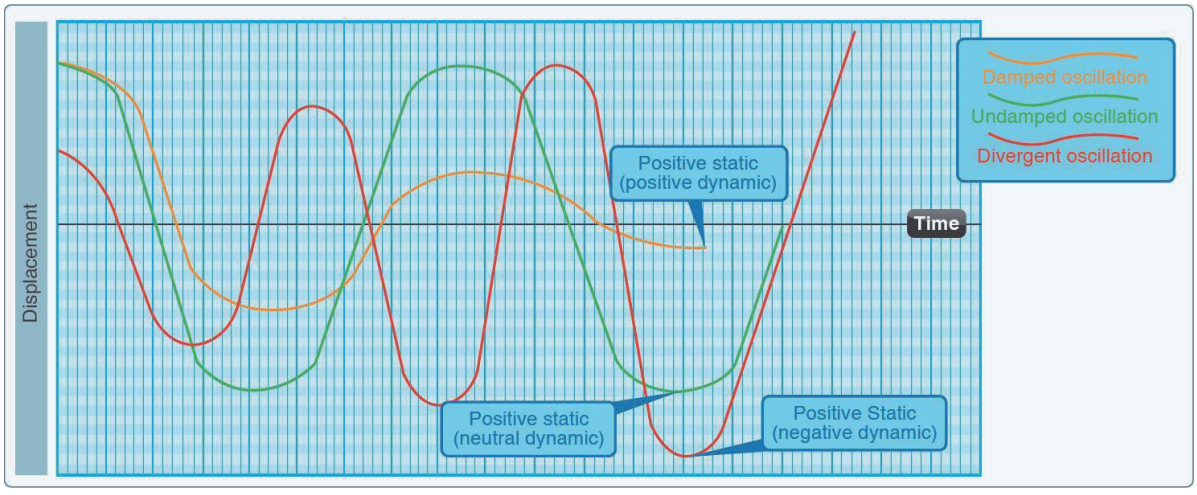
세로 안정성은 항공기 무게중심에 대한 피칭 모멘트에 의해서 결정되는데 세로 안정성이 불안전한 항공기는 예를 들어 돌풍을 만났을 때 의도하지 않는 받음각의 증가로 항공기가 원래의 평형상태로 돌아가지 못하고 강하하거나 상승하는 경향이 있다.

○ 항공기의 정적 세로 안정성에 영향을 미치는 요소는 다음의 세 가지이다.

• 날개의 공력중심(양력 중심: CL)과 무게중심과의 위치관계 : 에어포일에서 양력중심점(CL)은 받음각의 변화와 함께 앞 또는 뒤로 이동한다. 받음각이 증가되면 양력중심점(CL)은 앞으로 이동하고 받음각이 감소되면 뒤로 이동한다. 에어포일의 받음각이 증가될 때 양력중심점(CL)이 앞으로 이동함으로써 날개의 앞전(leading edge)을 더 위로 들어 올리려는 경향이 있다. 날개의 안정성은 날개의 공력중심(양력 중심: CL)과 무게중심의 위치로 결정된다. 예를 들어 공력중심이 무게중심보다 앞에 있으면 항공기에 교란이 생겨 받음각이 커졌을 때 양력이 증가하고 받음각이 더 커지는 피칭모멘트가 발생하므로 불안정해진다. 그러므로 날개의 안정성을 확보하기 위해서는 공력중심이 무게중심 뒤에 있어야 한다.

• 수평꼬리날개의 위치와 면적 : 수평꼬리날개의 공력중심은 무게중심보다 훨씬 뒤에 있으므로 받음각이 증가하여도 기수를 내리는 피칭모멘트를 발생하여 언제나 안정된 역할을 한다. 꼬리날개의 면적이 넓을수록, 꼬리날개의 위치가 무게중심으로부터 멀리 떨어져 있을수록 안정성이 증대된다. 수평꼬리날개는 세로 안정성에서 가장 중요한 역할을 하므로 수평안정판(Horizontal Stabilizer)이라



[그림 1–11] 동적 안정성의 종류

불린다.

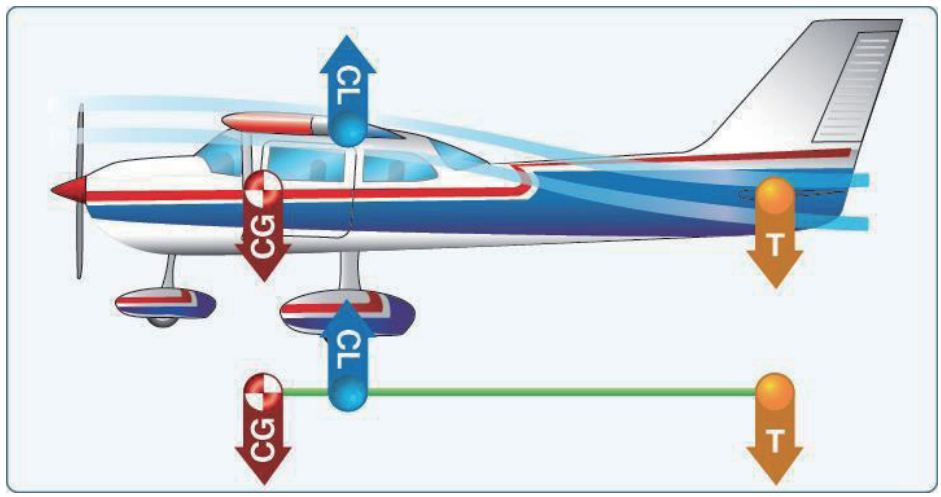
- 동체와 낫셀 : 동체는 언제나 불안정한 요소로 작용되며 엔진 낫셀은 장착 위치에 따라 안정성이 달라진다. 동체와 낫셀은 전체 안정성에 미치는 영향은 적다.

○ 역 캠버 수평안정판

- 그림은 항공기가 직진 수평비행 상태에서 균형(세로 안정)을 나타낸다. 양력중심(CL)을 기준으로 무게중심(CG)이 앞에 위치하여 피치 down 모멘트를 생성하고 수평안정판에서 발생하는 Tail down force는 피치 up 모멘트를 발생시킨다. 양력중심에 의한 피치 down 모멘트와 수평안정판에서 발생하는 피치 up 모멘트가 균형을 이루면 항공기는 평형상태를 이루게 된다.
- 대부분의 항공기는 날개의 양력중심점(CL)이 무게중심(CG)의 뒤쪽에 위치하도록 한다. 이렇게 하여 항공기의 피치 down 모멘트와 수평안정판에서 발생하는 Tail down force로 인한 모멘트가 균형을 이루도록 한다. Tail down force는 수평안정판이 역 캠버(굴곡진 위 캠버가 수평안정판의 아래에 있음)로 되어 있어 음적 받음각으로 인하여 발생하며 주 날개에서 발생하는 내리흐름 또한 Tail down force를 증가시키는 역할을 한다.

○ 속도 변화와 세로 안정성

- 수평안정판은 항공기의 주 날개로부터 내리흐름의 영향을 받는다. 이 내리흐름은 수평안정판의 윗면을 치고 수평안정판은 역 캠버로 되어 있어 수평안정판에 흐르는 공기흐름은 아래 방향으로 양력과 같은 힘(Tail down force)을 발생시킨다. 항공기 속도가 빨라지면 주 날개에서의 내리흐름이 강해지고 수평안정판도



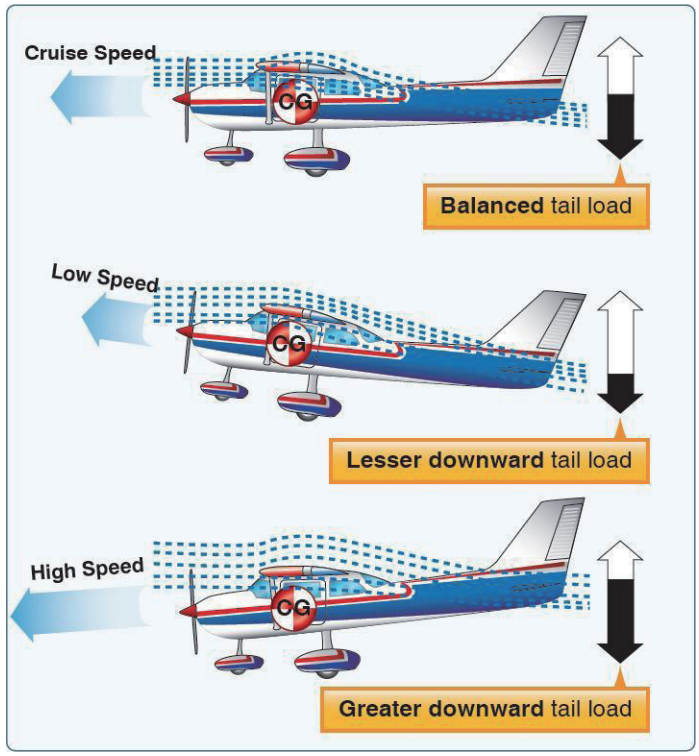
[그림 1-12] 세로 안정 Tail down force

또한 아래로의 힘(Tail down force)이 증가된다.

- 만약 항공기 속도가 감소되면 날개 위의 공기흐름 속도 또한 감소되며 내리흐름은 감소된다. 수평안정판에 흐르는 공기속도도 감소하므로 수평안정판에서 발생하는 아래로의 힘(Tail down force)도 작아진다. 아래로의 힘(Tail down force)이 작아지면 피치 up 모멘트가 감소하여 항공기 기수를 내려오게 한다.
- 항공기가 강하자세가 되면 날개의 받음각과 항력을 줄어들어 속도가 증가된다. 항공기속도가 증가되면서 수평안정판에서 발생되는 아래로 작용하는 Tail down force는 증대되어 꼬리날개 부분이 아래로 내려가고 기수는 올라가게 되어 다시 수평자세로 돌아가도록 한다.

○ 엔진 출력 변화와 세로 안정성

- 엔진 출력의 변화도 항공기의 세로 안정성에 영향을 미친다. 엔진 출력을 줄이면 날개에서 내리흐름과 수평안정판에서 발생되는 Tail down force가 감소되어 항공기 기수는 아래로 내려가게 된다(피치 down 모멘트 발생).
- 엔진출력을 증가시키면 날개에서 내리흐름과 수평안정판에서 발생되는 Tail



[그림 1-13] 속도와 세로 안정성

down force가 증가되어 항공기 기수를 위로 올라가게 한다(피치 up 모멘트 발생).

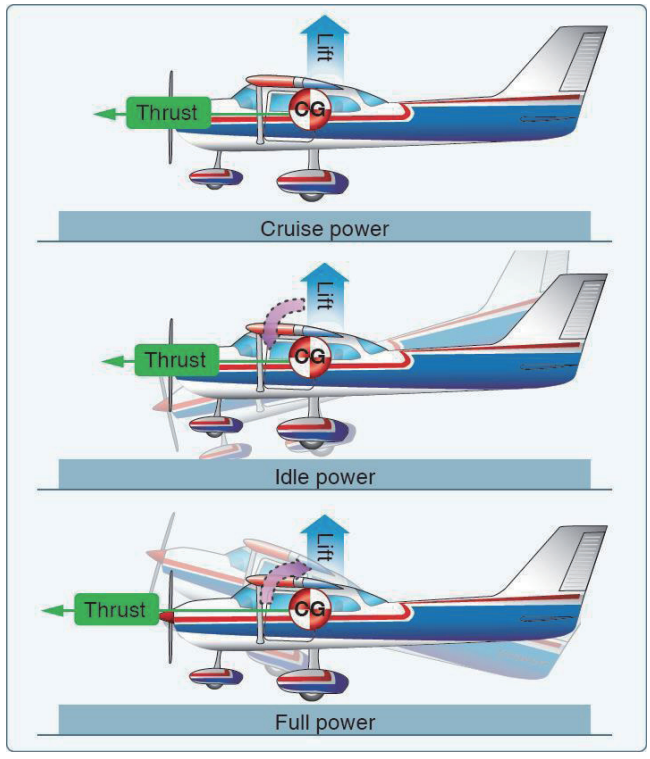
○ 항공기 추력선(Trust line)의 위치와 세로 안정성

• 항공기 추력선(Trust line)의 위치는 항공기 세로 안정성에 영향을 미친다. 추력선의 위치가 무게중심보다 아래에 있는 경우 엔진 출력을 증가시키면 피치 up 모멘트가 발생되어 기수가 들리고 엔진 출력을 줄이면 피치 up 모멘트가 감소되어 항공기 기수가 아래로 내려가게 된다.

• 추력선이 무게중심과 같은 위치에 있다면 엔진 출력이 변하여도 피치 up, down 모멘트는 발생하지 않는다.

• 추력선이 무게중심보다 위에 있을 경우에는 엔진 출력을 증가시키며 피치 down 모멘트가 발생하여 항공기 기수는 아래로 내려가며 반대로 엔진 출력을 감소시키면 피치 up 모멘트가 발생하여 기수가 올라간다.

○ 동적으로 안정된 항공기는 기수는 계속해서 더 높아지거나 낮아지지 않으며 기수가 들리고 낮아지는 현상을 반복하다가 균형을 이루는 속도에서 다시 안정을 찾게 된다.



[그림 1-14] 출력과 세로 안정성

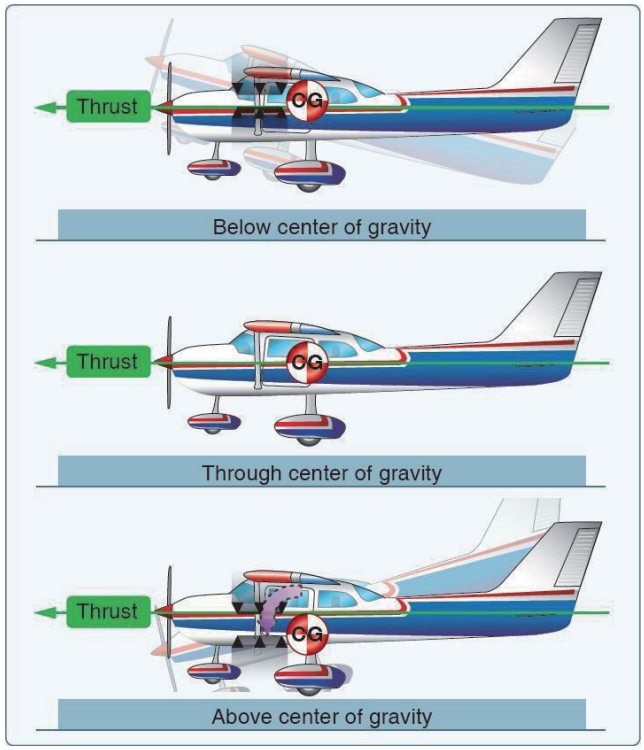
1.3.4.4 가로 안정성(Lateral stability)

항공기 가로 안정성은 세로축(Longitudinal axis)을 중심으로 한 좌우 안정, 즉 롤(Roll) 안정성이라 한다. 항공기의 날개는 양력을 발생할 뿐만 아니라 난류와 같은 외부 힘에 의해 야기된 불안정한 상태를 항공기 자체의 특성으로 스스로 안정된 상태로 회복할 수 있도록 설계되어 있다. 가로 안정성을 증대시키기 위한 방법으로 주익의 상반각(Dihedral) 등이 적용된다. 상반각은 항공기의 날개가 동체로부터(날개 뿌리로부터) 날개 끝으로 가면서 높게 만들어지며, 이러한 날개각도 차이에 의해 형성된 각도를 상반각이라고 한다.

수평비행 중 돌풍을 만났을 때 한쪽 날개가 기울어지면 옆 미끄럼(Slip)이 생기며 기울어진 날개 쪽의 받음각이 증가된다. 기울어진 날개 쪽의 받음각이 증가되면 양력이 증가하여 기울어진 날개를 다시 올라가게 하고, 반대쪽의 날개는 상대적으로 받음각이 감소되고 양력이 감소하여 아래로 내려오게 되어서 항공기 날개는 수평상태로 회복된다.

1.3.4.5 방향안정성(Directional Stability)

항공기의 수직축(Vertical axis)에 대한 안정성은 빗놀이 또는 방향안정성(Directional Stability)이라고 불린다. 수직안정판(Vertical



[그림 1-15] 추력선과 세로 안정성

stabilizer)은 항공기 방향안정성에 가장 큰 역할을 하며 CG후방에 있는 동체의 측면 또한 풍향계 또는 화살의 깃처럼 작동하여 상대풍 쪽으로 기수를 향하게 하여 방향 안정성에 기여한다.

1.4 비행기동 중에 작용하는 항공 역학적인 힘(Aerodynamic Forces)

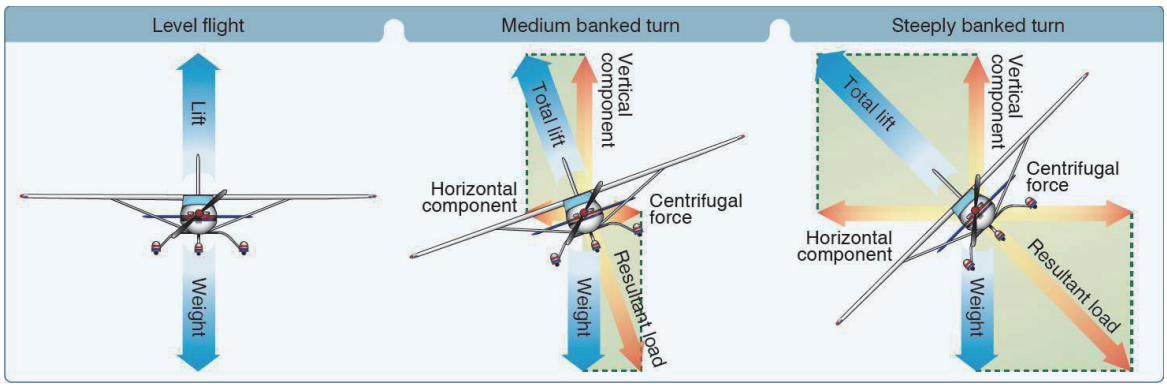
1.4.1 선회 중에 작용하는 힘(Forces in Turns)

항공기가 등속직진수평비행 시 양력과 무게가 같고, 추력과 항력도 같다. 그러나 항공기가 경사를 주고 선회할 경우에는 양력이 수평과 수직분력으로 나누어지므로 날개에서 발생되는 총 양력과 무게의 힘은 완전 반대 방향이 아니게 된다.

뉴턴의 관성의 법칙에서 정지 또는 움직이는 물체는 다른 힘이 적용될 때까지 계속 정지하거나 계속 움직이려는 특성이 있다. 움직이는 물체와 같이 항공기는 선회 시 양력의 수평분력으로 인해서 움직임이 바뀐다. 선회 시 양력은 수직양력분력과 수평양력분력으로 나뉜다. 수평양력분력은 항공기를 선회하도록 하며 구심력은 항공기가 방향을 바꾸도록 한다.

항공기는 보트나 자동차처럼 조종되지 않는다. 항공기가 선회하기 위해서는 반드시 경사각이 필요하다. 만약 경사각이 없다면 직진비행에서 벗어날 수 있는 힘이 없다. 선회 중인 항공기에서 발생되는 총 양력의 크기는 변함이 없지만 양력이 수직 및 수평분력으로 나누어지며 무게에 대응하는 양력의 수직 성분을 줄어들게 된다. 그렇기 때문에 조종사는 경사각이 증가함에 따라 양력의 수직성분도 비례하여 감소되기 때문에 적절한 받음각을 유지 혹은 증가시켜 총 양력을 크게 하여 양력의 수직성분과 무게를 같게 하여야 한다.

주어진 속도에서 항공기의 선회반경과 선회율은 양력의 수평성분의 크기에 따라 달라진



[그림 1-16] 수평선회 시 작용하는 힘

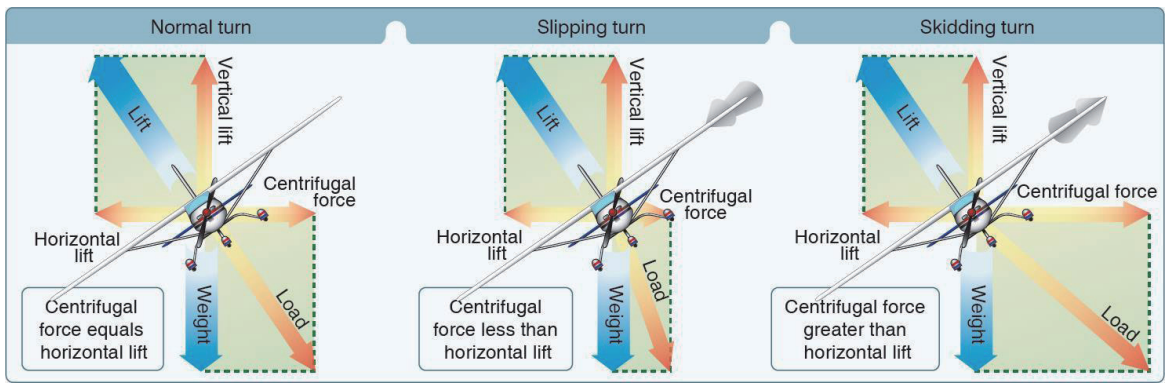
다. 양력의 수평성분은 경사각에 비례하여 달라진다. 즉, 경사각이 증가하면 양력의 수평성분이 증가하여 선회율이 증가하고 선회반경은 감소한다. 결과적으로 주어진 속도에서 선회율과 선회반경은 경사각의 양을 조절해서 제어할 수 있다. 수평선회에서 고도를 유지하기 위한 수직양력성분을 만들기 위해선 받음각을 증가시키는데 항력은 받음각에 비례하기 때문에 양력이 증가함에 따라 유도항력도 증가하므로 조종사가 추가적인 조치(엔진출력의 증가)가 없으면 속도는 감소한다.

그러므로 선회 시 적절한 엔진출력의 조절이 필요하다. 일정한 고도를 유지하면서 선회할 때 속도가 증가되면 받음각을 줄여주거나 경사각 양의 변화를 주어야 한다. 경사각 양이 일정하게 유지되고 받음각이 줄어든다면 선회율이 감소되며 속도가 증가함에 따라 일정한 선회율을 유지하기 위해서는 받음각과 적절한 출력조절이 필요하다. 속도가 증가하면 선회반경이 증가하고 원심력은 회전반경에 비례한다.

적절한 선회는 양력의 수평성분과 원심력이 같은 조건에서 이루어진다. 속도가 증가하면 선회반경은 증가하고 이것은 원심력의 증가를 의미한다. 왜냐하면 원심력이 양력의 수평성분 증가에 의해 균형을 이루어야하기 때문이며, 이것은 양력의 수평이동을 증가시킴으로써 균형을 맞출 수 있다. 내활(slip)선회 시 항공기는 선회 경로의 외측으로 향해 yaw되기 때문에 적절한 비율로 선회되지 않는다. 이유는 항공기의 경사각이 선회율보다 너무 크고, 양력의 수평성분이 원심력보다 크기 때문이다. 양력의 수평성분과 원심력의 균형은 경사각의 조정 혹은 선회율의 조정으로 조절할 수 있다. 일정한 선회율을 유지하기 위해서 경사각은 속도에 따라 달라져야 한다.

1.4.2 상승 중에 작용하는 힘(Forces in Climbs)

수평자세에서 상승자세가 이루어지는 초기에는 엘리베이터의 압력을 증가시켜 받음각이 증

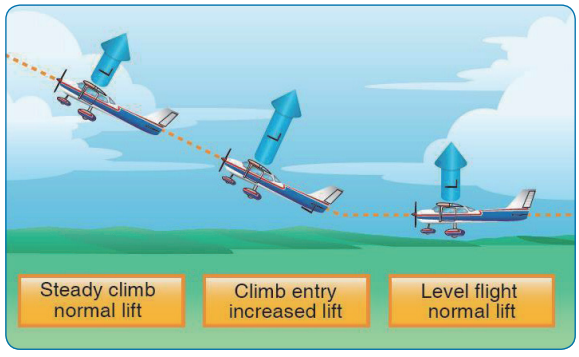


[그림 1-17] 정상 선회, 슬립 선회, 스키드 선회

가되므로 양력이 무게보다 크게 순간적으로 증가한다. 비행경로가 상승자세에 안정이 되면 받음각과 양력의 크기가 수평비행 상태와 같게 된다.

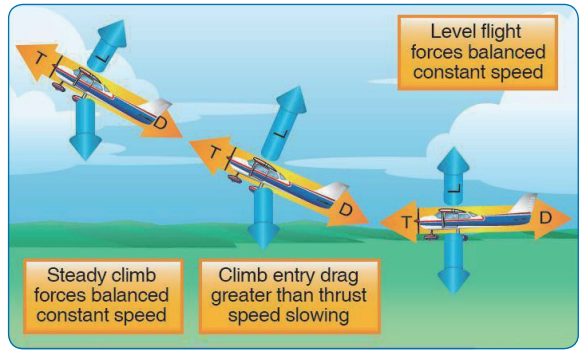
만약 엔진 출력의 증가 없이 상승하면 속도는 점점 감소하게 되는데, 그 이유는 속도를 유지하기 위한 추력이 상승 자세에서도 같은 속도를 유지시키기엔 부족하기 때문이다. 비행경로가 위쪽 방향으로 기울어지면 무게의 수평분력이 항공기의 항력과 같은 방향으로 작용하게 되어 항력은 증가한다.

상승비행을 할 때에도 속도가 일정하게 안정되면 추력과 항력, 양력과 무게는 다시 균형을 이룬다. 상승 비행자세에서 항공기의 무게는 아래쪽뿐만 아니라 무게의 수평분력이 항력과 함께 뒤쪽으로도 작용되기 때문에 수평비행을 할 때와 같은 속도를 유지하기 위해서는 추가적인 동력이 필요하다. 동력의 양은 상승각에 따라 달라진다. 상승각이 큰데 이용할 수 있는 동력이 불충분하다면 속도의 감속이 나타나게 된다.



[그림 1-18] 상승시작 단계의 양력 변화

안정된 상승이 이루어지기 위한 필요한 추력은 상승각에 따른 무게의 수평분력에 항력을 더한 값과 동일해야 한다. 상승비행의 상승각은 여유추력의 양에 따라 다르다. 항공기가 상승을 유지하는 것은 여유추력 때문에 가능하다. 만일 여유추력이 없다면 항공기는 더 이상 상승할 수가 없으며, 이 고도를 항공기가 "절대상승한계"(absolute ceiling)에 도달했다고 한다.



[그림 1-19] 상승시작 단계에서의 속도 변화

1.4.3 강하단계(Forces in Descents)

조종간을 앞쪽 방향으로 밀면 강하가 시작되면서 받음각이 순간적으로 감소된다. 강하초기에 항공기에 적용되는 이러한 힘은 항공기를 아주 짧은 시간 동안 기존의 비행경로를 유지할 수 있게 한다. 받음각이 감소하면 양력도 감소된다. 양력이 무게보다 작을 때에 항공기는 강하하기 시작한다. 동시에 항공기의 경로는 수평 경로에서 강하 경로로 변하게 된다.

등속수평비행 때와 같은 속도로 강하하기 위해서는, 강하를 시작하면서 엔진 출력을 줄여야 한다. 강하를 하면 비행경로가 앞으로 기울어지기 때문에 무게의 수평성분이 상승할 때와는 반대로 추력방향으로 작용한다. 무게의 수평성분이 추력에 더해지는 힘의 크기는 강하각이 클수록 증가하고는 강하각이 적을수록 감소한다.

1.4.4 실속(stalls)

항공기의 상승자세가 임계받음각을 초과하면 날개 위를 흐르는 공기의 분리가 일어나고 양력을 급격히 감소시켜 실속이 발생한다. 실속은 어느 자세나 어느 속도에서도 발생할 수 있다. 실속은 역학적인 부분에서 가장 오해가 많이 일어나는 분야인데, 왜냐하면 조종사들은 종종 실속이 발생하게 되면 더 이상의 양력이 발생할 수 없다고 생각하기 때문이다. 실속 상황에서 항공기의 날개가 전체적으로 양력발생이 중단되는 것이 아니다. 정확히 말하면 수평비행을 유지할 수 있는 적절한 양력의 양이 발생하지 못할 뿐이다.

받음각의 증가에 따라 양력계수가 증가하여 최대가 된 다음 다시 떨어지기 시작 하는데 이 지점에서의 양력계수를 최대 양력계수라고 한다. 날개가 만들어 내는 양력의 양은 최대 양력계수 또는 임계받음각을 지나면서 급격히 떨어진다. 그러나 그 위치의 약간 위쪽이라면 완전히 양력 발생이 멈추어 지지 않을 것이다.

대부분의 곧게 뻗은 날개의 항공기에서는 날개 뿌리부터 실속이 발생하도록 설계가 되어 있다. 날개 뿌리에서 먼저 임계받음각에 도달하면 날개 끝 쪽으로 실속이 진행되도록 한다. 날개 뿌리에서 먼저 실속이 진행됨으로써, 날개 끝 쪽에 있는 에일러론은 여전히 작동할 수 있고, 항공기를 조종할 수 있다. 날개 뿌리에서 실속이 먼저 발생할 수 있도록 다양한 설계 방법이 적용된다.

날개는 실속에 진입된 경우 어떤 조건에서도 절대로 완전히 양력을 손실하는 경우는 없다. 만약에 그렇게 된다면 항공기는 지상으로 떨어지게 될 것이다. 대부분의 훈련용 항공기들은 실속상황에서 받음각이 감소하게 되고 항공기의 앞부분이 낮아지도록 설계가 되었다.

○ 실속회복과 무게중심 위치

- 실속상황에서 항공기의 기수 부분이 낮아지게 되는 이유는 무게중심 뒤쪽에 양력중심이 있기 때문이다. 무게중심 범위는 항공기의 실속회복 성능에서 아주 중요한 요소이다.
- 만약 항공기의 무게중심이 허용범위 뒤에 있다면 조종사는 실속상태에서 회복하기가 매우 어려울 것이다. 무게중심이 후방한계 범위를 초과한 상태에서의 항공기를 운용하는 것은 매우 위험한 상황을 초래할 수 있다. 운용범위 후방에 위치한 무게중심으로 인해 만들어진 추가

적인 힘에 대항하는 힘을 만들어 내기가 불가능하다. 받음각을 감소시키지 않는다면 항공기는 지상에 닿을 때까지 실속 상태가 지속될 것이다.

○ 실속과 받음각

• 특정 항공기의 실속 속도는 모든 항공기의 상황에 고정된 것이 아니라, 항공기는 속도, 무게, 하중 그리고 밀도고도에 관계없이 같은 받음각에서 항상 실속에 들어간다.

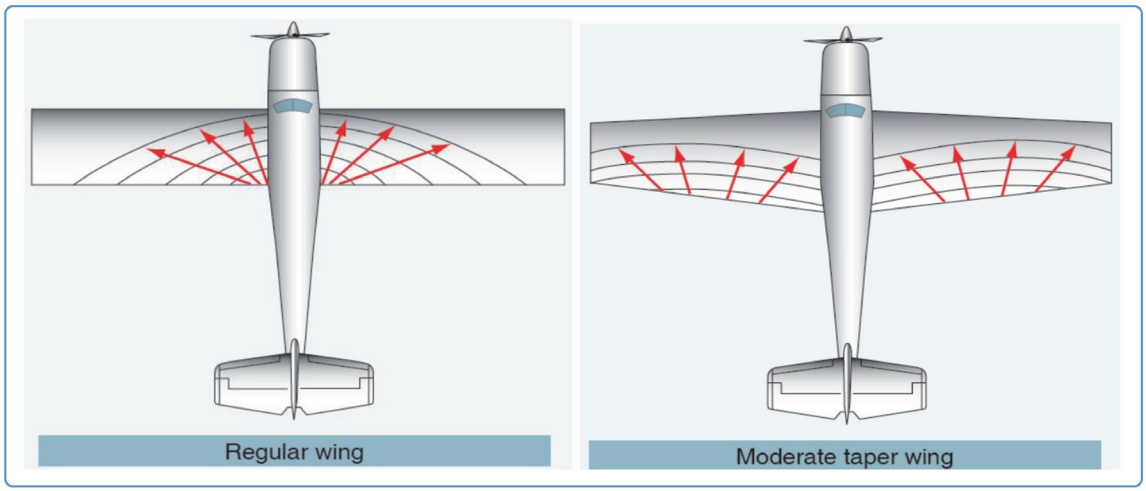
• 각각의 항공기에는 날개의 윗면에서 공기흐름이 분리되고 실속이 발생하는 특정 받음각이 존재한다. 임계받음각은 대략 16~20° 정도로 항공기의 설계에 따라 달라진다. 그러나 각각의 항공기는 실속에 들어가게 되는 일정 받음각을 가지고 있다.

• 자주 임계받음각을 초과하게 되는 경우는 낮은 속도, 높은 속도, 선회할 때 3가지 비행 상황이다.

○ 임계받음각을 초과하게 되는 경우

• 수평 직진 선회에서 항공기가 실속에 들어가게 되는 한 가지 방법은 매우 느린 속도로 비행하는 것이다. 항공기 속도가 감소되면서 고도를 유지하기 위하여 필요한 양력을 증가시키기 위해 받음각을 증가한다. 항공기 속도가 줄어들수록 항공기의 받음각은 더욱 커지게 된다. 결국 받음각은 비행할 수 있도록 도와줄 충분한 양력을 발생시키지 못하게 되는 지점까지 오게 되고 그 상태에 고정되기 시작한다. 만약 항공기 속도가 더 감소하면 받음각이 임계받음각을 초과하면서 날개 위의 공기흐름이 방해를 받으면서 항공기가 실속 상태에 들어가게 된다.

• 항공기의 실속 속도는 직진수평비행을



[그림 1-20] 날개형상과 실속 진행 방향

할 때보다 선회할 때 더 증가한다. 항공기가 선회를 위해 경사각을 증가시키면 양력은 수직성분과 수평성분으로 나뉜다. 이때 아무런 조치를 취하지 않으면 날개에서 발생하는 양력의 크기는 수평비행상태와 동일하므로, 결과적으로 양력의 수직성분은 무게보다 작아지기 때문에 항공기는 강하하려 한다. 따라서 일정한 고도를 계속 유지하려면, 즉 양력의 수직성분이 무게와 같도록 유지하려면 날개에서 발생되는 총 양력을 증가시켜야 한다. 총 양력을 증가시키는 방법은 결국 받음각을 증가시켜야 한다. 선회경사각이 증가됨에 따라 받음각은 반드시 증가되어야 한다. 만약 선회 시 어느 때라도 받음각이 커진다면, 항공기는 실속에 들어가게 된다.

항공기를 공기역학적으로 균형을 이루기 위해서 양력의 중심점이 무게중심 뒤쪽에 위치한다. 양력중심이 무게중심 뒤쪽에 있어 항공기의 앞부분이 무거운 경향(피치 down 모멘트)을 만들어 내지만 수평안정판에서의 공기흐름(내리 흐름)이 이에 대응하는 힘(tail down force, 피치 up 모멘트)을 만들어 낸다. 실속상황에서는 날개 위쪽으로 작용하는 힘인 양력이 감소하고 수평안정판에서 아래쪽으로 작용하는 힘의 효과가 감소하거나 발생하는 위쪽으로의 힘이 비균형적인 힘의 조건을 이끌어 낸다. 이것들은 항공기 앞부분을 급작스럽게 아래로 향하게 만들게 되고 그에 따라 받음각은 감소하고 속도는 다시 증가하게 된다. 그리하여 날개 위로 부드러운 공기흐름이 다시 시작되고 양력이 되돌아오며 항공기는 정상 비행상태를 유지할 수 있게 된다. 이 과정이 완료되기 전에 상당한 고도가 감소한다.

에어포일의 모양과 모양의 변화는 실속에 큰 영향을 미친다. 예를 들면, 얼음이나, 눈, 서리가 항공기의 표면에 축적되었다면 날개 위의 공기흐름이 방해를 받게 되며 임계받음각보다 낮은 받음각에서 경계층의 분리를 일으키고 양력이 크게 감소되면서, 예상되는 항공기의 성능이 달라진다. 비행 중 얼음이 항공기에 축적된다면 양력을 증가시키는 능력이 감소하는 동시에 무게가 증가된다. 날개 표면에 대략 0.8mm 정도의 얼음이 생기면 항력을 증가시키고 양력을 대략 25% 정도 감소시킨다.

1.4.5 하중계수(Load Factors)

등속수평비행을 하고 있는 항공기는 양력과 중력, 추력과 항력이 각각 서로 평형상태로 관성력을 받지 않는다. 양력이 증가하여 상승비행을 하는 경우에는 항공기는 위쪽으로 가속이 되며 가속도의 크기는 양력에서 비행기 자체중량을 제외한 여분의 양력 곧 잉여추력에 비례한다. 수평비행에 필요한 양력의 비율을 n이라고 할 경우 수평 비행할 때 n=1이 된다. 양력의 비율이 n배 증가하면 상승가속도는 ng가 되며 이때 n을 하중계수(Load Factors)라 한

다. 하중계수 n은 곧 양력과 무게의 비율로 표현할 수 있다.

$$\text{하중계수}(n) = \frac{Lift(\text{양력})}{Weight(\text{무게})}$$

조종사는 비행할 때 허용되는 하중계수(n) 범위 내에서 조작하여야 한다. 그 이유는 하중계수를 초과하여 비행하게 되면 항공기의 구조에 과부하가 걸릴 가능성이 있으며, 하중계수(Load Factor)가 증가하면 실속(Stall)에 진입되는 속도 역시 증가되기 때문이다.

1.4.5.1 항공기 설계와 하중계수(Load Factor)

항공기는 다양한 비행 상황에서 비행할 경우 구조적인 손상이 없어야 한다. 항공기에 허용되는 하중계수(n)는 예상되는 최대 비행조작이 이루어지도록 정해져야 한다.

항공기는 설계 시 일반적으로 안전계수를 1.5로 적용한다. 따라서 항공기의 극한하중계수는 하중계수에 안전계수를 곱한 값이 된다. 이 안전계수는 조종사가 의도적으로 극한하중계수를 초과해도 된다는 것이 아니라 예상치 못한 상황들에 마주쳤을 때 한계하중을 초과해도 보호될 수 있다는 의미이다.

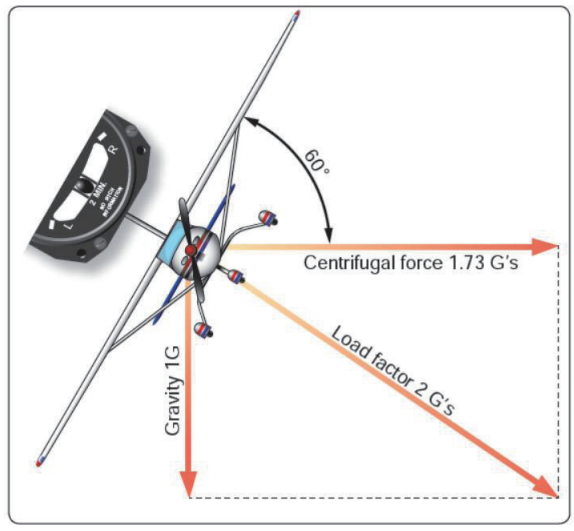
1.4.5.2 Steep Turn과 하중계수

고도(Altitude)를 일정하게 유지하면서 선회할 때 하중계수(n)는 원심력과 중력(Gravity)의 힘의 결과로 나타난다.

아래의 그래프는 선회할 때 경사각 증가에 따른 하중계수의 변화를 나타내고 있다. 하중계수는 선회경사각이 45도 또는 50도를 넘어서면서 급격하게 증가된다. 경사각(Bank)이 60도일 경우 하중계수는 2g가 되며, 80도일 경우 하중계수는 5.76g가 된다. 선회 중에 고도를 일정하게 유지하려면, 날개는 이러한 하중계수(Load Factor)와 동일한 힘의 양력(Lift)을 발생시켜야 한다. 예를 들어 60도 경사각으로 수평선회를 할 때 고도를 유지하기 위해 필요한 양은 수평비행을 할 때보다 2배의 양력이 필요하게 된다.

1.4.5.3 하중계수와 실속 속도(Load Factors and Stalling Speeds)

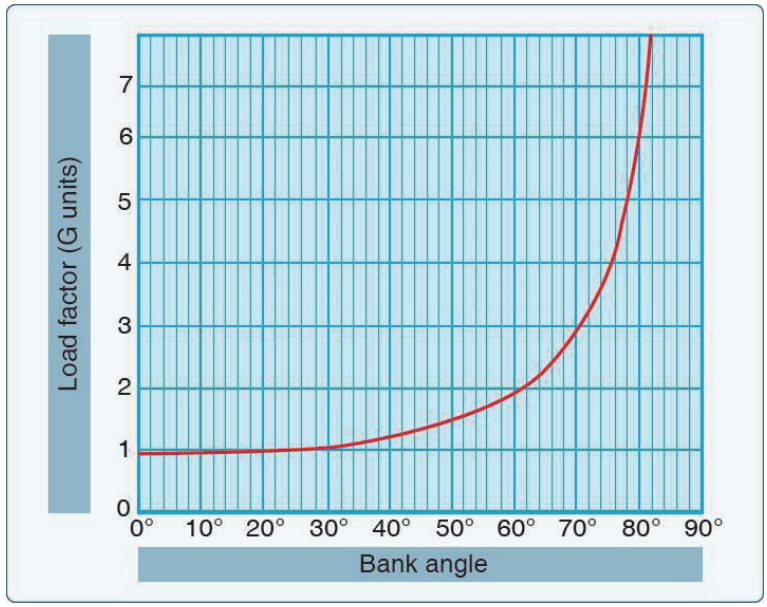
모든 항공기는 구조적 한계 내에서 비행할 경우 어떠한 속도에서도 실속(Stall)에 들어갈 수 있다. 항공기의 실속속도는 하중계수(n)의



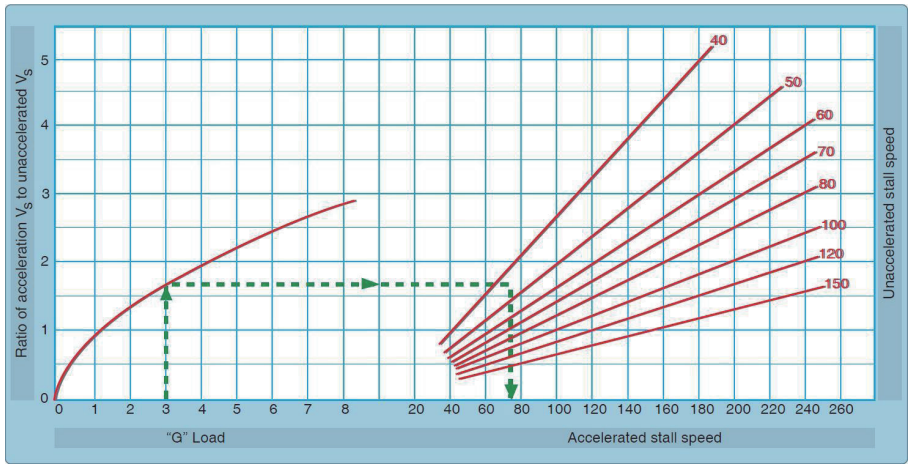
[그림 1-21] 60도 선회비행 시 하중계수

제곱근에 비례해서 증가한다. 예를 들어 어느 항공기의 실속속도가 45노트라고 한다면 만일 3g의 하중계수가 적용되는 상태에서는 실속속도가 75노트로 증가된다.

따라서 항공기가 높은 하중계수(n)에 노출되어도 구조적 손상을 받지 않고 안전하게 실속(Stall)에 들어갈 수 있는 최대 속도를 지정해 놓았는데, 이를 설계기동속도(Design Maneuvering Speed, V_A)라고 한다.



[그림 1-22] 경사각과 하중계수



[그림 1-23] 하중계수와 실속 속도

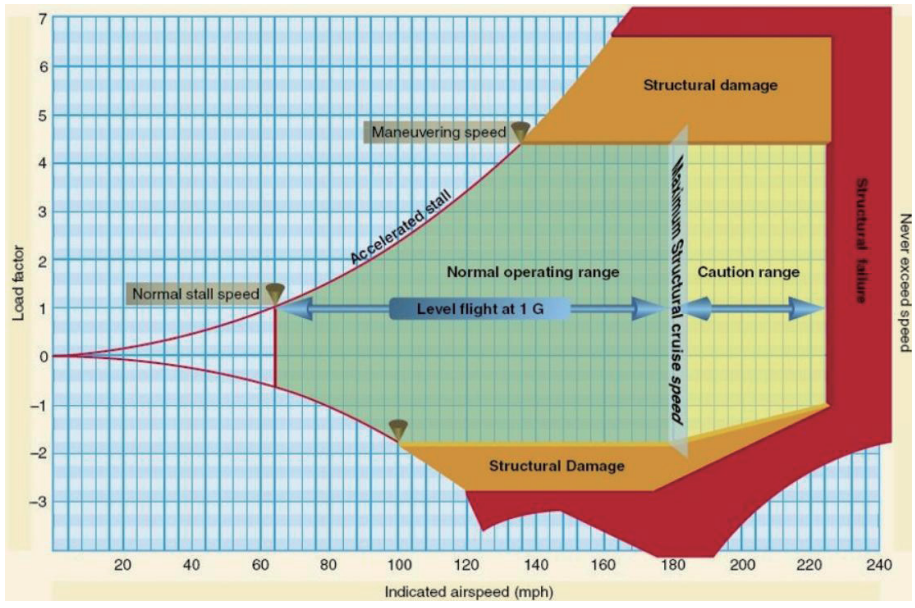
1.4.5.4 비행포위선도(Vg Diagram)

그림(비행포위선도, Vg Diagram)은 비행속도와 하중계수(Load Factor)의 관계에 따른 항공기의 비행운용 범위를 나타낸다. 그림에서 1g 이상의 하중계수(Load Factor)를 내려면 64mph 이상의 속도가 필요하며 이 속도는 수평비행상태에서의 실속(Stall) 속도를 의미한다. 이 항공기는 2g에서 92mph에서 실속(Stall)에 들어가고, 4.4g에서는 136mph에서 실속에 들어간다.

만일 4.4g보다 더 많은 하중계수에서 비행한다면 항공기는 구조적 손상을 입을 가능성이 생긴다. 그림의 오렌지색으로 표시된 영역(Caution range)은 항공기의 주요 구조물의 영구적인 변형이 발생하거나 구조적 손상이 진행될 수 있는 영역을 말한다. 따라서 일반적인 운영목적으로 비행할 때에는 하중계수(n)의 제한치 이상으로는 운용하지 말아야 한다.

그림에서 살펴볼 지점이 있는데 하중계수의 "+" 제한치와 최대 양력 발생 곡선의 교차점에서 형성되는 기동속도(Maneuvering Speed, V_A)이다. 이 기동속도는 조종사가 아무리 항공기에 최대의 하중을 주는 기동을 하여도 구조적 손상으로 이어지지 않고 안전하게 실속(Stall)으로 진입할 수 있는 최대 속도이다.

그림의 비행포위선도를 갖는 이 항공기의 속도계에 붉은색으로 표시된 영역(Structural failure range)의 제한속도는 224mph가 된다. 만약 조종사가 이 속도 이상으로 비행하게 된다면, 항공기의 구조적 손상(Structural



[그림 1-24] 비행포위선도(Vg Diagram)

failure)을 유발하게 되는 것이다.

1.4.5.5 하중계수와 비행기동(Load Factors and Flight Maneuvers)

모든 비행기동은 정해진 허용한계 하중계수를 초과하지 않도록 하여야 한다. 1g의 하중계수가 부하되는 등속수평비행을 제외하고 모든 조작은 한계하중계수를 초과할 가능성이 있다. 항공기 조작을 최대(full)로 그리고 거칠게(abrupt) 할 경우에는 구조적 손상을 피하기 위해 기동속도(Maneuvering Speed,) 이하에서 항공기를 조작하여야 한다.

○ 선회(Turns)

- 일정 고도를 유지하며 선회하는 경우 하중계수는 증가된다. 경사각이 깊어질수록 하중계수는 증가하며 위에서 언급한 것처럼 45°이상의 경사각에서 하중계수는 급격히 증가한다. 일반적으로 소형 훈련용 항공기는 경사각 70~75° 사이에서 최대 허용한계 하중계수에 도달한다.

○ 실속(Stalls)

- 등속수평비행에서 비 가속 실속에 진입하는 경우 추가적인 하중계수의 증가 없이 실속 회복이 가능하다. 실속회복은 조종간을 앞으로 밀어서 이루어지기 때문에 (−) 하중계수를 부하하여 때로는 조종사들에게 무중력상태를 느끼게 해준다.
- 실속(stall)을 회복한 후 급격한 상승조작은 허용하중계수를 초과할 수 있다. 깊은 강하자세에서 조종간을 갑자기 당겨 올리면 항공기 구조물에 치명적인 하중을 가할 수 있으며 하중계수의 증가로 실속속도로 증가시킴으로써 2차 실속을 일으킬 수 있다.
- 실속회복조작은 실속이 회복되어 항공기 속도가 실속속도 이상이 되면 항공기를 서서히 들어 올려 하중계수가 더 이상 증가하지 않도록 해야 한다. 일반적으로 깊은 강하각에서 기수를 들어 올릴 경우에도 2g~2.5g 의 하중계수를 초과하지 않도록 조작하여야 한다.

○ 스핀(Spins)

- 스핀은 회전하는 것을 제외하고 실속(stall)과 다르지 않으며, 실속(stall) 복구에 적용되는 방법이 동일하게 적용된다. 스핀은 실속(stall)보다 더 깊은 강하자세로 진입하므로 스핀을 회복하고 항공기를 들어 올릴 경우 더 많은 하중계수에 노출될 수 있다. 스핀을 회복하고 항공기를 들어 올릴 경우 적절한 하중계수는 2.5g이다.

각 항공기는 구조적 손상을 초래하지 않고 항공기에 부과될 수 있는 특정 중력 가속도로 설계된다. 설계에 고려되는 하중은 한계하중(limit load)과 극한하중(ultimate load) 두 종류가 있다. 한계하중은 원래의 형상으로 복구

되지 않는 항공기 구조물의 휘어짐 발생까지 허용되어 인가되는 힘이다. 극한하중은 한계하중을 초과하는 항공기 및 항공기 재료는 구조적 결함(파괴)을 발생하는 점에 작용하는 하중요소이다. 한계하중보다 낮은 하중계수에서는 항공기 구조가 손상되지 않는다.

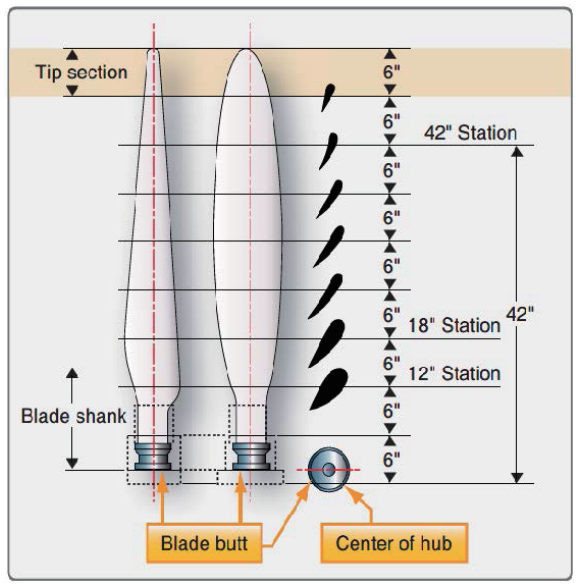
조종사 운용 안내서(POH)에는 난기류지역을 통과하는 절차가 수록되어 있어 난기류 지역에서 안전하게 항공기를 운용할 수 있다. 조종사는 절대로 항공기 초과금지속도(never exceed speed,)를 초과해서는 안 된다. 명시된 기동속도 이상의 속도로 고속 강하비행 또는 곡예비행을 특히 난기류 지역에서 훈련을 해서는 안 된다.

1.5 프로펠러(Propeller)

프로펠러는 엔진의 크랭크축(Crank shaft) 또는 변속기어의 축과 연결되어 전달되는 동력을 이용하여 회전시킴으로써 필요한 추력(Thrust)을 발생시키는 장치이다. 프로펠러는 회전하는 날개(airfoil)라 생각할 수 있다. 항공기 날개를 통과하는 공기흐름의 역학적 작용에 의하여 양력을 발생시키는 것처럼 프로펠러도 항공역학적인 힘(aerodynamic force)을 발생시켜 추진력을 얻게 된다. 프로펠러에서 발생하는 항공역학적인 힘(추진력)은 프로펠러의 블레이드(blade)의 모양과, 프로펠러의 회전수(RPM), 블레이드 부분(blade section)에서의 받음각(angle of attack)에 따라 다르다.

1.5.1 프로펠러의 깃(Blade)

프로펠러는 회전운동을 하므로 프로펠러 중심인 Hub에서 바깥쪽(tip)으로 나갈수록 선속도가 커지게 된다. 프로펠러에서 얻어지는 추진력의 크기는 속도의 제곱에 비례하므로 프로펠러의 블레이드는 바깥쪽(tip)으로 갈수록 깃각(blade angle)은 작아지게 뒤틀려(twist)있다. 만일 블레이드가 뒤틀려있지 않다면 블레이드 끝(tip)쪽에서는 과도한 양력이 발생하고 큰 하중이 걸리게 되어 블레이드가 손상된다. 블레이드의 위치(station)는 프로펠러 중심(Hub)으로부터 길이(inch)로 표시한다.



[그림 1-25] 프로펠러의 깃

1.5.2 프로펠러의 과 회전(Over speed)

고정피치 프로펠러 경량항공기의 경우 엔진의 출력을 줄이지 않고(일정한 RPM을 유지한 상태) 강하하게 되는 경우 항공기의 전진속도가 증가되고, 받음각(angle of attack)은 감소된다. 받음각이 감소되면 프로펠러의 부하(load)가 줄어들게 되고 그 결과 엔진에 잉여의 출력이 생기게 되며 잉여출력은 RPM을 증가시키게 된다. 따라서 엔진출력을 줄이지 않고 강하하는 경우 RPM은 계속 증가하여 제한치를 초과하게 되고 엔진 손상을 초래할 수 있다, 그러므로 강하하기 전에 반드시 엔진출력을 먼저 줄여야 한다.

1.5.3 Left Turning Tendency

조종석에서 바라보았을 때 시계방향으로 회전하는 프로펠러는 프로펠러 회전운동의 특성으로 인하여 항공기의 기수를 왼쪽으로 틀어지게 하는 경향성(Left Turning Tendency)이 있다. 기수를 왼쪽으로 틀어지게 만드는 원인은 다음의 4가지로 설명할 수 있다.

- ○ 엔진과 프로펠러에 대한 토크 반작용
- ○ 슬립스트림에 대한 나선형 움직임
- ○ 프로펠러의 회전운동
- ○ 프로펠러의 비대칭 하중(P factor)

프로펠러의 회전에 의해 발생하는 Left Turning Tendency를 일으키는 4가지 요소는 비행 조건의 변화에 따라 다르게 나타난다. 비행의 어느 단계에서는 4가지 요소 중의 하나가 다른 요소보다 더 두드러질 수 있다. 이 값들의 관계는 기체, 엔진, 프로펠러 조합 및 기타 설계특징에 따라 다르다. 모든 비행 조건에서 항공기의 긍정적인 제어를 유지하기 위해 조종사는 이러한 다양한 값을 보상하기 위해 필요한 비행 조종장치를 사용해야 한다.

1.5.4 토크에 대한 반작용(Torque Reaction)

토크 반작용은 뉴턴의 제3법칙인 작용반작용 법칙으로 설명된다. 한쪽 방향으로 회전하면 동일한 힘이 회전하는 반대방향으로 작용한다. 오른쪽으로 회전하는 프로펠러는 회전의 결과 왼쪽으로 반작용 힘이 생겨 항공기 기수를 왼쪽으로 틀어지게 만든다. 항공기가 공중에 있을 때, 이 힘은 세로축을 기준으로 발생하고, 항공기를 왼쪽으로 틀어지게 하고 Roll에 들어가게 한다.

이륙 활주(take off roll) 동안에는 토크 반작용에 의한 힘의 무게가 왼쪽 바퀴에 더 실리게 된다. 그 결과 지상 마찰 또는 항력이 오른쪽 바퀴보다 왼쪽 바퀴에 더 작용하게 되어 왼쪽으로의 yawing 모멘트가 일어나게 된다. 이 모멘트의 크기는

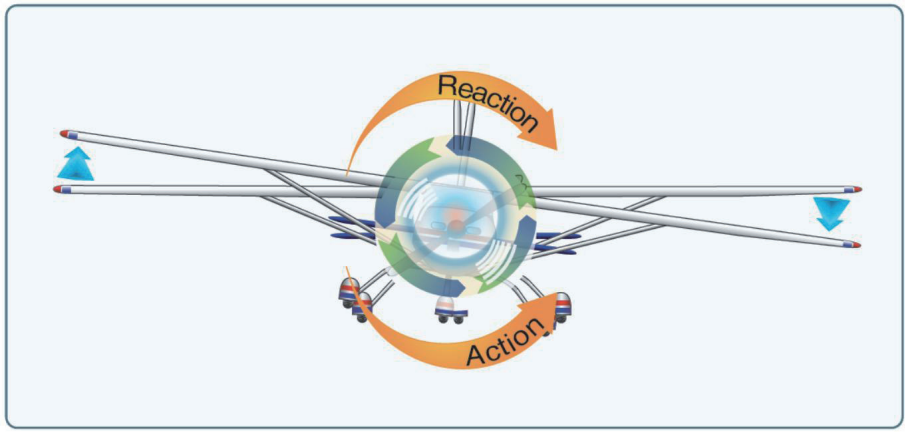
- ○ 엔진의 마력 크기
- ○ 프로펠러 분당 회전수(RPM)
- ○ 항공기의 크기

○ 활주로 표면의 상태 등 다양한 요소들에 의해 달라진다.

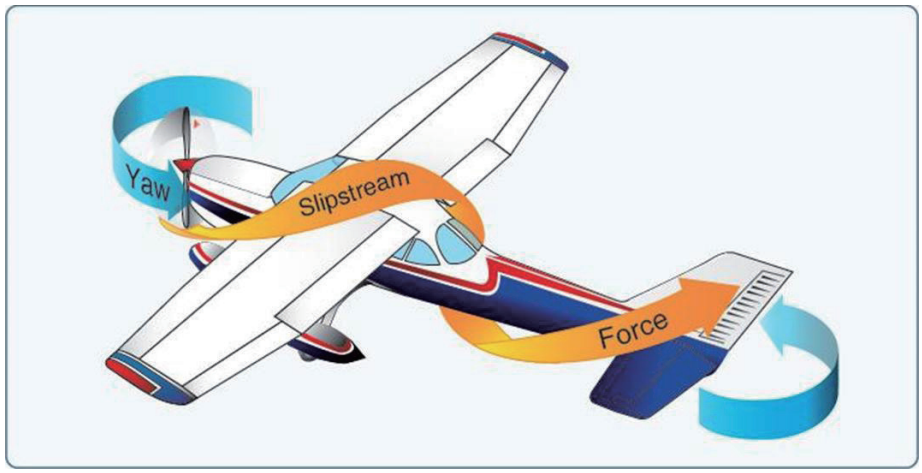
이륙 활주(take off roll) 중에 발생하는 yawing 모멘트는 조종사의 적절한 러더 사용과 러더 트림의 조절에 의해 수정될 수 있다.

1.5.5 코크스크류 효과(Corkscrew effect)

프로펠러의 고속 회전은 프로펠러를 통과하는 공기흐름을 슬립스트림(slipstream) 또는 코크스크류(Corkscrew)의 나선 형태의 회전흐름을 형성한다. 이러한 나선형 회전흐름은 프로펠러의 고속 회전(high RPM)과 낮은 비행속도(이륙 또는 받음각이 큰 상태)에서, 크게 발생하고 이 흐름은 항공기의 수직꼬리 왼쪽 표면으로 부딪쳐 흐르게 된다.



[그림 1-26] 토크에 대한 반작용



[그림 1-27] 나선형 회전기류

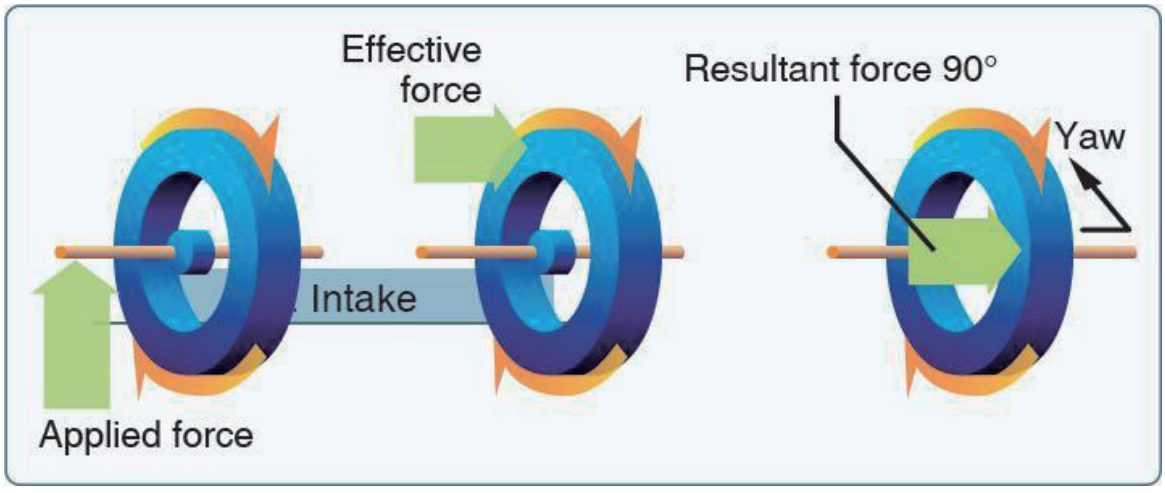
나선형 회전 기류가 수직 꼬리날개를 치게 되면, 이것은 항공기의 수직 축에 대하여 yawing 모멘트를 발생시키는데 나선형 흐름이 강할수록 yawing 모멘트는 더 두드러지게 나타난다. 그러나 항공기 전진속도가 증가될수록 나선은 더 길게 뻗어 지게 되어 yawing 모멘트 발생에 덜 영향을 미친다. 슬립스트림의 코크스크류 공기흐름은 또한 세로축 주변에서 롤링 모멘트를 발생시킨다.

1.5.6 자이로스코프 효과(Gyroscopic Action)

프로펠러의 자이로스코프 효과를 이해하기 전에, 자이로스코프의 가장 기본적인 원리를 이해하는 것이 필요하다. 자이로 운동은 기본적인 두 가지 성질인 강직성(rigidity)과 세차성(precession)에 기반을 두고 있다. 세차성은 자이로의 가장자리(rim) 부분에 힘이 작용되면, 그 힘의 결과는 회전 방향의 90° 부분에서 나타나게 되는 특성이다.

비행기 프로펠러로 자이로스코프처럼 매우 빠르게 회전하므로 자이로의 특성을 가진다. 프로펠러의 회전에 어느 힘을 주면 회전방향의 90° 이후 지점에서 힘의 결과가 생기며 생겨진 힘은 피칭 모멘트나 yawing 모멘트 혹은 어떤 지점에 힘이 가해지냐에 따라 두 개의 혼합된 모멘트가 발생한다.

이 자이로스코프 효과는 테일 휠(tail wheel) 항공기에서 이륙을 위해 항공기를 부양시킬 때 현저하게 발생한다. 이 항공기는 부양되기 전에 꼬리 부분이 먼저 들리게 되는데 이는 프로펠러의 윗부분에 힘을 가하는 것과 같은 현상이 된다. 프로펠러의 윗부분에 힘이 가해지면 그 힘의 결과는 90°를 지나 나타나므로 프로펠러의 오른쪽 3시 방향에서 프로펠러를 미는 힘으로 발생하며 이는 곧 항공기 기수를 왼쪽으



[그림 1-28] 자이로의 특성(세차성)

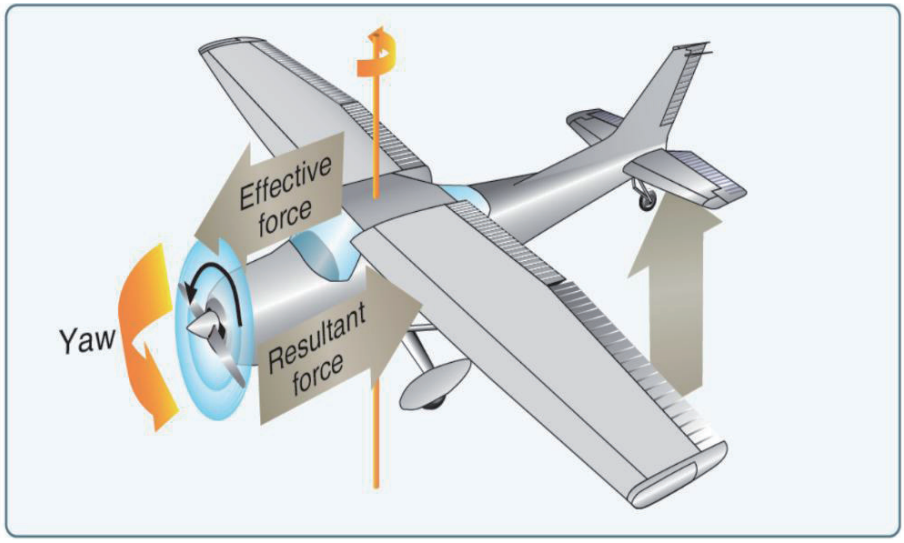
로 틀어지게 만드는 yawing 모멘트를 발생시킨다.

1.5.7 비대칭 하중(P-Factor)

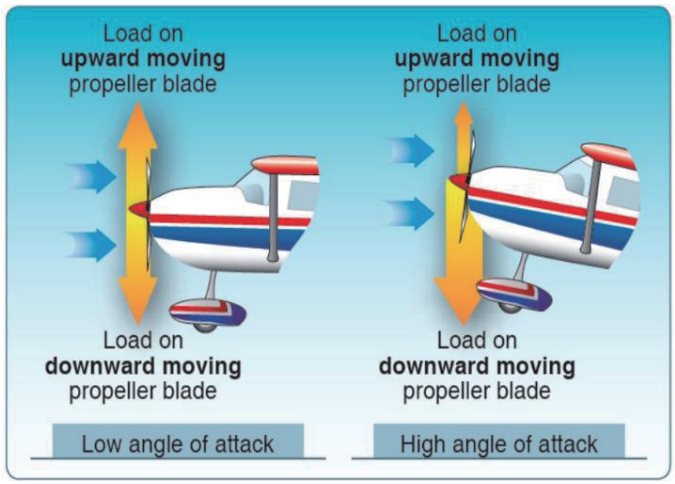
항공기가 높은 받음각으로 날고 있을 때 아래쪽으로 움직이고 있는 블레이드가 공기와 접촉하는 양은 위쪽으로 움직이고 있는 블레이드의 양보다 더 크다. 그러므로 프로펠러 디스크의 오른쪽에서 발생하는 힘이 왼쪽보다 크게 되어 항공기 기수는 왼쪽으로 틀어지게 된다. 이러한 비대칭 하중이 생기는 것은 위로 향하는 프로펠러의 깃에 작용하는 받음각보다 아래로 향하는 프로펠러 깃의 받음각 크기가 크기 때문이다.

이 비대칭 하중은 회전 중인 프로펠러 깃에 작용하는 받음각의 크기가 달라져 발생된다. 프로펠러의 받음각은 프로펠러에 작용하는 상대풍과 프로펠러의 시위선이 이루는 각도이며 프로펠러에 작용하는 상대풍은 프로펠러의 회전속도와 항공기의 전진속도의 합력이 이루는 선이다. 따라서 프로펠러 회전수가 달라지거나 전진속도 또는 전진속도의 벡터가 달라지면 받음각이 변하게 되고 발생하는 추력도 변하게 된다.

항공기가 높은 받음각상태로 비행하고 있으면 아래로 움직이는 블레이드는 더 높은 받음각을 가지며, 위쪽으로 움직이는 블레이드보다 더 많은 추력을 생성한다.



[그림 1-29] 자이로스코프 효과



[그림 1-30] 프로펠러의 비대칭 부하

1.6 측풍 시 활주

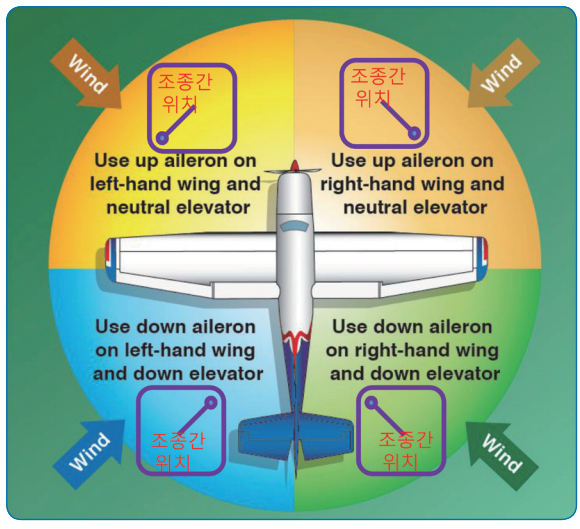
지상에서 이동 시 바람이 강할 경우 조종간을 조절하여 날개 들림과 바퀴에 가해지는 하중에 대하여 조종사는 상황에 따라 조종간을 조종하여 적합한 조치를 취하여야 한다.

○ 강한 정풍(headwind)의 경우 : 에일러론(Ailerons)은 중립 위치를 취하며, 꼬리날개 부분이 들리지 않게 승강타(Elevator)는 Up 위치로 한다.

○ 강한 배풍(tailwind)의 경우 : 에일러론(Ailerons)은 중립 위치를 취하며, 꼬리날개 부분이 들리지 않게 승강타(Elevator)는 Down 위치로 한다.

○ 측정풍(Quarering headwind)의 경우 : 승강타(Elevator)는 중립 또는 Up 위치를 취하며, 날개 들림을 방지하기 위해 바람 불어오는 쪽의 에일러론(Ailerons)을 Up 위치로 한다.

○ 측배풍(Quarering tailwind)의 경우 : 승강타(Elevator)는 중립 또는 Down 위치를 취하며, 날개 들림을 방지하기 위해 바람 불어오는 쪽의 에일러론(Ailerons)을 Down 위치로 한다.



[그림 1-31] 바람 방향 및 전륜형 착륙 장치 (Nose Gear Type)의 조종간 위치

제2장 인적요소 및 비행착각

2.1 인적요소(Human Factor)

2.1.1 인적요소 분석 쉘 모델(SHELL MODEL)

인적요소(Human Factor)에 대한 설명을 위한 대표적인 모델인 SHELL Mode로 구성은 다음과 같다.

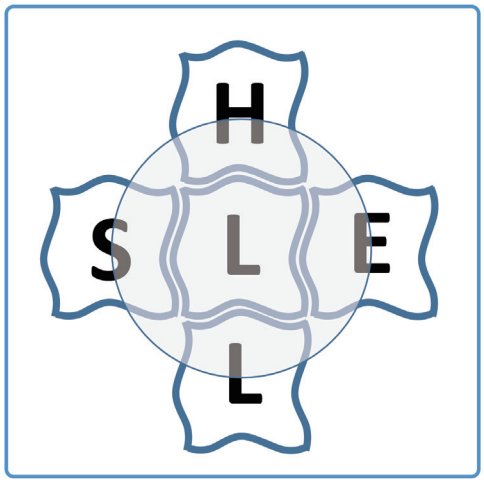
○ 사람(Liveware) : 중앙에 있는 L(Liveware)은 사람, 조종사를 나타낸다.

○ H(Hardware)는 항공기의 기계적인 부분을 나타낸다.

○ S(Software)는 운항분야의 각종 규정, 절차, 기호, 부호 등을 나타낸다.

○ E(Environment)는 기상 등의 조종 환경 등을 나타낸다.

○ L(Liveware)은 역시 사람을 나타내지만, 조종사와 관계되는 사람들을 나타낸다.



[그림 2-1] 인적요소 SHELL MODEL 구성

2.1.2 SHELL 모델의 목적

인적요소를 구성하는 각 요소들 간의 관계가 잘 조화되면 항공안전 수준이 향상되고 사고예방이 되겠지만, 이러한 요소들 상호관계에 문제가 생기면 그것이 바로 조종사의 과실로 이어지고 사고와 직결된다. 그러므로 SHELL 모델을 이용하여 각 요소들 간의 문제를 찾아내고 그 근원을 해결하여야 한다.

SHELL 모델의 핵심요소인 인간(Liveware)과 주변의 상관관계는 다음과 같다.

○ L-H(인간과 하드웨어) : 이 인터페이스는 인간과 기계시스템과 관련하여 가장 일반적으로 고려되는 인터페이스이다.

- 인체의 착석 특성에 맞는 항공기 좌석 설계 등
- 사용자의 감각 및 정보 처리 특성에 부합하는 디스플레이 등
- 올바른 동작 제어, 코딩 및 위치 등

○ L-S(인간과 소프트웨어) : 이것은 인간과

절차, 매뉴얼 및 체크리스트 레이아웃, 기호 및 컴퓨터 프로그램과 같은 시스템의 비 물리적인 측면을 포함한다.

○ L-E(인간과 환경) : 이것은 인적요소 연구 초기의 모든 조치가 인간을 환경에 적응시키는 것을 목표로 삼았다(헬멧, 비행복, 산소마스크). 그러나 현 추세는 사람의 요구 사항에 맞게 환경을 조정하여 인간에게 맞는 환경을 조성하는 것이다.

○ L-L(사람과 사람) : 이것은 사람과 사람 사이의 인터페이스이다. 조종사, 관제사, 정비사, 승객 등과의 상호 관계 작용에 관심을 가져야 한다.

2.1.3 비행 안전에 영향을 미치는 인적요소

2.1.3.1 개요(Introduction)

비행은 인간이 지금까지 경험해 보지 못하였던 새롭고 다양한 문제에 부딪히게 된다. 지금까지 밝혀진 사고 조사 결과에 의하면 사고 원인의 약 70% 이상이 인적요소에 기인하는 것으로 나타나고 있다.

인적요소는 크게 두 가지로 나뉘는데, 하나는 신체적(Physical) 분야, 다른 하나는 심리적(Psychology) 분야로 나뉜다. 인적요소가 연구되기 시작한 초기에는 주로 신체적 부분에 초점이 맞추어져 왔으나, 지금은 심리적인 요소에도 많은 관심과 연구가 이루어지고 있다.

인적 요인은 인간의 능력, 한계 및 기타 특성에 대한 특정 상황(예: 비행, 항공정비, 스트레스 수준, 지식)에 대한 자료를 수집하고 연구한 결과를 도구설계, 기계, 시스템, 업무, 직업 및 작업 환경에 적용하여 안전하고 편안하며 효과적으로 사람이 사용할 수 있게 해 주는 것이 목적이다.

전 세계의 대부분의 항공기 사고 조사 기관은 모든 항공기 사고 및 준사고의 70~90%가 조종사 또는 정비사 또는 관제사와 같이 항공기에 관련된 사람들의 행동과 의사결정의 결과라고 추정하고 있다.

2.1.3.2 의사소통(Communication)

사람이 대화를 할 때 언어와 함께 표정, 몸동작, 입술 모양 등이 언어 전달의 의미를 더욱 명확하게 해 줄 수 있다. 그러나 항공에서는 조종사와 관제사와의 관계처럼 얼굴을 대면하지 않은 상태에서 통화해야 하므로 명확하게 의사를 전달하지 않으면 안 된다.

따라서 항공에서의 의사소통은 다음과 같은 기본 원칙을 지키는 것이 바람직하다.

○ 간단성(Simplicity) : 전달하고자 하는 의도를 간단하게 표현한다.

○ 명료성(Clarity) : 잘 전달될 수 있는 톤으로 천천히 또박또박 발음함으로써 다시 물어봐야 하는 시간적 손실과 오류를 줄일 수 있다.

○ 명확성(Accuracy) : 의도한 내용을 정확하게 전달해야 한다.

2.1.3.3 상황 인식(Situational Awareness)

상황 인식은 비행 전, 비행 중 및 비행 후 안전에 영향을 미치는 5가지 기본 위험 요소(비행, 조종사, 항공기, 환경 및 주어진 항공 상황을 구성하는 작동 유형) 내의 모든 요소와 조건에 대한 정확한 인식과 이해라고 할 수 있다. 비행, 항적, 기상 및 ATC 통신에 대한 무선통신 모니터링은 조종사가 무슨 일이 일어나고 있는지에 대한 정신적인 그림을 그릴 수 있도록 도와줌으로써 상황 인식을 향상시킬 수 있다.

2.1.3.4 위험관리(Risk Management)

위험 관리(risk management) 및 위험 해결(risk intervention)은 용어의 간단한 정의처럼 쉬운 것은 아니다. 위험 관리 및 해결은 체계적으로 위해요소를 식별(hazard identification)하고, 위험 정도를 평가(risk assessment)하며, 최선의 행동 방침을 결정하기 위한 의사결정 프로세스이다. 이러한 프로세스에는 위해요인 식별, 위험 평가, 통제 분석, 통제 결정, 통제 사용 및 결과 모니터링이 포함된다.

2.1.3.4.1 조종사의 위해요소 식별 IMSAFE 체크리스트(IMSAFE Checklist)

- I : Illness(질병) – 나는 아픈 것인가? 질병은 조종사에게 위험요소이다.
- M : Medication(약물 복용) – 내 판단에 영향을 미칠 수 있는 약을 복용하거나 나를 졸리게 하는가?
- S : Stress(스트레스) – 나는 직장에서 심리적 압력을 받고 있는가? 돈, 건강 또는 가정 문제가 있는가? 스트레스로 인해 집중력과 기량에 문제가 발생한다. 조종사는 스트레스가 성능에 미치는 영향을 고려해야 한다.
- A : Alcohol(술) – 8시간 이내에 술을 마셨는가? 24시간 안에 마셨는가? 알코올은 조종사를 방향 감각 상실과 저산소증에 더 취약하게 만든다.
- F : Fatigue(피로) – 피곤하고 적절하게 쉬지 않고 있는가? 심각한 오류가 발생할 때까지 조종사에게 명백하지 않을 수 있으므로 피로는 비행 안전에 있어 가장 잠재된 위험 요소 중 하나이다.
- E : Emotion(감정) – 나는 감정적으로 화가 나 있는가?

2.1.3.4.2 위험정도 평가 PAVE 체크리스트 (PAVE Checklist)

위험을 완화하는 또 다른 방법은 위험을 감지하는 것이다. 조종사는 비행 전 계획에 PAVE 체크리스트를 포함시켜 조종사가 의사결정을 할 때 조종사, 항공기, 환경 및 외부 압력(PAVE), 이 네 가지 비행 위험 요인을 검토하도록 한다.

PAVE 체크리스트를 통해 조종사는 매 비행 전에 위험을 검토하기 위해 각 카테고리를 기

억하는 간단한 방법을 익힐 수 있다. 조종사가 이해해야 하는 가장 중요한 개념 중 하나는 규정의 측면에서 “합법적”인 것과 조종사 경험 및 숙련 측면에서 “현명한” 또는 “안전한”것의 차이다.

○ P=Pilot in Command(기장)

• 조종사는 비행의 위험 요소 중 하나이다. 조종사는 경험, 최신성, 자격, 신체적, 정서적 측면에서 “이 비행 준비가 되어 있는가?”라고 자문해야 한다.

○ A=Aircraft(항공기)

• 이 항공기는 비행에 적합한 상태인가?
• 이 항공기에 익숙한가?
• 이 항공기는 비행 준비가 되어 있는가? 계기 및 통신 장비가 적절한가?
• 이 항공기는 비행 조건 하에서 충분한 여유를 가지고 이륙활주로를 사용할 수 있는가?
• 이 항공기가 계획된 중량을 운반할 수 있는가?
• 이 항공기는 순항에 필요한 고도에서 운항 가능한가?
• 이 항공기는 충분한 연료 용량을 가지고 있으며, 예비 연료를 가지고 있는가?
• 보급된 연료량이 주문된 연료량과 일치하는가?

○ V=EnVironment(환경)

• 기상 : 기상은 환경의 주요 고려 사항이다. 조종사는 특히 날씨와 관련하여 조종사 자신의 개인 최저치를 설정하는 것이 좋다. 조종사는 특정 비행의 날씨를 평가할 때 다음 사항을 고려해야 한다.

– 현재 운고 및 시정은 얼마인가? 산악 지형 또는 특히 지형에 익숙하지 않은 경우 운고 및 시정에 대한 최저치를 고려해야 한다.
– 날씨가 예측과 다를 가능성을 고려하여, 예상치 못한 변화 발생에 대한 예비 계획을 세우고 수행해야 한다.
– 사용 중인 비행장/이착륙장에서의 바람과 측풍 강도를 고려한다.
– 산악 지형에서 비행한다면, 강한 바람이 불어올지를 확인. 산악 지대에서의 강한 바람은 심각한 난류 및 하강 기류를 유발할 수 있으며 항공기에 매우 위험할 수 있다.
– 천둥 번개가 있는가?
– 구름이 있다면, 어떤 형태이며, 현천 또는 예보는 어떠한가? 온도/이슬점 분포 및 현재 고도의 온도는 얼마인가? 강하는 절차를 따라 안전하게 할 수 있는가?
– 착빙 조건이 발생하면 조종사는 항공기의 제빙 장치 또는 방빙 장치를 작동한 경험이 있는가? 이 장비는 상태가 양호하고 작동이 되는가?

• 지역 : 지형의 평가는 비행 환경 분석의 또 다른 중요한 구성 요소이다.

– 지형과 장애물을 피하기 위해, 특히 야간이나 시야가 좁은 경우, 비행 전 계획 중에 VFR과 IFR 차트에 표시된 고도를 사용하여 사전에 안전한 고도를 결정하여야 한다.
– 지형이나 장애물과의 항공기 충돌 가능성을 최소화하기 위해 최저비행고도 및 기타 쉽게 얻을 수 있는 데이터를 사용한다.

• 비행장/이착륙장
– 목적지 비행장/이착륙장과 대체 비행장/이착륙장에서 사용할 수 있는 조명/항행 보조 시설은 무엇인가?
– 폐쇄된 활주로 또는 비행장/이착륙장에 대해서는 노탐(NOTAM)을 확인. 활주로 또는 표지 등, 유도로 등
– 엔진 고장 시 회항할 인근 비행장/이착륙장은 어디인가?

• 공역
– 비상 비행장/이착륙장으로 착륙 시 적절한 의류, 식수 및 생존 장비가 있는가?
– 수평선을 시각적으로 잃어버릴 가능성이 있는 경우 조종사는 IFR 비행 준비가 되어 있는가?
– 비행경로를 따라 공역 및 임시 비행 제한(TFR)을 확인할 것

○ E=External Pressures(외부 압력) : 외부 압력은 비행을 완료해야 한다는 압박감을 유발하는 비행 외적 영향이며, 종종 안전 저해 요소로 작용한다. 외부 압력이 될 수 있는 요소는 다음과 같다.

• 비행장/이착륙장 도착을 기다리고 있는 누군가가 있을 경우
• 조종사가 실망시키지 않으려는 승객
• 자신의 능력을 과시하고자 하는 욕구
• 누군가를 감동시키려는 욕망
• 특정한 개인적인 목표
• 조종사의 임무 목표 완수 욕구

2.2 비행 착각(Spatial Disorientation and Illusions)

2.2.1 비행 감각계

비행 착각은 비행 중에 비행기의 자세, 위치 및 운동방향 등에 대하여 조종사가 적절한 지향점을 잃어버리고 착각에 빠지는 것을 의미한다.

인체는 공간에서 운동방향, 속도 및 자세 등을 확인할 때는 3가지 전정계(Vestibular system), 체성(몸)감각신경계(Somatosensory system), 시각계(Visual system) 인체기관에서의 정보를 통합하여 판단한다.

2.2.1.1 전정계(Vestibular system)

○ 전정계는 내이(inner ear)에 있으며 3개의 반고리관(semicircular canal)과 이석기

관(otolithic organ)이 자세유지에 중요한 역할을 담당한다.

- 반고리관은 머리의 회전운동 각가속도(angular acceleration)를 감지하고,
- 이석기관은 수평 방향과 수직 방향의 머리운동을 감지한다.

○ 각 반고리관 내부는 림프액으로 차 있으며 짧은 섬모가 나 있는데, 몸이 가속되면 림프액이 한쪽으로 흐름에 따라 섬모가 눕혀져 몸의 가속을 감지하게 된다.

○ 반고리관(semicircular canal)은 반 원형의 고리 모양의 3개의 관이 3차원적으로 서로 수직 형태로 결합되어 있으면서 각 방향에 맞게 몸의 회전 및 가속을 느끼는 청각기관이다. 이러한 형태 덕분에 3차원 공간의 모든 방향에서 가/감속을 느낄 수 있다.

2.2.1.2 체성감각신경계 (Somatosensory system)

체성(몸)감각은 피부, 골격근, 관절에서 발생하여 신경계를 통하여 뇌로 전달되는 감각이며, 중력, 소리 등 자극 특성에 따라 소리를 듣고 진동을 느끼며, 위치 감각을 느낄 수 있다.

시계 비행 조건에서 계기에 의존하지 않고 반사적인 비행 감으로 비행할 때는 주로 이러한 감각에 의존한다. 정상적인 비행 조건에서 비행할 때는 이러한 체성 감각은 시각 및 전정계 감각과 함께 상당히 믿을만한 감각이 된다. 그러나 비행 중 발생하는 다양한 형태의 가속도를 지구중력과 구분할 능력이 없으므로, 비행 중 불일치한 조작 및 자세 등으로 인한 감각의 오류 등은 비행착각에 빠지게 된다.

2.2.1.3 시각계(Visual system)

시각계는 시각에 의하여 얻어진 시각정보를 통하여 자세 및 위치 등을 파악한다. 비행 시 주요한 시계 참조점인 수평선이 분명한 정상적인 시계 비행상태에서는 내이의 감각기관은 항공기의 피치, 롤, 요 운동을 정확하게 느끼지만 안개 등으로 수평선이 불분명해져서 시각 참조점이 없어지면 전정계의 감각은 신뢰할 수 없게 된다. 결국 비행에 따른 항공기의 움직임과 가해지는 힘의 변화가 합쳐져서 착각에 빠지게 된다.

2.2.2 전정계 착각(Vestibular Illusions)

2.2.2.1 경사착각(lean)

항공기 선회 기동 중에 속도 자세 등의 변화 없이 완만하게 선회가 계속되면, 세 반고리관 내의 림프의 이동이 없어지면서 신경 세포에서 움직임을 나타내는 신호가 발생하지 않게 된다. 이에 따라서 조종사는 이 상태에서는 선회를 느끼지 못하고 수평 비행감을 느끼게 된다. 여기에서 갑자기 선회를 멈추고 수평비행으로 돌아오면 반고리관 내의 림프가 가속도에 의하여 반대로 이동하게 되고 반고리관 섬모의 자

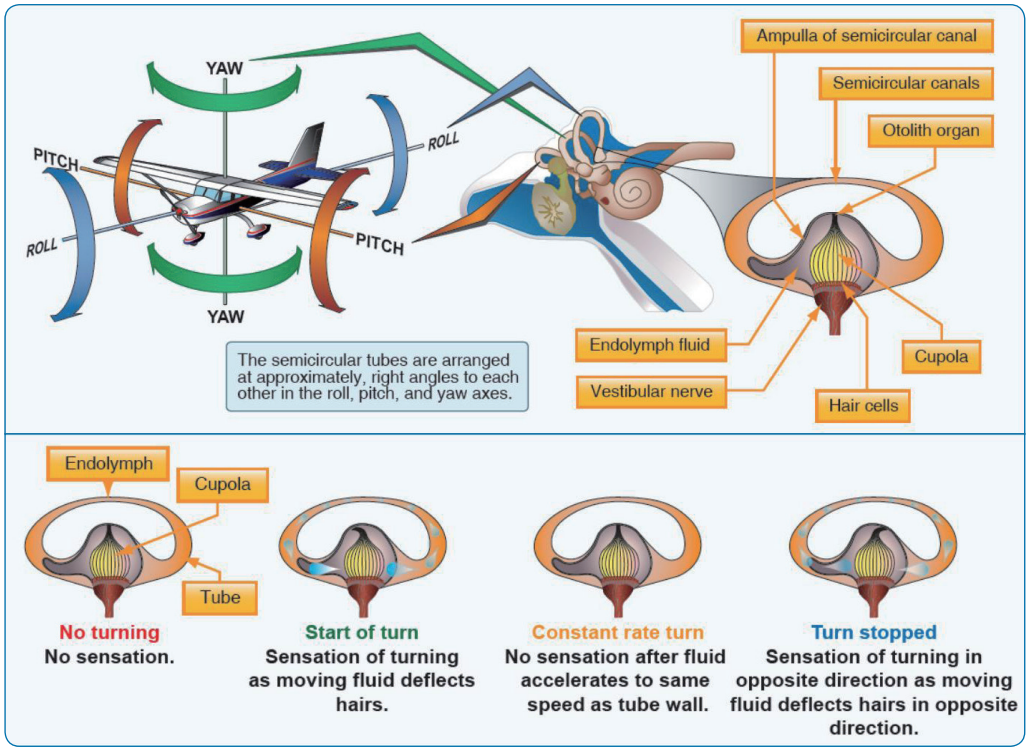
극 한계치를 초과하여 반대방향의 운동감으로 신호가 생겨서 뇌로 전달된다. 이때 조종사는 일시적으로 반대편으로 경사진 것(banked) 같은 착각을 느끼게 된다.

예를 들면 장시간 좌선회하다가 선회를 멈추고 수평비행으로 돌아오면 조종사는 수평상태에서 불구하고 우측으로 쏠려 있는 것처럼 느끼게 돼서 수평비행 상태에서 좌측으로 몸을 기울이거나 다시 좌선회로 들어가려고 하는 착각을 하게 된다.

2.2.2.2 전향성착각(Coriolis Illusion)

전향성착각은 항공기가 선회할 때 머리의 움직임에 의하여 나타나는 흔한 착각이다. 장시간 안정된 선회 중에는 반고리관 내의 림프의 움직임이 없게 되는데, 이러한 선회 중에 조종사가 비행 차트나 계기를 보기 위하여 머리를 움직이면 반고리관 내의 림프의 이동이 갑자기 일어나게 되면서, 항공기 이동방향과 다르게 항공기의 자세나 진로가 급변하는 것 같은 착각을 느끼게 된다.

이 착각을 막기 위해서는 비행 중 선회할 때는 조종사는 머리 움직임을 최소로 하여야 한다. 선회 중 비행계기나 차트를 보거나 바닥에 떨어진 차트를 주울 때 머리 움직임을 최소화하도록 주의하여야 한다.



[그림 2–2] 반고리관의 역할 및 각 가속도 · 감각

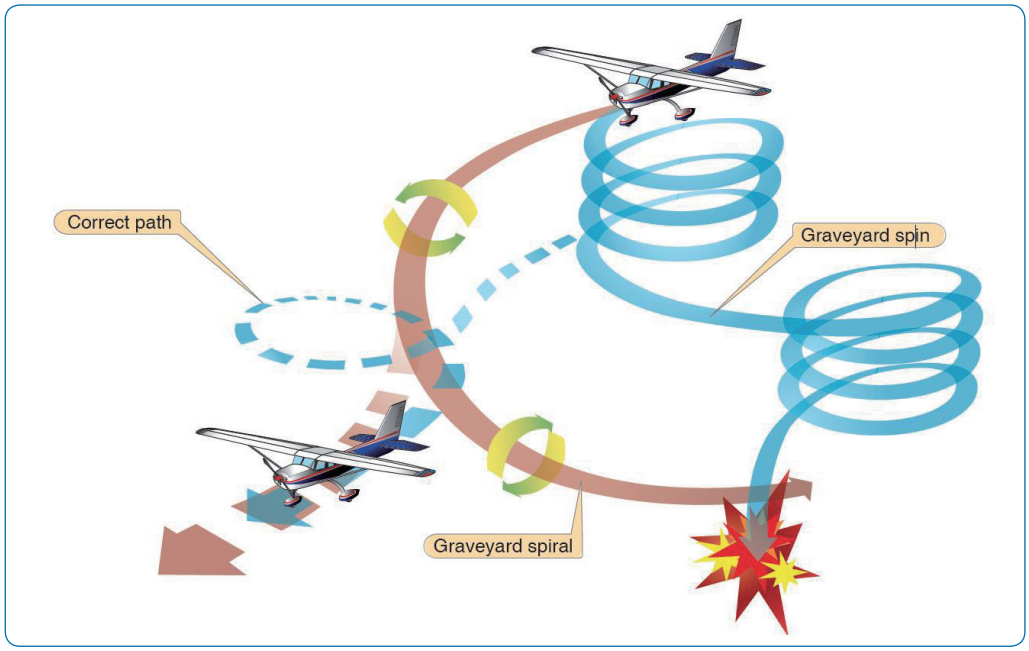
2.2.2.3 악성나선강하(graveyard spiral)

선회 비행 초기에는 조종사는 선회하는 방향을 잘 인지하지만 선회가 안정적으로(constant rate coordinated turn) 계속되면(20초 이상) 선회 감각이 반고리관 내 신경의 감각 역치 이하로 되면서 감각이 둔감해져 더 이상 선회를 느끼지 못하게 된다.

정상 선회 중에는 선회 방향 벡터로 양력이 분산되므로 전체 양력이 감소되므로 출력의 증가가 없으면 고도를 잃게 된다. 이때에 회전 감각이 없어진 조종사는 실제로는 선회 비행에도 불구하고 수평비행을 한다는 착각을 하게 되는 상태에서 잃어버린 고도를 회복하기 위하여 상승자세를 위하여 조종간을 뒤로 당기는 조작까지 하게 되면 더욱 심한 나선 하강 자세에 빠지면서 고도 침하가 현저하게 일어나게 된다. 이를 악성 나선강하(graveyard spiral)라고 하며, 어느 시점에서는 비행기를 통제할 수 없게 되어 추락하기도 한다.

2.2.2.4 신체중력 착각 (Somatogravic illusion)

이륙 때 발생하는 갑작스러운 가속은 이석(otolith) 기관을 자극할 수 있는데 가속에 의하여 항공기 탑승객의 목이 뒤로 젖히는 것 같은 상승 감각효과가 이석에서도 일어날 수 있다. 이러한 경우 외부 시계 참조점이 없으면 조종사는 이륙 시 비행기 기수가 정상보다 들려 있다는 착각에 빠지고 이것을 교정하기 위하여 기수를 정상보다 급격히 낮추는 조종간 조작을



[그림 2-3] 악성 스파이럴 및 악성 스핀

할 수 있다.

반대로 추력감소에 의한 급격한 감속은 반대 효과를 보여서 하강 착각에 빠진 조종사는 비행기의 기수를 비정상적으로 들어 올려서 실속에 빠지게 할 수도 있다.

2.2.2.5 배면감 착각(Inversion Illusion)

상승자세에서 수평비행으로 갑자기 비행자세가 변화하면 이석 기관이 자극을 받게 되어 조종사는 마치 뒤로 넘어가거나 배면 비행하는 착각에 순간적으로 빠지게 된다. 착각에 빠진 조종사는 이를 만회하기 위하여 급격한 조작을 하게 될 수 있고 이로 인하여 착각이 더 심해지기도 한다.

2.2.2.6 승강타 착각(Elevator Illusion)

난류나 상승기류 속에서 갑작스럽게 수직가속이 되면 이석 기관은 상승되고 있다는 착각에 빠질 수 있다. 이에 따라 조종사는 조종간을 앞으로 밀어서 비행기를 하강자세로 들어가게 하려고 한다. 반대로 하강가속상태에서는 반대 현상이 일어난다.

2.2.3 시각 착각(visual illusion)

조종사는 비행 중에 기본적으로 시각정보에 따라 판단하므로 시각 착각은 상당한 위험을 초래할 수 있다. 대표적인 시각 착각에는 허위수평선(false horizon)과 자동운동(autokinesis)이 있다.

- ○ 허위수평선은 안개나 구름 등으로 수평선이 모호해지거나, 야간에 별빛이나 지상의 불빛 등으로 원래의 수평선이 원래와는 다르게 왜곡되어 보이는 것을 의미한다. 대표적으로 넓은 지역에 경사진 구름층을 지평선으로 착각하는 것이다. 조종사가 조종실 내 작업에 몰두하다가 갑자기 외부를 보는 경우 발생하기 쉬운데 조종사가 항공기를 잘못된 가상의 수평선에 맞추면서 항공기가 이상 자세로 들어가게 된다.
- ○ 자동운동(autokinesis)은 야간에 정지해 있는 불빛을 오랫동안 응시하면 마치 움직이는 불빛을 보는 것으로 착각을 일으킬 수 있는 경우로 착각에 빠진 조종사는 접근 시 여기에 항공기를 맞추면서 접근하게 된다.

이러한 착각들은 시야가 제한되거나 야간에 비행할 때 많이 발생할 수 있는데, 예방을 위해서는 항공기 자세 기준을 잡을 때 외부 참조물보다 계기를 신뢰하여야 한다.

2.2.4 공간착각의 경험 (spacial Disorientation Training)

비행 중에 일어나는 여러 가지 착각에 대하여 빨리 인지하여 벗어나는 것이 중요하다. 착각은 논리에 의한 학습으로 극복하기 어려우므