



شبیه سازی عددی کنترل فعال ناپایداری در یک کمپرسور محوری تحت شرایط انسداد جریان در ورودی

نوزر اکبری

استادیار، هوافضا-پیشران، دانشگاه هوایی شهید ستاری، تهران
* تهران، صندوق پستی 13846-73411، nozar@ssau.ac.ir

چکیده

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 17 آبان 1395
پذیرش: 27 آبان 1395
ارائه در سایت: 19 دی 1395
کلید واژگان:
انسداد جریان ورودی
کنترل فعال استال
تزریق جت هوا
کمپرسور محوری

انسداد جریان که ممکن است به دلایل مختلفی در ورودی یک توربین گازی رخ دهد، باعث ایجاد اختلال در شرایط عملکردی کمپرسور و همچنین کل مجموعه توربین گاز می شود، لذا بررسی این پدیده و راه های کنترل آن بسیار مهم است. مدل سازی عددی انسداد جریان ورودی به یک رتور کمپرسور محوری و کنترل فعال ناپایداری های حاصل از آن به وسیله تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک پره، موضوع مورد مطالعه در مقاله حاضر است. شبیه سازی الگوی انسداد جریان با ایجاد پنج هندسه مختلف از انسداد قطاعی (میزان انسداد 5%، 10%، 15%، 20% و 25% از مجرای ورودی به کمپرسور) در ورودی انجام شده است. در راستای کنترل فعال ناپایداری ها، از 12 عدد انژکتور در بالادست رتور کمپرسور که در راستای محیطی به صورت متقارن قرار گرفته اند، استفاده شده است. نسبت دبی تزریق خروجی از انژکتورها به دبی کلی مجرای ورودی به رتور در کلیه حالات کمتر از 2% می باشد. مدل سازی عددی به کمک نرم افزار آنسیس سی اف ایکس و با به کارگیری مدل آشفتگی $k\omega$ -SST انجام شده است. نتایج حاکی از آن است که با افزایش میزان انسداد ورودی، افت عملکرد و افت بازدهی رتور نیز افزایش می یابد. همچنین برای شرایط مدل سازی شده این رتور، تزریق جت هوا تا انسداد 10% باعث بهبود عملکرد رتور می شود و در انسداد های بیشتر از آن که ناپایداری های نسبتاً قوی ایجاد می شود، تزریق جت هوا اثر منفی بر روی عملکرد رتور می گذارد. زیرا جریان خروجی از انژکتورها به شدت تحت تاثیر ناپایداری های حاصل از انسداد قرار می گیرند و به جای اصلاح جریان، آن را ناپایدارتر می کند.

Numerical simulation of active control of instabilities in an axial compressor under distorted inlet flow

Nozar Akbari*

Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Air University, Tehran, Iran.
* P.O.B. 13846-73411, Tehran, Iran, nozar@ssau.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 07 November 2016
Accepted 17 November 2016
Available Online 08 January 2017

Keywords:

Inlet distortion
Active stall control
Tip injection
Axial compressor

ABSTRACT

Inlet distortion that may occur for various reasons at the entrance of a gas turbine, causes disturbances in compressor performance conditions and also all engine components, so it is very important to investigate its controlling methods. The aim of this paper is numerical simulation of inlet distortion in an axial compressor rotor and active control of the instabilities by the air injection at the blade tip region. Flow simulation of inlet distortion is accomplished at compressor entry with five different geometries of circumferential blockage (amounts of circumferential blockage are: 5%, 10%, 15%, 20% and 25% of the compressor inlet duct). For active control of instabilities, 12 injectors have been mounted upstream of the rotor blade row that are distributed in circumferential directions symmetrically. The injection mass flow rate does not exceed 2% of the compressor main flow rate at the design point. ANSYS CFX was used for simulation and the turbulence model of $k\omega$ -SST has been used through the calculations. The results show that increasing inlet distortion causes performance and rotor efficiency to decrease. Furthermore, for this rotor modeling condition, in 5% and 10% blockage, air injection can improve the rotor performance, but for more than 10% blockage, a strong wake region is formed after the distortion screen and air injection can cause negative effects on rotor performance. Indeed, the strong instabilities can adversely affect the injectors flow and this method instead of modifying the flow field, makes it more non uniform than before.

1- مقدمه

مطلوب است و همواره طراحان در تلاش بوده اند که جریان بدون اغتشاش وارد کمپرسور شود، اما اغلب جریان غیریکنواخت بوده و تغییرات قابل توجه در سرعت و فشار ورودی به کمپرسور وجود دارد که به آن اغتشاشات و انسداد جریان ورودی می گویند [1]. انسداد جریان و اغتشاشات ورودی به

عملکرد کمپرسورها به عنوان عنصر اصلی توربین های گاز، چه زمینی و چه هوایی، می تواند تحت تاثیر اغتشاشات و انسداد جریان ورودی به آن ها، دچار اختلال گردد. اگرچه داشتن جریان یکنواخت در ورودی به کمپرسور بسیار

Please cite this article using:

N. Akbari, Numerical simulation of active control of instabilities in an axial compressor under distorted inlet flow, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 1, pp. 193-202, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

در موتورهای چند اسپول²، سلول‌های استال دورانی شکل گرفته در کمپرسور بالادست، به صورت اغتشاشات چرخشی³ بر روی کمپرسور پایین دست تاثیر می‌گذارند و ناحیه پایداری آن را دستخوش تغییر می‌کند. تا کنون دانشمندان زیادی این موضوع را از جنبه‌های مختلف بررسی کرده‌اند. به عنوان مثال جان لانگلی و همکاران در سال 1996 به بررسی تجربی اغتشاشات ورودی چرخشی ناشی از سلول‌های استال دورانی در کمپرسور بالادست، بر روی کمپرسور پایین دست در یک کمپرسور چنداسپول پرداختند و نشان دادند که این پدیده به شدت بر روی ناحیه پایداری کمپرسور تاثیرگذار است [9]. همچنین نای چاوکان و همکاران در سال 2006 به بررسی تجربی و عددی اغتشاشات ورودی چرخشی بر روی یک کمپرسور یک طبقه سرعت پایین پرداختند. آنها اثرات جهت چرخش اغتشاشات و مقدار انسداد آن‌ها را در شرایط مختلف ایجاد کردند تا بتوانند اثرات شکل‌های متفاوتی از سلول‌های استال را بر کمپرسور پایین دست در کمپرسورهای چنداسپول ببینند. آنها نشان دادند با افزایش سرعت چرخش انسدادها، افت در فشارکل بیشتر می‌شود [10].

ژانگ و همکارش در سال 2015 به بررسی عددی شکل‌گیری استال در کمپرسور محوری همراه با اغتشاشات چرخشی در ورودی پرداختند. آن‌ها نشان دادند افزایش زاویه جریان سیال در نزدیکی نوک پره در شرایط وجود اغتشاشات چرخشی، نقش بسیار مهمی در فرآیند شکل‌گیری استال دارد [11].

لی‌کیونگ‌جا و همکاران در سال 2007 به مطالعه تجربی انسدادهای مختلفی در جریان ورودی به موتور توربین‌گاز پرداخته‌اند. آن‌ها پارامتری تحت عنوان ضریب اعوجاج⁴ را تعریف کردند و انسداد های 20%، 30% و 40% را مورد بررسی قرار دادند [12]. لی‌کیونگ‌جا و همکاران در سال 2010 نیز دو نوع انسداد از جمله بالک مثلثی را به مجموعه تست خود اضافه کردند تا اثر اغتشاشات حاصل از گردابه‌ی آن را بر روی موتور توربین‌گاز ببینند. نتایج آن‌ها کاهش عملکرد کلی موتور و افزایش میزان مصرف سوخت موتور را نشان می‌دهد [13].

روش‌های مختلفی برای کنترل ناپایداری در کمپرسورهای محوری وجود دارد. یکی از این روش‌ها، افزایش محدوده استال است. این روش به دو کلاس مختلف تقسیم می‌شود: روش کنترل فعال⁵ و روش کنترل غیر فعال⁶. در هر دو روش کنترل فعال و غیرفعال، نقشه عملکرد مشخصه‌های کمپرسور اصلاح شده و خط سرج به جریان جرمی کمتری انتقال پیدا می‌کند. تا کنون بررسی‌های مختلفی در زمینه کنترل ناپایداری‌های کمپرسور در شرایط وجود انسداد در جریان ورودی، انجام شده است.

روش اصلاح پوسته رتور، یکی از روش‌های کنترل غیرفعال ناپایداری می‌باشد. هوآنگ جیان و همکارش در سال 2008 به مطالعه عددی انسداد جریان ورودی به یک رتور کمپرسور محوری مادون صوت و تاثیر شیارهای محیطی پوسته رتور بر آن پرداختند. آن‌ها نشان دادند می‌توان با استفاده از شیارهای محیطی پوسته، رنج کاری رتور را بهبود بخشید و از اثرات اغتشاشات ورودی کاست [14]. همچنین رضا تقوی و همکارش در سال 2015 به مطالعه عددی اصلاح پوسته رتور پرداختند و نشان دادند که این روش باعث کاهش جریان نشتی نوک پره شده و باعث بهبود حاشیه استال می‌شود [15].

موتورهای توربین گازی، می‌تواند باعث وقوع پدیده‌های استال و سرج در بخش کمپرسور آن‌ها شود که نتیجه‌ی آن کاهش عملکرد و پایداری موتور می‌باشد [2]. انسداد جریان ورودی در حالت واقعی شکل منظمی ندارد و در بسیاری از مواقع تابعی از زمان می‌باشد. این اغتشاشات می‌توانند در اثر تغییر در فشار، سرعت، آشفتگی، زاویه جریان ورودی، دما، چگالی سیال و بسیاری موارد دیگر، به وجود آیند. به صورت کلی می‌توان اغتشاشات ورودی را به دو دسته تقسیم کرد: اغتشاشات فشار ورودی و اغتشاشات دمای ورودی [3].

امروزه برای دستیابی به الزامات زیست محیطی، آلودگی‌های صوتی و ملاحظات اقتصادی، باید محصولات بسیار کارا تر به ویژه در عرصه انرژی و حمل و نقل، توسط صنایع طراحی و تولید شود. بهینه‌سازی توربوماشین‌ها باعث افزایش بازدهی آنها و کاهش مصرف سوخت می‌شود، بنابراین شرایطی که باعث کاهش بازدهی آنها می‌شوند باید مورد مطالعه قرار گرفته و به راه‌های جبران آن نیز توجه کافی شود. کاهش بازدهی توسط انسداد جریان ورودی به کمپرسور و همچنین راه‌های جبران این کاهش، می‌تواند توسط آزمایش‌های مختلفی بررسی شود، این کار نیازمند روش‌های مناسب برای ارزیابی آن می‌باشد. استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی¹ برای محاسبات جریان درون توربوماشین‌ها رو به افزایش است. ترکیب محاسبات عددی و اندازه‌گیری‌های عملی، ابزار مکملی برای شبیه سازی، طراحی، بهینه سازی و از همه مهم‌تر محاسبات میدان جریان و به دست آوردن منحنی مشخصه توربوماشین‌ها به وجود می‌آورد.

بررسی اغتشاشات و انسداد جریان ورودی به توربوماشین‌ها سابقه طولانی دارد و با توجه به مهم بودن این موضوع محققین همواره بر روی این موضوع به شیوه‌های مختلف آزمایشگاهی و تئوری کار کرده‌اند [4]. اغتشاشات فشار ورودی به کمپرسور که موضوع مورد مطالعه در این مقاله نیز می‌باشد، به دلایل مختلفی روی می‌دهند. به عنوان مثال تقابل بین بدنه و موتور هواپیما و یا منحنی شکل بودن ورودی موتور می‌تواند باعث این نوع از اغتشاشات ورودی به موتور شوند. جیمز ردموند در سال 2013 به بررسی تجربی این گونه از اغتشاشات ورودی، بر روی عملکرد یک موتور توربو فن پرداخت. نتایج وی 15.5% کاهش در نیروی تراست، 14% افزایش مصرف سوخت را نشان می‌دهد [5].

بادهای جانبی شدید نیز می‌توانند باعث ایجاد اغتشاش در ورودی به موتور شوند. لیو کایلی و همکاران در سال 2014 به بررسی عددی انسداد جریان و اغتشاشات ورودی به یک موتور توربو فن با نسبت کنارگذر بالا، در اثر بادهای جانبی شدید پرداختند [6]. با توجه به اهمیت موضوع انسداد جریان ورودی، کارهای عددی متفاوتی هم در این زمینه انجام شده که می‌توان به چند مورد از آن‌ها اشاره کرد. نیکولاس کارالامبوس و همکاران در سال 2004 به بررسی عددی اغتشاشات و انسداد جریان ورودی به یک طبقه کمپرسور با تاکید بر کاهش زمان و حجم محاسبات حل عددی پرداختند. اثر اصلی انسدادها را می‌توان کاهش سرعت محوری جریان ورودی در اثر وجود انسدادها عنوان کرد. این کاهش سرعت محوری سبب افت در پارامترهای مختلف از جمله ضریب جریان، بازدهی و نسبت فشار کمپرسور می‌شود. همچنین کاهش سرعت محوری سبب تغییر زاویه جریان نسبت به پره متحرک و حرکت نقطه عملکرد به سمت خط سرج می‌شود [7]. آرون راج و همکارش در سال 2014 به صورت عددی انسداد جریان در یک رتور کمپرسور را مطالعه کردند. آن‌ها به بررسی نحوه‌ی پخش شدن افت‌ها در بین پره‌ها و میزان افت عملکرد آن‌ها پرداختند [8].

¹ Computational fluid dynamics² Multi-spool engines³ Rotating Inlet Distortion⁴ Distortion Coefficient⁵ Active surge/stall control⁶ Passive surge/stall control

جدول 1 مشخصات رتور کمپرسور

Table 1 Compressor rotor specifications

مقدار	مشخصه
12	تعداد پره‌ها
135	شعاع پایه پره (mm)
0.6	نسبت پایه به نوک
1.7	نسبت مقدار درز نوک به طول وتر
117.5	طول وتر در نوک (mm)
1	نسبت منظری
56.2	زاویه نصب پره (deg)

نمی‌باشند و در شرایط مختلف هندسه‌های متفاوت و حتی پیچیده‌ای دارند، اما به طور کلی و به منظور ساده‌سازی، هندسه انسدادها به دو دسته‌ی شعاعی و قطاعی تقسیم می‌شوند. در این مقاله، انسداد قطاعی (میزان انسداد 5%، 10%، 15%، 20% و 25% از مجرای ورودی به کمپرسور) در ورودی اعمال شده و اثرات آن بر عملکرد رتور کمپرسور بررسی می‌شوند. در شکل 1 هندسه شماتیک این انسدادها مشاهده می‌شود. در ادامه به منظور شبیه‌سازی تزریق جت هوا برای کنترل ناپایداری‌های حاصل از انسداد جریان، 12 عدد انژکتور در نرم‌افزار سالیدورکس³ طراحی شده، در نرم‌افزار انسیس شبکه‌بندی شده و در بالادست ردیف پره، در راستای محیطی به صورت متقارن (با زاویه 30 درجه نسبت به هم) قرار گرفته و جریان هوای تزریق را به ناحیه درز نوک پره هدایت می‌کنند. این انژکتورها دارای قطر 5mm و زاویه‌ی تزریق 15 درجه نسبت به راستای محوری می‌باشند.

3- مدل‌سازی عددی

از آنجایی که تحلیل یک ردیف پره کامل، عموماً با تعداد شبکه بسیار زیادی همراه خواهد بود، معمولاً محققان از یک یا چند گذرگاه برای مدل‌سازی استفاده می‌کنند. با توجه به این‌که در این مطالعه به دلیل وجود انسداد در ورودی، جریان سیال در رتور کاملاً نامنظم و نامتقارن است، نمی‌توان محاسبات را تنها برای یک گذرگاه انجام داد و می‌بایست کل میدان جریان در رتور را حل کرد. در این مطالعه هندسه رتور به صورت سازمان‌یافته و شش وجهی شبکه‌بندی شده است. این میدان محاسباتی توسط بخش توربوگرید⁴ نرم‌افزار انسیس به روش چندبلوکه شبکه‌بندی شده است تا شبکه تولیدشده را به سلول‌هایی با زاویه اریب⁵ کم هدایت کند. همچنین در مجاورت سطوح پره‌ها و دیواره‌ها، شبکه بندی ریزتر در نظر گرفته شده است. در شکل 2 نمایی از شبکه‌بندی مشاهده می‌شود.

برای بررسی استقلال از شبکه‌بندی حل، از پارامتر ضریب افزایش فشارکل، استفاده شده است. تعداد کل گره‌ها برای رتور کمپرسور، بین

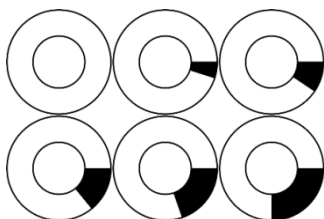


Fig. 1 Schematic of distortion screens

شکل 1 تصویر شماتیک صفحات گرفتگی

یکی از روش‌های کنترل فعال ناپایداری در کمپرسورها، تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک پره آن‌ها می‌باشد که در هر دو کمپرسور سانتریفوژ و محوری استفاده می‌شود. مقدار کمی هوا با سرعت و فشار بالا به منطقه بالادست کمپرسور تزریق می‌شود. بدین ترتیب جریان دارای انرژی می‌شود و سرعت محوری جریان افزایش می‌یابد. این موضوع باعث کاهش زاویه حمله محلی شده و از جدایش جریان در لبه حمله جلوگیری می‌کند.

در سال 2008 حسین خالقی و همکاران به مطالعه عددی تزریق جت هوا بر عملکرد کمپرسور سرعت بالا (ناسا رتور 67) پرداختند و نشان دادند با افزایش سرعت جریان خروجی از انژکتور، بهبود عملکرد بیشتری در کمپرسور حاصل می‌شود [16]. همچنین ایشان در سال 2016 تاثیر تزریق جت هوا بر کاهش اثرات جریان نشتی نوک پره در مقادیر مختلف درز نوک را به صورت عددی بر روی همان هندسه قبل بررسی کردند [17]. در سال 2016 رضا تقوی و همکاران به مطالعه تجربی تاثیر تزریق جت هوا در از بین بردن استال دورانی در یک کمپرسور محوری سرعت پایین پرداختند. آنها نشان دادند که تزریق مقدار کمی هوا در ناحیه نوک پره، قادر به اثرگذاری قابل توجهی بر قابلیت افزایش فشار و همچنین حاشیه استال می‌باشد [19,18].

تا کنون مطالعاتی در زمینه تاثیر تزریق جت هوا بر بهبود عملکرد کمپرسور تحت شرایط انسداد جریان در ورودی نیز انجام شده است. در سال‌های 2009 و 2010 پرامود سالونخه و همکاران به بررسی تجربی کنترل فعال ناپایداری‌ها در کمپرسور تحت شرایط انسداد جریان چرخشی در ورودی، به وسیله تزریق جت هوا، پرداختند. نتایج آن‌ها حاکی از بهبود حدوداً 3% در حاشیه استال کمپرسور بود [21,20]. همچنین آرون راج و همکارش در سال 2014 اثر تزریق جت هوا بر نوک پره رتور و بهبود عملکرد رتور کمپرسور را در حالت همراه با انسداد جریان ورودی، به صورت عددی و مختصر مورد مطالعه قرار دادند. نتایجشان حاکی از آن بود که نسبت فشار در رتور نسبت به حالت با انسداد جریان و بدون تزریق هوا، 4.04% افزایش داشته است [22].

در کار حاضر، میدان جریان در یک رتور کمپرسور محوری، در حضور مقادیر مختلفی از انسداد جریان در قسمت ورودی، به صورت عددی مدل‌سازی شده، سپس به بررسی اثر تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک ردیف پره رتور (با وجود انسدادها در ورودی) در راستای کنترل فعال ناپایداری‌ها، پرداخته شده است. بررسی کارایی روش تزریق جت هوا در شرایط مختلف انسداد جریان در ورودی به کمپرسور، و میزان موثر بودن این روش در از بین بردن و کنترل ناپایداری‌های حاصل از انسداد جریان ورودی، از نوآوری‌های مقاله حاضر است.

2- معرفی هندسه رتور مورد مطالعه، صفحات انسداد جریان و

انژکتورها

در کار حاضر، رتور کمپرسور محوری ایزوله شده از مقاله آقای "اینو" مطالعه شده است [23]. اعداد ماکس جریان در عبور از این کمپرسور در محدوده رژیم مادون صوت قرار دارند. مشخصات رتور به کار گرفته شده در جدول 1 ارائه شده است. جریان ورودی به این کمپرسور کاملاً محوری و سرعت گردش رتور برابر 1300 دور در دقیقه می‌باشد. هندسه پره‌ها توسط بخش بلیدجن¹ در نرم‌افزار انسیس¹ ایجاد شده است.

در واقعیت انسدادهای جریان دارای شکل‌های هندسی منظمی

³ Solidworks

⁴ TurboGrid

¹ Skewness

¹ BladeGen

² ANSYS

جریان به ازای مقادیر مختلف، آن قسمتی از فضای ورودی که جریان از آن می‌گذرد را مدل کرده و پس از شبکه‌بندی کردن به قسمت ثابت ورودی متصل می‌کنیم، بدین صورت تغییرات فشار در ورودی مدل می‌شود. شرط مرزی سرعت ورودی در ورود و فشار استاتیک خروجی در خروج، به عنوان شرایط مرزی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. شرط عدم لغزش نیز بر روی دیوار آدیاباتیک، دیگر شرط مرزی مورد استفاده می‌باشد. همچنین در محل اتصال قسمت متحرک (رتور) با قسمت‌های ثابت از شرط فروزن رتور⁴ استفاده شده است. شرایط مرزی، نواحی محاسباتی مورد استفاده در حل عددی، موقعیت قرارگیری آنژکتورها نسبت به رتور و ناحیه انسداد جریان نیز در شکل 3 نشان داده شده است.

برای همگرایی حل عددی، مقادیر خطای جذر میانگین مربعات برای مولفه‌های سرعت و معادله پیوستگی کم‌تر از 10^{-7} در نظر گرفته شده است. همچنین برای صحت‌سنجی حل عددی، نتایج به‌دست آمده با منحنی عملکرد و منحنی بازدهی تجربی رتور برای جریان بدون گرفتگی، مقایسه شده است که در شکل 4 مشاهده می‌شود. مقادیر ψ ، ϕ و η پارامترهای عملکردی کمپرسور بوده که به ترتیب عبارتند از ضریب بار، ضریب جریان و بازدهی، که به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\psi = \frac{\Delta P_t}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (1)$$

$$\phi = \frac{\dot{V}_m}{U} \quad (2)$$

$$\eta = \frac{\Delta P_t \cdot Q}{T \cdot \omega} \quad (3)$$

همان‌طور که مشاهده می‌شود، در هر دو نمودار نتایج مدل‌سازی عددی با آزمایش تجربی تطابق مناسبی دارند.

4- نتایج حاصل از مدل‌سازی

4-1- مدل‌سازی انسداد جریان در ورودی رتور

در ابتدا میدان جریان در حالت جریان بدون گرفتگی در سرعت‌های متفاوت

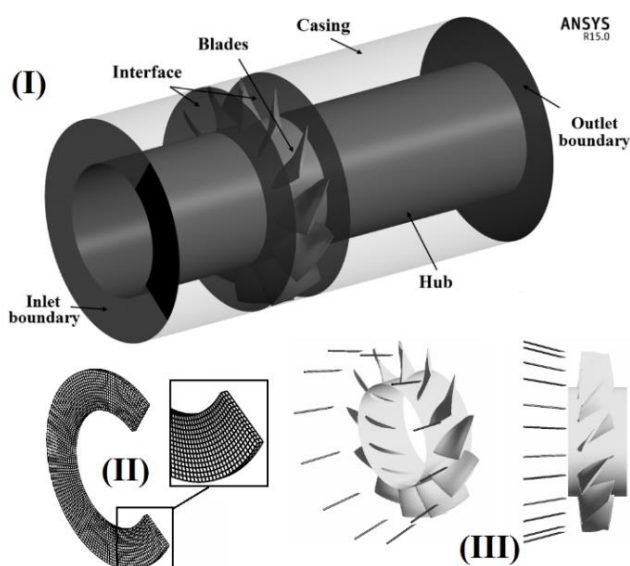


Fig. 3 (I) Solution domains and boundary conditions, (II) Blockage domain, (III) Location of injectors relative to rotor

شکل 3 (I) نواحی محاسباتی و شرایط مرزی، (II) ناحیه انسداد جریان، (III) موقعیت قرارگیری آنژکتورها نسبت به رتور

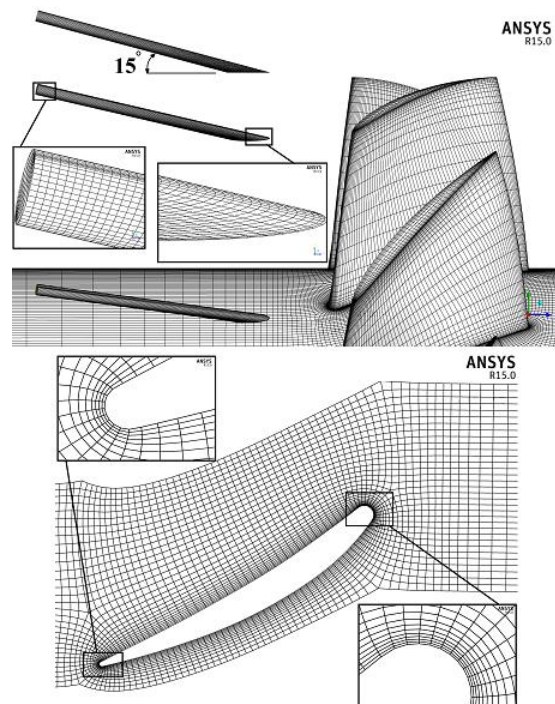


Fig. 2 Mesh structure

شکل 2 ساختار شبکه‌بندی

866640 تا 2963616 تغییر یافته‌است. اختلاف نسبی بین مقادیر ضریب افزایش فشار کل، بین شبکه خیلی درشت تا شبکه خیلی ریز، برابر 6.53% می‌باشد. همچنین مشاهده گردید که افزایش تعداد گره‌ها به بیش از 1548048 تغییر قابل توجهی در مقدار ضریب افزایش فشار ایجاد نمی‌کند. لذا به منظور صرفه‌جویی در زمان حل و سخت‌افزار محاسباتی، این تعداد گره حاضر برای شبیه‌سازی جریان در رتور کمپرسور، در نظر گرفته شد. مقدار میانگین y^+ بر روی پره‌ها حدود 3.81 می‌باشد که با توجه به شیوه حل عددی و نوع تحلیل رتور (تحلیل عملکردی)، مقدار مناسبی است.

کل شبکه محاسباتی شامل 1548048 عدد گره¹ برای گذرگاه‌های جریان، 7335 عدد گره برای انسداد قطاعی پیوسته 5%، 6975 عدد گره برای انسداد قطاعی پیوسته 10%، 6615 عدد گره برای انسداد قطاعی پیوسته 15%، 6255 عدد گره برای انسداد قطاعی پیوسته 20%، 5805 عدد گره برای انسداد قطاعی پیوسته 25% و 379745 عدد گره برای تمامی آنژکتورها می‌باشد.

مدل‌سازی عددی با به‌کارگیری نرم‌افزار انسیس سی‌اف‌ایکس² و با توجه به مبانی حل عددی و گسسته‌سازی معادلات انجام گردید. معادلات متوسط‌گیری شده‌ی رینولدز در حالت سه‌بعدی و لزج به روش ضمنی مرتبه دو حل می‌شوند. همچنین مدل‌سازی عددی با به‌کارگیری مدل آشفتگی $k\omega$ -SST انجام شده است. این مدل به دلیل اعمال اصلاحاتی در نزدیکی دیواره، برای چنین مسائلی توصیه می‌شود و عملکرد بهتری دارد. برای محاسبات میدان جریان، حل معادلات انتگرالی حاکم بر بقای جرم و مومنوم با استفاده از روش حجم محدود انجام می‌شود.

ناحیه محاسباتی متشکل از پنج قسمت می‌باشد: قسمت انسداد جریان، قسمت ثابت ورودی، قسمت متحرک (رتور)، قسمت ثابت خروجی و قسمت آنژکتورها. برای مدل کردن قسمت انسداد جریان، با محاسبه نواحی انسداد

⁴ Frozen Rotor

² Node
² ANSYS CFX

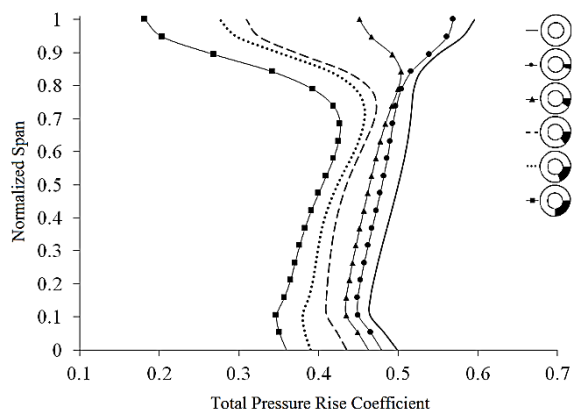


Fig. 6 Spanwise distributions of total pressure rise coefficient for all cases; near stall cond. ($\phi=0.37$)

شکل 6 توزیع ضریب افزایش فشار کل از پایه تا نوک پره رتور برای کلیه حالات؛ شرایط نزدیک به استال ($\phi=0.37$)

میزان انسداد، مقدار این افت نیز بیشتر می‌شود. همچنین در قسمت بالایی پره و برای انسدادهای قطعی 15% تا 25%، به دلیل جریان‌های درز نوک و تداخل آنها با جریان‌های مغشوش ناشی از انسداد جریان، افت بیشتری در ضریب افزایش فشار کل ایجاد شده است. مقدار درصد افت ضریب افزایش فشار کل نسبت به حالت جریان بدون گرفتگی، به صورت میانگین از پایه تا نوک پره رتور، برای کلیه حالات انسداد در جدول 2 نمایش داده شده است. همچنین در شکل 7 کانتور سرعت محوری از نمای پره‌پره و در 0.975 ارتفاع پره (0.975 Span)، برای جریان یکنواخت ورودی و کلیه انسدادها، در شرایط نزدیک به استال رسم شده است.

در این کانتور مقدار سرعت محوری توسط سرعت خطی نوک پره رتور، بی بعد شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با توجه به این که رتور در شرایط نزدیک به استال قرار دارد، در جریان بدون گرفتگی میزان سرعت محوری در ناحیه درز نوک پره کم است و همچنین در میزان انسدادهای مختلف، سرعت محوری جریان در بعضی نواحی حتی منفی شده است. این سرعت منفی نشان دهنده‌ی جریان برگشتی بین آن پره‌هایی است که در قسمت پشت انسداد جریان واقع شده‌اند. در انسداد قطعی 5% تنها ساختار جریان در رتور کمی تغییر کرده است اما با افزایش میزان انسدادها این تغییر در ساختار جریان شدیدتر شده، به طوری که در انسداد قطعی 25% جریان در پنج گذرگاه جریان دارای سرعت منفی است. در شکل 8 کانتور فشار کل در مختصات نسبی، از نمای روبه‌رو و در قسمت وسط پره برای شرایط عملکردی نزدیک به استال و نیز کلیه حالات انسداد رسم شده است.

در این کانتور مقدار فشار کل در مختصات نسبی توسط ترم ($\frac{1}{2}\rho U^2$)

جدول 2 مقدار افت ضریب افزایش فشار کل نسبت به حالت جریان بدون گرفتگی، به صورت میانگین از پایه تا نوک پره

درصد افت ضریب افزایش فشار کل (شرایط عملکردی نزدیک به استال)	نوع انسداد
3.55%	انسداد قطعی 5%
8.48%	انسداد قطعی 10%
17.16%	انسداد قطعی 15%
21.3%	انسداد قطعی 20%
29.2%	انسداد قطعی 25%

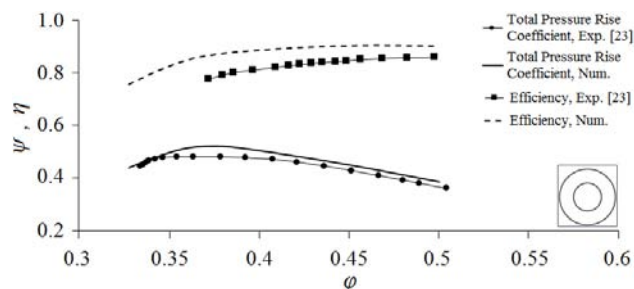


Fig. 4 Comparison between numerical performance maps and experimental results

شکل 4 مقایسه منحنی‌های عملکرد حل عددی با نتایج تجربی

ورودی حل می‌شود. ضریب جریان در شرایط عملکرد طراحی، برابر 0.5 در نظر گرفته شده است. با کاهش سرعت ورودی، مدل‌سازی برای دیگر ضرایب جریان تا شرایط نزدیک به استال و پس از آن انجام شده است. پس از این مرحله نوبت به اعمال اغتشاشات و انسداد جریان در ورودی رتور می‌رسد. با اعمال کردن همه‌ی انسدادها و محاسبه ضرایب جریان و ضرایب افزایش فشار کل، همچنین رسم منحنی عملکرد رتور، می‌توان مقایسه خوبی بین حالت جریان بدون گرفتگی ورودی به مجموعه و جریان همراه با انسداد، انجام داد. منحنی عملکرد رتور برای کلیه حالات در شکل 5 مشاهده می‌شود.

همان‌طور که انتظار می‌رود رتور در حالت جریان بدون گرفتگی، از دیگر حالات دارای عملکرد بهتری می‌باشد. با افزایش میزان انسداد ورودی از 5% به 25%، میزان افت عملکرد رتور نیز افزایش می‌یابد، به طوری که انسداد قطعی 25% بیشترین افت را برای رتور ایجاد کرده است. در همه حالات میزان دور رتور مقدار ثابت 1300rpm می‌باشد و این اغتشاشات ناشی از انسداد جریان در ورودی به رتور است که افت‌های متفاوتی ایجاد کرده است. در ادامه برای مشاهده بهتر اثرات اغتشاشات و انسداد جریان، توزیع ضریب افزایش فشار کل از پایه تا نوک پره رتور، کانتورهای سرعت محوری و کانتورهای فشار کل در مختصات نسبی، برای شرایط نزدیک به استال ($\phi=0.37$) رسم شده است که در شکل 6 توزیع ضریب افزایش فشار کل از پایه تا نوک پره رتور مشاهده می‌شود.

همان‌طور که مشاهده می‌شود رتور در حالت جریان بدون گرفتگی بیشترین ضریب افزایش فشار را دارد و در دیگر حالات بسته به میزان انسداد و ناپایداری‌هایی که ایجاد می‌کنند، این ضریب کاهش می‌یابد. انسداد قطعی 5% میزان کمی افت در ضریب افزایش فشار کل بوجود می‌آورد و با افزایش

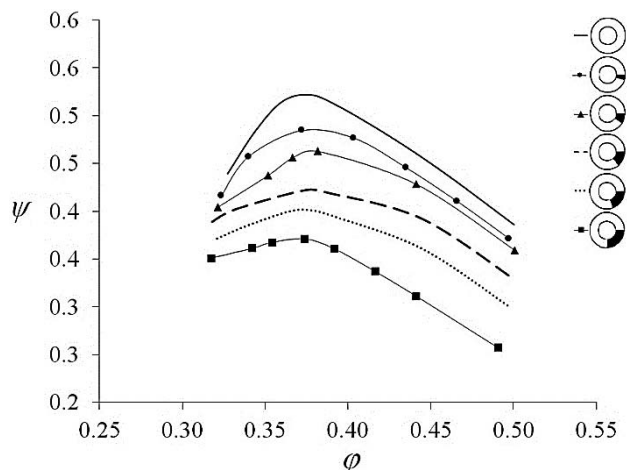


Fig. 5 Performance curves for all cases

شکل 5 منحنی عملکرد رتور برای کلیه حالات

و منحنی بازدهی رتور برای این نوع انسداد در حالت بدون تزریق و با تزریق جت هوا در شکل 9 مشاهده می‌شود.

مطابق شکل 9 تزریق مقدار کم هوا (دبی تزریق 1.6% نسبت به دبی مجرای ورودی) در نوک پره‌ها توانسته است عملکرد کمپرسور را در نقاط نزدیک به استال بهبود دهد. این افزایش کارایی در قالب کاهش ضریب جریان استال و افزایش نسبت فشار مشاهده می‌شود. تزریق جت هوا در شرایط نزدیک به استال منجر به افزایش بازده عملکرد پایدار کمپرسور نیز شده است. این در حالی است که در سایر نقاط عملکردی، تضعیف و اختلال محسوسی در عملکرد کمپرسور به وجود نیامده است.

با بررسی توزیع ضریب افزایش فشار از پایه تا نوک پره رتور، می‌توان بهتر به مکانیزم عملکردی تزریق پی برد. در شکل 10 توزیع این ضریب در دو حالت شرایط عملکردی رتور و شرایط نزدیک به استال رسم شده است.

در این نمودار منحنی‌های مربوط به حالت بدون تزریق و حالت با تزریق جت هوا، برای مقایسه‌ی راحت‌تر آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با تزریق جت هوا، ضریب افزایش فشار کل (به صورت میانگین از پایه تا نوک پره) افزایش یافته است. همچنین در شرایط طراحی تزریق جت هوا کمک زیادی به افزایش فشار نمی‌کند و حتی گاهی می‌تواند بر روی آن تاثیر منفی هم بگذارد، اما در شرایط نزدیک به استال با توجه به این‌که ناپایداری‌ها از قسمت درز نوک پره شروع می‌شود، تزریق جت هوا در این ناحیه تاثیر قابل ملاحظه‌ای بر روی عملکرد رتور و افزایش فشار در طول پره می‌گذارد. نکته دیگری از نمودار این است که با تزریق جت هوا در قسمت نوک پره، منحنی

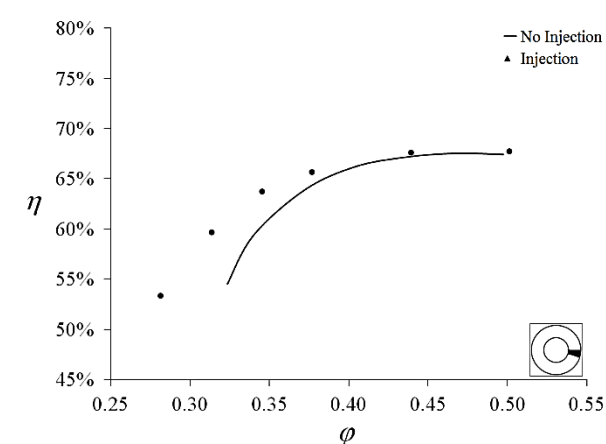
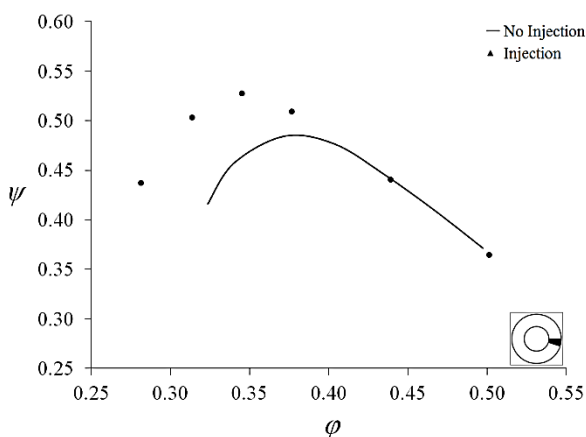


Fig. 9 performance maps for 5% blockage; with and without tip injection

شکل 9 منحنی‌های عملکردی انسداد 5%؛ با تزریق و بدون تزریق جت هوا

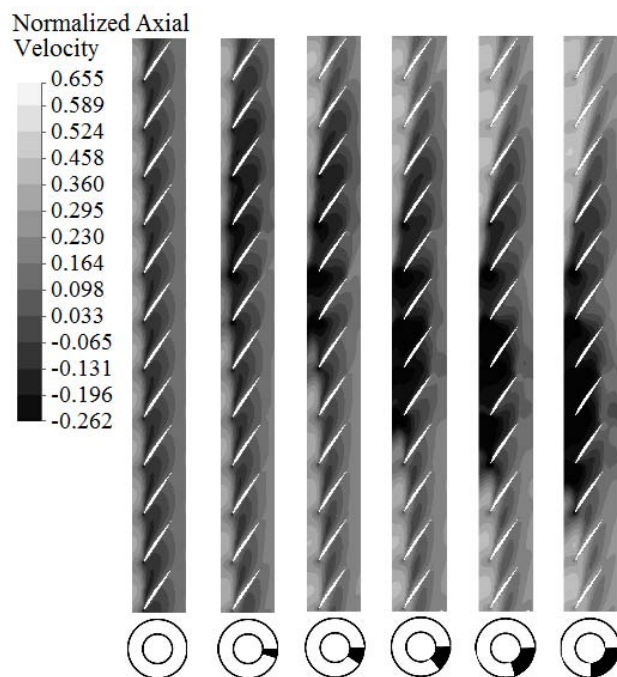


Fig. 7 Normalized axial velocity contours on 97.5% span plane for all cases; near stall cond. ($\phi=0.37$)

شکل 7 کانتور سرعت محوری بی‌بعد شده از نمای پره به پره و در ارتفاع پره برای کلیه حالات؛ شرایط نزدیک به استال ($\phi=0.37$)

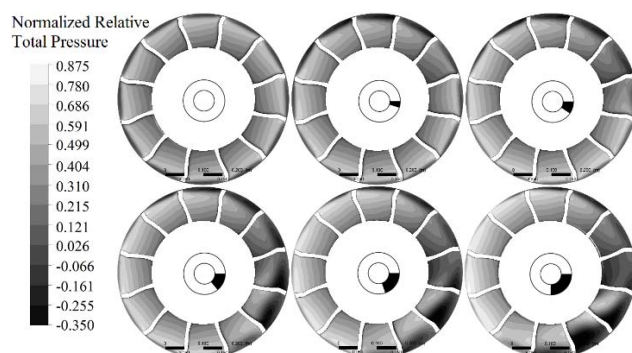


Fig. 8 Normalized relative total pressure contours on $x/c=0.5$ plane for all cases; near stall cond. ($\phi=0.37$)

شکل 8 کانتور فشار کل بی‌بعد شده در مختصات نسبی، از نمای روبه‌رو و در قسمت وسط پره برای کلیه حالات؛ شرایط نزدیک به استال ($\phi=0.37$)

بدون بعد شده است. از روی این کانتور می‌توان نواحی افت‌ها را در جریان مشاهده کرد. دیده می‌شود که انسدادهای جریان باعث ایجاد افت در برخی از نواحی بین پره‌ها شده است. در انسداد قطاعی 5% این میزان افت بسیار ناچیز است و در نوع قطاعی 25% بیشترین میزان افت در شش گذرگاه جریان مشاهده می‌شود.

4-2- مدل‌سازی تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک ردیف پره رتور

پس از مدل‌سازی انسدادهای جریان ورودی به ردیف پره رتور کمپرسور محوری، به بررسی اثر تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک ردیف پره رتور (با وجود انسدادها در ورودی) در راستای کنترل فعال ناپایداری، پرداخته می‌شود.

4-2-1- انسداد قطاعی 5%

در این حالت انسداد قطاعی 5% در ورودی اعمال شده است. منحنی عملکرد

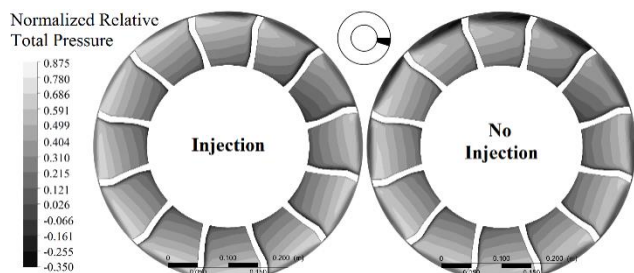


Fig. 12 Normalized relative total pressure contours on $x/c=0.5$ plane for 5% blockage; with and without tip injection; near stall cond. ($\phi=0.37$)
 شکل 12 کانتور فشار کل بی‌بعد شده در مختصات نسبی، از نمای روبه‌رو و در قسمت وسط پره برای انسداد 5%؛ با تزریق و بدون تزریق جت هوا؛ شرایط نزدیک به استال ($\phi=0.37$)

تزریق جت هوا در کنترل ناپایداری‌ها کمتر می‌شود، بلکه حتی در میزان انسدادهای 15% و بیشتر از آن، تزریق جت هوا تأثیرات مخربی بر روی عملکرد کمپرسور دارد. در ادامه برای جلوگیری از تکرار بیش از حد نمودارها و کانتورها، از ارائه نتایج مربوط به انسدادهای 10%، 15% و 20% خودداری شده و تنها نتایج مربوط به بیشترین حالت انسداد یعنی 25% ارائه شده است.

4-2-2- انسداد قطاعی 25%

منحنی عملکرد و منحنی بازدهی رتور برای انسداد قطاعی 25% در حالت بدون تزریق و با تزریق جت هوا در شکل 13 مشاهده می‌شود. مطابق شکل 13 تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک پره رتور باعث افت عملکرد و بازدهی آن شده است.

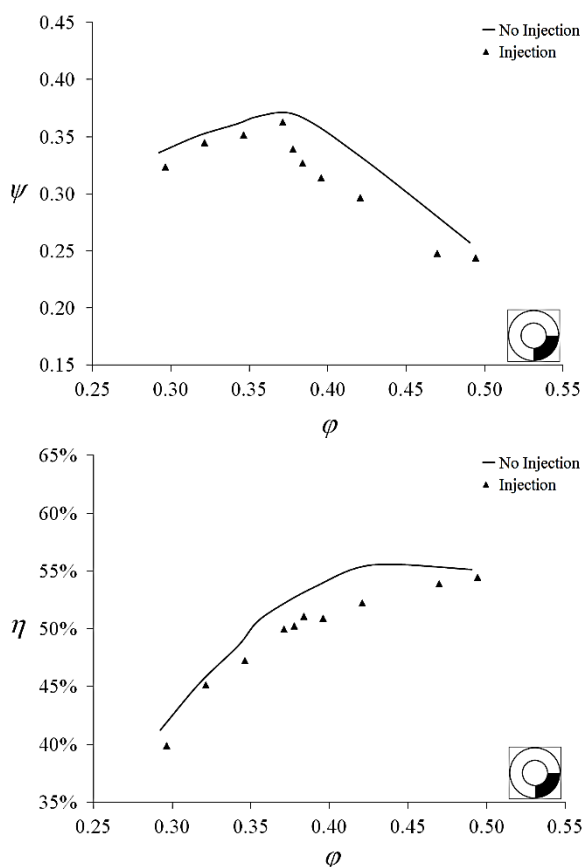


Fig. 13 performance maps for 25% blockage; with and without tip injection

شکل 13 منحنی‌های عملکرد انسداد 25%؛ با تزریق و بدون تزریق جت هوا

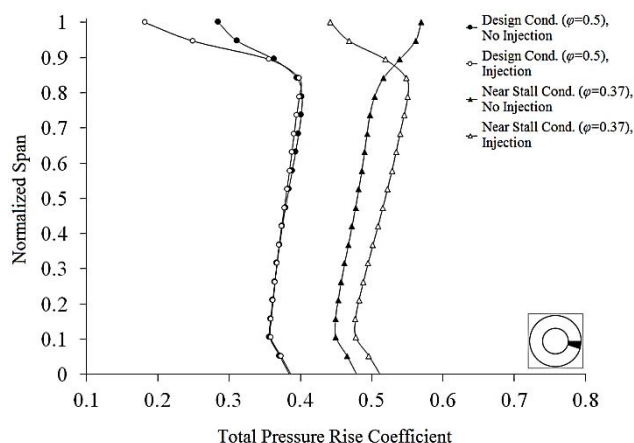


Fig. 10 Spanwise distributions of total pressure rise coefficient for 5% blockage; with and without tip injection

شکل 10 توزیع ضریب افزایش فشار کل از پایه تا نوک پره رتور برای انسداد 5%؛ با تزریق و بدون تزریق جت هوا

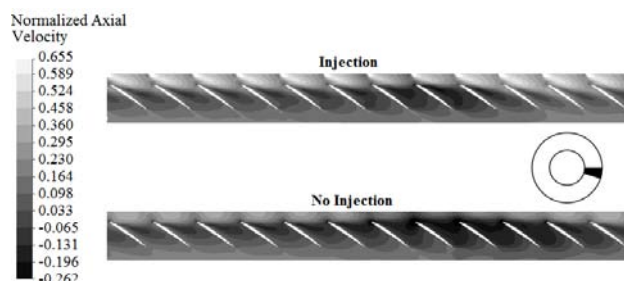


Fig. 11 Normalized axial velocity contours on 97.5% span plane for 5% blockage; with and without tip injection; near stall cond. ($\phi=0.37$)

شکل 11 کانتور سرعت محوری بی‌بعد شده از نمای پره‌به‌پره و در ارتفاع پره برای انسداد 5%؛ با تزریق و بدون تزریق جت هوا؛ شرایط نزدیک به استال ($\phi=0.37$)

ضریب افزایش فشار در این قسمت به سمت چپ مایل می‌شود، دلیل این امر افزایش دبی هوای گذرنده از این قسمت در اثر تزریق می‌باشد. با افزایش دبی هوای گذرنده از نوک پره، سهم افزایش فشار در این قسمت کمتر می‌شود.

در شکل 11 کانتور سرعت محوری بی‌بعد شده برای حالت بدون تزریق و با تزریق جت هوا، از نمای پره‌به‌پره و در ارتفاع پره، در شرایط نزدیک به استال رسم شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود تزریق جت هوا در این ناحیه، جریان‌های با سرعت کم و منفی ناشی از شرایط نزدیک به استال را تا حدی از بین برده است و جریان‌های با سرعت منفی که ناشی از انسداد جریان در ورودی به رتور بوده است را ضعیف‌تر کرده است. این کانتور کارایی تزریق جت هوا بر بهبود عملکرد کمپرسور در شرایط نزدیک به استال و با انسداد قطاعی 5% در جریان ورودی را به خوبی نشان می‌دهد.

با رسم کانتور فشار کل در مختصات نسبی، نواحی افت‌ها در جریان مشاهده می‌شود. در شکل 12 این کانتور برای انسداد قطاعی 5% در شرایط نزدیک به استال رسم شده است.

مشاهده می‌شود که افت فشار در قسمت نوک پره و در قسمت پشت انسداد جریان ورودی، بیشتر وجود دارد. همچنین با تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک پره‌ها افت‌ها کاهش پیدا کرده‌اند.

با افزایش میزان انسداد جریان ورودی، چون جریان‌های ناپایدار و گردابه‌ای حاصل از انسداد جریان، بزرگتر و شدیدتر می‌شوند، لذا تزریق جت هوا تأثیر کمتری بر روی آن‌ها می‌گذارد. با افزایش مقدار انسداد، نه تنها تأثیر

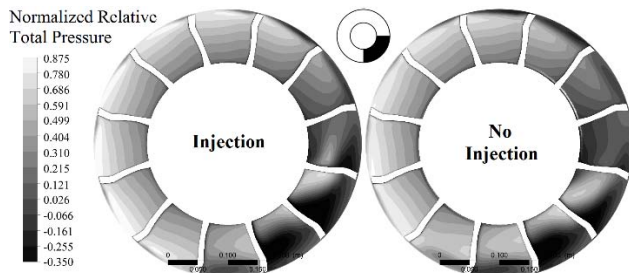


Fig. 16 Normalized relative total pressure contours on $x/c=0.5$ plane for 25% blockage; with and without tip injection; near stall cond. ($\phi=0.37$)

شکل 16 کانتور فشار کل بی‌بعد شده در مختصات نسبی، از نمای روبه‌رو و در قسمت وسط پره برای انسداد 25%؛ با تزریق و بدون تزریق جت هوا؛ شرایط نزدیک به استال ($\phi=0.37$)

تزریق جت هوا، از نمای روبه‌رو و در قسمت وسط پره برای انسداد قطاعی 25% در شرایط نزدیک به استال رسم شده است. دیده می‌شود افت فشار در قسمت نوک پره و در قسمت پشت انسداد جریان ورودی، بیشتر وجود دارد. در این حالت با تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک پره‌ها مشاهده می‌شود که نواحی افت فشار در بین پره‌ها بزرگتر شده و افت‌ها افزایش پیدا کرده‌اند.

در این قسمت، علت افزایش افت رتور در اثر تزریق جت هوا در برخی از حالات بررسی شده است. در این نوع از انسدادها، چون ناپایداری‌های جریان بسیار زیاد هستند، جریان خروجی از انژکتورها توسط این ناپایداری‌ها منحرف می‌شود. درواقع انژکتورهایی که پشت این انسداد هستند و بسیار تحت تاثیر ناپایداری‌های حاصل از آن می‌باشند، تاثیر منفی بر روی عملکرد رتور می‌گذارند. می‌توان با زیاد کردن قطر انژکتورها و افزایش دبی هوای خروجی از آن، بر این موضوع غلبه کرد، اما معمولاً در واقعیت افزایش بیش از حد دبی انژکتورها مقرون به صرفه نیست و حتی در بسیاری از موارد ناپایداری‌ها آقدر زیاد است که نمی‌توان به این شیوه آن‌ها را کنترل کرد.

در این مطالعه نسبت دبی تزریق خروجی از انژکتورها به دبی کلی مجرای ورودی به رتور در کلیه حالات کمتر از 2% می‌باشد. در شکل 17 خطوط جریان به هم ریخته خارج شده از انژکتورها قابل مشاهده است.

در جدول 3 مقدار درصد بهبود ضریب افزایش فشارکل با تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک، نسبت به حالت بدون تزریق و به صورت میانگین از پایه تا نوک پره رتور، برای کلیه حالات مختلف نمایش داده شده است. همچنین تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک پره رتور، سبب بهبود حاشیه

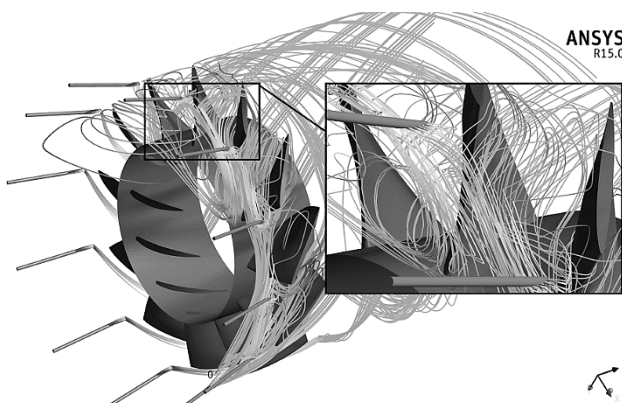


Fig. 17 Non uniform streamlines were exited from injectors for 25% blockage

شکل 17 خطوط جریان به هم ریخته و غیریکنواخت خارج شده از انژکتورها برای انسداد 25%

با بررسی توزیع ضریب افزایش فشار از پایه تا نوک پره رتور، می‌توان بهتر به مکانیزم عملکردی تزریق پی برد. در شکل 14 توزیع ضریب افزایش فشارکل از پایه تا نوک پره رتور در دو حالت شرایط عملکردی طراحی رتور و شرایط نزدیک به استال رسم شده است.

در این نمودار نیز منحنی‌های مربوط به حالت بدون تزریق و حالت با تزریق جت هوا، برای مقایسه‌ی راحت‌تر آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با تزریق جت هوا، ضریب افزایش فشار کل در هر دو حالت کاهش یافته است. به نوعی برای انسدادهای 15% و بالاتر، مکانیزم کنترل فعال تزریق جت هوا، به جای ایجاد بهبود در عملکرد رتور کمپرسور، تبدیل به مکانیزمی برای ایجاد افت در عملکرد کمپرسور می‌شود و کارایی خود را از دست می‌دهد.

در شکل 15 کانتور سرعت محوری بی‌بعد شده برای حالت بدون تزریق و با تزریق جت هوا، از نمای پره‌به‌پره و در 0.975 ارتفاع پره برای انسداد قطاعی 25% در شرایط نزدیک به استال رسم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود تزریق جت هوا در این ناحیه، جریان‌های با سرعت کم و منفی ناشی از شرایط نزدیک به استال را تا حدی به صورت محلی از بین برده است و جریان‌های با سرعت منفی که ناشی از انسداد جریان در ورودی به رتور بوده است را در قسمت‌هایی ضعیف‌تر کرده و در مقطعی تشدید کرده است.

با رسم کانتور فشار کل بی‌بعد شده در مختصات نسبی، نواحی افت‌ها در جریان مشاهده می‌شود. در شکل 16 این کانتور برای حالت بدون تزریق و با

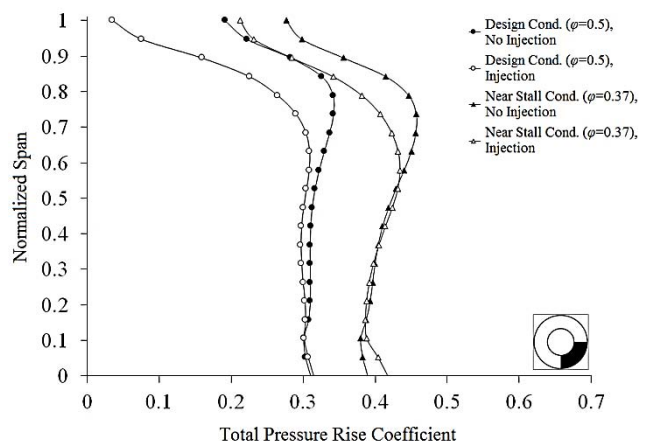


Fig. 14 Spanwise distributions of total pressure rise coefficient for 25% blockage; with and without tip injection

شکل 14 توزیع ضریب افزایش فشارکل از پایه تا نوک پره رتور برای انسداد 25%؛ با تزریق و بدون تزریق جت هوا

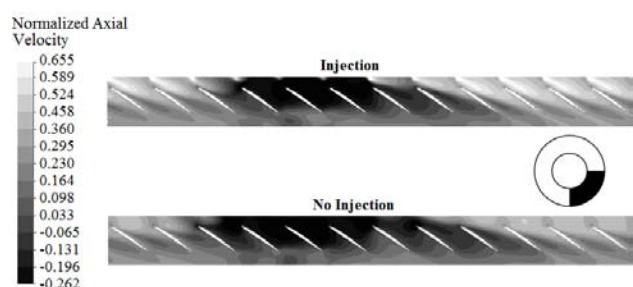


Fig. 15 Normalized axial velocity contours on 97.5% span plane for 25% blockage; with and without tip injection; near stall cond. ($\phi=0.37$)

شکل 15 کانتور سرعت محوری بی‌بعد شده از نمای پره‌به‌پره و در 0.975 ارتفاع پره برای انسداد 25%؛ با تزریق و بدون تزریق جت هوا؛ شرایط نزدیک به استال ($\phi=0.37$)

جدول 3 مقدار بهبود ضریب افزایش فشار کل با تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک و نسبت به حالت بدون تزریق، به صورت میانگین از پایه تا نوک پره رتور

Table 3 Improvement in spanwise averaged total pressure rise coefficient relative to the case without tip injection

نوع انسداد	نسبت دبی تزریق به دبی مجرا	درصد بهبود ضریب افزایش فشار کل با تزریق جت هوا (شرایط عملکردی نزدیک به استال)
بدون گرفتگی	0.8%	14.4%
انسداد قطاعی 5%	1.6%	3.89%
انسداد قطاعی 10%	1.6%	2.8%
انسداد قطاعی 15%	1.6%	-4.76%
انسداد قطاعی 20%	1.6%	-6.42%
انسداد قطاعی 25%	1.6%	-7.24%

استال در منحنی عملکرد رتور می‌شود. در جدول 4 مقدار بهبود حاشیه استال در اثر تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک پره رتور، مشاهده می‌شود.

5- نتیجه‌گیری

در کار تحقیقاتی حاضر، جریان در یک رتور کمپرسور محوری سرعت‌پایین، تحت شرایط وجود اغتشاشات و انسداد در جریان ورودی به رتور، به صورت عددی شبیه‌سازی و تحلیل و بررسی شده است. شبیه‌سازی الگوی انسداد جریان با ایجاد پنج هندسه مختلف از انسداد قطاعی (میزان انسداد 5%، 10%، 15%، 20% و 25% از مجرای ورودی به کمپرسور) در ورودی انجام شده است. پس از تحلیل تاثیر انسدادهای جریان ورودی بر عملکرد ردیف پره رتور کمپرسور محوری، به بررسی اثر تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک ردیف پره رتور (با وجود انسدادها در ورودی) در راستای کنترل فعال ناپایداری‌ها، پرداخته شد. برای این کار از 12 عدد انژکتور با قطر داخلی 5mm و با زاویه‌ی تزریق 15 درجه نسبت به راستای محوری، در بالادست رتور کمپرسور که در راستای محیطی به صورت متقارن (با زاویه 30 درجه نسبت به هم) قرار گرفته‌اند، استفاده شد. نسبت دبی تزریق خروجی از انژکتورها به دبی کلی مجرای ورودی به رتور در کلیه حالات کمتر از 2% می‌باشد. مهم‌ترین نتایج حاصل از مقاله حاضر، به شرح زیر است:

- انسداد جریان ورودی باعث کاهش عملکرد و کاهش بازدهی ردیف پره رتور می‌شود.
- کاهش در ضریب افزایش فشار کل رتور به ازای انسدادهای مختلف، متفاوت است.
- هرچه میزان انسداد بیشتر شود، جریان‌های مغشوش حاصل از آن نیز بزرگتر می‌شود و افت بیشتری در ضریب افزایش فشار کل حاصل می‌شود.
- برای جریان بدون گرفتگی، تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک

جدول 4 مقدار بهبود حاشیه استال با تزریق جت هوا

Table 4 Improvement in stall margin with tip injection

نوع انسداد	درصد بهبود حاشیه استال با تزریق جت هوا
بدون گرفتگی	16.2%
انسداد قطاعی 5%	9.21%
انسداد قطاعی 10%	6.58%
انسداد قطاعی 15%	-1.06%
انسداد قطاعی 20%	-1.35%
انسداد قطاعی 25%	-2.19%

پره‌ها، باعث بهبود در شرایط عملکردی رتور می‌شود.

- با وجود انسدادها در جریان ورودی به رتور، اگر ناپایداری‌های حاصل از انسداد نسبتاً ضعیف باشند، تزریق جت هوا در ناحیه درز نوک پره، باعث بهبود در شرایط عملکردی رتور می‌شود. به عنوان مثال انسدادهای ورودی باعث ایجاد جریان برگشتی درون رتور می‌شوند و در میزان انسداد تا 10%، که ناپایداری‌ها نسبتاً ضعیف می‌باشند، تزریق جت هوا باعث از بین بردن جریان برگشتی درون رتور شده و جریان را تا حدی به فرم اصلی خود برمی‌گرداند.

- برای شرایط مدل‌سازی شده این رتور، در انسدادهای 15% و بالاتر، که ناپایداری‌های نسبتاً قوی ایجاد می‌کنند، تزریق جت هوا اثر منفی بر روی عملکرد رتور می‌گذارد. زیرا جریان خروجی از انژکتورها به شدت تحت تاثیر ناپایداری‌های حاصل از انسداد قرار می‌گیرند و به جای اصلاح جریان، آن را ناپایدارتر می‌کند.

6- فهرست علائم

ΔP_t	اختلاف فشار کل در ورود و خروج رتور [Pa]
Q	دبی حجمی گذرنده از رتور [m^3/sec]
T	گشتاور رتور [N m]
U	سرعت خطی نوک پره [m/sec]
V_m	سرعت محوری سیال [m/sec]
ρ	چگالی سیال [kg/m^3]
ω	سرعت زاویه‌ای گردش رتور [rad/sec]

7- مراجع

- [1] A. H. Stenning, Inlet Distortion Effects in Axial Compressors, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 102, No. 1, pp. 7, 1980.
- [2] 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*, Vol. 3, No. 2, pp. 68-81, 2014.
- [3] J. Kurzke, Effects of inlet flow distortion on the performance of aircraft gas turbines, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 130, No. 4, pp. 041201, 2008.
- [4] R. Chue, T. P. Hynes, E. M. Greitzer, C. S. Tan, J. P. Longley, Calculations of inlet distortion induced compressor flow field instability, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 10, No. 3, pp. 211-223, 1989.
- [5] J. R. Lucas, Effect of BLI-Type Inlet Distortion on Turbofan Engine Performance, Master of Science In Mechanical Engineering Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2013.
- [6] K. Liu, Y. Sun, Y. Zhong, H. Zhang, K. Zhang, H. Yang, Numerical investigation on engine inlet distortion under crosswind for a commercial transport aircraft, *Proceeding of The 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, St.Petersburg, Russia, September 7-12, 2014.
- [7] N. Charalambous, T. Ghisu, G. Iurisci, V. Pachidis, P. Pilidis, Axial compressor response to inlet flow distortions by a CFD analysis, *Proceeding of The ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, Vienna, Austria, June 14-17, 2004.
- [8] A. S. Raj, P. P. Pandian, Numerical simulation of static inflow distortion on an axial flow fan, *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, Vol. 3, No. 2, pp. 20, 2014.
- [9] J. Longley, H.-W. Shin, R. Plumley, P. Silkowski, I. Day, E. Greitzer, C. Tan, D. Wisler, Effects of Rotating Inlet Distortion on Multistage Compressor Stability, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 118, No. 2, pp. 181-188, 1996.
- [10] C. Nie, J. Zhang, Z. Tong, H. Zhang, The response of a low speed compressor on rotating inlet distortion, *Journal of Thermal Science*, Vol. 15, No. 4, pp. 314-318, 2006.
- [11] 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*, 0954406215623978, 2015.
- [12] K.-J. Lee, B.-H. Lee, S.-H. Kang, J.-H. Jung, S.-S. Yang, D.-S. Lee, J.-S. Kwak, Development of block type inlet distortion simulating device for gas

- an axial compressor via air injection, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 0954410016673093, 2016 .
- [19] R. T. Zenouz, M. H. A. 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 فارسی)
- [20] P. Salunkhe, V. Reddy, A. Pradeep, Tip injection as a means for rotating stall control in an axial flow fan, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, Vol. 223, No. 1, pp. 55-70, 2009 .
- [21] P. Salunkhe, A. Pradeep, Stall inception and its control in an axial flow fan under dynamic inflow distortion, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, Vol. 224, No. 3, pp. 383-398, 2010 .
- [22] S. A. Raj, P. P. Pandian, Effect of tip injection on an axial flow fan under distorted inflow, *International Journal of Applied Science and Engineering Research*, Vol. 3, No. 1, pp. 302-309, 2014 .
- [23] M. Inoue, M. Kuroumaru, Structure of tip clearance flow in an isolated axial compressor rotor, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 111, No. 3, pp. 250-256, 1989.
- turbine engine inlet distortion test, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 8, No. 2, pp. 121-125, 2007 .
- [13] K. Lee, B. Lee, S. Kang, S. Yang, D. Lee, Inlet distortion test with Gas Turbine Engine in the Altitude Engine Test Facility, *Proceeding of The 27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, Chicago, Illinois, 28 June-1 July, 2010.
- [14] H. Jian, W. Hu, Numerical Investigation of Inlet Distortion on an Axial Flow Compressor Rotor with Circumferential Groove Casing Treatment, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 21, No. 6, pp. 496-505, 2008 .
- [15] R. Taghavi-Zenouz, S. Abbasi, Alleviation of spike stall in axial compressors utilizing grooved casing treatment, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 28, No. 3, pp. 649-658, 2015 .
- [16] H. Khaleghi, M. Boroomand, J. Teixeira, A. Tousi, A numerical study of the effects of injection velocity on stability improvement in high-speed compressors, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, Vol. 222, No. 2, pp. 189-198, 2008 .
- [17] H. Khaleghi, M.-A. S. Dehkordi, A. M. Tousi, Role of tip injection in desensitizing the compressor to the tip clearance size, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 52, No. 1, pp. 10-17, 2016 .
- [18] R. T. Zenouz, M. A. Behbahani, F. Rosta, A. Khoshnejad, Experimental investigation on flow unsteadiness during spike stall suppression process in