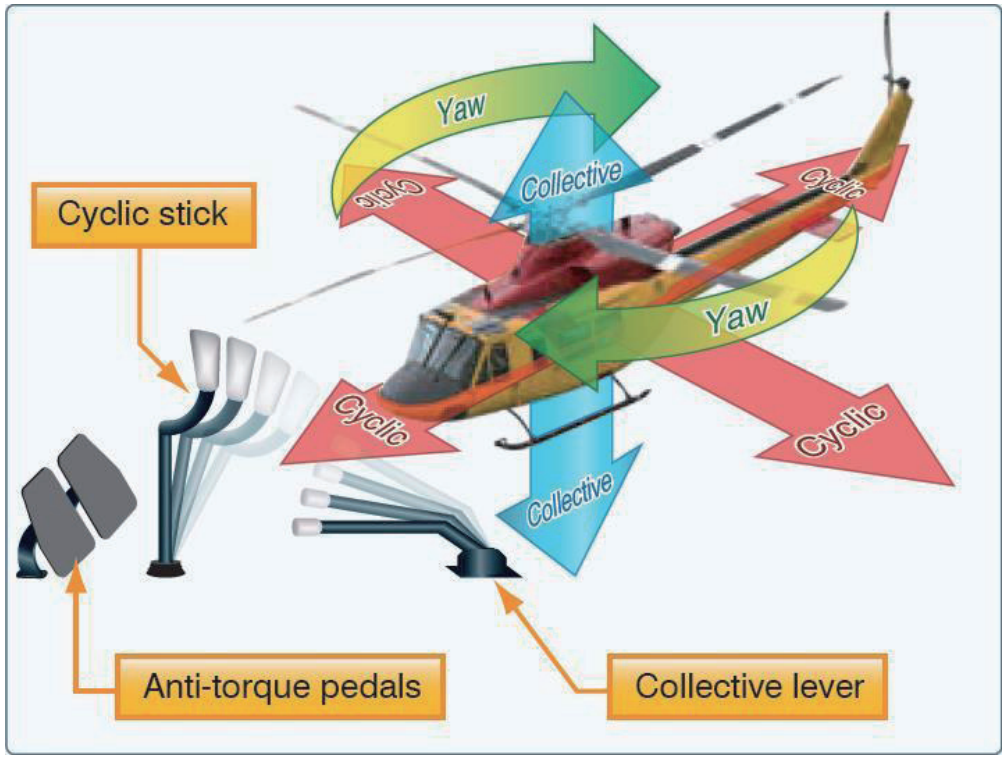
4.4.6 헬리콥터의 조종장치

헬리콥터(helicopter) 조종장치는 사이클릭 피치 조종간(Cyclic Pitch Control Lever), 콜렉티브 피치 조종간(Collective Pitch Control Lever), 스로틀조종(Throttle Control)과 안티 토오크(anti-torque) 페달로 구성된다.

사이클릭 피치 조종간(Cyclic Pitch Control Lever)은 로터가 1회전하는 동안 한 번의 피치각 증감이 이루어지도록 하여 페더링 운동을 시키고, 콜렉티브 피치 조종간(Collective Pitch Control Lever)은 페더링 운동을 하는 로터의 모든 블레이드의 피치각을 동시에 증/가감 할 수 있게 하여 헬리콥터가 수직 상/하 비행이 가능하게 한다.

헬리콥터(helicopter)는 테일로터 피치와 요를 조종하는 안티 토오크 페달(anti-torque pedal)을 조종하여 원하는 방향으로 로터가 회전하려하는 회전성(cyclic)을 이용한다.

비행기의 피칭(Pitching)과 롤링(Rolling)을 조종하는 조종간(Control stick)은 헬리콥터의 사이클릭 피치 조종간(Cyclic Pitch Control Lever)이 그 역할을 하며, 비행기의 요잉(Yawing)을 조종하는 러더 페달(Rudder Pedal)은 헬리콥터의 안티 토오크 페달(anti-torque pedal)이 담당한다.



[그림 4-38] 헬리콥터 조종간 및 3축 운동

비행기에는 없는 기능인 수직상승과 관련된 헬리콥터의 운동은 메인로터 피치(Main Rotor Pitch)를 조종하는 콜렉티브 피치 조종간(Collective Pitch Control Lever)이 담당한다. 일반적으로 콜렉티브 조종간 끝부분에 스로틀 조종(Throttle Control)장치가 위치하고 있다.

4.4.7 헬리콥터의 비행 특성

4.4.7.1 제자리 비행

헬리콥터가 공중에 정지하여 비행을 하는 것을 호버링(hovering)이라 한다. 헬리콥터가 무풍상태에서 호버링 시 로터(rotor)의 회전면(rotor disc) 혹은 블레이드의 익단 경로면(tip path plane)은 수평지면과 평행이 된다. 호버링하는 동안 양력과 추력의 합은 무게와 항력의 합과 같다.

호버링 상태에서 추력을 증가시켜 양력과 추력의 합이 항력과 무게의 합보다 크게 되면, 헬리콥터는 상승비행을 시작하고, 반대로 추력을 감소시켜 양력과 추력의 합이 항력과 무게의 합보다 적게 되면 헬리콥터는 하강비행을 시작한다.

헬리콥터의 로터 시스템이 회전할 때에는 주변에 와류(vortex)가 발생하며 이 와류는 헬리콥터의 양력과 항력발생에 많은 영향을 미치는