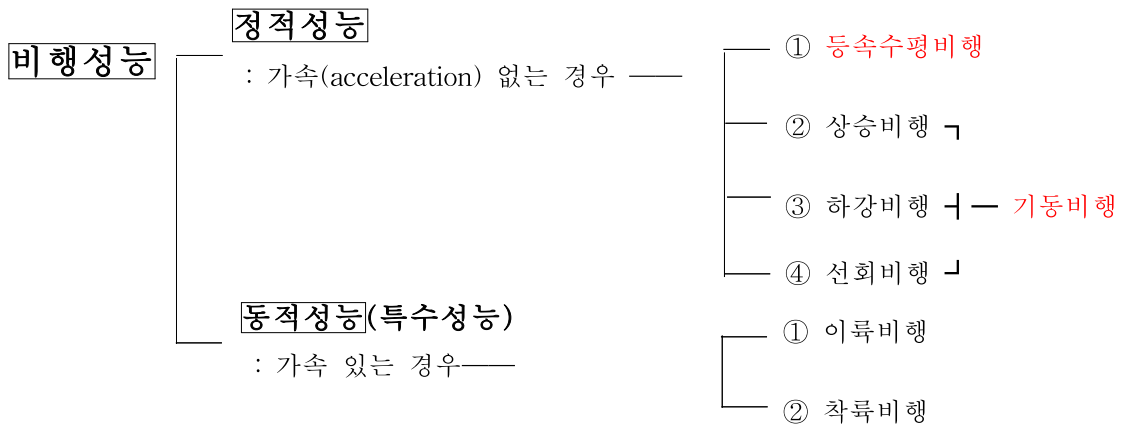


제3장 비행성능, 안정성 및 조종성



3.1. 등속수평비행 성능

일정한 고도와 속도로 비행하는 상태

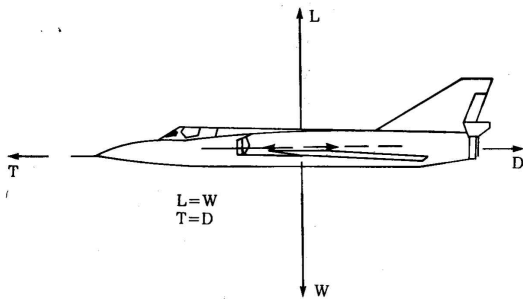


그림 3-1. 등속수평비행에서 힘의 평형

• 힘의 평형 조건, $\sum \vec{F} = 0$ 에서

$$\sum F_x = 0 : T = D$$

$$\sum F_y = 0 : L = W$$

• 등속수평 비행속도는

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = W$$

$$\therefore V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}$$

• 최소속도 : $V_{\min} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{\max}}}} = V_s$ (실속속도, stall speed) [for $\rho = \frac{W}{S} = \text{일정}$]

• 최대속도 : $V_{\max} = \sqrt{\frac{2T_{\max}}{\rho S C_{D_{\min}}}}$ from $T=D$ [for $\rho=S=\text{정}$]

3.1.1. 필요마력(power required)

• 마력(동력, 일률, power) : 단위 시간당 행하여진 일의 양

$$\Rightarrow \text{Power} = \frac{\text{Work}(= \text{Force} \times \text{Distance})}{\text{Time}} = \text{Thrust} \times \text{Velocity} \Rightarrow P = T \cdot V$$

♣ 단위 : W, N.m/s, J/s, horsepower(마력) /// [1 hp = 746 W = 746 N.m/s = 550 lb.ft/s]

• 필요추력(thrust required)

등속비행을 유지하기 위해 필요한 추력.

필요추력보다 큰 추력이 작용하면 가속되고 작은 추력이 작용하면 감속된다.

$$T_R = D = \left[\frac{C_D}{C_L} \right] W$$

♣ 양항비(Lift-to Drag Ratio) : $\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$

• 필요마력(power required) = 필요추력 × 비행속도

$$P_R = T_R \cdot V = \sqrt{\frac{2W^3}{\rho S}} \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \propto \frac{1}{C_L^{3/2}/C_D}$$

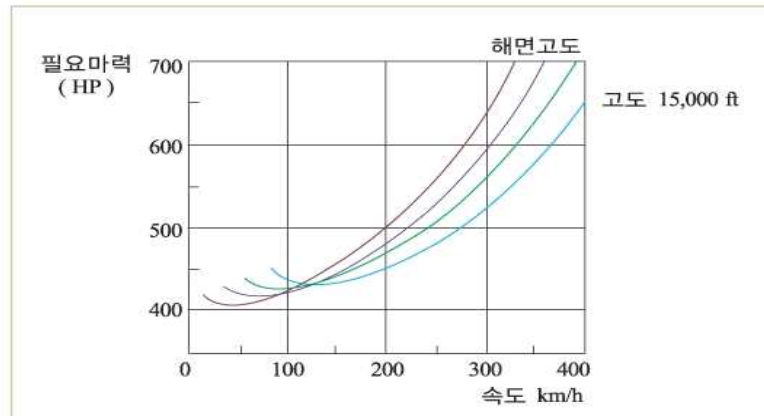
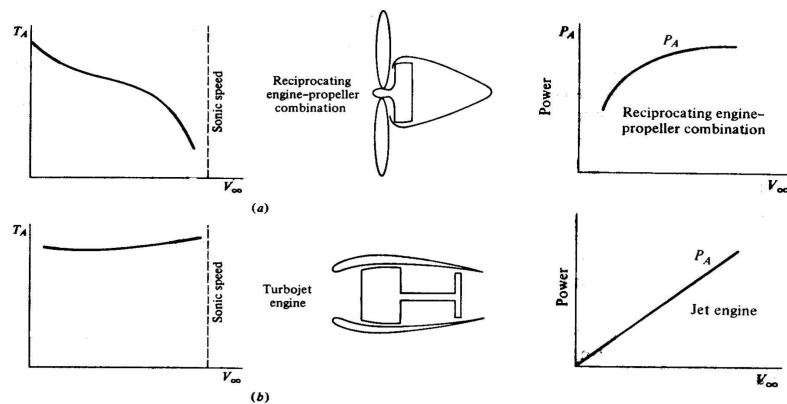


그림 3-2. 고도에 따른 필요마력 곡선

3.1.2. 이용마력(power available)

추력(thrust)으로서 비행에 사용될 수 있는 엔진 동력으로 엔진에 따라 달라진다.



(a) Reciprocating engine은 정지시 추력이 가장 크고 속도가 증가함에 따라 감소한다.(left)
이용마력은 속도에 관계없이 거의 일정하다.(right)

(b) Turbojet engine은 속도에 관계없이 추력이 거의 일정하다.(left)
이용마력은 속도에 따라 선형 증가한다.(right)

※ 잉여마력 또는 여유마력(excess power) : 필요마력과 이용마력의 차이
여유마력이 있으면 현재의 상태에서 더 가속하거나 고도를 높일 수 있다.

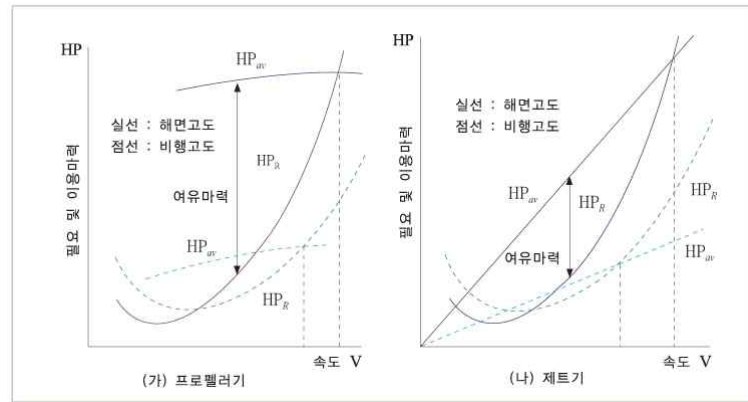


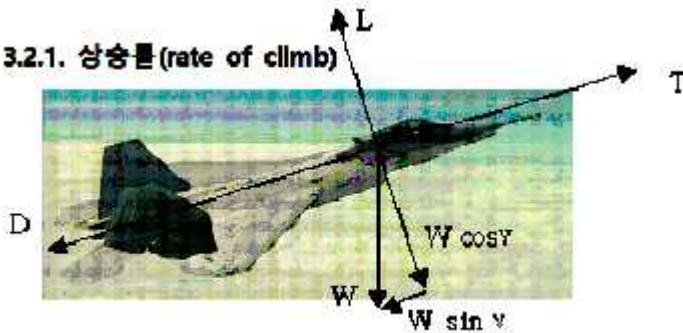
그림 3-3. 필요마력과 이용마력 곡선

3.1.3. 수평최대속도

- 등속수평비행에서 최대속도는 이용마력 곡선과 필요마력 곡선의 교차점에서의 속도이다.
- 고도가 높아짐에 따라 최대속도는 감소한다.

3.2. 상승비행

3.2.1. 상승률(rate of climb)



힘의 평형 조건 $\sum \vec{F} = 0$ 에서

- ① $\sum F_x = 0 : T = W \sin \gamma + D$
- ② $\sum F_y = 0 : L = W \cos \gamma$

- 상승률은 상승하는 항공기 속도의 수직 성분으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$RC = V \sin \gamma = \frac{TV - DV}{W} = \frac{P_A - P_R}{W} = \frac{\text{excess power}}{W}$$

- 잉여마력이 크면 상승률과 상승각은 커진다.

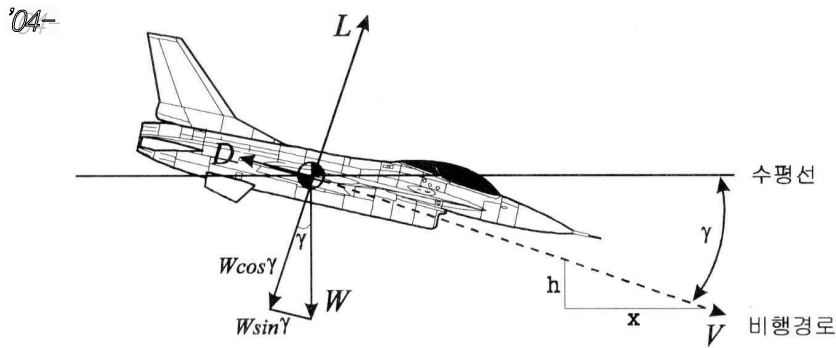
3.2.2. 상승한도(ceiling)

고도가 높아지면 잉여마력이 감소하여 상승률도 감소된다.

- 절대상승한도(absolute ceiling) : $RC = 0$ ft/min인 고도
- 실용상승한도(service ceiling) : $RC = 100$ ft/min인 고도
- 운용상승한도(operating ceiling) : $RC = 500$ ft/min인 고도

3.3. 하강비행

동력(power)없이 활공(gliding)하는 무동력 하강비행을 고려



힘의 평형 조건 $\sum \vec{F} = 0$ 에서

$$\textcircled{1} \sum F_x = 0 : D = W \sin \gamma$$

$$\textcircled{2} \sum F_y = 0 : L = W \cos \gamma$$

✧ 양항비 : $\frac{L}{D} \left[= \frac{C_L}{C_D} \right] = \frac{W \cos \gamma}{W \sin \gamma} = \frac{1}{\tan \gamma}$

→ 날개의 가로세로비 AR(aspect ratio)를 크게 하여 유도항력(induced drag)을 감소시키면 양항비 C_L/C_D 가 증가하여 활공각이 감소한다.

→ 속도가 일정한 경우 활공각이 작으면 더 오래 동안 공중에 머무를 수 있다.

3.4 항속 성능

- 항속거리(range) : 한번 적재한 연료를 사용하여 비행할 수 있는 거리
- 항속시간(endurance) : 한번 적재한 연료를 사용하여 비행할 수 있는 시간
→ 비행속도, 엔진 출력, 자세 및 고도 등에 따라 달라진다.

✧ 정해진 임무를 위해 항속거리 혹은 항속시간을 최대화하는 것이 필요하다.

- 여객기 : 경제성을 위해 주어진 연료로 가능한 멀리 날아가는 것이 중요 → 최대 항속거리
- 정찰기 : 가능한 오래 동안 공중에 있는 것이 중요 → 최대 항속시간

3.4.1. 프로펠러기

•비연료소모율(SFC, Specific Fuel Consumption) : 단위 동력이 단위 시간당 소비하는 연료의 무게

•Brequet의 항속거리 식 : $R = \frac{\eta_p}{SFC_p} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{W_1}{W_2}$

⇒ 최대 항속거리 조건

- 프로펠러 효율을 최대로 한다.
- 연료소모율을 최소로 한다.
- 양항비를 최대로 한다.
- 연료 탑재량을 최대로 한다.

•Brequet의 항속시간 식 : $E = \frac{\eta_p}{SFC_p} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \sqrt{2\rho S} \left(\frac{1}{\sqrt{W_2}} - \frac{1}{\sqrt{W_1}} \right)$

⇒ 최대 항속시간 조건

- 프로펠러 효율을 최대로 한다.
- 연료소모율을 최소로 한다.
- 공기밀도가 큰 저고도로 비행한다.
- 연료 탑재량을 최대로 한다.

3.4.2. 제트기

•비연료소모율(SFC, Specific Fuel Consumption) : 단위 추력이 단위 시간당 소비하는 연료의 무게

•Brequet의 항속거리 식 : $R = \frac{2}{SFC_j} \left(\frac{C_L^{1/2}}{C_D} \right) \sqrt{\frac{2}{\rho S}} (\sqrt{W_1} - \sqrt{W_2})$

⇒ 최대 항속거리 조건

- 연료소모율을 최소로 한다.
- 공기밀도가 작은 높은 고도로 비행한다.
- 연료 탑재량을 최대로 한다.

•Brequet의 항속시간 식 : $E = \frac{1}{SFC_j} \left(\frac{C_L}{C_D} \right) \ln \left(\frac{W_1}{W_2} \right)$

⇒ 최대 항속시간 조건

- 연료소모율을 최소로 한다.
- 양항비를 최대로 한다.
- 연료탑재량을 최대로 한다.

3.5 선회 비행

•[정의] 선회비행 : 항공기가 지속적으로 비행방향을 바꾸는 비행

•[분류] ▮ 고도변화 ▮수평선회(level turn) : 고도를 일정하게 유지하는 선회

| ▮상승선회(climbing turn)

| ▮하강선회(descent turn)

▮ 힘의 평형 ▮정상선회(Coordinated Turn) : 균형선회 [원심력=구심력]

▮비정상선회(In-coordinated Turn) : 불균형선회 ▮skid(외활)

| : [원심력 > 구심력]

▮slip(내활)

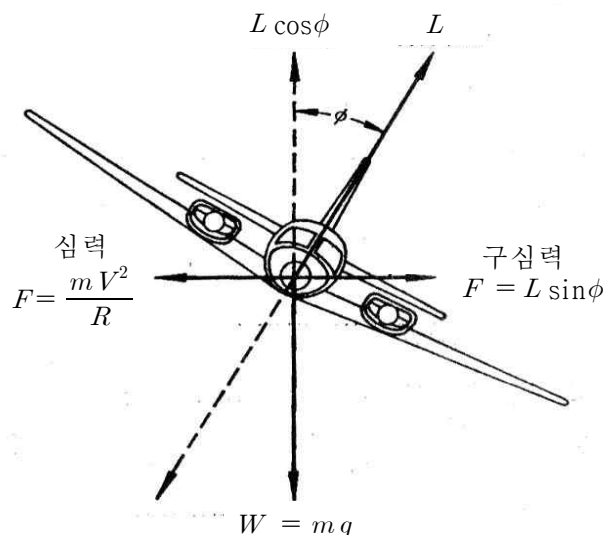
▮ : [원심력 < 구심력]

•정상선회(coordinated turn) : 힘의 평형을 유지하면서 비행속도의 변화가 없는 선회

⇒ 선회비행 시 aileron으로 항공기를 bank(경사)시키고, rudder를 이용하여 방향을 일정하게 유지하며, 조종간을 당겨 elevator를 이용하여 고도를 일정하게 유지한다.

3.5.1. 정상선회(coordinated turn)

고도를 일정하게 유지하면서 일정한 속력과 일정한 선회반경으로 원운동 비행



- 수평선회시 평형조건

$$T = D$$

$$L \cos \phi = W$$

- 정상선회의 조건

$$\text{원심력} = \text{구심력}$$

$$m \frac{V^2}{R} = \frac{W}{g} \frac{V^2}{R} = L \sin \phi$$

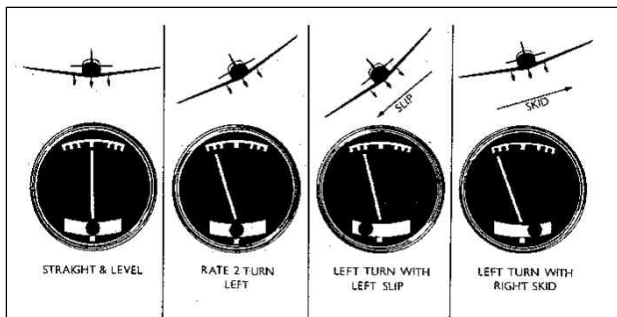
※ 힘의 평형을 벗어난 경우

(1) skid : 원심력 > 구심력

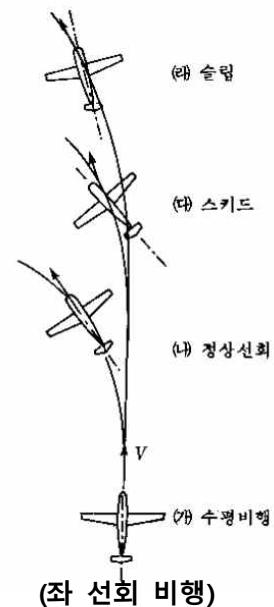
경사각이 부족하거나 rudder 조작량이 클 때 발생한다.
조종사는 바깥 방향으로 쏠리는 느낌을 받는다.

(2) slip : 원심력 < 구심력

경사각이 너무 크거나 rudder 조작량이 부족할 때 발생한다.
조종사는 안쪽 방향으로 쏠리는 느낌을 받는다.



[Stra.LevelFlight][Coord. 좌Turn] [slip] [skid]
(Turn & Bank Indicator)



(좌 선회 비행)

3.5.2 선회반경

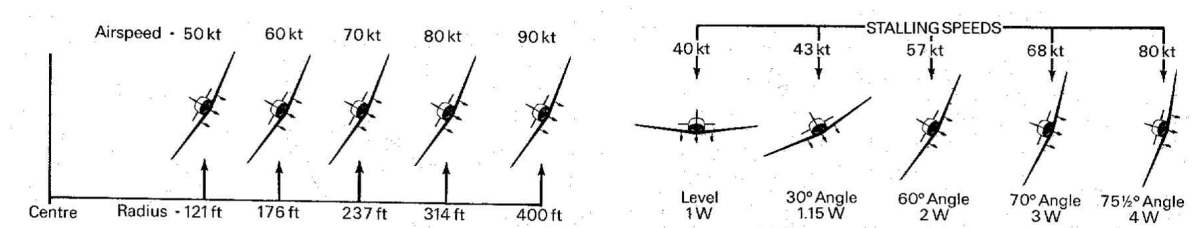
•선회반경 : $R = \frac{WV^2}{gL \sin \phi} = \frac{V^2}{g \tan \phi} = \frac{V^2}{g \sqrt{n^2 - 1}}$

※하중계수 : $n \quad \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \phi}$

•최소 선회반경 조건 :

- ① 비행속도를 최소로 한다(low V) \Rightarrow 실속속도로 제한을 받는다.
- ② 경사각을 최대로 한다(high n) \Rightarrow 하중계수가 커져 구조적 제한을 받는다.
- ③ 날개하중을 최소로 한다.(low wing loading, W/S) : For large n, $\sqrt{n^2 - 1} \approx \sqrt{n^2} = n$

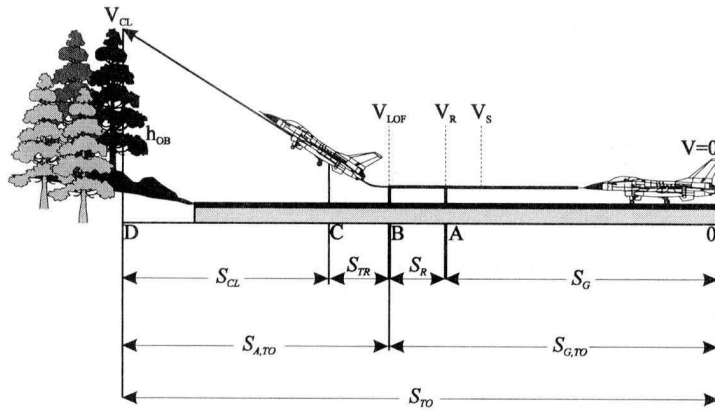
$$R = \frac{V^2}{g \sqrt{n^2 - 1}} \approx \frac{V^2}{gn} \propto \left(\frac{W}{S}\right)$$



3.6. 이착륙 비행

3.6.1. 이륙거리

•이륙거리 : 지상활주를 시작하여 장애물 고도에 이를 때까지 이동한 지면상의 거리



•이륙과정

- 지상활주(ground run)
- 회전(rotation) : 조종간을 뒤로 당겨 기수를 들어준 상태에서 main landing gear가 부양할 때까지의 과정
- 전환(transition) : 부양 후 직선상승비행을 시작할 때까지의 과정
- 이륙상승(take-off climb) : 직선상승비행을 하여 장애물 고도에 이를 때까지의 과정

※ 장애물 고도(obstacle height) : 안전 이륙상승고도

- 제트기 : 35ft (10.7m)
- 프로펠러기 : 50ft (15.2m)

•지상활주거리 식

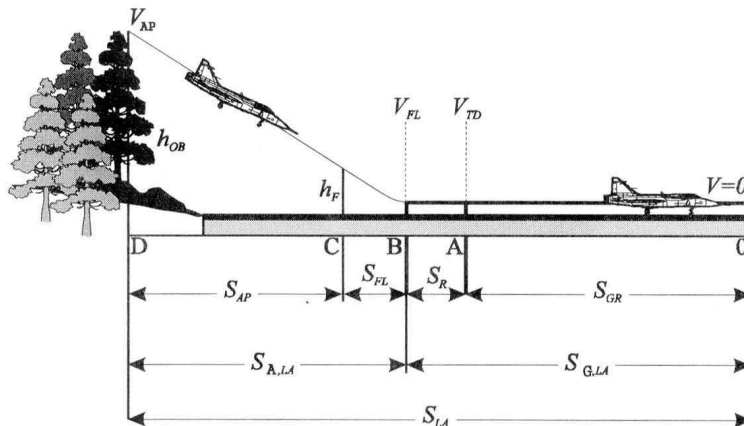
$$S_{GR, TO} = 0.65 \frac{W/S}{g \rho S C_{L_{max}}} \left[\frac{1}{T/W - D/W - \mu (1 - L/W)} \right]$$

⇒ 지상활주거리를 짧게 하기 위한 조건

- 날개하중 W/S 를 작게 한다.
- 고도가 낮은 비행장 또는 저온 활주로 (∵ 밀도증가)
- $C_{L_{max}}$ 를 크게 한다.
- 추력대중량비 T/W 를 크게 한다.
- 마찰계수를 작게 한다. (아스팔트, 콘크리트 : $\mu = 0.02 \sim 0.05$)
- 정풍(head wind)을 받는다.

3.6.2. 착륙거리

- 착륙거리 : 착륙진입하여 정지할 때까지 이동한 지면상의 거리



• 착륙과정

- 착륙진입(landing approach) : 장애물 고도에서부터 직선 하강비행하는 과정
- 플레어(flare) : 조종간을 당겨 지면과 평행한 비행자세에서 main landing gear가 접지될 때까지의 과정
- 회전(rotation) : 조종간을 당긴 상태에서 nose landing gear가 접지될 때까지의 과정
- 지상활주(ground run)

• 지상활주거리 식

$$S_{GR} = \frac{1}{2g} \frac{V_{TD}^2}{\left[\frac{T}{W} + \frac{D}{W} + \mu \left(1 - \frac{L}{W} \right) \right]}$$

⇒ 착륙 지상활주거리 및 시간을 짧게 하기 위한 조건

- V_{TD} 를 작게 즉 V_s 를 작게 한다.
- 평균 감속력을 크게 한다.
- 역추력 장치를 사용한다.
- 항력을 크게 하기 위해 drag chute나 air brake를 사용한다.
- 적절한 제동으로 마찰력을 증대시킨다.
- 정풍을 받는다.

3.7. 안정성(stability)

평형이 깨져 무게중심에 대한 힘과 모멘트가 0에서 벗어났을 때, 항공기 스스로가 다시 평형상태로 되돌아가는 경향성

cf) 조종성 - 조종에 의해 항공기의 비행자세나 비행상태를 변화시킬 수 있는 능력

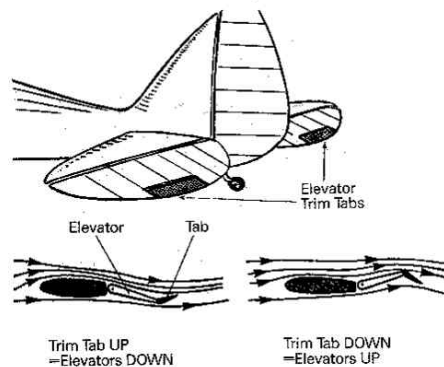
3.7.1. 트림상태(trim condition)

항공기에 작용하는 모든 힘들이 평형을 유지하고, 회전시키는 모멘트 성분이 없는 상태 즉 항공기가 일정한 속도와 고도를 유지하며 각운동 없이 날고 있는 상태

cf) 조종사 - 조종간에 작용하는 힘이 0인 상태로 표현

※ 트림조절장치

트림상태는 속도, 고도, 바람 등의 외부 요인에 의하여 수시로 변동된다. 조종사가 원하는 어떤 속도에서든 항공기가 평형상태에 있으면 조종간에 힘이 걸리지 않게 만들어 주는 장치로 유압식, 트림 탭(trim tab) 방식이 있다.



3.7.2. 정안정성(static stability)

• 정안정성(static stability)

항공기가 교란을 받아 평형상태로부터 벗어났을 때 원래의 평형상태로 되돌아가려는 초기 경향성

• 동안정성(dynamic stability)

항공기가 교란을 받아 평형상태로부터 벗어났을 때 시간이 지남에 따라 평형상태로 되돌아가려는 경향성

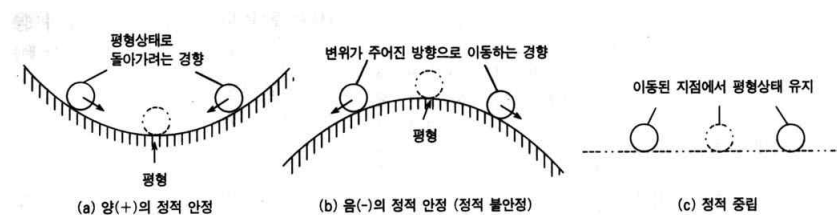


그림 3-11. 물체의 안정성

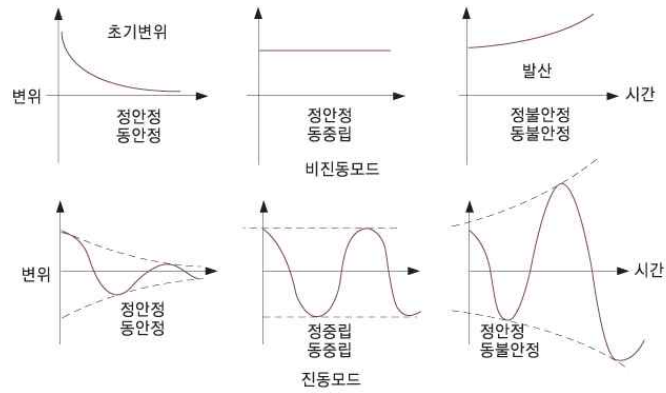


그림 3-12. 시간 거동에 따른 안정성

항공기의 동안정성은 평형상태를 유지하고 있던 항공기가 돌풍(gust)을 만나서 받음각이 증가하였을 때 그 이후의 시간에 따른 받음각의 변화로 설명할 수 있다. 정안정하다고 해서 동안정하지는 않지만 동안정하면 반드시 정안정하다.

• 기체축과 운동

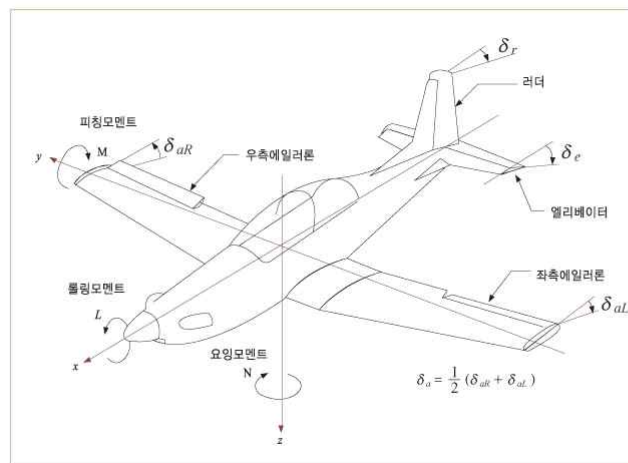


그림 3-13. 항공기의 좌표계

구분	제어	중심축	회전운동	stability
roll	aileron	x축 (longitudinal axis)	x축에 대한 y축의 회전운동 - 가로운동(lateral motion)	가로 안정성 (lateral stability)
pitch	elevator	y축 (lateral axis)	y축에 대한 x축의 회전운동 - 세로운동(longitudinal motion)	세로 안정성 (longitudinal stability)
yaw	rudder	z축 (normal axis)	z축에 대한 x, y축의 회전운동 - 방향운동(directional motion)	방향 안정성 (directional stability)

※ 항공기의 형상적 대칭성으로 다른 축의 운동에 거의 영향을 미치지 않으므로 세로 운동(pitching)과 가로운동(rolling & yawing)을 분리하여 해석한다. 하지만 실제로는 서로 어느 정도 영향 미친다.

(ex) inertial coupling, aerodynamic coupling

• 정적 세로안정성(longitudinal static stability)

가로축(lateral axis; y축)에 대한 돌풍(gust)등의 교란에 의해 받음각 증가(감소)가 발생한 경우 전체 항공기가 기수내림(기수올림) pitching moment를 발생하여 평형상태로 돌아가려는 초기 경향성

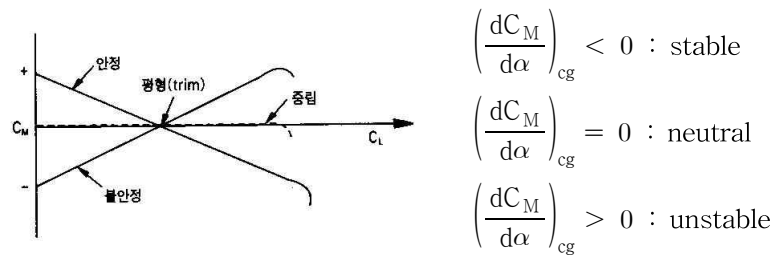


그림 3-14. 정적 세로안정성

항공기의 정적 세로안정성은 pitching moment 계수와 받음각 간의 그래프의 기울기가 음수일 때 안정하다.

• 정적 세로안정성에 영향을 주는 요인

(1) 수평꼬리날개 - 수평안정판(horizontal stabilizer)

꼬리날개의 면적이 클수록, 무게중심에서 멀리 떨어질수록 안정 효과가 커진다.

(2) 날개 : 날개의 공력중심이 무게중심보다 앞에 있으면 불안정

(3) 동체 : 항상 불안정한 요소로 작용

(4) 엔진 : 장착위치에 따라 안정 또는 불안정

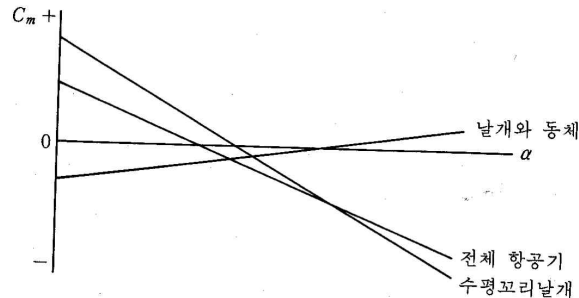


그림 3-15. 세로 정안정성

• 정적 방향안정성(directional static stability)

항공기의 수직축(z축)에 대한 교란에 의해서 옆미끄럼각이 발생한 경우 원래의 평형상태로 되돌아가려는 초기 경향성

- 옆미끄럼각(sideslip angle) : 세로축(x축)에 대하여 바람이 불어오는 각도

수직꼬리날개는 옆미끄럼각을 줄이는 방향으로 yawing moment를 발생시키어 정적 방향안정성에 안정하게 기여한다. 따라서 수직꼬리날개를 수직안정판(vertical stabilizer)이라고도 한다.

3.7.3. 동안정성 (dynamic stability)

(1) 세로 동안정성 (longitudinal dynamic stability)

- 단주기 운동(short period motion)

속도와 고도의 변화가 거의 없는 빠른 주기의 감쇠진동(진동주기 0.5 ~ 5 sec)

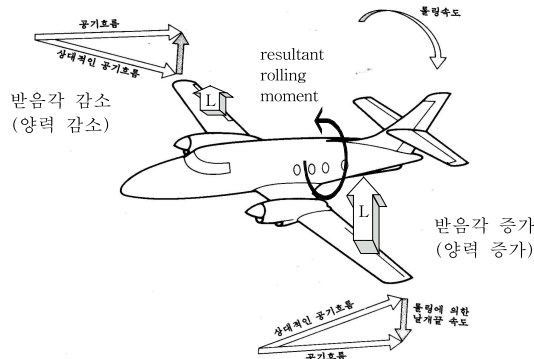
- 장주기 운동(phugoid motion)

- 속도(운동에너지)와 고도(위치에너지) 사이의 에너지 교환으로 발생한다.
- 감쇠가 작기 때문에 속도, 피치각, 고도의 변화가 오랫동안 지속
(진동주기 : 20 ~ 100 sec, 고도차 : 300m 정도 가능 ⇒ 착륙시 문제될 수 있다.)

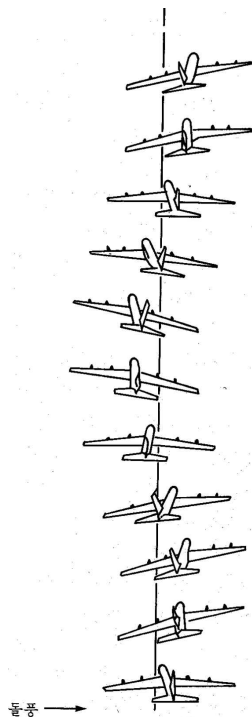
(2) 가로-방향 동안정성 (lateral-directional dynamic stability)

- 롤감쇠(roll damping)

- rolling 발생시 내려가는 날개의 받음각(양력)은 증가하고 올라가는 날개의 받음각(양력)은 감소하여 rolling 운동에 반대되는 moment 발생함으로써 rolling을 감쇠시킴
- 진동을 수반하지 않는 운동



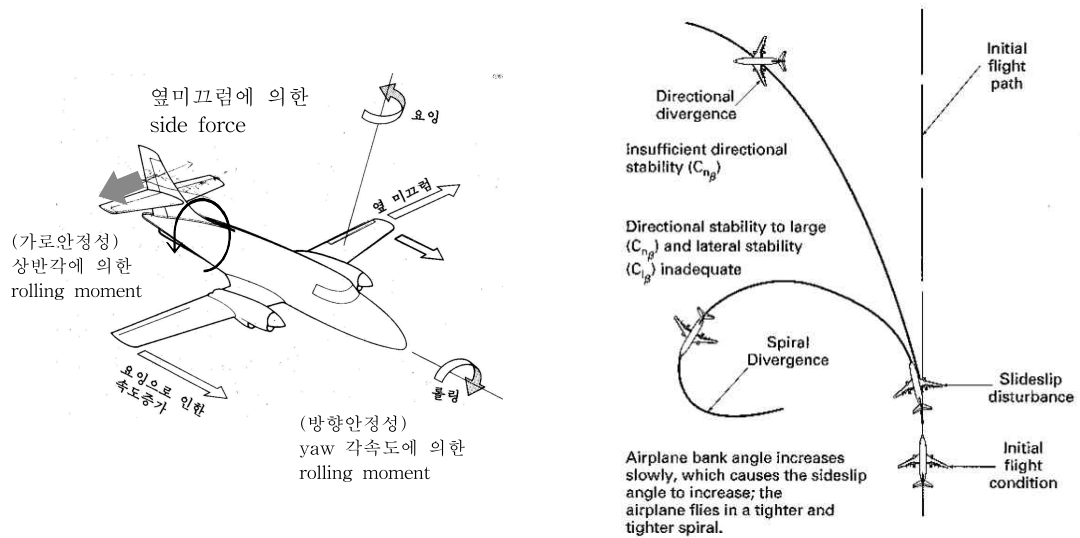
- 더치롤(Dutch roll)



- yawing 운동과 rolling 운동이 혼합된 운동
- 항공기가 yawing되는 방향으로 교란을 받는 경우 수직꼬리날개에 의해 원래의 평형상태로 복원되는 moment가 발생하며 복원운동시 overshoot가 발생
- 항공기가 yawing하는 동안 상반각과 후퇴각 효과에 의한 rolling moment가 동시에 발생 한다.

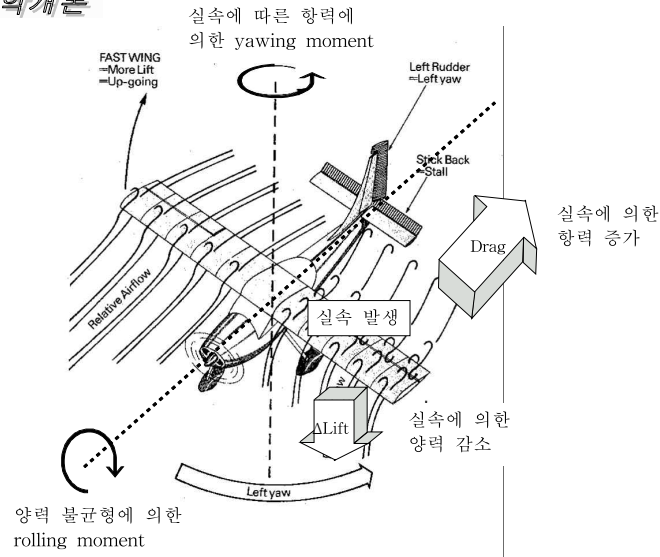
• 나선 발산(spiral divergence)

- yawing과 옆미끄럼(sideslip)이 혼합된 운동
- 외부 교란에 의해 옆미끄럼이 발생했을 때 항공기의 방향안정성에 의해 기수를 바람 방향으로 향하게 되면서 yawing운동이 유발된다. 이때 옆미끄럼과 상반각에 의해 일어난 rolling보다 수직꼬리날개와 yaw 각속도에 의한 rolling moment가 크면 나선 발산하게 된다.
- 나선 발산이 일어나면 항공기의 경사각(bank angle)과 옆미끄럼각은 계속 증가한다. 따라서 나선 발산이 진행될수록 점점 선회하는 반경이 작아지면서 나선 운동이 심화된다.
- 진동을 수반하지 않는 운동



cf) spin 현상

- 날개의 비대칭적 실속으로 인한 나선 강하운동.
- 실속이 먼저 일어나는 날개 끝의 양력감소에 의해 발생된 rolling moment와 실속에 들어간 날개에서 국부적으로 증가한 항력이 yawing moment를 유발하여 나선 경로를 따라 하강하게 된다. 나선 발산과 달리 회복이 불가능한 위험한 상태가 될 수 있다.

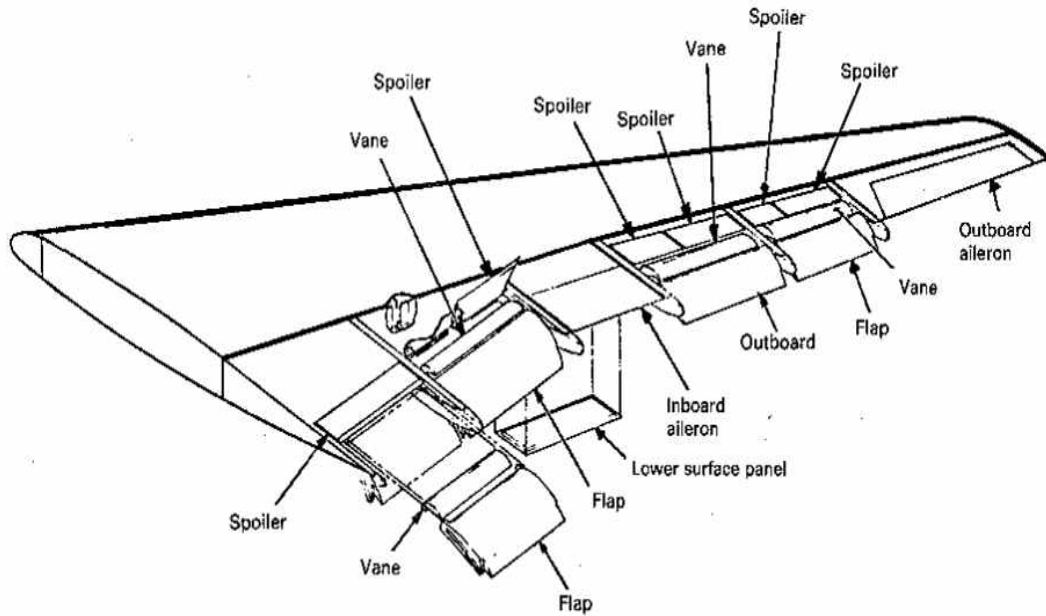


3.8 조종성

- 항공기의 현재의 평형상태를 변화시키거나 새로운 평형상태로 이동할 수 있는 능력을 말한다.
- 안정성이 대단히 크면 새로운 평형상태로 바뀌는 것을 저지하려는 경향이 크게 작용하여 조종성 확보가 어려운 반면, 안정성이 적으면 조종성이 커져서 다른 평형상태로 쉽게 바꿀 수 있다.
- 안정성과 조종성은 서로 상반된 성질을 갖고 있으므로 항공기를 설계할 때 이 두 가지 사이의 절충이 필요하다.

(1) 대형 여객기의 롤링 조종

통상적으로 aileron은 aileron에서 생기는 양력의 moment arm을 길게 하기 위해 flap보다 바깥쪽에 설치한다. 따라서, 낮은 속도에서도 비교적 rolling 조종이 가능하다. 하지만, 고속에서 바깥쪽 aileron을 사용하면 aileron에 발생하는 양력이 상대적으로 크기 때문에 rolling moment가 aileron 조작에 너무 민감하게 발생한다. 따라서, 고속에선 moment arm이 짧은 안쪽 aileron을 사용한다.

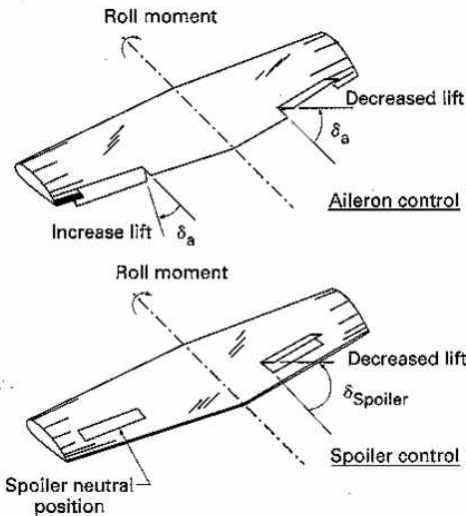


(2) **역요잉(adverse yaw)** 현상

선회비행을 하기 위해 **aileron**을 사용하여 항공기에 경사각을 준 경우, 올라간 쪽 날개의 aileron이 내려감에 따라 항력이 증가하고 내려간 쪽 날개의 aileron은 올라가서 항력이 감소한다. 결국 항공기의 기수를 선회하려는 반대 방향으로 향하게 하는 yawing moment가 발생한다.

※ 역요잉 방지책

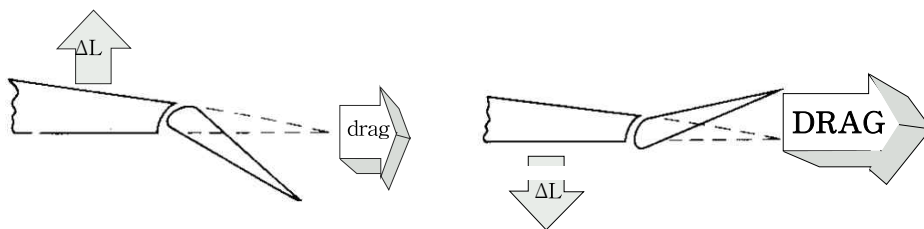
- spoiler : spoiler를 이용해 양력은 감소시키고 항력은 증가시켜 역요잉 방지
- Frise aileron : 비대칭적인 형상으로 aileron을 올릴 때 항력이 많이 발생하도록 한다.
- differential aileron : aileron의 up, down 변위를 다르게 하여 up일 때 항력이 상대적으로 크게 발생하도록 한다.



< adverse yaw >

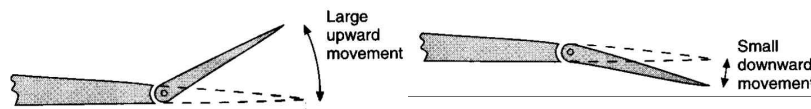
(위) 선회를 하기 위한 방향과 반대 방향으로 기수가 향하는 현상으로 내려간 쪽 aileron의 유도 항력 증가로 인해 발생한다.

(아래) 스포일러를 사용하면 양력을 감소시키는 동시에 항력도 발생시켜 원하는 선회 방향으로 yawing과 bank를 동시에 할 수 있다.



< Frise aileron >

aileron down 할 때(left) 보다 aileron을 up할 때(right) 형상적으로 항력이 많이 발생하여 역요잉을 방지한다.



< differential aileron >

aileron의 up, down 변위를 다르게 하여 up일 때 항력이 상대적으로 크게 발생하도록 한다.

- (3) 조종간 : 막대형(stick type) - 전투기와 같이 기동이 요구되는 항공기
바퀴형(wheel type) - 수송기, 여객기
사이드 스틱(sidestick) - 한 손으로 조작 가능하도록 조종석 옆에 단 조종간
- (4) FBW(fly-by-wire)
조종면과 조종간의 기계적인 연결 없이 전기 신호로 조종면을 조작하는 방식.

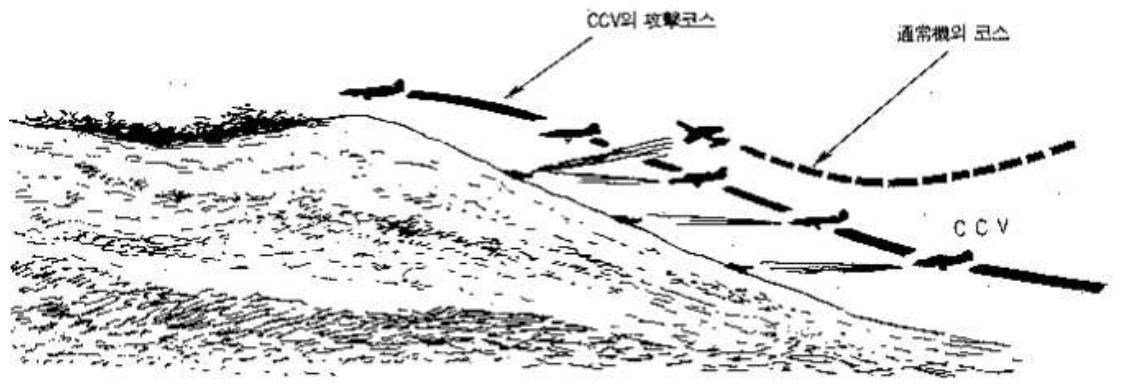
(5) 슬랩(slab) 꼬리날개

초음속 항공기에서는 보통 꼬리날개 전체가 움직이는 방식의 슬랩 꼬리날개를 많이 사용한다. 초음속에서는 캠버의 변화가 양력에 큰 영향을 미치지 못하므로 꼬리날개 전체를 움직여 양력을 조절한다. 또한, 슬랩면이 기울어져 급격한 방향 변화가 있더라도 초음속 흐름은 잘 따라 흐르므로 캠버를 바꾸는 방식보다 적은 항력을 발생시킨다.

(6) CCV (control configured vehicle)

일반적인 조종면 외에도 고기동을 위한 다양한 조종장치를 장착함으로써 기체가 직선수평비행 자세로 비행하면서도 상.하, 좌.우 방향으로 이동 가능하며 기수를 비스듬히 하고도 직진이 가능하다.

•연속적 지상공격 비교



•직선비행으로 좌.우 공격

