

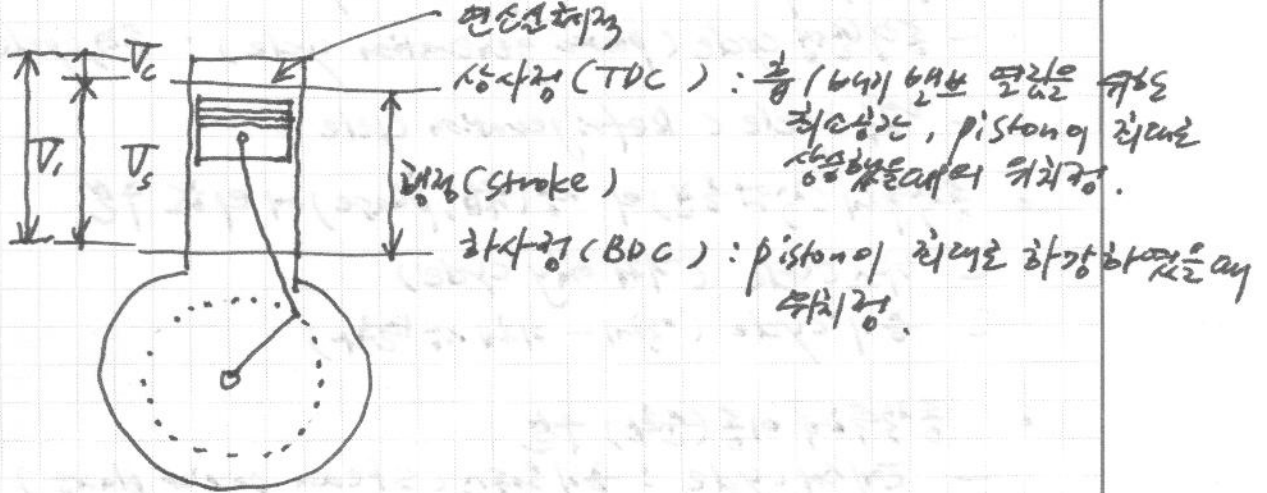
# Chap. 10. Gas Power Cycle

## §10-1. 이상 Cycle

- 열역학(기) cycle (thermodynamic cycle)
  - 동력발생 cycle (power generation cycle) : 동력 cycle
  - 냉동 cycle (Refrigeration cycle)
- 동력유체 (작업유체)의 상(相, phase)에 의해서 구분
  - 가스 cycle (기체 only cycle)
  - 증기 cycle (액체 - 기체 상변화)
- 동력유체 이동 (순환) 구분
  - 증기 cycle : 증기 동력소 (steam power plant)
  - 가솔린 cycle : 자동차 engine cycle
- 동력 cycle (연기)
  - 내연기관 cycle (Internal Combustion Cycle) : Gasoline, Diesel...
  - 외연기관 cycle (External Combustion Cycle) : Boiler...
- 내연기관 cycle
  - 왕복동 cycle : Gasoline (Otto), Diesel, Sabathe cycle
  - 회전식 cycle : Brayton cycle (Gas turbine)
  - 추진 cycle : Jet propulsion cycle, Rocket Engine cycle  
 (Turbojet, Turboprop, Turbofan, Ramjet)
- 가솔린 cycle : 동력발생은 이상기체로 간주한 cycle
  - 공기 표준 cycle (여부물이 공기로 취급)
  - 설계는 비가역성, 가솔린의 마찰손실 존재, 연료손실 등이 의해서 이상기체로 간주하는 공기 표준 cycle과 다름.  
 (하이칼, see, p. 359 T-(9-1) 참고)

§10-2. 내연기관의 작동 (외연기관의 내연기관)

1) Engine 기형 (piston & cylinder)



where,

- $V_i$  : 실린더 체적 ( $m^3$ )
- $V_c$  : 흡기체적 (연소실) 체적 ( $m^3$ )
- $V_s$  : 행정체적 ( $m^3$ ), 배기량 ( $m^3$ )
- $V_i = V_c + V_s$

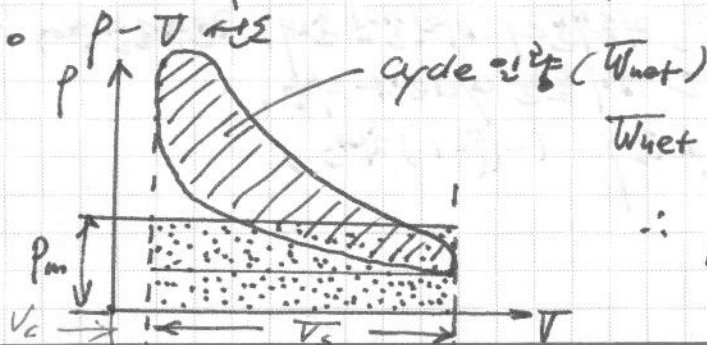
$$\therefore r(\text{압축비}) \equiv \frac{V_i}{V_c} = \frac{V_c + V_s}{V_c} = 1 + \frac{V_s}{V_c}$$

→ 외연기관 가동 cycle의 열효율 증대기때 인자!!

2) Cycle의 인자 평균유효압력 ( $P_m, kPa$ )

o 평균유효압력 ( $P_m$ , Mean Effective pressure)

: piston이 1cycle내를 하는 동안의 인(유효인,  $W_{net}$ )과 같은 값의 일을 가하는 실린더 내의 평균압력.



$$W_{net} = P_m \times A L = P_m \cdot V_s$$

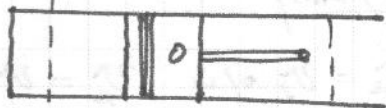
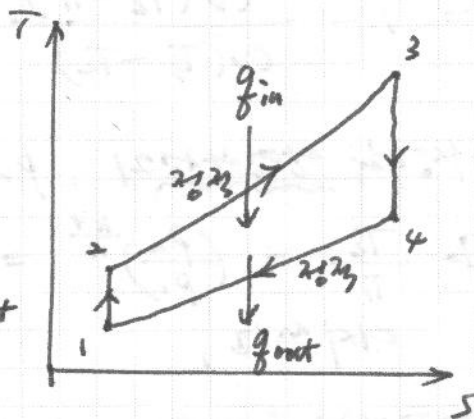
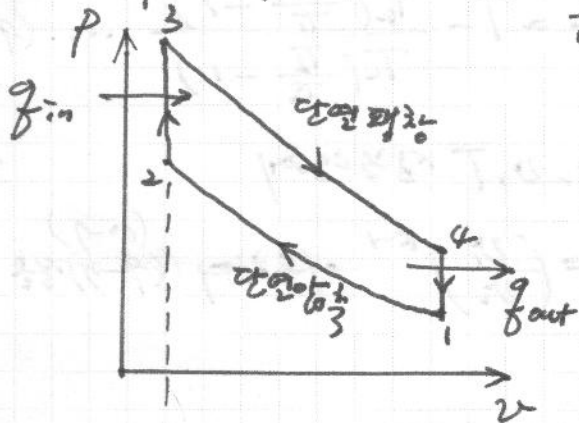
$$\therefore P_m = \frac{W_{net}}{V_s} = \frac{W_{net}}{V_i - V_c}$$



### Ex 3. Otto Cycle

1) Cycle 특성 : 2개 단열(양쪽/팽창), 2개 정압(가압/방열) 과정 cycle

• P-V, T-S 선도



• cycle 특성

- 1~2 : 단열압축 (등엔트로피압축과정)
- 2~3 : 정압가압 (정압축반과정)
- 3~4 : 단열팽창 (등엔트로피팽창과정)
- 4~1 : 정압방열 (정압부피과정)

• Energy Balance (일차원)

- 열역학 제1법칙 :  $q_{in} = \Delta U + W_{12}$

- 압연과정 (과정 2-3) : no work

$\therefore q_{in} = q_{23} = (U_3 - U_2) = C_v(T_3 - T_2)$

- 방열과정 (과정 4-1) : no work

$\therefore q_{out} = -q_{41} = -(U_1 - U_4) = U_4 - U_1 = C_v(T_4 - T_1)$

2) Otto Cycle 열효율 ( $\eta_{th, Otto}$ )

• 열효율 정의 :  $\eta_{th} = \frac{\text{출력}}{\text{입력}}$

• Otto Cycle 열효율 ( $\eta_{th,0}$ )

$$\rightarrow \eta_{th,0} = \frac{W_{net}}{q_{in}} = \frac{(q_{out} - q_{in})}{q_{in}} = 1 - \frac{q_{out}}{q_{in}}$$

$$= 1 - \frac{c_v(T_2 - T_1)}{c_v(T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_1(\frac{T_4}{T_1} - 1)}{T_2(\frac{T_3}{T_2} - 1)} \dots \dots (10-7)$$

- 이상기체 안압과정 =  $p, v, T$  상보관계

$$\rightarrow \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{v_1}{v_2}\right)^{k-1} \text{ 이용하여 (10-7) 식을 다시 쓰면,}$$

• 안압과정 ( $1 \rightarrow 2, 3 \rightarrow 4$ ) 에서

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{v_1}{v_2}\right)^{k-1} \text{ 이고 } v_2 = v_3 \text{ 이고 } v_4 = v_1 \text{ 이므로}$$

(∵ 정압과정)

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{v_1}{v_2}\right)^{k-1} = \left(\frac{v_4}{v_3}\right)^{k-1} = \frac{T_3}{T_4} \text{ 이다.}$$

$$\therefore \frac{T_2}{T_1} = \frac{T_3}{T_4} \text{ 이므로}$$

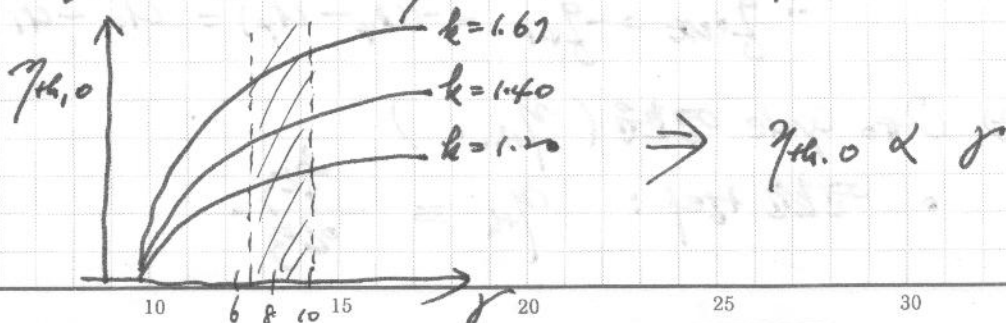
$$(10-7) \text{ 식에서 } 1 - \frac{T_1(\frac{T_4}{T_1} - 1)}{T_2(\frac{T_3}{T_2} - 1)} \text{ 이므로}$$

$$\therefore \eta_{th,0} = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \left(\frac{v_2}{v_1}\right)^{k-1} = 1 - \frac{1}{\left(\frac{v_1}{v_2}\right)^{k-1}} \text{ 이고}$$

$r = \left(\frac{v_1}{v_2}\right)$  를 정압비인 압축비이므로

$$\therefore \eta_{th,0} = 1 - \frac{1}{r^{k-1}} \dots \dots (10-8)$$

- 압축비에 따른 Otto cycle 열효율 상보관계





3) Otto Cycle에서 정점순회열량 ( $q_m$ )

o Cycle의 순회열 ( $W_{net}$ )

-  $W_{net} = m(q_{in} - q_{out}) = mC_v [(T_2 - T_2) - (T_4 - T_1)] \dots (9-9)$

여기서  $T_1, T_2, T_4$ 는  $T_1$ 으로 표시하면,

$T_1$ 과 연관된 식으로 표시함!

과정 2→3 : 정압과정 이므로

$\frac{p_2 \cdot V_2}{T_2} = \frac{p_3 \cdot V_3}{T_3}$ ,  $T_3 = \frac{p_3}{p_2} \cdot T_2$  이거나  $T_2 = T_1 \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^{\gamma}$

$\therefore T_3 = \frac{p_3}{p_2} \cdot T_1 \cdot r^{\gamma-1} = r_p T_1 r^{\gamma-1} \dots (9-10)$   
 where,  $r_p \equiv \frac{p_3}{p_2}$  : 압력상승비  $(10-10)$

과정 3→4 : 단열과정 이므로

$\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{V_3}{V_4}\right)^{\gamma}$ ,  $T_4 = T_3 \cdot \left(\frac{V_3}{V_4}\right)^{\gamma}$  이거나  $(9-10)$ 에서  
 $T_3 = r_p \cdot T_1 \cdot r^{\gamma-1}$   
 $\frac{V_3}{V_4} = \left(\frac{1}{r}\right)^{\gamma-1}$

$\therefore T_4 = r_p \cdot T_1 \cdot r^{\gamma-1} \cdot \frac{1}{r^{\gamma-1}}$   
 $= T_1 \cdot r_p \dots (10-11)$

o  $W_{net}$ 은  $(9-10), (10-11) \rightarrow (9-9)$ 에 대입하면,

$W_{net} = mC_v [(T_1 r^{\gamma-1} r_p - T_1 r^{\gamma-1}) - (T_1 r_p - T_1)]$   
 $= mC_v [T_1 r^{\gamma-1} (r_p - 1) - T_1 (r_p - 1)]$   
 $= mC_v [T_1 (r_p - 1) (r^{\gamma-1} - 1)]$  이다.

$\therefore w_{net} = \frac{W_{net}}{m} = C_v T_1 (r_p - 1) (r^{\gamma-1} - 1)$  이거나

$C_v = \frac{R}{\gamma - 1}$  이므로

$\therefore W_{net} = \frac{RT_1}{\gamma - 1} (r^{\gamma-1} - 1) (r_p - 1) \dots (10-12)$

• Otto Cycle의 최대근속 (Pm)

$$\rightarrow P_m = \frac{W_{net}}{V_1 - V_2} = \frac{R T_1 (\gamma^{k-1} - 1) (\gamma_p - 1)}{k-1 (V_1 - V_2)}$$

$$= \frac{R T_1 (\gamma^{k-1} - 1) (\gamma_p - 1)}{k-1 V_1 (1 - \frac{V_2}{V_1})}$$

$\frac{P_1 V_1}{T_1} = R \text{ or } R T_1 = P_1 V_1$

$$= \frac{P_1 V_1}{k-1} \cdot \frac{(\gamma^{k-1} - 1) (\gamma_p - 1)}{V_1 (1 - \frac{1}{\gamma})}$$

$$= \frac{P_1 (\gamma^k - \gamma) (\gamma_p - 1)}{(k-1) (\gamma - 1)} \dots \dots \begin{matrix} (10-13a) \\ (10-13a) \end{matrix}$$

or  $P_m = \frac{W_{net}}{V_1 - V_2} = \frac{P_1 \cdot \gamma_{in} \cdot \gamma_{rel.0}}{V_1 (1 - \frac{V_2}{V_1})} \rightarrow 1 - \frac{1}{\gamma^{k-1}}$

$$= \frac{P_1 \cdot \gamma_{in} \cdot (1 - \frac{1}{\gamma^{k-1}})}{R T_1 (\frac{\gamma - 1}{\gamma})}$$

$$= \frac{P_1 \cdot \gamma_{in} (\frac{\gamma}{\gamma - 1}) (1 - \frac{1}{\gamma^{k-1}})}{R T_1} \dots \dots \begin{matrix} (10-13b) \\ (10-13b) \end{matrix}$$

(ex) 10-1.

$V_3 = 2000 \text{ cm}^3, \gamma = 1.5, T_1 = 20^\circ\text{C}, P_1 = 0.1 \text{ MPa}$

최대근속 ( $T_3$ ) =  $2080^\circ\text{C}$  일때  $\gamma_{rel.0}$  와  $\gamma_{in}$  을 구하라

$c_p = 1.170, R = 0.287 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K}$

(sol)

$$\gamma = \frac{V_1}{V_2} \therefore V_1 = \gamma \cdot V_2 \text{ or } V_3 = V_1 - V_2 = V_2 (\gamma - 1)$$

$$\therefore V_2 = \frac{V_1 - V_2}{\gamma - 1} = \frac{V_3}{\gamma - 1} = \frac{2000}{1.5 - 1} = 3000 \text{ cm}^3$$

$$\therefore V_1 = \gamma \cdot V_2 = 1.5 \times 3000 = 4500 \text{ cm}^3$$

$$\therefore W_{net} = m C_v T_1 (\gamma^{k-1} - 1) (\gamma_p - 1)$$

$$m = \frac{P_1 V_1}{R T_1} = \frac{100 \times 4500 \times 10^{-6}}{0.287 \times (273 + 20)} = 0.002743 \text{ (kg)}$$

$$C_v = C_p - R = 1.170 - 0.287 = 0.883 \text{ (kJ/kgK)}$$

$$k = \frac{C_p}{C_v} = \frac{1.17}{0.883} = 1.325$$

$$\gamma_p = \frac{P_3}{P_2} = \frac{T_3}{T_2} = \frac{T_3}{T_1 \cdot \gamma^{k-1}} = 4.1703$$

$$\frac{P_1}{T_1} = \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^k = \gamma^k$$

$$\begin{aligned} \therefore W_{act} &= m C_v T_1 (\gamma^{k-1} - 1) (\gamma_p - 1) \\ &= 0.00274 \times 0.883 \times (273 + 20) (1.5^{1.345-1} - 1) (4.1703 - 1) \\ &= \underline{2.018 \text{ (kJ)}} \end{aligned}$$

이름은 효율

$$\begin{aligned} \rightarrow \eta_{th,0} &= 1 - \frac{1}{\gamma^{k-1}} = 1 - \frac{1}{1.5^{1.345-1}} = 0.4805 \\ \therefore &\underline{48.05 \%} \end{aligned}$$

(Solve.)  $W_{act} = m (f_{in} - f_{out})$  이다.

①  $f_{in} = c_v (T_3 - T_2)$  이다

$f_{out} = c_v (T_4 - T_1)$  이다.  $273 \text{ K } T_1 = 20^\circ \text{C}, p_1 = 0.1 \text{ MPa}$  이다

$$V_1 = 0.002308 \text{ (m}^3\text{)}$$

$$\therefore V_2 = V_1 - V_5 = 0.000308 \text{ (m}^3\text{)}$$

$$\therefore \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^{k-1} = \left(\frac{0.002308}{0.000308}\right)^{0.345} = (1.5)^{0.345}$$

$$\therefore T_2 = T_1 \times (1.5)^{0.345} = \underline{564 \text{ (K)}}$$

$$\text{also, } T_3 = 200 + 273 = \underline{273 \text{ (K)}}$$

$$\therefore \frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{V_3}{V_4}\right)^{k-1} = \gamma^{k-1} = 1.5 \quad \therefore T_4 = T_3 \times \gamma^{k-1} = 273 \times (1.5)^{0.345} = \underline{1222.4 \text{ (K)}}$$

②  $m = \frac{p_1 V_1}{R T_1} = \frac{100 \times 0.002308}{0.287 \times 293} = 0.002743 \text{ (kg)}$

$$C_v = C_p - R = 1.17 - 0.287 = 0.883 \text{ (kJ/kgK)}$$

③  $W_{act} = m (f_{in} - f_{out}) = m \cdot C_v ((T_3 - T_2) - (T_4 - T_1))$

$$= 0.002743 \times 0.883 \times ((273 - 564) - (1222.4 - 293))$$

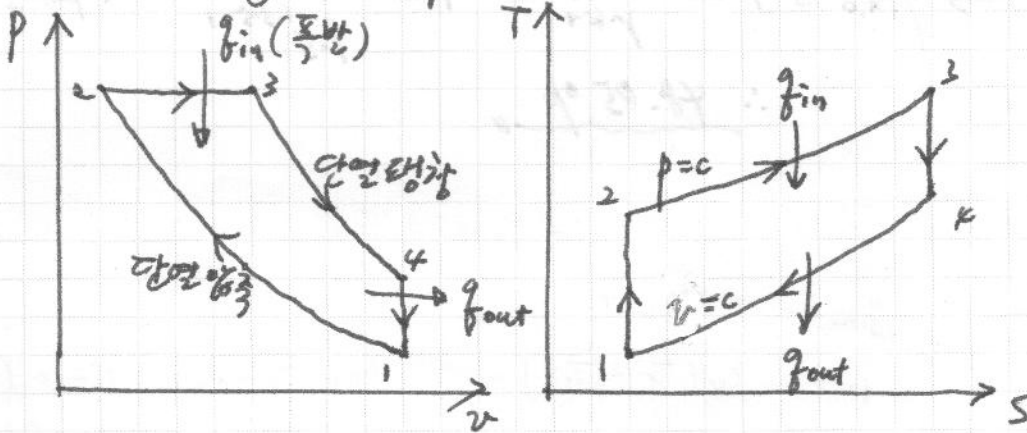
$$= \underline{2.018 \text{ (kJ)}}$$

### § 10-4. Diesel Cycle

1) Cycle 구성 : 2>가열과정(등압/등압), 1>가열과정(가열), 1>가열과정(등압) cycle

$\gamma$ : 압축비 ( $\frac{v_1}{v_2}$ ),  $\delta_p$ : 압축비 ( $\frac{p_3}{p_2}$ ),  $\gamma_c$ : 팽창비 ( $\frac{v_3}{v_4}$ )

• Diesel Engine의 p-v 및 T-s 선도



• cycle 구성

- 1 → 2 : 단열압축
- 2 → 3 : 가열과정 (등압)
- 3 → 4 : 단열팽창
- 4 → 1 : 냉각 과정 (등압)

• Energy Balance (열역학 제 1법칙)

$q_{in} = q_{23} = (u_3 - u_2) + p_2(v_3 - v_2)$  (10-14)  
 $= (h_3 - h_2) = C_p(T_3 - T_2) \dots \dots$  (9-14)

$q_{out} = q_{41} = -(u_1 - u_4) + \cancel{w_{41}}^{(no\ work)} = C_v(T_4 - T_1) \dots \dots$  (10-15)  
 (9-15)

2) Diesel Cycle 열효율 ( $\eta_{th, D}$ )

• 열효율 ( $\eta_{th, D}$ ) =  $\frac{W_{net}}{q_{in}} = 1 - \frac{q_{out}}{q_{in}}$   
 $= 1 - \frac{C_v(T_4 - T_1)}{C_p(T_3 - T_2)} = 1 - \frac{1}{\gamma} \cdot \frac{T_1(\frac{T_4}{T_1} - 1)}{T_2(\frac{T_3}{T_2} - 1)}$  이다.



(과정 2-3) 정압과정 :  $\frac{P_2 v_2}{T_2} = \frac{P_3 v_3}{T_3} \therefore \frac{T_3}{T_2} = \frac{v_3}{v_2}$  이고  
 과정 1-2 사이  $\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{v_1}{v_2}\right)^{k-1}$  이어서  $T_2 = T_1 \left(\frac{v_1}{v_2}\right)^{k-1} = T_1 \cdot r^{k-1}$   
 따라서  $\frac{T_3}{T_2} = \left(\frac{v_3}{v_2}\right)$  이어서  $T_3 = T_2 \cdot \left(\frac{v_3}{v_2}\right) = T_2 \cdot r_c$   
 $= T_1 \cdot r^{k-1} \cdot r_c \dots \dots \textcircled{a}$   
 ( 여기서  $\frac{v_3}{v_2} \equiv r_c$  처럼 써주세요! )

과정 3-4 (단열과정) :  $T v^{k-1} = \text{const.}$  이고  
 $\therefore T_3 v_3^{k-1} = T_4 v_4^{k-1} \quad \frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{v_3}{v_4}\right)^{k-1} \quad T_3$  이어서  
 $\therefore T_4 = \left(\frac{v_3}{v_4}\right)^{k-1} \cdot T_3 = \left(\frac{r_c}{r}\right)^{k-1} \cdot T_3 = \left(\frac{r_c}{r}\right)^{k-1} \cdot T_1 \cdot r^{k-1} \cdot r_c$  이므로  
 $\therefore T_4 = T_1 \cdot r_c^k \dots \dots \textcircled{b}$   
 $\therefore \frac{T_4}{T_1} = r_c^k$  이고  $\frac{T_3}{T_2} = r_c$  ( ← from a )

따라서 Diesel Engine 효율을 구해보는

$$\begin{aligned}
 \eta_{th, D} &= 1 - \frac{1}{k} \cdot \frac{T_1}{T_2} \frac{\left(\frac{T_4}{T_1} - 1\right)}{\left(\frac{T_3}{T_2} - 1\right)} \\
 &= 1 - \frac{1}{k} \cdot \frac{T_1}{T_2} \cdot \frac{(r_c^k - 1)}{(r_c - 1)} \quad \text{이어서 } \frac{T_1}{T_2} = \frac{1}{r^{k-1}} \\
 &= 1 - \frac{1}{r^{k-1}} \left[ \frac{(r_c^k - 1)}{k(r_c - 1)} \right] \dots \dots (10-16)
 \end{aligned}$$

↑ Otto cycle에서 [ ] 이항항이 사라짐!!

· 이항항이 Otto Engine 때문이라면,  $r_c > 1$  이므로

$$\eta_{th, D} > \eta_{th, O} \text{ 이다!!}$$

but, 실제로는 이항항이 사라져 나쁜  $\eta_{th, D} > \eta_{th, O}$  일!

3) Diesel 기동 유효일 (W<sub>net</sub>)

→ W<sub>net</sub> = m (q<sub>in</sub> - q<sub>out</sub>) = m · C<sub>v</sub> [k(T<sub>3</sub> - T<sub>2</sub>) - (T<sub>4</sub> - T<sub>1</sub>)] ∴!

여기서, T<sub>2</sub>, T<sub>3</sub>, T<sub>4</sub>는 T<sub>1</sub>의 연속비를 통해서 풀이하면,

T<sub>2</sub> = T<sub>1</sub> · r<sup>k-1</sup>, T<sub>3</sub> = T<sub>1</sub> · r<sub>c</sub> · r<sup>k-1</sup>, T<sub>4</sub> = T<sub>1</sub> · r<sub>c</sub><sup>k</sup>

∴ W = m C<sub>v</sub> T<sub>1</sub> [k · r<sup>k-1</sup> (r<sub>c</sub> - 1) - (r<sub>c</sub><sup>k</sup> - 1)]  
 =  $\frac{m R T_1}{k-1}$  [k · r<sup>k-1</sup> (r<sub>c</sub> - 1) - (r<sub>c</sub><sup>k</sup> - 1)] ... (10-17)

4) Diesel 기동 유효점진율 (p<sub>m</sub>)

( $\frac{p_1 v_1}{T_1} = R$ ,  $p_1 = \frac{R T_1}{v_1}$ )

→ p<sub>m</sub> =  $\frac{W_{net}}{(v_1 - v_2)}$  =  $\frac{\frac{R T_1}{(k-1)} [k \cdot r^{k-1} (r_c - 1) - (r_c^k - 1)]}{v_1 (1 - \frac{v_2}{v_1})}$

=  $\frac{p_1 [k r^k (r_c - 1) - r (r_c^k - 1)]}{(k-1)(r-1)}$  ... (10-18a)

or p<sub>m</sub> =  $\frac{W_{net}}{(v_1 - v_2)}$  =  $\frac{q_{in} \cdot \eta_{k.o}}{v_1 (1 - \frac{v_2}{v_1})}$  →  $1 - \frac{1}{r^{k-1}} \frac{(r_c^k - 1)}{k(r_c - 1)}$

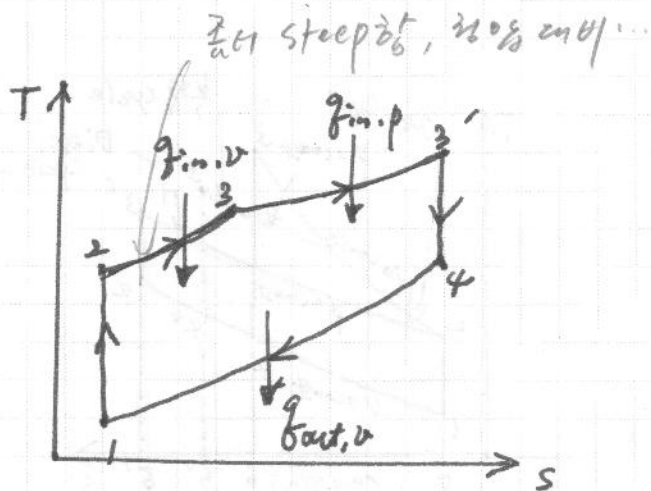
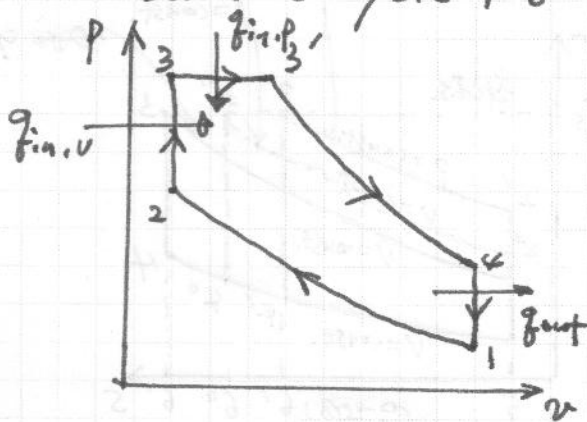
=  $\frac{p_1 q_{in}}{R T_1} \left(\frac{r}{r-1}\right) \left[1 - \frac{1}{r^{k-1}} \frac{(r_c^k - 1)}{k(r_c - 1)}\right]$  ... (10-18b)

§10-5.  $\frac{P}{V}$  Cycle (Sabathe Cycle): Otto + Diesel Cycle

: 이상기관 cycle or  $\frac{P}{V}$  cycle,  $\frac{P}{V}$  Diesel Engine

1) Cycle 특성:  $\frac{P}{V}$  과정,  $\frac{P}{V}$  과정 (가열/냉각),  $\frac{P}{V}$  과정 (가열)

o Sabathe Cycle 특성



o Energy Balance

가열량:  $q_{in} = q_{in,v} + q_{in,p}$   
 $= C_v (T_3 - T_2) + C_p (T_3' - T_2)$

냉각량:  $q_{out} = C_v (T_4 - T_1)$

유용일:  $w_{net} = q_{in} - q_{out}$

o 효율 ( $\eta_{th,s}$ )

$\eta_{th,s} = 1 - \frac{1}{r^{k-1}} \left[ \frac{r_p \cdot r_c^k - 1}{(r_p - 1) + k r_p (r_c - 1)} \right] \dots$

if.  $r_c = 1$ , then Otto cycle  
 $r_p = 1$ , then Diesel cycle

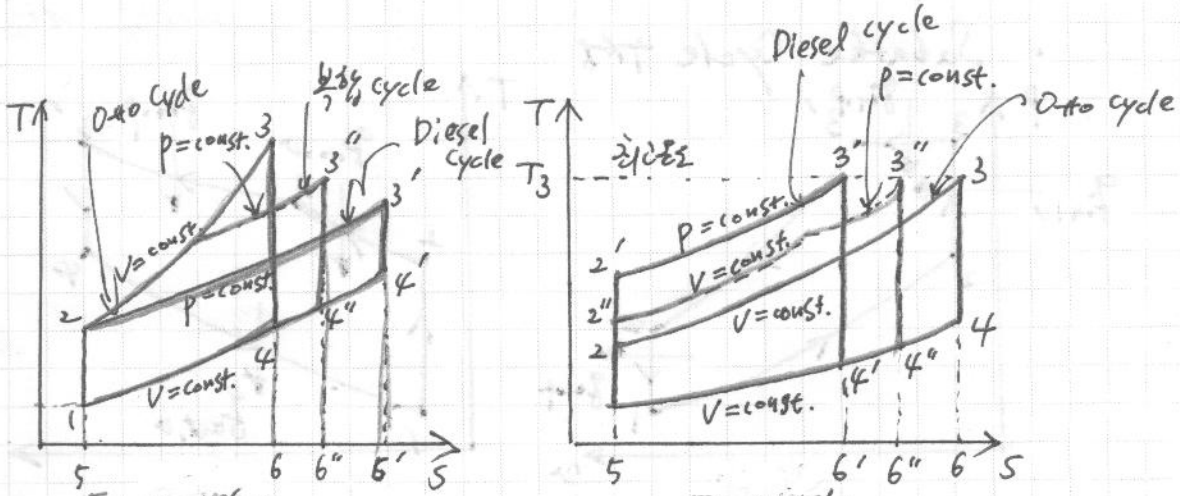
$\rightarrow$  중간속도 (pm)

$p_m = p_1 \frac{r^{k-1} \{ (r_p - 1) + k r_p (r_c - 1) \} - r (r_c^k r_p - 1)}{(k-1)(r-1)} \dots$

§ 10-6. Otto, Diesel, Sabathe cycle 의 비교

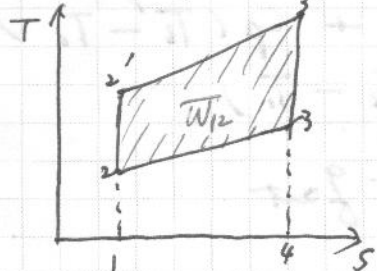
열효율 비교

1) 흡기온도, 압축비 (r) 및 공압 연량이 일정한 경우 (Fig 10-15(a))



공압 연량이 같으므로,  $\frac{r_3}{r_2}$  가 같으므로,  $\frac{r_3}{r_2}$  가 같으므로,  
 $Area(5-2-3-4) = Area(5-2'-3'-4') = Area(5-2''-3''-4')$

in generally, at T-s diagram 이다



$q_{in} : Area(1-2'-3'-4)$   
 $q_{out} : Area(1-2-3-4)$   
 $W_{12} = Area(2-2'-3'-3)$

각 cycle 의 방정식  $q_{out}$  은 다음의 방정식 이다.

즉,  $q_{out, Otto} (Area(1-4-6-5)) < q_{out, Sabathe} (Area(1-4''-6''-5)) < q_{out, Diesel} (Area(1-4'-6'-5))$

이 을사 이므로  
 즉 열효율은 반대로  $\eta_{th, Otto} > \eta_{th, Sabathe} > \eta_{th, Diesel}$  이다!!

( $\therefore \eta_{th} = 1 - \frac{q_{out}}{q_{in}}$  이므로)



2) 최이온도, 공기연량 및 최이온도가 같은 경우 (Fig. 10-15(b))

아주한가스로 공기연량 ( $q_{in}$ )은 세가지 모두 같으며  
 방출량  $q_{out}$ 은  $q_{out,0} > q_{out,s} > q_{out,D}$  의 순이므로

열효율은 다음의 순이다!

$$\eta_{th,0} > \eta_{th,s} > \eta_{th,D} \dots \dots \dots \begin{matrix} (10-25) \\ (10-24) \end{matrix}$$

§10-7. 출력 및 연료 소비

1) 도시 평균 유효 압력 (Indicated Mean Effective Pressure);  $P_{mi}$

$$\rightarrow P_{mi} = \frac{W_i}{V_s} = \frac{W_i}{AL}, \text{ where } \begin{matrix} A: \text{piston Area (m}^2) \\ L: \text{stroke (m)} \end{matrix} \dots \dots (10-26)$$

2) 도시 출력 ( $N_i, kW$ )

$$\rightarrow N_i = \frac{P_{mi} \cdot A \cdot L \cdot n \cdot z \cdot a}{60,000} (kW) \dots (10-27)$$

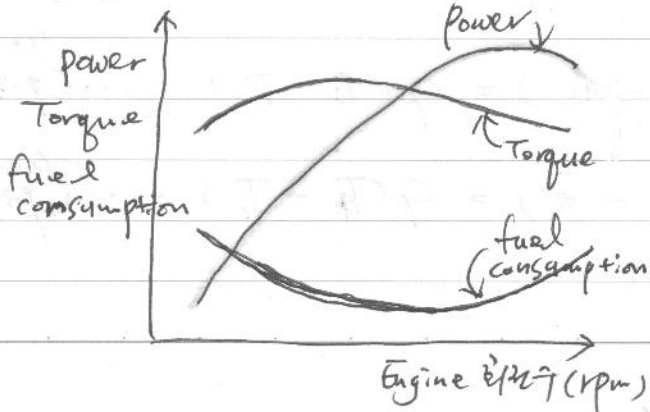
where,  $n$ : 회전속도 (rpm),  $z$ : 실린더 수,  $a = \frac{1}{2}$  (4행정기관)  
 $a = 1$  (2행정기관)  
 rpm to 1/60 sec로 변환 (W → kW)

3) 도시 열효율 ( $\eta_i$ )

$$\rightarrow \eta_i = \frac{3600 N_i}{\dot{m}_f \cdot H_e} \dots (10-28)$$

( $\dot{m}_f$ : 연료소비량 (kg/h)  
 $H_e$ : 연료의 저위발열량 (kJ/kg))

4) Engine 성능곡선: 출력 (kW), 토크 (N.m), 연료소비량 (g/kWh) 5) 동등성능 출력



$$\Rightarrow \delta W = -T \delta \theta \text{ over}$$

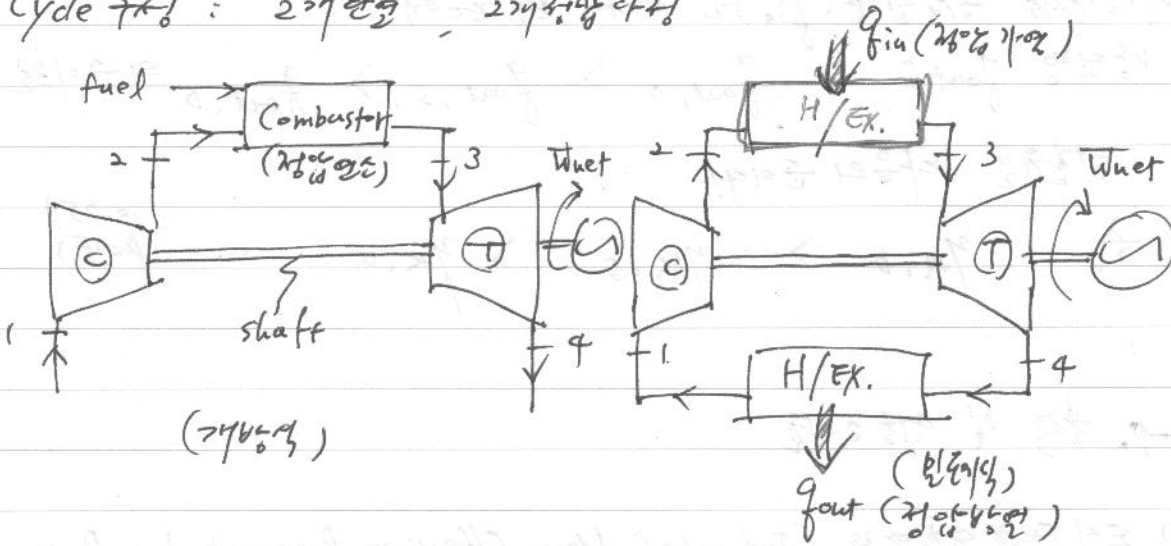
$$\dot{W} = \frac{\delta W}{\delta t} = T \frac{d\theta}{\delta t} = T \cdot \omega$$

$$\therefore \dot{W} (Ne) = \frac{2\pi n \cdot T}{60 \times 1000} (kW)$$

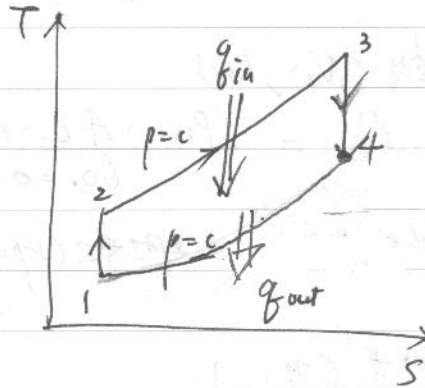
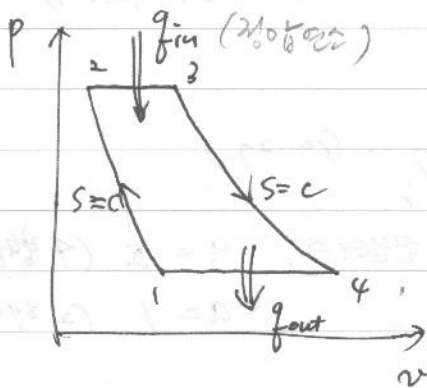
( $n$ : rpm,  $T$ : Torque)

# §10-9. Brayton Cycle : 리턴가스 cycle, Gas Turbine Cycle

1) Cycle 구성 : 2개 압축기, 2개 팽창기, 라기



o p-v, T-s 선도 (see, p.506. fig.10-26)



## 2) Energy Balance

① 열량

( $w_t$  : turbine work)  
( $w_c$  : compressor work)

- from thermodynamic 1st law

$$\dot{q}_2 = \dot{h}_e - \dot{h}_i + \dot{w}_{12}$$

$$(\dot{w}_t - \dot{w}_c)$$

$$\dots \dots \dots \begin{matrix} (10-35) \\ (9-36) \end{matrix}$$

- 열량

$$\dot{q}_{in} = \dot{q}_{23} = (\dot{h}_3 - \dot{h}_2) = c_p (\dot{m} (T_3 - T_2)) \dots \dots \begin{matrix} (10-36) \\ (9-35) \end{matrix}$$

$$\dot{q}_{out} = \dot{q}_{41} = (\dot{h}_4 - \dot{h}_1) = c_p (\dot{m} (T_4 - T_1)) \dots \dots \begin{matrix} (10-37) \\ (9-36) \end{matrix}$$

$\therefore$  연료율 ( $\eta_{th, B}$ ) 이

$$\eta_{th, B} = \frac{W_{net}}{Q_{in}} = \frac{Q_{out} - Q_{in}}{Q_{in}} = 1 - \frac{Q_{out}}{Q_{in}} = 1 - \frac{C_p(T_4 - T_1)}{C_p(T_3 - T_2)}$$

$$= 1 - \frac{T_1 \left( \frac{T_4}{T_1} - 1 \right)}{T_2 \left( \frac{T_3}{T_2} - 1 \right)} \quad \text{이다!}$$

과정 1→2, 과정 3→4는 단열과정이고,  $p_2 = p_3$  &  $p_4 = p_1$  이므로

- 과정 1→2:  $\left( \frac{T_2}{T_1} \right) = \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}}$

- 과정 3→4:  $\left( \frac{p_3}{p_4} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \left( \frac{T_3}{T_4} \right)$  ←  $p_2 = p_3, p_4 = p_1$  이므로

$$\left( \frac{p_2}{p_1} \right) = \left( \frac{p_3}{p_4} \right)$$

$\therefore \frac{T_2}{T_1} = \frac{T_3}{T_4} \Rightarrow \frac{T_4}{T_1} = \frac{T_3}{T_2}$  이다!

( $\equiv r_p$ )<sup>k</sup>

$\therefore \eta_{th, B} = 1 - \frac{T_1}{T_2} \cdot \frac{\left( \frac{T_4}{T_1} - 1 \right)}{\left( \frac{T_3}{T_2} - 1 \right)} = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \frac{1}{\left( \frac{T_2}{T_1} \right)} = 1 - \frac{1}{\left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}}}$

$\therefore \eta_{th, B} = 1 - \left( \frac{1}{r_p} \right)^{\frac{k-1}{k}} \dots \dots \dots \Rightarrow \eta_{th, B} = f(r_p, k)$

$\eta_{th, B} = 1 - \left( \frac{1}{r_p} \right)^{\frac{k-1}{k}}$  where,  $r_p = \frac{p_2}{p_1}$ ; 압축비

0 to cycle은 등압압축의 상/하한 온도가 같음!!

5 (조항), 20 (2상용 Jet기)

$\eta_{th, B} = 1 - \left( \frac{1}{r} \right)^{\frac{k-1}{k}}$

$\eta_{th, B} = 1 - \left( \frac{1}{r} \right)^{\frac{k-1}{k}}$

but, GT: 등압압축 (2상용),  
Otto: 등압압축 (2상용)

② Work ( $\dot{W}$ )

$\dot{W} = \dot{Q}_{in} - \dot{Q}_{out} = \dot{m}(q_{in} - q_{out})$

$$= \dot{m} [ C_p(T_3 - T_2) - C_p(T_4 - T_1) ] = \dot{m} [ (h_3 - h_2) - (h_4 - h_1) ]$$

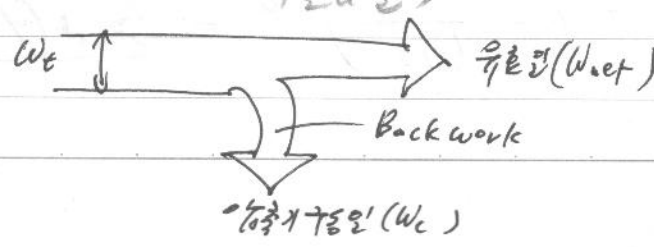
$$= \dot{m} C_p \left\{ T_3 \left[ 1 - \left( \frac{1}{r_p} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] - T_1 \left( r_p^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \right\} \dots \dots \dots (10-39)$$

③ 연료율 - Turbine E.C (Back Work Ratio, bwr)

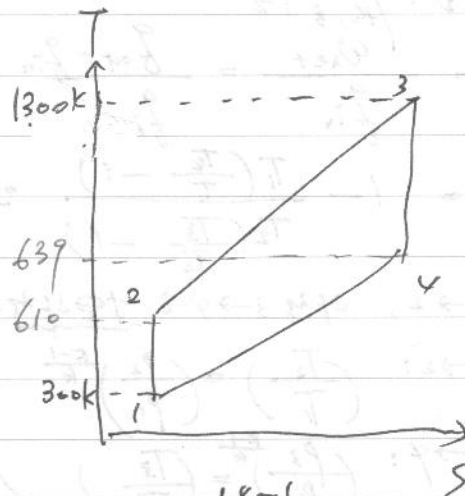
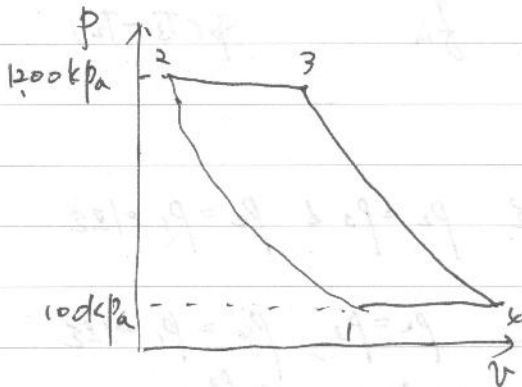
$$bwr = \frac{W_c}{W_t} = \frac{(h_2 - h_1)}{(h_3 - h_4)} = \frac{C_p(T_2 - T_1)}{C_p(T_3 - T_4)}$$

Back work (20% ~ 30% of  $W_t$ ) (외출된 일)

Turbine 일의 40 ~ 80% 이상이 연료율을 줄이는데 사용된다.



ex) 6/2 10-13.



$$(Sol) \quad T_2 = T_1 \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} = 300 \times \left( \frac{1200}{100} \right)^{\frac{1.4-1}{1.4}} \doteq 610.2 \text{ K}$$

$$T_4 = T_3 \left( \frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{k-1}{k}} = 1300 \times \left( \frac{100}{1200} \right)^{\frac{1.4-1}{1.4}} \doteq 639.2 \text{ K}$$

$$\begin{aligned} \therefore \eta_{th,B} (W_{net}) &= W_{turbine} - W_{comp.} \\ &= (h_3 - h_4) - (h_2 - h_1) \\ &= C_p (T_3 - T_4) - C_p (T_2 - T_1) \\ &= 1.005 \times [(1300 - 639.2) - (610.2 - 300)] \\ &\doteq 352.4 \text{ (kJ/kg)} \end{aligned}$$

$$\therefore \eta_{th,B} = \frac{q_{out}}{q_{in}} = 1 - \frac{C_p (T_4 - T_1)}{C_p (T_3 - T_2)} = 1 - \frac{(639.2 - 300)}{(1300 - 610.2)} \doteq \underline{50.3 (\%)}$$

$$\text{also, } bwr = \frac{W_c}{W_t} = \frac{h_2 - h_1}{h_3 - h_4} = \frac{T_2 - T_1}{T_3 - T_4} \doteq \underline{0.4694}$$

$$\text{also, } \eta_{th,B} = 1 - \left( \frac{1}{r_p} \right)^{\frac{k-1}{k}} \doteq 0.103 \quad (r_p = 12, k = 1.4)$$

$$\therefore \eta_{th,B} = 1 - \left( \frac{1}{12} \right)^{\frac{0.4}{1.4}} \doteq \underline{50.8 (\%)}$$



# (Regenerative Brayton Cycle)

§ 10-10. 재생식 Brayton Cycle : 공기역 Brayton Cycle (재생)

• 특징 : Turbine의 배출된 Compressor에 사용 공기는 가열하여 배출 열량 획득  
 ∴  $\eta_{th,B} (\uparrow)$

1) Cycle (System) 개략

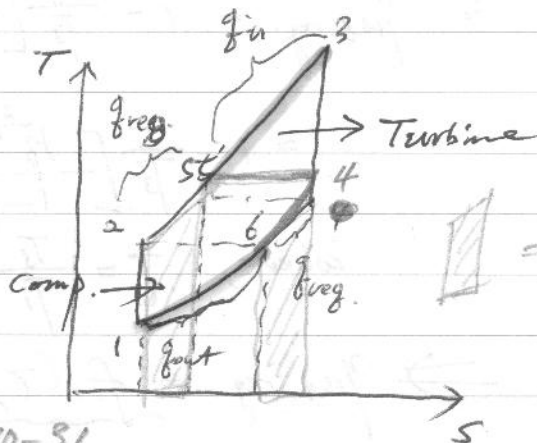
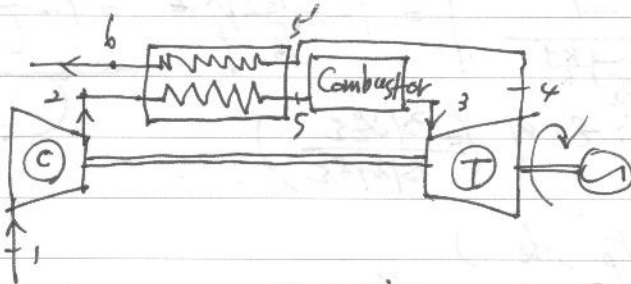
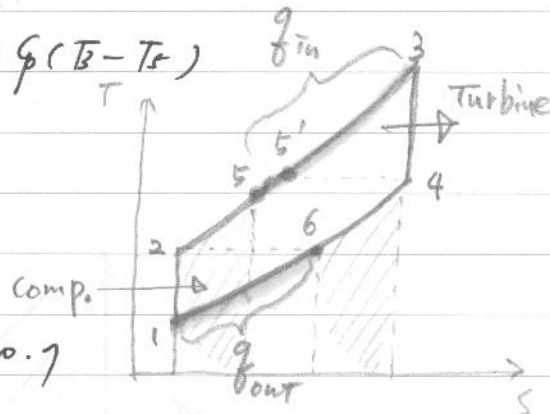


Fig. 10-31.

- 과정 1 → 2 : 단열압축
- 2 → 5 : 가열열량 (+  $q_{reg}$ )
- 5 → 3 : 팽창열량 (열량손실,  $q_{in}$ ).  $q_{in} = c_p(T_3 - T_5)$
- 3 → 4 : 단열팽창
- 4 → 6 : 가열열량 (-  $q_{reg}$ )
- 6 → 1 : 팽창열량 (열량손실,  $q_{out}$ )



2) Energy Balance

① 열효율 ( $\eta_{th,B}$ ), 재생기 효율 ( $\eta_{reg}$ ) < 0.7

• 재생기 효율 ( $\eta_{reg}$ )

$$\eta_{reg} = \frac{q_{reg, act}}{q_{reg, max}} = \frac{(h_5 - h_2)}{(h_4 - h_2)} = \frac{c_p(T_5 - T_2)}{c_p(T_4 - T_2)} = \frac{(T_5 - T_2)}{(T_4 - T_2)} \leq 0.7 \quad (10-46)$$

• 열효율 ( $\eta_{th,B, reg}$ )

$$- q_{in} = c_p(T_3 - T_5), \quad w_{net} = c_p(T_3 - T_4) - c_p(T_2 - T_1)$$

- 열효율 ( $\eta_{th,B, reg}$ )

$$\eta_{th,B, reg} = \frac{w_{net}}{q_{in}} = \frac{c_p(T_3 - T_4) - c_p(T_2 - T_1)}{c_p(T_3 - T_5)} = \frac{(T_3 - T_4) - (T_2 - T_1)}{(T_2 - T_4)}$$

$$= 1 - \frac{(T_2 - T_1)}{(T_3 - T_4)} = 1 - \frac{T_1 \left( \frac{T_2}{T_1} - 1 \right)}{T_3 \left( 1 - \frac{T_4}{T_3} \right)} \quad \begin{matrix} \text{for ideal regenerator} \\ T_5 \approx T_4 \\ \text{이치.} \end{matrix}$$

→ 과정 1 → 2, 3 → 4가 단열과정이므로

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}, \quad \frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{p_4}{p_3}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{k-1}{k}} \text{ 이다!}$$

따라서  $r_p = \frac{p_2}{p_1} = \frac{p_3}{p_4} : \text{압축비}$

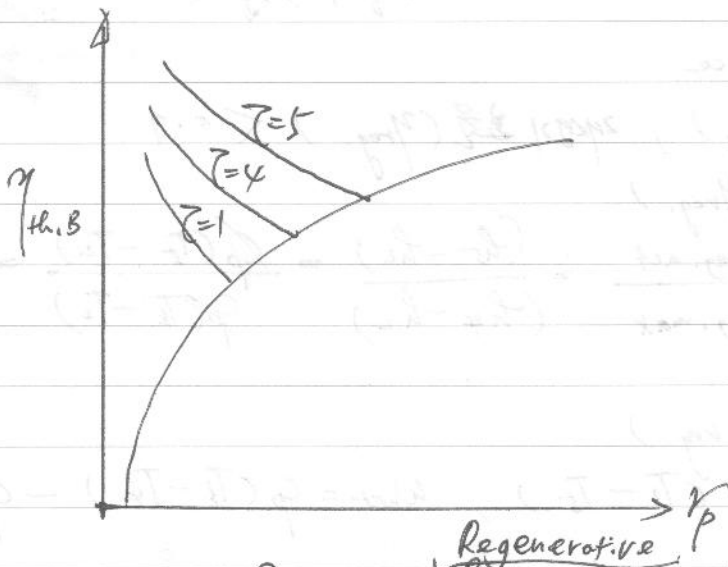
$$\begin{aligned} \therefore \eta_{th, reg.} &= 1 - \frac{T_1}{T_3} \left[ \frac{\left(\frac{T_2}{T_1}\right) - 1}{1 - \left(\frac{T_4}{T_3}\right)} \right] & \eta_{th, reg.} &= 1 - \frac{1}{\tau} r_p^{\frac{k-1}{k}} \\ &= 1 - \frac{T_1}{T_3} \left[ \frac{r_p^{\frac{k-1}{k}} - 1}{1 - \left(\frac{1}{r_p}\right)^{\frac{k-1}{k}}} \right] & &= 1 - \frac{T_1}{T_3} r_p^{\frac{k-1}{k}} = 1 - \frac{1}{\tau} r_p^{\frac{k-1}{k}} \end{aligned}$$

where,  $\tau = \frac{T_3}{T_1} : \text{온도비} \left( = \frac{\text{최고온도}}{\text{최저온도}} \right)$

$$\Rightarrow \eta_{th, reg.} = f(\tau, r_p, k)$$

∴ 재생성 Brayton Cycle 은

- ① 온도비 (최고온도/최저온도) 의 함수!!
- ② 압축비 ( $r_p$ )



Regenerative  
fig. 10-32 Brayton Cycle 의 열효율

(ex) 보기 10-13.

→ 보기 10-12 (non-regenerative Brayton cycle) 과 비교해봅시다!

→ Jet 추진장치에서 추진효율은  
연료시달과 공압 Energy에 대한 추진효율 (항속도)의 비

§ 10-12. Jet Propulsion Cycle: Turbojet, Turboprop, Ramjet 등 다양

o Jet 추진장치의 원리?  
~ 공기는 흡입, 압축하여 이터(압축공기)에 연료를 분사시켜 고온에서 연소시킨 후 이 연소가스를 Turbine을 돌린 후 Nozzle로 뿌려 분출시켜 비행체 등을 추진하는 동력장치

o 종류  
~ Turbojet, Turboprop, Ramjet engine

o Jet 추진기관의 효율  
- 내부 효율 (연소율);  $\eta_i$  ( $\Rightarrow \eta_{th}$ : 열에너지를 운동에너지로 변환시키는 비율)  
→  $\eta_i = \frac{\text{분출유량} \times \text{분출 에너지 증가분}}{\text{연료시달량} \times \text{입력 Energy}}$  ..... (10-58)  
or  $\eta_{th}$   
- 외부 효율 (추진효율):  $\eta_e$  ( $\eta_p$ : 운동하는 말이나 추진일에 유용하게 사용되는 비율)

→  $\eta_e = \frac{\text{추진력} \times \text{속도}}{\text{분출유량} \times \text{운동 Energy 증가분}} = \frac{\text{추진동력}}{\text{분출(제트)동력}}$  ..... (10-59)  
or  $\eta_p$

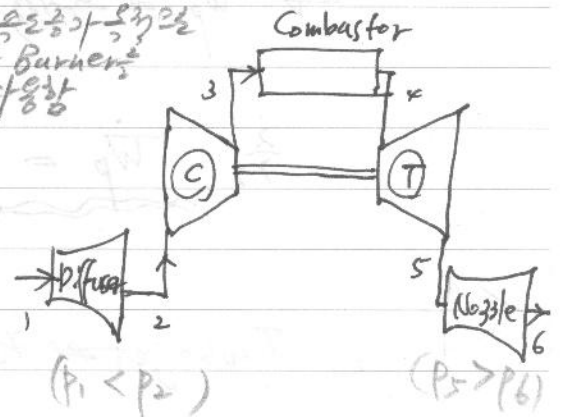
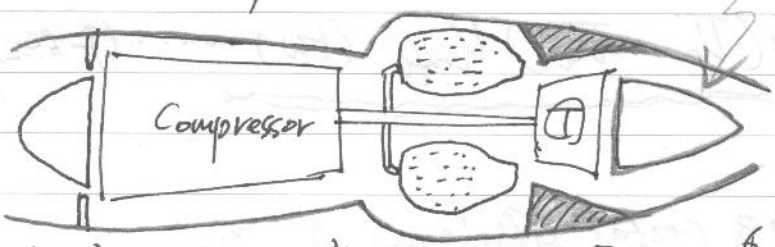
- 전체 효율 (Total efficiency):  $\eta_0$  ( $\eta_0 = \frac{\text{추진력} \times \text{속도}}{\text{공급 열량 (에너지 입력)}}$ )

→  $\eta_0 = \frac{\text{추진동력}}{\text{Energy 입력}} = \eta_i \cdot \eta_e$  ..... (10-60)

1) Turbojet Engine

① 형성 및 구성 system

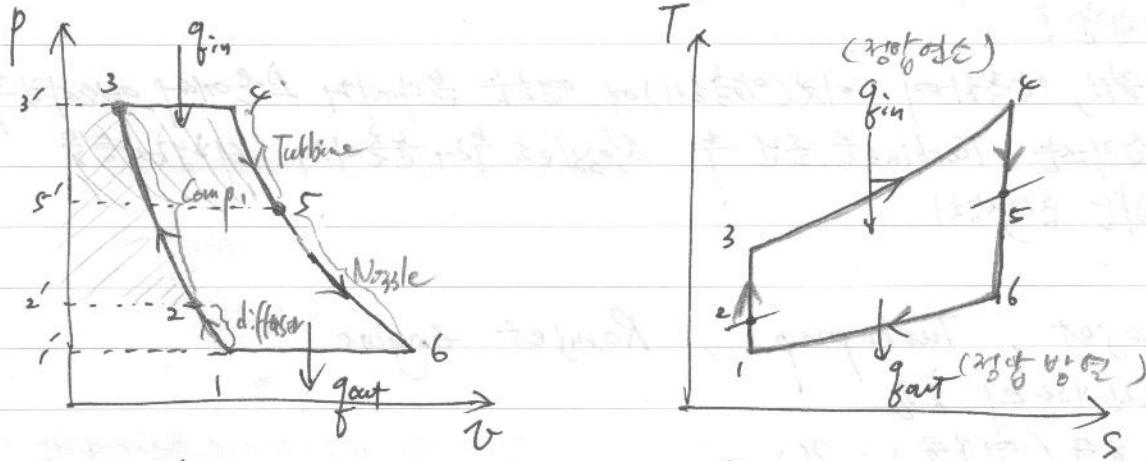
추진기가 움직이기 전의 공기속도 증가 및 방향의 사용함 After Burner



← (Diffuser) →      ← 가스나 산생부 →      ← 노즐부 →  
↑ 양압 효과 (ram effect)

( $P_1 < P_2$ )      ( $P_5 > P_6$ )  
(system Thr)

⊕ Cycle 선도 : 4차단면 (2단압축, 2단팽창), 2차단면 (1차팽창가열, 1차팽창)



- 과정 1→2 : 등엔탈피 팽창 (diffuser)
- 과정 2→3 : 등엔탈피 압축 (Compressor)
- 과정 3→4 : 정압연소 (가열) (Combustor)
- 과정 4→5 : 등엔탈피 팽창 (Turbine)
- 과정 5→6 : 등엔탈피 팽창 (Nozzle)
- 과정 6→1 : 정압팽창 (대기압 팽창)

o Turbojet 추진력 (Thrust, F)

$$\rightarrow F = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_i V_i = \dot{m} (V_6 - V_1) \quad (N) \quad \dots (10-61)$$

where,  $V_6$  : 배기가스 추진 속도,  $V_1$  : 공기 유속  
for 비행체,  $V_1 = V_{craft}$ .  
(비행체 속도)

o Turbojet 추진동력 (Propulsive power,  $\dot{W}_p$  (kW))

$$\rightarrow \dot{W}_p \equiv \text{추진력} \times \text{추진속도} = F \cdot V_{craft} = \dot{m} (V_e - V_i) V_{craft} \quad (kW) \quad \dots (10-62)$$

$$\frac{2}{7}, \quad \dot{W}_p = \dot{m} (V_e - V_i) V_{craft} \quad (kW) \quad \dots (10-62)$$

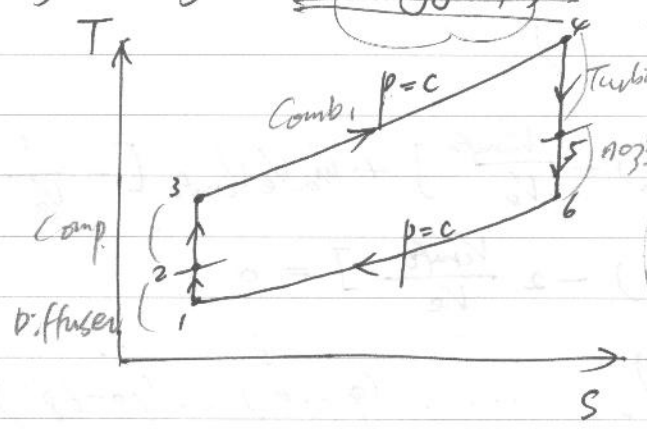
o Turbojet의 전체효율 (total efficiency),  $\eta_o$

$$\rightarrow \eta_o = \frac{\text{추진동력}}{\text{에너지를 입력}} = \frac{\dot{W}_p}{\dot{Q}_{in}}$$



Jet Engine 이니  
추진력 (Thrust) 을 하기 위한

② Turbojet 의 Energy diagram : System 특성을 설명하는, 그리고 Set-up!!  
(diffuser, combustor, turbine, nozzle)



에너지 보존 법칙

$$q = \sigma h + \sigma (K.E) + \sigma (P.E) + W_e$$

• Diffuser : 압력 상승, no work  
 $\therefore q_{12} + h_1 + \frac{1}{2} V_1^2 + g z_1 = h_2 + \frac{1}{2} V_2^2 + g z_2 + W_e$  (neglected, neglected, no work)

• Compressor & Turbine (압력 상승) :  $W_{comp} = W_{turbine}$

$\therefore W_{comp} (= h_3 - h_2) = W_{turbine} (= h_4 - h_5)$

(연료)  $q$ ,  $(h_3 - h_2) = (h_4 - h_5)$

• 정상상태 (연료) :  $q_{in}$   
 $q_{in} = (h_4 - h_3)$

• Nozzle : 압력 상승, no work

$\therefore q_{56} + h_5 + \frac{1}{2} V_5^2 + g z_5 = h_6 + \frac{1}{2} V_6^2 + g z_6 + W_{56}$  (neglected, neglected, no work)

• 추진력 (F) 과 추진동력 ( $\dot{W}_p$ ) (10-63)

→ 추진력 (F)  
 $F = \dot{m} (V_6 - V_1) = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) V_6 - \dot{m}_a V_1$   
 $= \dot{m}_a (V_6 - V_1) + \dot{m}_f V_6 \dots (10-64)$

(where,  $\dot{m}_a$  : 공기 질량 유량,  $\dot{m}_f$  : 연료 질량 유량)  
 $= \dot{m}_a (1 + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}) V_6 - \dot{m}_a V_1 = \dot{m}_a (1 + r_{fa}) V_e - \dot{m}_a V_{craft} \dots (10-66)$   
 $V_e$  : 추진력,  $V_{craft}$  : 비행 속도,  $r_{fa} \equiv \dot{m}_f / \dot{m}_a$

→ 추진동력 ( $\dot{W}_p$ )  
 $\dot{W}_p = F \cdot V_{craft} = \dot{m}_a [(1 + r_{fa}) V_e - V_{craft}] V_{craft}$   
 $= \dot{m}_a V_e \cdot V_{craft} [(1 + r_{fa}) - \frac{V_{craft}}{V_e}] \dots (10-67)$

추진력을 최대화 하는  
기체의 속도 ( $V_{craft}$ )  
구하기

④ 최대인 값 추진 효율

- 최대인 ( $\rightarrow \frac{dW_p}{dV_{craft}} = 0$ )

$$\therefore \frac{dW_p}{dV_{craft}} = m_a V_e \left[ (1 + V_{fa}) - \frac{V_{craft}}{V_e} \right] + m_a V_e V_{craft} \left[ -\frac{1}{V_e} \right]$$

$$= m_a V_e \left[ (1 + V_{fa}) - 2 \frac{V_{craft}}{V_e} \right] = 0$$

$$\therefore V_{craft} = \frac{V_e (1 + V_{fa})}{2} \dots \dots \dots (10-68)$$

\* 최대인 값 비행속도가 Jet기체 추진속도 ( $V_e$ )의  $\frac{1}{2}$  인데!!  
(plane speed)

- 추진효율 ( $\gamma_p$ , 외부효율)

추진효율의 정의는 출력,  $P$ ,

$$\gamma_p = \frac{\text{추진력} \times \text{추진속도}}{\text{분류유량} \times \text{유동선 공가압}} = \frac{(1 + V_{fa}) V_e V_{craft} - V_{craft}^2}{\frac{1}{2} [(1 + V_{fa}) V_e^2 - V_{craft}^2]}$$

여기서  $V_{fa} \approx 0$  이므로 생략하면, ( $\because V_{fa}$  : 상당히  $\ll 1$ )

$$\therefore \gamma_p = \frac{2 V_{craft}}{V_e + V_{craft}} = \frac{2}{1 + \frac{V_e}{V_{craft}}} \dots \dots \dots (10-70)$$

(프루드 효율, Froude Eff.)

Froude 효율

(\*) - 추진력 ( $F$ )과 추진효율 상관관계 해석 (eqn. 10-66 & 10-70 이다)

from (10-66),  $F = m_a (1 + V_{fa}) V_e - m_a V_{craft}$  이다

$V_{craft} = 0$  이면 (추진력  $F$  는 최대이다)  
(추진효율  $\gamma_p$  는 0 이다!!)

$\Rightarrow$  비행기가 이륙 (takeoff) 시 ( $\because V_{craft} \approx 0$ )  
최대추진력이 요구된다!!

$V_{craft} = V_e$  이면 추진효율  $\gamma_e = 100\%$  이다  
추진력은 0 이다.

⑤ After Burner를 갖는 Turbojet Engine

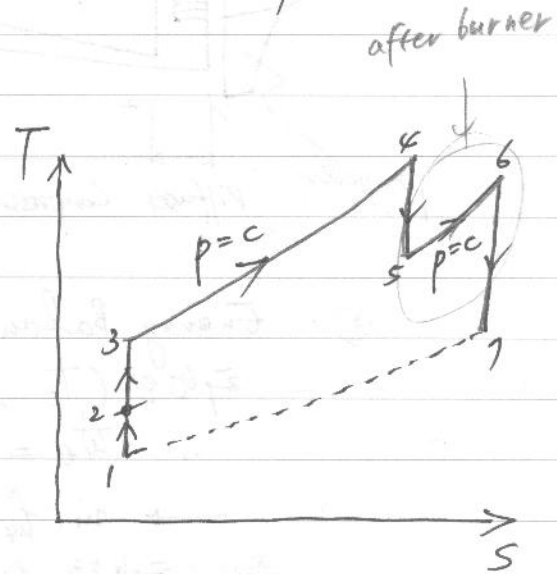
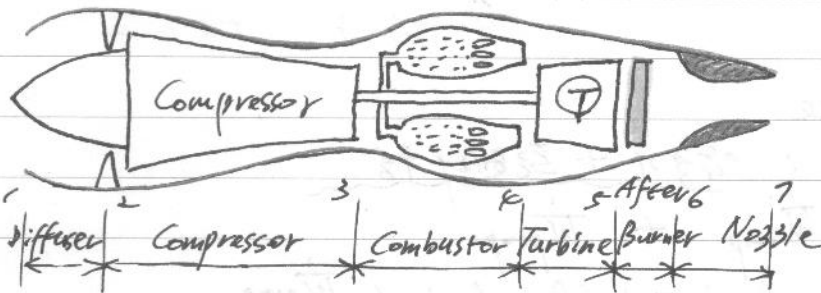
• After Burner (after burner)란?

~ Nozzle 출구속도를 증가시켜 추진력을 향상시키기 위해

Turbine 출구 후 추가 연소 (after burner)를 설치하여

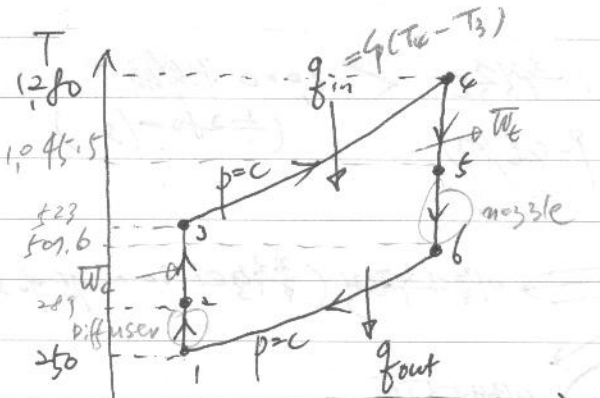
이륙 (takeoff) 나 군사 작전 등 날이 큰 추진력을 요구할 경우

• System + T-s, P-s



(Turbojet Example) p. 538, (ex) 10-18번!!!

4800 m 고공에서 비행기가  
아래로 내려오면서 운행한다.

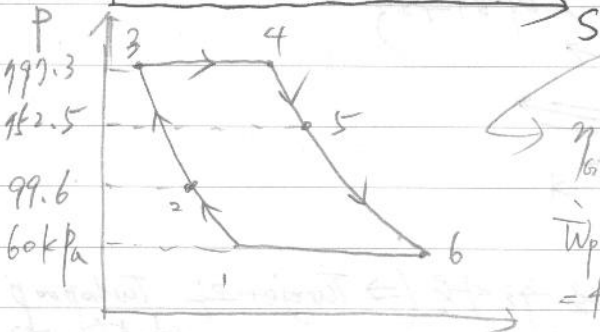


$\dot{m} = 45 \text{ kg/s}$ ,  $p_1 = 60 \text{ kPa}$ ,  $V_1 = 280 \text{ m/s}$   
 $T_1 = 250 \text{ K}$ ,  $\frac{p_3}{p_2} = 8$ ,  
 $T_4 = 1280 \text{ K}$

1)  $p_5, T_5 = ?$  (타빈 출구 압력과 온도)

2) Nozzle exit velocity,  $V_6 = ?$

3)  $\eta_{G.T} = ?$



$\eta_{G.T} = \frac{\dot{W}_p}{\dot{Q}_{in}}$   
 $\dot{W}_p = \dot{m} (V_6 - V_1) V_{exit}$   
 $= 45 \times (1039.8 - 280) \times 280 \times \frac{1}{1000} = 9594 \text{ (kW)}$   
 $\dot{Q}_{in} = \dot{m} (h_4 - h_3) = \dot{m} C_p (T_4 - T_3) = 45 \times 1.005 \times (1280 - 523.5) = 34,212 \text{ (kW)}$   
 $\therefore \eta_{G.T} = \frac{9594}{34,212} = 0.2798 \approx 28\%$

$\dot{Q}_{in} = \dot{m} (h_4 - h_3) = \dot{m} C_p (T_4 - T_3) = 45 \times 1.005 \times (1280 - 523.5) = 34,212 \text{ (kW)}$   
 $\therefore \eta_{G.T} = \frac{\dot{W}_p}{\dot{Q}_{in}} = \frac{9594}{34,212} = 0.2798 \approx 28\%$

2) 터보프롭 기관 (Turboprop Engine) : 추진속도 < 600 km/hr  
( $\approx 167$  m/s)

① 항공기 및 System 구성 (fig. 10-49, 10-50)

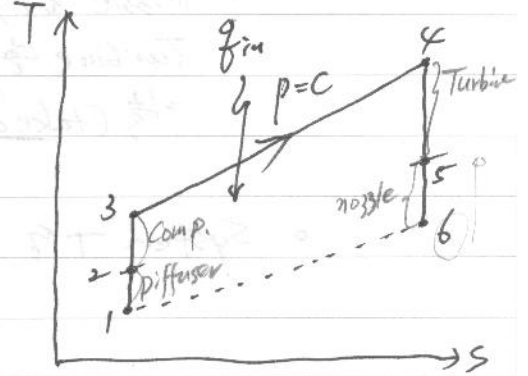
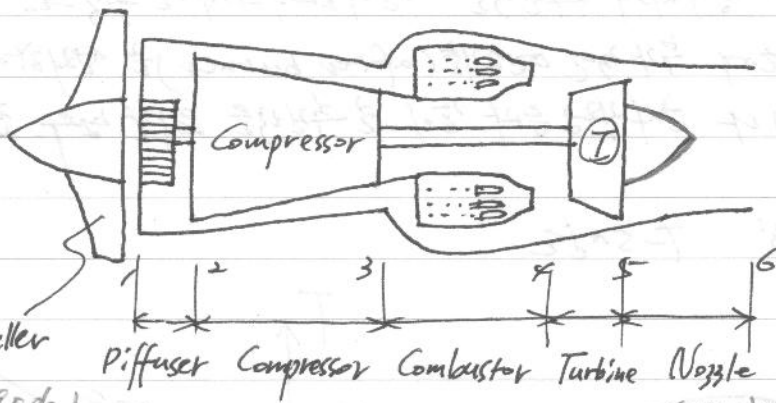


Fig. 10-50

② Energy Balance

- 터보팬 ( $T_e$ ) : 양축기 + 프롭러의 추력

$$\therefore \dot{W}_e = \dot{W}_{comp} + \dot{W}_{prop}$$

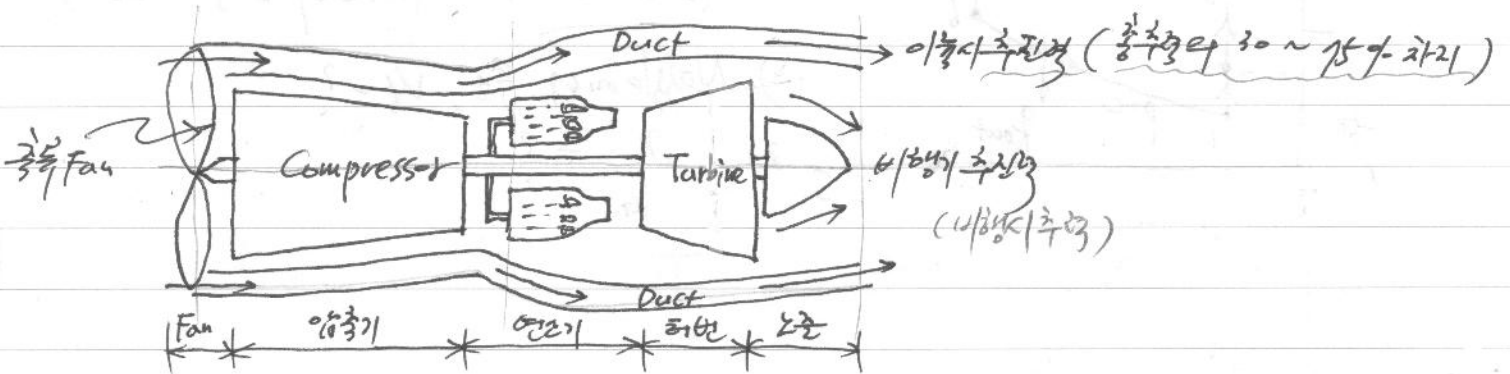
$$\rightarrow \dot{m}(h_4 - h_5) = \dot{m}(h_3 - h_2) + \dot{W}_{prop}$$

- 특징 (터보프롭 Engine)

- Turbojet와 프롭러의 항공기 # (16) 속도 범위에서 경계지킴.  
Turbo Fan

3) 터보팬 기관 (Turbofan Engine) : 추진속도 < 1,000 km/hr  
( $\approx 280$  m/s)

① 항공기 및 System 구성 (Fig. 9-46, 49, 10-51, 52)



② 특징

- 항공기 및 항공기용 엔진의 주요 사용 ( $\Rightarrow$  Turbojet와 Turboprop # (16) 기종)  
(이하 0.1 ~ 0.9)

- 비행속도 (1,000 km/h)의 항공기에 널리 사용됨.

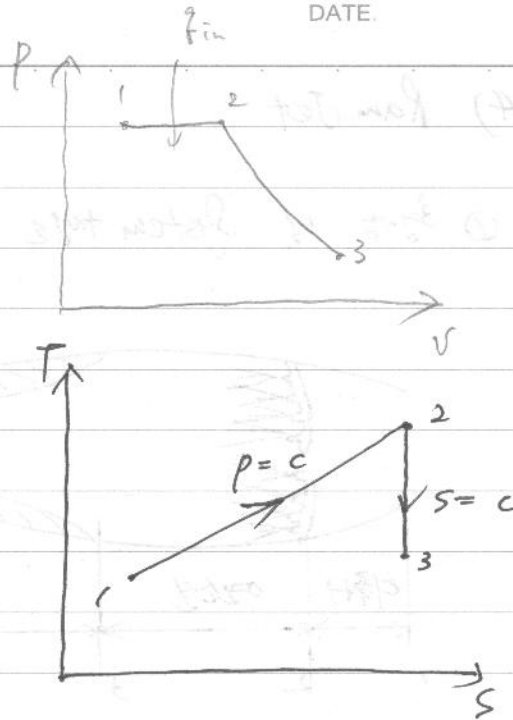
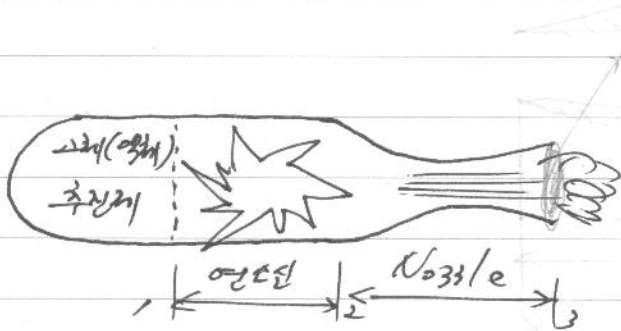


10-13

# § Rocket Engine Cycle

## 1) Rocket의 작동속도와 추진력

① 항공기 및 System 구성



- 추진원리

: 추진에 필요한 연료와 산화제는 연소실에서 연소시켜  
Nozzle에서 단면 팽창된 추진력으로 추진됨!!

② 추진력 (F)

$$\rightarrow F = \dot{m} V_3 + (p_3 - p_2) A_3 \quad \dots \dots (10-93)$$

where,  $p_2$ : 연소실 압력,  $p_3$ : Nozzle 출구 압력 ( $\approx p_a$  (대기압))  
 $\dot{m}$ : 가스 유량,  $V_3$ : 분출속도,  $A_3$ : Nozzle 면적 (단면적)

- 제트 분출속도 ( $V_{3e}$ )  $\rightarrow F = \dot{m} V_{3e} \quad \dots \dots (10-94)$

2) Rocket 비효율 ( $\eta_i$ )

$$\rightarrow \eta_i = \frac{V_{3e}^2}{2} \cdot \frac{k}{k-1} \cdot R T_0 \quad \dots \dots (10-95)$$

3) Rocket 외효율 ( $\eta_e$ ): 추진 효율

$$\rightarrow \eta_e = \frac{\dot{m} V_{3e} \cdot V_{craft}}{\dot{m} \frac{V_{craft}^2}{2} - \dot{m} \frac{V_{3e}^2}{2}} = \frac{2 \frac{V_{3e}}{V_{craft}}}{1 + \frac{V_{3e}^2}{V_{craft}^2}} \quad \dots \dots (10-96)$$

where,  $V_{3e}$ : 제트 분출속도

$V_{craft}$ : Rocket 비행속도

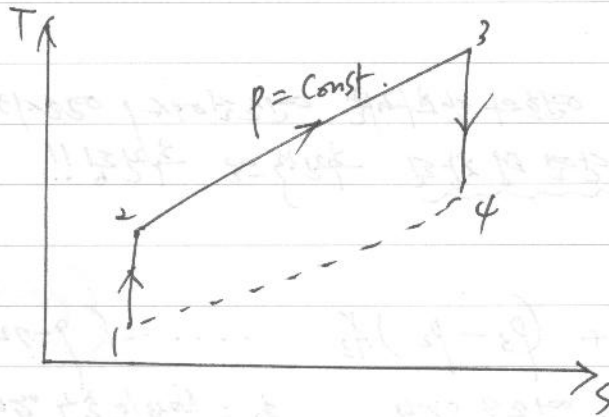
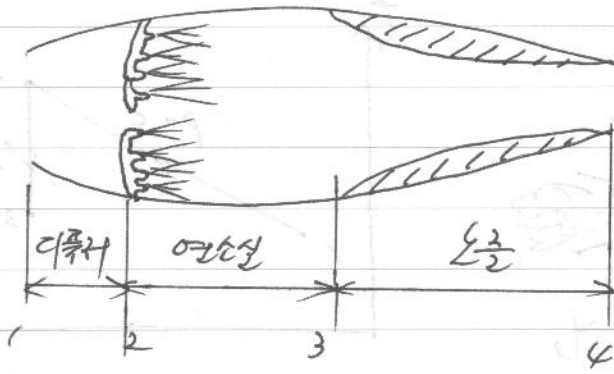
for Jet engine

$V_{3e} = V_{craft} \times 2$

of.  $\left( \begin{array}{l} \eta_e = 100\% \text{ 이상} \\ F = 0 \text{ 이하} \\ \text{Rocket이 0이 아님!!} \end{array} \right)$

### 4) Ram Jet

#### ① 흐름 및 System 구성도



#### ② Ramjet 흐름

○ Ramjet란?

~ 연소실 필연의 공기를 별도의 Compressor 없이 흡기입구인 Diffuser에서 가속압축 효과를 이용, 가압된 공기는 연소실로 보내서 연소된 상태에서 노즐을 통해 빠른 Nozzle을 통해 배기시킴으로써 추진력을 얻는 Engine.

○ 별도의 Compressor가 없이 Engine으로 들어오는 공기의 관성력으로 압축되는 system. 이 초기에 외부 충격이 없어야 완전 흡입까지 가능 시켜 주어야 한다.

초기 ~~이후~~ Engine 내 공압압력으로 다중이 되면 이후 정압압력이 Self ignition으로 지속적인 연소가 일어나면서 비행할 수 있음.