

دانشگاه ساری
دانشکده فنی

پایان نامه کارشناسی ارشد

بررسی کنترل ناپایداری جریان روی یک زنجیره کمپرسور محوری با استفاده از روش تزریق - مکش

از:

پدرام مجتبوی

استاد راهنما:

دکتر نیما امانی فرد

بهمن 1391

دانشکده فنی
گروه مهندسی مکانیک
گرایش تبدیل انرژی

بررسی کنترل ناپایداری جریان روی یک زنجیره کمپرسور محوری با
استفاده از روش تزریق- مکش

از:

پدرام مجتبوی

استاد راهنما:

دکتر نیما امانی فرد

بهمن 1391

تقدیم به

پدر و مادر مهربانم

که در تمام مراحل زندگی مرا همراهی کردند.

با تشکر از زحمات استاد گرانقدر و بزرگوارم دکتر نیما امانی فرد
که با راهنمایی پرمهر ایشان این تحقیق به سرانجام رسید.

با تشکر و قدردانی از جناب مهندس حامد محدث دیلمی که در
انجام این پایان نامه اینجانب را یاری نمودند.

فهرست مطالب

صفحه

عنوان

.....	چکیده فارسی
.....	چکیده انگلیسی

فصل اول: مقدمه

2.....	1-1 مقدمه
2.....	2-1 موتورهای توربین گاز
4.....	3-1 مروری بر عملکرد کمپرسورها
8.....	4-1 پایداری کمپرسور
10.....	5-1 بررسی مقدماتی رفتار سیال
11.....	6-1 افت‌های دوبعدی
13.....	7-1 اهداف مورد نظر در این پژوهش

فصل دوم: مبانی ناپایداری‌های جریان و پیشینه تحقیق

16.....	1-1 مقدمه
16.....	2-1 ناپایداری‌های کمپرسور
16.....	1-2-2 عوامل به وجود آورنده ناپایداری در کمپرسور
16.....	1-1-2-2 عوامل داخلی
16.....	2-1-2-2 عوامل خارجی
17.....	2-2-2 عملکرد استال شده طبقات و سرج چند مرحله‌ای در کمپرسورها
18.....	3-2 مبانی استال دورانی
22.....	4-2 مبانی سرج
26.....	5-2 تاریخچه تحقیقات در مورد ناپایداری‌های جریان

1-5-2 مطالعات تجربی بر کنترل کمپرسور 26

2-5-2 مطالعات عددی بر کمپرسور و کنترل آن 31

فصل سوم: معادلات حاکم و روش حل عددی

1-3 مقدمه 35

2-3 معادلات حاکم 35

1-2-3 بقای جرم 35

2-2-3 اندازه حرکت 36

3-2-3 حالت 36

4-2-3 معادلات ناویر- استوکس 37

3-3 مدل سازی آشفتگی جریان 39

1-3-3 رفتارهای نزدیک دیواره در جریان های مغشوش 39

4-3 انواع شبکه بندی 40

5-3 مدل سازی جریان در نواحی متحرک 40

6-3 جمع بندی 42

فصل چهارم: تحلیل نتایج

1-4 مقدمه 45

2-4 تحلیل جریان در یک طبقه از کمپرسور محوری همراه با عملکرد تزریق 45

1-2-4 مدل آزمایشگاهی 45

2-2-4 تولید شبکه محاسباتی 47

3-2-4 شرایط مرزی 50

4-2-4 کنترل کننده های حل 52

52	5-2-4 مدل‌سازی آشفتنگی
53	6-2-4 تحلیل جریان غیردائم در طبقه اول کمپرسور محوری
54	7-2-4 نتایج تحلیل میدان جریان بدون تزریق
55	1-7-2-4 تغییرات فشار سیال بین روتور و استاتور
56	2-7-2-4 شبیه‌سازی لایه مرزی، جدایش جریان و توزیع فشار
58	8-2-4 نتایج تحلیل میدان جریان با تزریق
58	1-8-2-4 تغییرات فشار سیال بین روتور و استاتور با تزریق
59	2-8-2-4 شبیه‌سازی لایه مرزی، جدایش جریان و توزیع فشار
62	3-4 تحلیل جریان روی یک زنجیره همراه با عملکرد مکش
62	1-3-4 هندسه و پارامترهای عمومی حل
64	2-3-4 تولید شبکه محاسباتی
65	3-3-4 تحلیل جریان و شرایط مرزی
66	4-3-4 نتایج حاصل از مکش لایه مرزی در یک زنجیره کمپرسور محوری
72	4-4 جمع‌بندی

فصل پنجم: جمع‌بندی و پیشنهادات

74	1-5 مقدمه
74	2-5 نتایج حاصل از عملکرد یک کمپرسور جریان محوری همراه با تزریق هوا
75	3-5 نتایج حاصل از عملکرد یک کمپرسور جریان محوری همراه با مکش لایه مرزی
76	4-5 پیشنهادات برای ادامه کار

فهرست شکل‌ها

- 3 شکل (1-1) نمای شماتیک یک موتور جت
- 5 شکل (2-1) انواع مختلف کمپرسور
- 6 شکل (3-1) تغییرات خواص سیال در طول یک طبقه از کمپرسور محوری
- 7 شکل (4-1) نمای یک کمپرسور محوری و اجزای آن
- 8 شکل (5-1) نمونه ای از یک منحنی مشخصه کمپرسور محوری و سانتریفیوژ
- 9 شکل (6-1) پایداری کارکردی کمپرسور
- 10 شکل (7-1) تاثیرات سرعت روتور بر عملکرد کمپرسور و پایداری آن
- 11 شکل (8-1) رفتار سیال هنگام عبور از ردیف پره‌های یک کمپرسور محوری
- 13 شکل (9-1) دیاگرام سرعت
- 13 شکل (10-1) شبیه‌سازی لایه مرزی دوبعدی همراه با دود
- 19 شکل (1-2) شروع شکل گیری استال
- 20 شکل (2-2) پاسخ گذاری سیستم در شرایط استال
- 21 شکل (3-2) استال های نیمه توسعه یافته در اشکال متفاوت
- 21 شکل (4-2) استال های کاملا توسعه یافته در اشکال متفاوت
- 22 شکل (5-2) منحنی کمپرسور همراه با خصوصیات جریان استال شده
- 23 شکل (6-2) پاسخ گذاری سیستم در حالت سرج
- 24 شکل (7-2) مشخصه کمپرسور با سیکل سرج عمیق
- 25 شکل (8-2) مکانیزم فیزیکی برای ناپایداری دینامیکی
- 26 شکل (9-2) شماتیک کنترل کننده‌های فعال و غیر فعال
- 42 شکل (1-3) آغاز حرکت شبکه
- 42 شکل (2-3) حرکت سلول‌های روتور نسبت به استاتور
- 46 شکل (1-4) تجهیزات آزمایشگاهی

- 46 شکل (2-4) حلقه فعال کننده تزریق گر و حس گر
- 47 شکل (3-4) نتایج آزمایشگاهی منحنی مشخصه کمپرسور در فشار تزریق 60 psi و زاویه تزریق 27°
- 48 شکل (4-4) شبکه‌بندی لبه حمله و لبه فرار
- 49 شکل (5-4) شبکه‌بندی کل دامنه محاسباتی
- 49 شکل (6-4) سرعت افقی متوسط در فصل مشترک روتور و استاتور
- 51 شکل (7-4) دامنه حل
- 51 شکل (8-4) موقعیت محوری و محیطی تزریق گر
- 54 شکل (9-4) مقایسه نتایج عددی و آزمایشگاهی منحنی مشخصه کمپرسور
- 55 شکل (10-4) سیگنال‌های ضریب فشار استاتیکی در فصل مشترک روتور و استاتور
- 56 شکل (11-4) میدان لحظه‌ای جریان
- 57 شکل (12-4) توزیع ضریب فشار استاتیکی
- 58 شکل (13-4) تغییرات نسبت فشار در فصل مشترک روتور و استاتور
- 59 شکل (14-4) شروع تزریق $\frac{t}{T} = 0/08$
- 59 شکل (15-4) رد اثر تزریق در کل دامنه $\frac{t}{T} = 3/6$
- 60 شکل (16-4) پروفیل جریان در $\frac{t}{T} = .5$
- 60 شکل (17-4) پروفیل جریان در $\frac{t}{T} = 1$
- 61 شکل (18-4) پروفیل جریان در $\frac{t}{T} = 2$
- 61 شکل (19-4) توزیع نسبت فشار استاتیکی با تزریق
- 62 شکل (20-4) نسبت فشار خروجی کمپرسور در زوایای مختلف
- 63 شکل (21-4) نمایی از زنجیره 7 پره‌ای در تونل باد سرعت پایین
- 63 شکل (22-4) ابعاد هندسی پره
- 64 شکل (23-4) شبکه‌بندی لبه حمله و لبه فرار
- 64 شکل (24-4) شبکه‌بندی کل دامنه محاسباتی

- 65 شکل (25-4) تغییرات سرعت متوسط خروجی زنجیره
- 67 شکل (26-4) ضریب متوسط افت فشار کل
- 67 شکل (27-4) ضریب فشار استاتیکی در سطح پره میانی در شیار 60%
- 68 شکل (28-4) ضریب فشار استاتیکی در سطح پره میانی در شیار 70%
- 68 شکل (29-4) ضریب فشار استاتیکی در سطح پره میانی در شیار 80%
- 70 شکل (30-4) پروفیل جریان در سطح پره میانی
- 71 شکل (31-4) تولید گردابه ثانویه در سطح پره میانی در شیار 48%
- 72 شکل (32-4) توزیع نسبت فشار کل در پره‌های میانی

فهرست جداول

49	جدول (1-4) مشخصات هوا به عنوان سیال عامل
50	جدول (2-4) تعداد شبکه‌های میدان محاسباتی
52	جدول (3-4) شرایط مرزی
54	جدول (4-4) ضریب هد نقطه $\phi = 0/33$
63	جدول (5-4) پارامترهای هندسی و آیرودینامیکی
66	جدول (6-4) شرایط مرزی

علائم اختصاری

C_p	ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت، [J/kg. K]
C_v	ظرفیت گرمایی ویژه در حجم ثابت، [J/kg. K]
E	انرژی، [J]
G	شتاب گرانشی، [m/s^2]
I	انرژی داخلی، [J]
k	انرژی جنبشی آشفتگی، [m^2/s^2]
\dot{m}	دبی جرمی، [kg/s]
N	دور، [RPM]
P	فشار، [pa]
Q	دبی کمپرسور، [m^3/s]
Q_n	دبی اسمی کمپرسور، [m^3/s]
r	بردار مکانی، [m]
Re	عدد رینولدز
S	ترم چشمه
t	زمان، [s]
T	دما، [K]
u	سرعت طولی، [m/s]
U	سرعت نوک پره، [m/s]
v	سرعت عرضی، [m/s]
V_x	سرعت محوری جریان، [m/s]
V_y	سرعت شعاعی جریان، [m/s]
V	سرعت مطلق جریان، [m/s]
w	سرعت ارتفاعی، [m/s]

علائم یونانی

α	زاویه مطلق جریان، [deg]
β	زاویه نسبی جریان، [deg]
δ	تغییرات دیفرانسیلی
Δ	تغییر
ε	نرخ اتلاف انرژی آشفتگی، [m ² /s ²]
η	راندمان
λ	لزجت ثانوی، [kg/m. s]
μ	لزجت، [kg/m. s]
ρ	چگالی، [kg/m ³]
τ	تنش برشی، [N/m ²]
φ	ضریب جریان
$\bar{\Phi}$	متغیر دلخواه
Φ'	متغیر متوسط
Φ	متغیر نوسانی
Ψ	ضریب بار

زیرنویس

1	ورود
2	خروج
0	سکون
b	پره
r	نسبی
w	دیوار

x

طول

y

عرض

z

ارتفاع

بررسی کنترل ناپایداری جریان روی یک زنجیره کمپرسور محوری با استفاده از روش تزریق- مکش

پدرام مجتبوی

در تحقیق حاضر میدان جریان در یک زنجیره کمپرسور محوری در شرایط طراحی، تحت شرایط دوبعدی، آشفته، غیرقابل تراکم و ناپایا به صورت عددی شبیه‌سازی شده و خصوصیات ناپایداری جریان از نوع "واماندگی دورانی" بررسی شده است. سپس با اعمال تکنیک‌های تزریق هوای فشار بالا و مکش لایه مرزی به صورت جداگانه در ردیف پره‌ها، تاثیرات آنها بر پایدار کردن جریان مورد بررسی قرار گرفته است. شبیه‌سازی‌ها با استفاده از یک شبکه ترکیبی از سلول‌های سازمان‌یافته و بی ساختار و با استفاده از مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ انجام گرفته که جهت گسسته‌سازی ترم فشار و سایر ترم‌های معادلات به ترتیب از روش استاندارد، تقریب مرتبه دوم و همچنین برای حل توأم میدان فشار و سرعت، از الگوریتم سیمپل و سیمپل سی استفاده شده است. مطالعه حاضر در مرحله اول بر روی یک طبقه کامل از پره‌های روتور و استاتور و در زوایای تزریق صفر تا 40 درجه به ازای فشار تزریق 60 psi صورت گرفته است. در مرحله بعد تحلیل عددی بر روی یک زنجیره دیگر از پره‌های استاتور با اعمال تکنیک مکش لایه مرزی در 7 شیار مختلف روی سطح تیغه‌ها و با سه نرخ مکش 0/5%، 1% و 1/5% از دبی ورودی انجام شده است.

نتایج حاکی از آن است که به کار بردن روش تزریق در پوسته باعث از بین بردن کامل ناپایداری‌های جریان، حذف واماندگی‌ها و بهبود جریان خروجی می‌شود. نسبت فشار یک طبقه از کمپرسور که در حالت وقوع استال افت می‌کند، بعد از تزریق هوا به مقادیر بالاتر از طراحی نیز بهبود پیدا می‌کند. همچنین مناسب‌ترین جهت تزریق نسبت به محور دوران روتور در زوایای 5 تا 15 درجه بدست آمده است. نتایج حاصل از اعمال تکنیک مکش لایه مرزی در زنجیره استاتورها نشان‌دهنده کاهش افت فشار خروجی در نتیجه مکش سیال کم انرژی و از بین رفتن جدایش‌های گوشه‌ای جریان است. تکنیک مکش تنها در فواصل 50% از لبه فرار پره‌ها اثر چشمگیری داشته و در نقاط نزدیک لبه حمله تاثیر چندانی ندارد و بهترین نقطه برای مکش لایه مرزی نیز در فاصله 65% لبه حمله بدست آمده است. علاوه بر این افزایش نرخ مکش از مقدار 1% تاثیر چندانی بر کاهش افت‌ها ندارد و با در نظر گرفتن اینکه کار موتور افزایش می‌یابد، این دبی مناسب‌ترین نرخ مکش می‌باشد.

کلید واژه: کمپرسور جریان محوری، واماندگی دورانی، تحلیل عددی، تزریق، مکش لایه مرزی.

فصل اول

مقدمه

1-1 مقدمه

در سال 1853 برای اولین بار نیاز به سیستم‌های افزایش فشار که باعث تغییر جهت سیال عامل نشود منجر به پایه‌گذاری کمپرسورهای محوری چندطبقه شد. از آن زمان تاکنون مهندسين در تلاش برای ارتقای راندمان، افزایش بازده هر طبقه از کمپرسور و کاهش وزن آن هستند. کمپرسورها کاربردهای گسترده‌ای دارند و اولین جزء موتورهای جت در سیستم‌های جلوبرنده، توربین‌های گازی و فرایندهای صنایع شیمیایی برای افزایش فشار گازها و مایعات محسوب می‌شوند. در کاربردهای توربوماشینی، بازده و ایمنی سیستم کارکرد در الویت قرار دارد، به همین دلیل برای اینکه یک کمپرسور در بهترین شرایط بازدهی خود کار کند و از آسیب‌دیدگی به دور بماند باید از شرایط بوجود آمدن گردابه‌های دورانی و سرج فاصله بگیرد و یا در صورت وارد شدن به محدوده ناپایداری سریعاً از آن جلوگیری شود.

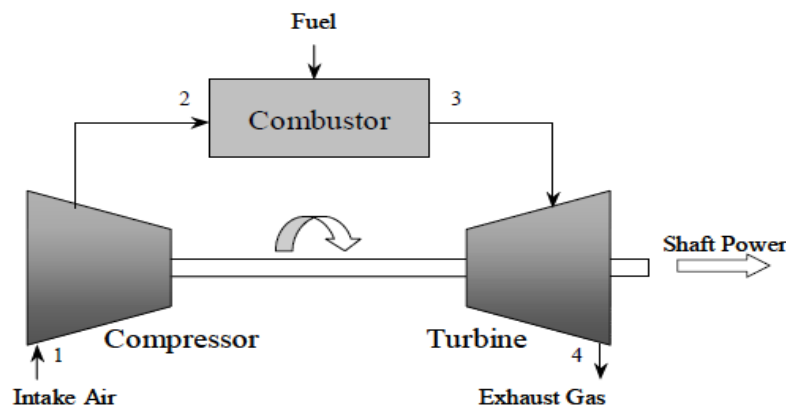
2-1 موتورهای توربین گاز

با پیشرفت علم و تکنولوژی، انسان از ماشین‌های مکانیکی جهت تولید نیروی لازم برای وسایل مختلف بهره جسته است. یکی از روش‌های تولید نیروی مکانیکی، استفاده از موتورهای توربین گاز می‌باشد. گسترش اعجاب‌انگیز استفاده از نیروی کشش جهت حرکت در هواپیماهای سریع‌السير و توربین گاز پس از جنگ جهانی دوم، اهمیت بالایی مطالعه جریان‌های تراکم‌پذیر در موتورهای توربینی را آشکار ساخته است. البته در بسیاری از تحقیقات صورت گرفته، جریان غیر قابل تراکم فرض شده است. فرض سیال غیر قابل تراکم برای توضیح جریان مایعات و جریان گازها در سرعت‌های کم که در آن افزایش فشار و کاهش سرعت به شکل ساده‌ای به هم ارتباط پیدا می‌کنند و تغییری در چگالی سیال پدید نمی‌آید، کاملاً موفقیت‌آمیز بوده است. اما در مورد گازهایی که با سرعت زیادی جریان پیدا می‌کنند، تغییرات چگالی سیال چشمگیر بوده و این مساله با تغییرات زیاد در مورد خواص ترمودینامیکی سیال، بطور مثال از نظر دما و فشار همراه است. در این موارد، دو قانون بقاء جرم و مومنتوم برای توضیح جریان کافی نمی‌باشند. در این شرایط رابطه بین تغییرات فشار و سرعت از حالت سادگی خارج شده و لازم است که به قوانین ترمودینامیکی که در آنها تأثیرات حرارتی چگالی در نظر گرفته می‌شود، رجوع گردد تا قادر به توصیف کامل جریان باشد. تغییرات چگالی در طول مسیر حرکت سیال موجب تغییرات مهمی در ماهیت فیزیکی جریان تراکم‌پذیر می‌گردد. این امر می‌تواند باعث پیدایش پدیده‌ای به نام موج ضربه‌ای شده که در جریان‌های تراکم‌ناپذیر مطرح نمی‌باشد.

موتورهای توربین گاز، کاربرد گسترده‌ای خصوصاً در صنایع هوافضا و نیروگاه‌های تولید برق دارند. از این وسیله در نیروگاه‌های برق جهت تامین قدرت لازم برای چرخاندن محور ژنراتورهای برق نیز استفاده می‌شود. موتورهای توربین گازی که در صنعت برق استفاده می‌شوند به سه دلیل عمده زیر از موتورهای توربین گازی که در هواپیما استفاده می‌شوند متمایز هستند:

- تعمیر اساسی موتورهای صنعت برق عمدتاً بعد از 100000 ساعت کار می‌باشد در حالی که این مقدار برای موتور هواپیما خیلی کمتر است.
- اندازه و وزن موتور هواپیما خیلی مهم است و در نتیجه از این نظر محدودیت‌های زیادی در طراحی هواپیما ایجاد می‌شود.
- در موتورهای هواپیما از نوع توربو جت از انرژی جنبشی گازهای خارج شده از توربین برای ایجاد نیروی رانش استفاده می‌کنند در حالی که در موتورهای توربین گاز صنعتی سعی می‌شود کار تولید شده توسط توربین افزایش یابد و انرژی جنبشی گازهای خروجی کمترین مقدار را داشته باشند.

موتورهای هواپیما به انواع توربوفن، توربوجت، توربو پراپ، توربو شفت و رم جت تقسیم‌بندی می‌شوند. هر کدام از این موتورها استفاده خاصی داشته و به نوع وسیله پرنده‌ای که روی آن نصب می‌شوند، بستگی دارند. بطور کلی یک سیستم توربین گاز همانطور که در شکل (1-1) نشان داده شده شامل سه قسمت اصلی می‌باشد که عبارتند از کمپرسور، محفظه احتراق و توربین. تامین نسبت فشار مناسب هوا در کمپرسور به منظور تولید قدرت در توربین از اهمیت بالایی برخوردار است؛ در نتیجه اولین قدم در سیکل یک موتور توربین گاز متراکم کردن سیال است.



شکل (1-1) نمای شماتیک یک توربین گاز.

3-1 مروری بر عملکرد کمپرسورها

کار اصلی یک کمپرسور افزایش فشار کل سیال عامل با استفاده از کار گرفته شده از یک شافت دوار است. کمپرسورها به چهار نوع چرخشی، رفت و برگشتی، گریز از مرکز و محوری تقسیم می‌شوند که با استفاده از روش‌های خاص خود فشار سیال را افزایش می‌دهند. در مدل‌های چرخشی و رفت و برگشتی، کار شفت حجم سیال را کاهش داده و فشار آن را بالا می‌برد. در مدل‌های گریز از مرکز و محوری، ابتدا با استفاده از پره‌های چرخان روتور به سیال شتاب داده می‌شود و در مرحله بعد انرژی جنبشی بالای سیال در برخورد با پره‌های ساکن استاتور تبدیل به فشار می‌شود. در کمپرسورهای گریز از مرکز، سیال بطور عمود بر محور چرخش خارج می‌شود اما در کمپرسورهای محوری، سیال بطور محوری وارد و خارج می‌شود. از آنجا که کمپرسورهای محوری بر خلاف کمپرسورهای گریز از مرکز دارای شعاع افزایشی نیستند، نسبت فشار در یک طبقه آنها کمتر است. اما کمپرسورهای محوری می‌توانند در دبی‌های بالاتری با همان سطح مقطع ورودی کار کنند. لذا در توربوجت‌ها که محل ورود و خروج سیال دارای اهمیت بالایی است از کمپرسور محوری استفاده می‌شود. علاوه بر این کمپرسورهای محوری را می‌توان در چند طبقه مختلف طراحی نمود و فشار را به صورت مقطعی در هر طبقه افزایش داد. در شکل (2-1) طبقه‌بندی انواع نشان داده شده است. اصول مقدماتی توربوماشین‌ها در کتب محققین مختلفی از جمله ژاپیکس¹ [1]، چرکسکی² [2]، آشر³ [3] آمده است. همچنین تئوری توربین گاز نیز توسط کوهن⁴ [4] و هیل⁵ [5] تحلیل شده است. همچنین مباحث پیشرفته مربوط به کمپرسورها نیز توسط پژوهشگرانی همانند کامپستی⁶ [6]، گراودال⁷ [7] و پامپرین⁸ [8] مورد بررسی قرار گرفته است.

¹ Japikse

² Cherkassky

³ Üser

⁴ Cohen

⁵ Hill

⁶ Cumpsty

⁷ Gravdahl

⁸ Pampreen