

کتاب: GAS TURBINE THEORY

H. Cohen

G.F.C. Rogers

طراحان نشر

سیکل ایده آل:

ما یک سری فرضیات داریم:

فرضی اول: ~~موانع~~ موانعهای تراکم و انبساطی درو (آدیاباتیک) و برگشت پذیر (بدون تلفات) یعنی
موانع انرژی و برگشت پذیر هستند.

فرض دوم: از اختلاف انرژی جنبشی در ورود و خروج به یک قسمت (کمپرسور یا توربین) صرف نظر می گردد.

$$Q = h_2 - h_1 + \frac{c_2^2 - c_1^2}{2} + (z_2 - z_1)g$$

یعنی ~~بنا بر~~ بنا بر فرض 2 مندر
می گیریم و می آیم آن را تصحیح
می کنیم توسط تعاریف آنتالپی سکون.

فرض سوم: از اختلاف فشار در کانالهای ورودی، حفظ احتراق و مدل حرارتی صرف نظر می گردد.

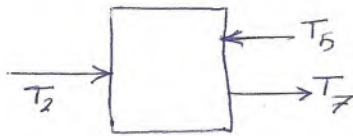
فرض چهارم: خواص و ترکیب سیال عامل در کل سیکل ثابت باقی می ماند. → بین سیال را فقط هوا یا هلیوم در نظر می گیریم

فرض پنجم: قانون بقای جرمی یا پیوستگی برقرار می باشد. (دبی ثابت است در کل اجزای موتور)

فرض ششم: انتقال حرارت در مدل حرارتی کامل می باشد یعنی در طرف سرد مدل سیال در خروجی max درجه

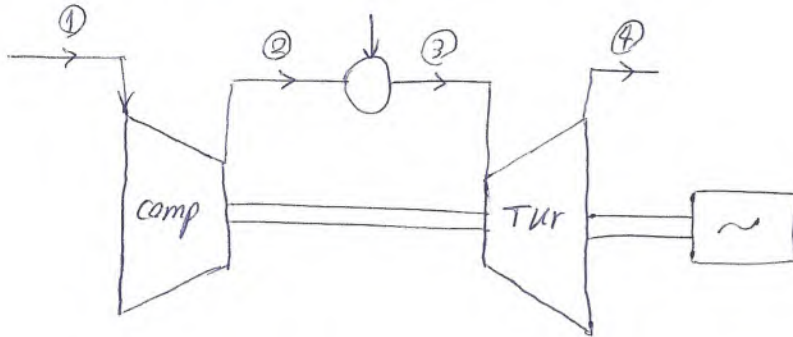
حرارت یا درجه حرارت ورودی به طرف گرم را ذرات.

یعنی:



$$T_7 = T_5$$

سیکل ساده گازوتوربین:



$m > i$

$$Q = m(h_2 - h_1) + w$$

$$q = h_2 - h_1 + w$$

$$w_c = w_{12} = h_1 - h_2 = -c_p(T_2 - T_1)$$

کمپرسور:

کاری که به کمپرسور می دهیم علامتش منفی است } از کمپرسور
حرارت منتقل شده به سیال مثبت است

روی سیال کار انجام نمی دهیم $w=0$ ⇒ محفظه احتراق
فقط انتقال حرارت داریم:

محفظه احتراق: $q_{23} = h_3 - h_2 = c_p(T_3 - T_2)$

توربین:

در توربین با فشار ورودی یا اتمسفر منبسط می شود

کار توربین: $w_{34} \text{ یا } w_4 = h_3 - h_4 = c_p(T_3 - T_4)$

$$P_1 \rightarrow P_2, \quad \frac{P_2}{P_1} = P.R = r$$

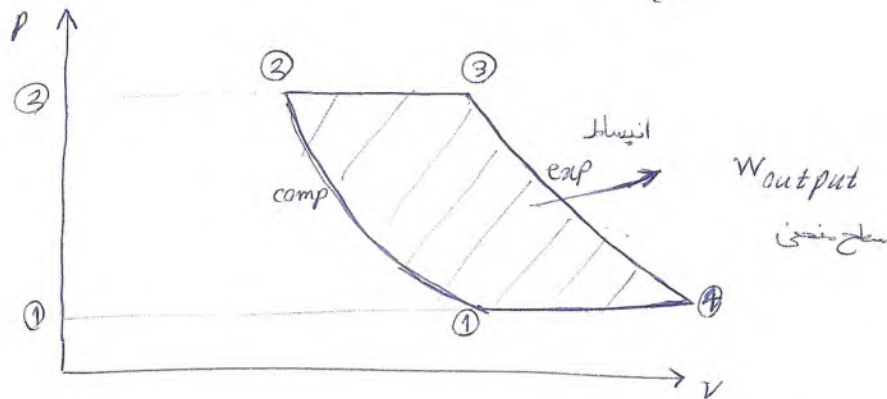
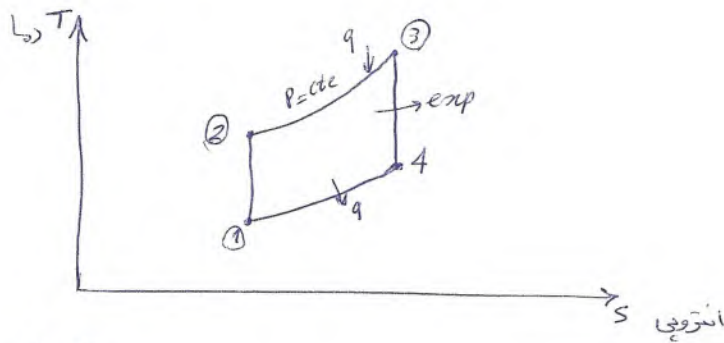
pressure ratio

نسبت فشار

$$P_4 = P_1$$

یک قسمت از کار توربین صرف چرخاندن کمپرسور می شود پس کار مفید آن می شود:

$$W_{\text{output}} = \underbrace{c_p (T_3 - T_4)}_{\text{کار توربین}} - \underbrace{c_p (T_2 - T_1)}_{\text{کار کمپرسور}}$$



$$\eta_c = \frac{W_{\text{output}}}{q_{23}} = \frac{c_p (T_3 - T_4) - c_p (T_2 - T_1)}{c_p (T_3 - T_2)}$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{p_3}{p_4} = r$$

$$pV^\gamma = \text{const}$$

۴: ضریب گرمای ویژه سیال

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\eta_c = 1 - \left(\frac{1}{r} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

راندمان سیکل گاز توربین فقط بستگی به خواص سیال عامل دارد.

W_{output} نشان دهنده سایر واحدها گاز توربین است.
↓
هر چه بیشتر باشد پادبی کمتری آن را می گیریم.

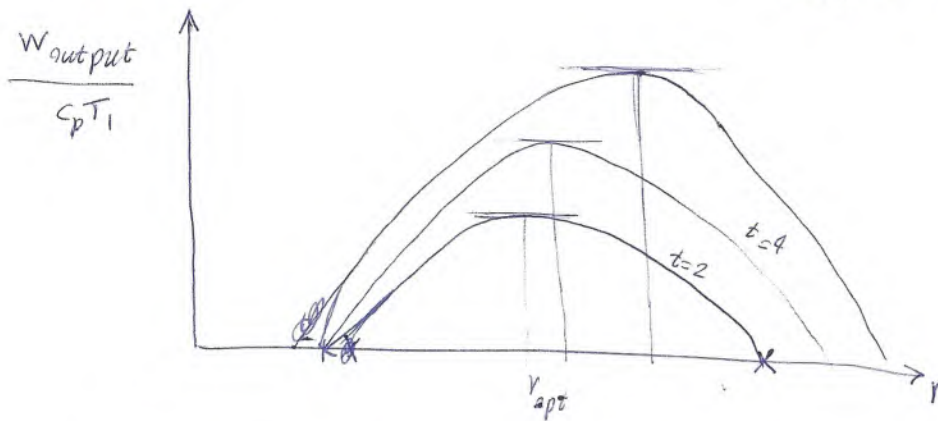
$$\frac{W_{\text{output}}}{c_p T_1} = \text{کار بی بعد} = \frac{T_3}{T_1} \left(1 - \frac{1}{r^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) - \left(r^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)$$

$$\frac{T_3}{T_1} = t$$

$$\text{اگر } r=1 \Rightarrow W_{output} = 0$$

و یک موقع دیگر هم صفر است موقعی که $T_2 = T_3$ برابر باشد، یعنی موقعی که آنقدر نسبت تراکم بالا باشد

$$W_{output} = 0 \quad \text{دما یا دمای } T_2 \text{ برابر باشد}$$



در دو نقطه صفر داریم پس نقطه بهینه ای وجود دارد که بیشترین کار خروجی را به ما می دهد.

$$\frac{T_3}{T_1} = t \rightarrow$$

T_3 هرچه بیشتر W_{output} بیشتر می شود

پس T_3 پارامتر مهمی است که به حد تحمل قسمت داغ (hot section) و life time (عمر کاری) گاز توربین

t_{max} است که باید داشته باشیم

بستگی دارد پس نمی توان T_3 را بیش از حد زیاد کرد.

برای مصارف زمینی که عمر کاری بالایی حدود 45000 ساعت لازم است $t = 3 - 3.5$ است یعنی

$T_3 = 1200K$ پس Blade تا دمای $1200K$ لازم نیست cooling داشته باشد ولی برای بالاتر از این

دما لازم است.

برای مصارف هوایی $t = 5.5 - 6$ و $T_3 = 1700K$

با افزایش t ما مجبوریم نسبت فشار را هم بالا ببریم.

برای بدست آوردن r_{opt} در خودار صفحه قبل با دیدن مرسوم قبلی مشتق بگیریم

$$\frac{\partial \left(\frac{W_{output}}{c_p T_1} \right)}{\partial \left(r^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} = 0 \Rightarrow r_{opt}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \sqrt{t} = \sqrt{\frac{T_3}{T_1}}$$

نسبت
فشار بهینه

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{P_3}{P_4} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{T_3}{T_4}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

موقعی که $T_2 = T_3$ و $r = t_{max}$ می شود.

$$\frac{T_2}{T_1} = r^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_3}{T_4}$$

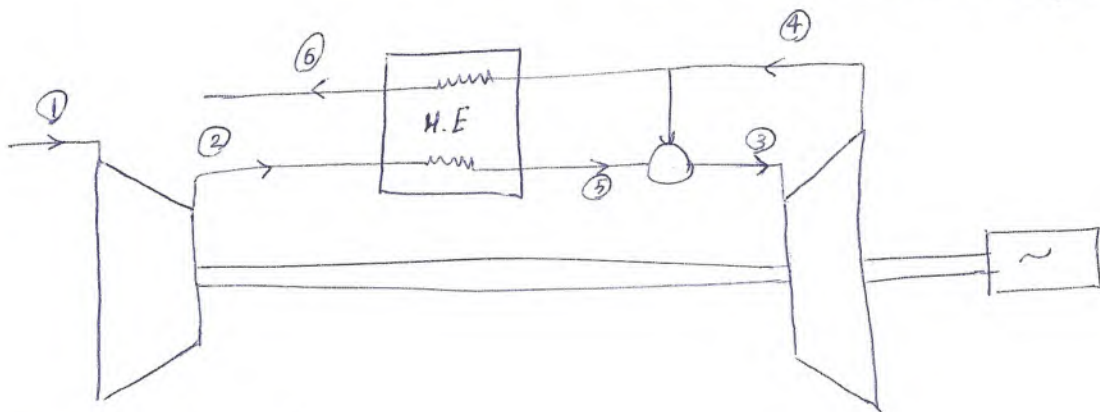
$$\frac{W_{output}}{C_p T_1} = \text{Max}$$

$$\frac{T_2}{T_1} \times \frac{T_3}{T_4} = r_{opt}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \times r_{opt}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = t = \frac{T_3}{T_1} \Rightarrow \boxed{T_2 = T_4}$$

نتیجه مهم در حالتی که نسبت فشار opt داشته باشیم دمای T_2 با T_4 برابر است

$$T_4 > T_2 \text{ یعنی پارت انژی داریم}$$

کاری که ما برای افزایش راندمان می توانیم انجام دهیم استفاده از مبدل حرارتی در سیکل است.

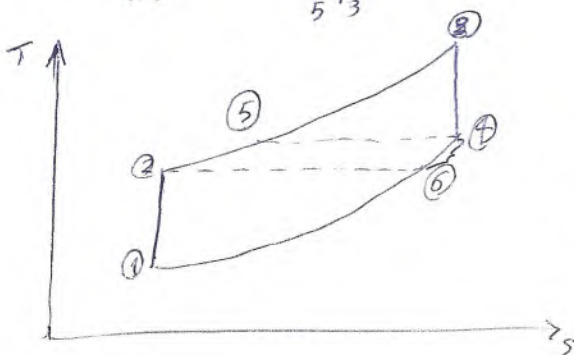


$$W_{output} = \text{const}$$

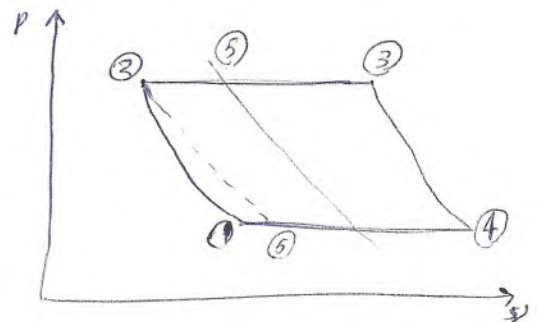
$$q_{23} = C_p (T_3 - T_2)$$

$$q_{53} = C_p (T_3 - T_5)$$

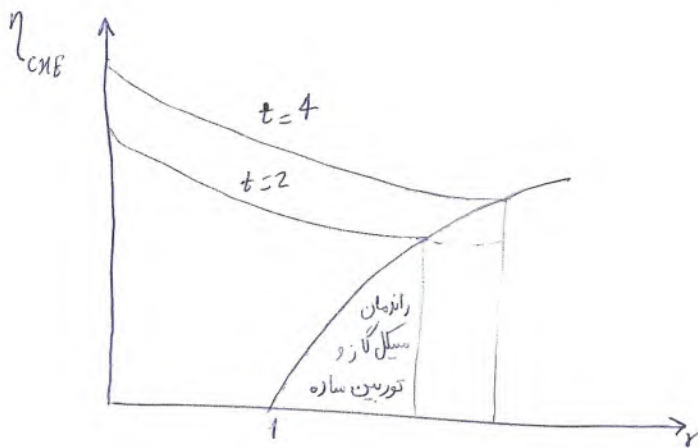
$$\eta_{CHE} = \frac{W_{output}}{q_{53}} = \frac{C_p (T_3 - T_4) - C_p (T_2 - T_1)}{C_p (T_3 - T_5)}$$



$$\begin{cases} T_4 - T_2 \\ T_5 = T_4 \\ T_2 = T_6 \end{cases}$$



$$\eta_{C-ME} = 1 - \frac{T_1}{T_4} = 1 - \frac{T_1}{T_3} \times \frac{T_3}{T_4} = 1 - \frac{1}{t} \times (r)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad \frac{T_3}{T_1} = 2$$



زمینی $t=3 \dots 3.5$

هوایی $t=5.5 \dots 6$

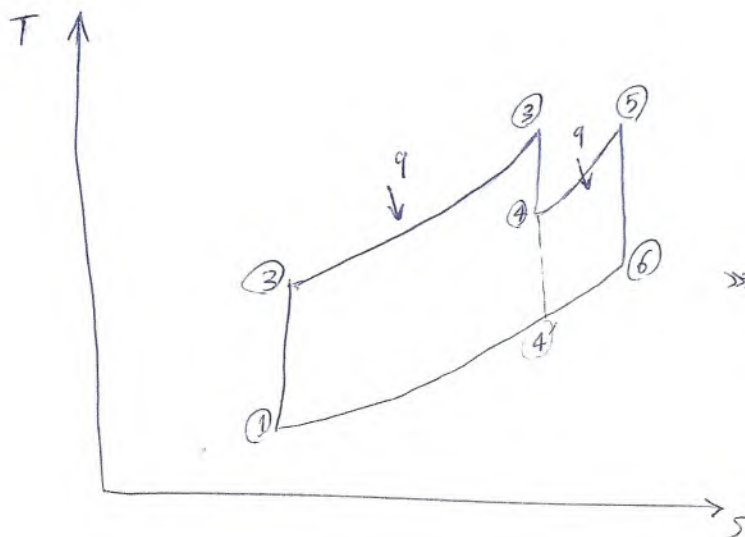
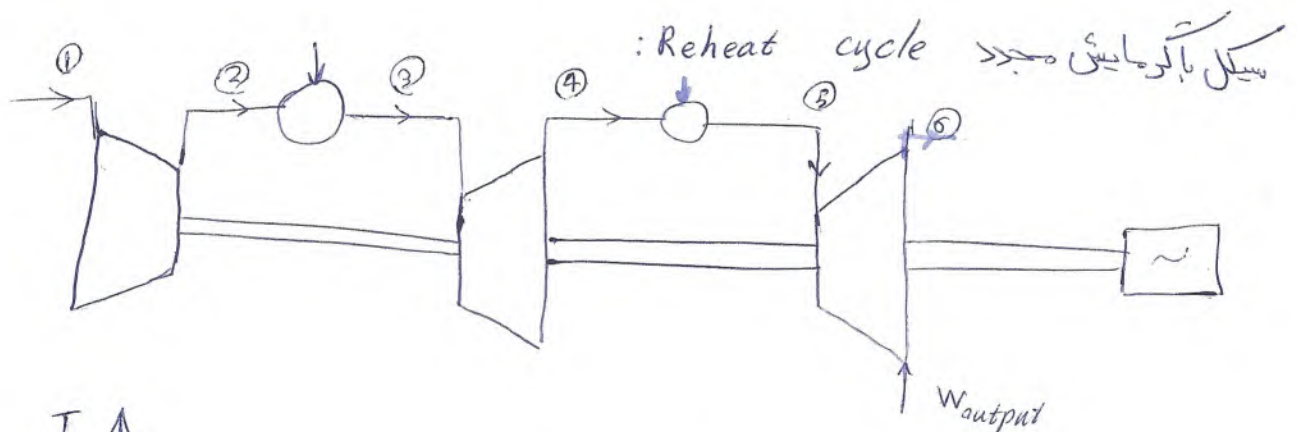
$r=1 \leftarrow$ راندمان سیکل کارنو

نتیجه:

1- برای اینکه بهبود قابل ملاحظه ای در راندمان سیکل با مبدل حرارتی وجود داشته باشد نیاز به نسبت فشار

بالایی نیست.

2- با افزایش T_3 لازم به افزایش قابل ملاحظه r نسبت فشار نمی باشد.

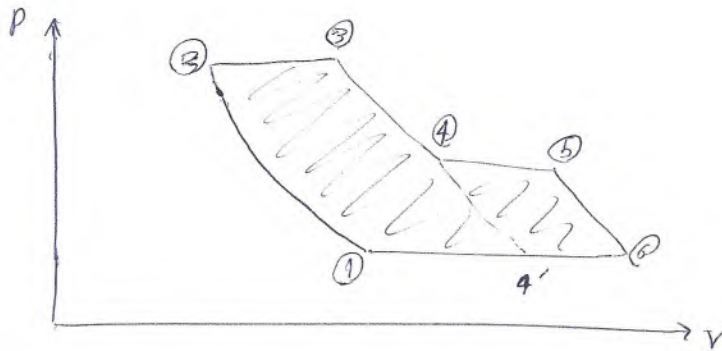


$$T_3 = T_5$$

$$c_p (T_3 - T_4) \text{ سیکل ساده}$$

$$c_p (T_3 - T_4) + c_p (T_5 - T_6) \text{ سیکل با گرمایش مجدد}$$

$$T_3 - T_4' < (T_3 - T_4) + (T_5 - T_6)$$



$$W_{\text{output}} = \text{Max}$$

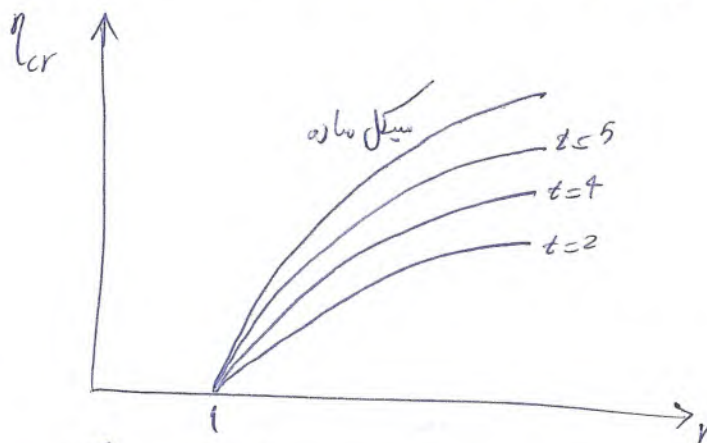
$$\frac{P_3}{P_4} = \frac{P_5}{P_6} = \sqrt{r}$$

$$W_{\text{output}} = C_p(T_3 - T_4) + C_p(T_5 - T_6) - C_p(T_2 - T_1)$$

$$\frac{P_3}{P_4} \times \frac{P_5}{P_6} = \frac{P_2}{P_1} = r$$

$$\eta_{CR} = \frac{2t - C + 1 - \frac{2t}{\sqrt{C}}}{2t - C - \frac{t}{\sqrt{C}}}, \quad C = r^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

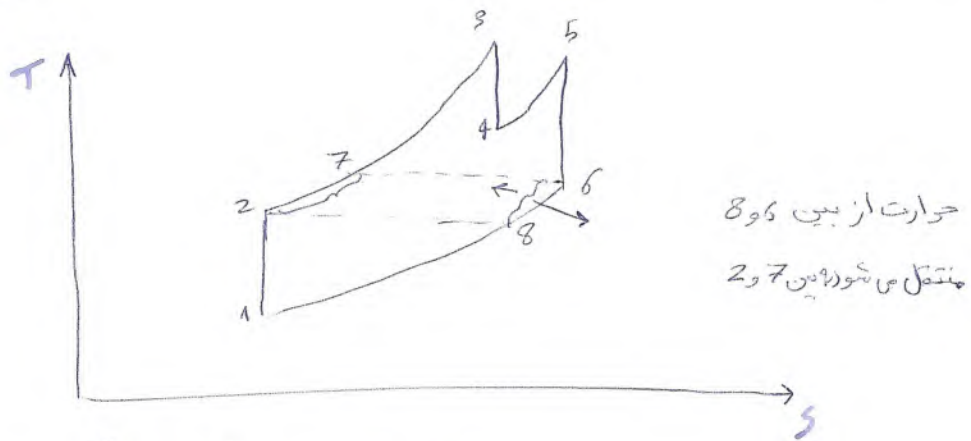
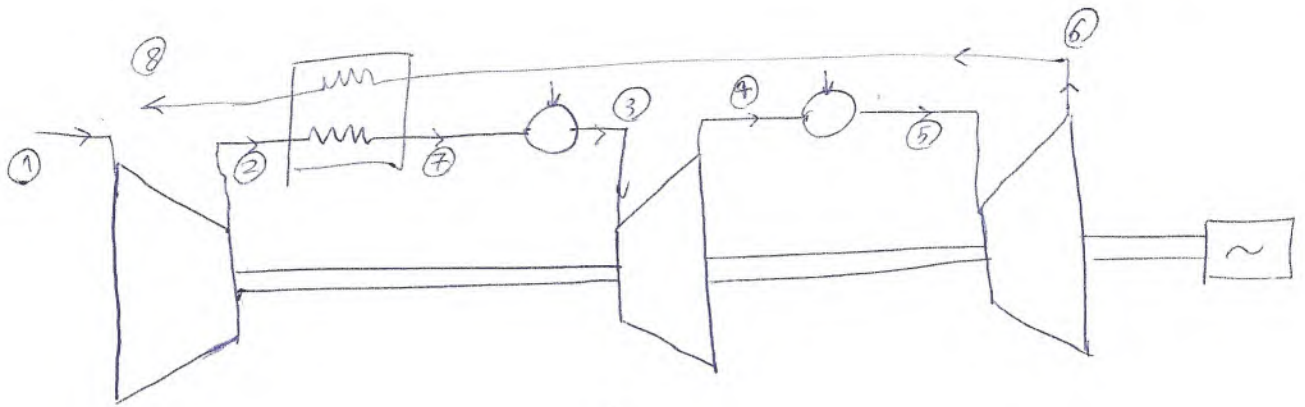
$$\eta_{C.R} = \frac{C_p(T_3 - T_4) + C_p(T_5 - T_6) - C_p(T_2 - T_1)}{C_p(T_3 - T_2) + C_p(T_5 - T_4)}$$



راندن ساده بالاتر از Reheat داری با بیش از یک سیکل ساده را به یک سیکل با راندن کمتر متصل می‌کنی و در

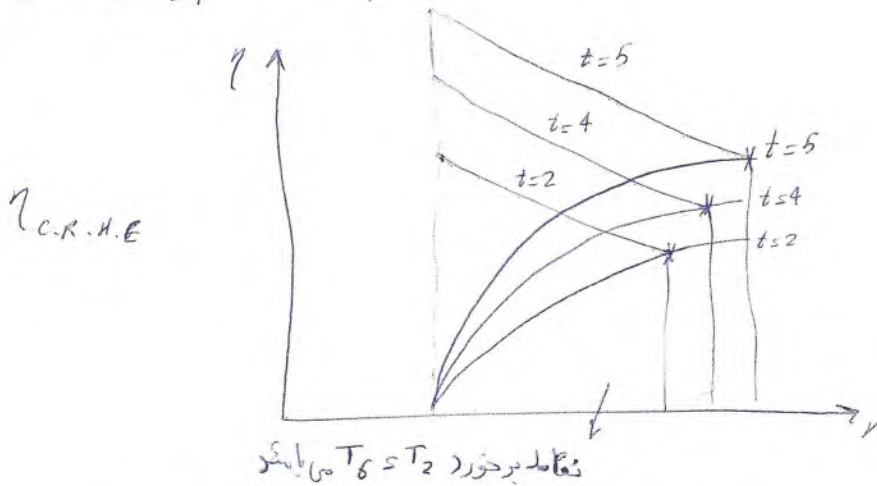
مجموع راندن کلی پایین می‌آید.

سیکل با گرمايش مجدد و مبدل حرارتی: افزایش W_{output} $\leftrightarrow$ کاهش راندن η_{CR}

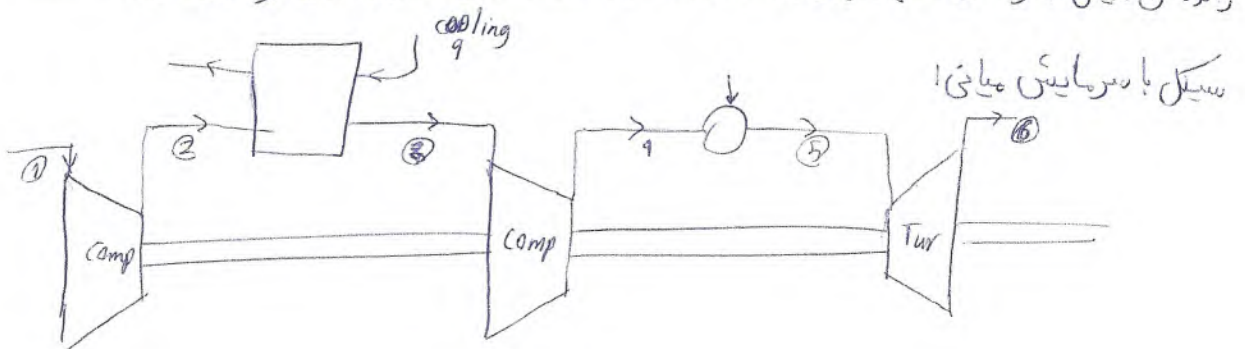


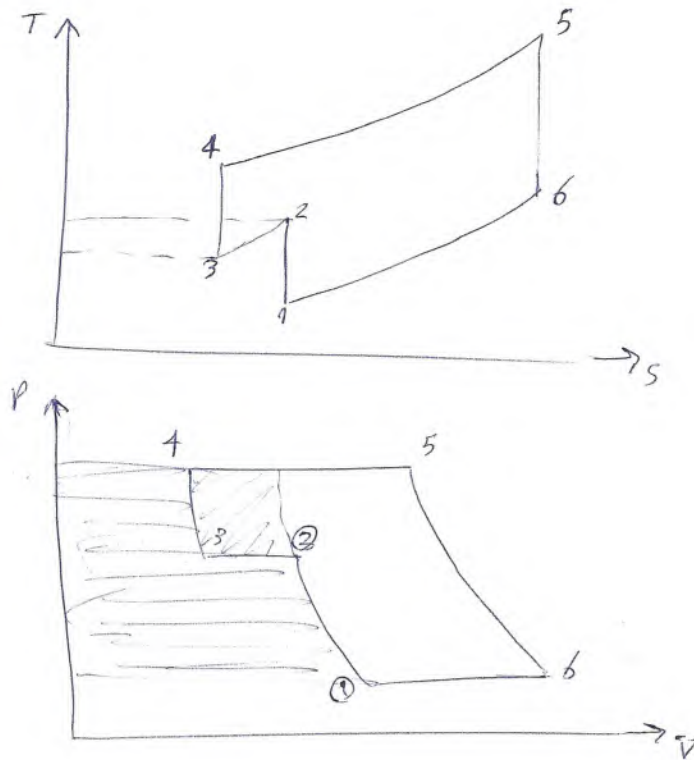
$$\frac{P_3}{P_4}, \frac{P_5}{P_6}, T_3 = T_5$$

با گرمایش مجدد در درون سیال $W_{output} = const$



راندمان سیکل با گرمایش مجدد میل به بیشتر از راندمان سیکل با جود حرارتی بدون گرمایش مجدد است





$\eta_{cIC} < \eta_c$
 رانندگی با
 رانندگی با
 رانندگی با

رانندگی با

$$\begin{array}{ccc}
 \xrightarrow{\quad} & & \\
 P_1, T_1 & & P_0, T_0 \\
 C_1 & & C_0
 \end{array}$$

$$Q = (h_0 - h_1) + \frac{C_1^2 - C_0^2}{2} + W_0$$

$$h_0 = h_1 + \frac{C_1^2}{2}$$

$$c_p T_0 = c_p T_1 + \frac{C_1^2}{2} \longrightarrow T_0 = T_1 + \frac{C_1^2}{2c_p}$$

$$\frac{T_0}{T_1} = \left(\frac{P_0}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\frac{P_0}{P_1} = \left(\frac{T_0}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$P_0 = P_1 \left(\frac{T_0}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$P_0 = P_1 \left(1 + \frac{C_1^2}{2c_p T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\text{سرعت} = \sqrt{\gamma R T_1}$$

$$P_0 = P_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$T_0 = T_1 \left(1 + \frac{C_1^2}{2c_p T} \right)$$

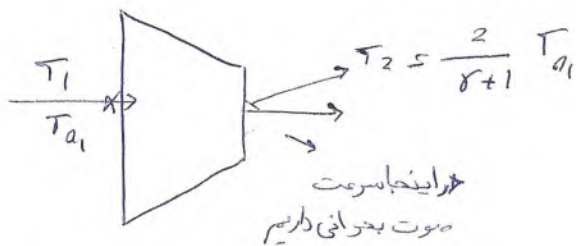
$$T_0 = T_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)$$

$$\lambda = \frac{C_1}{\text{سرعت صوت بحرانی}} \rightarrow$$

پارامتر روسها برای هوای داخل موتور استفاده می شود

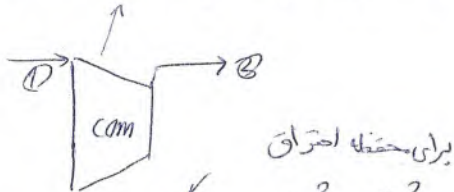
$$\text{سرعت صوت} = \sqrt{\gamma R T_1}$$

$$\text{سرعت صوت بحرانی} = \sqrt{\gamma R \frac{2}{\gamma+1} T_{01}}$$



$${}_1W_2 = h_1 - h_2 + \left(\frac{C_1^2}{2} - \frac{C_2^2}{2} \right)$$

$${}_1W_2 = h_{01} - h_{02} = c_p (T_{01} - T_{02}) = -c_p (T_{02} - T_{01})$$



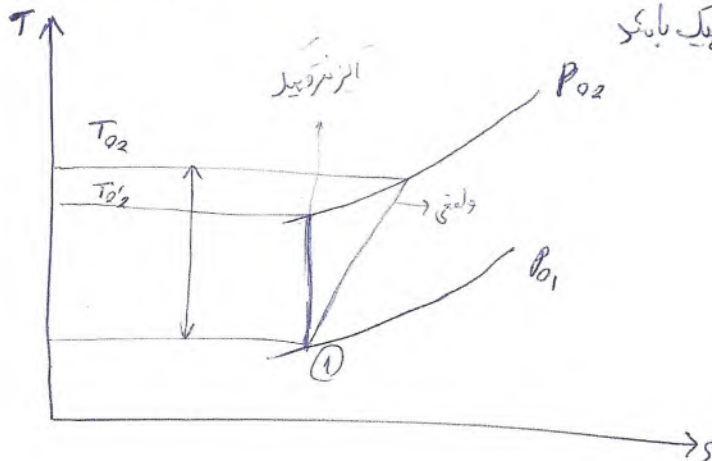
برای حفظه احتراق

$$q_{23} = h_3 - h_2 + \frac{C_3^2 - C_2^2}{2} = h_{03} - h_{02} = c_p (T_{03} - T_{02})$$

$${}_3W_4 = c_p (T_{03} - T_{04}) \quad \text{توربین}$$

$$C_3 \gg C_2$$

$$P.R = \frac{P_{02}}{P_{01}} = 10$$



اگر فرض کنیم این نسبت را اینتر و یک بایستد

$$W_2 = -C_p (T_{02} - T_{01})$$

کامپرسور
 $W_2' = -C_p (T_{02}' - T_{01})$
 (وایزنتروپیک)

راندمان آیزنتروپیک
 کمپرسور $\eta_c = \frac{W_2'}{W_2} = \frac{C_p (T_{02}' - T_{01})}{C_p (T_{02} - T_{01})} = \frac{T_{02}' - T_{01}}{T_{02} - T_{01}}$

$$T_{02} - T_{01} = T_{01} \left(\left(\frac{T_{02}'}{T_{01}} \right) - 1 \right) / \eta_c$$

$$T_{02} - T_{01} = T_{01} \left(\left(\frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) / \eta_c$$

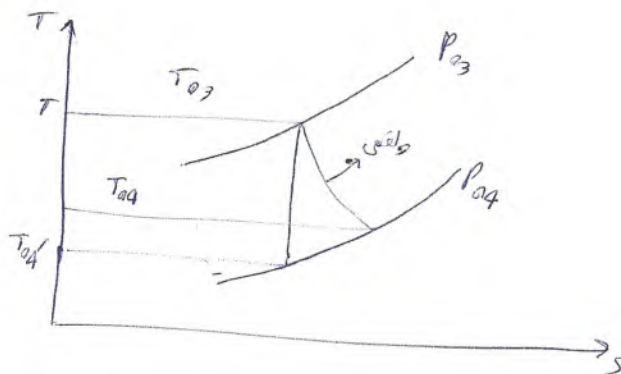
$$P.R = 10$$

$$T_{01} = 288 \Rightarrow T_{02}$$

$$\eta_c = 0.85$$

نسبت فشار را به نسبت فشارهای سکون تعریف می کنند

$$\eta_c = \frac{\left(\frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{T_{02}}{T_{01}} - 1}$$



در مورد توربین:

توربین تراشیده در دو برگشت پذیر می باشد؟

توربین $\eta_T = \frac{W_4 \text{ واقعی}}{W_4'}$
 $\eta_T = \frac{C_p (T_{03} - T_{04})}{C_p (T_{03} - T_{04}')} = \frac{T_{03} - T_{04}}{T_{03} - T_{04}'}$

$$T_{03} - T_{04} = T_{03} \left(1 - \frac{T_{04}'}{T_{03}} \right) \eta_t$$

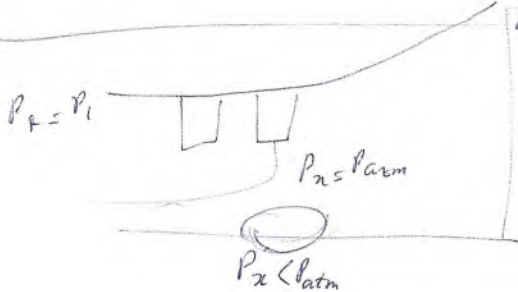
$$T_{03} - T_{04} = T_{03} \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{03}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \eta_t$$

برای کار توربین و کمپرسور در شرایط

توربین

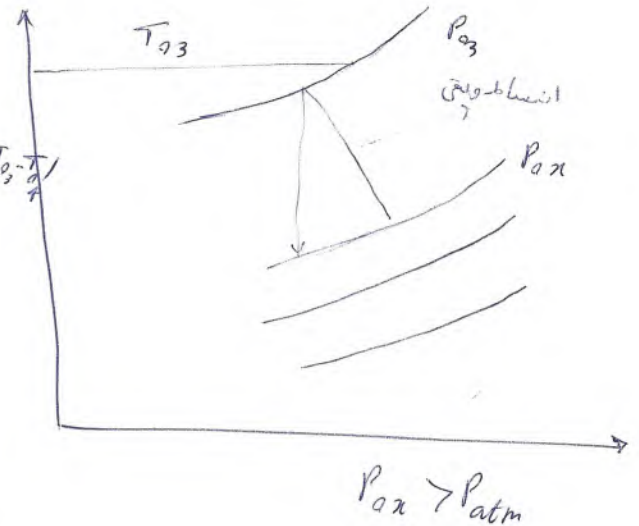
$$\eta_t = \frac{T_{03} - T_{04}}{T_{03} - T'_{04}} = \frac{1 - \frac{T_{04}}{T_{03}}}{1 - \frac{T'_{04}}{T_{03}}} = \frac{1 - \frac{T_{04}}{T_{03}}}{1 - \left(\frac{1}{\left(\frac{P_{03}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right)}$$

$$\frac{P_{03}}{P_{04}} = \text{نسبت کاهش دینورتی}$$

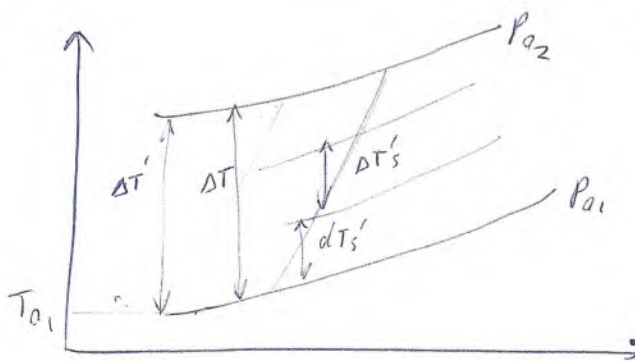


$$W = C_p (T_{03} - T_{02})$$

$$W = C_p T_{03} \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \times \eta_t$$



افزایش تعداد طبقات بر رانندگی کل کمتر شود



$$\eta = \frac{\Delta T}{\Delta T_3} \quad \eta_s = \frac{\Delta T'_s}{\Delta T}$$

$$\Delta T = \sum \Delta T_s = \sum \frac{\Delta T'_s}{\eta_s}$$

$$\Rightarrow \eta_c = \frac{\Delta T'}{\Delta T} = \frac{\Delta T'}{\sum_{i=1}^n \frac{\Delta T'_s}{\eta_{s_i}}}$$

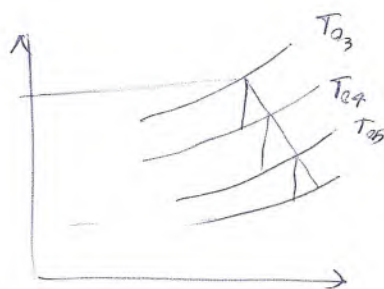
$$\eta_c = \text{const}$$

$$\frac{\eta_c}{\eta_s} = \frac{\Delta T'}{\sum \Delta T'_s}$$

$$\sum \Delta T'_s > \Delta T' \Rightarrow \eta_c < \eta_s$$

مرجع نسبت فشار یا تعداد طبقات افزایش باید با فرض ثابت بودن stage رانندگی کل کاهش می یابد

$$w = c_p T_{03} \left(1 - \frac{T_{04}}{T_{03}}\right)$$



کرمایش توربین
کرمایش کمک هیلر

$$T_{01} \uparrow \quad T_{04}'$$

$$\frac{\eta_t}{\eta_{st}} = \frac{\sum \Delta T_s'}{\Delta T'}$$

$$\eta_s = \frac{\Delta T_s}{\Delta T_s'} \quad \eta_t = \frac{T_{03} - T_{04}}{T_{03} - T_{04}'}$$

$$\eta_{s\infty} = \text{const}$$

(تعداد زیادی طبقه داریم)

: compressor

$$\eta_{s\infty} = \frac{dT'}{dT}$$



$$Pv^\gamma = \text{const}$$

or

$$\frac{T}{P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = \text{const}$$

$$\boxed{\frac{dT'}{T} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \cdot \frac{dP}{P}}$$

$$\eta_{s\infty} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \propto T \cdot \frac{dP}{P}$$

$$\Rightarrow \frac{dT}{T} = \frac{\gamma-1}{\gamma \eta_{s\infty}} \propto \frac{dP}{P} \Rightarrow$$

$$\boxed{\begin{aligned} \frac{T_2}{T_1} &= \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma \eta_{s\infty}}} \\ \frac{T_2}{T_1} &= \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{n-1}{n}} \end{aligned}}$$

n - ضریب پلی تروپیک

فراآیند پلی تروپیک

$$Pv^n = \text{const}$$

$$\boxed{\frac{n-1}{n} = \frac{\gamma-1}{\gamma \eta_{s\infty}}}$$

$$\int \delta Q = du + p dv = dh - v dp$$

$$\delta Q = c dt$$

$$\Rightarrow dt = c_0 dt + p dv \quad (pv = RT)$$

$$c dt = c_p dt - v dp$$

$$\Rightarrow n = \frac{c_p - c}{c - c_v} = \frac{c_p}{c_v}$$

$$\frac{dT}{T} = \frac{\gamma-1}{\gamma \eta_{s\infty}} \cdot \frac{dP}{P}$$

$$\eta_p = \frac{\frac{n}{n-1}}{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \eta_{s\text{comp}} = \frac{w_p}{w_p + w_f}$$

راندمان پلوتروید

$$\frac{T_3}{T_4} = \left(\frac{P_3}{P_4} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \eta_{s\text{out}}$$

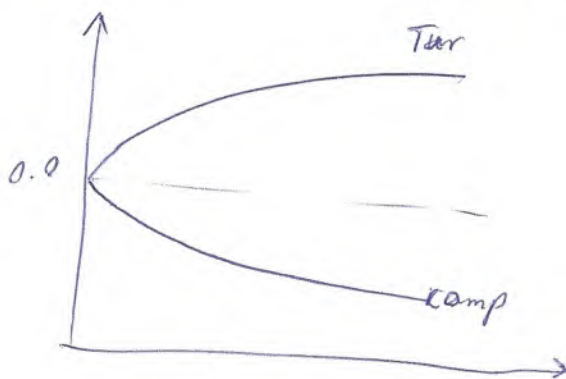
در مورد توربین:

$$\eta_c = \frac{T_{02}' - T_{01}}{T_{02} - T_{01}}, \quad \eta_c = \frac{\left(\left(\frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}{\left(\left(\frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma \eta_{s\text{comp}}}} - 1 \right)}$$

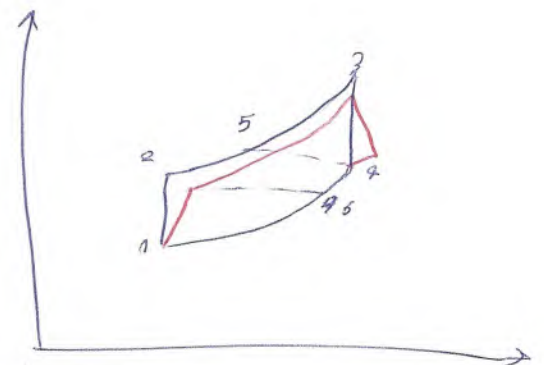
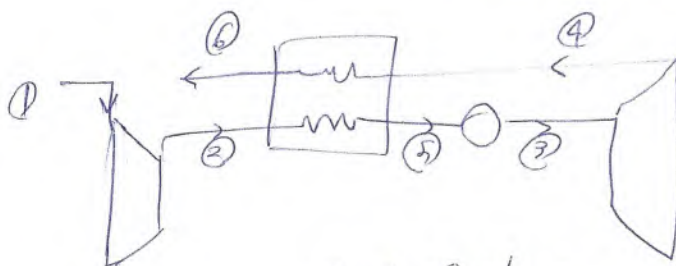
$$\frac{P_{01}}{P_1} = \left(\frac{T_{01}}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \rightarrow \left(\frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma \eta_{s\text{comp}}}} = \frac{T_{02}}{T_{01}}$$

$$\eta_t = \frac{T_{03} - T_{04}}{T_{03} - T_{04}'} = \frac{1 - \frac{T_{04}}{T_{03}}}{1 - \frac{T_{04}'}{T_{03}}} = \frac{\left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{03}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma \eta_{s\text{comp}}}}} \right)}{\left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{03}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right)}$$

در حالت واقعی معمولاً ۵ تا ۷ Compressor یک توربین را می‌چرخاند.



این موبول زمانی وقت مناسب

دارد که $P.R = 1.2 - 1.3$ و $Z > 3-4$ تعداد طبقات

$$P_{03} = P_{02} - \Delta P_{H.E} - \Delta P_{cc} \rightarrow \text{chambustion chamber}$$

② است فشار در مبدل در طرف سرد 3%

$$P_{03} = P_{02} \left(1 - \frac{\Delta P_{HE}}{P_{02}} - \frac{\Delta P_{cc}}{P_{02}} \right)$$

M.A.

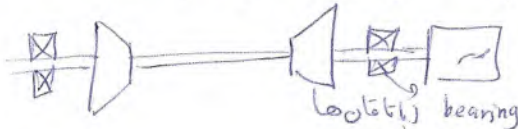
$$\begin{cases} \Delta P_{H.E.} = 0.03 P_{02} \\ \Delta P_{L.C.} = 0.05 P_{05} \end{cases}$$

$$\begin{cases} P_{03} = P_{02} - 0.03 P_{02} - 0.05 P_{05} \\ P_{05} = P_{02} - 0.03 P_{02} \end{cases}$$

امت فشار در محفظه احتراق دو عامل دارد: (بین 1/4 تا 1/5)

- اصطکاک سیال با دیواره محفظه احتراق

- امت فشار ناشی از انتقال حرارت (در لوله ها اگر سیال گریز دهنده منبسط می شود و فشار کاهش می یابد)



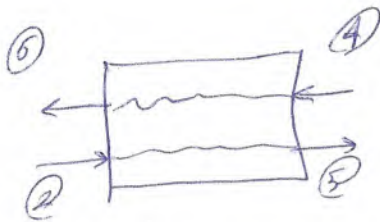
- تلفات مکانیکی در رابطان ها و دوردار

- تلفات در اثر اصطکاک سیال با ریسک ها ($\eta_m = 99\%$)

$$W_{t.c} = \frac{W_{comp}}{\eta_m} \rightarrow \text{mechanical}$$

را در مان مکانیکی

حرارت قسمت گرم، مقداری از آن به قسمت سرد می رود



$$T_{05} = T_{04} \quad , \quad T_{06} = T_{02}$$

مبدل حرارتی:

$$m_g c_p (T_{04} - T_{06}) = m_{air} c_p (T_{05} - T_{03})$$

$$\begin{cases} c_{pg} = c_{pa} \\ m_g = m_{air} \end{cases}$$

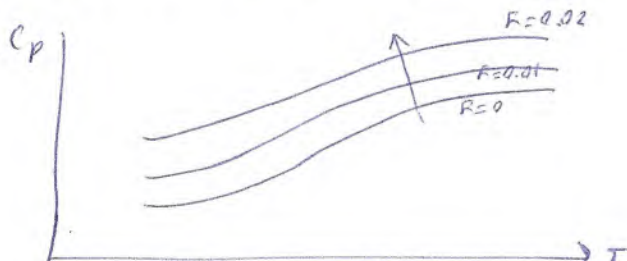
$$T_{04} - T_{06} = T_{05} - T_{02}$$

$$\text{کارایی مبدل حرارتی} = \frac{T_{05} - T_{02}}{T_{04} - T_{02}} = 75\%$$

کارایی مبدل حرارتی: 75%

سیال ترکیب و خواصی در تمام چرخه یکسان ثابت فرض کردیم

$$c_p = f(T, \text{ترکیب گاز}), \quad \gamma = f(T, \text{ترکیب گاز})$$

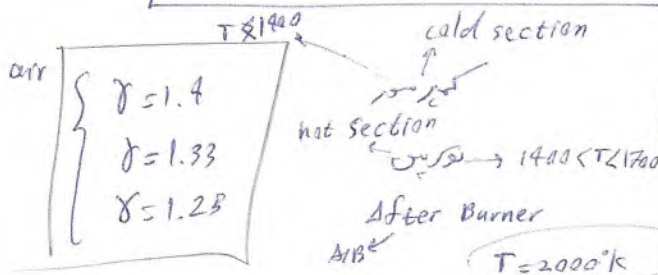


گروهین - Cu, H_2N
JP $\rightarrow$ jet Petroleum

f: نسبت مویست هوا

گروهین و بنزین، گازوئیل 1-4 JP

به کسبهای مختلف مورد استفاده قرار می گیرد



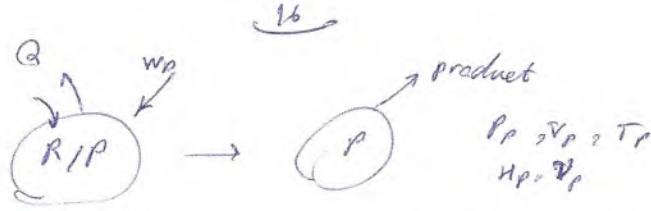
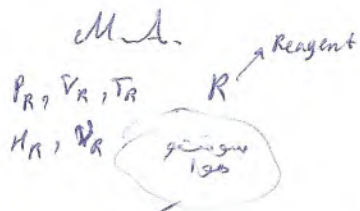
$$\begin{aligned} c_{pa} &= 1.005 \frac{kJ}{kg \cdot K} \\ c_{pg} &= 1.148 \frac{kJ}{kg \cdot K} \end{aligned}$$

CO, O_2, N_2

آلود کننده ها

زمانیکه دما از 1800 K بالاتر رود محصولات احتراق تجزیه می شوند

به لایه اوزون می رسد



ماخذ اول ترمودینامیک

$$R Q_P = (U_P - U_R) + R W_P \Rightarrow R Q_P = (\Delta U)_{P,T}$$

$$R Q_P = (U_P - U_R) + P(V_P - V_R) = H_P - H_R = (\Delta H)_{P,T}$$

$$P Q_R = (\Delta U)_{V,T}$$

$$R Q_P = (\Delta H)_{P,T}$$

$$(\Delta H)_{P,T} - (\Delta U)_{V,T}$$

گرایی واکنش!

درجه حرارت جتنا

$$T_0 = 25^\circ C = 298^\circ K$$

m_{H_2O} - جرم آب نقطه

رسانه ترکیب سوخت مشخص شود؛ می توان از آنالیز تشکیل

اجزای آن؟ مقدار حرارت واکنش رسد

$$H_P - H_R = (\Delta H)_{P,T}$$



$$\sum_{i=1}^n n_i h_{i,P} - \sum_{i=1}^n n_i h_{i,R} = \text{مقدار حرارت واکنش}$$

آنالیز تشکیل!

$h_{i,P}$ - آنالیز تشکیل و n - تعداد مول ها

ارزش حرارتی سوخت مقدار حرارت اعمال شده واکنش است که در دمای استاندارد بر واحد جرم سوخت در احتراق کامل

ارزش حرارتی (Q_{HHV}) : ارزش حرارتی که مقدار انرژی که در اثر تبدیل بخار آب، آب مایع محاسبه یا اندازه گیری

Heat value

ارزش حرارتی پایین

$$Q_{LHV} = Q_{HHV} - \left(\frac{m_{H_2O}}{m_F} \right)$$

شود - انرژی حرارتی بالایی گویند. Q_{HHV}

$$(\Delta H)_{P,T} = 0$$

$$H_P - H_R = 0 \rightarrow \text{فشار ثابت}$$

احتراق آدیاباتیک!

$$U_P - U_R = (\Delta U)_{V,T} = 0$$

محفظه احتراق

$$(H_{P,T} - H_{P,T_0}) - (H_{R,T} - H_{R,T_0}) = -(\Delta H)_{P,T_0}$$

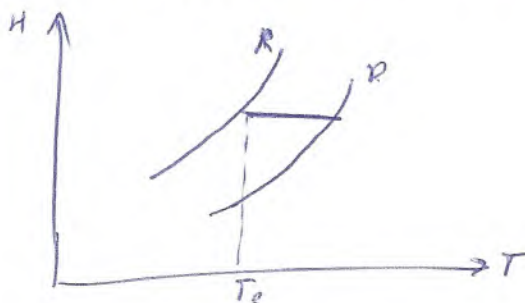
Nickel Base دار

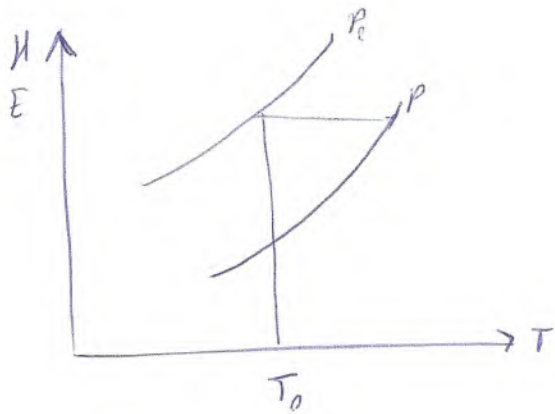
$$(H_{P,T} - H_{P,T_0}) - (H_{R,T} - H_{R,T_0}) + (\Delta H)_{P,T_0} = 0$$

مادر محفظه احتراق

corrosion گازهای داریم

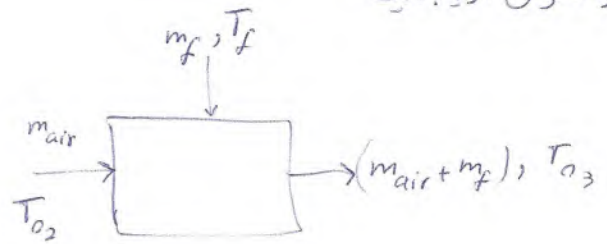
کلا یک لعاب می دهند تا این احتراق نیست





محفظه احتراق:

مراکز احتراق آدیاباتیک



$$H_P - H_R = 0$$

$$(m_{air} + m_f) C_{pg} T_{03} - m_{air} C_{pa} T_{02} - m_f C_{pf} T_f = 0$$

$$H_{P,T_0} - H_{R,T_0} = (\Delta H)_{P,T_0} \Rightarrow (H_P - H_{P,T_0}) - (H_R - H_{R,T_0}) = -(\Delta H)_{P,T_0}$$

$$(m_{air} + m_f) [C_{pg} T_{03} - C_{pg} T_0] - m_{air} [C_{pa} (T_{02} - T_0)] - m_f [C_{pf} (T_f - T_0)] = -(\Delta H)_{P,T_0}$$

$$-(\Delta H)_{P,T_0} = m_f \times Q_{LHV}$$

$$\frac{m_f}{m_{air}} = f$$

$$(1+f) [C_{pg} (T_{03} - 298)] - C_{pa} (T_{02} - 298) - f C_{pf} (T_f - 298) - f Q_{LHV} = 0$$

C_{pg} - مقدار میانگین C_p در دامنه حرارت $(T_{03}, 298)$

C_{pa} - مقدار میانگین C_p در دامنه حرارت $(T_{02}, 298)$

نمودار 2-15

انرژی محفظه احتراق

$$\eta_b = \frac{f_{th} \text{ نسبت سوخت به توان ایده آل بر } \Delta T_{th} \text{ معین}}{f_{ac} \text{ نسبت سوخت به توان واقعی بر } \Delta T_{th} \text{ معین}}$$

$$\propto \eta_b = \frac{\text{انرژی آزاد شده در حالت واقعی}}{\text{انرژی آزاد شده در حالت ایده آل}}$$

$$\eta, \text{ رانندگی مکانیکی} = \frac{W_{\text{output}}}{Q}$$

$$SFC = \frac{m_f}{W_{\text{output}}} \quad \text{صرف سوخت ویژه}$$

$$S.F.C = \frac{m_{\text{fuel}}}{m_{\text{air}} \cdot W_{\text{output}}} = \frac{f}{W_{\text{output}}} \quad \frac{\text{kg}}{\text{kw s}} \times 3600 = \frac{f \times 3600}{W_{\text{output}}} \quad \frac{\text{kg}}{\text{kw hr}}$$

$$\eta, \text{ رانندگی مکانیکی} = \frac{W_{\text{output}}}{Q}$$

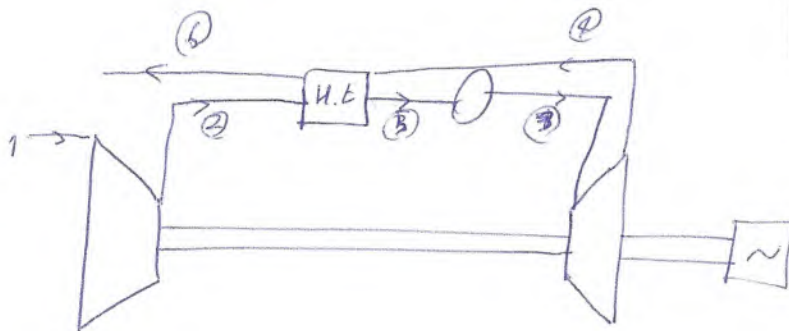
$$Q = m_f \times Q_{LHV} = m_f \cdot (\Delta H)_{25^\circ}$$

از این برای پایش سوخت

$$\eta_c = \frac{W_{\text{output}}}{m_f \Delta H_{25}} = \frac{m_{\text{air}} \cdot W_{\text{output}}}{m_f \Delta H_{25}}$$

$$= \frac{W_{\text{output}}}{f \cdot \Delta H_{25}} = \frac{3600}{S.F.C. \cdot \Delta H_{25}}$$

مثال اول:



نسبت فشار کمپرسور	4	افت فشار در لحظه احتراق	فشار خرابی 2%
T_{03}	1100 K	افزایش فشار در طول سرد شدن حرارتی	فشار خرابی 3%
η_c رانندگی ایزنتروپیک کمپرسور	0.85	افت فشار در طول گرم شدن حرارتی	0.04 bar
η_t رانندگی ایزنتروپیک توربین	0.87	کارایی میل	0.8
η_m رانندگی مکانیکی تلفات	0.98	$T_{04} = 288 K$	$P_{atm} = 1 \text{ bar}$

$$\eta_c, S.F.C \quad \frac{P_{03}}{P_{04}} = ?$$

$$T_{02} - T_a = T_{01} \left((P/R)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) / \eta_c = 288 \left(4^{0.286} - 1 \right) / 0.85 = 164.6 K$$

$$W_c = C_{p_a} (T_{02} - T_{01}) = 1.005 \times 164.6 = 166 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

$$W_t = C_{p_g} (T_{03} - T_{04}) = C_{p_g} T_{03} \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{03}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \eta_t$$

$$P_{02} = P.R. P_{01} = 1 \times 4 = 4 \text{ bar}$$

$$P_{03} = P_{02} (1 - \Delta P_{cc})$$

$$P_{03} = P_{02} (1 - \Delta P_{ac})$$

$$P_{03} = P_{02} (1 - \Delta P_{cc} - \Delta P_{HE})$$

$$P_{03} = P_{02} (1 - 0.02 - 0.03) = 4 \times 0.95 = 3.8 \text{ bar}$$

$$P_{04} = \underset{P_{06}}{P_6} + 0.04 = P_{atm} + 0.04 = 1.04 \text{ bar}$$

$$P_{04} = P_{06} + 0.04$$

$$\frac{P_{06}}{P_6} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$\frac{P_{03}}{P_{04}} = \frac{3.8}{1.04} = 3.65$$

$$W_t = 1.148 \times 1100 \times 0.87 \left(1 + \frac{1}{3.65^{0.248}}\right) = 304 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

$$W_{\text{output}} = 304 - 167 = 137 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

$$\Delta T_0 = T_{03} - T_{06}$$

$$\text{کارایی} = \frac{T_{05} - T_{02}}{T_{04} - T_{02}}$$

$$T_{02} = 452.6 \text{ K}$$

$$W_t = C_p (T_{03} - T_{04}) = 304 \Rightarrow T_{04} = 835 \text{ K}$$

$$0.8 = \frac{T_{05} - 452.6}{835 - 452.6} \Rightarrow T_{05} = 758 \text{ K}$$

$$\Delta T_0 = T_{03} - T_{05} = 1100 - 758 = 342 \text{ K}$$

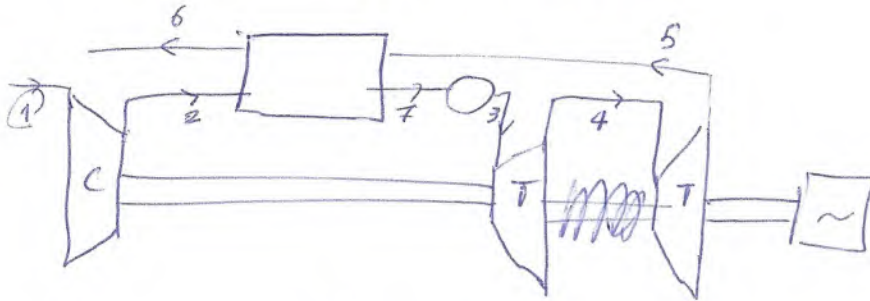
$$T_{05} = 758 \text{ K}$$

$$f_{th} = 0.0094 \rightarrow \eta_b = \frac{f_{th}}{f_{ac}} \rightarrow f_{ac} = \frac{0.0094}{0.98} = 0.0096$$

$$S.F.C = \frac{f \times 3600}{W_{\text{output}}} = \frac{0.0096 \times 3600}{137} = 0.252 \frac{\text{kg}}{\text{Kw.h}}$$

$$\eta_c = \frac{3600}{S.F.C. \Delta H_{25^\circ}} = \frac{3600}{0.252 \times 43100} = 0.33$$

میل براتی
راندها را 12 درصد افزایش
می دهد



مثال دوم:

دبی جوی ورودی موتور	100 kg/s	افت فشار در سطح احتراق	4%	فشار ورودی
نسبت فشار کمپرسور $P.R$	10	افت فشار در درخت سرد	3%	فشار ورودی
η_c	0.85	افت فشار در درخت داغ	5%	فشار ورودی
توربین کمپرسور η_{tc}	0.99	کارایی میل	0.75	
توربین آزار η_{te}	0.92	راندها، مکانیکی	0.99	
درجه حرارت ورودی T_{01}	1400 K	$T_{01} = 288 \text{ K}$ و $P_{01} = P_{atm} = 1 \text{ atm}$		
توربین		η_p ، راندها، مکانیکی	0.98	

در $S.F.C$ و سطح مقطع جوی گاز برای اینکه سرعت گازهای جوی 2 m/s باشد

$$T_{02} = T_{01} = T_{01} \left(P.R^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) / \eta_c = 288.15 \left(10^{0.286} - 1 \right) / 0.85 = 315.506 \text{ K}$$

$$T_{02} = 603.65 \text{ K}$$

$$W_c = C_{pa} (T_{02} - T_{01}) = 1.005 \times 315.506 = 317.084 \frac{\text{KJ}}{\text{kg}}$$

$$W_{ct} = \frac{W_c}{\eta_{ch}} = \frac{317.084}{0.99} = 320.286 \frac{\text{KJ}}{\text{kg}}$$

M.A.

21

اصول جویبرند، ما

$$W_{tc} = C_{pg} (T_{03} - T_{04}) \rightarrow T_{04} = T_{03} - \frac{W_{tc}}{C_{pg}} = 1400 - \frac{320.286}{1.148} = 1121 \text{ K}$$

$$\eta_{tc} = \frac{T_{03} - T_{04}}{T_{03} - T_{04}'} \Rightarrow T_{04}' = 1090 \text{ K}$$

$$\frac{P_{03}}{P_{04}} = \left(\frac{T_{03}}{T_{04}'} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{1400}{1090} \right)^{4.03} = 2.742$$

$$\frac{P_{03}}{P_{04}} = 2.742, \quad P_{04} = \frac{P_{03}}{2.742}, \quad P_{02} = P.R. \cdot P_{01} = 10 \text{ atm}$$

$$P_{07} = P_{02} (1 - \Delta P_{HG}) = 10 \times (1 - 0.03) = 9.7 \text{ atm}$$

$$P_{07} = P_{07} (1 - \Delta P_{cc}) = 9.7 \times (1 - 0.04)$$

$$P_{04} = \frac{9.7 \times 0.96}{2.742} = 3.396 \text{ atm}$$

$$P_{06} = P_{05} \times (1 - \Delta P_{HG}) = P_{05} \times 0.95$$

$$P_6 = P_{atm}, \quad C_6 = 2 \text{ m/s}$$

$$P_{06} = P_6 \left(1 + \frac{C_6^2}{2 C_p T_6} \right)$$

$$\left. \begin{array}{l} P_{05} = P_6 = P_{atm} \\ \Rightarrow P_{05} = \frac{1}{0.95} = 1.05 \text{ atm} \end{array} \right\}$$

$$\frac{P_{04}}{P_{05}} = \frac{3.396}{1.05} = 3.2263$$

$$\Rightarrow T_{04} - T_{05} = T_{04} \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{04}}{P_{05}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \eta_{tf} = 1121 \times \left(1 - \frac{1}{3.2263^{0.248}} \right) \times 0.92 = 260.1 \text{ K}$$

$$W_{tf} = C_{pg} (T_{04} - T_{05}) = 1.148 \times 260.1 = 298.604 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

$$W_{output} = m_{air} \times W_{output}$$

$$W_{output} = W_{tf} \times \eta_m = 298.618 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

$$\dot{m} = 100 \times 298.618 = 29861.8 \text{ (MW)}$$

$$\eta_{comb} = \frac{T_{07} - T_{02}}{T_{05} - T_{02}} = \frac{T_{07} - 603.656}{860.89 - 603.656} \rightarrow T_{07} = 796.58 \text{ K}$$

$$C_{pg} (T_{05} - T_{06}) = C_{pa} (T_{07} - T_{02}) \Rightarrow T_{06} = 691.996 \text{ K}$$

$$T_6 = T_{06} - \frac{C_6^2}{2C_p} = 691.896 - \frac{4}{2 \times 1148} = 691.894 \text{ K}$$

$$\frac{P_{06}}{P_0} = \left(\frac{T_{06}}{T_6} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$P_6 = P_{06}$$

$$m_{air} = \rho_6 \times C_6 A_6$$

$$A_6 = \frac{m_{air}}{\rho_6 C_6}, \quad \rho_6 = \frac{P_6}{RT_6} = \frac{101321}{287 \times 691.994}$$

$$\rho_6 = 0.51 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \Rightarrow A_6 = 98 \text{ m}^2$$

$$\Delta T_0 = 1400 - 796.58 = 603.42$$

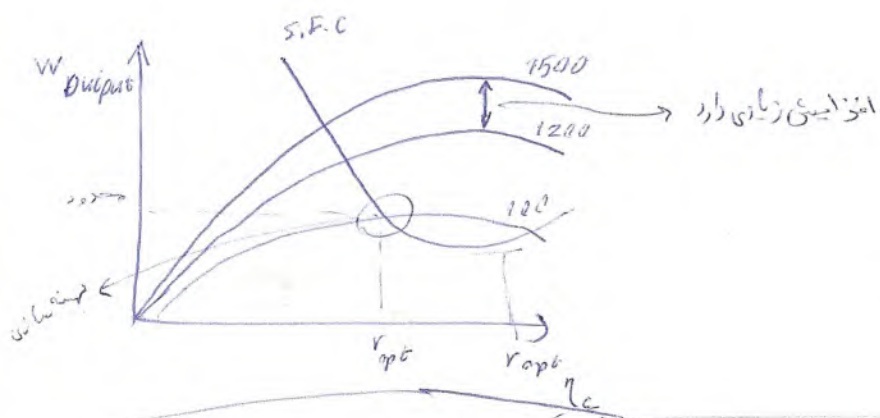
ارشک 1-15

$$f_{th} = 0.01746$$

$$f_{ac} = \frac{f_{th}}{\eta_b} = 0.0178$$

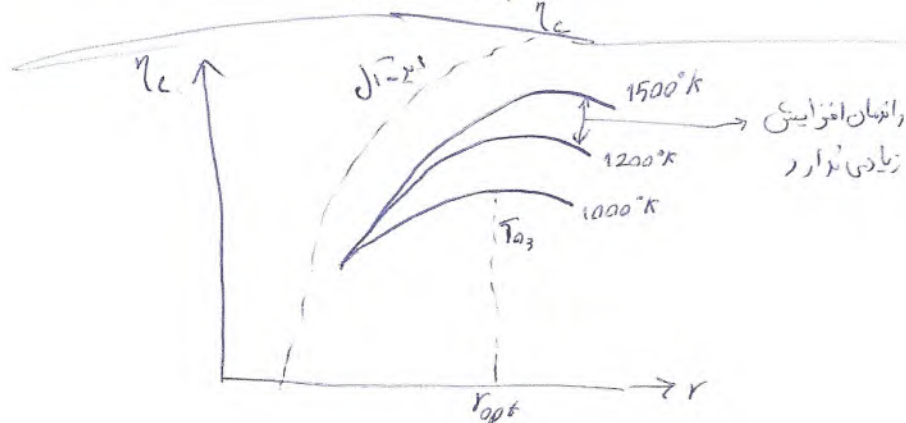
$$S.F.C = \frac{3600 \times 0.0178}{W_{output}} = 9.2167 \frac{\text{kg}}{\text{KWhr}}$$

$$\eta_c = \frac{W_{output}}{S.F.C. \cdot \Delta H_{29}} = 0.3853$$



مقایسه سیکل های واقعی در سیکل ایده آل :

$$r_{opt} \eta_c > r_{opt} W_{output}$$



$$\eta_c = \frac{W_{output}}{Q_0}$$

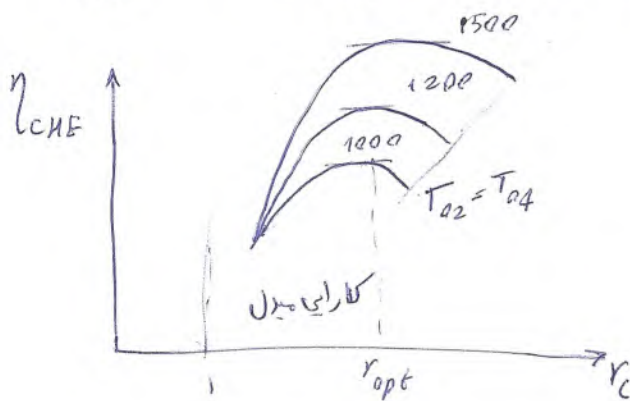
$$W_{output} = w_{output} \times m_{air}$$

$$T_{03} = 1500^\circ K, r = r_{opt}$$

$$\eta_{c\infty}, \eta_{t\infty} \quad 5\% \uparrow \longrightarrow 4\% \eta_c \uparrow, w_{output} = 65 \frac{kw.s}{kg}$$

$$\Delta P_{cc} \quad 5\% \text{ امت فشار} \longrightarrow 0 \longrightarrow \eta_c \quad 1.5\% \uparrow, w_{out} = 12 \frac{kw.s}{kg}$$

$$T_{atm} \uparrow \longrightarrow \eta_c \downarrow, w_{output} \downarrow$$



نتیجه:

با افزایش درجه حرارت احتیاجی به افزایش نسبت فشار نیست.

در حالت واقعی با افزایش درجه حرارت نسبت

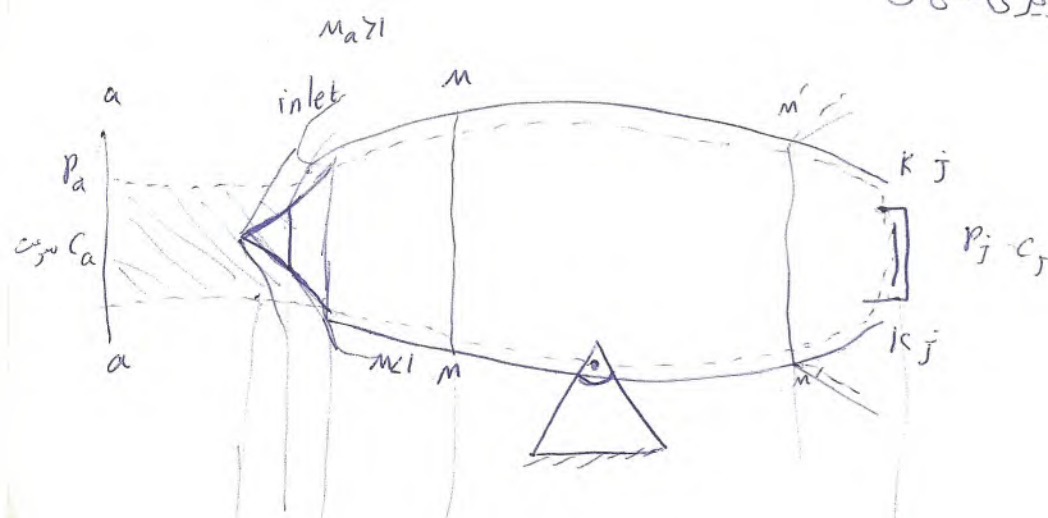
فشار بهینه افزایش می یابد

کارایی میل عامل موثری در بالا رفتن η_{che} می باشد

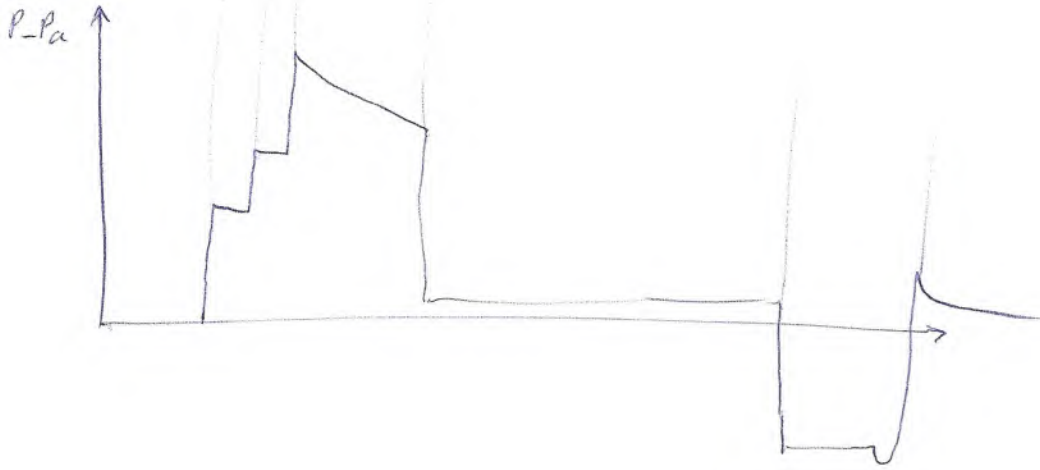
با افزایش کارایی میل نسبت فشار بهینه سبیل کاهش می یابد

موتور حرارتی، موتوری است که انرژی شیمیایی سوخت به کار مفید تبدیل می کند.

فصل سوم - موتورهای جت و ویژگی های آن



توزیع فشار



$$F_{eff} = F_{inter} - F_{ext}$$

ترانسیت موتور

F_{inter} : ترانسیت داخلی که برآیند تمام نیروهای فشار و اصطکاک بر سطوح داخلی موتور.

F_{ext} : برآیند تمام نیروهایی که بر اتاقک موتور از خارج وارد می شود.

$$F_{ext} = \int_{A_{inlet}}^{A_K} p dA + \int_{A_K}^{A_j} p dA + X_{friction}$$

dA : تصویر سطح جزء عمود بر مسیر حرکت جریان (بردار)

X_{fr} : نیروی اصطکاک با اتاقک موتور

$$\Sigma F = \frac{d}{dt} \int_{c.v.} \rho v dV + \int_{c.s} \rho v A dA$$

$$P_a A_a + F_{inter} - P_j A_j + \int_{A_a}^{A_{inlet}} p dA = m_{gas} c_j - m_{air} c_a$$

نیروهای جانبی (برآیند نیروهای فشار)

$$\Rightarrow F_{inter} = P_j A_j - P_a A_a - \int_{A_a}^{A_{inlet}} p dA + m_{gas} c_j - m_{air} c_a$$

$$F_{eff} = (P_j A_j - P_a A_a) + m_{gas} c_j - m_{air} c_a - \underbrace{\int_{A_a}^{A_{inlet}} p dA - \int_{A_{inlet}}^{A_j} p dA}_{\int_{A_a}^{A_j} p dA} - X_{fric}$$

معادله $\oint P_a dA = 0 \Rightarrow \int_{A_a}^{A_j} P_a dA + P_a A_a - P_a A_j = 0$

$$F_{eff} = m_g c_j - m_{air} c_a + A_j (P_j - P_a) - \underbrace{\int_{A_a}^{A_j} (P - P_a) dA - X_{fric}}_{\text{تراست موثر}}$$

if $M < 1$ $P = P_a \rightarrow X_{fric} = 0$

$$F_{eff} = m_g c_j - m_{air} c_a + A_j (P_j - P_a)$$

$$m_g = m_{air}$$

$$F = m (c_j - c_a) + \underbrace{A_j (P_j - P_a)}$$

افساض در نازل کامل نباشد $P_j > P_a$

if thrust is complete: $F = m (c_j - c_a)$

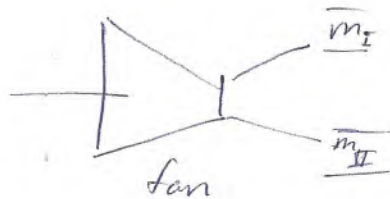
می توان دبی کم، و c_j بالا تولید کرد. مانند موتور توربو جت یا پادبی زیاد، c_j کم تولید کنیم مانند توربو پراپ

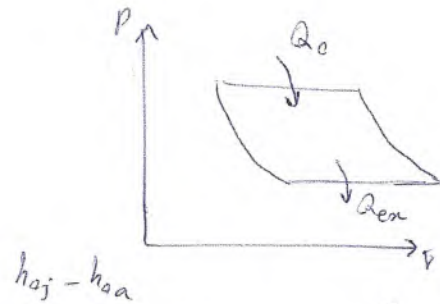
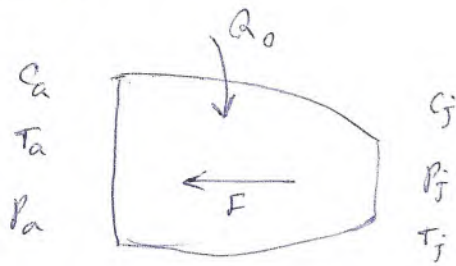
موتور برای هواپیما با سرعت پرواز بالا c_a لازم است c_j معوار فرنگی باشد یعنی موتور توربو جت یا موتور توربو پراپ

بناست کنار گذر پایین لازم است

هوادر پشت فن تقسیم می شود

$$\frac{m_I}{m_{II}} = \text{by pass ratio}$$





$$\oint \delta w = \oint \delta Q$$

$$Q_0 = m(h_{oj} - h_{oa}) = \underbrace{m c_p (T_j - T_a)}_{Q_{ex}} + m \frac{C_j^2 - C_a^2}{2}$$

$$Q_0 - m(h_{oj} - h_{oa}) = \oint \delta Q = \oint \delta w = m \frac{C_j^2 - C_a^2}{2}$$

$$\text{Thermal or internal efficiency} = \frac{\frac{m(C_j^2 - C_a^2)}{2}}{Q_0}$$

$$\text{Thrust power} = F \times C_a$$

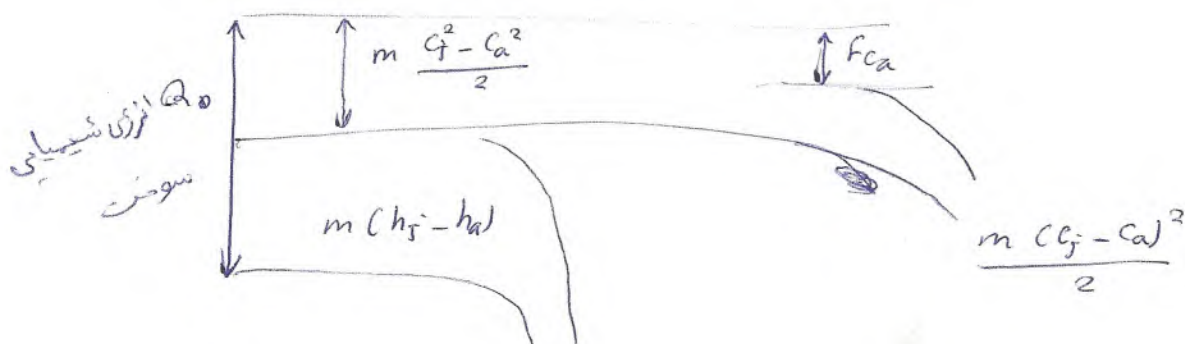
$$\text{propulsive or external eff} = \frac{F \times C_a}{m \frac{C_j^2 - C_a^2}{2}}$$

$$\Rightarrow P.E = \frac{m(C_j - C_a) C_a}{m \frac{C_j^2 - C_a^2}{2}} = \frac{2}{1 + \frac{C_j}{C_a}}$$

انگیزه جری،
 $T.E \propto I.E \longrightarrow P.R. \quad T:T$ بستگی دارد

$$P.E \uparrow \longrightarrow C_j \downarrow \quad , \quad C_a = 0 \longrightarrow P.E = 0$$

$$C_a = C_j \longrightarrow P.E = 1$$



overall eff $\frac{F \cdot Ca}{Q_o} = T.E \times P.E$ راندمان کل

مقایسه مشخص است برای افزایش راندمان کل باید هر دو راندمان (حرارتی و رانسی) را افزایش داد.

$T = T_b + B(H - H_b)$ اتمسفر استاندارد:

$P = P_b \left[1 + \frac{B}{T_b} (H - H_b) \right]^{-\frac{g}{BR}}$

T_b و H_b : دما و فشار در تئو پتانسیل

ارتفاع تئو پتانسیل	P_a	T_b	B
0	101325 Pa	288.15°K	-6.5
11 km	22632 Pa	216.65°K	0
20	5474.84 Pa	216.65°K	1
32			
47	868.014	288.65	2.8

داحتمرت، Power plant

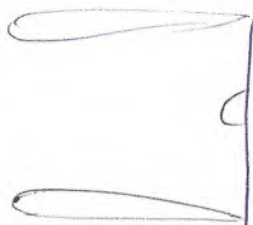
منظور از موتور جت خود موتور به همراه ورودی هوا و خروجی گازهای نازل است

ورودی هوا }
1- ورودی هوا مایه صوت
2- مایه فوق صوت

وظیفه اصلی ورودی هوا رساندن هوای مورد نیاز موتور با کمترین تلفات و آشفته‌گی

(distortion)

در ورودی هوای مایهون صوت نقش تراکم (تبدیل انرژی جنبشی به فشار) کم است



ولی در ورودی هوای مایهون صوت نقش تراکم بسیار زیاد است یعنی می‌تواند با کمترین تلفات انرژی جنبشی هوا را به فشار تبدیل کند

1- تراکم خارجی
 2- تراکم داخلی
 3- تراکم خارجی - داخلی

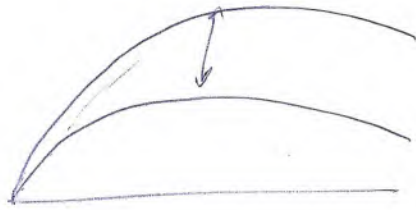
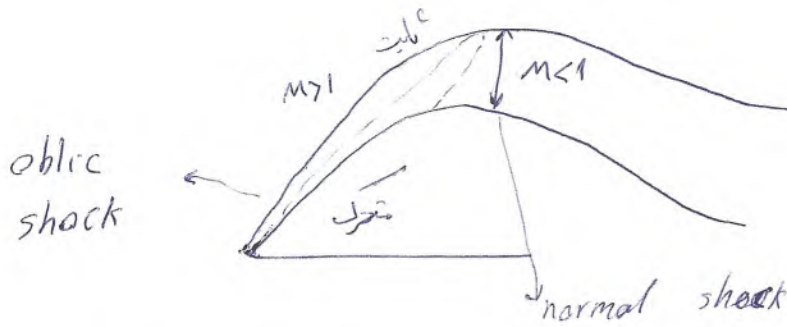
} مایهون صوت



در حالت تراکم داخلی کمترین تلفات را داریم البته به شرطی که بتوان به نقطه طراحی (design point)

رساند تا شوک‌های بوجود آمده از بین رود

در حالت تراکم خارجی چون تا قبل از ورود موتور تراکم صورت می‌گیرد معمولاً (در قسمت متحرک سوراخ داریم) مازد تا لایه مرزی وجود آمده را مکش کند

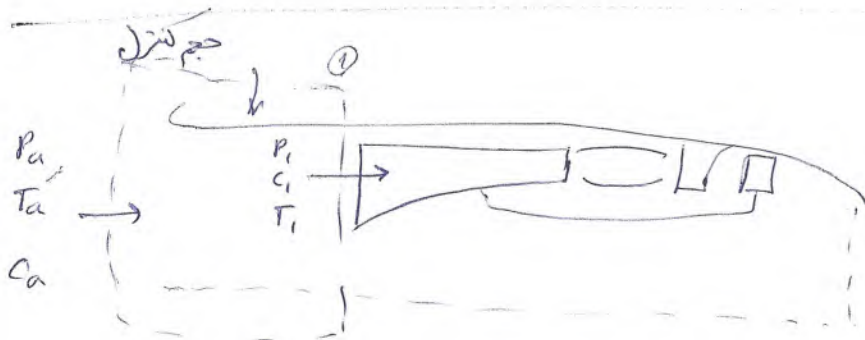


در حالت تراکم خارجی داخلی هم تراکم در خارج صورت می گیرد و هم در داخل که معمولاً برای هواپیماهایی که بالایی ماخ ≥ 3 پرواز می کنند

استفاده می شود

صفحه متحرک بایر به گونه ای تنظیم شود که normal shock دقیقاً در لنگه ای قرار گیرد

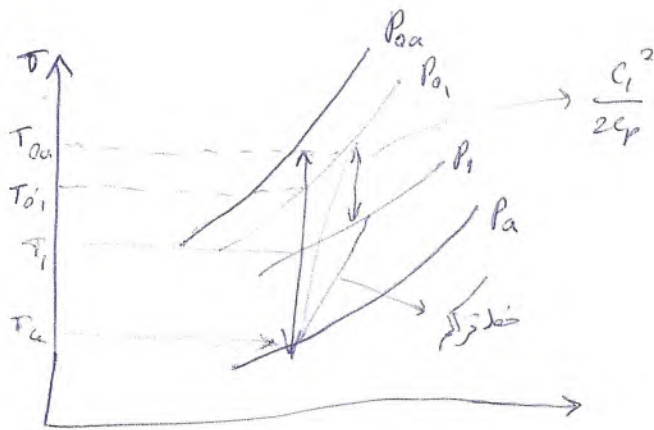
- برای هواپیما که در محدوده گذر صوت transonic پرواز می کنند $(M = 1.2, 1.3)$ است در این حالت ورودی هوا شبیه ورودی مادن صوت است ولی دارای بزرگای نیز هستند



قانون بقای انرژی

$$h_{10} = h_{1a} \Rightarrow T_{01} = T_{0a}$$

$$T_{01} = T_1 + \frac{c_1^2}{2c_p}$$



$$\uparrow C_a \rightarrow C_i$$

$$P_a < P_i$$

$$\eta_i = \frac{T_{0i}' - T_a}{T_{0i} - T_a}$$

تراکم آیزنتروپیک
فراآیند واقعی

1- راندمان آیزنتروپیک ورودی هوا
2- راندمان فشار

کارایی ورودی
هوا

$$T_{0i} - T_a = T_{0a} - T_a = \frac{C_a^2}{2c_p}$$

$$T_{0i}' - T_a = \eta_i \times \frac{C_a^2}{2c_p}$$

$$\left(\frac{P_{0i}}{P_a} = \left(\frac{T_{0i}'}{T_a} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{T_a + \eta_i \frac{C_a^2}{2c_p}}{T_a} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(1 + \eta_i \frac{C_a^2}{2c_p T_a} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right)$$

$$\Rightarrow P_{0i} = P_a (\quad)$$

فشار سکون در ورودی کمپرسور

$$P_{0i} = P_a \left(1 + \eta_i \frac{\gamma-1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

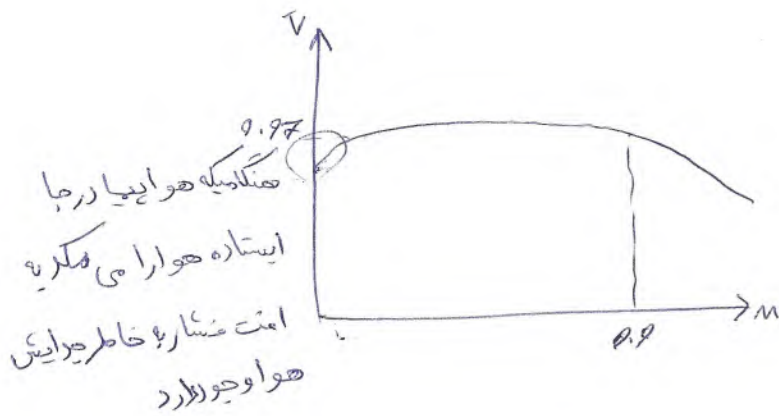
$$\eta_r = \frac{P_{0i} - P_a}{P_{0a} - P_a}$$

2- راندمان فشار

η_i, η_r مستقل از عدد ماخ = 0.8 می باشد

$$\sigma = \frac{P_{0i}}{P_{0a}} \quad \text{Pressure recovery factor}$$

$$= \frac{P_{0i}}{P_a} \times \frac{P_a}{P_{0a}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \times \frac{P_{0i}}{P_a}$$

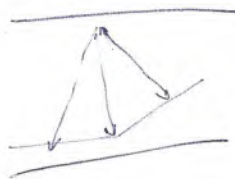
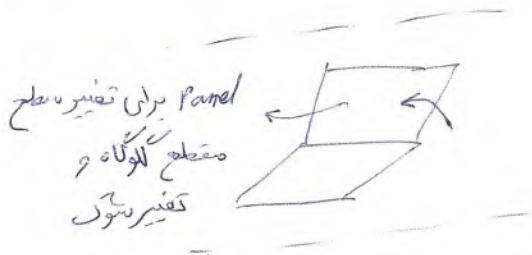


$$\left(\frac{P_{01}}{P_{00}} \right)_{\text{shock}} = 1 - 0.075 (M_a - 1)^{1.35}$$

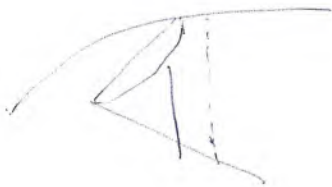
در کتاب

برای بدست آوردن V در $0.9 < M$

دو مکانیسم برای ایجاد شوک در ورودی هوا

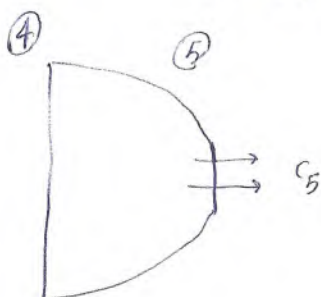
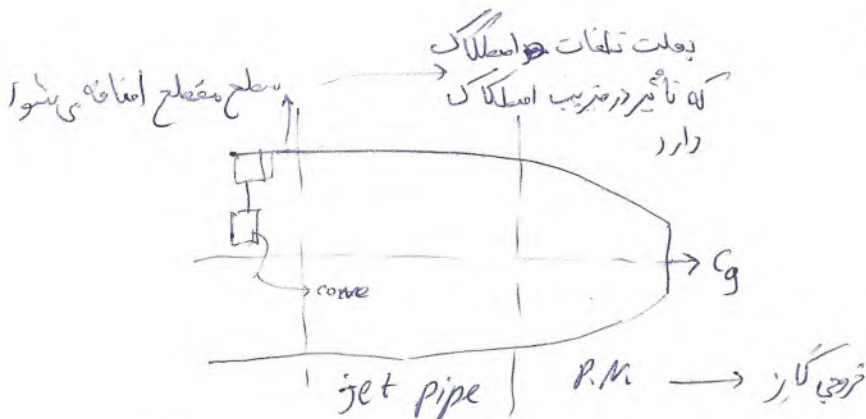


استفاده از پنل



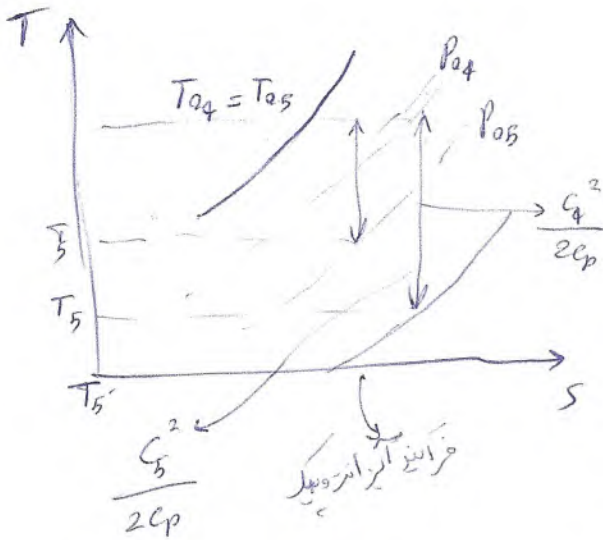
استفاده از مخروط

خروجی نازل نازل prop. Nuzzle



اولین بک ایفست که نازل سرعت در آن به سرعت صوت می رسد

یا نه یا اصطلاح چوک هست یا نه؟



فرض ترايز آيز تروپيد

$$\frac{P_{04}}{P_5} = \left(\frac{T_{04}}{T_5'} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$= \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_5^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

ومتی چوک می شود یعنی $M_5 = 1$, $\gamma = 1.33$

$$\Rightarrow \frac{P_{04}}{P_5} = \left(1 + \frac{0.33}{2} \right)^{\frac{1.33}{0.33}} = 1.853$$

اگر $\frac{P_{04}}{P_a} > 1.853$ می گوئیم نازل چوک شده حالت خنکی بر جوری آید

$$\frac{P_{04}}{P_a} = 10-12$$

موتورهای با نسبت فشار معمولی P.R نسبت فشار موجود $\frac{P_{04}}{P_a} > 1.853$

فشار ناخن $F < F$ انبساط ناخن $F > F$ انبساط لامل

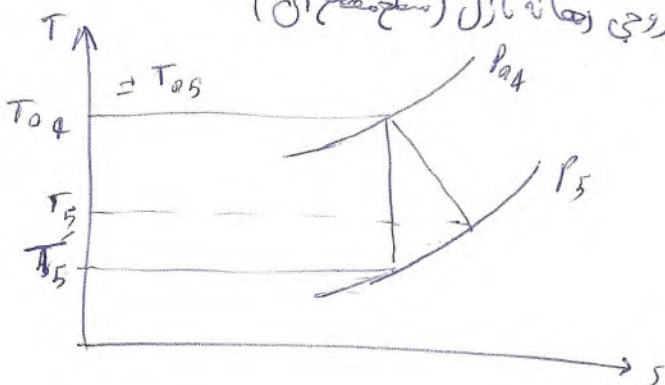
$$F = m(C_j - C_a) + A_j(P_j - P_a)$$

$P_5 = P_a$

علل تشکیل فنکون انبساط لامل

1- گذشتن گلگاه و اگر چیزی به ما نمی دهد چون ایجاد شوک می کنند که تلفات رایا لای برد

2- نسبت انبساط و اگر او هم متناسب است با خروجی رها نه نازل (سطح مقطع آن)



$$K_F = \frac{[m_a (C_5) + A_5 (P_5 - P_a)] / m_a}{\text{تراکم مخصوصی که در حالت ایجاز انبساط لبره آل تولید می شود}}$$

ترکیب مخصوص

$$K_F = \frac{C_5}{C_{5,ideal}}$$

رسانندگی انبساط کامل باشد

$$\eta_i = \frac{T_{04} - T_5}{T_{04} - T_5'} = \frac{\frac{C_5^2}{2C_p}}{\frac{C_{5,ideal}^2}{2C_p}}$$

را از میان این ترمینال نازل

در حالت:

$$P_5 = P_{atm}$$

۱- نازل چوک نباشد

$$T_{04} - T_5 = \eta_i (T_{04} - T_5')$$

$$T_{04} = T_{05} \Rightarrow \frac{C_5^2}{2C_p} = \eta_i \left(1 - \frac{T_5'}{T_{04}}\right) T_{04} = T_{04} \eta_i \left(1 - \frac{1}{\frac{T_{04}}{T_5'}}\right) \Rightarrow$$

$$\frac{P_{04}}{P_5} = \frac{P_{04}}{P_a} = \left(\frac{T_{04}}{T_5'}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{C_5^2}{2C_p} = \eta_i T_{04} \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{04}}{P_{atm}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}\right) \rightarrow F = m_a (C_5 - C_a)$$

$$C_5 = C_{\text{صوت}}, M_5 = 1$$

۲- نازل چوک باشد

$$\frac{T_{05}}{T_5} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_5^2\right) = \frac{\gamma+1}{2}$$

$$T_5 = T_{05} \times \frac{2}{\gamma+1}$$

$$\eta_i = \frac{T_{04} - T_5}{T_{04} - T_5'} \Rightarrow T_{04} - T_5' = (T_{04} - T_5) \times \eta_i^{-1}$$

$$\text{داریم} \quad \frac{P_{04}}{P_5} = \left(\frac{T_{04}}{T_5'} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{T_{04}}{T_{04} - \frac{T_{04} - T_5}{\eta_i}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{P_{04}}{P_5} = \frac{1}{\left(1 - \frac{1}{\eta_i} \left(1 - \frac{T_5}{T_{04}} \right) \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

$$P_5 = \frac{P_{04}}{\left(\frac{P_{04}}{P_5} \right)} \quad \left[\text{نسبت فشار} \right]$$

$$\Rightarrow \frac{P_{04}}{P_5} = \frac{1}{\left(1 - \frac{1}{\eta_i} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right) \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

نسبت فشار بحرانی اگر بیشتر
نازل چوک و اگر کمتر نازل چوک
نیست، یعنی

$$\frac{P_{04}}{P_a} \quad \text{نسبت فشار موجود} > \frac{P_{04}}{P_{cri}} \quad \text{نسبت فشار بحرانی} \rightarrow \text{نازل چوک}$$

$$\frac{P_{04}}{P_a} < \frac{P_{04}}{P_{cri}} \quad \text{نازل چوک نمی باشد}$$

مثال: موتور جت $H = 5000 \text{ m}$ و $C_a = 270 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

$$P.R = 8$$

$$T_{IT} = 1200 \text{ K}$$

$$\eta_c \text{ اینترکامپرسور} = 0.87$$

$$\eta_t = 0.9$$

$$\eta_i = 0.93$$

$$\eta_{\text{اینترتوربین نازل}} = 0.95$$

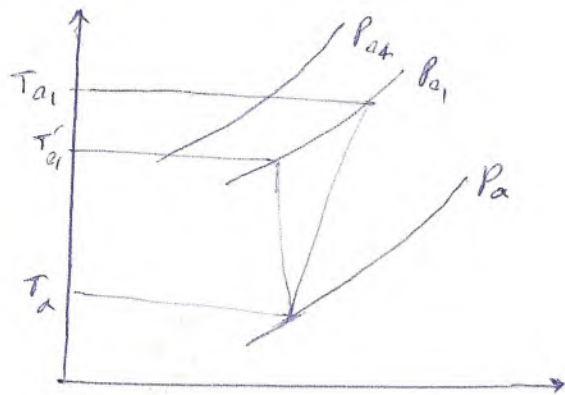
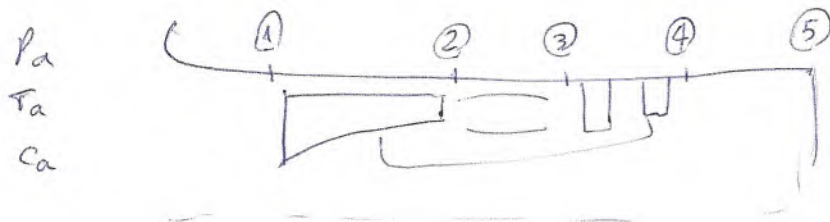
$$\eta_b \text{ راندمان احتراق} = 0.98$$

~~فشار ورودی~~
فشار ورودی = 4٪ افت فشار در لوله احتراق

$$P_a = 0.5405 \text{ bar}$$

$$T_a = 255.7 \text{ K}$$

مراست مخصوص S.F.C



$$\eta_i = \frac{T_{01}' - T_a}{T_{a1} - T_a}$$

$$P_{01} = P_a \left(1 + \eta_i \frac{C_a^2}{2C_p T_a} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$T_{01} = T_{0a} = T_a + \frac{C_a^2}{2C_p} = 255.7 + \frac{270^2}{2 \times 1005} = 292 \text{ K}$$

$$P_{01} = 0.5405 \times \left(1 + 0.93 \times \frac{270^2}{2 \times 1005 \times 255.7} \right)^{3.5} = 0.834 \text{ bar}$$

$$P.R = \frac{P_{02}}{P_{01}} = 8 \Rightarrow P_{02} = 0.834 \times 8 = 6.67 \text{ bar}$$

$$\eta_c = \frac{T_{02}' - T_{01}}{T_{02} - T_{01}} \rightarrow T_{02} - T_{01} = T_{01} \left(P.R^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) / \eta_c$$

$$T_{02} - T_{01} = 292 \times \left(8^{0.286} - 1 \right) / 0.87 = 272.5 \text{ K}$$

$$T_{02} = 292 + 272.5 = 564.5 \text{ K}$$

$$m_{\text{air}} C_{p_a} (T_{02} - T_{01}) / \eta_m = m_g C_{p_g} (T_{03} - T_{04})$$

$$W_t = \frac{W_c}{\eta_m}$$

$$T_{03} - T_{04} = \frac{C_{p_a} (T_{02} - T_{01})}{\eta_m C_{p_g}} = \frac{1005 \times 272.5}{0.99 \times 1.148} = 241 \text{ K}$$

$$T_{04} = 1200 - 241 = 959 \text{ K}$$

$$\eta_t = \frac{T_{03} - T_{04}}{T_{03} - T'_{04}} \Rightarrow T'_{04} = T_{03} - \frac{T_{03} - T_{04}}{\eta_t}$$

$$T'_{04} = 1200 - \frac{241}{0.9} = 932.2 \text{ K}$$

$$\frac{P_{03}}{P_{04}} = \left(\frac{T_{03}}{T'_{04}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \gamma = 1.33$$

$$\frac{P_{03}}{P_{04}} = \left(\frac{1200}{932.2} \right)^{\frac{1.33}{0.33}} \Rightarrow P_{04} = \frac{P_{03}}{\left(\frac{1200}{932.2} \right)^{4.03}}$$

$$P_{03} = P_{02} - \Delta P_{cc} = P_{02} (1 - 0.04) = 6.67 \times 0.96 = 6.4$$

$$P_{04} = 2.327 \text{ bar}$$

$$\text{نسبت } \frac{P_{04}}{P_a} = \frac{2.327}{0.5405} = 4.31 \Rightarrow 1.816$$

$$\text{نسبت فشار بحرانی} \left(\frac{P_{04}}{P_5} \right) = \frac{1}{\left(1 - \frac{1}{\eta_j} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right) \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = \frac{1}{\left(1 - \frac{1}{0.95} \left(\frac{0.33}{2.23} \right) \right)^{4.03}} = 1.946$$

$$T_5 = T_{04} \times \frac{2}{\gamma+1} = 959 \times \frac{2}{2.33} = 822 \text{ K}$$

$$P_5 = \frac{P_{04}}{\left(\frac{P_{04}}{P_5} \right)} = \frac{2.327}{1.946} = 1.215 \text{ bar}$$

$$S.T. = \frac{\dot{m}_{air}}{m_{air}} = \frac{m_{air} (C_5 - C_a) + A_5 (P_5 - P_a)}{m_{air}}$$

$$S.T. = (C_5 - C_a) + \left(\frac{A_5}{m_{air}} \right) (P_5 - P_{atm})$$

M.A.

37

اصول جویزنده ها

$$\frac{A_5}{m_{air}} \rightarrow m_{air} = f_5 \times C_5 \times A_5 \Rightarrow \frac{A_5}{m_{air}} = \frac{1}{f_5 C_5}$$

$$f_5 = \frac{P_5}{RT_5} = \frac{1.215 \times 10^5}{287 \times 827} = 0.515 \frac{kg}{m^2}$$

$$\left(\frac{2}{5+1} \right)^{100}$$

$$\frac{A_5}{m_{air}} = \frac{1}{0.515 \times 6} \quad \& \quad \phi_5 = \sqrt{8RT_5} = \sqrt{8 \times 287 \times 822} = 560.8 \frac{m}{s}$$

$$\frac{A_5}{m_{air}} = 0.003462$$

$$S.T = (560.8 \times 270) + 0.003462 \times 10^5 (1.215 - 0.5405) = 525 \frac{N \cdot s}{kg}$$

$$S.F.C = \frac{m_f}{F_R} = \frac{f_{ac} \cdot m_{air}}{m_{air} S.T.} = \frac{f_{ac}}{S.T.} \times 3600$$

$$\Delta T = T_{01} - T_{02} = 635.5 K$$

از شکل 2-15

$$T_{02} = 564.5 K$$

$$f_{th} = 0.0174 \Rightarrow f_{ac} = \frac{f_{th}}{\eta_b} = \frac{0.0174}{0.98}$$

$$f_{ac} = 0.0178$$

$$S.F.C = \frac{0.0178 \times 3600}{525} = 0.122 \frac{kg}{N \cdot hr}$$

مسئله 3.1 کتاب

mass flow $15 \frac{kg}{s}$ صورتورجت $C_a = 200 \frac{m}{s}$, $H = 7000 m$

P.R 8

$$T_{1T} = T_{01} = 1200 K$$

$$\eta_{pc} \text{ پمپ دبی } 0.87$$

$$\eta_{pr} \text{ پمپ دبی } 0.87$$

$$\eta_i \text{ ایرتوربیدر } 0.85$$

ایرتوربیدر
نازلایرتوربیدر
نازل η_m

0.95

0.97

0.99

ایست فشارده

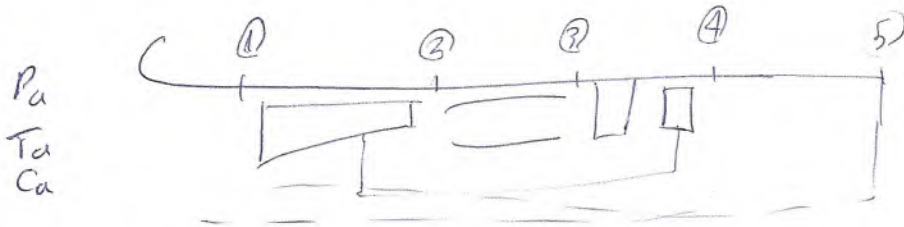
محفظه احتراق

6% افت دبی

$$P_a = 0.4056 \text{ bar}$$

$$T_a = 242.65 K \text{ اتمسفر}$$

تجربیات - S.F.C و سطح مقطع خروجی نازل A_5



نیو لایسنس

$$\eta_i = \frac{T_{01}' - T_a}{T_{01} - T_a} \quad P_{01} = P_a \left(1 + \eta_i \frac{C_a^2}{2c_p T_a} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$T_{01} = T_{0a} = T_a + \frac{C_a^2}{2c_p} = 242.65 + \frac{260^2}{2 \times 1005} = 276.28 \text{ K}$$

$$P_{01} = 0.4056 \left(1 + 0.95 \frac{260^2}{2 \times 1005 \times 242.65} \right)^{3.5} = 0.6253 \text{ bar}$$

$$P_{02} = P.R \times P_{01} = 0.6253 \times 8 = 5 \text{ bar}$$

کمی

$$\frac{n-1}{n} = \frac{\gamma-1}{\gamma \times \eta_{pc}} = \frac{0.4}{1.4 \times 0.87} = 0.3284$$

$$\left(\frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{n-1}{n}} = \left(\frac{T_{02}}{T_{01}} \right) = 1.19795$$

$$T_{02} = T_{01} \times 1.19795 = 276.28 \times 1.19795 = 546.92 \text{ K}$$

$$C_{p_g} (T_{03} - T_{04}) = \frac{C_{p_a} (T_{02} - T_{01})}{\eta_m} \Rightarrow T_{03} - T_{04} = \frac{C_{p_a} (T_{02} - T_{01})}{\eta_m \times C_{p_g}}$$

$$T_{03} - T_{04} = \frac{1.005 \times (546.92 - 276.28)}{0.99 \times 1.148} = 239.32 \text{ K}$$

$$T_{04} = 1200 - 239.32 = 960.67 \text{ K}$$

کمی

$$\frac{n-1}{n} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \times \eta_{pt} = \frac{0.33}{1.37} \times 0.87 = 0.2158$$

$$\frac{P_{03}}{P_{04}} = \left(\frac{T_{03}}{T_{04}} \right)^{\frac{n}{n-1}} = \left(\frac{1200}{960.67} \right)^{4.6339} = 28.032$$

$$P_{03} = P_{02} - \Delta P_{ce} = 5 \times (1 - 0.06) = 4.7 \text{ bar}$$

$$P_{04} = \frac{4.7}{2.8032} = 1.6766 \text{ bar}$$

$$\text{نسبت ضربه و هوای} \quad \frac{P_{04}}{P_a} = \frac{1.6766}{0.4686} = 4.1337$$

$$\text{نسبت ضربه و هوای} \left(\frac{P_{04}}{P_5} \right) = \frac{1}{\left(1 - \frac{1}{\eta_s} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right)} = 1.916 < 4.1337$$

$$T_5 = T_{04} \times \frac{2}{\gamma+1} = 960.67 \times \frac{2}{2.33} = 824.609 \text{ K}$$

$$P_5 = \frac{P_{04}}{\left(\frac{P_{04}}{P_5} \right)} = \frac{1.6766}{1.916} = 0.8746 \text{ bar}$$

$$A_5 = \frac{m_{\text{air}}}{f_5 C_5}$$

$$C_5 = \sqrt{\gamma R T_5} = 561.03 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$f_5 = \frac{P_5}{R T_5} = \frac{0.8746 \times 101321}{287 \times 824.609} = 0.3744 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$A_5 = \frac{15}{561.03 \times 0.3744} = 7.14 \times 10^{-2} \text{ m}^2$$

$$F_N = m_{\text{air}} (C_5 - C_a) + A_5 (P_5 - P_{\text{atm}}) = 15 (561.03 - 260) + 7.14 \times 10^{-2} \times 101321 (0.8746 - 0.4056)$$

$$F_N = 7908.56 \text{ N} = 7.908 \text{ kN}$$

$$\text{S.F.C} = \frac{d_{\text{air}} m_f}{F_N} \times 3600$$

$$\Delta T = T_{03} - T_{02} = 853$$

$$T_{02} = 546.92$$

$$\left. \begin{array}{l} \Delta T = T_{03} - T_{02} = 853 \\ T_{02} = 546.92 \end{array} \right\} \rightarrow f_{th} = 0.0173$$

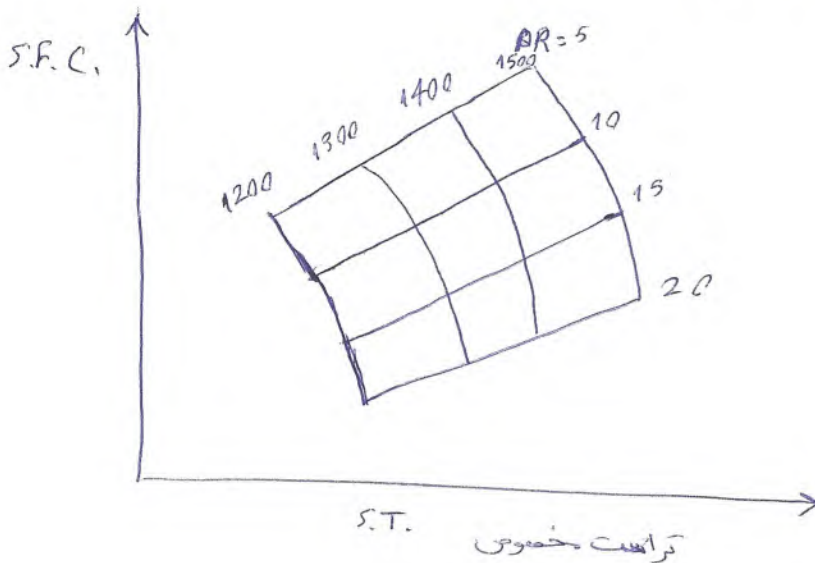
$$f_{ac} = \frac{f_{th}}{\eta_b} = \frac{0.0173}{0.97} = 0.0178$$

2.15 اکتبر

$$S.F.C = \frac{0.0178 \times 3600 \times 15}{7908.56} = 0.1217 \frac{\text{kg}}{\text{N.hr}}$$

P.R, T_{ET}

نهییه سازی موتور جیت !



افزایش T_0 یا T_{ET} باعث افزایش قابل ملاحظه تراشت مخصوص افزایش می یابد

ولی با خراب شدن با افزایش T_{ET} ، $F_m = m_{air}$ معین $S.F.C$ هوالت

برخلاف سیکل گاز توربین می باشد. یعنی با افزایش T_{ET} و در حرات ورودی و توربین $\rightarrow$ رسیکل $\rightarrow$ رتوربین مولی یک

نسبت فشار ثابت $S.F.C$ کاهش می یابد

$$S.T. \uparrow \rightarrow C_f \uparrow$$

$$P.E. \downarrow = \frac{2}{1 + \frac{C_f}{C_a}}$$

$$O.E. = T.E. \uparrow \text{ , } P.E. \downarrow \sim \frac{1}{S.F.C.}$$

$m \uparrow$ ، $H = \text{const}$ با ارتفاع ثابت

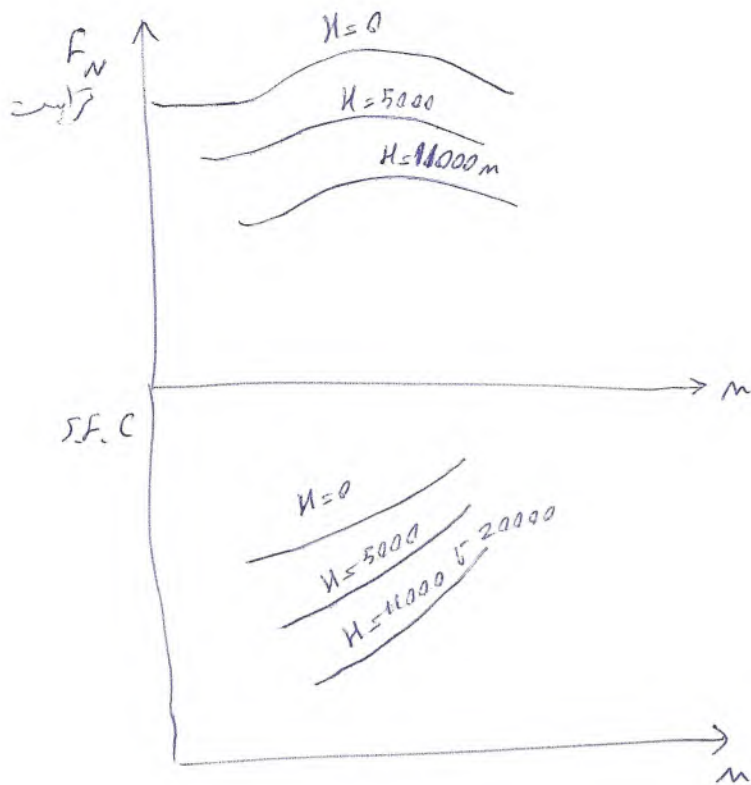
$$S.T. \downarrow \text{ : } S.F.C. \uparrow$$

$$-C_f + C_a \uparrow \text{ , } T_0 \uparrow$$

$$S.T. \uparrow \text{ , } S.F.C. \downarrow$$

$$C_a - C_f \uparrow$$

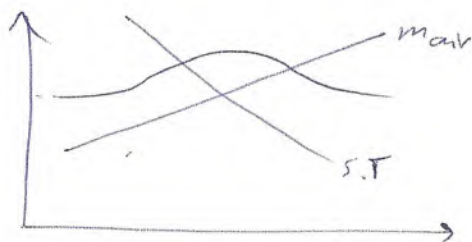
اگر سرعت ثابت و $H \uparrow$



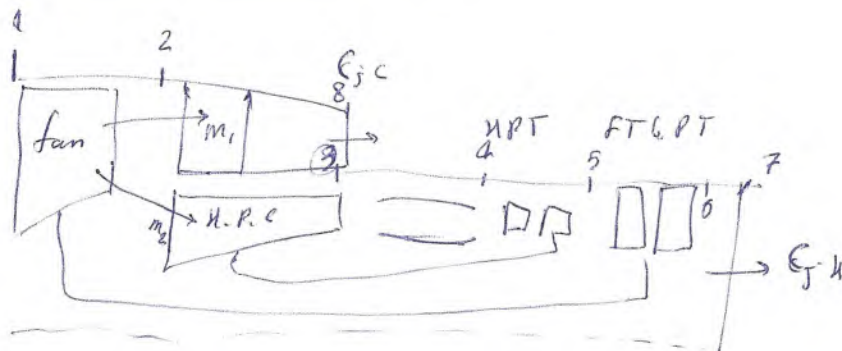
Performance

بهترین حالت Cruise، وقتی که راننده سوخت به هوا بیشتر کاهش می یابد

با افزایش سرعت S.T کاهش می یابد. اما دبی هوا افزایش می یابد که منحنی بالا را حادتر می کند



است



توربو فن یا جویگزنده ها

$$Bypass\ ratio = \frac{m_F}{m_H}$$

B.R (بایپس راتو) تا ۸ و (۸۸-۸۰) استفاده می شود

تراست داغ + تراست سرد = تراست کل

cold th
80% + 20%

Hot th
By Pass ratio

بالترتیب
 { T.P.R
 T.T
 F.P.R
 B.R

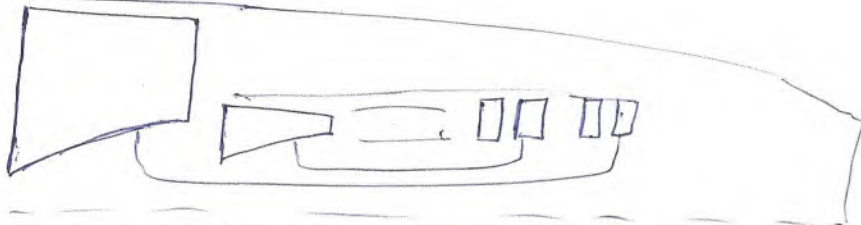
$$\text{کار مورد نیاز فن} = \sum m \times c_{p_a} (T_{02} - T_{01})$$

$$\text{کار تولیدی توربین من} = \frac{\sum m c_{p_a} (T_{02} - T_{01})}{\eta_m} = m_2 c_{p_g} (T_{05} - T_{06})$$

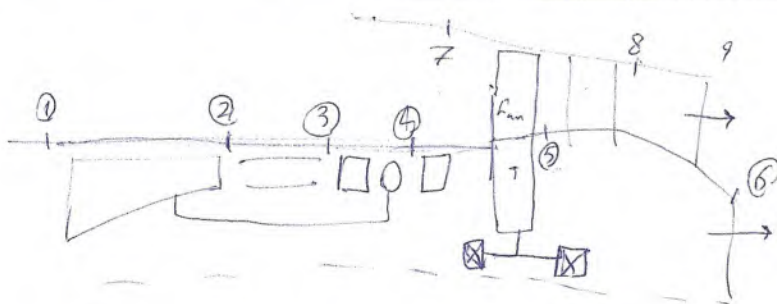
$$\sum m = M_I + M_{II}$$

$$B.R = \frac{m_I}{m_{II}}$$

$$T_{05} - T_{06} = \frac{(m_2 + m_{II}) c_{p_a} (T_{02} - T_{01})}{\eta_m \times c_{p_g} \times M_{II}} = (B+1) \frac{c_{p_a} (T_{02} - T_{01})}{\eta_m c_{p_g}}$$



توربین با مخلوط شدن جریانها



at fan

$\sum m$ دبی هوای کل	$40 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$	T_{01}	1300K
B نسبت فشارگر	1.5	اشاره فشار در محفظه احتراق	فشار ورودی 4%
نسبت فشار فن	1.7	راندمان اینتر ویک توربین کمپرسور	η_{tc} 0.90
نسبت فشار کمپرسور	8	فن " " " " " " " "	η_{tf} 0.92
راندمان اینتر ویک کمپرسور	0.85	راندمان مکانیکی	η_m 0.99
راندمان اینتر ویک فن	0.87	راندمان احتراق	η_b 0.98

انرژیهای آنتروپیک در دماهای مختلف، η_j 0.85

$$T_a = 288.15 K$$

$$P_a = 1 \text{ atm}$$

solve: $m_h = \frac{\dot{E}_m}{B+1} = \frac{40}{2.5} = 16 \text{ kg/s}$ $m_c = 24 \text{ kg/s}$

$$m_c = \frac{\dot{E}_m}{B+1}$$

$$T_{01} = T_a = 288.15 K \quad P_{01} = P_a = 1 \text{ atm}$$

$$T_{02} = T_{01} = T_{01} \left(PR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) / \eta_c = 288.15 (8^{0.286} - 1) / 0.85 = 275.3 K$$

$$T_{02} = 563.45 K \quad P_{02} = P_{01} \times PR = 8 \text{ atm}$$

$$W_c = C_{p_a} (T_{02} - T_{01}) = 1.005 \times 275.3 = 276.67 \frac{kJ}{kg}$$

$$W_{te} = \frac{W_c}{\eta_m} = \frac{276.67}{0.99} = 279.47 \frac{kJ}{kg} = C_{p_g} (T_{03} - T_{04})$$

$$T_{03} - T_{04} = \frac{279.47}{1.148} = 243.4 K \rightarrow T_{04} = 1056.5 K$$

$$\eta_{th} = \frac{T_{03} - T_{04}}{T_{03} - T_{04}'} \Rightarrow T_{04}' = 1029.55 K \quad \frac{P_{03}}{P_{04}} = \left(\frac{T_{03}}{T_{04}'} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\gamma = 1.33$$

$$\frac{P_{03}}{P_{04}} = \left(\frac{1300}{1024.25} \right)^{4.03} = 2.56 \Rightarrow P_{03} = P_{02} - \Delta P_{cc}$$

$$P_{03} = P_{02} (1 - 0.04) = 7.63 \text{ atm} \Rightarrow P_{04} = 3 \text{ atm}$$

$$W_F = M_c C_{p_a} (T_{08} - T_{07})$$

$$T_{01} = T_{07} = 288.15 K \Rightarrow T_{08} - T_{07} = T_{07} \left(PR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) / \eta_f$$

$$\Rightarrow T_{08} - T_{07} = 288.15 (1.2^{0.286} - 1) / 0.87 = 54.25 K$$

$$T_{08} = 342.4 K$$

$$W_F = 24 \times 1.005 \times 54.25 = 1308.51 \text{ kW} = W_{teF}$$

$$W_{tf} = m_h C_{pg} (T_{04} - T_{05}) \Rightarrow T_{04} - T_{05} = 71.238 \text{ K}$$

$$T_{05} = 985.26 \text{ K} : \eta_{tf} = \frac{T_{04} - T_{05}}{T_{04} - T_{05}'} \Rightarrow T_{05}' = 979.06$$

$$\frac{P_{04}}{P_{05}} = \left(\frac{T_{04}}{T_{05}'} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma+1}} = \left(\frac{1056.5}{979.06} \right)^{4.03} = 1.359 \Rightarrow P_{05} = 2.207 \text{ atm}$$

نازل من $\frac{P_{08}}{P_{atm}} = 1.7 < 1.853$ نسبت فشار موجود

$$T_{08} - T_9 = T_{08} \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{08}}{P_{atm}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \eta_j = 48.8 = \frac{C_9^2}{2C_p}$$

نازل من چک نمی باشد

$$\text{تراست فن} = m_c \cdot C_9 = 24 \times 303.41 = 7281.99 \text{ N}$$

نازل داغ

نسبت فشار موجود $\frac{P_{05}}{P_{atm}} = 2.207$

نسبت فشار برای $\gamma = 1.33$

$$\frac{P_{05}}{P_6} = \frac{1}{\left(1 - \frac{1}{\eta_j} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right) \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = 1.9116 < 2.207$$

نازل داغ چک نمی باشد

$$T_6 = T_{05} \frac{2}{\gamma+1} = 985.2 \times \frac{2}{2.33} = 845.716 \text{ K}$$

$$C_8 = \sqrt{\gamma R T_6} = \sqrt{1.33 \times 287 \times 845.716} = 568.17 \text{ m/s}$$

$$\text{تراست داغ} = m_h C_8 + A_8 (P_8 - P_{05})$$

$$m_h = P_8 C_8 A_8, P_8 = \frac{P_6}{RT_6}, P_6 = \frac{P_{05}}{\left(\frac{P_{05}}{P_6} \right)} = \frac{4.07}{1.916}$$

$$P_6 = 1.1518 \text{ atm}$$

$$A_8 = 0.05856 \text{ m}^2$$

$$P_6 = \frac{1.1518 \times 101321}{287 \times 845.416} = 0.4806 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\text{تراست داغ} = 18 \times 568.17 + 0.05856 \times 101321 (1.1518 - 1) = 9991.59 \text{ N}$$

$$\text{تراست کل} = 17273.4 \text{ N}$$

M.A.

$$\begin{cases} \Delta T = T_{O_3} - T_{O_2} = 736.55 K \\ T_{O_2} = 563.45 \end{cases}$$

افزایش (ما محفظه احتراق)

مثال 2.15

$$f_{th} = 0.0204 \rightarrow f_{ac} = 0.0208$$

$$m_f = m_h \times f_{ac}$$

$$m_f = 3.33 \times 10^{-1} \frac{kg}{s}$$

$$S.F.C = \frac{m_f}{F_N} \times 3600$$

$$= \frac{3.33 \times 10^{-1} \times 3600}{17273.4} = 6.936 \times 10^{-2} \frac{kg}{N \cdot hr}$$

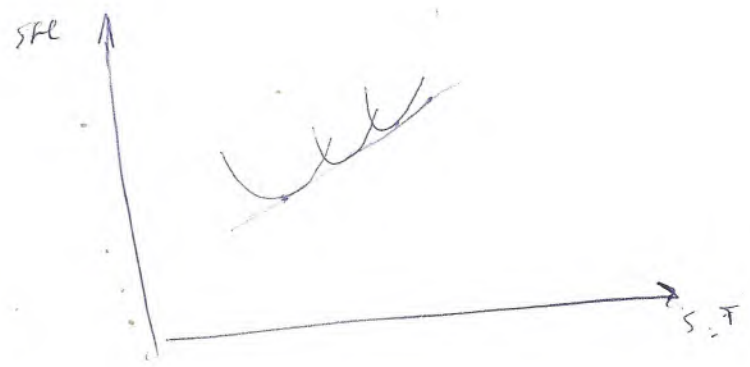
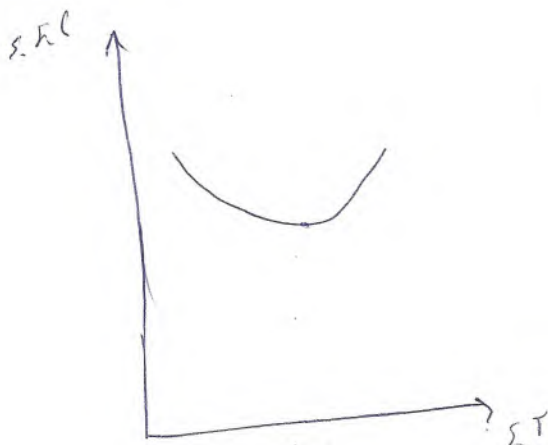
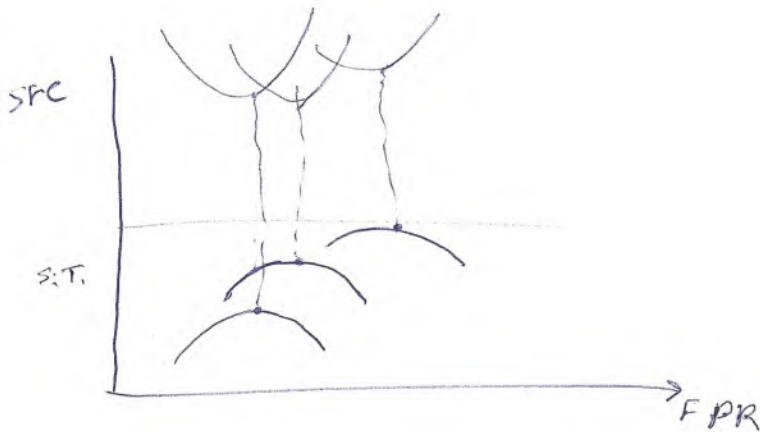
پهنه سازی موتور توربو؟

$$\left\{ \begin{array}{l} OPR \\ T_{IT} \end{array} \right\} \text{نسبت فشار کل} \quad \text{موتور رجت}$$

$$B \quad \text{نسبت کنارگذر}$$

$$FPR \quad \text{نسبت فشار رجت}$$

نسبت فشار کل ثابت ، نسبت کنارگذر ثابت



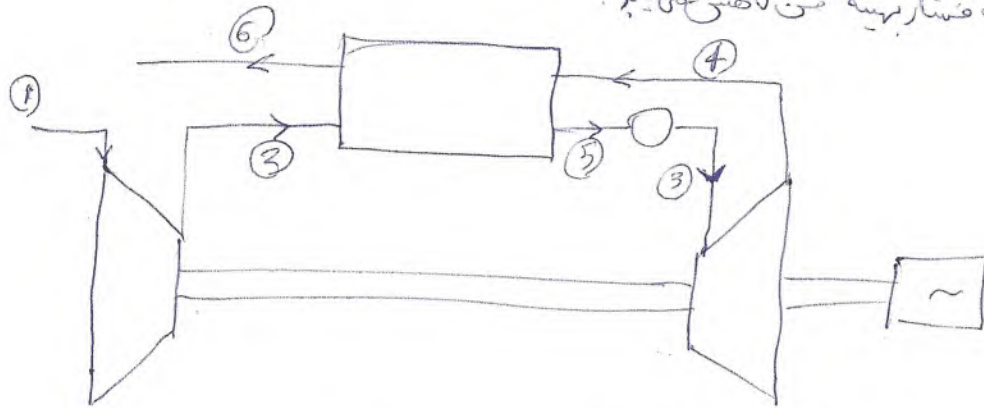
نتایج:

۱- با افزایش نسبت کنار گذر S.F.C کاهش و T در هم کاهش می یابد

۲- با افزایش درجه حرارت ورودی و توربین نسبت فشار من بهینه افزایش می یابد

۳- با افزایش کنار گذر نسبت فشار بهینه من کاهش می یابد

حل کوئیز ۱:



PR	4	افت فشار در محفظه احتراق	فشار ورودی 4%
η_c آیزنتروپیک	0.85	T_{04} درجه حرارت خروجی از توربین	760 K
حجمی هوا	0.7 kg/s	η_m	0.98
افت فشار در طرف سرد میل	3%	η_b	0.98
کوم میل	4%		
کلایی میل	0.75		

$$T_a = 288.15 K$$

$$P_a = 1 \text{ atm}$$

اگر کار تولیدی $W_{out} = 75 \text{ kW}$ باشد مطلوب است درجه حرارت ورودی به توربین T_3 ، رانندگی آیزنتروپیک

توربین، رانندگی سیکل S.F.C

$$T_{02} - T_{01} = T_{01} \left(PR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) / \eta_c = 288.15 (4^{0.286} - 1) / 0.85$$

$$= 164.95 K \rightarrow T_{02} = 453.1 K$$

$$W_c = C_{p_a} (T_{02} - T_{01}) = 1.005 \times 164.95 = 165.776 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

$$W_{tc} = \frac{W_c}{\eta_m} = \frac{165.776}{0.99} = 167.45 \frac{\text{kg}}{\text{kg}}$$

$$W_{tc} = m_{air} W_{ts} = 0.7 \times 167.45 = 117.21 \text{ kW}$$

$$W_t = W_{output} + W_{tc} = 117.21 + 75 = 192.216 \text{ kW}$$

$$W_t = m_g \cdot c_{pg} (T_{03} - T_{04}) = 192.216$$

$$T_{03} - T_{04} = \frac{192.216}{0.7 \times 1.048} = 239.193 \text{ K}$$

$$T_{03} = 760 + 239.193 = 999.193 \text{ K}$$

$$P_{02} = P_{01} \cdot PR = 4 \text{ atm} \quad \text{و} \quad P_{05} = P_{02} - \Delta P_{HE}^{0.03 P_{02}}$$

$$P_{05} = P_{02} (1 - 0.03) = 3.88 \text{ atm}$$

$$P_{03} = P_{05} - \Delta P_{cc}^{0.04 P_{05}} = P_{05} (1 - 0.04) = 3.728$$

$$P_{03} = P_{02} (1 - 0.03)(1 - 0.04)$$

$$P_{06} = 1 \text{ atm} \quad \text{و} \quad P_{06} = P_{04} - \Delta P_{HE.H}$$

$$P_{06} = P_{04} - 0.04 P_{04} = P_{04} (1 - 0.04) \Rightarrow P_{04} = \frac{1}{0.96}$$

$$P_{04} = 1.041 \quad \text{و} \quad \frac{P_{03}}{P_{04}} = \frac{3.7248}{1.041} = 3.575$$

$$\eta_t = \frac{T_{03} - T_{04}}{T_{02} - T_{04}} = \frac{T_{03} - T_{04}}{T_{03} \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{03}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right)} = 0.8835$$

$$\eta_{\text{مجموعه}} = \frac{T_{05} - T_{02}}{T_{04} - T_{02}} = \frac{T_{05} - 453.1}{760 - 453.1} \rightarrow T_{05} = 683.275 \text{ K}$$

$$T_{05} = 683.275 \text{ K} \quad \Delta T = T_{03} - T_{05} = 315.918$$

$$f_{th} = 0.00815$$

از شکل 2.15 ←

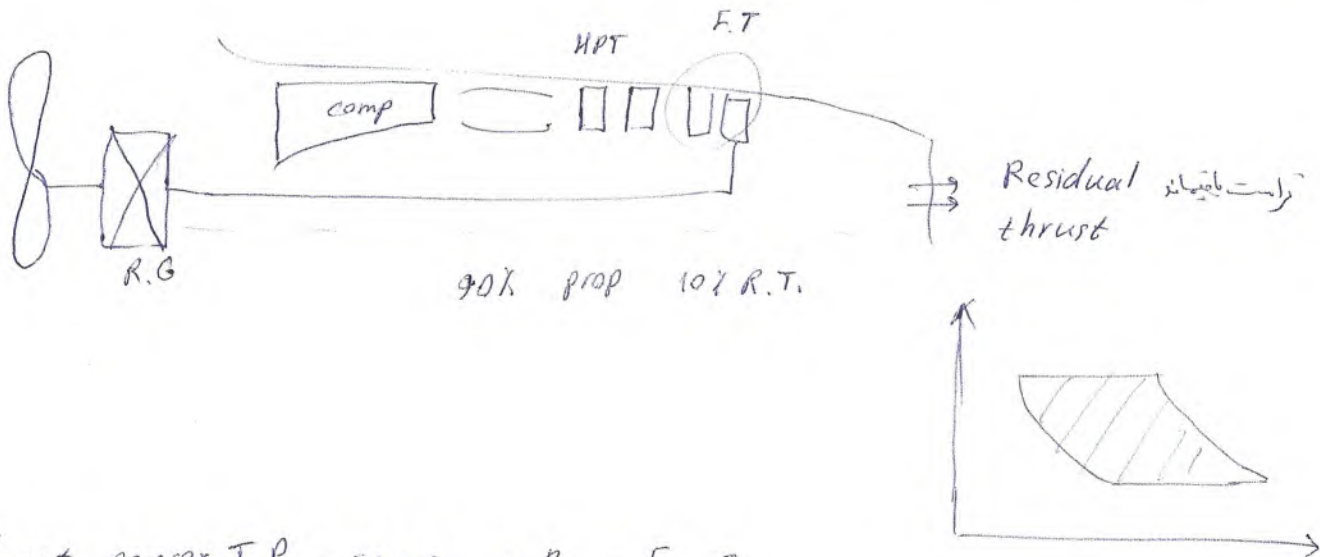
$$f_{ac} = \frac{f_{th}}{\eta_b} = \frac{0.00815}{0.98} = 0.008316$$

$$m_f = m_{air} \times f_{ac} = 5.821 \times 10^{-3} \frac{kg}{s}$$

$$S.F.C = \frac{m_f}{W_{output}} \times 3600 = \frac{f_{ac}}{W_{output}} \times 3600 = 0.2794 \frac{kg}{Kw.hr}$$

$$\eta_c = \frac{W_{out}}{Q_o} = \frac{75}{5.821 \times 10^{-3} \times 4300} = 0.2989$$

تراست موتور توربو فن با افزایش ارتفاع سریعتر از تراست موتور توربو جت کاهش می یابد.



$$\text{Thrust power T.P} = sp \times \eta_{prop} \times \eta_{GR} + F_N \cdot C_a$$

$\eta_{R.G}$ - رانندگی گیرکین

shaft power : s.p

C_a - سرعت پرواز

η_{prop} رانندگی ملخ

$$EP = sp + \frac{F_N \cdot C_a}{\eta_{prop} \times \eta_{GR}}$$

$$\eta_{prop} = 0, C_a = 0$$

$$B \quad 1kw \rightarrow 8.5N$$

$$B \quad 7 \dots 17$$

دقتی در محاسبه است

$$EP = sp + \frac{F_N}{B}$$

رانش توربو پروپ
مواکف سرعت 0.5M
است

افزایش موثرت تر است

- 1- water / metanol injection
2- After burner

① یا در ورود به کمپرسور آب یا الکل را به هنگام ورود به محفظه احتراق

mass flow

$$F_M = m(C_i - C_a) + A_1(P_i - P_a)$$

 $T_{01} \downarrow$

$$W_C = C_p(T_{02} - T_{01}) \rightarrow PR \uparrow \rightarrow P_{02} \uparrow \rightarrow P_{03} \uparrow \rightarrow \frac{P_{04}}{P_{02}} \uparrow \rightarrow C_f \uparrow$$

 $m \uparrow$

$$\rightarrow m + \Delta m$$

دری ناز عبوری از کمپرسور $\uparrow$

پایه آب در محفظه احتراق

$$W_C = m_{air} C_p(T_{02} - T_{01}) / \eta_{th} = (m + \Delta m) C_{pa}(T_{03} - T_{04})$$



③

$$\text{ضریب هوائی} = \frac{\text{جرم هوائی عبوری از ورودی}}{\text{جرم هوائی حالت استوکیومتری}}$$

$$\text{min } 0.5 < \text{ضریب هوا} < \text{max } 1.7$$

محدوده شعله پایدار

$$\text{after burner } 1.05 \dots 1.1 \quad 2000K$$

عرض می کنیم نازل کوچک باشد و درجه حرارت پست توربین $850^\circ K$ باشد آنگاه

$$T_{04} = 850^\circ K$$

$$T_0 = T_{04} \times \frac{2}{\gamma + 1}$$

$$C_0 = \sqrt{\gamma R T_0} = \sqrt{\gamma R \frac{T_{04} \times 2}{\gamma + 1}}$$

$$T_{04} = 850 \rightarrow 2000 = T_{05}$$

$$T_0 = T_{05} \times \frac{2}{\gamma + 1} \rightarrow C_0 = \sqrt{\gamma R \frac{T_{05} \times 2}{\gamma + 1}}$$

$$\frac{C_{6a/b}}{C_{6wa/b}} = \sqrt{\frac{2000}{850}} = 1.5$$

پس از استفاده از $a.b$ سرعت آن حدود 1.5 برابر افزایش می‌یابد

$$m = f_6 C_6 \cdot A_6 = \frac{P_6}{RT_6} \sqrt{\gamma RT_6} \times A_6$$

$$m = \frac{P_6 \sqrt{\gamma}}{\sqrt{RT_6}} A_6$$

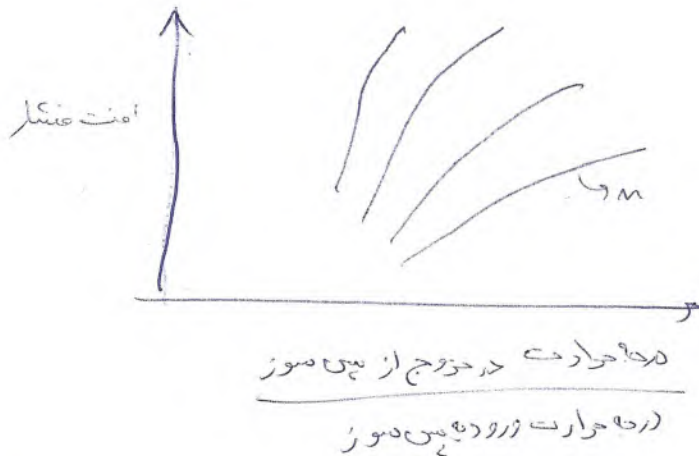
پس با یک سطح مقطع به نسبت γ می‌توان خروجی تغییر داد

(موقع $a.b$ در بچه‌ها بارش می‌شود)

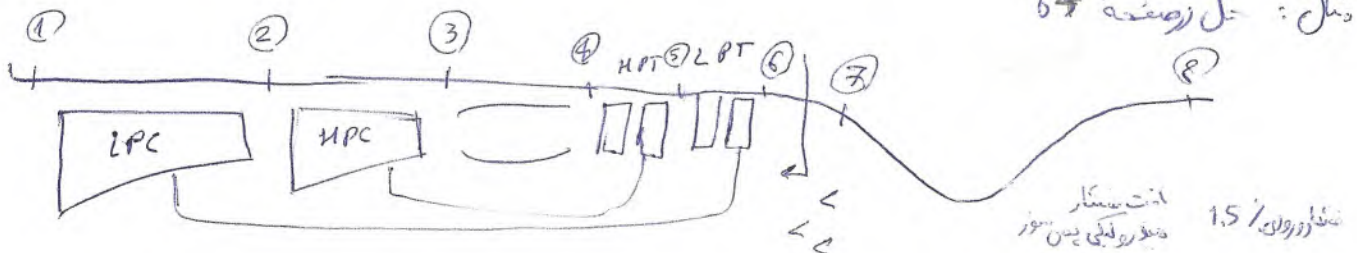
افت فشار

افت فشار در اینر اصطکاک و مخلوط شدن

افت حرکتی



مثال: حل مسئله 64



$$T_a = 288.15 \quad P_a = 1 \text{ atm}$$

$$LPC \text{ PR } 3.5$$

$$\eta_{LPC} = 0.85$$

$$HPC \text{ PR } 6$$

HPR

در هر دو از نسبت کمپرسور فشار را با اینان مضارب می‌توانی بشود

$$\eta_{HPC} = 0.87$$

$$T_{04} = 1650 \text{ K}$$

$$\eta_{LPT} = 0.4$$

$$\eta_{LPT} = 0.92$$

$$\eta_T = 0.93$$

$$m_{air} = 120 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

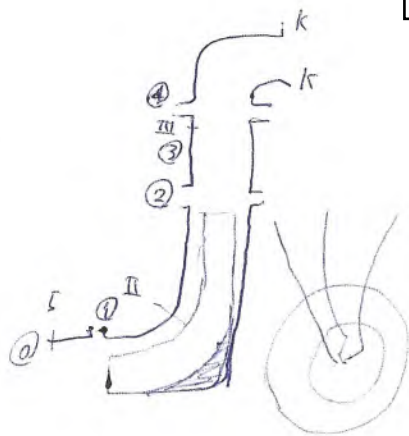
$$T_{1T} = 1050 \text{ K}$$

$$\eta_m = 0.99$$

$$\delta = 0.97$$

فشار و دمای 4% افت فشار در هر مرحله

کمبر سور جریان گریز از مرکز centrifugal flow comp

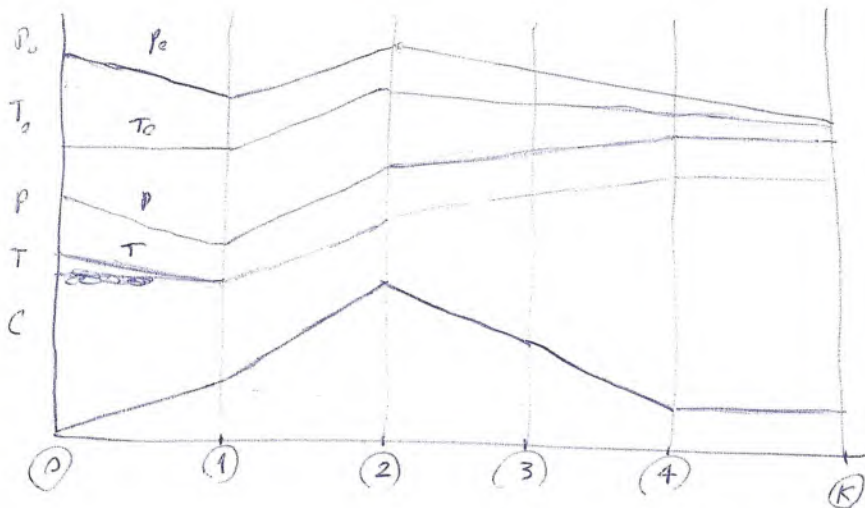


Intake I - ورودی هوا

Impeller II - پروانه

vaneless space
vanediffuser → Diffuser III - فیوزر

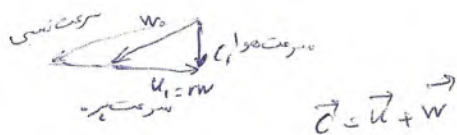
K - K کانال خروجی



$$\frac{P_{04}}{P_{01}} = P.R$$

فرض: 1- هوا به صورت محوری وارد می گردد

2- تعداد پره ها بی نهایت می باشد $Z = \infty$



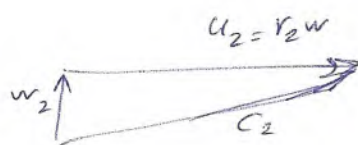
$$\vec{c} = \vec{u} + \vec{w}$$

1- جریان شعاعی نباشد

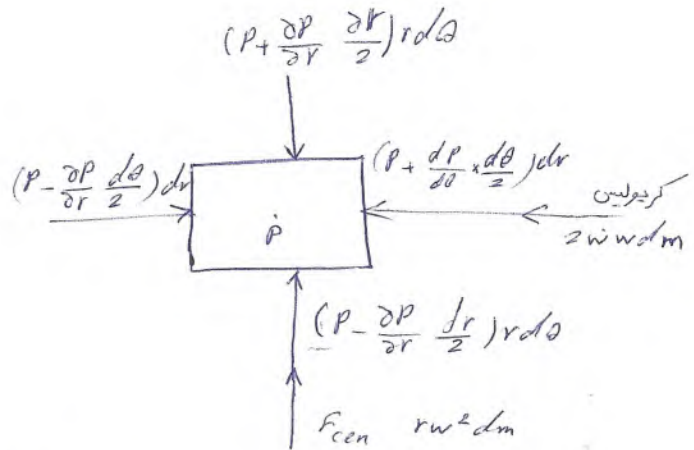
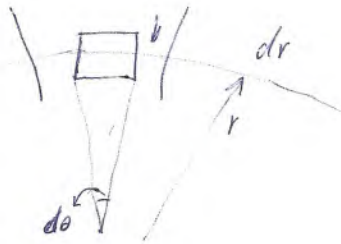
2- در تمام ارتفاع پره ها هوا یکسان زده شود

3- قانون پیوستگی کردن $rcu = \text{کتاب}$

در خروجی هوا از کمپرسور



$$M_{c2} > 1$$



$$d\theta \text{ جهت } r : \frac{1}{\rho} \frac{1}{r} \frac{\partial P}{\partial \theta} = -2w \frac{dr}{dt}$$

$$r \text{ جهت } r : \frac{\partial P}{\partial r} \frac{1}{\rho} = \frac{dw}{dt} - rw^2$$

$$\frac{dw}{dt} = \frac{\partial w}{\partial t} + w \frac{\partial w}{\partial r}$$

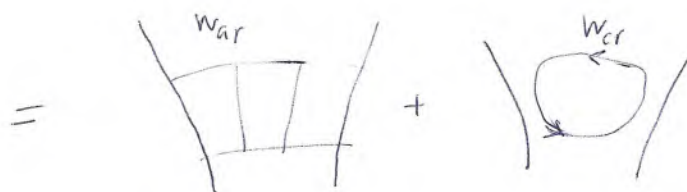
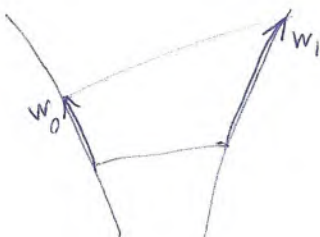
$$\frac{dP}{\rho} = (w \frac{\partial w}{\partial r} - rw^2) dr - 2w w dr/dt \quad \text{تغییر فشار در جهت (r-θ)}$$

$$\text{for } r = \text{const} \quad \frac{dP}{\rho} = -2w w d\theta$$

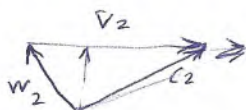
$$\frac{dP}{\rho} = -w dw \quad \text{معادله برنولی}$$

$$w dw = 2w w dr/dt \rightarrow dw = 2u d\theta$$

$$w - w_0 = 2V \frac{2\pi}{Z} \Rightarrow w_1 = w_0 + \frac{4V\pi}{Z}$$



$$c_{2u} < u_2$$



$$\text{ضریب لغزش (slip factor)} \quad G = \frac{c_{2u}}{u_2} = 1 - \frac{0.63\pi}{Z}$$

- ضریب لغزش برای رانیکله خروجی بچه شکافی نباشد.

$$\delta = \frac{1}{1 + \frac{2x}{Z} \left(\frac{1}{1 - \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^2} \right)} \quad ; \quad x = 0.6(1 + \frac{Z}{B})_{2B}$$

P_1 , P_2 قطر داخلی و خارجی کمپرسور

Blade : رانیکله خروجی B_{2B}

نمایون کشاوری

$$\dot{M} = \frac{d(Mr \times \vec{v})}{dt} \Big|_{sys} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{c.v} r \times \vec{v} \rho dV + \int_{c.s} r \times \vec{v} \rho \vec{V} dA$$

نسبت بهرسی زمین است

قدرت مورد نیاز
در حالت تنویری

$$\dot{M} \cdot \omega = M (u_2 C_{2u} - u_1 C_{1u})$$

ضریب قدرت ورودی ψ

$$\dot{W}_{\text{مورد نیاز}} = m \psi (u_2 C_{2u} - u_1 C_{1u})$$

$$\left. \begin{aligned} W_c &= m \psi u_2 C_{2u} \\ \delta &= \frac{C_{2u}}{u_2} \end{aligned} \right\} W_c = m \psi \delta u_2^2$$

اگر هوا در ورود محور باشد $C_{1u} = 0$

از قبل $W_c = m C_{pu} (T_{02} - T_{01})$

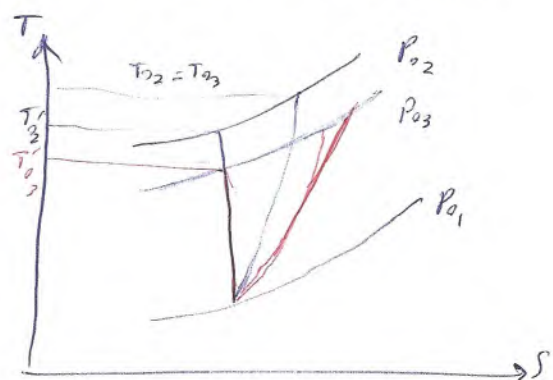
$$C_{pu} (T_{02} - T_{01}) = \psi (u_2 C_{2u} - u_1 C_{1u})$$

در زمانی که هوا بطور محوری وارد شود

$$T_{02} - T_{01} = \frac{\psi \delta u_2^2}{C_{pu}}$$

$T_{03} - T_{03}'$ کل تلفات کمپرسور

$T_{02} - T_{02}'$ تلفات فروانه



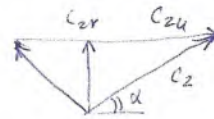
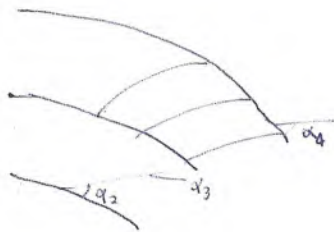
$$\eta_c = \frac{T_{03}' - T_{01}}{T_{03} - T_{01}} \rightarrow T_{03} - T_{01} = \frac{\psi \delta U_2^2}{C_{p_a}}$$

$$\frac{P_{03}}{P_{01}} = \left(\frac{T_{03}'}{T_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{T_{01} + \eta_c \times (T_{03} - T_{01})}{T_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{P_{03}}{P_{01}} = \left(1 + \frac{\eta_c \times (T_{03} - T_{01})}{T_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(1 + \frac{\eta_c \times \psi \delta U_2^2}{C_{p_a} T_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Diffuser

> پیوسته



$$\sum M = m (r_3 C_{3u} - r_2 C_{2u})$$

$$M_{fr} = m (r_3 C_{3u} - r_2 C_{2u})$$

$$r_3 C_{3u} = r_2 C_{2u} = r C_u$$

گردابه آزار

$$C_{3u} = \frac{r_2}{r_3} C_{2u}$$

$$m = \rho C_{2r} \times \pi D b$$

b: عرض لایه، C_r : مولفه شعاعی

$$C_r = \frac{m}{\rho \cdot \pi D b}$$

کجایی ثابت، لایه

$$C_{3r} = \frac{r_2}{r_3} C_{2r}, \quad \alpha_2 = \alpha_3$$

b = ثابت

به این حرکت مارپیج گاریتی گویند. مسیری که هوا از آن حرکت می کند:

$$\alpha_2 = 14^\circ \text{ --- } 18^\circ$$

M.A.

55

اصول جلو پرنده ها

$$\frac{D_3}{D_2} = 1.05 \dots 1.15$$

معمولاً $M_{c2} > 1$

فاصله آزاد Vaneless space به اندازه ای گرفته می شود که سرعت در ورود به Vanes زیر سرعت صوت باشد

و امکان بروز شوک در هیچ نقطه ای نباشد

$$\alpha_2 = 14 - 18$$

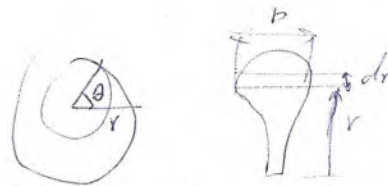
$$\alpha_3 = 14 - 18$$

$$\alpha_4 = 25 - 30$$

$$\frac{D_4}{D_3} = 1.24 \dots 1.35$$

شکل در کتاب

$$m = \frac{\epsilon M}{2\pi} \times \theta$$



$$rc_u = \text{const} = k$$

$$m = \int \rho c_u dA = \int \rho \frac{k}{r} b \times dr$$

$$\int \rho \frac{k}{r} b \times dr = \frac{\epsilon m}{2\pi} \theta$$

چگالی ثابت در نظر گرفته می شود

$$\frac{m}{\rho} = V \quad (\text{بی جرمی})$$

$$\bar{r} = \int \frac{b dr}{r} = \frac{V \theta}{2\pi \cdot k}$$

مثال: 4-4 - یک کمپرسور گریز از مرکز دابل با مشخصات زیر موجود است

D_2 قطر خارجی پروانه 50 cm

فاصله آزاد شعاعی

4.0 cm

N دور 2700 $\frac{r}{s}$

قطر فضای بدون پروانه

شکل

تی هوا 16 $\frac{kg}{s}$

b عمق محوری 5 cm

فشار سکون ورود 1.01 bar

ضریب لغزش 0.9

رانندگی آیزنر و یک پروانه η_{imp} 0.9

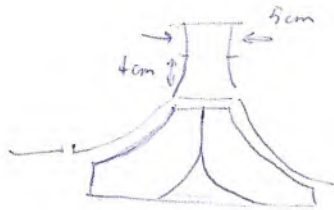
ضریب قدرت ورودی 1.04

درجه حرارت سکون ورودی 288 K

P_{02} و T_{02} و فشار و دما $C_{p2} \sim 96 \frac{m}{s}$

مطلوبست فشار و درجه حرارت سکون در خروج از پروانه P_{02} و T_{02} نشان دهنده سرعت شعاعی C_{2r} حدود $26 \frac{m}{s}$ می باشد. M_{c2} و α_2 را حساب نمایید.

فرض کنیم فضای بدون پره عمیقاً تراکم بدون تلفات پره، مطلوبست زاویه لبه دورانی α_3 و Vane α_3 و



همچنین M_{c3} !

هوای در ورودی سکون است $C_{1u} = 0$

$$W_c = m \times \psi \times U_2^2$$

$$U_2 = \pi P_2 \times N = 424.11 \frac{m}{s}$$

$$W_c = 2893.78 \text{ kW} = m C_{pa} (T_{02} - T_{01})$$

$$T_{02} - T_{01} = 167.52 \text{ K} \Rightarrow T_{02} = 455.52 \text{ K}$$

$$\eta_{imp} = \frac{T'_{02} - T_{01}}{T_{02} - T_{01}} \rightarrow T'_{02} = 438.768 \text{ K}$$

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \left(\frac{T'_{02}}{T_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \rightarrow \frac{P_{02}}{P_{01}} = \left(\frac{438.768}{288} \right)^{3.5} = 4.364$$

$$P_{02} = 4.408 \text{ bar}$$



$$C_{2u} = \phi \times U_2 = 0.9 \times 424.11 = 381.7$$

$$m = f_2 \times C_{2r} \times \pi P \times b \quad ; \quad f_2 = \frac{P_2}{RT_2}$$

$$C_2 = \sqrt{C_{2r}^2 + C_{2u}^2} = \sqrt{46^2 + 381.7^2} = 393 \frac{m}{s}$$

$$T_2 = T_{02} - \frac{C_2^2}{2C_p} = 455.5 - \frac{393^2}{2 \times 1005} = 378.45 \text{ K}$$

$$\frac{P_{02}}{P_2} = \left(\frac{T_{02}}{T_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

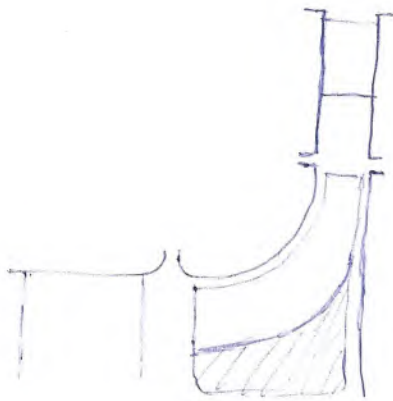
$$P_2 = \frac{P_{02}}{\left(\frac{T_{02}}{T_2} \right)^{3.5}} = 2.304 \text{ bar} \Rightarrow f_2 = \frac{2.304 \times 10^{13} \times 21}{287 \times 378.45} = 2.149 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\Rightarrow C_{2r} = \frac{16}{\pi \times 0.5 \times 0.05 \times 2.149} = 95 \frac{m}{s}$$

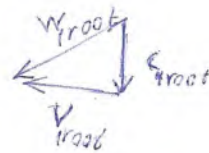
$$\tan \alpha_2 = \frac{C_{2r}}{C_{2u}} \Rightarrow \alpha_2 = 14.5^\circ$$

$$M_{C_2} = \frac{C_2}{\sqrt{\gamma R T_2}} = 1.01$$

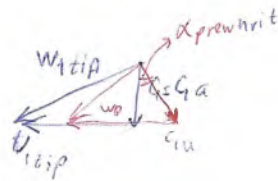
ارائه صفحه 59



root



tip

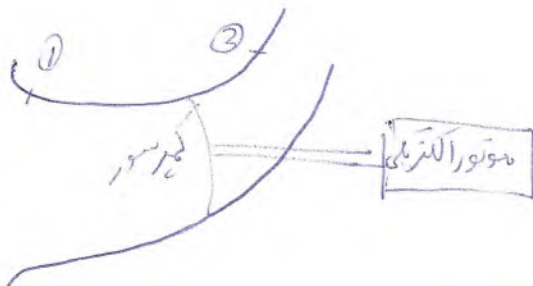


$$M_{w, tip} > 1 \Rightarrow \text{پس از نوک} \Rightarrow M_{w, r} < 1$$

کار مشخص
زمانی که هوا بطور محوری
دارای شود

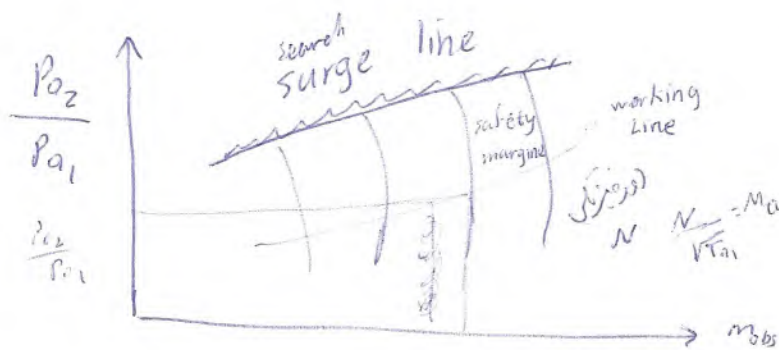
$$W_c = \psi \delta u_2^2 \Rightarrow w_c = \psi (\delta u_2^2 - u_1 C_{1u})$$

شرایطات کمپرسور comp map



$$P_1, T_1, P_2, T_2, m$$

$$P_{01}, T_{01}, P_{02}, T_{02}$$



$$T_a = 288$$

$$P_a = 1 \text{ atm}$$

$$m = 0.6$$

$$\alpha \frac{\sqrt{T_{01}}}{P_{01}} = M_{C_2}$$

تحلیل ابعادی $\rho, m_a, N, p_1, p_2, \mu, RT_1, RT_2$

$$f = \frac{p}{RT}$$

$$\pi = 8 - 3 = 5$$

$$\pi_1 = \frac{m \sqrt{RT_1}}{D^2 p_1}, \quad \pi_2 = \frac{ND}{\sqrt{RT_1}}, \quad \pi_3 = \frac{p_2}{p_1}, \quad \pi_4 = \frac{T_2}{T_1}$$

$$\pi_5 = Re$$

$$m_{cor} = \frac{m_{abs} \sqrt{RT_1}}{D^2 p_1} = M_{cor} \quad (\text{بی بعد})$$

$$N_{cor} = \frac{ND}{\sqrt{RT_1}} = M_{cor} \quad (\text{در بی بعد})$$

معمولاً کپی سرور واقعی تست می گردد بنابراین حذف می شود.

R حذف می شود چون سیال در تست و لوله ها می باشد.

$$\Rightarrow m_{cor} = \frac{m_{abs} \sqrt{T_1}}{p_1}$$

$$Re = \frac{\text{نیرزی اینرسی}}{\text{نیرزی لزجت}}$$

$$N_{cor} = \frac{N}{\sqrt{T_1}}$$

حکماً $Re > Re_{crit}$ می توان از نیروهای لزجت سرمنظر کرد

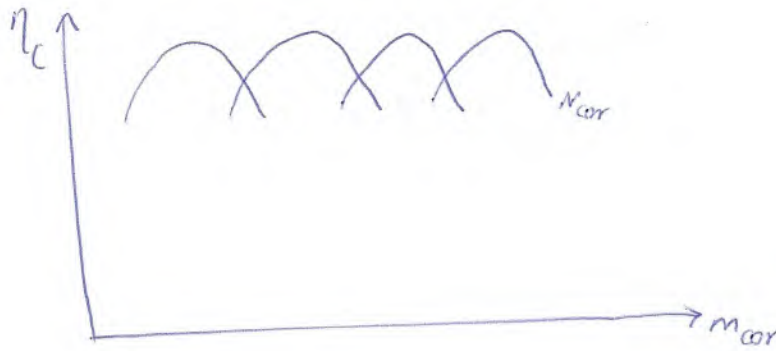
در نتیجه از Re می توان سرمنظر کرد

$$\eta_c = \frac{p_2 R^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{\frac{T_2}{T_1} - 1}$$

بنابراین $\frac{T_2}{T_1}$ می توان از η_c استفاده کرد

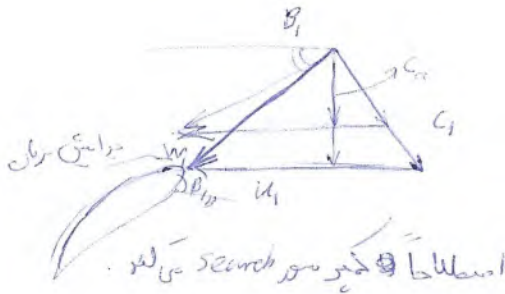
$$\frac{p_2}{p_1} = f(m_{cor}, N_{cor})$$

$$\eta_c = f(m_{cor}, N_{cor})$$



برای تسهیل در اخذ ویل باید پارامترهای

سرعت آنها با هم برابر باشد



$$i = \beta_{1B} - \beta_1 \downarrow$$

یکی از راه های جلوگیری از Search کمپرسور بستن درجه جریان ورودی هوای باشد که باعث کاهش β و

برگشت β به حالت اولیه می باشد، باعث برگشتن جهت β به حالت اول می باشد

یکی دیگر از روش ها اضافه کردن دی هوا بصورت مصنوعی یعنی β_1 می باشد که باعث بازگشت β به حالت اولیه می باشد مقدار اضافی در هنگام خروج به اتمسفر ریخته می شود.

زاویه حلقه طبقات در دور پایین مثبت و زاویه حلقه طبقات آخر منفی است

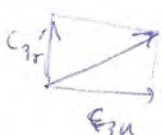
اما در دور بالا β طبقات آخر زاویه حلقه مثبت و طبقات اول زاویه حلقه منفی است.

ارائه سوال 56

حالا فرض می کنیم که در فضای بدون پره ساکنی قرار می گیریم و یک (بدون تلفات) بورد مطلوب است است را از هوا در

ورود به پره های ساکن و همچنین عدد مخ

$$C_{3u} = \frac{r_2}{r_3} \times C_{2u} = \frac{0.25}{0.29} \times 381.7 = 329.051$$



$$C_{3r} = \frac{m_{air}}{f_3 \times \pi \rho_3 \times b}$$

$$f_3 = \frac{P_3}{RT_3}$$

$$T_{03} = T_{02} = 455.52$$

$$P_{03} = P_{02} = 4.408 \text{ bar}$$

M.A.

60

اصول جلودرزه ها

$$T_3 = T_{03} - \frac{C_3^2}{2C_p} = 455.52 - \frac{329.051^2}{2 \times 1005} = 401.5 \text{ K}$$

$$C_{3r} = 0 \Rightarrow C_3 = C_{3u} = 329.051 \rightarrow$$

$$P_3 = \frac{P_{03}}{\left(\frac{T_{03}}{T_3}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = \frac{4.408}{\left(\frac{455.52}{401.5}\right)^{3.5}} = 2.837 \text{ bar} \rightarrow$$

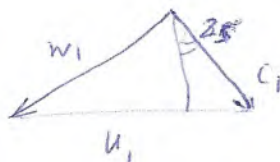
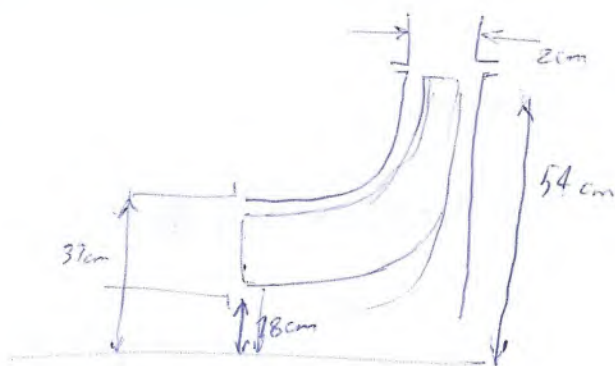
$$\dot{q}_3 = \frac{2.837 \times 101321}{287 \times 401.5} = 2.494 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \Rightarrow C_{3r} = 78.41 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$C_3 = \sqrt{C_{3r}^2 + C_{3u}^2} = 336.501$$

$$T_3 = 399.185^\circ \text{K}, \quad P_3 = 2.777 \text{ bar}$$

$$C_{3r} = 71.5 \frac{\text{m}}{\text{s}} \Rightarrow C_3 = 336.73; \quad M_{C_3} = \frac{C_3}{\sqrt{\gamma R T_3}} = 0.84$$

حل مسئله دوم امتحان هواپیمایی کشور



$$N = 270 \frac{\text{r}}{\text{s}}$$

$$m_{\text{air}} = 3.6 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$\eta_c = 0.8$$

$$\zeta = 0.9$$

$$\psi = 1.04$$

$$P_a = 0.23 \text{ bar}$$

$$T_a = 217 \text{ K}$$

$$C_u = 230 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$P_{03} = ?$$

$$P_{01}, T_{01}$$

$$T_{0a} = T_a + \frac{C_a^2}{2C_p} = 217 + \frac{230^2}{2 \times 1005} = 243.318 \text{ K}$$

$$T_{01} = T_{0a} = 243.318$$

$$P_{0a} = P_a \times \left(\frac{T_{0a}}{T_a} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 0.3433 \text{ bar} = 34783 \text{ Pa} = P_{01}$$

$$\phi = \frac{P_{01}}{P_{0a}}$$

$$w_c = \psi (C_{2u} \times u_2 - C_{1a} \times u_1)$$

$$m_{avr} = f_1 \times C_a \times A$$

$$f_1 = \frac{P_{01}}{RT_{01}} = 0.4981 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad \text{برای درجه 25}$$

$$C_{1a} = \frac{C_{1a}}{\cos 25}$$

$$A = \frac{\pi}{4} (0.33^2 - 0.18^2) = 0.06 \text{ m}^2$$

$$C_{1a} = \frac{3.6}{0.4981 \times 0.06} = 120.29 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$C_1 = \frac{C_{1a}}{\cos 25} = \frac{120.29}{\cos 25} = 130.9 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$T_1 = T_{01} - \frac{C_1^2}{2C_p} = 234.52 \text{ K}$$

$$P_1 = 30581 \text{ Pa}$$

$$\Rightarrow f_1 = 0.4543$$

$$C_{1a} = 132.061 \Rightarrow C_1 = 145.71 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

مقدار سرعت

$$C_1 = 149.158 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$



$$C_{1u} = C_1 \sin 25 = 149.158 \times \sin 25 = 63.036 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$w_c = \psi (C_{2u}^2 - C_{1u} \times u_1)_{\text{aver}}$$

$$u_2 = \pi D_2 \times N = \pi \times 0.54 \times 270 = 458.044 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$u_{\text{aver}} = \frac{u_{\text{tip}} + u_{\text{rot}}}{2} = \frac{152.68 + 272.916}{2} = 216.298$$

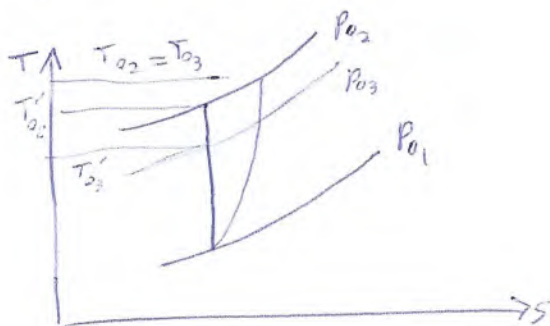
$$w_c = 1.04 (0.9 \times 458.044^2 - 63 \times 216.296) = 182196 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} = c_{pu} (T_{02} - T_{01})$$

$$T_{02} - T_{01} = 181.29 \text{ K} \Rightarrow T_{02} = 424.608 \text{ K} = T_{03}$$

$$\eta_c = \frac{T_{03}' - T_{01}}{T_{03} - T_{01}} \Rightarrow T_{03}' = T_{01} + (T_{03} - T_{01}) \eta_c$$

$$T_{03}' = 388.35 \text{ K} \Rightarrow \frac{p_{03}}{p_{01}} = \left(\frac{T_{03}'}{T_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{388.35}{243} \right)^{3.5}$$

$$\frac{p_{03}}{p_{01}} = 5.136 \Rightarrow p_{03} = 1.7633 \text{ bar}$$



$$M_{c2} = ?$$

$$\alpha_2 = ?$$

$$\text{تلفات} = T_{03} - T_{03}' = \text{تلفات پروجان} + \text{تلفات پروجان}$$

$$\text{تلفات پروجان} = \frac{T_{03} - T_{03}'}{2} = 18.129 \text{ K} = T_{02} - T_{02}'$$

$$T_{02}' = 424.608 - 18.129 = 405.468 \text{ K}$$

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \left(\frac{T_{02}'}{T_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{405.468}{243} \right)^{3.5} \Rightarrow p_{02} = 2.0507 \text{ bar}$$

$$c_{2u} = 6 \times u_2 = 0.9 \times 458 = 412.237 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$c_{2r} = \frac{m_{\text{air}}}{f_2 \times \pi D_2 \times b}$$

$$f_2 = \frac{p_2}{RT_2}$$

$$C_{2r} = 0 \Rightarrow C_2 = 412.239 \frac{m}{s}$$

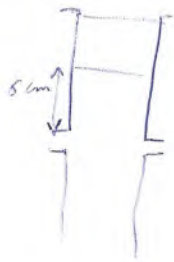
$$C_{2r} = 52.23 \frac{m}{s} \rightarrow C_2 = 416.909$$

$$C_{2r} = 113.784 \frac{m}{s} \rightarrow C_2 = 427.653$$

$$T_2 = 333.618 K \quad \underline{P_2 = 89337 Pa}$$

$$M_2 = \frac{C_2}{\sqrt{\gamma R T_2}} = 1.168$$

$$\alpha_2 = \arctan \frac{C_{2r}}{C_{2u}} = 15.43^\circ$$



$$C_{3u} = \frac{r_2}{r_3} \times C_{2u} = \frac{0.27}{0.33} \times 412 = 337 \frac{m}{s}$$

$$C_{3r} = \frac{m_{air}}{f_3 \times \pi \rho_3 \times b} \quad (C_{2r})$$

$$C_{3r} = 74.24 \frac{m}{s}$$

~~_____~~

~~_____~~

$$M_3 = 0.9 \quad \therefore \alpha_3 = 12.403^\circ$$

$$P_{01} = P_a \times 6_{air} = 0.97 \text{ atm}$$

$$T_{02} - T_{01} = 288.15 \left[3.5^{0.286} - 1 \right] \frac{T_{01}}{\eta_{LPC}} = 145.895 \text{ K}$$

$$T_{02} = 434.045 \text{ K}$$

$$W_{LPC} = m_a \times C_{Pa} (T_{02} - T_{01}) = 17594.93 \text{ kW}$$

$$T_{03} - T_{02} = \frac{T_{02}}{\eta_{HPC}} (P.R.^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) = \frac{434.045}{0.87} (6^{0.286} - 1) = 331.521$$

$$T_{03} = 767.566 \text{ K}$$

$$W_{HPC} = m_a C_{Pa} (T_{03} - T_{02}) = 40222.68 \text{ kW}$$

$$W_{HPT} = \frac{W_{HPC}}{\eta_m} = 40628.97 = m_g C_{Pg} (T_{04} - T_{05})$$

$$T_{04} - T_{05} = 327.695 \rightarrow T_{05} = 1322.304 \text{ K}$$

$$\eta_{HPT} = \frac{T_{04} - T_{05}}{T_{04} - T'_{05}} \Rightarrow T'_{05} = 1285.894 \text{ K}$$

$$\frac{P_{04}}{P_{05}} = \left(\frac{T_{04}}{T'_{05}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{1650}{1285.894} \right)^{4.03} = 2.731$$

$$P_{02} = P_0 \times 3.5 = 3.395 \text{ atm}$$

$$P_{03} = P_{02} \times 6 = 20.37 \text{ atm}$$

$$P_{04} = P_{03} (1 - \Delta P_{cc}) = 19.555 \text{ atm}$$

$$P_{05} = 7.16 \text{ atm}$$

$$W_{LPT} = \frac{W_{LPC}}{\eta_m} = 17772.656 \text{ kW} = m_g C_g (T_{05} - T_{06})$$

$$T_{05} - T_{06} = 143.346 \rightarrow T_{06} = 1178.957 \text{ K}$$

$$T_{06}' = 1166.493 \quad , \quad \frac{P_{05}}{P_{06}} = \left(\frac{T_{05}}{T_{06}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1.657$$

$$P_{06} = 4.3198 \text{ atm}$$

$$T_{07} = T_{06} \quad \text{چون در این نقطه نیست}$$

$$P_{07} = P_{06} (1 - \Delta P_{hab}) = 4.3198 \times (1 - 0.015) = 4.255 \text{ atm}$$

$$\eta_j = \frac{T_{07} - T_{08}}{T_{07} - T_{08}'} \Rightarrow T_{07} - T_8 = T_{07} \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{07}}{P_8} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \eta_j \quad P_8 = P_{atm}$$

$$T_{07} - T_8 = 0.93 \times 1178.957 \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{4.255}{1} \right)^{0.244}} \right) = 330.942$$

$$T_{07} - T_8 = \frac{C_8^2}{2C_{p_g}} = 330.941$$

$$C_8 = 871.69 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$C_{ac} = \sqrt{\gamma R T_8} = \sqrt{1.37}$$

$$4.68$$

$$\text{A/و ترانسیت نیرو} = m_g \times C_8 - m_a C_a = 108 \times 871.69 = 94142.52 \text{ N}$$

$$m_g = m_{air} (1 - 0.01) = 108$$

$$S.F.C = \frac{m_f}{F_N} \quad , \quad m_f = f_{ac} m_g$$

$$\begin{cases} \Delta T = T_{04} - T_{03} = 882.432 \\ T_{03} = 767.566 \end{cases}$$

$$2-15 \text{ دور} \rightarrow f_{th} = 0.0263$$

$$f_{ac} = \frac{0.0263}{0.98} = 0.0268$$

$$S.F.C = \frac{m_f \times 3600}{F} = \frac{m_g \times f_{ac}}{m_g C_8} = \frac{f_{ac}}{C_8} \times 3600 = 0.1108 \frac{\text{kg}}{\text{N.hr}}$$

رسانی که A/B روشن است برای بدست آوردن است فشارحرارتی یا دما از جدول 3.21 استفاده نمود و لازم

است مایخ ورودی به A/B را محاسبه نمود

$$P_{06} = 4.3198, \quad T_{06} = 1178.957 \text{ K}, \quad A_6 = 0.5486$$

اولین درس $f_6 = \frac{P_{06}}{R T_{06}} = \frac{4.3198 \times 101321}{287 \times 1178.957} = 1.293 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

$$\rightarrow C_6 = 152.189 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$m = f A C$$

$$T_6 = T_{06} - \frac{C_6^2}{2C_p} = 1178.957 - \frac{152.189^2}{2 \times 1148} = 1168.869 \text{ K}$$

$$P_6 = \frac{P_{06}}{\left(\frac{T_{06}}{T_6}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = 4.172$$

$$f_6 = \frac{4.172 \times 101321}{287 \times 1168} = 1.26$$

$$C_6 = 156.204 \rightarrow T_6 = 1168.339 \text{ K}, \quad P_6 = 4.165 \text{ atm}$$

$$\rightarrow C_6 = 156.423 \rightarrow C_6 = 156.435$$

$$m_6 = \frac{156.435}{\sqrt{1.33 \times 287 \times 1167.3}} = 0.2342$$

$$\frac{T_{07}}{T_{06}} = \frac{2000}{1178.957} = 1.696$$

دما از جدول 3.21 است فشارحرارتی حدود 3% می باشد

$$P_{07} = P_{06} (1 - \Delta P_{H_{ad}}) (1 - \Delta P_{thab}) = 4.3198 (1 - 0.015) (1 - 0.03) = 4.127$$

M.A.

67

اصول حلواندها

$$T_{07} - T_8 = \eta_j \times T_{07} \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{07}}{P_8} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) = 0.93 \times 2000 \left(1 - \frac{1}{4.127^{0.287}} \right) = 551.564$$

$$C_8 = \sqrt{2C_p(T_{07} - T_8)} = 1125.34 \frac{m}{s}$$

$$A/B \text{ تر است با } F_{N_{a/b}} = m_g \times C_8 - m_a \times C_a = 121536.35 \text{ N} = 121.536 \text{ kN}$$

میزان سوخت در سوخت

$$\begin{cases} \Delta T = T_{07} - T_{06} = 821.043 \\ T_{06} = 1178.957 \text{ K} \end{cases}$$

$$f_{th_{ab}} = 0.026$$

$$f_{ac} = \frac{0.026}{0.98} = 0.0265$$

$$S.P.C_{ab} = \frac{\sum m_f}{\text{تر است}} \times 3600 = \frac{(0.0265 + 0.0265) \times 3600}{1125} = 0.1705$$

$$\frac{S.P.C_{ab}}{S.P.C} = 1.538$$