

The Effect of Tip Clearance on the Performance of an Axial Contra-Rotating Fan

Maryam Sadoddin, Hossein Khaleghi* 

Aerospace Engineering Department, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Article History

Received: October 09, 2025

Revised: December 14, 2025

Accepted: December 14, 2025

ePublished: January 30, 2026

ABSTRACT

In this study, the performance of a contra-rotating axial fan is investigated through experimental measurements and numerical simulations. The fan performance is analyzed under six configurations with varying tip clearance values. Tip clearance for the first and second rotors is defined as a percentage of blade height for the following cases: 4%-4%, 4%-2%, 2%-4%, 2%-2%, 1%-1%, and zero clearance.

Examination of the flow structure in the blade tip region reveals that as tip clearance increases, the tip leakage flow intensifies and the tip leakage vortex strengthens. The tip vortex significantly alters the static pressure field on the suction surface, creating regions of pressure drop. With larger tip clearance, the minimum static pressure on the suction surface shifts further downstream, and total pressure decreases along the leakage path.

Results indicate that under constant-pressure conditions, reducing tip clearance increases the flow rate through the fan. At the constant-flow operating point, fans with smaller tip clearance generate higher outlet pressure. Furthermore, completely eliminating tip clearance improves the fan's stable operating range by up to 14.4%.

Interaction effects of tip clearance between rotors are also examined. Increasing tip clearance in a given rotor row enhances leakage flow within the same row. Variation of the second rotor's clearance has little effect on the first rotor, whereas increasing the first rotor's clearance also raises leakage flow in the second rotor.

Keywords: Contra-Rotating Axial Fan, Tip Clearance, Tip Leakage Flow, Tip Leakage Vortex.

How to cite this article

Sadoddin M, Khaleghi H, The Effect of Tip Clearance on the Performance of an Axial Contra-Rotating Fan. Modares Mechanical Engineering; 2026;26(02):107-117.

*Corresponding author's email: khaleghi@aut.ac.ir

*Corresponding ORCID ID: 0000-0001-7708-6605



Copyright© 2025, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.



اثر فاصله نوک پره بر عملکرد یک فن محوری خلاف‌گرد

مریم سعدالدین، حسین خالقی*

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

اطلاعات مقاله

نوع مقاله

مقاله پژوهشی

چکیده

در این پژوهش، عملکرد یک فن محوری خلاف‌گرد به‌صورت تجربی و با استفاده از شبیه‌سازی عددی مورد ارزیابی قرار گرفته است. عملکرد فن در شش پیکربندی مختلف با مقادیر متفاوت فاصله نوک پره تحلیل شده است. فاصله نوک پره برای روتور اول و دوم به‌صورت درصدی از ارتفاع پره تعریف شده و شامل حالت‌های ۴٪-۲٪، ۴٪-۴٪، ۴٪-۲٪ و بدون فاصله نوک پره است.

بررسی جریان در ناحیه نوک پره نشان می‌دهد که با افزایش فاصله نوک، شدت جریان نشتی و گردابه نشتی نوک پره افزایش می‌یابد. این گردابه موجب تغییرات چشمگیر در میدان فشار استاتیک سطح مکش پره شده و نواحی با افت محسوس فشار استاتیک را در این سطح ایجاد می‌نماید. با بزرگ‌تر شدن فاصله نوک، کمینه فشار استاتیک در سطح مکش به پایین‌دست پره منتقل می‌شود. به‌علاوه، در مسیر جریان نشتی نوک پره، کاهش قابل‌توجهی در فشار کل مشاهده می‌گردد.

یافته‌ها نشان می‌دهد که در نقطه عملکرد با فشار ثابت، کاهش فاصله نوک پره موجب افزایش دبی جریان عبوری از فن می‌شود و در نقطه عملکرد با دبی ثابت، فاصله نوک کمتر باعث افزایش فشار خروجی می‌گردد. حذف کامل فاصله نوک پره نیز محدوده عملکرد پایدار فن را تا ۱۴/۴٪ بهبود می‌بخشد.

بررسی اثر متقابل فاصله نوک هر روتور نشان می‌دهد که افزایش فاصله در یک ردیف، جریان نشتی همان ردیف را افزایش می‌دهد. تغییر فاصله نوک روتور دوم تأثیر چندانی بر روتور اول ندارد، اما افزایش فاصله نوک روتور اول موجب افزایش جریان نشتی در روتور دوم نیز می‌شود.

تاریخچه مقاله

دریافت: ۱۴۰۴/۰۷/۱۷

بازنگری: ۱۴۰۴/۰۹/۲۳

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۹/۲۳

ارائه آنلاین: ۱۴۰۴/۱۱/۱۰

کلیدواژه‌ها: فن محوری خلاف‌گرد، فاصله نوک پره، جریان نشتی نوک پره، گردابه نشتی نوک پره.

نحوه ارجاع به این مقاله

سعدالدین مریم، خالقی حسین، اثر فاصله نوک پره بر عملکرد یک فن محوری خلاف‌گرد، مهندسی مکانیک مدرس. ۱۱۷-۱۰۷:۱۰۲(۰۲):۱۴۰۴.

*پست الکترونیکی نویسنده عهده‌دار مکاتبات: khaleghi@aut.ac.ir

*شناسه اراکید نویسنده عهده‌دار مکاتبات: 0000-0001-7708-6605



۱- مقدمه

فن‌ها و کمپرسورهای محوری نقش بسیار مهمی در صنایع مختلف از جمله هوافضا، نیروگاه و سیستم‌های تهویه مطبوع ایفا می‌کنند. فن‌های خلافگرد (Contra-Rotating Fans) به عنوان نوع پیشرفته‌تر نسبت به فن‌های معمولی، دارای دو ردیف پره با چرخش‌های مخالف هستند که این طراحی منجر به افزایش بهره‌وری، کاهش اندازه و وزن دستگاه و بهبود پایداری جریان می‌شود. پارامترهای مختلفی در طراحی کمپرسورها و فن‌های محوری وجود دارد که نقش تعیین‌کننده‌ای در بهبود راندمان، پایداری و عملکرد کلی این ماشین‌ها ایفا می‌کنند. از جمله این پارامترها می‌توان به طراحی پره‌ها، طراحی پوسته، زاویه حمله، زبری پره و فاصله نوک پره (Tip Clearance) اشاره کرد.

جریان نشتی نوک (Tip Leakage Flow) به جریان هوایی گفته می‌شود که از فضای بین نوک پره و دیواره محفظه کمپرسور یا فن عبور می‌کند. این جریان در اثر اختلاف فشار بین سطح فشار و سطح مکش پره به وجود می‌آید و به دلیل محدود بودن فاصله نوک، می‌تواند باعث کاهش فشار مفید و ایجاد جریان‌های گردابی شود. گردابه نوک پره (Tip Leakage Vortex) جریان ماریچی پیچیده‌ای است که ناشی از برخورد جریان نشتی با جریان اصلی بوده و باعث افزایش ناپایداری‌های جریان، افزایش تلفات انرژی و کاهش کارایی می‌شود [۱].

سازوکار اصلی افت ناشی از جریان نشتی نوک پره، اختلاط جریان‌هایی با سرعت‌های مشابه اما جهت‌های متفاوت است [۲]. در مطالعات پیشین از جمله مطالعه مور [۳] نشان داده شده است که با افزایش فاصله نوک پره کمپرسور، به واسطه افزایش افت در روتور، عملکرد کلی کمپرسور کاهش می‌یابد. در بسیاری از موارد، عملکرد بهینه در فاصله‌ای کمتر از حد تعیین‌شده توسط محدودیت‌های مکانیکی حاصل می‌شود. بنابراین، برای بهبود عملکرد فن، ضروری است که با درک دقیق ماهیت و عوامل مؤثر بر جریان نشتی نوک پره، طراحی آیرودینامیکی به صورت بهینه و دقیق اعمال شود [۴].

یامادا و همکاران [۵]، با استفاده از شبیه‌سازی (RANS)، جریان نشتی نوک پره کمپرسور ناسا روتور ۳۷ را در شرایط نزدیک به واماندگی بررسی کردند. نتایج نشان می‌دهد که تقابل گردابه نشتی با موج ضربه‌ای موجب جدایش جریان و تجمع سیال کم‌انرژی در نزدیکی دیواره می‌شود.

سونگ و همکاران [۶]، تأثیر فاصله نوک بر ویژگی‌های جریان را بررسی کردند و دریافتند که فاصله نوک بهینه باعث کاهش جدایش جریان می‌شود، اما افزایش بیش از حد فاصله نوک منجر به ناپایداری و گردابه‌های شدید خواهد شد.

ژانگ و همکاران [۷]، با انجام آزمایش‌های تجربی، محدوده بهینه فاصله نوک بین ۰/۲٪ تا ۰/۴٪ طول وتر را برای کاهش نویز و افزایش

راندمان تعیین کردند و همچنین اثرات خطای ساخت و سایش را بررسی نمودند.

در پژوهش حسن‌زاده بافقی و همکاران [۸]، با استفاده از شبیه‌سازی عددی کمپرسور چندمرحله‌ای ناسا، نشان داده شده است که افزایش فاصله نوک به ۱/۵ و ۲ برابر مقدار مبنا، به ترتیب منجر به کاهش ۱۴٪ و ۲۴٪ از محدوده عملکرد پایدار می‌شود.

در مطالعه خالقی و همکاران [۹]، نشان داده شد که تزریق در نوک پره می‌تواند حساسیت کمپرسور به تغییرات فاصله نوک را کاهش دهد و نسبت فشار کل را بهبود بخشد، هرچند با کاهش جزئی راندمان همراه است.

در حوزه فن و کمپرسور محوری خلافگرد نیز پژوهش‌های متعددی انجام شده است. بررسی اثر فاصله محوری بین روتورها [۱۰، ۱۱]، نسبت دوران روتورها [۱۱]، فاصله نوک پره [۱۲، ۱۳]، نحوه شروع و گسترش استال [۱۴، ۱۵]، و روش‌های کنترل استال [۱۶]، از جمله پژوهش‌های مهم در این حوزه است.

مطالعه جانو و همکاران [۱۲] به صورت عددی اثر فاصله نوک را بر عملکرد یک کمپرسور محوری خلافگرد ارزیابی کرده است. نتایج آن‌ها نشان داد که افزایش فاصله نوک باعث کاهش بازده و نسبت فشار می‌شود، اما یک مقدار بهینه فاصله نوک وجود دارد که گستره عملکردی نسبتاً وسیع‌تری فراهم می‌کند. همچنین نشان داده شد مرحله‌ای که ابتدا دچار استال می‌شود، با تغییر فاصله نوک جابه‌جا می‌گردد؛ به طوری که در فواصل نوک کوچک ابتدا روتور دوم، و در فواصل بزرگ‌تر ابتدا روتور اول وارد مرحله ناپایدار می‌شود.

مائو و لیو [۱۳]، به بررسی تأثیر اندازه لقی نوک پره بر عملکرد و جریان نشتی نوک در یک کمپرسور محوری دو مرحله‌ای خلافگرد پرداختند. در پژوهش آن‌ها نشان داده شده است که تغییر اندازه لقی نوک پره در روتور ۲ تأثیر بیشتری بر عملکرد کلی و حاشیه واماندگی کمپرسور دارد. علاوه بر این، اثر تغییر اندازه لقی نوک پره عمدتاً بر روتوری مشاهده می‌شود که تغییر در آن ایجاد شده است. تغییر اندازه لقی نوک پره در روتور ۲ تقریباً هیچ تأثیری بر عملکرد روتور ۱ ندارد، در حالی که افزایش فاصله نوک پره روتور ۱ از ۰/۵ به ۱ میلی‌متر، عملکرد روتور ۲ در نقطه نزدیک به واماندگی را حدود ۱/۳۷٪ بهبود می‌بخشد.

در مطالعه سعدالدین و خالقی [۱۶]، در یک فاصله نوک پره معادل با ۴٪ ارتفاع پره، اثرات کنترل جریان نوک با روش تزریق هوا به صورت عددی و تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که تزریق در ناحیه نوک پره با دبی معادل با ۳/۲٪ دبی جریان اصلی، شروع ناپایداری را به تعویق می‌اندازد. به علاوه، در اثر تزریق هوا، ۲۱٪ افزایش ضریب فشار کل و ۵۹٪ بهبود محدوده عملکرد حاصل می‌شود.

مجموعه مطالعات فوق بر اهمیت بهینه‌سازی فاصله نوک پره، شناخت ماهیت جریان و همچنین کنترل جریان در این ناحیه برای دستیابی به عملکرد بهتر و پایداری بالاتر فن‌ها و کمپرسورها تأکید

می‌کنند، به‌ویژه در طراحی نوع خلاف‌گرد که ساختار و دینامیک جریان متفاوتی نسبت به نوع متداول دارند.

بررسی پژوهش‌های پیشین نشان می‌دهد که اگرچه مطالعاتی نظیر پژوهش مائو و لیو [۱۳]، اثر تقابل دو روتور را در کمپرسورهای محوری خلاف‌گرد از طریق ترکیبات مختلف فاصله نوک بررسی کرده‌اند، اما تمرکز آن‌ها عمدتاً بر تحلیل اندرکنش ردیف‌ها بوده و تغییر هم‌زمان فاصله نوک هر دو روتور از مقدار نامی تا حالت بدون فاصله نوک مورد مطالعه قرار نگرفته است. افزون بر این، دامنه سرعت کاری و هندسه فن‌های محوری با کمپرسورهای مورد استفاده در پژوهش‌های پیشین متفاوت است و انتقال نتایج آن مطالعات به محدوده عملیاتی فن‌های خلاف‌گرد با عدم قطعیت همراه است. از سوی دیگر، مطالعه رفتار جریان در حالت بدون فاصله نوک (No-Tip-Clearance) بسیار مهم بوده و کمتر به آن پرداخته شده است، در حالی که این حالت برای تحلیل ماهیت گردابه‌های ناشی و درک حدود عملکردی سیستم اهمیت اساسی دارد. پژوهش حاضر با بررسی کاهش تدریجی فاصله نوک در هر دو روتور از مقدار نامی تا صفر و سپس مطالعه ترکیبات مختلف فاصله نوک بین دو روتور و اندرکنش آن‌ها، این خلأ را پوشش داده و با ارائه تحلیل‌های آیرودینامیکی دقیق‌تر نسبت به مطالعات پیشین، درک بهتری از شکل‌گیری و تحول گردابه ناشی و نقش آن در عملکرد فن فراهم می‌آورد.

۲- مشخصات فن و تشریح روش آزمایشگاهی

فن خلاف‌گرد مورد مطالعه در آزمایشگاه آیرودینامیک دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر مطابق استاندارد (ISO5801) ساخته شده است [۱۷]. همان‌طور که در شکل ۱ مشخص است، فن شامل دهانه ورودی، دو ردیف روتور خلاف‌گرد، آرام‌کننده جریان و شیر تخلیه هوا است.

روتورهای خلاف‌گرد با استفاده از روابط توربوماشین طراحی شده‌اند. روتور اول شامل ۱۰ پره و روتور دوم شامل ۸ پره است. طراحی پروفیل پره‌ها مطابق با پروفیل c4 است. هر ردیف روتور با استفاده از یک موتور الکترومغناطیسی مجزا و با دور نامی ۲۸۸۵ دور بر دقیقه گردانده می‌شود. سرعت دو روتور با خطای کمتر از ۱٪ درصد ثابت نگه‌داشته شده است. فاصله محوری بین دو روتور معادل ۰/۹ طول پره‌ها در نظر گرفته شده است. مشخصات طراحی روتور در جدول ۱ نمایان است. جزئیات بیشتر از مشخصات طراحی، در پژوهش پیشین انجام شده بر این فن، قابل مطالعه است [۱۸].

جدول ۱ مشخصات طراحی روتور

Design parameter	First rotor	Second rotor
Rotor speed	2885 (rpm)	-2885 (rpm)
Blade No.	10	8
Solidity (Mid-span)	0.85	0.79
Aspect Ratio	0.94	0.8
Hub-to-tip diameter	0.6	0.6

عملکرد فن خلاف‌گرد در آزمایش‌های تجربی تنها در حالت فاصله نوک پره نامی (۴٪ ارتفاع پره) مورد بررسی قرار گرفته است. به منظور استخراج منحنی عملکرد، اندازه‌گیری‌ها در دو مقطع ۱ و ۲ مطابق شکل ۱ انجام می‌گیرد. در مقطع ۱ افزایش فشار استاتیک فن خوانده می‌شود. در مقطع ۲ با استفاده از سیستم تراورس لوله پیتوت و فشارسنج تفاضلی دیجیتال، فشار دینامیکی در ۸ موقعیت شعاعی خوانده و میانگین‌گیری می‌شود.

جهت استخراج منحنی عملکرد فن خلاف‌گرد، وضعیت شیر تخلیه هوا تغییر داده می‌شود. ابتدا اندازه‌گیری‌ها در موقعیت شیر تخلیه کاملاً باز انجام می‌شود. سپس به‌صورت تدریجی شیر بسته شده و در هر حالت اندازه‌گیری‌ها تکرار می‌شود. در نهایت با انجام محاسبات بر روی داده‌های فشاری اندازه‌گیری شده، منحنی عملکرد فن به‌دست می‌آید. لازم به ذکر است دما، فشار و رطوبت نسبی محیط در طول آزمایش کنترل شده و مقدار آن به ترتیب برابر با ۲۶-۲۷ درجه سلسیوس، ۸۷۶۰۰ پاسکال، و ۳۰٪ ثبت شده است. همچنین برای هر حالت، آزمایش‌ها حداقل سه بار تکرار شده و میانگین داده‌ها در نتایج گزارش شده است. انحراف استاندارد اندازه‌گیری برای بازده و افزایش فشار کل کمتر از ۱ درصد اندازه‌گیری شد.

۳- روش حل عددی

در این تحقیق، برای شبکه‌بندی دامنه محاسباتی دوار از نرم‌افزار Ansys Turbogrid استفاده شده و شبکه بندی سایر نواحی ساکن با استفاده از نرم‌افزار Gambit انجام شده است. برای تحلیل جریان‌های سه‌بعدی، معادلات میانگین‌گیری شده ناویر - استوکس (RANS) با استفاده از نرم افزار Ansys CFX حل شده است. دامنه محاسباتی و بخشی از شبکه‌بندی دامنه (روتورها) به ترتیب در شکل ۲ و ۳ نمایش داده شده است. همان‌طور که مشخص است، دامنه حل عددی شامل لوله ورودی، روتورهای خلاف‌گرد، آرام‌کننده جریان و لوله خروجی تا مقطع ۲ (مشخص شده در شکل ۱) می‌باشد.

در این پژوهش از مش سازمان‌یافته (Structured) با المان‌های شش‌وجهی (Hexahedral) استفاده شده است. شبکه در ۷ ناحیه اصلی تولید گردید: لوله ورودی، روتور اول، لوله بین دو روتور، روتور دوم، لوله خروجی تا آرام‌کننده، آرام‌کننده، لوله خروجی.

به‌منظور مدل‌سازی آشفتگی، مدل $k-\omega$ SST انتخاب گردیده است. این مدل توانایی بازنمایی دقیق جریان در ناحیه زیرلایه لزج را داشته و برای جریان‌هایی با گرادیان فشار معکوس نیز از قابلیت اطمینان بالایی برخوردار است و توسط پژوهشگران متعدد در حوزه مشابه به کار گرفته شده است [۸، ۹، ۱۲، ۱۳، ۱۶]. در شبکه بندی دامنه، معیارهای لازم برای عملکرد صحیح مدل $k-\omega$ SST لحاظ شده است، به‌گونه‌ای که مقدار y^+ در دامنه حل کمتر از ۳ می‌باشد. همچنین

در نهایت، دامنه کل دارای ۴۰۶۹۷۱۲ المان است که در جدول ۲ تعداد المان هر بخش به تفکیک بیان شده است.

جدول ۲ تعداد المان در بخش‌های مختلف دامنه حل

Table 2 The element number of simulation domain parts

Domain	Element Number
Inlet duct	294030
Rotor-1	1062958
Stationary duct between rotors	259000
Rotor-2	1025004
Outlet duct up to straightener	453250
Straightener	457500
Outlet duct	518000

به‌منظور صحت‌سنجی شبیه‌سازی عددی، ابتدا عملکرد فن در شرایط فاصله نوک نامی (معادل ۴٪ ارتفاع پره) با داده‌های آزمایشگاهی متناظر مقایسه شده و منحنی‌های نسبت فشار و بازده مورد بررسی قرار گرفته‌اند. افزون بر این، توزیع سرعت محوری در پایین‌دست روتور دوم که از طریق تراورس پراب فشار پنج‌سوراخ در گستره شعاعی بین هاب و نوک به‌دست آمده است، با نتایج عددی مقایسه گردیده است.

مطابق شکل ۵، شبیه‌سازی عددی روند تغییرات منحنی عملکرد را با دقت بسیار مناسبی بازتولید می‌کند. مقدار بیشینه نسبت فشار و بیشینه بازده شبیه‌سازی تطابق نزدیکی با داده‌های تجربی داشته (خطای کمتر از ۰/۵٪) و اختلافات مشاهده‌شده در محدوده عملکرد پایدار (خطای کمتر از ۳٪) در بازه‌ی عدم‌قطعیت‌های متداول در مدل‌سازی عددی توربوماشین‌ها (نظیر حساسیت به شبکه، مدل آشفتگی و همگرایی) و نیز خطاهای رایج در آزمون‌های تجربی (از جمله خطای اندازه‌گیری دبی و فشار کل) قرار می‌گیرند. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که مدل عددی، رفتار آیرودینامیکی فن را در شرایط نامی با دقت قابل‌قبول بازتولید کرده است.

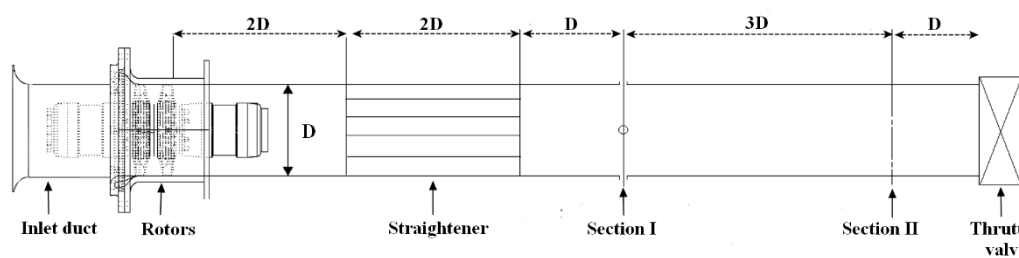
مقایسه توزیع سرعت محوری در شکل ۶ نیز بیانگر تطابق مناسب میان نتایج تجربی و عددی است. اختلاف جزئی مشاهده‌شده عمدتاً ناشی از محدودیت هندسی پراب پنج‌سوراخ است؛ زیرا این پراب فشار را در ناحیه‌ای به اندازه قطر مؤثر خود نمونه‌برداری کرده و سپس آن را به یک نقطه منفرد نسبت می‌دهد. این فرآیند موجب ایجاد انحرافی به اندازه مرتبه شعاع پراب در بازسازی سرعت محلی می‌شود. با وجود این محدودیت، همگرایی روند تغییرات شعاعی سرعت در شبیه‌سازی و آزمایش تأییدکننده صحت پیش‌بینی میدان جریان توسط مدل عددی است.

در اطراف پره‌ها و محفظه تعداد ۲۵-۳۰ لایه مرزی به‌کار گرفته شده و نسبت رشد لایه‌ها ۱/۲ تنظیم شده است. ضخامت کل ناحیه لایه مرزی عددی نیز به‌گونه‌ای انتخاب شده که پوشش کامل لایه مرزی را تضمین کند. همچنین در ناحیه نوک پره و مسیر تشکیل گردابه ناشی، شبکه‌بندی ریزتر در نظر گرفته شده (۳۰ لایه در ناحیه نوک) تا پیش‌بینی صحیح گرادیان‌های شدید جریان میسر باشد. شرایط مرزی ورودی به‌صورت دمای کل برابر با ۳۰۰ کلوین، فشار کل ۸۷۶۰۰ پاسکال و جهت جریان عمود بر سطح ورودی تنظیم شده است. فشار استاتیک متوسط محیط به‌عنوان شرط مرزی خروجی اعمال شده است. باتوجه‌به تکرار هندسی موجود در دامنه حل و به جهت کاهش هزینه محاسباتی، مسیر عبور جریان در یک پره مدل‌سازی شده و بنابراین از شرط مرزی تناوبی بهره گرفته شده است. سطوح جامد به‌صورت بدون زبری و کاملاً عایق حرارتی فرض شده‌اند.

در این پژوهش از روش پایای Multiple Reference Frame (MRF) برای مدل‌سازی نواحی چرخان استفاده شده است. دلیل اصلی استفاده از این روش آن است که تحلیل تنها تا آخرین نقطه پایدار منحنی عملکرد انجام می‌شود و جریان وارد ناحیه استال یا ناپایداری‌های گذرا نمی‌شود؛ در نتیجه، فرض جریان پایا معتبر بوده و نیازی به مدل‌سازی گذرای پره‌پره وجود ندارد.

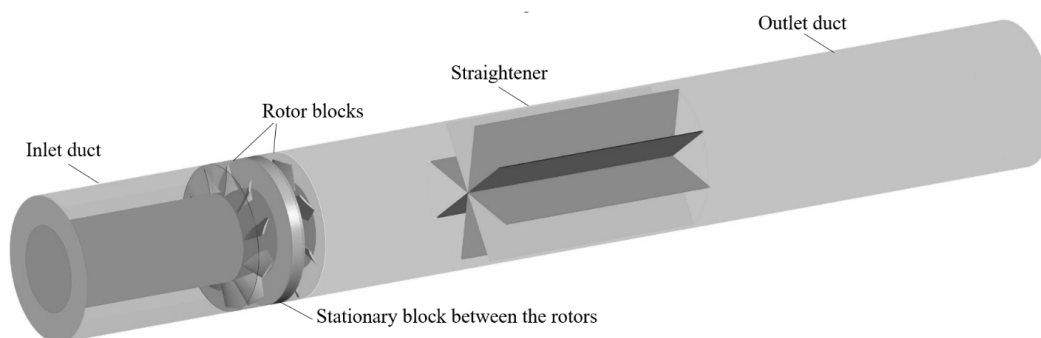
جهت استخراج منحنی عملکرد فن، شبیه‌سازی‌ها از بیشترین میزان جریان جرمی تا نقطه‌ای نزدیک به افت عملکرد (استال) اجرا شده‌اند. بدین منظور، فشار استاتیک در مقطع ۲ (مشخص شده در شکل ۱) به‌صورت تدریجی تا نقطه نزدیک به استال افزایش‌یافته است. معیار همگرایی حل عددی در هر حالت عملکردی، کاهش باقی‌مانده‌های معادلات (Residuals)، بالانس جرمی، کنترل پایداری مقادیر کلان مانند افزایش فشار، دبی و بازده نیز در روند حل بوده است، به‌گونه‌ای که طی ۱۰۰ تکرار آخر، نسبت فشار، بازده و دبی دارای مقدار عددی پایدار و ثابت بوده است.

استقلال حل از شبکه‌بندی، با تکرار شبیه‌سازی‌های عددی برای ۵ شبکه‌بندی متفاوت در هر روتور انجام شده است. شکل ۴، مقدار بازده آیزنتروپیک و همچنین افزایش فشار کل برای هر شبکه را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل مشخص است، شبکه با ۲۰۸۷۹۶۲ المان برای دو ردیف روتور به‌عنوان شبکه اصلی انتخاب شده است. زیرا در این حالت، با افزایش بیشتر تعداد المان‌ها، مقادیر ضریب افزایش فشار و بازده با تقریب خوبی ثابت باقی می‌ماند. اختلاف کمی پارامترهای اصلی ضریب افزایش فشار کل و بازده در دو شبکه آخر در نقطه عملکردی بازده بیشینه، کمتر از ۰/۱ درصد می‌باشد.



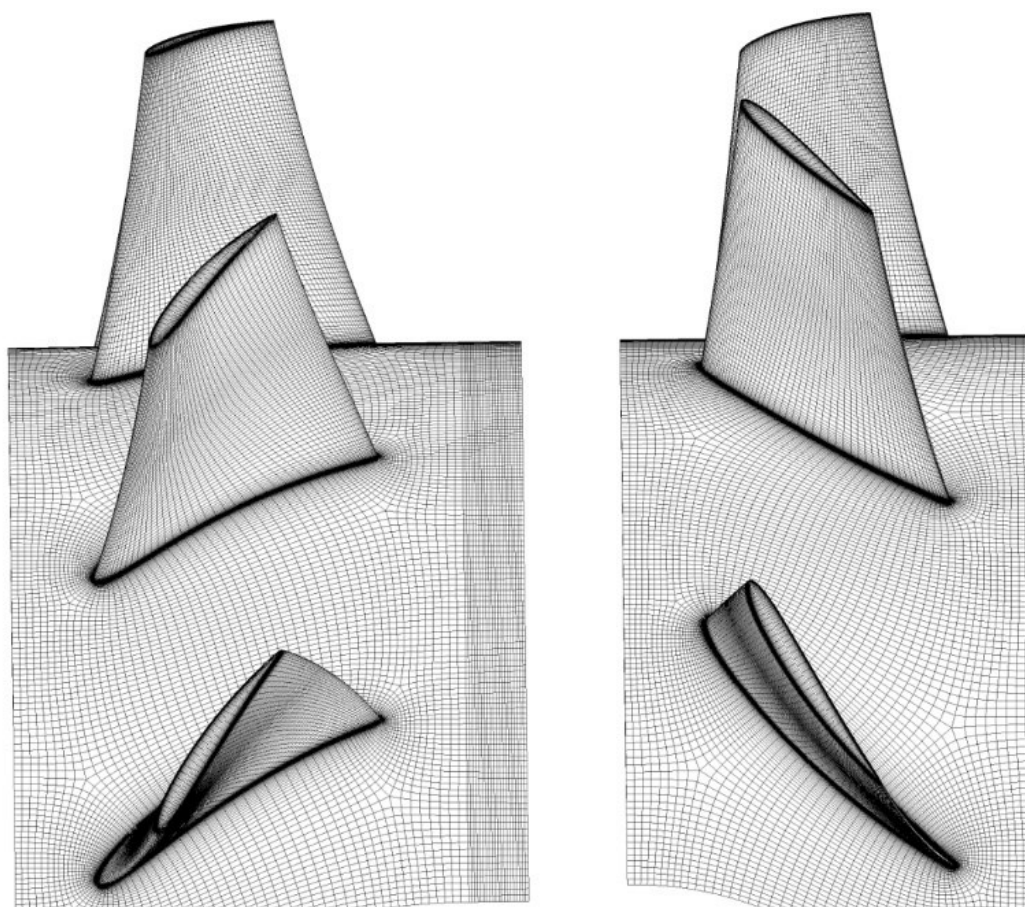
شکل ۱ تجهیزات تست فن

Fig.1 Fan test setup



شکل ۲ دامنه محاسباتی

Fig.2 Simulation domain



شکل ۳ شبکه‌بندی قسمت دوار در دامنه محاسباتی

Fig.3 Grids of rotary parts

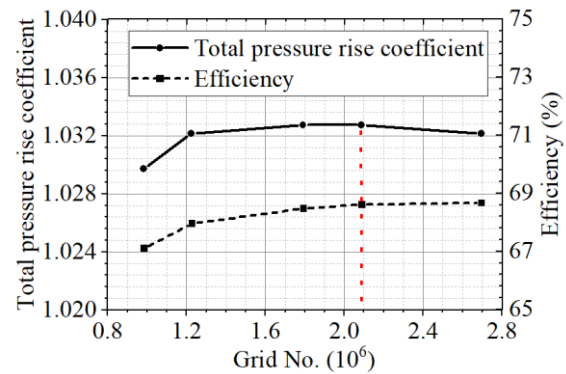
۴- نتایج

با توجه به صحت‌سنجی شبیه‌سازی در شرایط فاصله نوک نامی (۴٪ ارتفاع پره) و تطابق مناسب نتایج عددی با داده‌های تجربی، از مدل عددی اعتبارسنجی‌شده برای بررسی اثر تغییر فاصله نوک پره در سایر حالت‌ها استفاده شده است. بر این اساس، تحلیل رفتار جریان و عملکرد فن در فواصل نوک مختلف صرفاً بر مبنای شبیه‌سازی عددی و با اتکا به مدل صحت‌سنجی‌شده انجام گرفته است. منحنی عملکرد فن خلاف‌گرد برای چهار حالت ۴٪-۴٪، ۴٪-۲٪، ۲٪-۱٪، بدون فاصله نوک پره در شکل ۷ ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، کاهش فاصله نوک، منحنی عملکرد را به سمت نقاط با دبی و فشار بیشتر شیفت می‌دهد، به‌گونه‌ای که در نقطه‌ای با ضریب جریان ثابت، کاهش فاصله نوک پره موجب افزایش ضریب فشار می‌گردد. همچنین، در نقطه‌ای با ضریب فشار ثابت، با کاهش فاصله نوک پره، دبی بیشتری از فن عبور می‌کند. به‌طور مشخص در نقطه طراحی با ضریب جریان ۰/۶ در حالت نامی (فاصله نوک ۴٪)، ضریب افزایش فشار کل در فواصل نوک ۲٪، ۱٪ و حالت بدون نوک، به‌ترتیب حدود ۲/۴٪، ۳/۶٪ و ۱۳/۱٪ نسبت به حالت نامی افزایش یافته است. همچنین در نقطه‌ای با ضریب افزایش فشار ۰/۸۴ در شرایط نامی، ضریب جریان در حالت‌های ۲٪، ۱٪ و بدون فاصله نوک به‌ترتیب حدود ۱/۷٪، ۳/۳٪ و ۵٪ بیشتر از مقدار متناظر در فاصله نوک نامی گزارش می‌شود. لازم به ذکر است که حذف فاصله نوک پره در فن مورد مطالعه باعث افزایش ۱۴/۴ درصدی محدوده عملکرد پایدار (نسبت به حالت ۴٪-۴٪) شده است. نحوه محاسبه افزایش محدوده عملکرد پایدار، مطابق رابطه ۱ می‌باشد.

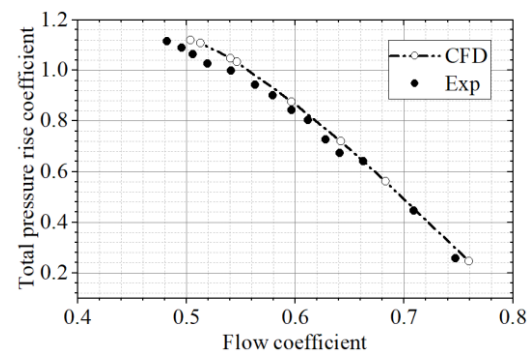
$$\frac{(\dot{m}_{max} - \dot{m}_{min})_{N0-tip} - (\dot{m}_{max} - \dot{m}_{min})_{4\%-tip}}{(\dot{m}_{max} - \dot{m}_{min})_{4\%-tip}} \times 100 \quad (1)$$

که در آن $\dot{m}_{min}$ و $\dot{m}_{max}$ به ترتیب نشانگر دبی بیشینه و دبی کمینه در یک منحنی عملکردی است.

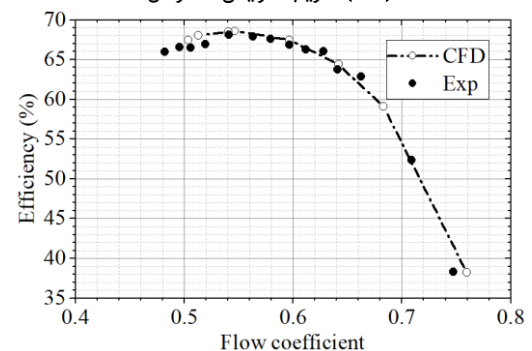
در شکل ۸، تأثیر تغییر فاصله نوک پره برای هر روتور به‌طور مجزا بررسی شده است. حالت‌های مورد مطالعه شامل ۴٪-۴٪، ۴٪-۲٪، ۲٪-۴٪ و ۲٪-۲٪ می‌باشند. نتایج، تأییدکننده مشاهدات شکل ۷ هستند؛ به‌گونه‌ای که کاهش فاصله نوک پره برای هر روتور، موجب افزایش هر دو پارامتر فشار و دبی می‌شود. بنابراین، در حالت کمترین فاصله نوک برای هر دو روتور، بهترین عملکرد حاصل می‌شود.



شکل ۴ نمودار مطالعه استقلال از شبکه‌بندی
Fig.4 Mesh independence study

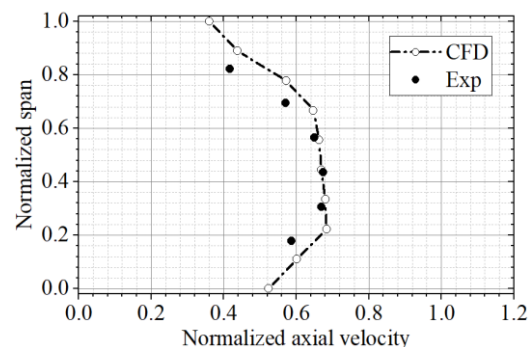


(الف) ضریب افزایش فشار کل



(ب) بازده آیزنتروپیک

شکل ۵ اعتبارسنجی حل عددی-منحنی عملکرد
Fig.5 Validation of numerical simulation- Characteristic curves

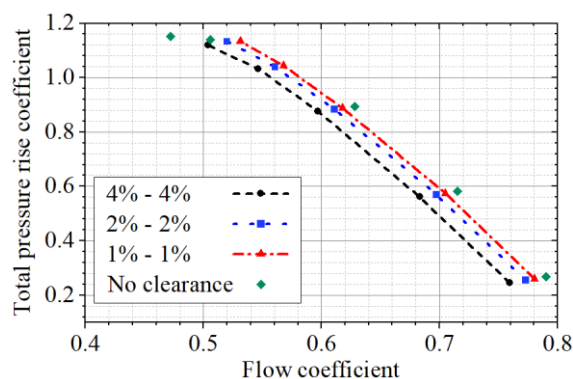


شکل ۶ اعتبارسنجی حل عددی- توزیع سرعت محوری
Fig.6 Validation of numerical simulation- Axial velocity distribution

در شکل ۱۰ کانتورهای ضریب افزایش فشار استاتیک به همراه بردار سرعت در صفحه نوک پره برای دو حالت با بیشترین و کمترین فاصله نوک (۴%-۴%، ۱%-۱%) رسم شده است. صفحه نوک پره برای فاصله نوک ۴٪، در ۹۶٪ ارتفاع پره و برای ۱٪، در ۹۹٪ ارتفاع پره قرار دارد.

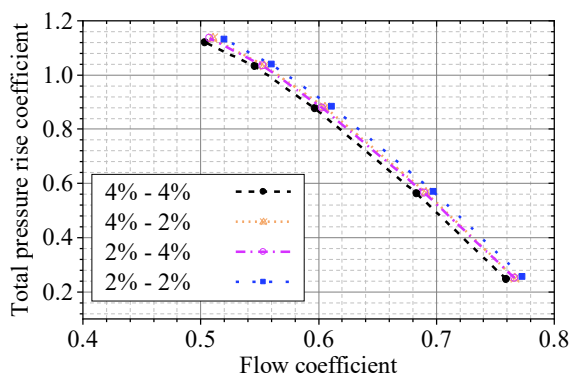
همان‌طور که نشان داده شده است، نواحی کم‌فشار در سطح مکش (که نشانگر گردابه ناشی نوک پره (TLV) هستند)، با افزایش فاصله نوک پره تقویت می‌شود. همچنین با افزایش فاصله نوک، مقدار کمینه فشار استاتیک در سطح مکش، به سمت پایین دست پره انتقال می‌یابد؛ به گونه‌ای که در فاصله نوک معادل با ۱٪، کمینه فشار استاتیک در حدود ۱۰٪ و تراز لبه حمله پره رخ می‌دهد، اما با افزایش فاصله نوک به ۴٪، فشار استاتیک کمینه به نقطه‌ای در حدود ۴۰٪ و تراز انتقال می‌یابد.

کانتورهای سرعت محوری در صفحات گذرنده از لبه حمله و لبه فرار هر روتور، در شکل ۱۱ رسم شده است. سرعت محوری نسبت به سرعت خطی روتور در شعاع میانی بی‌بعد شده است. این کانتورها برای سه حالت با فاصله نوک ۲%-۴٪ (فاصله نوک پره روتور اول نصف روتور دوم)، ۲%-۲٪ و ۴%-۲٪ (فاصله نوک پره روتور دوم نصف روتور اول) ترسیم شده است. همان‌طور که مشخص است، افزایش فاصله نوک پره در هر روتور، انسداد جریان (نواحی کم سرعت با رنگ آبی تیره) در منطقه نوک پره همان روتور را افزایش می‌دهد. با افزایش فاصله نوک سطح مقطع مسیر ناشی از افزایش می‌یابد، دبی جانبی عبوری از لبه پره بیشتر می‌شود، جت ناشی با جریان اصلی برخورد کرده و گردابه قوی‌تری تشکیل می‌دهد که موجب انسداد ناحیه نوک می‌شود. از مقایسه شکل ۱۱-الف و ۱۱-ب مشاهده می‌شود افزایش فاصله نوک روتور دوم تأثیر قابل توجهی در وضعیت روتور ۱ ایجاد نمی‌کند. اما افزایش فاصله نوک روتور ۱، وضعیت جریان در روتور دوم را تحت تأثیر قرار می‌دهد (مقایسه شکل ۱۱-ب و ۱۱-ج)؛ به گونه‌ای که نواحی کم سرعت روتور دوم در حالت ۲%-۴٪ بیشتر از حالت ۲%-۲٪ است (مشخص شده با نشان قرمز). علت فیزیکی این امر آن است که ساختار جریان در روتور اول پیش از ورود به روتور دوم شکل می‌گیرد، بنابراین تغییر فاصله نوک در روتور دوم تأثیر معناداری بر توزیع فشار، گردابه ناشی یا عملکرد کلی روتور اول ندارد. در مقابل افزایش فاصله نوک روتور اول باعث افزایش آشفتگی، تقویت TLV و کاهش کیفیت جریان ورودی روتور دوم شده و عملکرد آن را تحت تأثیر قرار می‌دهد. بنابراین اثرگذاری عمدتاً یک‌طرفه و از روتور اول به روتور دوم است. این رفتار با نتایج گزارش شده در مطالعات پیشین بر کمپرسورهای محوری خلاف‌گرد، از جمله مرجع [۱۳]، سازگار است.



شکل ۷ اثر فاصله نوک پره بر منحنی عملکرد

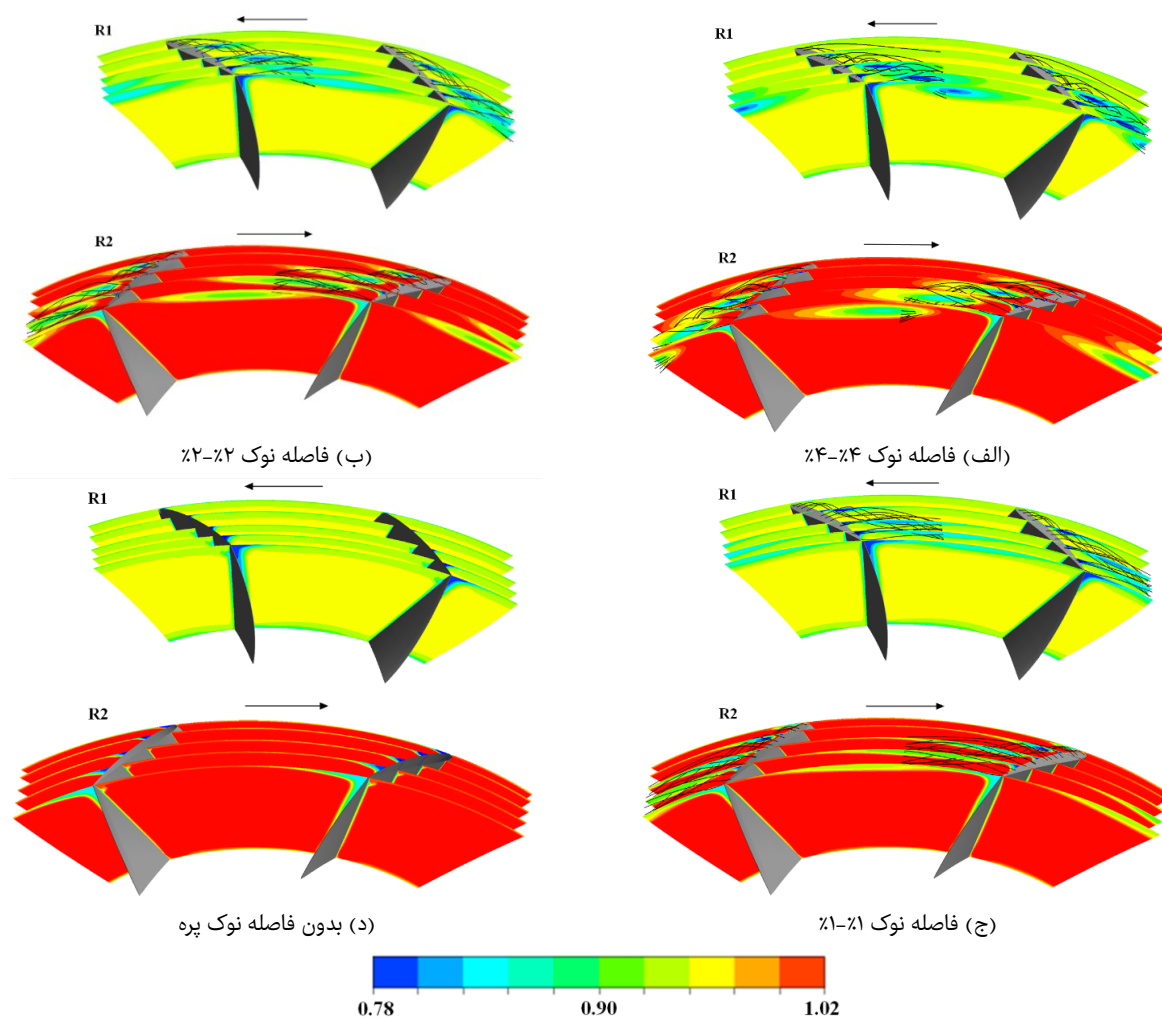
Fig.7 The effect of tip clearance on characteristic curve



شکل ۸ اثر فاصله نوک پره هر روتور به صورت مجزا بر منحنی عملکرد

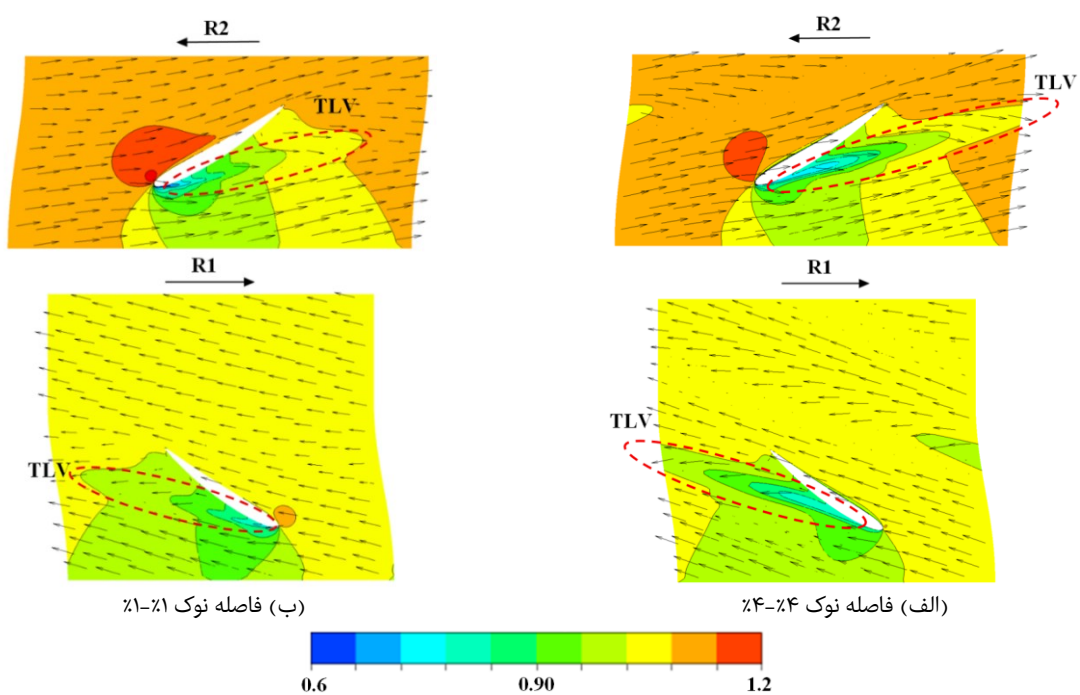
Fig.8 The effect of tip clearance of each rotor individually on characteristic curve

به منظور تحلیل دقیق رفتار جریان، کانتورهای جریان در حالات مختلف ترسیم و تحلیل شده‌اند. شکل ۹ کانتور ضریب افزایش فشار کل همراه با خطوط جریان در ناحیه نوک پره را در صفحاتی از ابتدای لبه حمله تا انتهای لبه فرار هر روتور نشان می‌دهد. این کانتورها برای حالت‌های با فاصله نوک ۴%-۴%، ۲%-۲%، ۱%-۱% و بدون فاصله نوک پره رسم شده است. همان‌طور که در شکل نمایش داده شده است، در محل عبور جریان ناشی نوک پره (که با خطوط جریان مشخص شده است)، نواحی کم فشار (با رنگ آبی) ایجاد می‌شود. با افزایش فاصله نوک پره، جریان ناشی نوک و به تبع آن نواحی کم فشار افزایش می‌یابد که این امر منجر به کاهش راندمان فن می‌گردد. در حالت بدون فاصله نوک پره (شکل ۹-د)، طبیعتاً جریان ناشی نوک حذف شده است و افت فشار کل ناشی از جریان ناشی مشاهده نمی‌شود. در واقع، در حالت بدون فاصله نوک، مسیر عبور جریان از ناحیه پرفشار پره به سمت سطح مکش کاملاً مسدود است. با حذف این مسیر، جریان ناشی نوک شکل نمی‌گیرد، گردابه TLV ایجاد نمی‌شود و افت ناشی از جت ناشی حذف می‌گردد.



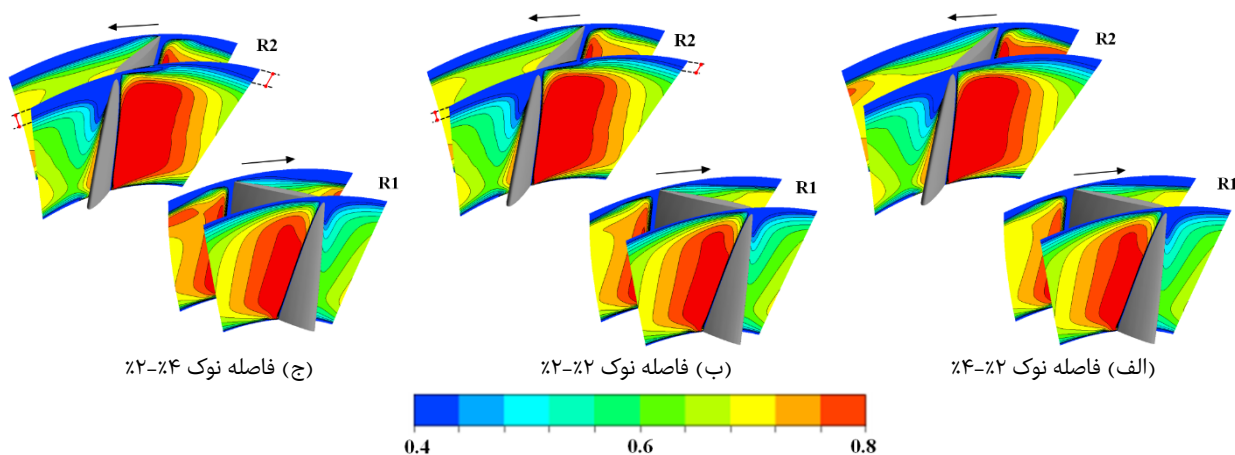
شکل ۹ کانتور ضریب افزایش فشار کل به همراه خطوط جریان در ناحیه نوک پره

Fig.9 Total pressure rise coefficient contour with tip clearance streamlines



شکل ۱۰ کانتور ضریب افزایش فشار استاتیک به همراه بردار سرعت در صفحه نوک پره

Fig.10 Static pressure rise coefficient contour with velocity vector on the tip surface



شکل ۱۱ کانتور سرعت محوری در صفحات گذرنده از لبه حمله و لبه فرار هر روتور

Fig.11 Axial velocity contour at leading edge and trailing edge planes

۴- نتیجه‌گیری

در این مطالعه، اثر فاصله نوک پره بر عملکرد و ساختار جریان در یک فن محوری خلاف‌گرد در شش حالت مختلف فاصله نوک و نیز در حالت بدون فاصله نوک ارزیابی شد. در حالت فاصله نوک نامی (۴٪ ارتفاع پره) آزمایش‌های تجربی انجام گرفت و مدل‌سازی عددی در این فاصله نوک صحت‌سنجی شد. در ادامه از مدل اعتبارسنجی شده برای شبیه‌سازی سایر حالت‌ها و بررسی عددی تأثیر فاصله نوک استفاده شد. شبیه‌سازی‌ها با مدل پایای MRF انجام شده‌اند و بنابراین نتایج ارائه‌شده بیانگر روندهای کیفی و کمی جریان تا آخرین نقطه پایدار بوده و رفتارهای گذرا و ناپایا در این تحلیل لحاظ نشده‌اند. اهم نتایج به شرح زیر است:

- تحلیل کیفی نتایج بر میدان جریان نشان می‌دهد که با افزایش فاصله نوک، سطح مقطع مسیر نشتی بزرگ‌تر شده و دبی جانبی عبوری از لبه پره افزایش می‌یابد. در نتیجه، گردابه نشتی نوک (TLV) تقویت شده و حضور ساختارهای گردابه‌ای موجب افت فشار کل و افزایش تلفات موضعی می‌شود. در فاصله نوک‌های بزرگ‌تر دامنه افت فشار کل گسترده‌تر است، در حالی‌که در حالت بدون نوک و در غیاب TLV، ناحیه افت فشار عملاً مشاهده نمی‌شود. همچنین برخورد جت نشتی با جریان اصلی باعث کاهش سرعت محوری در ناحیه نوک و بروز انسداد موضعی می‌شود.

- تحلیل فشار استاتیک در صفحه گذرنده از نوک نشان داد که با افزایش فاصله نوک، شدت افت فشار افزایش یافته و کمینه فشار استاتیک در سطح مکش به سمت پایین‌دست پره منتقل می‌شود؛ به‌گونه‌ای که این کمینه از حدود ۱۰٪ وتر در فاصله نوک ۱٪ به حدود ۴۰٪ وتر در فاصله ۴٪ منتقل می‌شود.

- نتایج عملکردی نشان داد که با کاهش فاصله نوک، هر دو پارامتر دبی و فشار استاتیک در یک نقطه عملکردی مشخص افزایش می‌یابند. به‌طور مشخص، در فواصل نوک ۲٪، ۱٪ و حالت بدون نوک، ضریب فشار نسبت به فاصله نوک نامی (۴٪) به‌ترتیب حدود

۲/۴٪، ۳/۶٪ و ۱۳/۱٪ افزایش یافته است. همچنین ضریب جریان نیز در همین سه حالت به‌ترتیب حدود ۱/۷٪، ۳/۳٪ و ۵٪ بیشتر از مقدار متناظر در فاصله نوک نامی است.

- در حالت بدون فاصله نوک، محدوده عملکرد پایدار فن حدود ۱۴/۴٪ افزایش می‌یابد.

در بررسی اندرکنش دو روتور مشخص شد که تغییر فاصله نوک روتور دوم اثر قابل‌ملاحظه‌ای بر جریان روتور اول ندارد؛ اما افزایش فاصله نوک روتور اول به‌دلیل تشدید نشت و ناهمگونی جریان در ورودی روتور دوم، موجب افزایش نشتی و انسداد در روتور دوم می‌شود.

فهرست علائم

D	قطر لوله
R1	روتور اول
R2	روتور دوم
TLV	گردابه نشتی نوک (Tip Leakage Vortex)

تأییدیه اخلاقی: محتویات علمی این مقاله حاصل پژوهش نویسندگان است و در هیچ نشریه ایرانی و غیرایرانی منتشر نشده است.

تعارض منافع: تعارض منافی برای اظهار وجود ندارد.

منابع

- [1] S. B. Pope, *Turbulent Flows*, Cambridge University Press, 2000. doi:10.1017/CBO9780511840531
- [2] J. A. Storer and N. A. Cumpsty, "An approximate analysis and prediction method for tip clearance loss in axial compressors," *Journal of Turbomachinery*, vol. 116, no. 4, pp. 648–656, 1994. doi:10.1115/93-GT-140
- [3] R. D. Moore, "Rotor tip clearance effects on overall and blade-element performance of axial-flow transonic fan stage," NASA Tech. Paper 2049, Lewis Research Center, Cleveland, OH, 1982. [Online]. Available:

International Journal of Rotating Machinery, Article ID 2015, 2015. doi:10.1155/2015/641601

[16] M. Sadoddin and H. Khaleghi, "Experimental and numerical investigation of endwall flow control through air injection in a contra rotating fan," Scientific Reports, vol. 15, no. 21080, pp. –, 2025. doi:s41598-025-05295-4

[17] M. H. Raoufi, *Design, Construction and Performance Testing of a Contra-Rotating Fan*, M.S. thesis, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran, 2020.

[18] M. Shahriyari, H. Khaleghi, M. Sadoddin, and E. Benini, "Impact of solidity and speed ratio on the performance of a contra-rotating fan," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, vol. 238, no. 4, pp. 365–381, 2024. doi:10.1177/09576509231217559

<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19820025513/downloads/19820025513.pdf>

[4] J. A. Storer and N. A. Cumpsty, "Tip leakage flow in axial compressors," in Proc. ASME Int. Gas Turbine Aeroengine Congr. Expo., vol. 1, Brussels, Belgium, 1990, V001T01A034. doi:10.1115/90-GT-127

[5] K. Yamada, K. Funazaki, and M. Furukawa, "The behavior of tip clearance flow at near-stall condition in a transonic axial compressor rotor," Proc. ASME Turbo Expo, 2007. doi:10.1115/GT2007-27725

[6] M. Song, H. Xie, B. Yang, and S. Zhang, "Influence of tip clearance on flow characteristics of axial compressor," Processes, vol. 8, no. 11, pp. 1445, 2020. doi:10.3390/pr8111445

[7] M. Zhang, X. Dong, J. Li, D. Sun, X. Sun, and Z. Dan, "Effect of differential tip clearance on performance and noise of an axial compressor," Aerospace Science and Technology, vol. 118, pp. 107081, 2021. doi:10.1016/j.ast.2022.108070

[8] A. H. Bafghi, M. J. Shahriyari, and H. Khaleghi, "A numerical study of the effects of blade tip clearance on the performance of a multi-stage transonic axial compressor," Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, vol. 57, no. 2, pp. 187–214, 2025. doi:10.22060/mej.2025.23795.7821

[9] H. Khaleghi, M.-A. Sheikhshahrokh Dehkordi, and A. M. Tousi, "Role of tip injection in desensitizing the compressor to the tip clearance size," Aerospace Science and Technology, vol. 52, pp. –, 2016. doi:10.1016/j.ast.2016.02.003

[10] H. Nouri, F. Ravelet, F. Bakir, C. Sarraf, and R. Rey, "Design and experimental validation of a ducted counter-rotating axial-flow fans system," Journal of Fluids Engineering, vol. 134, no. 10, pp. 1–6, 2012. doi:10.1115/1.4007591

[11] C. Mistry and A. Pradeep, "Effect of variation in axial spacing and rotor speed combinations on the performance of high aspect ratio contra-rotating axial fan stage," Proc. IMechE, Part A: J. Power and Energy, vol. 227, no. 2, pp. 138–146, 2012. doi:10.1177/0957650912467453

[12] L. Gao, X. Li, X. Feng, and B. Liu, "The effect of tip clearance on the performance of contra-rotating compressor," in ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition, Paper No. GT2012-68801, pp. 197–206, 2012. doi:10.1115/GT2012-68801

[13] X. Mao and B. Liu, "Numerical investigation of tip clearance size effect on the performance and tip leakage flow in a dual-stage counter-rotating axial compressor," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 231, no. 3, pp. 474–484, 2017. doi:10.1177/0954410016638878

[14] Z. Wang, W. Yuan, Q. Li, and Y. Lu, "Experimental investigation on the stall inception of a counter-rotating compressor," in ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition, pp. 2405–2415, 2012. doi:10.1115/GT2012-68235

[15] T. Dejene Toge and A. M. Pradeep, "Experimental investigation of stall inception mechanisms of low speed contra rotating axial flow fan stage,"