

طراحی یک مرحله فن خلاف گرد

حنانه رحیمی شعراباف مقدس^{۱*}، محمدجواد شهریاری^۲، حسین خالقی^۳

- ۱- دانشجو ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، rahimihanane98@gmail.com، دانشگاه صنعتی امیرکبیر- دانشکده مهندسی هوافضا
 ۲- دانشجو دکتری، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، grifindot@gmail.com، تهران- دانشگاه صنعتی امیرکبیر- دانشکده مهندسی هوافضا
 ۳- دانشیار، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، khaleghi@aut.ac.ir، تهران- دانشگاه صنعتی امیرکبیر- دانشکده مهندسی هوافضا

چکیده

ماشین‌های خلاف‌گرد نوعی از توربوماشین‌ها هستند که در آن‌ها به جای استفاده از روتور-استاتور یا یک تک روتور (در فن‌ها)، از دو ردیف روتور که در خلاف جهت یکدیگر چرخش می‌کنند، استفاده می‌شود. فن‌های خلاف‌گرد نسبت به فن‌های معمولی مزیت‌های زیادی را شامل می‌شوند که از آن‌ها می‌توان به بهبود راندمان و عملکرد آیرودینامیکی ماشین اشاره کرد. این مقاله شامل مروری بر پژوهش‌های پیشین انجام‌شده بر روی فن‌های خلاف‌گرد و نتایج آن‌ها، طراحی یک مرحله فن خلاف‌گرد به منظور استفاده در سامانه تست فن خلاف‌گرد با ابعاد مشخص و بیان الگوریتم و روند طراحی آن است. جهت بررسی عملکرد فن طراحی‌شده، ابتدا هندسه سه‌بعدی روتورها در نرم‌افزارهای مدل‌سازی تولید شده و پس از آن، با شبیه‌بندی روتورها به بررسی میدان جریان آن‌ها و عملکرد فن خلاف‌گرد پرداخته شده است. منحنی عملکرد و کانتور سرعت مربوط به فن طراحی‌شده ارائه و به‌طور خلاصه تحلیل شده است که نتایج آن نشان می‌دهد، فن طراحی‌شده به شرایط پیش‌بینی شده در نقطه طراحی دست می‌یابد و با کد توسعه داده شده، تطابق خوبی دارد.

واژه‌های کلیدی: توربوماشین- فن خلاف‌گرد- روتور- منحنی عملکرد

۱- مقدمه

توربوماشین، به حوزه ماشین‌های دوار گفته می‌شود که سبب تبادل انرژی بین سیال و روتور می‌شوند. توربوماشین‌ها به‌طور کلی به دو دسته مصرف‌کننده و تولیدکننده انرژی تقسیم می‌شوند. یکی از انواع توربوماشین‌های مصرف‌کننده انرژی، فن‌ها می‌باشند. فن وسیله‌ای مکانیکی است که با استفاده از انرژی الکتریکی و با دوران خود باعث انتقال حجم مشخصی از هوا و یا هر نوع گاز دیگر می‌شود.

۱-۱- فن‌های خلاف‌گرد

یکی از موضوعات مطرح شده در زمینه‌ی توسعه و بهبود عملکرد توربوماشین‌ها، ماشین‌های خلاف‌گرد بودند که اولین بار در اوایل دهه ۱۹۳۰ مورد مطالعه قرار گرفتند. در این نوع از توربوماشین‌ها با استفاده از دو ردیف روتور، بازدهی سیستم را نسبت به سیستم‌های معمولی، افزایش می‌دهند. کاربردها و برتری‌های فن‌های خلاف‌گرد نسبت به فن‌های معمولی و طبقات روتور-استاتور، پیش از این توسط بسیاری از افراد مورد بررسی قرار گرفته است. [۱-۵]

طبقه خلاف‌گرد نسبت به یک طبقه معمولی مزایای ساختاری و آیرودینامیکی زیادی را شامل می‌شود برای مثال از نظر ساختاری، پیکربندی خلاف‌گرد به دلیل حذف استاتورها، از نظر محوری کوتاه‌تر، فشرده‌تر و سبک‌تر است. از نظر آیرودینامیکی، روتور عقب از گردش روتور جلویی بهره می‌برد که به افزایش سرعت نسبی و در نتیجه افزایش سطح بارگذاری با سرعت دورانی کمتر تبدیل می‌شود بنابر این استفاده از این نوع فن‌ها سبب بهبود راندمان و کاهش مصرف سوخت ویژه می‌شود. در حالی که این کاربردهای فن خلاف‌گرد روشن است و نوید بهبود راندمان پیشروانه را می‌دهد اما معایبی نیز به همراه دارد که از جمله آن می‌توان به سطح سر و صدای بیش از حد مرتبط با چنین موتورهایی اشاره کرد که تحقیقات در این زمینه در دهه ۱۹۸۰ آغاز شد و پس از آن تلاش-هایی برای کاهش سطح نویز نیز انجام شد. بردلی [۶]، پولاکسک و باریر [۷] و لوی [۸] از کسانی بودند که در این زمینه فعالیت کردند.

۱-۲- عوامل موثر بر عملکرد فن خلاف‌گرد

عملکرد آیرودینامیکی یک فن خلاف‌گرد به عوامل متعددی از جمله نسبت گام به وتر^۱، زاویه نصب روتور^۲، فاصله محوری بین دو روتور و نسبت سرعت دو روتور بستگی دارد. نتایج تحقیقات شارما و همکاران [۹] نشان داد که هرچه فاصله محوری بین روتورهای فن خلاف‌گرد کمتر باشد، عملکرد آیرودینامیکی فن بهتر است اما تجزیه و تحلیل سیگنال‌های صوتی نشان داده است که اگر روتورها دور از هم قرار گیرند، کاهش قابل توجهی در سطوح نویزی مشاهده می‌شود. طبق تحقیقات میسترری و پارادپ [۱۰]، افزایش سرعت روتور عقب اثر مثبتی بر عملکرد طبقه دارد و باعث افزایش نسبت فشار کل طبقه می‌شود.

بنابر مطالب ذکرشده در بالا، سیستم‌های خلاف‌گرد به ما اجازه می‌دهند قطر فن‌ها و یا سرعت چرخش را کاهش دهیم. فاصله محوری بیشتری در مقایسه با یک فن ساده مورد نیاز است، اما نه بیشتر از یک مرحله روتور-استاتور و با این حال، به سیستم شفت پیچیده‌تری نیاز دارند. با توجه به اهمیت فن‌های خلاف‌گرد و استفاده از این ماشین‌ها توسط محققین مختلف، تا به حال روند طراحی مدونی برای این نوع از توربوماشین‌ها ارائه نشده است. در این مقاله به روند طراحی یک مرحله فن خلاف‌گرد پرداخته شده است، سپس هندسه سه‌بعدی فن در نرم‌افزار CATIA تولید شده و پس از آن، به شبیه‌سازی فن‌ها به منظور استخراج منحنی عملکرد پرداخته شده است.

² Stagger

¹ Pitch-chord ratio

$$C_2 = \frac{C_x}{\cos(\alpha_2)} \quad (7)$$

$$C_{\theta_2} = C_x \tan \alpha_2 \quad (8)$$

$$W_{\theta_2} = U_1 - C_{\theta_2} \quad (9)$$

$$\beta_2 = \tan^{-1} \frac{W_{\theta_2}}{C_x} \quad (10)$$

$$W_2 = \frac{C_x}{\cos \beta_2} \quad (11)$$

زویایا و سرعت‌ها برای روتور اول از روابط بالا محاسبه می‌شود که نتایج مربوط به زویایای روتور اول در جدول ۲ قابل مشاهده است. در مرحله بعد برای پشت روتور اول با فرضیات گفته شده محاسبات انجام می‌شود. فرضیات شامل ثابت بودن شعاع میانی و برابر بودن سرعت مطلق خروجی از روتور اول با سرعت مطلق ورودی به روتور دوم و برابر بودن زاویه خروج جریان از روتور اول با زاویه ورود جریان به روتور دوم است. سپس با روش گردابه آزاد و داشتن تمامی مثلث سرعت‌ها و اطلاعات در میانه پره روتور اول و دوم و فرضیات ذکر شده برای روتور دوم، مثلث‌های سرعت و سایر پارامترهای هندسی روتور دوم نیز محاسبه می‌شود که نتایج مربوط به زویایای آن نیز در جدول ۲ و ۳ آورده شده است.

جدول ۲- زویایای جریان روتور اول (درجه)

	r_h	r_m	r_t
r	۰/۱۵	۰/۲	۰/۲۵
α_2	۲۹/۸۸	۲۳/۳۱	۱۹/۰۲
β_1	۴۱/۰۷	۴۹/۲۸	۵۵/۴۵
β_2	۱۶/۵۴	۳۶/۱۷	۴۷/۹۳

جدول ۳- زویایای جریان روتور دوم (درجه)

	r_h	r_m	r_t
r	۰/۱۴۹۸	۰/۲	۰/۲۵۰۲
α_1	۲۹/۹۱	۲۳/۳۱	۱۹/۰۱
α_2	۰/۵۷	۰/۴۳	۰/۳۴
β_1	۵۵/۳۳	۵۷/۸۸	۶۰/۹۲
β_2	۴۰/۷۱	۴۹/۱۰	۵۵/۳۶

پس از آن با داشتن تمامی سرعت‌ها و زویایای جریان در میانه روتور اول، عدد دی-هالر، سالیدیتی و دیفیوژن و سایر پارامترها محاسبه می‌شود.

$$DH = \frac{W_2}{W_1} \quad (12)$$

$$\frac{s}{l} = \frac{1.55}{1.5} \frac{\tan \beta_1 - \tan \beta_2}{1} \quad (13)$$

۲- الگوریتم طراحی فن محوری خلاف‌گرد

به منظور طراحی این فن خلاف‌گرد، شعاع نوک پره روتورها ۰/۲۵ متر در نظر گرفته شده است (قطر سامانه تست ۰/۵ متر است) و دور طراحی هر دو روتور برابر ۳۰۰۰ دور بر دقیقه لحاظ شد. فشار سکون و دمای سکون جریان ورودی به فن، برای شرایط محیطی تهران و برابر ۸۷/۶۶۲ کیلو پاسکال و ۲۹۶/۵ کلون در نظر گرفته شد. همچنین با توجه به نیاز سامانه تست، این فن برای دبی جرمی ورودی ۷ کیلوگرم بر ثانیه و اختلاف فشار ۲۷۵۰ پاسکال طراحی شده است. برخی از پارامترهای طراحی بر اساس بهینه شدن مقدار سایر پارامترها انتخاب شده‌اند، به طور مثال نسبت شعاع نوک پره به شعاع ریشه برابر ۰/۶ و نسبت منظری ۲ انتخاب شده و جریان بدون زاویه (به‌صورت محوری) وارد روتور اول می‌شود. موارد در نظر گرفته شده، در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱- جدول داده‌ها و فرضیات اولیه طراحی

P_0 [Pa]	T_0 [K]	\dot{m} [kg/s]	N [rpm]	ΔP_0 [Pa]	α_1 [Deg]	r_{tip1} [m]	$\frac{r_h}{r_t}$	$\frac{h}{l}$
۸۷۶۶۲	۲۹۶/۵	۷	۳۰۰۰	۲۷۵۰	۰	۰/۲۵	۰/۶	۲

۱-۲- روند طراحی

طراحی از شعاع میانی روتور اول آغاز شده و با محاسبه اطلاعات در میانه پره، با روش گردابه آزاد^۳ یعنی rC_{θ} ثابت، مشخصات شامل زویایا و سرعت‌ها در سایر نقاط روتور اول نیز محاسبه می‌شود و پس از آن، از همین روش برای روتور دوم با دانستن برابر بودن سرعت مطلق خروجی از روتور اول و ورودی به روتور دوم و شعاع میانی و دور طراحی یکسان، استفاده می‌شود. با توجه به مطالب گفته شده، مراحل و گام‌های طراحی به ترتیب به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

در ابتدا با داشتن شعاع نوک و نسبت شعاع ریشه به نوک $(\frac{r_h}{r_t})$ شعاع ریشه، شعاع میانی و ارتفاع پره محاسبه می‌شود و با داشتن نسبت منظری $(\frac{h}{l})$ یا طول پره نیز مشخص می‌شود. سپس ضریب جریان^۴ (ϕ) و ضریب بارگذاری^۵ (ψ) در میانه روتور اول از طریق روابط زیر با استفاده از رابطه نسبت فشار، محاسبه می‌شود.

$$PR = \frac{\sqrt{\Delta P_0 + P_{o1}}}{P_{o1}} \quad (1)$$

$$\phi = \frac{C_x}{U} = \frac{\dot{m}}{\rho AU} = \frac{\dot{m}}{\rho \pi^2 r_t^2 N (1 + \frac{r_h}{r_t}) (1 - (\frac{r_h}{r_t})^2)} \quad (2)$$

$$\psi = \frac{\Delta h_0}{U^2} = \frac{\left(\frac{Y-1}{PR Y} - 1 \right) C_p T_{o1}}{\eta U_1^2} = \frac{\left(\frac{Y-1}{PR Y} - 1 \right) C_p T_{o1}}{4 \pi^2 \eta N^2 r_m^2} \quad (3)$$

سپس مثلث سرعت در میانه روتور اول از روابط زیر به‌دست می‌آید.

$$\beta_1 = \tan^{-1} \frac{U_1 - C_{\theta}}{C_x} \quad (4)$$

$$W_1 = \sqrt{U_1^2 + C_x^2} \quad (5)$$

$$\alpha_2 = \tan^{-1} \frac{\psi}{\phi} \quad (6)$$

¹ Loading coefficient

³ Free vortex

⁴ Flow coefficient

برای محاسبه دقیق C_L ابتدا در فرمول آن به جای C_D ، اتلاف پروفیل را گذاشته و مقدار C_D ثانویه از رابطه زیر محاسبه می‌شود و در نهایت مجموع ضرایب اتلاف که شامل ضریب افت پروفیل، افت ثانویه و افت حلزونی است را در رابطه گذاشته و C_L اصلی محاسبه شده و راندمان به دست می‌آید.

$$C_{D_s} = 0.018C_L^2 \quad (22)$$

$$C_{D_a} = 0.02 \frac{s}{H} \quad (23)$$

$$\eta = 1 - \frac{2C_{D_s}}{C_L \sin(2\beta_m)} \quad (24)$$

سپس با در نظر گرفتن زاویه برخورد^۶ از $1/5$ تا 0 ، زوایای پره (β'_1, β'_2) را به دست آورده و با داشتن آن زاویه انحراف^۷، زاویه انحنای^۸ و زاویه نصب^۹ از روابط زیر محاسبه به دست می‌آید که مقادیر آن در جدول ۶ و ۷ برای هر دو روتور آورده شده است.

$$\beta'_1 = \beta_1 - i \quad (25)$$

$$m = 0.23 + \frac{\beta_2}{500} \quad (26)$$

$$y = m \sqrt{\frac{s}{l}} \quad (27)$$

$$\beta'_2 = \frac{\beta_2 - y\beta'_1}{1 - y} \quad (28)$$

$$\delta = \beta_2 - \beta'_2 \quad (29)$$

$$\theta = \frac{\delta}{y} \quad (30)$$

$$\xi = \frac{\beta'_1 + \beta'_2}{2} \quad (31)$$

جدول ۶- زوایای پره روتور اول

	r_h	r_m	r_t
r	۰/۱۵	۰/۲	۰/۲۵
i	-۱/۵	-۰/۷۵	۰
β'_1	۴۲/۵۷	۵۰/۰۳	۵۵/۴۵
β'_2	۶/۴۲	۲۷/۰۱	۴۰/۴۷
δ	۱۰/۱۲	۹/۱۶	۷/۴۵
θ	۳۶/۱۵	۲۳/۰۳	۱۴/۹۸
ξ	۲۴/۴۹	۳۸/۵۲	۴۷/۹۶

جدول ۷- زوایای پره روتور اول

	r_h	r_m	r_t
r	۰/۱۴۹۸	۰/۲	۰/۲۵۰۲
i	-۱/۵	-۰/۷۵	۰
β'_1	۱۸/۰۴	۳۶/۹۲	۴۷/۹۳
β'_2	۵۱/۷۰	۵۸/۱۷	۶۳/۲۵

$$\sigma = \frac{1}{s} \quad (14)$$

$$DF = 1 - DH + \frac{\Delta W_{\theta} s}{2W_1 l} \quad (15)$$

مقادیر محاسبه شده فوق برای روتور اول و دوم به ترتیب در جداول ۴ و ۵ آورده شده است.

جدول ۴- پارامترهای طراحی روتور اول

	r_h	r_m	r_t
r	۰/۱۵	۰/۲	۰/۲۵
$\frac{s}{l}$	۱/۱۳	۱/۷۳	۲/۳۳
σ	۰/۸۸	۰/۵۸	۰/۴۳
DF	۰/۴۶	۰/۴۳	۰/۳۸
s [m]	۰/۰۵	۰/۰۷	۰/۰۹
chord [m]	۰/۰۵	۰/۰۴	۰/۰۴
DH	۰/۷۹	۰/۸۱	۰/۸۵

جدول ۵- پارامترهای طراحی روتور دوم

	r_h	r_m	r_t
r	۰/۱۴۹۸	۰/۲	۰/۲۵۰۲
$\frac{s}{l}$	۱/۱	۱/۶۹	۲/۲۸
σ	۰/۹۱	۰/۵۹	۰/۴۴
DF	۰/۴۳	۰/۳۸	۰/۳۴
s [m]	۰/۰۵	۰/۰۶۶	۰/۰۸
chord [m]	۰/۰۴۵	۰/۰۴	۰/۰۳۶
DH	۰/۷۵	۰/۸۱	۰/۸۵

برای محاسبه راندمان دقیق، از روش سعی و خطا با راندمان اولیه $0/85$ استفاده شده است. شرط توقف حلقه، اختلاف راندمان مرحله قبل و مرحله بعد به میزان 10^{-6} در نظر گرفته شده است. اتلاف‌های در نظر گرفته شده برای محاسبه راندمان، افت ناشی از پروفیل، افت ثانویه و افت حلزونی است. در ادامه روابط مربوط به افت‌های ذکر شده، آورده شده است.

$$\bar{\omega} = 2 \frac{\theta_2}{l} \sigma \frac{\cos^2 \beta_1}{\cos^3 \beta_2} \quad (16)$$

$$\frac{\theta_2}{l} = \frac{0.004}{1 - 1.17 \ln(\frac{C_{max,s}}{C_2})} \quad (17)$$

$$D = \frac{C_{max,s}}{C_2} = \frac{\cos \beta_2}{\cos \beta_1} [1.12 + 0.6 \frac{s}{l} \cos^2 \beta_1 (\tan \beta_1 - \tan \beta_2)] \quad (18)$$

$$C_{D_p} = \bar{\omega} \frac{s \cos^3 \beta_m}{l \cos^2 \beta_1} \quad (19)$$

$$\tan \beta_m = \frac{\tan \beta_1 + \tan \beta_2}{2} \quad (20)$$

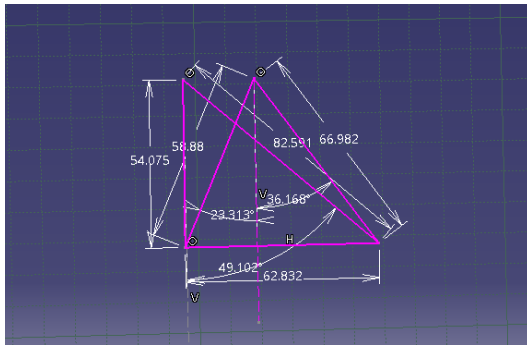
$$C_L = 2 \frac{s}{l} \cos \beta_m (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) - C_D \tan \beta_m \quad (21)$$

⁸ camber

⁹ stagger

⁶ incidence

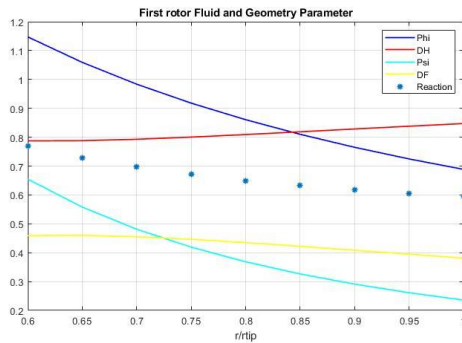
⁷ deviation



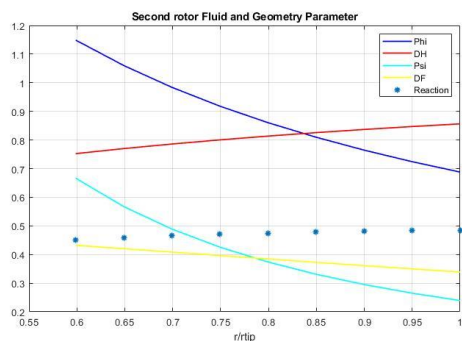
ب) روتور دوم

شکل ۱- مثلث های سرعت در شعاع میانی

با توجه به چرخش زیاد جریان از روتور اول به روتور دوم همانطور که در شکل ۲ مشاهده می شود، مثلث سرعت روتور دوم دارای چرخش زیاد و شبیه به مثلث سرعت توربین شده است. روند تغییرات زوایای جریان، سرعتها، پارامترهای هندسی و سایر پارامترها، در شکل های ۲ و ۳ برای روتور اول و دوم نشان داده شده است.



الف) روتور اول



ب) روتور دوم

شکل ۲- تغییرات پارامترهای هندسی و پارامترهای جریان برحسب r/r_{tip}

همانطور که در شکل ۲-الف و ۲-ب مشاهده می شود، تغییرات کلی پارامترها به جز ضریب عکس العمل در هر دو روتور از ریشه تا نوک پره روند یکسانی را دنبال می کند. ضریب جریان (ϕ) و ضریب بارگذاری (ψ) در این روتورها به دلیل افزایش سرعت خطی پره از ریشه تا نوک و افزایش بیشتر آن نسبت به سرعت محوری، روندی نزولی را طی می کنند. عدد دی-هالر

δ	۱۰/۹۹	۹/۰۷	۷/۸۹
θ	۳۳/۶۶	۲۱/۳۵	۱۵/۳۳
ξ	۳۴/۸۷	۴۷/۵۴	۵۵/۵۹

در نهایت نیز توان مورد نیاز از رابطه زیر برای هر روتور محاسبه شده و توان کل حاصل جمع این دو مقدار است که برابر ۲۰ کیلووات می باشد.

$$Power = \dot{m}U\Delta C_\theta \quad (32)$$

برای محاسبه تعداد پره های هر روتور نیز رابطه زیر استفاده شده است که طبق این رابطه، تعداد پره های روتور اول ۱۸ و تعداد پره های روتور دوم ۱۹ به دست می آید.

$$NOB = \frac{2\pi r_m}{s} \quad (33)$$

با توجه به روند طراحی توضیح داده شده، پارامترهای جریان نیز به صورت زیر (جداول ۸ و ۹) حاصل می شوند.

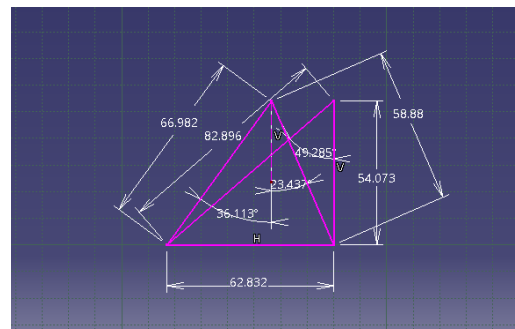
جدول ۸- پارامترهای جریان روتور اول

	r_h	r_m	r_t
r	۰/۱۵	۰/۲	۰/۲۵
M	۰/۲۱	۰/۲۴	۰/۲۸
R	۰/۸۰	۰/۶۷	۰/۶۱
ϕ	۱/۱۵	۰/۸۶	۰/۶۹
ψ	۰/۶۶	۰/۳۷	۰/۲۴

جدول ۹- پارامترهای جریان روتور دوم

	r_h	r_m	r_t
r	۰/۱۴۹۸	۰/۲	۰/۲۵۰۲
M	۰/۲۷	۰/۲۹	۰/۳۲
R	۰/۴۸	۰/۴۹	۰/۵۰
ϕ	۱/۱۵	۰/۸۶	۰/۶۹
ψ	۰/۶۷	۰/۳۸	۰/۲۴

با توجه به نتایج حاصل شده از روابط بالا، مثلث های سرعت روتور اول و دوم در شعاع میانی، در شکل ۱ نمایش داده شده است.



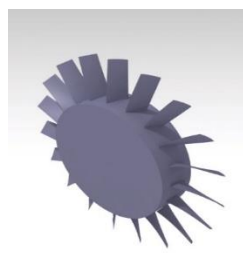
الف) روتور اول



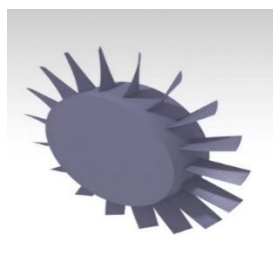
ب) پره روتور دوم

الف) پره روتور اول

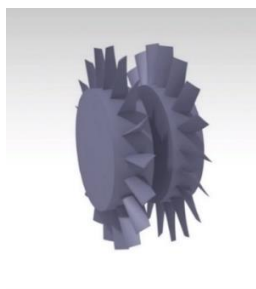
شکل ۴- مدل سازی هندسه



ب) روتور دوم



الف) روتور اول



پ) فن

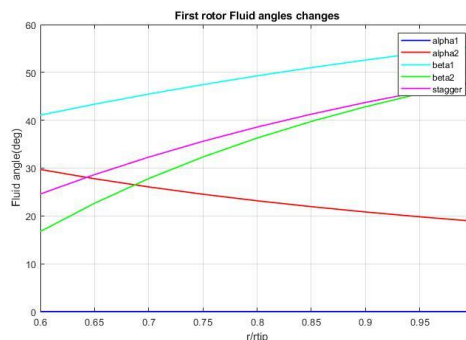
شکل ۵- نمای سه بعدی پره ها

۳- تولید شبکه محاسباتی و شبیه سازی عددی جریان

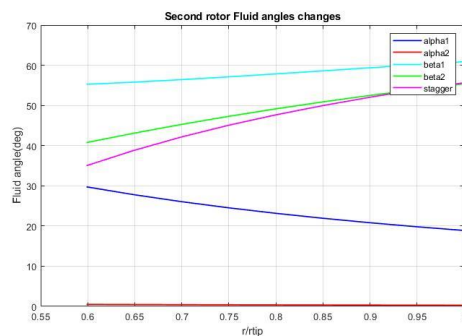
پس از ایجاد مدل سه بعدی روتورها، به شبکه بندی آن ها در نرم افزارهای آنسیس توربوگرید^{۱۱} و آنسیس مشینگ^{۱۲} پرداخته شده و سپس شبکه ایجاد شده به نرم افزار آنسیس سی اف ایکس^{۱۳} منتقل گشته است و با اعمال شرایط مرزی مناسب و تعریف دامنه ها و تنظیمات مربوط به حل گر، میدان جریان حول روتورهای خلاف گرد حل گشته است که نتایج آن در زیر قابل مشاهده است.

به دلیل خاصیت تناوبی بودن دوران در پره ها، تنها یکی از پره ها مدل شده است؛ بنابراین در تعریف دامنه حل جریان، تنها یکی از پره های هر دو روتور در نظر گرفته شده است. همچنین بر اساس تحقیقات انجام شده، بهترین فاصله دو روتور از یکدیگر حدوداً برابر یک طول وتر میانگین روتورها

نیز از ریشه تا نوک پره روندی افزایشی را دنبال می کند همچنین مقدار آن در نزدیکی نوک پره از مقدار مجاز 0.82 افزایش می یابد اما با توجه به اینکه پارامتر DF (خط زرد رنگ) در محدوده مجاز خود می باشد، سیستم مشکلی از لحاظ ناپایداری نخواهد داشت.



الف) روتور اول



ب) روتور دوم

شکل ۳- تغییرات زوایا برحسب r/r_{tip}

شکل ۳- الف و ۳- ب زوایای جریان را از ریشه تا نوک پره نشان می دهد. در شکل ۳- الف همانطور که مشاهده می شود از آن جا که جریان به صورت کاملاً محوری وارد روتور اول شده، زاویه مطلق ورود به روتور ۱ صفر می باشد. مقدار زاویه خروجی از روتور اول و دوم نیز با توجه به ماهیت طراحی گردابه آزاد، روندی نزولی را طی می کند و می دانیم که مقدار زاویه مطلق خروجی از روتور اول با زاویه مطلق ورودی به روتور دوم برابر است. همچنین مقدار زاویه نسبی ورودی و خروجی روتور اول و دوم از ریشه تا نوک روندی صعودی را طی می کند که دلیل آن ماهیت طراحی گردابه آزاد و افزایش W_{θ} از ریشه تا نوک پره می باشد. همچنین همانطور که می دانیم به دلیل افزایش چرخش پره 10° در روش گردابه آزاد از ریشه تا نوک، مقدار زاویه نشست افزایش می یابد.

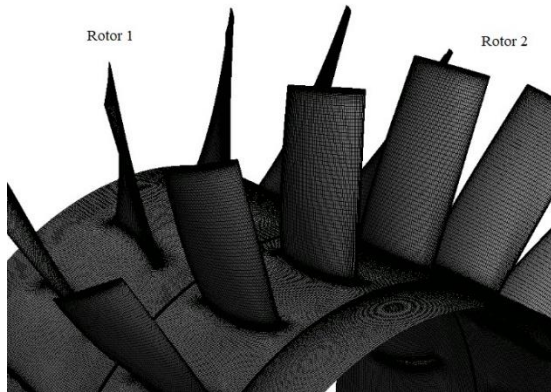
با توجه به عدد ماخ پایین فن طراحی شده، ایرفویل C-4 برای پره های این فن، انتخاب شده است. مدل سازی سه بعدی پره روتورها و فن در نرم افزار کتیا انجام شده است که در شکل های ۴ و ۵ قابل مشاهده است.

¹² ANSYS Meshing

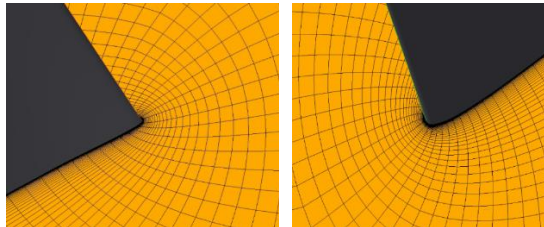
¹³ ANSYS CFX

¹⁰ Twist

¹¹ ANSYS Turbo Grid

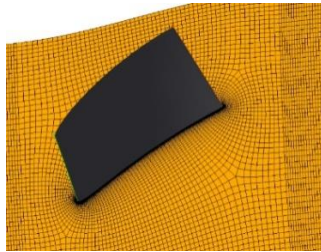


شکل ۶- شبکه‌بندی ایجاد شده برای فن خلاف‌گرد طراحی شده



(ب) لبه فرار روتور اول

(الف) لبه حمله روتور اول



(پ) نمای کلی روتور اول

شکل ۷- شبکه‌بندی تولیدشده برای روتور اول

در ریشه است که برای این طراحی حدوداً معادل ۴ سانتی‌متر می‌باشد. لقی نوک پره^{۱۴}، ۰/۰۱ ارتفاع پره در نظر گرفته شده است. علاوه بر این تمامی دیواره‌ها به صورت بدون زبری در نظر گرفته شده‌اند. شرایط مرزی ورودی به صورت فشار کل و دمای کل و برابر ۸۷/۶۶۲ کیلو پاسکال و ۲۹۶/۵ کلوین اعمال شده است. در شرایط خروج از شرط فشار استاتیک استفاده شده است. حل صورت گرفته به صورت پایا و مدل توربولانسی انتخاب شده برای شبیه‌سازی میدان جریان SST $k - \omega$ انتخاب شده است. در شبیه‌سازی این سیستم، ۵ دامنه شامل کانال ورودی، دامنه روتور اول، کانال بین روتور اول و دوم، دامنه روتور دوم و کانال خروجی وجود دارد که به جز روتور اول و دوم، سایر قسمت‌ها ساکن هستند. فاصله بین لایه اول شبکه محاسباتی و سطح جامد برابر یک میکرون در نظر گرفته شد. همچنین برای این ناحیه ۲۸ لایه با ضریب رشد ۱/۲ که معادل ضخامت ۱ میلی‌متر است، در نظر گرفته شد. با توجه به تنظیمات صورت گرفته برای لایه مرزی، بیشترین مقدار $y+$ در کل شبکه محاسباتی حدوداً ۳/۵ است.

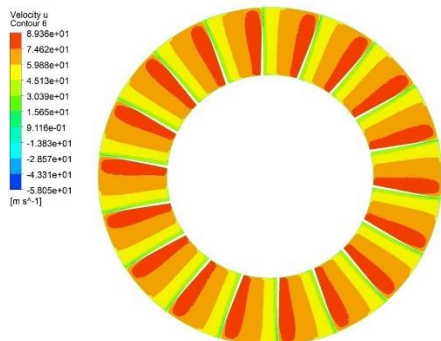
در شبکه‌بندی نواحی ورودی و خروجی میدان جریان از شبکه H-Grid استفاده شده و نرخ رشد المان‌ها نیز برای ورودی ۱/۱ و برای خروجی ۱/۰۵ انتخاب شده است. برای شبکه‌بندی جریان در ورودی و خروجی از روتورها، دو کانال در نظر گرفته شده است که بنابر بررسی‌های انجام شده در مقالات موجود و مشابه، کانال ورودی تقریباً برابر با اندازه دو روتور و کانال خروجی ۳ برابر این اندازه انتخاب شده است. شبکه‌بندی آن در نرم‌افزار انسیس مشینگ انجام گردیده و به گونه‌ای است که المان‌ها در نزدیکی روتورها در ورودی به روتور اول و خروجی از روتور دوم ریزتر می‌باشد. در جدول ۱۰ تعداد گره‌ها و المان‌های ایجاد شده در شبکه‌بندی هر یک از روتورها و کانال‌ها قابل مشاهده است.

جدول ۱۰- تعداد گره‌ها و المان‌های ایجاد شده در شبکه‌بندی روتورها و کانال‌ها

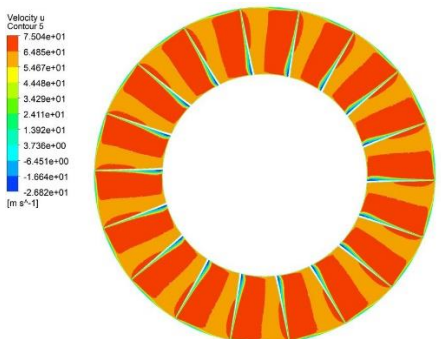
روتور اول	روتور دوم	کانال ورودی	کانال خروجی
تعداد گره‌ها	۱۹۱۷۰۶۴	۱۵۶۰۷۳۴	۲۰۷۷۳۴۹
تعداد المان‌ها	۱۸۴۵۴۷۶	۱۴۹۵۹۰۳	۳۳۰۰۰۰

شکل ۶ نشان‌دهنده‌ی نمای کلی شبکه‌بندی روتورها می‌باشد. همچنین شکل ۷ و شکل ۸ به ترتیب شبکه‌بندی تولیدشده برای روتور اول و دوم را نشان می‌دهند. همانطور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، شبکه ایجاد شده به خوبی انحناهای نوک پره و انتهای پره را پوشش داده است.

است. با توجه به این پدیده، پیش‌بینی می‌شود ناپایداری از ریشه روتور دوم آغاز شود هر چند اظهار نظر دقیق در مورد این موضوع نیازمند شبیه‌سازی چند پره و زمان‌مند می‌باشد.

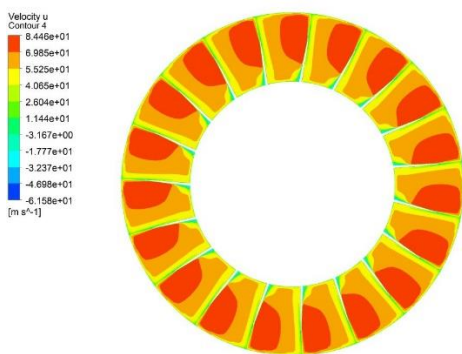


الف) لبه حمله

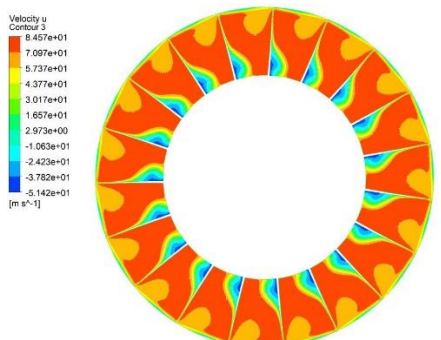


ب) لبه فرار

شکل ۱۰- کانتورهای سرعت محوری برای روتور اول

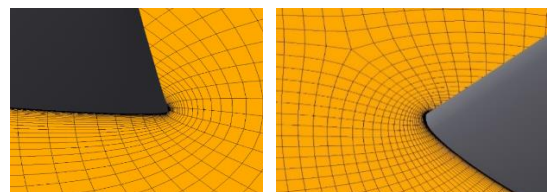


الف) لبه حمله



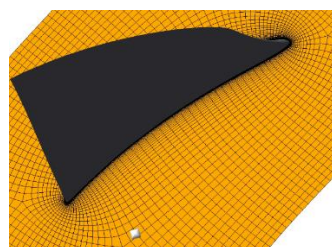
ب) لبه فرار

شکل ۱۱- کانتورهای سرعت محوری برای روتور دوم



ب) لبه فرار روتور دوم

الف) لبه حمله روتور دوم

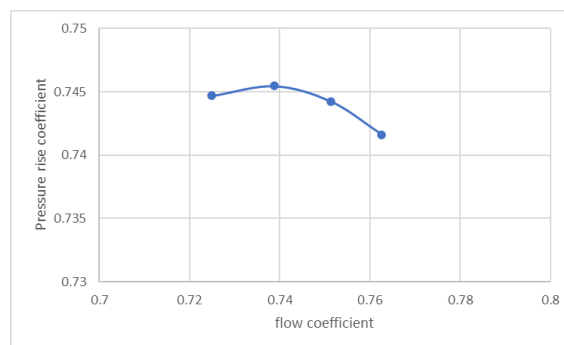


پ) نمای کلی روتور دوم

شکل ۸- شبکه‌بندی تولیدشده برای روتور دوم

۴- نتایج حاصل از شبیه‌سازی سه‌بعدی جریان در فن خلاف‌گرد

شکل ۹ ضریب افزایش فشار بر حسب ضریب جریان را برای فن طراحی شده نمایش می‌دهد. لازم به ذکر است به منظور تولید داده‌های ضریب جریان و ضریب افزایش فشار، از مقدار سرعت خطی در میانه‌ی روتور اول استفاده شده است. همانطور که از مقایسه داده‌های جدول ۸ و شکل ۹ مشخص است، مقدار ضریب جریان فن طراحی شده (شکل ۱۰) با میانگین ضریب جریان ریشه تا نوک پره در کد توسعه داده شده تطابق خوبی دارد. لازم به ذکر است که عدم تطابق میان Ψ در شبیه‌سازی و کد توسعه داده شده، به دلیل این است که Ψ در جداول ۸ و ۹ به صورت المانی برای هر روتور تعریف شده در صورتی که ضریب افزایش فشار تعریف شده در شکل ۹ برای مجموع دو روتور است که در صورت اصلاح، تطابق خوبی بین نتایج کد توسعه داده شده و شبیه‌سازی وجود دارد.



شکل ۹- منحنی عملکرد فن طراحی شده

شکل ۱۰ و ۱۱ کانتور سرعت محوری را در لبه حمله و لبه فرار روتور ۱ و ۲ به ازای آخرین نقطه‌ی پایدار نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود سرعت محوری در ورود به روتور اول دارای هیچ جریان برگشتی نبوده اما در خروج مقدار کوچکی جریان برگشتی در نزدیکی ریشه وجود دارد. در ورود به روتور ۲ نیز مقدار کوچکی جریان برگشتی وجود دارد که این جریان برگشتی در خروج از روتور دوم و در نزدیکی ریشه گسترش یافته

rotating axial compressor stage," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Power and Process Engineering*, vol. 202, no. 1, pp. 15-21, 1988.

- [10] C. Mistry and A. Pradeep, "Effect of variation in axial spacing and rotor speed combinations on the performance of a high aspect ratio contra-rotating axial fan stage," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, vol. 227, no. 2, pp. 138-146, 2013.

۵- نتیجه گیری

در این پژوهش به توسعه کدی جهت طراحی فن‌های خلاف‌گرد پرداخته شده است. به منظور توسعه این کد، از روابط کسکید پره‌های معمولی بهره برده شد. پس از توسعه کد، از خروجی‌های کد برای تولید مدل سه‌بعدی فن در نرم‌افزار کتیا استفاده شد. پس از ایجاد هندسه سه‌بعدی به منظور شبیه‌سازی و پیش‌بینی عملکرد فن طراحی شده، فن‌ها در نرم‌افزار CFX شبیه‌سازی شدند.

نتایج شبیه‌سازی و مقایسه‌ی آن با کد توسعه داده شده حاوی نتایج

زیر است:

- کد توسعه داده شده به خوبی با نتایج سه‌بعدی جریان از نظر ضریب جریان و ضریب افزایش فشار مطابقت دارد.
- از روابط کسکید پره‌های معمولی به خوبی می‌توان برای طراحی فن‌های خلاف‌گرد استفاده نمود.

علاوه بر موارد ذکر شده، همانطور که در مروری بر تاریخچه به آن اشاره شد، روتور دوم باعث ایجاد مکش در روتور اول می‌شود که باعث تاخیر ناپایداری در روتور اول می‌شود. همچنین با توجه به شبیه‌سازی صورت گرفته و تحلیل‌های صورت گرفته بر روی کانتور سرعت محوری در خروج از روتور ۲، پیش‌بینی می‌شود که ناپایداری از ریشه روتور دوم آغاز شود که همانطور که ذکر شد، اظهار نظر دقیق در مورد این موضوع نیازمند شبیه‌سازی چند پره و زمان‌مند (گذرا) می‌باشد.

۶- مراجع

- [1] P. Sharma, Y. Jain, N. Jha, and B. Khanna, "Stalling behaviour of a contra-rotating axial compressor stage," in *International Symposium on Air Breathing Engines, 7 th, Beijing, People's Republic of China*, 1985, pp. 734-740.
- [2] M. L. Celestina, R. A. Mulac, and J. Adamczyk, "A numerical simulation of the inviscid flow through a counter-rotating propeller," in *International Gas Turbine Conference*, 1986, no. E-2855.
- [3] T. J. Sullivan, "Aerodynamic performance of a scale-model, counterrotating unducted fan," 1990.
- [4] M. J. Shahriyari, H. Khaleghi, and M. Heinrich, "A model for stall and surge in low-speed contra-rotating fans," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 141, no. 8, 2019.
- [5] H. Khaleghi, M. J. Shahriyari, and M. Heinrich, "A theory for rotating stall in contra-rotating fans," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, vol. 235, no. 18, pp. 3764-3773, 2021.
- [6] A. BRADLEY, "A study of the rotor/rotor interaction tones from a contra-rotating propeller driven aircraft," in *10th Aeroacoustics Conference*, 1986, p. 1894.
- [7] C. Polacsek and R. Barrier, "Aeroacoustic computations of a counter-rotating fan," *ICSV*, 2007.
- [8] S. Lewy, "Semi-empirical prediction of tone noise due to counter-rotating open rotors," in *Proceedings of 20th international congress on acoustics, ICA 2010*, 2010, pp. 23-27.
- [9] P. Sharma, Y. Jain, and D. Pundhir, "A study of some factors affecting the performance of a contra-