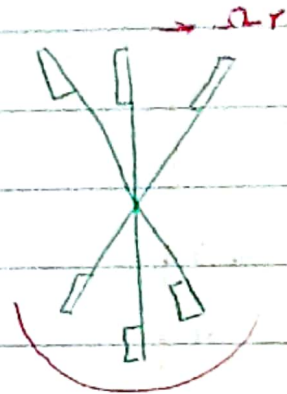
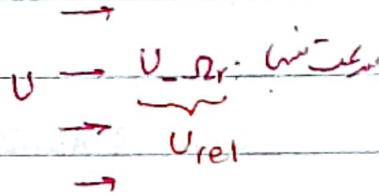


Lift vs. Drag machines

Drag Machines: VAWT

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U^2 A}$$



$$F_D = f(U_{rel}) \rightarrow F_D = C_D \left(\frac{1}{2} \rho (U - \Omega r)^2 A \right)$$

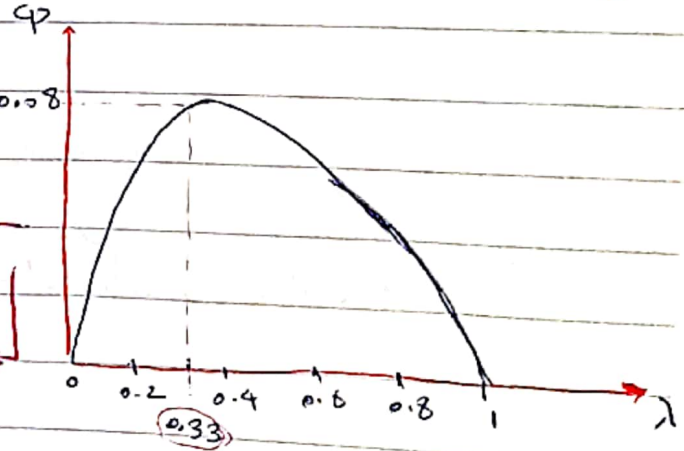
$C_D = 3D$ drag coefficient for square plate

$C_D = 1.1$ $\Rightarrow P = \text{Torque (Drag)} \times \Omega = F_D \times r \times \Omega$

$$\Rightarrow P = C_D \left[\frac{1}{2} \rho A (U - \Omega r)^2 \right] \Omega r = (\rho A U^3) \left[\frac{1}{2} C_D \lambda (1 - \lambda)^2 \right], \lambda = \frac{r \Omega}{U}$$

برای $2A$: $C_P = \left[\frac{1}{2} C_D \lambda (1 - \lambda)^2 \right]_{0.008}$

$\lambda < 1$ زیرا $\frac{\Omega r}{U} < 1$ یعنی $\Omega r < U$



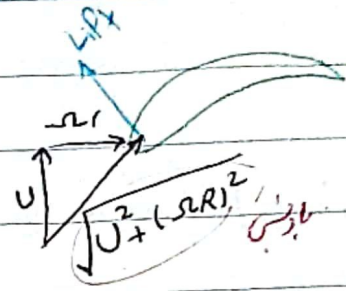
اگر $\Omega r > U$ از بار تقویت می‌کشد یعنی سرعت نسبی بزرگتر باشد پس در این حالت $\lambda > 1$ می‌شود و در این حالت C_P منفی می‌شود.

اگر $\Omega r < U$ با سرعت بار می‌کشد یعنی سرعت نسبی کوچکتر از U باشد پس در این حالت $\lambda < 1$ می‌شود و در این حالت C_P مثبت می‌شود.

$C_{Pmax} = 0.008 < \text{Betz limit} \rightarrow \text{drag type}$

$$U_{rel} = U(1 - \lambda) \quad \lambda < 1$$

Lift type:



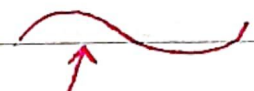
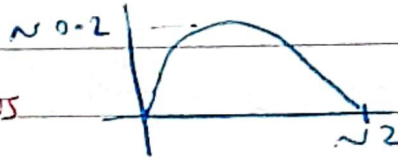
$$F_L = C_L \left(\frac{1}{2} \rho A U_{rel}^2 \right)$$

* اولا C_L و C_D (برای C_{Lift}) در رابطه در این مدل U_{rel} همان انچه مقدار در نسبتی داشته باشد

و هم در این رابطه C_D تا مقدار λ برود λ \leftarrow پس نیروی نوسانی در این رابطه

\leftarrow باز در نسبتی داریم

Savinious \rightarrow \leftarrow در نوع \leftarrow drag based



\leftarrow در نوع \leftarrow Savinious با در این نوع (یعنی روتور در حال چرخش) عملی است به دلیل مایه شکل

ایرودینامیکی که دارند و نیز نیروی C_L بالایی دارند و همین باعث افزایش بازده می شود. (در حالت \leftarrow)

بود توقع بازده \leftarrow است

Blade Design:

starting point: \rightarrow assumption: axial flow upstream \leftarrow جریان \leftarrow است

\leftarrow 2D Flow over the blade

* جریان در صورت مقطع دو بعدی است.

\rightarrow steady state operating condition

معماد سوانی ایرودینامیکس کے ذریعہ فراہم کیا گیا ہے۔ λ خاص ڈیزائن (خاص ڈیزائن)

یا باہرین رازدقہ راستہ یا سیم ٹوربین و کار اسٹریٹوریا opp-design نیز کار بند $(\lambda \neq \lambda_{design})$

non-uniform inflow راستہ یا سیم Shear Flow \leftarrow \leftarrow vertical \leftarrow horizontal

کے سیم سٹین اسٹیل نہ بار محور لے لے وہ سیم سٹین اسٹیل نہ افقی Shear layer راستہ یا سیم و سڈا بار لکھوں سڈو

یعنی در واقع درجہ حرارت از چھات، گراہان سرعت دستہ یا سیم

کے سیم یا سٹین اسٹیل PP-axis flow راستہ یا سیم؛ یعنی محور بار یا محور عمود ہو تو ضعیف ثابت

yaw control system ایراد راستہ یا سیم

کے سیم یا سٹین اسٹیل non-steady state یا سیم off-axis صورت دیکھیں non-steady یا سیم

تurbulent boundary layer یا سیم، ہم درمیان سرعت بار و ہم گھب ان رجب

زمان، کیفیت دارم

2D-Flow فرض 2D-Flow فرض ہے، یہ بواسطہ کا دوران سیم گھب ان رجب اور ہوا

صورتوں پر دوران ہوا پر 3D صورتوں

* 3 نوع trend های طراحی داریم :

1980s → CP design & design → بیشترین مقدار max (بزرگترین)

از طرفی این سیستم در شرایط off-design هم کار می کند

1990s → To maximizing the energy captured of the rotar

بهره یابی از C_{pmax} در تمام حالت ها، این برای این است که در شرایط مختلف که در یافت می شود

بسیار با سرعت و دقت می کنند. این روش نیازمند این است که شرایط ویژه بارها که هر دو خاصیت را دارند

باید بدانند که این control system ها که در کار استفاده می شود.

2000s → minimum cost of energy

وقتی که این نسبت در برابر C_{pmax} اصلاح می کنند و بعد modification می کنند (کننده سازی)

به کمک این نوع هدف این کار را می کنند. این نوع برای این بار صفت تعیین می شود (برای این می توانند)

تقریباً این روش را در یافت می کنند یا این خرد شده ها که مدل برای هر مورد و این هدف در تمام بارها

- wind characteristic
- structural model
- cost

Date: _____

Subject: _____

Computer codes

خاصہ شرائط سمجھنے کے ساتھ ساتھ مسائل سے لایہ فزکس اور airfoil، ٹوربین کے ڈیزائن، میدان میں ہوائی لہروں

تقریباً ... اور یہ ایک اور لہروں سے لے کر درجہ اول سے لے کر performance تقریباً ریلٹیو سے لے کر

- Aerodynamic performance
- Fluctuating Aerodynamic loads along the blade → Aeroelastic code
- Flow field around the turbine
- noise emission generated by Aerodynamic effects

یہ سب چیزیں ٹوربین کے ڈیزائن میں شامل ہیں اور ان کے ساتھ ساتھ blade deformation اور

elastic interaction میں شامل ہیں (یہ دیکھنا) اور یہ سب چیزیں

یہ سب چیزیں Design certification سے لے کر certification کے لیے

International standard

یہ چیزیں ہیں (BEM) اور یہ

Blade Element + Momentum Theory (BEM) اور یہ steady میں لے کر

unsteady operations extension اور یہ سب چیزیں

Blade Element Theory:

← پره را تبیل به section های مختلف میزنیم و نیروی در قسمت رابریش میزنیم.

هدف: از این روش هم برای طراحی استفاده و هم برای تحلیل آن استفاده می شود.

Blade design: chord & Twist distribution

↳ (Including wake rotation, drag & losses due to finite number of blades)

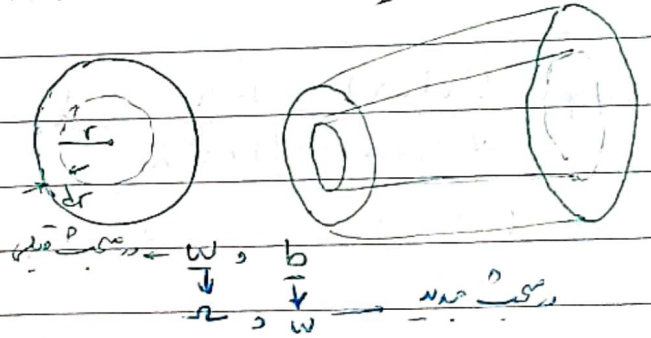
Angular Momentum, Linear Momentum: $\rho U^2 b r dr$

Linear Momentum:

$$dT = 4a(1-a) \frac{1}{2} \rho U^2 2\pi r dr$$

Angular Momentum:

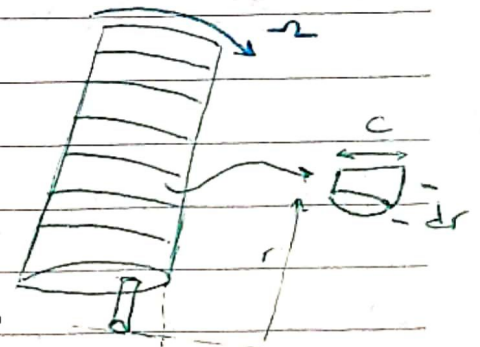
$$dQ = 4a(1-a) \rho U \pi r^3 \omega dr$$



← حال برای میزنیم به روی خرد به بره بواسطه interaction سیال و پره

در پره نیروی میزنیم که این نیروها را بر اساس آنیم از

ضرایب lift و drag میزنیم (وزانیه جمله) پره میزنیم در حالت



2D میزنیم که وارد می شود

Date: _____

Subject: _____

θ_p : section pitch angle

α : angle of attack

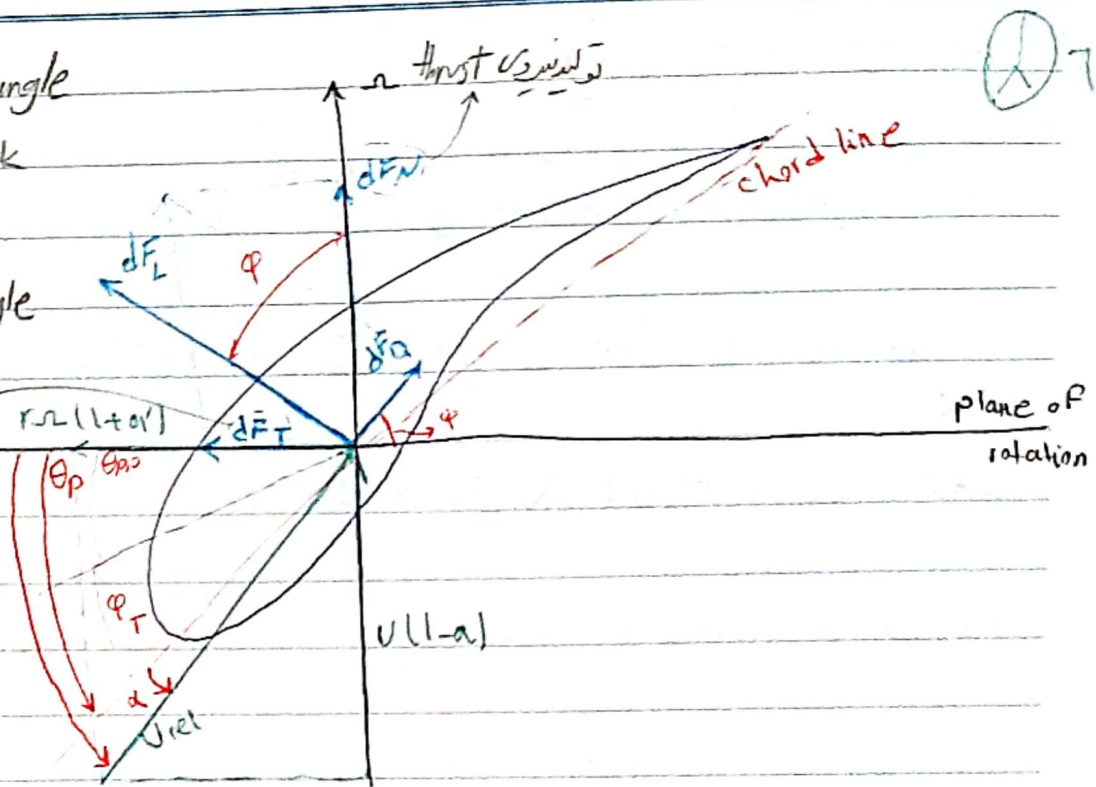
$\varphi = \theta_p + \alpha$

$\theta_{p,0}$ = Blade pitch angle at the tip

θ_T = section of twist Angle

$\theta_p = \theta_{p,0} + \theta_T$

$\rightarrow \theta_T = \theta_p - \theta_{p,0}$



$\rightarrow \tan \varphi = \frac{U(1-a)}{\omega r(1+a')} = \frac{1-a}{(1+a')\lambda_r}$, $\lambda_r = \frac{\omega r}{U}$ (local speed ratio)

$\rightarrow U_{rel} = \frac{U(1-a)}{\sin \varphi}$ / $\rightarrow dF_L = c_l \cdot \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 \cdot c dr$ / $\rightarrow dF_D = c_d \cdot \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 \cdot c dr$

$\rightarrow dF_N = dF_L \cos \varphi + dF_D \sin \varphi$ / $\rightarrow dF_T = dF_L \sin \varphi - dF_D \cos \varphi$

$\rightarrow dF_N = dT = B \cdot \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 [c_l \cos \varphi + c_d \sin \varphi] c dr$ (B blades)

$\rightarrow dQ = dF_T \cdot r = B \cdot \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 [c_l \sin \varphi - c_d \cos \varphi] c r dr$

Blade Shape for ideal Rotor without wake rotation:

No wake rotation, no drag \rightarrow Betz optimum Rotor

assumption: No wake rotation, No drag ($C_D = 0$)

No losses due to finite numbers of blades (no tip losses)
 a is equal to $1/3$ ($a = \frac{1}{3}$) . *نسبت سرعت تغییر در تمام عمق است*
 این فرض را با C_p max در دست

در مرحله اول باید λ (Tip speed Ratio) تعیین کنیم (design) و بعد λ و B

ساخت روتور (R) و نوع airfoil را تعیین کنیم (برای airfoil lift و drag را حساب می‌کنیم)

سپس باید زاویه θ را تعیین کنیم در هر طول r که θ بستگی به r دارد چون برای هر r زاویه θ با r *تغییر* \rightarrow twist

با U_{rel} در حال عوض شدن است با r همچنین θ عوض می‌شود با r از این به بعد هر جا r ذکر کردیم θ

باید θ با r *تغییر* \rightarrow twist را اضافه کنیم

زاویه θ را معمولاً بر حسب $(\frac{C_l}{C_D})_{max}$ و $(\frac{C_D}{C_l})_{min}$ تعیین می‌کنند

Linear Momentum: $dT = 4a(1-a) \frac{1}{2} \rho v^2 r dr \xrightarrow{a=\frac{1}{3}} dT = \rho v^2 (\frac{8}{9}) \pi r dr$

فرض
 $C_D = 0 \rightarrow dF_N = B \cdot \frac{1}{2} \rho v_{rel}^2 (C_l \cos \phi) c dr$

$U_{rel} = \frac{U(1-a)}{\sin \phi} \xrightarrow{a=\frac{1}{3}} U_{rel} = \frac{2U}{3 \sin \phi}$ (25)

$$\rightarrow dF_N = B \cdot \frac{1}{2} \rho \frac{4v^2}{9 \sin^2 \varphi} (C_l \cos \varphi) c dr$$

$\left. \begin{array}{l} \text{این درجه} \\ \text{را در} \end{array} \right\} \frac{C_l \cos \varphi}{4\pi r} = \tan \varphi \cdot \sin \varphi \quad (1)$

$$\rightarrow dT = \rho v^2 \left(\frac{8}{9}\right) \pi r dr$$

از فرضیه

$$\tan \varphi = \frac{1-a}{(1+a') \lambda r}$$

Now take rotation $\rightarrow a' = 0, a = \frac{1}{3} \rightarrow \tan \varphi = \frac{2}{3 \lambda r}$

مثبت است

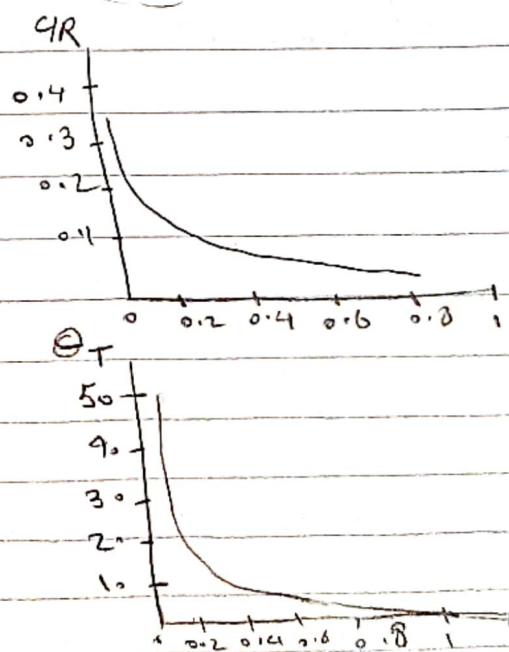
$$\frac{C_l \cos \varphi}{4\pi r} = \frac{2}{3 \lambda r} \cdot \sin \varphi, \left(\lambda r = \frac{\Omega r}{v} = \frac{\Omega R}{v} \cdot \frac{r}{R}\right) = \lambda \cdot \left(\frac{r}{R}\right)$$

$$\Rightarrow C = \frac{8\pi r \sin \varphi}{3 B C_l \lambda r} \rightarrow \text{chord distribution}$$

$$\rightarrow \varphi = \tan^{-1} \left(\frac{2}{3 \lambda r} \right) \rightarrow \text{twist}$$

example: $\lambda = 7, C_l = 1, \left(\frac{C_d}{C_l}\right)_{\min}$ at $\alpha = 7^\circ$

r/R	C _r	θ _T	φ	θ _P	θ _T = θ _P - θ _{P0} → -1.6
0.1	0.275	38.2	43.6	36.6	4R
0.2	0.172	20	25.5	18.5	0.4
0.3	0.121	12.2	17.6	10.6	0.3
0.4	0.092	8	13.4	6.4	0.2
0.5	0.075	5.3	10.8	3.8	0.1
0.6	0.063	3.6	9.0	2.0	
0.7	0.054	2.3	7.7	0.7	
0.8	0.047	1.3	6.8	-0.2	
0.9	0.042	0.6	6.0	-0.1	
1.0	0.039	0	5.4	-1.6	



در صورتی که نسبت توان به توان

Date: _____

Subject: _____

Momentum Theory:
$$\begin{cases} dT = \rho U^2 4a(1-a)\pi r dr \\ dQ = 4a'(1-a)\rho U \pi r^3 \Omega dr \end{cases}$$

Blade Element Theory:
$$\begin{cases} U_{rel} = U(1-a) / \sin \phi \\ dF_N, dT = \sigma' \pi \rho U^2 (1-a)^2 / \sin^2 \phi (C_l \cos \phi + C_d \sin \phi) r dr \end{cases}$$

$\rightarrow \sigma' = \frac{Bc}{2\pi r}$ \rightarrow local solidity

$\rightarrow dQ = dF_T, r = \sigma' \pi \rho \frac{U^2 (1-a)^2}{\sin^2 \phi} (C_l \sin \phi - C_d \cos \phi) r^2 dr$

BEM:

Approach I $\rightarrow C_d = 0$ \leftarrow این روش برای C_d صفر در نظر گرفته است

$\rightarrow dF_N, dT = \frac{\sigma' \pi \rho U^2 (1-a)^2 (C_l \cos \phi) r dr}{\sin^2 \phi} = \rho U^2 4a(1-a)\pi r dr$

$\rightarrow \frac{a}{1-a} = \frac{\sigma' C_l \cos \phi}{4 \sin^2 \phi}$ (1)

$\rightarrow dQ = dF_T, r = \frac{4a'(1-a)\rho U \pi r^3 \Omega dr}{\sin^2 \phi} = \frac{\sigma' \pi \rho U^2 (1-a)^2 C_l \sin \phi}{\sin^2 \phi} r^2 dr$

$\rightarrow \frac{a'}{1-a} = \frac{\sigma' c_l}{4 \lambda r \sin \phi}$ (2), $\tan \phi = \frac{1-a}{(1+a')\lambda}$ (3)

\leftarrow حال که در صورتی این است که از روابط (1), (2) و (3) روابط جدیدی را استخراج می‌کنیم.

آذین

1271

Date:

Subject:

$$\rightarrow C_D = \frac{4 \sin \varphi (\cos \varphi - \lambda_r \sin \varphi)}{\sigma' (\sin \varphi + \lambda_r \cos \varphi)} \quad : \frac{1}{2}$$

$$\rightarrow \frac{a'}{1+a'} = \frac{\sigma' c_l}{4 \cos \varphi} \rightarrow \frac{a}{a'} = \frac{\lambda_r}{\tan \varphi} \rightarrow a = \frac{1}{[1 + 4 \sin^2 \varphi / (\sigma' c_l \cos \varphi)]}$$

$$\rightarrow a' = \frac{1}{\left[\frac{4 \cos \varphi}{\sigma' c_l} - 1 \right]}$$

Solution: Iterative Method for a & a'

1/ Guess values for a & a'

2/ Calculate the angle of U_{rel} (φ)

3/ due to φ , we calculate angle of attack ($\varphi = \theta_p + \alpha$, $\theta_p = \theta_T + \theta_p$)

4/ then we calculate c_l & c_d and hence, we update a & a'

Approach II $\rightarrow c_d \neq 0 \rightarrow c_N = \frac{F_N}{\frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 c}$, $c_{T_a} = \frac{F_T}{\frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 c}$

$$\rightarrow c_N = c_l \cos \varphi + c_d \sin \varphi, \quad c_{T_a} = c_l \sin \varphi - c_d \cos \varphi$$

$$\rightarrow dF_N = dT = \frac{\sigma' \pi \rho U^2 (1-a)^2}{\sin^2 \varphi} c_N r dr$$

$$\rightarrow dQ = dF_T \cdot r = \frac{\sigma' \pi \rho U^2 (1-a)^2}{\sin^2 \varphi} c_{T_a} r^2 dr$$

(28)

آزیر

Date: _____

Subject: _____

$$\Rightarrow a = \frac{1}{\left[\frac{4 \sin^2 \phi}{\delta' c_N} + 1 \right]}, \quad a' = \frac{1}{\left[\frac{4 \sin \phi \cos \phi}{\delta' c_{Ta}} - 1 \right]}$$

Solution:1/ Guess values for a & a' ($a + a' = 0$)2/ Find the value for ϕ 3/ Calculate the value of α 4/ Calculate the values for c_l & c_d due to α 5/ Calculate c_N & c_{Ta} 6/ Calculate a & a' again

7/ check

$$\text{وَيُ} \rightarrow dp = -\rho dQ \rightarrow P = \int_{r_{hub}}^R dp = \int_{r_h}^R \rho dQ, \quad c_p = \frac{P}{P_{wind}} = \frac{1}{\frac{1}{2} \rho \pi r^2 U^3}$$

$$\rightarrow dQ = \frac{\delta' \rho U^2 (1-a)^2}{\sin^2 \phi} [c_l \cos \phi + c_d \sin \phi] r^2 dr, \quad \lambda_r = \frac{r U}{U}$$

$$\rightarrow c_p = \frac{2}{\lambda^2} \int_{\lambda_h}^{\lambda} \delta' c_l (1-a)^2 \left(\frac{1}{\sin \phi} \right) \left[1 - \frac{c_d}{c_l} \right] \cos \phi \lambda_r^2 d\lambda_r$$

وَيُ

(29)

از Approach I دانستن

$$a = \frac{\sigma' c_p \cos \phi}{4 \sin^2 \phi}, \quad \frac{a}{a'} = \frac{\lambda_r}{\tan \phi}$$

$$\rightarrow C_p = \left(\frac{B}{\lambda^2} \right) \int_{\lambda_h}^{\lambda} \lambda_r^3 a' (1-a) \left[1 - \frac{c_d \cot \phi}{c_l} \right] d\lambda_r$$

* هرچه این پارامتر کمتر باشد توان ما کمتر است و اگر اینها را در حالت ابروال است

Wilson & Lissaman (1974):

$$\rightarrow C_p = \left(\frac{B}{\lambda^2} \right) \int_{\lambda_h}^{\lambda} \sin^2 \phi (\cos \phi - \lambda_r \sin \phi) (\sin \phi + \lambda_r \cos \phi) \left[1 - \frac{c_d \cot \phi}{c_l} \right] \lambda_r^2 d\lambda_r$$

این رابطه مستقل از مقادیر a و a' می باشد و فقط با توجه به φ تعریف می شود.

Tip loss:

در نزد تیرین بلیک vortex تشکیل می شود که آن Tip vortex می باشد که در یک تیر در یک نقطه درستی

ناحیه تیر می باشد و ضریب توان را کاهش می دهد. مخصوص روفه ابروال ها کم و چگن

Prandtl approach:

Correction Factor: $F = f(B, \phi, \text{position of the blade})$

$$\rightarrow F = \left(\frac{2}{\pi} \right) \cos^{-1} \left[\exp \left\{ - \frac{B}{2} \left[1 - \frac{r}{R} \right] \right\} \right] \frac{1}{\left(\frac{r}{R} \right) \sin \phi} \quad 0 < F < 1$$

$$dT = F \rho U^2 a (1-a) \pi r dr, \quad dQ = 4F a' (1-a) \rho U \pi r^3 a dr$$

Approach I, cd ..

$$I/ \quad a' = \frac{\delta cl}{4F \lambda_r \sin \phi}, \quad c_e = \frac{4F \sin \phi (\cos \phi - \lambda_r \sin \phi)}{\delta' l (\sin \phi + \lambda_r \cos \phi)}$$

$$\frac{a}{1-a} = \frac{\delta' cl \cos \phi}{4F \sin^2 \phi}, \quad \frac{a'}{1+a'} = \frac{\delta cl}{4F \cos \phi}$$

$$\rightarrow a = \frac{1}{\left[\frac{1 + 4F \sin^2 \phi}{\delta' cl \cos \phi} \right]}, \quad a' = \frac{1}{\left[\frac{4F \cos \phi}{\delta' cl} - 1 \right]}$$

$$\rightarrow U_{rel} = \frac{U(1-a)}{\sin \phi} = \frac{U}{\left(\frac{\delta' cl}{4F} \right) \cot \phi + \sin \phi}$$

$$\Rightarrow c_p = \frac{8}{\lambda^2} \int_{\lambda_h}^{\lambda} F \lambda_r^3 a' (1-a) \left[1 - \left(\frac{cl}{cd} \right) \cot \phi \right] d\lambda_r \quad \text{or}$$

$$\Rightarrow c_p = \frac{8}{\lambda^2} \int_{\lambda_h}^{\lambda} F \sin^2 \phi (\cos \phi - \lambda_r \sin \phi) (\sin \phi + \lambda_r \cos \phi) \left[1 - \left(\frac{cl}{cd} \right) \cot \phi \right] \lambda_r^2 d\lambda_r$$

OFF-Design:

حال شرايط off-design را بايد در نظر گرفت

Momentum Theory, $a < 0.5$

$a > 0.5 \rightarrow$ شرايط ماکزيمم توان

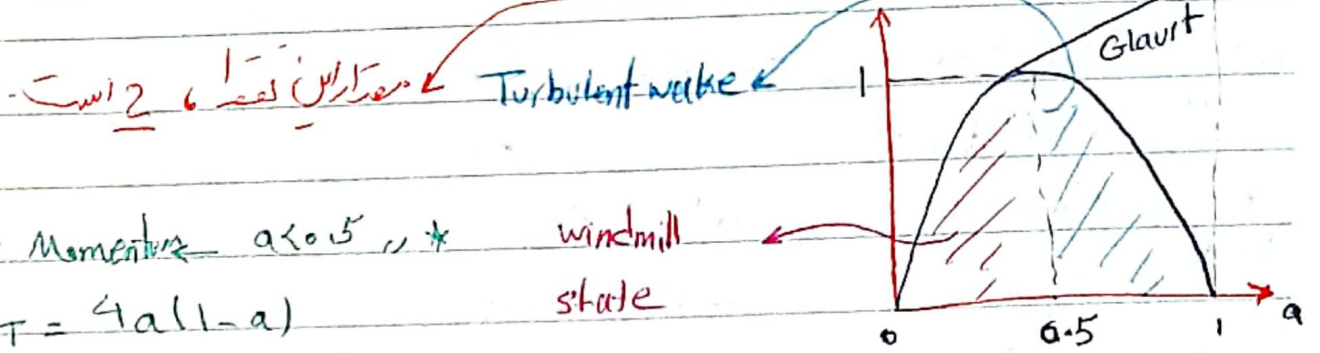
آذین

(31)

← تدوین بر حسب زیاد یا کم

$a < 0.5$ → windmill state

operating state → windmill state → Normal $a < 0.5$
 → Turbulent wake → $a > 0.5$ ($a=1 \rightarrow C_T=2$)



Linear Momentum $a < 0.5$ * windmill state
 $\rightarrow C_T = 4a(1-a)$

Turbulent wake:

Glauert: (including Tip losses) $\rightarrow a = \left(\frac{1}{F}\right) [0.143 + \sqrt{0.0203 - 0.6427}$

$\sqrt{0.889 - C_T}] \rightarrow$ valid $a > 0.4$ (*)

$\rightarrow C_T = \frac{dF_N}{\frac{1}{2}\rho U^2 2\pi r dr} \rightarrow C_T = \frac{5'(1-a)^2 (C_l \cos \phi + C_d \sin \phi)}{\sin^2 \phi}$

Solution:

1/ Guess a & a' 2/ $a \rightarrow C_l, C_d$ 3/ $C_T \rightarrow$ $a=0.96 \rightarrow a(*)$
 $\rightarrow a' = 1$
 $\rightarrow C_T < 0.96$ $\left[\frac{4F \cos \phi}{5' C_l} - 1 \right]$

off-axis flows & blade coning:

چنانچه با روتور بلوریم سازد \rightarrow سطح خاص

فرض کن:

1) uniform & aligned flow

2) blades rotate in a plane perpendicular to rotor axis

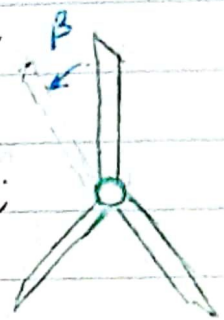
← در کل با windshear و yaw error و vertical wind component و turbulent

steady flow

complex train

blade coning

Azimuth Angle: زاویه ای که بین دایره ریزه روتور و خط مرجع قرار دارد



زاویه برابری با انحنای نسبی و همسایه و shear layer دارم. این زاویه انحنای دارد.

یا وقتیکه زاویه نسبت به بده با هم در هم ریزه با همسایه bending moment بده با

مانع از خوردن بده با هم ریزه است (coning).

Blade shape for optimum rotor with wake rotation: $C_d = 0, F_s = 1$

No Tip loss & No drag ← C_{pmax} داشته باشیم.

$$C_p = \frac{8}{\lambda^2} \int_{x_h}^{\lambda} \sin^2 \phi (\cos \phi - x \sin \phi) (\sin \phi - x \cos \phi) \left[1 - \left(\frac{c_l}{c_d} \right) \cot \phi \right] x_r^2 dx_r$$

* برای اینکه C_{pmax} داشته باشیم، این شرط باید \max باشد. پس نسبت به ϕ از این شرط

$$\frac{\delta}{\delta \phi} (*) = 0$$

مشق مرتبیم و مساوی با صفر آید.

$\frac{d}{d\phi} (*1) = 0 \rightarrow \lambda_r = \frac{\sin\phi (2\cos\phi - 1)}{[(1 - \cos\phi)(2\cos\phi + 1)]}$

بارم:

$\phi = \frac{2}{3} \tan^{-1}\left(\frac{1}{\lambda_r}\right)$ without wake relation $\rightarrow \phi = \tan^{-1}\left(\frac{2}{3\lambda_r}\right)$

نائب صورتی

$\Rightarrow c = \frac{8\pi r}{Bc\ell} (1 - \cos\phi) \Rightarrow a = \frac{1}{1 + 4\sin^2\phi} \rightarrow a' = \frac{1 - 3a}{4a - 1}$

without wake rotation $c = \frac{8\pi r}{Bc\ell} \left(\frac{\sin\phi}{3\lambda_r}\right)$

$\sigma = \frac{1}{\pi^2} \int_{r_h}^R c dr$

حل Solidity طی برهه از تعریف صورتی

Blade section: $N \rightarrow \sigma = \frac{B}{N\pi} \sum_{i=1}^N \frac{c_i}{R}$

$\frac{r}{R}$	$\lambda=1, B=12$ $\phi, \frac{c}{R}$ (1)	$\lambda=6, B=3$ $\phi, \frac{c}{R}$ (2)	$\lambda=10, B=2$ $\phi, \frac{c}{R}$ (3)
---------------	---	--	---

(3), (2) twist

0.95	31 0.284	6.6 0.053	4 0.029
	33.1 0.289		
	0.291	7.4	4.5
	0.288		
	0.280		
0.15	54.3 0.131	32.0 0.191	22.5 0.143

از (1) کتاب

Solidity 0.86

Chord از tip به ریشه
نسبت ریشه به ریشه
Chord نسبت به صورتی

Solidity 0.88

Chord از tip به ریشه
نسبت ریشه به ریشه
Chord نسبت به صورتی

Solidity 0.036

Chord از tip به ریشه
نسبت ریشه به ریشه
Chord نسبت به صورتی

(34)

آذری

Generalized Rotor Design procedure:

Determine basic rotor parameters:

1. P, wind velocity (v) $\rightarrow P = c_p \cdot \eta \cdot \left(\frac{1}{2} \rho \pi R^2 U^3 \right)$

\leftarrow حد توان
 \leftarrow این مقدار نسبت برآورد

2. Tip speed ratio design (λ_{design})

λ	B
1	8-24
2	6-12
3	3-6
4	3-4
≥ 4	1-3

* در رتبه بین حداکثر توان برق استفاده نمی‌کنند 3-1 این است، مقدار λ فزونی از 4 است. تعداد بزرگ (B) و (X) را نصف عکس دارند.

3. Choose number of blade (B)

* در $B < 3$ معمولاً مسأله structural dynamic کم می‌آید، اما (رابطه) hub ارتفاع بزرگ می‌شود.

4. Select airfoil

* اگر $\lambda < 3$ باشد، هر توان از curved plate نیز استفاده می‌شود؛ زیرا lift بزرگتر حاصل می‌شود و کم‌تر است.

5. C_l vs α , C_d vs $\alpha \rightarrow$ Choose $c_{p, design}, \alpha_{design} \rightarrow \left(\frac{C_d}{C_l} \right)_{min}$

6. Divide blade into N element ($N=10-20$)

\hookrightarrow optimum rotor theory \Rightarrow shape

آذین (35)

i^{th} blade element, $r_i = \text{mid point}$ $\varphi_i = \theta_{p_i} + \alpha_{\text{design}}$
 $\lambda_{r_i} = \lambda \left(\frac{r_i}{R} \right), \varphi_i = \left(\frac{2}{3} \right) \tan^{-1} \left(\frac{1}{\lambda_{r_i}} \right), c_i = \frac{8\pi r_i}{BC_{\text{design}}} (1 - \cos \varphi_i), \theta_{T_i} = \theta_{p_i} - \theta_{p_0}$

7. Linear variation of chord, thickness & twist

$c_i = a_1 r_i + b_1, \theta_{T_i} = a_2 (R - r_i)$

8. Rotor performance & modify blade design

Iterative:

1/ guess a & a' (Using optimum design) $\varphi_{i,1} = \frac{2}{3} \tan^{-1} \left(\frac{1}{\lambda_{i,1}} \right)$ } (J=1)

$\Rightarrow a_{i,1} = \frac{1}{\left[1 + \frac{4 \sin^2 \varphi_{i,1}}{\delta'_{\text{design}} c_{l,\text{design}} \cos \varphi_{i,1}} \right]}, a'_{i,1} = \frac{1 - 3 a_{i,1}}{4 a_{i,1} - 1}$

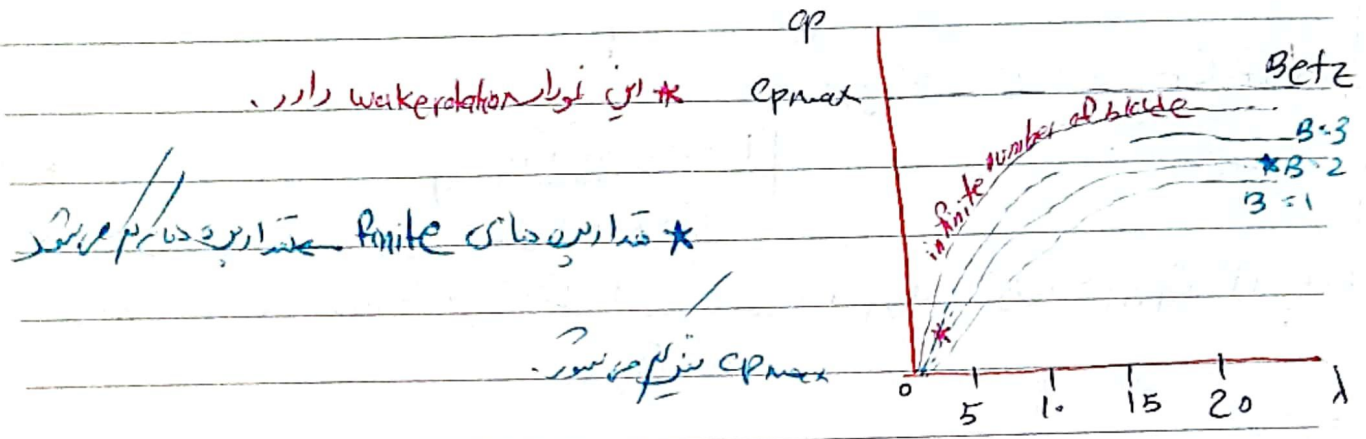
2/ $J=1 \rightarrow \tan \varphi_{i,j} = \frac{U(1 - a_{i,j})}{\Omega r_i (1 + a'_{i,j})} = \frac{(1 - a_{i,j})}{(1 + a'_{i,j}) \lambda_{r_i}} \Rightarrow F_{i,j} \rightarrow \text{Find}$

$\Rightarrow F_{i,j} = \left(\frac{2}{\pi} \right) \cos^{-1} \left[\exp \left(- \sqrt{\frac{(B)}{2} \left[1 - \left(\frac{r_i}{R} \right) \right]} \right) \right] \rightarrow \text{Find } a_{i,j}$
 $\left(\frac{r_i}{R} \sin \varphi_{i,j} \right)$

$\Rightarrow \alpha_{i,j} = \varphi_{i,j} - \theta_{p_i} \Rightarrow c_{l,i,j} = c_{d,i,j}$
 $\rightarrow c_{l,i,j} = c_{l,\text{design}} \cos \varphi_{i,j}, c_{d,i,j} = c_{d,\text{design}} \sin^2 \varphi_{i,j}$

3/ $C_{T,i,j} = \frac{\delta'_{i,j} (1 - a_{i,j})^2 [c_{l,i,j} \cos \varphi_{i,j} + c_{d,i,j} \sin \varphi_{i,j}]}{\sin^2 \varphi_{i,j}}$

Effect drag, blade number on optimum performance:



در کشور این نمودار را No Drag می نامند در این حالت مقادیر ما زیاد را با این خط می نامند

$$C_{p_{max}} = \frac{(16)}{27} \lambda \left[\lambda + \frac{1.32 + \frac{(\lambda-8)^2}{2}}{B^{2/3}} \right]^{-1} = \frac{(0.57) \lambda^2}{\frac{C_l}{C_d} \left(\lambda + \frac{1}{2B} \right)}$$

