

فصل ۵ کمپرسورها کوچک

کمپرسورهای محوری:

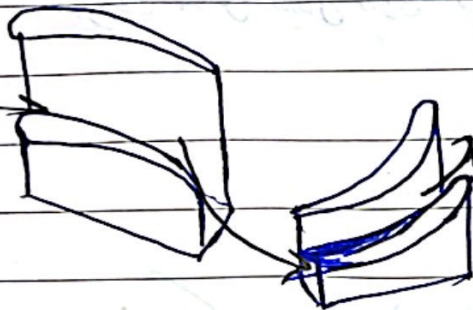
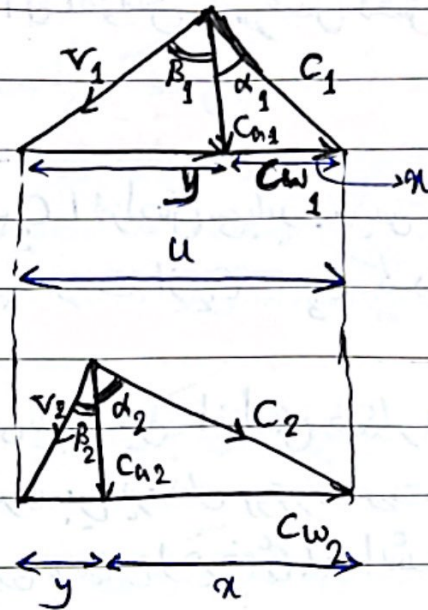
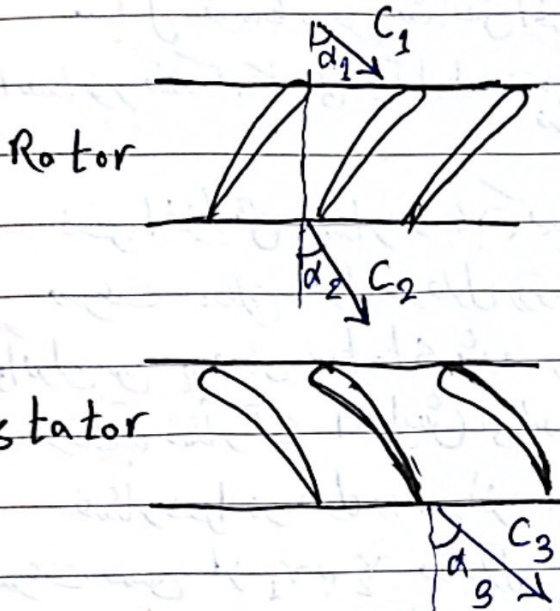
طبقه در کمپرسورها: به یک ردیف پره روتور + یک ردیف پره استاتور، stage

می گویند.

تئوری یک طبقه (stage) کمپرسور:

سرعت هوا توسط روتور زیاد شده و شتاب می گیرد. سپس وارد ردیف پره های استاتور می شود که کانالی و آنرا است و در آنجا سرعت کم می شود (به دلیل مثلث سرعت)

هنگامی که سرعت در طبقه کمپرسور محوری:



α : زاویه بین بردار سرعت مطلق سیال و محور کمپرسور

β : زاویه بین بردار سرعت نسبی و محور کمپرسور

C : سرعت مطلق سیال، یعنی سرعتی که نسبت به یک دستگاه مختصات ساکن سنجیده می شود

در ورود و خروج از پره های روتور، هنگامی که سرعت داریم که دو ضلع آن مربوط به سرعت مطلق (C) و سرعت نسبی سیال (v) می باشد و ضلع سوم هنگامی که سرعت محیطی پره (u) در آن شعاع می باشد.

v : سرعت نسبی سیال است که نسبت به یک دستگاه مختصاتی که روی روتور نصب شده است سنجیده می شود.

u : سرعت محیطی پره در شعاع (طبقه) داده

$$u = r\omega \quad \omega = 2\pi N$$

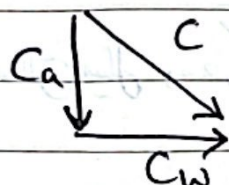
پره های روتور روی سیال عملیات دینامیکی انجام داده و سرعت آن را افزایش داده و به آن شتاب می دهند $C_2 > C_1$ یعنی سرعت مطلق سیال از C_1 به C_2 افزایش می یابد.

سیال توسط روتور شتابش افزایش یافته و سپس وارد ردیف پروهای استاتور شده که کانالی واکرا است. فشار آن افزایش و سرعتش کاهش می یابد که $C_2 < C_3$ در نتیجه

نحوه افزایش فشار در طبقه کمپرسور:

سرعت مطلق هوا در طول روتور از C_1 به C_2 افزایش می یابد. سپس وارد کانال واکترای بین پروهای Stator شده و در نتیجه سرعت از C_2 به C_3 کاهش یافته و در نتیجه فشار آن افزایش می یابد.

فشار هوا در طول روتور نیز افزایش می یابد. این افزایش فشار در اثر کاهش سرعت نسبی از v_1 به v_2 در طول کانال واکترای بین پروهای روتور، صورت می گیرد. سرعت مطلق سیال دارای دو مؤلفه محوری و مماسی (چرخشی) می باشد.



برای پیدا کردن mean camber line نیاز داریم زوایای هندسی پرو را بدست آوریم (α'_1 و α'_2). که برای پیدا کردن این زوایاها، باید زوایای گاز در ورود و خروج (α و β) را پیدا کنیم که برای اینکار (پیدا کردن این زوایا) نیز باید مثلث سرعت را حل کرد تا در نهایت به مقطع آیرودینامیکی برسیم.

با استفاده از هندسه مثلثات سرعت C می توان دو رابطه زیر را که به آن معادلات اساسی گفته می شود، بدست آورد. (البته بشرطی که فرض شود شکل صفحه قبل

$$C_{a1} = C_{a2} = C_a$$

معبری ثابت باشد:

$$\alpha = C_a \tan \alpha_1$$

$$\beta = C_a \tan \beta_1$$

$$\alpha + \beta = C_a (\tan \alpha_1 + \tan \beta_1)$$

$$\Rightarrow \tan \alpha_1 + \tan \beta_1 = \frac{u}{C_a}$$

Rotor: (R)

$$\alpha = C_a \tan \alpha_2$$

$$\beta = C_a \tan \beta_2$$

$$\alpha + \beta = C_a (\tan \alpha_2 + \tan \beta_2)$$

$$\Rightarrow \tan \alpha_2 + \tan \beta_2 = \frac{u}{C_a}$$

Stator: (S)

اگر $C_1 = C_3$ باشد آن طبقه عادی می گویند.

به دست آوردن مجموعه معادلات برای یک طبقه کپرسور:
 $F_x = P_i$ (توان)

با استفاده از یک اصل فیزیکی (اثبات ترتیب توربو ماشین دیگرسون) با در نظر گرفتن تغییرات مقدار حرکت زاویه ای معوا در طول روتور، معادله ای برای $\dot{\theta}$ جذب شده توسط طبقه بدست می آید که با استفاده از این رابطه، کار انجام شده در واحد گذرنده جری سیال (کار مخصوص داده شده به سیال) محاسبه می گردد.

با استفاده از این اصل فیزیکی داریم:

* اثبات ترتیب توربو ماشین دیگرسون
 تکلیف شماره 4

$$W = u(C_{w2} - C_{w1})$$

کار مخصوص داده شده به سیال

$$(C_{w1} = C_a \tan \alpha_1)$$

با استفاده از مثلث های سرعت که داریم:

این W را W فیزیکی می بینیم

$$\left\{ \begin{array}{l} W = u \cdot C_a (\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1) \\ W = u \cdot C_a (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) \end{array} \right. \quad (1)$$

در ادامه، قسمتی از انرژی داده شده به سیال به طور مفید صرف بالا بردن فشار و سرعت هوای می شود. و قسمتی از آن به صورت بی فایده صرف ~~قلب بر~~ و تلفات اصطکاکی خواهد شد. صرف نظر از تلفات، تمام این انرژی داده شده صرف بالا بردن انتالپی سکون ~~یا~~ یا درج حرارت سکون هوا می گردد.

$$\Delta h_0 \rightarrow c_p \Delta T_0$$

(آرابتیک)

بنابراین می توان نوشت:

این W را W ترمودینامیکی می بینیم

$$\dot{Q} + W = \Delta E \Rightarrow W = c_p \Delta T_0 \quad (2)$$

کار ترمودینامیکی به سیال

$$\Rightarrow (1) = (2) \Rightarrow \Delta T_0 = \frac{u \cdot C_a}{c_p} (\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1) = \frac{u \cdot C_a}{c_p} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2)$$

$$\frac{C_1 = C_3}{\text{(طبقه مادی)}} \rightarrow \boxed{\Delta T_{05} = \Delta T_3}$$

این مقدار کار ستوری محاسب را در ضریب λ که کوچکتر از 1 است، ضرب می‌کنیم. این عدد در حقیقت، اندازه نسبت کار واقعی جذب شده توسط سطح طبقه به مقدار کار ایده‌آل محاسب شده از معادلات فوق می‌باشد.

λ : ضریب کار انجام شده (اثرات جریان 3 بعدی)

$$\Rightarrow \Delta T_{0stage} = \lambda \cdot \frac{u \cdot C_a}{C_p} (\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1) = \lambda \cdot \frac{u \cdot C_a}{C_p} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2)$$

$$R_s = \frac{P_{03}}{P_{01}} = \left[1 + \frac{\lambda \cdot \Delta T_{05}}{T_{01}} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad R_{s_{stage}}: \text{نسبت تراکم طبقه}$$

این رابطه از دو رابطه پرس آمده: 1. رابطه بین نسبت فشارها 2. رابطه راندمان

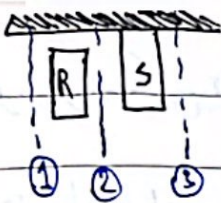
یکی از پارامترهای مهم طراحی و محاسب کمپرسور، درجه عکس العمل (Degree of Reaction) Δ می‌باشد.

Δ برابر است با نسبت افزایش انتالی استاتیک در روتور به افزایش انتالی استاتیک در طبقه.

$$\Delta = \frac{\text{static enthalpy rise in Rotor}}{\text{static enthalpy rise in stage}} = \frac{\Delta T_A}{\Delta T_A + \Delta T_B} \quad *$$

ΔT_A : افزایش انتالی (های استاتیک) در طول روتور

ΔT_B : افزایش انتالی در طول استاتور



فرض می‌کنیم طبق مادی باشد $(C_1 = C_3)$

$$C_1 = C_3 \Rightarrow \Delta T_{O_3} < \Delta T_S$$

آنکه داریم:

stage is

$$\Rightarrow W = C_p (\Delta T_A + \Delta T_B) = C_p \Delta T_S = U C_a (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) = U C_a (\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1)$$

$$\Rightarrow \Delta T_A + \Delta T_B = \frac{U \cdot C_a}{C_p} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) = \frac{U \cdot C_a}{C_p} (\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1) \quad 1)$$

با نوشتن رابطه انرژی (قانون اول) در طول موتور، داریم:

آیا بابت

$$Q + W = \Delta E \Rightarrow C_p \Delta T_A + \frac{1}{2} (C_2^2 - C_1^2) = \Delta E \quad 2)$$

$$\frac{C_2 = C_a \sec \alpha_2}{C_1 = C_a \sec \alpha_1} \Rightarrow C_p \Delta T_A = U C_a (\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1) - \frac{1}{2} C_a^2 (\sec^2 \alpha_2 - \sec^2 \alpha_1)$$

$$\xrightarrow{\sec^2 \alpha = 1 + \tan^2 \alpha} = U C_a (\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1) - \frac{1}{2} C_a^2 (\tan^2 \alpha_2 - \tan^2 \alpha_1)$$

با جایگذاری مقادیر ΔT_A و $\Delta T_A + \Delta T_B$ در معادله * و حذف عوامل مشترک در صورت و معخرج، داریم:

$$\Rightarrow \Delta = U C_a (\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1) - \frac{1}{2} C_a (\tan^2 \alpha_2 - \tan^2 \alpha_1)$$

$$\Rightarrow \Delta = 1 - \frac{C_a}{2U} (\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1)$$

برای این معادلات باید حسب $\tan \beta_2$ و β_1 بنویسیم.

با استفاده از معادلات اساسی استخراج است

ج)

$$\Delta = \frac{C_a}{2U} (\tan \beta_1 + \tan \beta_2)$$

$$\tan \alpha_1 + \tan \beta_1 = \frac{U}{C_a}$$

$$\tan \alpha_2 + \tan \beta_2 = \frac{U}{C_a}$$

س) اگر نرخ عکس العمل 50٪ باشد (50 درصد برود و 50 درصد در استلزام)
آنگاه چه رابطهای بین زلزلایی لازم و برقرار است.

نسیم ضامع رفت

$$\Delta = \frac{1}{2} \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \alpha_1 = \beta_2 \\ \alpha_2 = \beta_1 \end{array} \right.$$

حال اگر طبقه نیز عادی باشد، داریم:

$$\left\{ \begin{array}{l} \alpha_1 = \beta_2 = \alpha_3 \\ \alpha_2 = \beta_1 = \beta_3 \end{array} \right. \rightarrow \text{چگونه شود!!}$$

جریان 3 بعدی:

فرض درو بعدی بودن جریان در شعاع حلقوی کمپرسور (Passage)
به این معنی است که از هرگونه اثر حرکت سیال در جهت شعاع (مؤلفه شعاعی) و
صرف نظر می شود در مورد کمپرسورهای که ارتفاع پره آن ها نسبت به قطر متوسطشان
کوتاه است نسبت شعاع پای پره به سر پره در آن ها حدود $\frac{R_{out} + 0.8}{R_{tip}} = 0.8$
این فرض نور از واقعیت نیست اما اگر این عدد مثلاً حدود 0.4
باشد در نظر گرفتن جریان شعاعی ضروری است. کمپرسورهای با پره های بلند
چنین وضعیتی دارند.

اولین تلاش برای رسیدن به آنالیز جریان شعاعی بر اساس تئوری تعادل
شعاعی انجام می گرفت (تئوری تعادل شعاعی). در این بررسی (تکلیل) فرض می شود
حرکت شعاعی سیال فقط در کانال بین پره ها صورت می گیرد و نه در فضای بین
ردیف پره ها.

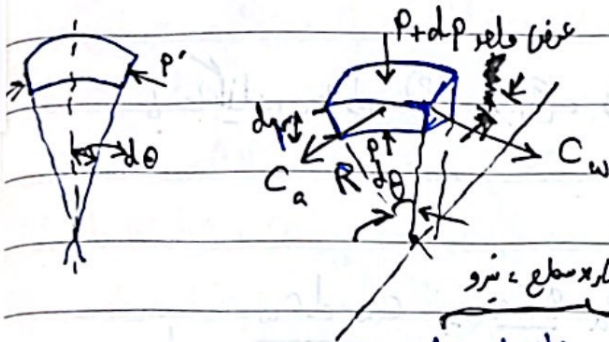


اگر فرض شود هرگونه جریان شعاعی در شعاع حلقوی سیال

فضای بین
ردیف پره ها

فقط هنگام عبور سیال از ردیف پره‌ها و وجودی آید. فضای مابین پره‌ها فضای متوالی و در تعادل شعاعی خواهد بود.

یک روش معمولی بر این اساس عمل می‌کند و معادله ای نیز برای برقراری این شرط بدست می‌آید. این معادله امکان محاسب توزیع کامل زوایای ~~توان~~ در ارتفاع پره که متعیناً منجر به طراحی شکل و بعدی پره‌ها خواهد گردید را به طراح می‌دهد.



با صرف نظر از نیروی وزن داریم:

$$(P+dP)(r+dr)d\theta - Prd\theta - 2(P+\frac{dP}{2})dr.d\theta = Pkr.r.d\theta \frac{C_w^2}{r}$$

معمولاً راست معادله با ~~توزیع~~ $F = mv^2/r$ بدست می‌آید.

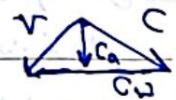
با حذف $d\theta$ در معادله و صرف نظر از جلات مرتبه 2، داریم:

معادله شرط تعادل شعاعی

$$\boxed{\frac{1}{P} \frac{dP}{dr} = \frac{C_w^2}{r}}$$

انتالی سکون (h_0) در هر شعاع دلخواه r که سرعت مطلق در آن شعاع برابر با v باشد از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$h_0 = h + \frac{C^2}{2} = h + \frac{1}{2}(C_a^2 + C_w^2)$$



$$\frac{d}{dr} \rightarrow \frac{dh_0}{dr} = \frac{dh}{dr} + C_a \frac{dC_a}{dr} + C_w \frac{dC_w}{dr} \quad (1)$$

از طرفی می‌دانیم رابطه ترمودینامیکی زیر برقرار است:

$$Tds = dh \xrightarrow{\frac{d}{dr}} T \frac{ds}{dr} + \frac{ds}{dr} \cdot \frac{dT}{dr} + \frac{1}{P} \frac{dP}{dr} = \frac{1}{P} \frac{dP}{dr} + \frac{1}{P} \frac{dT}{dr} \frac{dP}{dr}$$

← صرف نظر
← صرف نظر

با صرف نظر از ترم های مرتبه دوم، داریم:

$$\frac{dh}{dr} = T \frac{ds}{dr} + \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dr} \quad (2)$$

با جایگذاری معادله (2) در (1)، داریم:

$$\frac{dh_0}{dr} = T \frac{ds}{dr} + \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dr} + c_a \frac{dc_a}{dr} + c_w \frac{dc_w}{dr} \quad (4)$$

ترم $\frac{ds}{dr}$ معرف تلفات در طول شعاع می باشد که معمولاً در طراحی detail

(جزئی) در نظر گرفته می شود. اما در اینجا می توان از برادرمان اشتروی، صرف نظر نمود. بنابراین ~~تلفات~~ با جایگذاری (4) در (3)، داریم:

$$\frac{dh_0}{dr} = \frac{c_w^2}{r} + c_a \frac{dc_a}{dr} + c_w \frac{dc_w}{dr}$$

انتقالی سکون یا همان درجه حرارت در ورود به طبقه، یک افزایش دماست. اشتروی معمول طراحی که در آن مقدار کار مفصول در تمام شعاع دما ثابت فرض می شود، به کار رود، با آنکه ما در جهت معکوس افزایش پیرامونی اند اما توزیع شعاعی آن کینواخت خواهد بود (به عبارتی $\frac{dh_0}{dr} = 0$ خواهد بود):

$$\frac{c_w^2}{r} + c_a \frac{dc_a}{dr} + c_w \frac{dc_w}{dr} = 0$$

در یک حالت خاص می توان فرض کرد که c_a در عرض سطح حلقوی (طول شعاع)

ثابت می ماند ($\frac{dc_a}{dr} = 0$)

در نتیجه به دست خواهیم آورد:

$$\frac{dC_w}{dr} = -\frac{C_w}{r} \Rightarrow \frac{dC_w}{C_w} = -\frac{dr}{r} \Rightarrow \boxed{r \cdot C_w = \text{ثابت} \text{ or } C_w = \frac{\text{ثابت}}{r}}$$

بنابراین مؤلفه چرخشی حرکت سیال در جهت مماس شعاع تغییر خواهد کرد. این شرط معمولاً به نام گرداب آزاد (Free Vortex) خوانده می شود. جریان گرداب جریانی است که حامل ضرب شعاع در سرعت مماسی، ثابت است (ثابت $r \cdot C_w$).
 * بنابراین می توان دید که سه شرط ثابت بودن کارم مخصوص (ثابت W_r)، در راستای شعاع سرعت شعاعی ثابت و ضرایب گرداب آزاد سرعت چرخشی ثابت ($r \cdot C_w$)، شرط تعادل شعاعی را برقرار خواهند کرد و بنابراین موجبات رسیدن به شرایط طراحی برقرار خواهند شد. ①
 لازم به ذکر است که از دیگر شرایط مماسی در طراحی، تعادل شعاعی می توان استفاده نمود. برای مثال با این شرایط: ②

شرایط طراحی Free Vortex	①	$W_r = \text{ثابت}$ $C_{ar} = \text{ثابت}$ $r \cdot C_w = \text{ثابت}$	②	$C_{ar} = \text{ثابت}$ $W_r = \text{ثابت}$ $\Delta r = \text{ثابت}$
-------------------------	---	--	---	---

تمرین 4

برای سیستمی به جرم m ، جمع گسترده تمام نیروهای خارجی مؤثر بر سیستم حول یک محور افقی (مثلاً z - o) که در فضا ثابت است و برابر با نقطه زمان تغییر اندازه حرکت زاویه سیستم حول آن محور است.

$$\dot{C} = m \frac{d}{dt} (r \cdot C_w)$$

$$\dot{C} = m [r_2 C_{w2} - r_1 C_{w1}] \xrightarrow[\omega \text{ در طرفین ضرب}]{W \text{ (Power)}} \dot{C} \cdot \omega = m [r_2 \omega \cdot C_{w2} - r_1 \omega \cdot C_{w1}]$$

$$\Rightarrow \boxed{W = u (C_{w2} - C_{w1})}$$

مثال) مطلوب است طراحی طبقه اول یک کپرور با آذر جبری $\frac{1}{3}$ و $20 \frac{m}{s}$ سرعت هدرلی روتور (A) $150 \frac{rev}{s}$ افزایش دمای طبقه $20 K$ ، سرعت هدری $150 \frac{m}{s}$ و سرعت پره در شعاع سیای $180 \frac{m}{s}$ انتخاب می شود. فرض کنید 1) اغریب کار انجام نشده 2) 96% باز

حل) فرض می کنیم $\Delta = 50\%$

$$\Delta = \frac{C_a}{2u} (\tan \beta_1 + \tan \beta_2) \Rightarrow \frac{1}{2} \times \frac{150}{2 \times 180} (\tan \beta_1 + \tan \beta_2)$$

$$D T o_s = \frac{u \cdot C_a}{C_p} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) \Rightarrow 20 = \frac{180 \times 150}{100.5} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2)$$

$\beta_1 = 44.6^\circ$
 $\beta_2 = 12^\circ$

تقسیم
 $\Delta = 50$

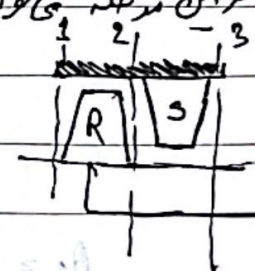
اگر $\Delta = 50\%$ فرض نکردیم، می توان با استفاده از β های بدست آمده و معادلات اساسی α را بدست آورد.

$\beta_1 = \alpha_2$
 $\beta_2 = \alpha_1$

برای هر مرحله می توان برخی از ابعاد هندسی را بدست آورد

$$\frac{u}{2\pi N} = r_m \Rightarrow r_m = \frac{180}{2\pi \times 150} = 0.191 \text{ m} \approx 0.2 \text{ m} \Rightarrow N = 143 \frac{rev}{s}$$

را عوض کردیم تا r_m برابر با 0.2 m شود



ارتفاع پره ها در ورودی باید با اندازه ای باشد که سطح حلقوی A معادل پیوستگی را ارضاء نماید.

$$\dot{m} = \rho v A \quad \text{و} \quad \rho = \frac{P}{RT}$$

برای محاسبه ρ در ورودی نیاز به داشتن فشار و دمای استاتیکی

در ورودی داریم با فرض اینکه دمای محیط $T_a = 288 K$ و $P_a = 1 \text{ bar}$

$$\Rightarrow \begin{cases} T_a = 288 K = T_1 \\ P_a = 1 \text{ bar} = P_1 \end{cases}$$

نکته: برای تأمین ابعاد هندسی هوا باید از معادله پیوستگی $(\dot{m} = \rho v A)$ را حساب کنیم

مساحت سطح حلته

$$A = \pi (r_t^2 - r_r^2) = \pi (r_t - r_r)(r_t + r_r) = 2\pi r_m h$$

Tip Root $2r_m$

و ρ را بدست آوردیم

با استفاده از معادلات اساسی داریم:

$$C_1 = C_a \sec \alpha_1 = 150 \sec 12^\circ \Rightarrow \boxed{C_1 = 153,3 \frac{m}{s}}$$

$$T_1 = T_0 + \frac{C_1^2}{2C_p} = 288 - \frac{153,3^2}{2 \times 1005} \Rightarrow \boxed{T_1 = 276,3 \text{ K}}$$

$$P_1 = \frac{P_0}{\left(\frac{T_0}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = \frac{1}{\left(\frac{288}{276,3}\right)^{3,5}} \Rightarrow \boxed{P_1 = 0,865 \text{ bar}}$$

حال ρ را با معادلهٔ زیر محاسبه می‌کنیم.
 فشرده شدن شدید با در نظر گرفتن ρ از حالت ρ_0
 $\rho_1 = \frac{P_1}{RT_1} = \frac{0,865 \times 100}{0,287 \times 276,3} \Rightarrow \boxed{\rho_1 = 1,09 \frac{kg}{m^3}}$

حال مساحت سطح مقطع را محاسبه می‌کنیم:

$$A_1 = \frac{\dot{m}}{\rho_1 \cdot C_a} = \frac{20}{1,09 \times 150} =$$

$$h_1 = \frac{A_1}{2\pi r_m} = 0,0973 \text{ m}$$

$$\begin{cases} r_r = r_m - \frac{h_1}{2} = \\ r_t = r_m + \frac{h_1}{2} = \end{cases}$$

$$\boxed{\frac{r_r}{r_t} = 0,6}$$

گام بعدی تعیین زوایای گذر در سایر شعاع ها است

3 شرط داشتیم:

$$\left. \begin{array}{l} \Delta r = \text{تابت} \\ w_r = \text{تابت} \\ C_a = \text{تابت} \\ r \cdot C_w = \text{تابت} \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{روشن دوم} \\ \text{②} \end{array}$$

free vortex

روشن اول:

تعیین معادلات کلی محاسبات زوایا با استفاده از روشن اول:

$$C_a = \text{تابت} = K_1$$

$$w_r = u_r (C_{w2} - C_{w1})$$

u_r : u در هر شعاع ای

$$\Rightarrow w = u_r C_a (\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1) = k_2$$



شعاع فیزیکی (شعاع دلفواوینا)

سرعت ممیزی بره در شعاع میانی ($r=1$)

سرعت ممیزی u_r ($u_r = u \cdot r$) منظور از r است $r=1$ شعاع میانی

از مشاهدات سرعت داشتیم:

$$\frac{u_r}{C_a} = \tan \beta_1 + \tan \alpha_1 = \tan \beta_2 + \tan \alpha_2$$

از رابطه * داریم:

$$u_r C_a (\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1) = u \cdot r \cdot K_1 (\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1) = k_2$$

$\hookrightarrow K_1$

$$\Rightarrow \tan \alpha_2 - \tan \alpha_1 = \frac{k_2}{u \cdot r \cdot K_1} \quad \text{②}$$

با استفاده از روابط داریم

$$\begin{cases} \tan \beta_1 + \tan \alpha_1 = \frac{u \cdot r}{k_1} & \text{--- (2)} \\ \tan \beta_2 + \tan \alpha_2 = \frac{u \cdot r}{k_1} & \text{--- (3)} \end{cases}$$

u : سرعت محیطی در
~~α~~
 β

در اینجا 3 معادله و 4 مجهول $\alpha_1, \alpha_2, \beta_1, \beta_2$ داریم. پس باید معادله دیگری نیز تشکیل دهیم. با استفاده از شرط free vortex داریم:

$C \tan \alpha_1 \leftarrow$

$$r C \omega = r C a \tan \alpha_1 \quad \xrightarrow{\text{C ثابت}} \quad r k_1 \tan \alpha_1 = \text{ثابت}$$

$$\begin{aligned} r \tan \alpha_1 &= k_3 \\ k_3 &= \frac{\text{ثابت}}{k_1} \Rightarrow \tan \alpha_1 = \frac{k_3}{r} \end{aligned}$$

آنگاه این معادله را معادله 3 چهارم به حساب می آوریم و باید مقدار k_3 را مشخص کنیم.

(4)

حال 4 معادله را می نویسیم:

$$\begin{cases} \tan \alpha_2 - \tan \alpha_1 = \frac{k_2}{u \cdot r \cdot k_1} & \text{--- (1)} \\ \tan \beta_1 + \tan \alpha_1 = \frac{u \cdot r}{k_1} & \text{--- (2)} \\ \tan \beta_2 + \tan \alpha_2 = \frac{u \cdot r}{k_1} & \text{--- (3)} \\ \tan \alpha_1 = \frac{k_3}{r} & \text{--- (4)} \end{cases}$$

$k_1 = C \omega$
 $k_2 = W$
 $k_3 = \frac{r \cdot \omega^2}{3 \cdot C \omega} = \frac{r \cdot \omega}{3 \cdot C}$

در این مرحله برای تعیین ثابت k_3 ، شرط دیگری برای حلای پره در شعاع میانی در نظر می‌گیریم. همانطور که می‌دانیم، انتخاب درجه عکس العمل (Δ) در شعاع میانی برابر 50%، انتخاب خوبی است. پس فرض می‌کنیم (فقط) در شعاع میانی، درجه عکس العمل برابر 50% است.

در ابتدا، معادلات (1) و (2) را با استفاده از معادله (4) به صورت زیر می‌نویسیم:

هر جا $\tan \alpha_1$ داریم، با $\frac{k_3}{r}$ جایگذاری می‌کنیم.

$$\tan \alpha_2 = \frac{k_2}{u \cdot r \cdot k_1} + \frac{k_3}{r} \quad (5)$$

$$\tan \beta_1 = \frac{u \cdot r}{k_1} - \frac{k_3}{r} \quad (6)$$

با استفاده از شرط $\alpha_1 = \beta_2$ و $\alpha_2 = \beta_1$ 50% بودن درجه عکس العمل در شعاع میانی ($r=1$) و در نتیجه برابر قرار دادن معادلات (5) و (6)، داریم:

در شعاع میانی $\tan \alpha_2 = \tan \beta_1$

$$\frac{k_2}{u k_1} + k_3 = \frac{u}{k_1} - k_3 \Rightarrow k_3 = \frac{u^2 - k_2}{2 u k_1}$$

بنابراین با استفاده از معادله (4) $(\tan \alpha_1 = \frac{k_3}{r})$ داریم:

$$\tan \alpha_1 = \frac{u^2 - k_2}{2 u r k_1}$$

(*)

همین از معادلات 3 و 5 و 6 داریم:

در A: $\tan \beta_1$ داریم به دست می‌آید

$$\tan \beta_1 = \frac{u^2 (2r^2 - 1) + k_2}{2 u r k_1}$$

در A: $\tan \alpha_2$ داریم به دست می‌آید

$$\tan \alpha_2 = \frac{u^2 + k_2}{2 u r k_1}$$

در A: $\tan \beta_2$ داریم به دست می‌آید

$$\tan \beta_2 = \frac{u^2 (2r^2 - 1) - k_2}{2 u r k_1}$$

به عنوان مثال برای $\mu = 1.60$ و $k_1 = k_2 = 150 \text{ m}$:
 حال می توان این معادلات را داشت شکل زیر با انتخاب مقادیر u ، k_1 و k_2 برای تغییرات زوایای در برابر حسب معاد r به دست آورد.

$$k_2 = 1.60 \times 150 (\tan 44.6^\circ - \tan 12^\circ) = 2.09 \times 10^4 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2}$$

بنابراین معادلات بصورت زیر ساده می شوند:

$$\tan \alpha_1 = \frac{0.213}{r}$$

$$\tan \beta_1 = 1.2r - \frac{0.213}{r}$$

$$\tan \beta_2 = 1.2r - \frac{0.988}{r}$$

$$\tan \alpha_2 = \frac{0.988}{r}$$

همانطور که از شکل (عکس) مشاهده می شود، تغییرات قابل توجهی در زوایای هوا به خصوص β_2 وجود دارد و این، خود باعث به وجود آمدن بیشترین نیرو می شود که این مسئله باعث تغییرات سرعت ناخواسته هوا در این پره ها خواهد شد. در اینجا می توان از روش دیگری به جای شرط گرداب آزاد استفاده کرد. (روش دوم)

مثلاً می توان از روش ثابت نگه داشتن درصد عکس العمل 50٪ در تمام پره (نه فقط در شعاع میانه) استفاده کرد. با این انتخاب (حالت دوم)، تنها تساوی زوایای یعنی $\alpha_1 = \beta_1$ و $\alpha_2 = \beta_2$ در تمام شعاع ها وجود دارد و خواهیم داشت:

دو معادله - درجه اول

① ~~$\tan \alpha_1 = \frac{u^2 r^2 - k_2}{2urk_1}$~~

$$\tan \alpha_1 = \tan \beta_2 = \frac{u^2 r^2 - k_2}{2urk_1}$$

$$\tan \beta_1 = \tan \alpha_2 = \frac{u^2 r^2 + k_2}{2urk_1}$$

②

برای مثال جاری، با استفاده از همان مقادیر μ ، κ_1 و κ_2 معادلات به صورت زیر می‌شوند:

$$\tan \alpha_1 = \tan \beta_2 = \frac{1}{2} \left(1,2r - \frac{0,775}{r} \right) \quad \text{ر: همان شعاع نمی‌است}$$

$$\tan \beta_1 = \tan \alpha_2 = \frac{1}{2} \left(1,2r + \frac{0,775}{r} \right)$$

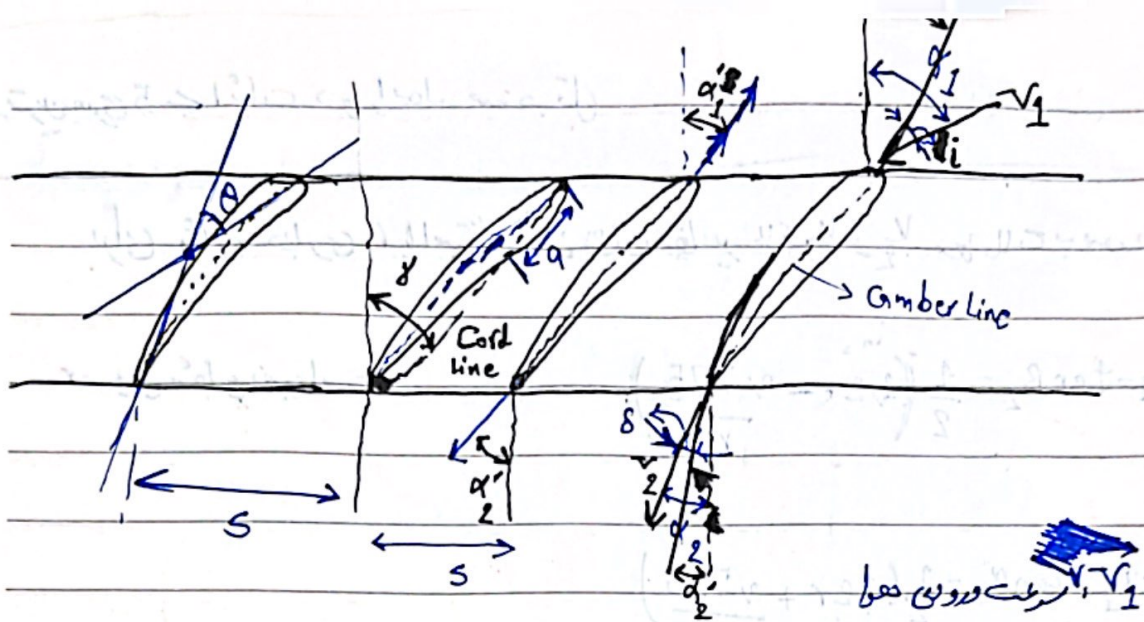
با توجه به نمودار قرمز رنگ (عکس)، در تمام شعاع β_1 و β_2 یک نمودار و α_2 و β_2 نیز یک نمودار اند.

طراحی پره:

بعد از محاسب توزیع زوایای دھوا که انجام داریم، برای بدست آوردن کار مورد نیاز طبیعتاً لازم است که این زوایا به توزیع زوایای بر بقیل شود تا بتوان شکل هندسی صحیح پره‌ها را تعیین نمود. اشتطالار حلر احر از هر ردیف پره این است که اولاً این ردیف پره‌ها باید دھوار را دھس زاویه مورد نیاز ($\beta_1 - \beta_2$ در ردیف و $\alpha_2 - \alpha_1$ در اشتاتور) منحرف کند (مرفض دھند) و ثانیاً فرآیند اشتطالار را با بهترین راندمان انجام دهند یعنی با کمترین افت فشار سكون.

ولی با این حال، طراحی متکی بر نتایج بدست آمده از تست Cascade در تونل باد می‌باشد. اینگونه تست‌ها (تست Cascade) دو گونه اطلاعات اصلی را به ما می‌دهند. این دو عبارت اند از: 1. زاویه ای که تحت آن دھوا با کمترین افت دوران می‌کند و 2. ضریب مقاومت مقطع مربوط به پره که از روی آن راندمان ردیف پره محاسب می‌شود.

آنگون به معرفی پارامتر لغای مقطع کپسور می‌پردازیم. هدف از طراحی، بدست آوردن پروفیل Camber line است.



α_1 : زاویه ورودی هوا (زاویه تاز) - اعمد ورودی بود، با R_1 نشان می دایم.

V_2 : سرعت خروجی هوا

α_2 : زاویه بین بردار سرعت هوا در خروج از پره و شعاع

α_1' : زاویه سازهای پره - زاویه خط مماس بر Camber line و شعاع محور

α_2' : زاویه بین Camber line در خروج و امتداد بر شعاع

$$i = \alpha_1 - \alpha_1'$$

i : زاویه برخورد - incident angle - زاویه حمله

δ : زاویه انحراف - deviation angle

$$\delta = \alpha_2 - \alpha_2'$$

α : زاویه بین لب ورودی تا ماژیم ~~تحدب آن~~ (انحناء)

δ : زاویه نصب پره - زاویه بین امتداد وتر با محور

S : کام پره - فاصله بین دو پره متوالی - فاصله بین دو پره روتور متوالی یا دو پره استاتور متوالی

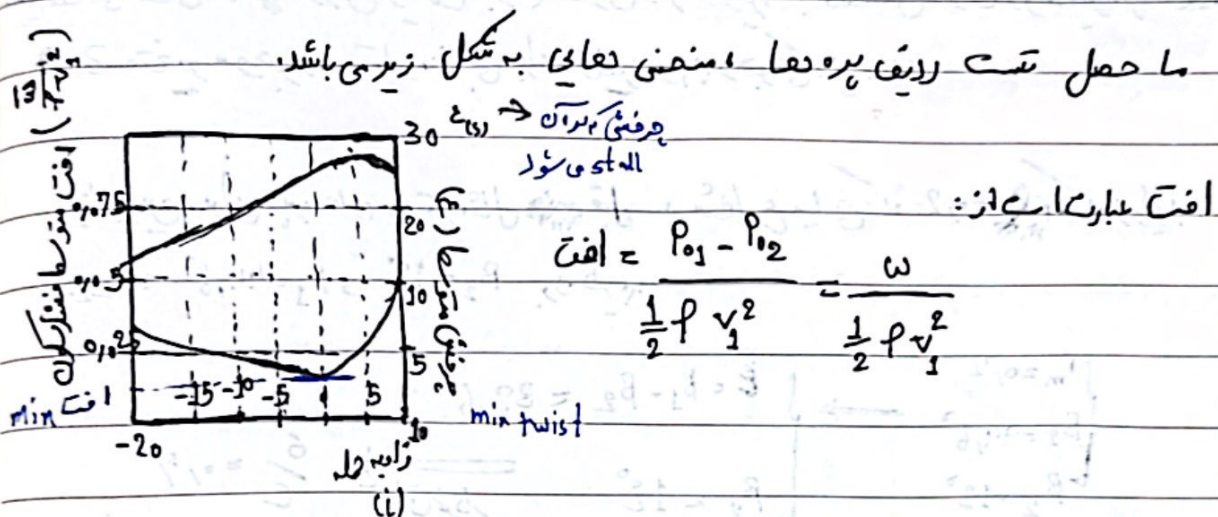
θ : زاویه بین خط مماس بر Camber line ورود و خط مماس بر Camber line در خروج (زاویه تحدب پره)

$$\theta = \alpha_1' - \alpha_2'$$

ϵ : چرخش

$$\epsilon = \alpha_1 - \alpha_2 \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{or } R_1 - R_2 \\ \text{or } \alpha_2 - \alpha_3 \end{array} \right.$$

با مثلاً سرعت و زاویه است ای کوریم، سپس با داشتن α_1 زاویه است آورده و نامبر



این منحنی دما نشان می دهد مقدار افت متوسط در محدوده وسیعی از زوایای حمل تقریباً ثابت می ماند و نقطه ای که زاویه حمل مقدار منفی یا مثبت بزرگتری را دارد، به سرعت افزایش می یابد. در این مقدار (منفی زیاد یا مثبت زیاد)، جریان اطراف پره شکسته می شود بنابراین افت ها نیز زیاد می شوند. ب این پدیده، پدیده انصدادگی گویند.

چرخش با از زیاد زاویه حمل افزایش پیدا می کند (همانطور که در نمودار می بینیم) و در حدود زوایای حمل مثبتی که در آن ها انصداد به وجود می آید، به بیشترین مقدار خودی رسد. استفاده از ماکزیمم زاویه چرخش به علت ایجاد افت زیاد بر اثر انصداد امکان پذیر نباشد. به همین خاطر باید از زاویه چرخشی برابر با نسبت معینی از زاویه چرخش انصداد استفاده کرد.

مناسب ترین نسبت به دست آمده ۰٫۸ است.

$$\alpha_c^* = 0.8 \alpha$$

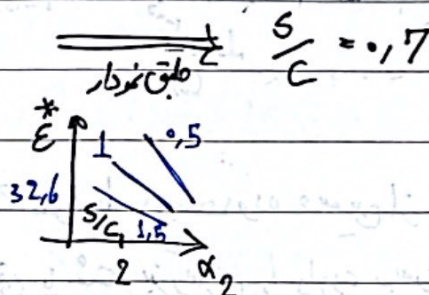
وقوع انصداد را زمانی در نظری میزنند که حلقه ای به دو برابر مقدار α_{min} خود برسد. بدین صورت که α_{min} تلخاخ را به دست آورده و زاویه بالایی که داریم و α_c^* زاویه است آورده و سپس آن را در رابطه بالا گذاشته (ضرب در ۰٫۸ کرد) و α_c^* زاویه است ای کوریم.

بررسی ها و نتایج های زیاد نشان داده اند مقدار چرخش α_c^* در محدوده زوایای حمل مورد استفاده، به نسبت گام به وتر (S_c) و زاویه خروجی α_1 بستگی دارد و تغییرات آن بر اساس عوامل دیگر شکل هندسی ریف پره مانند زاویه تحدب ریف پروف در مقایسه ترسیم است.

برای این اساس تمام نتایج تست‌ها به فرمی که در شکل زیر نشان داده شده، سازه شده‌اند. این منحنی‌های ماسه ارزش زیادی برای طراحی دارند زیرا با مشخص کردن دو متغیر از ~~م~~ 3 متغیر موجود، مقدار مناسبی برای متغیر سوم به وجود می‌آید.

بنابراین برای پره‌های روتور مثال قبل در شعاع میانی $r_m = 20,2$ م، زاویه α_2 و $\beta_2 = 12^\circ$ و $\beta_1 = 44,6^\circ$ بود داریم:

$$\begin{cases} r_m = 20,2 \\ \beta_1 = 44,6^\circ \\ \beta_2 = 12^\circ \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \epsilon^* = \beta_1 - \beta_2 = 32,6^\circ \\ \beta_2 = 12^\circ \end{cases}$$



فاصله بین دو پره

بنابراین α_2 و عرض (ϵ^*) را داریم در نتیجه $\frac{S}{C}$ را به دست می‌آوریم.

جهت تعیین تعداد پره‌ها، لازم است نسبت خلاصی پره $(\frac{h}{C})$ نیز در نظر گرفته شود. این نسبت معمولاً بین 2 تا 4 می‌باشد. اگر ما فرض کنیم نسبت $\frac{h}{C} = 3$ باشد، برای این مثال داریم:

$$\frac{h}{C} = 3 \Rightarrow C = \frac{h}{3} = \frac{0,09173}{3} = 0,030577m$$

حال با پیدا کردن $\frac{S}{C}$ و $\frac{S}{C}$ به دست آوردن C می‌توان S را پیدا کرد.

$$S = 0,17 \times C = 0,17 \times 0,030577 = 0,005197m$$

$$n = \frac{2\pi r_m}{S} = \frac{2\pi \times 20,2}{0,005197} = 55,4 \xrightarrow[\text{تقریب عدد اول}]{\text{انتخاب نسبت}} n = 53$$

n باید عددی کامل باشد و احتسابی نباشد.

✓ برای تعداد پره‌های روتور، نزدیک‌ترین عدد اول انتخاب می‌شود. در نتیجه در اینجا

می‌توان $n = 53$ فرض کرد. در نتیجه جدید

بین موردی که n را به دست آوریم و از آن S را به دست

آورده سپس C و نسبت $\frac{h}{C}$ جدید

$$\begin{cases} \frac{h}{C} = 2,87 \\ n = 53 \rightarrow C = 0,0339m \\ S = 0,0287m \end{cases}$$

(انتخاب عدد اول)

در این صورت احتمال بوجود آمدن نیروهای فرکانسی تشدید شونده کاهش می یابد.
و برای استاتور نیز، اعداد زوج در نظر می گیریم. به همین ترتیب می توان برای
پره های استاتور عمل کرد.

جهت تکمیل طراحی پره در شعاع میانی با اطلاعات دیگری نیاز داریم.
برای اینکار به α_1' و α_2' نیاز داریم (زاوای ورود و خروج هوا). با انتخاب زاویه حمل

مناسب و همچنین داشتن زاویه گاز α_1 می توان α_1' را بدست

آورد. مثلاً اگر زاویه حمل صفر باشد، α_1' و α_2'

α_1' و α_2' برابر هم و منفی خواهند بود. $\alpha_1' = -\alpha_1$

اما تعیین زاویه خروج پره α_2' به δ (زاویه انحراف) نیازمندیم. تجربیات نشان داده است که

زاویه انحراف δ تابعی از زاویه تحدب پره θ و $\frac{c}{c}$ است $\left[\delta = f\left(\theta, \frac{c}{c}\right) \right]$ می باشد و بیشتر
کتاب توربو ماشین ها، رابطه زیر را پیشنهاد می نمایند.

$$\delta = \alpha_2 - \alpha_2'$$

$$\delta = f\left(\theta, \frac{c}{c}\right) = m \cdot \theta \cdot \sqrt{\frac{c}{c}}$$

$$m = 0.23 \left(\frac{2a}{c} \right)^2 + 0.1 \left(\frac{\alpha_2}{50} \right)$$

که m برابر باشد با θ درجه

$$\theta = \alpha_1' - \alpha_2'$$

θ : نقطه مشترک تحدب پره

$$\delta = \alpha_2 - \alpha_2' \Rightarrow \alpha_2' = \alpha_2 - \delta$$

بیشتر اوقات فرض می شود که خط تحدب پره (Camber Line)، قوسی از یک دایره

است. بنابراین $\left(\frac{2a}{c} = 1 \right)$ خواهد شد.

اکنون می توان با توجه به اطلاعات موجود، شکل مربوط به پره های روتور را رسم

کرد. روش کار برای مثال جاری به صورت زیر است.

با استفاده از دو رابطه مقابل داریم:

$$\delta = \alpha_2 - \alpha'_2 \Rightarrow \alpha'_2 = \alpha_2 - \delta \quad (1)$$

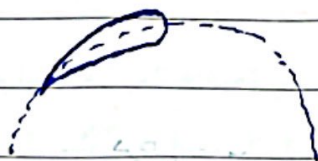
$$\theta = \alpha'_1 - \alpha'_2 \Rightarrow \theta = \alpha'_1 - \alpha_2 + \delta \quad (2)$$

همان فرض کنیم $i = 0$ باشد (با انتخاب زاویه مناسب) و با فرض اینکه کمر لاین قوسی از یک دایره باشد و داشتهیم $\frac{S}{C} = 0.7$ و $\alpha_2 = 12^\circ$ را به دست می آوریم:

$$\Rightarrow \theta = \alpha'_1 - \alpha_2 + 0.212\theta \Rightarrow 0.788\theta = \alpha'_1 - \alpha_2 \Rightarrow \theta = 41.4^\circ$$

$\alpha_1 = 44.6^\circ$ $\alpha_2 = 12^\circ$

نکته: انتخاب زاویه مناسب یعنی $i = 0$



در نتیجه α'_2 را به دست می آوریم:

$$\theta = \alpha'_1 - \alpha'_2 \Rightarrow \alpha'_2 = \alpha'_1 - \theta = 3.2^\circ$$

$$\gamma = \alpha'_1 - \frac{\theta}{2} \Rightarrow \gamma = 23.9^\circ$$

$\alpha_1 = 44.6^\circ$ $\theta = 20.7^\circ$

جهت رسم Camber line به صورت زیر عمل می کنیم:

1. ابتدا خط وتر $a-b$ را به طول وتر $(C=20.339)$ در زاویه 23.9° نسبت به

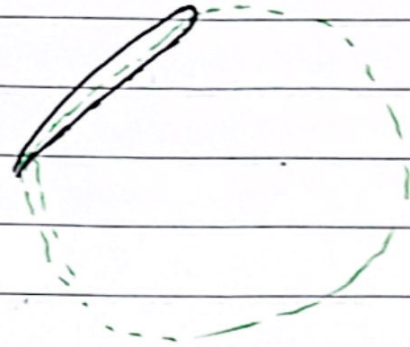
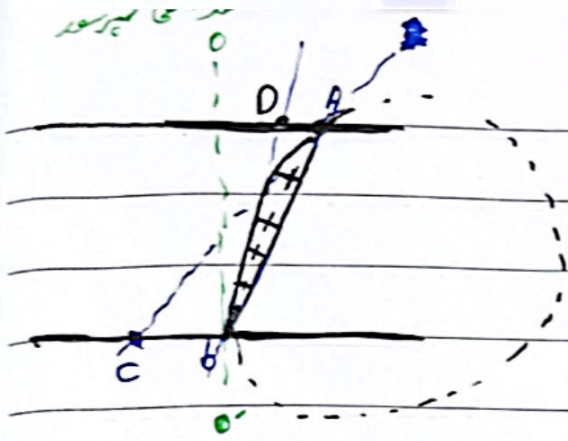
محور افقی رسم می کنیم.

2. سپس خطوط $A-C$ و $b-D$ در زوایای α'_1 و α'_2 رسم می کنیم (A-C و A-B).

خطوط مماس بر ابتدا و انتهای CL کمره را نشان می دهد.

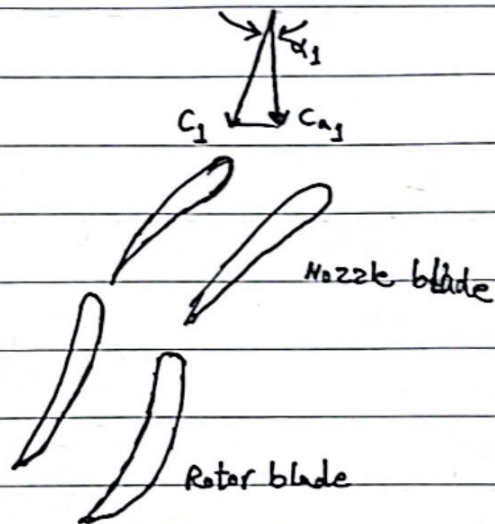
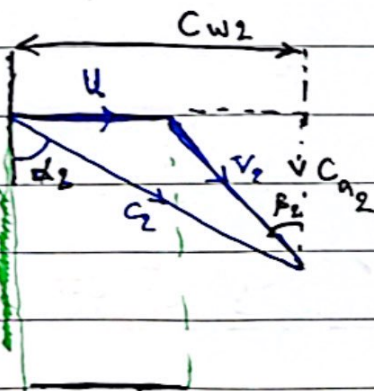
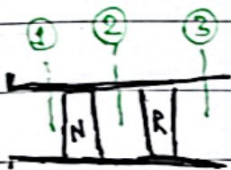
3. و سپس یک قوس دایروی مناسب بر این خطوط رسم می کنیم تا Camber line را رسم کنیم. (با قرار دادن یک مرکز دایره)

خط مماس عمود بر قوس دایره و در جهت عمود و خطوطی مناسب در جهت α رسم کرده و α ها را با هم و α ها را با هم خط می کشیم.



سوال 5 فصل 5 کوهن : 5-1 ، 5-2 ، 5-3

فصل 5 کوهن : توربین های محوری



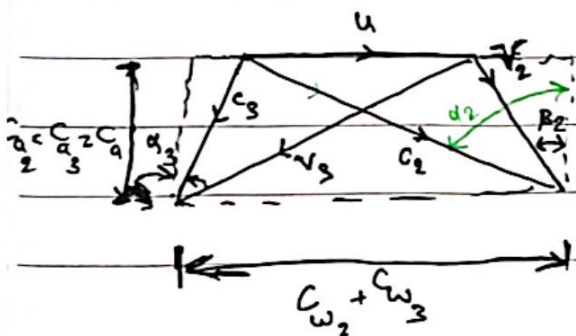
C : سرعت مطلق گاز

v : سرعت نسبی گاز

u : سرعت محیطی پره

α : زاویه بین بردار سرعت مطلق و توربین

β : زاویه بین بردار سرعت نسبی و توربین



فرض می کنیم مولفه های محوری در توربین ثابت اند

انواع توربین ها عبارت اند از: ۱- توربین های ضربی ۲- توربین های عکس العمل

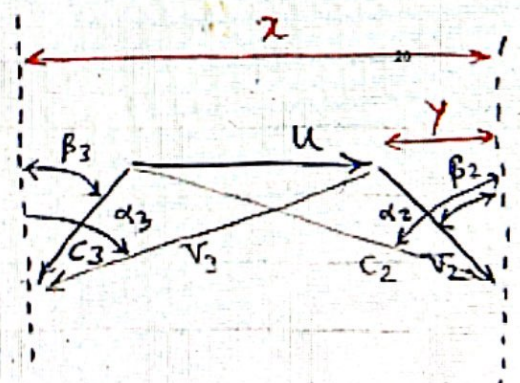
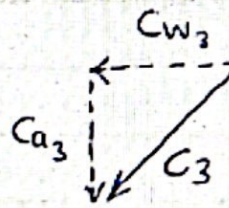
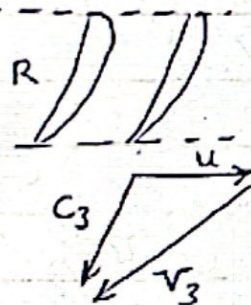
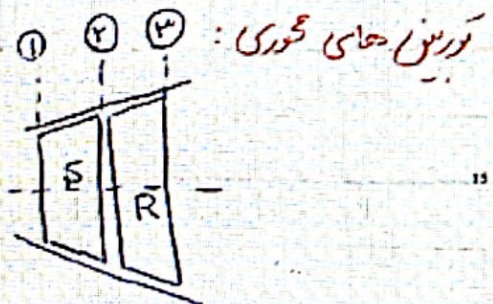
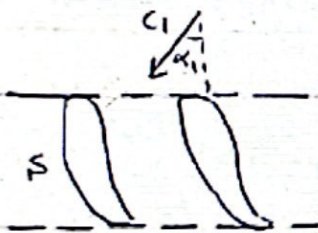
۳- توربین های ضربی عکس العمل ۴- توربین های شعاعی

در توربین های ضربی کانال بین پره های آب همراست و کانال بین پره های روتور متفاوت

است. در توربین های عکس العمل کانال بین پره های آب متفاوت و کانال بین پره های

روتور همراست است. در توربین های ضربی عکس العمل کانال بین پره های آب

و متحرک همراست است. روتورهای توربین هوایی (بزرگ) از نوع ضربی عکس العمل هستند.



$$Ca_2 = Ca_3 = Ca$$

$$\left. \begin{array}{l} x = Ca \tan \alpha_2 \\ y = Ca \tan \beta_2 \end{array} \right\} \Rightarrow \frac{x-y}{u} = Ca (\tan \alpha_2 - \tan \beta_2) \Rightarrow \tan \alpha_2 - \tan \beta_2 =$$

$$\left. \begin{array}{l} x = Ca \tan \alpha_3 \\ y = Ca \tan \beta_3 \end{array} \right\} \Rightarrow \tan \beta_3 - \tan \alpha_3 = \frac{u}{Ca}$$

Parvaz $\frac{u}{Ca}$
%

$$W = u(Cw_2 - Cw_1)$$

$$W = u(Cw_2 - Cw_3) = u(Cw_2 - (-Cw_3)) = u \cdot (Cw_2 + Cw_3)$$

$$W_s = u \cdot Ca (\tan \alpha_2 + \tan \alpha_3) = u \cdot Ca (\tan \beta_2 + \tan \beta_3) \quad (1)$$

$$W_s = \Delta h_{o,s} \Rightarrow W_s = c_p \Delta T_{o,s} \quad (2)$$

$$\Delta T_{o,s} = \frac{u \cdot Ca}{c_p} (\tan \alpha_2 + \tan \alpha_3) = \frac{u \cdot Ca}{c_p} (\tan \beta_2 + \tan \beta_3)$$

با استفاده از تعریف راندمان توربین می توان رابطه زیر را نیز بدست آورد.

$$\Delta T_{o,s} = \eta_s \cdot T_{o1} \left[1 - \left(\frac{1}{P_1/P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]$$

$$\eta_s = \frac{W}{W_s} = \frac{\Delta T_{o,s}}{\Delta T'_{o,s}}$$

سه پارامتری بعد و حجم در توربین وجود دارد که عبارت اند از: ۱- ضریب بال پره یا ضریب افت

درجه حرارت که نماینده ظرفیت کاری یک طبقه است. ۲- درجه عکس العمل که بیان کننده درصد

انبساطی است که در پره های روتور یک طبقه انجام می شود. ۳- ضریب جریان (۴)

$$\psi = \frac{2 c_p \Delta T_{o,s}}{u^2} = \frac{2 Ca}{u} (\tan \beta_2 + \tan \beta_3)$$

$$\Delta = \frac{T_2 - T_3}{T_1 - T_3} = \frac{1}{2} \frac{c_a}{u} (\tan \beta_2 + \tan \beta_3)$$

با نوشتن معادله انرژی نسبت به روتور و این مسئله که سیال نسبت به پره‌های روتور کاری انجام نمی‌دهد

$$\dot{Q} - \dot{W} = \Delta E \Rightarrow \Delta E = 0 \quad \text{داریم:}$$

$$\Rightarrow c_p (T_2 - T_3) = \frac{1}{2} (V_3^2 - V_2^2)$$

$$= \frac{1}{2} (c_a^2 \sec^2 \beta_3 - c_a^2 \sec^2 \beta_2)$$

$$= \frac{1}{2} c_a^2 (\tan \beta_3 - \tan \beta_2) (\tan \beta_3 + \tan \beta_2)$$

$$T_2 - T_3 = \frac{1}{2 c_p} c_a^2 (\tan \beta_3 - \tan \beta_2) (\tan \beta_3 + \tan \beta_2) \quad (2)$$

$$T_1 - T_3 = \frac{u \cdot c_a}{c_p} (\tan \beta_2 + \tan \beta_3) \quad (1)$$

با نوشتن معادله انرژی نسبت به روتور و این مسئله که سیال نسبت به پره‌های روتور کاری انجام

$$\dot{Q} - \dot{W} = \Delta E \Rightarrow \Delta E = 0 \quad \text{نمی‌دهد داریم:}$$

$$\Rightarrow c_p (T_2 - T_3) = \frac{1}{2} (V_3^2 - V_2^2)$$

$$= \frac{1}{2} (c_a^2 \sec^2 \beta_3 - c_a^2 \sec^2 \beta_2) = \frac{1}{2} c_a^2 (\tan^2 \beta_3 - \tan^2 \beta_2)$$

$$= \frac{1}{2} c_a^2 (\tan \beta_3 - \tan \beta_2) (\tan \beta_3 + \tan \beta_2)$$

$$\Rightarrow T_2 - T_3 = \frac{1}{2C_f} (\tan \beta_3 - \tan \beta_2) (\tan \beta_3 + \tan \beta_2) \quad (2)$$

$$\Lambda = \frac{T_2 - T_3}{T_1 - T_3} \stackrel{(1), (2)}{=} \frac{C_a}{2u} (\tan \beta_3 - \tan \beta_2)$$

درکاربردهای هوایی: φ زیاد، درکاربردهای زمینی φ کم

معادلات گفته شده را می توان با استفاده از پارامترهای ψ ، Λ ، و φ به صورت زیر نوشت:

$$\psi = 2\varphi (\tan \beta_2 - \tan \beta_3)$$

$$\Lambda = \frac{\varphi}{2} (\tan \beta_3 - \tan \beta_2)$$

$$\tan \beta_3 = \frac{1}{2\varphi} \left(\frac{1}{2}\psi + 2\Lambda \right) : \tan \alpha_3 = \tan \beta_3 - \frac{1}{\varphi}$$

$$\tan \beta_2 = \frac{1}{2\varphi} \left(\frac{1}{2}\psi - 2\Lambda \right) : \tan \alpha_2 = \tan \beta_2 + \frac{1}{\varphi}$$

تجربه نشان داده است که بهترین طرح کوپرسن ترافیک به دست می آید در عمل انبساط تقریباً بیش از حد

بره های رد کوپرسن را تا آنکه به طور مساوی تقسیم شود. ($\Lambda = 50\%$) یعنی اندک رجه عکس العمل ده درصد باشد.

- نشان دهید اگر رجه عکس العمل برابر ده درصد باشد، آن گاه $\beta_3 = \alpha_2$ و $\beta_2 = \alpha_3$

خواهد بود.

$$\Lambda = \frac{1}{2} \Rightarrow \begin{cases} \tan \beta_3 = \frac{1}{2\varphi} \left(\frac{1}{2} \psi + 2 \left(\frac{1}{2} \right) \right) = \frac{1}{2\varphi} \left(\frac{1}{2} \psi + 1 \right) & (II) \\ \tan \beta_2 = \frac{1}{2\varphi} \left(\frac{\psi}{2} - 2 \left(\frac{1}{2} \right) \right) = \frac{1}{2\varphi} \left(\frac{1}{2} \psi - 1 \right) & (IV) \end{cases}$$

$$\tan \alpha_2 = \frac{1}{2\varphi} \left(\frac{\psi}{2} - 1 \right) + \frac{1}{\varphi} = \frac{1}{2\varphi} \left(\frac{\psi}{2} + 1 \right) & (I)$$

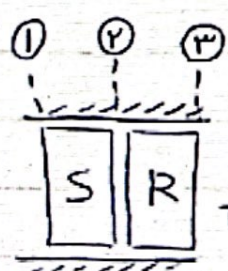
$$\tan \alpha_3 = \frac{1}{2\varphi} \left(\frac{1}{2} \psi + 1 \right) - \frac{1}{\varphi} = \frac{1}{2\varphi} \left(\frac{\psi}{2} - 1 \right) & (III)$$

$$\begin{aligned} I = II & \Rightarrow \tan \alpha_3 = \tan \beta_2, \tan \alpha_2 = \tan \beta_3 \Rightarrow \alpha_3 = \beta_2, \\ III = IV & \Rightarrow \alpha_2 = \beta_3 \end{aligned}$$

اگر درجه عکس العمل برابر ده درجه باشد، معادلات فوق را می توان به شکل زیر نوشت:

$$\psi = 4\varphi \tan \beta_3 - 2 = 4\varphi \tan \alpha_2 - 2 \quad \text{بر روی حای هوای} \quad \begin{cases} \psi = 3-5 \\ \varphi = 0.8-1 \end{cases}$$

$$\varphi = 4\varphi \tan \beta_2 + 2 = 4\varphi \tan \alpha_3 + 2$$



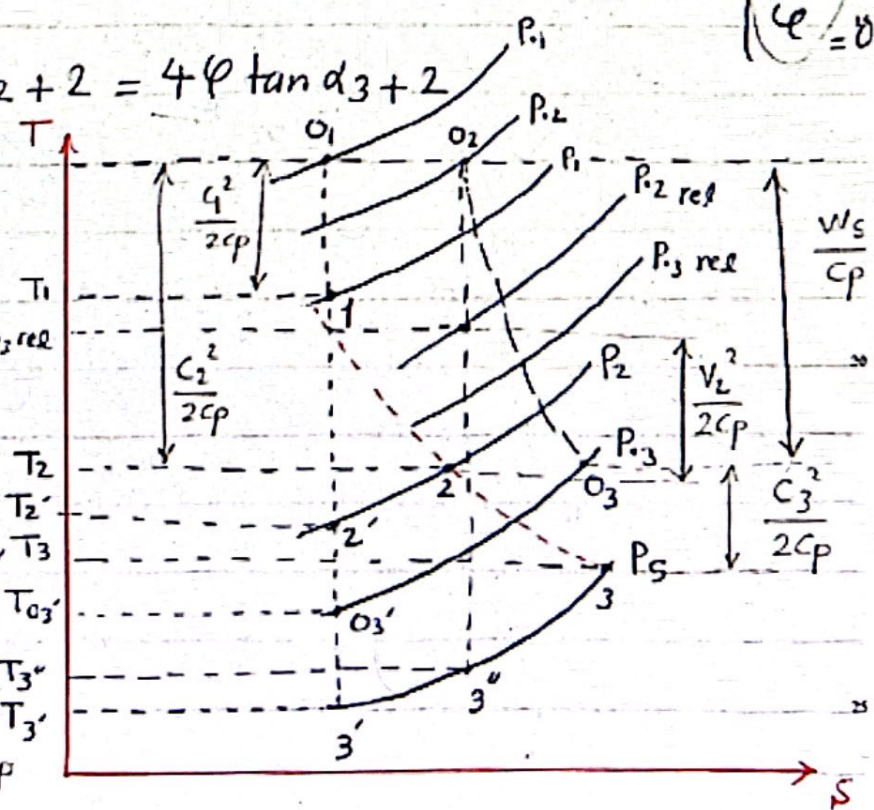
123 - فرآیند واقعی

12'3' - فرآیند آیزنترپیک

$T_2 > T_2'$ به علت وجود اصطکاک

$$\begin{aligned} T_0 &= T + \frac{C^2}{2c_p} \\ T_{0,rel} &= T + \frac{v_{rel}^2}{2c_p} \end{aligned}$$

مردار T-S طبقه توربین



Parvaz

ضریب افت در پهنای ثابت:

$$\lambda_n = \frac{T_2 - T_2'}{C_2^2 / 2c_p} \quad \text{or} \quad Y_n = \frac{P_{01} - P_{02}}{P_{02} - P_2}$$

nozzle
guide
vane

از نظر عددی، این دو مقدار (λ_n و Y_n) تقریباً با هم برابرند.

ضریب افت در روتور به صورت زیر است (Y_R و λ_R):

اختلاف حاصل از اینجاست که ما تراکم را در اعطای c (مانند $T_2 - T_2'$)

$$\lambda_R = \frac{T_3 - T_3'}{\frac{V_3^2}{2c_p}} \quad \text{or} \quad Y_R = \frac{P_{02rel} - P_{03rel}}{P_{03rel} - P_3}$$

از نظر عددی، Y_R و λ_R تقریباً برابرند.

λ_n و λ_R را می‌توان با اندازه‌گیری زاویه و ضریب تلفات در یک طبقه مربوطه ساخت. به عبارتی $\eta_s = f(\lambda_R \text{ و } \lambda_n)$

با استفاده از تعریف راندمان طبقه و همچنین دیانگرام یا نمودار T-s طبقه، می‌توان نشان داد:

$$\eta_s = \frac{1}{1 + \frac{1}{2} \frac{C_a}{u} \left[\frac{\lambda_R \sec^2 \beta_3 + \left(\frac{T_3}{T_2} \right) \lambda_N \sec^2 \alpha_2}{\tan \beta_3 + \tan \alpha_2 - \left(\frac{u}{C_a} \right)} \right]}$$

مثال (باریکرد طراحی) مطلوب است طراحی یک توربین یک طبقه در شعاع میانی با اطلاعات به دست آمده از محاسبات ترموگاز دینامیکی:

mass flow 20 kg/s

سرعت مطلق در ورودی و خروجی

فرض می شود که $C_1 = C_3$ و $C_2 = C_3$ و چون توربین یک طبقه است، $\alpha_1 = 0^\circ$
چنانچه جریان به صورت کاملاً موازی از C.C خارج می شود.

l_s و l_r

T_{01} 1100°K

دماهای در دو سطح

$$\psi = \frac{2 C_p \Delta T_{0s}}{u^2} = \frac{2 \times 1,148 \times 145 \times 10^3}{340^2}$$

$$\Rightarrow \boxed{\psi = 2,88}$$

انتقال دما $\Delta T_{0s} (T_{01} - T_{03})$ 145 K

فرض می کنیم $\phi = \frac{C_a}{u}$ رانندگی ضریب جریان $\Rightarrow \boxed{\phi = 0,8}$

نسبت افت فشار $\frac{P_{01}}{P_{03}}$ $1,873$

فرض می کنیم $\alpha_3 = 0^\circ$ زاویه توجیه است زاویه خروجی جریان از سطح

فشار کل P_{01} 4 bar

معادلات اساسی $\tan \alpha_3 = \tan \beta_3 - \frac{1}{\phi} \Rightarrow 0 = \tan \beta_3 - \frac{1}{0,8}$

$$\Rightarrow \boxed{\tan \beta_3 = 1,25}$$

سرعت N 250 rev/s

داشتیم $\tan \beta_3 = \frac{1}{2 \phi (\frac{1}{2} \psi + 2)}$

سرعت در شعاع میانی u 340 m/s

$$\Rightarrow 1,25 = \frac{1}{2 \times 0,8 (\frac{1}{2} \times 2,88 + 2)} \Rightarrow \boxed{\Delta = 0,28}$$

با این دهم عکس العمل که خیلی کمتر از 50 است، انتخاب $\alpha_2 = 0^\circ$ مناسب نمی باشد چرا که Δ در شعاع میانی حد امکان باید 50 درصد باشد. بنابراین فرض می کنیم $\alpha_3 = 0^\circ$ باشد.

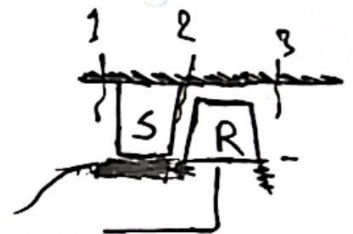
$$\alpha_3 = 10' \Rightarrow \tan 10' = \tan \beta_3 = \frac{1}{0,8} \Rightarrow \boxed{\tan \beta_3 = 1,426}$$

$$\tan \beta_3 = \frac{1}{2\phi(\frac{1}{2}\phi + 2\Lambda)} \Rightarrow \boxed{\Lambda = 0,421} \quad \text{سم مناسب است}$$

$$\Lambda = 0,421 \Rightarrow \begin{cases} \beta_3 = 34,57' \\ \beta_2 = 20,29' \\ \alpha_2 = 58,23' \end{cases}$$

برخی
قدرها محاسبه ابعاد هندسی است:

معمولاً در محاسبات ابعاد هندسی، از مقطع 2 شروع می‌کنیم زیرا اگر نسبت فشار در طول نازل همگرا $\left(\frac{P_{01}}{P_2}\right)$ که نسبت فشار در طول پروژکتور ثابتی باشد، مقدار بحرانی بیشتر گردد، لازم است اصلاحاتی صورت پذیرد (در این مورد شش ضلعی و سه ضلعی)



$$C_{a2} = u \cdot \phi = 340 \times 0,8 = 272 \text{ m/s}$$

$$C_2 = \frac{C_{a2}}{\cos \alpha_2} = \frac{272}{0,5242} = 519 \text{ m/s} \Rightarrow \boxed{C_2 = 519 \text{ m/s}}$$

$$T_{02} - T_2 = \frac{C_2^2}{2C_p} = \frac{519^2}{2 \times 1148} = 117,3 \text{ K} \xrightarrow{T_{02} = T_2} T_2 = T_{02} - 117,3 \text{ K}$$

$$\Rightarrow \boxed{T_2 = 982,7 \text{ K}}$$

$$T_2 - T_2' = \lambda_n \cdot \frac{C_2^2}{2C_p} \Rightarrow \boxed{T_2' = 976,8 \text{ K}}$$

$$\frac{p_{01}}{p_2} = \left(\frac{T_{01}}{T_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow \frac{p_{01}}{p_2} = \left(\frac{T_{01}}{T_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\Rightarrow \frac{p_{01}}{p_2} = \left(\frac{1100}{976,8} \right)^4 = 1,607$$

$M=1$ چون جویک ای فواید M^2

$$\frac{p_{01}}{p_2} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1,853 > 1,607$$

نسبت فشارهای برای $M=1$ با
یعنی نسبت فشاری
در شرایط صوتی (محدود)

فازل در ضغلی قرار نمی گیرد بنا بر این

$$\frac{p_{01}}{p_2} = 1,607 \Rightarrow p_2 = \frac{p_{01}}{1,607} = 2,49 \text{ bar}$$

$$p_2 = \frac{p_{01}}{1,607} \Rightarrow p_2 = 2,49 \text{ bar}$$

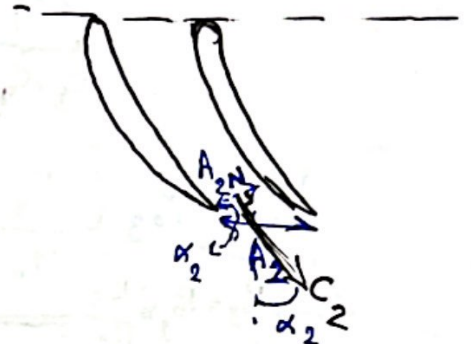
$$\Rightarrow \rho_2 = \frac{p_2}{RT_2} = \frac{2,49 \times 100}{0,287 \times 982,7} \Rightarrow \rho_2 = 0,883 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\Rightarrow A_2 = \frac{\dot{m}}{\rho_2 C_{a2}} = \frac{20}{0,883 \times 272} = 0,0833 \text{ m}^2 \Rightarrow A_2 = 0,0833 \text{ m}^2$$

مساحت A_2 را بدست آوریم. اما برای مقطع 2، برای جلوگیری از انفجار شدن، باید مساحت گلوله‌های را بدست آوریم. سطح گلوله‌های مورد نیاز در کانال بین پرده‌های ثابت به صورت زیر بدست می‌آید:

$$A_{2N} = A_2 \cos \alpha_2 = 0,0883 \times 0,524$$

$$\Rightarrow A_{2N} = 0,04637 \text{ m}^2$$



همواره سطحی که در نظر می‌گیریم باید بر سطح مورد نظر عمود باشد. حال سطوح حلقوی مورد نیاز در صفحات 1 و 3 را به طریق زیر حساب می‌کنیم.

$$C_{a1} = C_1 = C_3 = \frac{C_{a3}}{\cos \alpha_3} = \frac{272}{\cos 10} = 276,4$$

حال دمای دینامیکی را حساب می‌کنیم.

$$\frac{C_1^2}{2C_p} = \frac{276,4^2}{2296} = 33,3 \text{ K}$$

حال دمای استاتیک را بدست می‌آوریم:

$$T_1 = T_{01} - \frac{C_1^2}{2C_p} = 1100 - 33,3 = 1067 \text{ K}$$

فشار استاتیک در مقطع 1:

$$\frac{P_1}{P_{01}} = \left(\frac{T_1}{T_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{1067}{1100} \right)^4 \Rightarrow \frac{P_1}{4} = 1,03^4 \Rightarrow P_1 = 3,54 \text{ bar}$$

$$P_1 = \frac{1000 \times 3,54}{0,287 \times 1067} \Rightarrow P_1 = 1,155 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \Rightarrow A_1 = \frac{m}{P_1 C_{a1}} = \frac{20}{1,155 \times 276,4} \Rightarrow A_1 = 0,061 \text{ m}^2$$

مسئله 1، مقطع 3 را به دست آوریم:

$$T_{03} = T_{01} - \Delta T_{0.3} = 1100 - 145 = 955 \text{ K}$$

$$T_3 = T_{03} - \frac{C_3^2}{2c_p} = T_{03} - 33,3 \rightarrow \boxed{T_3 = 922 \text{ K}}$$

$C_3 = C_1$

$$P_3 = P_{03} \left(\frac{T_3}{T_{03}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1,856 \text{ bar}$$

$\gamma = 1,4$

$$P_3 = P_0 \times \frac{P_3}{P_1} = 4 \times \frac{1}{1,873}$$

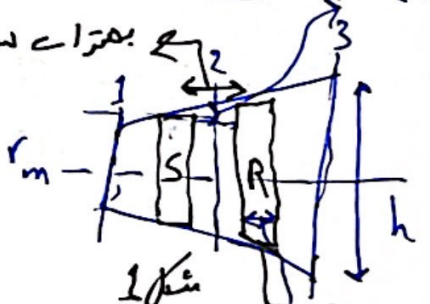
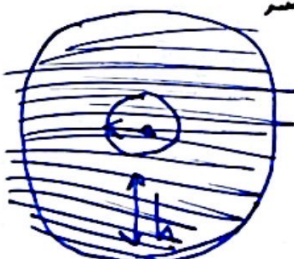
$$P_3 = \frac{1000 \times 1,856}{1,873} = 988,25 \text{ Pa}$$

$$A_3 = \frac{20 \text{ m}}{P_3 C_{a3}} = 0,1047 \text{ m}^2$$

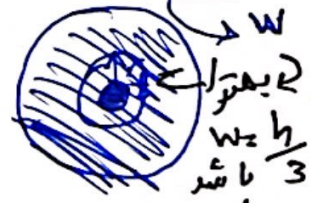
$0,1702 \leftarrow \rightarrow 272$

در محفظه سول داریم

$$U_m = r_m \omega = r_m 2\pi N \Rightarrow r_m = \frac{U_m}{2\pi N} = \frac{340}{2\pi \times 250} \Rightarrow \boxed{r_m = 0,216 \text{ m}}$$



$$A = 2\pi r_m h = \frac{U_m h}{N} \Rightarrow h = \frac{AN}{U_m}$$



	1	2	3
$A (\text{m}^2)$	0,0626	0,0833	0,1047
$h (\text{m})$	0,46	0,612	0,75
r_t/r_r	1,24	1,33	1,43
			6

همانطور که در شکل 1 نشان داده شده است، سطح حلقوی این توربین مضبوطی است.

در این جا زاویه و آنری حدود 29° می شود این زاویه نیز باید مورد

تجدید نظر قرار گیرد زیرا مقدار بزرگی بوده و خطر جلايش وجود دارد. زاویه حدود 25° ، زاویه مطمئن است.

اگر کاهش سطح مفرد طی بدون افزایش طول محوری توربین مطلوب باشد باید با تکرار محاسبات، سرعت محوری را در طول طبقه بالا ببریم. در ضمن عدد ماخ در خروج از طبقه (M_3) را باید کنترل کنیم تا از حدود 0.7 یا 0.8 بیشتر نشود.

به عبارتی A کوک می شود، p ثابت است و باید v را ~~بیشتر~~ بیشتر کنیم. در نتیجه باید ϕ را عوض کنیم.

$$M_3 = \frac{C_3}{\sqrt{\gamma R T_3}} = \frac{276.4}{\sqrt{1.33 \times 0.287 \times 922 \times 1000}} \Rightarrow M_3 = 0.47$$

در انتها برای این طراحی مقدماتی، باید تلفات را با استفاده از λ_n و λ_s محاسبه کنیم و با استفاده از رابطه تقریبی بین λ_n و λ_s و λ_R ، دو مقدار به دست آمده برای λ_R را با هم مقایسه کنیم.

$$\lambda_R = \frac{T_3 - T_3''}{v_3^2 / 2c_p} \xrightarrow{\text{از 1 و 2}} \lambda_R = 0.92$$

$$\frac{T_2}{T_3''} = \left(\frac{p_2}{p_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow T_3'' = \frac{982.7}{\left(\frac{2.49}{1.856} \right)^{\frac{1}{4}}} = 913K \Rightarrow T_3'' = 913K \quad (1)$$

$$v_3 = \frac{C_{a3}}{C_{p3}} = \frac{272}{0.55496} \Rightarrow v_3 = 493.5^2 \Rightarrow \frac{v_3^2}{2c_p} = \frac{473.5^2}{2 \times 296} = 97.8K$$

با محاسب λ_R از رابطه بین λ_R ، λ_n و λ_s ، $\left(\lambda_s = \frac{1}{1 + \frac{1}{2} \frac{C_a}{u} [\dots]} \right)$

داریم:

$$\lambda_R = 0.1 \Rightarrow \lambda_R = 0.092$$

بامقایسه

می بینیم که λ_R به دست آمده از درون تقریباً یکی است. پس طراحی قابل قبول بود.

قدم بعدی بعدی در طراحی عبارت انداز:

الف. در نظر گرفتن طبیعت و جریانی که خود باعث تغییر زوایای گاز در شعاع های مختلف می شود.

ب. به دست آوردن شکل پرو ~~در هر مقطع از طول پرو~~

ج. محاسب تنش ها

د. کنترل طراحی با برآورد مقادیر افت ها با استفاده از نتایج قسمت ردیف پرو ها

مسائل 7.1، 7.2، 7.3

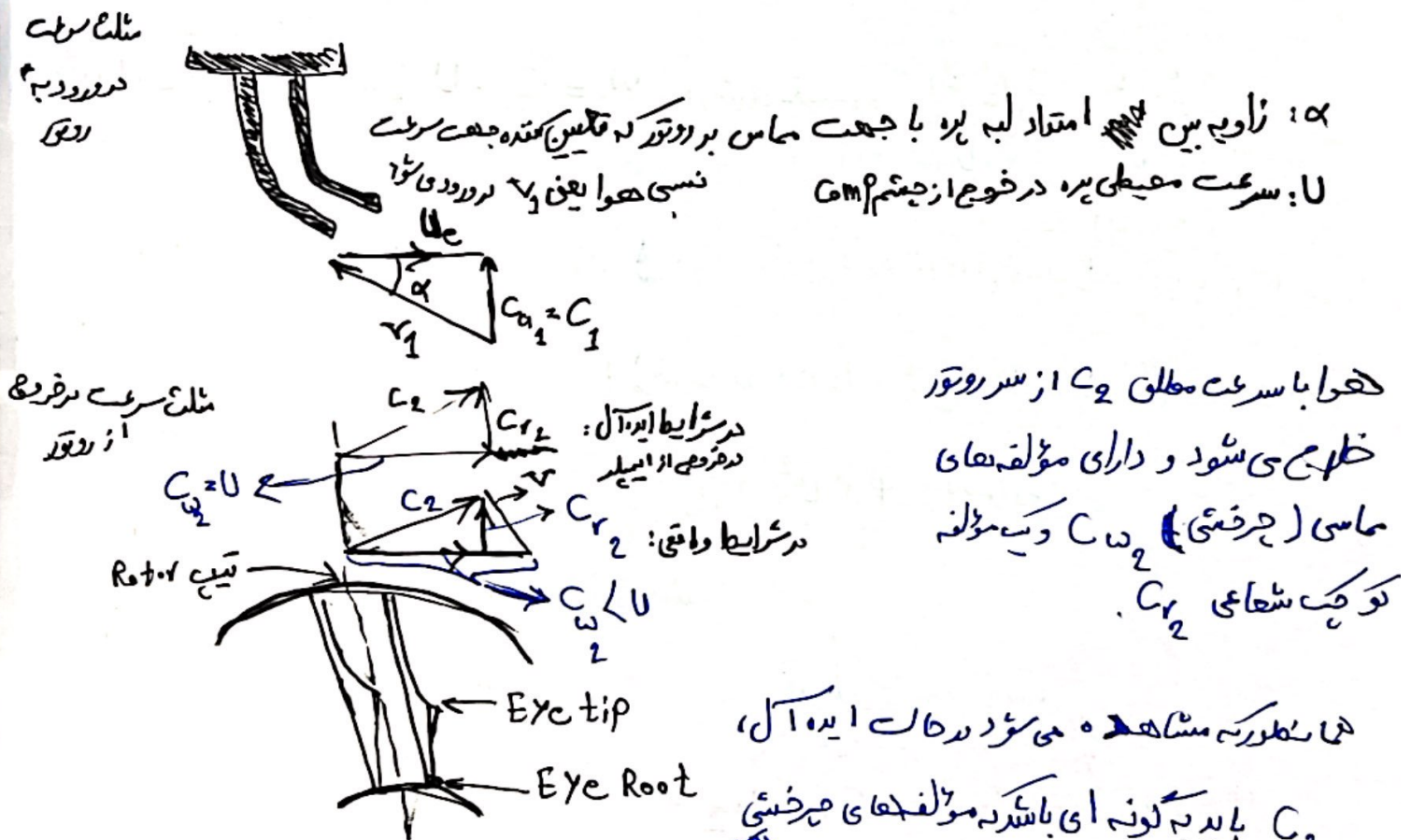
کمپرسورهای تمرکز از مرکز

کار انجام شده در افزایش فشار در کمپرسورهای توربین از مرتبه:

چون در کمپرسور هواکاری داده نمی شود، پس انرژی جذب شده توسط کمپرسور با استفاده از شرایط
 هوا در ورود و خروج از توربین مناسب می شود. فرض می شود که هوا در جهت معکوس دارد
 چشم جری می شود. بنابراین اندازه حرکت زاویه ای اولیه هوا، صفر خواهد بود.

$$C = C_{w_2} r_2 - C_{w_1} r_1 \xrightarrow[\text{واردی شود } C_{w_1} = 0]{\text{هوا بصورت محوری}} C = C_{w_2} r_2$$

قسمی از پره ها که به جهت محوری هستند، باید طوری انتخاب شوند تا هوا بتواند به نری وارد
 قسمت شعاعی روتور شود. مثلث های سرعت در ورود و خروج از روتور مطابق شکل زیر می باشد:



هوا جبهه بین پره ها در اثر لنگ ایجاد شده، میل به درازن همراه روتور را ندارند. این پدیده لغزش معروف است. میزان اختلاف C_{w_2} و U در حالت واقعی، به تعداد پره ها بستگی دارد. بدین صورت که با افزایش پره ها این اختلاف کم می شود. به این نسبت لغزش (لغزش) یا تعداد پره ها را با σ نشان می دهند.

به این نسبت، فرب لغزشی می گویند $\sigma = \frac{C_{w_2}}{U}$

و به رابطه تجربی به صورت زیر درستی توربو ماشین‌ها برای ارتباط آن با رانندگی‌ها معرفی شده است:

$$\sigma = 1 - \frac{0.63}{n}$$

$n \rightarrow$ تعداد پره‌ها

همانطور که می‌دانیم، گشتاوری که به روتور باید داده شود، با آهنگ تغییرات اندازه حرکت زاویه‌ای بدست آمده توسط هوا برابر است و چون $C_{w1} = 0$ در نتیجه $C_{w2} = C_{w1} = 0$ که r_2 شعاع tip ما است. به گشتاور تئوری می‌توانید.

$$\dot{W} = C_{w2} r_2 - C_{w1} r_1 \xrightarrow[C_{w1}=0]{C_1=C_{a1}} \dot{W} = C_{w2} r_2$$

با ضرب کردن $\dot{W}$ در طرفین این رابطه، به کار تئوری می‌رسیم.

$$\frac{\dot{W}}{\omega} = C_{w2} r_2 \omega \xrightarrow{\text{کار تئوری}} \dot{W} = C_{w2} \cdot U \xrightarrow[C_{w2} = \sigma \cdot U]{\boxed{W = \sigma U^2}}$$

برای اصطکاک و سایر افت‌ها، گشتاور را ϕ کار واقعی داده شده، از مقادیر افت‌ها بزرگتر است.

جهت منظور نمودن این مسئله از ϕ (ضریب قدرت داده شده) استفاده می‌نماید. پس

$$\dot{W} = \phi \sigma U^2 \quad \text{کار واقعی داده شده:} \quad (1)$$

که ϕ معمولاً بین 1.35 تا 1.4 می‌باشد.

گشتاور $T_{o3} - T_{o1}$ از یاد درج حرارت سکون در کل کم‌تر باشد، برای سکون درگاه‌ها ناخالصی‌ها را باید

$$\dot{W} = C_p (T_{o3} - T_{o1}) = C_p (T_{o2} - T_{o1}) \quad (2)$$

$$\xrightarrow{(1) \div (2)} \boxed{T_{o3} - T_{o1} = \frac{\phi \sigma U^2}{C_p}}$$

حال آنکه نسبت فشار سکون $\left(\frac{p_{o3}}{p_{o1}}\right)$ را بخواهیم، از روابط ترمودینامیکی استفاده می‌کنیم.

$$\eta_c = \frac{W}{W} = \frac{T_{o2} - T_{o1}}{T_{o2} - T_{o1}} = \frac{\frac{T_{o3}}{T_{o1}} - 1}{\frac{T_{o3}}{T_{o1}} - 1} \quad (1)$$

$$\frac{p_{o3}}{p_{o1}} = \left(\frac{T_{o3}}{T_{o1}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

$$T_{o3} - T_{o1} = \frac{\psi \cdot \sigma \cdot U^2}{c_p} \quad (3)$$

$$\xrightarrow{(3), (2), (1)} \frac{p_{o3}}{p_{o1}} = \left[1 + \frac{\eta_c (T_{o3} - T_{o1})}{T_{o1}}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left[1 + \frac{\eta_c \psi \cdot \sigma \cdot U^2}{c_p T_{o1}}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

مقدار مفید برای σ حدود و راه می‌باشد.

↑ تلفات اصطکاکی → ↑ سرعت (v) → $m \cdot v A$ → $A \downarrow$ → $\sigma \uparrow$ → $n \uparrow$: ی دانه

↑ ψ → $\eta_c \downarrow$ → n زیاد شود، در نتیجه ψ زیادی شود اما رانندگی

کم می‌شود ← σ حدود و راه مطلوب است.

مثال) اطلاعات زیر مربوط به یک کمپرسور یک طبقه بایک ورودی (single stage) می باشد.

مطلوب است: الف. نسبت فشار کمپرسور و قدرت مورد نیاز برای چرخاندن آن
 باترمن آنکه شعرا به صورت محوری ولود ایملر (روتور) شوند

فشار نسبت به قدرت $1,04$

نسبت فشار به قدرت $0,9$

ب. زاویه ورودی پره ها در پا و سر چشم چرخ

دور 290 rev/s

فرم هندسه سرعت محوری در عرض سطح چشم ثابت است.

قطر کلی روتور (tip) $0,5 \text{ m}$

ج. عمق محوری کانال های چرخ (روتور) در میانه آن

نسبت قطر چشم (انتقالی چشم) $E_{c \text{ tip}} = 0,3 \text{ m}$

نسبت قطر چشم (ابتدای چشم) $E_{c \text{ root}} = 0,15 \text{ m}$

م 9 kg/s



حل) سرعت محیطی در tip ایملر: الف

$$U = \pi d N = \pi \times 0,5 \times 290 = 455,5 \text{ m/s}$$

T_{01} 295 K

P_{01} $1,1 \text{ bar}$

$$T_{03} - T_{01} = \frac{\gamma U^2}{C_p} = \frac{1,04 \times 0,9 \times 455,5^2}{1,005 \times 10^3}$$

γ_c $0,78$

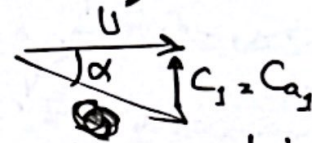
$$\Rightarrow T_{03} - T_{01} = 193 \text{ K}$$

$$\frac{P_{03}}{P_{01}} = \left[1 + \frac{\gamma_c (T_{03} - T_{01})}{T_{01}} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left[1 + \frac{0,78 \times 193}{295} \right]^{3,5} \Rightarrow \frac{P_{03}}{P_{01}} = 4,23$$

$$\text{Power req} = m C_p (T_{03} - T_{01}) = 9 \times 1,005 \times 193 = 1743 \text{ W}$$

۳. برای تعیین زاویه ورودی پره α ، ابتدا باید سرعت ورودی سیال را که در این حالت معطوری است $(C_1 = C_{a1})$ بدست آوریم. این سرعت $(C_1 = C_{a1})$ باید در مقدار یوستگی صدق کنند. چرا که با استفاده از لایه سیال می توان α را بدست آورد. مساحت مقطع چرخ $\rightarrow$

معادله یوستگی $m_1 = \rho_1 A_1 C_{a1}$



چون ρ (دانسیته) و ω (سرعت ورودی C_1) بستگی دارد و هر دو نیز نامعلوم اند، باید از روش حدس و خطا استفاده کنیم:

ابتدا A_1 را حساب می کنیم:

$$A_1 = \frac{\pi(0.3^2 - 0.15^2)}{4} = 0.053 \text{ m}^2$$

برای راحتی ابتدا P_1 را برای شرایط stagnation حساب می کنیم. طبق بارن با شرایط ورودی می کنیم:

$$P_1 = \frac{P_0}{RT_0} = \frac{1.1 \times 10^5}{0.287 \times 295} = 1.3 \text{ kg/m}^3$$

$$C_{a1} = \frac{m}{\rho_1 A_1} = \frac{9}{1.3 \times 0.053} = 131 \text{ m/s}$$

پس برای دینامیکی را حساب می کنیم نه بران T_1 را حساب کرد: $C_1 = C_{a1}$ چون

$$\Rightarrow \frac{C_1^2}{2C_p} = \frac{131^2}{2 \times 1005} = 8.5 \text{ k} \Rightarrow T_1 = T_0 - \frac{C_1^2}{2C_p} = 295 - 8.5 = 286.5 \text{ K}$$

رای استاتیکی در ورودی این پره

حال از رابطه بین فشار استاتیکی و سکون، P_1 را حساب می کنیم:

$$P_1 = \left(\frac{P_0}{(T_0/T_1)^{\gamma-1}} \right)^{1/\gamma} \Rightarrow P_1 = 0.992 \text{ bar}$$

حال p_1 را حساب می‌کنیم.

$$p_2 = \frac{p_1}{RT_1} = \frac{0,992 \times 100}{0,287 \times 286,5} = 1,21$$

در ابتدا انتفا p_1 را در C_{a1} می‌گذاریم و دوباره مراحل
چون p_1 های به دست آمده با هم متفاوت بود، C_{a1} را C_{a2} می‌گذاریم و دوباره مراحل
با این کار را تا جایی انجام دهیم تا تغییرات p های متوالی ضعیف شود.

$$C_{a1} = \frac{m}{p_1 A_1} = \frac{9}{1,21 \times 0,053} \Rightarrow \boxed{C_{a1} = 140 \frac{m}{s}}$$

در نهایت با تکرار این مراحل به دست می‌آید که در $C_{a1} = 145$ ، p نهایی
دست می‌آید:

آخرین آزمون:

$$C_{a1} = C_{a2} = 145$$

$$\Rightarrow \frac{C_1^2}{2c_p} = \frac{145^2}{2 \times 1,005 \times 1000} = 10,5 \text{ k} \Rightarrow T_1 = T_{01} - \frac{C_1^2}{2c_p} = 284,5 \text{ k}$$

$$p_1 = \frac{p_{01}}{\left(\frac{T_{01}}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = 0,968 \text{ bar} \Rightarrow p_1 = \frac{p_1}{RT_1} = \frac{0,968 \times 100}{0,287 \times 284,5} \Rightarrow \boxed{p_1 = 1,185 \frac{kg}{m^3}}$$

$$\Rightarrow C_{a1} = \frac{m}{p_1 A_1} = \frac{9}{1,185 \times 0,053} \Rightarrow \boxed{C_{a1} = 143 \frac{m}{s}}$$

حال برای U و N به صورت زیر محاسب می‌کنیم:

$$U = \pi d N = \pi \times 0,3 \times 290 \Rightarrow U = 273 \frac{m}{s}$$

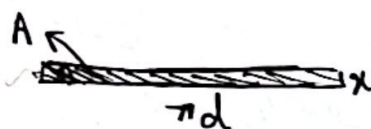
$$U = \pi d N = \pi \times 0,15 \times 290 \Rightarrow U = 136,5 \frac{m}{s}$$

~~$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{C_a}{U} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{143}{136,5} \right)$$~~

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{C_a}{U} = \frac{143}{273} = 27,3^\circ$$

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{C_a}{U} = \frac{143}{136,5} = 46,2^\circ$$

(ج) اگر یک پره را به صورت مسطح در نظر بگیریم.



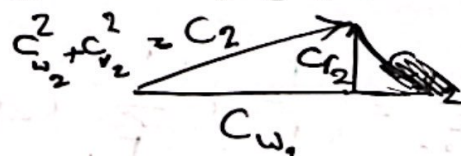
برای تعیین عمق کانال های روتور در محیط خارجی (tip)، باید ϕ را در این نقطه از آیریم (چراکه باید از معادله یوستگی استفاده کنیم). بدین منظور باید با توجه به تقسیم تلفات بین روتور و استاتور و مؤلف شعاعی سرعت، فرضیات را در نظر بگیریم. می دانیم در tip روتور، مؤلف شعاعی سرعت (C_{r2}) محدود بر آن سطح است. مؤلف شعاعی سرعت در محیط روتور، مؤلف بزرگی نیست و انتخاب آن می تواند بر عده طراح باشد. مقدار مناسبی تواند همان سرعت محوری در ورود روتور باشد.

$$C_{r2} = C_{a1} \text{ با فرض آنکه } \Rightarrow C_{r2} = 143 \text{ m/s}$$

$$C_{w2} = 455,5 \Rightarrow C_{w2} = 410 \text{ m/s}$$

حال برای دینامیک را حساب می کنیم چراکه باید به ϕ برسیم.

$$\frac{C_{r2}^2}{2C_p} = \frac{C_{r2}^2 + C_{w2}^2}{2C_p} = 93,84$$



حال باید فشار P_2 را محاسبه کنیم:

برای بدست آوردن $\frac{P_2}{P_1}$ ، نسبت $\frac{P_2}{P_1}$ ضریب برورد کمپرسور $\frac{P_2}{P_1}$ را برای طبقه می نویسیم.
 2: از نمودار روتور به عنوان γ_{mp}

$$\frac{P_2}{P_1} = \left[1 + \gamma_c \left(\frac{T_{02} - T_{01}}{T_{01}} \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \Rightarrow \frac{P_2}{P_1} = \left[1 + \gamma_c \left(\frac{T_{02} - T_{01}}{T_{01}} \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

برای بدست آوردن γ بدین صورت پیش می رویم:

$$\gamma = 1 - \gamma_c = 0.22 \Rightarrow \gamma = 0.22 \xrightarrow{\substack{\text{فرض می کنیم} \\ \text{نصف تانگ} \\ \text{برورد کمپرسور} \\ \text{و نصف دیگر} \\ \text{را استاتور انتخاب افتاده}}} \begin{cases} \gamma_R = 0.11 \\ \gamma_S = 0.11 \end{cases}$$

$$\Rightarrow \frac{P_2}{P_1} = 1.582^{3.5} \quad \text{①}$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \xrightarrow{\substack{T_{02} = T_2 + 295 \\ T_2 - T_1 = 193 \\ \Rightarrow T_2 = 193 + T_1}} \boxed{T_{02} = 488 \text{ K}}$$

$$\Rightarrow \frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{394.2}{488} \right)^{3.5} \quad \text{②}$$

$$\Rightarrow T_2 = T_{02} - \frac{C_2^2}{2C_p} = 488 - 93.8 \Rightarrow T_2 = 394.2 \text{ K}$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{P_2}{P_{02}} \right) \left(\frac{P_{02}}{P_1} \right) = \left(\frac{394.2}{488} \right)^{3.5} \times 1.582^{3.5} \Rightarrow P_2 = 1.1 \times 1.582^{3.5}$$

$$P_2 = 2,58 \text{ bar}$$

$$\rho_2 = \frac{P_2}{RT_2} = \frac{2,58 \times 10^5}{0,287 \times 1000} = 2,28 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$A_2 = \frac{m}{\rho_2 C_2} = \frac{9}{2,28 \times 143} \Rightarrow A_2 = 0,0276 \text{ m}^2$$

$$\Rightarrow \text{عمق کانال معری} \quad x = \frac{A_2}{\pi D} = \frac{0,0276}{\pi \times 0,5} \Rightarrow x = 1,76 \text{ cm}$$

دقیوزر:

همانطور که می دانیم، مسئله کاهش سرعت یک سیال بسیار مشکل تر از شتاب بخشیدن به آن است. در یک فرایند انتشار (دقیوز شدن) تمایل طبیعی هوا آن است که باز دیواره دهانه را گرا جدا شود و جهت حرکت خود را عوض نماید. اگر واگرایی کانال خیلی زیاد باشد، گرداب های چرخشی در دیواره ها تشکیل و مقداری از انرژی جنبشی به انرژی داخلی تبدیل شده و در نتیجه ارتداد فشار محیط، کاهش می یابد. تجربه نشان داده که یک دقیوزر یا کانال مکعب مستطیل، حداکثر زاویه واگرایی حدود 11° می باشد. در زوایای بزرگتر، تلفات به شدت افزایش می یابد.

به منظور کنترل سیال و انجام فرایند انتشار در کوتاه ترین مسیر ممکن، هوای خالص شده از روتور به وسیله پره های ثابت دقیوزر به تعدادی خط جریان جداگانه تبدیل می گردد تا کنترل راحت تری داشته باشد. اغلب عمق کانال بین پره ها ثابت است.

زاویه پره ها در ابتدای دفیوزر باید مناسب با جهت سرعت مطلق سیال در آن شعاع
 تر شود تا بدین ترتیب هوا بتواند بدون تلفات وارد پره ها گردد. به دلیل فاصله بین سر پره ها
 روتور و دفیوزر، این جهت (جهت هوای ورودی به دفیوزر) همان جهت خروجی هوا از سر
 پره های روتور نمی باشد و تغییر (ی) در آن حاصل می شود. جهت انتخاب زاویه صحیح پره های
 دفیوزر، باید جریان را در فضای خالی بین روتور و استاتور مورد بررسی قرار دهیم. چون بعد از
 ترک روتور هیچ انرژی به سیال داده نمی شود، پس مقدار اندازه حرکت زاویه ای سیال
 ثابت $r = r_0$ می ماند اما r ثابت نمی ماند پس $\frac{r}{r_0} = \frac{C_{w2}}{C_{w1}}$ به عبارتی با افزایش r ، C_w کاهش
 می یابد. به عبارتی C_w باید به نسبت عکس شعاع (از سر ابتدا تا سر پره های دفیوزر) کاهش یابد.
 برای یک کانال با عمق ثابت، سطح سیال در جهت شعاع (محدود بر جریان) با شعاع نسبت
 مستقیم دارد. بنا بر این طبق معادله پیوستگی، مؤلفه شعاعی سرعت C_{r2} نیز $C_{r2} \propto r$ از سر پره
 تا پره دفیوزر کاهش می یابد. $\frac{C_{r2}}{C_{r1}} = \frac{r_2}{r_1}$ (ثابت). وقتی هر دو مؤلفه C_w و C_r
 کاهش یابند، برآیند آن ها (C) نیز از سر روتور یا جریخ کمتر خواهد بود.
 بعد از تعیین مقادیر C_w و C_r در ابتدای پره های دفیوزر، جهت برآیند آن ها (C)
 نیز معلوم و لذا زاویه ورودی پره های دفیوزر نیز به دست خواهد آمد.

مثال) برای مثال قبل مطلوب است طراحی دفیوزری با مشخصات زیر:

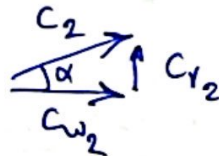
1. فضا یا فاصله شعاعی بدون پره 50cm (بین تیپ روتور و روتور دفیوزر)
 2. شعاع گلوگاهی دفیوزر 33cm (0.33m)
 3. عمق دفیوزر 1.76cm (طبق کانال در تیب روتور)
 4. تعداد پره های دفیوزر: 12
- مطلوب است:
- الف. زاویه ورودی پره های دفیوزر
- ب. عرض گلوگاه کانال دفیوزر
- فرض می شود تلفات در فاصله شعاعی ناچیز است و 50% تلفات کل در بخش دفیوزر ایجاد می شود.

تلف 1. ورود به ایملر مقطع 2. خروج از روتور ورود به دینوزر مقطع 3. خروج از دینوزر

فاصله بین روتور و دینوزر
 $r_2 = 0,25 + 0,05 = 0,3 \text{ m}$
 $r_2 = 0,3 \text{ m}$

داشتیم: $C_{w1} r_1 = C_{w2} r_2 \Rightarrow C_{w2} = C_{w1} \cdot \frac{r_1}{r_2} = 410 \cdot \frac{0,25}{0,3}$

$C_{w2} = 342 \frac{\text{m}}{\text{s}}$



مولفه شعاعی سرعت (C_{r2}) مشخص نمی باشد و ب روش آزمون و خطا محاسبه می کنیم.
 این کار را آنقدر انجام می دهیم تا اختلاف C_{r2} حسی و بستی آمد کم باشد. تا ب C مناسب برسیم.
 فرض می کنیم $C_{r2} = 97 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ باشد.

$C_{r2} = 97 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

کمی شبیه
 $\frac{C_2^2}{2C_p} = \frac{C_w^2 + C_r^2}{2 \times 1005} = 62,9 \text{ k}$

نسبت $\frac{P_2}{P_1}$ همان می ماند چرا که فرض کردیم در فضای بین دینوزر و روتور تلفات نداریم و فشار سکون افت نمی کند.

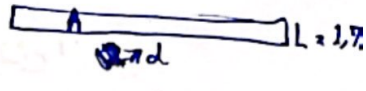
$T_2 = T_0 - \frac{C_2^2}{2C_p} = 488 - 62,9 \Rightarrow T_2 = 425,1 \text{ k}$

$\frac{P_2}{P_02} = \left(\frac{425,1}{488} \right)^{3,5}$

$\frac{P_2}{P_01} = \frac{P_2}{P_02} \times \frac{P_02}{P_01} = \left(1,582 \times \frac{425,1}{488} \right)^{3,5} \Rightarrow \frac{P_2}{P_01} = 3,07 \Rightarrow P_2 = 3,07 \times 1,1$

$P_2 = 3,38 \text{ k}$

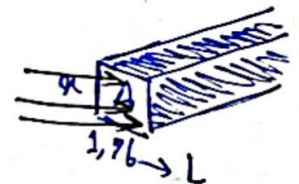
$p_2 = \frac{P_2}{RT_2} = \frac{3,38 \times 100}{0,287 \times 425,1} \Rightarrow p_2 = 2,77 \text{ kg/m}^3$

$A = \pi \cdot r \cdot L = 2\pi \cdot 0,3 \cdot 0,176 \Rightarrow A = 0,332 \text{ m}^2$


$C_{r2} = \frac{\dot{m}}{\rho \cdot A} = \frac{9}{2,177 \cdot 0,332} \Rightarrow C_{r2} = 97,9 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
 با توجه به اینکه C_{r2} خیلی اختلاف ندارند پس فرض، فرض خوبی است. اگر نزدیک بشوند، اینکار را با C_{r2} جدید دوباره انجام می دهیم.

$\tan \alpha = \frac{C_{r2}}{C_{w2}} \Rightarrow \alpha = \tan^{-1} \left(\frac{C_{r2}}{C_{w2}} \right) \Rightarrow \alpha = 16^\circ$

$A = \frac{L}{1,76} \cdot \kappa \Rightarrow \kappa = \frac{A}{1,76}$



حال دوباره باید مراحل حدس و خطای را برای A انجام می دهیم. برای این کار باید C_2 در شعاع گلوله های با بدنه آفریم. به عبارتی عرض گلوله های کمال های دینور به وسیله محاسباتی مشابه در شعاع گلوله های (آفریم) بدنه ای آفریم (دوره ۰,۳)

$C_{w2} \cdot r = C_{w1} \cdot r_1 \Rightarrow C_{w2} = 410 \cdot \frac{0,25}{0,33} \Rightarrow C_{w2} = 311 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

با فرض $\gamma = 83$ ، دمای دینامیک را حساب می کنیم.

$C_{r2} = 83 \frac{\text{m}}{\text{s}} \Rightarrow \frac{C_2^2}{2C_p} = \frac{311^2 + 83^2}{2 \cdot 1005} = 51,5 \text{ K}$

$T_2 = 488 - 51,5 = 436,5 \text{ K}$

$A_2 = 2\pi \cdot 0,33 \cdot 0,176 \Rightarrow A_2 = 0,365 \text{ m}^2$

$\frac{P_2}{P_1} = \frac{P_2}{P_1} \cdot \frac{P_{02}}{P_{01}} \Rightarrow \frac{P_2}{P_{01}} = 3,37 \Rightarrow P_2 = 3,37 \cdot 1,1 \Rightarrow P_2 = 3,71 \text{ bar}$

$P_2 = \frac{P_2}{RT_2} = \frac{3,71}{0,287 \cdot 436,5} \Rightarrow P_2 = 2,96 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

$C_{r2} = \frac{9}{2,176 \cdot 0,3} \Rightarrow C_{r2} = 83,1$
 $\alpha = \tan^{-1} \frac{83,1}{311} \Rightarrow \alpha = 15^\circ$

حال باید مساحت بلوکه را بدست آوریم

$$\dot{m}_{ورودی} = \dot{m}_{بلوکه‌ای} \Rightarrow \rho_2 A_2 C_2 = \rho_2 A_1 C_1 \quad \& \quad A_2 = A_1 C_1 C_2$$

$\begin{matrix} C_1 \\ \nearrow \\ C_2 \end{matrix}$

$$\Rightarrow A_2 = 0.00365 \sin 15^\circ \Rightarrow \boxed{A_2 = 0.00945 \text{ m}^2}$$

5

این مساحت کل مربع است و برای بدست آوردن یک مساحت بلوکه‌ای باید آن را تقسیم بر تعداد کانال‌ها کنیم.

$$\Rightarrow A_2 = nL \times \text{عرض بلوکه‌ها} \Rightarrow \text{عرض بلوکه} = \frac{A_2}{nL} = \frac{0.00945}{12 \times 0.017} \Rightarrow \boxed{\text{عرض بلوکه} = 0.044 \text{ m}}$$

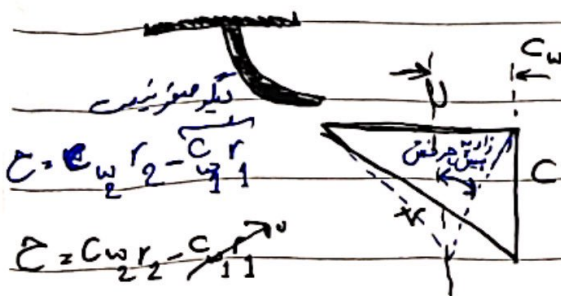
10

مسائل این فصل: 4.1 ، 4.2 ، 4.3 ، 4.4 ، 4.5
(فصل 4 کوهن)

15

اثرات تراکم پذیری affects compressibility :

در محاسبات کمپرسورهای گازی از مرکز باید اعداد مایخ بحرانی را در نقاط حساس کمپرسور مورد بررسی قرار داد (مثلاً عدد مایخ در ورودی و خروجی). در ورودی کمپرسور هوا قبل از اینکه وارد کانال‌های شش‌گوشی شود، باید در زاویه معینی منحرف گردد زیرا انتقال طبیعی هوا این است که از سطح محدب قسمت خمیده پره جدا شود. در اینجا نقطه‌ای وجود دارد که عدد مایخ در آن اهمیت دارد و امکان تشکیل امواج ضربه‌ای در اینجا وجود دارد.



$$M = \frac{V_1}{\sqrt{\gamma R T_1}}$$

25 در شکل مثلث سرعت در

فرود را نشان می‌دهد.

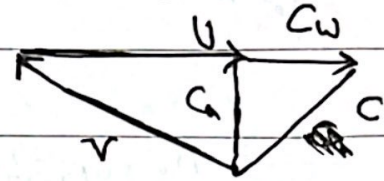
خطای سرعت و ورودی در طایفه معوری و فضا چین

سرعت معوری در حالت پسین چرخش

Eiffel

(نسبی)

البته فرض می شود که سرعت مصوری در سراسر چشم چرخ سینوافتی است. بنا بر این سرعت v_1 در سر چشم چرخ به بیشترین مقدار می رسد (جایی که λ بیشترین مقدار است).



5

اگر عدد ماخ $\left(M = \frac{v_1}{\sqrt{\gamma R T_1}} \right)$ روی زمین در رنج معقولی باشد (مادون صوت باشد) ولی در ارتفاعات بالا به نیکه علت کاهش دما (T_1)، عدد ماخ افزایش زیادی خواهد داشت لذا با ایجاد پیش چرخش به وسیله پده های راهنمای ورودی، می توان v_1 و در نتیجه عدد ماخ را کاهش داد. البته در این حالت به علت وجود مؤلفه C_{w1} ، ظرفیت کاری کمپرسور کاهش می یابد.

$$C = C_{w2} r_2 - C_{w1} r_1$$

بهتر است پیش چرخش را به گونه ای ایجاد کرد که مقدار آن به تدریج از یک ماکزیمم در سر چشم به صفر در پای چشم برسد.

15

عکس گرفته شود (از چپ به راست)

20

(ب) یک طبقه از کپسور معوری که در آن سرعت معوری $C_a = 150 \frac{m}{s}$ و افزایش دمای سکون طبقه $20^\circ C$ است، طراحی شده است. سرعت Δ در شعاع ریش میانی و نوک آن به ترتیب 150، 200 و $250 \frac{m}{s}$ است. ضریب کار جذب شده (1) 93٪ باشد. با فرض آنکه درجه عکس العمل در شعاع میانی 50٪ است، زوایای کار را در شعاع ریشه، میانی و نوک و همچنین درجه عکس العمل در ریشه و نوک پو را محاسبه کنید. علاوه بر روش Free Vortex (مورد گرفته از پیوسته) ابتدا زوایای کار در شعاع میانی را بدست می آوریم:

$$\Delta T_{0.5} = \frac{\lambda u_m \cdot C_a}{C_p} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) \Rightarrow (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) = 0.72 \quad (1)$$

$$\Delta = \frac{C_a}{2u} (\tan \beta_1 + \tan \beta_2) \Rightarrow (\tan \beta_1 + \tan \beta_2) = 1.33 \quad (2)$$

$$\begin{aligned}
 \text{از (1) و (2)} \Rightarrow \begin{cases} \beta_1 = 45.7^\circ \\ \beta_2 = 16.96 \approx 17 \end{cases} \xrightarrow{\Delta = 50\%} \begin{cases} \beta_1 = \alpha_2 \\ \beta_2 = \alpha_1 \end{cases}
 \end{aligned}$$

در روش Free Vortex داریم:

$$\Delta_i = 1 - \frac{1}{\bar{R}_i^2} (1 - \Delta_m)$$

از این رابطه برای بدست آوردن درجه عکس العمل در سایر شعاع ها استفاده می کنیم. همچنین داریم سرعت شعاعی در هر شعاع دلخواهی برابر است با:

$$u_i = u_m \cdot \frac{r_i}{r_m} = u_m \bar{R}_i$$

$$\begin{aligned}
 \text{اثبات} \rightarrow \frac{u_i = r_i 2\pi N}{u_m = r_m 2\pi N} \Rightarrow \frac{u_i}{u_m} = \frac{r_i}{r_m}
 \end{aligned}$$

از این روابط Δ در Root را به دست می آوریم.

$$\Delta T_{0s} = \frac{\lambda u_r \cdot Ca}{C_p} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) \quad \text{--- ①}$$

$$\Delta_r = \frac{Ca}{2u_r} (\tan \beta_1 + \tan \beta_2) \quad \text{--- ②}$$

$$u_i = u_m \bar{R} \Rightarrow u_r = u_m \bar{R}_r \Rightarrow \bar{R}_r = \frac{u_r}{u_m} = \frac{15^\circ}{20^\circ} = 0,75 \quad \text{--- ③}$$

$$\Rightarrow \Delta_r = 1 - \frac{1}{0,75^2} (1 - 0,5) = 0,11 \quad \text{--- ④}$$

$$\begin{aligned} \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \tan \beta_1 - \tan \beta_2 = 0,96 \\ \tan \beta_1 + \tan \beta_2 = 0,222 \end{array} \right. & \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \beta_1 = 30,6 \\ \beta_2 = -20,2 \end{array} \right. \end{aligned}$$

④ را در ② می نذاریم

از آنجایی که Δ در Root رای فواهم و تیلر مثل ~~شعاع~~ شعاع میانی $\Delta = 5^\circ$ نیست در نتیجه هر دو لغای متاقلر باهم برابر نبود. و باید از معادلات اساسی، α هارا به صورت جداگانه به دست آوریم.

$$\left\{ \begin{array}{l} \tan \alpha_1 + \tan \beta_1 = \frac{u_r}{Ca} \\ \tan \alpha_2 + \tan \beta_2 = \frac{u_r}{Ca} \end{array} \right. \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \alpha_1 = 22,22^\circ \\ \alpha_2 = 53,86^\circ \end{array} \right.$$

حال به همین شکل α و β در tip را بدست می آوریم.

$$\Delta T_{0.5} = \frac{\lambda u_t C_a}{C_p} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2)$$

$$\Delta T_t = \frac{C_u}{2u_t} (\tan \beta_1 + \tan \beta_2)$$

$$\bar{R}_t = \frac{u_t}{u_m} = \frac{250}{200} \Rightarrow \boxed{\bar{R}_t = 1.25} \Rightarrow \Delta T_t = 1 - \frac{1}{1.25} (1 - 0.5) \Rightarrow \boxed{\Delta T_t = 0.6}$$

$$\Rightarrow \begin{cases} \tan \beta_1 - \tan \beta_2 = 0.57 \\ \tan \beta_1 + \tan \beta_2 = 2 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \beta_1 = 54.87^\circ \\ \beta_2 = 40.1^\circ \end{cases}$$

$$\alpha_1 = 13.7$$

$$\Rightarrow \begin{cases} \alpha_1 = 13.77 \\ \alpha_2 = 39.38 \end{cases}$$

سوال در طراحی یک طبقه توربین در شعاع میانی با سرعت ورودی و خروجی یکسان، داده های

زیر موجود است.

مطلوب است معادله زوایای گاز

درجه ممکن العمل، ضریب افت درجه حرارت

و قدرت خروجی. فرقی بین فریب

افت بره های ثابت 500000. در این صورت

مساحت گلوگاه های نازل که مورد نیاز است را به

نماید آورید.

سرعت u_2	250 m/s	$\left. \begin{array}{l} \alpha_2 = 65^\circ \\ \alpha_3 = 10^\circ \end{array} \right\}$
تعداد دایره ای کتون t_1	1000	
سرعت ورودی u_1	200 m/s	
فشار کتون p_1	4 bar	
سرعت C_a	260 m/s	
سرعت u	360 m/s	

$$\phi = \frac{C_a}{u} = \frac{260}{360} = 0,722$$

$$\tan \alpha_2 = \tan \beta_2 + \frac{1}{\phi} \xrightarrow{\alpha_2 = 65^\circ} \tan \beta_2 = \tan(65^\circ) - \frac{1}{0,722} = 0,759 \Rightarrow \boxed{\beta_2 = 37,19^\circ}$$

$$\tan \beta_3 = \tan(10^\circ) + \frac{1}{0,722} = 1,56 \Rightarrow \beta_3 = 57,36^\circ$$

$$\Delta = \frac{\phi}{2} (\tan \beta_3 - \tan \beta_2) \Rightarrow \Delta = 0,291$$

$$\psi = 2\phi (\tan \beta_3 + \tan \beta_2) \Rightarrow \psi = 3,34$$

$$\Delta T_{05} = \frac{u \cdot C_a}{C_p} (\tan \beta_2 + \tan \beta_3) = 189 \text{ K}$$

$$W = \dot{m} C_p \Delta T_{05} = 4337 \text{ kW}$$

دینامیک
برای بدست آوردن هندسه، باید به معادله پیوستگی رجوع کنیم تا دمای ~~در~~ دمای استاتیکی
P و در نهایت A را بدست آوریم.
از مقطع 2 شروع می کنیم:

$$C_2 = \frac{C_{a2}}{\cos \alpha_2} = \frac{260}{\cos(65^\circ)} = 619,21 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$



$$\Rightarrow T_2 = T_{02} - \frac{C_2^2}{2C_p} \Rightarrow \boxed{T_2 = 835,16 \text{ K}}$$

$$T_2 - T_2' = \lambda_N \cdot \frac{C_2^2}{2C_p} \Rightarrow \boxed{T_2' = 826,91 \text{ K}}$$