

روشی برای طراحی فن‌های محوری

* - محمد رضا خسروی راد **

حکایت

علی رغم اینکه فن‌های محوری کاربردزیا دی دارند، روشهای طراحی تدوین شده‌ای برای این نوع فن‌ها کمتر به چشم می‌خورد. خصوصاً در منابع داخلی، تاکنون روش مدونی برای طراحی فن‌های محوری با عملکردیابالارائه نگردیده است. در این مقاله سعی شده با استفاده از روش صفحات جریان، تئوری تعادل شعاعی با جریان ارنواع دوران آزاد، و یک سری اطلاعات تجربی، روش نسبتاً "جامعی ارائه گردد که براساس آن فن‌های محوری با ویا بدون پرهای ساکن و رودی و خروجی عمل" طراحی گردند. مزیت این روش سادگی در عین جامع بودن، بالابودن عملکرد دوراندمان فن طراحی شده است. روش ارائه شده برای یک فن محوری مشخص که نمونه ساخته شده خارجی آن وجود دارد اعمال شده است و نتایج حاصل با فن موجود مقایسه گردیده است. ابعاد بدست آمده با ابعاد نمونه موجود کاملاً مطابقت داشته و متحقق های عملکردا بین دوفن با حداقل دارند. با یکدیگر مطابقت دارند.

مقدمة

فن‌های محوری موارد استفاده زیادی در صنعت دارند. این فن‌ها در سرعت‌های مخصوص بالاتر از $1/5$ ، دارای راندمان بالائی بوده و مورد استفاده قرار می‌گیرند. فن‌های محوری را می‌توان به سه دستهٔ ذیل تقسیم نمود:

* استادیار دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان

*** مهندسی کل نیر و گاهیا، کارخانه ذوب آهن اصفهان

فن های آزادیا فن های سیرکوله ، مثل پنکه ها^۱ ، فن های بین دوفضای بزرگ که توسط یک دیواره از یکدیگر جدا شده اند^۲ ، فن های داخل کاسالها^۳ در این مقاله طراحی فن های محوری داخل کاسالها مورد بررسی قرار میگیرند . فن های محوری از این نوع خودمی توانند به یکی از اشکال زیر ساخته شود :

- ۱- فقط با یک رتور
- ۲- با پره های ساکن بعد از رتور .
- ۳- با پره های ساکن قبل از رتور .
- ۴- با پره های ساکن قبل و بعد از رتور .
- ۵- با دوران معکوس .

فن های نوع دوم «سوم و چهارم» قا در ندهد بیشتری تولید کنند . در فن های نوع سوم لازم است پره های ساکن در دبی های مختلف تغییر زاویه^۴ دهند . فن نوع پنجم برای قدرت های بالا مورداستفاده قرار میگیرد . شکل (۱) نمونه ای از فن های محوری از نوع چهارم را نشان می دهد .

طراحی پروانه های محوری و تدوین تئوری پروانه ها از اواسط قرن بوزدهم تا پایان این قرن بر اساس نتایج تلاش های فروید، رانکین، گرین هیل و دزارا ویکی تدوین گردیده است و بر اساس آن دوروش برای طراحی مشخص گردیده است یکی تئوری المان پره که قدرت پروانه را با نیروهای لیفت و درگ پرده ها ارتباط می دهد و دیگری تئوری منتم که قدرت را مستقیماً "به تغییر منتم سیال" ربط می دهد . اساس عمدۀ طراحی فن ها نیز همین است . البته با تکامل ماشین های محاسباتی در دهه های اخیر، حل عددی جریان سیال در طول رتور امکان پذیر شده و روش های متعددی در این رابطه بکار رفته است . از آن جمله روش منفرد، روش تابع جریان و روش انحنای خطوط جریان را می توان نام برد . در این روش ها هوا به عنوان یک سیال ایده آل در نظر گرفته می شود . حتی برای سیال حقیقی ، حل عددی معادلات نا ویراستوکر در طول رتور انجام گردیده و سه نتایج مناسبی منجر گشته است . مراجع [۱] چکیده ای از این روشها

-
- 1. Free fans;
 - 2. Diaphragm - mounted fans;
 - 3. Ducted fans.
 - 4. Variable - pitch

را تشریح کرده است . البته لازم به توضیح است که جزیا ن در فن هادر مقایسه با جریان در داخل کمپرسورها از پیچیدگی کمتری برخوردار بوده و همچنین حساسیت کمتری هم دارد . از آنجا که کمپرسورها در موتورهای جت مورد استفاده قرار می گیرد و در این موتورها کوچکی ابعاد موتور و بالابودن را ندما ن اهمیت زیادی داشته و همچنین تراکم پذیری سیال و بالابودن عدما خ در آنها پیچیدگی زیادی را به دنبال دارد ، روشای حل عددی جریان عمدتا " برای بررسی جریان در کمپرسورها مورد استفاده قرار می گیرد .

تاکنون در ایران بطورا صولی بسیاری طراحی فن ها کار نشده است و فن های ساخته شده عمدتا " براساس طرحهای خارجی و یا کپی سازی بوده و عمدتا " دارای راندمان بسیار پائین و سرعتهای زیادی می باشد . در روش ارائه شده در این مقاله در عین سادگی ، از پیشرفت ترین اطلاعات موجود استفاده شده است . معیارا اصلی طراحی بالابودن راندمان ، پائین بودن سرعتها در موقع کارفن و سادگی در ساخت می باشد .

روش طراحی براساس بررسی جریان در صفحات جریان^۱ و تئوری تعادل شعاعی از نوع جریان با دوران آزاد می باشد . در این مقاله ابتدا به تعاریف موردا استفاده در طراحی اشاره شده و سپس تئوری مربوطه بطور اختصار به بحث گذاشته شده است . روش طراحی ، نمونه نتایج محاسبات طراحی برای یک فن خاص و مقایسه آن با یک فن موجود آورده شده است .

تعاریف

در این قسمت تعاریف برخی از پارامترهای موردا استفاده در تئوری آورده می شود . این پارامترها بعضی " در شکل (۲) نمایش داده شده است .

- ۱- زوایای پره ، β_1 ، β_2 ، β_m : زوایای بین بردارهای سرعت نسبی سیال و امتداد موردن به ترتیب در ابتدا ، انتهای پره و در جریان متوسط .
- ۲- زاویه حمله ، α : زاویه بین بردار سرعت نسبی متوسط و وتر

استقلال

ایرفویل (مقطع هر پره ها)

۳- زاویه حمله ورودی ، β : زاویه برخورد سرعت نسبی با پره

۴- زاویه انحراف ، δ : زاویه انحراف سیال نسبت به پره در انتهای پره

۵- ضریب چرخش ، ϵ : نسبت مولفه مماسی سرعت مطلق سیال به سرعت محوری سیال

$$\epsilon = \frac{v\theta}{v a} \quad (1)$$

۶- زاویه خمیدگی ، θ : معرف خمیدگی ایرفویل است و از هندسه مسئله می توان نشان داد که :

$$\theta = (\beta_1 - \beta_2) + (\delta - i) \quad (2)$$

۷- زاویه استگر ، ξ : زاویه بین امتدادوترا ایرفویل و امتداد محور فن . از هندسه مسئله داریم :

$$\xi = \beta_1 - i - \frac{\theta}{2} \quad (3)$$

۸- صلبیت ، σ : نسبت طول وتر ایرفویل به فاصله دو پره متواالی

$$\sigma = \frac{c}{s} \quad (4)$$

۹- ضریب جریان ، λ ، Λ : نسبت سرعت محوری سیال به سرعت خطی پره در هر شعاع دلخواه (و در نوک پره ، $r = R$)

$$\lambda = \frac{v_a}{v r} , \quad \Lambda = \frac{v_a}{v R} \quad (5)$$

۱۰- ماکریم خمیدگی ایرفویل ، b : در صورتی که ایرفویل قوسی از دایره باشد، می توان از هندسه مسئله نشان داد که ماکریم خمیدگی برای ایرفویلی که از یک قوس دایره تشکیل شده، برابر است با :

$$b = \frac{1}{2} c \tan \frac{\theta}{2} \quad (6)$$

۱۱- ضریب لیفت ، C_L :

دروشی براي طراحی ...

۳۴

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho c v_m^2} \quad (7)$$

$$C_{DP} = \frac{D_p}{\frac{1}{2} \rho c v_m^2} \quad (8)$$

$$\Omega_s = \frac{\Omega \sqrt{Q}}{(gH)^{3/4}} : \Omega_s \quad (9)$$

که در آن Ω دبی حجمی، H هدفون، Ω سرعت زاویه ای محور و Ω_s بدون بعد است.

۱۴- ضرایب افت در وسط پره، K_p ، K_R و K_s : به ترتیب ضرایب افت در وسط پره های متحرک، ساکن ورودی و ساکن خروجی بوده و به صورت ریز تعریف می شوند:

$$K = \left(\frac{\Delta P_1}{\frac{1}{2} \rho v_a^2} \right) M_s \quad (10)$$

زیرنویس M_s معرف شرایط در وسط پره و ΔP_1 افت فشار است.

۱۵- ضرایب افت، k_s ، k_p و k_R : به ترتیب عبارت از ضرایب افت فشار در رتور، در پره های ساکن ورودی و نیز خروجی بوده و به صورت زیر تعریف می شوند:

$$k = \frac{\Delta P_1}{\frac{1}{2} \rho v_a^2} \quad (11)$$

۱۶- ضریب افزایش فشار، K_{th} : نسبت افزایش فشار استاتیک تئوری به

$$K_{th} = \frac{\Delta P_{th}}{\frac{1}{2} \rho v_a^2} : \frac{1}{2} \rho v_a^2 \quad (12)$$

اطلاعات تئوریک لازم برای طراحی

دراین بخش اطلاعات مربوط به خواص آثرو دینا میکی ایرفویلها که در طراحی پره های ساکن و متحرک فن ها مورد استفاده قرار میگردند نیز معاذلات طراحی پره های ساکن و متحرک به اختصار آورده می شود. همچنین اطلاعات مورنیا ز در طراحی که عمدتاً از طریق تجربی کسب شده است، نیز ذکر میگردد.

۱- ایرفویل های مناسب برای پره های فن :

بطورکلی انواع مختلفی از ایرفویلها برای پره های فن ها مورد استفاده قرار گرفته است. در فن های با افزایش فشار زیادا صولاً "از ایرفویلهای با خمیدگی دایره ای" ، در فن های با افزایش فشار کم از ایرفویلهای یک طرف تخت و در فن های با دوران معکوس از ایرفویلهای سا مقطع بیضوی استفاده می شود. در فن های باراندمان اندکی کمتر از حالت فوق، از ایرفویلهای با ضخامت ثابت (صفحات خمیده) استفاده می شود. مزیت چنین ایرفویلهاي آسانی ساخت آنهاست. متدائل ترین ایرفویلها موردا استفاده در فن ها، ایرفویلهاي سری F (اصلاح شده ایرفویلهاي سری ۶۴)، ایرفویلهاي سری 65-NACA، ایرفویلهاي با سطhz زيرين تخت، ايرفويلهاي بيضوي و ايرفويلهاي با صفحات خمیده میباشد.

از آنجاکه ایرفویلهاي با صفحات خمیده بيشترین استفاده را در فن ها دارند، در اینجا صرفاً اطلاعات مربوط به چنین ایرفویلهاي را ارائه می دهیم. مشخصات سایر ایرفویلها را میتوان از مراجع [۳، ۴] بدست آورد. ایرفویلهاي با صفحات خمیده دارای مزایاي زیادی هستند. در صورتیکه صفحات بدرستی شکل داده شوندونيز نحوه برخوردها و ورودی به پره ها مناسب باشد، اين ایرفویلها داراي راندمان و عملکرد مناسبی میباشد. علت استفاده از اين ایرفویلها، سادگی ساخت و نیز عملکرد مناسب آنهاست. مشخصات آثرو دینا میکي اين ایرفویلها در شکل (۲) آورده شده است. در اين شکل منحنی ضريب ليفت بر حسب زاویه حمله

برای خمیدگی ماکزیمم متفاوت، عدد رینولذز $Re = 10^5 \times 6 \times 10^6$ وضاحت نسبتی $\frac{t}{c} = 0.02$ نمایش داده شده است. درحالی عدد رینولذز ذکر شده در فوق و در محدوده زوایای حمله ای تا 7° ، ضریب درگ پروفیل این ایرفویلها در حدود 0.05 ± 0.02 می باشد. آزمایشات نشان می دهد در محدوده $Re = 1.7 \times 10^7 < Re < 3.0 \times 10^5$ ، ضریب لیفت و درگ تغییر چندانی باعده رینولذز نمی کند. علاوه بر ضریب درگ پروفیل ایرفویل، افت در اثر جریان ثانویه را می توان در قالب ضریب درگ ثانویه بیان کرد. این ضریب را می توان با رابطه :

$$C_{Dsf} = a C_L^2 \quad (13)$$

تخمین زدکه در آن ضریب a بین 0.02 تا 0.04 تغییر می کند. و در Re های بالاتر تا 0.15 کا هش می باشد.

۲- کسکید پره ها

نتایج داده شده در فوق برای یک ایرفویل مجزا صدق است. در حالت کلی پره های بربکدیگرا شرگذاشته و اثرباره داخل باید در نظر گرفته شود. شکل (۴) نسبت ضریب لیفت واقعی به ضریب لیفت مجزا، C_L/C_{L*} را بر حسب صلبیت وزاویه استگرنشاون می دهد [۴]. همچنین به علت طول محدود پره ها و یکسان نبودن مقطع پره ها در طول، اثرات در بعد سوم (در طول پره ها) را باید در نظر گرفت. روش بکارگرفته در این مورد بسیار مبنای کارگلaurt [۵] می باشد، که بر اساس آن، جریان در حالت تعادل شعاعی و با دوران آزاد در نظر گرفته می شود و پره ها بر همین اساس طراحی می گردند.

صلبیت پره ها به عوامل متعددی بستگی دارد. روابط تجربی متعددی برای محاسبه صلبیت پیشنهاد شده است که از آن جمله در مراجعت [۶، ۷، ۸] آورده شده است. رابطه ای که توسط زوایفل پیشنهاد شده، به شرح ذیل می باشد :

$$\frac{\cos^2 \beta_2}{\sigma \cos \xi} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) = 0.4 \quad (14)$$

استقلال

جهت محا سبهٔ صلبیت بهینه درفن های بدون پره های ساکن ورودی و نیز برای فن های بدون پره ساکن خروجی به ترتیب می توان از اشکال (۵) و (۶) استفاده نمود. توجه کنید که ضریب چرخش خروجی درفن های بدون پره های ساکن ورودی (ϵ_p) و نیز ضریب چرخش خروجی درفن های بدون پره های ساکن خروجی (ϵ_s) برابر صفر است. حدود بالائی مقادیر ضریب چرخش درورود و خروج از رتور به ترتیب $\epsilon_p = 1.4$ و $\epsilon_s = 1.0$ توصیه شده است. لازم به توضیح است که حدود بالائی در ریشه پره متحرک اعمال می شود.

۳- معادلات طراحی رتور

دراین قسمت معادلات لازم برای طراحی پره ها و روش بدست آوردن آنها مختصر ارائه می شود. برای بدست آوردن معادلات، یک حجم معیار دیفرانسیلی مطابق شکل (۱) در نظر می گیریم. این حجم معیار دارای ارتفاع dr در امتداد دشعاع بوده و عرض آن برابر فاصله دو پره متولی، s ، است که توسط دو خط جریان محصور می شود. با فرض اینکه جریان از نوع دوران آزاد بوده و مولفهٔ شعاعی نداشته باشد، معادلات ممتنم را برای حجم معیار مذکور در امتداد محور فن و نیز امتداد جهت دوران محور نوشته، ساده می کنیم. پس از ساده کردن ضریب افزایش فشار استاتیک تئوری بدست می آید [۴] :

$$K_{th} = \frac{2}{\lambda} (\epsilon_s + \epsilon_p) \quad (15)$$

همچنین ضرایب لیفت و درگ حاصل از ساده کردن معادلات ممتنم پس از حذف عبارات کوچک عبارتند از :

$$C_D = \frac{1}{\sigma} k_R \cos^3 \beta_m \quad (16)$$

$$C_L = \frac{2}{\sigma} (\epsilon_s + \epsilon_p) \cos \beta_m - \tan \beta_m \quad (17)$$

که در آن β_m زاویه بین سرعت متوسط جریان، v_m و امتداد محور فن

روشی برای طراحی ...

۳۷

است و داریم : $\tan \beta_m = [1 - \frac{1}{2}(\varepsilon_s - \varepsilon_p)\lambda] / \lambda = \frac{1}{2}(\tan \beta_1 + \tan \beta_2)$ (۱۸)

همچنین با استفاده از مثلثهای سرعت ورودی و خروجی می‌توان نوشت :

$$\tan \beta_1 = (1 + \varepsilon_p \lambda) / \lambda, \quad \tan \beta_2 = (1 - \varepsilon_s \lambda) / \lambda \quad (19)$$

با استفاده از روابط (۱۵)، (۱۶) و (۱۰)، داریم :

$$\frac{K_R}{K_{th}} = \frac{C_{Dp} + C_{Dsf}}{C_L} \left(\frac{\lambda}{\cos^2 \beta_m} \right) = \frac{C_D}{C_L} \left(\frac{\lambda}{\cos^2 \beta_m} \right) M_s$$

با جایگزینی $\beta_m = \frac{x}{R}$ در رابطه فوق و اینکه $\lambda = \frac{\Lambda}{x}$ ، که در تابع داریم :

$$\frac{K_R}{K_{th}} = \frac{C_D}{C_L} \left[\frac{\Lambda}{x} + \frac{x}{\Lambda} - (\varepsilon_s - \varepsilon_p) + \frac{(\varepsilon_s - \varepsilon_p)^2}{4x} \right] M_s \quad (20)$$

۴- معاذلات طراحی پره‌های ساکن :

با روشی مشابه نحوه بدست آوردن معاذلات رتور، معادلات پره‌های ساکن قبل از رتور^۱ (p) و پره‌های ساکن بعد از رتور^۲ (s) بدست می‌آید. توجه کنید که $\beta_{2s} = 0$ و $\beta_{1p} = 0$ بوده و

$$\beta_{ms} = \tan^{-1} \frac{\varepsilon_s}{2}, \quad \beta_{mp} = \tan^{-1} \left(\frac{\varepsilon_p}{2} \right) \quad (21)$$

$$C_{Ls} = \frac{2}{\sigma} \varepsilon_s \cos \beta_{ms}, \quad C_{Lp} = \frac{2}{\sigma} \varepsilon_p \cos \beta_{mp} \quad (22)$$

$$C_{Ds} = \frac{1}{\sigma} k_s \cos^3 \beta_{ms}, \quad C_{Dp} = \frac{1}{\sigma} k_p \cos^3 \beta_{mp} \quad (23)$$

1. Prerotor ;

2. Straightener

استقلال

با استفاده از رابطه کارترا [۹] ، زاویه انحراف سیال بصورت زیر

تعیین می شود :

$$\delta = \frac{m\theta}{\sqrt{\sigma}} \quad (24)$$

از طرفی با اعمال رابطه فوق در رابطه (۲) ، داریم :

$$\theta = \frac{\beta_1 - \beta_2 - i}{1 - \frac{m}{\sqrt{\sigma}}} \quad (25)$$

که در آن m مقدار ثابتی است . در بهترین حالت ، برای پره های ساکن بعداً زرتور $m = 0.26$ و برای پره های ساکن قبل از زرتور ، $m = 0.19$ پیشنهاد شده است . و مقدار نیز بر اساس فرمول نظرگرفته می شود . لذا :

$$\theta_s = \frac{\beta_1}{1 - \frac{0.26}{\sqrt{\sigma}}} , \quad \theta_p = \frac{\beta_2}{1 - \frac{0.19}{\sqrt{\sigma}}} \quad (26)$$

همچنین از رابطه (۳) ، زاویه استگربرای پره های ساکن به شرح ذیل است :

$$\xi_s = \beta_1 - \frac{\theta}{2} , \quad \xi_p = \frac{\theta}{2} \quad (27)$$

شکل (۷) منحنی تغییرات صلبیت بر حسب ضریب چرخش را برای پره های ساکن نمایش می دهد . پس از ساده کردن معادله منتم ، ضریب افت پره های ساکن بصورت زیر در می آید :

$$\frac{k_s}{K_{th}} \frac{C_L}{C_D} = \frac{\lambda}{\cos^2 \beta_{ms}} \frac{\varepsilon_s}{\varepsilon_s + \varepsilon_p} , \quad \frac{k_p}{K_{th}} \frac{C_L}{C_D} = \frac{\lambda}{\cos^2 \beta_{mp}} \frac{\varepsilon_p}{\varepsilon_s + \varepsilon_p} \quad (28)$$

و یا با جایگزینی β_m و λ ، ضریب افت فشار در وسط پره عبارت است از :

$$\frac{k_s}{K_{th}} = \left[\frac{\Lambda}{X} (0.032 + 0.01 \varepsilon_s) \frac{\varepsilon_s}{\varepsilon_s + \varepsilon_p} \right] \frac{M_s}{M_p} \quad (29)$$

$$\frac{K_p}{K_{th}} = \left[\frac{\Lambda}{X} (0.025 + 0.024 \epsilon_p) \frac{\epsilon_p}{\epsilon_s + \epsilon_p} \right] \frac{1}{M_s} \quad (30)$$

ضریب درگ پره‌های ساکن بعد از رتوردر $2 \times 10^5 < Re_c$ و در صلبیت‌های بالا حدود $0.016 C_{Dps}$ می‌باشد. برای اعدا درینولدر با لاترتا حدود 10×10^5 ،

ضریب درگ 20% تا 25% کا هش می‌باید. ضریب درگ ثانویه این نوع پره‌ها از رابطه $C_{Dsfs} = 0.018 C_1^2$ بدست می‌آید. در مورد پره‌های ساکن قبل از رتور برای $2 \times 10^5 < Re_c < 0.04$ ، $40^\circ < \rho_2 < 65^\circ$ و $0.02 < C_{Dpp} < 0.04$ می‌باشد در اعدا درینولدر تا حدود 5×10^5 ضریب درگ 20% تا 25% کا هش می‌باید. ضریب درگ ثانویه برای این نوع پره‌ها از رابطه $C_{Dsfp} = 0.015 C_1^2$ پیروی می‌کند. با بذوچه داشت که برای ایرفویلهای ساخته شده از صفحات خمیده با ضخامت ثابت، به علت افزایش افت در اثر جدائی در لبه جلوئی ایرفویل، ضرائب درگ $1/5$ برابر می‌شود.

علاوه بر افت فشار زدر طول پره‌ها، در نواحی ورودی و خروجی فن افت فشار ایجا دمی‌شود. با طراحی مناسب این نواحی می‌توان از ایجاد جدائی جلوگیری نمود و از میزان افت فشار کاست. در شکل (۱)، زائد دماغه جلوئی، یک جسم با تقارن محوری است که در بهترین حالت نسبت قطر به طول آن ۷۵٪ توصیه می‌شود. البته در صورت محدودیت در فضای اشغال شده توسط زائد، این مقدار را می‌توان تغییر داد. ابعاد زائد مخروط ناقص انتهای رتور نیز باستی به دقت انتخاب شود. جدول صفحه بعدزاویه را مخروط را بر حسب نسبت شعاع نوک پره‌ها به ریشه آنها، x_b ، نشان می‌دهد.

استقلال

جدول ۱ - تغییرات x_b بر حسب η

x_b	0.4	0.5	0.7	0.75
زاویه راس مخروط η (درجه)	18	17	14	12

ضریب افت ناشی از ناحیه انتهای رتور، K_D ، با مشخصات فوق را می‌توان بطور تجربی تعیین نمود. مقدار پیشنهاد شده برابر $K_D = 0.1$ می‌باشد.

۵- راندمان کل و قدرت فن

با توجه به تعریف، راندمان کل فن از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\eta_T = \frac{K_{th} - K_R - K_s - K_p - K_D}{K_{th}} \quad (31)$$

قدرت فن نیز طبق تعریف، از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$P = \frac{1}{2} \rho v_a^2 K_{th} \eta \rho Q = \frac{1}{2} \rho v_a^2 K_{th} \left(\frac{2\pi N}{60} \right) \Lambda (1-x_b)^2 \quad (32)$$

که در آن N دور مدور بر حسب دور در دقیقه است.

۶- بهینه کردن طرح

از رابطه (31) و با جایگزینی روابط ضرایب افت، داریم:

$$\eta = 1 + C_1 - \frac{C_2}{\Lambda} + C_3 \Lambda \quad (33)$$

که در آن C_1 ، C_2 و C_3 توابعی از $\frac{L}{D}$ ، x_b و K_D می‌باشند و برای یک طرح بخصوص می‌توانند مقادیر ثابتی باشند. با مشتق گرفتن از رابطه فوق بر حسب Λ ، مقدار Λ بهینه برای راندمان ماکزیمم بدست می‌آید:

روشی برای طراحی ...

۴۱

$$\Lambda_{opt} = \sqrt{\frac{C_2}{C_3}} \quad (24)$$

منحنی شکل (۸) ، بعنوان مثال برای مقادیر خاص $\epsilon_s = 1.0$ و $\frac{L}{D} = 34$ ، Λ_{opt} را برحسب K_D و x_b نشان می‌دهد. همچنین شکل (۹) منحنی سرعت مناسب سیال درورود را در Λ_{opt} برای K_D و x_b های مختلف نمایش می‌دهد. این منحنی برای سرعت نوک پره $R\Omega = 100 \text{ m/sec}$ رسم شده است . سرعت نوک پره‌ها با توجه به نیروی گریز از مرکز و تراکم ناپذیری جریان محدود شود و مقدار 100 m/sec برای طراحی توصیه می‌شود .

روش طراحی

حداقل اطلاعات مورد نیاز برای طراحی فن عبارت از مقادیر افزایش فشار ودبی هوا می‌باشد. همچنین برای طراحی فن لازم است برخی پارامترها بطریق مناسب انتخاب گردند بطوریکه محدودیتها مورد نظر طراح تا مین گردد. بعنوان مثال نسبت ریشه به نوک پره‌ها ،

$$x_b = \frac{r_b}{R} \quad , \quad \text{پرای } \Lambda = 0.2 \quad \text{در حدود } 0.4 \quad \text{و برای } \Lambda < 0.2 < 0.4 \quad \text{در محدوده } 0.5 \text{ تا } 0.7 \quad \text{توصیه شده است که مقدار انتخابی } x_b \text{ بسته به محدودیتها طراح تعیین می‌گردد. از جمله پارامترهای انتخابی دیگر در فن‌ها ، سرعت نوک پره‌هاست که معمولاً } R\Omega = 100 \text{ m/sec \text{ انتخاب می‌شود. با لاخره در فن‌های با پره‌های ساکن قبل از رتور ، در ریشه پره‌ها } \frac{p}{\epsilon_s} = 1.4 \quad \text{، در فن‌های با پره‌های ساکن بعد از رتور ، در ریشه پره‌ها } \frac{p}{\epsilon_s} = 1.0 \quad \text{انتخاب می‌گردد.}$$

با داشتن اطلاعات مورد نیاز طراحی و نیز پارامترهای انتخابی که در بالا آورده شد ، مراحل طراحی را می‌توان به شرح ذیل دنبال کرد :

- تعیین ضریب جریان بهینه ، Λ_{opt} : با استفاده از منحنی شکل (۸) ، Λ_{opt} بدست می‌آید. این منحنی برای $\epsilon_s = 1.0$ و $\frac{L}{D} = 34$ صادر

استقلال

است . برای سایر حالات می‌توان از منحنی‌های مشابه در [۴] و یا از روش ارائه شده در این مقاله (رابطه ۳۴) استفاده کرد .

۲- تعیین قطر فن : از منحنی شکل (۹) سرعت متوسط ورودی سیال قبل از پره ، v_i بدست می‌آید . و با استفاده از رابطه $Q = \frac{\pi}{4} D^2 v_i$ قطر نوک پره‌ها محاسبه می‌شود . محدوده‌ای از این قطرها بر حسب میلیمتر عبارتند از : ۳۱۵ ، ۴۰۰ ، ۵۰۰ ، ۶۳۵ ، ۸۰۰ ، ۱۰۰۰ ، ۱۲۵۰ ، ۱۶۰۰ و ۲۰۰۰ . لذا قطر محاسبه شده با توجه به نزدیکترین قطر استاندار دقت صحیح می‌شود .

۳- محاسبه سرعت محوری ، v_a : با استفاده از رابطه $D = \frac{v_a}{v_i}$ ، $Q = v_a \pi (R^2 - r_b^2)$ محاسبه می‌شود .

۴- تعیین دورفن ، N : با توجه به اینکه $R = 100 \text{ m/sec}$ انتخاب شد و $\Omega = 2\pi N/60$ است ، دورفن محاسبه می‌شود . این دور بر اساس دورهای الکتروموتورهای AC باید تصحیح شود .

۵- بدست آوردن راندمان بهینه : با انتخاب $\frac{L}{C} = 34$ (برای صفحات خمیده ، و یا هر مقدار دیگر بسته به نوع ایرفویل) و داشتن Λ و X در وسط پره‌ها و نیز انتخاب $\epsilon = 1$ در ریشه پره‌ها ، از روابط (20) ، (29) و (30) ضرایب $\frac{K_s}{K_{th}}$ ، $\frac{K_p}{K_{th}}$ و $\frac{K_R}{K_{th}}$ بدست می‌آید ولذا راندمان از رابطه (31) محاسبه می‌شود . پس از مشخص شدن مقاطع پره‌ها و تعیین مقدار دقیق تر $\frac{C_L}{C_D}$ و سایر پارامترهای فوق ، می‌توان راندمان را بطور دقیق تر بدست آورد .

۶- محاسبه K_{th} : با توجه به معلوم بودن افزایش فشار ، افزایش فشار تئوری $\Delta P_{th} = \Delta P/\eta$ ، محاسبه واژ رابطه (12) ، K_{th} بدست می‌آید .

۷- اصلاح مقادیر Λ ، η و K_{th} : با توجه به انتخاب قطر استاندار و دور مناسب برای الکتروموتور ، این پارامترها مجدداً محاسبه می‌شوند .

روشی برای طراحی ...

۴۳

۸- محاسبه مقادیر λ ، C_L ، β_1 ، β_2 و ε_s برای رت سور در شاعهای مختلف به ترتیب با استفاده از روابط (۱)، (۵)، (۱۸) و (۱۷) و (۱۹).

۹- تعیین صلبیت، σ : صلبیت با استفاده از منحنی شکل (۶) یا شکل (۷) و یا رابطه (۱۴) برای رتور، بدست می‌آید.

۱۰- محاسبه ضریب لیفت رتور : با داشتن σ و C_L ، C محاسبه می‌شود.

۱۱- محاسبه $\frac{nc}{R}$ با استفاده از رابطه $\frac{nc}{R} = 2\pi \sigma \chi$ محاسبه می‌گردد.

۱۲- رسم $\frac{nc}{R}$ بر حسب χ و بررسی توزیع طول و ترموقطع پره‌های رت سور بر حسب شاعع و اصلاح احتمالی منحنی به نحوی که توزیع مناسب و هموار باشد.

۱۳- انتخاب توزیع خطی برای b/c ، بطوریکه با افزایش شاعع b/c کا هش یا بد. محدوده b/c در طول پره را طوری انتخاب می‌کنیم که C_L محاسبه شده در محدوده جدایی (۹) واقع نشود. برای این کار یک فرآیند سعی و خطا لازم است به این ترتیب که ابتدا b/c را در طول پره در یک محدوده مناسب مثلاً "بین 0.5 تا 0.8 " انتخاب می‌کنیم. سپس از رابطه (۶)، (۷) و از رابطه (۳)، (۴) را محاسبه می‌کنیم. از منحنی شکل (۴)، $C_L/b/c$ محاسبه می‌شود و بالاخره از منحنی شکل (۳)، زاویه α بدست می‌آید. در صورتیکه α در ناحیه جدایی باشد، محدوده b/c را تغییر می‌دهیم. تا این اشکال بر طرف گردد.

۱۴- محاسبه تعداد پره‌های رتور : عوامل متعددی منجمله صلبیت، تغییر سطوح لیفت دهنده، نیروی تراست و تنفس ایجاد شده در طول پره‌ها به تعداد پره‌ها بستگی دارد. از طرفی رابطه مشخصی برای تعداد پره‌ها وجود ندارد. معمولاً "حداقل تعداد پره‌ها را چهار تا در نظر می‌گیرند و تعداد پره‌ها را طوری انتخاب می‌کنند که نسبت طول به پهنهای پره‌ها در حدود دو گردد.

۱۵- به روش مشابهی پره‌های ساکن طراحی می‌شوند. به این ترتیب که

استقلال

ابتدا با داشتن مقادیر s و p از قسمت طراحی رتور، طلبیت را با استفاده از شکل (۷) بدست می‌ورند. سپس با استفاده از روابط (۲۱) و (۲۵) تا (۲۷)، مقادیر زاویه متوسط جریان، زاویه چرخش زاویه انحراف وزاویه استگردشاعهای مختلف محاسبه می‌شود. زوایای β_1 و β_2 را نیز می‌توان از رابطه (۱۸) بدست آورد. با لاحره ضریب لیفت و نسبت c/b به ترتیب از روابط (۲۲) و (۶) محاسبه می‌شود.

تعادل پره‌های ساکن را نیز از روشنی مشابه با روش محاسبه پره‌های متحرک بدست می‌ورند. البته به علت وجود جریانهای غیر دائم پریودیک در رتور، تعادل پره‌های ساکن را "معمولاً" ضرب صحیحی از تعادل پره‌های متحرک انتخاب نمی‌کنند.

۱۶- برای مطالعه عملکرد فن دردبی‌های مختلف قدمهای زیر برداشته می‌شود:

- انتخاب دبی و محاسبه سرعت محوری v_a ، ضریب دبی λ و ضریب دبی در نوک پره‌ها Λ .
- محاسبه زاویه β_1 جدیداً از رابطه (۱۹) وزاویه برخوردموضعی زاویه برخوردموضعی به رتور، α ، برابراست با تفاضل β_1 جدید و β_1 نقطه طرح.
- محاسبه زاویه β_2 از رابطه (۲۵).
- محاسبه s از رابطه (۱۹).
- محاسبه K_{th} از رابطه (۱۵).
- محاسبه β_m از رابطه (۱۸).
- محاسبه C_L از رابطه (۱۷).
- محاسبه C با استفاده از منحنی شکل (۴).
- محاسبه $\frac{K_D}{K_{th}}$ و $\frac{K_S}{K_{th}}$ و $\frac{K_R}{K_{th}}$ و محاسبه راندمان با استفاده از روابط (۲۰)، (۲۹)، (۳۰) و (۳۱).
- محاسبه هدب استفاده از مقدار راندمان و تعریف K_{th} .

- محاسبه قدرت با استفاده از رابطه (۳۲) .

لازم به تذکر است که پس از محاسبه L_1 باشد چک شود در جریان روی پره ها جدائی ایجا نشود. لذا حداکثری دبی به این صورت تعیین می گردد. حد پائینی دبی جریان نیز با ید طوری باشد که افزایش فشار در فن لااقل معادل فشار دینامیک سیال درورود یعنی $\frac{1}{2} \rho v^2$ باشد.

نمونه نتایج طراحی

روش ارائه شده برای یک فن محوری که دارای پره های ساکن بعده زر تورولی فاقد پره های ساکن قبل از زر تور است، اعمال شده است. در اینجا نتایج محاسبات ارائه می گردد [۱۰] . مشخصات فن در نقطه طرح که به عنوان اطلاعات ورودی مورد استفاده قرار گرفته است، عبارتند از : هدفن $p = 2000 \text{ Pa}$ ، دبی $Q = 36 \text{ m}^3/\text{sec}$ ، دور محور $r.p.m. = 1490$. نسبت شاعع ریشه به نوک پره $x_b = 0.53$. لازم به توضیح است که این اطلاعات مربوط به یک فن محوری ساخت کارخانه زیمنس آلمان غربی با مدل ۱۲۰ - ۲۰۹۵ می باشد. نتایج حاصل از طراحی، اعم از ابعاد کلی و منحنی های عملکرد فن با ابعاد کلی و منحنی های عملکرد تجربی فن ساخت زیمنس مقایسه گردیده است و بدین ترتیب در این قسمت روش ارائه شده مورد آزمایش قرار گرفته است.

جدول (۲) نتایج محاسبات مربوط به طراحی رتور فن رانشان می دهد. در این جدول زوایای پره ها، زاویه استگر، ضریب لیفت، طول و ترکیبیت بر حسب شاعع ارائه شده است. جدول (۳) نتایج مشابهی برای پره ساکن بعد از زر تور را نمایش می دهد. در این جدول منحنی های عملکرد خارج از نقطه طرح فن رانشان می دهد. در این جدول منحنی های فن از قبیل راندمان، هد، زوایای برخور دسیال، ضرایب لیفت و درگ وغیره را بر حسب دبی نشان می دهد. دبی های بکار رفته در این جدول تا حدود ± ۳۵ درصد بی نقطعه طرح تغییر کرده است. شکل (۱۰)، منحنی تغییرات هد بر حسب دبی فن طراحی شده و فن زیمنس را نمایش می دهد.

استقلال

شکل (۱۱) ، شکل هندسی پره‌های متحرک و ساکن فن طراحی شده را نشان می‌دهد. در این شکل ، طول مقطع پره‌های ساکن از هر طرف به اندازه ۰.۱۰ افزوده شده است . علت این امر کاوش زاویه انجام و یکنواخت نبودن سرعت درا متداد انتهای پره‌های ساکن است . از مقایسه نتایج بدست آمده که در محدوده $\pm ۲۰\%$ دبی نقطه طرح ، نتایج روند مشابهی را داشته و بسیار بهم نزدیک می‌باشد . بطوریکه در صدا خلاف در را ندمان و هدفون طراحی شده با فن زیمنس حداقل حدود ده درصد می‌باشد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله با استفاده از روش بررسی جریان در "صفحات جریان" و فرض جریان با دوران آزاد در هر مقطع ، معاذلات جریان ساده شده و در نهایت روابط ساده‌ای که عملکرد کلی توربوماشین را برآورد خصوصیات آئرودینامیکی و هندسی پره‌ها می‌دهند ، بدست آمده است . علی رغم اینکه روش ساده بوده و جزئیات کاملاً "پیچیده" جریان بین پره‌ها را موردنبررسی قرار نداده و عمدها "جریان را بصورت یک بعدی در نظر می‌گیرد ، نتایج حاصل چشمگیر بوده و می‌تواند با تقریب بالائی در طراحی کلی فن‌ها مورداً استفاده قرار گیرد .

باتوجه به نتایج حاصل از اعمال روش برای طراحی یک فن موجود ملاحظه می‌شود که نتایج حاصل روند معقولی را داشته و با نتایج تجربی حاصل از آزمایش روی فن موجود مطابقت قابل قبولی دارد . البته در نقاط ، نسبتاً "دور از نقطه طرح ، اختلاف بین نتایج طراحی و نتایج آزمایش زیادتر می‌شود . علت اصلی آن صادق نبودن فرض جریان با دوران آزاد در خارج از نقطه طرح فن می‌باشد . لذا هرچه از نقطه طرح دور می‌شویم ، اختلاف زیادتر می‌شود . البته در محدوده معقولی خارج از دبی در نقطه طرح ، اختلاف‌ها در حد خطای مهندسی بوده و مثلًا "در مثال ارائه شده دیدیم که در $\pm ۲۰\%$ دبی طرح حداقل اختلاف در را ندمان و هدفون ده درصد می‌باشد .

روشی برای طراحی ...

۴۷

جدول ۲ - نتایج طراحی دستور

x	0.53	0.6	0.7	0.8	0.9	1
λ	0.789	0.697	0.598	0.523	0.465	0.418
ϵ_s	0.955	0.843	0.723	0.633	0.562	0.506
β_m	38.3	45.4	52.7	57.9	61.8	64.9
$c_L \sigma$	1.499	1.184	0.877	0.672	0.53	0.428
β_1	51.7	55.1	59.1	62.4	65.1	67.3
β_2	17.4	30.6	43.5	52	57.8	62.1
$\beta_1 - \beta_2$	34.3	24.5	15.6	10.4	7.3	5.2
c_L	0.643	0.704	0.769	0.8	0.803	0.75
c_{L_i}	1.65	1.35	1.01	0.842	0.8	0.75
%b/c	10	9.1	7.8	6.6	5.3	4
nc/R	7.76	6.33	5	4.22	3.74	3.6
(n=12) C/R	0.646	0.527	0.417	0.351	0.312	0.3
θ	45.2	41.2	35.3	29.9	24	18.1
α	7.5	6	3.2	2.7	3.1	3.8
$\xi = \beta_m - \alpha$	30.8	39.4	49.5	55.2	58.7	61.1
$\phi = 90 -$	59.2	50.6	40.5	34.8	31.3	28.9
$C(n=12)$	0.404	0.329	0.260	0.220	0.195	0.187

جدول ۳ - اطلاعات حاصله از طرح بررسی کن بعداً زرستور

X	0.53	0.6	0.7	0.8	0.9	1
ϵ_s	0.955	0.843*	0.723	0.633	0.562	0.506
s/c	0.476	0.6	0.854	1.02	1.2	1.35
c_L	0.827	0.943	1.12	1.24	1.285	1.292
θ°	53.8	51.2	47.3	43.8	40.7	38.1
η°	17.7	15.4	12.7	11.2	8.8	8.1
$\%b/c = (1/2)\operatorname{tg}(\theta/4)$	11.9	11.3	10.5	9.7	9	8.4
$nc/R = 2\pi X/(s/c)$	7	6.28	5.15	4.95	4.71	4.65
(n=11) c/R	0.636	0.571	0.468	0.45	0.428	0.423

روشی برای طراحی

جدول ۴- نتایج حاصل از بررسی عملکرد

Ω m^3/s	28	32	36	40	44	48
V_a m/s	31.7	36.3	40.8	45.3	49.9	54.4
$\lambda = V_a / r \Omega$	0.406	0.465	0.523	0.581	0.64	0.697
$\Lambda = V_a / R \Omega$	0.325	0.372	0.418	0.465	0.512	0.558
$\beta_1 = \tan^{-1}(1/\lambda)$	67.9	65.1	62.4	59.4	57.4	55.1
$i = \beta_1 - 70$	-2.1	-4.9	-7.6	-10.2	-12.6	-14.9
$\beta_2 = \beta_1 - (18.15 + i)$	52	52	52	52	52	52
$\tan \beta_2$	1.27	1.27	1.27	1.27	1.27	1.27
$\epsilon_s = 1/\lambda - \tan \beta_2$	1.19	0.88	0.642	0.451	0.292	0.165
$K_{th} = 2 \epsilon_s / \lambda$	5.86	3.78	2.42	1.55	0.913	0.473
$\beta_m = \tan^{-1}(1/2)(\tan \beta_1 + \tan \beta_2)$	61.8	60	57.9	56.2	54.8	53.5
$C_{1,i} = z \epsilon_s \cos \beta_m$	1.125	0.88	0.862	0.502	0.337	0.196
C_L	1.34	1.05	0.81	0.6	0.4	0.234
$C_{L,i}$	1.4	1.1	0.85	0.63	0.42	0.25

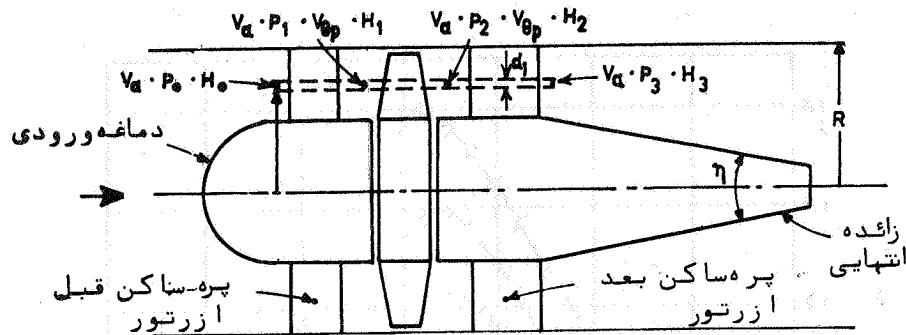
٤٥

ا دا جدول ۴

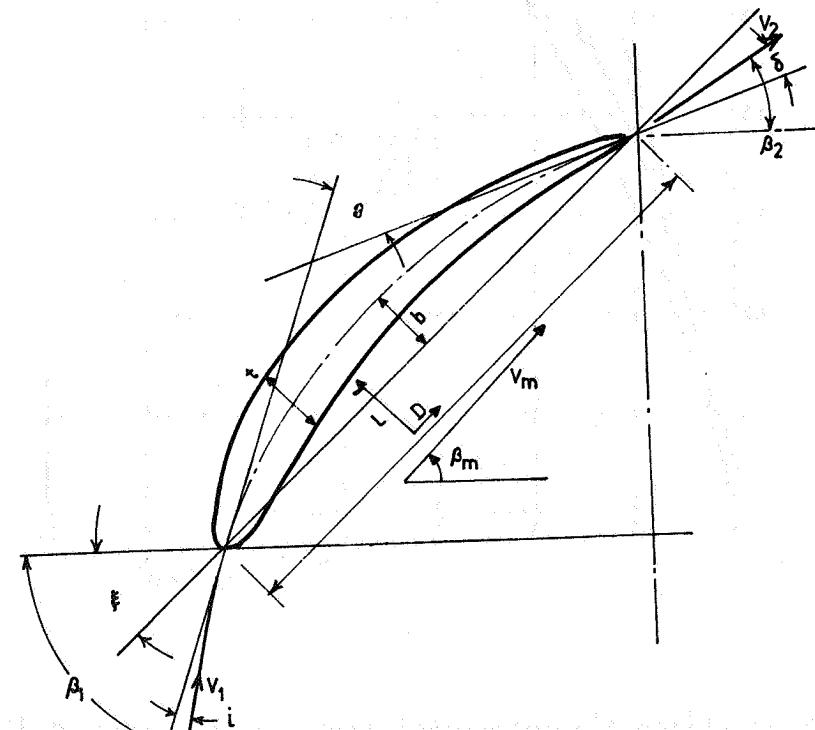
Ω	m^3/s	28	32	36	40	44
$b(C_D^2_L = bC_L^2_S)$	0.040	0.033	0.025	0.021	0.018	
$(C_D + C_{D_S})/C_L$	0.0685	0.0537	0.045	0.0459	0.0572	
K_R/K_{th}	0.0125	0.10	0.083	0.086	0.110	
$1.5 K_S/K_{th}$	0.027	0.0285	0.03	0.032	0.034	
K_{DL}/K_{th}	0.017	0.0265	0.041	0.065	0.11	
η_T	83.1	84.5	84.6	81.7	74.3	
ΔH	2754	2411	1920	1464	952	
HP	KW	92.8	91.3	81.7	71.7	56.4

روشی برای طراحی ...

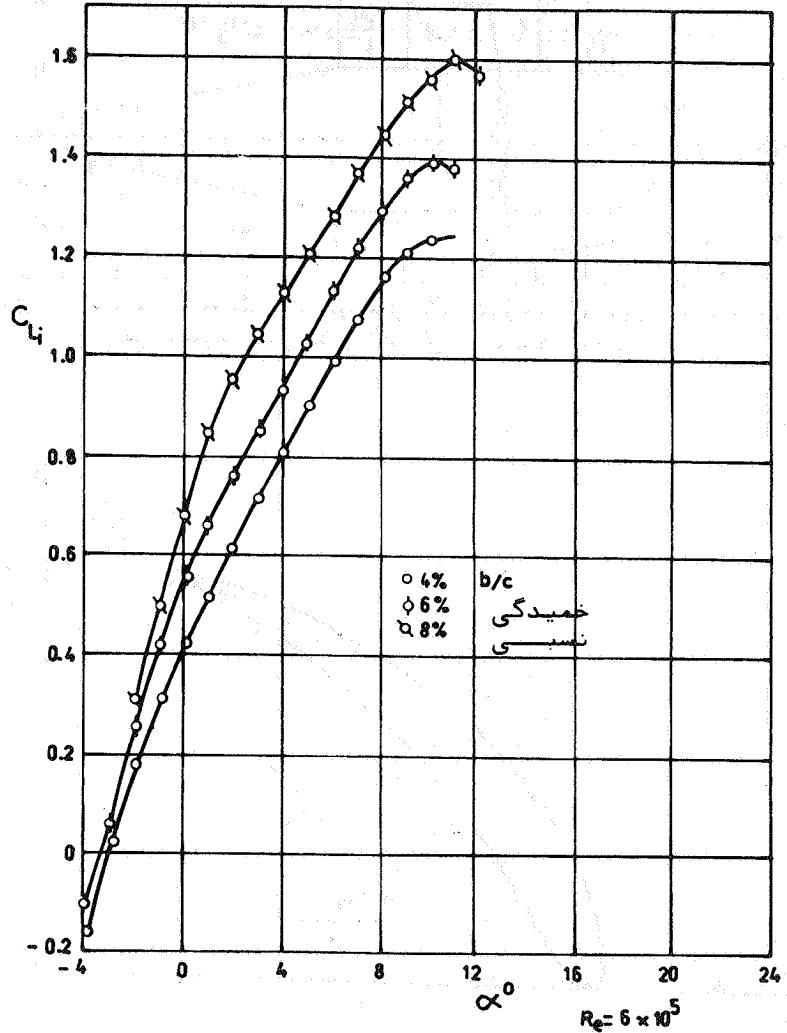
۵۱



شکل ۱ - شکل شماتیک یک فن با پره های ساکن قبل و بعد از رتور . حجم معین دیفرانسیلی در شکل نمایش داده شده است .



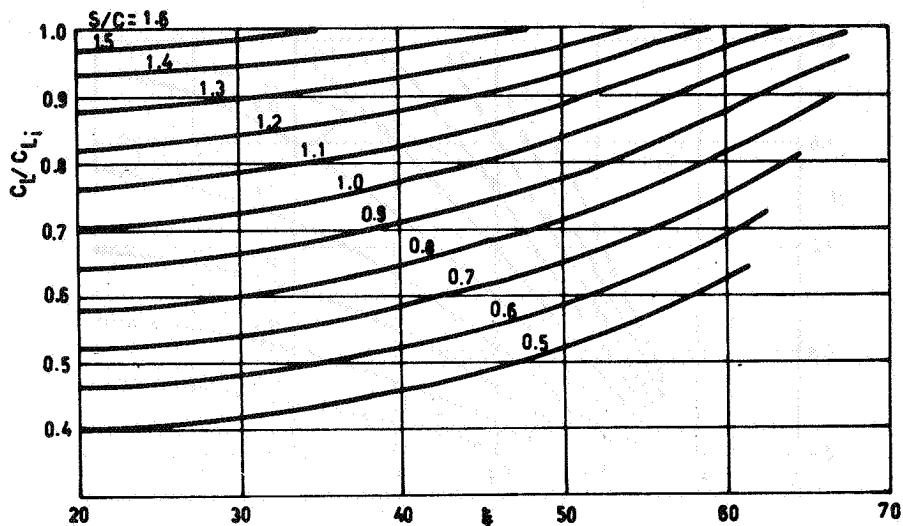
شکل ۲ - هندسه یک ایرفویل



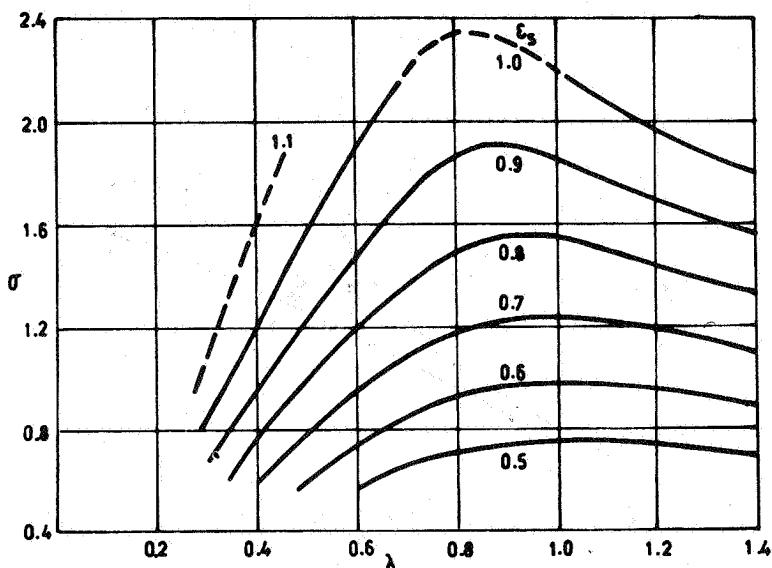
شکل ۳- منحنی تغییرات ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله برای صفحات نسبی ۰.۰۲ و خمیدگی نسبی مختلف.

روشی برای طراحی ...

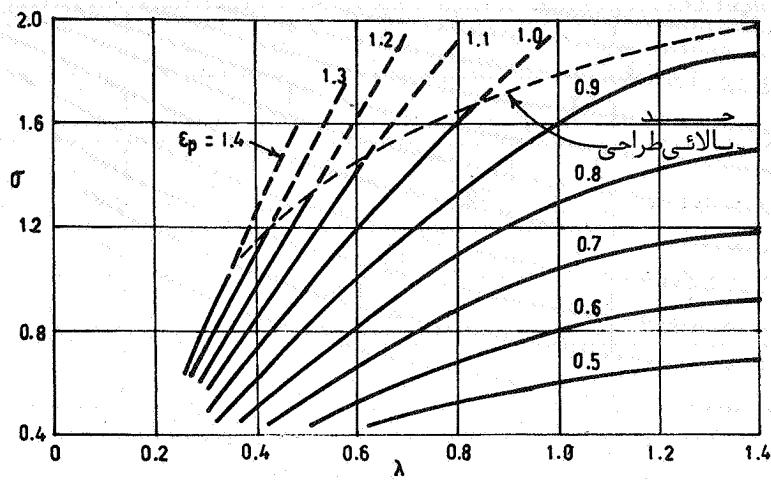
۵۳



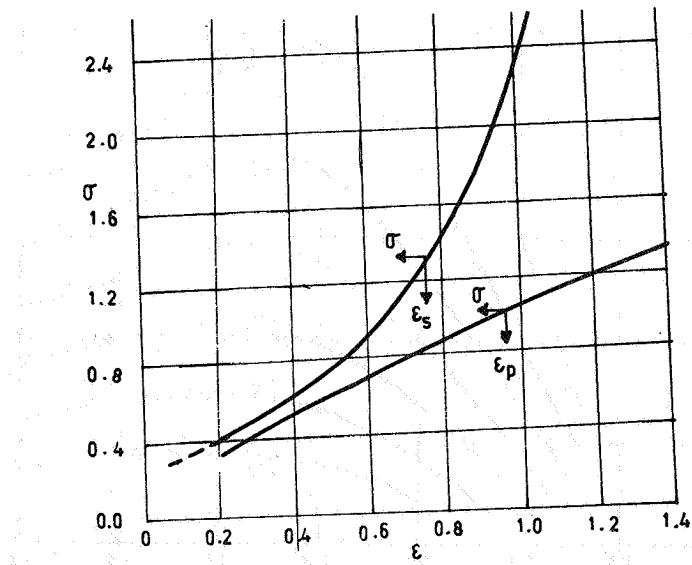
شکل ۴- اشتراحتا خل بر حسب زاویه استگرو عکس ملبدیت



شکل ۵- ملبدیت بهینه رتور بر حسب ضریب چرخش و ضریب جریان برای فن های با پره ساکن بعدا زرتور ($\epsilon_p = 0$)



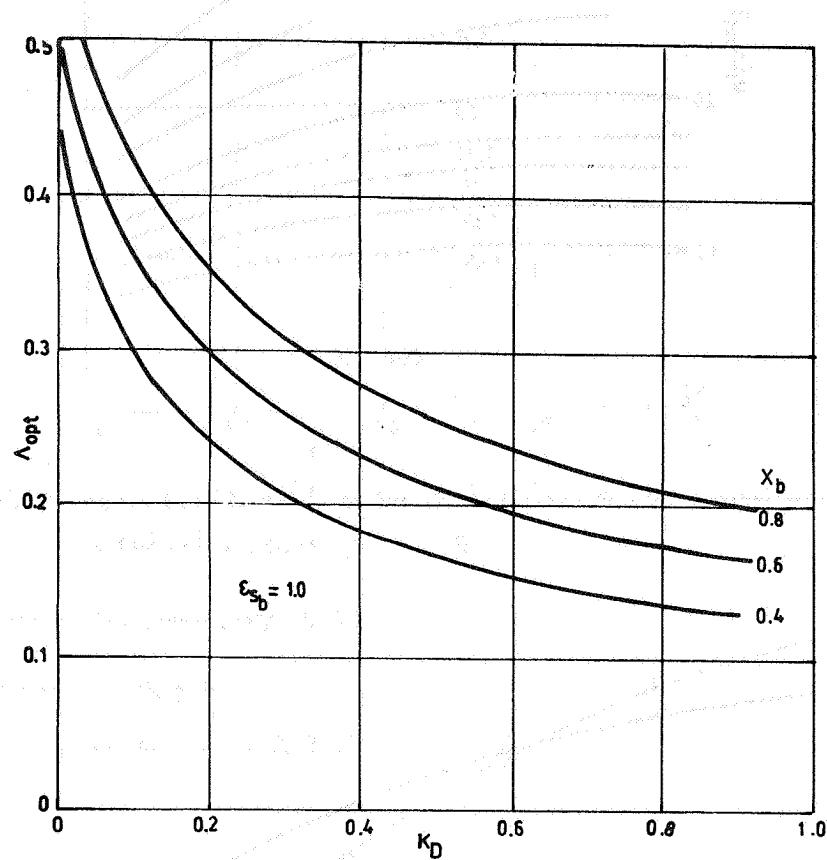
شکل ۶- صلبیت رتور بر حسب ضریب چرخش و ضریب جریان برای فن‌های با پره ساکن قبل از رتور ($\epsilon_p = 0$)



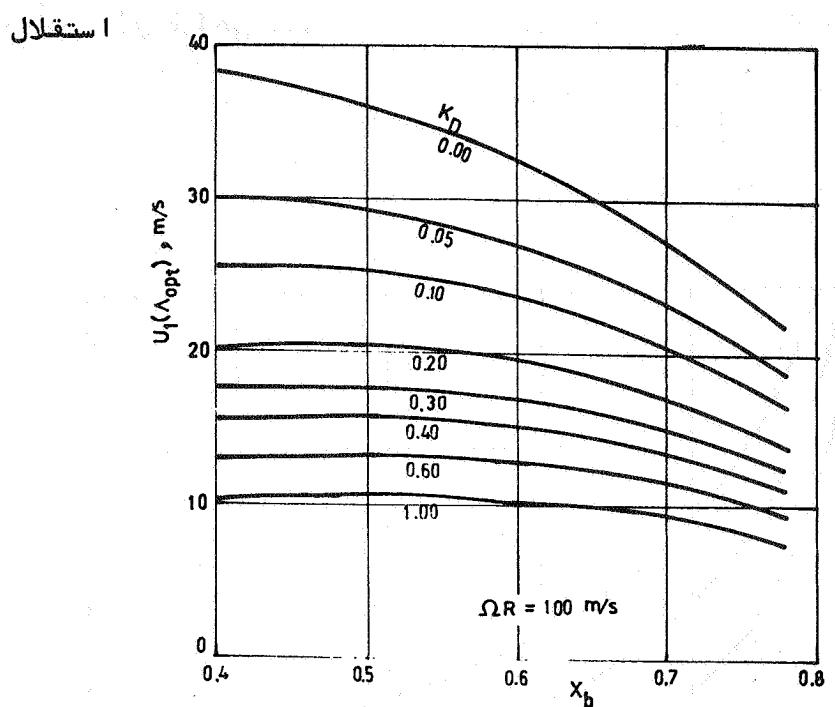
شکل ۷- صلبیت در پره‌های ساکن قبل و بعد از رتور بر حسب ضریب چرخش

روشی برای طراحی ...

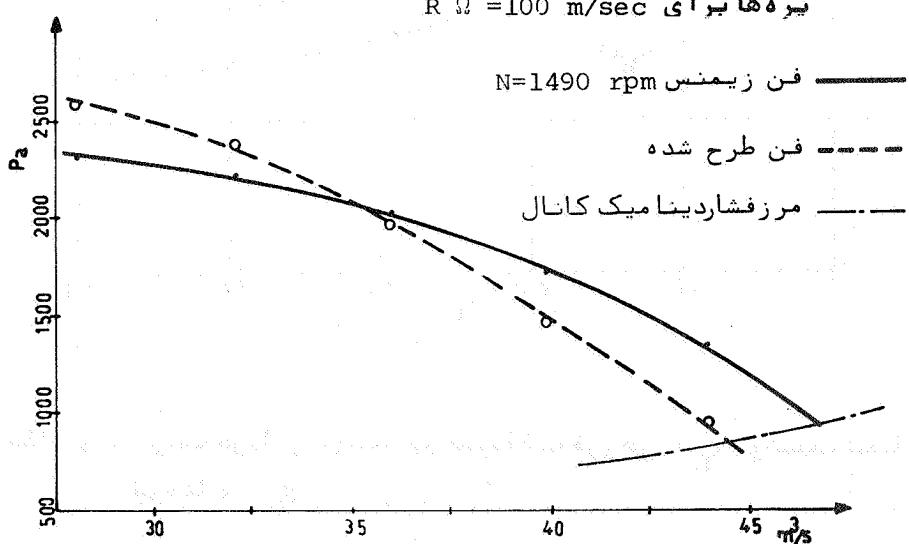
۶۵



شكل ۸ - ضریب جریان بهینه بر حسب افت خروجی K_D و نسبت شعاع پره‌ها، x_b



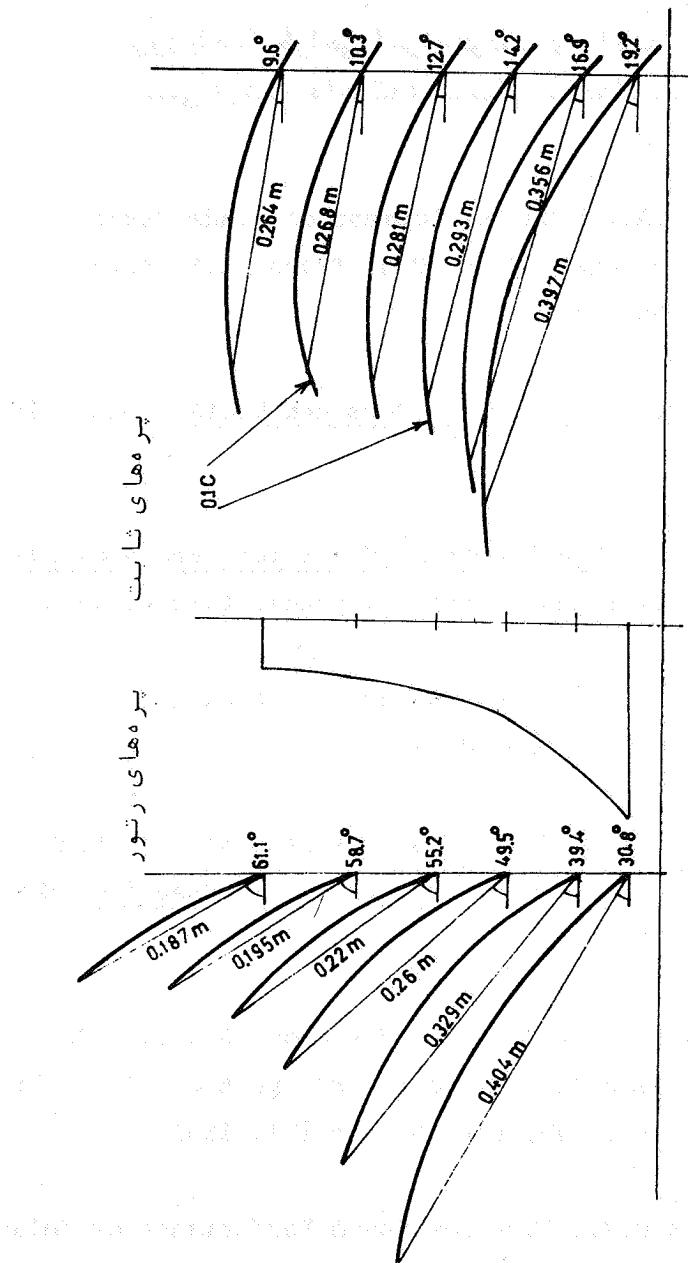
شکل ۹- سرعت ورودی سیال بر حسب ضرایب افت خروجی و نسبت شعاع
پره ها برای $R \Omega = 100 \text{ m/sec}$



شکل ۱۰- منحنی تغییرات هد بر حسب دبی فن

روشی برای طراحی ...

۵۷



شکل ۱۱- هندسه دستور و پرهای ساکن فن طراحی شده

مراجع

۱۰- محمد رضا خسروی راد، "طراحی اجزاء تونل‌های با دمای بسته"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان،

۱۳۶۶

1. Wallis, R.A., "The Development of Blade Sections for Axial Flow Fans", Mech. Eng. Trans. I.E. Aust., MC8(2), 111-116, Nov. 1972.
2. Wallis, R.A., Axial Flow Fans and Ducts, John Wiley & Sons, N.Y., 1983.
3. Glauert, H., The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory, Cambridge University press, London, 1926.
4. Eck, B., Fans, Translated by R.S. Azad and D. R. Scott, pergammon Press, Oxford, 1973.
5. Carter, A.D.S., "The axial compressors", in Roxbee-Cox, H., (Ed.), Gas Turbine Principles and Practice, Newnes, London 1955.
6. Mylcs, D.J., Bain, R.W., and Buxton, G.H.L., "The Design of Axial Flow Fans by Computer", part 2, Great Britain National Eng. Lab. NEL. Report 181, 1965.
7. Carter, A.D.S., "The Low Speed Performance of Related

روشی برای طراحی ...

۵۹

1.

Aerofails in Cascades", Great Britain Aero. Research Council, ARC CP 29, 1950 .

8. Japikse, D., "Review-Progressin Numerical Turbomachinery Analysis", ASME Journal of Fluid Engineering, PP. 592-606, Dec. 1976 .

9. Mc Nally, W.D. and Sockol, P.M., "Review-Computational Methods for Internal Flows with Analysis on Turbomachinery", ASME Journal of Fluid Engineering, vol. 107, PP. 6-22 , March 1985 .