



دانشگاه سبزگان

دانشکده فنی و مهندسی

گروه مهندسی مکانیک

پایان نامه جهت دریافت درجه کارشناسی ارشد

عنوان پایان نامه:

بررسی تغییر شکل پوسته‌ی کمپرسور یک توربین گاز بر اثر تنش‌های حرارتی

نگارش:

مریم محمدی

استاد راهنما:

دکتر اسماعیل پور سعیدی

استاد مشاور:

دکتر مجتبی آیت‌اللهی

تابستان ۱۳۹۲

صلى الله عليه وسلم

اعلان منحصر به فرد بودن پایان نامه

بدین وسیله اعلام می‌گردد مطالب مندرج در این پایان نامه تاکنون برای دریافت هیچ نوع مدرکی توسط اینجانب و فرد دیگری ارائه نشده و فقط در دانشگاه زنجان و توسط اینجانب ارائه شده است.

نام و نام خانوادگی دانشجو: **مریم محمدی**

امضاء:

تقدیم به پدر و مادر مهربانم

به پاس حمایت‌های بی‌نهایتشان و

اساتید بزرگوار و ارجمندم

که برای بخشیدن علمشان زیباترین لحظه‌هایشان را نیز وقف می‌کنند.

تشکر و قدردانی

بدین وسیله از زحمات اساتید ارجمندم جناب آقای دکتر پورسعیدی و دکتر آیت اللهی که با بردباری در به ثمر رسیدن این پروژه راهنمایی های ارزنده نمودند، تشکر و قدردانی می نمایم.

چکیده

لقی نوک پره‌های کمپرسور اهمیت بسیار زیادی در پایداری، بازده و نسبت فشار آن دارد. به علت کوچک بودن میزان این فاصله هرگونه تغییری در آن تأثیرات بسیار زیاد بر عملکرد کمپرسور می‌گذارد. علاوه بر این هر میزان کاهش لقی می‌تواند موجب تماس پره با پوسته شود. به این منظور در پژوهش حاضر یافتن میزان تغییر شکل پوسته‌ی کمپرسور توربین گاز GE-Frame6 به سبب تنش‌های حرارتی موجود در آن و به تبع آن تغییر در میزان لقی مورد بررسی قرار گرفت. تحلیل‌های ارائه شده بر پایه‌ی المان محدود انجام پذیرفت. هم‌چنین راهکارهایی جهت کاهش میزان این تغییر شکل ارائه گردید.

کلمات کلیدی: توربین گاز، تغییر شکل، تنش حرارتی

فهرست مطالب

| | |
|----|--|
| ب | فهرست شکل ها |
| ۵ | فهرست جدول ها |
| ۲ | فصل ۱- مقدمه |
| ۲ | ۱-۱- مقدمه |
| ۹ | ۲-۱- پیشینه‌ی پژوهشی |
| ۱۵ | ۳-۱- تعریف مسأله |
| ۱۸ | فصل ۲- بررسی شرایط کاری پوسته‌ی کمپرسور توربین گاز |
| ۱۸ | ۱-۲- معرفی پوسته‌ی توربین گازی و عملکرد آن |
| ۲۱ | ۲-۲- خواص فیزیکی و مکانیکی پوسته و روش ساخت |
| ۲۳ | ۳-۲- مشخصات فنی، تاریخچه کارکرد و شرح حوادث |
| ۲۶ | ۴-۲- شرایط کاری پوسته‌ی کمپرسور |
| ۳۰ | فصل ۳- شرایط مرزی و مدل‌سازی |
| ۳۰ | ۱-۳- شرایط مرزی و مدل‌سازی |
| ۳۸ | فصل ۴- تحلیل حرارتی، حرارتی - سازه‌ای |
| ۳۸ | ۱-۴- تحلیل ANSYS |
| ۳۸ | ۱-۱-۴- تحلیل حرارتی |
| ۵۱ | ۲-۱-۴- تحلیل تنش |
| ۶۳ | فصل ۵- بررسی لقی و سایش پره و پوسته |
| ۶۳ | ۱-۵- علت شکست پره‌های ردیف اول کمپرسور |
| ۶۵ | ۲-۵- تحلیل تنش پره |
| ۶۹ | ۳-۵- مقایسه‌ی لقی واقعی پره با مجموع خیز پره و تغییر شکل پوسته |
| ۷۱ | فصل ۶- نتیجه‌گیری و پیشنهادها |
| ۷۱ | ۱-۶- بررسی نتایج |
| ۷۳ | ۲-۶- پیشنهادها |
| ۷۴ | مراجع |
| ۷۸ | پیوست الف- روش حل مسأله‌ی سه بعدی |

فهرست شکل‌ها

- شکل ۱-۱: نمای جانبی روتور توربین و قسمت‌های مختلف آن. ۳
- شکل ۲-۱: نمای جریان نوک پره [۳]. ۴
- شکل ۳-۱: تأثیر افزایش فاصله پره با پوسته بر عملکرد کمپرسور [۳]. ۵
- شکل ۴-۱: تأثیر لقی نوک بر پیک افزایش فشار [۵]. ۶
- شکل ۵-۱: استال دورانی ۷
- شکل ۶-۱: تأثیر جریان نوک پره بر جریان ورودی [۹]. ۸
- شکل ۷-۱: جریان‌های برگشتی و تأثیر آن بر جریان ورودی [۹]. ۸
- شکل ۸-۱: جریان‌های برگشتی و جریان ناشی از لبه‌ی حمله و تأثیر آن بر جریان ورودی [۹]. ۹
- شکل ۱-۲: پوسته‌ی دوتکه به همراه اتصالات ۱۹
- شکل ۲-۲: نمای داخلی نیم پوسته‌ی کمپرسور در قسمت فشار پایین. ۲۰
- شکل ۳-۲: نمای داخلی نیم پوسته‌ی کمپرسور در قسمت فشار بالا. ۲۰
- شکل ۴-۲: نیم پوسته‌های فشار بالا و پایین که مونتاژ شده‌اند. جزئیات سطوح داخل پوسته دیده می‌شود. ۲۱
- شکل ۵-۲: عملیات ساخت پوسته‌های بزرگ توربین گازی ۲۳
- شکل ۶-۲: چیدمان چهار عدد توربین گاز واحد نیروگاه پالایشگاه دوم [۲]. ۲۴
- شکل ۷-۲: این عکس پس از حادثه از زاویه بسته‌ای در داخل دهانه ورودی کمپرسور تهیه شده است. ۲۵
- شکل ۸-۲: پره‌های شکسته شده‌ی ردیف اول. ۲۵
- شکل ۹-۲: در این وضعیت گسترده تخریب پره‌های متحرک تا ردیف‌های میانی دیده می‌شود. ۲۶
- شکل ۱۰-۲: مقطع یک کمپرسور محوری [۲۹]. ۲۷
- شکل ۱۱-۲: افزایش فشار در ردیف‌های کمپرسور ۲۷
- شکل ۱-۳: مدل ایجاد شده برای مراحل تحلیل انتقال حرارت هدایتی و تحلیل سازه‌ای ۳۲
- شکل ۲-۳: مدل ایجاد شده برای مرحله‌ی تحلیل انتقال حرارت همرفتی ۳۳
- شکل ۳-۳: شرایط کاری محفظه‌ی توربین گاز ۳۵
- شکل ۴-۳: شرایط مرزی تکیه‌گاهی ۳۶
- شکل ۱-۴: توزیع دما در حالت اصلی محفظه‌ی توربین گاز ۴۰
- شکل ۲-۴: گرادیان دما در ابتدای پوسته‌ی کمپرسور ۴۱
- شکل ۳-۴: توزیع دما در صفحه‌ی اطراف محل خرابی زمانی که دریاچه خروجی هوا ۰/۳ متر به سمت عقب کمپرسور جابه‌جا شده است. ۴۲

- شکل ۴-۴: توزیع دما در طول نیم پوسته‌های بالایی و پایینی کمپرسور زمانی که دریچه خروجی هوا ۰/۳ متر به سمت عقب کمپرسور جابه‌جا شده است. ۴۲
- شکل ۴-۵: توزیع دما در صفحه‌ی اطراف محل خرابی زمانی که دریچه خروجی هوا ۰/۹ متر به سمت عقب کمپرسور جابه‌جا شده است. ۴۳
- شکل ۴-۶: توزیع دما در طول نیم پوسته‌های بالایی و پایینی کمپرسور زمانی که دریچه خروجی هوا ۰/۹ متر به سمت عقب کمپرسور جابه‌جا شده است. ۴۴
- شکل ۴-۷: توزیع دما در طول نیم پوسته‌های بالایی و پایینی کمپرسور زمانی که دریچه خروجی هوا ۰/۳ متر به سمت عقب کمپرسور جابه‌جا شده است. ۴۵
- شکل ۴-۸: مقایسه حالت‌های جابه‌جایی دریچه خروجی ۱ حالت اصلی و بدون تغییر، ۲ حالتی که ۰/۳ به سمت عقب کمپرسور و ۳ حالتی که ۰/۹ به سمت عقب از وضعیت اصلی جابه‌جا شده است. ۴۶
- شکل ۴-۹: تغییر در ورودی سیال خنک‌کننده (الف) انتقال به پایین (ب) انتقال به وسط ۴۷
- شکل ۴-۱۰: مقایسه‌ی حالت‌های مختلف مکان ورودی با حالت اصلی بدون جابه‌جایی. ۱ زمانی که دریچه‌ها به پایین محفظه منتقل شده‌اند. ۲ حالتی که دریچه‌ها به هم نزدیک شده‌اند و ۳ حالت اصلی و بدون جابه‌جایی ۴۸
- شکل ۴-۱۱: تغییر در ورودی هوا (الف) حالت‌های قبل (ب) حالت جدید (کانال ورودی هوا) ۴۸
- شکل ۴-۱۲: توزیع دما در صفحه‌ی اطراف ردیف اول در حالتی که کانال‌های ورودی تا زیر توربین ادامه یافته باشند. ۴۹
- شکل ۴-۱۳: مقایسه‌ی گرادیان دمای دو نیم پوسته در حالت‌های ۱: زمانی که ورودی تا زیر پوسته‌ی توربین امتداد یافته باشد و ۲: حالت اصلی و بدون تغییر ۵۰
- شکل ۴-۱۴: گرادیان دما در حالت‌های ۱ دریچه‌ها به سمت پایین ۲ به سمت وسط به هم نزدیک شده‌اند و ۳ به صورت کانال گسترش یافته‌اند. ۵۰
- شکل ۴-۱۵: ۱ حالت اصلی بدون ایجاد تغییر، ۲ تغییر در دریچه خروجی و ۳ تغییر در دریچه‌های ورودی ۵۱
- شکل ۴-۱۶: توزیع تنش شعاعی در محل ردیف اول در حالت بدون تغییر در نحوه‌ی خنک‌کاری ۵۳
- شکل ۴-۱۷: کرنش در محل ردیف اول در حالت بدون تغییر در نحوه‌ی خنک‌کاری ۵۴
- شکل ۴-۱۸: تغییر شکل در محل ردیف اول در حالت بدون تغییر در نحوه‌ی خنک‌کاری ۵۴
- شکل ۴-۱۹: بیشینه و کمینه‌ی درصد تغییر شکل در حالت بدون تغییر در نحوه‌ی خنک‌کاری ۵۵
- شکل ۴-۲۰: توزیع تنش در حالتی که دریچه‌ی خروجی ۰/۹ متر به سمت عقب کمپرسور منتقل شود. ۵۶

- شکل ۴-۲۱: کرنش در حالتی که دریچه‌ی خروجی ۰/۹ متر به سمت عقب کمپرسور منتقل شود. ۵۶.....
- شکل ۴-۲۲: تغییر شکل در حالتی که دریچه‌ی خروجی ۰/۹ متر به سمت عقب کمپرسور منتقل شود. ۵۷.....
- شکل ۴-۲۳: بیشینه و کمینه‌ی تغییر شکل در حالتی که دریچه‌ی خروجی ۰/۹ متر به سمت عقب کمپرسور منتقل شود. ۵۷.....
- شکل ۴-۲۴: تنش در حالت جابه‌جایی دریچه‌های ورودی ۵۸.....
- شکل ۴-۲۵: کرنش در حالت جابه‌جایی دریچه‌های ورودی ۵۹.....
- شکل ۴-۲۶: تغییر شکل در حالت جابه‌جایی دریچه‌های ورودی ۵۹.....
- شکل ۴-۲۷: بیشینه و کمینه‌ی تغییر شکل در حالت جابه‌جایی دریچه‌های ورودی ۶۰.....
- شکل ۴-۲۸: مقایسه‌ی درصد تغییر شکل. ۱ حالت اصلی، ۲ حالتی که دریچه‌ی خروجی جابه‌جا می‌شود و ۳ حالتی که دریچه‌های ورودی جابه‌جا می‌شوند. ۶۱.....
- شکل ۵-۱: سایش پوسته و شکسته شدن سایر پره‌ها بعد از تماس پره‌ی شکسته‌ی اول ۶۴.....
- شکل ۵-۲: هندسه‌ی پره‌ی مورد بررسی ۶۶.....
- شکل ۵-۳: نحوه توزیع فشار وارد بر پره ۶۷.....
- شکل ۵-۴: نتایج آنالیز استاتیکی پره‌ی کمپرسور ۶۷.....
- شکل ۵-۵: تغییر شکل پره ۶۸.....
- شکل ۵-۶: تغییر شکل نوک پره با بزرگنمایی ۱۰ برابر ۶۸.....

فهرست جدول‌ها

- جدول ۱-۱: مشخصات فنی یک مدل توربین گاز از سری توربین‌های GE-Frame6 [۲]..... ۳
- جدول ۱-۲: لقی پره‌ها ۲۸
- جدول ۱-۳: دمای سطوح داخل پوسته‌ی کمپرسور ۳۴
- جدول ۱-۵: نتیجه آنالیز شیمیایی جنس پره متحرک ردیف اول کمپرسور ۶۵
- جدول ۲-۵: خواص متریال پره که برای تحلیل به نرم افزار وارد شده است. ۶۶

فصل اول

مقدمه

فصل ۱- مقدمه

۱-۱- مقدمه

توربین‌های گازی به عنوان سامانه‌های مهمی در امر تولید قدرت مکانیکی مطرح می‌باشند. از تولید انرژی برق گرفته تا پرواز هواپیماهای مافوق صوت همگی مرهون استفاده از این وسیله سودمند می‌باشند. ظهور توربین‌های گازی باعث پیشرفت زیادی در رشته‌های مهندسی مکانیک، متالورژی و سایر علوم مربوطه گشته است. به همین علت امروزه به تکنولوژی توربین‌های گازی تکنولوژی مادر گفته می‌شود.

کمپرسور، محفظه احتراق و توربین اجزای اصلی توربین‌های گازی می‌باشند [۱]. وظیفه‌ی کمپرسور متراکم کردن هوا می‌باشد. هوا پس از عبور از فیلترهای مختلف وارد کمپرسور شده و در آن جا به فشار بالا می‌رسد. هوای متراکم شده در محفظه‌ی احتراق با سوخت مخلوط شده و عمل احتراق انجام می‌گردد.

وظیفه‌ی توربین تبدیل انرژی گازهای داغ به انرژی مکانیکی است. از این انرژی برای به حرکت درآوردن ژنراتور به منظور تولید برق یا به حرکت در آوردن پمپ استفاده می‌گردد.

توربین‌های گازی سری GE-F6، توربین‌های گازی با کد شناسایی PG6561(B) جزو محصولات اروپایی شرکت جنرال الکتریک می‌باشد که به منظور تولید توان الکتریکی طراحی و ساخته شده‌اند و قابلیت کاربرد در سیکل ترکیبی را نیز دارند.

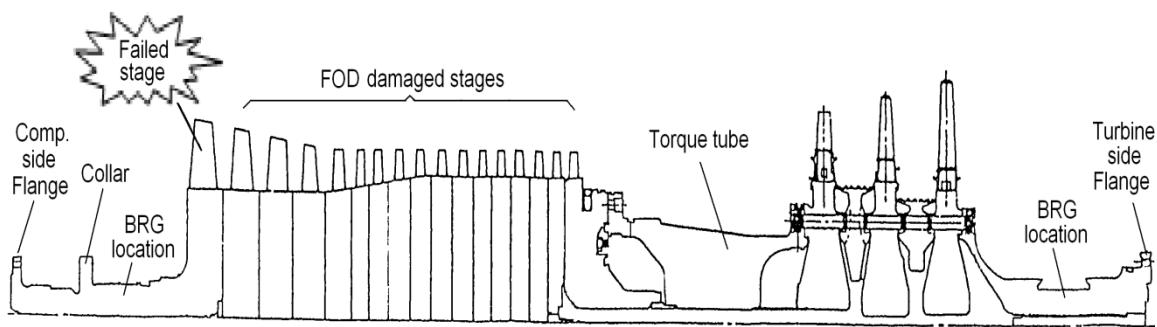
برخی مشخصات ابعادی، فیزیکی و مکانیکی یک مدل از این توربین‌های گازی در شرایط استاندارد در جدول ۱-۱ ارائه شده است [۲].

جدول ۱-۱: مشخصات فنی یک مدل توربین گاز از سری توربین‌های GE-Frame6 [۲].

| ISO Base Rating kW | ISO Peak Rating kW | نسبت فشار | دبی جرمی | سرعت توربین rpm | دمای ورودی توربین °C | دمای خروجی °C | تخمین وزن kg |
|--------------------|--------------------|-----------|----------|-----------------|----------------------|---------------|--------------|
| ۳۹۶۲۰ | ۴۳۷۰۰ | ۱۲ | ۳۱۸ | ۵۱۶۳ | ۱۱۰۴ | ۵۳۲ | ۹۱۰۰۰ |

توربین گازی GE-F6 از نوع محوری بوده و متشکل از سه ردیف پره و نازل در بخش توربین و هفده ردیف پره ثابت و متحرک در بخش کمپرسور و چهارده عدد محفظه‌ی احتراق می‌باشد.

در شکل ۱-۱ نمای برش خورده از یک واحد توربین گازی GE-F6 نشان داده شده است.



شکل ۱-۱: نمای جانبی روتور توربین و قسمت‌های مختلف آن.

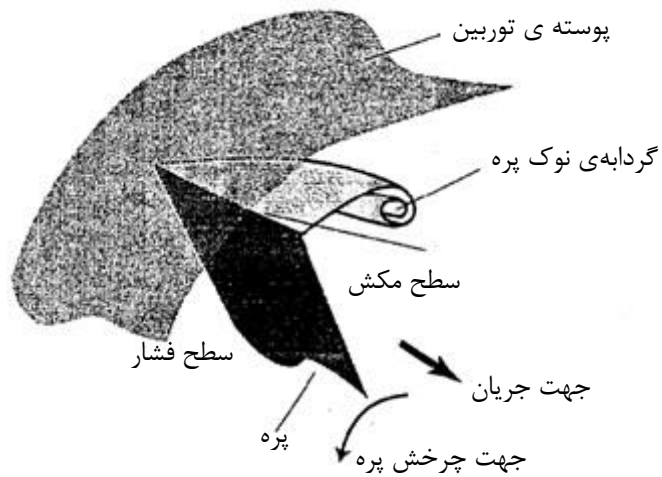
حرکت نسبی بین نوک پره‌ی روتور و پوسته‌ی ثابت در کمپرسورهای محوری نیاز به فاصله‌ی محدود بین این دو خواهد داشت. میزان رایج این فاصله حدود ۰/۰۱ طول پره در نوک آن است. اختلاف فشار در عرض پره باعث نشت جریان^۱ از سطح فشار^۲ به سطح مکش پره^۳ می‌شود که در شکل ۲-۱ نشان داده شده است. این جریان نشتی نوک پره تأثیر بسیاری بر قابلیت افزایش فشار، بازده کمپرسور و پایداری آن دارد. این تأثیر از دو طریق قابل مشاهده است: گرفتگی این فاصله به

^۱ Tip leakage flow

^۲ Pressure surface

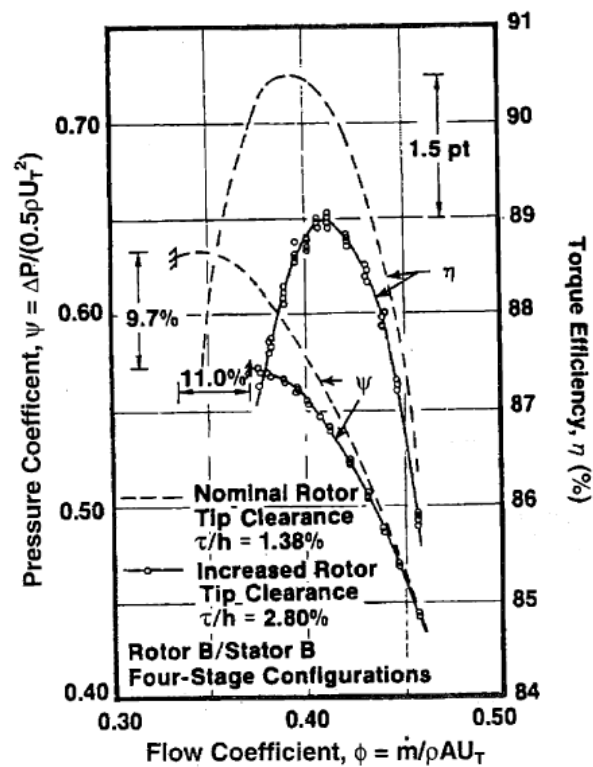
^۳ Suction surface

کاهش توانایی کمپرسور در افزایش فشار منجر شده و کاهش این فاصله بر بازده آن تأثیر می‌گذارد.



شکل ۱-۲: نمای جریان نوک پره [۳].

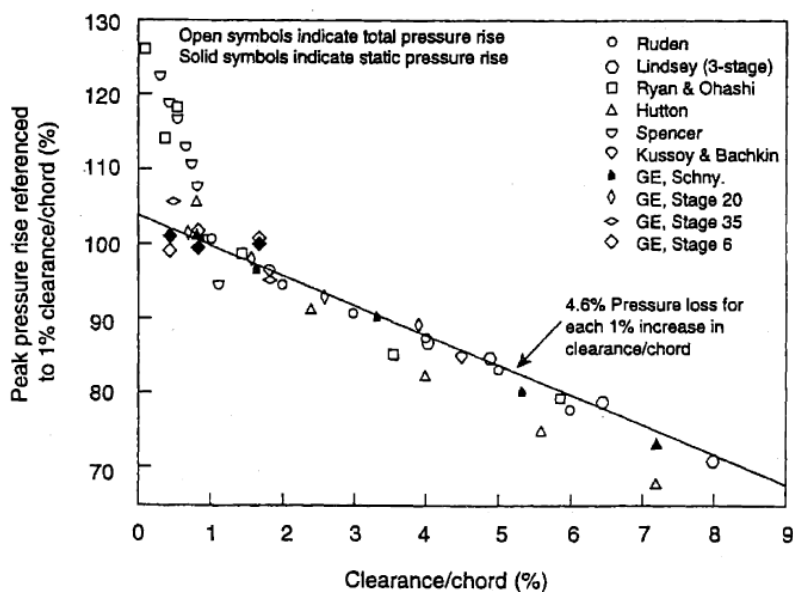
با اندازه‌گیری‌ها توسط کمپرسور سرعت پایین چهار ردیفه، Wisler اثرهای فاصله‌ی پره با پوسته را بر عملکرد کمپرسور نشان داد. همان طور که در شکل ۱-۳ نشان داده شده است با افزایش این فاصله به میزان ۱/۳۸٪ تا ۲/۸٪ ارتفاع حلقه از خط اصلی سبب ایجاد ۹/۷٪ کاهش در افزایش فشار، ۱۱٪ افزایش در استال جریان و ۱/۵ واحد کاهش در بازده خواهد شد [۳].



شکل ۳-۱: تأثیر افزایش فاصله پره با پوسته بر عملکرد کمپرسور [۳].

Smith نسبت لقی^۱ نوک به طول وتر^۲ را به عنوان یک پارامتر بدون بعد جهت بررسی تأثیر لقی نوک بر پیک افزایش فشار در فن‌ها و کمپرسورهای محوری مطرح کرد. طبق شکل ۴-۱ مشاهده می‌شود که هر افزایش ۱٪ در پارامتر لقی به وتر، منجر به ۴/۶٪ کاهش در پیک افزایش فشار می‌شود [۴].

¹ clearance
² chord

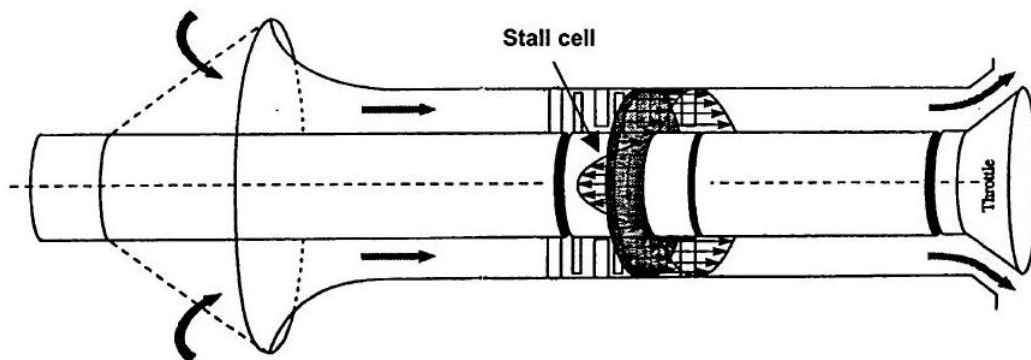


شکل ۱-۴: تأثیر لقی نوک بر پیک افزایش فشار [۵].

Cumpsty نشان داد که چگونه در کمپرسورهای چند ردیفه نه تنها بازده و نسبت فشار با افزایش لقی کاهش می‌یابند بلکه خط استال جابه‌جا شده و بنابراین سرچ در جریان با دبی جرمی بالا اتفاق می‌افتد. تمامی این اثرهای اندازه‌گیری شده بر عملکرد کمپرسور مؤثر خواهند بود [۶].

کاهش لقی علاوه بر افزایش احتمال تماس پره با پوسته که منجر به شکست پره شده و خسارات زیادی را به بار می‌آورد منجر به استال کمپرسور نیز خواهد شد. مطالعات زیادی در خصوص استال به دلیل کاهش لقی انجام گرفته است. استال دورانی رایج ترین نوع استال می‌باشد. جهت رشد آن در جهت عکس دوران روتور بوده ولی از دید یک ناظر ثابت جهت چرخش آن هم جهت با دوران روتور و سرعت چرخش آن در حدود نصف سرعت چرخش روتور می‌باشد. استال دورانی می‌تواند با شکل‌گیری تنها یک سلول استال در پشت یک پره رخ دهد و یا تعداد سلول‌های استال بیشتری به صورت تقارن محوری بر روی یک ردیف از پره‌های متحرک ایجاد شود. همچنین استال دورانی می‌تواند تعدادی پره مجاور را در بر گرفته و ناحیه بزرگی را تشکیل دهد. عامل ایجاد استال دورانی کاهش سرعت محوری سیال است که باعث افزایش زاویه برخورد سیال

شده و در پشت یکی از پره‌ها جدایش لایه مرزی رخ می‌دهد و به دلیل خاصیت موجی که سیال تحت فشار دارد و بسته به طول موج فشاری سیال، دقیقاً در نقاط متقارن همین پدیده ایجاد می‌گردد. استال‌های دورانی متقارن همواره بخش فوقانی از ارتفاع پره را می‌پوشاند و می‌تواند باعث تحریک پره‌ها در فرکانس طبیعی آن‌ها بشود. کارکرد کمپرسور در وضعیت استال دورانی نسبتاً کوتاه مدت می‌باشد و معمولاً به استال کامل می‌انجامد. این پدیده در شکل ۵-۱ نشان داده شده است.



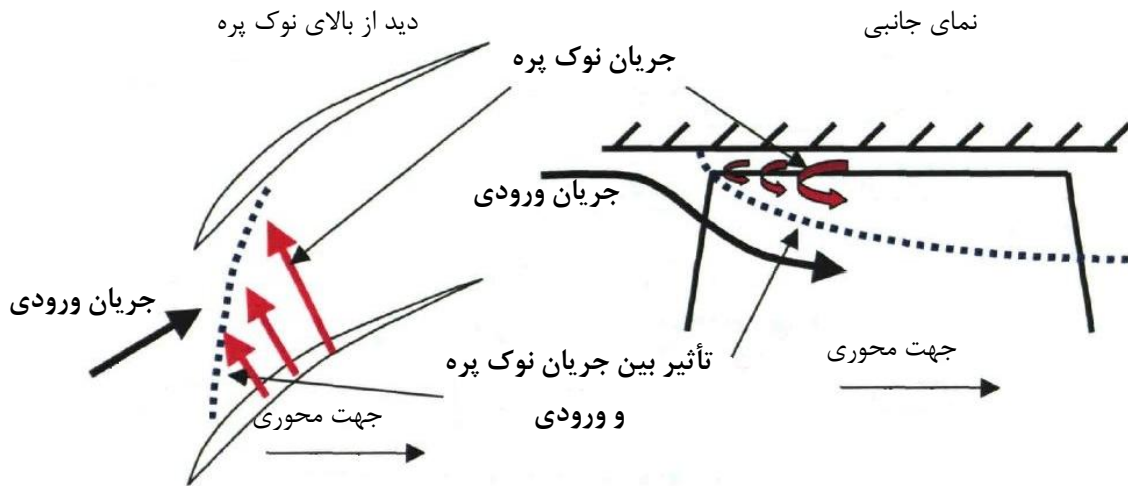
شکل ۵-۱: استال دورانی

در سال ۲۰۰۷، Yamada و همکارانش جریان سیال را در لقی یک کمپرسور محوری (NASA Rotor 37) در شرایط نزدیک استال مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها در این مطالعه به اثرهای کاهش و یا افزایش لقی بر استال پرداخته‌اند [۷].

جریان بین نوک پره و پوسته که منجر به ایجاد استال در مقیاس طولی کوتاه^۱ می‌شود، توسط V_0 مورد مطالعه قرار گرفته است. V_0 نشان داد که با افزایش انسداد فاصله پره و پوسته، پایداری جریان نوک پره کاهش می‌یابد. هم چنین نشان داد که این شرایط موجب ایجاد آشفستگی می‌شود.

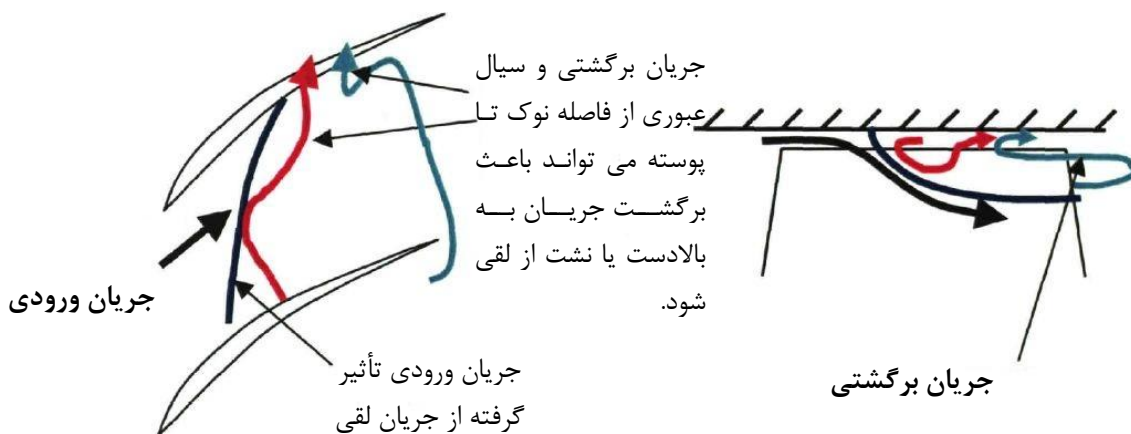
¹ Short length-scale (spike) rotating stall

نقش جریان لقی در ایجاد استال مهم‌ترین بخش مطالعه‌ی وی است [۸]. تأثیر این جریان بر جریان ورودی در شکل ۶-۱ نشان داده شده است.

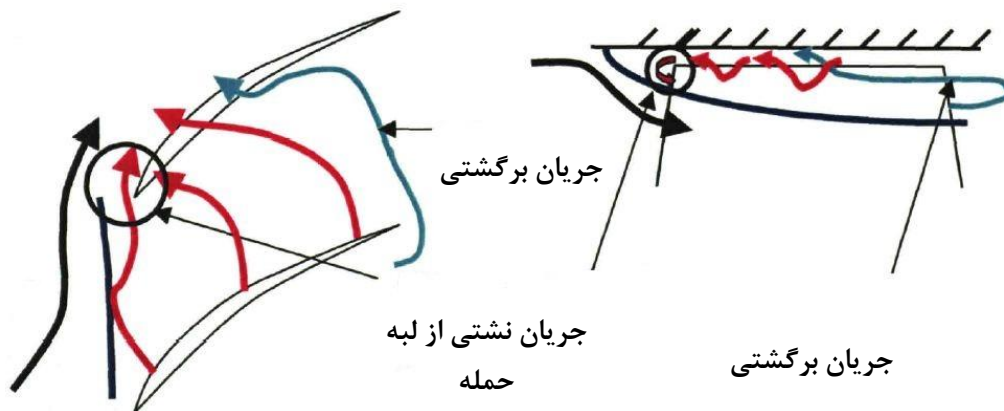


شکل ۶-۱: تأثیر جریان نوک پره بر جریان ورودی [۹].

هر گونه تغییر در فاصله‌ی بین پره و پوسته و سبب تأثیر در زاویه‌ی برخورد جریان ورودی به پره‌ها شده و جریان‌های برگشتی را از لبه‌ی حمله یا فرار را پدید می‌آورد که به تبع آن موجب استال خواهد شد. این جریان‌ها در شکل ۷-۱ و شکل ۸-۱ نشان داده شده‌اند.



شکل ۷-۱: جریان‌های برگشتی و تأثیر آن بر جریان ورودی [۹].



شکل ۱-۸: جریان های برگشتی و جریان نشتی از لبه ی حمله و تأثیر آن بر جریان ورودی [۹].

آن چه در این پژوهش مورد بررسی است میزان کاهش لقی به سبب تغییر شکل^۱ پوسته یا افزایش طول پره می باشد. و پدیده ی استال یا جریان های لقی مورد نظر نیست. اما به سبب اهمیت موضوع مورد بحث به این موارد نیز اشاره شد.

۱-۲- پیشینه ی پژوهشی

در این بخش برخی از مطالعات انجام گرفته بر روی پوسته ی توربین های گازی مورد بررسی قرار می گیرد.

همان طور که اشاره شد کارهای تجربی Wisler [۳]، Smith [۴] و سایرین نشان داد که اندازه ی لقی نوک بر عملکرد کمپرسور مانند پیک افزایش فشار، محدوده ی جریان پایدار و پیک بازده اهمیت بسیاری دارد.

در سال ۱۹۸۴، Henneke و همکارش به بررسی طراحی حرارتی یک روتور کمپرسور فشار بالای یک موتور جت پرداختند. نتیجه ی به دست آمده در این مطالعه نشان می دهد که افزایش دمایی سریع روتور بر فاصله ی بین پوسته و پره ها تأثیر می گذارد و از این فاصله کاسته می شود.

¹ deflection