02

항공역학
Aerodynamics

2.1 서론
2.2 대기
2.3 항공역학과 물리법칙
2.4 에어포일
2.5 추력과 항력
2.6 무게중심
2.7 비행기의 기체축
2.8 안정성과 제어
2.9 기본 비행 제어
2.10 평형 비행 제어
2.11 보조양력장치리
2.12 대형 항공기의 제어시스템
2.13 고속 항공역학
2.14 회전익 항공기 형상
2.15 회전날개 시스템의 형태
2.16 헬리콥터의 하중
2.17 헬리콥터 비행 상태
2.18 회전익 항공기 제어
2.19 조종면 시스템

02 항공역학 Aerodynamics

2.1 서론(Introduction)

항공기의 제작, 작동, 수리에 직접적으로 관련된 분야는 항공역학, 항공기 조립, 그리고 항공기 리깅(aircraft rigging)이다. 각 분야는 궁극적으로 항공기가 비행을 위해 무엇이 필요한지 과학적이고 물리적인 이해를 돕기 위해 연구된다. 항공역학을 통해 항공기 비행의 원리를 이해할 수 있다.

항공역학은 움직이는 물체와 대기 사이의 상호 작용을 연구하는 동역학 분야이다. 즉, 항공기는 대기 상태의 변화에 따라 영향을 받아 대기 공간을 운동하는 물체로 정의한다. 공기가 흐를 때 물체 주위의 공기 흐름은 배의 뱃머리를 지나가는 물의 유동과 유사하다. 물과 공기의 주요 차이점은 공기는 압축성이고, 물은 비압축성이다. 구조물에 공기흐름의 작용은 항공역학 연구의 중요한 부분이다. 방향타(rudder), 선체(hull), 수선(water line), 킬빔(keel beam)과 같은 일반적인 항공기 용어는 선박 용어에서 가져왔다.

2.2 대기(Atmosphere)

비행의 기본법칙을 고찰하기 전에, 항공기는 공기 안에서 작동되는 것을 인지해야 한다. 따라서 항공기의 제어와 성능에 영향을 미치는 공기의 특성에 대해 이해해야 한다.

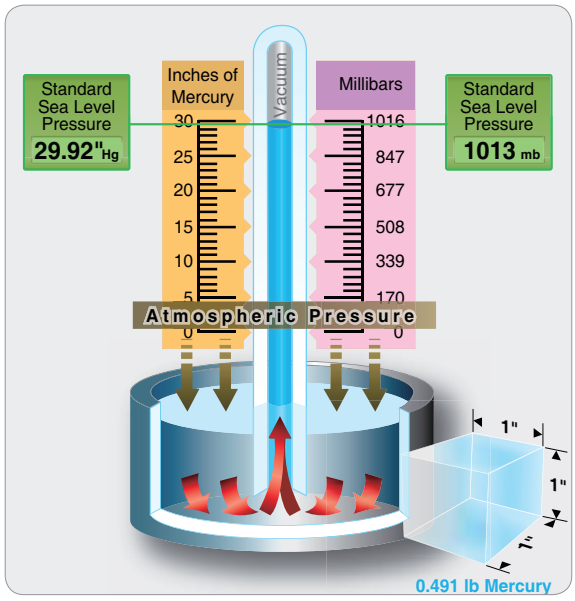
지구의 대기에 있는 공기는 주로 질소와 산소로 구성되어 있다. 공기는 흐르는 능력이 있으며, 그것이 담겨진 용기의 모양을 취하는 능력을 갖는 물질이기 때문에 유체로 분석된다. 만약 용기가 가열된다면 압력은 증가하고, 만약 냉각된다면 압력은 감소한다. 공기의 무게는 해수면을 기준으로 위쪽의 모든 공기가 누르는 압력이다. 이 압력을 대기압이라 한다.

대기권의 구조는 대류권, 성층권, 중간권, 열권, 극외권으로 구성되어 있다. 대류권과 성층권의 경계면을 대류권계면이라고 하며, 이 영역에서 제트기류가 존재하고 대기가 안정되며 구름이 없고 기온이 낮아 항공기의 순항고도로 적합하다.

2.2.1 압력(Pressure)

대기압은 보통 그 표면 위쪽에 공기의 무게로서 지표면에 대하여 가해진 힘으로 정의한다. 무게는 압력으로 어떤 면적에 가해진 힘이다. 힘(F)은 면적(A) 곱하기 압력(P)으로 F=AP와 같다. 따라서 압력의 양은 힘을 면적으로 나눈 값이다. 즉, P=F/A이다. 해수면에서 대기의 최상부까지 뻗어있는 공기의 기둥, $1inch^2$은 약 14.7lb 무게이다. 따라서 대기압은 pounds per suqare inch[psi]로 나타낸다. 그러므로 해수면에서 대기압은 14.7psi이다.

그림 2-1에서 보는 것과 같이, 대기압은 inch of mercury[inHg]로 대기압을 기록하는 튜브에 수



[그림 2-1] Barometer used to measure atmosphere pressure

은으로 구성된 기압계라고 부르는 계기로 측정된다. 항공용 고도계에서 표준측정과 미국 일기예보에서 단위는 inHg로 표기된다. 그러나 일부 미국 이외에서 제작된 항공기 계기는 미터법 단위인 millibar[mb]로 압력을 지시한다. 해수면에서 평균 대기압은 14.7psi이고, 기압은 29.92inHg이며, 미터 측정은 1013.25mb이다.

대기압은 고도에 따라 변화하는 성질을 갖고 있다. 해수면으로부터 고도가 높아질수록 압력은 낮아진다. 항공기가 상승할 때 대기압은 떨어지고, 공기의 산소 함유량은 감소하며 온도는 떨어진다. 고도의 변화는 양력과 엔진마력 등의 항공기 성능에 영향을 미친다.

2.2.2 밀도(Density)

밀도는 단위 체적당 무게이다. 공기는 가스의 혼합물이므로 압축될 수 있다. 만약 하나의 용기에 있는 공기가 이상적인 용기에 있는 똑같은 양의 공기 만큼 압력의 1/2배 하에 있다면, 고압의 공기는 저압의 용기에 있는 공기의 2배 무게이다. 고압의 공기는 다른 용기에 있는 공기의 밀집도의 2배이다.

기체의 밀도는 다음 법칙에 따른다.

(1) 밀도는 압력에 비례하여 변한다.
(2) 밀도는 온도에 반비례하여 변한다.

그러므로 고고도에서 공기는 저고도에서 공기보다 밀집도가 낮고, 뜨거운 공기의 질량은 찬공기의 질량보다 밀집도가 낮다.

밀도의 변화는 동일한 마력을 가지고 있는 항공기의 공력특성에 영향을 준다. 항공기는 밀도가 더 큰 저고도에서보다 밀도가 낮은 고고도에서 더 빨리 비행할 수 있다. 이것은 공기가 단위체적당 공기입자의 수를 분석하여 더 적은 수를 담고 있을 때 항공기에 더 작은 저항을 제공하기 때문이다.

2.2.3 습도(Humidity)

습도는 공기 중에 포함되어 있는 수증기의 양이다. 공기가 수용할 수 있는 수증기의 최대량은 온도에 따라 변한다. 공기의 온도가 높으면 높을수록, 수증기를 더 많이 흡수할 수 있다.

(1) 절대습도(absolute humidity)는 공기의 단위 체적당 수증기의 무게이다.
(2) 상대습도(relative humidity)는 현재 포함한 수증기량과 공기가 최대로 포함할 수 있는 수증기량(포화수증기량)의 비를 퍼센트(%)로 나타낸다.

온도와 압력을 동일하게 유지한다고 가정하면, 공기의 밀도는 습도에 역으로 변한다. 습기 찬 날에, 공기밀도는 건조한 날보다 더 적은 것이다. 이와 같은 이유로, 항공기는 습기 찬 날에 이륙을 위하여 건조한 날보다 더 긴 활주로를 필요로 한다.

2.3 항공역학과 물리법칙 (Aerodynamics and the Laws of Physics)

에너지 보존법칙은 에너지가 새롭게 만들어지거나 소멸되지 않는다는 것이다. 운동이란 장소 또는 위치를 바꾸는 행위, 또는 그 과정을 말한다. 물체의 운동은 상대적으로 어떤 물체에 대하여 움직이게 되고, 다른 물체에 대하여 정지해 있게 된다. 예를 들어, 200knot로 비행하는 항공기에 가만히 앉아있는 사람은 항공기에 대하여 움직이지 않는, 또는 정지한 것이지만, 사람과 항공기는 대기에 대하여 그리고 지표면에 대하여 움직이고 있는 것이다.

공기는 압력을 제외하고 비록 그것이 움직이고 있는 것일지라도, 어떤 힘 또는 동력을 갖지 않는다. 그러나 공기가 움직이고 있을 때, 그것의 힘은 명백한 것이 된다. 정지한 공기에서 이동물체는 그 물체 자신의 운동의 결과로서 공기에 가해진 힘을 갖는다. 물체가 공기에 대하여 움직이고 있거나, 또는 공기가 물체에 대하여 움직이고 있을 때 그 결과는 동일하다. 물체 주위의 공기의 유동은 공기 또는 물체의 움직임에 의해서 발생하며, 물체주위의 공기 흐름을 상대풍(relative wind)이라고 한다.

2.3.1 속도와 가속도(Velocity and Acceleration)

속력(speed)과 속도(velocity)란 말은 흔히 같은 말로 쓰이지만, 그 뜻은 다르다. 속도는 시간에 대한 운동의 비율이고, 속력은 시간에 대하여 특정한 방향으로 운동하는 비율이다.

어떤 항공기가 서울에서 출발하여 260mph의 평균속도로 10시간을 비행한다. 10시간 후에 이 항공기는 동경이나 방콕을 지나고 있을 수 있으며, 순환비행이라면 다시 서울에 되돌아 올 수도 있다. 만약 이 동일한 항공기가 260mph의 속력으로 남서쪽 방향으로 비행했다면, 10시간 후에는 대만에 도착했을 것이다. 단지 운동의 비율은 첫 번째 예에서 나타나고 항공기의 속도를 의미한다. 두 번째 예는 방향을 포함하고 있으므로 속력의 예이다.

가속(acceleration)이란 속력 변화의 비율로 정의된다. 속력이 증가하고 있는 항공기는 가속도를 나타내며, 속력을 줄이고 있는 항공기는 감속도(negative acceleration)를 나타낸다.

2.3.2 뉴턴 운동 법칙(Newton's Laws of Motion)

날개 주위의 공기 작용을 규명하는 기본법칙은 뉴턴의 운동 법칙이다. 뉴턴의 제1법칙은 관성의 법칙이다. 항공기 동체가 힘이 가해지지 않으면 움직이지 않고, 외부 힘이 가해지면 움직인다. 동체가 직선으로 일정불변의 속도로 움직이고 있다면 가해진 힘은 속도를 증가시키거나 감소시킨다. 항공기가 직선으로 일정불변의 속도로 날아가고 있을 때, 관성은 움직이는 항공기를 유지하려는 경향이 있다. 약간의 외력(external force)은 비행 경로에서 항공기를 변

화시키기 위해 요구된다.

뉴턴의 제2법칙은 만약 일정불변의 속도로서 움직이는 항공기가 외력에 의해 영향을 받는다면, 운동의 변화는 힘이 작용하는 곳에서 그 방향으로 일어난다. 이 법칙은 다음과 같이 수식으로 나타낼 수 있다.

$$\text{하중} = \text{질량} \times \text{가속도}(F = ma)$$

만약 항공기가 상대풍을 향하여 비행하고 있을 때, 속도가 떨어진다. 만약 바람이 항공기의 비행방향의 양쪽에서 오고 있다면, 항공기는 조종사가 바람방향을 향하여 교정하지 않는 한 항로를 벗어나 밀려서 움직인다.

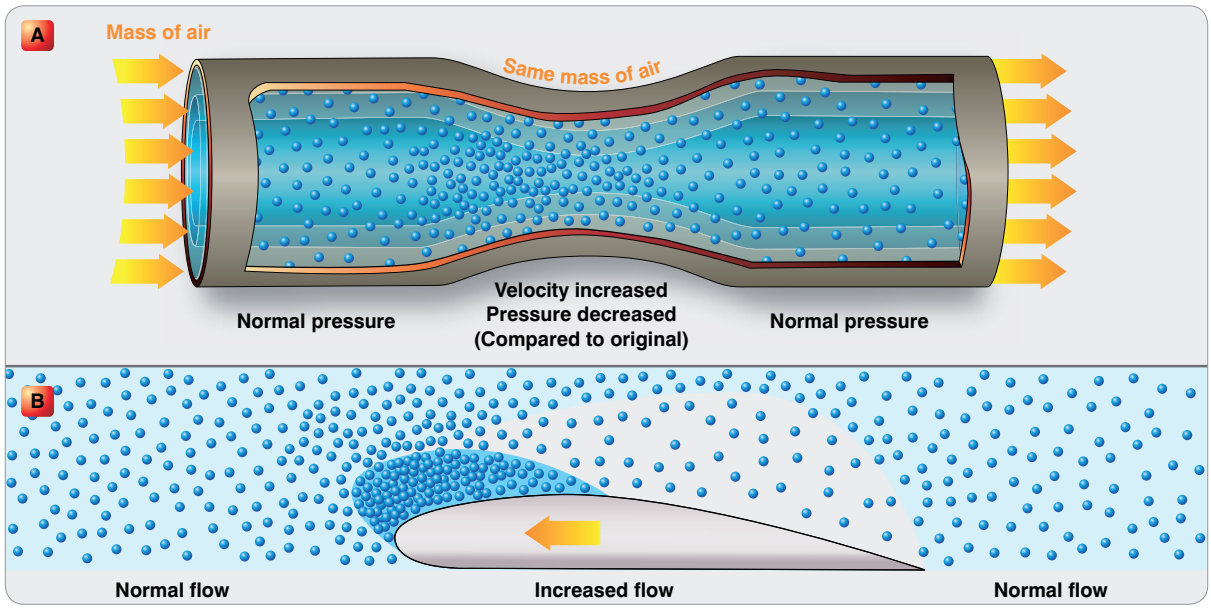
뉴턴의 제3법칙은 작용과 반작용의 법칙이다. 이 법칙은 모든 작용하는 힘에 대하여 동일한 그리고 정반대의 반작용 힘이 발생한다는 것을 말한다. 이 법칙은 총을 발사하는 예로 설명할 수 있다. 작용은 탄알의 전진이고, 반면에 반작용은 총(gun)의 뒤쪽 방향으로 반동하는 것이다.

지금까지 설명한 운동의 세 가지 법칙은 비행(flight)의 이론에 적용시킨다(apply). 수많은 경우에, 세 가지 법칙은 모두 동시에 항공기에 작용한다.

2.3.3 베르누이 원리와 아음속 유동 (Bernoulli's Principle and Subsonic Flow)

그림 2-2에서 보여준 것과 같이, 베르누이의 원리란 관을 통해 흐르는 유체, 즉 공기가 좁아지는 관에 도달할 때, 그 좁아진 관을 통과하여 흐르는 유체의 속도는 증가되고 압력은 감소된다. 날개 단면인 에어포일(airfoil)의 상면은 유선형으로 관이 좁아지는 부분과 유사한 거동을 보여준다.

공기가 에어포일의 윗면 위로 흐를 때, 공기의 속도, 또는 속력은 증가하고 그 압력은 감소한다. 이와



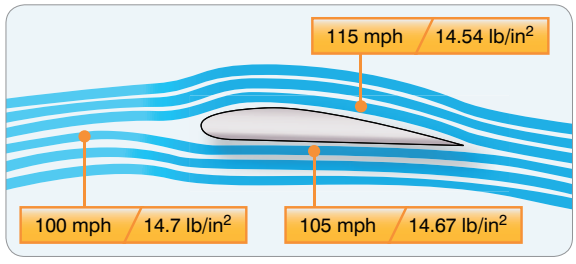
[그림 2-2] Bernoulli's principle

같이 에어포일의 윗면에는 저압이 형성된다. 아랫면에는 더 높은 압력이 형성되고, 그리고 이 높은 압력이 날개를 위쪽방향으로 쳐들게 한다. 날개의 윗면과 아랫면에서의 이 압력 차이를 양력(lift)이라고 부른다. 에어포일의 전체 양력의 3/4은 윗면의 압력 감소에 의한 것이며, 나머지 1/4은 에어포일의 자세에 의한 하단 면에 작용하는 공기의 충격력에 의하여 발생하는 것이다.

2.4 에어포일(Airfoil)

에어포일이란 공기가 이동하는 곳을 통하여 공기로부터 양력을 얻도록 설계된 표면이다. 그래서 그것은 양력으로 공기저항을 전환하는 항공기의 어느 부분이라도 에어포일이라고 주장할 수 있다. 그림 2-3에서 보여준 것과 같이, 전통적인 날개의 측면은 에어포일의 전형적인 예이다.

최초 공기가 에어포일에 도달하여 에어포일의 상단 면 위로 흐르는 공기와 아래쪽을 흐르는 공기는 분리되어 일정한 시간에 날개 끝단에 도달해야만 한다. 이것이 이루어지기 위해, 상단 면 위로 지나가는 공기는 그것이 상단 면을 따라 이동해야 하는 더 긴 거리 때문에 날개 아래로 지나가는 공기보다 더 빠른 속력으로 이동한다. 베르누이의 원리에 따르면 이 증대된 속력은 표면에 압력이 감소하는 것을 의미한다. 그래서 더 저압의 방향인 위쪽으로 날개를 밀고 나가는 압력 차이가 날개의 윗면과 아랫면 사이에서 발생한다.



[그림 2-3] Airflow over a wing section

양력은 받음각(AOA, angle-of-attack), 날개면적, 공기의 밀도 또는 에어포일의 형태를 변형하여 증가시킬 수 있다. 항공기의 날개에 양력이 중력과 같을 때, 항공기는 수평비행을 유지한다.

2.4.1 에어포일의 형태(Shape of the Airfoil)

개개의 에어포일 단면 특성은 날개의 2차원 평면 단면 형상이므로 3차원의 전체적인 날개 또는 항공기의 특성과 다소 차이가 있다. 날개는 날개 뿌리로부터 날개 끝까지 경사(taper), 꼬임(twist), 또는 후퇴(sweepback)로서 여러 가지의 에어포일 형태를 갖게 된다. 날개의 공기역학적 특성은 날개 길이를 따라 각각의 단면의 작용에 의해 결정된다. 그 결과로 날개의 효율에 영향을 미치는, 에어포일의 모양은 그것이 만들어내는 난류 또는 표면 마찰의 양을 결정한다. 난류와 표면 마찰은 최대 두께의 에어포일의 시위(chord)의 비율(ratio)이라고 정의된 날씬비(fineness ratio)의 영향을 받는다. 만약 날개가 높은 종횡비를 갖는다면, 그것은 아주 얇은 날개이다. 두꺼운 날개는 낮은 종횡비를 갖는다. 높은 종횡비를 가지고 있는 날개는 많은 양의 표면 마찰을 일으킨다. 낮은 종횡비를 가지고 있는 날개는 많은 양의 난류를 일으킨다. 최상의 날개는 최소로 난류와 표면마찰 모두를 유지하도록 절충된 형태이다.

날개의 효율은 양항비로써 결정된다. 양항비는 받

음각에 따라 변하지만 특정한 받음각에 대해 최대 값을 갖는다. 이 각도에서, 날개는 최대효율을 갖는다. 에어포일의 모양은 날개가 가장 효율적인 곳에서 받음각을 결정하는 요소이다. 통상 에어포일의 전면에서 뒤쪽으로 약 1/3 지점에서 에어포일의 최대 두께를 갖는다.

날개에서 고양력 날개와 고양력 장치는 바람직한 효과를 만들어내도록 에어포일을 구체화하기 위해 발전되었다. 에어포일에 의해 발생한 양력은 날개 캠버(camber)의 증가로 증대한다. 캠버는 시위선 면 위쪽과 아래쪽에 에어포일의 만곡을 말한다. 상부 캠버는 윗면을 말하고, 하부 캠버는 아랫면, 그리고 평균 캠버는 단면의 평균선을 말한다. 캠버는 시위선에서 출발이 밖을 향한 것일 때 양의 것이고 그것이 안을 향한 것일 때 음의 것이다.

2.4.2 붙임각(Angle of Incidence)

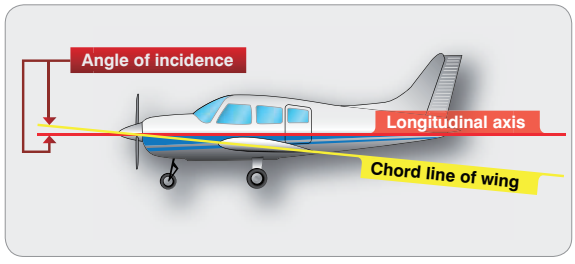
그림 2-4에서 보여준 것과 같이, 항공기의 세로축과 이루는 날개시위의 각도를 입사각(angle of incidence), 또는 날개붙임각(angle of wing setting)이라고 부른다. 대부분의 경우에 붙임각은 고정된 붙박이각도이다. 날개의 앞전(leading edge)가 뒷전(trailing edge)보다 더 높을 때, 붙임각은 양의 값이라고 말한다. 붙임각은 앞전이 날개의 뒷전보다 더 낮을 때 음의 값이다.

2.4.3 받음각 (Angle of Attack(AOA))

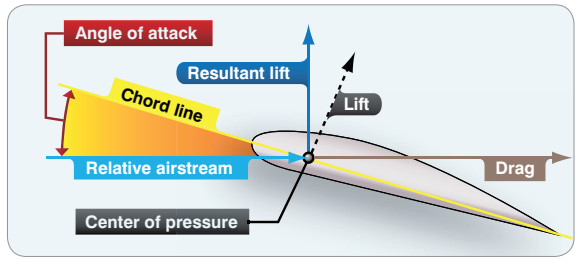
그림 2-5에서 보여준 것과 같이, 받음각(AOA, angle-of-attack)과 에어포일의 효과를 검토하기 전에, 시위(chord)와 압력중심(CP, center of pressure)의 용어를 살펴보자.

그림 2-5에서 보여준 것과 같이, 에어포일의 시위(chord) 또는 날개단면은 앞전과 뒷전까지 단면을 거쳐지나가는 가상의 직선이다. 각도의 다른 쪽은 상대기류의 방향을 나타내는 선으로 형성된다. 그래서 받음각은 날개의 시위선과 상대풍의 방향 사이의 각도로 정의된다. 이것은 날개의 시위선과 항공기의 세로축 사이의 각도이다. 그림 2-4에서 보여준, 붙임각과 혼동하지 말아야 한다.

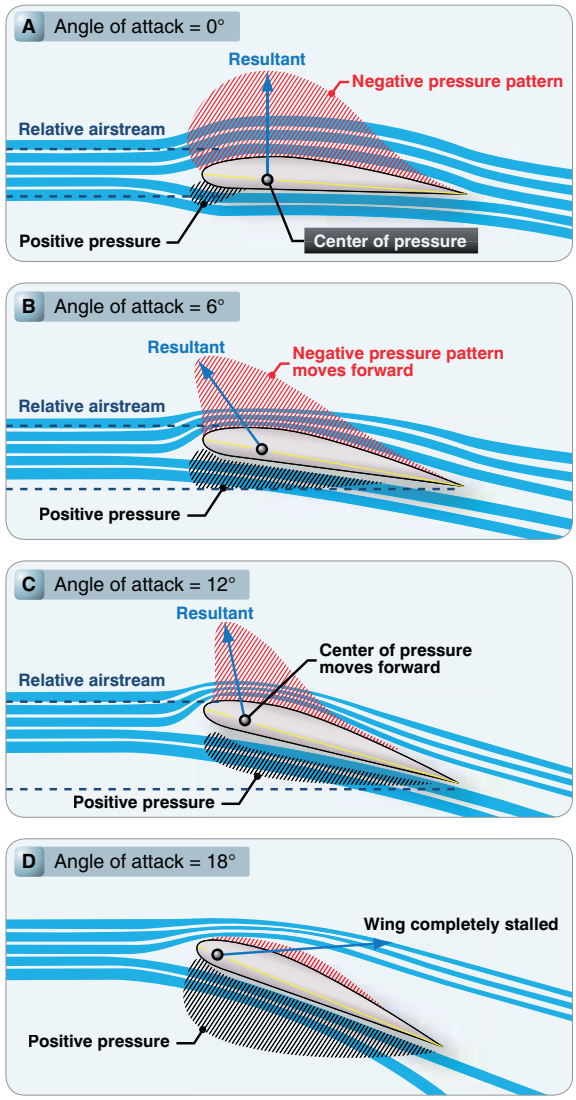
에어포일 또는 날개면의 각각의 부분에서, 작은 힘이 존재한다. 이것은 이 지점에서 앞쪽으로, 또는 뒤쪽으로 다른 지역에 작용하는 어떤 힘으로부터 서로 다른 크기와 방향의 것이다. 수학적으로 이들 작은 힘의 모두를 더하는 것은 가능한 것이다. 그 합을 양력이라고 말한다. 그림 2-5에서 보여준 것과 같이, 이 합성력은 크기, 방향 그리고 위치를 갖고 있



[그림 2-4] Angle of incidence



[그림 2-5] Airflow over a wing section



[그림 2-6] Effect on increasing angle of attack

으므로 벡터로 나타낼 수 있다. 에어포일의 시위선과 합성력선의 교차 지점은 압력중심이라고 한다. 압력중심은 받음각이 변화할 때 에어포일 시위를 따라 이동한다. 대부분 비행범위의 전체에 걸쳐서 압력중심은 받음각이 증가할 때 앞쪽방향으로 그리고 받음각이 감소할 때 뒤쪽방향으로 이동한다. 그림 2-6에서는 압력중심에서 받음각이 증가했을 때 결과를 보여준다.

받음각은 항공기 자세가 변할 때 변화한다. 적절하게 설계된 에어포일에서, 양력은 받음각이 증대되었을 때 증가한다. 받음각이 양의 받음각 쪽으로 점차적으로 증가되었을 때, 양력 성분은 어떤 지점까지 급격히 증가하고 그런 다음 급격히 줄어들기 시작한다. 이 작용 내내, 항력 성분은 처음에 서서히 증가하고, 그다음에 양력이 줄어들기 시작할 때 급격히 증가한다.

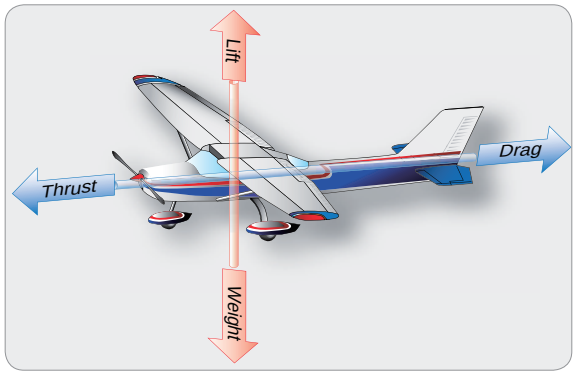
받음각이 최대양력의 각도로 증가할 때, 박리점(burble point)에 도달한다. 이것은 임계각(critical angle)이라고 한다. 임계각에 도달했을 때 공기는 에어포일의 상단면 위로 원활하게 흐르지 못하고 박리와 소용돌이가 발생한다. 이것은 공기가 날개의 상부캠버에서 이탈하는 것을 의미한다. 이전에 감소된 압력의 영역은 이러한 박리공기로 채워진다. 이 현상이 발생할 때, 양력의 양은 감소하고 항력은 과도하게 증가한다. 중력은 자체에 가해지고 항공기의 기수는 떨어진다. 이것이 실속이다. 그러므로 박리점은 실속각이다.

2.4.4 경계층(Boundary Layer)

물리학과 유체역학의 연구에서, 경계층(boundary layer)은 경계곡면의 바로 가까이에 있는 유체의 층이다. 항공기에서 경계층은 항공기의 표면에 가장 가까운 공기흐름이다. 고성능 항공기를 설계하기 위해서 무시할 수 없는 주의사항은 최소의 압력항력(壓力抗力, pressure drag)과 표면마찰항력(skin friction drag)으로 경계층의 작용을 제어하는 것이다.

2.5 추력과 항력(Thrust and Drag)

그림 2-7에서 보여준 것과 같이 모든 항공기의 비행은 네 가지 힘의 크기와 방향인 무게, 양력, 항력, 추력의 힘에 따라 움직인다.



[그림 2-7] Forces in action during flight

(1) 무게

지구 쪽으로 항공기를 끌어당기는 힘인 무게는 항공기 자체 무게, 승무원, 연료, 화물과 같은 항공기에 적용되는 모든 중량에 대한 아래쪽방향으로 작용하는 중력이다.

(2) 양력

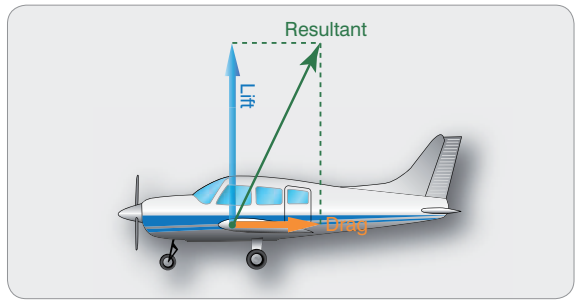
위쪽방향으로 항공기를 밀어주는 힘인 양력은 수직으로 작용하고 무게를 들어 올리는 힘이다.

(3) 추력

앞쪽방향으로 항공기를 움직이는 힘인 추력은 항력의 힘에 이겨내는 동력장치에 의해 발생된 앞쪽방향의 추진 힘이다.

(4) 항력

뒤로 항공기를 잡아당기도록 제동동작을 가하는 힘인 항력은 뒤쪽방향의 견제력이고 날개, 동체 및 돌출된 물체에 의해 공기흐름의 와해로서 발생한다.



[그림 2-8] Resultant of lift and drag

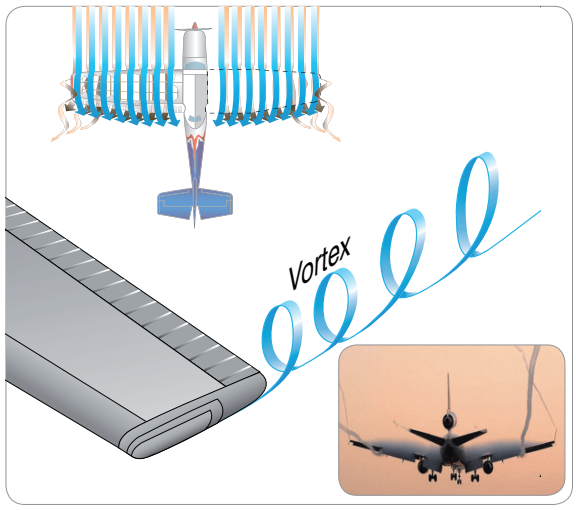
항공기에 작용하는 이들 네 가지 힘은 오직 항공기가 직선수평정속비행을 할 때 균형을 이룬다. 그림 2-8에서 보여준 것과 같이, 양력과 항력의 힘은 상대풍과 항공기 사이의 관계로 발생한다. 양력의 힘은 항상 상대풍에 직각으로 작용하고, 항력의 힘은 상대풍에 평행한 방향으로 작용한다. 이들 힘은 실제로 날개에 합성양력(resultant lift)을 만들어 내는 성분이다.

무게는 양력과 일정한 관계를 갖고, 추력은 항력과 일정한 관계를 갖는다. 이들 관계는 아주 간단한 것이지만, 비행의 공기역학을 이해하기 위해서 아주 중요한 것이다. 앞서 서술한 것처럼, 양력은 상대풍에 직각을 이루는 날개 위쪽 방향의 힘이다. 항공기의 중력에 의해 발생한 양력은 항공기의 무게에 반작용하기 위해 요구된다. 이 무게 힘은 무게중심이라고 부르는 지점을 통해 아래쪽 방향으로 작용한다. 무게중심은 항공기의 모든 무게를 집중시키도록 고려된 가상의 점이다.

날개면적은 동체에 의해 보이지 않은 부분까지 포함하며 날개 면적은 하단부로 투영된 면적이다. 다른 변수가 동일할 때 날개 면적이 2배가 되면 비례하여 날개에 의해 발생하는 양력, 항력은 2배가 된다. 양력을 만들어내는 물체 위에서 공기의 상대운동은 항력을 같이 발생시킨다. 항력은 공기를 통과하여 움직

이는 물체에 작용하는 공기의 저항력이다. 만약 항공기가 수평항로에서 비행하고 있다면, 양력은 그것을 지탱하기 위해 수직으로 작용하는 반면에 항력은 뒤로 그것을 붙들고 있기 위해 수평으로 작용한다.

항공기에 항력의 총량은 수많은 부분으로 구성되지만 여기에서는 세 가지를 고려하는데, 유해항력(parasite drag), 형상항력(profile drag) 그리고 유도항력(induced drag)이다. 유해항력은 수많은 다른 항력의 조합으로 구성된다. 항공기 비행 중에 노출된 물체는 공기에 저항을 일으킨다. 이러한 돌출된 물체가 많으면 많을수록, 유해항력은 많아진다. 유해항력은 항공기가 매끄럽지 않고 거친 표면 형상에 의해서도 발생한다. 형상항력은 에어포일의 유해항력으로 간주된다. 유해항력의 여러 가지 성분은 형상항력과 유사한 성질을 지니고 있다. 그림 2-9에서 보여준 것과 같이, 양력을 만들어내는 에어포일 작용은 또한 유도항력의 원인이 된다. 날개 위쪽 압력은 대기압보다 작고, 날개 아래쪽 압력은 대기압과 같거나 더욱 크다. 유체는 고압에서 저압으로 이동하기 때문에



[그림 2-9] Wingtip vortices

동체 바깥 방향과 날개 끝 주위의 위쪽방향으로 공기 이동이 일어나면서 와류(vortex)가 발생한다. 이러한 공기의 흐름은 날개의 뒷전의 안쪽 부분에서 유사한 와류를 형성한다. 이들 와류를 만들어낸 난류 때문에 항력이 증가하고 이는 유도항력을 구성한다.

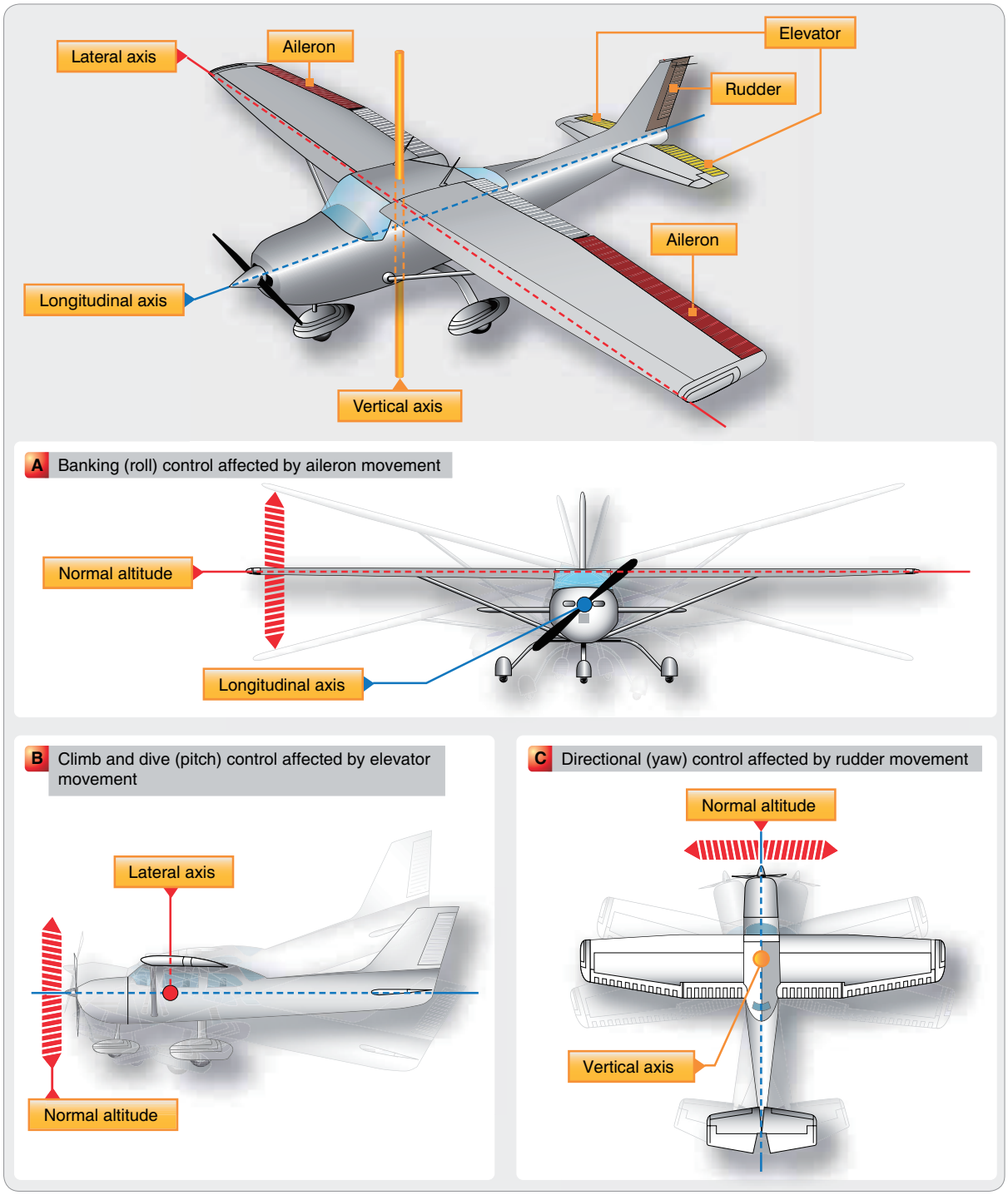
또한, 유도항력은 받음각이 더 크게 되는 것처럼 증가한다. 이것은 받음각이 증가되었을 때 날개의 위쪽과 바닥 사이에 압력차는 더 크게 되기 때문에 일어난다. 이는 더 많은 난류와 더 많은 유도항력의 원인이 된다.

2.6 무게중심(Center of Gravity(CG))

중력은 지구의 중심으로 지구의 중력장 내에 모든 물체를 끌어당기려는 인력이다. 무게중심은 항공기의 모든 무게가 집중되는 점으로 가정된 점이다. 만약 항공기가 자신의 정확한 무게중심에서 지탱된다면, 그것은 어떤 위치에서 균형이 잡혀있다고 볼 수 있다. 항공기 설계 과정에서 무게중심이 어디까지 이동 가능할지 고려하여 설계한다. 또한 비행 평형상태를 위해 복원모멘트가 발생할 수 있도록 설계한다. 통상적으로 압력중심의 앞쪽에 무게중심을 설정한다.

2.7 비행기의 기체축 (The Axes of an Airplane)

항공기가 비행 중에 항공기의 자세를 변경할 때에는 언제나 3개 축(axis) 중 1개 또는 그 이상에 대하여 회전해야 한다. 그림 2-10에서는 항공기의 중심



[그림 2-10] Motion of an aircraft about its axes

을 거쳐 지나가는 가상선인 3개의 축을 보여준다.

항공기의 3개 축 모두는 교차하는 곳의 중심에서 각각의 축은 다른 2개의 축에 수직이다. 기수에서 꼬리까지 동체를 통과한 세로로 연장한 축은 세로축(longitudinal axis)이라고 부른다. 한쪽 날개 끝에서 다른 쪽 날개 끝까지 가로로 연장한 축은 가로축(lateral axis), 또는 피치축(pitch axis)이다. 항공기 위쪽에서 밑바닥까지, 중심을 거쳐지나간 축은 수직축(vertical axis) 또는 요축(yaw axis)이라고 부른다. 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw)는 3개의 조종면(control surface)에 의해 조종된다. 롤은 날개의 뒷전에 위치한 에일러론(aileron)에 의해 조종된다. 피치(pitch)는 수평꼬리날개 후방부분에 위치한 엘리베이터(elevator)에 의해 조종된다. 요는 수직꼬리날개의 후방부분 러더(rudder)에 의해 조종된다.

2.8 안정성과 제어(Stability and Control)

항공기는 비행경로를 유지하고 여러 가지 외부 교란으로부터 회복하기 위해 충분한 안정성을 갖추어야 한다. 항공기가 조종성이 좋다는 것은 항공기가 조종 장치의 움직임에 쉽게 그리고 신속히 반응하는 것을 의미한다. 3개의 조종면은 3개의 축의 각각에 대하여 항공기를 조종하는데 사용된다. 항공기의 조종면을 움직이는 것은 항공기의 표면 위에 공기흐름을 변경하기 위한 것이다. 다시 말하면, 이것은 수평비행하는 항공기를 유지하기 위해 작용하는 힘의 균형에 변화를 만들어내는 것이다.

항공기의 안정성 측면에서 세 가지 용어인 안정성(stability), 기동성(maneuverability), 조종성(controllability)을 검토할 필요가 있다. 안정성은 항공기가 직선수평비행경로로 비행하게 하려는 특성이다. 기동성은 요구된 비행경로로 용이하게 비행하게 하는 항공기의 특성이다. 조종성은 항공기를 기동시키는 동안 조종사의 명령에 항공기의 반응성을 나타내는 것이다.

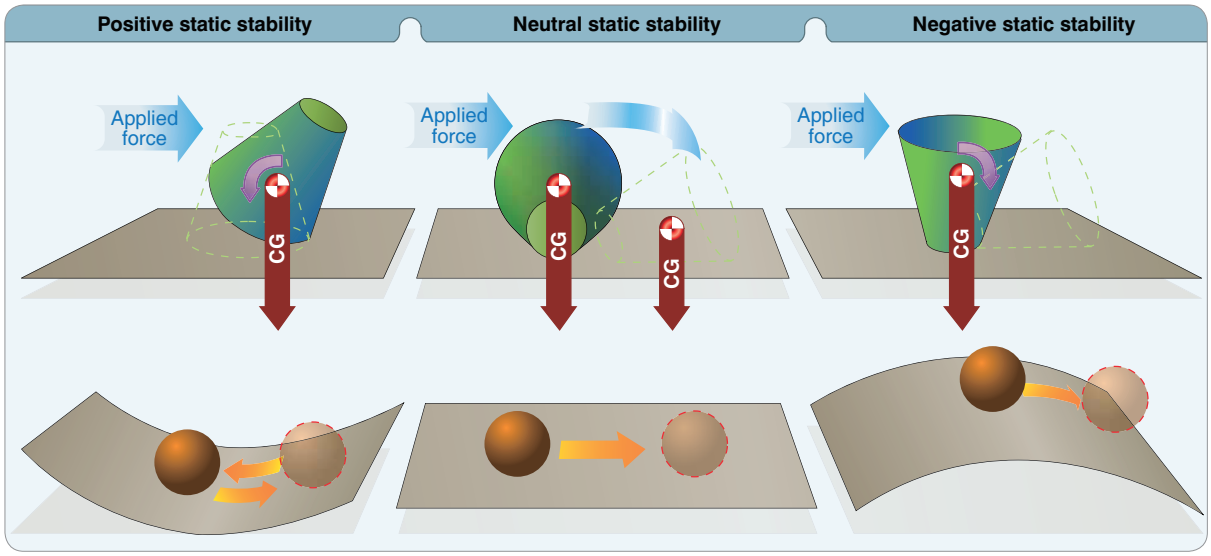
2.8.1 정안정성(Static Stability)

항공기는 항공기에 작용하는 모든 힘과 모든 모멘트의 합이 0일 때 평형상태이다. 평형상태에 있는 항공기는 가속이 없고 안정된 상황이 지속된다. 돌풍 또는 조종의 조종입력 등이 평형상태를 교란(disturbance)시키고 항공기는 모멘트 또는 힘의 불균형으로 가속하게 된다.

정안정성(static stability)의 세 가지 형태는 평형상태로부터 어떠한 교란이 발생했을 때 이에 대한 움직임의 특성에 의해 규정된다. 양(positive)의 정안정성은 교란된 물체가 평형상태로 되돌아오려는 경향이 있을 때 존재한다. 음(negative)의 정안정성 또는 정적불안정은 교란된 물체가 교란의 방향으로 지속하려는 경향이 있을 때 존재한다. 중립정안정성(neutral static stability)은 교란된 물체가 어떤 경향도 있지 않고 교란의 방향에서 평형상태로 남아 있지도 않을 때 존재한다. 그림 2-11에서 이들 세 가지 형태의 안정성을 보여주고 있다.

2.8.2 동안정성(Dynamic Stability)

동안정성(dynamic stability)은 시간이 흐름에 따라 운동의 변화를 분석한 것이다. 만약 물체가 평형



[그림 2-11] Three types of stability

상태에서 교란된 결과로 초래된 운동이 있다고 할 때 시간이력(time history)이 물체의 동적 안정을 규정한다. 물체가 만약 진폭이 시간의 흐름에 따라 감소한다면 양의 동안정성이라고 한다. 운동의 진폭이 시간의 흐름에 따라 증가한다면 물체는 동적 불안정(dynamic instability)을 갖고 있다.

어떠한 항공기라도 정안정성과 동안정성의 요구도를 증명해야 한다. 만약 항공기가 정적 불안정과 빠른 비율의 동적 불안정을 갖고 설계되었다면, 그 항공기는 비행이 상당히 어렵다.

2.8.3 세로 안정성(Longitudinal Stability)

항공기가 상대풍에 대하여 일정한 받음각을 유지하려는 경향을 갖고 있을 때 세로 안정성(longitudinal stability)을 갖는다고 말한다. 즉, 항공기의 기수를 급강하시키거나 들어 올리려는 힘이 없거나 실속하려는 경향이 없는 상태를 세로 안정하다고 한다. 세로안정성은 피치 운동을 나타낸다. 수평 안정판(horizontal stabilizer)은 세로안정을 조종하는 1차 조종면이다. 수평 안정판의 작용은 항공기의 속도와 받음각에 따른다.

2.8.4 방향 안정성(Directional Stability)

수직축(vertical axis)에 대하여 안정성은 방향안정성(directional stability)으로 정의한다. 항공기는 직선수평비행에 있을 때, 항공기에서 비록 조종사가 조종장치에서 그의 손과 발을 떼어도 항공기의 비행방향으로 진로를 유지하도록 설계되어야 한다. 만약 항공기가 미끄럼으로부터 자동적으로 복귀된다면 방향균형을 위해 잘 설계된 것이다. 수직 조종면(vertical stabilizer)은 방향안정을 조종하는 1차 조종면이다. 방향안정은 대형 등지느러미(dorsal fin), 긴 동체, 후퇴익(sweptback wing)을 사용하여 개선할 수 있다.

2.8.5 가로 안정성(Lateral Stability)

항공기의 세로축에 대한 운동은 횡운동(lateral motion) 또는 롤링(rolling) 운동이다. 이러한 운동으로부터 원래 자세로 되돌아가려는 경향을 가로안정(lateral stability)이라고 정의한다.

2.8.6 더치 롤(Dutch Roll)

더치롤(dutch roll)은 요와 롤의 이상 조합으로 이루어진 항공기 운동이다. 더치롤안정(dutch roll stability)은 요 댐퍼(yaw damper)의 장착으로서 인위적으로 증대될 수 있다.

2.9 기본 비행 제어(Primary Flight Control)

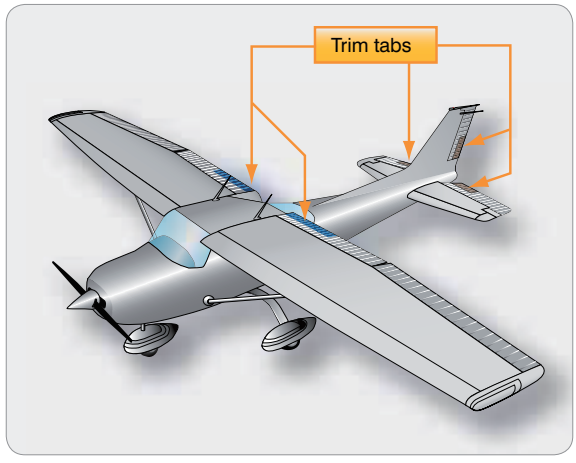
그림 2-10에서 보여준 것과 같이, 1차 조종장치는 요구된 비행경로 항공기가 비행할 수 있도록 항공기의 공기력을 제어하기 위해 에일러론, 엘리베이터, 러더를 사용한다. 비행 조종면은 비행 시 항공기의 표면 위에 공기흐름을 바꿔서 항공기의 자세를 변화하도록 설계되었다. 3가지 조종면은 3개의 축에 대하여 항공기를 움직이는 데 사용된다.

전형적으로, 에일러론과 엘리베이터는 조종간(control stick), 조종핸들(control wheel), 그리고 조종륜조립품(yoke assembly)에 의하여 조종실에서 조작된다. 러더는 대부분의 항공기에서 발에 의한 페달(foot pedal)로 작동된다. 횡방향 조종은 에일러론에 의해 조종되는 항공기의 롤 운동이다. 종방향조종은 엘리베이터에 의해 조종되는 항공기의 급강하이동 또는 피치이다. 방향 조종은 러더에 의해 조종되며, 항공기의 왼쪽 이동과 오른쪽 이동 또는 요이다.

2.10 평형 비행 제어(Trim Controls)

평형상태조종에 속하는 것은 트림 탭(trim tab), 서보 탭(servo tab), 밸런스 탭(balance tab), 그리고 스프링 탭(spring tab)이다. 그림 2-12에서 보여준 것과 같이, 트림 탭은 1차 조종면의 뒷전 안으로 오목한 곳에 둔 작은 에어포일이다. 트림 탭은 원치 않는 비행자세 쪽으로 움직이려는 항공기의 어떤 경향을 수정하기 위해 사용된다. 트림 탭의 목적은 1차 조종장치에 어떤 압력이라도 가하지 않고, 비행 시 존재하게 되는 어떤 불균형상황이라도 균형을 잡도록 조종사가 가능하게 하는 것이다.

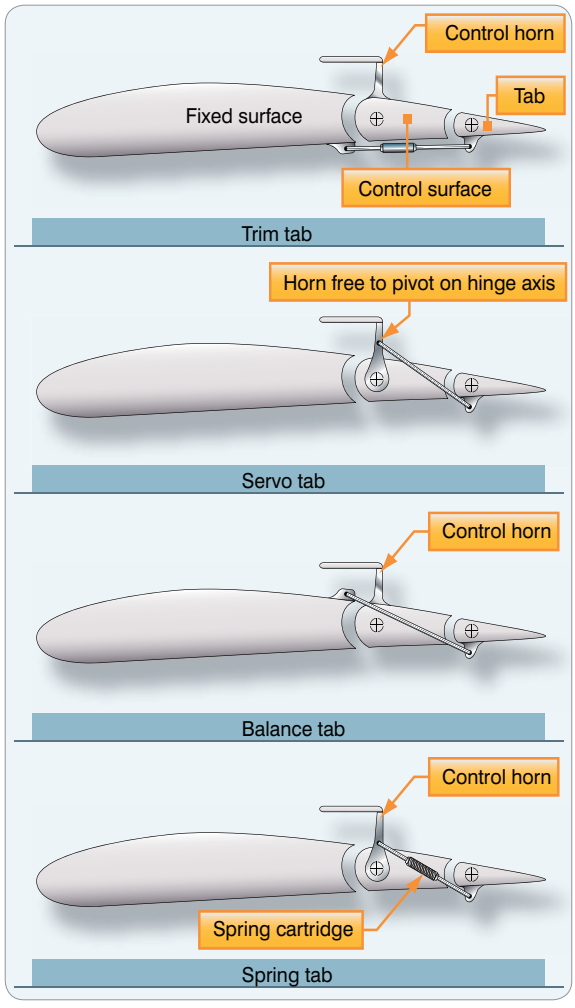
때때로 비행탭(flight tab)이라고도 하는, 서보탭은 대형 주조종면에 주로 사용된다. 서보탭은 주조종면을 움직이고 요구된 위치에서 그것을 유지하기



[그림 2-12] Trim tabs

에 도움이 된다. 오직 서보탭은 1차 비행조종장치 중 조종사의 움직임에 반응하여 움직인다.

밸런스탭은 1차 비행조종장치 중 반대방향으로 움직이도록 설계되었다. 그래서 밸런스탭에 작용하는 공기력은 1차 조종면을 움직이게 돕는다. 스프링 탭은 트림 탭과 외관상 유사하지만 완전히 다른 목적을 위해 적용된다. 스프링 탭은 1차 조종면을 움직이도록 조종사를 도와주기 위해 유압작동기와 같은 목적으로 사용된다. 그림 2-13에서는 어떻게 각각



[그림 2-13] Types of trim tabs

의 트림탭이 1차 조종면에 힌지로 움직이는지를 보여준다. 그러나 독립 조종에 의해 동작된다.

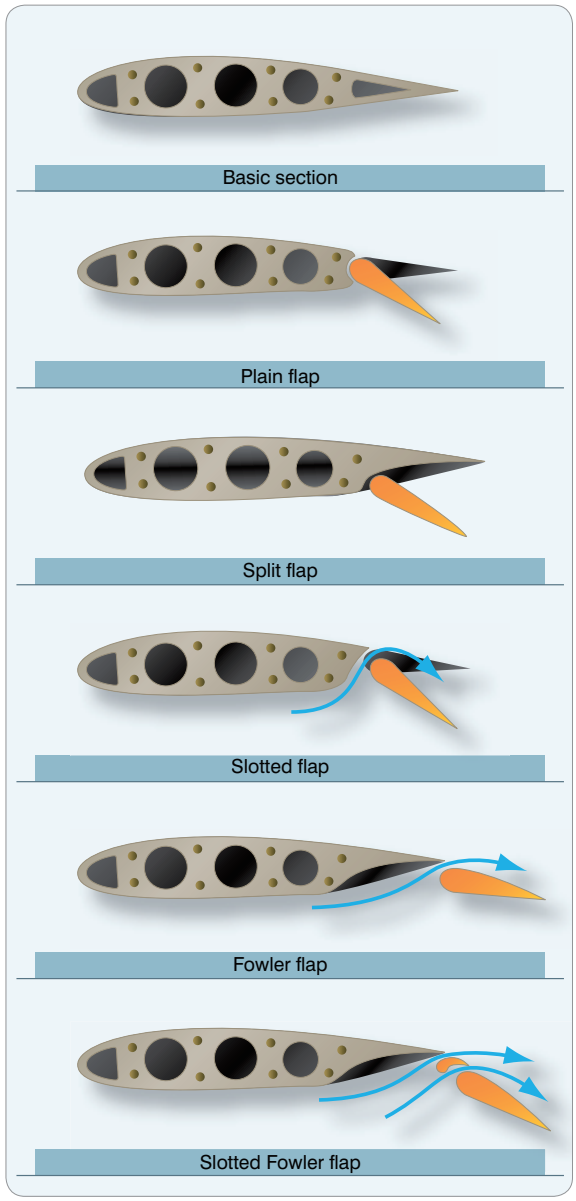
2.11 보조양력장치(Auxiliary Lift Devices)

비행조종면의 보조양력장치(auxiliary lift devices group)에 포함된 것은 날개 플랩(wing flap), 스포일러(spoiler), 스피드 브레이크(speed brake), 슬랫(slat), 앞전 플랩(leading edge flap)과 슬롯(slot)이다.

보조양력장치는 2개의 소그룹으로 분류되는데, 이들의 주목적은 양력을 증가시키는 것과 감소시키는 것이다. 첫 번째 그룹에는 플랩, 양쪽 뒷전 슬랫과 앞전 슬랫, 슬롯이다. 양력감소장치는 스피드 브레이크와 스포일러이다.

그림 2-14에서 보여준 것과 같이, 이륙 시 양력을 증가시키고 착륙 시 속도를 감소시키는, 뒷전 에어포일, 즉 플랩은 날개 면적을 증가시킨다. 이들 에어포일은 접어 넣을 수 있다. 앞전 플랩은 날개의 앞전로부터 펼쳐지고 앞전 안으로 수축시켜진 에어포일이다. 일부 앞전 플랩은 펼쳐진 에어포일과 앞전 사이에 열린 공간인, 슬롯을 만들어낸다. 슬랫이라고도 하는 플랩과 슬롯은 이륙과 착륙 상태에서 추가적인 양력을 만들어낸다.

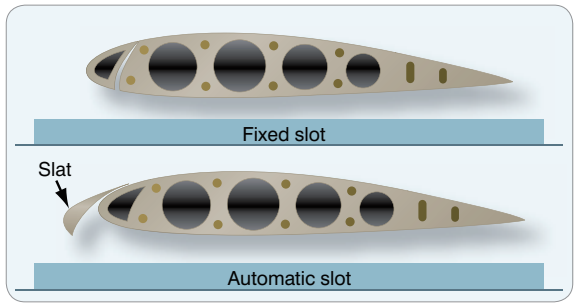
그림 2-15에서 보여준 것과 같은 경우는 날개의 앞전에 설치된 영구적인 슬롯을 갖는다. 순항 속도에서, 뒷전 플랩과 앞전 플랩, 즉 슬랫은 고유의 날개 안으로 수축시킨다. 슬랫은 날개의 앞전에 부착된 가동 조종면이다. 슬랫이 오므라들어 졌을 때, 그것은 날개의 앞전를 형성한다. 앞쪽방향으로 펼쳐졌



[그림 2-14] Type of wing flaps

을 때, 슬롯은 슬랫과 날개 앞전 사이에 만들어진다. 저대기속도에서, 항공기가 정상 착륙속도 이하인 대기속도에서 조종되게 하는, 슬롯은 양력을 증가시키고 조종 안정성을 향상한다.

양력감소장치는 스피드 브레이크, 즉 스포일러이



[그림 2-15] Wing slots



[그림 2-16] Speed brake

다. 스포일러는 두 가지 형태이다. 제동동작에 도움을 주는 지상 스포일러는 오직 항공기가 지상에 있을 때 펼쳐진다. 비행 스포일러는 날개에 보조익이 위쪽으로 순환되었을 때 언제나 펼쳐져 횡방향 제어를 돕는다. 스피드 브레이크로서 작동할 때, 양쪽 날개에 스포일러판은 위쪽으로 올라간다. 그림 2-16에서 보여준 것과 같이, 비행 중에 스포일러는 동체의 아래에 옆쪽을 따라, 또는 미부에서 뒤쪽을 따라 위치한다. 일부 항공기 설계에서, 위로 향하는 보조익쪽에 날개판은 아래로 향하는 보조익 쪽에 날개판보다 더 올라간다. 이것은 동시에 스피드 브레이크 작용과 횡방향 제어를 같이한다.

2.11.1 윙렛(Winglets)

윙렛(winglet)는 비행기가 공기를 통과하여 이동할 때 날개 끝에서 발생시킨 와류에 관련된 공기항력을 줄이는 날개 끝의 수직 연장 날개 형태이다. 날개의 끝에서 유도항력(induced drag)을 줄임으로써 연료 소비량은 줄어들고 항속거리는 연장된다. 그림 2-17에서는 윙렛이 장착된 항공기의 예를 보여준다.



[그림 2-17] Winglets on a Bombardier Learjet 60

2.11.2 귀날개(Canard Wings)

선미익기 또는 귀날개(canard wing)는 작은 날개 또는 수평 날개가 전통적인 항공기에서처럼 뒤쪽에 있는 것보다 오히려 주날개의 앞쪽에 배치한 형태이다. 귀날개는 고정식, 가동식 두 가지 모두 가능하며 엘리베이터로 적용되기도 한다. 그림 2-18과



[그림 2-18] Canard wings on a Rutan VariEze



[그림 2-19] The Beechcraft 2000 Starship has canard wings

그림 2-19에서 보여준 것과 같이, 선미익을 가지고 있는(with) 항공기의 좋은 예로 Rutan VariEze와 Beechcraft 2000 Starship이 있다.

2.11.3 실속막이 판(Wing Fences)

그림 2-20에서 보여준 것과 같이, 실속막이판(wing fence)은 날개의 윗면에 고정된 수직평판이다. 이 장치는 날개를 따라 날개길이방향 공기흐름을 차단하고 동시에 전체 날개가 실속되는 것을 방지한다. 이 장치는 가끔 고받음각에서 공기의 날개



[그림 2-20] Aircraft stall fence

길이방향 이동을 방지하기 위해 후퇴익항공기에 부착된다.

2.12 대형 항공기의 제어시스템 (Control Systems for Large Aircraft)

2.12.1 기계식 제어(Mechanical Control)

초기 항공기를 조종하기 위해 사용되었던 장치로 공기력이 과도하지 않은 소형항공기에 널리 사용되었던 장치이다. 조종 장치는 기계식과 수동식이 있다.

항공기를 조종하는 기계식 방식은 케이블(cable), 푸시풀 튜브(push-pull tube), 토크 튜브(torque tube)를 포함한다. 케이블장치는 부착된 곳에 구조물의 변형이 작동에 영향을 주기 않기 때문에 가장 폭 넓게 사용된다. 일부 항공기는 세 가지 모두를 조합하여 사용한다. 이들 시스템은 케이블 어셈블리(cable assembly), 케이블 유도장치(cable guide), 연결장치(linkage), 가변 제어장치(adjustable stop), 조종면 완충기 또는 기계식 고정장치로 만든다. 보통 돌풍 안전장치로 부르는 조종면 고정장치(surface locking device)는 항공기를 손상시킬 수 있는 외부 풍력을 제한한다.

2.12.2 유압기계식 제어(Hydromechanical Control)

항공기의 크기, 복잡성, 속도가 증대되었을 때, 비행 중에 조종 장치의 작동은 더욱 어렵게 된다. 전통적인 조종계통에 의해 동작되었던 스프링 탭은 가장 낮은 고속 범위 250~300mph로 운용하는 항공기에서만 작동이 충분하다. 고속에서 유압 제어 방식(hydraulic control system)이 설계되었다.

전통적인 케이블 방식 또는 푸시풀 튜브 방식(push-pull tube system)은 유압방식으로 조종 장치에 연결된다. 조종익면 움직임으로 유압이 작동되고 조종 장치의 조종사 움직임은 기계적 연결부를 통해 서보 밸브(servo valve)를 작동시킨다. 유체역학적 비행 조종계통의 영향 때문에 조종면의 공기력은 조종사가 느낄 수 없으므로 항공기의 구조물에 과응력을 가할 수 있는 위험이 있다. 이 문제점을 극복하기 위해 항공기 설계자는 고속에서 조종 장치에 증대된 저항력을 주는 설계로 인공 조타 감각장치(artificial feel system)를 적용시켰다. 유압식 조종계통을 가지고 있는 일부 항공기는 조종사에게 인공 실속 경보를 주는 장치를 장착하였다.

2.12.3 전기 신호 제어(Fly-By-Wire Control)

Fly-by-wire(FBW) 조종계통은 조종실에서 컴퓨터를 통해 여러 가지의 비행 조종 작동을 위해 조종사의 행위를 전달하는 전기신호를 사용한다. 유체역학방식의 계통 무게를 줄이기 위한 방식으로 도출된 전기 신호 제어 시스템은 정비비용을 줄이고 신뢰성을 개선하였다. 전기 신호 제어 조종계통은 항공기 반응이 모든 비행 조건에 안정하도록 반응하게 되어 있다. 또한 컴퓨터는 실속하기와 급회전하기와 같은 위험스러운 특성을 예방하기 위해 프로그램을 적용할 수 있다. 새로운 고성능 군용 항공기 중 다수는 공기역학적으로 안정한 것이 아니다. 따라서 불안정에 반응할 수 있도록 컴퓨터를 통해 조종사의 조종을 돕는다.

2.13 고속 항공역학 (High-Speed Aerodynamics)

압축성 역학 분야인 고속 항공역학(high-speed aerodynamics)은 항공학 연구에 특별한 영역이다. 설계된 항공기가 마하(Mach) 1 이상에 도달하는 속도까지 비행할 능력이 있는 항공기를 설계할 때 적용된다.

기체역학(gas dynamics)을 연구했던 19세기 후반 물리학자, 에른스트 마흐(Ernst Mach)의 명성에 이름을 붙인 특별한 매개변수, 마하수(mach number)에 의해 분석된다. 마하수는 공간의 음속에 대한 항공기의 속도의 비율이고 압축성효과의 다양한 크기를 결정한다.

항공기가 대기를 통과하여 이동할 때, 항공기 근처에 공기분자는 교란되어 항공기 주위로 이동한다. 공기분자는 마치 보트가 물을 통과하여 이동할 때 선수파(bow wave)를 일으키는 것과 같이 옆으로 밀려난다. 만약 항공기가 전형적으로 250mph 이하의 저속에서 지나간다면 공기의 밀도는 일정하게 유지된다. 그러나 더 고속에서, 항공기의 에너지 중 일부는 공기를 압축시키고 공기의 밀도를 바꾼다.

그림 2-21에서 보여준 것과 같이 속도가 증가할 때 이 효과는 증가한다. 해수면에서 760mph 음속 근처에서 격렬한 교란은 항공기의 양력과 항력 모두에게 영향을 주는 충격파를 초래한다. 충격파는 모든 방향에서 바깥쪽 방향 및 뒤쪽 방향으로 이동하는 압축된 공기분자의 원뿔체를 형성하고 지면으로 퍼진다. 충격파에 의해 형성된 후에, 압력의 격렬한 해방은 음속폭음(sonic boom)처럼 진행된다.

항공기의 설계속도가 증가할 때 항공기에 의해 마주치는 상황의 범위는 다음과 같다.



[그림 2-21] Breaking the sound barrier

① 아음속 조건(subsonic condition)은 100~350mph 이하의 마하수에서 일어난다. 가장 낮은 아음속조건에서 압축성은 무시할 수 있다.

② 물체의 속도가 음속에 도달할 때, 비행 마하수는 Mach 1(350~760mph)과 같고 흐름은 천음속(ransonic)이라고 한다. 물체의 일부 영역에서, 공기의 국부 속도는 음속을 초과한다. 압축성효과는 천음속 흐름에서 가장 중요한 것이고 음속 장벽을 발생시킨다.

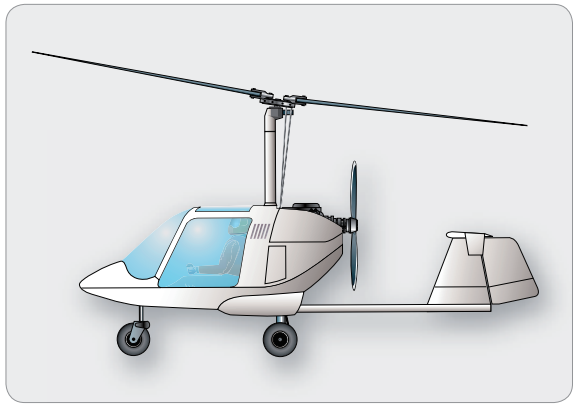
③ 초음속조건(supersonic condition)은 Mach 5보다는 크고 Mach 3(760~2,280mph)보다는 낮은 수에서 일어난다. 기체의 압축성효과는 물체의 표면에 의해 발생된 충격파 때문에 초음속항공기의 설계에서 중요한 것이다. Mach 3과 Mach 5(2,280~3,600[mph]) 사이에 극초음속(high-supersonic speed)에서, 공력가열(aerodynamic heating)은 항공기 설계에서 매우 중요한 요소이다.

④ Mach 5 이상의 속도에서 흐름은 극초음속(hypersonic)이라고 한다. 이들 속도에서 물체의 에너지 중 일부는 바로 공기의 질소분자와 산소분자를 함께 결합시키는 화학결합을 들뜨게 한다. 극초음속에서, 공기의 화학반응은 물체에 힘을 결정짓기 때문에 고려하여야 한다. Mach 25로 접근한, 우주왕복선이 고극초음속(high hypersonic speed)에서 대기로 재진입할 때, 가열공기는 기체의 전리플라즈마(ionized plasma)가 되고 우주선은 극단적으로 고온으로부터 차단되어야 한다.

2.14 회전익 항공기 형상 (Configurations of Rotary-wing Aircraft)

2.14.1 오토자이로(Autogyro)

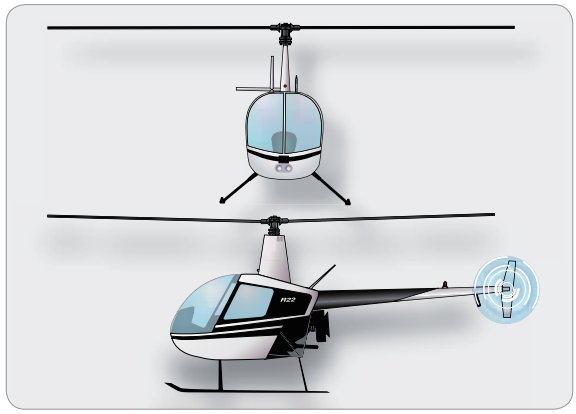
그림 2-22에서 보여준 것과 같이 오토자이로(Autogyro)는 회전날개를 통해 위쪽방향으로 공기의 통과로 인하여 돌아가는 자유회전 수평회전날개(free-spinning horizontal rotor)를 가지고 있는 항공기이다. 공기이동은 끄는 형이거나 미는 형으로 엔진 및 프로펠러 설계의 결과로서 항공기의 전진운동에서 발생한다.



[그림 2-22] An autogyro

2.14.2 단일 회전날개 헬리콥터 (Single Rotor Helicopter)

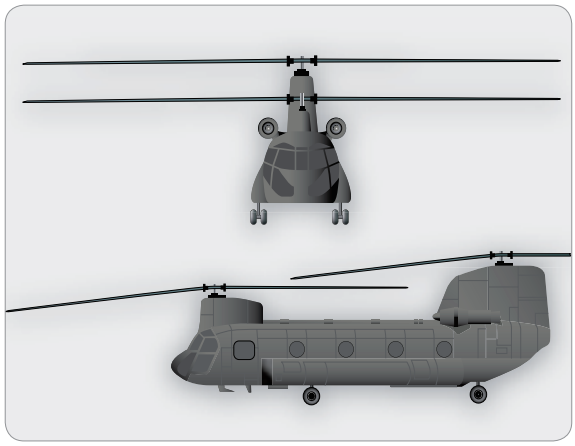
그림 2-23에서 보여준 것과 같이 단일 수평 주 회전날개(single horizontal main rotor)를 가지고 있는 항공기는 단일 회전날개 헬리콥터(single-rotor helicopter)이다. 미익부에 수직하게 설치된 2차 회전날개는 동체의 요를 교정하기 위해 주 회전날개의 회전력인 토크와 반대로 운동한다.



[그림 2-23] Single rotor helicopter

2.14.3 이축 회전날개 헬리콥터 (Dual Rotor Helicopter)

그림 2-24에서 보여준 것과 같이 양력과 방향제어 모두를 제공하는 이중 수평 회전날개(two horizontal rotor)를 가지고 있는 항공기는 이축 회



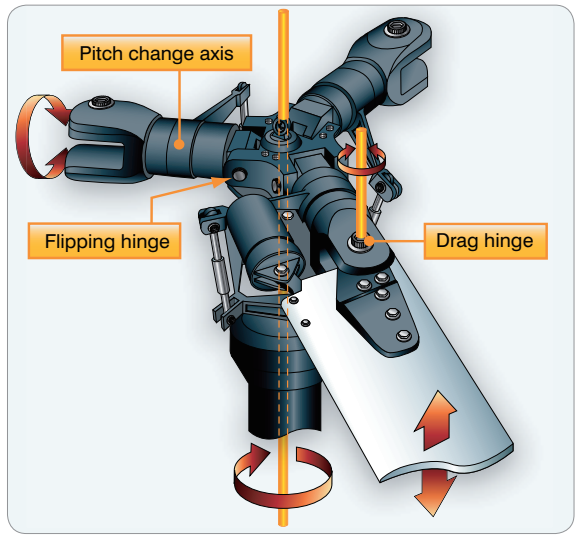
[그림 2-24] Dual rotor helicopter

전날개 헬리콥터(dual rotor helicopter)이다. 회전날개는 공력 토크(aerodynamic torque)의 균형을 잡기 위해 역회전하고 있고 독립된 토크 평형장치의 필요성을 배제시킨다.

2.15 회전날개 시스템의 형태 (Types of Rotor Systems)

2.15.1 완전 관절형 회전날개 (Fully Articulated Rotor)

그림 2-25에서 보여준 것과 같이, 완전 관절형 회전날개(fully articulated rotor)는 2개 이상의 날개깃(blade)을 가지고 있는 항공기에서 찾아볼 수 있고 3개 방향으로 각각의 날개깃이 움직인다. 각각의 날개깃은 양력을 변화시키기 위해 피치축(pitch axis)에 대하여 회전할 수 있는데 평면으로 앞뒤로 움직일 수 있고(lead-lag), 다른 날개깃은 독자적인 힌지를 통해 위아래로 퍼덕거리게 한다(flap).



[그림 2-25] Articulated rotor head

2.15.2 반고정형 회전날개(Semirigid Rotor)

반붙박이 회전날개(semi-rigid rotor)는 이중 회전날개깃(two rotor blade)을 가지고 있는 항공기에서 찾아볼 수 있다. 날개깃은 위로 퍼덕거리게 하고(flap), 반대쪽은 아래로 퍼덕거리게 하는 방식으로 구성되어 있다.

2.15.3 완전고정형 회전날개(Rigid Rotor)

붙박이 회전날개 방식(rigid rotor system)은 희귀한 설계이지만 완전 관절형 회전날개와 반붙박이 회전날개의 장점을 접목한 것이다. 날개깃은 리드래그 또는 플랩핑을 위한 힌지를 갖고 있지 않다. 대신에 날개깃은 탄성베어링을 사용한다. 일반적인 베어링처럼 회전하는 대신에 날개깃의 적당한 움직임을 허용하도록 비틀리거나(twist) 구부러지도록(flex) 설계되었다.

2.16 헬리콥터의 하중 (Forces Acting on the Helicopter)

헬리콥터와 고정익항공기 사이의 차이점 중 한 가지는 양력의 주공급원이다. 고정익항공기는 고정 날개 표면에서 양력이 발생하는 반면 헬리콥터는 회전날개의 에어포일에서 양력을 발생시킨다.

무풍상황(no-wind condition)에서 공중정지비행(hovering)하는 동안, 끝통과면(tip-path plane)은 수평위치, 즉 지지면에 평행시킨다. 양력과 추력은 일직선 위로 작용하고, 무게와 항력은 일직선 아래로 작용한다. 양력과 추력의 합은 공중정지비행하는 헬리콥터에 대한 무게와 항력의 합과 같아야 한다.

무풍상황에서 수직비행할 때 양력과 추력은 수직으로 위쪽방향으로 작용한다. 무게와 항력은 수직으로 아래쪽방향으로 작용한다. 무게와 항력이 동일할 때 헬리콥터는 하늘에 공중정지비행을 하는데, 만약 양력과 추력이 무게와 항력보다 적다면 헬리콥터는 수직으로 하강하고, 양력과 추력이 무게와 항력보다 크다면, 헬리콥터는 수직으로 상승한다.

전진비행 시 수직면으로부터 전체양력과 추진력을 앞쪽방향으로 기울일 때(tilting) 양력과 추진력은 2개의 성분으로 변형시킬 수 있는데 수직으로 위쪽방향으로 작용하는 양력과 비행 방향에 수평으로 작용하는 추력이다. 이외에 아래쪽 방향으로 작용하는 힘인 무게와 관성저항, 바람저항이 있다. 뒤쪽방향으로 작용력 또는 지체력(retarding force)이 있다.

직선수평(straight-and-level), 비가속 전진비행(unaccelerated forward flight)에서 양력은 무게와 같고 추력은 항력과 같다. 직선 수평비행(straight-and-level flight)은 일정한 비행 방향과 일정한 고도로 비행한다. 만약 양력이 무게를 초과하면 헬리콥터를 상승시키고, 양력이 무게보다 작으면 헬리콥터가 하강한다. 만약 추력이 항력을 초과하면 헬리콥터는 속도가 증가하고, 추력이 항력보다 작으면 속도가 감소한다.

측진비행(sideward flight)에서 옆쪽으로 전체양력-추력벡터를 기울이는 끝통과면(tip-path plane)은 비행이 요구하는 방향인 옆쪽으로 기울어진다. 이런 경우에 수직면 또는 양력성분은 여전히 위로 일직선이고, 무게는 아래로 일직선이지만 수평면 또는 추력의 성분은 바로 반대쪽으로 작용하는 항력과 함께 옆쪽으로 작용한다.

후진비행(rearward flight)에서 끝통과면(tip-path plane)은 뒤쪽방향으로 양력-추력벡터를 기울인다. 그때 전진비행에서 정반대의 추력성분은 뒤쪽방향으로 항력성분은 앞쪽방향을 향한다. 후진비행은 위로 일직선이고, 무게성분은 아래로 일직선이다.

2.16.1 회전력 보상(Torque Compensation)

뉴턴의 제3법칙은 작용과 반작용의 법칙이다. 헬리콥터의 주 회전날개가 한쪽방향으로 돌아갈 때, 동체는 그 반대방향으로 회전하려는 경향이 있다. 회전하려는 동체에 대한 이 경향을 토크라고 한다. 동체의 토크효과는 주 회전날개에 공급된 엔진동력의 결과이므로 엔진동력 변화는 토크효과에 변화를 준다. 엔진동력이 크면 클수록, 토크효과는 커진다. 자동회전 시 주 회전날개에 공급되고 있는 엔진동력이 없기 때문에, 자동회전 시 토크반작용도 없다.

토크 및 방향조종에 대비하여 여러 가지 방법이 적



[그림 2-26] Aerospatiale Fenestron tail rotor system(left), NOTAR® system(right)

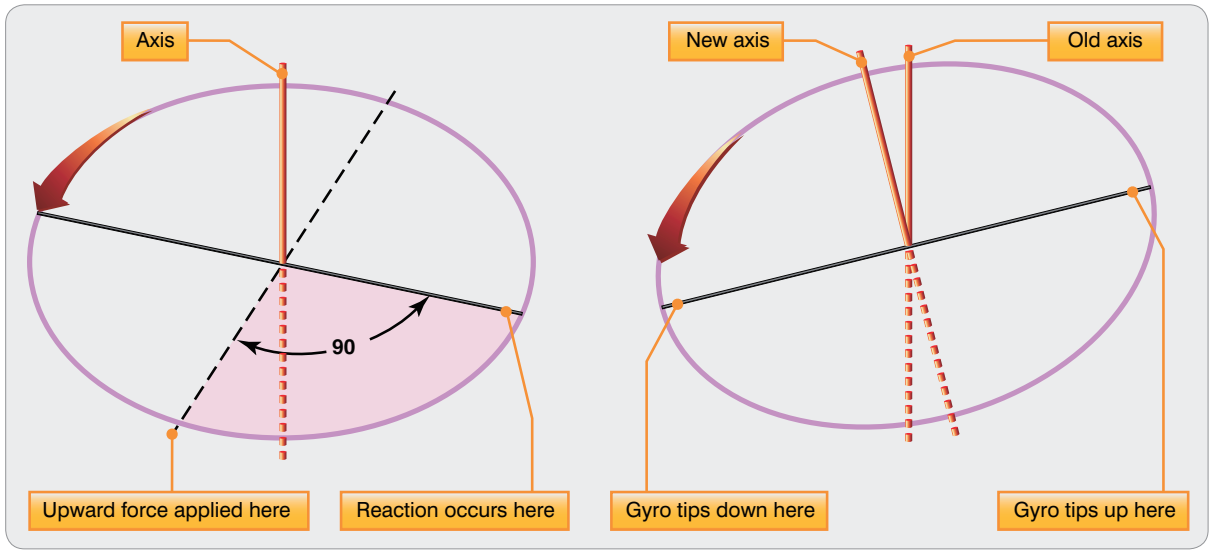
용된다. 단일 주 회전날개는 전형적으로 미익부의 끝단에 위치한 보조 회전날개(auxiliary rotor)가 적용된다. 그림 2-26에서 보여준 것과 같이, 대개 꼬리 회전날개라고 부르며 주 회전날개에 의해 발생한 토크반작용의 반대 방향으로 추력을 일으킨다. 조종실에 있는 페달(foot pedal)은 필요할 때, 토크효과를 무효하게 하기 위해 조종사가 꼬리 회전날개 추력을 증가, 또는 감소시키도록 가능하게 한다.

그림 2-26에서 보여준 것과 같이 왼쪽 헬리콥터는 덕트 내부에 꼬리 회전날개가 삽입된 방식이며, 오른쪽 헬리콥터는 꼬리 회전날개 없이 날개 형태로 설계된 형상이다.

2.16.2 자이로 하중(Gyroscopic Forces)

헬리콥터의 급회전 주 회전날개(spinning main rotor)는 자이로스코프(gyroscope)처럼 작용한다. 즉, 힘이 이러한 물체에 가해졌을 때 급회전물체의 합력작용 또는 편향이 된다. 그림 2-27에서 보여준 것과 같이, 이러한 작용은 힘이 가해진 지점으로부터 회전의 방향으로 거의 90°로 일어난다. 이 원리로 인해 주 회전날개의 끝통과면(tip-path plane)은 수평면으로부터 기울어지게 된다.

자이로스코프의 세차운동(gyroscopic precession)이 끝통과면(tip-path plane)의 움직임에 영향을 주는지를 보기 위해 두 날개깃식 회전날개장치(two-bladed rotor system)를 분석하였다. 주기적 피치 조종장치(yclic pitch control)를 움직이는 것은 더욱 큰 양력이 회전면에 가해진 결과로서 하나의 회전날개의 받음각을 증가시킨다. 이러한 동일한 조종운동은 동일한 양으로 다른 날개깃의 받음각을 감소시키므로 양력은 감소하도록 회전면에 작용

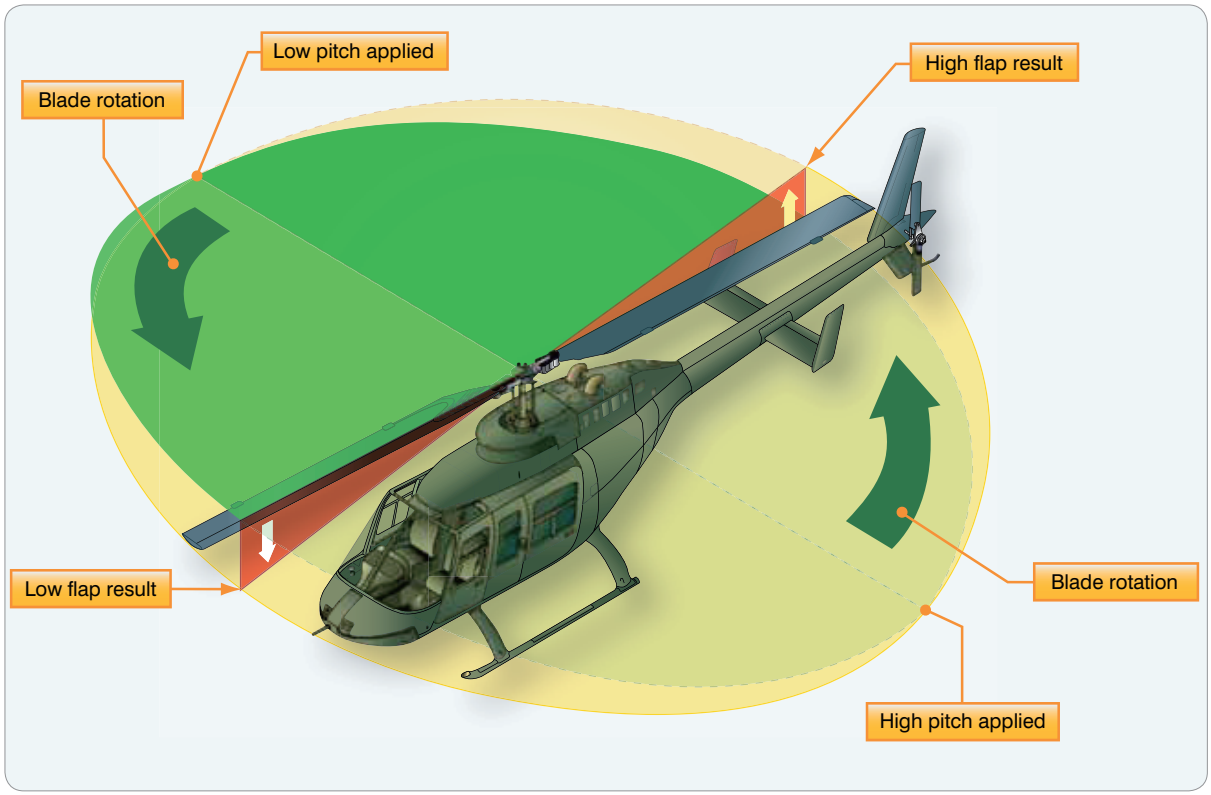


[그림 2-27] Gyroscope precession principle

한다. 증가된 받음각의 날개깃은 위로 퍼덕거리려는 경향이 있고, 감소된 받음각의날개깃은 아래로 퍼덕거리려는 경향이 있다. 회전날개 디스크(rotor disk)는 자이로처럼 작용하기 때문에 날개깃은 회전면에 약 90° 이후 지점에서 최대편향(maximum deflection)에 도달한다. 그림 2-28에서는 보여준 것처럼 최대편향은 날개깃이 따로따로앞쪽과 뒤쪽에 있을 때 약 90° 이후에 일어나기 때문에 끝통과면(tip-path plane)의 앞쪽방향으로 기울어진다. 따라서 후퇴 날개깃 받음각은 증대되고 전진 날개깃 받음각은 감소된다.

두 날개깃식 회전날개장치에서 주기적 피치 조종장치의 움직임은 더 큰 양력이 회전면에 가해진 결과로서 한쪽 회전날개깃의 받음각을 증대시킨다. 이 동일한 조종장치 움직임은 동시에 같은 양이므로 회전면에 가해진 양력을 감소시켜 다른 날개깃의 받음각을 감소시킨다. 증가된 받음각으로서 날개깃은 올리려는 경향이 있고, 감소된 받음각으로서 날개깃은 내리려는 경향이 있다.

그림 2-30에서 보여준 것과 같이 세 날개깃식 회전날개(three-blade rotor)에서 받음각의 최대증가와 최대감소가 두 날개깃식 회전날개와 동일한 지점을 지나고 있다. 이 때 끝통과면(tip-path plane)의 앞쪽방향으로 기울이는 주기적 피치 조종장치의 움직임은 최종결과가 동일한 것이도록 적절한 양으로 각각의 날개깃의 받음각을 바꾼다. 각각의 날개깃이 왼쪽의 90° 위치를 지날 때 받음각의 최대증가가 일어난다. 각각의 날개깃이 오른쪽의 90° 위치를 지날 때 받음각의 최대감소가 일어난다. 최대 편향(maximum deflection)은 뒤쪽에서 최대 위쪽방향 편향(maximum upward deflection) 그리고 앞쪽에서 최대 아래쪽방향 편향(maximum downward deflection)으로 90° 더 늦게 일어나고, 끝통과면(tip-path plane)은 앞쪽방향으로 기운다.

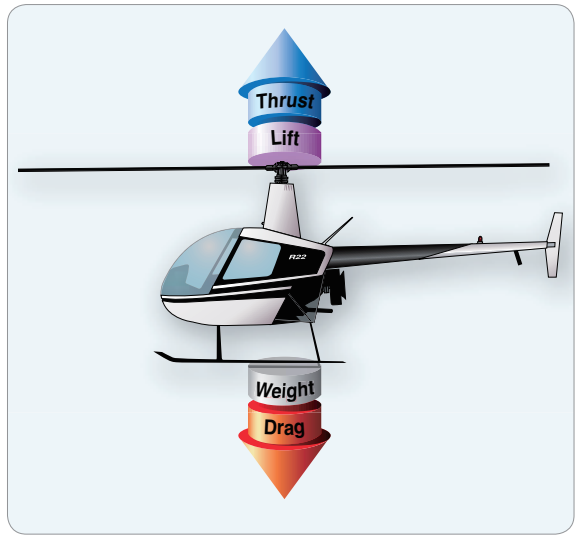


[그림 2-28] Gyroscope precession

2.17 헬리콥터 비행 상태 (Helicopter Flight Conditions)

2.17.1 정지 비행(Hovering Flight)

공중정지비행 시, 헬리콥터는 보통 지면 위에 선택된 지점 위에서 정위치를 유지한다. 그림 2-29에서 보여준 것과 같이 하늘에 멈춰 떠 있기 위한 헬리콥터에서 회전날개장치에 의해 발생한 양력과 추력은 수직위쪽으로 작용하고 수직아래쪽으로 작용하는 무게와 항력이 같아야 한다. 공중정지하기 동안에 주 회전날개 추력은 공중정지 고도를 유지하기 위



[그림 2-29] To maintenance a hover at a constant altitude

해 변화될 수 있다. 이것은 콜렉티브 피치(collective pitch)를 움직여서 회전날개깃의 입사각을 변경하여 적용할 수 있다. 받음각을 변경하는 것은 회전날개의 항력을 변경하고 엔진에 의한 동력은 일정한 회전날개속도를 유지하도록 변경해야 한다.

지탱되어야 하는 무게는 헬리콥터와 탑승자의 전체 무게이다. 만약 양력이 실제의 무게보다 더 크다면 헬리콥터는 상승력이 고도를 얻는 무게와 같을 때까지 위쪽방향으로 가속하고, 만약 추력이 무게보다 작다면, 헬리콥터는 아래쪽방향으로 가속한다. 지면근처에서 작동할 때는 지면의 근접 효과 때문에 다소 차이가 있다.

공중정지하기 헬리콥터의 항력은 주로 날개깃이 양력을 발생시키고 있는 동안 초래된 유도항력이다. 그러나 공기 속에서 회전할 때 날개깃에 일부 형상항력이 있다. 여기서 항력은 유도항력과 형상항력 모두를 포함한다.

2.17.1.1 평행 이동 또는 편류 경향 (Translating Tendency or Drift)

그림 2-30에서 보여준 것과 같이, 공중정지비행 시 단일 주 회전날개 헬리콥터는 편류 하려는 경향이 있거나 또는 꼬리 회전날개의 추력 방향으로 이동하려는 경향이 있다. 이 편류 경향(drifting tendency)은 평행 이동 경향(translating tendency)이라고 부른다.

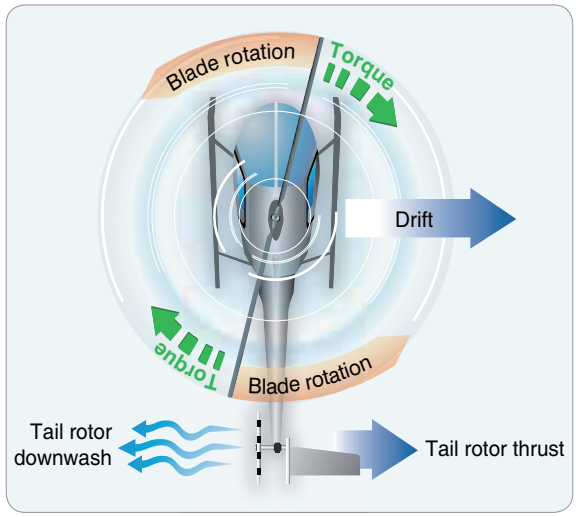
이 편류를 방해하기 위해 다음과 같은 방법이 사용되는데 모든 예는 주 회전날개장치를 반시계방향으로 회전하는 방법이다.

① 주변속기는 회전날개가 꼬리 회전날개 추력에 반대하기 위해 붙박이 경사를 갖도록 뒤에서 보았을 때 왼쪽으로 약간의 각을 주어 설치된다.

② 비행 조종장치는 회전날개 디스크가 회전할 때 약간 오른쪽으로 기울어져 있도록 조립하거나 조절할 수 있다.

③ 만약 변속기가 로터축이 동체에 대하여 수직이 되도록 설치된다면 헬리콥터 공중정지비행 시 근소한 미끄럼 효과를 발생시킨다.

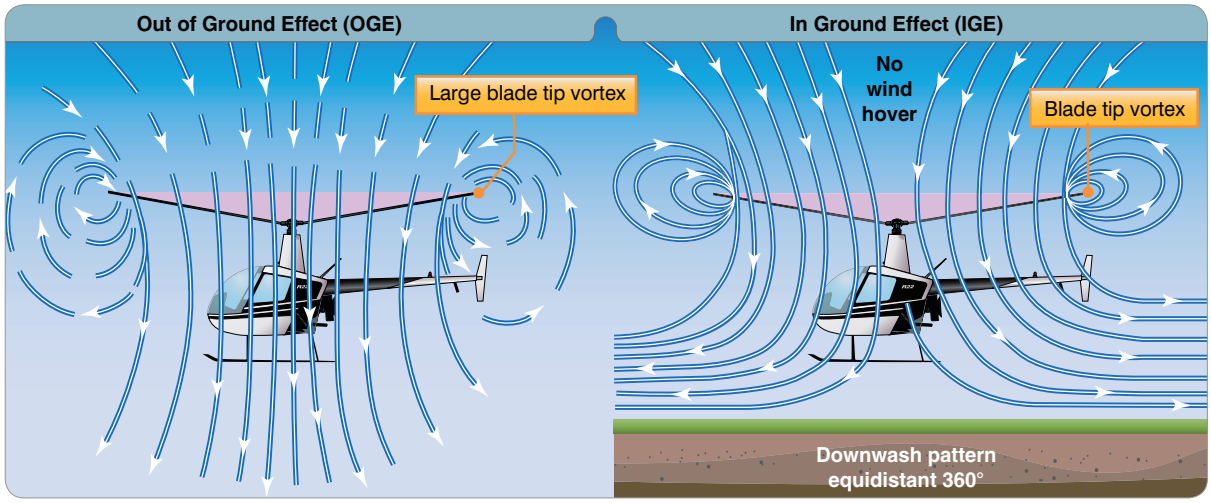
④ 전진비행에서 꼬리 회전날개는 오른쪽으로 밀어주도록 지속하고 헬리콥터의 회전날개는 수평일 때 슬립 볼(slip ball)이 중간에 있으면 바람에 작은 각도를 만든다. 이것은 고유한 옆으로 미끄러짐(sideslip)이라고 부른다.



[그림 2-30] A tail rotor is designed to produce thrust in a direction opposite torque

2.17.1.2 지면 효과(Ground Effect)

지면 근처에서 공중정지비행 때, 지면효과(ground effect)라고 알려진 현상이 일어난다. 이 효과는 보통 표면과 표면 위쪽으로 거의 1개의 회전날개직경



[그림 2-31] Air circulation pattern change when hovering OGE when hovering IGE.

사이의 높이에서 일어난다. 지면의 마찰은 회전날개에서 날개가 밑으로 밀어젖히는 공기로 인해 헬리콥터로부터 바깥쪽방향으로 이동하게 한다. 회전날개 디스크를 통한 유도 공기흐름이 표면마찰에 의해 감소되었을 때 양력벡터는 증가한다. 유도항력을 줄이는 이것은 동일한 양력에 대해 더 낮은 회전날개각도를 허용한다. 지면효과는 또한 양력을 생성하는 날개깃의 더 넓은 부분을 만드는 세류(down-wash)와 바깥쪽방향 공기흐름으로 인하여 날개깃끝(blade tip) 와류의 생성을 제한한다. 헬리콥터가 전진대기속도 없이 수직으로 고도를 늘릴 때 유도된 공기흐름은 더 이상 제한되지 않고 날개깃끝 와류는 바깥쪽방향 공기흐름의 감소에 반대하여 증가한다. 이 결과로서 더 고피치각을 의도하는 항력은 증가하고 더 많은 동력은 회전날개을 통해 아래쪽으로 공기를 이동하는 것이 필요하다.

그림 2-31에서 보여준 것과 같이 지면효과는 고정된 매끄러운 표면 위에 무풍상황에서 지면효과의 최대량을 갖는다. 회전날개끝 와류에서 증가의 원인이 되며 지면의 거친 형태나 해수면 등의 표면 형태에 따라 변화된다.

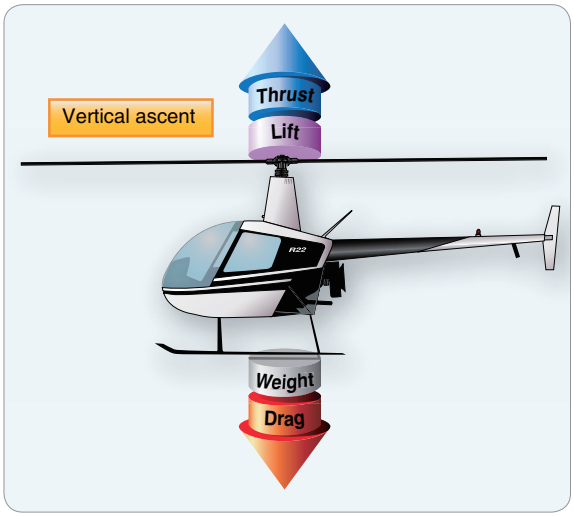
2.17.1.3 코리올리 효과(Coriolis Effect(Law of Conservation of Angular Momentum))

코리올리 효과(Coriolis effect)는 각운동량(angular momentum) 보존의 법칙으로 적용된다. 이는 회전체의 각운동량의 값은 외력이 가해지지 않는 한 변하지 않는다는 것이다. 다시 말해, 회전체는 어떤 외력이 회전의 속도를 변경하도록 가해졌을 때까지 동일한 회전속도로 돌아가는 것을 지속한다. 각운동량은 회전의 속도로서 곱해진, 질량×[회전의 중심에서 거리]^2, 관성모멘트(moment of inertia)이다. 각가속도(angular acceleration)와 각감속도(angular deceleration)로 알려진 각속도(angular velocity)에서 변화는 회전체의 질량이 회전의 축에 더 가깝게 이동하려 할 때, 또는 더 멀리 떨어지려 할 때 일어난다. 회전질량의 속도는 반지름의 제곱에 비례하여 증가하거나 또는 감소한다. 이 원리의

훌륭한 예로서 스케이트를 타는 사람의 급회전이 있다. 스케이터는 다른 쪽 다리와 양쪽 팔은 펼치고 발 하나로 회전을 시작한다. 스케이터의 몸의 회전은 비교적 느리다. 스케이터가 안쪽방향으로 양쪽 팔과 한쪽 다리를 끌어당길 때, 관성모멘트(질량×반지름2)는 더 많이 작아지게 되고 몸은 눈이 따라가는 것보다 더 빠르게 회전하고 있다.

2.17.2 수직 비행(Vertical Flight)

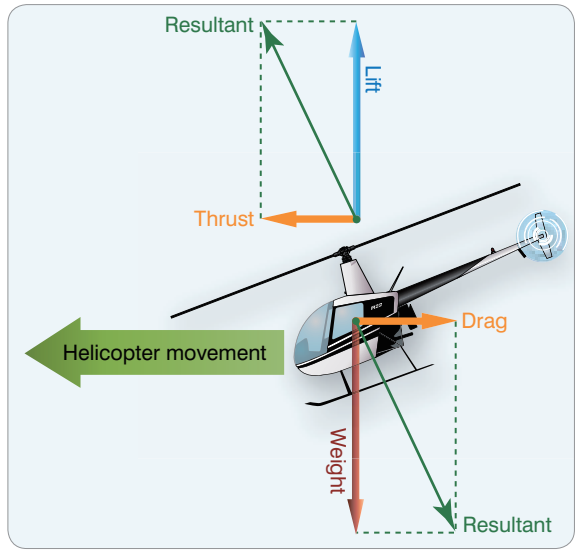
그림 2-32에서 보여준 것과 같이 공중정지비행은 실제로 수직비행의 요소이다. 일정한 회전속도를 유지하는 동안 회전날개, 즉 피치의 받음각을 증가시키면 추가적인 양력을 발생시켜 헬리콥터는 상승한다. 피치를 감소시키면 헬리콥터는 하강한다.



[그림 2-32] The vertical flight

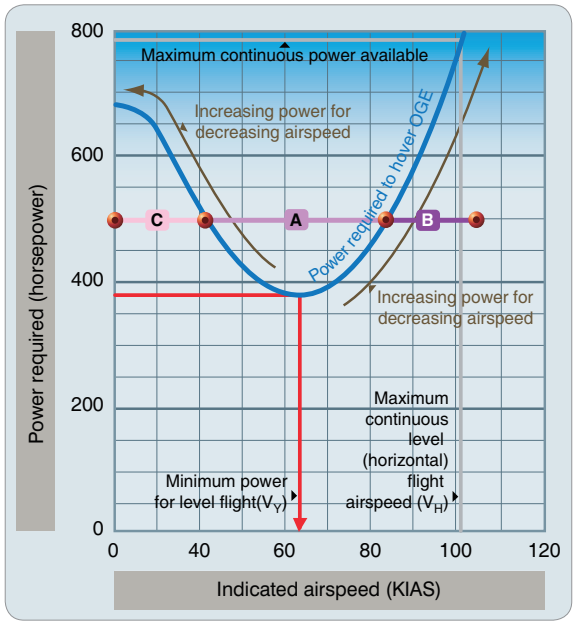
2.17.3 전진 비행(Forward Flight)

그림 2-33에서 보여준 것과 같이 대기속도 또는 수직속도에 변화 없이 정속 전진 비행(steady forward flight)에서 양력, 추력, 항력, 무게의 네 가지 힘은 균형이 잡혀있어야 한다. 끝통과면(tip-path plane)이 앞쪽방향으로 기울어졌을 때 전체양력-추력 또한 앞쪽방향으로 기울어진다. 이 합성 양력-추력은 두 가지 성분으로 분석되는데, 수직 위쪽방향으로 작용하는 양력과 비행의 방향에서 수평으로 작용하는 추력이다. 양력과 추력에 추가하여 아래쪽방향으로 작용력은 무게와 공기를 통과하는 에어포일의 운동에 정반대의 힘인 항력이 있다.



[그림 2-33] The forward flight

그림 2-34에서 보여준 것과 같이 일정한 비행방향과 일정한 고도의 직선수평(traight-and-level), 비가속 전진비행(unaccelerated forward flight)에서, 양력은 무게와 같고 추력은 항력과 같다. 만약 양력이 무게를 넘어선다면, 헬리콥터는 힘이 균형이 잡혀있을 때까지 수직으로 가속하고, 만약 추력이 항력보다 작다면, 헬리콥터는 힘이 균형이 잡혀 있을 때까지 속력을 늦춘다. 헬리콥터가 앞쪽방향으로

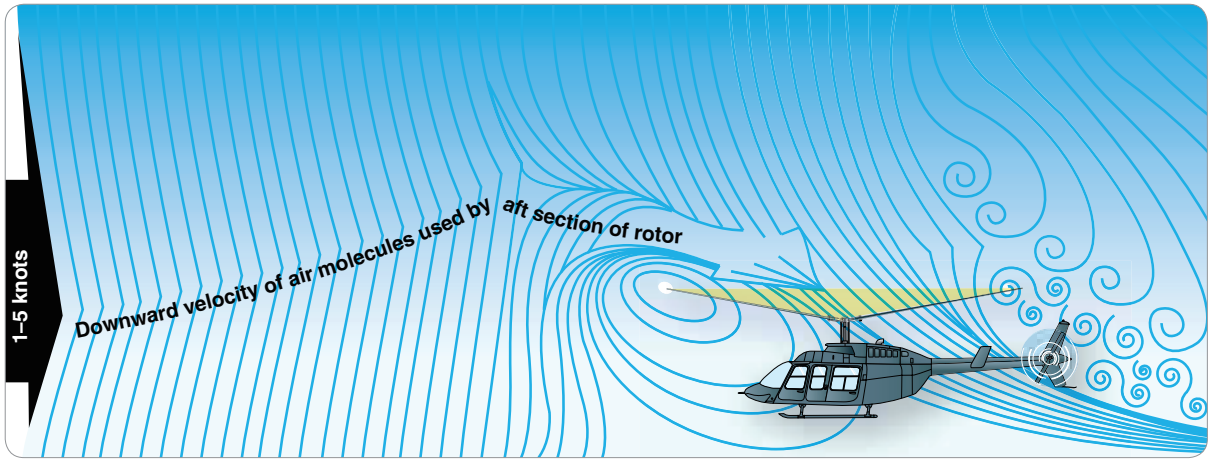


[그림 2-34] Changing force vectors results in aircraft movement

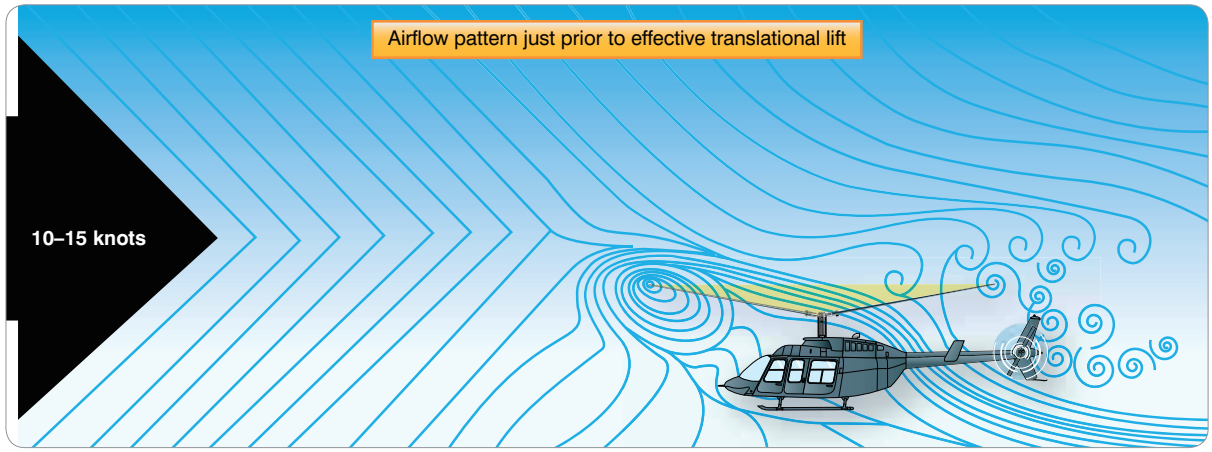
이동할 때, 양력은 추력이 앞쪽방향으로 전환되었을 때 상실되기 때문에 고도를 상실하기 시작한다. 그러나 헬리콥터가 가속하기 시작할 때 회전날개는 증가된 공기흐름으로 인하여 더 효율적이게 된다. 지속적인 가속은 회전날개 디스크를 통한 공기흐름의 더 큰 증가를 위해 더 많은 잉여동력을 필요로 한다. 비가속비행을 유지하기 위해서 조종사는 동력 또는 순환 이동에서 어떤 변화도 일으키지 않아야 한다.

2.17.3.1 전이 양력(Translational Lift)

방향 비행의 결과로서 일어나는 개선된 회전날개 효율(rotor efficiency)을 전이 양력(translational lift)이라고 부른다. 공중정지회전 날개장치의 효율은 항공기 또는 지상풍(surface wind)의 수평이동에 의해 얻어진 유입된 바람으로 인해 더 크게 개선된다. 유입된 바람이 항공기 이동에 의해 생성되었거나 지상풍이 회전날개장치에 들어올 때 난류와 와류는 뒤에 남고 공기의 흐름은 더욱 수평적이 된다. 꼬리회전날개는 공중정지비행에서 전진 비행 시 공기역학적으로 더욱 효율적이다. 꼬리회전날개를 점진적으로 적은 난류에서 작동시킬 때 반시계방향 주회전날개 선회로 항공기의 기수가 왼쪽으로 벗어나게 하면서 개선된 효율은 더 많은 반토크 추력을 발생시킨다. 그리고 이에 대응하여 꼬리회전날개깃에서 받음각이 감소하도록 오른쪽 페달을 작동시키도



[그림 2-35] The airflow pattern for 1~5 knots of forward airspeed



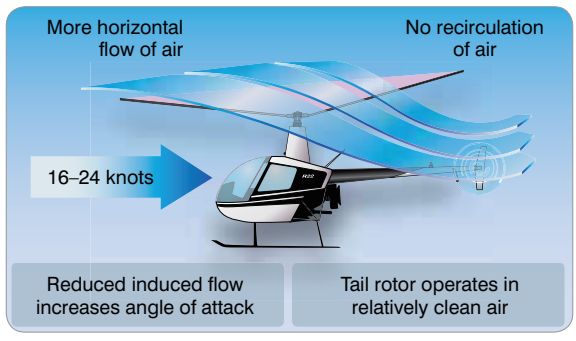
[그림 2-36] An airflow pattern at a speed of 10~15knots

록 조종사에게 작동하게 한다. 그림 2-35와 그림 2-36에서는 서로 다른 속도에서 공기흐름 형태에 따라 꼬리 회전날개의 효율에 어떻게 영향을 주는지를 보여준다.

2.17.3.2 유효 전이 양력 (Effect Translational Lift(ETL))

대략 16~24knots에서 전진비행으로 전이하는 동안 헬리콥터는 유효 전이 양력(effective translational lift)을 경험한다. 전이 양력은 회전날개가 전진대기속도가 증가할 때 더욱 효율적이다. 16~24knots 사이에 회전날개장치는 이전 와류의 재순환보다 완전히 빨라지고 비교적 방해받지 않은 공기에서 작동하기 시작한다. 회전날개장치를 통과한 공기의 흐름은 더욱 수평적으로 되고 유도흐름과 유도항력은 줄어든다. 회전날개장치가 더욱 효율적으로 동작하게 만드는 받음각은 계속해서 증대된다. 이러한 증가된 효율은 최상의 상승 대기속도에 도달할 때까지 그리고 전체 항력이 가장 낮은 지점에 도달할 때까지 증가된 대기속도로 이어진다.

그림 2-37에서 보여준 것과 같이 속도가 증가할 때, 기수가 위로 올라가거나 앞뒤로 흔들리고 항공기가 오른쪽으로 좌우로 흔들리는 전이 양력은 더욱 효율적이게 된다. 양력의 비대칭 결합효과, 자이로스코프 세차운동(gyroscopic precession), 횡방향 흐름효과(transverse flow effect)는 이런 경향의 원인이 된다. 헬리콥터가 유효 전이 양력을 통해 전이하고 있을 경우 조종사는 앞쪽방향으로 작동시키고 정속 회전날개 디스크(constant rotor-disk) 자세를 유지하기 위해 측면 순환 입력(lateral cyclic input)을 중지하는 것이 필요하다.



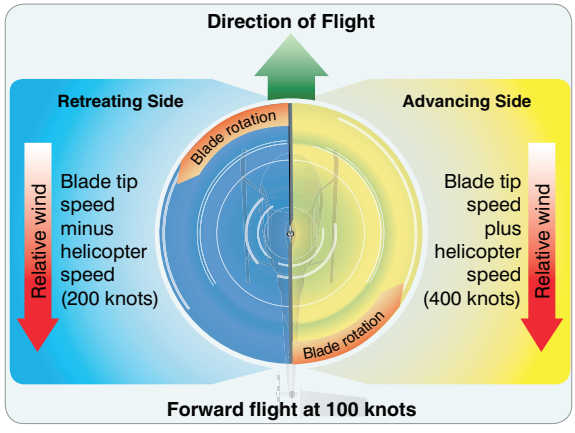
[그림 2-37] Effective translational lift is easily recognized in actual flight

2.17.3.3 양력의 비대칭(Dissymmetry of Lift)

양력의 비대칭(dissymmetry)은 각각의 절반의 영역에 서로 다른 바람유속에 의해 일으켜진 회전날개 디스크의 전진부(advancing halves)와 후진부(retreating halves) 사이에 동일하지 않은 양력이 발생하는 것이다. 양력의 대칭을 얻기 위해 이렇게 같지 않은 양력을 보정하기(compensating), 교정하기(correcting) 또는 배제하기(eliminating)의 수단이 필요하다.

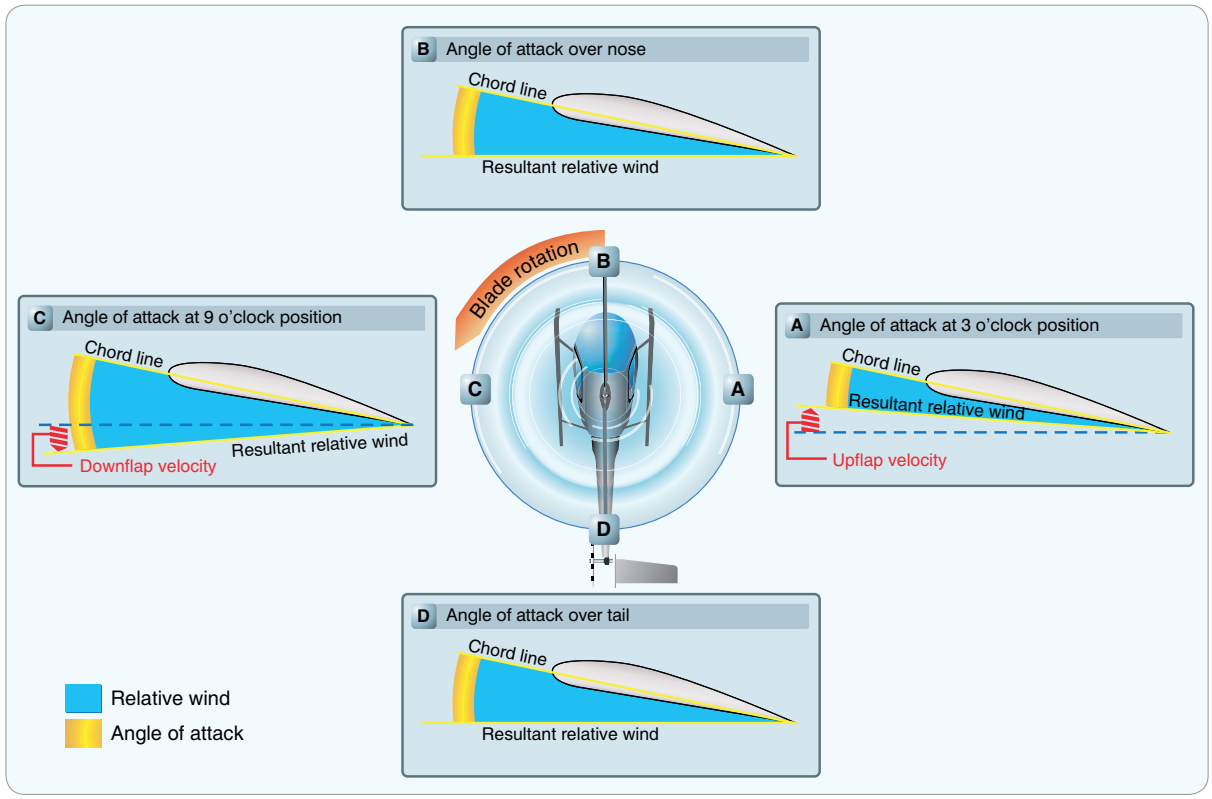
그림 2-38에서 보여준 것과 같이, 헬리콥터가 공기를 지나서 이동할 때 주 회전날개 디스크를 통과한 상대적 공기흐름은 후진 쪽과 전진 쪽이 다르다. 전진날개깃에 의해 마주친 상대풍은 헬리콥터의 전진속도에 의해 증대되는 반면 후퇴날개깃에 작용하는 상대풍은 헬리콥터의 전진 대기속도에 의해 줄어든다. 따라서 상대풍속의 결과로 회전날개 디스크의 전진날개깃 쪽은 후퇴날개깃 쪽보다 더 많은 양력을 생성한다.

이러한 상황에서 반시계방향으로 주 회전날개깃 회전에 따라 헬리콥터는 양력의 차이 때문에 왼쪽으로 좌우로 흔들리게 될 것이다. 주 회전날개깃은 회전날개 디스크의 전역에서양력을 동등하게 하도록 자동적으로 위아래로 퍼덕거리고 수평으로 젓는다(feather). 보통 3개 이상 날개깃을 가지고 있는 관절형 회전날개 방식은 개개의 회전날개깃이 움직이게 하도록, 또는 그들이 회전할 때 위로 또는 아래로 퍼덕거리는(flap), 수평힌지, 즉 플래핑 힌지(flapping hinge)를 적용한다. 날개깃이 단일체처럼 퍼덕거리게 하는 반고정형 회전날개방식, 즉 2개의 날개깃은 테터링 힌지(teetering hinge)를 활용한다. 한쪽 날개깃이 위로 퍼덕거릴 때 다른 쪽 날개깃은 아래로 퍼덕거린다.



[그림 2-38] The blade tip speed of this helicopter is approximately 300knots

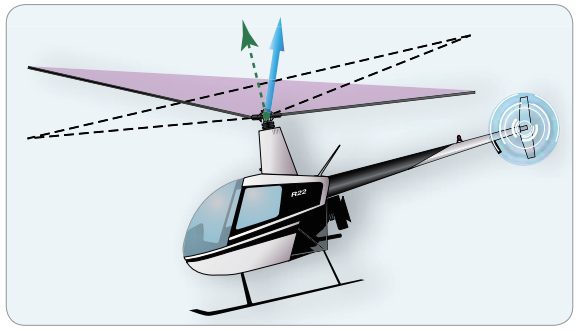
그림 2-39의 A에서 보여준 것과 같이, 회전날개깃(rotor blade)이 회전날개 디스크의 전진 쪽에 도달할 때 그것은 최대 상향 플래핑 속력(maximum upward flapping velocity)에 도달한다. 날개깃이 위쪽방향으로 퍼덕거릴 때, 시위선과 합성 상대풍(resultant relative wind) 사이에 각도는 감소한다. 날개깃에 의해 일으켜진 양력의 양을 줄여 받음각을 감소시킨다. 위치 C에서, 회전날개깃은 그것의 최대 하양 플래핑 속력(maximum downward flapping velocity)으로 있다. 하향 플래핑으로 인하여 시위선과 합성 상대풍 사이에 각도는 증가한다. 이것은 받음각을 증가시키고 양력을 발생하게 한다. 후퇴날개깃에 작용하는 날개깃 플래핑과 느린 상대풍의 조합은 정상적으로 헬리콥터의 최대 전진속도를 제한한다. 고전진속도에서 후퇴날개깃은 고받음각과 느린(slow) 상대풍으로 인하여 실속을 발생시킨다. 이 상황을 "후퇴날개깃 실속(retreating blade stall)"이라고 부르며, 기수올림피치(nose-up pitch), 진동 그리고 보통 반시계방향 날개깃 회전으로 헬리콥



[그림 2-39] The combined upward and downward flapping of the retreating blade

터에서 왼쪽으로, 롤링 경향에 의해 입증된다.

양력의 비대칭에 대해 보상하기 위해 회전날개깃의 공력 플래핑 시 전진날개깃은 기수 위에서 최대 상향 플래핑 변위(maximum upward flapping displacement)를 이루고 미익부에서 최대 하향 플래핑 변위(maximum downward flapping displacement)를 이룬다. 이는 끝통과면(tip-path plane)으로 하여금 뒤쪽으로 기울어지게 하고 블로우백(blowback)이라고 부른다. 그림 2-40에서는 어떻게 회전날개 디스크가 최초에 초기순환입력에 따르는 정면 아래로 향하게 되는지 보여준다. 대기속도가 얻어졌고 플래핑이 양력의 비대칭을 제거할 때 디스크의 정면은 오르고 디스크의 뒤쪽은 내려간다. 회전날개 디스크의 방향전환은 전체 회전날개 추력이 작용하는 곳에서 방향을 변경하는데 헬리콥터의 전진속도는 속력을 늦추지만 순환입력으로 교정될 수 있다. 조종사는 그들이 회전날개 디스크의



[그림 2-40] To compensate for blowback, move the cycle forward

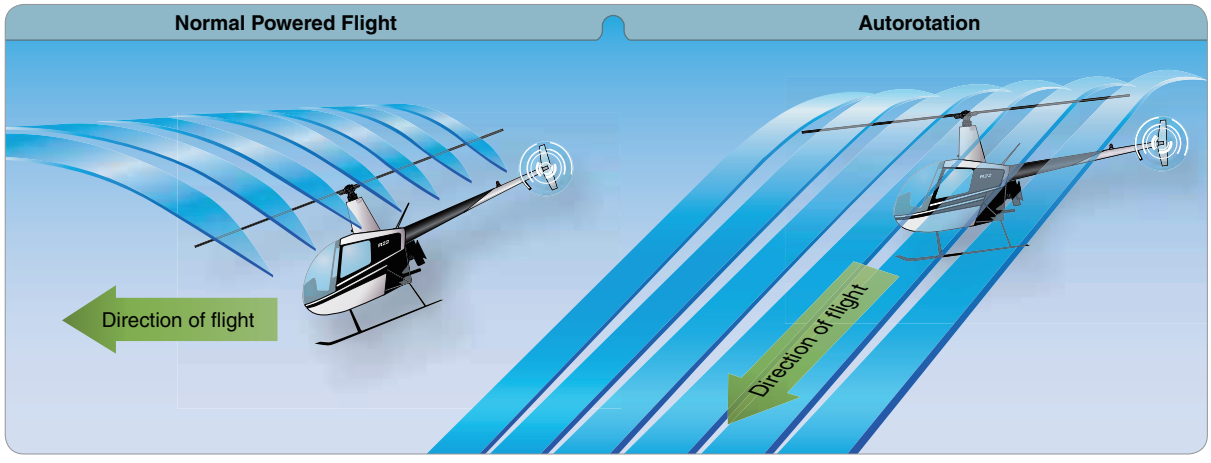
자세를 제어하게 하는 양력의 비대칭에 대해 보상하도록 주기적 페더링(cyclic feathering)을 사용한다.

주기적 페더링은 다음과 같이 받음각을 변경하는 양력의 비대칭에 대해 보상한다. 공중정지에서 같은 양력은 평행이동경향(translating tendency)에 대한 보상을 무시하는 회전날개장치에서 같은 피치, 모든 날개깃에 같은 받음각 그리고 모두 같은 지점에서 회전날개장치 주위에서 생성된다. 회전날개 디스크는 수평선에 평행한 것이다. 추진력을 발생시키기 위해 회전날개 장치는 움직임이 요구된 방향으로 기울어져야 한다. 주기적 페더링은 회전날개장치 주위에 차별적으로 입사각을 변경한다. 전방순환이동은 다른 부분에서 각도를 증가하는 동안 회전날개장치에 한 부분에서 입사각을 감소시킨다. 기수 위에 날개깃의 최대하향플래핑과 미익부 위에 날개깃의 최대상향플래핑은 앞쪽방향으로 회전날개 디스크와 추력벡터를 기울인다. 발생한 블로우백을 방지하기 위해 조종사는 헬리콥터의 속력이 증가할 때 앞쪽방향으로 순환하는 것을 끊임없이 움직여야 한다.

그림 2-40에서는 순환이 증가된 대기속도에서 앞쪽방향으로 움직였을 때 피치각의 변화를 보여준다. 공중정지에서 순환은 전진날개깃과 후퇴날개깃의 피치각은 동일한 것이다. 저전진속도에서 앞쪽방향으로 순환하는 것을 움직이기는 전진날개깃에 피치각을 줄이고 후퇴날개깃에 피치각을 증대한다. 이것은 약간의 회전날개 경사의 원인이 된다. 고전진속도에서 조종사는 앞쪽방향으로 순환하는 것을 이동하기 위해 지속해야 한다. 이것은 전진날개깃에 피치각을 더욱 줄이고 후퇴날개깃에 피치각을 더욱 증대시킨다. 결과적으로 더 저속에서보다 회전날개에 한층 더 많은 경사가 지게 된다. 이러한 수평양력성분, 즉 추력은 더 고속의 속도를 발생시킨다. 더 고속은 양력의 대칭을 유지하기 위해 날개깃플래핑을 유발한다. 플래핑과 주기적 페더링의 조합은 양력의 대칭과 회전날개장치 및 헬리콥터에 원하는 자세를 유지한다.

2.17.4 자동회전(Auto-Rotation)

그림 2-41에서 보여준 것과 같이 자동회전(auto-rotation)은 헬리콥터의 주 회전날개장치가 회전날



[그림 2-41] During an auto-rotation, the upward flow of relative wind

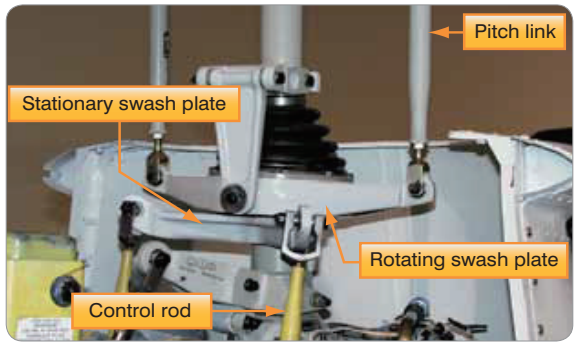
개를 가동하는 엔진동력보다 오히려 회전날개를 통해 위쪽으로 이동하는 공기의 작용에 의해 회전하는 비행 상태이다. 동력비행 시 공기는 위쪽으로부터 주 회전날개장치에 말려들고 아래쪽 방향으로 배출되지만, 자동회전 시 공기는 헬리콥터가 내려갈 때 아래쪽으로부터 회전날개장치 안으로 위쪽으로 이동한다. 자동회전은 비록 엔진이 동작하고 있지 않는다고 할지라도 주 회전날개가 선회를 지속하게 하는 특별한 클러치장치(clutch mechanism)인, 자유회전장치(freewheeling unit)에 의해 기계적으로 가능케 된다. 만약 엔진이 고장 난다면 자유 회전장치(freewheeling unit)는 자동적으로 주 회전날개가 자유롭게 회전하게 한다. 이는 헬리콥터가 만약 엔진이 파손된 경우 안전하게 착륙시킬 수 있는 장치이다.

2.18 회전익 항공기 제어(Rotorcraft Controls)

2.18.1 경사판(Swash Plate Assembly)

그림 2-42에서 보여준 것과 같이 경사판(swash plate)의 목적은 콜렉티브조종(collective control)과 주기적조종(cyclic control)으로부터 주 회전날개깃으로 조종입력을 전달하는 것이다. 그것은 2개의 주 부품으로 이루어지는데, 고정경사판(stationary swash plate)과 회전경사판(rotating swash plate)이다.

고정경사판은 주 회전날개마스트(main rotor mast) 주위에 설치되어 있고, 일련의 푸시로드(pushrod)로서 주기조종과 콜렉티브 조종에 연결되어 있다. 이는 가동방지연결부(anti-drive link)에 의한 회전하기에서 억제되지만 모든 방향으로 기울



[그림 2-42] Stationary and rotating swash plate

어질 수 있고 수직으로 움직인다. 회전경사판은 유니볼슬리브(uni-ball sleeve)에 의해 고정경사판에 설치된다. 그것은 가동연결부(drive link)에 의해 마스트(mast)에 연결되어지고 주 회전날개마스트와 함께 회전하도록 허용된다. 양쪽 경사판은 하나의 구성부분으로서 기울어지고 위와 아래로 미끄러지게 한다. 회전경사판은 피치연결부(pitch link)에 의해 피치혼(pitch horn)에 연결된다.

헬리콥터에는 조종사가 비행 시에 사용해야 하는 세 가지의 주요 조종이 있다. 이는 콜렉티브 조종(collective control), 주기적 조종(yclic control), 반토크 페달(anti-torque pedal) 또는 꼬리 회전날개 조종(tail rotor control) 이다. 세 가지 주요 조종에 추가하여 조종사는 헬리콥터를 비행하기 위해 콜렉티브 조종에 직접 설치된 스로틀 조종장치(throttle control)를 사용해야 한다.

2.18.2 콜렉티브 피치 조종(Collective Pitch Control)

콜렉티브 피치 조종(collective pitch control)은 조종사 좌석의 왼쪽에 위치하고 왼손으로 동작한다. 콜렉티브는 이름에서 의미하듯이 동시에 또는 공



[그림 2-43] Raising the collective pitch control increases the pitch angle

동으로 모든 주 회전날개깃의 피치각(pitch angle)에 변화를 주기 위해 사용한다. 콜렉티브 피치조종이 끌어올려졌을 때 모든 주 회전날개깃의 피치각은 동시에 똑같이 증가하고, 내려갔을 때 피치각은 동시에 똑같이 감소한다. 그림 2-43에서 보여준 것과 같이 이것은 일련의 기계식 장비를 통해 이루어지고 콜렉티브 레버(collective lever)의 움직임의 양은 날개깃 피치변화의 양을 결정한다. 가변 마찰 제어(adjustable friction control)는 부주의한 콜렉티브 피치 움직임을 방지하는 데 도움을 준다.

2.18.3 스로틀 조종(Throttle Control)

그림 2-44에서 보여준 것과 같이 스로틀의 기능은 엔진회전수을 조절하는 것이다. 만약 상관기 장치(correlator system) 또는 조속기 장치(governor system)가 콜렉티브가 끌어올려지거나 또는 내려졌을 때 요구된 rpm을 유지하지 못한다면, 또는 만약 이들 시스템이 장착되지 않았다면 스로틀(throttle)



[그림 2-44] A twist grip throttle is usually mounted on the end of the collective lever

은 rpm을 유지하기 위해 비틀어서 가속기를 조작하는 트위스트 그립(twist grip)으로 수동 조작해야 한다. 스로틀 조종장치는 마치 모터사이클 스로틀과 아주 유사하고 거의 같은 방식으로 작동하는데, 왼쪽으로 스로틀을 비틀면 rpm은 증가하고, 오른쪽으로 스로틀을 비틀면 rpm은 감소한다.

2.18.4 조속기/상관기(Governor/Correlator)

조속기(governor)는 회전날개의 엔진회전수를 감지하는 감지장치(sensing device)이고 일정한 회전날개회전수를 유지하기 위해 필요한 조정(adjustment)을 한다. 회전날개회전수가 정상 작동일 때 조속기는 일정한 rpm을 유지하고 어떤 스로틀 조정이라도 만들어 줄 필요가 없다. 조속기는 그것이 터빈엔진의 연료제어계통의 기능이 있을 때, 모든 터빈헬리콥터에서 사용되며 일부 피스톤 동력 헬리콥터에서 사용된다.

상관기(correlator)는 콜렉티브 레버(collective lever)와 엔진 스로틀 사이의 기계식 연결이다. 콜렉티브 레버가 끌어올려졌을 때 동력은 자동적으로 증대되고 내려갔을 때 동력은 감소한다. 이 시스템은 목표값에 근접한 rpm을 유지하지만 정밀함을 위해 스로틀의 조정을 여전히 요구한다.

일부 헬리콥터는 상관기 또는 조속기를 갖추고 있지 않고 모든 콜렉티브 이동(collective movement)과 스로틀 이동(throttle movement)의 일치를 필요로 한다. 콜렉티브가 끌어올려졌을 때 스로틀은 증가되어야 하고, 콜렉티브가 내려가졌을 때 스로틀은 감소되어야 한다.

피스톤 헬리콥터에서, 콜렉티브 피치는 매니폴드

If manifold pressure is	and rpm is	Solution
LOW	LOW	Increasing the throttle increases manifold pressure and rpm
HIGH	LOW	Lowering the collective pitch decreases manifold pressure and increases rpm
LOW	HIGH	Raising the collective pitch increases manifold pressure and decreases rpm
HIGH	HIGH	Reducing the throttle decreases manifold pressure and rpm

[그림 2-45] Relationship between manifold pressure, rpm, collective, and throttle

압력(manifold pressure)에 대해 1차 조종장치이고 스로틀은 rpm에 대해 1차 조종장치이다. 그러나 콜렉티브 피치조종 또한 rpm에 영향을 주고, 스로틀 또한 매니폴드 압력에 영향을 준다. 따라서 각각 기능은 2차 조종장치(secondary control)인 것으로 간주된다. 회전속도계(tachometer), 즉 회전수 지시계(rpm indicator)와 매니폴드 압력계(manifold pressure gauge) 모두는 적절한 사용을 결정하기 위해 분석되어야 한다. 그림 2-45에서는 이들의 관계를 보여준다.

2.18.5 주기적 피치 조종(Cyclic Pitch Control)

그림 2-46에서 보여준 것과 같이, 주기적 피치 조종장치(cyclic pitch control)는 조종사의 다리 사이에, 또는 일부 헬리콥터에서는 2명의 조종사 좌석 사이의 조종석 바닥에 수직으로 설치된다. 이는 1차 비행조종장치(primary flight control)로서 조종사가 어떤 수평의 방향, 전후, 옆쪽으로 헬리콥터를 비행하게 한다. 전체양력은 항상 주 회전날개의 끝통과면(tip-path plane)에 수직으로 발생한다. 주기



[그림 2-46] The cyclic pitch control may be mounted vertically

적 피치 조종장치의 목적은 원하는 수평 방향으로 끝통과면(tip-path plane)을 기울이는 것이다. 주기적 조종(cyclic control)은 이 힘의 방향을 바꾸고 헬리콥터의 자세와 대기 속도를 제어하는 것이다.

회전날개 디스크는 주기적 피치 조종장치가 움직이는 같은 방향으로 기운다. 만약 앞쪽방향으로 움직인다면, 회전날개 디스크는 앞쪽 방향으로 기운다. 만약 뒤쪽방향으로 움직인다면 회전날개 디스크는 뒤쪽방향으로 기운다. 회전날개 디스크는 자이로처럼 작용하기 때문에 주기적 조종간(cyclic control rod)에 대한 기계식 연동장치(mechanical linkage)는 회전날개 디스크 주기적 변위(cyclic displacement)의 방향에 도달하기 전에 회전날개깃 약 90°의 피치각을 감소시키고 회전날개 디시크의 주기적 변위(cyclic displacement)의 방향을 지나친 후에 회전날개깃 약 90°의 피치각을 증대하는 방식으로 작동한다.

2.18.6 반 토크 페달(Anti-torque Pedals)

그림 2-47에서 보여준 것과 같이 반 토크 페달(anti-torque pedal)은 조종사의 발 위치에 맞게 바닥에 위치한다. 이 장치는 피치(pitch)를 통해 꼬리 회전날개깃의 추력을 제어한다. 뉴턴의 제3법칙은 헬리콥터 동체가 비록 반작용과 제어가 될지라도 꼬리 회전날개깃(tail rotor blade)이 어떻게 주 회전날개깃(main rotor blade)의 반대방향으로 회전하는지를 적용한다. 가능한 비행을 하고 토크에 보상하기 위해 대부분의 헬리콥터 설계는 반토크(anti-torque) 또는 꼬리 회전날개를 합체시킨다. 반 토크 페달은 조종사가 세로의 트림에 헬리콥터를 놓는 전진비행에서 꼬리 회전날개깃의 피치각을 제어하게 하고 공중정지 시에 조종사가 헬리콥터가 360°를 회



[그림 2-47] Anti-torque pedals

전하는 것을 가능케 한다. 피치에 연결된 반 토크 페달은 꼬리 회전날개 기어박스에 기계장치 변경하고 꼬리 회전날개깃에 피치각이 증가되거나 감소시키게 한다.

종렬회전날개(tandem rotor)로 설계된 헬리콥터는 반 토크 회전날개를 갖추지 않는다. 이들 헬리콥터는 꼬리 회전날개를 사용하기보다는 오히려 토크를 방해하기 위해 반대방향으로 회전하는 쌍방 회전날개장치(both rotor system)로 설계되었다.

2.19 조종면 시스템(Stabilizer Systems)

2.19.1 벨 안정판 막대 시스템 (Bell Stabilizer Bar System)

Arthur M. Young은 2개의 날개깃에 직각을 이루는 안정판막대(stabilizer bar)를 추가하면 안정성이 상당히 증가될 수 있다는 것을 발견하였다. 안정판막대는 회전면에서 비교적 안정되게 머무르게 하고 무겁게 된 끝단을 갖게 한다. 안정판막대는 피치각속도를 줄이는 방식으로서 경사판(swash plate)과 연결된다. 2개의 날개깃은 단일체처럼 퍼덕거릴 수 있으므로 전체 로터가 1회전당 속력을 늦추고 가속하는 래그-리드 힌지(lag-lead hinge)를 필요로 하지 않는다. 2날개깃 방식(two-bladed system)은 추력이 증대되었을 때 회전날개 디스크에 알맞은 원추형을 가능케 하도록 단일 테터링 힌지(single teetering hinge)와 2개의 원추형 힌지(coning hinge)를 필요로 한다.

2.19.2 오프셋 플래핑 힌지(Offset Flapping Hinge)

오프셋 플래핑 힌지(offset flapping hinge)는 회전날개 허브의 중심으로부터 치우친(offset) 형태이고 헬리콥터를 조종하기에 유용한 강력한 모멘트를 만들어낼 수 있다. 힌지에서 일으킨 힘을 곱한 오프셋(offset), 중심축으로부터 힌지의 거리는 중심축에서 모멘트를 일으킨다. 오프셋(offset)이 커지면 커질수록 날개깃에 의해 일으켜진 동일한 힘에 대한 모멘트는 더 커진다.

플래핑 운동은 양력, 원심력, 관성력 사이에 일정하게 균형변화를 일으키는 것이다. 날개깃의 상승과 하강은 대부분의 헬리콥터의 특성이고 가끔 새의 날개깃에 비유된다. 날개깃은 유연성 있게 설계되고 헬리콥터가 정지하여 회전날개가 돌아가지 않을 때 축 처지게 제작된다. 비행 시 필요한 강성(rigidity)은 날개깃의 회전의 결과로써 일어나는 강력한 원심력에 의해 만들어진다. 날개깃을 뻣뻣하게 하는(stiffening) 이 힘은 날개 끝을 바깥쪽방향으로 잡아당기고 날개깃이 접히는 것을 막는다.

2.19.3 안정성 증가 시스템 (Stability Augmentation Systems(SAS))

일부 헬리콥터는 비행 중 그리고 공중정지비행에서 헬리콥터를 안정시키는 데 도움을 주는 안정보강장치(SAS, stability augmentation system)를 적용한다. 이들 시스템 중 가장 간단한 것은 그것이 풀려진 위치에서 주기적 조종(cyclic control)을 잡아주기 위해 자기클러치(magnetic clutch)와 스프링을 사용하는 방식이다. 더 개선된 시스템은 유압 서

보(hydraulic servo)에서 입력을 만드는 전기식 작동기(electric actuator)를 사용한다. 이들 서보는 헬리콥터 자세를 감지하는 컴퓨터로부터 조종명령을 받는다. 비행방향, 속도, 고도, 그리고 항법정보와 같은 입력값들은 완전한 자동조종계통(autopilot system)을 형성하기 위해 컴퓨터에 공급된다.

안정보강장치는 기본적인 항공기 조종을 향상시키고 교란을 감소시켜 조종사 업무량을 줄인다. 이러한 시스템은 조종사가 수색작업(search operations)과 구조작업(rescue operations)과 같은 다른 임무를 수행하도록 요구되었을 때 매우 유용한 것이다.

2.19.4 헬리콥터 진동(Helicopter Vibration)

헬리콥터의 진동은 여러 가지 형태가 있다. 표 2-1에서는 주파수(frequency)가 구분된 곳에서 일반적인 수준을 보여준다.

[표 2-1] Various helicopter vibration types

헬리콥터 진동 형태	
극저진동	1/rev 이하
저진동	1/rev 또는 2/rev 형태 진동
중진동	4/rev, 5/rev, 6/rev
고진동	꼬리 날개 속도

2.19.4.1 극저주파 진동 (Extreme Low Frequency Vibration)

극저주파 진동(extreme low frequency vibration)은 파일론(pylon) 흔들림이다. 2~3cps의 파일론 흔들림은 회전날개, 마스트(mast), 그리고 변속장치에서 본래부터 가지고 있는 것이다. 주목할 만한 수준에까지 이르는 진동을 막기 위해, 변속기마운트 완충장치가 흔들림을 흡수하기 위해 결합되어 있다.

2.19.4.2 저주파 진동(Low Frequency Vibration)

1/rev와 2/rev, 저주파 진동(low frequency vibration)은 회전날개 자체에 의해 발생한다. 1/rev 진동은 두 가지 기본 형태로 수직의(vertical) 것과 측면의(lateral) 것이다. 1/rev는 단순히 동일한 지점에서 발생하는 다른 날개깃보다 주어진 지점에서 더 많은 양력을 발생시키는 하나의 날개깃에 의해 발생한다.

2.19.4.3 중주파 진동 (Medium Frequency Vibration)

4/rev에서 6/rev, 중주파 진동(medium frequency vibration)은 대부분 회전날개에서 본래부터 갖고 있는 또 다른 진동이다. 그 주파수에서 진동하는 진동 수준의 증가는 진동을 흡수하도록 동체의 능력 변화 또는 활주부(skid)와 같은 기체구성부분에 의해 발생한다.

2.19.4.4 고주파 진동(High Frequency Vibration)

고주파진동(high frequency vibration)은 고속에서 회전하거나 또는 진동하는 헬리콥터에 있는 상태에서 발생할 수 있다. 가장 보편적이고 알기 쉬운 원인은 경사판혼(swash plate horn)에서 느슨한 엘리베이터 연결장치, 느슨한 엘리베이터 또는 꼬리회전날개 균형과 궤도이다.

2.19.5 주 회전날개 날개깃 트래킹 (Rotor Blade Tracking)

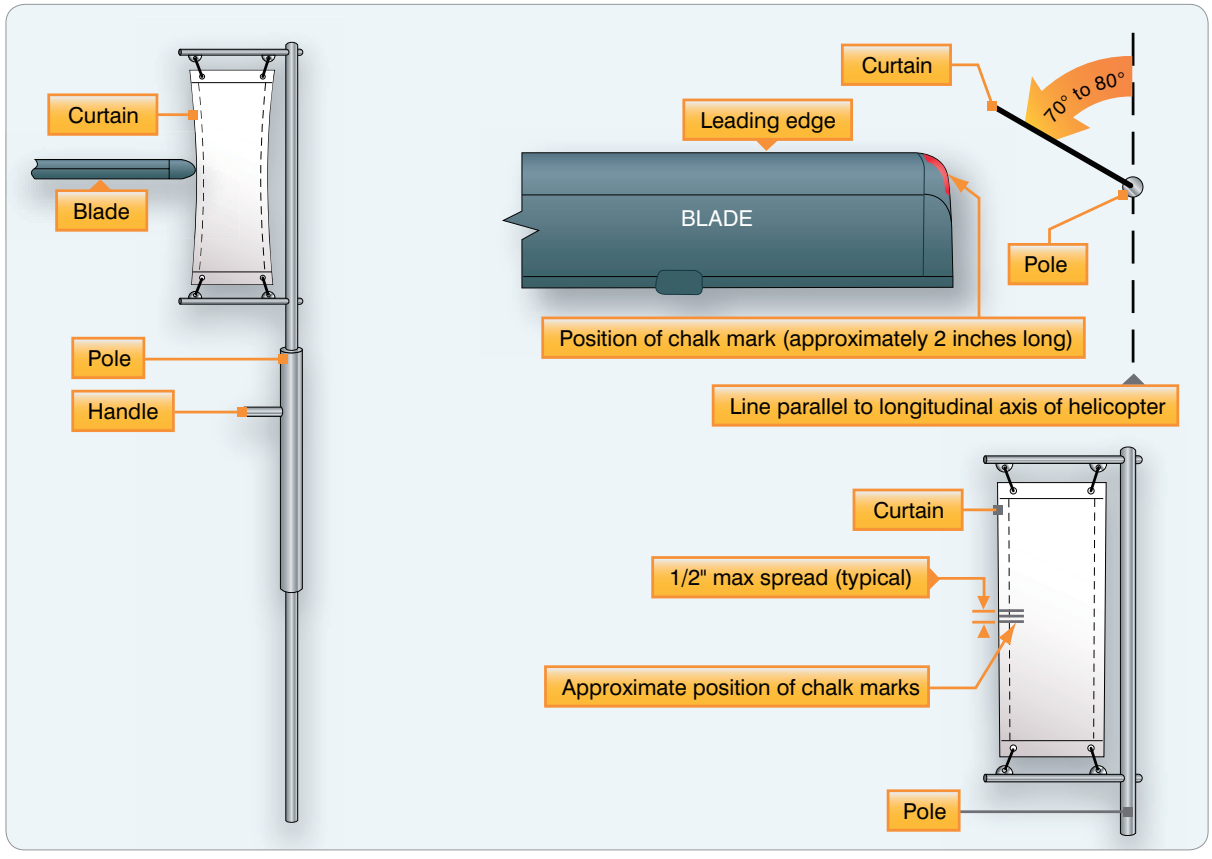
날개깃 트래킹(blade tracking)는 회전날개 중심대가 돌아가고 있는 동안 서로 상대적인 회전날개깃 끝의 위치를 측정하고, 허용한계 내에 이들 위치를 유지하도록 필요한 교정을 하는 과정이다.

2.19.5.1 플래그 및 폴(Flag and Pole)

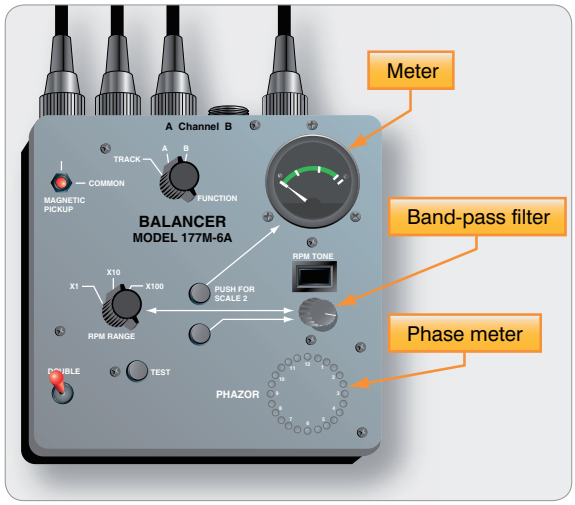
그림 2-48에서 보여준 것과 같이, 플래그 및 폴(flag and pole 방법)은 회전날개깃의 상대적 위치를 보여준다. 날개깃 끝은 분필 또는 유성연필로 표시한다. 각각의 날개깃 끝은 서로 회전날개깃 판정이 용이하도록 서로 다른 색으로 표기한다. 이 방법은 날개깃 끝에서 제트 추진을 갖지 않은 모든 형태의 헬리콥터에 사용할 수 있다.

2.19.5.2 전자식 날개깃 트래커 (Electronic Blade Tracker)

그림 2-49에서 그림 2-51까지 보여준 것과 같이 가장 일반적인 전자식 날개깃 트래커(electronic blade tracker)는 Balancer/Phazor, Strobex 트래커, Vibrex 트래커로 이루어진다. Strobex 트래커는 지면에 있는 동안 헬리콥터 내부와 외부에서 또



[그림 2-48] Flag and pole blade tracking

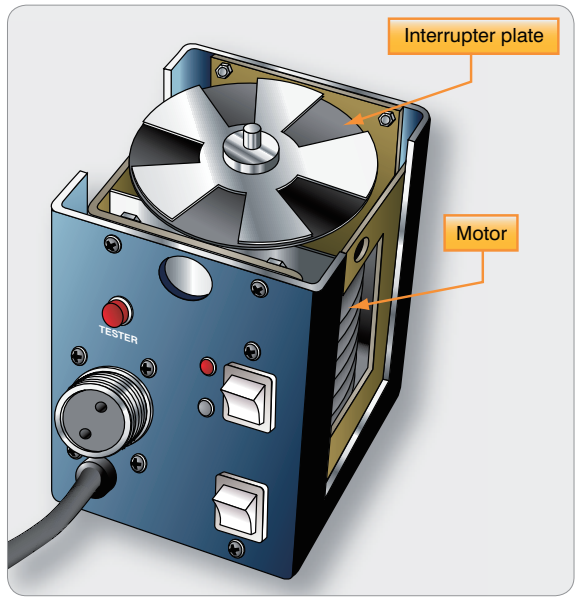


[그림 2-49] Balancer/Phazor



[그림 2-50] Strobex tracker

는 비행 중에 헬리콥터 내부에서 날개깃 트래킹을 가능하게 한다. 이 시스템은 날개깃끝에서 고정표적이 정지된 것처럼 보이도록 주 회전날개깃의 회전에 따라 차례차례로 번쩍이는 불빛(light beam)을 사용한다. 각각의 날개깃은 일정한 장소에 날개깃의 하면에 테이프로 붙인 또는 부착되어 길게 된 광선을 역반사하는 숫자에 의해 확인된다. 헬리콥터 내부

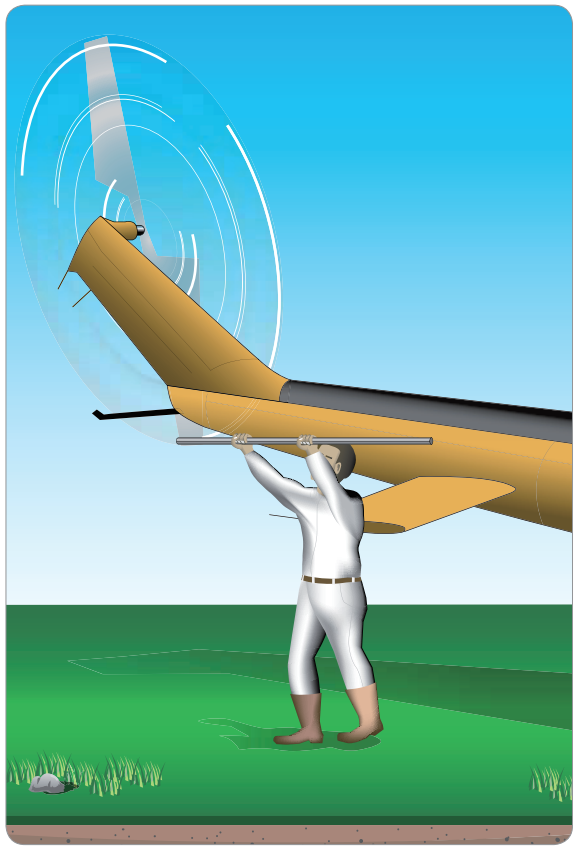


[그림 2-51] Vibrex tracker

의 각도에서 볼 때 테이프로 붙인 숫자는 정상으로 보일 것이다. 트래킹은 추적끝마개반사기(tracking tip cap reflector)와 섬광등(strobe light)으로 수행된다. 끝마개(tip cap)는 각각의 날개깃의 끝에 임시로 부착된다. 섬광등(strobe light)은 회전하는 날개깃에 시간을 맞춰서 번쩍인다. 섬광등은 항공기 전력원으로 동작한다. 반사된 끝마개(tip cap) 잔상을 관찰하여 회전하는 날개깃의 궤도를 보는 것이 가능하다. 트래킹은 네 가지 독립된 단계의 순서로 이루어지는데 지상 트래킹(ground tracking), 공중정지 확인, 전진비행확인, 자동회전(auto rotation) 회전수조정(rpm adjustment)이다.

2.19.6 꼬리 회전날개 트래킹(Tail Rotor Tracking)

꼬리 회전날개 트래킹(tracking)의 표시법과 전자식 방법은 다음과 같다.



[그림 2-52] Tail rotor tracking

2.19.6.1 표시법(Marking Method)

그림 2-52에서 보여준 것과 같이, 표시법(marking method)을 이용하는 꼬리회전날개 트래킹의 절차는 다음과 같다.

① 꼬리 회전날개 허브, 날개깃 또는 피치 변경장치(pitch change system)의 교환 또는 장착 후 꼬리 회전날개 조립 · 조절하기를 점검하고 꼬리 회전날개깃을 트래킹한다. 꼬리회전날개끝(tail rotor tip) 여유 공간은 트래킹 전에 설정하도록 하고 트래킹 후 다시 점검하도록 한다.

② 섬광형(trobe-type) 트래킹 장치는 만약 이용할 수 있다면 사용한다. 1/2×1/2inch 소나무 막대기 또는 다른 장치를 끝단에 6inch 길이 연질고무호스를 부착한 청색안료(prussian blue) 또는 오일을 가지고 있는 유사한 형태의 얇은 고무호스를 씌운다.

2.19.6.2 전자식 방법(Electronic Method)

전자식 방법의 트래킹은 Model 177M-6A Balancer, Model 135M-11 Strobex, Track and Balance 도표, 가속도계, 케이블, 그리고 부착 브래킷으로 이루어진다.

Vibrex 균형키트(balancing kit)는 헬리콥터의 주회전날개와 꼬리회전날개에 의해 유발한 진동의 크기를 측정하고 지시하는 데 사용한다. Vibrex는 궤도이탈 또는 불균형 회전날개에 의해 유발한 진동과 진동 진폭(vibration amplitude)을 분석하고 회전날개 궤도와 무게 변화의 양과 장소를 도표에 시계각도로 결정한다. 또한, 알지 못하는 교란 주파수 또는 rpm을 측정하는 장비로 이용한다.

2.19.7 회전날개 날개깃의 보존 및 보관 (Rotor Blade Preservation and Storage)

회전날개깃 보존과 보관에 대해 다음의 조건을 만족해야 한다.

① 수리할 수 없는 손상을 입은 날개깃이라면 모두 폐기처분한다.

② 습기와 부식으로부터 날개깃의 내부를 보호하기 위해 길이방향 손상(tree damage), 또는 외부 충격 손상(FOD, foreign object damage)

과 같은 날개깃에 있는 모든 구멍을 테이프로 붙인다.

③ 자극성이 없는 비눗물로 날개깃 전체의 외부표면에서 이물질을 완전히 제거한다.

④ 방식의(corrosion preventive)의 엷은 도료 또는 초벌칠 도료(primer coating)로 날개깃 외부침식면을 보호한다.

⑤ 방식의(corrosion preventive)의 엷은 도료로 날개깃 주 볼트 구멍 부싱(bushing), 항력 보존 볼트(drag brace retention bolt) 구멍 부싱, 노출된 금속 부품 등을 보호한다.

⑥ 완충 마운트 지주에 날개깃을 고정시키고 용기(container)의 뚜껑을 고정한다.