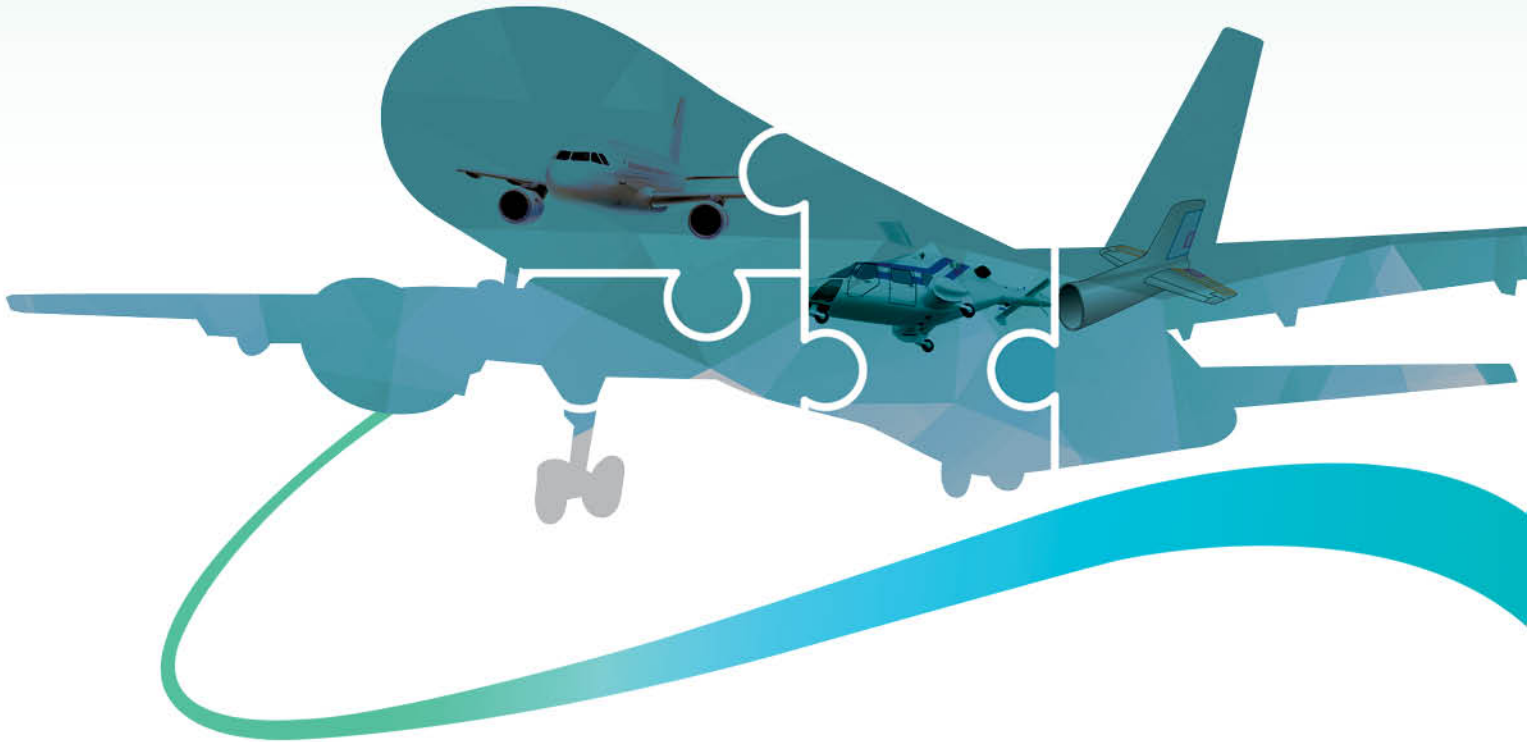


발 간 등 록 번 호

11-1613000-003211-01

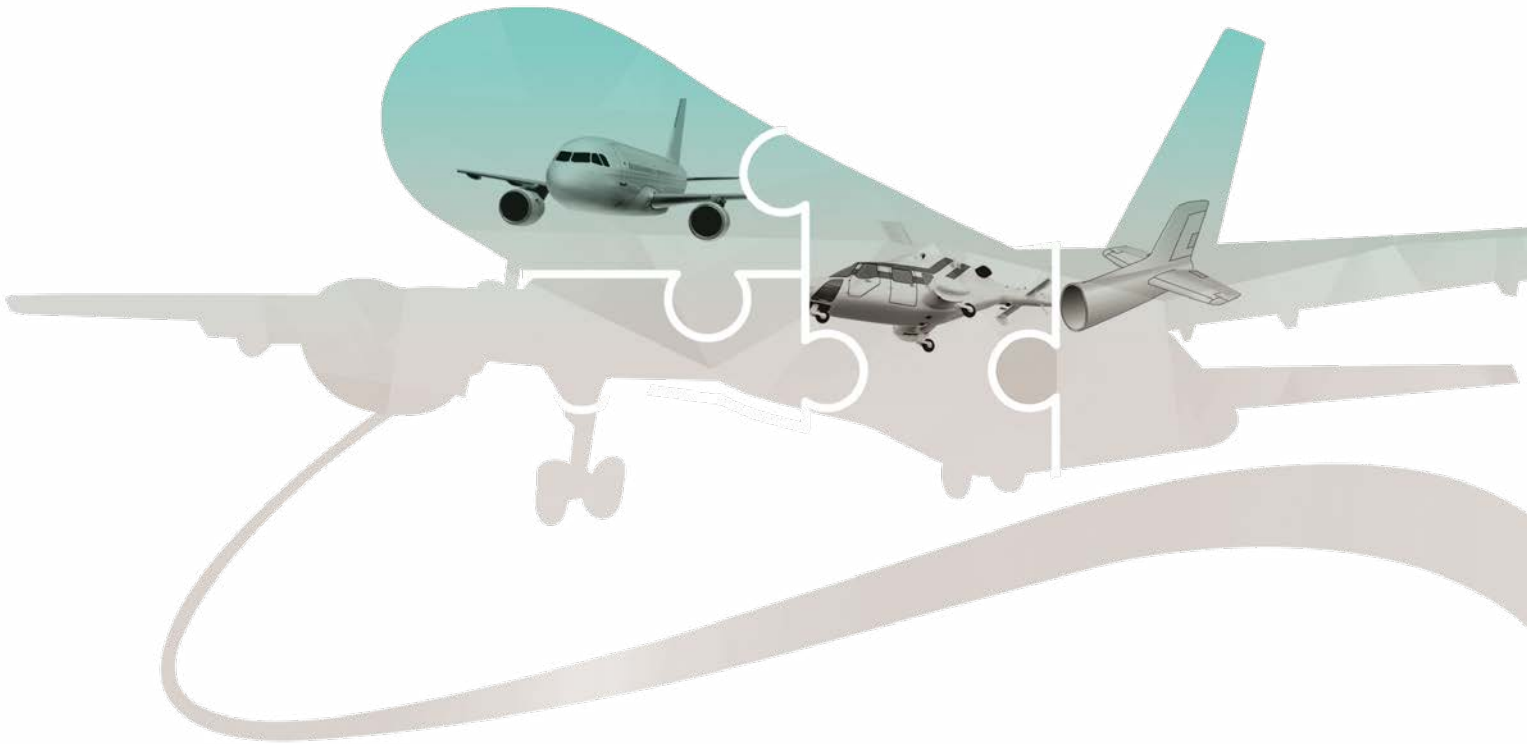


조종사 표준교재
Standard Pilot's Handbook

비행이론(헬리콥터) Flight Theory



국토교통부



조종사 표준교재
Standard Pilot's Handbook

비행이론(헬리콥터) Flight Theory



국토교통부

표준교재 이용 및 저작권 안내




표준교재의 목적

본 표준교재는 체계적인 글로벌 항공종사자 인력양성을 위해 개발되었으며 현장에서 항공안전 확보를 위해 노력하는 항공종사자가 알아야 할 기본적인 지식을 집대성하였습니다.

표준교재의 저작권

이 표준교재는 「저작권법」 제24조의2에 따른 국토교통부의 공공저작물로서 별도의 이용허락 없이 자유이용이 가능합니다.

다만, 이 표준교재는 “공공저작물 자유이용허락 표시 기준(공공누리, KOGL) 제3유형  ”에 따라 공개하고 있으므로 다음 사항을 준수하여야 합니다.

1. 공공누리 이용약관의 준수 : 본 저작물은 공공누리가 적용된 공공저작물에 해당하므로 공공누리 이용약관(www.kogl.or.kr)을 준수하여야 합니다.
2. 출처의 명시 : 본 저작물을 이용하려는 사람은 「저작권법」 제37조 및 공공누리 이용조건에 따라 반드시 출처를 명시하여야 합니다.
3. 본질적 내용 등의 변경금지 : 본 저작물을 이용하려는 사람은 저작물을 변형하거나 2차적 저작물을 작성할 경우 저작인격권을 침해할 수 있는 본질적인 내용의 변경 또는 저작자의 명예를 훼손 하여서는 아니 됩니다.
4. 제3자의 권리 침해 및 부정한 목적 사용금지 : 본 저작물을 이용하려는 사람은 본 저작물을 이용함에 있어 제3자의 권리를 침해하거나 불법행위 등 부정한 목적으로 사용해서는 아니 됩니다.



표준교재의 이용 및 주의사항

이 표준교재는 「항공안전법」 제34조에 따른 항공종사자에게 필요한 기본적인 지식을 모아 제시한 것이며, 항공종사자를 양성하는 전문교육기관 등에서는 이 표준교재에 포함된 내용 이상을 해당 교육 과정에 반영하여 활용할 수 있습니다.

또한, 이 표준교재는 「저작권법」 및 「공공데이터의 제공 및 이용 활성화에 관한 법률」에 따른 공공 저작물 또는 공공데이터에 해당하므로 관련 규정에서 정한 범위에서 누구나 자유롭게 이용이 가능합니다.

그리고 「공공데이터의 제공 및 이용 활성화에 관한 법률」에 따라 이 표준교재를 발행한 국토교통부는 표준교재의 품질, 이용하는 사람 또는 제3자에게 발생한 손해에 대하여 민사상·형사상의 책임을 지지 아니합니다.

표준교재의 정정 신고

이 표준교재를 이용하면서 다음과 같은 수정이 필요한 사항이 발견된 경우에는 항공교육훈련포털 (www.kaa.atims.kr)로 신고하여 주시기 바랍니다.

- 항공법 등 관련 규정의 개정으로 내용 수정이 필요한 경우
- 기술된 내용이 보편타당하지 않거나, 객관적인 사실과 다른 경우
- 오탈자 및 앞뒤 문맥이 맞지 않아 내용과 의미 전달이 곤란한 경우
- 관련 삽화 등이 누락되거나 추가적인 설명이 필요한 경우

※ 주의 : 표준교재 내용에는 오류, 누락 및 관련 규정 미반영 사항 등이 있을 수 있으므로 의심이 가는 부분은 반드시 정확성 여부를 확인하시기 바랍니다.

1편. 비행이론의 소개

1장 헬리콥터의 역사	2
1.1 소개	2
1.2 활용	9
2장 조종사의 자격	12
2.1 조종사 자격 증명	12
2.2 자격 증명별 업무 범위	12
2.3 조종사 한정 자격	12
2.4 조종사 교육, 훈련	14
2.5 조종사 자격 평가	17
3장 헬리콥터의 분류	18
3.1 최대 이륙 중량, 좌석 수에 의한 분류	18
3.2 감항 분류	18
3.3 헬리콥터 성능에 의한 분류	18

2편. 헬리콥터의 구조와 시스템

1장 조종 계통	22
1.1 Collective	22
1.2 Throttle 조종	23
1.3 조정기	23
1.4 Cyclic	24
1.5 Anti-Torque Pedal	25

2장 헬리콥터의 구조	27
2.1 기체	27
2.2 동체	29
2.3 착륙장치	35
2.4 Main Rotor 시스템	42
2.5 Tail Rotor 시스템	56
2.6 엔진	58
2.7 Transmission System	62
3장 헬리콥터 시스템	67
3.1 연료 계통	67
3.2 전기 계통	73
3.3 유압 계통	75
3.4 안정성 증강 시스템	77
3.5 환경 장치	79
3.6 Rotor 브레이크	92
3.7 헬리콥터의 구조 및 시스템 고장	97
4장 비행계기	102
4.1 동·정압 계기	102
4.2 자이로스코프 계기	112
4.3 나침반 계기	118
4.4 Magnetic Compass 오차	118
4.5 비행계기의 점검	121
4.6 기타 계기	122

3편. 기초 비행 원리

1장 비행 이론 일반	126
1.1 대기의 구조 및 특성	126
1.2 에어포일	130

2장 비행과 항공 역학	134
2.1 항공기에 작용하는 힘	134
2.2 Rotor 시스템에서의 공기 흐름과 반응	142
2.3 비행 중 헬리콥터에 작용하는 항공역학적인 힘	147
2.4 비정상 상황에서 작용하는 항공역학적 힘	163
2.5 Single Rotor 형태 이외의 헬리콥터 조종 원리	177

4편. 항공기 성능

1장 헬리콥터 무게중심과 균형	184
1.1 중량	184
1.2 평형	186
1.3 중량과 평형 계산	188
1.4 헬리콥터 외부 슬링 운용	190
2장 헬리콥터 성능	192
2.1 성능에 영향을 주는 요소들	192
2.2 성능 차트	193
3장 Blade 트래킹과 진동분석	200
3.1 개요	200
3.2 Main Rotor 및 Tail Rotor 트래킹	202
3.3 정적 & 동적 균형	207

비행이론(헬리콥터)
Flight Theory



1편. 비행이론의 소개

1장 헬리콥터의 역사

- 1.1 소개
- 1.2 활용

2장 조종사의 자격

- 2.1 조종사 자격 증명
- 2.2 자격 증명별 업무 범위
- 2.3 조종사 한정 자격
- 2.4 조종사 교육, 훈련
- 2.5 조종사 자격 평가

3장 헬리콥터의 분류

- 3.1 최대 이륙 중량, 좌석 수에 의한 분류
- 3.2 감항 분류
- 3.3 헬리콥터 성능에 의한 분류

1장

헬리콥터의 역사 History of Helicopter Flight

1.1 소개(Introduction)

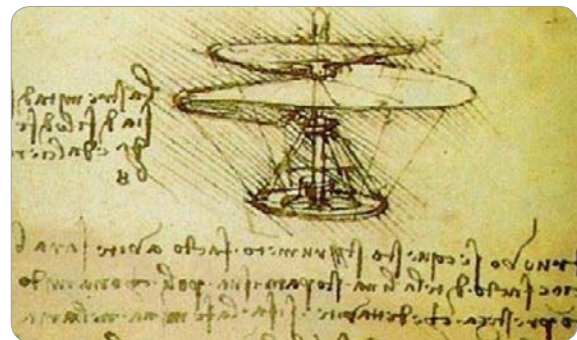
헬리콥터란 한 개 또는 그 이상의 수평 Rotor에 의해 추진되고 띄워지는 항공기다. 헬리콥터는 양력의 원천을 ‘축을 기준으로 회전하는 날개’로부터 얻기 때문에 비행기와 구분하기 위해 Rotorcraft 또는 Rotary-Wing Aircraft로 분류된다.

헬리콥터란 단어는 1861년 Gustave de Ponton d'Amécourt에 의해 만들어진 ‘hélicoptère’에서 인용되었다. 이는 또한 그리스어 helix/helikos(“Spiral” or “Turning”)와 pteron(“Wing”)과 연관되어 있다.

15세기 이탈리아 출신의 예술가이며 과학자인 레오나르도 다빈치(Leonardo da Vinci, 1452~1519)는 새를 과학적으로 관찰하여, 공중으로 뜨는 힘과 공기저항을 연구하였다. 레오나르도 다빈치는 새의 뼈, 근육, 깃털의 구조에 관한 연구를 시작으로 여러 가지 비행기구에 관한 실험을 통해 많은 스케치를 남겼으며, 나사의 원리를 이용한 최초의 헬리콥터 모형인 ‘헬리컬 에어 스크루(Helical Air Screw)’를 고안하였다. 이것이 바로 헬리콥터의 시초로 알려져 있으며, 이후 여러 도전자에 의해 많은 시행착오를 거쳐 성능이 개선되었다.

그러나 그보다 더 이전에, 중국어나 르네상스 시기의 유럽인들이 수직으로 상승하여 하늘을 나는 것에 대한 아이디어를 먼저 내놓았다는 학설도 존재하고 있다.

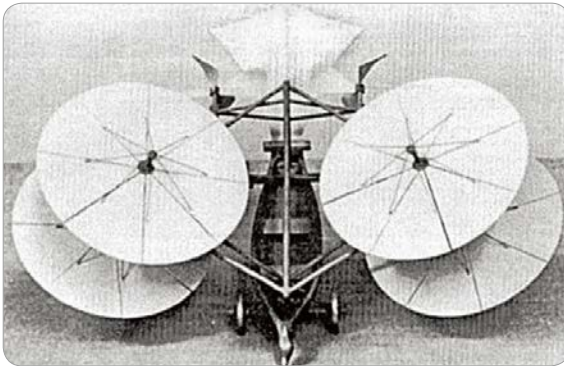
헬리콥터가 다른 비행체에 비해 가지는 가장 큰 장점은 수직으로 상승과 하강, 그리고 제자리비행이 가능하다는 점이다. 수직 비행을 위해서는 양력을 발생시킬 큰 동력이 필요했다. 하지만, 1900년 이전에는 헬리콥터의 자체 무게와 화물을 수직으로 들어 올릴 수 있는 큰 동력에 관한 연구는 이루어지지 않았었기 때문에 헬리콥터의 실용화에 가장 큰 장애요소가 되었다.



[그림 1-1] 레오나르도 다빈치가 그린 헬리컬 에어 스크루(Helical Air Screw)

1700년 중반부터 1900년 초까지 수직 비행을 위한 많은 설계와 제안이 등장했으나, 대부분은 개념적인 것을 벗어나지 못하는 비현실적인 것이었다. 게다가 적절한 동력 장치가 개발되지 않았기 때문에 1907년 이전의 모든 헬리콥터는 모형이거나, 자신의 무게만 겨우 지탱할 정도의 것이었다.

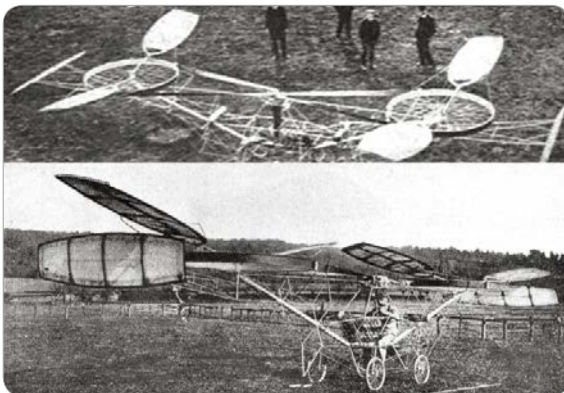
1843년, 영국의 남작 조지 케일리 경은 증기기관으로 움직이는 최초의 헬리콥터인 ‘에어리얼 캐리지(Aerial Carriage)’를 개발했다.



[그림 1-2] 조지 케일리 경의 에어리얼 캐리지(Aerial Carriage)

헬리콥터에 실제로 조종사가 탑승하여 이륙한 것은 20세기에 들어서이다.

1907년 11월 13일, 프랑스의 폴 코르뉴(Paul Cornu, 1881~1944)는 앞뒤로 Rotor가 배열된 24마력의 현재 헬리콥터와 같은 기계를 만들어 약 2m 높이의 공중에 떠서 20초간 제자리 비행을 하는 데 성공하였다.



[그림 1-3] 폴 코르뉴(Paul Cornu)의 Cornu Helicopter

최초로 실용화된 회전익 기체는 비행기에 Rotor를 장착한 오토자이로이다. 오토자이로의 Rotor는 헬리콥터처럼 엔진 구동으로 회전하는 것이 아니라, 기체는 일반 비행기처럼 프로펠러의 추진으로 전진하며, 전진 속도로 인해 Rotor가 자연스럽게 자동회

공하면서(오토로테이션) 양력을 얻는다.

오토자이로의 개발과 관련해, 1923년 스페인의 후안 데 라 시에르바(1895~1936)는 Rotor에서 일어나는 독특한 현상을 발견하고 이를 바탕으로 Rotor 구조를 개량했다. 후안 데 라 시에르바가 제작한 오토자이로를 기반으로 회전날개 각도의 각도를 변화시켜 조종하는 것이 가능해지면서 헬리콥터는 비약적인 발전을 하게 되었다.



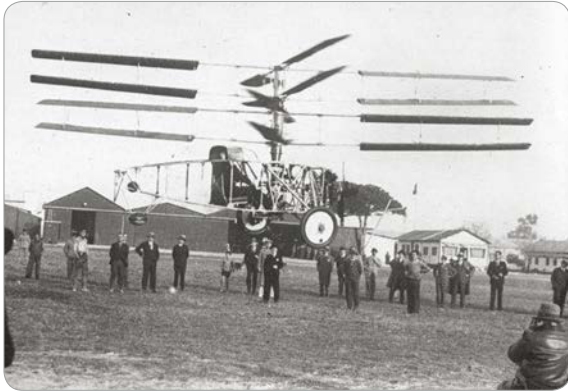
[그림 1-4] 시에르바가 첫 비행에 성공한 기체



[그림 1-5] 시에르바 C.6 오토자이로

이후에 스페인의 라울 파테라스 페스카라(1890~1966)가 획기적인 Rotor의 피치 제어 기구를 발명하여 동축 헬리콥터를 개발하였다. 페스카라가 개발한 동축 회전(Coaxial) 방식과 회전날개의 각도를 조종하는 기술은 이후 헬리콥터 개발에 큰 영향을 주었다. 페스카라가 개발한 두 번째 헬리콥터는 1922년에 제자리비행에 성공하였고, 세 번째

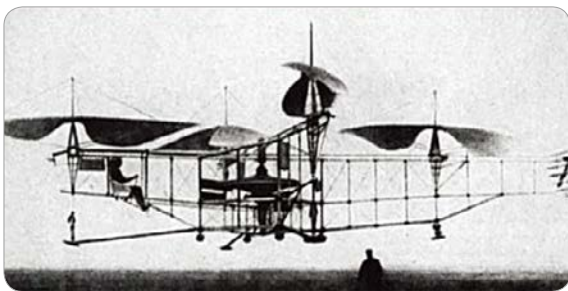
헬리콥터는 1924년 4월 18일에 738m를 비행하는데 성공하였다.



[그림 1-6] 페스카라의 헬리콥터

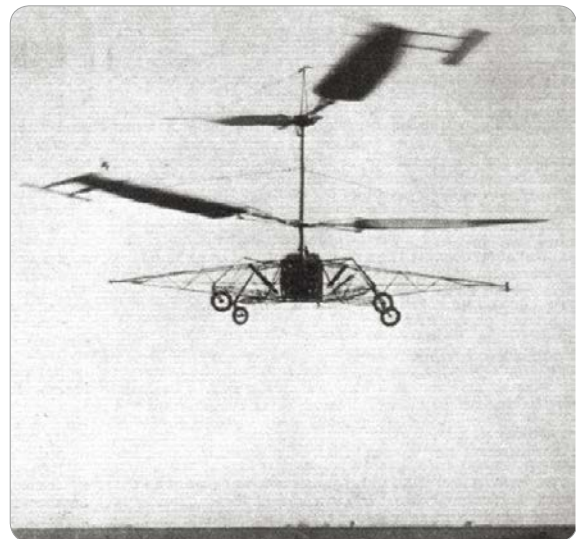
프랑스의 기술자인 에티엔 에드몽 에미션(Étienne Edmond Oehmichen)은 4개의 회전날개를 이용한 헬리콥터를 개발하였다.

다만, 에티엔 에드몽 에미션이 개발한 헬리콥터는 4개의 회전날개로 수직 이륙만 하고 별도로 8개의 프로펠러(Propeller)를 가진 다소 복잡한 구조였다. 8개의 프로펠러 중에서 6개는 기체의 안정과 방향 조종에 사용하고, 나머지 2개는 추진용으로 사용하였다. 1922년에 처음으로 이륙에 성공하였으며, 1924년에는 약 1km 길이의 원형 구간을 비행하는데 성공하였다.



[그림 1-7] 에미션의 헬리콥터

이탈리아의 항공 기술자인 코라 디노 다스 칸이오(Corradino D'Ascanio)는 1930년에 D' AT3라고 불리는 동축 반전 방식의 헬리콥터를 개발하였다. D' AT3 헬리콥터의 특징은 이전에 등장한 헬리콥터와 달리 형태가 단순하고, 실용화에 좀 더 가깝게 접근했다는 점이다. 상하좌우 비행 조종은 회전날개에 달린 작은 날개(Servo Tab)로 조종하게 설계하였다. 비록 실용화 단계에는 이르지 못하였지만, 이러한 조종 기술은 나중에 미국으로 건너가 찰스 카만(Charles Kaman)이 개발한 헬리콥터에 사용되었다.



[그림 1-8] 다스카니오 D' AT3 헬리콥터

1935년에는 프랑스의 루이 샤를 브레게(1880~1955)가 이러한 성과를 바탕으로 동축 반전식 자이로플레인을 개발했다. 오늘날 드론(Drone)에서 많이 사용하는 쿼드콥터(Quadcopter) 방식을 사용한 자이로플레인은 시험비행에서 약 1분 동안 60cm 정도 떠오르는 데 성공하였지만, 비행 안정성이 부족하여 실용화에는 실패하였다. 다만 실패에도 불구하고

고 처음으로 사람이 탑승한 동력 비행 헬리콥터라는 기록을 남겼다.



[그림 1-9] 브레게-리셰 자이로플레인(Breguet-Richet Gyroplane)

1936년에는 독일의 하인리히 포케(1890~1979)가 병렬 회전식 헬리콥터를 만들었다. 포케가 만든 Fa-61은 기수(機首)에 장착한 140마력의 피스톤 엔진으로 좌우Rotor를 회전시켰다. Fa-61은 첫 비행에서 체공 시간 28초를 기록하였다. 그 후 개량을 거듭해 이듬해에는 체공 시간 1시간 20분, 고도 약 2,400m, 속도 약 122km/h라는 공식 기록을 냈지만 널리 실용화되지는 못하였다.

하인리히 포케는 나중에 게오르크 볼프(Georg Wulf)와 포케 볼프(Focke Wulf)라는 항공기 회사를 설립하고 유명한 전투기인 Fw-190 전투기를 생산한 인물이다. 처음에 시에르바 오토자이로 면허 생산을 하던 하인리히 포케는 점차 기술을 축적하여 자신의 고유 기종인 Fw-61 개발에 성공하였다. 하나의 회전날개를 가진 오토자이로를 2개의 회전날개로 개량한 Fw-61은 완전한 형태의 헬리콥터는 아니지만 실용화에 성공한 최초의 헬리콥터로 인정을 받고 있다.

Fw-61에서 발전한 포케-아크젤리스(Focke-Achgelis) Fa-223 헬리콥터는 1940년 8월 첫 비행에 성공하였으며, 20대가 생산되어 독일 공군에 납품되었다. Fa-223 헬리콥터는 전쟁이 끝난 이후에



[그림 1-10] 하인리히 포케의 포케 Fa-61



[그림 1-11] 하인리히 포케-아크젤리스 Fa-223

도 체코 공군과 프랑스 공군에서 계속 사용되었다.

또 다른 독일인인 안톤 플레트너(Anton Flettner 1885~1961)는 2개의 회전날개가 서로 엇갈리면서 회전하는 독특한 기술을 접목시킨 헬리콥터 FI-282 콜리브리(Kolibri)를 제작하였다. 교차 반전(Intermeshing Rotors) 방식이라고 불리는 이 기술은 동축 반전 방식보다 기계적인 구조가 간단하며, 꼬리 회전날개(Tail rotor)가 필요 없는 획기적인 방식이었다. 안톤 플레트너는 1942년에 자신이 개발한 FI-282 헬리콥터의 첫 비행에 성공하였다. 교차 반전 방식을 적용한 헬리콥터를 특별히 싱크로터(Synchropter)라고 부른다. 2차 세계대전 중에 등

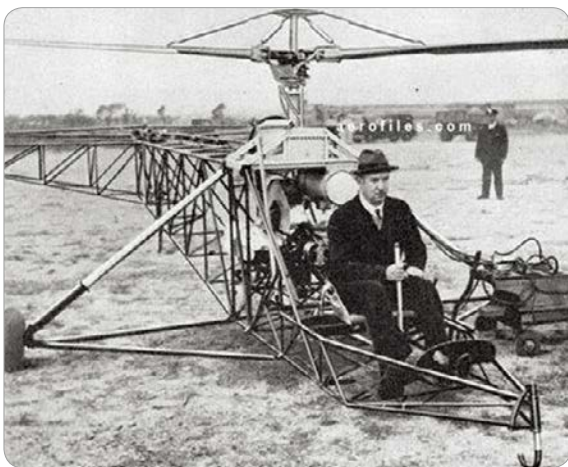
장한 FI-282 콜리브리(Kolibri) 싱크로터는 비행 성능을 인정받아 독일 공군에 24대가 납품되었다.



[그림 1-12] 안톤 플레트너의 FI-282 콜리브리(Kolibri)

1939년에 이고르 시코르스키(Igor Sikorsky)가 개발한 VS-300의 비행 성공으로 헬리콥터 실용화의 길이 열렸다. 이고르 시코르스키는 러시아에서 출생한 기술자로서 프랑스로 유학하여 항공공학을 공부하였다. 미국으로 망명한 이고르 시코르스키는 수상기를 개발하여 미 해군에 납품하면서 회사를 성장시켰으나, 수상기에 만족하지 않고 새로운 항공기인 헬리콥터에 많은 관심을 가지고 평생 노력하였다.

이후 이고르 시코르스키가 개발한 R-4 헬리콥터가 세계 최초로 양산된 헬리콥터가 되었다.



[그림 1-13] 이고르 시코르스키의 VS-300



[그림 1-14] 이고르 시코르스키의 R-4 헬리콥터

미국의 발명가인 아더 영(Arthur Middleton Young)은 2차 세계대전 기간에 헬리콥터 개발에 몰두하였다. 1941년에 축소 모형으로 비행에 성공한 아더 영은 자신의 아이디어를 벨(Bell) 항공사에 제안하였다. 벨 항공사는 아더 영의 아이디어를 실험하는 데 투자하였고, 마침내 1943년 7월에 BELL 30기종이 첫 비행에 성공하였다. 벨 항공사는 BELL 30 헬리콥터의 성공을 보고 헬리콥터의 가능성을 확신하였고, 이어서 개량형인 BELL 47 헬리콥터를 개발하였다. 2차 세계대전이 끝난 다음에 등장한 BELL 47 헬리콥터는 5,600대나 생산되었고 미 육군에도 납품되었다. 미 육군에서 H-13수(Sioux)라고 부르는 BELL 47 헬리콥터는 6.25 전쟁 당시 부상병을 후송하는 임무에 많이 투입되었다. 한편, BELL 47 헬리콥터는 1946년에 미국 최초로 정부의 민간 형식 인증을 받은 헬기로도 유명하다.

헬리콥터는 활주로가 없는 곳(Off-Airfield)에도 착륙할 수 있어 한국전쟁부터는 본격적으로 부상병 긴급 후송용으로 활용되었다. 흔히 더스트 오프

(Dust Off), 또는 메디백(Medevac)이라고 불리는 부상병 긴급 후송 덕분에, 한국전쟁과 베트남전쟁에서 사망자 비율이 극적으로 줄어들었다. 또한 헬리콥터를 활용해 전장에 있는 병사들에게 보급품을 전달할 수 있는 큰 장점이 있었다.



[그림 1-15] BELL 47(H-13 Sioux)

1951년, 해군의 요청에 따라 찰스 카만(Charles H. Kaman)은 K-225 헬리콥터를 새로운 형태의 엔진인 터보 샤프트 엔진으로 개조하였다. 터보 엔진의 적용으로 헬리콥터는 왕복 엔진에 비하여 무게 대비(무거운 엔진 구성품, 보조 부속품) 더 큰 마력을 얻을 수 있었다. 1951년 12월 11일 K-225는 세계 최초의 터빈 동력 헬리콥터가 되었다.



[그림 1-16] 카만 K-225 헬리콥터

미국보다 앞서 20세기 초반에 헬리콥터 개발에 노력하였던 프랑스는 2차 세계대전을 겪으면서 항공 산업이 일시적으로 침체를 맞이하였다. 전쟁이 끝나고 항공 산업을 재건한 프랑스 정부는 각종 신행 항공기 개발을 지원하였다. 세계 최초로 가스터빈 엔진을 탑재한 헬리콥터는 카만 HTK 기종이지만, 이는 실험적인 목적으로 제작되기 때문에 대량으로 생산 되지는 못하였다.



[그림 1-17] 카만 K-225 헬리콥터를 개조한 XHTK-1

프랑스의 SNCASO 항공사(현재 Airbus Helicopters)는 1949년에 SO1100 아리엘(Ariel)-1 헬리콥터를 개발하는 데 성공하였다. 아리엘1 헬리콥터는 엔진의 힘으로 회전날개를 회전시키는 방식을 사용하지 않는 독특한 기종이다. 이 헬리콥터는 엔진의 힘으로 공기를 압축하고 도관을 통해 회전날개의 끝으로 보내어 회전하도록 하는 팁제트(Tip-Jet) 방식을 사용한다. 그러나 이러한 방식은 실용성이 낮으므로 SNCASO 항공사는 1950년에 가스터빈 엔진을 탑재하는 SE 3110 헬리콥터를 개발하여 비행하는 데 성공하였다. SE 3110 헬리콥터는 알루에트(Alouette)-II라는 명칭으로 1955년부터 양산되었으며, 세계 최초로 대량생산에 성공한 헬리콥터가 되었다.

이후에 개발된 알루에트 SE 3130은 400마력에 최대 이륙 중량이 1,500kg이며, 시속 175km 속도

로 비행이 가능하고, 항속거리도 530km가 가능하게 되어 가스터빈을 장착한 헬리콥터의 시대를 열었다. SNCASO 항공사는 계속해서 SE-316 알루에트(Alouette)-III을 개발하여 군용으로 사용하였다.



[그림 1-18] 알루에트 II 헬리콥터 SE 3110



[그림 1-19] 알루에트 SE 3130

2차 세계대전이 끝나고 미국은 독일에서 개발된 F1 282 싱크로터블을 본국으로 가져가 비행시험을 시작하였다. 찰스 카만이 설립한 카만 헬리콥터(Kaman Helicopter)는 안톤 플레트너의 기술을 도입하여 새로운 헬리콥터를 개발하였다. 미 공군은 카만의 신형 헬리콥터를 HH-43 허스키(Huskie)라는 명칭으로 채택하였으며, 꼬리 회전날개가 없어 조난자를 구조하기에 안전하다는 특징이 있어 베트남전쟁에서 구조용 헬리콥터로 크게 활약하였다.

이후 베트남전쟁부터는 UH-1(Huey) 등의 헬리콥터가 종전의 왕복 엔진 대신 가스터빈 엔진을 사용하였으며, 덕분에 신뢰성과 출력이 비약적으로 향상

되어 한꺼번에 여러 명의 무장 병력을 옮기는 것이 가능해졌다. 이때부터 헬리콥터를 이용한 지상 병력 이동이 본격화되었으며, 다른 한편으로는 수송용 헬리콥터를 호위하기 위한 공격용 헬리콥터가 등장하기 시작하였다.



[그림 1-20] 카만 헬리콥터 HH-43 허스키



[그림 1-21] 베트남전쟁에서 사용된 UH-1 Huey



[그림 1-22] UH-1H(이로쿼이)

한국전쟁을 통해 실전에서 헬리콥터의 가치를 확인한 미 육군은 군사적인 목적으로 활용하기 위해 2,000파운드의 화물을 수송할 수 있는 헬리콥터를 필요로 하였다.

미국의 러시아 이민 가정에서 태어난 프랭크 피아제키(Frank Piasecki)는 헬리콥터에 관심을 가지고 평생 노력한 인물이다. 처음에 이고르 시코르스키처럼 단일 회전날개(Single Main Rotor) 방식의 PV-2 헬리콥터를 연구하던 프랭크 피아제키는 꼬리 회전날개(Tail Rotor)를 사용할 경우 동력의 손실이 커서 화물을 많이 적재하기 힘들다는 문제점을 발견하였다. 이러한 문제점을 해결하고자 프랑스의 폴 코뉴가 고안한 직렬(Tandem) 방식의 회전날개 배치에 주목하였다. 직렬 방식으로 회전날개를 설치하면 꼬리 회전날개가 필요하지 않아 동력을 절약할 수 있고, 기체를 좀 더 크게 제작하는 데 유리하였다.

프랭크 피아제키는 V자형으로 기체를 만들어 뒷부분에 대형 엔진을 탑재하고 앞부분에 조종사와 화물을 배치한 독특한 형태의 피아제키 HRP 헬리콥터를 개발하는 데 성공하였다. 다른 경쟁 기종과 달리 대형 엔진을 탑재할 수 있는 HRP 헬리콥터는 성능을 인정받아 미 해군, 해병대, 해양경찰에서 정식으



[그림 1-23] 피아제키 HRP(H-21)

로 도입하였다. 한편, 피아제키는 미 육군의 화물 공수용 헬리콥터 개발 요구에 따라 H-21 헬리콥터를 개발하여 납품하였다. H-21 헬리콥터는 20명의 병력이 탑승할 수 있는 헬리콥터로 베트남전쟁 초기에 크게 활약하였다.

현재는 많은 화물과 인원을 수송할 수 있는 헬리콥터가 많이 개발되고 있다. 특히 최대 이륙 중량 22,680kg과 화물 10,886kg을 적재할 수 있는 치누크(Chinook) 헬기는 화물 공수용 헬리콥터의 대표 기종이다.



[그림 1-24] 보잉 CH-47F 치누크(Chinook)

1.2 활용(Uses)

헬리콥터의 가장 두드러진 장점은 회전하는 날개를 통해 전진하지 않아도 양력을(발생시켜 수직으로 이륙 및 착륙을 할 수 있기 때문에 활주로가 없는 밀집된 지역 또는 고립된 지역에서 종종 활용된다.) Main Rotor를 통해 얻어지는 양력은 다른 형태의 수직 이·착륙 항공기에 비하여 더 효율적으로 제자리비행(Hovering)을 가능하게 한다.

헬리콥터를 조종하기 위해서는 헬리콥터에 대한 끊임없는 관심뿐만 아니라 상당한 훈련과 기술이 요구된다. 조종사는 3차원 공간에 대해 인지하고 있어



[그림 1-25] 산정 이 · 착륙



[그림 1-26] 제한지 이 · 착륙



[그림 1-27] 헬리콥터의 활용

야 하며, 공중에 머무르기 위해 양손과 양발을 끊임 없이 사용하여야 한다. 헬리콥터를 조종할 때 조종력, 조종 감각, 타이밍이 동시에 사용된다.

비록 헬리콥터는 비행 시대의 전반부에 개발되고 만들어졌지만 제한적으로 생산되었다. 본격적으로 생산되기 시작한 것은 이고르 시코르스키가 131대를 만든 1942년부터였다. 대부분 이전 디자인에서는 하나의 Main Rotor가 사용되었지만, 전 세계적으로 헬리콥터에서 통용된 것은 Tail Rotor와 병행된 Single Main Rotor였다.

안정적으로 제자리비행이 가능한 헬리콥터가 개발된 것은 비행기 개발 이후 수십 년이 지난 뒤였다. 그 이유는 비행기에 비해 좀 더 큰 엔진출력 밀도가 요구되었기 때문이다.

20세기 초, 연료와 엔진의 개선은 헬리콥터 발전에 있어 중요한 요소였다. 20세기 후반, 좀 더 가벼운 터보 샤프트 엔진의 적용은 좀 더 크고 빠른 고성능의 헬리콥터를 가능하게 했다.

터빈엔진은 왕복엔진에 비해 작은 진동, 향상된 성능, 신뢰성, 간편한 조작 등의 장점들을 보유하고 있다.

아직도 기체가 작고 비용이 저렴한 헬리콥터에는 왕복엔진이 장착되어 있지만, 오늘날 많은 헬리콥터는 터보 샤프트 엔진을 선호하고 있다.

헬리콥터는 수직 이착륙 능력, 장시간 제자리비행, 저속 상황에서의 비행과 같은 독특한 운영 특성으로 인해, 비행기들이 수행하기 불가능한 임무, 또는 지상에서 시간과 노력이 많이 필요한 임무에 활용되고 있다. 최신의 헬리콥터는 운송, 건설, 소방, 구조, 특수 임무 등과 같은 다양한 방면에서 활용되고 있다.



조종사의 자격 Certificates and Rating for Pilots

2.1 조종사 자격 증명(Pilot Certificates)¹⁾

운송용 조종사, 사업용 조종사, 자가용 조종사, 부조종사의 자격 증명을 취득하려는 경우에는 국토교통부령이 정하는 바에 따라 조종·조작을 할 수 있는 항공기의 종류·등급 또는 형식을 한정한다.

‘한정 자격’이라 함은 자격 증명에 직접 기재하거나 자격 증명의 일부로 인가하는 것으로서 운송용 조종사, 사업용 조종사, 자가용 조종사, 부조종사의 자격 증명과 관련하여 특정 조건, 권한 또는 제한 사항 등을 규정하는 자격의 일부를 말한다.

- 항공기 사용 사업 목적의 항공기 조종
- 항공운송사업에 이용되는 항공기 조종(1명의 조종사가 필요한 항공기만 해당)
- 기장 외의 조종사로서 항공운송사업에 사용되는 항공기 조종

2.2.3 자가용 조종사

- 보수를 받지 아니하고 무상 운항으로 항공기 조종

2.2.4 부조종사

- 자가용 조종사의 업무
- 기장 외의 조종사로서 비행기 조종

2.2 자격 증명별 업무 범위²⁾

2.2.1 운송용 조종사

- 사업용 조종사의 업무
- 항공운송사업 목적의 항공기 조종

2.2.2 사업용 조종사

- 자가용 조종사의 업무
- 보수를 받고 무상 운항으로 항공기 조종

2.3 조종사 한정 자격(Pilot Rating)³⁾

2.3.1 항공기 종류의 한정

- 비행기
- 헬리콥터
- 비행선
- 활공기
- 항공 우주선

1) 항공안전법 제34조(항공종사자 자격증명 등)

2) 항공안전법 [별표] 자격증명별 업무범위(제36조제1항 관련)

3) 항공안전법 제37조(자격증명의 한정) 및 동법 시행규칙 제81조(자격증명의 한정)

2.3.2 항공기 등급의 한정

- 육상 단발 / 육상 다발
- 수상 단발 / 수상 다발
- 특·상급 활공기는 상급 / 중·초급 활공기는 중급

2.3.3 항공기 형식의 한정

- 비행교범에 두 사람 이상의 조종사가 필요한 (것으로 명시된) 항공기
- 국토교통부장관이 지정하는 형식의 항공기

2.3.4 계기비행 증명

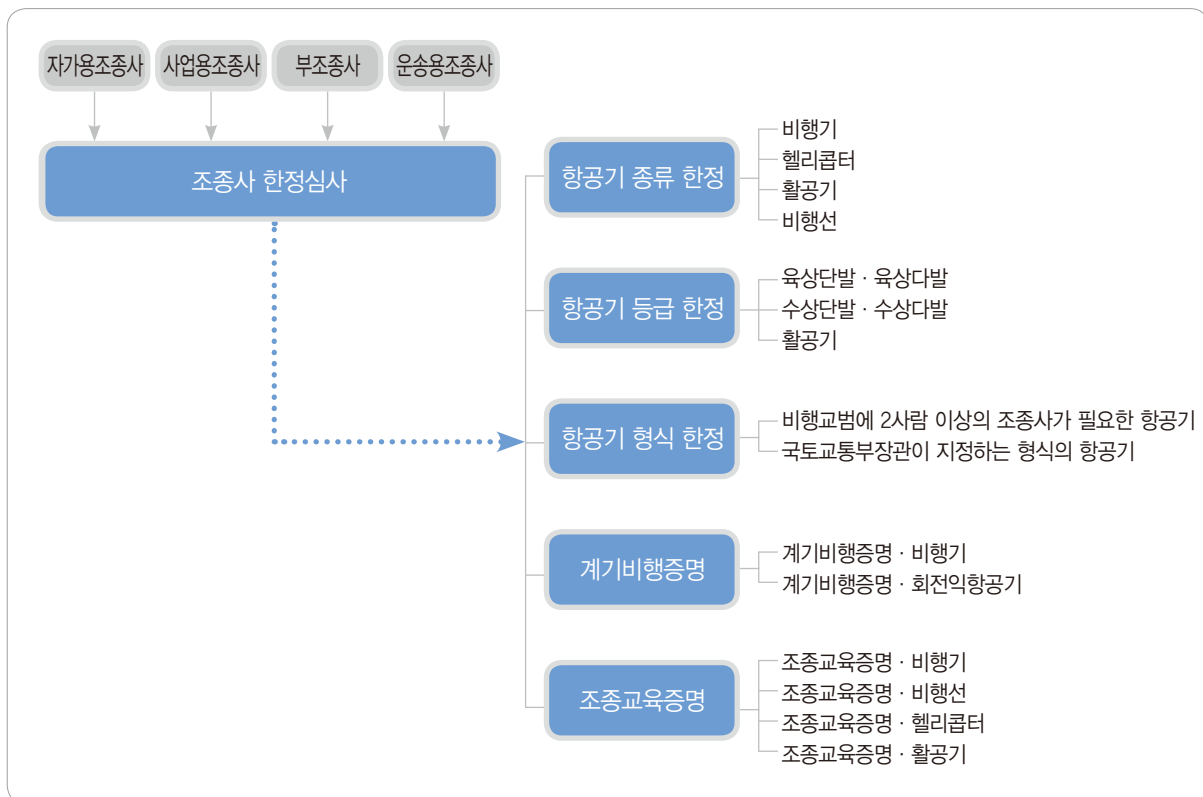
- 비행기, 헬리콥터

2.3.5 조종 교육 증명

- 비행기, 비행선, 헬리콥터, 활공기

조종 교육 증명 한정 자격 심사는 사업용 조종사 자격 증명 이상을 소지할 경우에 가능하다. 자가용 조종사 자격 증명을 소지한 사람이 같은 종류의 항공기에 대하여 사업용 조종사, 부조종사 또는 운송용 조종사 자격 증명을 받은 경우에는, 종전의 자격 증명에 관한 항공기 형식의 한정, 또는 계기비행 증명에 관한 한정은 새로 받은 자격 증명에 관해서도 유효하다.

사업용 조종사 또는 부조종사 자격 증명을 소지한 사람이 운송용 조종사 자격 증명을 받은 경우에는,



[그림 1-28] 조종사 한정심사(인용 : 한국교통안전공단)

종전의 자격 증명에 관한 항공기 형식의 한정, 또는 계기 비행 증명·조종 교육 증명에 관한 한정은 새로 받은 자격 증명에 관해서도 유효하다.⁴⁾

2.4 조종사 교육, 훈련(Pilot Education and Training Program)

2.4.1 교육 및 훈련 기관⁵⁾

조종사를 교육하고 훈련하는 기관은 대학교, 전문학교, 평생교육원, 학원 등이 있으며, 당국에서 정한 기준에 따라 지정 전문교육기관을 운영한다.

2.4.2 헬리콥터 조종사 자격증명(한정 자격 포함) 취득을 위한 학과 시험 과목 및 범위⁶⁾

아래 표는 헬리콥터 조종사 자격 증명 취득을 위한 학과 시험의 예를 나타냈으며, 자세한 사항은 항공안전법 시행규칙 별표 5를 참고한다.

항공법규	가. 국내 항공법규 나. 국제 항공법규
비행 이론	가. 비행 원리, 항공역학 등 비행에 관한 이론 및 지식 나. 항공기의 구조와 시스템에 관한 지식 다. 항공기 성능에 관한 지식 라. 항공기의 무게중심과 균형에 관한 지식 마. 항공기 계기와 그 밖의 장비품에 관한 일반 지식

공중항법	가. 항법의 기초 및 종류 나. 항행 안전시설의 종류·기능과 이용 방법 다. 탑재 항행 장비의 원리·종류·기능과 사용 방법 라. 비행 준비·지상 운용·이륙·상승·순항·강하·착륙 등 단계별 비행 절차 및 비상 상황 대응 절차 마. 조종사와 관련된 인적 수행 능력에 관한 지식(위협 및 오류 관리에 관한 원리를 포함) 및 적용
항공기상	가. 지구 대기의 구조, 열과 온도 등 기상 일반에 관한 사항 나. 다음의 기상 등에 관한 지식 1) 대기압과 고도 측정 2) 일기도 및 바람·구름 3) 기단 및 전선 4) 난기류, 착빙 및 뇌우 5) 열대 기상, 북극 기상 및 우주 기상 등 다. 항공기상 관측 및 분석에 관한 지식 라. 항공기상 예보에 관한 지식 마. 기상레이더 등 기상 관측 장비에 관한 지식 바. 그 밖에 항공기 운항에 영향을 주는 기상에 관한 지식
항공교통·통신·정보 업무	가. 항공교통관제 업무의 일반 지식 나. 조난·비상·긴급 통신 방법 및 절차 다. 항공통신에 관한 일반 지식 라. 항공 정보 간행물, 항공 고시보 등 항공 정보 업무에 관한 지식
항공기 형식의 한정	해당 형식의 항공기 조종 업무 또는 항공기관사 업무에 필요한 지식
계기비행 증명	가. 계기비행 등에 관한 항공법규 나. 추측항법과 무선험법 다. 항공기용 계측기(개요) 라. 항공기상(개요) 마. 항공기상 통보 바. 계기비행 등의 비행 계획 사. 항공통신에 관한 일반 지식 아. 계기비행 등에 관련된 인적 요소에 관한 일반 지식

4) 항공안전법 시행규칙 제90조(조종사 등이 받은 자격증명의 효력)

5) 항공안전법 제48조(전문교육기관의 지정 등)

6) 항공안전법 시행규칙 [별표 5] 자격증명시험 및 한정심사의 과목 및 범위

초급
조종 교육
증명

- 가. 조종 교육에 관한 항공법규
- 나. 조종 교육의 실시 요령
- 다. 위험·사고의 방지 요령
- 라. 구급법
- 마. 조종 교육에 관련된 인적 요소에 관한 일반 지식
- 바. 비행에 관한 전문 지식

2.4.3 헬리콥터 조종사 자격증명(한정자격 포함) 취득을 위한 응시 자격⁷⁾

• 운송용 조종사

구 분	자 격
기본 응시 조건	· 연령: 21세 이상 - 사업용 조종사 자격 보유자
총 비행시간	· 1000시간 - 모의 비행 장치를 이용한 비행 훈련 시간은 최대 100시간 범위 내에서 인정 - 타 종류 비행시간의 1/30이나 200시간 중 적은 시간 인정
기장 시간	· 250시간 또는 기장으로서는 70시간 이상의 비행시간과 기장 외의 조종사로서 기장의 감독 하에 기장의 임무를 수행한 비행시간의 합계가 250시간
야외 비행시간	· 200시간 - 기장 100시간
계기 비행시간	· 30시간 - 모의 비행 훈련 장치 10시간 인정
야간 비행시간	· 50시간(기장 시간으로 이착륙 5회 이상 포함)

• 사업용 조종사

구 분	자 격
기본 응시 조건	· 연령: 18세 이상 - 자가용 조종사 자격 보유자
총 비행시간	· 150시간(지정 전문교육기관 수료자: 100시간) - 모의 비행 훈련 장치를 이용한 비행 훈련 시간은 최대 10시간 범위 내에서 모의 비행 장치 또는 비행 훈련 장치 10시간 인정, 기본 비행 훈련 장치는 5시간 인정 - 타 종류 비행시간의 1/30이나 50시간 중 적은 시간 인정
기장 시간	· 35시간
야외 비행시간	· 10시간 - 기장 10시간(총 300km 이상 구간 비행경력 포함)
계기 비행시간	· 10시간 - 모의 비행 훈련 장치 5시간 인정
야간 비행시간	· 5시간(기장 시간으로 이착륙 5회 이상 포함)

• 자가용 조종사

구 분	자 격
기본 응시 조건	· 연령: 17세 이상 · 40시간(지정 전문교육기관 수료자: 35시간)
총 비행시간	- 모의 비행 훈련 장치 5시간 인정 - 타 종류 비행시간의 1/30이나 10시간 중 적은 시간 인정
기장 시간	· 10시간(단독 야외 비행 5시간 포함)
야외 비행시간	- 단독 야외 비행 경력 5시간 중에 180km 이상의 구간에서 2개의 다른 비행장에서 이륙 및 착륙 포함

7) 항공안전법 시행규칙 [별표 4] 항공종사자·경량항공기조종사 자격증명 응시경력(제75조, 제91조제3항 및 제286조 관련)

• 계기비행 증명

구 분	자 격
기본 응시 조건	· 자가용 조종사 자격 보유자
	· 사업용 조종사 자격 보유자
	· 운송용 조종사 자격 보유자
총 비행시간	· 지정 전문교육기관 또는 외국 정부가 인정한 교육 기관에서 계기비행 과정 이수
	· 40시간 이상 계기비행 훈련 - 모의 비행 훈련 장치를 이용한 비행 훈련 시간은 최대 20시간 범위 내에서 모의 비행 장치 또는 비행 훈련 장치 20시간 인정, 기본 비행 훈련 장치는 5시간 인정 단, 최대 30시간 범위 내 모의 비행 장치 시간만 포함 가능
기장 시간	· 50시간(10시간 이상의 야외 비행 포함)
야외 비행시간	· 해당 종류의 항공기 기장으로서는 10시간 이상 야외 비행 경력

• 조종 교육 증명

구 분	자 격
기본 응시 조건	· 사업용 조종사 자격 보유자
	· 운송용 조종사 자격 보유자
	· 지정 전문교육기관 또는 외국 정부가 인정한 교육 기관에서 해당 항공기 종류 등급에 대한 조종 교 관 과정 이수
	· 조종 교육 증명을 소지한 사람으로부터 해당 항공 기 종류 등급에 따른 교육 훈련
총 비행시간	· 전문교육기관의 학과 교육과 동등하다고 인정한 지상 교육
	· 해당 항공기 종류 · 등급의 기장으로서는 25시간 이상 동승 비행 훈련
	· 계기비행 증명 소지
총 비행시간	· 해당 항공기 종류에 대한 200시간

• 종류 한정

구 분	자 격
총족 조건	· 자격 증명 시험의 비행 경력과 동일함
	· 외국 한정 자격 증명 보유자

• 등급 한정

구 분	자 격
총족 조건	· 해당 항공기의 종류 및 등급에 대한 비행시간 10 시간 이상
	· 외국 한정 자격 증명 보유자

• 형식 한정

구 분	자 격
총족 조건	· 전문교육 훈련 이수 (전문교육기관, 제작사, 외국 정부 인정)
	· 항공운송사업자, 항공기 사용 사업자 또는 항공기 제작사가 실시하는 지상 교육(항공기 제작사에서 정한 교육 훈련과 동등 이상의 지상 교육을 포함 한다)을 이수한 사람, 또는 자가용으로 운항되는 항공기의 조종사로 자체 지상 교육을 이수한 사람 으로서 다음에 해당하는 사람 - 20시간 이상의 비행 훈련을 받은 사람. 다만, 다 른 헬리콥터에 대한 한정 자격이 있는 사람이 다른 기종의 한정을 받으려는 경우에는 10시간 이상의 비행 훈련
	· 군 · 경찰 · 세관에서 해당 기종에 대한 기장 비행 시간 200시간 이상
	· 국가기관 등 항공기를 소유한 국가 · 지방자치단 체 및 국립공원관리공단에서 국토교통부장관으 로부터 승인을 받은 교육 과정[지상 교육 및 비행 훈 련 과정] 이수
총 비행시간	· 외국 한정 자격 증명 보유자

2.5 조종사 자격 평가⁸⁾ (Pilot Qualification Assessment)

2.5.1 자격 증명 시험

자격증명의 종류	자격증명의 한정을 하려는 항공기의 종류 · 등급 또는 업무의 종류	실기 범위
		가. 조종기술
운송용 조종사 사업용 조종사 부조종사	비행기 · 헬리콥터 (헬리콥터 자격 증명 실기 시험의 경우,	나. 계기비행 절차 (경량 항공기 조종사, 자가용 조종사 및 사업용 조종사의 경우는 제외한다)
자가용 조종사	계기비행에 관한 범위는 제외한다) · 비행선	다. 무선 기기 취급법
		라. 공중 대 지상 통신 연락
		마. 항법 기술
		바. 해당 자격의 수행에 필요한 기술

2.5.2 한정 자격 심사

항공기 종류 · 등급의 한정	해당 항공기의 종류 · 등급에 맞는 조종 업무 또는 항공기관사에게 필요한 기술
항공기 형식의 한정	해당 항공기 형식에 맞는 조종 업무 또는 항공기 관사에게 필요한 기술
	가. 운항에 필요한 지식 나. 비행 전 작업 다. 기본적인 계기비행 라. 공중 조작 및 형식 특성에 맞는 비행 마. 다음의 계기비행 1) 이륙 시의 계기비행 2) 표준 계기 출발 방식 및 계기 착륙 3) 체공 방식 4) 계기접근 방식 5) 복행 방식 6) 계기접근 · 착륙 바. 계기비행 방식의 야외 비행 사. 비상시 및 긴급 시의 조작 아. 항공교통관제 기관과의 연락 자. 종합 능력
계기비행 증명 (비행기 · 헬리콥터)	
초급 조종 교육 증명 (비행기 · 헬리콥터 · 활공기 · 비행선)	가. 조종 기술 나. 비행 전후 지상에서의 조종 기술과 관련된 교 육 요령 다. 항공기에 탑승한 조종 연습생에 대한 지상에 서의 조종 감독 요령 라. 항공기 탑승 시의 조종 교육 요령

8) 항공안전법 시행규칙 [별표 5] 자격증명시험 및 한정심사의 과목 및 범위(제82조제1항 관련)



헬리콥터의 분류 Helicopter Classifications

3.1 최대 이륙 중량, 좌석 수에 의한 분류⁹⁾

1. 최대 이륙 중량이 600kg을 초과, 조종사 좌석을 포함하여 탑승 좌석 수가 1개 이상, 동력 발생 장치(발동기)가 1개 이상일 경우, 헬리콥터로 분류한다.
2. 최대 이륙 중량이 600kg 이하, 조종사 좌석을 포함한 탑승 좌석이 2개 이하, 단발 왕복 발동기를 장착, 조종석 여압 불가, 고정 착륙 장치를 사용할 경우, 경량 헬리콥터로 분류한다.
3. 탑승자, 연료 및 비상용 장비의 중량을 제외한 자체 중량이 115kg 이하이며, 좌석이 1개인 경우, 초경량 헬리콥터로 분류한다.
2. 최대 중량이 9,000kg(20,000lb) 초과이며, 승객 좌석 수가 10개 이상인 헬리콥터를 수송 TA급 헬리콥터로 분류한다.
3. 최대 중량이 9,000kg(20,000lb) 초과이나 승객 좌석 수가 9개 이하인 헬리콥터는 TA급에 해당하는 특정 요구 조건을 만족하는 경우, 수송 TB급 헬리콥터로 분류한다.
4. 최대 중량이 9,000kg(20,000lb) 이하이나 승객 좌석 수가 10개 이상인 헬리콥터는 TA급에 해당하는 특정 요구 조건과 헬리콥터 기술 기준의 특정 규정을 만족하는 경우, 수송 TB급 헬리콥터로 분류한다.
5. 최대 중량이 9,000kg(20,000lb) 이하이며, 승객 좌석 수가 9개 이하인 헬리콥터는 수송 TB급 헬리콥터로 분류한다.

3.2 감항 분류¹⁰⁾

1. 최대 중량 3,100kg(7,000lb) 이하이며, 탑승자가 9인 이하인 헬리콥터를 N류 헬리콥터로 분류하며, 특정 기술 기준의 요구 조건 및 성능에 관한 설계 요건을 만족할 경우 Category A로 분류한다.

3.3 헬리콥터 성능에 의한 분류¹¹⁾

1. 제1종 헬리콥터는 임계 발동기에 고장이 발생한 경우, TDP(이륙 결심 지점) 전 또는 LDP(착륙 결심 지점)를 통과한 후에는 이륙을 포기하거나

9) 항공안전법 시행규칙 제2조(항공기의 기준), 제4조(경량항공기의 기준), 제5조(초경량비행장치의 기준)

10) 항공기 기술 기준 Part 27(감항분류가 보통(N)인 회전익항공기에 대한 기술기준), 29(감항분류가 수송(TA 또는 TB)인 회전익항공기에 대한 기술기준)

11) 항공안전법 시행규칙 [별표 15] 항공기에 장비하여야 할 구급용구 등(제110조 관련)

착륙 지점에 착륙해야 하며, 그 외에는 적합한 착륙 장소까지 안전하게 계속 비행이 가능한 성능을 말한다.

2. 제2종 헬리콥터는 임계 발동기에 고장이 발생한 경우, 초기 이륙 조종 단계 또는 최종 착륙 조종 단계에서는 강제 착륙이 요구되며, 그 외에는 적합한 착륙 장소까지 안전하게 계속 비행이 가능한 성능을 말한다.
3. 제3종 헬리콥터는 비행 중 어느 시점이든 임계 발동기에 고장이 발생할 경우, 강제 착륙이 요구되는 성능을 말한다.

[참고 자료] ICAO, FAA의 헬리콥터 성능에 의한 분류

1. ICAO 기준(Operation in Performance Class 1 / 2 / 3)

* 임계 발동기에 고장이 발생한 경우

① Operation in Performance Class 1

- TDP(이륙 결심 지점) 전 또는 LDP(착륙 결심 지점)를 통과한 후에는 이륙을 포기하거나 착륙 지점에 착륙
- 그 외에는 적합한 착륙 장소까지 안전하게 계속 비행이 가능한 성능

② Operation in Performance Class 2

- 초기 이륙 조종 단계 또는 최종 착륙 조종 단계에서는 강제 착륙이 요구
- 그 외에는 적합한 착륙 장소까지 안전하게 계속 비행이 가능한 성능

③ Operation in Performance Class 3

- 강제 착륙이 요구되는 성능

2. FAA 기준(Category A / B)

① Category A

- Multi-Engine Rotorcraft
- Critical Engine Failure 시, 이착륙 운용을 위한 엔진과 시스템의 분리, 설계
- Engine Failure 시, 지속적인 안전 비행 및 지정된 Surface Area에서 적절한 Performance를 보장

② Category B

- Single-Engine 또는 Multi-Engine Rotorcraft
- Engine Failure 또는 예정되지 않은 착륙 시 비행 능력을 보장하지 않음



2편. 헬리콥터의 구조와 시스템

1장 조종 계통

- 1.1 Collective
- 1.2 Throttle 조종
- 1.3 조정기
- 1.4 Cyclic
- 1.5 Anti-Torque Pedal

2장 헬리콥터의 구조

- 2.1 기체
- 2.2 동체
- 2.3 착륙장치
- 2.4 Main Rotor 시스템
- 2.5 Tail Rotor 시스템
- 2.6 엔진
- 2.7 Transmission System

3장 헬리콥터 시스템

- 3.1 연료 계통
- 3.2 전기 계통
- 3.3 유압 계통
- 3.4 안정성 증강 시스템
- 3.5 환경 장치
- 3.6 Rotor 브레이크(Rotor Brakes)
- 3.7 헬리콥터의 구조 및 시스템 고장

4장 비행계기

- 4.1 동·정압 계기
- 4.2 자이로스코프 계기
- 4.3 나침반 계기
- 4.4 Magnetic Compass 오차
- 4.5 비행계기의 점검
- 4.6 기타 계기

1장

조종 계통 Controlling Flight

헬리콥터에는 Collective, Cyclic, Anti-Torque Pedal 및 Throttle이 있다. 본 교재의 모든 예제는 Main Rotor Blade가 반시계 방향으로 회전하는 Single Rotor 타입 헬리콥터를 기준으로 설명한다.

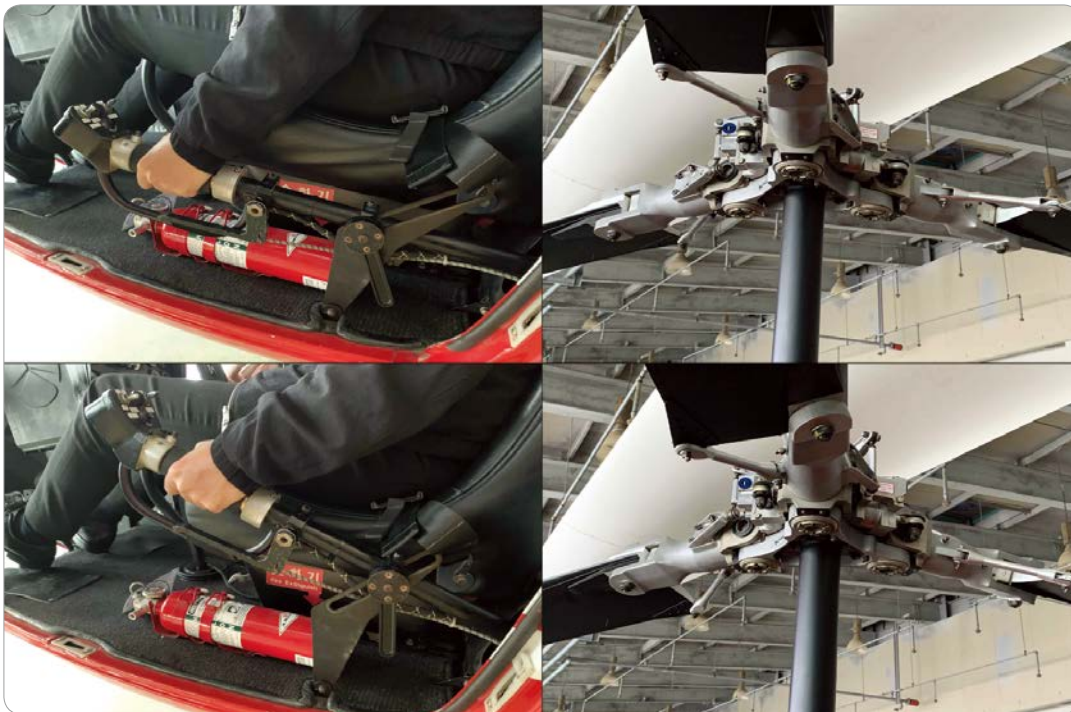
1.1 Collective(Collective Pitch Control)

Collective는 조종사 좌석 왼쪽에 위치해 있으며, 왼손으로 조작한다. Collective는 Main Rotor

Blade의 피치각을 동시에 변화시킨다. Collective를 위로 올리면 모든 Main Rotor Blade의 피치각이 동시에 증가하고, 아래로 내리면 피치각이 동시에 감소한다. 이것은 기계적인 연결 장치로, Collective의 움직임에 따라 Blade 피치각이 변화한다.

Collective 잠금장치(Friction)는 조종사가 의도하지 않은 Collective의 움직임을 막아주는 역할을 한다.

Collective를 위로 올리거나 아래로 내리면 각 Blade의 불임각(Angle of Incidence)에 변화가 생긴다. 불임각이 변화하면 항력이 변하고, Main



[그림 2-1] Collective 조종

Rotor의 회전속도에도 영향을 끼친다.

피치각을 증가시키면 불임각과 항력은 증가하고, Main Rotor의 회전속도는 감소한다. 피치각을 감소시키면 불임각과 항력은 감소하고, Main Rotor의 회전속도는 증가한다.

헬리콥터의 Main Rotor 회전속도를 일정하게 유지하기 위해서는 항력의 변화에 따라 동력(Power)을 조절해 주어야 한다. 이것은 Throttle 조종이나 엔진 동력을 자동으로 조절해 주는 조정기(Governor 또는 Correlator)를 통해 가능하다.

1.2 Throttle 조종(Throttle Control)

Throttle의 기능은 엔진 회전속도를 조절한다. 만약 Collective를 올리거나 내릴 때 조정기(Governor 또는 Correlator)가 필요한 엔진 회전속도를 유지하지 못하거나 장착되어 있지 않다면, 엔진 회전속도를 유지하기 위해 회전 손잡이(Twist Grip)에 있는 Throttle을 수동으로 작동시켜야 한다. Throttle을 왼쪽으로 돌리면 회전속도가 증가하



[그림 2-2] Throttle 조종

고, Throttle을 오른쪽으로 돌리면 엔진 회전속도가 감소한다.

1.3 조정기(Governor/Correlator)

조정기(Governor 또는 Correlator)는 Rotor 및 엔진 회전속도를 감지하는 장치로서, Main Rotor 회전속도를 일정하게 유지하도록 조절한다. 정상적으로 작동할 경우, Main Rotor 회전속도를 적절하게 맞춰 놓으면 조정기(Governor)가 회전속도를 일정하게 유지시켜 별도로 Throttle을 조절할 필요가 없다. Governor는 대부분의 터빈 헬리콥터에 사용되고 있으며, 일부의 피스톤 엔진 헬리콥터에도 사용되고 있다.

Correlator는 Collective와 Throttle을 연결해 주는 기계적인 장치이다. Collective를 위로 올리면 자동으로 엔진 동력을 증가시켜 주고, 아래로 내리면 엔진 동력을 감소시킨다. 이 시스템은 원하는 Main Rotor 회전속도를 어느 정도는 유지해 주나, 미세한 조절을 위해서는 별도의 Throttle 조절이 필요하다.

조정기(Correlator 또는 Governor)가 없는 일부 헬리콥터는 Collective와 Throttle을 적절하게 조절해야 한다. Collective를 위로 올리면 Throttle을 증가시켜야 하고, Collective를 아래로 내리면 Throttle을 감소시켜야 한다. 이러한 헬리콥터를 조종할 때 Collective와 Throttle의 급격한 조작은 피해야 하며, 모든 수정 조작은 부드럽게 이루어져야 한다.

피스톤 엔진 헬리콥터에서는 주로 Collective로 흡기 압력(Manifold Pressure)을 조절하고 Throttle

로 Main Rotor 회전속도를 조절하지만, Collective도 Main Rotor 회전속도에 영향을 주고 Throttle도 흡기 압력에 영향을 미친다. 그러므로 두 장치는 주 기능에 대한 보조 조절 기능이 고려되어야 하며, 회전계(Tachometer 또는 RPM Indicator)와 흡기 압력계(Manifold Pressure Gauge)를 상호 비교하여 어느 장치를 사용할지 결정하여야 한다.

다음 그림은 두 장치의 관계를 도표화한 것이다.

[표 2-1] RPM과 Manifold Pressure의 관계 도표

상태		조치 사항
Manifold pressure	Main Rotor RPM	
LOW	LOW	Throttle을 증가하면 Manifold pressure와 RPM이 증가한다.
HIGH	LOW	Collective를 내리면 Manifold pressure가 감소하고 RPM이 증가한다.
LOW	HIGH	Collective를 올리면 Manifold pressure가 증가하고 RPM이 감소한다.
HIGH	HIGH	Throttle을 감소하면 Manifold pressure와 RPM이 감소한다.

1.4 Cyclic(Cyclic Pitch Control)

Cyclic은 일반적으로 조종사의 다리 사이에, 또는 일부 모델의 경우 두 조종사 좌석 사이에 조종석 바닥에서 위쪽으로 나와 있다.

Cyclic은 조종사가 원하는 방향으로 헬리콥터를 조종할 수 있다.

공기역학적인 힘 중 총 양력은 Main Rotor의 끝 통과면(Tip-path Plane)에 대해 항상 수직이다. Cyclic의 목적은 Main Rotor 끝 통과면을 원하는 경로로 기울이는 것이다. Cyclic은 Rotor 디스크 경



[그림 2-3] Cyclic 피치 조종

사를 이용해 헬리콥터 추력의 방향을 원하는 방향으로 낼 수 있게 한다.

Rotor 디스크는 Cyclic을 움직이는 방향으로 회전면이 기울어진다. 만약 Cyclic을 앞으로 밀면 회전면도 앞으로 기울어지고, 뒤로 당기면 회전면은 뒤로 기울어진다. 회전면은 자이로처럼 작동하기 때문에, Cyclic의 기계적인 연결 부분은 레버가 기울는 방향을 기준으로 90도 전방 Rotor Blade의 피치각을 감소시켜 받음각을 감소시키고, 90도 후방 Rotor Blade의 피치각을 증가시켜 받음각을 증가시킨다. 예를 들어, Cyclic을 앞으로 밀면 헬리콥터의 오른쪽을 지나가는 Rotor Blade는 받음각이 감소하고 왼쪽의 Rotor Blade는 받음각이 증가하도록 설계되어 있다. 따라서 헬리콥터의 오른쪽 Rotor Blade는

앞쪽에서 최대 아래로 내려가고, 왼쪽 Rotor Blade는 뒤쪽에서 최대 위로 들려 회전면은 앞쪽으로 기울어지게 된다.

1.5 Anti-Torque Pedal (Anti-Torque Pedals)

조종사 발밑에 위치한 Anti-Torque Pedal(이하 Pedal이라 한다.)은 Tail Rotor Blade의 피치를 조정하여 추력에 변화를 주거나, 다른 Anti-Torque 시스템으로 이루어져 있다.



[그림 2-4] Anti-Torque Pedal

헬리콥터 동체는 Main Rotor Blade 회전방향의 반대방향으로 회전하려는 토크가 발생하게 된다. 이 토크를 보상하기 위해, 대부분의 헬리콥터에는 Tail Rotor 또는 Anti-Torque 시스템이 장착되도록 설계되어 있다.

Pedal은 조종사가 Tail Rotor Blade의 피치각을 조종함으로써 비행 중 종적 트림(Longitudinal

Trim)을 유지할 수 있게 해주며, 제자리비행(Hovering) 시 원하는 방향으로 360도 회전(Hover Turn)을 할 수 있게 해준다. Pedal은 Tail Rotor 기어 박스의 피치 변경 부분에 연결되고, Tail Rotor Blade의 피치각을 증가 또는 감소시킬 수 있도록 되어 있다.

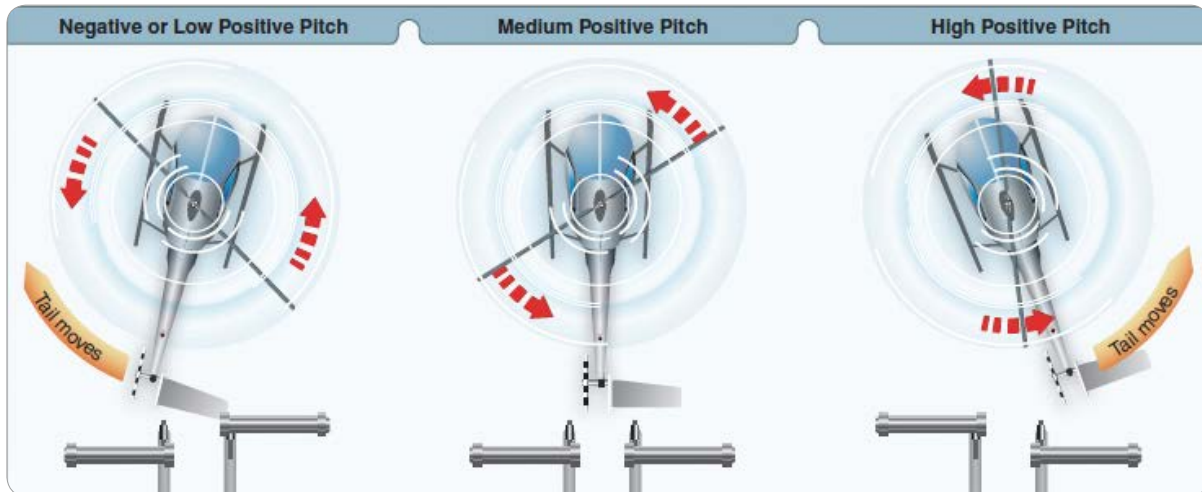
Tail Rotor는 헬리콥터가 제자리비행(Hovering) 상태이거나 제자리비행 선회 시 Heading을 조종할 뿐만 아니라, Main Rotor의 Torque에 대한 반작용에도 사용된다. 제자리비행 선회는 일반적으로 'Pedal 선회(Pedal Turn)'라고도 불린다.

유효 전이 양력 속도에 도달하면 Pedal은 헬리콥터를 종적 트림에 맞추기 위해 Torque를 보상하며, Cyclic은 원하는 방향으로 기수를 변경하는 데 사용된다.

Tail Rotor의 추력은 Tail Rotor Blade의 피치각에 따라 달라진다. 이 피치각은 포지티브(Positive), 네거티브(Negative) 또는 제로(Zero)가 될 수 있다. Positive 피치각은 오른쪽으로 꼬리부분(Tailboom)을 이동시키며, Negative 피치각은 왼쪽으로 이동, Zero 피치각은 추력을 생산하지 않는다. 일반적으로 Main Rotor의 토크를 상쇄하기 위해 Tail Rotor의 최대 Positive 피치각은 최대 Negative 피치각보다 크게 설계된다.

자동 활공(Autorotation)을 하는 동안 Transmission의 항력(Drag)은 기수를 왼쪽으로 돌리는 경향이 있기 때문에 Tail Rotor는 왼쪽(Negative 피치각)으로 추력을 발생시키는 능력이 있어야 한다.

중립 위치에서 오른쪽 Pedal을 적용하면 Tail 부분이 왼쪽으로 돌게 되어 헬리콥터의 기수를 오른쪽



[그림 2-5] Pedal 위치와 Tail Rotor pitch 각도

으로 돌리는 현상(Yaw)이 발생하며, 왼쪽 Pedal을 적용하면 반대의 효과가 있다.

Tail Rotor 피치각을 설계할 때, Pedal이 중립 위치에 있을 때 Tail Rotor 피치각은 중간 정도의 Positive 피치각이 되게 한다. 중간 정도의 Positive 피치각에서 Tail Rotor 추력은 순항 비행 중 Main Rotor의 Torque와 거의 같아서, 헬리콥터가 직진수평비행 시 고정된 기수를 유지 할 수 있게 한다.

수직안정판(Vertical Fin) 또는 안정장치(Stabilizer)는 기수의 조종을 돕기 위해 많은 Single Rotor 타입 헬리콥터에 사용된다. 수직안정판 또는 안정장치는 비행 중 Zero Tail Rotor 추력 상태로 방향 안정성을 최적화할 수 있도록 설계되어 있다. 안정판의 크기가 너무 크면, Tail Rotor 추력이 차단될 수 있다.

기수 조종은 느린 속도에서나 제자리비행 시 더욱 어렵고, 수직안정판 바람의 영향을 많이 받을 것이다.

2장

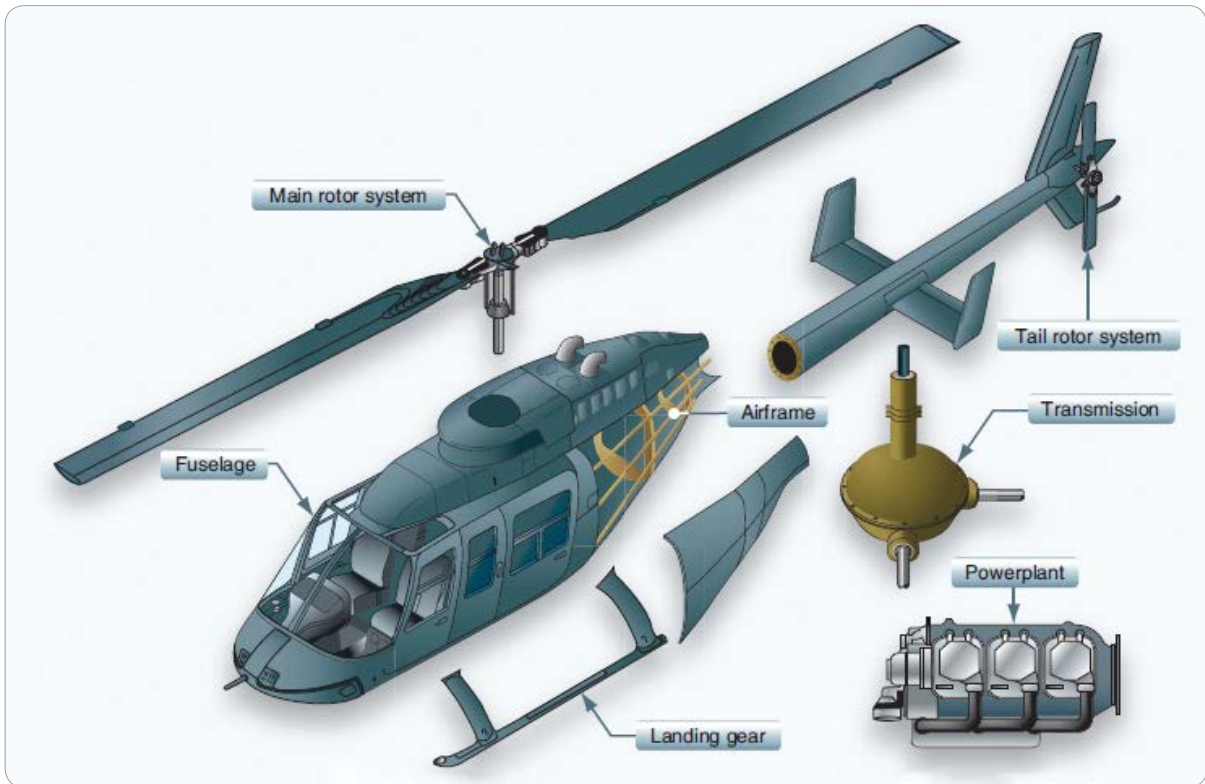
헬리콥터의 구조

최근에 개발된 헬리콥터의 크기와 모양은 다양하지만, 대부분의 헬리콥터는 기체(Airframe), 동체(Fuselage), 착륙 장치(Landing gear), Main Rotor 시스템, Tail rotor 시스템, 엔진(Powerplant), Transmission으로 구성된다. 구성 요소 및 시스템이 헬리콥터에서 어떻게 작동하는지 그 원리를 이해하는 것은 시스템 오작동 및 발생 가능한 비상 상황을 조종사가 쉽게 인식할 수 있고, 문

제가 발생했을 때 적절한 조치를 취할 수 있게 한다.

2.1 기체(Airframe)

헬리콥터의 기체 또는 기본적인 구조물은 금속, 나무, 복합 재료 또는 이 둘의 조합으로 만들어진 다. 일반적으로 복합 구성 요소는 여러 층의 고압



[그림 2-6] 헬리콥터의 구조

용 수지 섬유(Fiber-Impregnated Resins)로 구성되며, 패널(Panel)을 형성한다. 관형(Tubular)과 판금(Sheet Metal)의 하부 구조는 일반적으로 알루미늄으로 제작되고, 스테인리스 스틸(Stainless Steel) 또는 티타늄(Titanium)은 때때로 높은 응력(Stress) 또는 열이 발생하는 구조에서 사용된다. 기체 설계는 성능, 신뢰성, 그리고 비용 등을 고려하여 엔지니어링, 공기역학, 재료 기술 및 제조 방법을 선택하고 있다.

2.1.1 알루미늄 합금(Aluminum Alloy)

알루미늄 합금은 현재까지도 항공기 기체에 가장 많이 사용되는 재료이나 점차 복합 소재와 특수 소재로 인하여 사용량이 줄어들고 있다. 알루미늄 합금의 장·단점은 아래와 같다.

알루미늄 합금의 장점

(Advantages of Aluminum Alloy)

- (1) 가볍고 제작하기 쉽다.
- (2) 전도성으로 인해 단일 전기선 시스템(Single-Wire Electrical System)을 사용할 수 있어 무게와 복잡성을 줄일 수 있다.
- (3) 전도성으로 인한 안테나 수신 및 전송을 최대화할 수 있다.
- (4) 유연성이 좋아서 쉽게 구부릴 수 있다.

알루미늄 합금의 단점

(Disadvantages of Aluminum Alloy)

- (1) 염분에 약하며 부식이 발생하기 쉽다.
- (2) 강도가 복합 소재보다 약하다.

(3) 블록 성형을 제작한 다음, 강도를 위하여 열처리를 해야 한다.

(4) 강도가 약하여 주요 구조물에는 사용할 수 없다.

2.1.2 복합 소재(Composite)

복합 소재는 유리섬유(Fiber Glass), 탄소섬유(Carbon Fibers), 아라미드섬유(Aramid Fiber) 등이 있으며, 이 중 현재에는 탄소섬유가 가장 많이 사용되고 있다. 복합 소재는 알루미늄합금보다 제조가 어렵지만, 매우 강하고 가벼운 특징이 있다. 복합 소재의 장·단점은 아래와 같다.

복합 소재의 장점(Advantages of Composites)

- (1) 제작이 쉽고 비용이 저렴하다.
- (2) 전체 하중을 분산시켜 항력을 감소할 수 있다.
- (3) 안테나를 내부에 장착할 수 있다.
- (4) 표면을 매끄럽게 하여 항공기 속도를 향상시킬 수 있다.
- (5) 균열이 잘 일어나지 않는다.
- (6) 가볍고 강하다.

복합 소재의 단점(Disadvantages of Composites)

- (1) 내부 층이 들떠서 분리된 부분을 탐지하기 어렵다.
- (2) 비금속이므로 공통 접지를 할 수 없어 복선 전기선을 사용해야 한다.
- (3) 전기 전도성이 없으므로 낙뢰에 매우 취약하다.
- (4) 햇빛으로 인한 자외선 열화가 발생하기 때문에 고가의 페인트를 사용해야 한다.
- (5) 수분으로 인한 박리가 발생한다.

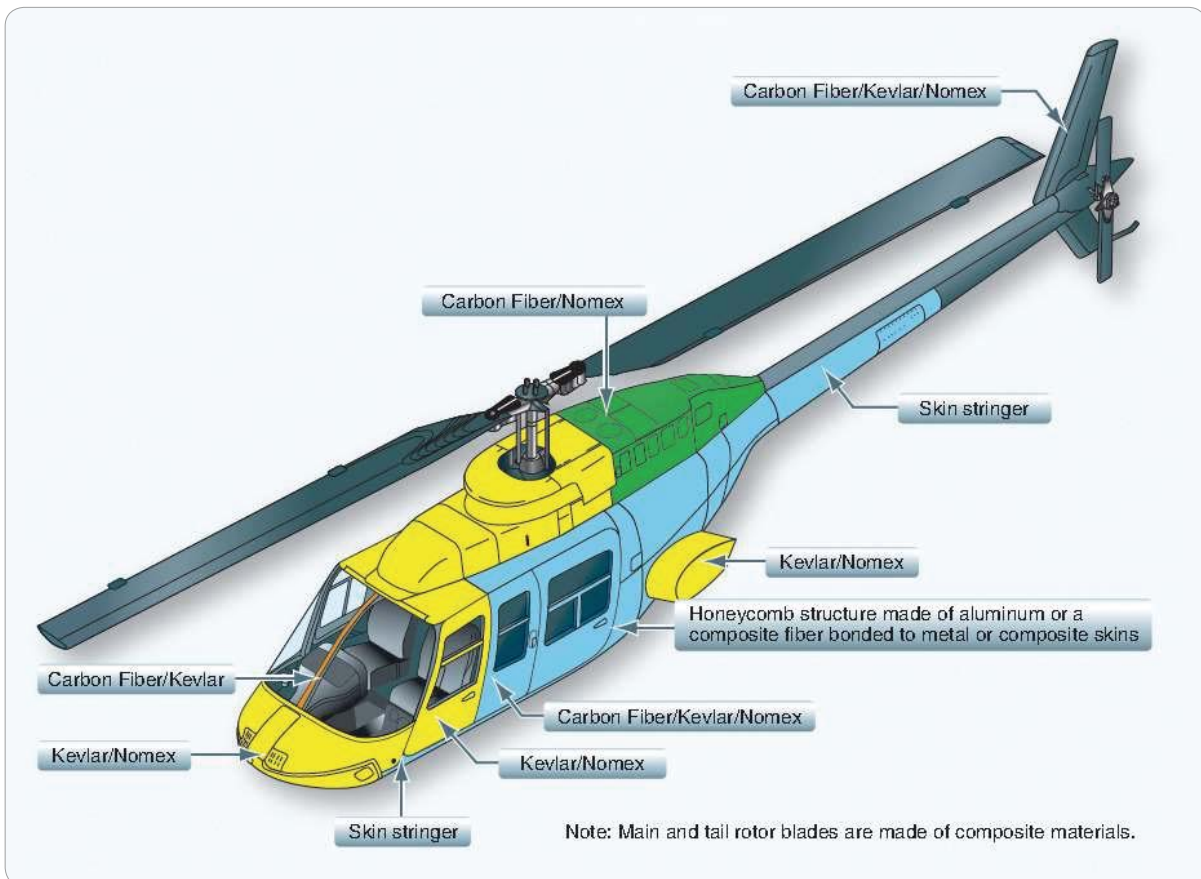
- (6) 장기간 사용이 가능하나 수리가 어려워 파손 전에 교환해야 한다.
- (7) 전기적 결합이 불량하면 송·수신기에 정전기 간섭이 발생한다.
- (8) 사고 또는 화재 시에는 인체에 유해한 연기가 발생한다.

2.2 동체(Fuselage)

동체는 조종석, 승객, 화물 적재 공간을 제공하는

항공기 몸체이다. 동체는 최소한의 공기저항을 받기 위해 대부분 유선형으로 설계하며, 탑승객의 효율적인 공간 확보와 헬기에 필요한 장비를 좁은 공간에 최대한 배치를 할 수 있도록 해야 한다.

헬리콥터 동체와 테일 붐의 응력 외피 구조는 트러스 구조, 또는 세미 모노코크 구조이다. 그러나 대형 쌍발 헬리콥터에서는 비행기 객실처럼 모노코크 구조로 된 동체를 사용한다. 동체에는 강철과 알루미늄 배관, 성형 알루미늄, 그리고 알루미늄 외피가 보통 사용되나 최근의 헬리콥터 동체 설계에서는 향상된 복합 재료의 이용이 늘어나고 있다. 방화벽과 엔



[그림 2-7] 헬리콥터 기체에 사용하는 재료

진 바닥에는 보통 스테인리스강 또는 티타늄이 사용된다. 헬리콥터에서 가장 중요한 조종석에는 시야를 폭넓게 하기 위한 성형된 폴리카보네이트, 유리, 또는 특수 아크릴 수지로 제작한 큰 방풍 스크린이 장착되어 있다.

2.2.1 트러스 구조(Truss Structure)

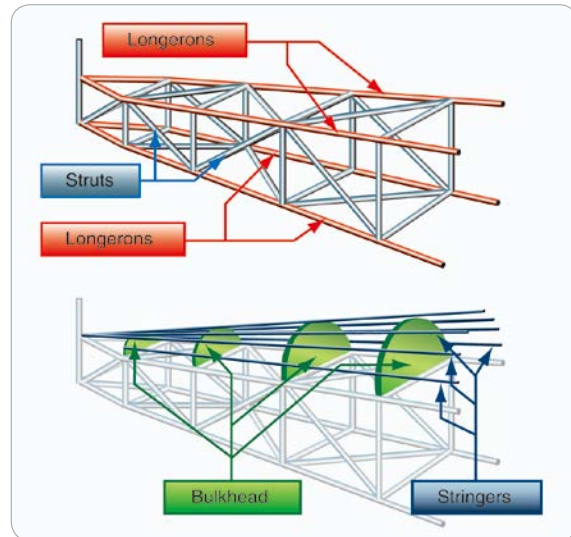
트러스 구조는 가해진 하중에 의해서 변형되는 것을 막기 위한 빔(Beam), 스트럿(Strut), 그리고 바(Bar) 등의 부재로 만들어진 단단한 구조이다. 트러스 구조의 뼈대는 일반적으로 직물로 씌워져 있으며, 일반적으로 강재 배관을 용접하여 트러스의 부재가 인장 하중과 압축 하중을 담당할 수 있게 되어 있다. 트러스 구조에서 동체 뼈대는 알루미늄합금으로 제작되어 조립 시에 리벳 또는 볼트에 의해서 하나의 몸체로 결합하며, 단단한 봉 또는 단단한 관에 의해 보강되어 있다.

트러스 구조의 단점은 유선형 형태를 이루지 못하는 것이다. 이 방식은 론저론(Longerons)이라 불리는 긴 배관이 뼈대의 버팀대가 위치한 곳에 용접되어 있으며, 수직·수평 스트럿(Struts)이 론저론에 각각 연결되어 있는 방식이다. 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 형성하는 데 도움을 준다.

기술이 발전하여 항공기 설계자들은 트러스 구조를 유선형으로 만들면서 항공기의 성능을 향상시켰다. 동체의 외피는 처음에는 직물을 사용했지만 나중에는 가벼운 금속, 알루미늄 같은 것을 사용함으

로써 항공기 하중을 담당하는 중요 부분이 되었다. 최신의 항공기 외피는 대부분 모노코크 또는 세미 모노코크 구조를 사용한다.



[그림 2-8] 트러스 구조

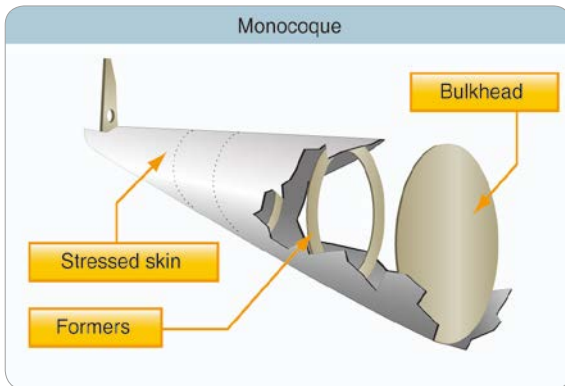
2.2.2 모노코크 구조(Monocoque Structure)

모노코크 구조는 음료 캔의 알루미늄과 같이 응력 외피를 사용하여 무게 하중을 분산시킨다. 그러나 음료 캔에 가해지는 외부의 힘이 한계에 도달하면 측면이 변하게 되는 것처럼, 모노코크 구조는 표면에 가해지는 충격에 취약하다.

모노코크, 즉 단일 표피 동체는 주하중을 감당하기 위해 외피 또는 외피의 강도에 크게 의지한다. 실제의 모노코크 구조는 뼈대 부분의 외피(Skin), 벌크헤드(Bulkhead), 그리고 정형재(Former) 등의 동체 구조로 되어 있다. 구조의 부재(部材) 중에서 가장 큰 하중을 담당하는 부재는 집중하중을 담당할 수 있도록 간격을 두고 배치된다. 다른 보강 부재가

존재하지 않기 때문에 주응력을 담당하는 외피가 견고한 동체를 유지해야 한다. 따라서 모노코크 구조의 문제점은 중량을 허용 한계 내에서 유지하고 충분한 강도를 유지해야 한다는 것이다.

혁신적인 모노코크 구조는 잭 노드롭(Jack Northrop)에 의해 개발되었다. 1918년에 그는 새로운 방식인 모노코크 구조로 동체를 제작하여 Lockheed S-1 Racer를 만들었다. 이전 시대에 사용되었던 모노코크 구조는 복합적인 이유 때문에 수십 년 동안 재출현하지 못했다. 모노코크 구조는 일상적으로 자동차 제작에서 찾아볼 수 있게 되었으며, 자동차 몸체 구조의 표준이 되었다.

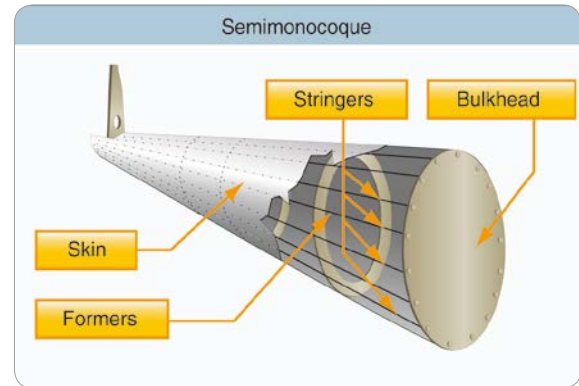


[그림 2-9] 모노코크 구조

2.2.3 세미 모노코크 구조

(Semi Monocoque Structure)

최신의 항공기 대부분은 세미 모노코크 구조가 사용되고 있다. 모노코크 구조의 강도와 무게의 문제점을 극복하기 위해 세미 모노코크 구조가 개발되었으며, 이 또한 모노코크와 같은 뼈대 부분의 외피, 벌크헤드, 그리고 정형재로 구성되어 있다. 그러나



[그림 2-10] 세미모노코크 구조

추가로, 외피는 론저론(Longeron)의 세로 부재에 의해 보강되어 있다. 세로대는 보통 여러 개의 뼈대 부재를 가로질러 연장된다. 그리고 일차적인 굽힘 하중을 담당하는 외피를 보조해 준다.

론저론은 단일 부재 또는 여러 부재를 조립한 구조 부재 중 하나로, 알루미늄으로 제작된다. 스트링거(Stringer) 또한 세미 모노코크 동체에서 사용되고 있다. 스트링거는 대단히 많은 수량이 부착되며, 론저론보다 무게가 더 가볍다. 여러 가지 모양으로 되어 있고, 보통 한 조각의 알루미늄 사출성형, 또는 성형 알루미늄으로 제작된다. 스트링거는 어느 정도의 단단함을 갖고 있지만, 주로 외피의 주어진 모양에 따라 부착을 위하여 사용되고 있다. 론저론과 스트링거는 함께 인장 또는 압축 하중에 의한 동체의 굽힘을 방지한다.

세미 모노코크 동체는 기본적으로 알루미늄 또는 마그네슘 합금으로 만들었지만, 강재(鋼材, Steel)와 티타늄은 고온을 받는 구역에 사용된다. 세미 모노코크 구조를 이루는 부재들은 특별히 강한 것이 없지만 부재들이 결합되었을 때 이들의 구성 요소는 강하고 단단한 구조를 형성하여, 비행 중 또는 착륙

중에 부과되는 하중을 담당하기에 충분하다.

각각의 부재는 보강용 덧붙임판(Gusset), 리벳, 너트와 볼트, 스크루, 그리고 용접으로 이루어진다. 세미 모노코크 동체에서 강하고 무거운 론저론은 별크헤드와 정형재를 보조하고, 버팀대(Brace), 웹 등을 번갈아 잡아 준다. 모든 것들은 세미 모노코크 설계의 완전한 강도 이점을 살리기 위해 외피에 함께 부착되도록 설계되어 있다.

2.2.4 복합 소재를 이용한 구조 (Composite Construction Structure)

복합 소재는 섬유 강화 매트릭스이다. 매트릭스는 ‘접착제’를 의미하며 섬유(Fiber)를 고정시키고 형태를 보존하며, 섬유 조직은 구조에 전달되는 대부분의 하중을 담당한다. 최근에는 다양한 종류의 섬유와 매트릭스가 개발되어 있다. 항공기 제작에 이용되는 대부분의 공통적인 매트릭스는 열경화성 플라스틱 종류인 에폭시 수지이다. 폴리에스테르 수지와 비교 시, 에폭시 수지는 강하고 높은 온도에 잘 견디는 특징이 있다. 다양한 종류의 에폭시 수지는 넓은 범위에 사용되며, 정비가 쉽고 내열성이 좋으며 비용 절감의 장점이 있다.

항공기 구조에 흔히 사용되는 강화 섬유는 유리 섬유(Fiberglass)와 탄소섬유(Carbon Fiber)이다. 유리섬유는 좋은 탄성과 압축력, 충격 흡수의 장점이 있고, 상대적으로 저렴하고, 손쉽게 원하는 모양으로 제작할 수 있지만, 알루미늄 구조보다 무겁고 수화물을 실기 쉬운 구조로 제작하기가 쉽지 않다. 탄소섬유는 유리섬유보다 탄성과 압축력이 더 좋고 잘 구부러지는 특성으로 인해 제작이 쉽다.

하지만 충격에 잘 구부러지고 심지어 산산조각이 나는 경우도 있다. 탄소섬유는 보잉 787의 수직·수평 안정판(Horizontal, Vertical Stabilizer)에 사용되는 강화 에폭시 레진 방식(Toughend Epoxy Resin System)으로 발전했다. 탄소섬유는 유리섬유보다 비싸지만 1980년대의 B-2 제작 프로그램과 1990년대의 보잉 777 개발로 인한 기술의 발전으로 가격이 많이 감소했다. 잘 만들어진 탄소섬유 소재는 알루미늄 구조보다 30% 이상 가볍게 제작할 수 있다.

복합 소재의 장점(Advantages of Composites)

복합 소재는 철, 나무, 또는 천보다도 가벼운 장점이 있다. 그러나 복합 소재를 사용하여 항공기를 제작한다고 해서 항공기가 반드시 가벼워질 것이라고 보장할 수 없는데, 이는 어떤 종류의 복합 소재가 사용되었는지에 따라 달라지기 때문이다.

복합 소재를 사용하는 큰 장점은 항력이 적게 발생하는 공기역학적인 구조가 되도록 동체 구조를 부드러운 곡면으로 제작할 수 있다는 점이다. 이런 장점으로 인해 활공기 제작자들은 1960년대부터 철이나 나무 대신 재료를 복합 소재로 바꾸었다.

씨러스(Cirrus)와 콜롬비아(Columbia)사의 항공기가 복합 소재로 제작되면서 고정식 착륙장치임에도 불구하고 높은 성능을 발휘하게 되었다. 또한, 복합 소재는 B-2, F-22 항공기처럼 레이더에 노출되지 않는 스텔스 기능을 가능하게 해 주기도 한다. 오늘날 복합 소재는 활공기, 헬리콥터에서 다양하게 찾아볼 수 있다.

그리고, 부식이 일어나지 않는 것이 또 다른 장점이다. 보잉 787의 동체는 복합 소재로 이루어져 있

는데, 이전의 항공기에 비해 더 높은 압력 차이와 습도 환경에서도 운용이 가능해진 것이다. 이로 인해 엔지니어들은 더 이상 절연막(Insulation Blankets)의 뒷면처럼 가려진 부분에 수분이 맺혀 발생하는 부식에 대해 걱정하지 않게 되었고, 이는 항공사의 정비 비용을 절감시키게 되었다.

복합 소재의 또 다른 장점은 헬기의 Rotor Blade (Rotor Blade)와 같이 유연성이 요구되는 환경에서 좋은 성능을 낼 수 있다는 것이다. 복합 소재는 금속과 달리 금속피로나 균열이 더 커지는 현상이 나타나지 않는다. 주의 깊은 관리를 한다면 복합 소재로 제작된 Blade는 금속으로 제작된 것보다 더 높은 수명을 보장한다. 이에 따라 최근의 대형 헬리콥터들은 Rotor Blade뿐 아니라 Rotor의 중심부 또한 복합 소재로 제작하고 있다.

복합 소재의 단점(Disadvantages of Composites)

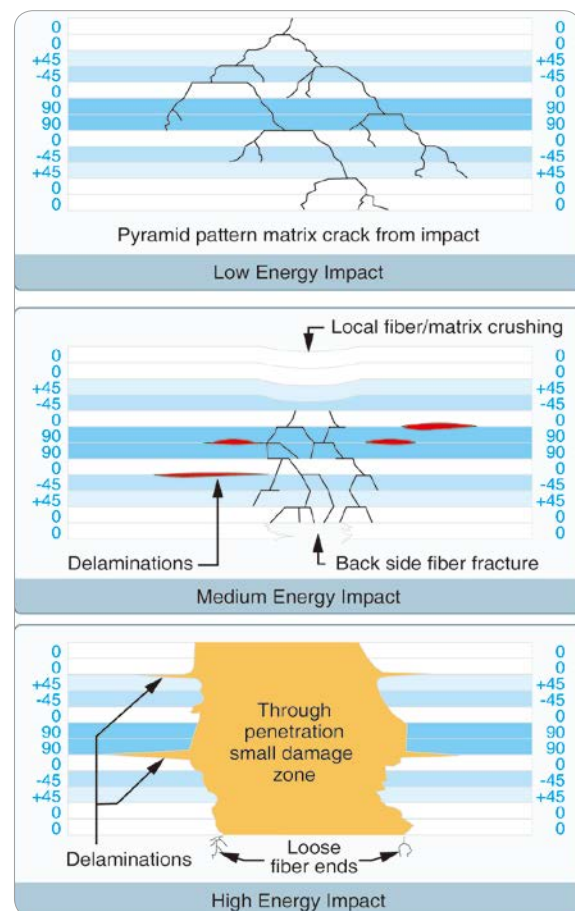
복합 소재의 가장 큰 단점은 파손된 부분을 시각적으로 찾는 것이 힘들다는 것이다. 복합 소재는 다른 소재들과 달리 충격 부위에 명백한 표시가 없다. 예를 들어, 알루미늄으로 구성된 자동차의 후면이 충돌되면 차체가 움푹 들어갈 것이다. 만약 움푹 들어간 곳이 없다면 충격이 없었다는 것이며, 움푹 들어간 부분은 충격이 있었다는 것을 가시적으로 볼 수 있게 해 주고 수리가 필요함을 쉽게 알 수 있게 해 준다.

복합 소재에서 가벼운 충돌이나 공구 등을 떨어트린 정도의 경미한 충돌은 표면에 가시적인 표시가 남지 않을 수 있다. 충돌 지점 아래에는 원뿔 모양으로 퍼지는 광범위한 실금이 생길 수 있는데, 이것을 파악하는 것은 중요하지만 눈으로 확인이 불가능하

다. 사소한 충격에 대해서 파손이 우려되면 언제라도 내부의 손상 가능성을 검사하는 것이 권장된다.

유리섬유로 된 표면에 흐린 부분이 보이는 것은 작은 균열을 의심해 볼 수 있는 좋은 증거가 된다.

비행 중 버드 스트라이크(Bird Strike)나 우박으로 인해 발생하는 큰 규모의 충돌은 구멍이 나게 하거나 심각한 파손을 일으킬 수 있다. 중간 정도의 충돌과 큰 충돌의 경우에는 육안으로 파손 여부를 확인할 수 있지만, 경미한 충돌의 경우에는 파손 여부를 확인하기 어렵다.



[그림 2-11] 충격의 크기와 파손의 정도

만약 충격으로 인해 실금이 생기거나 외부에 구멍이 생기면 반드시 수리해야 한다. 수리를 위해 대기하는 동안 파손 부위에 빗물이 들어가지 않도록 해야 하는데, 완벽히 수리가 되기 전에 물이 유입되면 나중에 더 큰 문제가 생길 수 있다. 구멍 난 부분에 ‘스피드 테이프(Speed Tape : 항공기 표면상의 수리에 쓰이는 알루미늄 테이프)’를 붙이는 것은 물의

유입을 방지하는 좋은 방어 수단이나 항공기에 대해 구조적인 수리를 해 주는 것은 아니다.

복합 소재의 또 다른 단점은 레진(Resin)이 열에 취약하다는 것이다. 레진이 고열에 영향을 받는 동안 에폭시는 150°F 이상의 온도에 노출되면 손상되기 시작한다. 이것을 최소화하기 위해 복합 소재에 흰색 페인트를 칠한다. 예를 들어, 날개 아랫부분이 검정색으로 칠해져 있다면 아스팔트에서 복사된 열로 인해 220°F의 열에 노출될 수 있지만, 흰색으로 칠해진 경우에는 140°F의 열을 받는다. 복합 소재 항공기는 특정한 색상이 규정되어 있는데, 항공기에 도색해야 할 경우 반드시 이 규정을 따라야 한다.

또한, 화학적인 페인트 스트리퍼(Paint Strippers : 칠해진 페인트를 긁어내는 도구)는 복합 소재에 치명적이므로 절대 사용해선 안 된다. 만약 페인트를 지워야 하는 경우, 반드시 그릿 블라스팅(Grit Blasting)이나 샌딩(Sanding) 방법을 통해 지워야 한다. 그러지 않으면 값비싼 복합 소재 부품들이 페인트 스트리퍼의 사용으로 인해 파손되고, 심지어는 수리가 불가능한 상황에 이르게 된다.



[그림 2-12] 복합 소재(Composite) 항공기들

[참고 자료] 복합소재의 종류

유리섬유(Fiber Glass)

유리섬유는 용융한 유리를 섬유 모양으로 한 광물 섬유이며, 특징은 다음과 같다.

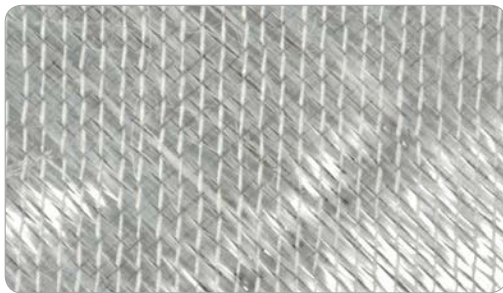
첫째, 가격이 저렴하며, 전기 절연성과 열팽창률이 낮아서 내산성과 내수성이 좋다. 하지만 기계적인 강도는 낮아, 항공기 내부나 레이돔 등에 주로 사용된다.

둘째, 고온에서 잘 견디며, 불에 타지 않고, 흡수성도 적다.

셋째, 화학적 내구성이 있어 부식에 강하고, 인장강도가 크며, 신장률이 낮다.

넷째, 전기 절연성은 크나, 내마모성이 적고 부서지기 쉽다.

다섯째, 단열과 방음성이 좋다.



[그림 2-13] 유리섬유(Fiber Glass)

탄소섬유(Carbon Fibers)

탄소섬유는 항공기에 가장 많이 사용하는 복합 소재이다. 철보다 밀도가 낮아서 가벼우며, 높은 인장강도와 낮은 열팽창률로 인해 비(非)탄성률이 높다. 그리고 내약품성, 내식성, 전도성이 있는 재료이다. 단점으로는 취성이 커서 충격에 약하며, 가격도 비싸고, 알루미늄과 직접 접촉하면 부식이 발생한다. 그러므로 알루미늄 사이에 유리섬유를 끼워 부착하는 방식(인터 플라이)으로 사용한다.



[그림 2-14] 탄소섬유(Carbon Fibers)

아라미드섬유(Aramid Fiber)

아라미드섬유를 '케블라 섬유'라고 하는 것은, 미국 듀폰사가 개발한 대표적인 아라미드섬유가 케블라이기 때문이다.

아라미드 섬유의 장점은 가볍고, 내열성이 강하고, 고강도, 고탄성, 저수축성 등이 있으며, 알루미늄합금보다 강도가 4배나 크다. 열에 강하고, 400도 이상에서도 잘 타지 않는 내화성 성질이 있고, 마찰에 강하다.

아라미드 섬유의 단점은 가공이 어렵고, 압축과 전단성이 약하며, 습기 침투에 대한 저항력이 취약하다. 제작된 부품은 습기가 침투하지 못하게 주위의 취약한 환경적인 요소로부터 보호할 필요가 있다. 아라미드섬유 자체는 구멍 뚫기 또는 절단 작업의 어려움을 가지고 있다. 섬유 부분에 쉽게 보풀 현상이 발생하고, 절단 시에는 특수 가위를 사용해야 한다.



[그림 2-15] 아라미드섬유(Aramid Fiber)

2.3 착륙장치(Landing Gear)

헬리콥터의 착륙장치는 헬리콥터를 목적지에 안전하게 착륙시켜 주는 역할을 제공한다. 헬리콥터의 착륙장치 종류는 스키드 타입, 휠 타입, 플로트 타입 등이 있다.

헬리콥터의 착륙장치 기능은 다음과 같다.

- 지상에서 헬리콥터의 무게를 지지하고 자세를 유지시켜 준다.

- 동체와 Rotor를 위해 지상으로부터 필요한 높이를 제공하고, 야지에도 착륙할 수 있도록 해준다.
- 휠 타입 착륙장치는 지상에서 자체 동력 또는 외부 동력으로도 헬리콥터가 자유롭게 움직일 수 있게 되어 있으며, 조향장치는 앞바퀴 또는 뒷바퀴에 있다.
- 휠 타입 착륙장치는 헬리콥터를 지상에서 안전하게 방향을 조종할 수 있는 수단을 제공하고, 휠과 타이어에 과도한 부담을 주지 않도록 지상 활주 중이나 시동 중에 정지할 수 있게 하는 택싱 브레이크(Taxiing Brake)와 파킹 브레이크(Parking Brake)가 있다.
- 지상에서의 공진 현상을 지탱할 수 있는 충분한 강성을 제공하고, 착륙 시 헬리콥터의 수직 운동 충격에너지를 흡수한다.

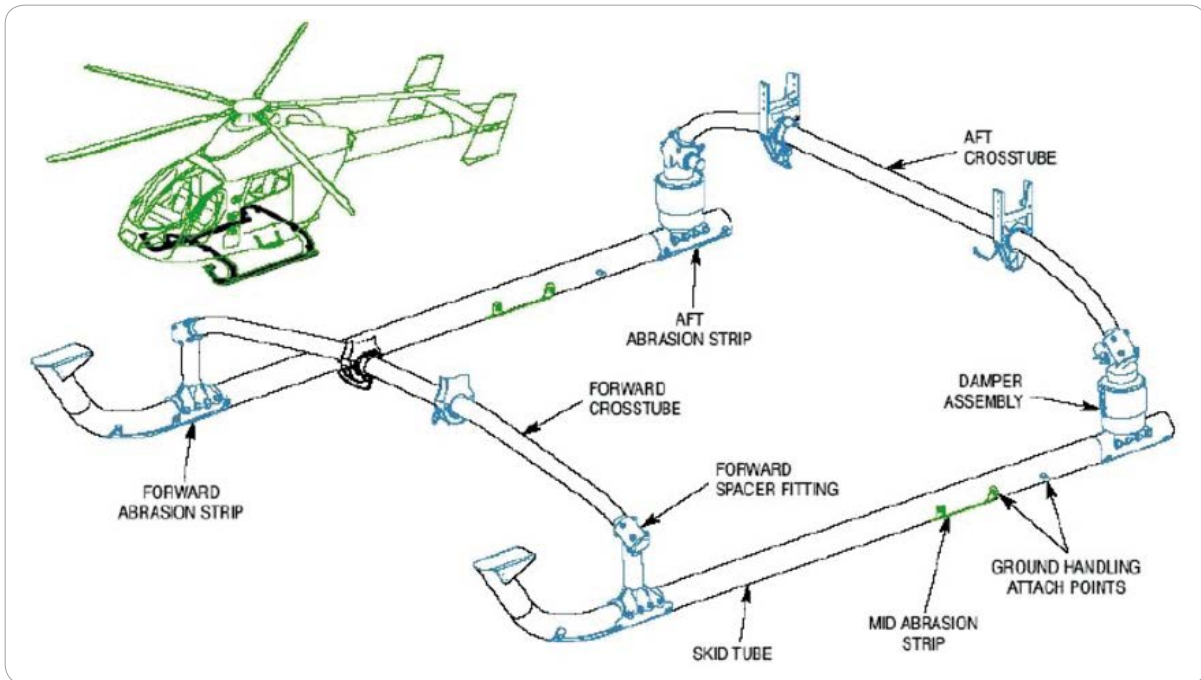
헬리콥터는 비행기와 달리 일반적으로 긴 이·착륙 거리를 필요로 하지 않는다. 높은 고도에 있는 헬리포트, 또는 고(高)하중 상태일 때 짧은 활주 거리에서 전이 양력이 필요할 때가 있다. 휠 타입 착륙장치가 장착된 헬리콥터는 지상에서 자체 동력으로 이동하거나 방향을 변경할 수 있으나, 스키드가 장착된 헬리콥터는 제자리비행 활주를 한다. 또한 헬리콥터의 수직 하강 속도와 무게에 의해 생성되는 운동에너지를 흡수해야 한다. 이러한 에너지는 대부분 충격 흡수 장치(Shock Absorber)에 의해 흡수되고, 나머지는 타이어와 헬리콥터 구조물에 의해 흡수된다.

2.3.1 스키드 타입 착륙장치 (Skid Type Landing Gear)

일반적으로 헬리콥터에는 휠 타입보다 스키드 타입 착륙장치가 널리 사용되고 있으며, 이륙 중량 4,000Kg 미만의 헬리콥터에서는 대부분 스키드 타입 착륙장치를 사용하고 있다. 스키드 타입 착륙장치는 주로 알루미늄 합금 튜브로 제작되며, 2개의 측면 설치 크로스 튜브와 2개의 평행 세로 튜브로 구성되어 있다. 스키드는 휠 타입 착륙장치에 비해서 제작이 쉽고, 비용이 저렴하고, 정비 소요가 적게 든다.

무동력 상태에서 헬리콥터 스키드 기어에 한 쌍의 지상 이동형 휠(Ground Wheel), 또는 주리 휠(Jury Wheel)을 장착하여 지상 이동을 실시할 수 있다. 이 휠은 일반적으로 크로스 튜브의 후방 양쪽에 있는 브래킷에 부착된다. 이 휠은 헬리콥터 무게 중심 위치에 가깝게 위치하여, 헬리콥터를 약간 뒤로 기울인 상태로 쉽게 이동시킬 수가 있다.

스키드 기어 점검 시, 정기적으로 스키드 보호 마모판(Skid Abrasion Strip Plate)의 상태를 점검하는 것이 매우 중요하다. 이 판은 헬리콥터가 지상에 접지하는 지점으로 쉽게 마모가 발생하기 때문에, 이 판을 점검하는 것은 스키드 튜브가 손상되는 것을 방지할 수 있다. 스키드 타입 착륙장치는 항력 감소, 저중량, 저비용, 간편한 시스템, 협소한 착지 면적 등의 장점이 있으나, 저효율, 취급상 어려움, 활주 이륙 불가 등의 단점이 있다.



[그림 2-16] 스키드 타입 착륙장치



[그림 2-17] 지상 이동형 휠(Ground Wheel)



[그림 2-18] 스키드 타입 착륙장치(서울 ADEX 2021 촬영)

2.3.2 휠 타입 착륙장치

(Wheel Type Landing Gear)

휠 타입 착륙장치는 대부분 이륙 중량 4,000Kg 이상의 헬리콥터에서 많이 사용한다.

휠 타입 착륙장치는 휠이 동체에 고정이 되어 있는 고정식과, 휠을 동체 안으로 인입하는 접이식이 있다.

고정식 휠 타입 착륙장치는 메인 휠에 무게중심이 있고 전방 휠(Nose Wheel)로 방향을 전환하는 전륜형(Nose Wheel Type Landing Gear)과, 전방에 무게중심이 있고 후방 휠(Tail Wheel)로 방향을 전환하는 후륜형(Tail Wheel Type Landing Gear)이 있다.



[그림 2-19] 휠 타입 착륙장치(서울 ADEX 2021 촬영)

고정식 착륙장치(Fixed Type Landing Gear)

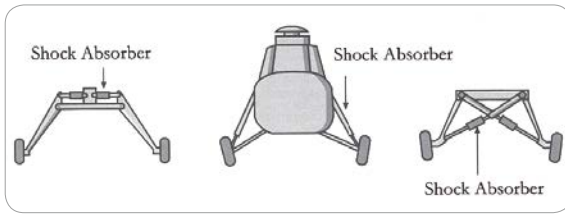
대형 헬리콥터에 많이 사용되는 착륙장치이며, 기체에 부착된 착륙장치는 비행 중 외부에 노출되어 풍압을 받게 되고 그로 인해 헬리콥터의 속도가 커질 때 유해 항력도 증가한다.



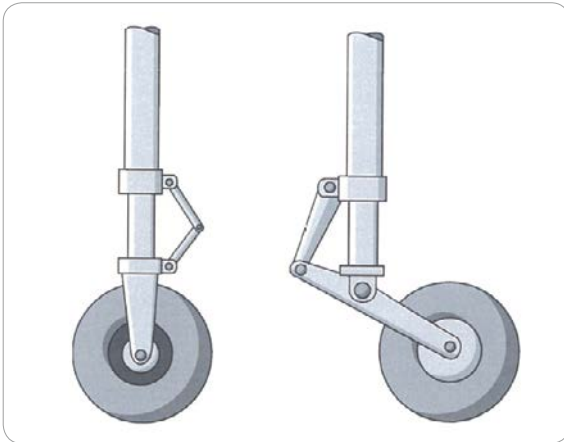
[그림 2-20] 고정식 착륙장치

고정식 착륙장치는 스트럿에 부착된 고정축에 장착된 휠로 구성되어 있으며, 착륙 시 충격을 흡수하고, 고르지 않은 지면에서 지상 활주 시 충격을 완화시켜 준다. 타이어는 동체 구조물에 장착된 다리(Leg)에 충격 흡수 장치가 부착된다. 착륙장치는 일반적으로 좌우로 회전하는 드래그 스트럿에 의한 전후방 움직임을 지탱하기 위해 동체에 고정되어 있다. 착륙장치에 있는 충격 흡수 장치(Shock Absorber)는 착륙 시 충격하중과 바퀴에 전달되는 헬리콥터의 무게를 흡수하기 위해 압축된다. 그런 다음 다시 튀어 오르는 것을 방지하기 위해 충격 흡수 장치가 천천히 확장되어, 저장된 잉여 에너지를 방출하여 수직 충격을 흡수한다.

헬리콥터에서 이·착륙 시 충격을 감소시켜 주는 방식으로는 직접식과 레버식이 있다. 대부분의 경우, 메인 휠 어셈블리는 직접 서스펜션에 연결되는 반면, 전후방 휠 어셈블리는 레버식 서스펜션에 연



[그림 2-21] 충격 흡수 장치(Shock Absorber)



[그림 2-22] 직접식 및 레버식 서스펜션

결되어 있다. 그러나 일부 헬리콥터는 메인 휠 구성품이 레버식 서스펜션에 연결된 것도 있다. 두 가지 서스펜션 방법 모두 하중을 쇼크 스트럿에서 수직으로 흡수하도록 설계되었다.

고정식 착륙장치에는 전륜형 착륙장치와 후륜형 착륙장치가 있다.

1) 전륜형 착륙장치

(Nose Wheel Type Landing Gear)

전륜형 착륙장치의 무게중심은 메인 휠 앞에 위치하고, 전방 동체는 단일 또는 이중 전륜으로 지지가 된다. 이러한 경우, 무게중심의 위치로 인해 지상 조작 중에 헬리콥터가 직진하려는 경향이 있으며, 활주 중에 제동을 가해 때 헬리콥터가 불안정해지는

것을 방지해 준다.

전륜은 수평면에서 자유롭게 회전하고, 자체적으로 중심을 맞추는 레버형 서스펜션을 가지고 있다. 이러한 전륜 형태는 헬리콥터가 전방으로 활주 시 시미(Shimmy) 현상이 발생할 수 있으므로, 이를 방지하기 위해 시미 댐퍼를 사용해야 한다. 또 다른 유형의 전륜 형태로, 지상에서 정확한 조향이 가능하도록 기계식 또는 유압식 조향 시스템을 갖춘 것도 있다. 일반적으로 유압식 조향 시스템이 작동되면 휠에서 발생하는 시미 현상을 방지해 준다.

[그림 2-23] 전륜형 착륙장치(Nose Wheel-Type Landing Gear)
(산림청 자료제공)

2) 후륜형 착륙장치

(Tail Wheel Type Landing Gear)

후륜형 착륙장치에서 메인 휠은 헬리콥터의 무게중심 전방에 위치하며, 꼬리 동체는 단일 또는 이중 후륜으로 지지되며, 후륜은 일반적으로 수평면에서 자유롭게 회전하여 방향의 안전성을 준다. 자체적으로 중심을 맞추는 레버형 서스펜션을 가지고 있으며, 지상에서의 방향 조종은 조종사가 Pedal 위에 위치한 발로 작동하는 브레이크 Pedal을 사용하는 차동 전륜 브레이크로 조작한다.



[그림 2-24] 후륜형 착륙장치(Tail Wheel Type Landing Gear)

전륜 뒤에 있는 무게중심 위치로 인해 지상에서 활주할 때 문제를 야기할 수 있다. 만약 헬리콥터가 지상 활주 중 좌우로 벗어나는 것이 과도하면, 무게중심은 전륜과 정렬이 틀어져 전륜보다 앞서가려고 할 수 있다. 예를 들면, 헬리콥터가 수평으로 고리 형태의 활주(Ground Loop)를 하는 결과를 초래한다. 만약 헬리콥터가 좁은 축간거리를 가지고 있다면 이러한 경향은 더 크다.

후륜의 사용과 관련된 또 다른 문제는, 헬리콥터가 전진 방향으로 활주할 때 제동력이 과도하면 후륜을 지면으로부터 들어 올리는 현상이 발생할 수 있다.

접이식 착륙장치(Retractable Type Landing Gear)

접이식 착륙장치(Retractable Landing Gear)는 비행 중 착륙장치를 동체 격실(Fuselage Compartment) 안으로 집어넣는다.

접이식 착륙장치 이중 휠 어셈블리의 각 휠은 내부 및 외부 테이퍼 형태의 롤러 베어링에서 자유롭게 회전할 수 있는 고정축에 장착된다. 충격 흡수 장치 스트럿 내부의 슬라이딩 실린더는 고정축 어셈블리에 부착된다. 고정축 어셈블리 하부에는 잭킹(Jacking) 포인트가 위치하는 경우가 종종 있으며, 휠 교환을 수행할 때 사용된다. 충격 흡수 장치 스트럿의 외부

고정 실린더는 일체형 측면 버팀대(Side Braces)와 드래그 스트럿(Drag Strut)을 통해 헬리콥터 구조물에 고정된다. 측면 버팀대는 옆으로의 움직임을 방지하고, 드래그 스트럿은 앞뒤로의 움직임을 방지한다. 충격 흡수 장치 스트럿을 형성하는 내부 및 외부 실린더는 상부 및 하부 토션 링크(Torsion Link)를 통해 연결된다. 토션 링크는 가위 형태 동작을 통해 휠과 축 어셈블리의 올바른 작동 궤도 유지 및 스트럿의 원활한 압축 및 팽창 작용을 돕는다.



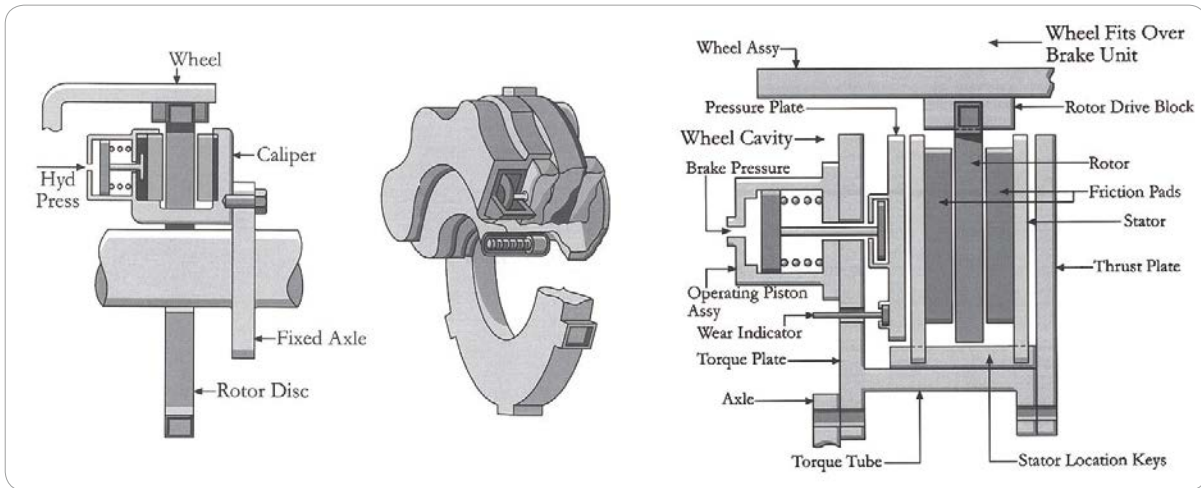
[그림 2-25] 접이식 착륙장치(Retractable Type Landing Gear)

제동장치(Brakes)

휠 타입 착륙장치에 장착되는 제동장치는 다음과 같은 규격이 필요하다.

- 조종사가 제어할 수 있는 제동장치
- 무동력 착륙(Power Off Landing) 시 사용 가능한 제동장치
- 회전하는 Rotor의 불균형 토크에 대응하기에 적절한 제동장치
- 건조하고 매끈한 노면(Pavement)의 10도 경사에서 헬리콥터를 주기(駐機)하기에 적절한 제동장치

일반적으로 휠 타입 착륙장치 제동장치는 메인 휠



[그림 2-26] 캘리퍼 제동장치 및 단일 디스크 제동장치

(Main Wheel)에만 설치되며, 노즈 휠(Nose Wheel) 혹은 테일 휠(Tail Wheel)에는 설치되지 않는다. 제동장치는 주로 헬리콥터를 정지시키는 기능으로 사용되지만, 일부 헬리콥터에서는 좌·우측 제동장치를 이용하여 헬리콥터가 전진할 때 조향 보조 장치로 이용되기도 한다. 예를 들어, 좌측 메인 휠 제동장치를 작동시키면 헬리콥터가 좌측으로 급선회한다. 또한, 필요시 활주 속도를 제어하는 보조 기능으로 제동장치를 이용한다.

고정의 항공기와 달리 헬리콥터 제동장치는 높은 열이 발생하지 않는다. 헬리콥터 제동장치에는 안티 스킨드(Anti-Skid) 또는 오토 브레이크(Auto-Brake) 기능이 없어, 비교적 제동장치 구조가 단순하다. 일반적인 시스템은 유압 작동 캘리퍼형(Caliper Type) 제동장치, 혹은 각 메인 휠에 구비된 단일 디스크 제동장치로 구성되어 있다. 제동장치는 필요에 따라 요 Pedal(Yaw Pedal) 위에 있는 풋 Pedal(Foot Pedal)을 사용하는데, 함께 또는 별도로 사용한다. 장기간 계류 위치에 헬리콥터를 고

정할 경우에는 파킹 브레이크 레버(Parking Brake Lever)를 사용하여 고정한다.

2.3.3 기타

헬리콥터가 수면 위에 착륙하기 위한 납작한 배 또는 플로트(Float)가 장착되어 있는 플로트 착륙장치가 있다. 플로트는 헬리콥터가 수상에서 착륙과 이륙을 할 수 있게 하는 매우 유용한 착륙장치이다.

이 밖에도 눈과 얼음 위에 착륙할 수 있도록 바퀴에 스키(Ski)를 장착하여 운항하기도 한다.



[그림 2-27] 헬리콥터 스키 착륙장치(Ski Landing System)



[그림 2-28] 플로트 착륙장치(Float Landing Gear)

2.4 Main Rotor 시스템 (Main Rotor System)

2.4.1 Main Rotor Blade

헬리콥터의 Main Rotor Blade는 굽힘과 비틀림, 전단, 그리고 인장 응력이 수반되는 회전 날개이다. 각 Main Rotor Blade는 스펠 방향으로 원심력이 발생하게 되는데, 어떤 경우에는 Main Rotor Hub와 Main Rotor Blade 접합부에 수 톤의 힘이 가해질 수도 있다.

이 응력들에 대응하기 위해 Main Rotor Blade는

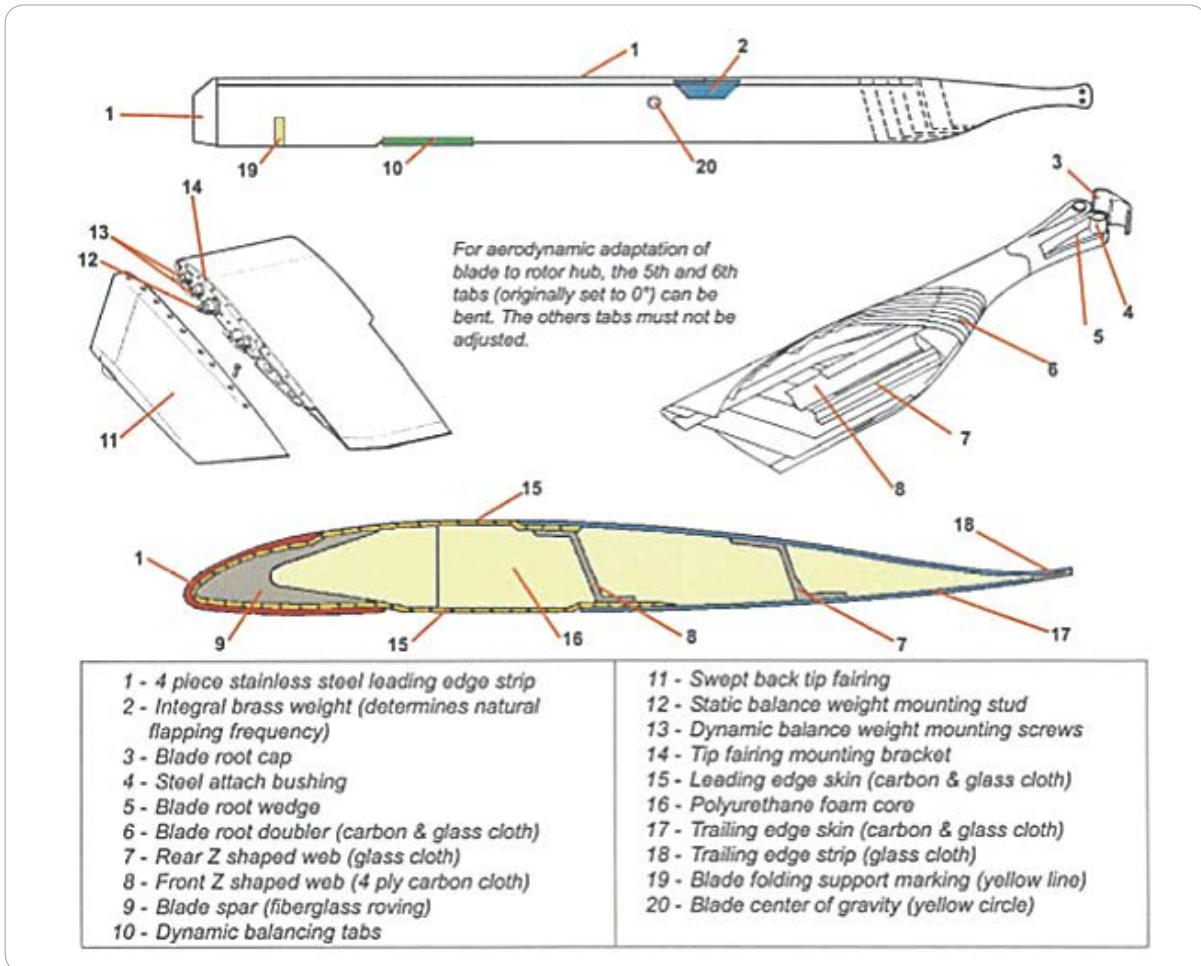
튼튼하고 유연성이 있으며, 가볍고 내구성이 좋아야 하고, 자체 균형을 갖추어야 할 필요가 있다. Tail Rotor Blade는 Main Rotor Blade와 비슷한 구조를 가졌지만, 상대적으로 더 적은 응력을 받기 때문에 더 가벼운 구조를 가진다.

Main Rotor Blade의 구조는 앞전 부분이 강하고, 뒷전 부분은 상대적으로 가볍게 되어 있다. 금속 커프(Cuff)는 Blade의 Root에 있는 날개 보(Spar)에 장착되어 Blade를 허브 접합부와 연결하게 되어 있다. 그리고 앞전에는 부식을 방지하기 위한 캡이 붙어 있다. 금속제 Blade의 뒷전은 휘어지는 현상을 흡수하기 위해서 포켓 또는 조각 형태로 만들어졌다.

일체형 고정 트림탭은 뒷전의 안쪽에서 바깥쪽을 따라 자리 잡고 있으며, Blade 트랙과 공기역학적 균형을 조절하는 데 사용된다. 가끔 Main Rotor Blade의 뒷전을 따라서 특정된 위치에, 그리고 Tail Rotor Blade의 끝단에 작은 배수구가 있는데, 이것은 Blade의 내부 습기를 배출해 준다.

때때로 Blade 날개 보의 아랫부분에 계류를 위한 장치가 부착되기도 하는데, 이것은 돌풍 또는 강풍이 예상되는 환경에 노출되었을 때 로프나 스트랩을 사용해서 Blade가 흔들리는 것을 잡아 주기 위해 스크루 형식으로 되어 있다. 또한 비상 처치 방법으로 Blade 끝단에 계류 백(Mooring Bag)을 매다는 경우도 있다.

Rotor Blade는 Blade가 비틀어지는 것을 방지하기 위해 제한적으로 시위선(Chord) 기준의 무게 중심점에서 균형이 확보되어야 하며, 더불어 Main Rotor 회전면의 균형을 유지하고 진동을 방지하기 위해 길이선(Span Wise) 기준의 무게중심점이 확보



[그림 2-29] Main Rotor Blade의 구조

되어야 한다. 또한 그것들은 공기역학적으로도 공력 중심 움직임의 한계 안에 있어야 한다.

Main Rotor Blade 재질

(1) 나무 Blade(Wood Blade)

가장 초기에 사용하던 Main Rotor Blade는 나무를 적층 구조로 쌓은 형식이며, 질량 균형을 맞추기 위해 속이 빈 강재 보(Hollow Steel Spar) 구조물로 되어 있다.

앞전과 중심 부분은 응력에 대응하기 위해 자작나무가 사용되었으며, 반면에 몸체는 일반적으로 소나무가 사용되었다. 뒷전 부분은 일반적으로 소나무 또는 살사 나무를 사용하고, 끝단에는 가문비나무를 사용하였다. 나무 구조는 공기역학적 모양에 따라 필요한 대로 윤곽을 잡고 천으로 감싼 후에, 레진(Resin)을 사용하여 직조된 섬유유리 소재로 덮은 뒤, 최종적으로 왁스칠을 하였다.

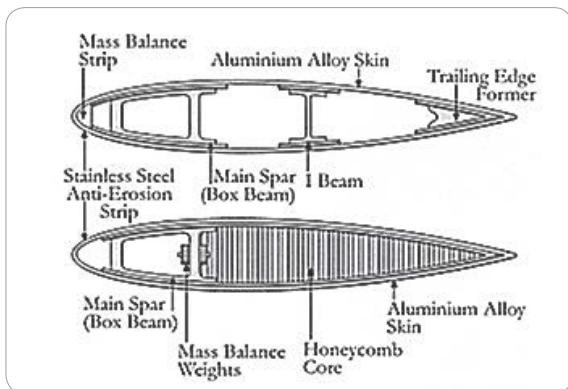
앞쪽은 표면을 평평하게 하고 충격에 보호될 수 있

도록 스테인리스 스틸 스트립을 붙여 사용하였다. 그리고 그 이후 Main Rotor Blade에 사용되었던 더 가벼운 종류의 나무 구조는 겹으로 된 강재 보와 나무 재질의 리브(Rib), 그리고 천으로 덮인 합판으로 만들었다. 금속 합금과 달리 나무의 밀도는 서로 다르므로 상호 교환이 가능한 Main Rotor Blade를 생산하는 것이 불가능했기 때문에, 나무 재질의 Main Rotor Blade는 종종 같은 허브에 사용되는 균형 잡힌 한 쌍으로 생산되었다. 더불어 각 Main Rotor Blade는 시위(Chord)와 스패ن(Span) 기준의 균형을 맞추기 위해 앞과 끝단 캡에 무게를 추가하였다. 고정된 트림탭은 트래킹과 공력 균형을 맞추기 위해 Main Rotor Blade의 뒷전에 위치해 있다.

(2) 금속 Blade(Steel Blade)

금속 재료를 활용한 제조 공정은 서로 교환할 수 있는 Main Rotor Blade를 생산하는 것을 가능하게 했다. 각 Blade는 생산되는 동안 마스터 Blade에 맞춰지게 되고, 정확하게 공기역학과 응력 조건에 맞추어 균형이 잡히게 된다.

금속 Blade의 구성품은 서로 열과 압력을 사용하



[그림 2-30] Main Rotor Blade

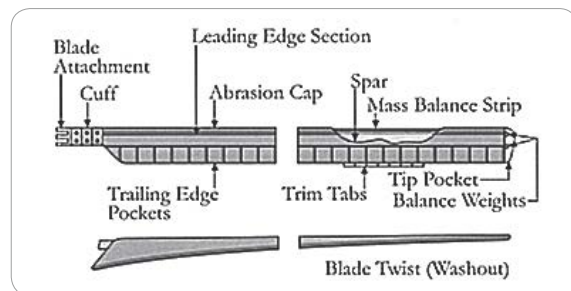
여 제작되고 연결된다. 이 공정은 가볍고 유연하면서도 강한 구조물이 될 수 있도록 접합부에 이음새가 없이 매끄러운 윤곽을 만들 수가 있다.

금속 Blade는 보편적으로 알루미늄합금으로 만들어진다.

첫 번째 방법은 스킨을 접어서 필요한 공기역학적 모양을 만들어 내고, 알루미늄합금을 압출 성형한 박스형 날개 보와 중간빔, 그리고 뒷전은 고펠제 형태로 구성되었다. 뒷전에는 때때로 금속판으로 만들어진 20개 이상의 분리된 조각 또는 포켓이 있기도 하다. 이것들은 굽힘 응력을 지탱하는 날개 보의 뒷부분에 연결이 되고, 고정 트림탭은 Blade의 트랙을 목적으로 뒷전을 따라 지정된 위치에 붙여져 있다.

압출된 알루미늄합금 박스형 보(Spar)는 주요 구조부이며, 날개의 앞을 형성한다. Blade 전체 길이를 따라 구성되어 있고, 강철 단조로 가공된 Blade 접합 피팅이 날개 보의 뿌리 끝과 볼트로 연결되며, 이는 결과적으로 부하를 분산하도록 이중재와 그림 플레이트를 강화한다.

두 번째 방법은 넓은 의미에서 알루미늄합금 스킨이 주위를 감싸고 날개 보와 뒷전 스트립에 접합된다는 점에서 첫 번째 방법과 같지만, Blade의 몸체가 공기역학적 프로파일 안에서 스킨을 지지하는 알



[그림 2-31] 금속 Rotor Blade의 구성

루미늄 허니콤 코어(Honeycomb Core)로 채워지고, 앞에서와 같이 마모-스트랩이 앞을 따라 평평하게 부착되어 있다.

Main Rotor Blade는 반드시 시위(Chord)와 스패ن(Span) 방향의 기준에서 균형이 맞아야 한다. 시위 중심의 균형은 일반적으로 금속 평형추 스트립을 앞의 안쪽을 따라 더하는 것으로 가능하며, 관성 균형을 맞추기 위해서는 날개 보를 따라 평형추를 더할 수도 있다.

금속 Blade는 피로 파괴와 부식, 그리고 외부 물질에 의한 충격에 손상될 수가 있으며, 그 한계 및 수리와 관련된 부분은 정비 매뉴얼에 나와 있다. 일반적으로 손상이 Blade의 뿌리 부분에 가까울수록 한계가 더 엄격하다. 대부분 융합될 수 있는 가벼운 흠집이나 손상 외에 Blade 바로 주변 또는 부착 장치의 손상이나 수리는 허용되지 않는다.

손상과 흠집은 잠재적으로 응력을 증가시키기 때문에 이러한 것들은 일반적으로 실제 손상 아래 0.0002인치의 최소 깊이까지 블랜딩(Blanding) 작업이 필요하며, 그 후 갈라짐 탐지 검사와 표면 마감의 복구가 이어진다. 특히 날개 보를 따라 입은 손상을 위해 블랜딩 작업을 수행할 때는 그 손상의 엄격한 깊이와 부위가 제한되고, 한 부위에 허용된 수리 횟수에도 제한을 두게 된다.

번개에 의한 손상은 또 다른 제한의 대상으로, 더 깊은 깊이까지 자재의 성질에 영향을 주기 때문에 엄격한 제한을 두게 된다.

(3) 복합 소재 Blade(Composite Blade)

최근의 Main Rotor Blade는 유리와 단단한 폼(Foam)을 가진 탄소섬유(Carbon Fiber)의 강화 플

라스틱과 허니콤(Honeycomb) 경화제로 구성되어 있으며, 각 제조사는 그들만의 특정한 구조로 생산이 된다.

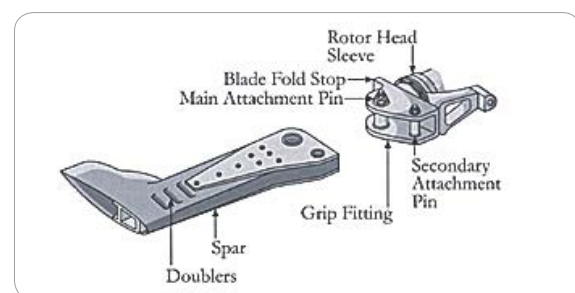
대부분의 날개 보가 유리섬유(Glass Fiber) 또는 탄소섬유 합판으로 제작되었지만, 몇몇은 복합 소재에 금속 날개 보를 가지고 있다. 그림과 같이, 적층 합판과 스트립은 층층으로 쌓여 있고, 레진을 사용하여 부착한 후에 열처리와 압력 처리를 하여 원하는 모양으로 만들어 낸다.

복합 재료 Blade를 사용했을 때의 장점은 부식에 영향을 받지 않는다는 것이고, 피로에 대한 저항이 금속 Blade보다 더 강하며, 중량 대비 더 높은 강도를 가진다. 그들은 항력을 줄이고 성능을 향상시키는 복잡한 공기역학적 모양을 만들기 위해서 제작된다.

Blade 연결(Blade Attachments)

제조사는 각각 Blade를 허브에 부착시키는 그들만의 방법이 있다.

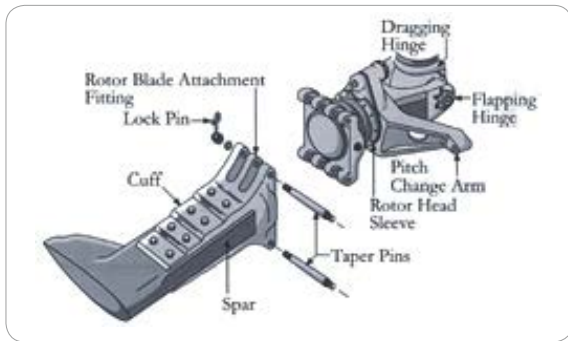
그림과 같이 첫 번째는, Blade를 허브 위 그림의 포크에 견고하게 연결하기 위해 핀을 사용해서 연결하는 방법이다. Blade는 장착하기 전에 들어 올려 핀이 잘 들어가도록 해야 하며, 제거하는 동안에



[그림 2-32] Blade의 연결

도 똑같이 적용되어야 한다. 종종 핀을 제거하기 위해서 특수한 도구가 사용되기도 하며, 만약 Blade가 제대로 들어 올려지고 지지가 되었다면 이 과정은 단지 중간 정도의 힘만이 필요할 것이다.

적당한 보조 도구 없이 작업을 하게 되면 접촉 부분에 굽힘이 나타날 수도 있으며 홀이 어긋날 수도 있다. 더불어, 흔들어서 핀을 제거하는 방법도 허브에 있는 그립 피팅의 포크를 뒤틀리게 하고 Blade 연결 부시에 손상을 일으킬 수가 있다. Blade 날개 끝의 피팅은 금속 부시가 있는 날개 보를 통해 볼트로 고정된 그립 플레이트들로 구성되어 있다.



[그림 2-33] 테이퍼 핀을 사용한 Blade 연결

두 번째는 허브 피팅에 테이퍼 핀(Tapered Pin)으로 Blade를 연결하는 방법으로, 역시 핀에 가해지는 압력을 줄이기 위해서 들어 올려지거나 지지되어야 한다. 그림처럼 Blade에 있는 금속 커프(Cuff)는 날개 보에 부착된 일체형 이중재를 가진 포크-그립 형태로 되어 있다. 종종 Blade 피팅과 날개 보 사이에 마찰 손상을 방지하기 위해 스페이서(Spacer)가 삽입되기도 하는데, 이것은 Blade의 한 부분으로, 작동 중에 마모로 인한 손상이 발생하지 않도록 하는데 목적이 있다.

폴딩 Blade(Folding Blade)

헬리콥터는 격납 공간을 줄이기 위해서 접하는 Blade를 장착할 수도 있는데, 허브 피팅에 연결하는 Blade에서 하나의 핀을 제거하고 남은 핀을 받침으로 사용해서 Blade가 뒤로 접히도록 하는 방법이다.

3개의 Rotor Blade가 달린 경우에는 한 개의 Blade를 꼬리 동체 위쪽으로 위치시키고 남은 Blade는 뒤로 접히도록 하는데, 이때 Blade들은 동체의 후미에 붙어 있는 받침으로 지지가 되어야 한다.



[그림 2-34] 카모프(KA-32) Blade 폴딩 (산림청 자료제공)

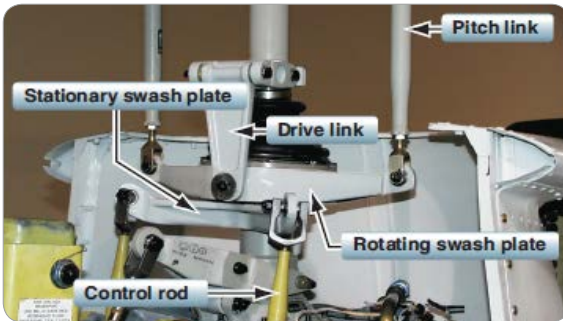
회전 경사판(Swash Plate Assembly)

회전경사판의 목적은 조종사에 의한 조종 입력을 Main Rotor Blade 또는 조종면(Control Surface)으로 연결해주는 장치이다.

이 장치는 고정판(Stationary Swash Plate)와 회전판(Rotating Swash Plate) 2개의 구성으로 이루어져 있다. 고정판(Stationary Swash Plate)은 Main

Rotor 마스트에 장착되어 있고, 푸시로드(Push-rod)와 연결된 Cyclic과 Collective에 의해 조종된다. 이 판은 회전하지 않지만 Anti-drive Link에 의해 모든 방향으로 기울거나 위, 아래로 움직일 수 있다. 회전판(Rotating Swash Plate)은 Uniball Sleeve를

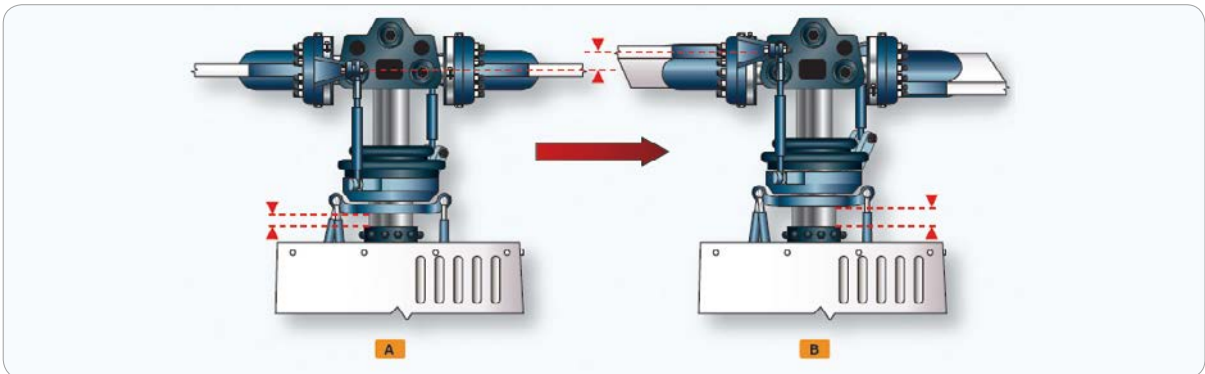
통해 고정판 위에 장착된다. Drive link를 통해 Main Rotor 마스트와 연결되어 일정하게 회전한다. 회전판은 고정판과 함께 기울거나 위 아래로 움직일 수 있으며, 피치 링크(Pitch Link)를 거쳐 피치 혼(Pitch Horn)에 연결되어 있다.



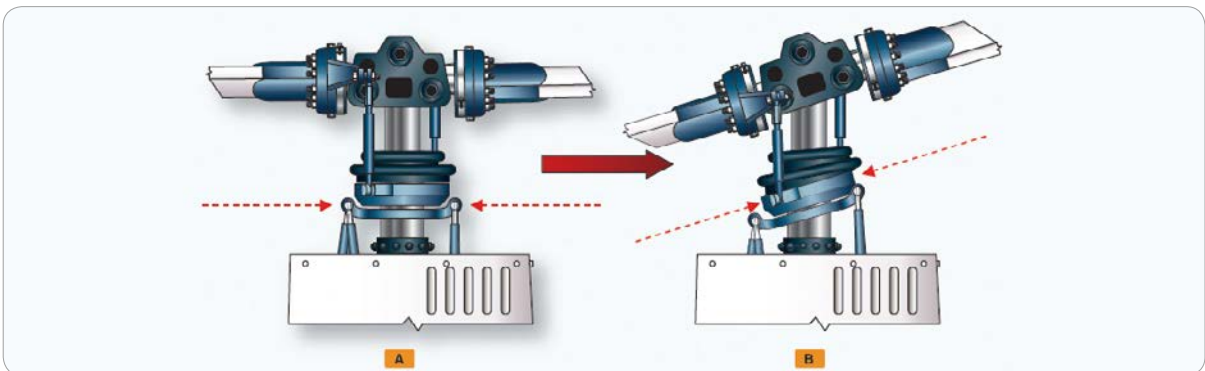
[그림 2-35] 회전 경사판



[그림 2-36] 회전 경사판(Swash Plate Assembly) 단면도



[그림 2-37] Collective 작동으로 인한 고정 회전 경사판의 수직 이동량



[그림 2-38] 사이클릭 레버 작동으로 인한 회전 경사판의 변화각

자유회전장치(Freewheeling Unit)

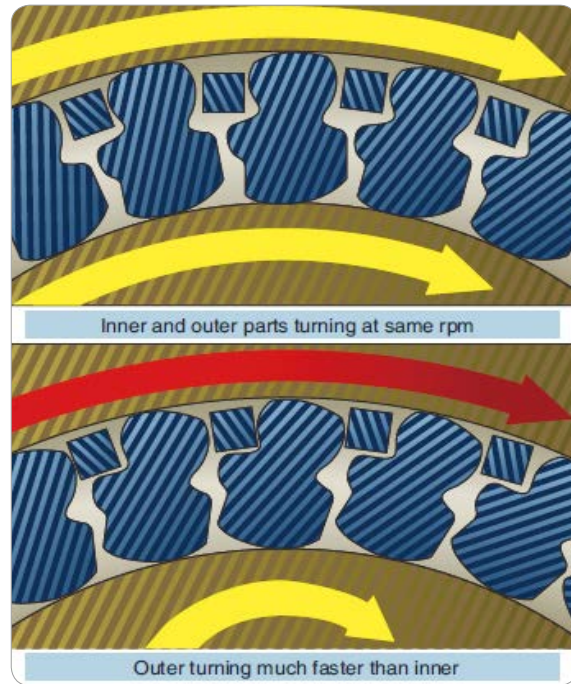
헬리콥터의 양력은 회전하는 Main Rotor Blade에 의해 제공되기 때문에, 엔진이 고장 났을 경우 Main Rotor Blade는 자유롭게 회전해야 한다. 자유회전장치(Freewheeling unit)는 엔진의 회전속도가 Main Rotor의 회전속도보다 느려지면 자동으로 엔진과 Main Rotor를 분리시켜 준다. 이것은 Main Rotor와 Tail Rotor가 정상 비행 속도로 회전을 계속할 수 있게 해 준다.

대부분의 자유회전장치는 엔진과 Main Rotor 변속장치 사이에 위치한, 한 방향으로만 돌 수 있는 Sprag Clutch로 구성되어 있다. 이것은 피스톤 헬리콥터의 경우 Upper Pulley에 장착되어 있고, 터빈 헬리콥터의 경우 Accessory Gearbox에 장착되어 있다. 엔진이 Rotor를 구동할 때, Sprag clutch의 경사진 면의 롤러가 바깥쪽 드럼통에 힘을 가하도록 해 준다. 따라서 엔진이 동력전달장치의 회전속도를 초과하지 않는다.

그러나 엔진이 고장 났을 경우에는 롤러가 안쪽으로 움직여 바깥쪽 드럼통이 분리되고 안쪽 부분보다 자유롭게 회전할 수 있어, 동력전달장치의 회전속도가 엔진의 회전속도보다 빨라질 수 있다. 즉 엔진의 회전속도는 동력전달장치의 회전속도보다 느려지게 되고 헬리콥터는 자동 활공 상태가 된다.

2.4.2 구동 방식에 따른 분류

Rotor 시스템은 양력을 생성하는 헬리콥터의 회전 부분이다. Rotor는 마스트(Mast), 허브(Hub)와 Rotor Blade로 구성되어 있다. 마스트는 빈 원기둥 형태의 금속 축으로, 위쪽으로 연장되고 구동되며



[그림 2-39] 자유회전장치

Transmission와 연결되어 있다. Rotor Blade는 허브에 여러 가지 방식으로 부착되어 있다.

Main Rotor 시스템은 Main Rotor Blade가 허브에 어떤 방식으로 부착되고 움직이는 방법에 따라 아래 세 가지로 분류된다.

1. 반고정형(Semirigid Rotor System)
2. 고정형(Rigid Rotor System)
3. 완전 관절형(Fully Articulated Rotor System)

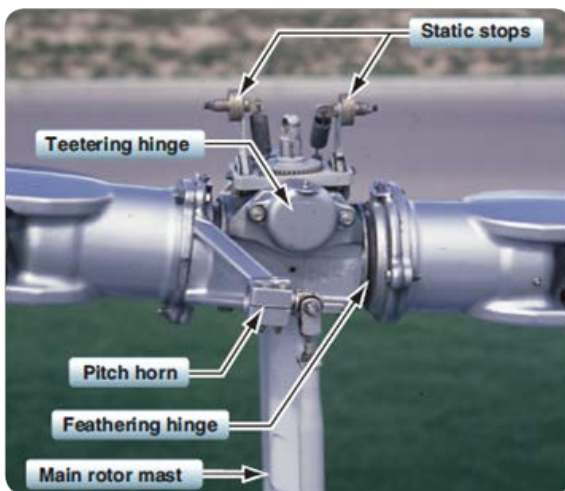
Bearingless Rotor 시스템 같은 최신의 일부 Rotor 시스템은, 이러한 시스템 설계의 조합을 사용한다.

반고정형 Rotor 시스템(Semirigid Rotor System)

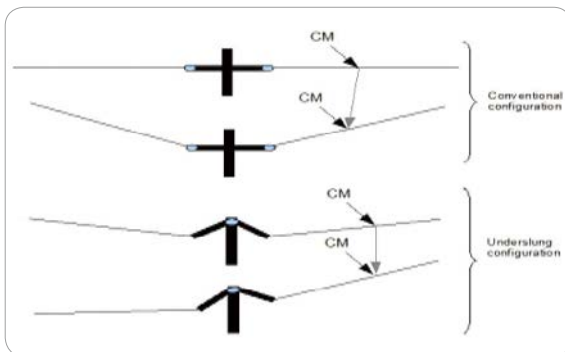
(1) 반고정형 Rotor 시스템의 작동원리

반고정형 Rotor 시스템은 Main Rotor 허브에 두

개의 Blade가 고정되어 있다. Main Rotor 허브는 티터링 허브, 플래핑 힌지라고 불리는 Main Rotor 샤프트에 대하여 자유롭게 기울어진다. 자유롭게 기울어져서 Blade들이 하나의 유닛으로 플래핑 할 수 있다. 수직 항력 힌지가 없어 Blade가 굽혀져서 'Lead/Lag Force'를 흡수하고 경감시킨다. 반고정형 Rotor는 페더링이 가능하다. 페더링이란 페더링 힌지를 통하여 Blade의 피치각이 변하는 것이다. 반고정형 Rotor 시스템이 언더슬링 Rotor인 경우 중력중심은 마스트가 부착된 아래쪽에 위치한다.



[그림 2-40] 반고정형 Rotor 시스템



[그림 2-41] 언더슬링 Rotor 시스템

언더슬링 마운트 디자인은 Blade의 무게중심을 플래핑 힌지와 일자로 정렬하여 플래핑 시 두 개의 Blade의 무게중심이 회전 중심과 동일하게 하였다. 헬리콥터 시스템의 회전 속도는 변화하는 경향을 보이지만 엔진의 관성과 동작 시스템의 유연성으로 인하여 변화량은 제한된다. 제한사항을 조절하기 위하여 Blade 뿌리(Root)쪽에 적당한 경직도만 남겨두고 유연성을 부여한다. 간단하게 말하면 언더슬링 디자인은 기하학적인 불균형을 효과적으로 제거한다. 언더슬링 Rotor 시스템은 일반적인 회전면보다 약간 낮게 Blade를 설치해서 Lead/Lag Force를 완화해 최소화한다. Blade 콘이 위로 향할 때, Blade 압력 중심은 허브와 거의 같은 수준에 있다. 어떠한 응력이 남아있다면 Blade를 구부려서 해소한다.

(2) 반고정형 Rotor 시스템의 특징

반고정형 Rotor 시스템을 가진 헬리콥터의 경우 Rotor 플래핑이 멈춰서 마스트가 부러져 버리는 마스트 범핑 상태에 들어갈 위험성이 존재한다. 반고정형 Rotor 시스템의 기계적 설계에 따라 Blade의 아래쪽 플래핑은 물리적인 한계를 가지고 있어야 한다. 마스트 범핑은 Rotor의 격렬한 플래핑의 결과이며 따라서 각 Rotor 시스템 설계 시 최대 플래핑 각을 부여해야 한다. 만약 설계된 플래핑 각을 넘으면, 정적 정지장치가 마스트에 작동한다. 정적 정지장치는 Main Rotor의 일부분이며 움직임에 제한점을 설정한다. 비행 중 정지장치와 마스트와의 강한 접촉이 발생하면 마스트가 손상을 입거나 분리될 수 있어, 위 접촉은 최대한 피해야 한다. 마스트 범핑은 Blade의 플랩과 직접적인 관련이 있다. 직진 수



[그림 2-42] 반고정형 Rotor 시스템 대표기종(B-407, R-22)

평비행 시 Blade 플레핑은 최소이며, 일반적인 비행 조건에서는 2도 정도이다. 플레핑 각도는 높은 전진 속도, Low Rotor RPM, 고밀도의 고도, 높은 총 중량, 난류에 부딪힐 때 약간 증가한다. 내활(Slip), 낮은 속도로 비행, 극도의 중력중심 위치에서 저속 비행 중 헬리콥터를 조종하면 큰 플레핑 각도로 유도될 수 있다.

고정형 Rotor 시스템(Rigid Rotor System)

(1) 고정형 Rotor 시스템의 작동원리

고정형 Rotor 시스템은 기계적으로는 간단하지만, 작동 하중이 힌지를 통하지 않고 굴곡 운동을 통하여 흡수해야 해서 구조적으로는 복잡하다. Blade 뿌리(Root) 부분은 Rotor 허브에 부착된다. 공기 역학을 통하여 완전하게 연결된 시스템으로 보이지만, 플레핑과 리드/래그 힌지가 없다. 대신 Blade의 굴곡 운동으로 움직임을 소화한다. 플레핑, 리드/래그가 불가능 하지만 페더링은 가능하다. 헬리콥터의 공기역학, 재료기술에 발전에 따라, 고정형 Rotor 시스템은 계속하여 보편화 되고 있으며 이는 기본적으로 설계가 용이하고, 반고정형, 완전 관절형 시스템과 비교했을 때, 최대의 효율을 내기 때문이다.

(2) 고정형 Rotor 시스템의 특징

고정형 Rotor 시스템은 반응성이 뛰어나고 반고정형 시스템과는 다르게 마스트 범핑에 쉽게 빠져들지 않는다. 이는 Rotor 허브가 Main Rotor 마스트에 견고하게 부착되어 있어, 동체와 Rotor가 하나의 개체처럼 같이 함께 움직이며 다른 종류의 Rotor 시스템에서 빈번하게 발생하는 진동을 상당히 감소할 수 있다.

고정형 Rotor 시스템의 다른 장점으로는 Rotor 허브와 플레핑 암의 무게와 항력을 줄여준다는 것이다. 이로 인하여 조종성이 향상된다. 복잡한 힌지 없이 고정형 Rotor 시스템은 타 Rotor 시스템보다 유지하기 쉽고 안정성을 부여한다. 단점으로는 난류 또는 돌풍 시 승차감이다. 이유로는 힌지의 부재로 인하여 큰 하



[그림 2-43] 고정형 Rotor 시스템



[그림 2-44] 고정형 Rotor 시스템 대표기종(BO-105)

중을 흡수할 수 있는 매개체가 없고, 다른 Rotor 시스템과 비교하여 실내에서의 진동이 많이 느껴진다.

완전 관절형(Fully Articulated Rotor System)

(1) 완전관절형 Rotor 시스템 작동원리

완전 관절형 Rotor 시스템은 각 Blade가 다른 Blade와 리드/래그(앞 뒤로 이동), 플랩(내부 장착 힌지에서 위 아래로 움직이는 것), 페더링(양력을 조절하기 위하여 피치 축을 중심으로 회전)을 가능하게 한다. 각각의 Blade의 동작은 나머지 Blade의 동작과 연관있다. 완전관절형 Rotor 시스템은 3개 이상의 Blade를 가지고 있는 헬리콥터에서 쓰인다.

(2) 완전관절형 Rotor 시스템의 특징

Rotor가 회전할 때 각 Blade는 조종 시스템에서 들어온 입력에 반응하여 항공기를 제어한다. 전체 Rotor 시스템의 양력 중심은 위 입력에 반응하여 피치, 롤, 상승 움직임을 제어한다. 이러한 양력의 크기는 모든 Blade의 피치각을 동시에 동일한 방향으로 변화시키는 콜렉티브를 조절하여 조작한다. 양력의 위치는 조종사의 피치, 롤 조종에 따라서 변

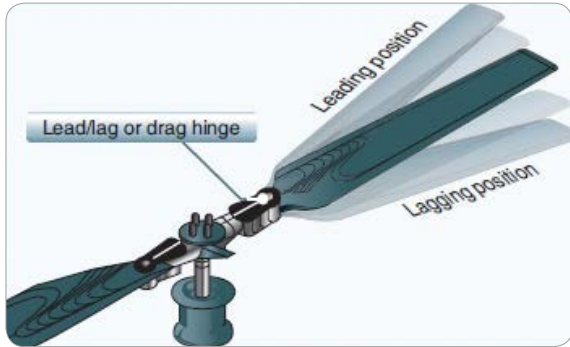


[그림 2-45] Blade의 리드/래그 움직임

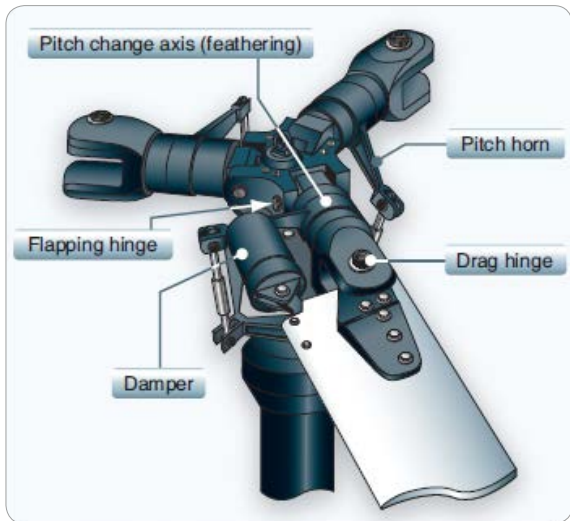
화한다. 그러므로 페더링 각(자체 양력에 비례)은 Rotor의 회전에 따라 변하며 사이클릭 조절이라고 한다. Blade에 양력이 증가함에 따라서 위로 플랩한다. Blade 허용각을 위한 플레핑 힌지는 위와 같은 움직임을 허용하고 항공기의 수평을 유지하기 위하여 Blade 무게 원심력으로 균형을 유지한다. 특정한 움직임은 조정이 필요하며, 원심력은 거의 일정하지 않다. 플레핑 힘은 조종을(상승률, 항공기 총중량, 전진 속도) 어떻게 하느냐에 따라 심각하게 영향을 받는다. Blade가 플레핑 하면 무게 중심은 바뀐다. 이 변화로 인하여 국지적인 부분에 관성 모멘트가 바뀌고 Blade 일부분과 전체 Rotor 시스템에 대하여 속도가 줄어들거나 늘어난다. 이는 리드/래그 양력 힌지에 의하여 조절된다.



[그림 2-46] Flapping



[그림 2-47] 완전 관절형 Rotor 시스템의 Flapping 힌지



[그림 2-48] Drag 힌지

Rotor 시스템에 따른 차이 및 장단점

3가지 Rotor 헤드 설계에는 여러 가지 변형이 있다. 베어링이 없는 Rotor 시스템의 경우 관절형 Rotor 시스템과 관련되어 있고 베어링과 힌지가 없다. 위 시

스템은 충격을 흡수하기 위하여 Blade와 허브 구조에 의지한다. 고정형 Rotor 시스템과 베어링이 없는 시스템의 차이점은 베어링 없는 시스템에는 페더링 베어링이 없다는 것이다. 커프스 내부의 구성품은 피치 각 조절 암에 의하여 비틀어져 있다. 대부분 베어링 없는 Rotor 허브는 섬유 복합 물질로 구성되어 있다. Rotor 시스템의 차이는 아래 표에서 설명하겠다.

[표 2-2] Rotor 시스템의 유형 비교

타입	장점	단점
관절형	<ul style="list-style-type: none"> • 조종성 반응이 좋음 	<ul style="list-style-type: none"> • 공기 역학 항력이 높음 • 복잡함 • 비쌈
반고정형 (티터링, 언더슬링, 시소)	<ul style="list-style-type: none"> • 간단함 • 2개의 Blade로 인하여 쉬움 	<ul style="list-style-type: none"> • 조종 반응성이 관절형과 비교하여 느림 • 복수 Blade 연결 시스템보다 진동이 심함
고정형	<ul style="list-style-type: none"> • 심플한 설계 • 좋은 조종 반응성 	<ul style="list-style-type: none"> • 관절형 Rotor보다 진동이 심함

2.4.3 형태에 따른 분류

Single Rotor

하나의 Main Rotor에 의해 생성되는 Torque를 상쇄시키는 Tail Rotor를 필요로 한다.



[그림 2-49] Single Rotor helicopters

Tandem Rotors(Dual Rotor)

두 개의 큰 수평 Rotor 결합체가 있으며, 각각의 Torque를 상쇄시키기 위해 서로 반대 방향으로 회전하는 Main Rotor를 사용한다. Single Rotor 헬리콥터의 경우에는 Torque를 상쇄하기 위해 Power를 활용해야 하지만, Tandem Rotor 헬리콥터는 엔진으로부터 생성된 모든 Power를 양력에 활용할 수 있다. 이러한 이유로 인해 Tandem Rotor 헬리콥터는 가장 강력하고 빠른 헬리콥터에 속한다.



[그림 2-50] Tandem Rotor helicopters

Coaxial Rotors

서로 반대 방향으로 회전하는 한 쌍의 Rotor가 같은 회전축에 위, 아래로 설치된다. 동축 Rotor(Coaxial Rotor)는 Russian Kamov Helicopter 회사에 의해 만들어진 헬리콥터에서 두드러지게 나타난다.

Intermeshing Rotors

서로 반대 방향으로 회전하는 두 개의 Rotor로 구성되어 있으며, 각 Blade가 서로 충돌하지 않게 약간 기울어진 형태로 설치되어 있다. 이러한 배열은 헬리콥터가 Tail Rotor를 필요로 하지 않게 만든다. 이러한 설정은 때로 싱크로프터(Synchropter)로 불린다.



[그림 2-51] Coaxial Rotor helicopter



[그림 2-52] intermeshing Rotor helicopter

페네스트론(Fenestron)

다른 Anti-Torque 시스템으로 페네스트론 또는 ‘꼬리날개에 팬(Fan-in-Tail)이 있는 형태’가 있다. 이 장치는 회전 Blade가 수직 꼬리날개 내부의 원형 도관에 들어 있는 구조로, 지상에서 사람이나 물체에 부딪칠 염려가 거의 없다.



[그림 2-53] Fenestron

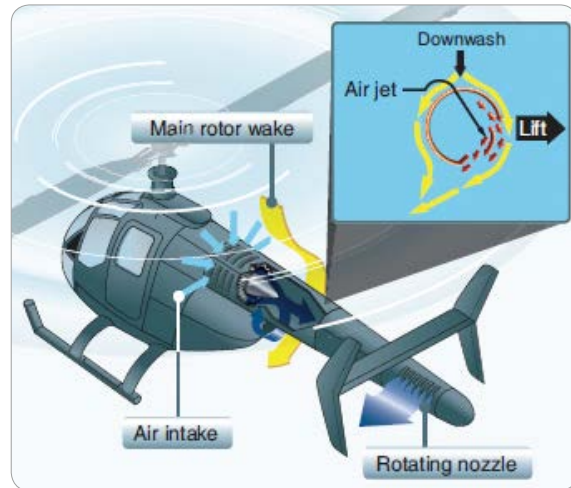
NOTAR®

헬리콥터 기체 공학의 자연 특성을 이용한 NOTAR의 Anti-Torque 시스템은 안전하고, 조용하고, 즉각 반응하고, 이물질 손상(FOD)으로부터 안전한 방향 조종을 제공한다.

동봉된 가변 피치의 합성 Blade 팬은 Tailboom에 낮은 압력, 높은 부피의 외기를 제공한다. 오른쪽 Tailboom 길이의 두 슬롯(Slot)을 통해 방출된 기체는 Coanda Effect라고 불리는 경계층 조종을 발생시킨다. 그 결과는 Tail 붐이 '날개'가 되어, Rotor 시스템의 Down-wash 안으로 비행하게 되는 것이다. 제자리비행을 위한 60%의 Anti-Torque를 생산한다.

방향 조종의 균형은 회전하는 직통 추력기(Direct Jet Thruster)에 의해 조종된다. 전진 비행 시, 수직안정판은 Anti-Torque의 대부분을 제공한다. 그러나 방향 조종은 직통 추력기에 남겨져 있다.

NOTAR의 Anti-Torque 시스템은 Tail Rotor의 기계적 단점을 제거하고, 긴 구동축, 행어 베어링(Hanger Bearing), 중간 기어 박스들, 그리고 90도 기어 박스를 포함한다.



[그림 2-54] NOTAR

2.4.4 Blade Damper

일체형 Rotor 헤드 방식에서의 항력 한지는 코리올리스 효과와 후크의 조인트 효과 그리고 다른 관성과 항력 효과로부터 발생하는 회전면에서의 제한되는 Blade 전진과 지면 움직임은 가능하게 한다.

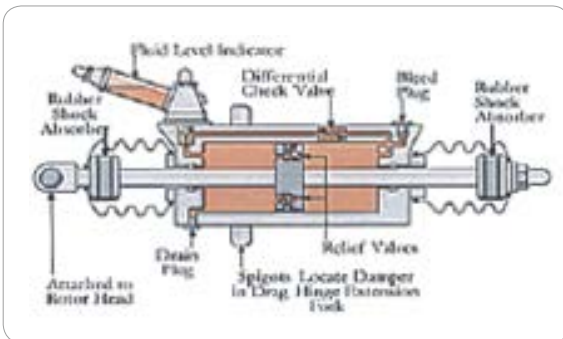
만일 이러한 움직임들이 정확하게 상쇄되지 않거나 과도하게 되면 Rotor를 불균형하게 하며 심한 진동을 일으키고, 지면 공진의 위험성이 높아진다. 이것을 보정하기 위해 항력 댐퍼는 드랙 힌지 주위의 움직임과 이동을 제한하기 위한 Rotor 허브와 각 Blade 사이에 장착 된다.

여기서 주의해야 하는 부분은 바로 헬리콥터의 진동과 지면 공진 현상이 발생하게 되면 가장 먼저 올바르게 않은 항력 댐퍼를 의심한다는 것인데 항력 댐퍼는 가속도의 빠른 변화에 의해서 또는 Rotor 브레이크의 적용에 의해서 발생되어 허브로 전달되는 것을 막는 Blade의 관성 쇼크 부하를 흡수하는데 사용된다.

유압 댐퍼

유압 댐퍼는 항력 힌지의 연장선상에 유압 실린더와 피스톤 그리고 Rotor 허브에 붙어 있는 로드로 구성되어 있다. 댐핑(Damping) 기능은 피스톤의 한쪽에서 실린더 안쪽의 구멍을 통해 유체의 흐름을 조절함으로써 얻을 수 있다. 오일이 흐르는 정도는 차압 체크밸브와 통로에 위치한 오리피스(Orifice)에 의해 조절된다.

두 개의 릴리프밸브는 피스톤 헤드 안에 위치하며 서로 반대 방향으로 작동하고 Rotor 속도에 빠른 변화가 있을 때 오일 흐름의 양을 증가시켜주는 역할을 한다. 댐퍼의 움직임은 피스톤 로드 끝에 위치한 고무 충격흡수 체에 의해 제한된다. 그림 2-55에서 보여 지는 댐퍼에는 주입구와 함께 유량 지시계가 있으며 조절이 가능한 오리피스 구멍이 있는 반면에 최근에 나오는 댐퍼는 주유나 조절이 필요 없는 밀폐된 구조로 되어 있다.

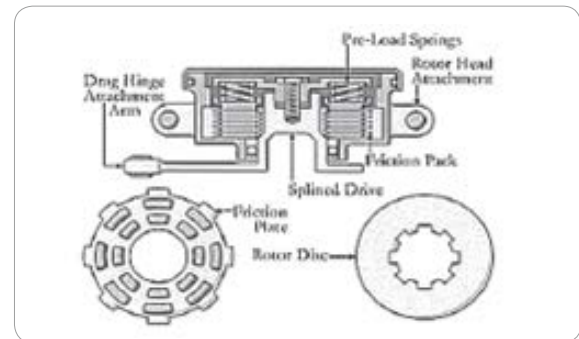


[그림 2-55] 유압식 댐퍼

마찰 댐퍼

마찰 댐퍼는 그림 2-56처럼 Rotor 디스크에 마찰판(Friction Disc)들이 끼워진 채 팩(Pack) 형태가 밀폐된 공간 안쪽에 위치해 있다. Rotor 디스크는 항력

힌지 암에 연결된 긴축의 중심에 위치해 있으며 마찰판은 스플라인에 의해서 Rotor 허브에 고정된 하우징 안에 위치하고 있다. 밀폐된 하우징은 냉각과 윤활 작용을 하는 오일로 채워져 있다.



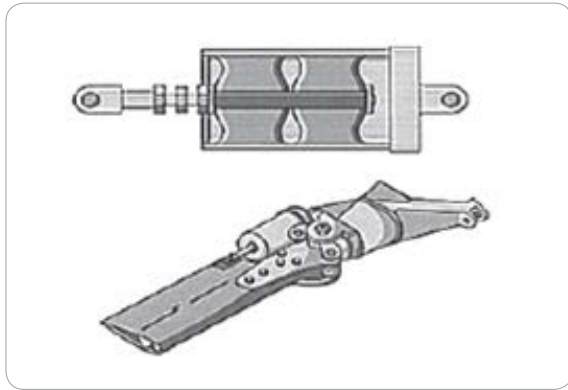
[그림 2-56] 마찰식 댐퍼

마찰 팩은 미리 설정된 충격 흡수력을 위한 스프링에 의해서 부하가 걸려있으며 항력 힌지 주위의 Blade에 작용하는 어떠한 움직임에도 중심의 스플라인 축(Spline axis)을 회전시켜 팩 안에서 마찰을 발생시키고 움직임 충격을 흡수하게 된다.

탄성체 댐퍼

그림 2-57과 같이 이 방식은 실린더에 붙어있는 탄성체 재료로 만들어진 실린더와 중심 로드로 구성되어 있다. 실린더는 Rotor 허브에 붙어 있으며 로드는 Blade 뿌리에 붙어 있다. 탄성체는 수축이나 팽창을 하면서 면 모양을 바꾸지만 힘이 가해지지 않으면 원래의 면 모양으로 천천히 되돌아가게 되며 이러한 자연적 이력현상에 의해 충격이 흡수되는 동안에도 Blade는 움직일 수 있게 한다.

부하가 걸리지 않거나 정확한 중립 위치가 없는 마찰 댐퍼와 유압 댐퍼와는 다르게 탄성체 댐퍼는 정



[그림 2-57] 탄소체 댐퍼

확한 위상을 확보하기 위해 자신들의 중립 위치와 같은 선상에서 Rotor Blade가 장착이 되어야 한다. 댐퍼 로드는 댐퍼가 무부하 상태에 연결되어 있도록 조절되어 있다. 이렇게 하지 않으면 Rotor Blade는 중립 위치에서 앞으로 또는 뒤로 영구적으로 치우쳐지는 결과를 가져오게 되며 이로 인해 회전할 때 Rotor 장치에 불균형을 가져오게 되고 그 결과로 진동과 지면 공진을 만들게 된다.

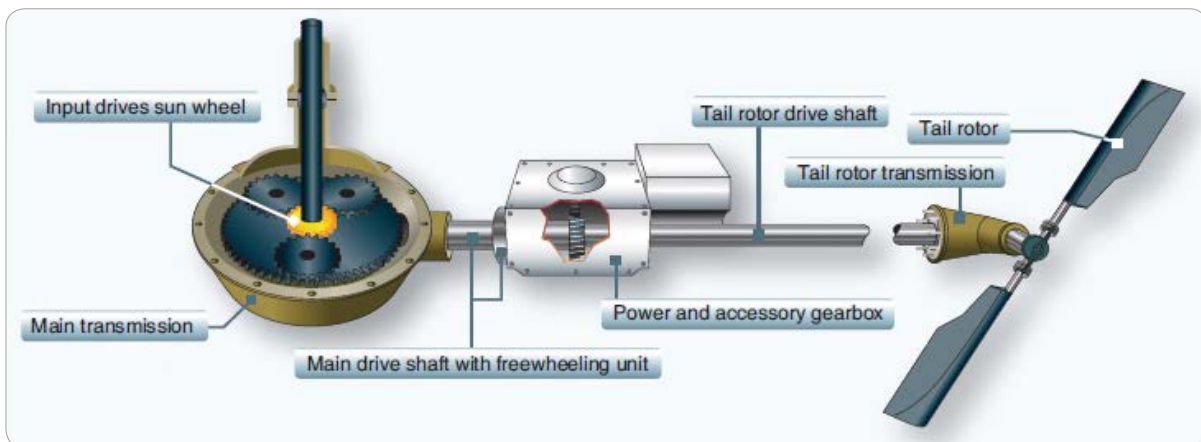
2.5 Tail Rotor 시스템(Tail Rotor System)

2.5.1 Tail Rotor 구동장치(Tail Rotor Drive Systems)

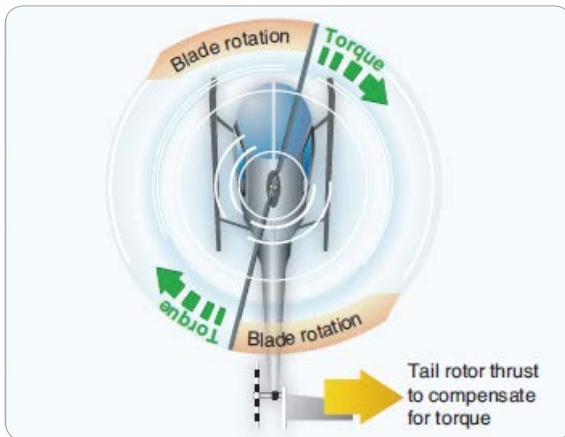
Tail Rotor 구동장치(Tail Rotor Drive Systems)는 Main Transmission으로부터 구동되는 구동축과 Tail 부분에 장착된 Tail rotor Transmission으로 구성되어 있다. 구동축은 하나의 긴 샤프트 또는 여러 개의 짧은 샤프트로 이어져 있으며, 샤프트 양쪽에는 커플링이 장착되어 있다. Tail Rotor 구동장치는 Tail Rotor를 구동하기 위한 직각 구동장치와 Tail Rotor 회전속도를 적절하게 맞춰 주는 Transmission으로 구성되어 있다.

Tail Rotor는 Power를 증가시켜 주는 Pylon 또는 Vertical Fin 형식의 중간 기어 박스(Intermediate Gearbox)를 가지고 있다.

테일 붐(Tail Boom)은 동체가 끝나는 부분에서부터 유선형으로 스트링거와 외피로 구성되어 있으며, 후미의 끝단(Edge of Tail)까지 연결되어 있다. Tail Rotor 구동축(Tail Rotor Drive Shaft)을 보



[그림 2-58] Anti-Torque 구동장치



[그림 2-59] Anti-Torque 시스템

호하고 있고, 수평안정판(Horizontal Stabilizer), 수직안정판(Vertical Stabilizer), 동축 Rotor의 방향타(Rudder), Tail Rotor, 테일 기어 박스(Tail Gearbox), 테일 스킨드(Tail Skid), 위치표시등(Position Light) 등을 장착하고 있으며, 헬리콥터의 세로축을 형성한다.

조종사는 제자리비행을 하는 동안 Main Rotor의 토크 또는 기수를 변경할 때마다 방향 조종을 유지하기 위해 Anti-Torque 시스템의 추력을 변화시킨다. 대부분의 헬리콥터는 엔진이 정지하는 경우, Tail Rotor 회전을 보장하기 위해 변속장치에서 Tail Rotor 샤프트를 구동한다. 대체로 Negative Anti-Torque 추력은 자동 활공 시 변속장치의 마찰력을 극복하기 위해 필요하다.

2.5.2 안정판(Stabilizer)

수평안정판(Horizontal Stabilizer)

수평안정판(Horizontal Stabilizer)은 테일 붐에 달린 수평 날개이며, 헬리콥터의 세로의 안정성인 수

평운동을 안정화한다. 헬리콥터가 전진 비행 중일 때 Rotor의 앞쪽 부분은 기수를 내리는 비행 자세를 취하게 하는 경향이 있는데, 이것은 형상 항력을 증가시키고 최대 속도를 제한하게 하며 연료 소모를 증가시킨다. 거기에서 헬리콥터가 전진 비행 중에 돌풍이 불게 되어 Rotor의 플랩 백을 일으키면 그것으로 인해 동체가 들어 올려지려는 경향이 있는데, 만약 이것을 고려하지 않으면 Rotor의 뒤쪽 기울어짐이 증가하게 되고 더 나아가 불안정성을 만들게 된다.

이 문제를 극복하기 위해 수평안정판을 후방 동체에 위치시킴으로써 후방 동체 부분을 아래로 잡아 주어 전진 비행을 하는 동안 수평 자세를 유지하도록 한다. 안정판은 일반적으로 속도의 증가에 따라 아래 방향으로 양력이 작용하도록 역(逆)에어포일(Reverse Aerofoil) 형태를 하고 있지만, 동체의 기수가 올라가거나 내려가게 되면 수평안정판의 받음각을 자동으로 변화시켜 동체의 그 움직임들을 상쇄시켜 준다.

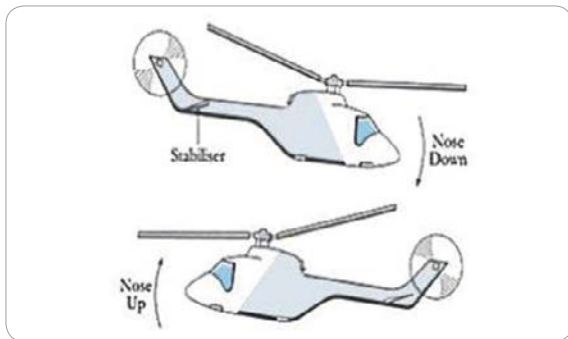
수직안정판(Vertical Stabilizer)

수직안정판(Vertical Stabilizer)은 헬리콥터 테일 붐 뒤쪽에 수직으로 붙어 있어 동체가 좌우로 흔들리지 않고 안정되게 진행하도록 도와주는 구실을 한다. 동축 Rotor 헬리콥터에는 Tail Rotor 대신에 방향타(Rudder)가 장착되어 있다. 고정된 수직안정판은 종종 Main Rotor의 토크와 배치되는 사이드 토크(Side Torque)를 만들어, Tail Rotor의 부하를 경감시키기 위해서 사용된다. 수직안정판이 이러한 역할을 하기 위해서는 안정판이 사이드 토크를 발생시키는 비대칭 에어포일 부분을 가지고 있어야 한다. 이것은 Tail Rotor가 방향 조종을 달성하는 데 더

효과적이고, 또 요의 불안정성도 상쇄시키는 역할을 하게 된다.

가변 안정판(Adjustable Stabilizer)

최근의 헬리콥터들에는 조종사가 전진 비행 시에 피치 자세를 조정할 수 있도록 받음각을 바꿀 수 있는 수평안정판이 장착되어 있다. 예를 들어, 조종사는 평형을 조정하기 전에 먼저 속도를 증가시키려고 일부러 이륙 직후 헬리콥터의 기수를 아래로 내리도록 조절하기를 원할 것이며, 반대로 조종사는 착륙 지점에 다다를 때 기수를 위로 올리도록 조절하기를 원할 것이다.



[그림 2-60] 가변 안정판(Adjustable Stabilizer)

2.6 엔진(Engines)

2.6.1 왕복 엔진(Reciprocating Engines)

왕복 엔진은 피스톤 엔진이라고도 불리는데, 소형 헬리콥터에서 쓰이고 있다. 많은 연습용 헬기는 왕복 엔진을 사용하는데, 운용에 있어 간단하고 저렴하기 때문이다.

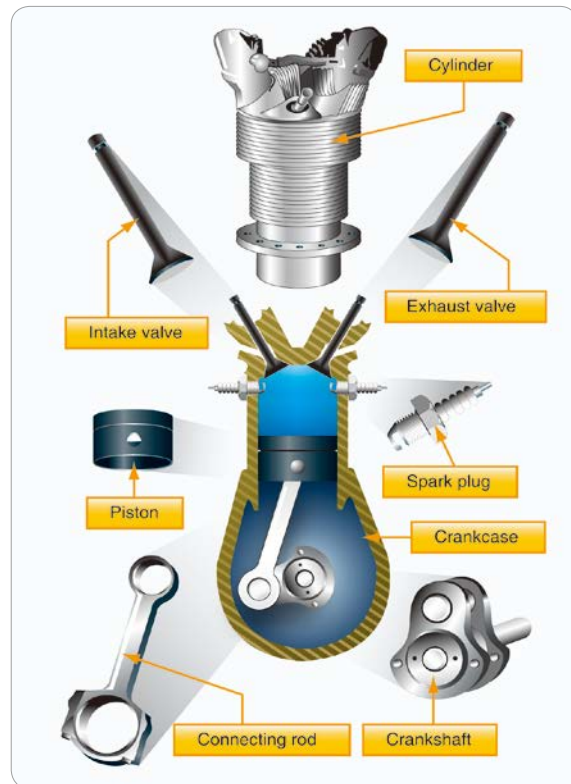
왕복 엔진의 작동 원리

일반적으로 왕복 엔진은 연료와 공기의 혼합 가스를 실린더 속으로 주입시켜 압축한 다음 스파크 플러그(Spark Plug)로 점화, 연소, 폭발시켜 강한 팽창력을 얻는다. 강한 팽창력을 이용하여 피스톤이 왕복운동을 하도록 하고, 피스톤에 연결된 크랭크축으로 전달하여 회전운동으로 바꿈으로써 프로펠러를 회전시켜 추력을 얻는 엔진이다.

항공기에 사용되는 왕복 엔진은 흡입, 압축, 폭발, 배기의 4단계로 이루어지는 4행정(Stroke) 엔진이다.

4행정(Stroke) 엔진의 실린더 구조

4행정(Stroke) 엔진의 실린더(Cylinder) 구조는



[그림 2-61] 4행정 엔진의 실린더 구조

실린더, 크랭크 케이스(Crank Case), 각종 부속품(Accessory Housing), 흡입/배기 밸브(Intake/Exhaust Valve), 스파크 플러그(Spark Plug), 피스톤(Piston), 크랭크축(Crank Shaft), 커넥팅 로드(Connecting Rods) 등으로 구성되어 있다.

4행정(Stroke)의 과정

4행정(Stroke)은 흡입, 압축, 폭발, 배기의 과정으로 이루어진다. 크랭크축이 2회전하는 동안에 한 번의 폭발이 일어나는데, 폭발에 의해 발생한 에너지는 피스톤이 상하로 왕복운동을 하도록 하고 피스톤에 연결된 커넥팅 로드를 이용하여 크랭크축에 연결된 구동축을 회전시킨다.

(1) 흡입행정(Intake Stroke)

흡입행정은 피스톤이 아래로 움직일 때 흡입밸브를 통하여 연료와 공기의 혼합 가스가 실린더 안으로 흡입되는 과정이다. 흡입밸브는 피스톤이 실린더 내에서 가장 위로 올라간 위치인 상사점(Top Dead Center, TDC)에 도달하기 전에 열리고, 가장 아래로 내려간 위치인 하사점(Bottom Dead Center, BDC)에 도달한 후에 닫힌다.

(2) 압축행정(Compression Stroke)

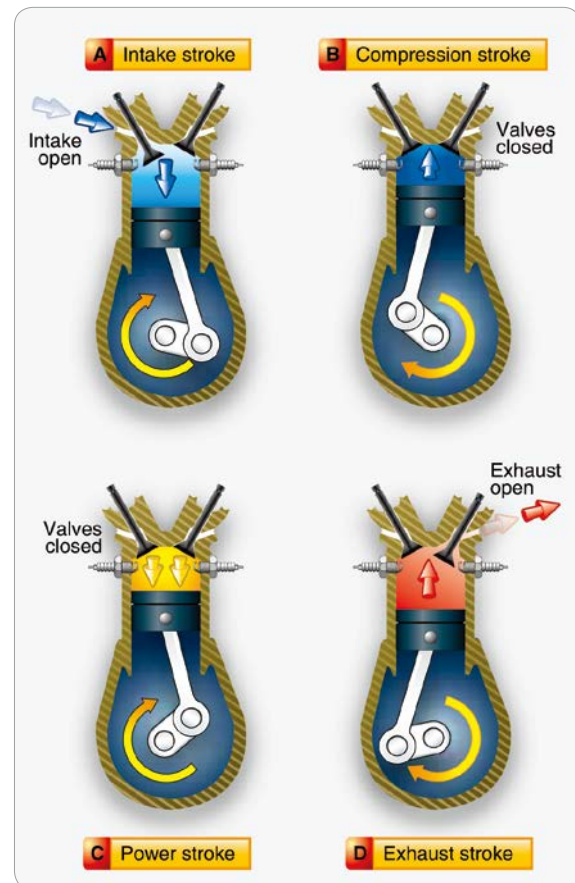
압축행정은 흡입밸브가 닫히고 피스톤이 위로 움직이면서 실린더에 들어온 혼합 가스를 압축하는 과정이다. 엔진 성능에 영향을 끼치는 중요한 요소 중의 하나가 압축비인데, 압축비는 피스톤이 하사점에 있을 때의 실린더 체적과 상사점에 있을 때의 실린더 체적의 비를 말한다.

(3) 팽창행정(Expansion Stroke)

실린더 내로 들어온 혼합 가스는 압축행정 과정 중에 피스톤이 상사점에 도달하기 전에 스파크 플러그에 의해 점화되어 폭발된다. 혼합 가스가 점화되어 폭발하면 실린더 내의 압력은 최고치에 도달하고, 연소된 가스는 피스톤을 아래로 밀며 실린더 내의 온도는 급격히 상승한다. 엔진은 이 팽창행정에서 동력(Power)을 얻게 된다.

(4) 배기행정(Exhaust Stroke)

배기행정은 피스톤이 위로 움직이면서 배기밸브가



[그림 2-62] 왕복 엔진의 4 행정(Stroke)

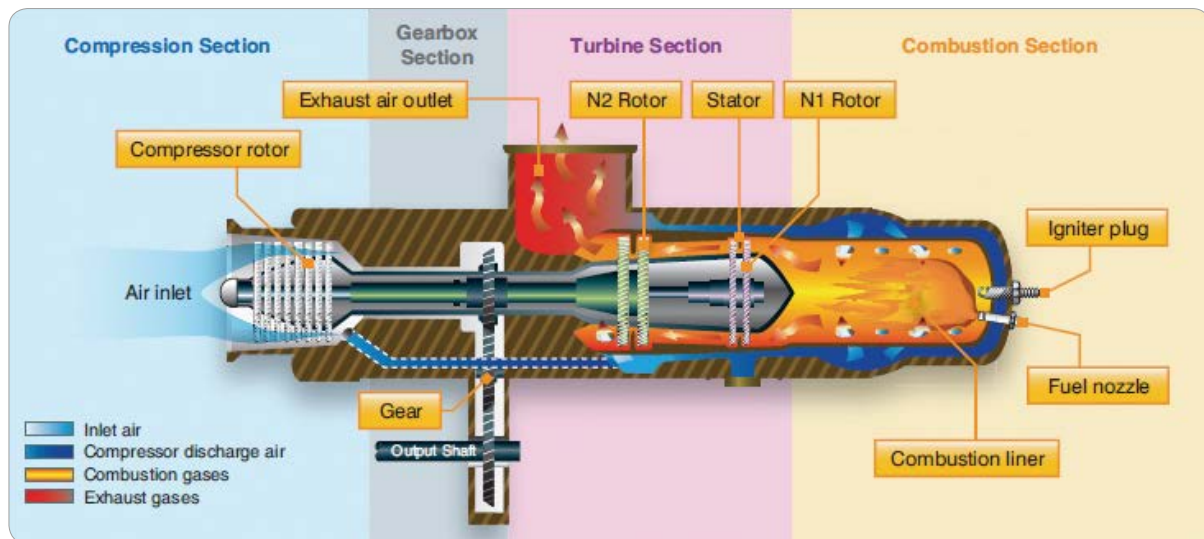
열리고 연소된 가스가 실린더 밖으로 배출되는 과정이다. 배기밸브는 팽창행정 끝부분인 하사점 전에 열리고 흡입행정의 시작 부분인 상사점을 지난 후에 닫히도록 되어 있다. 그렇게 함으로써 배기관으로 빠져나가는 배기가스의 관성을 이용하여 실린더 안의 잔류 가스를 더 많이 배출시키고, 새로운 혼합 가스의 흡입량을 증가시키게 된다.

2.6.2 터빈 엔진(Turbine Engines)

터빈 엔진은 더 강력하고 다양한 헬리콥터에서 사용된다. 크기에 비해 엄청난 양의 동력을 생산하지만 기동에 있어 많은 비용이 요구된다. 헬리콥터에 사용되는 터빈 엔진은 비행기에서 사용하는 것과는 다르게 응용된다. 대부분의 경우, 배기구(Exhaust Outlet)는 단순히 팽창된 가스를 내보내고 헬리콥터의 전진 운동에는 영향을 주지 않는다. 대략 75%의 흡입 공기(Incoming Airflow)는 엔진을 냉각시키

는데 사용된다. 헬리콥터에 장착된 가스터빈 엔진은 압축기, 연소실, 터빈, 그리고 보조 기어 박스로 이루어져 있다. 압축기(Compressor)는 정화된 공기를 Plenum Chamber로 보내어 흡입, 압축한다. 혼한 필터 타입은 이물질이 밖으로 배출되고 밖으로 날아가는 곳인 Centrifugal Swirl Tube이며 자동차의 K&N 필터와 비슷한 엔진 차단 필터(Engine Barrier Filters, EBF)로 되어 있다.

이 디자인이 외부 물질(FOD)을 막게 설계되어 있더라도, 조종사는 얼마만큼의 이물질이 실제로 정화되는지 염두에 두고 있어야 한다. 지면 위에서 비행 시 모래, 먼지, 또는 풀 등으로 순식간에 엔진이 막힐 수 있다. 압축공기는 세분화된 연료가 들어오는 관 속을 통해 바로 연소 부분(Combustion Section)으로 들어간다. 연료/공기 혼합물은 점화되고 팽창된다. 그리고 이 연소된 가스는 터빈 휠(Turbine Wheels)을 회전시킨다. 이 터빈 휠은 엔진, 압축기, 기어 박스에 동력을 제공한다.



[그림 2-63] 터보 샤프트 엔진

모델과 제조사에 따라 회전속도 범위가 낮게는 20,000RPM에서 높게는 51,600RPM으로 다양하게 나타난다.

동력은 Main Rotor와 Tail Rotor 시스템의 보조 기어 박스의 Power Output Gear Shaft에 부착된 Free Wheeling Unit을 통해 전달된다. 연소된 가스는 마지막으로 배기구를 통해 배출된다. 기체 온도는 측정되는 위치에 따라 각 제조사마다 다른 기준이 적용되며, 자주 사용되는 용어는 Inter-Turbine Temperature(ITT), Exhaust Gas Temperature(EGT), Turbine Outlet Temperature(TOT) 등이 있다.

압축기(Compressor)

압축기는 축류형 압축기(Axial Compressor)와 원심형 압축기(Centrifugal Compressor), 또는 두 가지를 혼합한 형태가 있다.

축류형 압축기는 회전체(The Rotor)와 고정체(The Stator)라고 하는 두 가지 기본 요소로 구성되어 있다. 회전체는 회전축에 고정되어 있는 수많은 Blade로 구성되어 하나의 팬을 이루며, 회전하면서 공기를 안쪽으로 끌어당긴다.

Stator vanes은 Rotor Blade 사이에 고정된 열에 정렬되어 있고, 각 열에서 공기의 속도를 감속시키고 공기압력을 증가시키는 공기 확산기와 같은 역할을 한다. 압축기에는 다수의 Rotor Blade의 열들과 Stator vanes이 존재한다. 각 열은 Stator vanes을 구성하고, 스테이지의 수는 특정 엔진에 필요한 공기압력 상승의 양에 달려 있다.

원심형 압축기는 임펠러(Impeller), 디퓨저(Diffuser), 매니폴드(Manifold)로 구성되어 있다.

여러 개의 깃이 몸체와 한 덩어리로 구성되어 있는 임펠러는 고속으로 회전하면서 공기를 안쪽으로 끌어들이고 가속시켜 디퓨저로 보낸다.

디퓨저는 공기의 속도를 떨어트려 정압을 올림으로써 고압의 압축공기를 생성한다. 이 고압의 공기는 매니폴드를 거쳐 Discharger Tube를 통해 연소실(Combustion)에 공급된다.

만약 압축기로 들어가는 공기가 방해될 경우, Surge 또는 압축기 실속(Compressor Stall)이라는 현상이 발생한다. 이 현상은 압축기 Blade의 주기적인 실속을 말한다. 이 현상이 일어날 때, 압축기의 압력은 내려가고, Combustion이 거꾸로 압축기의 배출구로 들어가는 현상을 초래한다. 압축기로 들어가는 공기의 양이 감소함에 따라 공기압력은 일시적으로 증가하여, 이 현상이 다시 생기기 전까지 현상을 수정하려 한다. 이것은 동체 전체에서 진동을 느낄 수 있으며, 동력 감소, 그리고 연료 조종관의 Power 유지를 위해 더 많은 연료를 공급함으로써 TOT가 증가하게 된다. 이 현상은 대기로 과도한 압력을 내보내는 Bleed Air 시스템에 의해 수정될 수 있고, 많은 부피의 공기가 압축기로 들어와 압축기 날개의 실속을 없앨 수 있다.

연소실(Combustion Chamber)

피스톤 엔진과는 달리 터빈 엔진에서는 연소가 지속적으로 이루어진다. 점화 플러그(Igniter Plug)는 오직 엔진 시동 시 연료/공기 혼합 가스를 점화시킬 때만 사용한다. 한 번 연료/공기 혼합 가스가 점화 되면 혼합 가스가 공급되는 한 계속해서 연소가 이루어진다. 만약 연료나 공기 또는 두 가지 공급에 이상이 생기면 엔진이 꺼지게 되는 'Flame out'이 발

생하며, 이럴 경우에는 엔진을 재시동해야 한다.

일부 헬리콥터에는 자동 점화장치(Auto Relight)가 장착되어 있어, 엔진이 꺼졌을 때 자동으로 점화장치가 작동하여 연소가 이루어지도록 하고 있다.

터빈(Turbine)

두 단계의 터빈 부분은 압축기 부분과, 보조 기어 박스에 부착된 다른 구성 요소를 구동하는 데 사용되는 터빈 휠의 시리즈로 구성되며, 하나 이상의 터빈 휠로 구성될 수 있다.

첫 번째 단계는 일반적으로 가스 발생기(N1 또는 NG)로 지칭되며, 두 번째 단계는 흔히 Power 터빈(N2 또는 NP)으로 지칭된다.(문자 N은 회전 속도를 나타내는 데 사용된다.)

제1 및 제2 스테이지 터빈은 서로 기계적으로 결합하는 경우, 시스템은 직접-구동(Direct-drive Engine) 엔진 또는 고정 터빈으로 알려졌다. 이 엔진은 제1 및 제2 스테이지 터빈 수단의 공통된 샤프트를 공유하고, 따라서 압축기 및 출력축이 연결되어 있다. 헬리콥터에 사용되는 대부분의 터빈 조립체, 제1 스테이지와 제2 스테이지 터빈은 기계적으로 서로 접촉되지 않는다. 오히려, 다른 하나의 내부 독립적 샤프트상에 장착되며, 서로에 대해 자유롭게 회전할 수 있다. 이것을 ‘자유 터빈(Free Turbine)’이라 한다.

엔진이 작동될 때, 연소된 가스는 압축기 및 기타 구성 요소를 구동하기 위해 제1 스테이지 터빈(N1)을 통과한 후, 출력 샤프트를 구동하기 위해 전원 및 보조 기어를 돌리고, 제2 스테이지 터빈(N2)을 통과할 뿐만 아니라, 다양한 부품을 구동시킨다.

Accessory Gearbox

엔진의 Accessory Gear box는 헬리콥터의 수많은 부품을 구동하기 위한 모든 기어들을 담고 있다. N1 과 N2 Turbine Wheels에 연결된 독립적 축을 통해 출력이 Gear box에 전달된다. N1 단계에서는 터빈 사이클을 완성하기 위한 부품을 구동하여 엔진이 스스로 움직일 수 있도록 한다.

N1 단계에 의해 구동되는 일반적인 구성품은 Compressor, Oil Pump, Fuel Pump, 그리고 Starter/Generator이다.

N2 단계에서는 Main Rotor, Tail Rotor 구동 시스템, 그리고 Generators, Alternators, Air Conditioning과 같은 기타 부품을 구동하게 된다.

2.7 Transmission System

Transmission은 일반적인 비행 환경에서 엔진의 출력을 Main Rotor, Tail rotor 및 기타 부품에 제공하는 역할을 한다. Transmission의 주요 구성품은 Main Rotor Transmission, Tail rotor Transmission, Clutch, 자유회전장치 부품이다. 자유회전장치 또는 자동 활공 Clutch는 Main Rotor Transmission으로 하여금 자동 활공하는 동안 Tail rotor 구동축을 움직이게 한다.

Bell BH-206과 같은 일부 헬리콥터에서의 자유회전장치는 Accessory Gear box에 탑재되어 있다. 자유회전장치는 Transmission의 일부이기 때문에, Transmission은 자유회전이 될 수 있도록 자유회전장치에 윤활유 역할을 제공한다. 헬리콥터 Transmission은 일반적으로 자가 오일 공급

을 통해 냉각과 윤활을 제공받는다. 오일 수준을 확인할 수 있도록 관측 게이지가 제공되며, 일부 Transmission은 오일 섬프(저장공간)에 칩 감지기가 설치되어 있다. 이러한 감지기는 내부적 문제가 발생할 경우, 조종석 계기판의 경고등에 점등되도록 연결되어 있다. 최신 헬리콥터의 일부 칩 감지기는 '문제 해결'기능을 보유하고 있어, 조종사의 조치 없이도 문제를 해결하려 한다. 스스로 문제가 해결되지 않는 경우, 조종사는 해당 헬리콥터의 비상 절차를 참조해야 한다.

2.7.1 Main Rotor Transmission

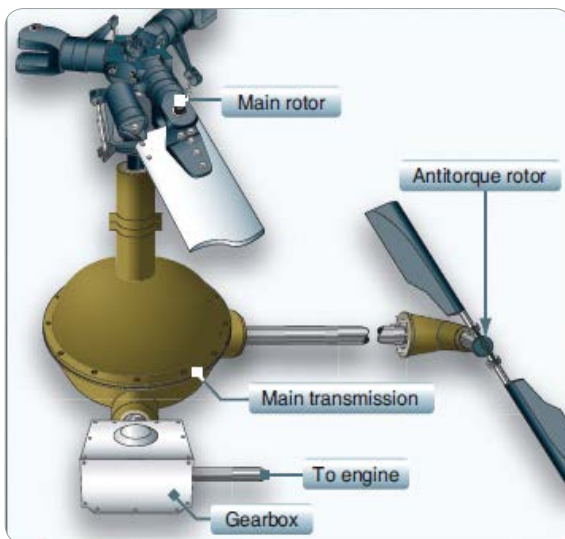
Main Rotor Transmission의 주요 목적은 엔진 출력 회전속도를 최적의 Main Rotor 회전속도로 감소시키는 것이다. 이러한 감소는 헬리콥터마다 다르다. 예를 들어, 특정 헬리콥터의 엔진 회전속도가 2,700RPM이라 가정하면 450RPM의 Main Rotor

회전속도는 6:1의 감소가 필요하다. 9:1로 감소한다는 것은 Main Rotor 회전속도가 300RPM으로 들게 되는 것을 의미한다.

수평으로 설치된 엔진을 장착한 헬리콥터에서 Main Rotor Transmission의 또 다른 목적은, 엔진의 수평 회전축을 Main Rotor의 수직축으로 변화시키는 것이다.

이것이 비행기의 엔진 및 Transmission과의 가장 큰 차이인데, 비행기의 프로펠러는 크랭크축 또는 크랭크축에 연결된 다른 축에 직접적으로 연결되어 있기 때문이다.

Main Rotor 회전속도는 양력과 밀접한 관계가 있다. 정상 운용 범위 내에서의 회전속도는 일반적인 기동을 위한 적절한 양력을 생성한다. 따라서 Tachometers에서 제공하는 정보를 이해하는 것은 필수적이다. 만약 Main Rotor 회전속도가 정상 범위 아래로 떨어진다면 결과는 대참사로 이어질 수 있다.



[그림 2-64] Main Rotor Transmission

2.7.2 Clutch

일반 비행기에서는 엔진과 프로펠러가 고정되어 있으나, 헬리콥터에서는 엔진과 Rotor를 고정시켜 놓을 수가 없다. 왜냐하면 비행기의 경우 엔진의 동력에 비해 프로펠러의 무게가 상대적으로 가벼우나, 헬리콥터의 경우 엔진의 동력에 비해 Rotor의 무게가 무겁기 때문에 시동 시 엔진과 Rotor를 분리해 주어야 한다.

Clutch는 엔진 시동 후 서서히 Rotor의 하중이 엔진에 전달되게 하는 역할을 한다. Freewheeling Turbine에서는 Gas Product 터빈과 Power 터빈

사이에 Starting을 목적으로 한 Air Clutch가 있어서 Seperate Clutch를 필요로 하지 않는다.

엔진 시동 시, Power 터빈으로부터 거의 저항을 받지 않아 동력전달장치와 Rotor의 하중을 받지 않고 엔진이 정상 idle 속도까지 증속된다. Power 터빈에 가스 압력이 증가하게 되면 Rotor Blade가 회전하게 되고, 점차 가속되어 정상 운용 회전속도로 증가하게 된다.

왕복 엔진과 Single-Shaft 터빈 엔진의 경우, 공기 또는 바람개비(Wind-Milling)로 시작하는 것은 불가능하며, Clutch는 엔진을 시동하는 데 필요하다. Clutch의 종류는 벨트구동 Clutch(Belt Drive Clutch)와 원심형 Clutch(Centrifugal Clutch)로 나눌 수 있다.

엔진 시동시 Clutch가 Main Rotor 시스템을 어떻게 작동시키지는 헬리콥터의 디자인에 따라 다르다. 피스톤으로 Power를 얻는 헬리콥터는 자동차에 있는 수동 Clutch와 같이 수동적으로 Clutch를 작동시킨다. Clutch는 엔진이 적절한 가동 상태일 때 기내에 있는 스위치로 전기적 모터를 작동시킨다.

벨트구동 Clutch(Belt Drive Clutch)

일부 헬리콥터는 엔진에서 동력전달장치로 Power를 전달하는 데 벨트 구동 방식을 활용한다. 벨트구동 Clutch는 엔진에 달려 있는 풀리(Lower Pulley)와 동력전달장치에 달려 있는 풀리(Upper Pulley), 그리고 이것들을 연결하는 V-벨트 및 인장력을 제공하는 부품으로 구성되어 있다. 이 벨트는 인장력이 걸리지 않은 경우, 두 개의 풀리(Upper Pulley, Lower Pulley)에 느슨하게 걸려 있다.



[그림 2-65] 벨트 구동 Clutch

일부 헬리콥터는 시동을 위해 Clutch를 활용한다. 이것을 활용하면 엔진을 시동할 때 동력전달장치로부터 아무런 하중이 엔진에 전달되지 않는다. Clutch의 장점 중 하나는, 엔진 시동 시 무게를 올리지도 않고도 최소량의 Throttle 조종으로 시동이 가능하다는 것이다. 그러나 시동 중 빠르거나 과도한 Throttle의 조작은 과속(Over-Speeds)을 초래할 수 있기 때문에 주의해야 한다.

엔진이 돌기 시작하고 점차 벨트에 인장력이 커지면서 Rotor와 엔진 회전속도계(Tachometer) 지침이 겹칠 때, Rotor와 엔진은 동조(Synchronized)하게 되며 Clutch는 완전하게 결속(Engaged)된다. 이 장치의 장점은 진동을 감소시킬 수 있고, 정비가 용이하며, Rotor를 구동하지 않고 엔진 시동 및 워밍업(Warm-Up)을 할 수 있다는 점이다. Clutch 결속이 해제되면, 엔진의 회전속도가 쉽게 초과될 수 있으며, 이 결과로 비용이 많이 드는 수리나 정비를 해야 한다. 동력 또는 Throttle 조절은 엔진을 운용할 때 매우 중요하다.

원심형 Clutch(Centrifugal Clutch)

원심형 Clutch는 내장품과 외부 드럼통으로 구성되어 있다. 엔진 구동축과 연결된 내장품은 자동차 브레이크 라이닝과 유사한 라이닝이 있는 편자(Shoes)로 되어 있다. 엔진 속도가 느릴 때는 스프링이 편자를 안쪽으로 당기고 있어 Transmission의 입력축에 연결되어 있는 외부 드럼통과 분리된다. 그러나 엔진 속도가 증가되면 원심력에 의해 편자가 바깥쪽으로 벌어져 외부 드럼통과 접촉하면서 같이 미끄러져 돌게 된다.

Transmission Input Shaft는 회전을 시작하면서 Clutch 편자와 Transmission Drum 사이의 마찰력이 증가되기도 하지만, 처음엔 Rotor가 천천히 회전하게 한다. Rotor 속도가 증가되면 Rotor Tachometer 지침이 점차 엔진 Tachometer 쪽으로 증가하게 되고, 두 지침이 겹쳐지게 되는데, 이때 엔진과 Rotor가 동조(Synchronized)되었다고 하며, 이 상태에서 Clutch는 완전히 접촉되어 Clutch 편자의 미끄럼 현상은 사라지게 된다.

터빈 엔진은 위에서 언급한 바와 같이, Clutch가 원심력에 의하여 결속(Engage)된다. Rotor 브레이크가 자동적 Main drive shaft의 Engagement와 Main Rotor를 분리하는 데 사용되지 않는 한, 엔진과 자유회전장치의 Inner drum을 결속(Engage)시켜 돌린다.

2.7.3 이중 회전속도 지시계(Dual Tachometers)

대부분의 헬리콥터는 엔진과 Main Rotor 회전속도, 또는 엔진과 Main Rotor 회전속도의 비율을 나타낼 수 있게 Dual-Needle Tachometer 또는 수직

눈금형 계기(Vertical Scale Instrument)를 사용한다. Rotor 회전속도 지시계는 Clutch 적용 시 Main Rotor의 가속을 모니터링하기 위해 사용되고, 자동 활공 시에는 제시된 제한 범위 내에서 Main Rotor 회전속도를 유지하기 위해서도 사용된다.

헬리콥터에서는 Main Rotor 회전속도가 중요하며, 엔진 회전속도는 이차적이라는 것을 이해하는 것이 필요하다. 만약 Main Rotor 회전속도 Tachometer가 작동하지 않는다면, 동력 비행 시에 엔진이 Main Rotor에 출력을 제공하기 때문에 Main Rotor 회전속도는 엔진 회전속도에 의해 간접적으로 파악될 수 있다.

엔진이 작동하고 있음에도 불구하고 조종사가 Tachometer 작동 오류에 반응하여 자동 활공에 진입하는 사고가 여러 건 있었다.

그림에 나와 있는 게이지의 표시들을 자세히 살펴보면, 모든 게이지는 Dual Tachometer 게이지이다. 왼쪽 두 개는 각각 2개의 바늘을 가지고 있는데 하나는 'T'(Turbine), 나머지는 'R'(Rotor)라고 표시되어 있다.

왼쪽 아래 게이지는 같은 바늘 위치 내에서 두 개의 원호 모양의 면적을 나타낸다. 이 경우, 일반적인 운용 시에 양쪽 바늘은 거의 일치하거나 중첩되어 나타난다.

왼쪽 위의 게이지는 두 개의 숫자형 원호를 나타내고 있다. 큰 숫자들이 있는 바깥 원호는 엔진 RPM에 대한 일련의 값들을 지시한다. 안쪽 원호 또는 작은 숫자들은 Main Rotor 회전속도에 대한 별도의 값들을 지시한다. 일반 운영 한계는 바늘들이 결합되거나 중첩되어 보일 때 나타난다.

오른쪽 위의 게이지는 게이지의 중앙을 가리키는

독립된 바늘들을 나타내는데, 각각의 바늘 끝에 색 갈로 표시되는 한계 표시부가 있다. 게이지의 왼쪽은 엔진 운영 수치들을, 오른쪽은 Rotor 운영 수치들을 나타낸다.

최신 항공기들은 Glass Cockpit으로 불리는 시스템을 보유하고 있는데, 계기 시스템이 디지털화되어 있으며, 조종사는 디지털 표시창과 수직 눈금형 계기를 통해 확인할 수 있다.

그림에 나타나 있는 오른쪽 아래 게이지는 수직 눈금형 계기를 보여 주고 있다. Dual Tachometer는 수직 눈금 왼쪽에서 Rotor 회전속도(NR)를, 오른쪽에서 엔진 회전속도(NP)를 보여 주고 있다. 각 구성품 수치에 대한 한계점이 각각의 색으로 구분되어 표시된다.



[그림 2-66] Dual Tachometers

3장

헬리콥터 시스템

3.1 연료 계통(Fuel Systems)

헬리콥터 연료 계통은 연료 공급 계통과 엔진 연료 제어 계통으로 구성되어 있다.

3.1.1 연료공급계통(Fuel Supply System)

연료 공급 계통은 연료 탱크(Fuel Tank), 개폐 밸브(Shut off Valve), 연료 필터(Fuel Filter), 연료 펌프(Fuel Pump) 및 연료관(Fuel Line), 프라이어머

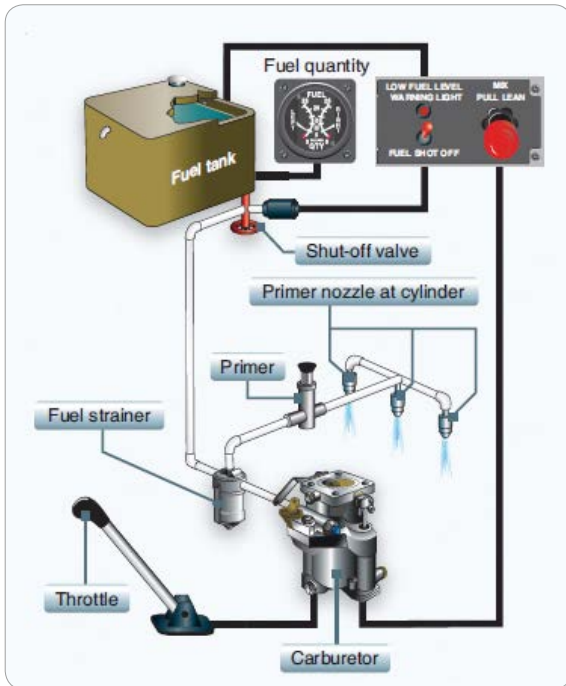
(Primer)와 연료량 게이지(Fuel Quantity), 로 구성되어 있다.

연료 탱크(Fuel Tank)는 연료가 소모되더라도 무게중심의 변화가 일어나지 않도록 하기 위해 대부분 무게중심(CG)과 가까운 동체 내부에 설치되어 있다. 연료 탱크 바닥에는 드레인 밸브(Drain Valve)를 장착하여 연료 탱크 안에 고인 물이나 이물질들을 조종사가 배출할 수 있도록 한다.

개폐 밸브(Shut off Valve)는 비상시나 화재 발생 시 연료가 엔진으로 공급되는 것을 방지하기 위함이며, 정상 작동 중에는 항상 열려 있다.

연료 필터(Fuel Filter)는 연료가 엔진에 도달하기 전에 연료 내부의 수분이나 이물질을 제거해 준다. 이런 이물질들은 일반적으로 연료보다 무겁기 때문에 연료 필터통(Fuel Filter Sump) 아래로 침전되며, 조종사가 배출시킬 수 있다.

연료 펌프(Fuel Pump)에는 중력을 이용하지 않고 연료를 공급하는 전기 펌프(Electric Pump)와 기계적으로 작동하는 엔진 구동 펌프(Mechanical Engine Driven Pump)가 있다. 전기 펌프는 가압된 연료를 엔진 펌프에 공급하기 위해 사용되나, 엔진 구동 펌프 고장 시 보조 역할(Back up)로도 사용된다. 전기 펌프는 조종석에 위치한 스위치에 의해 작동된다. 엔진 구동 펌프(Engine Driven Pump)는 엔진에 연료를 공급하는 주 펌프이며, 엔진이 작동될 때는 항상 작동한다.



[그림 2-67] 연료 공급 계통

일부 연료 계통에는 프라이머(Primer)라고 부르는 소형의 수동 펌프가 포함되어 있어, 엔진 시동 전에 실린더 흡입구에 연료를 공급해 주는 역할을 한다. 프라이머는 기온이 낮아 기화기에서 연료의 기화가 잘되지 않을 때 사용한다.

조종석 계기 패널에 있는 연료량 게이지는 연료 탱크 안의 감지기에 의해 측정된 연료의 양을 나타낸다. 대부분의 연료 게이지는 꺾린 또는 파운드로 표시되는데, 연료가 없을 경우 정확히 표시되어야 한다.

조종사 또는 운영자는 비행 전에 눈으로 연료량을 측정하고 비행시간 동안 필요한 연료량이 탑재된 것을 확인해야 한다.

미국 FAA에서는 헬리콥터의 연료 탱크에 약 10분간의 가용 연료가 남아 있을 경우, 비행 승무원에게 경고를 줄 수 있는 경고 장치를 보유할 것을 요구하고 있다. 이럴 경우에 연료의 엔진 유입이 단절될 수 있는, 불필요하거나 갑작스런 기동을 하지 않도록 주의해야 한다. 비록 이러한 시스템의 측정량이 보정되지만, 결코 전체 남은 연료를 사용할 수 있을 것이라고 단정하지 말아야 한다. 많은 조종사들의 미흡한 연료 계획 또는 연료량 게이지의 오류로 인해 목적지까지 도달하지 못하는 경우가 발생하였다.

3.1.2 엔진 연료 제어 계통 (Engine Fuel Control System)

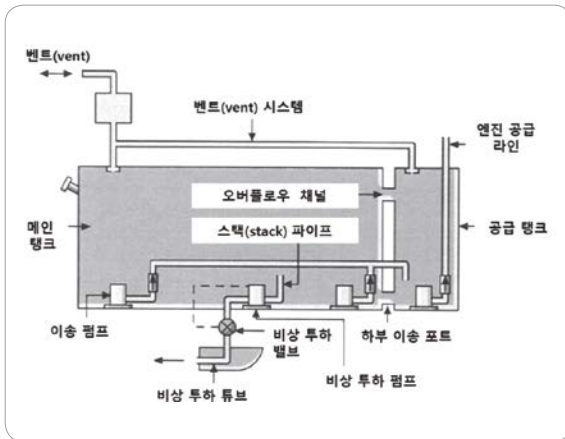
왕복 엔진과 터빈 엔진 모두 출력의 원천을 제공하기 위해 연료/공기 혼합의 점화 및 연소를 활용한다. 엔진 연료 제어 시스템은 필요 출력을 생성하기에 충분한 연료량을 측정하는 데 다양한 부품들을

활용한다. 공기 흡입 부분 내의 연료 제어 시스템은 연소실에서 점화될 적당한 연료와 공기를 혼합한다.

3.1.3 연료 배출(Fuel Dumping)

일부 헬리콥터에는 연료 배출(Dumping)이나 비상투하(Jettison) 기능이 구비되어 있다. 이 시스템은 비상시 무게를 줄이기 위해 헬리콥터의 연료를 외부로 비상 투하하기 위한 것이다. 예를 들어 기계적 결함이나 다른 비상상황에서 항공기의 중량을 감소시키는 것이다. 인증 요구사항에서 제시한 바와 같이 이러한 시스템이 설치되어 있는 경우 연료 배출(Dumping) 후 잔여 연료는 최대 동력으로 5,000ft까지 지속적으로 상승한 후 최소 30분간 순항하는데 필요한 수준이어야 한다. 연료 배출(Dumping) 시스템이 작동되면 연료를 펌프로 배출시키거나 탱크의 스택(Stack) 파이프를 통해 중력으로 드레인(Drain) 시킨다. 이렇게 하는 이유는 연료 레벨이 비상시 요구되는 수준 미만으로 떨어지지 않게 하기 위해서이다. 그림 2-68과 같이 탱크에는 28V DC 모터로 구동되는 비상투하(Jettison) 펌프가 구비되어 비상투하 선택 시 스택(Stack) 파이프를 통해 연료를 끌어 올려 비상투하(Jettison) 밸브와 비상투하(Jettison) 튜브를 통해 항공기 외부로 배출시킨다. 모든 시스템이 비상투하(Jettison) 펌프를 구비하고 있지는 않고, 조종사에 의해 전기적 또는 기계적으로 작동되는 비상투하(Jettison) 밸브를 통해 중력에 의존하여 연료를 드레인(Drain) 시키는 시스템도 있다.

비상투하(Jettison) 시스템은 조종사가 통제한다. 비상투하(Jettison)가 선택되면 비상투하(Jettison)



[그림 2-68] 연료 비상투하시스템

밸브가 열리며 비상투하(Jettison) 펌프가 자화되어 연료가 Main 탱크로부터 배출된다. 이 때 허부 이송 포트(Port)에 있는 체크 밸브가 닫혀 연료가 Main 탱크로 회송되는 어떠한 움직임도 방지하므로 공급 탱크에 있는 연료는 손실되지 않는다. 이와 같은 기능은 연료 배출(Dumping)에 의해 엔진에 연료 공급이 영향을 받지 않으므로 매우 중요하다. 조종사는 연료 배출(Dumping)을 하는 동안 어느 시점에서 비상투하(Jettison) 밸브를 닫을 수 있다. 비상투하(Jettison) 튜브는 통상적으로 연료 점화의 리스크가 없거나 승객에 영향을 미치지 않는 동체 허부에 설치되어 있다. 비상투하 연료 출구는 낙뢰를 맞을 가능성이 낮은 부위에 설치하며 전기적으로 본딩(Bonding) 되어있다.

연료 비상투하 시스템(Fuel Jettison System)

- (1) 연료 비상투하 시스템이 설치되어 있는 경우 해면으로부터 5,000피트까지 모든 엔진을 가동하여 최대 동력으로 상승한 후 최대 항속 동력으로 30분간 순항하는데 필요한 연료 레벨미

만에서는 자동으로 연료 비상투하를 방지하는 수단을 구비해야 한다.

- (2) 연료 비상투하 시스템 제어 장치는 비상 투하 조작 중 조종사가 연료의 비상투하를 안전하게 차단시킬 수 있도록 설계되어야 한다.
- (3) 연료 비상투하 시스템은 화재 위험성이 없어야 하며, 연료 또는 헬리콥터에 나쁜 영향을 미치는 연료 유증기(Vapor)로 인한 어떠한 위험이 없어야 한다.
- (4) 연료 비상투하 시스템은 헬리콥터를 안전하게 조종하는데 영향을 미쳐서는 안 된다.

3.1.4 연료 벤팅(Fuel Venting)

연료 벤트(Vent) 시스템은 모든 운항 고도와 비행 자세에서뿐 아니라 탱크의 연료 레벨이 변화하는 동안 연료탱크의 빈 공간이 벤트(Vent)되도록 기능을 제공한다. 연료탱크는 팽창 공간의 상부부터 벤트(Vent) 되어야 하며, 연료 출구가 상호 연결되어 있는 탱크의 빈 공간은 벤트(Vent) 시스템을 통해 서로 연결되어야 한다.

연료탱크는 연료의 온도 변화로 인해 발생하는 열 팽창(Heat Expansion)을 허용할 수 있도록 빈 공간이 필요하다. 앞에서 살펴본 바와 같이 각각의 연료탱크 또는 벤트(Vent) 시스템이 상호 연결되어 있는 연료탱크 그룹(Fuel Tank Group)은 팽창 공간이 전체 탱크 용량의 2% 보다 낮아서는 안 된다. 헬리콥터는 정상적인 지상 자세에서 팽창 공간을 연료로 채우는 것이 불가능해야 한다.

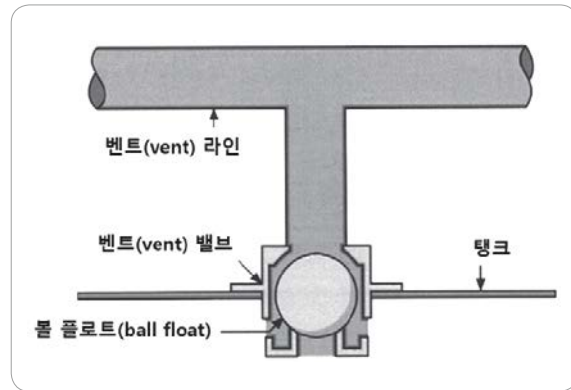
연료탱크 벤트(Vent) 시스템의 용량은 모든 정상 비행 조건과 급유(Refueling) 및 배유(Defueling)

과정에서 탱크의 내부 및 외부의 압력차가 수용 가능한 수준으로 유지되는 수준이어야 한다.

연료 급유(Refueling) 중에는 탱크 내부에 공기압력이 형성되어 탱크에 손상을 주지 않도록 탱크 내부의 공기가 벤트(Vent) 시스템을 거쳐 외부로 빠져나가게 되어있다.

배유(Defueling) 중에는 연료탱크 내부에 음압(Negative Pressure)이 형성되지 않도록 공기가 벤트(Vent) 시스템을 거쳐 탱크 내부의 빈 공간으로 유입되도록 설계되어 있다. 비행 중에는 연료 공급 및 이송 시스템이 중단되지 않도록 벤트(Vent) 시스템이 탱크의 빈 공간의 압력과 외부의 압력이 균형을 이루게 되어있다. 또한 벤트(Vent) 시스템은 연료 온도의 변화로 인해 탱크의 빈 공간의 부피가 변화하는 것을 보상해준다.

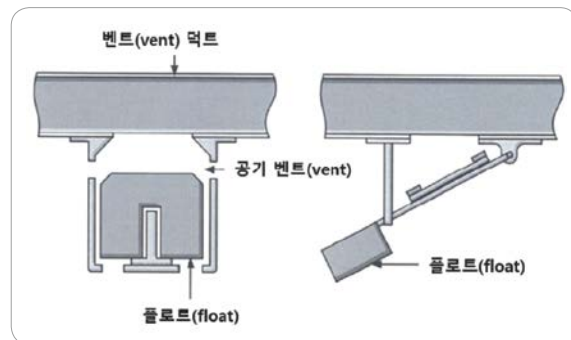
벤트(Vent) 시스템은 정상 비행 운용 시 연료의 사이펀(Siphon) 현상을 방지하고, 결빙이 발생하거나 먼지가 쌓여 벤트(Vent)가 막히는 것을 방지하도록 배치되어 있다. 탱크의 벤트(Vent) 연결부에는 공기 부출 밸브(Air-No-Fuel Valve)가 구비되어 있다. 이 밸브는 열린 상태를 유지하여 탱크에 공기가 들어오거나 나갈 수 있도록 하나 연료 레벨이 탱크의 벤트(Vent) 출구에 도달하면 밸브가 닫혀 연료가 벤트(Vent) 시스템으로 유입되는 것을 방지한다. 이러한 현상은 비행 기동 중에 가장 많이 발생한다. 헬리콥터가 피치(Pitch)나 롤(Roll)을 할 때 마다 외부로 연료가 쏟아져 나오지 않게 하려면 공기 부출 밸브(Air-No-Fuel Valve)가 필요하다. 그림 2-69은 볼 플로트(Ball Float)가 장착된 공기 부출 밸브(Air-No-Fuel Valve)로서 간단한 벤트(Vent) 시스템 배열을 나타내고 있다. 공기는 이 밸브를 통해



[그림 2-69] 공기 부출 밸브의 예

어느 방향이든 통과하지만, 연료 레벨이 벤트(Vent) 연결부에 이르게 되면 볼이 벤트(Vent) 라인을 막는다. 또한, 이 밸브는 헬리콥터가 지상에서 어느 한쪽으로 넘어질 때 연료가 누출되는 것을 방지하는 역할도 한다. 이 밸브는 여러 가지 형태로 설계되고 있으나 기능은 유사하다.

벤트(Vent) 시스템 파이프는 작은 팽창 탱크를 통해 외부 벤트(Overboard Vent) 출구로 연결한다. 팽창 탱크는 벤트(Vent) 시스템으로 유입되는 연료를 수거하기 위해 설치되어 있다. 헬리콥터가 수평 자세에 도달하면 팽창 탱크에 수거된 연료를 탱크 벤트(Vent) 밸브를 거쳐 탱크로 회송시킨다. 만일



[그림 2-70] 공기 누출 벤트 밸브

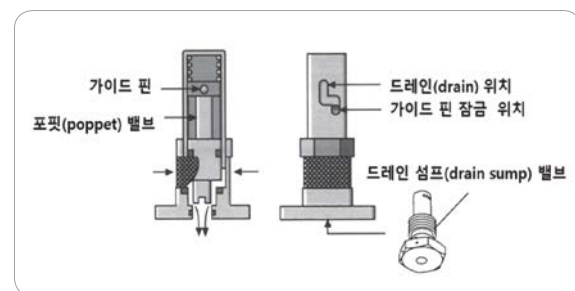
헬리콥터가 지상에서 넘어질 경우 벤트 파이프라인(Vent Pipeline)에 갇혀 있는 연료가 외부 벤트 출구(Overboard Vent Outlet)로 나가지 않고 저장된다.

3.1.5 연료 드레인(Fuel Drain)

연료탱크에는 수동으로 작동되는 드레인(Drain) 밸브가 구비되어 탱크에 사용 불가능한 연료를 드레인(Drain)할 수 있게 되어있다. 드레인(Drain) 피팅에는 드레인(Drain) 호스 연결을 위해 자기 밀봉 커플링을 구비되어 자동 잠금 캡(Self-Locking Cap)으로 밀봉할 수 있게 되어있다. 탱크를 드레인(Drain)하기 전에 헬리콥터와 컨테이너를 독립적으로 접지시키고, 서로 본딩(Bonding) 해야 한다. 드레인(Drain) 호스를 연결하고 드레인(Drain) 밸브를 개방하기 전에 컨테이너를 헬리콥터에 있는 드레인(Drain) 피팅에서 접지 지점에 본딩(Bonding) 시킨다. 본딩(Bonding) 케이블은 드레인(Drain) 호스를 분리하고 캡(Cap)을 드레인(Drain) 피팅에 재장착하기 전까지 분리해서는 안 된다. 탱크는 하나 이상이 수동으로 작동되는 션프 드레인(Sump Drain) 밸브가 한 개 이상 장착되어 있다. 이 밸브는 정비사가 수분 침전물 여부를 일상적으로 점검하기 위해 연료 샘플을 채취하는데 사용된다. 이 밸브는 정비 작업 목적상 드레인(Drain)이 필요하여 탱크에서 사용 불가능 연료를 뽑아 내는 경우에도 사용된다. 션프 드레인(Sump Drain) 밸브는 여러 가지 형태가 있다. 이 밸브는 통상 스프링으로 작동되는 밸브와 밸브의 막힘을 방지하기 위한 필터 스크린으로 구성되어 있다. 이 밸브는 스프링 하중에 의해 잠금 위치에 고정되어 있는데 밸브 스템에 있는 슬롯에 공구

를 삽입 후 돌린 다음 드레인(Drain) 위치까지 밀어 넣으면 밸브가 개방된다. 드레인(Drain) 공구는 연료 표본 채취병과 함께 사용된다. 연료는 밸브의 중앙부로부터 표본 채취병으로 드레인(Drain) 된다. 밸브를 해제하면 스프링이 작동하여 밸브가 닫히고, 슬롯이 정확히 일치되면서 장비 플레이트와 동일한 평면에 위치하게 된다. 사용하지 않는 연료를 드레인(Drain)해야 하는 경우에는 밸브에 연결하고 밸브를 개방 상태로 유지하기 위한 특수 드레인(Drain) 공구 및 호스 키트가 제공된다.

유류 저장소로 회송할 연료는 오염 방지를 위해 탱크 바닥에 사용 불가능한 연료로부터 뽑아내지 않는다. 일반적으로 사용 불가능한 연료는 션프 드레인(Sump Drain) 밸브를 통해 별도의 컨테이너로 드레인(Drain) 시킨다. 탱크로부터 드레인(Drain)한 연료는 유류 저장소로 회송하기 전에 순도를 검증해야 한다. 대형 헬리콥터에는 단일 가압 연료 주입구가 설치된 급유(Refueling) 및 배유(Defueling) 시스템이 구비되어 있다. 이러한 형식에서는 배유(Defueling) 시스템이 사용 불가 연료를 제거하지 못한다. 정비 목적상 사용 불가 연료를 제거해야 할 필요가 있다면 션프 드레인(Sump Drain) 밸브를 통해 드레인(Drain) 시켜야 한다.



[그림 2-71] 션프 드레인 밸브

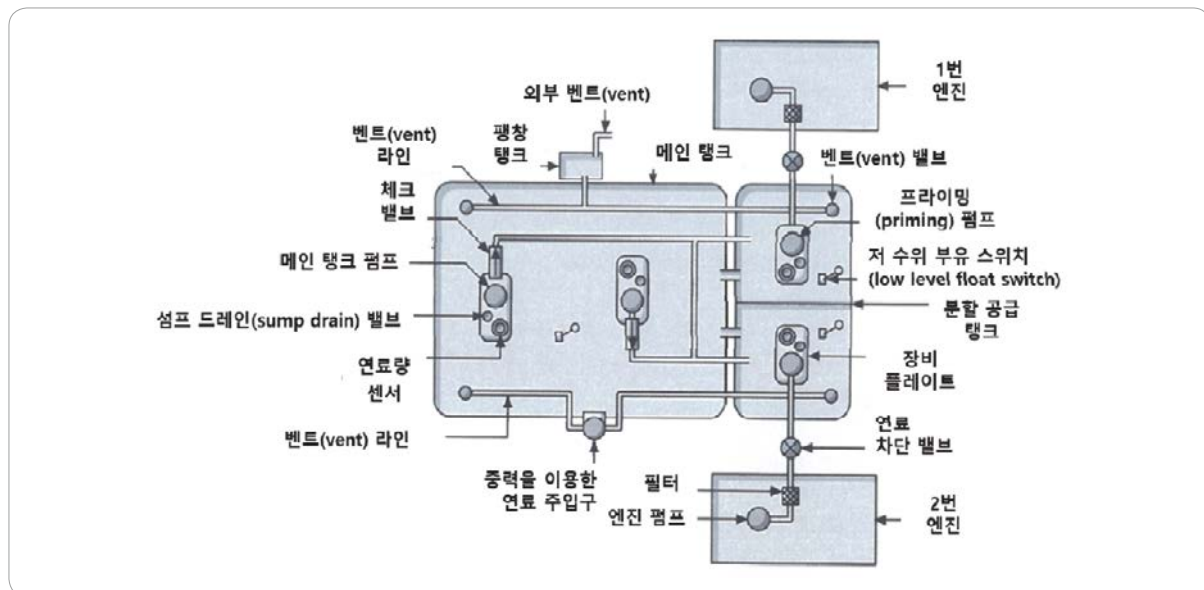
3.1.6 크로스피드 및 이송(Cross-Feed & Transfer)

연료 시스템은 엔진이나 연료펌프가 한 번에 1개 이상의 연료탱크로부터 연료를 뽑아 올리지 않도록 배열해야 하며, 하나의 엔진에 연료를 공급하는 시스템은 다른 엔진에 연료를 공급하는 시스템과 독립적으로 작동해야 한다고 인증 규격에 규정되어 있다.

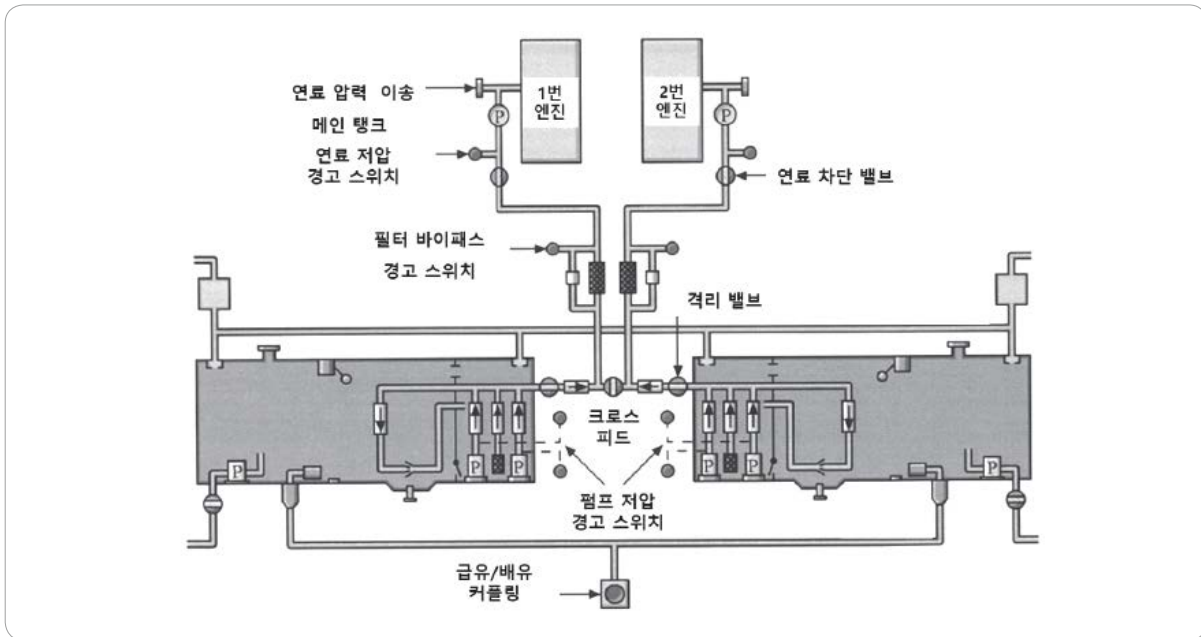
그림 2-72는 단일 Main 탱크로부터 연료가 펌프에 의해 2개의 공급 탱크로 이송되는 것을 나타내고 있다. 이러한 배열에서 각 엔진은 단지 하나의 공급 탱크로부터 연료를 공급받으며, 엔진의 연료 공급계통은 서로 독립적이다. 하지만 어느 한 엔진에 결함이 발생하면 Main 탱크의 가용 연료는 나머지 엔진에서 사용할 수 있으므로 공급 탱크 또는 공급 시스템 사이에 연료를 크로스 피드(Cross-Feed) 시킬 필요가 없다.

그림 2-73은 또 다른 탱크 배열로서 각 엔진이 별

도의 Main 탱크로부터 연료를 뽑아 올리는 방식을 보여주고 있다. 엔진은 한 번에 하나의 탱크만 사용하며, 각 엔진에 연료를 공급하는 시스템은 서로 독립적이다. 하지만 비상상황이 발생하면 각 엔진이 가용한 모든 탑재 연료에 접근할 수 있도록 크로스 피드(Cross-Feed) 라인이 필요하다. 어느 하나의 엔진에 결함이 발생하면 나머지 엔진은 필요 시 크로스 피드(Cross-Feed) 밸브를 통해 반대편 탱크로부터 연료를 공급받을 수 있다. 이와 같은 특별한 시스템에서는 어느 하나의 탱크가 손상되었거나 작동이 되지 않더라도 2개의 엔진은 비상 상황에 준하여 나머지 탱크의 연료에 접근할 수 있다. 크로스 피드(Cross-Feed) 밸브의 위치는 조종사가 선택하며, 2개의 엔진이 정상적으로 작동하는 동안에는 닫혀있다. 그림 2-73과 같은 시스템에서 탱크는 격리 밸브(Isolation Valve)가 각각 구비되어 있다. 연료 공급을 다른 탱크로 전환시키기 위해 크로



[그림 2-72] 연료 시스템 - 1



[그림 2-73] 연료 시스템 - 2

스 피드(Cross-Feed) 밸브를 개방할 때 사용하지 않은 탱크의 연료량이 낮은 경우 연료 시스템에 공기가 유입되지 않도록 조종사는 사용하지 않은 탱크의 격리 밸브를 닫는다. 헬리콥터는 기종에 따라 여러 개의 동체 탱크가 설치되어 있어서 연료 레벨이 변화되면 이송 포트를 통해 탱크 사이에 연료가 자동적으로 이송되는 방식도 있다. 이러한 방식은 단일 주유구(Refueling Point)를 통해 모든 탱크를 급유(Refueling)할 수 있다. 공급 탱크로 향하는 포트에는 체크 밸브가 장착되어 있어서 Main 탱크에서 공급 탱크로 연료가 흐르는 것은 허용하고, 그 반대의 흐름은 허용하지 않는다. 만일 비행 중 균형을 유지하기 위해 Main 탱크 간에 연료를 이동시킬 필요가 있다면 Main 탱크에 이송 펌프(Transfer Pump)를 설치하여 이송 라인(Transfer Line)과 이송 밸브(Transfer Valve)를 통해 연료를 밀어낼 수 있도록

하고 있다. 이때 연료 이송 시스템을 탱크 내부에 있는 고수위 플로트(High-Level Float) 스위치와 연결하여 연료가 채워지면 연료 이송을 자동으로 중지하여 탱크가 넘쳐나지 않도록 설계되어 있다.

3.2 전기 계통(Electrical Systems)

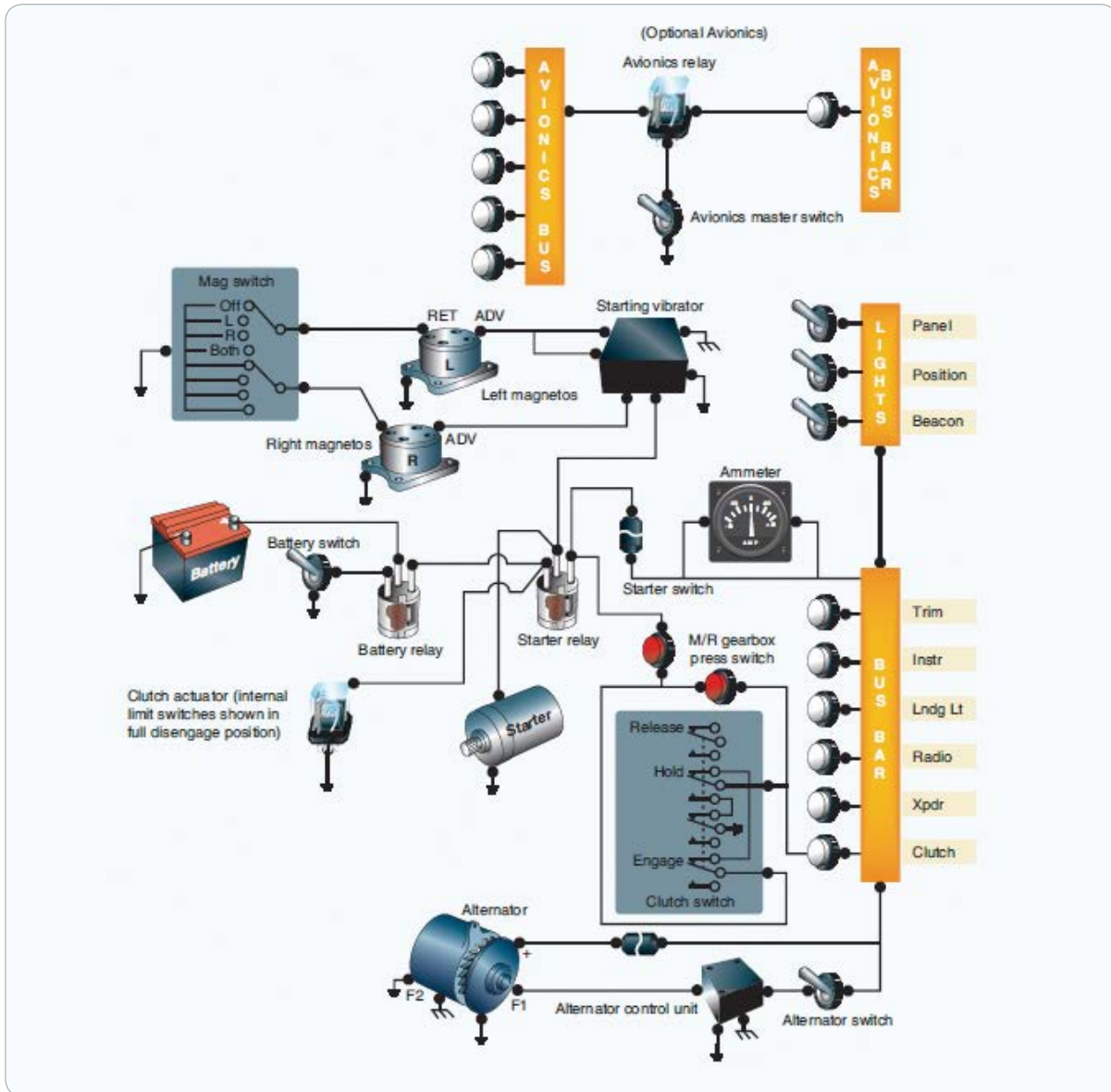
전기장치는 대부분의 헬리콥터에서 복잡한 전자 기기와 전기용품을 작동하기 위해서 사용한다. 현재와 같은 비행 환경에서는 전기장치의 이용이 증가하고 있다. 그러나 모든 헬리콥터는 비상사나 전기 계통 고장 시 전기적 Power가 없어도 안전하게 비행할 수 있다.

헬리콥터는 14 또는 28볼트의 직류 장치를 가지고 있다. 소형 피스톤 엔진 헬리콥터는 엔진 구동 교류

발전기에서 전기를 공급받는다. 교류발전기는 과거의 직류발전기에 비해 가볍고, 정비도 적게 소요되며, 엔진 회전수가 낮아져도 일정한 전기를 유지하는 장점이 있다.

시스템에서 전기적 압력을 측정하는 값의 Volt 또

는 Voltage를 물(Water) 시스템의 파운드 퍼 인치의 2승(Pounds per Square inch)과 유사하게 생각하면 된다. Amperes는 시스템의 전기적 양, 또는 가능한 전기적 양을 측정하는 값이다. 예를 들어, 100-Amp 교류발전기는 100갤런(Gallon)의 시간



[그림 2-74] 전기 계통

당 물 펌프(Hour Water Pump)와 유사하다.

터빈 엔진 헬리콥터는 시동 발전기(Starter/Generator)를 사용한다. 시동 발전기는 액세서리 기어 박스(Accessory Gear box)와 맞물려 고정되어 있다. 엔진을 시동할 때는 축전지(Battery)에서 전기가 공급되어 엔진을 돌려 주는 시동기 역할을 하고, 엔진이 구동된 이후에는 엔진이 시동 발전기를 구동시켜 전기를 생산하는 발전기 역할을 한다.

교류 또는 직류발전기에서 전압조절기(Voltage Regulator)를 통한 전류는 버스 바(Bus Bar)로 흐른다. 전압조절기는 교류 또는 직류발전기의 출력을 조절하여 전기 계통에서 필요로 하는 일정한 전압을 유지시켜 주며, 전기 구성품의 손상을 방지하기 위한 과전압 조절 장치(Voltage Regulator)가 있어 과도한 전압이 발생하지 않도록 해 준다. 버스 바는 헬리콥터의 여러 전기 구성품에 전기를 분배하는 역할을 한다.

축전지는 기본적으로 엔진을 시동하기 위하여 사용된다. 추가적으로 엔진이 구동하지 않을 때 무선 장치나 전등과 같은 전기 구성품에 제한적으로 사용되기도 한다. 물론 교류 또는 직류 발전기가 고장 날 경우에 비상용 전기 동력원으로도 사용된다.

전기 계통에서 전류를 감시하기 위해 전류계(Ammeter)나 부하계(Load Meter)가 장착되어 있다. 전류계는 축전지의 전류 흐름을 감지한다. 축전지가 충전되어 있을 때는 충전된 쪽으로 전류계가 지시하며, 엔진 시동 후에는 충전되는 쪽으로 전류계가 지시하는 것이 정상이다. 일단 축전지가 충전이 완료되면 전류계는 '0'부근에서 안정되는데, 이는 발전기에서 직접 계통에 필요한 전기를 공급하기 때문이다.

방전된 전류계는 계통의 부하가 발전기의 출력을

초과하고 있다는 것을 의미하며, 축전기가 일부 전기 Power를 제공한다. 이것은 교류 또는 직류발전기에 이상이 있거나 전기 부하가 초과되었다는 것을 의미한다. 부하계는 전기장치들로 인하여 교류 또는 직류발전기에 걸린 부하를 나타내 준다. 교류 또는 직류발전기의 고장 시, 부하계는 '0'을 지시한다.

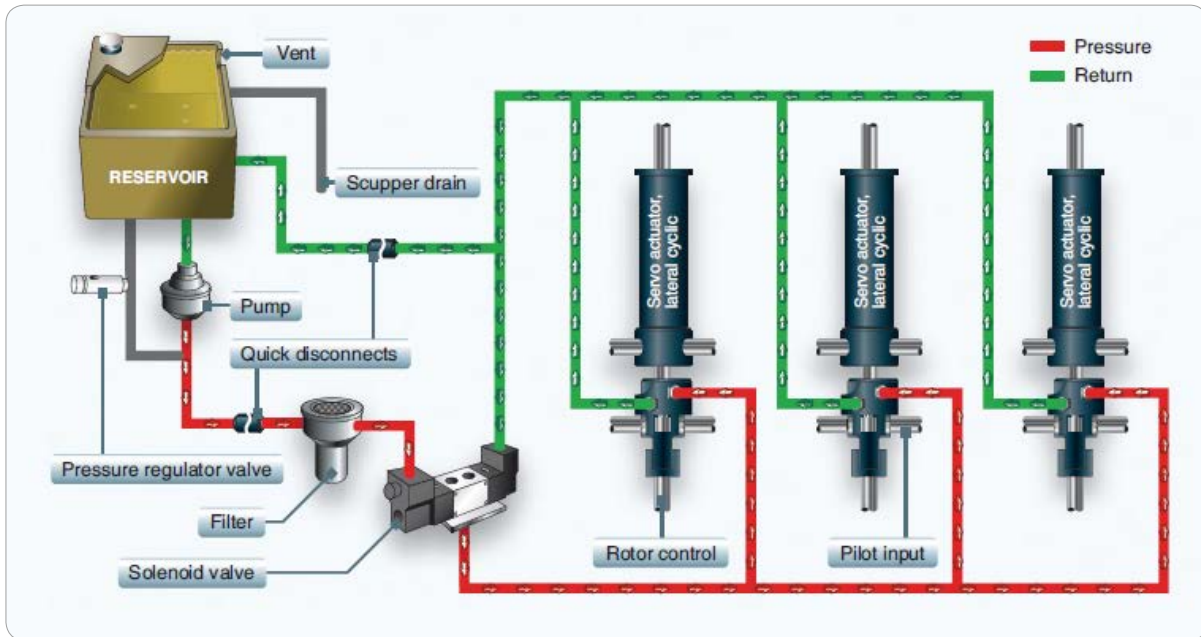
전기 스위치는 전기 구성품을 선택하는 데 사용되며, Power는 각각의 구성품에 직접 또는 릴레이를 거쳐 공급된다. 릴레이는 스위치의 용량을 초과하는 고압 전류나 고압 전선이 필요한 특정 구성품을 작동할 때 사용한다.

회로 차단기(Circuit Breakers)나 퓨즈(Fuses)는 전기 제품을 과부하로부터 보호하기 위하여 사용된다. 해당 구성품에 과부하가 걸리면 회로 차단기는 분리(Pops out)되며, 회로가 합선되거나 과부하가 걸려 있으면 연결되지 않는다. 그러나 회로가 정상이거나 과부하가 사라지면 재연결(Reset)할 수 있다.

퓨즈는 회로에 과부하가 걸리면 타 버리기 때문에 반드시 새 퓨즈로 교환하여야 한다. 일반적으로 항공기에 여분의 퓨즈를 비치하고 있어 비행 중에 교환할 수 있도록 하고 있다. 계기판에 경고등을 설치하여 일부 전기 구성품의 고장을 지시하는 장치도 있다.

3.3 유압 계통(Hydraulics Systems)

소형 피스톤 엔진 헬리콥터를 제외하고 대부분의 헬리콥터는 조종압을 감소시키기 위해 유압 장치를 사용하고 있다. 일반적인 유압 계통에서는 각각의 조종 장치에 작동기(Actuators 또는 Servos)와



[그림 2-75] 유압 계통

Main Rotor Transmission을 통하여 구동하는 펌프, 그리고 작동유를 저장하는 저장소(Reservoir)가 있다. 일부 헬리콥터는 유압 시스템의 압력 쪽에 위치한 Accumulator를 가지고 있다. 이것은 시스템으로 들어오는 지속적인 유체 압력을 조종한다.

조종실 내에는 유압 계통을 차단할 수 있는 스위치가 있으나, 평상시에는 작동 상태에 위치시킨다. 조종사가 유압 스위치/Circuit Breaker를 On 위치에 놓았을 때, 유체가 시스템으로 들어오는 것을 허락하는 솔레노이드 밸브로부터 전기적 Power를 없앤다. 스위치/Circuit Breaker가 Off 위치에 있을 때, 액추에이터(Actuator) 안의 유체와 함께 조종사가 헬리콥터의 조종을 하기 위하여, 솔레노이드 밸브의 전원이 끊기고 닫힌다. 이것을 안전 시스템(Failsafe System)이라 한다. 헬리콥터가 전기적 Power를 비행 중에 잃게 된다고 해도 조종사는 유

압 시스템의 조종을 유지할 수 있다.

유압 계기(Pressure Indicator)는 조종실 내에서 유압 계통의 작동 상태를 확인할 수 있게 한다. 조종사가 조종할 때 작동기가 작동하여 해당 조종 장치를 움직여 주기 때문에 조종에 필요한 힘과 피로도가 감소된다. 물론 유압 장치가 고장이 나더라도 헬리콥터를 조종할 수는 있으나 조종사의 힘이 많이 요구된다.

만약 조종을 하는 데 큰 힘이 필요하여 유압 장치를 사용하지 않으면 조종이 불가능한 헬리콥터의 경우에는, 두 개 또는 그 이상의 독립된 유압 장치를 설치하고 있다. 일부 헬리콥터에서는 유압 펌프가 고장 났을 경우, 비상시를 대비하여 헬리콥터가 착륙할 때까지 유압을 제공하여 정상적으로 조종이 가능하도록 축압기(Accumulator)를 장착하여 압력을 저장해 놓는다.

3.4 안정성 증강 시스템 (Stability Augmentations Systems)

일부 헬리콥터는 비행 중과 제자리비행 중 안정성을 돕기 위해 Stability Augmentation System을 포함하고 있다. 근본적인 목적과 디자인은 조종사의 부하와 피로를 줄이기 위함이다. 조종사가 헬리콥터를 안정된 자세에서 다른 업무를 수행하거나, 장거리 항법 비행에서 안정성을 유지하도록 해 준다.

3.4.1 Force Trim

헬리콥터에서 조종사는 규칙적으로 요 페달 위치 뿐 아니라 가로와 세로 조종의 큰 움직임을 만들어야 하고 조종간을 원래 위치에서 장시간 벗어난 상태로 유지해야 하고 이것은 독특한 종류의 트림으로 연결이 되는데 그림 2-76, 그림 2-77과 같이 보통 포스-트림 계통(Force-Trim System)이라고 하며 항상 새로운 위치로 옮겨가는 동안 사이클릭과 페달



[그림 2-76] Cyclic 트림스위치

의 힘을 제거하기 위해 사이클릭 스틱에 장착된 포스-트림 스위치에 의해 작동을 하며 버튼이 해제 될 때 힘의 변화는 영점(Zero Force Point)에서 새로운 위치로 재설정이 된다.

복잡한 자동조종장치를 가진 더 큰 헬리콥터는 일반적으로 비퍼-트림 스위치(Beeper-Trim Switch)라고 불리는 4방향(Four-Way) 트림 스위치를 가지고 있으며 이 스위치를 작동시키면 사이클릭이 전진이나 후진 또는 좌우로 움직이게 되고 스위치 작



[그림 2-77] Cyclic과 Collective 조종간의 스위치

동을 멈추면 사이클릭은 다시 새로운 지점을 영점 (Zero Force Point)으로 설정하게 된다.

3.4.2 능동 안정성 증강 시스템 (Active Augmentation Systems)

실제 시스템은 유압서보에 입력을 전달하는 전기적 액추에이터를 사용한다. 이러한 유압서보는 바람과 난류와 같은 외부 환경적 요인을 감지하는 컴퓨터로부터 제어 명령을 받는다. 컴퓨터 기반의 입력은 좀 더 안정된 비행을 위해 자세, 동력, 트림을 조절한다. 조종사에 의해 일단 설정되면, 이러한 시스템은 조종사의 도움 없이 모든 비행 조종 장치에 즉각적인 입력을 제공하는 안정화된 자이로로부터 전기·기계식 액추에이터에 이르는 다양한 감지 장치를 활용한다.

안정성 증강 시스템은 기초적인 비행 조종 능력을 개선시킴으로써, 그리고 집중에 방해되는 요소를 줄임으로써 조종사의 업무량을 감소시킨다. 이러한 시스템은 조종사가 슬링 적재와 수색, 구조 활동과 같은 업무를 수행해야 할 때 유용하게 사용된다. 또한 기수, 속도, 고도 및 항법 정보 등은 완벽한 자동 조종 시스템을 형성하기 위해 컴퓨터에 제공된다.

3.4.3 자동조종장치(Autopilot)

헬리콥터의 자동조종장치(Autopilot)는 안정성 증대 장치와 유사하나, 몇 가지 추가적인 기능을 가지고 있다. 자동조종장치는 실제로 헬리콥터가 비행하도록 조종사의 선택에 따라 특정 기능을 수행한다. 헬리콥터에 장착된 자동조종장치의 타입에 따라 자동조종장치의 기능은 여러 가지가 있다.

가장 보편적인 기능은 고도와 기수 유지이며, 일부 진보된 시스템에서는 일정한 상승률을 갖도록 수직 상승률을 유지하거나 일정한 비행 속도를 유지하게 하는 기능도 있다. 또한 일부 자동조종장치는 계기비행 조건(IFR Condition)에서 유용한 전방향 표지시설(VOR : VHF Omni-directional Range), 계기 착륙 시설(ILS : Instrument Landing System)나 GPS 등을 추적하는 항법 능력도 갖추고 있다. 이것을 Coupled System이라고 말한다.

부가적 요소로는 Flight director(FD)가 장착되어 있다. FD는 시각적 안내(Guidance) 신호를 통해 조종사가 수평 비행을 할 수 있도록 돕는다. 가장 진보된 자동조종장치는 기능 선택에 따라 조종사가 아무런 조작을 하지 않아도 계기비행으로 접근하여 한 지점에서 제자리비행을 할 수 있다.

자동조종장치는 모든 조종 장치에 전기로 작동하는 작동기(Actuators 또는 Servos)를 가지고 있으나, 작동기의 위치나 수량은 종류에 따라 다르다. 2축 자동조종장치는 헬리콥터의 기수가 위·아래로 움직이는 피치(Pitch)와 헬리콥터가 좌·우로 기울어지는 롤(Roll) 동작을 조종할 수 있도록 Cyclic에 두 개의 작동기를 장착하여 하나는 위·아래로, 또 하나는 좌·우로 작동한다. 3축 자동조종장치는 Anti-Torque Pedal에 작동기를 추가로 장착하여 헬리콥터의 기수를 좌·우로 움직이게 하는 요(Yaw) 동작을 조종한다. 4축 자동조종장치는 Collective에 헬리콥터의 고도를 조종하기 위한 작동기가 하나 더 장착되어 있다.

이러한 작동기들은 비행계기와 항법 장비에서 자세 변화에 대한 자료와 항법에 관련된 정보를 받는 중앙 컴퓨터로부터 명령을 받아서 각각의 조종 장

치를 작동시킨다. 조종실 내의 자동조종장치에는 조작하고 원하는 기능을 선택할 수 있는 조종 패널(Control Panel)이 장착되어 있다.

안전을 위해 항공기가 심하게 요동치거나 위험한 비행 자세가 되면 자동조종장치는 자동적으로 차단된다. 물론 조종사가 수동으로 조작하면 자동조종장치 기능은 언제나 차단할 수 있으며, 별도로 조종간에 자동조종장치를 차단하는 버튼이 설치되어 있어 조종사가 조종간에서 손을 떼지 않고도 확실하게 자동조종장치를 차단할 수 있도록 하였다. 자동조종장치는 헬리콥터 종류마다 서로 다르기 때문에 해당 헬리콥터의 비행교범(RFM)에 나와 있는 작동 절차를 참조하여야 한다.

3.5 환경 장치(Environmental Systems)

헬리콥터의 기내 냉·난방을 위하여 여러 가지 방법이 이용되고 있다. 가장 단순한 난방 방법은 외부 공기를 이용하는 것으로, 헬리콥터의 전방이나 측면에 공기 배관을 설치하고 조종사가 필요에 따라 관을 열어 외부 공기가 들어오게 하는 것이다. 이러한 장치는 외부 공기 공급을 위하여 전진 비행이 요구되고, 또한 외부 공기의 온도도 관계된다. 별도의 난방장치를 설치하면 난방 효과는 개선되겠지만 더 복잡해지고 헬리콥터의 중량이 늘어난다.

헬리콥터를 냉각시키는 가장 간단한 방법 중 하나는, 문을 제거하여 공기가 조종실과 엔진실을 통해 흐를 수 있도록 하는 것이다. 필요한 경우, 문을 헬리콥터 내에 적재하거나 격납고의 선반 등에 적절하게 보관해야 한다. 문을 보관할 때는 창문이 긁히

지 않도록 주의를 기울여야 한다. 특히 기내 물건들이 Main Rotor나 Tail Rotor에 말려들어가지 않도록 좌석 벨트나 기타 느슨한 물건들은 잘 보관하도록 주의하여야 한다. 다시 문을 장착할 경우, 제대로 설치되어 닫히는지 확인하여야 한다.

Air Conditioners나 열교환기 또한 헬리콥터에 적용될 수 있다. 압축기에서 흘러나오는 공기를 흡입하여 열교환기를 통과시켜 기내에 보내 작동시킬 수 있다. 압축된 공기가 배출되면서 팽창되는데, 이때 열을 흡수하여 기내를 냉각시키게 된다. 이러한 시스템의 단점은 냉각 기능을 위해 공기 또는 가스를 냉각시키는 데 일정 출력이 필요하며, 결국 엔진 능력 일부를 사용하게 된다는 것이다. 일부 시스템은 이·착륙 시 사용이 제한된다.

왕복 엔진 헬리콥터는 난방을 위하여 배기관 주변에 열교환기를 설치하여 기내로 따뜻한 공기를 공급한다. 기내에 들어오는 공기는 외부 공기가 별도의 배관을 통해 데워져서 들어오는 것으로, 연소된 배기가스는 아니다.

터빈 엔진 헬리콥터는 엔진 압축기에서 압축되고 뜨거워진 공기(Bleed Air)를 난방에 사용한다. 압축기로부터 들어온 뜨거운 공기는 동체에 있는 Induction Port와 주위의 공기를 통해 합쳐지는 Bleed Air Heater Assembly로 들어온다. 열의 양은 헬리콥터 기내로 전달되어 조종사에 의해 Bleed Air Mixing Valve로 조종된다.

3.5.1 방빙 장치(Anti-Icing Systems)

방빙(Anti-Ice)이란 얼어붙은 오염물, 눈, 얼음 등이 표면에 형성되는 것을 막는 과정이다. 방



[그림 2-78] 헬리콥터 기체 Icing 사례

빙은 엔진 방빙(Engine Anti-Ice)과 기체 방빙(Airframe Anti-Ice)으로 구분된다.

엔진 방빙(Engine Anti-Ice)

터빈 엔진 헬리콥터에서 볼 수 있는 방빙 장치는 엔진에서 흘러나오는 공기를 활용한다. 흘러나오는 공기란, 엔진 내에서 압축된 후 연료가 분사되기 전의 압축공기를 말한다. 이러한 공기는 Inlet Guide Vanes를 통해 흐르게 되어 관 안에 얼음 형성을 막게 된다. 압축기에 있는 밸브는 조종사에 의해 제어되며 공기 흐름을 조절하게 된다.

엔진 방빙 장치는 얼음 형성 조건에 들어가기 전에 작동되어 그러한 조건을 벗어나기 전까지 유지되어야 한다. 엔진 방빙 시스템의 적용은 항상 적절한 RFM을 따라야 한다.

기체 방빙(Airframe Anti-Ice)

기체 및 Rotor의 방빙 장치는 일부 큰 헬리콥터에서 볼 수도 있지만, 시스템의 복잡성, 비용, 및 중량

때문에 흔한 것은 아니다. Rotor의 Leading Edge는 공기(Bleed Air) 또는 얼음 형성을 방지하기 위해 전기로 가열할 수 있다. 얼음이 Blade에 고르지 않게 형성됐을 경우, 균형 및 제어 문제가 발생할 수 있다. 따라서 Lightweight Ice-Phobic(결빙 방지) 재료 또는 코팅에 관한 연구도 진행되어 왔다. 이런 재료로 결빙을 크게 줄이고 성능을 향상시킬 수 있다.

헬리콥터에 피토 튜브(Pitot Tube)는 얼음과 수분 축적에 매우 민감하다. 이를 방지하기 위해, 피토 튜브에는 전기 소자를 가열하여 사용하는 가열 시스템이 장착되어 있다.

3.5.2 제빙 장치(De-icing Systems)

제빙은 표면으로부터 오염 물질 냉동, 눈, 얼음, 및/또는 슬러시를 제거하는 과정이다. 헬리콥터 동체 및 Rotor Blade의 제빙은 비행을 시작하기 전에 하는 것이 중요하다.

격납고에 주기되어 있지 않으면 헬리콥터는 소리, 눈, 진눈깨비 및 비에 의해 동체 및 Rotor Blade에 결빙을 초래할 수 있기 때문에 비행 가능한 상태를 만들어야 한다. Rotor Blade에 발생한 결빙은 헬리콥터 구성품의 고장을 일으키거나, 떨어져 나간 얼음 조각으로 인해 헬리콥터 주위의 어떤 구조물나 사람들을 다치게 할 수 있는 위험한 상태로 이어진다.

Tail Rotor는 얼음 손상에 매우 취약하다. 비행 전 철저한 점검(Preflight Checks)을 해야 하며, 만약 비행 시작 전에 얼음이 제거되었다면, 비행 조종 장치가 자유롭게 움직이는지 확인해야 한다. 제빙 시

시스템을 갖추고 있다면 비행 중 헬리콥터가 결빙 환경에 들어갔을 때 즉시 사용해야 한다.

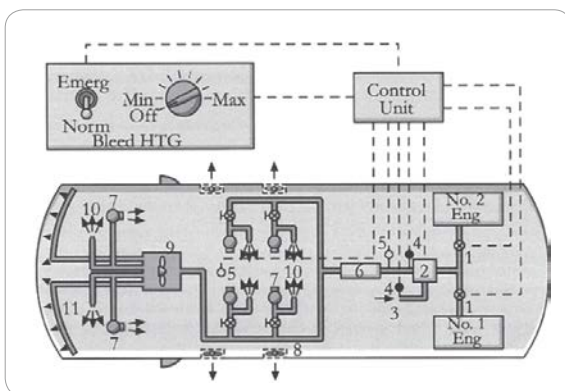
3.5.3 난방 시스템(Heating System)

블리드 공기 난방 시스템

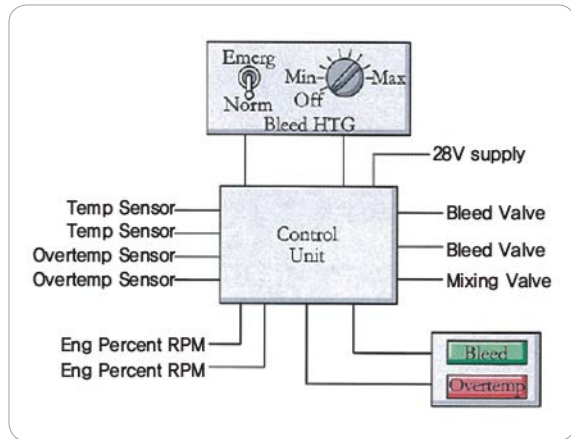
그림 2-79과 같이 저압의 고온 공기는 관련 유량 제한기(Flow Restrictor)와 블리드 공기 격리 밸브①을 통해 각 엔진의 압축기 케이스로부터 공급된다. 유량 제한기는 블리드 공기가 엔진 압축기 공기 유량의 약 5% 이내만 유지되도록 빠져나가는 공기량을 제한한다. 각 엔진 블리드 라인(Bleed Line)의 블리드 공기 격리 밸브①를 통해 각 엔진이 시스템에서 격리되어 공기가 정지한 엔진에 역으로 공급(Back-Feed)되는 것을 방지한다.

공기는 블리드 공기 격리 밸브①에서 공기 혼합 밸브②로 전달되며, 여기서 고온 블리드 공기가 흡입구 ③를 통해 밸브로 빨려 들어온 압력 조절된 객실 공기와 혼합하여 객실에 필요한 공기 온도를 만든다. 그 다음으로 이 조화 공기(Conditioned Air)가 소음기 장치(Silencer Unit)⑥와 객실 환기 덕트

를 통해 객실 천장의 공기 분배기(Air Distributor) ⑩와 개스퍼(Gasper) 장치⑦로 전달된다. 또한 공기는 승무원실 환기 시스템 송풍기⑨를 통해 중앙 계기판 아래의 공기 분배기⑩와 개스퍼 장치⑦로 전달된다. 또한 공기는 방풍유리 제습 분배기⑪로 전달된다. 승무원실 및 객실을 순환한 후 소모된 공기는 객실 측벽의 환기 루버(Louver)를 통해 기체 밖으로 배출된다. 조종사는 가변저항의 하나인 포텐시오미터(Potentiometer)가 포함된 천장 패널의 회전 스위치를 돌려서 난방시스템을 선택하고, 필요한 공기 온도를 설정한다. 패널의 NORM/EMERG 시스템 토글(Toggle) 스위치는 통상적으로 이를 수행하기 전에는 NORM 위치로 설정되어 있다. 시스템을 ON에 선택할 경우 양쪽 엔진의 회전속도가 규정된 최소값, 예를 들어 60 %RPM 이상이면 블리드 공기 격리 밸브가 열린다. 승무원실의 중앙 디스플레이 패널(Display Panel)의 밸브가 열리면 BLEED Air 캡션(Caption)이 점등된다. 그림의 예시 시스템처럼 어느 한 엔진이 최소 %RPM 이하로 떨어지면 양쪽 블리드 밸브가 자동으로 닫히고, 블리드 공기 캡션이 소등된다. 이러한 경우 토글 스위치를 EMERG 위치로 이동하여 필요 시 난방 시스템을 비상 오버라이드(Emergency Override) 상태로 작동시킬 수 있다. 객실 공기 온도는 조종사가 선택한 온도 선택 신호를 수신하여 객실 온도 센서⑤의 신호와 비교하는 전자제어장치를 통해 제어된다. 조종사가 객실 온도를 선택할 시 제어장치는 이를 현재 객실 온도와 비교하기 위한 데이터로 사용하고, 다른 경우 공기 혼합 밸브 작동기(Actuator)에 신호를 보내 블리드 공기와 객실 공기를 요구되는 비율로 맞추도록 밸브를 위치시킨



[그림 2-79] 블리드 공기 난방 시스템



[그림 2-80] 블리드 공기 난방 제어/지시

다. 이 제어 장치는 객실 공기 온도 센서 신호와 선택된 데이터 값을 계속 비교하여 공기 혼합 밸브를 조절함으로써 지시된 온도를 유지한다.

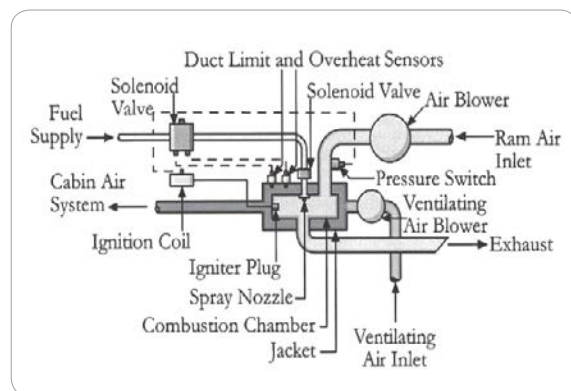
초과온도(Over-Temperature) 센서④는 혼합 밸브②로 가는 객실 공기 흡입구 및 혼합 밸브의 배출구에 위치해 있다. 이 센서들은 이러한 위치의 공기 온도가 지정된 최대값을 초과할 경우 제어장치에 신호를 전달한다. 초과온도 센서가 이 신호를 수신할 경우 제어 장치는 계전기(Relay)를 열어 난방 시스템 스위치를 끈다. 이러한 일이 일어날 경우 양쪽 블리드 공기 격리 밸브①가 닫히고 디스플레이 패널에 HTG OVERTEMP 캡션이 점등될 것이다. 난방 시스템이 꺼진 상태로 있을 경우 온도가 지정된 값 이하로 떨어질 시 중계기가 자동으로 리셋(Reset)되어 난방을 복구할 것이다. 아니면 어느 때든 토글 스위치를 EMERG 위치로 이동하여 난방 시스템을 비상 오버라이드 상태로 작동시킬 수 있다. 위에서 논의한 시스템은 하나의 예시이며 제어 및 보호 방법에 차이가 있을 수 있다. 그러나 모든 시스템에는 초과온도 및 블리드 공기 공급 장치의 고장으로부터

시스템을 보호하기 위한 장치가 구비되어 있고, 적절한 시각 경고도 제공한다. 공기 혼합 밸브의 수동 작동을 위한 오버라이드 장치(Override Provision)가 있을 수 있으며, 앞에서 설명한 시스템의 경우와 같이 비상 시스템 오버라이드(Emergency System Override) 기능도 있다.

연소 히터

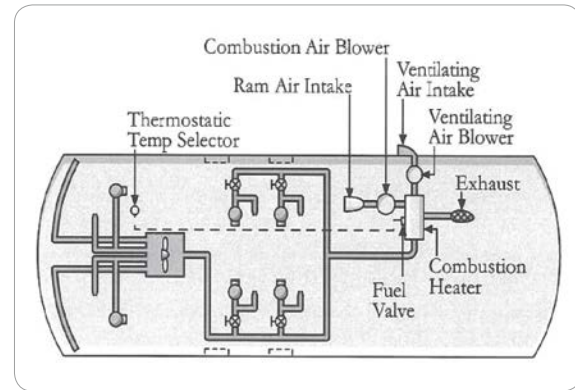
엔진 블리드 공기를 위한 설비가 없을 경우 열원을 제공하기 위해 연소 히터를 설치할 수 있다.

연소 히터는 2개의 동심 스테인리스 강 실린더(Concentric Stainless Steel Cylinder)로 이루어져 있으며, 여기서 내부 실린더는 연소실을 형성하며 외부 실린더는 히터 재킷(Heater Jacket)을 형성한다. 환기 공기가 히터 재킷을 통과하는 동안 연료/공기 혼합물이 점화 및 연소되며, 환기 공기는 히터 재킷에서 연소실 벽 외부 표면과 접촉하여 가열된다. 헬리콥터 연료 시스템에서 공급된 연료는 필터 및 솔레노이드(Solenoid)로 작동되는 Main 연료 차단 밸브(Shut-off Valve)를 통해 연소실의 분무 노즐(Spray Nozzle)로 전달되기 전에 정압 전기 펌프



[그림 2-81] 연소 히터

(Constant Pressure Electric Pump)로 가압된다. 연료 분무 노즐 조립체에는 2차 솔레노이드로 작동되는 차단 밸브가 포함되어 있으며, 이 밸브는 조절이 가능한 객실 공기 온도 조절장치(Thermostat)와 회로로 연결되어 있다. 공기는 외부 공기 흡입구에서 도관으로 들어오며 모터로 구동되는 송풍기를 통해 연소실로 이송된다. 연료/공기 혼합물은 지속적으로 작동하는 점화 플러그(Spark Plug)를 통해 점화되며, 소모된 연소 가스는 기체외부 배기 파이프(Overboard Exhaust Pipe)를 통해 외부로 방출된다. 환기 공기는 외부 공기 흡입구에서 도관으로 들어와 히터 재킷을 통과하기 전에 환기 공기 송풍기를 통해 전달되며, 히터 재킷에서 연소실 벽의 외부 표면에 접촉하여 가열된다. 이 시스템은 히터 재킷의 환기 공기 압력이 항상 연소실 내부의 압력보다 약간 높도록 설계되어 있다. 이러한 기능은 연소실 벽의 균열을 통해 일산화탄소(CO)가 환기 기류로 누설되는 것을 방지하기 위한 안전장치이다. 히터는 승무원실의 천장 패널의 Rotor리 스위치를 돌려 ON으로 선택하여 작동시킨다. 조종사는 스위치를 ON을 선택한 다음 원하는 온도 설정으로 스위치를 돌려 원하는 객실 공기 온도를 선택까지 어렵다. 이는 객실 공기 온도 조절을 위한 서머스탯(Thermostat) 장치의 세팅을 조절하는 것이다. 히터가 ON에 선택되면, 연료 펌프, 연소 공기 송풍기, 환기 공기 송풍기가 작동하기 시작한다. 연소 공기 송풍기 출구 덕트의 압력으로 작동되는 안전 스위치가 사전에 설정된 공기 전달 압력에서 닫히며, 이를 통해 점화 코일(Ignition Coil)을 자화시켜고, Main 연료 솔레노이드 밸브를 개방한다. 객실 공기 온도 조절 서머스탯(Thermostat) 장치가 노즐 조



[그림 2-82] 연소 히터 시스템

립체에 있는 2차 연료 솔레노이드 밸브에 신호를 전달하여, 요구되는 객실 공기 온도에 도달할 때까지 열린 상태를 유지한다. 온도 조절을 위한 서머스탯(Thermostat) 장치는 노즐 밸브에 계속 신호를 전달하여 요구될 때마다 밸브를 열거나 닫아 선택된 공기 온도를 유지한다. 연소 히터에는 여러 안전 기능이 포함되어 있다. 이미 균열을 통해 객실 공기로 일산화탄소가 누출되는 것을 방지하기 위해 히터 재킷의 환기 공기 압력이 어떻게 항상 연소실의 압력보다 높은지에 대해 논의했다. 또한 연소 공기 전달 덕트의 압력 작동 안전 스위치가 공기 압력이 충분하여 연소를 지원하도록 흐를 때 히터의 작동을 방지하는지에 대해서도 살펴보았다.

히터 재킷의 배출구 끝에 덕트 온도 제한 스위치가 있다. 히터 재킷을 통해 흐르는 환기 공기가 충분하지 않을 경우, 덕트 온도 제한 스위치가 Main 연료 솔레노이드 밸브에 신호를 전달하여 환기 공기 온도가 사전에 설정된 최대값에 도달할 시 히터를 끄고 정지시킨다. 덕트 온도 제한 스위치는 히터가 냉각된 이후 비행 중 조종사가 리셋할 수 있다. 덕트 온도 제한 스위치가 작동하지 않을 경우 백업 오버히

트 스위치(Backup Overheat Switch)가 있으며, 이 스위치는 덕트 제한 스위치보다 더 높은 온도에 세팅되어 있지만 화재 위험으로 간주되는 온도 아래에서 작동한다. 과열 스위치가 작동할 경우 Main 연료 솔레노이드 밸브가 닫히고, 연소 공기 공급장치를 중단시키고, 점화 코일의 동력을 차단한다. 오버히트 스위치는 덕트 온도 제한 스위치가 작동하지 않을 경우 고장 안전 백업(Fail-Safe Backup)으로 설치된다. 이 스위치는 비행 중에 리셋할 수 없다. 이 스위치는 정비사가 일반 보호회로의 고장과 오버히트 상태의 원인을 조사한 이후 지상에서만 리셋할 수 있다. 덕트 온도 제한 스위치가 작동하면 대부분 시스템이 정지되며, 히터가 냉각된 이후 조동사가 리셋할 수 있다. 그러나 환기 공기 송풍기가 고장날 경우 히터 재킷의 온도가 안전하지 않은 수준으로 매우 빠르게 상승하게 되며, 이로 인해 2개의 스위치가 모두 작동할 수 있다.

연소 히터 화재 보호

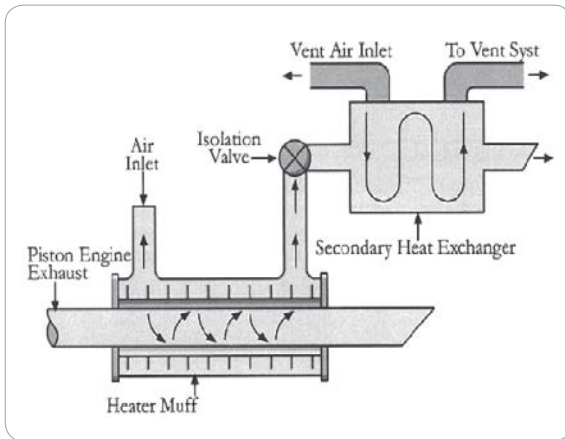
연소히터 인증 규격에는 연소 히터의 사용과 관련하여 광범위한 화재 보호 요건이 포함되어 있는데 이를 간단히 살펴보면 아래와 같다. 히터 온도 혹은 환기 공기 온도가 안전 한도를 초과할 경우 점화장치 및 연료 공급장치를 자동으로 정지시키는 보호 시스템이 제공되어야 한다. 또한 이는 연소 공기 흐름 혹은 환기 공기흐름이 안전 운항에 부적절하게 되는 경우에도 필요하다. 화재로부터 보호되는 연소 히터 화재 구역에는 히터 고장으로 손상될 수 있거나 인화성 유체 혹은 유증기(Vapor) 누설로 히터에 도달할 수 있는 히터 주변 구역 또는 히터 고장으로 손상될 수 있는 가연성 유체(Flammable

Fluid) 관련 부품이 포함된 히터 주변 지역이 포함되어야 한다. 이 구역에는 통로 내에 화재를 통제할 수 없는 히터 주변의 환기 통로도 포함되어야 한다. 연소 히터 화재 구역을 통과하는 환기 공기 덕트(Ducting)는 내화성이어야 한다. 히터의 덕트 하류(Ducting Downstream)는 히터에서 발생한 불이 덕트 내에 국한될 수 있도록 충분히 많은 거리에 대해 내화성이어야 한다. 덕트는 인화성 유체 혹은 증기가 환기 기류로 들어갈 수 없도록 제작 및 배치되어야 한다.

각각의 연소 공기 덕트는 역화(Backfiring)로 인한 피해를 방지하기에 충분히 많은 거리에 대해 내화성이어야 한다. 연소 공기 덕트는 역화가 환기 기류로 들어갈 위험이 있는 환기 덕트와 연결되어 있지 않아야 한다. 연소 공기 덕트는 히터 고장을 유발할 수 있는 역화에 대한 즉각적인 경감(Relief)을 고려해야 한다. 연소 및 환기 공기 흡입구는 인화성 유체 혹은 유증기가 정상 작동 중에 혹은 부품 고장 시 히터로 들어갈 수 없는 위치에 있어야 한다. 히터 배기 덕트 슈라우드(Shroud)는 인화성 유체 혹은 증기가 접합부(Joint)를 통해 배기 시스템에 도달할 수 없도록 밀봉되어야 한다. 배기 덕트는 히터 고장을 유발할 수 있는 역화 경감을 제한하지 않아야 한다. 누출 시 환기 기류로 들어갈 위험이 있는 히터 연료 시스템 부품은 슈라우드로 보호되어야 한다. 연료 시스템 부품이 포함된 격실에 열로 인한 손상 혹은 얼음으로 인한 막힘(Blockage)으로부터 보호되는 적절하고 안전한 배출관이 제공되어야 한다.

배기 히터 머프(Exhaust Heater Muff)

배기 히터 머프는 왕복엔진으로 작동되는 회전익



[그림 2-83] 배기 히터 머프

항공기에서만 볼 수 있다. 히터 머프 조립체는 열 교환기를 구성하기 위해 엔진 배기 덕트의 일부를 감싸는 내열성 슈라우드 혹은 재킷이다. 재킷을 통해 공기가 흐를 경우 배기 덕트 부분과 접촉하여 가열된다.

공기흐름은 외부 공기 흡입구에서 차단 밸브와 2차 공대공 열 교환기를 통과하기 전에 히터 재킷을 통해 전송되며, 열 교환기에서 공기가 항공기 외부로 배출되기 전에 별도의 환기 공기로 열이 전달된다.

그 다음 따뜻해진 환기 공기는 공기 혼합 밸브를 통해 객실 환기 시스템으로 전달된다. 이러한 배치로 배기 덕트 부분에 균열이 생길 시 일산화탄소가 환기 시스템 내부로 유입되는 위험을 제거할 수 있다. 초기 항공기 및 헬리콥터에는 2차 열 교환기가 없었다. 이로 인해 배기 덕트 부분에 균열이 생길 시 일산화탄소가 환기 기류로 들어갈 수 있는 위험이 실질적으로 높았다. 재킷 혹은 머프가 배기 덕트를 감싸기 때문에 면밀히 점검하기 위해 조립체를 주기적으로 탈거 및 분해하지 않을 경우 이러한 균열을 감지하기가 어려웠다. 가스의 흔적이 공기 중에 있

을 경우 승무원에게 경고하기 위해 일산화탄소 감지기가 객실 내에 있지만 이는 일반적으로 배기 덕트에 대한 압력 시험을 수반하는 정기 분해 및 점검을 대체할 수 없다. 배기 히터 머프에 대한 인증 규격에는 다음의 요구사항을 규정하고 있다.

배기 열 교환기가 사람이 사용할 환기 공기의 가열에 사용될 경우

- (1) 1차 배기 가스 열 교환기와 환기 공기 시스템 사이에 2차 열 교환기가 있어야 한다.
- (2) 환기 공기의 유해한 오염을 방지할 수 있는 다른 수단을 사용해야 한다.

또한 민간항공당국의 감항성 개선지시에 배기 열 교환기의 사용과 관련된 일산화탄소의 위험성을 언급하고, 항공기 제조사의 승인된 정비 지침의 준수 필요성을 강조하고 있다.

전기 난방 시스템

전기 난방 시스템은 일부 헬리콥터 종류에서 볼 수 있다. 공기는 전기 팬히터의 저항가열(Resistance Heated) 부품을 거쳐 유입되어 객실 환기 및 제습 분배 시스템으로 전달된다. 필요 시 선택된 객실 온도를 유지하기 위해 온도 조절 가능한 서머스탯(Thermostat) 장치가 히터를 ON 또는 OFF 시킨다. 팬 공기 배출구에 있는 열 안전 차단 스위치는 최대 안전 작동 온도를 제한한다. 히터는 많은 전류를 필요하기 때문에 부하차단 버스바(Load Shedding Bus Bar)에서 전류를 공급 받을 수 있으며, 이 버스 바는 발전기가 고장나거나 윈치(Winch) 조립체와 같은 다른 시스템에서 많은 전류를 요구할 경우 히터로 가는 공급 장치를 차단한다.

3.5.4 냉각 시스템(Cooling System)

환기 시스템은 분배기 그리고 사용자가 열거나 방향을 정할 수 있는 개별 공기 배출구를 통해 신선한 조화 공기의 흐름을 제공한다. 고온 기후, 특히 지상의 경우 대기 온도 자체로는 객실 및 장비실에 적절한 냉방을 제공하지 못하기 때문에 차가운 공기를 제공해야 한다. 증기 사이클 냉각 팩(Vapor Cycle Refrigeration Pack)은 헬리콥터에 설치되는 가장 흔하게 볼 수 있는 냉각 공기 공급 장치이다. 대체 방안으로 고온의 엔진 블리드 공기를 적절히 공급할 수 있다면 공기 사이클 조화 팩(Air Cycle Conditioning Pack)을 설치할 수 있다. 후자의 방법은 회전익항공기에서 일반적으로 볼 수 있는 것이 아니지만, 이에 대해 간략히 살펴보고자 한다. 냉각 공기는 지상에서 냉각장비를 외부 서비스 포트에 연결하여 공급 받을 수 있다.

증기 사이클 냉각(Vapor Cycle Cooling)

증기 사이클 냉각은 증발(Vaporization) 및 응축(Condensation)의 잠열(Latent Heat) 그리고 포화 증기압(Saturation Vapour Pressure: SVP)에 기반으로 작동된다. 액체를 증발시키려면 액체 단계에서 증기 단계로 변화하는 동안 액체가 잠열(Latent Heat)을 흡수해야 한다. 증기가 다시 액체로 응축되기 앞서 증기 단계에서 액체 단계로 변화할 때 증기는 잠열을 제거해야 한다. 액체가 증발되는 동안 환기 기류에서 열을 흡수하여 응축되는 동안 대기로 열을 버릴 수 있게 증기를 이동하여 처리하려면 냉각 시스템이 필요하다. 이 시스템이 어떻게 작동하는지 이해하려면 이를 뒷받침하는 물리학적 지식이 필요하다.

증기압(Vapor Pressure)

액체의 분자는 항상 운동 상태이다. 분자의 속도는 분자의 운동 에너지에 달려 있다. 열은 일종의 에너지이며, 에너지는 하나의 상태에서 다른 상태로 전환될 수 있기 때문에 열을 가하면 운동 에너지가 증가하고, 따라서 분자의 속도가 증가할 것이다. 해당 온도에서 일부 분자는 에너지가 충분하여 액체 표면 위의 공간으로 튀어 오른다. 이렇게 탈출한 분자의 일부는 에너지를 상실하면 다시 액체로 돌아오지만 다른 분자들은 공기에 휩쓸리게 될 것이다. 우리는 이를 증발이라고 부른다. 이제 액체가 밀봉된 용기에 담겨 있고 그 위의 공간이 닫혀 있다고 가정한다. 액체에 열을 가하면 분자가 공간으로 뛰어오르기 시작하고, 일부는 전과 같이 다시 액체로 떨어질 것이다. 액체의 온도가 증가하면서 분자가 공간으로 튀어 올라가는 속도가 떨어지는 속도와 동일해지는 지점에 도달하게 될 것이다. 이 때 액체 위의 공기가 포화되었다고 부른다. 공간의 분자들은 날아다니며 서로 그리고 용기의 벽에 충돌한다. 그리하여 에너지를 상실하면 떨어지고 다른 분자로 대체된다. 운동 에너지의 지속적인 손실이 발생하면 공간에 압력이 발생한다. 포화에 도달할 시 존재하는 압력을 해당 액체의 특정 온도의 포화 증기압(SVP)이라고 부른다. 온도를 올리면 분자가 에너지를 얻어 포화 증기압이 증가할 것이다. 모든 액체에는 온도와 관련된 정확한 포화 증기압 값이 존재한다. 액체가 포화 증기압에서의 온도에서 포화 증기압과 동일한 혹은 그 이하의 압력에 접촉하게 될 경우 증발될 것이다. 단순하게 말하면 액체가 끓는다는 것이다. 주변 기압을 충분히 떨어뜨린다면 실내 온도에서 물을 끓게 만들 수 있다. 요약하면 액체 주위의 압력을

계속 떨어뜨리면 증발이 일어나는 지점에 도달한다. 일부 액체는 다른 액체보다 이 지점에 더 빨리 도달한다.

잠열(Latent Heat)

열린 용기에 액체가 있다고 가정하자. 분자가 튀어 올라 공기에 휩쓸릴 경우 분자들이 자신의 에너지를 가져간다. 더 많은 분자가 탈출하여 돌아오지 않을 경우 전체 에너지는 물론, 남은 액체의 온도가 점점 줄어들어 증발 속도가 느려지게 된다. 증발 과정을 계속 유지하려면 액체가 에너지를 상실하는 속도에 맞게 액체에 열을 충분히 공급해야 한다. 이러한 열은 액체의 온도를 상승시키지 않고 증발이 계속되는 동안 단순히 일정하게 유지된다. 이 열은 온도를 상승시키는 감열(Sensible Heat)과는 반대인 잠열(Latent Heat)이라고 부른다. 액체가 증기로 변화하는 것을 유지하기 위해 흡수되는 열을 증발 잠열(Latent Heat of Vaporization)이라고 한다. 이제 증기가 액체로 바뀔 때 어떤 일이 일어나는지 생각해보자. 증기의 자유 분자가 에너지를 상실할 경우 속도가 느려져서 응축이라고 불리는 과정을 통해 액체를 형성하게 된다. 이렇게 되려면 분자가 열 에너지를 발산할 수 있어야 한다. 그렇지 않을 경우 응축될 수 없다. 증기가 액체로 변화하는 것을 유지하기 위해 발산되는 열을 응축 잠열이라고 부른다.

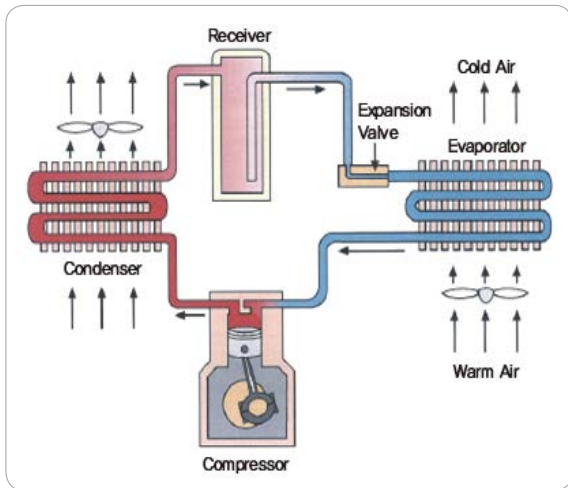
냉매(Refrigerant)

실온에서 포화 증기압이 매우 높은 액체가 있다고 가정해보자. 이 때 포화 증기압이 약 60psi 혹은 400kPa라고 할 때 해수면의 대기압은 14.89psi 이므로 대기의 포화 증기압은 액체의 SVP보다 훨씬

더 낮다. 이 액체가 대기압에 접촉될 경우 즉시 끓을 것이며 빠르게 증발하기 위해 주변에서 상당한 양의 열을 뺏아갈 것이다. 한 단계 더 나아가, 포화 증기압이 60psi일 경우 실제 비등점(Boiling Point)은 실온보다 훨씬 낮다. 사실상 이 온도는 약 -200°C 가 될 것이다. 이제 이 액체가 증발하여 다시 액체 상태로 되돌리기를 원한다고 가정해보자. 증기를 60psi보다 더 높은 압력으로 끌어 모아서 압축할 경우 액체 상태로 되돌아가려고 할 것이다. 그러나 이렇게 하려면 많은 잠열을 발산시켜야 한다. 냉매의 결정적인 특성은 포화 증기압이 높고 비등점이 낮다는 것이다. 액화 가스(Liquefied Gas)가 이 설명에 잘 맞는다. 그러나 부식 효과, 인화성, 독성, 환경 영향과 같은 다른 중요한 고려사항들이 있다. 예를 들어 브롬화메틸(Methyl Bromide)은 SVP가 높고 3°C 에서 끓지만 알루미늄에 부식을 유발하며 독성이 매우 높다. 암모니아는 -33°C 에서 끓으며 포화 증기압이 해수면의 대기압보다 10배 더 높지만 지독한 악취가 있으며 증기가 자극적이다. 프레온로(Freon™)는 디클로로디플루오로메탄(Dichlorodifluoromethane)으로 포화 증기압이 매우 높고 비등점이 -128°C 이다. 2개의 액체 모두 좋은 냉매이다. 프레온로는 최근까지 흔히 사용된 냉매였으나 오존층에 대한 영향을 끼친다는 일부 우려가 있어서 다수의 다른 냉매로 대체되었다.

증기 사이클(Vapor Cycle)

냉각 사이클을 이루려면 열역학 제2법칙으로 '열은 높은 온도의 지역에서 낮은 온도의 지역으로만 자연스럽게 흐를 수 있다.'라는 사실을 뒤집어야 한다. 즉 낮은 온도의 지역에서 열을 이동시켜 대기로 흘



[그림 2-84] 증기 사이클 냉각

러하게 하려면 작업이 필요하다.

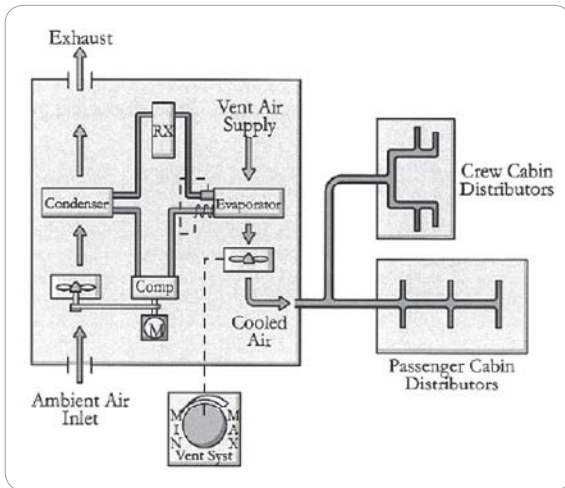
그림 2-84에서 일반적인 증기 사이클 냉각 시스템이 저압 및 저온 면과 고압 및 고온 면이 있으며 이는 압축기로 나누어져 있다는 것을 볼 수 있을 것이다. 수신기(Receiver)/건조기(Dryer)는 포화 증기압보다 높은 압력에서 액체 냉매를 보관하는 저장소로 사용되며, 시각 표시기가 구비되어 있다. 수신기/건조기는 냉매에서 물을 제거하는 건조제(Desiccant)로 가득 차 있다. 물이 제거되지 않을 경우 시스템이 동결되어 차단된다. 압축기가 작동하면 확장 밸브(Expansion Valve)에서 압축기의 흡입 면(Inlet Side)으로 가는 라인(Line)에 낮은 압력이 생성된다. 이로 인해 확장 밸브의 미터링 오리피스(Metering Orifice) 전체에 걸쳐 압력 저하가 발생하며, 확장 밸브가 열려 압력을 받아 증발기(Evaporator)의 코일로 액체 냉매를 분사한다.

증발기를 통해 무화 냉매(Atomized Refrigerant)가 이동하여 포화 증기압보다 훨씬 낮은 압력에 접촉하게 되며, 코일에서 열을 끌어오는 동안 증발이

발생한다. 무화 방울(Atomized Droplet)들이 열을 빠르게 흡수하는 넓은 표면 영역을 집합적으로 만들어낸다. 증발기는 열 교환기처럼 작용한다. 환기 공기가 증발기 매트릭스(Evaporator Matrix)의 핀을 통과하며, 코일의 증발하는 냉매에 잠열을 제공하기 위해 열이 빠져나가기 때문에 빠르게 냉각된다. 냉매의 온도는 이 과정에서 크게 변화하지 않아야 한다. 냉매는 증기 상태로 증발기를 빠져나가 압축기로 들어가며, 여기서 압축을 통해 압력과 온도가 증가된다. 이제 포화 증기압보다 훨씬 높은 압력에서 고온의 증기가 압축기를 빠져나가지만 압축하는 동안 추가된 열과 잠열을 발산할 때까지 응축될 수 없다. 응축하기 위해 고온, 고압 증기가 응축기(Condenser) 코일을 통과한다. 차가운 램 공기가 응축기 매트릭스의 핀을 통해 밀치고 나아가서 여기서 코일의 열을 획득하여 기체 밖으로 가져간다. 냉매가 빠르게 열을 상실하면서 응축기에서 다시 액체로 응축된 다음에 수신기/건조기로 흘러가며, 여기서 확장 밸브를 통해 다시 원래의 상태로 돌아갈 때까지 SVP 이상의 압력이 유지된다. 압축기가 작동하는 동안 확장 밸브만 계속 열려 있으며 스위치가 꺼질 때 닫힌다.

증기 사이클 시스템(Vapor Cycle System)

그림 2-85은 일반적인 냉각 팩을 보여준다. 압축기는 28V DC 전기 모터를 통해 일정한 속도로 구동되며, 이 전기 모터를 통해 응축기 송풍기도 구동된다. 독립적으로 공급된 전원으로 작동되고 가변 회전속도를 가진 28V DC 전동기로 구동되는 공기 송풍기는 증발기를 통해 환기 공기를 끌어들이며 객실 분배 시스템으로 밀어 넣는다. 증발기 흡입구의 온



[그림 2-85] 냉각 시스템

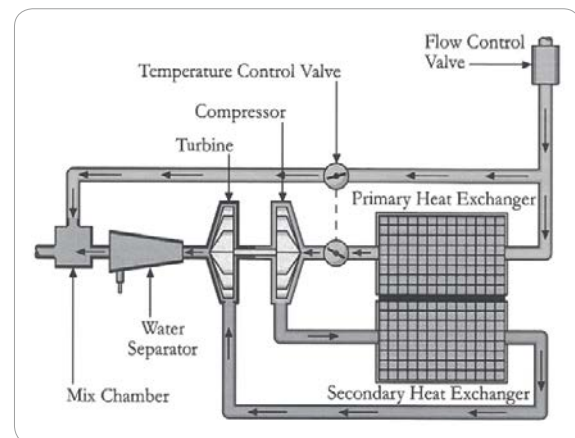
도조절 확장 밸브는 냉매가 배출구에 도달하는 시간까지 완전히 증발하도록 코일로 가는 냉매를 정확히 계량하도록 설계되어 있다. 그러나 냉매가 너무 빠르게 증발할 경우, 증기가 증발기 내부에서 과열될 수 있다. 반대로 증발기 내에서 냉매가 완전히 증발하지 않을 경우 계속 증발 과정에서 액체 냉매가 배출구로 빠져나간다.

증발 과정은 증발기 매트릭스의 핀을 통과하는 환기 공기의 온도와 유속에 좌우된다. 온도조절 확장 밸브는 냉매의 흐름을 자동으로 조정하여 온도를 맞춘다. 증발기의 출구 라인 주변에 위치한 온도 감지 모세 코일(Temperature Sensing Capillary Coil)은 모세관(Capillary Tube)을 통해 확장 밸브와 연결되어 있다. 감지 코일은 출구 온도의 상승을 감지하며, 온도 상승이 감지되면 냉매 증기가 증발기 내부에서 과열되고 있다는 것을 나타낸다. 이러한 일이 발생할 경우 이 코일은 모세관을 통해 온도조절 확장 밸브에 신호를 보내 온도가 안정될 때까지 냉매의 흐름을 증가시킨다. 반대로 냉매가 증발기를 빠져나갈

때 계속 증발 과정에 있을 경우, 감지 코일이 온도 저하를 감지하여 확장 밸브에 냉매의 흐름을 낮추도록 신호를 보낸다. 확장 밸브와 온도 센서는 제조사가 교정하며 정비 시 조절할 수 없다. 증발기를 통해 환기 공기를 끌어와 객실로 전달하는 독립 구동 송풍기의 속도는 조종사가 조절할 수 있다. 송풍기의 공기흐름 속도는 냉각 효과를 좌우하며, 이는 필요시 최소에서 최대 사이로 조정될 수 있다. 증발기의 착빙(Icing Up)을 방지하려면 압축기가 작동할 때마다 송풍기가 작동하는 것이 중요하다. 이러한 이유로 인해 난방 및 환기 시스템을 ON에 선택할 경우 송풍기는 최소 속도로 자동으로 가동되기 시작한다.

3.5.5 공기 사이클 냉각 시스템 (Air Cycle Cooling System)

공기 사이클 냉각 시스템에는 고온 엔진의 블리드(Bleed) 공기를 적절히 공급해야 한다. 이 시스템은 에너지 보존 법칙에 따라 작동한다. 공기의 열에너지가 일(Work)로 전환되어 공기가 냉각된다. 이러



[그림 2-86] 공기 사이클 시스템

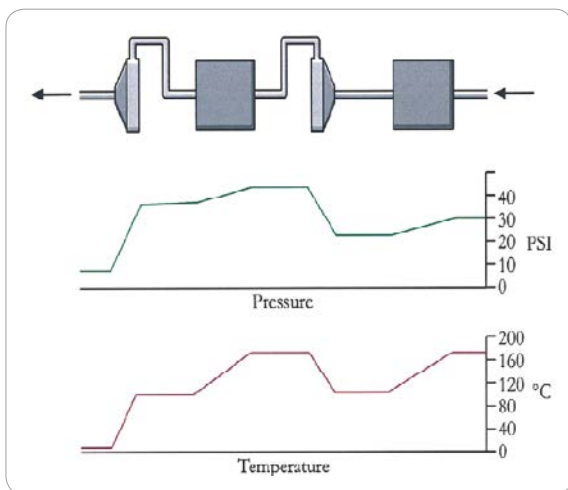
한 종류의 시스템은 필요 시 냉방과 난방을 제공하는데 사용될 수 있다. 이 시스템은 1차 및 2차 공대공 열 교환기, 공기냉각장치(Cold Air Unit : CAU), 수분 분리기, 온도 조절 밸브로 구성된다. 공기냉각장치는 방사형 터빈(Radial Turbine)으로 구동되는 소형 원심 압축기(Centrifugal Compressor)로 구성된다. 모터 구동 추출 송풍기(Extraction Blower)는 일반적으로 각 열 교환기의 램 공기 출구 덕트에 위치해 있다. 송풍기는 열 교환기 매트릭스를 통해 냉각 공기의 흐름을 증가시키며, 특히 항공기가 지상에 있을 때 램 공기흐름의 감소를 보상해준다.

엔진 압축기에서 유입된 고온 블리드 공기는 유량 제어 밸브를 통해 1차 열 교환기로 전송되며, 여기서 공기냉각장치의 원심 압축기 면으로 들어가기 전에 사전 냉각되고, 공기냉각장치에서 압력과 온도가 상승한다. 압축된 고온 공기는 2차 열 교환기를 통해 전달되며, 여기서 압축하는 동안 획득된 대부분의 열을 발산한다. 그다음 공기냉각장치의 방사형 터빈 면으로 공기가 통과하며, 여기서 터빈이 확

장 및 구동된다. 압축기의 부하에 반해 터빈을 구동할 시 공기에 의해 확장된 일(Work) 에너지가 온도를 약 2℃까지 낮추며, 압력을 감소시킨다.

방사형 터빈 전체의 온도가 급격히 저하되면 공기 중에 있는 습기가 모아진다. 공기가 공기 분배 시스템으로 들어가기 전에 터빈 출구 덕트에 위치한 수분 분리가 응축된 수분을 모아 외부로 드레인시킨다. 일부 시스템의 경우 냉각 작용을 보완하기 위해 응축된 수분을 열 교환기 매트릭스로 분사하는 방식도 있다. 온도 조절 밸브(TCV)는 실제로 공기 사이클 시스템을 우회하는 덕트에 위치한 공기 혼합 밸브이다. 이 밸브는 상호 연결된 탠덤 버터플라이 밸브(Tandem Butterfly Valve)로서 여기서 고온 밸브는 저온 밸브(Cold Valve)와는 반대로 작동한다. 이러한 방식은 고온 밸브가 점차 닫혀 시스템을 우회하는 공기의 흐름을 감소시키는 동안 저온 밸브가 점차 열려 공기냉각장치를 통해 블리드 공기의 흐름을 증가시킬 수 있다. 따라서 고온의 우회 공기와 공기냉각장치의 저온 공기의 비율을 변경하여 객실 공기 온도를 완전 저온에서 고온으로 조절할 수 있다.

설치된 시스템의 종류에 따라, 객실에 위치한 온도 센서의 신호에 반응하여 온도 조절 장치를 통해 온도 조절 밸브의 설정이 자동으로 제어되거나, 제어판의 가변저항(Potentiometer) 스위치를 통해 조종사가 직접 제어할 수 있다. 따라서 조종사는 완전 저온에서 고온으로 공기 온도의 범위를 선택할 수 있다. 공기냉각장치는 동적 균형 회전 조립체(Dynamically Balanced Rotating Assembly)로서 원심 압축기와 방사형 터빈이 Rotor의 고장 방지를 위해 강화된 케이스 내부의 공동 축(Common Shaft)에 설치되어 있다. 이 축은 2개의 저마찰 볼



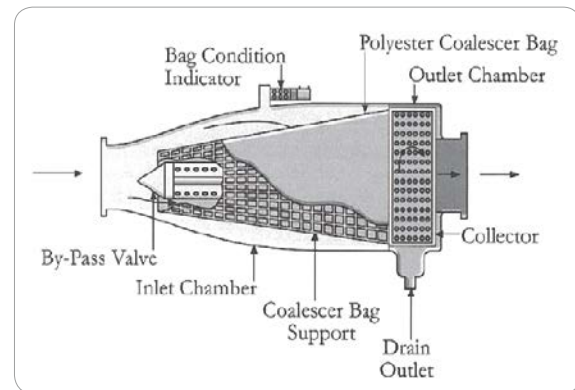
[그림 2-87] 공기 사이클 시스템에서 에너지 변화

레이스(Low Friction Ball Race)에 탑재되어 있으며, 볼 레이스는 공기냉각장치의 케이스에 있는 오일 저장소로부터 오일을 끌어오는 유침지(Oil-Impregnated Wick)를 통해 순환된다. 공기 열에서 추출된 일 에너지는 매우 빠른 속도, 통상적으로 80,000 RPM까지의 속도로 공기냉각장치를 구동시킨다. 오버히트 스위치는 압축기 출구 덕트와 터빈 입구 덕트에 위치하고 있다. 덕트의 온도가 규정된 최대 한계에 도달할 경우 유량 제어 밸브는 과도한 공기 온도로 인해 공기냉각장치가 과속되지 않도록 시스템으로 블리드 공기 공급을 차단하라는 신호를 전달한다. 이때 조종석에 있는 디스플레이 패널의 오버히트 캡션이 점등된다.

수분 분리기

앞서 논의한 것처럼 저온 공기 냉각 장치의 빠른 냉각 작용 때문에 응결 분무(Condensation Mist)가 발생하여 제거되지 않을 시 분배 시스템으로 전달된다. 수분 분리는 이러한 습기를 제거하도록 설계되어 있다. 2가지 종류의 수분 분리기를 살펴볼 것인데 첫 번째는 흡입실(Inlet Chamber)과 배출실(Outlet Chamber)로 나누어 있는 중공 실린더(Hollow Cylinder) 방식이다. 흡입실에는 원뿔형 금속지지 튜브(Support Tube) 위로 폴리에스테르 유수분리기 백(Coalescer Bag)이 설치되어 있으며, 이 튜브는 공기가 통과할 때 공기를 회전(Swirl)시키도록 설계된 루버 매트릭스가 있다. 지지 튜브의 상류 끝부분(Upstream End)에는 바이패스 밸브가 위치해 있고, 흡입 케이스 외부에는 유수분리기 백 상태를 지시하는 표시기가 있다.

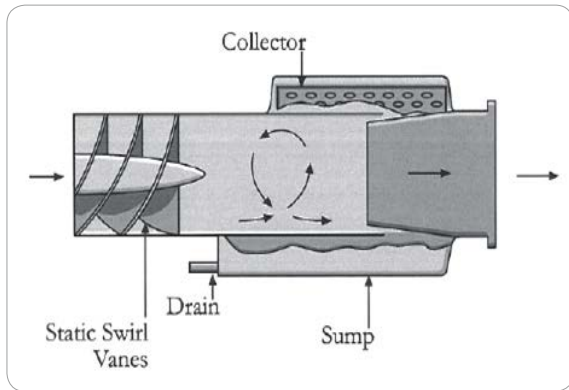
공기는 주입구실로 들어가 유수분리기 백을 통과



[그림 2-88] 유수분리기 백 방식 수분분리기

한다. 공기의 분무수(Water Mist)가 백을 적시면 큰 물방울이 내부 표면에 형성된다. 이 물방울은 루버의 공기 회전으로 모아져 밖으로 빠져나간다. 회전 공기는 출구에 도달하기 전에 2번 급회전(Sharp Turn) 한다. 공기는 이러한 회전을 할 수 있지만, 물방울은 회전할 수 없으므로 배출실의 집수공(Sump)에 남게 되며 여기서 외부로 배출된다. 유수분리기 백(Coalescer Bag)이 공기의 흐름을 방해하는 지점까지 막히면, 유수분리기 백이 전체에 걸쳐 생성된 차압(Pressure Differential)으로 인해 바이패스 밸브가 열리며, 상태 표시기의 스프링으로 작동되는 피스톤이 움직여 표시기 창에 적색 부분이 표시되어 유수분리기 백(Coalescer Bag) 교체가 필요함을 경고한다. 공기는 여전히 분리기를 통과하지만, 공기 내부에 습기도 있을 것이다. 이러한 방식의 분리는 유수분리기 백이 막혔을 시 바이패스 밸브가 진동하거나 쿵쿵 소리를 내는데 시스템을 통해 이를 들을 수 있어서 장치의 정비 시기를 알려준다는 것이 특징이다.

두 번째 종류의 수분 분리기 혹은 수분 추출기(Water Extractor)는 덜 복잡하며 유수분리기 백이 포함되어 있지 않다. 그 대신 선회 날개(Swirl



[그림 2-89] 수분 추출기

Vane)가 있어서 공기흐름에 와류(Vortex)를 생성하여 물방울을 분리기 덕트의 벽으로 원심 분리한다. 이렇게 모아진 수분은 덕트 벽을 따라 집수기(Collector)로 전달되어, 여기서 집수공(Sump)에 모아 외부로 배출한다.

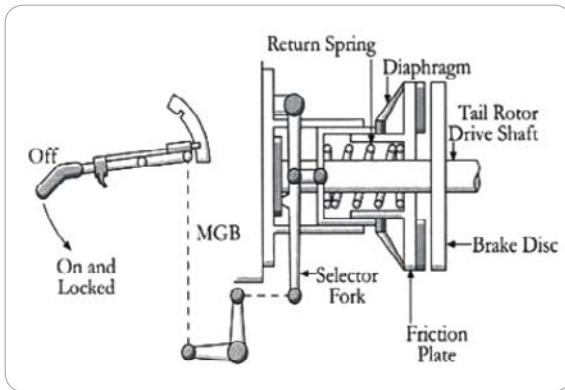
3.6 Rotor 브레이크(Rotor Brakes)

Rotor 브레이크는 엔진이 정지될 때 Rotor를 느리게 회전토록 한 다음 정지시키고 주기 중에 Rotor를 정지 상태로 유지하여 풍차(Windmilling) 현상을 방지하는 데 사용된다. 엔진이 시동 걸리고 사전 결정된 작동 속도까지 가동되는 동안 Rotor를 정지 상태로 유지하는 데 사용될 수도 있다. 유형에 따라 Rotor 브레이크는 전체적으로 기계식 또는 유압식으로 구분할 수 있다. 브레이크는 일반적으로 Main 기어 박스와 가까운 Main 또는 중간 구동축에 있는 디스크 형 브레이크이다. 변속기 구동축에 있는 경우 엔진과 MGB 사이에서 프리휠 장치와 MGB 사이에 위치해야 한다. 그렇지 않으면 프

리휠 장치가 브레이크 작동을 방해하고 Rotor가 고정되지 않는다. 엔진이 정지될 때, 특히 바람이 부는 조건에서 Blade 항해가 발생할 수 있는 시간을 줄이기 위해 Rotor 브레이크가 적용된다. 이러한 상황에서 Rotor 브레이크를 적용할지 여부를 선택하는 것은 종종 조종사의 재량에 달려 있다. 엔진이 정지되면, 브레이크가 적용되기 전에 Rotor가 주어진 RPM보다 자연스럽게 느려질 수 있다. 두 가지 유형의 제동이 적용된다. 엔진을 정지한 후 Rotor를 정지시키기 위해 동적 제동이 저압으로 적용된다. 정적 제동은 더 높은 압력을 사용하며 주기 중에 Rotor를 정지 상태로 유지하는 데 사용된다. Rotor가 동력을 공급하거나 자동 회전할 때 브레이크가 부주의하게 적용되는 것을 방지하고 과도한 동적 제동력의 적용을 방지하기 위해 안전장치가 설치된다. 자유 터빈 엔진을 시동할 때 클러치가 없으면 Rotor가 느리게 회전하여 Blade 회전이 발생할 수 있는 시간, 특히 돌풍(Gusting Winds)이 발생할 수 있다. 이 경우, Rotor 브레이크는 엔진이 Rotor를 빠르게 회전시키기에 충분한 동력을 전달할 수 있을 때까지 Rotor를 정지 상태로 유지하도록 적용된다. 트윈 엔진 설치의 경우 첫 번째 엔진을 시동하기 전에 Rotor 브레이크가 적용된다. Rotor 브레이크가 비행 교범에 지정된 엔진 속도 이상으로 적용되지 않도록 하는 것이 중요하다.

3.6.1 기계식 Rotor 브레이크 (Mechanical Rotor Brake)

그림 2-90에 표시된 기계식 브레이크는 MGB에 부착된 고정 하우징 내에서 미끄러지는 캐리어



[그림 2-90] 기계식 Rotor 브레이크

및 다이어프램 어셈블리(Carrier And Diaphragm Assembly)와 이 경우 Tail Rotor 트랜스미션 샤프트(Tail Rotor Transmission Shaft)에 고정되는 스틸 브레이크 디스크로 구성된다. 캐리어(Carrier)는 브레이크 패드가 있는 마찰판을 지지하며 브레이크가 적용되지 않을 때 리턴 스프링에 의해 브레이크 디스크에서 고정된다. 캐리어는 조종실 천장에 있는 Rotor 브레이크 레버에 연결된 선택기 포크(Selector Fork)로 앞뒤로 움직인다. 브레이크가 적용될 때, 선택기 포크는 마찰판(Friction Plate)과 패드(Pads)를 리턴 스프링(Return Spring)을 구성하고 프로세스에서 다이어프램을 굽히는 브레이크 디스크에 힘을 가한다. 브레이크가 완전히 적용되고 잠길 때, 리턴 스프링과 다이어프램의 압축은 마찰판을 브레이크 디스크와 단단히 접촉시키면서 메커니즘에서 열팽창 또는 수축으로 인해 발생한 움직임을 흡수한다. 브레이크가 풀리면 리턴 스프링이 마찰판을 브레이크 디스크에서 멀어지게 이동시킨다.

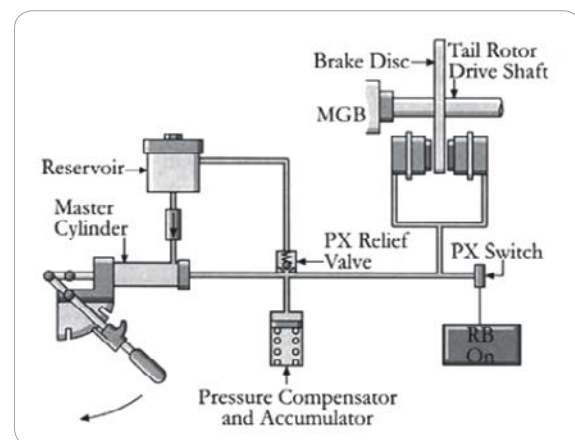
엔진을 끈 후 브레이크를 걸 때 조종사는 Rotor가 감속한 다음 점차적으로 브레이크를 적용하여 Rotor가 정지할 때 압력을 증가시킨다. 장치에 과도한 부

하와 과열을 피하기 위해 필요한 타이밍과 제동력을 판단하려면 어느 정도의 기술이 필요하다. 마찬가지로 엔진 시동 중에 브레이크가 Rotor를 정지 상태로 유지하는 데 사용되는 경우 조종사는 브레이크를 해제할 적절한 시간을 판단해야 한다. 일반적으로 엔진이 지정된 RPM에 도달하면 수행된다.

3.6.2 유압식 Rotor 브레이크 (Hydraulic Rotor Brake)

유압식으로 작동하는 Rotor 브레이크 시스템은 그 복잡성이 다양하다. 간단한 내장형 유압식 Rotor 브레이크 시스템은 조종실 천장에 위치한 마스터 실린더와 브레이크 레버와 변속기 샤프트에 있는 캘리퍼 브레이크 장치(Caliper Brake Unit)로 구성된다. 그림 2-91과 같이 유닛(Unit)은 MGB에 가까운 Tail Rotor에 대한 중간 구동 샤프트(Intermediate Drive Shaft) 상에 다시 위치된다.

Rotor 브레이크 레버를 당기면 마스터의 피스톤 실린더가 움직여 유압을 생성하여 압력 어큐뮬레이



[그림 2-91] 내장형 Rotor 브레이크 유압 시스템

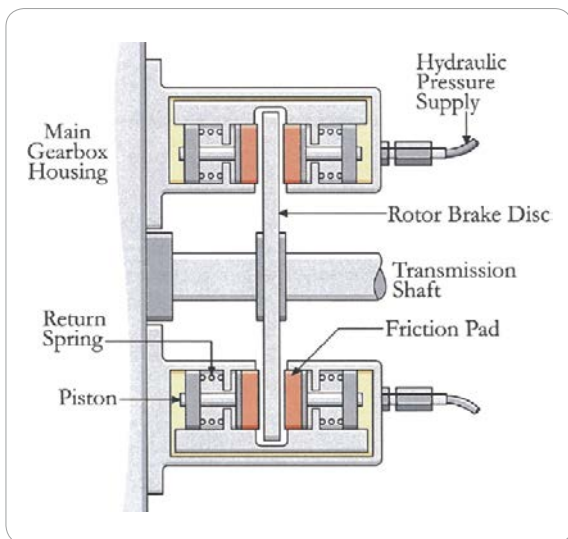
터와 캘리퍼 브레이크 장치의 반대쪽 피스톤으로 전달하여 브레이크 패드를 디스크에 밀어 넣는다. 브레이크가 작동되면 시스템의 압력 스위치가 제어실의 'ROTOR BRAKE ON'주의 표시등을 켜다.

주기 상태에서 브레이크가 켜져 있으면 어큐뮬레이터(Accumulator)에 저장된 압력이 시스템 압력을 몇 시간 동안 유지한다. 축압기의 스프링식 피스톤(Spring-Loaded Piston)은 압력 보상기 역할을 하며 온도 변화 동안 브레이크 압력을 유지한다. 열팽창으로 인해 압력이 안전한 수준 이상으로 상승하면 릴리프 밸브(Relief Valve)가 열리고 마스터 실린더 리필 저장소(Cylinder Refill Reservoir)로 과잉 압력이 다시 감소한다. 주기 중에 시스템 압력이 지정된 수준 이하로 떨어지면 'ROTOR BRAKE ON' 표시등이 꺼진다. Rotor 브레이크가 해제되면 시스템 압력이 마스터 실린더로 다시 방출되고 캘리퍼 유닛의 피스톤 리턴 스프링이 패드를 브레이크 디스크에서 멀어지게 이동시킨다. 브레이크 캘리퍼

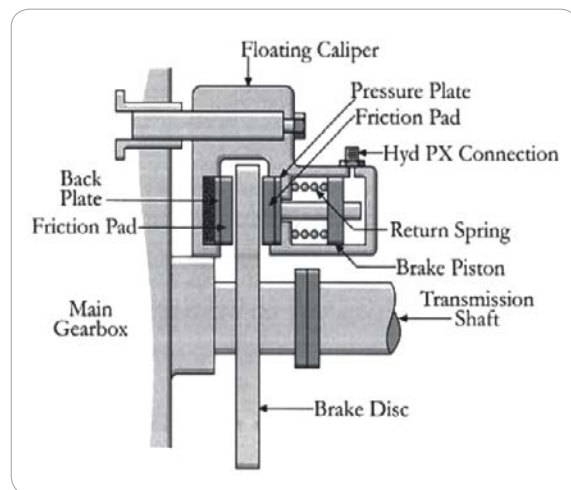
유닛 설계가 다르다. 설치된 시스템에 따라 두 개의 캘리퍼 장치가 장착되어있을 수 있다.

그림 2-92은 각각 한 쌍의 대향 피스톤과 브레이크 패드를 갖는 두 개의 캘리퍼 유닛으로 구성된 이중 브레이크 유닛을 나타낸다. 브레이크를 걸 때 피스톤이 유압으로 움직여 대향 브레이크 패드(Opposing Brake Pads) 사이에 브레이크 디스크를 꽉 쥐게 된다. 브레이크 압력이 해제되면 피스톤 리턴 스프링이 브레이크 패드(Brake Pads)를 디스크에서 빼낸다.

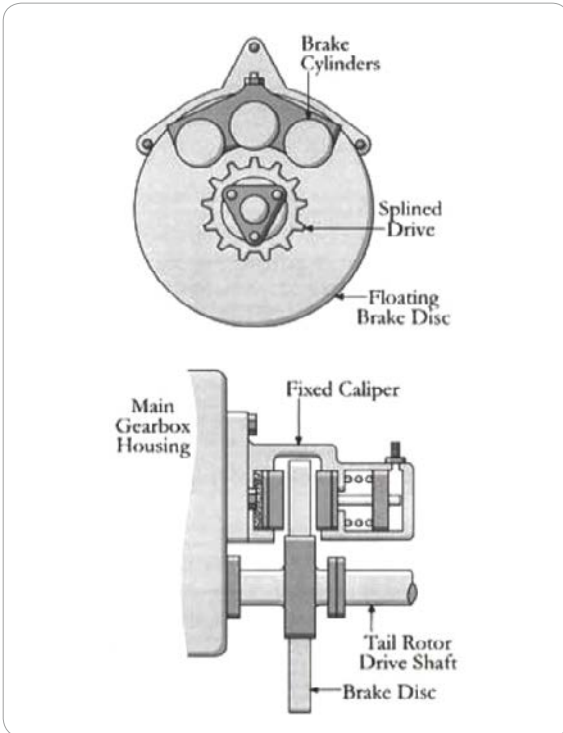
그림 2-93은 단일 실린더 캘리퍼 브레이크를 보여준다. 이 예에서는 플로팅 캘리퍼(Floating Caliper)가 사용된다. 브레이크가 적용될 때, 피스톤은 브레이크 디스크의 외부면에 대해 외부 패드를 이동시키는 반면, 캘리퍼는 내부 패드를 내부면에 대향하여 내부 패드에 힘을 가하여 디스크가 패드들 사이에서 압착되게 한다. 브레이크가 풀리면 피스톤 회전 스프링(Piston Return Spring)이 외부 패드(Outer Pad)를 디스크에서 빼내고 캘리퍼가 움직



[그림 2-92] 이중 Rotor 브레이크 유닛



[그림 2-93] Rotor 브레이크 유닛 - 1

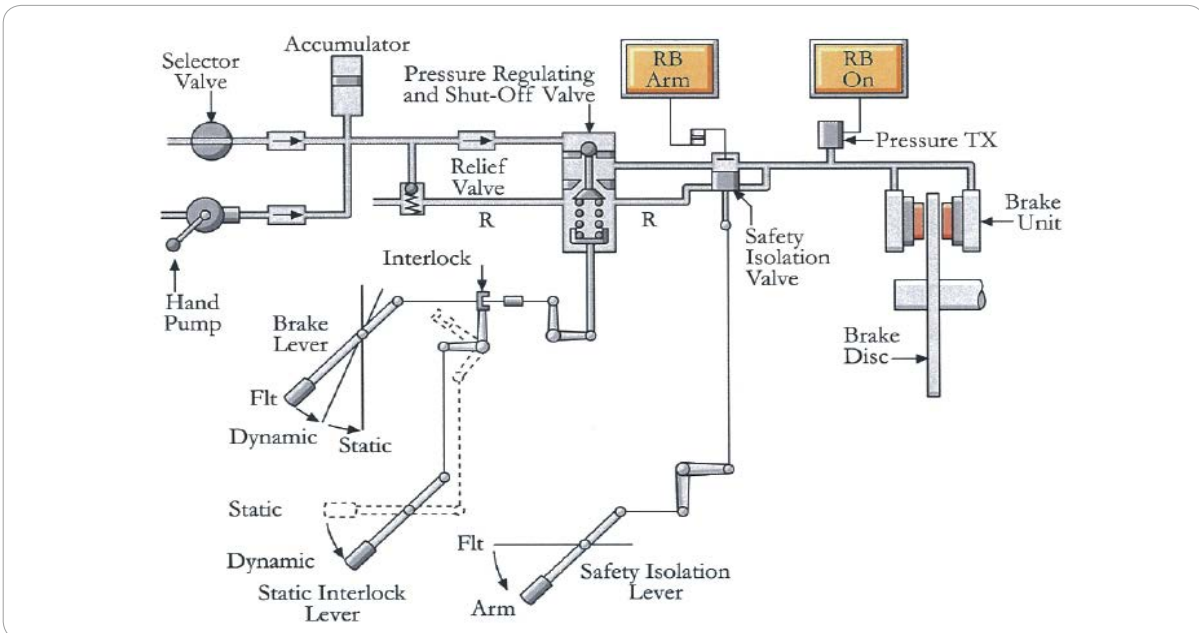


[그림 2-94] Rotor 브레이크 유닛 - 2

여 내부 패드(Inner Pad)의 힘을 해제한다.

그림 2-94는 브레이크 디스크가 변속기 샤프트의 스플라인에 떠 있고 캘리퍼가 MGB 하우징에 고정되어있는 다른 배열을 보여준다. 이장치는 3개의 브레이크 실린더를 갖는다. 브레이크가 적용될 때, 브레이크 피스톤은 외부 패드를 플로팅 디스크(Floating Disc)에 대고 강제로 내부 패드에 대해 강제로 밀어 넣는다. 브레이크가 풀리면 피스톤 리턴 스프링이 바깥 쪽 브레이크 패드를 빼내어 안 쪽 패드의 힘을 해제한다.

그림 2-95에서와 같이 현대식 헬리콥터의 Rotor 브레이크 시스템에는 종종 주 유압 발전 시스템(Hydraulic Power Generation System)의 압력이 공급된다. 또한 부주의한 사용을 방지하기 위한 여러 가지 안전 규정이 있다. Rotor 브레이크 사용과 관련하여 헬리콥터 기술 기준에서는 엔진과 독립적



[그림 2-95] Rotor 브레이크 시스템

으로 Rotor 구동 시스템의 회전을 제어하는 수단이 있다면, 그 수단의 사용에 대한 제한이 지정되어야 하며, 그 수단에 대한 제어가 부주의한 작동을 방지하도록 보호되어야 한다고 규정하고 있다. 이러한 안전 규정을 준수하는 방식에는 차이가 있으므로 발생할 수 있는 기능의 사례를 포함하는 시스템을 검사한다.

우리가 검사하고 있는 시스템에서, 압력은 헬리콥터의 주요 유압 동력 발전 시스템 중 하나에서 취해지고 캘리퍼 브레이크 장치(Caliper Brake Units)로 압력조절 및 차단 밸브(PRSOV: Pressure Regulating and Shut-Off Valve) 및 안전 차단 밸브(SIV: Safety Isolation Valve)를 통하여 지나간다.

Rotor 브레이크 유압 시스템은 압력 축압기(Pressure Accumulator), 압력조절밸브(Pressure Relief Valve)와 ROTOR BRAKE ON 그리고 ROTOR BRAKE ARM 주의등과 연동된다. 이 시스템은 조종실의 3개의 레버에 의해서 제어된다. 안전 차단기, 브레이크 레버 및 정적 인터락 레버가 있다.

안전 분리 기능은 FLT와 ARM의 두 위치를 가진다. 레버를 FLT 위치에 놓으면 SIV가 닫히고 Rotor 브레이크가 사용되지 않는다. 이 위치는 헬리콥터가 동력 또는 자동 회전 상태에서 작동하는 동안 의도치 않은 브레이크 사용을 방지하기 위해 선택된다.

브레이크 레버는 Rotor 브레이크를 적용하는 데 사용된다. 레버를 아래로 내리면 PRSOV를 조정하여 제동 효과를 0에서 최대로 전달한다. 레버는 영점 압력 또는 FLT 위치에서 동적 제동 위치로 이동한 다음 정적 제동 위치로 이동 될 수 있다. 레버를 제로 또는 FLT 위치에 놓으면 PRSOV가 압력 공급

을 차단하고 제동 장치를 사용할 수 없다. 레버를 동적 위치로 옮기면 PRSOV가 동적 제동을 위해 지정된 저압으로 설정된다. 앞서 논의한 바와 같이, 동적 제동은 엔진이 정지된 후 Rotor를 신속하게 정지시키기 위해 사용된다.

레버가 고정 위치로 이동하면 PRSOV가 재설정되어 브레이크 상태에서 Rotor를 정지 상태로 유지하기 위해 더 높은 브레이크 압력을 전달한다.

정적 인터락 레버(Static Interlock Lever)에는 정적 및 동적의 두 위치가 있다. 레버가 다이내믹 위치(Dynamic Position)에 놓이면 인터락(Interlock)이 브레이크 레버 링크지(Linkage)와 결합하여 이동이 제한되고 레버가 실수로 스태틱 위치(Static Position)로 이동하는 것을 방지한다. 레버를 고정 위치로 옮기면 인터락이 제거되고 브레이크 레버가 고정 제동 위치로 이동할 수 있다.

시스템의 어큐물레이터(Accumulator)는 충분한 시간 동안 Rotor 브레이크를 몇 시간 동안 계속 적용할 수 있도록 충분한 압력을 유지하며 열팽창을 흡수한다. 압력 릴리프 밸브는 시스템 압력이 안전한 최대 값 이상으로 상승하는 것을 방지한다. 확장된 매개 변수가 필요한 동안 어큐물레이터를 다시 가압하는 외부 수단이 일반적으로 있다.

제어 시스템은 조종사가 Rotor 브레이크를 적용하기 위해 2 개의 레버를 조작해야 하도록 배치된다. 안전 차단 레버와 브레이크 레버이다. 이 조치는 조종사가 Rotor 브레이크를 실수로 적용하는 것을 방지한다. 또한 조종사는 정적 제동을 위해 더 높은 압력을 적용하기 위해 세 번째 레버를 움직여야 한다. 이 동작은 Rotor가 여전히 회전하는 동안 파일럿이 실수로 제동을 가하는 것을 방지한다.

3.7 헬리콥터의 구조 및 시스템 고장 (Helicopter Structure and System Failure)

3.7.1 기화기 결빙(Carburetor Icing)

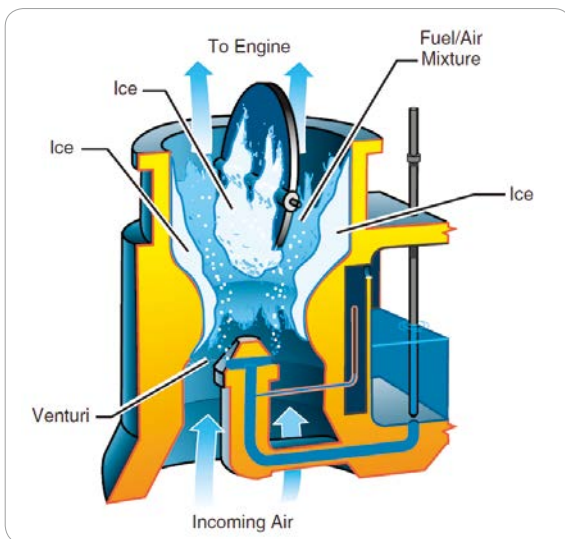
기화기 결빙(Carburetor Icing)은 비행 중 어느 단계에서도 발생할 수 있지만, 특히 강하 시 같이 감소된 출력을 적용하고 있을 때 더욱 위험하다. 출력

을 증가시키기 전까지 강하하는 동안에는 인지하지 못할 수 있다. Carburetor Icing의 조짐은 엔진 회전속도 또는 매니폴드 압력의 감소, Carburetor 온도 게이지가 안전 운용 범위를 초과하여 지시, 엔진의 거친 소음을 통해 나타나게 된다.

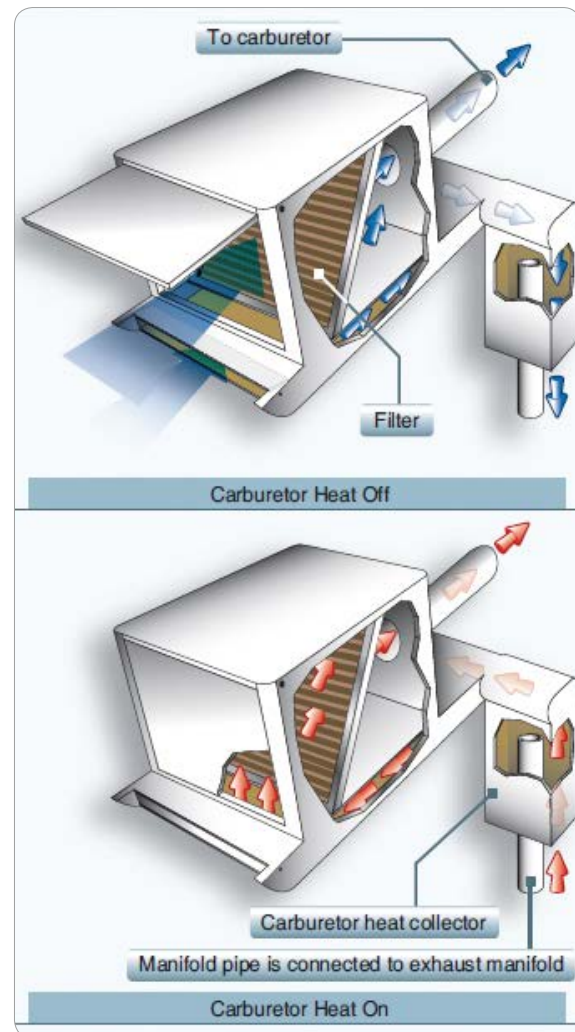
회전속도 또는 매니폴드 압력의 변화는 다양한 요인에 의해 나타나는 만큼, Carburetor Icing의 조건 내에서는 면밀하게 Carburetor 온도 게이지를 확인



[그림 2-96] R-22 Carburetor 온도 게이지



[그림 2-97] 기화기 결빙(Carburetor Icing)



[그림 2-98] 기화기 난방 계통

해야 한다. Carburetor 온도 게이지는 노란색의 주의 구간, 녹색의 운용 구간으로 표시되어 있다.

Carburetor 히트를 언제, 어떻게 적용할지에 대한 구체적 절차에 대해 승인된 RFM을 참조한다. 대부분의 경우, 노란색 원호 바깥 또는 녹색 원호 안에 바늘을 유지하는 것이 최선이다. 이를 위해서는 공기가 Carburetor에 들어가기 전에 열을 가해 얼음을 제거하는 Carburetor 히트 시스템을 사용하게 된다.

벤츨리관에서 연료가 기화되고 공기압이 낮아지면 기화기의 온도가 급격하게 떨어지게 된다. 만약 공기가 습도를 포함하고 있으면 공기 중의 수증기가 응축된다. 조종사가 기화기를 예열하기 위해서는 POH를 참고해야 한다. 대부분의 경우에 지침은 노란색 범위를 벗어나 초록색 범위에 있어야 한다. 기화기 예열 장치는 외부 공기가 기화기에 들어가기 전에 배기관 같은 뜨거운 열원을 지나가게 하여 열을 제거해 준다.

만약 얼음이 기화기 내부로 흡입되면 엔진이 정지될 수 있으며, 재시동에 어려움을 겪을 수 있다.

3.7.2 Main Drive Shaft or Clutch Failure

엔진과 Main Rotor 기어 박스 사이에 있는 Main Drive Shaft(주 구동축)는 엔진의 Power를 Main Rotor 기어 박스에 전달하는 역할을 한다. 일부 헬리콥터, 특히 피스톤 엔진을 장착한 헬리콥터는 구동축 대신에 구동 벨트를 사용한다. 구동축 또는 구동 벨트가 고장 나면 Power가 Main Rotor에 전달되지 않아 자동 활공을 수행하여야 하기 때문에 엔진이 고장 난 것과 동일한 상황이 된다.

다만, 일부 추가로 고려되어야 하는 몇 가지가 있

다. 만약 구동축이나 구동 벨트가 끊어지면 엔진에 부하가 적어져 과속(Overspeed)을 초래하기 때문에, 그 이상의 손상을 방지하도록 Throttle을 닫아 주어야 한다. 또한 Main Drive Shaft가 끊어져도 엔진 Power가 Tail Rotor 구동 장치에 전달되는 헬리콥터인 경우에는, 엔진에 부하가 줄어 Tail Rotor의 과속 상태가 초래될 수 있다. 이러한 현상이 발생하면 빨리 Throttle을 닫고 자동 활공에 들어가야 한다.

조종사는 구체적인 헬리콥터 시스템과 고장 상황에 대한 지식을 습득하여야 한다. 조종사는 기계적 결함이 의심될 때, 가장 먼저 Main Rotor 회전속도를 유지해야 한다. 만약 Main Rotor 회전속도가 정상 범위에서 상단 부분을 가리킨다면, 계기 결함일 수도 있으나 안전한 지역으로 헬리콥터를 착륙하는 것이 최선의 방법이다. 만약 Main Rotor 회전속도가 감소하면, 그것은 Drive Line 결함을 의미한다.

3.7.3 유압 계통 고장(Hydraulic Failure)

대부분의 헬리콥터에서는 조종압을 줄여 주기 위하여 유압 작동기(Hydraulic Actuators)를 사용한다. 유압 장치는 각각의 조종 장치를 작동시키는 작동기(Actuators 또는 Servos)와 보통 Main Rotor 기어 박스에서 구동시키는 펌프, 작동유를 저장시키는 저장소(Reservoir)로 구성되어 있고, 조종실에는 시스템을 켜고 끌 수 있는 스위치와 시스템을 확인할 수 있는 유압 계기가 설치되어 있다.

펌프나 작동기에서 잡아먹는 소리, 하울링 음이 난다거나, 조종하는 데 힘이 많이 들거나 조종이 제한되면, 유압 계통을 고장으로 판단한다. 필요한 조치 방법은 해당 헬리콥터의 비행교범에 자세

하게 언급되어 있다. 일반적인 절차는 조종력을 감소시키기 위하여 헬리콥터의 속도를 줄여 주어야 한다. 그리고 유압 스위치와 회로 차단기(Circuit Breaker)를 점검하고 껐다가 다시 켜 본다. 그래도 유압이 복원되지 않으면 낮게 접근하여 활주 착륙을 수행한다. 이러한 조작은 조종력을 적게 하여 조종사의 힘이 덜 들게 하기 위함이다. 또한 회로 차단기를 뽑거나 유압 계통 스위치를 꺼서 유압 계통이 작동하지 않도록 하여야 한다. 이렇게 하는 이유는, 불시에 유압이 재생되어 지면 가까이에서 과도하게 조종이 될 수 있는 것을 예방하기 위함이다. 조종력이 매우 커서 유압이 아니면 작동하지 않는 헬리콥터인 경우에는, 두 개 또는 그 이상의 유압 장치가 장착되어 있다. 일부 헬리콥터에서는 유압펌프가 고장 났을 경우 짧은 시간동안 비상으로 사용할 수 있는 압력을 저장해 두는 축압기(Hydraulic Accumulators)를 설치하여, 헬리콥터가 착륙하는 데 사용하고 있다.

3.7.4 가버너 또는 연료 조절 장치 고장 (Governor or Fuel Control Failure)

가버너 또는 연료 조절 장치는 Collective 피치가 변화될 때마다 Rotor의 회전속도를 유지하기 위하여 자동적으로 엔진의 Power를 조절한다. 만약 가버너 또는 연료 조절 장치가 고장이 나면 Collective 피치를 변화시킬 때 수동으로 Throttle을 조절하여 회전속도를 적절하게 유지해 주어야 한다.

그러나 가버너 또는 연료 조절 장치가 높은 쪽에서 고정이 되어 고장이 나면 엔진과 회전속도가 정상 범위보다 올라가게 된다. 이때 회전속도를 줄일 수

도 없고 Throttle로 조절도 되지 않으면, Throttle을 닫고 자동 활공에 들어가야 한다. 만약 낮은 쪽에서 고장이 나면 Throttle을 수동으로 조작하여도 정상적인 회전속도를 얻을 수 없다. 이때에는 Collective를 내려 주어 회전속도를 유지하도록 한다. 만약 엔진이 Rotor의 회전속도를 충분하게 유지하면 활주 착륙을 수행한다. 그러나 Power가 약하여 회전속도를 유지하지 못하면 자동 활공을 수행한다.

어떠한 종류의 기계적 결함에 대응하기 전에, 조종사는 Main Rotor 회전속도가 비행 조종 입력에 반응하는지 확인해야 한다. 만약 Main Rotor 회전속도가 안전(초록색) 범위에서 유지될 수 있다면, 결함은 계기에 있고 기계적 결함은 아닐 것이다.

3.7.5 비정상적인 진동(Abnormal Vibration)

헬리콥터에는 회전하는 부품이 많이 설치되어 있기 때문에 일부 진동은 필수적으로 발생한다. 그러나 비정상적인 진동으로 인하여 구성품이 조기에 마모되거나 구조물의 고장을 초래할 수 있기 때문에, 헬리콥터의 진동에 관한 원인과 영향에 대하여 잘 알고 있어야 한다. 경험을 통하여 어떤 진동이 정상적인 것인지 또는 비정상적인 것인지, 계속 비행해도 안전한지 또는 비행을 중지하여야 하는지를 결정할 수 있다.

헬리콥터 진동은 저주파, 중주파, 고주파 진동의 세 종류로 구분된다.

[표 2-3] 헬리콥터 진동 형태

헬리콥터 진동형태	
저주파 진동	1/rev 또는 2/rev 형태 진동
중주파 진동	4/rev, 5/rev, 6/rev
고주파 진동	Tail Rotor 속도

저주파 진동(Low-Frequency Vibrations)

저주파 진동(분당 100~500 사이클)은 보통 Main Rotor에서 발생한다. 헬리콥터의 Main Rotor 회전수는 일반적으로 320~500RPM 정도이며, Main Rotor Blade가 회전하는 동안 궤적과 평형은 지속적으로 변화하게 된다.

이 진동은 조종 장치나 기체, 또는 양쪽을 통하여 느낄 수 있다. 더욱이 이 진동은 밀거나 당기거나 하는 명확한 방향이 있다. 진동이 수직(Vertical)이나 좌우, 앞뒤(Lateral) 또는 복합적으로 일어난다. 보통 진동의 방향은 위나 아래로, 앞이나 뒤로, 또는 옆에서 옆으로 미는 느낌을 주며, 진동의 느낌에 집중하면 알 수 있다. 정비사가 진동의 원인을 규명하는 데 있어, 진동의 방향이 어느 방향인지, 그리고 진동이 조종 장치에서 느껴지는지 아니면 동체에서 느껴지는지가 매우 중요한 요소가 된다. 일반적으로 Main Rotor Blade가 궤적을 벗어나거나 불균형 상태, 깃 손상, 베어링 마모, 댐퍼 조절 불량, 마모된 부품의 사용 등이 진동의 요인이 된다.

중주파 진동(Medium-Frequency Vibrations)

중주파 진동(분당 1,000~2,000 사이클) 범위는 Main Rotor의 저주파 진동(분당 100~500사이클)과 엔진 또는 Tail Rotor의 고주파 진동(분당 2,100 사이클 이상) 사이 값을 말한다. 헬리콥터에 따라 중주파 진동은 엔진과 Transmission, 냉각 팬(Fan), 그리고 Air Conditioner, 압축기, 또는 Drive Line Components에 있다. 중주파 진동은 동체 전체에서 느낄 수 있으며, 진동에 계속해서 노출되면 조종사는 큰 피로를 느낄 수 있다.

고주파 진동(High-Frequency Vibrations)

대부분의 고주파 진동은 높은 범위(분당 2,100사이클 이상)이고, 진동을 줄여 주는 유압 Actuators가 있지 않는 한 Pedal로 진동이 전달된다. 이 진동은 조종사의 발에서 느낄 수 있는데, 이를 보통 진동에 의한 “Put to Sleep”이라 한다. Tail Rotor는 Main Rotor와 약 6:1 비율로 회전하는데, Main Rotor가 한 번 돌 때 Tail Rotor가 여섯 번 돈다는 의미이다. Main Rotor의 가동 회전속도가 350RPM 이라면 Tail Rotor는 2,100RPM이다.

Tail Rotor 시스템의 불균형은 매우 악영향을 미치는 사항으로, 균열을 발전시키거나 리벳을 헐거워지게 한다. 피스톤 엔진은 기본적으로 고주파 진동을 어느 정도는 일으키지만, 점화 플러그 불량, 마그네토 타이밍 불량, 기화기의 결빙이나 연료/공기 혼합비 불량 등 엔진 결함으로 인해 진동이 커질 수 있다.

터빈 엔진에서의 진동은 매우 높은 회전속도로 작동하는 엔진 때문에 종종 확인하기 힘들다. 터빈 엔진 진동은 내부에서는 약 30,000RPM이지만, 보통 기어 박스 속도는 출력 축(Output Shaft)에서 1,000~3,000RPM 범위이다. 터빈 엔진의 진동은 엔진의 높은 회전속도에 영향을 많이 받기 때문에, 엔진에 고장이 발생하면 빠르게 사라진다.

진동 분석(Vibration Analysis)

숙련된 엔지니어는 저주파를 발생시키는 근원을 감지하여 찾아낼 수 있지만 고주파 진동 근원은 특수 진동 분석 장비를 사용하지 않으면 감지하기가 어렵다. 전자 진동 감지 및 측정 장비는 이제 일반적으로 사용되지만 기계식 장비가 여전히 대두된다. 수동 진동계는 기계 장치의 예시이다. 이 장치는 시계 모터로 제

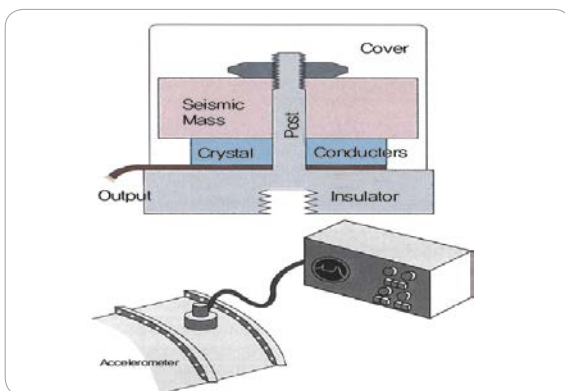
어 속도로 구동되는 기어식 드럼(Geared Drum)으로 구성됩니다. 장치의 스프링 프로브(Spring Probe)는 레버를 통해 드럼의 왁스 칠한 기록지와 접촉하는 스타일러스에 연결된다. 배터리 작동 시간 측음 드럼이 회전할 때 왁스로 된 종이에 0.5초 간격을 기록한다. 장치는 동체 구조의 지정된 위치에 배치된다. 스프링 프로브 및 레버 배열은 어떤 진동을 확대하여 스타일러스로 전달하여 기록지에 흔적을 만든다. 운용자는 기록된 진동의 양과 주파수를 측정한다. 운용자는 Blade 주파수 궤적(Frequency Trace)을 선택하고 비교할 수 있는 다른 주파수로부터 Rotor 주파수를 식별할 수 있다. 제조업체는 모든 회전구성품의 주파수와 고유 진동의 한계를 나열하며 이 정보는 과도한 진동의 원인을 식별하는 데 사용한다.

전자 진동 측정 장비가 이제 더 일반적으로 사용된다. 하나의 형식은 객실구조에서 선택된 위치에서 진동을 감지하기 위해 가속계와 연결된 휴대용 프로브를 활용한다. 수신 장치는 사전 선택된 주파수 범위를 스캔하고 측정 및 구성 요소의 고유 진동 한계와 비교할 수 있는 주파수 및 진폭 표시를 시현한다. 장치의 유사한 형식으로 계산되어 장착된 가속도

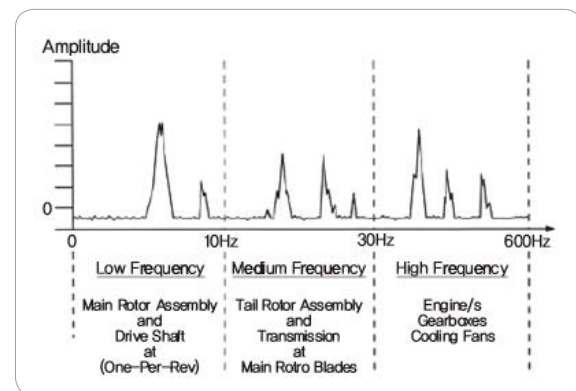
계의 전기 신호를 수신하고 진동 주파수 및 진폭을 CRT 화면으로 시현한다.

일반적인 가속도계는 수정 속으로 진동을 전달하기 위해 지진 질량의 관성을 사용한다. 이 센서는 진동 수정이 진동을 변화시키는 진동의 주파수와 일치하는 교류 전류를 방출하는 압전 효과를 사용한다. 전류 값은 진동의 진폭을 정확하게 나타낸다. 가속도계는 한 평면에서 진동을 감지한다는 점에서 방향성이 있다. 측면 및 수직 진동을 감지할 때 가속도계를 적절히 배치해야 한다. 진동 분석 장비에는 테스트를 방해하는 불필요한 배경 클러터를 제거하는 데 사용할 수 있는 필터가 내장되어 있다. 예를 들어, 운용자는 지정된 회전속도 및 주파수를 작동시키는 특정 구성 요소로부터 발생하는 고유 진동의 진폭을 측정하고자 할 수 있다. 필터를 사용하여 운용자가 선택한 주파수를 스캔할 수 있다.

장비가 광범위한 주파수 및 진폭을 스캔하는 데 사용될 경우, 운영자는 이를 낮은 범위, 중간 범위 및 높은 범위로 식별하고 분류할 수 있으며, 제조업체에서 정한 한계 범위를 사용하여 해당 범위에서 발생하는 비정상적인 높은 진폭을 식별할 수 있다.



[그림 2-99] 진동 감지 장비



[그림 2-100] 진동의 분류 및 발생원

4장

비행계기

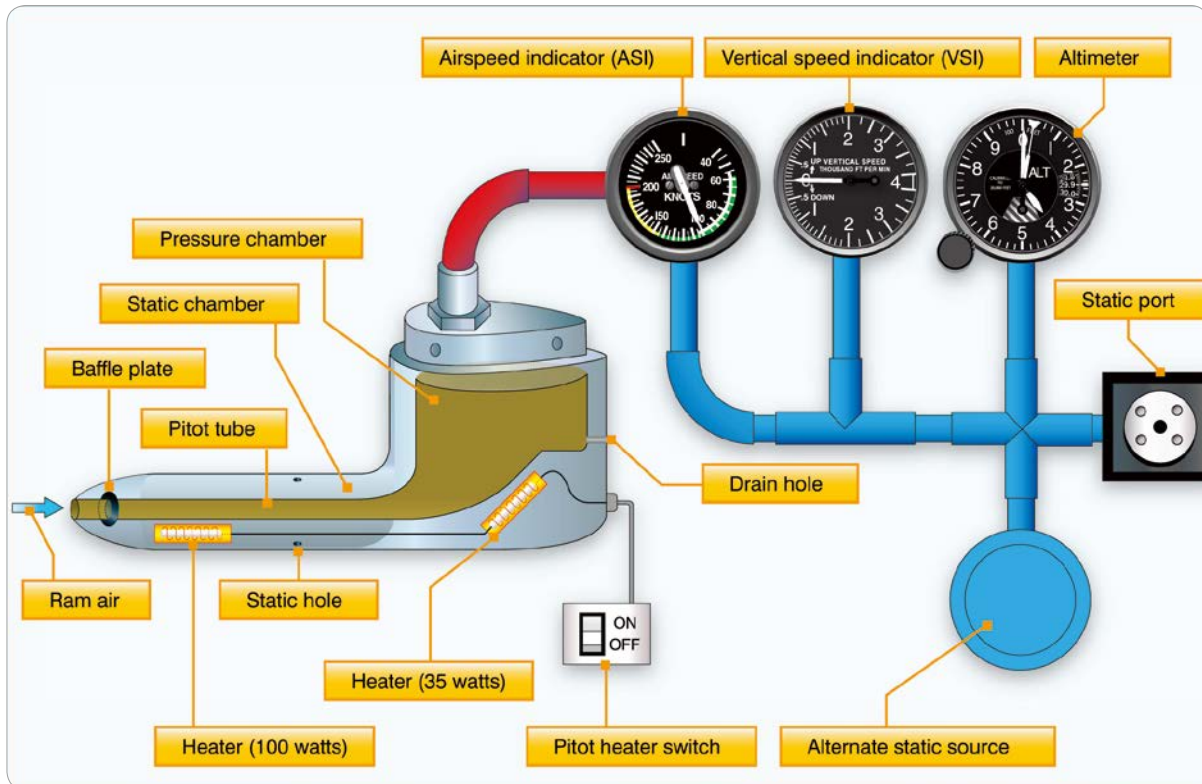
4.1 동·정압 계기 (Pitot-static System Instruments)

동·정압 계기는 항공기 주위에 흐르는 공기의 압력(Dynamic Pressure, Static Pressure)을 측정하여 압력의 크기와 변화를 나타내 주는 계기로 고도계, 속도계, 승강계 등이 있다. 고도계와 승강계는 정압공(Static Port)에서 측정된 공기의 정압을 이

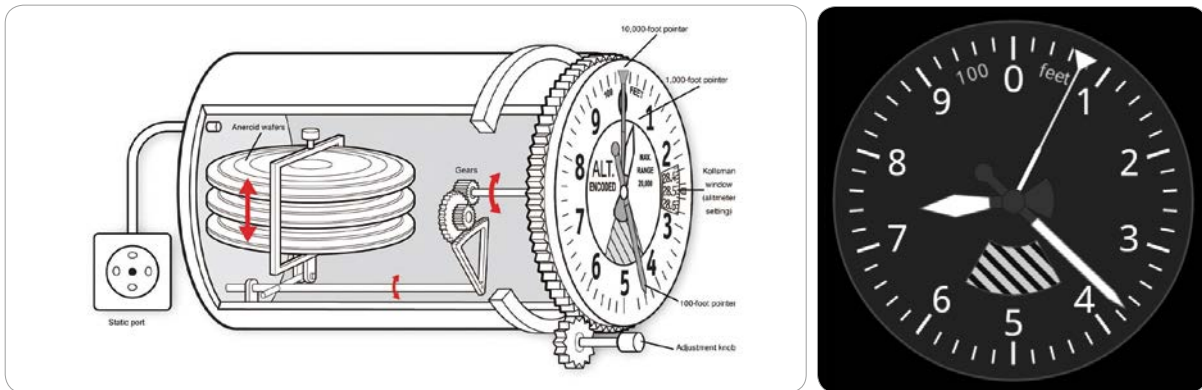
용하고, 속도계는 피토 튜브(Pitot Tube)에서 측정된 공기의 전압(동압+정압)과 정압공에서 측정된 정압을 이용하여 측정된다.

4.1.1 기압 고도계(Sensitive Altimeter)

기압 고도계(Sensitive Altimeter)는 비행하고 있는 항공기 주위의 정압(Static Pressure)을 측



[그림 2-7] 동·정압 계기



[그림 2-72] 기압 고도계

정하여, 고도계의 기압계 창(Altimeter Setting Window)에 맞추어진 기압 면으로부터 항공기까지의 높이를 ft나 meter로 나타내는 계기이다.

고도계 기압 창을 Kollsman Window라 하는데, Kollsman Window에 setting할 수 있는 기압치의 범위는 28.00~31.00inHg(948~1,050hpa)이다.

기압 고도계의 작동 원리

고도계의 내부에는 29.92inHg의 기압이 채워져 있는 주름진 청동 아네로이드(Aneroid Wafers)가 있으며, 아네로이드의 수축, 팽창에 따라 고도를 지시하는 바늘이 연결되어 있다.

고도계 내부는 비행하고 있는 항공기 주변의 공기 압력이 전달되도록 정압공(Static Port)과 연결되어 있고, 이를 통해 고도계 내부로 전달되는 항공기 주변의 대기압과 아네로이드의 압력이 같아지도록 수축, 팽창을 하게 된다.

예를 들어 고도가 증가하면 고도계 내부의 정압은 감소되고, 상대적으로 압력이 높은 아네로이드는 고도계 내부의 공기압과 같아지기 위해 팽창하고 바늘을 움직여 고도가 증가하도록 가리킨다.

기압 고도계의 오차(Altimeter Errors)

(1) 기계적인 오차(Mechanical error)

고도계 자체의 기계적인 오차로서, 측정된 지역(공항)의 기압치를 고도계의 Kollsman Window에 set하였을 때 고도계에 지시된 고도와 비행장 표고(Field Elevation)의 차이가 ± 75 feet 이상이면 그 고도계는 계기비행용으로는 사용할 수 없다.

(2) 고유 오차(Inherent Altimeter Error)

외기 온도에 따른 오차

고도계는 고도가 증가함에 따라 일정 비율로 감소하는 정압(Static Pressure)을 측정하여, 그 크기를 고도로 환산하여 조종사에게 알려 주는 계기이다. 정압은 공기의 밀도에 비례하며, 공기 밀도의 크기는 기압이 동일하다고 가정했을 때 온도에 반비례한다. 즉, 기압이 동일하다 하더라도 온도가 높을수록 공기 밀도는 희박해지며, 온도가 낮을수록 공기 밀도는 커진다.

고도계는 해수면의 대기 상태가 국제표준대기 상태(ISA)의 온도인 15℃를 측정 기준으로 하고 있다. 그러나 대기는 언제나 표준대기 상태를 유지하지 않

으므로, 고도가 증가함에 따라 공기 밀도에 영향을 주는 외기 온도에 대한 보정을 해 주어야 하는데, 재래식 고도계에는 그러한 보정 장치가 없다. 따라서 동일한 기압 지역에서 지시되는 고도는 동일하더라도 대기의 상태(온도)가 표준대기 상태가 아니면 실제 비행고도는 다르게 된다.

국제표준대기
(International Standard Atmosphere, ISA)

대기의 기상조건은 지역과 시간에 따라 수시로 변하므로 항공기의 성능을 계산하거나 비교하기 위해서는 참조해야 할 표준대기조건을 설정할 필요가 있다.

국제표준대기의 범위를
ICAO는 해면고도(Mean sea level)에서 30km까지
NASA는 해면고도(Mean sea level)에서 1,000km까지 정하고 있으며.

표준대기 상태는 해면고도에서
대기압: 29.92in.Hg(1013.2mb), 온도: 15°C(59°F),
무게: 14.7lb/in²

고도가 상승함에 따라
온도 : 1000ft당 2°C(3.5°F) 감소
대기압 : 1000ft당 1.00in.Hg 감소
(고도 30ft 증가함에 따라 1hPa 감소)

예) 5,000feet 표준대기 온도는 1,000ft당 2°C 감소하므로 15°C-10°C=5°C가 된다. 만일 5,000feet의 실제 온도가 -10°C라면 표준대기 상태보다 15°C 낮게 된다.

대기압은 같지만 온도가 각각 다른 지역을 비행하는 항공기의 고도를 살펴보면, 표준대기 상태보다

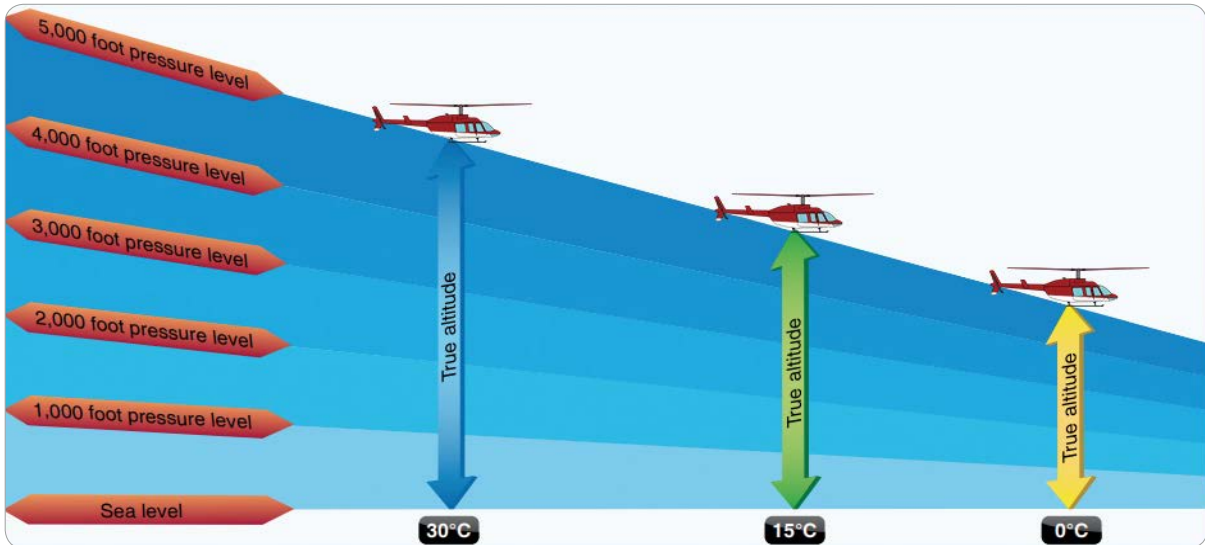
온도가 높은 지역에서의 실제 비행고도는 고도계의 지시보다 높게 되며, 온도가 낮은 지역에서의 실제 비행고도는 고도계의 지시보다 낮게 된다. 그 이유는 다음과 같다.

기체 방정식 $PV=nRT$ (P: 압력, V: 부피, n: 공기 분자 수, 밀도, R: 기체상수, T: 온도)에서 고도계의 지시가 동일하다는 뜻은 압력(P)이 일정하다는 것이며, 이 상태에서 온도가 감소하면 동일한 압력(일정 고도 지시)을 유지하기 위해 밀도가 증가된 공기가 정압공을 통해 고도계 내부로 들어와야 한다. 그러기 위해서는 지시된 고도보다 낮게 비행하게 된다. 따라서 온도가 낮은 지역을 비행할 때 실제 비행고도는 지시되는 고도보다 낮아서 장애물에 가까워지므로 위험한 상황을 초래할 수 있다.

위의 표는 매우 추운 지역에서 비행하는 경우, 온도에 따른 고도 오차를 수정할 수 있도록 나타내 준다. 예를 들어, 현재 온도가 -50°C인 어느 공항의 최종 접근 지점(FAF) 고도가 600ft라 하면, 조종사는 이 고도를 지키기 위해 그 공항의 현재 Altimeter setting 한 후 180ft를 수정한 780ft로 FAF를 통과하여야 한다.

[표 2-4] 저온 지역에서의 비행고도 수정치

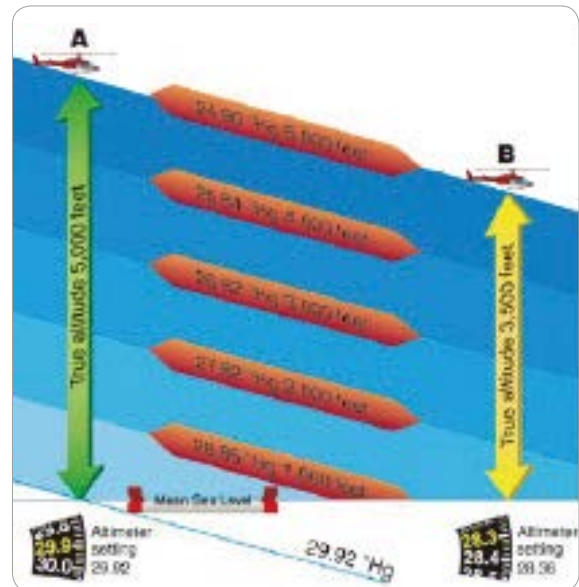
Reported Temp 0 °C	Height Above Airport in Feet													
	200	300	400	500	600	700	800	900	1,000	1,500	2,000	3,000	4,000	5,000
+10	10	10	10	10	20	20	20	20	20	30	40	60	80	90
0	20	20	30	30	40	40	50	50	60	90	120	170	230	280
-10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	150	200	290	390	490
-20	30	50	60	70	90	100	120	130	140	210	280	420	570	710
-30	40	60	80	100	120	140	150	170	190	280	380	570	760	950
-40	50	80	100	120	150	170	190	220	240	360	480	720	970	1210
-50	60	90	120	150	180	210	240	270	300	450	590	890	1,190	1,500



[그림 2-73] 고온 지역에서 저온 지역으로 비행할 경우 실제 비행고도

비표준 기압에 따른 오차

현재 비행하고 있는 지역과 목적지 지역의 기압(QNH)이 다를 경우, 목적지 지역의 기압을 맞추지 않고 비행하는 경우에 지시되는 고도와 실제 고도는 다르다. 특히 고기압 지역에서 저기압 지역으로 비행할 경우, 실제 비행고도는 지시되는 계기 고도보다 낮아지게 된다. 예를 들어, QNH가 29.92inHg인 “A”지점의 5,000feet에 있는 항공기가 그보다 기압이 낮은 28.42inHg인 “B”지역으로 비행할 때를 보자. “B”지역의 새로운 QNH(28.42inHg)로 변경하지 않고 29.92inHg를 그대로 유지한 상태로 5,000feet를 유지하며 비행하는 경우, 고도계는 계속 5,000feet를 지시하지만 항공기의 실제 비행고도는 그보다 낮은 3,500feet로 비행하게 된다. 왜냐하면 “B”지역의 평균해수면의 기압은 28.42inHg이지만, 고도계는 변경하지 않은 29.92inHg의 기압치, 즉 해수면 1,500feet 아래로부터 측정되기 때문이다. 이를 방지하기 위해서 조종사는 반드시 가장



[그림 2-74] 비표준 기압에 따른 오차

가까운 곳의 최신 QNH를 맞추어야 한다.

“더운 지역에서 추운 지역으로 비행할 때, 기압이 높은 지역에서 낮은 지역으로 비행할 때, 실제 고도는 지시 고도보다 낮으므로 아래를 조심하라”

고도의 종류

(1) 진고도(True Altitude)

고도계 기압창에 그 지역의 평균해수면 기압치를 맞추었을 때 지시되는 고도로서, 평균해수면(Mean Sea Level)으로부터 항공기까지의 높이이다. 항공 지도에 표시된 고도는 모두 진고도이며, 전이 고도 이하에서는 고도계에 진고도가 지시되도록 비행하고 있는 지역의 최신 기압치를 setting 하여야 한다(QNH 방법).

(2) 기압 고도(Pressure Altitude)

고도계의 기압창에 그 지역의 기압치 대신 29.92inHg 혹은 1013.2hPa를 setting 하였을 때 지시되는 고도로서, 대기압이 29.92inHg(1013.2hPa)인 곳에서부터 항공기까지의 높이를 말한다. 대기의 상태가 표준대기 상태라면 진고도와 기압 고도는 동일하다. 우리나라에서는 전이 고도(FL140) 이상에서는 고도계에 기압 고도가 표시되도록 29.92inHg(1013.2hPa)를 set 하여야 한다(QNE 방법).

(3) 절대고도(Absolute Altitude)

절대고도는 지표면 혹은 장애물로부터 항공기까지의 높이를 말한다(QFE 방법). 절대고도는 레이더 고도계 또는 Radio 고도계로 측정되는데, 측정 원리는 항공기에서 전파를 지표면으로 보내어 전파 신호가 항공기에서 지상까지 도달했다 돌아오는 이동 시간을 계산하고 그것을 지시계에 Feet 단위로 환산하여 표시한다.

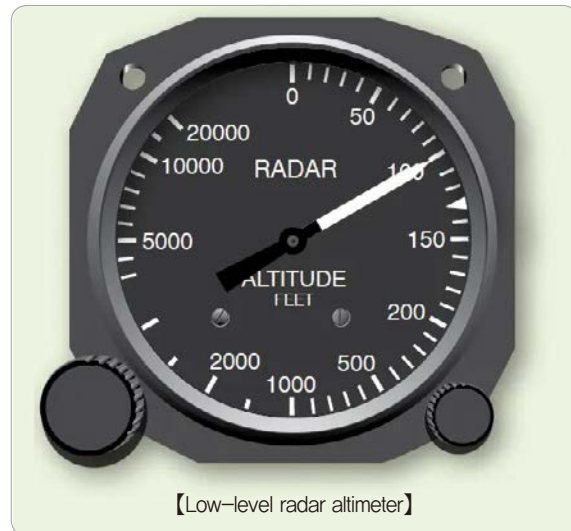
절대고도계에는 계기비행을 할 때 지켜야 하는 결심 고도(Decision Height/Altitude)나 최저 강하 고

도(Minimum Descent Altitude)를 설정할 수 있는데, 항공기가 이 고도에 도달했을 때 계기에 불이 켜지고 소리를 들을 수 있다.

절대고도계는 지상 접근 경보장치(Ground Proximity Warning System, GPWS) 및 비행 지시 장치(Flight Director)와 연동된다.



【High-level radar altimeter】

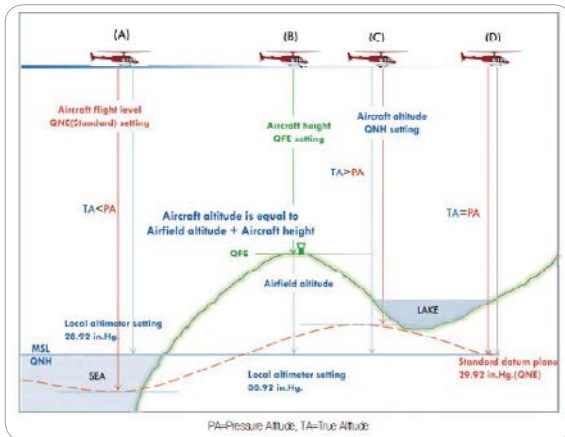


【Low-level radar altimeter】

[그림 2-75] Radar Altimeter

(4) 밀도고도(Density Altitude)

항공기 성능은 공기 밀도에 크게 영향을 받으므로 항공기 이착륙 거리, 상승 성능 등을 계산하기 위해 필요한 고도로서, 기압 고도에서 공기의 비표준 온도를 수정한 고도이다.



[그림 2-76] 고도의 종류

(5) Encoding Altitude

항공기 간에 수직 간격 분리를 위하여 항공기의 고도를 지상에 있는 관제사도 파악하고 있어야 한다. 이 정보는 항공기에 탑재된 Mode “C”가 작동되는 트랜스폰더(Transponder)를 이용하여, 비행고도를 100feet 단위로 자동 전송하여 관제사의 레이다 관제 화면에 숫자로 표시되게 한다.

Encoding Altimeter는 29.92”inHg 기준으로 고



[그림 2-77] Encoding altitude

도를 측정하여 전송하므로, 관제사는 트랜스폰더로부터 수신된 기압 고도를 그 지역의 QNH로 환산하여 비행 중인 항공기의 진고도(True Altitude)를 파악할 수 있게 된다.

4.1.2 승강계(Vertical Speed Indicator, VSI)



[그림 2-78] VSI

승강계는 Vertical Velocity Indicator(VVI)라고도 불리며, 상승 및 강하율을 측정하는 계기로서, 항공기가 일정 고도에서 벗어나려는 경향성(Trend)과 상승 및 강하율(Rate)의 크기를 지시한다.

승강계 내부에는 다이어프램(Diaphragm)이 있으며, 다이어프램은 정압 시스템에 연결되어 있고 정압공(Static Port)으로부터 전달된 공기의 압력으로 다이어프램을 수축, 팽창시킨다. 승강계에는 승강계 case 안쪽과 바깥쪽의 압력이 같도록 조절해 주는 Calibrated leak이 있다. Calibrated leak을 통한 case 내부의 압력 변화는 다이어프램보다 상대적으로 천천히 변화된다.

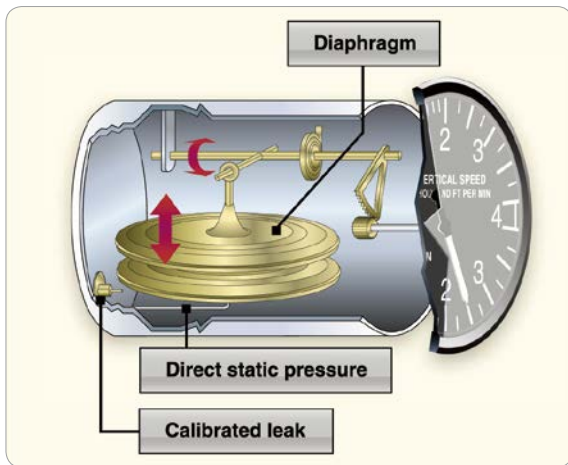
예를 들어, 상승을 시작하면 승강계 내부의 압력은 바깥쪽 압력보다 크기 때문에 압력이 같아질 때

까지 Calibrated leak을 통해 바깥쪽으로 천천히 빠져나가게 되며, case 내부의 압력이 상승함에 따라 상대적으로 압력이 빠르게 작아지는 다이어프램과 압력 차이가 일정할 때까지 다이어프램을 누르게 되고, 다이어프램에 연결되어 있는 바늘은 상승을 지시하게 된다. 항공기가 Level off 하면, 압력은 더 이상 변하지 않고 case 내부 압력과 다이어프램의 압력은 동일하게 되어 승강계의 바늘은 수평을 지시한다. 반대로 항공기가 강하를 시작하면, 상대적으로

로 압력이 빠르게 증가하는 다이어프램과 천천히 압력이 증가되는 case 내부의 압력 차이가 일정할 때까지 다이어프램을 팽창하게 하여 바늘이 아래로 움직이고 강하를 지시한다.

승강계의 일정한 상승 및 강하율 지시는 승강계 내부 압력과 다이어프램의 압력 차이가 일정해지는 시간 동안 지연되어 늦게 지시하지만, 상승 강하하려는 경향은 즉시 지시하므로 이 특성(경향성)을 이용하면 일정 고도를 유지하는 데 도움을 받을 수 있다.

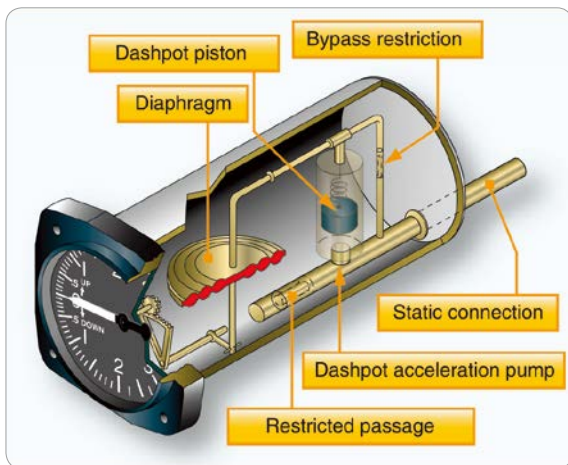
Instantaneous Vertical Speed Indicator(IVSI: 즉각 지시 VSI)는 두 개의 가속도계(Accelerometer)를 작동하는 공기펌프(Air pump)를 가지고 있어 위나 아래로 항공기의 피치 변화를 감지하여, 일정한 상승 및 강하율을 지시하는 것이 지연되는 것을 방지하여 준다.



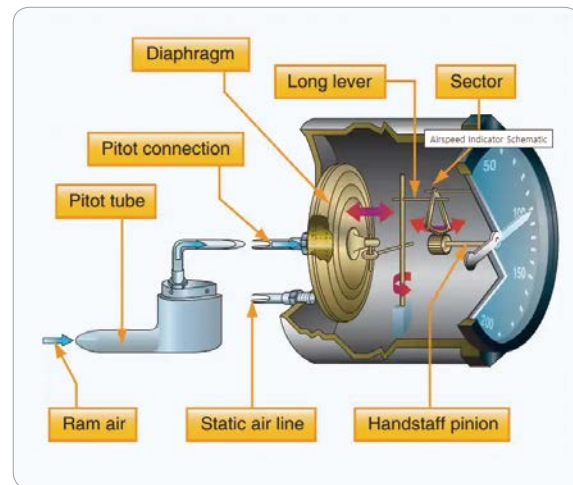
[그림 2-79] VSI

4.1.3 속도계(Airspeed Indicator, ASI)

속도계는 피토 튜브 입구에서 측정된 동압과 피토 튜브의 drain hole에서 측정된 정압을 합한 '전압'



[그림 2-80] IVSI



[그림 2-81] ASI

(Total Air Pressure, 동압+정압)과 정압공에서 측정된 '정압'의 차이가 속도계 내부에 있는 다이어프램을 팽창/수축시켜 다이어프램과 연결되어 있는 바늘로 속도의 크기를 나타낸다.

이를 수식으로 표현하면, 피토 튜브(Pitot Tube)에서 측정된 전압(Total Air Pressure)의 크기(P)는

$$P = \frac{1}{2} \rho V^2 + S_1$$

$\frac{1}{2} \rho V^2$: 피토 튜브 입구에서 측정된 공기의 동압
 ρ : 공기 밀도, V : 피토 튜브에 부딪히는 공기의 속도
 $(S_1$: 피토 튜브의 Drain Hole 에서 측정된 정압)

정압공에서 측정된 정압을 S_2 라 하면 속도는 피토 튜브에서 측정된 전압과 정압공에서 측정된 정압의 차이이므로

$$Airspeed = \left(\frac{1}{2} \rho V^2 + S_1 \right) - (S_2) \text{가 된다.}$$

위 식에서 S_1 과 S_2 를 측정하는 Drain hole과 Static Port는 항공기의 거의 같은 선상에 위치하여 크기는 동일($S_1=S_2$)하므로 지시되는 속도의 크기는 $\frac{1}{2} \rho V^2$ 가 된다. 즉, $\frac{1}{2} \rho V^2$ 는 지시대기속도(Indicated Air Speed, IAS)의 크기이다.

속도의 종류

- 지시 속도(Indicated Airspeed, IAS) : 속도계에 표시되는 계기속도로서, 일정한 고도를 유지한다고 가정했을 때 IAS는 엔진에서 발생하는 추력의 크기에 비례한다.
- 수정 속도(Calibrated Airspeed, CAS) : 계기

속도에서 장착 오차를 수정한 속도

- 등가 대기속도(Equivalent Airspeed, EAS) : 등가 대기속도는 진대기속도(TAS)를 구하기 위하여 수정 속도(CAS)에서 피토 튜브에 부딪히는 공기 압축 오차를 수정한 속도이다. 피토 튜브 입구에서 부딪히는 공기의 속도가 매우 빠르면 공기가 압축되고, 그에 따라 밀도(ρ)가 증가(속도를 지시하는 동압의 증가)하게 되어 속도는 실제보다 크게 지시하게 되므로, 실제 속도를 알기 위해서는 공기 압축 오차를 수정하여야 한다. 일반적으로 고도 1만feet, 속도 200knots 이하에서는 공기 압축 오차가 크지 않기 때문에 압축 오차를 고려하지 않는다.

아래 표는 속도와 고도에 따라 등가 대기속도를 구하기 위한 수정 요소를 나타내었다.

[표 2-5] 대등 속도(EAS) 환산표

F. Correction Factors for TAS								
Pressure ALT(ft)	CAS(Knots)							
	200	250	300	350	400	450	500	550
10,000	1.0	1.0	0.99	0.99	0.98	0.98	0.97	0.97
20,000	0.99	0.98	0.97	0.97	0.96	0.95	0.94	0.93
30,000	0.97	0.96	0.95	0.94	0.92	0.91	0.90	0.89
40,000	0.96	0.94	0.92	0.90	0.88	0.87	0.87	0.86
50,000	0.93	0.90	0.87	0.86	0.84	0.84	0.84	0.84

예) 고도 20,000feet에서 CAS 300knots로 비행 시 대등 속도(EAS)는 $300 \times 0.97 = 291$ knots가 된다.

- 진대기속도(True Airspeed, TAS) : 진대기속도(TAS)는 EAS에서 공기 밀도(외기 온도)를 수정한 속도이다. 고도가 상승할수록 공기 밀도는 희박해지므로, 동일한 계기속도(동일한 엔진 추력)로 비행하는 경우에 밀도가 희박한 대기를 통과하는 항공기는 항력이 줄어들게 됨으로써 실제 속도(TAS)는 증가하게 된다.

진대기속도를 계기속도(IAS)와 비교하면, 대략 1,000FT당 2%씩 증가한다. 예를 들어 5,000피트에서 IAS 100knots를 TAS로 환산하면 10% 증가한 110knots가 된다.

- 마하 속도(MACH Number Indicator) : 항공기가 음속에 접근함에 따라, 공기의 속도가 가장 빠른 특정 부분(항공기 날개의 윗면)을 지나서 공기 흐름은 음속 이상으로 속도가 증가하게 되고, 그 결과 충격파가 발생한다. 충격파가 발생하면 항력이 급격히 증가되고, 항공기 진동(Buffet) 및 항공기 조종성이 감소되므로, 조종사는 고속으로 비행할 때 음속에 도달하는지 알아야 한다.

그러나 항공기에 장착되어 있는 속도계는 항공기의 지시 속도 혹은 진대기속도만을 가리키므로 음속을 나타내는 속도계가 따로 필요하다. 마하 속도는 항공기 진대기속도와 음속의 비를 나타내며, 이를 식으로 표현하면

$$Mach = \frac{TAS}{a}$$

(TAS: 진대기속도, a: 소리의 속도)

소리의 속도(a)는 온도에 정비례(온도 1°C 증가 시 0.6m/s 증가)하여 변화한다. 따라서 고도가 증가하면 온도가 감소(소리 속도 a가 감소)하므로, 일정한 마하수를 유지하기 위해서는 진대기속도를 줄여야 한다.

예를 들어 동일한 속도 Mach .83로 비행한다고 가정했을 때 3만 피트에서는 TAS 489.3.5knots가 되며, 1만 피트에서는 3만 피트에 비해 온도가 높아 소리의 속도(a)가 증가하므로 Mach .83은 TAS 530knots가 된다.

속도계의 색깔

비행 속도 한계를 속도계에 색깔을 구분하여 표시하고, 헬리콥터에는 표찰이나 그래프로 표시한다. 속도계에 표시된 빨간색 선은 속도 한계선으로 구조물에 손상을 줄 수 있는 속도를 의미하며, 이것을 초과 금지 속도 또는 VNE라고 한다. 정상 속도 범위는 초록색 원호로 표시하고 있다. 때때로 파란색 선은 최대 안전 자동 활공속도를 보여 준다.



[그림 2-82] Typical airspeed indicator limitations and markings

최대 지속 출력(V_H) 내에서의 수평비행 최대 속도에 대한 또 다른 제한은 출력의 가용성이다. G 생성 기동 또는 중량 증가에 기인한 요구 출력의 증가는 V_H 를 감소시킬 수 있다. 밀도고도의 증가 또는 문제가 있거나, 약한 엔진에 기인한 가용 출력의 감소 또한 V_H 를 감소시킨다.

4.1.4 Blockage of the Pitot-Static System

동·정압 계통은 비행하고 있는 항공기 주위의 공기압력을 측정하여 고도, 속도, 상승/강하율을 지시해 주는 계기이므로, 공기압력이 정확히 측정되도록 피토 튜브와 정압공은 막힘이 없고 깨끗하게 유지되어야 한다. 그러기 위해서 조종사는 매 비행 후 피토 튜브 덮개를 덮어 놓아야 하며, 비행 전에 반드시 피토 튜브 덮개를 제거하고 정압공 주변이 깨끗하고 막힘이 없는지 확인하여야 한다. 비행 중 착빙(Icing)이 의심되면 반드시 피토 히터를 작동시켜 얼음에 의해 피토 튜브가 막히지 않도록 예방하여야 한다.

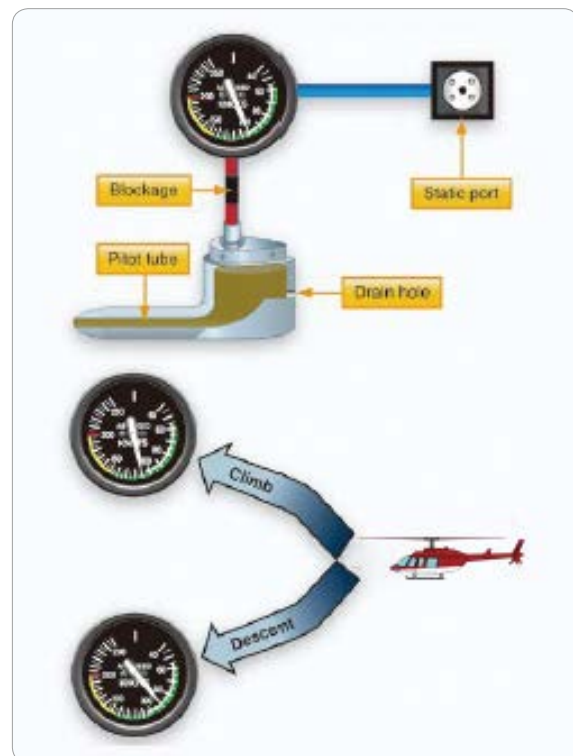
어떤 원인에 의하여 정압공이 막힐 경우, 대체 정압(Alternate Static Air)을 작동시켜 조종석의 공기압을 대체 정압으로 사용할 수 있다. 여압이 되지 않는 항공기는 벤투리(Venturi) 효과로 인하여 조종석의 공기압이 항공기 바깥보다 낮게 된다. 대체 정압 장치가 없을 경우, 덜 중요한 승강계(VSI)의 유리를 깨서 조종석의 정압을 대체 정압으로 대신 이용할 수 있다.

동·정압 계통이 착빙(Icing) 등의 원인으로 막혔을 경우, 공기압력이 제대로 전달되지 못하므로 속도계와, 고도계 및 승강계는 비정상적으로 지시한다.

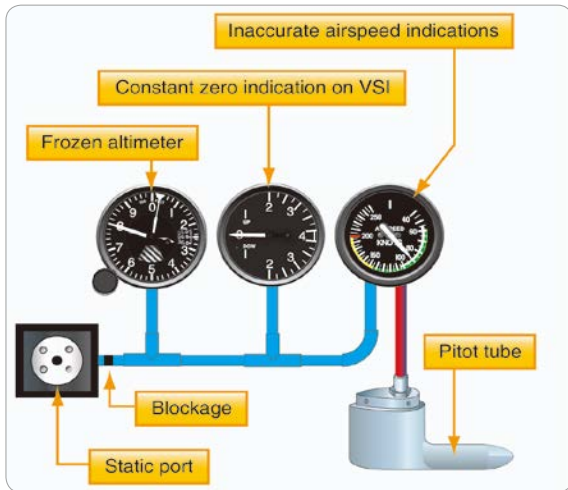
다음의 표는 각각의 원인에 따른 증상을 나타낸다.

[표 2-6] Pitot-Static System이 비정상일 때 속도계, 고도계, 승강계의 변화

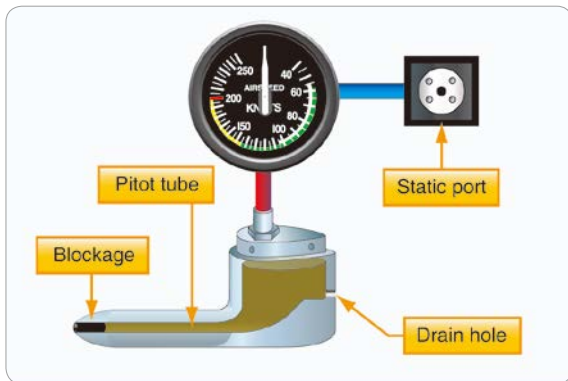
증상	Air speed	Altimeter	VSI
Pitot tube(x)			
Drain hole(O)	Zero	Normal	Normal
Static port(O)			
Pitot tube(x)	High in Climb Low in Descent	Normal	Normal
Drain hole(x)			
Static port(O)	High in Climb Low in Descent	Frozen	Frozen
Pitot tube(O)			
Drain hole(O)			
Static port(x)			
Using alternate cockpit static air	reads High	reads High	Momentarily show a climb
Broken VSI glass	reads High	reads High	Reverse



[그림 2-83] Pitot system은 정상이고 Static system은 막혔을 때 속도계의 지시



[그림 2-84] Static system이 막혔을 때 비행계기의 지시



[그림 2-85] Pitot tube가 막히고 Drain hole은 정상일 때 속도계의 지시

4.2 자이로스코프 계기 (Gyroscopic Instruments)

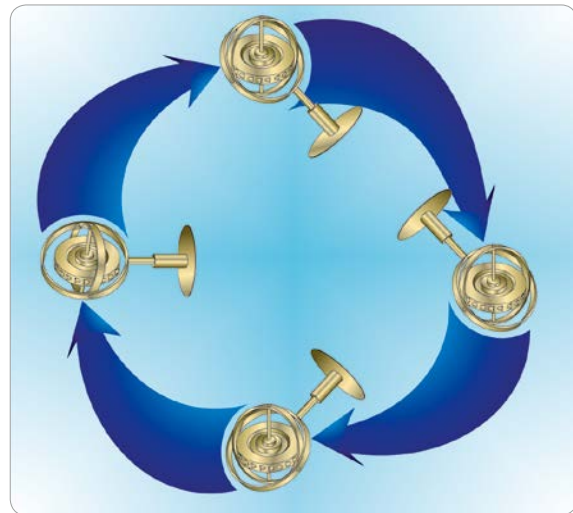
4.2.1 자이로(Gyro)

자이로는 한 점이 고정되어 있는 축 주위를 고속으로 회전하는 물체(회전체)라 할 수 있다. 회전체가 3축에 대하여 자유롭게 움직일 수 있는 3

축 자이로는 자세계(Attitude indicator)와 방향 지시계(Direction Gyro)에 이용되며, 3축 중에 한 축이 고정되어 있는 2축 자이로는 선회계(Turn Coordinator)에 사용된다. 자이로는 강직성(Rigidity in Space)과 세차성(Precession)의 특성이 있으며, 이러한 성질을 비행계기에 응용한다.

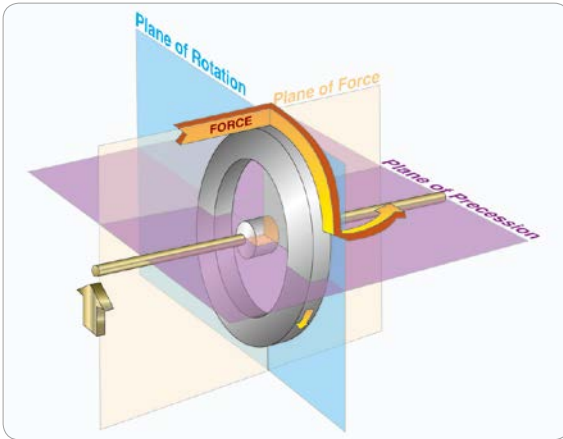
자이로의 특성

(1) 강직성(Rigidity in Space) : 자이로에 힘이 가해지지 않으면 자이로의 회전축은 계속 일정한 방향을 유지하려는 성질로서, 자이로의 회전이 빠르고 질량이 클수록 강직성이 강하다.



[그림 2-86] 자이로의 강직성(Rigidity)

(2) 세차성(Precession) : 회전하고 있는 자이로에 힘을 가하면, 힘을 가한 점으로부터 90도 진행된 점에서 힘의 결과가 나타나 자이로의 회전축을 좌우로 움직이게 한다. 선회계(Turn Coordinator)는 자이로의 세차성을 이용한 대표적인 계기이며, 자세계는 자이로의 강직성과 세차성을 이용한 계기이다.

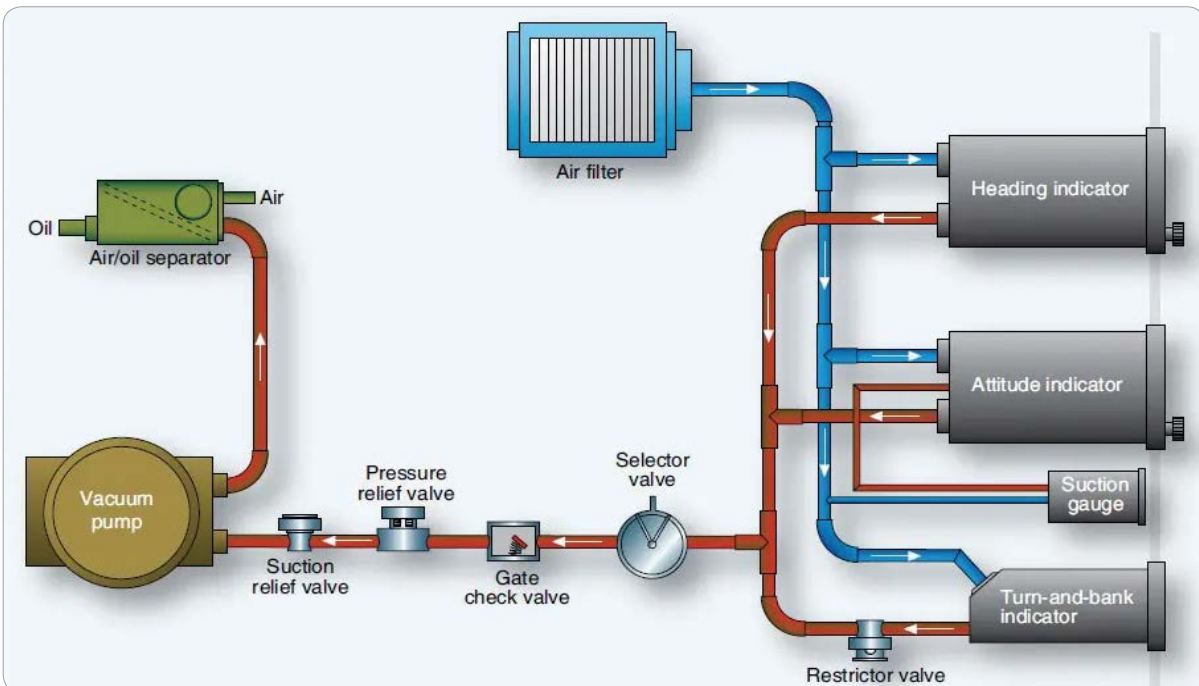


[그림 2-87] 자이로의 세차성(Precession)

Gyroscopic systems의 동력원(source of power) 자이로의 특성(강직성, 세차성)을 나타내려면 자이로를 고속으로 회전시켜야 한다. 자이로를 고속 회전시키기 위한 힘은 진공 압력(Vacuum

Pressure)과 전기(Electrical Power)를 이용한다. Vacuum Pressure를 발생시키는 진공펌프는 주로 자세계(Attitude Indicator)와 방향 지시계의 자이로(Directional Gyro)를 회전시키고, 선회계(Turn Coordinator)의 자이로는 전기를 이용하여 회전시킨다. 그렇게 함으로써 진공펌프가 고장 나더라도 전기로 작동되는 선회계가 작동하여 자세계를 대체할 수 있게 한다.

자이로를 작동시키기 위해서는 적절한 진공 압력(Vacuum Pressure)이 유지되어야 한다. 일반적으로 적절한 진공 압력은 4.5~5.5inHg이며 Suction Gauge에 녹색으로 정상 작동 범위를 표시한다. 진공 압력이 정상 범위 이하일 경우, 비행계기는 정상적으로 지시하지 않으므로 조종사는 주의 깊게 주기적으로 Suction Gauge를 관찰하여야 한다.



[그림 2-88] A typical pump-driven vacuum system for powering gyroscopic instruments

4.2.2 자세계(Attitude Indicator, AI)

자세계는 자이로의 강직성(Rigidity)을 이용하여 항공기의 상승, 강하, 선회 방향, 경사각(Bank Angle) 등의 정보를 제공하는 계기이다. 항공기의 Pitch와 Roll을 측정할 수 있는 자이로는 진공 펌프 혹은 전기모터에 의해 작동되며, 2개의 짐벌(Gimbals)에 장착되어 있다. 짐벌에는 항공기 자세를 나타내 주는 수평판(Horizon Disk)이 부착되어 있어 자세 변화의 크기를 나타내 준다.

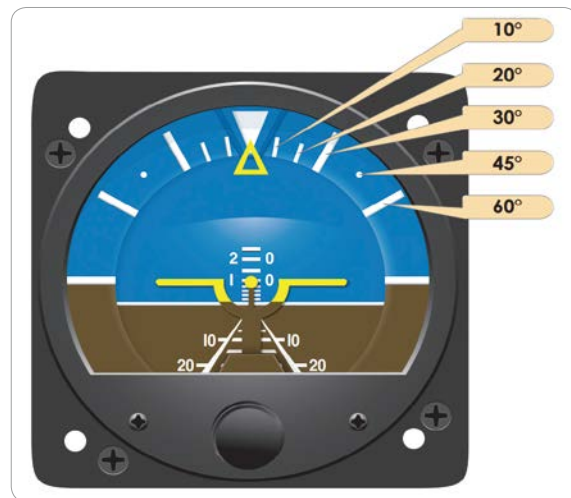
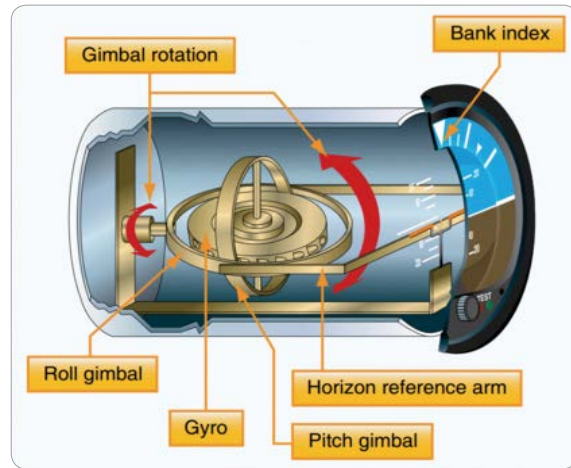
일반적으로 수평판(Horizon Disk)의 윗부분은 하늘을 나타내는 하늘색, 아랫부분은 땅을 나타내는 검정색 혹은 갈색으로 표시하고 있으며, 윗부분에는 경사각(Bank Angle)을 눈금으로 표시하고 있다.

계기 안에 부착되어 있는 작은 항공기 모형(Miniature Aircraft)은 가상 수평선을 기준으로 항공기의 비행 자세를 나타내 주며, 계기의 중앙 아래에 있는 조절 knob로 항공기 속도 변화에 따른 수평 자세의 변화를 조절할 수 있게 되어 있다.

작은 항공기 모형(Miniature Aircraft)의 날개 두께와 중앙의 점, 그리고 가상 수평선의 두께는 2도 피치(Pitch)의 크기와 같다. 자세계는 일반적으로 60도 이상의 Pitch, 100도 이상의 Roll 자세를 초과할 때 “Tumble”현상이 발생하여 정확한 자세를 지시하지 못하게 된다.

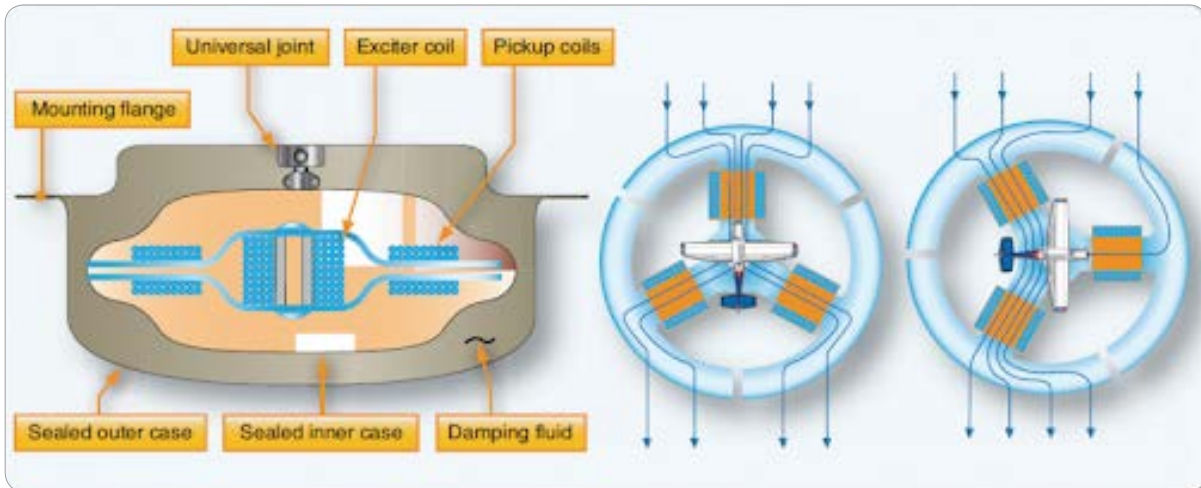
4.2.3 방향계(Heading Indicator)

Directional 자이로를 이용하여 비행 방향을 나타내는 방향계는 항상 일정한 자세를 유지하려는 자이로의 강직성(Rigidity)을 이용한 계기이다.



[그림 2-89] 자세계(Attitude indicator)

Directional 자이로는 처음에는 자북(Magnetic North)을 가리키나, 지구가 자전(360도/24hrs, 15도/1hr)함에 따라서 계속 자북을 가리키는 것이 아니라 일정한 자세를 유지하는 자이로의 강직성 때문에 지구의 자전과 관계없이 처음의 방향을 계속 가리키게 된다. 이로 인하여 시간이 지남(지구의 자전)에 따라 자북 방향과 일치되지 않는 오차가 발생된다. 따라서 조종사는 나침반(Magnetic Compass)과 방향 지시계의 방향(Heading)을 주기적으로 비교하



[그림 2-90] The induced current in each of the three pickup coils changes with the heading of the aircraft. Or other vessel

여 수정하여야 하며, 지구는 1시간당 15도씩 자전하므로 15분마다 점검하여 3도 이상 차이가 나는 경우에는 계기비행용으로 사용할 수 없다.

Flux Gate

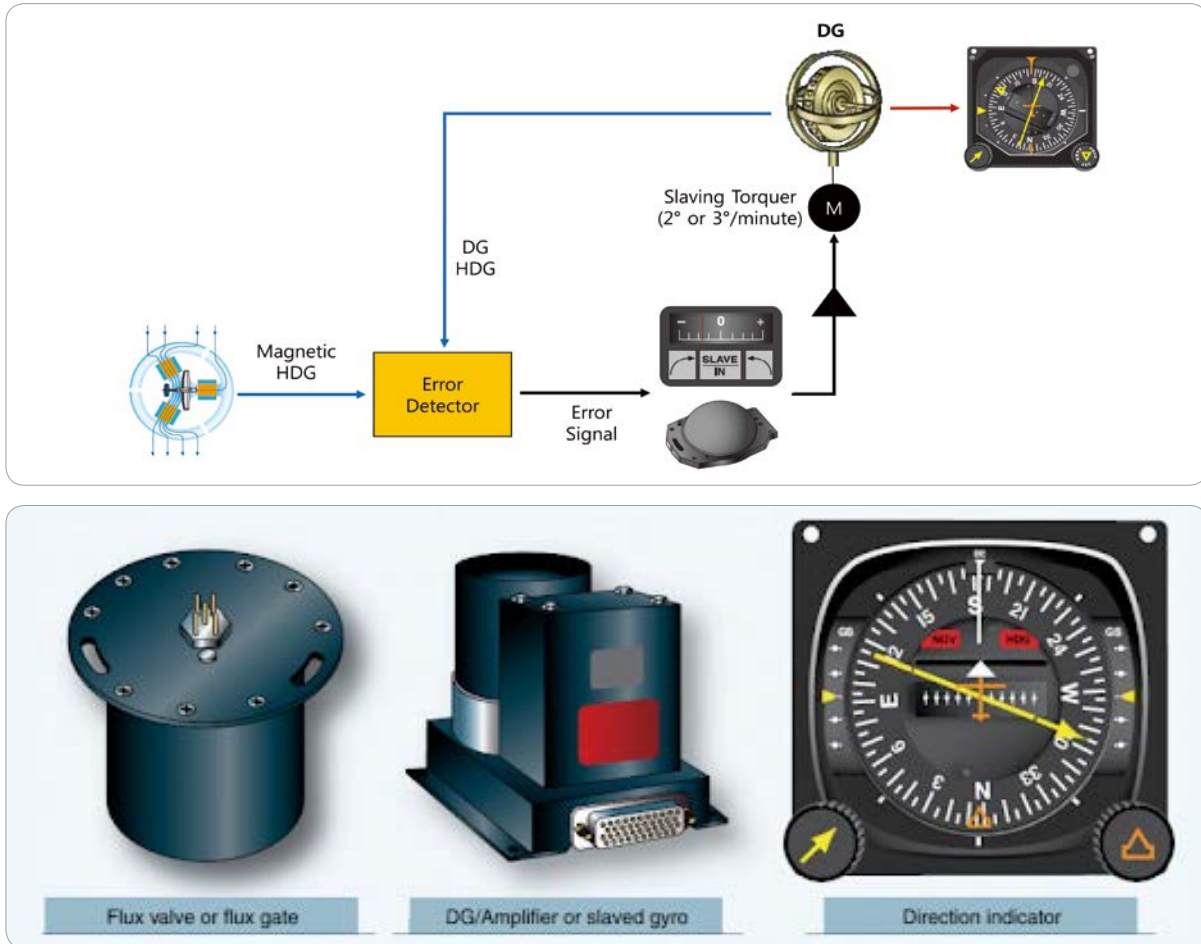
Flux Gate는 비행 중 주기적으로 나침반(Magnetic Compass)과 비교하여 Heading을 수정하는 불편을 없애기 위해, Directional Gyro가 항상 정확한 자북(Magnetic North)에 일치하도록 만들어 주는 장치이다.

Flux Gate는 코일(Coil)을 감은 쇠막대에 자기장(Magnetic Field)이 흐르면 전류가 유도되는 성질을 이용한 것인데, 그림에서와 같이 Magnetic Flux(어떤 면적을 통과하는 자기력선의 총합, 자기력의 밀도)를 감지하는 3개의 연철(Soft Iron)에 코일이 감겨져 있다. 코일이 감겨져 있는 연철에 Magnetic Flux가 통과하게 되면 전류가 발생하는데, 발생하는 전류의 크기를 비교하여 항공기의 방향을 나타내게 된다.

Remote Indicating Compass

Remote Indicating Compass는 Directional Gyro로 작동되는 방향 계기(Heading Indicator)의 오차를 줄이기 위해 고안된 장치이다. 작동 원리는 방향 계기에서 측정된 방위와 Flux Gate에서 측정된 방위가 다르면, Directional Gyro를 구동하는 모터에 그 차이(Error Signal)를 보내 자이로를 수정하여 Flux Gate에서 측정된 방향과 일치하도록 해 주는 것이다.

조종사는 주기적으로 방향 계기와 나침반을 비교하여 차이가 발생할 경우, 방향 계기의 자이로를 Free Mode로 선택한 후 Slaving Control을 참고하여 시계 방향 혹은 반시계 방향을 선택해 나침반의 방향과 일치하도록 수정하여야 한다. 수정이 완료되면 Free Mode에서 Slave Mode로 다시 Settig 하여야 한다.

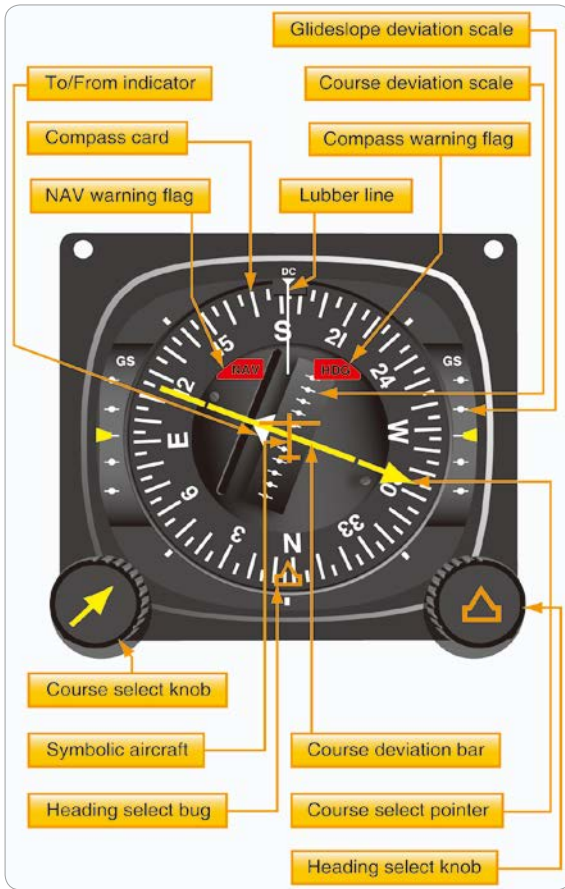


[그림 2-91] Remote Indicating Compass의 원리

HSI(Horizontal Situation Indicator)
 HSI는 앞에서 설명한 Flux Gate에 의해 항공기의 정확한 방향을 지시하는 방향 계기 기능과 VOR, ILS의 항법 신호 및 Glide Slope 신호를 나타내는 비행계기이다. HSI는 조종사가 선택한 항로로부터 항공기의 위치를 파악하기 쉽게 나타내 준다.



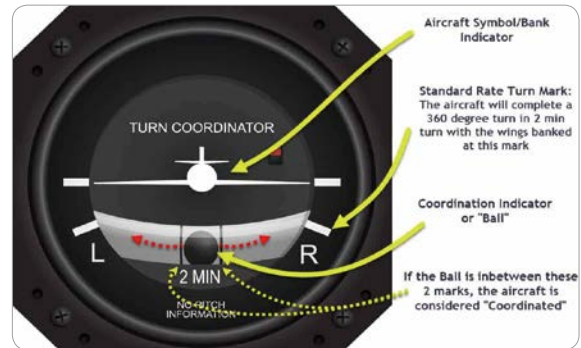
[그림 2-92] VOR indicator



[그림 2-93] Horizontal situation indicator(HSI)

4.2.4 선회계(Turn Coordinator)

Turn and Slip Indicator의 주요한 제한 사항은 항공기의 수직축 회전만을 감지한다는 것이다. 그에 비하여 Turn Coordinator는 Turn and Slip Indicator와 같이 자이로의 세차성(Precision)을 이용하지만, 짐벌 구조가 항공기의 종축으로부터 30도 각도로 기울어져 Roll과 Yaw를 둘 다 감지하도록 해 준다. Turn Coordinator의 자이로는 전기로 작동되므로 진공펌프(Suction Pump)로 작동되는 자세계가 고장 났을 때 대체 계기로 이용할 수 있다.



[그림 2-94] Turn and Slip indicator

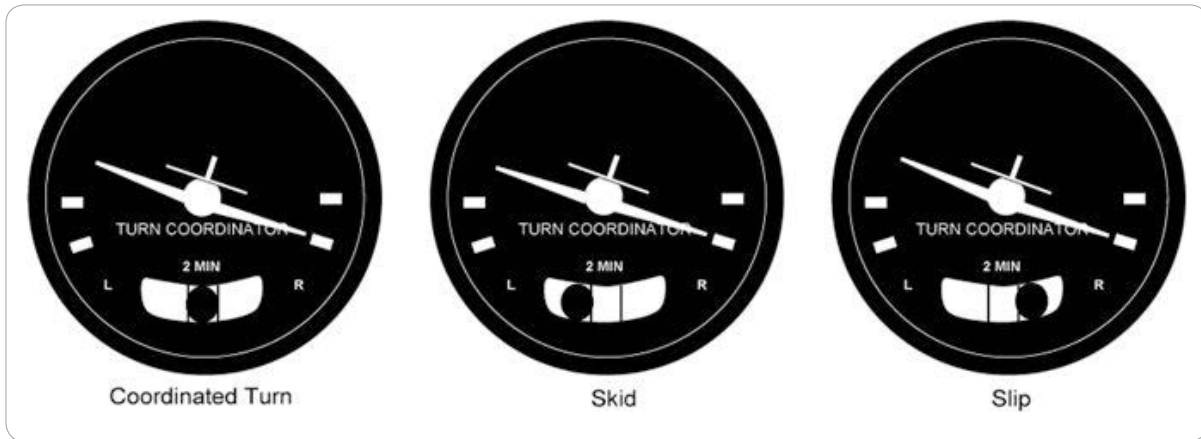


[그림 2-95] Turn indicators rely on controlled precession for their operation



[그림 2-96] Coordinated & Skid, Slip Turn

계기의 눈금은 수평비행과 표준을 선회를 지시하며, 'Coordinator Ball'이라 불리는 Inclinator는 경사각(Bank Angle)과 Yaw의 비율 관계를 나타낸다. Ball이 선회 방향 바깥쪽에 있을 때는 Skidding



[그림 2-97] Coordinated & Skid, Slip Turn

하는 것을 나타내고, 선회 방향 안쪽에 있을 때는 Slipping 하는 것을 나타낸다.

조종사는 Ball이 중앙에서 벗어난 쪽의 Pedal을 차 주어, Ball이 중앙에 위치하도록 하여야 한다.

4.3 나침반 계기(Compass Systems)

Magnetic Compass는 자석이 지구의 자력선(Magnetic Flux)에 반응하여 방향을 지시하는 가장 오래되고 간단한 방향 지시계이다.

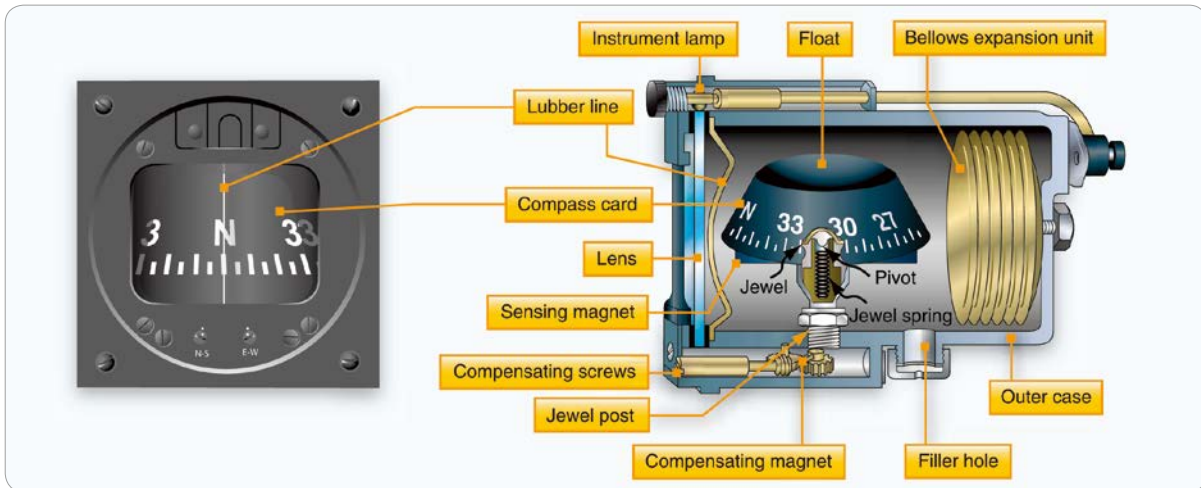
Magnetic Compass는 투명한 Kerosene 용액이 들어 있는 밀봉된 용기 안에 작은 자석이 금속 Float에 부착되어 있고, 눈금 표시가 되어 있는 Card가 Float 주변을 감싸고 있으며, Lubber line이 그려진 유리창을 통해 이 눈금을 읽을 수 있다.

Float와 Card 부품의 중심축은 스프링이 장착된 강화유리로 된 컵에 올려 있으며, Float의 부력은 축에 걸리는 대부분의 무게를 지탱하고, 액체는 Float와 카드의 진동을 완화시키는 역할을 한다. 나

침반은 대략 18도 경사각까지는 비교적 정확히 지시하나, 그 이상에서는 불규칙적이고 예측할 수 없게 지시한다. Compass Card는 기수 방향을 기준으로 방향을 지시하는 방향 계기와는 달리 반대로 지시한다. 그림에서와 같이 북쪽에서 북서쪽(330도)으로 비행하고자 할 때 330도는 항공기 기수를 기준으로 하여 왼쪽에 있지만, 나침반에서는 330도를 나타내는 罫이 North의 오른쪽에 있어 오른쪽으로 선회하게 하는 혼란이 생길 수 있다. 罫이 North의 오른쪽에 있는 이유는, 선회 시 Card는 가만히 있고 Compass 틀이 Card 주변을 돌기 때문에 Card 뒷면에서 보게 되는 것을 생각해야 하기 때문이다.

4.4 Magnetic Compass 오차

Magnetic Compass는 방향을 지시하는 가장 간단한 계기이지만, 고려해야 할 몇 가지 오차가 있다.



[그림 2-98] Magnetic compass

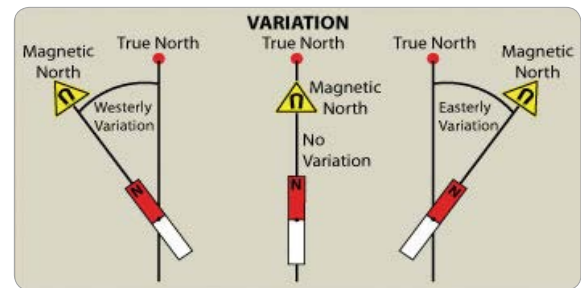
4.4.1 편차(Variation)

지도는 지리학적 북쪽(진북 : True North)을 지나는 경도와 적도를 기준으로 하는 위도로 그려져 있다. 지리학적 북쪽에서부터 측정된 방위를 진방위(True Direction)라 하며, 자북을 기준으로 측정된 방위를 자방위(Magnetic Direction)라 한다.

항공기의 Heading Indicator는 자북(Magnetic North)을 기준으로 측정하며, 자북과 진북은 일치하지 않고 지역에 따라 차이가 있다. 진북과 자북의 차이를 편차(Variation)라 한다.

따라서 비행을 위해서는 지도에서 산출한 True Heading에서 편차를 수정한 Magnetic Heading을 알아야 한다. 편차가 West이면 진방위에서 편차를 더하고, 편차가 East이면 편차만큼 진방위에서 빼주어 Magnetic Heading을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} & \ast \text{ True Heading} + (\text{West Var}') - (\text{East Var}') \\ & = \text{Magnetic Heading} \end{aligned}$$



[그림 2-99] 편차(Variation)

4.4.2 자차(Deviation)

Compass 내부의 자석은 지구 자기장에 정렬되어 있지만, 항공기 내의 전기 배선이나 자성화된 물체는 국소 자기장(Local Magnetic Field)을 발생시켜 지구의 자기장과 충돌하여 Compass에 오차를 발생시키게 되는데, 이를 자차(Deviation)라 한다.

자차는 지형적 위치의 영향을 받지 않고, 항공기 기수 방향에 따라 다른 영향을 받는다. 편차는 오차를 줄이거나 바꿀 수 없지만, 자차는 정비(Swinging the Compass)를 하여 최소화할 수 있다.

FOR STEER	000	030	060	090	120	150
RDO. ON	001	032	062	095	123	155
RDO. OFF	002	031	064	094	125	157

FOR STEER	180	210	240	270	300	330
RDO. ON	176	210	243	271	296	325
RDO. OFF	174	210	240	273	298	327

[그림 2-100] Compass Correction Card

대부분의 공항에는 자기 간섭이 없는 지역에 Swinging the Compass를 할 수 있는 Compass Rose가 설치되어 있다. 정비사는 Compass Rose의 정해진 Magnetic Heading에 항공기를 정렬시켜, 항공기의 실제 Magnetic Heading과의 차이를 파악하고 그 차이를 조절한다. 조절할 수 없는 오차는 Compass Correction Card에 기록하고, Compass의 Card Holder에 붙여 놓아 비행 시 참고할 수 있도록 한다.

위의 표를 예를 들면, 항공기의 Radio를 켜 놓은 상태에서 Magnetic Heading 120도로 비행하고 싶다면 Compass Heading 123도로 비행하여야 한다.

4.4.3 복각 오차(Dip Errors)

지구 자기력선은 자기 북극과 남극을 흐르게 되는데, 양극 사이의 중간인 자기적도에서 자기력선은 지구 표면과 평행하지만, 자기 북극과 남극 지역에 가까운 지역에서 자기력선은 지구 표면과 수직에 가깝게 흐르게 된다. 그러므로 지자기극 지역에서 Compass 내부의 자석은 수평을 유지하지 못하고, Float와 Card는 기울어지게 되며, 이는 북선 오차와 가속도 오차를 유발하게 된다.

북선 오차(Northerly Turning Error)

위도가 높아질수록 지구 자기장이 Magnetic Compass의 자석을 지표면에 대해 수직으로 잡아당기는 원인으로 오차가 발생한다. 이 오차는 항공기가 북쪽 혹은 남쪽으로 향할 때 크게 나타난다. 항공기가 동쪽 혹은 서쪽으로 비행을 하다가 북쪽으로 선회하면 방향 지시는 지연되어 나타나게 되며, 남쪽으로 선회를 하는 경우에는 그 반대 현상으로 현재의 방향보다 앞서 지시하게 된다.

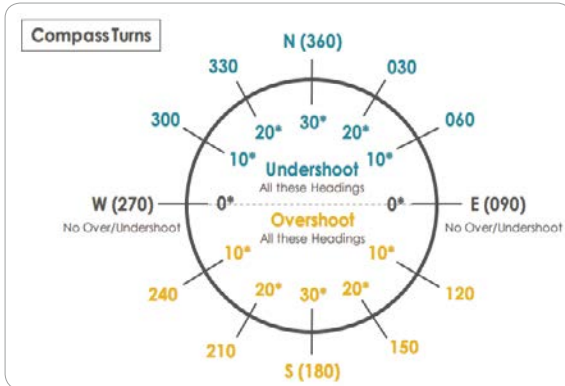
따라서 Magnetic Compass를 이용하여 선회하는 경우, 북선 오차를 고려하여 적합한 선도점(Lead Point)을 설정하여야 한다. 북선 오차를 고려한 선도점은 비행하고 있는 지역의 위도와 Bank Angle에 따라 다르다.



[그림 2-101] Northerly turning error

아래 그림은 우리나라 지역에서 비행할 경우에 적용할 수 있는 선도점이다. 예를 들어 좌선회를 한 다음 360도에 Roll Out 하고자 한다면 30도 전인 030도에서 Roll Out을 시작하여야 하며, 우선회로 330도에 Roll Out 하고자 한다면 20도 전인 310도를 가리킬 때 Roll Out을 시작하여야 한다. 반대로 우선회하여 180도에 Roll out 하고자 한다면 180도에서 Lead Point 30도를 지난 210도에서 Roll Out을

시작하여야 하고, 좌선회하여 150도에 Roll Out 하고자 한다면 20도를 지난 130도에서 Roll Out을 시작하여야 한다.



[그림 2-102] 북선 오차를 고려한 Lead point

가속도 오차(Acceleration Error)

Magnetic Compass Float의 'N'표시 부분은 설치되어 있는 무게추로 인해 플로트(Float)의 반대쪽 부분보다 더 무겁다. 만일 항공기가 동쪽을 향한 상태에서 가속을 하면, 플로트(Float)의 'N'부분의 무거운 무게로 인해 관성이 발생하여 항공기 진행 방향의 뒤쪽으로 회전하려 하고, 플로트(Float)는 북쪽으로 회전한다. 가속되던 속도가 다시 일정해지면, 플로트는 다시 원래 상태로 회전하여 동쪽을 지시한다. 반대로 동쪽을 향해 비행하다가 감속하게 되면 역시 무게추의 관성에 의해 이번에는 플로트(Float)가 항공기 진행 방향 앞쪽으로 회전하려 하고, 컴퍼스 카드는 남쪽으로 회전한다. 서쪽으로 비행하며 가·감속을 할 경우에도 역시 동일한 현상이 발생한다.

※ ANDS : Acceleration-North, Deceleration-South(가속하면 북쪽을 지시하고, 감속하면 남쪽을 지시한다.)



[그림 2-103] Acceleration Error

4.5 비행계기의 점검 (Flight Instrument Checks)

4.5.1 비행 시작 전 점검

- ① 외부 점검을 하면서 각종 안테나의 상태, Pitot Tube 및 Static Port가 주위의 이물질로 인하여 막혀 있는지 점검하여야 한다.
- ② Aircraft Record : 법과 규정에 따라 비행에 관련된 계기 및 ELT 등이 적정하게 정비되고 있는지 점검하여야 한다.
- ③ 계기비행을 하고자 하는 헬리콥터의 경우, 24개월 이내의 고도계 및 동·정압 계기 검사가 이루어져야 한다.
- ④ 트랜스폰더가 장착된 헬리콥터의 경우, 최근 24개월 이내의 트랜스폰더 검사가 이루어져야 한다.
- ⑤ 자동으로 작동되는 구조의 비상 위치 지시용 무선표지 설비(ELT)가 장착된 항공기의 경우, 12개월 이내의 비상 위치 지시용 무선표지 설비 검사가 이루어져야 한다.

- ⑥ 항행 장비의 수신 상태 점검 : 비행 전 AIP 및 NOTAM 등을 참고하여 비행하고자 하는 항행 시설의 주파수 및 작동 상태를 미리 점검하여야 한다.
- ⑦ De-icing, Anti-icing 장비가 있다면 정상으로 작동되는지 점검하여야 한다.
- ⑧ Pitot Tube Heater : 스위치를 작동시키고 전류계(Ammeter)를 확인하여 정상으로 작동되는지 점검하여야 한다.

4.5.2 엔진 시동 후 점검

- ① 고도계 : 지상에서 비행장의 현재 QNH를 맞추었을 때 비행장 표고와의 차이를 확인하고, 만일 75ft 이상 차이가 발생하면 이 고도계는 계기비행용으로 사용할 수 없다.
- ② 속도계 : 정지하여 있을 때 속도는 '0' kts를 가리켜야 한다.
- ③ VSI : '0' FPM을 가리켜야 하며, 만일 '0' FPM을 지시하지 않으면 적절한 공구를 이용하여 계기 왼쪽 아래에 있는 조절 나사(Screw)를 돌려 '0' FPM으로 맞추고, 그러지 않으면 현재의 지시 값을 '0' FPM으로 간주하여 비행하여야 한다.
- ④ 자세계(Attitude Indicator) : 엔진 시동 이후 자세계의 자이로는 5분 이내에 안정되어야 하며, 진공펌프로 작동되는 자세계는 Suction 게이지의 압력 지시가 녹색 범위(3~5 inHg) 내에 있어야 하고, 자이로 회전에 따른 기계적인 소음이 없어야 한다. 전기로 작동되는 자세계는 부작동을 표시하는 붉은색의 경고 표시

가 나타나지 않아야 한다. 지상 활주 중 Brake를 작동하였을 때 자세계 안의 Miniature Aircraft는 약간 강하 자세를 가리켜야 하며, 지상 활주 선회 시 5도 이상 경사각을 지시하면 안 된다.

- ⑤ 방향계(Heading Indicator) : 방향계의 자이로는 시동 이후 5분 이내에 안정되어야 한다. 지상 활주 선회 중 왼쪽으로 선회하면 Heading은 감소하고, 오른쪽으로 선회하면 증가하여야 한다. 이륙을 위하여 활주로 중심선에 정렬(Line Up)한 후 활주로 방향과 방향계에 지시되는 Heading이 일치되는지 비교하여야 한다. 비행 중에는 15분마다 방향계와 나침반을 비교하여 볼 때 3도 이상 차이가 생기면 안 된다.
- ⑥ Turn Coordinator : 부작동을 표시하는 붉은색의 경고 표시가 나타나지 않아야 하며, 지상 활주를 할 때 오른쪽으로 선회하면 Ball은 왼쪽으로, Wing은 오른쪽으로 기울어져야 하고, 왼쪽으로 선회할 때 Ball은 오른쪽으로, Wing은 왼쪽으로 기울어져야 한다.

4.6 기타 계기

4.6.1 Rotor Limitations

Rotor 회전속도가 저속일 경우에는 충분한 양력을 발생하지 못하고, 너무 고속일 경우에는 구조물에 손상을 줄 수 있어, Rotor의 회전속도는 최소 및 최대 한계가 있다. 초록색 원호는 정상 작동 범위를 나타내며, 빨간색 선은 최소 및 최대 한계를 나타낸다.



[그림 2-104] Rotor/Engine RPM Gauge

Rotor 제한속도의 제한은 Power가 있을 때와 없을 때 차이가 있다.

Power가 있을 때란 엔진이 Rotor를 구동할 때를 말하며, 정상 작동 범위를 계기상에 가늠다란 초록색 원호로 표시하고 있다. 일부 계기에 표시된 노란색 원호는 경과 범위로, 이 범위에서의 작동은 진동 증가 등의 이유로 제한된다는 것을 의미한다.

Power가 없을 때란 자동 활공(Autorotation)과 같이 엔진이 Rotor를 구동하고 있지 않을 때를 말하며, 작동 범위는 계기상에 굵은 초록색 원호로 표시되고, 원호 범위가 좁다.

4.6.2 Powerplant Limitations

동력 장치 한계는 회전속도 범위, 출력 한계, 작동 온도, 연료 및 오일 조건 등 헬리콥터 엔진에 관한 사항을 언급하고 있다. 대부분 터빈 엔진과 일부 왕복 엔진은 최대 출력(Maximum Power)과 최대 연

속 출력(Maximum Continuous Power)을 가지고 있다. 최대 출력이란 엔진이 낼 수 있는 최대의 출력이지만 작동 시간의 제약을 받는다. 최대 출력 범위는 엔진 출력 지시계(Engine Power Instrument)에 노란색 원호로 표시되며, 빨간색 선은 결코 초과해서는 안 되는 최대 출력을 가리킨다. 최대 연속 출력이란 지속적으로 낼 수 있는 엔진의 최대 출력으로, 초록색 원호로 표시된다.

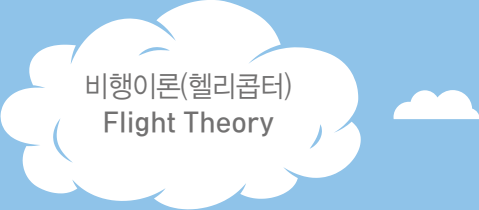


[그림 2-105] Torque and Turbine Outlet Temperature(TOT) Gauges



[그림 2-106] Manifold Pressure Gauge

흡기압력 게이지(Manifold Pressure Gauge)의 빨간색 선은 최대 출력을 나타내며, 노란색 원호는 출력 한계에 근접하는 압력에 대해 경고함을 의미한다.



비행이론(헬리콥터)
Flight Theory



3편. 기초 비행 원리

1장 비행 이론 일반

- 1.1 대기의 구조 및 특성
- 1.2 에어포일

2장 헬리콥터 비행과 항공역학

- 2.1 항공기에 작용하는 힘
- 2.2 Rotor 시스템에서의 공기 흐름과 반응
- 2.3 비행 중 헬리콥터에 작용하는 항공역학적인 힘
- 2.4 비정상 상황에서 작용하는 항공역학적 힘
- 2.5 Single Rotor 형태 이외의 헬리콥터 조종 원리



비행 이론 일반

Theory of flight

소개(Introduction)

이 단원에서는 비행 중인 항공기에 작용하는 물리적인 힘의 법칙과 작용하는 힘이 항공기 성능과 특성에 어떠한 영향을 주는지를 설명한다. 비행기, 헬리콥터, 활공기 등의 항공기를 조종하기 위해서는 비행에 관련된 기본적인 힘과 그것들이 상호작용하는 결과를 이해하여야 한다.

1.1 대기의 구조 및 특성 (Structure and Characteristics of the Atmosphere)

대기는 지구를 감싸고 있고 지표면 주위에 머물고 있는 공기이다. 대기는 지상과 수상에서 서로 다른 가스의 혼합으로 인해 그 구성성분이 다르며, 질량과 무게가 있고 모양이 정해져 있지 않다.

대기는 78%의 질소와 21%의 산소, 그리고 아르곤, 헬륨과 같은 1%의 다른 가스로 구성되어 있다. 이러한 요소들 중 산소처럼 다른 기체들보다 상대적으로 더 무거운 기체는 낮은 고도의 표면에 분포하며 가벼운 기체들은 더 높은 고도에 위치하게 된다. 대기에 포함된 산소의 대부분은 지표면으로부터 3만 5,000ft 미만에 존재한다.

1.1.1 유체의 한 종류인 공기(Air is a Fluid)

흐르는 성질을 가진 물체를 “유체”(Fluid)라 한다. 대기를 구성하는 공기 또한 흐르는 성질이 있어 유체라 할 수 있다. 유체는 압력이 가해지더라도 쉽게 변형되지 않거나, 약간 변한다. 우리는 이것을 저항 점성(Resistance Viscosity)이라고 한다. 액체가 용기를 흐르고 채우는 것처럼, 공기는 이용 가능한 용기를 채우기 위해 팽창한다. 액체와 가스는 밀도 면에서 상당히 다르지만, 둘 다 이런 독특한 유체로서의 특성을 보인다. 공기의 유체특성을 이해하는 것은 비행원리를 이해하는 데 필수적이다.

1.1.2 유체의 특성(Characteristics of Fluid)

점성(Viscosity)

점성은 유체가 흐르지 않으려 하는, 즉 이동하지 않으려는 성질이다. 각각의 유체분자는 서로 붙어 있으려는 성질에 따라, 얼마나 흐르지 않으려 하는지를 결정한다. 높은 점성의 유체는 두껍고 잘 흐르지 않으며, 낮은 점성의 유체는 얇고 쉽게 흐른다. 공기는 낮은 점성을 가지고 있어 쉽게 흐른다.

점성에 대하여 두 개의 경우를 설명하면 이해하기 쉽다. 비슷한 양의 오일과 물을 동일한 경사소에 붓게 되면 두 액체는 점성이 다르므로 물은 자유롭게 흐르는 반면 오일은 느리게 흐르게 된다. 모든 유체

는 점성을 가지며 흐름에 대한 저항을 가진다. 공기의 점성을 쉽게 관찰할 수 없지만 공기는 유체이고 점성을 가지기 때문에, 물체 주위에 흐름에 대해 어느 정도 저항을 가진다.

마찰(Friction)

유체가 물체 위나 주변을 흐를 때 작용하는 또 다른 요인을 마찰이라 한다. 마찰은 표면 위로 물체가 움직일 때 겪게 되는 저항이다. 마찰은 두 개의 물체 사이에 서로 접촉하면서 존재한다.

마찰의 효과는 다음의 예시를 들어 설명할 수 있다. 만약 동일한 유체를 동일한 경사도에 부으면 같은 속도로 흐를 것이다. 그러나 하나의 경사로는 표면이 거칠고, 다른 하나의 표면은 깨끗하다면 흐름의 속도는 상당히 다를 것이다. 거친 표면의 경사로는 표면으로부터의 저항으로 인해(마찰) 유체의 흐름이 방해된다.

날개의 표면도 다른 물체의 표면처럼 어느 정도 거칠기 때문에 공기흐름에 대한 저항을 초래하고 날

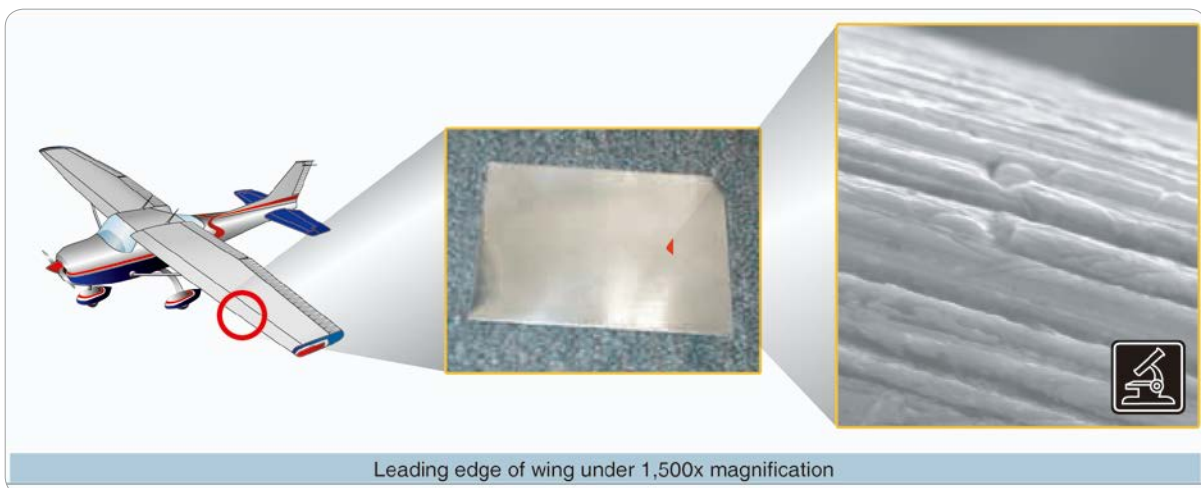
개 위의 공기흐름 속도를 늦춘다.

날개표면 위를 지나가는 공기는 점성과 마찰로 인해 표면에 들러붙는다. 날개표면 근처의 공기분자는 마찰과 표면의 거침으로 인하여 흐름이 방해받는다. 날개 표면에 붙어 있는 분자층을 경계층이라 한다.

공기의 경계층이 마찰에 의해 들러붙으면, 추가적인 공기흐름은 공기 자체에 붙으려 하는 점성에 의해 저항이 유발된다. 이 두 개의 힘(마찰과 점성)이 날개 위의 공기흐름을 방해하면서 항력(Drag)으로 작용된다.

압력(Pressure)

압력은 물체의 표면에 수직 방향으로 작용하는 힘이다. 무게가 물체의 표면에 가해지는 것으로 압력의 크기가 측정된다. 물체 안에 완전하게 담겨진 유체는 물체의 전체 표면 주위로 일정하게 압력을 골고루 전달한다. 압력이 가해진 표면의 압력보다 다른 쪽 물체 표면의 압력이 작아지면, 물체는 압력이



[그림 3-1] 날개의 표면상태

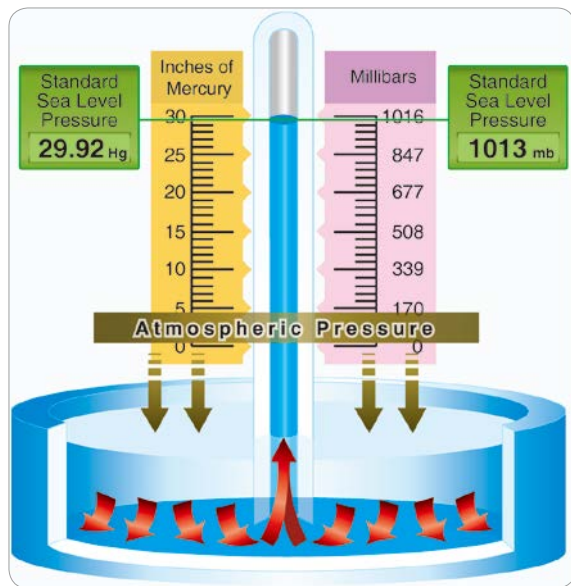
작은 쪽으로 움직인다.

대기압(Atmospheric Pressure)

대기는 기후변화의 기본으로 작용하고 항공기를 부양(Lift)하게 해주며, 중요한 비행계기를 작동시킨다. 대기압에 영향을 받는 계기는 고도계, 속도계, 승강계, 다기관(Manifold) 압력계기가 있다.

공기는 매우 가볍지만 질량을 가졌기 때문에 중력의 영향을 받으며 다른 물질처럼 무게를 가지고 무게로 인하여 힘을 가진다. 공기는 유체이기 때문에, 힘은 모든 방향으로 동일하게 가해진다.

무게를 지니고 있는 공기는 물체에 압력을 끼치는데 이를 대기압이라 한다. 표준대기 조건에서 해수면의 평균대기압은 대략 14.70psi 혹은 1,013.2mb가 되고 고도가 높을수록 중력의 영향이 작아지므로 단위 체적당 공기의 양은 작아진다. 이러한 이유 때문에, 1만 8,000ft에서 대기의 무게는 해수면에서보



[그림 3-2] 해수면의 표준 대기압

다 절반으로 낮아진다.

대기압은 시간과 위치에 따라 다르고 항상 변화하므로 국제기구에서는 표준대기조건을 설정하였다. 해수면에서 표준 대기압은 1,013.2mb 혹은 29.92inHg 온도는 15도C 혹은 59도F가 된다.

표준대기 상태에서 기온은 1,000ft당 약 2도C 혹은 3.5도F씩 감소하며 3만 6,000ft에서부터는 약 -55도C 혹은 -65도F의 기온이 8만 ft까지 일정한 것으로 고려한다. 기압은 1,000ft당 약 1inHg씩 감소한다. ICAO는 이러한 대기상태를 전 세계 표준으로 설정하고, 이것을 국제 표준대기(International Standard Atmosphere, ISA) 혹은 ICAO 표준대기로 정하고 있다. 항공기 성능은 표준대기를 기준으로 비교되고 평가되기 때문에 모든 항공기 계기는 표준대기로 계산된다.

Altitude (ft)	Pressure (Hg)	Temperature	
		(°C)	(°F)
		0	29.92
1,000	28.86	13.0	55.4
2,000	27.82	11.0	51.9
3,000	26.82	9.1	48.3
4,000	25.84	7.1	44.7
5,000	24.89	5.1	41.2
6,000	23.98	3.1	37.6
7,000	23.09	1.1	34.0
8,000	22.22	-0.9	30.5
9,000	21.38	-2.8	26.9
10,000	20.57	-4.8	23.3
11,000	19.79	-6.8	19.8
12,000	19.02	-8.8	16.2
13,000	18.29	-10.8	12.6
14,000	17.57	-12.7	9.1
15,000	16.88	-14.7	5.5
16,000	16.21	-16.7	1.9
17,000	15.56	-18.7	-1.6
18,000	14.94	-20.7	-5.2
19,000	14.33	-22.6	-8.8
20,000	13.74	-24.6	-12.3

[그림 3-3] 국제 표준대기

기압 고도(Pressure Altitude)

기압 고도는 표준기준면(Standard Datum Plane, SDP)으로부터의 상단 고도이며, 표준기준면은 대기압이 1,013.2mb(29.92in Hg)되는 곳의 높이이다. 기압이 변하면서 표준기준면은 낮아지거나 올라갈 수 있다.

1.1.3 공기 밀도(Air Density)

밀도고도(Density Altitude)

공기의 밀도는 항공기 성능에 상당한 영향을 미치므로 항공기 성능을 정확히 파악하고 운용하기 위해서는 밀도고도를 알아야 한다. 공기의 밀도가 적어짐에 따라서 항공기 성능이 저하되는 이유는 다음과 같다.

- 동력 – Power(엔진에 적은 공기가 공급되므로)
- 추력 – Thrust
(얇은 공기에서 프로펠러 효율의 감소로)
- 양력 – Lift
(얇은 공기는 에어포일에 적은 힘을 가하므로)

밀도고도는 기압고도에 비표준 온도를 수정한 고도로서 밀도고도를 계산하는 방법은 본 교재 2편 3.2 동정압계기(Pitot/Static instruments)와 4편 항공기 성능에서 자세히 설명하였다.

밀도에 대한 압력의 영향

(Effect of Pressure on Density)

공기는 가스이기 때문에 압축되거나 팽창될 수 있다. 온도가 일정하다고 가정했을 때 공기가 압축되

면 일정한 공간에 포함되는 공기의 양은 많아지고, 압력이 감소하면 공기는 팽창하여 일정한 공간에 포함되는 공기의 양은 감소한다. 온도가 일정하다고 가정할 때 밀도는 압력에 비례한다. 압력이 두 배가 되면 밀도는 두 배로 높아지고 압력이 낮아지면 밀도는 감소한다.

밀도에 대한 온도의 영향

(Effect of Temperature on Density)

압력이 일정하다고 가정했을 때 공기밀도는 기온과 반비례한다. 실제 대기상태는 고도가 증가함에 따라 기온과 기압은 같이 감소하여 밀도에 상반되는 영향을 미친다. 하지만 온도의 감소에 따른 공기밀도의 변화보다 압력이 감소됨에 따라 밀도가 변하는 증상이 더 현저하므로 고도가 증가하면 공기밀도가 감소됨을 예상하여야 한다.

밀도에 대한 습도/수분의 영향

(Effect of Humidity/Moisture on Density)

지금까지의 설명은 공기가 완전히 건조한 상태를 가정하여 설명하였다. 그러나 실제 대기상태는 공기보다 가벼운 수증기가 포함되어 있으며 공기보다 가벼운 수증기는 공기분자를 대체하므로 습한 공기는 건조한 공기에 비하여 단위체적당 공기의 양이 적어 밀도가 낮아진다. 그러므로 공기 중에 포함되는 수분이 증가할수록 밀도가 낮아지고 밀도고도는 증가하며 이에 영향을 받는 항공기의 성능은 감소한다.

공기가 포함할 수 있는 최대 수증기량의 백분율(Percentage)로 하여 대기에 포함된 수증기의 양을 상대습도(Relative Humidity)로 나타내는데 완벽히 건조한 공기는 0%의 상대습도, 더 이상의 수증기를

포함할 수 없는 공기는 100%의 상대습도로 표시한다. 상대습도는 공기의 온도에 따라 달라지는데 따뜻한 공기일수록 상대습도가 높다. 상대습도가 높을수록 공기밀도는 희박하여 항공기 성능은 저하된다.

1.2 에어포일(Airfoil)

헬리콥터는 공기가 에어포일 주위를 흐름으로써 얻어지는 항공 역학적 힘에 의해 날 수 있게 된다. 에어포일은 적당한 각이 있다면 공기를 통과할 때, 항력보다 양력을 더 발생시키는 어떤 형체를 의미한다. 에어포일은 주로 양력과 연관된다. 에어포일은 또한 안정성(Fin), 조종(Elevator), 그리고 추력(프로펠러 또는 Rotor)에 사용된다. Rotor Blade와 같은 특정 에어포일은 이러한 기능들의 복합적인 역할을 한다.

헬리콥터의 Main 또는 Tail Rotor의 Blade는 에어포일이며, 기계적인 Power를 통해 얻어지는 회전에 의해 공기는 Blade 주위를 흐르게 된다. 몇 가지 조건에서는 동체의 특정 부분, 예를 들어 수직·수평 안정판도 에어포일이 될 수 있다. 에어포일은 일련의 비행 특성이 반영되게끔 면밀하게 구조화된다.

1.2.1 에어포일 용어와 정의

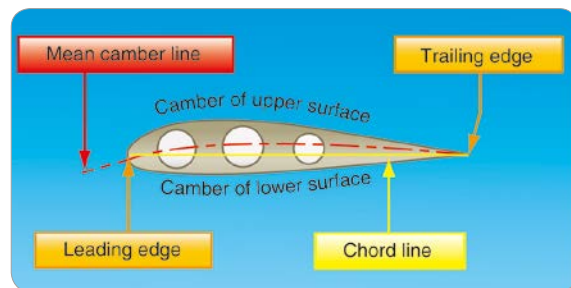
(Airfoil Terminology and Definitions)

- Blade 폭(Blade Span) - Blade의 회전 중심으로부터 끝까지 Rotor Blade의 길이
- 시위선(Chord Line) - 에어포일의 앞전과 뒷전을 가로지르는 직선

- 시위(Chord) - 앞전과 뒷전까지의 시위선의 길이, 에어포일의 종축 특성을 나타낸다.
- 평균 캠버선(Mean Camber Line) - 에어포일의 윗면과 아랫면 사이의 중앙을 가로지르는 선

시위선은 평균 캠버선의 끝을 연결한다. 캠버란 에어포일의 굴곡을 의미하며, 평균 캠버선의 굴곡을 의미하기도 한다. 평균 캠버의 모양은 에어포일의 항공 역학적 요소를 결정하는 데 중요한 역할을 한다.

최대 캠버(시위선으로부터 평균 캠버선의 위치)의 위치는 평균 캠버선의 모양을 결정한다. 시위선으로부터의 최대 캠버의 위치는 기본 시위 길이의 분수 또는 백분율로 표시된다. 최대 캠버 지점을 다양하게 함으로써 제작자는 특정 목적에 맞게 에어포일을 설계할 수 있다. 두께와 그 분포는 에어포일의 중요한 특성이다.



[그림 3-4] 에어포일

- 앞전(Leading Edge) - 에어포일의 앞단
- 비행경로 속도(Flight-Path Velocity) - 공기를 통과하는 에어포일의 속도와 방향. 헬리콥터의 에어포일에 대해서 비행경로 속도는 진대기 속도와 일치한다. 헬리콥터의 Rotor Blade에 대해서 비행경로 속도는 회전속도에 방향 속도

요소를 가감한 것과 일치한다. Rotor Blade의 회전속도는 허브에 가까울수록 낮으며, 회전하는 동안 Blade의 끝으로 갈수록 증가한다.

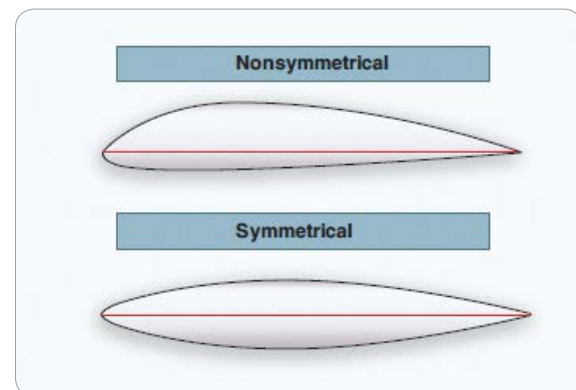
- 상대풍(Relative Wind) - 에어포일에 대한 공기의 흐름으로 정의될 수 있으며, 공기를 통과하는 에어포일의 움직임에 의해 발생한다. 이것은 헬리콥터에 대해 회전성 상대풍으로 간주될 수 있고, 뒤에서 자세히 다룰 예정이다. 유도된 공기의 흐름이 비행경로 속도를 변경시키기 때문에 상대풍은 정확히 비행 방향과 반대는 아닐 수 있다.
- 뒷전(Trailing Edge) - 에어포일의 끝단
- 유도 흐름(Induced Flow) - Rotor 디스크를 거친 공기의 강하 흐름
- 합력 상대풍(Resultant Relative Wind) - 유도 흐름에 의해 수정된 상대풍
- 받음각(Angle of Attack, AOA) - 합력 상대풍과 시위선 사이의 각
- 붙임각(Angle of Incidence, AOI) - Rotor 허브와 Blade의 시위선 사이의 각. 일반적으로 Blade 피치각으로 불린다. 고정 형태의 에어포일, 즉 수직판 또는 승강타에 대해서 붙임각은 에어포일의 시위선과 헬리콥터의 선정된 기준면과의 각이다.
- 압력 중심점(Center of pressure) - 모든 항공 역학적 힘이 작용되는 것으로 간주되는 에어포일의 시위선상의 점. 압력은 에어포일의 표면에 따라 다르므로, 압력 차이에 대한 평균 위치가 필요하다. 받음각이 변함에 따라 이러한 압력 또한 변화하며, 압력 중심점은 시위선을 따라 변한다.

1.2.2 에어포일 타입(Airfoil Types)

대칭형 에어포일(Symmetrical Airfoil)

대칭형 에어포일은 동일한 위아래 표면을 가지고 있다. 평균 캠버선과 시위선은 대칭형 에어포일에서 동일하며, '0'의 받음각 상태에서는 양력을 발생시키지 않는다.

초창기의 Blade는 길이가 길고 두꺼우며, 아래위의 캠버가 같은 대칭형의 Blade 에어포일을 사용했다. 이 Blade의 장점은 Blade가 공회전할 때 과도하게 처지는 것을 예방하고, Blade가 안정적이어서 비행 중 비틀림을 최소화하여 조종력이 적게 요구된다. 안정성이 좋은 이유는 받음각이 변해도 압력 중심이 변하지 않기 때문이다. 단점은 Blade의 중량이 무거우며, Blade의 전진 속도가 느리다. 대부분의 경량 헬리콥터에서는 Main Rotor Blade에 대칭형 에어포일을 채택하고 있다.



[그림 3-5] 에어포일의 타입

비대칭형 에어포일

(Non-symmetrical Airfoil, Cambered)

비대칭형 에어포일은 아래 표면과 윗면이 서로 다

른데, 아래보다 상단 부분의 굴곡이 더 크다. 평균 캠버선과 시위선은 서로 다르다. 비대칭형 에어포일 디자인은 '0'의 받음각에서도 상당한 양력을 발생시킬 수 있다.

현재는 대부분 상하부의 캠버가 다른 비대칭 Blade를 사용하고 있다. 헬리콥터에 더 얇은 에어포일의 Blade를 사용하고 있으며, 복합 재료를 사용하여 필요한 강성을 얻는다. 비대칭 Blade는 그대로 사용할 때 안정성이 떨어지므로 뒷부분을 젖혀(Reflexing) 안정성을 갖게 한다. 비대칭 Blade가 불안한 이유는 받음각이 변하면 압력 중심이 같이 변하기 때문이다. 압력 중심이 Blade의 피봇 포인트보다 뒤에 있으면 Rotor Disc의 피치가 증가한다. 그러나 받음각이 커질수록 압력 중심도 앞쪽으로 이동하게 되어, 압력 중심이 피봇 포인트보다 앞으로 오면 반대로 Rotor Disc의 피치는 내려가게 된다. 그래서 Blade가 한 바퀴 회전하는 동안 Blade의 받음각이 계속해서 변하기 때문에 플랩핑, 페더링, 리드-레그 현상이 발생한다. 이 현상을 없애기 위하여 Rotor 허브에 각각의 힌지를 장착해서

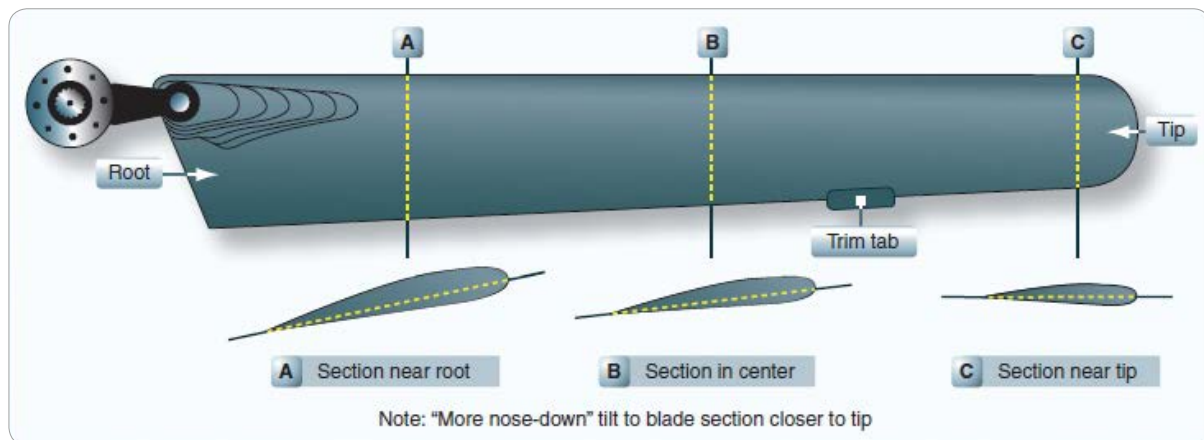
방지하고 있다.

비대칭형 디자인은 대칭형에 비해 주어진 받음각에서 더 많은 양력을 발생시키며, 개선된 양항비와 더 좋은 실속 특성 등의 장점이 있는 반면에, 압력 중심점이 시위선의 약 20%까지 이동하며(에어포일 구조에 바람직하지 않은 Torque를 생성시킴), 제작 비용이 더 많이 발생하는 단점이 있다.

1.2.3 Blade 비틀림(Blade Twist)

Blade를 따라 다른 회전성 상대풍으로 인해 양력의 차이가 발생하며, 이로 인해 Blade는 내적 Blade 스트레스를 완화하기 위해 비틀림을 적용하여 설계되어야 한다. 이를 통해 Blade에 걸쳐 좀 더 균일한 양력을 발생시킬 수 있다.

Blade 비틀림은 속도가 낮은 뿌리 쪽 부분에 좀 더 높은 피치각을, 속도가 큰 끝부분에 낮은 피치각을 제공한다. 이것은 유도된 공기 흐름의 속도를 증가시키며 Blade의 안쪽 부분에 하중을 증가시킨다.



[그림 3-6] Blade 비틀림

Rotor Blade 및 허브의 정의

(Rotor Blade and Hub Definitions)

- 허브(Hub) - 축에 있는 Blade 루트의 접합점 및 중심점
- 팁(Tip) - Rotor Blade의 가장 먼 부분
- 루트(Root) - Blade의 안쪽 끝부분이자 허브에 붙어 있는 부분
- 트위스트(Twist) - 루트로부터 Blade의 바깥쪽 부분까지 Blade 각의 변화

Main Rotor Blade의 각 위치(Angular Position)는 일반적으로 기수의 위치인 헬리콥터의 종축과 Blade로부터 측정된다. Blade의 방사상 위치는 총 거리의 일부분으로, 허브로부터의 거리이다.

2장

헬리콥터 비행과 항공역학

2.1 항공기에 작용하는 힘 (Forces Acting on the Aircraft)

대기 중의 모든 물체는 제곱 피트당 2,116파운드의 정적 힘을 가지는 기체로 둘러싸여 있다(압력은 단위면적에 곱한 힘). 그러나 이 압력은 헬리콥터 Blade 전체에 균등하게 작용하므로(상단과 하단), Blade에 어떤 유용한 힘도 생성되지 않는다.

총압력은 정압과 공기가 움직이는 경우, 동압(공기 이동 방향의 압력)의 합이다. 에어포일 설계로 인해 상부 표면을 통과하는 공기의 속도가 하부 표면보다 높아져, 하부 표면보다 상부 표면에 높은 동압이 발생한다. 상부 표면의 높은 동압은 상부 표면의 정적 압력을 낮춘다. Blade가 회전을 하면 하단의 정압은 상단의 정압보다 커서 Blade를 위로 밀어서 올라가게 된다.

공기가 물체 위를 움직이면서 생기는 힘을 공기역학적 힘이라고 한다. 따라서 공기를 에어포일로 이동시킴으로써 상단과 하단의 정압을 변화시켜 유용한 힘(공기역학적 힘)을 발생시킬 수 있다. 에어포일 주위로 흐르는 공기에 수직으로 측정되는 공기역학적 힘을 양력이라 하며, 중력과 반대로 작용한다. 항력은 공기를 통과하는 물체에 의해 발생하는 저항으로 측정되는 공기역학적 힘의 일부분이다. 항력은 바람이 에어포일 위쪽으로 흐르면서 뒤쪽으로 작용하여 Blade가 앞으로 이동하는 것을 지연시킨다.

헬리콥터가 이륙하면 4가지의 항공역학적인 힘의 영향을 받게 된다.

1. 양력(Lift)
2. 중량(Weight)
3. 추력(Thrust)
4. 항력(Drag)

이러한 힘들이 어떻게 작용하는지 이해하고, 이러한 힘들을 조종 입력장치와 출력장치를 조절하여 어떻게 컨트롤 할 수 있는지 아는 것은 비행에 있어 매우 중요하다. 아래에 정의가 기술되어 있다.



[그림 3-7] 헬리콥터에 작용하는 4가지 힘

- 양력(Lift) - 아래로 향하는 중량에 반대로 작용하며, 에어포일에 작용하는 공기의 역학적 효과에 의해 발생하는 힘. 양력의 중심을 기준으로 비행경로에 수직으로 작용한다.

- 중량(Weight) - 항공기, 승무원, 연료, 화물, 짐을 포함한 포괄적 무게. 중량은 중력에 의해 항공기를 아래로 당긴다. 양력에 반대로 작용하며, 항공기의 무게중심을 기준으로 아래로 향한다.
- 추력(Thrust) - 출력 기관, 프로펠러 또는 Rotor에 의해 생성되는 전진하는 힘. 항력에 반대 또는 극복하는 힘이다. 일반적으로 세로축과 평행하게 작용한다. 그러나 나중에 언급하겠지만, 항상 그런 것은 아니다.
- 항력(Drag) - 날개, Rotor, 동체 및 기타 돌출되어 있는 물체에 의한 공기 흐름의 단절에 의해 야기되는 힘으로, 뒤쪽으로 작용, 억제하는 힘이다. 항력은 추력에 반대로 작용하고, 상대풍에 평행하게 작용한다.

2.1.1 양력(Lift)

양력은 유체가 물체에 흐를 때 물체에 의해 유체의 흐름의 방향이 바뀌면서 발생한다. 물체와 유체가 상호 작용하고 물체가 유체 흐름의 방향을 수직으로 바꿀 때, 이러한 일을 하기 위해 필요한 힘이 그에 상응하는 반대의 힘, 즉 양력을 생성한다.

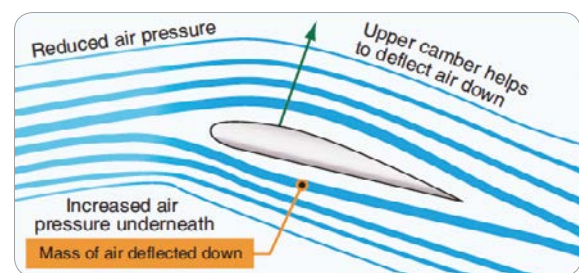
물체는 정적인 유체를 통과하여 움직일 수도 있고, 또는 유체가 정지해 있는 물체에 흐를 수도 있는데, 이는 이론적으로 동일하며 관점의 차이이다.

에어포일에 의해 발생하는 양력은 다음의 요소에 좌우된다.

- 공기 흐름의 속도
- 공기 밀도
- 에어포일의 면적
- 공기와 에어포일 간의 받음각

받음각은 에어포일과 공기 흐름이 만나 이루는 각을 말한다. 헬리콥터의 경우, 물체는 Rotor Blade(에어포일)이고 유체는 공기이다. 양력은 공기 덩어리가 꺾이게 될 때 발생하는데, 항상 상대풍에 직각으로 작용한다. 대칭형 에어포일은 양(+)의 양력을 얻기 위해서는 양의 받음각이 필요하다. 받음각이 '0'에서는 어떤 양력도 발생하지 않는다. 음(-)의 받음각에서는 음의 양력이 발생한다. 굴곡지거나 비대칭형 에어포일의 경우, 제로 혹은 작은 음의 받음각에서도 양력을 발생시킨다.

양력의 기본 개념은 간단하다. 그러나 양력을 발생시키는 회전운동을 위해 공기와 에어포일이 어떻게 상대적으로 움직이는가에 대한 자세한 내용은 복잡하다. 각이 있는 평평한 판, 회전하는 통, 에어포일 등 양력을 발생시키는 어떤 경우에 있어서도, 물체의 앞전을 만나는 공기 흐름은 물체의 위와 아래로 나뉘게 된다. 물체에 대한 갑작스런 방향의 변화는 물체 표면의 위쪽 부분에서 앞전의 뒤로 낮은 압력이 발생하게 한다. 반대로, 이러한 압력 차이와 유체의 점성으로 인해 물체 위로 흐르는 유체는 가속된다. 동시에, 물체의 아래로 흐르는 유체는 급격히 느려지고 정체되며, 높은 압력을 발생시키며, 물체 위로 흐르는 유체를 가속시킨다. 유체의 두 부분은



[그림 3-8] 양력의 형성

양력을 발생시키며, 물체의 뒷전에서 아래로 누르는 모멘트를 발생시키며 떠난다.

베르누이 원리(Bernoulli's Principle)

베르누이 원리는 유체의 압력과 속도의 상호 관계에 대해 다루고 있다. 에너지 보존 법칙에 대한 설명이며, 왜 에어포일이 항공역학적 힘을 발생시키는지에 대한 설명을 도와준다. 에너지 보존의 개념은 생성될 수도, 파괴될 수도 없으며, 시스템에 들어가는 에너지의 양은 항상 존재한다.

중간에 잘록한 튜브는 이러한 원리를 잘 설명한다. 정원용 호스에 흐르는 물이 하나의 예라 할 수 있다. 단위면적당 유체의 양은 유체 흐름율이다.

[그림 3-9]와 같이, 튜브로 흐르는 유체는 일정하며 가속 또는 감속되지도 않는다. 따라서 튜브 전체에 걸쳐 유체 흐름율은 1, 2, 3번 지점 모두 같다. 만일 이러한 지점의 한 구간에서의 단위면적이 줄어들다면, 그 작은 지역을 통해 같은 양의 유체를 움직여 일정한 유체 흐름율을 유지하기 위해 유체의 속도는 증가되어야 한다. 유체의 속도는 단위면적의 감소와 직접적으로 비례하여 증가한다. 벤츄리 효과

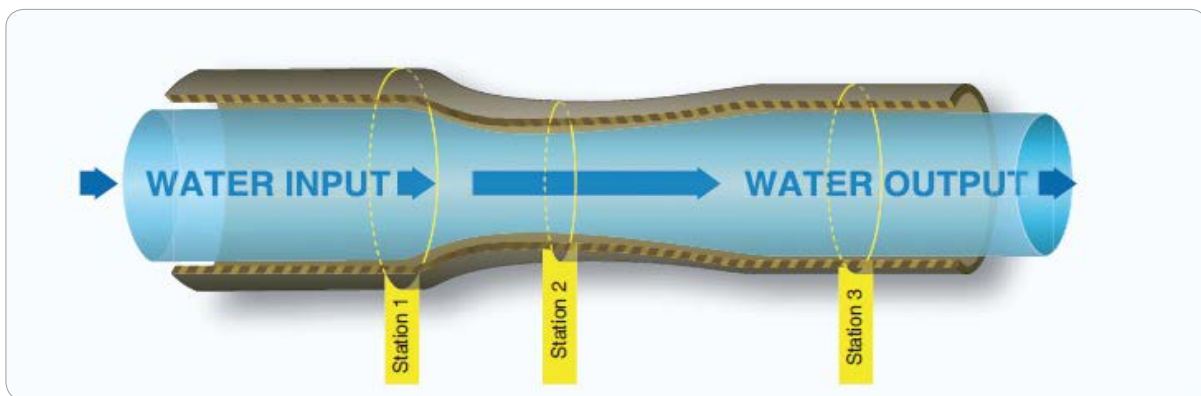
는 이러한 현상을 설명하는 용어이다. 그림은 튜브의 직경이 변할 때 줄어든 튜브의 유체 흐름율에 어떤 현상이 발생하는지 나타내고 있다.

벤츄리 흐름(Venturi Flow)

폐쇄 시스템(튜브) 안에서의 총에너지는 변하지 않지만 에너지의 형태는 바뀐다. 에너지가 더해지거나 제거되지 않는다면 흐르는 공기의 전체 압력은 항상 일정하다는 측면에서, 공기의 압력은 에너지에 비유될 수 있다.

유체의 압력은 정적 압력과 동적 압력, 두 개의 요소가 있다. 정적 압력은 유체의 흐름에서 측정되지만, 압력이 측정될 때 유체와 같이 움직이지 않는다. 정적 압력은 표면에 작용하는 단위면적당 힘으로 알려져 있다. 동적 압력은 공기의 흐름의 결과로 존재하는 요소이다. 이 두 개의 압력 요소의 합이 총압이다. 공기가 잘록한 부분을 통과할 때 속도가 증가하며, 정압은 감소한다. 이것은 동압의 증가를 가져온다.

[그림 3-10]은 튜브의 잘록한 부분의 아래쪽 절반을 나타내고 있는데, 이것은 에어포일의 위쪽 절반과 유사하다. 튜브의 위쪽 절반이 없다 할지라도 공



[그림 3-9] 유체가 흐르는 튜브

기의 상층부가 흐름을 제한하는 것과 같은 역할을 하기 때문에 공기는 여전히 굴곡진 부분에서 가속된다. 이러한 가속은 굽어진 부분 위쪽의 정압을 감소시키고, 정압과 동압의 변화에 의해 야기된 압력차를 발생시킨다.

뉴턴의 제3의 운동 법칙

(Newton's Third Law of Motion)

공기 흐름이 Rotor Blade의 아랫면에 부딪치면서 아랫방향으로 꺾이게 되어 추가적인 양력이 발생하게 된다. 뉴턴의 제3법칙에 따르면, 모든 작용에는 반드시 같은 크기의 반작용이 발생한다. 즉, 공기 흐름이 아래로 꺾이면서 반작용이 발생하고, 바로 이

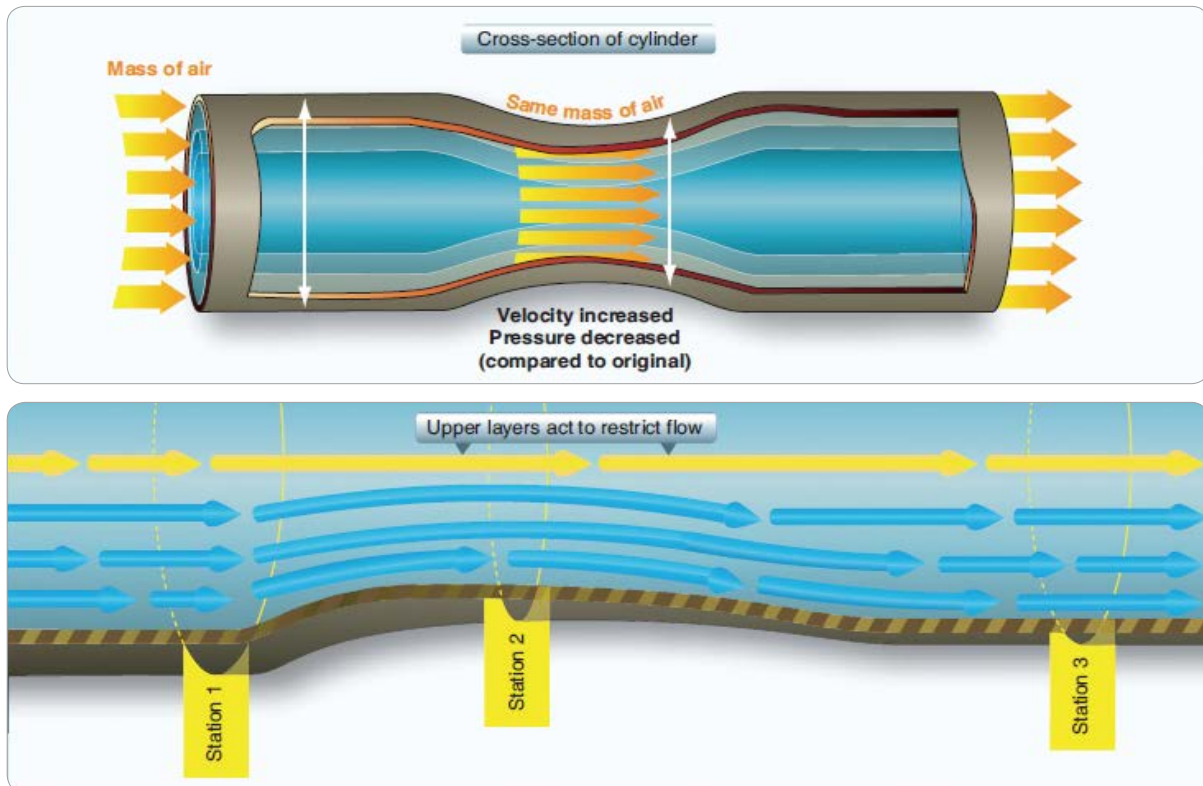
것이 위로 밀어 올리는 양력이다.

물 위를 달리는 수상스키도 같은 원리이다. 스키 밑면에 부딪치는 물의 압력과 물이 아랫방향으로 꺾이는 반작용의 힘으로, 수상스키를 타고 있는 사람이 물 위에 떠오르는 것이다.

일반적인 비행 상태에서는 Rotor Blade 밑면에 부딪치는 공기압력과 반작용으로 발생하는 양력은 상대적으로 적고, Rotor Blade 윗면에 작용하는 압력 감소로 대부분의 양력이 발생한다.

마그누스 효과(Magnus Effect)

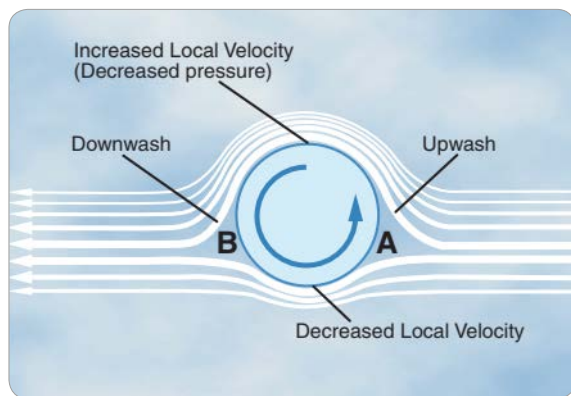
공기 흐름 속에서 회전하는 원통을 관찰하면 양력의 발생 원리를 쉽게 알 수 있다. 원통 주위의 공기



[그림 3-10] 벤츄리 흐름

흐름은 본래의 공기 흐름과 원통의 회전속도로 이루어지게 된다. 즉 그림에서와 같이, 원통 윗면에서는 공기 흐름의 방향과 원통의 회전 방향이 같으므로, 공기 흐름이 원통 윗면에서 가장 빨라지고 반대로 아랫면에서 가장 느려진다. 그림의 A 지점을 정체점(Stagnation Point)이라 하는데, 이 지점에서 공기가 위아래로 갈라진다. 또 하나의 정체점은 B 지점으로서, 위아래로 나누어져 흐르던 공기가 다시 합쳐져 같은 속도로 흐르게 된다.

원통의 앞부분에서는 공기가 위, 아래로 흐르는데, 이것을 위로 흐름(Upwash)과 내리 흐름(Downwash)이라 한다. 원통 표면에 흐르는 공기 흐름의 속도 차이로 윗면의 압력이 아랫면의 압력보다 작아진다. 이러한 압력차로 인하여 위로 향하는 힘이 발생하는데, 이것을 “마그누스 효과(Magnus Effect)”라고 한다. 즉 기계적으로 유도된 공기의 순환으로 양력이 발생하며, 이러한 순환과 양력의 관계를 “순환 이론(Circulation Theory)”이라고도 한다. 그림에서와 같이, 받음각을 가진 에어포일도 A와 B지점을 기준으로 하여 공기의 순환을 가져와 양력이 발생한다.



[그림 3-11] 마그누스 효과

2.1.2 중량(Weight)

일반적으로 중량은 헬리콥터의 무게와 연료, 그리고 탑승자의 무게를 합한 값이다. 헬리콥터가 수직으로 뜨려면 Rotor 시스템이 헬리콥터의 총중량보다 큰 양력을 발생시켜야 한다.

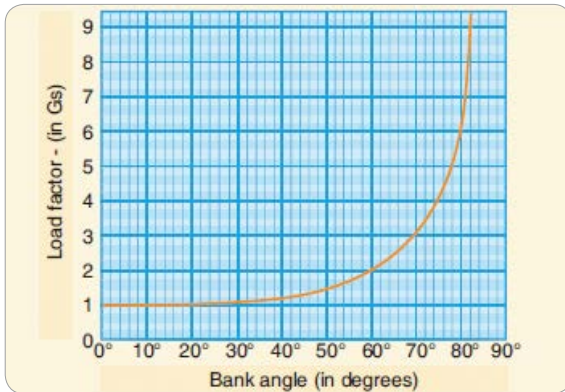
뉴턴 제1의 법칙 “일정한 움직임의 상태에 있는 물체는 외부의 힘이 가해지지 않는 한 그 상태를 유지하려 한다.”

이 경우에 물체 또는 대상은 지상에 있거나 제자리 비행을 하던 헬리콥터이며, 헬리콥터에 작용하는 외부 힘은 양력이며, 그것은 Main Rotor Blade의 피치각을 증가시킴으로써 얻어진다. 이러한 행위는 헬리콥터를 움직이는 상태로 만들며, 그러지 않을 경우 지상에 머물거나 제자리비행을 하게 된다.

헬리콥터의 중량은 공기역학적인 하중에 의해 달라질 수 있다. 예를 들면 일정한 고도를 유지하면서 헬리콥터를 기울이면 ‘G’ 하중, 즉 하중 계수가 증가한다.

하중 계수는 어떤 경우라도 Rotor Blade에 걸리는 실제 하중을 뜻하며, 정상 하중 또는 총중량(헬리콥터의 중량 및 내장품)으로 나눈다. 헬리콥터가 고도를 유지하며 선회를 하게 되면 언제나 Rotor Blade에 의해 지탱되는 하중은 헬리콥터의 총무게보다 더 크다. 선회를 더 좁게 할 경우, 선회각이 깊을수록, 급강하로부터 급격히 끌어올릴 경우 Rotor에 걸리는 하중은 더 커진다. 따라서 하중 계수 또한 커진다.

이러한 추가적인 하중 계수를 극복하기 위해 헬리콥터는 더 많은 양력을 발생시켜야 한다. 만약 추가적인 엔진 출력이 가용하지 않다면, 헬리콥터는 강하하거나 고도를 유지하기 위해 속도를 줄여야 한



[그림 3-12] 하중계수 선도

다. 하중 계수, 즉 실질적인 총중량의 증가는 선회각 30도까지는 비교적 적다.

그렇다 할지라도 높은 밀도고도, 난기류, 높은 총중량, 미흡한 조종 기술 등의 불리한 상황 속에서는 고도와 속도를 유지하기 위해 필요한 충분한 출력이 가용하지 않을 수 있다.

조종사는 상승, 제자리비행부터 착륙에 이르기까지 모든 비행 과정에 있어 이러한 요소들을 고려하여야 한다. 30도 이상의 선회각에서는 총중량이 급격히 증가한다.

30도 선회각에서는 16퍼센트의 증가가 나타나지만 60도에서는 날개와 Rotor 시스템의 하중이 두 배가 된다. 예를 들어, 헬리콥터의 무게가 1,600파운드라면 30도 선회각에서 고도를 유지할 때 Rotor 디스크에 의해 지탱되는 무게는 1,856파운드가 된다. (1,600 + 16 percent (or 256)). 60도 선회각에서는 3,200파운드, 80도에서는 대략 6배인 8,000파운드가 된다.

각 Rotor Blade는 총중량의 일정 비율을 지탱해야 한다. 2개의 Blade 시스템에서는 1,600파운드 헬리콥터의 각 Blade는 위에서 언급한 것처럼 50퍼

센트 또는 800파운드를 지탱해야 한다. 만일 3개의 Blade가 있는 같은 헬리콥터에서는 각 Blade는 33퍼센트 약 533파운드를 지탱해야 한다.

큰 하중 계수의 또 다른 요인은 난기류이다. 난기류에 의해 야기되는 수직적인 강한 흔들림은 갑작스러운 받음각의 증가를 가져오며, 이는 헬리콥터의 관성에 의해 제한받는 Rotor Blade의 하중을 증가시킨다.

모든 종류의 헬리콥터는 구조, 크기, 성능에 따라 고유의 제한치가 있다. 헬리콥터가 얼마만큼 지탱할 수 있는지, 엔진의 출력은 얼마인지에 상관없이 항공역학적 과(過)하중에 취약하다.

Collective 또는 선회각을 증가시킬 때 항공역학적 힘은 헬리콥터의 모든 순간에 영향을 준다. 특정 기동 또는 조종 입력 장치의 적용으로 어떤 것을 예측하는 것은 좋은 조종 기술이 아니다. 대신에 조종사는 어떤 환경에서라도 헬리콥터의 성능을 완벽히 이해해야 하며, 어떤 경우라도 비행 환경을 초과해서는 안 된다.

2.1.3 추력(Thrust)

추력도 양력과 마찬가지로 Main Rotor 시스템의 회전으로 발생한다. 헬리콥터에서는 추력이 앞뒤, 좌우, 또는 수직 방향으로 작용할 수 있다. 헬리콥터는 양력과 추력의 합력, 즉 벡터 값으로 비행 방향이 결정된다.

고형비는 모든 Main Rotor Blade의 합쳐진 면적인 총 Rotor Blade 면적과 총 디스크 면적과의 비율이다. 이러한 비율은 Rotor 시스템이 제공하는 추력과 양력을 측정하는 방법으로 쓰인다.

각 헬리콥터의 고형비를 계산하기 위해 필요한 수학적 공식은 대부분의 조종사에게는 중요하지 않을 지도 모르지만, 양력을 생성하고 유지하기 위해 필요한 Rotor 시스템의 성능은 중요한 사항이다. 많은 헬리콥터 사고들은 Rotor 시스템의 과(過)하중으로 인해 발생하였다. 간단히 말해, 조종사들이 Rotor 시스템이 생성할 수 있는 양력보다 더 많은 양력을 필요로 하거나, 가용한 엔진 출력보다 더 많은 출력을 필요로 하는 기동을 시도했다고 생각해 보자. 총 중량이 많거나 난기류 등의 불리한 여건 내에서 기수가 들린 채 착륙을 시도하는 것은 비극으로 끝날 가능성이 있다.

또한 Tail Rotor에서도 추력이 발생한다. 이 추력의 크기는 Pedal로 조종되며, 헬리콥터의 요(Yaw) 현상을 조종하기 위해 사용된다.

2.1.4 항력(Drag)

헬리콥터가 움직이거나 양력을 발생시킬 때 생기는 저항력을 항력이라 하며, 이는 Rotor를 회전시키는 엔진에 의해 극복되어야 하는 힘이다. 항력의 방향은 항상 상대풍에 평행으로 작용한다.

전체 항력은 세 가지로 구분된다.

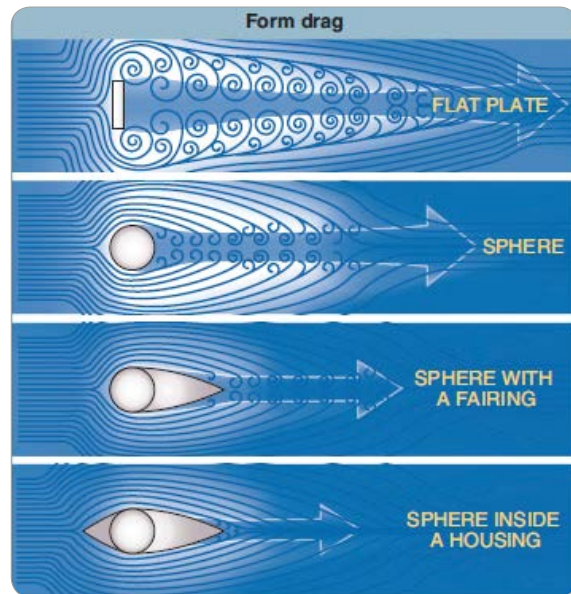
1. 형상(Profile) 항력
2. 유도(Induced) 항력
3. 유해(Parasite) 항력

형상 항력(Profile Drag)

형상 항력은 공기 속을 지나가는 Blade의 마찰로 발생하는 저항력이다. 이 항력은 에어포일의 받음각 변화에 의해 크게 영향을 받지 않으나, 헬

리콥터의 속도가 증가하면 약간 증가하게 된다. 형상 항력은 형태 항력(Form Drag)과 표면마찰(Skin Friction)로 구분할 수 있다.

형태 항력(Form Drag)은 물체의 표면으로부터 이탈하는 공기 흐름의 소용돌이로 발생하는 항력이다. 항력의 크기는 상대풍에 부딪치는 물체의 크기와 모양에 따라 달라진다.



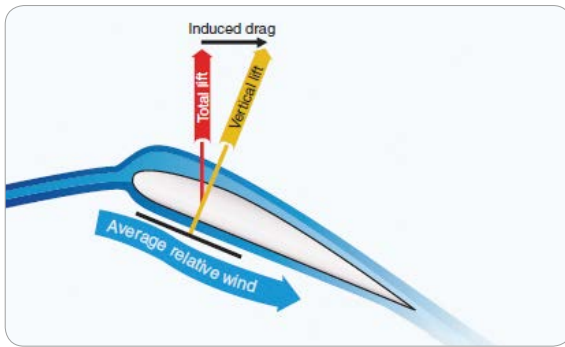
[그림 3-13] 형태에 따른 공기의 흐름

표면마찰(Skin friction)은 표면의 상태에 따라 발생하며, 비록 표면이 매끄럽게 보여도 확대하여 보면 상당히 울퉁불퉁할 것이다. 그래서 얇은 공기층이 표면에 달라붙어 미세한 소용돌이를 일으키면서 항력을 유발하게 된다.

유도 항력(Induced Drag)

유도 항력은 Rotor Blade가 양력을 발생시킬 때 Rotor 끝부분에서 일어나는 순환 공기 흐름 때문

에 생긴다. Blade 아랫부분의 고압 영역과 윗부분의 저압 영역이 Rotor 끝단과 Blade 뒷전(Trailing Edge)에서 합류할 때, 나선형의 소용돌이(Spiral 또는 Vortex)가 발생하면서 Blade 주위의 공기 흐름을 아래로 당기게 된다. 따라서 상대풍은 약간 아래로 기울어지고, 상대풍에 수직으로 발생하는 양력도 뒤쪽으로 기울어지게 된다. 뒤쪽으로 기울어진 양력의 수평 성분을 유도 항력이라 한다.



[그림 3-14] 유도 항력의 형성

받음각이 커지면 커질수록 공기의 압력차가 커지기 때문에 공기의 소용돌이가 커져서 유도 항력도 커진다. 헬리콥터의 속도가 빨라지면 받음각이 작아지고 속도가 느려지면 반대로 받음각이 커지기 때문에, 유도 항력은 헬리콥터의 속도가 빠를 때는 감소하고 속도가 느릴 때는 증가하게 된다. 헬리콥터가 저속으로 비행 시 발생하는 항력의 대부분은 유도 항력이다.

유해 항력(Parasite Drag)

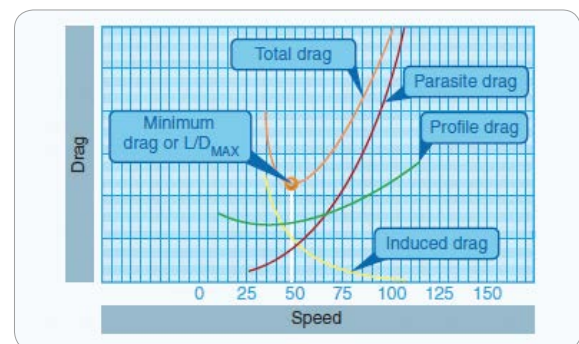
유해항력은 헬리콥터가 움직이면 항상 발생하며, 헬리콥터의 속도에 따라 증가한다. 헬리콥터의 모든 구조물, 예를 들면 객실, 꼬리 부분, 착륙장치 등

이 유해 항력을 일으킨다. 엔진 냉각을 위한 공기 흡입구 같은 구조물로 공기 흐름의 운동량이 상실되어 유해 항력이 커진다. 대기속도가 빨라지면 유해 항력이 급격하게 증가하여 유해 항력이 주 항력이 된다. 유해 항력은 대기속도의 제곱에 비례하며, 대기속도가 2배가 되면 유해 항력은 4배로 커지게 된다.

총항력(Total Drag)

헬리콥터에 발생하는 항력은 앞에서 언급한 세 가지 종류의 항력을 모두 합친 것이다. 이것들을 종합해 보면 헬리콥터의 속도, 즉 공기 흐름이 증가하면 유해 항력이 커지지만 유도 항력은 감소하고, 형상 항력은 약간 증가하지만 상대적으로 거의 일정하다.

그림은 세 가지 항력을 대기속도와 비교하여 표시한 것으로, 모든 항력을 합한 것이 총항력 곡선이다. 총항력 곡선에서 가장 낮은 지점이 항력이 최소가 되는 대기속도를 나타낸다. 최소 항력 지점에서 양력과 항력의 비율, 즉 양항비가 가장 크며, 이를 L/D_{max} 라 부른다. 헬리콥터의 총양력과 총항력과의 관계를 비교할 때, 이 속도에서부터 헬리콥터의 부양 능력이 가장 커지며, 이는 헬리콥터의 중요한 성능이다.



[그림 3-15] 항력 곡선

2.2 Rotor 시스템에서의 공기 흐름과 반응 (Airflow and Reactions in the Rotor System)

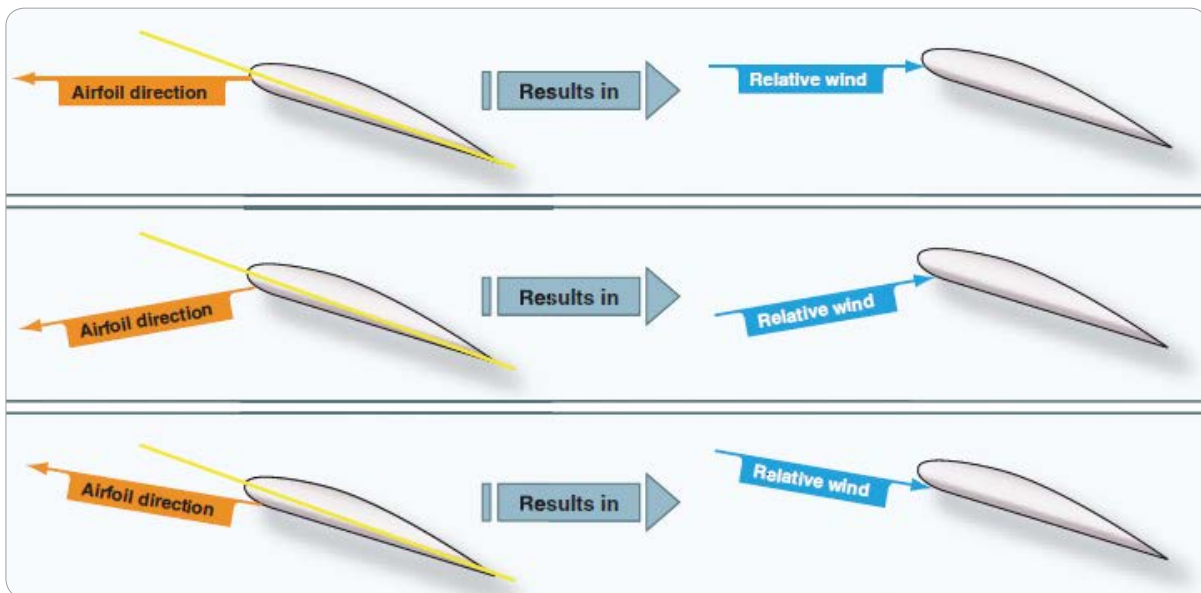
2.2.1 상대풍(Relative Wind)

상대풍에 대한 이해는 조종사가 항공역학을 이해하고 비행에 실질적으로 적용하는 데 있어 상당히 중요하다. 상대풍은 에어포일에 대한 공기의 흐름이다. 에어포일이 공기를 통과해 움직일 때 상대풍이

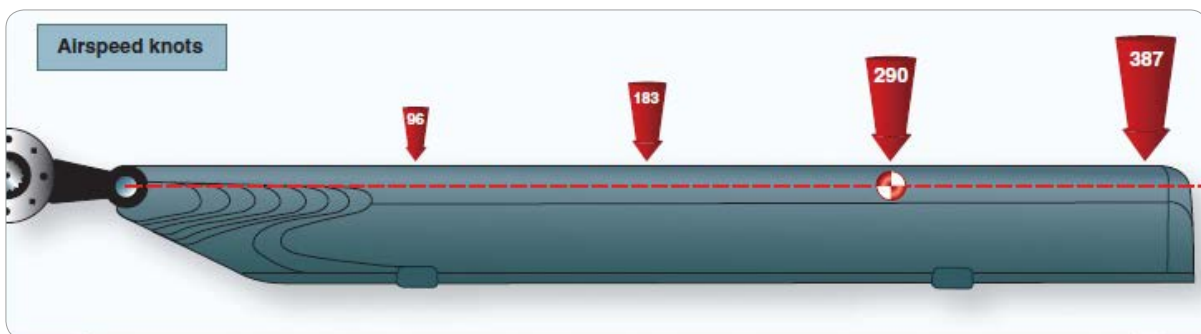
발생한다. 상대풍은 에어포일의 움직임에 평행하나 반대쪽으로 움직인다.

Rotor Blade에는 두 가지 부분이 있다.

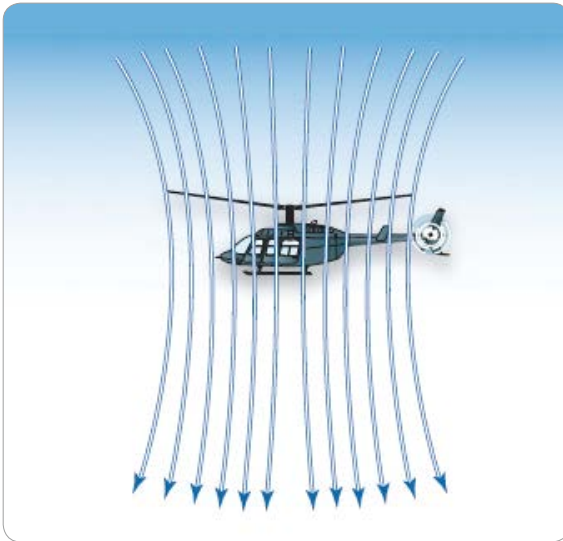
- 수평 부분 - 공기를 지나가는 헬리콥터의 움직임에 덧붙여 회전하는 Blade에 야기되는 부분
- 수직 부분 - 헬리콥터가 상승 또는 강하할 때 Blade에 대한 공기의 움직임에 덧붙여 Rotor Blade의 아래로 움직이는 공기에 의해 야기되는 부분



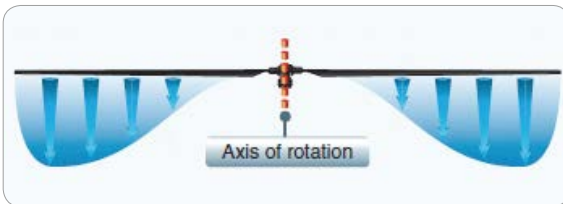
[그림 3-16] 상대풍



[그림 3-17] 상대풍의 수평 성분



[그림 3-18] 유도 흐름

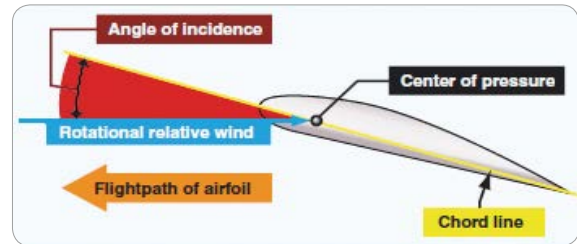


[그림 3-19] 제자리비행 시 유도 흐름

2.2.2 회전성 상대풍(Rotational Relative Wind, Tip-Path Plane)

Rotor Blade가 축을 기준으로 회전할 때 회전성 상대풍을 생성한다. 회전한다는 표현은 상대풍을 발생시키는 수단을 의미한다.

회전성 상대풍은 에어포일의 물리적 비행경로에 반대로 흐르며, 앞전에서 Blade에 90도로 부딪히며, 회전면에 평행하게 회전하는 동안 끊임없이 방향이 바뀐다. 회전성 상대풍의 속도는 Blade의 끝에서 가장 빠르고, 축의 중심으로 갈수록 균일하게 감소한다.

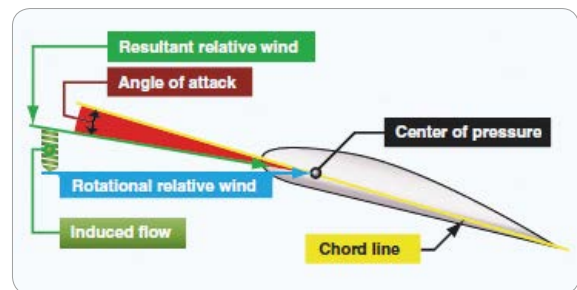


[그림 3-20] 회전성 상대풍

2.2.3 합력 상대풍(Resultant Relative Wind)

제자리비행 시 합력 상대풍(Resultant Relative Wind)은 유도된 공기 흐름에 의해 변화되는 회전성 상대풍이다. 합력 상대풍은 약간 기울어져 아래로 향하며, 에어포일의 물리적 비행경로가 아닌 실질적인 비행경로에 반대로 작용한다.

합력 상대풍은 에어포일의 양력, 항력 및 항공역학적 힘의 생성에 있어 기준이 된다. 헬리콥터가 회전할 때는 속도가 추가적으로 합력 상대풍을 변경시킨다.



[그림 3-21] 합력 상대풍

상대풍의 속도 성분은 공기 속을 통과하여 움직이는 헬리콥터에 의해 유도된다. 그러한 성분들은 Blade가 헬리콥터의 움직임에 대해 전진 혹은 후진하는지에 따라 회전성 상대풍에 가감된다. 또한, 상

대풍의 개입은 유도된 흐름을 바꾼다. 일반적으로 유도된 흐름의 아래로 향하는 속도는 줄어든다. 항공기가 수평으로 움직일 때 디스크를 통과하는 공기의 순환 패턴은 변한다. 헬리콥터의 속도가 증가함에 따라 추가적인 전진 속도는 유도된 흐름의 속도를 감소시킨다. 이러한 변화는 주어진 Blade의 피치 값에서 개선된 효율성(추가적인 양력)을 생성한다.

2.2.4 유도 흐름(Induced Flow, Downwash)

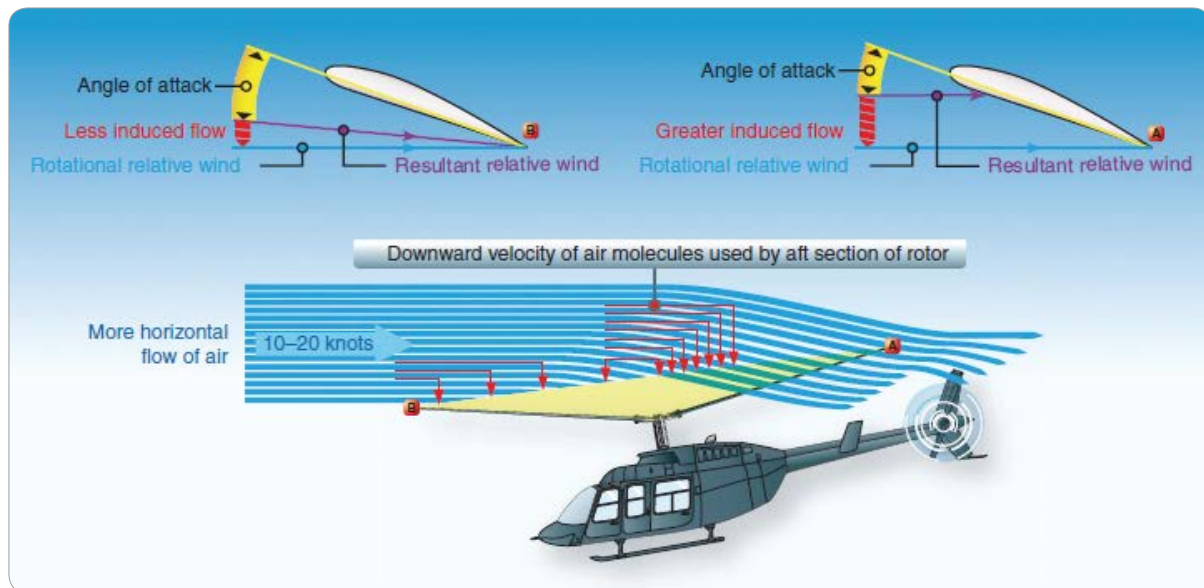
평평한 피치에서 공기는 앞전을 거쳐 흐름 때와 같은 방향으로 Rotor Blade의 뒷전을 통과한다. : 어떠한 양력이나 유도된 흐름이 생성되지 않는다. Blade 피치각이 증가할수록, Rotor 시스템은 회전성 상대풍에 더해지는 공기의 하향 성분을 생성하면서 Rotor Blade를 통과하는 하향 흐름을 야기한다.

다. Blade는 수평으로 움직이기 때문에 일부 공기는 아래로 꺾이게 된다. Blade는 같은 경로를 따라 움직이게 되고 빠르게 연속으로 해당 지점을 통과하게 된다. Rotor Blade의 움직임은 잔잔한 공기를 세로로 강하하는 공기로 변경한다. 이러한 하향 기류를 유도 흐름(Downwash)이라고 부르며, 각 Blade는 유도 흐름에 의해 받음각이 줄어들게 된다. 이는 바람이 없는 환경에서 제자리비행 시 가장 두드러진다.

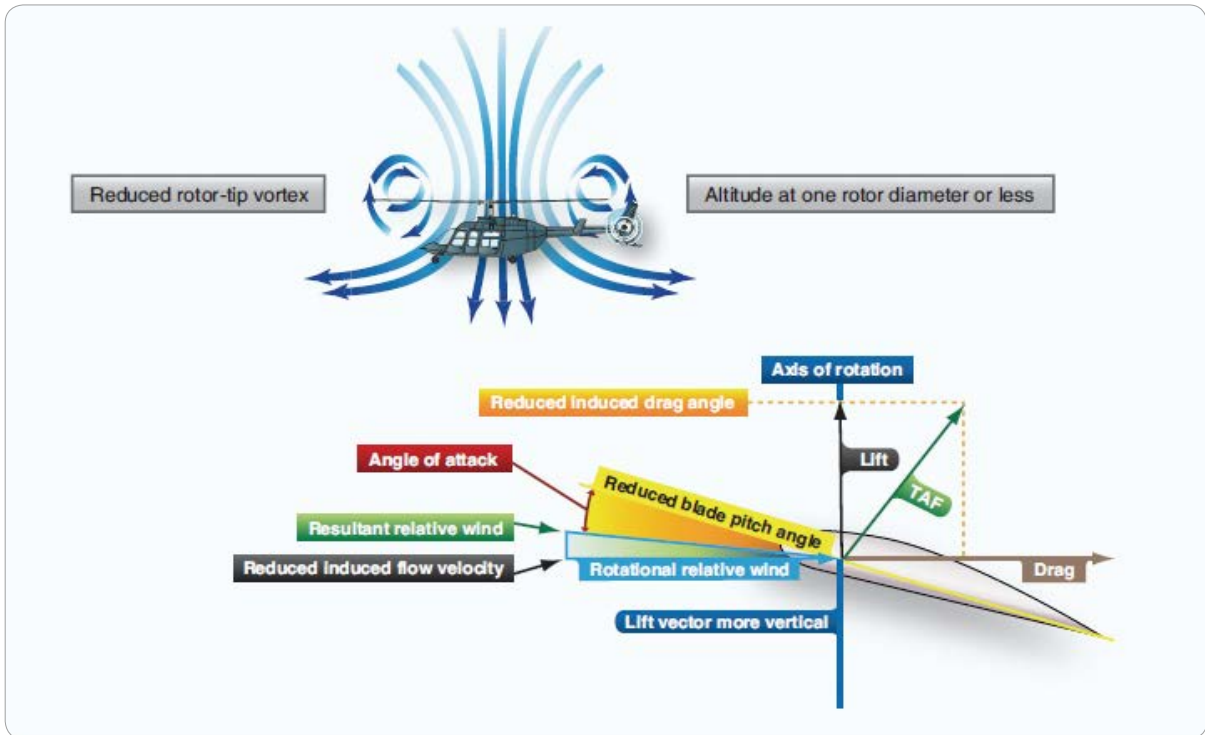
2.2.5 지면 효과

지면 효과 내(In Ground Effect, IGE)

지면 효과는 지면에 가까이 있을 때, 공기 흐름의 간섭에 의해 발생하는 Rotor 시스템의 효율성이 증가되는 것을 말한다. 공기의 밀도 또는 압력이 증가되는데, 이는 공기의 하향 속도를 감소시키는 역할



[그림 3-22] 헬리콥터 전진 비행 시 유도 흐름



[그림 3-23] 지면 효과 내

을 한다. 지면 효과는 상대풍을 좀 더 수평적으로 만들어 양력 벡터를 좀 더 수직으로 만들고 유도 항력을 감소시킨다. 이러한 조건들을 Rotor 시스템을 좀 더 효율적으로 만든다.

최대 지면 효과는 평평하고 딱딱한 표면에서 얻을 수 있다. 긴 잔디, 나무, 수풀, 거친 평야, 물 위에서 제자리비행 시 지면 효과는 감소한다.

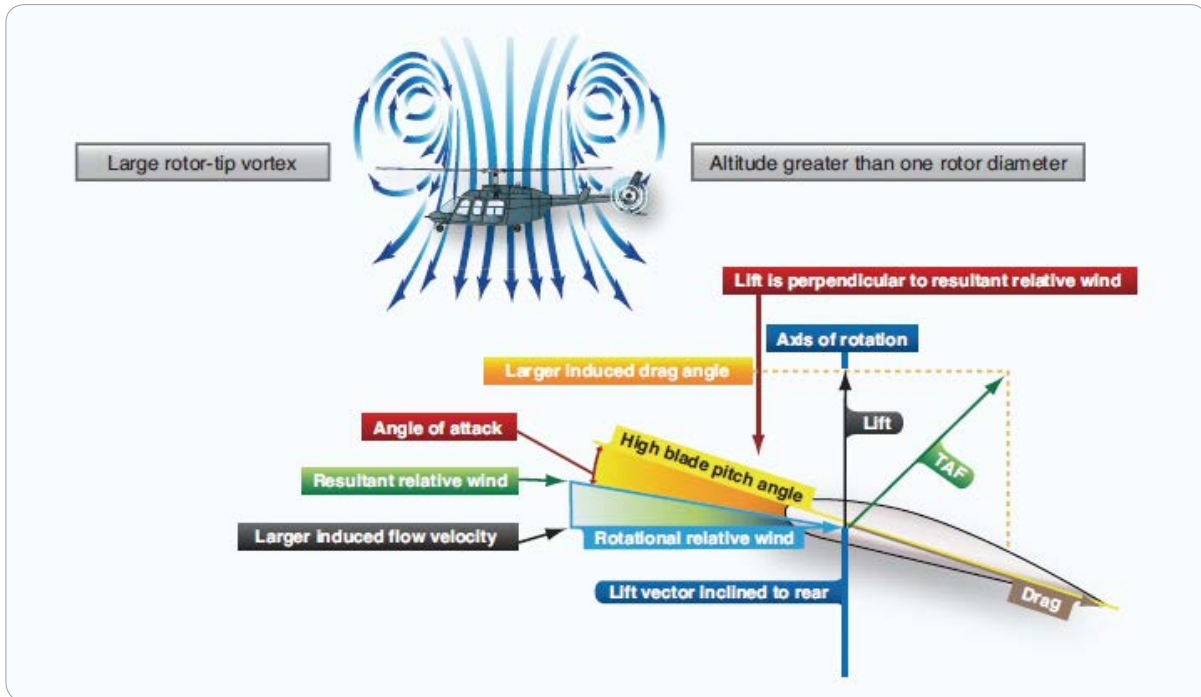
대부분의 헬리콥터에서 Rotor 효율성은 대략 Rotor 직경(지면으로부터 Rotor 디스크까지 측정) 높이까지 지면 효과에 의해 증가한다. 유도 흐름 속도가 감소함에 따라 받음각은 증가하며, 이는 다시 피치각의 감소와 유도 항력의 감소를 야기한다. 지면 효과 내에서는 제자리비행 시 더 적은 Power를 필요로 하게 된다.

지면 효과 외(Out of Ground Effect, OGE)

헬리콥터를 지면 가까이에 머물게 하여 얻어지는 이득은 지면 효과 내 고도 위에서는 사라진다. 이 고도 위에서는 유사 조건에서 제자리비행에 필요한 Power는 거의 일정하다.

유도 흐름의 속도는 증가하여 받음각과 양력의 감소를 가져온다. 알맞은 조건에서 이러한 하향 기류는 꽤 국지적으로 바뀌게 되어, 헬리콥터와 불안정한 공기는 놀랄 만한 비율로 강하할 것이다. 이러한 효과를 '동력 고착'으로 불리며, 뒷부분에서 상세히 다룰 예정이다.

지면 효과 내에서 제자리비행 시와 같은 받음각을 유지하기 위해서 더 높은 피치각이 필요하게 된다. 증가된 피치각, 또한 더 많은 항력을 발생시킨다. 이



[그림 3-24] 지면 효과 외

러한 증가된 피치각과 항력은 지면 효과 내에서보다 밖에서 더 많은 Power를 필요로 하게 된다.

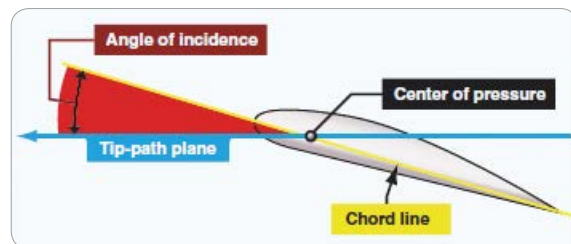
2.2.6 Rotor Blade 각(Rotor Blade Angles)

헬리콥터가 비행을 하기 위해 필요한 양력을 Rotor 시스템이 생성할 수 있게 하는 각은 붙임각 (Angle of Incidence), 받음각(Angle of Attack) 두 가지가 있다.

붙임각(Angle of Incidence)

붙임각은 Main 또는 Tail Rotor Blade의 시위선과 Rotor 허브 사이의 각을 말한다. 이것은 항공역학적 각이라기보다는 기계적인 각이며, 때때로 Blade 피치각이라 불린다.

유도 흐름이 없다면 받음각과 붙임각은 같다. 유도 흐름, 유입된 흐름(Inflow) 또는 속도가 상대풍을 변화시킬 때마다 받음각은 붙임각과 달라진다. Collective의 사용과 Cyclic Feathering은 붙임각을 변화시킨다. 붙임각의 변화는 받음각을 변화시켜 양력계수를 변화시키고, 이에 따라 에어포일에 의해 생성되는 양력을 변화시킨다.

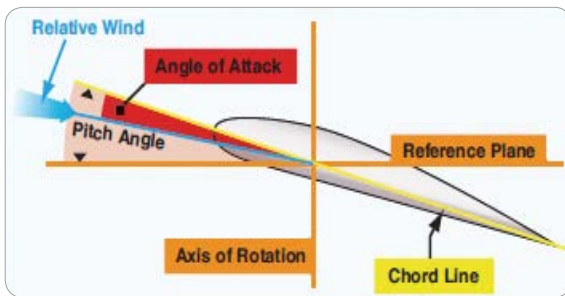


[그림 3-25] 붙임각

받음각(Angle of Attack)

받음각은 에어포일의 시위선과 합력 상대풍 사이의 각이다.

받음각은 항공역학적 각이며, 측정하기가 쉽지 않다. 받음각은 Blade 피치각(붙임각)의 변화 없이도 변할 수 있다.



[그림 3-26] 받음각

받음각이 증가할 때, 에어포일 위의 공기 흐름은 더 먼 거리에 걸쳐 흐르게 되어 속도가 증가하고 더 많은 양력을 발생시킨다. 받음각이 더 증가하면 공기는 에어포일 윗부분에서 더 이상 매끄럽게 흘러가지 못하게 된다. 이 지점에서 공기 흐름은 에어포일로부터 분리되고, 난류 형태로 진입하게 된다.

난류는 결국 해당 면적의 항력 증가와 양력 손실을 가져오게 된다. 받음각의 증가는 임계 받음각에 도달할 때까지 양력을 증가시킨다. 이 지점을 넘어선 받음각의 증가는 실속을 발생시키고, 급격한 양력의 감소를 가져온다.

몇 가지 요소들이 Rotor Blade의 받음각을 변경시킬 수 있다. 조종사는 조종 장치의 입력을 통한 간접적인 방식 외에는, 받음각에 대해 직접적으로 컨트롤을 거의 할 수 없다. Collective와 Cyclic Feathering은 이러한 변화를 만들어 준다.

Feathering은 Blade 피치각을 변화시키는 Collective/Cyclic 입력을 통한 가로 방향의 축을 기준으로 한 Blade의 회전이다. Cyclic Feathering은 Rotor 시스템 전반에 걸쳐 다르게 받음각을 변화시킴으로써 양력을 다르게 생성한다. 조종사들은 Rotor 시스템의 자세를 조종하기 위해 Cyclic Feathering을 사용한다. 이는 Blade의 상하 운동(Flapping)에 의해 야기되는 Rotor의 후방 기울임을 제어하는 수단이며, 양력 불균형을 상쇄시키는 수단이기도 하다. Cyclic Feathering은 Rotor 디스크의 자세를 변화시키거나, Rotor 시스템이 발생시키는 양력의 양을 변화시키지는 않는다.

받음각의 변화의 대부분은 속도와 상승, 강하율의 변화로부터 오며, 기타 요인은 Flapping과 같이 Rotor 시스템의 형상에 의해 자동으로 발생하는 것이다. Flapping은 완전 연결식 Rotor 시스템의 힌지를 기준으로 한 Rotor Blade의 상하 움직임을 말한다.

조종사는 일반적으로 Blade의 피치각을 조작함으로써 받음각을 조정한다. 만약 피치각이 증가되면 받음각은 증가하며, 반대로 피치각의 감소는 받음각의 감소를 가져온다.

2.3 비행 중 헬리콥터에 작용하는 항공역학적인 힘(Aerodynamic Forces on the Helicopter Flight)

동력 비행(제자리비행, 수직 비행, 전진 비행, 측면 또는 후진 비행)을 할 때 Rotor에 발생하는 양력과 추력의 합은 Rotor의 회전면(Tip-path Plane

or Plane of Rotation of the Rotor)에 수직으로 작용한다.

2.3.1 제자리비행(Hovering Flight)

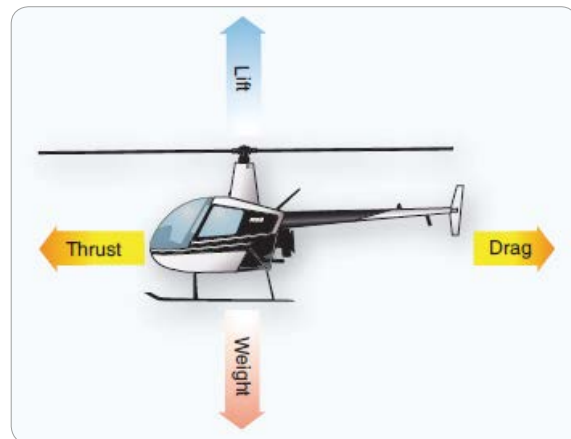
제자리비행은 헬리콥터를 조종하는 데 있어 가장 어려운 부분이다. 헬리콥터가 제자리비행을 하면서 스스로 난류를 생성하는데, 이것은 동체와 조종면에 불리하게 작용하기 때문이다. 결과적으로 조종사는 헬리콥터를 원하는 지점에 계속 머물게 하기 위해서는 끊임없이 조종을 하는 것이 필요하다.

조종의 복잡성은 있지만 조종 입력은 간단하다. Cyclic을 활용하여 앞뒤, 좌우 움직임을 제어하여 수평적으로 편류하는 것을 막을 수 있다. 조정기에 의해 제어되지 않는다면 Throttle은 회전속도를 제어하는 데 활용되며, Collective는 고도를 유지하는데 사용된다. Pedal은 기수 방향이나 헤딩을 조종하는 데 사용된다. 하나의 컨트롤 수정은 다른 두 개의 컨트롤 수정을 필요로 하기 때문에 끊임없는 일련의 수정이 요구되는데, 제자리비행을 어렵게 만드는 것은 이러한 컨트롤 간의 상호작용 때문이다.

제자리비행을 하는 동안, 헬리콥터는 선택한 지점에 몇 피트의 고도로 위치를 유지한다. 중력과 헬리콥터의 중량을 극복하기 위해 Main Rotor에서 발생하는 힘인 양력 성분과, 수평으로 작용하여 원하는 방향으로 헬리콥터를 가감속시키는 추력 성분이 헬리콥터가 제자리비행을 할 수 있게끔 만드는 요소이다.

조종사는 바람에 대해 보상하고 현 위치를 고수하기 위해서, 가시 수평선에 대해 Tip-path Plane을 변화시키는 데 Cyclic을 이용함으로써 Rotor 시스

템의 추력을 조절한다. 무풍에서의 제자리비행 시, 서로 대응하는 힘들(양력, 추력, 항력 그리고 중량)은 균형 상태를 유지하며, 모두 같은 크기에 반대로 작용한다. 따라서 양력과 중량은 같기 때문에 정지 상태의 제자리비행에 이를 수 있게 된다.



[그림 3-27] 제자리비행 중 작용하는 4가지 힘

제자리비행 시에 Main Rotor 추력의 양은 원하는 제자리비행 고도를 유지하기 위해 변화될 수 있다. 이것은 Rotor Blade의 붙임각(Collective를 조절함으로써)을 변경시킴으로써, 결과적으로 Main Rotor Blade의 받음각을 변화시킴으로써 얻을 수 있다. 받음각의 변화는 Rotor Blade의 항력을 변화시키고, 엔진에 의해 생성된 출력 또한 Rotor 속도를 일정하게 유지하기 위해 변경되어야 한다.

중량은 헬리콥터의 전체 무게이다. 만약 추력의 크기가 중량보다 커지면 헬리콥터는 위로 올라가고, 반대로 추력이 중량보다 작아지면 헬리콥터는 아래로 내려간다. 지면 근처에서 운용할 때, 지면과 가까울수록 효과는 이 반응(Response)을 변화시킨다.

제자리비행 중인 헬리콥터의 항력은 날개가 양력

을 발생시키면서 나오는 유도 항력이 주로 발생한다. 이외에도 날개가 공기를 지나 회전하면서 생기는 약간의 형상 항력과, 헬리콥터의 양력을 만들지 아니하는 Rotor 허브, 카울링(Cowling), 그리고 착륙장치 등의 표면에서 발생하는 작은 양의 유해 항력이 있다. 이번 논의(Discussion)에선 유도 항력, 형상 항력, 그리고 유해 항력을 'Drag(항력)'라 한다.

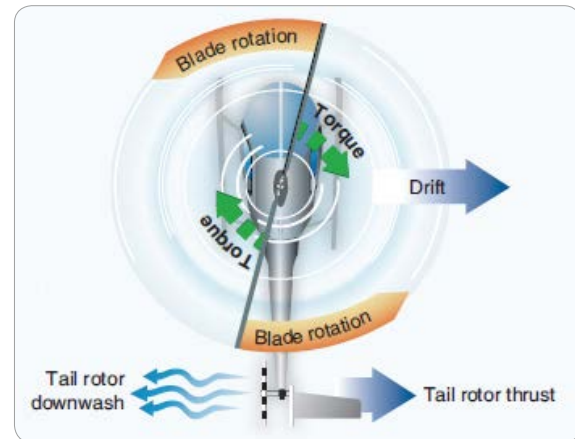
추력을 발생시키는 데 있어 필연적으로 Torque가 발생한다. 뉴턴의 제3의 법칙에서 논의되었듯이 모든 작용에는 반작용이 발생하기 때문에, 엔진이 Rotor를 반시계 방향으로 회전시키면 헬리콥터의 동체를 시계 방향으로 돌리려는 반작용의 회전력이 발생한다. 회전력은 Main Rotor 시스템을 돌리는 데 사용되는 엔진 출력의 크기에 비례한다. 즉, Power가 변화되면 Torque도 달라진다.

대부분의 헬리콥터가 이와 같은 Torque로 유발된 회전을 방지하기 위하여 Anti-Torque Rotor 또는 Tail Rotor를 사용하고 있다. 조종사는 엔진에서 발생하는 Torque를 상쇄시키기 위한 Anti-Torque를 얻기 위하여 Tail Rotor에서 발생하는 추력을 이용한다. 엔진의 출력이 증가하면 Main Rotor의 동력도 커지게 되고, Tail Rotor의 추력도 증가시켜 주어야 한다. 이것을 조종하기 위해 Pedal을 사용한다.

전이 성향 또는 편류

(Translating Tendency, Drift)

제자리비행을 할 때, 하나의 Main Rotor를 가진 헬리콥터는 Tail Rotor에서 발생하는 추력으로 인하여 추력 방향으로 이동하는 현상이 발생한다. 이러한 현상을 전이 성향 또는 편류라고 한다.



[그림 3-28] 편류

이러한 전이 성향이 발생하지 않도록 헬리콥터를 제작할 때, 다음과 같은 방법들을 사용한다. 모든 예시는 Main Rotor가 반시계 방향으로 회전하는 헬리콥터를 기준으로 한다.

- Main Transmission은 약간 왼쪽으로 각진 위치에 설치되어 있고, Rotor 마스트가 Tail Rotor 추력의 반대쪽으로 기울게 설계되어 있다.
- Cyclic이 중심에 위치할 때, Rotor 디스크가 약간 왼쪽으로 기울어져 있도록 조절되어 있다. 어떠한 방법을 사용해도 Blade 끝 통과면(Tip-path Plane)은 제자리비행 중 약간 왼쪽으로 기울어져 있다.
- 만약 Rotor 샤프트가 동체에 대해 수직이 되게끔 변속기가 설치된다면, 헬리콥터는 제자리비행 시에 왼쪽 스키드가 아래로 처지게 된다. 위에서 봤을 때, 시계 방향으로 회전하는 Rotor 시스템에 대해서는 반대의 경우가 발생한다. 또한 Tail Rotor가 Main Rotor 아래에 있을 때는 헬리콥터 동체도 기울어지며, Anti-Torque 추력을 발생시킨다. 같은 면에서 Tail Rotor 추력

과 Main Rotor의 Torque가 불균형을 이루기 때문에 이와 같은 동체의 기울임이 발생한다. 헬리콥터는 편류를 상쇄하기 위한 Main Rotor 디스크의 기울임과, Torque 작용 면의 아래에 나타나는 낮은 Tail Rotor 추력으로 인해 기울어진다.

- 전진 비행에서 Tail Rotor는 계속 오른쪽으로 추력을 발생시킨다. Rotor들이 수평 상태가 되고 볼(Ball)이 중앙에 위치할 때, 헬리콥터는 바람과 작은 각을 이루게 된다. 이를 내재적인 사이드슬립(Inherent Sideslip)이라 불린다. 일부 대형 헬리콥터에는 제자리비행 시 일부 기울임을 막고 사이드슬립을 보정하기 위해 Tail Rotor가 수직안정판에 장착되어 있다. Tail Rotor를 수직안정판 위에 설치함으로써 Anti-Torque가 좀 더 Torque의 수평면과 일치하거나 가깝게 되어 동체가 Tail Rotor로부터 기울어지는 것을 줄일 수 있다.

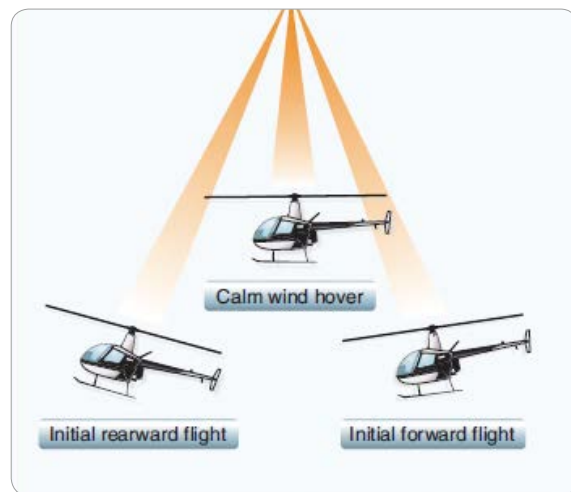
시계추 작동(Pendular Action)

하나의 Main Rotor를 가지고 있는 헬리콥터는 시계추 구조와 같이, 질량이 큰 동체가 하나의 점에 매달려 있는 것과 같다. 이와 같은 이유로 한 번 흔들리기 시작하면 시계추와 같이 전후 또는 좌우로 자연스럽게 진동 운동을 하게 된다. 이러한 현상은 헬리콥터의 움직임이 커지면 더욱 커지게 된다. 따라서 과조작을 해서는 안 된다.

수평안정판은 전진 비행에서 헬리콥터를 수평으로 만들려는 경향이 있다. 그러나 후진 비행에서 수평안정판은 꼬리 부분을 아래로 누를 수 있기 때문에 헬리콥터가 바람이 부는 쪽으로 움직인다면 Tail

Strike가 일어나게 된다.

일반적으로 헬리콥터는 바람이 부는 쪽으로 움직이기 때문에 헬리콥터가 뒤쪽으로 이동할 때, 수평안정판은 더 적은 정풍 요소를 받게 된다. 후진 비행 시 대지속도가 바람의 속도와 일치할 때, 헬리콥터는 바람이 없는 상황에서 제자리비행을 하는 것과 같다. 그러나 바람이 부는 쪽으로 후진 제자리비행 시 상당한 주의가 필요하며, Tail Strike를 막기 위해 주의가 필요하다.



[그림 3-29] 시계추 작동

갈매기 현상(Coning)

헬리콥터가 양력을 얻기 위해서는 Rotor Blade가 회전을 해야 한다. Rotor 시스템의 회전은 공기 사이로 날개를 움직이고, 비행기나 글라이더같이 동체가 공기를 지나지 않아도 상대풍을 만든다. 날개와 헬리콥터 동체의 움직임에 따라, 많은 요인들은 상대풍 바람의 방향을 변화시킨다.

Rotor 시스템의 회전은 원심력(관성)을 생성하는데, 이는 Blade를 Main Rotor 허브로부터 바깥쪽

으로 곧게 잡아당기는 현상을 발생시킨다. 회전이 빠를수록 원심력은 커지고, 반대의 경우에 원심력은 작아진다. 이러한 힘은 Rotor Blade에 강직성을 주며, 결과적으로 헬리콥터의 중량을 받칠 힘을 제공한다. 최대 원심력은 최대 운영 Rotor의 회전속도에 의해 결정된다.

Blade의 양력이 증가할 때(예를 들어, 이륙 시), 바깥쪽으로 작용하는 원심력과 위로 향하는 양력이 동시에 작용한다. 이 두 힘의 결과로 Blade는 중심축의 수직면에 머무르는 것이 아니라 깔때기 모양의 경로를 그리게 된다. 이것은 이륙 중인 모든 헬리콥터에서 나타난다.



[그림 3-30] 깔때기 현상

만약 Rotor 회전속도가 너무 느려지도록 허용한다면(최저 출력 이하—예를 들어 Rotor 회전속도), 원심력은 작아지고 깔때기 각은 훨씬 커진다. 다른 말로 표현하면, 회전속도가 너무 많이 느려지면, 어느 순간 회복할 기회도 없이 Rotor Blade는 접히고 만다.

코리올리스 효과 / 각운동량 보존의 법칙 (Coriolis Effect, Law of Conservation of Angular Momentum)

코리올리스 효과는 ‘각운동량 보존의 법칙(The

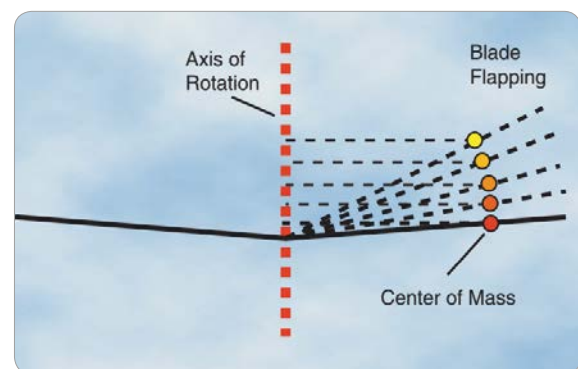
Law of Conservation of Angular Momentum)이라고도 한다.

즉, 외부의 힘이 가해지지 않는 한 회전하는 물체의 각운동량(Angular Momentum)은 변하지 않는다. 다시 말해, 회전하는 물체는 외부의 힘으로 속도가 변하기 전까지는 같은 회전속도로 계속해서 회전한다. 각운동량은 관성의 모멘트(중량 곱하기 회전 중심부로부터의 거리) 곱하기 회전속도를 말한다.

각속도의 변화(각 가속 및 감속으로 알려진)는 회전 물체의 질량이 회전축으로 가까워지거나 멀어짐으로써 발생한다. 회전 질량의 속도는 반지름의 제곱과 비례하여 변한다.

이러한 원리의 가장 좋은 예는 스핀을 돌고 있는 스케이터다. 스케이터는 한쪽 다리와 양팔을 벌리며 나머지 다리로 회전을 시작한다. 스케이터 몸의 회전은 상대적으로 느리다. 스케이터가 양팔을 접고 다리를 안으로 접으면 관성 모멘트(질량 곱하기 반지름의 제곱)가 훨씬 작아지고, 신체는 눈으로 따라 잡을 수 없을 만큼 빨라진다.

각운동량은 자연의 법칙에 따라 외부의 힘이 가해지지 않는 한 유지되기 때문에 각속도는 빨라진다. 즉,



[그림 3-31] 질량 중심 이동(회전면 속도 증가와 감소)

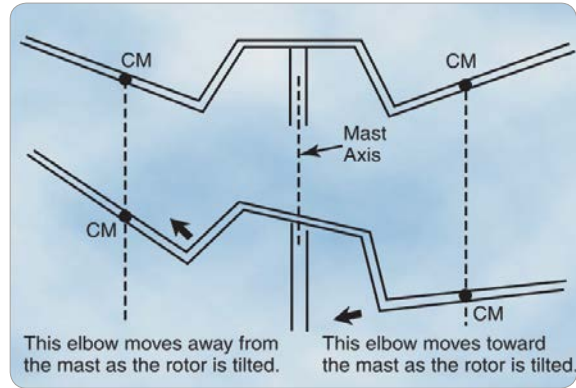
Blade가 위로 들리면 Blade의 질량 중심이 회전축에 가까워지기 때문에 Blade는 가속된다. 반대로 Blade가 아래로 처지면 질량 중심이 멀어져 감속된다.

Rotor 허브를 기준으로 돌고 있는 Rotor Blade는 각운동량을 가지고 있다. 중력가속도가 걸리는 기동으로 인해 Rotor가 깔때기 모양으로 변함에 따라 지름 또는 Rotor 디스크는 줄어들게 된다. 각운동량 보존 법칙에 따라 Blade는 Blade의 끝이 줄어드는 디스크 지름으로 인해 더 짧은 거리를 이동할지라도 같은 속도로 움직이게 된다. 이는 Rotor의 회전속도 증가를 가져오고, 결국 양력이 약간 증가하게 된다.

대부분의 조종사들은 이러한 회전속도의 증가를 Collective의 피치를 증가시킴으로써 막으려 한다. 이러한 Blade 회전속도로 인한 양력 증가는 Blade가 깔때기 모양으로 위로 향하게 되어, 디스크의 면적이 약간 줄어들면서 약화된다.

Blade 장치의 설계 방식에 따라 Blade의 가속 또는 감속 작동은 별도의 완충 장치(댐퍼)나 Blade 자체가 흡수하도록 하고 있다. Blade가 2개인 Rotor Blade는 완전 관절형 장치보다 코리올리스 효과가 작게 일어난다. 회전축보다 Blade를 아래쪽에 설치함으로써(Underslung) 회전 중심으로부터 질량 중심의 거리 변화를 줄일 수 있기 때문이다. 그러나 이 장치도 Blade를 회전축보다 아래쪽이 아니고 수평으로 설치한다면 완전 관절형 장치와 마찬가지로 코리올리 효과가 크다.

헬리콥터가 상승을 하면 원추형 현상으로 인하여 Rotor Disc의 직경이 줄어들면서 상승 힘이 줄어든다. 이럴 때는 조종사가 Collective를 작동, 피치각을 증가시킴으로써 Rotor의 RPM을 증가시켜 상승 힘을 증가시킨다.

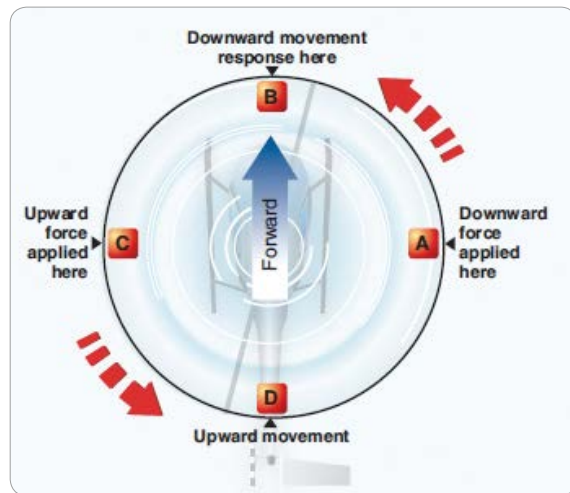


[그림 3-32] 언더슬링 Rotor(Underslung rotor)

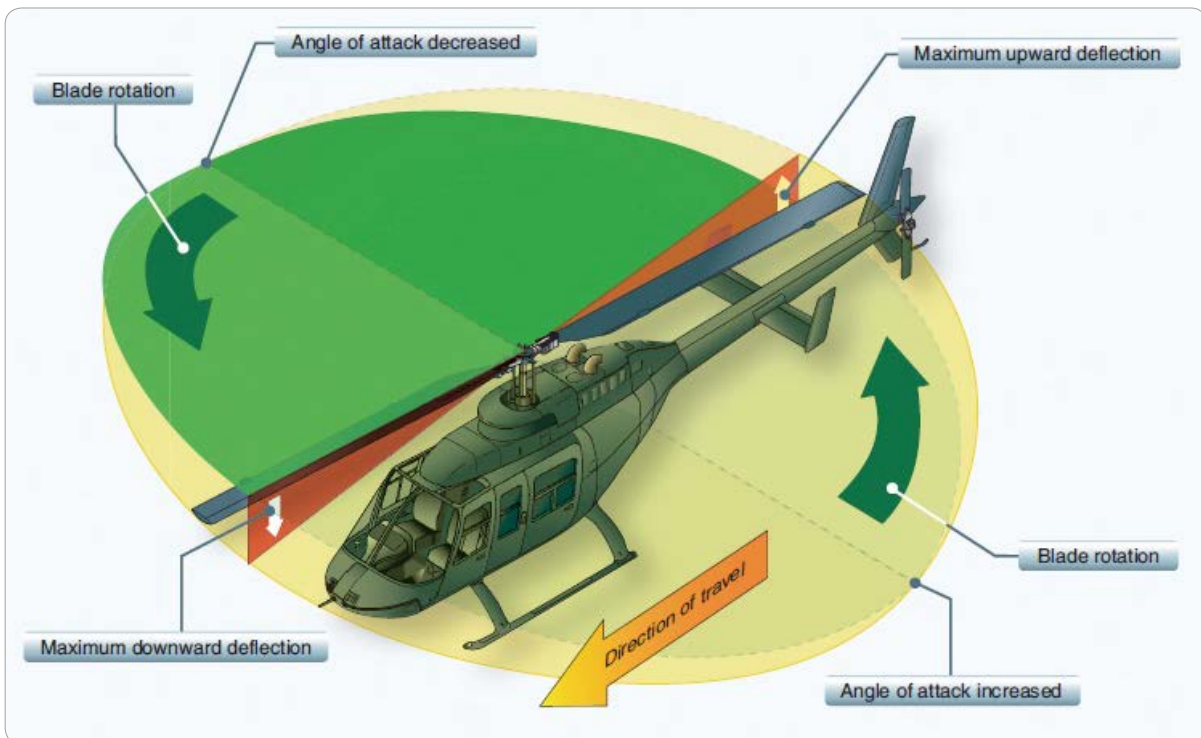
자이로 세차성(Gyroscopic Precession)

헬리콥터의 Main Rotor는 자이로의 성질을 가지고 있다. 그중 하나가 세차성(Precision)으로, 자이로 세차성이란 ‘회전하는 물체에 힘을 작용하면 힘을 가한 지점으로부터 회전하는 방향으로 90도가 지난 지점에서 힘을 받은 것같이 물체가 작동하는 것’을 말한다.

2개의 Blade를 가진 Rotor 시스템에서 회전판의 움직임에 자이로의 세차성이 어떠한 영향을 주는지



[그림 3-33] 자이로 세차성



[그림 3-34] 자이로 세차성의 원리

살펴보기로 하자.

Cyclic으로 한쪽 Rotor Blade의 붙임각을 증가시키면 그쪽 지점의 회전판을 들어 올리는 힘이 커지고, 반대쪽 지점에서는 Rotor Blade의 붙임각이 감소하여 회전판을 들어 올리는 힘이 줄어든다. 그러나 회전판은 자이로와 같이 회전면에서부터 90도가 지난 지점에서 최대의 움직임이 발생한다.

그림과 같이, 전진하는 Blade는 붙임각이 감소하고 후진하는 Blade는 붙임각이 증가하여 좌우 양쪽에서 반대의 힘이 작용하나, 90도가 지난 앞뒤 방향에서 회전판은 최대의 움직임이 일어난다.

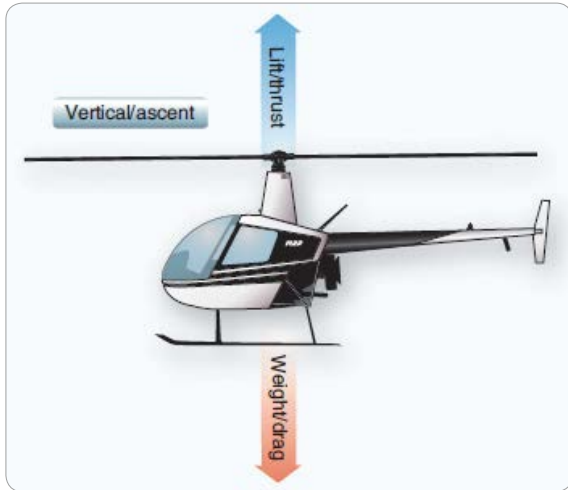
3개 혹은 그 이상의 Blade를 가진 Rotor 시스템에서도 Cyclic으로 각각의 Blade에 붙임각을 변화시키면 전체적으로 동일한 현상이 발생한다.

2.3.2 수직 비행(Vertical Flight)

제자리비행은 수직 비행의 한 요소라고 할 수 있다. 만약 Rotor Blade 피치(붙임각)를 증가시키면 수직 방향으로 양력이 커져 헬리콥터는 상승하고, 반대로 피치를 감소시키면 헬리콥터는 강하하게 된다. 바람이 없다고 가정할 때, 양력과 추력이 중량과 항력보다 크면 상승하고, 작으면 강하한다.

2.3.3 전진 비행(Forward Flight)

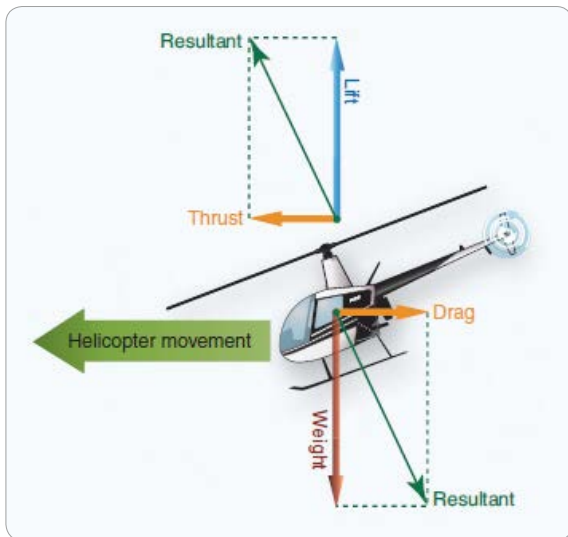
속도와 수직속도에 변화가 없는 안정된 전진 비행 상태에서는 4가지 힘(양력, 추력, 항력 및 중량)은 균형 상태에 있어야 한다. Tip-path Plane이 앞으로



[그림 3-35] 제자리비행 시 안정된 상태

기울어지면, 총 양력과 추력의 합력은 기울어진다. 이러한 합력은 두 가지 요소로 나뉘는데, 양력의 수직 성분과 비행 방향으로 작용하는 수평 성분이다. 양력과 추력 이외에, 아래로 작용하는 중량과 에어포일의 움직임에 반대로 작용하는 힘인 항력이 있다.

속도를 유지하는 직진 수평비행에서는 양력과 중

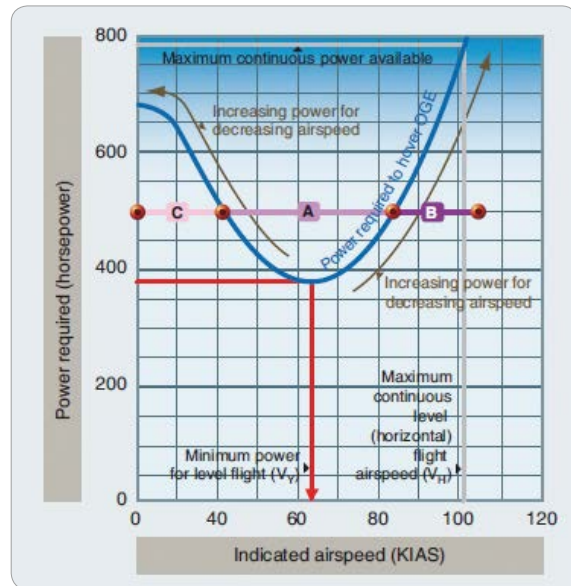


[그림 3-36] 전진 비행 시 합력

량이 같고, 추력은 항력과 같다. 만약 양력이 중량보다 커지면 헬리콥터는 상승하고, 반대로 양력이 중량보다 작아지면 하강한다. 또한 추력이 항력보다 크면 헬리콥터의 속도가 증가하고, 반대의 경우에는 속도가 감속된다.

헬리콥터가 전진하게 되면 일부 양력이 추력으로 전환되기 때문에 헬리콥터는 고도를 잃게 된다. 그러나 헬리콥터가 가속이 되면 공기 흐름이 증가하여 Rotor 시스템의 효율성이 좋아져 제자리비행 시 보다 큰 여유 마력을 갖게 된다(전이 양력 참조). 헬리콥터가 가속될수록 공기 흐름이 증가하여 여유 마력이 더욱 커지게 된다.

조종사는 등속 비행을 유지하기 위해서 Power나 Cyclic을 움직일 경우, 헬리콥터는 상승 또는 강하할 수 있다는 것을 이해해야 한다. 직진 수평비행이 이뤄졌을 경우, 필요한 출력을 잊지 말아야 하며 조종 입력 장치에 커다란 변화를 주지 말아야 한다.



[그림 3-37] 동력 VS 속도 도표

전진 비행에서의 공기 흐름

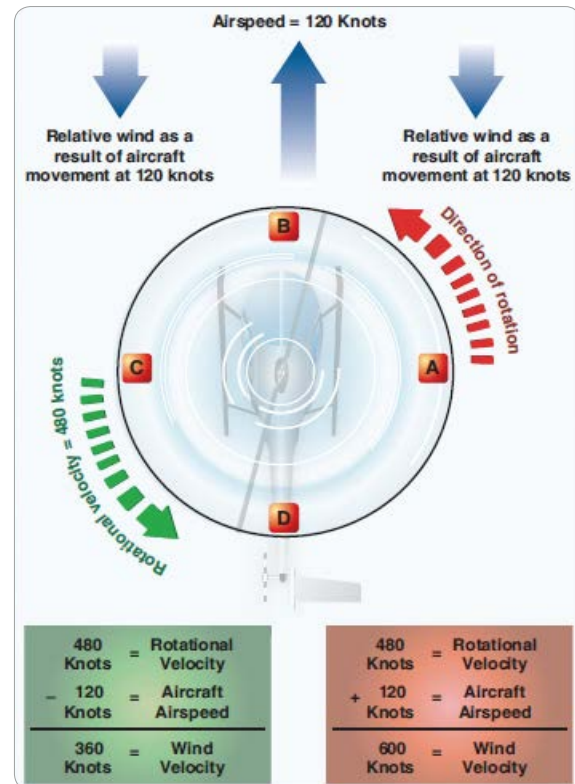
(Airflow in Forward Flight)

전진 비행에서 Rotor 시스템을 가로지르는 공기 흐름은 제자리비행 시와 다르다. 전진 비행에서는 공기는 헬리콥터의 진행 방향과 반대로 흐른다. 이러한 공기 흐름의 속도는 헬리콥터의 전진 속도와 일치한다. Rotor Blade가 회전하기 때문에 Blade를 가로지르는 공기 흐름의 속도는 회전면의 Blade 위치, Blade의 회전속도, 그리고 헬리콥터의 속도에 달려 있다. 따라서 각 Blade가 만나는 공기 흐름은 Blade가 회전하면서 끊임없이 달라지게 된다.

공기 흐름의 가장 빠른 경우는 헬리콥터의 오른쪽(3시 방향)에서 발생하고, 앞쪽(12시 방향)으로 갈수록 계속 줄어들어 왼쪽에서(9시 방향) 최소 속도가 된다. Blade가 계속 회전함에 따라 Tail쪽(6시 방향)을 지나, Blade가 다시 오른쪽(3시 방향) 위치가 될 때까지 계속 증가한다.

아래 그림에 나와 있는 것처럼, 전진하는 Blade(위치 A)는 헬리콥터와 같은 방향으로 움직인다. 이 Blade와 만나는 공기의 속도는, Blade 회전속도 더하기 전진 속도와 같다. 후진하는 Blade(위치 C)는 헬리콥터의 진행 방향과 반대로 움직이게 된다. 이 Blade와 만나는 공기의 속도는, Blade 회전속도 빼기 전진하는 속도와 같다.

기수와 꼬리 부분의 Blade(위치 B와 D)는 전진하는 속도에 의해 발생한 공기 흐름에 직각으로 움직인다. 이 Blade에 마주하는 공기 흐름의 속도는 Blade 회전속도와 같다. 이로 인해 Rotor 디스크 전반에 걸쳐 공기 흐름 속도의 변화가 발생하게 되고, Rotor 시스템의 양력의 패턴에도 변화가 나타난다.



[그림 3-38] 전진 비행 시 공기의 흐름

• 전진 Blade(Advancing Blade)

전진 Blade의 상대풍 속도가 증가함에 따라 Blade는 양력을 얻게 되고 위로 솟아오르게 된다. 바람 속도가 최대가 되는 3시 방향에서 최대 Up-Flap 속도에 도달하게 된다. 이러한 Up-Flap은 공기를 아래로 흐르게 하여 받음각을 감소시키는 상대풍에 대한 수직 강하 벡터를 생성함으로써, 유도 흐름의 속도를 증가시키는 것과 같은 효과를 발생시킨다.

• 후진 Blade(Retreating Blade)

후진 Blade의 상대풍 속도가 감소함에 따라 Blade는 양력을 잃고 아래로 처지기 시작한다. 바람 속도가 최소가 되는 9시 방향에서 최대 Down-Flap 속

도에 도달하게 된다. 이러한 Down-Flap은 공기를 위로 흐르게 하여 받음각을 증가시키는 상대풍에 대한 수직 상승 벡터를 생성함으로써, 유도 흐름의 속도를 감소시키는 것과 같은 효과를 발생시킨다.

양력 불균형(Dissymmetry of Lift)

양력 불균형은 Rotor 디스크를 전진 부분과 후진 부분으로 나눌 때, 각 절반에 걸쳐 바람 흐름의 속도 차이로 인해 양력 차이가 발생하는 것이다. 이러한 양력의 차이는 바람이 약한 상태에서의 제자리비행 이외의 경우에 헬리콥터를 불안정하게 만들 수 있다. 균등한 양력을 얻기 위해 이러한 불균등한 양력을 보상, 수정 또는 제거해야 한다.

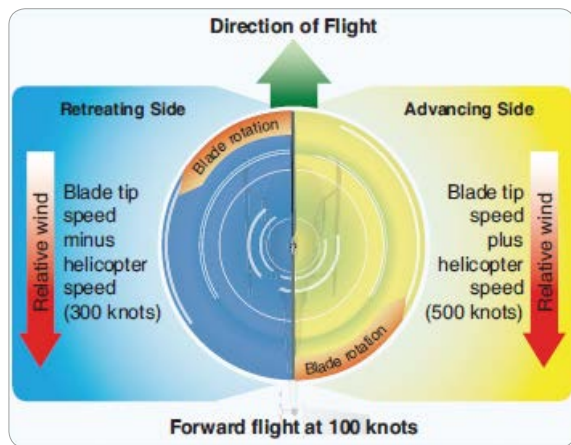
헬리콥터가 전진하면 전진 방향의 Main Rotor Blade와 후진 방향의 Main Rotor Blade에 부딪히는 상대풍이 달라진다. 전진 방향의 Main Rotor Blade는 헬리콥터의 속도만큼 상대풍의 속도가 커지고, 후진하는 Main Rotor Blade는 헬리콥터의 속도만큼 상대풍의 속도가 줄어들게 된다. 따라서 전진하는 Main Rotor Blade는 후진하는 Main Rotor

Blade보다 양력을 더 많이 발생시킨다.

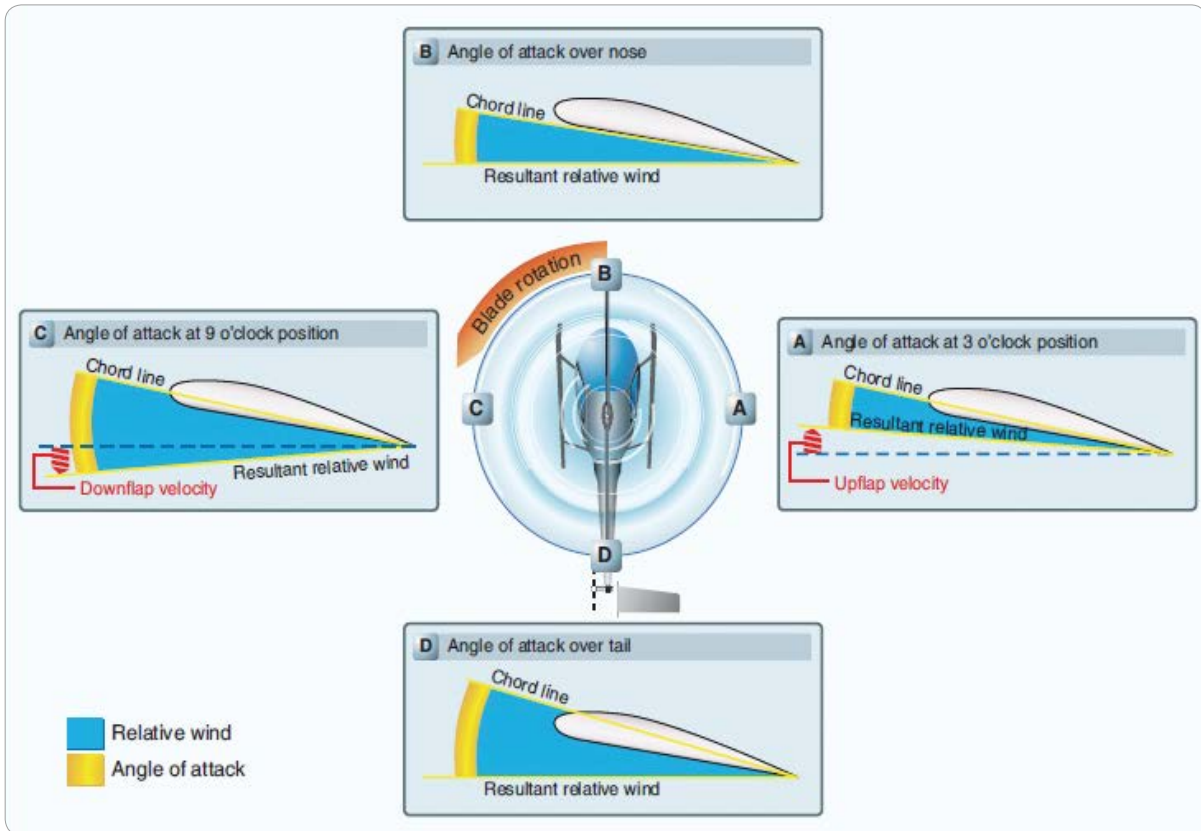
만약 반시계 방향으로 회전하는 Main Rotor Blade를 가진 헬리콥터의 경우, 오른쪽 부분의 Main Rotor Blade 양력이 왼쪽 부분의 Main Rotor Blade 양력보다 커져서 헬리콥터가 왼쪽으로 Roll 하게 된다. 그러나 실제 모든 헬리콥터는 각각의 Main Rotor Blade가 자동으로 Flapping과 Feathering을 하여 이러한 양력 차이를 극복하도록 하고 있다. 3개 혹은 그 이상의 Main Rotor Blade를 가진 완전 관절형 헬리콥터에서는 Flapping 힌지(Flapping Hinge)를 이용하여 각각의 Main Rotor Blade가 회전하면서 독립적으로 위나 아래로 움직인다. 2개의 Blade를 가진 반고정형 헬리콥터에서는 테터링 힌지(Teetering Hinge)를 이용하여 시소처럼 한쪽 Main Rotor Blade가 올라가면 반대쪽 Main Rotor Blade가 내려가도록 설계되어 있다.

그림과 같이, Main Rotor Blade는 회전면 A 지점에서 최대로 위로 올라간다(Flap Up). Main Rotor Blade가 위로 올라가면 시위선과 상대풍의 각이 줄어들어 양력도 감소하게 된다. C 지점에서는 Main Rotor Blade가 최대로 아래로 내려가 시위선과 상대풍의 각이 커지게 되어 양력이 증가하게 된다.

일반적으로 Blade Flapping과 후진 Blade의 상대풍 속도로 인하여 헬리콥터의 최대 전진 속도가 제한된다. 속도가 빨라지면 후진 Blade의 받음각은 커지나 상대풍의 속도는 느려져 양력을 잃게 된다. 이러한 현상을 후진 Blade 실속(Retreating Blade Stalls)이라 하는데, 헬리콥터의 기수가 들리고 진동이 발생하며, 반시계 방향으로 Main Rotor Blade가 회전하는 헬리콥터에서는 좌측으로 Rolling 현상이 발생한다.



[그림 3-39] 양력 불균형



[그림 3-40] flapping에 따른 AOA의 변화

조종사는 후진 Blade 실속을 일으키는 속도를 초과하면 안 된다. 이 속도를 초과 금지 속도(VNE: Never-exceed Speed)라 하며, 표찰이 붙어 있고 속도계에도 적색 선으로 표시되어 있다.

Blade Flapping은 제자리비행 시에 Rotor 시스템의 모든 지점에서, 그리고 모든 Blade에서 같은 피치(AOI)를 통해 편류에 대한 보상에 상관없이 Rotor 시스템 전반에 걸쳐 균일한 양력이 발생 시킴으로써 양력의 불균형을 보상해준다. Rotor 디스크는 수평선에 평행하다. 추력을 생성하기 위해 Rotor 시스템은 움직이고자 하는 방향으로 기울어져야 한다.

Cyclic Feathering은 Rotor 시스템에 걸쳐 붙임각을 다르게 변화시킨다. Cyclic을 앞으로 움직이면 Rotor 시스템 한 부분의 붙임각을 증가시키는 반면, 다른 부분의 각을 감소시킨다.

지면으로부터 이륙하거나 제자리비행으로부터 전진 비행으로 전환할 경우, 헬리콥터의 속도가 빨라지고 전이양력이 좀 더 효과적으로 발생하면서 기수가 상승하거나 또는 피치가 올라가는 블로우 백(Blow Back) 현상이 발생하게 된다.

양력의 불균형과 가로 방향 유동(흐름)의 복합적 효과에 의해 이러한 경향이 발생하며, 조종사는 블로우 백이 발생하는 속도 범위 내에서 헬리콥터를



[그림 3-41] Blowback 현상

움직이게 하는 Rotor 디스크 자세를 끊임없이 유지하여 이러한 경향을 수정하여야 한다.

만약 이 속도 범위 안을 통과할 때 기수가 들리게 된다면, 헬리콥터 역시 오른쪽으로 롤(Roll)을 하려 할 것이다. 이 현상을 수정하기 위해서 조종사는 반드시 이륙이 끝나고 헬리콥터가 전진 비행 상태로 되기 전까지 헬리콥터의 속도를 증가시키도록, 계속적으로 Cyclic을 앞으로 밀어 주어야 한다.

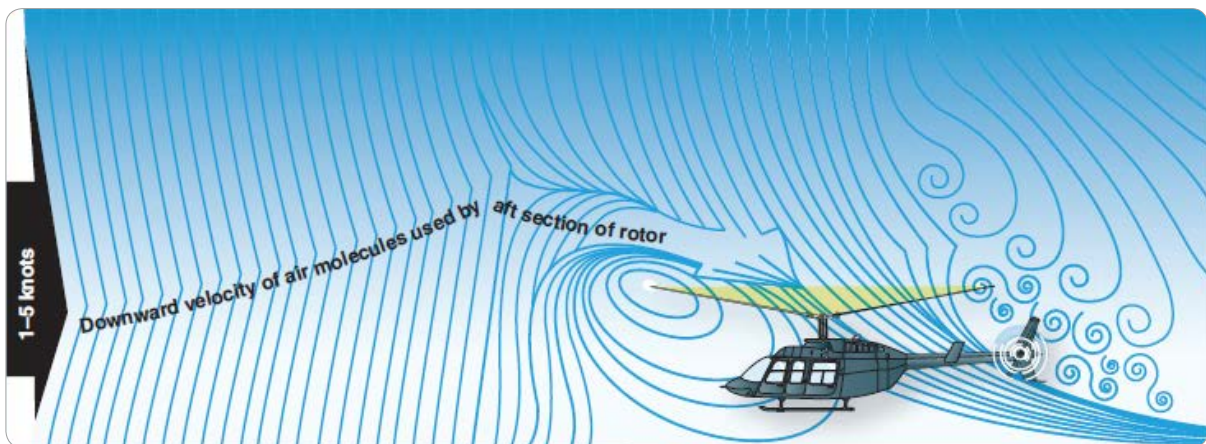
그림은 증가된 속도에서 Cyclic을 앞으로 움직였을 때, 피치각의 변화를 나타내고 있다. 제자리비행 시에 Cyclic이 중앙에 놓이며, 전진과 후진 Blade의

피치각은 같다. 낮은 전진 속도에서 Cyclic을 앞으로 움직이면 전진 Blade의 피치각을 감소시키고, 후진 Blade의 피치각을 증가시킨다. 이는 Rotor를 살짝 기울이게 만든다. 좀 더 높은 전진 속도에서 조종사는 Cyclic을 계속 앞으로 움직여야 한다. 이것은 전진 Blade의 피치각을 더 감소시키고, 후진 Blade의 피치각을 더 증가시킨다. 결과적으로 저속에서보다 Rotor의 기울임이 더 발생하게 된다.

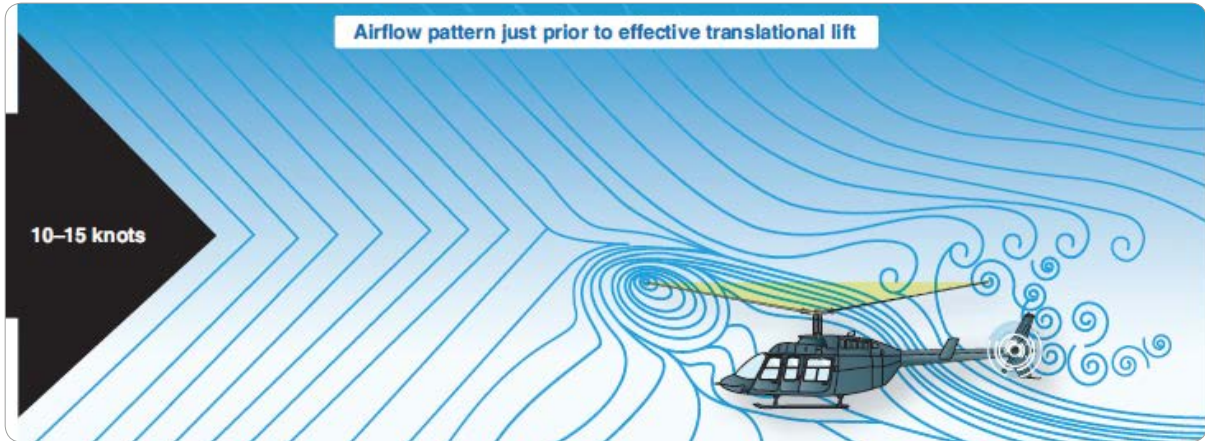
수평 양력 성분(추력)은 더 빠른 헬리콥터 속도를 생성한다. 더 빠른 속도는 양력의 균형을 유지하기 위해 Blade Flapping을 야기한다. Flapping과 Cyclic Feathering의 조합은 양력의 균형을 유지하며, 원하는 Rotor 시스템과 헬리콥터의 자세를 유지한다.

전이 양력(Translational Lift)

방향 비행 운동으로부터 얻어진 Rotor의 개선된 효율성을 전이 양력이라 한다. 제자리비행 시 Rotor 시스템의 효율성은 헬리콥터의 수평 움직임, 또는 지상풍에 의해 불어오는 바람의 세기와 함께 급격히



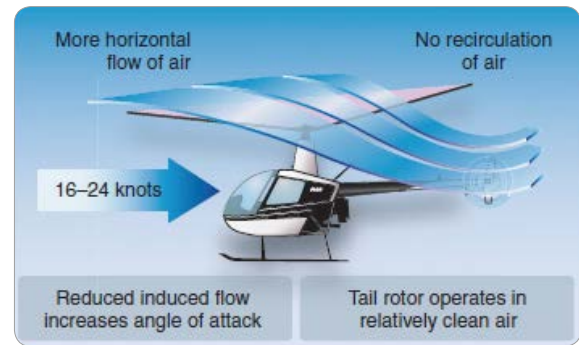
[그림 3-42] 제자리비행 → 전진 비행 전환 시 공기의 흐름



[그림 3-43] 유효 전이 양력 직전의 공기의 흐름

개선된다. 이렇게 불어오는 바람이 Rotor 시스템 안으로 들어오면 난류와 소용돌이는 뒤쪽에 남게 되고, 공기의 흐름은 더 수평적으로 된다. 덧붙여, 제자리비행으로부터 전진 비행으로 전환되면서 Tail Rotor가 더 효율적으로 된다.

아래 그림은 각각의 속도에서 공기 흐름 패턴이 서로 어떻게 다른지, 어떻게 공기 흐름이 Tail Rotor의 효율성에 영향을 주는지 보여 주고 있다.



[그림 3-44] 유효전이양력

유효 전이 양력

(ETL : Effective Translational Lift)

약 16 ~ 24kts에서 전진 비행으로 전환 시, 헬리콥터는 유효 전이 양력을 얻게 된다. 전이 양력에 관해서 앞에 언급한 것처럼, Rotor Blade는 전진 속도가 증가함에 따라 더 효율적으로 된다. 16 ~ 24kts 사이에 Rotor 시스템은 이전 소용돌이의 재순환을 완전히 지나서, 상대적으로 안정된 공기 속에서 작동하게 된다. Rotor 시스템을 거친 공기의 흐름은 좀 더 수평적이며, 유도 흐름과 유도 항력은 줄어들게 된다. 받음각은 효과적으로 증가되어 Rotor 시스템

은 좀 더 효율적으로 운용되게 된다. 이렇게 향상된 효율성은 최대 상승 속도에 도달하고, 총항력이 최소 지점이 될 때까지 속도가 증가함에 따라 효율성도 증가하게 된다.

속도가 증가함에 따라 전이 양력은 더 효율적으로 바뀌며, 기수가 상승하거나 또는 피치가 올라가게 되고, 항공기는 오른쪽으로 돌게 된다. 양력의 불균형, 세차 현상, 가로 방향 흐름의 효과 등 복합적 영향에 의해 이러한 현상이 발생하게 된다. 이러한 효과를 이해하고 예상해서 수정하는 것은 중요하다. 일단 헬리콥터가 유효 전이 양력 범위를 통과하게 되면, 조

종사는 일정한 Rotor 디스크 자세를 유지하기 위해 Cyclic을 앞으로, 그리고 왼쪽으로 움직여야 한다.

전이 추력(Translational Thrust)

전이 추력은 제자리비행에서 전진 비행으로 전환되면서, Tail Rotor가 항공역학적으로 더 효율성 있게 작동할 때 발생한다. Tail Rotor가 점진적으로 안정된 기류 속에서 작동하게 되고, 이렇게 향상된 효율성은 더 Anti-Torque 추력을 생성하게 되어, 헬리콥터의 기수를 왼쪽으로 움직이게 만든다. 이에 대응하기 위해 조종사는 오른쪽 Pedal을 밟게 된다. 또한 공기 흐름은 헬리콥터에 있는 안정판의 수평 성분에 영향을 주게 되고, 결국 헬리콥터의 기수를 좀 더 수평 자세로 만들게 된다.

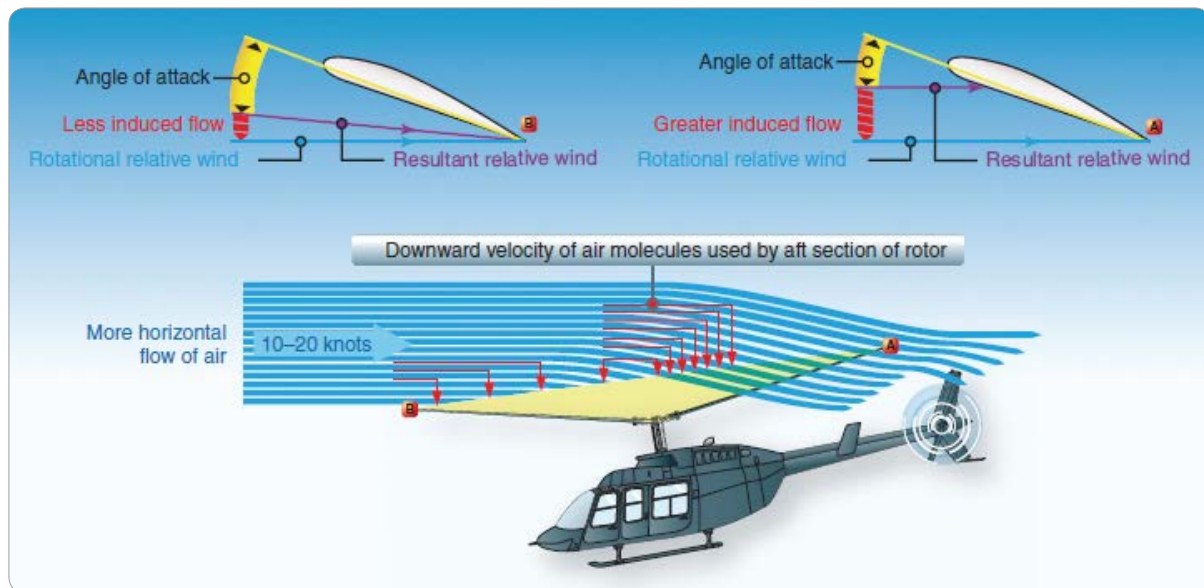
헬리콥터가 제자리비행을 할 때, Tail Rotor는 상당히 불안정한 기류 속에서 작동하게 된다. 헬리콥터가 유효 전이 양력을 얻게 될 때, Tail Rotor는 덜

불안정한 기류로 인해 좀 더 많은 추력을 얻게 된다. 이렇게 증가된 추력으로 인해 헬리콥터는 옆으로 회전하게 된다. 따라서 헬리콥터가 유효 전이 양력을 얻게 되면 상승, 가속, 좌우 움직임을 위해 Cyclic을 조작함과 동시에, Pedal을 밟아 Tail Rotor의 추력을 감소시켜야 한다.

유도 흐름(Induced Flow)

Main Rotor Blade가 회전하게 되면, 소위 회전성 상대풍을 일으킨다. 이 공기 흐름은 Main Rotor Blade의 회전 방향과 반대 방향이지만, 회전면과 수평으로 Blade의 전연(Leading Edge)에 수직으로 부딪힌다. 이러한 상대풍이 양력을 발생시키는 데 사용되는 것이다.

Main Rotor Blade도 양력을 발생시킬 때 Main Blade 윗면을 지나가는 공기가 가속되어 아래 방향으로 휘어지게 된다. 헬리콥터가 양력을 발생시킬



[그림 3-45] 유도 흐름에 의한 받음각의 변화

때에는 Main Rotor Blade를 통하여 많은 양의 공기가 아래로 흐르게 된다. 이러한 공기의 유도 흐름이 Rotor 시스템의 효율에 막대한 영향을 초래한다. 회전성 상대풍과 유도 흐름이 합쳐져 합력 상대풍(Resultant Relative Wind)이 형성되는데, 유도 흐름이 커지면 커질수록 합력 상대풍은 수평 방향에서 많이 기울어진다. 받음각은 시위선과 합력 상대풍이 이루는 각이기 때문에, 합력 상대풍이 수평에서 기울어지면 그만큼 받음각도 작아지게 된다.

교차 흐름 효과(Transverse Flow Effect)

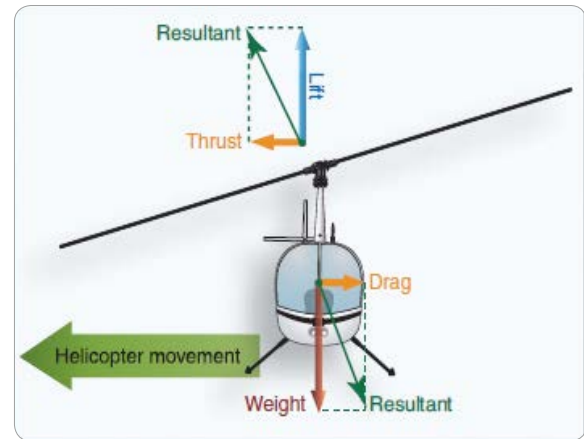
헬리콥터가 전진 비행을 시작하면 Main Rotor의 회전판 전방에서는 유도 흐름이 거의 없어지고, 후방에서는 유도 흐름이 커지게 된다. 그래서 앞쪽 Blade는 받음각이 커져 위로 올라가고, 뒤쪽 Blade는 받음각이 작아져 아래로 내려가게 된다. 그러나 Rotor는 자이로와 같은 성질을 가지고 있기 때문에 회전면의 최대 전이가 90도가 지난 지점에서 발생한다. 헬리콥터를 20kts 정도 가속하거나 정면에서 바람이 20kts 정도 불어오면 헬리콥터가 약간 오른쪽으로 기울어지는 현상은 바로 이러한 이유에서이다.

이륙 시 유효 전이 양력을 받기 직전의 속도에서나, 착륙 시 유효 전이 양력이 사라지는 속도에서 헬리콥터의 진동이 커지는 것은 이러한 교차 흐름의 영향 때문이며, 이때 Cyclic을 왼쪽으로 조종하여 대처하여야 한다.

2.3.4 측면 비행(Sideward Flight)

측면 비행은 회전면을 원하는 방향으로 기울여 주어야 한다. 이 경우에도 수직 성분인 양력은 위로

작용하고 중량은 아래로 작용하나, 추력은 수평 방향으로 작용하고 항력은 추력의 반대 방향으로 작용한다.

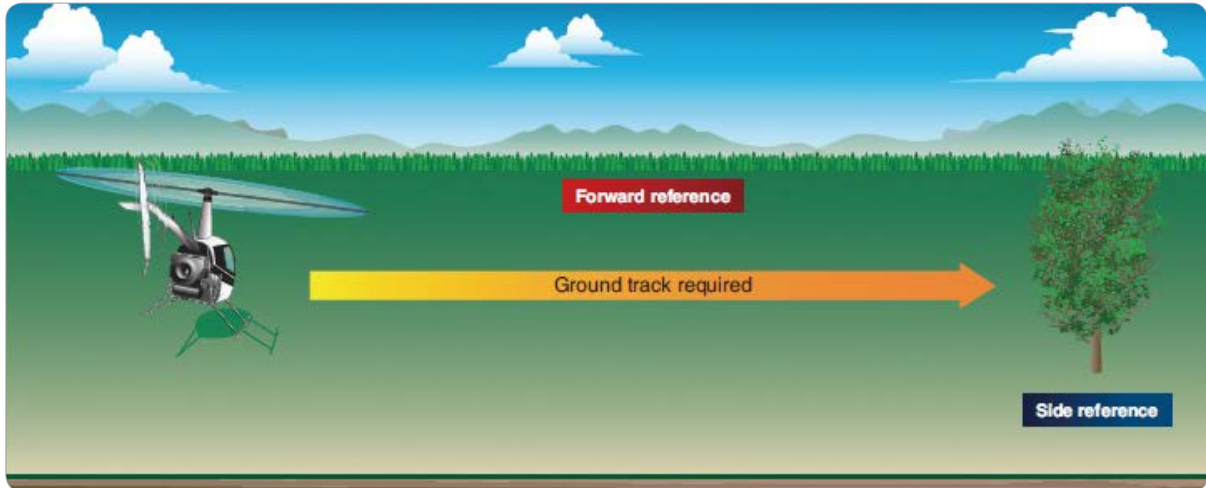


[그림 3-46] 측면 비행 시 작용하는 힘

측면 비행은 해당 방향에 대한 안정판이 없으며, 동체의 유해 항력으로 인해 매우 불안정한 상태가 될 수 있다. 고도가 높아지면 제어에 도움이 되며, 조종사는 항상 비행 방향을 스캔해야 한다. 원하는 방향으로 Cyclic을 움직일 경우에는 헬리콥터 또한 움직이며 속도와 Ground Track을 조절할 수 있으나, Collective와 Pedal이 중요하다. 전진 비행과 마찬가지로, Collective는 헬리콥터가 지면에 닿지 않게 하며, Pedal은 올바른 헤딩을 유지하도록 한다.

측면 비행이라 할지라도 헬리콥터의 꼬리는 조종사의 뒤쪽에 머무르게 된다. Cyclic 입력 조작은 부드럽게 이뤄져야 하며, 조종사는 지상의 항공기를 주의해야 한다.

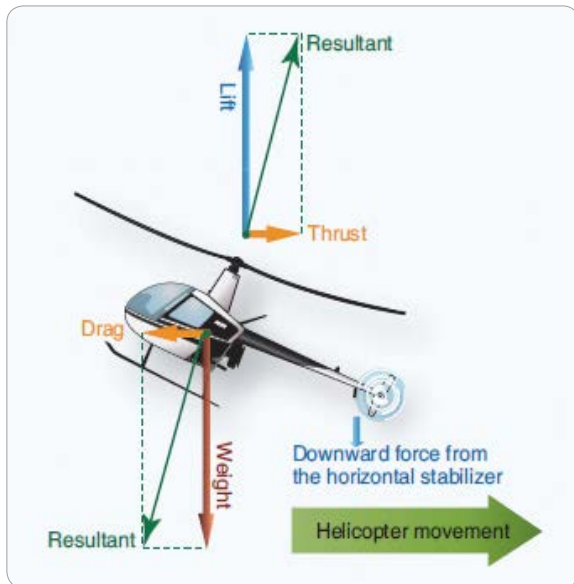
측면 비행 시 스키드와 지상의 접촉은 조종사가 반응할 틈도 없이 옆으로 전복될 가능성이 높은 만큼, 특별한 주의를 기울여야 한다.



[그림 3-47] 측면 비행

2.3.5 후진 비행(Rearward Flight)

후진 비행을 하기 위해서는 회전면을 뒤로 기울여 주어야 한다. 추력은 뒤쪽으로 작용하고, 반대로 항력은 앞쪽으로 작용한다.



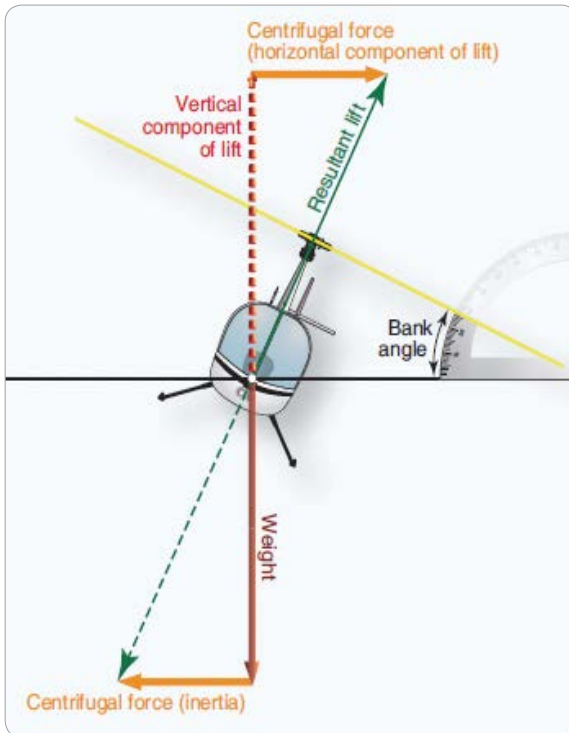
[그림 3-48] 후진 비행 시 작용하는 힘

조종사는 후진 비행의 위험 요소를 인지해야 한다. 수평안정판의 위치 때문에 헬리콥터의 꼬리 끝은 후진 비행 시에 아래로 내려가려는 경향이 있어서, 전진 비행 시보다 지면에 닿을 확률이 더 높다.

후진 비행 시에 고려해야 할 또 다른 요소는 스키드 디자인이다. 대부분의 헬리콥터 스키는 뒤쪽에서 위로 휘어져 있지 않고 후진 비행 시에 지면과 접촉할 경우, Tail Rotor가 지면과 충돌하게 되는 통제 불능 상태에 빠지게 될 수 있다.

2.3.6 선회비행(Turning Flight)

전진 비행 시 회전면을 앞쪽으로 기울여 주어 Rotor에서 발생하는 힘이 수직 방향에서 앞쪽으로 기울어지게 하듯이, 헬리콥터가 옆으로 기울어지면 Rotor의 회전면이 옆으로 기울어져 Rotor에서 발생하는 힘의 수직 성분은 중량을 담당하는 양력이 되고, 수평 성분은 원심력에 대응하는 구심력이 된다.



[그림 3-49] 선회비행 시 작용하는 힘

헬리콥터에 경사를 줄수록 Rotor 힘의 방향이 수평 방향으로 기울어져서 보다 많은 양력 성분이 수평 방향으로 작용하게 되어 선회 속도를 증가시킨다. 그러나 수직 성분의 양력이 상대적으로 줄어들기 때문에 헬리콥터의 고도를 유지하기 위해서는 Blade의 받음각을 증가시켜 양력을 보충해 주어야 한다. 선회각이 크면 클수록 Blade의 받음각도 커져야 헬리콥터의 고도를 유지할 수 있다. 선회각이 커지고 받음각이 커지면 작용하는 힘이 커지므로 선회 속도가 빨라진다.

간단히 말해, 선회 시 고도와 속도를 유지하기 위해 Collective 피치는 증가되어야 한다. Collective 피치는 붙임각을 제어하며, 다른 요소들과 함께 Rotor 시스템의 전반적인 받음각을 결정한다.

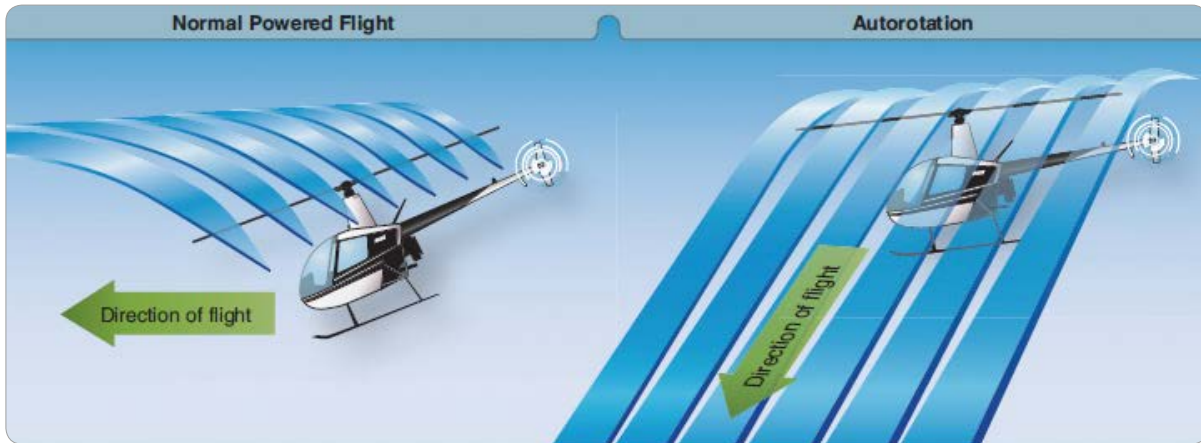
2.4 비정상 상황에서 작용하는 항공역학적 힘(Aerodynamic Forces on the Abnormal Flight)

2.4.1 자동 활공(Autorotation)

자동 활공은 공기의 움직임이 엔진 동력으로 돌아가는 Rotor에 의한 구동보다 공기가 위로 향하는 움직임에 의한 헬리콥터의 Main Rotor 시스템이 돌아가는 비행 상태를 말한다. 동력 비행 상태에서 공기는 Main Rotor 시스템의 위에서 빨려 들어가 아래쪽으로 배출되는데, 자동 활공 중에는 헬리콥터가 강하함에 따라 공기가 Rotor 시스템 아래쪽에서 위로 움직인다.

자동 활공은 기계적으로 자유 회전 장치에 의해 가능한데, 이것은 Clutch가 장착되어 있어 엔진이 정지했어도 Main Rotor가 계속해서 회전할 수 있게 해 준다. 만약 엔진이 고장 나면 자유 회전 장치는 자동으로 Main Rotor로부터 엔진을 분리시켜, Main Rotor가 자유롭게 회전할 수 있게 한다. 이것은 엔진 고장 시 헬리콥터가 안전하게 착륙할 수 있게 하기 위함이다. 따라서 모든 헬리콥터가 허가받기 위해서는 반드시 이 기능에 대해 시험을 받아야만 한다.

만약 비행 중 엔진의 재시동을 결정했다면(이 비상 절차를 위한 한도(Parameter)는 각 헬리콥터마다 다를 것이고, 반드시 아주 정확하게 절차를 따라야 한다), 조종사는 엔진 시동을 위해서 반드시 엔진 Starter 스위치를 넣어(Re-Engage)야 한다. 엔진 시동이 완료되면 자유 회전 장치는 엔진과 Main Rotor를 다시 연결시킬 것이다.



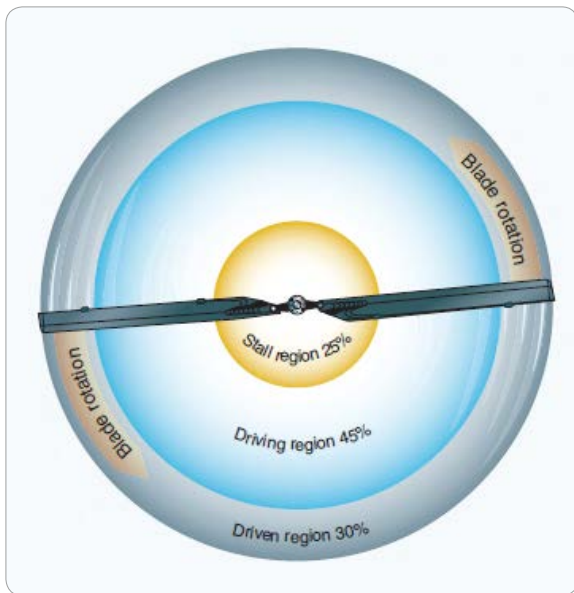
[그림 3-50] 자동 활공 시 공기의 흐름

수직 자동 활공(Vertical Autorotation)

대부분의 자동 활공 비행은 전진 속도가 있는 상태에서 수행된다. 그러나 항공역학적인 설명을 위하여 단순히 아래 방향으로만 내려간다고 가정한다. 이러한 상황에서는 Blade의 위치에 상관없이 Blade가 회전하게 하는 힘은 거의 같아진다. 따라서 헬리

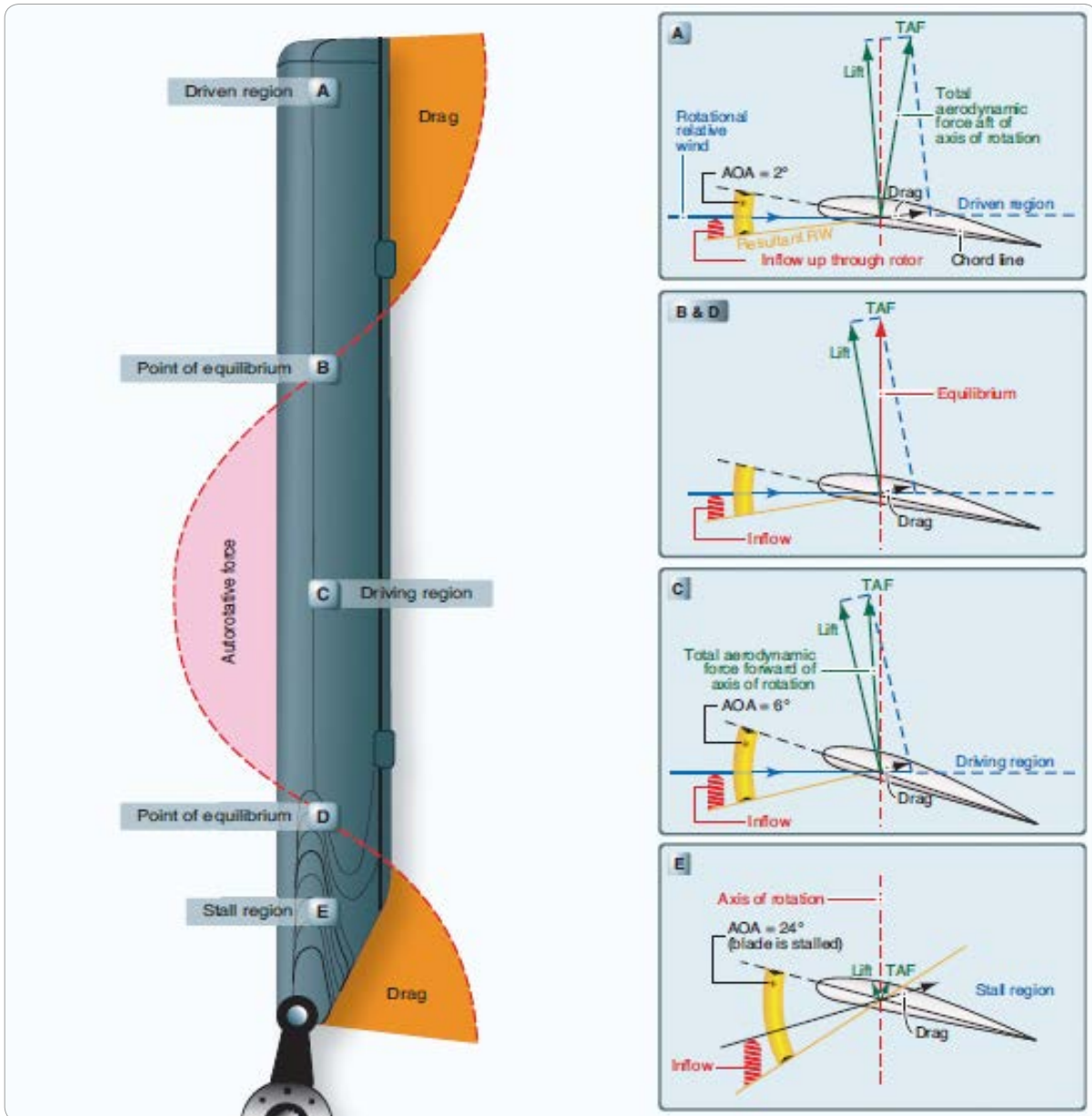
콥터의 속도가 달라져도 양력 불균형 현상은 발생하지 않는다. 그러나 하강할 때 Blade의 회전면은 3개의 영역, 즉 추진 영역(Driven Region), 구동 영역(Driving Region), 그리고 실속 영역(Stall Region)으로 구분된다.

아래 그림에서는 세 개의 Blade 구역을 보여 준다. A 부분이 추진 영역, B와 D는 평형 상태점, C 부분은 구동 영역, E 부분은 실속 영역이다. 이렇게 영역이 구별되는 것은, 회전하는 상대풍의 속도가 Blade 중심부에서는 느리고 끝부분으로 갈수록 빨라지기 때문에 영역별로 실제 힘의 합력 성분이 달라지게 된다. 또한 Blade 자체가 비틀어져 있어 C 부분의 Blade가 A 부분의 Blade보다 받음각이 크다. 밑에서 위로 흐르는 공기 흐름이 같다 해도 Blade의 위치에 따라 상대풍의 속도가 다르고, 받음각의 차이로 인해 Blade에 발생하는 공기력이 달라진다.



[그림 3-51] 자동 활공 시 Blade 영역

- 추진 영역은 프로펠러 영역(Propeller Region)이라고도 하는데, Blade 길이의 30% 정도의 영역이 이에 해당된다. A 부분에서 보는 바와 같



[그림 3-52] 자동 활공 시 Blade에 작용하는 힘

이, 총 공기역학적인 힘(Total Aerodynamic Force, TAF)은 방향이 회전축 뒤쪽으로 작용하여 Blade의 회전을 억제하는 항력 역할을 한다. 이 영역의 크기는 Blade 피치와 헬리콥터 강하율과 Rotor의 회전속도 등에 따라 달라진다.

- Blade의 두 지점(B와 D) - 하나는 추진 영역과 구동 영역 사이, 다른 하나는 구동 영역과 실속 영역 사이에 위치한다. 이 지점은 평형 상태로 공기역학적인 힘(TAF)이 회전축과 일치하여, Blade의 회전에 아무런 영향을 미치지 않는다.

- 구동 영역은 자동 활공 영역(Autorotative Region)이라고도 하는데, 보통 Blade 길이의 25~70% 영역으로 Blade가 회전하도록 해 주는 힘을 발생시킨다. 이 영역에서는 공기력이 회전축보다 약간 앞쪽으로 기울게 작용하여 가속력을 제공한다. 즉 기울어진 힘의 성분이 추력이 되어 Blade의 회전을 가속시키는 것이다. 물론 이 영역의 크기도 Blade 피치, 헬리콥터의 강하율과 Rotor의 회전속도에 따라 달라진다. 이 영역의 크기를 조종하여 자동 활공 회전속도를 조절할 수 있다. 예를 들어 Collective 피치를 증가시키면 추진 영역이 커지고 실속 영역도 커져, 상대적으로 구동 영역이 작아진다. 결국 구동 영역이 작아지면 Blade를 회전시키는 추력이 감소하고 항력은 증가하여 Blade의 회전속도는 떨어지게 된다.

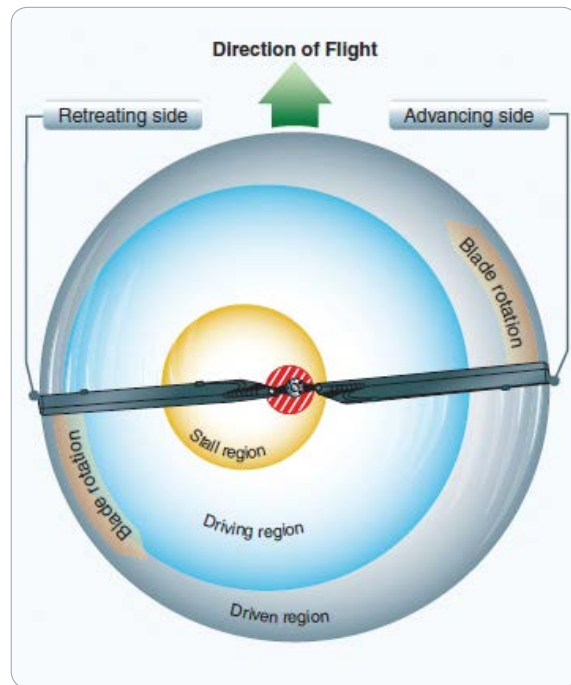
- 실속 영역(E)은 가장 안쪽 25%의 영역으로 Blade의 회전을 방해하는 항력을 발생시키는 부분이다.

이를 종합하여 정리하면, 자동 회전속도를 일정하게 유지하기 위해서는 구동 영역의 가속력과 추진 영역 및 실속 영역에서 발생하는 감속력이 같아지도록 Collective 피치를 조정하면 된다.

전진 비행 중 자동 활공 (Autorotation Forward Flight)

전진 비행 중에 발생하는 자동 활공도 수직으로 강하하면서 발생할 때와 같은 원리로 얻어진다. 다만 전진 속도가 Blade의 회전판에 불어오는 공기 흐름

에 변화를 일으키기 때문에, 앞에서 설명한 3개의 영역이 왼쪽으로 이동하게 된다. 왜냐하면 전진 Blade는 받음각이 작기 때문에 추진 영역이 커지고, 후진 Blade는 실속 영역이 커진다. 중심 부분에서는 역풍 영역(Reversed Flow)이 존재하여 후진 Blade의 추진 영역도 작아진다.



[그림 3-53] 전진 비행 자동 활공 시 Blade 영역

자동 활공을 통해 착륙하기 전에 조종사는 감속을 위해 헬리콥터에 대한 접지 조작을 해야 한다. 조종사는 Cyclic을 뒤로 당김으로써 접지 조작을 시작해야 한다. 헬리콥터가 뒤로 움직임에 따라 Blade 주변의 공기 흐름 형태가 바뀌면서 회전속도가 증가하게 된다. 조종사는 운영 한계 내에서 회전속도가 움직일 수 있도록 Collective를 조절해야 한다.

2.4.2 Vortex Ring State(Settling with Power)

Vortex Ring State란 헬리콥터가 동력의 20% 이상을 사용하여, 상승할 수 있는 성능 없이 수직으로 하강하는 공기역학적인 상태를 말한다. 기존에 사용하던 Settling with Power(동력 고착)란 용어는 엔진 출력이 최대인 경우에도 헬리콥터가 하강한다는 사실에서 유래된 말이다.

일반적으로 지면 효과 외(OGE) 제자리비행 중 헬리콥터는 Main Rotor를 통하여 많은 공기 덩어리를 아래로 추진함으로써 정지 상태를 유지할 수 있다. 일부 공기는 Main Rotor Blade의 끝부분에서 재순환하여 Rotor Disk 바닥에서 위로 휘어져 상단에서 Main Rotor Rotor로 유입되는 공기와 결합된다. 이 현상은 모든 에어포일에 공통적으로 적용되며, 익단와류라 한다. 익단와류는 항력을 발생시키고 에어포일의 효율을 저하시킨다. 익단와류가 작으면, Rotor 효율의 손실은 적다. 하지만 헬리콥터가 수직으로 하강하기 시작하면, Main Rotor Rotor의 회전면이 와류 안으로 들어가게 되고 익단와류를 크게 한다. Vortex Ring State 상태에서 엔진에 의해 생산된 동력은 Main Rotor Rotor 주위의 도넛 형태의 공기를 가속하는 데에 낭비된다.

또한 헬리콥터가 정상적으로 하강하면서 유도되는 흐름보다 더 빠르게 내려가게 되면, Main Rotor Blade 안쪽의 공기 흐름은 회전면을 기준으로 상향 흐름을 보인다. 결과적으로 Main Rotor Blade 안쪽의 공기 흐름이 회전면의 위쪽으로 향하게 되어, 익단와류 외의 제 2의 와류 고리가 발생하게 된다. 안쪽의 와류 고리는 공기 흐름이 위에서 아래로 변하는 지점에서 생성된다. 그 결과, 회전면의 넓은 영

역에서 불안정한 난류가 형성되어 엔진에서 동력을 공급하고 있음에도 Rotor의 효율이 저하된다.



[그림 3-54] Vortex Ring State

완전하게 형성된 Vortex Ring State 상태의 헬리콥터는 진후, 좌우로 불안정한 진동이 발생하며, Cyclic 조종 기능이 상실되고, 그대로 방치할 경우에 강하율이 6,000FPM에 이른다.

Vortex Ring State는 낮은 속도와 불안정한 공기속에서 강하하는 기동에서 발생할 수 있다. 유효 전이 양력 속도 이하에서는 공기역학적으로 Vortex Ring State 상태에 들어갈 수 있는 범위에 있다. 이러한 조건은 급정지 또는 자동 활공에서 회복 조작을 할 때 간혹 나타난다.

아래와 같은 조건들이 복합적으로 작용하면 Vortex Ring State 상태로 빠져들 수 있다.

1. 최소 300FPM의 수직 강하(실제 임계속도는 총 중량, rpm, 밀도고도 및 기타 관련 요인에 따라 달라진다.)
2. Rotor 시스템이 엔진 동력의 일부 사용하고 있을 때(20%~100%)
3. 수평 속도가 유효 전이 양력 속도보다 낮을 때

2.4.3 후진 Blade 실속(Retreating Blade Stall)

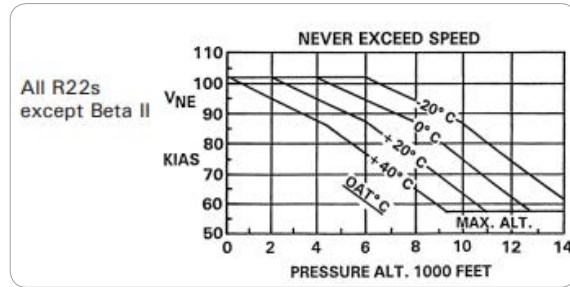
전진 비행을 할 때 Main Rotor의 위치에 따라 회전면을 통과하는 상대풍의 흐름이 달라진다. 앞으로 나아가는 방향일 때는 헬리콥터의 전진 속도로 인하여 상대풍의 흐름이 빨라지고, 반대로 뒤로 나아가는 방향일 때는 상대풍의 흐름이 느려진다. 이러한 양력 불균형은 헬리콥터의 속도가 증가할수록 커지게 된다.

회전면에서 동일한 양력을 생성하기 위하여 전진 Blade는 위로 올라가고, 후진 Blade는 아래로 내려간다. 이것을 Flapping이라 부르며, 전진 Blade의 받음각이 작아져 양력이 감소하고 후진 Blade의 받음각은 커져 양력이 증가한다.

후진 Blade 실속이란 헬리콥터의 전진 속도가 빨라져 어느 정도에 이르면, 후진 Blade는 상대속도가 떨어지면서 받음각이 실속각에 이르러 실속이 발생하여 양력을 상실하게 되는 현상이다. 그래서 후진 Blade 실속이 헬리콥터의 최대 속도(VNE)를 제한하는 중요 요소가 된다. 실속이 발생하면 저주파 진동이 발생하게 되고, 기수가 들리며, 후진 Blade 방향으로 헬리콥터가 기울어지게 된다.

헬리콥터의 전진 속도가 빨라지면 헬리콥터의 무게, Rotor의 낮은 회전속도, 높은 밀도고도, 심한 흔들림이나 과도한 선회 등이 후진 Blade 실속을 일으키는 주요 원인으로 작용한다. 고도가 높아질수록 같은 속도에서 동일한 양력을 갖기 위해서는 Blade의 받음각이 커져야 한다. 그래서 후진 Blade 실속은 고도가 높아질수록 더 낮은 속도에서 발생할 수 있다.

대부분의 헬리콥터 제작사는 고도에 따른 최대 전진 속도의 감소를 보여 주는 차트와 그래프를 제공한다.



[그림 3-55] 고도에 따른 최대 속도(VNE)

2.4.4 지면 공진(Ground Resonance)

지면 공진은 Main Rotor가 3개 또는 그 이상인 완전 관절형 헬리콥터에서만 발생할 수 있는 공기역학적 현상으로, 헬리콥터가 지상에서 Main Rotor Blade의 위상이 서로 달라져 Main Rotor Rotor 시스템에 불균형 상태를 초래함으로써 심각한 진동 현상이 일어난다. 이러한 상태에서는 헬리콥터가 순간적으로 파괴될 수 있다.

지면 공진은 헬리콥터 기체가 가진 자연적인 Rotor의 균형 파괴로 인한 진동으로 나타나는 기계적 현상이다. 불안정한 Main Rotor Rotor 시스템은 기체의 공진주파수와 동일한 주파수로 진동한다. 그리고 엔진이 Main Rotor Rotor 시스템에 동력을 더하여 구조물이 파괴될 때까지 진동의 크기를 증가시킨다. 이러한 현상이 지속되면 헬리콥터는 파괴된다.

헬리콥터가 지면에 착지할 때 한쪽이 먼저 강하게 접지하면, 그 충격이 Main Rotor Head로 전달되어 Main Rotor Blade가 정상적인 상태를 벗어나 Drag 힌지를 따라 불안정한 상태가 된다. 착륙 장치가 휠 타입인 헬리콥터에서 지면 공진이 더 잘 발생한다.

다음 그림은 3개의 Main Rotor Blade를 가진 헬

리콥터의 경우, Main Rotor Blade는 각 120도의 간격을 가지고 움직이고 있다가 지면 접지 시 충격이 Main Rotor Head에 전달되면 Main Rotor Blade의 간격이 122도, 122도, 116도로 서로 달라진 것을 나타낸다. 이후 다른 착륙 바퀴가 땅에 닿으면 제2의 충격으로 이와 같은 불균형 현상은 더욱 악화되고 지면 공진이 강해진다.



[그림 3-56] 지면 공진

2.4.5 동적 롤오버(Dynamic Rollover)

헬리콥터는 지면에서 부양할 때 동적 롤오버(Dynamic Rollover)라 불리는 가로 방향으로 Roll하는 경향이 있다. 이러한 동적 롤오버의 초기 단계에서는 헬리콥터의 스키드나 착륙장치를 축으로 가로 방향으로 기울기 시작한다. 만약 기울는 정도가 임계 경사각보다 커지면, Main Rotor의 추력이 Roll 현상을 촉진시켜 회복이 불가능한 상태에 이르게 되며, Cyclic을 어떻게 조종하든 헬리콥터는 한쪽으로 전복된다. (헬리콥터의 경우, 바람과 화물을

고려한 5도~8도 정도이다.) 즉, 동적 롤오버는 헬리콥터가 스키드나 바퀴를 중심으로 가로 방향으로 회전하기 시작할 때 시작된다.

동적 롤오버가 발생하려면 다음 세 가지 요인이 있어야 한다.

1. Rolling Moment
2. 헬리콥터의 정상적인 CG를 벗어난 Pivot Point
3. 중량보다 큰 추진력

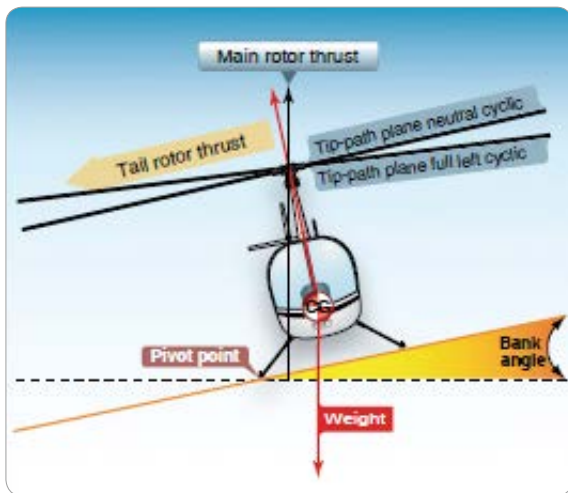
헬리콥터가 스키드나 착륙장치를 축으로 하여 기울기 시작하면 동적 롤오버 현상이 발생한다. 이러한 현상의 원인으로서는 스키드 고정 장치를 제거하지 않았거나, 측면으로 제자리비행 시 스키드나 착륙장치가 고정 물체에 걸렸을 때, 또는 착륙장치가 얼음이나 녹은 아스팔트, 진흙 등에 빠졌을 경우에 많이 발생한다. 또한 경사지에서 운용 시 이착륙 기술을 제대로 사용하지 못한다면 동적 롤오버 현상이 발생하게 된다. 원인에 관계없이 착륙장치나 스키드를 중심으로 헬리콥터가 흔들거릴 때 적절한 조치를 하지 않으면 동적 롤오버가 발생한다.

동적 롤오버가 시작되면 Cyclic 조종만으로는 멈추게 할 수 없다. 예를 들어 오른쪽 스키드가 물체에 걸려 축이 되면서 헬리콥터가 오른쪽으로 기울기 시작하면, Cyclic을 최대한 왼쪽으로 조종해도 Rotor의 추력 성분과 모멘트가 헬리콥터를 계속 오른쪽으로 기울어지게 한다. 동적 롤오버가 커지는 것을 멈추기 위해서는 최대한 빨리 Collective를 내려 주는 것이 최상의 방법이다. 동적 롤오버는 스키드 타입 헬리콥터나 휠 타입 헬리콥터 관계없이 발생하며, 모든 종류의 헬리콥터에서 일어날 수 있다.

Main Rotor Blade는 움직일 있는 한정된 범위가 있다는 것을 기억하는 것이 중요하다. 만약 헬리콥터의 기울기나 Roll의 범위(5도 ~ 8도), Cyclic이 더 이상 수직 양력 요소를 발생시킬 수 있는 범위를 초과한 상태에서 추가적인 추력 또는 양력이 발생하면, 이것은 헬리콥터가 전복될 수 있는 가로 방향의 힘(Lateral Force)으로 변한다. 헬리콥터 무게중심이 기체의 Main Gear Box와 제한된 Main Rotor Blade의 움직임이 연계될 때, 이러한 위험 요소는 불안정한 무게중심에 추가가 된다. 조종사는 추력을 없애기 위해, Collective를 내려야 한다는 것을 반드시 기억해야 한다.

Critical Conditions

특정 조건은 임계 경사각을 감소시켜 동적 롤오버의 가능성을 증가시키고 회복 기회를 감소시킨다. Rolling 속도가 증가함에 따라 회복이 가능한 임계 경사각의 감소가 있기 때문에 Rolling 속도도 고려 사항이다. 또 다른 중요한 조건에는, 중량과 거의 동



[그림 3-57] Dynamic Rollover

일한 추력(양력)으로 높은 총중량에서 작동하는 것이 포함된다.

반시계 방향으로 회전하는 헬리콥터의 Critical Conditions는 아래와 같다.

(시계 방향 헬리콥터의 경우 반대로 적용)

1. 편류로 인한 우측 스키드 또는 착륙 휠 다운
2. 우측에 위치한 무게중심(CG)
3. 좌측풍
4. 좌측 Yaw 입력

Cyclic Trim

한쪽 스키드나 바퀴가 지면에 접촉하고 있는 상태에서 헬리콥터를 조종할 때는 Cyclic 트림을 적절하게 사용하도록 세심한 주의를 기울여야 한다. 만약 이륙을 천천히 하면서 힘의 이동성을 고려하여 Cyclic 트림을 제대로 맞추지 않으면 2초 이내에 임계 경사각을 벗어나게 된다. Cyclic 트림을 적절하게 조정하여 헬리콥터의 롤과 피치 속도가 너무 커지지 않게 해야 한다. 헬리콥터의 피치, 롤, 그리고 요의 움직임을 작게 유지하면서 트림 용도로만 Cyclic을 조종하고 원만하게 헬리콥터를 이륙해야 한다.

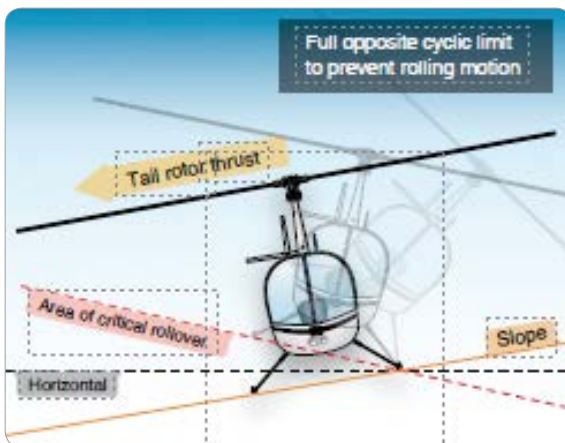
Normal Take-offs and Landings

평지에서 정상적인 이륙 및 착륙 시에도 동적 롤오버가 일어날 수 있다. 만약 한쪽 바퀴나 스키드가 지면에 있고 추력(양력)이 헬리콥터의 무게와 거의 같을 때, 이륙이나 착륙이 제대로 수행되지 않으면 지면과 접촉하고 있는 스키드나 바퀴를 축으로 롤 현상이 발생할 수 있다. 이륙이나 착륙을 하는 동안 피치 혹은 롤 움직임이 커지지 않도록, 특히 롤 움직

임이 커지지 않도록 Cyclic 트림을 원만하게 조종을 해야 한다. 만약 경사각이 5도 ~ 8도로 커지고 Cyclic을 최대로 사용해도 경사각이 줄어들지 않으면, Collective를 내려서 불안정한 롤 현상을 제거해야 한다. 지나친 선회각은 착륙 바퀴에 의해 헬리콥터의 한쪽을 고정할 수 있다. 측면 하중의 불균형은 동적 롤오버를 발생시킬 수 있다.

Slope Takeoffs and Landings

경사지에서 운용할 때 과도하게 Collective를 사용하면서 경사에 대해 지나치게 Cyclic을 조종하면, 아래쪽 스키드가 너무 올라가서 Cyclic이 가로 한계를 초과하게 되어 반대쪽으로 뒤집히는 롤 현상이 발생할 수 있다.

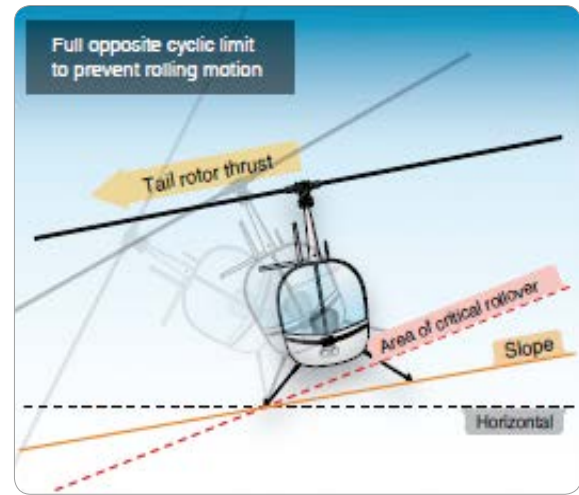


[그림 3-58] Upslope rolling motion

Use of Collective

Collective는 Main Rotor의 추력(양력)을 감소시켜 Cyclic보다 Roll의 움직임을 제어하는 데에 효과적이다. Collective를 부드럽게 내려 주는 것(약 2초 정도 걸리는 속도)이 Rolling 현상을 멈추게 하는 적

절한 방법이다. 헬리콥터가 경사지에서 위쪽으로 기울기 시작할 때 Collective를 너무 빨리 내리면, 반대 방향으로 급격하게 Roll 현상이 발생한다.



[그림 3-59] Downslope rolling motion

일반적으로 헬리콥터를 공중에 띄우려고 Collective를 과조작하여 갑자기 당기게 되면 위쪽 스키드가 너무 많이 올라가 가로 방향 Cyclic 조종 한계를 벗어나 조종 불능 상태가 될 수 있다. 이때 한쪽 스키드나 바퀴가 지면에 접촉한 상태로 Roll 현상이 커지면 헬리콥터는 해당 방향으로 넘어가게 된다.

2.4.6 Low-G Conditions and Mast Bumping

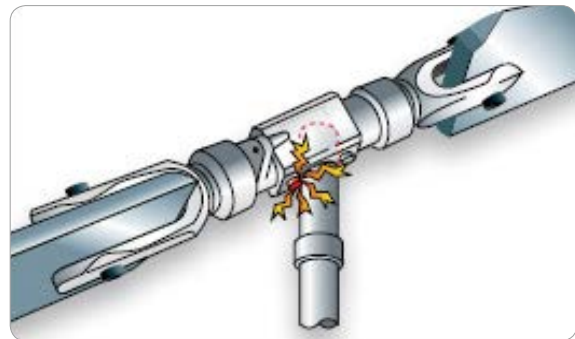
“G”는 지구의 중력으로 인한 가속도의 약자이다. 지상에서 있거나 수평비행 중인 항공기에 앉아 있는 사람은 1G를 경험하고 있다. 선회 중인 항공기에서 조종사가 좌석에 눌러 있는 상태에서는 1 이상의 G 또는 High-G 상태를 경험하고 있을 것이다. 엘

리베이터를 타고 아래로 내려가기 시작하거나 롤러 코스터를 타고 가파른 트랙을 내려가기 시작하는 사람은 G가 낮은 상태를 경험하고 있을 것이다.

헬리콥터는 조종사의 제어 입력에 대해 반응하기 위해 +G를 필요로 한다. 조종사는 회전면을 기울이기 위해 Cyclic을 사용하며, 1G에서 회전면은 항공기의 무게와 같은 추력을 생산한다. 추력 벡터의 기울기는 동체의 Pitch와 Roll에 대한 CG의 Moment를 제공한다. Low-G 상태에서는 결과적으로 추력과 제어성이 크게 감소한다. 제어 능력은 감소하지만, 3개 이상의 Main Rotor Blade를 가진 헬리콥터는 Rotor 중심에 Main Rotor Blade가 부착된 Rotor Hub의 설계상 추력과 무관한 Moment를 생성할 수 있다. 그러나 2개의 Main Rotor Blade를 가진 헬리콥터는 제어를 위해 추력 벡터의 기울기에 의존한다. 따라서 Low-G 상태는 2개의 Main Rotor Blade를 가진 헬리콥터에 매우 위험하다.

제자리비행 상태에서 이륙 시작, 또는 Vortex Ring State 상태와 같은 낮은 속도에서 Cyclic을 앞으로 미는 기동은 Low-G를 유발하지 않는다. 하지만 2개의 Main Rotor Blade를 가진 헬리콥터에서 갑작스러운 Cyclic 전방압 또는 Pushover는 위험할 수 있으며, 특히 높은 속도에서는 피해야 한다. 평균 속도 또는 높은 속도에서 Pushover는 헬리콥터의 기수가 들리고 Low-G 상태에 들어갈 수 있다. 이때, 추력이 감소하고 동체의 제어력을 잃게 되는데 조종사는 인지하지 못할 수 있다. 또한 Tail Rotor의 추력 또는 기타 공기역학적 요소는 헬리콥터의 Roll을 유도하는데, 조종사는 본능적으로 Roll을 교정하려 하겠지만 동체는 추력 부족으로 인해 반응하지 않을 것이다. 만약 동체가 오른쪽으로 Roll 하

고 있고 조종사가 교정하기 위해 왼쪽 Cyclic 압을 준다면, 오른쪽의 동체 자세와 왼쪽의 Rotor Disk 각도의 차이가 상당히 커지며 Rotor Hub의 내장된 간격을 초과할 수 있다. 이로 인해 Hub가 Rotor Mast에 접촉하게 되는데, 이를 Mast Bumping이라 한다.



[그림 3-60] Mast Bumping

Low-G, Mast Bumping은 수많은 사고의 원인이 되어 왔다. 이는 헬리콥터가 매우 낮은 고도의 전술 비행 기술인 Nap-of-the-Earth Flying을 수행하던 중 처음 발견이 되었다. 사고가 일어나는 것은 매우 순식간일 수 있다. 사고가 나면 Rotor 시스템의 에너지와 관성은 Mast를 절단하거나, Main Rotor Blade가 헬리콥터의 Tail Rotor Blade나 다른 부분에 부딪힐 수 있다.

난기류, 특히 심한 하강기류는 Low-G 상태를 일으킬 수 있으며, 속도가 빠른 경우 Mast Bumping으로 이어질 수 있다. 일반적으로 헬리콥터는 Blade의 표면이 작아 경비행기보다 난기류에 강하다. 난기류에서 비행하는 동안 속도, 고도 및 자세의 순간적인 이동이 예상되어야 한다. 조종사는 부드러운 제어 입력으로 대응해야 하며, Over Rolling을 피

해야 한다. 가장 중요한 것은 비행 속도가 느릴 때 Mast Bumping의 가능성이 낮으므로 속도를 줄여야 한다.

2.4.7 Low Rotor RPM and Rotor Blade Stall

Main Rotor RPM은 헬리콥터 운용에 있어 매우 중요한 변수이다. 비행기가 일정 속도 이하로 비행하지 않는 것처럼, 헬리콥터는 특정 RPM 이하로 비행해서는 안 된다. 안전한 범위의 Main Rotor RPM 범위는 헬리콥터의 Tachometer에 표시되며 POH/RFM에 명시되어 있다. 조종사가 Main Rotor RPM이 안전한 작동 범위 이하로 떨어지도록 허용할 경우, 헬리콥터는 Low RPM 상태에 있게 된다. 이때, 계속 Main Rotor RPM이 떨어지면 Rotor는 정지할 것이다.

Rotor Blade 실속은 빠른 전진 속도와 후퇴 Blade Tip의 작은 부분에서 발생하는 후진 Blade 실속과 혼동해서는 안 된다. 후진 Blade 실속은 진동과 함께 조종의 문제를 발생시키지만, Rotor Blade는 헬리콥터의 중량을 지탱하기에 충분한 양력을 제공할 수 있다. 그러나 Rotor Blade 실속은 어떠한 공기 상황에서도 발생할 수 있으며, Rotor Blade는 헬리콥터의 중량을 지탱할 수 있을 만큼 충분한 양력을 생성하지 못하고 빠르게 하강한다.

Rotor Blade 실속은 낮은 속도에서 비행하는 비행기 날개의 실속과 매우 유사하다. 헬리콥터는 Rotor RPM에 의존하는 반면, 비행기의 날개는 공기의 속도에 의존한다. 비행기의 속도가 감소하거나 헬리콥터의 Rotor RPM이 낮아질 때, 항공기의 무게를 지탱하기 위해 날개/Rotor Blade의 받음각은 증가

되어야 한다. 하지만 임계 각도(약 15도)에서 날개/Rotor Blade의 공기 흐름이 분리되고 정지하여, 급격한 양력 손실과 함께 항력이 증가한다. 이때 비행기의 경우, 받음각을 줄이기 위해 자세를 낮추고 정상적인 공기 흐름을 회복하여 실속을 회복할 것이다. 반면, 헬리콥터는 강하하면서 Rotor Disk를 통해 상승기류가 발생하며, 그 결과 받음각이 너무 높아져 Collective를 완전히 내리더라도 정상적인 기류를 회복하지 못할 수 있다. 헬리콥터가 Rotor Blade 실속에 들어간 경우, 헬리콥터의 전진 속도에 의해 전진 Blade에 더 많은 기류를 생성하므로 헬리콥터의 균형이 잡히지 않을 것이다. 따라서 후진 Blade의 실속이 먼저 발생하고, 중량으로 인해 후진 Blade는 뒤로 회전하는 과정에서 하강하며, 전진 Blade는 전진 중에 상승한다. 그 결과, 후방 Blade는 낮고 전방 Blade는 높아 Rotor Disk가 후방으로 기울게 된다. 추가로 헬리콥터가 하강하기 시작할 때, Tail Boom의 표면에 작용하는 공기의 상승 흐름과 수평안정판에 의해 헬리콥터의 자세는 아래로 향하게 된다. 이때 헬리콥터의 Rotor Blade와 Tail Boom이 접촉할 수 있다. 또한 Tail Rotor는 Main Rotor에 맞춰져 있어, 많은 헬리콥터에서 Main Rotor의 RPM 손실은 Tail Rotor 추력의 상실과 그에 상응하는 방향 제어의 손실을 야기한다.

Low Rotor RPM은 동력이 있을 때와 없을 때 모두 발생할 수 있다. 동력이 없는 경우에는 엔진이 꺼진 후 급하게 Collective를 낮추지 못하거나, 자동 활공 중 지면 높은 곳에서 Collective를 올린 경우에 발생한다. 일반적으로 동력이 있는 경우에는 엔진이 정상적으로 작동하지만 조종사가 Collective를 너무 많이 당겨 사용할 수 있는 동력보다 더 많은 동력을

요구할 때 Low Rotor RPM이 발생한다. 이 현상은 “Over Pitching”이라 하며, 엔진이 이미 최대 마력을 생산하는 중 조종사가 Collective를 올리는 경우에 발생하는데, 이는 흔히 높은 밀도고도에서 쉽게 발생한다. 이에 따라 Main Rotor Blade의 받음각이 증가하면서 Main Rotor Blade의 회전속도를 유지하기 위해 엔진 마력이 더 필요하지만, 엔진은 추가 마력을 만들어 내지 못해 Blade의 속도가 감소한다. 무거운 짐을 실은 헬리콥터가 밀폐된 지역에서 이륙할 때도 비슷한 상황이 발생할 수 있다.

Main Rotor Blade 회전 속도가 감소하면 엔진이 생산할 수 있는 마력도 감소한다. 엔진 마력은 회전 속도에 비례하므로, Over Pitching으로 인한 RPM 10%의 손실 또는 위의 다른 상황으로 인한 엔진 마력의 10% 손실은 회복하기까지 매우 느리고 어려울 것이다. 적은 엔진 동력과 Low Rotor RPM으로 인한 적은 양력은 헬리콥터를 하강시킨다. 이때 조종사가 강하를 막기 위해 Collective를 상승시키면, 그 상황은 Rotor Blade 실속으로 이어질 것이다.

2.4.8 Loss of Tail Rotor Effectiveness(LTE)

Anti-Torque 시스템 결함

Anti-Torque 시스템의 결함은 보통 두 가지로 구분된다.

첫 번째는 Tail Rotor 시스템의 Power 구동 부분의 결함으로, Anti-Torque 기능을 완전히 상실하는 경우이다.

두 번째는 기계적인 조종 계통의 결함으로, Tail Rotor에서는 Anti-Torque 추력을 제공하고 있지만 조종사가 Tail Rotor의 추력을 변화시키거나 조

종을 할 수 없는 경우이다.

구동축이나 Tail Rotor 기어 박스가 고장일 경우, 또 Tail Rotor가 통째로 없어져 Anti-Torque 기능이 상실된 경우, 헬리콥터는 바로 요(Yaw) 현상이 발생하게 된다. 반시계 방향으로 회전하는 헬리콥터의 경우에는 헬리콥터가 오른쪽으로 Yawing 하게 되고, 시계 방향으로 회전하는 헬리콥터의 경우에는 왼쪽으로 Yawing 하게 된다.

Yawing 현상의 정도는 사용하고 있는 Power의 크기와 헬리콥터의 속도에 비례하여 커지게 된다. 헬리콥터 속도가 저속이면서 높은 Power를 사용하고 있을 때, Anti-Torque 결함이 발생하면 심하게 오른쪽 방향으로 Yawing 현상이 일어난다. 반대로 고속에서 낮은 Power를 사용하고 있을 때는 빠른 기류에 의하여 헬리콥터가 회전하는 것을 막아 주기 때문에 Yawing 현상이 작게 발생한다.

Loss of Tail Rotor Effectiveness, LTE

LTE(Loss of Tail Rotor Effectiveness)란 아무런 조작을 하지 않았는데도 불구하고 급격하게 Yawing 현상이 발생하는 것으로 이것은 조종사로서 Main Rotor와 Tail Rotor의 교차로 인한 공기역학적 LTE를 이해하는 것이 매우 중요하고, 기계적 결함을 생기지 않게 예방하는 것이 가장 중요하다.

LTE는 Tail Rotor로 흐르는 공기 흐름이 다른 방향으로 변하는 상태를 말하는데, Tail Rotor Blade를 통과하는 공기의 각이나 속도에 의해 흐름이 변한다.

효과적인 Tail Rotor는 앞에서 언급한 것과 같이, 꾸준하고 지속적인 Anti-Torque 를 생성하기 위해 안정되고 상대적으로 방해되지 않는 공기 흐름에

의존한다. 각 Tail Rotor Blade의 피치와 받음각은 Tail Rotor의 추력을 결정하며, 이것들의 변화는 생성되는 추력의 양을 변화시킨다. 조종사의 Pedal 입력은 Tail Rotor에서 나오는 추력에 영향을 미친다. 같은 Pedal 입력에서 생성된 추력의 양을 변화시키는 것은 불균형을 만든다. 이 불균형이 극대화되면 Yawing 하는 헬리콥터를 효과적으로 조종하지 못하고 LTE가 일어나는 결과를 초래한다.

LTE의 주된 원인은 다음과 같다.

1. Tail Rotor 구성품에 영향을 주는 Main Rotor에 의한 공기 흐름과 내리 흐름
2. Main Rotor Blade에서 형성된 와류(Vortices)가 Main Rotor Blade 끝단에서 Tail Rotor Blade로 갈 때
3. 난기류와 다른 자연 현상이 Tail Rotor 근처에 흐를 때
4. 높은 Power 세팅은 Main Rotor Blade 피치각을 크게 만들고 Main Rotor Blade의 하강풍을 생성하여, 헬리콥터가 낮은 Power 상태일 때보다 더 많은 난기류를 생성한다.

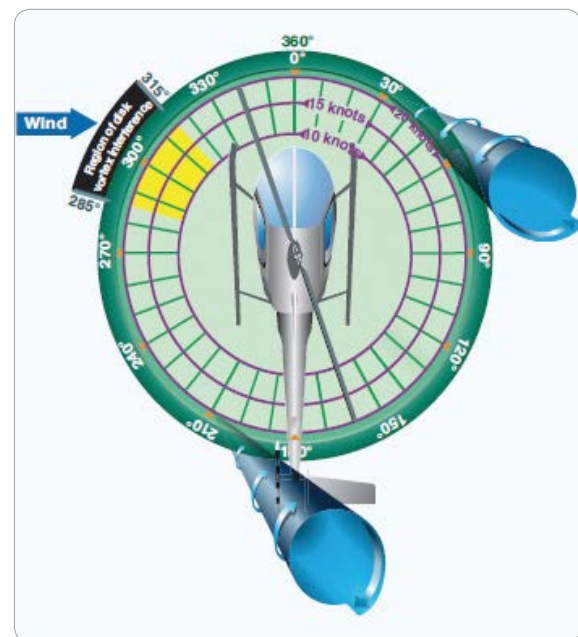
Main Rotor Disk 간섭

(Main Rotor Disk Interference, 285도~315도)

왼쪽 전면에서 10~30Kts 속도로 바람이 불어오면 상대풍으로 인하여 Main Rotor의 와류가 Tail Rotor 쪽으로 흐르게 되어, Tail Rotor는 심한 난기류(Rotor 디스크 와류 영향) 속에서 작동하게 된다. 헬리콥터를 오른쪽으로 회전시킬 때 Tail Rotor는 Main Rotor의 와류 영역에 들어가게 되고 Tail Rotor의 추력을 감소시킨다. 다시 말하면, Main Rotor의 와류가 Tail Rotor 디스크를 통과하기 때

문에 Tail Rotor에 흐르는 공기 흐름에 변화가 발생하여 추력이 감소한다.

Rotor 디스크의 와류 영향으로 초기에는 Tail Rotor의 받음각이 커져 Tail Rotor의 추력이 증가하기 때문에, 동일한 회전속도를 유지하기 위해서는 오른쪽 Pedal을 밟아 Tail Rotor의 추력을 감소시켜야 한다. 그러나 Main Rotor의 와류가 Tail Rotor를 지나고 나면 Tail Rotor의 받음각이 줄어들어 추력이 감소되기 때문에, 오른쪽 방향으로 Yawing 현상이 증가된다. 헬리콥터의 회전속도를 유지하기 위하여 오른쪽 Pedal에 압을 주고 있던 조종사는 갑작스러운 가속 현상에 매우 당황할 수도 있다. 또한 Tail Rotor의 추력 감소가 갑자기 일어나기 때문에 만약 곧바로 수정 조종을 하지 않으면 조종이 불가할 정도로 Mast를 중심으로 급속한 회전이 유발된다. 이러한 영역에서 작동할 때에는 Tail Rotor의 추력이 갑



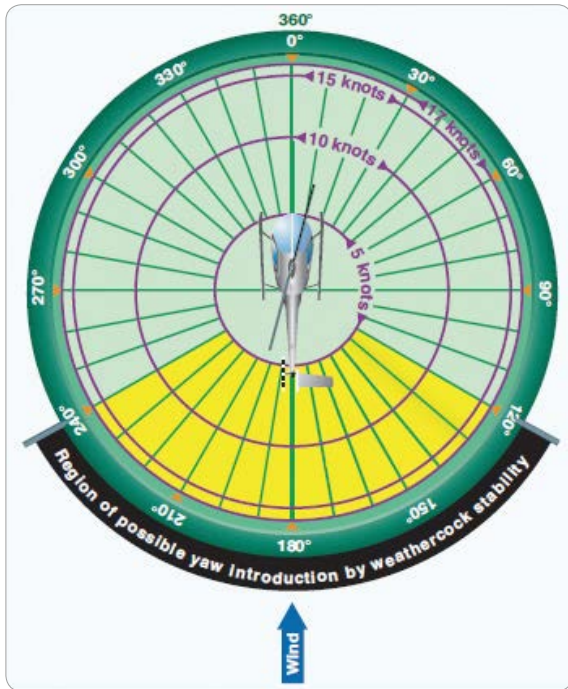
[그림 3-61] Main Rotor Disk 간섭

자기 감소한다는 것을 인지하고, 즉각 왼쪽 Pedal을 밟아 추력의 감소에 대응할 준비를 해야 한다.

풍향계 안정성

(Weathercock Stability, 120도 ~ 240도)

이 영역에서는 풍향계와 같이, 헬리콥터 기수가 상대풍을 향하여 움직이려고 한다. 만약 Pedal을 밟지 않으면 헬리콥터는 바람 방향에 따라 왼쪽이나 오른쪽으로 서서히 회전하기 시작한다. 이러한 경우에 오른쪽 방향으로 발생한 Yawing 현상을 내버려두어 Tail Rotor가 이 영역에 들어가면, 헬리콥터의 회전속도가 갑자기 가속된다. 바람이 흐르는 상태에서 Tail Rotor 효과의 상실을 방지하려면 헬리콥터의 회전속도를 적극적으로 통제하는 수정 조종이 필수적이다.



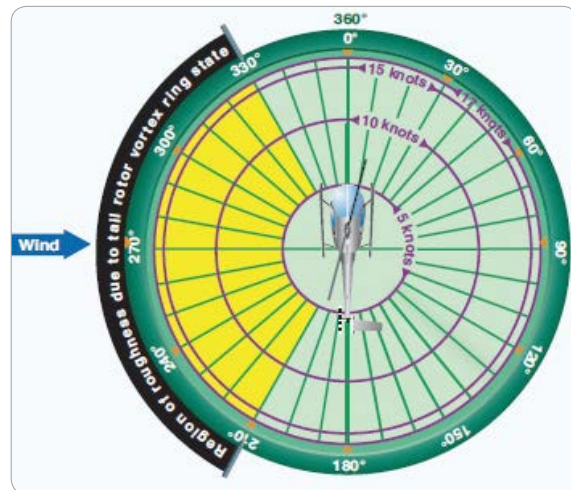
[그림 3-62] 풍향계 안정성

Tail Rotor 와류 고리 상태

(Tail Rotor Vortex Ring State, 210도 ~ 330도)

210도 ~ 330도에서 바람이 불면 Tail Rotor에 불안정한 상태의 공기 흐름이 발생하여 와류 고리 상태가 일어나게 된다. 와류 고리 상태가 되면 Tail Rotor의 추력에 변화를 일으켜 Yawing 현상의 편차를 가져온다. 불안정한 공기 흐름의 총체적인 효과는 Tail Rotor의 추력에 진동을 일으킨다.

왼쪽에서 측풍이 부는 상태에서 제자리비행을 할 때는 Tail Rotor 추력의 급격한 변화를 보상하기 위해서 신속하고 지속적으로 Pedal에 압을 주어야 한다. 이 영역에서는 정밀하게 헬리콥터 기수를 유지하기 어렵지만, 수정 조종이 지연되지 않는 한 심각한 문제를 일으킬 성질의 것은 아니다. 그러나 Pedal에 너무 많은 압을 주거나 주의 집중을 소홀히 하는 경우, 또한 너무 과도하게 조종하는 경우에는 Tail Rotor 효과 상실을 초래할 수 있다.

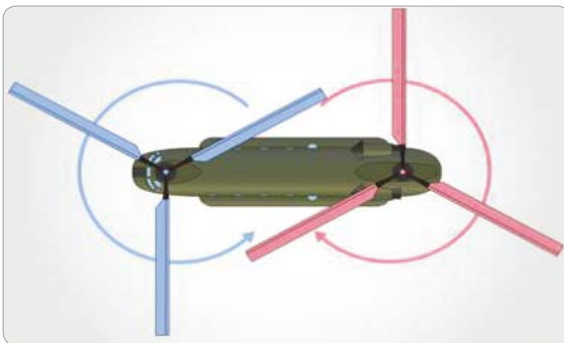


[그림 3-63] Tail Rotor 와류 고리 상태

2.5 Single Rotor 형태 이외의 헬리콥터 조종 원리

2.5.1 Tandem Rotors Helicopter

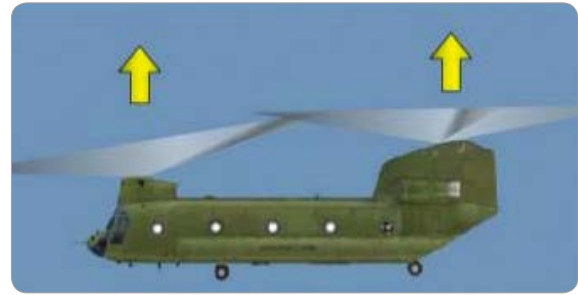
Tandem Rotor가 장착된 헬리콥터는 [그림 3-64]과 같이 2개의 Main Rotor가 반대로 회전하여 각각의 Main Rotor에서 발생된 토크가 서로 균형을 이루므로 토크 상쇄를 위한 Tail Rotor가 없으며 Main Rotor가 양력 생성 및 비행 제어력을 모두 담당하게 된다. Transmission은 전·후방 Main Rotor에 동시에 연결되어 있어 어느 하나의 엔진에 고장이 발생하더라도 1개 엔진으로도 작동할 수 있도록 교차 결합되어 있다.



[그림 3-64] Tandem Rotors 회전방향

Tandem Rotor 헬리콥터의 상승 및 강하 (Climb and Descent)

Tandem Rotor 헬리콥터의 경우에는 두 개의 Main Rotor가 양력과 추력을 조종한다. [그림 3-65]에서 보는 바와 같이 Collective를 올리면 6개의 Main Rotor Blade 피치각은 동시에 증가하며 헬리콥터는 상승하게 된다.



[그림 3-65] Tandem Rotor 헬리콥터의 상승 및 강하

Tandem Rotor 헬리콥터의 자세 조종 (Pitch Control)

Tandem Rotor 헬리콥터의 자세 조종(세로 방향 조종)은 가로축에 대한 동체의 피치 자세 변화를 발생시키는 전방 및 후방 Main Rotor의 차등 추력(콜렉티브 피치)에 의해 조종되며 이를 차등 콜렉티브 피치(Differential Collective Pitch, DCP)라고 한다.

[그림 3-66]과 같이 Cyclic을 전방으로 밀면 전방 Main Rotor의 피치각을 감소시키고 후방 Main Rotor의 피치각을 증가시켜 기수가 내려가며 속도는 증가된다.

Cyclic을 전방으로 밀면 전방 Main Rotor의 피치각을 감소시키고 후방 Main Rotor의 피치각을 증가시켜 기수가 내려가며 속도는 증가된다.



[그림 3-66] Tandem Rotor 헬리콥터의 자세 조종



[그림 3-67] Tandem Rotor 헬리콥터의 Roll Control

Tandem Rotor 헬리콥터의 롤 조종(Roll Control)

Tandem Rotor 헬리콥터의 롤 조종(가로 방향 조종)은 세로축에 대한 동체의 롤 변화를 발생시키는 전방 및 후방 Main Rotor 디스크의 가로 방향 기울어짐에 의해 조종되며, 이로 인해 동체가 세로축을 중심으로 롤링한다.

[그림 3-67]과 같이 Cyclic을 왼쪽으로 밀면 전방 및 후방 Main Rotor 디스크가 왼쪽으로 동일하게 기울어진다. 반대로 Cyclic을 오른쪽으로 사이클릭을 밀면 전방 및 후방 Main Rotor 디스크가 오른쪽으로 동일하게 기울어진다.

Tandem Rotor 헬리콥터의 방향 조종(Yaw Control)

Tandem Rotor 헬리콥터의 방향 조종은 수직축을 중심으로 회전하는 전방 및 후방 Main Rotor 디스



[그림 3-68] Tandem Rotor 헬리콥터의 Yaw Control

크의 가로 방향 기울기에 의해 수행된다.

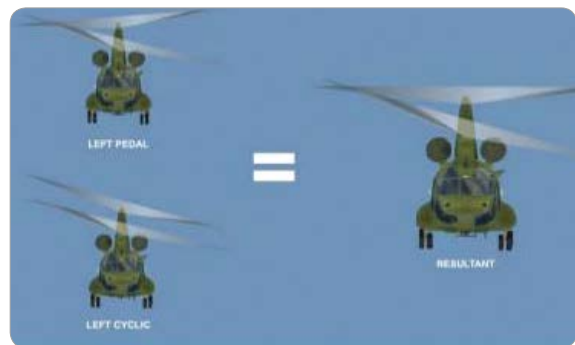
[그림 3-68]과 같이 좌측 Pedal에 압을 주면 전방 Main Rotor 디스크는 좌측으로, 후방 Main Rotor 디스크는 우측으로 기울어진다. 반대로 우측 Pedal에 압을 주면 전방 Main Rotor 디스크는 우측으로, 후방 Main Rotor 디스크는 좌측으로 기울어진다.

Tandem Rotor 헬리콥터의 정상 선회 (Coordinated Turn)

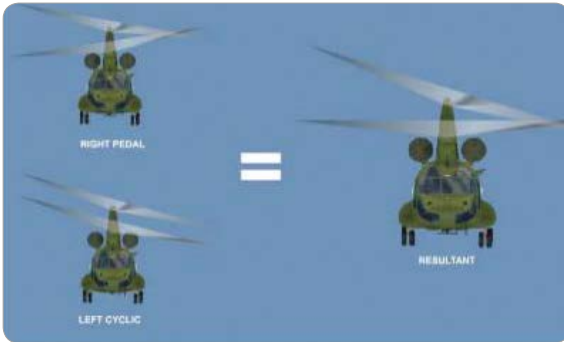
Tandem Rotor 헬리콥터의 정상선회 또한 요잉(Yawing)의 제어로 구심력과 원심력의 균형을 유지하는 것이 핵심이다. 대표적인 Tandem Rotor 헬리콥터인 CH-47 치누크가 좌측으로 선회를 한다고 가정해보자.

좌측으로 선회하던 도중 슬립(Slip) 현상이 발생하여 선회방향과 같은 방향으로 Pedal을 차주게 되는 경우, [그림 3-69]과 같이 전방 Main Rotor만이 기울어져 요잉을 제어하게 된다.

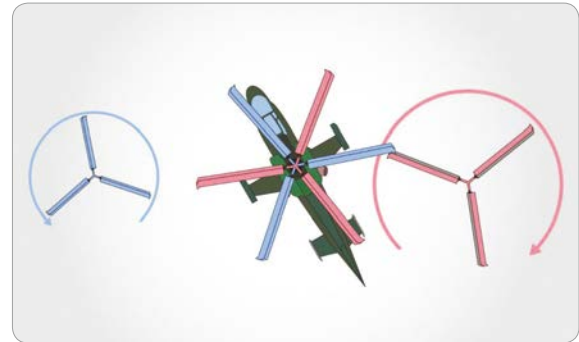
반면 스키드(Skid) 현상이 발생하여 선회방향과 반대 방향으로 Pedal을 차주게 되는 경우, [그림 3-70]와 같이 후방 Main Rotor만이 기울어져 요잉을 제어하여 구심력과 원심력의 균형을 유지한다.



[그림 3-69] Tandem Rotor 헬리콥터의 좌선회시 슬립(Slip) 수정



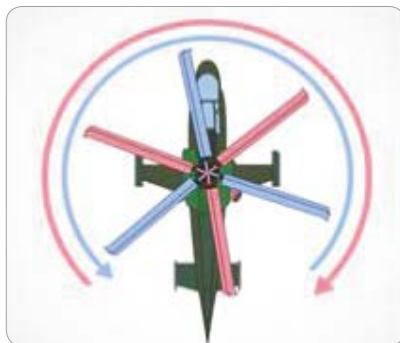
[그림 3-70] Tandem Rotor 헬리콥터의 좌선회시 스킴(Skid) 수정



[그림 3-72] 좌측으로 회전 시 원리

2.5.2 Coaxial Rotors Helicopter

Coaxial Rotor가 장착된 헬리콥터는 2개의 Main Rotor가 동일한 축에 장착되어 있으며, [그림 3-71]과 같이 두 개의 Main Rotor를 상·하로 배치하여 서로 반대로 회전하게 함으로써 Torque를 상쇄시키는 방식이다. 따라서 Torque 상쇄를 위한 Tail Rotor가 필요 없으며 Main Rotor 두 개가 양력 생성, 비행 제어력을 모두 담당하게 된다.



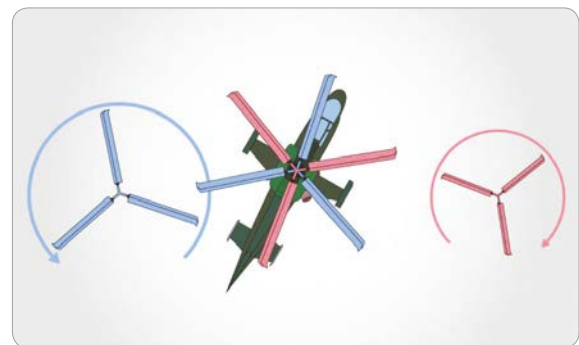
[그림 3-71] Coaxial Helicopter Main Rotors 회전방향

Coaxial Rotor 헬리콥터의 방향 조종(Yaw Control)
Coaxial Rotor 헬리콥터의 경우 Main Rotor 회전수 차이로 동체를 회전시킨다.

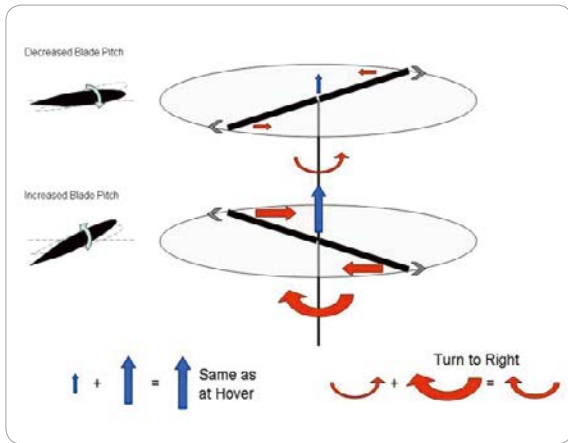
좌측으로 회전 시 [그림 3-72]와 같이 시계 방향으로 회전하는 Main Rotor의 회전수를 높이거나, 반시계 방향으로 회전하는 Main Rotor의 회전수를 줄여 동체가 왼쪽으로 회전하려는 토크를 증가시켜 좌측으로 회전한다.

우측으로 회전 시 [그림 3-73]와 같이 반시계 방향으로 회전하는 Main Rotor의 회전수를 높이거나, 시계 방향으로 회전하는 Main Rotor의 회전수를 줄여 동체가 오른쪽으로 회전하려는 토크를 증가시켜 우측으로 회전한다.

예를 들어 오른쪽 Pedal을 차게 되면 [그림 3-74]와 같이 상부 Main Rotor Blade 피치각은 감소하고 하부 Main Rotor Blade 피치각은 증가하게 된



[그림 3-73] 우측으로 회전 시 원리



[그림 3-74] Coaxial Rotors Yaw Control

다. 양력의 총량은 조작하기 전과 일정하지만, 상부 Main Rotor는 양력이 감소하여 반시계 방향의 Torque가 감소하고 하부 Main Rotor는 양력과 항력이 증가하여 Torque가 증가하게 된다. 결과적으로 Main Rotor간 토크 불균형이 발생하여 헬리콥터는 오른쪽으로 회전하게 된다.

Coaxial Rotor 헬리콥터의 Yaw Control은 제자리비행 선회 또는 저속 비행에서는 효과적이지만 고속에서는 효과적이지 않아 [그림 3-75]과 같이 고속에서도 충분한 Yaw Control을 위해 Tail 부분에 방향타를 둔 기종들이 있다.



[그림 3-75] Coaxial Rotor 헬리콥터의 방향타

2.5.3 Tilt Rotors

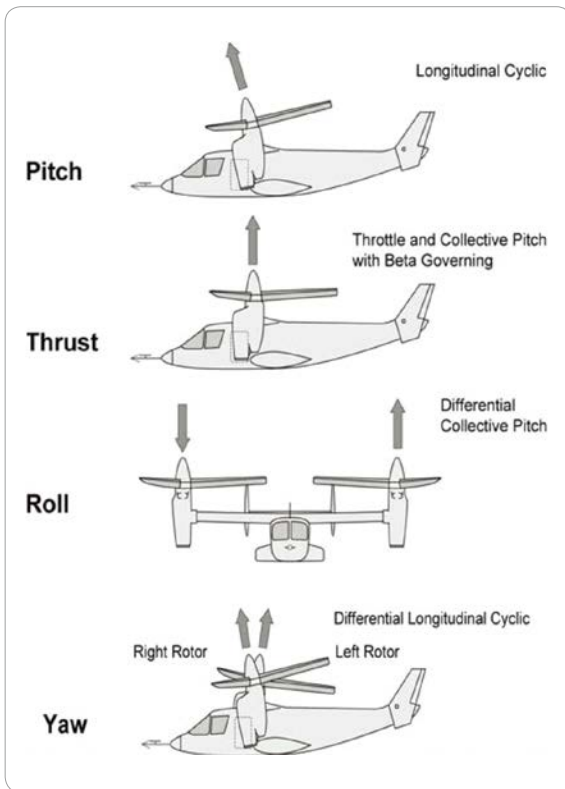
Tilt Rotor 회전익기는 제자리비행 시 Rotor를 위쪽을 향하여 일반 헬리콥터처럼 비행하고, 고속으로 비행하는 구간에서는 Rotor를 앞쪽으로 기울여 마치 비행기와 같이 비행하는 항공기이다. 고속비행에서는 일반적인 비행기의 조종면을 그대로 사용하지만 수직 이·착륙 모드, 즉 Intermeshing Rotor 헬리콥터의 형상일 때는 리더가 아닌 좌·우 Rotor를 서로 반대방향으로 기울여서 요잉(Yawing)을 제어한다.

만약 좌측으로 요잉을 하려고 한다면, 우측 Rotor는 앞으로 기울어지고 좌측 Rotor는 뒤로 기울어지며 결과적으로 항공기를 시계 반대방향으로 돌려 기수는 좌측으로 요잉을 하게 된다.

Tilt Rotor 회전익기의 롤링(Rolling)은 좌·우 Rotor Blade에 피치각 차이를 줌으로써 제어된다. 예를 들어 좌측으로 선회한다고 하면 우측 Rotor Blade의 피치각이 증가하여 양력을 증가시키고, 좌측 Rotor Blade의 피치각을 감소시켜 좌측으로 롤링을 발생시킨다. 이때 슬립(Slip) 또는 스킴드(Skid) 수정을 위해 좌·우 Rotor의 기울임 방향을 조절하여 요잉(Yawing)을 발생시킴으로써 정상선



[그림 3-76] 틸트로터 회전익기 V-22오스프리



[그림 3-77] Tilt Rotor 회전익기의 조종원리

회를 할 수 있게 된다. 만약 Tilt Rotor 회전익기가 우측으로 선회 시 슬립(Slip)이 발생하는 경우 좌측 Rotor를 앞으로 기울이고 우측 Rotor를 뒤로 기울여 기수를 시계 방향으로 회전시킴으로써 구심력과 원심력의 균형을 유지한다.

Tilt Rotor 회전익기의 조종원리는 [그림 3-77]와 같다.

비행이론(헬리콥터)
Flight Theory



4편. 항공기 성능

1장 헬리콥터 무게중심과 균형

- 1.1 중량
- 1.2 평형
- 1.3 중량과 평형 계산
- 1.4 헬리콥터 외부 슬링 운용

2장 헬리콥터 성능

- 2.1 성능에 영향을 주는 요소들
- 2.2 성능 차트

3장 Blade 트래킹과 진동분석

- 3.1 개요(General)
- 3.2 Main Rotor 및 Tail Rotor 트래킹
(Main & Tail Rotor Tracking)
- 3.3 정적 & 동적 균형
(Static & Dynamic Balancing)



1장 헬리콥터 무게중심과 균형

헬리콥터에서는 설정된 중량과 평형을 준수하는 것이 필수적이다. 최대 중량을 초과하여 운용할 경우, 헬리콥터의 구조적인 형체뿐만 아니라 성능에도 악영향을 미친다. 평형 역시 중요한 요소이며, 가득 실은 헬리콥터의 경우 무게중심(CG)이 약 3인치만 벗어나도 항공기 운용 특성이 극적으로 바뀐다. 중량과 평형 제한치를 벗어나서 헬리콥터를 운용하는 것은 위험한 행위이다.

1.1 중량(Weight)

헬리콥터의 중량 제한이 허용 범위 안에 있는지를 결정할 때, 헬리콥터 자중(Basic Empty Weight), 승무원, 승객, 화물, 그리고 연료를 고려해야 한다. 물론 유효 중량(하중계수)은 비행 기동에 따라 달라지지만, 여기서는 헬리콥터의 안정된 상태를 고려한다.

최대 허용 중량은 비행 중 변한다는 것을 이해하는 것이 중요하다. OGE 제자리비행을 포함한 제한된 지역의 비행을 계획할 때는, 비행 중 모든 상황에서 무게를 들어 올릴 수 있는 헬리콥터의 능력을 확인해야 한다. 또한 그 무게가 아침에는 허용될 수 있지만, 밀도고도가 증가하는 낮에는 최대 허용 중량이 감소할 것이다.

헬리콥터의 중량을 계산할 때 다음과 같은 용어를 사용한다.

1.1.1 자중(Basic Empty Weight)

무게를 계산할 때 시작점을 자중(Basic Empty Weight)이라고 하며, 자중은 헬리콥터의 기본 무게와 추가로 설치한 시설물의 무게, 사용 불가능한 잔여 연료의 무게, 가득 보급한 엔진오일을 포함해 모든 작동유의 무게를 합친 무게이다.

일부 헬리콥터에서는 인가 자중(Licensed Empty Weight)이란 용어를 사용하는데, 자중의 개념과 비슷하나 이것은 오직 잔류 엔진오일만 포함하기 때문에 실제 엔진오일 무게는 포함되지 않는다. 따라서 총중량을 계산하기 위해서는 보충한 엔진오일 무게를 별도로 계산하여야 한다.

1.1.2 최대 총중량(Maximum Gross Weight)

대부분 헬리콥터의 최대 무게는 두 가지로 나뉘는데, 헬리콥터 구조물 내부에 적재할 수 있는 하중을 포함한 내부 최대 총중량(Internal MGW)과, 헬리콥터 외부에 탑재할 수 있는 하중을 포함한 외부 최대 총중량(External MGW)으로 구분된다.

외부 최대 총중량은 헬리콥터의 어느 부분에 무엇을 장착하였는가에 따라 달라진다. 일부 대형 화물 이송용 헬리콥터는 sling load 또는 winch를 장착하고 있다. 이러한 헬리콥터들은 장착 위치가 헬리콥터 무게중심 내에 있을 때는 엄청난 무게의 화물

을 이송할 수 있다.

1.1.3 중량 제한(Weight Limitations)

헬리콥터의 중량 제한은 헬리콥터의 성능을 제대로 발휘하는 데 있어 기본적인 요소이기도 하지만, 헬리콥터의 구조물 형태를 유지하는 데 필수적인 사항이다. 비록 제작사가 안전을 고려하여 헬리콥터를 제작하고 있지만, 인가된 중량을 초과시켜서는 안 된다.

최대 중량을 초과한 상태로 헬리콥터를 운항할 경우, 강한 돌풍이 불거나 요동으로 인해 하중계수가 커지면 비행 중에 헬리콥터의 구조물이 전이되거나 파괴될 수도 있다. 또한 최소 중량 이하로 운항하면, 헬리콥터를 조종할 때 특성이 나빠질 수 있다. 그 예로, 일부 헬리콥터에서는 조종사 한 명만 탑승한 후에 제자리비행 시, Cyclic을 상당히 많이 앞쪽으로 조종해야 한다. 이러한 경우에 헬리콥터에 밸리스트를 탑재하여 Cyclic이 중간에 오도록 해 주어야 헬리콥터를 앞뒤로 조종하는 폭을 최대한 넓힐 수 있다. 또한 헬리콥터의 중량이 크면 자동 활공 강하가 쉽게 이루어져 헬리콥터의 자동 활공 특성은 좋아지나, 헬리콥터가 최소 중량보다 가벼우면 자동 활공 시 Main Rotor가 원하는 회전속도를 얻지 못할 수도 있다.

과다한 하중 요인, 강한 돌풍 및 난류와 조우한다면, 최대 중량을 초과해서 운영할 경우에 구조 손상 또는 문제가 발생할 수 있다. 중량과 기동 제한 또한 부품의 피로 수명을 설정하는 데 있어 고려되어야 할 요소이다. 과도한 스트레스로 인해 부품들은 기대 수명보다 더 빨리 문제가 발생하게 된다. 따라서 피로 수명 및 부품의 교체 주기를 결정하는 데 있어 이러한 조기 문제 발생은 주요 고려 대상이다.

헬리콥터가 최대 총중량으로 인가되었다고 해서 언제나 그 무게로 이륙한다고 안전한 것은 아니다. 이륙이나 상승, 제자리비행, 착륙 등의 성능을 저하시키는 요소가 발생하면 연료나 승객 또는 화물을 어느 정도 줄여 최대 중량보다 가볍게 운항하여야 한다. 높은 밀도고도(High Density Altitude)를 만들어 성능을 저하시키는 요소로는 고(高)고도, 고온, 다습한 기상 조건 등이 있다. 성능에 대한 면밀한 계획은 이런 환경에서 운용할 때 아주 중요하게 작용한다.

1.1.4 헬리콥터 중량측정 (Measuring Helicopter Weight)

일반사항(General)

헬리콥터의 중량과 평형 측정 절차는 기본적으로 비행기의 경우와 동일하며 비행기 중량과 평형에 적용되는 용어와 개념이 대부분 MainRotor Blade(Main Rotor Blade) 중량과 평형에도 적용된다. MainRotor Blade(Main Rotor Blade)는 고정익 항공기보다 훨씬 더 제한된 무게중심 범위를 갖고 있다. 무게중심은 보통 Rotor 마스트의 앞쪽과 뒤쪽이 가까운 거리를 연장하거나 2중 Rotor Blade(Double Rotor Blade)의 경우 Blade 사이에 둔다. 고정익 항공기는 세로축을 따라 무게중심 범위가 있지만, 헬리콥터의 경우 MainRotor Blade(Main Rotor Blade)에 대해 가로 방향 및 세로 방향 모두 무게중심 범위가 존재한다. MainRotor Blade(Main Rotor Blade)의 중량은 마치 진자처럼 작용한다.

중량측정 절차(Weighing Procedure)

헬리콥터 중량을 측정하여 무게중심 위치를 알고

자 하는 경우에는 세로축과 가로축 중량측정 위치를 알아야 한다. 세로축의 기준선 뒤쪽은 (+) 거리로, 기준선의 앞쪽 위치는 (-)로 측정한다. 가로축 거리는 헬기 앞을 보고 버톡 라인(Buttock Line)의 오른쪽 거리는 (+)이고, 왼쪽 거리는 (-)이다. 헬리콥터는 수평적으로, 수직적으로 모두 평형상태이어야 한다. 수평 측정기도 사용하지만, 측량 추가 주로 사용된다. 헬리콥터는 측량 추를 부착하는 장소가 마련되어 있고, 바닥으로 내려뜨리게 되어있다. 헬리콥터 객실 바닥에 설치된 균형 판(Leveling Plate)은 가로축과 세로축이 교차한 십자 형태로 되어있으며, 측량 추 원뿔 팁이 교차점을 가리키면 가로 방향 및 세로 방향 모두 수평 상태가 된 것이다. 가로 방향 및 세로 방향의 균형(Leveling)이 이루어졌다면 저울을 이용하여 무게를 측정한다.

1.2 평형(Balance)

헬리콥터의 성능은 총중량만이 아니라 무게중심의 위치에 따라서도 영향을 받는다. 그래서 항공기의 무게중심이 비행 교범의 'Weight and Balance Limitations'에 명시되어 있는 무게중심 허용 범위에 들도록 화물을 탑재해야 한다.

1.2.1 무게중심(Center of Gravity)

이론적으로는 조종사가 헬리콥터의 평형을 잘 맞추면, 바람이 없을 때 Cyclic 조종을 하지 않아도 제자리비행에서 동체가 수평으로 머물게 된다. 동체는 Rotor에 매달아 놓은 시계추와 같아 무게중심의 위

치에 따라 헬리콥터의 자세가 변한다. 만약 무게중심이 Rotor 마스트 바로 밑에 있으면 헬리콥터는 수평으로 되나, 무게중심이 마스트보다 앞쪽에 있으면 기수가 내려가고 반대로 마스트 뒤쪽에 있으면 기수가 들리게 된다.

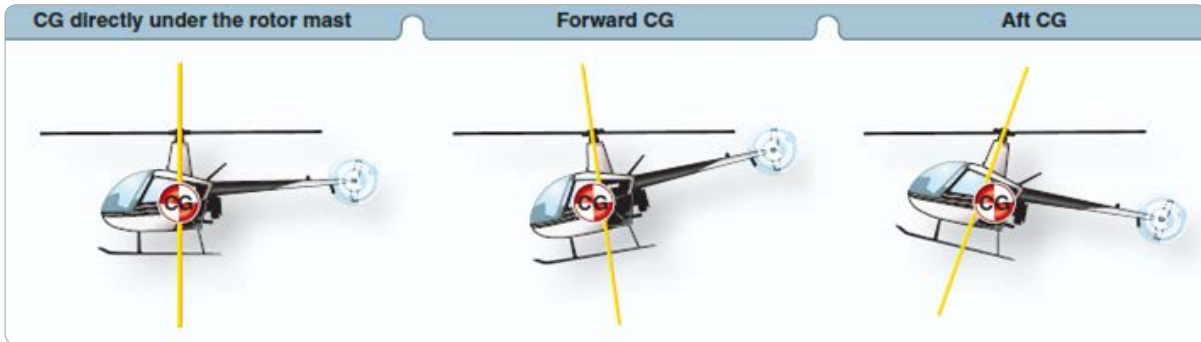
1.2.2 전방 한계점을 초과하여 무게중심이 앞쪽에 있을 때(CG Forward of Forward Limit)

체중이 무거운 조종사와 승객이 탑승하였을 때, Rotor 마스트 뒤쪽에 수화물이나 적절한 밸러스트를 싣지 않고 이륙하면 무게중심이 전방으로 오기 쉽다. 특히 연료 탱크가 Rotor 마스트 뒤쪽에 있으면 연료가 연소되면서 무게중심이 전방으로 오게 된다.

이 상태는 수직이륙 후 제자리비행 시 쉽게 알 수 있다. 바람이 없는 상태에서 헬리콥터는 기수가 내려간 자세가 되어, 수평으로 맞추기 위해서는 Cyclic을 뒤쪽으로 조종하여야 한다.

연료가 계속 소모되면 Cyclic을 더 이상 뒤쪽으로 조종할 수 없는 상황이 초래되기 때문에 이러한 상태로 비행을 계속해서는 안 된다. 무게중심이 너무 전방에 있으면 조종사가 항공기를 정지시키기 위하여 감속하는 것도 거의 불가능하게 된다. 또한 엔진 고장으로 자동 활공을 할 경우에도 Cyclic 조종을 충분히 할 수 없어 착륙하기 위한 완만한 접근도 불가능하다.

강한 바람이 부는 쪽으로 제자리비행을 할 경우에는 바람이 없을 때만큼 Cyclic 조종을 뒤쪽으로 하지 않아도 되기 때문에 전방으로 무게중심이 와 있는 것을 쉽게 감지하지 못한다. 그래서 무게중심이 심하게 벗어난 것을 판단하기 위해서는 바람의 속도



[그림 4-1] 무게중심 위치에 따른 헬리콥터의 자세 변화

와 Cyclic 조종의 후방 위치를 비교하여야 한다.

1.2.3 후방 한계점을 초과하여 무게중심이 뒤쪽에 있을 때(CG Aft of Aft Limit)

조종석에 적절한 밸리스트를 탑재하지 않으면, 아래와 같은 경우에 무게중심이 후방 한계점을 초과할 수 있다.

- Rotor 마스트보다 뒤쪽에 있는 연료 탱크에 연료를 가득 채우고, 체중이 가벼운 조종사가 단독으로 탑승하고 이륙할 때
- Rotor 마스트 뒤쪽에 있는 수화물 칸에 화물을 가득 탑재한 상태에서, 체중이 가벼운 조종사가 탑승하고 이륙할 때
- Rotor 마스트 뒤쪽에 있는 연료 탱크와 수화물 칸에 연료와 화물을 가득 싣고, 체중이 가벼운 조종사가 탑승하고 이륙할 때

조종사는 수직으로 이륙하고 제자리비행을 하면서 후방에 무게중심이 있는지를 판단할 수 있어야 한다. 바람이 없는 상태에서 무게중심이 후방에 있을 때 헬리콥터의 꼬리 부분이 아래로 처진 상태가 되며, 제자리비행을 유지하기 위해서는 Cyclic을 과

도하게 앞으로 조종해야 한다. 만약 바람이 있다면 Cyclic을 더 많이 앞으로 조종해야 한다. 이러한 상태로 비행을 계속하면 기수를 내려주기 위해 Cyclic을 앞으로 밀어줄 여유가 없어, 허용된 속도로 비행하는 것이 불가능하게 된다. 추가적으로, 무게중심이 아주 뒤쪽에 있는 상태에서 돌풍이 불어 헬리콥터의 속도가 Cyclic 조종을 최대로 앞으로 밀 때보다 더 빨라지는 경우에는 당연히 양력 불균형으로 Blade flapping이 발생하고, Rotor 디스크의 기울기가 뒤로 젖혀지게 된다.

그러나 이미 Cyclic 조종은 최대한 앞으로 민 상태라 조종사는 Rotor 디스크를 앞으로 더 이상 기울게 할 수 없어, 조종 불능이 되거나 Blade가 꼬리 부분을 칠 수도 있다.

1.2.4 가로 평형(Lateral Balance)

소형 헬리콥터의 경우, 보통 교육 목적으로 학생 조종사를 탑승하고 비행할 때 가로 무게중심에 대해서는 고려하지 않는다. 왜냐하면 항공기의 동체가 상대적으로 좁고 대부분의 장비들이 중앙선에 따라 장착되어 있기 때문이다.

그러나 일부 헬리콥터에서는 단독 비행 시 특정 좌석에 앉도록 지정하고 있다. 추가적으로, 만약 체중이 무거운 조종사가 탑승하고 한쪽 방향으로 연료를 가득 채운 상태인 헬리콥터의 경우, 가로 무게중심에 영향을 초래할 수 있기 때문에 무게중심 한계를 확인해야 한다. 만약 외부 화물을 매달고 비행할 때 수평비행을 유지하기 위해 Cyclic을 좌우로 많이 사용해야 할 경우에는, Cyclic 조종 효과가 극히 제한될 수 있다.

제작사는 보통 수평 불균형을 예방하기 위해 수평 CG Displacements를 사용한다. 예를 들면, 옆쪽에 부착되어 있는 호이스트 시스템과 군비 시스템, 또는 외부 연료 Pods를 군용 헬리콥터에서 자주 사용한다.

1.3 중량과 평형 계산 (Weight and Balance Calculations)

헬리콥터에 화물이 적절하게 실려 있는지 확인하기 위해서는 다음과 같은 두 가지 질문에 대한 답이 필요하다.

1. 헬리콥터의 총중량이 최대 허용 총중량보다 적거나 같은가?
2. CG가 허락되는 CG 안에 있는가? 그리고 총 비행시간 동안 모든 무게 배치가 허락된 범위 안에서 유지될 수 있는가?

첫 번째 질문에 대한 답은 헬리콥터 기본 자중(Basic Empty Weight)에 유효 자중(Useful Load), 즉 조종사, 승객, 연료, 오일, 화물, 수화물의 무게를 더하여, 그 무게가 최대 허용 총중량을 초과하는지를 확인하여야 한다.

두 번째 질문에 대한 답은 비행 교범에서 탑재 차트나 테이블 혹은 그래프로 나와 있는 무게중심 또는 모멘트에 대한 정보를 이용하여야 한다. 비행 교범에 소개된 방식 중 하나를 사용하여, 탑재된 화물(유상하중)의 모멘트나 무게중심을 계산하고 허용 무게중심 범위 안에 들어가 있는지 확인하여야 한다.

중량과 평형을 계산할 때 ‘제공된 정보가 얼마나 정확한가?’ 하는 것은 매우 중요하다. 특히 겨울철에는 승객의 겉옷 무게까지도 고려하여야 한다. 가능하다면 수화물은 저울을 사용하여 무게를 측정해야 한다. 저울이 없을 때는 무게를 무조건 높게 잡도록 한다.

아래 그림은 각종 작동유에 적용하는 표준 무게이다. 헬리콥터의 평형을 계산할 때 사용되는 주요 용어는 다음과 같다.

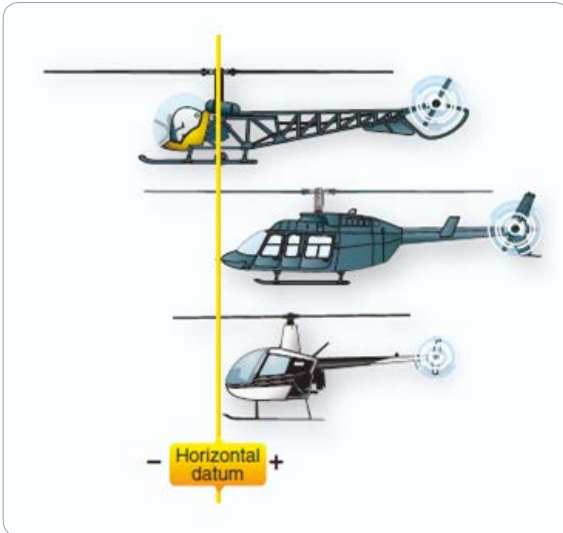
Aviation Gasoline (AVGAS).....	6 lb/gal
Jet Fuel (JP-4).....	6.5 lb/gal
Jet Fuel (JP-5).....	6.8 lb/gal
Reciprocating Engine Oil.....	7.5 lb/gal*
Turbine Engine Oil.....	Varies between 6 and 8 lb/gal*
Water.....	8.35 lb/gal

*Oil weight is given in pounds per gallon while oil capacity is usually given in quarts; therefore, convert the amount of oil to gallons before calculating its weight. Remember, four quarts equal one gallon.

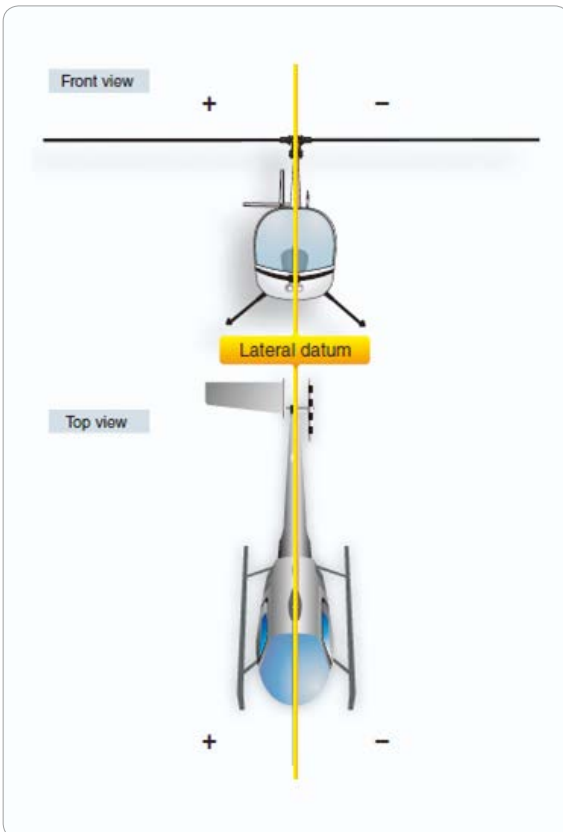
[그림 4-2] 중량과 평형 계산 시 실제 중량 사용

1.3.1 기준선(Reference Datum)

평형은 무게중심의 위치로 결정되며, 무게중심은 기준점으로부터 떨어져 있는 거리를 인치 단위로 나타낸다. 수평 기준선은 항공기의 세로축을 따라 임의로 선정한 가상의 수직면 또는 점이며, 이 면(점)에서부



[그림 4-3] 세로 기준선



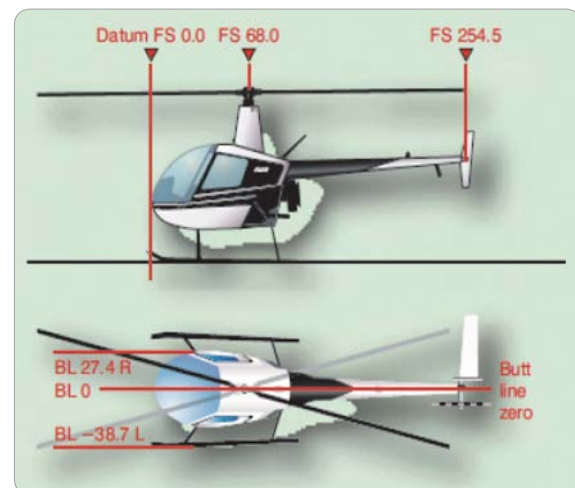
[그림 4-4] 가로 기준선

터의 수평거리를 제어 중량과 평형 계산을 위해 사용한다. 이 면(점)의 위치는 꼭 지정할 필요는 없다. 예를 들어, Rotor 마스트나 헬리콥터의 기수, 또는 헬리콥터 전방의 임의의 한 지점을 기준으로 해도 된다.

가로 기준선은 일반적으로 헬리콥터의 중앙으로 한다. 기준선의 위치는 헬리콥터 제작 회사에서 정하여 비행 교범에 정의하고 있다.

1.3.2 무게중심 판단범위(Estimation of CG Range)

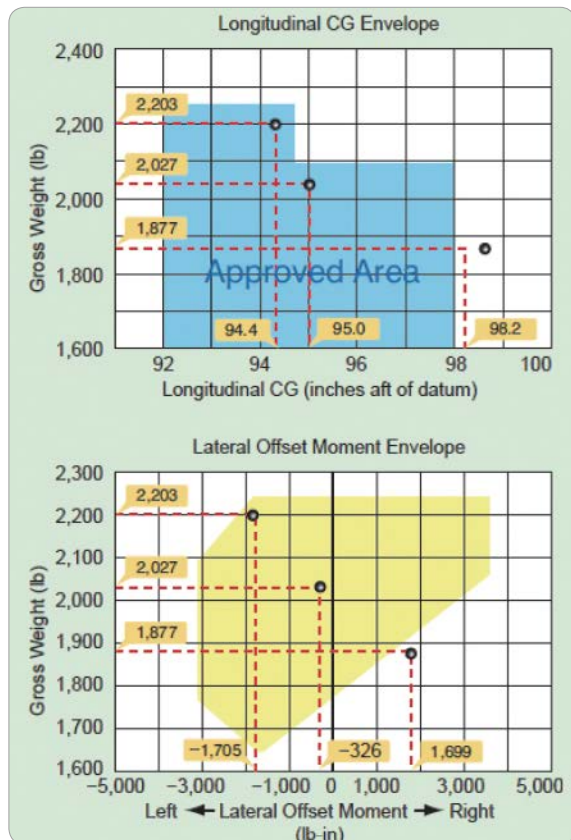
헬리콥터 무게중심 범위는 수평비행 상태에서 무게중심이 이 범위 안에 유지되는가를 판단하는 것이다. 헬리콥터는 가로 방향 및 세로 방향의 무게중심 범위를 판단해야 하므로 기준선(Datum), 동체 위치 번호(FS), 버톡 라인(BL)이 어디인지 알아야 한다. 그림 4-5와 같이 무게중심(CG)을 FS 0.0을 기준으로 설정한 기종도 있고, Rotor 마스트를 기준으로 설정한 기종도 있으므로 이를 사전에 확인해야 한다. 가로 방향 무게중심(CG) 범위는 그림 4-5 하단에 표시한 바와



[그림 4-5] 헬리콥터 기준선, FS 및 BL

같이 대부분 Rotor 마스트를 통과하는 가로축을 BL 0.0으로 설정하고 있다.

기준선이 확인되면 조종사, 승객, 화물, 연료 등의 무게, 위치 및 거리를 확인한 다음 가로 방향 및 세로 방향의 모멘트를 각각 계산한다. 계산이 완료되면 이를 표로 작성한 후 가로 방향 및 세로 방향 무게중심(CG) 위치를 공식에 따라 산출한다. 측정된 가로 및 세로 방향 무게중심(CG)이 인가된 범위 이내 인지를 확인하고, 그림 4-6과 같이 무게중심(CG)이 가로 방향 및 세로 방향 무게중심 영역도(CG Envelope) 이내에 위치하는가를 확인한다.



[그림 4-6] 헬리콥터 무게중심 영역도(CG Envelope)

1.4 헬리콥터 외부 슬링 운용(Helicopter External Sling Load Operations)

1.4.1 외부 화물 운송

헬리콥터로 외부 화물을 운반하는 일반적인 방법은 외부 화물 후크로 헬리콥터에 매달아 두는 것이다. 이는 헬리콥터의 형식에 따라 다르다. 케이블을 이용하여 화물 후크에 연결하거나, 헬리콥터 동체 아래에 붙이기도 한다. 이때 하중은 Load Pole를 따라 Main Rotor Gear Box로 전달될 수 있다.

1.4.2 단일 화물 후크에 의한 운송

하중을 매달기 위해 단일 화물 후크를 사용하는 시스템은 “Single Hook Suspension”이라 하며, 화물의 단일 지점에서 화물을 들어 올리는 시스템은 “Single Point Lift”라고 한다. 단일 화물 후크로 작동하는 헬리콥터는 비교적 간단한 절차를 통해 화물을 연결하지만, 비행 중에 화물이 자유롭게 비틀리고 높은 항력으로 작용하거나 수직축을 기준으로 회전하거나 스윙 운동을 한다. 이와 같은 현상은 일반적으로 헬리콥터의 속도가 증가함에 따라 더욱 크게 나타나며, 이러한 이유로 단일 화물 후크에 의해 운송할 때는 헬리콥터 속도의 한계가 있다.

1.4.3 감항성 한계에 대한 인증

일반적으로 화물 슬링을 할 수 있게 후크 또는 호이스트가 장착된 헬리콥터의 Flight Manual에는 화물 운송 장비에 관한 조언이 있을 것이다. 인증 시,

대표적인 하중의 제한, 비행 취급 기법 및 세부 사항은 화물 인양 역할에서의 항공기 사용에 관한 기본 정보를 구성한다. 화물의 특정 세부 사항이 없는 경우, 예측 가능한 공기역학적 특성을 가진 조밀한 화물이 운반된다고 가정해야 한다.

1.4.4 헬리콥터 화물 후크로 운반 가능한 최대 중량

- 화물 후크의 SWL(Safe Working Load)
- 헬리콥터 형식마다 주어진 외부 하중의 최대 허용 중량(Flight Manual에 있으며, 화물 후크의 허용 중량보다 낮을 수 있다.)
- 사용 중인 슬링 장비의 SWL
- 해당 헬리콥터 형식의 MAUM(Maximum All Up Mass), 탑재 및 허용 가능한 CG 범위 내

1.4.5 Payload Available

비행마다 상황에 따라 적재량은 다음 요인에 따라 달라진다.

- 밀도고도(밀도고도는 압력 고도, 온도, 습도에 따라 달라진다)
- 승무원 수
- 헬리콥터 장비에 따른 자중(Basic Empty Weight)
- 거리에 따른 연료 무게

일반적인 오류 중 하나로, 후크의 SWL이 헬리콥터가 운반할 수 있는 무게와 같다고 생각하는 것이다. 이는 헬리콥터의 MAUM 한계를 무시한 것이며, 이는 잠재적인 위험 요인이다.

1.4.6 비행 제한 및 하중 안정성

그물 또는 슬링을 할 때 물건이 적재되지 않은 상태에서 매달고 비행을 해서는 안 된다. 빈 그물은 30kts의 낮은 속도에서도 수평으로 전개되며, 이로 인해 Main Rotor 또는 Tail Rotor로 빨려 들어갈 수 있다.

화물 슬링의 최대 허용 속도는 다음 요인 중 하나 이상에 따라 달라진다.

- 헬리콥터에 허용할 수 없는 응력을 유발하거나 조종을 방해할 수 있는 하중 운동
- 헬리콥터 비행 또는 동력의 한계
- Maximum Safe Trail Angle에 도달하는 화물의 항력
- 물체의 장력으로 인한 자연적인 공진 또는 공기역학적 힘과 헬리콥터의 진동이 결합한 화물의 길이가 슬링 중 허용할 수 없는 흔들림을 발생시키는 경우
- 두 개의 그물을 운반하는 경우, 빠른 속도에서 분리가 발생할 수 있다. 이 현상은 화물을 운반할 수 있는 최대 속도를 제한할 수 있다.
- 이외 Flight Manual의 제한으로 인해 빠른 속도로 화물을 운반하지 못하는 경우



헬리콥터 성능

조종사는 비행하기 전에 헬리콥터의 성능을 예측하는 능력이 아주 중요하다. 왜냐하면 헬리콥터의 성능에 따라, 이륙 시에 헬리콥터의 총중량을 얼마나 해야 특정 고도와 온도에서 안전하게 제자리비행을 하는지, 장애물 위를 얼마나 벗어나야 상승하게(되는지), 최대 상승율은 얼마가 될지 등을 판단할 수 있기 때문이다.

2.1 성능에 영향을 주는 요소들 (Factors Affecting Performance)

헬리콥터의 성능은 엔진의 출력과 Rotor(Main, Tail Rotor)가 발생하는 양력에 의존한다. 출력과 양력에 영향을 주는 3대 요소가 밀도고도(Density Altitude), 무게(Weight), 그리고 바람(Wind)이다.

2.1.1 습도(Moisture / Humidity)

습도 자체는 밀도고도와 헬리콥터의 성능에 영향을 끼치나, 성능을 계산하는 데 중요한 요소로 고려되지는 않는다. 밀도고도에 대한 습도의 영향을 산출하는 원칙이나 차트는 없지만, 일부 제조사에서는 습도(Humidity Columns) 80%에 대한 정보를 추가로 차트에 포함한다. 차트에서 살펴보면 습도가 높은 경우, 동일 고도와 온도에서 건조한 공기일 때보

다 3% ~ 4%가 감소하는 것을 나타내며, 이는 높은 습도에서 제자리비행과 이륙 성능이 감소할 것을 의미한다. 비록 3% ~ 4%는 중요하게 보이지 않지만, 헬리콥터가 제한된 상태로 운항하는 경우에 작은 사고로 이어질 수 있다.

2.1.2 중량(Weight)

대부분의 성능 차트는 중량을 하나의 변수로 사용하고 있다. 다른 어떠한 방법으로도 불가능한 이착륙을 헬리콥터의 중량을 줄임으로써 가능하게 할 수 있다.

그러나 이륙이나 착륙을 안전하게 수행할 수 있을지 조금이라도 의심스러우면, 보다 좋은 밀도고도 조건이 될 때까지 이륙하지 않는 것이 바람직하다. 만약 공중이라면 보다 좋은 조건의 위치에 착륙하거나 제자리비행이 필요 없는 곳에 착륙하는 것이 좋다.

추가로 헬리콥터의 총중량이 커질수록 제자리비행에 많은 출력이 필요하기 때문에 헬리콥터에 발생하는 Torque도 커진다. 이것은 Anti-Torque 추력도 커져야 한다는 것을 의미한다. 일부 헬리콥터에서는 비록 총중량이 허용치 이내더라도 고고도에서 제자리비행을 할 때 Tail Rotor에서 발생시키는 Anti-Torque가 헬리콥터의 Torque를 상쇄시키지 못하는 경우도 있다.

2.1.3 바람(Winds)

바람의 방향과 속도는 제자리비행 성능과 이륙 및 상승 성능에도 영향을 준다. 전이 양력은 Rotor의 회전면에 상대적인 공기 흐름만 있으면 발생하기 때문에, 헬리콥터가 움직이거나 바람이 불면 전이 양력이 생기게 된다. 바람 속도가 증가하면 전이 양력도 증가하게 되고, 제자리비행을 위한 출력이 적게 든다.

바람의 방향도 아주 중요한 요소로, 최고의 성능을 발휘하기 위해서는 정풍(Head-Wind)이 가장 바람직하다. 강한 측풍이나 배풍이 불면 방향을 유지하기 위하여 Tail Rotor를 작동하는 추력이 커져야 한다. 이러한 엔진 추력의 소모로 인해 실제 양력을 발생시키는 Main Rotor에 사용할 출력이 적어지게 된다. 일부 헬리콥터는 바람 방향에 심각한 제한을 받아, 만약 바람 방향이 최대 허용 범위를 벗어나게 되면 Tail Rotor의 기능을 상실할 수도 있다.

또한 이륙 및 상승 성능도 바람의 영향을 크게 받는다. 정풍으로 이륙하면 유효 전이 양력이 빠르게 발생하여 쉽게 상승할 수 있다. 반대로 배풍으로 이륙하게 되면 전이 양력을 얻기까지 충분한 거리로 가속해야 한다.

2.2 성능 차트(Performance Charts)

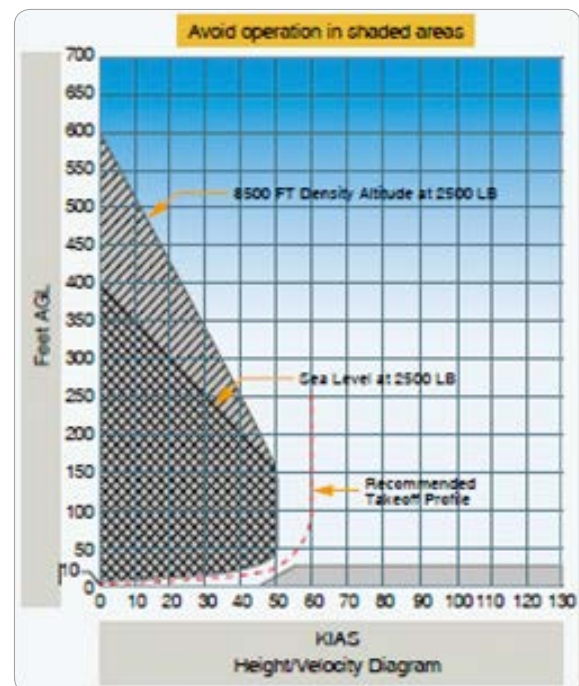
성능 차트를 제작할 때 헬리콥터 제작사는 헬리콥터의 상태(정상적인 작동 상태, 엔진의 정격 출력)와 조종사의 능력(정상 작동 절차를 준수하며 평균적인 비행 능력 보유)에 대한 기본적인 가정을 한다. 여기

서 평균적인 비행 능력이란, 모든 필요한 조치나 조작을 합당한 시간에 정확하게 수행할 수 있는 조종 능력을 의미한다.

이와 같은 조건을 가지고 제작 회사는 실제 비행 시험을 거쳐 헬리콥터의 성능 데이터를 작성하게 된다. 그러나 성능 차트에 나온 모든 조건대로 비행 시험을 하는 것은 아니다. 일부 특정 자료를 평가하고 나머지 자료는 수학적으로 계산한 후 산정한다.

2.2.1 H/V 선도(Height/Velocity Diagram)

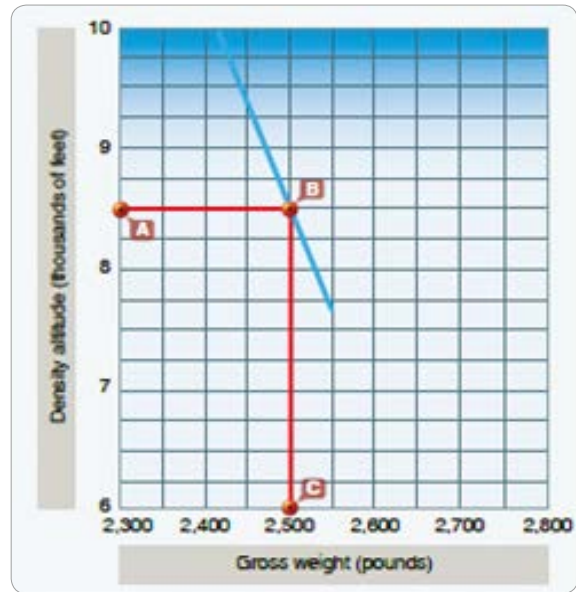
고도/속도(H/V) 선도는 지상에서의 비행 속도와 고도의 조합을 표시하여, 조종사가 엔진 고장 후 착륙을 성공적으로 완료할 수 있는 범위를 나타낸다. H/V 선도를 주의 깊게 연구함으로써 조종사는 안전



[그림 4-5] H/V 선도의 예

하게 자동 활공으로 진입할 수 없는 고도와 속도를 피할 수 있다. 음영 영역에 들어가지 않거나, 음영 영역에 대한 최소 노출 없이 순항해야 한다.

[그림 4-5] 도표 왼쪽의 음영 영역은, 주로 추락을 피하기 위해 시간 내에 자동 활공에 진입할 수 있는 충분한 대기속도가 없기 때문에 조종사가 자동 활공을 성공적으로 완료할 수 없는 비행 상태를 표시한다. 우측 하단의 음영 영역은, 비행 속도 및 지면에 근접하여 비행 시 기계적 고장이 난 경우, 또는 기타 비행 중 비상사태가 발생한 경우, 조종사의 반응 시간이 현저히 부족하므로 위험한 상태를 표시한다. 우측 하단의 이 음영 영역은 단일 엔진 고장일지라도 안전하게 제자리비행 및 비행을 할 수 있는 다중 엔진 헬리콥터의 경우, H/V 선도에 묘사되지 않는다.



[그림 4-6] 총중량 VS 밀도고도 표

2.2.2 중량과 밀도고도의 영향(The Effect of Weight Versus Density Altitude)

안정된 상태의 자동 활공 달성에 필요한 시간은 헬리콥터의 무게와 밀도고도에 따라 달라진다. 따라서 H/V 선도는 헬리콥터가 총중량 대 밀도고도 차트에 따라 운용될 때만 유효하다. 이 차트는 해당 헬리콥터의 POH/RFM에서 확인할 수 있다.

차트는 총중량에 대한 제한을 제공하기 위한 것이 아니라, 이륙 및 상승 중에 헬리콥터의 자동 활공 능력에 대한 권고 사항이다. 조종사는 총중량 대 밀도고도 차트에서 권장하는 것보다 높은 총중량에서는 값을 알 수 없다는 것을 명심해야 한다.

2.2.3 자동 활공 성능 (Autorotational Performance)

대부분의 자동 활공 성능 차트, 즉 자동 활공 강하 성능은 밀도고도와 총중량보다는 속도의 영향을 받는다. 자동 활공 동안 방출되는 잠재 에너지는 플레어 조작 및 착륙 단계에서 동적 에너지로 전환된다는 사실을 인지할 필요가 있다.

증가된 밀도고도 및 총중량의 증가는 자동 활공의 성공적 수행에 커다란 영향을 준다. Rotor 디스크는 헬리콥터의 하향 모멘트를 극복할 수 있어야 하며, 착륙을 완회시켜 줄 충분한 양력을 제공할 수 있어야 한다. 밀도고도의 증가, 총중량의 증가로 인해 잠재적 양력은 줄어들고, 좀 더 높은 Collective의 피치각(붙임각)이 필요하게 된다.

2.2.4 제자리비행 성능(Hovering Performance)

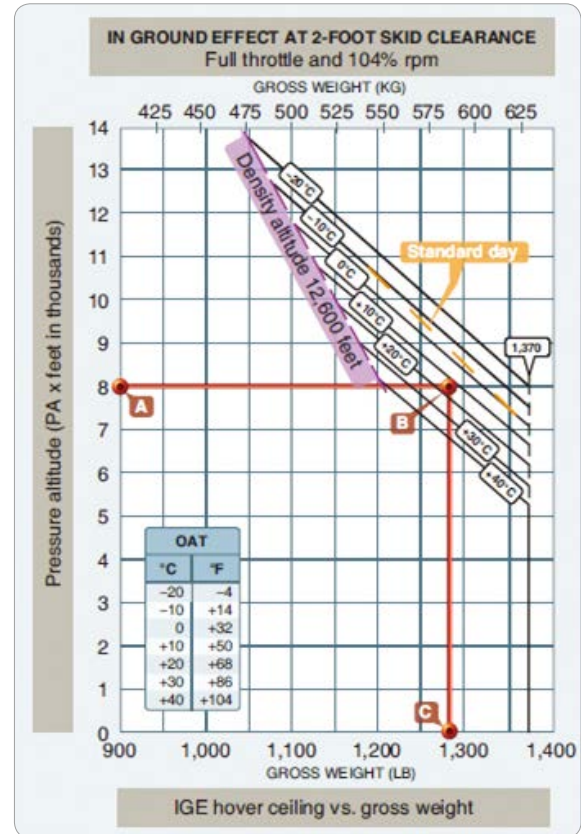
제자리비행을 포함하여 한 지점에서 선회하는 것은 헬리콥터의 중요한 성능이며, 다른 비행보다 많은 출력이 요구된다. 제자리비행을 유지할 수 있으면 장애물 옆에서도 전이 양력 효과를 이용하여 이륙할 수 있다.

제자리비행 성능차트는 다양한 총중량, 고도, 온도, 출력을 고려하여 제작되는데, 지면 효과 내(IGE : In Ground Effect) 제자리비행 차트와 지면 효과 외(OGE : Out of Ground Effect) 제자리비행 차트가 있다.

IGE 제자리비행 상승한도(Ceiling)는 지면 효과의 영향으로 OGE 제자리비행 상승한도(Ceiling)보다 높다. 밀도고도가 커지면 제자리비행 시 보다 많은 동력이 필요하다. 어떤 지점에서 필요 마력(The Power Required)과 유효 마력(The Power Available)이 같아지게 되는데, 이 지점이 제자리비행 상승한도(Ceiling)가 된다. 연료나 화물을 내려 총중량을 조절하면 제자리비행의 상승한도를 높일 수 있다. 총중량이 무거워질수록 제자리비행의 상승한도는 낮아지며, 총중량이 가벼워질수록 제자리비행의 상승한도는 높아진다.

예제 1.

야생동물을 촬영하기 위해 사진사를 태우고 멀리 비행하고자 한다. 그림을 사용하여 아래 조건일 때 출발 지점에서 지면 효과 내(IGE) 제자리비행이 가능한지 살펴본다.

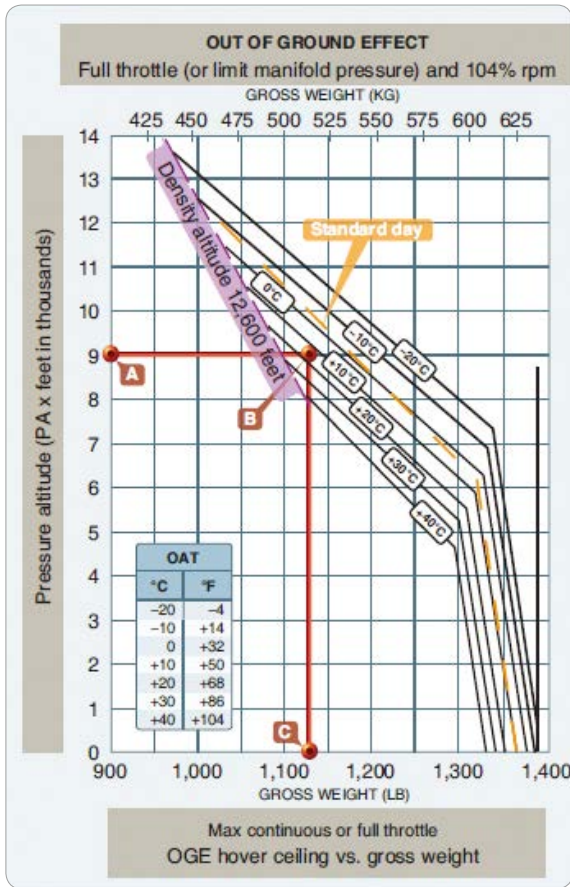


[그림 4-7] IGE 제자리비행 VS 총중량 차트

- A. 압력 고도 8,000피트
 B. 온도 +15도C
 C. 이륙 총중량 1,250 파운드
 분당 회전수(RPM) 104%

먼저 왼쪽 눈금 압력 고도 8,000피트(A점)에서 수평으로 온도선 10도C와 20도C의 중간 지점까지 간 다음(B점) 수직으로 내려오면, 총중량 눈금과 만나는 점(C점)의 수치(1,280파운드)가 최대 허용 중량이 되며, 이륙 총중량(1,250파운드)보다 크기 때문에 제자리비행이 가능하다.

예제 2.



[그림 4-8] OGE 제자리비행 VS 총중량 차트

앞의 예제 1의 헬리콥터가 출발 후 현장에 도착하여 사진을 촬영하기 위해 지면 효과 외(OGE)의 공중에서 제자리비행을 하려고 한다. 이 지점에서의 압력 고도가 9,000피트이고 여기까지 연료 50파운드를 소모하여 헬리콥터의 총중량은 1,200파운드로 변하였다. 그러나 지상 온도는 15도C로 변하지 않았다. 그림을 사용하여 이러한 비행이 가능한지를 확인해 본다.

먼저 왼쪽 눈금 압력 고도 9,000피트(A점)에서 수

평으로 온도선 15도C와 만나는 지점까지 간 다음(B점) 수직으로 내려오면, 총중량 눈금과 만나는 점(C점)의 수치(1,130파운드)가 최대 허용 중량이 되며, 이륙 총중량(1,250파운드)이 이 수치보다 크기 때문에 제자리비행이 불가능하다. 따라서 이러한 임무를 수행하기 위해서는 비행 전에 약 70파운드의 무게를 줄여야 한다.

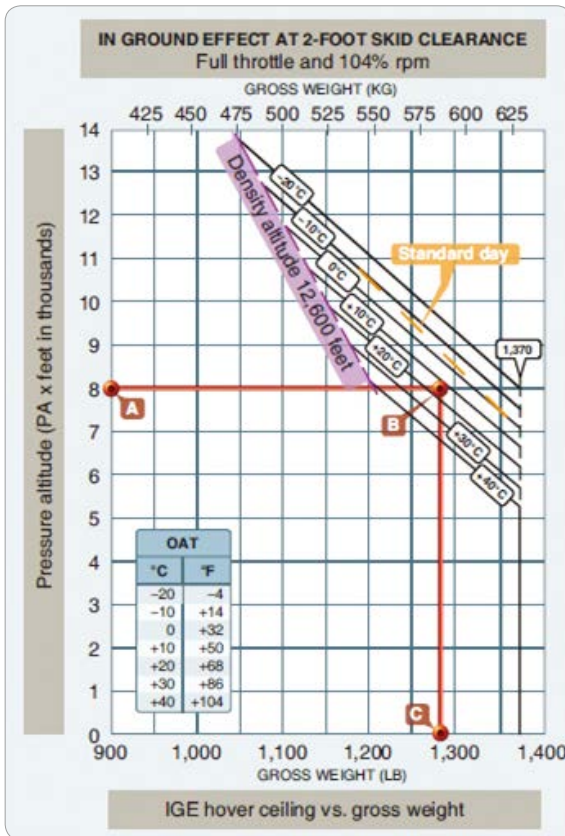
이 두 가지의 예에서 알 수 있듯이, 전반적인 비행 조건을 고려하여 헬리콥터의 총중량과 제자리비행 고도를 결정하는 것이 매우 중요하다. 다시 말하면, 이륙 지점에서 제자리비행이 가능하다고 착륙 지점에서 같은 성능, 즉 제자리비행이 가능한 것은 아니다. 만약 고도가 높거나 온도가 높고 상대습도가 높아 목적지의 밀도고도가 높아지게 되면, 제자리비행을 하기 위해 보다 많은 Power를 필요로 한다. 헬리콥터 비행 교범에 수록되어 있는 성능 차트를 사용하여 온도와 바람의 조건을 적용시켜 목적지에서 제자리비행 출력이 나오는지 미리 예상할 수 있어야 한다. 그리고 목적지에 접근하여 착륙을 시도하기 전에 제자리비행을 할 때나 비행하는 중에 필요한 Power가 가능한지 확인하여야 한다.

엔진이 두 개인 헬리콥터의 경우, 두 엔진이 합쳐진 Torque 값이 성능 차트에 명시된다.

예제 3.

그림을 활용하여 아래 조건일 경우에 제자리비행에 필요한 Torque값을 결정하라.

- A. 압력 고도 9,500피트
- B. 온도 0도C
- C. 총중량 4,250파운드
- D. Skid 높이 5피트



[그림 4-9] 순항/수평비행을 위한 Torque 차트

먼저 압력 고도에서 9,500피트를 찾아 오른쪽의 외기 온도 0도C와 만나는 점을 찾는다. 거기서 총중량 4,250파운드와 만나는 지점으로 이동해 수직으로 내려온 후, 왼쪽 5피트 스킨드 높이와 만나는 점을 찾는다. 아래에 있는 66%가 제자리비행 시 필요한 Torque 값이 된다.

2.2.5 상승 성능(Climb Performance)

제자리비행이나 이륙 성능에 영향을 미치는 대부분의 요소가 상승 성능에 영향을 미치게 된다. 추가적으로 난기류, 조종 기술이나 헬리콥터의 전반적인

상태 등이 상승 성능에 변화를 줄 수도 있다.

헬리콥터가 최대 상승률 속도(The Best Rate-of-Climb Speed, VY)로 비행한다면, 주어진 시간에 최고의 고도에 도달할 것이다. 이 속도는 일반적으로 모든 장애물을 벗어나서 헬리콥터가 순항속도에 도달할 때까지 상승하는 동안 유지된다.

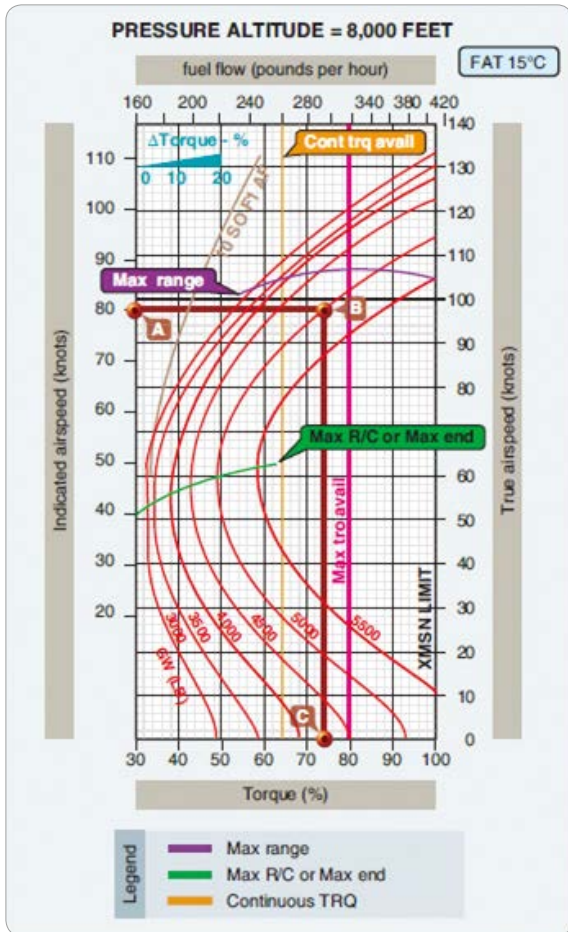
상승률과 상승각은 차이가 있다. 상승각은 비행한 거리에 대한 상승 고도를 의미한다. 최대 상승률 속도는 최고의 상승률을 주지만 가장 급격한 상승각을 주는 것은 아니며, 장애물을 벗어나는 데 충분하지 않을 수 있다. 최대 상승각 속도(The Best Angle of Climb Speed, VX)는 이용 마력에 따라 달라지며, 만약 이용 마력에 여유가 있다면 헬리콥터는 최대 상승각 속도가 '0'이 되는 수직 상승이 가능하다.

바람의 방향과 속도가 상승 성능에 영향을 주지만, 가끔 잘못 이해할 수 있다. 속도는 헬리콥터가 대기 속에서 움직이는 속도이기 때문에 바람에 의해서 영향을 받지 않는다. 대기 바람은 오직 대기속도, 즉 헬리콥터가 지표면을 움직인 속도에만 영향을 준다. 따라서 오직 상승각만이 대기 바람에 영향을 받는 상승 성능이며, 상승률에는 대기 바람이 영향을 주지 않는다.

상승 성능을 계획할 때 중요한 첫 번째는 수평비행 시의 Torque 설정이다. 상승 성능 차트는 동일한 총중량과 대기 상태에서 수평비행 시 요구되는 Torque 값 대비 주어진 상승/강하율의 Torque 변화를 보여 준다.

예제 1. 순항 또는 수평비행 문제

그림을 활용하여 아래 조건일 경우, 순항 또는 수평비행에 필요한 Torque 값을 결정하라.



[그림 4-10] 최대 상승률 차트

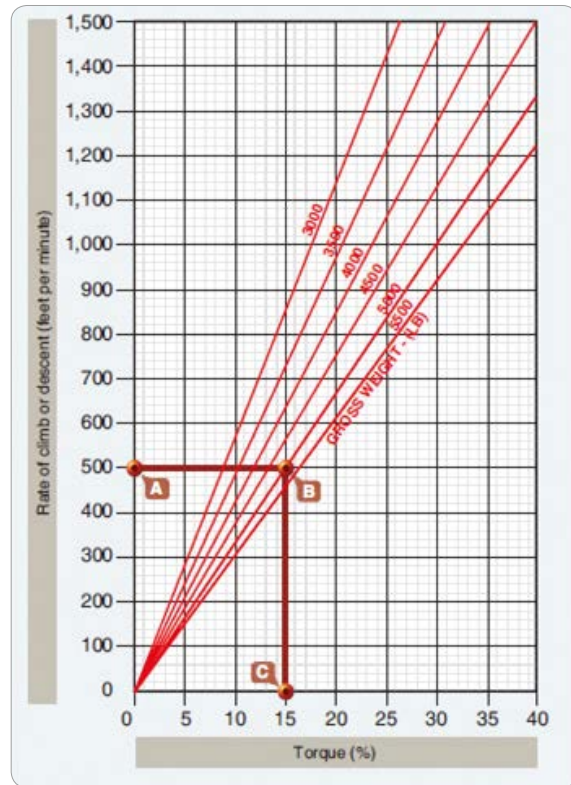
- 압력 고도 8,000피트
- 외기 온도 +15도C
- A. 지시 속도 80kts
- B. 최대 총중량 5,000파운드

이 차트에서 첫 번째로 확인해야 하는 것은 외기 온도 15도C에서 압력 고도 8,000피트가 만나는 지점이며, 왼쪽 눈금 지시 속도 80kts(A점)에서 오른쪽으로 이동해 총중량 5,000파운드와 만나는 점(B점)을 찾는다. 그 점으로부터 수직으로 내려오면 수

평비행 시 필요한 Torque 값 74%(C점)를 구할 수 있다. 이 Torque 값 설정은, 순항비행으로부터 증가 또는 감소된 상승/강하 시의 Torque 값을 구해야 하는 다음 문제에 적용 가능하다.

예제 2. 상승비행 문제

그림을 활용하여 아래 조건일 경우, 상승 또는 강하 비행에 필요한 Torque 값을 결정하라.



[그림 4-11] 상승/강하 시 토크 백분을 차트

- A. 상승 또는 강하율 500FPM
- B. 최대 총중량 5,000파운드

이 차트에서 상승 또는 강하율 500FPM 위치(A

점)에서 오른쪽으로 이동해 총중량 5,000파운드와 만나는 점(B점)을 찾는다. 그 점으로부터 수직으로 내려오면, 수평비행 시 필요한 Torque 값 15%(C점)를 구할 수 있다. 상승 또는 강하를 위한 15% Torque 값은 순항비행 시 필요한 74% Torque 값을 증가 또는 감소시킨다. 예를 들어, 조종사가 최적의 상승 성능을 유지하기 위해서는 Torque 값을 89%로 설정해야 한다.

3장

Blade 트래킹과 진동분석

3.1 개요(General)

헬리콥터는 Rotor와 변속기들에 내재된 영구적이거나 일시적인 진동에 의해 방해받게 되는데 MainRotor와 Tail Rotor에 내재된 진동은 일반적으로 공기 역학적, 기계적 힘의 작은 사이클릭 변화에 기인한다. 이것은 곧 Blade의 공기 속도에 의한 항력과 관성력의 변화, 그리고 Blade 플래핑 각(Flapping Angle)과 드래깅 각(Dragging Angle)의 변화를 포함한다는 것이며 또 변속기들에 내재된 진동은 대부분 구동축 커플링, 그리고 마운트에 작용하는 유연성에서 기인하게 된다.

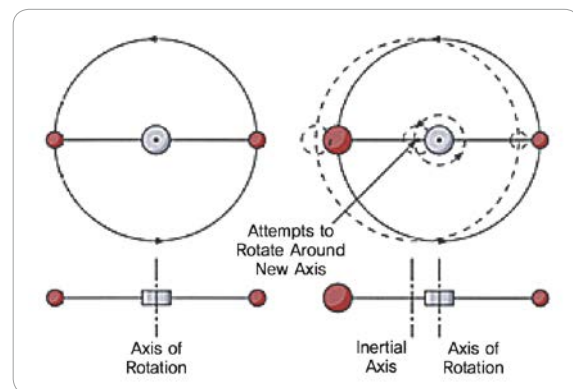
헬리콥터는 이런 진동이 가장 적을 수 있도록 설계되고 유지되어야 하는데 이것은 사용자의 편안함과 헬리콥터 구조의 완전함을 유지하는 데 모두 필요하다. 만약 Rotor나 변속기에 고장이 발생하고 뒤이어 발생한 진동으로 인해 수용 불가능하거나 매우 위험한 수준을 야기할 수 있다.

이번 장에서는 진동의 주된 원인에 대해서 학습을 하고 그것을 어떻게 확인해야 하며 진동 효과를 줄이거나 없앨 수 있는지에 대해 학습할 것이다. 제조사는 내재된 진동에 대한 한계를 측정하기 위해 사용되는 방법으로서 모든 회전하는 부분의 주파수와 진폭을 명시해야 하며 정비 교범에 발생 가능한 고장과 취할 수 있는 수정 조치들이 포함되어야 한다.

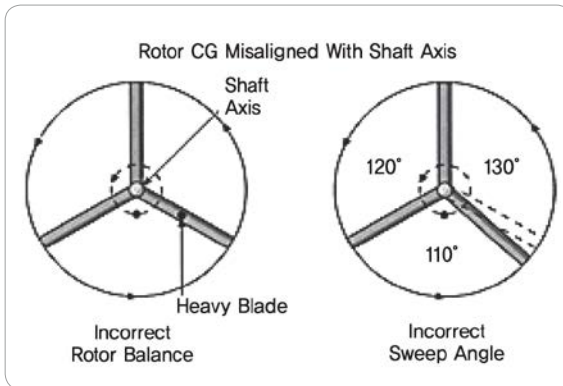
3.1.1 Rotor 배열(Rotor Alignment)

Rotor 구조물의 무게 중심(Center of Gravity)은 회전하는 진축(True Axis of Rotation)을 중심으로 축선(Shaft Axis)과 함께 나란히 정렬되어야만 한다. 그림 4-12과 같이 정렬되지 않으면 Rotor는 축선에서 벗어나 관성축(Inertial Axis) 주위를 회전하려고 할 것이다. 축선과는 다르게 관성축의 위치는 고정되어 있지 않으며 Rotor의 무게중심 경로를 따라 축선을 중심으로 공전할 것이다. 이렇게 어긋난 축 주위를 회전하려고 하다 보면 Rotor 구성품의 축 베어링에 가해지는 회전력(Radial Force)이 반복적으로 발생하게 되고 결국 진동을 만들면서 360도 회전을 하게 된다.

이 장 뒤에서 진동의 종류에 대해 자세히 배우겠지만 그림 4-13과 같이 지금은 축선과 관련하여 무게



[그림 4-12] Rotor 배열



[그림 4-13] Rotor 축의 불균형

중심의 위치에 영향을 줄 수 있는 요소에 대해서 집중할 것이다. 바로 정적 균형과 Blade 정렬 그리고 Rotor의 동적 균형에 영향을 주어 진동을 유발하는 요인들을 찾아내는 트래킹 작업을 포함하는 것이다.

수직면으로 발생하는 진동은 잘못된 트래킹 결과에서 오는 경향이 있는 반면 측면으로 발생하는 진동은 스패 방향(Span Wise)의 부정확한 정적 균형에서 기인한다.

불균형한 Rotor에 의해 만들어진 원심력의 힘은 Rotor 속도의 제곱으로 증가하게 되는데 이것은 낮은 RPM에서 Rotor가 방위를 유지하며 축선 주위를 회전하지만, RPM이 증가하게 되면 관성축 주위를 회전하려는 힘이 증가한다는 것을 의미한다. 이것은 사이클릭의 반복적인 움직임 안에서 베어링에 가해지는 힘이 축을 흔들게 되는 조화운동에 놓이게 하는데 이 힘이 축 베어링과 변속기 마운트를 통해서 지지하고 있는 동체 구조에 진동의 형태로 전달이 되는 것이다. 이것과 좋은 비교 대상으로 차의 속도를 증가시키기에 따라 진동의 폭이 급격하게 증가하는 것을 느낄 수 있는 불균형한 자동차 바퀴에서 찾아볼 수 있다. 같은 맥락에서 만약 진동이 증가한다

면 RPM과 함께 진폭과 주파수가 증가하게 되고 이것이 Rotor 불균형의 신호가 되는 것이다.

3.1.2 Blade 정렬(Blade Alignment)

Rotor 구성품(Rotor Assembly) 중에 Blade는 Rotor 허브(Rotor Hub)를 중심으로 대칭적으로 배치되어서 균형을 유지하여야 하고 각 Blade의 위치는 서로에 대해서 Rotor의 회전면 또는 방위각 면(Azimuth Plane of Rotor)이 정확하게 일치해야 한다. 예를 들어 3개의 Blade를 가진 경우에는 서로 120도 떨어진 곳에 위치해야 하는데 이것을 Blade의 뒤쳐짐 각(Sweep Angle)이라고도 한다.

방위각 안에서 적절한 위치에 뒤쪽 혹은 앞쪽으로 뒤쳐진 Blade는 Rotor 구조물에 전체적인 영향을 주게 되고 그 결과 무게중심이 축선에서 벗어나게 될 것이다. 이것은 각각의 Blade가 정상 작동하는 동안 드래깅 힌지(Dragging Hinge) 주위에 리드-레그(Lead-Lag) 현상이 어느 정도 발생하게 되고 이것이 사이클릭 피치를 바꾸는 중에 내재적으로 전환되는 진동의 원인이 될 수도 있다. 하지만 Blade 뒤쳐짐 각이 완벽한 상쇄가 되어도 이어지는 진동은 늘 따라올 수가 있는데 Blade 그립 피팅(Grip Fitting)이 부정확하게 정렬되었거나 잘못된 항력 댐퍼(Drag Damper)가 이런 진동을 야기할 수도 있다는 것이다.

Rotor Blade의 정렬은 일반적으로 허브 연결부 피팅까지 Blade 설계 과정에서 모두 표기되어야 한다. Rotor가 회전하게 되면 원심력이 작용하여 Blade를 정확한 배열로 유지시키고 모든 Blade가 유사한 뒤쳐짐-각을 가지도록 해야 하지만 Rotor의 설계와 실제 Blade 연결 사이에는 많은 차이가 존재한다.

일부 Blade는 정렬을 확인하는데 단순하지만, 효과적인 조준선을 이용하는 방법이 있다. 설정된 코닝 각(Coning Angle)으로 지지되고 있는 Blade에 스트링(String)을 Blade 팁과 Rotor 헤드 위의 연결부 또는 반대편 Blade 위 정렬 핀에 부착을 시키고 스트링을 팽팽하게 당긴 다음 고정시킨 Blade 그림 위로 표시한 정렬선 맞은편에 거울을 위치시킨다. 이렇게 작동자로 하여금 반사된 선이 고정시킨 그림 위의 정렬선과 일치하는지 확인할 수 있도록 하는 것이 조준선을 이용하는 방법이며, 이때 작동하는 사람은 점검을 수행할 때 관측 위치에 따른 물체의 위치와 방향 오차(Parallax)에 주의해야 한다.

큰 Rotor에 사용되는 더 정확한 체크 방법으로 Rotor 헤드 위 고정물에 거울을 붙여 사용하기도 하는데 그림 4-14과 같이 이 거울은 Rotor 헤드 위의 표시선과 Blade 정렬 핀 사이의 정렬을 보는 데 사용이 된다. 이 방법은 길이가 긴 Blade 위에 스트링 라인을 사용하는 것에서 비롯되는 부정확도를 피할 수 있는 방법이다.

Blade 정렬 핀과 시각선의 경로는 때때로 Blade 부분의 압력 중심(Center of Pressure)과 시위(Chord Wise) 방향의 무게중심(Center of Gravity)과 일치하기도 하며 그러한 이유로 정렬 핀을 압력

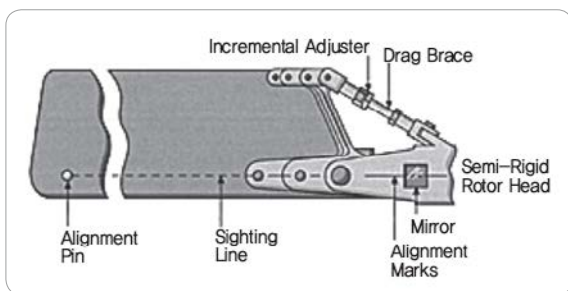
중심 핀이라고 부르기도 한다. 이것은 압력 중심과 무게중심을 가진 목재 Blade에만 적용이 된다. 반면에 금속과 복합 소재 Blade는 정렬 핀이라고 불리는 핀 하나만을 가지고 있다.

몇몇의 반-강성(Semi-Rigid) Rotor Blade는 리드-레그 축(Lead-Lag Axis) 안에서 요구되는 Blade를 조절할 수 있도록 조절이 가능한 항력-브레이스(Drag-Brace)를 가지고 있다. 항력-브레이스는 일반적으로 기준점에서 요구되는 만큼 리드-레그 축에 있는 해당 Blade를 움직이기 위해 숫자로 표시되는 점진적 조절기(Incremental Adjuster)를 가지고 있어서 균형을 맞추어야 할 필요가 있는 각 Blade를 개별적으로 조절하는 것이 가능하도록 되어 있다.

Blade 스위핑(Blade Sweeping)이라 불리는 이 과정은 Blade가 초기 정렬과 트래킹 그리고 동적 균형 체크가 수행된 후 진행하게 된다. 완전 관절(Fully Articulated)형 Rotor 헤드는 항력 브레이스를 가지고 있지 않으며 정렬을 맞추기 위해서 다른 방법을 사용하게 되는데 트래킹과 균형에 대해서 자세히 살펴보기로 한다.

3.2 Main Rotor 및 Tail Rotor 트래킹 (Main & Tail Rotor Tracking)

모든 Rotor Blade는 끝단 경로 면(Path Plane)이 같은 면에서 회전하는 것이 매우 중요하다. 만약 Main Rotor가 그 경로를 벗어나게 되면 이것은 무게중심이 회전면과의 정렬에서 벗어나게 된다는 것으로 Rotor가 회전함에 따라 회전축이 축선과의 정렬에서 벗어나게 될 것이다. 이로 인해 1회전당 1회



[그림 4-14] Blade의 축과 정렬

씩 동체를 통해 전달되는 수직 진동을 발생시키는 동적 불균형을 발생시키게 된다. 만일 이 오차가 적어진다면 그 진동 효과는 사이클릭 스틱을 통해서 느껴지는 주기적 박자와 합쳐지는 거친 느낌에 지나지 않을 것이다.

Tail Rotor가 트랙에서 벗어난 경우 진동은 더 높은 주파수가 발생하며 꼬리 동체와 요 페달을 통해서 뒹뒹거림이 전달될 것이다. 트래킹이란 Rotor Blade의 트랙을 점검하고 필요시 수정하는데 사용되는 순서를 묘사하는 데 쓰이는 용어이다.

트래킹 실패는 변함없이 Rotor의 동적 균형에 영향을 주고 그 결과 1회전당 1회의 수직 진동을 발생시킨다. 전자적으로 균형을 점검하고 수정하는 방법에 대해서는 다음에서 설명될 것이다. 동적 균형 점검을 수행하기 전에 Rotor의 트래킹이 점검되고 필요시 수정되는 것은 매우 중요하고 이와 유사하게 트래킹을 체크하기 전에 Rotor가 정적 균형을 잡고 있다는 것을 확인하는 것도 또한 중요하다.

3.2.1 Main Rotor 트래킹

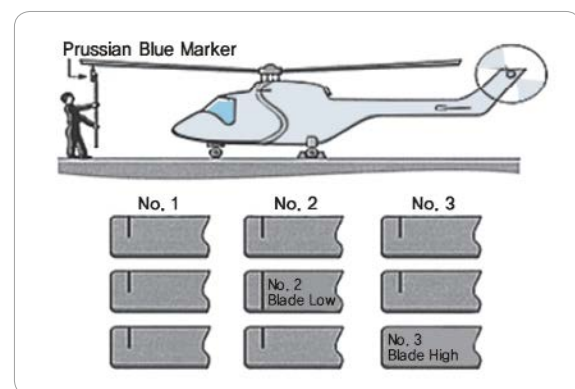
기종에 따라 Main Rotor Blade 구조물과 관련해서 사용될 수 있는 다양한 트래킹 방법들은 많이 있다. 몇몇은 지상에서만 수행할 수 있지만 다른 방법은 지상과 상공에서 모두 사용할 수 있어야 한다. 지상에서의 트래킹 작업은 헬리콥터가 바람을 바라보고 정확하게 계류된 안정된 상태에서 수행되어야 한다. 현대의 대부분 헬리콥터는 Blade 코닝각의 변화에 따른 RPM이 높거나 낮아짐에 따라 트래킹 작업이 필요하며 정지 비행(Hover Flight)이나 전환 비행(Translation Flight) 시에도 트래킹 작업이 필요

한데 왜냐하면 비행 중에는 지상에서와 Blade의 트랙이 다를 수 있기 때문이다. 이 모든 상황을 고려해서 몇 개의 트래킹 과정을 학습하게 될 것이다.

스틱-트래킹 체크(Stick-Tracking Check)

이 방법은 가장 초기에 적용했던 것으로 해석의 측면에서 가장 덜 정확한 방법이며 지상에서만 수행할 수 있다. 앞서 언급한 이 검사를 수행하기 전에 반드시 헬리콥터를 바람과 마주하고 있는 안정된 상태로 견고하게 계류하여야 한다.

그림 4-15과 같이 Rotor는 낮은 RPM에서 그리고 최소 피치-각에서 회전하도록 설정되어야 한다. 프리시안 블루 같이 씻을 수 있는 액체가 묻은 표시지(Marker)를 길고 유연한 막대기에 붙이고 막대기를 들어 Blade 끝단 근처 표면에 접촉할 수 있도록 한다. 이 검사를 수행할 때 막대기를 너무 높이 들어 발생하는 상해를 방지하기 위해 작업자는 자신과 전진하고 있는 Blade 사이에서 막대를 들면 안 된다. 막대는 직접적인 접촉이 일어났을 때 수행자로부터 멀리 떨어질 수 있도록 쥐어야 하며 가볍고 짧게 접촉시켜야 한다.



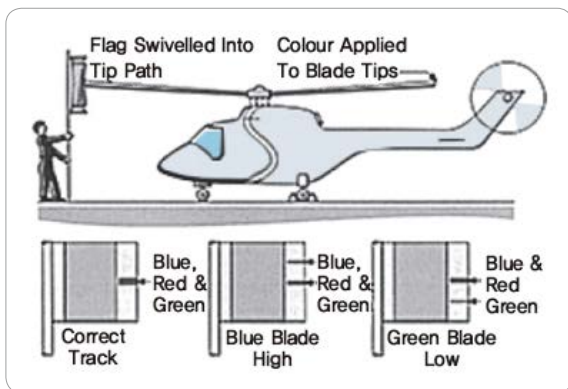
[그림 4-15] 스틱-트래킹

Rotor를 정지하고 각 Blade에 묻은 표식을 점검하면 되는데 그 표식이 비슷하다면 트랙은 비교적 정확한 것이다. 이 방법의 문제는 만약 Blade에 표시가 되지 않았다면 어떤 것이 트랙에서 벗어났는지 알수 없다는 점이다.

플래그-트래킹 체크(Flag-Tracking Check)

그림 4-16과 같이 이 점검도 지상에서만 수행할 수 있으며 앞선 스틱-트래킹과 마찬가지로 헬리콥터가 바람을 마주하고 안정된 상태에서 견고하게 계류되어있어야 한다. 이 검사를 수행하기 전에 각 Blade의 끝단을 각기 다른 색의 분필 또는 크레용으로 색칠한 후 수행자가 캔버스 플래그가 달린 막대를 들고 저속 RPM과 제로 피치에서 회전하고 있는 Rotor 근처로 접근해서 막대에 달린 플래그 끝이 회전하는 Blade 끝단에 살짝 닿도록 한다.

각 Blade 끝단은 해당하는 색깔을 플래그에 남길 것이다. 만약 Blade가 트랙 조정이 되었다면 색깔은 서로 겹쳐서 표시될 것이고 트랙을 벗어난 Blade는 트랙킹 오류의 정도에 따라 다른 Blade보다 낮거나 높은 곳에 표시를 남기게 될 것이다. 사용되는 막대



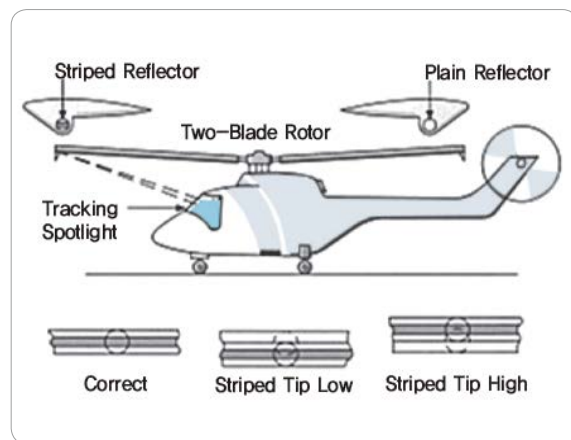
[그림 4-16] 플래그-트래킹

와 플래그는 때때로 트랙코미터(Trackometer)라고 불리기도 한다.

빛 반사 트래킹(Light Reflection Tracking)

그림 4-17과 같이 이 방법은 지상에서나 공중에서 사용할 수 있으며 점검을 위한 준비단계에서 각 Blade 끝단에 반사면(Reflector)을 부착한다. 이때 각각의 반사체는 비행 객실을 향해 안으로 향하도록 설치되어야 한다. 두 개의 Blade를 가진 Rotor에서 반사면 중 하나는 일반적인 반면 다른 하나는 눈에 띄는 색이 있는 줄무늬를 가지고 있다. 그 후 Rotor는 지정된 RPM으로 회전하고 그와 동시에 비행 객실 안에 배터리로 작동되는 불빛을 Rotor 디스크의 끝단으로 비추면 줄무늬 반사면의 수직 위치와 일반 반사면의 위치를 비교할 수 있게 되어 각 Blade의 수직 위치를 확인할 수가 있다.

여러 개의 Blade를 가진 경우 Rotor의 점검을 수행하는 것은 조금 더 복잡하긴 하지만 반사면이 Blade에서 Blade로 반복 옮겨가는 것이기 때문에 여러번 점검을 하는 것이 필요하다.



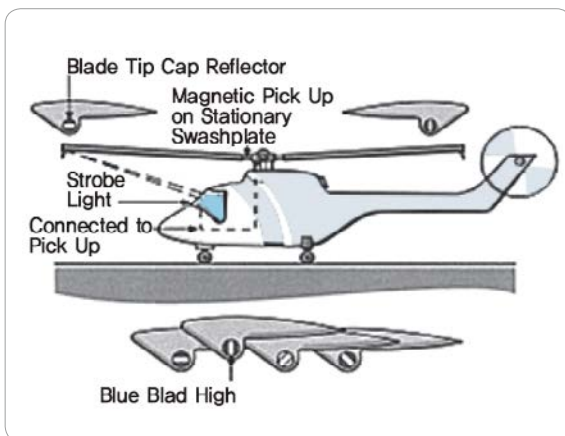
[그림 4-17] 빛-반사 트래킹

섬광 트래킹(Strobe Light Tracking)

그림 4-18과 같이 이 전기적 시스템은 지상과 공중에서 트래킹 점검을 하는 데 사용될 수 있으며 점검을 준비하는 단계에서 빛-반사 방법과 같이 각 Blade 끝단에 객실에서 볼 수 있도록 반사면을 부착한다. 그리고 반사면들은 점검이 필요할 때만 부착해야 한다. 그렇지 않으면 Blade에 항력이 발생하고 자동 회전하는 동안 회전수를 감소시킬 것이다. 각 반사면은 식별 가능한 줄무늬와 색깔을 가질 때도 있다.

이 점검을 수행하는 방법은 비행 객실에 비치한 스트로브를 통해 섬광을 Rotor 디스크의 끝단 반사판을 향하여 비춘다. 이때 섬광은 회전 스와시 플레이트(Rotating Swash Plate)와 고정 스와시 플레이트(Fixed Swash Plate) 사이에 장착된 전자 감지 장치(Magnetic Pick Up)에 의해 Blade의 회전수만큼 비춰지게 된다. 이것은 Blade가 특정 지점을 지날 때 빛이 깜빡거리도록 하여 반사체에 움직임이 없는 이미지를 만들어내게 된다.

만약 Blade가 온 트랙(On Track)이면 반사체에



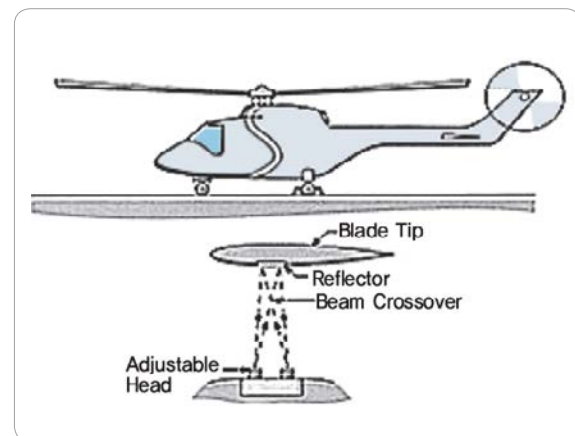
[그림 4-18] 섬광 트래킹

비친 이미지는 정렬이 된 상태가 되고 아웃 오브 트랙(Out of Track)이면 반사체에 비친 이미지는 수직으로 파상 배치가 될 것이다. 트래커(Tracker)는 특징적인 표시(무늬, 색깔, 모양, 숫자) 등을 통해 어떤 Blade가 얼마만큼 기준이 되는 Blade의 트랙에서 벗어났는지 알 수가 있게 된다. 그리고 기준이 되는 Blade는 해당 기종의 정비교범에서 지정이 된다.

전자-광학 트래킹(Electro-Optical Tracking)

그림 4-19과 같이 이 전자-광학 계통은 또한 지상에서와 공중에서 사용될 수 있으며 헬리콥터에 영구적으로 부착될 수도 있다. 전자-광학 유닛은 Blade 끝단 경로면(Path Plane) 바로 아래 후방 동체에 부착하고 이 유닛은 두 개의 광학 헤드를 가지고 있으며 각각은 적외선 빔줄기를 수신하고 전송할 수 있다. 광학 헤드 중 하나를 통해 마스터 Blade(Master Blade) 끝단 아래에 있는 설정된 지점에서 빔줄기를 교차시키기 위해 원격 조정할 수가 있다.

빛이 전송되고, 반사되고, 송신되는데 소요된 시간은 교차점 위에 있는 Blade의 높이를 측정할 수



[그림 4-19] 전자-광학 트래킹

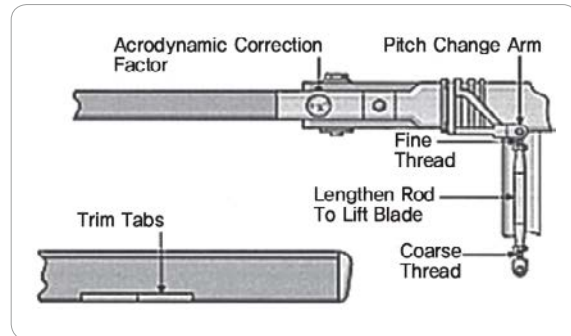
있다. 그리고 고정 스와시 플레이트와 회전 스와시 플레이트 사이에 장착된 전자감지 장치(Magnetic Pick-Up)는 Rotor의 회전수(RPM) 정보와 Blade 위치를 제공하게 되는데 반사된 광선의 시차 정보와 조합하게 되면 마스터 Blade와 각 Blade 사이에서 트랙을 비교할 수 있게 된다.

프리 트래킹(Pre-Tracking)

어떤 제작사들은 그들의 Blade를 프리-트래킹을 수행하는데 그 방법이 다양하다. 그중 하나의 방법은 회전 검사 시에 각 Blade의 트랙을 마스터 Blade와 맞추는 것으로 각 테스트 Blade 피치 변화 로드(Pitch Change Rod)를 Blade의 트랙이 마스터 Blade와 일치할 때까지 기준 길이보다 점진적으로 증가시켜 조절하는 것이다. 증가 조절에 필요한 양은 Blade 루트에 스텐실로 찍히게 된다. Blade가 손상되었거나 교체되었을 때는 피치 변화 로드를 확인하여 필요시 Blade 뿌리 부분에 명시된 수치와 맞추어 조절한다. 다른 문제가 없다면 Blade는 트랙 안에 있을 것이다.

3.2.2 트래킹 조절(Tracking Adjustment)

그림 4-20과 같이 Blade의 지상 트랙은 일반적으로 피치 변화 로드의 길이를 조절함으로써 피치각을 변화시켜 수정한다. 피치 변화 로드의 길이를 늘리는 것은 피치각을 증가시켜 Blade를 들어 올리는 것이며 반대로 길이를 줄이면 Blade가 내려가게 된다. 어떤 피치 변화 로드는 한쪽 끝에 가는 나사산 조절기가 있고 반대편에는 굵은 스레드(Thread) 조절기가 있어 가늘고 굵은 조절이 가능하다. 몇몇의 로드



[그림 4-20] 트래킹 조절

는 기준값으로부터 정확한 변화의 양이 기록될 수 있는 증가 조절기를 가지고 있다. 조절 필요의 양은 종종 반복적인 트래킹 검사를 통한 시행착오에 의해서 수립이 된다.

몇몇의 Blade는 뒷전을 따라 위치한 고정 트림 탭(Trim Tab)을 가지고 있다. 이것은 Blade의 양력과 공기 역학적 균형에 영향을 주고 일반적으로 지상 트래킹보다는 비행 중의 트래킹을 위해서 사용이 된다. 탭 중에 어떤 탭은 제작사에 의해서 사용에 제약이 있는 반면 몇몇은 조작자가 사용할 수 있도록 제공되어 지상과 공중에서 트래킹 작업을 위해 사용이 된다. 탭은 특별한 도구와 각도를 사용하여 적절한 방향으로 구부려 조절을 할 수 있게 되어있으며 탭으로 인해 실속에 빠지거나 효능을 잃기 전까지 방향이 얼마나 바뀔 수 있는지는 한계가 정해져 있고 해당 정비교범에 정확한 방법과 한계가 적용되어야 한다.

3.2.3 Tail Rotor 트래킹(Tail Rotor Tracking)

앞에서 설명했던 것과 같이 트래킹 결함은 Rotor의 동적 균형에 다양한 영향을 주기 때문에 Rotor

의 트래킹은 필요시 동적 균형 점검 수행 전에 수정하고 점검을 하는 것이 매우 중요하다. 하지만 Tail Rotor의 빠른 속도와 위치 때문에 Main Rotor에 사용되었던 트래킹 방법은 적용할 수 없다.

헬리콥터의 종류에 따라서 회전하는 Rotor 디스크의 단순 관찰부터 전자-광학을 포함하고 있는 전자적 방법까지 트래킹 방법의 복잡도가 달라지며 진동 주기 분석 장비도 달라진다. 손으로 Rotor를 회전하여 각 Blade의 정렬 상태를 보드에 그려진 기준선과 비교하는 정적 점검은 오차를 발견하는 데 유용하지만 이 방법이 동적으로 회전할 때보다 트래킹이 정확하다는 것을 보장할 수 없다.

3.3 정적 & 동적 균형 (Static & Dynamic Balancing)

Rotor는 정적으로나 동적으로 균형이 잡혀 있어야 한다. 정적 균형은 무게 배분과 관련이 있는 반면에 동적 균형은 주로 Rotor가 회전할 때 발생하는 관성력과 관련되어 있다. 자전거 바퀴를 상상해보며 만약 손가락으로 차축을 지지한 상태에서 바퀴를 회전시키면 바퀴는 자연스럽게 회전하고 손가락에는 진동이 느껴지지 않을 것이다. 그런데 바퀴 립에 납을 추가한 후 같은 실험을 반복하게 되면 납 무게가 회전의 180도마다 반대되는 원심력을 가하기 때문에 방사형 진동을 느낄 수가 있을 것이다. 이것이 발생하는 이유는 정적 불균형으로 인한 바퀴의 무게중심이 회전축의 바깥에 위치하기 때문이다. 원심력이 방사 속도의 제곱에 비례하기 때문에 속도가 증가할수록 진동은 더 심해지고 이러한 경우 정적 균형 맞

추기 위해 회전축 주위로 무게 배분하는 것을 고려해야만 한다.

이제 자전거 바퀴가 휘어져 있다고 상상해보면 이것은 바퀴의 일부분이 면 밖 또는 바퀴 회전의 트랙에서 벗어났다는 것을 의미하게 되며 회전면에서 벗어났을 때 회전 Rotor의 무게중심은 언제나 회전면으로 돌아오려고 할 것이다. 이런 상태에서 바퀴를 회전시키면 휘어진 부분이 스스로 회전면으로 정렬하려고 시도하게 되고 속도가 증가될 때마다 더 악화되는 떨리는 현상이 매 반회전마다 반전되는 힘의 불균형한 움직임이 만들어지게 된다. 거기에 더해 바퀴가 회전하면서 회전의 축은 차축과의 정렬에서 벗어나려고 움직이게 된다.

바퀴 부분이 비틀어졌기 때문에 길이(Span Wise) 방향의 정적 안정 또한 영향을 받아 결과적으로 무게중심이 회전축에서 벗어나게 될 것이다. 이러한 경우에 균형은 Rotor 질량의 무게중심을 회전하는 면과 일치시켜 결과적으로 회전축이 축선과 정렬이 되도록 만들어야 할 것이다.

3.3.1 정적 균형(Static Balance)

헬리콥터 Rotor Blade는 시위 방향(Chord Wise)과 스패 방향(Span Wise) 모두 정적 균형이 필요하다. 시위 방향의 정적 균형은 Blade의 시위를 따라가는 무게중심의 위치와 관련이 있으며 길이 방향의 정적 균형은 Blade의 길이를 따라가는 무게중심의 위치와 관련이 있다. Rotor는 일반적으로 시위 방향 균형을 이룬 후 길이 방향의 균형을 맞추게 되는데 왜냐하면 시위 방향 균형의 어떠한 조절은 길이 방향의 균형에 영향을 줄 수 있기 때문이다.

여기서 주의해야 할 점은 많은 Main Rotor Blade에는 구조부에 축적되는 수분을 제거하기 위해서 끝단에 드레인 홀(Hole)이 있으며 Tail Rotor Blade의 경우도 동일한 형태이다. 만약 이 드레인 홀 중에서 어느 하나라도 막히게 되면 수분이 축적되어 균형에 영향을 줄 수가 있다. Rotor Blade의 쌓이는 얼음도 정적 균형에 영향을 주며 이것은 비행 중에 일반적이지 않은 진동의 보고서를 조사할 때 고려할 부분이기도 하다.

시위 방향의 정적 균형(Chord Wise Static Balance)

Blade의 관성축과 양력이 작용하는 압력 중심 사이에 형성된 커플을 줄이기 위해서 Rotor Blade는 시위 방향의 균형이 맞아야 한다. 시위 방향의 균형이 없다면 무게중심을 통해 기능을 하는 관성축이 압력 중심을 통해 기능을 하는 양력축 뒤에 위치하게 된다. 만약 이러한 경우라면 Blade의 상승 가속은 Blade가 비틀어지게 하는 원인이 되고 받음각의 증가와 더불어 양력이 증가하게 되는데 Blade의 탄성력이 결과적으로 비틀어진 것을 바로 잡아 받음각을 감소시키고 Blade가 처지게 되는 원인이 되기

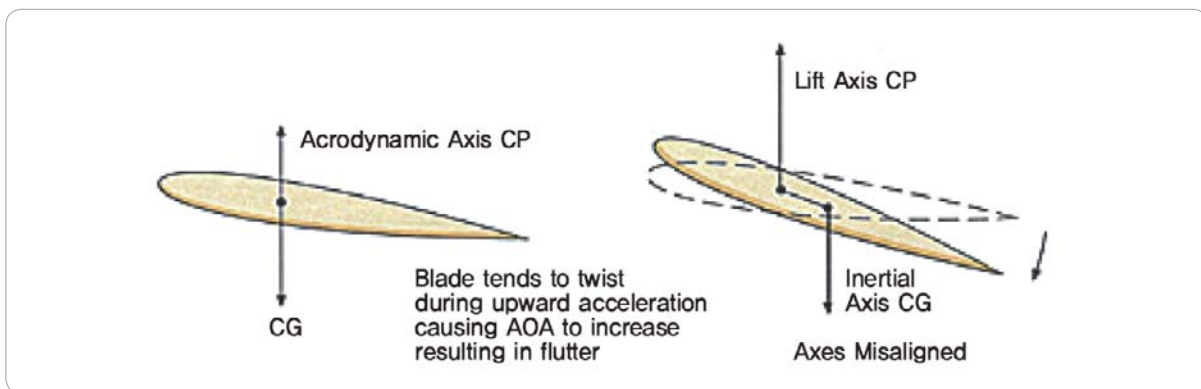
도 한다. 그리고는 반대 방향으로 비틀어지게 하여 Blade가 격렬하게 흔들리게 되는 극심한 플러터 현상이 나타나게 된다.

그림 4-21과 같이 Rotor Blade의 시위 방향 균형은 제작 과정에서 관성축을 압력 중심축과 정렬될 수 있도록 스파(Spar)의 앞전을 따라 카운터 웨이트(Counter Weight)를 부착한다.

스팬 방향 정적 균형(Span Wise Static Balance)

Rotor Blade가 길이 방향으로 정적 안정 상태라면 그것의 무게는 축을 따라 고르게 분포되어 있고 무게중심도 축의 회전축에 위치해 있다는 것으로 만약 그렇지 않다면 무게중심이 회전축에서 벗어난 것에 비례하여 진동이 발생할 것이다. 불균형한 Rotor에 의해서 만들어진 불균형한 방사력(Radial Force)은 원심형 특성이 있으며 매 회전의 180도 마다 역행하며 가로 진동을 만들어 축 베어링을 통해 구조부 터 전달하게 된다. 원심력은 Rotor 방사 속도의 제곱에 비례하기 때문에 회전속도가 증가함에 따라서 진동은 급격하게 증가하게 된다.

더 큰 Rotor 조립품의 경우 Rotor 헤드와 Blade가



[그림 4-21] 시위방향의 균형

각각 균형을 잡고 있으면 조립 후 하나의 유닛으로 균형이 잡힌다. 초기 균형은 제작자 또는 정비 수리 조직에 의해서 임명된 특별한 밸런싱(Balancing) 조직을 통해 수행된다. Rotor 헤드의 균형은 일반적으로 특정 위치에 종종 특수 와셔(Special Washer)의 형태로 무게를 추가함으로써 조절할 수 있으며 각 Blade의 무게와 시위 방향 무게중심 위치는 점검되고 필요에 따라 조절되어 특정 균형 한계 안에 들도록 해야 한다. 이것은 일반적으로 Blade 끝단 포켓과 Blade 구조 안에 지정된 위치에 무게를 가감함으로써 달성할 수가 있다.

장착 후에는 Rotor 조립품의 균형 검사가 수행되어야 하는데 현재는 특수 전자 균형 장치로 이 시험을 수행한다.

공기역학적 균형(Aerodynamic Balance)

시위 방향 관성축의 위치와 관련하여 Blade의 공력 중심 위치는 중요하다. 압력 중심의 위치는 일반적으로 Blade의 설계에 의해 판단이 되고 제작 과정에서 확인이 되어야 한다. 더불어 Blade에 의해 발생한 양력은 공기 속도와 받음각과 관련하여 Rotor 조립품 안의 다른 Blade에 대한 비행과 지상 트랙에도 영향을 준다.

이 장의 앞부분에서 언급했던 것과 같이 일부 Blade 종류는 뒷전을 따라 위치한 고정 트림탭을 가지고 있는 경우도 있다. 이러한 탭은 제작자가 트랙킹 목적으로 사용하는데 제공이 된다. 탭은 일반적으로 비행 트랙킹에 사용되지만 어떤 경우에는 작동하는 사람이 비행과 지상 트랙킹 하는데 사용될 수 있도록 제공이 되기도 한다.

3.3.2 동적 균형(Dynamic Balance)

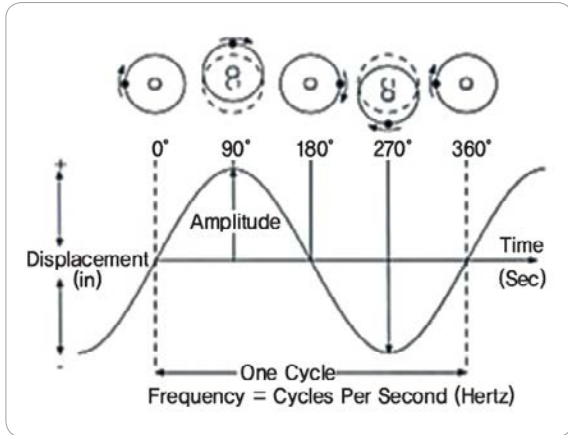
앞에서 설명한 것과 같이 만약 찌그러진 자전거 바퀴를 회전시킨다면 바퀴는 그 일부분이 회전면에서 벗어났기 때문에 불균형이 발생하고 결국에는 진동을 유발하는 현상과 마찬가지로 Blade가 트랙에서 벗어나게 되면 Rotor 조립품의 무게중심도 회전면에서 벗어난 곳에 놓이게 된다. 트랙을 벗어난 Blade가 회전함에 따라 부품들의 원심력은 다시 회전면 안으로 들어오려 시도할 것이고 그때마다 수직 진동을 발생시킬 것이다. 거기에서 Rotor가 회전함에 따라 회전축이 축선과의 정렬에서 벗어날 것이다. Blade가 트랙에서 벗어나게 되면 Rotor 부품의 길이 방향 무게도 영향을 받아 축선과의 정렬에서 벗어나게 된다.

Rotor 부품들의 동적 균형은 Blade 트랙 이외에도 영향을 받을 수 있으며 이러한 이유로 동적 균형 점검 전에 Blade의 트랙킹을 점검하는 것이 매우 중요하다.

Main Rotor가 불균형하게 되면 동체에도 진동이 전달되는데 Rotor 1회전당 1회 진동은 일반적으로 구분하기 쉽지만, 더 높은 주파수 진동은 그 원인을 발견하기 어렵고 종종 서로 겹쳐지기도 한다. 진동의 근원이 어떻게 추적되고 감소시킬 수 있는지 학습하기 전에 먼저 마주칠 수 있는 진동의 특성과 다양한 종류에 대해서 알아볼 것이다.

3.3.3 진동(Vibration)

진동은 같은 시간에 반복되는 주기적인 움직임으로 묘사될 수 있다. 불균형한 Rotor로 인해 발생하



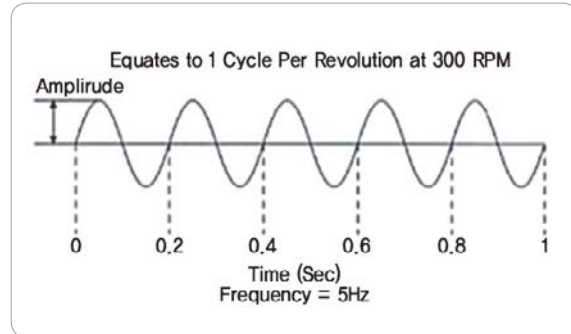
[그림 4-22] 불균형 Rotor의 변위

는 진동은 축에 교차되는 변위로 나타낼 수 있다. 아래 그림처럼 일정한 각속도로 회전하는 Rotor의 무거운 부분에 의해서 발생된 축의 움직임이 정반대에 위치한다는 것을 알 수가 있다. 이것을 상상하기 위해서는 축의 움직임과 진동 스프링에 의한 진자 운동과 비교하는 것도 도움이 된다.

그림 4-22은 사이클 시작점에서 축이 좌우로 벗어나 있는 속도가 최대속도에 도달하여 0도 위치에서 정지 점을 지나 감속되어 90도에서 속도가 0이 되고 변위는 최대 크기에 도달하게 된다. 축의 변위는 그 후 가속되어 최대 각도로 돌아가며 180도에서 정지 점을 통과하여 최대 변위까지 감속되고 다시 반대 방향 270도 위치에서 속도가 0이 된다. 다시 가속되어 사이클이 반복되는 360도에서 정지 점을 지나 돌아오면서 최대속도까지 가속이 된다.

그림 4-23과 같이 1초에 완료된 완전한 사이클의 수가 그 움직임에 대한 주파수가 된다. 주파수는 헤르츠로 표시되며 1초에 1사이클이 1헤르츠로 표시된다.

예를 들어 1사이클의 시간이 0.2초라면 주파수를 5헤르츠가 되는 것이며 이것은 300 RPM으로 회전



[그림 4-23] 저주파 진동

하는 Main Rotor의 1회전당 진동 주기와 같게 되는 것이다. 정지 점으로부터 축의 최대 변위는 길이 측정으로서 대표되는 진동의 진폭으로 표시되는데 진동 폭은 또한 속도 단위 또는 가속도 단위로 표시될 수가 있다.

진동 종류(Vibration Type)

헬리콥터의 구조에서 느껴지는 진동은 많은 다른 원인에서부터 유발될 수가 있으며 그것은 주파수가 다르고 자연적이거나 인위적이거나 혹은 공진일 수도 있거나 이러한 것들의 조합으로 나타날 수가 있다.

① 자연 진동(Natural Vibration)

동체에 가해지는 외력이 없이 자신의 탄성이나 중력에 의해 몸체가 떨린다면 이것을 자유 혹은 자연 진동이라고 한다. 예를 들어 스프링은 외부에 의해서 초기에 진동이 되지만 뒤를 잇는 진동은 스프링의 자연적 탄성에 의해서 발생이 되고 처음 건드린 추가 이후에는 중력에 의해 지속적으로 흔들리게 된다.

② 강제 진동(Forced Vibration)

인위적 진동은 동체에 외력이 작용했을 때에만 동

체가 진동하고 힘이 제거되면 진동이 즉시 멈추는 경우에 나타난다.

③ 공진(Resonance)

많은 물체는 그들의 형태와 형질 때문에 물체가 부딪혔을 때 발생하는 자연적인 진동 주파수를 가지고 있다. 이 자연적인 주파수가 물체의 공진 주파수로 벨이 울리는 경우가 바로 이것이다.

몸체에 힘을 가해 진동을 발생시키면 방해하려는 힘에 의해 주파수가 발생하여 떨리게 되고 진폭은 그 힘에 비례하게 된다. 하지만 만약 인위적 진동의 주파수가 동체의 공진 주파수와 일치하게 되면 진폭은 급격하게 상승할 것이며 이때를 공진이 발생했다고 하는 것이다.

④ 강제 진동과 공진

(Forced Vibration & Resonance)

부품의 불균형한 움직임으로부터 발생한 진동에 의한 주기적인 힘은 베어링 하우징을 통해 지지 구조부로 전달이 되며 그 힘은 또한 회전축과 지지부에 탄성 변형을 야기하게 한다. 만약 공진이 발생했다면 그 효과는 급격하게 증폭되고 마모와 피로 파괴의 비율을 증가시키게 된다. 항공기 구조부에서 발생한 공진은 재앙적인 결과를 가져올 수 있으며 예로써 군인이 발을 맞춰 다리를 행진할 때 다리가 무너진 이야기를 들어보았을 것이다.

⑤ 과도 진동(Transient Vibration)

물체가 부딪혀 그것에 의한 공진 주파수로 진동할 때 진동은 천천히 줄어들 것이며 이것을 과도 진동이라고 한다.

3.3.4 진동 분석(Vibration Analysis)

경험 있는 엔지니어들은 저 주파수 진동의 원인을 감각으로 찾아낼 수도 있다. 특수 진동 분석 장비 없이 더 높은 주파수 진동의 원인을 감지하는 것은 훨씬 더 어렵다. 전자 진동 감지와 측정 장비가 이제는 일반적으로 사용되고 있지만, 기계적 장비들도 여전히 사용되고 있다.

소형 진동계는 기계적 장비로 시계태엽에 의해서 조절된 속도로 구동되는 기어가 있는 드럼으로 구성되어 있으며 장비에 있는 스프링 탐침이 레버를 통해서 왁스가 발라진 기록지에 접촉되어있는 드럼 위의 바늘과 연결되어 있고 배터리로 작동하는 시간 기준은 드럼이 회전함에 따라서 왁스가 발려진 종이 위에 0.5초 간격으로 기록을 하게 된다. 이 장비는 동체 구조부의 특정 위치에 위치하며 스프링 탐침과 레버 배열은 현재 있는 진동을 확대시켜 바늘로 전달해서 결과적으로 기록지에 흔적을 만들게 된다. 작업자는 기록된 진동의 진폭과 주파수를 가장 높은 곳부터 시작하여 측정하게 되는데 숙련된 작업자는 Blade 주파수 흔적을 발취할 수 있으며 Rotor 주파수를 비교할 수 있는 다른 주파수로부터 알아낼 수가 있다. 제작사에서는 모든 회전하는 부분의 주파수와 내재 진동의 한계를 소개하여 과도한 진동의 원인을 찾는 데 사용토록 한다.

전자 진동 측정 장비는 요즘 더 일반적으로 사용이 된다. 그중 한 종류는 객실 구조 부위의 지정된 위치에서 진동음 탐지하기 위해서 가속도계를 포함한 소형 탐침을 사용한다. 수신 장비는 미리 설정된 주파수 범위를 살피고 주파수와 측정되어 부품의 내재 진동 한계와 비교될 수 있는 진폭을 표현한 인쇄물

로 만든다. 비슷한 종류의 장비는 전략적으로 놓인 가속도계로부터 전기 신호를 수신하여 진동 주파수와 진폭의 그래픽 CRT 디스플레이를 만들어낸다.

전형적인 가속도계는 진동을 크리스탈(Crystal)로 전달하기 위해 지진에 의한 질량의 관성을 이용한다. 센서(Sensor)는 진동하는 크리스탈이 밀리암페어 교류 전류를 발생시키고, 교류 전류의 주파수는 그것을 변형시켜 진동의 주파수와 일치하게 하는 압전 효과를 사용하며 전류의 값은 진동의 진폭의 정확한 표시를 나타낸다. 가속도계는 한 평면에 진동을 감지한다는 점에서 방향성을 가지고 있으며 가로 방향 또는 수직 방향의 진동을 측정할 때는 가속도계가 맞게 위치되어 있어야 한다.

진동 분석을 위해 사용되는 장비는 삭제하지 않으면 시험 결과를 가리게 되기 때문에 원하지 않는 배경 클러터를 삭제할 수 있는 필터를 포함하고 있다. 예를 들어 작동자가 특정 회전속도와 주파수로 작동되고 있는 특정 부품에서 내재 진동을 측정하고자 할 때 필터는 작동하는 사람이 선택된 주파수만 살피볼 수 있도록 하는 데 사용될 수 있다.

장비가 넓은 범위의 주파수와 진폭을 살피는 데 사용된다면 작동하는 작업자는 개별적으로 식별할 수가 있고 저, 중, 고 범위로도 구분할 수 있으며, 제작사의 한계치를 사용하여 이 범위에서 발생한 몹시 높은 어떤 진폭을 식별할 수가 있다.

3.3.5 진동 감소 방법(Vibration Reduction Methods)

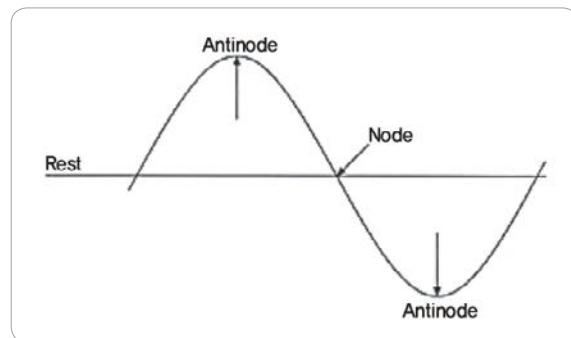
앞에서 설명했듯이 헬리콥터는 여러 부품으로부터 내재된 강제 진동을 경험하게 된다. 제작자는 이러한 부품으로부터 발생한 진동의 예상된 주파수와 진

폭을 승인된 한계치와 함께 발표해야 한다. 내재 진동은 또한 일부 조종 동작에 의해서도 발생하며 설계 시에 부품의 자연 진동에 의한 강제 주파수 그리고 공진을 생산하는 부품과 결합되는 위험을 줄이기 위한 단계가 수행되어야 한다.

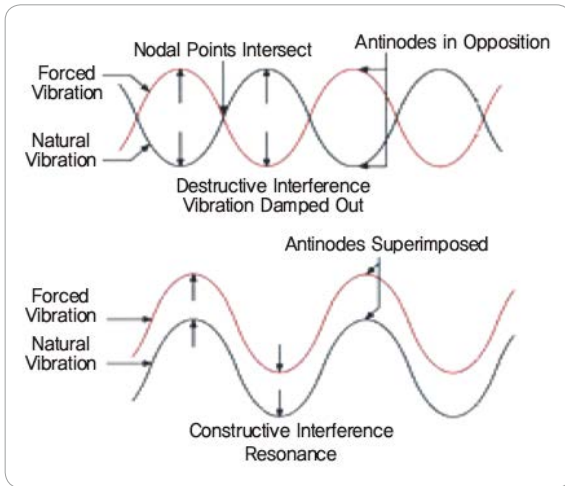
어떻게 진동을 줄이고 구조부로 전달되는 것을 막을 수 있을까? 라는 문제를 대할 때 첫 번째 취할 가장 명백한 행동은 비정상적인 마모, 부품 결함, 불균형, 잘못된 트래킹, 잘못된 리깅 등 결과로 일어난 과도한 진동의 원인을 조사하고 수정하는 것이다. 이러한 결합에 의해 발생된 진동을 고의적으로 가리려고 시도하는 것은 가장 위험한 것으로 간주되지만 구조부에 내재 진동과 그 효과를 감소시키려는 단계를 거치게 되며 어떤 경우에는 다른 원인으로부터 온 진동이 사실상 서로 상쇄할 수도 있다. 다른 경우에는 이것을 할 수 있는 힘을 만들어내는 시스템을 채용하는 것으로 이러한 시스템을 공부하기에 앞서 우리는 간섭의 효과에 익숙해져야만 한다.

간섭(Interference)

그림 4-24과 같이 진동 주기의 꼭대기 혹은 최대 변위 점은 파복(Antinodes)이라 하며 최소 변위 점



[그림 4-24] 주파수



[그림 4-25] 상쇄와 보강간섭의 변위

은 마디(Node)라고 한다.

다른 원인으로부터 온 진동은 서로 간섭할 수 있는데 그들의 주파수가 일치하면 간섭은 그림 4-25과 같이 상쇄 적이거나 보강 적일 수 있다. 상쇄 간섭(Destructive Interference)의 경우 마디가 교차하며 파폭을 서로 반대 두어 진동을 감쇄시키는 역할을 하고 반대로 보강 간섭(Constructive Interference)의 경우 마디가 서로 겹쳐져 진동의 진폭을 증가시키는 역할을 한다.

Main Rotor에서 발생한 강제 진동의 주파수가 자연적 또는 동체 구조 지지부의 공진 주파수와 일치하고 스스로 겹치게 되면 구조적 진동의 진폭은 급작스럽게 증가하여 탑승자에게 불편한 느낌을 주고 구조 피로를 가속시키게 된다. 몇몇의 경우 다양한 주파수 사이에서의 상관관계는 구조를 통해 주기적으로 진동을 보내는 사이클릭 비트를 만들어 보내줌으로써 상쇄 간섭에서 보강 간섭으로 변환시키기도 한다.

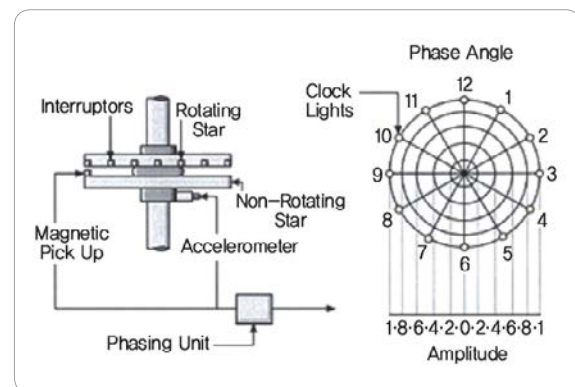
제작사들은 Main Rotor에 의해 생성된 진동의 단계를 줄이기 위한 진보된 방법을 가지고 있으며 이

것을 통해 진동이 헬리콥터 동체로 전달되는 것을 막기도 한다.

전기 균형기(Electronic Balancer)

그림 4-26처럼 전기를 이용하여 균형을 잡는 방법은 현재 널리 사용되고 있으며 Main Rotor 진동을 분석해서 Main Rotor의 진동을 감소시킬 수 있는데 다른 방법을 사용해서 얻을 수 있는 수준 이상으로 감소시킬 수 있는 수단을 제공한다. 이 절차는 모든 점검이 완료 되었을 때 수행할 수 있으며 장비는 진동 진폭 정보를 가속계(Accelerometer)로부터 밀리암페어 교류 전류 신호의 형태로 수신을 한다. 앞서 설명한 것과 같이 가속계로부터 오는 신호는 제거하지 않으면 시험 결과를 방해할 수도 있어 다른 원인에서 발생한 배경 주파수를 제거하기 위해 걸러질 수도 있다.

진동의 진폭 값을 표시하는 것에 더해 이 장비는 차트와 함께 사용되어 이것들을 Rotor 방위각 안에 시계 각에 대해서 연결시켜서 이것이 완료되었을 때 차트는 진동을 줄이거나 없애기 위해서 취해야 할 개선책을 지시해 준다.



[그림 4-26] 전기 균형기

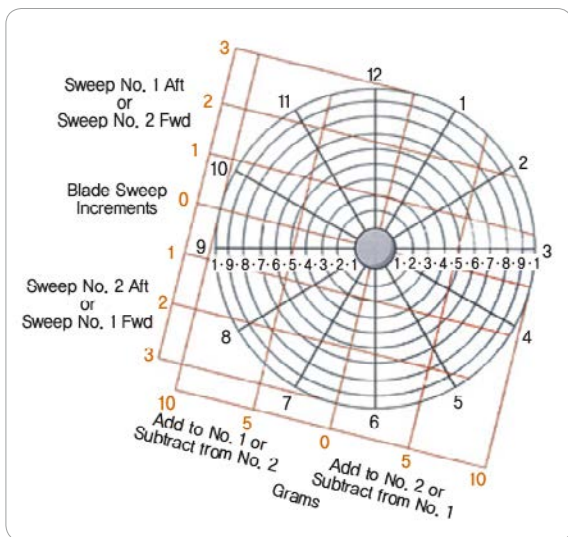
작동하는 사람이 차트의 진동 진폭을 Rotor 방위 각과 연결하기 위해 주기 또는 Rotor의 시계 각에 표시하고 이것은 스와시-플레이트 사이에 장착된 마그네틱 픽업(Magnetic Pick Up) 장치를 이용해서 얻을 수 있으며 마그네틱 픽업으로부터 발생한 자극을 이용해 표시판 위의 빛의 고리에 비추게 되면 시계 모양으로 보인다. 이것은 일반적으로 30분 단위로 증가된 채 쪼개어 비춰진다. 장비가 진동을 감지하면 그에 해당하는 시계 빛을 비추어 위상각을 보여주게 되고 그에 해당하는 진동의 폭을 보여준다.

그림 4-27에서와 같이 2개의 Blade를 가진 반 강성 Rotor에 사용되는 일반적인 차트를 보여주고 있다. 작동하는 사람은 진폭을 차트 위에 관련 시계 각에 표시하고 예를 들어 만약 장비가 0.5의 진폭을 10시 방향 위치에 지시한다면 작동하는 사람은 그것을 차트 위에 10시 방향 5번째 고리에 표시한다. 그 위치로부터 격자를 따라 왼쪽으로는 1번 Blade

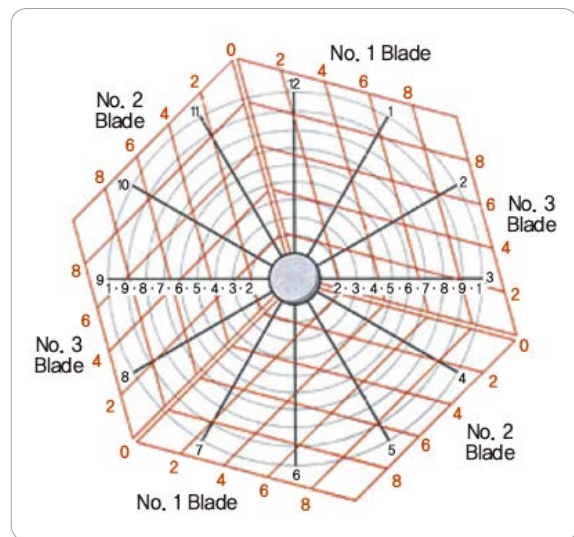
의 0.5단위 후의 증가 수정 스위프(Sweep)를 나타내게 된다.

격자를 따라 수직으로 내려오면 차트는 제 1번 Blade에 5그램의 무게를 증가시키도록 지시한다. 2개의 Blade를 가진 Rotor이기 때문에 차트는 반대편 Blade에 취해질 필요가 있는 어떤 대안적 수정 행위도 지시하게 된다. 이 검사는 표시가 차트의 중심에 최대한 가까이 움직일 때까지 반복하면 된다.

그림 4-28은 3개의 Blade를 가진 관절형 Rotor를 위한 차트로 관절형 Rotor는 일반적으로 조절 항력 스트러트(Strut)가 없다는 것을 제외하고는 첫 번째 예시와 비슷하게 사용이 된다. 그러한 이유로 어떤 개선책은 무게 수정으로 국한될 수 있으며 위 예시처럼 10시 방향에 0.5 진폭 표시를 하게 되면 제 2번 Blade에는 3.5 그램의 무게를 더하고 제 3번 Blade에는 5 그램을 더하는 것으로 지시를 하게 된다. 다시 이야기 하면 표시를 차트의 중앙 쪽으로 이동시키는데 목적이 있다.



[그림 4-27] 2개의 Blade 균형 차트



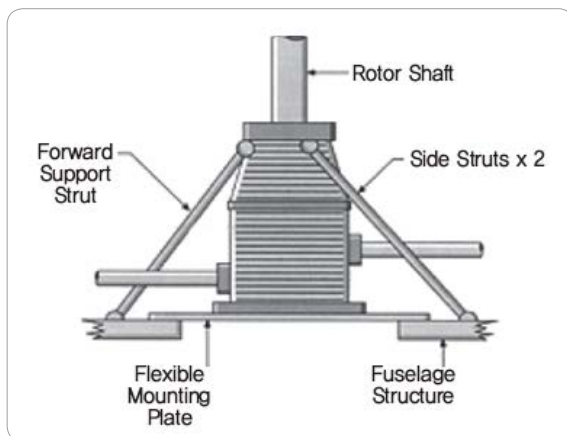
[그림 4-28] 3개의 Blade 균형 차트

Main 기어-박스 서스펜션(Main Gear-Box Suspension)

Main 기어-박스는 Rotor 축을 지지하고 하우징을 통해 Main Rotor 축으로부터 전달된 측면과 수직 진동을 받게 된다. 만약 기어박스 마운트가 견고하다면 이 진동은 마운트를 통해서 직접적으로 동체에 전달하게 되는데 그림 4-29과 같이 이것을 방지하기 위해 유연한 형태의 서스펜션을 장착해서 대부분의 진동을 흡수한다.

일반적인 배열은 두 개의 서스펜션 형태의 단단한 스트러트와 특수 설계된 Main 기어박스 지지 플레이트로 구성되어 있으며 위 그림에서는 3개의 단단한 지지 스트러트가 Rotor 축 하우징을 동체 구조부와 연결하는데 사용되고 있다.

지상에서 이러한 스트러트는 Rotor 부분품과 Main 기어박스의 무게를 지지하게 되고 비행 중에는 Rotor의 양력을 구조부로 전달하여 동체를 들어 올리게 된다. Main 기어-박스의 하단부와 구조부 사이에 위치한 유연한 지지 플레이트는 진동을 상쇄시키는 동안 세로 방향과 가로 방향의 하중과 Rotor 토크에 반응하도록 설계가 되어있다.

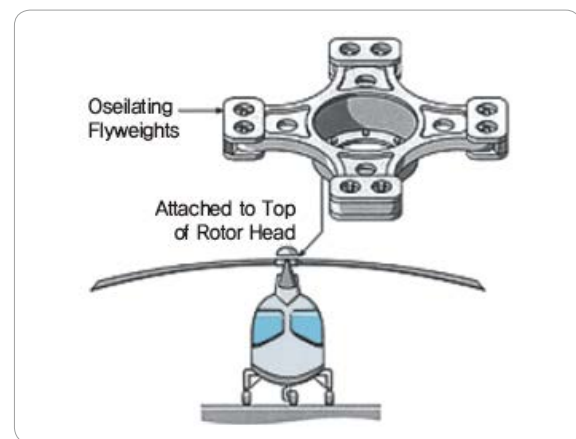


[그림 4-29] Main 기어-박스 서스펜션

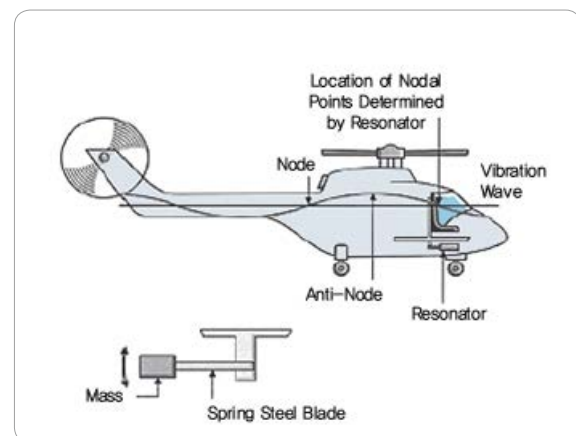
수동적 진동 조절(Passive Vibration Control)

수동적 진동 조절의 예는 그림 4-30과 같이 바이파일러(Bifilar)라고 불리는 추(Oscillating Flyweight) 형식의 도구로 이 도구는 Main Rotor 헤드 위에 위치하고 있으며 구동 링의 암에 연결되어 있으며 떠있는 상태의 추다. 만약 진동이 Rotor-헤드를 교대로 리그와 래그(Lead-Lag)하게 한다면 무게 추는 반대로 움직여 진동을 상쇄시키는 원심력을 만들어낸다.

또 다른 수동적 도구는 그림 4-31과 같이 객실 안



[그림 4-30] 추 형식 공진기



[그림 4-31] 공진기(Resonator)

의 수직 진동을 줄이기 위해서 설계된 것으로 공진기(Resonator)라고 불리며 객실 바닥에 위치한 금속 Blade 위에 지지되어 있는 무거운 카운터 웨이트(Counter Weight)로 구성되어 있다. 동체의 수직 진동은 카운터 웨이트가 공진하게 하여 객실에 마디 점을 형성하게 함으로써 진동을 상쇄시켜 준다. 앞서 이야기 했던 것처럼 진동 주기 안에서 마디는 진폭이 최소값을 가지는 지점이 된다.

Rotor가 회전하고 있을 때에 지상에서의 진동은 착륙장치에 의해서 상쇄가 된다. 보통 스키드가 플렉시블 부싱(Flexible Bushing)안에 부착되어 있거나 스프링 스트러트(Spring Strut) 또는 유압 댐퍼(Hydraulic Damper)에 의해 지지되고 있고 바퀴가 달린 착륙장치는 타이어의 공기압과 충격흡수장치(Shock Absorbers) 방식을 통해 진동을 흡수한다. 타이어 공기압과 충격흡수장치의 압력이 일정하게 유지되는 것은 매우 중요하다. 그렇지 않으면 지면 공진의 원인이 되기도 한다.

능동적 진동 조절(Active Vibration Control)

능동적 진동 조절은 반대되는 힘을 발생시켜 Main Rotor로부터 전달되는 동체의 내재 진동을 감소시키도록 하는 방식으로 이런 방식의 전형적인 예시는 회전당 4회의 Blade 주파수에서 동체의 진동을 감소시키도록 설계되어 있다.

이 방식은 동체의 다양한 위치에서 진동을 측정하는 가속계로부터 전자 신호를 수신하고 처리하게 한다. 이후 진동 조절 컴퓨터를 통해 명령 신호를 기계에 붙어있는 여러 개의 관성력 발생기로 전달하여 동체 진동과 반대되고 줄일 수 있는 진폭과 주기를 가진 진동 힘을 만들어 낸다. 이 관성력 발생기는

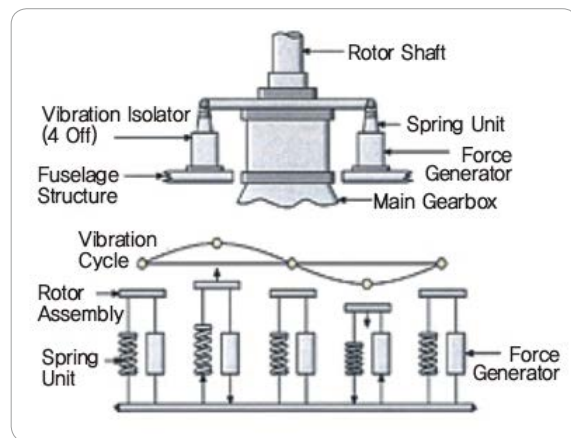
동체의 특정된 장소에 위치하고 있으며 각각은 수직 또는 좌우 평면과 정렬되어 있다.

또 각각의 관성력 발생기는 두 개의 기계적 부분으로 구성되어 있으며 각각은 반대로 회전하고 Main Rotor의 주파수와 동일한 속도로 끊임없이 회전하며 중심을 달리는 균형이 잡힌 플라이휠로 구성되어 있다. 각각의 유닛은 비슷한 교류 관성력 출력을 선택된 방향 안으로 가하도록 한다.

두 개의 기계적 유닛 사이에서 회전 단계의 관계는 변경되거나 명령될 수가 있으며 유닛들이 맞춤 회전하도록 명령이 되면 그들은 선택된 방향에 한해서 결합된 관성력을 만들게 된다. 예를 들어 그들이 주기에서 180도 벗어나 회전하도록 명령이 입력되면 출력은 0이 된다. 각 발생기에 발생하는 출력의 값은 두 기계 유닛의 주기 관계를 변화시킴으로써 0부터 최대까지 다양한 값을 가질 수가 있다.

반 공진 시스템(Anti Resonance System)

어떤 헬리콥터들은 그림 4-32과 같이 Rotor에서 발생한 진동이 동체로 전달되는 것을 방지할 수 있



[그림 4-32] 반 공진 시스템

는 반공진 Rotor 분리 계통을 가지고 있다.

이 방식은 4 개의 동체 구조부와 Rotor 축 하우징 사이에 연결되어 있는 진동 분리 유닛으로 구성되어 있으며 각 분리 유닛은 나선형의 힘 스프링과 병렬로 배열되어 있는 동적 힘 발생기로 구성되어 있다. 공진 주파수에서 진동의 대상이 되면 스프링과 발생기는 분리 유닛의 동체 지지 포인트에 작용하는 크기는 같고 방향이 반대인 주파수를 발생시켜 이 힘으로 서로 상쇄하도록 결과적으로 동체에는 진동이 전달되지 않도록 한다.

3.3.6 지면 공진(Ground Resonance)

지면 공진은 Rotor가 회전하고 있는 상태에서 헬리콥터가 지면에 닿았을 때 발생하는 불안정한 진동 상태를 말하며 이것이 발생하면 동체는 진폭이 견잡을 수 없이 상승해서 헬리콥터가 옆면으로 구르게 되는 요동 운동을 하기 때문에 빠르게 수정해야만 한다. 지면 공진의 시작은 점진적이거나 또는 특정 Rotor RPM에서 급작스럽게 발생하기도 한다.

지면 공진의 원인(Causes of Ground Resonance)

이 상황은 헬리콥터가 지면에 접촉했을 때 지면 마찰 효과로 인해 헬리콥터가 Rotor Blade에 이미 존재하는 진동에 의해 요동치는 현상으로 상황의 시작은 무겁거나 불균형한 터치다운에 의해 또는 착륙장치가 지면과 가볍게 접촉할 때 그리고 특히 타이어 또는 착륙장치 스트러트가 흔들리거나 그 진동이 Main Rotor 부분품의 진동 주파수와 맞을 때 야기될 수가 있다.

Rotor Head 진동(Rotor Head Vibration)

만약 MainRotor의 무게중심이 회전축으로부터 벗어나 있다면 Rotor에는 떨림이 발생하고 동체로 전달이 된다. 이것은 Blade에 얼음이 얼거나 수분 흡수 또는 Blade 손상에 의해 무게나 균형이 일정하지 않은 Blade에 의해서 발생할 수가 있다.

잘못된 항력 댐퍼는 Rotor Blade의 저침각(Sweep Angle)에 영향을 주고 이것은 또한 Rotor를 불균형하게 하여 Rotor 무게 중심을 회전축에서 벗어나게 하여 동체로 전달되어 흔들림을 만들게 되며 잘못된 트래킹 또한 Rotor의 균형을 잃게 하고 Rotor 무게 중심을 벗어나게 하여 흔들림을 만든다. 몇몇의 헬리콥터에는 자동 안정화 시스템이 착륙장치 스트러트 또는 타이어의 회전에 반응하여 지면 공진의 시작으로 이끄는 조종 입력 값을 만들게 될 수도 있다. 이런 위험이 있어 터치-다운 때에는 자동 안정화 시스템을 해제해야만 한다.

동체 진동(Fuselage Vibration)

동체 진동은 특히 불균형하거나 둔탁한 착륙 이후에 발생하는 불균일한 착륙장치 스트러트와 타이어 압력 때문에 발생을 하게 되는데 이것은 지속적인 가로 사이클릭 조종 움직임으로 진동을 수정하려고 할 때 더욱 심해진다. 또한 헬리콥터가 지면과 가볍게 접촉된 상태에서 승객이 타고 내릴 때도 발생할 수가 있다.

지면 공진의 회복(Recovery From Ground Resonance)

지면 공진을 일으키는 힘은 최대한 빨리 제거되어 진동이 악화되는 것을 방지해야 한다. 이 상태의 시작이 인지되었을 때 조종사는 즉시 Rotor RPM을

변경하거나 브레이크를 사용하여 지상 접촉을 공고히 해야 한다. Rotor RPM은 운용 범위에서 유지되어야 하며 최종적으로 착륙이 완료되고 Rotor를 멈춰야 한다. 그리고 만약 이륙이 불가능하다면 Rotor는 즉시 멈춰져야 한다.

● 집필위원

이동호(한서대학교)

조영진(한서대학교)

● 개정연구 및 감수위원

최연철(한서대학교)

유태정(KBS 항공팀장)

김광석(산림항공본부)

● 기획 및 관리

유경수(항공안전정책과장)

강정현(항공안전정책과)

김홍일(항공안전정책과)

● 편집 및 디자인

도서출판 성진문화

주소 | 서울특별시 영등포구 당산로41길 11 당산 SK V1 Center W동 430호

TEL | 02-2272-4641 FAX | 02-2272-4643

출판등록 | 2007년 9월 20일 제 2015-000120호

ISBN 978-89-85682-38-1 95550

조종사 표준교재 **비행이론(헬리콥터)**

발행일 | 초판 2022년 2월

발행처 | 국토교통부 항공안전정책과(세종특별자치시 도움6로 11)

 조종사 표준교재
Standard Pilot's Handbook

