



Effects of air injection at rotor blade row tip region of an axial compressor on its performance under inlet distortion conditions

M. H. Ababaf Behbahani¹, A. Khoshnejad², R. Taghavi Zenouz^{1,*}, M. Goodarzi¹

¹Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

²Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

ABSTRACT: Improvement of an axial compressor performance through suppression of flow disturbances due to inlet flow blockage, utilizing air injection at the blade tip region, is the subject of the present study. The method of investigation is based on experimental measurements conducted in a low-speed isolated axial compressor rotor blade row. Four different blockage screens of different blockage ratios ranged between 5 and 20 percent of the inlet area are located at the compressor entrance. Instantaneous and time-averaged static pressures are recorded at different locations of the compressor casing. Frequency analyses of pressure signals show that the flow disturbances are being created in the presence of the blockage screens. These disturbances cause the appearance of rotating stall in the flow field when the compressor operates under distorted inflow with low blockage ratios (5 and 10%). To reduce the destructive effects of the inlet distortion, air is injected at the tip region of the rotor through 12 injectors which are located evenly spaced around the compressor circumference. Air injection in small quantities, 1.5% of the main flow, has considerable effects on the compressor performance under inlet distortion. The rotor performance and compressor delivery pressure are improved up to 35% than to the no injection case. By implementation of short-time Fourier transform technique effects of air injection on elimination or reduction of flow disturbances are also demonstrated.

Review History:

Received: Oct. 23, 2019

Revised: Dec. 28, 2019

Accepted: Mar. 10, 2020

Available Online: Mar. 27, 2020

Keywords:

Axial Compressor

Tip Injection

Inlet Distortion

Short-Time Fourier Transform

Aerodynamic Instability

1- Introduction

Gas turbine engine may suffer from any possible flow disturbances occurred at its entry region. Under some conditions, inlet distortions may cause hazardous effects which can significantly deteriorate the performance of the compressor and the whole engine. Generally speaking, several parameters like severe flight maneuvers, inlet duct geometry, cross-wind, atmosphere gust, and any upstream irregularity can cause distortion in the inlet flow [1]. Inlet distortions are known as one of the main factors responsible for the commencement of instabilities. They may cause a reduction in the main stream axial velocity and increase in the flow incidence of the rotor blade rows, which in turn, could lead to the formation of stall cells. These cells rotate with the rotor blades but at a speed of 20-80% of the rotor rotational speed [2]. Continuous growth of the stall cells may lead to the occurrence of surge. Up to now, many experimental and numerical works are conducted to study the Compressor's performance deterioration when they are exposed to the inlet distortions. For example, distortions resulting from the ingestion of fuselage boundary layer by JT15D-1 turbofan engine are investigated by Lucas [3]. He presented that a decrease of 15.5% in corrected thrust force and an increase of 14% in specific fuel consumption. Air injection at the rotor

blade row tip region is an efficient active control method for suppression of the flow instabilities. This technique could successfully be implemented on both the low and high-speed axial compressors with a different arrangement of the injectors [4]. The first attempt in controlling flow instabilities, due to the inlet distortions, by means of the air injection at the blade tip region is carried out experimentally by Spakovszky et al. [5]. They showed that a steady axisymmetric air injection of 4% of the compressor mass flow rate can result in reduction of stalling mass flow rate by 9.7% relative to the no-injection case.

The present experimental research work is devoted to studies on the effects of the blade row tip air injection on the performance of a low-speed axial compressor while being exposed to different inlet distortions. Entry flow distortions have been imposed by mounting screens of different geometries upstream of the rotor blade row. Frequency analyses of the pressure signals through the compressor provided to realize the effectiveness of this technique in the suppression of the flow instabilities.

2- Methodology

An axial compressor rotor blade row consisting of 12 blades of NACA-65 airfoil series is used for the current

*Corresponding author's email: taghavi@iust.ac.ir



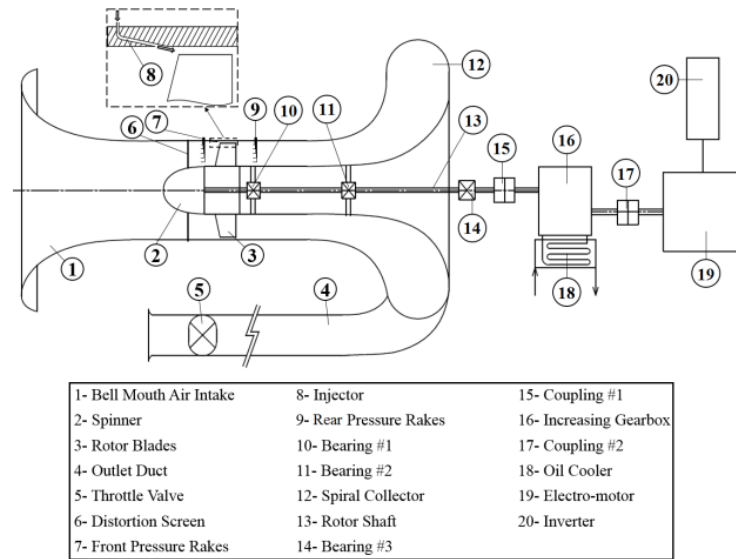


Fig. 1. Schematic layout of IUST axial compressor test rig

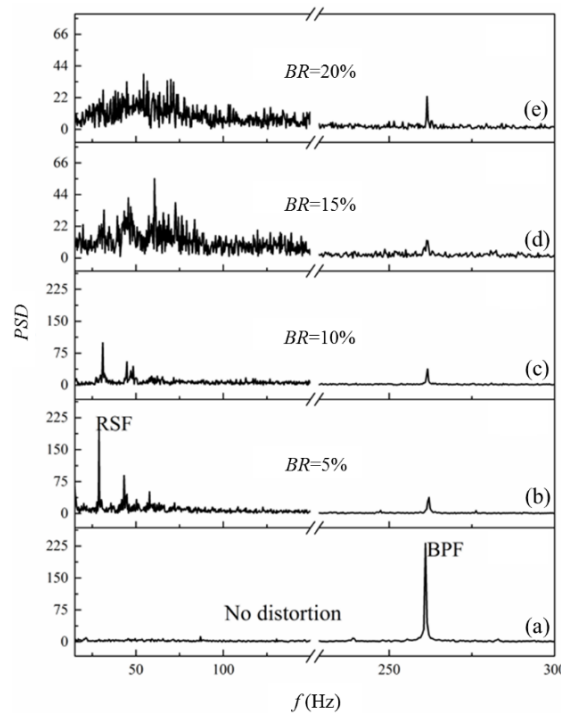


Fig. 2. Frequency spectrums for different distortion cases

20% of the clean compressor annulus passage cross-sectional area. Air injection system consists of 12 injectors, with an internal diameter of 2 mm for each one, mounted within the compressor casing wall. They are distributed evenly spaced along the compressor circumference upstream of the test model at a distance of 12 mm from the leading edge. The schematic of the test rig and injection system is shown in Fig. 1. Experiments included unsteady measurements of fluctuating flow utilizing high response pressure sensors.

3- Results and Discussion

Results of Fast Fourier Transform (FFT) of the pressure signals for the clear and distorted flow are shown in Fig. 2. At no-distortion case, the only dominant peak has appeared at a frequency of 260 Hz. This frequency corresponds to the Blade Passing Frequency (BPF). It means that the only dominant oscillations are those caused by the rotor revolution. With increasing distortion screens area, there can be seen many disturbances in the frequency spectrum which

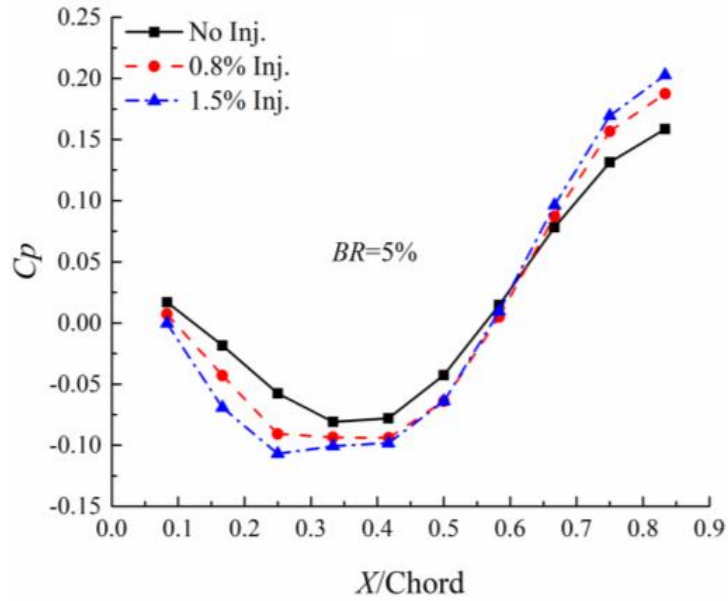


Fig. 3. Static pressure along the blade chord

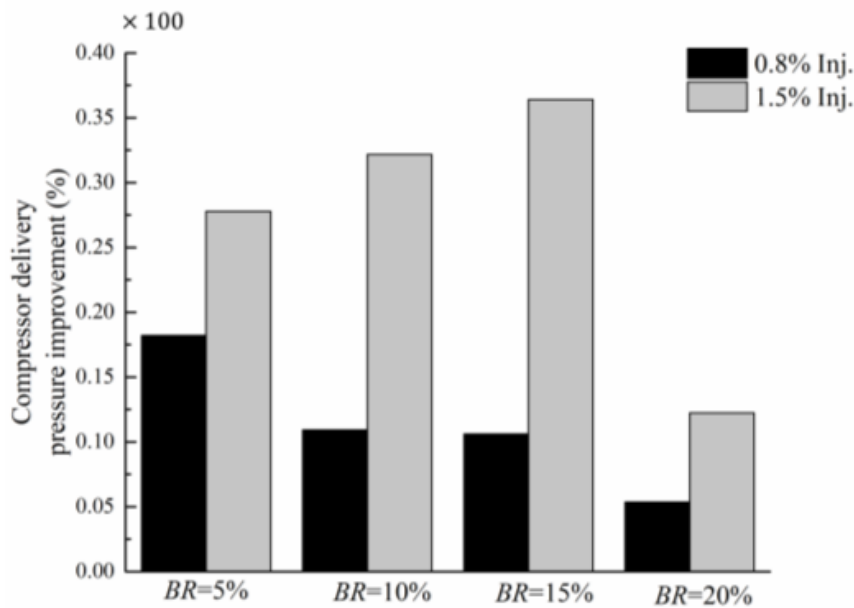


Fig. 4. Improvement of compressor delivery pressure

research work. The external diameter of this rotor blade row with blades row aspect ratio of 0.76 is 45 cm. All the tests are performed at a rotor speed of 1300 rpm. Entry flow distortions have been imposed by mounting screens of different geometries upstream of the rotor blade row. Each screen has been mounted 1.5 times the blade tip chord length upstream of the rotor blade row measured from its leading edge. The blockage ratios of these distortion screens are 5%, 10%, 15%,

is mainly due to the geometry of the distortion screens. High magnitude inflow distortions are induced strong fluctuations in the compressor main flow due to the large wakes which are generated by the screens.

For investigation of air injection effects on the compressor performance under inlet distortion, first, the static pressure along the blade chord at the tip region is measured. The results are shown in Fig. 3 for no-injection, injection of

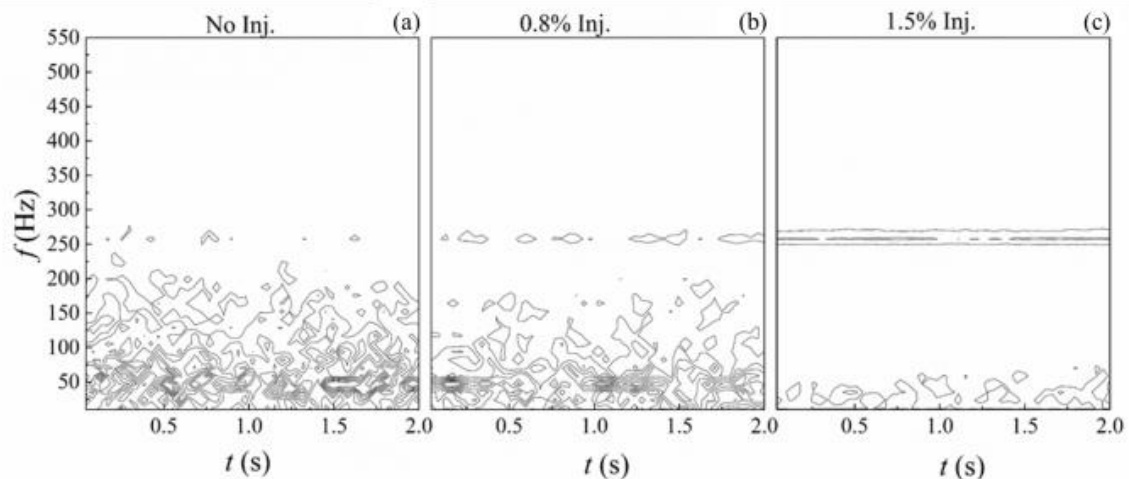


Fig. 5. STFT analysis of static pressure signals, BR=15%

0.8% and 1.5% of the main flow. In this case, air injection is improved the compressor delivery pressure significantly. Also, the static pressure at the rotor entry region is decreased which is related with increase in the local velocity. Summary of compressor delivery pressure improvement is presented in Fig. 4. For all cases, air injection has a positive effect on compressor performance. More amount of injected flow has better influence, especially in large distortion screens. Short-Time Fourier Transform (STFT) analysis is used as a powerful technique for the investigation of flow unsteadiness. As shown in the Fig. 5, many disturbances have appeared in different frequencies below the 260 Hz. These disturbances are evidence that the compressor operates in an unstable condition (Fig. 5(a)). Air injection has caused a reduction in flow unsteadiness, and disturbances are suppressed ultimately when only dominant frequency equals the BPF (Fig. 5(c)).

4- Conclusions

The effect of air injection on the improvement of the compressor under inlet distortion is the subject of this study. Inflow distortion is caused to formation of rotating stall in some cases. In a higher level of blockage, the compressor's

main flow is influenced considerably. Air injection as an active control method could decrease or eliminate these undesirable effects and leads to an increase in compressor delivery pressure.

References

- [1] P.B. Salunkhe, A.M. Pradeep, Stall inception mechanism in an axial flow fan under clean and distorted inflows, *Journal of fluids engineering*, 132 (2010).
- [2] C. Tan, I. Day, S. Morris, A. Wadia, Spike-type compressor stall inception, detection, and control, *Annual review of fluid mechanics*, 42 (2010) 275-300.
- [3] J.R. Lucas, Effect of BLI-Type Inlet Distortion on Turbofan Engine Performance, Virginia Tech, 2013.
- [4] R. Taghavi, M.H. Ababaf Behbahani, A. Khoshnejad, Experimental investigation of air injection effects on rotating stall alleviation in an axial compressor, *Modares Mechanical Engineering*, 16(7) (2016) 267-274. (in Persian).
- [5] Z. Spakovszky, H. Weigl, J. Paduano, C. Van Schalkwyk, K. Suder, M. Bright, Rotating stall control in a high-speed stage with inlet distortion: part I—radial distortion, (1999).

HOW TO CITE THIS ARTICLE

M. H. Ababaf Behbahani, A. Khoshnejad, R. Taghavi Zenouz, M. Goodarzi1., Effects of air injection at rotor blade row tip region of an axial compressor on its performance under inlet distortion conditions. *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 53(special issue 3) (2021). 419-422.

DOI: [10.22060/mej.2020.17268.6556](https://doi.org/10.22060/mej.2020.17268.6556)





اثرات تزریق هوا در ناحیه نوک ردیف پره روتور یک کمپرسور محوری بر عملکرد آن تحت شرایط انسداد جریان در ورودی

محمدحسین عباباف بهبهانی^۱، علی خوش نژاد^۲، رضا تقوی زنونز^{۱*}، محمدرضا گودرزی^۱

۱- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

۲- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۸/۰۸/۰۱

بازنگری: ۱۳۹۸/۱۰/۰۷

پذیرش: ۱۳۹۸/۱۲/۲۰

ارائه آنلاین: ۱۳۹۹/۰۱/۰۸

کلمات کلیدی:

کمپرسور محوری

تزریق هوا

انسداد ورودی جریان

تبدیل فوریه

ناپایداری‌های آیرودینامیکی

خلاصه: بهبود عملکرد کمپرسور محوری از طریق کاهش شدت اغتشاشات جریان، ناشی از اعمال انسداد در ورودی، به کمک تزریق هوا در نوک ردیف پره موضوع مطالعه حاضر می‌باشد. روش کار تجربی و بر مبنای اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی در یک کمپرسور سرعت پایین با روتور منفرد انجام شده است. بر این اساس چهار هندسه گرفتگی با درصد انسدادهای متفاوت، از ۵ تا ۲۰ درصد سطح ورودی کمپرسور را مسدود کرده و فشار استاتیک جریان روی پوسته کمپرسور به صورت میانگین و لحظه‌ای در نقاط مختلف ثبت گردیده است. تحلیل فرکانسی سیگنال‌های خام فشار، پدید آمدن اغتشاشاتی در میدان جریان را به واسطه حضور گرفتگی‌ها نشان می‌دهد. این اغتشاشات در انسدادهای با درصد کمتر (۵ و ۱۰ درصد) منجر به ظهور استال دورانی زودرس در کمپرسور می‌شود. در ادامه با هدف کاهش اثرات مخرب گرفتگی جریان، هوای پرفشار از طریق ۱۲ انژکتور که به صورت یکنواخت پیرامون محیط کمپرسور تعبیه شده‌اند، در ناحیه درز نوک ردیف پره تزریق گردیده است. تزریق هوا به میزان اندک ۱/۵٪ از طریق انژکتورها تاثیر قابل ملاحظه‌ای بر بهبود عملکرد کمپرسور تحت انسداد جریان در ورودی دارد. نتایج حاکی از بهبود عملکرد کمپرسور در قالب افزایش فشار تحویلی روتور تا ۳۵٪ نسبت به شرایط عدم اعمال تزریق هوا می‌باشد. همچنین با به کارگیری ابزار تبدیل فوریه زمان کوتاه، تاثیر تزریق هوا بر حذف یا کاهش اغتشاشات در گرفتگی‌های با درصد انسداد مختلف مورد مطالعه قرار گرفته است.

قرار بگیرند.

انسدادهای جریان عموماً به دو نوع استاتیک و دینامیک دسته بندی می‌شوند. نوع استاتیک به انسدادهای ثابت و نوع دینامیک به گرفتگی‌های متغیر و دوار اطلاق می‌شود [۲]. از جمله نمونه‌های انسداد استاتیکی در ورودی، گرفتگی ایجادشده به دلیل برخورد پرنده به موتور می‌باشد؛ در حالی که نوع دینامیکی آن اغلب در کمپرسورهای پرفشار چند اسپوله به دلیل رخداد استال دورانی در کمپرسور فشار پایین نمایان می‌گردد [۳].

انسدادهای جریان در ورودی به عنوان یکی از مهمترین عوامل رخداد ناپایداری‌ها، منجر به کاهش سرعت محوری و افزایش زاویه برخورد جریان به پره‌های ردیف اول کمپرسور شده و در نهایت باعث

۱- مقدمه

برخورد پرنده‌گان با موتور هواپیما و به تبع آن ایجاد گرفتگی و انسداد در ورودی موتور در حین پرواز یکی از عوامل حادثه‌های پرخطر در حمل و نقل هوایی است. در واقع این گرفتگی عملکرد بخش کمپرسور را تحت تاثیر قرار داده و می‌تواند تبعات جبران‌ناپذیری برای موتور را به همراه داشته باشد. عموماً عواملی نظیر اغتشاشات اتمسفری، مانورهای پروازی شدید، برخورد پرنده‌گان و غیره می‌توانند موجبات انسداد جریان در ورودی موتورهای هوایی و رخداد ناپایداری‌ها در ورودی را فراهم آورند [۱]. علاوه بر موتورهای هوایی، توربین‌های گاز صنعتی نیز می‌توانند در معرض این گرفتگی‌های جریان در ورودی

* نویسنده‌دار مکاتبات: taghavi@iust.ac.ir



تولید سلول استال می‌شوند [۴، ۵]. مطالعات دهه‌های اخیر نشان می‌دهند که عموماً دو نوع استال دورانی در کمپرسورهای محوری شکل می‌گیرد که با نام استال مودال و استال اسپایک شناخته شده‌اند [۶]. استال مودال شامل اغتشاشاتی موجی شکل با شدت کم، به صورت دوبعدی و طول موج بلند است که به صورت محوری در طول کمپرسور گسترش می‌یابند. دومین نوع استال، اغتشاشاتی با ماهیت سه‌بعدی و همراه با نوساناتی با مقیاس‌های طولی کوتاه و فرکانس بالا می‌باشد که به عنوان اسپایک شناخته می‌شود [۷].

تا به امروز تاثیر مخرب گرفتگی جریان در ورودی کمپرسور بر عملکرد آن به صورت تجربی در مطالعات بسیاری مورد بررسی قرار گرفته است [۸، ۹]. از جمله این موارد می‌توان به مطالعه لوکاس و همکاران بر روی یک موتور توربوفن اشاره کرد که نتایج نشانگر این موضوع بوده است که وجود انسداد جریان در ورودی موجب کاهش ۱۵/۵ درصدی تراست و افزایش ۱۴ درصدی مصرف سوخت در این موتور شده است [۱۰].

اصولاً انسداد جریان با کاهش بازه عملکرد پایدار کمپرسور همراه می‌باشد. بنابراین استفاده از ابزارهای کنترلی به منظور به تاخیر انداختن یا از بین بردن ناپایداری‌ها ضروری است. در این بین محققان زیادی در پی ارائه روش‌های جدید و یا بهبود روش‌های کنترل این ناپایداری‌ها می‌باشند. به صورت کلی روش‌های کنترل و یا به تعویق انداختن شکل‌گیری استال در کمپرسورها را می‌توان در قالب انواع فعال و غیرفعال طبقه‌بندی نمود [۱۱]. در میان روش‌های کنترل غیرفعال، روش‌های اصلاح پوسته در طراحی‌های مختلف، متداول‌ترین مکانیزم برای افزایش حاشیه عملکرد پایدار کمپرسورها می‌باشند. دانگ و همکاران در طی تحقیقات خود بر روی تاثیر انسداد جریان بر روی عملکرد کمپرسور محوری، نشان دادند که اصلاح هندسه پوسته موجب بهبود در عملکرد کمپرسور را فراهم می‌کند [۱۲]. لو و همکاران با هدف بهبود بازدهی طبقه کمپرسور تحت شرایط انسداد جریان در ورودی به ارائه روشی جدید در باز طراحی استاتور پرداختند که منجر به افزایش ۰/۸ درصدی بازدهی طبقه گردیده است [۱۳].

تزریق هوا در نوک ردیف پره، یکی از روش‌های کنترل فعال در از بین بردن ناپایداری‌های میدان جریان در کمپرسورها می‌باشد [۱۴-۱۶]. اثر این روش در بهبود عملکردی، هم در کمپرسورهای سرعت بالا و هم در کمپرسورهای سرعت پایین مشاهده شده است.

اولین تلاش به منظور کنترل ناپایداری‌های جریان ناشی از وجود انسداد جریان توسط روش کنترلی تزریق هوا به صورت تجربی توسط اسپاکوزکی و همکاران انجام شده است [۱۷]. در این مطالعه نشان داده شد که تزریق هوا به اندازه ۴ درصد دبی جرمی کمپرسور منتج به کاهش دبی جرمی استال به میزان ۹/۷ درصد شده است. از جمله مطالعات عددی بر روی روش تزریق هوا در یک کمپرسور محوری تحت شرایط وجود انسداد جریان در ورودی می‌توان به مطالعه اکبری اشاره نمود که نتایج این مطالعه نشان داده است که انسداد جریان در ورودی باعث کاهش عملکرد و بازدهی ردیف پره روتور می‌شود [۱۸]. امروزه علاوه بر ابزارهای اندازه‌گیری سرعت و فشار، استفاده از تحلیل‌های فرکانسی- زمانی منجر به بررسی دقیق‌تر و تحلیل بهتر نتایج شده است. این تحلیل‌های فرکانسی-زمانی ابزاری مناسب برای شناسایی اغتشاشات میدان جریان و شناسایی روند شکل‌گیری استال، به حساب می‌آید [۱۹].

از جمله این تحلیل‌های فرکانسی- زمانی، آنالیز تحلیل فوریه سریع است که توانایی مناسبی در نمایش میزان اغتشاشات جریان ناشی از انسداد را دارا می‌باشد [۱۵].

مطالعات محدودی به بررسی و امکان‌سنجی به کارگیری روش تزریق جت هوا در نوک ردیف پره در کاهش اثرات مخرب انسداد جریان در ورودی کمپرسور پرداخته‌اند. هدف از انجام این مطالعه بررسی تاثیر انسداد جریان در وقوع ناپایداری‌های آیرودینامیکی و همچنین بررسی تاثیر استفاده از سیستم تزریق جت هوا در نوک ردیف پره کمپرسور محوری بر کاهش این ناپایداری‌ها می‌باشد. اندازه‌گیری‌ها با دو رویکرد بهبود عملکرد کلی کمپرسور و بررسی میدان جریان ناپایا، سازماندهی شده است. استفاده از اندازه‌گیری‌های تجربی در کمپرسور محوری به همراه انسدادهای مختلف جریان ورودی و سیستم تزریق جت هوا و همچنین ارائه نتایج تجربی فشار استاتیک در طول وتر پره از ویژگی‌های این مطالعه می‌باشد.

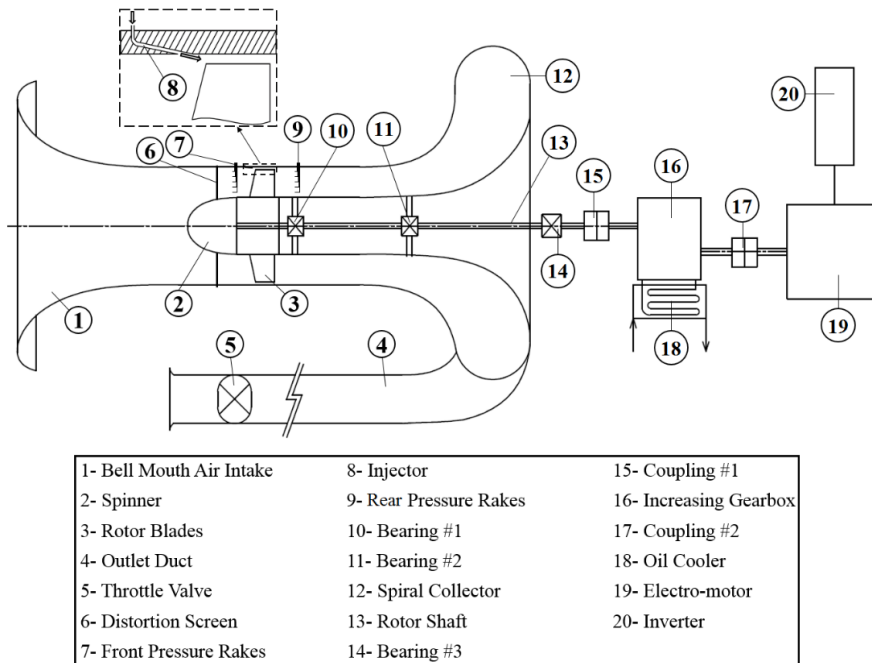
۲- معرفی سیستم آزمایشگاهی

۲-۱- تست‌ریگ کمپرسور محوی

اندازه‌گیری‌های تجربی کار تحقیقاتی حاضر در تست‌ریگ کمپرسور محوری سرعت پایین که در آزمایشگاه تحقیقاتی آیرودینامیک و توربوماشین‌های تراکم‌پذیر دانشگاه علم و صنعت ایران طراحی و

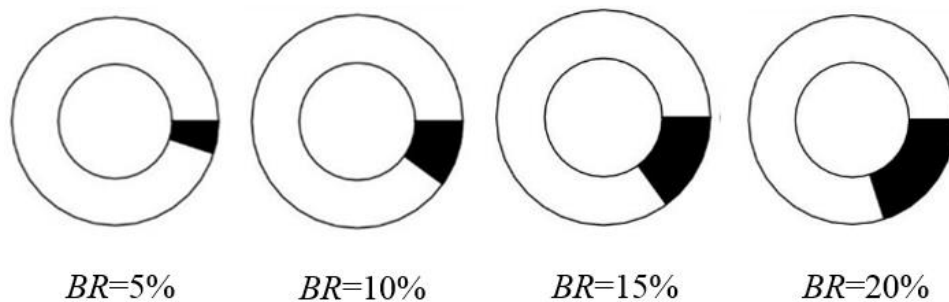
جدول ۱: مشخصات ردیف پره روتور کمپرسور
Table 1. Compressor blade row specifications

مقدار	مشخصه	مقدار	مشخصه
۱۱۷/۵	طول وتر در نوک (میلی متر)	۱۳۰۰	سرعت دورانی (دوران بر دقیقه)
۱	نسبت منطری	۵۰۰	قطر پوسته (میلی متر)
۵۶/۲	زاویه نصب پره (درجه)	۰/۶	نسبت پایه به نوک



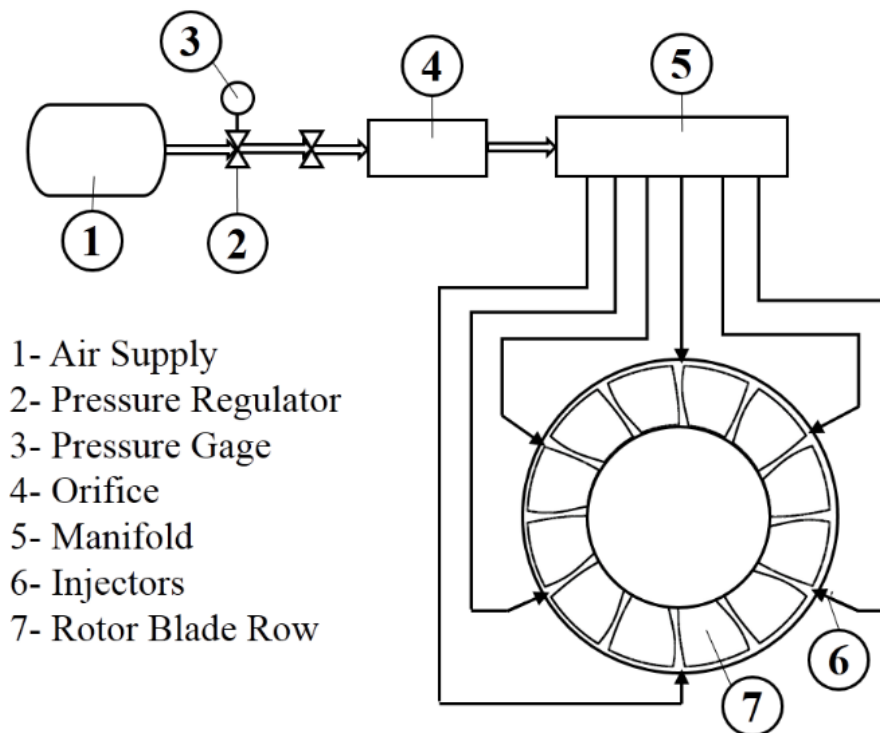
شکل ۱: نمای شماتیک دستگاه تست کمپرسور محوری دانشگاه علم و صنعت ایران

Fig. 1. Schematic of IUST axial compressor test rig



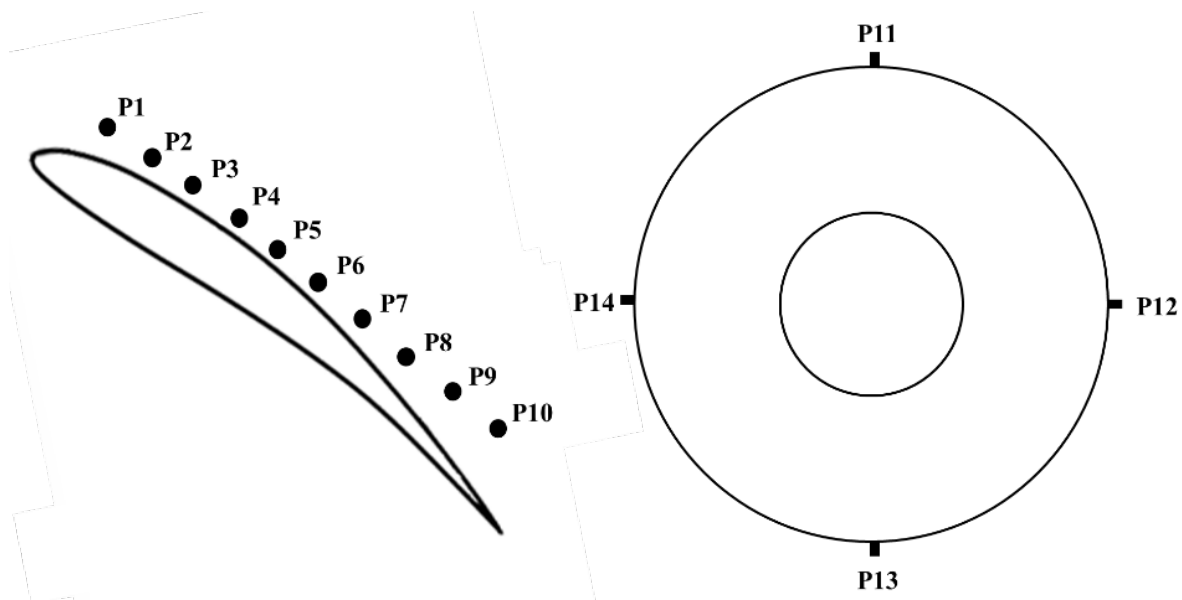
شکل ۲: طرحواره صفحه‌های گرفتگی جریان

Fig. 2. Schematic of distortion screens



شکل ۳: طرحواره سیستم تزریق هوا

Fig. 3. Schematic of injection system



شکل ۴: محل تعبیه تپینگ‌های فشار

Fig. 4. Pressure tappings location

شاخه منیفولد، هوای تزریقی را به یکی از انژکتورهای تعبیه شده روی پوسته کمپرسور هدایت می‌کند. طرحواره سیستم تزریق و اجزای آن در شکل ۳ نشان داده شده است. دبی جرمی سیستم تزریق توسط یک تنظیم‌کننده فشار^۲ کنترل می‌شود. همچنین انژکتورها به صورت موازی با محور کمپرسور با زاویه شیب^۳ ۱۵ درجه (در صفحه پیچ) و در فاصله ۱۲ میلی‌متر از لبه حمله پره‌ها و در بالادست روتور قرار گرفته‌اند.

به منظور اندازه‌گیری فشار در آزمون‌های مختلف، تست‌ریگ مجهز به حسگرهای فشار با پاسخ فرکانسی بالا شده است. تپینگ‌های مرتبط با این حسگرها در امتداد طول وتر پره و روی پوسته کمپرسور و همچنین پیرامون محیط کمپرسور توزیع شده‌اند. فشار استاتیک روی پوسته کمپرسور توسط حسگرهای فشار با نرخ داده‌برداری ۵ کیلوهرتز ثبت شده است. موقعیت قرارگیری تپینگ‌های فشار به صورت شماتیک در شکل ۴ نشان داده شده است.

۳- نتایج

در این بخش در ابتدا به بررسی تاثیر گرفتگی جریان در وقوع ناپایداری‌های آیرودینامیکی پرداخته شده و در ادامه با دو رویکرد بهبود عملکرد کلی کمپرسور و بررسی میدان جریان ناپایا، تاثیر استفاده از سیستم تزریق جت هوا در بهبود عملکرد کمپرسور بیان می‌گردد.

۳-۱- تاثیر انسداد جریان در وقوع ناپایداری‌های آیرودینامیکی

یک ابزار مناسب برای رصد عملکرد کمپرسور و ویژگی‌های میدان جریان، بررسی طیف فرکانسی فشار یا سرعت لحظه‌ای می‌باشد. در این راستا فشار استاتیک جریان کمپرسور، روی پوسته و اندکی بالاتر از لبه حمله پره اندازه‌گیری شده است. طیف فرکانسی استخراج شده از سیگنال‌های فشار در شرایط پیش از وقوع استال در حالات مختلف بدون وجود انسداد و انسدادهای مختلف در شکل ۵ نشان داده شده است. با توجه شکل ۵- الف (برای حالت بدون گرفتگی) مشخص است که در شرایط ضریب جریان طراحی، کمپرسور به دور از استال دورانی کار کرده و تنها نوسان غالب، ناشی از دوران پره‌های روتور می‌باشد. فرکانس پیک در این شرایط برابر ۲۶۰ هرتز بوده که برابر

ساخته شده، انجام پذیرفته است. برای تأمین قدرت سیستم دوار از یک الکتروموتور جریان متناوب با توان ۴۵ کیلووات استفاده شده است. همچنین یک جعبه دنده افزاینده با نسبت تبدیل حدود ۴/۲ با هدف دستیابی به سرعت‌های دورانی بالا، گشتاور الکتروموتور را به شفت روتور منتقل می‌کند. به منظور کنترل سرعت گردش نیز از یک تبدیل‌کننده فرکانسی استفاده شده است. همچنین یک شیر پروانه‌ای برای تنظیم دبی عبوری در پایین‌دست روتور و در خروجی جریان تعبیه گردیده است که با تنظیم این شیر می‌توان در شرایط مختلف عملکردی کمپرسور، مشخصه‌های مورد نظر جریان را اندازه‌گیری نمود. به منظور یکنواخت کردن و کاهش نوسانات جریان ورودی هوا، یک محفظه ورودی نیز به کار گرفته شده است. این تست‌ریگ شامل کمپرسوری تک مرحله‌ای با روتور ایزوله شده با ۱۲ پره می‌باشد که همگی بر اساس پروفیل ناکا ۶۵ طراحی شده‌اند. مشخصات هندسی این ردیف پره در جدول ۱ ارائه شده است. لازم به ذکر است که این روتور پیش از این در چندین مطالعه عددی و تجربی مورد مطالعه قرار گرفته است [۲۰، ۲۱]. با چرخش روتور تک‌مرحله‌ای کمپرسور، هوا از طریق مجرای ورودی به صورت یکنواخت و با شدت آشفتگی مشخص (حدود ۲٪) وارد مجرای کمپرسور گردیده و پس از عبور از روتور و جمع‌کننده حلزونی شکل، خارج می‌گردد. شکل ۱ به صورت طرح‌واره اجزای اصلی تست‌ریگ کمپرسور محوری را نشان می‌دهد

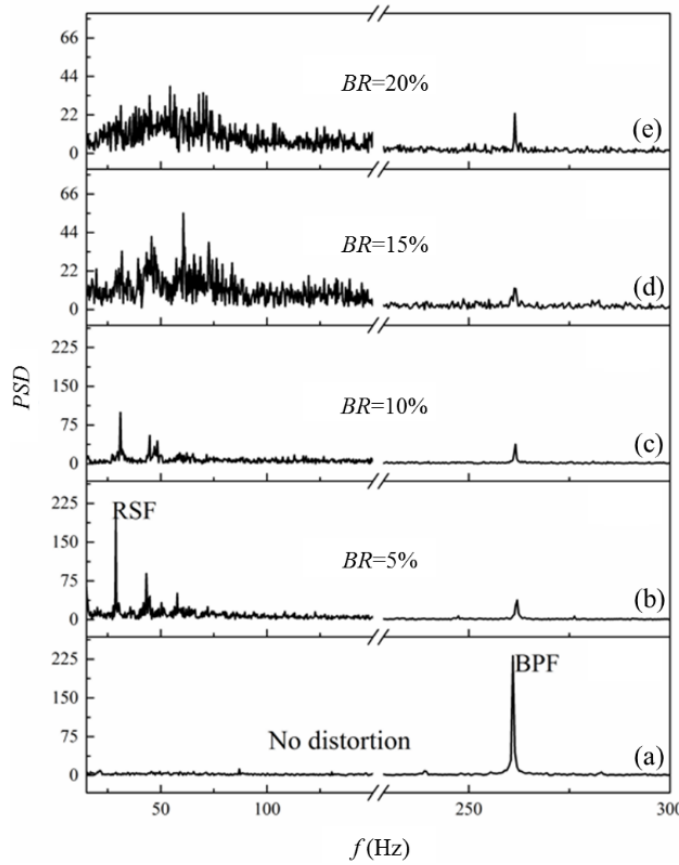
در این مطالعه با هدف بررسی انسداد ورودی بر میدان جریان، از چهار صفحه با هندسه‌های متفاوت با درصد گرفتگی^۱ ۵٪، ۱۰٪، ۱۵٪ و ۲۰٪ سطح ورودی کمپرسور، استفاده شده است. طرحواره انسدادهای ورودی جریان در شکل ۲ نشان داده شده است. هرکدام از این انسدادها در فاصله ۱/۵ برابری طول وتر پره در نوک، از لبه حمله قرار گرفته‌اند.

تست‌ریگ کمپرسور محوری به منظور مطالعه تاثیر تزریق هوا در ناحیه نوک ردیف پره در از بین بردن اثرات مخرب انسدادهای ورودی جریان، مجهز به یک سیستم تزریق گردیده است. سیستم تزریق شامل ۱۲ انژکتور با قطر ۲ میلی‌متر بوده که بر روی تست ریگ نصب شده است. منبع تأمین‌کننده هوای فشرده، یک کمپرسور پیستونی می‌باشد که هوا پس از خروج از تنظیم‌کننده فشار وارد یک منیفولد شده و به صورت یکنواخت در انژکتورها توزیع می‌شود و نهایتاً هر

2 Pressure regulator

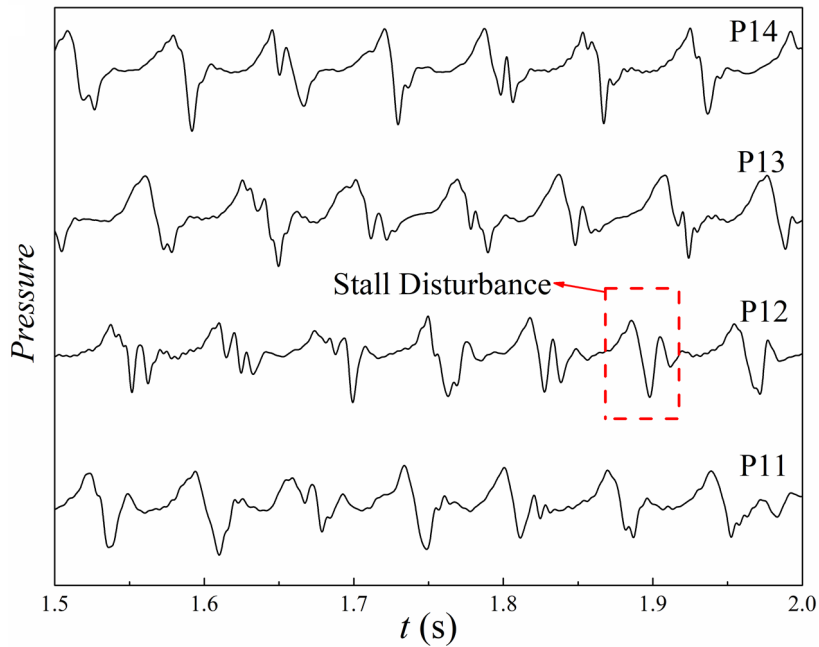
3 Pitch angle

1 BR; Blockage Ratio



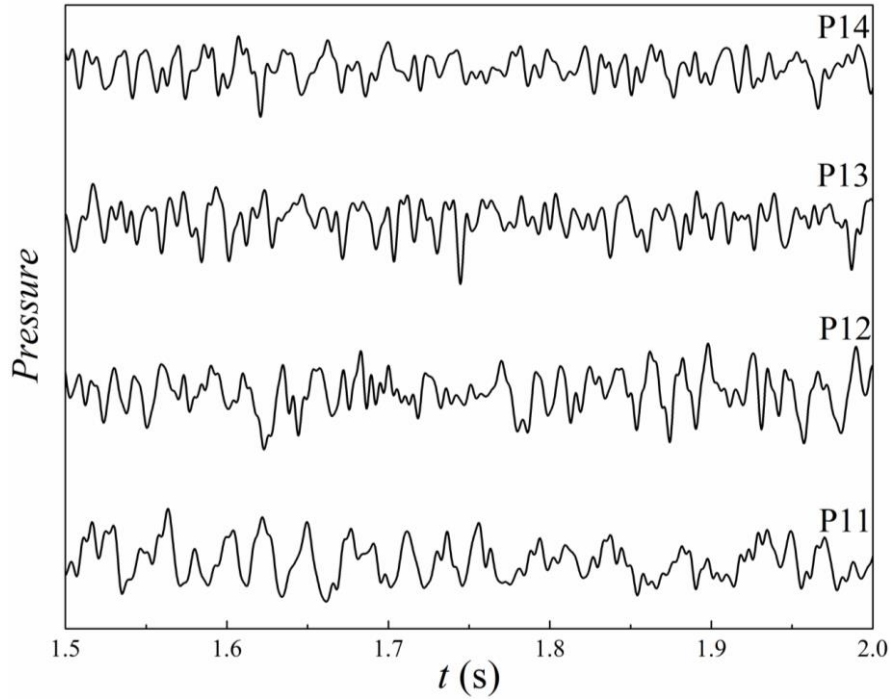
شکل ۵: منحنی طیف فرکانسی در نقاط مختلف عملکردی کمپرسور

Fig. 5. Frequency spectrums for different distortion case



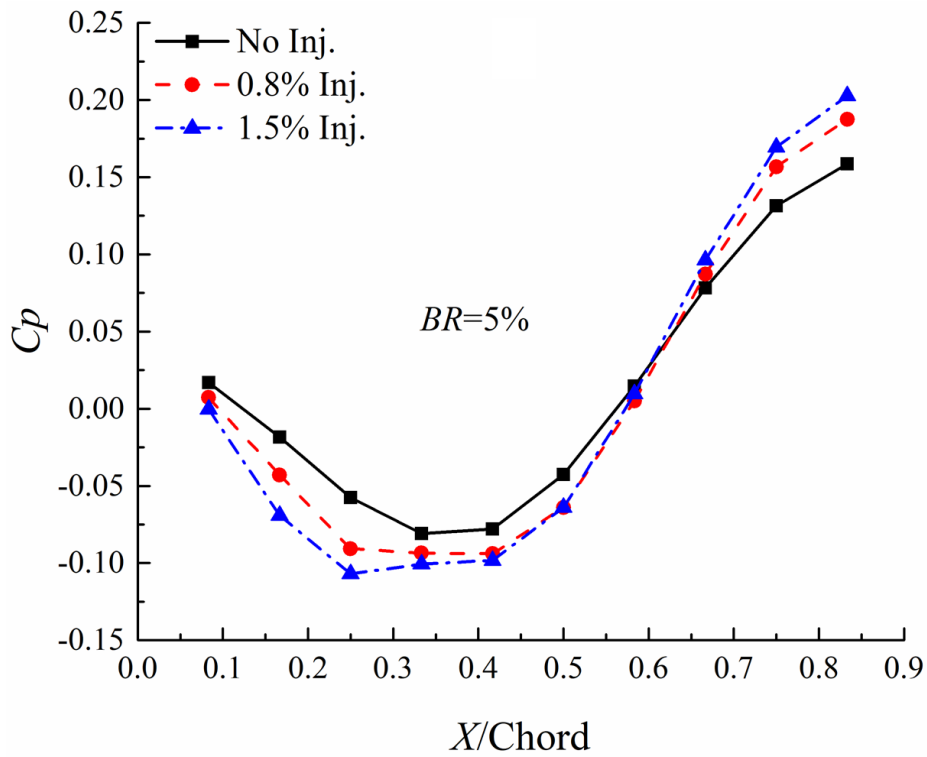
شکل ۶: سیگنال‌های فشار استاتیک پیرامون محیط کمپرسور و در انسداد ۵٪

Fig. 6. Static pressure signals around the compressor circumference, 5% blockage



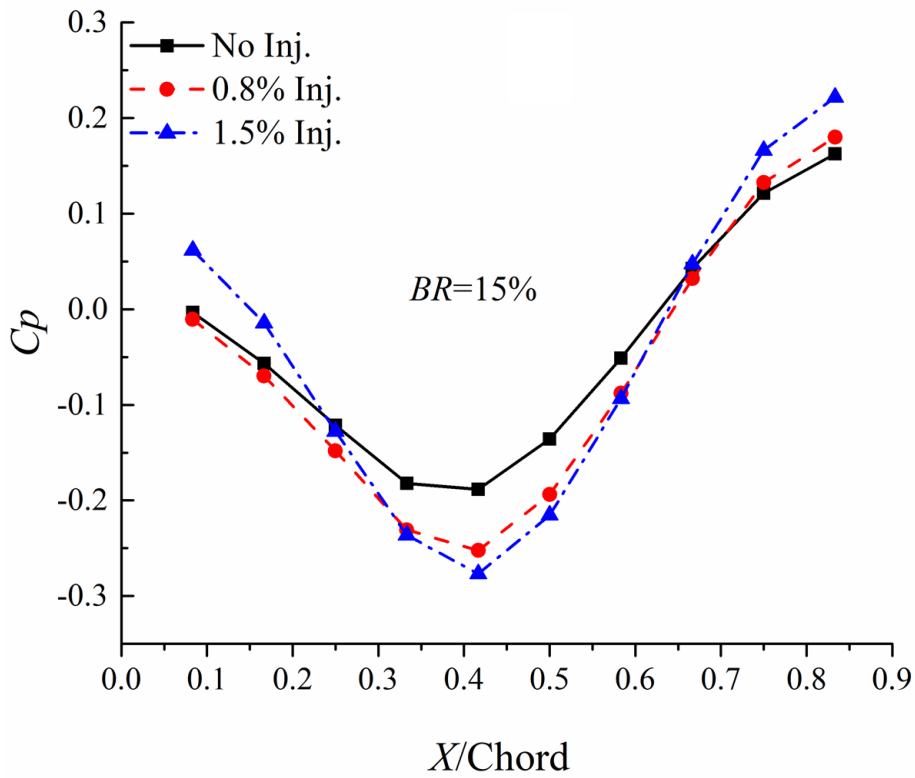
شکل ۷: سیگنال‌های فشار استاتیک پیرامون محیط کمپرسور و در انسداد ۲۰٪

Fig. 7. Static pressure signals around the compressor circumference, 20% blockage



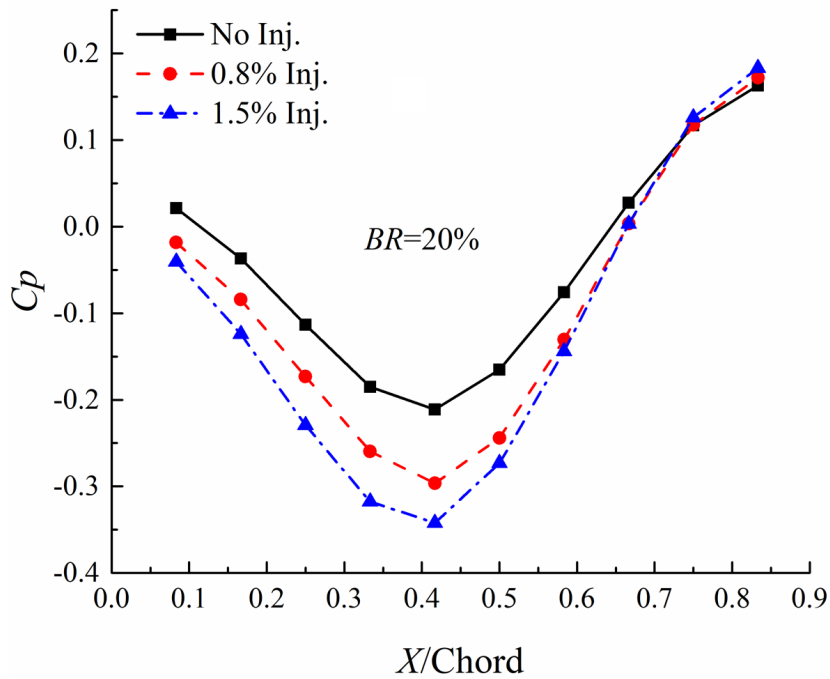
شکل ۸: توزیع فشار استاتیک در راستای وتر پره، گرفتگی ۵٪

Fig. 8. Static pressure along the blade chord, 5% blockage



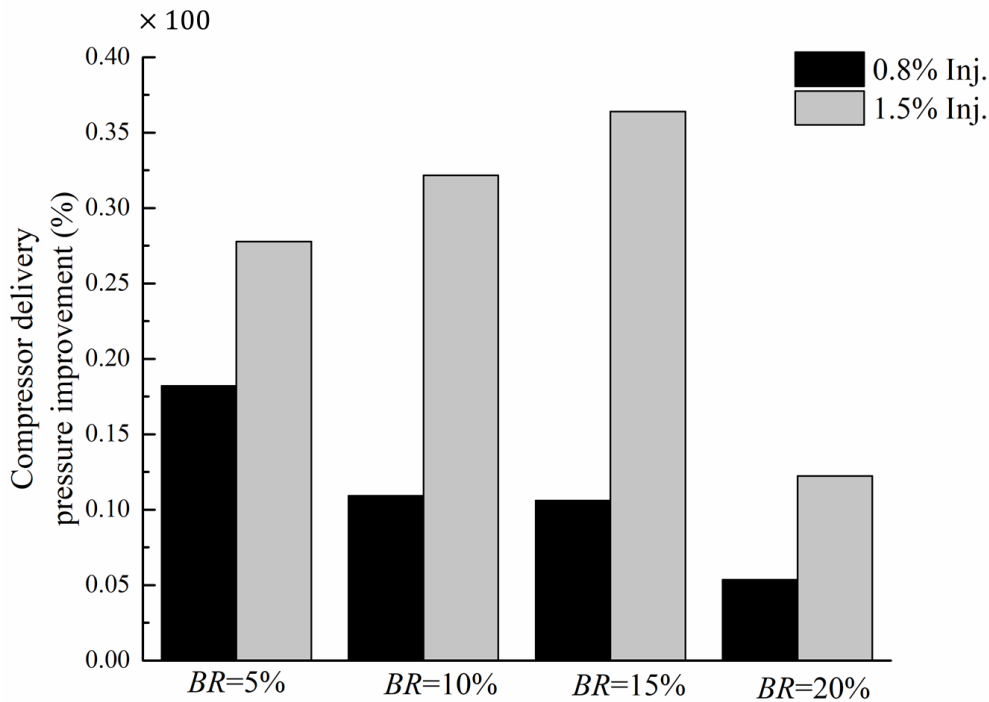
شکل ۹: توزیع فشار استاتیک در راستای وتر پره، گرفتگی ۱۵٪

Fig. 9. Static pressure along the blade chord, 15% blockage



شکل ۱۰: توزیع فشار استاتیک در راستای وتر پره، گرفتگی ۲۰٪

Fig. 10. Static pressure along the blade chord, 20% blockage



شکل ۱۱: میزان افزایش فشار تحویلی کمپرسور در نوک پره به واسطه تزریق هوا

Fig 11. Compressor delivery pressure improvement at the tip region via air injection

طیف وسیعی از ناپایداری‌ها در فرکانس‌های مختلف شکل می‌گیرد (شکل‌های ۵-د و ه).

تفاوت ذاتی اغتشاشات میدان جریان ناشی از انسدادهای ۵٪ و ۲۰٪ در شکل‌های ۶ و ۷ نشان داده شده است. سیگنال‌های فشار توسط چهار حسگر که پیرامون محیط کمپرسور و در فواصل محیطی مساوی ۹۰ درجه‌ای تعبیه شده‌اند، اندازه‌گیری شده است. همچنین با هدف نشان‌دادن بهتر اغتشاشات، یک فیلتر پایین‌گذر بر سیگنال‌ها اعمال گردیده است. در شکل ۶ اغتشاشات به صورت تکرار شونده پدیدار شده‌اند که بیان‌گر اغتشاشات استال می‌باشد. اما اغتشاشات نشان‌داده‌شده در شکل ۷ کاملاً نامنظم و غیرتکرار شونده است؛ که حاصل از انتشار و یک صفحه انسداد ۲۰٪ در میدان جریان و ترکیب آن با حرکت چرخشی روتور می‌باشد. در واقع یک انسداد جریان با شدت کم، میدان کلی جریان را متاثر نمی‌سازد و صرفاً با کاهش سرعت محوری محلی و متعاقب آن تغییر در زاویه برخورد جریان به

فرکانس گذر پره^۱ است.

با ثابت‌نگه‌داشتن موقعیت شیر تراپلینگ و افزودن انسداد جریان ۵٪ (شکل ۵-ب)، نوسانات و ناپایداری‌های جریان افزایش می‌یابد و پیک‌های شکل‌گرفته در محدوده فرکانس‌های پایین نشان‌گر شکل‌گیری استال دورانی در کمپرسور می‌باشد. فرکانس استال دورانی در کمپرسور مورد مطالعه برابر ۱۴ هرتز است [۱۱]. در واقع در کمپرسور مورد مطالعه، وجود انسداد به میزان ۵٪ سطح مجرای ورودی در جریان، منجر به استال زودرس در کمپرسور شده است.

همین رفتار با افزایش میزان انسداد جریان به میزان ۱۰٪ نیز مشاهده می‌شود (شکل ۵-ج). با افزایش میزان انسداد جریان به میزان ۱۵٪ و ۲۰٪ مجرای ورودی، یکنواختی و تقارن محوری جریان در ورود به روتور به کلی از بین رفته و گردابه‌های بزرگی در گذرگاه جریان شکل می‌گیرد. میدان جریان در این شرایط به شدت تحت تاثیر نوسانات این گردابه‌ها و جریان غیرمتقارن می‌باشد. لذا

1 Blade Passing Frequency

پره، پدیده استال دورانی در گذرگاه جریان شکل می‌گیرد. اما انسداد جریان با شدت زیاد با ایجاد ویک‌هایی در بالادست ردیف پره، میدان جریان را به صورت کلی تحت تاثیر قرار داده و ناپایداری‌ها در تمام محیط کمپرسور قابل مشاهده است.

با هدف بررسی تاثیر انسداد جریان بر عملکرد کمپرسور، تغییرات فشار استاتیک از ابتدا تا انتهای پره و در موقعیت شعاعی پوسته کمپرسور اندازه‌گیری شده است. شکل ۸ منحنی ضریب فشار استاتیک روی پوسته کمپرسور و در طول وتر آن در راستای محوری را برای انسداد ۵٪ نشان می‌دهد. مقادیر هر نقطه با میانگین‌گیری زمانی از داده‌های فشار لحظه‌ای ثبت‌شده توسط حسگر فشار بدست آمده است. این نمودار (شکل ۸) که ارائه‌ای جدید از قابلیت روش تزریق هوا در بهبود عملکرد کمپرسور محوری می‌باشد، برای شرایط بدون تزریق هوا و تزریق با دبی ۰/۸٪ و ۱/۵٪ دبی جرمی کمپرسور ترسیم شده است.

پس از تزریق هوا، در ۶۰٪ ابتدایی طول وتر پره، ضریب فشار استاتیک مقادیر کمتری را نشان می‌دهد. به عبارت دیگر جریان در این شرایط سرعت بیشتری گرفته و فشار استاتیک آن کاهش پیدا کرده است. از طرفی در نیمه انتهایی وتر پره تزریق هوا منجر به افزایش فشار استاتیک میانگین گردیده است. کاهش محلی فشار در ابتدا به معنی کم‌شدن مسدودشدگی جریان و تضعیف گردابه استال می‌باشد و افزایش فشار خروجی نیز یک پارامتر مثبت در راستای ارتقاء عملکرد روتور است. رفتار مشابهی در گرفتگی‌های ۱۵٪ و ۲۰٪ نیز مشاهده می‌شود (شکل ۹ و شکل ۱۰). در این دو حالت به علت شدیدبودن گرفتگی و به‌هم‌خوردن میدان کلی جریان روتور، تزریق هوا با میزان ۰/۸٪ دبی جرمی کمپرسور منجر به بهبود قابل ملاحظه‌ای در عملکرد کمپرسور نشده است. در این شرایط با افزایش دبی تزریق، فشار تحویلی کمپرسور قدری افزایش یافته است. مکانیزم اثربخشی روش کنترلی تزریق هوا، در افزایش ممنوم محلی جریان به ویژه در ناحیه نزدیک به درز نوک کمپرسور می‌باشد. این در حالی است که در شرایط عملکردی همراه با پدیدآمدن استال دورانی، سرعت محوری و ممنوم جریان به شدت در ناحیه درز نوک کاهش می‌یابد. بنابراین تزریق هوا منجر به حذف یا کاهش اثرات استال دورانی می‌شود. در انسداد ۵ درصد همان‌گونه که پیش از این و در شکل ۵ نشان داده شد، ناپایداری ایجادشده در کمپرسور به شکل

استال دورانی است و لذا تزریق هوا آن را از بین برده و نسبت فشار کمپرسور ارتقاء یافته است. در انسدادهای ۱۵ و ۲۰ درصد به دلیل شدت بالای گرفتگی در ورودی کمپرسور، تزریق هوا عملاً منجر به بهبود اندک در میدان جریان در ناحیه درز نوک گردیده و ناپایداری‌ها به کلی حذف نگردیده‌اند. بنابراین در شکل‌های ۹ و ۱۰ پس از تزریق بهبود قابل ملاحظه‌ای در فشار تحویلی روتور رخ نداده است. البته تاثیر تزریق هوا در پایدارکردن جریان کمپرسور در بخش بعد مورد بحث و بررسی قرار گرفته است.

شکل ۱۱ میزان کمی‌شده افزایش فشار تحویلی روتور را پس از تزریق هوا و در شرایط انسداد جریان در ورودی کمپرسور نشان می‌دهد. لازم به تاکید است در این شکل بهبود عملکرد در هر یک از شرایط انسداد نسبت به خود سنجیده شده است به این معنی که انسداد جریان در هر حالت منجر به کاهش ضریب افزایش فشار کمپرسور گردیده و تزریق هوا نسبت به این مقادیر کاهش‌یافته، عملکرد کمپرسور را ارتقاء داده است. با توجه به این شکل مشاهده می‌شود که افزایش دبی تزریق در هر ۴ مورد منجر به اثربخشی بیشتر در بهبود افزایش فشار خروجی کمپرسور شده است. از سویی مقایسه موارد مختلف با دبی تزریق معادل ۰/۸٪ دبی جرمی کمپرسور نشانگر این موضوع است که با افزایش درصد گرفتگی توانایی سیستم تزریق در بهبود فشار خروجی کمپرسور کاهش پیدا می‌کند.

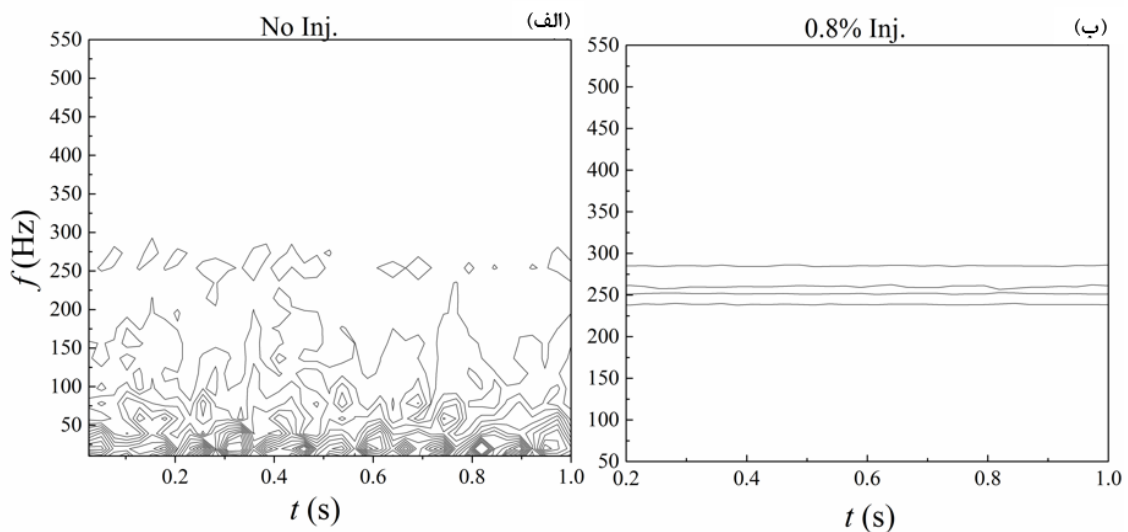
در گرفتگی ۵٪، اختلاف بین تزریق هوا با دبی ۰/۸٪ و ۱/۵٪ دبی جرمی کمپرسور چندان زیاد نمی‌باشد. در این شرایط و به دلیل درصد کمتر انسداد جریان نسبت به سایر موارد، تزریق هوا با دبی ۰/۸٪ نیز برای ازبین‌بردن اغتشاشات کافی بوده و میدان جریان کمپرسور را پایدار می‌سازد. اما در گرفتگی‌های ۱۵٪ و ۲۰٪، عملکرد روش تزریق هوا با تزریق با دبی ۱/۵٪ در بالادست انژکتورها بسیار متفاوت از تزریق با دبی ۰/۸٪ است. در این موارد تزریق هوا با دبی کمتر قادر به حذف تمامی اغتشاشات جریان نبوده و علی‌رغم تضعیف ناپایداری‌ها، همچنان میدان جریان کمپرسور به کلی پایدار نشده است. افزایش دبی جرمی تزریق با غلبه بر مسدودشدگی جریان در ناحیه نوک پره، قابلیت افزایش فشار کمپرسور را به طور قابل ملاحظه‌ای بهبود داده است. همچنین تاثیر تزریق هوا در بهبود فشار تحویلی روتور در انسداد ۲۰٪ نسبت به سایر موارد کاملاً کاهش یافته است. این مقدار از گرفتگی، به قدری سرعت محوری جریان در

در این مطالعه مورد ۱۵٪ نمایانگر آن می‌باشد، تزریق هوا در یک مقدار متعارف توانایی حذف اثرات مخرب گرفتگی جریان در ورودی را نخواهد داشت. این مطلب در ادامه و با بررسی کانتورهای تحلیل فرکانسی میدان جریان بیشتر مورد بحث قرار گرفته است.

۲-۳- میدان جریان ناپایا

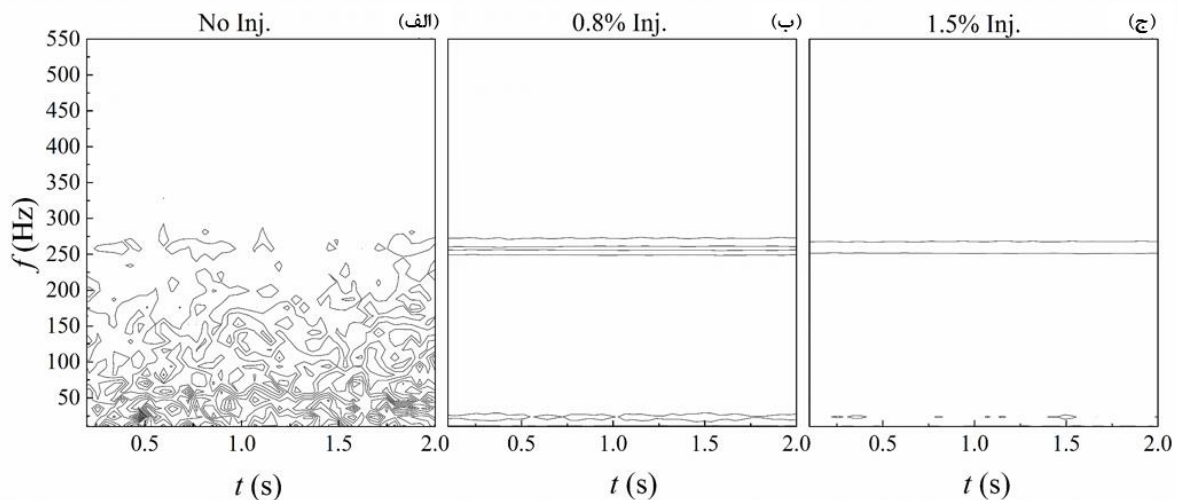
با هدف بیان میزان تاثیر تزریق جت هوا بر از بین بردن ناپایداری‌های

ورودی روتور و همچنین یکنواختی میدان جریان را متاثر می‌سازد که تزریق هوا حتی به میزان ۱/۵٪ انرژی لازم برای غلبه بر افت ناشی از انسداد جریان را ندارد. به عنوان جمع‌بندی در این بخش می‌توان این گونه بیان کرد که در انسداد با شدت کم که در این مطالعه مورد ۵٪ نظیر آن است، تزریق هوا حتی به میزان اندکی کاملاً کمپرسور را از ناپایداری‌ها بازیابی می‌کند. با افزایش شدت انسداد جریان نیاز به افزایش دبی تزریق می‌باشد. نهایتاً در انسدادهای با شدت زیاد که



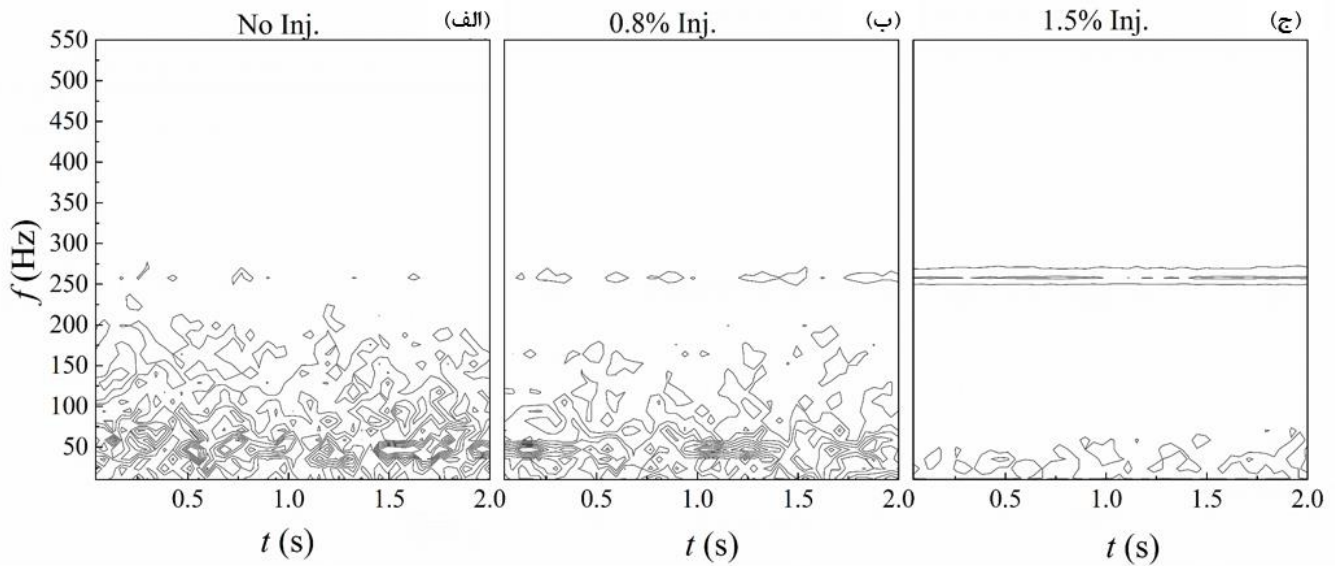
شکل ۱۲: نتایج تحلیل فرکانسی سیگنال فشار لحظه‌ای در شرایط با وبدون تزریق هوا، گرفتگی ۵٪

Fig. 12. STFT analysis of static pressure signals, BR=5%



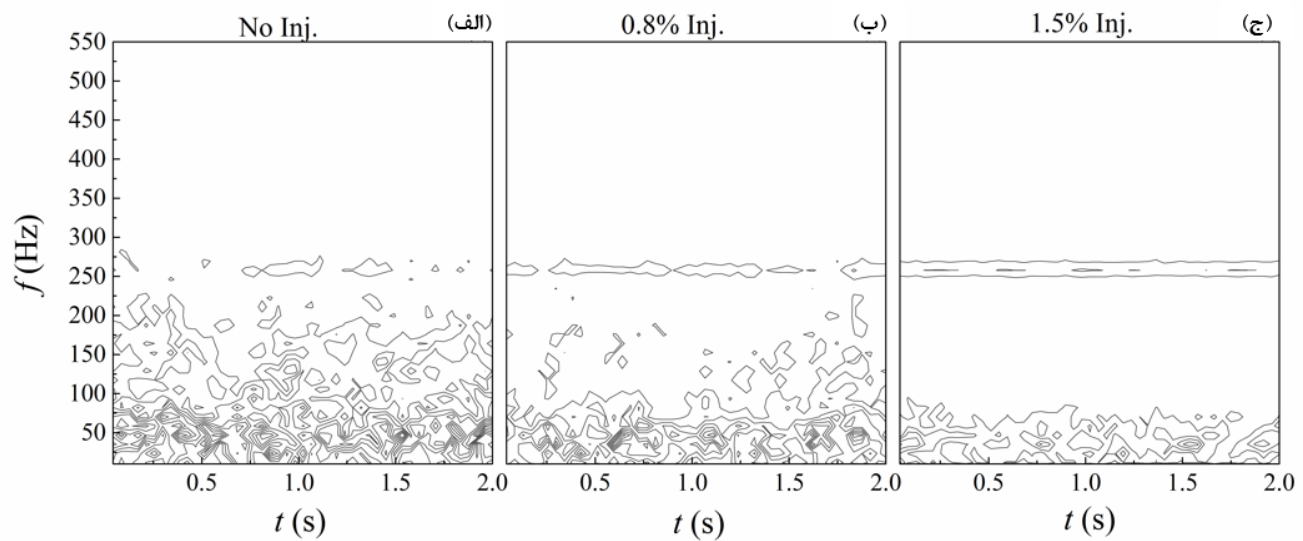
شکل ۱۳: تایج تحلیل فرکانسی سیگنال فشار لحظه‌ای در شرایط با وبدون تزریق هوا، گرفتگی ۱۰٪

Fig. 13. STFT analysis of static pressure signals, BR=10%



شکل ۱۴: نتایج تحلیل فرکانسی سیگنال فشار لحظه‌ای در شرایط با و بدون تزریق هوا، گرفتگی ۱۵٪

Fig. 14. STFT analysis of static pressure signals, BR=15%



شکل ۱۵: نتایج تحلیل فرکانسی سیگنال فشار لحظه‌ای در شرایط با و بدون تزریق هوا، گرفتگی ۲۰٪

Fig. 15. STFT analysis of static pressure signals, BR=20%

ندارد که فرکانس‌های غالب در چه بازه زمانی از فرایند داده‌برداری ایجاد شده باشند [۱۵]. به بیان دیگر یک فرکانس غالب صرف نظر از این که در چه زمان‌هایی در سیگنال ظاهر شود، نتایج حاصل از تبدیل فوریه را تحت تأثیر قرار می‌دهد. به همین منظور برای برطرف کردن

ایجادشده میدان جریان در گرفتگی‌های مختلف، از روش تحلیل سیگنال تبدیل فوریه زمان کوتاه برای تحلیل داده‌های فشار لحظه‌ای استفاده شده است. فرم متداول تبدیل فوریه اطلاعاتی از تغییرات فرکانس با زمان ارائه نمی‌دهد. در واقع در تبدیل فوریه هیچ تفاوتی

در میدان جریان شکل گرفته است. همچنین تزریق جت هوا توانایی از بین بردن تمامی اغتشاشات جریان را نداشته و علی‌رغم تضعیف ناپایداری‌ها، میدان جریان کمپرسور به کلی پایدار نشده است. از طرفی دیگر دبی تزریق ۱/۵٪ در حالت انسداد ۱۵٪ (شکل ۱۴-ج) بخش قابل ملاحظه‌ای از اثرات اغتشاشات ایجاد شده در میدان جریان را تضعیف کرده است. تضعیف این اغتشاشات با بهبود قابلیت افزایش فشار کمپرسور (شکل ۹) همراه است. این در حالی است که در انسداد ۲۰٪ و با افزایش دبی تزریق هنوز با ناپایداری‌های گسترده‌ای در میدان جریان کمپرسور مشاهده می‌شود.

۴- نتیجه‌گیری

در این مطالعه به بررسی تجربی تاثیر تزریق هوا در ناحیه درز نوک ردیف پره کمپرسور محوری بر کاهش اثرات مخرب انسداد جریان در ورودی مجرای آن پرداخته شده است. در این راستا چهار گرفتگی با درصد انسدادهای مختلف طراحی و هر یک به صورت جداگانه در ورودی کمپرسور نصب شده‌اند. نتایج در قالب اندازه‌گیری فشار استاتیک روی پوسته کمپرسور و در نقاط مختلف آن در شرایط پیش و پس از اعمال تزریق هوا ارائه شده است. در مجموع نتایج مهم زیر از این مطالعه قابل استنتاج است.

- ۱- انسداد جریان در ورودی کمپرسور موجب مسدودشدگی گذرگاه جریان پرها و کاهش قابلیت افزایش فشار کمپرسور می‌شود.
- ۲- گرفتگی جریان منجر به ناپایداری شدن میدان جریان کمپرسور و در شرایطی نیز استال دورانی زودرس در ضریب جریان طراحی پدیدار می‌شود. در این مطالعه انسداد با شدت کم (۵٪) استال زودرس را سبب شده است.
- ۳- تزریق هوا در ناحیه نوک پره به میزان اندکی (کمتر از ۱/۵٪ دبی جرمی کلی کمپرسور)، منجر به کاهش مسدودشدگی جریان در ناحیه نزدیک به نوک کمپرسور شده و نهایتاً فشار استاتیک در خروجی کمپرسور افزایش می‌یابد. این افزایش فشار در خروجی روتور برای انسدادهای ۵ تا ۱۵ درصد تا ۳۵٪ نیز قابل حصول بوده است.
- ۴- تزریق هوا در این مطالعه اغتشاشات میدان جریان را در شرایط انسداد بخشی از سطح ورودی کمپرسور، کاهش داده و در انسدادهای ۵٪ و ۱۰٪ درصد به کلی حذف کرده است. در این

این مشکل از روش تبدیل فوریه زمان کوتاه استفاده می‌شود. روش تبدیل فوریه زمان کوتاه ابزاری کارآمد به منظور بیان ویژگی‌های ناپایداری‌های جریان می‌باشد. در این روش نه تنها فرکانس‌های غالب نمایان می‌شود بلکه زمان وقوع هریک نیز معین می‌گردد.

در این روش یک تابع پنجره، سیگنال را به قطعات کوچک‌تر (فریم‌هایی) تقسیم می‌کند. طول هر فریم به اندازه‌ای می‌باشد که می‌توان سیگنال را در آن بازه ایستا در نظر گرفت. تبدیل فوریه 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 می‌باشد. تبدیل فوریه زمان کوتاه برای یک سیگنال گسسته به صورت رابطه (۱) تعریف می‌شود [۲۲].

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

$\omega[n]$ نشانگر تابع پنجره است و مطابق رابطه (۲) تعریف می‌شود. در این رابطه N طول پنجره و $N/1$ ضریب مقیاس می‌باشد که بیانگر وضوح هر جزء از سیگنال می‌باشد.

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

شکل ۱۲ کانتورهای تبدیل فوریه زمان کوتاه سیگنال‌های بدست آمده از حسگرهای فشار در پشت انسداد ۵٪ را در وضعیتی که کمپرسور در شرایط استال می‌باشد، نشان می‌دهد. در شرایط انسداد ۵٪ و پیش از اعمال تزریق هوا در نوک ردیف پره (شکل ۱۲-الف)، اغتشاشاتی در میدان جریان به ویژه با تمرکز بر ناحیه فرکانس‌های پایین شکل گرفته است. در این حالت فرکانس گذر پره (۲۶۰ هرتز)، فرکانس غالب نیست و مقداری زیر محدوده ۵۰ هرتز بیشترین شدت را دارا می‌باشد. پس از اعمال تزریق هوا به میزان اندک ۰/۸٪ دبی جرمی کمپرسور، اغتشاشات موجود در میدان جریان در کمپرسور به کلی از بین رفته و تنها نوسانات ناشی از گذر پره قابل مشاهده می‌باشد (شکل ۱۲-ب).

بررسی اثر دبی تزریق بر روی میدان جریان کمپرسور با انسدادهای ۱۵٪ و ۲۰٪ به ترتیب در شکل ۱۴ و شکل ۱۵ نشان داده شده است. در این دو نوع گرفتگی در شرایط بدون تزریق هوا نوسانات شدیدی

- [8] K. Lee, B. Lee, S. Kang, S. Yang, D. Lee, Inlet distortion test with gas turbine engine in the altitude engine test facility, in: 27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2010, pp. 4337.
- [9] C. Mistry, A. Pradeep, Experimental investigation of a high aspect ratio, low speed contra-rotating fan stage with complex inflow distortion, *Propulsion and Power Research*, 3(2) (2014) 68-81.
- [10] J.R. Lucas, W.F. O'Brien, A.M. Ferrar, Effect of BLI-Type Inlet Distortion on Turbofan Engine Performance, in: ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, 2013.
- [11] A. Khoshnejad, M.H. Ababaf Behbahani, R. Taghavi Zenous, Investigation of Spike Stall Inception and its Propagation in a Low Speed Axial Compressor Rotor, *Modares Mechanical Engineering*, 17(5) (2017) 111-118. (in Persian)
- [12] X. Dong, D. Sun, F. Li, D. Jin, X. Gui, X. Sun, Effects of rotating inlet distortion on compressor stability with stall precursor-suppressed casing treatment, *Journal of Fluids Engineering*, 137(11) (2015).
- [13] H. Lu, Z. Yang, T. Pan, Q. Li, Non-uniform stator loss reduction design strategy in a transonic axial-flow compressor stage under inflow distortion, *Aerospace Science and Technology*, 92 (2019) 347-362.
- [14] C. Nie, Z. Tong, S. Geng, J. Zhu, W. Huang, Experimental investigations of micro air injection to control rotating stall, *Journal of Thermal Science*, 16(1) (2007) 1-6.
- [15] R. Taghavi, M.H. Ababaf Behbahani, A. Khoshnejad, Experimental investigation of air injection effects on rotating stall alleviation in an axial compressor, *Modares Mechanical Engineering*, 16(7) (2016) 267-274. (in Persian)
- [16] R. Taghavi-Zenouz, M.H.A. Behbahani, Improvement of aerodynamic performance of a low speed axial compressor rotor blade row through air injection, *Aerospace Science and Technology*, 72 (2018) 409-417.
- [17] Z. Spakovszky, H. Weigl, J. Paduano, C. Van Schalkwyk, K. Suder, M. Bright, Rotating stall control in a high-speed

شرایط با وجود گرفتگی ورودی جریان، کمپرسور در شرایط پایدار عمل می‌کند.

تشکر و قدردانی

کار تحقیقاتی حاضر تحت حمایت‌های مالی آزمایشگاه تحقیقاتی آیرودینامیک و توربوماشین‌های تراکم‌پذیر دانشگاه علم و صنعت ایران انجام شده است. لذا بدین وسیله از تمامی مسئولین ذی‌ربط تشکر و قدردانی می‌گردد.

مراجع

- [1] P.B. Salunkhe, A. Pradeep, Stall inception mechanism in an axial flow fan under clean and distorted inflows, *Journal of fluids engineering*, 132(12) (2010).
- [2] L. Zhipeng, L. Chao, W. Hui, L. Xiaopeng, Z. Guowang, Applying CFD Technology to Determine the Effect of Two New Designed Fan Inlet Distortion Generators, *Procedia Engineering*, 99 (2015) 646-653.
- [3] J. Longley, H.-W. Shin, R. Plumley, P. Silkowski, I. Day, E. Greitzer, C. Tan, D. Wisler, Effects of Rotating Inlet Distortion on Multisage Compressor Stability, in: ASME 1994 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, 1994.
- [4] C. Tan, I. Day, S. Morris, A. Wadia, Spike-type compressor stall inception, detection, and control, *Annual review of fluid mechanics*, 42 (2010) 275-300.
- [5] M. Zhang, A. Hou, Investigation on stall inception of axial compressor under inlet rotating distortion, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 231(10) (2017) 1859-1870.
- [6] G. Pullan, A. Young, I. Day, E. Greitzer, Z. Spakovszky, Origins and structure of spike-type rotating stall, *Journal of Turbomachinery*, 137(5) (2015).
- [7] T. Camp, I. Day, A study of spike and modal stall phenomena in a low-speed axial compressor, in: ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, 1997.

- flow compressor rotors, (1991).
- [21] M. Furukawa, M. Inoue, K. Saiki, K. Yamada, The role of tip leakage vortex breakdown in compressor rotor aerodynamics, in: ASME 1998 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, 1998.
- [22] Q. Li, W. Wang, L. Chen, D. Sun, Rotor-system log-decrement identification using short-time fourier-transform filter, *International Journal of Rotating Machinery*, 2015 (2015).
- stage with inlet distortion: part I—radial distortion, (1999).
- [18] N. Akbari, Numerical simulation of active control of instabilities in an axial compressor under distorted inlet flow, *Modares Mechanical Engineering*, 17(1) (2017) 193-202. (in Persian)
- [19] F. Lin, M. Li, J. Chen, Long-to-short length-scale transition: a stall inception phenomenon in an axial compressor with inlet distortion, (2006).
- [20] M. Inoue, M. Kuroumaru, T. Iwamoto, Y. Ando, Detection of a rotating stall precursor in isolated axial

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

M. H. Ababaf Behbahani , A. Khoshnejad, R. Taghavi Zenouz , M. Goodarzi. *Effects of air injection at rotor blade row tip region of an axial compressor on its performance under inlet distortion conditions* .*Amirkabir J. Mech Eng.*, 53(special issue 3) (2021). 1729-1744.

DOI: [10.22060/mej.2020.17268.6556](https://doi.org/10.22060/mej.2020.17268.6556)



