

مدل سازی صفر بعدی کمپرسور محوری و گریز از مرکز یک توربو جت و ارزیابی آن به کمک نتایج آزمایش های تجربی

حسین پورفرزانه* (دکتری)

علی حاجیلوی (دانشیار)

دانشکده ی مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

محمد فرشچی (استاد)

دانشکده ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف
دوره ۳-۲۸، شماره ۱، ص. ۲۷-۳۳

در مراحل مختلف طراحی یک کمپرسور لازم است مدل سازی آن صورت پذیرد تا قبل از ساخت و انجام آزمایش های تجربی، رفتار سنجی کمپرسور با دقت مناسب امکان پذیر شود. یکی از روش های مدل سازی رایج و کارا در مراحل مختلف طراحی، شبیه سازی صفر بعدی با استفاده از روش مقیاس با ضریب ثابت است. این روش در سرعت های نزدیک نقطه ی طرح جواب قابل قبولی می دهد؛ ولی در نقاط خارج طرح و با فاصله گرفتن از آن، خطا سیر صعودی دارد و در جاهایی غیر قابل قبول می شود. در این نوشتار برای رفع این مشکل روش جدیدی توسعه داده می شود که در آن به جای به کارگیری ضریب ثابت در روش مقیاس، از ضریب متغیر استفاده می شود. این ضریب متغیر براساس مطالعه روی نتایج آزمون چند نوع کمپرسور حاصل می شود. در این نوشتار با استفاده از این روش جدید، رفتار یک کمپرسور محوری و یک کمپرسور گریز از مرکز یک نوع توربو جت مدل سازی و ارائه می شود. به منظور ارزیابی نتایج مدل و مقایسه ی آن با نتایج تجربی، یک سری آزمایش های سازمان یافته در آزمایشگاه توربین گازی دانشگاه صنعتی شریف صورت گرفته است. مقایسه ی نتایج حاصل از مدل سازی با نتایج تجربی نشان از دقت قابل قبول مدل دارد.

واژگان کلیدی: کمپرسور، مدل سازی صفر بعدی، نقطه طرح، نقاط خارج طرح، آزمایش های تجربی.

۱. مقدمه

برای بررسی وضعیت عملکردی موتور خواهد بود. بنابراین لازم است مدل مناسبی با دقت قابل قبول که به روش تجربی مورد تأیید قرار گرفته، به منظور تخمین سریع عملکرد موتور مهیا شود.^[۱]

یکی از روش های مدل سازی رایج و کاربردی در مراحل مختلف طراحی کمپرسور، مدل سازی صفر بعدی است.^[۳] در این روش بدون نیاز به ابعاد هندسی و تنها با داشتن برخی پارامترها، می توان مدلی با دقت بالا برای پیش بینی عملکرد کمپرسور در بازه وسیع کاری فراهم کرد. با داشتن مدلی دقیق و کم هزینه از کمپرسور می توان در همان مراحل اولیه ی طراحی مفهومی، پیش بینی دقیقی از عملکرد آن داشت. در نتیجه پیش از ورود به تحلیل، ساخت و آزمایش های پرهزینه می توان تا حد زیادی به جواب دقیق نزدیک شد. بسیاری از روش هایی که اخیراً به کار گرفته می شوند -- مانند الگوریتم ژنتیک^[۴] -- مستلزم آزمون کمپرسور هستند که به همراه کاربرد روش های درون یابی و برون یابی می توان بقیه ی عملکرد را پیش بینی کرد. در این نوشتار

در طی سالیان متمادی تحقیقات وسیعی پیرامون طراحی و مدل سازی کمپرسورهای محوری و گریز از مرکز انجام شده که علت آن، کاربرد بسیار وسیع این کمپرسورها از جمله در توربین های گازی و توربوشارژرهاست. این روزها یکی از کاربردهای وسیع این کمپرسورها در توربو جت هاست که توسط توربین متصل به آن به حرکت درمی آید.^[۱] در فاز طراحی مفهومی که عمدتاً بر مطالعات پارامتریک تکیه می شود، یک مدل عمومی و جامع مورد نیاز است. در فاز توسعه و تولید مبتنی بر پشتوانه ی استوار شبیه سازی عملکرد موتور، این امکان فراهم می شود که علاوه بر کاهش قابل ملاحظه ی خطر پذیری، شاهد کاهش چشم گیر هزینه ی مورد نیاز برای تولید نیز باشیم. همچنین در دوران به کارگیری توربین گازی، شبیه سازی صورت پذیرفته وسیله ی مطمئن

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۰/۷/۱۳۸۸، اصلاحیه ۱۳/۱۰/۱۳۹۰، پذیرش ۳۰/۸/۱۳۹۰.

hopo51@yahoo.com
hajilouy@sharif.edu
farshchi@sharif.edu

این روش‌ها مد نظر نیستند، بلکه روش‌هایی بدون نیاز به هرگونه آزمون عملکردی مورد نظر است. روش رایج در مدل‌سازی صفر بعدی روش مقیاس با ضریب ثابت است. در این روش با داشتن پارامترهای کمپرسور مورد نظر در نقطه‌ی طرح، تنها با مقیاس‌کردن منحنی‌های عملکردی استاندارد، منحنی عملکردی کمپرسور مورد نظر حاصل می‌شود. برخی از محققین با به‌کارگیری معادلات پایه در نقطه‌ی طرح و حالت پایدار، عملکرد کمپرسور موتور توربوفن خاصی را شبیه‌سازی کرده‌اند^[5] که با بهره‌گیری از روش مقیاس پایه و نیز کاربرد روابط بازده اجزا از یک سو، و اعمال محدودیت کم‌ترین خطا در شرایط تعادل از سوی دیگر، در نقاط خارج طرح مدل‌سازی صورت گرفت. محققین دیگری نیز با استفاده از روش رایج مقیاس پایه به‌وسیله‌ی به‌دست آوردن ضرایب مقیاس در نقطه‌ی طراحی و ضرب آن‌ها در داده‌های مشخصه در نقطه‌ی خارج طرح، به مدل‌سازی در خارج طرح کمپرسور یک موتور توربوپراپ خاص پرداختند.^[6] نکته‌ی بارز این تحقیق، اصلاح ضرایب به‌کمک نتایج آزمون است، زیرا هرچه از نقطه‌ی طراحی فاصله گرفته می‌شود میزان خطای مدل‌سازی افزایش می‌یابد. در سال ۲۰۱۰، با استفاده از روش مقیاس پایه - بدون ارائه‌ی مدلی خاص یا ارزیابی تجربی آن - و فقط با معرفی پارامتر محدودده‌ی سرچ^۱ و به‌کارگیری روش تکراری کم‌ترین خطا، طرح جدیدی در تحلیل صفر بعدی ارائه شد.^[7] از این روش در شرایطی استفاده می‌شود که کاربرد منحنی مشخصه‌های مختلف ضرورت می‌یابد. استفاده از پارامتر محدودده‌ی سرچ در دوره‌های بسیار پایین کارایی خود را نشان می‌دهد.

$$mp = mp_b \cdot \frac{mp_d}{mp_{db}} \quad (1)$$

$$pr = pr_b \cdot \frac{g(n)(pr_d - 1) + 1}{g(n)(pr_{db} - 1) + 1} \quad (2)$$

$$\eta = \frac{\eta_b}{h(n)\eta_{db}} \cdot h(n)\eta_d = \eta_b \cdot \frac{\eta_d}{\eta_{db}} \quad (3)$$

در اینجا اندیس b نشان دهنده‌ی پارامترهای منحنی‌های مرجع و اندیس d نشان دهنده‌ی پارامترهای در نقطه‌ی طرح است. توابع $g(n)$ و $h(n)$ توابعی از دور است که در مدل‌سازی صفر بعدی به‌کار برده شده‌اند.^[9] یادآور می‌شود که در روش ضریب مقیاس ثابت، ضرایب برای تمامی دوره‌ها ثابت است و این خود منشأ خطاست، اما چنان‌که در رابطه‌ی ۲ مشاهده می‌شود، در روش جدید ارائه‌شده^[9] ضریب مقیاس نسبت فشار تابعی از دور است و وجه تمایز آن با روش مقیاس با ضریب ثابت در همین نکته است.

۳. آزمایشگاه تحقیقاتی توربین گازی

به‌منظور آزمون و ارزیابی موتور توربوجت و اجزای آن، پیش‌بینی تمهیداتی برای روشن‌کردن موتور و اخذ اطلاعات عملکردی ضروری است. نکته‌ی حائز اهمیت این است که با داشتن سیستم آزمایش اجزای موتور به‌شکل مستقل، می‌توان بدون نیاز به سایر اجزای دیگر موتور، منحنی‌های مشخصه‌ی هر جزء را استخراج کرد. البته این آزمون‌ها بسیار پرهزینه است. همین نتایج را با مقداری محدودیت و با آزمون موتور کامل موجود و با ایجاد تمهیداتی، می‌توان به دست آورد.

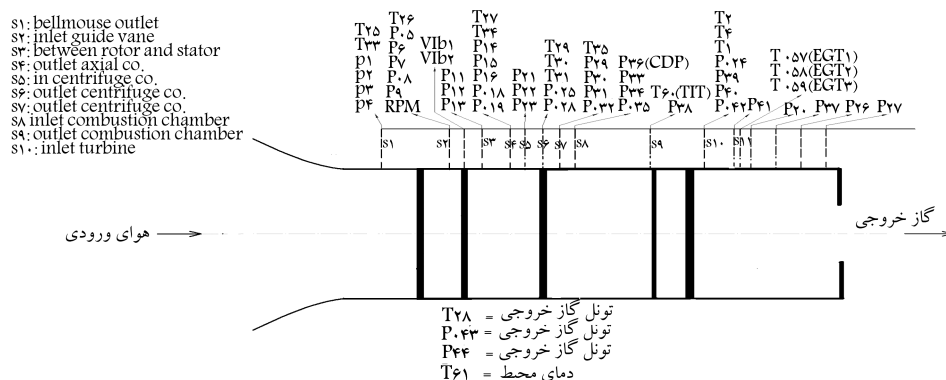
میزان هوای ورودی به کمپرسور موتور، با به‌کارگیری دهانه‌ی ورودی زنگوله‌بی‌شکل در ورودی کمپرسور و اندازه‌گیری فشار سکون و استاتیک توسط لوله‌های پیتوت تعیین می‌شود. با محاسبه‌ی میزان اختلاف فشارهای سکون و استاتیک و استخراج ضرایب تصحیح با توجه به شکل هندسی ورودی زنگوله‌بی‌شکل، میزان هوای ورودی به کمپرسور موتور محاسبه می‌شود.

روش مقیاس با ضریب ثابت در سرعت‌های نزدیک نقطه‌ی طرح جواب قابل قبولی می‌دهد، ولی در نقاط خارج طرح و با فاصله گرفتن از آن، خطا سیر صعودی دارد و در جاهایی غیر قابل قبول است.^[8] با توجه به این که توربوجت اغلب در شرایط خارج طرح کار می‌کند، لذا باید مدلی فراهم کرد که بتواند در تمام دامنه‌ی کاری آن، به جوابی مناسب برسد. در این تحقیق با استفاده از روش مقیاس با ضریب متغیر^[9] کمپرسور محوری و کمپرسور گریز از مرکز به‌کار برده شده در توربوجت مورد نظر مدل می‌شود. به‌منظور ارزیابی مدل و مقایسه‌ی آن با نتایج تجربی، یک سری آزمایش‌های سازمان‌یافته در آزمایشگاه تحقیقاتی توربین گازی دانشگاه صنعتی شریف انجام شده است. مقایسه‌ی نتایج مدل‌سازی با نتایج تجربی حاکی از دقت قابل قبول مدل در نقطه‌ی طرح و خارج طرح است.

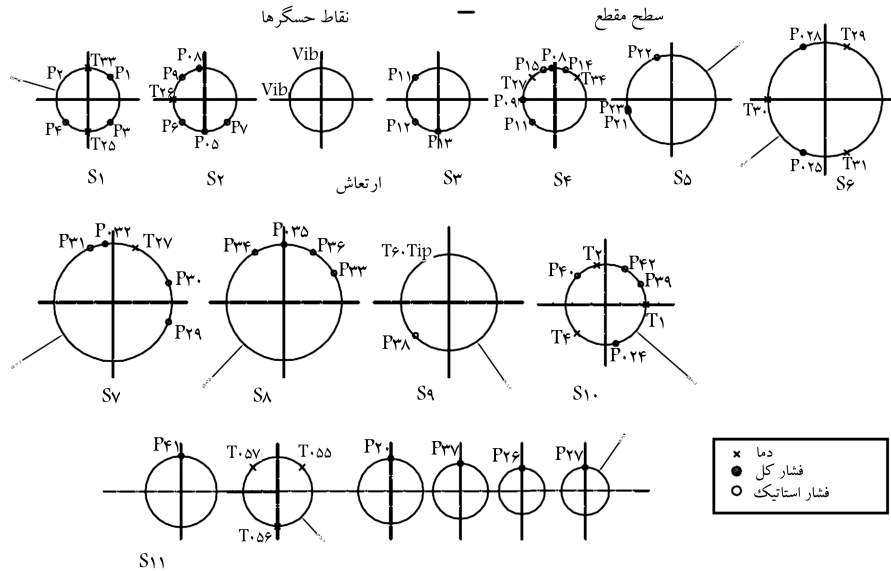
روش مقیاس با ضریب ثابت در سرعت‌های نزدیک نقطه‌ی طرح جواب قابل قبولی می‌دهد، ولی در نقاط خارج طرح و با فاصله گرفتن از آن، خطا سیر صعودی دارد و در جاهایی غیر قابل قبول است.^[8] با توجه به این که توربوجت اغلب در شرایط خارج طرح کار می‌کند، لذا باید مدلی فراهم کرد که بتواند در تمام دامنه‌ی کاری آن، به جوابی مناسب برسد. در این تحقیق با استفاده از روش مقیاس با ضریب متغیر^[9] کمپرسور محوری و کمپرسور گریز از مرکز به‌کار برده شده در توربوجت مورد نظر مدل می‌شود. به‌منظور ارزیابی مدل و مقایسه‌ی آن با نتایج تجربی، یک سری آزمایش‌های سازمان‌یافته در آزمایشگاه تحقیقاتی توربین گازی دانشگاه صنعتی شریف انجام شده است. مقایسه‌ی نتایج مدل‌سازی با نتایج تجربی حاکی از دقت قابل قبول مدل در نقطه‌ی طرح و خارج طرح است.

۲. مدل‌سازی

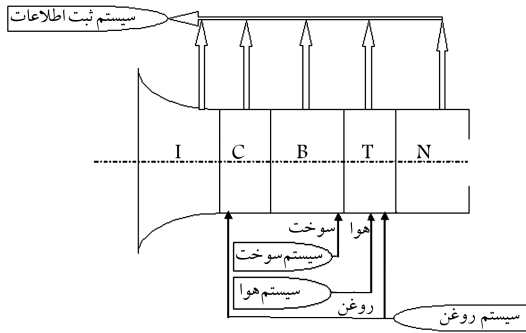
در آزمایشگاه‌های استاندارد آزمون کمپرسور، منحنی‌های مشخصه‌ی عملکردی



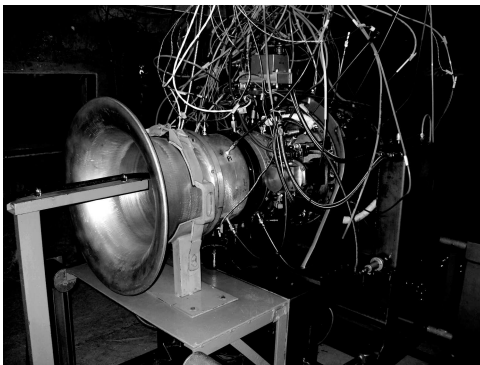
شکل ۱. مقاطع انتخاب شده برای نصب و اتصال حسگرها در موتور توربوجت دانشگاه.



شکل ۲. جانمایی و چیدمان محل نصب و اتصال حسگرها در مقاطع انتخاب شده برای موتور توربو جت دانشگاه.



شکل ۳. چیدمان سیستم‌های مختلف برای انجام آزمون موتور.



شکل ۴. بستر آزمون و موتور نصب شده همراه با اتصالات تجهیزات اندازه‌گیری.

۴. بحث و نتایج

با انجام مدل‌سازی مطابق آنچه که توضیح داده شد، و انجام آزمایش‌های متعدد بر روی موتور توربو جت مورد نظر، در ادامه نتایج حاصله ارائه می‌شود.

۱.۴. کمپرسور محوری

به منظور بررسی رفتار کمپرسور، ابتدا باید مشخصات عملکردی آن تعیین شود. در

دما در ورودی، خروجی و در ایستگاه‌های اندازه‌گیری میانی مسیر مطابق شکل ۱ به وسیله ترموکوپل‌های نوع J، K اندازه‌گیری می‌شود.

فشار استاتیک و سکون در ورودی، خروجی و در ایستگاه‌های اندازه‌گیری جریان به وسیله فشارسنج‌های کرنش‌سنجی اندازه‌گیری می‌شود (شکل ۱).

دور موتور، با به‌کارگیری دورسنج القایی که درون موتور تعبیه شده اندازه‌گیری می‌شود.

در شکل‌های ۱ و ۲ جانمایی و چیدمان انتخاب شده برای نصب یا اتصال حساسه‌های دما و فشار نشان داده شده است.^[۱۰]

ابتدا موتور بر روی بستر آزمون نصب می‌شود و کلیه اتصالات سوخت، هوای فشرده، روغن و... به موتور متصل می‌شود و سپس تمامی تجهیزات اندازه‌گیری به موتور وصل می‌شود (شکل‌های ۳ و ۴). با دمیدن هوای فشرده و با فشار مناسب بر استارت، موتور به سرعت مورد نظر می‌رسد. در این مرحله با تزریق مناسب سوخت، جرقه‌زن‌ها عمل می‌کنند و احتراق رخ می‌دهد. با آغاز احتراق و پشتیبانی با تزریق هوا تا مرحله خودگردانی دور بالا رفته، از آن به بعد موتور شتاب می‌گیرد تا به دورهای از پیش تعیین شده برسد. در شرایط مختلف آزمون‌های لازم صورت می‌گیرد تا اطلاعات مورد نظر ثبت شود. پس از انجام آزمون‌های مختلف و ثبت کلیه کمیت‌های اندازه‌گیری شده، نتایج به دست آمده به شکل پارامترهای مناسب، محاسبه و منحنی‌های مربوطه به دست می‌آید. چنانچه هوا با دبی جرمی \dot{m} ، دمای کل T_{01} و فشار کل p_{01} وارد کمپرسور شود این پارامترها براساس روابط ۴ تا ۷ محاسبه می‌شوند.

$$mp = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{01}}}{p_{01}} \quad (4)$$

$$pr = \frac{p_{02}}{p_{01}} \quad (5)$$

$$np = \frac{N}{\sqrt{T_{01}}} \quad (6)$$

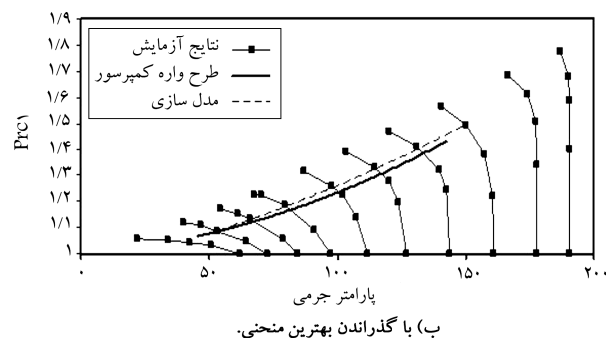
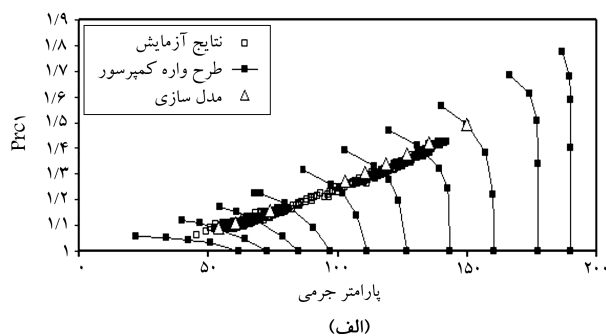
$$\eta = \frac{(pr)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{T_{02}/T_{01} - 1} \quad (7)$$

شکل ۶ تطابق خوبی دارد و اختلاف روش تحلیلی با داده‌های تجربی کم‌تر از ۵٪ است. از آنجا که کمیت بازده به‌طور مستقیم قابل اندازه‌گیری نیست و با استفاده از پارامترهای مختلف حاصل از آزمون تجربی (فشار و دمای ورودی و خروجی کمپرسور) و توسط رابطه‌ی نظری به دست می‌آید، و نیز با توجه به تعداد پارامترهای به‌کار رفته در محاسبه‌ی بازده و خطای هر پارامتر در شرایط اندازه‌گیری، این مقدار اختلاف قابل قبول است.

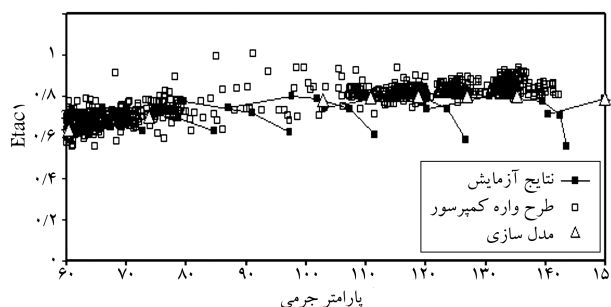
با توجه به شکل ۶ مشاهده می‌شود که در هر دور با افزایش پارامتر جرمی، بازده ابتدا افزایش می‌یابد، و پس از رسیدن به مقدار بیشینه کاهش می‌یابد. علت بروز این رفتار آن است که در پارامترهای جرمی پایین، افت برخورد زیاد است و به تدریج با نزدیک شدن زاویه‌ی برخورد به مقدار بهینه، این افت کم می‌شود. با گذر از ناحیه‌ی بهینه‌ی برخورد، مجدداً مقادیر افت برخورد افزایش می‌یابد و نتیجتاً به کاهش بازده می‌انجامد.

۲.۴. کمپرسور گریز از مرکز

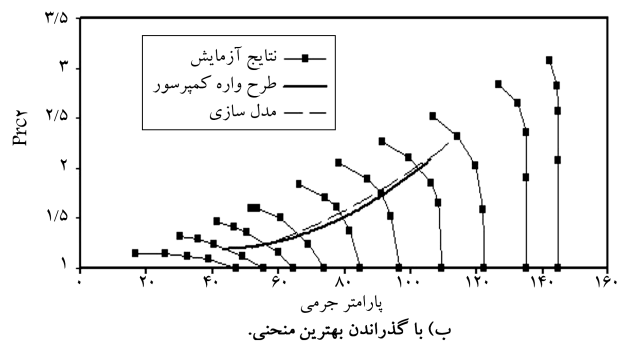
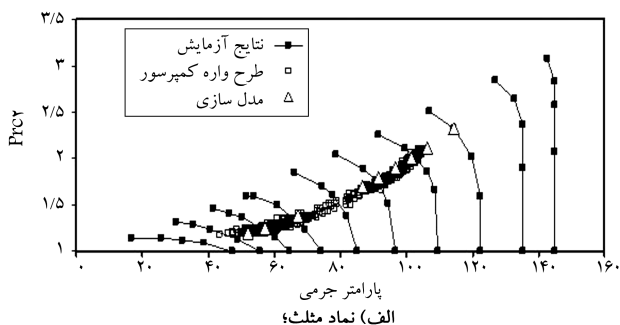
در شکل‌های ۷ و ۸ منحنی‌های تغییرات پارامترهای اصلی کمپرسور گریز از مرکز مشاهده می‌شود. در این شکل‌ها، منحنی‌های مشخصه‌ی کمپرسور در دوره‌های



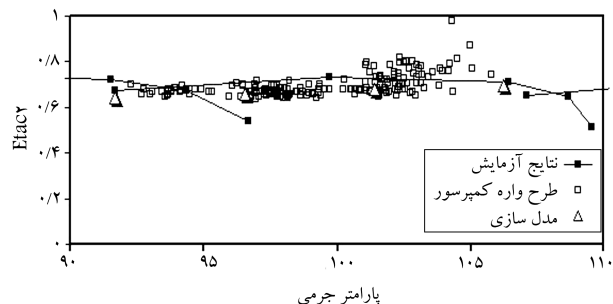
شکل ۵. خط عملکرد بر روی منحنی مشخصه کمپرسور محوری.



شکل ۶. بازده کمپرسور محوری در نقاط عملکردی مختلف.



شکل ۷. خط عملکرد بر روی منحنی مشخصه کمپرسور گریز از مرکز.



شکل ۸. بازده کمپرسور گریز از مرکز در نقاط عملکردی مختلف.

شکل‌های ۵ و ۶ تغییرات پارامترهای اصلی کمپرسور محوری مشاهده می‌شود. داده‌های حاصل از آزمون‌های تجربی، برای سرعت‌های دورانی از دور استارت (۶۰۰۰ rpm) تا مجاورت دور نامی موتور (۲۲۰۰۰ rpm) به دست آمده است. در شکل ۵ الف نتایج مدل‌سازی خط عملکرد با نماد مثلثی، و نتایج آزمون با نماد مربعی توخالی مشاهده می‌شود. در شکل ۵ ب با گذراندن بهترین منحنی از همین نقاط، خطوط پرو خط‌چین به ترتیب برای نتایج تجربی و مدل‌سازی به دست می‌آید. روند تغییرات در این نمودار مطابق نمودارهای به دست آمده در دیگر مراجع [۹، ۸، ۳، ۲] است. در واقع این خط، مکان هندسی نقاطی از منحنی مشخصه‌ی کمپرسور است که پارامتر جرمی توربین و کمپرسور در آن به تعادل رسیده و پایدار شده است. در این موتور که نازلی با سطح مقطع ثابت دارد، تغییرات خط عملکرد کاملاً به مشخصه‌های توربوجت وابسته است. منحنی‌های دور ثابت -- در واقع منحنی‌های مشخصه‌ی کمپرسور -- نیز مدل‌سازی شده‌اند. [۶، ۵] مقایسه‌ی نتایج تحلیلی و تجربی منحنی‌های عملکردی شکل ۵ نشان می‌دهد که روند تغییرات این دو مشابه بوده و به خوبی منطبق‌اند، و نیز اختلاف نسبت فشار محاسبه‌شده با استفاده از روش تحلیلی و نتایج تجربی کم‌تر از ۲٪ است.

همچنین مقادیر بازده به دست آمده از روش‌های تحلیلی با نتایج تجربی در

دست آمده در آزمایشگاه توربین گازی روی این کمپرسورها نتایج مدل‌سازی بررسی و مشاهده می‌شود که مطابقت خوبی با نتایج تجربی دارد. بنابراین با استفاده از این روش مدل‌سازی، طراح قادر خواهد بود عملکرد کمپرسور را در نقطه‌ی طرح و خارج طرح به‌خوبی پیش‌بینی کند.

۶. فهرست علائم

N : سرعت دورانی

np : دور مشخصه

۱.۶. فهرست پانویس‌ها

°: خاصیت در شرایط سکون

۱: ورودی به کمپرسور

۲: خروجی کمپرسور

تقدیر و تشکر

از حمایت‌های مالی قطب علمی تبدیل انرژی و معاونت پژوهشی دانشگاه صنعتی شریف و صنایع ذیربط در انجام این تحقیق، کمال قدردانی را داریم.

ثابت از مدل‌سازی به دست آمده‌اند. مقایسه‌ی نتایج تحلیلی و تجربی منحنی‌های عملکردی در شکل ۷ نشان می‌دهد که روند تغییرات این دو مشابه‌اند و به‌خوبی با هم انطباق دارند، و نیز اختلاف نسبت فشار محاسبه‌شده با استفاده از روش تحلیلی و نتایج تجربی در حدود ۱٪ است.

همچنین مقادیر بازده به دست آمده از روش‌های تحلیلی و تجربی در شکل ۸ تطابق خوبی دارد و اختلاف روش تحلیلی با داده‌های تجربی ۴٪ است که با توجه به نحوه‌ی محاسبه‌ی بازده در روش تجربی، مقدار اختلاف ذکر شده قابل قبول است.

با مقایسه‌ی شکل ۶ کمپرسور محوری و شکل ۸ کمپرسور گریز از مرکز، بازده بالاتر کمپرسور محوری نسبت به کمپرسور گریز از مرکز در سرعت‌های دورانی یکسان، مشهود است.

۵. نتیجه‌گیری

در این تحقیق به‌منظور پیش‌بینی رفتار کمپرسور محوری و گریز از مرکز، یک مدل پیشرفته‌ی صفر بعدی توسعه داده می‌شود که در نقطه‌ی طرح و نقاط خارج طرح مشخصات رفتاری کمپرسور را ارائه می‌دهد. این روش مدل‌سازی برای یک کمپرسور محوری و گریز از مرکز اعمال می‌شود و با استفاده از نتایج مطالعات تجربی به

پانویس

1. Surge margin

منابع (References)

1. Kulikov, G.G. and Thompson, H.A. "Dynamic modeling of gas turbine", 1st Edition, Springer, (2004).
2. Cohen, H.; Rogers, G.F.C. and Saravanamutto, H.I.H., *Gas Turbine Theory*, (3rd), John Wiley and Sons, New York (1987).
3. Walsh, P.P. and Fletcher, P. "Gas turbine performance", 1st Edition, *Blackwell Science*, (1998).
4. Kong, C.; Kho, S. and Ki, J. "Component map generation of a gas turbine using genetic algorithm", *Transactions of the ASME*, (2006).
5. Sanghi, V.; Lakshmanan, B.K. and Sundararajan, V. "Digital simulator for steady-state performance prediction of military turbofan engine", *Journal of Propulsion and Power*, **14**(1), pp. 74-81 (1998).
6. Kong, C.; Ki, J. and Kang, M. "A new scaling method for component maps of gas turbine using system identification", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, **125**(4), pp. 979-985 (2003).
7. Curnock, B. and Pilidis, P. "Compressor characteristics in gas turbine performance modeling", *Proceeding of ASME Turbo Expo* (2001).
8. McLoughlin, P.W. and Chappell, M.A. "Approach to modeling continuous turbine engine operation from startup to shutdown", *Journal of Propulsion and Power*, **9**(3), pp. 466-471 (1993).
9. Pourfarzaneh, H.; Hajilouy-Benisi, A. and Farshchi, M. "A new analytical model of a radial compressor and validation by experiments", *Journal of Mechanics*, **26**, (1) (2010).
10. BS-1042, *Method of Measurement of Fluid Flow in Closed Conduits*, (1981).