



مطالعه تجربی تاثیر تزریق هوا در از بین بردن استال دورانی در یک کمپرسور محوری

رضا تقوی زنوز^{1*}، محمد حسین عباباف بهبهانی²، علی خوش نژاد³

1- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

2- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

3- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

* تهران، صندوق پستی 13114-16846، iust.ac.ir، taghavi

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 13 اردیبهشت 1395

پذیرش: 26 خرداد 1395

ارائه در سایت: 02 مرداد 1395

کلید واژگان:

کمپرسور محوری

وقوع استال

تزریق در نوک پره

حاشیه استال

چکیده

در این مقاله، حذف استال دورانی در یک کمپرسور جریان محوری با به کارگیری تزریق هوا در ناحیه نوک ردیف پره، به صورت تجربی مطالعه شده است. بدین منظور دوازده انژکتور با فواصل یکسان پیرامون پوسته کمپرسور و در بالادست رتور تعبیه گردیدند. در ابتدا بهبود عملکرد کلی کمپرسور از طریق تزریق هوا به ویژه در نقطه استال بررسی شد. سرعت لحظه‌ای جریان در موقعیت‌های مختلف شعاعی و محیطی به طور همزمان با استفاده از جریان‌سنجی سیم داغ اندازه‌گیری شده است. داده‌های حاصل از این اندازه‌گیری‌ها به همراه تحلیل‌های فرکانسی سیگنال، برای توصیف فرایند شکل‌گیری استال و نوسانات جریان القا شده حاصل از آن از یک سو، و فرایند از بین رفتن استال حین اعمال تزریق هوا از سوی دیگر ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهند که تزریق مقدار کمی هوا در ناحیه نوک پره قادر به اثرگذاری قابل توجهی بر قابلیت افزایش فشار و همچنین حاشیه استال می‌باشد. تزریق کمتر از 1٪ از دبی جرمی کلی کمپرسور از طریق انژکتورها، موجب بهبود حاشیه استال تا 9٪ شده است. تزریق هوا در ناحیه نوک پره باعث شده تا اثرات مفید آن در تمام ارتفاع پره گسترش یابد، خصوصاً مادامی که کمپرسور در نزدیکی شرایط استال کار می‌کند.

Experimental investigation of air injection effects on rotating stall alleviation in an axial compressor

Reza Taghavi Zenouz*, Mohammad Hosein Ababaf Behbahani, Ali Khoshnejad

School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

* P.O.B. 16846-13114, Tehran, Iran, taghavi@iust.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 02 May 2016
Accepted 15 June 2016
Available Online 23 July 2016

Keywords:

Axial compressor
Stall inception
Tip injection
Stall margin

ABSTRACT

Rotating stall alleviation in an axial compressor with deployment of air injection at its rotor blade row tip region has been experimentally investigated. Twelve air injectors were mounted evenly spaced around the compressor casing upstream the rotor blade row. Initially, improvement of the compressor overall performance was examined through air injection, especially at stall point condition. Instantaneous flow velocities at various radial and circumferential positions were measured simultaneously utilizing hot wire anemometry. Results obtained from these latter measurements together with signal frequency analyses, provided to describe the stall inception process and consequent flow induced fluctuations and also stall alleviation during the air injection process. Results show that a small amount of air injection at the rotor blade tip region can affect the rise in total pressure and more specifically, increase the compressor stall margin efficiently. Air injection of less than 1% of the compressor main flow rate through the injectors has improved the stall margin by 9%. Air injection at the blade row tip enables this beneficial effects to extend throughout the blade whole span, especially while working at the near stall conditions.

1- مقدمه

ارتعاشات پره و تولید نویز آکوستیکی را به همراه دارد. دو شکل از رخداد استال دورانی عبارتند از "استال مودال"¹ و استال اسپایک"² [1]. استال مودال از رشد اغتشاشات³ با شدت کم (در مقایسه با سرعت میانگین) و با طول موج بلند (مقیاس طولی کمپرسور) شکل می‌گیرد. نوع دوم که استال اسپایک نامیده می‌شود، دارای مقیاس طولی کمتری (یک یا

کمپرسورهای جریان محوری به عنوان یکی از قسمت‌های مهم موتورهای توربین گاز، می‌توانند کارایی موتور و محدوده عملکرد پایدار آن را محدود کنند. در نقاط عملکردی کمپرسور که با تولید نسبت‌های فشار بالاتری همراه می‌باشد، استال دورانی پدیده مهمی است که معمولاً پس از وقوع، افزایش

¹ Modal

² Spike

³ Disturbance

Please cite this article using:

R. Taghavi Zenouz, M. H. Ababaf Behbahani, A. Khoshnejad, Experimental investigation of air injection effects on rotating stall alleviation in an axial compressor, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 7, pp. 267-274, 2016 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

چند گام پره) بوده و توسط یک پراب نصب شده در بالادست ردیف پره، با شدت اغتشاشات زیاد در مقایسه با سرعت میانگین قابل رصد شدن می‌باشد. معمولا استال اسپایک متداول‌ترین نوع شکل‌گیری استال در کمپرسورهای موتورهای هوایی می‌باشد [2]. تنها چند دوران رتور زمان لازم است تا اغتشاشات اولیه شکل گرفته تبدیل به استال اسپایک کاملا توسعه یافته شود [2]. جریان ناشی درز نوک کمپرسور، نقش مهمی در شکل‌گیری استال ایفا می‌کند و موجب افزایش افت‌ها و کاهش بازدهی در کمپرسورهای سرعت پایین [4,3] و سرعت بالا [5] می‌گردد. مطالعات اخیر با به‌کارگیری روش‌های عددی پیشرفته و همچنین اندازه‌گیری‌های لحظه‌ای میدان جریان، سعی در شناخت بیشتر و ارائه درک کامل‌تری از چگونگی شکل‌گیری پدیده استال در کمپرسورهای محوری دارند [7,6].

2- معرفی مجموعه آزمایشگاهی

2-1- تست ریگ کمپرسور محوری سرعت پایین

اندازه‌گیری‌ها در تست ریگ کمپرسور سرعت پایین با یک رتور منفرد (بدون استاتور) انجام شده است. مشخصات رتور کمپرسور در جدول 1 ارائه شده است. این تست ریگ در آزمایشگاه تحقیقاتی آیرودینامیک و توربوماشین‌های تراکم‌پذیر دانشگاه علم و صنعت ایران ساخته و نصب گردیده است.

تست ریگ با یک الکتروموتور به چرخش در می‌آید و سرعت گردش آن به وسیله یک تبدیل‌کننده فرکانسی⁶ کنترل می‌شود. دبی جرمی کمپرسور نیز به وسیله یک شیر که در پایین دست رتور قرار گرفته است، تنظیم می‌شود. شماتیک تست ریگ کمپرسور محوری به همراه موقعیت نصب انژکتورها در "شکل 1" نشان داده شده است.

2-2- سیستم تزریق

سیستم تزریق شامل 12 انژکتور با قطر 2 mm بوده که بر روی تست ریگ نصب شده است. هوای فشرده مورد نیاز برای تزریق توسط یک کمپرسور ثانویه تامین و با به‌کارگیری یک منیفولد به صورت یکنواخت در انژکتورها توزیع می‌شود. شماتیک سیستم تزریق و اجزای آن در "شکل 2" نشان داده شده است. دبی جرمی سیستم تزریق توسط یک تنظیم‌کننده فشار⁷ کنترل می‌شود. انژکتورها به‌صورت موازی با محور کمپرسور با زاویه شیب⁸ 15° و در فاصله 12 mm از لبه حمله پره‌ها و در بالادست رتور قرار گرفته اند.

2-3- تجهیزات اندازه‌گیری

تست‌ریگ مجهز به سیستم‌های اندازه‌گیری استاندارد برای اندازه‌گیری فشار کل قبل و بعد از رتور و همچنین دبی جرمی هوای ورودی به کمپرسور می‌باشد. بدین منظور از 4 پراب فشار پنج سوراخه استاندارد استفاده شده است. همچنین توزیع فشار استاتیک به کمک 6 تپ فشار روی پوسته قابل اندازه‌گیری است. به‌منظور مطالعه ناپایداری‌های جریان از سیستم جریان‌سنجی سیم داغ بهره گرفته شده است. 3 پراب سیم داغ در موقعیت‌های مختلف محیطی و شعاعی قرار گرفته و به صورت همزمان نوسانات میدان سرعت را

جدول 1 مشخصات ردیف پره رتور

Table 1 Rotor blade row specifications

مقدار	مشخصه
1300	سرعت دورانی (rpm)
600	قطر پوسته (mm)
0.6	نسبت پایه به نوک
117.5	طول وتر در نوک (mm)
1	نسبت منظری
56.2	زاویه نصب پره (deg)

⁶ Frequency inverter

⁷ Pressure regulator

⁸ Pitch angle

تاکنون روش‌های مختلفی برای کنترل و یا به تعویق انداختن شکل‌گیری استال در کمپرسورها معرفی گردیده است. به‌طور کلی می‌توان این روش‌ها را در قالب انواع فعال و غیرفعال¹ طبقه‌بندی نمود. روش‌های اصلاح پوسته² در طراحی‌های مختلف، متداول‌ترین مکانیزم غیرفعال برای افزایش حاشیه عملکرد پایدار کمپرسورها می‌باشند. مطالعات زیادی پیرامون هندسه‌های مختلف اصلاح پوسته شامل شیارهای محیطی³ [9,8] و اسلات‌ها⁴ [10] انجام شده است.

ایده اولیه روش فعال در کنترل ناپایداری‌های کمپرسور توسط اپستین⁵ [11] مطرح گردید. حدود یک دهه بعد مطالعات گسترده‌تری پیرامون تزریق جت هوا در بالادست ردیف پره کمپرسور محوری آغاز گردید که از آن جمله سودر و همکارانش اثربخشی تزریق هوا از طریق چندین انژکتور را در افزایش بازه عملکرد پایدار کمپرسور نشان دادند [12]. در ادامه تحقیقات، تلاش برای کسب بیشترین حاشیه استال با استفاده از کمترین میزان هوای تزریقی در کمپرسورهای سرعت پایین و سرعت بالا، موضوع مطالعه محققین قرار گرفت [13-15]. طی دهه گذشته با افزایش قابلیت‌های محاسباتی، چندین مطالعه عددی پیرامون تاثیر تزریق هوا بر بهبود عملکرد کمپرسورهای محوری انجام پذیرفته است. از جمله این مطالعات می‌توان به مدل‌سازی عددی جریان یک کمپرسور سرعت بالا با به‌کارگیری همزمان تزریق هوا و اصلاح پوسته از نوع شیار محیطی اشاره کرد [16]. ویژگی این سیستم تزریق، افزایش مولفه محوری جت خروجی از انژکتور به واسطه شرایط قرارگیری انژکتورها است. کسب حاشیه استال بیشتر با تزریق مقدار کم هوا مزیت این سیستم کنترلی ترکیبی بوده است. در سال‌های اخیر تلاش برای درک کامل‌تری از مکانیزم اثربخشی تزریق هوا و جزئیات میدان جریان به ویژه در ناحیه نوک پره موضوع مورد توجه محققین بوده است [18,17]. به‌کارگیری تحلیل‌های دقیق عددی و انجام تست‌های آزمایشگاهی با هدف مشاهده میدان لحظه‌ای جریان، اندازه‌گیری نوسانات سرعت و فشار از جمله مهم‌ترین راهبردها در این راستا به‌شمار می‌آید. هدف از انجام این مطالعه بررسی فرآیند شکل‌گیری استال و چگونگی گسترش سلول استال در طول پره کمپرسور می‌باشد. همچنین فرآیند بازیابی از استال با به‌کارگیری تزریق هوا و به‌کمک اندازه‌گیری سرعت لحظه‌ای جریان در بالادست رتور مطالعه شده است. بررسی تاثیر تزریق هوا در نوک پره بر میدان جریان به کمک اندازه‌گیری‌های پایا و ناپایا (لحظه‌ای) تاثیر این روش را در بهبود عملکرد کمپرسور و حذف

¹ Active and Passive

² Casing treatment

³ Circumferential groove

⁴ Slot

⁵ Epstein

نوسانات سرعت جریان در طول پره ترکیبی از پراب‌های سیم داغ در موقعیت‌های شعاعی نزدیک به پایه، میانگین و نزدیک به نوک پره نصب گردیده‌اند.

3- نتایج

نتایج پیش رو با دو راهبرد کلی مطالعه اثر تزریق جت هوا بر عملکرد کمپرسور محوری و همچنین کنترل ناپایایی‌ها¹ و چگونگی از بین بردن اغتشاشات جریان ناشی از شکل‌گیری استال دورانی می‌پردازد.

3-1- بهبود عملکرد کمپرسور

اولین هدفی که در این اندازه‌گیری‌ها دنبال می‌شود این است که تزریق جت هوا در نوک پره‌های رتور، در یک دیدگاه میانگین زمانی² چه میزان باعث افزایش محدوده‌ی عملکرد پایدار کمپرسور³ شده و مشخصه‌های عملکردی را بهبود می‌بخشد. تغییرات در میزان افزایش فشار کمپرسور در دبی‌های جرمی مختلف با تنظیم شیر کنترل‌کننده دبی، اندازه‌گیری شده و در قالب منحنی عملکرد ارائه گردیده است. منحنی عملکرد استخراج شده کمپرسور در 1300 rpm در "شکل 3" نشان داده شده است. در این شکل ضریب افزایش فشار کل نسبت به ضریب جریان بی‌بعد شده ترسیم گردیده است. ضریب جریان نیز به صورت نسبت سرعت محوری در ورودی رتور به سرعت نوک پره رتور تعریف و با مقدار آن در نقطه طراحی بی‌بعد شده است.

منحنی عملکردی کمپرسور در شرایط بدون تزریق و تزریق جت هوا در "شکل 3" ترسیم و مقایسه شده است.

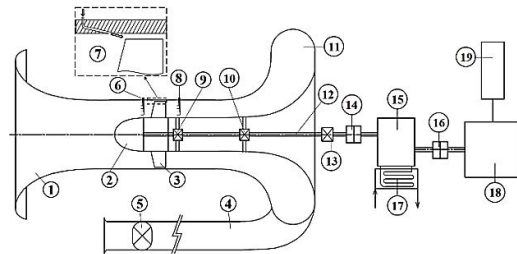
دبی جرمی هوای تزریق شده در دو حالت 0.5% و 0.8% دبی جرمی کمپرسور در شرایط طراحی تنظیم گردیده که از طریق 12 انژکتور، که در فواصل زاویه‌ای برابر پیرامون محیط رتور قرار گرفته‌اند، وارد می‌شود. بهبود حاشیه استال به همراه افزایش ضریب فشار کل کمپرسور از نتایج به‌کارگیری تزریق هوا بوده است. جدول 2 میزان افزایش فشار در نقطه استال و همچنین حاشیه استال به‌دست آمده را نشان می‌دهد.

پروفیل‌های تغییرات شعاعی فشار کل در سه نقطه عملکردی ($\phi_{norm,1}$ ، $\phi_{norm,3}$ ، $\phi_{norm,5}$) در "شکل 4" نشان داده شده است. نقطه $\phi_{norm,1}$ نزدیک به شرایط طراحی، نقطه $\phi_{norm,3}$ نزدیک به ناحیه استال و نقطه $\phi_{norm,5}$ در ناحیه استال توسعه یافته قرار دارد.

همان‌گونه که در شکل (4-a) نشان داده شده است ($\phi_{norm,1}$)، تزریق هوا اگرچه در ناحیه نوک پره باعث کاهش ضریب افزایش فشار کل گردیده اما در مجموع و به صورت میانگین افزایش فشار از پایه تا نوک پره کاهش نیافته است. تاثیر قابل ملاحظه‌تر تزریق هوا در نوک پره‌ها، مطابق شکل‌های (4-b) و (4-c) در نقاط $\phi_{norm,3}$ و $\phi_{norm,5}$ دیده می‌شود. پروفیل افزایش فشار کل در این شرایط به‌واسطه تزریق هوا به‌صورت کامل به‌سمت راست جابجا شده است و این افزایش فشار در نواحی بالاتر از 80% ارتفاع پره به خوبی مشخص می‌شود. بهبود ضریب افزایش فشار کل از پایه تا نوک پره تطبیق خوبی با نتایج ارائه شده توسط هیلر و همکاران دارد [19].

3-2- ناپایایی‌های جریان

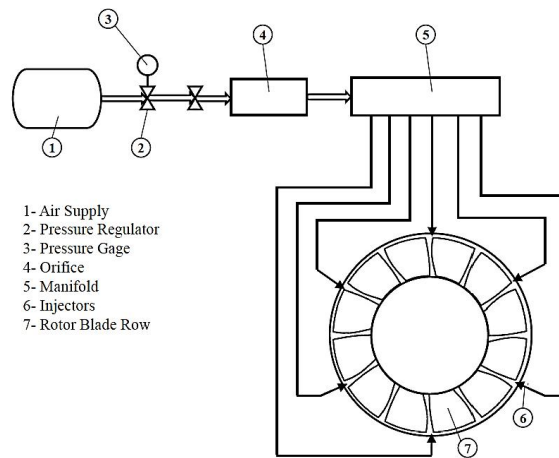
در نزدیکی نقطه استال، میدان جریان کمپرسور به ویژه در ناحیه نوک پره با ناپایایی‌ها و اغتشاشاتی همراه است.



- | | | |
|--------------------------|------------------------|------------------------|
| 1- Bell Mouth Air Intake | 8- Rear Pressure Rakes | 15- Increasing Gearbox |
| 2- Spinner | 9- Bearing #1 | 16- Coupling #2 |
| 3- Rotor Blade Row | 10- Bearing #2 | 17- Oil Cooler |
| 4- Outlet Duct | 11- Spiral Collector | 18- Electro-motor |
| 5- Throttle Valve | 12- Rotor Shaft | 19- Inverter |
| 6- Front Pressure Rakes | 13- Bearing #3 | |
| 7- Air Injector | 14- Coupling #1 | |

Fig. 1 Schematic layout of axial compressor test rig

شکل 1 طرح‌واره مجموعه تست ریگ کمپرسور محوری



- | |
|-----------------------|
| 1- Air Supply |
| 2- Pressure Regulator |
| 3- Pressure Gage |
| 4- Orifice |
| 5- Manifold |
| 6- Injectors |
| 7- Rotor Blade Row |

Fig. 2 Schematic Drawing of injection system

شکل 1 طرح‌واره سیستم تزریق هوا

اندازه‌گیری می‌کنند. از آنجایی که بیشترین فرکانس مورد توجه در میدان جریان و در این مطالعه حدود 260 هرتز است، داده‌برداری با فرکانس 2 کیلوهرتز نیز قابل قبول می‌باشد. با این حال با توجه به ظرفیت داده برداری سیستم جریان سنج سیم داغ و همچنین بکارگیری یک کارت داده برداری A/D مناسب، داده‌برداری با فرکانس 10 کیلوهرتز (10000 نمونه در ثانیه) انجام شده است.

4-2- نحوه انجام آزمایش

عملکرد کمپرسور محوری در شرایط طراحی و نزدیک به استال (ضریب جریان نزدیک به نقطه استال در شرایط پیش از تزریق هوا) در دو حالت، با تزریق جت هوا در نوک پره‌ها و بدون تزریق هوا مورد مطالعه قرار گرفته است. در تمامی حالات دبی تزریق شده از تمامی انژکتور‌ها از 1% دبی جرمی کمپرسور در شرایط طراحی فراتر نمی‌رود. توزیع فشار کل از پایه تا نوک پره، با میانگین‌گیری از پراب‌های فشار استاندارد تعبیه شده در چندین موقعیت محیطی استخراج گردیده است. همچنین اندازه‌گیری نوسانات سرعت به کمک چندین پراب سیم داغ که به‌صورت محیطی پیرامون رتور تعبیه شده‌اند، انجام پذیرفته است. پراب‌های سیم داغ در بالادست رتور و در فاصله 20% طول وتر محوری در نوک پره نصب شده‌اند. با هدف مطالعه گسترش

¹ Unsteadiness

² Time average

³ Stable operating range

رتور قرار داده شد. شکل‌گیری استال با افزایش اغتشاشاتی در گذرگاه جریان همراه است. این اغتشاشات در بالا دست پره‌های رتور قابل اندازه‌گیری و مشاهده می‌باشد. منحنی مشخصه های فرکانسی جریان در نقاط مختلف عملکردی ($\phi_{norm,1}$ الی $\phi_{norm,5}$) و در سرعت 1300 rpm در شکل 5 نشان داده شده است. در تمامی این حالات پراب سیم داغ در ناحیه نوک پره و به فاصله 10 mm از پوسته قرار گرفته است. در ضرایب جریان $\phi_{norm,2}$ و $\phi_{norm,1}$ که نقاطی دور از محدوده شکل‌گیری استال هستند، تنها نوسان غالب ناشی از دوران پره‌های رتور می‌باشد. فرکانس پیک در این شرایط برابر 260 Hz است که برابر فرکانس گذر پره می‌باشد

با کاهش دبی جرمی کمپرسور در نقطه $\phi_{norm,3}$ ، نوسانات و ناپایداری‌های جریان افزایش می‌یابد و پیک شدید ایجاد شده در مقادیر فرکانس‌های پایین، نشان‌گر شکل‌گیری استال دورانی در کمپرسور است. این وضعیت در ضرایب $\phi_{norm,4}$ و $\phi_{norm,5}$ نیز وجود دارد.

اولین پیک پدیدار شده در این سه ضریب جریان که در فرکانس 14 Hz بوجود آمده، فرکانس سلول استال را نشان می‌دهد. با توجه به این که در 1300 rpm، فرکانس دورانی رتور برابر 21 Hz می‌باشد، فرکانس استال 66% فرکانس دوران رتور است. فرکانس استال می‌تواند چندین هارمونیک داشته باشد. در مطالعه حاضر یک هارمونیک از فرکانس استال معادل دو برابر فرکانس استال (28 Hz) دیده می‌شود.

با هدف توصیف دقیق‌تری از فرایند شکل‌گیری استال دورانی، از یک تابع تبدیل فوریه زمان کوتاه برای تحلیل داده‌های سرعت لحظه‌ای جریان استفاده گردید.

سیگنال‌های غیرایستا به سیگنال‌هایی اطلاق می‌شود که ویژگی‌های آماری آن‌ها با زمان تغییر می‌کند. فرم متداول تبدیل فوریه اطلاعاتی از تغییرات فرکانس با زمان ارائه نمی‌دهد به همین منظور از روش تبدیل فوریه زمان کوتاه استفاده می‌شود. در این روش نه تنها فرکانس‌های غالب نمایان می‌شود بلکه زمان وقوع هریک نیز معین می‌گردد.

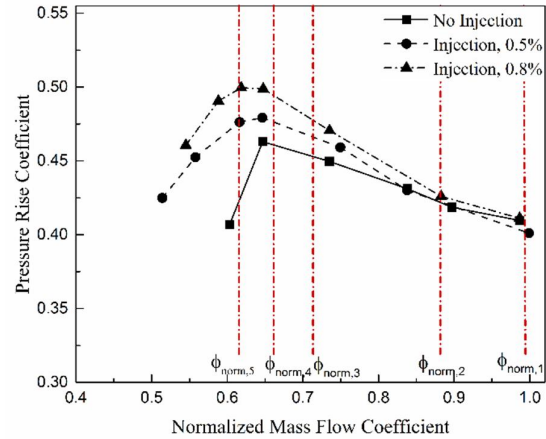


Fig. 3 Performance curves of the compressor at injection and no-injection cases

شکل 2 منحنی عملکردی کمپرسور در شرایط با و بدون تزریق

جدول 1 نتایج بهبود عملکردی کمپرسور

Table 2 Compressor performance improvement results

ردیف	درصد تزریق هوا (%)	دبی جرمی تزریق (kg/s)	افزایش حاشیه استال (%)	افزایش حداکثر ضریب فشار (%)
1	0.5	0.006	4.63	3.45
2	0.8	0.0096	9.05	8.422

رشد و گسترش این اغتشاشات در نهایت شکل‌گیری استال دورانی را سبب می‌شود. با هدف بررسی فرایند شکل‌گیری استال از یک سو و همچنین فرایند بازیابی کمپرسور از شرایط استال با تزریق جت هوا از سوی دیگر، اندازه‌گیری سرعت لحظه‌ای جریان در بالا دست ردف پره انجام شده است. موقعیت محوری پراب‌ها در تمامی حالات در بالای دست پره و به فاصله 20% طول وتر محوری در نوک پره از لبه حمله می‌باشد. تنها در یک حالت به منظور اندازه‌گیری نوسانات جریان بعد از ردف پره، یک پراب در پایین دست

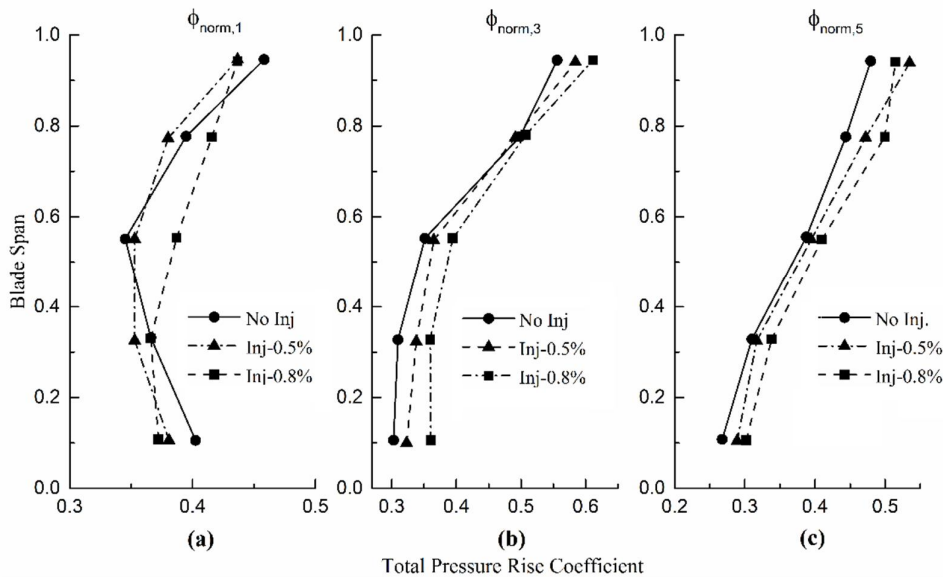


Fig. 4 Spanwise total pressure rise coefficient

شکل 3 تغییرات شعاعی ضریب فشار کل

به هم ریختگی و اغتشاش شده است. در همین زمان و با توجه به شکل (6-a) مشاهده می‌گردد که به جز فرکانس گذر پره که همچنان غالب است، در مقادیر دیگر فرکانسی نیز علائمی مشاهده می‌گردد که بیانگر شکل‌گیری نوساناتی جدید در میدان جریان است. شدت این نوسانات طی چندین دوران بعدی کمپرسور افزایش یافته و نهایتاً در دور 154 کاملاً گسترش یافته (استال کاملاً توسعه یافته) و از این زمان به بعد دیگر فرکانس گذر پره، پیک غالب نبوده و این فرکانس استال است که بیشترین شدت را دارا می‌باشد. تراکم خطوط کانتر در "شکل (6-a)" در مقادیر پایین فرکانسی بیانگر این موضوع می‌باشد.

در قسمت قبل پیرامون تاثیر تزریق جت هوا بر بهبود پارامترهای جریان در دیدگاه میانگین زمانی بحث گردید. با هدف اندازه‌گیری دقیق روند از بین رفتن استال و ناپایایی‌های وابسته به آن به کمک تزریق هوا، اندازه‌گیری سرعت لحظه‌ای جریان به طور همزمان در سه موقعیت شعاعی نزدیک به نوک پره، میانگین و نزدیک به پایه انجام پذیرفت. در ابتدا کمپرسور در شرایط عملکردی استال قرار گرفت. سپس هوای فشرده از طریق انژکتورها به ناحیه نوک ردیف پره تزریق گردید. "شکل 7" فرآیند از بین رفتن استال دورانی و بازگشت کمپرسور به شرایط خارج از استال را نشان می‌دهد. نوسانات شدیدی (در مقایسه با میانگین سرعت) که روی سیگنال سرعت مشاهده می‌شود، اثر شکل‌گیری استال دورانی در گذرگاه جریان است. این ناپایایی‌ها قبل از تزریق هوا در نقاط اندازه‌گیری از پایه تا نوک پره دیده می‌شود. هرچند که شدت اغتشاشات در ناحیه نوک پره بیشتر بوده اما حضور اغتشاشات در سراسر ارتفاع پره نشان‌دهنده شکل‌گیری سلول استالی در تمام ارتفاع پره می‌باشد. پس از انجام تزریق در نوک ردیف پره فرآیند تضعیف اغتشاشات آغاز و نهایتاً استال دورانی به‌طور کامل محو گردیده است. این اتفاق که در واقع بازیابی از استال می‌باشد از دور 1135ام گردش رتور پدید آمده و از این زمان به بعد نوسانات ناشی از وقوع استال دیده نمی‌شود.

تاثیر تزریق هوا در نوک پره‌های کمپرسور در حذف سلول استال و متعاقباً از بین رفتن اغتشاشات جریان ناشی از آن در فضای فرکانسی در "شکل 8" دیده می‌شود. این نمودار شامل منحنی‌های طیف فرکانسی در سه موقعیت نزدیک به نوک، میانی و نزدیک به پایه پره می‌باشد. در هر سه موقعیت اندازه‌گیری، مقایسه‌ای بین رفتار فرکانسی جریان قبل و بعد از تزریق هوا در ضریب جریان $\phi_{norm,4}$ انجام شده است. قبل از تزریق هوا پیک ناشی از استال و هارمونیک آن در محدوده فرکانسی زیر 50 هرتز در هر سه نقطه اندازه‌گیری به خوبی دیده می‌شود. با توجه به "شکل 8"، نتایج حاکی از حذف کامل پیک‌ها در فرکانس استال در تمامی طول پره بعد از اعمال تزریق هوا به میزان 1% دبی جرمی کل کمپرسور می‌باشد. در این شرایط استال دورانی به‌طور کلی از گذرگاه‌های جریان محو گردیده است، در حالی که کمپرسور در شرایط عملکرد پایدار و با نسبت فشار بیشتری کار می‌کند. برای وضوح بیشتر نمودارها در این شکل، محور افقی (فرکانس) از میانه آن منقطع شده است. پیش از این تاثیر تزریق هوا بر حذف نوسانات جریان و پیک فرکانسی ناشی از آن با تمرکز بر ناحیه درز نوک در چند مطالعه عددی نیز ارائه شده است [21].

یکی از پارامترهای مهم روش کنترلی تزریق هوا، دبی جریان هوای تزریق شده می‌باشد. با در نظر گرفتن تعداد مشخصی از انژکتورها با قطر معین، با افزایش دبی تزریق، ممنوم ورودی به ناحیه درز نوک بیشتر شده و نقش موثرتری در از بین بردن ساختار سلول (های) استال خواهد داشت. تعیین کمینه دبی هوای تزرفی با میزان اثربخشی موردنیاز به‌عنوان

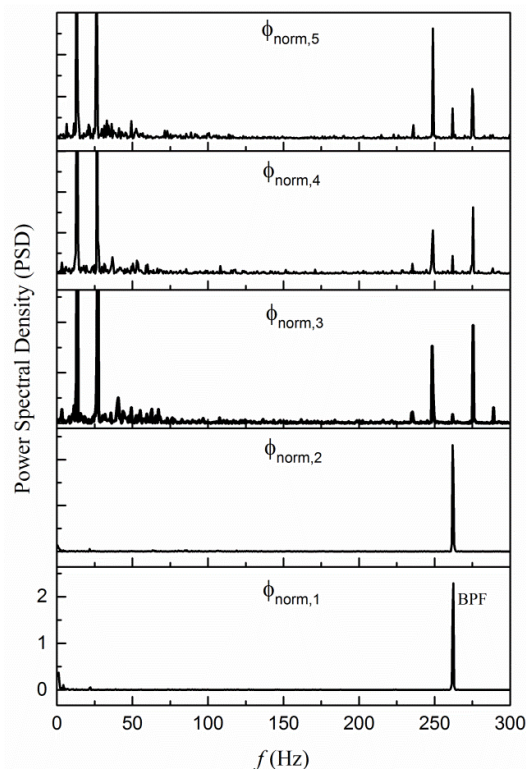


Fig. 5 Velocity spectra in the frequency domain during different operating conditions

شکل 5 منحنی طیف فرکانسی در نقاط مختلف عملکرد کمپرسور

در این روش یک تابع پنجره¹، سیگنال را به قطعاتی کوچک‌تر (فریم‌هایی) تقسیم می‌کند. طول هر فریم به اندازه‌ای می‌باشد که می‌توان سیگنال را در آن بازه به صورت ایستا در نظر گرفت. تبدیل فوری بر روی هر یک از فریم‌ها اعمال شده و با حرکت تابع پنجره در طول محور زمانی روابط بین تغییرات فرکانس و زمان قابل دستیابی است. تبدیل فوری به زمان کوتاه برای یک سیگنال گسسته به صورت رابطه (1) تعریف می‌شود [20].

$$\text{STFT}\{u[t]\} \equiv V(m, \omega) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} v[n] \omega[n-m] e^{-j\omega n} \quad (1)$$

$\omega(n)$ بیانگر تابع پنجره است و مطابق رابطه (2) تعریف می‌شود. در این رابطه N طول پنجره و $1/N$ ضریب مقیاس می‌باشد که بیانگر وضوح هر جزء از سیگنال است.

$$\omega[n] = \sin\left[\frac{\pi}{N}(n + 0.5)\right], n = 0, 1, 2, \dots, N-1 \quad (2)$$

"شکل 6" سیگنال سرعت لحظه‌ای جریان را در 1300 rpm و در موقعیت نوک پره نشان می‌دهد. این سیگنال در فرآیند شکل‌گیری استال ثبت گردیده است. در بازه زمانی متناظر با دور 109 تا 142 (عملکرد در شرایط قبل از وقوع استال)، سیگنال لحظه‌ای سرعت منظم بوده و تنها عامل متناوب ناشی از تاثیر چرخش رتور بر میدان جریان می‌باشد. در همین شرایط مطابق "شکل (6-a)" و در کانتر تبدیل فوری به زمان کوتاه، تنها فرکانسی که دارای شدت بالایی بوده و به وضوح در طیف فرکانسی مشاهده می‌گردد، فرکانس گذر پره (260 Hz) و با شدتی کمتر هارمونیک آن (520 Hz) می‌باشد. در زمان متناظر با دور 143، سیگنال موجی شکل سرعت دچار

¹ Window function

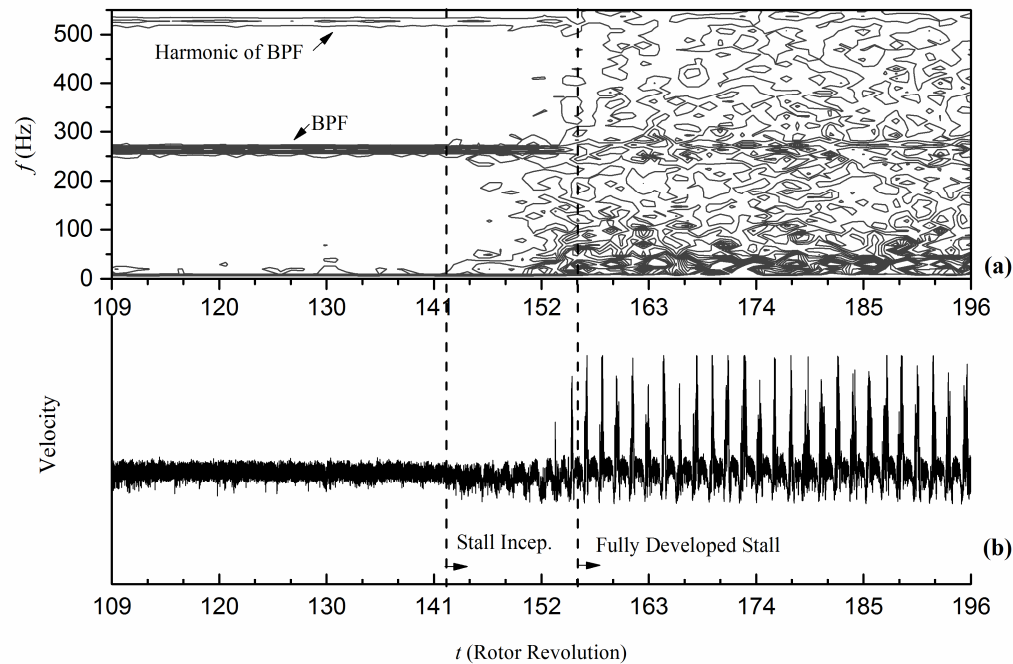


Fig. 6 Stall inception process (a: STFT contour, b: Instantaneous velocity signal)

شکل 6 فرایند شکل گیری استال (الف: کانتور تحلیل فرکانسی ب: سیگنال سرعت لحظه)

تزریق کمتر از 1% از دبی جرمی کمپرسور در شرایط طراحی از طریق 12 انژکتور، حاشیه استال به میزان 9% افزایش یافته است. همچنین رفتار ناپایای جریان در فرایند شکل گیری استال و پاسخ آن به تزریق هوا در نوک پره بررسی شده و در مجموع نتایج زیر از این مطالعه به دست آمده است:

1. تزریق جت هوا در نوک ردیف پره در شرایط عملکردی در نقطه استال باعث حذف سلولهای استال شکل گرفته شده و موجب عملکرد پایدار کمپرسور با تولید نسبت فشار بالاتر می گردد.
2. وقتی در گذرگاه جریان سلول استال تمامی طول پره را در بر می گیرد، نوسانات ناشی از آن در تمامی نقاط بالادست رتور مشاهده می شود. فرکانس سلولهای استال در کمپرسور مورد آزمایش برابر 66% فرکانس دوران رتور است.

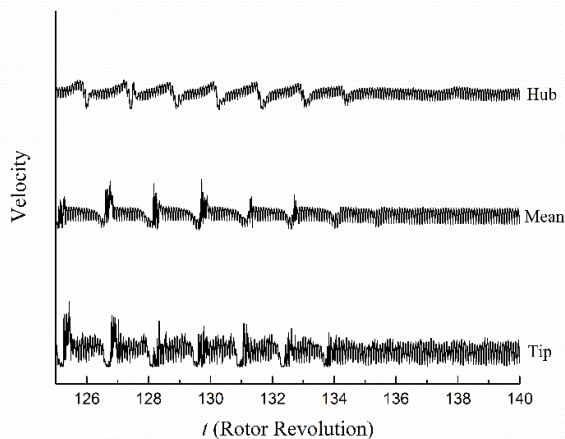


Fig. 7 Velocity signals during stall recovery process

شکل 7 سیگنال های سرعت لحظه ای طی فرایند بازیابی استال

مشخصه‌ای با اهمیت، قابل بررسی است.

"شکل 9" کانتور تحلیل فوریه زمان-کوتاه سرعت جریان را در بالادست رتور و در ضرب جریان norm.49 (شرایط استال)، نشان می دهد. این شکل در وضعیت عدم تزریق هوا در نوک پره و همچنین تزریق هوا با دبیهای جرمی متفاوت ترسیم شده است. در این شکل ترکیبی از سیگنال سرعت و تحلیل فوریه زمان-کوتاه آن برای هر حالت در یک بازه زمانی مشخص ارائه شده است.

پیش از تزریق هوا (شکل 9-a) باند فرکانسهای پایین بیشترین شدت را دارا می باشد که حاکی از غالب بودن نوسانات حاصل از استال در میدان جریان است. شدت بالای این فرکانسها با تراکم خطوط کانتور در این ناحیه مشخص گردیده است. پس از اعمال تزریق جت هوا، ناپایاییهای میدان جریان تضعیف و سیگنال سرعت به شکل موجی خود در شرایط عدم وجود ناپایاییها نزدیک می گردد. این امر با تقویت محسوس شدت کانتور در فرکانس گذر پره همراه است (شکل های 9-b,c). در این شرایط با این که سیگنال سرعت لحظه ای به ظاهر بدون اغتشاش بوده و نوسانات شدید حاصل از استال دورانی روی آن تأثیر نگذاشته، اما در کانتورهای تحلیل فوریه زمان-کوتاه هنوز مقداری نوسان در محدوده فرکانسی زیر 260 هرتز مشاهده می شود.

با افزایش دبی جرمی تزریق تا حدود 1% دبی جرمی طراحی کمپرسور (شکل 9-d)، تمامی نوسانات و اغتشاشات میدان جریان از بین رفته و تنها فرکانس 260 Hz (فرکانس گذر پره) دارای شدت غالب است. در این حالت تنها عامل تغییر دهنده مقدار سرعت لحظه ای از میانگین آن، نوسان حاصل از دوران رتور می باشد.

4- نتیجه گیری

بهبود پارامترهای جریان در کمپرسور از پایه تا نوک پره با به کارگیری تزریق جت هوا موضوع این مطالعه می باشد. مشاهدات به این صورت بوده که تنها با

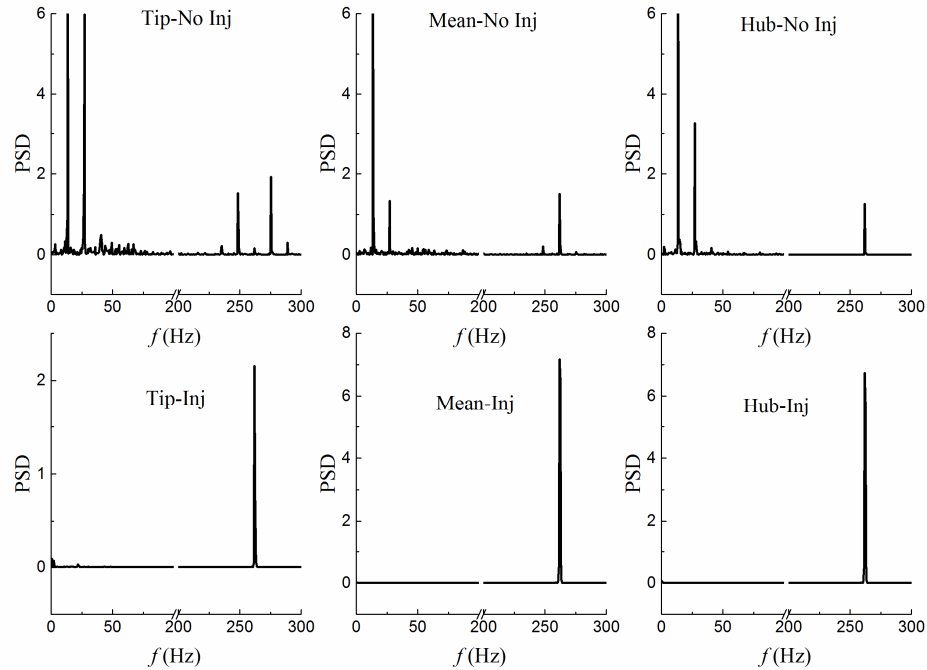


Fig. 8 Frequency spectra of velocity signals at the stall point (before and after air injection)

شکل 8 طیف فرکانسی سیگنال سرعت در نقطه استال (قبل و بعد از تزریق هوا)

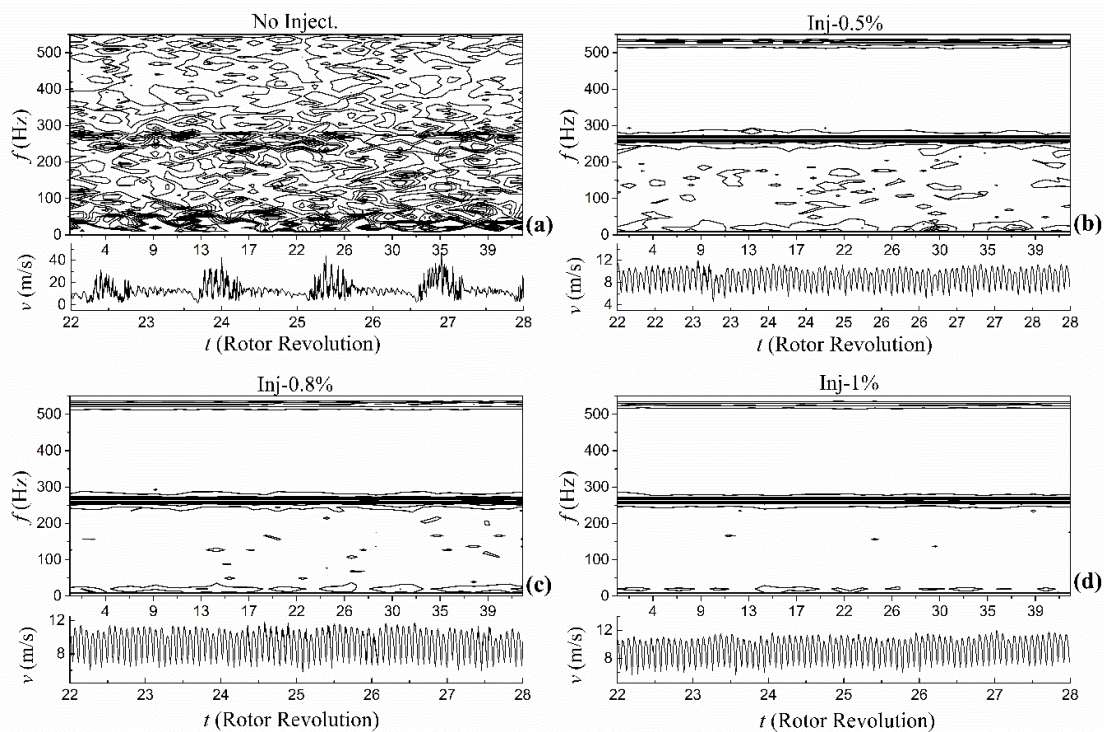


Fig. 9 Velocity signals and their STFT analyses with different injection mass flow rates

شکل 9 سیگنال‌های سرعت و تحلیل فوری زمان کوتاه آنها با دبی‌های جرمی متفاوت تزریق

این مکانیزم باعث از بین رفتن سلول استال طی چند دور دوران کمپرسور گردیده است.

4. علاوه بر بهبود میدان جریان در ناحیه نوک پره کمپرسور در

3. تزریق هوا در نوک پره کمپرسور باعث افزایش ممتنم جریان در ناحیه نوک پره شده و منجر به افزایش سرعت محوری میانگین و متعاقب آن کاهش زاویه حمله جریان ورودی به پره‌ها می‌گردد.

- [6] A. Deppe, H. Saathoff, U. Stark, Spike-type stall inception in axial-flow compressors, *Proceeding of 6th Conference on Turbomachinery, Fluid Dynamics and Thermodynamics, Lille, France*, 2005.
- [7] G. Pullan, A. Young, I. Day, E. Greitzer, Z. Spakovszky, Origins and structure of spike-type rotating stall, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 137, No. 5, pp. 1-11, 2015.
- [8] H. Chen, X. Huang, K. Shi, S. Fu, M. Ross, M. A. Bennington, J. D. Cameron, S. C. Morris, S. McNulty, A. Wadia, A computational fluid dynamics study of circumferential groove casing treatment in a transonic axial compressor, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 136, No. 3, pp. 1-11, 2014.
- [9] J.-H. Kim, K.-J. Choi, K.-Y. Kim, Aerodynamic analysis and optimization of a transonic axial compressor with casing grooves to improve operating stability, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 29, No. 1, pp. 81-91, 2013.
- [10] I. Wilke, H.-P. Kau, A numerical investigation of the flow mechanisms in a HPC front stage with axial slots, *Proceeding of ASME Turbo Expo 2003*, Atlanta, Georgia: American Society of Mechanical Engineers, pp. 465-477, 2003.
- [11] A. Epstein, J. Ffowcs Williams, E. Greitzer, Active suppression of aerodynamic instabilities in turbomachines, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 5, No. 2, pp. 204-211, 1989.
- [12] K. L. Suder, M. D. Hathaway, S. A. Thorp, A. J. Strazisar, M. B. Bright, Compressor stability enhancement using discrete tip injection, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 123, No. 1, pp. 14-23, 2001.
- [13] C. Nie, Z. Tong, S. Geng, J. Zhu, W. Huang, Experimental investigations of micro air injection to control rotating stall, *Journal of Thermal Science*, Vol. 16, No. 1, pp. 1-6, 2007.
- [14] R. Taghavi-Zenouz, F. Yeke Rusta, M. H. Ababaf Behbahani, M. Eshagh-Sir, Numerical investigation on the flow instabilities control in a low speed axial compressor rotor blade row, *Proceeding of National Gas Turbine Conference*, October 6-7, 2015. (in persian فارسی).
- [15] C. Nie, G. Xu, X. Cheng, J. Chen, Micro air injection and its unsteady response in a low-speed axial compressor, *Proceeding of ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air*, Amsterdam, The Netherlands: American Society of Mechanical Engineers, pp. 343-352, 2002.
- [16] B. H. Beheshti, K. Ghorbanian, B. Farhanieh, J. A. Teixeira, P. C. Ivey, A new design for tip injection in transonic axial compressors, *Proceeding of ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air*, Barcelona, Spain: American Society of Mechanical Engineers, pp. 39-47, 2006.
- [17] A. D. Grosvenor, G. S. Rixon, L. M. Sailer, M. A. Matheson, D. P. Gutzwiller, A. Demeulenaere, M. Gontier, A. J. Strazisar, High resolution rans nonlinear harmonic study of stage 67 tip injection physics, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 137, No. 5, pp. 1-13, 2015.
- [18] J. Li, F. Lin, Z. Tong, C. Nie, J. Chen, The dual mechanisms and implementations of stability enhancement with discrete tip injection in axial flow compressors, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 137, No. 3, pp. 1-10, 2015.
- [19] S.-J. Hiller, R. Matzgeller, W. Horn, Stability enhancement of a multistage compressor by air injection, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 133, No. 3, pp. 031009, 2011.
- [20] Q. Li, W. Wang, L. Chen, D. Sun, Rotor-system log-decrement identification using short-time fourier-transform filter, *International Journal of Rotating Machinery*, Vol. 2015, pp. 1-12, 2015.
- [21] S. Geng, H. Zhang, J. Chen, W. Huang, Unsteady tip clearance flow pattern in an isolated axial compressor rotor with micro tip injection, *Journal of Thermal Science*, Vol. 16, No. 4, pp. 309-320, 2007.

تزریق هوا، تاثیر زیادی در عملکرد بهتر در تمامی طول پره نیز مشاهده شده است، همچنین میانگین ضریب افزایش فشار کل، نسبت به حالات بدون تزریق در محدوده وقوع استال افزایش یافته و ناپایداری هایی القایی در جریان از بین می رود.

5. استال نوع اسپایک که در کمپرسور مورد آزمون در این مطالعه دیده شد، با نوسانات شدید در سیگنال سرعت لحظه ای توسط یک پراب در بالادست رتور کمپرسور قابل رصد کردن می باشد. شدت نوسانات سرعت حاصل از استال اسپایک در ناحیه نوک پره نسبت به میانه و ریشه آن بیشتر است.

6. در فرآیند بازیابی از استال با استفاده از تزریق هوا، اندازه گیری سرعت لحظه ای نشان می دهد که پس از اعمال تزریق، نوسانات شدید میدان سرعت به تدریج کاهش یافته (تضعیف سلول استال) و نهایتاً سیگنال سرعت عاری از هرگونه نوسانی به جز آن چه ناشی از حرکت دورانی رتور است، می شود. این اتفاق در تمامی ارتفاع پره از پایه تا نوک قابل مشاهده بوده و حاکی از حذف استال از گذرگاه جریان می باشد.

5- تقدیر و تشکر

کار تحقیقاتی حاضر تحت حمایت های مالی و پشتیبانی آزمایشگاه تحقیقاتی آیرودینامیک و توربومشین های تراکم پذیر دانشگاه علم و صنعت ایران انجام شده است. لذا بدین وسیله از تمامی مسئولین ذیربط قدردانی می گردد.

6- مراجع

- [1] K. Yamada, H. Kikuta, K.-i. Iwakiri, M. Furukawa, S. Gunjishima, An explanation for flow features of spike-type stall inception in an axial compressor rotor, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 135, No. 2, pp. 1-11, 2013.
- [2] S. Weichert, I. Day, Detailed measurements of spike formation in an axial compressor, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 136, No. 5, pp. 1-9, 2014.
- [3] M. Akhlaghi, A. Ghasemi, Y. Azizi, Steady and transient numerical simulation of stall inception in a low speed axial compressor, *Proceeding of National Gas Turbine Conference*, Iran, Tehran, October 6-7, 2015. (in persian فارسی).
- [4] H. D. Vo, C. S. Tan, E. M. Greitzer, Criteria for spike initiated rotating stall, *Journal of turbomachinery*, Vol. 130, No. 1, pp. 1-9, 2008.
- [5] C. Hah, J. Bergner, H.-P. Schiffer, Short length-scale rotating stall inception in a transonic axial compressor: criteria and mechanisms, *Proceeding of ASME turbo Expo 2006: Power for land, sea, and air*, Barcelona, Spain: American Society of Mechanical Engineers, pp. 61-70, 2006.