

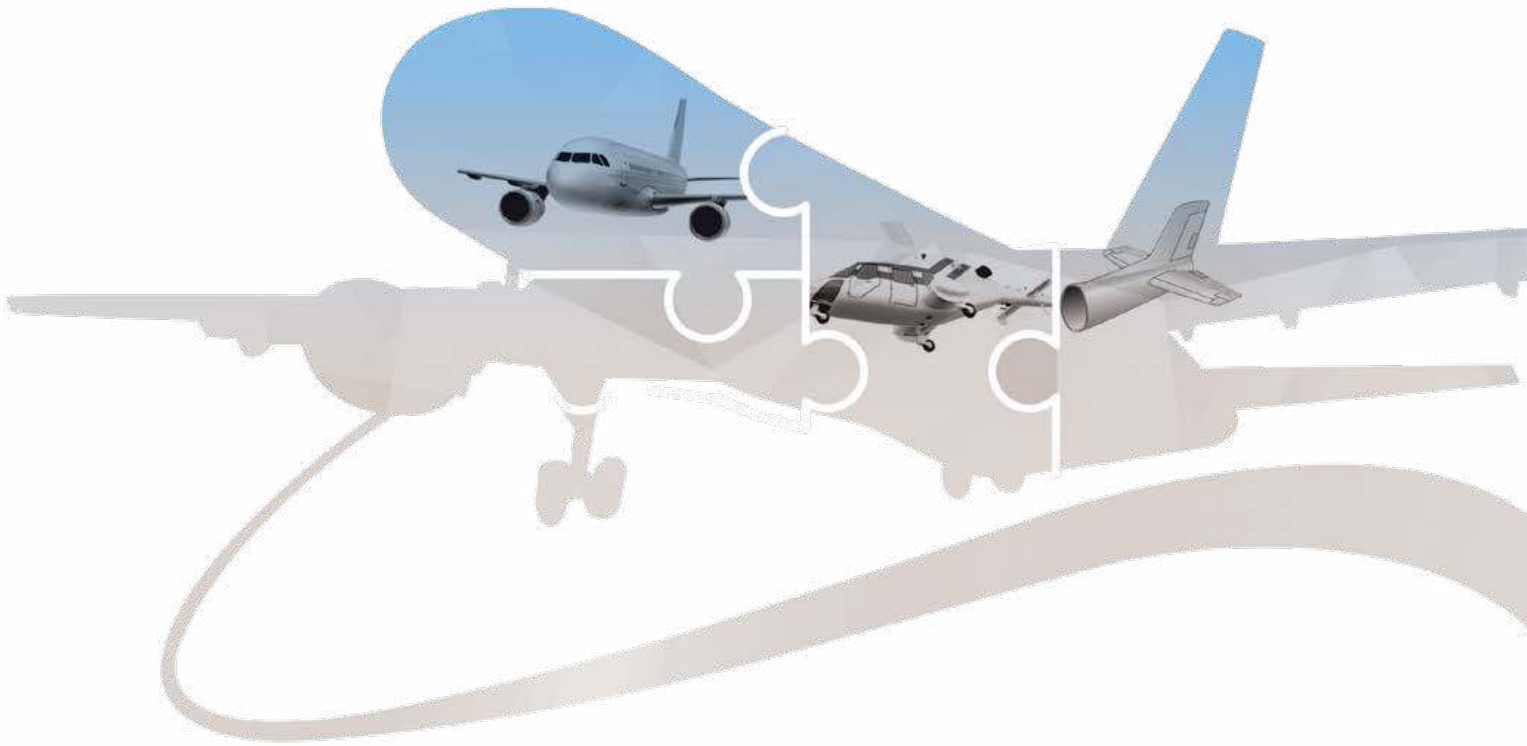


조종사 표준교재
Standard Pilot's Handbook

비행이론 Flight Theory



국토교통부



조종사 표준교재
Standard Pilot's Handbook

비행이론 Flight Theory



국토교통부

발/간/사

우리나라는 지속적인 항공산업 육성을 통해 세계 6위의 항공운송국가로 성장하였으며 더불어 항공 안전과 서비스 측면에서도 세계 최고 수준을 유지하고 있습니다.

이러한 상황 속에서 앞으로 세계 항공시장은 2030년까지 연평균 4.6% 성장이 예상되고 있으며 그 성장의 중심은 아시아, 그 중에서도 동북아시아의 성장이 가장 높을 것으로 예측되고 있어 우리나라 항공산업이 다시 한 번 크게 도약할 수 있는 기회를 맞이하였습니다. 이 기회를 잘 살려 항공산업 발전 동력으로 삼기 위해서는 항공산업 전반의 튼실한 기초 체력 향상과 체질 개선 노력이 필요합니다.

그러나 우리나라 항공산업은 괄목할만한 성장을 이루었지만 항공산업 발전과 항공안전의 주체가 되는 항공종사자에 대한 체계적인 기초 교육과 역량 강화 노력에는 국내 항공산업의 저변이 넓지 못하고 항공분야에 진입하고 싶어도 필요한 교재가 미비하여 접할 수 있는 기회가 부족하여 아쉬웠습니다.

최근에 발생하는 항공사고에서 볼 수 있듯이 대다수의 원인이었던 조종 과실 또는 정비불량 등 항공종사자의 인적요인에 기인하는 부분이 크다고 볼 수 있기 때문에 기본에 충실한 항공종사자를 양성하기 위해서는 기초교육훈련부터 표준화하여 역량을 향상시킬 필요가 있습니다. 더욱이 다가오는 큰 기회를 선점하고 항공선진국과 경쟁하기 위해서는 글로벌 항공인력 양성을 위한 국제수준의 표준화된 교육 콘텐츠와 체계화된 교육 시스템을 갖춰야 합니다.

이런 이유로 우리 국토교통부에서는 체계적인 항공종사자 인력양성을 위한 「항공종사자 표준교재」 발간을 추진하였습니다. 우선적으로 지난 2년여의 준비 끝에 정비분야, 조종

분야에 대한 표준교재를 발간하였으며, 향후 항공교통관제사 등을 위한 표준교재를 계속해서 개발할 예정입니다.

본 조종사 표준교재는 자가용 조종사와 사업용 조종사가 비행업무를 수행하기 위해 알아야 할 비행이론과 공중항법 등에 대한 기초원리부터 비행 실무까지의 기초 지식을 담았습니다. 또한 국제·국내 항공법 체계와 관련 규정의 관계, 그리고 우리나라 항공정책의 큰 틀을 이해하기 쉽도록 담았습니다.

더불어 본 교재는 국제민간항공기구(ICAO)의 조종사 교육훈련 가이드라인의 내용을 충실히 반영하였고, 전 세계 항공산업을 선도하는 미연방항공청(FAA)의 조종사 교육훈련 표준교재 내용도 반영하여 글로벌 수준의 조종사 양성이 가능토록 하였습니다.

바라건대, 조종사를 희망하는 학생뿐만 아니라 조종사 교육기관의 교수, 현업 조종사에게 표준서가 되어 우리나라 조종분야의 기초를 튼튼히 하고 저변을 확대하는 데 크게 기여하기를 바랍니다.

끝으로 이 책을 발간하는 데 아낌없는 노력과 수고를 하신 집필자, 연구자, 감수자 등 편찬진에게 진심으로 감사드리며 내실 있고 좋은 책을 만들기 위해 노력하신 항공정책실 항공안전정책과장 이하 직원들의 노고에 감사를 표합니다.

항공정책실장 서훈택

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

1-1

1장 비행의 역사 1-2

1.1 비행을 위한 인류의 꿈 1-2

1.2 인류 최초의 동력비행 1-4

1.3 우리나라 비행의 역사 1-5

2장 조종사의 자격 1-8

2.1 조종사 자격별 분류 1-8

2.2 조종사 교육, 훈련, 평가 1-10

3장 항공기의 분류 1-13

3.1 항공기의 종류 1-13

3.2 비행기의 등급 및 한정 1-14

3.3 비행 관련 매뉴얼 및 탑재서류 1-15

2편. 항공기의 구조와 시스템

2-1

1장 항공기의 구조 2-1

1.1 항공기의 주요 구성 2-3

1.2 항공기 조종 장치 2-14

2장 항공기 시스템 2-28

2.1 항공기 엔진 2-28

2.2 왕복엔진 2-28

2.3 흡기계통 2-31

2.4 엔진 시동 장치 2-40

2.5 점화 계통 2-41

2.6 연료계통 2-43

2.7 오일 시스템	2-48
2.8 엔진 냉각시스템	2-50
2.9 배기시스템	2-51
2.10 난방시스템	2-52
2.11 공기조화계통	2-54
2.12 여압장치	2-54
2.13 산소 계통	2-57
2.14 유압 계통	2-59
2.15 항공기 방빙/제빙 계통	2-60
2.16 전기시스템	2-63
2.17 프로펠러	2-66
2.18 가스터빈엔진	2-75
3장 비행계기	2-91
3.1 비행계기의 분류	2-91
3.2 동정압 계기	2-93
3.3 자이로스코프 계기	2-103
3.4 나침반계기	2-109
3.5 Electronic 비행계기	2-112
3.6 Automatic Flight Control System	2-116
3.7 받음각 계기	2-118
3.8 비행계기의 점검	2-118

3편. 기초 비행 원리

3-1


1장 비행 이론 일반	3-2
1.1 대기의 구조 및 특성	3-2
1.2 양력 발생 원리	3-6
1.3 에어포일 이론	3-8

2장 비행과 항공 역학	3-12
2.1 비행중 항공기에 작용하는 4가지 힘	3-12
2.2 날개 끝 와류	3-21
2.3 항공기의 운동과 축	3-25
2.4 항공기의 안정성	3-27
2.5 날개 형상의 영향	3-35
2.6 비행기동 중에 작용하는 항공 역학적인 힘	3-37
2.7 프로펠러의 기본 원리	3-43
2.8 하중계수	3-49
2.9 고속 비행 이론	3-54

4편. 항공기 성능

4-1

1장 항공기 무게중심과 균형	4-2
1.1 항공기 무게와 성능의 관계	4-2
1.2 항공기 무게중심과 안정성	4-2
1.3 항공기 무게중심의 위치와 항공기 성능의 변화	4-4
1.4 항공기 무게중심의 계산	4-5
2장 항공기 성능	4-14
2.1 항공기 성능의 정의	4-14
2.2 항공기 성능에 영향을 미치는 요인	4-18
2.3 필요추력과 필요마력	4-20
2.4 이용마력과 이용 추력	4-24
2.5 비행 단계별 항공기 성능	4-29
2.6 한쪽 엔진 부작동 시 성능	4-45
2.7 항공기 성능 Charts	4-51
2.8 운송용 항공기 성능	4-59



비행이론
Flight Theory



1편. 비행이론의 소개

1장 비행의 역사

- 1.1 비행을 위한 인류의 꿈
- 1.2 인류 최초의 동력비행
- 1.3 우리나라 비행의 역사

2장 조종사의 자격

- 2.1 조종사 자격별 분류
- 2.2 조종사 교육, 훈련, 평가

3장 항공기의 분류

- 3.1 항공기의 종류
- 3.2 비행기의 등급 및 한정
- 3.3 비행 관련 매뉴얼 및 탑재서류

1장

비행의 역사 History of Flight

1.1 비행을 위한 인류의 꿈 (Human Dreams for Flight)

인류는 새와 같이 하늘을 자유롭게 날아 보고자 하는 꿈을 이루기 위하여 끝없이 많은 노력을 하여 왔다. 그중에서 항공발달에 획기적인 전기를 마련한 주요 역사를 개관하여 살펴보면 다음과 같다.

15세기 이탈리아 출신의 예술가이며 과학자인 레오나르도 다빈치(Leonardo da Vinci, 1452~1519)는 새를 과학적으로 관찰하여 공중으로 뜨는 힘과 공기저항을 연구하였다.

그는 나사의 원리를 이용한 헬리콥터 모형을 고안하였으며, 새와 같이 날개를 퍼덕여서 날 수 있는 오니토퍼(Ornithopter: 날개치기)를 설계하고, 모형을 만들어 실험하였다. 그러나 1658년 이탈리아의 생리학자이며 수학자인 보렐리(Giovanni Borelli)

는 새의 날개 짓하는 힘과 체중의 관계를 사람과 비교하여 분석한 결과, 인간의 힘만으로는 비행이 불가능하다는 결론을 내렸다.

1783년 11월 21일 프랑스 파리에서 열기구에 의한 최초의 유인비행이 이루어졌으며, 이때 몽골피에(Montgolfier) 형제, 물리학자 드 로제(Pilatre De Rozier), 아를란드(Arlandes) 등 4명이 약 500m 높이로 25분간 8km(5mile)를 비행하였다. 이륙동력으로는 양털과 짚을 태운 열기를 이용하였다.

그 후 영국의 조지 케일리 경(Baronet, Sir George Cayley, 1773~1857)은 1799년에 최초의 모형글라이더 구조를 디자인하였고, 1804년에는 최초로 모형글라이더를 날렸으며, 1809~1810년에 작성된 “공중비행에 대하여”라는 논문에서 날개치기 방식이 아닌 기계적 방식에 의한 비행가능성을 발표하였는데, 이 논문은 오늘날 양력발생이론과 거의 동



레오나르도 다빈치(1452~1519)



라이트 형제의 플라이어



콩코드(Concorde)

[그림 1-1] 항공발달의 주요 역사 1



레오나르도 다빈치가 구상한
나사의 원리를 이용한 헬리콥터

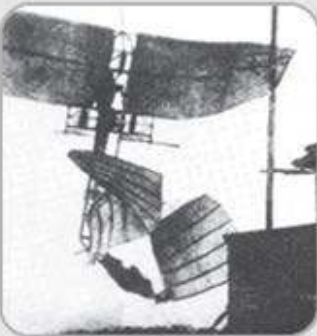


보불전쟁 당시 포위된 파리를 탈출하고 있는 자유기구
1785년 프랑스



헨슨이 구상한 공중 증기차
1842년 영국

[그림 1-2] 항공발달의 주요 역사 2



1903년 랭글리의 동력 비행기
에어로드롬 A형이 이륙 순간
포트맥강으로 추락하는 순간



1903년 12월 14일 그의 동력 비행기 플라이어
1호에 타서 조종 연습을 하고 있는 윌버



키티호크의 모래 시장에 설치한
라이트 형제의 작업장 내부.
2층은 침실

[그림 1-3] 항공발달의 주요 역사 3

일한 내용으로서 양력과 항력의 원리를 설명하였다.

그는 1849년에 3겹 날개의 글라이더를 만들었으며 그의 모형글라이더는 오늘날 비행기의 형태로서 근대적 비행이론에 영향을 주었으며 그를 비행의 아버지(The father of aerial navigation)로 일컬어지게 되었다.

케일리(Baronet, Sir George Cayley)의 양력이론과 릴리엔탈(Lilienthal)의 비행실험 등을 통하여 동력의 필요성을 절감하게 되었다. 이런 시기에 프

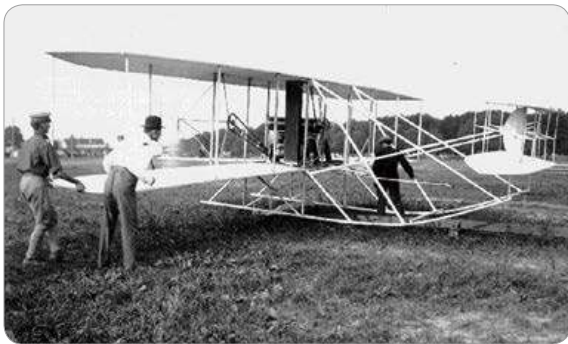
랑스의 에티네 레노일(Etienne Lenoir)이 1860년에 내연기관(가스엔진)을 최초로 발명하였고 이어서 독일의 오토(N.A. Otto)가 1876년에 가솔린엔진을 발명한 후 1885년에 독일의 다임러(Gottlieb Daimler)가 실용화함으로써 동력비행의 가능성이 한층 높아졌다.

미국의 옥타체너트(Octave Chanute)는 독일의 릴리엔탈의 영향으로 비행 관련 서적 『비행기계발전(Progress in Flying Machines)』을 발표하여 오빌

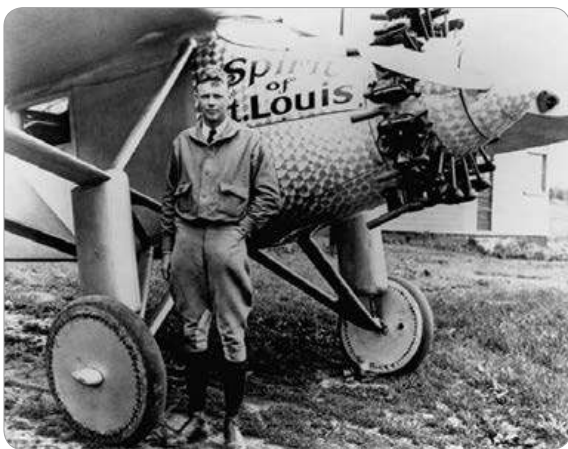
과 윌버라이트(Orville & Wilbur Wright) 형제에게 동력비행에 대한 영향을 주었다.

1.2 인류 최초의 동력비행 (First Powered Flight)

1903년 12월 17일 노스캐롤라이나주(North Carolina)의 키티호크(Kitty Hawk) 근처의 킬 데빌 언덕(Kill Devil hills)에서 라이트 형제가 복엽기를 제작하여 교대로 비행하였는데 동생 오빌(Orville)이 먼저 이륙하여 12초 동안 36m를 날았고, 그 다



[그림 1-4] 라이트형제의 최초 동력비행



[그림 1-5] 린드버그

음에 형 윌버(Wilbur)가 59초 동안 260m를 나는데 성공하였다.

라이트 형제가 제작한 복엽기는 “플라이어”(Flyer)란 이름으로 날개폭이 12.29m, 무게는 274kg, 4기통 12마력의 수랭식 가솔린기관으로 무게는 90kg이며, 2개의 프로펠러가 서로 반대 방향으로 회전하여 기체의 자세를 바르게 유지시키도록 장착되었다. 기체 무게를 줄이기 위해 바퀴를 달지 않았으며 이륙할 때에는 바퀴가 달린 수레 위에 비행기를 올려놓고 레일 위에서 미끄러지도록 설계하고, 착륙할 때에는 썰매 모양의 착륙장치를 이용하였다.

1909년 7월 25일에는 프랑스의 루이 블레리오(Louis Bleriot)가 블레리오 X1 (Bleriot X1) 단엽기로 32분 동안 40km의 영불해협을 횡단하는 장거리 비행을 성공하였다.

미국의 찰스 린드버그(Charles Lindbergh)는 1927년 5월 20일 뉴욕의 롱아일랜드(Long Island)에서 “세인트루이스 정신”(Spirit of St. Louis)이라고 명명한 단발엔진 리안 단엽기(Ryan monoplane)로 33시간 39분의 장시간 동안 5,810km(3,610miles)를 비행하여 프랑스 파리까지 대서양을 횡단하여 최장의 논스톱(non-stop)비행을 성공하였다.

미국의 보잉사(Boeing company)는 1933년 2월 8일 최초로 완전 금속으로 제작한 저익 단엽(Low wing monoplane) 쌍발 민간여객기인 10인승 Boeing 247을 개발하였다. 접이식 착륙장치(Retractable landing gear)를 장착하여 운항 중 공기저항을 감소시키고, 두 개의 550마력 엔진은 최대 이륙하중(full load)에서 한 개의 엔진만으로도 상승할 수 있는 성능을 구비한 최초의 항공기로서 순항



[그림 1-6] Boeing 247

속도는 250Km/h였다. 이 항공기의 출현 이후 항공기의 제작산업은 급속히 발전하게 되었다.

1954년 7월에 미국 보잉사의 B-707 장거리용 제트여객기가 첫 시험비행을 하였고 1958년 10월에 팬암 항공사(Pan American)는 뉴욕-파리 간 대서양 횡단노선에 취항하였다.

1970년 1월 22일 팬암 항공사(Pan American)가 뉴욕-런던 노선에서 B-747 점보제트기를 취항시킨 이후 맥도널드 더글러스사(Mcdonald Douglas)의 DC-10, 록히드사(Lockheed)의 L-1011, 유럽지역의 A-300, 구소련의 IL-86 등 넓은 동체(Wide body)를 가진 대형 제트여객기들이 등장하였다.

한편 1962년에 영국과 프랑스는 초음속 여객기인 콩고드기(Concorde) 개발에 착수하여 1969년 3월 2일 시험비행에 성공하고 영국항공(British Airways)과 프랑스항공(Air France)의 콩고드기가 1976년 1월 21일부터 대서양(런던-뉴욕, 파리-뉴욕)노선에 취항하기 시작하였다.

현재에는 기존의 항공기보다 더 많은 여객과 화물을 수송할 수 있는 초대형기(Very Large Aircraft, VLA) 개발에 주력하고 있다.

1.3 우리나라 비행의 역사 (History of Korean Aviation)

1.3.1 정부수립 이전의 항공 (Aviation Prior to Government Formation)

동력비행기가 우리나라에 첫 선을 보인 것은 1913년 일본해군 기술 장교가 서울 용산의 조선군 연병장에서 “나라하라 4호” 비행기로 공개 비행행사를 가진 것이 그 효시이다. 이는 미국 라이트 형제의 최초 동력비행 성공(1903.12.17)보다 10년 후였다.

1914년 일본인 다카소오가 최초 민간 항공인으로 용산에서 비행하였고, 1916년 10월 초 일본인 오자끼가 한국을 방문하고 최초로 유료비행을 하여 한국인들은 비행기를 처음으로 인식하게 되었고, 1917년에는 미국인 아트 스미스(Art Smith)가 커티스호(Curtiss)로 한국을 방문하여 비행하였으며, 1920년 5월 이태리 공군 페라린마세르가 세계일주 도중에 한국을 방문하여 비행하였다.

이후 일본비행사 자격증을 획득한 한국 청년은 이 인기, 이상태, 장덕창 등 20여 명이였다. 이들은 차례로 모국방문 비행회를 가졌고, 특히 1927년 12월 24일 신용욱 비행사는 당시 가장 최신예기인 아보로식 제504호형 항공기 “타이거호”로 모국방문 비행회를 가졌다.

한편 남존여비 유교사상이 팽배하던 1925년에 독립 운동가였던 권기옥은 중국 운남의 여군학교 제1기생으로 졸업하면서 우리나라 최초의 여류비행사가 되었고 다음 해 1926년에는 이정선 여류비행사가 탄생하였다.

이후 각종 비행사들이 속속 한국 상공에서 비행



[그림 1-7] 권기옥

하였으며 이런 시대변화는 한국 청년들에게 새로운 항공 분야에 대한 희망과 모험의 자극을 불어넣기에 충분한 것이었다. 그에 따라 많은 한국 젊은이들은 항공에 대한 도전과 실현을 모색하였고, 우리나라 최초 비행사인 안창남이 바로 그 대표적인 인물이었다.

안창남(1900년 1월 29일생)은 21세에 일본 오구리 비행학교에 입학하여 6개월 과정의 교육을 마치고, 다음 해 1921년 5월 비행면허시험에 수석으로 합격하여 한국인의 능력과 기개를 과시하였다. 또 일본 우편비행대회(1922년 11월 6일)에 참가하여 최우수상을 수상하였다. 마침내 안창남은 1922년 12월 10일 12시22분 뉴포트 15형 단발 쌍엽 1인승 비행기



[그림 1-8] 임시정부 전투비행학교(윌로우스 비행학교)

“금강호”로 여의도에서 5만여 명 관중이 보는 가운데 역사적인 모국방문 비행회를 가졌다. 안창남 모국방문 비행회는 항공에 관심이 많은 한국 젊은이들이 비행술을 익히고자 하는 커다란 동기가 되었으나 비행교육에 많은 비용이 소요됨에 따라 재력이 없는 청년들은 꿈을 이루기 어려웠다.

특히 안창남이 비행사 자격 취득 1년 전인 1920년, 상해임시정부는 독립군 공군 양성목적으로 1920년 미국 캘리포니아에 비행학교(윌로우스 비행학교)를 설립하여, 이용근, 이초, 이용선, 오림하, 장병훈, 한장호 등의 비행사를 배출하였다. 이 비행학교는 1920년 1월 캘리포니아 주에서 대규모 쌀 농장을 경영하는 재미실업가 김종립 씨가 3만 달러를 임시정부에 희사하여, 비행기 2대, 미국인 기술자 1명을 고용, 한국청년 15명이 비행훈련을 받았다.

참고로 미국 내 비행학교 설립과 관련하여 당시 미국언론(Willows Daily Journal)에서 보도한 내용의 요지는 다음과 같다.

“한국인들이 비행장을 소유하게 되다”(1920년 2월 19일)라는 제하에 비행학교 설립 목적은 “우리는 우리 민족 젊은이들이 훌륭한 미국인이 되도록 훈련시키고자 함”에 있다고 하였으며(한국인들이 비행장을 소유하여 비행훈련을시키는 군사행동에 대해 미국인들이 자신들의 이익과 평화를 위협한다고 간주할



[그림 1-9] 김종림



[그림 1-10] 군무총장 노백린

것을 우려, 일본과의 독립전쟁을 위한 것이라 말할 수 밖에 없었던 시대적 상황을 고려한 발언으로 판단됨) 김종림 씨의 주도적인 역할로 비행학교 설립을 추진하였고 퀸트(Quint) 지역에 숙소를 임대하여 미국인 비행사 1명을 교관으로 고용하였으며 비행기 1대와 40에이커의 비행장을 구입하였다. 향후 비행학교는 최신형 비행기 3대 구입, 비행기 격납고 신축과 정비사 2명을 고용하게 된다.

또한 상해임시정부 군무총장 노백린과 인터뷰 내용을 게재하였는데 그 내용은 “설립목적은 일본과의 독립전쟁에서 활약할 조종사 양성이다. 교관 요원은 레드우드(Redwood City)에서 조종훈련 중이며 3월 이수예정이고, 학교설립 운영을 위한 필수적인 교관과 정비사를 확보하고 학생은 캘리포니아



[그림 1-11] 노백린 장군의 전투비행학교 조종사

(California) 거주 한국 청년으로 구성한다. 후원금은 캘리포니아 거주하고 있는 한국인들의 기부금으로 하고 비행장은 중국에도 건설계획 중이며 향후 비행학교 발전계획은 글렌카운티(Glenn County) 쌀 생산지대에 3,000에이커 규모로 발전하려 한다”이다.

1.3.2 최초의 항공인력 양성

(Initial Training of Aviation Personnel)

우리나라 비행학교는 신용욱이 한국인으로 1930년 5월 15일, 여의도에 조선비행학교를 설립한 것이 처음이다.

또한 신용욱은 조선비행학교를 운영하면서, 일본 나카지마 비행기 제작소의 지도리식 4인승 쌍엽기를 도입하여 1930년 9월부터 서울상공 일주, 인천 왕복유료비행을 실시하였다. 이 유료비행은 신용욱이 조선항공사업사를 설립하기 직전인 1935년까지 계속하였다.



조종사의 자격 Certificates and Rating for Pilots

2.1 조종사 자격별 분류 (Type of Pilot's Certification)

2.1.1 조종사의 자격증명(Pilot Certificates)

운송용조종사, 사업용조종사, 자가용조종사, 부조종사의 자격증명을 하는 경우에는 국토교통부령이 정하는 바에 따라 조종·조작을 할 수 있는 항공기의 종류·등급 또는 형식을 한정한다.

‘한정자격’이라 함은 자격증명에 직접 기재하거나 자격증명의 일부로 인가하는 것으로서 운송용조종사, 사업용조종사, 자가용조종사, 부조종사 자격증명과 관련하여 특정조건, 권한 또는 제한사항 등을 규정하는 자격의 일부를 말한다.

자격증명별 업무 범위

- 운송용 조종사
 - √ 사업용 조종사의 업무
 - √ 항공운송사업 목적 항공기 조종
- 사업용 조종사
 - √ 자가용 조종사의 업무
 - √ 보수를 받고 무상운항으로 항공기 조종
 - √ 항공기사용사업 목적의 항공기 조종
 - √ 항공운송사업에 이용되는 항공기 조종
(1명의 조종사가 필요한 항공기만 해당)
 - √ 기장 외의 조종사로서 항공운송사업에 사용

- 되는 항공기 조종
- 자가용 운송사
 - √ 보수를 받지 아니하고 무상운항으로 항공기 조종
- 부조종사 (Airline 부조종사):
 - √ 자가용 조종사의 업무
 - √ 기장 외의 조종사로서 비행기 조종

2.1.2 조종사의 한정자격(Pilot Rating)

자격증명의 한정(Rating)

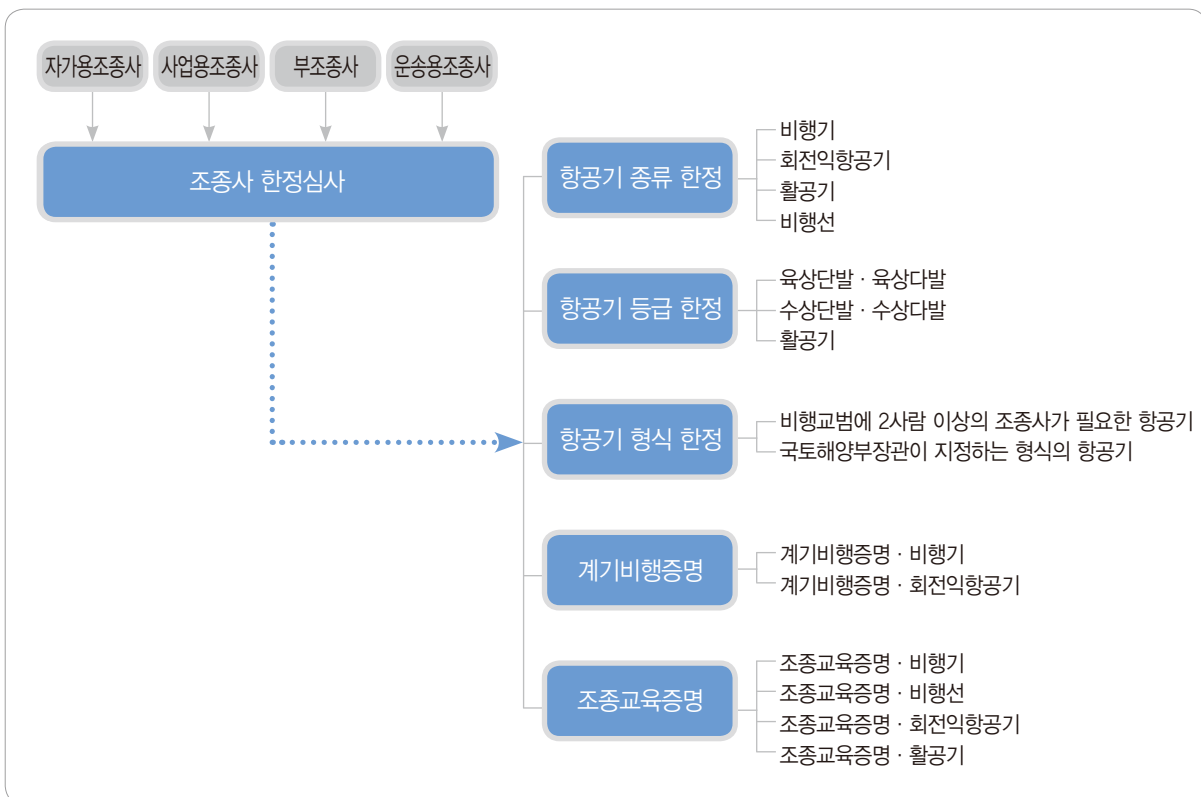
자격증명은 조종사 면허에 추가되는 사항으로 조종사의 업무한정 또는 한정자격이라고 말한다. 국내 항공법상 조종사의 한정자격은 크게 4가지로 구분한다.

- 항공기 종류 및 등급의 한정
 - 항공기의 종류 구분
 - 비행기
 - 회전익항공기
 - 비행선
 - 활공기
 - 항공우주선
 - 항공기의 등급 구분
 - 육상 단발/육상 다발
 - 수상 단발/수상 다발

- 특상급 활공기는 상급/중·초급 활공기는 중급
- 항공기 형식한정
 - 비행교범에 두 사람 이상의 조종사가 필요한 항공기
 - 국토교통부장관이 지정하는 형식의 항공기
 - 계기비행증명
 - 계기비행증명·비행기
 - 계기비행증명·회전익항공기
 - 조종교육증명
 - 조종교육증명·비행기
 - 조종교육증명·비행선
 - 조종교육증명·회전익항공기
 - 조종교육증명·활공기

조종교육증명 한정심사는 사업용조종사 자격증명 이상 소지 시 가능하다. 자가용 조종사 자격증명을 소지한 사람이 같은 종류의 항공기에 대하여 사업용 조종사, 부조종사 또는 운송용조종사 자격증명을 받은 경우에는 종전의 자격증명에 관한 항공기의 형식의 한정 또는 계기비행증명에 관한 한정은 새로 받은 자격증명에 관해서도 유효하다.

사업용조종사 또는 부조종사 자격증명을 소지한 사람이 운송용 조종사 자격증명을 받은 경우에는 종전의 자격증명에 관한 항공기의 형식의 한정 또는 계기비행증명·조종교육증명에 관한 한정은 새로 받은 자격증명에 관해서도 유효하다(항공법 시행규칙 제 75조).



[그림 1-12] 조종사 한정심사 (인용: 교통안전공단)

2.2 조종사 교육, 훈련, 평가 (Pilot Education and Training Programs, Evaluation)

2.2.1 조종사 교육(Pilot Education Program)

교육 및 훈련기관

조종사를 교육하고 훈련하는 기관은 대학교, 전문학교, 평생교육원, 학원 등이 있으며 당국에서 정한 기준에 따라 지정전문교육기관을 운영한다(항공법 29조 3항).

조종사 자격취득을 위한 학과시험 시험과목 및 범위(항공법 시행규칙 별표 10)

아래 표는 조종사 자격증명 취득을 위한 학과시험의 예를 나타냈으며 자세한 사항은 항공법 시행규칙 별표 10을 참고한다.

항공법규	해당 업무에 필요한 항공법규
공중항법	가. 지문항법과 추측항법에 관한지식
	나. 무선항법에 관한 일반지식
	다. 항법용 계측기 사용방법
자가용 조종사 (5과목)	라. 항행안전시설의 이용방법
	마. 항공도의 해독
	바. 항공기 조난 시의 비행방법
비행이론	사. 사업용 조종사와 관련된 인적 요소에 관한 일반지식
	가. 항공기상의 기초지식
항공교통·통신·정보업무	나. 항공기상통보와 기상도의 해독
	가. 비행의 기초원리
항공교통·통신·정보업무	나. 항공기구조와 기능에 관한 기초지식
	가. 공지통신의 일반지식
항공교통·통신·정보업무	나. 조난·비상·긴급통신방법 및 절차
	다. 항공정보업무
	라. 비행계획에 관한 지식

항공법규	해당 업무에 필요한 항공법규
계기비행 증명	가. 계기비행 등에 관한 항공법규
	나. 추측항법과 무선항법
	다. 항공기용 계측기(개요)
계기비행 증명 (1과목)	라. 항공기상(개요)
	마. 항공기상통보
	바. 계기비행 등의 비행계획
조종교육 증명	사. 항공통신에 관한 일반지식
	아. 계기비행 등에 관련된 인적 요소에 관한 일반지식
	가. 조종교육에 관한 항공법규
형식한정 (1과목)	나. 조종교육의 실시요령
	다. 위험·사고의 방지요령
	라. 구급법
	마. 조종교육에 관련된 인적 요소에 관한 일반지식
	바. 비행에 관한 전문지식
해당 형식 한정	해당 형식의 항공기 조종업무에 필요한 지식

조종사 자격취득을 위한 응시 비행경력 (항공법 시행규칙 별표9)

• 사업용 조종사

자격	비행기
기본응시 조건	· 연령: 18세 이상
	- 자가용조종사 자격보유자
총 비행시간	· 200시간(지정전문교육기관 수료자: 150시간)
	- 모의비행장치 10시간 인정
기장시간	- 타 종류 비행시간의 1/30이나 50시간 중 적은 시간 인정
	· 100시간(지정전문교육기관 수료자: 70시간)
야외비행 시간	· 20시간
	- 기장시간(총 540km 이상 구간 비행경력 포함)
계기비행 시간	· 10시간
	- 모의비행장치 5시간 인정
야간비행 시간	· 5시간(기장시간으로 이착륙 5회 이상 포함)

• 자가용 조종사

자격	비행기
기본응시 조건	· 연령: 17세 이상
총 비행시간	· 40시간(지정전문교육기관 수료자: 35시간)
	– 모의비행장치 5시간 인정
기장시간	· 타 종류 비행시간의 1/3 또는 10시간 중 적은 시간 인정
	· 10시간(단독 야외비행 5시간 포함)
	– 단독 야외 비행경력 5시간 중에 270km 이상의 구간에서 2개의 다른 비행장에서 이륙 및 착륙 포함

• 계기비행증명

자격	비행기
기본응시 조건	· 사업용조종사 자격보유자
	· 자가용조종사 자격보유자
총 비행시간	· 지정전문교육훈련수료자
	– 국토부 인정 지상교육
	– 40시간 계기비행시간 (모의비행장치 20시간 인정)
	· 국가기관 등 항공기: 50시간 계기비행시간 충족
야외비행 시간	· 기장으로써 야외비행시간 50시
	· 해당종류 기장 비행시간 10시간 포함

• 조종교육증명

자격	비행기
기본응시 조건	· 운송용조종사 자격보유자
	· 사업용조종사 자격보유자
총 비행시간	· 조종교육증명 자격보유자로부터 교육훈련: (국토부 인정 지상교육 +15시간 기장으로써 동승 교육시간)
	· 국가기관등 항공기: 150시간 교관비행시간 충족
	· 국가기관등 항공기: 국토부 승인 교육과정 이수

• 종류한정

자격	비행기
기본응시 조건	· 운송용조종사 자격보유자
	· 사업용조종사 자격보유자
	· 자가용조종사 자격보유자
총족조건	· 자격증명 시험의 비행경력과 동일함
	· 외국 한정자격증명보유자

• 등급한정

자격	비행기
기본응시 조건	· 운송용조종사 자격보유자
	· 사업용조종사 자격보유자
	· 자가용조종사 자격보유자
총족조건	· 해당 항공기의 종류 및 등급에 대한 비행시간 10시간 이상
	· 외국 한정자격증명보유자

• 형식한정

자격	비행기
기본응시 조건	· 운송용조종사 자격보유자
	· 사업용조종사 자격보유자
	· 전문교육기관: 제작사/국토부/외국정부 인정
총족조건	· 전문교육훈련: 항공운송사업자/사용사업자/제작사 실시 지상 교육 + 비행기 20시간 모의비행훈련(왕복엔진은 16시간) + 2시간 비행훈련(실비행 1시간 = SIM 4시간) + 회전익 20시간 비행훈련(다른 형식한정을 보유한 경우 10시간)
	· 국가기관 항공기: 200시간 기장비행시간 충족
	· 국가기관등 항공기: 국토부 승인 교육과정 이수
	· 외국 한정자격증명보유자

2.2.2 조종사 자격 평가 (Pilot Qualification Assessment)

실기시험 및 시험방법(항공법 시행규칙 별표10)

- 자격증명 시험

자격증명의 종류	자격증명의 한정을 하려는 항공기의 종류 등급 또는 업무의 종류	시험 범위
운송용 조종사 사업용 조종사 부조종사	비행기	가. 조종기술
		나. 계기비행절차 (경량항공기 조종사, 자가용 조종사 및 사업용 조종사의 경우는 제외한다.)
자가용 조종사	비행선	다. 무선기기 취급법
경량항공기 조종사	경량항공기	라. 공중통신 연락
		마. 항법기술
사업용 조종사	활공기	바. 해당 자격의 수행에 필요한 기술
		가. 조종기술
자가용 조종사	상급활공기 중급활공기	나. 해당 자격의 수행에 필요한 기술
		가. 조종기술

- 한정심사

자격증명의 한정을 받으려는 내용	범 위
항공기 종류 · 등급의 한정	해당 항공기의 종류 등급에 맞는 조종업무 또는 항공기관사에 필요한 기술
항공기 형식의 한정	해당 항공기 형식에 맞는 조종업무 또는 항공기관사에 필요한 기술
조종교육증명 (비행기 · 회전익항공기 · 활공기 · 비행선 · 경량 항공기)	가. 조종기술
	나. 비행 전후 지상에서의 조종기술과 관련된 교육요령
계기비행증명 (비행기 · 회전익항공기)	다. 항공기에 탑승한 조종연습생에 대한 지상에서의 조종감독 요령
	라. 항공기 탑승 시의 조종교육요령
계기비행증명 (비행기 · 회전익항공기)	가. 운항에 필요한 지식
	나. 비행 전 작업
	다. 기본적인 계기비행
	라. 공중조작 및 형식 특성에 맞는 비행
	마. 다음의 계기비행
	1) 이륙 시의 계기비행
	2) 표준계기출발방식 및 계기착륙
	3) 체공방식
	4) 계기접근방식
	5) 복행방식
	6) 계기접근 · 착륙
	바. 계기비행으로의 야외비행
사. 비상시 및 긴급 시의 조작	
아. 항공교통관제기관과의 연락	
자. 종합능력	

3장

항공기의 분류 Aircraft Classifications

3.1 항공기의 종류 (Aircraft Category Rating)

항공기는 공기보다 가벼운 항공기와 무거운 항공기로 구분한다. 공기보다 가벼운 항공기는 기구와 비행선이 있으며 공기보다 무거운 항공기는 고정익 항공기 회전익항공기로 나뉜다. 고정익 항공기는 동력이 있는 항공기와 동력이 없는 항공기(활공기, 행글라이더, 패러글라이더)가 있으며 회전익항공기는 헬리콥터, 오토자이로, 자이로콥터가 있다. 기타로 수직이착륙기, 단거리 이착륙기가 있다.

날개형태에 따른 분류

- 단엽기
- 복엽기

날개와 동체를 연결하는 수직위치에 따른 분류

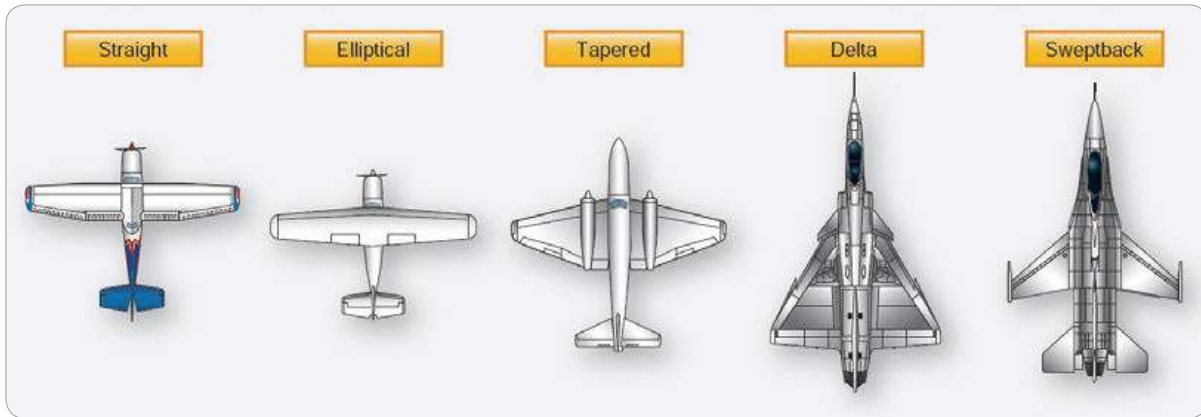
- 고익기 - 날개가 동체 위쪽에 붙어 있는 형태를 지닌 비행기이다. 양력을 발생시키는 날개가 비행기의 무게중심을 이루는 동체보다 윗부분에 있어서, 안정성이 좋고 양력의 효율이 높다.
- 중익기 - 고익기와 저익기의 중간 형태를 지닌 비행기이다. 양력이 좋은 고익기의 장점과 기동성이 좋은 저익기의 장점을 모두 갖춘 형태이다
- 저익기 - 날개가 동체 아래쪽에 붙어 있는 형태를 지닌 비행기이다. 양력과 안정성 측면에서는 고익기보다는 떨어지는 면이 있으나, 날개가 바깥쪽으로 가면서 위로 들려지는 형태로 설계해서 안정성이 높다

날개형태에 따른 분류

- 직선익
- 타원익
- 테이퍼익



[그림 1-13] 단엽기와 복엽기



[그림 1-14] 날개의 형태

- 델타익
- 후퇴익

수평꼬리 날개의 위치에 따른 분류

- 전방수평 꼬리 형(수평꼬리날개가 동체 후방에 위치함)
- 귀 날개 형(카나드: Canard)

동력장치의 종류와 수에 따른 분류

- 단발기
- 쌍발기, 또는 다발기

동력장치에 따른 분류

- 프로펠러기
- 제트기

속도에 따른 분류

- 아음속기
- 음속기
- 초음속기
- 극초음속기

용도에 따른 분류

- 민항기 - 여객기, 화물기
- 군용기 - 전투기, 공격기, 폭격기, 정찰기, 초계기, 수송기, 훈련기, 연구기, 시험기

3.2 비행기의 등급 및 한정 (Aircraft Class and Type Rating)

항공기의 종류 한정을 구분하면 다음과 같다.

항공기의 종류 구분

- 비행기
- 회전익항공기
- 비행선
- 활공기
- 항공우주선



[그림 1-15] 항공기의 종류 구분

3.2.1 비행기 등급(Aircraft Class Rating)

항공기의 등급한정을 구분하면 다음과 같다.

항공기의 등급 구분

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

3.3 비행 관련 매뉴얼 및 탑재서류(Flight Manuals and Other Documents)

3.3.1 항공기운용매뉴얼(Airplane Flight Manual, AFM)과 항공기운용교범 (Pilot Operating Handbook, POH)

항공기 운용매뉴얼(AFM)은 항공기를 안전하게 운용할 수 있도록 조종사와 항공기 운영자가 반드시 지켜야 할 사항과 절차들을 수록해 놓은 지침서이

다. 항공기 운용매뉴얼은 항공기 제작사가 제정한 매뉴얼을 근거로 하여 당국에서 항공기의 모델과 일련번호(serial number)별로 승인한 매뉴얼을 사용하여야 하며 항상 최신의 내용으로 개정되고 유지되어야 한다.

항공기운용교범(POH)은 1975년 이후에 제작된 소형항공기(Light aircraft)에 적용되는 항공기운용 매뉴얼로서 항공기 운용에 필요한 정상/비정상 절차, 각종 제한사항, 항공기 성능, 화물적재와 무게 중심의 위치, 탑재장비의 취급 등에 관한 내용들이 수록되어 있다.

항공기운용교범 역시 항공기운용매뉴얼처럼 당국의 승인이 있어야 하며 수록된 내용들은 항상 최신의 자료로 개정되고 유지되어야 한다.

항공기운용교범(POH)의 구성

모든 항공기운용교범에는 모든 항공기의 모델(Model), 등록번호와 일련번호(serial number)가 명시되어 있으며 9개의 부분(Section)으로 구성되어 있다.

(1) Section 1: General(일반사항)

Section 1에는 항공기의 기체와 엔진의 일반적인 사항이 수록되어 있다. 항공기 날개의 길이(wing span), 항공기 세로길이(overall length), 항공기 높이(height), 착륙장치 사이의 길이(wheel base length), 지상 활주 시 최소 선회반경(minimum turning radius), 날개의 면적(wing area), 프로펠러의 지상과의 간격(propeller ground clearance), 프로펠러나 로터 직경의 크기 등을 조종사가 쉽게 이해할 수 있도록 그림으로 표시(descriptive data) 되어 있으며 일반적인 사항, 단위환산표(metric conversion table), 용어와 약어의 설명 등이 수록되어 있다.

(2) Section 2: Limitation(제한사항)

Section 2에는 안전한 운항을 위하여 지켜야 하는 비행속도의 운용 범위와 제한, 엔진의 운용 범위와 제한 등을 수록하여 놓았으며, 제한사항과 운용범위를 속도계와 엔진계기에 색깔(color coding)과 계기판 주위에 플래카드(placard)로 표시하여 놓았으며 무게중심(Center of Gravity, CG) 위치의 허용

범위, 제한되는 비행기동에 관한 사항들이 수록되어 있다.

그 외에 비행기동을 시작하기 위한 속도(entry speed), 하중계수(load factor), 금지 되는 비행기동의 종류, 착빙지역(icing area)에서 비행제한사항들이 수록되어 있다.

• 비행속도의 제한사항

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

- Red line: 절대로 초과해서는 안 되는 속도(V_{ne})를 나타내며 소형 쌍발엔진항공기의 경우 V_{ne} 와 최소 조작가능 속도(V_{mc})를 나타낸다.
- Yellow arc: Maximum structural cruising speed(V_{no})부터 V_{ne} 까지의 범위를 나타내는 주의(caution)구간으로 조종사는 안정된 기류(smooth air)상태에서만 이 범위 내에서 비행할 수 있다.
- Green arc: 정상 작동범위로 V_{no} 와 V_{s1} 의 범위를 나타낸다.



[그림 1-16] 속도계의 색깔 표시



[그림 1-17] 엔진작동의 제한 표시



[그림 1-18] 제한사항을 나타내주는 placard

- White arc: 플랩(Flaps)을 작동시킬 수 있는 속도로 V_{fe} 와 V_{so} 의 범위를 나타낸다.
- Blue radial line: 소형 쌍발엔진항공기의 경우 한쪽 엔진이 작동되지 않을 때 나머지 엔진을 이용하여 최대 상승률을 유지할 수 있는 속도(V_{yse})를 나타낸다.

• 엔진작동의 제한사항

엔진의 작동범위를 색깔로 구분하여 나타낸다. 녹색

색 부분(Green arc)은 정상작동 범위를 나타내며 노란색 부분(Yellow arc)은 주의구간, 붉은 색(Red line)은 최대운용범위로서 초과되어서는 안 되는 범위이다.

(3) Section 3: Emergency Procedure(비상절차)
Section 3에는 비행 중에 발생할 수 있는 엔진정지, 엔진 재시동절차, 화재, 장비의 고장, 해상착수(Ditching) 등 비상상황과 비정상상황에 대처할 수 있는 절차가 수록되어 있다.

(4) Section 4: Normal Procedure(정상절차)
Section 4에는 비행 전후 항공기 내 외부 점검, 엔진시동절차, 지상 활주절차, 이륙 전 점검, 이륙 및 상승, 순항, 강하 및 착륙 절차 등이 수록되어 있다.

(5) Section 5: Performance(항공기 성능)
Section 5에는 이륙/착륙거리, 상승/강하 성능, 순항성능, 항공기 실속 속도 등 항공기 성능에 관한 자료가 수록되어 있다. 성능에 관한 정보는 Table 혹은 Graph로 표시되어 있다.

(6) Section 6: Weight and Balance/Equipment list(무게와 균형/장비 목록)
Section 6에는 장비 및 화물의 탑재 위치와 무게, 무게중심의 위치 및 허용범위 등이 수록되어 있다.

(7) Section 7: Airplane and System Description (항공기 시스템)

Section 7에는 항공기 조종장치, 비행계기, 연료계통, 전기 계통, 엔진, 장비 등의 작동에 관한 내용

들이 수록되어 있다.

(8) Section 8: Handling, Service, and Maintenance
(항공기 취급 방법)

Section 8에는 항공기 정비 및 점검(Inspection), 지상에서 항공기 취급, 연료 및 윤활유(Oil)의 보급, 항공기 보관 및 관리 등에 관한 사항들이 수록되어 있다.

(9) Section 9: Supplement(부록)

Section 8에는 항공기의 표준장비가 아닌, 예를 들어 자동조종장치 또는 추가로 탑재된 항법장비 등에 대한 설명과 사용법이 수록되어 있다.

(10) Section 10: Safety Tips(안전에 관한 사항)

Section 10은 부수적인 사항으로 고고도 운항, 인적 요소, 기상, 연료 관리 등 항공안전에 필요한 사항들이 수록되어 있다.

3.3.2 항공기 탑재서류(Aircraft Documents)

항공법에는 “항공에 사용하려는 자 또는 소유자 등은 해당 항공기에 항공기 안전운항을 위하여 필요한 서류를 탑재하여야 한다”고 정하고 있다(항공법 41조, 시행규칙 130조).

항공기에 탑재하여야 할 서류의 종류
(항공법 시행규칙 제130조)

- 항공기등록증명서(항공기 등록규칙 별지 제10호 참고)

항공기를 소유 또는 임차하여 사용할 권리가 있는

사람은 항공기를 국토교통부장관에게 등록하여야 하며, 그에 따라 발급된 서류이다.

등록 증명서에는 국적 및 등록기호, 항공기 제작자 및 형식, 항공기 제작 일련번호, 항공기 소유자(임차인)의 성명 또는 명칭, 주소 등이 기록되어 있다.

• 감항 증명서

감항 증명서는 항공기가 운항하기에 적합한 안정성과 신뢰성을 갖고 있는지에 대하여 국토교통부장관이 인정하여 증명한 서류이다.

감항 증명서에는 항공기의 국적, 및 등록기호, 항공기 제작자 및 항공기 형식, 항공기 제작 일련번호, 운용분류, 감항 분류, 유효기간 등이 기록되어 있다.

비행기의 감항 분류는 다음과 같다(항공기 기술기준 part23, part25 참조).

- 보통(Normal) category:

최대 이륙중량 5,670kg(12,500LB) 이하, 조종사 좌석을 제외한 좌석이 9인승 이하의 비행기로 정상비행이 아닌 곡기비행(Acrobat flight)은 금지된다.

허가되는 비행기동의 범위는

- ① 정상비행에서 일어날 수 있는 조종
- ② 실속 [급속실속(Whip Stalls)은 금지]
- ③ 60° 이내의 경사각(Bank angle)으로 수행하는 급상승, 급선회, Lazy eight, Chandelle.

- 실용(Utility) category

최대 이륙중량 5,670kg(12,500LB) 이하, 조종사 좌석을 제외한 좌석이 9인승 이하의 비행기로 제한된 곡기비행을 할 수 있게 설계된 비행기에 한정한다.

허가되는 비행기동의 범위는

- ① Normal category 비행기로 할 수 있는 비행기동
- ② 스피(비행기에 따라 특별한 형태로 승인)
- ③ 60°이상의 경사각(Bank angle)으로 수행하는 급상승, 급선회, Lazy eight, Chandelle.

– 곡예(Acrobat) category

최대 이륙중량 5,670kg(12,500LB) 이하, 조종사 좌석을 제외한 좌석이 9인승 이하의 비행기로 요구되는 비행시험 결과 제한이 필요하다고 입증된 경우를 제외하고는 제한사항 없이 사용하도록 설계된 비행기에 한정한다.

– 커뮤터(Commuter) category

최대 이륙중량 8,618kg(19,000LB) 이하, 조종사 좌석을 제외한 좌석이 19인승 이하의 다발 프로펠러 비행기로 비행기동 범위는 보통의 비행 시 일어날 수 있는 기동, 실속(급속실속을 제외한다.), 경사각(Bank angle) 60도 이내의 급선회로 제한된다.

– 수송 T(Transport) category

최대 이륙중량이 5,700kg 초과하는 항공수송 사업용으로 적합한 비행기

• 운용한계 지정서 및 비행교범

운용한계지정서는 항공기 감항성 유지를 위한 비행성능 및 제한사항과 항공기의 안전운항을 위해 운항승무원들에게 필요한 정보와 지침을 포함한 감항당국이 승인한 교범을 말한다. 운용한계 지정서에는 항공기의 형식 또는 모델, 국적 및 등록기호, 제작일련번호, 감항 증명번호, 감항 분류, 운용한계 등이 명시되어 있으며 운용한계는 항공기 운용교범

(AFM)의 범위로 지정된다.

• 탑재용 항공일지

탑재용 항공일지는 승무원의 성명, 비행구간 및 비행시간, 비행 중의 기체 및 엔진의 상태, 탑재장비의 상태, 항공기의 정비, 개조 등의 내용이 정확히 기록되어 있는 일지를 말한다. 탑재용 항공일지는 크게 비행부분과 정비부분으로 구성되는데 특히 정비부분에는 운항의 안전성에 영향을 미칠 수 있는 항공기의 정비 및 개조, 연료와 오일의 보급, 비행 중에 발생된 장비의 결함 사항과 조치 등에 관한 사항이 기록되어 있다.

• 운항규정

운항규정에 포함되는 내용은 일반사항, 항공기 운항정보, 지역노선 및 비행장, 훈련 등이다. 비행기를 이용하여 항공기사용사업을 하려는 경우 특수한 상황을 고려하여 분야별로 분리하거나 통합하여 운항규정을 발행할 수 있다.

• 소음기준적합증명서

국토교통부령으로 정하는 항공기(터빈발동기를 장착한 항공기, 국제선을 운항하는 항공기)의 소유자는 감항증명을 받는 경우와 수리·개조 등으로 항공기의 소음치가 변동된 경우에는 그 항공기에 대하여 소음기준적합증명을 받아야 한다. 터빈발동기로 운영되는 사용사업항공기는 소음기준적합증명서가 있어야 한다.

- 각 운항승무원의 유효한 자격증명서 및 조종사의 비행기록에 관한 자료

- 무선국 허가증명서(radio station license)
탑재된 무선장비의 사용에 대하여 미래창조과학
부로부터의 항공기별로 허가된 증명서를 탑재해야
한다.

- 비행 전 및 각 비행 단계에서 운항승무원이 사용
해야 할 점검표(Check list)

- 항공운송사업의 운항증명서 사본(항공당국의 확
인을 받은 것을 말한다) 및 운영 기준 사본(국제
운송 사업에 사용되는 항공기의 경우에는 영문
으로 된 것을 포함한다.)

- 탑승한 여객의 성명, 출발지 및 목적지가 표시
된 명부(항공운송사업용 항공기에만 해당한다.)

- 해당 항공운송사업자가 발행하는 수송화물
의 화물목록(cargo manifest)과 화물 운송장
에 명시되어 있는 세부 화물신고서류(detailed
declarations of the cargo)(항공운송사업용 항
공기만 해당한다.)

- 해당 국가의 항공당국 간에 체결한 항공기 등의
감독 의무에 관한 이전협정서 사본(법 제2조의2
에 따른 임대차 항공기의 경우만 해당한다.)

- 그 밖에 국토교통부장관이 정하여 고시하는 서류

3.3.3 최소장비 목록

(Minimum Equipment List, MEL)

최소장비 목록의 개념

운송용 항공기는 계기, 부분품, 통신전자장비
등 중요한 부분에는 다중으로 장치를 두어(Multi
back up) 어느 한 부분이 고장 난 상태에서도 비행
안전이 유지되고 신뢰성을 보장할 수 있도록 설계
되어 있다.

최소장비 목록은 정해진 조건하에 특정 장비 품이
작동하지 않는 상태에서 항공기 운항에 관한 사항을
규정한다. 이 목록은 항공기 제작사가 해당 항공기
형식에 대하여 제정하고 설계 당국이 인가한 표준최
소장비 목록(Master Minimum Equipment List)
에 부합되거나 또는 더 엄격한 기준에 따라 운송사
업자가 작성하여 국토교통부장관으로부터 인가받은
것을 말한다(운항기술기준 1-8).

항공기 감항성이나 안전성에 영향을 미치지 않는
결함이 발생되었는데도 이를 반드시 수정한 다음에
비행하는 경우 경제성과 정시성을 떨어뜨릴 수 있
다. 결함이 발생할 경우 현지 공항에서 결함을 교정
하는 것이 원칙이지만 예비부품이 없거나 현지 공
항 여건상 결함을 해결하지 못하고 다음으로 이월
(defer)하게 되는 경우 최소장비 목록에 위배되지
않는 범위 내에서 항공기를 출발시킬 수 있다.

최소장비 목록은 지상에서 항공기의 출발 여부(Go
or No Go)를 결정하는 기준이며 MEL의 적용은 이
륙을 위해 추력(Take off Thrust)을 증가시키는 단
계까지 이다.

최소장비 목록은 부작동하는 부품, 장비 또는 계
기를 가지고 항공기를 출발시키거나 계속적으로 비

SYSTEM, SEQUENCE NUMBERS & ITEM	1. (REPAIR CATEGORY)
	2. (NUMBER INSTALLED)
	3. (NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH)
	4. (REMARKS AND EXCEPTIONS)

[그림 1-19] 최소장비 목록의 구성

행할 수 있는 상황과 제한사항 및 절차를 명시해야 한다.

최소장비 목록(MEL)의 구성

최소장비 목록은 아래 그림과 같은 형태로 되어 있다.

• 최소장비 목록(MEL)의 항목

– SYSTEM, SEQUENCE NUMBERS & ITEM
항공기의 구성품을 감항성 기준으로 분류한다.

(1) 항공기 감항성에 절대적으로 영향을 미치는 구성품(예: Engine, Landing gear, Flight control 등)으로 이들의 결함이 있을 경우 비행을 할 수 없으며 이들은 최소장비 목록에 나와 있지 않다.

(2) 항공기 감항성에 전혀 영향을 주지 않는 부품(예: 화물 운반 부품, 객실의 장식물 등)은 최소장비 목록에 나와 있지 않다.

(3) 위 (1)과 (2)에 포함되지 않는 구성품이 최소장비 목록(MEL Item)이다.

– 1. 결함 수정기한(Repair Category)

결함을 수정하지 못하고 이월시키는 경우 MEL에 표시된 Repair Category 이내에 정비가 이루어져야 한다.

√ CATEGORY A: Remark란에 명시된 기한

√ CATEGORY B: 정비를 이월한 날을 제외하고

3일 이내

√ CATEGORY C: 정비를 이월한 날을 제외하고 10일 이내

√ CATEGORY D: 정비를 이월한 날을 제외하고 120일 이내

– 2. 장비, 구성품의 장착 개수

(Number Installed)

항공기에 장착된 구성품, 장비의 총 개수를 말한다.

– 3. 비행에 필요한 최소의 장비, 구성품의 수

(Number Required for Dispatch)

비행에 필요한 최소의 장비, 구성품의 수를 말하며 Remark and Exception의 사항을 만족하여야 한다.

– 4. 필요조치사항 및 예외사항(Remark and Exception)

MEL 적용 시 필요한 조치사항 및 예외사항이다.

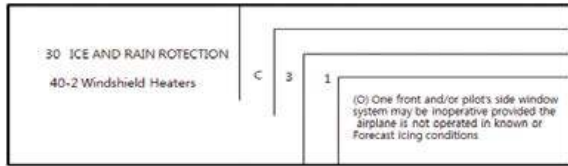
이 항목에 표시되는 표시의 의미는 다음과 같다.

*: 부작동 되는 구성품, 장비에 대하여 조종석에 “INOPERATIVE”라는 표시(Placard)를 붙여 놓아야 한다는 의미이다.

(O): 운항승무원이 수행하여야 하는 절차

(M): 정비사가 수행하여야 하는 절차

(O), (M): 정비사 및 운항승무원이 수행하여야 할 절차



[그림 1-20] MEL 해석의 예

최소장비 목록(MEL)의 해석

아래 그림은 어느 항공기의 최소장비 목록의 예이다. 이를 해석하면

- √ MEL 항목: 부작동 되는 구성품은 Wind shield Heaters 중의 하나이다.
- √ 이 항공기에 장착된 Wind shield Heaters는 3개이다.
- √ 3개의 Wind shield Heaters 중 하나만 작동되어도 비행은 가능하다.
- √ MEL을 적용할 경우 결함이 해소되지 않으면 11일째부터는 MEL에 관계없이 운항이 불가능하다.(Category C).
- √ MEL을 적용하여 운항 중에 조종사가 조치하여야 할 사항(O)은 착빙(Icing condition)지역에서 비행하여서는 안 된다.



2편. 항공기의 구조와 시스템

1장 항공기의 구조

- 1.1 항공기의 주요 구성
- 1.2 항공기 조종 장치

2장 항공기 시스템

- 2.1 항공기 엔진
- 2.2 왕복엔진
- 2.3 흡기계통
- 2.4 엔진 시동 장치
- 2.5 점화 계통
- 2.6 연료계통
- 2.7 오일 시스템
- 2.8 엔진 냉각시스템
- 2.9 배기시스템
- 2.10 난방시스템
- 2.11 공기조화계통
- 2.12 여압장치

2.13 산소 계통

- 2.14 유압 계통
- 2.15 항공기 방빙/제빙 계통
- 2.16 전기시스템
- 2.17 프로펠러
- 2.18 가스터빈엔진

3장 비행계기

- 3.1 비행계기의 분류
- 3.2 동정압계기
- 3.3 자이로스코프 계기
- 3.4 나침반계기
- 3.5 Electronic 비행계기
- 3.6 Automatic Flight Control System
- 3.7 받음각 계기
- 3.8 비행계기의 점검

1장

항공기의 구조 Aircraft Structure

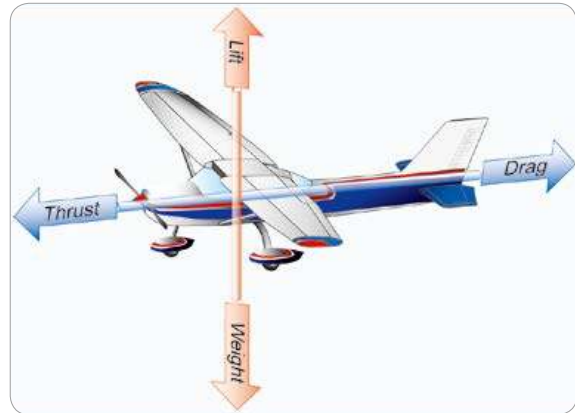
항공기에 작용하는 힘과 운동

항공기 주요 조종장치 및 보조 조종장치들을 조작하고 항공기의 운동을 이해하기 위하여 항공역학의 기본 개념을 이해하는 것은 중요하다.

가속하지 않고 일정고도를 유지하는 등속 직진수평비행에서 추력(thrust)과 항력, 무게(weight)와 양력(lift), 네 가지 힘은 균형을 이루며 상호작용을 한다.

추력은 추진 장치인 프로펠러에 의해서 발생하는 힘을 이용하여 항공기를 전진시키는 방향으로 작용되며 항력에 대응되는 힘으로서, 항력과 반대방향으로 작용한다. 일반적으로 추력의 방향은 항공기의 세로축에 평행하나 항상 일치하지는 않다.

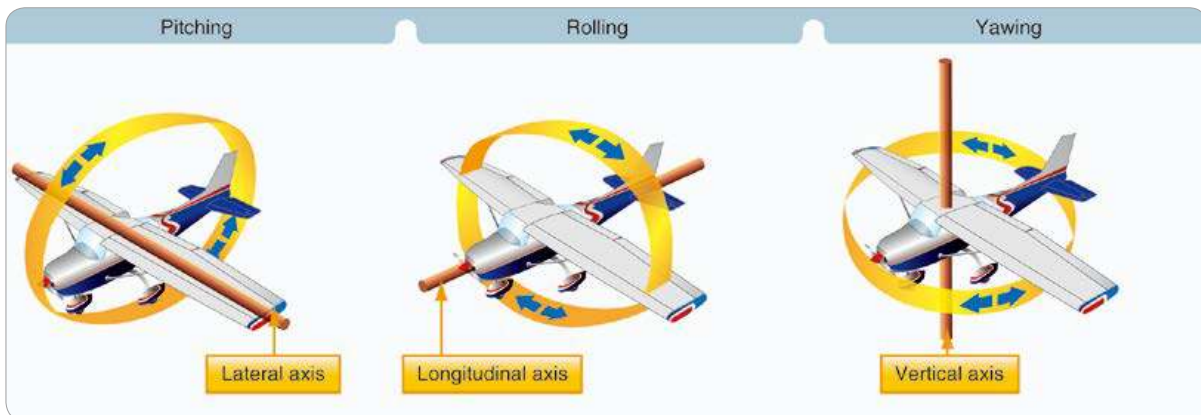
항력은 항공기 진행방향과 반대로 작용하는 힘으로 날개와 동체, 그리고 항공기의 외부 형태에 의해 공기흐름이 원활하지 않아 항공기를 전진시키는 것



[그림 2-1] 비행 중 항공기에 작용하는 네 가지 힘

을 방해하는 힘이다. 항력은 상대풍(relative wind)과 평행한 방향으로 작용하며 추력과는 반대 방향으로 작용한다.

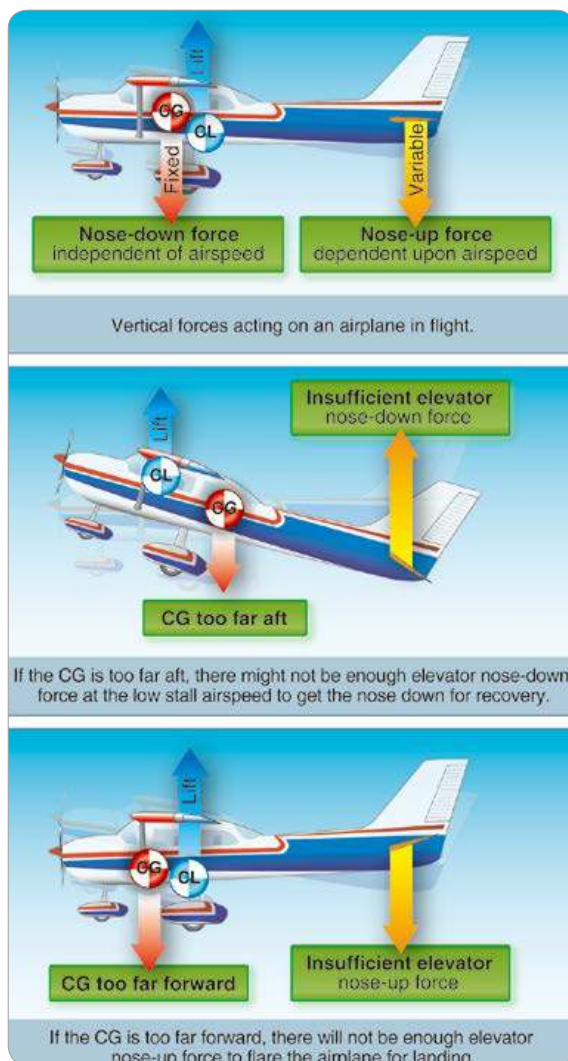
무게는 항공기 자체의 무게, 승객, 연료, 화물무게의 합이다. 중력에 의해 무게는 항공기를 아래(지구 중심)로 잡아당긴다. 무게는 양력과 반대방



[그림 2-2] 항공기의 3축과 운동

향으로 항공기 무게중심(CG)에서 수직 아래로 작용한다.

양력은 무게와 반대 방향으로 작용하는 힘으로서 날개 위와 아랫면에 흐르는 공기의 속도 차이로 발생하는 압력의 차이로 인하여 발생하는 힘이다. 양력은 날개의 양력중심(CL)에서 비행 방향(상대풍)과 수직으로 작용한다.



[그림 2-3] 무게중심(CG)의 위치와 안정성

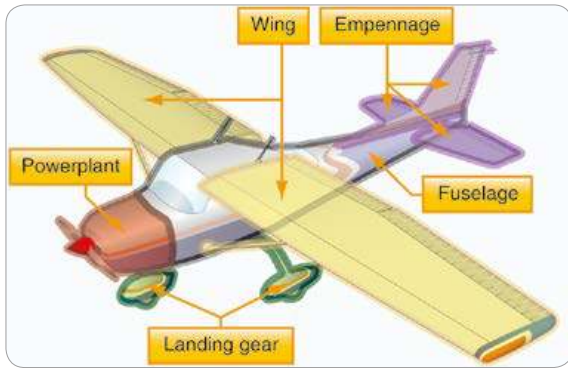
항공기 움직임 또는 항공기 조종은 항공기의 축을 기준으로 이루어진다. 롤(roll)운동은 항공기의 기수로부터 꼬리까지 무게중심을 지나는 세로축을 기준으로, 피치(pitch)운동은 항공기 날개 끝을 지나고 무게중심을 지나는 가로축을 기준으로, 요(yaw)운동은 항공기를 수직으로 지나고 무게중심을 통과하는 수직축을 기준으로 이루어진다.

항공기 설계의 가장 중요한 요소 중에 하나는 안정성이다. 무게중심의 위치는 비행 중인 항공기의 안정성을 결정하는 중요한 요소로 항공기의 균형을 이루는 특정한 점이다.

무게중심점 주변에 항공기 균형을 맞추면 항공기는 안정된 상태를 유지하게 된다. 무게중심이 허용 범위를 벗어나 너무 앞쪽이나 뒤에 위치하면 항공기는 불안정해진다. 무게중심 앞쪽에 연료탱크가 위치해있는 항공기는 연료탱크를 비운 상태에서 무게중심을 설정해야 한다. 그렇지 않으면 연료가 소모되면서 무게중심이 뒤로 이동하므로 불안정해진다. 무게중심은 항공기가 최초로 제작될 때 계산되며 탑재 장비, 화물의 무게와 적재위치에 따라 달라진다.

1.1 항공기의 주요 구성 (Major Components)

항공기는 다양한 목적으로 설계되지만 대부분 유사한 구조를 갖춘다. 항공기의 특징은 사용목적에 따라 결정되지만 대부분의 항공기 구조는 동체(fuselage), 날개(wing), 꼬리날개(empennage), 그리고 착륙장치(landing gear)와 동력장치(power plant)로 구성되어 있다.



[그림 2-4] 항공기 구성요소

1.1.1 동체(Fuselage)

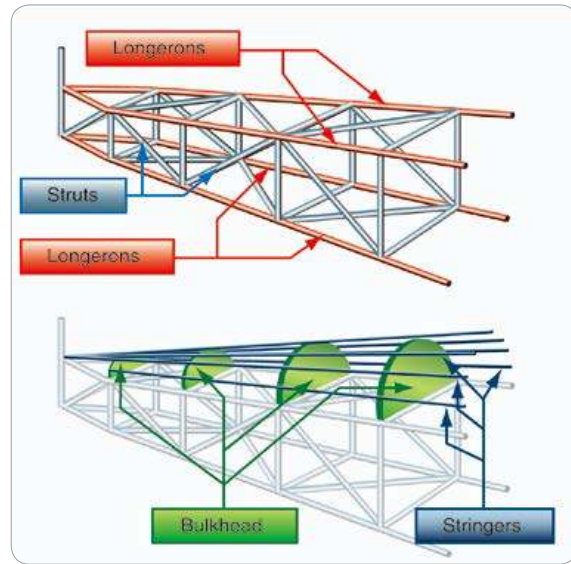
동체는 항공기의 중심 부분으로서 승무원, 승객, 그리고 화물 등을 수용하도록 제작되며 주 날개와 꼬리날개가 구조적으로 연결된다. 재래식 항공기의 동체는 나무, 금속 또는 알루미늄 등으로 이루어진 트러스(truss) 구조인데 현대에 사용되는 가장 대중적인 동체구조는 모노코크(monocoque)와 세미 모노코크(semi-monocoque) 구조이다.

• 항공기 동체의 구조

트러스 구조(Truss Structure)

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 있다. 트러스 구조는 끝에서 보면 정사각형 또는 직사각형 모양으로 보인다.

스트럿은 어느 방향에서든 압력에 견딜 수 있어야 하며 스트링거(stringers)와 벌크헤드(bulkhead)는



[그림 2-5] 트러스 구조

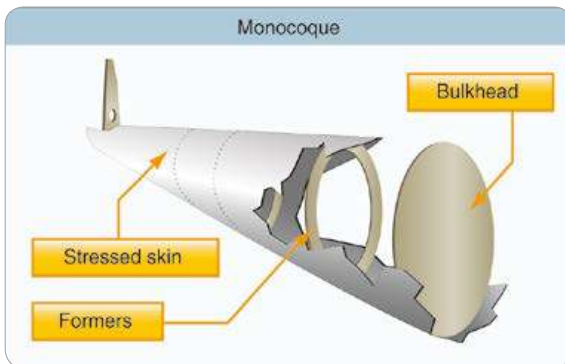
동체의 모양을 형성하는 데 도움을 준다.

기술이 발전하여 항공기 설계자들은 트러스 구조를 유선형으로 만들면서 항공기의 성능을 증가시켰다. 동체의 외피는 처음에는 직물을 사용했지만 나중에는 가벼운 금속, 알루미늄 같은 것을 사용함으로써 항공기 하중을 담당하는 중요부분이 되었다. 현대 대부분 항공기의 외피는 모노코크 또는 세미 모노코크 구조를 사용한다.

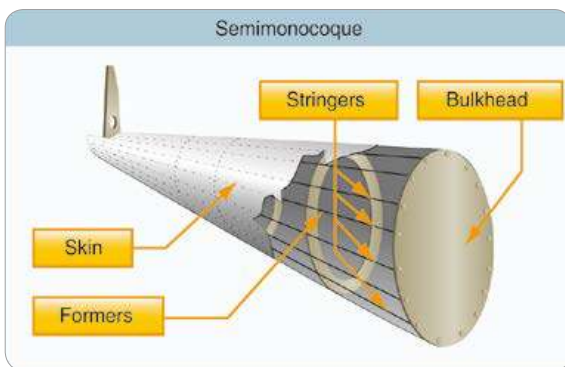
모노코크(Monocoque) 구조

모노코크 구조는 음료 캔의 알루미늄같이 응력외피를 사용하여 무게하중을 분산시킨다. 그러나 음료 캔에 가해지는 외부의 힘이 한계에 도달하면 측면이 변하게 되는 것처럼 모노코크 구조는 표면에 가해지는 충격에 약하다.

모노코크 구조는 스트링거가 없어지거나 줄어들었기 때문에, 대부분의 비틀림과 굽힘 응력은 외피로 전달되며, 무게를 줄이고 내부공간을 확보할 수 있



[그림 2-6] 모노코크 구조



[그림 2-7] 세미모노코크 구조

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

세미 모노코크(Semi monocoque)

세미 모노코크 구조는 항공기의 골조와 외피를 따로 만들어서 조립하지만 외피도 응력을 지탱하도록 된 구조이다. 이 구조는 벌크헤드 그리고 다양한 크

기로 이루어진 스트링거와, 굽힘과 응력이 강화된 외피 등으로 이루어져 있다. 단발엔진 항공기의 엔진은 보통 동체의 앞부분에 장착되어 있어 조종석을 엔진 화재로부터 보호하기 위해 열에 잘 버티는 금속인 스테인리스 같은 것으로 내화부분 칸막이를 부착한다. 최근의 항공기 구조는 기술 발전으로 복합소재로 만든다.

• 복합소재를 이용한 구조(Composite Construction)

복합소재 구조의 역사(History)

항공기제작에 이용되는 복합소재 구조는 2차 세계대전 시기에, 유리섬유가 B-2 항공기 동체에 사용된 것에 기원한다. 1950년 이후 유럽은 고성능 활공기의 주요 부분을 유리섬유를 사용하여 제작하였고 미연방항공청은 1965년 유리섬유 구조가 적용된 스위스의 고성능 활공기인 Diamant HBV에 대하여 첫 형식증명을 발부하였다.

4년 후 미연방항공청은 구조에 복합소재를 적용한 새로운 단발엔진 비행기인 Windecker Eagle에 대해서 형식증명을 발부하였다. 복합소재의 발전으로 2005년 이후 제작되는 새로운 항공기의 35%는 복합소재를 사용하여 제작되고 있다.

복합소재는 유리섬유, 탄소섬유, 케블러(Kevlar) 섬유 등을 단독으로 또는 혼합하여 사용되는 소재 형태를 총칭한다. 복합구조는 극도의 유연한 외피와 유선형이거나 쉽게 커브형태의 구조를 만들 수 있는 두 가지 이점을 제공한다.

항공기의 복합소재(Composite Materials in Aircraft)

복합소재는 섬유강화 매트릭스이다. 매트릭스는

‘접착제’를 의미하며 섬유(Fiber)를 고정시키고 형태를 보존하며 섬유조직은 구조에 전달되는 대부분의 하중을 담당한다. 최근에는 다양한 종류의 섬유와 매트릭스가 개발되어 있다. 항공기 제작에 이용되는 대부분의 공통적인 매트릭스는 열경화성 플라스틱 종류인 에폭시수지이다. 폴리에스테르수지와 비교하여 에폭시는 강하고 높은 온도에 잘 견디는 특징이 있다. 다양한 종류의 에폭시수지는 넓은 범위에 사용되며, 정비가 쉽고 내열성이 좋으며 비용절감의 장점이 있다

항공기 구조에 흔히 사용되는 강화섬유는 유리섬유(Fiberglass)와 탄소섬유(Carbon Fiber)이다. 유리섬유는 좋은 탄성과 압축력, 충격흡수에 장점이 있고 상대적으로 저렴하고, 손쉽게 원하는 모양으로 제작할 수 있지만 알루미늄 구조보다 무겁고 수화물을 싣기 쉬운 구조로 제작하기가 쉽지 않다.

탄소섬유는 유리섬유보다 탄성과 압축력이 더 좋고 잘 구부러지는 특성으로 인해 제작이 쉽다. 하지만 충격에 잘 구부러지고 심지어 산산조각 나는 경향이 있다.

탄소섬유는 보잉 787의 수직, 수평 안정판



[그림 2-8] 복합소재를 사용한 항공기

(Horizontal, Vertical Stabilizer)에 사용되는 강화에폭시 레진 방식(Toughend Epoxy Resin System)으로 발전했다. 탄소섬유는 유리섬유보다 비싸지만 1980년대의 B-2 제작 프로그램과 90년대의 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)

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

복합소재를 사용하는 큰 장점은 항력을 작게 발생하는 공기역학적인 구조가 되도록 동체구조를 부드러운 곡면으로 제작할 수 있다는 점이다. 이런 장점으로 활공기 제작자들은 60년대부터 철이나 나무 대신 재료를 복합소재로 바꾸었다.

씨러스(Cirrus)와 콜롬비아(Columbia)사의 항공기가 복합소재로 제작되면서 고정 랜딩기어임에도 불구하고 높은 성능을 발휘하게 되었다. 또한, 복합소재는 B-2, F-22 항공기처럼 레이더에 노출되지 않는 스텔스 기능을 가능하게 해주기도 한다.

오늘날 복합소재는 활공기, 헬리콥터에서 다양하게 찾아볼 수 있다.

부식이 일어나지 않는 것이 또 다른 장점이다. 보잉 787 기종의 동체는 복합소재로 이루어져 있는데 이전의 항공기에 비해 더 높은 압력 차이와 더 높은 습도환경에서도 운용이 가능해진 것이다. 엔지니어들은 더 이상 절연막(Insulation Blankets)의 뒷면

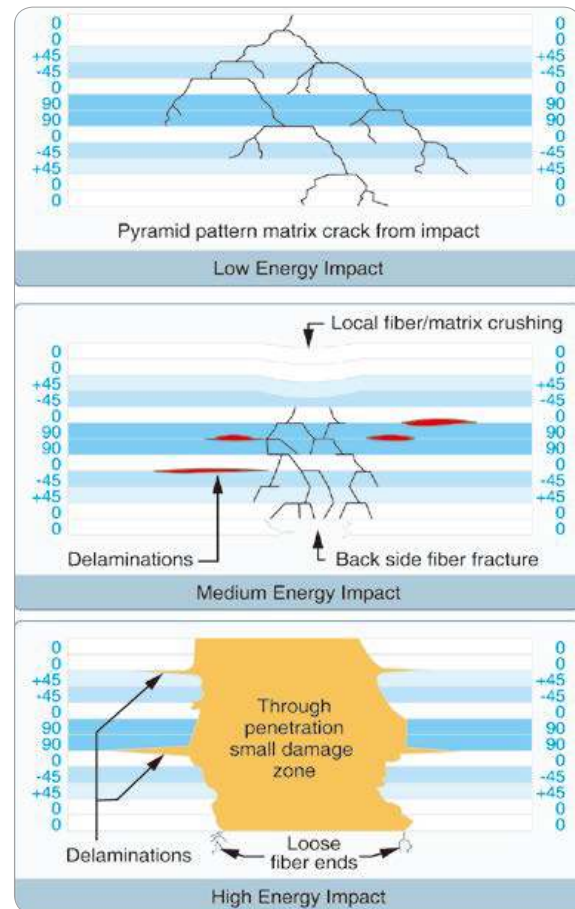
처럼 가려진 부분들에 수분이 맺혀 발생하는 부식에 대해 걱정하지 않을 수 있게 되었는데 이는 항공사의 정비비용을 절감시키게 되었다.

복합소재의 또 다른 장점은 헬기의 로터 깃(Rotor Blade)과 같이, 유연성이 요구되는 환경에서 좋은 성능을 낼 수 있다는 것이다. 복합소재는 금속과 달리 금속피로나 균열이 더 커지는 현상이 나타나지 않는다. 주의 깊은 관리를 한다면 복합소재로 제작된 깃(Blade)은 금속으로 제작된 것보다 더 높은 수명을 보장한다. 이에 따라 최근의 대형 헬리콥터들은 로터(Rotor) 깃뿐 아니라 로터의 중심부 또한 복합소재로 제작하고 있다.

복합소재의 단점(Disadvantages of Composites)

복합소재에는 그 소재만의 고유한 단점이 있는데 가장 큰 단점은 파손된 부분의 시각적인 표시를 쉽게 찾는 것이 힘들다는 것이다. 복합소재는 다른 소재들과 달리 충격의 결과에 대한 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 해주고 수리가 필요함을 쉽게 알 수 있게 해준다.

복합소재에서 가벼운 충돌이나 공구 등을 떨어트린 정도의 경미한 충돌은 표면에 가시적인 표시가 남지 않을 수 있다. 충돌지점 아래에는 원뿔 모양으로 퍼지는 광범위한 실금이 있을 수 있는데 이것을 파악하는 것은 중요하지만 눈으로 확인이 불가능하다. 사소한 충격에 대해서 파손이 우려되면 언제라도 내부의 손상 가능성을 검사하는 것이 권장된다.



[그림 2-9] 충격의 크기와 파손의 정도

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

비행 중 버드 스트라이크(Bird Strike)나 우박의 충돌로 인해 발생하는 큰 규모의 충돌은 구멍이 나거나 심각한 파손을 일으킬 수 있다. 중간 정도와 큰 충돌의 경우 육안으로 파손 여부를 확인할 수 있지만 경미한 충돌의 경우에는 감지하기 어렵다.

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 방어수단이나 항공기에 대해 구조적인 수리를 해주는 것이 아니다.

복합소재의 또 다른 단점은 레진(Resin)이 열에 취약하다는 것이다. 레진이 고열에 영향을 받는 동안 에폭시는 온도가 150°F 이상의 온도에 노출되면 손상되기 시작한다. 이것을 최소화시키기 위해 복합소재에 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. 복합소재 항공기는 특정한 색상이 규정되어 있는데 항공기에 도색해야 할 경우 반드시 이 규정을 따라야 한다.

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

복합소재에 액체가 쏟아지는 경우
(Fluid Spills on Composites)

항공기 소유자들은 연료, 오일, 또는 유압유(Hydraulic Fluid)가 복합소재 표면에 쏟아지는 것에 대해 걱정하기 마련이다. 하지만 에폭시 레진을 사용하는 현대 복합소재 항공기들은 이러한 상황들

을 걱정하지 않아도 된다. 페인트를 녹여내지 않는 액체라면 그 액체가 표면에 묻더라도 복합소재는 파손을 걱정할 필요가 없다. 예를 들어 몇몇의 항공기들은 유리섬유로 된 연료탱크를 사용하는데 이것은 밀폐제(Sealant)를 사용하지 않고 곧장 복합소재 표면으로 연료를 흐르게 한다. 만약 폴리에스터 레진 같은 값싼 소재를 사용하면 에탄올이 혼합기(Mixture)로 유입되어 연료와 섞인다면 문제가 발생할 것이다. 폴리에스터 레진보다 비싼 에폭시 레진 소재로 된 연료탱크는 100 옥탄(Octane) 항공연료(AVGAS)나 제트연료, 자동차용 연료를 담을 수 있을 정도로 신뢰할 수 있다.

낙뢰 충격 방지(Lightning Strike Protection)

항공기가 낙뢰를 맞은 경우 항공기 구조에 엄청난 양의 에너지가 전달되므로 낙뢰를 방지하기 위한 디자인을 중요하게 고려하여야 한다. 소형항공기와 대형항공기 모두 낙뢰 방지의 기본원칙은 같다. 항공기 크기에 관계없이 낙뢰로부터 발생한 에너지는 그 에너지 크기가 위험하지 않는 수준(평방인치당 1Ampares)으로 줄어든 수 있도록 비행기의 넓은 표면으로 확산되어야 한다.

알루미늄 소재로 된 항공기에 낙뢰가 충돌한다면 전류가 알루미늄 구조를 통해 쉽게 전도된다. 문제는 전류가 안전하게 항공기 전체를 통과할 때까지 전자계통이나 연료계통 등이 손상을 입지 않도록 보호받아야 한다는 것이다. 따라서 항공기의 표면은 적은 저항을 가질 수 있도록 제작해야 한다.

복합소재 항공기에서 탄소섬유는 알루미늄만큼은 아니지만 전류가 잘 흐르는 반면에 유리섬유는 전류가 흐르지 않는다. 그러므로 전류를 잘 통하게 하려

면 외부 표면에 또 다른 복합소재가 더해져야 하는데 사실 이것은 외부 표면에 금속소재가 부착된 것으로도 충분하다. 알루미늄과 구리소재는 항공기 외부 표면에서 흔하게 볼 수 있는데, 알루미늄은 유리섬유에, 구리는 탄소섬유에 사용된다. 낙뢰로 인한 구조 손상을 수리할 때 표면뿐만 아니라 반드시 구

조 내부도 살펴보아야 한다.

내부에 라디오 안테나가 부착된 복합소재 항공기는 안테나 부위에 “윈도우”(Window)라 불리는 낙뢰 충돌에 관한 장비(Mesh 형태의 구성품)가 있다. 내부 라디오 안테나는 유리섬유 구조에서 찾아보기 쉬운데 이는 탄소섬유와 달리 유리섬유는 라디오 주파수의 투과가 용이하기 때문이다.

복합소재의 미래(The Future of Composites)

제2차 세계대전 이후, 복합소재는 항공기 구조에 있어서 중요한 역할을 담당하게 되었다. 디자인의 유연성과 부식에 대한 저항성, 적은 중량으로 높은 강도를 유지할 수 있어 미래에도 예측할 수 없을 만큼 항공기 디자인에 혁신적인 발전을 제시할 것이다.

1.1.2 날개(Wings)

동체의 양면에 부착되어 있는 날개는 에어포일(airfoil)로서 양력을 발생시켜 항공기를 공중에 부양시켜준다. 항공기 날개는 항공기의 특정한 사용목적에 맞도록 구조와 크기, 형태들로 다양하게 제작된다.

날개는 동체의 상부, 중간 또는 아랫부분에 부착되어 있으며 이들을 각각 고익(high-wing), 중익(mid-wing), 저익(low-wing)이라고 한다. 날개의 개수 또한 다양한데 단일 날개를 부착한 항공기는 단엽기(monoplane)라고 하고, 두 개 이상의 날개를 부착한 항공기를 복엽기(biplane)라고 한다.

많은 고익기들은 동체 외부에 버팀대 또는 윙 스트럿(wing struts)이 장착되어 있는데 동체에 연결된



콜롬비아 350 항공기



보잉 787 항공기



HH-65 항공기

[그림 2-10] 복합소재 항공기들



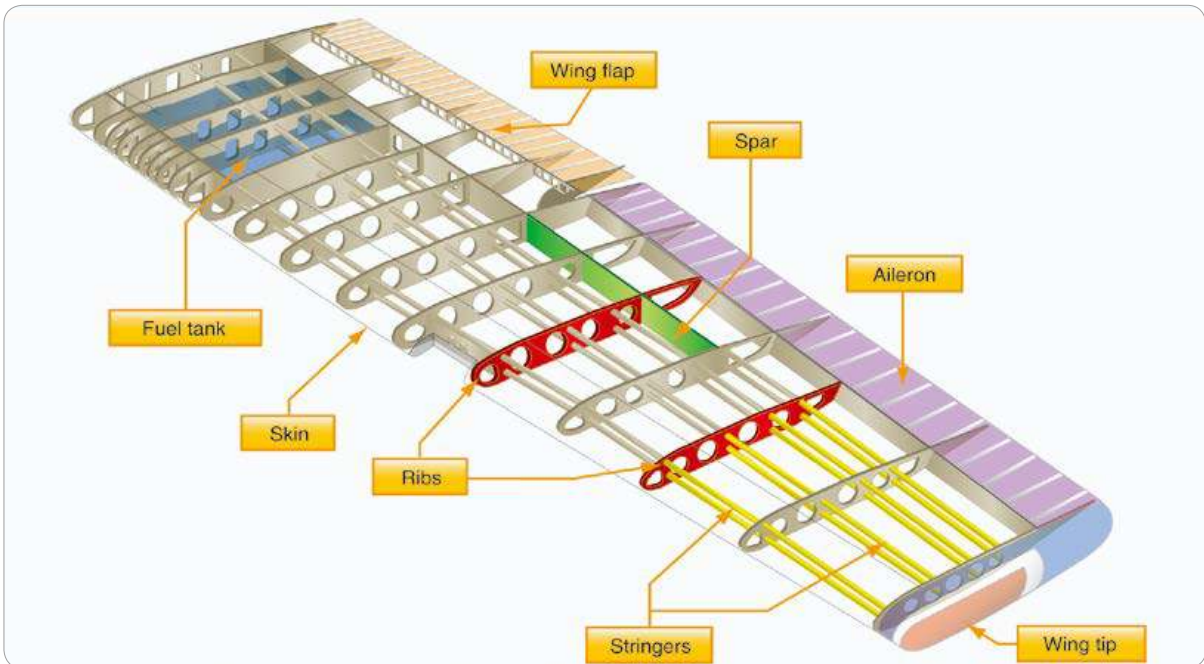
[그림 2-11] 단엽기(왼쪽)와 복엽기(오른쪽)

스트럿은 비행 또는 착륙하중을 버티기 위해 대부분 날개의 중간부분에 연결되어 있다. 이러한 날개구조를 ‘세미 칸틸레버’(semi-cantilever)라고 한다. 몇몇의 고익기와 대부분의 저익기는 외부의 스트럿이 없이 하중을 견딜 수 있도록 제작된다.

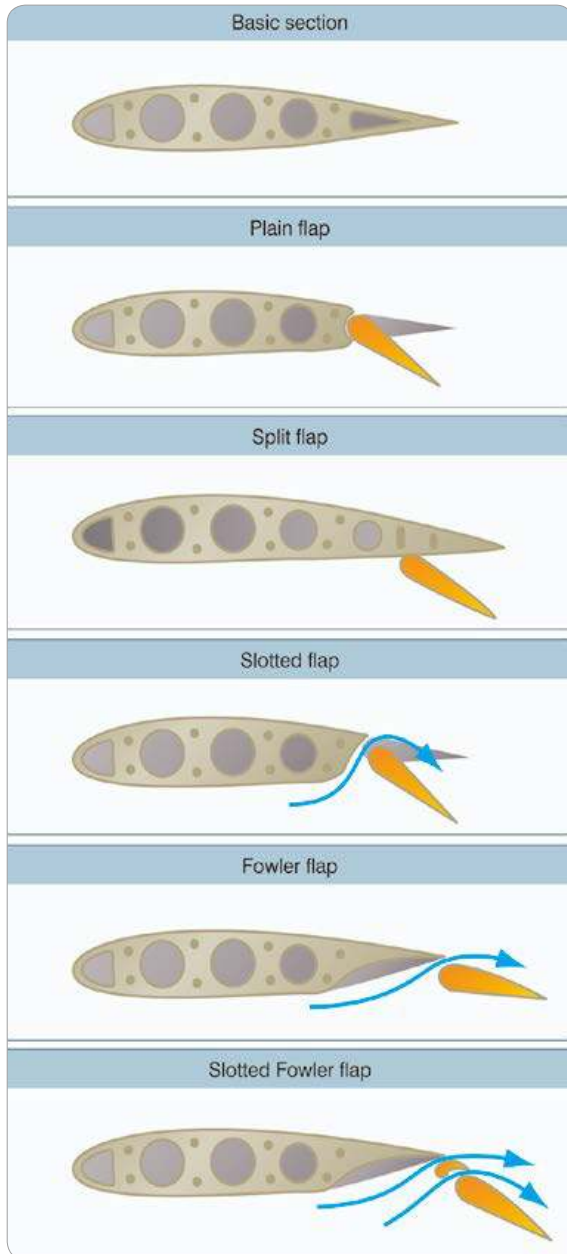
날개의 주요 구조는 스파(spars), 리브(ribs), 스트링거(stringers)로 구성되며 트러스, I-빔 또는 외

피를 포함하는 다른 장치들을 이용하여 장착된다. 날개리브는 날개(airfoil)의 모양과 두께를 결정한다. 대부분 현대 항공기들의 연료탱크는 날개 안에 적재할 수 있도록 설계하고 제작된다.

날개 뒷전(trailing edges)에는 에일러론(ailerons)과 플랩(flaps)이 부착되어 있는데 에일러론은 날개 뒷전의 중간 지점에서 날개 끝 바깥쪽에



[그림 2-12] 날개의 구성



[그림 2-13] 플랩의 종류

위치한다. 좌우 날개에 부착된 에일러론은 서로 반대방향으로 움직여서 항공기에 롤(roll)을 발생시키는 힘을 발생한다.

플랩은 날개 뒷전의 동체에서부터 각각 날개 중간



[그림 2-14] 무게전환을 이용한 항공기

지점 사이에 위치한다. 플랩은 순항 중일 때는 사용하지 않으나 이륙이나 착륙을 할 때 플랩을 내려 날개에 양력과 항력을 증가시켜준다.

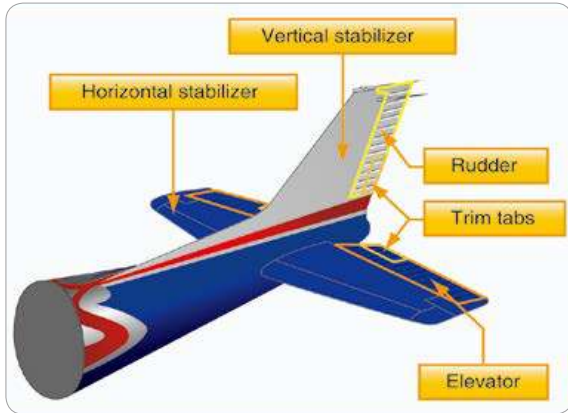
날개의 대체유형(Alternate Types of Wings)

감항분류상 경비행기에 해당하는 항공기들은 기존의 날개와는 차별되는 형태(Alternate Types of Wings)의 날개구조를 사용하기도 한다. [그림 2-14]에서 보이듯이 유연한 날개 표면은 공기력에 의해 위로 부풀어 올라 에어포일의 형태를 이루게 되어 양력을 발생시키며, 항공기의 무게중심을 변화시켜 조종성을 얻는 비행방식을 취한다.

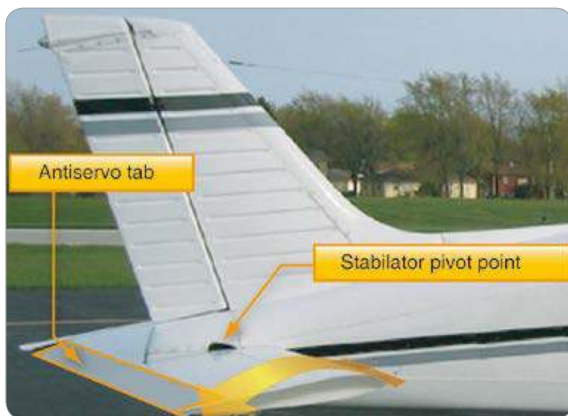
꼬리날개(Empennage)

꼬리날개는 수직안정판(vertical stabilizer)과 수평안정판(horizontal stabilizer)의 고정된 핀(fin)으로 되어 있으며 여기에 움직일 수 있는 러더(rudder)와 엘리베이터(elevator), 그리고 트림 탭(trim tap)이 부착되어 있다.

러더는 수직안정판에 부착되어 있어 항공기 기수를 왼쪽 혹은 오른쪽으로 움직이는 데 사용된다. 엘리베이터는 수평안정판 뒤쪽에 부착되어 있으며



[그림 2-15] 꼬리날개의 구성요소



[그림 2-16] 스테빌레이터

항공기 기수를 위, 아래로 움직이는데 사용된다. 트림 탭은 조종면에 설치된 작은 움직이는 부분으로 조종석에서 조종하여 조종압력을 줄여준다. 트림 탭은 에일러론, 러더, 엘리베이터 등에 설치되어 있다.

꼬리날개의 다른 형태는 엘리베이터를 장착하지 않고 대신 하나의 수평안정판이 장착되는데 이러한 종류의 꼬리날개를 스테빌레이터(stabilator)라고 한다. 스테빌레이터는 엘리베이터를 작동시키는 것과 같이 조종간을 사용하여 조종한다. 예를 들어 조종사가 조종간을 뒤로 당기면 스테빌레이터의 중심

이 아래로 움직이는데 이것은 꼬리하중(tail down force)을 증가시키고, 항공기의 기수가 위로 들려지도록 한다. 스테빌레이터는 트림 탭과 유사한 기능을 가지고 있는 안티서보 탭(anti servo tab)을 장착한다.

안티서보 탭은 꼬리 가장자리의 스테빌레이터와 같은 방향으로 움직이며, 스테빌레이터의 민감성을 줄이는 것을 도와준다. 또한 트림 탭과 같이 조종압력을 완하시켜주고 스테빌레이터의 위치를 유지하는 것을 도와준다.

1.1.3 착륙장치(Landing Gear)

착륙장치는 항공기가 주기하거나, 지상 활주(taxiing), 이륙 또는 착륙할 때 항공기의 하중을 담당하는 중요한 역할을 한다. 일반적으로 착륙장치의 기본요소인 바퀴형태 외에 사용 환경에 따라 물에서 뿐만 아니라 눈에서 착륙할 때에도 미끄러지는 것을 방지하는 장치가 장착되어 사용되기도 한다.

착륙장치의 바퀴는 2개의 메인바퀴와 항공기의 앞 또는 뒤에 위치하는 하나의 바퀴를 포함하여 총 3개의 바퀴로 구성되어 있다. 방향조종이 가능한 바퀴가 뒤에 있는 착륙장치는 콘벤셔널 랜딩기어(conventional landing gear)라고 한다.

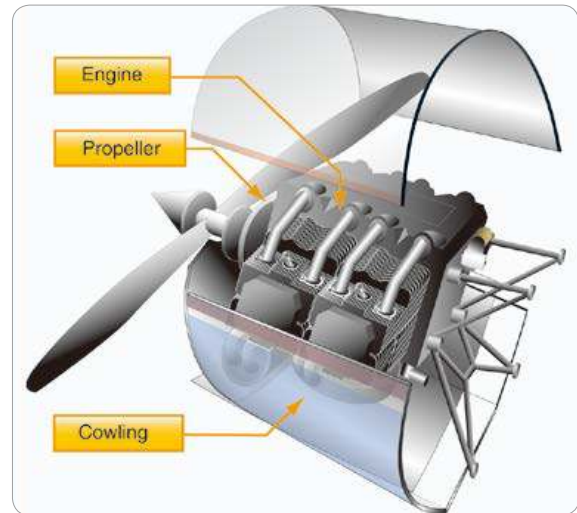
콘벤셔널 랜딩기어를 가진 항공기는 때때로 테일 휠(Tail wheel)이라고도 불린다. 조종이 가능한 바퀴가 앞쪽에 있으면 노스휠(Nose wheel)로 불린다. 테일휠이나 노스휠은 항공기가 지상에서 작동하는 동안 러더 페달을 움직임으로서 방향조종이 가능하고 몇몇 항공기는 메인바퀴의 브레이크의 압력 차이를 조절하여 방향 조종이 가능하다.



[그림 2-17] 착륙장치의 종류

1.1.4 동력장치(The Power plant)

동력장치는 엔진과 프로펠러를 포함한다. 엔진의 주요 기능은 프로펠러를 회전시키는 힘을 제공하고 전기동력(electric power)과 진공시스템(vacuum



[그림 2-18] 동력장치의 구성

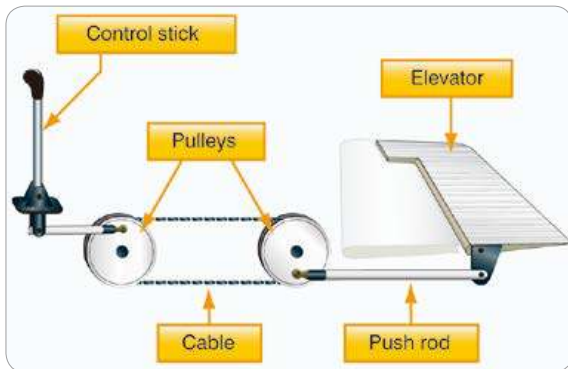
system)을 사용하는 비행계기들에게 진공압력(vacuum power)을 제공하며 조종사와 승객들에게 난방을 제공한다. 엔진은 카울(cowling) 또는 나셀(nacelle)에 의해 덮여있다. 카울과 나셀은 엔진 주변의 공기흐름을 유선형으로 흐르게 하고 실린더(cylinder) 주변에 흐르는 공기를 이용하여 엔진을 냉각시키는 것을 도와준다.

프로펠러는 엔진에서 발생하는 동력으로 프로펠러를 회전시켜 프로펠러를 통과하는 공기의 양과 공기흐름의 속도 차이로 얻어지는 반작용, 즉 추력을 이용하여 항공기를 앞 방향으로 전진시킨다. 프로펠러는 에어포일과 유사한 형태로 되어 있어 마치 날개에서 양력을 생성하여 항공기를 지면에서 띄우는 것과 비슷하게 고압부분은 프로펠러 에어포일 뒤쪽에 형성하고, 저압부분은 프로펠러 앞쪽에 형성한다. 이러한 다르게 생성된 압력차는 항공기를 앞 방향으로 전진시킨다.

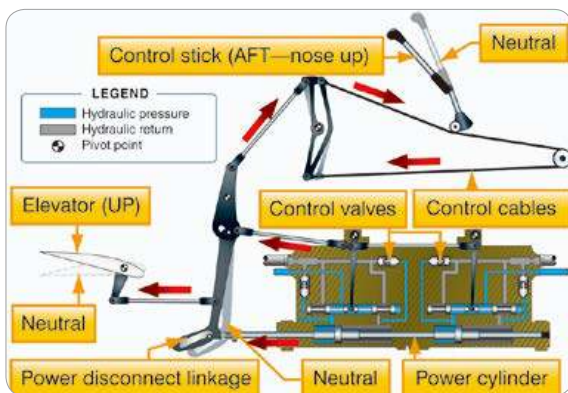
엔진과 프로펠러에 대하여서 본 교재의 2장 항공기시스템에서 자세히 설명하였다.

1.2 항공기 조종장치(Flight Controls)

항공 산업의 발전과 비행역학에 대해 항공기 설계자들의 지식이 확장됨에 따라서, 항공 산업현장에서는 점점 더 빠르고 큰 비행기가 만들어졌고 그에 따라 조종면에 작용하는 공기역학적 힘도 증가될 수밖에 없으며 증가되는 조종면(control surface)에 작용하는 공기역학적 힘을 극복하고 조종사가 유연하게 항공기를 조작할 수 있도록 엔지니어들은 여러 가지 시스템을 개발했다. 먼저 유압(hydro mechanical)과 기계적 구조(mechanical circuit)로 되어 있는 유압계통이 사용되었는데 이는 기계적 조



[그림 2-19] 기계적 조종장치 계통



[그림 2-20] 유압식 조종장치 계통

종계통의 복잡성, 무게, 제한사항을 줄여주는 데 큰 도움이 되었다.

항공기가 점점 복잡해지면서 조종면은 전기모터, 디지털컴퓨터, 광선케이블로 세밀하게 작동된다. “전기 신호식 비행조종 제어”(Fly-by-wire)로 불리는 컨트롤 시스템은 전기적 인터페이스(interface)로 조종면과 조종사의 컨트롤 사이를 물리적으로 연결시킨다. 크고 빠른 항공기를 컨트롤하기 위해 유압 또는 전기적으로 작동되는 시스템으로 발전되었다. 전기 신호식 비행조종 제어와 부스트 제어(boosted control) 방식의 채택은, 조종사에게 조종력을 느낄 수 있도록 해준다.

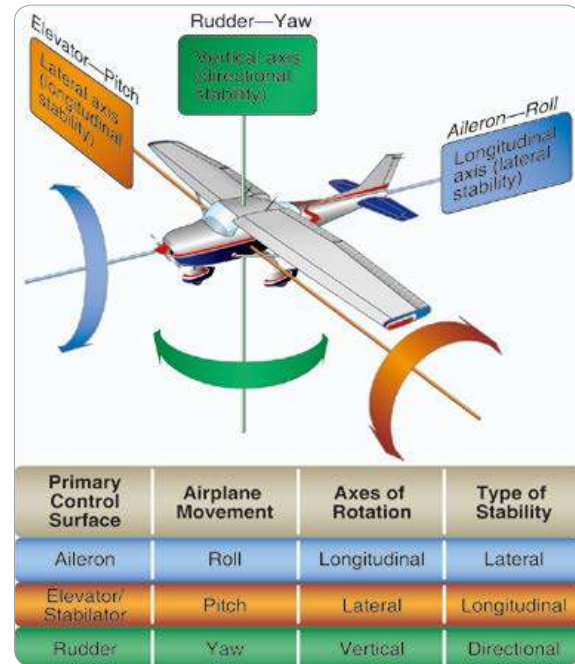
미국항공우주국(National Aeronautics and Space Administration, NASA)의 드라이든 비행조사센터(Dryden Flight Research Center)에서 지능적 비행조종시스템(Intelligent Flight Control Systems, IFCS)에 대한 연구를 하였다. 이 프로젝트의 목표는 비행조종 시스템에 적응하는 신경네트워크를 개발하는 것으로 지능적 비행조종시스템은 비행 컨트롤시스템의 피드백 오류가 즉시 적용되어 비행 중인 항공기 성능을 향상시킬 뿐만 아니라 시스템 고장에 대한 대응성을 보장한다. 지능적 비행조종시스템을 가진 항공기의 조종사는 항공기의 결함이나 조종면의 고장이 발생하여도 안전하게 조종하여 착륙할 수 있다. 또한, 임무능력을 향상시키고, 항공기의 안전을 향상시키며 조종사의 업무를 경감시켜준다.

오늘날 항공기는 다양한 조종시스템을 가지고 있다. 예를 들면, 스포츠용 항공기 조종사는 기체를 조종할 때는 무게중심의 변화를 이용하며, 열기구의 경우에는 열량 조절 방법을 이용한다. 헬리콥터

(helicopter)는 로터(rotor) 피치와 요를 조종하는 안티 토크(anti-torque) 페달(pedal)을 조종하여 원하는 방향으로 로터가 기울게 하는 회전성(cyclic)을 이용한다.

1.2.1 항공기 조종시스템(Flight Control Systems)

항공기 조종시스템은 주 시스템(주 조종면, 1차 조종면)과 부 시스템(부 조종면, 2차 조종면)으로 이루어진다. 에일러론, 엘리베이터, 스테빌레이터, 러더는 주 조종면으로서 비행하는 항공기를 1차적으로 조종한다. 플랩, 앞전장치, 스포일러, 트림 시스템은 부 조종면을 이루고 큰 조종압력을 경감시키며 비행성능을 향상시킨다.



[그림 2-22] 비행기 조종장치와 회전축

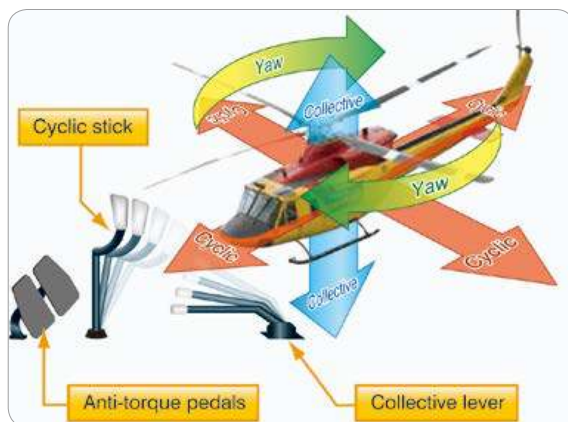
1.2.2 항공기 1차 조종면(Primary Flight Controls)

항공기 조종시스템은 조종사의 조종에 대한 반응이 적절히 구현되도록 디자인되어 있다. 저속에서는 컨트롤이 부드럽고 유연하게 느껴져야 하며, 항공기는 컨트롤 적용에 천천히 반응해야 한다. 고속에서

는 컨트롤의 힘은 무거워지고 항공기 반응은 더 빨라진다.

3개의 주 비행 조종면(에일러론, 엘리베이터 또는 스테빌레이터, 러더)의 움직임은 날개 주위의 공기 흐름과 압력분배를 변화시킨다. 이 변화는 에어포일이나 조종면에서 발생하는 양력과 항력의 크기에 영향을 끼치고 조종사는 항공기의 세 개의 축을 기준으로 조종할 수 있게 한다.

설계목적상 항공기 조종면의 움직임 양은 제한된다. 예를 들어 컨트롤-스톱장치(control stop mechanism)처럼 비행조종시스템의 링크지와 연계되어 제한되거나 컨트롤 장치 또는 러더 페달의 움직임이 제한될 수도 있다. 이러한 설계 제한의 목적은 기동 중 조종사가 과도한 조작으로 인한 하중계수의 초과가 발생하는 것을 방지하기 위함이다. 잘 설계된 항공기는 정상 비행하는 동안 쉬운 조종이 가능



[그림 2-21] 헬리콥터 조종장치 계통

하게 한다. 컨트롤 인풋(input)은 세 축에 대해 움직임을 만들어낸다.

에일러론(Ailerons)

에일러론은 항공기 세로축을 기준으로 롤(roll)운동을 제어한다. 에일러론은 좌우 날개의 뒷전에 부착되어 있으며 서로 정반대로 움직인다. 에일러론은 케이블(cable), 벨크랭크(bell crank), 풀리(pully)로 연결되어 있고 푸시 풀 튜브(push full tube)는 조종간으로 조종한다.

컨트롤 스틱이나 조종간을 오른쪽으로 움직이면 왼쪽 에일러론은 아래로, 오른쪽 에일러론은 위로 움직이게 된다. 오른쪽 에일러론이 위쪽으로 움직이면 캠버(camber)가 감소되어 오른쪽 날개의 양력을 감소시키게 되고 왼쪽 에일러론의 아래쪽 움직임은 캠버를 증가시켜 왼쪽 날개의 양력을 증가시킨다. 이에 따라 왼쪽 날개의 양력증가와 오른쪽 날개의 양력감소는 항공기 오른쪽으로 롤(roll) 발생하여 선회하게 된다.

역요(Adverse Yaw)

에일러론이 아래쪽으로 움직이면 캠버의 증가로 많은 양력이 발생하고 동시에 항력(유도항력)도 발생시킨다. 추가되는 항력은 날개에 상대적으로 많은 저항을 발생시키며 이 결과로 양력(항력)이 증가하는 날개 쪽으로 요잉(yawing)이 나타난다. 조종사의 관점에서 볼 때 요는 뱅크(bank)를 주는 반대방향, 즉 선회 반대 방향으로 요잉(yawing)현상이 나타나므로 이를 역요(adverse yaw)라 한다.

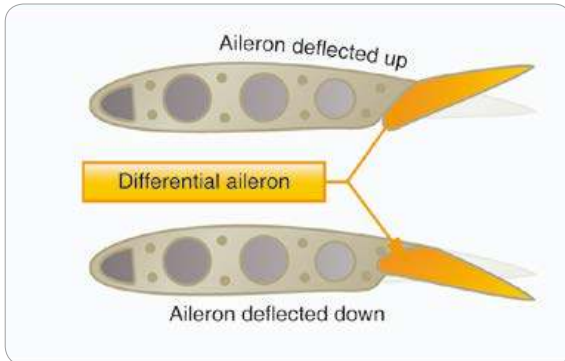
역요는 저속에서 뚜렷하게 발생한다. 속도가 느려질수록 조종면의 비행역학적인 효과는 낮아지고 그

에 따라 많은 양의 조종압력을 가해야 원하는 조종이 가능해진다. 그 결과 에일러론 움직임이 증가되면 큰 타면의 움직임에 따라 역요도 증가하게 된다. 역요는 특히 긴 날개를 갖고 있는 항공기에서 잘 발생한다.

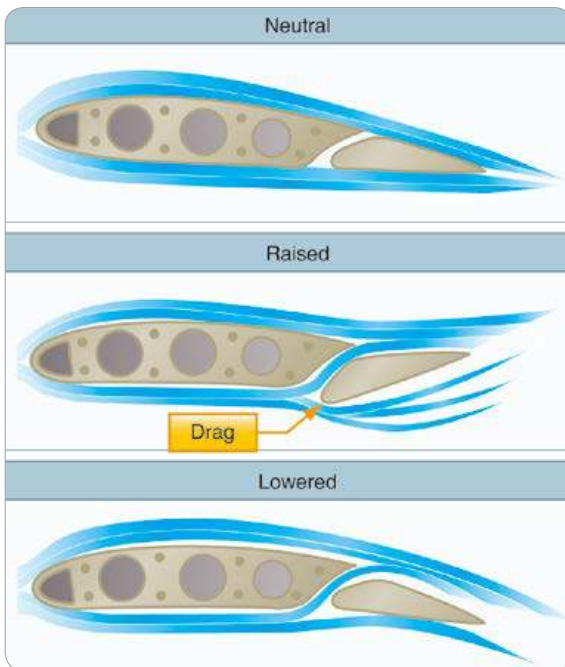
역요를 제어하기 위해서 러더가 사용되는 데 필요한 러더 컨트롤의 양은 저속상태와 높은 받음각에서 가장 크다. 러더는 다른 조종면과 마찬가지로 저속에서는 낮은 조종 효과로 인하여 역요의 컨트롤이 힘들 수 있다.

모든 선회는 에일러론, 러더, 엘리베이터의 조합으로 이루어진다. 원하는 경사각을 만들기 위해서는 우선 에일러론을 이용하고 이에 동반되는 역요 현상을 막기 위해 러더의 사용이 동반되어야 한다. 선회하는 동안에는 수평 직진 비행하는 것보다 추가적으로 많은 양력이 필요하기 때문에 엘리베이터를 당겨 받음각을 증가시켜야 한다. 원하는 선회 각이 되면 에일러론과 러더의 사용을 완화하여야 한다. 선회각이 원하는 양보다 더 증가하는 것을 막기 위해 에일러론과 러더를 중립 위치에 두어야 되기 때문이다.

고도를 유지하기 위해서는 엘리베이터의 당김을 지속적으로 유지해야 한다. 선회를 중지하는 것은 선회를 시작하는 것과 반대로 컨트롤을 적용한다. 선회 각이 감소함에 따라 고도를 유지하기 위하여 필요했던 엘리베이터의 당김도 풀어줘야 한다. 역요의 효과를 줄이기 위한 디퍼런셜 에일러론(differential aileron), 프라이즈 타입 에일러론(frise type aileron), 에일러론과 러더의 연결(interconnection), 플래퍼론(flapperon)의 4가지 장치를 소개한다.



[그림 2-23] 디퍼런셜 에일러론



[그림 2-24] 프라이즈 타입 에일러론

- 디퍼런셜 에일러론(Differential Ailerons)

디퍼런셜을 가진 한쪽 에일러론은 올라가는 쪽의 에일러론이 내려가는 양보다 더 많이 올라간다. 이는 내려가는 날개에 항력을 증가시키지만 올라간 에일러론 쪽에 더 큰 항력을 발생시켜 역요의 현상을 줄여 준다. 그렇다고 역요가 완전히 줄어들거나 사라지는 것은 아니다.

- 프라이즈 타입 에일러론

(Frise - Type Ailerons)

프라이즈 타입 에일러론은 에일러론이 올라가면 돌출된 힌지에 힘이 작용하게 되어 항력을 만들어낸다. 이것과 반대편 날개의 내려간 에일러론이 만드는 항력과 비슷하게 되도록 해준다.

또한, 프라이즈 타입 에일러론은 높은 받음각에서 내려간 에일러론 위에 부드럽게 공기가 흐르도록 하는 슬롯을 만든다. 프라이즈 타입 에일러론은 다르게 작용하도록 설계되어 있다. 디퍼런셜 타입과 같이, 프라이즈 타입 에일러론 완전히 어드버시요를 제거하지 못한다. 적절한 러더사용 에일러론이 적용될 때 여전히 필요하다.

- 에일러론과 러더의 연결

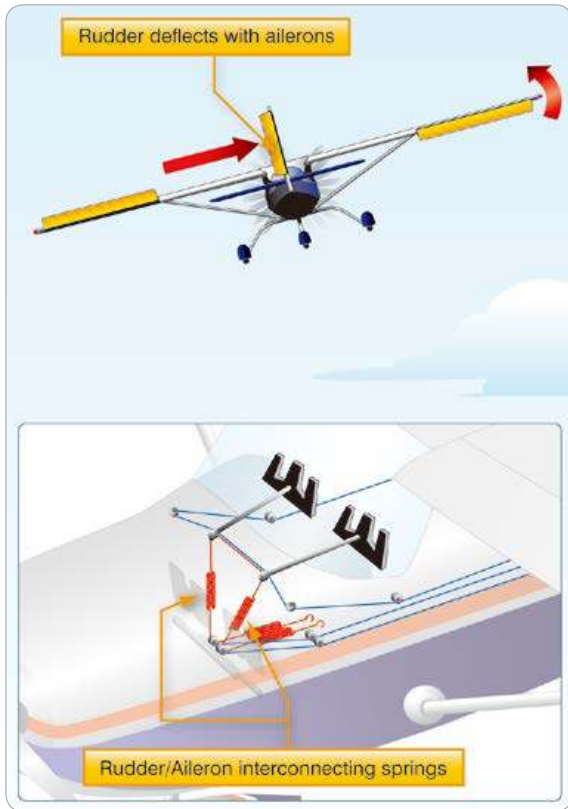
(Coupled Aileron and Rudder)

에일러론과 러더 연결형은 컨트롤이 서로 연결되어 있다. 이것은 러더와 에일러론의 상호작용하여 에일러론이 작용하면 자동적으로 동시에 러더가 작용하여 역요를 발생시키는 에일러론의 항력을 수정한다.

예를 들어, 선회(Roll)를 하기 위하여 조종간을 왼쪽으로 움직일 때, 서로 연결된 케이블(Cable)과 스프링이 왼쪽 러더(Rudder) 페달(Pedal)을 앞으로 당기게 되어 항공기 기수가 오른쪽으로 요잉(Yawing)되려는 것을 막아준다. 항공기를 슬립(Slip)시킬 필요가 있으면 스프링에 의해서 러더에 힘이 전달된다.

- 플래퍼론(Flaperons)

플래퍼론은 플랩(Flap)과 에일러론(Aileron)의 기



[그림 2-25] 에일러론과 러더의 조합



[그림 2-26] Skystar kitfox MK7의 플래퍼론

능을 결합시켜놓은 것이다. 기존의 에일러론과 같이 항공기의 선회각(angle of bank)을 조종하는 것과 더불어 플랩 위치 조절도 가능한 기능을 갖추고 있다. 물론 조종사는 에일러론과 플랩의 분리된 조종이 가능하다. 믹서(Mixer)는 플래퍼론이라 불리

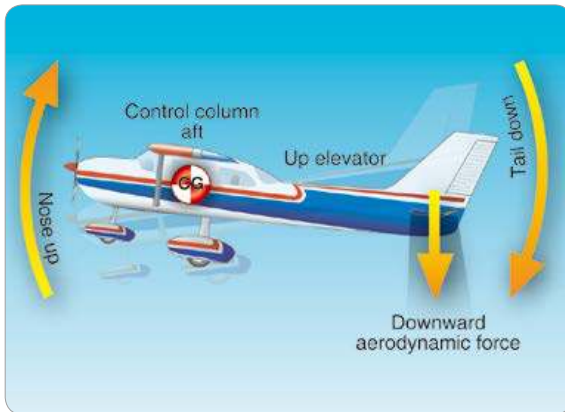
는 단일의 비행 조종면에 가해지는 조종사의 분리된 조작(에일러론, 플랩)을 결합하는 데 사용된다. 플래퍼론을 적용하는 대부분의 경우에 높은 받음각/저속 상태에서의 층류 흐름을 유지하기 위해 플래퍼론과 날개 본체에 약간의 간격이 생기도록 설계한다.

엘리베이터(Elevator)

엘리베이터는 가로축을 중심으로 피치(Pitch)를 조종한다. 엘리베이터는 에일러론처럼 일련의 기계적 연결에 의해 조종간으로 조종할 수 있게 연결되어 있다. 조종간을 후방으로 움직이면 엘리베이터의 뒷전을 올라가게 한다. 이를 업-엘리베이터(up-elevator) 자세라 한다.

업-엘리베이터 자세는 엘리베이터의 캠버(Camber)를 감소시켜 아래로 향하는 항공역학적인 힘을 생성한다. 이는 수평 직진 비행에 필요한 테일 다운포스(tail-down force)보다 크다. 엘리베이터는 항공기의 꼬리를 내려가게 만들고 기수를 올라오게 하는 피칭모멘트를 생성한다. 피칭모멘트는 무게중심에 대하여 작용하는데 피칭모멘트(Pitching Moment)의 힘은 무게중심(CG)과 수평꼬리면(Horizontal tail surface) 사이의 거리에 의해 결정되고 이는 수평 꼬리면의 크기가 넓을수록 커진다. 조종간을 전방으로 움직이면 엘리베이터 캠버는 증가하고 수평 안정판(horizontal stabilizer)에서 위로 향하는 엘리베이터의 양력은 더 커진다. 이는 인하여 항공기의 뒷부분을 위로 올리고 기수를 아래로 향하게 만든다.

안정성(stability), 힘(power), 추력선(thrust line)과 수평꼬리의 위치는 피치 조종에 영향을 미치는 주요 요인이다. 예를 들어, 수평꼬리면은 수직



[그림 2-27] 엘리베이터와 항공기의 피치 자세의 변화

안정판의 아래 부분 중간이나 티테일(T-tail) 디자인과 같이 위에 장착할 수 있다.

T 테일(T-tail)

T 테일 엘리베이터는 프로펠러로 인한 내리 씻음(Down wash)이나 동체나 날개에서 생성된 공기흐름이 영향을 주는 위치보다 윗부분에 엘리베이터를 배치하는 형식이다. 이는 모든 비행 상태에서 엘리베이터에 균일한 공기흐름을 제공함으로써 조종효과를 지속시킬 수 있기 때문이다. T 테일은 동체 후방에 엔진이 장착된 항공기들에서 볼 수 있는데 그 이유는 T 테일은 꼬리부분에 엔진의 후류의 영향을 최소화시켰기 때문이다. 또한, 수상 혹은 수륙양용 항공기들에서 볼 수 있는데 이는 물로부터 조종면을 가능한 떨어뜨려놓기 위함이다. 추가적으로 항공기 내에서의 진동과 소음을 감소하는 이점이 있다.

저속영역에서 T 테일 항공기는 동일한 피치 각을 생성하기 위해 다른 항공기보다 더 많은 엘리베이터의 각도변화를 필요로 한다. 이는 기존의 항공기들이 프로펠러 후류로 인한 내리 씻음(down wash)이 꼬리날개를 눌러 기수 상승에 도움을 주는 효과가

있기 때문이다.

T 테일 항공기는 기수를 들기 위해 기존의 항공기보다 큰 힘이 요구된다. 세로축 안정성(Longitudinal stability)은 두 외형 모두에서 같지만 조종사는 기존의 비슷한 크기의 항공기에서 이륙, 착륙, 실속상황에서 보다 큰 조종력이 요구된다는 것을 인지하고 있어야 한다.

T-테일 항공기는 또한 진동(Flutter)하는 문제에 대하여 고려해야 할 필요가 있다. 수직안정판(Vertical Stabilizer)의 상부 수평면의 무게 때문에 모멘트암(Moment-arm)은 진동을 야기하는 수직축에 큰 부하의 원인이 된다. 제작자는 수직축을 더 단단하게 함으로서 이 문제를 보강하였는데, 이는 기존 항공기들보다 무게의 증가를 가져오게 된다.

낮은 속도와 후방에 무게중심이 위치하고 매우 큰 받음각에서 비행할 때 T 테일 항공기는 깊은 실속에 빠지기 쉽다. 이러한 조건에서 날개의 들림은 꼬리면(Tail surface)에 영향을 주고 효과를 떨어뜨린다. 완전실속에 빠진 날개는 즉각 뒷전으로 공기가 분리되게 허용한다. 감속된 넓은 범위의 난류는 꼬리면을 감싸고 이로 인해 엘리베이터 효과가 급격히 소멸한다. 이러한 상황은 실속에서의 회복을 어렵게 만든다. 깊은 실속은 특히 T 테일 항공기에서 발생하기 쉽고 높은 받음각에서 꼬리 수평면의 분리된 공기흐름에서 발생하는 경향이 있다. 추가적으로, 날개와 꼬리의 거리, 엔진의 위치는 깊은 실속에 대한 취약함을 더 크게 만들 수 있다. 이러한 이유로 깊은 실속은 일반 항공기보다 운송용 항공기에서 두드러진다.

낮은 속도와 무게중심이 뒤에 있는 상태에서 높은 받음각은 위험하기 때문에 이러한 부분을 보강하기

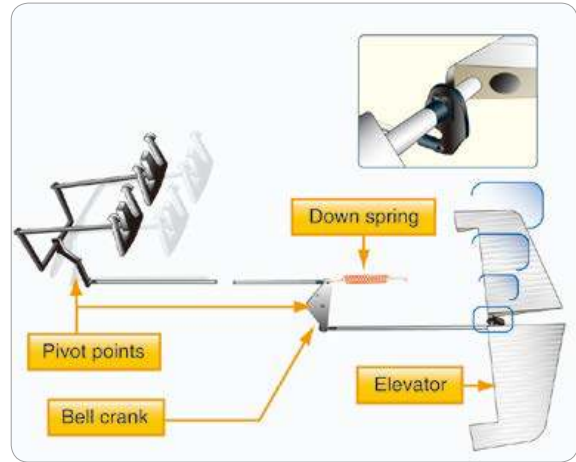


[그림 2-28] 티테일 항공기

위한 시스템(system)을 갖고 있다. 시스템은 제어 중지부터 엘리베이터 다운 스프링(Elevator down spring) 등 다양하다. 운송용 제트기에서는 스틱 푸셔(Stick pusher)가 일반적으로 사용된다. 엘리베이터 다운 스프링은 후방 무게중심으로 인해 발생된 실속을 방지하기 위하여 기수를 낮추는 데 보조적으로 이용된다.

엘리베이터 다운 스프링은 엘리베이터에 기계적인 하중을 생성시켜 트림탭을 사용하여 기수가 내려가도록 만든 스프링 장치이다. 엘리베이터 트림 탭은 엘리베이터 다운 스프링을 트림된 위치에 엘리베이터가 위치할 수 있게 균형을 잡는다. 트림탭이 효과가 없을 때, 다운 스프링은 엘리베이터로 기수를 아래로 향하게 만든다. 항공기 기수가 낮아지면 속도는 빨라지고 실속이 방지된다.

엘리베이터는 착륙을 하는 과정에서 항공기의 피치 자세를 유지시켜야 한다. 그러나 무게중심의 위치가 전방에 치우쳐 있는 경우 기수가 무거워져 착륙을 위한 적절한 피치 자세를 유지하기 힘들어진다. 착륙을 위한 플레어(Flare) 중에는 파워를 줄이게 되고 속도가 감속되어 엘리베이터 주위를 흐르는 공

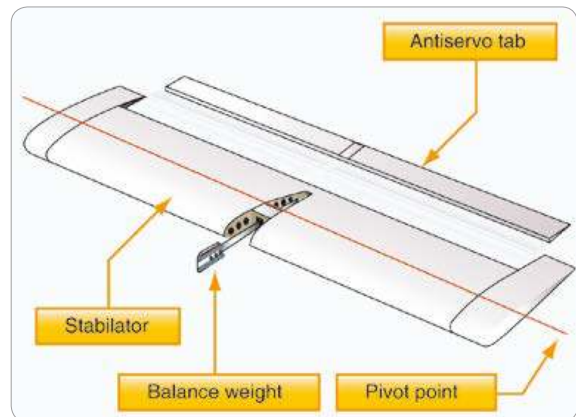


[그림 2-29] 엘리베이터 다운 스프링

기흐름이 줄어들게 되고 이는 엘리베이터의 효과를 감소시킨다.

스테빌레이터(Stabilator)

스테빌레이터는 중심경점(Central hinge point)을 피봇(Pivot)으로 하는 수평안정판이다. 조종간을 뒤로 당기면, 스테빌레이터의 뒷전(Trailing edge)이 올라가고 항공기 기수는 올라가고 조종간을 앞으로 누르면 스테빌레이터의 뒷전을 낮추게 되어 항공기 기수는 내려가게 된다.



[그림 2-30] 스테빌레이터와 안티서보탭

스테빌레이터는 작용하는 역학적 하중과 조종압력에 매우 민감하다. 이는 결과적으로 스테빌레이터를 움직이기 위한 힘을 증가시키고, 조종사의 과도한 조종을 낚는 경향을 만든다. 안티서보(Antiservo) 탭은 이 민감성을 낮추기 위하여 뒷전에 부착하며 스테빌레이터와 같은 방향으로 움직인다.

카나드(Canard)

카나드는 주 날개의 앞쪽에 위치하여 수평안정판의 기능을 하는 것으로 기존의 후방 꼬리날개의 수평면과 유사한 형태의 에어포일(Airfoil)이다. 차이점은 후방꼬리날개(aft-tail) 디자인은 기수가 아래로 가려는 것을 방지하기 위하여 꼬리가 아래로 향하는 힘(Tail down force)을 만드는 것과는 대조적으로 카나드는 실제로 양력을 만들어 기수를 올린다.

흥미롭게도 카나드는 라이트 형제가 제작한 플라이어(Wright Flyer) 비행기에 처음으로 사용되었다. 카나드 디자인은 후방 꼬리날개와 유사한 수평면과 텐덤 날개(tandem wing) 형태로 알려진 후방 장착날개의 에어포일과 유사한 크기와 외관을 갖는다. 이론적으로 카나드는 양력 발생을 보조하여 양력(Lift)을 증대시키고 항력(Drag)을 줄일 수 있기



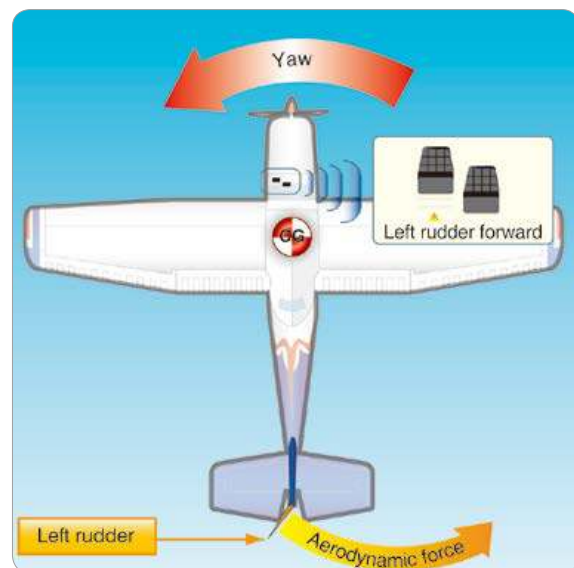
[그림 2-31] 카나드 디자인 항공기(Piaggio P180)

때문에 효율적인 장치이다.

러더(Rudder)

러더는 항공기 수직축(Vertical Axis)에 대하여 항공기의 좌우 움직임을 조종하는데 이러한 움직임을 요(Yaw)라고 한다. 다른 주 조종면과 같이 러더는 수직안정판 혹은 핀(Fin)에 부착되어 움직이는 조종면이다. 러더는 페달에 의해 조종된다.

러더를 움직이면 반대방향으로 수평적인 힘이 발생된다. 왼쪽 러더를 움직이면 러더도 같이 왼쪽으로 움직이게 된다. 이것은 수직 안정판과 러더 주변의 공기흐름을 변화시키고 이는 측면으로 향하는 공기역학적인 힘을 발생시켜 꼬리를 오른쪽으로 움직이게 하고 그 결과로 항공기의 기수는 왼쪽으로 움직이게 된다. 러더의 효과는 속도의 크기에 비례한다. 따라서 원하는 요 반응을 얻기 위해서는 저속에서는 많은 러더 움직임이 필요하고 고속에서는 상대적으로 적은 러더 움직임이 필요하게 된다. 프로펠



[그림 2-32] 왼쪽 러더 압의 효과



[그림 2-33] 브이테일 Beechcraft Bonanza V35

러 항공기는 러더 주변에 흐르는 후류로 인해 그 효과가 증대된다.

브이 테일(V-tail)

브이 테일 디자인은 엘리베이터와 러더의 통합된 기능을 수행하며 V자 형태로 동체에 장착되어 있다. 고정된 면 역시 수평안정판과 수직 안정판의 통합된 역할을 한다. 고정된 면에 부착되어 있는 러더베이터(Ruddervator)라고 불리는 움직이는 면은 두 면을 동시에 움직이도록 조종간과 특별한 결합으로 연결되어 있으며 러더 페달의 움직임으로 방향을 조종할 수 있다.

브이 테일을 조종하기 위한 시스템은 기존의 꼬리 날개를 조종하는 시스템보다 복잡하다. 브이 테일 형태는 기존의 꼬리날개보다 더치롤(Dutch roll) 경향에 더 취약한 단점이 있다.

1.2.3 항공기 2차 조종면 (Secondary Flight Controls)

2차 조종면은 날개의 플랩, 뒷전 장치(Trailing edge device), 스포일러(Spoiler), 트림 등으로 구

성된다.

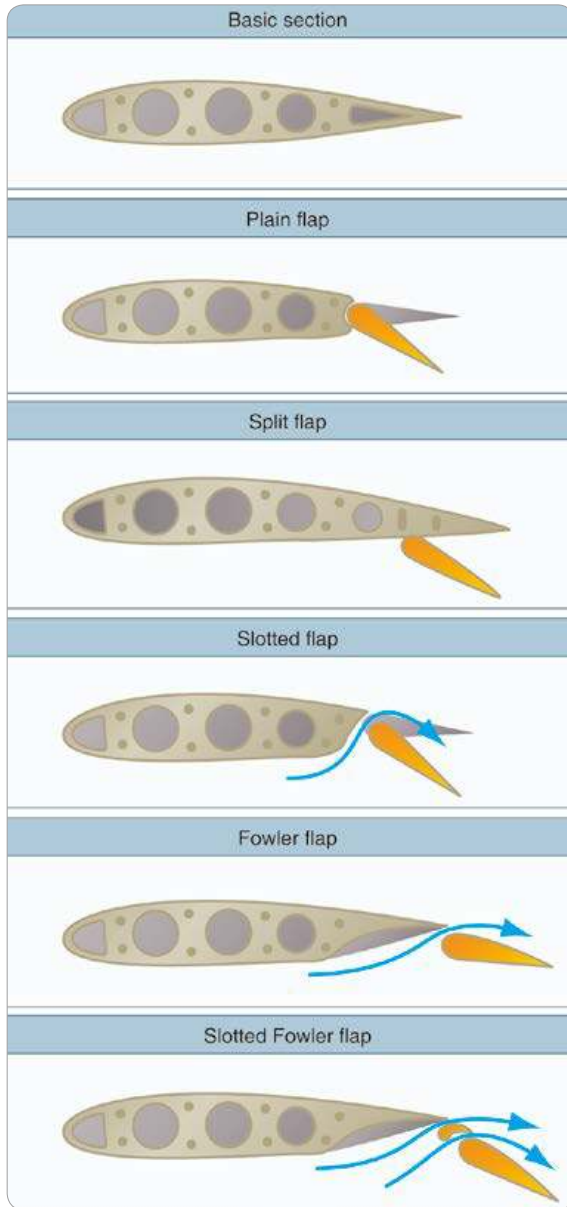
플랩(Flaps)

날개 뒷전에 부착된 플랩은 양력과 유도항력(Induced Drag)을 증가시키는 고양력 장치(High-lift device)이다. 플랩은 플레인(Plain), 스플릿(Split), 슬롯티드(Slotted), 파울러 플랩(Fowler Flap)과 같은 네 종류의 플랩이 있다.

플레인 플랩은 가장 기본적인 형태로서 플랩을 내리면 에어포일(Airfoil)의 캠버를 증가시켜 주어진 받음각에서 양력을 더 발생시키고 항력을 증가시키며 에어포일 후방으로 양력중심(CP)을 이동시키기도 한다. 플랩을 내리면 기수가 내려가는 피칭 모멘트가 발생한다.

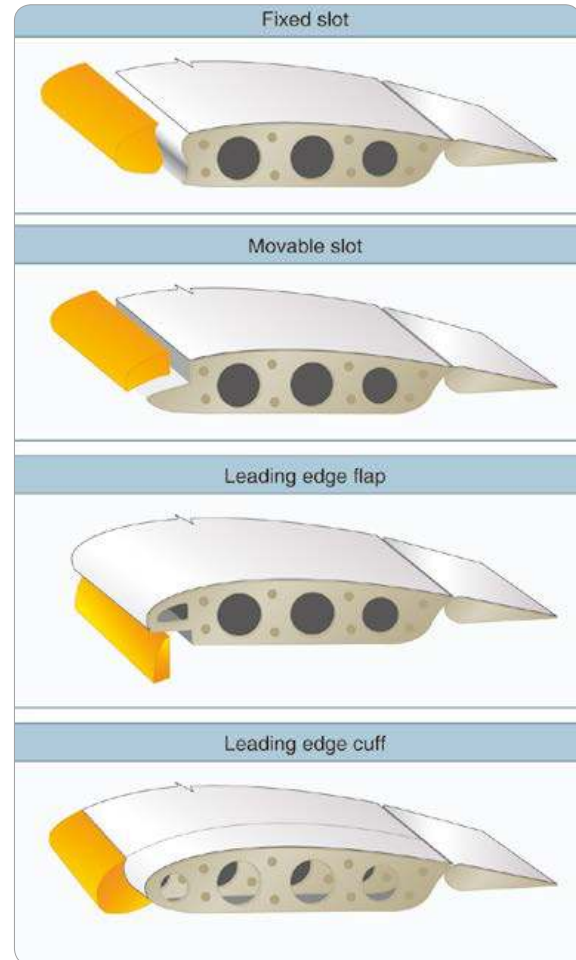
스플릿 플랩은 에어포일 뒤로 생성된 난류 흐름 때문에 플레인 플랩보다 더 큰 양력을 생성하고 더 많은 항력을 생성시킨다.

많이 사용되는 플랩은 슬로티드 플랩이다. 디자인의 다양성으로 큰 항공기만큼 작은 항공기들에도 사용된다. 슬로티드 플랩은 플레인과 스플릿 플랩보다 더 많은 양력을 발생시킨다. 플랩을 내리면 날개와 플랩 사이에 덕트가 생긴다. 슬로티드 플랩을 내리면 날개 아랫면의 높은 에너지의 공기가 플랩 윗면으로 흘러나간다. 이 높은 에너지의 공기는 공기흐름의 박리를 지연시키고 높은 양력계수(CL)를 만들며 흐름을 가속시킨다. 그래서 슬로티드 플랩은 플레인, 스플릿 플랩보다 최대 양력계수를 증가시킨다. 슬로티드 플랩에는 많은 종류가 있는데, 대형항공기에는 보통 2단의 혹은 3단의 슬로티드 플랩을 사용한다. 이는 플랩 주변의 공기흐름을 분리하지 않고 항력과 양력을 최대한 증가시킨다.



[그림 2-34] 플랩의 종류

파울러 플랩은 슬로티드 플랩의 한 형태이다. 이 플랩은 날개의 캠버뿐만이 아니고 날개면적을 변화시킨다. 플랩을 아래로 움직이면 뒤로 확장되어 결과적으로 날개의 총 면적이 넓어진다. 확장되는 과정에서 처음에는 항력은 아주 조금 증가되고 캠버와



[그림 2-35] 앞전 고양력 장치

날개면적의 확장으로 양력은 크게 증가한다. 조종사는 플랩을 내릴 때 피칭 모멘트가 발생함을 숙지해야 한다. 조종사는 이를 보상하기 위하여 보통 트림을 조절한다.

앞전 고양력 장치(Leading Edge Devices)

고양력장치는 에어포일의 앞전(Leading Edge)에서도 구현될 수 있다. 앞전 장치는 슬롯(Slot), 움직이는 슬랫(Slat), 앞전플랩, 커프(Cuff) 등이 있다.

고정된 슬롯은 슬롯을 통하여 공기흐름을 날개면

위에 흐르도록 하여 높은 받음각에서 공기흐름 분리를 지연시킨다. 슬롯은 날개 캠버를 증가시키지 않지만 높은 받음각에 도달할 때까지 실속을 방지시키기 때문에 최대 양력계수(CL)를 증가시킬 수 있다.

움직이는 슬랫은 낮은 받음각에서 날개의 앞전에서 형성된 높은 압력에 의하여 올라가게 되고 받음각이 높아지면서 높은 압력의 공간은 날개 아래면으로 이동하게 하여 앞으로 이동할 수 있게 해준다. 어떤 종류의 슬랫은 조종사가 직접 작동시킬 수 있다. 슬랫을 열면 날개 아래면의 공기가 날개 위로 흐르게 되어 공기흐름이 박리되는 것을 지연시킬 수 있다.

뒷전플랩과 같이 앞전플랩은 최대 양력과 날개의 캠버 모두를 증가시킨다. 이 앞전플랩은 뒷전플랩처럼 기능하고 뒷전플랩에 의해 생긴 기수내림(nose-down) 움직임을 감소시킨다. 앞전플랩은 양력을 항력보다 크게 증가시킨다.

앞전플랩과 뒷전플랩과 같이 앞전커프스는 최대 양력과 캠버를 모두 증가시킨다. 앞전플랩과 뒷전플랩과는 다르게 앞전커프스는 고정된 역학적 장치이다. 대부분의 경우 앞전커프스는 앞전 아래로 그리고 앞으로 확장된 형태이다. 이는 높은 받음각에서 날개의 윗면에 공기의 흐름을 더 잘 붙게 하여 낮은 실속속도를 만든다. 고정된 앞전 커프스는 최대 순항속도에서 단점이 있지만 최근의 설계기술 발전과 기술은 이 단점을 줄여 나가고 있다.

스포일러(Spoilers)

스포일러는 날개윗면에 장착된 고 항력 장치(High drag device)이다. 이 장치는 날개 위에 흐르는 공



[그림 2-36] 스포일러

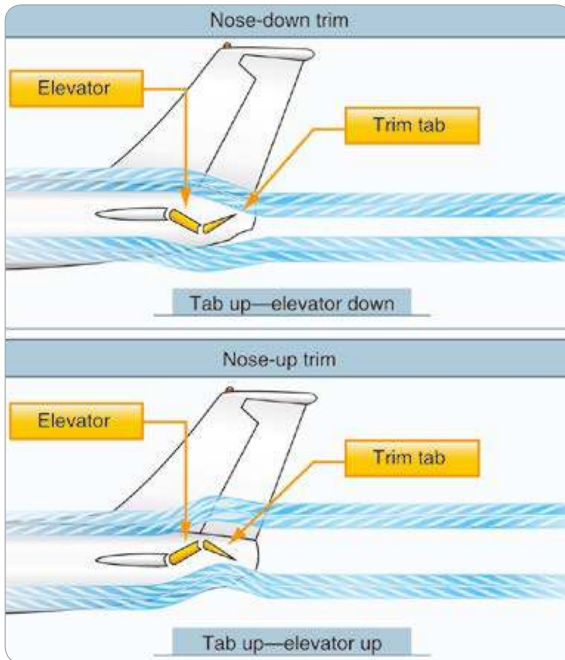
기흐름을 방해하여 양력을 줄이고 항력을 증가시킨다. 활공기에 사용되는 스포일러는 하강율(Descent rate)을 조절하는 데 사용된다.

스포일러는 역요(Adverse Yaw)현상을 없애는 장점을 가지면서 롤(roll) 컨트롤에 도움을 준다. 예를 들어 오른쪽으로 선회할 때 오른쪽 날개의 스포일러가 올라와서 양력을 줄이고 오른쪽의 날개에 항력을 더 만들게 된다.

스포일러는 속도의 증가 없이 항공기가 하강하도록 한다. 스포일러는 착륙 후에 공기의 저항을 증가시켜 속도를 줄이고 착륙거리를 짧게 해주는 역할을 한다.

트림 시스템(Trim Systems)

트림 시스템은 조종간의 조종압력을 덜어주어 조종사의 부담을 최소화해준다. 트림 시스템은 항공기가 일정한 자세를 유지하도록 조종면을 움직여 일정한 지점에 위치시켜 항공기 조종에 도움을 준다. 보통의 트림 시스템은 트림 탭, 밸런스 탭(Balance Tab), 안티서보 탭, 지상 조절 탭(Ground Adjustable tabs) 그리고 조절 안정판(adjustable stabilizer)을 포함한다.



[그림 2-37] 엘리베이터의 트림 탭

- 트림탭(Trim Tabs)

소형항공기에 가장 많이 설치된 트림 탭은 엘리베이터 뒷전에 부착되어 있다. 대부분의 트림 탭은 수동으로 작동되며 트림 탭의 위치를 나타내는 지시기가 있다. 기수를 내리기 위해 조종간을 밀어 엘리베이터를 내린 상태에서 트림 탭을 기수내림 위치에 놓으면 트림 탭은 위로 움직이게 된다. 이때 엘리베이터의 뒷전을 흐르는 공기흐름으로 발생하는 힘은 아래로 향하게 되어 조종압력 증가 없이 강하자세를 유지할 수 있다.

반대로 트림 탭을 기수올림 위치에 놓으면 트림 탭은 아래로 움직인다. 이 경우 수평꼬리면 아래로의 공기흐름은 탭을 치게 되고 엘리베이터 뒷전을 위로 하게 하는 힘을 유지시키므로 조종압력 증가 없이 상승자세를 유지할 수 있게 해준다.

트림 탭과 엘리베이터의 움직임이 반대 방향으

로 움직임에도 불구하고 트림조 작은 조종사에게 자연스러운 것이다. 만약 지속적으로 조종간을 당겨야 한다면 기수올림 트림을 작동하면 된다. 조종사는 일반적으로 원하는 파워와 피치 자세와 외장(Configuration)을 먼저 갖추고 항공기 자세유지를 위한 조종압력을 완화시키기 위하여 트림을 작동한다.

- 밸런스 탭(Balance Tabs)

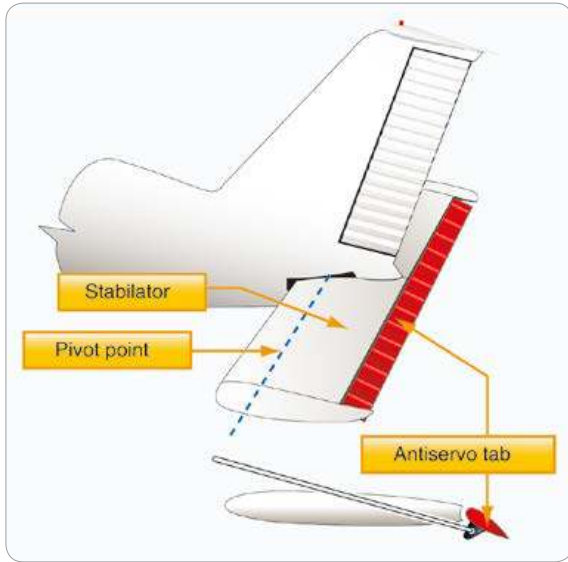
트림 탭과 같이 과도한 조종압력을 줄이기 위하여 밸런스 탭을 사용하기도 한다. 밸런스 탭은 트림 탭과 유사한 형태이고 트림 탭과 동일한 위치에 장착되어 있는데 이 둘의 차이점은 밸런스 탭은 조종면 로드(rod)와 짝을 이루어 주조종면(Primary surface) 자체를 움직이는데 있다. 밸런스 탭은 주조종면과 반대방향으로 움직이는데 탭에 가해지는 공기흐름은 주 조종면과 반대되는 공기압으로 균형을 이룬다.

- 서보 탭(Servo Tabs)

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

- 안티서보탭(Anti servo Tabs)

안티서보 탭은 밸런스 탭(Balance Tab)과 동일한 방식으로 작동하고 밸런스 탭처럼 반대방향으로 움



[그림 2-38] 안티서보 탭

직이는 대신에 같은 방향으로 스테빌레이터 뒷전에
서 움직인다. 또한 안티서보 탭은 스테빌레이터의
민감함을 감소시키기 위하여 조종압을 완화시키는
트림의 기능을 하기도 하고 스테빌레이터를 적절한
위치에 유지시키기 위한 기능을 하기도 한다. 연결
부의 고정된 끝부분은 탭에 뿔 모양의 형태로 부착
되어 있다. 스테빌레이터 뒷전이 올라가면 연결부는
탭의 뒷전을 올라가게 한다. 스테빌레이터가 아래로
움직이면 탭 또한 아래로 움직인다. 반대로 엘리베
이터의 트림 탭은 조종면과 반대로 움직인다.

- 지상 조절 탭(Ground Adjustable Tabs)

많은 작은 항공기들은 움직이지 않는 메탈 트림 탭
(Metal trim tab)을 러더에 부착한다. 이 탭은 한쪽
방향으로 구부러져 있고 러더에 힘을 가하는 트림으
로 적용된다. 지상 조절 탭은 순항 비행 중 왼쪽이나
오른쪽으로 스키드(Skid)되지 않을 때까지 작은 양
으로 조절한다.

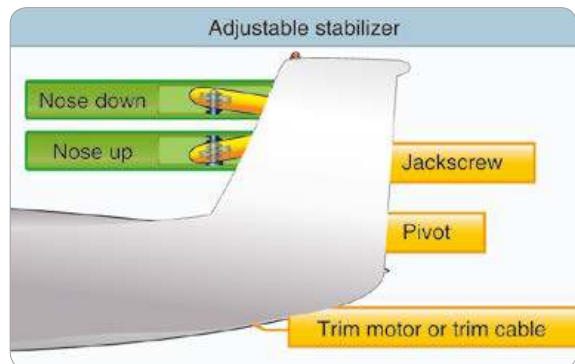


[그림 2-39] 지상 조절 탭

- 조절 안정판(Adjustable Stabilizer)

일부 대형항공기는 엘리베이터의 뒷전에 있는 움
직이는 탭을 이용하기보다 비행 중 조절이 가능한
안정판을 갖기도 한다.

조절이 가능한 안정판은 스테빌레이터의 앞전에
장착된 잭스크류(Jackscrew)에 의해 작동되는데 작
은 항공기에서의 잭스크류는 트림휠(Trim wheel)
과 크랭크(Crank)로 작동되고 큰 비행기에서는 모
터(Motor)에 의해 작동된다. 트림 효과와 조종실 계
기지는는 트림 탭과 유사하다.



[그림 2-40] 조절안정판

1.2.4 오토파일럿(Autopilot)

오토파일럿은 항공기가 설정된 비행경로와 고도로 계속 비행하게 하는 자동 조종 시스템이다. 오토파일럿 장치에 비행경로와 속도, 고도 등은 조종사가 직접 입력할 수 있고 무선 항법 신호에 의해 입력될 수도 있다. 오토파일럿은 조종사의 신체적 정신적 요구를 줄이고 안전성을 증가시킨다. 보통의 오토파일럿 장치는 고도(Altitude)와 방향(Heading)을 유지하는 기능을 가지고 있다.

오토파일럿의 가장 간단한 시스템은 자이로스코픽(Gyroscopic) 자세계와 나침반 정보를 이용하여 비행 조종시스템에 연결된 서보(Servo)를 제어하는 것이다. 서보의 개수와 위치는 시스템의 복잡성에 따라 결정된다. 예를 들어 단일 축의 오토파일럿은 에일러론을 작동시킨 서보와 세로축에 대하여서 항공기를 제어하며 3축의 오토파일럿 장치는 세로(Longitudinal), 가로(Lateral), 수직(Vertical) 축(Axis)에 대하여 항공기를 제어한다. 세 개의 다른 서보는 에일러론, 엘리베이터, 러더를 작동시킨다. 더 진보된 시스템은 수직속도, 지시 속도를 고정시키는 모드(Auto Throttle)를 갖추고 있다. 진

보된 오토파일럿 시스템은 플라이트 디렉터(Flight director)와 항법 시설(NAVIDs)을 연동하여 항로 유지 등에 사용한다.

오토파일럿 시스템은 자동 혹은 수동으로 시스템의 연결을 단절시키는 안전제어 장치를 갖추기도 한다. 오토파일럿 장치는 위성위치확인시스템(GNSS) 항공기 제어를 위한 비행 컴퓨터 같은 관성항법(Inertial navigation)시스템의 데이터를 기반으로 작동하며 플라이바이와이어(fly-by-wire: 조종 계통을 컴퓨터를 통해 전기 신호 장치로 바꾼 체계)시스템은 오토파일럿 장치와 필수적으로 통합되어 있다.

항공기들 간의 다양한 조종 시스템과 항공역학적 요소의 다양함 때문에 조종사가 1차 조종면과 2차 조종면에 대하여 익숙해지는 것이 필수적이다. 우선 시되는 정보는 항공기 비행매뉴얼 또는 비행교본이다. 다양한 제조사와 항공기 제작 회사의 웹사이트 등에서 추가적인 좋은 정보를 얻을 수 있다.



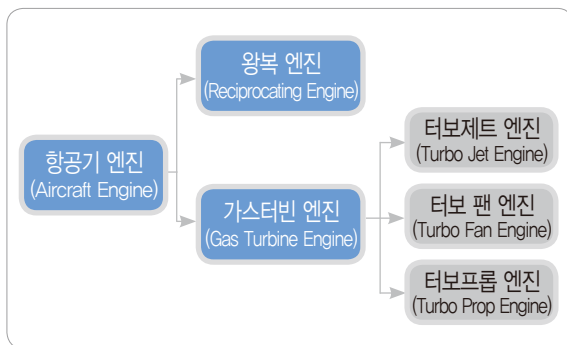
[그림 2-41] 오토파일럿 시스템

2장

항공기 시스템 Aircraft System

2.1 항공기 엔진(Aircraft Engine)

항공기 엔진은 크게 왕복엔진(Reciprocating Engine)과 터빈엔진(Turbine Engine)으로 구분할 수 있다. 왕복엔진은 공기밀도가 큰 저고도 저속에서 엔진과 프로펠러 효율이 좋고, 운용비용이 적게 들어 일반항공(General Aviation, GA)에 많이 사용되며, 터빈엔진(Turbine Engine)은 고고도 고속에서 효율이 좋고 엔진 출력이 강하여 대량수송이 가능한 운송용 항공기에 사용되고 있다.



[그림 2-42] 항공기 엔진의 종류

2.2 왕복엔진(Reciprocating Engine)

왕복엔진은 연료탱크(Fuel Tank)에서 이송된 연료(화학적 에너지)를 실린더(Cylinder) 내에서 연소시켜 얻어지는 열에너지를 기계적 에너지, 즉 피스

톤(Piston)의 왕복운동을 크랭크축(Crank Shaft)을 이용하여 회전운동으로 바꾸어 주는 엔진이다. 크랭크축에는 프로펠러(Propeller)가 연결되어 있으며 크랭크축의 회전운동으로 프로펠러를 돌려 추진력을 얻게 된다.

2.2.1 왕복엔진의 분류(Types of Engine)

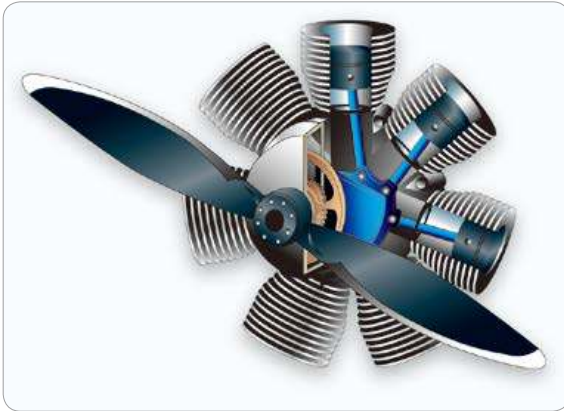
왕복엔진은 엔진의 냉각방법과 실린더의 배열 방법에 따라 분류할 수 있다.

냉각방법에 의한 분류

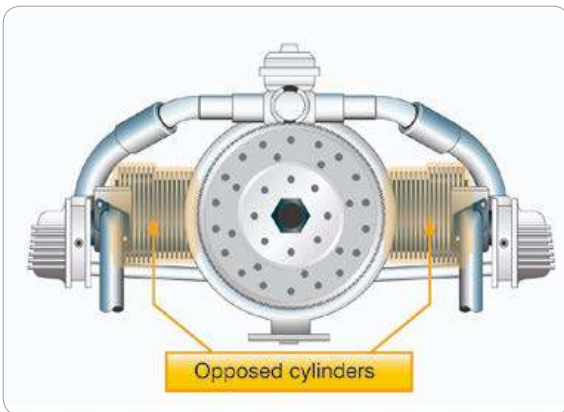
- 공랭식 방법: 엔진 주위에 흐르는 공기를 이용하여 고온의 실린더를 냉각시키는 방법으로 이 방법은 냉각효율이 좋고 정비하기가 쉬우며 제작비가 싼 장점이 있어 대부분의 항공기 엔진에 많이 사용되고 있다. 카울플랩(Cowl flap)을 이용하여 엔진 주위에 흐르는 공기의 흐름을 조절한다.
- 수냉식 방법: 물 또는 냉각액으로 엔진을 냉각시키는 방법으로 이 방법은 실린더 주위에 물(냉각액)탱크, 물 펌프(water pump) 등으로 구조가 복잡하고 무게가 증가하는 단점이 있어 항공기용 엔진에는 많이 사용하지 않는다.

실린더 배열방법에 따른 분류

왕복 엔진의 출력을 크게 하는 방법은 실린더의 개



[그림 2-43] Radial type엔진



[그림 2-44] Horizontally Opposed type 엔진

수를 증가시키거나 실린더의 크기를 증가시키는 방법이 있다.

실린더의 크기를 크게 하면 완전 연소가 이루어지지 못하고 디토네이션(Detonation)과 같은 이상폭발 현상이 일어날 수 있으므로 사용하지 않고, 실린더의 개수를 증가시키는 방법을 택한다.

실린더를 배열하는 방법은 실린더를 서로 마주보게 배열하는 수평 대향형 엔진(Horizontally opposed type)과 V자 형태로 배열하는 V형 엔진, 직렬로 배열하는 직렬형(In line type)엔진, 원형모양으로 배열하는 성형(Radial type)엔진 등으로 분류할 수 있다.

성형엔진(Radial type)은 무게에 대한 출력의 비율(Power to Weight ratio)이 커서 큰 출력을 낼 수 있으므로 중형 및 대형항공기에 사용된다. 수평 대향형 엔진(Horizontally opposed type)은 실린더를 크랭크축 양쪽에 수평으로 배열하는 방법으로 구조가 간단하여 크기가 작고 무게가 가벼우며, 엔진의 전면 면적이 작아서 공기 저항을 줄일 수 있으며, 엔진무게에 대한 출력의 비율이 좋아 대부분의 소형항공기에 많이 사용된다.

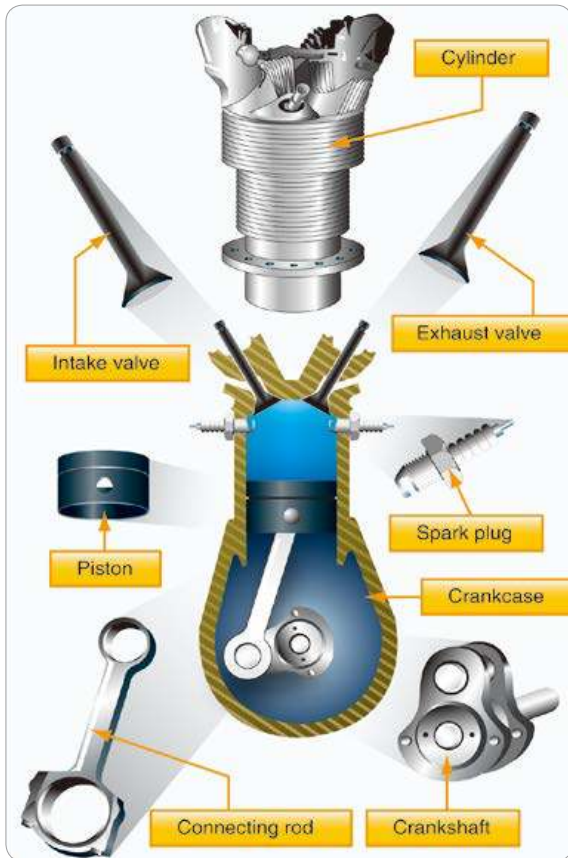
2.2.2 왕복엔진의 작동원리(Reciprocating Engine Operating Principles)

일반적으로 왕복엔진은 연료와 공기의 혼합가스를 실린더 속으로 주입시켜 압축한 다음 스파크플러그(Spark plug)로 점화, 연소, 폭발시켜 강한 팽창력을 얻는다. 강한 팽창력을 이용하여 피스톤을 왕복운동하게 하고 피스톤에 연결된 크랭크축으로 전달하여 회전운동으로 바꾸어 프로펠러를 회전시켜 추력을 얻는 엔진이다.

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

4행정(Stroke) 엔진의 실린더 구조

4행정(Stroke) 엔진의 실린더 구조는 실린더, 크랭크케이스(Crank case), 각종부속품(Accessory housing), 흡입/배기 밸브(Intake/Exhaust valve), 스파크플러그(Spark plug), 피스톤(Piston), 크랭크축(Crank shaft), 커넥팅로드(Connecting rods) 등으로 구성되어 있다.



[그림 2-45] 4행정 엔진의 실린더 구조

4행정(Stroke)의 과정

4행정(Stroke)은 흡입, 압축, 폭발, 배기의 과정으로 이루어진다. 크랭크축이 2회전하는 동안에 한 번의 폭발이 일어나는데 폭발에 의해 발생한 에너지는 피스톤을 상하로 왕복운동을 하게 하고 피스톤에 연결된 커넥팅로드를 이용하여 크랭크축에 연결된 프로펠러를 회전시킨다.

4행정(Stroke)의 과정은 다음과 같다.

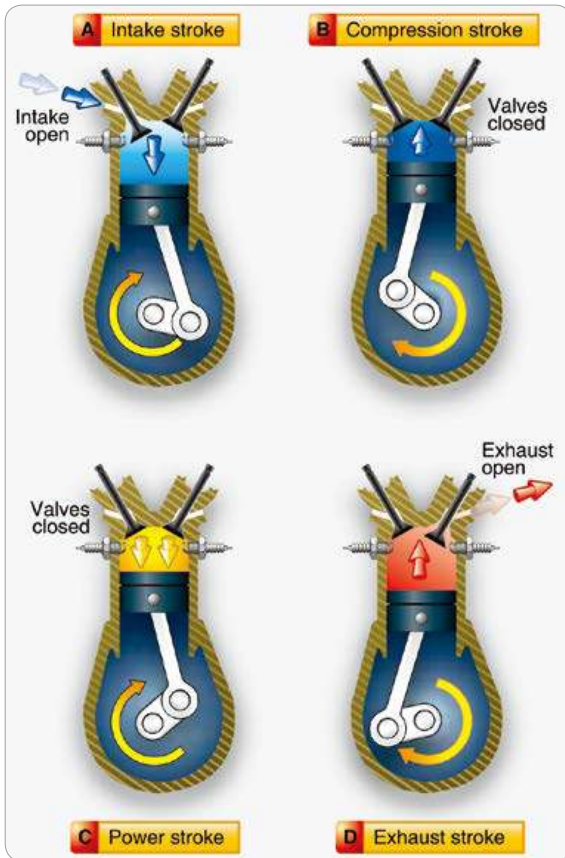
- 흡입행정(Intake stroke): 흡입행정은 피스톤이 아래로 움직일 때 흡입밸브를 통하여 연료와 공

기의 혼합가스가 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) 후에 닫힌다.

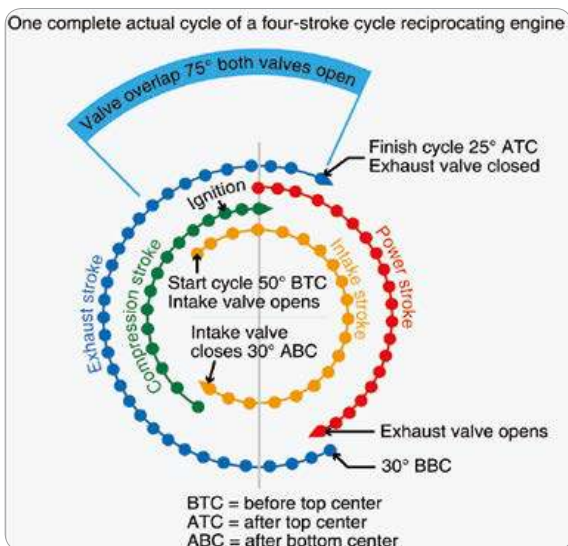
- 압축행정(Compression stroke): 압축행정은 흡입밸브가 닫히고 피스톤이 위로 움직이면서 실린더에 들어온 혼합가스를 압축하는 과정이다. 엔진 성능에 영향을 끼치는 중요한 요소 중의 하나가 압축비인데 압축비는 피스톤이 하사점에 있을 때의 실린더 체적과 상사점에 있을 때의 실린더 체적의 비를 말한다.

- 팽창행정(Expansion stroke): 실린더 내로 들어온 혼합가스는 압축행정 과정 중에 피스톤이 상사점에 도달하기 전에 스파크플러그에 의해 점화되어 폭발된다. 혼합가스가 점화되어 폭발하면 실린더 내의 압력은 최고로 도달하고 연소된 가스는 피스톤을 아래로 밀며 실린더 내의 온도는 급격히 상승한다. 엔진은 이 팽창행정에서 동력(Power)을 얻게 된다.

- 배기행정(Exhaust stroke): 배기행정은 피스톤이 위로 움직이면서 배기밸브가 열리고 연소된 가스가 실린더 밖으로 배출되는 과정이다. 배기밸브는 팽창행정의 끝부분인 하사점 전에 열리고 흡입행정의 시작 부분인 상사점을 지난 후에 닫히도록 되어 있다. 그렇게 함으로써 배기관으로 빠져나가는 배기 가스의 관성을 이용하여 실



[그림 2-46] 왕복엔진의 4 행정(Stroke)



[그림 2-47] 흡입/배기 밸브의 Timing

린더 안의 잔류가스를 더 많이 배출시키고 새로운 혼합가스의 흡입량을 증가시키게 된다. 아래 [그림 2-47]은 흡입/배기 밸브가 열리고 닫히는 시간을 나타내었다.

2.3 흡기계통(Induction system)

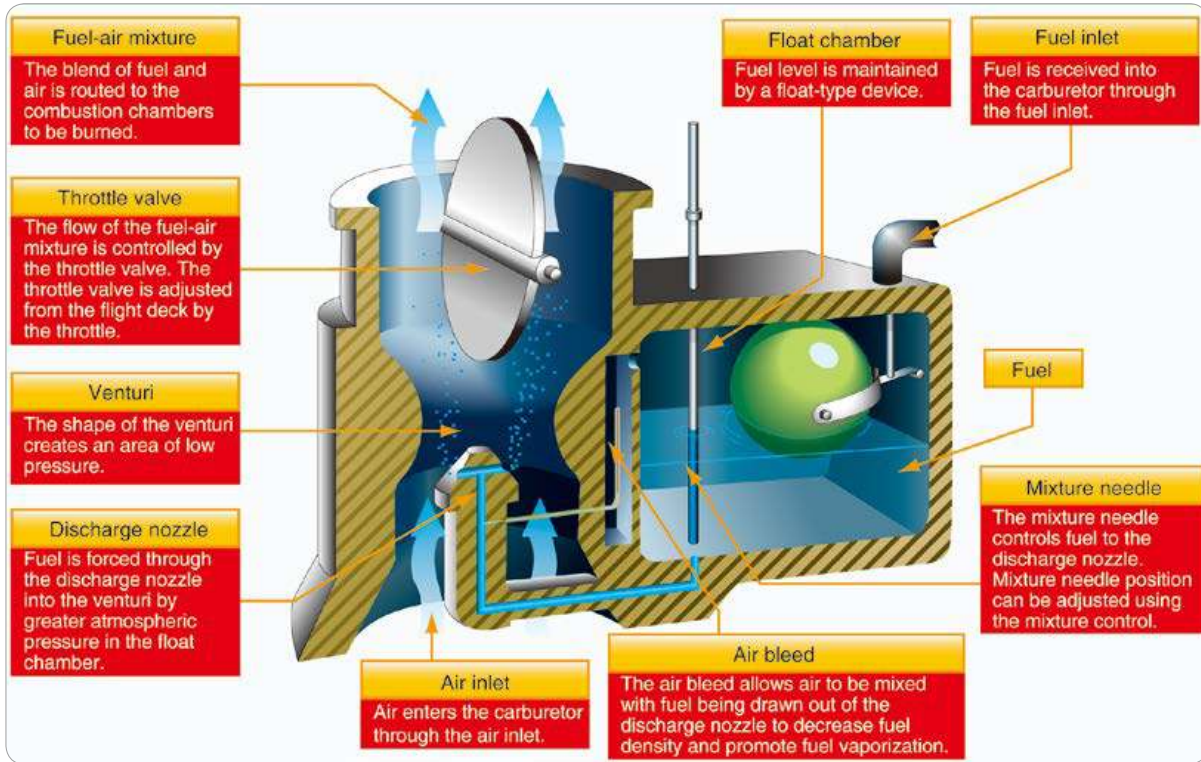
흡기계통은 연료와 공기의 혼합가스를 실린더 내로 공급시키는 장치로서 크게 기화기(Carburetor system) 방식과 직접분사(Fuel injection) 방식으로 나눌 수 있다.

2.3.1 기화기 시스템(Carburetor system)

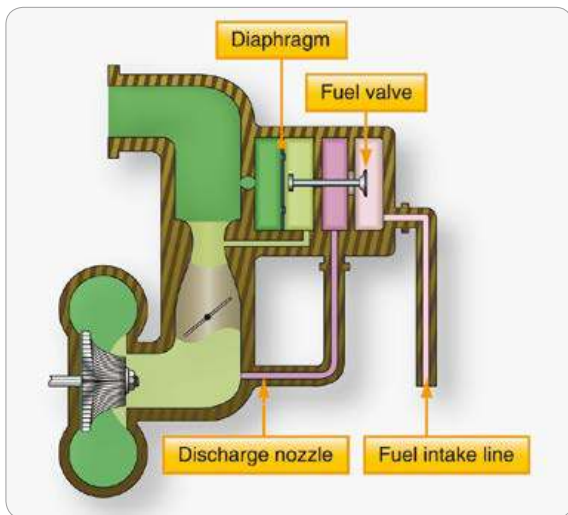
기화기(Carburetor)는 플로트식 기화기(Float type carburetor)와 압력식 기화기(Pressure - type carburetor)로 구분한다. 플로트식 기화기는 구조가 간단하여 주로 소형항공기에 이용되지만 항공기 자세변화에 따라 플로트실의 연료의 면(Fuel level)이 변화하므로 분사노즐(Discharge nozzle)에서 분사되는 연료의 양이 불규칙하고 압력이 작아 불완전하게 분사되는 단점이 있다.

또한, 분사노즐(Discharge nozzle)은 연료와 혼합되기 위한 공기가 벤투리를 통과하면서 속도가 빨라져 압력이 작아지는 지점에 있으므로 저압으로 인한 저온 효과와, 연료의 기화로 발생하는 온도 강하로 인하여 착빙(Icing)이 발생하는 큰 단점이 있다.

이러한 단점을 보완한 것이 압력식 기화기(Pressure - type carburetor)와 직접 분사식(Fuel injection)이다. 압력식 기화기는 연료펌프를 이용



[그림 2-48] 플로트식 기화기(Float type carburetor)



[그림 2-49] 압력식 기화기(Pressure type carburetor)

하여 연료의 흐름 압력을 증가시켜 연료를 기화기의 스로틀 밸브 뒷부분(실린더에 가까운 쪽) 또는 과급

기(Super charger)의 입구에서 분사노즐로 분사시키는 장치이다.

2.3.2 플로트 식 기화기(Float-type carburetor)

플로트 실(Float chamber)의 구조는 연료량에 따라 위아래로 움직이는 플로트와 여기에 연결된 니들밸브(Needle valve)로 구성되어 있다. 연료가 소모되어 플로트가 내려가면 니들밸브가 열려 연료 탱크로부터 연료가 들어오고 연료가 차서 다시 플로트가 올라가면 니들밸브가 닫혀 연료가 들어오는 입구(Fuel inlet)를 막게 되므로 항상 플로트실의 연료량을 일정하게 유지시킨다. 플로트 실에 있는 연료는 벤투리(Venturi)관 쪽으로 이동하는데 벤투

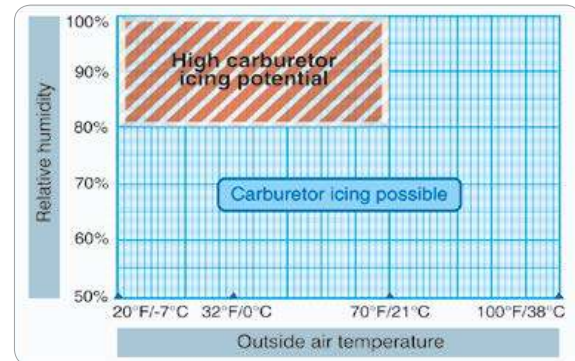
리관 쪽으로 이동되기 전에 연료는 공기흐름관(Air bleed)을 통해 들어오는 공기와 먼저 섞이게 된다. 연료 속에 공기방울들을 미리 섞여 있게 만들면 연료의 무게가 가벼워지므로 분사노즐에서 더 작은 방울들로 분무되어 효율적으로 혼합가스가 만들어진다.

플로트 실에서 이송된 연료는 엔진의 전면에서 공기 주입구(Air inlet)에서 들어오는 외부공기와 벤투리를 지나면서 섞이게 된다. 벤투리는 폭이 좁기 때문에 벤투리를 흐르는 공기의 속도는 빠르게 되어 압력이 낮아지게 된다. 그럼으로써 상대적으로 압력이 높은 플로트실의 연료는 분사노즐을 통해 자연스럽게 밖으로 분사된다.

벤투리를 통과하면서 공기와 혼합된 연료, 즉 혼합가스는 스로틀밸브(Throttle valve)를 통해 실린더 내로 들어가게 되는데 스로틀밸브를 많이 개방(Open)할수록 혼합가스가 많이 주입되므로 출력이 증가한다. 스로틀밸브는 조종석에 있는 스로틀 레버(Throttle lever)로 조절한다.

2.3.3 기화기 착빙(Carburetor Icing)

카뷰레터(Carburetor) 기화기의 가장 큰 단점은 기화기 착빙이다. 면적이 좁은 벤투리를 통과하는 공기흐름은 베르누이 정리에 따라 속도가 빨라지고 그에 따라 압력이 작아지는데 압력이 작아짐으로 인하여 발생하는 저온효과와 연료의 기화로 발생하는 온도강하로 인하여 착빙(Icing)이 발생한다. 기화기 착빙은 기화기로 들어오는 공기의 온도가 70°F (21°C) 이하이고 상대습도가 80% 이상일 때 잘 발생한다.

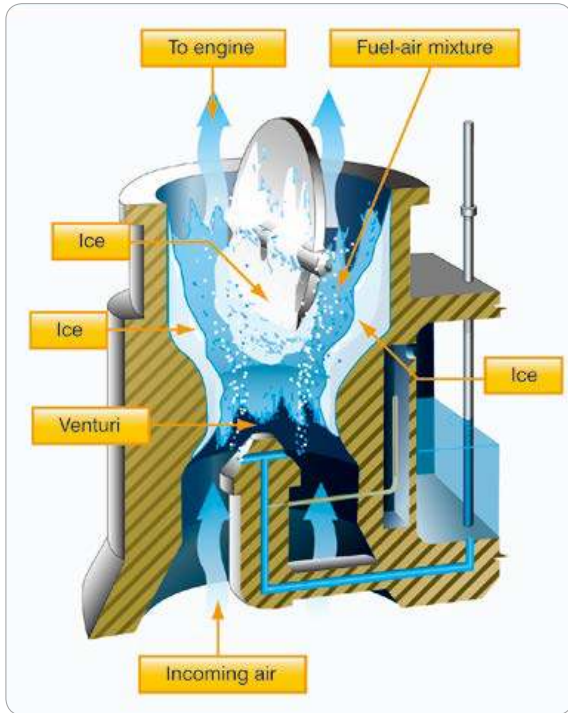


[그림 2-50] 기화기 착빙이 발생할 수 외기 공기의 조건

착빙(Icing)은 벤투리를 지나 스로틀밸브 쪽에 얼음이 형성되므로 실린더 내로 들어가는 혼합가스의 양이 줄어들게 되어 그 결과 엔진의 출력이 줄어들게 되며 증상이 심하면 엔진이 정지하게 된다.

고정피치프로펠러(Fixed pitch propeller) 항공기의 경우 기화기 착빙(Icing)이 생기면 엔진 RPM이 감소하며, 증상이 악화되면 엔진에 진동이 일어나기도 하여 쉽게 인지할 수 있다. 정속프로펠러(Constant speed pitch propeller) 항공기는 착빙(Icing)이 발생해도 엔진 RPM은 일정하게 유지되지만 실린더 내로 들어가는 혼합가스의 압력, 즉 흡기 관압력(Manifold pressure)이 줄어들게 되어 엔진 출력이 감소한다. 정속프로펠러 엔진의 경우 기화기에 착빙이 생기면 엔진 RPM이 줄어들지 않아 착빙(Icing)발생을 쉽게 인지할 수 없으므로 착빙(Icing)이 일어난 상태에서 엔진의 출력(Power)을 줄이면 위험한 상황을 초래할 수 있다.

카뷰레터 착빙(Icing)이 의심되면 카뷰레터 열 장치(Carburetor heat)를 작동시켜 카뷰레터로 들어가는 차가운 외부 공기 대신 엔진배기가스를 이용하여 덥혀진 공기를 카뷰레터에 공급하여 얼음을 녹이거나 착빙을 예방하여야 한다. 특히 착빙이 예



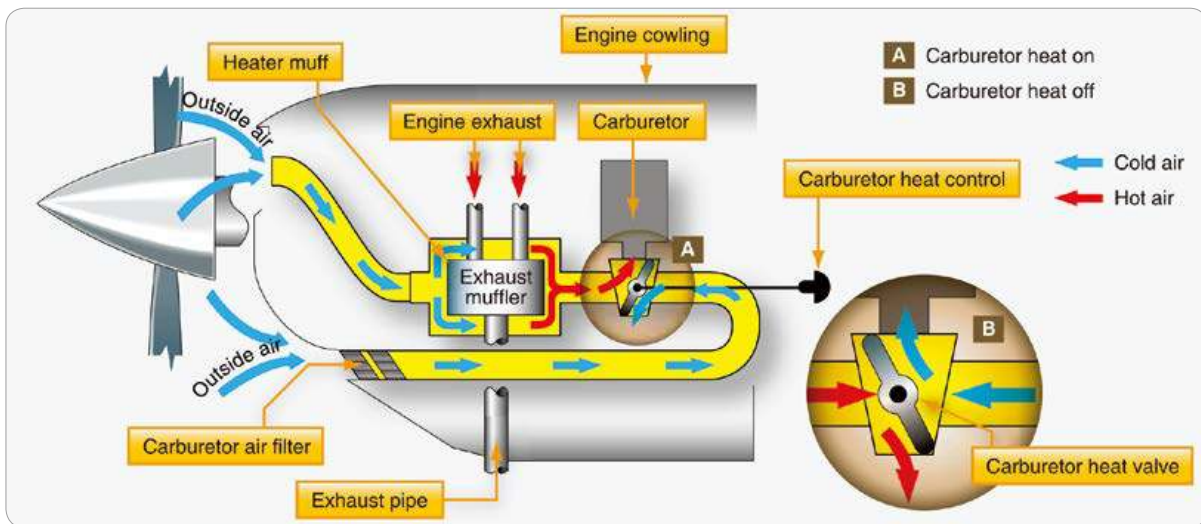
[그림 2-51] 기화기 착빙

상되는 지역에서 강하하는 경우 카뷰레터 열 장치 (Carburetor heat)가 장착되어 있으면 이를 우선 작동시킨 다음에 엔진의 출력을 줄여야 한다.

카뷰레터 열 장치(Carburetor heat)를 작동시킬 경우 연료와 혼합되는 공기는 덥혀져 밀도가 감소하게 되므로 혼합비조절장치(Mixture control)를 이용하여 혼합비를 줄여(lean)야 한다. 카뷰레터 열 장치(Carburetor heat)를 작동시키면 엔진 출력은 저하되며 경우에 따라 15%까지 줄어들기도 한다.

2.3.4 직접 분사식(Fuel Injection system)

직접 분사방식은 카뷰레터와 같이 공기와 연료를 미리 혼합하여 실린더로 보내는 것과는 달리 흡입밸브(Intake valve) 직전에서 연료를 직접 실린더로 분사시키는 방법이다. 직접 분사방식은 엔진에 의해 구동되는 연료펌프(Engine - driven fuel pump), 혼합가스 조절장치(Fuel-air control unit), 연료분배장치(Fuel manifold/fuel distributor), 분사노즐 (Discharge nozzles), 보조연료펌프(Auxiliary fuel pump), 연료압력 및 흐름계기(Fuel pressure/flow indicators) 등으로 구성된다.



[그림 2-52] Carburetor heat 의 공기흐름도

직접 분사방식은 공기와 연료를 미리 혼합시키지 않기 때문에 착빙현상이 거의 발생하지 않는 장점이 있다. 직접 분사방식은 카뷰레터 방식에 비하여 다음과 같은 장·단점이 있다.

장점:

- 착빙현상이 거의 발생하지 않는다.
- 연료의 흐름(Fuel flow)이 균일하다.
- 스톱틀(Throttle) 조작에 빨리 반응한다.
- 엔진 출력을 세밀하게 조절할 수 있다.
- 연료를 균등하게 분사할 수 있다.
- 혹한기에 쉽게 엔진 시동을 할 수 있다.

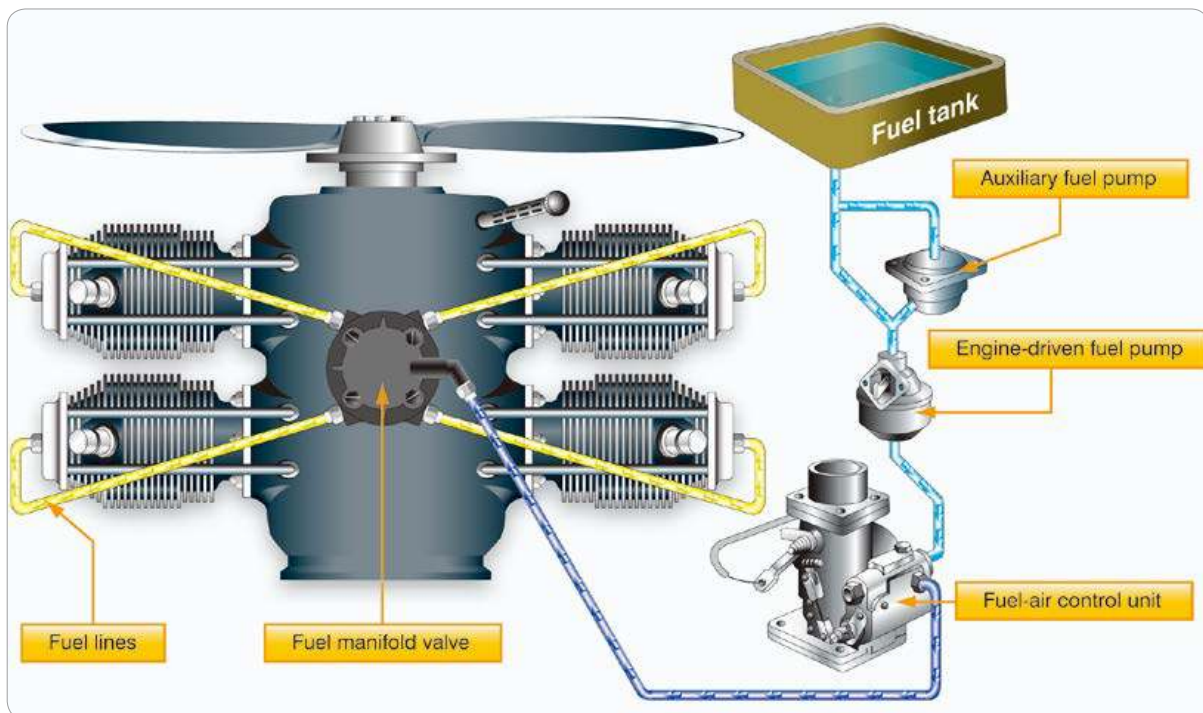
단점:

- Hot engine 상태에서 시동이 어렵다.

- Vapor locks 현상으로 더운 날씨에 시동이 어렵다.
- 엔진이 정지되었을 경우 연료 공급이 잘 안되어 재시동이 어려운 문제가 있다.

2.3.5 혼합비의 조절(Mixture Control)

액체연료인 항공유(AV Gas)는 액체상태에서는 연소가 이루어지지 않으므로 공기와 혼합하여 분무상태로 만들어야 한다. 공기와 연료의 혼합비는 공기와 연료 무게의 비율로서 연소가 가능한 혼합비는 8:1 ~ 20:1 사이이다. 연료에 비해 공기량이 적은 경우(Rich 상태)에는 완전 연소가 이루어지지 않고, 공기량이 많은 경우(Lean 상태)에는 엔진의 과열로 이상폭발현상(Detonation)을 발생시켜 엔진의 출력이



[그림 2-53] 직접 분사식(Fuel Injection system)의 구성

감소할 수 있다.

고도가 증가함에 공기밀도(공기량)는 감소하므로 적절한 혼합비를 유지하기 위해서는 혼합비조절레버(Mixture control lever)를 이용하여 연료의 양을 줄여야 한다.

혼합비 조절 방법(Mixture Lean Procedure)

부적절한 혼합비 상태로 비행을 할 경우 연료소모에서 많은 차이가 있고 심하면 엔진 작동에 문제를 유발시킬 수 있으므로 고도변화(공기밀도)에 따라 알맞게 혼합비를 조절하여야 한다. 혼합비조절 방법은 해당항공기의 항공기운용교범(POH)의 내용을 준수하여야 한다.

혼합비 조절은 우선 엔진 출력조절장치(Throttle lever)를 이용하여 원하는 엔진 출력에 맞춘 다음에 조절한다.

일반적으로 혼합비 조절은 배기가스온도계(EGT Indicator)를 이용하는 것이 가장 정확하고 보편적이다. 혼합비를 조절하는 방법은 혼합비 조절레버(Mixture lever)를 왼쪽(lean)으로 천천히 돌려 RPM이 감소하기 시작하면(엔진소리가 rough하게 들림) 더 이상 줄이지 말고 다시 오른쪽(rich)으로 돌려 RPM이 다시 증가하여 원래의 RPM이 될 때까지(Engine 소리가 smooth하게 들림) 맞춘다.

연료 유량계(Fuel flow indicator)가 장착되어 있으면 해당 항공기의 운용교범(POH)을 확인하여 순항하는 고도와 외기온도에 맞는 연료흐름(Fuel flow)이 되도록 혼합비를 조절하여야 한다.

일반적으로 혼합비는 다음의 2가지 방법으로 조절하며 수치는 항공기 엔진에 따라 다르므로 조종사항공기운용교범(POH)의 내용을 확인하여야 한다.

- 최대 출력을 얻기 위한 혼합비 조절

(Best power Mixture)

엔진의 출력을 최대로 얻을 수 있도록 혼합비를 조절하는 방법이다. 엔진의 최대출력을 얻을 수 있는 혼합비는 1:13 정도이다. 최대 출력(Best power)을 얻기 위한 혼합비를 맞추는 방법은 혼합비조절레버(Mixture control lever)를 왼쪽(lean)으로 돌려 배기가스온도계(EGT)가 최고온도(peak)를 지시하면 다시 오른쪽(rich)으로 돌려서 EGT가 최고온도에서부터 100~150°F로 줄어들 때까지(이 온도의 수치는 항공기마다 다를 수 있음) 조절한다.

- 최소 연료소모를 얻기 위한 혼합비 조절

(Best economy Mixture)

최소 연료소모(Best economy)를 위한 혼합비조절은 최대 순항거리 또는 최대 체공시간을 얻을 수 있는 방법이다. 최소 연료소모를 얻기 위한 혼합비는 통상 최대 EGT 또는 최대 EGT에서 50°F 정도 낮춘 상태에서 이루어진다(이 온도의 수치는 항공기마다 다를 수 있음).

2.3.6 과급기(Super Chargers, Turbo Chargers)

엔진의 출력은 엔진에 공급되는 공기의 양(밀도)과 직접적인 연관이 있다. 고도가 증가함에 따라 공기 밀도는 감소하므로 그에 비례하여 엔진 출력도 감소하게 된다.

대기압은 고도 1,000피트 증가함에 따라 약 1inHg씩 감소한다. 예를 들어 고도 5,000피트에서의 대기압은 해면에서보다 5inHg 낮은 24.92inHg이며 그에 따라 공기밀도는 약 15% 정도 감소하여

엔진으로 공급되는 공기의 양이 작아진다.

엔진에 공급되는 공기의 양이 적어 엔진 출력이 감소되는 것을 개선하기 위해 흡입공기를 압축하여 엔진으로 유입되는 공기의 양(밀도)을 증가시키는 방법이 개발 되었는데 이를 슈퍼차저(Superchargers)와 터보차저(Turbocharger)라 하는 과급기시스템이라 한다.

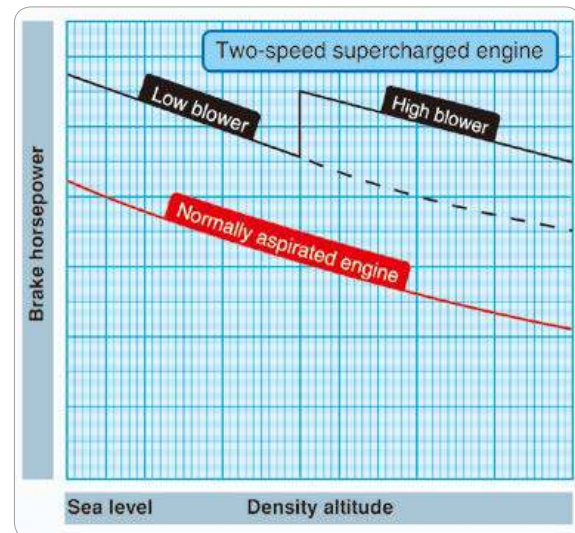
슈퍼차저(Super charger)와 터보차저(Turbocharger)는 흡입공기를 압축시키는 임펠러(Impeller)와 콤프레셔(Compressor)를 회전시키는 방법에 차이가 있으며 슈퍼차저(Super charger)는 구동기어(Drive gear), 임펠러(Impeller), 디퓨저(Diffuser), 흡입 매니폴드(Intake manifold) 등으로 구성되어 있고 구동시키는 방법에 따라 기계식과 터빈의 힘으로 압축기를 회전시켜 공기를 압축시키는 배기터빈방식의 두 가지가 있다.

기계식 과급기(Super chargers)

기계식 과급기는 크랭크축의 회전을 구동기어로 임펠러(Impeller)에 연결하여 크랭크축보다 매우 많은 회전력을 얻어 그 회전력으로 흡입가스를 압축시켜주는 방법으로 슈퍼차저(Super charger)라 한다.

이 방법은 크랭크축으로부터 임펠러(Impeller)의 회전력을 얻게 되므로 엔진출력의 손실을 가져오게 되지만 높은 고도를 비행하거나 엔진 출력(마력)이 큰 엔진에서는 엔진출력의 손실보다 공기압축으로 인하여 얻어지는 엔진출력의 증가량이 크므로 기계식 과급기를 장착한다.

그러나 소형엔진에서는 무게의 증가와 복잡성 때문에 거의 사용되지 않는다.



[그림 2-54] Super Chargers 항공기의 고도증가에 따른 엔진 출력의 변화

배기터빈 방식 과급기(Turbo Chargers)

이 방식은 실린더에서 연소된 배기가스를 이용하여 터보차저(Turbo charger)의 터빈(Turbine)을 회전시키고 같은 축으로 연결된 압축기(Compressor)를 회전시켜 엔진으로 들어가는 공기를 압축시켜 최대 매니폴드 압력(Manifold pressure)을 유지시키는 장치이다.

슈퍼차저(Super Chargers)는 엔진의 크랭크축에 연결되어 임펠러(Impeller)를 구동시키므로 엔진출력의 손실을 가져오지만 터보차저(Turbo charger)는 실린더에서 연소된 배기가스를 이용하여 터빈(Turbine)을 회전시키므로 별도의 엔진출력 손실이 발생되지 않아 효율적이다.

또한 터보차저(Turbo Charger)는 슈퍼차저(Super chargers)에 비해 임계고도(Critical altitude)까지 해면고도와 동일한 엔진 출력을 발생시킬 수 있다는 장점이 있다. 임계고도(Critical altitude)는 지상에서와 동일한 엔진의 출력이 유지

되는 최고 높은 고도를 말하는 것으로 이 고도보다 높으며 과급기의 효과가 감소된다.

임계고도(Critical altitude)라 함은 표준 대기상태에서의 규정된 일정한 회전 속도에서 규정된 출력 또는 규정된 다기관 압력을 유지할 수 있는 최대 고도를 말한다. 별도로 명시된 사항이 없는 한, 임계고도는 최대 연속회전속도에서 다음 중 하나를 유지할 수 있는 최대 고도이다.

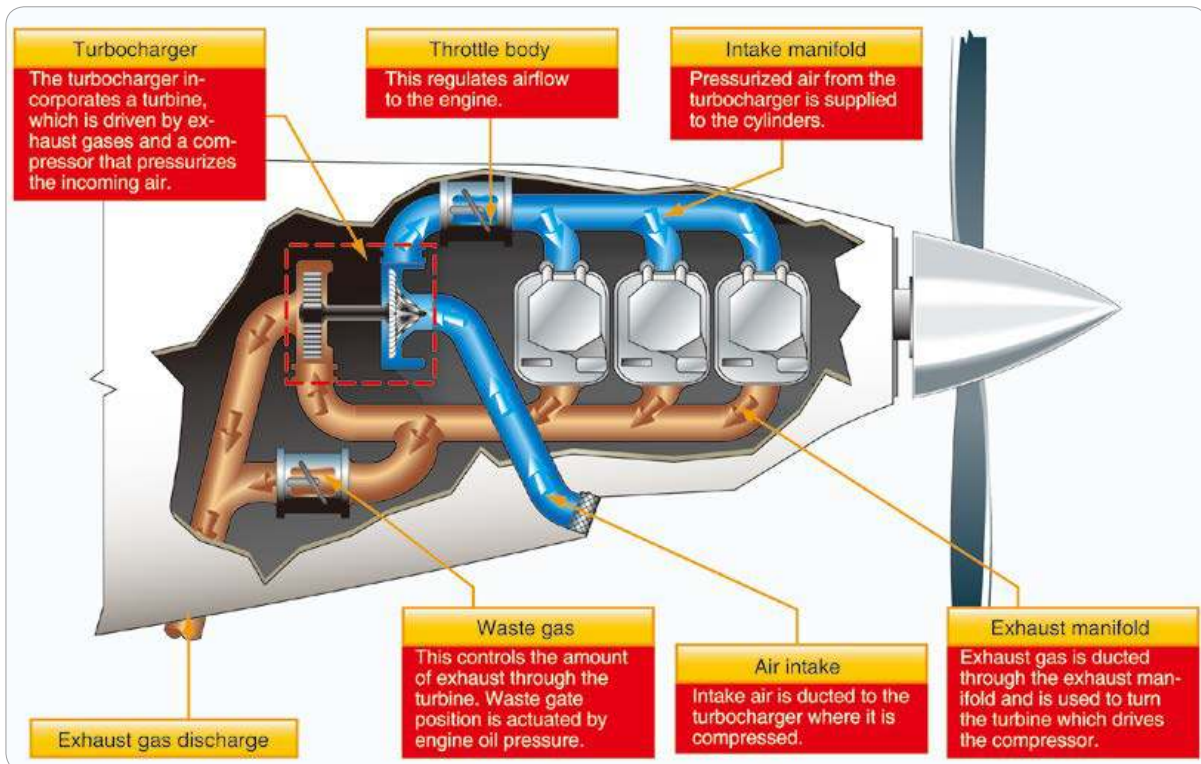
- (1) 정격출력이 해면 고도 및 정격고도에서와 동일하게 되는 엔진의 경우에는 연속최대출력
- (2) 일정한 다기관 압력에 의하여 연속최대출력이 조절 되는 엔진의 경우에는 최대연속정격다기관압력

(인용: 항공기 기술기준 part 1)

배기터빈 방식 과급기(Turbo chargers)의 작동 원리

터빈의 회전속도는 Waste gate valve로 조절하는데 Waste gate valve를 열면(open) 그만큼 배기가스는 우회(bypass)하게 되어 터빈은 느리게 회전하게 되고 압축기의 회전도 느려진다. Waste gate valve를 닫으면(close) 배기가스는 터빈을 돌리는데 더 많이 이용되므로 터빈의 회전속도는 더 빨라지게 되어 압축효과가 좋아진다.

고도가 증가함에 따라 Waste gate valve는 조금씩 닫히게 되며 임계고도가 되면 완전히 닫힌다. Waste gate valve는 스로틀로 조절되는 MAP(Manifold pressure)에 맞는 출력을 발생시킬 수 있도록 연동되며, waste gate valve를 작동시키



[그림 2-55] 터보차저의 구성

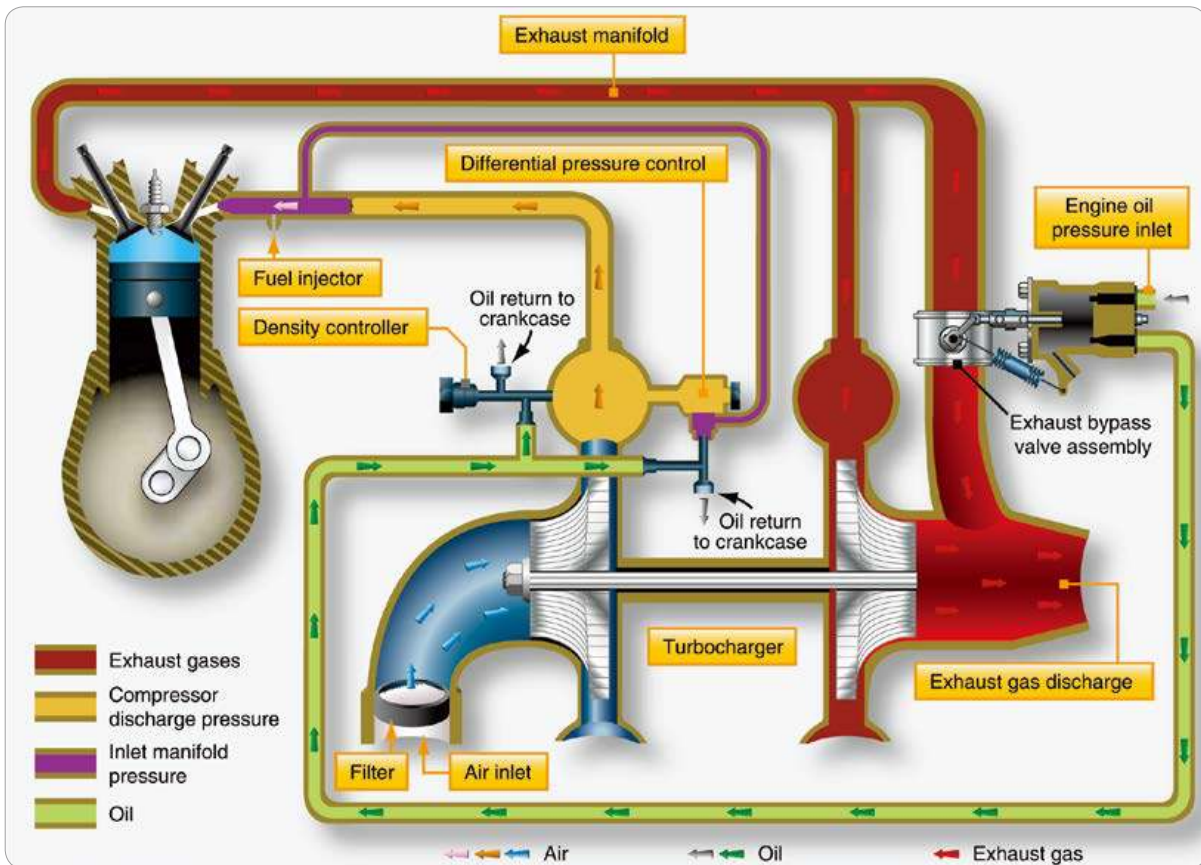
는 장치(actuator)는 엔진오일에 의해 작동된다. 엔진오일에 의해 작동되므로 Waste gate valve가 정상작동하기 위해서는 엔진오일의 온도가 정상범위 내에 있어야 한다. 엔진오일의 온도가 낮아 오일의 흐름이 원활하지 않은 상태에서 스로틀을 급격히 증가시키면 Waste gate valve를 스로틀에 맞게 조절하지 못하여 엔진이 과 회전(over boost)하게 된다.

터보차저(Turbocharger)는 배기가스의 양에 비례하여 터빈을 회전시키고 그에 비례하여 압축공기를 제공하게 되므로, 공기 밀도가 큰 지상에서 최대 출력을 얻기 위해 스로틀을 최대로 open하면, 많은 양의 배기가스가 필요 이상으로 터빈을 작동시키게 되

고 과도한 압축공기가 실린더로 들어갈 수 있으며 이로 인하여 엔진이 과 회전(over boost)되어 손상될 수 있다. 이를 방지하기 위하여 제한된 압력이 초과하지 않도록 방지해주는 장치(Press relief valve)가 되어 있다.

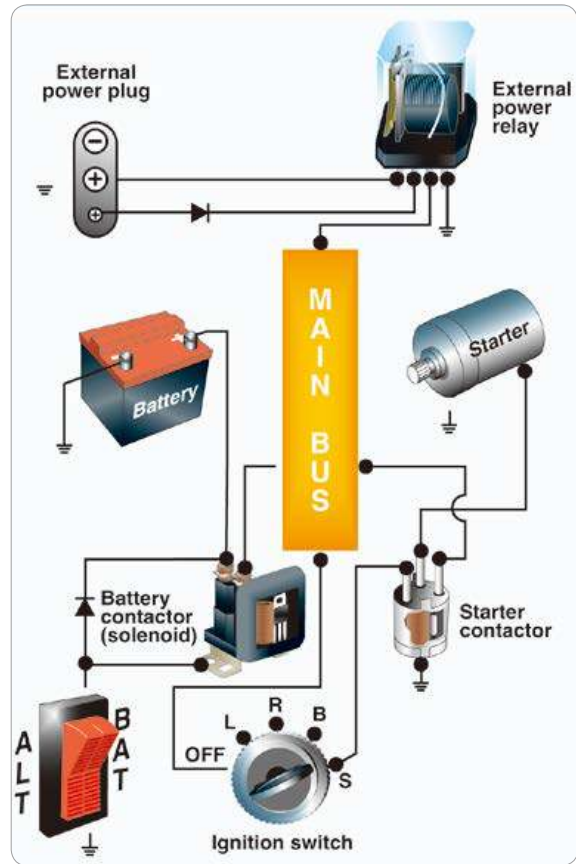
터보차저가 공기를 압축하면 온도와 압력이 상승하게 되는데, 온도가 상승하면 연료의 기화를 돕기도 하지만 공기의 밀도를 감소시키고 실린더 내부의 온도를 증가시켜 이상폭발(Detonation)을 발생시킬 수 있으므로 고온 고압의 압축공기를 냉각시키는 장치를 장착하기도 한다.

조종사는 터보차저를 작동시키는데 항공기 운용



[그림 2-56] 터보차저의 작동그림

매뉴얼(AFM) 또는 운용교범(POH)의 제한사항과 절차를 잘 숙지하여야 한다. 예를 들어 터보차저의 터빈과 임펠러(Impeller)는 8만 RPM 이상의 고속으로 회전하므로 터빈과 임펠러 안에 있는 베어링은 고속회전으로 인한 마찰로 고온이 발생한다. 이로 인한 마찰과 열을 감소시키기 위해서 엔진오일의 공급(순환)이 반드시 필요하다. 특히 고출력(high throttle settings)을 맞추기 전에는 반드시 엔진오일의 온도가 정상범위 내에 있는지 확인하여야 한다. 또한, 비행 후 엔진을 정지시키기 전에 터보차저를 냉각시키기 위해 터빈을 천천히 감속시켜야 한다. 그렇게 하지 않으면 터빈과 임펠러의 베어링 하우징(bearing housing) 내에 남아있는 오일이 끓게(boil) 되고 그로 인하여 발생된 탄소 알갱이가 베어링이나 샤프트(shaft)에 달라붙어 터보차저의 효율성과 수명이 떨어지게 된다.



[그림 2-57] 엔진 시동장치

2.4 엔진 시동장치(Starting system)

배터리와 연결된 시동장치는 시동모터를 작동시키기 위해서 고전압의 전류가 필요하기 때문에 튼튼한 케이블(heavy duty wiring cable)이 필요하다. 케이블로 시동스위치(Ignition SW)와 시동모터를 직접 연결하게 되면 케이블의 무게나 길이에 따른 전력낭비와 조종석 내에 고전압이 전달되어 화재의 위험이 있을 수 있다. 이를 해결하기 위해 솔레노이드(Solenoid) 시스템을 이용하는데 솔레노이드 시스템은 엔진 시동스위치를 시동(Start) 위치에 놓을 경우 솔레노이드에 작은 전류를 보내 충전시킨 뒤 충전된 솔레노이드가 고전압을 시동모터로 보

내 작동시켜 시동이 걸리게 만드는 장치이다. 엔진 시동이 이루어지고 엔진 RPM이 시동장치(starter motor)보다 빠르면 시동장치는 자동적으로 해제(disengage)된다.

시동에는 오직 실린더당 한 번의 점화만 필요하므로 START 위치에서 우측 마그네토는 작동되지 않고 좌측 마그네토(LH bottom, RH top)에서만 스파크플러그에 고전압을 보낸다. 시동 후 시동스위치를 BOTH에 놓는 순간 우측 마그네토도 작동한다.

2.5 점화계통(Ignition system)

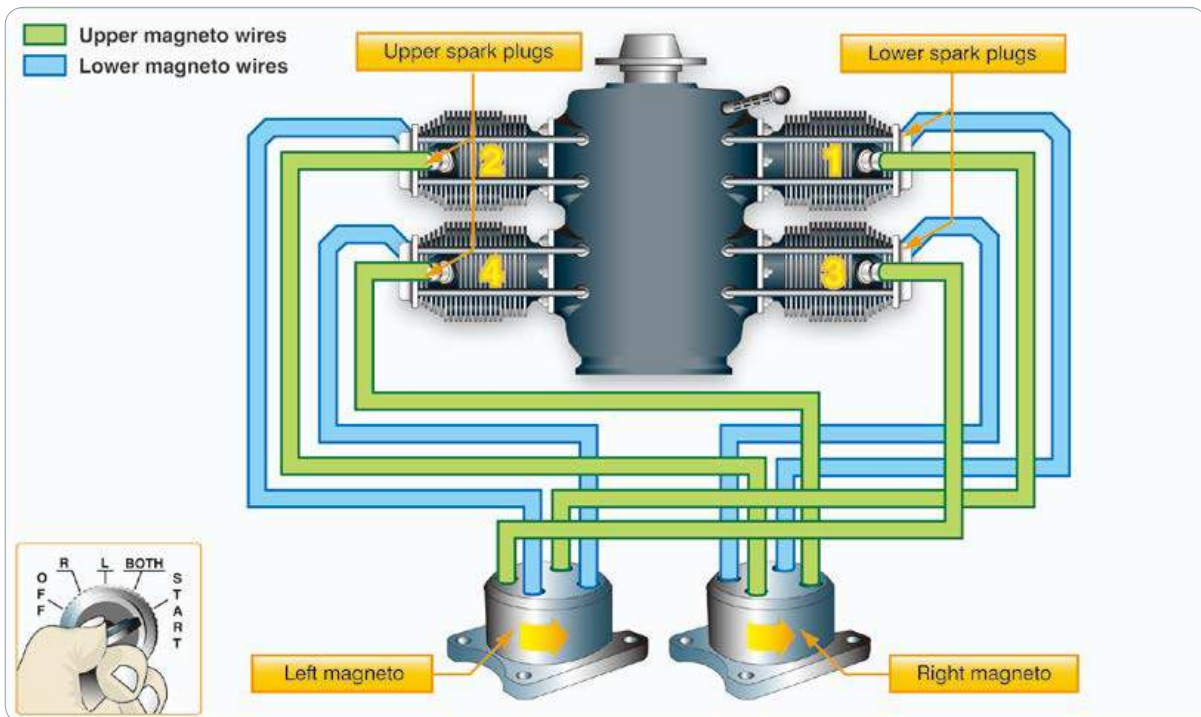
점화계통은 실린더에 주입된 혼합가스를 연소시키기 위해, 엔진에 의해 구동되는 마그네토(Magneto)에서 고전압을 만들어 스파크플러그로 보내어 점화시키는 장치이다. 마그네토는 항공기의 전기시스템(Alternator, Battery)과는 별도로 작동되는 독립된 전기장치로서 항공기에 사용되는 마그네토는 신뢰성과 효율성을 높이기 위해 각각 따로 작동하는 2개의 마그네토로 구성되어 있다.

점화계통은 마그네토, 스파크플러그, 고전압선(High tension lead), 점화스위치로 구성되어 있다. 마그네토는 마그네토안의 영구자석이 회전하면서 발생된 전기를 1차 코일에서 전류를 유도하고, 2차 코일에서 높은 전압(18,000볼트)으로 승압시켜

이를 마그네토에 내장된 배전기(Distributor)에 의해 점화되는 실린더 순서대로 Ignition harness를 통해 스파크플러그로 보낸다. 점화스위치(Ignition switch or Magneto switch)는 두 개의 마그네토를 각각 작동시킬 수 있도록 'L', 'R', 'BOTH'가 있고, 엔진 시동을 위한 'START' 위치가 있다.

마그네토의 점검

이륙하기 전에 반드시 마그네토를 점검하여야 한다. 마그네토 점검은 엔진 Run up 점검 중에 점화스위치(Ignition switch)를 이용하여 실시한다. 점검하는 방법은 점화스위치를 Both 위치에서 Left 혹은 Right로 선택하면 마그네토는 한쪽만 작동되므로 RPM이 약간 감소하게 되는데, 이때 감소되는 수치가 해당 항공기의 운용교범(POH)에 명시된 제



[그림 2-58] 점화계통(Ignition system)과 점화 스위치(Ignition switch)

한치를 초과할 경우 비행을 중단하여야 한다. 만일 RPM이 감소되지 않는 경우도 비정상이므로 비행을 시도하여서는 안 된다.

엔진을 정지시킨 다음에는 점화스위치를 “OFF” 하고 엔진시동열쇠(key)를 제거하여야 한다. 만일 “ON” 위치에 놓아둔 상태에서 손으로 프로펠러를 돌리면 시동이 걸릴 수 있어 매우 위험하다.

점화스위치를 “OFF”하면 접지선(Ground wire)을 통하여 마그네토로부터 전류가 흐르지 못하게 한다. 만일 점화스위치가 차단되어 있더라도 접지선(Ground wire)이 절단되거나 파손되어 있으면 마그네토에 전류가 흐르게 되고 실린더 내에 연료가 남아있는 상태에서 프로펠러를 돌리면 예기치 않게 시동이 걸리는 위험한 상황을 초래할 수 있다.

시동 전에는 프로펠러 주위에 아무런 사람과 장애물이 없음을 확인하여야 하며 손으로 프로펠러를 돌리지 말아야 한다.

비정상 연소(abnormal Combustion)

연료와 공기가 혼합된 가스는 연소 시기가 아주 잘 조절되고 예상되는 방법으로 연소가 일어나야 폭발 행정(power stroke) 중에 피스톤을 최대로 움직여 주는 힘이 발생한다. 그러나 실린더 내로 흡입되는 혼합가스의 온도가 높거나 엔진이 과열되어 있을 경우 점화되어야 할 시간에 점화가 일어나지 않는 이상폭발 현상이 발생한다.

이상폭발 현상은 디토네이션(Detonation)과 프리이그니션(Preignition)으로 구분한다.

• 디토네이션(Detonation)

디토네이션(Detonation)은 주로 실린더가 과열되

어 있을 때 발생하며 엔진의 진동과 더불어 큰 소음이 발생된다.

디토네이션(Detonation)이 발생하는 원인은

- 허용된 연료등급보다 낮은 등급의 연료를 사용할 때
- 실린더 내로 유입되는 혼합가스의 온도가 매우 높을 때
- 유통기한이 지난 오래된 연료를 사용할 때
- 혼합가스 조절을 너무 희박(lean)하게 한 상태에서 출력을 높일 때
- 낮은 엔진스피드(low RPM)에서 출력을 높일 때
- 엔진이 과열되었을 때

디토네이션(Detonation)을 방지하고 발생될 경우 다음과 같이 처치한다.

- 적정등급의 연료를 사용한다.
- 혼합비를 농후(rich)하게 다시 조절하고
- 엔진 출력을 줄인다.
- 속도를 증가시켜 실린더 온도를 낮춘다.

• 프리이그니션(Preignition)

프리이그니션(Preignition)은 정상적인 점화시기에 점화되지 않고 스파크플러그에서 점화시키기 전에 점화되는 현상을 말한다.

프리이그니션(Preignition)이 발생하는 원인은

- 연소되고 난 후 연료의 찌꺼기 중의 하나인 탄소알갱이가 스파크플러그나 손상된 실린더 내에 붙어서 탄소알갱이가 과열되어 혼합가스를 미리 연소시킬 때

- 혼합가스 조절을 너무 희박(lean)하게 한 상태에서 출력을 높일 때
- 스파크플러그가 과열되어 있을 때

프라이그니션(Preignition)의 증상은

- 엔진의 작동이 거칠어지며
- back-firing 이 발생할 수 있고
- 엔진온도(CHT)가 갑자기 증가한다.

통상적으로 프라이그니션(preignition)은 문제가 있는 실린더에서 발생하지만 디토네이션(detonation)은 등급이 맞지 않는 연료이거나 과열된 혼합가스의 문제이므로 모든 실린더에서 발생한다. 디토네이션(detonation)과 프라이그니션(preignition)은 엔진의 심한 진동과 더불어 소음이 발생하는 증상이 비슷하며 통상 같이 발생하기도 한다.

이상폭발현상이 경미하면 엔진의 온도가 상승하고 엔진의 성능이 저하되지만 심하면 엔진이 손상될 수 있다. 이상폭발현상을 방지하기 위해서는 해당 엔진의 등급에 맞는 연료를 사용하여야 하고 엔진의 온도가 정상작동 범위에 있도록 엔진을 작동시켜야 한다.

2.6 연료계통(Fuel System)

2.6.1 왕복엔진 항공기에 사용되는 연료의 특성 (Characteristics of AV Gas)

왕복엔진 항공기에 사용되는 연료(AV Gas)는 자

동차에 사용되는 가솔린에 비교하여 다음과 같은 조건이 더 필요하다.

- 기화성이 좋아야 하며 베이퍼 록(vapor lock)을 잘 일으키지 않아야 한다.

액체 연료는 액체 상태에서는 연소가 불가능하므로 연소되기 위해서는 공기와 혼합되어 완전히 기화되어야 한다. 연료의 기화성이 좋을수록 엔진의 성능이 좋아지지만 기화성이 너무 좋으면 연료가 파이프 내를 흐를 때 열을 받아 증발하여 기포가 생기기 쉽고 이 기포는 연료의 흐름을 방해할 수 있다. 이러한 현상을 베이퍼 록(vapor lock)이라 하는데 이것 때문에 엔진의 작동이 고르지 못하거나 심하면 엔진이 정지될 수 있다.

- 발열량이 커야 하고 엔티노크성(antiknock)이 좋아야 한다.

혼합가스를 연소시킬 때 압축비를 너무 크게 하면 스파크플러그에서 점화된 혼합가스의 화염면이 전파되어 자연스럽게 미연소가스를 연소시키는 것이 아니라, 아직 연소되지 않은 미연소가스도 압축되면서 높은 압력과 온도에 도달하여 자연발화를 일으켜 갑자기 폭발하는 현상을 노킹현상이라 한다.

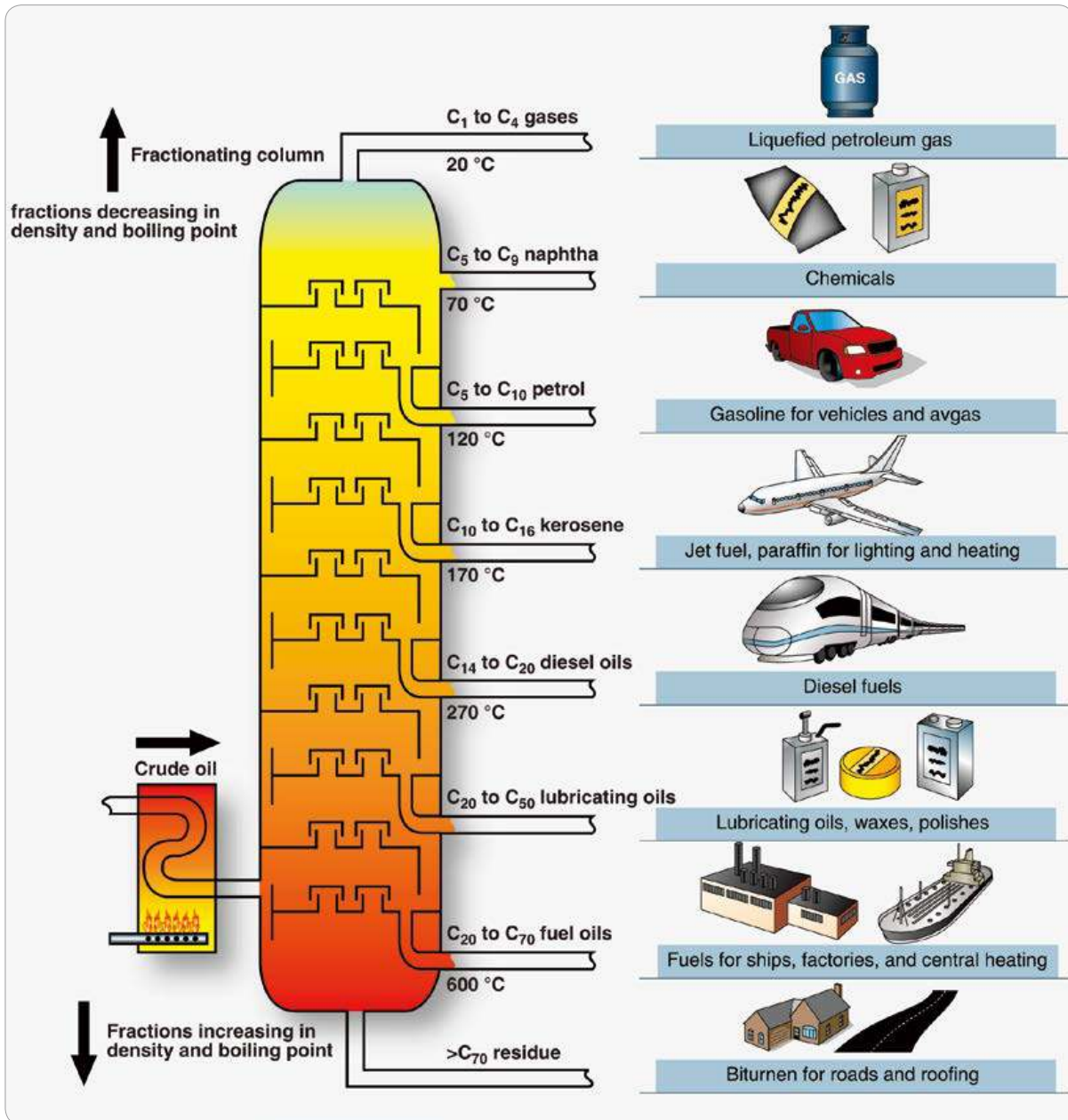
노킹현상이 발생하면 심한 소음이 발생하고 실린더 안의 온도와 압력이 비정상적으로 급격하게 올라가며 엔진의 출력이 떨어지고 심하면 엔진이 파손될 수 있다. 노킹현상의 원인은 압축비, 연료의 성질, 흡기관의 압력, 흡입가스 온도, 실린더의 온도, 엔진의 회전속도 등이 있다. 연료의 자체의 성질로서 노킹을 일으키기 어려

운 성질을 앤티노크성이라 한다.

- 부식성이 작아야 한다.
- 내한성이 커야 한다.

2.6.2 왕복엔진 항공기에 사용되는 연료의 종류 (AV Gas Grade)

AV Gas는 앤티노크(anti-knock) 함유량에 따라



[그림 2-59] 연료의 종류

연료의 등급(grade)이 정해지며 색을 첨가하여 쉽게 식별이 가능하도록 되어 있다.

Grade 80 ————— Red
 Grade 100 ————— Green
 Grade 100 LL(low lead) — Blue
 Grade 115/145 – Purple
 Turbine Fuel – Colorless



















* Grade가 100을 넘는 것은 노킹(knocking) 없이 출력이 15%(115의 경우) 증가하는 경우이며 Lean Mixture, Rich Mixture로 나누어 표기한다.

위의 예) 115/145에서 115는 희박(lean)한 상태에서, 145는 농후(rich)한 상태에서의 등급이다.

해당 항공기 엔진에는 사용되어야 할 연료의 등급이 정해져 있으며 연료주입구(filler cap)에 색깔과 숫자로 표시되어 있다. 만일 해당되는 등급의 연료가 없을 때는 그보다 높은 등급의 연료를 사용하는 것은 무방하다.

2.6.3 연료시스템(Fuel System)

연료시스템은 연료탱크에 있는 연료를 엔진으로 이

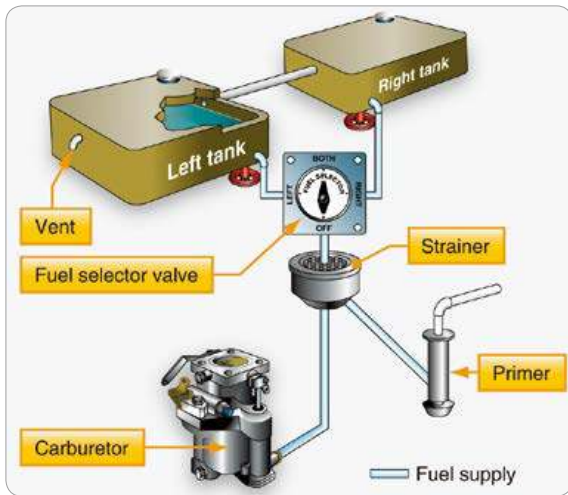
Fuel Type and Grade	Color of Fuel	Equipment Control Color	Pipe Banding and Marking	Refueler Decal
AVGAS 82UL	Purple			
AVGAS 100	Green			
AVGAS 100LL	Blue			
JET A	Colorless or straw			
JET A-1	Colorless or straw			
JET B	Colorless or straw			

[그림 2-60] 항공기 연료의 등급

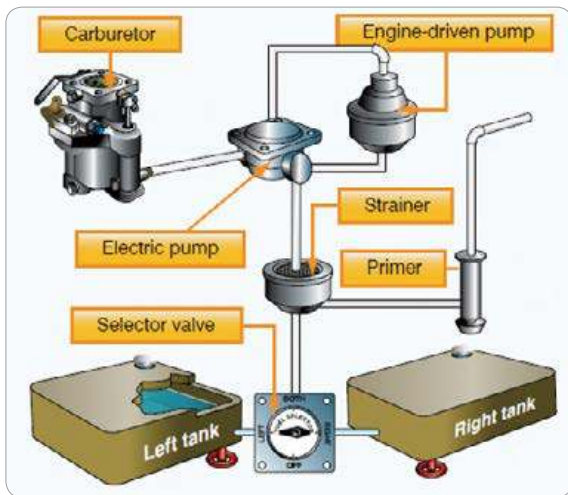
송시키는 장치이며 항공기 자세변화, 엔진 출력의 변화, 고도의 변화에도 원활하게 연료를 엔진으로 공급할 수 있어야 한다. 연료시스템은 연료 공급방법에 따라 중력식 연료시스템(Gravity fuel system)과 압력식 연료시스템(Pressure fuel system)으로 구분한다.

중력식 연료시스템(Gravity fuel system)

중력식 연료시스템은 소형비행기에 이용되는 간단



[그림 2-61] 중력식 연료시스템



[그림 2-62] 압력식 연료시스템

한 시스템으로 연료탱크가 연료시스템의 가장 높은 곳에 있어 중력을 이용하여 연료를 공급하는 장치이다. 이 시스템은 급격한 항공기의 자세 변화가 있을 때 연료공급이 원활하지 못한 단점이 있지만 구조가 간단하여 소형항공기의 엔진에 사용된다.

압력식 연료시스템(Pressure fuel system)

압력식 연료시스템은 엔진에 의해 구동되는 연료 펌프(engine driven pump)를 이용하여 연료탱크로부터 연료를 엔진으로 이송하는 장치이다. 전기식 승압 연료펌프(booster pump)는 연료의 이송압력을 증가시키는 역할을 하는 장치로서 엔진을 시동할 때나 비상시에 사용한다.

2.6.4 연료시스템의 구성 (Fuel System Components)

연료시스템은 연료탱크, 연료 펌프, 부스터펌프, 연료여과기, 연료차단 및 선택밸브, 프라이머 등으로 구성된다.

- 연료탱크(Fuel tank)

보통 연료탱크는 날개 안쪽에 설치되어 있으며 탱크 위에 연료를 주입할 수 있는 연료 뚜껑(filler cap)이 있다. 연료탱크 안의 압력과 바깥쪽의 압력은 같아야 하는데 연료탱크 안의 압력이 높을 때 압력이 밖으로 배출(vent)되도록 벤트 관(venttube)이 설치된다. 벤트 관(vent tube)은 연료탱크의 온도가 높아져 연료가 팽창하여 압력이 높아질 경우 연료를 밖으로 배출시키는 역할을 한다. 그러므로 뜨거운 여름철 벤트 관을 통하여 연료가 흘러나오는

것은 정상이다. 연료탱크에는 불순물을 제거하거나 연료 점검을 위해 연료샘플을 채취할 수 있도록 드레인 밸브(drain valve)가 설치되어 있다.

- 연료펌프(Fuel pump)

연료펌프는 베인식 펌프(vane type pump)가 주로 사용된다. 베인식 펌프는 슬라이딩 베인(sliding vane)이 회전하면서 연료를 흡입하여 출구로 이송시킨다. 릴리프 밸브(relief valve)는 연료펌프의 출구 쪽 압력이 높을 때 입구 쪽으로 연료를 되돌려 보내는 역할을 하며, 바이패스 밸브는 엔진시동이나 연료펌프에 고장이 생겨 부스터펌프의 압력으로 연료를 공급할 수 있는 통로 역할을 한다.

- 연료 프라이머(Fuel primer)

항공기 엔진은 연료를 차단하여 정지시키므로 시동을 걸 때에는 실린더에 연료가 남아있지 않아 시동이 어려울 때가 있다. 프라이머(Primer)는 엔진을 시동할 때 실린더 안으로 직접 연료를 분사시켜 시동을 쉽게 하는 장치이다.

- 연료계기(Fuel gauges)

연료계기는 연료탱크에 남아있는 연료량을 파운드(pounds) 또는 갤런(gallons)으로 나타내주는 계기이다. 소형항공기에 장착된 연료계기는 정확하지 않을 수 있으므로 연료계기에 표시되는 연료량을 전적으로 신뢰하여서는 안 되며, 비행 전에 항상 육안으로 연료량을 직접 확인하여야 한다. 연료펌프가 장착되어 있는 경우 연료압력 계기(Fuel pressure indicator)가 장착되어 있으며 연료가 이송되는 연료라인의 압력을 지시해준다. 조종사는 연료압력계



[그림 2-63] 연료선택스위치

기가 정상범위를 지시하는지 항상 확인하여야 한다.

- 연료선택 스위치(Fuel selectors) 차단 밸브

연료선택 스위치와 차단밸브는 연료를 연료탱크로부터 엔진으로 보내주거나 차단을 하며 어느 연료탱크의 연료를 사용할 것인가를 선택해주는 역할을 한다. 연료탱크 선택스위치는 보통 LEFT, RIGHT, BOTH, OFF의 위치가 있으며 선택 스위치를 LEFT 혹은 RIGHT로 놓을 경우 해당 연료탱크에서만 연료가 이송되고 BOTH 위치에서는 양쪽 연료탱크 모두에서 연료가 이송된다. 비행 중 한쪽 연료탱크만 사용하여 선택된 연료탱크의 연료가 고갈될 경우 엔진이 정지할 수 있으므로 연료 선택스위치를 사용하는 데 특히 주의하여야 한다. 한쪽 연료탱크의 연료만 사용하게 될 경우 좌우 날개의 무게불균형을 초래할 수 있으며 연료가 완전히 소모된 다음에는 연료라인에 공기가 들어가 베이퍼락(vapor lock) 현상을 초래할 수 있다.

- 연료 여과기(Fuel strainer),

연료 여과기는 연료에 섞여있는 수분이나 불순물

등을 제거하기 위해 연료탱크와 기화기 사이에 세밀한 금속망의 스크린(screen)으로 설치된 장치이다. 연료에 불순물 특히 수분이 포함된 경우 추운 겨울철에는 쉽게 얼게 되고 수분이 엔진으로 들어가면 엔진이 정지할 수 있다. 따라서 연료의 상태를 점검할 때 수분이 발견되었다면 이를 완전히 제거하고 비행하여야 하며 그렇지 않으면 비행을 중단하여야 한다. 불순물을 모으는 sump와 배출밸브(drain valve)는 연료계통의 가장 낮은 곳에 장착되어 있어 연료보다 무거운 수분이나 불순물을 모아 배출할 수 있다.

• 드레인(Fuel drain)

연료가 소비되면서 만들어지는 연료탱크의 빈 공간은 항공기 외부의 공기가 빈 공간을 채워서 연료탱크 내부에 진공상태가 되는 것을 방지하고 연료의 흐름을 원활하게 한다. 빗속이나 구름 속을 비행할 경우 습기가 많은 공기가 연료탱크 안으로 유입되기도 하며, 비행 후 연료를 가득 채워 놓지 않으면 빈 공간에 채워진 공기가 냉각되어 물이 생겨 연료탱크의 가장 낮은 곳에 모이게 된다.

이를 방지하기 위해서는 마지막 비행 후에 연료를



[그림 2-64] 연료 drain 점검

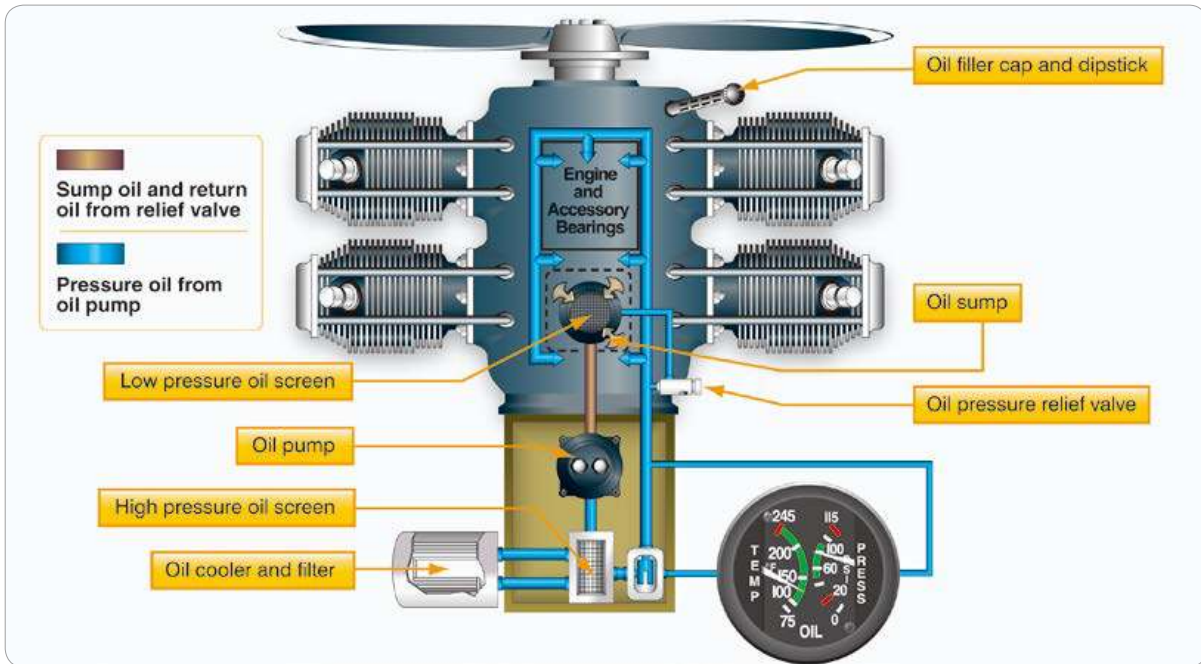
가득 채워 놓아야 한다. 항공기 외부점검을 할 때 연료드레인(Fuel drain)을 꼭 실시해야 하며 샘플로 채취한 연료에 수분이 포함되어 있는 경우 반드시 이를 제거하고 비행하여야 한다.

2.7 오일 시스템(Oil system)

2.7.1 오일의 역할(Functions of Engine Oil)

오일은 왕복엔진의 작동에 다음과 같은 중요한 기능을 한다.

- 윤활작용(Lubrication): 금속끼리 닿지 않도록 경계면에 오일 막(film)을 만들어 마찰을 감소시키는 기능을 한다.
- 냉각작용(Cooling): 윤활작용을 하면서 움직이는 물체 사이에서 발생하는 열을 흡수하고 흡수된 열은 냉각장치(Oil cooler)를 통과하면서 냉각된다.
- 기밀작용(Sealing): 움직이는 물체 사이에 형성된 오일 막(film)은 물체 사이의 틈새를 메꾸는 역할을 한다.
- 완충작용(Cushion): 물체 사이의 충격을 완충시키는 역할을 한다.
- 청정작용(Cleaning): 오일을 순환시켜서 엔진 작동 중에 발생하는 불순물 등을 운반하여 필터(Oil filter)에서 걸러 깨끗하게 하는 역할을 한다.
- 부식방지 작용(Corrosion prevention): 공기 중에 노출되어 있는 금속면은 습기 또는 이물질 접촉으로 인하여 부식되거나 산소와 접촉되어



[그림 2-65] 엔진오일 시스템

산화되는데 오일 막(film)은 이를 방지하는 역할을 한다.

2.7.2 오일 시스템의 종류(Type of Oil system)

왕복엔진의 오일 시스템은 크게 Wet sump system과 Dry tank system으로 구분할 수 있다. Wet sump system은 크랭크케이스(Crank case) 바닥이 오일탱크 역할을 하는 것으로, 엔진을 순환한 오일을 크랭크케이스 바닥에 모이게 하는 장치이다. Dry tank type은 오일탱크가 엔진의 외부에 따로 설치되어 있는 것으로 Oil sump로 모여진 오일을 오일탱크로 다시 보내기 위해 별도의 오일펌프가 필요한데 이를 Scavenge oil pump라고 한다. Dry tank system은 비교적 큰 용량의 오일탱크를 장착하므로 대형 왕복엔진 항공기에 이용된다.

2.7.3 오일 압력계기와 오일 온도계기의 점검 (Oil Pressure and Temperature Indicator Checks)

오일 압력계기는 오일 시스템이 정상 작동하는지 직접 지시해주는 계기이다. 오일 압력계기는 언제나 정상작동 범위(green arc)내에 있어야 한다. 오일 온도계기는 오일 압력계기와는 달리 엔진 시동 후 천천히 지시하는데 오일 온도계기도 항상 정상작동 범위 내에 있어야 한다.

오일 온도계기는 비행 중 주기적으로 유심히 관찰하여야 한다. 만일 오일의 온도가 정상보다 높으면 오일 라인의 막힘, 오일 냉각기의 고장, 오일 양의 감소, 또는 오일 온도계기의 고장증상일 수도 있다. 오일의 온도가 정상보다 계속 높다면 오일이 정상 역할을 하지 못하므로 엔진의 손상을 가져올



[그림 2-66] 엔진오일량의 점검

수 있다. 오일의 온도가 정상보다 낮다면 특히 추운 날씨에 부적절한 점성의 오일이 급유되었음을 알 수 있다. 만일 오일 온도와 압력이 동시에 정상 범위를 벗어나 높게 지시한다면 오일 시스템이 매우 비정상적으로 작동하므로 조종사는 항공기 운용매뉴얼에 따라 조치를 즉시 취해야 한다.

2.7.4 오일 양의 점검(Oil Quantity Check)

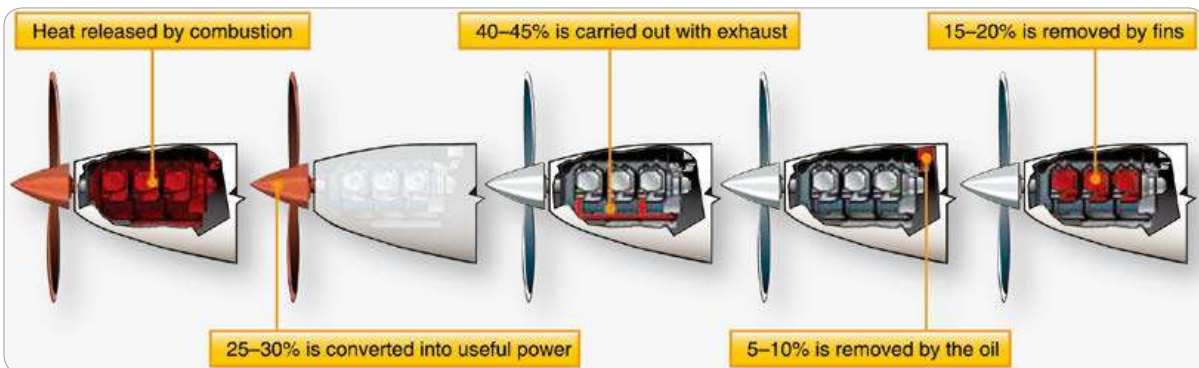
비행을 시작하기 전에 항상 오일의 급유상태를 살펴봐야 한다. 오일의 양은 오일을 급유하는 뚜껑(Oil filler cap)에 달려 있는 점검막대(dipstick)에 표시되어 있는 눈금으로 확인한다. 오일의 양을 점

검하여 항공기 운용매뉴얼에 명시된 양보다 작으면 반드시 보충하여야 하고 만일 명시된 최저치보다 작으면 비행을 중단하여야 한다.

2.8 엔진 냉각시스템 (Engine cooling system)

왕복엔진은 화학에너지인 연료를 연소시켜 열에너지로 바꾸어 피스톤을 움직이게 하는 기계적인 에너지로 변환시키는데, 발생하는 열에너지의 일부만 유효한 일로 바뀐다. 엔진에서 발생하는 대부분의 열은 배기가스로 배출되고 일부는 엔진에 흡수되며 흡수된 열의 일부는 오일이 흡수하여 배출한다.

그리고 남은 열은 과도한 열로 인한 엔진의 손상을 막기 위해 냉각시스템을 통하여 배출된다. 냉각이 제대로 되지 않아 엔진이 과열될 경우에는 출력의 손실, 오일의 과도한 소모, 이상폭발현상(Detonation)을 초래할 수 있으며 심하면 엔진이 손상된다. 냉각시스템은 공랭식(Air Cooling)과 액랭식(Liquid Cooling) 방식이 있는데 대부분의 항공용 왕복엔진은 무게를 절감하기 위해 공랭식을 사용한다.

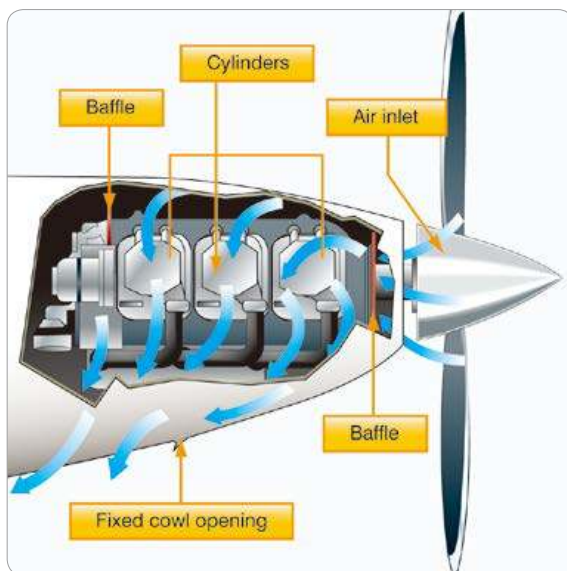


[그림 2-67] 연소된 열의 흡수 및 냉각비율

• 공랭식 냉각시스템

공랭식 냉각시스템은 비행 중에 얻어지는 외부공기(Ram air)가 엔진 카울링 안으로 들어와 실린더에 장착된 냉각핀(Cylinder cooling fin)을 지나면서 엔진을 식혀준다. 엔진 카울링 안으로 들어온 외부공기는 배플(Baffle)로 공기흐름을 바꾸어 안쪽에 있는 실린더도 냉각시킨다. 엔진을 냉각시킨 뜨거운 공기는 카울플랩(Cowl flap)의 열려진 공간을 통해 외부로 배출된다.

실린더 온도계(CHT)가 많이 올라갔을 경우 엔진을 냉각시켜야 하는데 엔진을 냉각시키는 방법은 엔진출력 증가 없이 항공기 기수를 내려 증속시키거나, 연료와 공기의 혼합비를 농후(rich)하게 하거나 또는 엔진의 출력을 줄여야 한다. 카울 플랩(cowl flap)이 장착되어 있으면 카울 플랩(cowl flap)을 열어 외부공기를 많이 들어오게 하여 엔진을 식혀준다. 반대로 엔진의 온도가 너무 낮으면 카울 플랩(cowl flap)을 닫아 엔진의 온도를 증가시킬 수 있다.



[그림 2-68] 공랭식 엔진 냉각시스템

• 엔진의 온도를 나타내주는 계기

엔진의 온도는 배기 가스 온도계(Exhaust Gas Temperature, EGT)와 실린더 온도계(Cylinder Head Temperature, CHT)로 지시한다. EGT를 측정하는 센서(sensor)는 배기관(Exhaust pipe)에 장착되어 실린더에서 배출되는 배기가스의 온도를 지시하고 CHT는 스파크플러그에 센서를 부착하여 실린더의 온도를 직접적으로 지시한다.

2.9 배기시스템 (Engine exhaust systems)

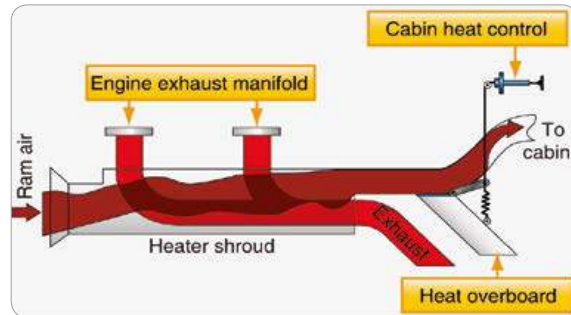
엔진 배기시스템은 실린더에서 연소된 가스를 외부로 배출하는 장치이다. 배기시스템은 실린더와 연결된 배기파이프와 머플러(소음기)로 구성되어 있다.

배기파이프는 각 실린더에서 배출되는 뜨거운 연소 가스를 한 곳으로 모아서 머플러(소음기)를 통하여 비행기 밖으로 배출한다. 배기파이프는 고온(650~800℃)으로 가열되므로 열에 강한 금속재료를 사용하여 제작되고, 각 실린더의 배기행정이 겹쳐 배기가스의 압력파가 서로 간섭하지 않도록 2~4개로 묶어서 배출한다.

배기가스는 압력이 높으므로 배기가스가 밖으로 배출될 때에는 큰 소음이 발생한다. 배기효과가 낮아지지 않도록 하고 소음을 줄이기 위해 머플러(소음기)를 장착하는데 소음기는 강판을 원통 모양으로 용접하고 그 안쪽에 여러 장의 차단판을 설치하여 그 안을 통과하는 배기가스의 압력과 온도를 서서히 감소시켜 소음 감소효과를 얻는다. 배기시스템에는 배기터빈을 설치하여 과급기를 작동시키기

도 하며 배기가스의 온도를 이용하여 조종실 안의 난방이나 조종석 창문의 성애제거(defrost)에 이용하기도 한다.

배기시스템에 배기가스의 온도를 측정하는 EGT probe를 장착하여 연료와 공기의 혼합비를 조절하는 참고계기로 사용한다.



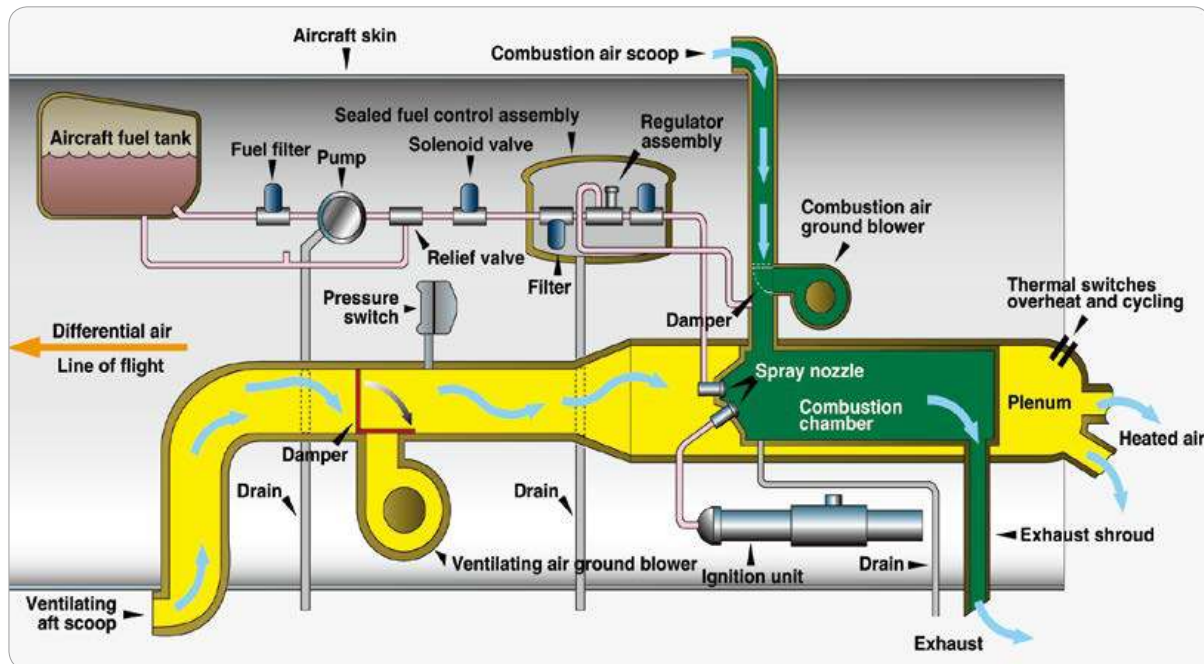
[그림 2-69] 배기가스를 이용한 난방시스템

2.10 난방시스템(Heating Systems)

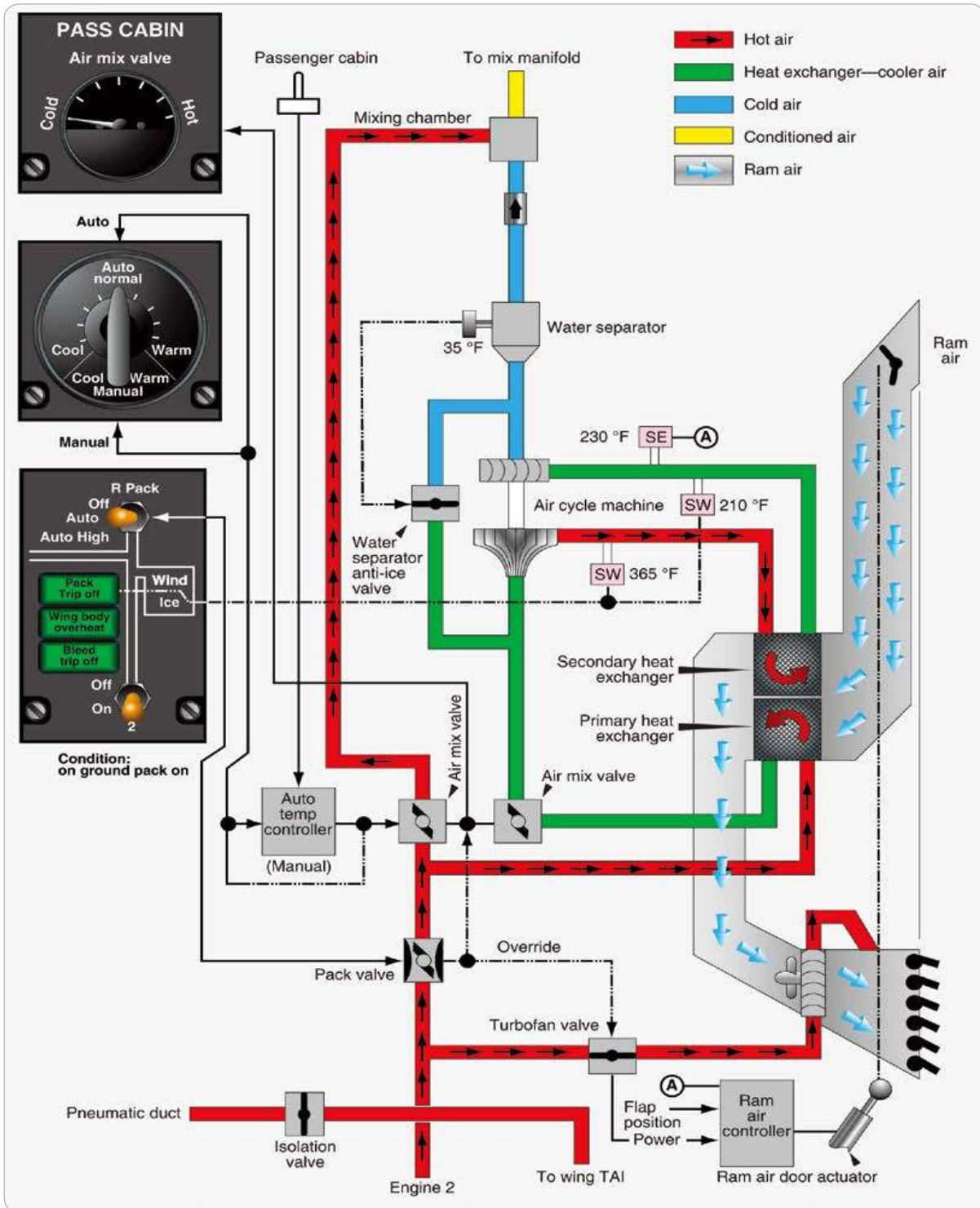
난방시스템은 더운 공기를 이용하여 조종실과 객실을 따뜻하게 해주며 화물실을 적정 온도로 유지시키고 조종석 창문에 성애가 끼는 것을 방지해준다. 난방시스템은 배기가스를 이용한 난방시스템, 연료를 연소시켜 공기를 가열시키는 난방시스템이 있다.

- 배기가스를 이용한 난방시스템
(Exhaust heating system)

배기가스를 이용하는 난방시스템은 가장 간단한 형태로 대부분의 소형항공기에 사용된다. 이 시스템은 엔진의 연소가스가 빠져나가는 배기관(exhaust pipe)을 둘러싸고 있는 히터덮개(heater shroud)안으로 차가운 외부공기가 들어와 뜨거운 배기가스의



[그림 2-70] 연료 연소를 이용한 난방시스템(Combustion heater system)



[그림 2-7] 보잉 737항공기의 공기조화계통

열을 흡수하여 공기를 따뜻하게 한다. 이 시스템은 간단하고 경제적이지만 배기관(exhaust pipe)이 균열되어 해로운 일산화탄소 등이 조종석으로 공급될 경우 일산화탄소 중독으로 위험하게 된다. 주기적으로 배기관의 파손 여부를 점검하여야 한다.

- 연료를 연소시켜 이용하는 난방시스템
(Combustion heater system)

연료를 연소시켜 발생되는 열을 이용하여 항공기 외부에서 유입되는 공기를 가열하는 난방장치이다. 일반적으로 연소가열기(combustion heater)는 2겹의 스테인리스스틸 실린더로 제작된다. 연료를 공기와 혼합하여 연소실 내부에서 연소시켜 열을 발생시킨다. 항공기 외부에서 유입되는 공기는 이 난방시스템을 지나면서 가열되어 난방으로 사용한다. 이 난방시스템은 연소기 스위치(heater control switch)에 의해 작동되며 난방 온도조절은 온도조절장치(thermostat)에 의해 조절된다.

2.11 공기조화계통 (Air conditioning system)

항공기 공기조화계통(air conditioning system)은 항공기 안에서 순환하는 공기의 온도와 습도를 조절하고 순환시킨 공기를 외부로 배출시키는 장치이다. 공기조화계통은 공기의 적절한 흐름을 유도하고 객실 안의 냄새를 제거하며, 온도를 쾌적한 상태로 조절한다. 이러한 기능을 위해 공기조화계통은 냉·난방 공기와 환기용 공기를 공급할 수 있는 장치를 갖추고 있으며 항공기 내의 온도를 감지할 수 있는 장

치가 있어 설정된 기내 온도와 비교하여 차이가 나면 이런 장치들을 작동시킨다.

- Air conditioning pack

Air conditioning pack은 공기를 압축시키면 압력과 온도가 증가하고, 공기를 팽창시키면 압력과 온도가 감소하는 원리를 이용한 것이다. Air conditioning pack은 터빈을 장착한 항공기에서 사용되는데 뜨거운 압축공기를 팽창시켜서 차가운 공기를 만들고 여기에 엔진으로부터 발생된 뜨거운 bleed air를 섞어 원하는 온도를 만들고 습기를 제거한 후 기내로 유입시킨다. 온도와 습기가 조절되어 기내로 들어가는 공기는 압력을 갖고 있으므로 여압장치를 이용하여 항공기 내에 일정한 기압을 유지하며 항공기 밖으로 공기를 배출시켜 공기를 순환시킨다.

2.12 여압장치(Pressurization system)

연료소모율을 줄이고 나쁜 기상을 피하려면 기류가 안정된 고고도로 비행하여야 한다. 그러나 고고도를 비행하는 경우 기압이 낮고 산소가 부족하여 사람이 견딜 수 없는 조건이 된다. 따라서 고고도로 비행하는 경우 산소공급 장치와 조종실과 객실의 기압을 인체에 맞는 상태로 유지하여야 하는 장치가 필요한데 이를 여압장치라 한다. 여압장치는 공기를 압축하여 지속적으로 조종실과 객실로 압축공기를 공급하고 공급된 압축공기의 양을 조절하여 항공기 밖으로 배출시킴으로써 조종실과 객실 안의 압력을 일정하게 유지한다.

• 비행고도와 객실고도

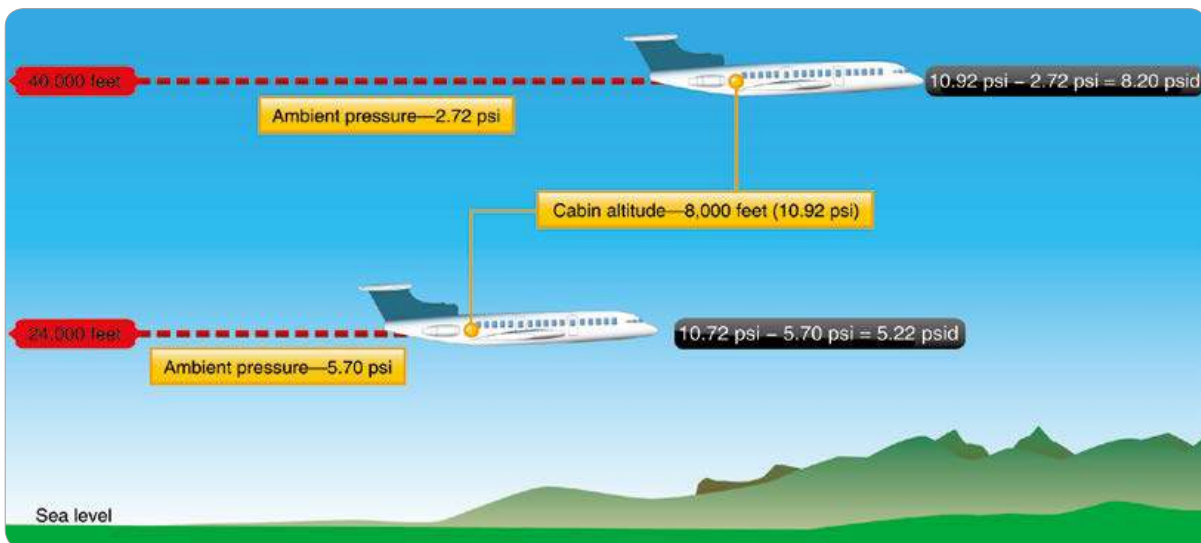
고고도에서 비행하는 경우 산소부족으로 인하여 인체에 해를 끼치므로 충분한 산소가 유지되도록 객실 안의 기압을 실제 비행하는 고도보다 높게 조절하여야 한다. 실제 비행하는 고도의 대기압과 객실 안의 기압은 서로 다른데 실제 비행하는 고도를 비행고도, 객실 안의 기압에 해당되는 고도를 객실고도(cabin altitude)라 하고, 객실 내부의 압력과 외

부의 압력 차이를 차압(differential pressure)이라고 한다. 여압이 되지 않는 항공기의 차압은 항상 '0'이 된다. 법 규정은 객실 압력이 8,000ft에 상당하는 기압 이하로 내려가지 않도록 규정하고 있다.

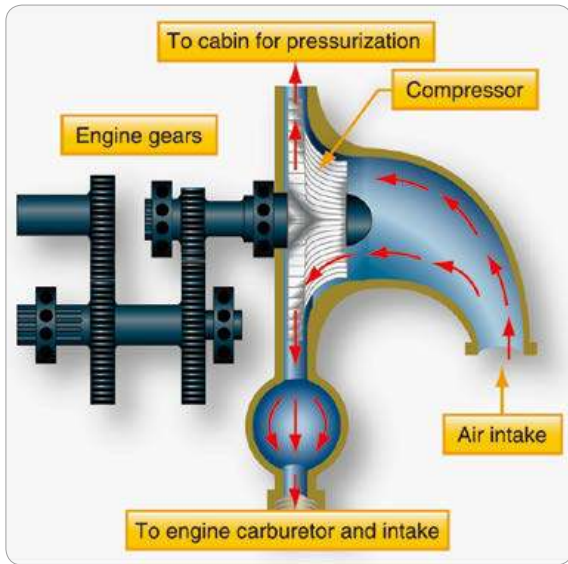
여압이 되는 항공기는 비행 시 여압으로 인한 응력을 충분히 견딜 수 있는 강도의 구조를 가지고 있도록 설계되어야 하며 항공기가 얼마나 높은 고도로 비행할 수 있는가는 최대 허용 객실 차압을 얼마나



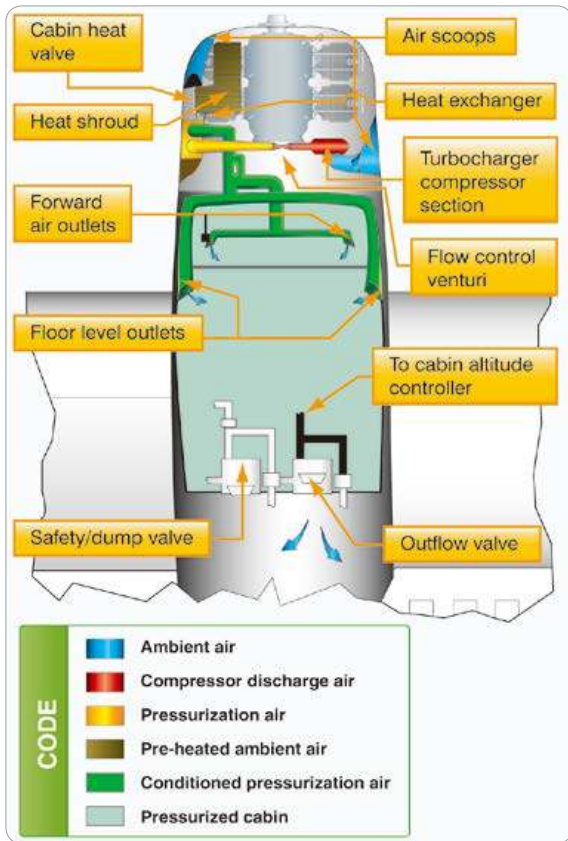
[그림 2-72] 여압고도계기



[그림 2-73] 비행고도와 객실고도의 차압



[그림 2-74] 터보차저를 이용한 여압용 공기 공급



[그림 2-75] 여압계통의 구조

설계했느냐에 따라 다르다.

• 여압공기의 공급

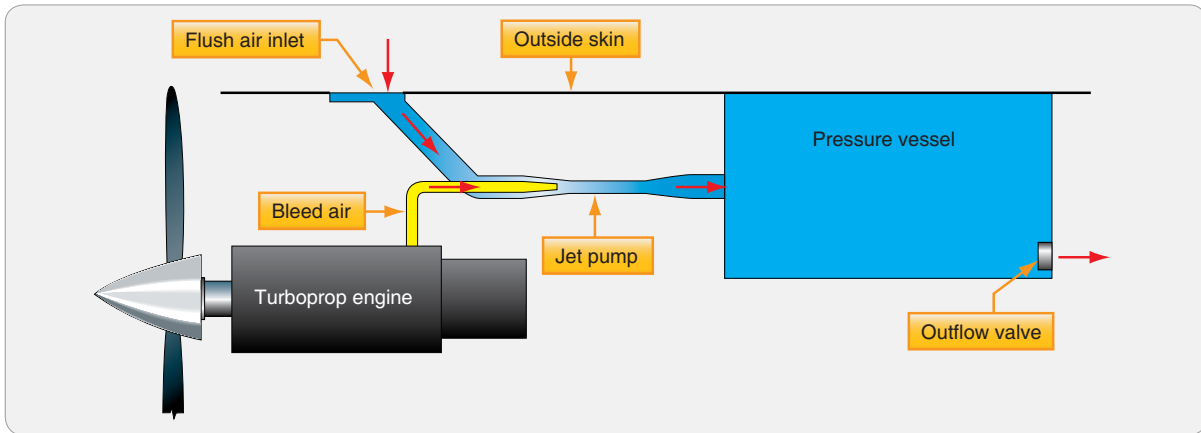
압축된 공기는 객실의 여압과 냉난방을 위하여 이용된다. 왕복엔진 항공기에서는 과급기를 통해 공기를 압축시키고 터빈항공기는 엔진의 압축기 (compressor)에서 압축된 블리드에어(bleed air)를 사용한다. 블리드에어를 사용할 경우 출력의 감소가 생기므로 여과한 객실의 공기를 신선한 공기와 혼합하여 객실에 다시 공급하기도 한다.

• 객실 여압의 조절

객실의 압력을 조절하는 장치는 아웃플로밸브 (out flow valve), 객실 압력조절기(cabin pressure controller), 객실여압안전밸브(cabin air pressure safety valve), 덤프밸브(dump valve)가 있다

- 아웃플로밸브(out flow valve)

객실의 압력조절은 주로 아웃플로밸브(out flow valve)에 의해서 이루어진다. 이 밸브는 객실의 공기를 밖으로 배출시키는 일종의 방출 밸브(discharge valve) 라고 할 수 있다. 객실의 압력조절은 객실로 공급되는 압축공기와 배출시키는 압축공기의 양을 조절하여 객실의 압력을 원하는 압력으로 유지시킨다. 공급되는 압축 공기의 양과 배출되는 압축공기의 양이 같다면 객실고도 (cabin altitude)는 일정하게 유지되며, 공급되는 압축공기의 양보다 배출되는 압축공기의 양이 적다면 객실고도는 점점 하강하고 차압은 증가한다. 반대로 공급되는 압축공기의 양보다 배출되는 압축공기의 양이 많다면 객실고도는 점점 상승하고 차압은 감소



[그림 2-76] 아웃플로밸브(out flow valve)에 의한 압력조절

한다. 아웃플로밸브(out flow valve)의 열리고 닫힘의 조절은 직접 압축공기의 압력에 의해 작동되거나 공기압에 의해 제어되는 전동기의 구동에 의해서 작동된다. 또한 아웃플로밸브(out flow valve)는 착륙한 후 착륙장치(Landing gear)에 있는 마이크로스위치에 의하여 완전히 열리도록 하여 출입문을 열 때 기압차에 의한 사고를 발생하지 않도록 한다.

- 객실 압력조절기(cabin pressure regulator)

객실 압력조절기(cabin pressure regulator)는 규정된 객실고도의 기압이 유지되도록 아웃플로밸브의 위치를 결정하고 미리 설정한 차압이 유지되도록 한다.

- 객실여압안전밸브

객실여압안전밸브는 과도한 객실 압력을 제거하기 위한 안전장치로서 객실압력 릴리프밸브(cabin pressure relief valve), 부압 릴리프밸브(negative pressure relief valve), 덤프밸브(dump valve) 등으로 구성되어 있다.

2.13 산소 계통(Oxygen system)

고고도에서는 산소가 부족하므로 적정량의 산소가 공급되지 않으면 저산소증(hypoxia)으로 위험할 수 있으므로 이를 예방하기 위해 산소가 공급되어야 한다. 법 규정(항공법 제 41조, 동법 시행규칙 131조, 운항기술 기준 7.31.14.6)에 의하면 1만 피트 이상에서 비행할 경우 산소공급이 필요하다고 정하고 있다. 산소공급이 필요한 고도는 조종사나 승객의 건강상태에 따라 다르다. 일반적으로 주간에는 1만 피트 이상에서 산소공급이 필요하지만 야간에는 5,000피트 이상의 고도에서도 산소부족으로 인한 영향을 받을 수 있다. 그러므로 이 고도 이상에서 비행하여야 할 경우 충분한 산소가 공급되어야 한다.

고고도 비행을 하는 항공기의 대부분은 고정식 산소공급 장치가 되어 있다. 고정식 산소공급 장치가 없는 경우 휴대용(portable) 산소공급 장치가 사용되는데 휴대용(portable) 산소공급 장치는 산소저장기(container), 산소공급조절기(regulator), 마스크(mask), 산소압력계기(pressure gauge) 등으로 구



[그림 2-77] 산소공급조절기(regulator)

성되어 있다. 산소는 고압(1,800~2,200psi)의 용기에 저장되어 있으며 저장용기 주변의 온도에 따라 압력이 변한다. 온도가 낮은 곳에 저장용기가 있다면 산소를 공급하는 실린더의 압력이 낮아질 수 있다. 고압의 산소 저장용기에는 허용압력치가 표시되어 있으며 안전을 위하여 산소계통의 주기적인 점검과 정비가 이루어져야 한다.

산소공급조절기(regulator)는 객실고도(cabin altitude) 8,000피트 이하에서는 추가의 산소공급 없이 공기만 사용하며 고도가 증가함에 따라 산소의 양을 증가시켜 객실고도 3만 4,000피트 이상에서는 100% 산소를 공급하도록 조절한다.

• 산소마스크와 케눌러

(Oxygen mask and Cannula)

산소마스크는 여러 형태가 있으며 사용자에게 적합하도록 되어 있다. 조종사용 마스크는 산소가 새어나가지 못하게 얼굴에 밀착되도록 만들어졌으며 무선송신이 가능하도록 마이크로폰(microphone)이 내장되어 있다. 일반 승객용 마스크는 컵모양으로 되어 있으며 쉽게 착용할 수 있도록 고무로 된 머리 끈이 달려있다. 산소마스크는 오염방지를 위해 청결하게 보관되고 유지되어야 하며 산소마스크를 물로

세척하거나 소독약품으로 세척하는 경우 충분히 물기를 제거하고 말린 다음 보관하여야 한다.

케눌러(Cannula)는 플라스틱 튜브를 사용자의 코에 삽입시켜 산소를 공급하는 장치로서 마스크에 비하여 착용이 편리하지만 고고도에서는 산소의 공급이 원활하지 않다. 케눌러(Cannula)는 인가된 산소공급 장치이지만 1만 8,000피트 이상에서 비행하는 경우 케눌러(Cannula)를 사용하지 못하고 반드시 산소마스크를 사용하도록 규정하고 있다.

• 희석식 산소공급시스템

(Diluter demand oxygen system)

희석식 산소공급시스템(Diluter demand oxygen system)은 마스크를 통해 호흡할 때 산소가 공급되는 장치이다. 이 장치는 산소공급조절기(regulator)를 이용하여 객실공기와 산소를 혼합하여 공급하거나 조절기의 레버를 선택해서 100% 산소를 공급하기도 한다. 산소마스크를 착용할 때에는 공급되는 산소가 새어나가지 않도록 얼굴에 밀착되도록 하여야 한다.

• 압력식 산소공급시스템

(Pressure demand oxygen system)

압력식 산소공급시스템은 희석식 산소공급시스템과 유사하나 계속적으로 일정한 압력을 가하여 산소가 공급되도록 하는 장치이다. 일정한 압력을 유지하여 산소를 공급하므로 숨을 들어 마시는 것은 쉬우나 내뿔을 때는 다소 어려움이 있다. 이 장치는 4만 피트 이상의 고도까지도 산소공급이 가능하며 큰 하중계수로 상승조작을 하거나 급격한 기동을 하는 경우에도 산소공급이 원활한 장치이다.



[그림 2-78] Continuous flow mask and rebreather bag

• 지속적인 산소공급시스템

(Continuous flow oxygen system)

지속적인 산소공급시스템은 일반적으로 승객들에게 제공되는 장치인데 사용자의 호흡에 관계없이 지속적으로 산소가 공급되는 장치이다. 이 장치는 간단하여 복잡한 산소공급조절기나 마스크가 필요하지 않지만 계속 산소가 공급되므로 산소의 낭비가 많다. 이 장치는 통상 2만 8,000피트 이하의 고도에서 사용된다.

• 산소계통의 점검

산소는 화재에 매우 위험하므로 특히 취급에 주의하여야 한다. 화기 주위에서는 절대로 산소계통을 점검하거나 사용이 금지되어 있다. 비행 전 점검을 할 때 산소 공급라인, 산소 공급 장치의 작동상태를

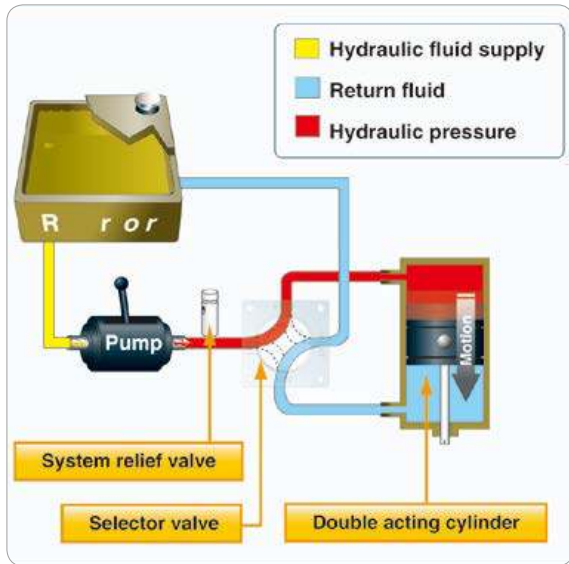
점검하여 산소의 사용이 쉽게 이루어지는지 확인하여야 한다. 점검 시 오염을 방지하기 위해 깨끗한 손으로 점검하여야 한다. 산소마스크를 점검할 때에는 육안으로 마스크의 파손 여부를 확인하여야 하며 산소공급조절기(regulator)의 밸브, 레버의 위치와 작동상태, 산소의 양, 압력계기 등을 점검하여야 한다.

조종사는 비행을 시작하기 전에 산소계통 점검을 실시하여야 하는데 점검방법 중의 하나인 PRICE 절차로 점검할 수 있다.

- P(Pressure): 비행에 필요한 산소의 양과 산소공급압력이 유지되고 있는지 확인하여야 한다.
- R(Regulator): 산소공급조절기가 정상 작동하고 있는지 확인하여야 한다.
- I(Indicator): 대부분의 산소공급 장치에는 산소흐름을 나타내는 계기가 있는데 이 계기가 정상 지시하는지 점검하여야 한다.
- C(Connection): 산소공급 장치와 마스크의 연결 장치를 비롯하여 모든 연결 장치가 완전하게 연결되었는지 확인하여야 한다.
- E(Emergency): 비상상황(hypoxia, decompression sickness, smoke and fumes, rapid decompressions,) 발생 시 즉시 산소공급 장치를 사용할 수 있는지 위치를 확인하고 승객에게 사용법을 설명하여야 한다.

2.14 유압계통(Hydraulics system)

유압계통은 항공기가 대형화, 고속화되면서 각종 장비를 조종사의 힘만으로 작동시키는 것이 불가능



[그림 2-79] 유압계통의 기본구조

하여 유압(hydraulics)의 높은 압력을 이용하여 큰 힘을 발생시키는 장치이다. 유압계통으로 착륙장치(landing gear), 제동장치(wheel brake), 조종장치(flight control) 등을 작동하는 데 이용한다. 유압계통의 기본 구조는 유압저장기(reservoir), 펌프(pump), 필터(filter), 선택밸브(selector valve), 릴리프밸브(relief valve), 작동기(actuator) 등으로 구성되어 있다.

• 유압계통의 작동원리

유압계통은 펌프를 이용하여 유압을 작동시키고 유압을 흐르게 하는 장치로서 펌프는 엔진의 구동(engine driven), 전기모터(electric motor), 또는 공기압(airdriven)에 의해 작동되며 펌프를 통하여 흐른 유압은 작동기(actuator)의 서보(servo)로 들어가 서보 안에 있는 피스톤을 작동시켜 힘을 발생시키고 그 힘을 이용하여 항공기 조종장치나 착륙장치 등을 작동시킨다. 서보는 선택밸브(selector

valve)를 이용하여 힘의 방향을 한쪽방향 또는 양쪽 방향으로 작동하게 한다. 유압은 장치를 작동시키기 위해 힘을 전달하고 작동시키는 장치의 기계요소들을 윤활, 밀봉시키며 열을 흡수한다. 따라서 유압은 압력을 전달하기 위해 비압축성이어야 하고, 마찰 손실이 적고, 점성이 낮아야 하며 온도변화에 따라 유압의 성질 변화가 적어야 한다. 또한 유압은 불순물에 노출되었을 때 유압이 산화되지 않도록 화학적으로 안정성이 높아야 하고 부식성이 낮아 부식을 방지할 수 있어야 하며 화재의 위험을 줄이기 위해 인화점이 높아야 한다.

유압의 종류는 식물성유, 광물성유, 합성유 등이 있으며 소형항공기에는 주로 광물성유(mineral based fluids)를 사용하며 색깔은 붉은색이다.

2.15 항공기 방빙/제빙 계통 (Anti/De icing system)

항공기가 비행하는 동안 외기온도가 낮아지면 날개의 앞전, 엔진의 흡입구 등에 착빙(icing)이 생길 수 있다. 착빙이 생기면 항력이 증가되고 양력이 감소되며 착빙된 얼음으로 인하여 무게가 증가하고 엔진 성능이 저하됨에 따라 비행 성능과 효율이 저하된다. 특히 조종장치(flight control surface)에 착빙이 심한 경우 조종장치를 움직이지 못하여 조종이 불가능한 위험한 상황이 초래될 수 있다. 결빙이 의심되는 겨울철에는 비행 전에 항상 결빙을 예방하고 착빙이 되었을 경우 반드시 제거한 다음 비행을 시작하여야 한다.

항공기에는 착빙이 되기 쉬운 곳에 착빙을 방지하

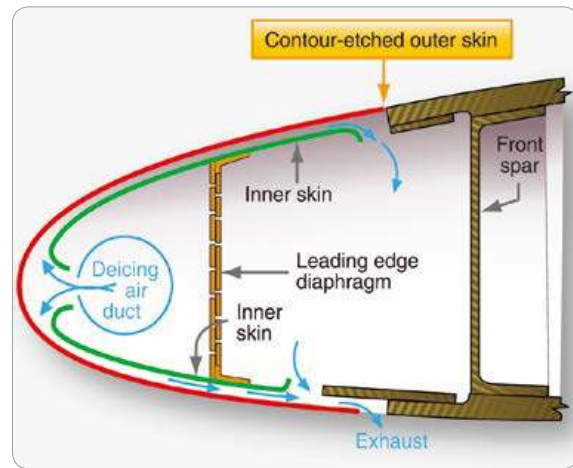
기 위한 장치를 설치하고 있으며 주요 부분은 다음과 같다.

- 항공기 날개의 앞전(Wing leading edges)
- 수평/수직 안정판의 앞전(Horizontal and vertical leading edges)
- 엔진 입구(Engine cowl leading edges)
- 프로펠러(Propellers)
- 프로펠러 스피너(Propeller spinner)
- Air data probe
- 조종석 창문(Flight deck windows)
- 각종 안테나(Antenna)
- 물 공급 및 배출장치(Water and waste system lines and drains)

2.15.1 결빙 예방 및 제거 (Anti icing and De icing)

항공기 표면이 결빙되어 있는 상태로 이륙을 시도해서는 안 되며, 반드시 제빙작업을 완료한 다음 출발하여야 한다. 지상에서 제빙에 사용되는 용액은 에틸렌글리콜(ethylene glycol), 이소프로필알코올(isopropyl alcohol)과 물의 혼합물이며 용액을 분사시킨 후 유효시간(over hold time) 내에 이륙하여야 한다. 만일 이 시간이 경과되면 다시 제빙처리를 해야 한다.

비행 중에는 결빙감지센서(ice detector)와 같이 설치된 결빙 방지(anti icing)와 제빙(de icing) 장비를 이용한다. 결빙 방지(anti icing)와 제빙(de icing) 방법은 고온의 공기를 이용하는 방법과 전기 열을 이용하는 방법이 있다. 고온의 공기를 이용

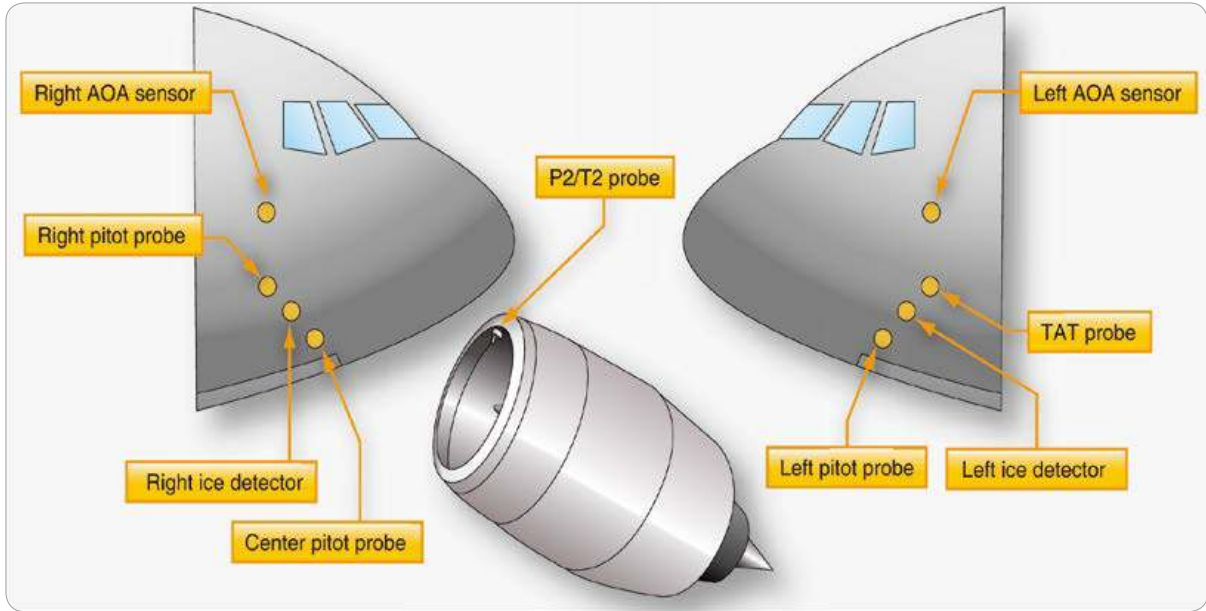


[그림 2-80] 고온의 공기를 이용한 날개 앞전의 방빙장치

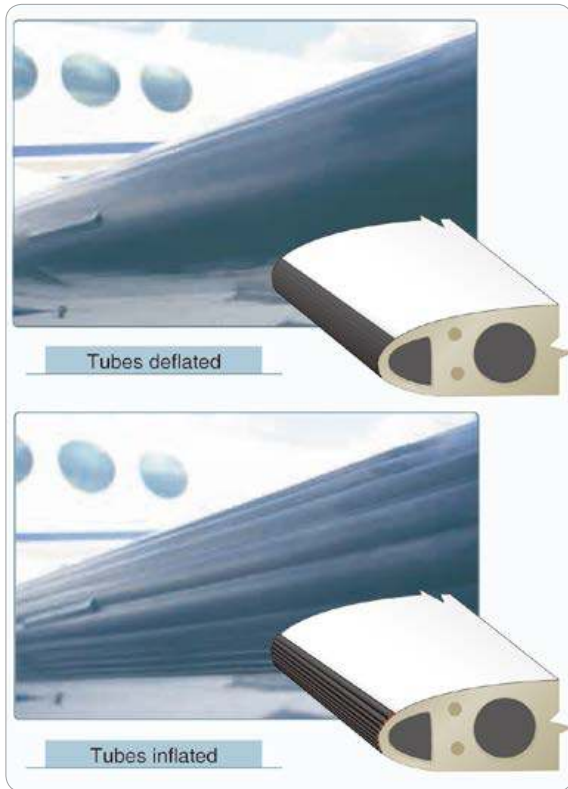
하는 방법은 날개의 앞전, 수평/수직안정판의 앞전, 엔진의 나셀(nacelle)과 같이 넓은 부분에 사용되며 전기 열을 이용한 방법은 피토크, 외기온도 감지기, 받음각 감지기, 엔진온도 감지기, 조종실 창문, 물 공급 및 배출장치에 사용된다. 이 외에도 화학약품을 뿌려서 방빙과 제빙을 하는 방법과 주로 소형항공기에 사용되는 제빙부츠 방식이 있다.

• 고온의 공기를 이용한 방법

고온의 공기를 이용하여 착빙을 예방하는 방법은 엔진의 압축기에서 얻어지는 고온의 블리드 에어(bleed air)를 공급하여 결빙을 방지하는 방법이다. 예를 들어 날개 앞전의 방빙 장치는 날개의 안쪽에 폭 방향(span wise)으로 고온의 공기가 흘러가는 덕트(duct)를 설치하고 뜨거운 공기를 공급하는 방식이다. 일반적으로 날개 앞전의 방빙을 위하여 위의 그림과 같이 날개의 앞전 부분을 이중판으로 설치하여 판 사이로 뜨거운 공기가 흘러가게 하여 가열되도록 한다.



[그림 2-81] 전기 열을 이용한 방빙 및 제빙장치의 주요 사용 부위



[그림 2-82] 제빙부츠를 이용한 방법

• 전기 열을 이용한 방법

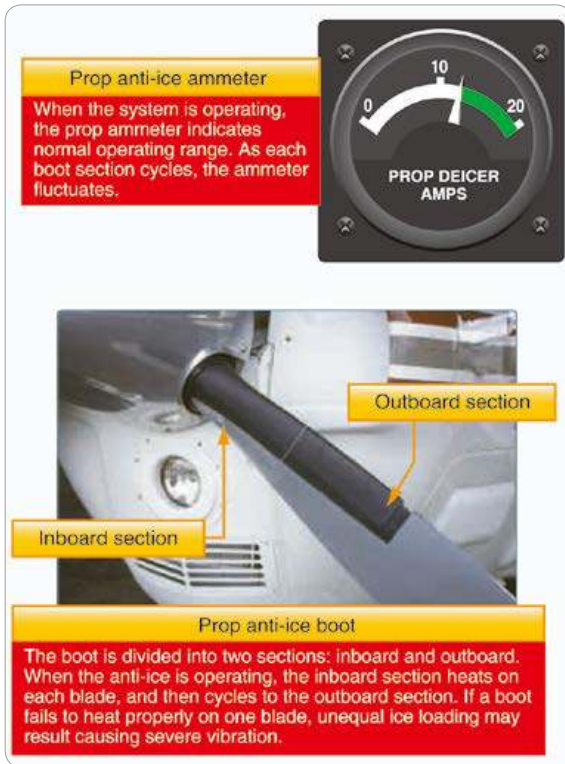
전기 열을 이용한 방법은 착빙에 민감한 부위에 코일을 설치하고 전기를 공급하여 열을 발생시켜 그 열을 이용하여 방빙 및 제빙을 하는 방법이다.

이 방법은 피토관, 외기온도 감지기, 받음각 감지기, 엔진 온도 감지기, 조종실 창문, 물 공급 및 배출장치의 방빙 및 제빙에 사용된다.

• 제빙부츠를 이용한 방법

(Pneumatic device boot system)

결빙이 쉽게 발생하는 날개나 안정판에 고무로 된 부츠(boot)를 설치하고 고압의 공기를 이용하여 부츠(boot)를 수축하고 팽창시켜 얼음을 제거하는 방법으로 주로 소형항공기에 이용된다.

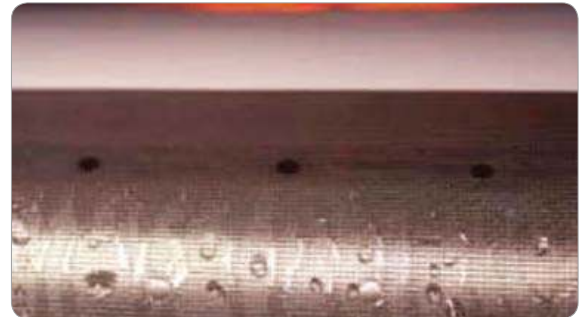


[그림 2-83] Propeller anti ice boot system

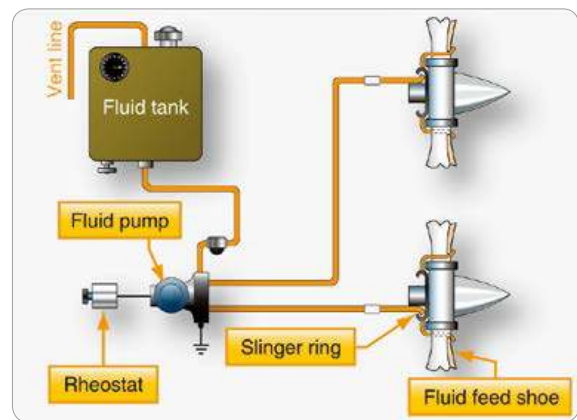
- 프로펠러 방빙장치(Propeller anti icing system)

프로펠러의 방빙(anti icing)장치는 알코올 분사 방법과 전기 열을 이용한 방법을 사용한다. 알코올을 이용하는 방법은 프로펠러의 허브(hub)로부터 프로펠러의 끝(tip)부분까지 분사노즐(discharge nozzle)을 설치하여 알코올을 프로펠러 표면에 분사 시킴으로써 착빙을 방지하는 것이다.

전기 열을 이용하는 방법은 프로펠러에 방빙부츠(anti icing boot)를 설치하고 그 안에 전기를 흐르게 하여 발생하는 전기 열로 착빙을 방지하는 방법이다. 전기 열을 이용하는 장치의 정상적인 작동은 프로펠러 방빙 전류계(propeller anti iceammeter)를 관찰함으로써 알 수 있다. 방빙부츠는 프로펠러



[그림 2-84] 알코올 분사를 이용한 프로펠러 방빙(anti ice) 장치



[그림 2-85] Typical propeller fluid anti icing system

각각의 블레이드 설치하므로 한쪽이 고장 날 수 있다. 만일 한쪽 블레이드의 방빙부츠가 고장난 상태에서 착빙이 생기면 프로펠러에 불균형 된 힘이 발생되어 심한 진동이 발생된다. 그러므로 비행 전 점검 시 프로펠러의 방빙부츠가 정상작동 되는지 반드시 확인하여야 한다.

2.16 전기시스템(Electrical System)

대부분 항공기의 전기시스템은 14volt 혹은 28volt의 직류전압을 사용한다.

전기시스템의 주요 구성은 다음과 같다.

- 발전기(Alternator/generator)
- 배터리(Battery)
- 주 전원스위치(Master/battery switch)
- 발전기 작동스위치(Alternator/generator switch)
- Bus bar, fuses, and circuit breakers
- 전압계(Voltage regulator)
- 전류계/부하계(Ammeter/load meter)
- 전기배선(Associated electrical wiring)

• 발전기(Alternator와 Generator)

항공기 전기시스템은 엔진에 의해 구동되는 발전기(Alternator, Generator)를 이용하여 생산되는 전기를 사용하며, 발전기에서 생산된 전기는 장착된 배터리를 충전시켜 엔진시동을 걸 때나 발전기가 고장 났을 때에는 충전된 배터리 전기를 사용한다.

대부분의 직류발전기(generators)는 저속 RPM에서 충분한 전기를 발생시키지 못한다. 따라서 저속 RPM에서는 직류발전기(generators)에서 만들어지는 전기를 사용하지 못하고 배터리 전원을 사용하게 되므로 배터리가 쉽게 방전되는 단점이 있다. 그에 비하여 교류발전기(alternators)는 저속 RPM에서도 충분한 전기를 발생시키며 엔진의 모든 작동 범위(RPM)에서 일정하게 전기를 발생시킨다. 알터네이터(alternators)는 크기가 소형이고 가벼워 소형 항공기에 주로 사용된다.

• 배터리(Battery)

항공기용 배터리는 소형항공기에서 주로 사용하는 황산-납(Lead Acid) 배터리와 중·대형항공기에서 사용하는 니켈 카드뮴(Ni-Cd Battery) 배터리가 있

다. 소형항공기의 배터리는 주 전원스위치(Master switch)를 켜서 사용할 수 있으며 배터리는 발전기가 모두 정지되어도 최소 30분 정도는 전원이 공급 되도록 되어 있다.

• 주 전원스위치(Master switch)

소형항공기의 주 전원스witch는 아래 그림과 같이 알터네이터(ALT) 스위치와 배터리(BAT) 스위치로 분리되어 있다. 알터네이터 스위치를 차단하면(OFF) 알터네이터에서 발생시키는 전원이 BUS Bar에 연결되는 것을 차단시키고 배터리 전원만 사용하게 된다. 이럴 경우 배터리에서 사용할 수 있는 전기용량은 제한되어 있으므로 비행에 중요하지 않는 전기 장비는 차단(OFF)시켜야 한다.

• 서킷브리커(Circuit Breaker, C/B)

서킷브리커는 전기 장비에 과전류가 흘러 발생하지 모르는 장비의 손상을 방지하기 위해 정격 이상의 전류가 흐르면 회로를 차단시키는 보호 장치이다. 전류가 서킷브리커에 의해 차단되면 서킷브리커가 튀어(C/B trip)나와 하얀색 부분이 보이게 되어 차단된 것을 쉽게 확인할 수 있다.

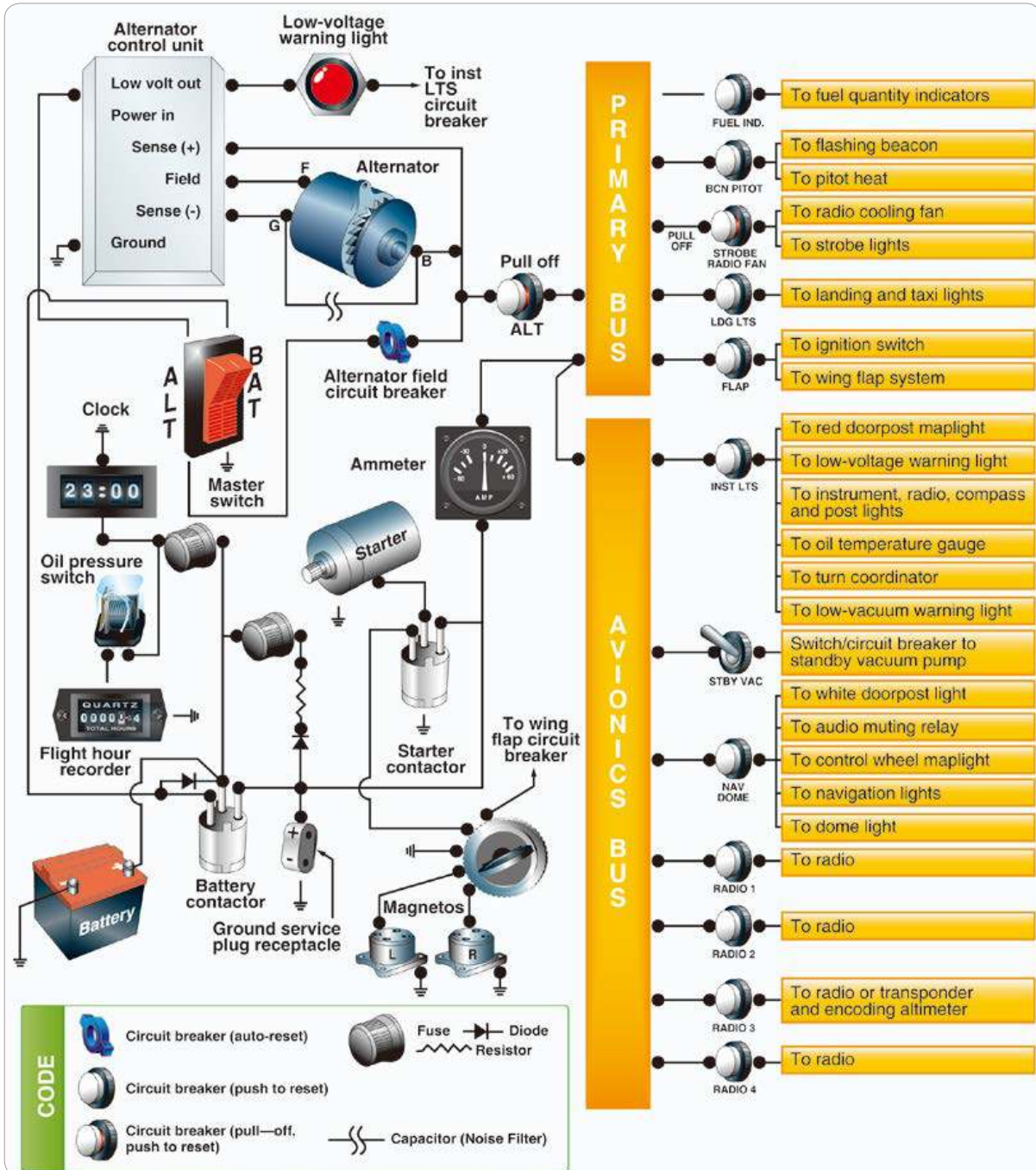
서킷브리커에 쓰여 있는 숫자는 최대 허용 전류



[그림 2-86] 주 전원스위치(Master switch)

(ampere limit)를 의미하며 쓰여 있는 숫자 이상의 전류가 흐르면 자동으로 차단된다. 차단(Trip)

된 C/B는 약 2분 정도 시간이 지난 후에 다시 눌러서 reset하면 정상상태로 될 수도 있다. Reset되지



[그림 2-87] 항공기의 전기 계통



[그림 2-88] Ammeter 와 Load meter

않는데도 계속 무리하여 reset을 시도하면 과열되어 화재가 발생할 수 있으므로 반드시 POH에 명시된 절차를 따라야 한다.

- 전압조절기(Voltage regulator)

프로펠러를 회전시키는 축에 벨트로 연결되어 구동되는 발전기(Alternator)는 프로펠러가 회전하는 동안 작동되어 전기를 생산하는데 생산되는 전기의 전압이 높거나 낮으면 이를 조절하여 항상 일정한 전압을 생산하도록 하는 장치이다. 만일 발전기에서 생산되는 전압이 배터리 전압보다 낮을 경우 저전압 (LOW VOLTAGE) 경고등이 켜진다.

- 전류계(Ammeter)

전류계(Ammeter)는 전류의 방향과 전류의 양을 지시하는 계기이다. 배터리가 방전되면 전류계는 (-)를 지시하고 배터리가 발전기로부터 충전이 되면 (+)를 지시 한다. 만일 전류계의 바늘이 완전히 (-)를 가리키면 발전기의 고장을 의미하며 반대로 완전히 (+)쪽으로 가리키면 되면 전압조절기(regulator)가 고장 낮음을 의미한다. 전류와 비슷한 계기로서 발전기에서 생성된 전기발전상태(output)만을 지시하는 것이 있는데 이를 부하계(Load meter)라 하며

전류계와는 달리 (-)부분이 없다.

2.17 프로펠러(PROPELLER)

프로펠러는 엔진의 크랭크축(Crank shaft)과 연결되어 전달되는 동력을 이용하여 회전시킴으로써 필요한 추력(Thrust)을 발생시키는 장치이다. 저속 항공기의 프로펠러는 크랭크축과 직접 연결되나 터보프롭(Turbo prop)엔진이 장착된 고속항공기는 감소기어를 거쳐서 연결된다.

프로펠러는 프로펠러의 깃 각을 변화시킬 수 없는 고정피치프로펠러(Fixed pitch propeller), 비행 중에 깃 각을 조정하여 일정한 회전속도(RPM)를 유지할 수 있는 가변피치프로펠러(Controllable pitch propeller), 비상시 사용되는 페더링 프로펠러(Feathering propeller)가 있으며 착륙시 착륙거리를 짧게 해주는 역 피치 프로펠러(Reverse pitch propeller)가 있다.

2.17.1 프로펠러의 추진 원리 (Propeller Principles)

프로펠러는 회전하는 날개(airfoil)라 생각할 수 있다. 항공기 날개를 통과하는 공기흐름의 역학적 작용에 의하여 양력을 발생시키는 것처럼 프로펠러도 항공역학적인 힘(aerodynamic force)을 발생시켜 추진력을 얻게 된다. 프로펠러에서 발생하는 항공역학적인 힘(추진력)은 프로펠러의 블레이드(blade)의 모양과, 프로펠러의 회전수(RPM), 블레이드 부분(blade section)에서의 받음각(angle of attack)에

따라 다르다.

엔진의 출력은 프로펠러를 회전시켜 공기를 뒤로 밀어내는 반작용으로 얻어지는 추진력으로 변환된다. 추진력의 크기는 프로펠러로 흡입되어 뒤로 분출되는 공기의 양과 프로펠러를 통과하는 공기의 속도 차이(가속도)에 비례한다.

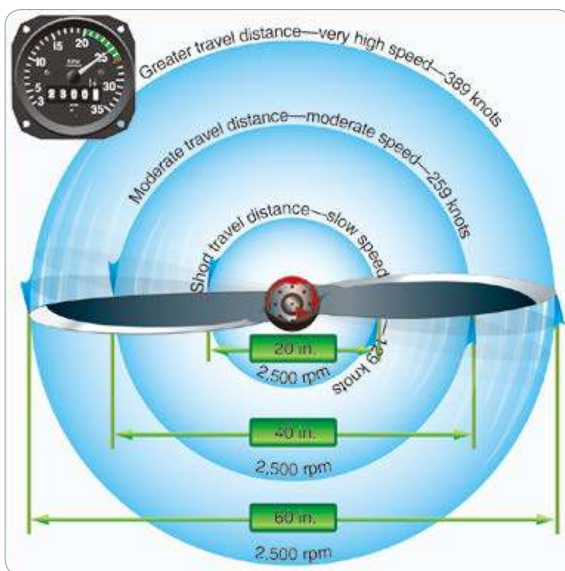
$$Thrust = Q(V_2 - V_1)$$

Q : 공기의 양

V_2 : 분출되는 공기의 속도

V_1 : 흡입되는 공기의 속도

추진력을 발생시키는 공기의 운동에너지는 공기의 양과 속도의 제곱에 비례한다. 공기의 밀도가 높은 저고도에서 주로 운용되는 프로펠러 추진항공기는 프로펠러를 통과하는 공기의 양을 많게 하고 속도를 적게 하는 것이 효율적이다.



[그림 2-89] 블레이드의 회전속도

$$\text{공기의 운동에너지}(E) = \frac{1}{2}mv^2$$

추진 효율을 좋게 하기 위해서는 가능한 프로펠러의 직경이 큰 것을 사용하여 프로펠러를 통과하는 공기의 양을 많게 하는 것이 좋다. 그러나 프로펠러의 직경이 크면 낮은 회전속도(RPM)에서도 블레이드 끝(tip)의 속도가 음속 근처에 도달하게 되어 많은 항력이 발생하므로 오히려 효율이 저하된다.

2.17.2 프로펠러의 용어

(propeller terminology)

• 깃 각(Blade angle):

프로펠러의 회전면과 프로펠러의 시위선(chord line)이 이루는 각

• 피치 각(Pitch angle):

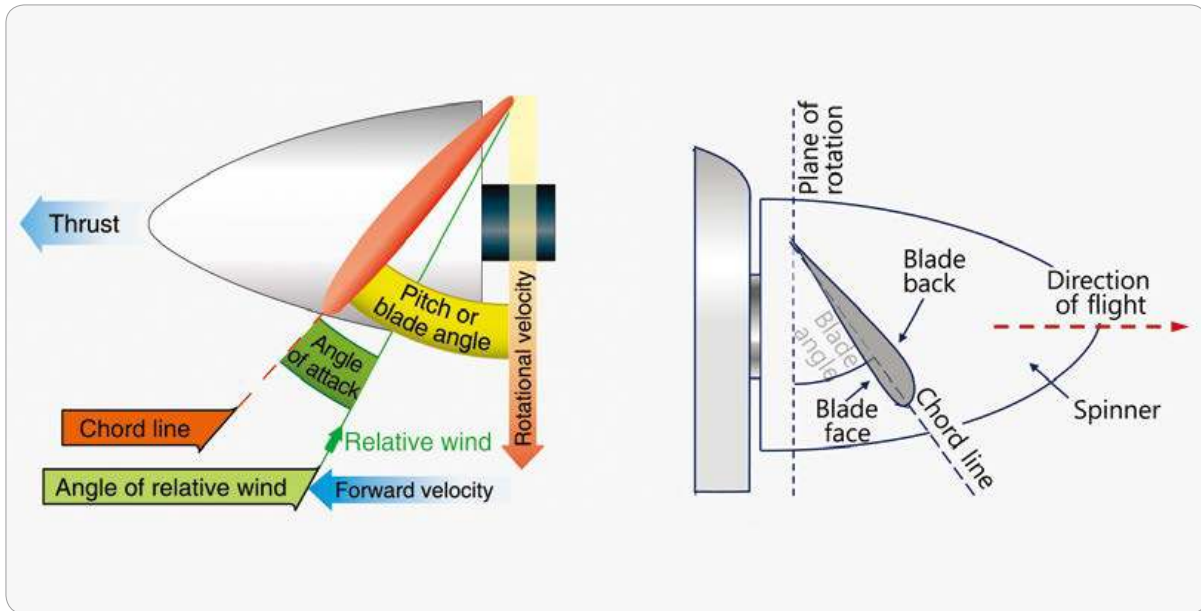
항공기가 전진함에 따라 회전하는 프로펠러는 전진 속도를 같이 가지게 되며 결국 프로펠러의 회전속도와 전진속도의 합력이 생기게 된다. 회전속도와 전진속도의 합력이 회전면과 이루는 각을 피치 각이라 한다.

• 프로펠러 영각(propeller angle of attack):

프로펠러의 시위선(chord line)과 상대풍이 이루는 각

• 프로펠러에 작용하는 상대풍(relative wind):

프로펠러의 회전속도와 항공기 전진속도의 합력이 프로펠러에 작용하는 상대풍이다.



[그림 2-90] 프로펠러의 용어

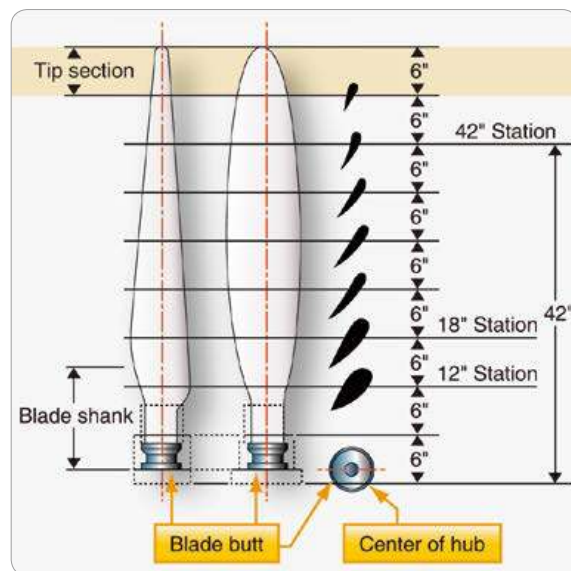
- Blade face:
조종석에서 보았을 때 가까운 쪽에 보이는 블레이드의 면

이 발생하고 큰 하중이 걸리게 되어 블레이드가 손상된다. 블레이드의 위치(station)는 프로펠러 중심(Hub)으로부터 길이(inch)로 표시한다.

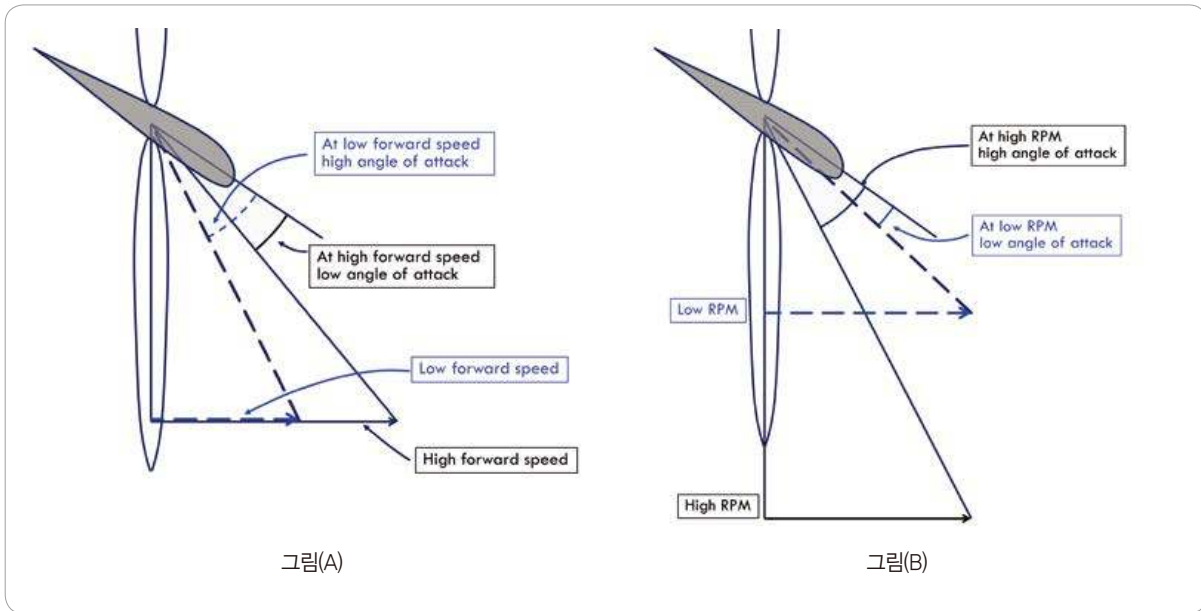
- Blade back:
조종석에서 보았을 때 먼 쪽에 보이는 블레이드의 면

2.17.3 프로펠러의 깃(Blade)

프로펠러는 회전운동을 하므로 프로펠러 중심인 Hub에서 바깥쪽(tip)으로 나갈수록 선속도가 커지게 된다. 프로펠러에서 얻어지는 추진력의 크기는 속도의 제곱에 비례하므로 프로펠러의 블레이드는 바깥쪽(tip)으로 갈수록 깃 각(blade angle)은 작아지게 뒤틀려(twist)있다. 만일 블레이드가 뒤틀려 있지 않다면 블레이드 끝(tip)쪽에서는 과도한 양력



[그림 2-91] 프로펠러의 깃



[그림 2-92] 프로펠러의 받음각

2.17.4 프로펠러의 받음각(Angle of attack)

항공기 날개에서 발생하는 양력이 받음각의 크기에 비례하는 것처럼 프로펠러 회전으로 발생하는 추진력도 프로펠러의 받음각의 크기에 비례한다.

받음각은 상대풍(relative wind)과 시위선(chord line)이 이루는 각도이며 프로펠러에 작용하는 상대풍은 프로펠러 회전속도(RPM)와 항공기 전진속도의 합력이 이루는 선이므로 프로펠러의 회전속도(RPM)와 항공기 전진속도가 변하면 상대풍의 위치도 변한다. 상대풍의 위치가 변하면 받음각도 변하게 된다.

예를 들어 위의 그림(A)와 같이 프로펠러 회전속도(RPM)가 일정한 상태에서 항공기 전진속도를 증가시키면 상대풍은 앞으로 이동하게 되고 받음각은 감소한다.

위의 그림(B)는 전진속도가 일정한 상태에서 엔진

의 출력만 증가시킨 경우인데 이 경우 받음각은 뒤로 이동하여 증가된다. 받음각이 증가되면 추력이 증가되므로 항공기 전진속도가 증가된다.

2.17.5 프로펠러의 과 회전(Over speed)

엔진의 출력과 RPM이 일정한 상태에서 깃 각을 줄이면 받음각(angle of attack)도 감소된다. 깃 각이 감소되면 프로펠러의 부하(load)가 줄어들게 되어 엔진에는 잉여 출력이 생기게 되며 잉여 출력만큼 RPM이 증가한다. 그러므로 깃 각을 줄일 때 RPM을 증가시키지 않으려면 엔진 출력을 먼저 줄여야 한다.

고정피치 프로펠러 항공기의 경우 엔진의 출력을 줄이지 않고(일정한 RPM을 유지한 상태) 강하게 되는 경우 항공기의 전진속도가 증가됨으로 인해 받음각(angle of attack)은 감소된다. 받음각이 감소

되면 프로펠러의 부하(load)가 줄어들게 되고 그 결과 엔진에 잉여의 출력이 생기게 되며 잉여출력은 RPM을 증가시키게 된다. 따라서 엔진출력을 줄이지 않고 강하하는 경우 RPM은 계속 증가하여 제한치를 초과하게 되고 엔진 손상을 초래할 수 있다, 그러므로 강하를 하기 전에 반드시 엔진출력을 먼저 줄여야 한다.

2.17.6 엔진 출력계기(Tachometer and Manifold pressure indicator)

고정 피치 프로펠러 항공기의 엔진 출력은



[그림 2-93] Tachometer



[그림 2-94] Manifold pressure indicator

Tachometer로, 정속프로펠러 항공기의 엔진출력은 Manifold pressure indicator와 Tachometer로 나타낸다.

고정피치항공기의 엔진 출력은 실린더로 들어가는 혼합가스의 양을 결정하는 스로틀(Throttle)에 의해 조절되며 엔진 출력의 크기는 프로펠러의 회전수(RPM)로 Tachometer에 표시된다. Tachometer에는 정상 작동 범위와 제한 범위가 색깔로 표시되어 있다.

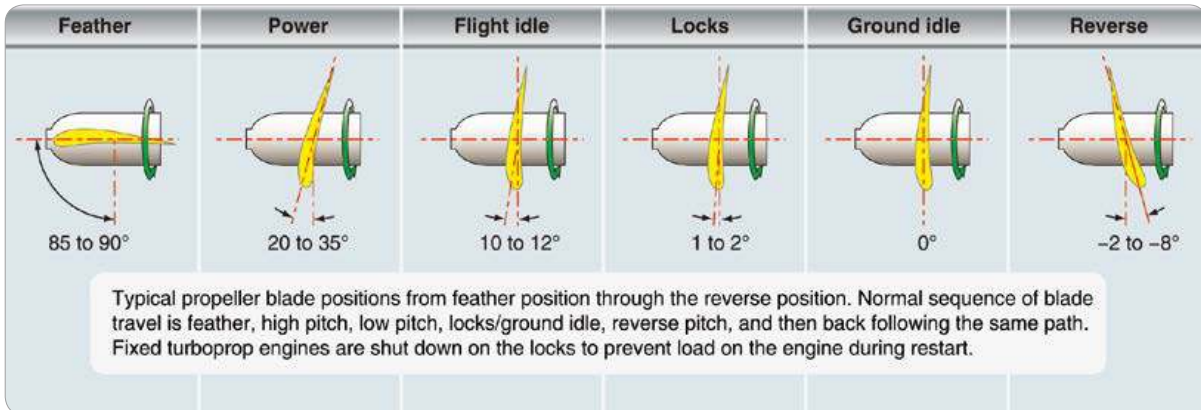
정속프로펠러항공기는 2개의 조절장치가 있다. 하나는 스로틀(Throttle)을 이용하여 실린더로 들어가는 연료와 공기의 혼합가스 압력을 조절하여 Manifold pressure(MAP)로 엔진 출력의 크기를 나타내고, 다른 하나는 프롭조절레버(prop control lever)를 이용하여 프로펠러의 회전수를 Tachometer에 RPM으로 나타낸다.

2.17.7 가변피치프로펠러 (Controllable pitch propeller)

가변피치프로펠러(Controllable pitch propeller)는 비행 목적(이륙, 상승 순항 등)에 따라 조종사가 프로펠러의 깃 각(피치)변경이 가능한 프로펠러이다. 깃 각(피치)변경은 조종석의 프롭조절레버(prop control lever)를 이용하여 엔진오일, 유압 또는 전기, 기계적 장치에 의해 작동된다. 가변피치프로펠러는 기능에 따라 다음과 같이 구분할 수 있다.

- 2단 가변 피치 프로펠러

2단 가변 피치 프로펠러는 요즘 사용되고 있는 정속프로펠러(constant speed propeller)를 개발하



[그림 2-95] 프로펠러 깃 각의 변화

기 전에 사용된 프로펠러로 저피치(low pitch)와 고 피치(high pitch)의 두 단계만을 조절할 수 있는 프로펠러이다. 저피치(low pitch)는 이륙과 착륙 때와 같은 저속에서, 고피치(high pitch)는 속도가 빠른 순항 및 강하를 할 때 사용된다.

- 정속프로펠러(constant speed propeller)

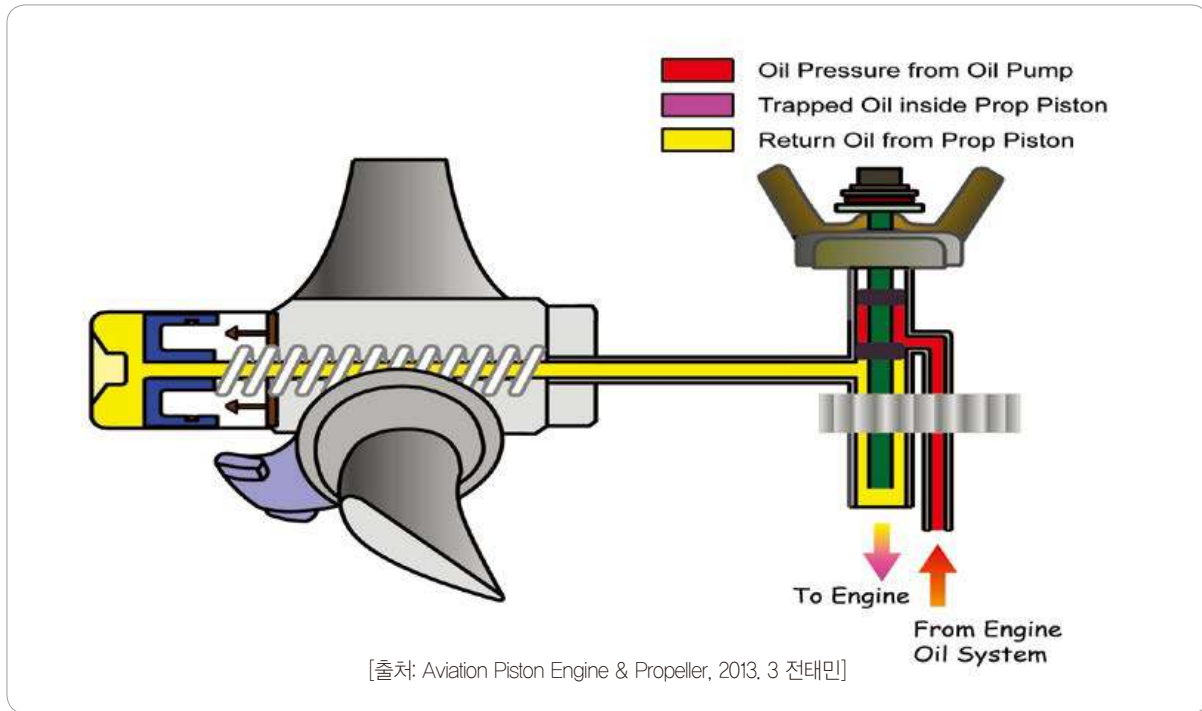
저속과 고속비행에 맞추어 두개의 피치만을 선택 하도록 되어 있는 프로펠러는 두 비행속도에서만 프로펠러의 효율이 좋지만 그 중간 비행속도에서는 그렇지 않다. 이러한 결점을 보완하기 위해 프로펠러 거버너(propeller governor)를 이용한 정속프로펠러(constant speed propeller)가 개발되어 사용되고 있다. 정속 프로펠러는 조종사가 선택한 회전속도(RPM)가 항상 일정하도록, 비행속도와 엔진 출력에 관계없이 프로펠러 거버너가 깃 각을 자동으로 변화시킨다. 조종사는 프롭조절레버(prop control lever)를 이용하여 모든 비행 단계에서 프로펠러 효율이 최대가 되도록 깃 각을 조절한다. 깃 각이 변화되는 범위는 11~26°이며 속도가 빠른 터보프롭 항공기의 경우 10~50°까지 변화된다.

엔진의 출력은 프로펠러가 회전하는 데 필요한 동력으로 이용된다. 프로펠러 거버너가 없는 경우 엔진의 출력이 증가되면 프로펠러는 출력이 증가된 만큼 더 빨리 회전하려고 한다. 증가되는 출력을 프로펠러가 흡수하는 방법은 프로펠러의 회전 수(RPM)를 증가시키거나 깃 각을 증가시켜 더 많은 양의 공기를 뒤로 밀어내어 추진력을 높이는 방법이 있다.

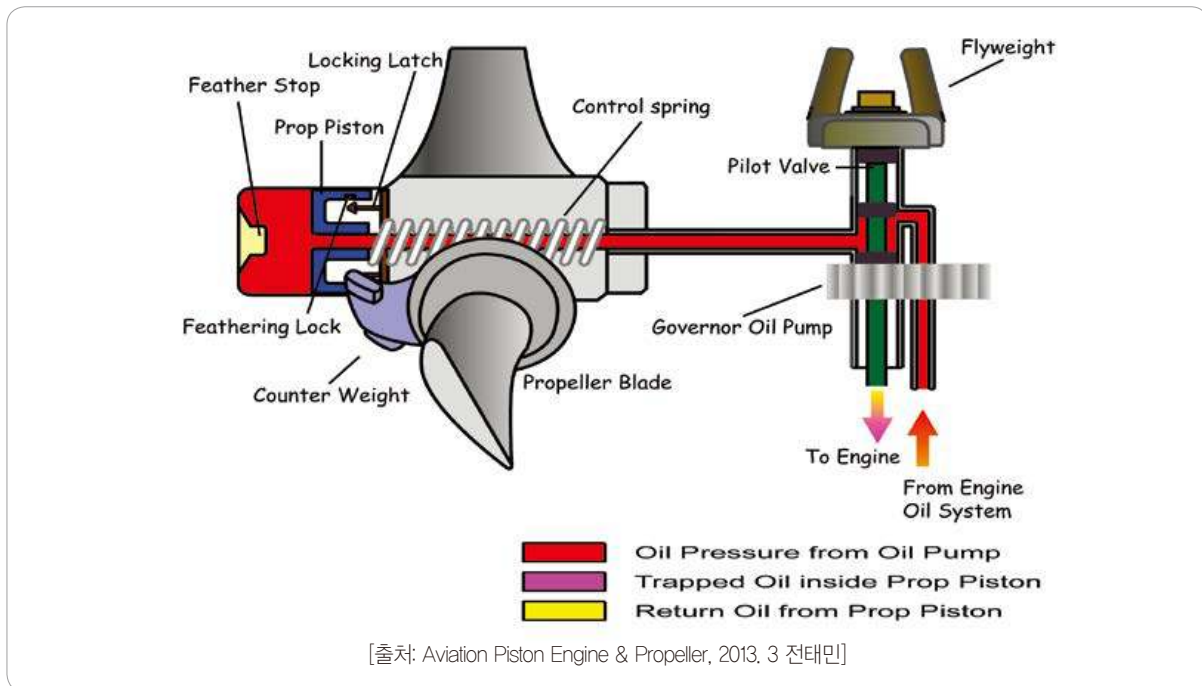
정속프로펠러는 프로펠러 거버너가 엔진의 출력을 감지하여 깃 각을 자동으로 조절함으로써 일정한 회전속도(RPM)를 유지시키는 장치로서 프로펠러 거버너는 조종석의 프롭조절레버(prop control lever)와 연결되어 있다. 프롭조절레버에 의해 조절된 프로펠러 거버너는 맞추어진 깃 각을 기준으로 엔진의 출력이 변하면 변함만큼 깃 각을 자체적으로 변화시킨다.

2.17.8 정속프로펠러(constant speed propeller)

프로펠러 거버너(propeller governor)의 한 구성품인 플라이웨이트(flyweight)는 엔진의 변속기(gear box)와 연결되어 돌아가며 엔진의 회전력에



[그림 2-96] 과속회전상태(over speed condition)



[그림 2-97] 저속회전상태(under speed condition)

의해 발생하는 원심력을 감지한다. 감지되는 원심력의 크기에 따라 플라이웨이트는 벌어지거나 오므러지게 된다. 프로펠러 회전수가 증가되어 원심력이 크게 되면 플라이웨이트는 벌어지게 되고 원심력이 작게 되면 오므러진다. 플라이웨이트가 벌어지거나 오므러지면 동시에 파일럿 밸브가 움직여 압축된 오일이 프로펠러 거버너로 들어가거나 프로펠러 거버너에 있던 오일이 엔진 쪽으로 빠져나오게 된다.

프로펠러 거버너에 압축된 오일이 유입되면 프로펠러 거버너안에 있는 피스톤을 압축시키고 동시에 깃 각을 조절하는 스프링을 수축하여 깃 각을 작게(low pitch) 만들며 피스톤을 압축시킨 오일이 빠져나오면 피스톤 압축이 풀리면서 스프링도 팽창하여 깃 각은 크게(high pitch) 된다.

- 과속회전상태(over speed condition)

엔진 출력을 증가시켰거나, 출력을 줄이지 않고 하강하게 되면 프로펠러의 받음각은 감소하게 되고 그에 따라 프로펠러의 부하(load)는 감소하게 된다. 프로펠러의 부하(load)가 감소되면 엔진의 출력이 증가되는 효과가 있어 프로펠러를 더 빨리 회전시키려 하고 그 결과 원심력은 증가된다. 원심력이 증가되면 플라이웨이트가 들어 올리게 되고 동시에 파일럿 밸브(pilot valve)도 올라가 피스톤을 압축(깃 각을 감소)시키고 있던 오일이 엔진 쪽으로 빠져나가며 깃 각은 증가하기 시작한다. 깃 각이 증가함에 따라 프로펠러 회전 저항은 커지게 되고 회전 속도가 떨어져 원심력이 줄어들게 된다. 원심력이 줄어들기 때문에 벌어진 플라이웨이트는 다시 원래의 위치로 돌아가게 되고 엔진은 새로운 깃 각으로 일정한 회전속도(RPM)를 유지하게 된다.

- 저속회전상태(under speed condition)

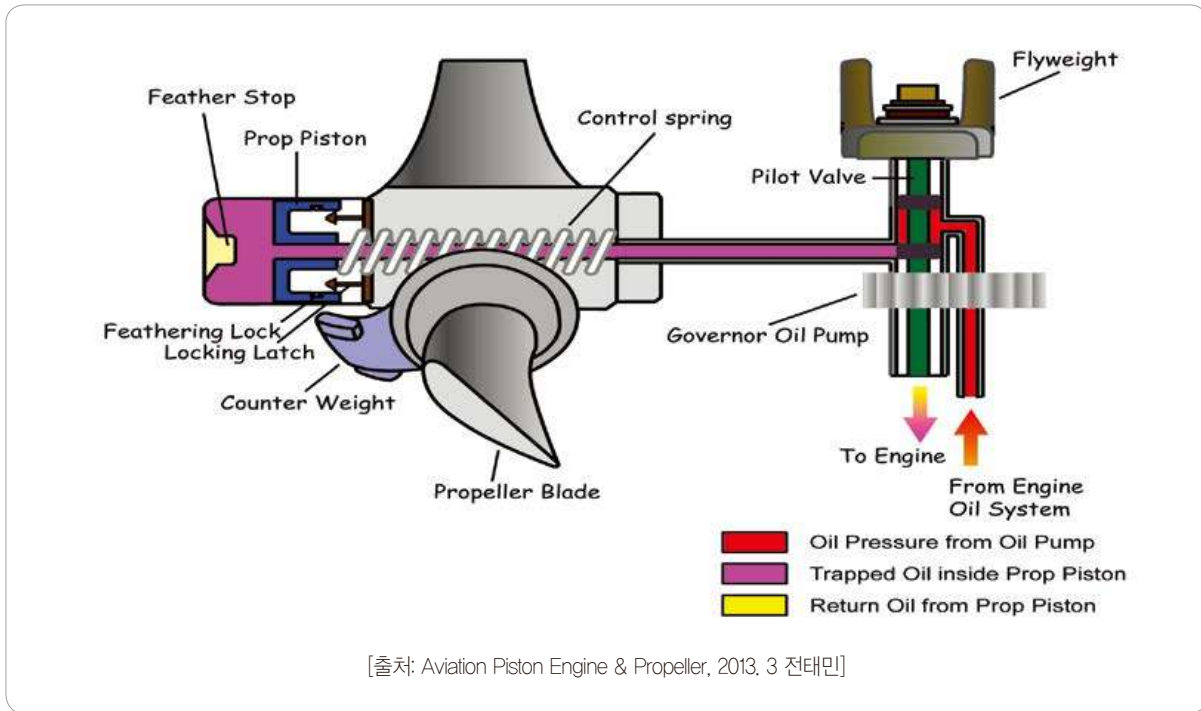
과속회전상태(over speed condition)와는 달리 엔진의 출력을 줄이거나 상승하게 되는 경우 프로펠러 받음각은 증가하여 프로펠러의 부하(load)는 증가하게 된다. 프로펠러의 부하(load)가 증가함에도 엔진은 일정한 회전속도(RPM)를 유지하려 하기 때문에 상대적으로 엔진의 부하(load)가 증가되며 그에 따라 엔진출력이 감소되는 효과가 있어 엔진의 회전속도(RPM)는 감소하려 하고 그에 따라 원심력은 줄어들게 된다. 원심력이 줄어들게 되면 플라이웨이트는 오므러지게 되고 파일럿밸브는 아래로 내려가서 엔진오일이 프로펠러거버너 안으로 들어가 피스톤을 압축시켜 깃 각을 작게 만든다. 깃 각이 감소함에 따라 프로펠러의 회전 저항은 작아지고 그에 따라 회전 속도는 증가하여 원심력은 다시 증가되면서 플라이웨이트는 다시 원래의 위치로 돌아가게 되고 엔진은 새로운 깃 각으로 일정한 회전속도(RPM)를 유지하게 된다.

- 정속상태(on seed condition)

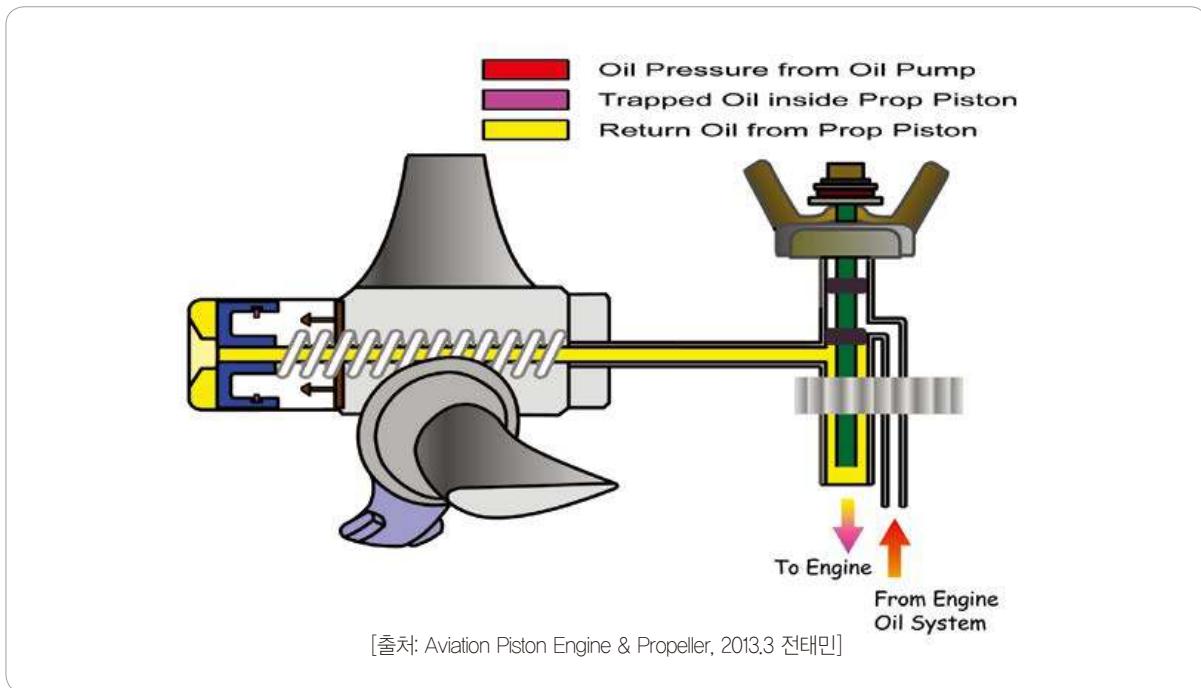
정속상태는 스피더스프링(speeder spring)의 누르는 힘과 플라이웨이트가 벌어지려는 힘이 균형을 이루어 파일럿 밸브가 닫혀 오일이 프로펠러거버너 쪽으로 들어가거나 엔진 쪽으로 빠져나가지 않는 상태를 말하며 프로펠러의 깃 각이 일정하게 유지되는 상태이다.

- 페더 상태(feather condition)

프롭 조절레버(prop control lever)를 페더(feather) 위치에 놓으면 프로펠러 거버너의 파일럿 밸브가 완전히 위로 올라가 피스톤을 누르고 있는



[그림 2-98] 정속회전상태(on speed condition)



[그림 2-99] 페더 상태(feather condition)

오일이 모두 엔진쪽으로 빠져 나가게 되며 프로펠러는 feather stop까지 움직이며 깃 각은 비행 방향과 평행하게 변하여 항력을 줄일 수 있다.

2.17.9 프로펠러에 작용하는 힘

(Forces acting on Rotating Propeller)

원심력(Centrifugal force):

프로펠러 Hub로부터 바깥쪽으로 블레이드를 잡아당기는 힘(원심력)으로 프로펠러에 작용하는 힘 중에 가장 크다.

Thrust bending force:

양력(추진력)으로 인해 프로펠러가 항공기의 전진 방향으로 휘려고 하는 힘이다. 블레이드의 두께가 얇은 Tip쪽이 크게 영향을 받으며 원심력은 Thrust bending force를 억제한다.

Torque bending force:

엔진이 프로펠러 샤프트를 통해 프로펠러를 회전시키므로 블레이드는 회전 반대방향으로 휘려고 하는 힘이 생긴다.

Aerodynamic twisting moment:

이 힘은 블레이드 각을 크게 하려는 힘으로 블레이드를 회전시키는 중심축이 프로펠러 시위선의 중심에 위치하고 블레이드의 양력(추진력)의 중심점은 회전 중심점보다 바깥쪽에 있어 블레이드 각을 증가시키는 모멘트의 힘이 발생한다.

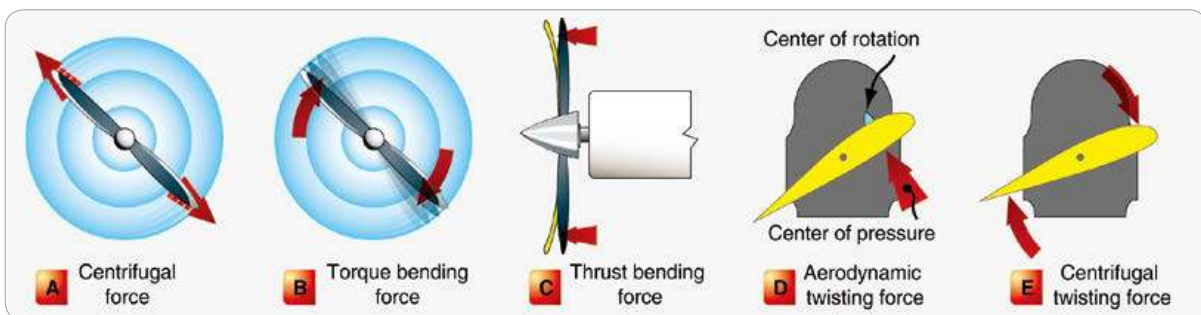
Centrifugal twisting moment:

이 힘은 블레이드 각을 감소시키는 방향으로 작용하는데 Aerodynamic twisting moment와는 반대 방향으로 작용한다.

2.18 가스터빈엔진(Gas Turbine Engines)

가스터빈엔진은 공기와 혼합된 연료를 연소실에서 연소시켜 발생된 고온 고압의 연소가스를 이용하여 터빈을 작동시켜 회전운동을 얻어 압축기를 작동시키고 배기가스의 분사추진력을 이용하여 그 반작용으로 추력을 발생시키는 엔진이다.

가스터빈 엔진은 왕복엔진에 비하여 다음과 같은 장점과 단점이 있다.



[그림 2-100] 프로펠러에 작용하는 힘

- 장점
 - 엔진 중량당 추력이 크므로 소형경량으로 큰 출력을 얻을 수 있다.
 - 왕복운동 부분이 없어 진동이 적다.
 - 시동이 용이하고 난기운전이 필요치 않다.
 - 연료비가 저렴하고 오일의 소모가 적다.
 - 초음속비행이 가능하다
- 단점
 - 연료소모량이 많고 소음이 심하다.

2.18.1 가스터빈 엔진의 작동원리 (Turbine Engine Operating Principles)

가스터빈엔진은 공기흡입구(air inlet), 압축기(compressor), 연소실(combustion chamber), 터빈(turbine), 배기부분(exhaust section), 액세서리 부분(accessory section), 기타 보조목적(시동 윤회, 연료공급, 방빙, 냉각, 여압)에 필요한 계통으로 구성되어 있으며 가스터빈 엔진을 구성하는 데 가장 큰 영향을 주는 요소는 압축기의 형태이다.

압축기는 터빈으로부터 회전동력을 받아 공기를 고압으로 압축하여 연소실로 보내고 연소실에서는 압축된 공기와 연료를 혼합하여 연소시켜 고온 고압의 연소가스를 발생시킨다. 이 연소가스는 터빈을 지나면서 팽창되어 터빈을 회전시키고 회전하는 터빈은 압축기 및 그 밖의 필요한 장치를 구동시키며 터빈을 통과한 연소가스는 배기 노즐에서 팽창, 분사시켜 그 반작용으로 추력을 얻는다.

가스터빈 엔진의 압축기는 형태에 따라 원심식(centrifugal flow), 축류식(axial flow), 원심-축류

식(centrifugal-axial flow)으로 구분하고 또 추력을 발생시키는 방법에 따라 터보 팬(turbo fan), 터보프롭(turbo prop), 터보샤프트(turbo shaft), 터보제트(turbo jet) 엔진으로 구분한다. 가스터빈 엔진은 축류식(axial flow) 압축기를 주로 사용하고 원심식(centrifugal flow) 압축기는 소형항공기에 사용한다. 전투기에는 주로 터보제트(turbo jet)엔진을 사용하고 중 대형 운송용 항공기는 터보팬(turbo fan) 엔진을, 터보프롭(turbo prop) 엔진은 소형 및 저속항공기에 이용되고, 터보샤프트 엔진(turbo shaft)은 헬리콥터나 대형항공기의 보조동력장치로 사용한다.

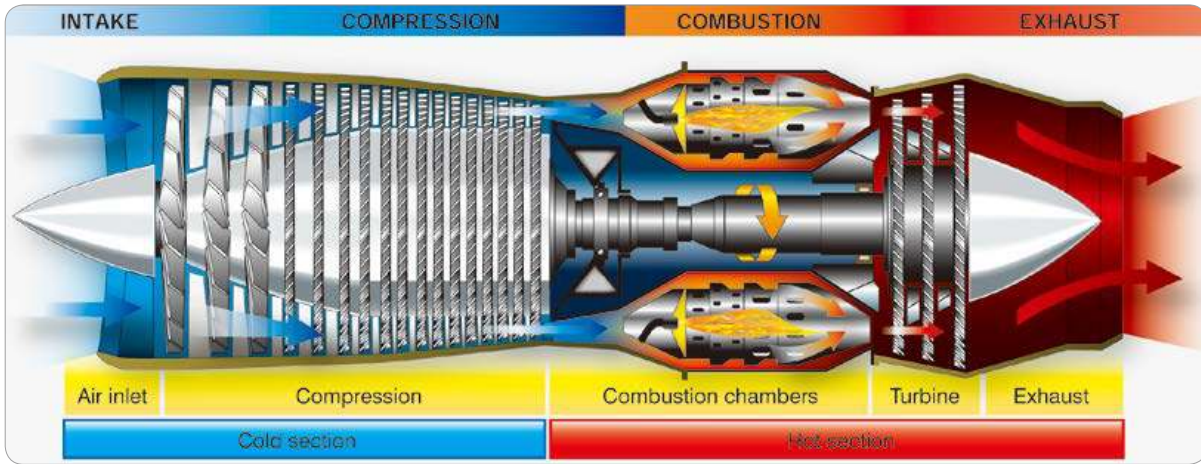
2.18.2 가스터빈 엔진의 종류 (Types of Turbine Engines)

가스터빈 엔진은 항공기를 추진시키기 위한 동력을 공급하는 방법에 따라 4가지로 구분한다.

- 터보제트 엔진(Turbo jet engine)

터보제트 엔진은 가장 먼저 개발된 항공기용 가스터빈 엔진이며 그 구조가 간단하다. 공기 흡입구로 유입된 공기는 압축기(Compressor)를 통과하면서 고온 고압의 압축공기로 바뀌고 연소실에서 연료와 혼합 분사되어 연소되면서 발생하는 고온 고압의 배기가스가 터빈을 회전시켜 압축기와 필요한 장비를 구동시키고 나머지 배기가스를 배출시켜 그 반작용으로 추진력을 얻는다.

터보제트 엔진은 공기의 흐름이 일직선으로 움직이고 왕복엔진처럼 왕복운동을 회전 운동으로 바꿀 필요 없이 때문에 진동이 적고 부품의 개수가



[그림 2-101] 터보제트 엔진(Turbo jet engine)

적어 신뢰성이 높다. 또한 폭발 순간에만 외부에 일을 하게 되는 왕복 기관과 달리 공기의 압축, 화염에 의한 연소 및 팽창, 고온/고속의 연소가스의 분출이 연속적으로 이루어지기 때문에 더 큰 출력을 얻을 수 있다.

터보제트 엔진은 많은 공기를 압축하여 연료의 연소효율을 높여야 하므로 고속으로 비행할 때 효율이 더 좋아진다. 그러나 저속으로 비행할 때에는 압축되는 공기의 양이 적어 연소효율이 떨어질 수 밖에 없게 되고 부족한 출력을 보충하기 위해서 연료를 많이 소모하여야 하는 비경제적인 단점이 있다. 또한, 압축비가 큰 배기가스가 고속으로 분출되어 발생하는 소음이 큰 단점이 있다.

• 터보팬 엔진(Turbo fan engine)

터보팬 엔진은 대량의 공기를 비교적 저속도로 분출시켜 저속에서 엔진의 효율을 높게 해주는 엔진으로 터보제트 엔진의 취약한 저속성능을 향상시키기 위해 개발되었다.

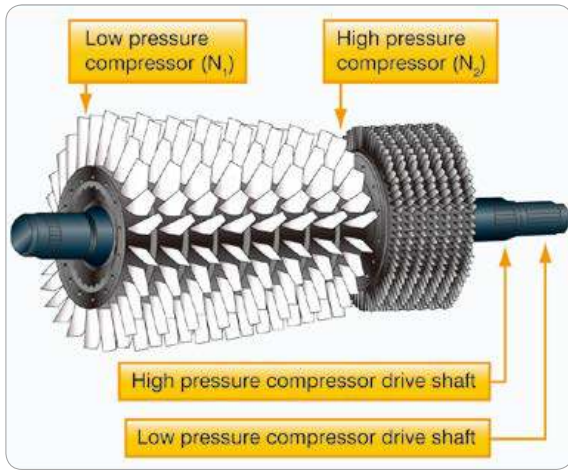
왕복엔진은 흡입, 압축, 폭발, 그리고 배기의 과정

이 동일한 실린더(연소실)에서 이루어지며 폭발 순간에만 출력이 발생한다. 그에 비하여 터보팬 엔진은 각각 분리된 부분이 각기 다른 기능을 하고 있고 모든 기능이 단절되지 않고 동시에 이루어진다. 즉, 공기의 압축, 화염에 의한 연소 및 팽창, 고온/고속의 연소가스 분출이 끊임없이 이루어지므로 효율적으로 더 큰 출력을 얻을 수 있다.

전형적인 가스터빈엔진은 다음과 같은 부분으로 구성되어 있다.

- (1) 공기흡입구(Air Inlet)
- (2) 압축기(Compressor Section)
- (3) 연소실(Combustion Section)
- (4) 터빈(Turbine Section)
- (5) 배기(Exhaust Section)
- (6) 액세서리 부분(Accessory Section)
- (7) 보조목적(시동, 윤활, 연료공급, 방빙, 냉각, 여압)에 필요한 장치

터보팬 엔진은 대부분 2개의 스플(spool)을 사용하는 2축 엔진으로 되어 있는데 스플은 압축기, 축,



[그림 2-102] Dual spool axial flow compressor

압축기를 구동시키는 터빈으로 구성된 것을 말한다.

2스플 엔진에는 고압스플과 저압스플이 있는데 저압스플은 팬 단계(fan stage)와 터빈 단계(turbine stage)로 구성되어 있으며 고압스플은 고압 압축기, 축, 그리고 고압터빈으로 구성되어 있다. 고압 스플은 연소 부분에 포함되어 있기 때문에 가스발생기(gas generator)라고도 한다.

• 터보팬 엔진의 바이패스 비(BPR: bypass ratio)

터보팬 엔진에서는 압축기로 유입된 공기의 일부는 연소기 및 터빈을 통과하고 일부는 연소기나 터빈을 거치지 않고 노즐을 통하여 배출된다. 연소기와 터빈을 통과하는 공기의 흐름을 주 유동(primary air stream) 혹은 코어 유동(core airstream)이라 하고 연소기 및 터빈을 통과하지 않는 공기의 흐름을 2차 유동(secondary air stream) 혹은 바이패스 유동(bypass flow)이라 한다.

엔진의 추력은 기체의 운동량에 비례하기 때문에 공기량의 증가와 흡입, 배출되는 공기속도 차이의 증가는 모두 추력 증가 역할을 한다.

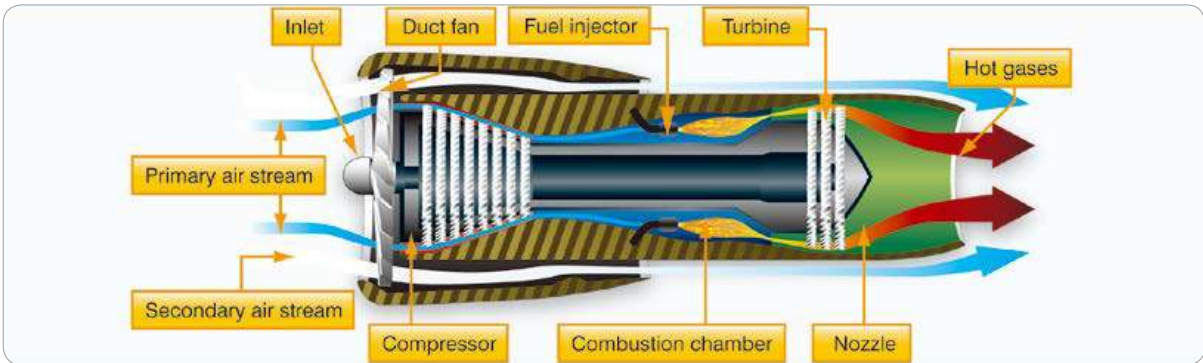
주 유동(primary air stream)은 고온, 고압, 고속의 상태로 배출되어 배출되는 공기의 속도를 크게 하여 추력을 증가시키는 역할을 하고, 주 유동(primary air stream)에 비해 상대적으로 공기의 온도, 압력, 속도가 낮은 2차 유동(secondary air stream)은 주 유동에 비해 터빈 일(turbine work)을 훨씬 적게 소모하기 때문에 효율적으로 엔진이 배출하는 공기 유량을 크게 증가시켜 추력을 증가시키는 역할을 한다.

바이패스 비(bypass ratio, BPR)는 터보팬 엔진에서 바이패스되는 유동(bypass flow)의 공기량과 주 유동(primary air stream)되는 공기량의 비율이다. 바이패스 비가 2:1이라고 하면 이는 바이패스 유동(bypass flow)의 유량이 주 유동(primary air stream) 유량의 2배라는 의미이다.

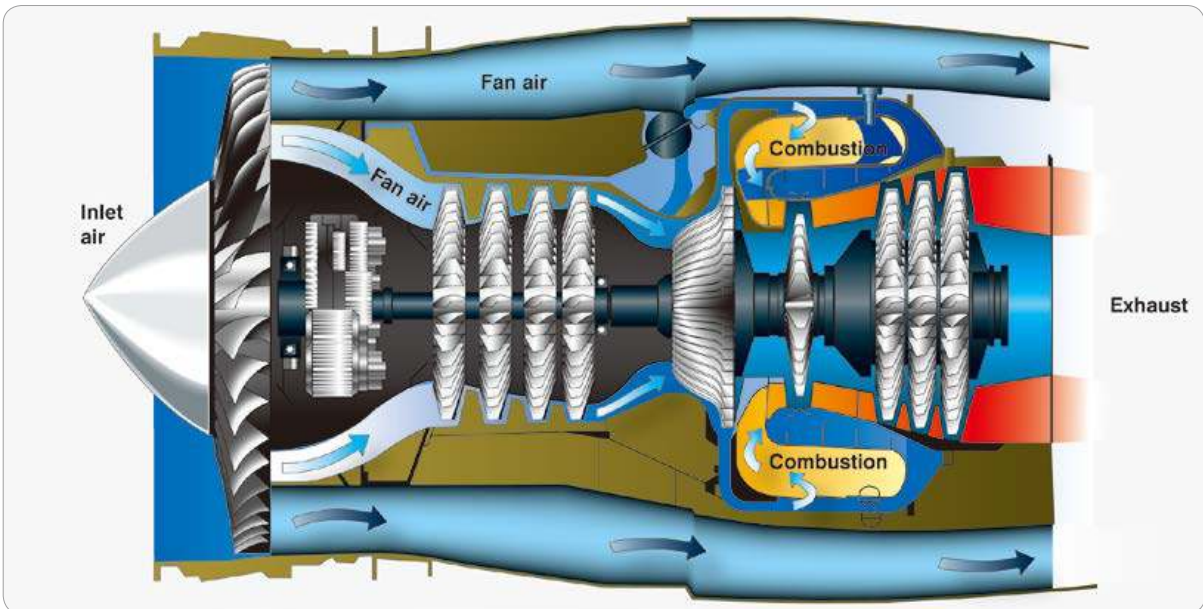
터보팬 엔진을 장착한 전투기는 바이패스 비가 상대적으로 낮은 엔진을 사용하고, 민간 운송용 항공기는 바이패스 비가 높은 엔진을 사용한다. 이는 바이패스 비가 높은 엔진의 경우 동일한 추력을 내는

[표 2-1] 주요 엔진의 바이패스 비

엔진의 종류	주요 탑재 항공기	bypass ratio
General Electric F404	F/A-18, T-50, F-117	0.34 : 1
Pratt & Whitney F100	F-16, F-15	0.36 : 1
PW4000(-94)	Boeing 767, Boeing 747-400	4.85 : 1
Trent 700	A330	5.0 : 1
Rolls-Royce Trent 900	A380	8.7 : 1
General Electric GE90	Boeing 777	8.4 ~ 9:1
Rolls-Royce Trent XWB	A350	9.3 : 1
Rolls-Royce Trent	Boeing 787	10 : 1
Pratt & Whitney PW1000G	Airbus A320neo	12 : 1



[그림 2-103] 터보팬 엔진의 구조



[그림 2-104] 터보팬 엔진의 공기흐름

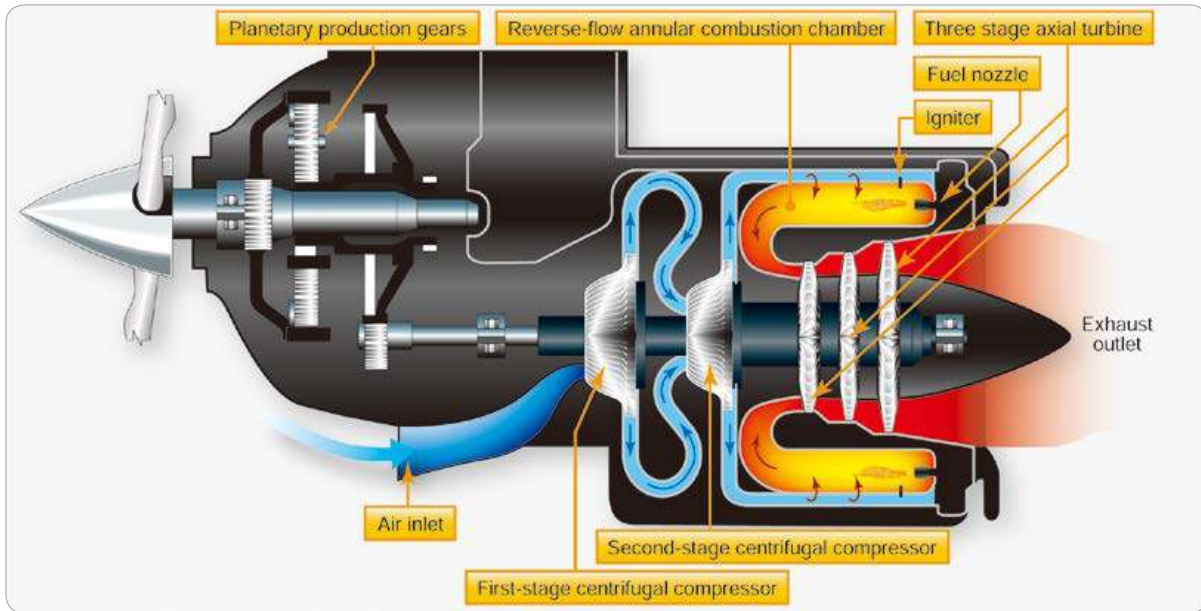
데 필요한 연료량이 적은 반면, 엔진의 단면적이 커서 비행 중 공기 저항이 크기 때문에 빠른 속도를 필요로 하는 항공기에는 적합하지 않기 때문이다. 바이패스 비가 큰 엔진은 높은 추력에 비해 소음이 작아진다.

최근에 개발된 바이패스 비가 높은 엔진의 BPR은 12:1 정도의 값을 가진다.

주요 엔진별 바이패스 비는 아래 표와 같다.

- 터보프롭 엔진(Turbo prop engine)

터보프롭 엔진은 터보제트 엔진의 앞에 프로펠러가 장착되어 있는 형태이다. 터보팬 엔진은 약 70% 정도의 추진력을 바이패스 된 공기에서 나머지 30% 정도는 연소실에서 만들어진 배기가스에 의해 만들어지는 데 비하여 터보프롭 엔진의 경우 배기가스로 만들어지는 추력은 전체의 15%가 채 되지 않으며, 80~85% 이상의 추력이 터빈 축에 연결된 프로펠러



[그림 2-105] 터보 프로프 엔진(Fixed shaft turbo prop engine)

에서 얻어진다.

프로펠러의 지름이 클 경우 회전속도가 일정 속도 이상으로 증가하게 되면 프로펠러 끝은 초음속에 도달하고 항력이 증가하여 프로펠러의 효율이 크게 떨어지게 된다. 터빈 축은 매우 고속으로 회전하므로 프로펠러를 구동하기 위해서는 감속기어(reduction gear)로 감속시켜야 한다.

터보프로프 엔진(Turbo prop engine)은 다음과 같은 장점과 단점이 있다.

장점

- 왕복엔진에 비하여 무게가 가볍고 부피가 작으며 부품이 훨씬 적다.
- 왕복엔진에 비하여 무게 대비 출력이 좋다.
- 왕복엔진에 비하여 기계적인 진동이 작다.
- 왕복엔진에 비하여 신뢰성이 높으며 출력, 최고 속도 등에서 우월하다.

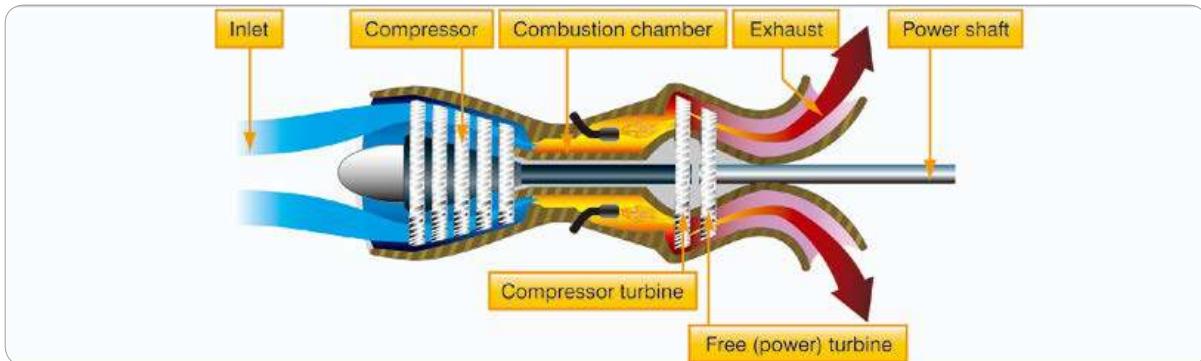
- 터보팬 엔진에 비해 저속에서 효율이 좋고 연료비가 적게 들어 경제적이다.

단점

- 왕복엔진에 비하여 출력이 크지만 출력에 비해서도 가격이 비싸다.
- 왕복엔진에 비해 연료효율이 떨어져 동급 피스톤엔진보다 연료비가 더 많이 든다.

• 터보샤프트 엔진(Turbo shaft engine)

터보샤프트 엔진은 터보프로프 엔진과 구조가 유사하다. 터보프로프 엔진은 터빈에 연결되어 있는 샤프트를 이용하여 프로펠러를 회전시키는데 프로펠러 회전보다 고속으로 회전하는 터빈의 회전수를 감소시키기 위한 감속기어를 엔진 앞부분에 장착하는 데 비하여 터보샤프트 엔진은 감속기어 대신에 배기가스를 이용하여 다른 터빈(Free/power turbine)을



[그림 2-106] 터보 샤프트 엔진

구동하여 동력 축(power shaft)에 힘을 전달한다.
이 엔진은 주로 헬리콥터에 많이 사용된다.

이 엔진의 장점은

- 엔진이 약간 커지는 단점이 있지만 속도 운용 폭이 넓기 때문에 크게 문제 되지 않으며 중·소형 비행기에 적합하다.
- 다른 터빈(Free/power turbine)을 이용하여 동력을 전달하므로 헬기의 회전익(프로펠러)이 엔진의 속도와 별개로 다양한 회전 속도를 갖는다.
- 엔진이 두 부분으로 나뉘어져 있어서 정비하는데 용이하다.

2.18.3 가스터빈 엔진의 구조

(Types and Constructions)

일반적으로 가스터빈 엔진은 다음과 같은 부분으로 구성되어 있다.

- 공기흡입구(air inlet)
- 압축기(compressor)

- 연소실(combustion chamber)
- 터빈(turbine), 배기부분(exhaust section),
- 액세서리 부분(accessory section),
- 기타 보조목적(시동 윤활, 연료 공급, 방빙, 냉각, 여압)에 필요한 계통

• 공기흡입구(Air inlet)

공기흡입구는 압축기(compressor)로 들어가는 공기의 흐름에 난류가 없도록 하여 공기가 유입될 때 발생하는 항력이나 램 압력에 의한 에너지의 손실이 최소가 되도록 설계되어 있다. 엔진을 통과하여 지나가는 공기의 양은 다음 3가지 요소에 달려 있다.

- (1) 압축기 회전속도
- (2) 항공기 전진속도
- (3) 대기(주위의 공기) 밀도

터보팬 엔진의 커다란 팬(fan)은 공기흡입구로 유입되는 공기와 접촉되는 첫 부분이므로 흡입구 앞면에 형성된 얼음이 떨어져나가 팬을 손상시키는 것을 방지하기 위해 반드시 착빙예방 장치가 구비되어야 한다. 착빙예방 장치에 공급되는 따뜻한 공기는 엔진



[그림 2-107] 터보팬 엔진의 공기 흡입구

압축기로부터 공급된다. 또한, 흡입구는 소음 감소 재료를 사용하여 팬에서 발생하는 소음을 줄여 준다.

• 압축기(compressor)의 종류

가스터빈 엔진 압축기의 기능은

첫째, 연소를 위해 필요한 충분한 양의 공기를 연소실에 공급하는 것이다. 그러기 위해서 공기 흡입구에서 유입되는 많은 공기량의 압력을 증가시켜 필요한 양과 압력으로 연소실에 보내 준다.

둘째, 엔진과 항공기 냉·난방 등 여러 가지 목적을 위하여 블리드에어(bleed Air)를 공급한다. 블리드에어는 압축기의 여러 압력단계에서 뽑아내서 쓸 수 있으며 블리드에어 배출구의 위치는 사용 목적(냉/난방 등)에 따라 달라진다.

블리드에어는 다음과 같은 수단으로 활용된다.

- (1) 객실 여압, 난방과 냉각
(Cabin pressurization, heating, and cooling)
- (2) 제빙과 방빙장비
(Deicing and anti-icing equipment)

- (3) 엔진의 시동(Pneumatic starting)
- (4) 보조장치의 구동(Auxiliary drive unit)

• 압축기(compressor)의 종류

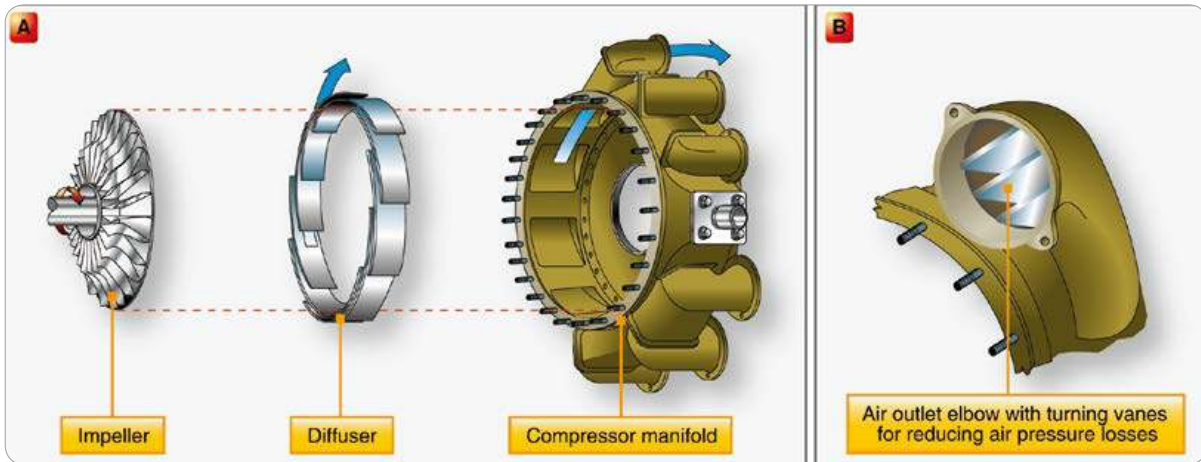
가스터빈 엔진의 압축기는 크게 원심압축기(centrifugal compressor)와 축류압축기(axial flow compressor)의 두 종류가 있다.

- 원심압축기(centrifugal compressor)

원심압축기는 아래 그림에서와 같이 로터 역할을 하는 임펠러(impeller)와 스테이터 역할을 하는 디퓨저(diffuser) 그리고 압축기 매니폴드로 구성된다. 원심압축기는 약 8:1로 압축할 수 있어 단계당 압력 상승이 매우 크지만 효율 관계로 인하여 2단계로 제한되고 있다.

원심압축기는 임펠러(impeller)의 중심 부분으로 공기를 흡입하여 터빈에 의해 구동되는 임펠러가 고속 회전함으로써 발생하는 원심력으로 공기를 임펠러의 바깥방향으로 가속시킨다. 가속된 공기는 디퓨저(diffuser)를 거치면서 속도에너지가 압력에너지로 변화시키며 공기가 압축되어 압력이 높아지게 된다. 압력이 높아진 공기는 매니폴드를 통하여 연소실로 들어가 연료와 혼합되어 연소된다. 공기의 흐름이 임펠러의 바깥(블레이드의 끝) 방향으로 흐르다가 압축기를 지나면서 다시 축에 평행해지기 때문에 축류 압축기에 비해 효율이 떨어진다.

원심압축기는 단(stage)당 압력비가 높고 제작이 쉽고 튼튼하지만 전체적인 압력비가 낮고 효율이 낮으며 많은 양의 공기를 처리할 수 없고 엔진의 전면이 큰 단점을 가지고 있다. 그러나 축류식 압축기에 비해 흡입되는 공기의 양이 적더라도 안정적인



[그림 2-108] 원심압축기

로 작동하며 이물질(FOD) 흡입에도 잘 견디는 장점이 있다.

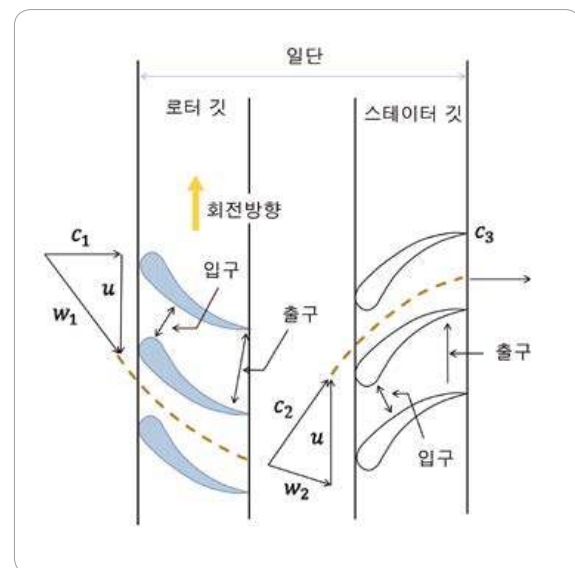
- 축류압축기(axial flow compressor)

축류압축기(axial flow compressor)는 아래 그림과 같이 로터(rotor)와 스테이터(stator)로 구성되어 있다. 로터는 여러 단계의 원판 둘레에 많은 깃(blade)이 장착되어 있고 스테이터는 압축기의 외부케이스 역할을 하며 안쪽에 많은 스테이터 깃(stator vane)이 장착되어 있다. 축류 압축기에서 한열의 로터 깃과 스테이터 깃을 합하여 단(stage)이라 하며 여러 개의 단이 모여 축류 압축기를 구성한다.

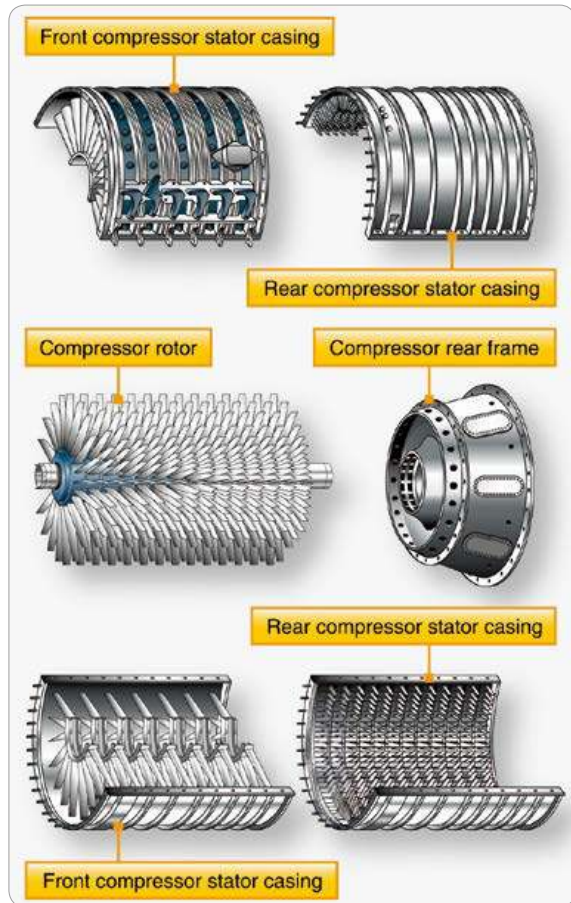
로터의 블레이드는 프로펠러와 같은 방법으로 공기를 후방으로 밀어 보내는데, 에어포일 모양으로 되어 있다. 로터의 깃 사이 그리고 스테이터 깃 사이의 입구는 좁고 출구가 넓게 되어 있어 로터와 스테이터의 깃 사이를 흐르는 공기는 출구에서 속도가 감소되고 압력이 증가하게 된다. 고속으로 회전하는 로터는 각 단계에서 약 1.25:1의 비율로 압축을 증가

시키고 공기를 가속하여 다음 단계로 보낸다.

축류압축기는 원심압축기와는 달리 공기의 흐름 방향이 변하지 않고 축에 평행하게 흐르므로 효율이 좋고 엔진의 전면 면적이 작아서 항공기에 탑재하기 편리하지만 상대적으로 이물질 흡입에 매우 취약하고 엔진의 앞뒤 길이가 길어지는 단점이 있다.



[그림 2-109] 로터 깃과 스테이터의 깃



[그림 2-110] 축류 압축기

• 압축기 실속(compressor stall)

비행기 날개는 받음각이 증가하여 임계받음각을 초과하면 실속이 발생한다. 축류압축기의 로터 깃과 스테이터 깃은 비행기 날개와 같은 에어포일 모양으로 되어있으므로 공기흐름이 원활하지 못하거나 받음각이 커지면 실속이 발생한다. [그림 2-111], [그림-112]와 같이 공기의 유입속도가 적은 상태에서 회전속도가 빠르면 로터 깃의 받음각은 커지게 된다. 받음각이 커질수록 압축기의 압력비는 증가하지만 받음각이 임계받음각 이상으로 너무 커지게 되면 로터 깃에서 실속이 일어나 압력비가 급격히 떨어지

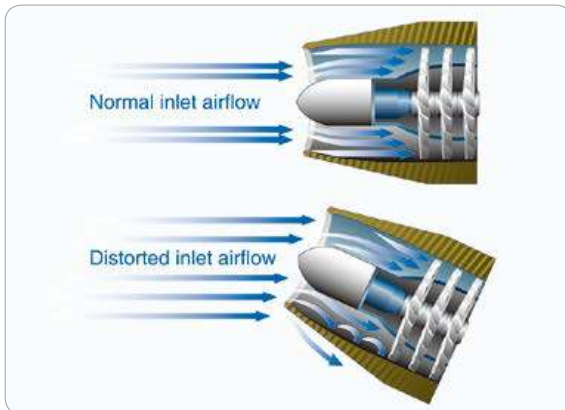
고 엔진의 출력이 감소하여 엔진 작동이 불가능해진다. 압축기 실속이 발생하면 큰 폭발음과 진동을 동반한 출력감소를 일으키고 경우에 따라서는 이상 연소에 의한 터빈의 과열과 압축기의 로터 깃이 파손(crack)되는 중대한 고장으로 발전할 수 있다.

압축기 서지(compressor surge)는 압축기의 일부분에 실속이 발생했을 때 실속이 해소되지 못하고 압축기 전체로 실속이 확산되어 압축기가 더 이상 정상기능을 할 수 없는 상태를 말한다. 압축기 서지가 발생하면 공기흐름 속도가 낮아지면서 동시에 압력이 급증하고 화염이 폭발적으로 발생하는 현상이 나타난다.

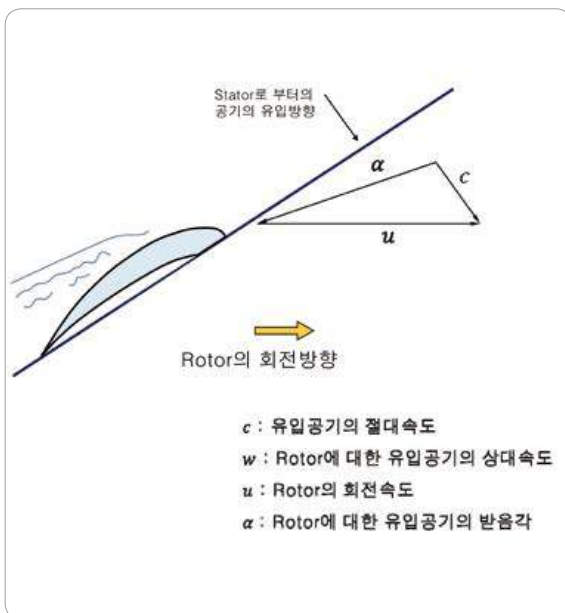
압축기 실속이 발생하는 원인은 압축기에 비정상적인 공기흐름이 생길 때 발생하는데 비정상적인 공기흐름은 급격한 비행자세의 변화로 엔진에 유입되는 공기흐름이 난류가 되고, 측풍이나 돌풍, 다른 엔진으로부터 배기가스의 흡입 등으로 발생할 수 있다. 또 다른 원인으로 이물질(FOD)이 흡입되어 블레이드를 손상시켰을 때 공기흐름이 흐트러지게 되는데 이로 인한 비정상적인 공기흐름은 압축기 실속의 원인이 된다. 또한 엔진이 저속 회전을 할 경우 공기가 충분히 압축되지 못하므로 압축기 뒤쪽에 공기 누적현상이 일어나서 압축기 앞쪽에서 실속이 발생한다. 이를 방지하기 위해 압축기 뒤쪽에 블리드 밸브를 설치한다.

압축기 실속이 발생하는 주요한 원인을 정리해보면 다음과 같다.

- 스로틀의 급격한 가속 감속 조작
- 공기흡입구 또는 압축기 계통에 생긴 결빙으로 인한 공기흐름 방해



[그림 2-111] 압축기 실속(compressor stall)



[그림 2-112] Rotor의 공기흐름

- 배기가스의 압축기로의 재유입
- 압축기 출구압력(Compressor Discharge Pressure, CDP)이 너무 높을 때
- 압축기 입구온도(Compressor Inlet Temperature, CIT)가 높을 때
- 조류충돌(bird strike) 등 외부 이물질(FOD)의 유입

• 디퓨저(diffuser)

압축기와 연소실 사이에 위치한 디퓨저는 압축기에서 방출된 고속의 공기가 연소실로 직접 들어가게 되면 화염이 꺼질 수도 있으므로 속도를 감속시키고 저속상태에서 공기의 압력을 증가시키는 장치이다. 디퓨저는 연소 화염이 지속적으로 유지되도록 연소실 입구 안으로 공기를 보내 준다.

• 연소실(combustion chamber)

연소실은 압축기에서 압축된 고압의 공기와 연료의 혼합가스를 연소시켜 발생하는 열에너지를 공기에 공급하여 엔진을 통과하는 공기의 온도를 상승시키는 장치이다. 연소결과로 발생하는 연소가스는 매우 높은 온도(약 1,600~2,000℃)를 가지고 있기 때문에 온도를 낮추지 않고 터빈부분으로 흐르게 하면 터빈 부품에 손상을 끼칠 수 있으므로 연소가스를 냉각(약 700~1,200℃)시켜야 한다.

이를 위해 1차 공기와 2차 공기로 나누어 연소실로 유입시키는데 1차 공기는 직접 연소에 이용되는 공기로 전체 공기의 약 25~35% 정도이며 나머지 2차 공기는 연소실 벽면(case)에 화염이 직접 닿지 않도록 하여 연소실의 내구성을 늘리는 작용을 하며 고온의 연소가스를 희석시켜 연소실 출구온도를 허용되는 터빈 입구의 온도까지 낮추어 주는 역할을 한다.

연소실에서 방출되는 공기흐름 에너지의 약 2/3는 압축기를 구동시키기 위해 사용되며 남은 에너지는 팬, 출력축, 또는 프로펠러를 구동시키기 위해 사용된다.

연소실의 위치는 압축기와 터빈 부분 바로 사이에 있으며 다음과 같은 기본적인 구성을 갖는다.

- (1) 케이스(casing)
- (2) 구멍이 다수 뚫린 안쪽 라이너
(perforated inner liner)
- (3) 연료분사장치
(fuel injection system/ fuel nozzle)
- (4) 초기 점화를 위한 장치
- (5) 엔진을 정지한 후 미연소된 연료를 배유시키기
위한 연료배출장치

• 연소실의 형태

연소실의 형태는 다음 3가지가 있다.

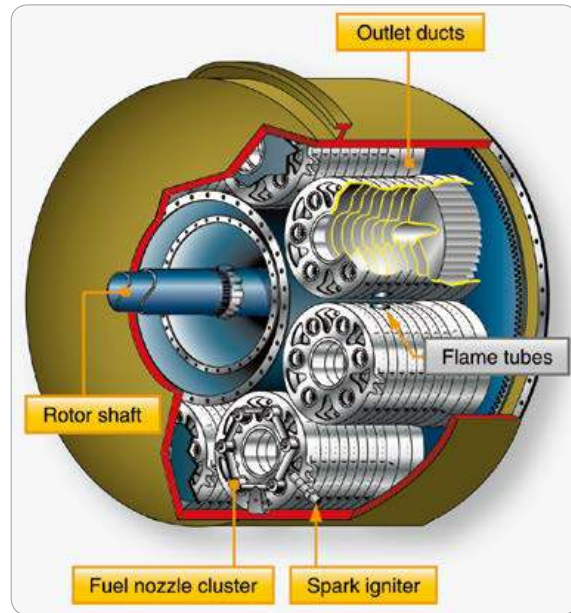
(1) 캔형(Can type)

캔형(Can type) 연소실은 외부케이스, 연소실 라이너, 2개의 이그나이터(점화장치), 점화장치가 장착된 연소실에서 점화된 화염을 점화장치가 없는 다른 연소실로 전파시켜주는 연결관(flame tube)으로 구성되어 있다.

캔형(Can type) 연소실은 독립된 원통형의 연소실을 압축기 구동축에 동일한 간격으로 배치한 형태로서 구조 강도가 강하고 독립되어 있어 장착과 탈착이 용이하여 정비가 간단하지만 고도가 높아져 기압이 낮아지면 연소가 불안정해지는 엔진정지현상(flame out)이 생기기 쉬우며 엔진시동 시 과열 시동을 일으키기 쉽고 출구온도 분포도가 불균일한 단점이 있어 거의 사용하지 않는다.

(2) 애놀러형(Annular type)

애놀러형(Annular type) 연소실은 압축기의 구동축을 둘러싼 도넛형태의 연소실로서 외측케이스, 내측케이스, 고리형의 연소실 라이너 여러 개의



[그림 2-113] 캔 애놀러형(Can-annular type) 연소실

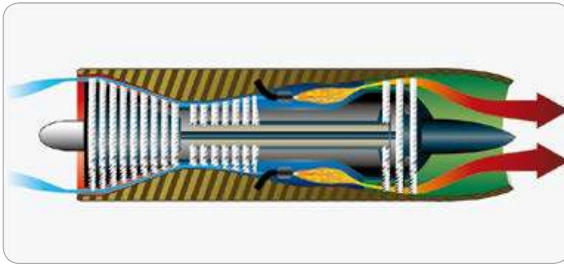
연소노즐 및 점화장치로 구성되어 있다. 애놀러형(Annular type) 연소실은 구조가 간단하며 전체 길이가 짧고 연소가 안정되며 출구 온도가 균일하여 연소효율이 좋지만 연소실을 정비하기 위해 터빈을 장탈하여야 하므로 정비가 용이하지 못한 단점이 있다.

(3) 캔-애놀러형(Can-annular type)

캔-애놀러형(Can-annular type) 연소실은 캔형 연소실과 애놀러형 연소실의 장점을 살려 개발된 연소실이다. 이 형태의 연소실은 연소실 외부케이스에 원통형으로 된 5~10개의 연소실 라이너, 각 라이너에 장치된 연료 노즐, 2개의 점화 장치로 구성되어 있다.

• 터빈(Turbine)

터빈은 연소실에서 연소된 고온 고압의 배기가스



[그림 2-114] Dual rotor turbine for split-shaft compressor

의 속도(운동) 에너지를 압축기와 필요한 장비를 구동시키거나, 터보프롭 및 터보샤프트의 축을 회전시키기 위한 동력을 발생시키는 장치로서 터빈은 방사류형 터빈(radial flow turbine)과 축류형 터빈(axial flow turbine)으로 구분한다.

방사류형 터빈(radial flow turbine)은 원심압축기의 형태와 같지만 공기흐름의 방향이 바깥쪽에서 중심부분으로 흐르는 것이 다르다. 이 터빈은 제작이 간편하고 비교적 효율이 좋지만 단(stage)수를 증가시키면 효율이 낮아지는 단점이 있어 주로 소형항공기에 이용된다. 축류형 터빈(axial flow turbine)은 로터와 스테이터로 구성되어 있으며 하나의 스테이터와 로터를 일단(stage)이라고 한다. 한 개만의 터빈으로는 구성품을 구동시키는 데 필요한 힘을 충분히 발생하지 못할 경우 추가로 터빈 단계를 증가시키는 것이 필요하게 된다.

다축 엔진에서, 각 스플은 터빈과 한 쌍을 이루고 있는데 대부분의 터보팬 엔진은 2개의 스플로 구성되어 있으며, 저압축스플(압축 단계의 팬 축과 그것을 구동시키는 터빈)과 고압축스플(고압 압축기 축과 고압터빈)이다.

- 터빈 블레이드의 냉각: 고온의 연소가스가 터빈을 지남으로써 터빈 깃의 온도가 높아져 구조적

강도가 약해진다. 이를 방지하기 위해 터빈 블레이드 냉각이 필요한데 블레이드 냉각 방법은 다음 4가지가 있다.

- (1) 대류냉각(Convection cooling): 블레이드 내부 공기통로로 냉각공기(블리드 공기)를 사용하는 방법
- (2) 충돌냉각(Impingement cooling): 블레이드 앞전부분에 내부 공기통로를 설치하여 냉각공기를 충돌시켜 냉각하는 방법
- (3) 공기 막 냉각(Air Film cooling): 블레이드 내부 공기통로와 표면에 작은 구멍으로 공기 막을 형성하여 냉각하는 방법
- (4) 침출냉각(Transpiration cooling): 블레이드를 다공성 재료로 제작하여 냉각공기를 스며 나오게 하여 냉각하는 방법이나 구조적 강도에 따른 문제가 해결 되지 않아 아직 실용화되지 않았다.

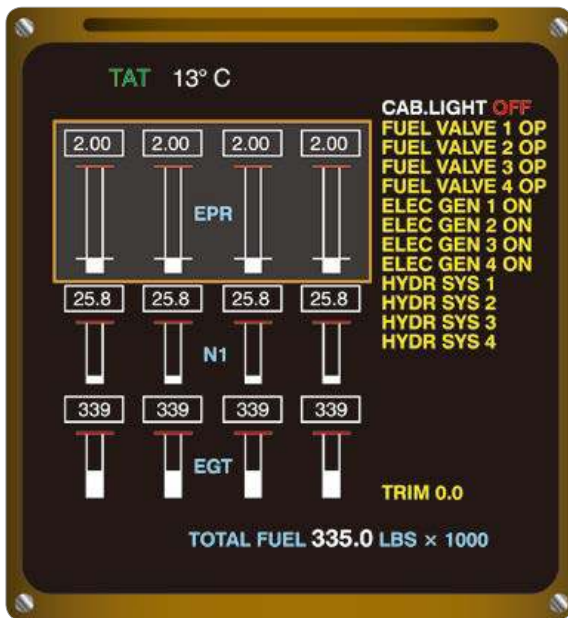
• 배기 덕트(Exhaust duct)

배기 덕트(Exhaust duct)는 배기가스를 소용돌이가 생기지 않도록 하여 배기가스를 빠른 속도로 방출시키는 장치이다. 배기덕트는 터빈 부분 바로 뒤쪽에 위치하고 있으며, 배기콘(exhaust cone), 배기노즐(exhaust nozzle)로 구성된다. 배기콘(exhaust cone)은 터빈으로부터 방출되는 배기가스를 모으고 터빈 휠을 지나면서 생성된 난류를 연속적인 흐름(solid flow of gases)으로 변환시킨다. 배기 덕트에서 배기가스가 방출되는 끝부분을 배기노즐이라 하며 배기가스의 압력에너지를 속도에너지로 바꾸어 추력을 발생시킨다. 배기노즐의 면적은 배기가스의

속도를 좌우하는 중요한 요소이다. 터보팬 엔진의 배기노즐은 고정노즐이며 초음속항공기의 배기노즐은 수축 확산하는 가변형 노즐이다.

2.18.4 가스터빈 엔진계기 (Turbine engine instruments)

항공기 엔진계기 중에 오일 압력(oil pressure) 계기, 오일 온도(oil temperature) 계기, 배기가스 온도(exhaust gas temperature)계기, 연료흐름(fuel flow)계기 등은 왕복엔진 항공기와 가스터빈 엔진 항공기에 공통적으로 있는 계기이지만 가스터빈 엔진 항공기에는 이에 추가하여 엔진의 압력비(engine pressure ratio), 터빈 분출압력계기(turbine discharge pressure), 가스터빈 엔진의 여러 부분의 온도를 측정하고 조종사에게 알려주는 여러 개의 엔진 온도감지 계기 등이 있다.



[그림 2-115] 엔진 압력비계기

• 엔진 압력비(Engine pressure ratio, EPR)계기
엔진 압력비 계기는 터보제트/팬 엔진의 출력(ower output)을 나타내는 엔진 계기로서 터빈 출구와 압축기 입구에 설치되어 있는 감지기(probe)로 측정된 터빈 출구압력(turbine discharge pressure)을 압축기 입구압력(compressor inlet pressure)으로 나눈 값으로 조종석의 EPR gauge에 나타난다.

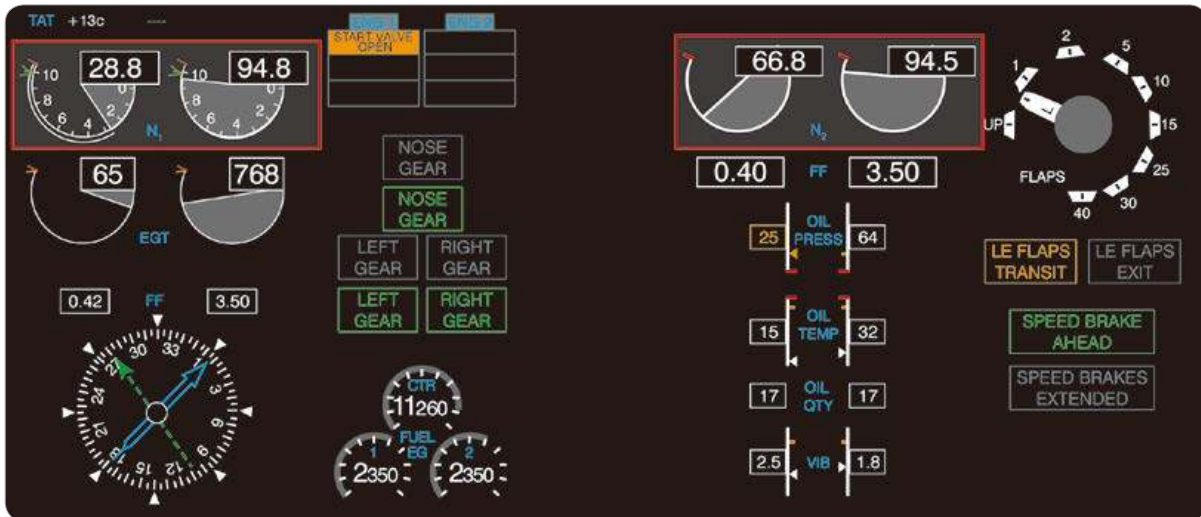
• N1, N2 Indicator

N1 Indicator는 저압터빈 휠(N1)의 축에 연결되어 있는 저압 압축기(low pressure compressor)의 회전속도를 설계된 회전속도(design RPM)의 %로 나타내는 엔진계기이다. 터보팬 엔진에서 추력의 대부분은 팬(fan)에서 발생하며 팬(fan)은 엔진시동 후에 저압터빈 휠(N1)의 축에 연결되므로 시동 후에 엔진에서 발생하는 추력의 크기는 N1 Indicator로 파악할 수 있다.

N2 Indicator는 고압터빈 휠(N2)의 축에 연결되어 있는 고압압축기(high pressure compressor)의 회전속도를 설계된 회전속도(design RPM)의 %로 나타내는 엔진계기로서 엔진 시동 시 참고하는 계기이다. 시동(stater) 스위치를 작동하면 먼저 고압터빈 휠(N2)이 회전하며 시동이 걸리고 특정 N2 speed에 도달하면 시동스위치는 자동적으로 해제(disengage)된다.

• 토크 미터(Torque meter)

터보프롭/샤프트 엔진의 출력은 프로펠러를 구동시키는 축의 동력 크기를 나타내는 엔진계기로서 그 크기를 %, foot-pounds, psi로 나타낸다.



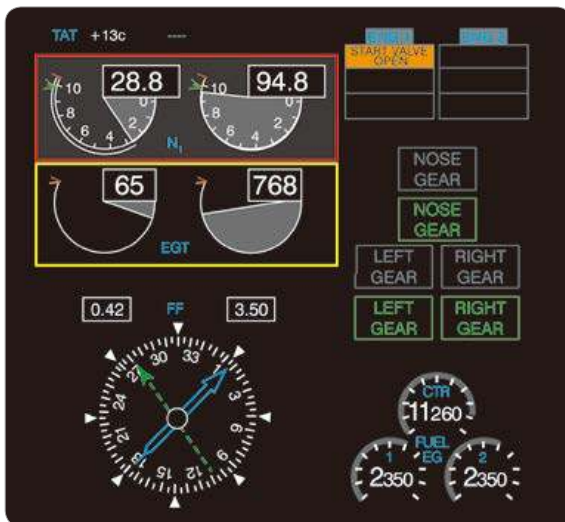
[그림 2-116] N1, N2 Indicator

- 배기가스 온도계기

(Exhaust Gas Temperature, EGT)

가스터빈 엔진 작동은 고온의 연소가스가 만나는 터빈 부분의 온도(turbine section temperature)에 따라 제한을 받는다. 터빈 블레이드나 배기부분의 과열을 방지하기 위해 배기가스의 온도는 면밀히 관찰되어야 한다. 배기가스 시스템은 배기가스를 측

정하는 온도계의 위치에 따라 다르지만 보통 터빈입구 온도(Turbine inlet temperature, TIT), 터빈출구 온도(Turbine outlet temperature, TOT), 터빈 중간부분 온도(Interstage turbine temperature, ITT), 터빈 가스 온도(Turbine gas temperature, TGT) 등으로 구성되어 있다. 이중에 터빈 입구 온도(TIT)는 가장 높으므로 TIT는 엔진 작동의 주된 제한 요소가 된다.



[그림 2-117] EGT gauge

2.18.5 Hot start, Hung start

엔진 시동 시 냉각을 위한 충분한 공기가 공급되지 못한 조건에서 연료장치의 결함이나 조종사의 실수로 연소실에 너무 많은 연료가 공급되었을 때 급격히 한계온도를 초과할 수 있게 된다. 이러한 경우 터빈에 심각한 열 손상을 입힐 수 있기 때문에 EGT를 초과할 것으로 판단될 때는 즉시 시동을 중지해야 하며 해당항공기 운용매뉴얼에 따라 조치하여야 한다.

Hung start는 엔진 시동 중에 발생할 수 있는 또 다른 사항이다. Hung start는 시동장치(starter)의 동력이 부족하거나 연료계통의 고장으로 제대로 연료가 공급되지 못하여 발생되며 혹은 운용자의 부주의로 에어 블리드밸브가 열려 시동 중에 많은 공기가 빠져나가는 것도 한 원인이 될 수 있다. Hung start 현상은 시동후 RPM이 저속 RPM(Idle RPM) 이상으로 증가하지 않는 현상인데 이 원인을 모르고 PRM을 증가시키기 위해 스로틀을 더 개방하면 엔진에 더 많은 연료가 공급되더라도 RPM은 증가하지 못하고 연료가 많이 공급되는 상태에서 공기흐름이 부족한 상태이기 때문에 한계 온도를 쉽게 초과할 수 있어 Hot starter로 발전할 수 있다.



비행계기 Flight Instruments

비행하는 방법은 시계비행 방법(VFR)과 계기비행 방법(IFR)이 있다. 시계비행 방법은 주로 항공기의 특정 참조점과 외부 지형지물(가상지평선)을 연관시켜 항공기의 자세를 파악하여 조종하지만, 계기비행 방법은 외부 지형지물을 볼 수 없으므로 비행계기만을 이용하여 항공기의 고도, 방향, 속도를 조종한다. 비행계기(Flight Instruments)는 고도, 방향, 속도 등에 대한 정보를 제공하므로 비행계기의 정확한 해석과 올바른 활용은 안전운항에 필수적인 요소이다.

3.1. 비행계기의 분류 (Types of Flight Instruments)

비행계기의 이용목적에 따른 구분

비행계기는 이용목적에 따라 Control계기, Performance계기, Navigation계기로 구분할 수 있다.

- 항공기 조종(Control)에 참고하는 계기

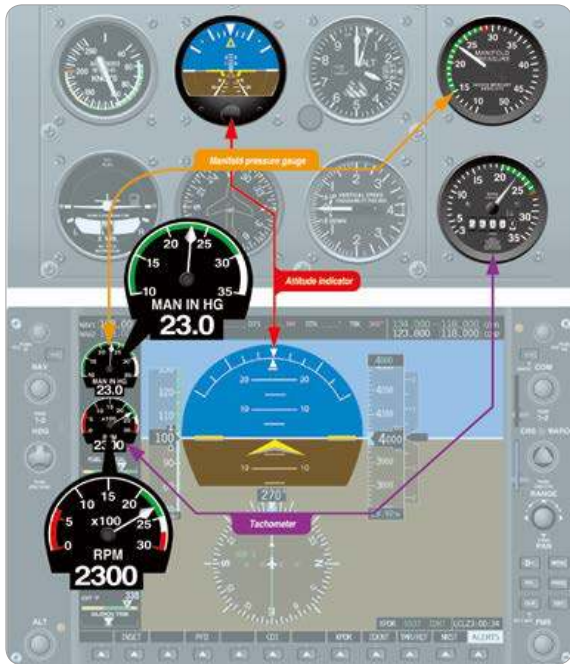
비행고도는 지구 수평면(평균해수면)으로부터 항공기까지의 높이이며, 항공기의 자세와 방향은 지구 수평면에 대한 항공기의 가로축, 세로축 및 수직축의 관계이고, 속도는 항공기 엔진에서 발생하는 힘과 항공기 피치(Pitch) 변화의 결과이다. 고도, 속도

및 방향은 항공기의 자세와 엔진의 출력을 변화시킴으로써 조절되는데 자세와 출력을 변화시키고 조절할 때 참고하는 계기를 조종(Control)계기라 한다. 그러므로 항공기의 고도와 속도, 방향 등을 변화시킬 때 조종(Control)계기를 위주로 참고하여 조절하여야 한다. 예를 들어 고도를 변화시키고자 할 때는 고도계를 보고 항공기의 자세를 변화시키는 것이 아니라 먼저 조종(Control)계기인 자세계기(Attitude indicator)에 원하는 상승 혹은 강하 자세를 유지한 다음 고도계 및 승강계를 cross check하여 그 결과에 따라 자세계기를 수정하거나 유지하여야 한다.

조종(Control)계기는 자세계기(Attitude indicator)와 엔진계기(Tachometer, Manifold pressure, Engine Pressure Ratio, Fuel flow)가 있다.

- 성능(Performance)계기

성능(Performance)계기는 조종(Control)계기를 이용하여 고도, 속도 및 방향을 변화시킨 결과를 나타내주는 비행계기이다. 예를 들어 자세계기에 상승 및 강하자세로 변화시키면 고도, 속도 및 상승/강하율이 변하는데 변화되는 결과를 나타내주는 계기가 성능(Performance)계기이다. 여기에 해당되는 계기는 고도계(Altitude indicator), 속도계(Airspeed indicator), 방향 지시계(Heading indicator), 선회계기(Turn coordinator), 수직속도계(Vertical



[그림 2-118] 조종계기



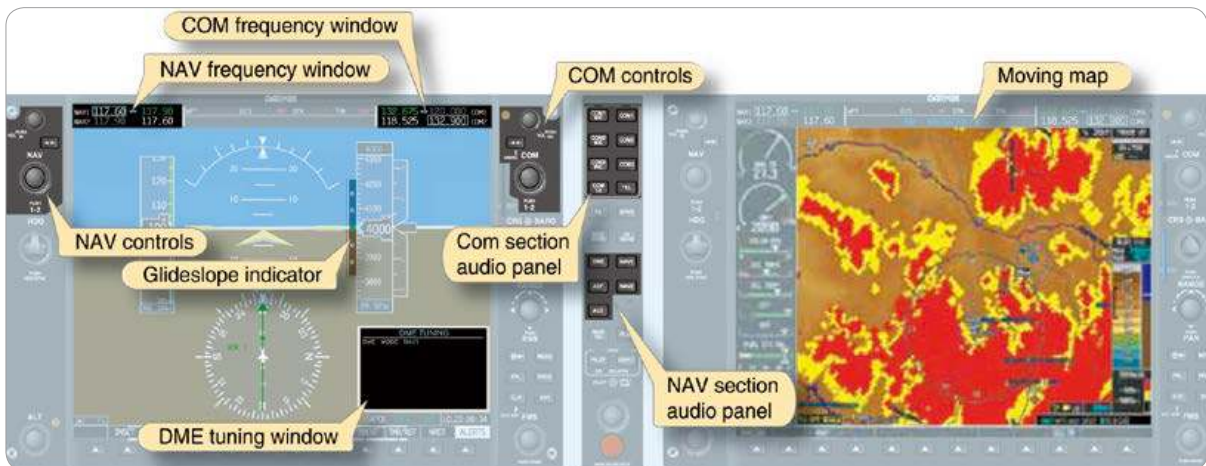
[그림 2-119] 성능계기

speed indicator) 등이 있다.

• 항법(Navigation)계기

지상에 설치된 항행시설이나, 위성 또는 항공기에 탑재된 자체항행장비를 이용하여 항공기의 상대적

위치를 파악하거나 조종사가 계획하는 비행경로를 나타내 주는 계기로서 VOR수신계기, ILS수신계기, ADF수신계기, 관성항행장치(INS), 위성항행수신계기(GNSS), FMS(Flight Management System) 등이 있다.



[그림 2-120] 항법계기

작동원리에 따른 비행계기의 구분

비행계기는 작동 원리에 따라 동정압계기 (Pitot/Static instruments), 자이로스코프계기 (Gyroscopic instruments), 나침반(Magnetic compass)으로 구분한다.

3.2 동정압계기 (Pitot-static System Instruments)

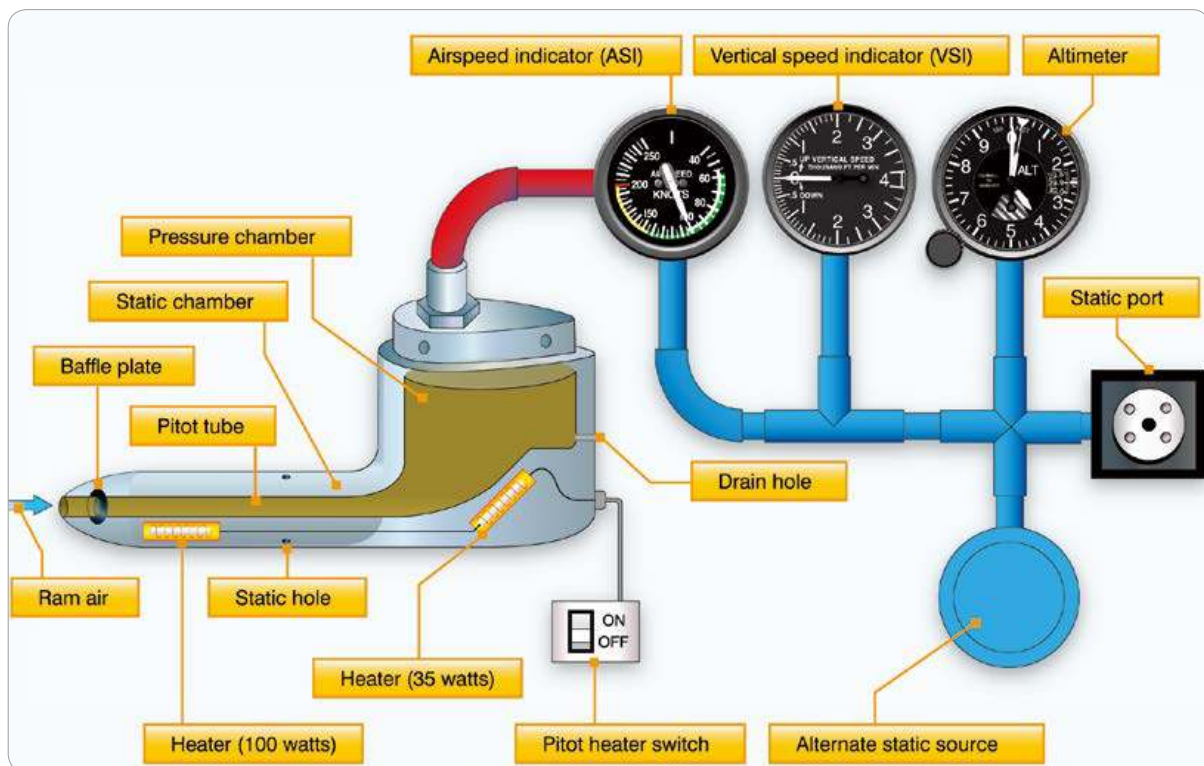
동정압계기는 항공기 주위에 흐르는 공기의 압력 (dynamic pressure, static pressure)을 측정하여 압력의 크기와 변화를 나타내주는 계기로 고도계, 속도계, 승강계 등이 있다. 고도계와 승강계는 정압

공(Static port)에서 측정된 공기의 정압을 이용하고, 속도계는 피토투브(Pitot tube)에서 측정되는 공기의 전압(동압+정압)과 정압공에서 측정된 정압을 이용하여 측정된다.

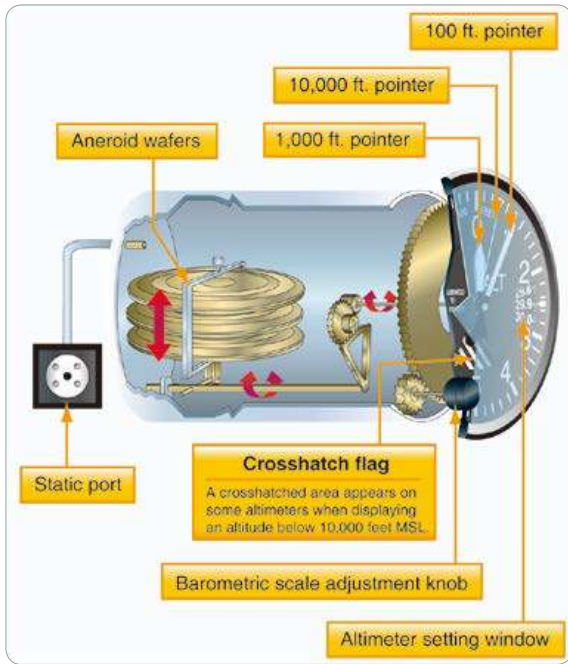
기압고도계(Sensitive Altimeter)

기압고도계(Sensitive altimeter)는 비행하고 있는 항공기 주위의 정압(Static pressure)을 측정하여 고도계의 기압계 창(altimeter setting window)에 맞추어진 기압 면으로부터 항공기까지의 높이를 feet나 meter로 나타내는 계기이다.

고도계 기압창을 Kollsman window라 하는데 Kollsman window에 setting 할 수 있는 기압치의 범위는 28.00~31.00inHg(948~1,050hpa)이다.



[그림 2-121] Pitot/Static system



[그림 2-122] 기압 고도계

• 기압고도계의 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.

• 기압고도계의 오차(Altimeter Errors)

- 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 ±75feet 이상이면 그 고도계는 계기비행용으로는 사용할 수 없다.

- 고유오차(Inherent Altimeter Error)

√ 외기온도에 따른 오차

고도계는 고도가 증가함에 따라 일정비율로 감소하는 정압(Static pressure)을 측정하여 그 크기를 고도로 환산하여 조종사에게 알려주는 계기이다. 정압은 공기의 밀도에 비례하며, 공기밀도의 크기는 기압이 동일하다고 가정했을 때 온도에 반비례한다. 즉, 기압이 동일하다 하더라도 온도가 높을수록 공기밀도는 희박해지며 온도가 낮을수록 공기밀도는 커진다.

고도계는 해수면의 대기상태가 국제표준 대기상태(ISA)의 온도인 15℃를 측정기준으로 하고 있다. 그러나 대기는 언제나 표준대기상태를 유지하지 않으므로 고도가 증가함에 따라 공기밀도에 영향을 주는 외기온도에 대한 보정을 해주어야 하는데 재래식 고도계에는 그러한 보정장치가 없다. 따라서 동일한 기압지역에서 지시되는 고도는 동일하더라도 대기의 상태(온도)가 표준대기상태가 아니면 실제 비행 고도는 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 지역에서는 고도계의 지시보다 낮게 된다.

그 이유는 기체방정식 $PV=nRT$ (P : 압력, V : 부피, n : 공기분자 수, 밀도, R : 기체상수, T : 온도)에

[표 2-2] 저온지역에서의 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	360	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	

서 고도계의 지시가 동일하다는 뜻은 압력(P)이 일정하다는 것이며, 이 상태에서 온도가 감소하면 동일한 압력(일정 고도지시)을 유지하기 위해서는 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 낮아 장애물에 가까워지므로 위험한 상황을 초래할 수 있다.

위의 표는 매우 추운 지역에서 비행하는 경우 온도에 따른 고도오차를 수정할 수 있도록 나타내 준다.

예를 들어 현재 온도가 -50°C인 어느 공항의 최종접근근점(FAF) 고도가 600ft 라 하면 조종사는 이 고도를 지키기 위해 그 공항의 현재 Altimeter setting 후 180ft를 수정한 780ft로 FAF를 통과하여야 한다.

√ 비표준 기압에 따른 오차

현재 비행하고 있는 지역과 목적지 지역의 기압(QNH)이 다를 경우 목적지 지역의 기압을 맞추지 않고 비행하는 경우 지시되는 고도와 실제고도는 다르다. 특히 고기압 지역에서 저기압 지역으로 비행



[그림 2-123] 고온지역에서 저온지역으로 비행할 경우 실제 비행고도

할 경우 실제 비행고도는 지시되는 계기고도보다 낮아지게 된다.

예를 들어, QNH가 29.92inHg인 “A” 지점의 5,000feet에 있는 항공기가 그보다 기압이 낮은 28.42inHg인 “B”지역으로 비행할 때 “B”지역

의 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 평균 해수면의 기압은 28.42inHg이지만, 고도계는 변경하지 않은 29.92inHg의 기압치, 즉 해수면 1,500feet 아래로부터 측정되기 때문이다.

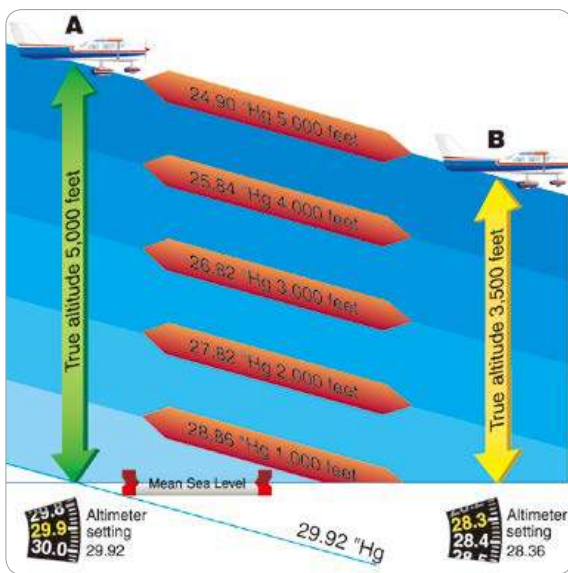
이를 방지하기 위해서 조종사는 반드시 가장 가까운 곳의 최신 QNH를 맞추어야 한다.

“더운 지역에서 추운 지역으로 비행할 때, 기압이 높은 지역에서 낮은 지역으로 비행할 때, 실제고도는 지시고도보다 낮으므로 아래를 조심하라”

• 고도의 종류

√ 진고도(True Altitude)

고도계 기압창에 그 지역의 평균해수면 기압치를



[그림 2-124] 비표준 기압에 따른 오차

맞추었을 때 지시되는 고도로서 평균해수면(Mean Sea Level)으로부터 항공기까지의 높이이다. 항공지도에 표시된 고도는 모두 진고도이며, 전이고도 이하에서는 고도계에 진고도가 지시되도록 비행하고 있는 지역의 최신 기압치를 set하여야 한다(QNH 방법).

√ 기압고도(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 표준대기상태라면 진고도와 기압고도는 동일하다. 우리나라에서는 전이고도(FL140) 이상에서는 고도계에 기압고도가 표시되도록 29.92inHg(1013.2hPa)를 set하여야 한다(QNE 방법).

√ 절대고도(Absolute Altitude)

절대고도는 지표면 혹은 장애물로부터 항공기까지의 높이를 말한다(QFE 방법). 절대고도는 레이더 고도계 또는 Radio 고도계로 측정되는데, 측정원리는 항공기에서 전파를 지표면으로 보내어 전파신호가 항공기에서 지상까지 도달했다 돌아오는 이동시간을 계산하고 그것을 지시계에 Feet 단위로 환산하여 표시한다. 절대고도계에는 계기비행을 할 때 지켜야 하는 결심고도(Decision Height/Altitude)나 최저강하고도(Minimum Descent Altitude)를 설정할 수 있는데 항공기가 이 고도에 도달했을 때, 계기에 불이 켜지고 소리를 들을 수 있다. 절대고도계는 지상접근경보장치(Ground Proximity Warning



[그림 2-125] 절대고도계

System, GPWS) 및 비행지시장치 (Flight Director)와 연동된다.

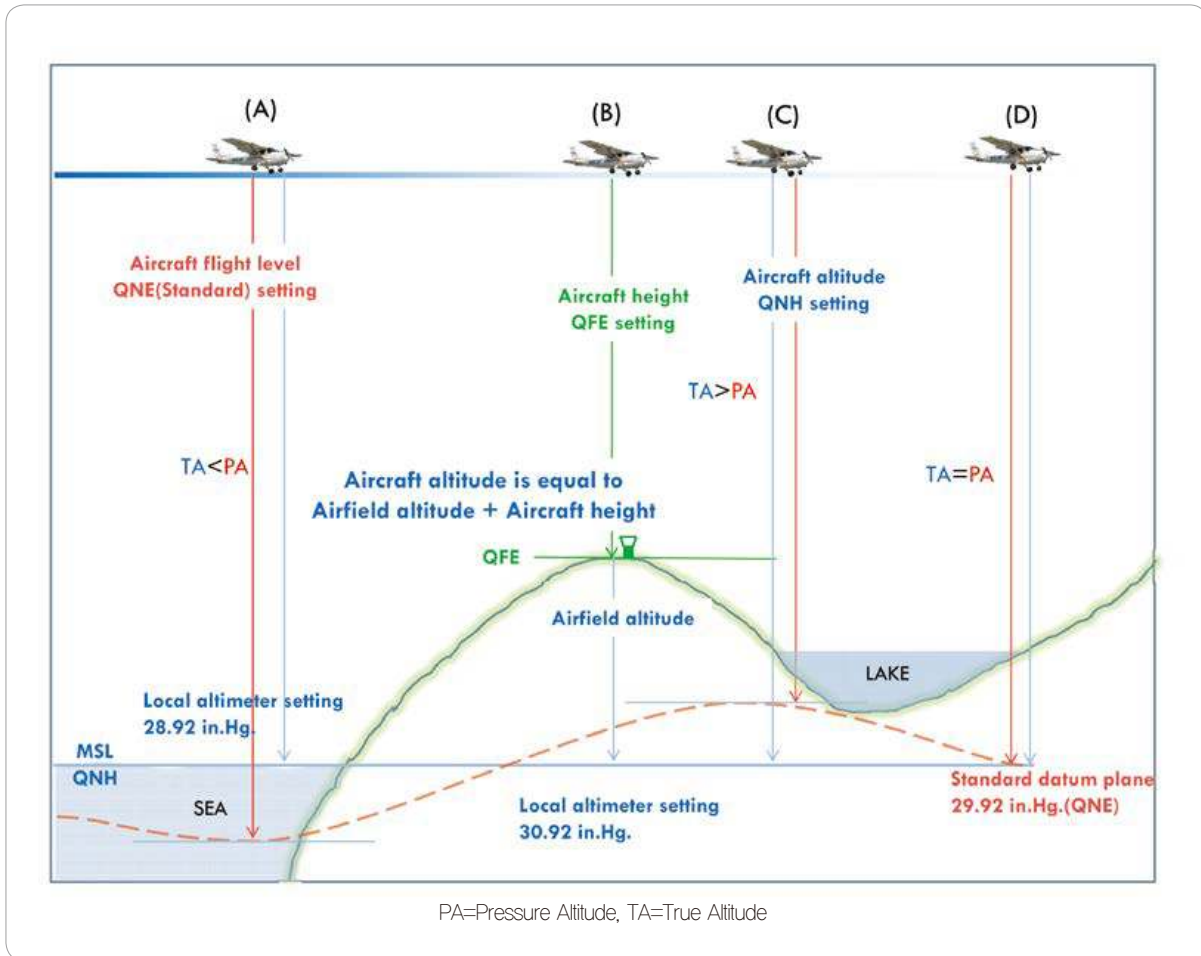
√ 밀도고도(Density Altitude)

항공기 성능은 공기밀도에 크게 영향을 받으므로 항공기 이착륙 거리, 상승성능 등을 계산하기 위해 필요한 고도로서 기압고도에서 공기의 비표준 온도를 수정한 고도이다.

√ Encoding Altitude

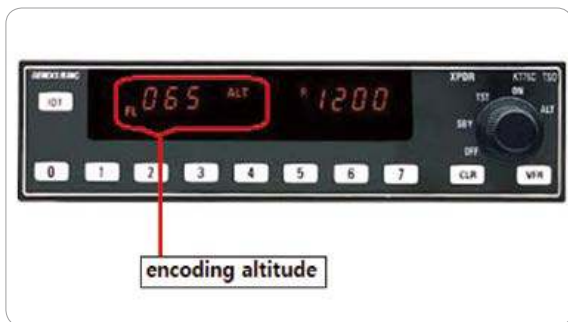
항공기간에 수직간격 분리를 위하여 항공기의 고도를 지상에 있는 관제사도 파악하고 있어야 한다. 이 정보는 항공기에 탑재된 Mode “C”가 작동되는 트랜스폰더(Transponder)를 이용하여 비행고도를 100feet 단위로 자동으로 전송하여 관제사의 레이더 관제화면에 숫자로 표시되게 한다.

Encoding Altimeter는 29.92”inHg 기준으로 고도를 측정하여 전송하므로 관제사는 트랜스폰더로부터 수신된 기압고도를 그 지역의 QNH로 환산하



[그림 2-126] 고도의 종류

여 비행 중인 항공기의 진고도(True Altitude)를 파악할 수 있게 된다.



[그림 2-127] Encoding altitude

승강계(Vertical Speed Indicator, 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 정압시스템에 연결되어 있고 정압공(Static port)으로부터 전달된 공기의 압력으로 다이어프램을 수축, 팽창시킨다. 승강계에는 승강계 case 안쪽과 바깥쪽의 압력이 같도록 조절해주

는 Calibrated leak이 있다. Calibrated leak을 통한 case 내부의 압력변화는 다이어프램보다 상대적으로 천천히 변화된다.

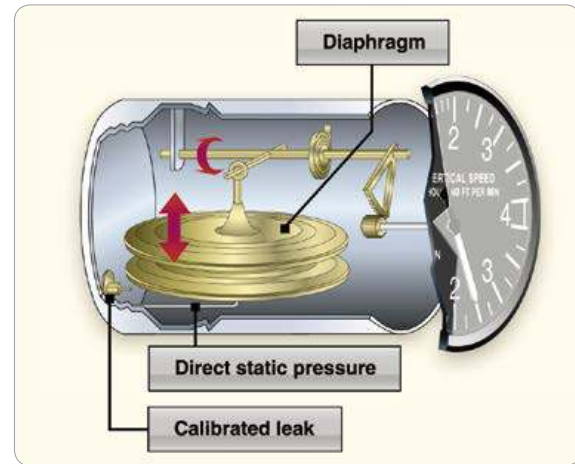
예를 들어 상승을 시작하면 승강계 내부의 압력은 바깥쪽 압력보다 크기 때문에 압력이 같아질 때까지, Calibrated leak을 통해 바깥쪽으로 천천히 빠져나가게 되며 case 내부의 압력이 상승함에 따라 상대적으로 압력이 빠르게 작아지는 다이어프램과 압력 차이가 일정할 때까지 다이어프램을 누르게 되고, 다이어프램에 연결되어 있는 바늘은 상승을 지시하게 된다.

항공기가 Level off하면 압력은 더 이상 변하지 않고 case 내부 압력과 다이어프램의 압력은 동일하게 되어 승강계의 바늘은 수평을 지시한다.

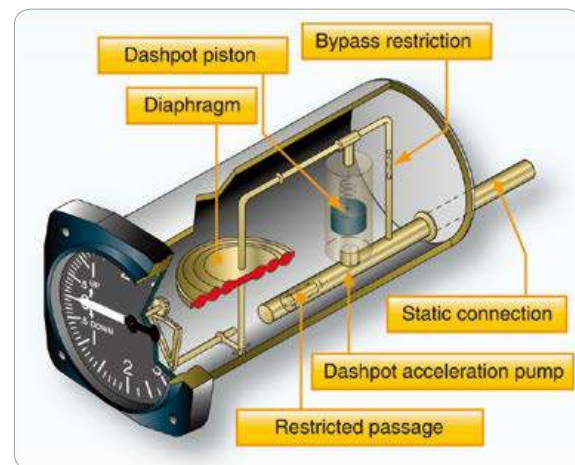
반대로 항공기가 강하를 시작하면 상대적으로 압력이 빠르게 증가하는 다이어프램과 천천히 압력이 증가되는 case 내부의 압력 차이가 일정할 때까지 다이어프램을 팽창하게 하여 바늘이 아래로 움직이고 강하를 지시한다.

승강계의 일정한 상승 및 강하를 지시는 승강계 내부압력과 다이어프램의 압력차이가 일정해지는 시간 동안 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 VSD)는 두 개의 가속도계(Accelerometer)를 작동하는 공기펌프(Air pump)를 가지고 있어 위나 아래쪽으로 항공기의 피치 변화를 감지하여 일정한 상승 및 강하를 지시하는 것이 지연되는 것을 방지하여 준다.



[그림 2-128] VSI



[그림 2-129] IVSI

속도계(Airspeed Indicator, ASI)

속도계는 피토투브 입구에서 측정된 동압과 피토투브의 drain hole에서 측정된 정압을 합한 전압(total air pressure, 동압+정압)과 정압공에서 측정된 정압의 차이가 속도계 내부에 있는 다이어프램을 팽창/수축시켜 다이어프램과 연결되어 있는 바늘로 속도의 크기를 나타낸다.

이를 수식으로 표현하면

피토투브(Pitot tube)에서 측정된 전압(total air pressure)의 크기(P)는

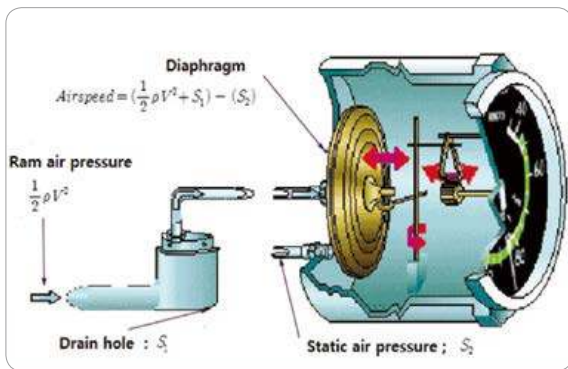
$$P = \frac{1}{2}\rho V^2 + S_1$$

$\frac{1}{2}\rho V^2$: 피토투브 입구에서 측정된 공기의 동압
 (ρ : 공기밀도, V : 피토투브에 부딪히는 공기의 속도)
 (S_1 : 피토투브의 drain hole 에서 측정된 정압)

정압공에서 측정된 정압을 S_2 라 하면 속도는 피토투브에서 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.



[그림 2-130] 속도계

속도의 종류

- 지시대기속도(Indicated airspeed, IAS): 속도계에 표시되는 계기속도로서 일정한 고도를 유지한다고 가정했을 때 IAS는 엔진에서 발생하는 추력의 크기에 비례한다.
- 수정속도(Calibrated airspeed, CAS): 계기속도에서 장착오차를 수정한 속도
- 등가대기속도(Equivalent airspeed, EAS): 등가대기속도는 진대기속도(TAS)를 구하기 위하여 수정속도(CAS)에서 피토투브에 부딪히는 공기압축 오차를 수정한 속도이다. 피토투브 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 실제속도를 알기 위해서는 공기의 압축오차를 수정하여야 한다. 일반적으로 고도 1만 feet, 속도 200knots 이하에서는 공기 압축오차가 크지 않기 때문에 압축 오차를 고려하지 않는다. 아래 표는 속도와 고도에 따라 등가대기속도를 구하기 위한 수정 요소를 나타내었다.

[표 2-3] 등가대기속도(EAS) 환산표

F. Correction Factors for TAS								
Pressure ALT (feet)	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 대등속도(EAS)는 $300 \times 0.97 = 291$ knots가 된다.

- 진대기속도(True airspeed, TAS): 진대기속도(TAS)는 EAS에서 공기밀도(외기온도)를 수정한 속도이다. 고도를 상승할수록 공기밀도는 희박해지므로, 동일한 계기속도(동일한 엔진 추력)로 비행하는 경우 밀도가 희박한 대기를 통과하는 항공기는 항력이 줄어들게 됨으로써 실제속도(TAS)는 증가하게 된다. 진대기속도를 계기속도(IAS)와 비교하면 대략 1,000FT 당 2%씩 증가한다. 예를 들어 5,000피트에서 IAS 100knots를 TAS로 환산하면 10% 증가한 110knots가 된다.

- 마하속도(MACH Number indicator)

항공기가 음속에 접근함에 따라, 공기의 속도가 가장 빠른 특정 부분(항공기 날개의 윗면)을 지나는 공기흐름은 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 지시속도 혹은 진대기속도만을 가리키므로 음속을 나타내는 속도계가 따로 필요하다. 마하속도는 항공기 진대기속도와 음속의 비를 나타내며 이를 식으로 표현하면

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



[그림 2-131] Mach Indicator

(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(소리속도 a 가 감소)하므로 일정한 마하수를 유지하기 위해서는 진대기속도를 줄여야 한다.

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

속도계의 색깔

속도계의 눈금은 조종사가 비행하는 속도의 의미와 한계를 쉽게 인식할 수 있도록 색깔로 표시되어 있다.



[그림 2-132] 속도계의 Color codes

Blockage of the Pitot-Static System

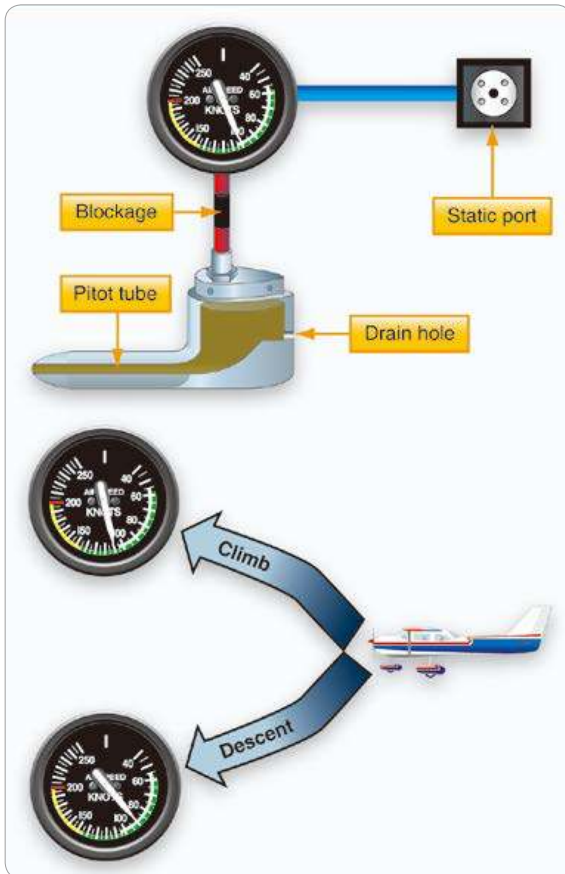
동정압계통은 비행하고 있는 항공기 주위의 공기 압력을 측정하여 고도, 속도, 상승/강하율을 지시해주는 계기이므로 공기압력이 정확히 측정되도록 피토투브와 정압공은 막힘이 없고 깨끗하게 유지되어야 한다. 그러기 위해서 조종사는 매 비행 후 피토투브 덮개를 쓰여 놓아야 하며 비행 전 반드시 피토투브 덮개를 제거하고 정압공 주변이 깨끗하고 막힘이 없는지 확인하여야 한다. 비행 중 착빙(icing)이 의심되면 반드시 피토티터를 작동시켜 얼음에 의해 피토투브가 막히지 않도록 예방하여야 한다.

어떤 원인에 의하여 정압공이 막힐 경우 대체정압(alternate static air)을 작동시켜 조종석의 공기압을 대신정압으로 사용할 수 있다. 여압이 되지 않는 항공기는 벤투리(venturi)효과로 인하여 조종석의 공기압이 항공기 바깥보다 낮게 된다. 대체정압 장치가 없을 경우 덜 중요한 승강계(VSI)의 유리를 깨서 조종석의 정압을 대체정압으로 대신 이용할 수 있다.

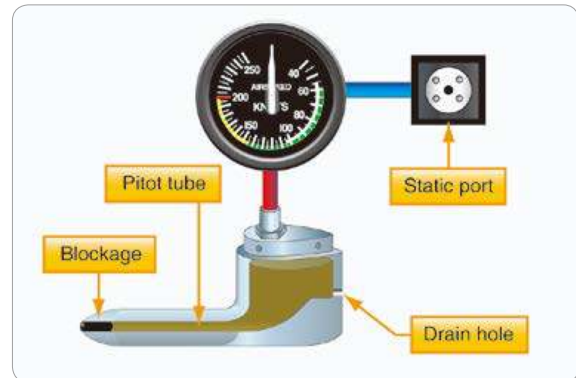
동정압 계통이 착빙(icing) 등의 원인으로 막혔을 경우 공기압력이 제대로 전달되지 못하므로 속도계와, 고도계 및 승강계는 비정상적으로 지시한다. 다음의 표는 각각의 원인에 따른 증상을 나타낸다.

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

증 상	Air speed	Altimeter	VSI
Pitot tube(x)			
Drain hole(O)	Zero	Normal	Normal
Static port(O)			
Pitot tube(x)			
Drain hole(x)	High in Climb Low in Descent	Normal	Normal
Static port(O)			
Pitot tube(O)			
Drain hole(O)	Low Climb High in Descent	Frozen	Frozen
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 2-133] Pitot system은 정상이고 Static system 막혔을 때 속도계의 지시



[그림 2-134] Pitot tube가 막히고 Drain hole은 정상일 때 속도계의 지시

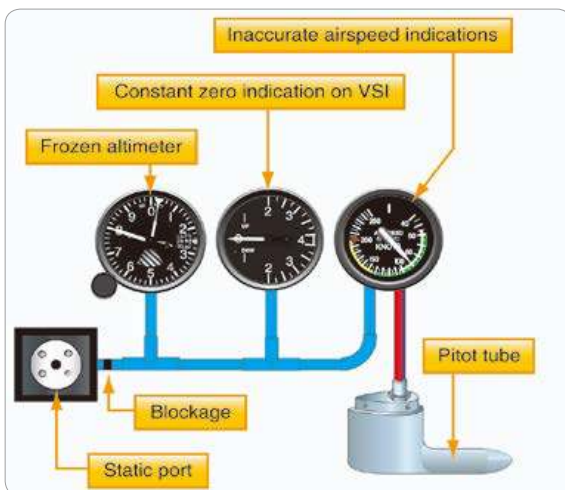
3.3 자이로스코프 계기 (Gyroscopic Instruments)

자이로(Gyro)

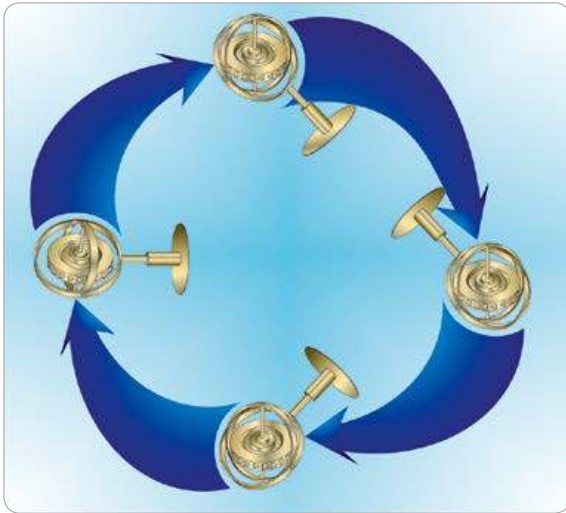
자이로는 한 점이 고정되어 있는 축 주위를 고속으로 회전하는 물체(회전체)라 할 수 있다. 회전체가 3축에 대하여 자유롭게 움직일 수 있는 3축 자이로는 자세계(Attitude indicator)와 방향 지시계(Direction gyro)에 이용되며 3축 중에 한 축이 고정되어 있는 2축 자이로는 선회계(Turn coordinator)에 사용된다. 자이로는 강직성(Rigidity in space)과 섭동성(Precision)의 특성이 있으며 이러한 성질을 비행계기에 응용한다.

자이로의 특성

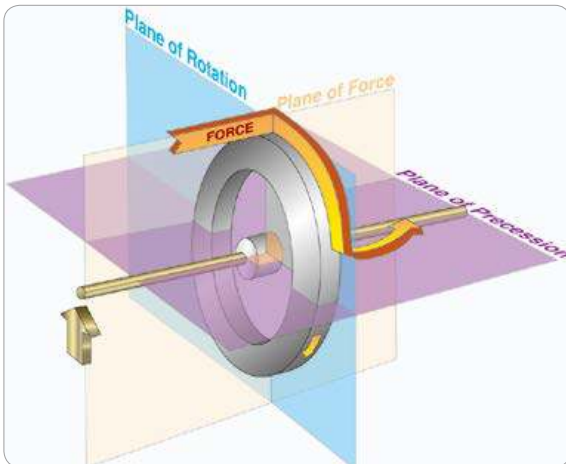
- 강직성(Rigidity in space): 강직성은 자이로에 힘이 가해지지 않으면 자이로의 회전축은 계속 일정한 방향을 유지하려는 성질로서 자이로의 회전이 빠르고 질량이 클수록 강직성이 강하다.



[그림 2-135] Static system이 막혔을 때 비행계기의 지시



[그림 2-136] 자이로의 강직성(Rigidity)



[그림 2-137] 자이로의 섭동성(Precession)

- 섭동성(Precession): 섭동성은 회전하고 있는 자이로에 힘을 가하면 힘을 가한 점으로부터 90° 진행된 점에서 힘의 결과가 나타나 자이로의 회전축을 좌우로 움직이게 한다. 선회계(Turn coordinator)는 자이로의 섭동성을 이용한 대표적인 계기이며 자세계는 자이로의 강직성과 섭동성을 이용한 계기이다.

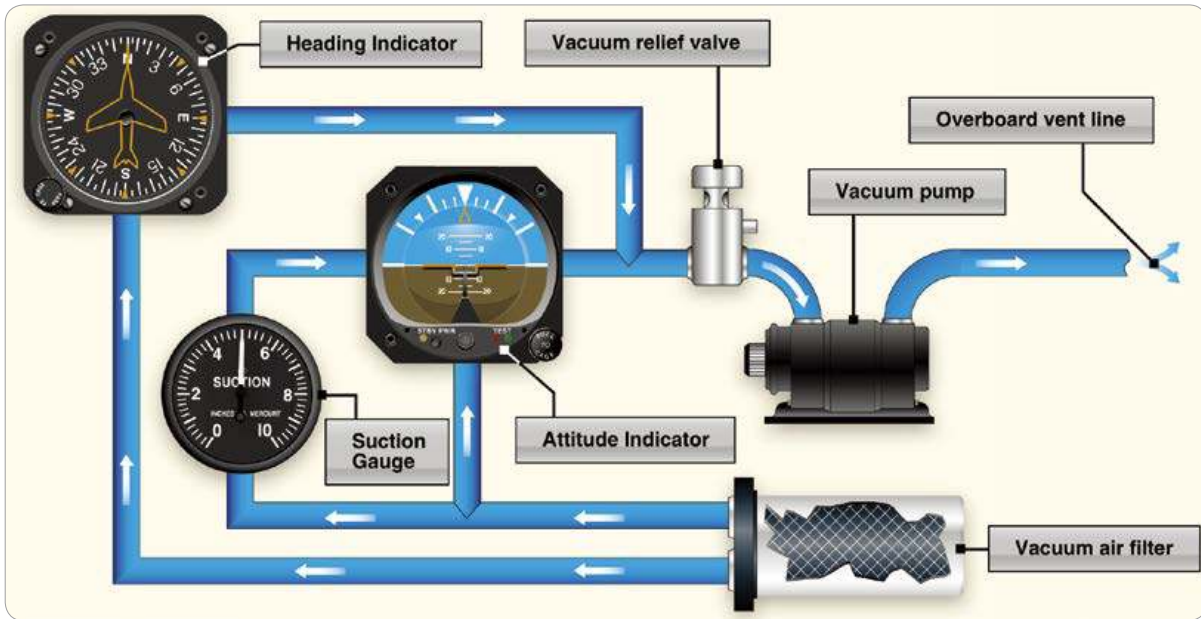
Gyroscopic systems의 동력원(source of power) 자이로의 특성(강직성, 섭동성)을 나타내려면 자이로를 고속으로 회전시켜야 한다. 자이로를 고속으로 회전시키기 위한 힘은 진공압력(vacuum pressure)과 전기(electrical power)를 이용한다. vacuum pressure를 발생시키는 진공펌프는 주로 자세계(Attitude indicator)와 방향지시계의 자이로(Directional gyro)를 회전시키고 선회계(Turn coordinator)의 자이로는 전기를 이용하여 회전시킨다. 그렇게 함으로써 진공펌프가 고장 나더라도 전기로 작동되는 선회지시계는 작동함으로써 자세계를 대체할 수 있게 한다.

자이로를 작동시키기 위해서는 적절한 진공압력(vacuum pressure)이 유지되어야 한다. 일반적으로 적절한 진공압력은 4.5~5.5inHg이며 suction gauge에 녹색으로 정상 작동범위를 표시한다. 진공압력이 정상범위 이하일 경우 비행계기는 정상적으로 지시하지 않으므로 조종사는 주의 깊게 주기적으로 suction gauge를 관찰하여야 한다.

자세계(Attitude Indicator, AI)

자세계는 자이로의 강직성(Rigidity)을 이용하여 항공기의 상승, 강하, 선회방향, 경사각(bank angle) 등의 정보를 제공하는 계기이다. 항공기의 Pitch와 Roll을 측정할 수 있는 자이로는 진공펌프 혹은 전기모터에 의해 작동되며 2개의 짐벌(gimbals)에 장착되어 있다. 짐벌에는 항공기 자세를 나타내주는 수평판(Horizon disk)이 부착되어 있어 자세변화의 크기를 나타내준다.

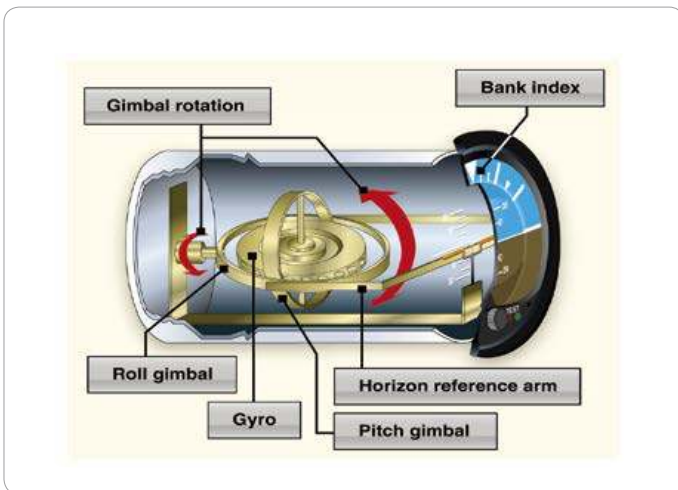
일반적으로 수평판(Horizon disk)의 윗부분은 하늘을 나타내는 하늘색, 아랫부분은 땅을 나타내는



[그림 2-138] Vacuum system

검정색 혹은 갈색으로 표시하고 있으며, 윗부분에는 경사각(bank angle)을 눈금으로 표시하고 있다. 계기 안에 부착되어 있는 작은 항공기모형(miniature aircraft)은 가상수평선을 기준으로 항공기의 비행 자세를 나타내주며, 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 2° 피치(pitch)의 크기와 같다. 자세계는 일반적으로 60° 이상의 Pitch, 100°



[그림 2-139] 자세계(Attitude indicator)

이상의 Roll 자세를 초과할 때 “Tumble” 현상이 발생하여 정확한 자세를 지시하지 못하게 된다.

방향 지시계기(Heading indicator)

Directional 자이로를 이용하여 비행방향을 나타내는 방향지시계기는 항상 일정한 자세를 유지하려는 자이로의 강직성(rigidity)을 이용한 계기이다.

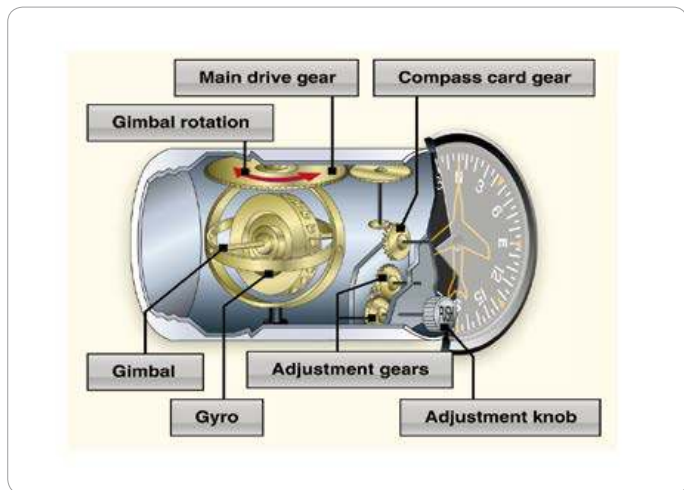
Directional 자이로는 처음에는 자북(Magnetic North)을 가리키나 지구가 자전 (360°/24hrs, 15°/1hr)함에 따라서 계속 자북을 가리키는 것이 아니라 일정한 자세를 유지하는 자이로의 강직성 때문에 지구의 자전과 관계없이 처음의 방향을 계속 가리키게 된다. 이로 인하여 시간이 지남(지구의 자전)에 따라 자북방향과 일치되지 않는 오차가 발생된다. 따라서 조종사는 나침반(Magnetic compass)과 방향지시계기의 방향(heading)을 주기적으로 비교하여 수정하여야 하며, 지구는 1시간당 15°씩 자전하므로 15분마다 점검하여 3° 이상 차이가 나는 경우 계기비행용으로 사용할 수 없다.

- Flux gate

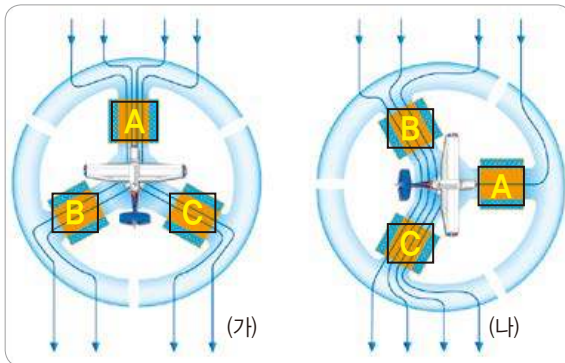
Flux gate는 비행 중 주기적으로 나침반(Magnetic compass)과 비교하여 Heading을 수정하는 불편을 없애기 위해 Directional gyro가 항상 정확한 자북 (Magnetic north)에 일치 하도록 만들어 주는 장치이다. Flux gate는 코일(coil)을 감은 쇠막대에 자기장(magnetic field)이 흐르면 전류가 유도되는 성질을 이용한 것인데 그림에서와 같이 Magnetic flux(어떤 면적을 통과하는 자기력선의 총합, 자기력의 밀도)를 감지하는 3개의 연철(soft iron)에 코일이 감겨져 있다. 코일이 감겨져 있는 연철에 Magnetic flux가 통과하게 되면 전류가 발생하는데 발생하는 전류의 크기를 비교하여 항공기의 방향을 나타내게 된다.

아래 그림에서 A연철은 항공기의 기수방향과 정렬되어 있으며 항공기의 방향이 바뀔때 따라 A부분에서 감지되는 magnetic flux는 차이가 나게 되고 그에 따라 발생하는 전류의 크기도 달라진다.

그림 (가)는 항공기가 자북방향(North)으로 비행



[그림 2-140] 방향지시계기(Heading Indicator)



[그림 2-141] Flux gate

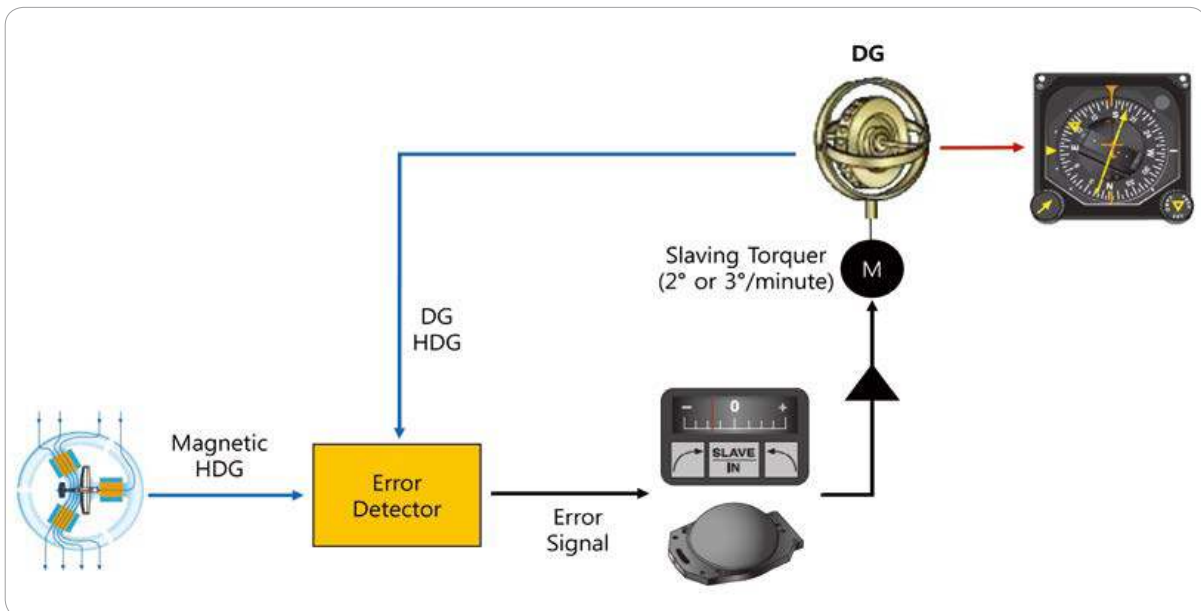
하는 경우를 나타낸 것으로 A부분에서 감지되는 자력선이 가장 크며 B와 C부분에서 감지되는 자력선은 A에 비하여 작다.

그림 (나)는 항공기가 동쪽방향(East)으로 비행하는 경우를 나타낸 것으로 A부분에서 감지되는 자력선은 가장 작고 B부분에서 감지되는 자력선은 가장 크게 되며 C부분에 감지되는 자력선은 A보다는 크지만 B부분보다는 작게 되어 이로 인하여 발생하는

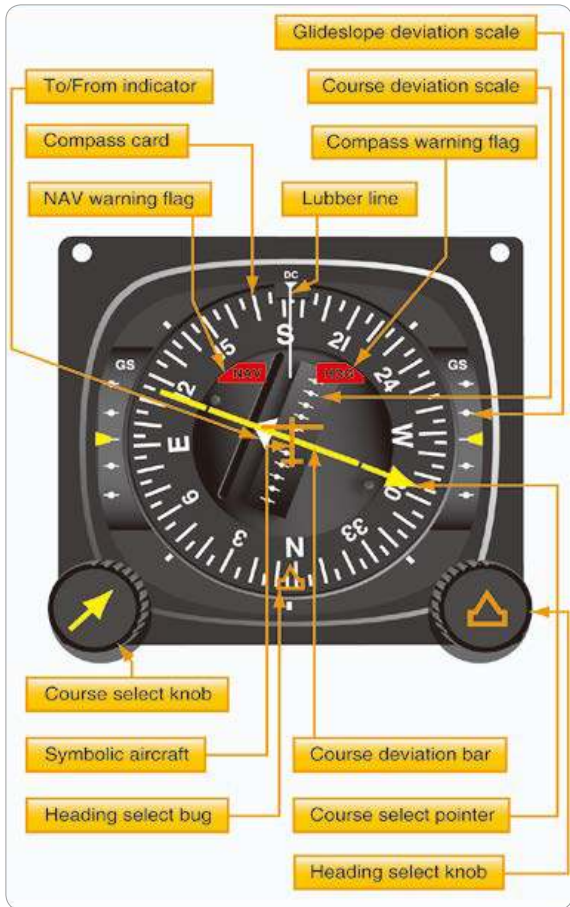
전류는 그림 (가)와 다르게 되어 Heading 090°를 가리키게 된다.

- Remote Indicating Compass

Remote Indicating Compass는 Directional gyro로 작동되는 방향지시계기(Heading indicator)의 오차를 줄이기 위해 고안된 장치이다. 작동원리는 방향지시계기에서 측정된 방위와 Flux gate에서 측정된 방위가 다른 Directional gyro를 구동하는 모터에 그 차이(error signal)를 보내 자이로를 수정하여 Flux gate에서 측정된 방향과 일치하도록 한다. 조종사는 주기적으로 방향지시계기와 나침반을 비교하여 틀릴 경우 방향지시계기의 자이로를 Free mode로 선택한 후 Slaving control을 참고하여 시계방향 혹은 반시계방향으로 선택하여 나침반의 방향과 일치하도록 수정하여야 한다. 수정이 완료되면 Free mode에서 Slave mode로 다



[그림 2-142] Remote Indicating Compass의 원리



[그림 2-143] HSI

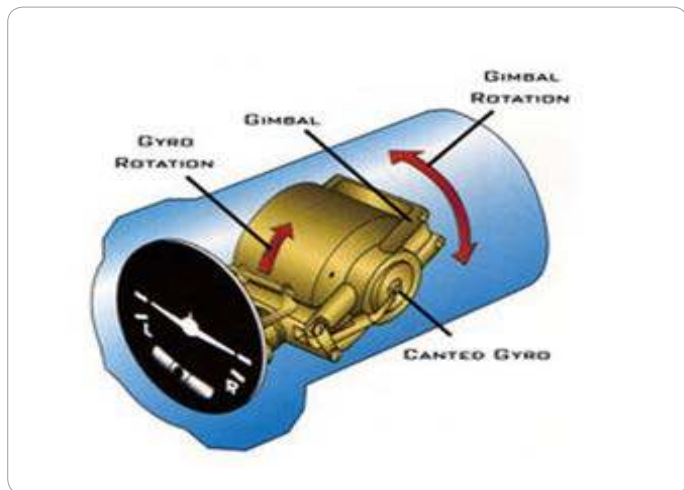
시 set하여야 한다.

- HSI(Horizontal Situation Indicator)

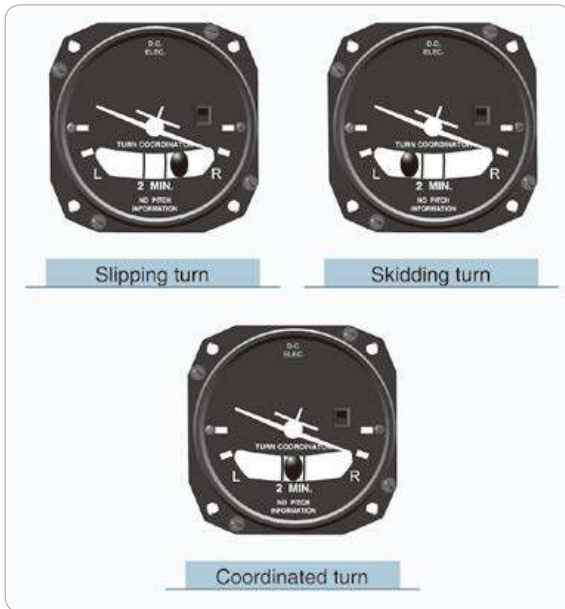
HSI는 위에 설명한 Flux gate에 의해 항공기의 정확한 방향을 지시하는 방향지시계기 기능과 VOR, ILS의 항법신호 및 Glide slope 신호를 나타내는 비행계기이다. HSI는 조종사가 선택한 항로로부터 항공기의 위치를 파악하기 쉽게 나타 내준다.

선회계기(Turn coordinator)

Turn and Slip indicator의 주요한 제한사항은 항공기의 수직축 회전만을 감지한다는 것이다. 그에 비하여 Turn Coordinator는 Turn and slip indicator와 같이 자이로의 선행성(precision)을 이용하지만 짐벌 구조가 항공기의 종축으로부터 30° 각도로 기울어져 roll과 yaw를 둘 다 감지하도록 해 준다. Turn coordinator의 자이로는 전기로 작동 되므로 진공펌프(suction pump)로 작동되는 자세 계기가 고장 났을 때 대체 계기로 이용할 수 있다.



[그림 2-144] Turn Coordinator



[그림 2-145] Coordinated & Skid, Slip Turn

계기의 눈금은 수평비행과 표준을 선회를 지시하며 Coordinator ball이라 불리는 Inclinator는 경사각(bank angle)과 Yaw의 비율 관계를 나타낸다. Ball이 선회방향 바깥쪽에 있을 때는 skidding하는 것을 나타내고 선회방향 안쪽에 있을 때는 slipping하는 것을 나타낸다. 조종사는 ball이 중앙에서 벗어난 쪽의 러더(rudder)를 차주어 ball이 중앙에 위치하도록 하여야 한다.

3.4 나침반계기(Compass Systems)

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

Magnetic compass는 투명한 Kerosene 용액이 들어 있는 밀봉된 용기 안에 작은 자석이 금속 Float

에 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. 나침반은 대략 18° 경사각까지는 비교적 정확히 지시하나 그 이상에서는 불규칙적이고 예측할 수 없게 지시한다.

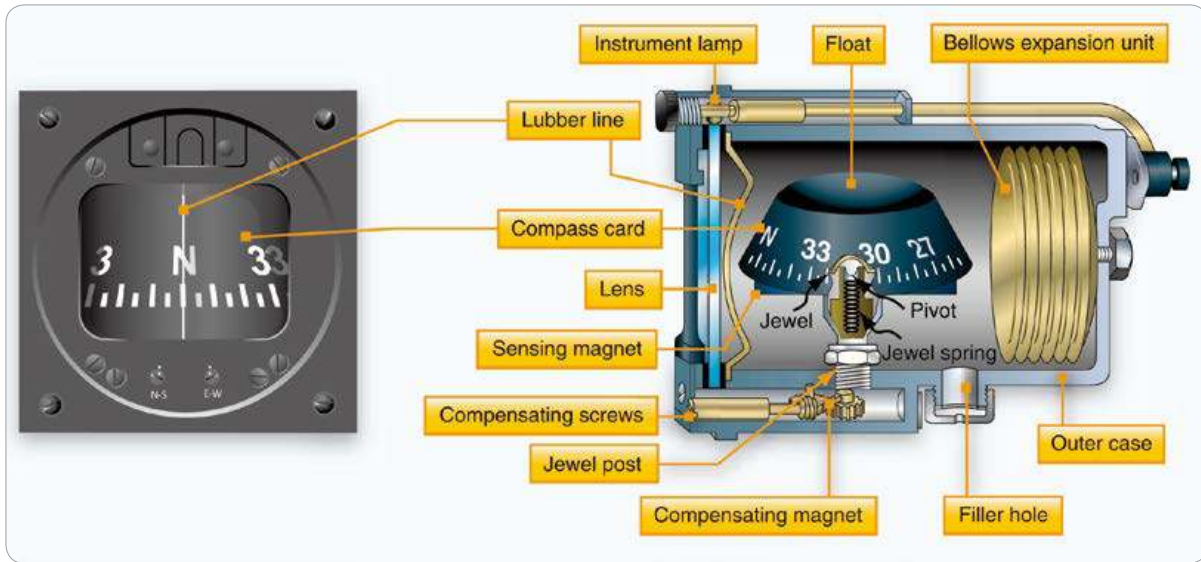
Compass card는 기수방향을 기준으로 방향을 지시하는 방향지시계기와는 달리 반대로 지시한다. [그림 2-146]에서와 같이 북쪽에서 북서쪽(330°)으로 비행하고자 할 때 330°는 항공기 기수를 기준으로 하여 왼쪽에 있지만, 나침반에서는 330°를 나타내는 “33”가 North의 오른쪽에 있어 오른쪽으로 선회하게 하는 혼돈이 생길 수 있다. “33”가 North의 오른쪽에 있는 이유는 선회 시 card는 가만히 있고 Compass 틀이 card 주변을 돌기 때문에 card 뒷면에서 보게 되는 것으로 생각해야 한다.

- Magnetic compass 오차

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

√ 편차(Variation)

지도는 지리학적 북쪽(진북: True north)을 지나는 경도와 적도를 기준으로 하는 위도로 그려져 있다. 지리학적 북쪽에서부터 측정된 방위를 진방위(True direction)이라 하며 자북을 기준으로 측정된 방위를 자방위(Magnetic direction)라 한다. 항공기의 Heading indicator는 자북(magnetic north)



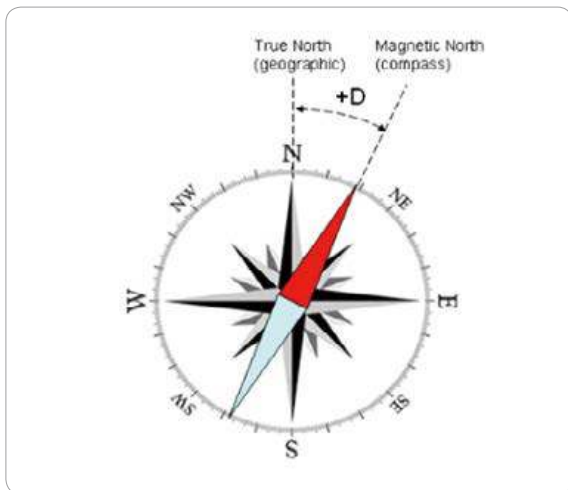
[그림 2-146] Magnetic compass

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, 편차

가 east이면 편차만큼 진방위에서 빼주어 Magnetic Heading을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} & \text{True Heading} + (\text{west var}) \\ & - (\text{east var}) \\ & = \text{Magnetic Heading} \end{aligned}$$



[그림 2-147] 편차(Variation)

√ 자차(Deviation)

Compass 내부의 자석은 지구 자기장에 정렬하여 있지만 항공기 내의 전기배선이나 자성화된 물체는 국소 자기장(Local magnetic field)을 발생시켜 지구의 자기장과 충돌하여 compass에 오차를 발생시키게 되는데 이를 자차(Deviation)라 한다. 자차는 지형적 위치에 영향을 받지 않고 항공기 기수 방향에 따라 다르게 영향을 받는다. 편차는 오차를 줄이거나 바꿀 수 없지만 자차는 정비(Swinging the compass)를 하여 최소화 할 수 있다.

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

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

[그림 2-148] Compass Correction Card

대부분의 공항에는 자기간섭이 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.

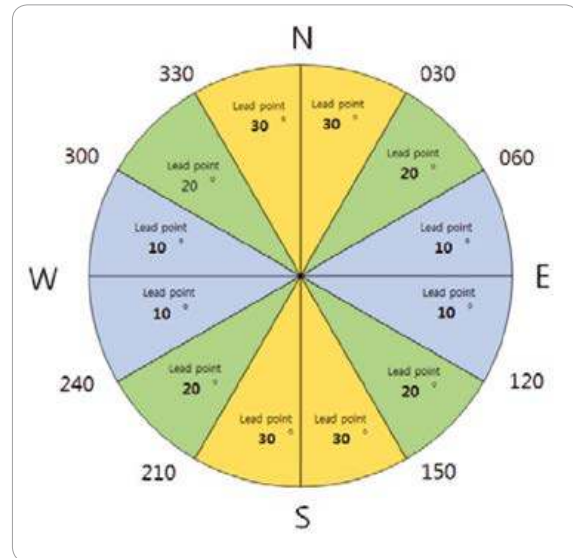
위의 표를 예를 들면 항공기의 Radio를 켜놓은 상태에서 Magnetic heading 120°로 비행하고 싶다면 Compass heading 123°로 비행하여야 한다.

√ 북각오차(Dip errors)

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

- 북선 오차(Northerly Turning Error)

위도가 높아질수록 지구 자기장이 Magnetic



[그림 2-149] 북선 오차를 고려한 Lead point

compass의 자석을 지표면에 대해 수직으로 잡아당기는 원인으로 인해 오차가 발생한다. 이 오차는 항공기가 북쪽 혹은 남쪽으로 향할 때 크게 나타난다. 항공기가 동쪽 혹은 서쪽으로 비행을 하다가 북쪽으로 선회하면 방향지시는 지연되어 나타나게 되며 남쪽으로 선회를 하는 경우 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. 아래 그림은 우리나라 지역에서 비행할 경우에 적용할 수 있는 선도점이다. 예를 들어 좌선회를 한 다음 360°에 roll out하고자 한다면 30° 전인 030°에서 roll out을 시작하여야 하며, 우선회로 330°에 roll out하고자 한다면 20도 전인 310°를 가리킬 때 roll out을 시작하여야 한다. 반대로 우선회하여 180°에 roll out하고자 한다면 180°에서 lead point 30°를 지난

210°에서 roll out을 시작하여야 하고 좌선회하여 150°에 roll out하고자 한다면 20°를 지난 130°에서 roll out을 시작하여야 한다.

- 가속도 오차(Acceleration Error)

마그네틱 Compass 플로트(Float)의 “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 진행방향의 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 진행방향으로 앞쪽으로 회전하려 하고 카드는 남쪽으로 회전한다. 서쪽으로 비행하며 가·감속을 할 경우에도 역시 동일한 현상이 발생한다.

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

3.5 Electronic 비행계기

최근의 항행장비들은 위성의 이용과 통신기술의 발전으로 비행경로 선정, 비행거리와 시간, 연료계산, 기상정보를 포함한 비행정보의 제공, 접근 및 착륙 등을 자동으로 가능하게 해주고, 계획된 항로와 비교되도록 MFD(Multi Function Display)에 항공

기의 현재 위치를 계속해서 나타내줌으로써 조종사의 상황판단을 쉽게하여 정확하고 안전한 비행을 할 수 있도록 도와주고 있다.

최신의 항행장비들은 과거의 항행장비와 비교하여 정보(Information), 자동화(Automation), 추가정보(Options)의 제공과 활용에 큰 발전을 이루었으며 비행안전과 효율적인 운항을 위해 큰 역할을 하게 되었다. 그러나 비행안전과 효율적인 운항은 제공되는 정보들을 정확히 해석하고 그에 따른 상황판단을 올바르게 하였을 때 이루어진다. 그러기 위해서 조종사들은 장비사용에 익숙해야 하고 제공되는 정보들을 정확히 해석하고 판단할 수 있어야 한다. 그러나 이렇게 편리하고 정확한 장비도 고장이 났을 때는 무용지물이 되며 비행 안전에 심각한 영향을 미칠 수 있으므로 이런 경우에 대비하여 장착되어 있는 대체장비 사용에 익숙해져 있어야 한다. 항행장비를 최대한 활용하고 고장 났을 때 그에 따른 위험(Risk)을 줄이기 위해서는 정확한 점검표(check List)의 사용과 체계적인 훈련이 필요하다.

PFDP(Primary Flight Display)

본 책에서는 GARMIN1000 장비를 기준으로 설명하고자 한다.

PFDP는 고도, 속도, 방향, 항공기 자세 등을 나타내는 비행계기(Flight Instruments)와 외기온도, 바람정보(wind data) 등 추가비행정보(supplement flight data), 항공기 시스템, 최저고도, 지정된 고도의 이탈, 항공기 주위에 있는 항적(traffic) 경고 등을 나타내는 경보 제공 기능을 하는 장비이다.

위에 설명한 것 이외에 비정상상황을 경고해주는 “Annunciation Box” “Flight Plan Window”



[그림 2-150] G1000 PFD의 각종 표시

“Glide slope Indicator” 등이 있으며 Option에 따라 “AUTO pilot Status Annunciation” “Synthetic Vision” 등이 포함된다.

• 비행계기[Flight Instrument(G1000)]

비행계기는 G1000에 장착된 GDC74A 장비(Air Data Computer)를 이용하여 측정된 Pitot static pressure, 외기온도 등의 정보를 이용하여 비행 고도와 속도를 나타내준다.

- 자세계기(Attitude Indicator)

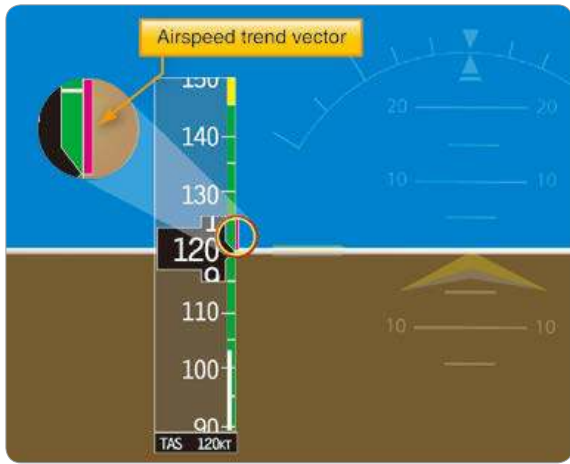
자세계기는 AHRS에서 측정되는 항공기 자세를 나타내주는 계기로 G1000의 AHRS는 GRS77 장비에서 측정된다.

- 속도계(Airspeed Indicator)

속도계는 원형으로 되어 있는 재래식 계기와는 달리 Moving tape rolling number gauge이다. Vspeed(Glide, Vr, Vx, Vy)를 설정하여 맞출(set) 수 있고 가·감속 시 6초 후에 예상되는 속도를 자홍색의 속도증감 벡터지시(Airspeed trend vector)로 나타내준다.

- 고도계(Altimeter)

고도계는 원형으로 된 재래식 계기와 달리 Moving tape rolling number gauge이다. 고도가 변화될 때 6초 후에 도달되는 예상 고도를 자홍색의 고도증감 벡터지시(Altitude trend vector)로 표시한다.



[그림 2-151] Airspeed trend vector



[그림 2-152] Altimeter trend vector

- 선회율 계기(Turn Rate Indicator)

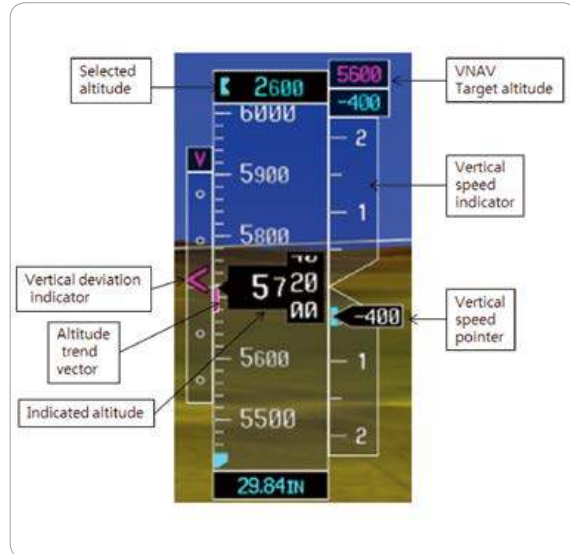
Turn Rate Indicator는 선회율을 나타내주는 계기이다. 4°/sec 이상의 선회율일 경우 화살표로 표시된다.

- 승강계(Vertical Deviation Indicator)

VDI(Vertical Deviation Indicator)는 수직항행(Vertical navigation)을 실행할 때 Glide slope



[그림 2-153] Turn Rate Indicator

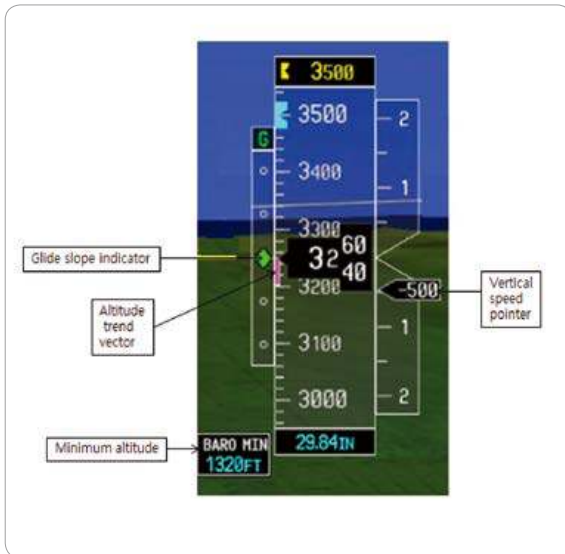


[그림 2-154] Vertical Speed and Deviation indicator

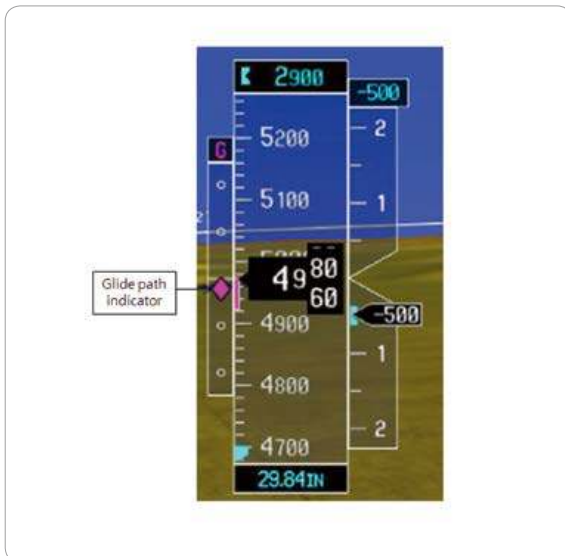
indicator는 ILS 접근 시 수직 경로를 안내해주는 것이며, Glide path indicator는 SBAS를 기반으로 한 접근(LNAV/VNAV, LPV 등) 시 수직경로 안내를 제공하는 계기로서 GIA63W 장비가 작동되고 SBAS가 가용될 때 나타난다.

- Vertical Speed and Deviation indicator

Vertical Deviation Indicator(VDI)는 VNAV를 실행할 때 강하시작지점(TOD) 1NM 전부터 “V”자와 함께 <가 나타나며 더 이상 Vertical deviation이 유효하지 않는 수평비행 상태가 되면 <가 없어진다.



[그림 2-155] Glide slope indicator



[그림 2-156] Glide path indicator

- Glide slope indicator

ILS 접근을 할 때 녹색의 “G”자와 함께 다이아몬드 형태의 지시계가 나타난다. 만일 Glide slope 신호가 없으면 녹색 다이아몬드 형태의 지시계 대신 “NO GS”가 나타난다.

- Glide path indicator

GNSS 수신기를 이용한 LNAV/VNAV, LPV 접근을 할 때 자홍색의 “G”자와 함께 다이아몬드 형태의 지시계가 나타난다. GNSS 성능 저하가 발생할 경우 지시계 대신 “NO GP”가 나타난다.

Glide path indicator의 Full scale deflection(2dots)는 1,000ft이다.

- Horizontal Situation Indicator



[그림 2-157] Horizontal Situation Indicator

- ①: Selected Heading
- ②: NAV 1 Frequency, DME
- ③: Bearing 1 Information window
- ④: Bearing 2 Pointer
- ⑤: Bearing 2 Pointer
- ⑥: Bearing 1 Pointer
- ⑦: Current Track Indicator
- ⑧: Selected Course
- ⑨: Current Heading, Heading Bug
- ⑩: Navigation Source
- ⑪: Flight Phase Annunciation



[그림 2-158] MFD(G1000)

HSI는 항공기의 Heading을 기준으로 하여 항공기의 수평적 위치를 나타내주는 비행계기이다. G1000의 HSI는 CDI, Course Pointer, To/From Indicator, Heading bug, Lateral Deviation Scale 등을 나타낸다.

MFD(Multi Function Display)

MFD는 항행정보를 포함하여 비행에 필요한 여러 정보를 시현(Display)시켜주는 장치이다. G1000 MFD의 기능은 “MAP”, “WPT”, “AUX”, “NRST”, “FPL”, “PROC” 등으로 구성되어 있으며 이들은 FMS Knob으로 선택하여 이용할 수 있다. 각각의 MFD 기능은 다음과 같은 내용으로 구성되어 있으며 구성 내용은 장비에 따라 다르다.

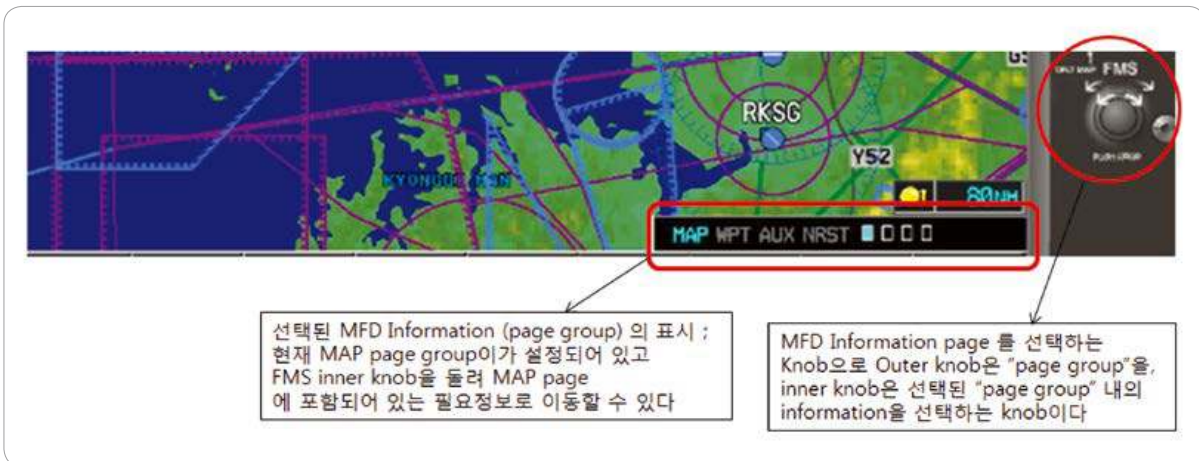
- MFD Information page group

MFD Information page group에는 Map pages(MAP), Way point pages(WPT), Auxiliary pages(AUX) Nearest pages(NRST) Flight Plan pages(FPL) Procedure pages(PROC)로 구성되어 있으며 G1000의 경우 FMS knob으로 선택할 수 있다.

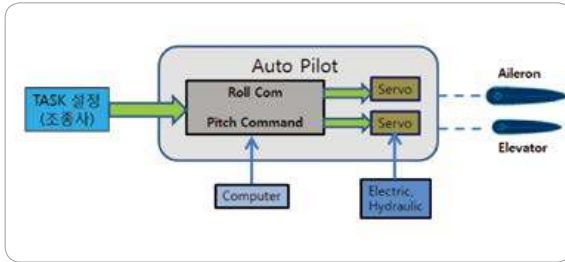
3.6 Automatic Flight Control System

3.6.1 Auto Pilot System

Auto Pilot는 조종사가 비행하고자 하는 Mode를 설정하면 컴퓨터는 조종사가 선택한 Mode를 수행할 수 있도록 Pitch, Roll의 각도를 계산하여 Servo로 보내고, Servo는 항공기의 자세를 계산된 Pitch, Roll Command와 일치하도록 조종면(control surface)을 작동시키는 장치를 말한다.



[그림 2-159] MFD Information page 선택 방법



[그림 2-160] Auto Pilot System 개념도

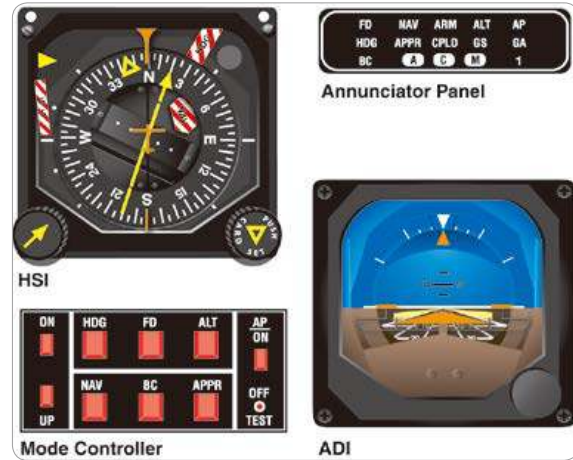
자동비행장치

(Automatic Flight Control System, AFCS)

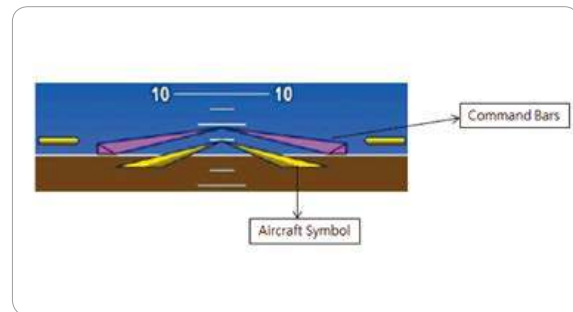
G1000의 Automatic Flight Control System(AFCS)은 GFC700이며 GFC700은 Flight Director(FD), Auto Pilot(AP), Manual Electric Trim(MET)의 세 가지 기능으로 구분된다.

- Flight Director System

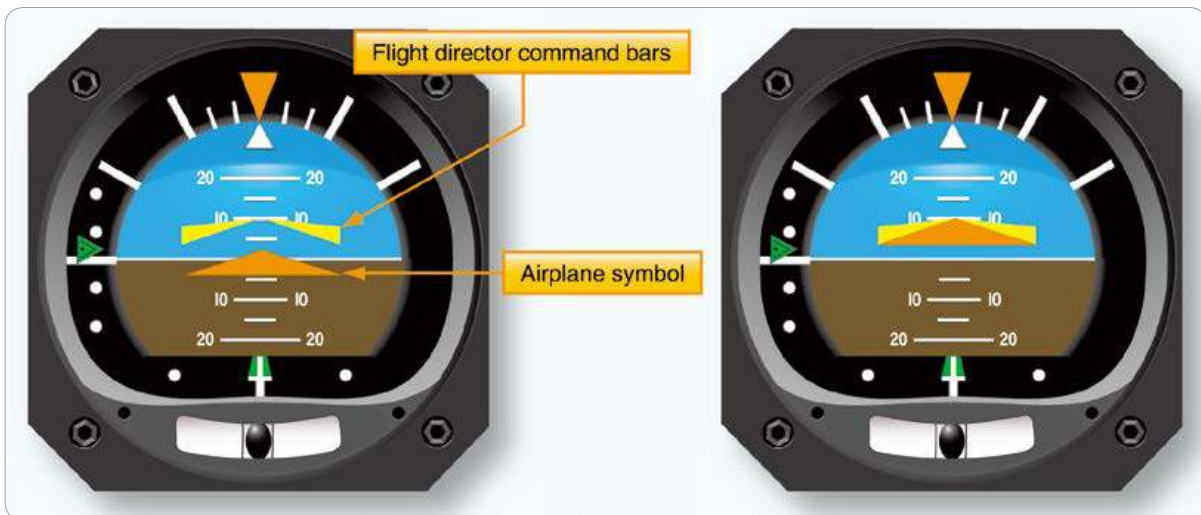
FD는 원하는 고도와 경로로 비행하기 위해 필요한 Pitch와 Bank의 조종량을 Airdata computer, AHRS, Navigation system으로부터 정보를 받아 계산하여, Command Bar 혹은 'V'자 형태 안에 삼



[그림 2-161] Flight Director System



[그림 2-162] G1000 Command Bars



[그림 2-163] Flight Director의 지시

각형 모양의 Steering cue로 ADI에 자동으로 지시해주는 계기이다. FD 시스템은 자동조종장치와 연계되어 사용되며 Mode Controller, ADI, HSI, Annunciator panel로 구성되어 있다.

G1000의 Flight Director는 AFCS Control key의 FD Key를 누름으로써 작동 혹은 정지시킬 수 있으며, Autopilot Mode가 실행되고 있으면 FD Key의 기능은 정지된다. FD가 지시되는 Maximum commanded Pitch는 +20°/-15° Roll은 22°이다.

3.7 받음각계기 (Angle of attack indicator)

조종사는 속도계를 항공기 실속을 인지하기 위한 참고계기로 사용된다. 그러나 실속은 속도에 관계없이 임계받음각(critical angle of attack)을 초과할 때 발생하므로 속도계로 실속을 인지하는 데 한계가 있다. 임계받음각은 항공기 무게, 무게중심의 위치, 온도, 밀도고도 등에 영향을 받지 않는다. 받음각의 크기를 지시해 주는 받음각계기는 조종사에게 현재의 받음각을 지시하므로 실속에 진입될 수 있는 상황판단을 쉽게 할 수 있도록 도와준다.

3.8 비행계기의 점검 (Flight Instrument Checks)

- 비행 시작 전 점검
 - 외부점검을 하면서 각종 안테나의 상태, Pitot tube 및 static port가 주위의 이물질로 인하여 막혀 있는지 점검하여야 한다.
 - Aircraft record: 법과 규정에 따라 비행에 관련된 계기 및 ELT 등이 적정하게 정비되고 있는지 점검하여야 한다.

운항기술기준 8.1.4.6

- 계기비행을 하고자 하는 비행기의 경우 24월 이내의 고도계 및 동정압계기 검사가 이루어져야 한다.
- 트랜스폰더가 장착된 항공기의 경우 최근 24월 이내의 트랜스폰더 검사가 이루어져야 한다.
- 자동으로 작동되는 구조의 비상위치지시용 무선표지설비(ELT)가 장착된 항공기의 경우 12월 이내의 비상위치지시용 무선표지설비 검사가 이루어져야 한다.

- 항행장비의 수신 상태 점검: 비행 전 AIP 및 NOTAM 등을 참고하여 비행하고자 하는 항행



[그림 2-164] 받음각계기(Angle of attack indicator)

시설의 주파수 및 작동상태를 미리 점검하여야 한다.

- De icing, Anti icing 장비가 있다면 정상 작동되는지 점검하여야 한다.
- Pitot tube heater: 스위치를 작동시키고 전류계(ammeter)를 확인하여 정상 작동되는지 점검하여야 한다.

• 엔진 시동 후 점검

- 고도계: 지상에서 비행장의 현재 QNH를 맞추었을 때 비행장 표고와 차이를 확인하고 만일 75FT 이상 차이가 발생하면 이 고도계는 계기 비행용으로 사용 할 수 없다.
- 속도계: 정지하여 있을 때 속도는 “0” knots를 가리켜야 한다.
- 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 그렇지 않으면 현재의 지시값을 “0” fpm으로 간주하여 비행하여야 한다.
- 자세계기(Attitude indicator)

엔진 시동 이후 자세계기의 자이로는 5분 이내에 안정되어야 하며 진공펌프로 작동되는 자세계기는 Suction gage의 압력지시가 녹색범위(3~5inHg) 내에 있어야 하고, 자이로 회전에 따른 기계적인 소음이 없어야 한다. 전기로 작동되는 자세계기는 부작동을 표시하는 붉은색의 경고 표시가 나타나지 않아야 한다.

지상 활주 중 Brake를 작동하였을 때 자세계기 안의 miniature aircraft는 약간 강하자세를 가리켜야 하며 지상 활주 선회 시 5° 이상 경사각

을 지시하면 안된다.


- 방향지시계(Heading Indicator)

방향지시계의 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 방향지시계에 지시되는 Heading이 일치되는지 비교하여야 한다.

비행 중에는 15분마다 방향지시계기와 나침반을 비교하여 3° 이상 차이가 생기면 안 된다.

- 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.



비행이론
Flight Theory



3편. 기초 비행 원리

1장 비행 이론 일반

- 1.1 대기의 구조 및 특성
- 1.2 양력 발생 원리
- 1.3 에어포일 이론

2장 비행과 항공 역학

- 2.1 비행중 항공기에 작용하는 4가지 힘
- 2.2 날개 끝 와류
- 2.3 항공기의 운동과 축
- 2.4 항공기의 안정성
- 2.5 날개 형상의 영향
- 2.6 비행기동 중에 작용하는 항공 역학적인 힘
- 2.7 프로펠러의 기본 원리
- 2.8 하중계수
- 2.9 고속 비행 이론



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 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 경사도는 거칠고, 다른 하나의 표면은 깨끗하다면 흐름의 속도는 상당히 다를 것이다. 거친 표면의 경사도는 표면으로부터의 저항으로 인해(마찰) 유체의 흐름이 방해된다.

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

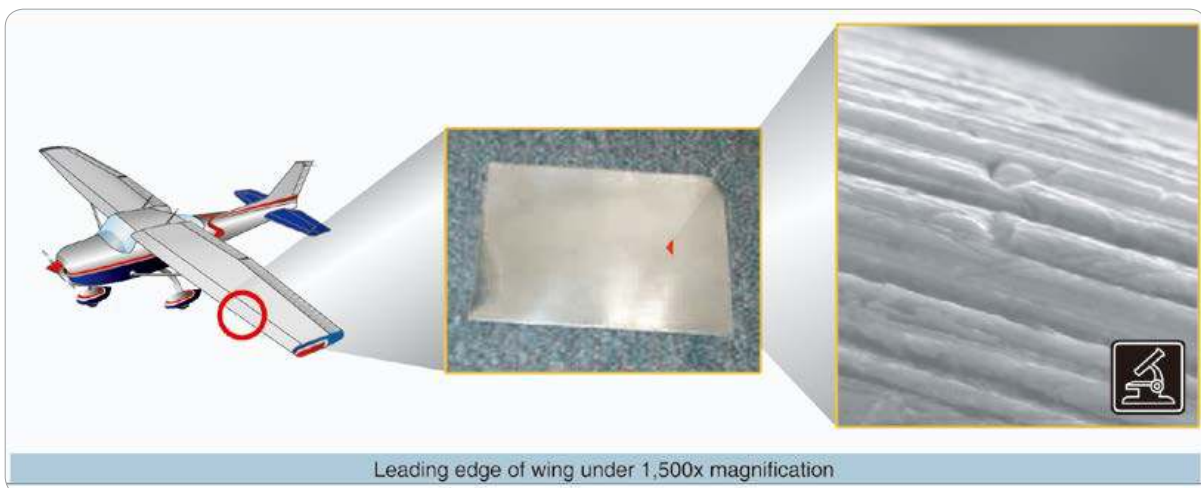
개 위의 공기흐름 속도를 늦춘다.

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

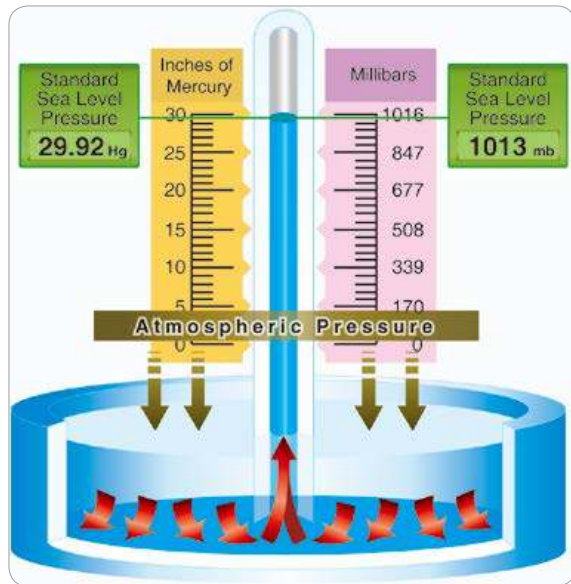
작은 쪽으로 움직인다.

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 15°C 혹은 59°F가 된다.

표준대기 상태에서 기온은 1,000ft당 약 2°C 혹은 3.5°F씩 감소하며 3만 6,000ft에서부터는 약 -55°C 혹은 -65°F의 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 양력 발생 원리 (Theories in the Production of Lift)

공기보다 무거운 항공기가 비행을 해내기 위해서는 극복해야 할 몇 가지 사항이 있다. 그중 하나는 양력이라 불리는 것으로 항공기 운동에 대한 저항력이다. 그러나 극복해야 할 가장 큰 문제는 중력이다. 이를 극복하는 힘이 양력인데 양력은 항공기가 대기 중을 움직이면서 항공기의 날개에서 발생시킨다. 날개에서 발생하는 양력은 항공기 무게보다 같거나 크고, 중력의 방향과 반대로 작용하며 항공기를 부양시킨다. 양력을 발생 원리는 뉴턴의 운동 법칙과 베르누이의 정리에 기초를 둔다.

1.2.1 뉴턴의 운동의 법칙

(Newton's Basic Laws of Motion)

양력의 크기를 구하는 공식은 역사적으로 지난 수 세기 동안 항공기의 운동을 설명하는 기초적인 물리 법칙의 하나였다. 이 법칙은 겉보기에 양력의 모든 측면에서 적용이 가능한 것처럼 보이나 양력이 어떻게 생성되는지는 자세히 설명해 주지 못한다.

비행 중인 항공기에 작용하는 힘을 다루는 물리 법칙들은 성공적으로 항공기를 날리기 이전에 개발된 가정이론으로부터 채택되었다. 이러한 물리적 법칙

의 사용은 1600년대 유럽에서 시작된 과학혁명에서 발전되었다. 우주는 인간의 이해를 통하여 예측할 수 있는 방식으로 움직인다는 믿음에 힘입어 많은 철학자, 수학자, 자연과학자 및 발명가들은 그들의 일생을 우주의 비밀을 푸는 데 바쳤다. 그중에 가장 잘 알려진 한 사람이 만유인력의 법칙을 만들고 3가지 운동법칙을 설명한 아이작 뉴턴 경(Sir Issac Newton)이다.

뉴턴의 3가지 운동법칙은 다음과 같다.

제1법칙(관성의 법칙): 모든 물체의 질량중심은 그 상태를 바꿀만한 힘이 강제로 주어지지 않는 한 정지 상태를 유지하거나 일정한 운동을 하여 진행 방향으로 계속 움직이는 상태를 유지하려는 성질로서 이는 어떤 외부의 힘이 가해질 때까지 움직임을 멈추거나 시작하지 않는 것을 의미한다. 주기장에 서 있는 항공기에 관성을 극복할 힘이 가해지지 않으면 항공기는 그대로 정지 상태로 남아있다. 일단 물체가 움직이면, 관성은 그 물체를 계속 움직이도록 하고, 그 물체에 다양한 방향에서 다른 힘들이 작용하면 그에 따라 다양한 방향으로 움직이도록 한다. 이러한 힘들은 그 물체의 움직임에 가산되거나, 속도를 늦추거나, 방향을 변경시킬 수도 있다.

제2법칙(운동 법칙): 운동의 결과 물체에 작용하는 힘의 크기는 시간변화에 대한 운동량변화와 같다. 즉, 힘은 질량에 가속도를 곱한 것과 같다($F=ma$). 이를 다르게 표현하면 물체에 일정한 힘이 가해질 때 그 결과 가속도는 물체의 질량에 반비례하고 가해진 힘에 비례한다($a=F/m$).

제3법칙(작용과 반작용의 법칙): 모든 운동의 작용에 대해 반대의 방향으로 작용하는 반작용이 있다는 법칙으로 예를 들어 프로펠러 추진 항공기는 프

로펠러를 회전시켜 공기를 뒤로 밀어내고, 밀어내는 공기의 반작용 힘으로 비행기를 앞으로 전진시킨다. 제트 비행기에서는 엔진에서 연소된 고온 고압의 배기가스를 뒤로 밀어내어 그 반작용으로 비행기를 앞으로 전진시킨다.

1.2.2 베르누이의 원리(Bernoulli's Principle of Differential Pressure)

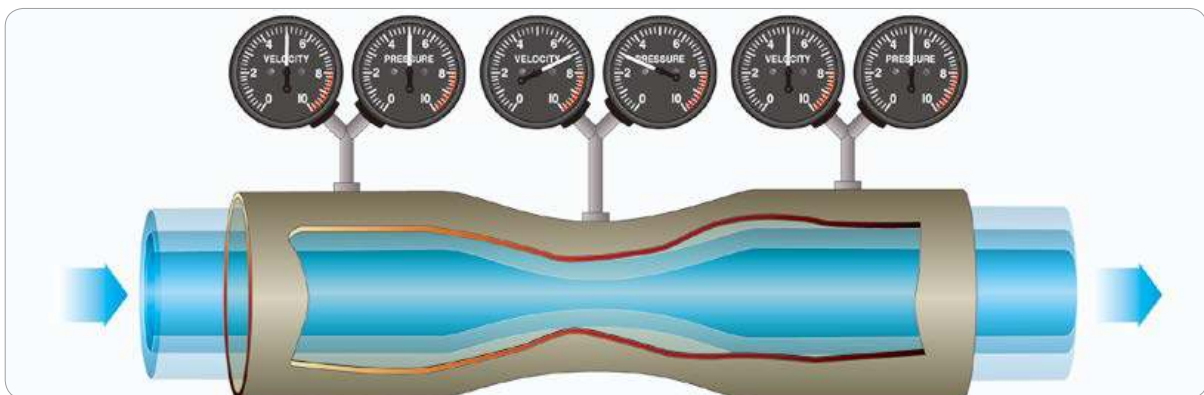
뉴턴이 운동의 법칙을 만들어내고 반세기가 지난 후에, 스위스 수학자인 다니엘 베르누이(Daniel Bernoulli)는 움직이는 유체(액체 혹은 가스)의 압력이 운동속도에 따라 어떻게 변화하는지 설명했다. 베르누이는 움직이는 유체(액체 혹은 가스)의 속도가 증가하면, 유체의 압력은 감소한다는 것을 증명하였다. 이 원리는 항공기 날개의 굴곡진 윗부분을 지나가는 공기흐름의 결과가 어떻게 일어나는지 설명한다.

베르누이 정리는 벤투리관(venturi tube)을 이용하여 이해할 수 있다. 벤투리관은 입구를 지나 점점 통로가 좁아지고 좁은 통로를 지나면 다시 통로가

점점 넓어져 공기가 배출되는 관으로 되어 있다. 배출구의 지름은 유입구와 같다. 관으로 유입되는 공기의 질량은 관 밖으로 나가는 질량과 정확히 같아야 하므로(질량보존의 법칙) 좁은 부분 지점에서 같은 양의 공기가 통과하려면 속도가 증가하여야 한다. 공기 속도가 증가하면 압력은 감소하며, 좁은 지점을 지나면, 공기흐름은 다시 느려지고 압력은 증가한다.

공기는 하나의 질량을 가진 유체이기 때문에 공기흐름이 뉴턴과 베르누이의 법칙에 적용되므로 어떻게 항공기 날개가 양력을 발생시키는가를 알 수 있다. 날개는 공기를 통해 움직이기 때문에, 굴곡진 윗면을 지나가는 공기의 흐름은 속도를 증가시키고 저압 지역을 생성한다.

뉴턴과 베르누이 그리고 우주의 물리 법칙을 연구한 다른 수백 명의 초기 과학자들이 양력이 어떻게 생성되는지에 대한 현대 관점에 큰 통찰력을 제공했다.



[그림 3-4] 벤투리관에서 공기의 흐름

1.3 에어포일 이론(Airfoil Theory)

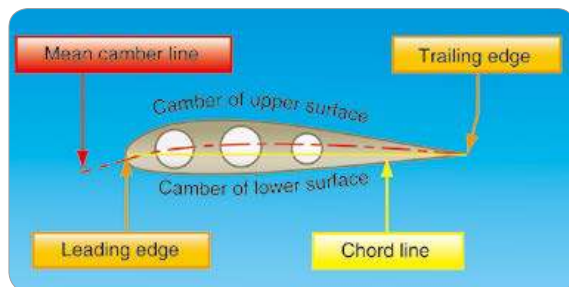
1.3.1 에어포일 디자인(Airfoil Design)

에어포일(airfoil)은 항공기가 움직이거나 또는 항공기를 지나가는 공기흐름으로 인하여 발생하는 공기역학적인 힘(Aerodynamic force)이 날개의 표면에서 반작용을 얻도록 설계된 구조물이다. 공기 역학적인 힘은 공기흐름의 압력과 속도에 따라 다르게 작용한다.

에어포일은 양력을 얻기 위해 설계되었으며 전형적인 에어포일의 단면을 보면(날개의 단면과 같은) 몇 가지 뚜렷한 설계 특징을 볼 수 있는데 에어포일의 윗면과 아랫면의 곡률(camber)이 다르게 되어 있다. 윗면의 캠버는 다소 평평한 아랫면보다 뚜렷하게 camber되어 있다.

에어포일의 앞부분을 앞전(leading edge)이라 하고 뒷부분을 뒷전(trailing edge)이라 하는데 앞부분은 뒷전에 비해 둥글고 뒷전으로 갈수록 좁고 가늘어진다. 에어포일의 앞전과 뒷전을 연결하는 직선을 시위선(chord line)이라 한다.

에어포일의 각 지점에서 시위선으로부터 윗면과 아랫면까지의 길이는 위 캠버와 아래 캠버의 길이를



[그림 3-5] 전형적인 에어포일의 단면

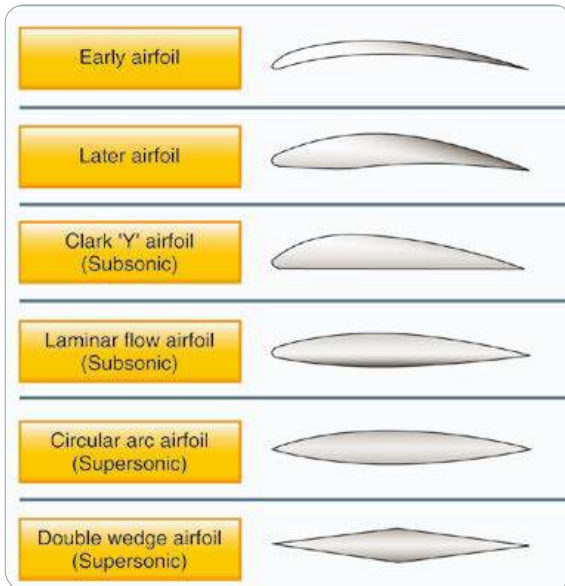
나타낸다. 평균 캠버선(mean camber line)은 윗면과 아랫면의 길이가 같은 지점을 연결한 선이다.

에어포일은 공기의 움직임으로부터 양력을 만들어 내는 방법으로 고안되었다. 이는 에어포일의 위아래로 흐르는 공기의 흐름과 속도 차이로 발생하는 두 가지 압력을 만들어낸다. 공기흐름 속도가 윗면보다 느린 날개의 아랫면에서는 정압(positive) 작용, 날개 윗면에서는 낮아진 압력으로 인한 부압(negative)으로 작용하게 되어 그 압력의 차이로 위로 향하는 양력을 발생시킨다.

에어포일의 윗면은 최대 캠버지점을 지나며 아래로 경사진다. 따라서 윗면을 흐르는 공기흐름은 최대 캠버지점을 지나면서 아래로 향하게 된다. 아래로 향하는 공기의 힘은 그 반작용으로 위쪽으로 향하게 하는 힘을 발생시키며 이 힘 또한 양력의 발생에 기여하게 된다.

에어포일은 형태에 따라 다른 비행특성을 가진다. 많은 에어포일이 풍동 실험(wind tunnel)과 실제비행에서 시험되었지만, 모든 비행요구조건을 만족하는 에어포일을 찾지는 못했다. 무게, 속도 등 항공기 사용목적에 따라 에어포일의 모양이 다르다. 많은 양력을 발생시키는 에어포일의 형태는 아랫면이 오목한 혹은 둥글게 파인(scooped out) 형태의 에어포일이다. 그러나 이 에어포일은 양력을 발생시키는 동안 많은 속도를 상실하므로 고속 비행에는 적합하지 않다.

그러나 기술의 발달로 오늘날 고속 항공기에 오목한 에어포일의 높은 양력 특성의 이점을 이용 가능하게 했다. 즉, 고양력 장치인 앞전(Kreuger)플랩과 뒷전(Fowler)플랩을 장착하여 이것들을 펼쳤을 때 에어포일 모양이 전형적인 오목한 모양으로 완전히



[그림 3-6] 에어포일의 종류

바뀌게 되어 저속에서 많은 양력을 발생시켜 저속 특성을 좋게 하였다.

1.3.2 에어포일에 작용하는 공기흐름으로 인한 압력의 변화(Air Flow on Airfoil)

날개 윗면의 낮은 압력(Low Pressure Above)

에어포일의 위, 아래 캠버가 같은 대칭형 에어포일이라면 위와 아래를 흐르는 공기의 속도는 같으며 그에 따라 압력변화 또한 같게 된다. 그러나 대칭모양의 에어포일을 아랫면이 직선형태가 되도록 반으로 나눈 형태에서 공기흐름을 생각해보면 윗면을 흐르는 공기는 에어포일의 아랫면보다 더 빨리 움직일 것이다. 증가된 속도는 에어포일 윗면의 압력을 감소시킨다.

베르누이 원리를 적용하면 에어포일의 윗면을 지나가는 공기 속도의 증가는 압력의 감소를 생성한

다. 낮은 압력으로 인해 양력이 생성된다. 에어포일의 윗면과 아랫면의 압력 차이로 인하여 아래/뒤쪽 흐름은 내리흐름(down wash)을 생성한다. 내리흐름은 뒷전에서 에어포일의 아랫면 흐름과 만나며 반작용의 힘으로 위로 향하는 힘이 생긴다. 에어포일의 뒤쪽에서는 아래흐름이 발생되며 에어포일의 앞쪽에는 위쪽흐름(up wash)이 발생한다.

이러한 에어포일의 앞전과 뒷전에서 발생하는 위쪽흐름(up wash)과 내리흐름(down wash)은 에어포일의 주변에서는 회전력(Circulation force)을 발생시키며 이 회전력은 에어포일 윗면에 흐르는 공기흐름을 더 빠르게 한다.

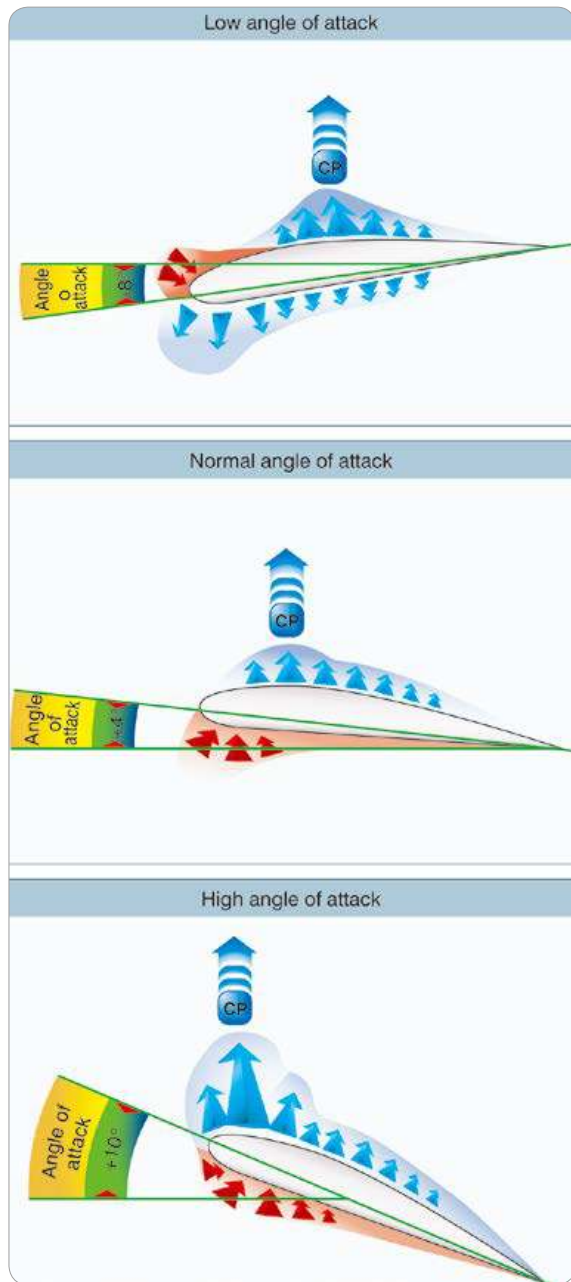
날개 아랫면의 높은 압력(High Pressure Below)

양력은 에어포일 아래쪽의 압력이 윗면보다 높을 때 생성된다. 에어포일 아래쪽의 공기흐름은 특히 높은 받음각에서 정압이 이루어진다. 베르누이 원리를 적용하여, 에어포일 아래에서 공기흐름이 느려지는 지점에서 위로 향하는 정압이 생성되며 에어포일 윗면과 아랫면 사이의 압력 차이가 증가하기 때문에 위로 향하는 힘, 곧 양력이 증가한다.

압력 분배(Pressure Distribution)

항공기 설계자들은 풍동실험에서 날개의 받음각 변화에 따라 날개의 표면에 공기가 흐르면서 압력이 대기압보다 낮은 지점과 대기압보다 높은 지점이 있다는 것을 알았다. 날개 윗면과 아랫면의 압력 차이로 생기는 힘은, 날개 아랫면으로 흘러 생기는 공기의 내리흐름(down wash)에 대한 반작용의 힘보다 상대적으로 큰 힘을 발생한다.

[그림 3-7]은 세 가지 다른 받음각에서 에어포일



[그림 3-7] 에어포일에서 압력 분배와 AOA에 따른 CP의 변화

에 압력 분포를 보여준다.

에어포일에서 압력변화의 평균은 압력중심(center of pressure, CP)에서 이루어지고 항공 역학적인

힘은 이 압력중심을 통해 작용한다. 압력중심점은 높은 받음각에서 앞으로 이동하는 반면, 낮은 받음각에서는 뒤로 이동한다. 날개 구조의 설계에서 압력중심은 받음각 변화에 따라 날개구조에 부담을 주는 공기하중의 위치에 영향을 미치기 때문에 압력중심에 대한 고려는 매우 중요하다. 항공기의 항공 역학적 균형과 조종성은 압력중심의 변화(이동)에 의해 좌우된다.

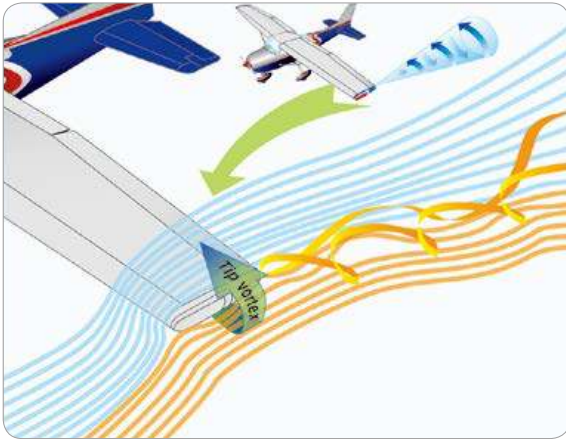
에어포일의 특성(Airfoil Behavior)

양력의 발생이 에어포일 윗면과 아랫면 사이의 압력 차이에서 이루어진다는 간단한 사실만으로 설명하기 어렵다.

압력 차이가 생기는 것은 날개의 전면을 통과한 공기가 에어포일의 윗면과 아랫면을 흘러 뒷전에서 만난다고 가정하고, 에어포일의 윗면이 아랫면보다 상대적으로 길기 때문에(더 먼 거리를 이동하기 때문에) 윗면에 흐르는 공기흐름의 속도가 더 빨라야 한다 생각이 있는데 이는 논리적으로 맞지 않다. 왜냐하면 에어포일의 위와 아래를 흐르는 공기흐름이 뒷전에서 반드시 만나야 한다는 과학적인 근거가 없기 때문이다.

이는 에어포일의 위와 아래의 길이가 같은 대칭형 날개에서도 양력이 발생하는 사실을 가지고 설명할 수 있다. 왜냐하면 대칭형 날개는 에어포일의 윗면과 아랫면의 길이가 같음에도 속도 차이가 발생하며 그로 인하여 압력 차이가 발생하기 때문이다. 이에 대한 대답은 받음각으로 설명할 수 있다.

에어포일이 대기 중을 움직이면 에어포일은 공기 흐름에 대해 기울어지고(받음각을 가지게 된다) 받음각의 크기에 따라 초래되는 다른 흐름(up wash,



[그림 3-8] 날개 끝 와류

down wash)을 발생시킨다. 움직이는 자동차 창문 밖으로 손을 내민 것을 생각해보라. 만약 손이 한 방향 혹은 또 다른 방향으로 기울어져 있으면 손은 위쪽 혹은 아래쪽으로 움직일 것이다.

날개에 흐르는 공기의 형태(A Third Dimension)

지금까지의 논의는 에어포일의 윗면과 아랫면을 지나가는 공기의 흐름에 중점을 뒀다. 대부분의 양력은 이런 2차원에 의해 생성되는 반면 3차원인 에어포일의 끝단은 새로운 흐름을 발생시킨다. 에어포일의 아랫면에서의 고압은 날개 끝 주변에서는 윗면에 있는 저압 지역으로 공기를 밀어 올린다. [그림 3-8]

이 작용은 날개 끝 소용돌이(tip vortex)라 불리는 회전흐름을 발생시킨다. 소용돌이는 에어포일의 뒷전으로 확장되는 내리흐름을 만들면서 에어포일 뒤쪽으로 흐른다. 이 내리흐름은 에어포일 윗면에 흐르는 공기흐름의 속도를 더 크게 해주지만 더불어 유도항력의 증가를 초래한다. 설계자들은 이러한 유도항력의 증가에 대응하기 위해 새로운 방법을 개발

했다. 날개 끝에서 발생하는 소용돌이(tip vortex)를 감소시키기 위해 에어포일의 끝에 작은 수직날개(winglet)를 추가했다. 작은 날개는 소용돌이의 흐름을 방지하는 벽과 같은 역할을 한다. 또 다른 방법은 압력 차이를 줄이고 끝 주변 공기흐름을 부드럽게 하면서 에어포일 끝을 가늘게 하는 것이다.



비행과 항공 역학 Aerodynamic of Flight

2.1 비행 중 항공기에 작용하는 4가지 힘 (Forces Acting on the Aircraft)

비행 중인 항공기에는 추력과 항력, 양력과 무게의 힘이 작용한다. 이 힘에 대해서 알고 그 힘을 엔진출력과 조종면을 통해서 조절하는 법을 이해하는 것이 비행에 있어 필수적이다. 이 단원에서는 어떻게 추력과 항력, 양력과 무게, 하중계수 등을 어떻게 조절할지에 대해 기술되어 있다.

추력(Thrust) - 항공기 엔진, 혹은 프로펠러, 또는 회전날개에서 발생하는 힘으로 항공기를 앞으로 전진시키는 힘이다. 이는 항력과 반대방향으로 작용하며 일반적으로 항공기의 세로축과 평행하게 작용한다.

항력(Drag) - 날개와 회전날개, 그리고 동체나 다른 돌출된 부분은 공기흐름에 대한 저항을 발생시키고, 힘(저항)은 뒤로 향하여 항공기의 전진을 방해하는 힘이 된다. 항력은 일반적으로 추력에 반대되고 상대풍(Relative Wind)과 평행하게 작용한다.

양력(Lift) - 항공기의 날개(에어포일)가 공기 중을 통과하면서 발생하는 힘이다. 양력은 항공기 비행경로(상대풍)에 대해 수직으로 작용하고 양력의 중심위치는 받음각의 크기에 따라 변한다. 수평 비행에서 양력과 중력은 반대방향으로 작용한다.

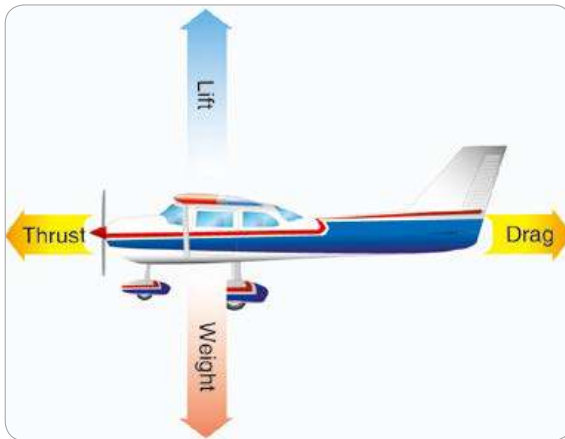
무게(Weight) - 무게는 항공기 자체의 무게, 승

무원, 연료, 화물 등의 무게를 합한 것이다. 무게는 중력에 의해 항공기를 아래로 끌어당기는 힘이다. 이는 양력과 반대로 작용하며, 항공기 무게중심(Center of Gravity, CG)을 통하여 지구중심을 향해 작용한다.

비 가속 직진수평비행에서는 양력과 무게, 추력과 항력은 서로 균형을 이룬다. 이는 이들 4가지 힘이 모두 똑같다는 말이 아니다. 이는 서로 영향을 주는 반대방향(Vector)이 되는 힘들끼리 동일하다는 뜻이다. [그림 3-9]에서 보는 것처럼 추력(thrust)과 항력(drag), 양력(lift)과 중량(weight)의 힘 벡터는 동일한 값을 나타낸다. 비 가속 수평비행에서 위로 향하는 힘(단지 양력만은 아님)들의 합은 아래방향으로 향하는 힘(단지 무게만이 아님)의 합과 같다.

비 가속 직진수평비행에서 “추력은 항력과 같고, 양력은 무게와 같다”는 다음의 비행 상황에서는 다르게 생각하여야 한다. 즉, 상승을 하거나 저속비행을 할 때 항공기 기수가 들림(받음각의 증가)으로써 추력의 일부는 위를 향하여 양력처럼 작용하고 양력은 뒤를 향하여 항력(유도항력)처럼 작용한다는 것을 알아야 한다. 저속 수평비행에서는 추력이 위를 향하는 힘으로 작용은 하나 수평비행이기 때문에 무게는 항력으로 작용하지 않는다.

활공을 할 때에는 무게의 벡터가 나뉘어 그중 하나는 비행경로의 앞에 위치하여 추력처럼 작용한다.



[그림 3-9] 항공기에 작용하는 힘들의 관계

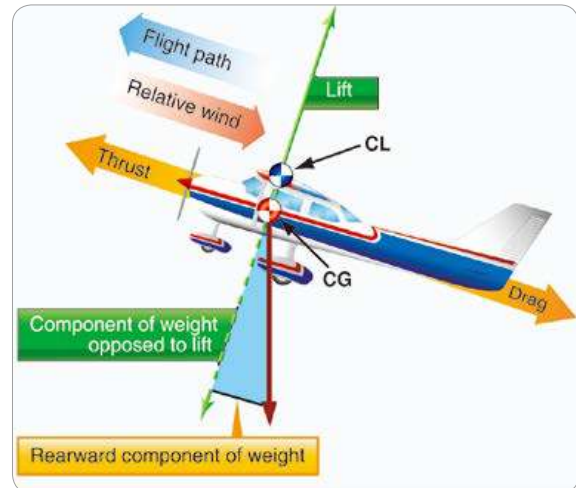
항공기의 비행경로가 수평이 아닌 상태에서는 양력, 항력, 추력, 무게들이 작용하는 힘의 벡터는 두 개의 분력으로 나뉜다.

다른 중요한 개념으로는 받음각(Angle of attack, AOA)이 있다. 받음각은 항공기의 시위선과 상대풍이 이루는 각도를 의미한다.

이전에는 이러한 개념들은 상당히 많은 서적과 매뉴얼 등에서 누락되어 있었다. 이는 위의 개념들이 중요하지 않아서가 아니라, 공기역학자의 전문적인 부분이 많아 고려되고 조종사에게는 비행조작에 필요한 주요 사항만을 설명하기 위하여 배제되었기 때문이다. 활공과 상승, 수평비행에 대해서만 한정해 정확히 말하자면 양력이 위로 작용하고 중력이 아래로 작용한다는 것은 당연한 사실이다.

2.1.1 추력(Thrust)

항공기를 움직이려면 추력을 항력보다 크게 하여야 한다. 속도의 증·감속 없이 일정한 속도를 유지하기 위해서는 추력과 항력이 같아야 한다. 만일 수



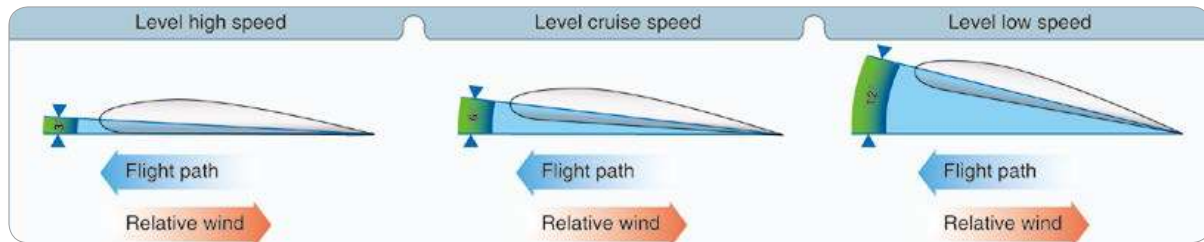
[그림 3-10] 안정된 상황에서의 힘의 방향(Vector)

평비행상태에서 엔진출력을 줄이면, 추력은 항력보다 작아지게 되고 항공기는 감속하게 된다. 추력이 작아지면 항공기는 계속 감속하게 되는데 속도가 줄어들면 항력도 같이 감소하게 된다. 항공기는 추력과 항력이 같아지는 속도까지 감속하게 된다.

항공기가 움직이려면, 추력은 항력을 초과하여야 하며 추력과 항력이 같아질 때까지 가속하게 된다.

직진 수평비행은 넓은 범위의 속도에서 이루어진다. 조종사는 받음각과 추력을 이용해 다른 속도에서도 수평비행 상태로 만들 수 있다. 여기서 중요한 것은 양력은 받음각과 속도에 의해 매우 다양한 값이 나온다는 것이다. 저속의 높은 받음각이 만드는 양력과 고속의 낮은 받음각이 만드는 양력이 같을 수 있다.

만일 저속비행 상태라면 양력과 무게의 균형을 유지시키기 위해 받음각을 증가시켜야 한다. 추력이 감소하면 항공기의 속도가 감소할 것이고 이에 따라 양력이 감소하여 항공기는 하강할 것이다. 이에 고도를 유지하기 위해서는 양력과 중량이 다시 같아지



[그림 3-11] 수평비행 시 속도에 따라 변화하는 항공기 받음각

도록 받음각을 증가시켜야 한다. 항공기가 더 느려진다면 더 많은 받음각이 필요하다.

속도가 변하여도 받음각의 조절로 양력과 무게를 같게 유지시켜 줄 수 있다. 항공기의 속도는 조종사가 의도적으로 특정한 속도에 맞추려고 하지 않는 한 추력과 항력이 같아지는 지점까지 가·감속된다.

직진 수평 저속비행은 우리에게 4가지 힘의 균형과 관계된 흥미로운 점을 보여준다. 항공기가 기수가 들린 자세에서는 추력의 수직분력이 양력으로 전환되어 양력으로서 효과를 내게 된다. 이때 날개에 걸리는 하중은 예상했던 것보다 덜한 경향을 보인다.

수평비행에서 추력을 증가시키면 속도는 증가하고, 양력 또한 증가한다. 항공기는 받음각을 조절해 양력과 무게의 균형을 맞추지 않으면 항공기는 상승

하러 한다. 이때는 받음각을 줄여서 증가하는 양력을 무게와 균형을 이루도록 하여야 한다. 받음각을 너무 많이 줄이면 항공기는 강하하게 되고 받음각을 너무 천천히 줄이면 항공기는 고도유지를 못하고 상승하게 된다.

항공기의 속도가 추력에 의해 변화되고 속도의 변화는 양력의 크기를 변화시키므로 일정한 고도를 유지하기 위해서는 받음각을 조절해야 한다. 고속의 상태에서는 심지어 음의 받음각이 필요하기도 한다. 속도를 줄였다면 받음각을 증가시켜야 하는데 추가적인 받음각 상승은 실속으로 이어지는 임계받음각까지 갈 수도 있다. 그러므로 저속에서 출력을 조절할 때 임계받음각을 초과하지 않도록 주의할 필요가 있다. 항공기에 받음각 지시계가 장착되어 있다면 임계받음각에 근접하는 것을 확인할 수 있다.



[그림 3-12] 항공기 추력의 방향 조절

몇몇 항공기는 받음각 대신 추력의 방향(Thrust Vectoring)을 바꿀 수 있다. 이는 엔진의 각도를 바꿔주거나 배기가스의 방향을 바꾸는 것으로 가능하다.

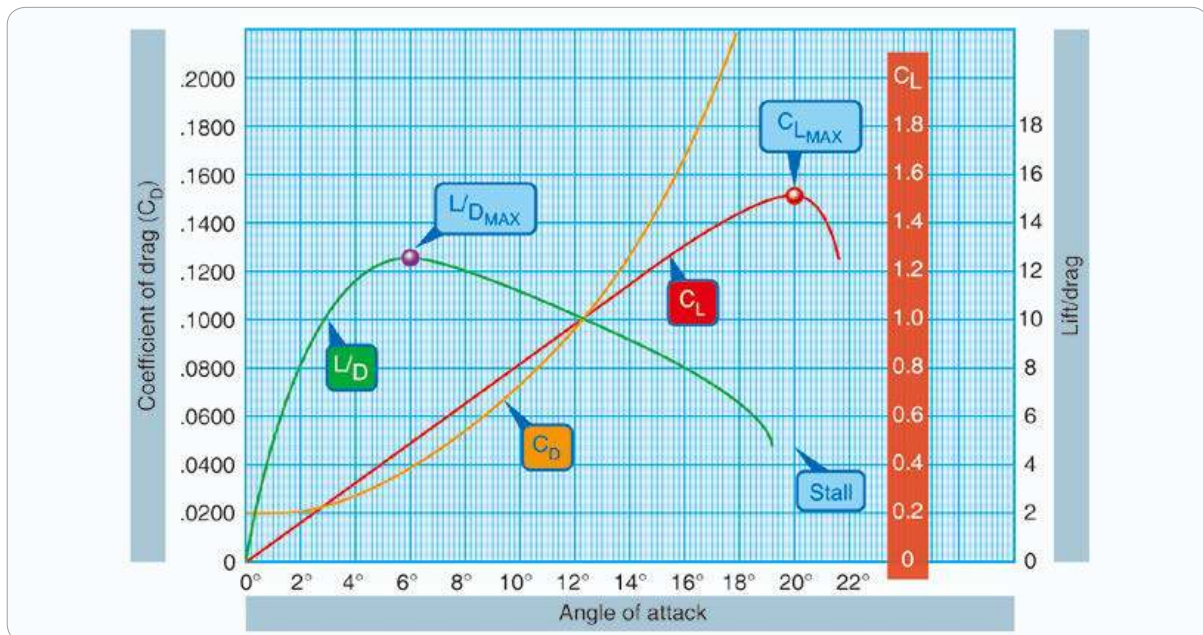
2.1.2 양력(Lift)

조종사는 조종간을 앞뒤로 움직여 받음각을 변화시킴으로써 양력을 조절할 수 있다. 모든 요소가 일정하다면 받음각이 증가할 때 양력도 같이 증가한다. 항공기가 최대의 받음각에 도달하면 양력이 급격히 줄어들기 시작하는데 이를 실속받음각, 즉 임계받음각(Critical AOA)이라고 한다. [그림 3-13]을 보면, 양력계수가 임계받음각에 도달할 때까지는 증가하고, 임계받음각을 초과하면 급격하게 양력이 감소되는 것을 볼 수 있다.

양력의 크기는 항공기의 속도 제곱에 비례한다. 예를 들면, 받음각과 다른 요소들(양력계수, 공기밀도, 날개면적)이 일정하면 200노트의 항공기는 100노트의 항공기보다 4배의 양력을 발생시킨다.

위의 양력공식은 속도가 2배가 되면 양력은 4배가 된다는 것을 수학적 예를 통해 뒷받침하고 있다. 결론은, 속도는 양력 생성의 중요한 요인이다. 양력 방정식에서 양력은 공기밀도(ρ), 속도(V), 날개의 면적(S), 그리고 양력계수(C_L)를 통해서 결정된다.

이 공식을 살펴보면 수평 비행에서 일정한 받음각을 유지한 채 속도를 증속시키면 고도를 유지할 수 없다는 것을 알 수 있다. 항공기는 속도가 증가하는 만큼 양력이 증가되어 상승하게 된다. 수평비행을 하기 위해서는 속도가 증가하더라도 양력은 일정해야 하므로 기수를 내려 받음각을 감소시킴으로써 해결할 수 있다. 반대로 항공기를 감속시킬 때는 속도



[그림 3-13] 받음각에 대해 변화하는 항공기 양력계수 그래프

가 줄어들어 양력이 감소하므로 받음각을 늘려서 양력을 유지하여야 한다. 실속을 피하려면 받음각을 얼마까지 증가시킬 것인지 제한을 두어야 한다.

다른 모든 요소가 일정하다면 받음각이 변하여도 고도가 변하지 않도록 하기 위해서는 속도를 조절하여야 한다. 플랩 등의 다른 고양력 장치(High Lift Device)가 없다는 가정 하에 임계받음각 또는 실속 받음각 직전에서 양력을 증가시키는 법은 속도를 증가시키는 것이다.

양력과 항력은 또한 공기밀도의 영향을 크게 받는다. 이 밀도는 여러 요인의 영향을 받는데, 이는 기압(Pressure), 기온(Temperature), 습도(Humidity)이다. 1만 8,000피트에서의 대기압은 해수면(Sea Level)의 절반 수준이다. 즉, 고고도에서 비행하려면 항공기는 더 많은 진대기속도(True Air Speed, TAS)가 필요하게 된다.

더운 공기는 찬 공기보다 밀도가 낮고, 습한 공기는 건조한 공기보다 밀도가 낮으므로 같은 양력을 발생시키기 위해서 덥고 습한 날씨에서는 건조하고 시원한 날씨보다 더 큰 진대기속도가 필요하다. 공기밀도가 줄어든 상태에서 양력의 크기를 일정하게 유지하려면 통상 조종사가 직접 조종할 수 있는 속도나 받음각을 증가시킨다.

양력은 날개의 크기에도 비례한다. 다른 요인이 일정하다고 가정했을 때 200평방피트(Square Feet)의 날개는 100평방피트의 날개보다 2배의 양력을 제공한다.

조종사는 양력의 크기를 변화시킬 때 속도와 받음각으로 조절할 수 있다. 물론 고도를 맞추으로써 공기밀도를 맞출 수 있고 고양력장치 등을 이용해서 날개의 면적을 조절할 수 있으나 속도와 받음각을

변화시키는 것이 일반적이다.

양력과 항력의 비(Lift/Drag Ratio)

항공기의 양력-항력비율(Lift-to-Drag Ratio, L/D)은 항공기 날개 또는 에어포일에서 발생하는 양력과 항력의 비율을 의미한다. 이 양항비는 항공기 에어포일의 효율성을 의미한다. 더 큰 양항비를 갖는 항공기는 낮은 양항비를 가진 항공기보다 더 효율적이다.

양력과 항력값이 일정한 비 가속비행 상태에서 특정 받음각에 대한 양력계수(C_L)와 항력계수(C_D)를 계산해낼 수 있다. [그림 3-14]

양력계수는 차원(길이, 넓이, 부피 등)이 없는 것이며 양력몸체(양력을 만드는 몸체: lifting body)에 발생하는 양력, 양력몸체 주위 유체흐름의 동압 그리고 양력몸체에 해당하는 면적과 관련되어 있다.

항력계수 또한 차원이 없는 것이며 공기와 같은 유체환경 하에서 물체의 항력을 정량화하는 데 사용되며 항상 특정 표면면적에 관련된다.

양항비는 양력공식을 항력공식으로 나눈 것인데 각 변수가 서로 상쇄되고 계수만이 남아 결국 양력계수(C_L)를 항력계수(C_D)로 나눈 값이 된다(C_L/C_D).

양력 및 항력 방정식은 다음과 같다.

$$\text{양력} : Lift = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

$$\text{항력} : Drag = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

ρ =공기밀도

V =속도, S =평방피트로 나타낸 날개의 면적,

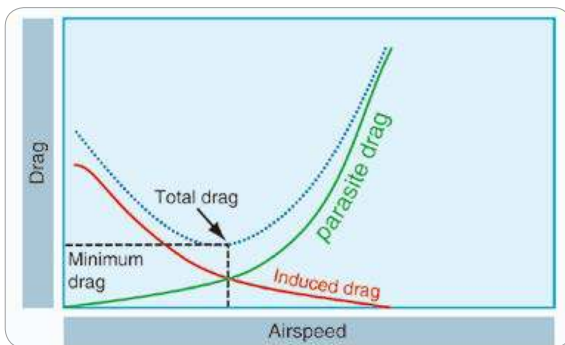
C_L =양력계수

C_D =항력계수

일반적으로는 낮은 받음각에서 항력계수는 낮고, 받음각이 조금 변화더라도 변하는 항력계수의 양은 크지 않다. 높은 받음각에서는 받음각의 작은 변화라도 큰 항력계수의 변화를 일으킨다. 받음각의 변화와 마찬가지로, 에어포일의 형상도 양력 생산에 영향을 끼친다.

[그림 3-13]에서 표시된 붉은색의 양력계수 곡선을 보면, 받음각이 약 20도인 지점에서 최대치에 도달하고 이를 넘는 받음각에서는 급격히 감소한다. 20도 받음각을 임계받음각이라고 한다. 주황색의 항력곡선을 보면 받음각이 14도인 지점에서부터 급격히 상승하고, 받음각이 21도인 지점에서 양력계수를 초과한다. 녹색의 양항비 곡선은 받음각이 6도인 지점에서 최고치에 도달한다. 이는 이 받음각에서 가장 적은 항력에 대한 최대의 양력을 얻을 수 있다는 뜻이다.

최대 양항비 지점은 딱 한 지점의 양력계수와 받음



[그림 3-14] 항공기 속도와 항력

각에서 일어난다는 것을 기억해야 한다. 만일 항공기가 양항비가 최대인 상태로 운항한다면 총 항력은 최소가 될 것이다. 최대 양항비 지점의 받음각보다 조금 작거나 클 경우에는 항공기의 양항비가 감소하는데, 이는 주어진 양력에 비해 항력이 커지기 때문이다.

항공기의 총 항력이라 적힌 파란색 선이 최저인 지점으로 항력이 최소가 되는 속도로서 이 속도에서 최대 양항비 조건을 만족한다. 항공기의 외장 상태(Configuration) 또한 양항비에 큰 영향을 준다.

2.1.3 항력(Drag)

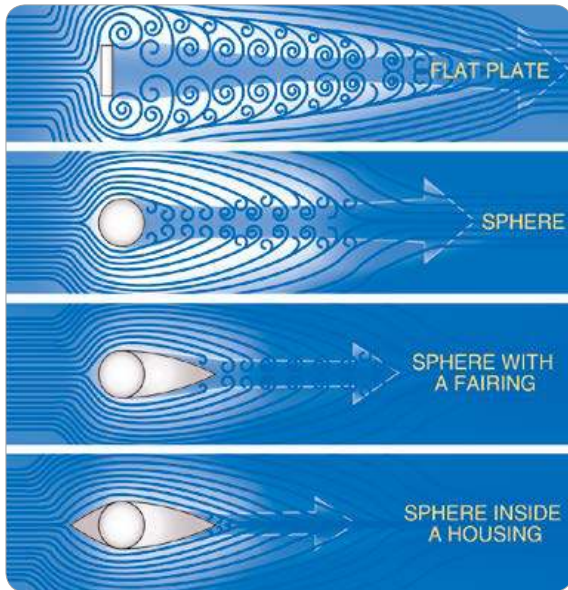
항력은 항공기가 앞으로 진행하려는 운동을 방해하는 힘이다. 항력에는 크게 유해항력(Parasite Drag)과 유도항력(Induced Drag)으로 구분한다.

유해항력(Parasite Drag)

유해항력은 Parasite라는 단어가 의미하듯이 항공기 주변 공기의 흐름, 난기류, 또는 항공기 에어포일 등 항공기 형상으로 인해 공기의 흐름을 방해함으로써 발생하는 항력이다. 유해항력은 형상항력(Form Drag), 간섭항력(Interference Drag)과 표면 마찰항력(Skin friction Drag) 3가지로 나뉜다.

- 형상항력(Foam Drag)

형상항력은 항공기 동체와 그 주위를 지나가는 공기의 흐름으로 인해 생겨나는 항력이다. 예를 들면 엔진덮개, 안테나, 그리고 다른 구성품들은 공기의 흐름을 방해하여 항공기의 진행을 방해하는 저항의 힘을 발생시킨다. 항공기를 통과하는 공기는 분리되



[그림 3-15] 형상항력

었다가 다시 합쳐지는 과정을 거치는데, 얼마나 빨리, 부드럽게 합쳐지느냐가 형상항력을 만들어 내는 대표적인 것이며, 이를 극복하려면 추가적인 힘이 필요하다.

[그림 3-15]의 맨 위 그림을 살펴보면 평판을 지나가는 공기가 모서리를 거치면서 다시 합류할 때까지 크게 소용돌이치며 항력을 발생시킨다. 형상항력을 줄일 수 있는 방법은 가능한 많은 부분을 유선형(Streamline)으로 설계하는 것이다.

- 간섭항력(interference Drag)

간섭항력은 소용돌이, 난기류, 부드러운 공기흐름이 교차되면서 발생한다. 예를 들면, 날개와 동체가 만나는 날개 뿌리 부분에서 상당한 간섭항력이 발생하는데 이유는 동체를 지나가는 공기흐름과 날개를 지나가는 공기흐름이 서로 충돌하여 이전의 두 공기흐름과는 다른 공기흐름으로 합쳐진다. 가장 간섭항력이



[그림 3-16] 간섭항력

크게 작용하는 부분은 두 면이 수직으로 만나는 부분이다. 주로 이런 곳에서는 항력을 줄이기 위해 페어링(Fairing)을 장착한다. 페어링과 외부장비, 날개의 간격을 떨어지게 놓는 것으로 간섭항력을 줄일 수 있다.

- 표면 마찰 항력(Skin Friction Drag)

표면 마찰 항력은 공기가 항공기 표면을 지나갈 때 발생하는 공기역학적 저항이다. 항공기 표면 위로 지나가는 공기분자들은 항공기의 속도만큼 속력을 갖는다. 이를 자유기류속도(Free Stream Velocity)라고 한다. 이 자유기류속도 층과 항공기 표면 사이를 경계층(Boundary Layer)이라고 한다. 이 경계층의 바로 위쪽에서의 공기 분자들은 경계층 위에 흐르는 공기와 비슷한 속도(자유기류속도)로 움직인다. 이 공기분자들의 속도는 날개의 형태나 공기의 점성, 압축정도에 따라 달라진다.

이 경계층이 날개 표면으로부터 분리될 때 양력의 감소와 항력의 증가를 가져오는데, 대표적인 현상이 실속이다.

표면 마찰 항력을 줄이기 위해서, 항공기 설계자

들은 끝을 평평하게 한 리벳을 사용하고 불규칙적으로 튀어나온 날개의 표면들을 깨끗하게 제거한다. 추가적으로, 날개를 부드러운 표면으로 마감해준다. 항공기 표면의 진흙, 먼지 등은 공기흐름을 방해하고 항력을 증가시키므로 항공기의 표면은 항상 깨끗한 상태로 유지해야 한다.

유도항력(Induced Drag)

기계적으로 작동하는 시스템이 100% 효율적일 수는 없다는 것은 확고한 사실이다. 즉, 시스템의 특성이 무엇이든지 필요한 작업은 시스템에서 소실되거나 손실되는 특정 추가 작업을 희생시키면서 수행되므로 100% 효율을 발생하지 못한다. 시스템 효율이 높을수록 이러한 손실은 작아진다.

수평 비행에서는 날개 또는 회전익의 특성에 따라 양력이 발생하지만 이는 특정 불이익을 희생해서만 얻을 수 있다. 이 불이익에 주어진 이름이 유도항력이다. 유도항력은 에어포일이 양력을 생성할 때마다 같이 발생하며 양력의 생성으로부터 뺄 수 없는 것이다. 즉, 유도항력은 양력이 생성되는 한 항상 존재한다.

에어포일은 자유공기흐름이 갖는 에너지를 통해서 양력을 생성한다. 에어포일이 양력을 발생시키는 원리는 에어포일 아랫면의 압력이 윗면의 기압보다 크다는 베르누이의 정리로 설명할 수 있다. 물체는 고압에서 저압으로 흘러가려는 성질이 있는데 이는 아주 자연적인 현상으로 모든 물체에 적용된다. 따라서 날개에 흐르는 공기는 압력이 높은 날개 아래에서 압력이 낮은 날개 위로 올라가려 하는 특성을 갖는다.

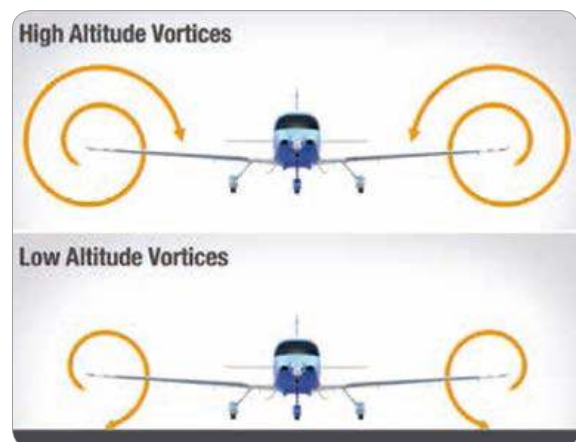
날개 끝 부근에서 이러한 압력 차이로 공기의 흐

름이 날개 밑면에서 윗면을 향하여 바깥쪽으로 흐른다. 이러한 측면 흐름은 날개 끝 공기에 회전속도를 주어 에포일 뒤쪽에 와류(Vortex)를 형성하게 된다.

항공기를 뒤에서부터 보면 [그림 3-17]에서처럼 와류는 오른쪽 날개 끝에서 반시계 방향으로 회전하고, 왼쪽 날개 끝에서는 시계방향으로 회전한다. 이 공기흐름이 날개 뒤쪽으로 돌아 나아가면서 아래로 향하게 되는데 이를 하향기류(Downwash)이라고 한다.



[그림 3-17] 농약 살포기에서 발생하는 날개 끝 와류

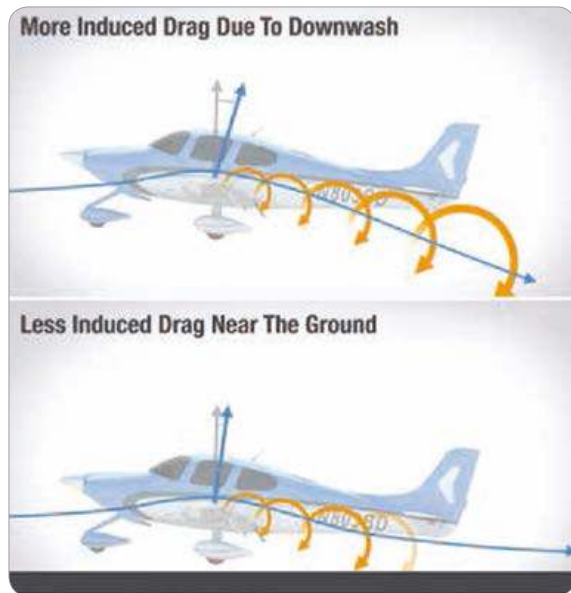


[그림 3-18] 지면이 가까워짐에 따라 변하는 날개 끝 와류

[그림 3-18]은 지면에서 가까워질수록 변화되는 와류의 차이를 나타낸다. 이 와류의 회전방향이 날개 앞전 위로 흐르는 공기흐름을 유도하고, 날개 뒷전에서는 하강하려는 공기의 흐름으로 유도하려는 것을 알 수 있는데 이 흐름이 유도항력을 발생시키는 원인이 된다.

하향기류의 영향으로 상대풍은 약간 위로 올라간다. 양력은 상대풍에 수직으로 작용하므로, 위로 올라간 상대풍에 수직으로 발생하는 양력은 항공기 진행방향과 수직을 이루지 않고 약간 뒤로 처지게 된다. 전진방향과 비교하여 뒤로 처진 양력은 비행방향과 수직인 성분과 비행의 방향과 반대로 작용하는 수평성분으로 나뉘며 이것들은 각각 양력과 항력성분으로 작용된다. 이때 항력성분으로 작용되는 양력의 수평성분이 곧 유도항력이 된다.

하향기류가 클수록 양력의 방향은 뒤로 많이 처지게 되고 그만큼 유도항력은 증가 된다. [그림 3-19]



[그림 3-19] 하향기류와 유도항력

유도항력은 받음각의 크기에 비례하여 증가한다. 만일 받음각이 없고 에어포일이 평평하다면 에어포일 위와 아래의 압력차는 없을 것이다. 이러면 내려 씻음도 없고 유도항력도 발생하지 않는다. 그러나 받음각이 증가되면 볼텍스의 증가로 하향기류가 증가하여 유도항력 또한 증가한다. 이를 다르게 설명하면 낮은 속도에서는 항공기의 무게와 양력을 맞추기 위해 더 큰 받음각이 필요하며 이는 더 큰 유도항력을 발생시킨다. 유도항력의 크기는 속도의 제곱에 반비례한다.

받음각을 증가시켜 실속 속도까지 감소시킬 경우 급격하게 증가하는 유도항력으로 인해서 항력이 커질 것이다.

2.1.4 항공기 무게(Weight)

중력은 항공기의 모든 부분을 지구 중심으로 끌어당기는 힘이다. 무게중심은 항공기의 무게가 집중되는 지점을 의미한다. 만일 항공기가 정확한 무게중심에 지지되어 있으면 이 항공기는 어떠한 자세에서도 균형을 유지할 것이다. 무게중심의 위치는 항공기 안정성에 큰 영향을 준다. 각각의 항공기마다 허용 가능한 무게중심의 위치가 정해진다. 제작자들은 무게중심이 압력중심으로부터 얼마나 멀어질지를 결정한다. 만일 무게중심이 압력중심보다 앞에 위치하면 항공기의 기수가 내려가는 현상을 갖게 된다. 균형을 유지하기 위해 무게중심이 압력중심에서 얼마나 앞에 위치해도 되는지의 한계치를 결정한다.

무게는 양력과 직접적인 관계가 있다. 양력은 항공기의 상대풍에 수직으로 작용해서 위로 향하는 힘이며 항공기의 무게에 대응하기 위해 필요한 힘이다.

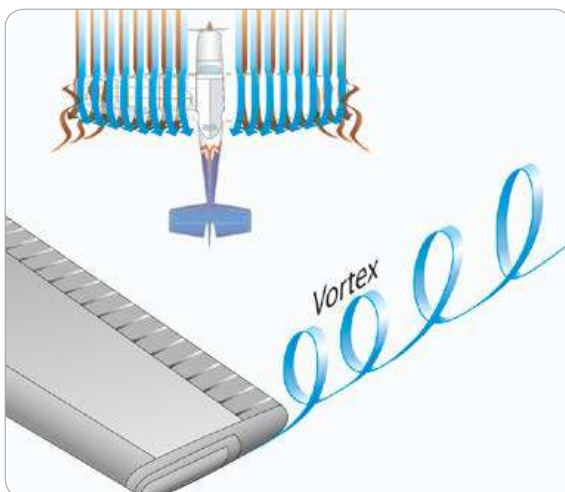
다. 안정된 수평 비행에서는 양력과 무게는 서로 균형을 이루어서 위나 아래로도 가속되지 않는다. 일정한 속도를 유지한다고 가정하면 만일 양력이 무게보다 낮아진다면 항공기는 강하하게 되고 만일 양력이 무게보다 커진다면 상승하게 된다.

2.2 날개 끝 와류(Wingtip Vortices)

2.2.1 구성 조건(Composition Condition)

와류의 형성(Formation of Vortices)

에어포일의 역할은 양력을 발생시키는 것인데 양력이 발생됨에 따라 동시에 유도항력도 같이 발생한다. 만일 에어포일이 양의 받음각(+)에서 비행을 한다면 에어포일의 날개 위로 흐르는 공기의 압력은 대기압보다 낮을 것이고 날개 아래로 흐르는 공기의 압력은 대기압과 같거나 높을 것이다. 공기는 항상 고압에서 저압으로 이동하고 가장 적은 저항의 경로



[그림 3-20] 날개 끝 와류

가 날개의 끝이기 때문에 에어포일의 아래로부터 날개 끝 동체 바깥쪽으로 날개를 따라 횡 방향으로 이동한다. 이 공기의 흐름은 날개 끝 위로 공기유출(spillage)을 일으켜서 와류(Vortex)라고 불리는 공기의 소용돌이를 발생시킨다.

날개 바깥쪽의 공기흐름 속도는 날개 위를 흐르는 공기의 속도보다 낮으므로 상대적으로 압력이 높아 날개 위를 흐르는 공기의 흐름을 동체 방향으로 그리고 후단 가장자리 방향으로 흐르게 한다. 이 현상으로 에어포일의 후단 가장자리의 내측 부분에서 유사한 와류를 형성하지만, 동체가 안쪽으로 흐르는 것을 제한하기 때문에 이 와류는 대수롭지 않다.

공기흐름이 날개 끝에서 말아 올라감에 따라 하향 기류와 결합하여 회전 후단 와류를 형성한다. 이러한 와류는 유도항력을 증가시킨다.

받음각이 증가함에 따라 양력이 커지는 것과 같이 유도항력 또한 커진다. 이는 받음각이 증가하면 에어포일의 위와 아래의 압력차가 더욱 커지기 때문인데 이는 공기의 고압지역인 날개 아래에서 위쪽 날개로 흐름 또한 커지게 된다. 결과적으로, 이는 더 큰 와류가 생성되고 더 큰 난기류를 생성하며 더 큰 유도항력을 유발한다.

[그림 3-20]을 보면 날개 끝 와류가 생성되는 것을 쉽게 알 수 있다. 와류의 강도나 크기는 항공기의 무게에 비례하고 항공기의 속도와 날개 길이에 반비례한다. 무겁고 느린 항공기일수록, 그리고 받음각이 클수록 더 강한 날개 끝 와류가 생성된다. 이에 따라 항공기가 가장 큰 날개 끝 와류를 형성하는 시기는 이륙할 때, 상승할 때, 그리고 착륙단계이다. 이 와류들은 비행에 특히 위험한 상황을 유발시키고 후방 난류를 발생시킨다.

2.2.2 다른 항공기로부터 와류 회피 (Avoiding Wake Turbulence)

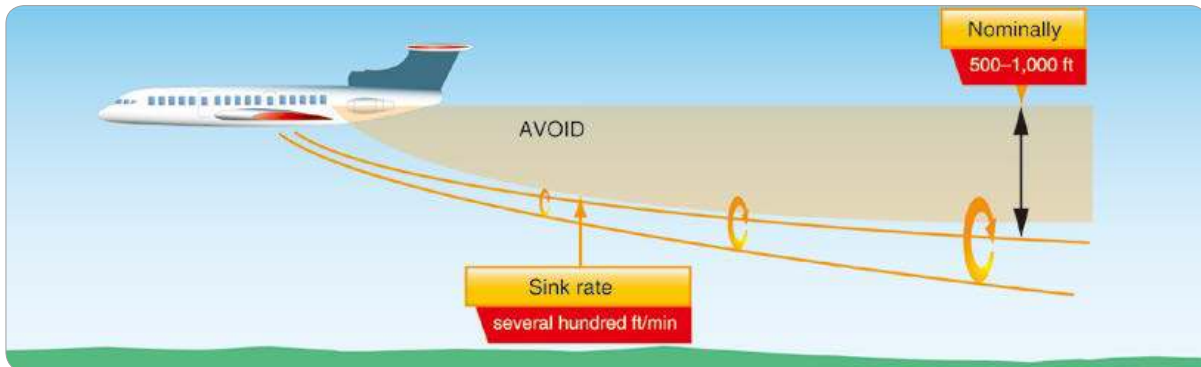
와류의 회피(Avoiding Wake Turbulence)

날개 끝 와류는 항공기의 외장 상태가 깨끗하고(플랩, 기어 등 외부장치를 접어 넣은 상태) 저속 상태, 그리고 무거울수록 크게 나타난다. 항공기의 받음각은 착륙 또는 이륙할 때 가장 크기 때문에 접근 또는 출발 중에 와류가 가장 크게 발생한다. 항공기의 후방 난류를 피해서 비행하려면 다음의 방법을 따라야 한다.

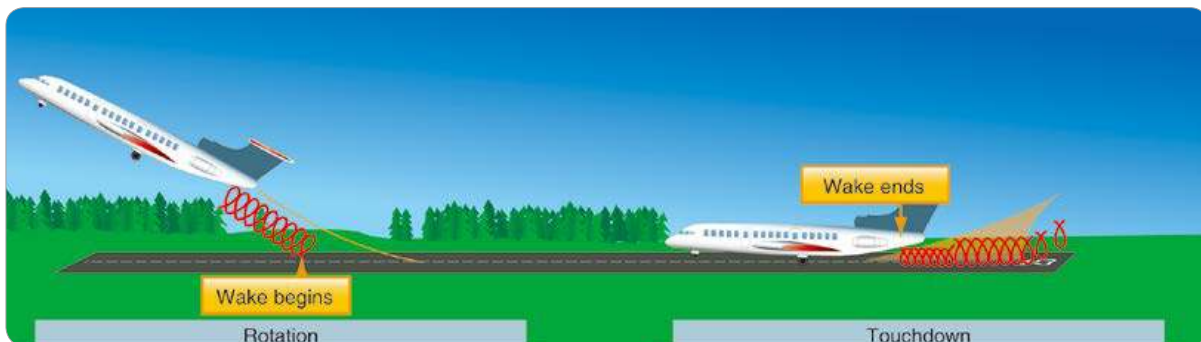
- 다른 항공기의 항적을 따라가지 않는다.

- 다른 항공기가 이륙한 지점보다 더 일찍 이륙한다.
- 비슷한 경로로 비행하는 다른 항공기와 1,000 피트 이상의 고도 차이를 둔다.
- 다른 항공기가 착륙한 지점보다 더 멀리 착륙한다.

호버링(Hovering) 중인 헬기도 비행기의 날개와 비슷하게 메인 로터에서 하강기류를 유발한다. 소형 항공기 조종사들은 이 로터 직경의 3배 이상의 간격을 유지하여 이 하강기류를 피해야 한다. 직진 비행에서 이 에너지는 대형 고정익 항공기의 날개 끝 와류처럼 변한다. 헬기의 와류는 회피하는 것이 좋은



[그림 3-21] 와류의 회피 방법

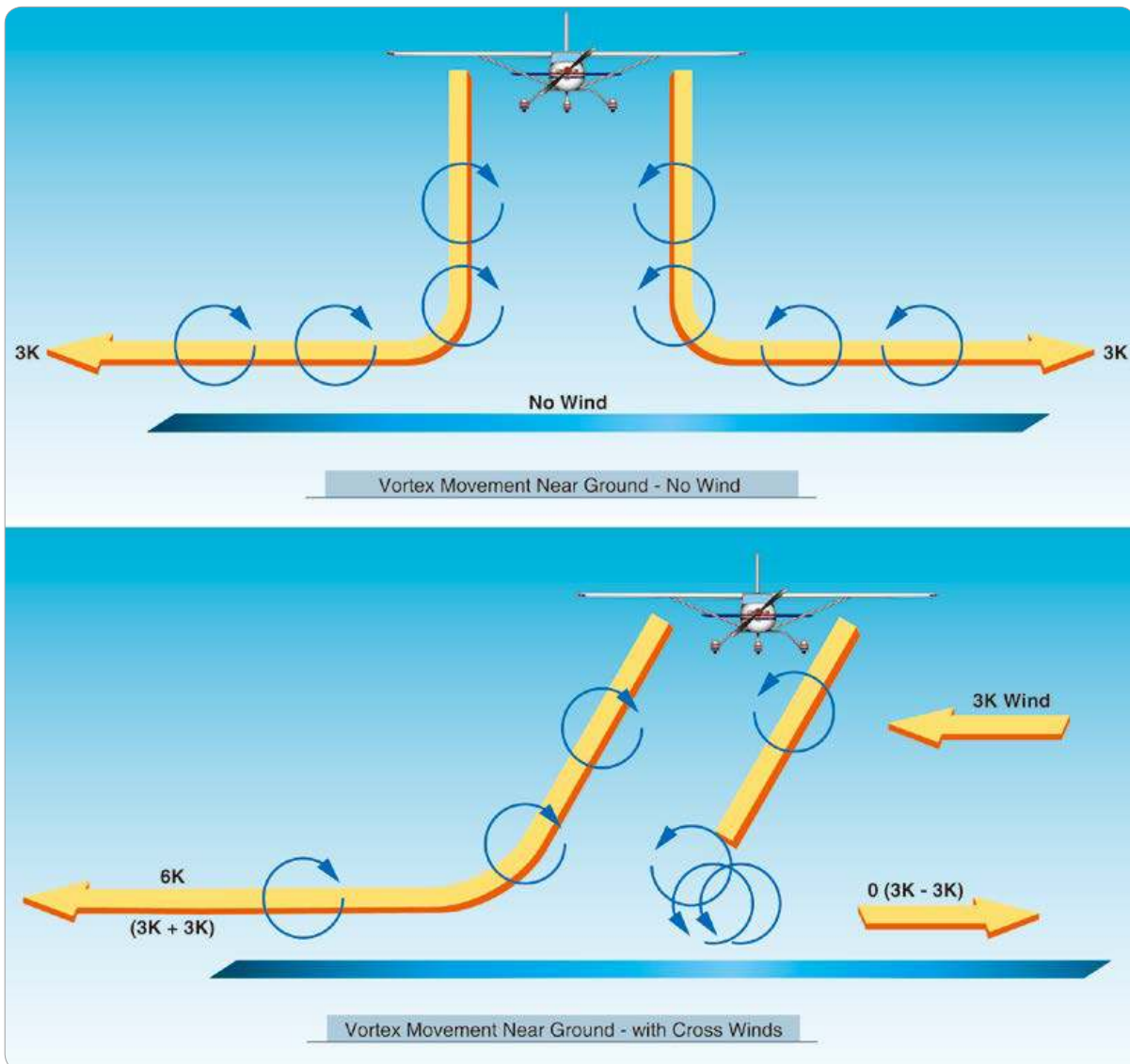


[그림 3-22] 다른 항공기로부터 난류 회피

데 헬기의 전진 비행속도는 매우 느리고 강한 날개 끝 와류를 형성하기 때문이다.

바람은 와류를 흘려보낼 수 있다. 예를 들면, 10 노트로 부는 바람은 와류를 바람 방향으로 1분간 약 1,000피트 정도를 밀어낼 수 있다. 다른 항공기를 따라갈 때 조종사는 반드시 바람의 방향과 속도를

고려해서 이륙지점이나 착륙지점을 결정해야 한다. 만일 조종사가 다른 항공기의 이·착륙지점을 모를 경우, 최소한 3분 정도의 간격을 두어서 와류가 소산될 때까지 기다려야 한다.



[그림 3-23] 바람에 의한 와류의 이동

2.2.3 지면효과(Ground Effect)

조종사들은 착륙할 때 활주로에 접지 직전 항공기가 더 이상 강하하지 않으려는 느낌을 받는다. 이는 날개를 흐르는 공기흐름이 지면에 가까워짐에 따라 방해받아서 흐름의 형태가 바뀌어 마치 날개와 지면 사이에 공기가 갇혀 있어 에어쿠션과 같은 현상이 발생하는 것처럼 느끼게 되는데 이러한 현상을 지면효과라고 한다.

비행 중인 항공기가 땅이나 물과 같은 표면에 가까이 접근하면 날개에서 발생하는 볼텍스는 지면에 의해 방해받아서 그 크기가 약해진다. 볼텍스가 약해지면 유도항력이 감소되는 효과가 있으며 유도항력이 감소되면 그만큼 추력이 증가되는 역할을 하고 추력이 증가되면 속도가 증가되고 양력이 증가되어 항공기는 더 이상 강하하려 하지 않는다.

그라운드 이펙트로 인해 날개 끝 볼텍스의 감소는 넓은 형태의 양력 배분으로 변화되고 유도항력을 줄여준다. 그 결과 날개는 더 적은 받음각만을 필요로 한다. 일정한 받음각을 유지하면 양력계수(CI)의 증가로 나타난다.

지면효과가 발생하면 유도항력이 감소되어 추력

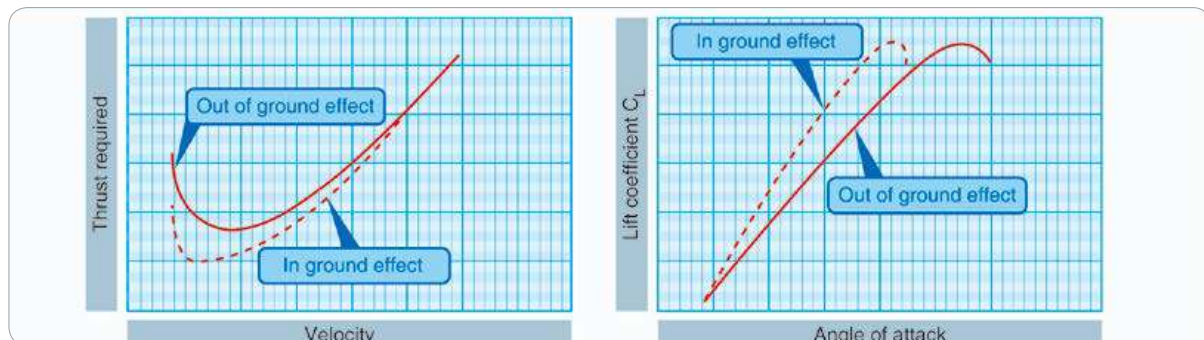


[그림 3-24] 지면효과

증가의 효과로 변환된다. 날개에 흐르는 공기흐름의 형태가 바뀌므로 공기압력을 측정하여 지시하는 고도계, 속도계 등은 오차가 발생할 수 있다. 지면효과는 정압의 압력을 증대시키므로 속도는 정상보다 높게 지시하여 정상보다 더 느린 속도에서도 항공기를 부양(Airborne)시키려 한다.

지면효과는 날개와 지면 사이의 간격이 좁을수록 크게 나타난다. 날개넓이의 크기와 같은 높이에 있을 때 유도항력은 1.4% 감소하고 날개의 1/4 크기의 높이에 있을 때는 23.5%, 그리고 1/10 높이에 있을 때 유도항력은 47.6% 감소된다. 그라운드 이펙트는 대부분 이륙과 착륙할 때에 발생한다.

지면효과 때문에 이륙과 착륙하는 동안 항공기 비행특성이 변하기 때문에 고려해야 할 몇 가지 사항이 있다.



[그림 3-25] 지면효과로 인한 항력과 양력을 변화

- 같은 양력계수를 유지하기 위해 더 큰 받음각이 요구된다.
- 유도항력이 감소되어 추력이 증가되는 효과가 발생한다.
- 항공기 기수가 갑자기 들리고 안정성의 감소를 경험한다.
- 정압의 감소와 지시 속도가 증가됨을 경험한다.

지면효과는 이륙과 착륙을 할 때 나타나므로 그라운드 이펙트가 발생하는 높이 이내에서 이륙할 때 특성을 이해하지 못하고 항공기를 조작하면 위험한 상황이 발생할 가능성이 높다. 그라운드 이펙트 상황에서는 유도항력이 감소되기 때문에 권고된 속도보다 더 적은 속도에서도 이륙이 가능한 것처럼 보인다. 부족한 속도에서 이륙을 시도하는 경우 항공기는 다시 활주로 떨어지는 상황(settle back)이 벌어질 수 있다.

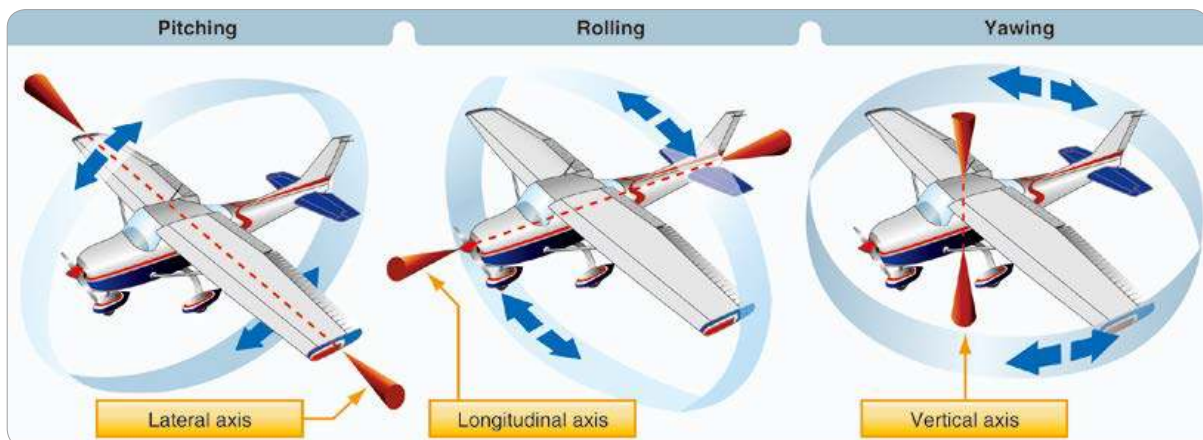
조종사는 속도가 부족한 상태에서 부양하려고 시도하면 안 된다. 정해진 상승성능을 이루기 위해서는 적절한 이륙속도를 지켜야 한다.

착륙하는 동안에도 그라운드 이펙트가 발생하면 항공기는 유도항력이 증가되어 마치 양력이 증가는 현상을 느낄 수 있으며 플로팅(floating) 현상이 발생한다. 그라운드 이펙트 효과가 있는 지역에서 엔진의 출력을 낮게 줄이면 유도항력의 감소로 인한 추력증가의 효과까지 더하여 플로팅 거리를 늘리게 된다.

2.3 항공기의 운동과 축(Axes)

2.3.1 항공기 운동 축(Axis)

항공기의 축은 3개의 선으로 무게중심을 기준으로 서로 교차되어 있으며 항공기가 운동을 하는 기준이 된다. 이 3축들은 서로 90도의 각으로 교차하며 무게중심을 통과하고 항공기 앞과 뒤를 연결하는 세로축, 날개 끝을 연결하는 가로축, 그리고 그 선들과 수직으로 이루어진 수직축으로 되어 있다. 고도를 변경하고 방향을 변화시킬 때마다 한 개 또는 그 이



[그림 3-26] 항공기의 축



[그림 3-27] 무게 이동형 항공기

상의 축들이 회전하게 된다.

세로축을 기준으로 하는 항공기의 움직임은 Rolling, 가로축을 기준으로 하는 운동은 Pitching, 수직축을 기준으로 하는 운동을 Yawing이라 한다. Rolling은 에일러론(ailerons)에 의해, Pitching은 엘리베이터(elevators)에 의해, 그리고 Yawing은 러더(rudder)에 의해 조종된다.

다른 항공기에서는 3축을 기준으로 운동하는 것과는 다른 방법들이 사용되기도 한다. 예를 들어 무게 중심 이동형(Weight shift control) 항공기는 2개의 축을 사용하는데 이 축은 "A"자 모양의 구조에 달려 있고 이착륙 장치가 부착되어 있다. 이러한 항공기는 수평 바를 움직여서 조종사가 무게중심을 변화시켜 조종한다.

다른 종류로 동력낙하산(para motor)이 있는데 이것은 에어포일을 변화함으로써 조종되는 경우다. 파라모터 날개는 위에서 아래로 굽어지는 형태의 낙하산이다. 이 두 표면은 각 셀에 작용하는 립들에 의해 분리되는데 이것들은 공기흐름을 앞전에서 열고 공기를 흐르게 한다. 이것의 원리는 바깥쪽의 공기



[그림 3-28] 동력 낙하산

보다 셀의 압력이 더 크게 하면서 작용한다. 탈것의 뒤에 부착된 엔진 앞쪽에서 조종사와 승객이 앉을 수 있다. 에어프레임은 두 개의 포인트와 라인으로 인하여 낙하산에 부착되어 있다. 조종은 엔진 파워와 에어포일의 변화로 이루어진다.

모멘트(Moment)

항공기의 운동은 무게중심을 기준으로 이루어진다. 무게중심에 대하여 회전하려는 것을 모멘트라 하며 모멘트는 힘과 그 힘이 작용하는 거리를 곱한 크기이다.

항공기 설계자들은 평균공력시위(Mean Aerodynamic Chord, MAC)의 20% 부근에 항공기의 무게중심이 놓이도록 하고 꼬리날개의 위치와 크기를 결정하여 안정성을 확보한다.

조종사들은 받음각의 변화로 양력을 변화시키는 것을 제외하고는 비행에서 항공기에 작용하는 힘의 위치를 직접 변경할 수 없다. 작용하는 힘의 위치를 변경할 수는 없지만 힘의 크기는 제어할 수 있다. 그러나 힘의 크기 변화는 곧바로 다른 힘의 변화를 동

반하게 된다. 예를 들어 양력의 변화를 일으키는 속도의 변화는 꼬리날개에서 작용하는 힘들의 변화를 일으키고 항력을 변화시킨다.

항공기들은 무게중심 위치의 변화에 따라 모멘트가 변화된다. 트림 장치, 엘리베이터 트림 탭(elevator trim tab), 수평 안정판과 같은 것은 안정된 모멘트를 유지하는 데 이용된다.

2.4 항공기의 안정성(Aircraft Stability)

2.4.1 안정성(stability)

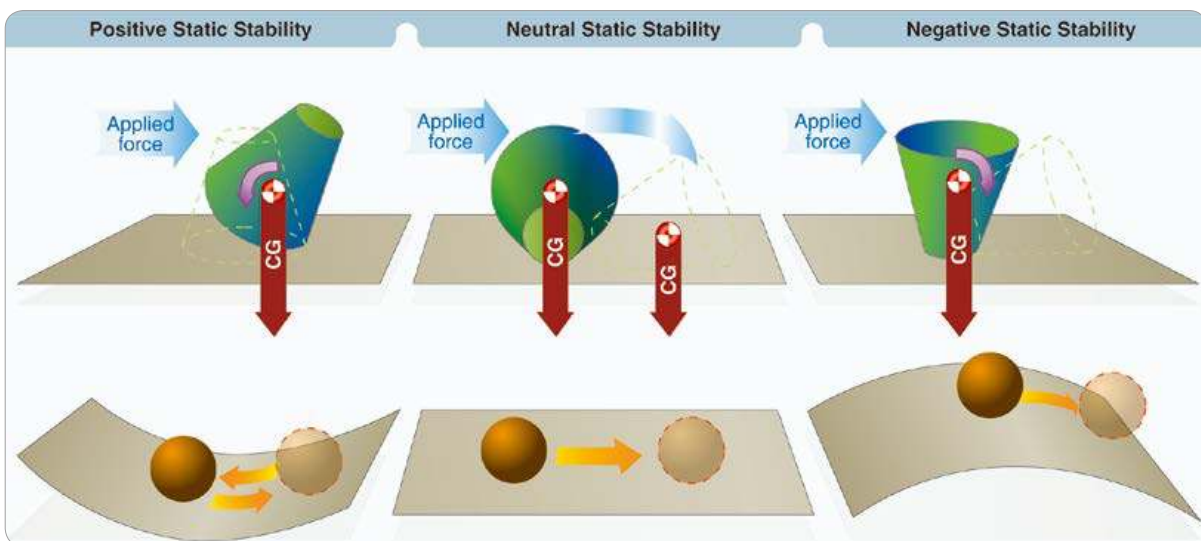
항공기 안정성은 어떤 교란으로 인해 무게중심에 대한 힘과 모멘트가 0에서 벗어나 평형이 깨져 비행 자세가 변경되었을 경우, 항공기가 스스로 다시 평형이 되는 방향으로 운동이 일어나는 경향성을 말한다. 그러나 원래의 평형상태에서 더 벗어난 상태로

가면 불안정하다고 한다. 정적 안정성과 동적 안정성으로 구분하며 안정성은 설계할 때 최우선적으로 고려되어야 한다.

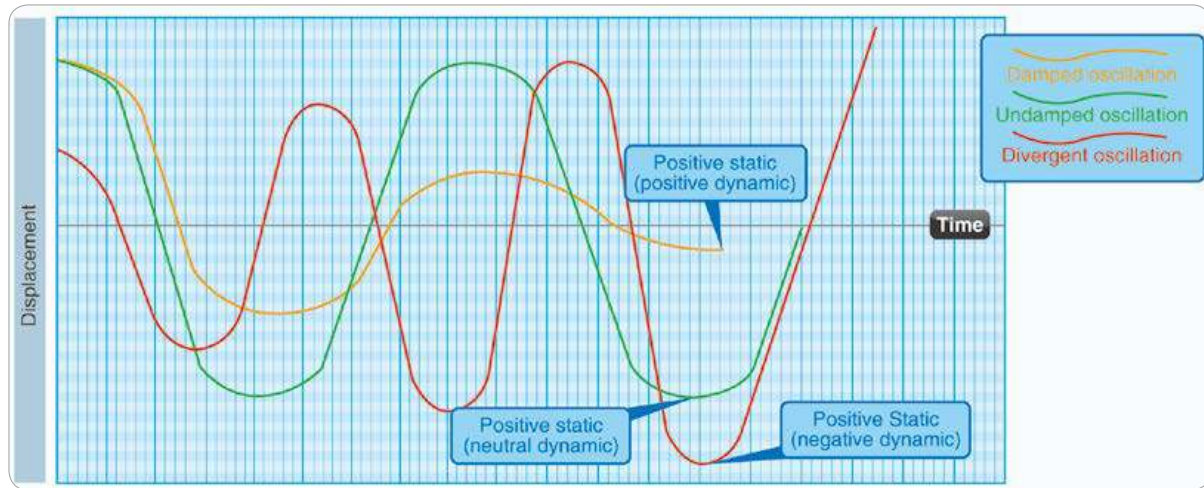
정적 안정성(static stability)

정적 안정성은 자세가 변경되었을 때 처음의 평형상태로 되돌아가는 움직임의 방향을 말한다.

- 긍정적인 정적 안정성(Positive static stability): 교란 이후에 원래의 평형상태로 되돌아가려는 처음의 경향
- 중립적인 정적 안정성(Neutral static stability): 평형상태에서 변형된 후에 그 새로운 상태를 계속 유지하며 남아 있으려는 처음의 경향
- 부정적인 정적 안정성(Negative static stability): 교란된 이후 원래의 평형상태로부터 계속해서 벗어나려고 하는 경향



[그림 3-29] 정적 안정성의 종류



[그림 3-30] 동적 안정성

동적 안정성(dynamic stability)

정적 안정성은 평형상태에서 교란된 후에 다시 원래의 평형상태로 되돌아가려는 처음의 경향을 정의한 것이며, 동적 안정성은 교란된 상태에서 평형상태로 되돌아가려는 경향성(정적 안정성)이 시간에 따라 반응하는 정도를 말한다.

- 긍정적인 동적 안정성(Positive dynamic stability): 시간이 경과하면서 물체의 움직임이 원래의 평형상태로 돌아가려 하기 때문에 점점 진폭이 줄어든다.
- 중립적인 동적 안정성(Neutral dynamic stability): 원래의 평형상태로 돌아가려 하지만 진폭이 증감 없이 시간이 경과하여도 그대로 유지되려 한다.
- 음적 동적 안정성(Negative dynamic stability): 원래의 평형상태로 돌아가려 하지만 시간이 경과되면서 진폭이 확산하는 경향을 보인다.

2.4.2 세로 안정성(longitudinal stability)

세로 안정성은 항공기를 가로축에 대하여 안정시키는 것으로 피치 안정성이라고도 한다. 세로 안정성은 항공기 무게중심에 대한 피칭 모멘트에 의해서 결정되는데 세로 안정성이 불안정한 항공기는 예를 들어 돌풍을 만났을 때 의도하지 않는 받음각의 증가로 항공기가 원래의 평형상태로 돌아가지 못하고 강하하거나 상승하는 경향이 있으며 심할 경우 받음각이 임계받음각까지 증가하여 실속까지 발생시킬 수 있다.

항공기의 정적 세로 안정성에 영향을 미치는 요소는 다음의 세 가지이다.

① 날개의 공력중심과 무게중심과의 위치관계

에어포일에서 양력 중심점(C_L)은 받음각의 변화와 함께 앞 또는 뒤로 이동한다. 받음각이 증가되면 양력중심점(C_L)은 앞으로 이동하고 받음각이 감소되면 뒤로 이동한다. 에어포일의 받음각이 증가될 때

양력중심점(C_L)이 앞으로 이동함으로써 날개의 앞전(leading edge)을 더 위로 들어 올리려는 경향이 있다.

날개의 안정성은 날개의 공력중심(양력 중심: C_L)과 무게중심의 위치로 결정된다. 예를 들어 공력중심(양력 중심: C_L)이 무게중심보다 앞에 있으면 항공기에 교란이 생겨 받음각이 커졌을 때 양력이 증가하고 받음각이 더 커지는 피칭모 멘트가 발생하므로 불안정해진다. 그러므로 날개의 안정성을 확보하기 위해서는 공력중심(양력 중심: C_L)이 무게중심 뒤에 있어야 한다.

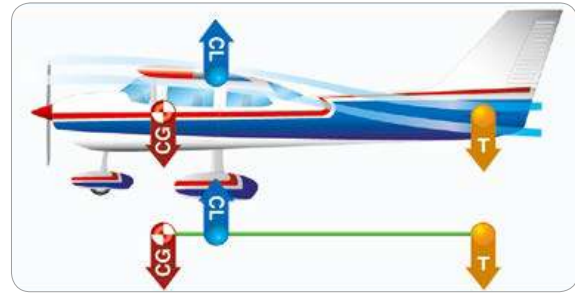
② 수평 꼬리날개의 위치와 면적

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

③ 동체와 낫셀

동체는 언제나 불안정한 요소로 작용되며 엔진 낫셀은 장착 위치에 따라 안정성이 달라진다. 동체와 낫셀은 전체 안정성에 미치는 영향이 작다.

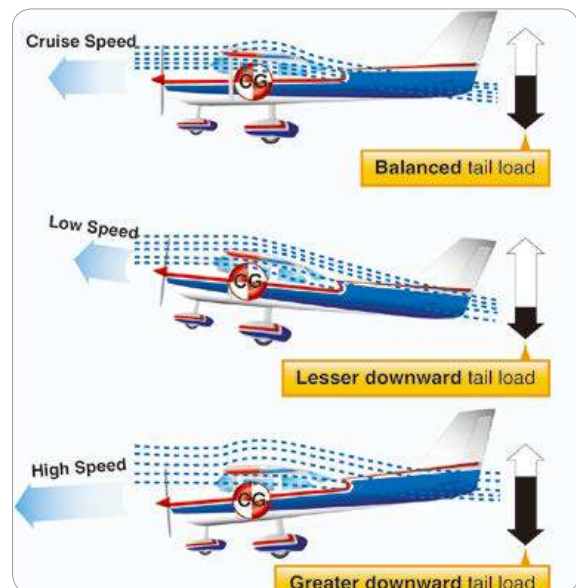
[그림 3-31]은 항공기가 직진 수평비행 상태에서 균형(세로 안정)을 나타낸다. 무게중심(CG)을 기준으로 양력중심(C_L)이 앞에 위치하여 피치 down 모멘트를 생성하고 수평안정판에서 발생하는 Tail down force는 피치 up 모멘트를 발생시킨다. 양력



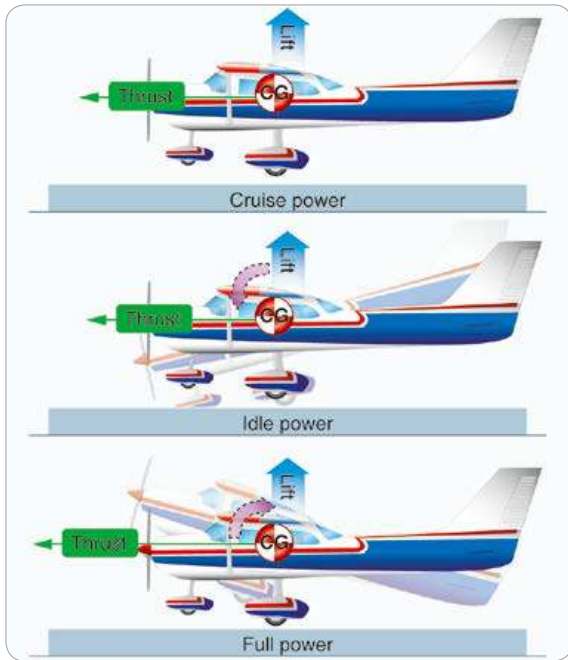
[그림 3-31] 세로 안정성

중심에 의한 피치 down 모멘트와 수평안정판에서 발생하는 피치 up 모멘트가 균형을 이루면 항공기는 평형상태를 이루게 된다.

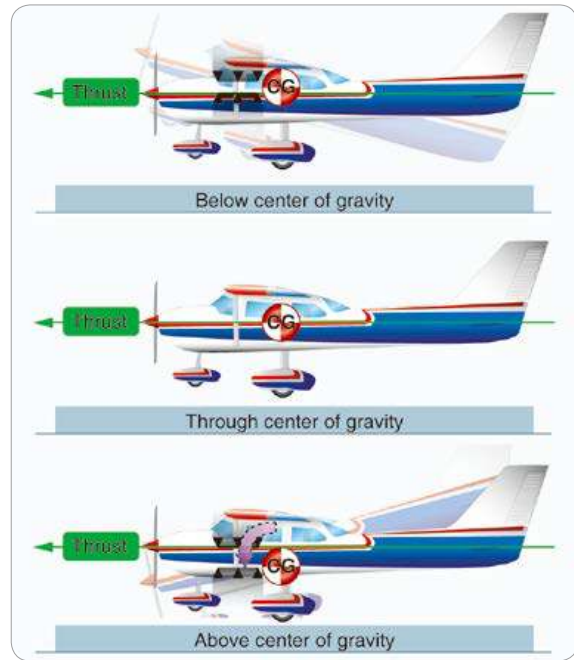
대부분의 항공기는 날개의 양력중심점(C_L)이 무게중심(CG)의 뒤쪽에 위치하도록 한다. 이렇게 하여 항공기의 피치down 모멘트와 수평안정판에서 발생하는 Tail down force로 인한 모멘트가 균형을 이루도록 한다. Tail down force는 수평안정판이 역캠버(굴곡진 위 캠버가 수평안정판의 아래에 있음)



[그림 3-32] 내리흐름과 Tail down force



[그림 3-33] 엔진 출력변화에 따른 피치모멘트



[그림 3-34] 추력선의 위치와 세로 안정성

로 되어 있어 음적 받음각으로 인하여 발생하며 주 날개에서 발생하는 내리흐름 또한 Tail down force 를 증가시키는 역할을 한다.

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

만약 항공기 속도가 감소되면 날개 위의 공기흐름 속도 또한 감소되며 내리흐름은 감소된다. 수평안정판에 흐르는 공기속도도 감소하므로 수평안정판에서 발생하는 아래로의 힘(Tail down force)도 작아진다. 아래로의 힘(Tail down force)이 작아지면

피치 up 모멘트가 감소하여 항공기 기수를 내려오게 한다.

항공기가 강하 자세가 되면 날개의 받음각과 항력을 줄어들어 속도가 증가된다. 항공기속도가 증가되면서 수평안정판에서 발생하는 아래로 작용하는 Tail down force는 증대되어 꼬리날개 부분이 아래로 내려가고 기수는 올라가게 되어 다시 수평 자세로 돌아가도록 한다.

엔진 출력의 변화도 항공기의 세로 안정성에 영향을 미친다. 엔진 출력을 줄이면 날개에서 내리흐름과 수평안정판에서 발생하는 Tail down force 역시 감소되어 항공기 기수는 아래로 내려가게 된다(피치 down 모멘트 발생).

엔진출력을 증가시키면 날개에서 내리흐름과 수평안정판에서 발생하는 Tail down force가 증가되어 항공기 기수를 위로 올라가게 한다(피치 업 모

먼트 발생).

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

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

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

동적으로 안정된 항공기는 기수는 계속해서 더 높아지거나 낮아지지 않으며 기수가 들리고 낮아지는 현상을 반복하다가 Tail down force로 인한 피치 up 모멘트와 받음각의 증가로 발생하는 피치 down 모멘트가 균형을 이루는 속도에서 다시 안정을 찾게 된다.

항공기 설계자는 순항비행의 속도와 이에 필요한

엔진출력을 유지한 상태에서 최적의 안정성이 되도록 수평안정판을 설계한다.

2.4.3 가로 안정성(lateral stability)

항공기 가로 안정성은 세로축(longitudinal axis)을 중심으로 한 좌우 안정, 즉 roll안정성이라고 한다. 항공기의 날개는 양력을 발생시킬 뿐만 아니라 요란기류와 같은 외부 힘에 의해 야기된 불안정한 상태를 항공기 자체의 특성으로 스스로 안정된 상태로 회복할 수 있도록 설계되어 있다. 가로 안정성을 증대시키기 위한 방법으로 상반각(dihedral), 후퇴각(sweepback), 용골효과(keel effect), 무게분포(Weight Distribution)의 4가지 방법이 이용된다.

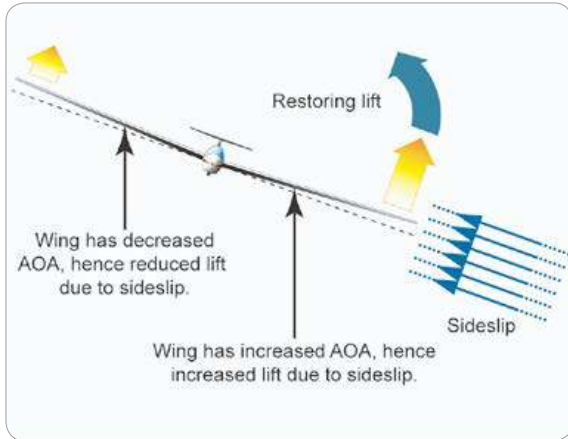
상반각(Dihedral)

일부 항공기의 날개는 바깥쪽 끝이 날개 안쪽보다 높게 만들어졌다. 이러한 날개각도 차이에 의해 형성된 각도를 상반각(Dihedral)이라고 한다. [그림 3-35]

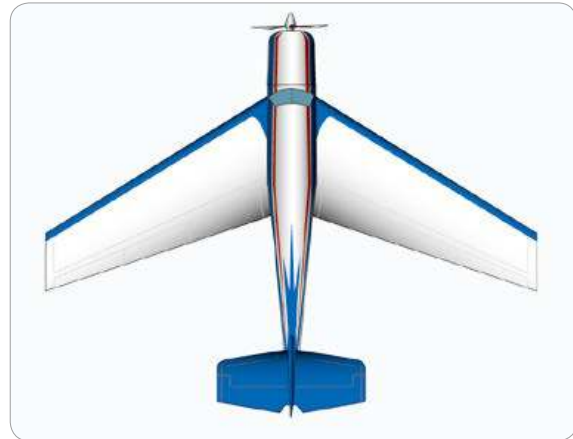
수평비행 중 돌풍을 만났을 때 한쪽 날개가 기울어지면 옆 미끄럼(slip)이 생기며 기울어진 날개 쪽의



[그림 3-35] 날개의 상반각



[그림 3-36] 상반각으로 인한 가로 안정성



[그림 3-37] 후퇴각 디자인

받음각이 증가된다.

기울어진 날개 쪽의 받음각이 증가되면 양력이 증가하여 기울어진 날개를 다시 올라가게 하고, 반대 쪽의 날개는 상대적으로 받음각이 감소되고 양력이 감소하여 아래로 내려오게 되어서 항공기 날개는 수평상태로 회복된다.

후퇴각과 날개 위치

(Sweepback and Wing Location)

항공기 외형의 구조는 배치에 따라 실제의 상반각에 영향을 주며 상반각에 영향을 미치는 두 가지 주요 요소는 날개 후퇴각과 동체에 부착된 날개의 위치이다(저익 또는 고익 같은 것). 후퇴각 날개는 날개 전단이 후방 쪽으로 기울어진 날개로서 대략적으로 10도의 후퇴각은 약 1도의 상반각 효과를 제공하는 반면에, 고익은 저익에 비하여 약 5도의 상반각 효과를 제공한다.

후퇴각을 가진 항공기의 날개가 요란으로 인하여 미끄러지게 하거나 기울어지게 되면 아래로 기울어진 날개는 상대풍이 더욱 수직인 각도로 날개 전단

에 작용한다. 그럼으로써 아래로 기울어진 날개는 많은 양력을 얻어 다시 올라가게 되고 항공기는 원래의 비행자세로 회복된다.

용골효과와 무게 분배

(Keel Effect and Weight Distribution)

고익 항공기는 항상 항공기의 세로축(중축)을 상대풍 쪽으로 돌리는 경향성을 가지고 있는데 이는 종종 용골효과라고 한다. 이러한 항공기들은 날개가 동체의 높은 곳에 부착되어 있어 세로축을 중심으로 항공기에 안정적인 영향을 미치는 용골처럼 작동하기 때문에 측면에 안정적이다.



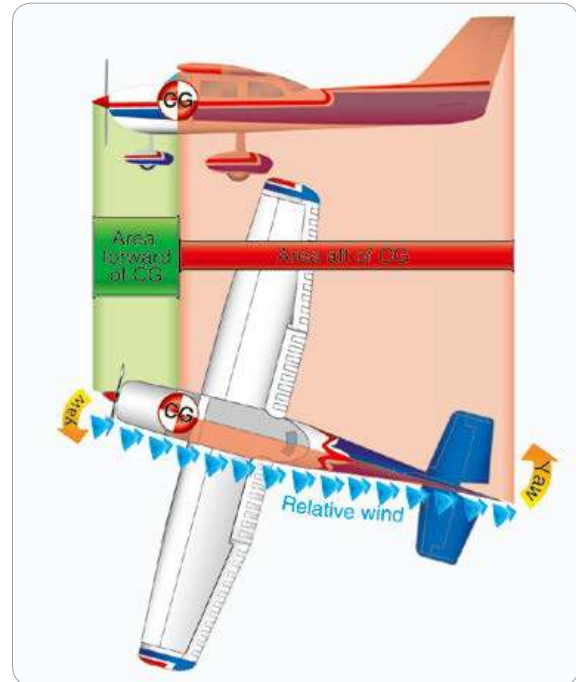
[그림 3-38] 용골효과로 인한 가로 안정성

2.4.4 방향안정성(Directional Stability)

항공기의 수직축(Vertical axis)에 대한 안정성은 빗놀이 또는 방향안정성(Directional Stability)이라고 불린다. 빗놀이 또는 방향안정성은 항공기 설계에서 가장 쉽게 만들 수 있는 안정성이다. 수직안정판(Vertical stabilizer)은 항공기 방향안정성에 가장 큰 역할을 하며 CG후방에 있는 동체의 측면 또한 풍향계 또는 화살깃처럼 작동하여 상대풍 쪽으로 기수를 향하게 하여 방향 안정성에 기여한다.

항공기가 직진으로 비행하고 있는 상태에서 항공기 옆으로 불어오는 돌풍으로 인해 비행기 기수가 돌아가면, 예를 들어 오른쪽에서 불어온다고 가정하면, 항공기 기수는 오른쪽으로 돌아가며, 돌아가는 동안에 만나는 옆바람은 어떤 각도를 가지고 수직안정판에 받음각을 형성시키고 핀의 왼쪽을 치게 되어 항공기 기수는 다시 왼쪽으로 돌아간다. 수직안정판 왼쪽에 받음각이 생김으로 인해 왼쪽방향으로 힘(양력)이 생기며 이때 수직안정판의 양력으로 발생된 왼쪽방향의 Yawing 모멘트는 기수를 시계방향으로 돌리게 하여 항공기가 돌아가는 움직임이 늦어지고 정지하여 방향안정을 회복하게 된다. 풍향계 또는 화살과 같이 수직안정판을 더욱더 뒤쪽에 위치시키고 면적이 넓을수록 항공기의 방향안정성은 더 커진다.

항공기 비행경로의 초기방향 변경은 일반적으로 기수방향변화 약간 뒤에 나타난다. 그러므로 우측으로 항공기의 요잉(Yawing)이 약간 발생한 후에 항공기가 원래 비행경로를 따라 움직이는 순간이 있지만 세로축은 약간 우측으로 향하게 된다. 항공기가 순간적으로 옆으로 미끄러지는 순간(빗놀이



[그림 3-39] 방향안정성을 위한 동체와 수평안정판

움직임이 멈추고 핀의 왼쪽 면에 과도한 압력이 계속 가해질 때) 항공기는 부분적으로 왼쪽으로 되돌아가려는 경향이 있다. 즉, 핀에 의해 일시적인 복원 경향이 있다.

이러한 회복 현상은 발전단계에서 상대적으로 효과가 늦고 항공기가 미끄러지는 것을 멈추면 중단된다. 이러한 현상이 멈추면 항공기는 원래 방향으로 부터 약간 다른 방향으로 비행한다. 다시 말해서 원래 기수방향으로 일치시키도록 스스로 돌아가지는 않으므로 조종사가 초기 기수방향으로 다시 만들어야 한다.

후퇴각을 통해 방향안정성의 향상을 약간 얻을 수 있다. 후퇴각은 고속비행 시 압축성의 발생을 지연시키기 위해 만들어졌으나 작고 느린 항공기에선 압력중심과 무게중심의 적절한 위치를 만드는 데 도움

이 된다.

구조적인 이유 때문에 항공기 설계자는 때때로 날개를 동체의 원하는 위치에 부착할 수 없다. 너무 앞으로 또는 동체에 직각으로 날개를 부착하면 원하는 압력중심의 위치가 무게중심 후방 쪽으로 충분히 되지 않아 세로 안정성이 작아진다.

그럴 경우 날개를 후퇴각 형태로 만듦으로써 압력중심을 무게중심 뒤쪽으로 옮길 수 있다. 후퇴각은 안정성 확보를 위해 압력중심을 올바른 위치에 배치할 수 있다.

난기류나 러더(Rudder)의 과다한 사용으로 항공기의 방향이 한쪽으로 돌아가면 반대쪽 날개는 돌아간 쪽의 날개보다 더 많은 양의 상대풍을 맞게 되고 속도가 증가하여 돌아간 쪽의 날개보다 더 많은 항력이 발생한다. 이러한 추가적인 항력은 돌아가는 반대쪽의 날개를 뒤로 당기는 효과로 인하여 항공기는 원래의 방향으로 돌아가 방향안정성에 도움을 준다.

정적 방향안정성에 대한 날개의 기여도는 대체적으로 적다. 후퇴각 날개는 후퇴각의 크기에 따라 방향안정성에 기여하지만 다른 구성 요소와 비교할 때 기여도는 상대적으로 낮다고 할 수 있다.

더치 롤

(Dutch Roll: Free Directional Oscillations)

직진비행 중인 항공기에 측풍이 불어 항공기 기수가 돌아가는 경우를 살펴보면, 방향안정성을 갖춘 항공기는 돌아간 항공기 기수를 다시 원래의 방향으로 복귀시키는데 복귀되는 과정에서 원래의 방향을 지나쳐 기수가 돌아갔다가 다시 원상으로 돌아오는 운동이 반복되면서 그 진폭이 점점 줄어든다. 그러

나 이 운동만 일어나는 것이 아니고 기수가 좌우로 흔들리는 Yawing 운동이 Rolling 운동을 야기시켜 Yawing과 Rolling 운동이 같은 주기로 일어나는데 이것을 더치 롤(Dutch roll)이라 한다.

더치 롤(Free Directional Oscillations)은 동적으로는 안정하지만 진동 성질로 인해 항공기에 불안정하다. 진동양상의 감폭은 항공기 특성에 따라 약하기도 하고 강하기도 한다.

만일 항공기 오른쪽 날개를 내리면 양의 값인 미끄러지는 각도는 항공기 기수가 상대풍으로 재정렬되기 전에 날개를 옆 방향으로 수정한다. 날개가 위치를 수정함에 따라 옆 방향 진동은 항공기의 기수가 두 진동(yaw, roll)의 결과로 수평선에 8자 도형을 만들며 이 진동은 거의 같은 크기이지만 서로 위상차가 있다. 고속 후퇴각 날개 설계를 제외한 대부분의 현대 항공기에서 이러한 자유방향진동(더치롤)은 대개 공기의 흐름이 돌발적이거나 요란이 계속 있지 않는 한 매우 적은 주기 내에 자동적으로 사라진다. 계속되는 더치롤 경향성을 가진 항공기들은 통상 자이로 스테빌라이즈드 요 댐퍼(Gyro-stabilized yaw damper: 회전식 안정 요 조절기)를 장착하고 있다. 항공기 설계자들은 방향안정성이 매우 높은 것과 매우 낮은 중간점을 찾고자 한다. 항공기가 더치롤 경향보다 나선형 불안정성을 갖는 것이 더 바람직하기 때문에 대부분의 항공기는 그러한 특성으로 설계를 한다.

나선 불안정성(Spiral Instability)

나선 불안정성(Spiral Instability)은 항공기의 정적 방향안정성이 수평적 균형을 유지하기 위한 상반각의 효과가 강할 때 나타난다. 돌풍으로 항공기가

옆미끄럼으로 항공기의 균형이 깨졌을 때 항공기의 방향안정성은 상대풍 쪽으로 빗돌이시키려는 경향이 있다. 반면에 가로 균형을 회복하기 위한 상반각은 상대적으로 약하다.

이 차이로 인해 선회 외측 날개는 안쪽 날개보다 빨리 앞으로 나아가고 결과적으로 양력이 더 많이 발생한다. 이로 인해 발생된 과경사각(over bank)을 조종사가 바로 조정하지 않으면 깊은 경사각으로 진입하게 된다. 그리고 항공기를 상대풍 쪽으로 돌리는 방향안정성은 항공기의 자세를 낮추고 나선형으로 항공기가 움직인다.

일반적으로 이 움직임은 작기 때문에 조종사는 어려움 없이 이것을 제어할 수 있다. 많은 항공기는 이 특성에 어느 정도 영향을 받지만 본질적으로 안정적일 수 있다. 이러한 성향으로 인하여 조종사가 조종간에서 손을 놓고 비행할 수 없는 이유를 설명할 수 있다.

이러한 불안정성을 수정하거나 제거하기 위해 많은 제어장치의 개발에 대한 연구가 이루어졌다. 나선 불안정을 제어하기 위한 조작은 항공기에 구조적 손상을 줄 수도 있기 때문에 조종사는 주의해야 된다. 나선 불안정성에 대한 부적절한 회복 조작은 일반 항공기에 구조적 손상을 준다. 이유는 이 상태에서 항공기의 속도는 급격하게 증가하기 때문에 조종사가 속도를 줄이기 위해서 기수를 조작할 때 하중 계수가 늘어나기 때문이다.

연속되는 이러한 조작으로 항공기 기체의 손상을 야기하며 지상충돌 또는 구조적 손상으로 인한 추락의 위험이 있다. 이 상황이 된다면 조종사는 항공기 자세 파악을 못하거나 계기 판단을 불가하게 되거나 두 가지 상황에 동시에 빠질 수도 있다.

2.5 날개 형상의 영향 (Effect of Wing Platform)

날개성능과 비행기 특성을 학습할 때 날개의 형태에 따른 효과를 이해하는 것은 중요하다. 가로세로비(Asspect ratio), 테이퍼비(Taper ratio), 그리고 후퇴각은 날개의 공기역학적 특성에 매우 중요한 요소이다. 가로세로비는 날개 길이와 시위선의 비율이며 테이퍼비는 날개 끝 시위 길이와 날개 뿌리 시위 길이와의 비를 말하는 것으로 직사각형 날개는 테이퍼비가 1이고 삼각 날개는 테이퍼비가 0이 된다. 후퇴각은 날개 또는 수평안정판이 후방으로 쳐져 있는 정도를 말한다.

설계자는 공기역학적 특성을 고려하여 날개의 형태를 변경한다. 이 방법은 일반적인 두 가지 방법이 있다.

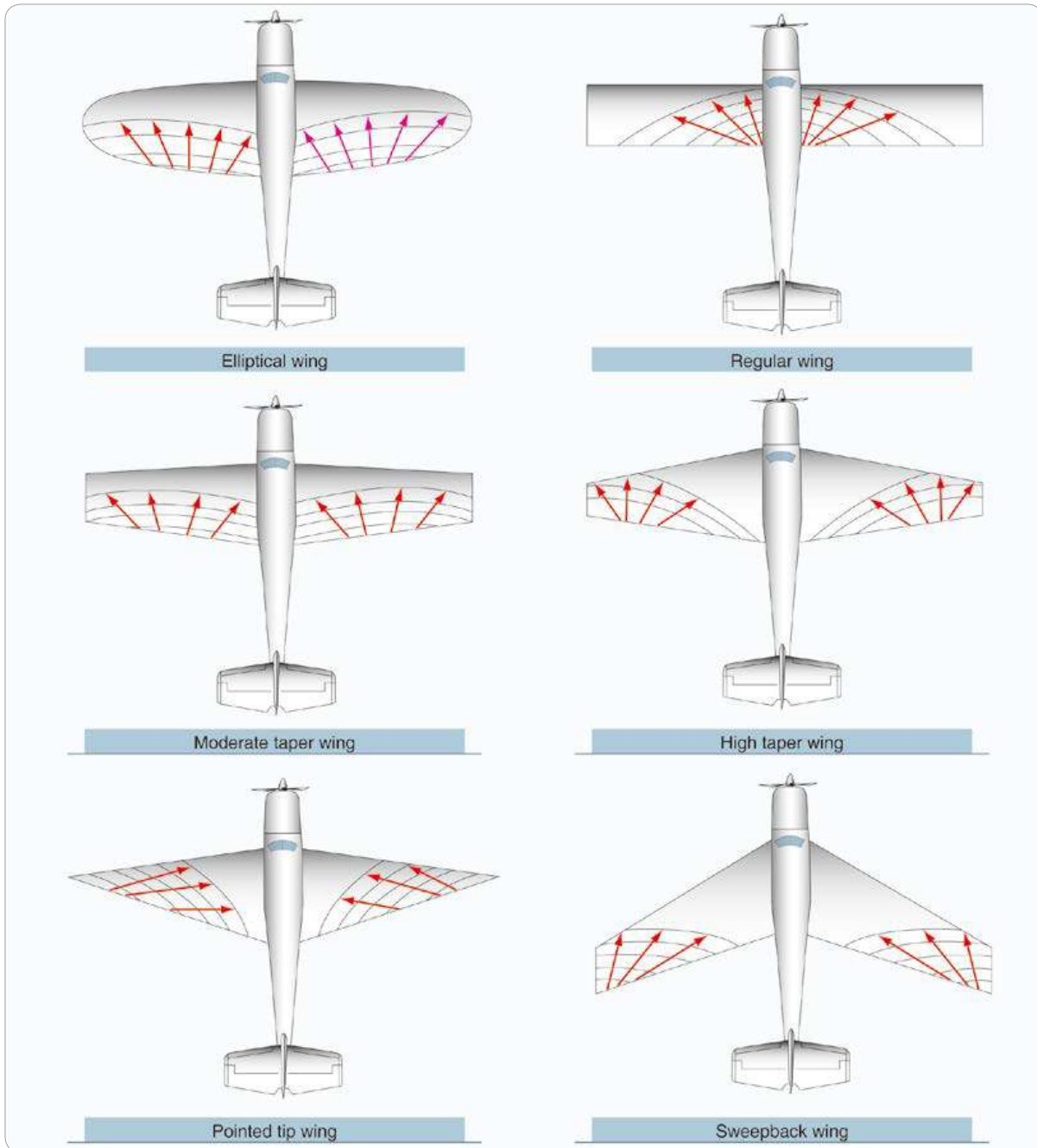
첫 번째는 종횡비를 변경하는 것인데 이것은 양항비를 결정하는 중요한 요소이다. 높은 받음각에서의 종횡비 증가는 항력을 줄이고 상승성능이 향상된다. 종횡비가 감소하면 항력이 증가된다. 종횡비의 증가는 날개의 길이에 비례하므로 날개 길이가 커지면 날개의 중량이 증가한다. 이러한 이유로 인하여 항력이 감소되는 장점에도 불구하고 날개 디자인 시 적절하게 조절하는 것이 중요하다.

두 번째는 테이퍼 날개를 만드는 것으로 날개 길이를 줄이는 방식이다. 일반적으로 이 방식은 항력을 줄이고(특히 높은 속도에서) 양력을 향상시키며 날개의 무게를 감소시키는 구조적 이점이 있다.

대부분의 훈련용 항공기나 일반 항공기에서 높은 양항비가 요구되므로 높은 종횡비를 갖춘 날개가 부착된다. 높은 속도에서 운항하도록 설계된 항공기는

더 큰 공기역학적 힘과 구조적 강도를 요구하고 있다. 낮은 중횡비에서는 날개에 높은 하중과 높은 실

속속도를 초래한다. 후퇴각과 낮은 중횡비가 결합되면 높은 중횡비의 특성과 다른 특징이 있다. 이러한



[그림 3-40] 날개 형태에 따른 종류

비행기들은 특히 느린 속도에서 매우 정확하고 전문적인 비행 기술이 필요하다. 반면 높은 중흥비의 항공기는 이러한 부분에 있어서 좀 더 조종하기에 편리하다.

타원형 날개는 주어진 중흥비에 대한 최소의 유도항력을 제공하기 때문에 이상적인 형태이지만 실속 특성은 직사각형 날개보다 떨어진다. 또한, 만들기가 어려운 것도 큰 요인으로 나타난다. 타원형 풍관은 중량 및 강성의 관점에서는 이상적이지만 직사각형 날개만큼 공기역학적으로 효율적이진 않다. 타원형 날개의 공기역학적 효율은 만들기 위해 직사각형 날개와 테이퍼 날개는 에어포일을 살짝 비틀거나 변형시킨다. 타원형 날개가 초기 실속에 도달하기 전에 최상의 양력계수를 제공하는 것은 맞으나 완전한 실속에 대한 조기 징후는 거의 없으며 적은 조작으로 측면 제어가 어렵다. 타원형 날개와 비교해 직사각형 날개는 날개 뿌리에서 실속이 발생되기 때문에 충분한 실속 경고를 제공하며 안정된 에일러론 조종이 가능하다. 따라서 타원날개의 적용은 저비용, 저속 항공기에 유리하다.

2.6 비행기동 중에 작용하는 항공 역학적인 힘(Aerodynamic Forces)

2.6.1 선회 중에 작용하는 힘(Forces in Turns)

항공기가 등속직진수평비행 시 양력과 중량이 같고, 추력과 항력은 같다. 그러나 항공기가 경사를 주고 선회할 경우에는 양력이 수평과 수직분력으로 나누어지므로 날개에서 발생하는 총 양력과 무게의 힘

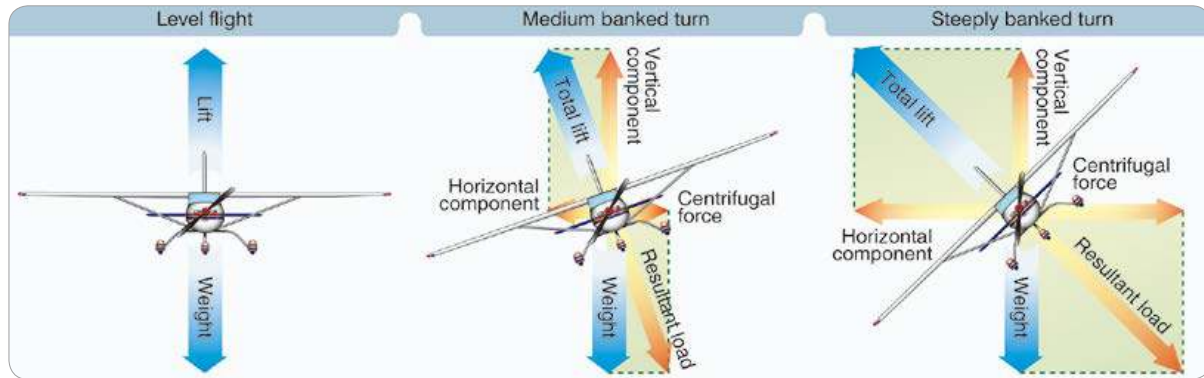
은 완전한 반대 방향이 아니게 된다.

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

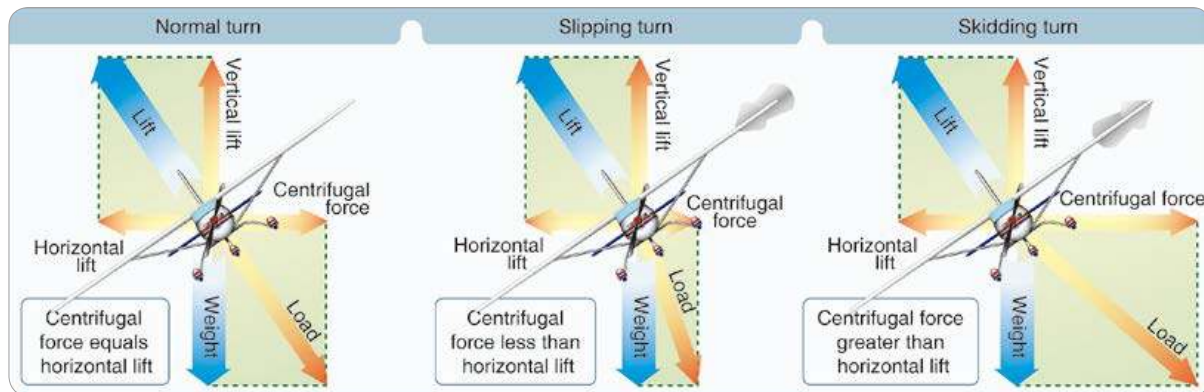
항공기는 보트나 자동차처럼 조종되지 않는다. 항공기가 선회하기 위해서는 반드시 경사각이 필요하다. 만약 경사각이 없다면 직진비행에서 벗어날 수 있는 힘이 없다. 그리고 선회 시 방향조절이 중요하다. 조종사는 항공기를 수평 또는 선회 시 이 사실을 명심해야 한다. 선회 중인 항공기에서 발생하는 총 양력의 크기는 변함이 없지만 양력이 수직 및 수평분력으로 나누어지며 무게에 대응하는 양력의 수직성분을 줄어뜨리게 된다. 그렇기 때문에 조종사는 받음각을 약간 증가시켜 총 양력을 크게 하여 양력의 수직성분과 무게를 같게 하여야 한다.

경사각이 증가함에 따라 양력의 수직성분도 비례하여 감소되기 때문에 받음각을 증가시켜야 된다. 일정한 고도를 유지하며 선회하기 위해서 조종사는 적절한 받음각을 유지 혹은 증가시켜야 한다.

주어진 속도에서 항공기의 선회반경과 선회율은 양력의 수평성분의 크기에 따라 달라진다. 양력의 수평성분은 경사각에 비례하여 달라진다. 즉, 경사각이 증가하면 양력의 수평 성분이 증가하여 선회율이 증가하고 선회반경은 감소한다. 결과적으로 주어진 속도에서 선회율과 선회반경은 경사각의 양을 조절해서 제어할 수 있다. 수평선회에서 고도를 유지



[그림 3-41] 수평선회 시 작용하는 힘



[그림 3-42] 정상 선회, 슬립 선회, 스키드 선회

하기 위한 수직양력성분을 만들기 위해선 받음각을 증가시키는데 항력은 받음각에 비례하기 때문에 양력이 증가함에 따라 유도항력도 증가하므로 조종사가 추가적인 조치(엔진출력의 증가)가 없으면 속도는 감소한다.

그러므로 선회 시 적절한 엔진출력의 조절이 필요하다. 일정한 고도를 유지하면서 선회할 때 속도가 증가되면 받음각을 줄여주거나 경사각 양의 변화를 주어야 한다. 경사각 양이 일정하게 유지되고 받음각이 줄어든다면 선회율이 감소되며 속도가 증가함에 따라 일정한 선회율을 유지하기 위해서는 받음각과 적절한 파워 조절이 필요하다. 속도가 증가하

면 선회반경이 증가하고 원심력은 회전반경에 비례한다.

적절한 선회는 양력의 수평성분과 원심력이 같은 조건에서 이루어진다. 속도가 증가하면 선회반경은 증가하고 이것은 원심력의 증가를 의미한다. 왜냐하면 원심력이 양력의 수평성분 증가에 의해 균형을 이루어야 하기 때문이며 이것은 양력의 수평이동을 증가시키므로써 균형을 맞출 수 있다. 내활(slip)선회 시 항공기는 선회 경로의 외측으로 향해 yaw되기 때문에 적절한 비율로 선회되지 않는다.

이유는 항공기의 경사각이 선회율보다 너무 크고, 양력의 수평성분이 원심력보다 크기 때문이다. 양력

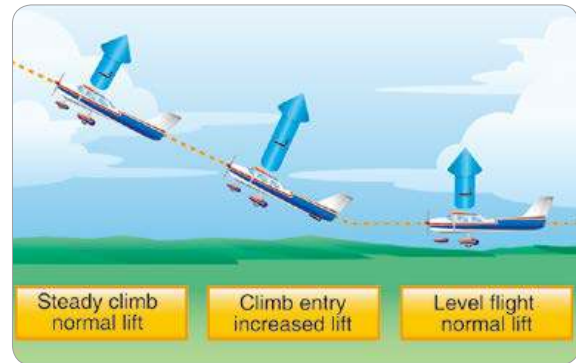
의 수평성분과 원심력의 균형은 경사각의 조정 혹은 선회율의 조정으로 조절할 수 있다. 일정한 선회율을 유지하기 위해서 경사각은 속도에 따라 달라져야 한다. 이것은 특히 고속 항공기에서 중요하며 시속 400MPH에서 항공기는 표준율 선회(초당 3도)하려면 약 44도가 되어야 하는데 이 경사각에서 항공기 양력의 약 79%만이 수직 구성 요소로 구성되며 받음각이 손실을 충분히 보상하지 않으면 고도 손실이 발생한다.

2.6.2 상승 중에 작용하는 힘(Forces in Climbs)

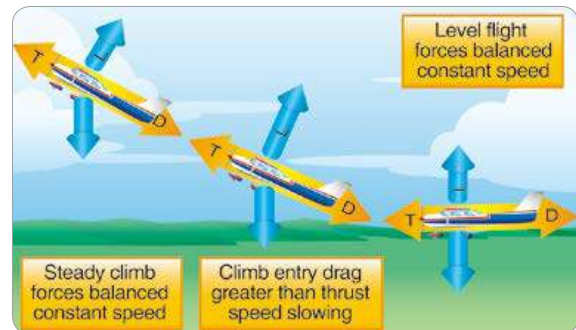
실용적인 목적을 위해 같은 속도로 수평비행을 하거나 상승할 때에 날개에서 발생하는 양력의 크기는 동일하게 유지되어야 한다. 상승자세가 이루어지면서 비행경로가 변경되지만 상승경로에 대한 받음각은 동일해야 한다. 수평자세에서 상승자세가 이루어지는 초기에는 엘리베이터의 압력을 증가시켜 받음각이 증가되므로 양력이 무게보다 크게 순간적으로 증가한다.

항공기가 상승하기 시작하면 무게보다 양력이 더 커진다. 비행경로가 상승자세에 안정이 되면 받음각과 양력의 크기가 수평비행 상태와 같게 된다.

만약 엔진 출력의 증가 없이 상승하면 속도는 점점 감소하게 되는데, 그 이유는 속도를 유지하기 위한 추력이 상승 자세에서도 같은 속도를 유지시키기엔 부족하기 때문이다. 비행경로가 위쪽 방향으로 기울어지면 무게의 수평분력이 항공기의 항력과 같은 방향으로 작용하게 되어 항력은 증가한다. 결과적으로 엔진의 출력보다 상승비행에 작용되는 총 항력이 커지고 속도는 감소한다. 항력과 같은 방향으로 작



[그림 3-43] 상승시작 단계에서의 양력 변화



[그림 3-44] 상승시작 단계에서의 속도 변화

용되는 무게의 수평분력을 포함한 총 항력과 추력이 같아질 때까지 속도의 감소가 일어난다.

이러한 모멘트 때문에, 속도의 감소는 점진적으로 일어나고 항공기의 크기, 무게, 총 항력 그 외의 요소에 따라 속도가 감소되는 정도는 달라진다. 결과적으로 유효한 전체 항력이 추력보다 크기 때문에 속도는 감소한다.

상승비행을 할 때에도 속도가 일정하게 안정되면 추력과 항력, 양력과 무게 다시 균형을 이룬다. 상승비행자세에서 항공기의 무게는 아래쪽뿐만 아니라 무게의 수평분력이 항력과 함께 뒤쪽으로도 작용되기 때문에 수평비행을 할 때와 같은 속도를 유지하기 위해서는 추가적인 동력이 필요하다. 동력의 양

은 상승각에 따라 달라진다. 상승각이 큰데 이용할 수 있는 동력이 불충분하다면 속도의 감속이 나타나게 된다.

안정된 상승이 이루어지기 위한 필요한 추력은 상승각에 따른 무게의 수평분력에 항력을 더한 값과 동일해야 한다. 예를 들면, 10° 상승자세는 무게의 수평분력이 무게의 17%이므로 이를 항력에 더한 값과 동일한 추력이 필요하다. 상승비행의 상승각은 여유추력의 양에 따라 다르다. 항공기가 상승을 유지하는 것은 여유추력 때문에 가능하다. 만일 여유추력이 없다면 항공기는 더 이상 상승할 수가 없으며 이 고도를 항공기가 “절대상승한계”(absolute ceiling)에 도달했다고 한다.

2.6.3 강하단계(Forces in Descents)

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

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

2.6.4 실속(stalls)

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

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

대부분의 끈게 뺀 날개의 항공기에서는 날개 뿌리부터 실속이 발생하도록 설계가 되어 있다. 날개 뿌리에서 먼저 임계받음각에 도달하면 날개 끝 쪽으로 실속이 진행되도록 한다. 날개 뿌리에서 먼저 실속이 진행됨으로써, 날개 끝 쪽에 있는에일러론은 여전히 작동할 수 있고, 항공기를 조종할 수 있다. 날개 뿌리에서 실속이 먼저 발생할 수 있도록 다양한 설계 방법이 적용된다. 예를 들어 어떤 날개는 뿌리 쪽 날개가 더 높은 받음각을 가질 수 있도록 비틀어져 있으며 날개의 앞전 20~25% 부분에 실속 스트립(stall strip)을 설치하여 날개 뿌리 쪽에서 먼저

실속이 시작되도록 한다.

날개는 실속에 진입된 경우 어떤 조건에서도 절대로 완전히 양력을 손실하는 경우는 없다. 만약에 그렇게 된다면 항공기는 지상으로 떨어지게 될 것이다. 대부분의 훈련용 항공기들은 실속상황에서 받음각이 감소하게 되고 항공기의 앞부분이 낮아지도록 설계가 되었다. 항공기의 기수 부분이 낮아지게 되는 이유는 무게중심 뒤쪽에 양력중심이 있기 때문이다. 무게중심 범위는 항공기의 실속회복 성능에서 아주 중요한 요소이다. 만약 항공기의 무게중심이 허용범위 뒤에 있다면 조종사는 실속상태에서 회복하기가 매우 어려울 것이다. 무게중심이 후방한계 범위를 초과한 상태에서의 항공기를 운용하는 것은 매우 위험한 상황을 초래할 수 있다. 운용범위 후방에 위치한 무게중심으로 인해 만들어진 추가적인 힘에 대항하는 힘을 만들어 내기가 불가능하다. 받음각을 감소시키지 않는다면 항공기는 지상에 닿을 때까지 실속 상태가 지속될 것이다.

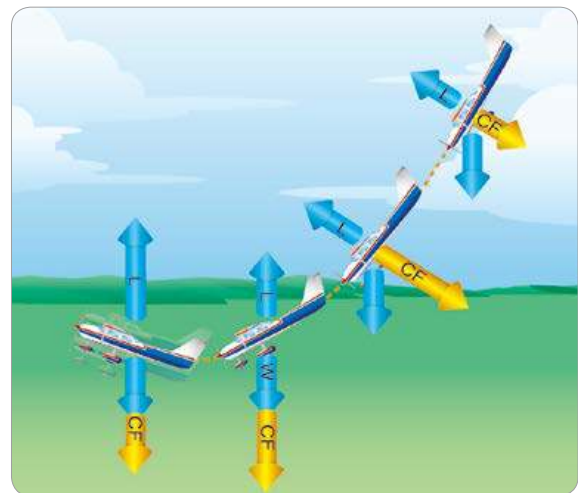
특정 항공기의 실속 속도는 모든 항공기의 상황에 고정된 것이 아니라, 항공기는 속도, 무게, 하중 그리고 밀도고도에 관계없이 같은 받음각에서 항상 실속에 들어간다. 각각의 항공기에는 날개의 윗면에서 공기흐름이 분리되고 실속이 발생하는 특정 받음각이 존재한다. 임계받음각은 대략 16~20° 정도로 항공기의 설계에 따라 달라진다. 그러나 각각의 항공기는 실속에 들어가게 되는 일정 받음각을 가지고 있다.

자주 임계받음각을 초과하게 되는 경우는 낮은 속도, 높은 속도, 선회를 할 때 3가지 비행 상황에서도이다.

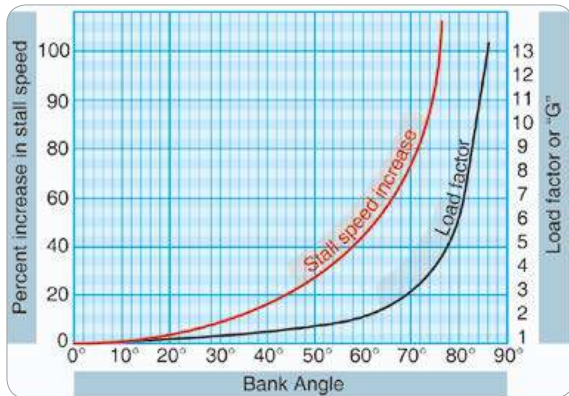
수평 직진 선회에서 항공기가 실속에 들어가게 되

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

낮은 속도는 실속을 일으키기 위한 필수 요소가 아니다. 날개는 어느 속도에서나 과도한 받음각을 이끌어낼 수 있다. 예를 들면, 100노트의 속도로 급강하를 하다가 조종사가 수평안정판에 최대한 당기는 힘을 주었을 때 중력과 원심력은 비행자세의 즉각적인 변화를 막으려고 하지만 항공기의 받음각은 낮은 받음각에서 높은 받음각으로 급격하게 변하게 된다. 항공기 비행경로에 대해 흘러오는 공기와의 관계에 의해 상대풍의 방향이 결정되기 때문에 받음각이 갑



[그림 3-45] 급강하에서 벗어날 때 나타나는 힘



[그림 3-46] 하중계수와 실속속도

자기 증가되면 항공기는 일반적인 실속 속도보다도 큰 속도에서 실속각에 도달하게 될 것이다.

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

항공기를 공기역학적으로 균형을 이루기 위해서 양력의 중심점이 무게중심 뒤쪽에 위치한다. 양력 중심이 무게중심 뒤쪽에 있어 항공기의 앞부분이 무거운 경향(피치 down 모멘트)을 만들어 내지만 수평안정판에서의 공기흐름(내려 씻음)이 이에 대응하



[그림 3-47] 비행 중 착빙현상

는 힘(tail down force, 피치 up 모멘트)을 만들어 낸다. 실속 상황에서는 날개 위쪽으로 작용하는 힘인 양력이 감소하고 수평안정판에서 아래쪽으로 작용하는 힘의 효과가 감소하거나 발생하는 위쪽에서의 힘이 비균형적인 힘의 조건을 이끌어 낸다. 이것들은 항공기 앞부분을 급작스럽게 아래로 향하게 만들게 되고 그에 따라 받음각은 감소하고 속도는 다시 증가하게 된다. 그리하여 날개 위로 부드러운 공기흐름이 다시 시작되고 양력이 되돌아오며 항공기는 정상 비행상태를 유지할 수 있게 된다. 이 과정이 완료되기 전에 상당한 고도가 감소한다.

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

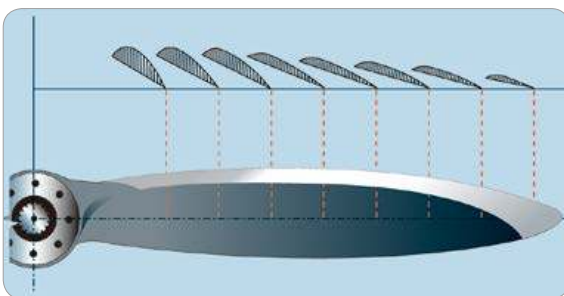
조종사는 계절에 관계없이 어느 고도에서도 착빙에 조우할 수 있다. 작은 비행기, 상업용 비행기들은 더 취약하다. 왜냐하면 이 항공기들은 착빙지역이

더 널리 퍼져있는 낮은 고도에서 비행하고 착빙을 예방하고 제거하는 장치가 부족하기 때문이다. 착빙은 결빙 온도 이하로 떨어져 있는 고도의 구름에서 발생할 수 있고, 과냉각수가 항공기에 닿으면 얼음으로 변한다(과냉각수는 화씨 32도 또는 섭씨 0도씨 아래에서도 여전히 액체이다).

2.7 프로펠러의 기본 원리 (Basic Propeller Principles)

프로펠러의 구조와 작동원리는 본 교재 2장 항공기 시스템과 제4장 항공기 성능에서 설명하였다. 본 단원에서는 제2장에서 설명한 내용의 일부를 복습하고 비행 중 발생하는 프로펠러의 공기역학적인 상황에 대하여 설명하고자 한다.

항공기의 프로펠러는 두 개 또는 그 이상의 날개깃과 이 날개깃이 붙어 있는 중심 허브(hub)로 구성되어 있다. 항공기 프로펠러의 각각의 날개깃은 기본적으로 회전하는 날개라 할 수 있다. 프로펠러의 날개깃은 에어포일과 같이 생겼고 에어포일이 양력을 발생시키는 것과 같이 프로펠러의 깃은 항공기를 전진시킬 수 있는 힘, 곧 추력을 발생시킨다. 엔진은



[그림 3-48] 프로펠러의 깃의 단면도

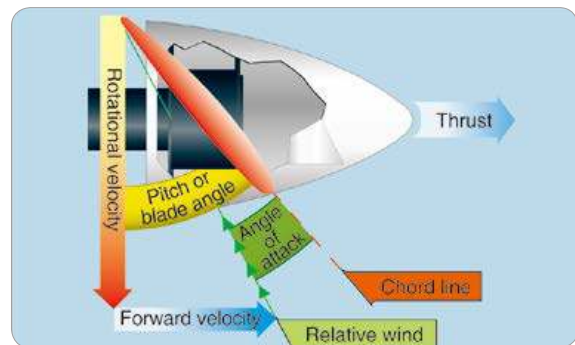
프로펠러의 날개깃이 회전할 수 있는 동력을 제공하고 프로펠러 날개깃의 회전하여 발생하는 힘을 추력으로 변환시킨다.

아래 그림은 일반적인 프로펠러 깃의 단면도이다.

프로펠러의 날개깃은 항공기의 에어포일의 단면도와 비교했을 때 에어포일과 같은 모양이다. 프로펠러 깃의 앞면(항공기 앞쪽에서 보았을 때 보이는 면)은 항공기의 날개 윗면과 비슷하게 굴곡되어 있다. 프로펠러의 시위 선은 프로펠러 깃의 앞전에서 뒷전까지 이은 가상의 선이다.

날개처럼 프로펠러 깃의 앞전도 두껍고, 이 앞전은 프로펠러가 회전할 때 공기와 만나는 부분이다. 각도로 측정되는 프로펠러의 깃 각은 프로펠러 깃의 시위선과 회전면이 이루는 각도로서 프로펠러 깃의 특정 지점에서 측정된다.

피치각은 프로펠러 깃 각이 아니지만 프로펠러 깃의 각에 의해 피치가 결정되기 때문에 이 두 용어는 종종 바꾸어서 사용하기도 한다. 깃 각의 증가와 감소는 보통 다른 요소들의 증가와 감소에 연관이 있다. 프로펠러의 피치는 인치로 측정이 된다. “74-48”로 설계된 프로펠러는 74인치의 길이이고 48인치의 유효한 피치(effective pitch) 성능을 가진다는



[그림 3-49] 프로펠러 깃 각

의미이다. 피치는 인치로 길이를 나타낸다.

제작사는 고정피치 프로펠러를 제작할 때 보통 지정된 항공기의 순항 속도에서 효과적으로 작용하는 피치를 정한다. 오직 분당 회전율과 속도의 조합에 의해 효율이 결정되기 때문에 모든 고정피치 프로펠러는 그에 따른 타협점이 반드시 존재한다. 조종사들은 비행 중에 이 조합을 변화시킬 수 없다.

프로펠러의 운동에 대한 이해를하기 위해서는 첫 번째로 프로펠러의 움직임에 고려해야 한다. 프로펠러의 움직임은 회전성과 직진성이다. 프로펠러 깃의 각각의 부분은 아래쪽과 앞쪽으로 이동하며 상대풍과 각도를 이루어 받음각을 형성하고 날개에서 양력을 발생시키는 것처럼 항공기를 전진시키는 힘 곧 추력을 발생시킨다.

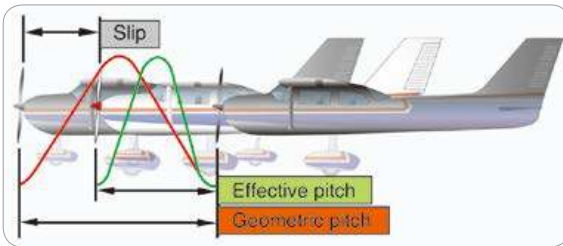
날개깃의 모양 또한 추력을 생성한다. 왜냐하면 날개의 에어포일 모양처럼 구부러진 모양(캠버)이기 때문에 프로펠러 뒤쪽으로 공기가 흐르며 프로펠러 앞면은 날개의 윗면처럼 공기흐름의 속도가 빨라 프로펠러의 뒷면보다 낮은 압력을 형성한다. 그리하여 압력이 높은 뒷면에서 앞면으로의 힘이 생기고 프로펠러에 의해 뒤로 흘러가는 공기흐름의 반작용으로 항공기는 앞으로 나가는 힘을 얻게 된다.

추력은 프로펠러에 회전에 의해 움직이는 많은 공기의 움직임에 의해 발생하는 것으로 이를 뉴턴의 제2법칙($F=ma$)으로 설명할 수 있다. 즉, 추력은 프로펠러를 통과하는 공기의 질량(m)과 프로펠러를 통과하는 공기속도의 차이(a)를 곱한 양이다. 프로펠러를 회전시키기 위해 엔진에서 발생된 출력이 전부 프로펠러의 회전에 이용되지 않는다. 평균적으로, 추력은 대략 토크(torque , 프로펠러에 의해 발생하는 총 마력)의 80%로 이루어진다. 나머지 20%

는 마찰과 슬립으로 인해 소멸된다. 어떤 프로펠러 회전속도든 간에, 프로펠러에 의해 흡수되는 마력은 엔진에 의해 전달된 마력과 균형을 이룬다. 프로펠러가 취하는 공기의 양은 프로펠러의 깃 각과 회전에 의해 다루어지는 공기의 양이 결정되므로 프로펠러의 깃 각은 엔진의 분당 회전율(RPM)을 조절하기 위해 프로펠러에 가해지는 하중을 조절하는 수단으로써 매우 중요하다. 프로펠러의 깃 각은 또한 프로펠러의 받음각을 조절하는 데 매우 중요한 수단이다. 깃 각은 엔진의 작동범위와 비행속도의 운용범위 내에서 최상의 효율을, 즉 최상의 받음각을 제공하기 위하여 깃 각이 조절되어야 한다. 프로펠러에 적용되는 양력과 항력 곡선을 살펴보면 가장 효율적인 받음각이 작을 때는 대략 $+2^{\circ} \sim +4^{\circ}$ 일 때를 나타낸다. 실제로 깃 각은 항공기의 앞으로 전진하는 속도와 함께 프로펠러의 회전수에 따라 달라지므로 효율적인 받음각을 유지하기 위해 깃 각의 조절이 필요하다(정속프로펠러).

프로펠러의 깃 각을 조절할 수 없고 고정된 고정피치프로펠러는 특정한 비행조건에서 효율이 최대가 되도록 깃 각이 고정되어 있다. 즉, 프로펠러에 따라 이륙이나 상승 등 저속상태에서 최대 효율이 되도록 하거나, 순항 또는 강하비행과 같은 고속상태에서 최대 효율을 얻도록 제작된다. 최대 효율을 이루는 비행 상태가 변하면 프로펠러의 효율은 떨어진다.

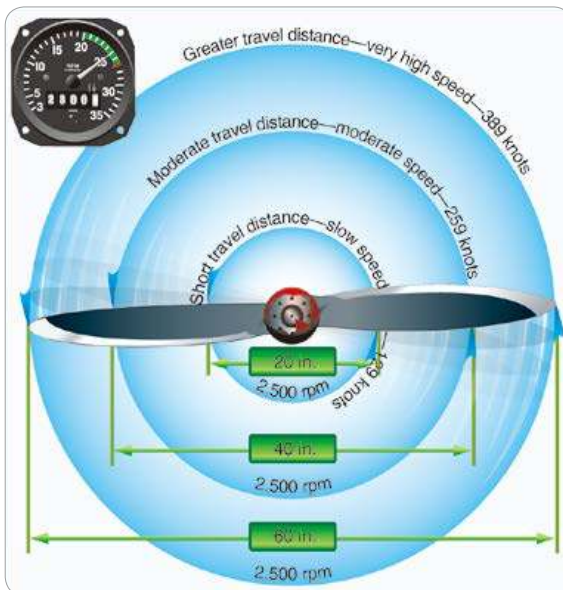
어떤 기계의 효율성은 실제로 투입된 동력에 대한 이용 가능한 동력 생성의 비율이기 때문에, 프로펠러의 효율성은 엔진에서 발생하는 제동마력에 대한 추력마력의 비율이라 할 수 있다. 프로펠러의 효율성은 프로펠러가 얼마나 “슬립”이 되었는지에 따라



[그림 3-50] 프로펠러 슬립

서 50~87%까지 다양하다. 프로펠러 슬립은 프로펠러의 기하학적 피치와 프로펠러의 유효피치의 차이이다. 기하학적 피치는 프로펠러가 한 번 회전하는 동안 전진하는 이론적 거리이고 유효피치는 실제로 이동한 거리이다. 기하학적 피치는 슬립되지 않는 상황에 기반을 두지만, 유효피치는 공기 중에서 프로펠러의 슬립이 일어나는 것을 포함한다.

프로펠러가 “뒤틀려”있는 이유는, 모든 것은 중심점을 기준으로 회전하는데, 프로펠러 깃의 바깥 부분이 중심 허브 부분보다 더 빠르게 회전한다. 만약



[그림 3-51] 프로펠러 깃의 회전속도

날개깃의 모든 부분이 동일한 깃 각으로 되어 있다면 프로펠러의 끝부분은 속도가 매우 빨라 실속이 발생되며 Hub 근처 부분은 음성의 받음각을 가질 것이다. 순항비행 시 프로펠러가 안정적인 받음각으로 작동될 수 있도록 프로펠러의 깃은 프로펠러 허브쪽의 깃 각이 최대가 되고 끝 쪽의 깃 각이 최소화 되도록 비틀려져 있다. 프로펠러 깃은 길이에 따른 회전 속도의 차이에 반비례하여 날개깃 각이 뒤틀려져 있게 한 것은 프로펠러 길이를 따라 거의 동일한 추력을 발생하도록 하여 프로펠러에 부담되는 하중이 일정하게 분포되도록 해준다.

보통 프로펠러의 깃 각이 1~4°에서 가장 효과적인 양항비를 제공하는데, 비행 중에 고정 피치 프로펠러의 받음각은 보통 0~15°까지 달라진다. 달라지는 이유는 항공기의 전진 속도의 변화와 프로펠러의 회전수에 따라 상대적인 공기흐름에 의하여 변화(프로펠러에 작용하는 상대풍의 변화)가 이루어지기 때문이다. 앞서 2장 항공기 시스템에서 설명하였는데 프로펠러에 작용하는 상대풍은 항공기 전진속도와 프로펠러의 회전속도가 합력을 이루는 선이다. 따라서 항공기 전진 속도가 달라지거나 프로펠러의 회전수가 변화되면 상대풍이 달라지고, 받음각은 상대풍과 시위선이 이루는 각도이므로 상대풍이 변하면 받음각도 같이 변하게 된다.

정속프로펠러(constant speed propeller)는 여러 비행조건(속도)에서 효율이 최대가 되도록 깃 각을 자동으로 조절한다. 이륙할 때에는 저속상태에서 엔진의 최대 출력을 사용하므로 프로펠러의 깃 각을 가장 적게 하고 반대로 고속으로 순항비행을 할 때에는 깃 각을 크게 하여 효율을 증대시킨다.

낮은 깃 각은 받음각을 작게 하므로 프로펠러가 회

전에 의해 이루어지는 공기의 양이 적어 프로펠러의 하중을 적게 하고 이는 곧 프로펠러를 작동하는 엔진이 최대 출력을 낼 수 있도록 도와준다. 엔진에서 최대 출력이 발생하면 프로펠러는 그만큼 더 고속으로 회전하게 돼서 프로펠러가 한 번 회전할 때 다루어지는 공기의 양은 많지 않지만 고속으로 회전하기 때문에 프로펠러를 통과하는 공기의 양은 많아지고 그로 인해 추력은 증가된다. 이륙 후에, 항공기의 속도는 증가되고, 프로펠러의 깃 각은 자동으로 높게 변한다.

이륙 후 상승할 때에는 상승속도를 유지하고 프로펠러를 조절 가능한 상태가 되었을 때 조종사는 먼저 엔진의 매니폴드 압력을 상승속도에 맞추도록 줄인 후에 프로펠러 깃 각을 증가시켜 분당 회전수(RPM)를 감소시키고 일정한 상승속도를 유지한다.

순항 고도에서는 이륙이나 상승 시에 사용되는 동력보다 적은 동력이 필요하다. 조종사는 먼저 원하는 순항속도를 유지하기 위해 매니폴드 압력을 줄이고 분당 회전수(RPM)를 줄이기 위해 깃 각을 증가시킨다.

2.7.1 Left Turning Tendency

조종석에서 바라보았을 때 시계방향으로 회전하는 프로펠러는 프로펠러 회전운동의 특성으로 인하여 항공기의 기수를 왼쪽으로 틀어지게 하는 경향성이 있다. 기수를 왼쪽으로 틀어지게 만드는 원인은 다음의 4가지로 설명할 수 있다.

- 엔진과 프로펠러에 대한 토크 반작용
- 슬립스트림에 대한 나선형 움직임

- 프로펠러의 회전운동
- 프로펠러의 비대칭 하중(P factor)

토크에 대한 반작용(Torque Reaction)

토크 반작용은 뉴턴의 제3법칙인 작용반작용 법칙으로 설명된다. 한쪽 방향으로 회전하면 동일한 힘이 회전하는 반대방향으로 작용한다. 오른쪽으로 회전하는 프로펠러는 회전의 결과 왼쪽으로 반작용 힘이 생겨 항공기 기수를 왼쪽으로 틀어지게 만든다.

항공기가 공중에 있을 때, 이 힘은 세로축을 기준으로 발생하고, 항공기를 왼쪽으로 틀어지게 하고 Roll에 들어가게 한다. 토크를 상쇄하기 위해 예전의 항공기에는 더 많은 하중을 받는 날개에서 더 많은 양력이 발생할 수 있도록 하여 roll이 들어가는 것을 방지하는 방법을 적용하였다. 최근의 항공기는 이러한 토크 효과를 엔진에서 상쇄시키도록 설계되어 있다.

일반적으로 항공기에는 토크 반작용에 의하여 항공기 기수가 틀어지는 것을 보상하기 위해 예일러론 트림 탭과 같은 장치들이 부착된다. 이 장치들은 항공기는 운항의 대부분이 순항속도에서 이루어지기 때문에 순항속도에서 일어날 수 있는 토크 반작용에 대한 보상이 이루어지도록 장치들이 맞추어진다.

이륙 활주(take off roll) 동안에는 토크 반작용에



[그림 3-52] 토크의 반작용

의한 힘의 무게가 왼쪽 바퀴에 더 실리게 된다. 그 결과 지상 마찰 또는 항력이 오른쪽 바퀴보다 왼쪽 바퀴에 더 작용하게 되어 왼쪽으로의 yawing 모멘트가 일어나게 된다. 이 모멘트의 크기는 다양한 요소들에 의해 달라진다. 그 요소들은,

- 엔진의 마력 크기
- 프로펠러 분당 회전수(RPM)
- 항공기의 크기
- 활주로 표면의 상태

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

코크스크류 효과(Corkscrew effect)

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

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



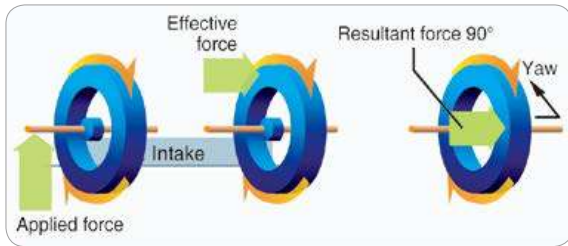
[그림 3-53] 나선형 회전기류

슬립스트림의 코크스크류 공기흐름으로부터 나타나는 yawing 모멘트는 왼쪽이지만 롤링 모멘트는 우측으로 나타난다는 것에 유의하여야 한다. 이러한 영향들은 서로를 방해한다. 그러나 이러한 힘들은 매우 다양하고 항공기 컨트롤을 사용하여 적절한 수정 행동을 취하는 것은 조종사의 책임이다. 이러한 힘들은 얼마나 두드러지는지에 관계없이 없어져야 한다.

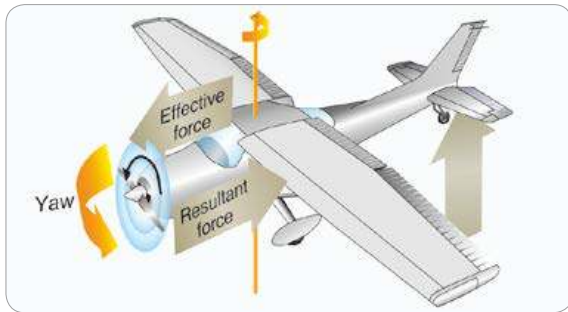
자이로스코프 효과(Gyroscopic Action)

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

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



[그림 3-54] 자이로의 특성(세차성)



[그림 3-55] 자이로스코프 효과

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

비대칭 하중(P-Factor)

항공기가 높은 받음각으로 날고 있을 때 아래쪽으로 움직이고 있는 블레이드가 공기와 접촉하는 양은 위쪽으로 움직이고 있는 블레이드의 양보다 더 크다.

그럼으로써 프로펠러 디스크의 오른쪽에서 발생하는 힘이 왼쪽보다 크게 되어 항공기 기수는 왼쪽으로 틀어지게 된다. 이러한 비대칭 하중이 생기는 것은 위로 향하는 프로펠러의 깃에 작용하는 받음각보다 아래로 향하는 프로펠러 깃의 받음각 크기가 크기 때문이다. 이에 대한 설명은 본 교재 제4장 항공기 성능 프로펠러 추진원리에서 설명하였다.

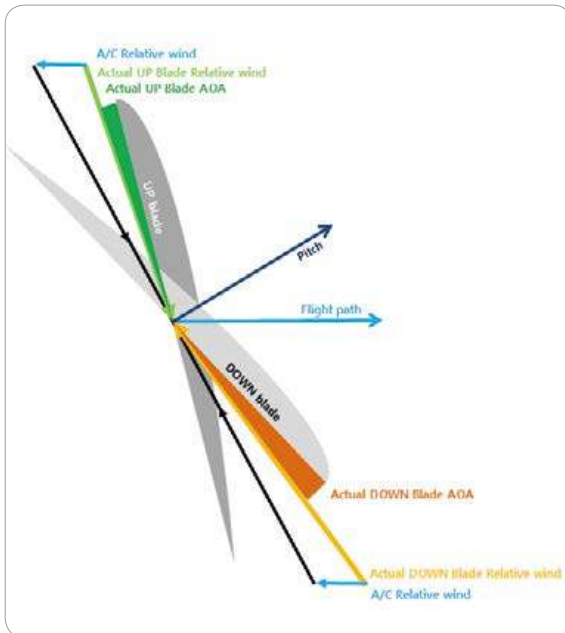
이 비대칭 로딩은 회전중인 프로펠러 깃에 작용하는 받음각의 크기가 달라져 발생된다. 프로펠러의 받음각은 프로펠러에 작용하는 상대풍과 프로펠러의 시위선이 이루는 각도이며 프로펠러에 작용하는 상대풍은 프로펠러의 회전속도와 항공기의 전진속도의 합력이 이루는 선이다. 따라서 프로펠러 회전수가 달라지거나 전진속도 또는 전진속도의 벡터가 달라지면 받음각이 변하게 되고 발생하는 추력도 변하게 된다.

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

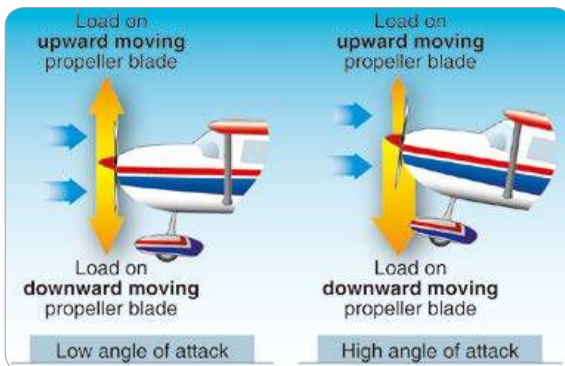
아래 그림을 살펴보면 위나 아래로 향하는 프로펠러의 회전속도와 전진속도는 동일하지만 항공기 기수가 들리면서 항공기 진행방향이 프로펠러와 이루는 벡터는 달라진다. 왜냐하면 프로펠러의 진행방향(항공기 전진속도)은 항공기 자세와 관계없이 항상 지구표면과 평행을 이루기 때문이다.

따라서 내려오는 프로펠러의 받음각(그림에서 주황색)은 올라가는 프로펠러의 받음각(그림에서 녹색 부분)보다 크게 작용한다.

프로펠러의 회전에 의해 발생하는 Left Turning Tendency를 일으키는 4가지 요소는 비행 조건의



[그림 3-56] 올라가고 내려가는 프로펠러 깃에 작용하는 받음각



[그림 3-57] 프로펠러의 비대칭 부하

변화에 따라 다르게 나타난다. 비행의 어느 단계에서는 4가지 요소 중의 하나가 다른 요소보다 더 두드러질 수 있다. 이 값들의 관계는 기체, 엔진, 프로펠러 조합 및 기타 설계 특징에 따라 다르다. 모든 비행 조건에서 항공기의 긍정적인 제어를 유지하기 위해 조종사는 이러한 다양한 값을 보상하기 위해 필요한 비행 조종장치를 사용해야 한다.

2.8 하중계수(Load Factors)

비 가속 수평비행을 하고 있는 항공기는 양력과 중력, 추력과 항력이 각각 서로 평형상태로 등속비행을 하게 있으므로 관성력을 받지 않는다.

양력이 증가하여 상승비행을 하는 경우에는 항공기는 위쪽으로 가속이 되며 가속도의 크기는 양력에서 비행기 자체중량을 제외한 여분의 양력 곧 잉여 추력에 비례한다. 수평비행에 필요한 양력의 비율을 n 이라고 할 경우 수평 비행할 때 $n=1$ 이 된다. 양력의 비율이 n 배 증가하면 상승가속도는 ng 가 되며 이때 n 을 하중계수 또는 하중배수(load factor)라 한다. 하중계수 n 은 곧 양력과 무게의 비율로 생각할 수 있다.

$$n = \frac{\text{Lift}}{\text{Weight}}$$

급강하 후 상승을 위해 3중력 가속도에 가해지면, 조종사는 자신 무게의 3배와 같은 힘이 좌석 아래로 가해질 것이다. 최근의 항공기는 이전 항공기보다 훨씬 높은 속도로 비행하기 때문에 큰 하중계수에 견딜 수 있도록 항공기의 구조 설계가 이루어졌다.

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

항공기 디자인과 하중계수(Load Factor)

항공기는 다양한 비행 상황에서 비행할 경우 구조

적인 손상이 없어야 한다.

항공기에 허용되는 하중계수는 예상되는 최대 비행조작이 이루어지도록 정해져야 한다. 미국 연방 규정(CFR)은 한계 하중계수의 1.5배를 견딜 수 있는 항공기 구조를 요구한다.

이 1.5배의 한계하중 제한요소는 “안전계수”의 개념으로 정상 운항보다 높은 부하에 대해 어느 정도 대비하도록 한다. 이 안전계수는 조종사가 의도적으로 한계하중계수를 초과해도 된다는 것이 아니라 예상치 못한 상황들에 마주쳤을 때 한계하중을 초과해도 보호될 수 있다는 의미이다.

위의 고려 사항은 돌풍상황, 조종 또는 착륙으로 인하여 하중이 발생하는 조건에 적용된다. 현재 적용되는 돌풍 하중계수는 수년 동안 존재해온 돌풍 하중계수 요구 사항과 실질적으로 동일하며 수십만 시간의 비행시간으로 안전성이 입증되었다. 조종사는 돌풍 부하 요인을 거의 제어하지 않기 때문에(거친 공기가 부딪힐 때 항공기의 속도를 줄이는 것을 제외하고), 돌풍에 의한 부하를 제어하는 방법은 항공기 유형과 상관없이 거의 모든 항공기 유형에서 동일하다.

항공기의 유형에 따라 하중계수의 최댓값이 정해져 있는데 이를 한계하중계수(limit load factor)라 한다. 곡예기 유형에서는 한계하중계수가 6이다.

일반(Normal) 유형의 항공기:

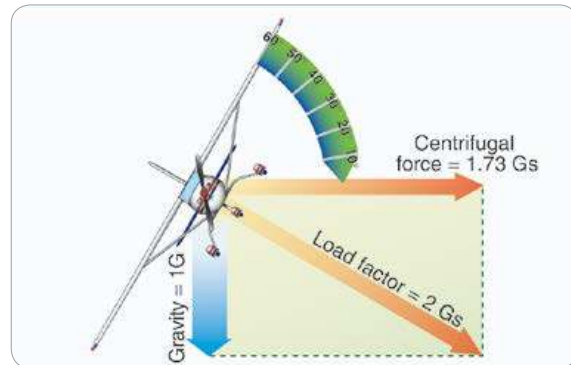
+3.8G ~ -1.52G

유틸리티(Utility) 유형의 항공기:

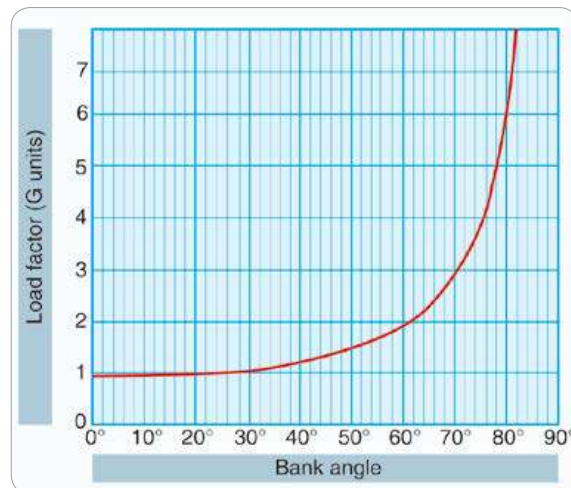
+4.4G ~ -1.76G

곡예(Acrobat) 유형의 항공기:

+6.0G ~ -3.0G



[그림 3-58] 선회비행과 하중계수



[그림 3-59] 경사각과 하중계수

선회(Steep Turns)비행과 하중계수

고도(Altitude)를 일정하게 유지하면서 선회할 때 하중계수(Load Factor)는 원심력(Centrifugal Force)과 중력(Gravity)의 힘의 결과로 나타난다.

아래 그림은 선회할 때 경사각 증가에 따른 하중계수의 변화를 나타내고 있다. 하중계수는 경사각(Bank)이 45도 혹은 50도를 넘어서면서 급격하게 증가된다. 경사각(Bank)이 60도일 때 하중계수는 2g가 되며 80도일 때 하중계수는 5.76g이 된다. 선회 중에 고도를 일정하게 유지하려면, 날개는 이러

한 하중계수(Load Factor)와 동일한 힘의 양력(Lift)을 발생시켜야 한다. 예를 들어 60도 경사각으로 수평선회를 할 때 고도를 유지하기 위해 필요한 양은 수평비행을 할 때보다 2배의 양력이 필요하게 된다.

90도 뱅크의 일정한 고도 선회가 수학적으로 가능하지 않기 때문에 결코 도달하지 못하는 90도 뱅크 선에 접근함에 따라 부하계수를 나타내는 선이 얼마나 빨리 상승하는지 주목해야 한다. 항공기는 고도를 유지하려고 시도하지 않는다면 90°까지 경사지게 될 수 있다. 80°보다 약간 큰 경우, 하중계수는 곡예항공기의 한계 부하계수인 6중력 가속도를 초과한다. 일반 항공 항공기에 대한 대략적인 최대 허용뱅크는 60°이다.

하중계수와 실속 속도

(Load Factors and Stalling Speeds)

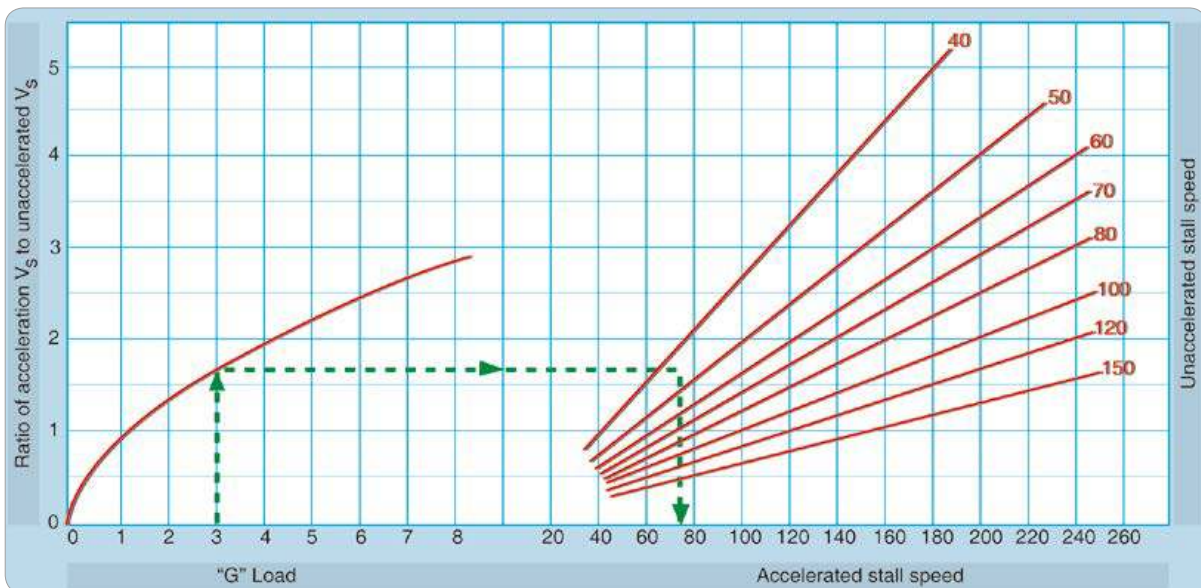
모든 항공기는 구조적 한계 내에서 비행할 경우 어

떠한 속도에서도 실속(Stall)에 들어갈 수 있다. 항공기의 실속속도는 하중계수의 제곱근에 비례해서 증가한다. 예를 들어 어느 항공기의 실속속도가 60 노트라고 한다면 만일 4g의 하중계수가 적용되는 상태에서는 실속속도가 120노트로 증가된다.

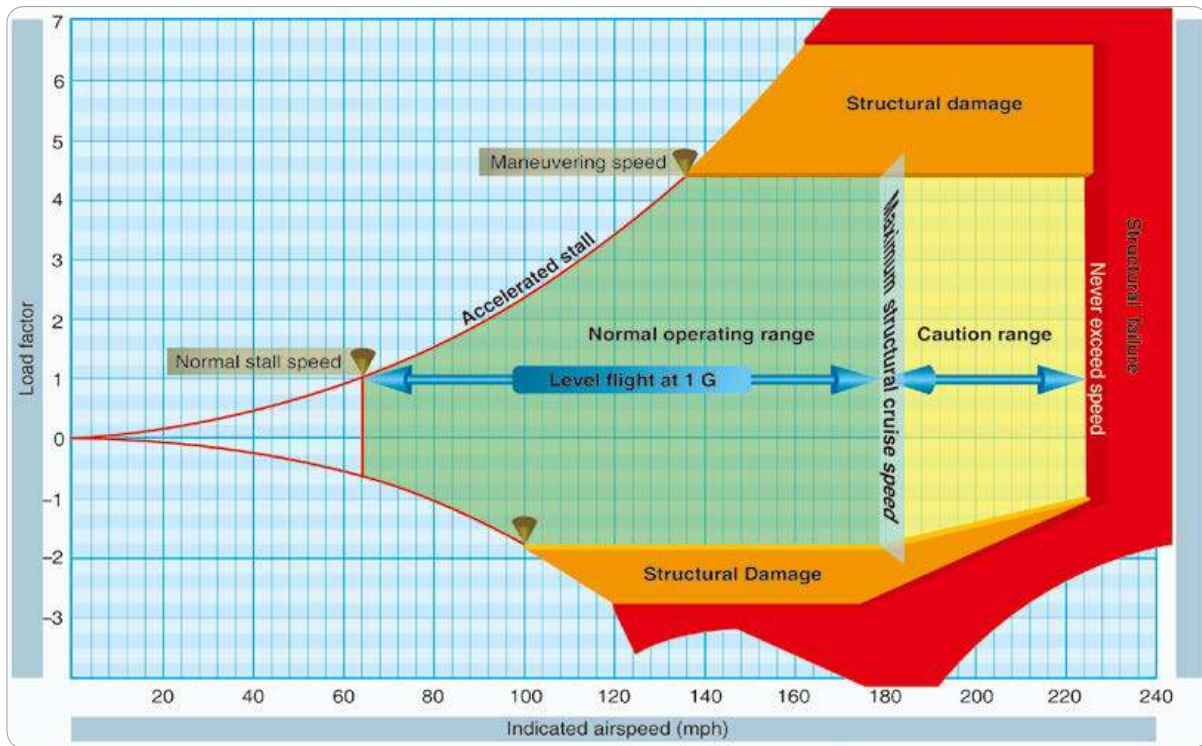
따라서 항공기가 높은 하중계수에 노출되어도 구조적 손상을 받지 않고 안전하게 실속(Stall)에 들어갈 수 있는 최대 속도를 지정해 놓았는데 이를 설계 기동속도(Design Maneuvering Speed) (V_a)라고 한다.

V_g 다이어그램(Diagram)

[그림 3-61]은 비행속도와 하중계수(Load Factor)의 관계에 따른 항공기의 비행운용 범위를 나타낸다. 아래 그림에서 1g 이상의 하중계수(Load Factor)를 내려면 64mph 이상의 속도가 필요하며 이 속도는 수평비행상태에서의 실속(Stall) 속도



[그림 3-60] 하중계수와 실속 속도



[그림 3-61] Vg 다이어그램(Diagram)

를 의미한다. 이 항공기는 2g에서 94mph에서 실속(Stall)에 들어가고, 4.4g에서는 135mph에서 실속에 들어간다.

만일 4.4g보다 더 많은 하중계수에서 비행한다면 항공기는 구조적 손상을 입을 가능성이 생긴다. 위 그림의 오렌지색으로 표시된 영역은 항공기의 주요 구조물의 영구적인 변형이 발생하거나 구조적 손상이 진행될 수 있는 영역을 말한다.

따라서 일반적인 운영목적으로 비행할 때에는 이 하중계수(Load Factor)의 제한치 이상으로는 운용하지 말아야 한다.

위의 그림에서 살펴볼 지점이 있는데 하중계수의 “+” 제한치와 최대 양력 발생 곡선의 교차점에서 형성되는 기동속도(Maneuvering Speed)(V_a)이다.

이 기동속도는 조종사가 아무리 항공기에 최대의 하중을 주는 기동을 하여도 구조적 손상으로 이어지지 않고 안전하게 실속(Stall)으로 진입할 수 있는 최대 속도이다. 기동속도는 무게에 비례하여 변한다. 즉, 무게가 감소하면 기동속도도 줄어야 한다.

이 항공기의 속도계에 붉은색으로 표시된 제한속도는 225mph가 된다. 만일 이 속도 이상으로 비행하면 구조적 손상이 발생한다.

2.8.1 하중계수와 비행기동들

(Load Factors and Flight Maneuvers)

모든 비행기동은 정해진 허용한계 하중계수를 초과하지 않도록 하여야 한다. 1g의 하중계수가 부하

되는 직진수평비행을 제외하고 모든 조작은 한계하중계수를 초과할 가능성이 있다. 항공기 조작을 최대(full)로 그리고 거칠게(abrupt) 할 경우에는 구조적 손상을 피하기 위해 기동속도(Maneuvering Speed)(Va) 이하에서 항공기를 조작하여야 한다.

선회(Turns)

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

실속(Stalls)

직진수평 비행에서 비 가속 실속에 진입하는 경우 추가적인 하중계수의 증가 없이 실속 회복이 가능하다. 실속회복은 조종간을 앞으로 밀어서 이루어지기 때문에 (-) 하중계수를 부하하여 때로는 조종사들에게 무중력상태를 느끼게 해준다.

스톨(stall)을 회복한 후 급격한 상승조작은 허용 하중계수를 초과할 수 있다. 깊은 강하자세(다이브)에서 조종간을 갑자기 당겨 올리면 항공기 구조물에 치명적인 하중을 가할 수 있으며 하중계수의 증가로 실속 속도로 증가시킴으로써 2차 실속을 일으킬 수 있다.

실속회복조작은 실속이 회복되어 항공기 속도가 실속속도 이상이 되면 항공기를 서서히 들어 올려 하중계수가 더 이상 증가하지 않도록 해야 한다. 일반적으로 깊은 강하각에서 기수를 들어 올릴때도 2g ~ 2.5g 의 하중계수를 초과하지 않도록 조작하여야

스핀(Spins)

스핀은 회전하는 것을 제외하고 실속과 다르지 않으며 스톨 복구에 적용되는 방법이 동일하게 적용된다. 스핀은 스톨보다 더 깊은 강하자세로 진입하므로 스핀을 회복하고 항공기를 들어 올릴 때 더 많은 하중계수에 노출될 수 있다. 스핀을 회복하고 항공기를 들어 올릴 때 적절한 하중계수는 2.5g이다.

스핀이 계속되는 동안 하중계수는 스핀 특성에 따라 다르지만 일반적으로 1g가 하중계수보다 약간 높다. 이것에는 두 가지 이유가 있는데

- 스핀상태에서의 속도는 매우 낮아 스톨속도에서는 2노트 이내에서 발생한다.
- 스핀상태에서 항공기는 선회하기보다는 축(pivot)을 기준으로 회전한다.

높은 속도에서의 실속들(High Speed Stalls)

보통의 경비행기는 반복되는 하중계수에 충분히 견디도록 되어 있지 않다. 고속 실속에서의 회복은 큰 하중계수에 노출될 수 있는데 훈련용 항공기에는 안전을 고려하여 안전계수(safety margine)가 많지 않으므로 날개와 꼬리 부분에 구조적인 피로(stress)가 쌓일 수 있다.

이 실속이 정상 실속보다 높은 속도에서 실속에 진입하는 경우 실속회복은 큰 속도에서 이루어지므로 하중계수 또한 증가한다. 스톨 속도의 1.7배속(60노트의 스톨 속도를 가진 경량 항공기에서 약 102노트)에서 실속회복조작은 3g의 하중계수가 필요하게 되고 동일한 항공기에서 112노트의 고속스톨 회복조작은 4g의 하중계수가 필요하게 된다. 따라서 아주 큰 속도에서 실속회복조작을 할 경우 허용한계 하중

계수를 초과할 수 있다.

산델과 레이지에잇(Chandelles and Lazy Eights)

산델은 직선 및 수평 비행에서 최대의 상승자세로 180도 선화하여 최고의 고도를 취하는 기동이다. 선화가 완료되면 항공기의 속도는 실속속도보다 약간 많은 최소고기동속도(minimum controllable speed)가 된다. 레이지 에잇은 항공기 세로축의 측면에 “8”의 형태 패턴으로 비행하도록 하는 방식에서 이름을 따온 것이다. 이 조작은 부드럽고 얇은 강하각과 과상승조작으로 이루어지기 때문에 이 조작의 결과로 발생하는 하중계수를 설명하는 것은 어렵다.

이 기동을 할 때 일반적으로 속도가 작은 항공기의 경우 2g 이상의 가속도로 상승자세를 만들면 얻어지는 고도는 유연하게 조작을 할 때보다 작아 고도 손실이 발생할 수 있다.

적당한 하중계수와 부드럽게 상승자세를 만드는 것은 산델과 레이지에잇 모두에서 전반적으로 더 나은 성능으로 원하는 최대 고도를 취하는 데 도움이 된다. 이러한 기동에 진입할 때 설계자가 권장한 기동속도로 진입하면 하중계수의 초과 없이 기동할 수 있다.

악기류(Rough Air)

모든 항공기는 상당한 강도의 돌풍에 의해 부과되는 하중을 견딜 수 있도록 설계되었다. 돌풍 부하계수(gust load factor)는 일반적으로 높은 비행속도에 대응하도록 되어 있다. 그러나 돌풍부하계수가 높은 거친 기류에서는 항공기 속도를 줄이는 것이 현명하다. 왜냐하면 허용한계 하중계수를 초과하는 부하(load)를 생산할 수 있는 풍속이 있을 수 있기

때문이다.

각 항공기는 구조적 손상을 초래하지 않고 항공기에 부과될 수 있는 특정 중력 가속도로 설계된다. 설계에 고려되는 하중은 한계하중(limit load)과 궁극하중(ultimate load) 두 종류가 있다. 한계하중은 원래의 형상으로 복구되지 않는 항공기 구조물의 휘어짐 발생까지 허용되어 인가되는 힘이다. 궁극하중은 한계하중을 초과하는 항공기 및 항공기 재료는 구조적 결함(파괴)을 발생하는 점에 작용하는 하중 인자이다. 한계하중보다 낮은 하중계수에서는 항공기 구조의 무결성을 손상시키지 않고 유지될 수 있다.

항공기 비행 매뉴얼(AFH)/파일럿 운영 핸드북(POH)에는 난기류지역을 통과하는 절차가 수록되어 있어 난기류 지역에서 안전하게 항공기를 운용할 수 있다.

조종사는 절대로 항공기 최대 속도(never exceed speed)를 초과해서는 안 된다. 알려진 기동속도 이상의 속도로 고속 강하비행 또는 곡예비행을 특히 난기류 지역에서 연습해서는 안 된다.

2.9 고속 비행 이론(High speed Theory)

2.9.1 초음속 비행(High Speed Flight)

아음속과 초음속 흐름

(Subsonic Versus Supersonic Flow)

날개에서 발생하는 양력에 대한 이론이 아음속 항공역학이다. 260knots 이하의 속도에서 공기는 비압축성으로 고려되고 일정한 고도에서 압력이 변하여도 공기밀도는 일정하다고 간주한다. 이러한 가정

하에서 공기는 물처럼 움직이고 흐르므로 유체로 간주한다. 아음속에서의 항공역학 이론은 공기의 점성을 무시해도 되며 이상적인 유체에 적용하는 연속성의 법칙, 베르누이 정리(Bernoulli's Principle), 순환이론을 적용한다.

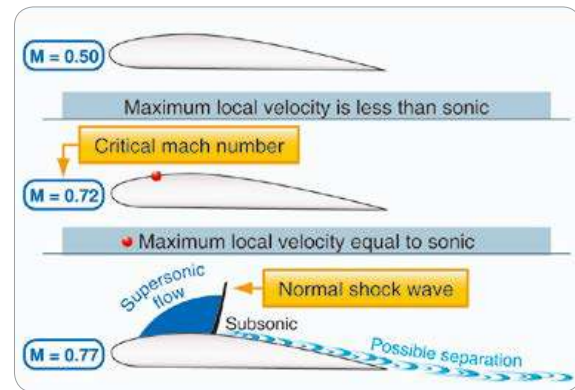
현실적으로, 공기는 압축 가능하고 점성이 있다. 압축성 효과는 저속에서 무시할 정도로 효과가 없으며 속도가 증속되어 음속의 속도에 가까워지면 압축이 되고, 압축이 되면 공기밀도가 증가하므로 압축성의 효과가 크게 작용한다.

비행 중에 날개가 위쪽 표면에 흐르는 공기는 가속이 되며 양력이 발생한다. 날개 윗면을 흐르는 공기의 속도는, 항공기 주위에 흐르는 공기의 속도보다 빠르므로 비록 항공기가 음속으로 날지 않아도 음속에 도달할 수 있다. 일부 항공기는 받음각이 클 때의 날개 윗면을 지나는 공기의 속도가 항공기 속도의 두 배 정도가 되는 경우도 있다. 이런 경우 항공기에는 아음속과 초음속의 공기흐름이 동시에 존재하게 된다. 흐름의 속도가 음속에 도달하면 날개의 캠버(Camber)가 최고가 되는 지점에서는 공기의 압축효과가 발생하고 그에 따라 충격파가 생겨 항력이 증가하고, 떨림, 안정성과 조종에 어려움이 나타난다.

속도 범위(Speed Ranges)

음속은 온도와 관련이 있다. 표준 기온 환경인 15도에서 해수면에서 음속은 661노트이다. 4만 피트에서 온도가 낮은 -55도일 때 음속은 574노트이다.

고속 비행에서 속도는 마하수(Mach number)로 나타내는데 마하수는 진대기속도와 소리속도의 비율이다. 항공기가 음속과 같은 진대기속도로 움직이면 마하(Mach) 1.0으로 움직이는 것이다. 항공기



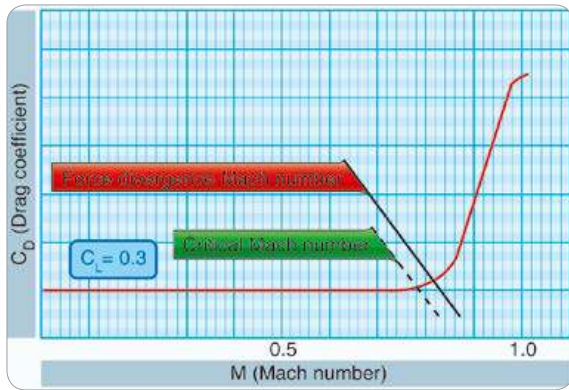
[그림 3-62] 날개 공기흐름

속도는 대략 다음과 같이 구분한다.

- 아음속-마하 0.75 이하
- 천음속-마하 0.75에서 1.20까지
- 초음속-마하 1.25에서 5.00까지
- 극초음속-마하 5.00 이상

천음속과 초음속 범위는 일반적으로 군용항공기에서 나타나고 민간 제트항공기는 보통 순항속도범위가 마하 0.7에서 마하 0.9 사이이다.

항공기에 흐르는 공기흐름의 속도가 항공기의 어떠한 부분에 처음 마하 1.0에 도달(초과하지 않고) 하였을 때를 마하수(critical Mach number) 혹은 마하 임계(Mach Crit.)라 부른다. 임계 마하수는 아음속과 천음속의 사이이고, 날개와 에어포일(Airfoil)의 형태에 크게 영향을 받는다. 임계 마하수는 천음속 비행에서 중요한 고려사항이다. 임계 마하수에 도달하면 충격파(Shock Wave)가 발생하고 공기흐름 분리(Separation)와 떨림(buffet)이 발생하며 이 항공기 조종의 어려움이 나타날 수 있다. 제트항공기는 일반적으로 임계 마하수근처의 속도



[그림 3-63] 임계 마하

에서 비행하는 것이 가장 효율적이다. 임계 마하수 속도보다 5~10% 증가하였을 때, 압축 효과가 시작된다. 압축효과가 생기면 항력이 급격히 증가하게 되며 항력의 증가는 떨림, 트림, 안정성의 변화와 조종 효과 감소가 일어난다. 이러한 현상이 발생하는 지점을 항력의 이탈(Drag divergence)라 한다.

V_{mo}/M_{mo}는 최대운영 한계속도라 정의된다. V_{mo}는 수정속도(Calibrated Airspeed(KCAS))로 표시되고, M_{mo}는 마하수로 표시된다. V_{mo}는 저고도에서 구조적 하중(structural loads)과 flutter 운영에 연관된다. M_{mo} 고고도에서 압축 효과(compressibility effects)와 flutter에 연관된다. 고도가 낮을수록, 구조적 하중과 흔들림에 영향을 미치고, 고고도일수록 압축 효과와 흔들림에 영향을 미친다.

이 속도를 고수하는 것은 동압(dynamic pressure)이 flutter에 의해 발생하는 구조적 문제(structural problems)를 방지하고 압축효과로 인해 발생하는 현상(Mach Tuck, aileron reversal, or buzz)으로 조종성이 감소되는 것을 방지해주며 충격파에 의한 떨림과 양력의 손실을 방지한다.

항공기를 조종하는 데 있어서 조종사는 어떠한 것이 일어나도 이를 막아주어야 한다.

마하수 대 속도

(Mach Number Versus Airspeed)

속도와 마하수가 어떻게 다른지 이해하는 것은 중요하다. 예를 들어 제트 운송 항공기의 스톨 속도는 고도의 상승에 따라 달라짐을 고려하여야 한다. 고도의 증가는 공기의 밀도와 외부 온도는 감소한다. 이 제트 항공기의 외형은 clean configuration이고 무게가 55만 파운드이라 가정하면 이 항공기는 해수면에서 약 152knots(CAS)에서 실속에 진입될 것이다. 해수면이기 때문에 실속이 일어나는 진대기 속도는 CAS와 같은 152knots(TAS)가 되고 마하수 0.23이다. FL380에서 항공기는 여전히 약 152 수정속도에서 스톨이 걸리지만, 287knots(TAS)와 마하수 0.50에서 실속에 진입한다.

비록 스톨 스피드는 동일한 수정속도(CAS)로 유지되지만, 마하수와 진대기 속도는 증가하였다. 고도의 증가와 함께, 공기 밀도는 감소하고, 이것이 수정속도나 지시 속도(KIAS)를 동일하게 유지하기 위해서는 조금 더 빠른 진대기 속도를 요구한다. 날개의 동압은 FL380에 287진대기 속도가 해수면에서 152진대기 속도와 같다. 하지만 이것은 높은 마하수로 비행하여야 한다.

또 다른 고려 요소는 음속이다. 음속은 온도에 비례하므로 온도 감소는 음속의 감소를 나타낸다. 따라서 항공기의 고도 상승과 외부 온도의 감소는, 음속의 감소를 뜻한다. 해수면에서 음속은 대략 661knots(CAS)수정속도이고, FL380에서는 574knots(CAS)이다. 그리고 위에서 예를 들

은 제트 운송항공기는 스톨이 발생하는 속도는 해수면에서 152knots(TAS)이며 고도 FL370에서 287knots(TAS)이 되며 이를 마하수로 환산하면 마하 0.23에서 0.50으로 증가한다. 스톨은 여전히 152knots(CAS)에서 발생하지만 고도가 증가함에도 같은 수정속도를 유지하는 것과, 상승하는데 조종사가 마하수를 일정하게 유지한다면 어떻게 될 것인가? 상승은 250knots(IAS)로 1만 피트까지 상승하고 그 다음 특정 상승 속도로 가고자 하는 고도까지 일정한 마하수로 상승하여 순항고도까지 간다.

만약 조종사가 인가받은 최대 마하속도 0.82로 해수면에서 FL380까지 상승한다고 하면 수정속도는 543에서 261이 된다. 앞에서의 논의를 다시 보면 음속은 항공기가 상승함에 온도의 감소와 함께 줄어들게 된다. 마하수는 간단하게 얘기하면 음속과 진대기 속도의 비율이다. 일정한 마하수로 상승을 하면 수정속도(그리고 진대기 속도 혹은 지시 속도도)는 감소하게 된다.

만약 항공기가 일정한 Mmo로 상승하면 지시 속도, 수정속도 그리고 진대기 속도의 감소는 감소하고 스톨속도에 가까워지게 된다. 어느 고도에서는 항공기의 마하수 스톨 속도는 항공기의 인가 받은 최대 마하속도와 같게 될 것인데 조종사는 천천히 낮추거나(스톨과 함께하지 않고) 속도를 올릴(항공기의 최대 운항속도를 넘지 않게) 것이다. 이것을 커핀 코너(coffin corner)라고 불린다.

2.9.2 경계층(Boundary Layer)

공기는 점성이 있으므로 날개표면을 따라 흐르면 점성으로 인하여 공기분자가 표면에 달라붙게

된다. 그러나 표면으로부터 조금 떨어진 곳의 공기분자의 속도는 점점 더 커져서 어느 거리 이상이 되면 점성의 영향을 받지 않아 자유흐름의 속도와 같게 된다. 공기입자가 점성의 영향을 받아 속도의 변화가 생기는 얇은 층을 경계층(boundary layer)이라 한다. 경계층 내부에서의 흐름은 그 모양에 따라 층류(Laminar flow)와 난류(Turbulent flow)로 구분된다.

층류 흐름(Laminar Boundary Layer Flow)

층류 흐름은 인접한 유체 층 사이에서 흐름의 혼합이 없는 굉장히 부드러운 흐름이다. 라미나 흐름은 터블런트 흐름보다 적은 표면 마찰 항력을 만들지만 덜 안정적이다. 날개 표면의 경계층은 부드러운 층류 흐름으로 시작한다. 흐름은 앞전(Leading Edge)에서 뒤쪽으로 갈수록 경계층은 두꺼워진다.

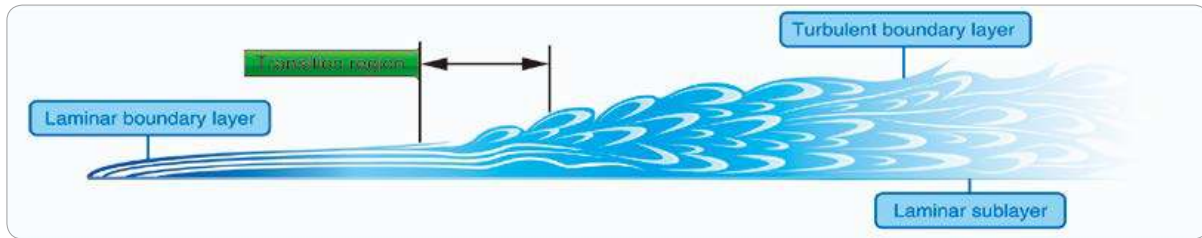
난류 경계층 흐름

(Turbulent Boundary Layer Flow)

앞전에서 조금 뒤쪽에서는, 부드러운 층류흐름이 깨지고 난류 흐름으로 바뀐다. 항력의 생성지점은 층류에서 난류로 바뀌거나 넓은 양의 날개 표면이 라미나 경계층 흐름으로 존재하는 가능한 날개의 뒤쪽에서 이루어지는 것이 바람직하다. 층류흐름은 에너지가 낮으며 난류흐름보다 갑자기 깨지는 경향이 있다.

경계층 분리(Boundary Layer Separation)

경계층 내에서 유체가 표면을 따라 흐르다가 표면으로부터 떨어지는 현상을 분리(separation)라고 하고 분리가 일어나는 점을 분리점(separation



[그림 3-64] 경계층

point)이라 한다. 분리가 일어나는 이유는 점성에 의한 표면마찰항력 때문에 공기입자는 에너지를 점점 잃게 되고 에어포일 뒤로 갈수록 점점 커지는 압력 때문에 공기흐름이 방해 받는다. 따라서 공기입자의 속도가 점차 줄어들게 되고 결국은 표면에서 흐름이 떨어져 나가게 된다. 경계층 분리점은 받음각이 증가함에 따라 날개의 앞쪽으로 이동한다.

와류 발생기(Vortex Generator)는 초음속 비행에서 충격파가 경계층 분리를 예방하거나 늦추는 데 사용된다. 와류발생기는 작고 낮은 가로세로비의 12도에서 15도 사이의 받음각을 가지는 에어포일로써 주로 에일러론(Aileron) 앞의 날개나 다른 조종면의 몇 인치 옆에 위치하게 되고, 와류 발생기는 경계층 바로 위에 와류를 생성하여 공기흐름을 섞어 경계층 내의 공기흐름에 많은 에너지를 가지게 해주어 분리를 지연시켜준다.

충격파(Shock Wave)

비행기의 속도가 음속에 가까워지면 날개 근처에서 충격파가 발생하고, 비행체의 속도가 음속을 초과함에 따라 기수를 꼭짓점으로 하는 마하 원뿔이라는 원뿔 모양의 파면이 발생하고 원뿔면 위에서 충격파가 나타난다. 충격파가 통과할 때에는 압력, 밀도, 속도 등이 급격히 증가한다.

충격파가 기류에 수직으로 형성되면, 일반적인 충격파라고 부르고 충격파의 뒤쪽으로는 즉시 아음속으로 변화되어진다. 일반적인 충격파를 지나가는 초음속 기류는 다음과 같은 변화를 겪게 된다.

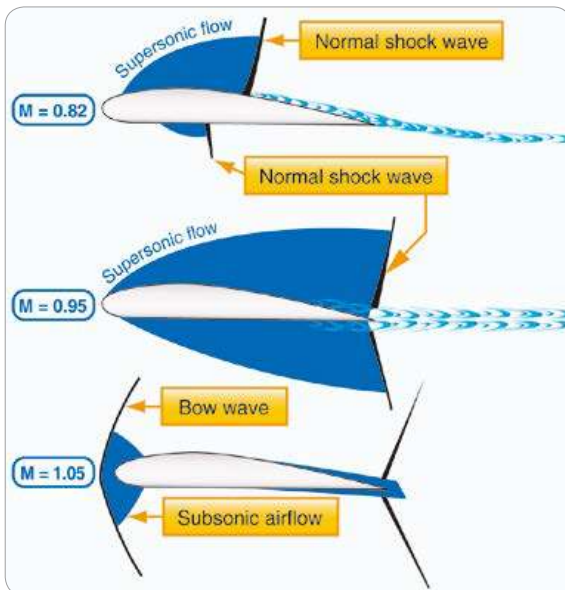
- 기류가 아음속으로 느려진다.
- 충격파 바로 뒤쪽의 기류가 방향이 변하지 않는다.
- 파의 뒤쪽에 있는 기류의 정압과 밀도가 증가한다.
- 기류의 에너지가 감소한다.

충격파는 항력을 증가시킨다. 충격파의 주요한 현상중의 하나는 충격파의 뒤쪽에 고압 지역이 형성된다는 것이다. 고압 지역의 불안정과, 기류의 속도 에너지가 충격파를 지나면서 열로 변환된다는 사실이 항력의 증가에 기여하는 요소이며 항력은 결과적으로 기류의 분리를 더욱 크게 한다. 만약 충격파가 강하다면, 경계층은 공기흐름을 유지할 충분한 운동 에너지를 가지지 못하게 된다. 항력은 충격파 형성과 흐름의 분리로 인해 천음속 지역을 발생시킨다. 속도가 임계 마하수의 10%를 넘었을 때, 파 항력(wave drag)은 급격히 증가한다. 이 지점 뒤에서 에어포일 모양과 받음각에 의존하는 초음속 범위와 속

도의 증가를 위해 고려할 만한 파워(Power)의 증가가 요구된다.

일반적인 충격파는 날개 표면의 위쪽에 형성되고 추가적인 지역에 초음속 흐름이 형성되고 아래쪽 표면의 일반적인 충격파가 생긴다. 비행속도가 초음속에 다다를 때, 초음속 흐름의 범위가 넓어지고 충격파는 뒷전으로 이동한다.

버펫(buffet, 마하 버펫(Mach buffet)으로 알고 있다), 트림(trim), 안정성의 변화와 조종압(control pressure) 성능의 감소로 항력(drag) 증가가 나타난다. 공기흐름(airflow)의 분산 때문에 양력(lift)의 손실은 내리 흐름의 손실과 날개의 압력중심(center of pressure)의 위치를 변화시킨다. 공기흐름의 분산은 날개 뒤에 난기류를 만들고, 이는 꼬리 표면에 버펫(진동)을 만들어낸다. 수평꼬리 날개로 인한 기수(nose)의 상승과 하강의 조종은 날개 뒤의 내리 흐름(down wash)에 달려있다. 따라서 꼬리의 표



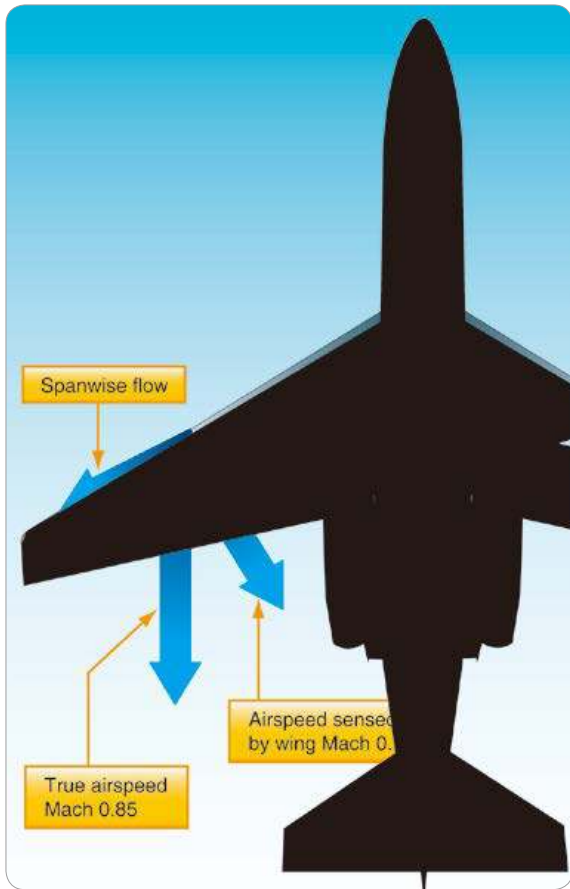
[그림 3-65] 충격파

면이 만드는 받음각(AOA)의 효율적인 증가 때문에 내리 흐름의 증가는 수평꼬리 날개(horizontal tail wing)의 피치(pitch) 컨트롤 효과를 감소시킨다. 날개 압력중심의 움직임은 날개의 피치 움직임에 영향을 끼친다. 만약 압력중심이 앞으로 움직이면, “마하 턱”(Mach tuck)이나 “턱 언더”(Tuck under)라는 강하(dive) 움직임이 발생하며, 압력중심이 뒤로 움직인다면, 기수 상승 현상이 일어난다. 이것은 날개의 터블런스(Turbulence)로 실용적이며 수평 안정판을 두는 많은 터빈(Turbine) 동력 항공기의 T 꼬리날개(T-tail wing) 모양을 발전시키려는 주 이유이다.

2.9.3 후퇴각(SWEEPBACK)

천음속(Transonic) 항공기 대부분의 나쁜 특성은 흐름 분산으로 인한 충격 파동(shock wave)이다. 그러므로 분산으로 발생한 충격을 늦추거나 완화시키려는 수단들이 있으며 이는 공기역학 성능을 향상시킨다. 하나의 방법으로 날개 뒤처짐(Sweepback)이 있다. 날개 뒤처짐 이론은 충격 파동의 모양과 압력분배에 영향을 끼치는 날개의 앞전(leading edge)에 수직적인 공기흐름 요소에 의한 개념에 기초한다.

직선 날개 항공기에 공기흐름은 날개 앞전 90도 부분을 치게 되고, 이는 양력과 압력을 만들어낸다. 뒤처짐을 가진 날개는 90도보다 작은 각도의 비슷한 공기흐름에 의해서 막히게 된다. 뒤로 처진 날개의 공기흐름은 실제보다 더 느리게 비행한다고 느끼게 하는 효과를 가진다. 따라서 충격파동의 효과는 늦추어지게 된다. 날개 뒤처짐의 이점은 충격 마



[그림 3-66] 후퇴각 효과

하수의 증가, 마하수의 분산 힘, 항력을 최대로 하는 마하수가 있다. 다른 말로 바꾸어 보자면 날개 뒤처짐은 압축효과의 하나를 늦추어지게 한다.

항력의 성능의 큰 변화를 만드는 마하수는 분산 힘(force divergence) 마하수로 불리며, 5~10%의 충격 마하수를 초과한다. 이 속도로, 충격 파동 형상에 의한 공기흐름 분산은 항력, 양력, 피치 모멘트(moment) 효과의 변화 강도를 감소시킨다. 다른 말로, 뒤처짐 날개의 사용은 분산 힘을 부드럽게 한다.

뒤처짐 날개의 단점은 날개 뿌리(wing root)보다 날개 끝(wing tip)에서 더 날개 뒤처짐이 작아진다

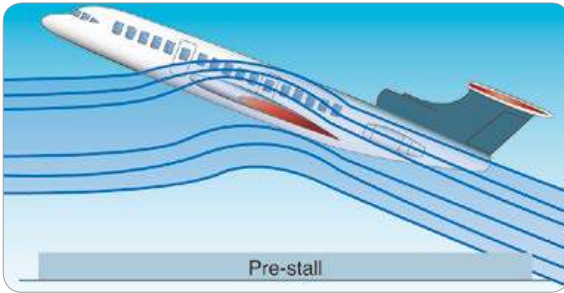
는 것이다.

[그림 3-66] 이러한 이유는 경계 층(boundary layer)이 날개 앞전 가까이의 분리와 날개 끝 사이로 흐르는 경향이 있기 때문이다. 뒤처진 날개의 끝은(압력중심 뒤에서) 날개의 앞부분이기 때문에, 날개 끝 실속(stall)은 기수(nose)를 더 상승하게 하면서 날개의 앞으로 양력중심이 움직이게 된다. 날개 끝 실속의 경향은 뒤처지며 테이퍼형(taper type) 날개에 가장 최대로 나타난다.

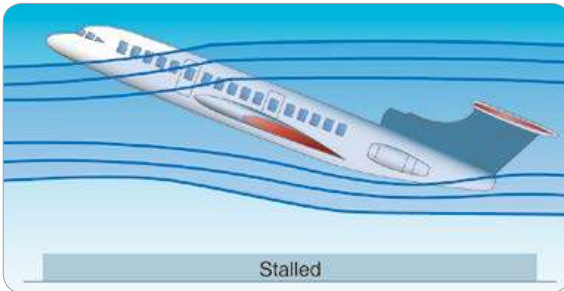
실속은 꼬리 조종면(control surface) 버펫의 모양에 실속 경보(stall warning)가 없는 T 꼬리날개 형태로 축약된다. [그림 3-67] T 꼬리날개는 조종사가 더 큰 받음각에도 깊은 실속이 일어나도 날개를 움직이도록 하며, 날개가 실속이 일어난 후에 날개의 파동 위에 효과적으로 나타난다. 만약 수평 꼬리날개 면이 날개의 파동에 묻혀 기수를 낮추어 실속을 깨는 것이 불가능하게 된다면, 엘리베이터(elevator)의 모든 효과를 잃어버릴지 모른다. 실속 전이나 실속 후 바로 날개 뒤처짐 날개를 가진 항공기의 양항비(lift drag ratio)의 질은(특히, 낮은 속도에서 항력의 큰 증가 상황) 피치의 변화 없이 항공기의 강하를 만들 수 있으며, 이는 받음각을 증가하게 한다.

이러한 상황으로, 신뢰할 수 있는 받음각의 정보 없이, 속도가 증가하게 되는 기수 하강의 피치 자세는 회복이 된다는 보장이 없으며, 이 단계에 상승하는 엘리베이터 움직임은 항공기 실속을 막아줄지 알지 못한다.

회복이 어려운 매우 높은 기수의 자세에 실속이 일어날 때, 피치를 상승시키는 것은 T 꼬리날개 항공기의 특징이다. 스틱 퍼셔(stick pusher)는 이



[그림 3-67] 날개 끝 조기실속



[그림 3-68] T 꼬리날개 실속

러한 실속을 만든다. 실속 속도 이상의 약 1노트에서, 프로그래밍된 스틱 앞의 힘은 자동으로 스틱 뒤로 움직일 것이며 이것은 실속의 성장을 막아줄 것이다. G진폭제한기(G-Limiter)는 스틱 퍼셔에 의해 발생하는 피치 하강이 항공기의 초과하중을 막는 시스템을 실행시킨다. 반대로 “스틱 셰이커”(Stick shaker)는 속도가 5에서 7% 실속 속도 위에 있을 때 실속 경보를 만들어낸다.

마하버펫경계층(Mach Buffet Boundaries)

마하 버펫(mach buffet)은 날개 위 공기흐름의 속도 기능이다. 항공기의 속도에는 필요하지 않다. 인가받은 최대 마하속도(Mmo) 근처 높은 받음각 또는 고속도든, 날개에 많은 양력 요구가 만들어진다. 버펫이 매우 저속일 때 나타나는 저속 마하 버펫 현상이 있다.

큰 받음각이 필요한 고도나 무게에서 저속의 항공기흐름은 주로 저속 버펫을 만든다. 이 큰 받음각은 충격파동과 버펫의 같은 효과가 고속의 버펫 현상이 발생할 때까지 날개 위에 증가하는 공기흐름 속도 효과를 가진다. 날개의 받음각은 항공기의 저속의 경계층 또는 고속 경계층에 마하 버펫을 야기하는 큰 효과를 가진다. 받음각, 날개 위의 공기흐름 속도, 마하 버펫의 변화를 증가시키는 조건은,

- 고고도 - 항공기가 더 높이 날수록 공기는 더 얇아지며, 수평을 유지하기 위해 필요한 양력을 만들기 위해 요구되는 받음각은 더욱 커진다.
- 무거운 무게 - 항공기가 무거워질수록 날개 또는 비슷한 모두 다른 요소들의 양력은 커지며, 받음각도 커진다.
- 하중(G-force) - 항공기의 G-하중의 증가는 항공기의 무게 증가와 같은 효과를 가진다. 하중의 증가는 선회(turning)에 의해서, 거친 컨트롤 사용, 터블런스라면, 날개의 받음각 증가의 효과는 같다.

고속 조종면(High Speed Flight Controls)

고속 항공기에서, 비행 조종은 주 조종면(Primary control surface), 부 조종면(secondary control surface), 보조 조종면(auxiliary control surface)으로 나뉜다. 조종면은 피치, 롤(roll), 요(yaw), 축(axis)에 관하여 항공기를 움직인다. 이것은 에일러론(aileron), 엘리베이터(elevator), 러더(rudder)를 포함한다. 부 또는 보조 조종면은 탭스(tabs), 플랩(flap), 스포일러(spoiler), 슬랫(slat)이 있다.

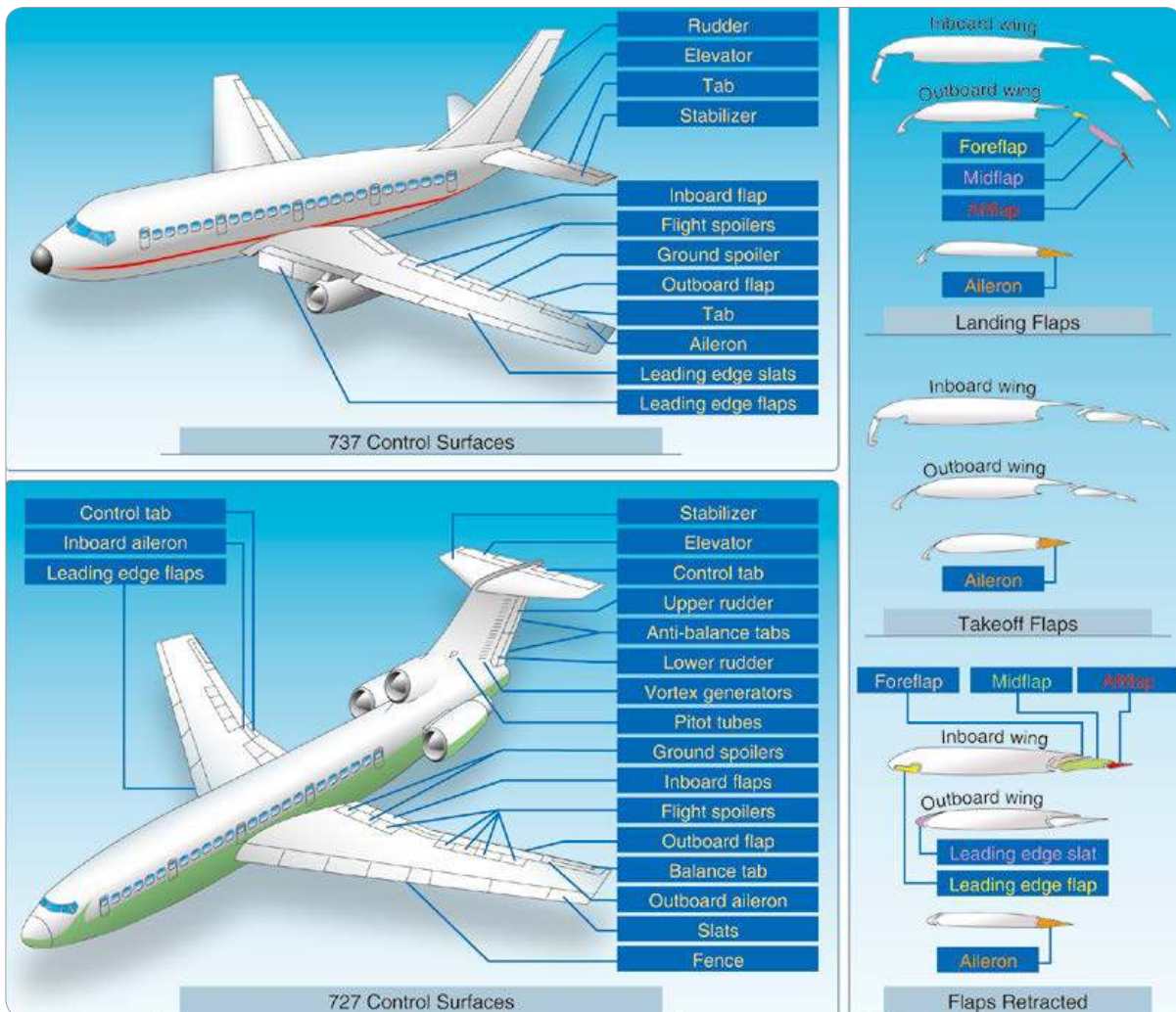
스포일러는 날개의 윗면(upper surface)에 노출되

어 양력을 감소하기 위해서 사용된다. 고속 항공기는 낮은 항력 디자인 때문에, 스포일러를 속도를 낮추기 위해서 스피드 브레이크(speed braker)로 사용한다. 스포일러는 착륙(landing/touch down) 후에 양력을 줄이기 위해서 즉시 사용되며, 바퀴에 좋은 제동 성능을 위해 날개로부터 항공기의 무게를 증가시킨다.

제트 항공기(Jet transport aircraft)는 작은 에일러론을 가진다. 에일러론의 표면은 가능한 많은 날개 뒷전의 크기가 플랩에 필요하기 때문에 제한된다. 보통(conventional) 크기의 에일러론은 고속에서 날개의 비틀림(wing twist)을 만든다. 이러한 이유로 스포일러는 추가적인 롤 컨트롤을 만들기 위해서 에일러론과 같이 조합하여 사용된다.

제트 항공기는 두 개의 에일러론 세트와 저속의 바깥쪽 에일러론 한 쌍 그리고 안쪽의 고속 에일러론을 가진다. 에일러론의 표면은 가능한 많은 날개 뒷전의 크기가 플랩에 필요하기 때문에 제한된다. 보통(conventional) 크기의 에일러론은 고속에서 날개의 비틀림(wing twist)을 만든다. 이러한 이유로 스포일러는 추가적인 롤 컨트롤을 만들기 위해서 에일러론과 같이 조합하여 사용된다.

제트 항공기는 두 개의 에일러론 세트와 저속의 바깥쪽 에일러론 한 쌍 그리고 안쪽의 고속 에일러론을 가진다. 에일러론의 표면은 가능한 많은 날개 뒷전의 크기가 플랩에 필요하기 때문에 제한된다. 보통(conventional) 크기의 에일러론은 고속에서 날개의 비틀림(wing twist)을 만든다. 이러한 이유로 스포일러는 추가적인 롤 컨트롤을 만들기 위해서 에일러론과 같이 조합하여 사용된다.



[그림 3-69] 조종면

러론 한 쌍을 가진다. 이륙 후에 플랩을 접었을 시 (retracted)에, 바깥쪽 에일러론은 자동적으로 제자 된 위치에 멈추게 될 것이다.

롤 컨트롤이 사용될 때, 위쪽 에일러론 사이트에 스포일러는 위쪽 에일러론 사이트의 양력을 연장하고 줄이며, 날개가 떨어지게 될 것이다. 스포일러가 스피드 브레이크로 연장되면, 롤 컨트롤로 여전히 사용될 수 있다. 스포일러가 스피드 브레이크로 사용되면, 롤 컨트롤로 사용될 수 있다. 디퍼런셜 타입 (differential type)이라면, 스포일러는 더 연장되고 반대로 접히게 될 것이다. 스피드 브레이크가 사용될 때, 디퍼런셜 타입이 아닌 스포일러가 사용될 것이며, 에일러론을 도와주지 않을 것이다.

공기흐름의 분산 없이 큰 받음각과 부드러운 실속을 얻기 위해서, 날개의 앞전은 공기흐름은 큰 받음각을 유지할 수 있는 둥그랗고 뭉툭한 모양을 가진다. 이 모양으로, 공기 분산은 뒷전에서 시작하여 받음각이 증가하면서 점차적으로 앞으로 나아가갈 것이다.

고속 항공기에 필요하며 이렇게 위치한 앞전은 즉각적인 실속을 일으키며 뒷전플랩의 사용을 제한시킨다. 이는 공기흐름이 날개 전의 날카로운 커브 (curve) 부분을 흐르게 하지 않기 때문이다. 이 공기흐름은 중간 정도 위치의 받음각 위쪽 표면으로부터 갑작스럽게 험겁게 찢는 경향이 있다. 뒷전플랩을 사용하고 최대 양력계수(L/D_{max})를 증가시키기 위해서, 날개는 공기흐름의 분산 없이 큰 받음각을 가져야 한다. 그러므로 앞전 슬롯, 슬랫, 플랩은 이륙, 상승, 착륙 동안에 저속 성능을 향상시키는 경향이 있다. 이 장치는 뒷전플랩 만큼 효과적이지는 않더라도, 고 양력 뒷전플랩(high lift trailing edge

flap)의 조합으로 최대 길이로 사용될 때 효율적이다. 이 복잡한 고 양력 장치의 도움으로, 공기 분산은 늦춰지며, 최대 양력계수는 상당히 증가하게 될 것이다. 실속 속도에서 50노트 감소는 흔할 것이다.

큰 제트 항공기의 작동 가능한 요구사항들은 큰 피치 트림의 변화를 필요하게 될 것이다. 요구 사항들은,

- 큰 CG 범위
- 큰 속도 범위
- 엘리베이터의 남은 가용 범위의 제한 없이 앞전과 뒷전 고 양력 장치 덕분에 큰 트림에 변화를 주어야 하는 능력
- 최소의 트림 항력 유지

이 요구 값들은 다양한 수평 안정판(horizontal stabilizer)의 사용에 의해서 충족된다. 고정 꼬리 날개 항공기(fixed tail aircraft)의 큰 트림 값의 변화는 큰 엘리베이터 반동을 요구한다. 이 큰 변동에, 거의 작은 엘리베이터 움직임은 같은 방향으로 되어 있다. 변형 가능한 수평 안정판은 트림의 변화가 작용되게 디자인되어 있다. 이 안정판은 엘리베이터보다 크며, 따라서 큰 각도를 움직일 필요가 없다. 이것은 꼬리 부분이 위 아래로 크게 유선형(streamline)으로 움직이게 한다. 변형 가능한 수평 안정판은 남은 부분을 조작하는 엘리베이터로 큰 피치 컨트롤을 다룰 수 있게 설정되어 있다. 이 안정판을 가지고 있는 항공기에 엘리베이터는 고정 꼬리날개 항공기보다 작고 분리 효과가 적다. 다른 항공기 컨트롤과 비교 시, 변형 가능한 수평 안정판은 이 효과에서 크게 작용한다.

제트 항공기의 큰 속도와 크기 때문에, 조종면을 움직이기 위해서 필요한 힘은 조종사의 힘보다 클 수 있다. 따라서 조종면은 전기적 또는 유압의 힘 단위로 작동된다. 조종실 안에서 컨트롤을 움직이는 것은 필요한 각도와 실제 조종면의 위치 단위 힘에 신호를 보낸다. 힘의 단위 송출 실패의 경우, 조종면을 움직이는 것은 매뉴얼적으로 조종 탭을 움직이는데 영향을 끼친다.



4편. 항공기 성능

1장 항공기 무게중심과 균형

- 1.1 항공기 무게와 성능의 관계
- 1.2 항공기 무게중심과 안정성
- 1.3 항공기 무게중심의 위치와
항공기 성능의 변화
- 1.4 항공기 무게중심의 계산

2장 항공기 성능

- 2.1 항공기 성능의 정의
- 2.2 항공기 성능에 영향을 미치는 요인
- 2.3 필요추력과 필요마력
- 2.4 이용마력과 이용 추력
- 2.5 비행 단계별 항공기 성능
- 2.6 한쪽 엔진 부작동 시 성능
- 2.7 항공기 성능 Charts
- 2.8 운송용 항공기 성능



항공기 무게중심과 균형 Center of Gravity and Balance

1.1 항공기 무게와 성능의 관계 (Aircraft and Performance)

항공기 최대무게와 설계기준

항공기의 총 무게는 날개에서 발생시킬 수 있는 양력과 항공기 구조의 견고성(Structural strength)에 따라 달라진다. 예를 들어 항공기 무게가 3,000파운드인 항공기가 직진수평비행을 하는 경우, 필요한 양력은 무게와 동일한 3,000파운드이지만 60° bank angle로 수평선회를 하는 경우, 일정한 고도를 유지하기 위해서는 무게는 양력의 수직성분과 같아야 하므로 총 양력은 항공기 무게의 2배인 6,000파운드의 양력이 필요하게 된다. 이런 경우 날개는 그만큼(6,000파운드)의 하중(Dynamic load)을 견뎌낼 수 있도록 설계되어야 한다. 법 규정은 항공기 감항 종류별로 최대하중을 견디도록 설계기준을 정하고 있다. 일반적으로 감항 분류가 보통(Normal category)인 항공기는 최대 무게의 3.8배, 실용(Utility category) 항공기는 4.4배, 곡기(Acrobatc category) 항공기는 6.0배까지 하중(Dynamic load)을 지탱할 수 있도록 정하고 있다.

비행성능에 영향을 미치는 항공기의 무게

일정한 고도와 속도를 유지한다고 가정했을 때 항공기 무게의 변화는 균형을 이루기 위한 양력의 크기도 변화된다. 무게가 증가되면 양력 또한 증가되

어야 하므로 양력을 증가시키기 위해 속도와 받음각 등을 증가시켜야 한다. 속도와 받음각이 증가되면 양력과 더불어 항력도 증가하게 되므로 항공기 성능은 감소된다.

무게가 증가되면

- 이륙을 위한 속도를 증가시켜야 하며 그로 인하여 이륙거리가 길어진다.
- 상승성능(Climb Angle and Rate)이 저하된다.
- 실용상승한도(Service ceiling)가 낮아진다.
- 순항속도(Cruising speed)가 감소된다.
- 순항거리(Cruising range)가 짧아진다.
- 기동성(Maneuverability)이 감소된다.
- 착륙속도가 증가되며 그로 인하여 착륙거리가 길어진다.
- 항공기의 착륙장치(Landing gear)에 큰 하중이 걸리게 된다.

1.2 항공기 무게중심과 안정성(Balance, Stability and Center of Gravity)

무게중심의 위치와 종적 안정성 (Longitudinal Stability)

항공기 무게중심의 위치는 비행안정성(Stability)을 결정하는 매우 중요한 요소이다. 종적 안정성

(Longitudinal stability)이 부족한 상태에서는 특히 실속회복이 잘 안 되며, 이착륙 성능에 나쁜 영향을 미치므로 비행안전에 심각한 영향을 미친다. 비행기의 종적 안정성(Longitudinal stability)을 결정하는 것은 항공기 무게중심(CG)의 위치이며 무게중심(CG)의 위치는 고정된 것이 아니라 화물의 무게와 위치에 따라 변한다.

무게중심(CG)의 위치가 너무 뒤쪽에 있으면 항공기 기수가 가벼워지고 너무 앞쪽에 있으면 기수가 무거워져 항공기 조종을 하는 데 위험을 초래할 수 있다. 항공기 제작자는 항공기 운용매뉴얼 또는 항공기 운용교범(POH)에 항공기 무게중심 위치의 범위를 정하여 놓고 있으며 반드시 이 범위 내에서 항공기를 운용하여야 한다.

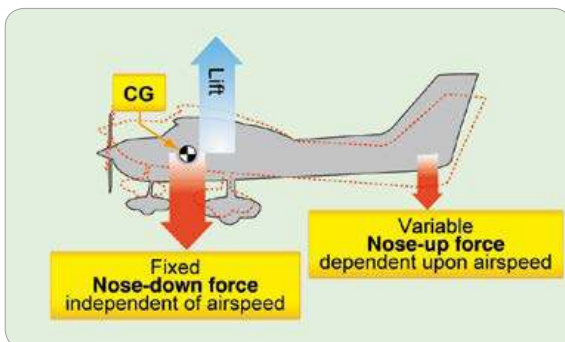
비행 중인 항공기의 종적 안정을 위해 무게중심(CG)의 위치를 양력의 중심점(Center of Lift)보다 앞에 두어 발생하는 Nose Down force와 수평안정판(Horizontal stabilizer)에서 발생하는 Tail down force(Nose Up force)와 균형을 이루도록 하고 있다. 항공기 무게중심의 위치 때문에 발생하는 Nose Down force는 항공기 속도와 관계없지만 Tail down force(Nose Up force)의 크기는 항공기 속도

와 수평안정판의 받음각에 비례한다. 즉, 항공기 기수를 올리기 위해서는 속도를 증속하거나 조종간을 당겨 수평안정판의 받음각을 증가시킴으로써 Tail down force(Nose Up force)를 크게 하여야 한다.

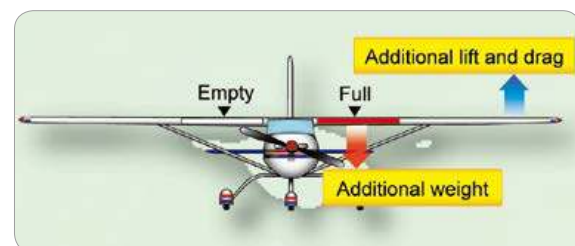
항공기의 무게중심과 횡적 안정성 (Lateral Stability)

일반적으로 항공기의 횡적 무게중심 위치(Lateral CG position)는 잘 계산하지 않는다. 그러나 항공기 좌우 날개의 연료탱크(tank)에 연료량을 다르게 주입하거나 비행 중에 비정상적으로 한쪽 연료탱크의 연료만 소모될 경우 항공기의 횡적인 균형이 맞지 않을 수 있다. 이럴 경우 조종사는 연료가 많이 있는 날개 쪽의 연료가 우선 이송되도록 하고 보조날개의 트림(Aileron trim tab)을 사용하여 균형을 이루도록 한다. 보조날개의 트림(Aileron trim tab)을 사용하는 경우 연료가 있는 쪽의 날개는 약간 들리게 되어 양력이 추가로 발생되고 그로 인한 유도항력이 증가되어 비효율적인 비행이 이루어진다.

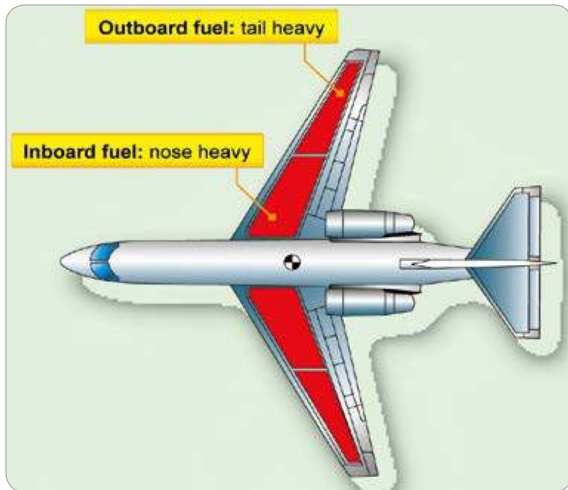
후퇴익 날개(Swept wing)항공기의 경우 연료의 불균형(Fuel unbalance)은 항공기의 종적 안정성에도 영향을 미친다. 바깥쪽날개의 연료(Out board tank)를 사용하게 되는 경우에는 무게중심의 위치가 앞으로 이동하게 되고 안쪽날개의 연료(Inboard



[그림 4-1] 항공기의 종적 안정



[그림 4-2] 항공기의 무게중심과 횡적 안정성

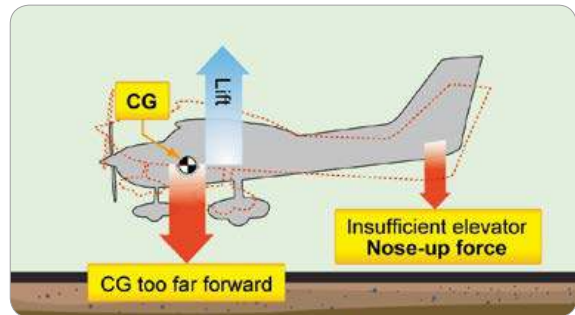


[그림 4-3] 후퇴의 항공기의 무게중심 위치와 안정성

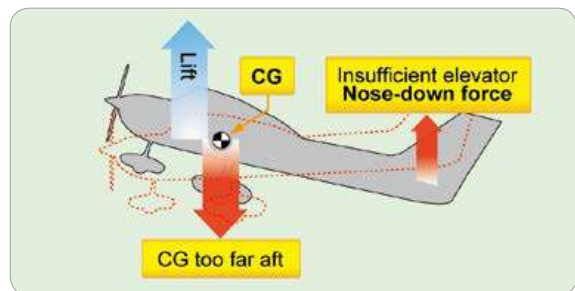
tank)를 사용하게 되는 경우 무게중심의 위치는 뒤로 이동하게 된다. 따라서 조종사는 항공기의 종적 안정성을 유지하기 위해 연료탱크 선택(Fuel using schedule)을 잘 계획하여야 한다.

1.3 항공기 무게중심의 위치와 항공기 성능의 변화(CG and Performance)

항공기 무게중심의 위치가 너무 앞에 있을 경우
 항공기 무게중심의 위치가 너무 앞에 위치할 경우 [그림 4-4]와 같이 항공기는 균형(수평비행)을 이루기 위해 Tail down force를 증가시켜야 한다. Tail down force를 증가시키기 위해서 조종사는 항공기 기수를 들어 받음각(Angle of attack)을 증가시키게 된다. 받음각의 증가로 Tail down force가 증가된다는 것은 유도항력(Induced drag)이 증가되고, 무게와 같은 방향으로 작용하는 tail load가 증가되어 무게가 증가되는 효과를 가져오게 된다.



[그림 4-4] 항공기 무게중심의 위치가 너무 앞에 있는 경우



[그림 4-5] 항공기 무게중심의 위치가 너무 뒤에 있는 경우

무게중심의 위치가 너무 앞에 있는 경우 다음과 같은 성능변화가 발생된다.

- 이륙 시 항공기 기수가 무거워 부양이 늦어지므로 이륙속도가 많아지고 이륙 거리가 길어진다.
- 상승성능(Angle/Rate of Climb)이 줄어든다.
- 최대 상승고도가 낮아진다.
- 항공기 순항성능이 감소된다.
- 실속 속도(Stalling speed)가 증가된다.
- 항공기 기동성(Maneuverability)이 감소된다.

항공기 무게중심의 위치가 너무 뒤에 있을 경우
 항공기 무게중심의 위치가 너무 뒤에 있을 경우, 앞에 있는 경우보다 항공기 안정에 매우 심각한 영향을 미친다. 특히 항공기의 기수가 많이 들려서 실

속에 진입할 경우 꼬리날개의 수평안전판에서 충분한 Nose down force를 발생시키지 못하면 실속회복이 어렵게 된다.

무게중심의 위치가 너무 뒤에 있는 경우 다음과 같은 성능변화가 발생된다.

- 전반적으로 안정성이 감소되며 과한 비행조작(Over control)을 할 수 있다.
- 실속속도는 낮아지지만 실속에 진입하기 쉬우며 진입할 경우 회복이 어려울 수 있다.
- 순항성능은 좋아진다.

Stability, Controllability and Maneuverability의 개념

• 안정성(Stability)

안정성은 어떠한 원인에 의하여 항공기의 평형이 깨져 무게중심에 대한 힘과 모멘트가 “0”에서 벗어났을 때 항공기 스스로가 다시 평형이 되는 방향으로 운동이 일어나는 경향성을 말한다.

• 조종성(Controllability)

조종성은 평형상태를 변화시키거나 원하는 평형상태를 맞출 수 있는, 즉 불균형 상태를 만들어 낼 수 있는 능력을 말하며 안정성과 조종성은 서로 상반된 성질을 가지고 있다.

• 기동성(Maneuverability)

기동성은 일상적인 비행 혹은 비상시 초치를 취

할 때 항공기가 조종사에게 순응하는 정도를 말한다. 기동성에 영향을 미치는 요소는 항공기 무게, 조종면의 위치와 크기(면적), 항공기의 구조적 강도(structural strength), 엔진의 출력 등이 있다.

1.4 항공기 무게중심의 계산 (Computation of CG)

1.4.1 용어의 정의(Terminology)

- Arm(moment arm): 기준선(Datum line)으로부터 화물의 위치까지의 inch로 측정된 수평거리로서 화물의 위치가 기준선보다 뒤에 있으면 (+) 앞에 있으면 (-)로 표시된다.
- Standard empty weight: 항공기 기체의 무게, 엔진의 무게, 항공기의 고정된 위치에 장착되어 계속적으로 사용되는 장비의 무게, 유압(Hydraulic)의 무게, 사용불능 연료, 오일의 무게를 더한 것이다.
- Basic Empty Weight: Standard empty weight에 부수적인 장비(Optional equipments)와 특별한 장비(Special equipment)의 무게를 더한 것이다.
- Licensed empty weight: GAMA¹⁾가 empty weight의 정의를 내리기 전에 사용하였던 개념으로 여기에는 항공기 기체의 무게, 엔진의 무게, 사용불능 연료, undrainable oil의 무게와 항공기의 장비 목록에 표시된 표준 장비(standard

1) GAMA(General Aviation Manufacturers Association)

- equipments) 무게와 부수적인 장비(optional equipment)의 무게를 더한 무게이다.
- Pay Load: 승객과 화물의 무게를 더한 것
- Useful load: 조종사, 부조종사, 승객, 화물의 무게를 더한 것에 사용 가능한 연료, drainable oil의 무게를 더한 것으로 최대 허용중량(maximum allowable gross weight)에서 기본무게(basic empty weight)를 뺀 것이다. 이 정의는 일반항공(General aviation)에서 사용되는 용어이다.
- Maximum ramp weight: 이 무게는 Taxi weight라고도 하는데 항공기에 모든 조종사와 승객이 탑승하고 연료와 화물을 적재한 항공기의 총 무게로서 최대 이륙중량보다 크다.
- Maximum takeoff weight: 최대 이륙 허용 중량으로 Maximum ramp weight 에서 엔진 시동, 지상 활주(taxiing), 엔진 run up에 소모된 연료를 뺀 무게이다.
- Maximum landing weight: Maximum takeoff weight에서 비행 중 소모된 연료의 무게를 제외한 것으로 항공기 착륙장치의 견고함에 따라 최대 허용 착륙 중량은 제한을 받는다.

- Standard weights: 항공기 무게중심의 위치를 구하기 위해 필요한 무게를 환산하기 위한 기본 수치이다.
- CG(Center of Gravity): 항공기 무게가 균형을 이루는 지점으로 기준선으로 부터 inch로 표시되거나 평균시위선(MAC)의 %로 표시된다.
- CG Limit: 무게중심의 한계를 나타내는 것으로 무게중심의 위치와 범위는 허용범위(CG Limit) 이내에 있어야 한다.
- Datum(reference datum): 무게중심의 위치나 Arm의 위치를 측정하는 가상의 기준선이다.
- MAC(Mean Aerodynamic Chord): 날개의 공기역학적 특성을 대표하는 시위선(Chord)을 말하며 날개 앞전(Leading edge)과 뒷전(Trailing edge) 사이 길이의 평균지점을 이은 선을 말한다. 무게중심의 위치를 MAC%로 나타내기도 한다.
- Moment: 기준선으로부터 길이와 무게를 곱한 것으로 pound inch로 표시한다.
- Moment index(or index): 모멘트의 값을 100, 1,000, 또는 10,000으로 나눈 값이다.

[표 4-1] Standard weights

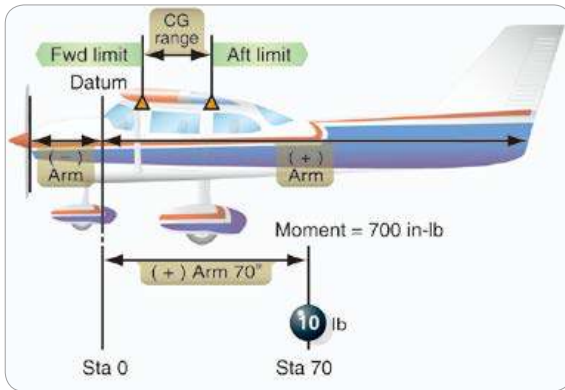
Gasoline(AV gas)	6lb/US gal
Jet A, Jet A-1,	6.8lb/US gal
Jet B	6.5lb/US gal
Oil	7.5lb/US gal Oil 1Quart는 1/4gallon이므로 무게는 1.875파운드이다.
Water	8.35lb/US gal

1.4.2 무게중심의 계산 (Weight and Balance Computation)

무게와 균형의 기본이론

(Weight and Balance Theory)

조종사들은 항공기 무게와 균형을 계산하기 전에 다음의 2가지 기본사항을 알고 있어야 한다.



[그림 4-6] 항공기 무게중심의 범위

• 항공기 총 무게(total weight)는 항공기의 형식 별로 당국에서 인가한 최대 허용중량을 초과해서는 안 된다. 무게를 초과하게 되는 경우 항공기에 탑재된 화물, 연료 등을 감소시켜 최대 허용중량 이내를 유지하도록 하여야 한다.

• 무게중심의 위치(CG Range)는 항공기운용매뉴얼 또는 POH에 명시된 범위를 벗어나서는 안 된다. 무게중심의 위치가 허용된 범위를 벗어나는 경우 승객 또는 화물의 탑재 위치를 변경하고 다시 계산하여 허용된 범위 내에 유지하는지 확인하여야 한다.

무게중심점

항공기 무게중심은 총 Moment를 총 무게로 나눈 값이다. 따라서 CG를 구하기 위해서는 해당 항공기에 작용하는 Moment의 값을 알아야 한다.

• Moment:

모멘트는 물체를 회전시키는 힘의 크기를 나타내는 것으로 힘의 크기가 물체의 무게뿐만 아니라 무게의 분포상태에 따라서 정해진다. 즉, 모멘트의 크

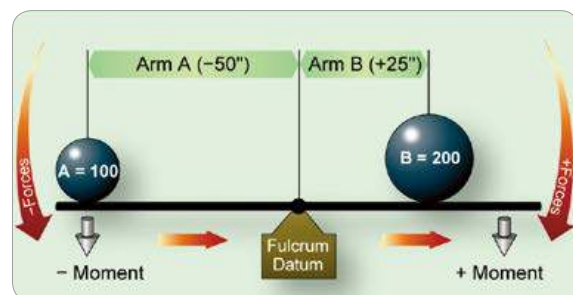
기는 기준선(Datum line)으로부터 물체가 있는 곳까지의 길이와 물체의 무게를 곱한 것으로 pound inch로 표시한다.

• Arm(moment arm)

기준선(Datum line)으로부터 무게중심 또는 화물의 위치까지의 inch로 측정된 수평거리로서 화물의 위치가 기준선보다 뒤에 있으면(+), 앞에 있으면 (-)로 표시한다. 기준선의 위치는 항공기 모양이나 제작자에 따라 달라지나 통상적으로 항공기의 맨 앞쪽에 두어 모멘트의 계산 값이 (+)가 되도록 하여 모멘트를 계산하는 데 발생할 수 있는 오차를 줄여 준다.

• 균형의 원리

아래 그림에서 무게 100파운드의 (A)물체는 평형막대의 pivot point의 왼쪽에 위치하여 평형막대를 시계반대방향(Counter clock wise)으로 회전시키는 (-)힘을 발생시키고, 오른쪽에 있는 200파운드의 (B)물체는 시계방향(Clock wise)으로 회전시키는 (+) 힘이 발생한다. 이때 (A)와 (B)에서 발생하는 힘(모멘트)의 크기가 같다면 평형 막대는 좌우로 움직이지 않고 균형을 이루게 된다.



[그림 4-7] 균형의 원리

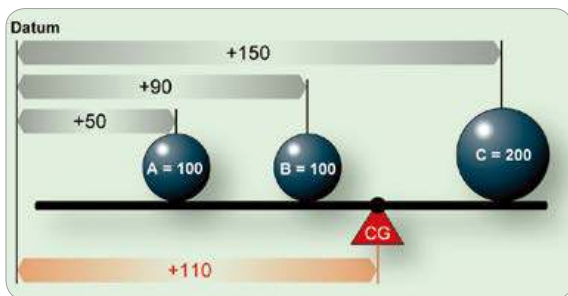
[그림 4-7]에서 물체(A)에서 발생하는 모멘트는 $100 \times (-50) = -5,000 \text{ lb in}$ 가 되며 물체(B)에서 발생하는 모멘트는 $200 \times 25 = 5,000 \text{ lb in}$ 가 되어 발생하는 총 모멘트의 합은 0이 되어 균형을 이루게 된다.

• 무게중심점 찾기

위의 그림과 달리 pivot point가 주어지지 않고 아래 그림과 같이 기준선이 수평막대 앞쪽에 위치할 때 균형을 이루는 pivot point의 위치, 곧 무게중심의 위치를 찾는 방법은

- ① 기준선으로부터 각 물체까지의 거리를 구한 다음
- ② 각 물체까지의 거리에 무게를 곱하여 모멘트를 구한다.
- ③ 각각의 물체에 작용하는 모멘트를 더하여 총 모멘트를 구한 다음
- ④ 총 모멘트를 물체의 총 무게로 나눈 값이 기준선으로부터 평형을 이루는 점까지의 거리가 된다.

아래 그림의 예를 정리해보면 무게중심의 위치는 기준선으로부터 110inch가 되는지점에 있다.



[그림 4-8] 무게중심점 찾기

[표 4-2] 그림 1-7의 무게중심 계산 결과

	무게(lb)	Arm(in)	Moment	CG
Weight A	100	50	5,000	
Weight B	100	90	9,000	
Weight C	200	150	30,000	
	400		44,000	110

• 무게중심(CG)의 계산

무게중심의 위치는 모든 모멘트의 합이 0이 되는 지점이다. CG의 위치는

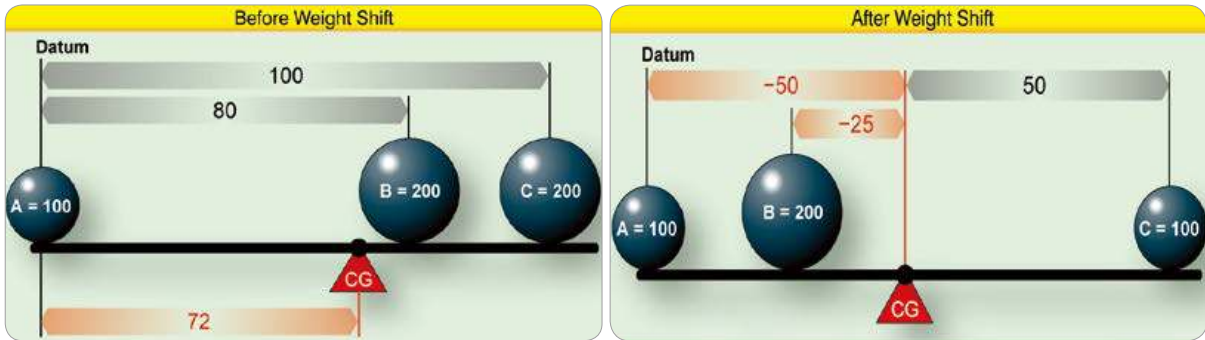
$$CG = \frac{\text{Total moment}}{\text{Total weight}} \text{로 구할 수 있다.}$$

화물의 위치와 무게가 변할 때 무게중심의 변화

화물의 위치가 변하면 Arm이 변하여 작용하는 모멘트의 크기가 달라진다. 무게가 일정하다고 가정했을 때 모멘트가 달라지면 무게중심의 위치는 변하게 된다. 따라서 조종사는 탑재된 화물의 위치가 변경되거나 화물의 무게가 변할 때는 새로운 무게중심의 위치를 구하여 그것이 허용되는 범위 내에 있는지 확인하여야 한다.

[그림 4-9]에서 화물(B)를 움직여서 새로운 무게중심의 위치를 기준선으로부터 72inch 지점에서 50inch 지점으로 변경하고자 하면

- ① 화물(A)로 인한 모멘트는 $100 \times (-50) = -5000 \text{ lb in}$
- ② 화물(C)로 인한 모멘트는 $200 \times 50 = 10,000 \text{ lb in}$ 가 되어 오른쪽으로 기울어지게 된다.
- ③ 다시 평형을 맞추기 위해서 화물(B)로 인한 모



[그림 4-9] 화물의 이동과 무게중심의 변화

멘트가 -5000lb in 가 되어 총 모멘트의 합이 0이 될 수 있도록 왼쪽으로 옮긴다.

- ④ 모멘트가 -5000 이 되는 지점은 $200 \times (\quad) = -5000\text{lb in}$ 이므로 길이는 -25inch 가 된다.
- ⑤ 따라서 새로운 무게중심의 위치를 기준선으로부터 50inch 되는 지점으로 변경하려 하면 화물(B)의 위치를 기준선으로부터 25inch 되는 지점으로 옮겨야 한다.

• 화물의 위치와 무게가 변할 때 새로운 무게중심의 위치 계산방법

화물의 위치와 무게가 변할 때 새로운 무게중심의 위치는 다음의 기본 식으로 구할 수 있다.

$$\frac{\text{옮기고자 하는 물체의 무게}}{\text{항공기 총무게}} = \frac{\text{무게중심의 변화량 } (\Delta CG)}{\text{옮긴 물체 위치의 변화된 거리}}$$

$$\text{무게중심의 변화량 } (\Delta CG) = \frac{\text{옮긴 물체의 무게} \times \text{옮긴 물체 위치의 변화된 거리}}{\text{항공기 총 무게}}$$

옮겨야 할 물체의 거리

$$= \frac{\text{총 무게} \times \text{무게 중심의 변화 } (\Delta CG)}{\text{옮겨야 할 물체의 무게}}$$

위의 [그림 4-8]의 예를 위의 식으로 풀어 보면

- ① 무게중심의 위치를 변경하고자 할 때 옮겨야 할 물체의 거리는

$$\frac{\text{옮겨야 할 물체의 무게}}{= \frac{500 \times -(72-50)}{200} = -55}$$

-55inch 이므로 현재의 위치 80inch 에서 왼쪽으로 55inch 만큼 이동시켜야 한다. 따라서 화물(B)의 새로운 위치는 기준선으로부터 25inch 가 되는 지점이 된다.

- ② 물체를 옮겼을 때 새로운 무게중심의 위치는 위의 그림에서 200파운드인 화물(B)를 왼쪽으로 -55inch 옮겼을 때 무게중심은 왼쪽으로 22inch 만큼 이동된다.

$$(\Delta CG) = \frac{200 \times 55}{500} = 22$$

평균시위선(Mean Aerodynamic Chord, MAC)

MAC은 날개의 앞전(Leading edge)과 뒷전(Trailing edge) 사이 길이(Chord)의 평균지점을 이은 선으로 동일한 항공 역학적 특성(same aerodynamic characteristics)을 가진다. 무게중심과 양력중심점(Center of Lift)의 상대적 위치는 비행특성을 결정하는 중요한 요소이기 때문에 비교하기 쉽도록 대형항공기의 경우 무게중심의 위치를 MAC의 %로 나타낸다.

항공기 제작자는 기준선으로부터 Leading edge MAC(LEMAC)과 Trailing edgeMAC(TEMAC)의 길이를 제공한다.

MAC = TEMAC - LEMAC이므로 [그림 4-11]에서 MAC = 206" - 144" = 62"가 된다.

CG의 위치를 % MAC로 알기 위해서

$$CG - LEMAC = \text{Distance from LEMAC}$$

$$161" - 144" = 17" \text{로}$$

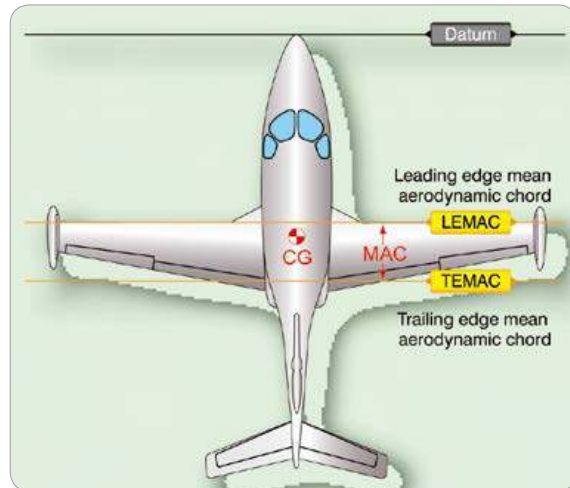
CG의 위치는 LEMAC로부터 17" 뒤에 있다

CG % MAC 은

$$CG \% MAC = \frac{\text{Distance aft of LEMAC} \times 100}{MAC}$$

이므로

$$CG \% MAC \text{은 } \frac{17 \times 100}{62} = 27.4\% \text{가 된다.}$$



[그림 4-10] Mean Aerodynamic Chord(MAC)

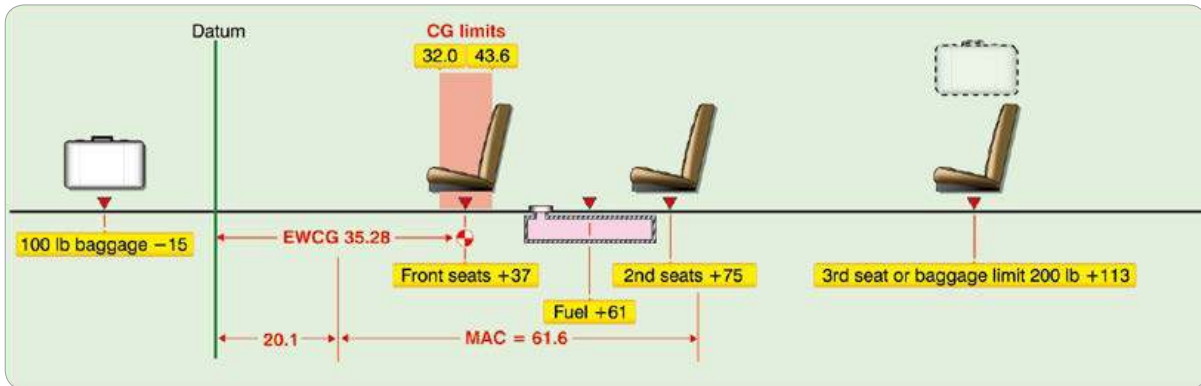


[그림 4-11] LEMAC로부터 CG의 위치(%)

1.4.3 비행 계획을 위한 항공기 무게와 무게중심의 계산(Determining CG)

Table을 이용하여 무게중심의 위치를 구하는 방법 [그림 4-12]와 같이 어느 항공기의 무게 분포가 다음과 같다면 무게중심의 위치는 기준선으로부터 42.47inch 오른쪽에 있다.

Basic empty weight	3,404lb
Fuel(140 gal)	840lb
Front seats	320lb



[그림 4-12] 무게중심 계산의 예

Row 2 seats	310lb
Forward baggage	100lb
Aft baggage	90lb

[표 4-3] 그림 4-12의 무게중심 계산 결과

Item	Weight(lb)	Arm	Moment	CG
Airplane	3,404	35,28	120,093	
Fuel(140 gal)	840	61,0	51,240	
Row 2 seats	310	75,0	23,250	
Foward baggage	100	-15,0	-1,500	
Aft baggage	90	113,0	10,170	
Total	5,604		215,093	42,47

이 계산 결과를 CG 범위를 나타내는 Chart를 이용하여 CG가 허용범위 내에 있는지 확인하여야 한다. 항공기 무게(5,604lb)와 CG 42.47inch를 연결하여 만나는 점이 CG 허용범위 내에 있으므로 운항이 가능하다.

CG 42.47inch를 % MAC으로 환산하면

CG: 42.47inches aft of the datum,

MAC: 61.6inches

LEMAC: 20.1inches라 하면

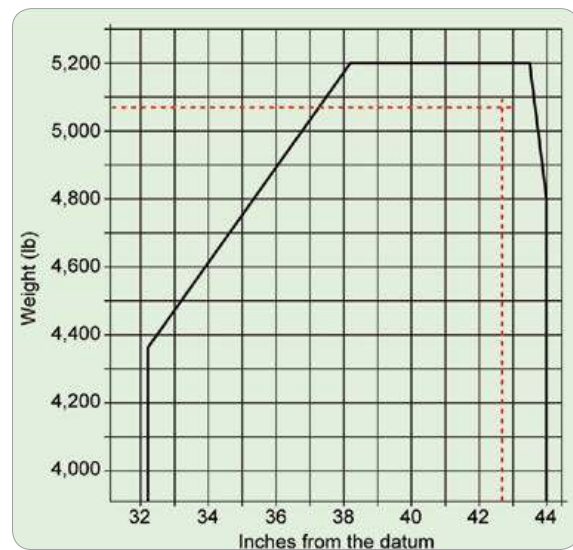
CG 위치는 LEMAC로부터

22.37inches(42.47 - 20.1 = 22.37) 뒤에 있다.

이를 % MAC로 환산하면

$$CG\%MAC = \frac{\text{Distance aft of LEMAC} \times 100}{MAC}$$

$$= \frac{22.37 \times 100}{61.6} = 36.3\%$$



[그림 4-13] 그림 1-12 무게중심 계산 결과 CG의 허용범위

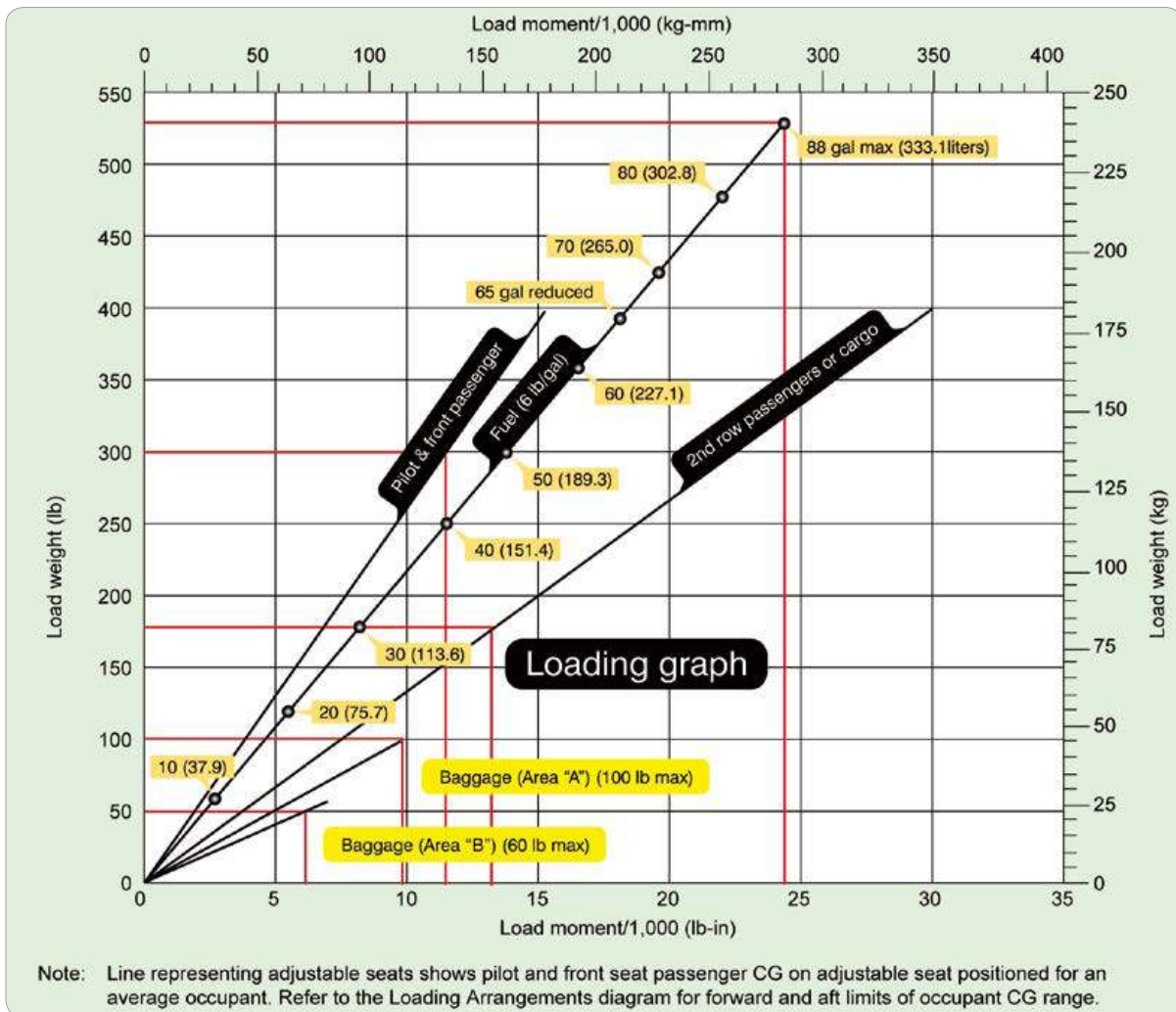
Graph를 이용하여 무게중심의 위치를 구하는 방법

다음의 예를 제시한 항공기의 무게와 무게분포가 다음과 같을 때 Graph를 이용하여 무게중심의 위치를 구하는 방법은

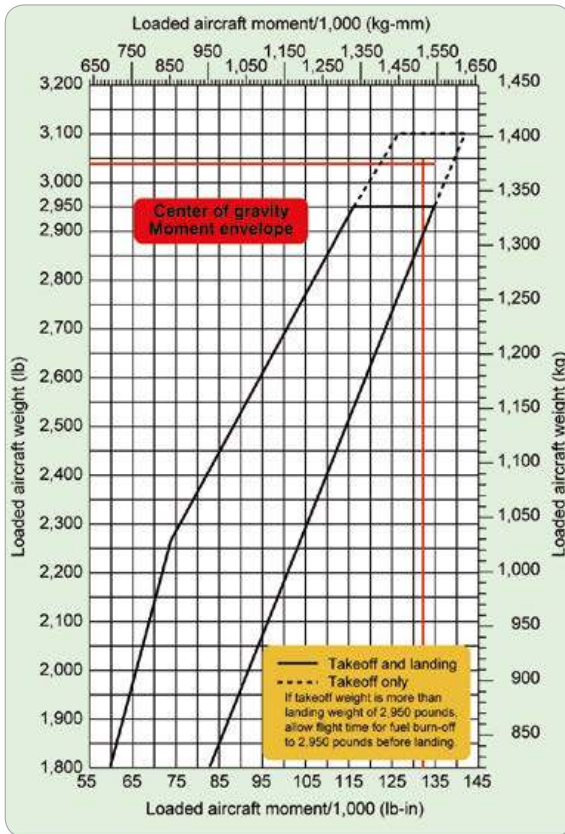
Basic empty weight	1,874lb
Front seats	300 lb
REAR seats	175 lb
Fuel	528 lb

Baggage A	100 lb
Baggage B	50 lb
TOTAL	3,027 lb

다음의 Graph에서 각 Item별로 무게를 연결하여 만나는 점에서 아래로 선을 연결하면 모멘트가 구해진다. CG Range chart에서 총 무게와 총 모멘트를 연결하여 만나는 점이 허용 범위 내에 있어야 한다.



[그림 4-14] Graph를 이용한 무게중심의 위치 계산방법



[그림 4-15] 무게중심 위치의 허용범위(그림 4-14 계산 결과)

이 항공기의 경우 무게중심의 위치는 이륙 허용 범위 내에만 있다.

2장

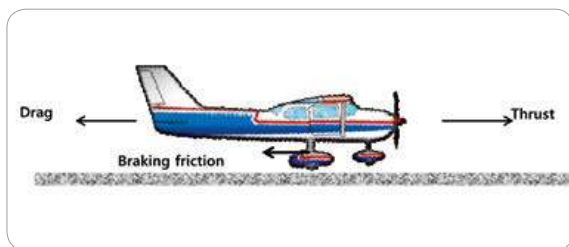
항공기 성능 Aircraft Performance

2.1 항공기 성능의 정의(Definitions of Aircraft Performance)

항공기는 엔진에서 발생하는 고온고압의 배기가스를 직접 분출시켜 그 반작용으로 추진력을 얻거나 엔진에서 발생하는 열에너지를 기계적 에너지로 바꾸어 프로펠러를 구동시키고 많은 공기를 프로펠러 뒤로 분출하여 그 반작용으로 추진력을 얻는다. 추진력은 항공기를 전진시키는 추력(Thrust)과 전진하는 속도에 의해 항공역학적인 힘(Aerodynamic force)을 발생시키게 되며 항공역학적인 힘은 양력(Lift)과 항공기 전진을 방해하는 항력(Drag)으로 나뉜다.

엔진에서 발생하는 추진력은 항공기가 비행하는데 기본적인 힘이다.

항공기 성능은 항공기 무게와 비행형태(configuration) 그리고 대기(atmosphere)의 상태에 따라 요구되는 항공 역학적인 힘(특성)과 항공역학적인 힘을 발생시키는 추진기관 능력의 조합이 이루는 결과이다.



[그림 4-16] 추진력과 항공역학적인 힘

이를 다르게 표현하면 ‘여러 가지 변화되는 조건(항공기 무게, 형태, 공기 밀도 등)에서 항공기가 어떤 목적(이륙, 상승, 선회, 순항, 착륙 등)을 이루는 능력’이라고 할 수 있다.

일정한 고도와 속도를 유지한다고 가정할 때 필요한 항공역학적인 힘(Aerodynamic force)은 필요추력/마력(Required Thrust/Power)의 크기로 나타낼 수 있으며, 추진기관의 능력은 이용추력/마력(Available Thrust/Power)의 크기로 나타낼 수 있다.

항공기 성능에 관련된 용어 및 속도의 정의

용어의 정의

- 물리법칙

대기를 이동하는 항공기의 운동은 물리법칙으로 표현할 수 있다.

물리법칙은 물리적 현상(운동)에 관여하는 물리량들 사이의 관계를 양적으로 표현한 것이다. 물리적인 현상을 기술하는 데 필요한 개념들을 물리량(physical quantity)이라고 하며 물리량은 길이, 시간 및 질량의 세 기본 단위로 나타낼 수 있다.

항공기의 운동을 이해하는 데 필요한 물리법칙은 뉴턴(NEWTON)의 운동법칙과 베르누이(Bernoulli) 정리 등이 있다.

- 뉴턴(NEWTON)의 운동 법칙

제1법칙(관성의 법칙): 물체에 가한 힘이 없을 때 물체는 정지하거나 등속도 운동을 한다.

제2법칙(가속도의 법칙): 물체에 힘을 주면 물체의 가속도는 가한 힘에 비례하고 물체의 질량에는 반비례한다. 이를 수식으로 나타내면

$$(F = ma, a = \frac{F}{m}) \text{이다.}$$

제3법칙(작용반작용의 법칙): 두 물체 사이에 주고 받는 힘의 크기는 같고 방향은 반대이다.

- 베르누이(Bernoulli) 정리

유체의 속력이 증가하면 유체 내부의 압력이 낮아지고, 반대로 속력이 감소되면 내부 압력이 높아진다.

- 힘(Force)

물체에 작용하여 물체의 모양을 변형시키거나 물체의 운동 상태를 변화시키는 원인을 힘이라 하며 힘은 크기와 방향을 갖는다.

- 일(Work)

물체에 힘(Force)을 가하여 물체가 이동한 결과를 일(work)이라 한다.

$$Work = (Force) \times (Distance)$$

- 동력(Power)

동력은 단위시간에 이루어지는 일의 양이다.

이를 수식으로 표현하면

$$Power = \frac{Work}{Time} = \frac{(Force)(Distance)}{Time}$$

$$\frac{Distance}{Time} = Speed \text{ 이므로}$$

$Power = (Force) (Speed)$ 라 할 수 있다.

- 동력의 단위

항공기 성능에 이용되는 동력의 단위는 주로 마력(HP: Horse Power)을 이용한다.

J.와트는 1마력(horsepower, HP)을

$$\frac{550lb \cdot ft}{sec} \text{ 라 정하였으며,}$$

단위 Thrust(pound) 당 horsepower는

$$THP = \frac{(Force)(Speed)}{550} = \frac{TV}{550} \text{ 이 된다.}$$

이 식의 단위(ft-lb/sec)를 knots로 환산하면

$$\frac{500 \times \frac{1}{6,080} NM}{\left(\frac{1}{3,600}\right) hr} = 325$$

$$\text{따라서 } THP = \frac{TV_{(KNOTS)}}{325} \text{ 가 된다.}$$

$$(V_{knots} = TAS)$$

• 모멘트(Moment)

어떤 종류의 물리적 효과가 하나의 물리량뿐만 아니라 물리량의 분포 상태에 따라서 정해질 때에 정의되는 양으로 크기는,

Moment 의 크기 = (*Force*) × *Moment arm* 이다.

조종간[control stick(yoke)]과 러더(rudder)는 항공기의 자세를 변화시킬 수 있는 모멘트를 발생하는 장치이다.

항공기 성능에 관계되는 속도(V speed)의 정의

- V_{so} (Stalling speed in the landing configuration): 착륙외장(landing configuration) 상태에서의 실속속도를 말하며 속도계에 흰색의 원호(white arc)로 표시되어 있는 아랫부분(최저속도)이다.
- V_{s1} (Stalling speed in the specified configuration): 특정한 항공기 외장상태(일반적으로 이륙 상태)에서 실속속도를 말하며 속도계에 녹색의 원호(green arc)로 표시되어 있는 아랫부분(최저속도)이다.
- V_a (Maneuvering speed): 항공기를 최대로 또는 불규칙(full and abrupt)한 조작을 하여도 항공기에 구조적손상이 가지 않는 최대 속도이다. V_a 는 항공기 무게에 비례하여 변하는데 예를 들어 항공기 무게가 감소하면 V_a 도 감소한다. 무게가 감소하면 V_a 도 감소하는 이유는 V_a 는 항공기를 최대로 또는 불규칙(Full and abrupt)한 조작을 하여도 항공기에 구조적으로 손상되

지 않는 최대 속도이다. 구조적 손상은 해당 항공기의 정해진 하중계수(Load factor)를 초과할 때 발생한다. 예를 들어 감항 분류가 보통(Normal Category)인 항공기의 경우 최대 허용 하중계수(Load factor)는 +3.8g-1.52g로 제한되어 있다. 하중계수(Load factor)는 비행 중 발생하는 총 양력(total Lift)를 항공기 무게로 나눈 값이다.

$$Load\ factor = \frac{Lift}{Weight}$$

위의 수식에서 항공기 무게(W)가 감소한 상태에서 양력의 크기가 변하지 않는다면 하중계수는 증가하여 허용한계치를 초과할 수 있다. 허용한계치를 초과하지 않기 위해서는 무게가 감소함에 따라 양력의 크기도 줄여야 하는데 양력의 크기는

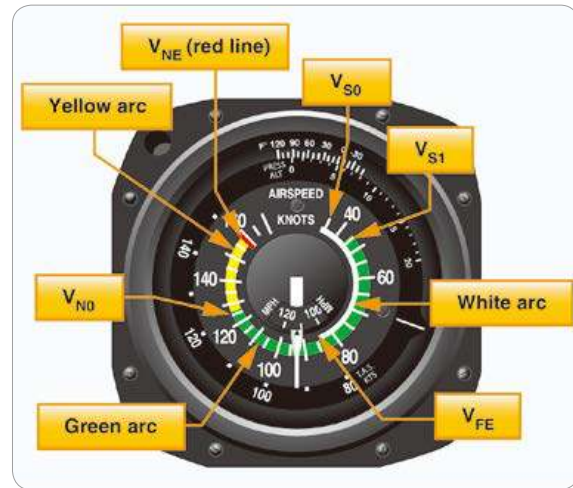
$$Lift = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

이므로 양력을 줄이기 위해서는 속도를 줄여야 한다.

- V_{FE} (Maximum flap extended speed): 플랩(Flaps)을 내린 상태에서 유지할 수 있는 최대 속도로서 속도계에 흰색의 원호(white arc)로 표시되어 있는 윗부분(최고속도)을 말한다.
- V_{LO} (Maximum landing gear operating speed): 착륙장치(Landing gear)를 올리거나 내릴 때 허용되는 최대 속도를 말한다.
- V_{LE} (Maximum landing gear extended speed): 착륙장치(Landing gear)를 내린 상태

에서 비행할 수 있는 최대 속도를 말한다.

- V_{NE} :(Never exceed speed): 초과해서는 안되는 최대 속도로 속도계에 붉은색으로 표시되어 있다.
- V_{NO} (Maximum structural cruising speed): 항공기에 구조적 손상을 끼치지 않는 최대 속도로서 기류가 안정(smooth air)된 상태에서 이 범위의 속도를 유지할 수 있으며 속도계에 노란색 원호(yellow arc)의 끝부분(최대 속도)에 표시되어 있는 속도를 말한다.
- V_R (Rotation speed): 조종사가 이륙을 위해 조종간을 당기기 시작하는 속도
- V_{LOF} (Lift off speed): 이륙 중에 항공기가 부양되는 속도
- V_{MC} :(Minimum control speed with the critical engine inoperative): 쌍발엔진 항공기에서 한쪽 엔진이 정지하였을 경우 최대 5° 경사각(bank angle)을 유지한 상태에서 좋은 쪽 엔진의 최대 출력과 최대한의 러더(rudder)를 사용하여 방향유지(직진수평비행)를 할 수 있는 최소 속도를 말한다.
- V_X (Speed for best angle of climb): 최단거리에서 최대로 상승할 수 있는 최대 상승각 속도이다.
- V_Y (Speed for best rate of climb): 최단시간 내에 최대로 상승할 수 있는 최대 상승률 속도이다.
- V_1 (Take off decision speed): 이륙할주 중에 한쪽 엔진이 고장 났을 경우 이륙 여부를 결정하는 속도로서 조종사가 엔진의 부작동상태를 인지한 후 이륙을 계속할 것인지 또는 중단할



[그림 4-17] 속도계의 색 표시

것인지를 결심하는 기준속도이다.

- V_2 (Minimum take off safety speed): 이륙 중에 한쪽 엔진이 고장 났을 경우 나머지 엔진을 이용하여 안전하게 상승할수 있는 속도로서 35ft상공에서 Stall speed(with T/O configuration)의 120% 또는 V_{MCA} 의 110%보다 크거나 같아야 한다(FAR part25.107).
- V_{REF} (Landing reference speed or threshold crossing speed): 착륙하기 위해 Threshold를 50ft로 통과할 때의 기준 속도로 통상 V_{SO} 의 1.3 배 이다. 참고로 비행장주(Traffic Pattern)에서 일반적인 V_{REF} 는 다음과 같다.

Down wind leg :	$V_{REF} + 20\text{knots}$
Base Leg :	$V_{REF} + 10\text{knots}$
Final Leg :	$V_{REF} + 5\text{knots}$
50ft over Threshold :	V_{REF}

2.2 항공기 성능에 영향을 미치는 요인 (Factors Affecting Performance)

2.2.1 국제표준대기(International Standard Atmosphere, ISA)

항공기 성능에 영향을 미치는 중요한 요인 중의 하나는 대기(atmosphere)의 상태이다. 대기는 지구를 둘러싸고 있는 기체를 말하며 온도에 따라 대류권, 성층권, 중간권, 열권, 극 외권으로 나눈다. 비행에 영향을 미치는 각종 기상현상은 대류권 이하에서 발생하고 지역과 시간에 따라 수시로 변하므로 항공기의 성능문제를 계산하고 비교하기 위해서는 표준대기 조건을 설정할 필요가 있다.

기온, 기압 등을 실제대기의 평균상태와 비슷하

도록 대기 상태를 국제적으로 정하였는데 이를 국제표준대기라 한다. 국제민간항공기구(ICAO)가 채택한 국제 표준대기는 해면고도에서 온도는 15℃ (59°F), 표준기압은 1013.25hPa(29.92inHg)이며, 고도가 상승함에 따라 온도는 1,000피트당 약 2℃ (3.5°F) 감소하며, 기압은 1,000피트당 약 1inHg(약 33hPa) 감소한다.

2.2.2 공기 밀도(Air Density)

항공기 성능에 영향을 미치는 중요한 요인의 공기의 밀도이다. 고도가 상승함에 따라 공기 밀도는 감소하는데, 공기밀도가 감소하면 엔진 출력이 감소되고, 프로펠레에서 추진되는 공기의 양이 적어지며 양력이 감소하므로 항공기 성능이 저하된다. 따라서 항공기 성능을 파악하기 위해서는 우선 항공기가 운항되는 밀도고도를 알아야 한다.

공기밀도는 기압과 공기의 온도에 따라 변하므로 기압이 일정하다고 가정했을 때 밀도고도(Density altitude)는 기압고도(Pressure altitude)에서 공기 온도를 보정한 고도이다.

밀도고도(Density altitude)의 계산

기압고도의 산출

밀도고도를 산출하기 이해서는 우선 기압고도(Pressure altitude)를 알아야 한다. 기압고도는 QNH로 맞추어진 진고도를 표준대기압 29.92inHg(1013.2hPa)으로 환산한 고도이다. 기압고도를 구하는 방법은

[표 4-4] 국제표준대기

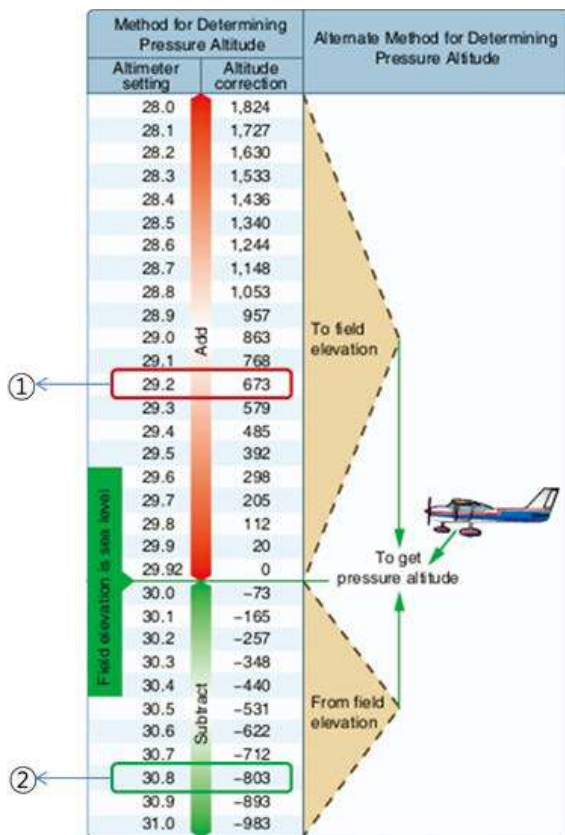
Altitude (ft)	Pressure (°Hg)	Temperature	
		(°C)	(°F)
0	29.92	15.0	59.0
1,000	28.86	13.0	55.4
2,000	27.82	11.0	51.9
3,000	26.82	9.1	48.3
4,000	25.84	7.1	44.7
5,000	24.89	5.1	41.2
6,000	23.98	3.1	37.6
7,000	23.09	1.1	34.0
8,000	22.22	-0.9	30.5
9,000	21.38	-2.8	26.9
10,000	20.57	-4.8	23.3
11,000	19.79	-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

- 도표를 이용하여 구하는 방법

공항의 표고를 1,000피트라고 가정했을 때

① QNH가 29.20inHg일 경우 기압고도는
 $1000+673=1,673$ 피트가 되며

② QNH가 30.80inHg일 경우 기압고도는
 $1000-803=197$ 피트가 된다.



[그림 4-18] 기압고도 환산표

- 고도계를 이용하여 기압고도를 구하는 방법

기압고도계의 기압설정 창(Barometric scale window)에 현재의 기압치(QNH) 대신 29.92inHg(1013.2hPa)를 맞추어 지시되는 고도가 기압고도이다.

- 계산에 의한 방법

계산에 의한 산출 방법은 기압은 1,000피트당 약 1inHg(약 33hPa) 감소하므로 예를 들어 비행장 표고가 500피트이고 현재의 QNH가 30.12inHg라 할 때 기압고도는 200ft 낮은 300피트가 된다($30.12-29.92=0.2 \times 1,000=200$ ft).

- 밀도고도의 산출 방법

밀도고도(Density altitude)는 기압고도에서 비표준 대기온도를 보정한 고도이다.

밀도고도 비행하는 외기의 온도를 표준온도와 비교하여 계산하거나 e6b Flight computer를 이용하여 구할 수 있다.

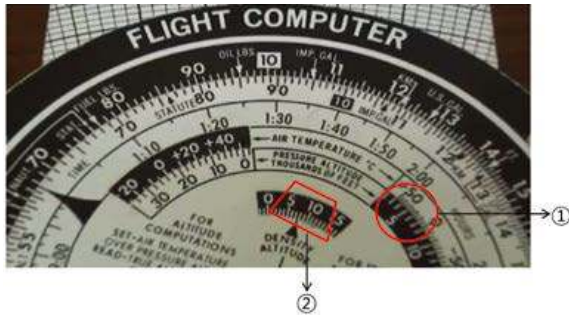
- 온도에 의한 계산방법

밀도고도는 기압고도에서 온도를 보정한 고도이므로 현재 기압고도에서의 외기온도가 표준대기 온도감소에 따른 온도와 같다면 밀도고도와 기압고도는 같게 된다. 예를 들어 표준대기는 1,000피트당 2℃씩 감소하므로 3,000ft에서는 6℃가 감소하여 3,000ft에서의 표준대기 온도는 9℃가 된다. 3,000ft 온도가 9℃라면 기압고도와 밀도고도는 같아지게 된다.

만일 3,000ft의 온도가 19℃라고 하면 표준대기 온도보다 10℃ 더 높게 된다. 기압이 일정하다고 가정했을 때 기온이 높을수록 공기밀도는 희박해지므로 밀도고도는 기압고도보다 높게 된다.

표준대기 온도와 비교하여 $\pm 15^{\circ}\text{F}(\pm 8.5^{\circ}\text{C})$ 차이마다 밀도고도는 기압고도와 1,000ft 차이가 생긴다(1℃당 120ft의 차이 혹은 1F당 70ft의 차이).

그러므로 기압고도 3,000ft의 온도가 19℃



[그림 4-19] Flight computer(e6b)를 이용하여 밀도고도를 구하는 방법

일 경우, 밀도고도는 기압고도보다 1,200ft 높은 4,200ft(3,000+10×120=4,200ft)가 된다.

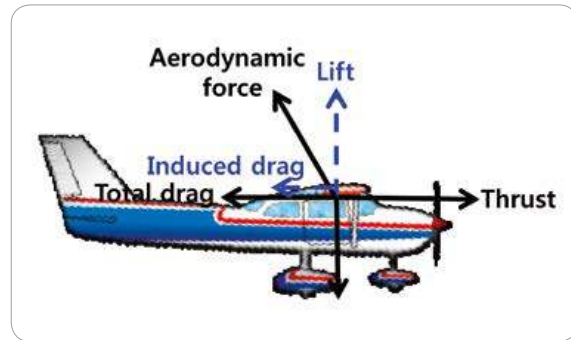
- Flight computer(e6b)를 이용하여 밀도고도를 구하는 방법

예를 들어 어느 공항의 표고(Field elevation)가 4,708ft이고 QNH 29.50inHg, 외기온도가 30℃일 때 밀도고도를 구하는 방법은

- (1) 기압고도를 구한다. 현재 QNH가 29.50inHg 이므로 [그림 4-18]을 이용하여 표고 4,708ft에 392ft를 더한 5,000ft가 기압고도가 된다.
- (2) 기압고도 5,000ft에 외기온도 30℃를 맞춘 다음(위의 그림 ①)
- (3) 위의 그림 ②의 밀도고도 창 화살표에 일치하는 고도(약 7,000ft)가 밀도고도가 된다.

2.2.3 항공기 성능을 비교하기 위한 고려사항 (Consideration for Comparing Performance)

항공기 성능비교는 일정한 속도를 유지하며 직진 수평비행하거나 정속 상승/강하하는 비 가속비행을



[그림 4-20] 비행 중인 항공기에 작용하는 힘

전제로 한다. 비 가속 비행은 항공기에 작용하는 양력과 무게 그리고 항력과 추력은 각각 크기가 같아 균형을 이루는 상태이므로

$$Thrust = Drag, Lift = Weight$$

로 생각할 수 있다.

2.3 필요추력(Thrust required)과 필요마력(Power required)

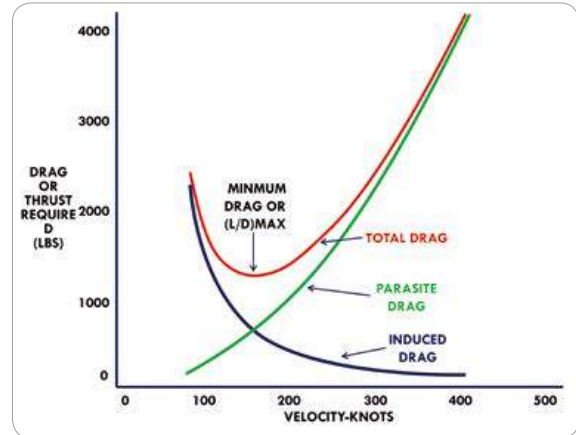
2.3.1 필요추력(Thrust required, T_R)

일정한 고도와 속도를 유지하기 위해서는 항공기를 전진시키는 추력이 필요하며 대기 중을 비행하는 항공기는 항공기의 특성(Characteristics), 즉 항공기의 무게와 외장상태(Configuration)에 따라 발생하는 항력의 크기가 달라지는데, 비 가속비행을 할 때 추력은 항력의 크기와 같아지며, 항력에 대응되는 힘을 필요추력이라 한다. 비 가속 비행을 할 때 추력은 비행 중 발생하는 항공기의 총 항력(Total

drag)과 같으므로 총 항력 곡선과 필요추력 곡선은 동일하다.

• 필요추력과 속도의 관계

- 유도항력(Induced drag)은 속도의 제곱에 반비례하므로 유도항력에 대응하는 필요추력 또한 속도의 제곱에 반비례한다.
- 유해항력(Parasite drag)은 속도의 제곱에 비례하므로 유해항력에 대응하는 필요추력 또한 속도의 제곱에 비례한다.

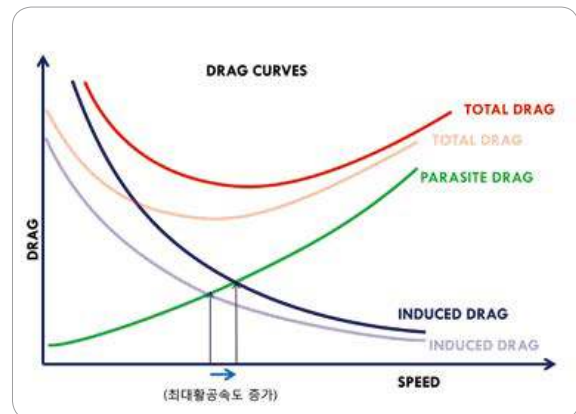


[그림 4-21] 총 항력 곡선

• 최대 양력과 항력의 비(양항비): $(L/D)_{MAX}$

최대 양항비가 이루어지는 속도는 [그림 4-21]에서 항력(필요추력)이 최소가 되는 지점이다. 최대 양항비 조건에서 얻을 수 있는 항공기 성능은 다음과 같다.

- 최대 체공 성능(Max endurance): JET A/C
- 최대 순항거리 성능(Max range): PROP' A/C
- 최대 상승각 성능(Max climb angle): JET A/C
- 최대 활공성능(Max power-off glide range): PROP' & JET A/C



[그림 4-22] 항공기 무게 증가에 따른 필요추력의 변화

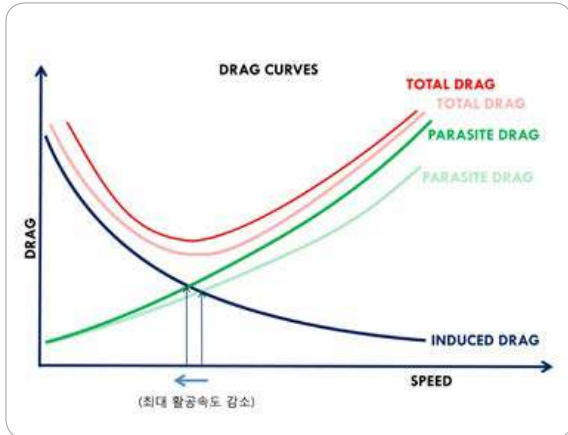
• 항공기 무게 변화와 필요추력의 관계

일정한 속도와 고도를 유지한다고 가정했을 때 항공기 무게가 증가하면 조종사는 고도를 유지하기 위해서 증가된 무게만큼 양력을 증가시켜야 하므로 받음각을 증가시켜야 한다. 받음각이 증가되면 유도항력(Induced drag)이 증가하므로 [그림 4-22]에서 왼쪽의 유도항력곡선이 증가하여 오른쪽 위로 이동하므로 그에 따라 총항력곡선은 오른쪽으로 위로 증가하여 이동한다. 그 결과 항력이 최소가 되는 최대

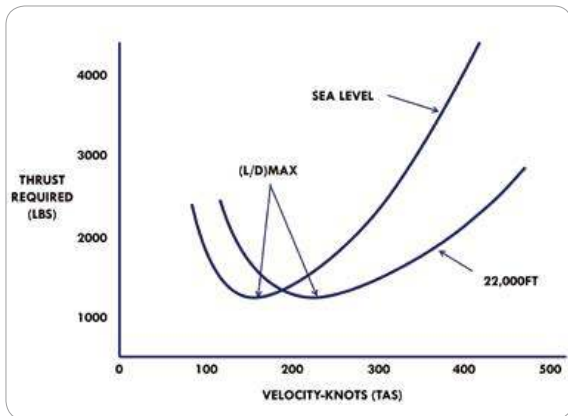
양항비 속도는 오른쪽으로 이동(증가)되고 필요추력과 속도는 약간 증가한다.

• 항공기 외장(Configuration)의 변화와 필요추력의 관계

일정한 속도와 고도를 유지한다고 가정했을 때 착륙장치(Landing gear) 혹은 플랩(Flaps)을 내리면 유해항력(Parasite drag)이 증가된다. 유해항력이 증가되면 [그림 4-23]에서 유해항력곡선이 왼쪽 위로 이동하므로 총 양력(Total drag) 곡선은 같이 원



[그림 4-23] 항공기 외장(Configuration)변화와 필요추력의 변화



[그림 4-24] 고도(공기 밀도) 변화와 필요추력의 관계

쪽 위로 이동하게 되어 항력이 최소가 되는 최대 양항비 속도는 왼쪽으로 이동(감소)하고 필요추력은 증가한다.

• 고도(공기 밀도) 변화와 필요추력의 관계

최대 양항비(최대 활공속도) 조건을 유지한다고 가정했을 때 고도가 증가되면 공기밀도가 감소되어 양력이 줄어들게 되므로 줄어든 양력을 보충하기 위해서 받음각을 증가시켜야 하며 받음각이 증가되면 유도항력은 증가된다. 반대로 공기밀도가 감소하면 유

해항력은 감소된다. 증가하는 유도항력곡선은 오른쪽 위로 이동하며 감소되는 유해항력 곡선은 오른쪽 아래로 이동한다. 고도가 증가하여도 최대양항비 조건을 만족시키는 항력의 크기는 변함이 없으므로 필요추력도 변함이 없으며 최대 양항비를 이루는 속도 (TAS)는 증가한다.

2.3.2 필요마력(Power required, P_R)

필요마력은 항력과 균형을 이루기 위해서 요구(필요)되는 동력이다. 이를 수식으로 표현하면

$$P_R = \frac{T_R V}{325} (V; TAS)$$

• 필요마력과 속도의 관계

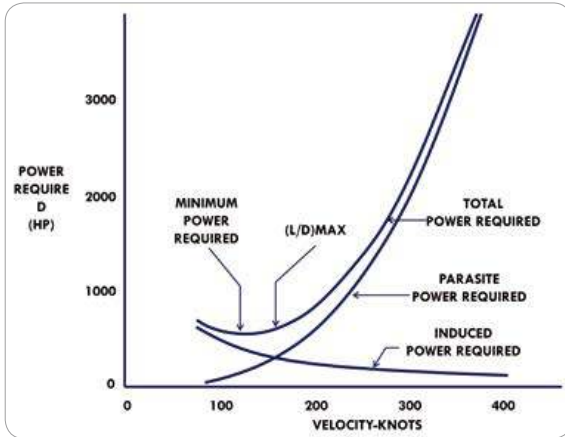
- 유도항력에 대응하는 필요추력은 속도의 제곱에 반비례하며 유도항력에 대응되는 필요마력은 속도에 반비례한다. 이를 수식으로 나타내면

$$\frac{T_{Ri2}}{T_{Ri1}} = \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^2 \text{ 이므로}$$

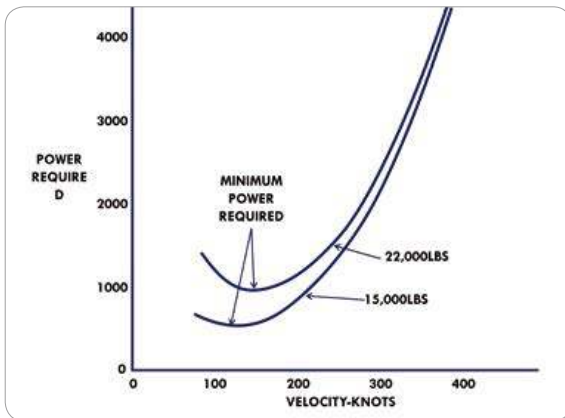
$$\frac{P_{Ri2}}{P_{Ri1}} = \frac{T_{Ri2} V_2}{T_{Ri1} V_1} = \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^2 \left(\frac{V_2}{V_1}\right) = \frac{V_1}{V_2}$$

- 유해항력에 대응하는 필요추력은 속도의 제곱에 비례하며 유해항력에 대응되는 필요마력은 속도의 3제곱에 비례한다. 이를 수식으로 나타내면

$$\frac{T_{Rp2}}{T_{Rp1}} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 \text{ 이므로}$$



[그림 4-25] 필요마력과 속도



[그림 4-26] 항공기 무게와 필요마력

$$\frac{P_{Rf2}}{P_{Rf1}} = \frac{T_{Rf2} V_2}{T_{Rf1} V_1} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 \left(\frac{V_2}{V_1}\right) = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^3$$

총 항력에 대응되는 총 필요마력을 Graph로 표시하면 [그림 4-25]와 같다.

- 항공기 무게의 변화와 필요마력의 관계 동력은

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{T_2 V_2}{T_1 V_1} = \frac{D_2 V_2}{D_1 V_1}$$

의 관계식으로 나타낼 수 있으며, 동일한 받음 각 (양항비)에서 등속비행을 한다고 가정할 때 양력과 무게는 같고, 추력과 항력은 같으므로

$$\frac{L_1}{D_1} = \frac{L_2}{D_2} \rightarrow \frac{L_2}{L_1} = \frac{D_2}{D_1} = \frac{T_2}{T_1} = \frac{W_2}{W_1}$$

의 관계식이 성립된다.

위의 식에서

$$\frac{D_2}{D_1} = \frac{W_2}{W_1} \text{ 을}$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{T_2 V_2}{T_1 V_1} = \frac{D_2 V_2}{D_1 V_1} \text{ 에 대입하면}$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{W_2}{W_1} \frac{V_2}{V_1} \text{ 이 되며}$$

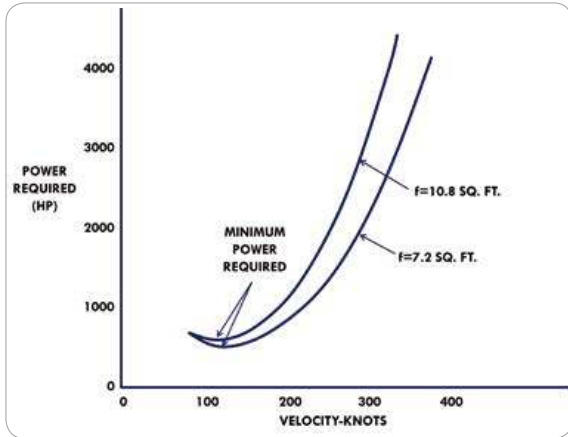
$$\text{무게와 속도의 관계는 } \frac{V_2}{V_1} = \sqrt{\frac{W_2}{W_1}} \text{ 이므로}$$

항공기 무게와 필요마력의 관계는

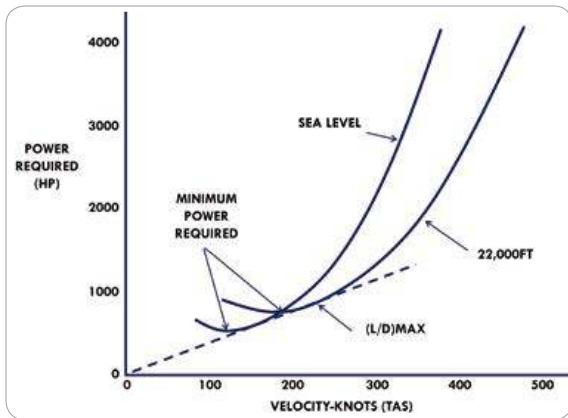
$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{W_2}{W_1} \frac{V_2}{V_1} = \frac{W_2}{W_1} \left(\sqrt{\frac{W_2}{W_1}}\right) = \left(\frac{W_2}{W_1}\right)^{\frac{3}{2}}$$

으로 나타낼 수 있다.

항공기 무게가 증가하면 유도항력이 증가하므로 유도항력곡선은 오른쪽 위로 이동하므로 총 항력 곡선도 오른쪽 위로 이동한다. 이에 대응하는 필요마력 곡선도 오른쪽으로 이동하여 속도와 필요마력은 증가한다.



[그림 4-27] 항공기 외장(Configuration)의 변화와 필요마력



[그림 4-28] 고도(공기 밀도)의 변화와 필요마력의 관계

- 항공기 외장(Configuration)의 변화와 필요마력의 관계

일정한 속도와 고도를 유지한다고 가정했을 때 착륙장치(Landing gear) 혹은 플랩(Flaps)을 내리면 유해항력(Parasite drag)이 증가된다. 유해항력이 증가되면 유해항력 곡선은 왼쪽 위로 이동하며 총항력 곡선도 왼쪽 위로 이동한다. 이에 대응하는 필요마력 곡선도 왼쪽 위로 이동하며 속도는 감소하고 필요마력은 증가한다.

- 고도(공기 밀도) 변화와 필요마력의 관계

최대 양항비(최대 활공속도)조건을 유지한다고 가정했을 때 고도가 증가하면 공기밀도가 감소되어 양력이 줄어들게 된다. 줄어든 양력을 보충하기 위해서는 받음각을 증가시켜야 하므로 유도항력은 증가되며 유도항력에 대응되는 필요마력곡선은 오른쪽 위로 증가한다. 반대로 유해항력은 공기밀도가 감소하여 유해항력에 대응되는 필요마력 곡선은 오른쪽 아래로 기울어지게 된다. 고도가 증가하여도 최대 양항비 조건을 만족시키는 항력의 크기는 변함이 없지만 속도(TAS)는 증가한다. 최대 양항비 속도(TAS)가 증가하므로

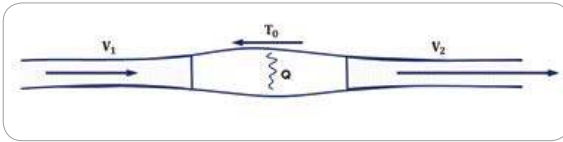
$$Power = (Thrust) (Velocity)$$

의 식에서 필요마력도 증가한다.

2.4 이용마력(Power available)과 이용추력(Thrust available)

이용마력은 추력을 얻기 위해 엔진에서 발생시키는 출력의 크기를 말한다. 엔진에서 발생하는 에너지를 이용하여 프로펠러를 회전시켜 추진력을 얻는 항공기는 프로펠러와 같은 동력 축에 연결된 발전기나 압축기 등을 작동시키는데 엔진 출력의 일부가 소모되고, 프로펠러의 효율 문제로 엔진에서 발생하는 에너지 전부를 추진력으로 사용되지 못한다.

제트 항공기의 경우에도 흡입구나 덕트(duct)를 지나면서 생기는 손실로 인하여 동력장치의 출력이 전부 추진력으로 이용되지 못한다.



[그림 4-29] 항공기의 추진원리

2.4.1 항공기 추진 원리(Propulsion Principles)

항공기의 추진원리는 뉴턴(NEWTON)의 운동 법칙($F = ma$)과 작용반작용의 법칙으로 설명할 수 있다. 위의 그림에서와 같이 엔진 혹은 프로펠러를 통과하는 공기가 증속되어 발생시키는 힘의 반작용으로 추진력을 얻게 되는 것이다. 추진력은 흡입 및 분출되는 공기의 양과 속도 차이에 의해 결정된다. 이를 수식으로 나타내면

$$Thrust = Q(V_2 - V_1)$$

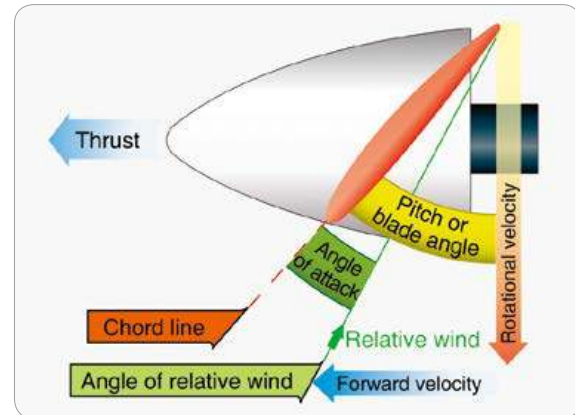
(Q : 공기의 양, V_2 : 분출속도, V_1 : 흡입속도)

일반적으로 프로펠러 추진항공기는 프로펠러를 통과하는 공기의 양을 많게 하고, 제트 엔진 추진항공기는 엔진을 통과하는 공기속도의 차이를 크게 하여 추진력을 얻는다.

프로펠러 항공기의 추진원리

프로펠러는 엔진에서 발생되는 동력(power plant shaft horsepower)을 추진동력(propulsive power)으로 변환시키는 장치이다.

즉, 엔진에서 발생하는 동력을 이용하여 프로펠러를 회전시켜 프로펠러를 통과하는 공기흐름의 양과 속도를 증가시켜 그 반작용으로 전진속도를 얻어내는 것이다.



[그림 4-30] 프로펠러의 깃 각(Blade Angle)과 받음각(Angle of Attack)

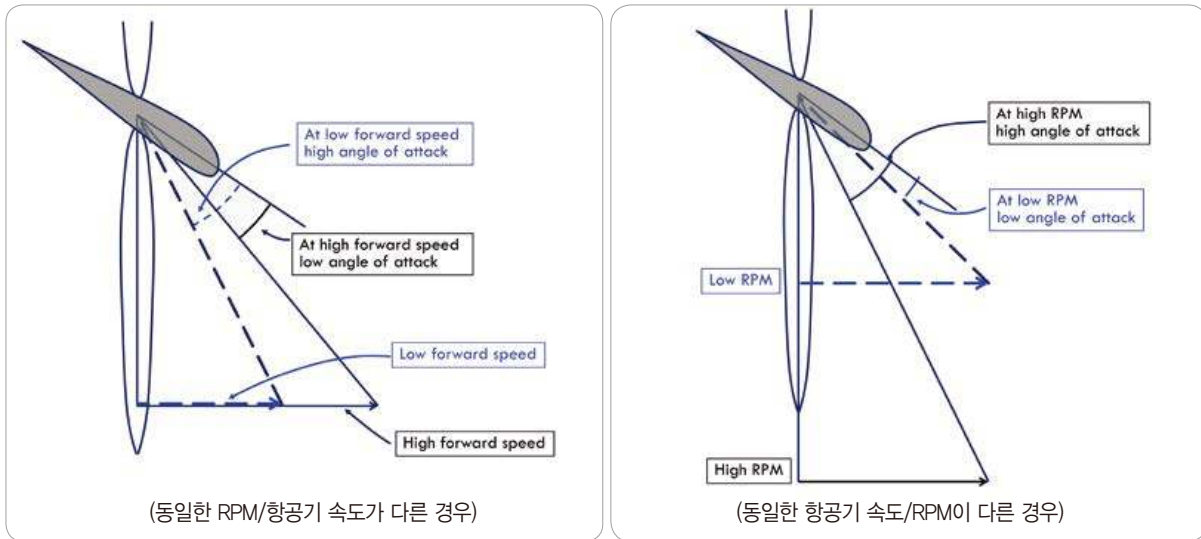
프로펠러 이론

- 프로펠러의 깃 각(Blade Angle)과 받음각(Angle of Attack)

프로펠러는 회전운동을 하므로 프로펠러의 중심(hub)에서 바깥쪽(tip)으로 나갈수록 선속도가 커지게 된다.

프로펠러의 깃(blade)에서 얻어지는 양력(추력)의 크기는 깃의 선속도의 제곱에 비례하므로 프로펠러의 깃 각은 끝(tip)쪽으로 갈수록 작아지도록 비틀어져(twist) 있다. 만약 깃 각이 비틀어져 있지 않으면 프로펠러의 끝 부분에서 많은 양력(추력)이 발생하게 되며 그 결과 과도한 하중이 걸리게 되어 프로펠러가 손상된다.

프로펠러의 깃에 작용하는 받음각은 프로펠러의 시위선(chord line)과 프로펠러에 작용하는 상대풍(relative wind)이 이루는 각이다. 프로펠러에 작용하는 상대풍은 프로펠러의 회전속도(propeller RPM)와 비행기 전진속도의 합력이 이루는 선이다. 전진속도가 없을 때는 깃 각(blade angle) 자체가



[그림 4-31] 비행기 전진속도와 받음각

받음각이 되며 RPM이 일정하다고 가정했을 때 전진속도가 작을수록 받음각은 증가하고 전진속도가 증가할수록 받음각은 감소한다.

• 비행기 전진속도와 깃 각(blade angle)

프로펠러의 깃 각이 고정되어 있는 고정피치프로펠러(fixed pitch propeller)는 항공기 전진속도에 따라 프로펠러 깃에 작용되는 받음각이 변하게 된다. 항공기 전진속도에 따라 받음각이 적절하지 않을 때는 효율이 상당히 떨어지므로 이를 개선하기 위해 전진속도가 변하면 깃 각이 바뀌어 받음각을 최적의 상태로 유지되도록 하는 가변피치 프로펠러(controllable pitch propeller)가 사용되고 있다.

항공기 속도가 달라지는 각 비행단계에서 항공기 전진속도와 받음각의 관계를 살펴보면

- 전진속도가 작은 경우(이륙): 이륙을 하는 경우에는 프로펠러 RPM은 최대이고 전진속도는 상

당히 작으므로 깃 각을 작은(low pitch) 상태로 하여야 한다. 만일 깃 각을 크게(high pitch) 한 상태로 이륙한다면 과도한 받음각으로 인하여 프로펠러 깃의 거의 모든 부분에서 실속이 발생하여 양력(추력)은 발생되지 않고 항력(drag)만 증가하게 된다.

- 전진속도가 큰 경우(순항비행): 프로펠러의 깃 각이 일정하다면 속도가 증가할수록 받음각은 줄어들게 되어 프로펠러의 추진효율은 감소하므로 깃 각을 증가시켜야 한다.

• 프로펠러에서 발생하는 힘(추력)

프로펠러의 깃의 단면은 날개의 날개골(airfoil)과 같으므로 프로펠러에서 발생하는 추력은 날개에서 발생하는 양력과 같은 방법으로 이해할 수 있다.

비행기 날개에서 얻어지는 공기의 힘 F 는 공기 밀도, 날개의 면적과 속도의 제곱에 비례하므로 이를 수식으로 나타내면 $F \propto \rho S V^2$ 이 된다.

그러므로 프로펠러에서 얻어지는 추력(T)은

$$T \propto (\text{공기밀도}) \\ (\text{프로펠러 회전면의 넓이}) \\ (\text{프로펠러 깃의 선속도})^2 \text{가 된다.}$$

프로펠러의 지름을 D, 회전속도를 n이라 하면 프로펠러가 회전하면서 만들어지는 회전면의 넓이는

$$\frac{\pi D^2}{4} \text{가 되며}$$

프로펠러 깃의 선속도는

$$wr = 2\pi nr = \pi Dn \text{ 이 된다.}$$

이를 $T \propto (\text{공기밀도})$

$$(\text{프로펠러 회전면의 넓이}) \\ (\text{프로펠러 깃의 선속도})^2 \text{에 대입하면}$$

프로펠러에서 발생되는 추력의 크기는

$$T = C_t \rho n^2 D^4 (C_t : \text{추력계수}) \text{이 된다.}$$

• 프로펠러의 효율

프로펠러의 효율은 엔진에서 발생된 동력을 프로펠러를 회전시켜 발생하는 추력의 크기가 클수록 효율이 좋다. 프로펠러의 효율은 엔진으로부터 프로펠러에 전달된 동력과 프로펠러의 회전으로 얻어진 추진 동력의 비율이다.

- 프로펠러를 작동시키는 엔진의 힘(power) 프로펠러에 작용하는 토크는 모멘트의 단위이므로

토크의 크기(Q)는

$$Q = FL \\ (Q: \text{토크 모멘트,}) \\ F: \text{프로펠러에 작용하는 힘,}) \\ L: \text{프로펠러의 길이})$$

프로펠러에 작용하는 힘 F를 T($T = C_p \rho n^2 D^4$)로, 거리 L을 프로펠러의 직경D로 놓으면

$$Q = C_q \rho n^2 D^5$$

프로펠러의 축 동력(P)은 프로펠러에 작용하는 토크 값과 회전속도를 곱한 값이다. 즉 토크 값(Q)에 회전 각속도(ω)를 곱한 값이 되므로 엔진에 의해 프로펠러로 전달되는 동력 P는

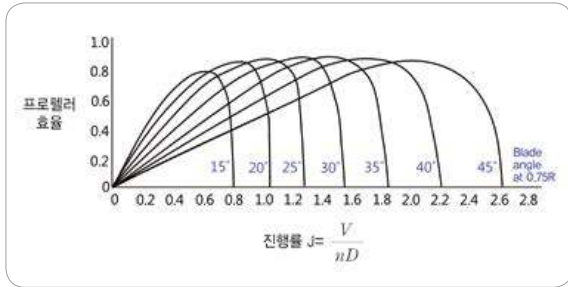
$$P = Q\omega = Q2\pi n = 2\pi C_q \rho n^3 D^5 \\ (C_q : \text{동력계수}) \text{가 된다.}$$

프로펠러의 효율(η_p)은 프로펠러에서 발생한 추력 T를 이용하여 비행기를 속도 V로서 비행기를 전진시키기 위해 이루어진 일(이용마력: TV)과 엔진으로부터 프로펠러에 전달된 축 동력(P)과의 비로 나타낸 것이므로,

$$\eta_p = \frac{TV}{P} = \frac{C_t \rho n^2 D^4 V}{C_p \rho n^3 D^5} = \frac{C_t}{C_p} = \frac{V}{nD}$$

위 수식에서 $\frac{V}{nD}$ 을 진행률이라 하며

깃의 선속도(회전속도: RPM)와 비행속도와의 관



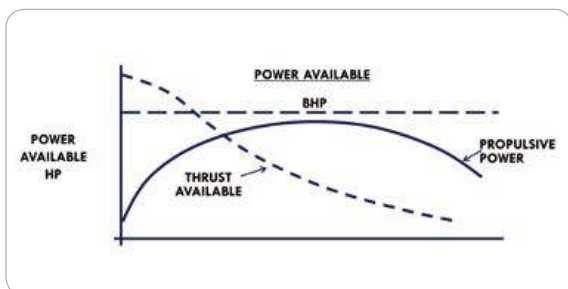
[그림 4-32] 프로펠러 깃 각과 효율

계로 나타낸다.

프로펠러의 효율을 크게 하려면 진행률이 작을 때에는 깃 각을 작게 하고, 진행률이 커짐에 따라 깃 각을 크게 하여야 한다. 따라서 이륙하거나 상승할 때는 속도가 느리므로 깃 각을 작게 하여 프로펠러 효율을 크게 하여야 한다.

2.4.2 이용마력(Power available)과 이용추력 (Thrust available) 곡선

일정한 고도를 유지한다고 가정하였을 때 왕복엔진은 엔진에서 발생하는 마력(Brake Horse Power, BHP)은 일정하고, 제트엔진 항공기는 추력(Thrust)이 일정하다. 따라서 왕복엔진에서 발생하는 마력은 속도에 관계없이 거의 일정한 직선



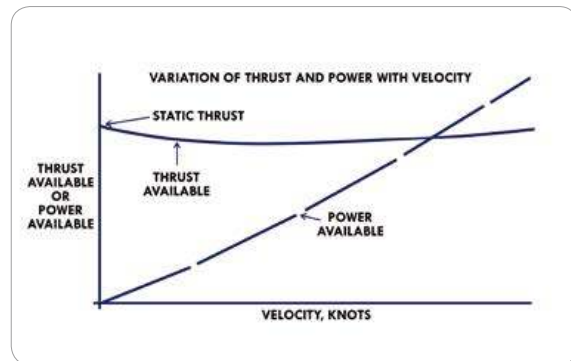
[그림 4-33] 프로펠러 추진항공기의 이용마력/이용추력 곡선

으로 나타나지만 이용마력(Pa)은 프로펠러의 효율과 엔진에서 발생하는 출력을 곱한 것이므로 [그림 4-33]과 같다.

제트엔진 항공기의 경우 추력이 일정하므로 이를 마력으로 환산하면 마력은

$$Power = Thrust \times Velocity$$

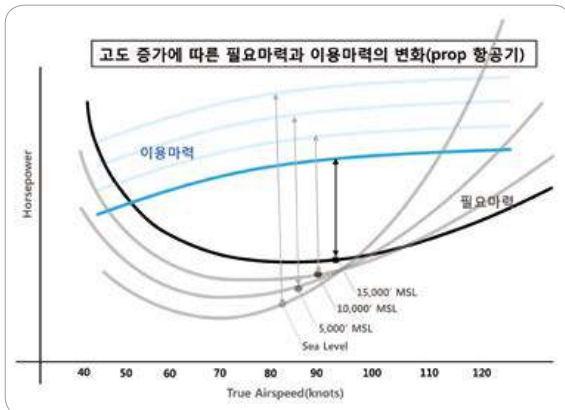
이므로 속도에 비례하여 증가하는 직선 형태의 그래프로 나타낸다.



[그림 4-34] 제트엔진 추진항공기의 이용마력/이용추력 곡선

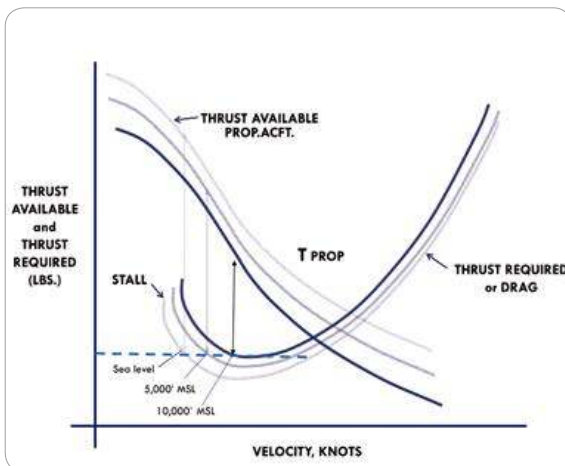
- 고도증가에 따른 이용마력의 변화(프로펠러 추진항공기)

고도가 증가하면 공기밀도의 감소로 인하여 프로펠러 혹은 엔진을 통과하는 공기의 양이 줄어들고 그에 따라 엔진의 효율이 감소하므로 이용마력은 감소한다.



[그림 4-35] 고도의 증가에 따른 이용마력과 필요마력의 변화

- 고도의 증가와 이용추력의 변화(프로펠러 추진 항공기)



[그림 4-36] 고도증가에 따른 이용추력의 변화

2.5 비행 단계별 항공기 성능

2.5.1 이륙성능(Take off performance)

이륙 거리의 정의와 이륙성능에 영향을 미치는 요소

이륙성능은 여러 가지 변화되는 조건에서 항공기가 이륙하는 데 필요한 이륙거리를 계산하는 것이다. 이륙성능에 영향을 미치는 요소는 항공기의 무게, 추력, 외기온도, 기압고도(pressure altitude), 바람의 방향과 속도, 활주로 경사도(runway slope), 활주로의 표면상태(runway surface conditions) 등이 있다.

이륙거리(Take off distance)는 항공기가 움직이기 시작한 지점에서부터 부양하여 단발 프로펠러 추진항공기는 50피트, 쌍발엔진 및 제트추진항공기는 35피트의 상공에 도달하는 지점까지의 거리이다.

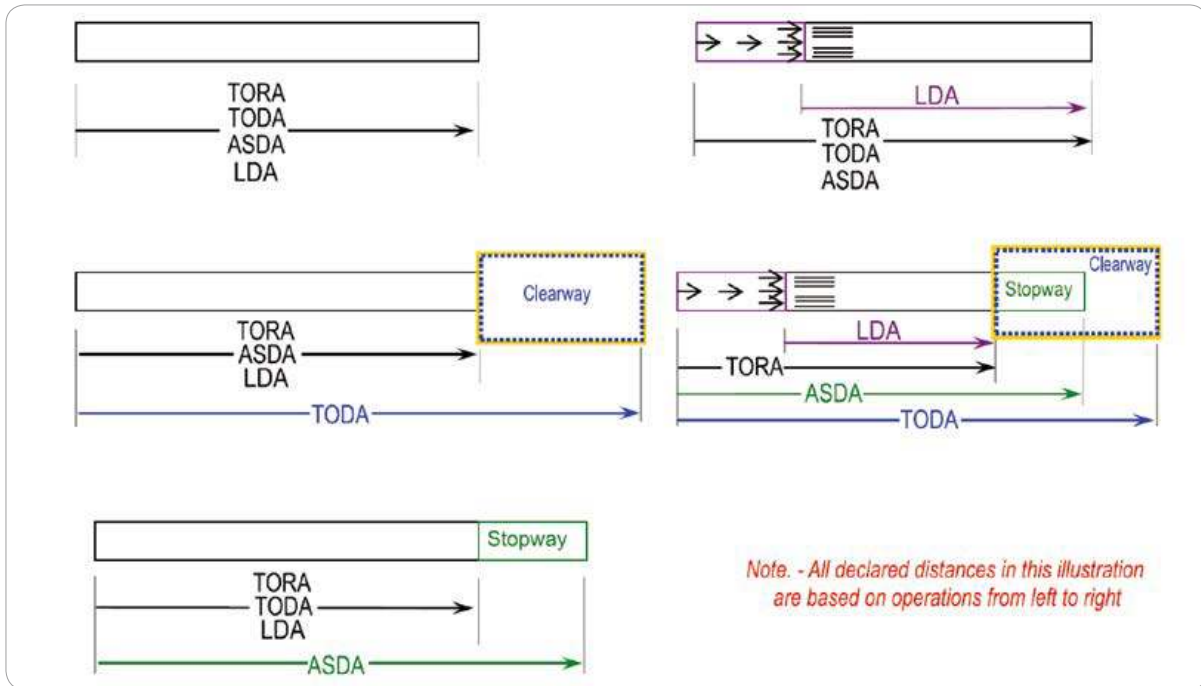
이륙에 필요한 활주로 유효거리
(Runway Declared Distance)

조종사는 항공기 상태, 기상 및 활주로 상태 등에 따라 달라지는 이륙성능이 해당 공항에 공표된 Runway Declared Distance를 만족하는지 판단하여야 한다.

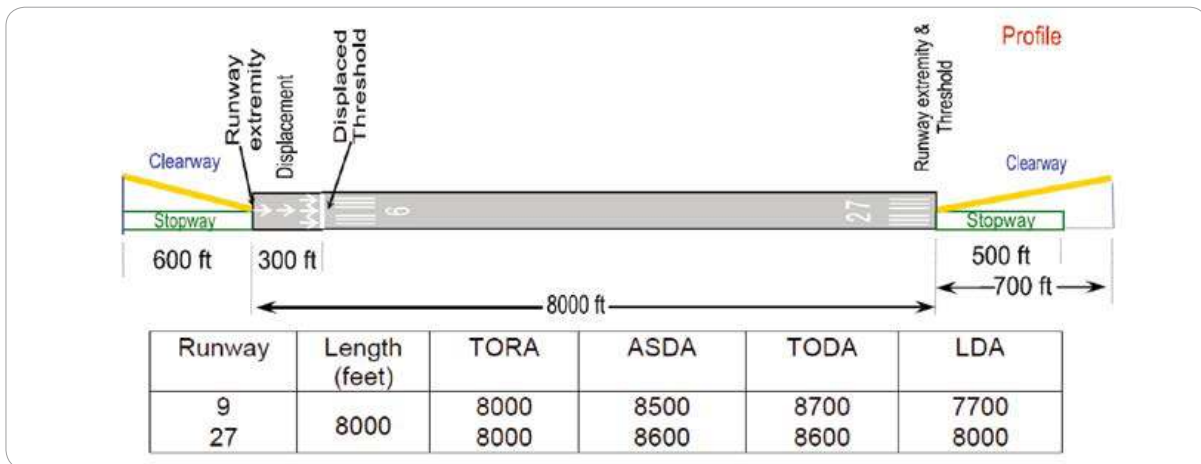
- 유효 이륙 활주거리:

TORA(Take Off Run Available)

TORA는 항공기가 이륙할 때 지상 활주에 필요한 활주로 길이로서 활주로의 길이와 같거나 짧다. TORA는 활주로 시작(또는 displaced threshold의 시작지점)부터 활주로 끝까지의 거리이며 이륙활주



[그림 4-37] 이륙/착륙에 필요한 활주로 유효거리(Runway Declared Distance)



[그림 4-38] 이륙/착륙에 필요한 활주로 유효거리의 예

는 TORA를 초과해서는 안 된다.

- 유효 이륙 거리:
TODA(Take Off Distance Available)

TODA는 TORA에 개방구역(Clear way)을 더한 거리로서 활주로의 개방구역이 설치되어 있으면 유효 이륙거리가 길어지게 되어 보다 큰 중량으로 이륙이 가능하다.

개방구역(Clear way):

개방구역은 활주로 끝 부분에 이어져 있는 장애물이 없는 평탄한 구역으로 공항당국의 관리 하에 있는 구역으로서 중심선은 활주로 중심선과 일치하고 폭은 500피트 이상이며 상승구배 1.25%인 표면 위에 장애물이 없어야 한다. 개방구역은 가속진행거리로 사용가능하고 V_2 가 확보될 때까지의 거리를 말하며 그 길이는 TORA의 1/2을 넘지 않아야 한다.

• 가속정지 가용거리:

ASDA(Accelerate Stop Distance Available)

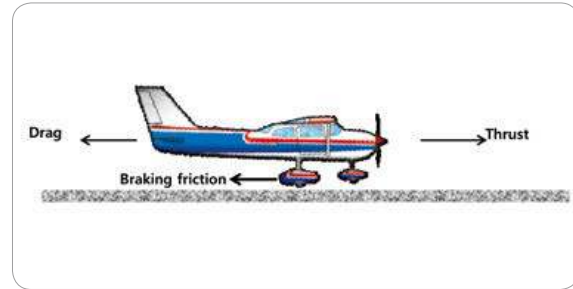
ASDA는 항공기가 이륙을 포기하는 경우에 항공기를 정지시키는 데 적합하다고 결정된 거리이다. 이는 이륙활주가용거리(TORA)에 정지로(Stop way)를 더한 거리이다.

정지로(STOP WAY):

정지로는 활주로 중심선 연장에 있는 포장 면이다. 정지로는 이륙을 포기한 항공기를 감속시키는 데 사용되고 정지로의 포장강도는 이륙을 포기하여 정지로에 진입할 경우 항공기에 주요적인 손상을 주지 않아야 하며 정지로의 중심선은 활주로 중심선 연장에 있고 폭은 활주로 폭 이상이어야 한다.

이륙거리(Take off Distance)의 계산

• 이륙 중 항공기에 작용하는 힘
가속을 위해 작용하는 힘(F_N)은 추력(T)에서 항력(D)과 마찰력(F)을 뺀 것으로 이를 NEWTON의 운동법칙 $F = ma$ 에 대입하면



[그림 4-39] 이륙 중 항공기에 작용하는 힘

$$F_N = T - D - F$$

$$a = \frac{T - D - F}{m} = \frac{g(T - D - F)}{W}$$

위의 식에서 이륙 중 항공기의 가속은 항공기 추력에 비례하고 무게에 반비례한다.

• 항공기 속도와 이륙거리의 관계

이륙거리는 항공기가 정지 상태에서 가속하여 이륙속도를 얻을 때까지의 거리를 말한다. 이때의 가속과정을 식으로 표시하면

$$\text{Acceleration } a = \frac{\text{속도의 변화}}{\text{시간의 변화}} = \frac{V - V_0}{t - t_0}$$

(V : velocity at time t .

V_0 : velocity at time t_0)

$$t_0 = 0 \text{ 이므로 } V = V_0 + at \text{ (식 7-1)}$$

이륙거리는 평균속도에 시간을 곱한 것이므로

$$\text{이륙거리 } S = (V_{av})(t), \quad V_{av} = \frac{1}{2}(V + V_0) \text{ 이므로}$$

$$S = \frac{1}{2} (V_0 + at + V_0)(t) = V_0 t + \frac{1}{2} at^2 \quad (\text{식 7-2})$$

(식 7-1)과 (식 7-2)에서 t를 소거하면

$$S = \frac{V^2 - V_0^2}{2a} \text{ 가 되며 } V_0 = 0 \text{ 이므로}$$

$$S = \frac{V^2}{2a} \text{ 가 된다.}$$

즉, 이륙거리는 속도의 제곱에 비례하고 가속에 반비례한다.

- 항공기 무게의 변화 이륙거리의 관계
항공기 무게와 속도의 관계는

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 SC_l \text{에서}$$

$$V = \sqrt{\frac{2W}{SC_l}} \rightarrow \frac{V_2}{V_1} = \sqrt{\frac{W_2}{W_1}}$$

$$\left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 = \left(\frac{W_2}{W_1}\right) \text{ 이 된다.}$$

항공기 무게와 가속의 관계는

$$a = \frac{g(T-D-F)}{W} \text{ 의 식에서}$$

항공기 가속은 무게에 반비례하므로

$$\frac{a_1}{a_2} = \frac{W_2}{W_1} \text{ 으로 나타낼 수 있다.}$$

이륙 거리는 속도의 제곱에 비례하고 가속에 반비례하므로

$$S = \frac{V^2}{2a} \rightarrow \frac{S_2}{S_1} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 \left(\frac{a_2}{a_1}\right) \text{로 나타낼 수 있으며}$$

$$\text{위의 식에서, } \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 = \left(\frac{W_2}{W_1}\right), \left(\frac{a_2}{a_1}\right) = \frac{W_2}{W_1} \text{ 이므로}$$

$$\frac{S_1}{S_2} = \left(\frac{W_2}{W_1}\right)^2 \text{ 이 된다.}$$

즉, 이륙 거리는 무게변화의 제곱에 비례한다. 예를 들어 항공기 무게가 10% 증가하였다면 이륙 거리는

$$\left(\frac{110}{100}\right)^2 = 121$$

즉, 21% 증가하며, 무게가 10% 감소하면 이륙 거리는

$$\left(\frac{90}{100}\right)^2 = 81 ,$$

즉 19% 감소한다.

- 바람과 이륙 거리의 관계

일정한 방향과 속도로 불어오는 바람은 항공기 가속에 영향을 미치지 않으므로

$$\frac{S_2}{S_1} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 \left(\frac{a_2}{a_1}\right) \text{ 의 식에서 } \frac{a_1}{a_2} = 1 \text{ 이 되므로}$$

$$\text{이륙 거리는 } \frac{S_2}{S_1} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 \text{ 이 된다.}$$

정풍(Head wind)일 경우 $V_2 = V_1 - V_{wind}$ 가 되며
 배풍(Tail wind)일 경우 $V_2 = V_1 + V_{wind}$ 가 된다.

따라서 정풍일 경우 이륙 거리는

$$\frac{S_2}{S_1} = \left(1 - \frac{V_{wind}}{V_1}\right)^2 \text{가 되며}$$

배풍일 경우 이륙 거리는

$$\frac{S_2}{S_1} = \left(1 + \frac{V_{wind}}{V_1}\right)^2 \text{가 된다.}$$

예를 들어 이륙 속도의 10% 크기의 정풍이 불고
 있다면 이륙 거리는

$$\left(1 - \frac{10}{100}\right)^2 = 81,$$

즉 무풍 상태보다 19% 감소되며 이륙 속도 10%
 크기의 배풍이 불고 있다면

$$\left(1 + \frac{10}{100}\right)^2 = 121 \quad 21\% \text{ 증가하게 된다.}$$

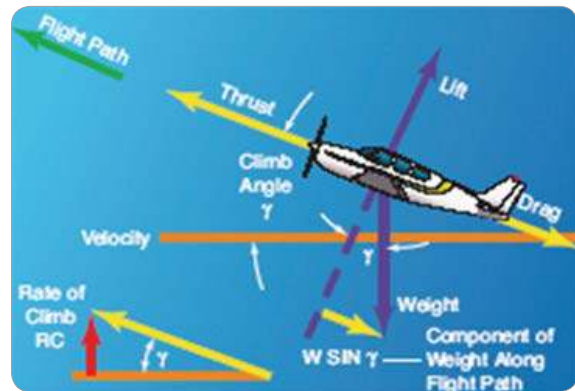
동일한 속도의 바람이라도 배풍일 경우에는 정풍
 보다 변화되는 이륙 거리가 더 길어지게 되므로 배
 풍에서 이륙하는 경우 특히 주의하여야 한다.

2.5.2 상승성능(Climb Performance)

상승각(Angle of Climb)

[그림 4-40]에서 상승하는 항공기에 작용하는 힘
 은 항공기가 전진하는 방향으로 작용하는 추력(T),

추력과 반대방향으로 작용하는 힘, 즉 항력(D)과 항
 공기가 상승함으로써 항공기 무게의 수평성분이 항
 력과 같은 방향으로 작용하는 힘($W \sin \gamma$)의 합으로
 구분된다.



[그림 4-40] 최대 상승각 속도

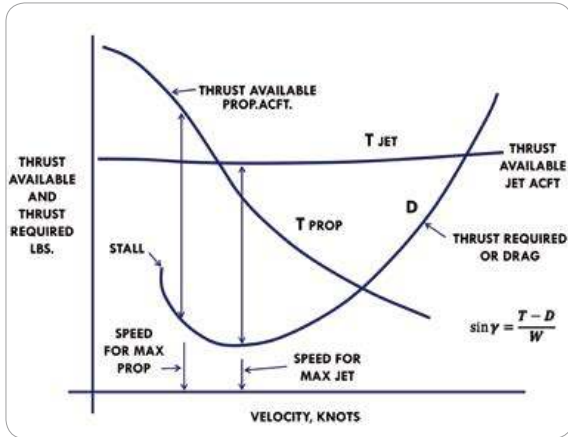
정속 상승한다고 가정했을 때 항공기가 전진하는
 힘과 반대방향의 힘은 균형을 이루어야 하므로 이를
 식으로 나타내면

$$T = D + W \sin \gamma$$

$$\rightarrow \sin \gamma = \frac{T - D}{W} = \frac{T_a - T_R}{W} \text{가 된다.}$$

위의 식에서 상승각(γ)은 이용추력(T_a)과 항력(필
 요추력: T_r)의 차이와 무게의 비에 관한 함수가 된
 다. 위의 수식에서 무게가 일정하다고 가정했을 때
 상승각(γ)이 최대가 되기 위해서는 이용추력과 항력
 (필요추력)의 차이, 즉 잉여추력(Excess thrust)이
 최대가 될 때 이루어지며 최대 상승각으로 상승할
 수 있는 속도를 T_x 라 한다.

V_x 는 Best Angle of climb speed로서 최단거리
 에서 최대로 상승할 수 있는 속도이므로 활주로 길
 이가 짧거나 장애물이 있는 지역에서 상승하는 경우



[그림 4-41] 최대 상승각 속도

조종사는 이 속도를 적용하여야 한다.

Jet 추진 항공기의 경우 V_x 는 양항비가 최대(최소 항력)의 조건에서 얻어지며 프로펠러 추진항공기는 양항비가 최대인 조건보다 낮은 속도에서 얻어진다.

V_x 는 고도가 1,000FT 상승함에 IAS는 약 0.5% 증가한다.

- 최대 상승률(Maximum Rate of Climb)
상승률은 시간당 수직상승속도이다. 아래 그림

에서 상승속도를 V 라고 하면 수직상승률(RC)은 $RC = V \sin \gamma$ 가 된다. 위의 최대 상승각 속도의 수식에서

$$\sin \gamma = \frac{T_a - T_\gamma}{W} \text{ 이므로,}$$

$$RC = V \sin \gamma = V \frac{T_a - T_\gamma}{W}$$

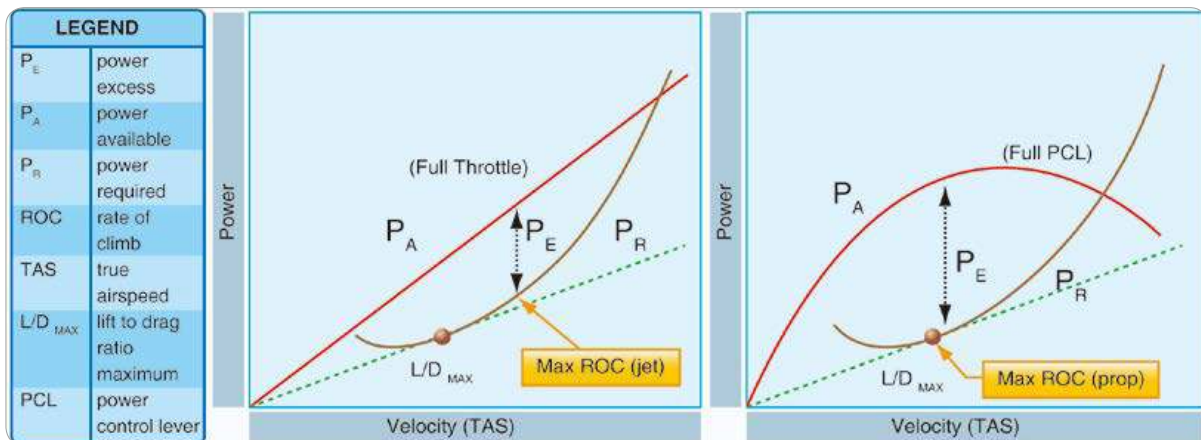
$$= \frac{T_a V - T_\gamma V}{W} = \frac{P_a - P_\gamma}{W} \text{ 이 된다.}$$

따라서 최대 상승률은 이용마력과 이용추력의 차이(Excess Power)가 최대일 때 얻어진다.

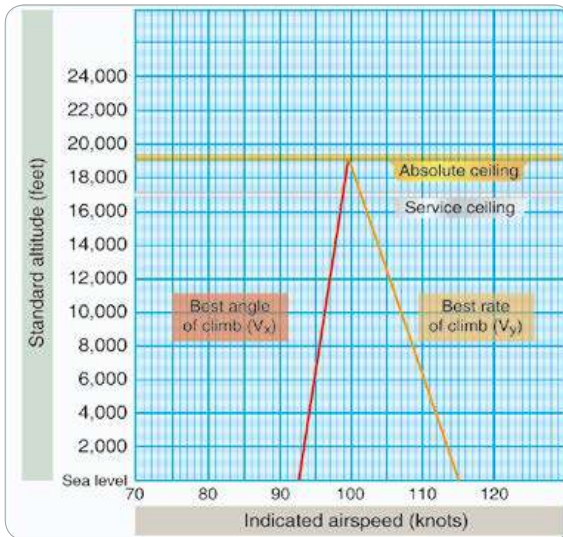
V_y 는 Best rate of climb speed로서 최단시간에서 최대로 상승할 수 있는 속도이다. V_y 는 고도가 1,000FT 상승함에 IAS는 약 1% 감소한다.

- 최대 상승한계(Absolute Ceiling)와 실용 상승한계(Service Ceiling)

고도가 증가함에 따라 공기밀도는 점차 감소한다. 공기밀도의 감소는 엔진출력을 감소시키므로 항공



[그림 4-42] 최대 상승률 속도



[그림 4-43] 최대 상승한계와 실용 상승한계

기 상승 성능은 저하된다. 최대 상승한계(Absolute ceiling) 고도는 엔진출력이 저하되어 더 이상 잉여 마력(Excess Power)을 얻을 수 없는 고도이며, 또한 상승률이 “0”fpm이 되는 고도를 말한다. 이 고도에서는 V_Y 와 V_X 가 같아진다.

실용 상승한계고도(Service ceiling)는 최대 상승률 100fpm을 얻을 수 있는 고도이다.

• Power Loading과 Wing Loading

Power Loading은 항공기의 총 무게를 엔진 출력으로 나눈 값으로 이륙 및 상승 성능의 특성을 나타낸다. Power Loading값이 작을수록 이륙 및 상승 성능이 좋다. Wing Loading은 항공기 무게를 날개 면적으로 나눈 값으로 이륙 및 착륙 속도가 결정된다. Wing Loading값이 작을수록 이륙 및 착륙 속도가 작아지며 이착륙 거리가 짧아진다.

참고로 C127S 항공기의 Power Loading은 14.2lbs/HP이며, Wing Loading은 14.7lbs/sq.ft이다.

2.5.3 순항 성능(Cruise Performance)

최대 체공(Maximum Endurance)성능 (프로펠러 추진 항공기)

단위 연료 무게당 비행할 수 있는 시간을 Specific Endurance라 하는데 최대 체공성능은 Specific Endurance가 최대일 때 얻어진다. Specific Endurance를 수식으로 나타내면

$$\text{Specific Endurance} = \frac{\text{Flight hour}}{\text{lbs(FUEL)}} \text{ 이며}$$

이를 시간으로 다시 나누면

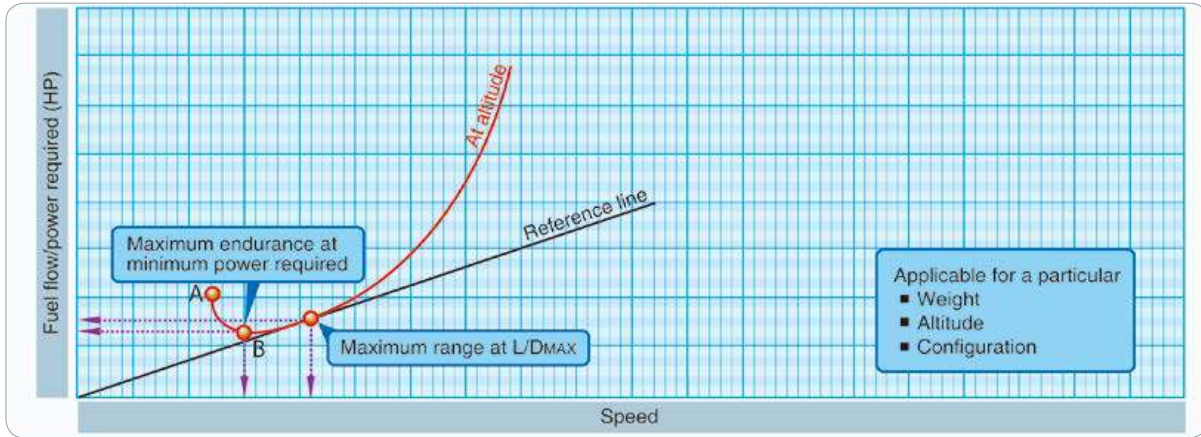
$$\text{Specific Endurance}$$

$$= \frac{\frac{\text{Flight hour}}{\text{hr}}}{\frac{\text{lbs(FUEL)}}{\text{hr}}} = \frac{1}{\text{Fuel flow}} \text{ 이 된다.}$$

최대 체공성능을 얻을 수 있는 속도는 Specific Endurance가 최대일 때이므로 위식에서 *Fuel flow*가 최소일 때의 속도이다. 최소 *Fuel flow*은 엔진으로 공급되는 연료가 최소이므로 최대 체공성능을 얻을 수 있는 속도는 출력이 최저인 Minimum Power 상태에서의 속도이다.

최대 순항거리(Maximum Range)성능 (프로펠러 추진 항공기)

단위 연료 무게당 이동할 수 있는 거리를 Specific Range라 하는데 최대 순항거리는 Specific Range가 최대일 때 얻어진다. Specific Range를 수식으로



[그림 4-44] 최대 체공(Maximum Endurance)성능

로 나타내면

$$Specific\ Range = \frac{NM}{lbs(FUEL)} \text{ 이며}$$

최대 순항거리를 얻을 수 있는 속도이며 이 속도는 최대 양항비

$$[(\frac{L}{D})_{max}] \text{를 이루는 속도와 같다.}$$

이를 시간으로 다시 나누면

$$Specific\ Range = \frac{\frac{NM}{hr}}{\frac{lbs(FUEL)}{hr}} = \frac{Velocity}{Fuel\ flow} = \frac{1}{\frac{Fuel\ flow}{Velocity}} \text{ 이 된다.}$$

최대 순항거리를 얻을 수 있는 속도는 Specific Range가 최대일 때이므로 위의 식에서

$$\frac{Fuel\ flow}{Velocity} \text{ 가 최소일 때의 속도이다.}$$

이 속도는 위 [그림 4-44]에서 속도 0knots인 점에서부터 직선을 그어 Power곡선과 만나는 지점이

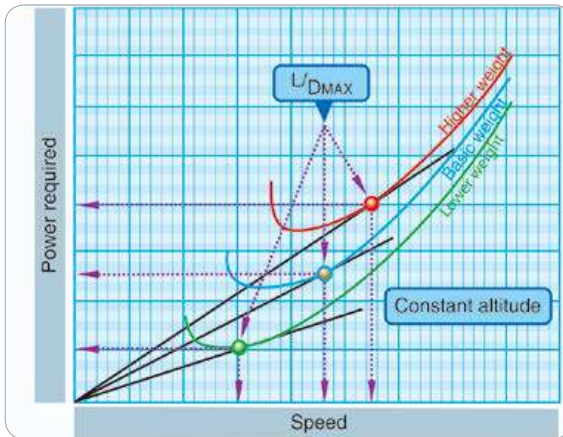
- Long Range Cruise control

일반적으로 장거리 비행을 할 때는 Maximum Range의 99%에 해당하는 속도를 유지한다. 1%를 줄임으로써 최대 거리는 줄어들지만 속도는 더 증가(약 3~5%)하여 얻을 수 있는 장점이 더 많기 때문이다.

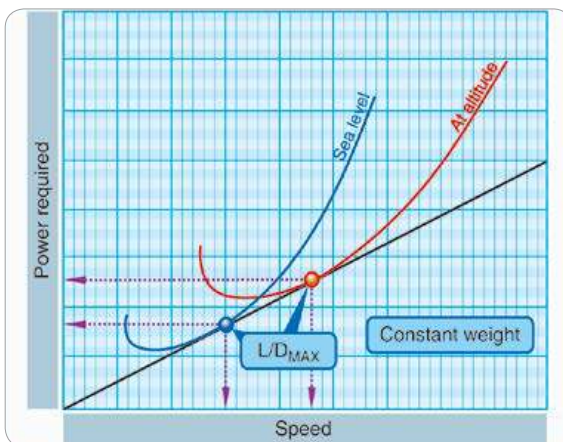
• 항공기 무게의 변화와 최대 항속거리(프로펠러 추진항공기)

일반적으로 프로펠러 추진항공기는 무게가 10% 증가되면 Specific Range는 9% 감소하고, 최대 항속거리를 얻기 위한 속도는 5%, Power는 15% 증가한다.

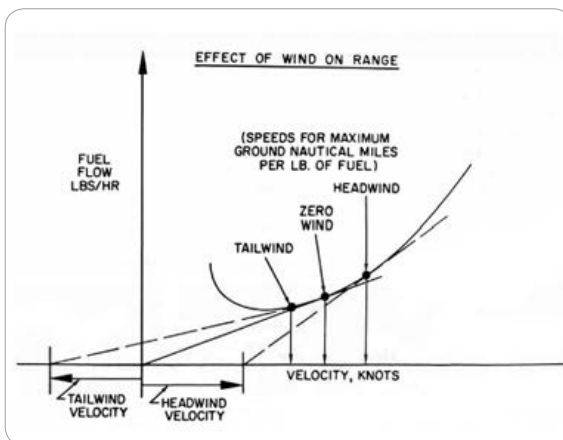
Jet 항공기는 무게가 10% 증가되면 Specific Range는 5% 감소하며 최대 항속거리를 얻기 위한



[그림 4-45] 항공기 무게변화와 최대 항속거리



[그림 4-46] 고도의 변화와 최대 항속거리



[그림 4-47] 바람의 방향과 최대 항속거리

속도는 5%, Thrust는 10% 증가한다. 반대로 무게가 감소하면 최대 항속거리를 얻는 속도, 출력과 추력은 줄어들게 되므로 비행이 진행됨에 따라 연료 소모로 인하여 항공기 무게가 감소되므로 최대 항속거리를 얻기 위해서는 속도와 엔진의 출력을 감소시켜야 한다.

• 고도의 변화와 최대 항속거리

고도가 증가되면 공기밀도가 감소되므로 최대 항속거리를 얻기 위해서는 엔진의 필요마력과 속도 (TAS)를 증가시켜야 한다.

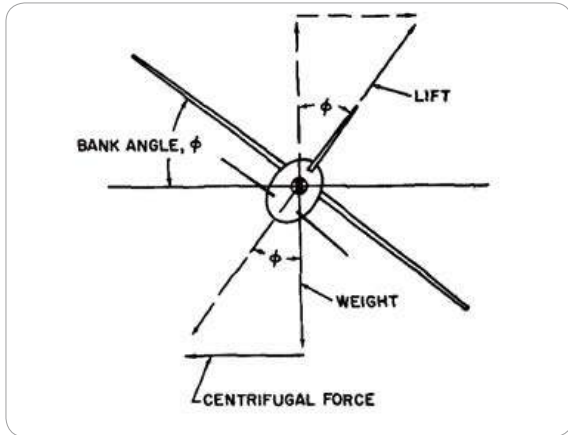
• 바람의 방향과 최대 항속거리

바람의 방향이 정풍(head wind)인 상태에서 순항하는 경우 바람이 없는 경우보다 더 많은 속도와 연료를 유지하여야 최대 항속거리를 얻을 수 있다. 물론 최대 항속거리는 바람이 없는 상태보다 짧아진다. 바람의 방향이 배풍(tail wind) 상태에서 순항하는 경우 바람이 없는 경우보다 더 느린 속도와 연료를 유지하여도 최대 항속거리를 얻을 수 있으며 최대 항속거리는 바람이 없는 상태보다 길어진다. 따라서 바람의 방향(배풍)을 고려하여 순항고도를 선택하는 것이 유리하다.

2.5.4 선회성능(Turning Performance)

선회 시 작용하는 힘

선회를 할 때 일정한 고도를 유지하기 위해서는 무게와 양력의 수직성분이 균형을 이루도록 총 양력 (Total Lift)을 증가시켜야 하며, SLIP 또는 SKID가 발생하지 않도록 양력의 수평성분과 원심력



[그림 4-48] 선회 시 작용하는 힘

(Centrifugal Force, CF)이 균형을 이루어야 한다.

하중계수(Load Factor)

항공기에 작용하는 하중(Load)이 정해진 범위를 초과하게 되면 항공기의 구조에 손상이 올 수 있다. 하중계수(Load factor)는 항공기 총 무게(Gross weight)에 대해서 항공기(날개)가 견디어낼 수 있는 하중(Load)의 비율을 말하며 비행 중 발생하는 총 양력과 무게의 비율이다. 하중계수의 단위는 중력가속도 g 를 사용한다.

$$LF : n = \frac{L}{W}$$

등속직진비행을 하는 경우 양력과 무게는 크기가 같으므로 하중계수(n)은 1이 된다. 선회비행을 하게 되는 경우, 일정한 고도를 유지하기 위해서는 양력의 수직성분과 무게가 균형을 이루도록 총 양력(Total lift)을 증가시켜야 하는데 양력의 증가로 인해 하중계수가 증가하게 된다. 예를 들어 60° 경사각(Bank angle)으로 선회하는 경우 양력의 수직성

분이 무게와 같은 크기를 유지하려면 총 양력을 2배로 증가시켜야 한다. 양력이 2배로 증가하기 때문에 하중계수 $n=2$ 가 된다.

일정한 고도를 유지하며 경사각(Bank angle) ϕ 로 선회할 때 작용되는 하중계수는

$$n = \frac{1}{\cos\phi}$$

- 하중계수와 V_a (Maneuvering speed):

V_a (Maneuvering speed)는 항공기를 최대 또는 불규칙(Full and abrupt)한 조종을 하여도 항공기에 구조적 손상이 가지 않는 최대 속도로서 정해진 하중계수를 초과하지 않는 속도이다.

V_a 는 항공기 무게에 비례하여 변한다(무게가 감소하면 V_a 도 감소). 그 이유는

$$n = \frac{L}{W} \text{의 식에서 무게가 감소하고}$$

양력을 감소시키지 않을 경우 허용된 하중계수를 초과할 수 있어 양력(L)도 같이 감소시켜야 한다.

양력은

$$Lift = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \text{이므로}$$

양력을 줄이기 위해서는 속도를 줄여야 한다. 따라서 항공기 무게가 감소되면 V_a 도 줄여야 한다.

경사각(Bank angle)의 증가와 항력의 변화

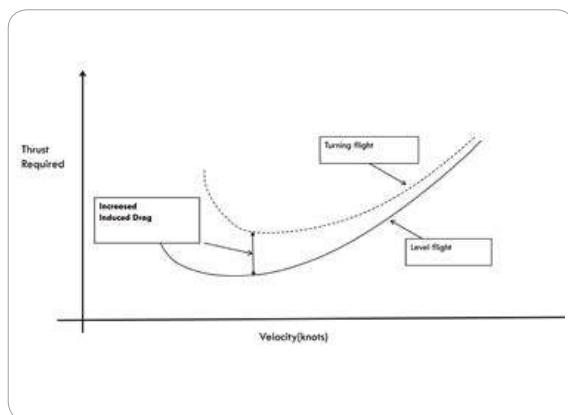
선회를 하는 경우 일정한 고도를 유지하기 위해 양력의 수직성분이 항공기 무게와 같아지도록 총 양력

(Total lift)을 증가시켜야 한다. 양력이 증가되면 필연적으로 유도항력이 증가되며 유도항력이 증가되면 이를 극복할 수 있는 추력(Thrust)이 필요하게 된다.

급선회를 하게 되면 유도항력이 급격하게 증가하므로 여유추력이 없는 이륙 직후, 저고도 저속 비행에서는 급선회를 하지 말아야 한다. 아래 표는 경사각(Bank angle)에 따른 하중계수와 유도 항력의 증가를 나타내었다.

[표 4-5] 선회 시 경사각(Bank angle)에 따른 유도항력의 증가

Bank Angle(Φ)	Load Factor(n)	유도항력의 증가(%)
0°	1.000	0
15°	1.036	7.2
30°	1.154	33.3
45°	1.414	100.0
60°	2.000	300.0



[그림 4-49] 선회 시 유도항력의 증가

선회반경과 선회율

항공기 선회반경의 크기는 속도(TAS)의 제곱에 비례하고 Bank angle에 반비례 한다.

$$\text{선회반경 } r(\text{feet}) = \frac{V(TAS)^2}{11.26 \tan\Phi}$$

선회율의 크기는 Bank angle에 비례하고 속도(TAS)에 반비례한다.

$$\text{선회율 } \text{Rate of Turn}(\text{°/sec}) = \frac{1,091 \tan\Phi}{V(TAS)}$$

[그림 4-50]은 속도와 Bank angle에 따른 선회 반경과 선회율을 나타내고 있다.

예를 들어 300knots(TAS), 30° Bank로 선회 시 선회반경은 1만 3,000ft이고, 선회율은 2.10°/sec이다.

Slip과 Skid

조화선회(coordinated turn)는 항공기가 선회할 때 양력의 수평성분(horizontal component of lift)과 원심력(centrifugal force)이 균형을 이루는 상태이다. 외활(skid)은 선회에 필요한 Bank양보다 Rudder양이 많은 상태로서 양력의 수평 성분보다 원심력이 큰 상태이다. 반대로 내활(slip)은 선회에 필요한 Bank양보다 Rudder양이 적은 상태로서 양력의 수평성분보다 원심력이 작은 상태이다.

원심력과 선회 반경의 관계식은

$$CF = \frac{WV^2}{gR} \rightarrow R = \frac{WV^2}{gCF} \text{가 되며}$$

속도와 Bank angle이 일정하다고 가정했을 때 원심력(CF)이 클수록 선회반경은 짧아진다. 따라서 선회 중 Skid가 발생하면 선회반경은 짧아지며, Slip이 발생하면 선회반경은 증가하게 된다.

NAVWEPS 00-80T-80
AIRPLANE PERFORMANCE

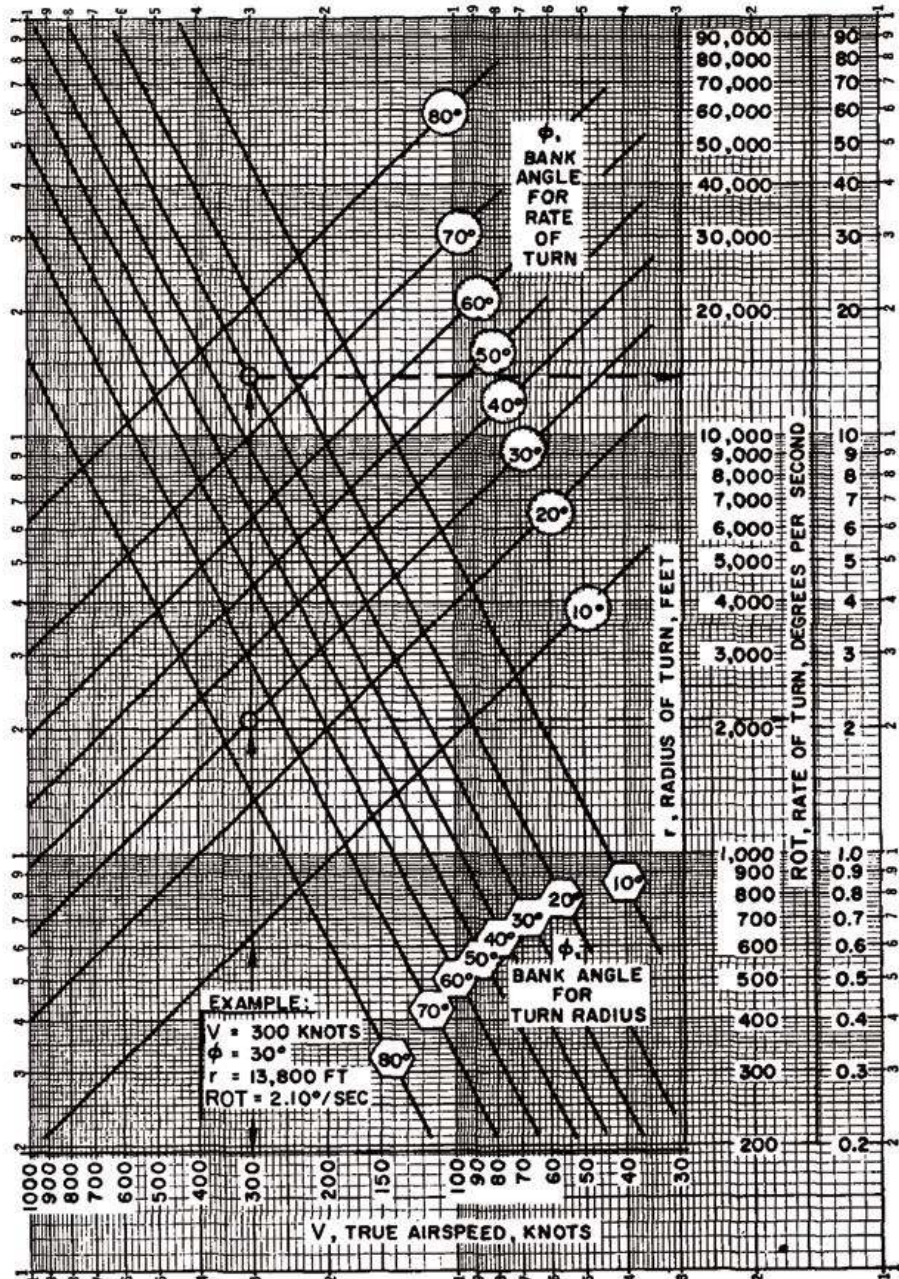
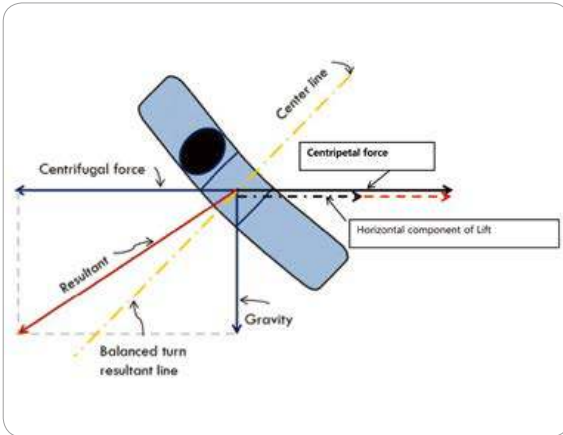
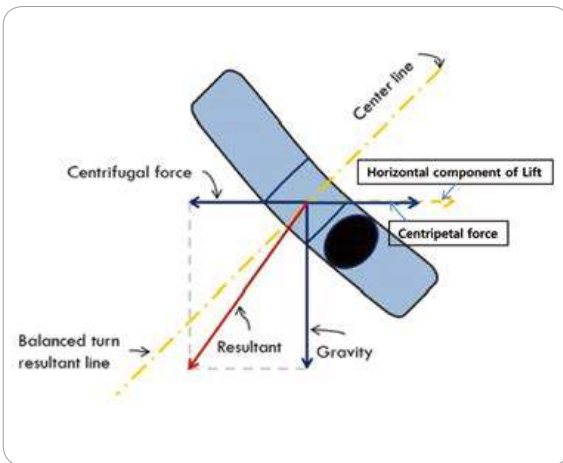


Figure 2.29. General Turning Performance (Constant Altitude, Steady Turn)

[그림 4-50] 선회반경과 선회율 Graph



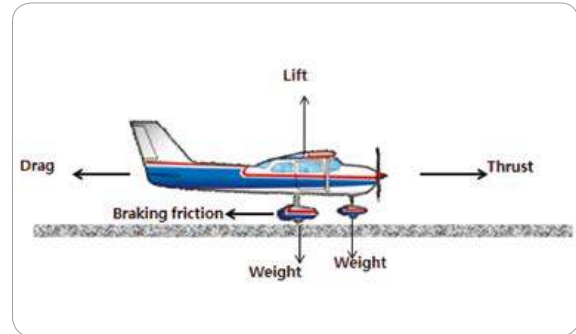
[그림 4-51] Skidding turn



[그림 4-52] Slipping turn

Skidding turn을 하는 도중 과도한 러더(rudder) 압력을 감소시키지 않고 증가된 원심력에 대응하기 위해 양력의 수평성분을 증가시키기 위해 받음각을 증가시키는 경우 총 양력이 증가되어 하중계수의 증가로 실속 속도가 증가된다.

착륙을 할 때 잘못된 조작으로 최종접근경로(final leg)를 지나쳤을 때 러더의 조작만으로 경로에 다시 진입하고자 시도하면 skid가 발생되고 실속 속도가 증가되어 위험할 수 있으므로 매우 주의하여야 한다.



[그림 4-53] 착륙 시 작용하는 힘

2.5.5 착륙성능(Landing Performance)

착륙거리

착륙성능은 여러 가지 변화되는 조건에서 항공기가 착륙하는 데 필요한 거리를 계산하는 것이다. 착륙거리에 영향을 미치는 요소는 크게 항공기 무게, 착륙속도, 바람, 공기밀도, 활주로 표면의 상태 등이 있다.

착륙 거리는 50FT 상공(Landing screen height)을 V_{ref} 로 통과하여 접지한 후 항공기가 완전히 정지하는 지점까지의 거리이며 착륙거리는 LDA(Landing Distance Available) 이내를 만족하여야 한다.

착륙 활주 중 항공기에 작용하는 힘

착륙 활주 중 감속을 위해 작용하는 힘(F_N)은 항력(D)과 마찰력(F)을 더한 힘에서 추력(T)을 뺀 것으로 이를 NEWTON의 운동법칙

$$F = md(d : deceleration) \text{에 대입하면}$$

$$F_N = Da + \mu(W-L) - T$$

$$d = \frac{Da + \mu(W - L) - T}{m} = \frac{g[Da + \mu(W - L) - T]}{W}$$

F_n : 감속을 위해 작용하는 힘

W : 항공기 무게

L : 양력

Da : 항력

T : 추력(reverse thrust 장치가 작동되는 경우
- T 가 아니라 + T 로 작용한다.

μ : 마찰계수

• 브레이크(Braking Friction)

Aerodynamic drag Braking은 착륙 후에 항공기 기수를 들어 항력을 증가시키고 Main landing gear쪽으로 비행기의 하중을 집중시켜 브레이크 효과를 높이는 방법이다. 일반적으로 이 방법은 접지 속도(Touch down speed)의 60~70%까지 감속효과가 있고 그 이하에서는 감속효과가 미미하므로 착륙장치의 브레이크(wheel brake)를 사용하여야 한다. 브레이크 효과를 높이기 위해서는 앞바퀴(Nose wheel)를 접지시킨 다음 플랩(wing flaps)을 올린다. 브레이크 효과를 증대시키기 위한 장치로 Drag chute, Reverse thrust, Reverse pitch propeller, Speedbrake, Spoiler 등이 있다.

착륙거리에 영향을 미치는 요소

• 항공기 무게의 변화와 착륙거리

착륙거리는

$$S = \frac{V^2}{2d} \rightarrow \frac{S_2}{S_1} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 \left(\frac{d_1}{d_2}\right) \text{의 식에서}$$

$$\left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 \left(\frac{W_2}{W_1}\right) \text{이므로}$$

$$\frac{S_1}{S_2} = \left(\frac{W_2}{W_1}\right) \left(\frac{d_1}{d_2}\right) \text{이 된다.}$$

항공기 무게가 증가하면 항공기를 감속시키는 데 방해되는 요소이지만 착륙 후 항공기의 주 착륙장치(Main Landing gear)에 무게를 집중시켜 항공기를 감속시키는 데 가장 큰 역할을 하는 브레이크의 효과(braking friction)를 크게 하여 항공기를 감속시키는 힘(Retarding force)을 증가시키므로 착륙거리에 영향을 미치는 가(감)속의 영향은 없다고 할 수 있다. 따라서 착륙거리는 무게에 반비례한다.

$$\text{즉, } \frac{S_1}{S_2} = \left(\frac{W_1}{W_2}\right) \text{이 된다.}$$

예를 들어 항공기 무게가 10% 증가하면 착륙속도는 5% 증가하고 착륙거리는 10% 증가하게 된다.

• 바람의 방향과 착륙거리

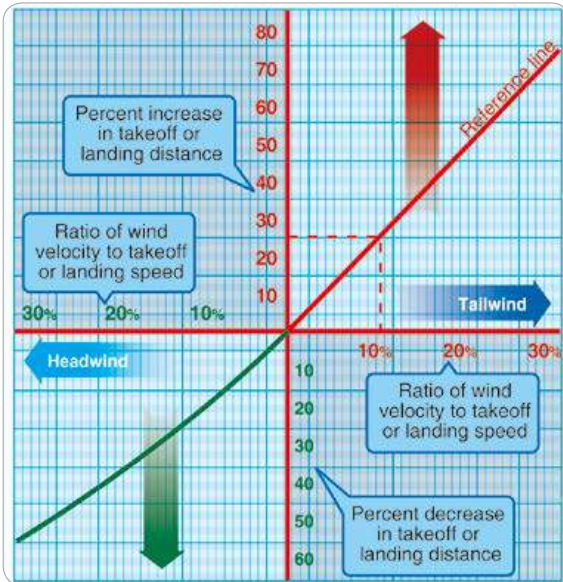
이륙성능에서 설명한 것처럼 착륙거리도 정풍일 경우에는 감소되고 배풍일 경우에는 증가한다. 이를 식으로 나타내면

정풍(Head wind)일 경우 착륙거리는

$$\frac{S_2}{S_1} = \left(1 - \frac{V_{wind}}{V_1}\right)^2$$

배풍(Tail wind)일 경우 착륙거리는

$$\frac{S_2}{S_1} = \left(1 + \frac{V_{wind}}{V_1}\right)^2 \text{가 된다.}$$



[그림 4-54] 착륙거리와 바람의 관계

착륙속도의 10% 크기의 정풍이 불면 착륙거리는 19% 감소하며, 10% 배풍이 불면 착륙거리는 21% 증가한다.

- 공기밀도의 변화와 착륙거리

고도가 증가하더라도 항공기를 감속시키는 힘(브레이크 효과)은 변함이 없으며, 감속(deceleration)은 착륙거리에 영향을 미치지 않는다. 따라서 착륙거리는

$$\frac{S_2}{S_1} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 \left(\frac{a_1}{a_2}\right) \rightarrow \frac{S_2}{S_1} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 \text{의}$$

식으로 나타낼 수 있다.

항공기의 무게가 동일하고 속도가 일정하다고 가정하면 고도가 증가하여도 항공기에 필요한 항공역학적인 힘(양력)의 크기는 같아야 한다. 고도가 증가

하면 공기밀도가 감소하므로 같은 크기의 항공역학적인 힘을 발생시키기 위해서는 진대기속도(TAS)를 증가시켜야 한다.

V_1 은 지상에서의 속도, V_2 를 임의의 고도에서의 속도라고 하면

$$\left(\frac{V_2}{V_1}\right) \text{는 } \left(\frac{TAS}{EAS}\right) \text{의 관계식으로 나타낼 수 있으며}$$

TAS와 EAS의 관계식은

$$\left(\frac{TAS}{EAS}\right) = \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \text{ 이 된다.}$$

(TAS : True airspeed.

임의 고도에서 항공기속도)

(EAS : \equiv equivalent airspeed

해면고도에서 항공기 속도)

(σ : altitude density ratio 공기 밀도의 비)

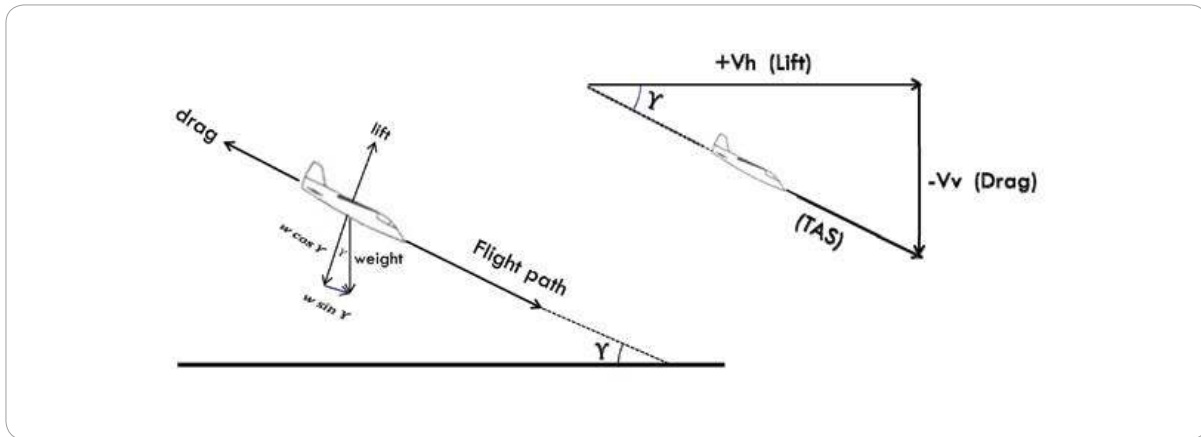
따라서 고도가 증가함에 따라 착륙거리는

$$\frac{S_2}{S_1} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 = \left(\frac{TAS}{EAS}\right)^2 = \frac{1}{\sigma} \text{ 의 식에서}$$

나타나는 것처럼 공기 밀도비에 반비례한다.

예를 들어 5,000ft에서 공기 밀도비는 $\sigma=0.8617$ 이므로 착륙거리는 약 16% 증가한다. 일반적으로 고도 1,000ft 증가하면 착륙거리는 3.5% 증가하게 된다.

- 활주로 경사도(Runway slope)와 착륙거리
활주로는 위로 경사(Up slope) 되어 있으면 항공



[그림 4-55] 활공 비행 중에 발생하는 힘

기의 무게의 수평성분이 항력의 방향으로 작용하여 착륙거리가 짧아진다. 활주로가 1% 경사되어 있다면 착륙거리는 5% 영향을 받는다.

Gliding Flight

엔진이 정지되어 동력 없는 상태에서 일정한 속도로 활공하기 위해서는 항공기에 작용되는 힘의 크기는 균형을 이루어야 한다.

$$\text{즉 } L = W \cos \gamma \quad D = W \sin \gamma \text{ 이 된다.}$$

활공속도는 항공기 무게에 비례하므로

$$V = W \text{라 생각할 수 있으며}$$

따라서 수평이동속도는

$$+V_H = V \cos \gamma = W \cos \gamma = \text{Lift} \text{ 이 되고}$$

수직이동속도는

$$+V_V = V \sin \gamma = W \sin \gamma = \text{Lrag} \text{ 가 된다.}$$

활공하는 동안 수평이동거리는 수평이동속도(V_H)에 비례하고 강하고도는 수직이동속도(V_V)에 비례하므로 수평거리는 양력성분으로, 수직성분은 항력성분으로 생각할 수 있다.

최대 활공거리는 최대의 거리($V_H : L$)를 이동하는 동안 최소의 고도손실($V_V : D$)이 이루어져야 하므로 최대 활공거리는

$$\frac{L}{D} \text{ 가 최대인 상태에서 이루어진다.}$$

이 식을 다르게 생각해보면 최대 활공거리는 활공 각이 최소일 때 얻어지므로

$$L = W \cos \gamma \quad D = W \sin \gamma \text{ 의 식에서}$$

$$\frac{L}{D} = \frac{W \cos \gamma}{W \sin \gamma} = \frac{1}{\tan \gamma} \rightarrow \tan \gamma = \frac{1}{L/D}$$

강하각 $\tan \gamma$ 가 최소가 되려면 양항비 L/D 가 최대가 되어야 한다.



[그림 4-56] 수막(Hydroplaning)현상이 발생하는 속도

수막(Hydroplaning)현상

수막(Hydroplaning)현상은 물이 고여있는 활주로에 착륙하는 경우 물의 영향으로 타이어가 활주로 표면에 완전하게 접촉되지 않아 브레이크 효과가 줄어들어 드는 현상을 말한다. 수막(Hydroplaning)현상이 발생하는 속도는 다이어의 공기압력에 비례하며 그 크기는

$$\text{약 } 9 \times \sqrt{\text{Tire pressure}} \text{ 이다.}$$

예를 들어 타이어의 압력이 49psi라면 63knots 이상에서 수막(Hydroplaning)현상이 발생한다.

2.6 한쪽 엔진 부작동 시 성능 (Engine inoperative performance)

2.6.1 한쪽 엔진 부작동 시 관련되는 V speed (V speed at One engine Out)

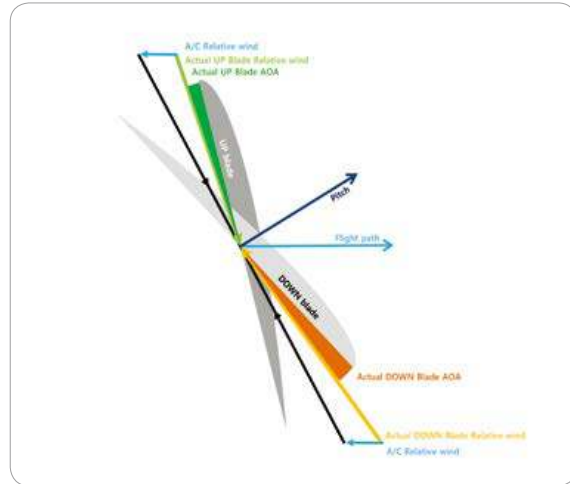
- V_1 (이륙 결심속도: Take off decision speed): V_1 은 임계엔진 부작동하는 것을 인지하고 이륙을 계속 할 것인지 또는 이륙을 중단할 것인지 결심하는 기준 속도이다. 즉 인지한 순간의 속도가 V_1 이하면 이륙 중단이 가능하고 이상이면 계속 이륙을 하여야 한다. 이륙 포기를 결심 한 경우에는 V_1 도달 이전에 제동조작(braking)이 시작되어야 한다.
- V_2 (이륙 안전속도: Take off safety speed): 엔진 하나가 정지되었을 때 35ft상공에서 안전하게 상승할 수 있는 최소 속도로서 이륙외장(configuration)상태 실속속도의 120% 또는 V_{mca} 의 110%보다 크거나 같아야 한다.
- V_{mcg} (지상 최저 조종속도: Ground minimum control speed): 지상에서 한쪽엔진이 부작동되었을 때 브레이크를 사용하지 않고 러더만을 사용하여 좌우 30피트(feet) 범위 내에서 방향을 유지할 수 있는 최소 속도이다.
- V_{yse} (Best rate of climb speed with a single operating engine): 엔진 하나가 부작동 될 때 가장 짧은 시간 내에 안전한 고도까지 상승할 수 있는 속도로서 속도계에 푸른색(blue) 선으로 표시되어 있다.
- V_{mc} (Minimum control speed with critical engine failure): 임계엔진이 부작동 할 때 조

종이 가능한 최소 속도이다. 이 속도는 경사각 (bank angle)이 5°를 넘지 않고 러더를 최대로 사용(러더를 조작하는 힘이 150파운드 이내)하여 직선 비행을 유지할 수 있는 최소 속도로서 실속속도의 120%를 초과하지 않는다.

2.6.2 임계엔진(Critical engine)

임계엔진은 어느 하나의 엔진이 고장 난 경우 항공기의 성능 또는 조종특성에 가장 심각하게 영향을 미치는 엔진을 말한다. 아래 그림은 모두 조종석에서 보았을 때 시계 방향으로 회전하는 프로펠러를 장착한 쌍발엔진 항공기로서 왼쪽 엔진 혹은 오른쪽 엔진이 정지하였을 때의 상황을 나타낸 것이다.

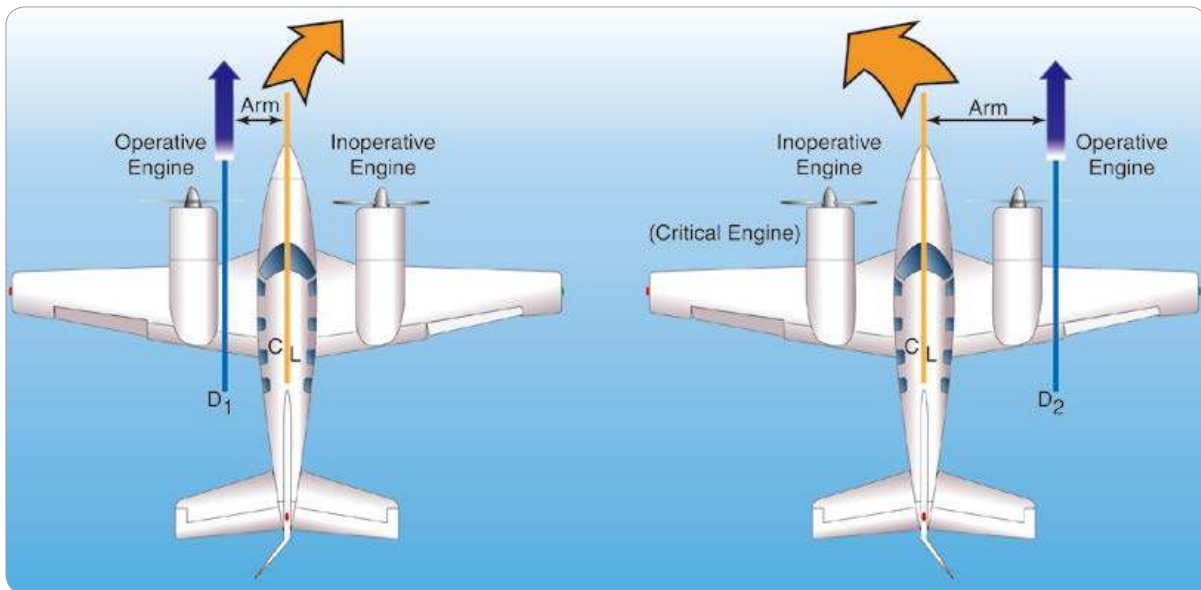
아래 그림에서 보면 오른쪽 엔진이 정지되었을 때 보다 왼쪽 엔진이 정지되었을 때 좌측으로 Yawing 현상이 더욱 심하게 일어나 조종특성에 심각하게



[그림 4-58] 프로펠러의 비대칭 하중(P factor)

영향을 끼치므로 이 경우 임계엔진은 왼쪽 엔진이 된다.

- 쌍발엔진 프로펠러의 비대칭 하중(P factor) 조종석에서 보았을 때 시계방향으로 회전하는 프



[그림 4-57] 임계엔진(Critical engine)

로펠러를 장착한 항공기는 왼쪽엔진이 정지하였을 때 Yawing 현상이 더욱 심하게 일어난다.

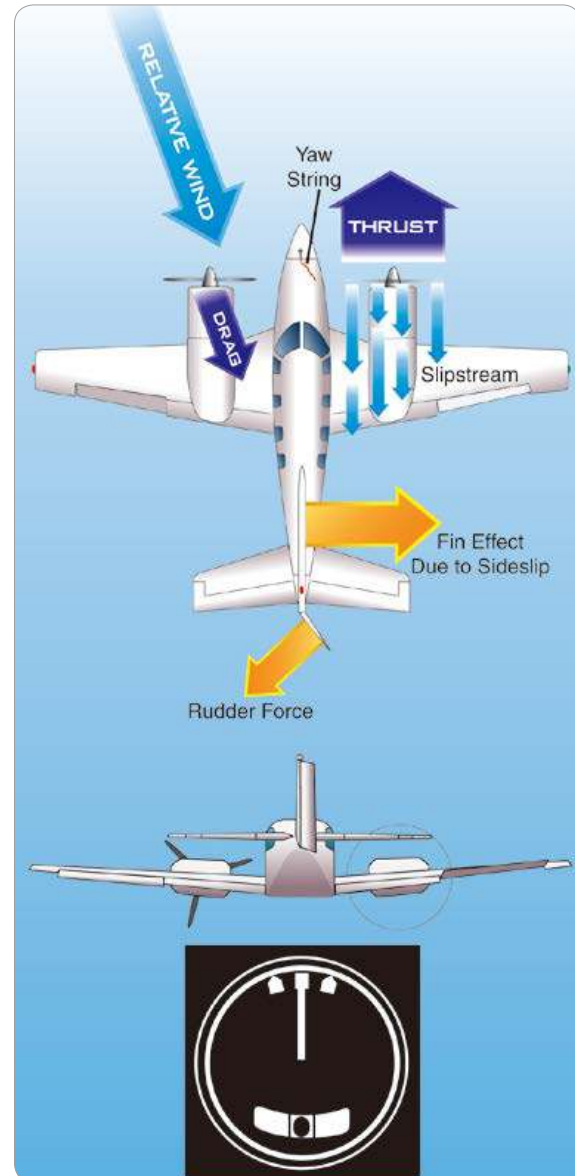
그 이유는 받음각이 높은 자세로 비행하는 경우 프로펠러의 올라가는 것(ascending blade)에 작용하는 프로펠러의 받음각보다 내려가는 것(descending blade)에 작용하는 프로펠러의 받음각이 더 크게 되고 그에 따라 더 큰 추력이 발생하게 된다.

[그림 4-58]에서와 같이 왼쪽과 오른쪽 엔진에서 발생하는 비대칭 추력의 크기는 동일하지만 오른쪽 엔진에서 발생하는 비대칭 추력의 위치는 항공기 종축에서 더 멀리 있으므로 더 큰 모멘트(moment)를 발생시켜 Yawing 현상이 심해진다.

2.6.3 한쪽 엔진 부작동 시 고려사항 (Consideration for One Engine Out)

한쪽 엔진이 부작동 되는 경우 부작동 되는 엔진 쪽으로 Yawing과 Rolling이 발생하며 그에 대응하는 조종(control)과 성능(performance)감소문제를 고려하여야 한다.

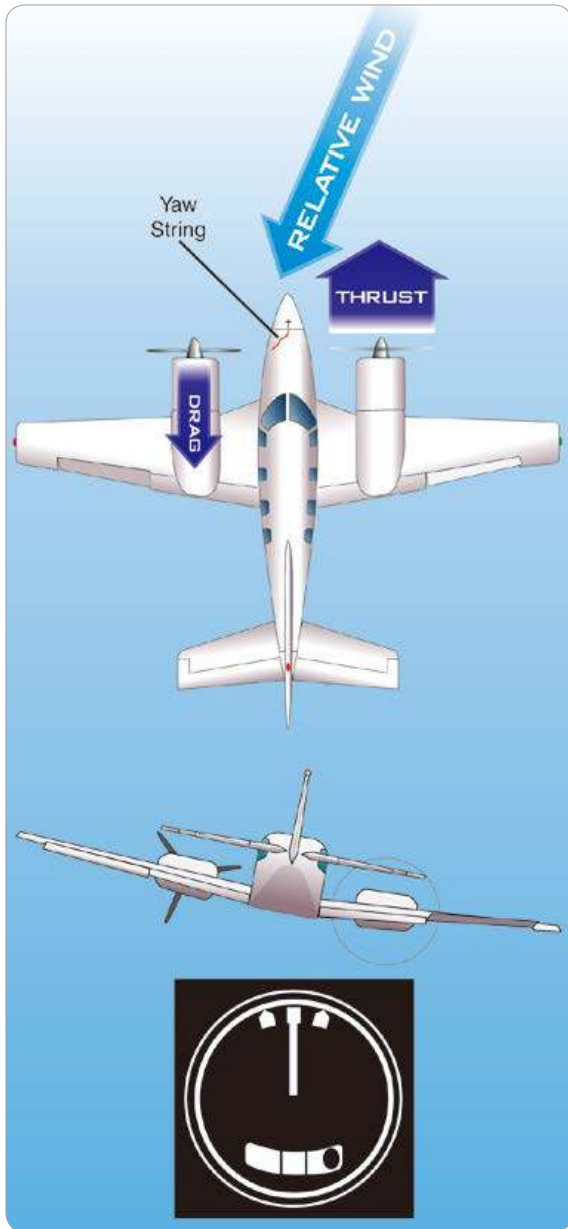
- 부작동 되는 엔진 쪽으로 Yawing과 Rolling이 발생하는 이유
 - Yawing: 비대칭 추력(asymmetrical thrust)의 발생으로 나타난다.
 - Rolling: 부작동 되는 쪽의 엔진 날개에 흐르는 프로펠러 후류(propeller blast)가 감소하고 작동되는 엔진의 날개 쪽에는 프로펠러 후류가 상대적으로 많아 양력이 증가하여 부작동되는 엔진의 날개 쪽으로 기울어진다.



[그림 4-59] Wings level engine out flight

- Zero Side slip 유지

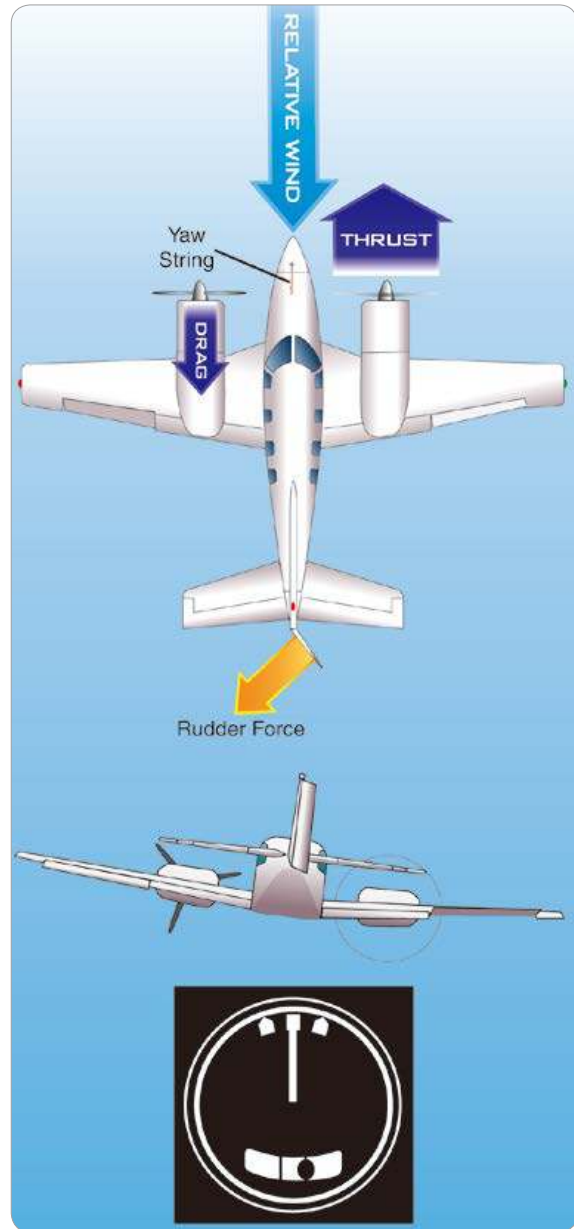
Sideslip의 크기는 상대풍(relative wind)과 항공기 세로축(longitudinal axis)이 이루는 각도로 생각할 수 있다. 양쪽 엔진 모두 정상적으로 작동할



[그림 4-60] Excessive bank engine out flight

때는 비대칭 추력이 발생하지 않으므로 sideslip이 발생하지 않는 Zero side slip 상태가 되며 Turn coordinator의 ball은 중앙에 유지된다.

한쪽 엔진이 부작동 되면 부작동 되는 엔진 쪽으로



[그림 4-61] Zero side slip engine out flight

side slip이 발생하여 항력이 증가하고 성능이 저하되므로 보조익(aileron)과 러더(rudder)를 사용하여 Zeroside slip 상태가 되도록 조작하여야 한다.

한쪽 엔진이 부작동 되는 상태에서 아무런 조치

를 취하지 않는 경우(ball center, aileron neutral 유지)에 부작동 되는 엔진 쪽으로 sideslip이 발생하고 그 결과 항력이 증가되며 러더와 수직안정판(vertical fin)에 side slip이 작용되어 부작동되는 쪽으로 Yawing 현상이 발생된다. Yawing에 대응하기 위해서 조종면(control surface)을 크게 움직여야 한다.

한쪽 엔진이 부작동 되는 상태에서 러더(rudder)를 사용하지 않고 8~10°의 경사각(bank angle)으로만 Yawing에 대응하는 경우 작동되는 엔진 쪽으로 sideslip이 발생하고 그 결과 항력이 증가되어 상승 성능이 매우 감소된다.

한쪽 엔진이 부작동 되는 경우 러더(rudder)와 에어론(aileron)을 적절히 사용하여 Zero side slip 상태를 유지하는 방법은 작동하는 엔진 쪽으로 2~3°의 경사각을 유지하고 Turn coordinator의 ball을 작동되는 엔진 쪽으로 1/2~1/3 정도 벗어나도록 한

다. Zero side slip 상태를 유지하면 상대적으로 항력이 줄어들게 되며 조종면의 움직임을 최소로 할 수 있다.

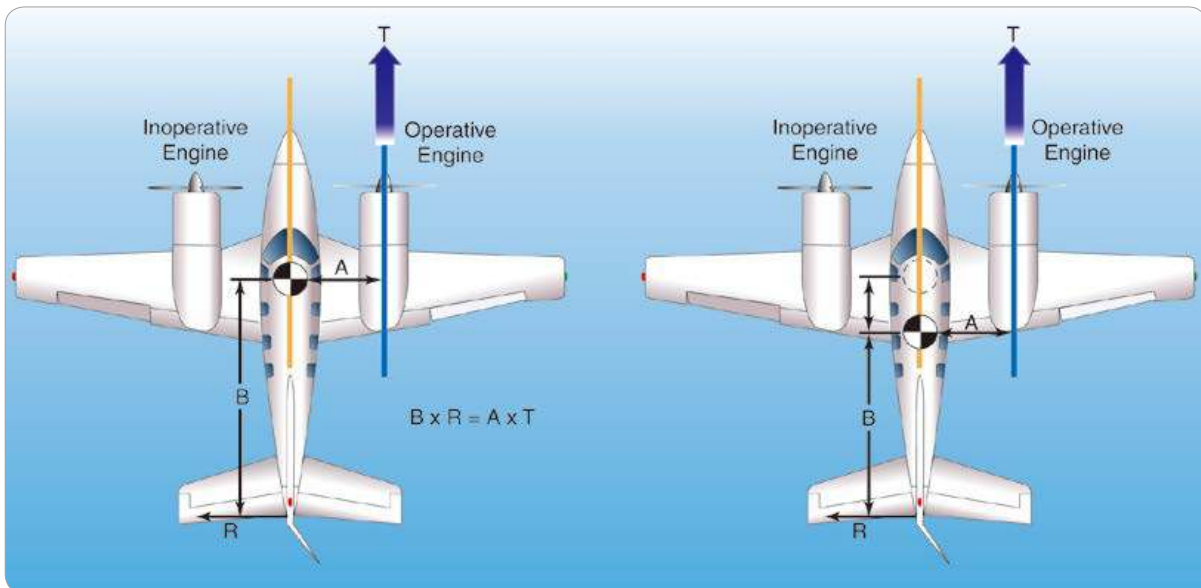
- Yaw string:

Yaw string은 side slip angle를 측정하는 도구로서 slip string이라고도 하며 Turn coordinator의 ball과 유사한 기능을 한다. 한쪽 엔진이 부작동 되는 경우 Zero side slip 형태로 만드는 데 주로 참고하는 장치이다.

2.6.4 비행조건의 변화와 Vmc

(Changes in Flight Conditions and Vmc)

Vmc는 임계엔진이 부작동할 때 직진비행이 가능한 최소 속도이며 시험비행결과 얻어진 속도로서 항공기 운용매뉴얼(AFM/POH)에 명시되어 있다.



[그림 4-62] Effect of CG location on YAW

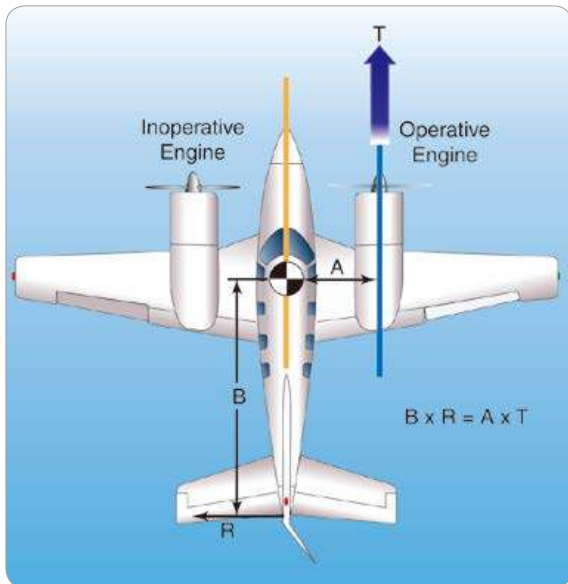
V_{mc} 는 속도계에 붉은색으로 표시되어 있어 변하지 않는 일정한 속도로 생각할 수 있으나 비행 조건이 변하면 V_{mc} 또한 변하게 된다.

• 무게중심(CG)의 위치 변화와 V_{mc}

무게중심의 위치가 후방(aft)으로 움직이면(아래 그림에서 B의 길이가 감소됨) Yawing을 막아주는 모멘트(그림 4-62에서 $B \times R$)가 줄어들게 되므로 이를 다시 Yawing을 발생시키는 모멘트($A \times T$)와 같아지게 하려면 러더효과(R)를 크게 하여야 한다. 러더효과(R)를 크게 하기 위해서는 V_{mc} 를 증가시켜야 한다.

• 항공기 추력의 증가와 V_{mc}

항공기 추력을 증가시키면 아래 그림에서 Yawing을 발생시키는 모멘트($A \times T$)의 T가 증가함으로 부작동되는 엔진 쪽으로 Yawing 현상이 증가

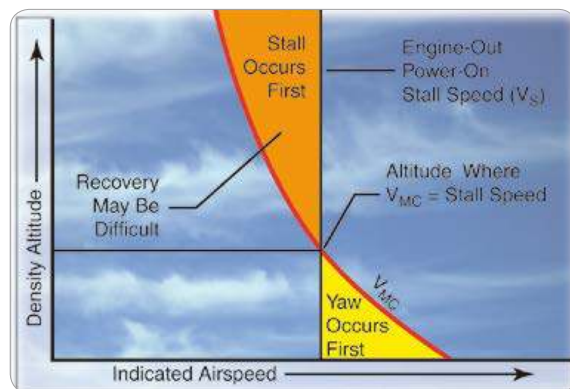


[그림 4-63] 항공기 추력의 증가와 V_{mc}

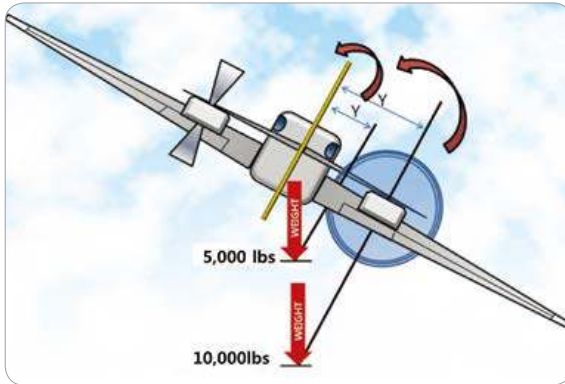
된다. 이에 대응하기 위해서는 러더 효과(R)를 크게 하여야 하며 러더 효과(R)를 크게 하기 위해서는 속도를 증가시켜야 하고 이는 V_{mc} 가 증가됨을 의미한다. 반대로 추력을 감소시키면 V_{mc} 는 감소되며 때로는 실속속도 이하로 V_{mc} 가 감소될 수 있으나 어떠한 경우에도 실속속도 이하로 V_{mc} 를 유지하여서는 안 된다.

• 항공기 무게 변화와 V_{mc}

예를 들어 왼쪽엔진이 부작동 되어 Zero side slip 상태를 유지하기 위해서는 오른쪽으로 2~3°의 경사각(bank angle)을 유지하고 ball을 오른쪽으로 1/2 ~ 1/3 정도 벗어나도록 한다. 예를 들어 오른쪽으로 경사된 상태에서 무게가 증가되면 아래 그림에서와 같이 Yawing 모멘트를 발생시키는 ($Y \times T$)에서 증가된 무게부분이 Y를 증가시키는 영향을 미치게 되므로 Yawing 모멘트가 증가하게 되고 이에 따라 Yawing을 막아주는 모멘트를 증가시켜야 하므로 V_{mc} 가 증가하게 된다. 반대로 무게가 감소되면 V_{mc} 도 감소하게 된다.



[그림 4-64] V_{mc} 와 실속속도와의 관계



[그림 4-65] 항공기 무게 변화와 Vmc

- Wind milling Propeller와 Vmc

프로펠러가 페더(feather)되면 프로펠러의 블레이드 각(blade angle)은 커지게 되고 항공기 진행방향과 평행하게 이루어지게 되므로 프로펠러의 면적은 작아지게 되어 항력이 작아지게 된다. 그러나 Wind milling을 하게 되면 블레이드 각(blade angle)이 작아지게 되고 프로펠러의 면적은 항공기 진행방향과 수직을 이루게 되어 프로펠러가 페더(feather)된 경우보다 항력이 증가되어 Yawing 현상이 심해진다. 심해지는 Yawing 현상을 극복하기 위해서는 러더(rudder)효과가 커지도록 속도가 증가되어야 하고 이는 Vmc가 증가됨을 의미한다.

- 착륙장치(Landing Gear)와 Vmc

착륙장치(Landing Gear)를 내리면(extend) 방향 안정성을 증대시키므로 Vmc는 감소된다.

2.7 항공기 성능 Charts (Aircraft Performance Charts)

항공기 성능 Charts는 비행하는 여러 가지 조건에서 항공기의 이륙, 상승, 순항, 착륙성능을 제시해 준다. 성능 Charts는 항공기 제작사가 시험비행을 통하여 얻어진 결과를 바탕으로 작성되어 항공기 운용매뉴얼과 POH에 명시되어 있다. 시험비행을 통하여 얻어진 데이터(Data)는 보통의 비행기량을 갖춘 조종사가 항공기가 최상인 작동상태에서 정상적인 기상조건(normal operating conditions)일 때 비행한다고 가정하여 얻어진 결과이다. 따라서 기량이 낮은 조종사, 노후된 항공기, 기상 조건이 좋지 않은 경우에는 안전을 고려하여 성능 Charts에서 계산된 결과보다 더 크게 비행계획에 적용하여야 한다.

밀도고도 산출 Chart

항공기 성능은 공기밀도의 영향을 크게 받으므로 항공기 성능을 계산하기 위해서는 밀도고도를 알아야 한다. 밀도고도를 산출하는 방법은 본 책의 4-18페이지(2.2.2)에서 설명하였으며 여기에서는 Chart를 이용하여 밀도고도를 구하는 방법을 설명하고자 한다.

예를 들어

공항의 Field Elevation: 5,883ft

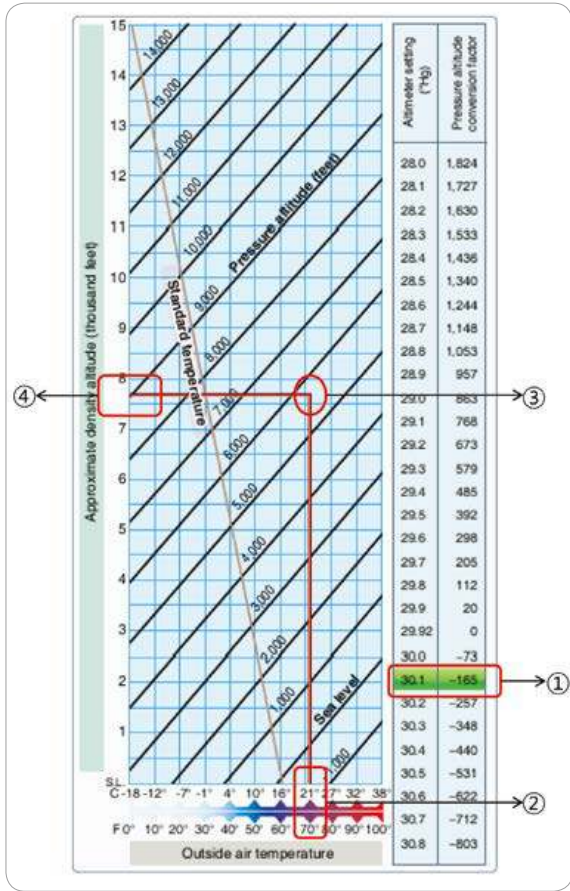
온도(OAT): 70°F

Altimeter(QNH): 30.10inHg라 하면

아래 그림에서

우선 기압고도(Pressure altitude)를 구하기 위해

① Altimeter(QNH)가 30.10inHg이므로



[그림 4-66] 밀도고도 Chart

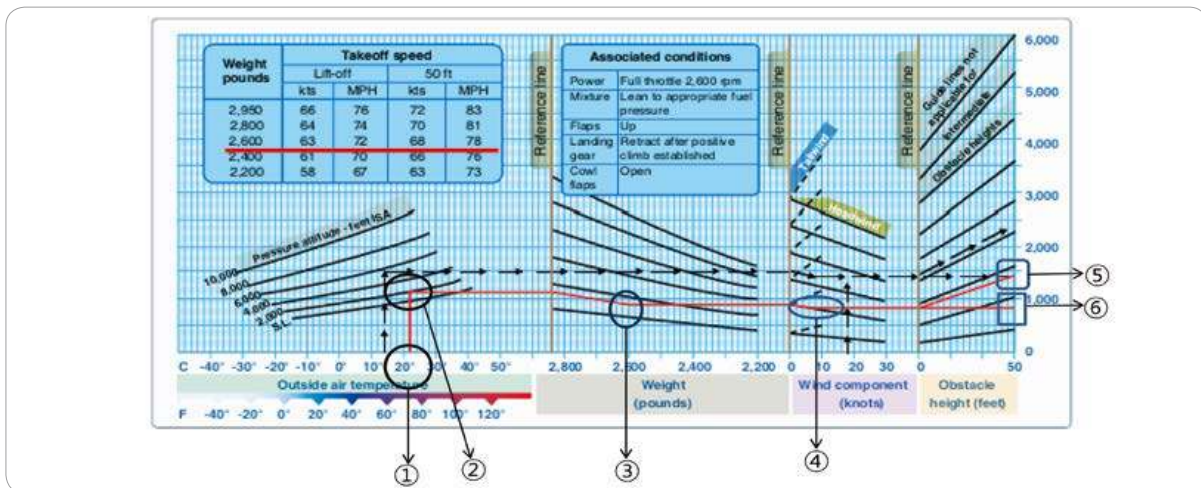
29.92inHg로 환산하기 위해 -165ft를 하면 (5,883-165=5,718ft) 외기온도가 70°F이므로 ② 70°F에서 위로 직선으로 기압고도 5,718ft와 만나는 점 ③에서 왼쪽으로 평행 하게 선을 그어 만나는 약 7,700ft가 되는 점 ④가 밀도고도가 된다.

Take off Distance Chart

- Graph를 이용하여 이륙거리를 구하는 방법
- 다음의 조건에서 이륙거리를 구하는 방법은

Pressure Altitude	2,000ft
OAT	22°C
Take off Weight	2,600lbs
Head wind	6knots
Obstacle Height	50ft

아래 그림에서 온도 22°C인 ①에서 선을 그어 Pressure Altitude 2,000ft에서 만나는 ②지점에서오른쪽 수평으로



[그림 4-67] 이륙거리 Graph chart

선을 그은 다음 항공기 무게 2,600lbs인 ③지점과 연결하고 정풍 6knot인 ④에서 Obstacle Height 50ft 안내 선을 따라 평행하게 선을 그어 만나는 ⑤ 점이 Obstacle Height 50ft를 통과하는 이륙거리 1,400ft이다. ④에서 평행하게 선을 그어 만나는 ⑥ 점은 이륙활주(Ground roll)거리 700ft이다.

위의 경우 이륙속도(Lift off)는 63knots이며 50ft 장애물을 통과할 때 속도는 68knots가 된다.

따라서 이륙 활주거리는

$$\frac{1,115 + 1,230}{2} = 1173ft \text{ 가 되며,}$$

Obstacle Height 50ft를 통과하는 이륙거리는

$$\frac{2,060 + 2,295}{2} = 2,178ft \text{ 가 된다.}$$

- Table을 이용하여 이륙거리를 구하는 방법
다음의 조건에서 이륙거리를 구하는 절차는

Pressure Altitude	2,500ft
Wind	calm
OAT	20°C
Obstacle Height	50ft
Take off Weight	2,400lbs

Climb Chart

- 다음의 조건에서 Graph를 이용하여 상승성능을 구하는 절차는

출발공항의 기압고도	6,000ft
순항고도	10,000ft
출발공항의 온도	25°C
순항고도의 온도	10°C

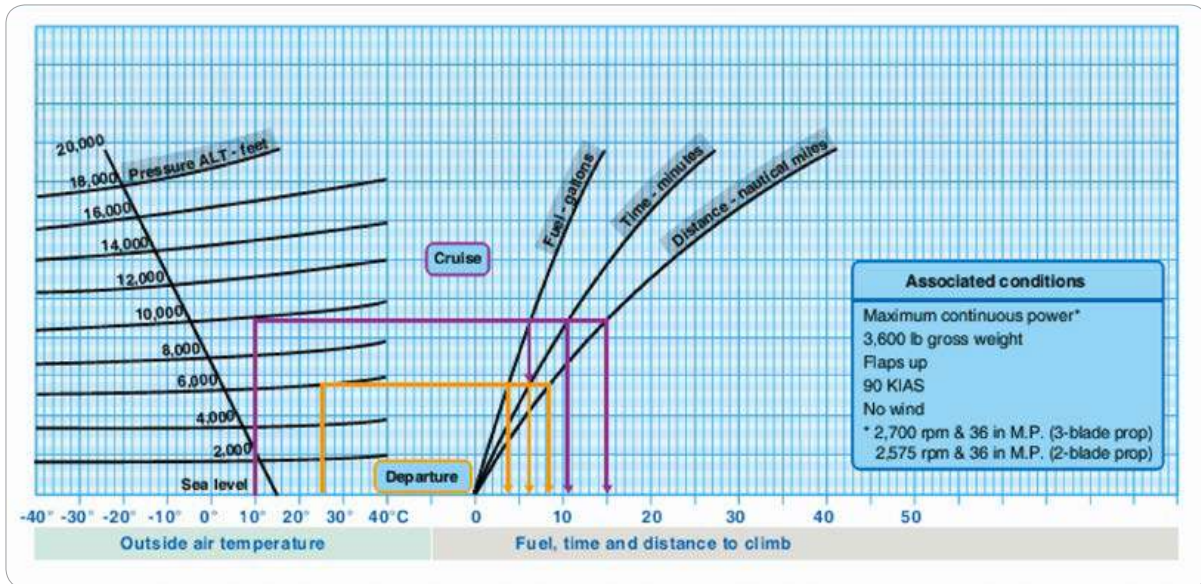
기압고도가 2,500ft이므로 아래 Chart에서 2,000ft 와 3,000ft 사이의 값을 계산하여야 한다.

먼저 [그림 4-69]에서 오렌지색의 선을 따라 출발 공항의 조건을 구한다.

이륙조건

Conditions Flaps 10° Full throttle prior to brake release Paved level runway Zero wind				TAKEOFF DISTANCE MAXIMUM WEIGHT 2,400 LB									
				Takeoff speed KIAS		Press ALT (ft)	0 °C		10 °C		20 °C		30 °C
Weight (lb)	Lift off	AT 50 ft	Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS	Grnd roll (ft)		Total feet to clear 50 ft OBS	Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS	Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS	Grnd roll (ft)	Total feet to clear 50 ft OBS
	2,400	51	56	S.L.	795	1,460	860	1,570	925	1,685	995	1,810	1,065
1,000				875	1,605	940	1,725	1,015	1,860	1,090	2,000	1,170	2,155
2,000		960	1,770	1,035	1,910	1,115	2,060	1,200	2,220	1,290	2,395		
3,000		1,055	1,960	1,140	2,120	1,230	2,295	1,325	2,480	1,425	2,685		
4,000		1,165	2,185	1,260	2,365	1,355	2,570	1,465	2,790	1,575	3,030		
5,000		1,285	2,445	1,390	2,660	1,500	2,895	1,620	3,160	1,745	3,455		
6,000		1,425	2,755	1,540	3,015	1,665	3,300	1,800	3,620	1,940	3,990		
7,000		1,580	3,140	1,710	3,450	1,850	3,805	2,000	4,220	---	---		
8,000		1,755	3,615	1,905	4,015	2,060	4,480	---	---	---	---		

[그림 4-68] Take off distance Table



[그림 4-69] 상승성능 chart

Weight (pounds)	Press ALT (feet)	Rate of climb fpm	From sea level		
			Time (minutes)	Fuel used (pounds)	Distance (nautical miles)
4,000	S.L.	605	0	0	0
	4,000	570	7	14	13
	8,000	530	14	28	27
	12,000	485	22	44	43
	16,000	430	31	62	63
	20,000	365	41	82	87
3,700	S.L.	700	0	0	0
	4,000	665	6	12	11
	8,000	625	12	24	23
	12,000	580	19	37	37
	16,000	525	26	52	53
	20,000	460	34	68	72
3,400	S.L.	810	0	0	0
	4,000	775	5	10	9
	8,000	735	10	21	20
	12,000	690	16	32	31
	16,000	635	22	44	45
	20,000	565	29	57	61

[그림 4-70] 상승성능 Table

출발공항의 온도가 25°C이므로 이 점에서 위로 선을 그어 6,000ft와 만나는 점에서 오른쪽으로 선을 그어 각각 만나는 점에서 다시 아래로 선을 연결하면 연료는 3.5gallon, 시간은 6분, 거리는 9NM의 값을 얻을 수 있다.

온도 10°C인 순항고도 1만 ft로 상승하기 위해서 필요한 값을 구하기 위해서 위와 같은 방법으로 보라색 선을 따라 구하면 연료는 6gallon, 시간은 10.5분, 거리는 15NM의 값을 얻을 수 있다.

따라서 6,000ft에서 1만 ft로 상승하기 위해 필요한 연료는 6-3.5=2.2gallon, 시간은 10.5-6=4.5분, 거리는 15-6=9NM이 소모된다.

- 다음의 조건에서 Table 이용하여 상승성능을 구하는 절차

- 출발공항 기압고도 Sea level
- 항공기 이륙 중량 3,400pounds

CRUISE POWER SETTING																								
65% MAXIMUM CONTINUOUS POWER (OR FULL THROTTLE)																								
2,800 POUNDS																								
Press ALT	ISA -20° (-36 °F)							Standard day (ISA)							ISA +20° (+36 °F)									
	IOAT		Engine speed	Man. press		Fuel flow per engine		TAS		IOAT		Engine speed	Man. press		Fuel flow per engine		TAS							
	°F	°C	RPM	"HG	PSI	GPH	cts	MPH	°F	°C	RPM	"HG	PSI	GPH	cts	MPH	°F	°C	RPM	"HG	PSI	GPH	cts	MPH
S.L.	27	-3	2,450	20.7	6.6	11.5	147	169	63	17	2,450	21.2	6.6	11.5	150	173	99	37	2,450	21.8	6.6	11.5	153	176
2,000	19	-7	2,450	20.4	6.6	11.5	149	171	55	13	2,450	21.0	6.6	11.5	153	176	91	33	2,450	21.5	6.6	11.5	156	180
4,000	12	-11	2,450	20.1	6.6	11.5	152	175	48	9	2,450	20.7	6.6	11.5	156	180	84	29	2,450	21.3	6.6	11.5	159	183
6,000	5	-15	2,450	19.8	6.6	11.5	155	178	41	5	2,450	20.4	6.6	11.5	158	182	78	26	2,450	21.0	6.6	11.5	161	185
8,000	-2	-19	2,450	19.5	6.6	11.5	157	181	36	2	2,450	20.2	6.6	11.5	161	185	72	22	2,450	20.8	6.6	11.5	164	189
10,000	-8	-22	2,450	19.2	6.6	11.5	160	184	28	-2	2,450	19.9	6.6	11.5	163	188	64	18	2,450	20.3	6.5	11.4	166	191
12,000	-15	-26	2,450	18.8	6.4	11.3	162	186	21	-6	2,450	18.8	6.1	10.9	163	188	57	14	2,450	18.8	5.9	10.6	163	188
14,000	-22	-30	2,450	17.4	5.8	10.5	159	183	14	-10	2,450	17.4	5.6	10.1	160	184	50	10	2,450	17.4	5.4	9.8	160	184
16,000	-29	-34	2,450	16.1	5.3	9.7	156	180	7	-14	2,450	16.1	5.1	9.4	156	180	43	6	2,450	16.1	4.9	9.1	155	178

Notes
 1. Full throttle manifold pressure settings are approximate.
 2. Shaded area represents operation with full throttle.

[그림 4-72] Cruise power setting Table

출발공항 온도 22℃
 순항고도 8,000ft

출발공항의 온도가 표준대기상태(15℃)일 때 8,000ft로 상승하기 위해서 시간은10분, 연료는 21gallon, 거리는 20NM 이 필요하다.

그러나 위의 조건에서 외기온도가 22℃이므로 표준대기상태보다 7℃ 높아 위에서 구한 값보다 10%를 증가시켜야 한다.

따라서 위의 조건에서 8,000ft로 상승하기 위해서 시간은 11분, 연료는 23.1pounds(3.85gallons), 거리는 22NM 소모된다.

Cruise and Range Performance Chart

Cruise and Range Performance Chart는 특정한 조건에서 순항속도(TAS), 연료의 예상소모량, 순항거리(Range), 체공시간(Endurance)에 대한 성능을 제공한다.

Conditions		Gross weight—2,300 lb. Standard conditions Zero wind Lean mixture									
Notes		Maximum cruise is normally limited to 75% power.									
ALT	RPM	% BHP	TAS MPH	GAL/Hour	38 gal (no reserve)		48 gal (no reserve)				
					Endr. hours	Range miles	Endr. hours	Range miles			
2,500	2,700	86	134	9.7	3.9	525	4.9	660			
	2,600	79	129	8.6	4.4	570	5.6	720			
	2,500	72	123	7.8	4.9	600	6.2	760			
	2,400	65	117	7.2	5.3	620	6.7	780			
	2,300	58	111	6.7	5.7	630	7.2	795			
	2,200	52	103	6.3	6.1	625	7.7	790			
5,000	2,700	82	134	9.0	4.2	565	5.3	710			
	2,600	75	128	8.1	4.7	600	5.9	760			
	2,500	68	122	7.4	5.1	625	6.4	790			
	2,400	61	116	6.9	5.5	635	6.9	805			
	2,300	55	108	6.5	5.9	635	7.4	805			
	2,200	49	100	6.0	6.3	630	7.9	795			
7,500	2,700	78	133	8.4	4.5	600	5.7	755			
	2,600	71	127	7.7	4.9	625	6.2	790			
	2,500	64	121	7.1	5.3	645	6.7	810			
	2,400	58	113	6.7	5.7	645	7.2	820			
	2,300	52	105	6.2	6.1	640	7.7	810			
	10,000	2,650	70	129	7.6	5.0	640	6.3	810		
2,600		67	125	7.3	5.2	650	6.5	820			
2,500		61	118	6.9	5.5	655	7.0	830			
2,400		55	110	6.4	5.9	650	7.5	825			
2,300		49	100	6.0	6.3	635	8.0	800			

[그림 4-71] 순항성능 Table

예1) 다음의 조건에서 순항성능은

Pressure altitude	5,000ft
RPM	2,400RPM
탑재연료량	38gallons(No Reserve)

[그림 4-71]에서와 같이 5,000ft에서 2,400RPM으로 순항하는 경우 61% BHP로 116Knots(TAS), 시간당 연료소모율은 6.9gallons, 5.5시간 체공이 가능하며 635NM 비행이 가능하다.

예2) 다음의 조건에서 순항성능은

Pressure altitude	6,000ft
외기온도	36°F above standard

위의 조건에서 65% Power로 비행하기 위해서는 2,450RPM, Manifold pressure 21.0 inHg, 시간

당 11.5gallon의 연료소모율과 161knots(TAS)를 유지하여야 한다.

예3) 다음의 조건에서 순항성능은

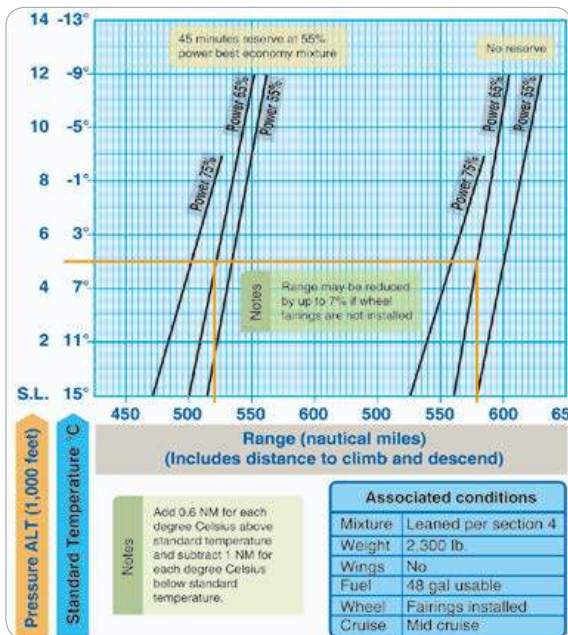
Pressure altitude	5,000ft
외기온도	표준대기상태

[그림 4-73]에서 기압고도 5,000ft에서 65% power를 유지하였을 때 순항성능은 45분의 예비연료를 고려하였을 때는 약 522NM, 예비연료를 고려하지 않으면 581NM을 비행할 수 있다.

예4) 다음의 조건에서 순항성능은

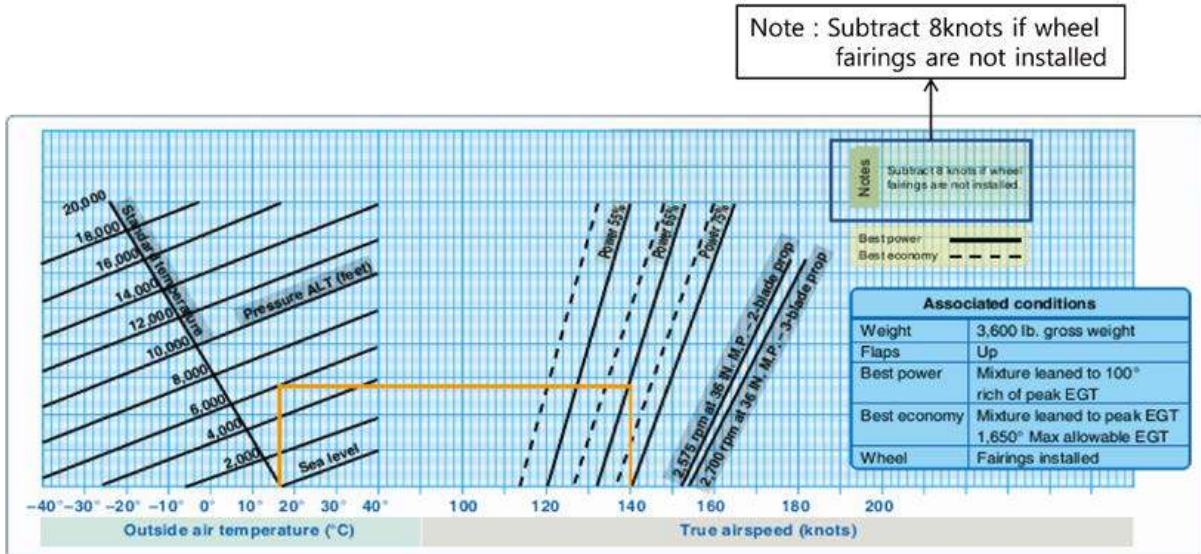
Pressure altitude	6,000ft
Power setting	65%
외기온도	16°C
Wheel Faring	Not installed

[그림 4-74]에서 외기온도 16°C 인 6,000ft에서 65% Power를 유지하며 비행할 경우 140knots(TAS)의 속도를 얻을 수 있다. 그러나 위 조건에서 Wheel Faring이 장착되어 있지 않으므로 실제속도는 8knots를 뺀 132knots(TAS)가 된다.



[그림 4-73] 순항 성능 graph

Cross wind and Head wind Component Chart 해당 항공기 운용교범(POH)에는 이륙과 착륙을 할 때 안전을 위하여 최대 측풍허용치(Maximum demonstrated cross wind velocity)가 명시되어 있다. 최대 측풍 허용치는 제작사의 시험비행 결과로 얻어지며 보통의 비행기량을 갖춘 조종사의 능력

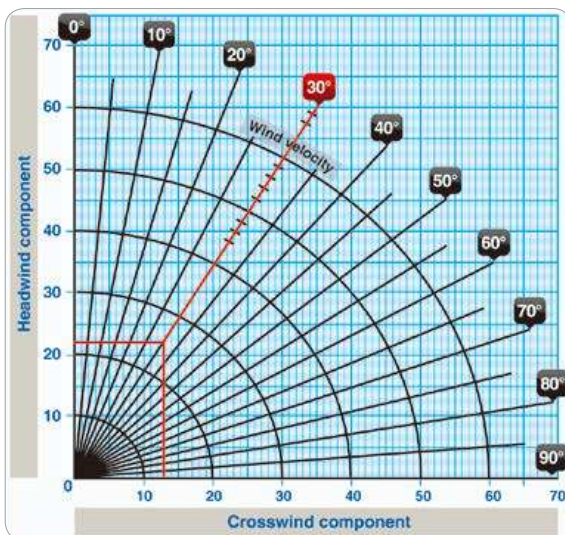


[그림 4-74] 순항 성능 Graph

을 가정하여 설정된다. FAA 규정에 의하면 최대 측풍 허용치는 V_{SO} 의 20%로 설정된다. 예를 들어 어느 항공기의 V_{SO} 가 60knots라 하면 최대 측풍 허용치는 12knots가 된다. 조종사는 이륙 및 착륙을 할 때

서 활주로에 부는 바람의 측풍 성분을 알아야 한다.

예) RWY17에 WIND 140°25Knots의 바람이 불어 온다면 활주로 왼쪽 30° 방향에서 불어오므로 아래 그림에서 측풍성분은 13knots가 되며 정풍성분은 22knots가 된다.



[그림 4-75] Wind component chart

착륙성능 Chart

착륙성능에 영향을 미치는 요인들은 이륙성능에 영향을 미치는 요인과 비슷하다. 착륙거리는 50피트 장애물을 통과하여 착륙 후 완전 정지할 때까지의 거리로서 항공기의 무게, 공기밀도, 바람의 방향과 속도에 따라 달라진다. 착륙성능 Chart에는 착륙 거리에 영향을 미치는 요인을 포함하여 제시하고 있으며 조종사는 이러한 요인들을 충분히 고려하여 착륙성능 Chart를 사용하여야 한다.

다음의 조건에서 착륙성능 Chart를 사용하여 착

Conditions		LANDING DISTANCE							
Flaps lowered to 40° Power off Hard surface runway Zero wind		At sea level & 59 °F		At 2,500 ft & 50 °F		At 5,000 ft & 41 °F		At 7,500 ft & 32 °F	
Gross weight lb	Approach speed IAS, MPH	Ground roll	Total to clear 50 ft OBS	Ground roll	Total to clear 50 ft OBS	Ground roll	Total to clear 50 ft OBS	Ground roll	Total to clear 50 ft OBS
1,600	60	445	1,075	470	1,135	495	1,195	520	1,255

Note

1. Decrease the distances shown by 10% for each 4 knots of headwind.
2. Increase the distance by 10% for each 60 °F temperature increase above standard.
3. For operation on a dry, grass runway, increase distances (both "ground roll" and "total to clear 50 ft obstacle") by 20% of the "total to clear 50 ft obstacle" figure.

[그림 4-76] 착륙거리 성능 표

륙거리를 구해보면

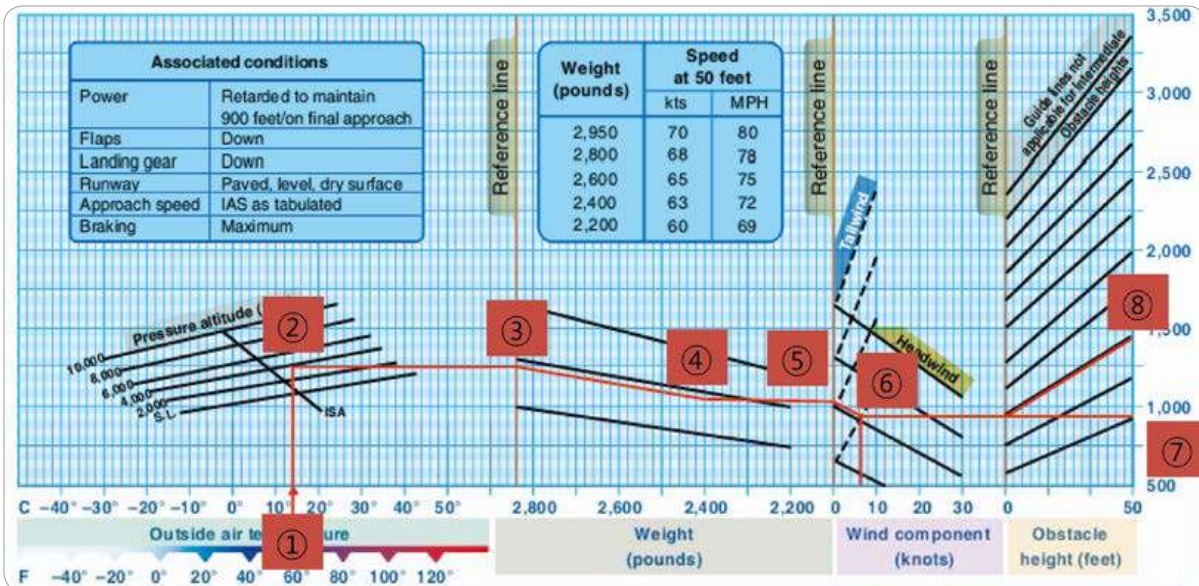
예) 항공기의 착륙중량 1,600파운드, 접근속도 60KIAS이고 공항의 표고 1,250피트, 표준대기상태에서 착륙거리는?

위의 그림에서 공항의 표고 1,250피트는 나와 있지 않으므로 2,500피트와 해면 고도 사이의 값을 구하여야 한다. 해면고도에서 착륙거리는 1,075피트

이고 2,500피트에서의 착륙거리는 1,135피트이므로 비행장 표고가 1,250피트에서의 착륙거리가 427.5피트가 된다.

예) 다음의 조건에서 착륙거리는

온도 57°F
기압고도(비행장 표고) 4,000피트
착륙 중량 2,400파운드



[그림 4-77] 착륙성능 Graph

바람(정풍)	6knots
장애물 높이	50피트

[그림 4-77]에서 외기온도 57°F인 ①지점에서 위로 선을 그어 비행장 표고 4,000피트인 ②지점과 연결한 다음 항공기 무게 참고선 ③과 연결한다. ③지점에서 항공기 무게 2,400파운드인 지점 ④를 안내 선과 평행하게 연결한 다음 정풍 6knots에 일치하는 지점 ⑥으로 연결하고 이를 착륙거리 참조선(reference line)과 연결하면 착륙 후 활주거리는 ⑦지점 975피트가 되고, 50피트의 장애물을 통과한 다음 착륙거리는 ⑧지점인 1,500피트가 된다.

실속성능 Chart

실속 성능에 관한 Chart는 여러 가지 변화되는 조건, 즉 항공기 무게, 항공기 외장상태, 경사각(bank angle), 항공기 출력상태(throttle position) 등에 따라 달라지는 실속속도를 이해하기 쉽게 나타낸 것이다.

다음의 조건에서 실속속도는 68knots가 된다.

Power	OFF
Gear	Down
Flaps	Down
Angle of bank	45°

Gross weight 2,750 lb			Angle of bank			
			Level	30°	45°	60°
Power	On	Gear and flaps up				
		MPH	62	67	74	88
	knots	54	58	64	76	
	Off	MPH	75	81	89	108
knots		65	70	77	92	
Power	On	Gear and flaps down				
		MPH	54	58	64	76
	knots	47	50	56	66	
	Off	MPH	66	71	78	93
knots		57	62	68	81	

[그림 4-78] 실속속도 표의 예

2.8 운송용 항공기 성능(Transport Category Airplane Performance)

2.8.1 운송용 항공기 성능 개요(Overview of Transport Airplane Performance)

항공기는 일반적으로 대기의 특성, 기체구조의 강도, 장비의 기능, 항공기 동력장치의 출력, 비행단계별 최대 중량 한계 그리고 항공기 무게중심 범위 등 여러 가지 운용상의 한계들이 비행 단계별 최대 속도, 순항고도, 순항거리 등을 제한한다. 운송용 항공기는 운용상 고속성, 가속성, 감속성 그리고 상승성이 요구되며 이러한 조건들은 주어진 환경과 여건 하에서 최적의 성능을 발휘해야 한다.

항공기 성능에 영향을 미치는 요인들은 기본적으로 항공기 자체의 특성인 중량, 엔진의 추력, 외장 등과 활주로의 길이와 경사도 및 표면상태 등 활주로의 여러 조건들과 운항 환경인 기상과 주변장애물 등 다양한 요인들이 항공기 운항성능을 결정한다.

특히 운송용 항공기는 이륙, 상승, 순항, 강하, 착륙 등 모든 비행 단계(Flight Phases)에서 운항의 안전성을 확보하는 차원으로 엄격한 최저 성능 기준이 설정되어 있으며, 최저기준 이하의 성능상태로 운항하는 것은 엄격하게 금지되어 있다.

많은 승객과 화물을 운송해야 하는 항공기들은 엔진을 최소 2개 이상 장착하여 엔진이 갑자기 고장 나거나 기능이 저하되었을 경우에도 비행이 유지되고 안전하게 착륙할 수 있는 성능이 요구되고 있다.

즉, 운송용 항공기는 이륙을 단계별로 세분화하여 임계엔진의 고장 등 가장 어려운 상태에서도 각 단

계별 최소 속도와 상승률을 유지하는 것이 법적으로 요구되어 있으며 그 조건을 충족하여야만 운항을 개시할 수 있다.

운송용 항공기 성능에 관련된 법적 근거는 14 CFR(Code of Federal Regulations)Part25와 Part29를 근거로 ‘항공기기술기준’에 명시되어 있다.

미연방항공법규 Part 25와 Part29의 감항증명기준(Airworthiness Certificate)은 따로 고안된 특정 운영 법규를 막론하고, 모든 운송용 항공기는 검증된 수준의 항공기 성능과 안전보장 기준을 가져야 할 것을 요구하고 있다.

2.8.2 운송용 항공기와 비 운송용 항공기 요구 성능의 주요 차이점(Major Difference in Transport vs Non Transport Category Performance Requirements)

- 전반적인 온도 적용 책임

(Full Temperature Accountability)

운송용 항공기에 사용되는 모든 이륙성능과 상승 성능 차트 등에는 온도가 미치는 모든 영향이 계산되어 차트에 적용되어야 한다.

- 상승 구배율(%)로 표현되는 상승 성능

운송용 항공기의 상승 성능은 상승률(feet per minute, fpm)보다는 수평거리에 대한 상승고도를 %로 하는 상승구배(Climb gradient)로 표시된다.

상승구배율은 장애물 회피 상황에 결정적인 상승 각(Angle of climb)을 알기 위하여 보다 실용적이라고 할 수 있다.

- 항공기 부양(Lift off) 기술의 차이

운송용 항공기의 부양(Lift off) 기술은 항공기가 부양 후 V2(Takeoff safety speed)에 도달하게 하는데 그 차이가 있다. 이는 항공기가 가지는 엔진의 탁월한 가속력과 신뢰성, 잉여추력으로 인하여 그 차이가 발생할 수 있게 된다.

- 모든 운항 단계별 적용 가능한 성능 요구

당국에서 승인한 모든 운송용 항공기는 크기를 막론하고 대형기 소형기 등의 구분 없이 운항 단계별 요구되는 성능 기준이 동일하게 운용되어야 한다. 이는 상업용 항공기와 비상업용 항공기 모두에게 적용된다.

2.8.3 성능요구 조건 (Performance Requirement)

다음과 같은 항공기 성능에 요구되는 조건들은 모든 운송용 항공기가 안전한 운항을 위하여 충족해야 한다.

- 이륙
 - 이륙 속도
 - 이륙 활주로 요구 조건
 - 이륙 상승 요구 조건
 - 장애물 회피 요구 조건

- 착륙
 - 착륙 속도
 - 착륙 활주로 요구 조건
 - 착륙 상승 요구 조건

2.8.4 운송용 항공기의 이륙 성능 (Takeoff Performance)

- 운송용 항공기 이륙 성능속도의 구분
- V_S : 안정적인 비행 중에 항공기가 조종 가능한 최소 속도(Minimum steady flight Speed) 혹은 실속 속도
- V_{MCG} : 지상에서 이륙 추력을 사용 중 하나의 엔진(두 개의 엔진이 장착된 항공기의 경우에는 임계 엔진)이 부작동할 때 항공기 진행 방향의 조종이 가능한 최소 속도(Minimum control speed on the ground)로서 V_1 보다는 낮아야 한다.
- V_{MCA} : 공중에서 하나의 엔진(두개의 엔진이 장착된 항공기의 경우에는 임계 엔진)이 부작동할 경우 항공기조종이 가능한 최소 속도(Minimum control speed in the air)로서, 작동되는 엔진은 이륙 추력(Takeoff thrust)을 적용하고 최대 5° 의 경사각(bank angle) 범위 내에서 직진비행을 할 수 있는속도이다.
- V_1 : 이륙 결심 속도(Takeoff decision speed)로서 이 속도 이하에서 엔진에 문제가 발생하면 이륙을 중단해야 하고, 이 속도 이상에서 엔진에 문제가 발생하면 이륙을 위한 활주는 지속되어야 한다.
- V_R : 이륙을 위해 항공기 기수를 드는 속도(Rotation speed)로서, 이 속도는 V_1 이나 V_{MCA} 의 1.05배보다 작을 수 없다. 또한 임계 엔진에 문제가 발생 시 이륙활주로 끝단 35피트 높이에서 V_2 속도로 가속되어야 한다.
- V_{LOF} : 비행기 부양(Lift-off) 속도로서 비행기

가 처음으로 공중에 떠 있는 상태의 속도를 의미한다.

- V_2 : 이륙안전속도(Takeoff safety speed)로서 활주로 끝단 35피트의 높이에서 얻어져야 하는 속도이다. 이는 항공기가 사용가능한 하나의 엔진으로 이륙 후 장애물을 통과하거나 지상으로 부터 400피트 이상에 도달할 때까지 반드시 유지되어야 하는 속도이다.
- V_{FS} : 최종구간상승속도(Final segment climb speed)로서 하나의 엔진이 고장 난 상태에서, 항공기 외형이 Clean configuration 상태로 다른 엔진은 최대 지속 추력(Maximum continuous power)을 사용하여 상승하는 속도를 의미한다.

V speed는 때 이륙 시 고려되어야 하며 V_1 , V_R , V_2 , V_{FS} 속도는 이륙 중에 참조할 수 있도록 조종실에서 볼 수 있게 부착해 두어야 한다.

이륙 속도는 항공기의 무게에 따라 다르므로 이륙 속도를 계산하기 전에 조종사는 먼저 최대 허용이륙 중량을 결정해야 한다. 최대 이륙중량은 활주로 요건, 이륙 후 상승 요건, 장애물 회피 요건에 따라 달라진다.

• 이륙을 위한 활주로 요구 길이

이륙을 위하여 요구되는 활주로 길이는 V_1 이 도달하는 가장 중요한 지점에서 한쪽 엔진이 고장 났을 경우를 기초하여 정해져야 한다.

규정에 따르면 항공기의 이륙가능 중량은 다음 3가지의 거리 중 가장 긴 것을 바탕으로 정해져야 한다.

- 가속진행 활주 거리(Accelerate-go distance)
: 이 거리는 V_1 속도까지 모든 엔진을 이륙 추력 상태로 가속을 하다가 V_1 에서 한 엔진이 사용할 수 없게 되었을 때 남은 엔진을 가지고 이륙을 지속하는 거리이다. 요구되는 활주로 거리에는 항공기 부양 후 35피트에서 V_2 가 얻어져야 하는 거리를 포함한다.
- 가속정지 활주 거리(Accelerate-Stop Distance)
: 이 거리는 V_1 속도까지 모든 엔진이 이륙 추력 상태로 가속을 하다가 V_1 에서 한 엔진이 사용할 수 없게 되었을 때 이륙을 중단하고 브레이크만을 사용하여 항공기를 잔여 활주로 내에서 정지시키는 거리이다(활주로 거리 계산에서 항공기 역추력 장치의 사용은 고려하지 않는다).
- 이륙 거리(Takeoff Distance) : 이 거리는 모든 엔진이 정상 상태에서 활주로 표면 상공 35피트의 고도까지 도달하는 데 필요한 수평 거리이다. 이 거리는 최소한 한 엔진이 사용 불가능한 상황에서 이륙하는 데 요구되는 활주 거리보다 적어도 15% 이상 짧아서는 안 된다.

V_1 속도 선정은 필요이륙활주 요구길이 결정에 중요한 고려요소이다. V_1 이 커질수록 가속정지거리는 길어지고, 가속진행거리는 짧아진다. 활주로 길이가 충분히 클 때는 조절할 수 있는 V_1 의 범위(V_1 Range)가 커진다. 낮은 V_1 을 선정하는 경우에는 가속 정지 거리에 여유를 둘 수 있으며, 높은 V_1 을 선정하는 경우에는 가속 진행거리에 여유를 둘 수 있다.

- 균형 활주거리(Balanced field length)
가속 진행거리와 정상 이륙거리가 같게 되는 V_1 을

Balanced V_1 이라 하며 이때 소요되는 활주로 길이를 Balanced field length라 한다. 이륙 활주로에 대한 균형 활주거리는 이륙성능 관련 차트를 사용하여 구할 수 있다. 이 차트에는 이륙을 위하여 제시되는 가속진행 거리와 가속정지 거리를 모두 포함하고 있다.

- 정상 이륙 활주거리

[그림 4-80]은 항공기 엔진이 정상 상황에서 요구되는 활주거리를 보여주고 기준에 맞는 이륙을 위해 빠르게 근거를 제시하는 차트로서 유용하다. 이 차트에는 다양한 항공기 이륙중량과 기압고도, 온도 등의 여러 상황에서 변화되는 V speed에 대한 정보를 제공한다.

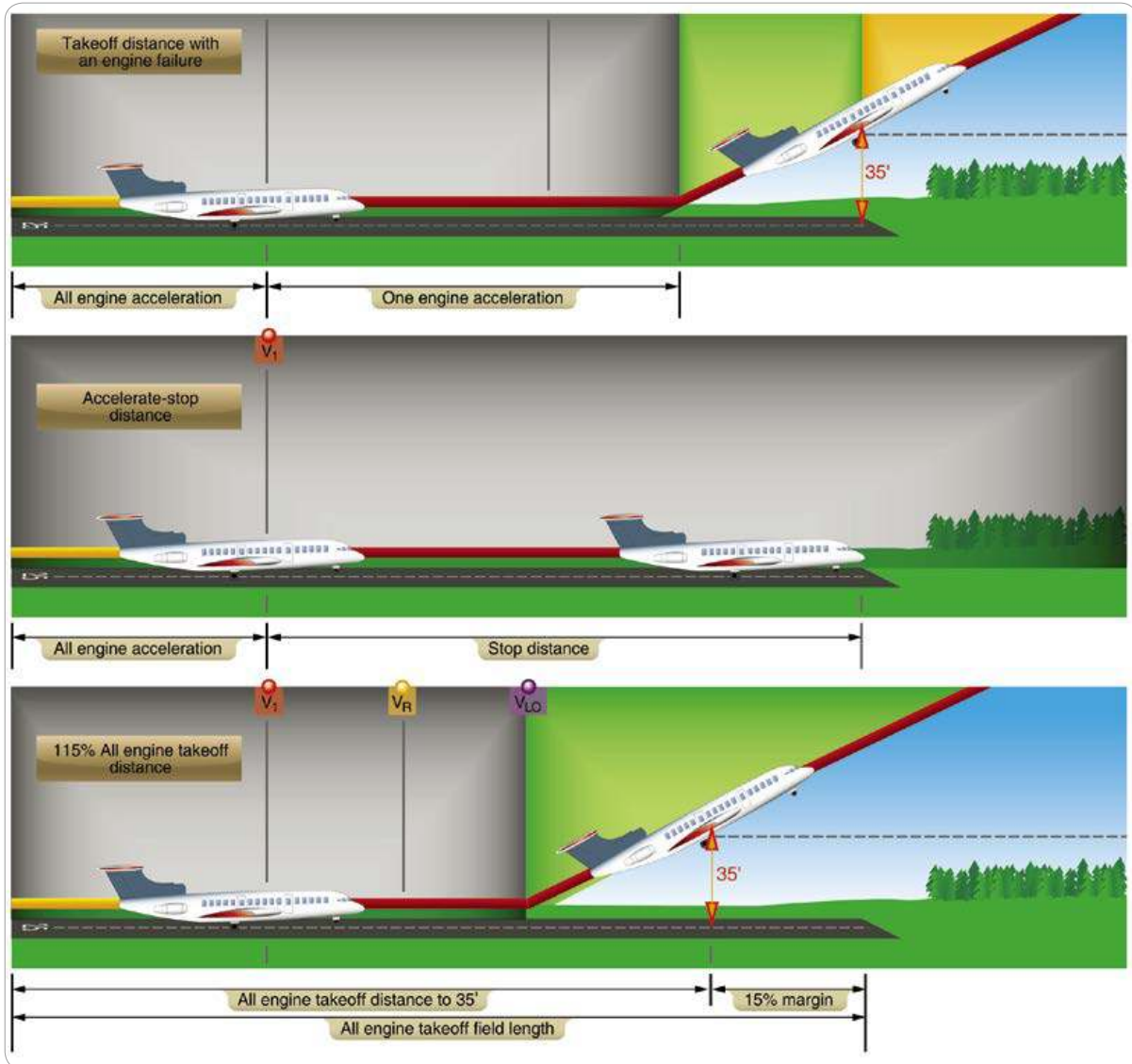
- 이륙거리 제한 요인

방빙(Anti-icing)장치의 사용, 미끄럼방지(Anti-skid)장치의 고장 브레이크의 사용 혹은 극단적인 활주로 온도나 활주로의 경사초과 등의 경우와 같은 정상 상황이 아닌 경우에 조종사는 반드시 항공기 비행 교범(AFM)의 성능 부분에 제시된 이륙성능 차트를 참고하여야 한다.

항공기 이륙 중량이 매우 크거나 온도가 높은 경우에는 최대 브레이크를 사용해도 항공기의 정지능력을 제한시킴으로써 요구되는 활주거리를 좌우하는 다른 상황들이 존재한다.

이러한 상황에서는 가속 정지 거리가 가속 진행 거리보다 길 수 있다.

이런 경우 균형 활주거리로 성능을 맞추기 위해 V_1 을 조절하여 최대 브레이크 운동에너지 속도를 넘지 않도록 한다(V_{MBE} 라고도 부른다).



[그림 4-79] 최소 이륙활주거리(Minimum Required Takeoff)

- 이륙 허용무게 고려사항

일반적으로 이륙 활주로 길이는 이륙중량이 제일 큰 제한사항이다. 엔진 중 어느 하나가 작동되지 않을 경우의 상승제한은 공항의 표고가 높은 공항에서 특별히 고려해야 하는 사항이다.

안전하게 이륙하기 위해 모든 여건을 고려하여 이

륙 중량에 대한 제한치를 적용하여야 한다. 항공기에 탑재된 연료와 유상하중을 포함한 무게는 최대 이륙 중량의 절반에 가깝기 때문에 대부분 이륙 한계를 맞추기 위해서는 연료를 줄이는 것이 일반적인 조치 사항이다.

만일 연료를 줄였다면 반드시 비행 계획을 할 때

Takeoff gross weight at brake release	Temp.		Pressure altitude (feet)							Headwind (knots)
	°F	°C	Sea level (V ₁)	1,000 (V ₁)	2,000 (V ₁)	3,000 (V ₁)	4,000 (V ₁)	5,000 (V ₁)	6,000 (V ₁)	
	Conditions Cabin pressurization On Zero slope runway No flaps—Anti-ice RAM air inlets Off Anti-skid On Distances—100 feet (V ₁ – KIAS)									
Notes Shaded area indicates conditions that do not meet second segment climb requirements. Refer to F.M. for takeoff limitations.										
19,612 V _R = 126 V ₂ = 134	30	-1.1	47 (121)	48 (121)	50 (120)	53 (121)	57 (122)	62 (123)	70 (123)	0
	50	10	48 (121)	51 (121)	55 (121)	60 (122)	63 (123)	69 (124)	77 (125)	
	70	21	53 (122)	56 (122)	60 (123)	65 (124)	70 (125)	77 (125)	85 (126)	
	90	32	58 (123)	62 (124)	68 (124)	73 (125)	78 (126)	85 (127)	95 (129)	
19,000 V _R = 124 V ₂ = 131	30	-1.1	43 (121)	43 (121)	45 (120)	48 (121)	52 (122)	56 (123)	64 (123)	20
	50	10	43 (121)	46 (121)	50 (122)	55 (122)	57 (123)	63 (124)	70 (125)	
	70	21	48 (122)	51 (122)	55 (123)	59 (124)	63 (125)	70 (125)	77 (126)	
	90	32	53 (123)	57 (124)	62 (124)	66 (125)	71 (126)	77 (127)	85 (129)	
18,000 V _R = 119 V ₂ = 127	30	-1.1	45 (118)	45 (118)	47 (117)	50 (118)	54 (119)	59 (120)	66 (120)	0
	50	10	46 (118)	48 (118)	51 (118)	56 (119)	59 (120)	65 (121)	73 (121)	
	70	21	50 (118)	53 (119)	57 (120)	66 (121)	66 (121)	72 (122)	80 (123)	
	90	32	55 (120)	59 (121)	64 (121)	73 (122)	73 (123)	80 (124)	90 (124)	
17,000 V _R = 115 V ₂ = 124	30	-1.1	40 (118)	41 (118)	43 (117)	45 (118)	49 (119)	54 (120)	60 (120)	20
	50	10	42 (118)	44 (118)	46 (118)	51 (119)	54 (120)	59 (121)	66 (121)	
	70	21	45 (118)	48 (119)	52 (120)	56 (121)	60 (121)	65 (122)	72 (123)	
	90	32	50 (120)	54 (121)	58 (121)	63 (122)	66 (123)	73 (124)	81 (124)	
16,000 V _R = 111 V ₂ = 120	30	-1.1	40 (114)	41 (114)	42 (113)	45 (113)	49 (114)	53 (115)	60 (115)	0
	50	10	41 (115)	43 (114)	46 (114)	50 (115)	53 (115)	59 (116)	66 (117)	
	70	21	45 (114)	48 (115)	51 (115)	56 (116)	59 (116)	65 (116)	72 (117)	
	90	32	50 (115)	53 (116)	58 (116)	62 (117)	66 (118)	73 (118)	80 (119)	
15,000 V _R = 106 V ₂ = 116	30	-1.1	36 (114)	37 (114)	38 (113)	41 (113)	45 (114)	48 (115)	54 (115)	20
	50	10	37 (115)	39 (114)	42 (114)	46 (115)	48 (115)	54 (116)	60 (117)	
	70	21	41 (114)	44 (115)	46 (115)	51 (116)	56 (116)	59 (116)	65 (117)	
	90	32	46 (115)	48 (116)	53 (116)	56 (117)	60 (118)	66 (118)	73 (119)	
15,000 V _R = 106 V ₂ = 116	30	-1.1	36 (108)	37 (108)	38 (107)	40 (108)	44 (109)	48 (110)	53 (111)	0
	50	10	37 (110)	39 (108)	41 (109)	45 (110)	48 (110)	53 (111)	59 (112)	
	70	21	40 (108)	43 (110)	46 (111)	50 (111)	53 (112)	58 (111)	65 (113)	
	90	32	45 (111)	46 (112)	52 (112)	56 (113)	59 (114)	65 (114)	72 (114)	
15,000 V _R = 106 V ₂ = 116	30	-1.1	32 (108)	33 (108)	34 (107)	36 (108)	40 (109)	44 (110)	48 (111)	20
	50	10	34 (110)	35 (108)	37 (109)	41 (110)	44 (110)	48 (111)	54 (112)	
	70	21	36 (108)	39 (110)	42 (111)	45 (111)	48 (112)	53 (111)	59 (113)	
	90	32	41 (111)	44 (112)	47 (112)	51 (113)	54 (114)	59 (114)	65 (114)	
15,000 V _R = 106 V ₂ = 116	30	-1.1	32 (104)	33 (103)	34 (103)	36 (103)	39 (105)	43 (106)	48 (106)	0
	50	10	34 (105)	35 (103)	37 (104)	41 (105)	43 (106)	47 (107)	53 (107)	
	70	21	36 (104)	38 (105)	41 (105)	45 (106)	48 (107)	52 (107)	58 (108)	
	90	32	41 (106)	43 (107)	46 (107)	50 (108)	53 (108)	58 (109)	64 (110)	
15,000 V _R = 106 V ₂ = 116	30	-1.1	29 (104)	30 (103)	31 (103)	32 (103)	35 (105)	39 (106)	44 (106)	20
	50	10	31 (105)	32 (103)	33 (104)	37 (105)	39 (106)	43 (107)	48 (107)	
	70	21	32 (104)	34 (105)	37 (105)	41 (106)	44 (107)	47 (107)	53 (108)	
	90	32	37 (106)	39 (107)	42 (107)	45 (108)	48 (108)	53 (109)	58 (110)	
15,000 V _R = 106 V ₂ = 116	30	-1.1	28 (98)	30 (98)	30 (98)	32 (98)	35 (99)	38 (101)	42 (101)	0
	50	10	30 (100)	31 (98)	33 (99)	36 (100)	38 (101)	42 (102)	46 (102)	
	70	21	32 (99)	34 (100)	37 (101)	40 (102)	42 (102)	46 (102)	51 (103)	
	90	32	36 (101)	38 (102)	41 (102)	44 (103)	47 (104)	51 (104)	56 (105)	
15,000 V _R = 106 V ₂ = 116	30	-1.1	25 (98)	27 (98)	27 (98)	29 (98)	32 (99)	34 (101)	38 (101)	20
	50	10	27 (100)	29 (98)	30 (99)	32 (100)	34 (101)	38 (102)	42 (102)	
	70	21	29 (99)	31 (100)	33 (101)	36 (102)	38 (102)	42 (102)	46 (103)	
	90	32	32 (101)	34 (102)	37 (102)	40 (103)	43 (104)	46 (104)	51 (105)	

[그림 4-80] 정상 이륙활주거리(Normal Takeoff Runway Required)

줄어든 연료와 순항 거리에 대한 계산이 다시 이루어져야 한다.

허용가능 이륙 중량을 정하기 위해서 공항의 기압

고도, 온도, 바람의 방향과 속도, 활주로 길이, 활주로 경사도(Runway slope), 이륙 경로상의 장애물 등이 고려되어야 한다.

이륙 허용중량 고려사항들을 성능차트에 적용시켜 최대 허용 이륙중량을 결정할수 있다. 결정된 무게는 다음의 추가되는 조건에 따라 결정된 최대 무게보다 낮아질 수 있다.

- 균형 활주 요구 거리
(Balanced Field Length Required)
- 엔진 불능 시 상승 여력
- 장애물 통과 요구 조건

2.8.5 운송용 항공기의 이륙 후 상승 성능 (Climb Performance)

• 상승 성능의 개요

운송용 항공기는 이륙 중에 하나의 엔진이 부작동 되더라도 활주로 상공 35피트까지 도달한 후에는 정해진 상승률로 상승할 수 있어야 하는 요구조건이 있으며 이를 이륙 비행경로 요구조건(Flight path requirements)이라고 한다.

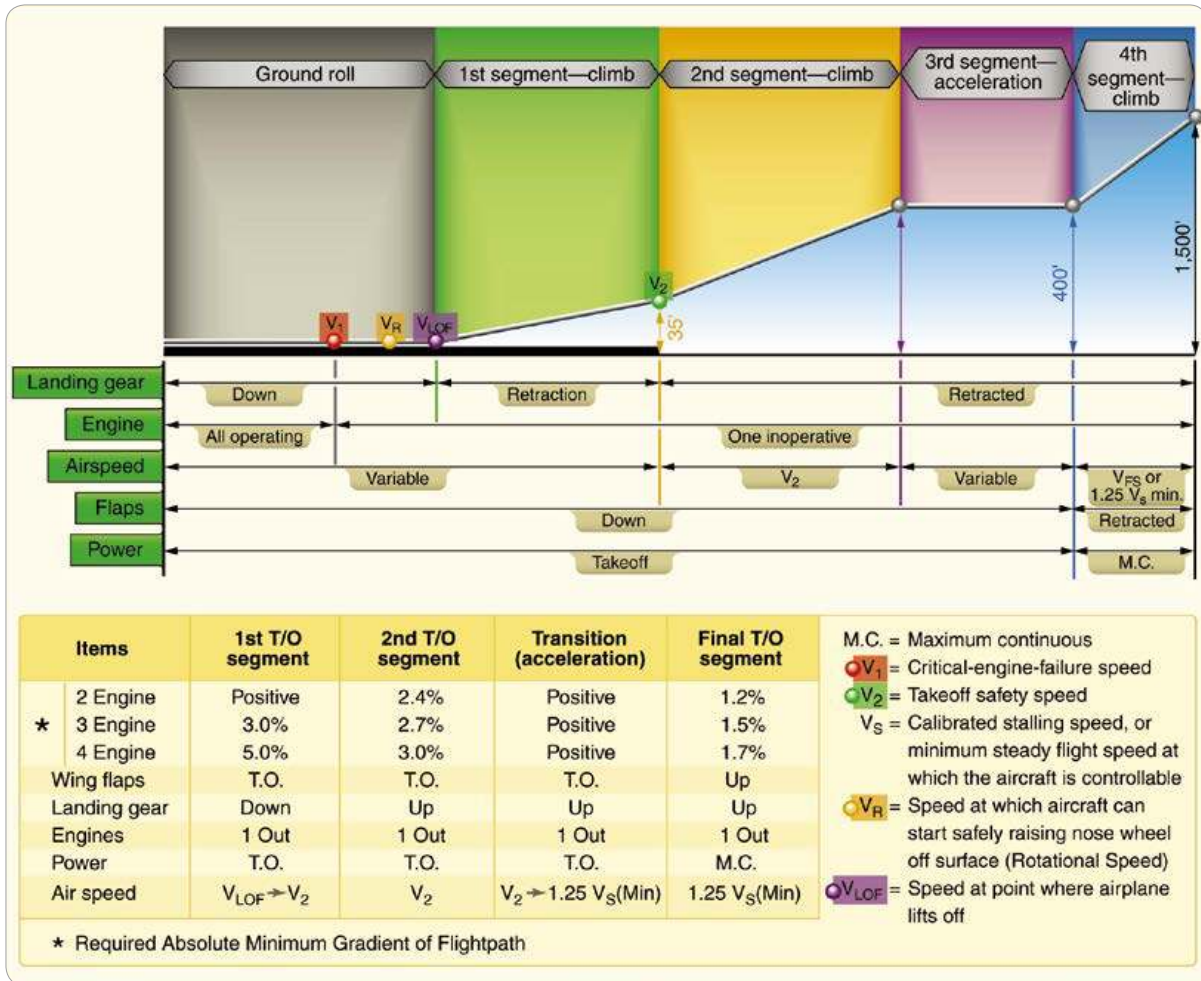
운송용 항공기 성능은 한쪽 엔진이 정상적으로 작동하지 못하는 상태에서도 1,500피트까지 안전하게 상승할 수 있어야 한다. 항공기 이륙비행경로는 [그림 4-79]에서와 같이 비행 단계별로 구분하여 항공기 운항 상태에 따라 요구되는 상승률과 속도 등을 보여준다.

• 상승 구배

상승 구배란 정해진 수평거리에서 얻어질 수 있는 수직 높이로 표현할 수 있다. 이를테면 2.4%의 상승 구배는 지상에서 수평거리 1,000피트당 24피트의 고도를 얻을 수 있음을 의미한다.

• 상승 비행 구간의 개요

- 첫 번째 구간(First Segment) : 이 구간은 이륙 요구 활주길이 차트에 포함되며, 항공기가 부양된 시점부터 활주로 끝단에서 35피트의 고도에 도달하기까지의 구간으로 측정한다. 속도는 처음에는 V_{LO} 이고 35피트의 고도에서 항공기는 반드시 V_2 가 되어야 한다.
- 두 번째 구간(Second Segment) : 이 구간은 이륙 경로상 가장 중요한 구간이라 할 수 있다. 두 번째 구간의 범위는 활주로 상공 35피트 고도부터 400피트까지 상승하는 구간이다. 상승 중에는 사용하고 있는 정상 엔진은 최대 이륙추력으로 설정되고 V_2 에서 플랩(Flap)은 이륙 위치로 맞추어진 상태에서 이루어진다. 이 구간에서 요구되는 상승률은 2 엔진 항공기의 경우 2.4%, 3 엔진 항공기의 경우 2.7%, 4 엔진 항공기의 경우 3.0%가 요구된다.
- 두 번째 구간의 상승 제한 : 35피트에서 400피트까지 상승하는 두 번째 구간은 상승구간 중 가장 제한이 첨예한 어려운 구간이다. 조종사는 매 이륙 시 두 번째 구간 수행 요구조건에 맞추도록 결정하여야 한다. 두 번째 구간의 상승 요구조건을 충족시키기 위해서 실제 이륙 가능한 활주로의 길이와 무관하게 이륙 중량도 조절해야 한다는 것을 명심해야 한다. 항공기는 한 개의 엔진이 작동되지 않는 상태에서도 부양할 수 있는 능력을 갖추고 있지만 그 후에 장애물을 통과하기 위한 상승성능도 필요하기 때문이다. 고고도, 고온 지역에서는 활주거리 확보를 고려하기 이전에 최고 이륙 무게에 어떠한 영향을 끼치는지 2 단계 구간상승 차트를 참고할 필요가 있다.



[그림 4-81] 1개 엔진 부작동 상태에서의 이륙

- 세 번째/가속 구간(Third or Acceleration Segment) : 이 구간에서는 항공기가 상승 상태가 지속되기 전까지 지상으로부터 400피트 지점까지 V_2 속도에서 V_{RS} 속도로 가속하는 구간이다. 플랩(Flap)은 가속 초기 단계에서 올리고 추력은 가능한 오랫동안 이륙 추력을 유지한다(최대 5분).

- 네 번째/마지막 구간(Fourth or Final Segment) : 이 구간은 지상으로부터 400피트에서 1,500피트까지의 구간으로 정상 엔진은 최대 추력으로 고도를 얻는 구간이다. 요구되는 상승률은 2 엔진의 경우 1.2%, 3 엔진의 경우 1.55%, 4 엔진의 경우 1.7%가 요구된다.

- 운송용 항공기 장애물 통과 요구조건
규정에 의하면 1958년 9월 30일 이후에 제작된 대

형 운송용 터빈항공기에 대하여 한 개 엔진이 작동되지 않는 상황에서 이륙 경로를 유지하기 위한 이륙중량에 대한 요구조건을 발효하였다.

요구조건은 공항구역 범위 내에서는 장애물을 수직으로 35피트 수평으로 200피트, 공항구역 범위 밖에서는 수평으로 300피트 이상 회피할 수 있어야 한다. 이륙경로는 이륙거리 끝 표면 35피트의 고도에서부터 1,500피트가 되는 지점까지로 간주하거나 이륙상태로부터 비행 항로로 전환이 완료되는 시점까지로 간주해야 한다. 이륙경로는 2 엔진은 0.8%, 3 엔진은 0.9%, 4 엔진은 1.0%로 상승률이 줄어드는 항로이다.

• 운송용 항공기 조종사의 책임

운송용 항공기 조종사는 한 개 엔진이 작동되지 않을 때 이륙 가능한 '균형 활주거리'(Balanced Field Length)를 결정하는 것뿐만 아니라 요구되는 상승률을 충족시키기 위한 능력에 대한 책임을 가지고 있지만 더불어 이륙경로에 있는 모든 장애물 회피가 이루어져야 한다.

• 최종 이륙경로 계산

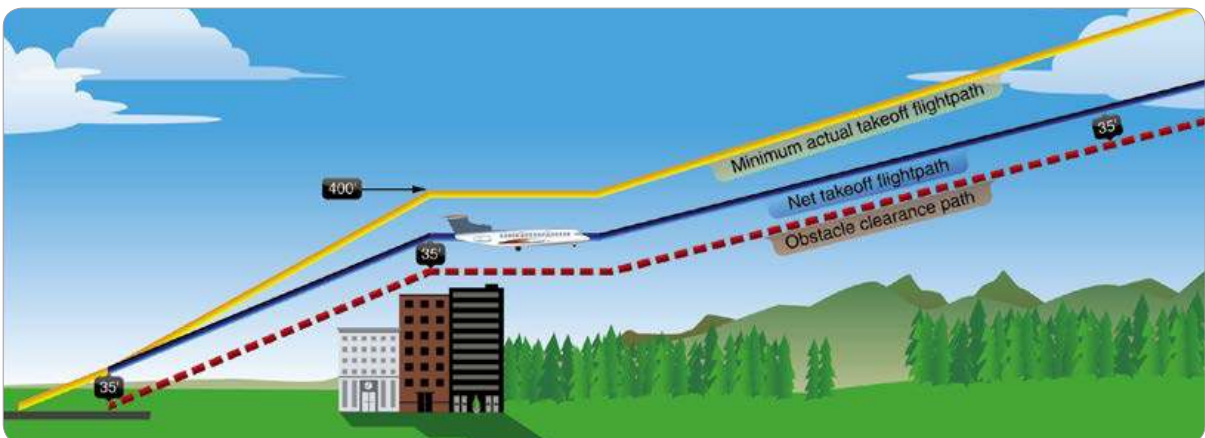
최종 이륙경로 성능을 계산하는 일반적인 방법은 각각의 상승 구간에 필요한 지상 거리와 항공기 비행교범(AFM)의 장애물 통과 성능차트를 함께 참고하여 얻을 수 있다. 이 장애물 통과 요구조건이 일반적으로 공항에서는 잘 사용되지 않더라도 이는 높은 이륙중량이나 높은 밀도고도 상태와 같은 어려운 상황에서는 중요한 고려사항이 된다. 예를 들어 2.4%의 상승률이라면 10.4NM을 진행하였을 때 1,500피트의 고도를 얻을 수 있는 상승성능이다.

2.8.6 착륙 성능(Landing Performance)

• 착륙성능 관련 속도

이륙에서처럼 착륙성능을 고려할 때 관련된 특정 속도들을 적용하여야 한다.

- V_{SO} : 실속 속도 혹은 착륙 유형에서 안정적인 최소 비행속도
- V_{REF} : 항공기 완전 착륙 외장 상태에서의 실속



[그림 4-82] 이륙 경로상 장애물 회피

속도 1.3배의 크기로 활주로 말단(Threshold) 50피트 위를 통과할 때 요구되는 속도이다. 이 속도는 비행장주(Traffic pattern)나 다음과 같은 계기접근 상황에서 기준이 되는 속도이다.

- $V_{REF} + 30K$: 배풍 경로(Downwind)/절차 선회 구간(Procedure Turn)
- $V_{REF} + 20K$: 베이스 혹은 최종 픽스(Fix) 진입 최종 구간
- $V_{REF} + 10K$: 최종 경로(Final) 혹은 픽스(Fix)로부터 진입(Inbound) 최종 구간

• 접근 상승(Approach Climb)

접근 유형에서 한개 엔진이 부작동이고 다른 엔진이 최대 이륙 추력인 상황에서 최대 상승 성능을 이루는 속도로서, 접근 유형에서 요구되는 항공기 상승률은 2 엔진은 2.1%, 3 엔진은 2.4%, 4 엔진은 2.7%이다.

• 착륙 상승(Landing Climb)

완전 착륙 유형에서 모든 엔진이 최대 이륙 추력을 사용했을 때 최대 상승 성능을 이루는 속도로서 착륙 유형을 완료한 상태에서의 상승률은 3.2%가 요구된다.

• 최대 착륙중량

항공기의 최대 착륙중량은 접근 상승 요구조건이나 가용한 착륙 활주로에 따라 제한을 받는다. 접근 상승 요구조건은 기본적으로 한 개 엔진이 작동되지 않을 때 실패 접근(Missed Approach)을 수행할 수 있는 능력에 기반하고 있어 착륙상승보다 더 제한적으로 충족시키기 어렵다.

접근 상승에서 요구되는 상승률은 이륙의 2단계 구간에서와 마찬가지로 기압고도, 온도의 영향을 받으며 이 상승요구 조건을 따르기 위해서는 항공기의 무게도 제한될 필요가 있다.

• 착륙 활주로 요구 조건

착륙을 위한 활주 거리는 다음과 같은 요소에 영향을 받는다.

- 기압고도
- 기온
- 바람의 방향과 속도
- 활주로의 경사도
- 항공기의 무게

• 착륙 활주 거리 계산

착륙 거리를 계산하는 데 있어 어떤 항공기 제작사는 위의 요소를 모두 차트에 포함시키지 않는 경우가 있는데, 이는 규정 자체가 기압고도, 바람, 항공기의 무게만을 요구하고 있기 때문이다. 차트는 미끄럼 방지(Anti-skid) 장치의 사용 혹은 미사용 조건을 포함하고 있으나 역추력 장치(Reverse thrust)의 사용은 착륙 필수 거리를 계산하는 데 고려되지 않는다.

• 착륙 활주거리의 정의

착륙거리는 활주로 시작점인 말단(Threshold) 상공에서 50피트의 고도로 통과하여 접지 후 활주로 상에서 항공기가 완전히 정지한 지점까지의 수평거리이다. 여기에는 활주로 말단 50피트 고도부터 활주소에 착지하는 지점까지(통상적으로 활주로 말단

으로부터 1000피트 지점)의 공중거리(Air distance)가 포함되고 거기에 여유분을 제외한 정지거리가 더해진다.

14 CFR Part121에 포함된 운송용 항공기는 활주로 말단 50피트 고도 지점부터 필수 착륙거리를 산정할 때 총 가용한 활주로 길이의 60%를 초과할 수 없다고 명시하고 있다. 모든 상황에서 50피트 고도에서의 속도는 항공기의 착륙 외장 상태에서의 실속 속도보다 1.3배보다 낮아서는 안 된다.

• 착륙 허용 중량 고려사항

운송용 항공기의 허용 가능한 착륙 중량을 산출하기 위해서는 다음과 같은 요소들을 고려하여 보다 정확하고 세밀하게 적용하여야 한다.

- 기압고도
- 기온
- 바람의 방향과 속도
- 활주로의 경사도

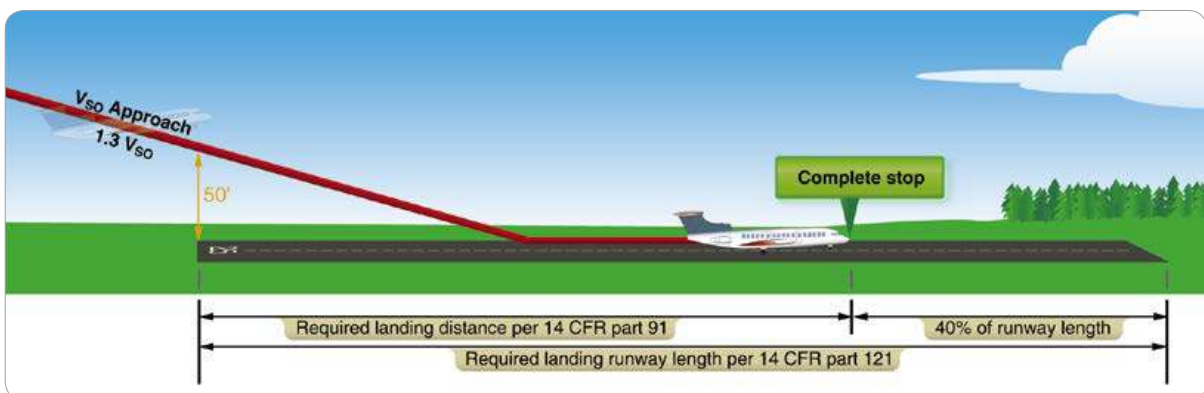
• 착륙 허용중량 제한사항

위와 같은 요소들을 바탕으로 최대 허용 착륙중량을 산출하여야 하며 계산된 최대 허용 착륙중량은 다음과 같은 요소들에 의하여 추가로 줄어들 수 있다.

- 착륙 활주로 요구 사항
- 접근 상승 요구 사항

일반적으로 접근 상승 요구사항(한 개 엔진이 부작동일 때 접근 중 상승할 수 있는 능력)에는 착륙 중량이 목적지 공항에 도착하면 대부분 더 적어지기 때문에 거의 영향을 주지 않는다. 그러나 이 접근 상승률이 반드시 충족되기 위해서 착륙 허용 중량은 필요하다면 제한되어야 한다. 접근 상승을 위협하게 만드는 경우는 무거운 중량과 높은 기압 고도 그리고 높은 온도에서 착륙하는 경우이다. 항공기가 이륙 후 바로 착륙해야 할 비상상황이 발생할 수도 있기 때문에 이 또한 고려해야 한다.

착륙 활주로 요구 사항은 접근 상승 요구 사항보다 항공기의 허용 착륙 중량에 의해서 제한을 받는 경우



[그림 4-83] 착륙 활주 요구거리(Landing Runway Requirements)

가 더 보편적이다. 또한 활주로가 특별히 짧지 않는 한 이 역시 연료 소모로 인하여 최대 착륙중량보다 적게 되어 문제가 되는 경우는 드물다고 할 수 있다.

이처럼 운송용 항공기는 각 비행 단계별로 구분하고 또한 해당 단계를 세분화하여 운용 제한사항들을 속도와 무게 그리고 상승률 등으로 제시하여 운항 시 반드시 충족해야 하는 조건들을 제시하고 있다. 즉, 승객과 화물을 운송하는 항공기로서 안전한 운항을 최고의 가치로 하며 아울러 운항의 효율성을 도모하기 위함이다.

참고문헌

1. FAA, Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge,(FAA-H-8083-25A) 2016
2. FAA, Airplane Flying Handbook, (FAA-H-8083-3A) 2016
3. FAA, Aviation Maintenance Technician Handbook-Powerplant Volume 1, (FAA-H-8083-32), 2012
4. FAA, Aviation Maintenance Technician Handbook-Powerplant Volume 2, (FAA-H-8083-32), 2012
5. FAA, Aviation Maintenance Technician Handbook-Airframe Volume 1, (FAA-H-8083-31) 2012
6. FAA, Aviation Maintenance Technician Handbook-Airframe Volume 2, (FAA-H-8083-31) 2012
7. FAA, Instrument Flying Handbook (FAA-H-8083-15A), 2012
8. FAA, Weight and Balance Handbook (FAA-H-8083-1B) 2016
9. ICAO, Annex 6, Operation of Aircraft, 2001
10. FAA, Aerodynamic for Naval Aviators, 1965
11. 한국항공우주학회, 항공우주학개론(제4판), 2005
12. 법제처<http://www.moleg.go.kr/main.html>, 항공법 2017

● 집필위원

장민식(항공대학교)

정윤식(경운대학교)

● 연구 및 감수위원

김기식(대한항공)

안영태(항공대학교)

정근화(에어부산)

조환기(청주대학교)

● 기획 및 관리

국토교통부

황성연(항공안전정책관)

장만희(항공안전정책과장)

유희준(항공안전정책과)

고상룡(항공안전정책과)

홍덕곤(항공안전정책과)

교통안전공단

김원호(항공교통안전처장)

김용석(항공교통안전처)

이강준(항공교통안전처)

정재상(항공교통안전처)

최성원(항공교통안전처)

김올림(항공교통안전처)

(주)월드에어텍

하재구(연구팀)

이근성(연구팀)

강창진(연구팀)

정동호(연구팀)

● 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 978-89-85682-32-9 93530

조종사 표준교재 비행이론

발행일 | 초판 2016년 12월

발행처 | 국토교통부 항공안전정책과(세종특별자치시 도움6로 11)



조종사 표준교재
Standard Pilot's Handbook

