



E-ISSN: 2676-4253



Original Research Paper

# A Numerical Study on the Impact of Dynamic Distortions in Total Inlet Pressure on the Stability and Performance of an Aero-Engine's Axial Fan

Mostafa Mahmoodi\* , Mehdi Jhromi , Jamasb Pirkandi , and Sajad Ghasemloo

Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

## ARTICLE INFO

### Article History:

Received 31 July 2024

Revised 07 November 2024

Accepted 09 November 2024

Available Online 16 November 2024

### Keywords:

Inlet distortion  
Axial fan  
Turbofan engine  
Rotating stall  
Stall cell  
Dynamic distortion

## ABSTRACT

In preliminary jet engine design, uniform inlet conditions are typically assumed for the compression section, although real-world engines operate under non-uniform inflows that significantly affect the compressor and overall engine performance. For aerodynamic engineers, minimizing performance degradation under such variations is critical. Previous numerical investigations have modeled inlet distortions as temporally invariant. This study presents the first assessment of fan performance under dynamic total pressure distortion. The results enable detailed characterization of unsteady distortion effects and their implications for compressor design. A stability analysis based on the rotational stall mechanism quantifies compressor response under clean and distorted inflow scenarios. The propagation speed of stall cells decreases from 37% of rotor speed in clean conditions to 35% under dynamic distortion. Stall cells increase from 1.82 to 2.01 while their size expands across the entire rotor passage. Overall, dynamic total pressure distortion compromises fan stability by amplifying the severity and onset of rotational stall.

\* Corresponding Author's E-mail: [mostafamahmoodi@mut.ac.ir](mailto:mostafamahmoodi@mut.ac.ir)

## How to Cite this Article:

M. Mahmoodi, Mehdi Jhromi, J. Pirkandi, and S. Ghasemloo, "A numerical study on the impact of dynamic distortions in total inlet pressure on the stability and performance of an aero-engine's axial fan," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 2, pp. 43-62, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.2.4>.

## COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).





# بررسی عددی تاثیر اعوجاج دینامیکی فشار کل ورودی بر پایداری و عملکرد فن محوری یک موتور هوایی

مصطفی محمودی<sup>۱\*</sup>، مهدی جهرمی<sup>۲</sup>، جاماسب پیرکندی<sup>۳</sup>، و سجاد قاسملو<sup>۴</sup>

۱،۳،۴- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
۲- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

## چکیده

طراحان بخش تراکم موتورهای جت، شرایط ورودی موتور را در طراحی مقدماتی به صورت همگن در نظر می‌گیرند. این ساده انگاری به اجبار بر طراحی اعمال می‌شود. در واقعیت، موتور در شرایط ورودی ناهمگونی فعالیت می‌کند که عملکرد بخش تراکم و در نتیجه موتور را در بازه‌ای متغیر می‌سازد. برای طراحان آیرودینامیک شناخت و به حداقل رسانی این بازه تغییرات بسیار مهم و ویژه می‌باشد. در تمام مطالعات عددی صورت گرفته، محققین تاثیر اعوجاج‌های ورودی موتور را به صورت استاتیک و بدون تغییر در طول زمان مدل‌سازی نموده‌اند. این مطالعه در نظر دارد تا بتواند برای اولین بار تاثیر اعوجاج دینامیکی فشار کل بر مشخصه‌های فن را به صورت عددی مورد بررسی قرار دهد. این پژوهش، این امکان را ایجاد خواهد نمود تا طراحان درک بهتری از اعوجاج دینامیکی در طراحی کمپرسور داشته باشند. تحلیل پایداری مبتنی بر استال دورانی که در این مطالعه تشریح می‌شود، نحوه کمی‌سازی پایداری کمپرسور را تحت شرایط تمیز و دارای اعوجاج نشان می‌دهد. سرعت سلول‌های استال در شرایط تمیز و دارای اعوجاج دینامیکی به ترتیب معادل ۳۷ و ۳۵ درصد سرعت روتور محاسبه شده‌است. نتایج کاهش سرعت سلول‌های استال را تحت شرایط اعوجاج فشار دینامیکی نشان می‌دهد. تعداد سلول‌های استال در شرایط تمیز ۱/۸۲ و در شرایط دارای اعوجاج دینامیکی ۲/۰۱ می‌باشد. با اعمال اعوجاج دینامیکی، سائزسلول‌های استال در کل دامنه جریان روتور رشد می‌کند. به طور کلی اعوجاج دینامیکی فشار کل موجب کاهش پایداری فن از طریق تشدید پدیده استال دورانی می‌شود.

## اطلاعات مقاله

### تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۰ مرداد ۱۴۰۳  
بازنگری ۱۷ آبان ۱۴۰۳  
پذیرش ۱۹ آبان ۱۴۰۳  
اولین انتشار ۲۶ آبان ۱۴۰۳

### واژه‌های کلیدی:

اعوجاج ورودی  
کمپرسور محوری  
فن محوری  
موتور توربو فن  
موتور جت  
استال دورانی

\* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [mostafamahmoodi@mut.ac.ir](mailto:mostafamahmoodi@mut.ac.ir)

## How to Cite this Article:

M. Mahmoodi, Mehdi Jhromi, J. Pirkandi, and S. Ghasemloo, "A numerical study on the impact of dynamic distortions in total inlet pressure on the stability and performance of an aero-engine's axial fan," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 2, pp. 43-62, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.2.4>.

## COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



## فهرست علائم

مشکلات جدی رو به رو کند. فشار کل غیر یکنواخت در ورودی می‌تواند به دلایل مختلف رخ دهد. برخی از رایج ترین آن‌ها جدایش جریان از لبه‌های کانال ورودی هواپیما در زوایای حمله بالا و جدا شدن جریان از دیواره‌های مجاری ورودی است. همچنین ممکن است موتور در معرض جریان‌های ناپایدار مانند دنباله‌های جریان خروجی از موتور هواپیمای جلویی در پرواز گروهی، جریان‌های گردابی در هنگام برخاست هواپیما، امواج ضربه‌ای در ورودی مافوق صوت و جریانات آشفته قرار گیرد. در دهه ۱۹۶۰ و قبل از آن، به علت توسعه فناوری جنگنده‌هایی با قابلیت فرود و پرواز عمودی، رولز رویس تحقیقات گسترده‌ای را بر روی تاثیر اعوجاج جریان در نسل اول موتورهای جت انجام داد. با استفاده از نتایج حاصل از این تحقیقات، اطلاعات ارزشمندی در ارتباط با تاثیر اعوجاج فشار بر حاشیه سرج و مصرف سوخت موتور به دست آمد. در ادامه نیز با استناد به تحقیقات و آزمایشات انجام شده، دستورالعمل فنی به منظور بررسی اعوجاج فشار ورودی تدوین شد. در این دستورالعمل، علاوه بر تشریح روش‌های عددی و آزمایشگاهی اعوجاج فشار ورودی، تلاش شده‌است تا نحوی افت پایداری واحد تراکم در ارتباط با مشخصه‌های اعوجاج فشار توصیف شود. در این دستورالعمل، ابتدا به تشریح نحوه بررسی حاشیه پایداری کمپرسور (یا فن) پرداخته شده‌است.

طبق دستورالعمل، تعاریف حاشیه پایداری کمپرسور به دو دسته کلی تقسیم می‌شوند: حاشیه پایداری که در جریان هوای تصحیح شده ثابت به دست می‌آید و حاشیه پایداری که در سرعت روتور اصلاح شده ثابت تعریف می‌گردند. حاشیه پایداری تعریف شده در جریان هوای ثابت دارای مزایایی برای تطبیق جریان هوای ورودی-موتور و ارزیابی پایداری است. با این تعریف، هم اعوجاج ورودی و هم میزان مقاومت موتور در برابر اعوجاج را می‌توان به عنوان تابعی از دبی جریان هوای ورودی بیان کرد. در نتیجه، میزان دبی عبوری از سطح کنترل مجرای ورودی را می‌توان به عنوان پارامتری تعیین کننده، هم برای اعوجاج ورودی و هم برای تحمل اعوجاج موتور استفاده کرد. حاشیه پایداری تعریف شده در سرعت ثابت روتور، دارای مزایایی برای سازندگان موتور است. اکثر روش‌های بررسی حاشیه پایداری کمپرسور و تست‌های عملکردی آن در سرعت ثابت روتور انجام می‌شوند. در این استاندارد از دستورالعمل ARP1420، که یک ارزیابی پایداری بر اساس مقدار افت نسبت فشار است، استفاده می‌شود. این دستورالعمل مورد تایید سازندگان موتورهای هوایی است.

در راستای بررسی تاثیر اعوجاج‌های ورودی موتور در داخل کشور، می‌توان به تحقیقات صورت گرفته توسط تقوی و همکاران [۱]، خالقی و همکاران [۲،۳]، ناصری و همکاران [۴]، عباسی و همکاران [۵] و سعادت‌پور و همکاران [۶] اشاره کرد. سعادت‌پور توانست با استفاده از

افت نسبت فشار کل	-	$\Delta PRS$
نسبت فشار کل	-	PRDS
شدت اعوجاج	-	$\Delta PC/P$
زاویه گستره اعوجاج	-	$\Theta$
مشخصه چندگانه در یک دور	-	MPR
گستره اعوجاج	-	Extent
میانگین فشار یک رینگ	Pa	PAV
میانگین فشار زیرین (نسبت به میانگین) یک رینگ	Pa	PAVLOW
تعداد رینگ / سرعت دورانی فن	-	N
فشار	Pa	RPM/ P
پارامتر اعوجاج (مقدار)	-	a
پارامتر اعوجاج (مقدار)	-	b
پارامتر اعوجاج (دوران)	-	w
درصد انحراف از میانگین فشار کل سطح	-	delta P01
دوره تناوب سلول استال	s	$T_{CR} / f_{cell}$
دوره تناوب تپس سلول استال	s	$T_{OSC} / f_{PC}$
سرعت نسبی سلول‌های استال	-	$\omega_{\sigma}$

## ۱ مقدمه

تغییرات توزیع سرعت، فشار و دمای کل به‌طور مکرر در ورودی موتور، به‌عنوان "اعوجاج" شناخته می‌شود. در حین کارکرد موتور، تغییرات محیطی و شعاعی در توزیع مشخصه‌ها رخ می‌دهد، که می‌تواند به علل مختلفی همچون تغییرات ارتفاع یا تغییر رفتار جریان در اطراف موتور باشد. این ناهم‌گونی فشار، رفتار دینامیکی جریان را در ورودی واحد تراکم، پیچیده می‌کند که علاوه بر پایداری، بر عملکرد حرارتی موتور نیز تاثیر گذار است.

مشکل اصلی اعوجاج جریان ورودی در موتور، تأثیر نامطلوب آن بر پایداری سیستم تراکم است. عملکرد پایدار واحد تراکم، حتی در شرایط نامطلوب، برای موفقیت عملکردی هر موتور توربین گازی ضروری است. اما به دلیل ماهیت جریان در بخش فن و کمپرسور، واحد تراکم موتور در معرض ناپایداری قرار دارد که می‌تواند ایمنی موتور را با

در تحقیقی که توسط جین و همکارانش [۷] صورت گرفت، اعلام شد که تاثیر یخزدگی و اعوجاج‌های دمایی در مجرای ورودی بسیار قابل توجه بوده و منحنی‌های عملکردی من جمله حاشیه سرچ را متاثر می‌کند. آن‌ها گزارش نمودند که مجرای ورودی، علت ۷ درصد اعوجاج در فشار و دمای ورودی موتور می‌شود.

چارالامبوس و همکارانش [۸] نشان دادند که افت سرعت محوری در ناحیه فشار برهم ریخته از پارامترهای تاثیر گذار بر عملکرد واحد تراکم است. همچنین آن‌ها اشاره نمودند که این برهم ریختگی سرعت، موجب تغییر در زاویه ورود شده و واحد تراکم را به سمت ناپایداری سرچ سوق می‌دهد. طی آزمایش‌های تجربی بر روی موتور جت، لی و همکارانش [۹] نشان دادند که اعوجاج در فشار و خطوط جریان ورودی موجب کاهش عملکرد کلی موتور و افزایش مصرف سوخت می‌شود.

لیو و همکارانش [۱۰] طی پژوهشی با شبیه‌سازی عددی، تاثیر اعوجاج ورودی حاصل از باد مجانب را برای یک موتور توربوفن با نسب کنارگذر بالا بررسی کردند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که جدایش‌ها و جریان‌های گردابی حاصل از برهم‌کنش هوا با زمین، ریشه اصلی اعوجاج‌های ورودی به علت باد مجانب است. در تحقیق دیگری راج و پندیان [۱۱]، افت ۱۳ درصدی را در نسبت فشار کل به علت اعوجاج‌های ورودی ثبت کردند.

تحقیقات سالیوان و همکارانش [۱۲] بر روی یک پره روتور کمپرسور فراسوت نشان داد که برهم‌کنش غیرپایای شوک ضربه‌ای با جریان لایه مرزی و همچنین رشد لایه مرزی علت اصلی افت عملکرد واحد تراکم ناشی از اعوجاج ورودی است. تحقیقات ارزشمندی توسط لانگلی و همکارانش [۱۳] در زمینه تاثیر اعوجاج‌های ورودی بر موتور جت صورت گرفت که نشان داد، حاشیه سرچ کمپرسور در شرایطی که بهم ریختگی وجود دارد، شدیداً به سرعت چرخش ناحیه با فشار بهم ریخته به دور دهانه ورودی بخش تراکم بستگی دارد. آن‌ها اعلام نمودند در شرایطی که سرعت دوران بهم ریختگی به سرعت دوران شفت نزدیک باشد، طی یک پروسه تشدید، حاشیه پایداری کمپرسور ناگهان کاهش می‌یابد. همچنین اشاره نمودند که دوران فن و کمپرسور در جهت تضاد هم مزایای آیرودینامیکی را از نظر عملکرد و پایداری نتیجه خواهد داد.

با بررسی تحقیقات صورت گرفته در داخل و خارج از کشور، ملاحظه می‌شود که در اغلب موارد، اعوجاج مشخصه‌های جریان ورودی به موتور، موجب افزایش افت‌های آیرودینامیکی و کاهش گستره عملکرد پایدار موتور می‌گردد. همچنین اغلب محققین به پژوهش در مورد اعوجاج‌هایی با الگویی پایا پرداخته و تاثیر آن‌ها را بر منحنی‌های عملکردی با شبیه‌سازی‌های عددی پایا بررسی نموده اند (عباسی و همکاران [۵]، خالقی و همکاران [۲،۳]، چارالامبوس و همکارانش [۸]

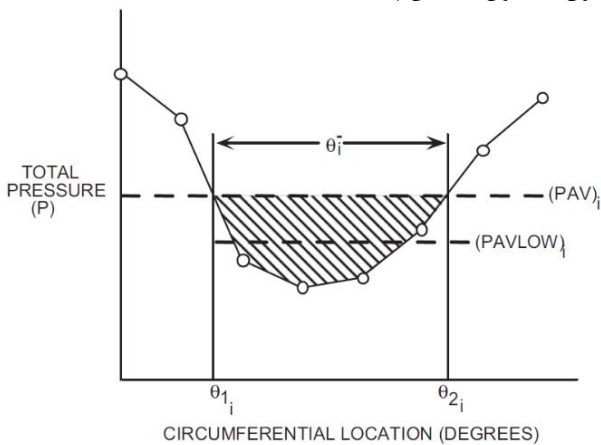
نرم افزار تجاری فلونت و با به‌کارگیری روش‌های مبتنی بر هوش مصنوعی، یک مجرای ورودی اس‌شکل را به گونه‌ای بهینه نمایند که کمترین افت فشار کل و اعوجاج جریان را ایجاد نماید. آن‌ها ابتدا منحنی اس‌شکل ورودی و سپس سطح مقطع ورودی و خروجی ورودی هوا را مورد بهینه‌سازی قرار دادند و در حدود ۳۴ درصد مقدار افت فشار کل و اعوجاج را کاهش دادند. عباسی و همکارانش در پژوهش خود، تاثیر اعوجاج ورودی را بر روی یک کمپرسور محوری دو طبقه بررسی نمودند و دریافتند که با توجه به الگوی اعوجاج، منحنی‌های عملکردی کمپرسور با رفتار متفاوتی تغییر خواهند کرد. طبق نتایج آن‌ها، اگر فشار کل در نزدیکی ریشه پره‌ها بیشتر باشد، حاشیه سرچ بهبود خواهد یافت و اگر فشار کل در نزدیکی نوک پره‌ها بیشتر باشد، حاشیه خفگی افزایش خواهد یافت. ناصری و همکارانش [۴]، به بررسی تاثیر اعوجاج فشار کل به همراه اعوجاج پیچشی جریان ورودی پرداختند. آن‌ها نیز اعلام نمودند که اعوجاج در نزدیکی دیواره ریشه پره‌ها موجب بهبود پایداری و انتقال منحنی‌ها به سمت چپ و ناحیه پایدار می‌شود در حالی که اعوجاج فشار در نزدیکی نوک پره، به کاهش گستره پایداری و همچنین انتقال منحنی‌ها به سمت راست نمودار می‌گردد. علاوه بر این، آن‌ها مشاهده کردند که پیش‌پیچش موافق با جهت دوران در پره‌ها موجب عقب راندن حاشیه سرچ و انتقال منحنی‌ها به سمت چپ و پایین نمودار می‌شود. اما پیش‌پیچش در جهت عکس دوران محور، با کاهش پایداری و انتقال منحنی‌ها به سمت راست و بالای نمودار همراه است. همچنین آن‌ها اشاره نمودند که تاثیری که رفتار دینامیک الگوهای اعوجاج بر عملکرد کمپرسور می‌گذارد بسیار متفاوت با بررسی استاتیک الگوها می‌باشد. در پژوهشی که توسط خالقی و همکارانش [۲،۳] به انجام رسید، نشان داده شد که در شرایطی که اعوجاج در ورودی وجود ندارد، ناپایداری سرچ بوسیله کمپرسور پرفشار آغاز می‌شود، در حالیکه به هنگام اعمال اعوجاج (۹۰ درجه)، در بخشی که حاوی فشار کل بهم ریخته در فن محوری است، جوانه‌های استال و سرچ ایجاد می‌شود. همچنین آن‌ها اعلام نمودند که ۹۰ درجه اعوجاج فشار در ورودی فن موجب کاهش دبی و نسبت فشار نقطه نزدیک به سرچ به میزان ۱۶ و ۵/۷ درصد می‌شود. تقوی و همکارانش [۱] بر روی یک روتور با دوازده پره با پروفیل ناکا-۶۵ تحقیق کردند. آن‌ها مشاهده نمودند که اعوجاج‌های نامتقارن در جهت محیطی بیشترین ناحیه احیا و افت‌های آیرودینامیکی را به همراه دارد. بر اساس نتایج آن‌ها، در شرایطی که فشار کل در یک نوار محیطی کامل در نزدیکی نوک پره‌ها دیده می‌شود، عملکرد واحد تراکم در نزدیکی نقطه طراحی بهتر است در حالیکه در شرایط سرچ این طور نیست. همچنین اگر نوار فشار کل بهم ریخته در نزدیکی ریشه پره قرار گیرد عقب راندن حاشیه سرچ و بهبود آیرودینامیکی را به همراه خواهد داشت.

۳. **چندگانه در هر دور:** عنصر اعوجاج محیطی چندگانه در هر دور (MPR) یک نشانه عددی از تعداد "موثر" مناطق کم فشار در هر حلقه است. با رابطه (۵) می توان این مشخصه را اندازه گیری کرد.

$$(MPR)_i = \frac{\sum_{k=1}^Q \left[ \left( \frac{\Delta PC}{P} \right)_{ik} \theta_{ik}^- \right]}{\max \left[ \left( \frac{\Delta PC}{P} \right)_{ik} \theta_{ik}^- \right]} \quad (5)$$

۴. **عنصر شدت اعوجاج شعاعی ( $\Delta PR/P$ ):** تفاوت بین فشار متوسط حلقه و فشار متوسط صفحه ای را برای هر حلقه توصیف می کند. شدت اعوجاج شعاعی می تواند مثبت یا منفی به دست آید.

عناصر "شدت" و "وسعت" اعوجاج محیطی با درون یابی خطی فشارها در یک حلقه به دست می آیند. تنای منفی، وسعت محیطی ناحیه فشار پایین است که بر حسب درجه اندازه گیری می شود. این مشخصه با تقاطع بین خط فشار متوسط حلقه و منحنی درون یابی شده به دست می آید. به گونه ای که مطابق شکل، گستره زاویه ای هاشور خورده، معرف بازه ی محیطی می باشد که در آن نواحی فشار از فشار متوسط کمتر است. گستره تتا در شکل نمایش داده شده است. در این شکل مشخصه MPR معادل ۱ محاسبه می شود زیرا در جهت محیطی تنها یک ناحیه مادون یا مافوق میانگین پدیدار شده است.



شکل ۱- منحنی مشخصه اعوجاج.

Fig. 1. Distortion characteristic curve.

### ۳ تحلیل گذرای استال دورانی

یکی از اثرات اصلی اعوجاج ورودی، تشکیل سلول های استال است. این سلول ها، نواحی جریان معکوسی هستند که می توانند باعث تپش های بزرگ حجمی و فشاری در جریان هوا شوند. تشکیل سلول های استال یک پدیده سه بعدی پیچیده است که با تشکیل جریان ثانویه، تولید

تحقیقات سالیوان و همکارانش [۱۲] درحالی که اغلب مطالعات تجربی در این زمینه، رفتاری پویا برای اعوجاج های ورودی قائل شده و بر اهمیت رفتار گذرای اعوجاج ها تاکید کرده اند [۱۴]. لذا این تحقیق درصدد است تا بتواند، ضمن کمی سازی مشخصه های اعوجاج فشار کل، رفتار گذرای بخش تراکم را تحت تاثیر اعوجاج های پویا به صورت دقیق تحلیل نماید. این پژوهش با تحلیل سلول های استال دورانی، ارتباط میان اعوجاج فشار کل را با تعداد، حجم و سرعت سلول های استال مورد مطالعه قرار می دهد که نتایج نوینی در راستای فهم دقیق تر مکانیزم اعوجاج فشار کل در ورودی در اختیار قرار می دهد.

## ۲ مشخصه های اعوجاج طبق استاندارد ARP1420

خروجی سنسورهای فشاری قرار داده شده در ورودی فن، برای توصیف اعوجاج ورودی استفاده می شوند. این سنسورها معمولاً به صورت منظم و حلقه ای در راستای محیطی چیده می شوند. بررسی اعوجاج ورودی موتور با کمک مقادیر فشار کل خوانده شده قابل انجام است. با محاسبه مشخصه ها به کمک مقادیر فشار کل، می توان اثرات اعوجاج را کمی سازی کرد.

مشخصه ها، ابزاری جهت شناسایی شرایط بحرانی حاصل از اعوجاج ورودی و همچنین تخمین توسعه اثرات منفی آن در کل موتور می باشند. اعوجاج محیطی برای هر حلقه با مشخصه های شدت، وسعت و چندگانه در هر دور قابل توصیف است.

۱. **شدت:** شدت اعوجاج محیطی ( $\Delta PC/P$ ) مقداری کمی جهت بررسی مقدار افت فشار هر حلقه است. شدت اعوجاج از طریق رابطه (۱) و با کمک روابط (۲) و (۳) قابل محاسبه است:

$$\left( \frac{\Delta PC}{P} \right)_i = \frac{(PAV)_i - (PAVLOW)_i}{(PAV)_i} \quad (1)$$

$$(PAV)_i = \frac{1}{360} \int_0^{360} P(\theta)_i d\theta \quad (2)$$

$$(PAVLOW)_i = \frac{1}{\theta_i^-} \int_{\theta_i^-}^{\theta_i^+} P(\theta)_i d\theta \quad (3)$$

۲. **وسعت:** عنصر وسعت اعوجاج محیطی ( $\theta$ ) ناحیه زاویه ای، بر حسب درجه است که در آن فشار زیر فشار متوسط حلقه قرار می گیرد. مشخصه وسعت مطابق رابطه (۴) محاسبه می شود:

$$\text{Extent} = (\theta^-)_i = \theta_{2i} - \theta_{1i} \quad (4)$$

سلول‌های استال تعریفی موج‌گونه نیز دارد. ناحیه فشار بالا با سرعت نسبی صفر یا منفی که در ورودی روتور دوران می‌کند، تحت تاثیر سلول‌های استال واقعی روی پره ایجاد شده‌اند. این نواحی نیز در بررسی الگوی انتشار فشار قابل بررسی هستند. اندازه محیطی سلول‌های استال با بررسی اعوجاج فشار یا سرعت در جهت مماسی محاسبه می‌شود. برای محاسبه تعداد و سرعت سلول‌های استال، می‌توانیم از دو نوع سیگنال استفاده کنیم: فشار استاتیک و سرعت. برای تجزیه و تحلیل سلول‌های استال در یک فن محوری، سرعت/فشار در نزدیکی دهانه میانی لبه جلویی در نظر گرفته می‌شود. تعداد و سرعت سلول‌های استال، که برای دسته‌بندی انواع مختلف استال‌های دوار استفاده می‌شوند، می‌توانند با ردیابی الگوی انتشار نقطه حداکثر فشار در جهت مماسی اندازه‌گیری شوند.

تعداد و سرعت سلول‌ها با استفاده از دوره‌ای که در آن سلول از پروب سیگنال (TOSC) عبور می‌کند، و همچنین دوره‌ای که در آن سلول یک چرخش کامل به دور حلقه را انجام می‌دهد (TCR) محاسبه می‌شود. با محاسبه  $T_{CR}/T_{OSC}$  می‌توان تعداد سلول‌ها را در طول یک چرخش سلول مرجع (RC) محاسبه کرد. سرعت نسبی سلول‌ها را می‌توان نسبت به سرعت چرخش پروانه با استفاده از  $\omega_{\sigma} = T_{rotation}/T_{CR}$  توصیف کرد.  $T_{rotation}$  دوره یک چرخش کامل روتور است. توجه به این نکته مهم است که TOSC و TCR هر دو با چرخش هر (RC) تغییر می‌کنند. علاوه بر این، حتی در طول یک چرخش (RC)، TOSC در جهت مماسی ثابت نمی‌ماند. به عبارت دیگر، نه تنها فرکانس یک سلول در طول زمان تغییر می‌کند، بلکه سلول‌های مختلف در یک زمان، فرکانس‌های متفاوتی دارند. بنابراین، ما انتظار داریم مقادیر مختلفی از تعداد و سرعت سلول‌های استال در طول دوره نمونه‌برداری مشاهده شود. این تغییرات TCR و TOSC باعث انتقال استال می‌شود.

از مهم‌ترین تاثیرات اعوجاج بر عملکرد فن، کاهش پایداری آیرودینامیکی آن است. زاویه برخورد یکی از مشخصه‌هایی که در لبه حمله اندازه‌گیری می‌شود و بیانگر اختلاف این زاویه از مهم‌ترین مشخصه‌های تعیین‌کننده شدت جدایش جریان بر روی پره می‌باشد. افزایش بیش از حد آن، افزایش افت‌های آیرودینامیکی و کاهش شدید پایداری را ایجاد می‌کند. منابعی این زاویه را به‌عنوان مشخصه‌ای مهم جهت تعیین میزان پایداری پره اعلام نموده‌اند. حدی که برای این زاویه در فن‌های محوری در نظر گرفته شده‌است، در حدود ۱۴ تا ۱۶ درجه می‌باشد. در صورتیکه فن با زاویه برخوردی کمتر کار کند، می‌تواند اطمینان داشت که از حاشیه سرج فاصله دارد.

دو دلیل پشت انتقال استال دورانی وجود دارد. اولاً، در طول یک استال چرخشی، ماشین تراکم، تحت یک سری ناپایداری‌های شدید و به دنبال آن مراحل بازیابی سریع قرار می‌گیرد که ریتم اغتشاش را تغییر

گردابه‌ها و جداسازی لایه مرزی آغاز می‌شود. تشکیل سلول‌های استال، نتیجه برهم‌کنش بین گرادیان فشار و سرعت جریان است. زمانی که فشار در یک فن تا مقدار بیشینه خود افزایش می‌یابد، سرعت جریان کاهش یافته و به صفر می‌رسد و در نهایت جریان معکوس می‌شود. این پدیده باعث تشکیل سلول‌های استال می‌شود. مطالعه سلول‌های استال نه تنها بخش مهمی از تحقیقات استال دوار است، بلکه اساس کنترل استال را نیز تشکیل می‌دهد. استال فن زمانی رخ می‌دهد که جریان‌های معکوس در محفظه فن پدیدار می‌شوند. به محض اینکه جریان درون محفظه فن معکوس می‌شود، برهم‌کنش جریان معکوس و جریان گذرا، ناپایداری شدیدی را ایجاد می‌کند. این ضربه زدن آیرودینامیکی باعث افزایش تنش ناپایدار بر روی پره‌ها می‌شود و می‌تواند منجر به خرابی مکانیکی فن موتور گردد. با جدایش جریان در یکی از گذرگاه‌های پره کمپرسور، فن وارد شرایط استال می‌شود سپس طولی نمی‌کشد که جریان جدا شده گذرگاه، بارگذاری آیرودینامیکی پره در گذرگاه پره مجاور را افزایش داده و در نتیجه "سلول استال" به گذرگاه پره بعدی منتقل شود. این‌گونه پدیده سه بعدی سلول استال در محفظه فن شروع به چرخش می‌کند. در چنین شرایطی پدیده استال چرخشی (دورانی) در حال وقوع است که نه تنها مطالعه شروع و نحوه توسعه آن بخش مهمی از تحقیقات استال است، بلکه اساس کنترل استال نیز می‌باشد [۱۵]. درک پدیده‌های مهم فیزیکی که با شروع استال رخ می‌دهند، برای کاهش این ناپایداری از طریق طراحی یا روش‌های کنترل فعال یا غیرفعال حیاتی است. استال از دو طریق شروع می‌شود، شروع از نوع موج مودال و شروع از نوع جوانه استال. با توجه به تحقیقات انجام شده، نوع موج مودال زمانی اتفاق می‌افتد که پره‌ها با سرعت کمتر از ۵۰ درصد روتور می‌چرخند. این شروع یک موج در مقیاس بزرگ با دامنه کوچک است. برعکس، شروع نوع جوانه استال بیشتر در ناحیه نوک تیغه‌ها با سرعت چرخش ۶۰ تا ۸۰ درصد سرعت روتور رخ می‌دهد و نشان‌دهنده یک موج در مقیاس کوچک با دامنه بزرگ است.

ناپایداری‌های استال دورانی و سرج به‌عنوان یکی از اصلی‌ترین چالش‌های طراحی فن و کمپرسورهای محوری، از ساختارهای جریانی به نام سلول‌های استال، نشأت می‌گیرند. سلول‌های استال را می‌توان مناطقی از میدان جریان دانست که سرعت نصف‌النهاری جریان در آن‌ها صفر یا منفی است. گردابه‌های درون این ناحیه را نیز گردابه‌های استال می‌نامند. با جداسازی حجم‌هایی از جریان که مکان هندسی مناطقی با سرعت نصف‌النهاری صفر یا منفی است می‌توان سایز سه بعدی سلول‌های استال را مورد مطالعه قرار داد. سایز سه بعدی (S)، تعداد (N) و سرعت نسبی ( $\omega_{\sigma}$ ) سلول‌های استال به‌عنوان عوامل حیاتی در نظر گرفته می‌شوند که ماهیت استال و ناپایداری سرج را پدیدار می‌کنند. از آنجاییکه ناپایداری آیرودینامیکی با بررسی توزیع فشار همراه است،

نتایج به دست آمده، انتخاب گردید [۱۶]. در واقع این روتور مرحله ۳۷ ام یک کمپرسور محوری بوده که توسط مرکز تحقیقات لوئیس ناسا طراحی گردیده است. روتور ۳۷ یک کمپرسور محوری گذر صوتی با سرعت دورانی بالا و دارای ۳۶ پره است که سرعت خطی در نوک پره آن در نقطه طراحی به ۴۵۴ متر بر ثانیه می رسد و فاصله نوک پره تا پوسته آن ثابت و برابر ۰/۳۵۶ میلی متر می باشد.

به منظور اطمینان از صحت نتایج به دست آمده از حل عددی، پاسخ حاصل از حل عددی با نتایج تجربی و آزمایشگاهی مقایسه شده است. در این نمودار همان طور که نمایش داده می شود پاسخ های به دست آمده نتایج آزمایشگاهی و تجربی مقایسه شده اند که مطابق شکل ۲ نقطه استال با دقت مناسبی پیش بینی شده است.



شکل ۲- نمای روبه رو از روتور ۳۷ [۱۶].

Fig. 2. Front view of rotor 37 [16].

شرایط مرزی مورد استفاده برای شبیه سازی هندسه اعتبار سنجی در جدول ۱ نشان داده شده است [۱۶].

جدول ۱- شرایط مرزی [۱۶].

Table 1. Boundary conditions [16].

Total Pressure	101325	Pascal
Total Temperature	288	kelvin
Rotational speed	1800	Rad/s

می دهد. بر اساس بررسی های عددی، در طول بازیابی استال، اندازه یک سلول استال به سرعت کاهش می یابد. ثانیاً، اثر گردابه های استال بر روی هم بسیار نامتقارن و غیرخطی است، که در طول زمان بر دینامیک سلول ها تأثیر می گذارد. از نظر انتقال استال، مطالعات تجربی نشان می دهد که ویژگی های سلول های استال با تغییر نرخ جریان جرمی در نوسان است. هنگامی که سرعت جریان جرمی در حین استال افزایش می یابد، اندازه سلول های استال کاهش می یابد و سلول ها سریعتر در اطراف دهانه ورودی می چرخند. در حالی که با کاهش سرعت جریان جرمی، سلول های استال بزرگتر و کندتر می شوند. اعتقاد بر این است که کاهش بیشتر در نرخ جریان جرمی ممکن است منجر به افزایش تعداد سلول های استال شود. بر اساس، سرعت سلول استال در درجه اول توسط تعداد کل سلول های استال تعیین می شود. اندازه و تعداد سلول های استال با سرعت چرخش سلول ها رابطه مخالف دارد.

#### ۴ مدل سازی آیرودینامیک

از پیچیده ترین بخش های تحقیق حاضر، نحوه مدل سازی آیرودینامیک فن تحت تاثیر اعوجاج ورودی دینامیک می باشد. در وهله اول سوال این است که چگونه می توان یک الگوی اعوجاج را در نرم افزارهای تجاری به ورودی فن اعمال نمود. در گام بعدی، پیچیدگی مضاعف تغییر این الگو در گذر زمان است. از چالش های دیگری که باید با آن مواجه شد، می توان به نحوه تحلیل نتایج به گونه ای که شرایط پایداری از آن منتج شود، اشاره کرد. تمام مسیر مدل سازی آیرودینامیک فن تحت تاثیر اعوجاج ورودی در چهار بخش زیر قابل توضیح است:

۱. مدل سازی هندسی
۲. تولید شبکه دامنه جریان اصلی
۳. اعمال اعوجاج به ورودی فن و شبیه سازی CFD
۴. تحلیل گذرای مبتنی بر رفتار استال چرخشی

در مدل سازی هندسی به مشخصات هندسی فن و نحوه ایجاد توزیع فشار کل اشاره می شود. سپس در بخش تولید شبکه محاسباتی نشان داده خواهد شد که شبکه محاسباتی شش وجهی با چه تنظیماتی برای ردیف اول روتور فن تولید شده است. در بخش شبیه سازی دینامیک سیالات محاسباتی تنظیمات اصلی مربوط به شبیه سازی آیرودینامیک و نحوه اعمال و تغییر اعوجاج توصیف می شود.

#### ۴.۱ اعتبار سنجی

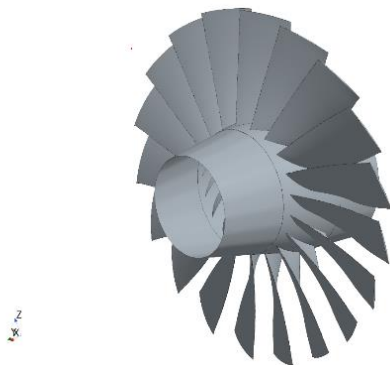
در این پژوهش جهت اعتبار سنجی از هندسه روتور ۳۷ ناسا که یکی از کمپرسورهای گذر صوتی شناخته شده است با هدف صحت گذاری بر

جدول ۲- عملکرد آیرودینامیکی فن.

Table 2. Aerothermodynamic performance of the fan.

Inlet Mass Flow Rate	86.0046	[kg s <sup>-1</sup> ]
Inlet Volume Flow Rate	73.1713	[m <sup>3</sup> s <sup>-1</sup> ]
Total Pressure Ratio	2.5472	
Total Temperature Ratio	1.3800	
Total-to-Total Isentropic Efficiency %	81.7912	
Total-to-Total Polytrophic Efficiency %	84.0014	

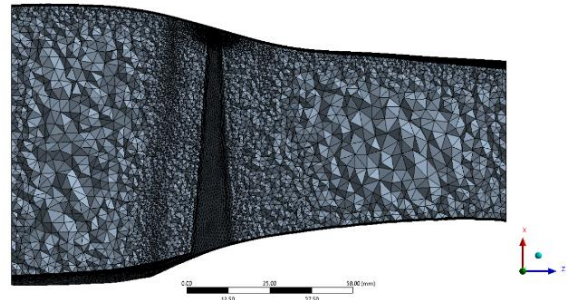
شکل ۶ نشان‌دهنده ردیف اول روتور مربوط به فن یک موتور هوایی می‌باشد. قطر چشمی و قطر پوسته در ورودی این فن به ترتیب ۲۸۰ و ۹۰۰ میلی متر است. به علت عدم تقارن جریان در شرایط دارای اعوجاج و ماهیت نامتقارن جریان در نزدیکی حاشیه استال، این اجبار وجود دارد که جریان سه بعدی و آشفته مابین تمام پره‌ها همزمان مدل‌سازی شود. این بدان معناست که نمی‌توان از فرض متداول تقارن محیطی در این مطالعه استفاده کرد.



شکل ۶- شمای سه بعدی ردیف اول روتور فن محوری یک موتور هوایی.

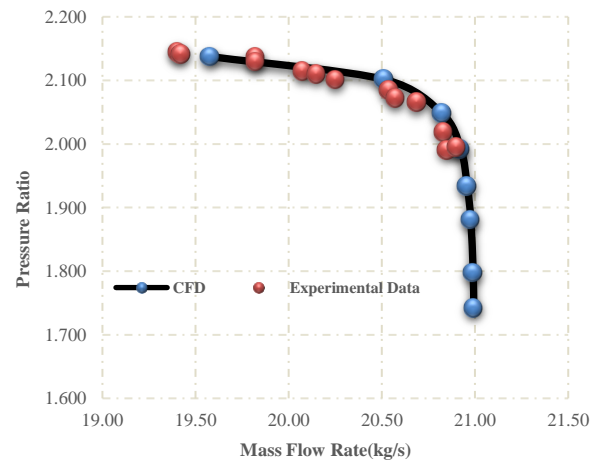
Fig. 6. 3D diagram of the first row of the axial fan rotor of an aero engine.

پس از وارد نمودن هندسه فن به داخل نرم‌افزار الزامی است تا مدل‌سازی اعمال اعوجاج فشار کل به شرایط مرزی ورودی را تعریف نماییم. برای مدل‌سازی جریان از شرایط فشار و دمای کل در ورودی و دبی در خروجی استفاده شده‌است. در شرایط با اعوجاج فشار کل ورودی، امکان ثابت فرض نمودن فشار کل در تمام نقاط روی سطح مقطع ورودی فن وجود ندارد. در این مطالعه، برای تولید توزیعی از فشار کل در سطح مقطع ورودی از روش هندسی استفاده شده‌است. بدین صورت که می‌توان سطحی سه بعدی و برآمده‌ای را برای تعریف اعوجاج فشار کل ورودی تعریف کرد (مطابق شکل ۷). آنگاه می‌توان ارتفاع برآمدگی در هر نقطه از این سطح را اندازه‌گیری کرد و با آن مقدار انحراف فشار



شکل ۳- مقایسه نتایج عددی با داده‌های تجربی مرجع [۱۶].

Fig. 4. Comparison of numerical results with reference experimental data of [16].

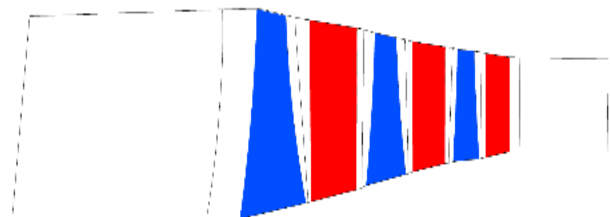


شکل ۴- مقایسه نتایج عددی با داده‌های تجربی مرجع [۱۶].

Fig. 4. Comparison of numerical results with reference experimental data of [16].

#### ۲.۴ مدل‌سازی هندسی

برای بررسی اعوجاج فشار کل ورودی بر عملکرد یک فن محوری، نیاز است تا هندسه روتور ردیف اول مدل‌سازی شود. برای دستیابی به فایل سه بعدی پره، از نتایج طراحی فن انجام گرفته برای یک موتور استفاده می‌شود. شمای نصف‌النه‌ای این فن را می‌توان در شکل ۵ مشاهده کرد. اطلاعات نقطه طراحی این فن در جدول ۲ قابل مشاهده است.



شکل ۵- شمای نصف‌النه‌ای فن سه طبقه یک موتور هوایی.

Fig. 5. Meridian diagram of a three-stage fan of an air engine.

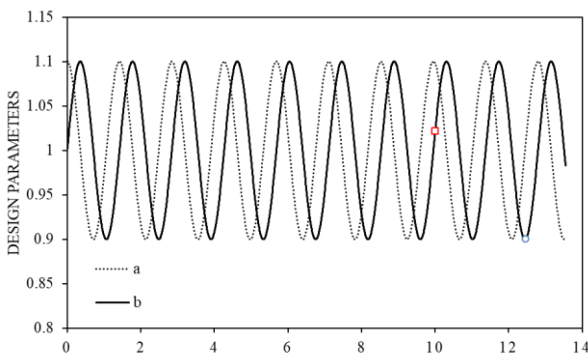
از میانگین فشار کل سطح ورودی) که توسط استاندارد تعریف شده است ( $\pm 14\%$ )، توجه شده است.

علاوه بر این دو پارامتر که مقدار اعوجاج را افزایش یا کاهش می‌دهند، پارمتر دیگری با عنوان  $w$  نیز تعریف شده است. به کمک  $w$ ، یک سرعت دورانی را به حجم نشان داده شده شکل ۸ اعمال می‌شود. بدین صورت علاوه بر اینکه اعوجاج در نقاط معلوم شده تغییر مقدار می‌دهد، حول محور فن دوران نیز می‌کند. در تعریف رابطه  $w$ ، فرض شده است که اعوجاج در ورودی سرعت دورانی مانند سلول‌های استال دارد. تغییرات زمانی پارامترهای هندسی  $a$ ،  $w$  و  $b$  را می‌توان با روابط (۶) تا (۸) تشریح کرد. فرکانس تناوب هر سه پارامتر ۱۱۷ هرتز می‌باشد. این عدد مرتبط با رفتار دینامیکی سلول‌های استال انتخاب شده است. نحوه تغییرات  $a$  و  $b$  را می‌توان در شکل ۹ مشاهده کرد. تغییرات  $w$  خطی است اما در حقیقت افزایش پیوسته آن در طول زمان، سرعت دورانی معادل ۷۰۵۸ دور بر دقیقه را بر اعوجاج اعمال می‌کند.

$$w = \frac{42188\pi (t - 0.03)}{180} \quad (6)$$

$$a = 0.1\sin(w) + 1 \quad (7)$$

$$b = 0.1\cos(w) + 1 \quad (8)$$



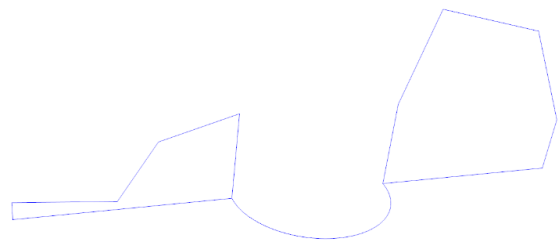
شکل ۹- نوسانات پارامترهای طراحی  $a$  و  $b$ .

Fig. 9. Fluctuations of design parameters a and b.

### ۳.۴ دامنه محاسباتی و تولید شبکه

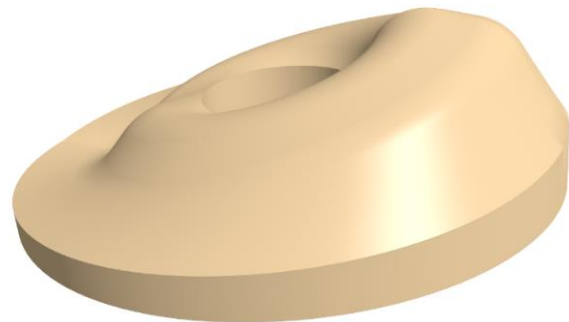
پیش از تولید شبکه، الزامی است تا در نرم‌افزار چهار ریجن<sup>۱</sup> مجزا از هم ایجاد شود. سه ریجن مربوط به دامنه اصلی جریان فن (شامل ورودی، روتور و خروجی) و یکی مربوط به سطح اعوجاج. قابل ذکر است که در هنگام شبیه‌سازی جریان، تنها سه دامنه اصلی با هم مرتبط بوده و رفتار سیال در آن‌ها تحلیل می‌شود. در حقیقت هیچ ارتباطی (اینترفیسی)<sup>۲</sup>

کل را در هر نقطه از سطح ورودی محاسبه نمود. توجه به این نکته الزامی است که ارتفاع برآمدگی‌ها و ارتباط آن‌ها با فشار کل میانگین باید به گونه‌ای تعریف شود که توزیع فشار کل نهایی با مقادیر آمده در استاندارد مطابقت داشته باشد. این گونه می‌توان انتظار داشت که اعوجاج اعمالی مبین یک پدیده فیزیکی است. برای تعریف چنین سطح برآمده‌ای ما در نرم افزار یک حجمی سه بعدی ایجاد نمودیم برای تولید این حجم، طراحی در دو مقطع (اسکچ) طراحی شده است و سپس با استفاده از یک نیم دایره و دستور لافِت حجم تولید شده است که می‌توان تصویر آنرا در شکل ۷ مشاهده نمود.



شکل ۷- هندسه اعوجاج سه بعدی و اسکچ‌های مربوط به آن.

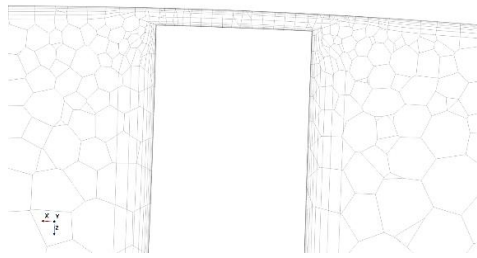
Fig. 7. 3D distortion geometry and its related sketches.



شکل ۸- حجم اعوجاج سه بعدی و اسکچ‌های مربوط به آن.

Fig. 8. 3D distortion volume and its related sketches.

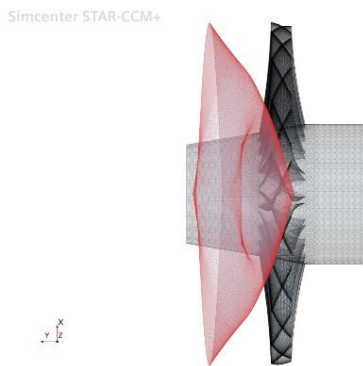
ارتفاع برآمدگی در دو مقطع مختلف به صورت پارامتریک تعریف شده است. برای افزایش دقت مدل‌سازی می‌توان طراحی این حجم را در بیش از دو مقطع به انجام رسانید. در این مطالعه، سطح دارای اعوجاج با چهار نقطه تعریف شده است که امکان افزایش این تعداد نیز وجود دارد. ارتفاع هر نقطه با توجه به دو پارامتر  $a$  و  $b$  که متکی به زمان هستند، تعریف شده است. این تعریف به ما کمک خواهد کرد تا بتوانیم اعوجاجی دینامیک از فشار کل را در طول زمان به دامنه جریان اعمال کنیم. در تعریف اسکچ‌ها و روابط  $a$  و  $b$  به مقدار مجاز اعوجاج (انحراف فشار کل



شکل ۱۲- شبکه محاسباتی تولید شده در نوک پره.

Fig. 12. Mesh generated at the blade tip.

پس از تولید شبکه محاسباتی ویژه ردیف اول روتور، برای اعمال اعوجاج به سطح ورودی، بایستی که شبکه محاسباتی برای برآمدگی نیز تولید شود. این گونه می توان با خوانش ارتفاع برآمدگی در هر سلول شبکه روی سطح قرمز رنگ، انحراف فشار کل را محاسبه نموده و به سلول شبکه متناظرش روی سطح ورودی روتور منتقل کرد. در شرایط بررسی اعوجاج دینامیک الزامی است تا شبکه قرمز رنگ در هر گام زمانی بازتولید شود. این گونه می توان یک توزیع پویا از فشار کل را بر روی سطح ورودی ایجاد نمود. شایان ذکر است که در هنگام شبیه سازی جریان فن، سطح قرمز رنگ نشان داده شده در شکل ۱۳ توسط جریان مشاهده نمی شود و این سطح هیچ تداخلی یا اشتراکی با دامنه های جریان ندارد.



شکل ۱۳- شبکه محاسباتی سطح پره ها به همراه شبکه سطح اعوجاج.

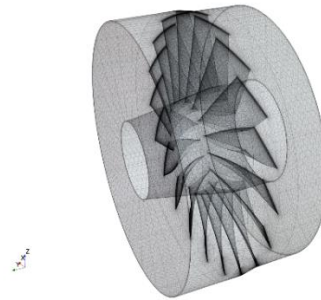
Fig. 13. Computational mesh of the blade surface along with the distortion surface mesh.

#### ۴.۴ شبیه سازی دینامیک سیالات محاسباتی

پس از تولید شبکه برای دامنه روتور و سطح اعوجاج، می توان تنظیمات مربوط به حلگر CFD را به انجام رسانید. در این مطالعه جهت بررسی دقیق اعوجاج فشار ورودی بر عملکرد ردیف اول روتور فن شبیه سازی ها به دو صورت پایا و گذرا دنبال می شود. هر کدام از این دو نوع تحلیل به دو بخش شرایط بدون اعوجاج و با اعوجاج تقسیم می گردد. شبیه سازی های پایا برای استخراج منحنی های عملکردی و ایجاد شرایط اولیه حل گذرا به انجام رسیده اند. در حالیکه هدف از شبیه سازی ها گذرا، تحلیل پایداری آیرودینامیکی ردیف اول روتور تحت تاثیر اعوجاج

مابین سطح اعوجاج و دامنه های اصلی تعریف نمی گردد. در این مطالعه سطح اعوجاج فقط به منظور خوانش مقدار اعوجاج ایجاد شده است. همان طور که در شکل ۱۰ ملاحظه می شود، یک شبکه محاسباتی از نوع شش وجهی برای تمام ردیف اول روتور فن تولید شده است. این دامنه محاسباتی شامل یک بخش ورودی، دامنه اصلی روتور و یک بخش خروجی است. برای هر یک از بخش های یاد شده مش شش وجهی به صورت جداگانه تولید شده است. در مجموع برای این مطالعه تعداد ۷۹۶۶۳۳۲ سلول شبکه محاسباتی تولید شده است.

Simcenter STAR-CCM+

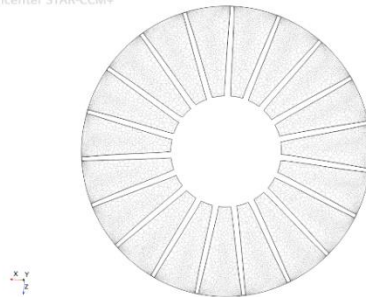


شکل ۱۰- شبکه محاسباتی تولید شده برای ردیف اول روتور فن به همراه ورودی و خروجی.

Fig. 10. Mesh generated for the first row of the fan rotor with input and output.

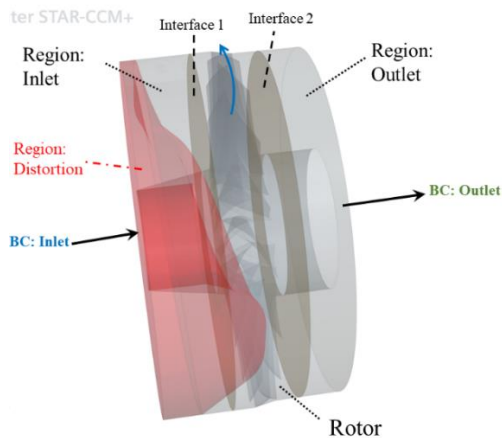
برای افزایش دقت مدل سازی، در شبیه سازی های مربوط به فن محوری، الزامی است تا کیفیتی متفاوت از مش را برای بخش های روتور قایل شویم. در مناطقی همچون لایه مرزی (به خصوص در لبه حمله و لبه فرار)، ناحیه ویک و حدفاصل پره و دیواره الزامی است تا چگالی سلول شبکه های محاسباتی افزایش یافته و مطابق با رفتار جریان در آن نواحی تنظیم شود. شکل ۱۱ شبکه محاسباتی را در قطعی از ردیف اول روتور نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود، تعداد سلول شبکه های محاسباتی با نزدیک تر شدن به نوک پره ها افزایش یافته است. شکل ۱۲ کیفیت مش را در حدفاصل پره و دیواره نشان می دهد. همان طور که ملاحظه می شود، تنظیمات مش باید به گونه ای باشد تا مش لایه مرزی در این حدفاصل ایجاد شود.

Simcenter STAR-CCM+



شکل ۱۱- شبکه محاسباتی تولید شده در مقطعی از دامنه.

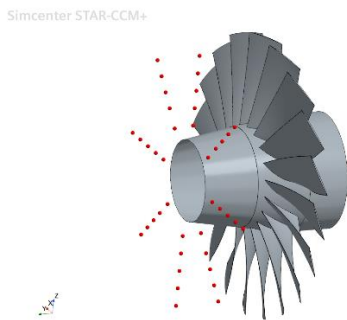
Fig. 11. Mesh generated in a section of the domain.



شکل ۱۴- شرایط مرزی و اینترفیس‌ها به همراه دامنه‌های جریان و دامنه سطح اعوجاج.

**Fig. 14.** Boundary conditions and interfaces with flow domains and distortion surface domain.

برای مطالعه بر روی اثرات اعوجاج، الزامی است تا بتوان مشخصه‌های اعوجاج را در ورودی فن اندازه‌گیری کرد. بدین منظور پراب‌های مربوطه (طبق استاندارد) بر روی سطح مقطع ورودی قرار داده شده‌است. طبق شکل ۱۵، پراب‌ها در ۵ حلقه و ۸ تایی در جهت محیطی چیده شده‌اند.



شکل ۱۵- پراب‌های مربوط به اندازه‌گیری مشخصه‌های اعوجاج.

**Fig. 15.** Probes for measuring distortion characteristics.

برای بررسی تاثیر اعوجاج ورودی بر پایداری فن محوری، الزامی است تا مطالعه گذرای مبتنی بر تحلیل استال دورانی به انجام رسد. بدین منظور نواسانات فشار یا سرعت باید توسط پراب‌هایی در ورودی دامنه روتور اندازه‌گیری شود. این پراب‌ها را می‌توان در شکل مشاهده کرد.

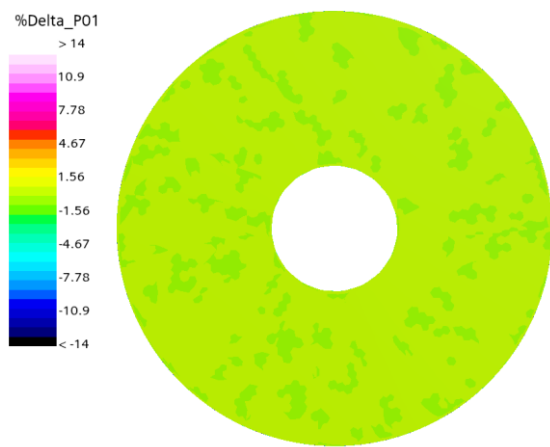
دینامیک می‌باشد. در تمام حالات از روش RANS جهت مدل سازی رفتار جریان آشفته استفاده شده‌است. نرم‌افزار StarCCM+ که حلگری بر پایه روش حجم محدود است، از تکنیک Sliding Mesh برای مدل سازی جریان در سطح رابط‌های میان دامنه دوار و ثابت استفاده می‌کند. در این روش به جای میانگین گیری از مقادیر مشخصه‌ها در سطح رابط میانی، مقدار مشخصه هر سلول شبکه در دامنه اول به نزدیک‌ترین سلول شبکه در دامنه دوم منتقل می‌شود. به علت توانمندی در مدل سازی جریان‌های داخلی توربومشین‌ها، SST k- $\omega$  برای مدل سازی آشفته‌گی در طول محاسبات RANS استفاده شده‌است. گام زمانی ۳۳/۳ میکروثانیه برای تحلیل‌های گذرا مورد استفاده قرار گرفته است. با این گام زمانی، امواج استال کوچکی را می‌توان مورد بررسی قرار داد که فرکانس اغتشاش آن‌ها بیشتر از چرخش سه درجه‌ای پره روتور است. در این مطالعه ویژگی‌های هوا از قوانین گاز ایده‌آل برای همه مدل سازی‌ها پیروی می‌کند. حل با استفاده از گسسته‌سازی مرتبه دوم توابع به صورت ضمنی ناپایا با استفاده از توابع دیواره برای دیوارها صاف، آدیاباتیکی و بدون لغزش فرض شده‌اند. بر اساس مطالعات [۱۷، ۱۶]، تخمین بیش از حد نسبت فشار به دلیل فرض دیواره‌های صاف و آدیاباتیکی در نرخ‌های جریان جرمی کم کاهش می‌یابد. شرایط مرزی استفاده شده برای مدل سازی آیرودینامیک در هر دو شرایط پایا و گذرا در جدول ۳ و شکل ۱۴ قابل ملاحظه است.

جدول ۳- شرایط مرزی.

**Table 3.** Boundary conditions.

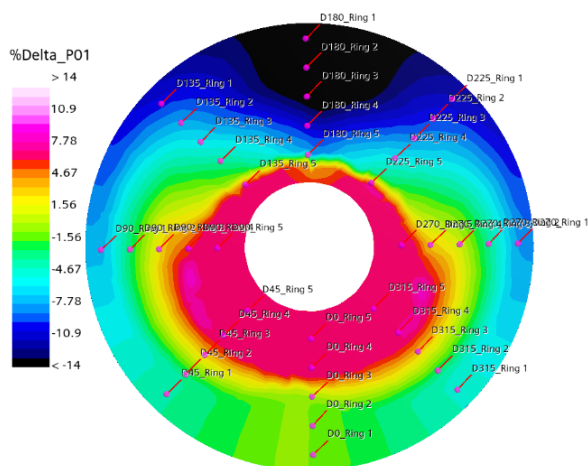
ردیف		Steady-State & Transient (RANS- SST k- $\omega$ )	
1	Inlet	Total Pressure [pa]	101,325 (Clean Condition)
		Total Temperature [K]	300
2	Outlet	Corrected Mass Flow [kg/s]	80
3	Rotational Speed	10,000 [RPM]	

شکل‌ها، تخمین حدودی زاویه است که در آن نقطه خط چین قرمز (میانگین انحراف فشار کل رینگ) با منحنی توزیع فشار کل محیطی برخورد داشته است. مقادیر نوشته شده در مستطیل‌ها درون شکل، مساحت بخش زیرین ناحیه مابین خط چین قرمز و منحنی توزیع انحراف فشار محیطی است. مساحت این نواحی به صورت دستی و از طریق مساحت دوزنقه و مثلث محاسبه شده‌است. محاسبه این مساحت‌ها و بازه‌ها به ما کمک می‌کند تا بتوانیم مشخصه‌های وسعت، شدت و چندانگانه در هر دور را محاسبه کنیم.



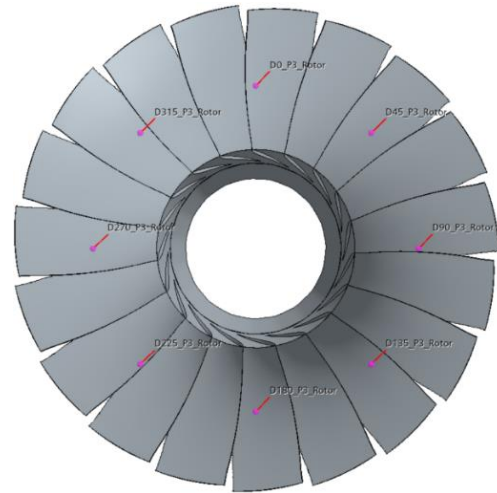
شکل ۱۷- توزیع فشار کل در ورودی در شرایط تمیز (بدون اعوجاج).

Fig. 17. Total pressure distribution at the inlet in clean conditions (without distortion).



شکل ۱۸- توزیع فشار کل در ورودی در شرایط با اعوجاج در ۰.۰۶ ثانیه (به همراه محاسبات مشخصه‌های اعوجاج در رینگ‌های ۱ تا ۵).

Fig. 18. Total pressure distribution at the inlet in the condition with distortion at 0.06 seconds (along with calculations of distortion characteristics in rings 1 to 5).



شکل ۱۶- پراب‌های مربوط به تحلیل استال دورانی.

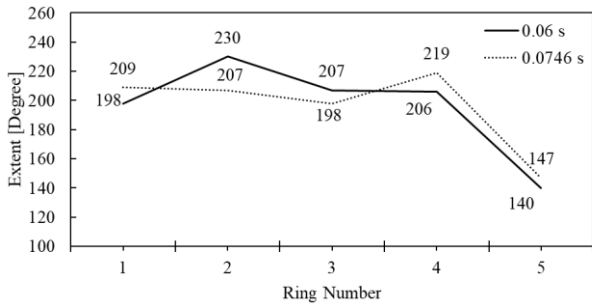
Fig. 16. Probes for rotational stall analysis.

## ۵ نتایج

نتایج به دست آمده از این مقاله شامل مشخصه‌های اعوجاج ورودی، نتایج آیرودینامیکی و نتایج تحلیل استال دورانی می‌باشد.

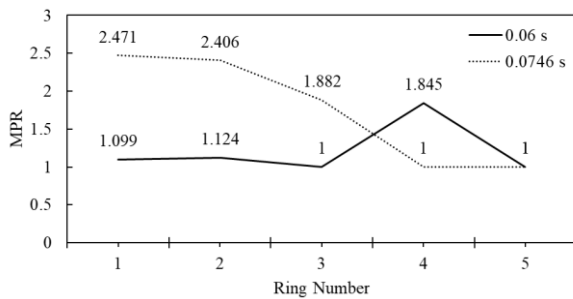
### ۵.۱ مشخصه‌های اعوجاج ورودی

برای بررسی اثرات اعوجاج بایستی بتوان به نحوی میان مشخصه‌های آیرودینامیکی و مشخصه‌های اعوجاج ارتباط ایجاد کرد. بدین منظور محاسبه هریک از مشخصه‌های اعوجاج الزامی است. از مشخصه‌های قابل محاسبه می‌توان به شدت، وسعت، چندانگانه در هر دور اشاره کرد. قابل ذکر است که در این مطالعه اعوجاج به دو صورت پایا (استاتیک) و پویا (دینامیک) مورد بررسی قرار گرفته است. در نوع پایا، به علت ثابت فرض شدن الگوی اعوجاج، مشخصه‌های ذکر شده ثابت هستند. این درحالی است که در نوع پویا مشخصه‌ها با توجه به نحوه تنظیمات اعمالی به حجم سه بعدی، در طول زمان تغییر می‌کنند. بنابراین شبیه‌سازی اعوجاج پایا دارای مشخصه‌های ثابت و شبیه‌سازی اعوجاج پویا حاوی یک سری اعوجاج‌هایی با مشخصه‌های متغیر است. شکل ۱۷ توزیع فشار کل در شرایط تمیز را نشان می‌دهد. این در حالی است که شکل ۱۷ و شکل ۱۸، به ترتیب توزیع فشار را در شرایط دارای اعوجاج در زمان‌های ۰/۰۶ ثانیه و ۰/۰۷۴۶ ثانیه نشان می‌دهد. این دو زمان مبین دور دهم و دور دوازده و نیم روتور می‌باشد. لذا در حفاصل میان دو اعوجاج، روتور تقریباً ۲.۵ دور و اعوجاج ۱/۷ دور چرخیده است. مقادیر پارامترهای اعوجاج a و b را می‌توان در شکل‌های ۱۹ و ۲۰ مربوطه ردیابی کرد. در ادامه کانتورهای مربوط به اعوجاج‌های فشار کل، مشخصه رینگ‌های هر کدام محاسبه شده‌است. اعداد آورده شده در



شکل ۲۱- وسعت در رینگ‌های ۱ تا ۵ در شرایط اعوجاج در ۰/۰۶ و ۰/۰۷۴۶ ثانیه.

Fig. 21. Extent in rings 1 to 5 under distortion conditions at 0.06 and 0.0746 seconds.



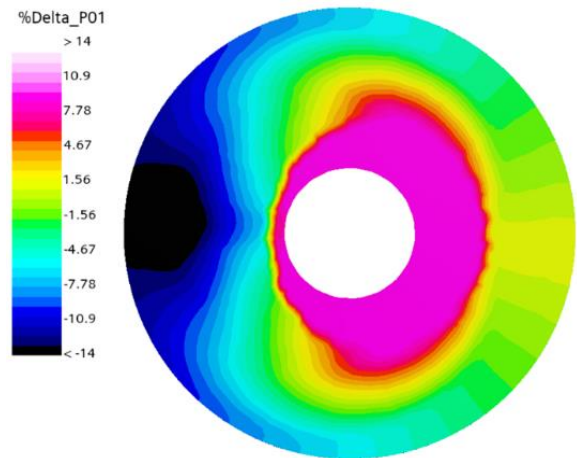
شکل ۲۲- پارامتر چندگانه در هر دور رینگ‌های ۱ تا ۵ در شرایط اعوجاج در ۰/۰۶ و ۰/۰۷۴۶ ثانیه.

Fig. 22. Multiple parameters per revolution of rings 1 to 5 under distortion conditions at 0.06 and 0.0746 seconds.

میانگین شدت اعوجاج در ۰/۰۶ ثانیه ۰/۰۶۱ است در حالیکه در ۰/۰۷۴۶ ثانیه این مقدار به ۰/۰۶۶ افزایش می‌یابد. از طرف دیگر مقدار وسعت در ۰/۰۶ ثانیه ۱۹۶/۲ درجه است که به ۱۹۶ در ۰/۰۷۴۶ ثانیه کاهش پیدا می‌کند. میانگین مشخصه چندگانه در هر دور ۱/۲۱ در ۰/۰۶ ثانیه و ۱/۷۵ در ۰/۰۷۴۶ ثانیه اندازه‌گیری شده‌است. مجموع این نتایج اعوجاج شدیدتری را در ۰/۰۷۴۶ ثانیه به علت شدت و چندگانه‌های بیشتر نشان می‌دهد.

## ۲.۵ نتایج آیرودینامیکی

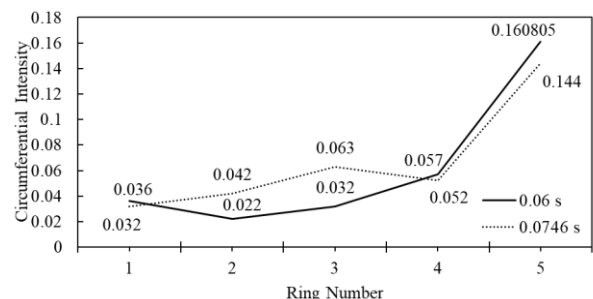
شکل ۲۳ و ۲۴ به ترتیب روند تغییرات نسبت فشار و بازدهی آیزنتروپیک ردیف اول روتور را در بیش از ۱۳ دور نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، طی ۵ دور مشخصه‌ها تقریباً بدون نوسان اندازه‌گیری شده‌اند. طی این ۵ دور، شرایط تمیز بر فن حاکم بوده‌است. پس از ۵ دور، اعوجاج فشار کل به‌صورت دینامیکی به ورودی فن اعمال می‌شود. طبق شکل ۲۳ در شرایط تمیز نسبت فشار در حدود ۱/۳۳ اندازه‌گیری شده‌است. با اعمال اعوجاج مشاهده می‌شود که نسبت فشار مابین ۱/۳۱ و ۱/۲۲ نوسان می‌کند. بازدهی در شرایط تمیز ۷۱ درصد است که در



شکل ۱۹- توزیع فشار کل در ورودی در شرایط با اعوجاج در ۰/۰۷۴۶ ثانیه (به همراه محاسبات مشخصه‌های اعوجاج در رینگ‌های ۱ تا ۵).

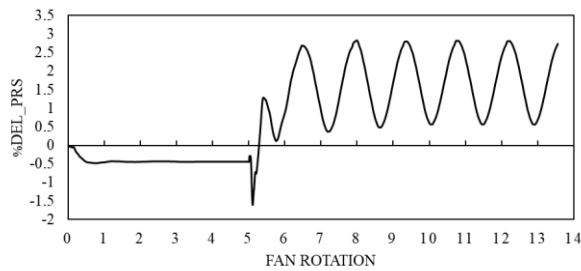
Fig. 19. Total pressure distribution at the inlet in the condition with distortion at 0.0746 seconds (along with calculations of distortion characteristics in rings 1 to 5).

خلاصه محاسبات فوق برای دو اعوجاج ورودی در زمان‌های ۰/۰۶ و ۰/۰۷۴۶ ثانیه را می‌توان در شکل ۲۰ و شکل ۲۱ مشاهده کرد. این شکل‌ها به ترتیب شدت، وسعت و چندگانه در هر دور را در رینگ‌های مختلف نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل‌ها ملاحظه می‌شود، با نزدیک شدن به‌هاب پره‌ها، شدت اعوجاج افزایش می‌یابد، اما پارامترهای چندگانه در هر دور و وسعت کاهش می‌یابند. این نشان می‌دهد که اعوجاج شدیدتر اما همگن‌تری در نزدیکی‌هاب ظاهر شده‌است. با دقت در نتایج می‌توان دریافت که به‌طور کلی شدت اعوجاج در ۰/۰۷۴۶ ثانیه از شدت اعوجاج در ۰/۰۶ ثانیه بیشتر است. همچنین مقدار پارامتر چندگانه در هر دور در ۰/۰۷۴۶ ثانیه به‌طور قابل توجهی بالا محاسبه شده‌است.



شکل ۲۰- شدت محیطی در رینگ‌های ۱ تا ۵ در شرایط اعوجاج در ۰/۰۶ و ۰/۰۷۴۶ ثانیه.

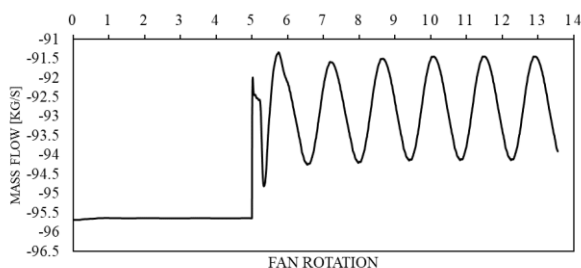
Fig. 20. Peripheral intensity in rings 1 to 5 under distortion conditions at 0.06 and 0.0746 seconds.



شکل ۲۵- روند تغییرات کاهش افت فشار در طول ۱۳/۵ دور (شرایط تمیز و اعوجاج دینامیکی).

Fig. 25. Pressure drop reduction trend over 13.5 cycles (clean and dynamic distortion conditions).

شکل ۲۶ نشان می‌دهد که در شرایط تمیز دبی جرمی روتور معادل ۹۶.۵ کیلوگرم بر ثانیه محاسبه شده‌است، که با اعمال اعوجاج دینامیکی کاهشی به میزان ۱/۵ تا ۴/۱ درصدی را تجربه می‌کند. این درصد بیانگر مقدار نزدیک شدن نقطه عملکردی فن به خط سرچ هنگامی که اعوجاج دینامیکی اعمال شده‌است، می‌باشد. با مقایسه نتایج می‌توان دریافت که کاهش دبی جرمی در هنگام اعوجاج دینامیکی هم‌زمان با کاهش افت نسبت فشار و بازدهی رخ می‌دهد.

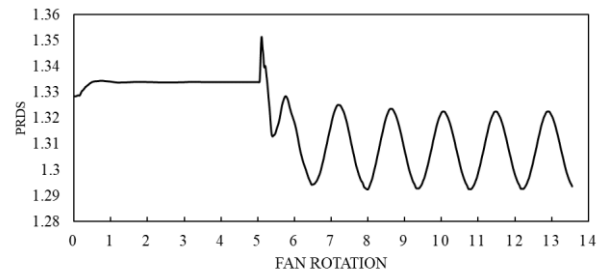


شکل ۲۶- روند تغییرات دبی جرمی در طول ۱۳.۵ دور (شرایط تمیز و اعوجاج دینامیکی).

Fig. 26. Mass flow rate changes over 13.5 cycles (clean conditions and dynamic distortion).

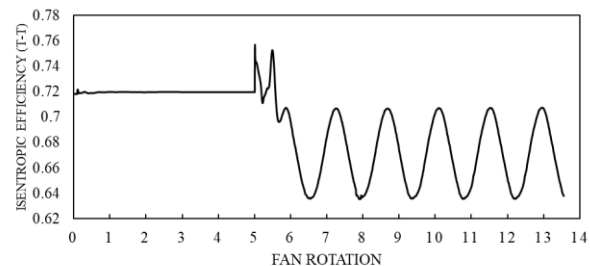
به‌طور کلی با اعمال اعوجاج توان مصرفی طبقه کاهش پیدا می‌کند. طبق شکل ۲۷، در شرایط تمیز توان مصرفی ردیف اول فن حدود ۳/۳۹ مگاوات اندازه‌گیری شده‌است که در شرایط اعوجاج دینامیکی با کاهشی ۱ تا ۷ درصدی رو به رو می‌شود. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نوسانات توان مصرفی متشابه با تغییرات دبی جرمی‌است. لذا می‌توان دلیل عمده کاهش توان را کاهش دبی گذرای طبقه دانست.

شرایط دارای اعوجاج دینامیکی مابین ۶۳ تا ۷۰ نوسان می‌کند. فرکانس نوسان مشخصه‌ها به‌صورت تقریبی معادل ۱۱۷ هرتز می‌باشد که دقیقاً متناظر با فرکانس دوران و تغییرات مقداری اعوجاج است.



شکل ۲۳- روند تغییرات افت فشار در طول ۱۳/۵ دور (شرایط تمیز و اعوجاج دینامیکی).

Fig. 23. Pressure drop variation trend over 13.5 cycles (clean conditions and dynamic distortion).

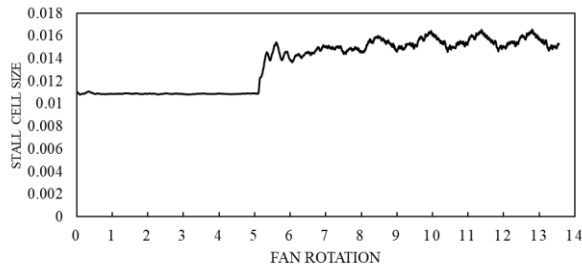


شکل ۲۴- روند تغییرات بازدهی کل به کل در طول ۱۳/۵ دور (شرایط تمیز و اعوجاج دینامیکی).

Fig. 24. Trend of changes in total to total efficiency over 13.5 cycles (clean and dynamic distortion conditions).

شکل ۲۵ درصد افت فشار ردیف اول روتور فن را در حدود ۱۳.۵ دور نشان می‌دهد. در محاسبه درصد افت فشار، نسبت فشار مبنا از میانگین گیری نسبت فشار در شرایط پایا و تمیز محاسبه شده‌است. با تغییر تنظیمات شبیه‌سازی به حالت گذرا، ترم‌های مربوط به زمان در معادلات ظاهر شده، و به همین دلیل موجب اندک افزایشی در نسبت فشار شده‌است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، افت نسبت فشار در ۵ دور اول منفی به‌دست آمده است که دلیل آن هم اضافه شدن ترم‌های زمانی به شبیه‌سازی شرایط تمیز پایا می‌باشد. پس از دور پنجم، ملاحظه می‌گردد که اعوجاج دینامیکی نسبت به شرایط تمیز گذرا، موجب افت نسبت فشاری مابین ۱ تا ۳ درصد می‌شود.

حالی است که با اعمال اعوجاج دینامیکی سائز این نواحی رشدی مابین ۰/۴ تا ۰/۵ درصدی را در کل دامنه جریان روتور تجربه می‌کند.

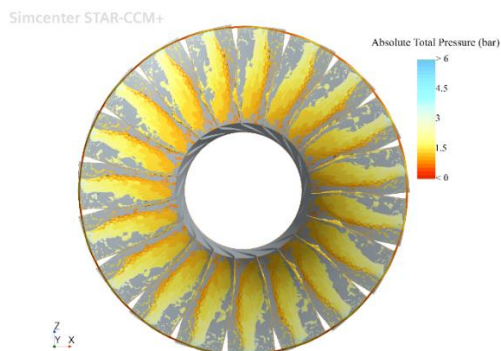


شکل ۲۹- روند تغییرات سائز سلول‌های استال در طول ۱۳/۵ دور (شرایط تمیز و اعوجاج دینامیکی).

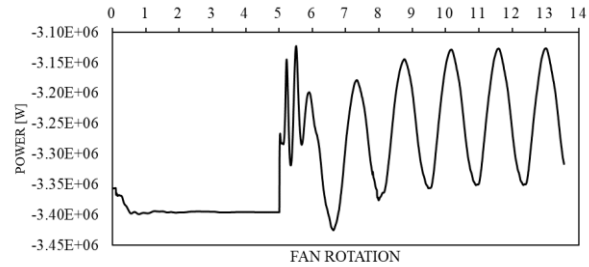
Fig. 29. Trend of changes in the size of the stall cells during 13.5 rounds (clean conditions and dynamic distortion).

با استفاده از ویژگی ایزو-سرفیس<sup>۱</sup> در نرم‌افزار این امکان وجود دارد که سلول‌های استال را به نمایش گذاشت. شکل‌های ۳۰، ۳۱ و ۳۲ نشان‌دهنده سلول‌های استال در شرایط تمیز و شرایط دارای اعوجاج در زمان ۰/۰۶ ثانیه و ۰/۰۷۴۶ ثانیه هستند. با دقت در نواحی زرد رنگ روی پره‌ها (سلول‌های استال) می‌توان به نتایج زیر دست یافت.

۱. با اعمال اعوجاج، توزیع سلول‌های استال در جهت محیطی نسبت به شرایط تمیز نامتقارن‌تر می‌شود.
۲. الگوی نامتقارن سلول‌های استال حول محور فن دوران می‌کند که نشان از دوران سلول‌ها دارد.
۳. اعمال اعوجاج، موجب پیدایش سلول‌های استال در ناحیه ویک برخی از پره‌ها می‌شود.
۴. در جهت محیطی نسبت به شرایط تمیز نامتقارن‌تر می‌شود.



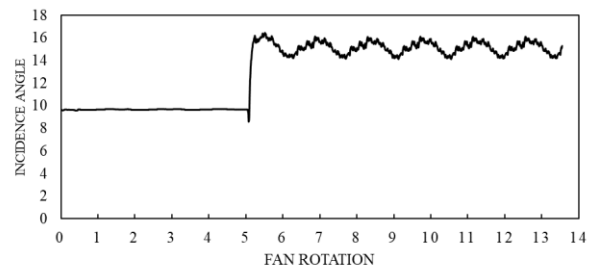
شکل ۳۰- توزیع سلول‌های استال در جهت محیطی بر روی پره‌های فن در شرایط تمیز  
 Fig. 30. Distribution of stall cells in the circumferential direction on fan blades in clean conditions.



شکل ۲۷- روند تغییرات توان مصرفی در طول ۱۳/۵ دور (شرایط تمیز و اعوجاج دینامیکی).

Fig. 27. Trend of power consumption changes during 13.5 cycles (clean conditions and dynamic distortion).

شکل ۲۸ روند تغییرات زاویه برخورد یک ردیف کامل را نشان می‌دهد. این مشخصه برای هر پره محاسبه شده و سپس میانگین زاویه برخورد آن‌ها ثبت شده‌است. برای محاسبه‌ای زاویه از روش معرفی شده در [۱۶] استفاده شده‌است. زاویه برخورد در شرایط تمیز معادل ۹/۷ درجه اندازه‌گیری شده‌است، که در شرایط اعوجاج دینامیکی به میزان ۴/۵ تا ۶/۳ درجه افزایش می‌یابد. افزایش زاویه برخورد، کاهش پایداری فن به علت اعوجاج دینامیکی را نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، فرکانس نوسانات زاویه برخورد در حدود ۱۱۱ هرتز می‌باشد و نسبت به فرکانس اعوجاج که ۱۱۷ هرتز است، به میزان ۰/۵ میلی ثانیه تاخیر دارد. همچنین ملاحظه می‌شود که زاویه برخورد شدیداً دارای نوسانات محلی در طول زمان است.

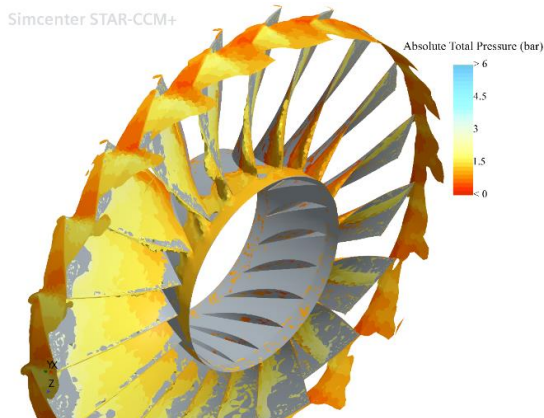


شکل ۲۸- روند تغییرات زاویه برخورد در طول ۱۳/۵ دور (شرایط تمیز و اعوجاج دینامیکی).

Fig. 28. Trend of change in contact angle during 13.5 cycles (clean conditions and dynamic distortion).

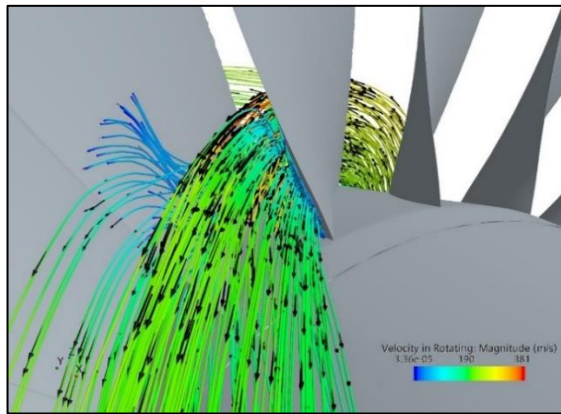
از دیگر مشخصه‌هایی که کاهش پایداری فن به علت اعوجاج دینامیکی را نشان می‌دهد، افزایش سائز سلول‌های استال در محفظه است. این سائز از طریق اندازه‌گیری حجم نواحی که دارای سرعت نصف النهاری صفر یا منفی هستند، محاسبه شده‌است. همان‌طور که شکل نشان می‌دهد، در شرایط تمیز، سائز سلول‌های استال در حدود ۱/۱ درصد حجم کل محفظه روتور ردیف اول فن محاسبه شده‌است. این در

1. Isosurface



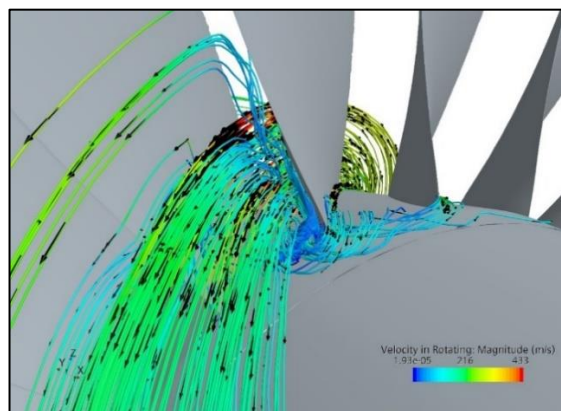
شکل ۳۴- سلول‌های استال روی‌هاب و بر روی پره‌های فن در شرایط دارای اعوجاج در ۰/۰۶ ثانیه.

Fig. 34. Stall cells on the hub and on the fan blades under distorted conditions at 0.06 seconds.



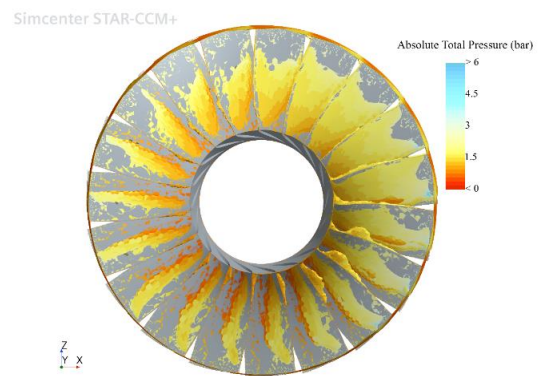
شکل ۳۵- خطوط جریان در یک محفظه روتور ردیف اول در شرایط تمیز.

Fig. 35. Flow lines in a first-row rotor housing in clean conditions.



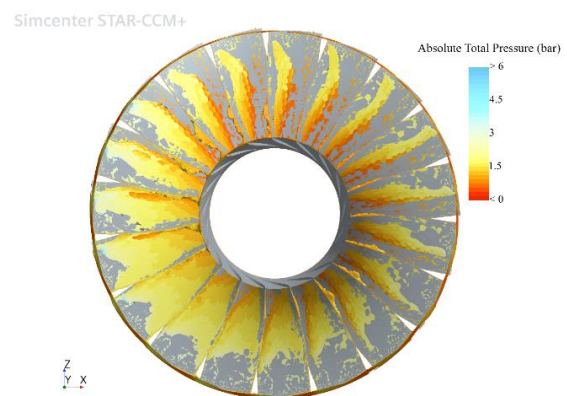
شکل ۳۶- خطوط جریان در یک محفظه روتور ردیف اول در شرایط با اعوجاج در ۰/۰۶ ثانیه.

Fig. 36. Streamlines in a first-row rotor housing under conditions with distortion at 0.06 seconds.



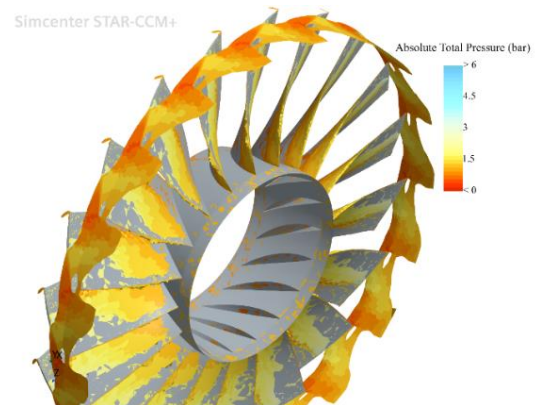
شکل ۳۱- توزیع سلول‌های استال در جهت محیطی بر روی پره‌های فن در شرایط دارای اعوجاج در ۰/۰۶ ثانیه.

Fig. 31. Distribution of stall cells in the circumferential direction on fan blades under distorted conditions at 0.06 seconds.



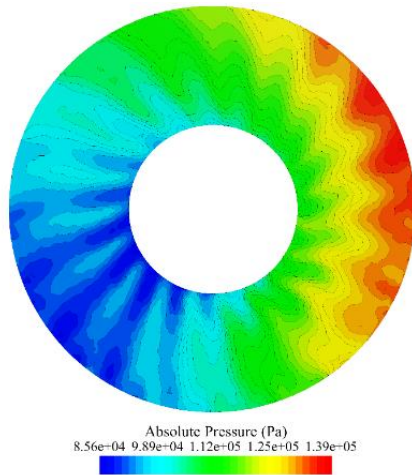
شکل ۳۲- توزیع سلول‌های استال در جهت محیطی بر روی پره‌های فن در شرایط دارای اعوجاج در ۰/۰۷۴۶ ثانیه.

Fig. 32. Distribution of stall cells in the circumferential direction on fan blades under distorted conditions at 0.0746 seconds.



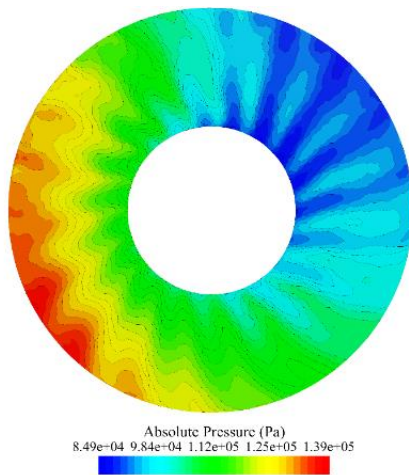
شکل ۳۳- سلول‌های استال روی‌هاب و بر روی پره‌های فن در شرایط تمیز.

Fig. 33. Stall cells on the hub and on the fan blades in clean conditions.



شکل ۳۸- توزیع فشار در خروجی روتور در شرایط تمیز.

Fig. 38. Pressure distribution at the rotor outlet in clean conditions.



شکل ۳۹- توزیع فشار در خروجی روتور در شرایط تمیز.

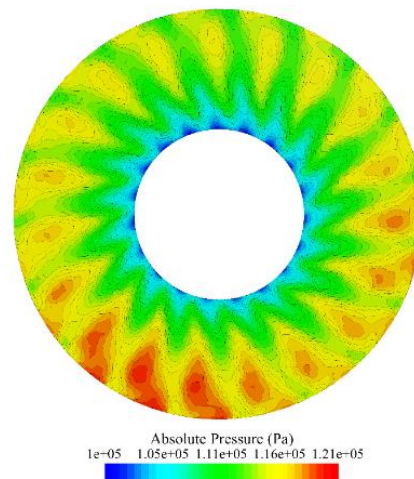
Fig. 39. Pressure distribution at the rotor outlet in clean conditions.

### ۵.۳ نتایج تحلیل استال دورانی

برای تعیین مقدار تاثیر اعوجاج بر پایداری طبقه اول روتور، الزامی است تا مشخصه‌های استال دورانی (سرعت، سایز و تعداد سلول‌های استال) مورد مطالعه قرار گیرد. بدین منظور از تغییرات فشار در پراب‌های قرار داده شده در ورودی روتور استفاده شده است. این پراب‌ها را می‌توان در شکل ۳۹ مشاهده کرد. شکل‌های ۴۰ و ۴۱ روند تغییرات فشار را در دو شرایط تمیز و دارای اعوجاج نشان می‌دهد.

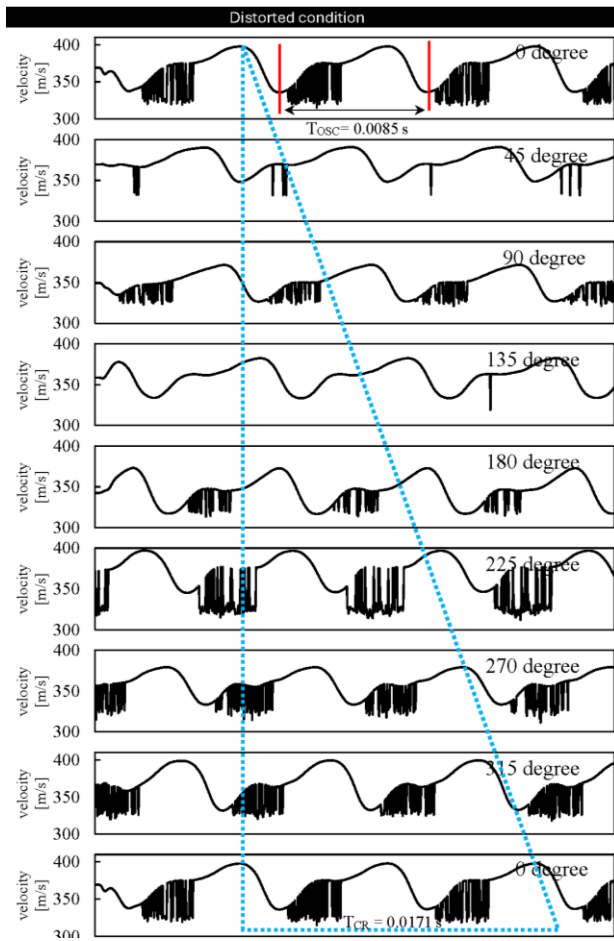
شکل‌های ۳۳ و ۳۴ نمایی دیگر از سلول‌های استال را به نمایش می‌گذارند. شکل ۳۳ مربوط به شرایط تمیز و شکل ۳۴ مربوط به شرایط دارای اعوجاج است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، اعوجاج موجب تشکیل سلول‌های استال در مجاورت دیواره‌ها می‌گردد. این نوع از استال دورانی که به استال گوشه معروف است، با تداوم اعوجاج رشد کرده، جوانه‌های استال را موجب شده و فن را به سمت ناپایداری‌های شدیدی سوق خواهد داد. همچنین در این شکل رشد سلول‌های استال در ناحیه یک در شرایط دارای اعوجاج مشهود است. رشد سلول‌های استال در یک از دلایل افت بازدهی و پایداری است. با دقت در شکل ۳۳ می‌توان رشد سلول‌های استال در ناحیه لبه حمله (در نقطه برخورد) را مشاهده کرد. رشد این ناحیه نشان از افزایش حجم ناحیه حباب جدایش دارد که افزایش افت آیرودینامیکی و کاهش پایداری لایه مرزی در آن ناحیه را نشان می‌دهد. شکل‌های ۳۵ و ۳۶ به ترتیب خطوط جریان را در شرایط تمیز و دارای اعوجاج نشان می‌دهند. در شکل ۳۷ می‌توان ظهور گردابه‌های استال و نشت جریان میان محفظه را مشاهده کرد که به کاهش پایداری ختم می‌شود.

نتایج نشان می‌دهد اعوجاج فشار کل در ورودی فن موجب اعوجاج فشار در خروجی نیز می‌شود. شکل ۳۷ توزیع فشار را در شرایط تمیز نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، یک تقارن نسبی در جهت محیطی در شرایط تمیز نسبت به شرایط دارای اعوجاج در ۰/۰۶ و ۰/۰۷۴۶ ثانیه وجود دارد. اعوجاج فشار خروجی روتور در شرایط دارای اعوجاج ۰/۰۶ و ۰/۰۷۴۶ ثانیه به ترتیب در شکل‌های ۳۸ و ۳۹ مشاهده می‌شود.



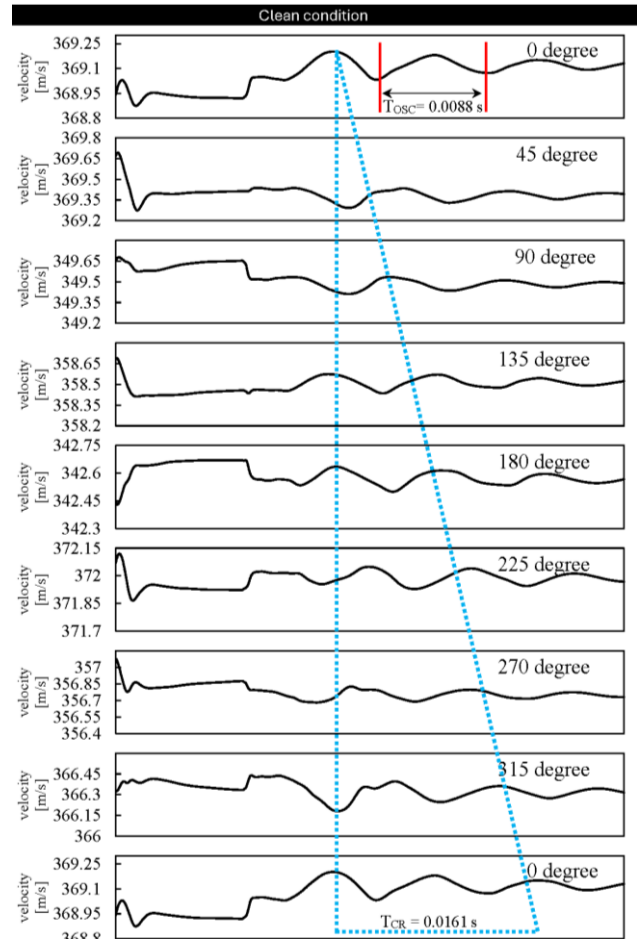
شکل ۳۷- توزیع فشار در خروجی روتور در شرایط تمیز.

Fig. 37. Pressure distribution at the rotor outlet in clean conditions.



شکل ۴۱- الگوی انتشار موج استال دورانی در شرایط اعوجاج دینامیکی.

Fig. 41. Rotational stall wave propagation pattern under dynamic distortion conditions.



شکل ۴۰- الگوی انتشار موج استال دورانی در شرایط تمیز.

Fig. 40. Rotational stall wave propagation pattern in clean conditions.

جدول ۴- خلاصه نتایج تحلیل استال دورانی برای شرایط تمیز و دارای اعوجاج.

Table 4. Summary of rotational stall analysis results for clean and distorted conditions.

	Clean	Distorted
$T_{CR}$	0.0161	0.0171
$T_{OSC}$	0.0088	0.0085
$\omega_{\sigma}$	0.37	0.35
$N$	1.82	2.01

جدول ۴ نشان می‌دهد با اعمال اعوجاج دینامیکی مدت زمان یک بار دوران کامل موج فشاری افزایش یافته است. این افزایش زمان نشان از کاهش ۶/۲ درصدی در سرعت سلول‌های دارد. سرعت سلول‌های استال در شرایط تمیز و دارای اعوجاج دینامیکی به ترتیب معادل ۰/۳۷ و

بدون هیچ‌گونه محاسبه‌ای نوسانات محلی شدیدتر در شرایط دارای اعوجاج قابل ملاحظه است. انتظار می‌رود این نوسانات محلی شدید موجب افت‌های آیرودینامیکی، جوانه‌های استال و نویز شنیداری شوند. طبق شکل‌ها، برای مطالعه استال بایستی نحوه انتشار موج فشاری در جهت محیطی مورد بررسی قرار گیرد. بدین منظور فشارهای اندازه‌گیری شده مطابق شکل چیده می‌شوند. با ردیابی نقطه حداکثری فشار در نمودارها (مطابق شکل) می‌توان میزان سرعت موج فشاری در جهت محیطی را محاسبه کرد. طبق روابط معرفی شده برای محاسبه سرعت و تعداد سلول‌های استال، الزامی است تا دو بازه زمانی  $T_{OSC}$  و  $T_{CR}$  در این شکل‌ها محاسبه شود. مقادیر این دو پارامتر، به همراه تعداد و سرعت سلول‌های استال برای هر دو حالت تمیز و دارای اعوجاج در جدول ۴ قابل ملاحظه است.

۵. زاویه برخورد جریان در لبه حمله، در شرایط اعوجاج دینامیکی به میزان  $4/5$  تا  $6/3$  درجه افزایش می‌یابد.
۶. سائز سه بعدی سلول‌های استال با اعمال اعوجاج دینامیکی رشدی مابین  $4/0$  تا  $5/0$  درصدی را در کل دامنه جریان روتور تجربه می‌کند.
۷. تحلیل استال دورانی نشان داد که اعوجاج دینامیک موجب کاهش  $2/6$  درصدی سرعت سلول‌های استال شده‌است. همچنین در شرایط اعوجاج دینامیکی، تعداد سلول‌ها  $10$  درصد افزایش یافته است.

### تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسنده‌گان بیان نشده‌است.

### مراجع

- [1] R. Taghavi Zenouz, M. Eshaghi Sir, and M. H. Ababaf Behbahani, "Performance of a low speed axial compressor rotor blade row under different inlet distortions," *Mechanical Sciences*, vol. 8, no. 1, pp. 127-136, 2017.
- [2] Z. Jahani, H. Khaleghi, and S. Tabejamaat, "Using tip injection to stability enhancement of a transonic centrifugal impeller with inlet distortion," *Journal of Applied Fluid Mechanics*, vol. 15, no. 6, pp. 1815-1824, 2022, <https://doi.org/10.47176/JAFM.15.06.1089>.
- [3] H. Khaleghi, G. Doulgeris, M. Boroomand, P. Pilidis, and A. Tousi, "A method for calculating inlet distortion effects on stability of split-flow fans," *The Aeronautical Journal*, vol. 113, no. 1147, pp. 591-598, 2009, <https://doi.org/10.1017/S000192400003250>.
- [4] A. Naseri, M. Boroomand, and S. Sammak, "Numerical investigation of effect of inlet swirl and total-pressure distortion on performance and stability of an axial transonic compressor," *Journal of Thermal Science*, vol. 25, pp. 501-510, 2016, <https://doi.org/10.1007/s11630-016-0891-6>.
- [5] S. Abbasi, A. Pirnia, and R. Taghavi-Zenouz, "Investigation of inlet distortion effects on axial compressor performance based on streamline curvature method," *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, vol. 56, no. 4, pp. 1005-1015, 2018, <https://doi.org/10.15632/jtam-pl.56.4.1005>.
- [6] S. Sadatpour, A. Madadi, and R. Ahadian, "Numerical optimization of S-shaped intake performance using special cross-sectional profiles," *Thermophysics and Aeromechanics*, vol. 29, no. 5, pp. 689-702, 2022, <https://doi.org/10.1134/S0869864322050079>.

$0/35$  محاسبه شده‌است. این در حالی است که با اعمال اعوجاج دینامیکی طول زمان یک نوسان نیز به مقدار  $3/4$  درصد افزایش یافته است. کاهش سرعت سلول‌های استال و کاهش زمان ضربانی آن‌ها تعداد سلول‌های بیشتری را در یک دور چرخش، در شرایط دارای اعوجاج دینامیکی نشان می‌دهد. از جدول می‌توان دریافت که تعداد سلول‌های استال در شرایط تمیز  $1/82$  و در شرایط دارای اعوجاج دینامیکی  $2/01$  می‌باشد. این نشان دهنده افزایش  $10$  درصدی تعداد سلول‌های استال در شرایط دارای اعوجاج دینامیکی می‌باشد. طبق تحقیق انجام شده در [۱۷]، افزایش تعداد سلول‌ها به همراه کاهش سرعت آن‌ها نشان دهنده شرایط ناپایدارتر فن از نظر آیرودینامیکی می‌باشد.

### ۶ جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مطالعه برای اولین بار به بررسی تاثیر اعوجاج فشار کل دینامیکی بر روی عملکرد آیرودینامیکی یک طبقه فن محوری مربوط به یک موتور هوایی پرداخته شده‌است. بدین منظور ابتدا هندسه یک طبقه کامل فن مدل شده و دامنه جریان برای آن تولید شده‌است. سپس برای تمام دامنه جریان طبقه مش شش وجهی تولید شده و شبیه‌سازی جریان در شرایط تمیز برای حدود  $5$  دور روتور به انجام رسیده است. در مرحله بعد، با استفاده از یک سطح سه بعدی، توزیع فشار کل در ورودی فن تولید شده‌است. با استفاده از رابطه‌ای انحراف فشار کل به ارتفاع نقاط روی این سطح مرتبط شده‌است. با تغییر هندسی سطح سه بعدی در طول زمان، مقادیر انحراف فشار کل به همراه توزیع آن در زمان تغییر می‌کند. شرایط اعوجاج دینامیکی برای حدود  $9$  دور دیگر، در ادامه شرایط تمیز به انجام می‌رسد. پیش از تحلیل نتایج آیرودینامیکی، مشخصه‌های اعوجاج در این بازه زمانی مورد محاسبه قرار گرفت. نتایج به دست آمده را می‌توان در موارد زیر خلاصه کرد:

۱. میانگین شدت اعوجاج در حدود  $0/06$ ، مقدار وسعت در حدود  $196$  درجه  $0/0746$  و میانگین مشخصه چندگانه در هر دور مابین  $1/2$  تا  $1/7$  اندازه‌گیری شده‌است. مجموع این نتایج اعوجاج شدیدتری را در گذر زمان به علت افزایش شدت و چندگانه‌های بیشتر نشان می‌دهد.
۲. اعوجاج دینامیکی نسبت به شرایط تمیز گذرا، موجب افت نسبت فشاری مابین  $1$  تا  $3$  درصد می‌شود.
۳. با اعمال اعوجاج دینامیکی کاهشی به میزان  $1/5$  تا  $4/1$  درصد در دبی جرمی رخ می‌دهد.
۴. توان در شرایط اعوجاج دینامیکی با کاهشی  $1$  تا  $7$  درصدی رو به رو می‌شود.

- Journal of Turbomachinery*, vol. 118, no. 2, pp. 181-188, 1996, <https://doi.org/10.1115/1.2836624>.
- [14] M. Davis, A. Hale, and D. Beale, "An argument for enhancement of the current inlet distortion ground test practice for aircraft gas turbine engines1," *Journal of Turbomachinery*, vol. 124, no. 2, pp. 235-241, 2002, <https://doi.org/10.1115/1.1451087>.
- [15] S. Farokhi, *Aircraft Propulsion*, 2ed: John Wiley and Sons Ltd, New Delhi, India.
- [16] J. D. Denton, "Lessons from rotor 37," *Journal of Thermal Science*, vol. 6, no. 1, pp. 1-13, 1997, <https://doi.org/10.1007/s11630-997-0010-9>.
- [17] M. Mojaddam, A. Hajilouy-Benisi, S. Abolfazl Moussavi-Torshizi, M. R. Movahhedy, and M. Durali, "Experimental and numerical investigations of radial flow compressor component losses," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 28, no. 6, pp. 2189-2196, 2014, <https://doi.org/10.1007/s12206-014-0506-7>.
- [18] M. Mojaddam and S. A. Moussavi Torshizi, "Design and optimization of meridional profiles for the impeller of centrifugal compressors," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 31, no. 10, pp. 4853-4861, 2017, <https://doi.org/10.1007/s12206-017-0933-3>.
- [19] S. L. Dixon and C. Hall, *Fluid mechanics and thermodynamics of turbomachinery*, 7rd ed. Butterworth-Heinemann, Published by Elsevier, 2013.
- [20] J. Hutchings and C. A. Hall, "In-stall compressor performance and the effects of reynolds number," *Journal of Turbomachinery*, vol. 144, no. 8, 2022, <https://doi.org/10.1115/1.4053536>.
- [7] W. Jin, R. Taghav, and S. Farokhi, "Flow distortion in an S-duct inlet with simulated icing effect and heat transfer," *The Aeronautical Journal*, vol. 116, no. 1177, pp. 251-270, 2012, <https://doi.org/10.1017/S0001924000006825>.
- [8] N. Charalambous, T. Ghisu, G. Iurisci, V. Pachidis, and P. Pilidis, "Axial compressor response to inlet flow distortions by a CFD analysis," in *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2004, vol. 41707, pp. 1637-1649.
- [9] K. Lee, B. Lee, S. Kang, S. Yang, and 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, Paper 4337, <https://doi.org/10.2514/6.2010-4337>.
- [10] K. Liu, Y. Sun, Y. Zhong, H. Zhang, K. Zhang, and H. Yang, "Numerical investigation on engine inlet distortion under crosswind for a commercial transport aircraft," in *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Petersburg, Russia, 2014, pp. 7-12.
- [11] A. S. Raj and 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, 2014, Art. no. 20.
- [12] C. Hah, D. C. Rabe, T. J. Sullivan, and A. R. Wadia, "Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor," *Journal of Turbomachinery*, vol. 120, no. 2, pp. 233-246, 1998, <https://doi.org/10.1115/1.2841398>.
- [13] J. P. Longley *et al.*, "Effects of rotating inlet distortion on multistage compressor stability,"