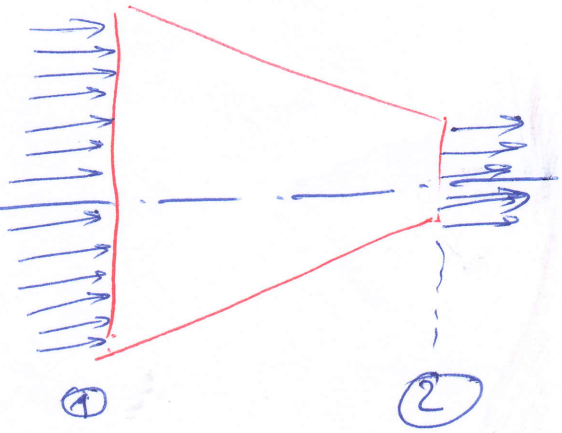
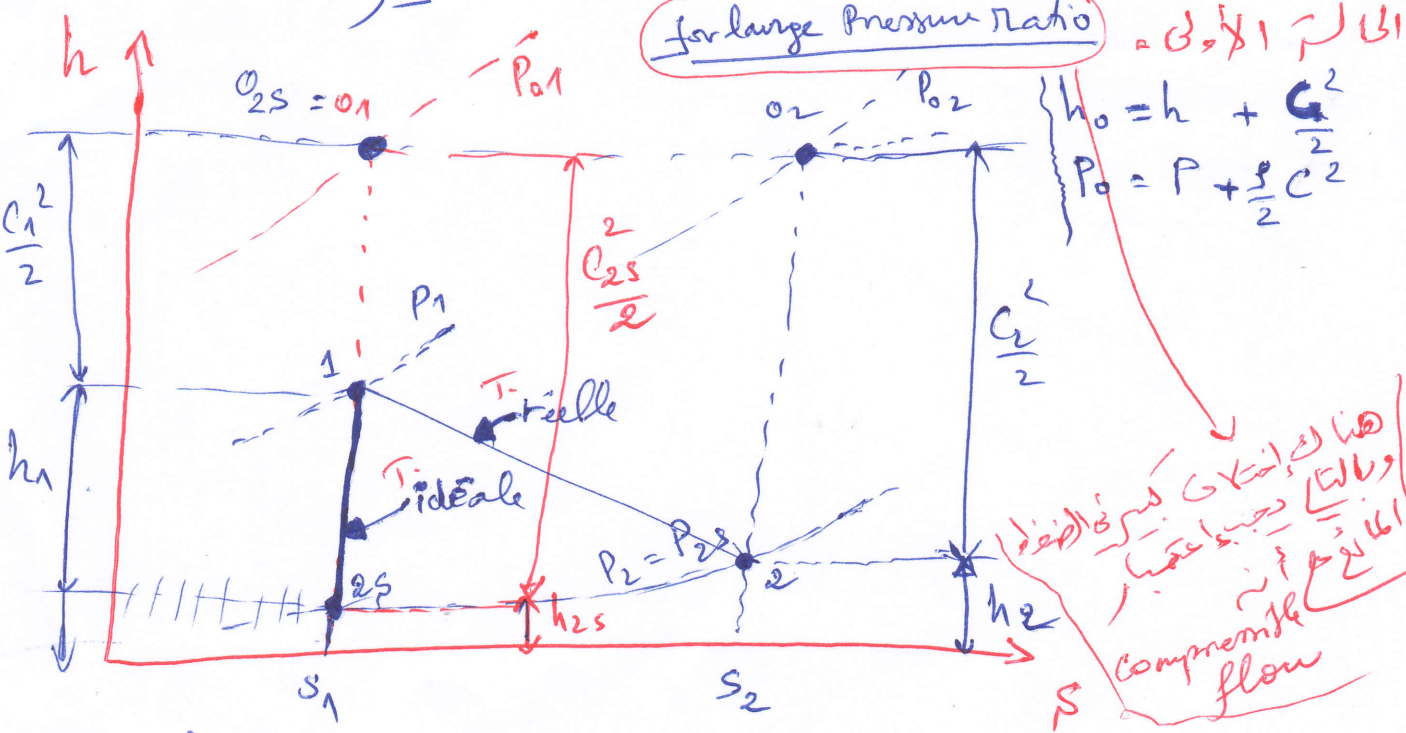
Part -2-

4- Adiabatic flow Through Nozzle :

- السؤال = ماذا نقصد بـ Nozzle .
- هو انسياب بين فوهة التربينة
- Nozzle على شكل (stator or rotor)



* في هذا النوع يتم تحويل قدر من الطاقة الحرارية إلى طاقة حركية حيث تزداد السرعة و يقل الضغط .
* في هذا الإجراء لا يتم إضافة أي قدر من الطاقة للمائع أي انه الطاقة الكلية ثابتة لا تتغير .



الحالة الأولى =

وبالتالي حجم أعظمي

المائع قابل

compressible flow

* الضغط بين الخروج الحقيقي والمثالي متساوي فتكون السرعة مختلفة وبالتالي الكثافة تتغير .

$$\eta_s = \frac{\text{actual change in Kinetic energy}}{\text{idéal change in Kinetic energy.}} = \frac{\Delta E_{c\,réelle}}{\Delta E_{c\,(idéal)}} \quad (2)$$

$$\begin{cases} h_{o1} = h_1 + \frac{C_1^2}{2} \\ h_{o2} = h_2 + \frac{C_2^2}{2} \end{cases} \Rightarrow h_{o1} = h_{o2} = h_1 + \frac{C_1^2}{2} = h_2 + \frac{C_2^2}{2}$$

$$\begin{cases} \Delta KE_r = \Delta E_{c_r\,(réelle)} = h_1 - h_2 = \frac{1}{2}(C_2^2 - C_1^2) \\ \Delta KE_i = \Delta E_{c_i\,(idéale)} = h_1 - h_{2s} = \frac{1}{2}(C_{2s}^2 - C_1^2) \end{cases}$$

$$\eta_s = \frac{h_1 - h_2}{h_1 - h_{2s}} = \frac{C_2^2 - C_1^2}{C_{2s}^2 - C_1^2}$$

$$\eta_s = \frac{(h_1 - h_{2s}) - (h_2 - h_{2s})}{h_1 - h_{2s}} = 1 - \frac{h_2 - h_{2s}}{h_1 - h_{2s}}$$

* Nozzle efficiency for Small Pressure Ratio =

* في هذه الحالة لا يوجد اختلاف كبير في الضغط بين المدخل والمخرج وبالتالي يمكن اعتبار السائل غير قابل للانضغاط أي (incompressible) أي ρ = constant

$$\eta_s = 1 - \frac{h_2 - h_{2s}}{h_1 - h_{2s}}$$

$h_2 - h_{2s}$ = is enthalpy loss due To irreversible flow.

$Tds = dh - vdP \rightarrow$ for insentropic flow $\Rightarrow Tds = 0$

So, $dh = vdP = \frac{dP}{\rho}$, hence :

$$\int_{h_1}^{h_{2s}} dh = \int_{P_1}^{P_2} \frac{dP}{\rho} \Rightarrow h_1 - h_{2s} = \frac{1}{\rho}(P_1 - P_2)$$

$$h_2 - h_{2s} = (h_1 - h_{2s}) - (h_1 - h_2)$$

$$= \frac{1}{\rho}(P_1 - P_2) - \frac{1}{2}(C_2^2 - C_1^2)$$

$$= \frac{1}{\rho}\left[\left(P_1 + \frac{1}{2}\rho C_1^2\right) - \left(P_2 + \frac{1}{2}\rho C_2^2\right)\right]$$

$$h_2 - h_{2s} = \frac{1}{\rho}(P_{01} - P_{02})$$

done

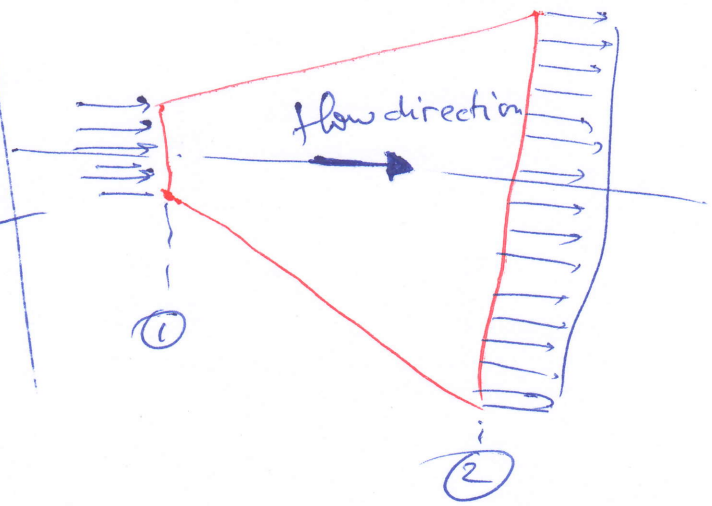
$$\eta_N = 1 - \frac{P_{01} - P_{02}}{P_1 - P_2}$$

* Nozzle velocity cofficient = $C_N = \frac{C_2}{C_{2s}}$

(5) Adiabatic flow Through Diffuser

(diffuser) ماذا نعرف عن

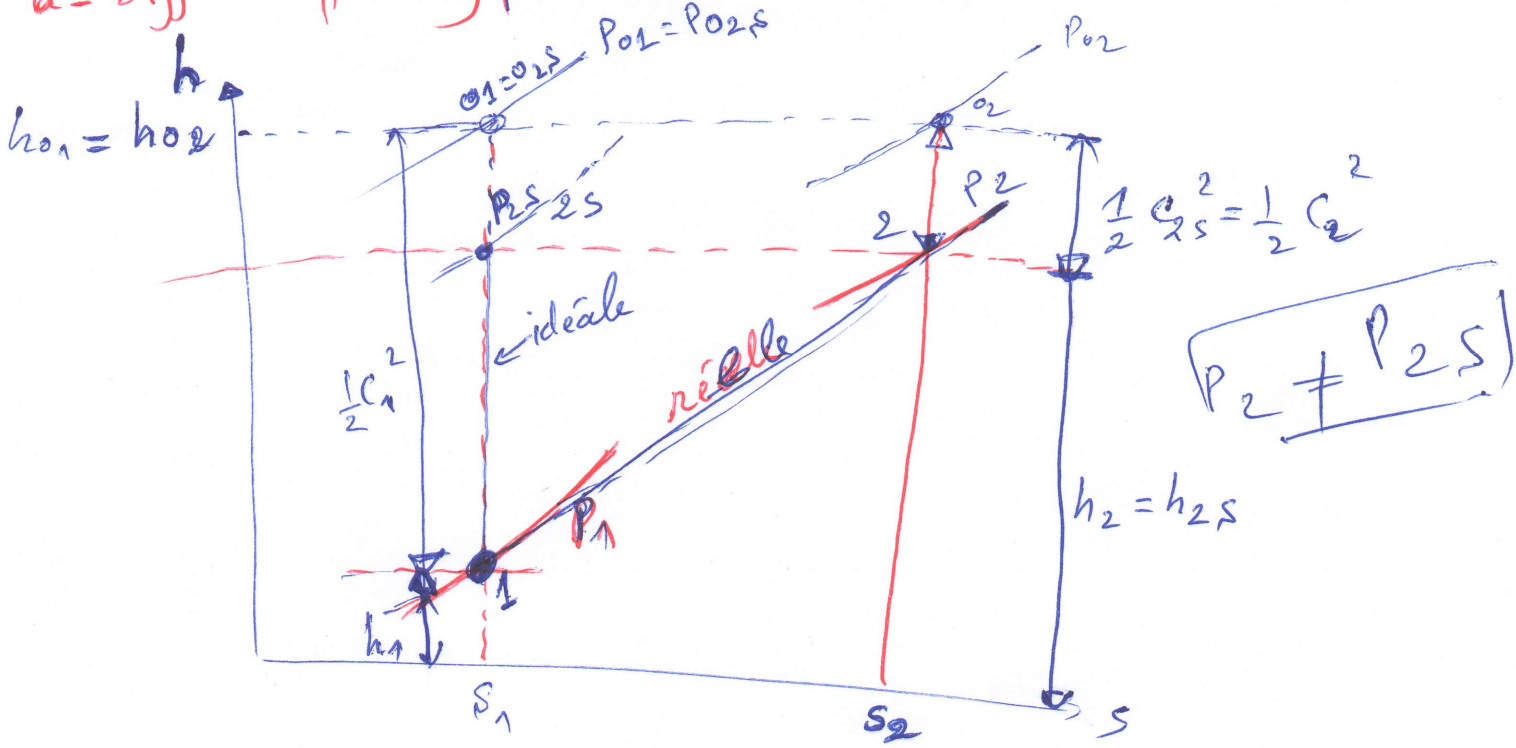
* نعرف الـ Diffuser بأنه الماكينات التي بتزود الضغط بتحول الغاز (Compress) (diffuser) على شكل



* في هذا الجزء يتحول جزء من الطاقة الحركية إلى طاقة ضغط حيث يحدث زيادة في سرعة ارتفاع في الضغط وكذلك انخفاض في السرعة عند المخرج.
* لا يتم إضافة أي قدرة من الخارج أي أن الطاقة الكلية ثابتة لا تتغير عبر الأجزاء.

5- Adiabatic flow Through Diffuser :

a- Diffuser efficiency for small Pressure rise :



$P_2 \neq P_{2s}$

* For small rise in static Pressure flow is incompressible ($\rho = ct$)

- $P_{o1} = P_{o2s}$

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho C_1^2 = P_{2s} + \frac{1}{2}\rho C_{2s}^2$$

$$P_{2s} - P_1 = \frac{1}{2}\rho(C_1^2 - C_{2s}^2) \longrightarrow (1)$$

actual (réelle) Pressure rise $(P_2 - P_1)$

$$P_2 - P_1 = (P_{o2} - \frac{1}{2}\rho C_2^2) - (P_{o1} - \frac{1}{2}\rho C_1^2) \longrightarrow (2)$$

$$(P_2 - P_{o2}) - (P_1 - P_{o1}) = \frac{1}{2}\rho(C_1^2 - C_2^2)$$

$$\boxed{C_2 = C_{2s}}$$ ؛ أي أن السرعتين

$$\frac{1}{2}\rho(C_1^2 - C_2^2) = \frac{1}{2}\rho(C_1^2 - C_{2s}^2) \quad \text{؛ أي أن} \quad P_{2s} - P_1$$

$$\eta_D = \frac{\text{actual static Pressure rise}}{\text{ideal static Pressure rise.}} = \frac{P_2 - P_1}{P_{2s} - P_1}$$

$$= \frac{P_2 - P_1}{\frac{1}{2}\rho(C_1^2 - C_2^2)}$$

From ① and ②

$$\Delta P_a = P_2 - P_1 = \Delta P_s - \Delta P_o$$

$\Delta P_s \leftarrow P_{2s} - P_1$, $\Delta P_o \leftarrow P_{o1} - P_{o2}$

② $\rightarrow$ $P_2 - P_1 = (P_{o2} - P_{o1}) + \frac{1}{2}\rho(C_1^2 - C_2^2)$

$\frac{1}{2}\rho(C_1^2 - C_1^2) = \frac{1}{2}(C_1^2 - C_{2s}^2) = (P_{2s} - P_1)$ ← وهذا نسمي

$\Delta P_a = P_2 - P_1 =$ ← نعوض

$= -(P_{o1} - P_{o2}) + (P_{2s} - P_1) = -\Delta P_o + \Delta P_s =$

$-\Delta P_o$, ΔP_s

$= \Delta P_s - \Delta P_o$

$$\Delta P_a = P_2 - P_1 = \Delta P_s - \Delta P_o$$

$$\eta_D = \frac{\Delta P_a}{\Delta P_s} = \frac{\Delta P_s - \Delta P_o}{\Delta P_s} = 1 - \frac{\Delta P_o}{\Delta P_s}$$

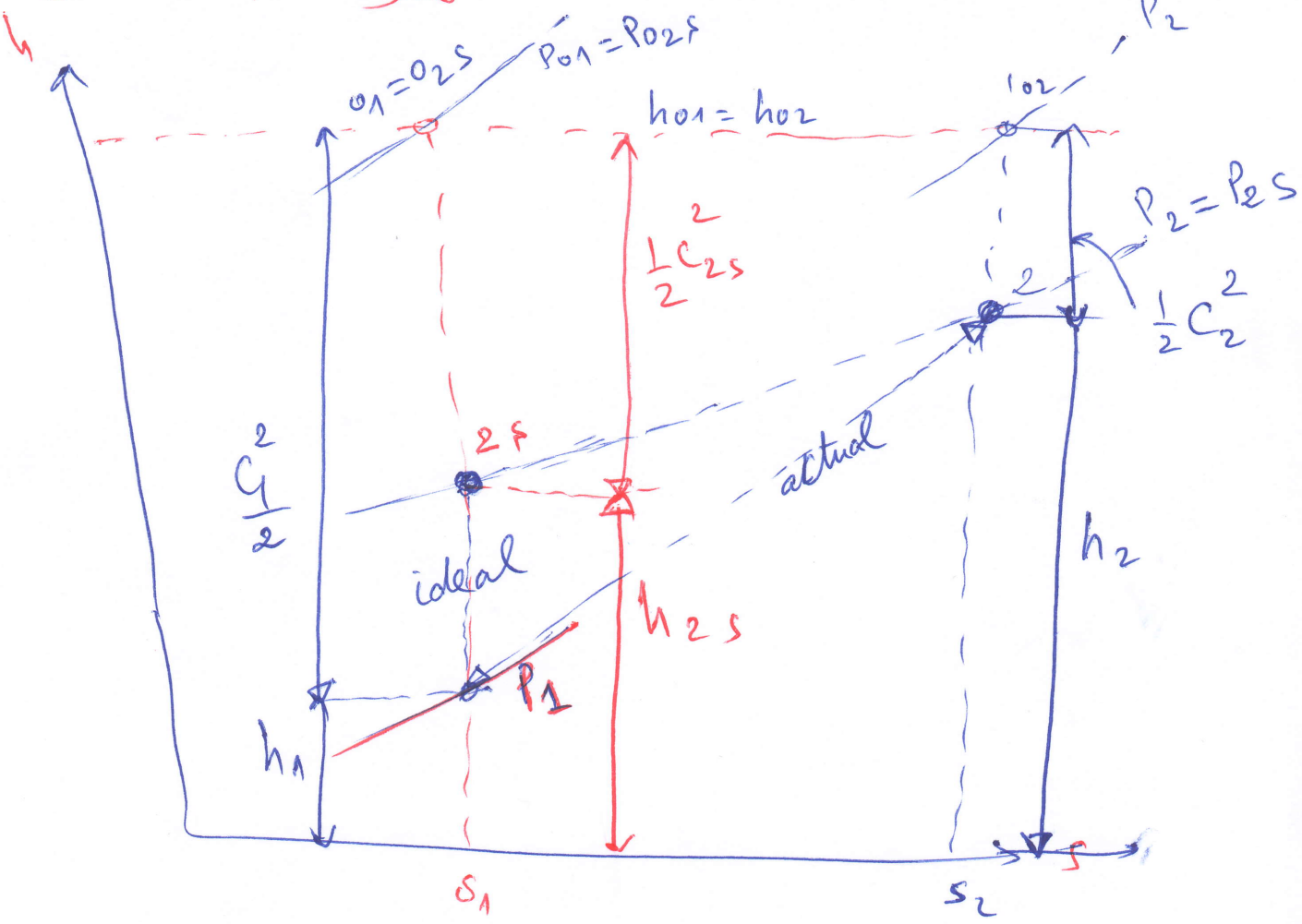
$$\eta_D = 1 - \frac{P_{o1} - P_{o2}}{P_{2s} - P_1}$$

$$\eta_D = 1 - \frac{P_{o1} - P_{o2}}{\frac{\rho}{2}(C_1^2 - C_2^2)}$$

* لكن ما ذا مفهوم الكفاءة في هذه الحالة بحيث اساسا على الضغط يعني عوضنا $\frac{\Delta P_a}{\Delta P_s}$.

لأننا ثبتنا السرعة في المخرج فلا بد من استخدام الضغط للتعبير على الكفاءة وهنا ثبتنا السرعة لأن الكثافة ثابتة .

b- Diffuser efficiency for large Pressure rise =



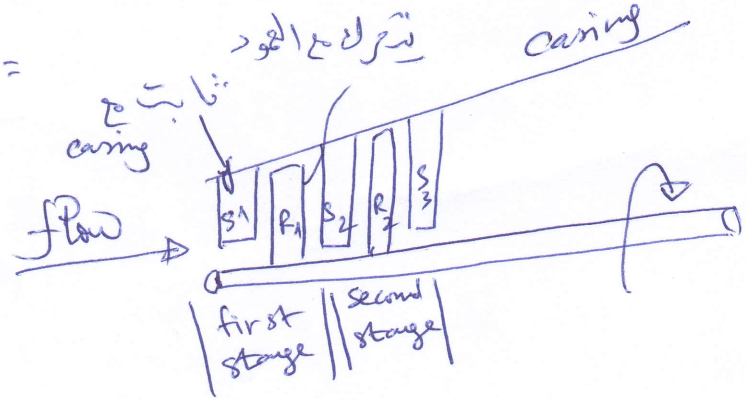
$P_2 = P_{2s}$; $C_2 \neq C_{2s}$

* يعبر عن الانتشار بالسرعة وذلك لأن الضغط ثابت و ذلك لأن الكثافة متغيرة وبالتالي السرعة متغيرة.

$$\eta_D = \frac{\Delta K_{\text{ideal}}}{\Delta K_{\text{actual}}} = \frac{C_1^2 - C_{2s}^2}{C_1^2 - C_2^2}$$

ch: Axial flow Turbine chapter 3

Turbine stage =



- تتكون التربينة من عدد من المراحل كل مرحلة تتتج تتكون من [1 Stator, 1 Rotor]

1- Stator (Nozzle)

① يقوم بتوجيه المائع في الإتجاه الصحيح حتى ينساب على ريشة Rotor توجيها صحيحا بأقل مفاقيد وبذالك تحويل جزء من طاقة المائع الى طاقة حركية (زيادة في السرعة).

② تحويل طاقة المائع [جزء منها] الى طاقة حركية يعني في الأخر بزود السرعة عن طريق "Rate change of Momentum" بحيث تتغير السرعة إتجاها ومقدارا "mV" بحيث أن أنتج قوة والتي بدورها تنتج عزم (Torque) على المحور الدوار بحيث تنتج طاقة دورانية وفق القانون الثاني لنيوتن. وهذا كمهمة عامة (Stator).

2) Rotor = ← خاصة

*Note (تذكير)

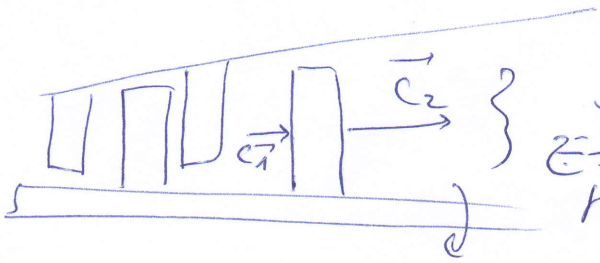
* المساحة تزيد في إتجاه التدفق. وبالتالي يحصل détente والتي تؤدي الى إنخفاض في الضغط والذي يؤدي الى زيادة في الحجم النوعي [specific volume] $v\left[\frac{m^3}{kg}\right]$ وبالتالي أنا محتاج على مساحة أكبر من أجل إستيعاب الحجم الجديد. من أجل تثبيت سرعة المحورية لمحور الدوران (Axial) وهي سرعة التدفق.

$$\dot{m} = C_x \rho A = \frac{C_x}{v} A \quad \text{avec} \quad \begin{cases} \dot{m} = \text{Const} \text{ et } v \uparrow \Rightarrow A \uparrow \\ \text{ou: } C_x = \text{Const} \end{cases}$$

Rotor ← Thrust force = وهذا من أجل التقليل من

$$\sum F_{\text{thrust of velocity}} = \dot{m}(C_{x1} - C_{x2}) = \text{zero}$$

توضيح:



الاختلاف في السرعة ينتج Thrust force of velocity

* Momentum eq: $\sum F = \frac{d}{dt}(mc)$ القانون الثاني لنيوتن.

$\sum F = \dot{m}(C_2 - C_1)$ وهي التغير في كمية الحركة بالنسبة للوقت.

$$\sum F = \frac{m_2 C_2 - m_1 C_1}{dt} = \dot{m}(C_2 - C_1)$$

Moment of Momentum eq:

$$\tau = \frac{d}{\partial t}(mrc) = \frac{m_2 r_2 C_2 - m_1 r_1 C_1}{dt}$$

$$\tau = \dot{m}(r_2 C_{y_2} - r_1 C_{y_1})$$

C_y هي المركبة المسؤولة عن الشغل.

أما C_x هي المركبة المسؤولة عن الدفعة.

$$\text{Power} = \tau \cdot w = \dot{m}(w r_2 C_{y_2} - w r_1 y_1) = \dot{m}(U_2 C_{y_2} - U_1 C_{y_1})$$

$$W_E = U_2 C_{y_2} - U_1 C_{y_1} \quad (\text{work of Euler})$$

$$U_1 = U_2 \quad (\text{Axial Machine})$$ في

$$\text{done} = W_E = U(C_{y_2} - C_{y_1})$$

↳ For axial compressor

لأن [pumps or Compressors] بتزود الطاقة .

أما "Turbines" فـ

$$W_E = U(C_{y_1} - C_{y_2})$$

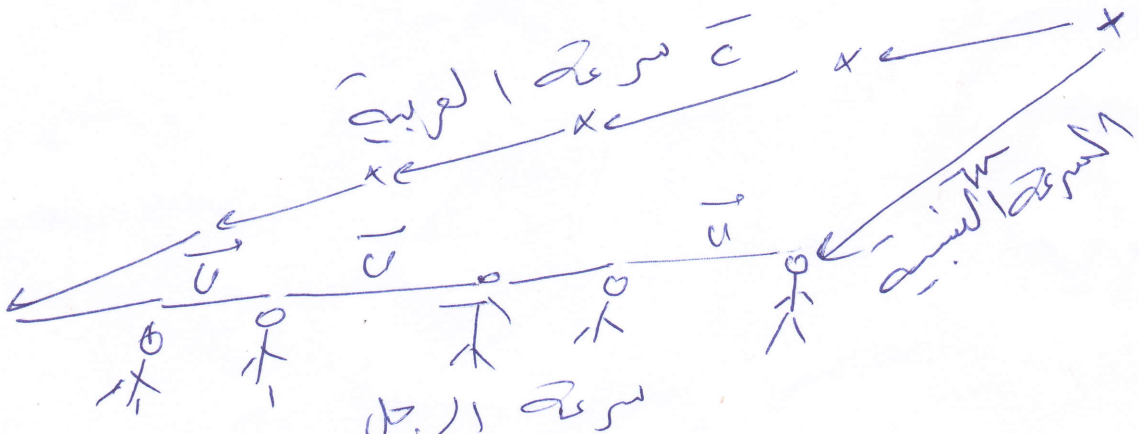
لأنها تسحب الطاقة من المائع وتحولها إلى شغل ميكانيكي .

$$H_E = \frac{W_E}{g} = \frac{U(C_{y_1} - C_{y_2})}{g}$$: Height Euler

وهو نظري بحت .

Why relative velocity =

* تخيل معي انك بتجري على السلم عكس اتجاه حركة السلم وانت بتجري من الأرض حكم انك بتصل على هذه السلم ٢ أو ٧ .
لا هي سرعة العربية ولا سرعتك انت لوحدك الذي يحكم هو السرعة النسبية بينك وبينها كمقدار واتجاه .



أنت تجري بسرعة ان العربية تجري بسرعة (W) ، لكن لو واحد واقف على الرصيف . سرعة العربية بالنسبة له (C)

* إسقاط المثال على التربينة =

المائع له سرعة مطلقة (C) والريشة تجري بسرعة محيطية (U) وبالتالي حتى تتلاقى الريشة مع المائع بأفضل مفاهيد لازم تظبط

٤) زوايا الريشة في السرعة النسبية (W)

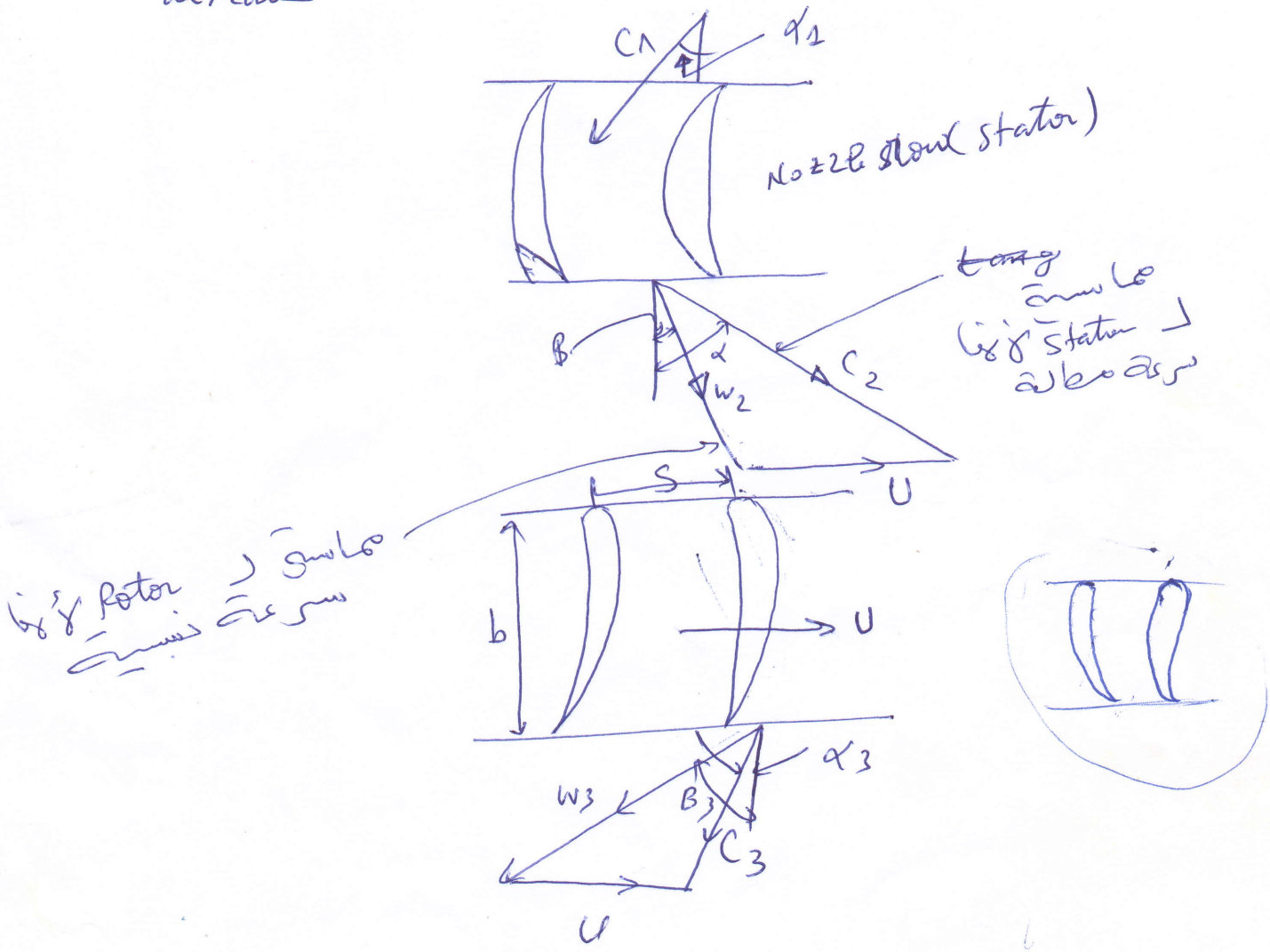
ملاحظة: ← أي جزء دوار يتعامل مع السرعة النسبية (W)

أي جزء ثابت يتعامل مع السرعة المطلقة (C)

* Axial Turbine stage velocity Diagrams =

* أي زاوية مقاسة مع السرعات المطلقة بالنسبة للرأس تسمى (C ∠ axial direction) α

* " " " " " " النسبية " للرأس = (W ∠ axial direction) β



ماسبة سرعة نسبية على Rotor

ماسبة سرعة مطلقة على Stator

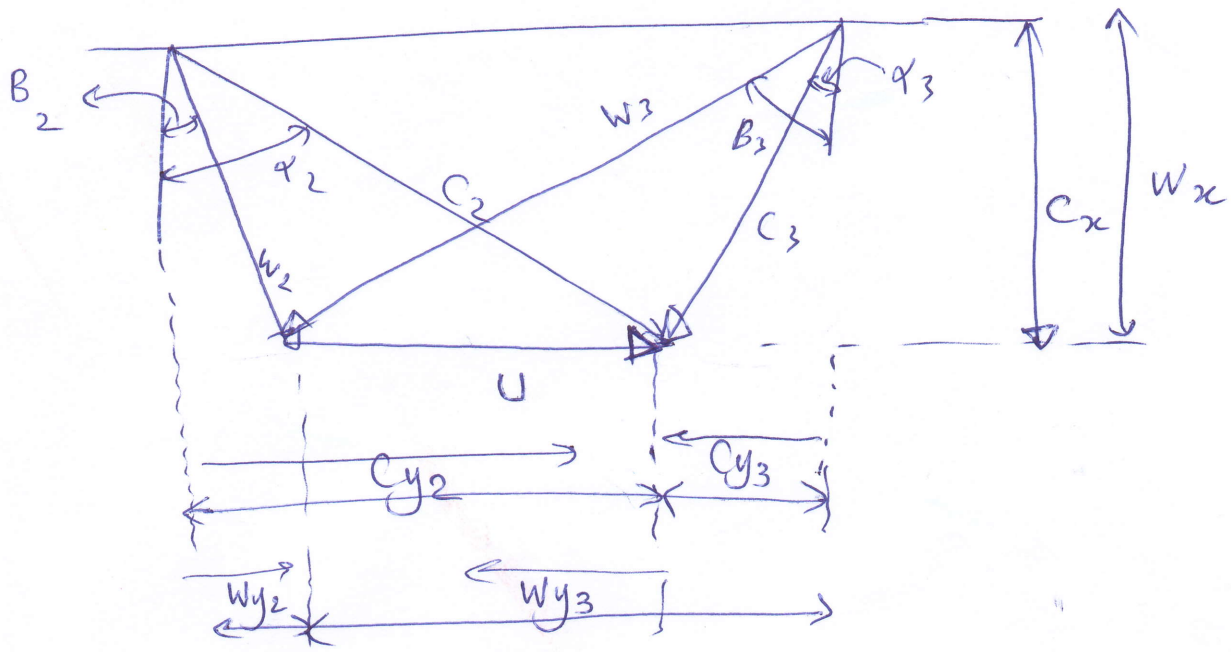
* حظ = $C_2 > C_3$ ← Rotor ك * أخذ جزء من الطاقة لتشغيل ميكانيكي

* أن العضو الدوار (Rotor) المسافة بين ريشة متحركة وما تليها على نفس Stage على شكل Nozzle إذا السرعة النسبية ترتفع بحيث W_3

أن تصبح $W_3 > W_2$.

توضيح:

⑤ العلاقات بين الزوايا :



Notes :

$$C_{x_3} = C_{x_1} = C_{x_2} = W_{x_2} = W_{x_3} \longrightarrow (1)$$

C_x = مسقوطة في التدفق

C_y = مسقوطة في الشغل

أو زاوية الزوايا =

* Stage exit angle = $\alpha_3 = \alpha_1$
* Nozzle exit angle = α_2
* Rotor / Blade inlet angle = B_2
* Rotor / Blade exit angle = B_3

ثانيا السرعات =

* Stage exit C_3
* Stage inlet C_1 $\longrightarrow C_1 = C_3$

Nozzle

من أجل أن يدخل المائع بنفس الشكل على المرحلة الثانية (2 stage)

و سمى Repeating stage من أجل أن تكون C_x ثابتة في كل مرحلة .

* Nozzle exist velocity → C_2
- inlet relative velocity → W_2
- exist relative velocity → W_3
* axial flow velocity → C_x
Tangential velocity component → C_y

= من مثلث السرعة

$$\begin{cases} C_{y_2} = U + W_{y_2} \\ W_{y_3} = U + C_{y_3} \\ C_{y_2} + C_{y_3} = W_{y_2} + W_{y_3} \longrightarrow (2) \end{cases}$$

* $\frac{2}{C_x}$ ⇐ $\frac{C_{y_2}}{C_x} + \frac{C_{y_3}}{C_x} = \frac{W_{y_2}}{C_x} + \frac{W_{y_3}}{C_x}$

$$\tan\alpha_2 + \tan\alpha_3 = \tan\beta_2 + \tan\beta_3$$

Euler's work =

$$W = \underbrace{\Delta(\dot{m}V)}_{\text{change of Momentum}} \cdot \text{velocity}$$

$$W = [C_{y_2} + (-C_{y_3})]\,U = (C_{y_2} + C_{y_3})\,U$$

avec U — contraire U — W [kg | kg].

Work from enthalpy =

$$W = h_{o1} - h_{o3} = h_{o2} - h_{o3}$$

$h_{o1} = h_{o2}$ ⇐ ($h_{o1} = h_{o2}$) ولكن في Stator لا يتم شغل ولا يتم أخذ شغل

$$W = (h_2 - h_3) + \frac{1}{2}(C_2^2 - C_3^2)$$

ona : $h_{o2rela} = h_{o3rel} \Rightarrow h_2 + \frac{W_2^2}{2} = h_3 + \frac{1}{2}W_3^2$

$$h_2 - h_3 = \frac{1}{2}(W_3^2 - W_2^2)$$

$$\boxed{W = \frac{1}{2}(C_2^2 - C_3^2) + \frac{1}{2}(W_3^2 - W_2^2)}$$

↓ for axial Turbine.

For Stator $h_{o1} = h_{o2}$ لأن نستغل دائما

ملاحظة : كيف نثبت أن $h_{o2rela} = h_{o3rela}$

أو نبرهن بالفهم :

بمساطة : كلمة $\left(\frac{Rel}{relative}\right)$ تعني بالنسبة للسرعة النسبية.

(W)

هنا لك تخيلان : تخيل يمكن حصوله وتخيل لا يمكن حصوله

التخيل رقم (1) : تخيل لو أنك واقف خارج التربينة وتراقبها.

أنت الآن واقف في مكان ثابت.

إذا نسبة الخارج سرعة المائع بالنسبة لك أنت هي C وسرعة الريشة هي U بالنسبة لك أيضا. أما السرعة النسبية بين المائع والريشة هي W وفي هذه الحالة عندنا عمود يقوم بحركة دورانية إذا هناك استطاعة.

التخيل رقم (2) لا يمكن حصوله ولكن نتخيله : أنت الآن موجود على الريشة. إذا سرعة الريشة بالنسبة لك هي 0 لأنك ستتحرك معها بنفس السرعة. أما سرعة المائع بالنسبة لك هي W وهي سرعة نسبية.

معنى هذا أنه العمل النسبي = 0، كأننا في جدار ثابت (Nozzle).

فعندما هنا = عمود ثابت نسبيا ومائع يجري بسرعة W

$W_{rel} = 0$ ← هذا العمل الذي نقول عنه

Work relative : $W_{rel} = 0 = h_{o_2 rel} - h_{o_3 rel}$ (8)

$\Rightarrow h_{o_2} = h_{o_3 rel} \Rightarrow h_2 + \frac{1}{2}W_2^2 = h_3 + \frac{1}{2}W_3^2$

$W = h_{o_4} - h_{o_3} = h_{o_2} - h_{o_3}$

$W = U(C_{y_2} + C_{y_3})$

$h_{o_2} - h_{o_3} = U(C_{y_2} + C_{y_3})$

$(h_2 - h_3) + \frac{1}{2}(C_2^2 - C_3^2) = U(C_{y_2} + C_{y_3})$

$h_2 - h_3 + \frac{1}{2}(C_x^2 + C_{y_2}^2 - C_x^2 - C_{y_3}^2) = U(C_{y_2} + C_{y_3})$

$h_2 - h_3 + \frac{1}{2}[(C_{y_2} + C_{y_3})(C_{y_2} - C_{y_3})] = U(C_{y_2} + C_{y_3})$

$h_2 - h_3 + \frac{1}{2}[(C_{y_2} + C_{y_3})][C_{y_2} - C_{y_3} - 2U] = 0$

$C_{y_2} - C_{y_3} - 2U \rightarrow (C_{y_2} - U) - (C_{y_3} + U)$

$h_2 + h_3 + \frac{1}{2}(C_{y_2} + C_{y_3})[(C_{y_2} - U) - (C_{y_3} + U)] = 0$

$C_{y_2} + C_{y_3} = W_{y_2} + W_{y_3}$

$h_2 + h_3 + \frac{1}{2}[W_{y_2} + W_{y_3}][W_{y_2} - W_{y_3}] = 0$

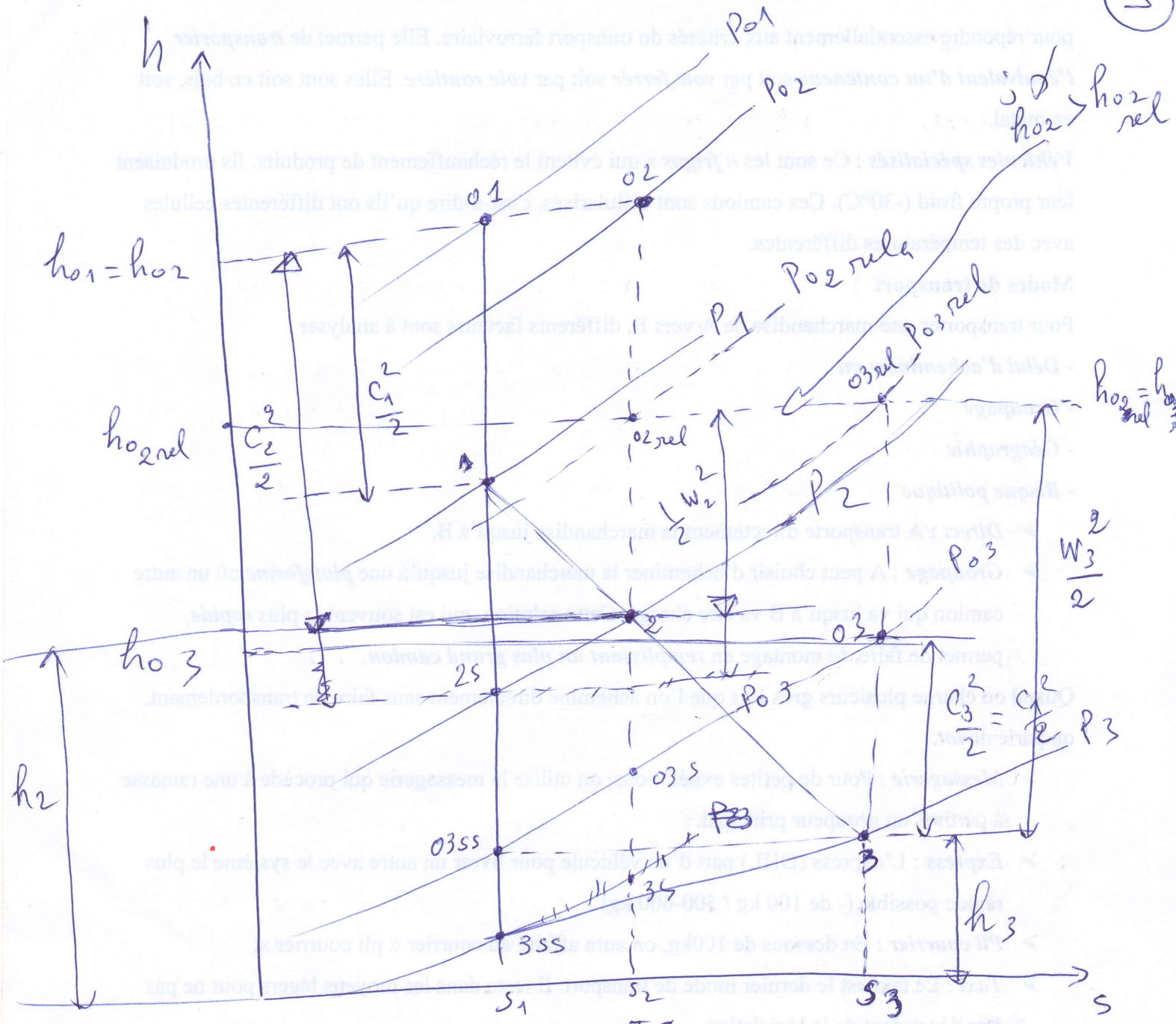
$h_2 + h_3 + \frac{1}{2}(W_{y_2}^2 - W_{y_3}^2) = 0$

$h_2 + \frac{1}{2}W_{y_2}^2 = h_3 + \frac{1}{2}W_{y_3}^2 \Rightarrow (h_{o_2 rel} = h_{o_3 rel})$

$h_2 + \frac{1}{2}W_{y_2}^2 + \frac{1}{2}W_x^2 = h_3 + \frac{1}{2}W_{y_3}^2 + \frac{1}{2}W_x^2$

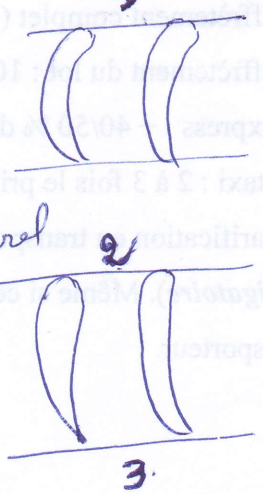
$\frac{1}{2}W_2^2 \qquad \frac{1}{2}W_3^2$

$h_2 + \frac{W_2^2}{2} = h_3 + \frac{1}{2}W_3^2 \Rightarrow h_{o_2 rel} = h_{o_3 rel}$



$$\left.\begin{aligned} h_{o\,rel} &= h + \tfrac{1}{2}w^2 \\ P_{o\,rel} &= P + \tfrac{\rho}{2}w^2 \end{aligned}\right| \quad \begin{aligned} &W_3 > W_2 \\ &C_2 > C_3 \end{aligned}$$

$$\left\{\begin{aligned} h_{o_2\,rel} &= h_2 + \tfrac{1}{2}W_2^2 \\ h_{o_3\,rel} &= h_3 + \tfrac{1}{2}W_3^2 \end{aligned}\right. \Rightarrow \text{avec } h_{o2\,rel} = h_{o3\,rel} \quad W_3 > W_2$$



$h_{o2rel} < h_{o2}$

et

$h_{o3} < h_{o3rel}$

ou bien $h_{o2rel} = h_{o3rel}$ (حالة خاصة)

2) Why $h_{o2} > h_{o2rel}$

h_{o2}	h_{o2rel}
$h_2 + \frac{C_2^2}{2}$	$h_2 + \frac{W_2^2}{2}$
$h_2 + \frac{C_{y2}^2}{2} + \frac{C_{x2}^2}{2}$	$h_2 + \frac{W_{y2}^2}{2} + \frac{W_{x2}^2}{2}$

$C_{y2} > W_{y2}$ حسب مثلث السرعات

donc $h_{o2} > h_{o2rel}$

3) Why $h_{o3} < h_{o3rel}$

h_{o3}	h_{o3rel}
$h_3 + \frac{C_{y3}^2}{2} + \frac{C_{x3}^2}{2}$	$h_3 + \frac{W_{y3}^2}{2} + \frac{W_{x2}^2}{2}$

donc $C_{y3} < W_{y3}$ حسب مثلث السرعات

donc $h_{o3} < h_{o3rel}$.

* Degree of reaction [R]

$$R = \frac{\text{Static enthalpy drop across rotor}}{\text{Static enthalpy drop across stage}}$$

- وهو يعني الـ ROTOR نزل الانتالبي (détente) بكم مقدار بالنسبة للانتالبي الي نزل فل المرحلة ككل.

$$R = \frac{h_2 - h_3}{h_1 - h_3}$$

$$W = h_{o1} - h_{o3} = h_1 - h_3 = U(C_{y_2} + C_{y_3})$$

$$h_1 - h_3 = U(W_{y_2} + W_{y_3})$$

$$h_{o_2\,rel} = h_{o_3\,rel} \Rightarrow h_2 + \frac{1}{2} W_2^2 = h_3 + \frac{1}{2} W_3^2$$

$$h_2 - h_3 = \frac{1}{2}(W_3^2 - W_2^2) = \frac{1}{2}(W_3 - W_2)(W_3 + W_2)$$

$$= \frac{1}{2}(W_{3y}^2 + W_{3x}^2 - W_{2y}^2 - W_{2x}^2)$$

$$= \frac{1}{2}(W_{3y}^2 - W_{2y}^2)$$

$$= \frac{1}{2}(W_{y_3} + W_{y_2})(W_{y_3} - W_{y_2})$$

$$R = \frac{\frac{1}{2}(W_{y_3} - W_{y_2})(W_{y_3} + W_{y_2})}{U(W_{y_2} + W_{y_3})} = \frac{W_{y_3} - W_{y_2}}{2U} \cdot \frac{C_x}{C_x}$$

$$R = \frac{C_x}{2U} \cdot \frac{W_{y_3} - W_{y_2}}{C_x} = \frac{\Phi}{2}[\tan\beta_3 - \tan\beta_2) \rightarrow$$

* $W_{y_2} = C_{y_2} - U$

$$R = \frac{C_x}{2U}\left(\frac{W_{y_3} - C_{y_2} + U}{C_x}\right) = \frac{1}{2} + \frac{C_x}{2U}\left(\frac{W_{y_3} - C_{y_2}}{C_x}\right)$$

$$R = \frac{1}{2} + \frac{\Phi}{2}(\tan\beta_3 - \tan\alpha_2) \rightarrow (2)$$

* $W_{y_3} = C_{y_3} + U$

$$R = \frac{C_x}{2U}\left(\frac{C_{y_3} + U - W_{y_2}}{C_x}\right) = \frac{1}{2} + \frac{C_x}{2U}\left(\frac{C_{y_3} - W_{y_2}}{C_x}\right)$$

$$= \frac{1}{2} + \frac{\phi}{2}(\tan\alpha_3 - \tan\beta_2) \rightarrow (3)$$

* $W_{y_2} = C_{y_2} - U$

* $W_{y_3} = C_{y_3} + U$

$$R = \frac{C_x}{2U}\left[\frac{C_{y_3} + U - C_{y_2} + U}{C_x}\right]$$

$$R = \frac{C_x}{2U}\left[\frac{2U}{C_x} + \frac{C_{y_3}}{C_x} - \frac{C_{y_2}}{C_x}\right]$$

$$R = 1 + \frac{C_x}{2U}\left[\frac{C_{y_3}}{C_x} - \frac{C_{y_2}}{C_x}\right] = 1 + \frac{\phi}{2}[\tan\alpha_3 - \tan\alpha_2] \rightarrow (4)$$

$\frac{C_x}{U}$ = flow coefficient

coefficient de débit

$\frac{C_x}{U} = \phi$ [+]

Degree of reaction = معنى كمية تغير الطاقة في الـ (stage) الواحدة الـ Rotor عبر

ψ = Loading coefficient [coefficient de changement]

$$\psi = \frac{\dot{W}}{\dot{m}\,U^2} = \frac{\dot{m}\,\Delta h}{\dot{m}\,U^2} = \frac{\dot{m}\,c_p(T_{01} - T_{02})}{\dot{m}\,U^2} = \frac{c_p(T_{01} - T_{02})}{U^2}$$

$\Delta h : W_{Euler} = U(C_{U_2} + C_{U_3})$

$$\psi = \frac{\dot{m}\,U(C_{U_2} + C_{U_3})}{\dot{m}\,U^2} = \frac{C_x}{U}\cdot\frac{U}{U}\cdot\left(\frac{C_{U_2}}{C_x} + \frac{C_{U_3}}{C_x}\right) = \phi[\tan\alpha_2 + \tan\alpha_3] = \phi[\tan\beta_2 + \tan\beta_3]$$

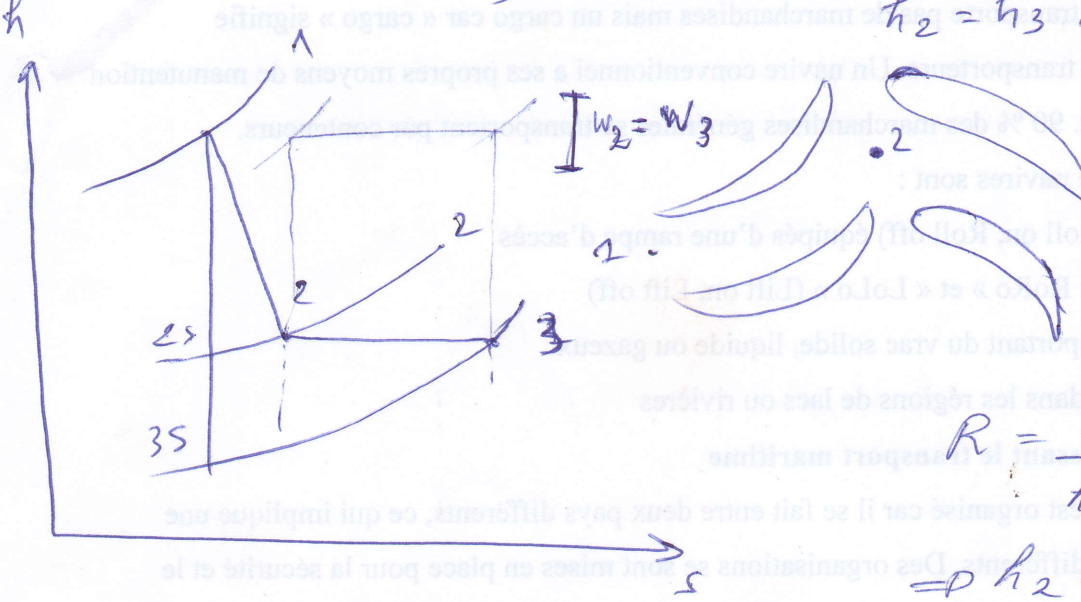
$\tan\alpha_2 + \tan\alpha_3 = \tan\beta_2 + \tan\beta_3$;)

Chapter 3 — Degree of reaction — أمثلة

* **Zero Reaction Stage : the 0 réaction stage :**

تعني أن لا يحدث تغير في الإنثالبي عبر "Rotor"

أو بعبارة أخرى : $h_2 = h_3$



$$R = \frac{h_2 - h_3}{h_1 - h_3} = 0$$

$$\Rightarrow h_2 = h_3$$

- تغيير السرعة Stator

وهي أن التغير في الطاقة أجري كليا عبر

وهي الطاقة الحركية.

From $R = \frac{\phi}{2}\left[\tan\beta_3 - \tan\beta_2\right] \Rightarrow$

$\frac{\phi}{2} \neq 0$ لا يمكن أن تساوي 0 لأن

$\tan\beta_3 = \tan\beta_2$

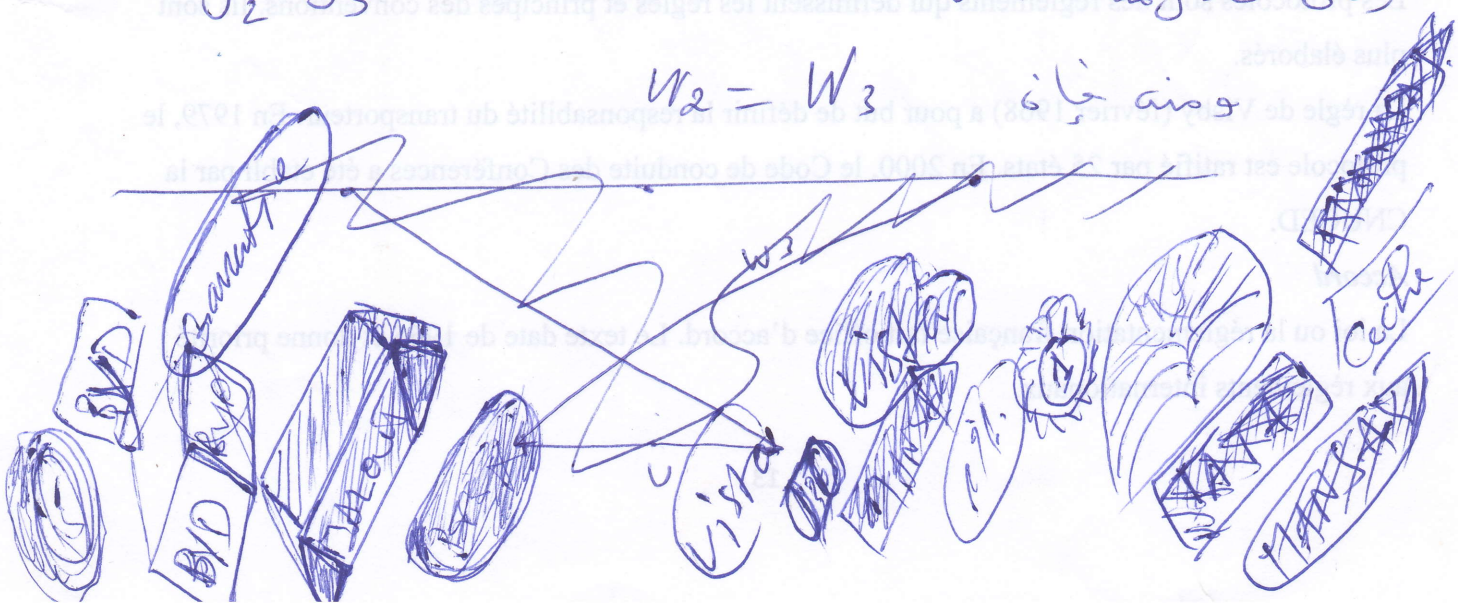
done

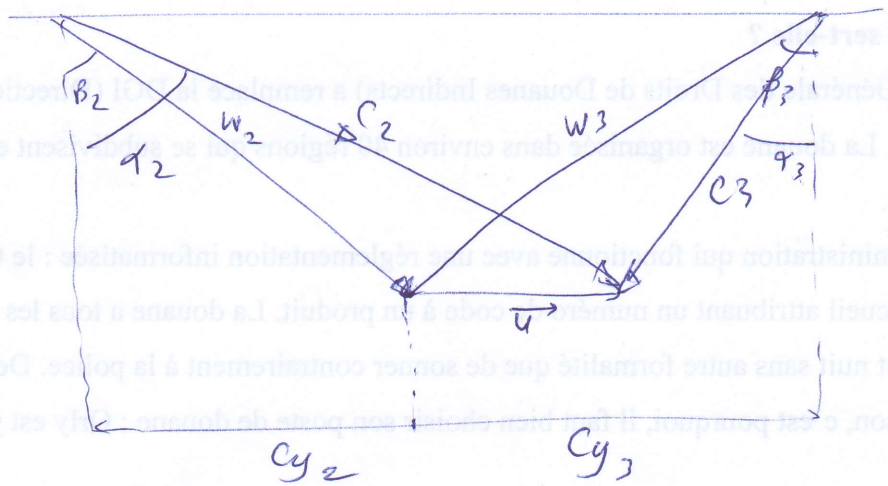
$\beta_3 = \beta_2$;

دائما $W_{x_2} = W_{x_3}$

ومن خلال مثلث السرعات نستنتج أن $W_{y_2} = W_{y_3}$

ومنه فإن $W_2 = W_3$





$\beta_2 = \beta_3$

$w_2 = w_3 \Leftarrow h_2 = h_3$ LLL

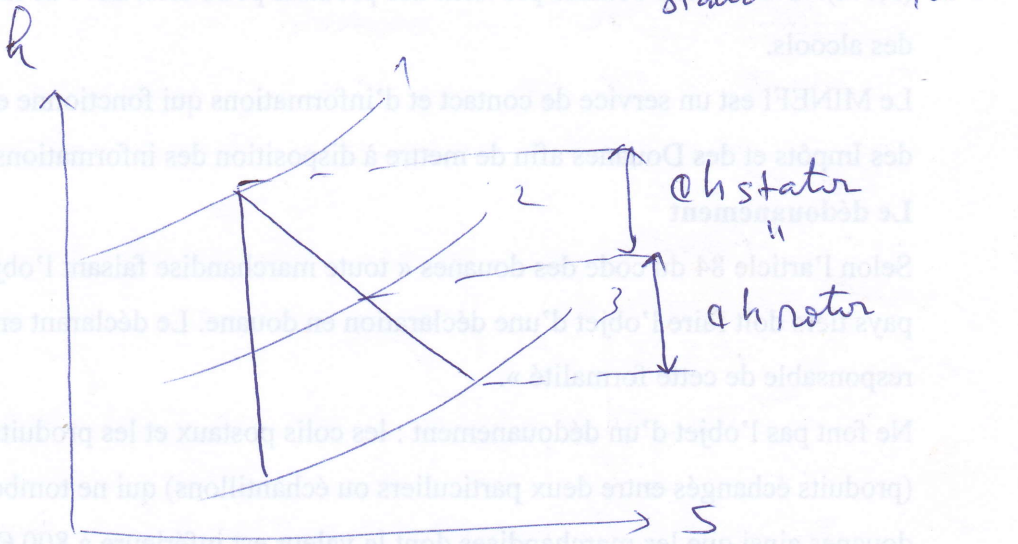
So, rotor of blades is ducts, NO, NOZZLE

* 50 % Degree of Reaction

$R = \dfrac{h_2 - h_3}{h_1 - h_3} = 0{,}5 = \dfrac{h_2 - h_3}{(h_1 - h_2) + (h_2 - h_3)}$

$\Rightarrow h_2 - h_3 = 0{,}5(h_1 - h_2) + 0{,}5(h_2 - h_3) \Rightarrow h_2 - h_3 = h_1 - h_2$

$\Rightarrow \Delta h_{stator} = \Delta h_{rotor}$



$$R = \frac{1}{2} + \frac{\Phi}{2}(\tan\alpha_3 - \tan\beta_2) \quad \text{و} \quad R = 0{,}5 \Rightarrow \tan\alpha_3 = \tan\beta_2 \Rightarrow \alpha_3 = \beta_2$$

$$R = \frac{1}{2} + \frac{\Phi}{2}(\tan\beta_3 - \tan\alpha_2) = 0{,}5 \Rightarrow \tan\beta_3 = \tan\alpha_2 \Rightarrow \beta_3 = \alpha_2$$

مع العلم أن $\alpha_3 = \alpha_1$ أي C_3 تساوي C_1

$\alpha_3 = \beta_2 = \alpha_1$ أي أن

- مع العلم أن $\tan\beta_2 = \tan\alpha_3$

$$\frac{W_{y_2}}{W_{x_2}} = \frac{C_{y_3}}{C_{x_3}}$$

وبما أن $W_{x_2} = C_{x_3} = W_x = C_x$

إذن $W_{y_2} = C_{y_3}$

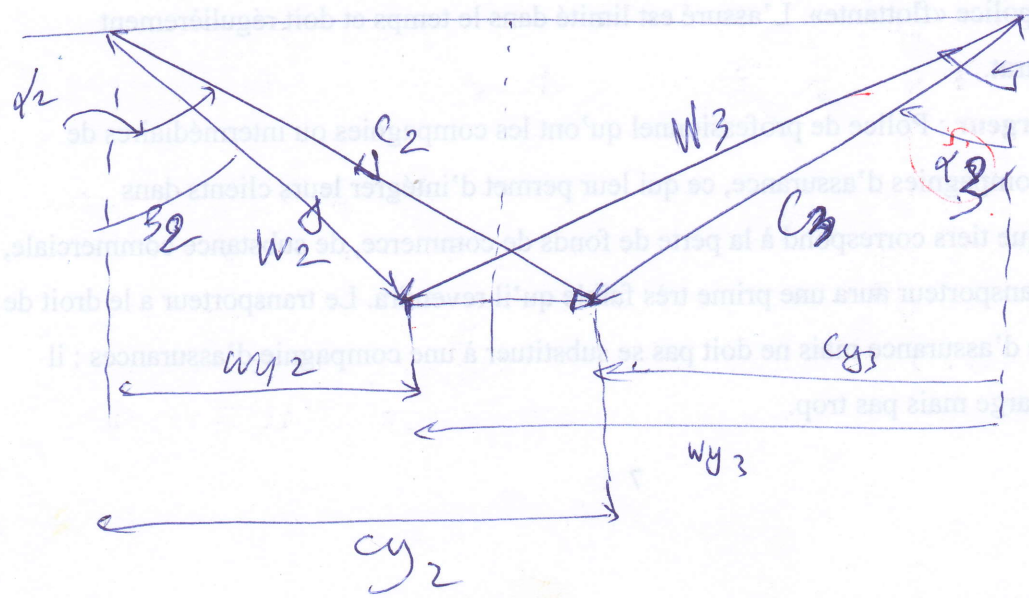
و $C_{x_2} = C_{x_3}$

$\Rightarrow W_2 = C_3$

من جهة أخرى $\tan\beta_3 = \tan\alpha_2 \Rightarrow$

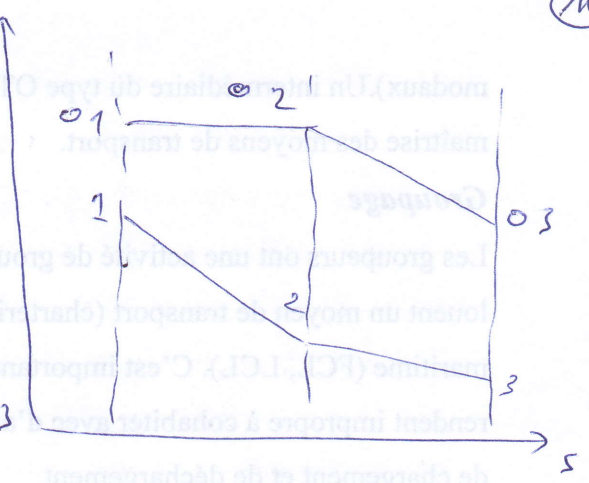
$\Rightarrow \beta_3 = \alpha_2 \Rightarrow W_3 = C_2$

من ذلك نلاحظ أن مثلث السرعات Stator يساوي مثلث السرعات Rotor



* 30 % degree of reaction =

$$R = \frac{h_2 - h_3}{h_1 - h_3} = 0,3$$



Δh stator $> \Delta h$ rotor

30 % > 30 %

$$R = \frac{1}{2} + \frac{\phi}{2}\left[\tan\beta_3 - \tan\alpha_2\right] = 0,3$$

ona = $\boxed{\phi > 0}$

$$\Rightarrow \frac{\phi}{2}\left[\tan\beta_3 - \tan\alpha_2\right] = -0,2 < 0$$

donc: $\frac{\phi}{2} > 0 \Rightarrow \tan\beta_3 - \tan\alpha_2 < 0$

$\Rightarrow \tan\beta_3 < \tan\alpha_2$

$\Rightarrow \boxed{\beta_3 < \alpha_2}$ (1)

$\Rightarrow W_3 < C_2$

$$\Rightarrow R = \frac{1}{2} + \frac{\phi}{2}\left[\tan\alpha_3 - \tan\beta_2\right] = 0,3$$

$\Rightarrow \tan\alpha_3 - \tan\beta_2 < 0 \Rightarrow \tan\alpha_3 < \tan\beta_2$

$\Rightarrow \alpha_3 < \beta_2$

$\alpha_3 < \beta_2$ ou $\Leftarrow \boxed{C_3 < W_2}$

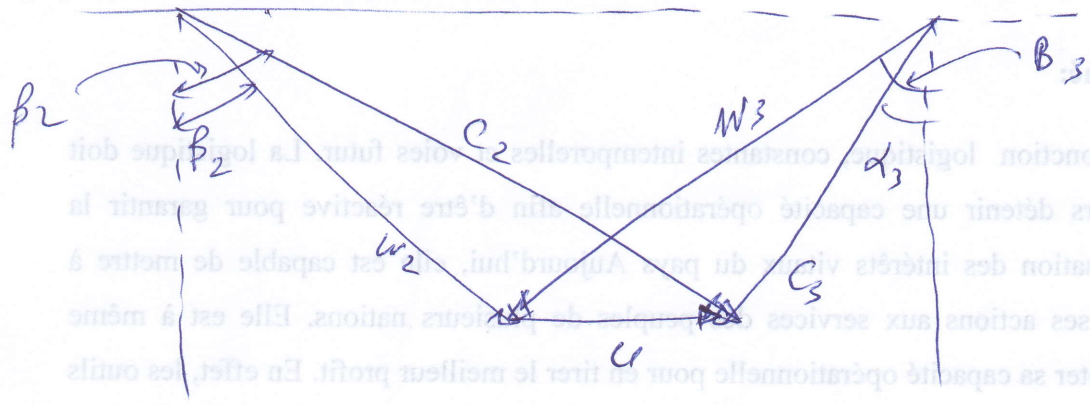
$$\frac{Cy_3}{C_{x3}} < \frac{Wy_2}{W_{x2}} \quad \text{avec} \quad C_{x3} = W_{x2}$$

$\boxed{Cy_3 < Wy_2}$ (2)

$$\vec{C_3} = \vec{Cy_3} + \vec{Cx_3}$$

$$\vec{W_2} = \vec{Wy_2} + \vec{Wx_2}$$

$\boxed{W_2 > C_3} \Leftarrow$ من العلم أن :



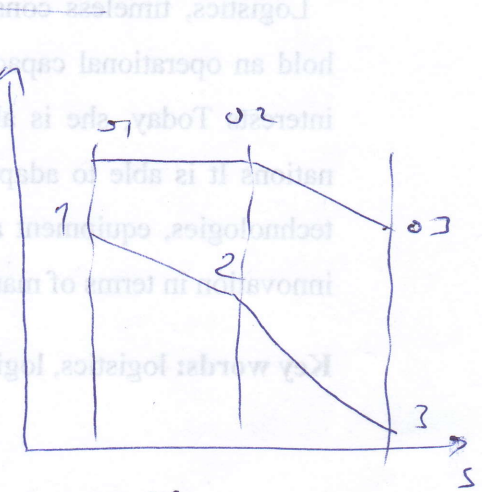
$C_2 > W_3$

$W_2 > C_3$

* 50 % Degree of reaction =

$$R = \frac{h_2 - h_3}{h_1 - h_3} = 0,8$$

$\Delta h_{rotor} > \Delta h_{stator}$



$$R = \frac{1}{2} + \frac{\phi}{2}\left[\tan\beta_3 - \tan\alpha_2\right] = 0,8$$

$$\frac{\phi}{2}\left[\tan\beta_3 - \tan\alpha_2\right] = 0,3 > 0 \quad \text{إذن}$$

$$\frac{\phi}{2} > 0 \quad \text{و بما أن}$$

$$\tan\beta_3 - \tan\alpha_2 > 0 \quad \text{إذن}$$

$$\tan\beta_3 > \tan\alpha_2 \quad \text{إذن}$$

$$\boxed{\beta_3 > \alpha_2} \quad \text{و منه}$$

$W_3 > C_2$ و منه نستنتج

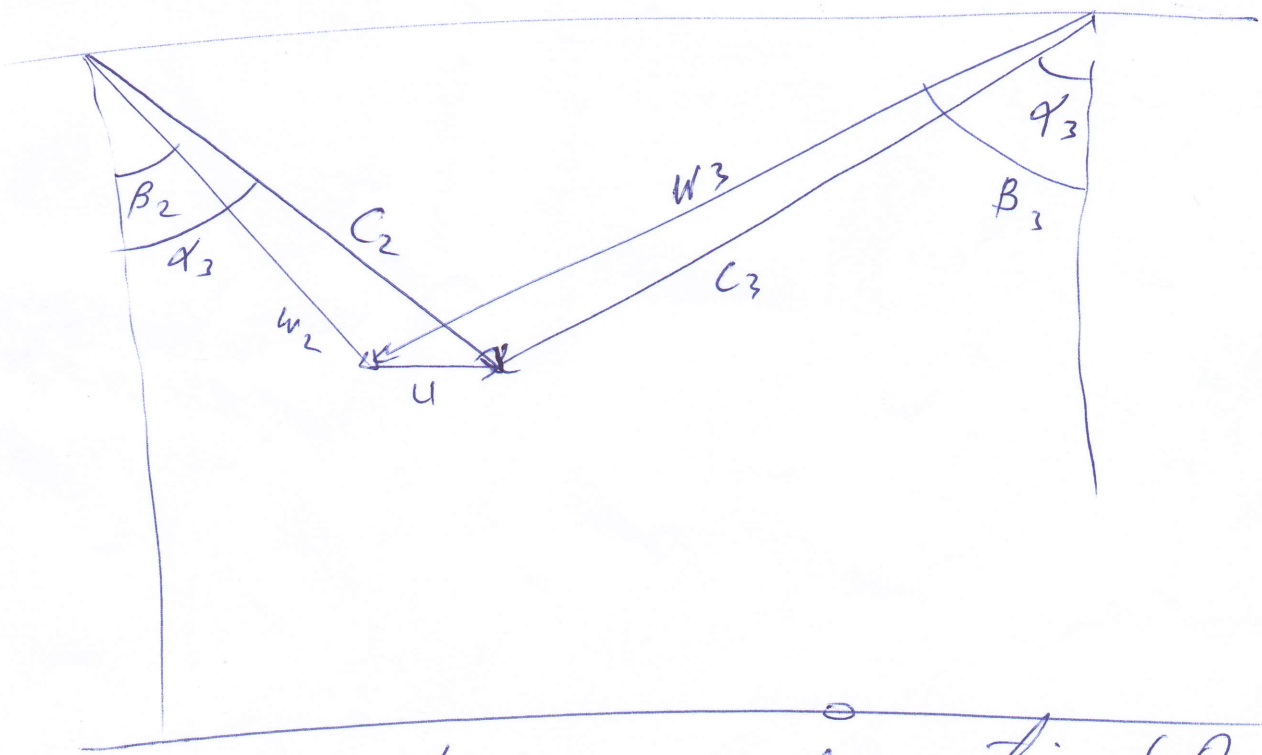
$$R = \frac{1}{2} + \frac{\Phi}{2}\left[\tan\beta_3 - \tan\beta_2\right] = 0{,}8$$

$$\tan\alpha_3 - \tan\beta_2 > 0$$

$$\tan\alpha_3 > \tan\beta_2$$

$$\alpha_3 > \beta_2 \quad \text{cbl}$$

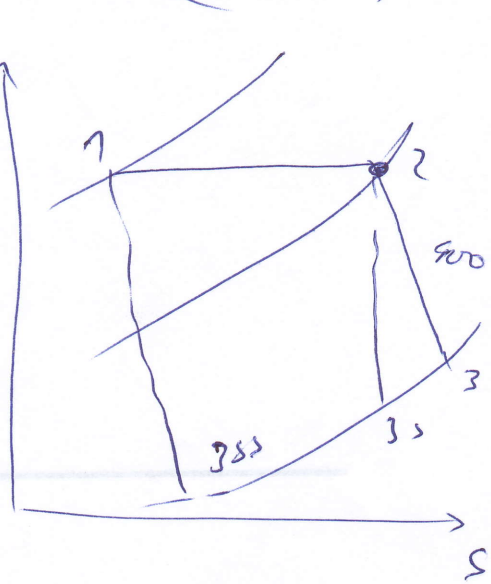
$$C_3 > W_2$$



100 % Degree of reaction ($R = 1$)

$$R = \frac{h_2 - h_3}{h_1 - h_3} = 1$$

$$h_1 - h_3 = h_2 - h_3$$



* يعني أن التغير في الإنتالبي يحدث كليا داخل Rotor

$$R = 1 + \frac{\phi}{2}[\tan\alpha_3 - \tan\alpha_2] = \cancel{1}$$

$$\Rightarrow \frac{\phi}{2}[\tan\alpha_3 - \tan\alpha_2] = 0 \Rightarrow \tan\alpha_3 = \tan\alpha_2$$

$$\boxed{\alpha_3 = \alpha_2}$$

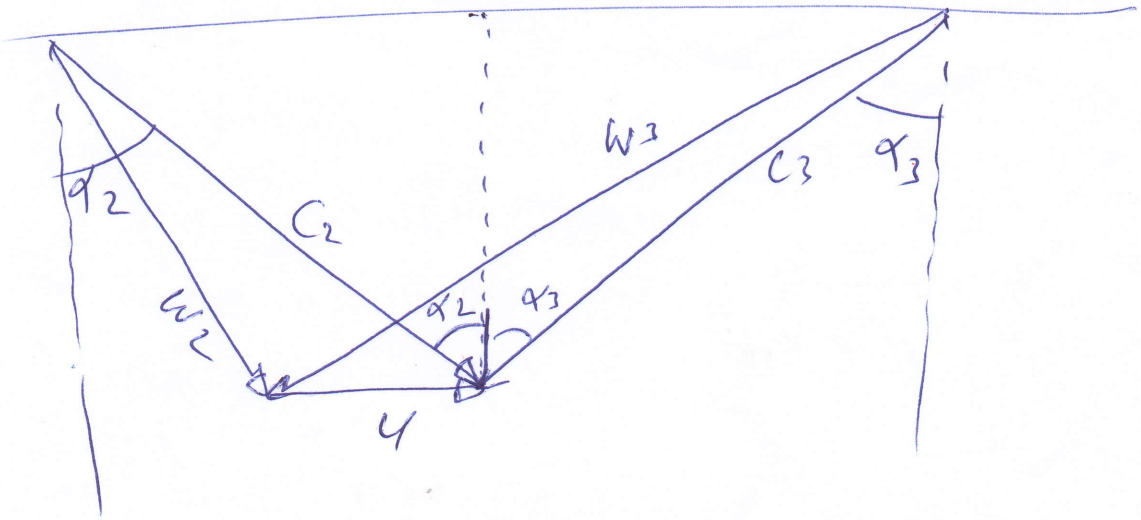
$$= \cancel{\alpha_1}$$

وعندما $\alpha_3 = \alpha_1$

$$\boxed{\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3}$$ أي أن

$$C_1 = C_2 = C_3$$ أي أن

Duct (Conduit) أي Nozzle ليست Stator بين = يعني



أي أن $h_{o1} = h_{o2}$ ، Stator في $h_1 = h_2$

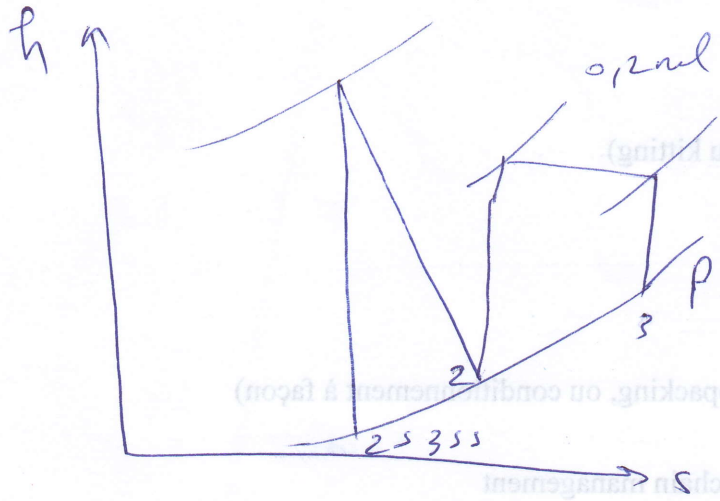
= أي أن Stator في لا يتغير ولكن Total enthalpy

$$\left.\begin{aligned} h_{o1} &= h_1 + \frac{C_1^2}{2} \\ h_{o2} &= h_2 + \frac{C_2^2}{2} \end{aligned}\right\} \Rightarrow \boxed{C_1 = C_2}$$

[Conduite] Duct يسمى Stator في حالة الدفع فقط.

---

* Mollier Diagramme for an Impulse Turbine Stage :



* معنى ان Impulse يوجد تغير في الضغط داخل Rotor

* $W_3 < W_2$ ← بسبب الاحتكاك

* يحدث زيادة في الأنتالبي داخل الـ Rotor

$h_3 > h_2$

وهذا بسبب الإحتكاك.

IMPULSE, Reaction, Curtis and Rateau Stage:

1) IMPULSE stage:

مرحلة لا يحدث أي تغير في الضغط الإستاتيكي خلال الـ Rotor.

2) Reaction Stage:

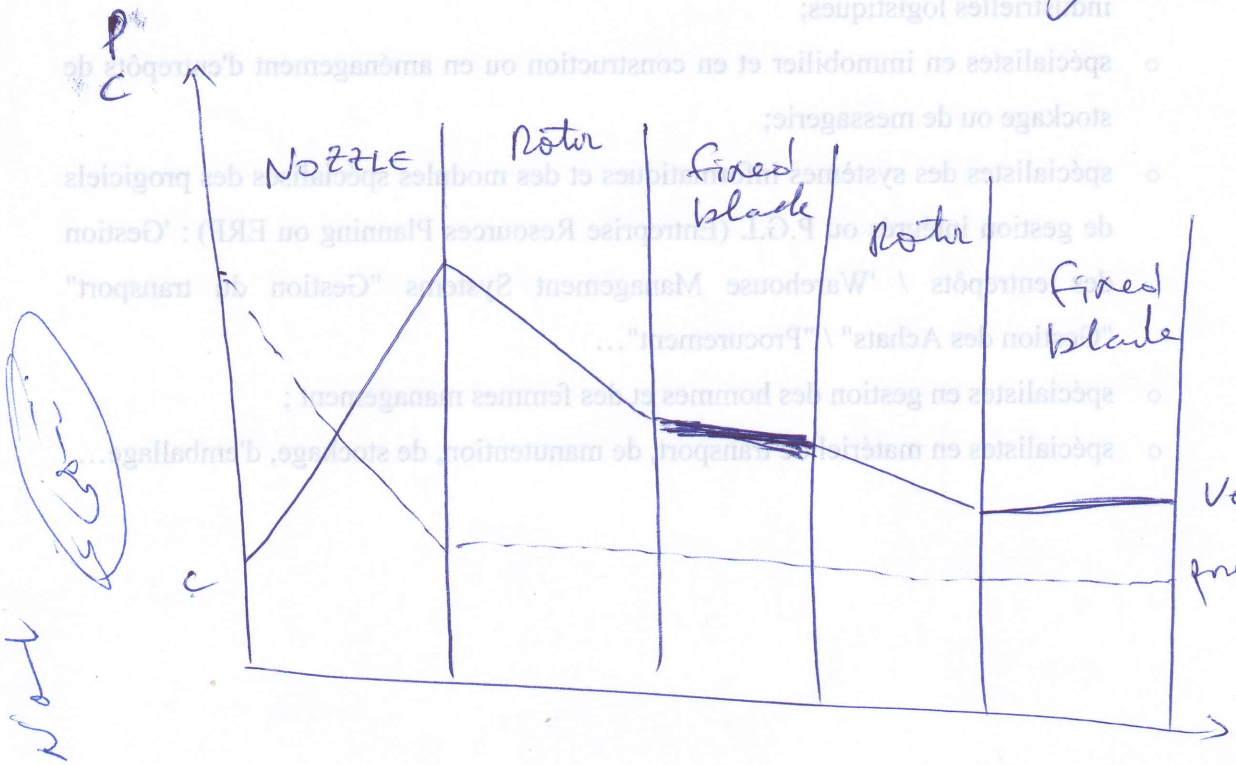
مرحلة يحدث تغير في الضغط الإستاتيكي خلال الـ Rotor

3) Curtis stage [Multi-stage velocity]:

* Compound impulse Turbine

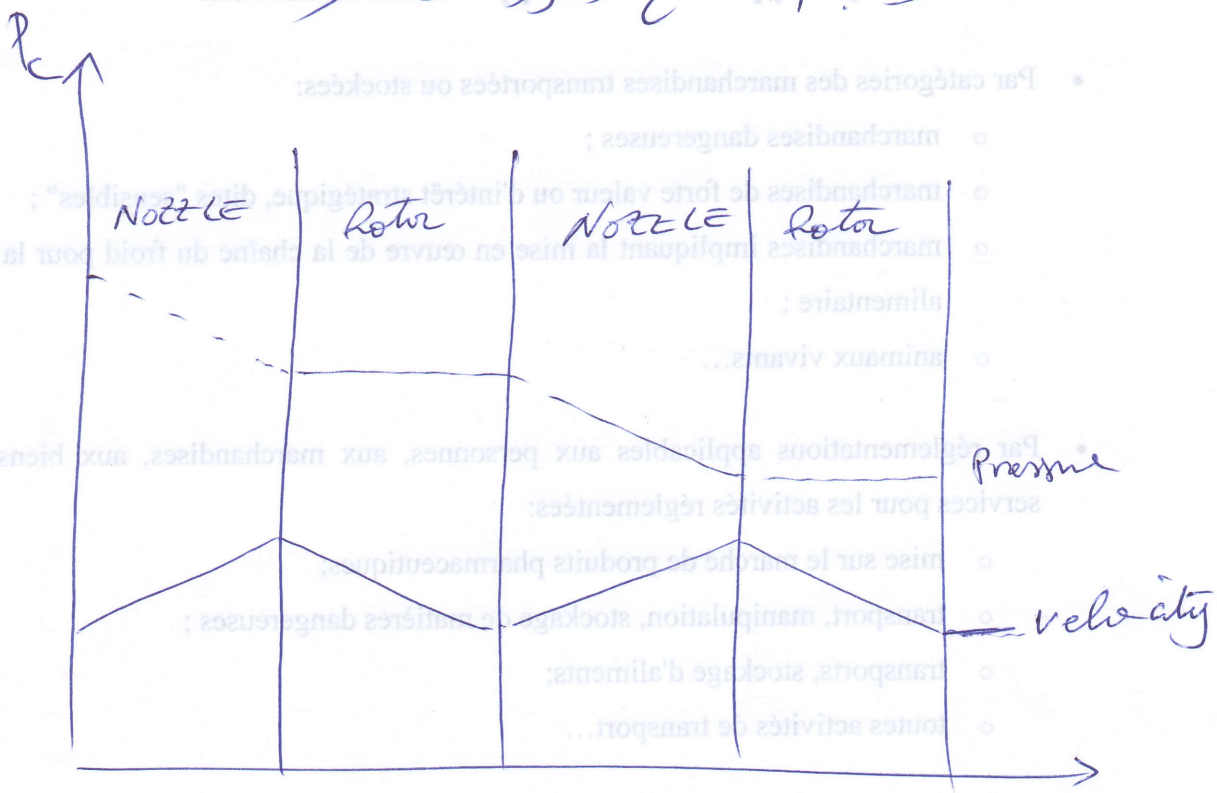
في هذه الحالة يحدث انخفاض في الضغط الكلي داخل الـ Nozzle الأولى فقط وباقي الـ Nozzle تعتبر عبارة عن فتحة لتمرير البخار دون تغير في الضغط وسميت [velocity compound] لأن السرعة تنخفض تدريجيا عبر الـ Rotor من مرحلة إلى أخرى.

P = Pressure
C = velocity

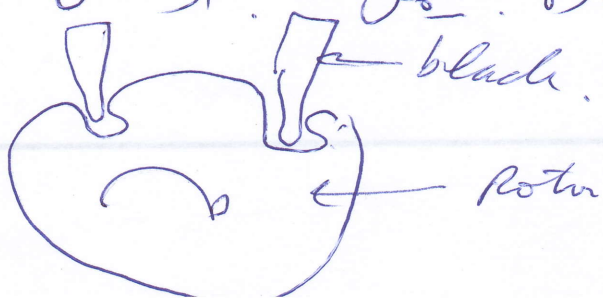


④ Rateau stage [Multi stage Pressure Compounded ImPulse Turbine].

* يحدث انخفاض تدريجي في الضغط لكل مرحلة
* Nozzle توجد الموانع وتزود من سرعة



* ازاي تركب الريشة التربينة؟
* بيكون عندك الريشة موزونة ومترقمة لكل مكان في Rotor. أبدأ أبو كل ريشة في مكانها وبعدكده اقفل على الريشة علشان متخرجش من مع الدوران.
اعمل "Balance" للمرحلة الأولى وبعدكده ركب المرحلة التانية واعمل اتزان بين المرحلة الأولى والتانية وركب المرحلة التالتة واعمل اتزان لكل مرحلة والمراحل كلها مع بعض. ممكن تكون فيه مسمار في المرحلة ٢ معين بطول بيعمل حاجز ولكن الغرض "balance" للتربينة



Type of Balance

T. of Balance

- Static balance: لما يكون الجسم الدوار ساكن
- Dynamic balance: لما يكون الجزء في حالة دوران وهنا محتاج تحصل اهتزازات

جهاز القياس = Sensor الاهتزازات

* الربط بين ψ and ϕ وزوايا متجلتات السرعة

$$\begin{cases} \psi = \dfrac{\Delta W}{U^2} \\ \phi = \dfrac{C_x}{U} \end{cases}$$

ΔW ← Loading coefficient $= U(C_{y_2} + C_{y_3})$

ϕ ← flow coefficient

$$\psi = \frac{U(C_{y_2} + C_{y_3})}{U^2} \cdot \frac{C_x}{C_x}$$

$$\psi = \frac{C_x}{U} \cdot \frac{(C_{y_2} + C_{y_3})}{C_x}$$

$$\psi = \phi [\tan\alpha_2 + \tan\alpha_3] \rightarrow (1)$$

$$\tan\alpha_2 + \tan\alpha_3 = \tan\beta_2 + \tan\beta_3$$

من متجلتات السرعة

$$\psi = \phi \left[\tan\beta_2 + \tan\beta_3 \right]$$ ومنه

$$\psi = \frac{C_{y_2} + C_{y_3}}{U} \cdot \frac{C_x}{C_x} \longrightarrow (2)$$

$$\boxed{C_{y_2} = W_{y_2} + U}$$ = وكذلك من مثلثات السرعة

$$\psi = \frac{W_{y_2} + U + C_{y_3}}{U} \cdot \frac{C_x}{C_x} = \frac{C_x}{U}\left[\frac{W_{y_2}}{C_x} + \frac{U}{C_x} + \frac{C_{y_3}}{C_x}\right]$$

$$\psi = \phi \left[\tan\beta_2 + \frac{1}{\phi} + \tan\alpha_3 \right]$$

$$\psi = 1 + \phi \left[\tan\beta_2 + \tan\alpha_3 \right] \longrightarrow (3)$$

من مثلثات السرعة :

$$W_{y_3} = C_{y_3} + U$$

$$\psi = \frac{C_x}{U}\left[\frac{C_{y_2}}{C_x} + \frac{W_{y_3}}{C_x} - \frac{U}{C_x} \right]$$

$$= \phi \left[\tan\alpha_2 + \tan\beta_2 - \frac{1}{\phi} \right]$$

$$= \phi \left[\tan\alpha_2 + \tan\beta_3 \right] - 1 \longrightarrow (4)$$

ملاحظة :

~~عندما ϕ : β تزداد~~

* عندما ϕ = :

$\beta \nearrow \Rightarrow \psi \nearrow$

$$\psi = \phi \left[\tan\beta_2 + \tan\beta_3 \right]$$

* Utilisation factor or blade efficiency:

$$\eta_b = \frac{\text{Rotor blade Work}}{\text{Energy supplied to rotor blades}} = \frac{\Delta W}{E_{blade}}$$

$$= \frac{(C_2^2 - C_3^2) + (W_3^2 - W_2^2)}{C_2^2 + (W_3^2 - W_2^2)}$$

* ✗ ملحوظة: ان شغل الـ Stage هو شغل الـ Rotor

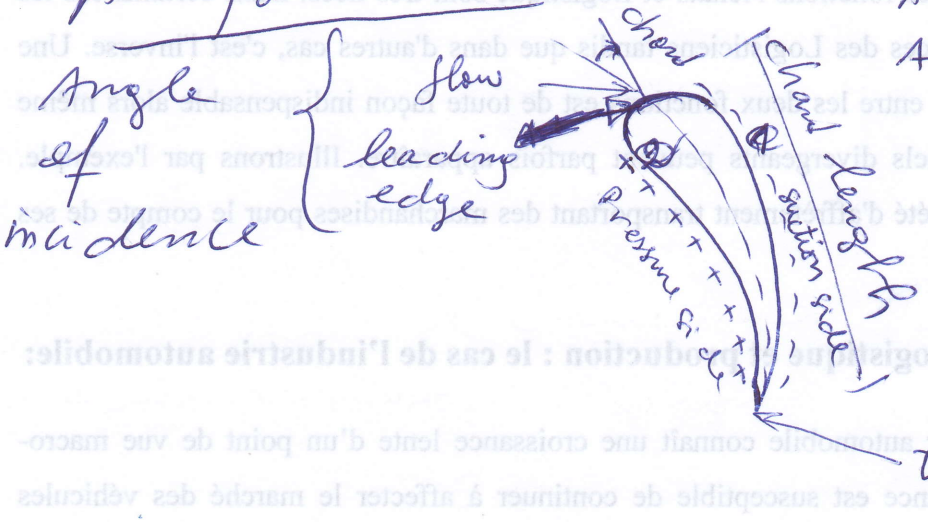
الـ Rotor هو المسؤول عن الشغل في المرحلة.

* الاختلاف الـ Rotor و Stage كفائة وانهم يوجد مفاهيم في Rotor و Stator.

---

* Air foul blade

Area (1) → Upper camber
Area (2) Lower camber



* leading edge: مسؤول عن انسياب المائع على الريشة و لا تحدث separation

* trailing edge: يحاول أن يكون رفيع من أجل أن تتلاقى "boundary layer" عندها.

لكن لا يكون رفيع جدا من أجل أن تتحمل السرعات ودرجات الحرارة والضغط العالي

(Crack) لتجنب كسر شغلها

* Suction Side: المساحة كبيرة فنحتاج إلى سرعة أكبر حتى يصل المائع من فوق ومن تحت عند نقطة "trailing" وبالتالي الضغط قليل.

* Pressure side: المساحة قليلة والسرعة قليلة لتعطي السائل وبالتالي يكون الضغط عالي.

ومنه فإن الفرق في الضغط بين "Pressure and suction side" يسبب قوة رفع Lift.

وبالتالي يكون فيه أيضا "Drag force" في اتجاه الـ Thrust force كمان axial.

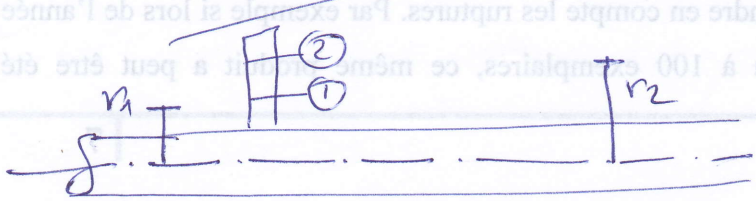
* ما هذا البريشة فيها Twist في التربينة؟

ببساطة: مثلث السرعة الذي سمناه عن "U" بعيشة عن $U = \omega r$ ولكن واضح طالعين لفرق (r) تزداد و بالتالي (U) تزيد من Hub لـ Tip وبالتالي لازم مثلث السرعة لازم يتغير علشان الـ flow يسيب البريشة ولا يحصل separation أو هبوط للبريشة فلازم أغير الزوايا β وبالتالي البريشة تتعوج.

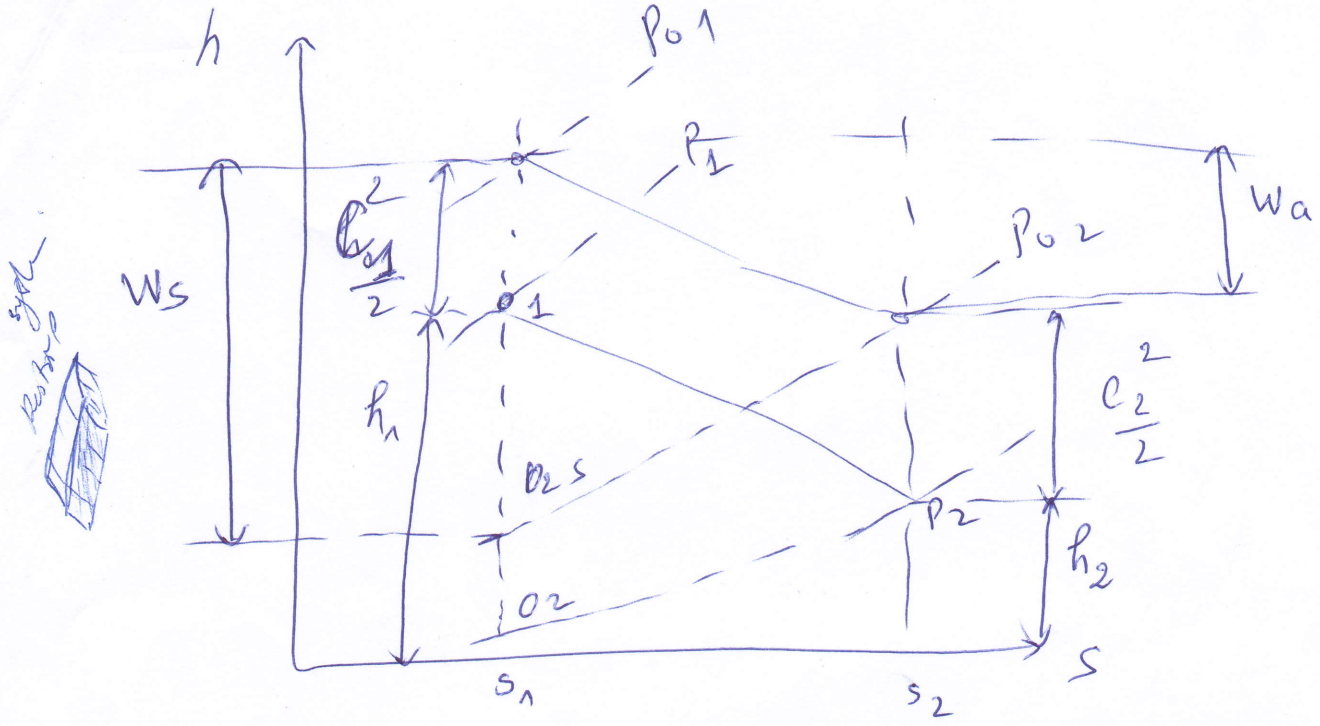
$U_1 < U_2$

$\beta_{at_1} \neq \beta_{at_2}$

↳ Twist

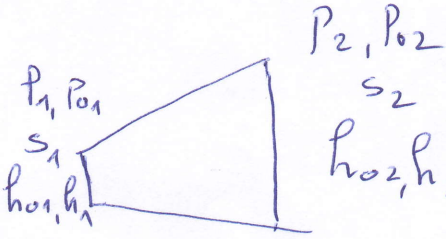


8 - Turbine :

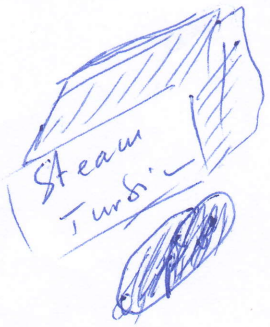


* الطاقة الحركية للمائع عند مخرج التربينة أقل من عند المدخل

* χ_1 جزاء من (1-2) الشغل الناتج من الإنخفاض في الطاقة الحرارية دون النظر إلى الطاقة الحركية.



$p_1 > p_2$



* Pressure ratio : $P_r = \frac{P_{01}}{P_{02}} = \frac{P_{01}}{P_{02s}} = r_p$

(نسبة بين الضغط الكلي عند مدخل التربينة والكلي الضغط الخارج من مخرج التربينة)

* Total To Total efficiency

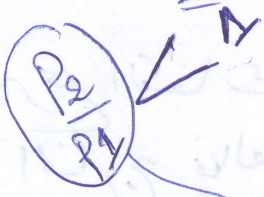
تستخدم في التربينة في حالة استخدام الطاقة الحركية الخارجة من التربينة. مثال على ذلك (Jet engine) يستخدم الدفعة لتوليد قوة الدفع.

$$\eta_{TT} = \frac{W_a}{W_s} = \frac{h_{01} - h_{02}}{h_{01} - h_{02s}} = \frac{C_p (T_{01} - T_{02})}{C_p (T_{01} - T_{02s})}$$

$$\eta_{TT} = \frac{T_{01} - T_{02}}{T_{01}\left[1 - \frac{T_{02s}}{T_{01}}\right]}$$

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

$$= \left[\frac{P_{01}}{P_{02s}}\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (P_r)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (r_p)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$



$$\eta_{T.T} = \frac{T_{01} - T_{02}}{T_{01}\left[1 - (P_r)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}$$

بما أن η_{TT} تعتمد على المؤشرات التالية:

$$\eta_{TT} = f(T_{01}, T_{02}, P_r, \gamma)$$

$T_{01} = T_1 + \frac{C_1^2}{2C_p}$ ⟸ η_{TT} ⊂ T_{01}

حيث T_1 هي درجة الحرارة عند مدخل التربينة

أن عمل التربينة يعتمد على درجة الحرارة.

يعني كلما زادت درجة الحرارة زادت كفاءة التربينة.

* $T_{02} = T_2 + \frac{C_2^2}{2c_p}$ خفض T_2 العمل على زيادة الكفاءة، لأن T_2 محدودة بمعرفة غازات العجلة الخلفية.

لو عندي Steam أو درجة حرارة العجلة ويحدد ضغط الكفاءة وبالتالي الحل على $\frac{C_2^2}{2}$.

* لو زدت (P_r) الضغط تزيد: $P_r = \frac{P_{01}}{P_{02}}$

* لكن خلي بالك حول الريشة تشتغل.

* يبقى في الآخر فرق الكفاءة تعتمد على:

1) زود $\frac{C_1^2}{2}$

2) قلل $\frac{C_2}{2}$

3) زود (P_r) ولكن دول أساسا بتغيروا أساسا بتغير P_{01}, P_{02} اللي بيغيروا T_{01}, T_{02}.

Total - static efficiency:

تعبر عن الكفاءة في حالة أن تكون التوربينة ثابتة فلا تستخدم في المنتج الخارج فالقدرة أو الشغل هما الطاقة الحركية لوحدها حتى لو كان ممكن أعتبر الضغط الكلي في الخارج يساوي الضغط الاستاتيكي $P_{02s} = P_{2s} = P_2$

مثال لاستخدام في العنفات ← Steam turbine

$$\eta_{T.S} = \frac{h_{01} - h_{02}}{h_{02} - h_{2s}} = \frac{c_p(T_{01} - T_{02})}{c_p(T_{01} - T_{2s})} = \frac{T_{01} - T_{02}}{T_{01}\left[1 - \frac{T_{2s}}{T_{01}}\right]}$$

$$\frac{T_{2s}}{T_{01}} = \left(\frac{P_{01}}{P_{2s}}\right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} = (P_r')^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}$$

$$\eta_{T-C} = \frac{T_{01} - T_{02}}{T_{01}\left[1 - (P_r')^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}\right]} \Rightarrow P_r' > P_r \Rightarrow \eta_{TT} > \eta_{TS}$$

Finite stage efficiency : $\eta_{tt} = \eta_{ts}$ - (A)

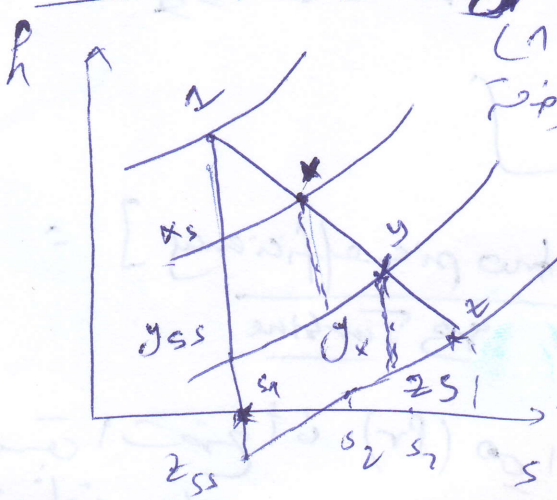
$A = B - X \Rightarrow B > A \Rightarrow \frac{1}{\eta_{ts}} > \frac{1}{\eta_{tt}}$ (3)

* la relation entre les rendements total à total et total à statique est donné par :

$$\frac{1}{\eta_{tt}} = \frac{h_{10} - h_{02s}}{h_{10} - h_{20}} = \frac{h_{10} - h_{2s} - C_2^2/2}{h_{10} - h_{20}} = \frac{1}{\eta_{ts}} - \frac{C_2^2}{2(h_{01} - h_{20})}$$

Cette formule montre que $\eta_{tt} > \eta_{ts}$.

• Finite stage efficiency : (rendement d'un étage)



(1-2) في هذه الرسمة يتحدد الأجزاء في خلال التوربينة خلال المنك ثم الحل الحقيقي

و هي عبارة عن قطاعة الحركة الواحدة - 2

ويكفي أن نحفظ أن (PF) ثابت خلال الحركة الواحدة.

$W_a = (h_1 - h_x) + (h_x - h_y) + (h_y - h_2)$

$W_s = h_1 - h_{2ss}$ شغل التوربينة خلال المنك

$$\left.\begin{aligned} W_{s_1} &= h_1 - h_{xs} \\ W_{s_2} &= h_x - h_{ys} \\ W_{s_3} &= h_y - h_{2s} \end{aligned}\right\}$$ شغل كل مرحلة على حدى

* معلومة : فائدة كل مرحلة ثابت حتى يكون الشغل في كل مرحلة ثابت حتى يحدث Torsion على العمدة الدوار.

$$W_a = \eta_T \cdot W_s \rightarrow (1)$$

$$W_i = \eta_{sT} \times W_{si} \rightarrow (2)$$

$$\sum W_i = \eta_{sT} \cdot \sum W_{si} = W_a \rightarrow (3)$$

From (1) to (3) $\Rightarrow \eta_T \propto W_s = \eta_{sT} \cdot \sum W_{si}$

- $RH = \frac{\sum W_{si}}{W_a} > 1$, $\eta_T = \left(\frac{\sum W_{si}}{W_a}\right) \cdot \eta_{sT}$

$$\eta_T = \left(\frac{\Sigma W_{si}}{W_s}\right) \eta_{ST}$$

$$RH = \frac{\Sigma W_{si}}{W_s} > 1$$

Reheat factor

$RH \uparrow \leftarrow \uparrow P_r$

وهذا يعني أن الشغل الناتج من التوربين الكلي

$$\boxed{\eta_T > \eta_{ST}}$$

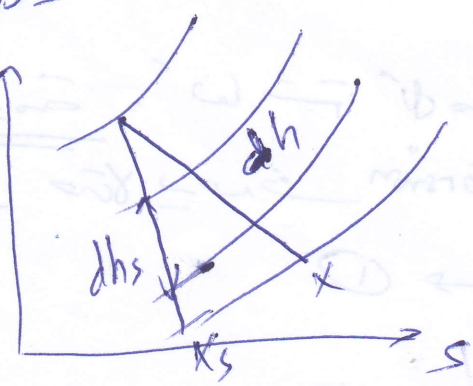
---

* Small stage efficiency [Polytropic efficiency] :

For steam Turbine

عملياً اتضح أن (P_r) التي تتحكم في (η_T & RH) وبسبب انخفاض η_{ST} عن η_T وبالتالي ضياعات الفكة يتمثل مرحلة ($P_r \tilde{>} 1$) تزيد حتى تزيد حتى تعوض هذه الخسائر وتسمى "PolytroPic efficiency" أي أن التوربين مقسم لعدد لانهائي من المراحل الصغيرة (PolytroPic stage)

$$\eta_p = \frac{dh}{dh_s} \Rightarrow \begin{cases} dh = c_p dT \\ dh = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} dT \end{cases}$$



For isentropic ⇒

$$T\,ds = dh_s - v\,dP$$

$T\,ds$ ← Zero

$$dh_s = v\,dP \quad , \quad PV = RT$$

$$dh_s = \frac{RT}{P}\,dP = RT.\frac{dP}{P}$$

$$\eta_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1}\,dT \times \frac{1}{RT}\,\frac{P}{dP}$$

$$\int_1^2 \frac{dT}{T} = \frac{\gamma - 1}{\gamma}\,\eta_p \int_1^2 \frac{dP}{P}$$

$$\ln\left(\frac{T_2}{T_1}\right) = \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma}\right)\eta_p \ln\frac{P_2}{P_1}$$

$$\ln\left(\frac{T_2}{T_1}\right) = \ln\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}\eta_p}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}\eta_p} = \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}\eta_p}$$

$P_2 v^\gamma = ct$

* واضح أن η_p يعبر ساتنا على طبيعة المائع وسلوكه الحقيقي. أو بمعنى آخر يعبر على الطبيعة الأيرودينامية للمائع على طبيعة التوربينة أثناء التمدد الحقيقي بمعنى واحد في اعتبار المعادلة ولكن لو أخذنا في المعادلة هكذا في حالة أن $\eta_p = 1$ صار المعادلة لـ : Isentropic

الـــــــ النظري .

* Aerodynamic behaviour = طبيعة انسياب المائع على السريشة

يسمى كذلك خارج الضغط ب :
أو معامل الضغط η_T هو :

η_T ← Pressure Ratio
Aerodynamic behaviour

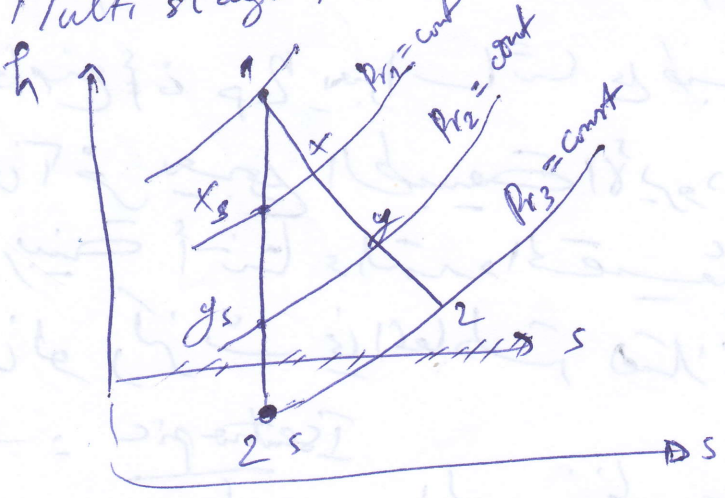
Proof that : η_T or $\eta_{sT} = \dfrac{1-\varepsilon^{\eta_p}}{1-\varepsilon}$

$$\eta_{sT} = \frac{T_1 - T_2}{T_1 - T_{2s}} = \frac{T_1\left(1 - \frac{T_2}{T_1}\right)}{T_1\left(1 - \frac{T_{2s}}{T_1}\right)}$$

$$\begin{cases} \dfrac{T_{2s}}{T_1} = \left(\dfrac{P_{2s}}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = P_r^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \\ \dfrac{T_2}{T_1} = \left(\dfrac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}\eta_p} = P_r^{\frac{1-\gamma}{\gamma}\eta_p} \end{cases}$$

$$\eta_T = \frac{1-\varepsilon^{\eta_p}}{1-\varepsilon} \quad \text{avec} \quad \varepsilon = P_r^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}$$

Multi stage Turbine with (P_{rst} = Const)



$$P_{r_T} = \frac{P_{\cancel{1}}}{P_{\cancel{2}}} = \frac{P_{\cancel{1}}}{P_{\cancel{x}}} \times \frac{P_{\cancel{x}}}{P_{\cancel{y}}} \times \frac{P_{\cancel{y}}}{P_{\cancel{2}}} = (P_{r_{st}})^{K}$$

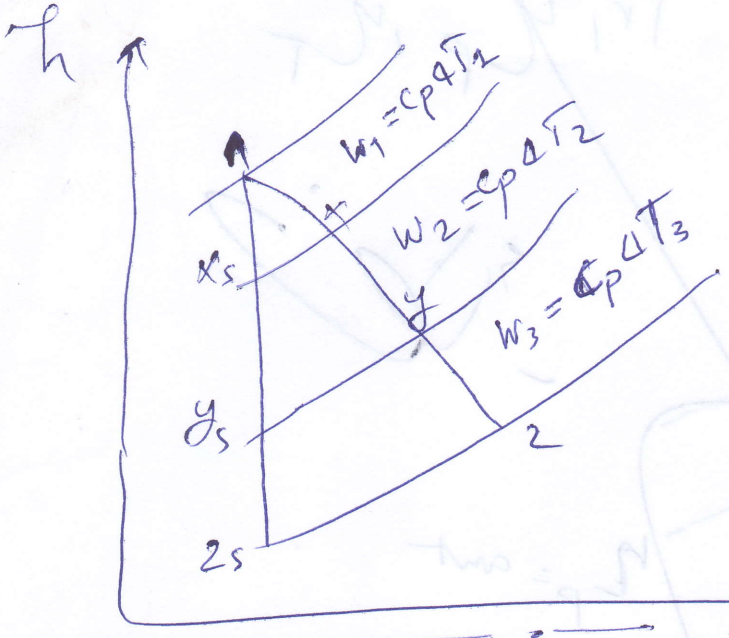
K ← nombre d'étage (nombre d'étage)

$$\eta_T = \frac{1-(P_{r_T})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}\eta_p}}{1-(P_{r_T})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

$$\eta_{T_s} = \frac{1-(P_{r_{st}})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}K\eta_p}}{1-(P_{r_{st}})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}K}}$$

$$W_a = C_p T_1\left[1-(P_{r_{st}})^{\frac{1-\gamma}{\gamma}K\eta_p}\right]$$

* Multi stage Turbine with $W_{st} \approx$ cst $\Rightarrow \Delta T = \Delta T_s$



$$W_T = c_p(T_1 - T_2) = c_p \Delta T_T =$$

$$= c_p T_1 \left[1 - \frac{T_2}{T_1}\right]$$

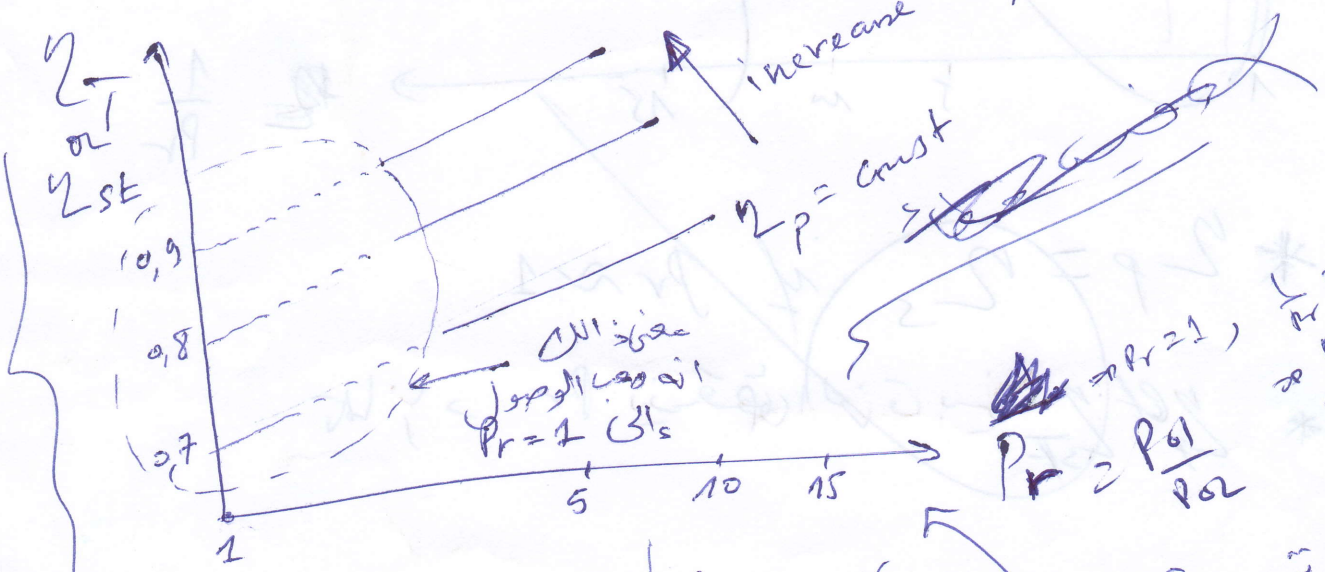
$$\Delta T_T = T_1 \left[1 - (P_{r_T})^{\frac{\gamma-1}{\gamma} \eta_p}\right]$$

$$\Delta T_T = K \cdot \Delta T_i$$

K ↑ nombre d'étage

$$\Delta T_i = \frac{1}{K} T_1 \left[1 - (P_{r_T})^{\frac{\gamma-1}{\gamma} \eta_p}\right]$$

* Relation ship between P_r, η_p, η_T =



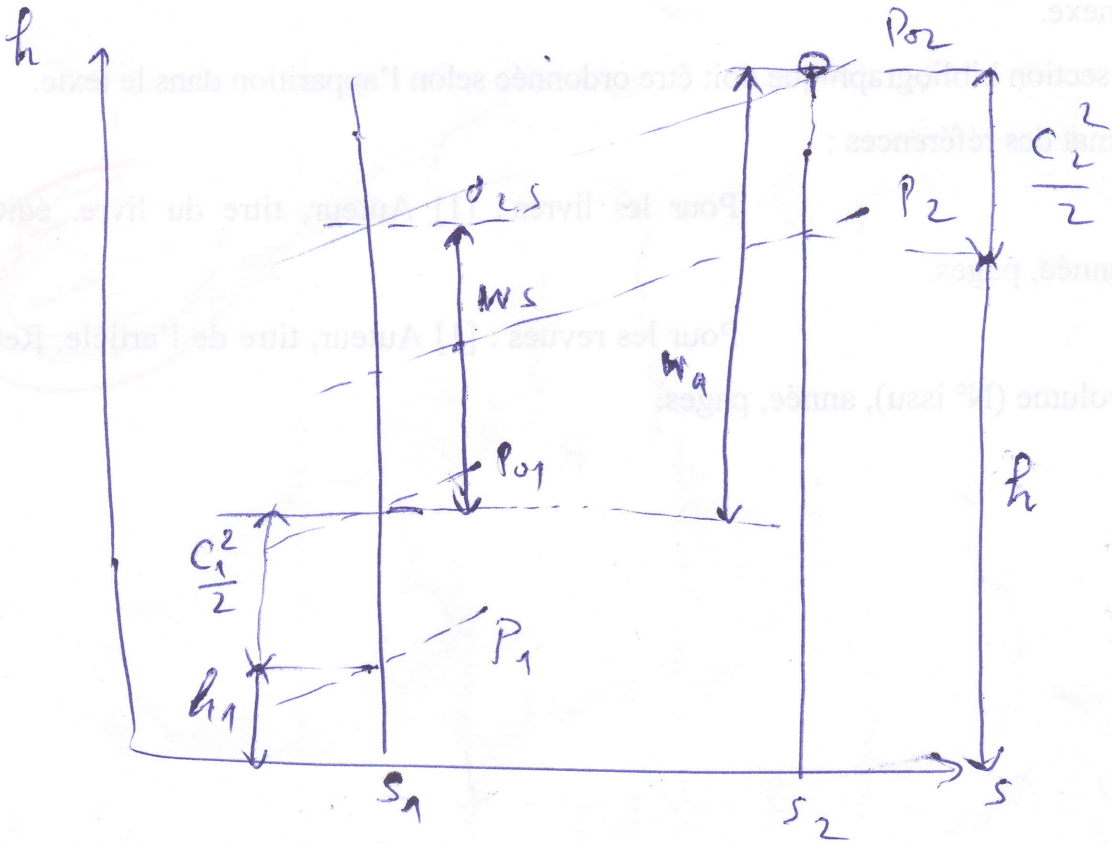
* η_p is η_T if $P_r = 1$

* أقل فاقد تكون عند الوصول الى

* η_T كل ما زادت (P_r) زادت الفاقد بين η_p و η_T بسبب الـ RH

100%

Compressor



الشرح: * الإجراء 2 - 1 يمثل زيادة في الطاقة الحرارية والضغط نتيجة اضافة شغل للمائع عكس التربينة و2 يؤخذ في الاعتبار، $dK \in$

* الإجراء $1 \rightarrow 2$ يوضح مبدأ الارتفاع في الطاقة الكامنة نتيجة زيادة في الضغط والطاقة الحرارية وارتفاع في الطاقة الحركية

* كما هو موضح بالشكل الطاقة الكامنة عند مخرج الضاغط أقل من المدخل وده سببه وضوح الـ diffuser لتحويل الطاقة الحركية إلى ضغط.

compression ratio = $P_{rc} = \frac{P_{02}}{P_{01}} =$

* Total To Total efficiency :

$$\eta_{TT} = \frac{W_s}{W_a} = \frac{h_{02s} - h_{01}}{h_{02} - h_{01}} = \frac{c_p(T_{02s} - T_{01})}{c_p(T_{02} - T_{01})}$$

$$\eta_{TT} = \frac{T_{01}\left[\frac{T_{02s}}{T_{01}} - 1\right]}{T_{02} - T_{01}}$$

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

Pisulonsmo 9+ GP+

$$(P_{rc})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_{02s}}{T_0}$$

$$\eta_{TT} = \frac{T_{01}\left[(P_{rc})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right]}{T_{02} - T_{01}}$$

* تعالى نشوف إيه اللي يؤثر على الكفاءة :

$$\downarrow \quad T_{02s} = T_2 + \frac{c_2^2}{2c_p} \quad (1)$$

T_2 : صعب تتحكم فيها

$\frac{c_2^2}{2c_p}$: تقليل السرعة عند الخروج

زود السرعة للدخول لو ممكن

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

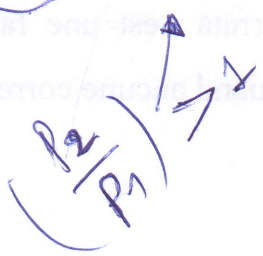
T_{01} : صعب تضبطها دي حتى تزود الكفاءة

(2) زود السرعة للدخول لو ممكن

P_{rc} هي تزداد الكفاءة .

ولو زدت الأساس هو P_{rc}

T_{02}, T_{01} هو نريد تغير



static to static efficiency :

تستخدم هذه الأفاءة للتعبير عن كفاءة الضاغط في حالة أن تكون سرعة المائع في الدخول تساوي سرعة المائع في الخروج . وكذالك إذا كانت سرعة المائع صغيرة جدا يمكن ان أهملها .

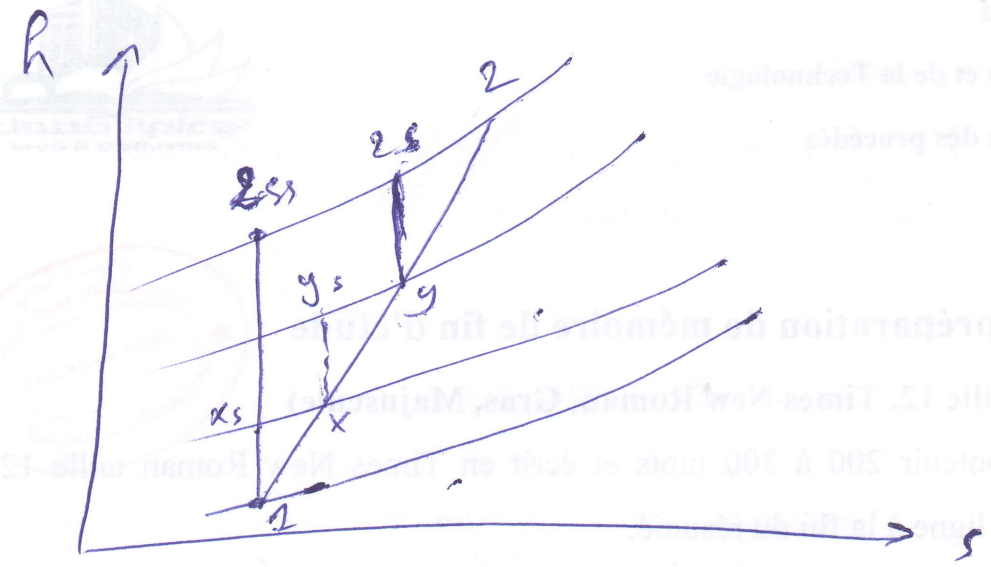
$$\begin{cases} W_s = h_{02s} - h_{01} = h_{2s} - h_1 \\ W_a = h_{02} - h_{01} = h_2 - h_1 \end{cases}$$

$$\eta_{ss} = \frac{W_s}{W_a} = \frac{T_{2s} - T_1}{T_2 - T_1} = \frac{T_1\left[\frac{T_{2s}}{T_1} - 1\right]}{T_2 - T_1}$$

$$\frac{T_{2s}}{T_1} = \left(\frac{P_{2s}}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (P_{rc})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\eta_{ss} = \frac{T_1\left[(P_{rc})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right]}{T_2 - T_1}$$

*Finite Stage efficiency



الاحظ ب : كفاءة اي مرحلة كما شرحنا في الكورس بينية .

$$P_{rest} = Const \;,\; \eta_{sT} = Cst$$

$$W_a = (h_x - h_1) + (h_y - h_x) + (h_2 - h_y)$$

$$\begin{cases} W_s = h_{2ss} - h_1 \\ W_{s1} = h_{xs} - h_1 \\ W_{s2} = h_{ys} - h_x \\ W_{s3} = h_{2s} - h_y \end{cases} \qquad \begin{cases} W_a = \sum W_i \\ W_s = \eta_c \cdot W_a \\ W_{si} = \eta_{sT} \cdot W_i \end{cases}$$

$$\sum W_{si} = \eta_{sT} \times \sum W_i \Rightarrow \frac{\sum W_{si}}{\eta_{sT}} = \sum W_i = W_a$$

$$W_a = \frac{W_s}{\eta_c} = \frac{\sum W_{si}}{\eta_{sT}}$$

$$\boxed{\eta_c = \left(\frac{W_s}{\sum W_{si}}\right) \eta_{sT}}$$

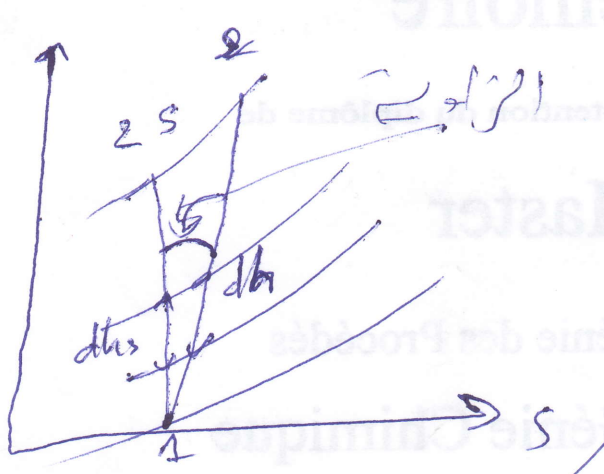
أقل من الواحد بسبب تباعد خطوط الضغط في اتجاه زيادة او نقصان

$\eta_c < \eta_{ST}$

$\frac{W_s}{\sum W_{si}}$ ⟶ Preheat fator (P.H)

P.H دائما ← P_{rc} ← زيادة

* Small stage efficiency [Polytropic efficiency]



$dh_s = dh - vdP$

isentropique ⇒ $ds = 0$

$$\eta_p = \frac{dh_s}{dh} \quad ; \quad \begin{cases} dh_s = v\,dP = RT\frac{dP}{P} \\ dh = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} dT \end{cases}$$

$$\eta_p = RT \frac{dP}{P} \cdot \frac{\gamma - 1}{\gamma R} \cdot \frac{1}{dT}$$

$$\int \frac{dT}{T} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{1}{\eta_p} \int \frac{dP}{P}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot \frac{1}{\eta_p}}$$

يدل على الأداء الحقيقي ويعبر عن الأداء الكلي وتلاحظ
للغازات / بسبب الضغط.
وهي التي تحدد الأنبوبة.

Proof that: $\eta_c = \eta_{s,T} = \frac{\varepsilon - 1}{\varepsilon^{\frac{1}{\eta_p}} - 1}$

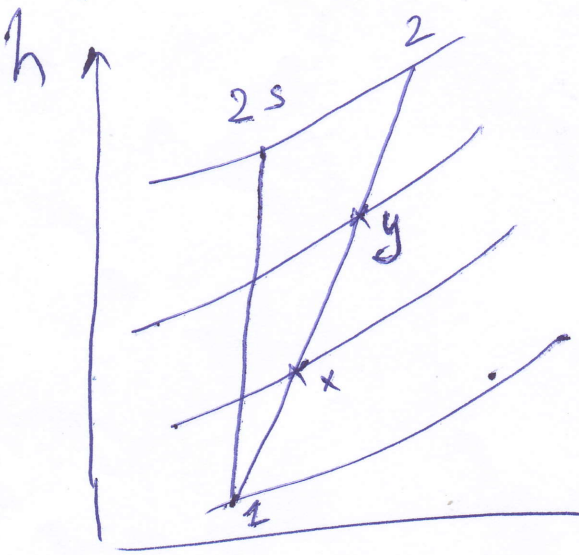
$$\eta_c = \frac{h_{2s} - h_1}{h_2 - h_1} = \frac{T_{2s} - T_1}{T_2 - T_1} = \frac{T_1\left[\frac{T_{2s}}{T_1} - 1\right]}{T_1\left[\frac{T_2}{T_1} - 1\right]}$$

$$\frac{T_{2s}}{T_1} = \left(\frac{P_{2s}}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (Pr_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}\cdot\frac{1}{\eta_p}} = (Pr_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}\cdot\frac{1}{\eta_p}}$$

$$\boxed{\eta_c = \frac{\varepsilon - 1}{\varepsilon^{\frac{1}{\eta_p}} - 1}}$$

Multi-stage compressor with $(Pr_c)_{st} = cont$



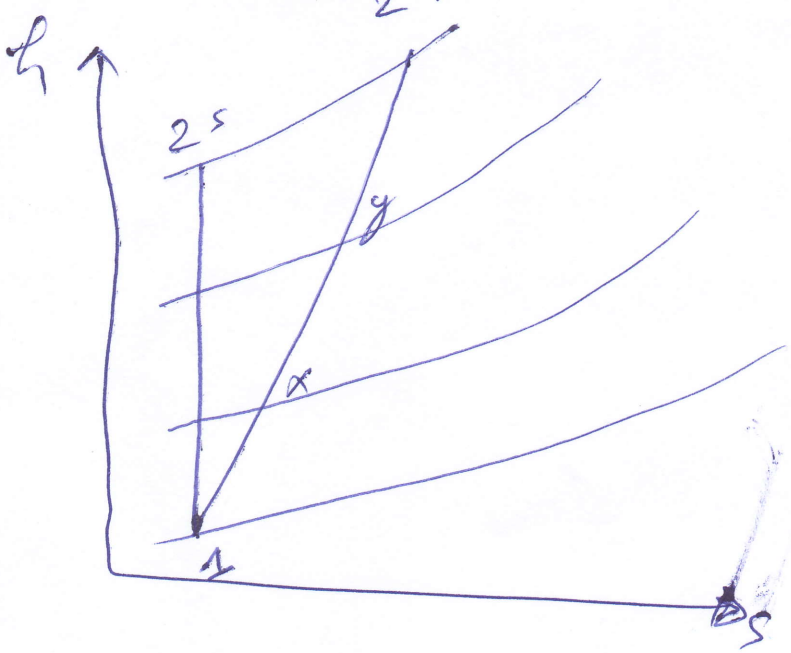
$$Pr_c = \frac{P_2}{P_y}\cdot\frac{P_y}{P_x}\cdot\frac{P_x}{P_1} = (Pr_{st})$$

عدد المراحل.

$$\eta_c = \frac{(Pr_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{(Pr_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}\cdot\frac{1}{\eta_p}} - 1} =$$

$$\eta_c = \frac{(Pr_{st})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}k} - 1}{(Pr_{st})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}\cdot k\cdot\frac{1}{\eta_p}} - 1}$$

* Multi-stage Compressor with (W_{st} = cnst)



ΔT_i = a stage Temperature

ΔT_c = a Total Temperature

K = No of stage.

$$W_i = c_p \Delta T_i = c_p T_i \left[\frac{T_{i+1}}{T_i} - 1 \right]$$

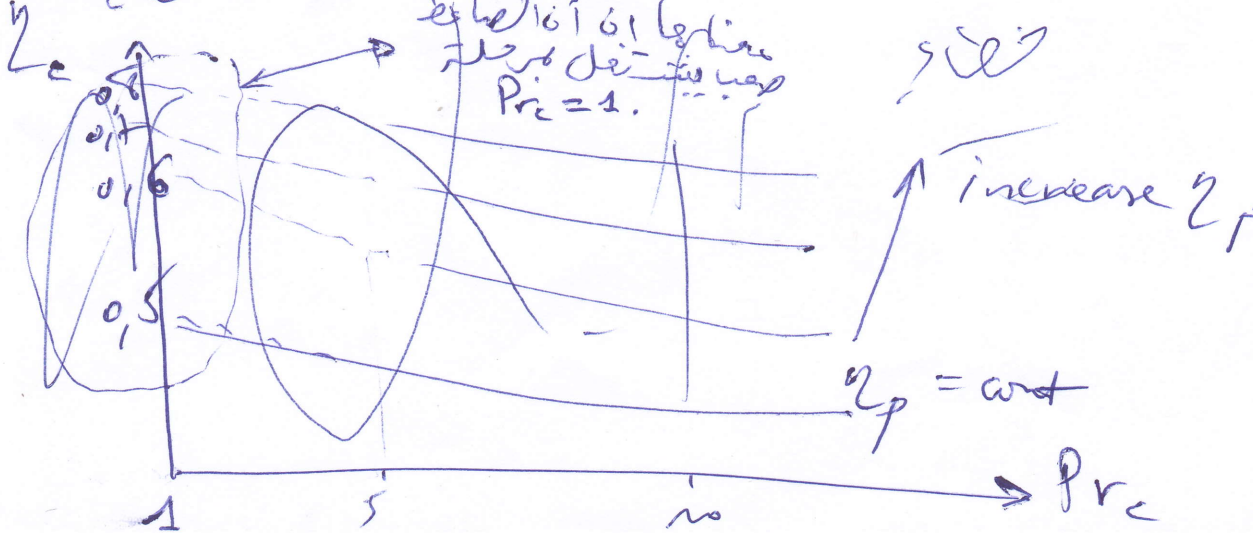
$$\Delta T_i = T_i \left[(Pr_c)_{st}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}\frac{1}{\eta_p}} - 1 \right]$$

$$W_c = c_p (T_2 - T_1) = c_p T_1 \left(\frac{T_2}{T_1} - 1 \right]$$

$$\Delta T_c = T_1 \left[(Pr_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}\frac{1}{\eta_p}} - 1 \right] = K \Delta T_i$$

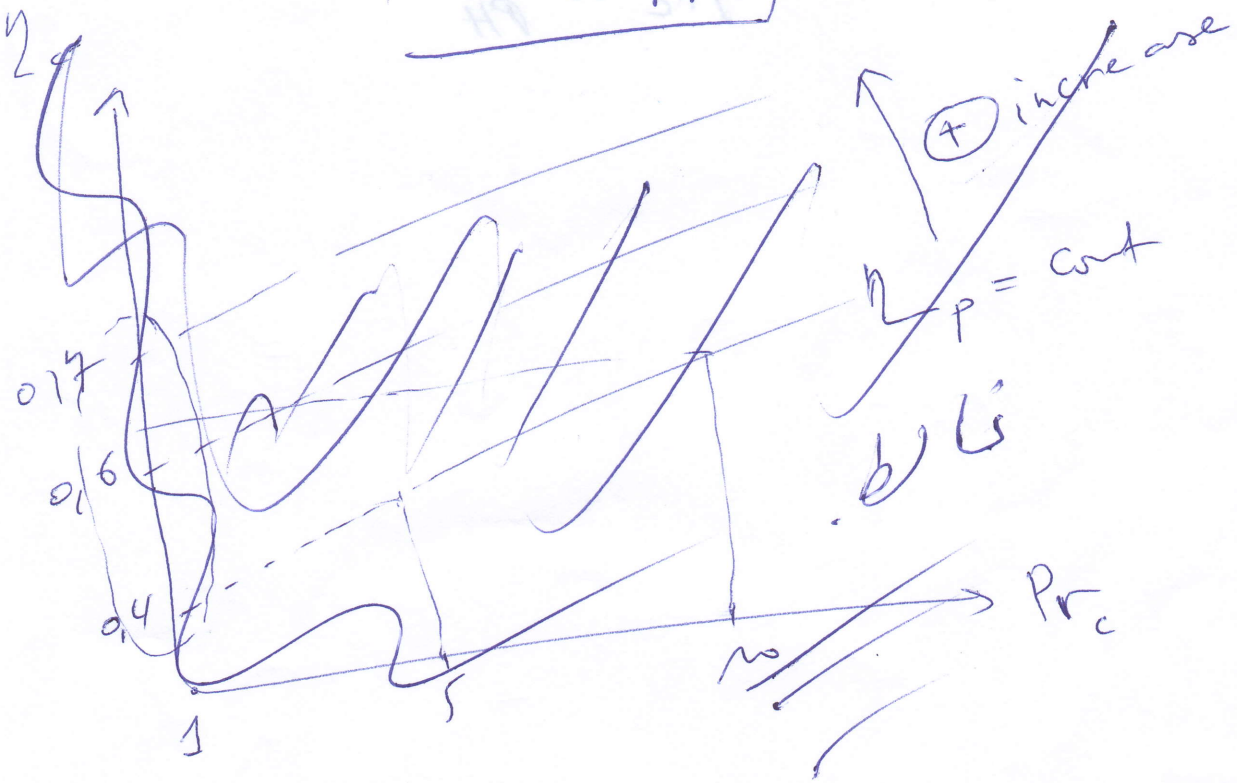
$$\Delta T_i = \frac{1}{K} T_1 \left[Pr_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}\frac{1}{\eta_p}} - 1 \right]$$

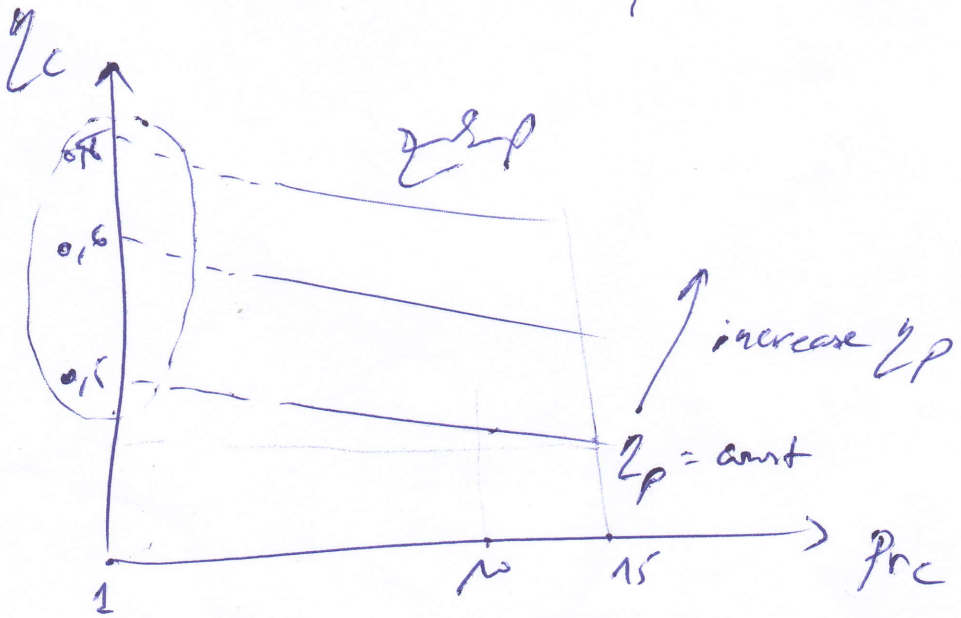
Relation ship between Pr_c, η_p, η_c



- اقصى كفاءة للضاغط هي η_p
- η_p هي كفاءة η_c عندما $P_{rc}=1$
- كلما زادت P_{rc} زاد الفرق بين η_c و η_p وذلك بسبب ارتباط P_{rc} بـ "preheat factor"

$$P_{rc} \propto \frac{1}{PH}$$





من الرسم =

- أقصى كفاءة للضاغط هي η_p

- η_p هي كفاءة η_c عندما $Pr = 1$

- كلما زادت Pr_c زاد الفرق بين η_c و η_p وذلك بسبب Preheating factor

- ارتباط Pr_c :

$$Pr_c \propto \frac{1}{PH}$$