مجله مهندسی مکانیک مدرس، فوق‌العاده اسفند 1393، دوره 14، شماره 16، ص‌ص 231-242

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

بررسی عددی مشخصه‌های آشفتگی جریان در کسکید ثابت و نوسانی فن گذرصوتی

صالح فلاح[1]، بهزاد قدیری دهکردی[2*]، قاسم حیدری نژاد[3]

1- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا،دانشگاه تربیت مدرس، تهران
2- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
3- استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
*تهران، صندوق پستی 14115-111، ghadirib@modares.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 24 تیر 1393
پذیرش: 20 مهر 1393
ارائه در سایت: 17 آبان 1393

کلید واژگان:
آشفتگی جریان توربوماشین‌ها
کسکید نوسانی
جریان گذرصوتی
فن گذرصوتی

چکیده

بررسی پدیده‌های مرتبط با برهمکنش سازه-سیال در توربوماشین‌ها با جریان گذرصوتی به لحاظ وجود رفتارهای ناپایدار جریان اهمیت دوچندانی پیدا می‌کند. محدودیت‌های جدی روش‌های تجربی رویکرد محققان این حوزه به روش‌های عددی را توسعه بخشیده است. اما هزینه محاسباتی زیاد روش‌های عددی در شبیه‌سازی آیرودینامیک و آیروالاستیک مدل کامل توربوماشین‌ها، استفاده از مدل‌های ساده‌تر دوبعدی به‌منظور بررسی کیفی پدیده‌ها را اجتناب‌ناپذیر کرده است. در این مقاله با استفاده از حلگر توانمند سی‌اف‌ایکس جریان گذرصوتی عبوری از کسکید فن ثابت و فن با پره میانی با نوسانات هارمونیک اجباری شبیه‌سازی شده و الگوی تغییرات مشخصات آشفتگی جریان مورد مطالعه قرار گرفته است. به‌منظور جلوگیری از واگرایی حل و دستیابی به نتایج دقیق‌تر الگوریتم حل مرحله‌ای ابداع شده است. از طرف دیگر، برای حرکت شبکه دینامیکی اطراف پره نوسانی از روش فنری با فنرهای پیچشی خطی استفاده شدهاست. کیفیت شبکه با بررسی بیشینه ماخ و تغییرات y+ مورد ارزیابی و انتخاب قرار گرفته است.مقایسه نتایج بدست آمده با داده‌های تجربی موجود بیانگر اختلاف معناداری در نقاط قرارگیری گردابه‌های جداشده و دوباره چسبیده هستند. این تفاوت، لزوم استفاده از مدل آشفتگی دقیق‌تر را در شرایط وجود جدایش وسیع اثبات می‌کند. در این مقاله اثر هندسه پره، جدایش‌های جریان و نوسانات پره میانی بر الگوی جریان و مشخصات آشفتگی جریان گذرصوتی کسکید توربوماشین بررسی شده‌اند. نتایج بدست آمده، تأثیر هر کدام از عوامل ذکر شده را بر انرژی جنبشی و فرکانس اتلاف آشفتگی تبیین می‌کند.

Numerical investigation of turbulence characteristics of flow in fixed and oscillating transonic fan cascade

Saleh Fallah[1], Behzad Ghadiri Dehkordi[1*], Ghasem Heidarinejad[1]

1- Department of Mechanical Engineering, TarbiatModares University, Tehran, Iran.
*P.O.B. 14115-111, Tehran, Iran, ghadirib@modares.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 15 July 2014
Accepted 12 October 2014
Available Online 08 November 2014

Keywords:
Turbomachines Turbulence Flow
Oscillating Cascade
Transonic Flow
Transonic Fan

ABSTRACT

Investigations of the phenomena associated with the Fluid-Structure interaction in transonic turbomachines due to the presence of unstable flow behaviors have doubled in significance. Severe restrictions of the experimental methods have developed researchers approach in this field to Numerical methods. Nevertheless, using simple two-dimensional model to investigate the phenomenon of quality is inevitable because of high computational cost of numerical methods in aerodynamic and aeroelastic simulation of full model of turbomachines. In this paper transonic flow in fixed fan cascade and fan cascade with central blade vibration in Forced harmonic pattern is simulated and variations of turbulence characteristic patterns are studied. In order to prevent divergence of the solution and achieve more accurate results, the step by step algorithm is developed. On the other hand, spring methodology with linear torsional springs is used for movement of dynamic grid around the oscillating blade. Mesh quality is assessed by examining maximum Mach number and y+ variation. Comparing the results with the available experimental data indicated a significant difference in the position of the vortices that are detached and re-attached. This difference proves the use of turbulence model is more accurate in terms of the wide separation. In this paper, effect of blade geometry, flow separation and central blade oscillation on flow pattern and turbulence characteristics of transonic flow have been investigated. Obtained results explain the effect of the mentioned parameters on the turbulence kinetic energy and dissipation frequency.

1- مقدمه

اهمیت بررسی پدیده‌های فیزیکی در فرآیند عملکرد توربوماشین‌ها با توجه به کاربرد گسترده آن‌ها در صنایع هوایی، نیروگاهی و نفت و گاز موضوعی غیر قابل انکار می‌باشد.

پدیده‌های فیزیکی که در توربوماشین‌ها اتفاق می‌افتند، غالباً بصورت برهمکنش دو یا چند فیزیک مختلف می‌باشند. به‌عنوان مثال در ارتعاشات یک پره، نیروهای ناشی از جریان سیال، تنش‌ها و کرنش های ناشی از حرارت و نوسانات پره با یکدیگر کوپل می‌باشند. لذا بررسی دقیق پدیده‌هایی که در

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:
S. Fallah, B. Ghadiri Dehkordi, Gh. Heidarinejad, Numerical investigation of turbulence characteristics of flow in fixed and oscillating transonic fan cascade, *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 14, No. 16, pp. 231-242, 2015 (In Persian)

یک توربوماشین اتفاق می‌افتد مستلزم واکاوی دقیق اثرات متقابل میدان‌های فیزیکی مذکور می‌باشد. اما از آنجائیکه شبیه‌سازی عددی این میدان‌ها بصورت کوپل و سه‌بعدی از نظر محاسباتی بسیار پرهزینه است و از طرف دیگر صحت هر شبیه‌سازی کوپل منوط به صحت شبیه‌سازی‌های غیرکوپل متناظر می‌باشد، در مرحله نخست بایستی هر میدان فیزیکی جداگانه شبیه‌سازی و نتایج آن صحت سنجی گردد.

بررسی پدیده‌های آیرودینامیکی توربوماشین‌ها به روش تجربی نیز امکان‌پذیر است اما به‌دلیل ماهیت دوار بودن توربوماشین‌ها و نیاز به تجهیزات خاص اندازه‌گیری، این روش بسیار سخت و پرهزینه است. از این روست که رویکرد اکثر تحقیقات در زمینه آیرودینامیک و مخصوصاً آیروالاستیسیته توربوماشین‌ها، رویکرد عددی می‌باشد و از روش‌های تجربی در تست‌های ساده و تنها برای صحه گذاری نتایج عددی استفاده می‌شود.

کیوک و همکاران[1] اثرات محیطی تونل باد بر نتایج تست توربوماشین گذرصوتی را مورد بررسی قرار دادند، پژوهش فوق با استفاده از ردیف پره های(کسکید[1]) رتور یک توربین در چهار نوع تونل باد که از نظر نوع تغذیه فشار باد، هندسه مقطع و سایر تجهیزات با یکدیگر متفاوت بودند، به انجام رسیده است. نتایج حاصل از این بررسی تجربی مبین اختلاف بین نتایج آزمایش در چهار تونل باد مختلف می باشد بطوریکه در توزیع عدد ماخ بر سطح پره در حوالی سرعت صوت، حدود 10 درصد و در برآورد ضریب اتلاف حدود 15 درصد اختلاف مشاهده می شود. دلایل این تفاوت ها عمدتاً ناشی از هندسه تونل بادی است که مقطع در آن تست می شود.

اهمیت کاربرد سیستم های توربوماشین با وزن کم و دستیابی به بالاترین راندمان آیزنتروپیک ممکن و کمینه کردن اتلافات، منجر به پیدایش توربوماشین‌هایی با ایرفویل‌های دارای نسبت منظری بزرگ و وزن کم (با استفاده از آلیاژهای خاص) گردیده است که در سرعت‌های جریان گذرصوتی عمل می‌کنند[1].

با توجه به پیچیدگی جریان گذرصوتی سیال عبوری از پره‌های توربوماشین که ناشی از کوپل شدگی ذات غیرخطی معادلات حاکم بر این رژیم جریان با هندسه پیچیده پره‌های توربوماشین می‌باشد، لازم است جریان در هر توربوماشین خاص بصورت جداگانه، شبیه‌سازی شده و مشخصه‌های آن بصورت دقیق بررسی شوند.

یکی از مهم‌ترین مشخصه‌های تأثیرگذار بر الگوی جریان گذرصوتی توربوماشین‌ها، آشفتگی می‌باشد. اهمیت این مشخصه از برهمکنش بین شوک و لایه مرزی تشکیل شده بر روی پره در این رژیم جریان نشأت می‌گیرد.

رفتار جریان گذر صوتی از دو مشخصه عدد ماخ به‌عنوان عامل تأثیر گذار در رفتار شوک و عدد رینولدز که مشخص کننده رفتار لایه مرزی است تأثیر می پذیرد[2]. این موضوع، اهمیت شبکه‌بندی لایه مرزی در فرآیند شبیه‌سازی را مضاعف می‌نماید.

در مطالعه تجربی که توسط هیلگنفلد و فوتنر بر روی ساختار آشفتگی در یک کسکید کمپرسور گذرصوتی انجام گرفته است، برهمکنش لایه مرزی جریان آرام با شوک و گذار به لایه مرزی آشفته مورد بررسی واقع شده است.در این تحقیق بیان شده است که گرادیان فشار معکوس قوی که توسط شوک ایجاد می‌شود، ساختار آشفتگی را تحت تأثیر قرار می‌دهد. علاوه بر این، در این پژوهش اثر آشفتگی جریان آزاد بر برهمکنش بین شوک و لایه مرزی بررسی شده است[3].

دنتون نیزاثر مدل آشفتگی بر گذار از رژیم آرام به آشفته، شرایط مرزی آشفتگی و اثر شدت آشفتگی جریان آزاد در توربوماشین‌ها را بصورت عددی مورد بررسی قرار داده است[4].

از آنجائیکه استفاده از روش شبیه‌سازی مستقیم عددی بسیار پرهزینه است و علاوه برآن ماهیت جریان در توربوماشین‌ها بخودی خود پیچیده می‌باشد، اثر آشفتگی جریان در توربوماشین‌ها را غالباً با کاربرد مدل‌های متوسط زمانی اعمال می‌کنند. انتخاب بهترین مدل متوسط زمانی که همزمان، هر دو مزیت کاهش زمان محاسبات و برآورد صحیح میدان جریان را را داشته باشد، همواره از چالش‌های حوزه آیرودینامیک توربوماشین‌ها بوده و تحقیقات بسیاری را معطوف به خود ساخته است.

در یکی از این پژوهش‌ها پک‌نیک و همکاران[5] سه مدل آشفتگی و چندین شدت آشفتگی جریان آزاد مختلف را برای شبیه‌سازی جریان در استاتور یک توربین گذرصوتی بکار برده‌اند. نتایج حاصله حاکی از آن است که مدل‌های مختلف آشفتگی و یا حتی ضرایب مختلف در یک مدل خاص، می‌تواند نتایج بسیار متفاوتی را نتیجه دهد. نتیجه مهم دیگر این پژوهش مبین این مطلب است که در لایه مرزی کاملاً آشفته چسبیده به پره (جریان جدا نشده)، تمامی مدل‌های آشفتگی چنانچه به‌خوبی کالیبره شوند، نتایج قابل قبولی را ارائه می‌دهند و تفاوت نتایج حاصله از مدل‌های آشفتگی در جایی رخ می‌دهد که جریان جدا شده و یا کاملاً جدا شده وجود داشته باشد.

وود[6] با کاربرد مدل آشفتگی جانسون-کینگ که یک مدل صفر معادله‌ای می‌باشد، جریان گذرصوتی جدانشده در پره‌های یک توربین را شبیه‌سازی و با بررسی مشخصه‌های انتگرالی مثل ضرایب اتلاف و ضریب فشار نشان داده است که نتایج تطابق خوبی با نتایج آزمایشگاهی دارند.

یاماموتو و دایگوجی[7] تحقیق مشابه دیگری را بر روی پره سه بعدی و با استفاده از مدل آشفتگی کا-اپسیلن استاندارد به انجام رسانیدند.

در هر شبیه‌سازی عددی توربوماشین‌ها، بسته به پیچیدگی جریان، مفاهیم فیزیکی مطرح و مشخصه‌های مورد بررسی از پارامترهای کم اهمیت‌تر صرف نظر شده و یا فرضیات ساده‌کننده‌ای بر روی آن‌ها اعمال می‌شود. یکی از ساده‌سازی‌های رایج، استفاده از مدل کسکید دوبعدی بجای ردیف پره رتوردرشبیه‌سازی جریان می‌باشد. یک کسکید دوبعدی، بوسیله باز کردن برشی از ردیف پره در شعاع ثابت حاصل می‌شود.

این مدل، به‌دلیل کاهش حجم محاسبات و سادگی فرآیند شبیه‌سازی در مطالعاتی که به‌منظور بررسی کیفیت مشخصات جریان و یا مقایسه رفتار جریان در توربوماشین‌های مختلف انجام می‌شود کاربرد وسیع دارد.

در شبیه‌سازی جریان گذرصوتی در کسکید رتوریک توربین منتخب که توسط روزبهانی و فلاح[8] انجام شد، قابلیت مدل‌های آشفتگی متوسط زمانی[2] سپالارت-آلماراس[3]، کا-اپسیلن استاندارد، کا-اپسیلن اصلاح شده[4]، کا-اپسیلن آر ان جی و کا-امگا اس-اس-تی به همراه تابع دیواره مورد مقایسه قرار گرفتند. نتایج حاصله نشان دادند که مدل‌های اسپالارت-آلماراس و کا-اپسیلن اصلاح شده در کشف ناحیه شوک و توزیع عدد ماخ بهتر عمل می‌کنند، در حالیکه مدل‌کا-امگا اس اس تی لایه‌مرزی وسیع‌تری را روی سطح مکش و در نزدیکی لبه فرار نسبت به خانواده کا-اپسیلن پیش‌بینی می‌کنند و پروفیل سرعت حاصله از آن‌ها شیب تندتر و البته نزدیک‌تر به

1- Cascade

2- RANS
3- Spalart-Allmaras
4- Realizable

مقادیر تجربی را دارد.

برادشو[9]، مدل‌سازی آشفتگی را با تمرکز بر کاربرد آن‌ها در توربوماشین‌ها و رفتار فیزیکی مدل‌های آشفتگی در این حوزه مورد بررسی قرار داده است. نتایج حاصل از این تحقیق بیان می‌دارد که در جریان‌هایی که لایه برشی آشفته غالب نمی‌باشد، مدل های ساده جبری مثل بالدوین-لومکس[1] برای شبیه‌سازی رفتار جریان کافی است اما چنانچه بررسی جزئیات لایه برشی آشفته و اثر آن بر حوزه جریان مهم باشد، از مدل‌های دو معادله‌ای خانواده کا-اپسیلن، مدل پیشرفته تر کا-امگا و کا-امگا اس اس تی استفاده می‌شود.

همزمان با افزایش قدرت محاسباتی و بهینه شدن الگوریتم حلگرها و نیاز محققین به حل دقیق‌تر میدان جریان گذرصوتی در نواحی نزدیک به سطح پره توربوماشین بمنظور کاربردی‌تر کردن نتایج تحقیقات، استفاده از مدل‌های دقیق‌تر نظیر کا-امگا اس اس تی افزایش یافته است.

سجادی و همکاران[10] با استناد به اینکه مدل کا-امگا اس اس تی برای مسائل توربوماشین‌ها از بیشترین دقت برخوردار است، از این مدل برای بررسی تأثیر پیچش پره رتور بر عملکرد یک کمپرسور محوری گذرصوتی استفاده نموده‌اند.

علی گودرز و همکاران[11] نیز از مدل کا-امگا اس اس تی بمنظور شبیه‌سازی جریان آشفته در یک توربین جریان محوری استفاده نموده‌اند. آن‌ها دلیل این انتخاب را دقت بالاتر این مدل نسبت به سایر مدل‌های دو معادله ای برای بررسی نواحی جریان با گرادیان‌های شدید فشار ذکر کرده‌اند.

رویکرد تحقیقات پیشین در خصوص اعمال تأثیر آشفتگی در شبیه‌سازی جریان اطراف کسکید پره توربوماشین‌ها مبتنی بر انتخاب مدل بهینه و سازگار با فیزیک مسئله بوده است، اما طبیعت جریان آشفته و تحلیل مشخصه‌های آن در جریان گذرصوتی اطراف پره‌ها کمتر مورد توجه قرار گرفته است. این کمبود در خصوص آیروالاستیسیته توربوماشین‌ها، با شدت بیشتری احساس می‌شود.

برهمکنش بین سازه و سیال در توربوماشین‌ها را در دو دسته کلی برهمکنش خودتحریک و برهمکنش اجباری می‌توان دسته‌بندی نمود. برهمکنش خودتحریک ناشی از تبادل انرژی بین یک پره و سیال عبوری از آن می‌باشد، اما برهمکنش اجباری ناشی از ویک، آشفتگی و بطور کلی اثرات ناپایای پره‌های بالادست بر پره پایین دست می‌باشد. ارتعاشات ناشی از نابالانسی خود پره پایین دست نیز در دسته تحریک اجباری قرار می‌گیرد. عموماً این اثرات ناپایای آیرودینامیکی بصورت یک جابجایی هارمونیک بر روی پره پایین دست تقریب زده می‌شوند[12]. بنابراین بررسی برهمکنش بین پره و جریان گذرنده از آن به بررسی اثر ارتعاشات هارمونیک پره بر میدان سیال ساده می‌شود.

بوفوم و همکاران[13] با بررسی اثر ارتعاشات هارمونیک پیچشی یک پره در کسکید فن گذرصوتی، بصورت تجربی، توزیع فشار نوسانی حول پره‌های مجاور را استخراج نمودند. آن‌ها با استفاده از این اطلاعات، مقدار کار آیرودینامیکی در هر سیکل حرکتی پره را که نشان‌دهنده حدود ناپایداری است ارائه نمودند. کار مثبت نشان‌دهنده انتقال انرژی از سیال به پره و در نتیجه افزایش ناپایداری می‌باشد.آن‌ها با استفاده از این مفهوم، افزایش سرعت جریان و نواحی جدا شده را از عوامل افزایش تمایل پره به ناپایداری دانستند.

در تحقیقی مشابه، لپیکوفسکی و همکاران[14] تأثیر زاویه برخورد[2]، عدد ماخ و فرکانس نوسان یک پره بر توزیع فشار پره‌های کسکید گذرصوتی یک فن نمونه را بصورت آزمایشگاهی مطالعه نمودند.آن‌ها در پژوهشی دیگر اثرات فلاتر یک تک پره را بر روی توزیع فشار ناپایای پره‌های کسکید مورد مطالعه قرار دادند[15].

زو و ولف[16]با بکارگیری دو مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس و کا-اپسیلن استاندارد، جریان گذر صوتی را در پره‌های یک فن با نواحی جداشده جریان شبیه‌سازی نمودند. نتایج حاصله مبین این مطلب بوده است که در ناحیه جدایش، مدل اسپالارت-آلماراس نتایج بهتری از مدل کا-اپسیلن استاندارد ارائه می‌نماید. آنها در این تحقیق، اثر نوسان پره میانی کسکید را بر توزیع ضریب فشار پره‌های مجاور آن مورد بررسی قرار دادند.

همانطور که در سطور بالا ذکر گردید، تمرکز تحقیقات انجام شده پیشین در هر دو شاخه آیرودینامیک و آیروالاستیسیته توربوماشین‌ها در رژیم گذرصوتی معطوف به بررسی پدیده‌های فیزیکی با استفاده از یک مدل آشفتگی کارا بوده است بطوریکه این مدل بتواند نتایج حاصله را بر نتایج کارهای تجربی سایرین منطبق نماید. در نتیجه این تحقیقات مدل کا-امگا اس‌اس‌تی به‌عنوان بهترین مدل دو معادله‌ای در شبیه‌سازی‌های آیروالاستیک معرفی شده است.اما توجه کمی به بررسی‌های عددی مشخصه‌های آشفتگی شده است و چنین مطالعاتی اکثراً بصورت آزمایشگاهی صورت پذیرفته است. پژوهش در زمینه اثرات آشفتگی در جریان گذرصوتی کسکید ثابت و مرتعش توربوماشین‌ها، زمینه را برای بسط و توسعه مدل‌های آشفتگی و کاربرد آن‌ها در روش‌های پیشرفته‌تر مثل روش‌های ترکیبی(شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ[3]+مدل‌های متوسط زمانی) فراهم می‌سازد.

در این تحقیق، پس از صحت سنجی نتایج در دو حالت کسکید ثابت و مرتعش، مشخصه‌های آشفتگی جریان گذرصوتی اطراف پره‌های کسکید فن در حالت ثابت و مرتعش مورد بررسی قرار گرفته و علل فیزیکی پدیده‌های مربوطه تبیین خواهند شد.

2- تشریح مدل‌ها و شرایط مرزی

بر خلاف انتظار، جریان در کسکید توربوماشین‌ها همیشه پایا و چسبیده به سطح پره‌ها نیست. جدایش جزئی و گسترده و حتی ریزش گردابه از سطوح پره‌ها از جمله پدیده‌هایی است که می‌تواند الگوی جریان و اثرات آشفتگی را بسیار پیچیده‌تر نماید.قابلیت مدل‌های آشفتگی در جریان‌های چسبیده به سطح شبیه یکدیگر است و تفاوت عملکرد روش‌های مختلف آشفتگی در جریان‌های جداشده، خود را نشان می‌دهد. بنابراین، در این مقاله مدل کسکید فن [13] گذرصوتی برای شبیه‌سازی جریان و بررسی اثرات آشفتگی در هر دو حالت ثابت و نوسانی انتخاب گردیده است. جریان عبوری از این کسکید دارای حباب های جداشده بزرگ می‌باشد که ارزیابی دقیق‌تر مشخصات آشفتگی را تسهیل می‌کند.

برای ایجاد این کسکید، ابتدا یک پره در محیط نرم‌افزار شبکه‌بندی تولید شده، سپس به اندازه زاویه نصب پره (زاویه تمایل[4]) دوران داده می‌شود. پس از بازتولید پره به تعداد مورد نظر در دو طرف پره مرجع و در راستای عمود بر محور اولیه (قبل از چرخش) پره مرجع، کل پره‌های کسکید به اندازه زاویه ورود جریان به کسکید[5] دوران داده می‌شوند. سپس دیواره‌های ورودی و خروجی کسکید به‌نحوی تشکیل می‌شوند که جریان عمود بر سطح دیواره میدان وارد و خارج شوند. زوایای خمیدگی دیواره‌های جانبی کسکید طوری

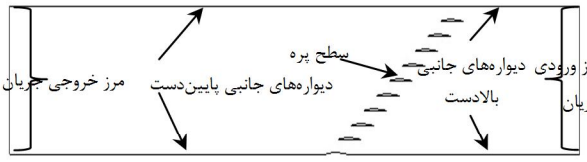
1- Baldwin-Lomax
2- Incidence Angle
3- Large Eddy Simulation(LES)
4- Stagger Angle
5- Angle of Attack

انتخاب می‌شوند که سیال بصورت هموار و مماس بر آنها حرکت نماید.

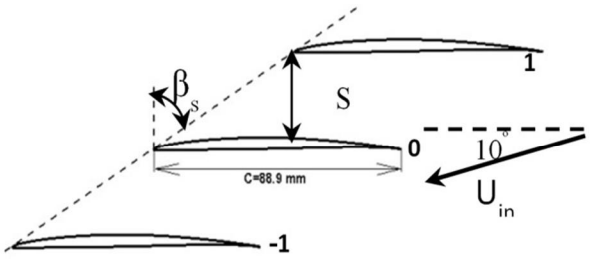
از آنجائیکه در کسکید فن اعمال زاویه حمله بر روی پره‌ها، به‌دلیل ایجاد زوایا با گرادیان شدید، موجب افزایش قابل‌توجه تعداد نقاط شبکه و کاهش کیفیت آن می‌شود، زاویه ورودی جریان به کسکید در جریان ورودی اعمال می‌شود. نکته قابل توجه، تفاوت زاویه حمله، زاویه برخورد و زاویه ورود جریان به کسکید می‌باشد که در مرجع [۱۷] کاملاً درباره آن‌ها توضیح داده شده است.در این تحقیق، مطابق با مرجع[۱۳] زاویه ورودی جریان به کسکید، همان زاویه برخورد فرض شده است.در شکل ۱ میدان جریان بکاررفته برای کسکید فن و درشکل مدل کسکید فن مدنظر به‌همراه زوایای نصب و ورودی جریان نشان داده شده‌اند. مقادیر مشخصه‌های هندسی این کسکید در جدول ۱ ذکر گردیده‌اند. مطابق با توصیه مرجع[۱۶]فاصله انتهای پره‌ها تا خروجی میدان جریان ۴ تا ۶ برابر طول وتر[1] پره فرض می‌شود تا تأثیر شرایط مرزی خروجی بر الگوی جریان قابل صرفنظر کردن باشد.

شرایط مرزی را در قالب موارد زیر می‌توان خلاصه نمود:

- مرز ورودی جریان: سرعت یکنواخت و دمای کل یکنواخت، شدت آشفتگی ورودی
- مرز خروجی جریان: فشار استاتیک نسبی
- دیواره‌های جانبی بالادست: در صورتیکه زاویه جریان روی پره‌ها اعمال شود، دیواره بدون لغزش و در غیر اینصورت مانند مرز ورودی جریان فرض می‌شوند.
- دیواره های جانبی پایین دست: شرط مرزی دهانه[2] با دمای سکون فرض می‌شود.از آنجائیکه به‌دلیل وجود زاویه استگر و زاویه ورودی جریان، سطوح پایینی پره اول و بالایی پره آخر در یک راستا قرار نمی‌گیرند، کاربرد شرط پریودیک برای سطوح جانبی میدان جریان میسر نمی‌باشد. از طرف دیگر، با توجه به هندسه و فرضیات انجام شده، شرط دهانه، بجز برای پره‌های مجاور دیواره نتایج قابل قبولی بدست می‌دهد.



شکل ۱ میدان محاسباتی برای کسکید فن



شکل ۲ مدل کسکید فن گذرصوتی

1- Chord
2- Opening

جدول ۱ مقادیر شرایط مرزی در کسکید فن

کسکید	β₁(درجه)	β₂(درجه)	صلبیت[3] (C/S)
فن	۶۰	۱۰	۱/۵۳

- سطوح هاب[4] و شرود[5] (جلو و پشت کسکید): برای این سطوح از شرط تقارن[6] استفاده می‌شود تا حلگر سه‌بعدی سی‌اف‌ایکس میدان جریان را بصورت دوبعدی فرض کرده و حل نماید.
- سطوح پره‌ها: در کسکید ثابت شرط عدم لغزش و در کسکید نوسانی، ارتعاش هارمونیک بصورت جابجایی پیچشی بر پره مرتعش مورد نظر اعمال می‌شود. مطابق با مقادیر ذکر شده در مرجع [۱۳] دامنه نوسان ۰/۶ درجه و فرکانس آن ۵۰۰ هرتز می‌باشد. بمنظورکاهش زمان محاسبات تنها پره میانی کسکید فن نوسان داده می‌شود.

مقادیر کمی شرایط مرزی برمبنای مرجع مربوطه در جدول ۲ خلاصه شده اند.

۳- شبکه‌بندی

در خصوص نحوه شبکه‌بندی میدان سیال دو بحث مطرح می‌باشد:

۱- وضوح شبکه در نقاط نزدیک به سطح پره و در راستای عمود بر سطح پره که نشأت گرفته از مقدار تنش برشی بی‌بعد در زیرلایه لزج یا همان+yمی‌باشد؛بسته به هندسه، سرعت، رژیم جریان و مدل آشفتگی مورد استفاده، مقدار +y لازم جهت تخمین صحیح رفتار جریان در نزدیکی پره که در برگیرنده مقیاس‌های کوچک و اتلافی جریان می‌باشد، متفاوت است. مقدار +yپیشنهادی برای مدل آشفتگی مورد استفاده در این مقاله بین ۱ تا ۱۰ می‌باشد[۱۸].

۲- چگالی شبکه اطراف هر پره که تعیین‌کننده وضوح شبکه در راستای مماس بر پره و چگالی شبکه سایر نواحی میدان حل می‌باشد.

این دو مشخصه از طریق پارامترهای کیفیت شبکه مانند تعامد[7]، فاکتور انبساط[8] و نسبت منظری[9] مشبر یکدیگر تأثیرگذارند به‌طوریکه مثلاً با کوچک شدن شبکه در لایه‌مرزی و در نتیجه کاهش +y بایستی چگالی شبکه روی پره افزایش یابد تا کیفیت مناسب شبکه حفظ شود. این موضوع منجر به افزایش تصاعدی نقاط شبکه و در نتیجه افزایش هزینه محاسبات می‌شود. بنابراین شبکه‌بندی بهینه غیرقابل اجتناب می‌باشد.

برای اثبات فرآیند استقلال نتایج از شبکه، بررسی هر دو مشخصه فوق لازم می‌باشد. در جدول ۳ تغییرات عدد ماخ بیشینه در سه شبکه‌بندی مختلف با تعداد نقاط اطراف پره ۳۰۰، ۳۵۰ و ۴۰۰ مقایسه شده‌اند.در نتیجه

جدول ۲ مقادیر شرایط مرزی در میدان جریان کسکید فن

کسکید	سرعت جریان ورودی(M)	دمای کل ورودی(K)	دمای سکون دهانه(K)	شدت آشفتگی ورودی(%)
فن [۱۳]	۰/۸	۳۰۰	۳۰۰	۵

3- Solidity
4- Hub
5- Shroud
6- Symmetry
7- Orthogonality
8- Expansion Factor
9- Aspect Ratio

جدول ۳ بیشینه عدد ماخ در شبکه‌بندی‌های مختلف

تعداد نقاط اطراف پره	پره فن
۳۰۰	۱/۱
۳۵۰	۰/۹۴
۴۰۰	۰/۹

این مقایسه شبکه با تعداد نقاط اطراف پره ۴۰۰ برای این کسکید انتخاب شده‌است.

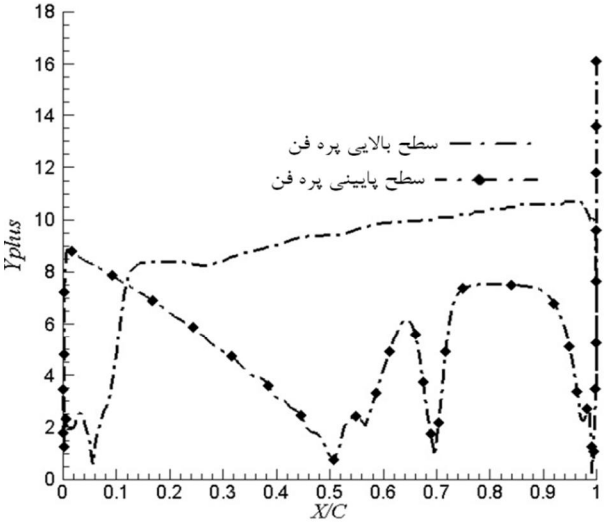
برای مدل آشفتگی کا-امگااس‌اس‌تی که ترکیبی از مدل کا-اپسیلن در نواحی دور از دیواره و کا-امگا در نواحی نزدیک به پره‌است، بایستی از یک تابع دیواره خودکار استفاده شود. این تابع دیواره بایستی برای بخش کا-اپسیلن فعال شده و برای بخش کا-امگا غیرفعال گردد تا ترکیب آن‌دو نتایج درستی از کل میدان جریان را ارائه نماید. برای بخش کا-امگا که بدون تابع دیواره حل می‌شود لازم است مقادیر +y کمتر از ۱۰ باشند و در نتیجه داخل لایه مرزی بین ۱۲ تا ۱۵ گره قرارداده شود[۱۸].در شکل ۳ توزیع +y اطراف پره هر کسکید نشان داده شده است. مطابق این شکل به‌جز معدود نقاطی که مقادیر بیش از ۱۰ دارند، سایر نقاط شرط +y زیر ۱۰ را بر آورده می‌سازند. تا هنگامیکه در اکثر نقاط اطراف پره +y مقدار مطلوب را داراست، نقاط بیشینه محلی که در نمودار مذکور مشاهده می‌شوند بر نتایج حاصله تأثیری نخواهند گذاشت[۱۸].

شبکه ایجاد شده در ناحیه‌ای از پره به‌همراه نمای بزرگ‌شده آن در شکل ۴ نشان داده شده است.

۴- شبکه دینامیکی

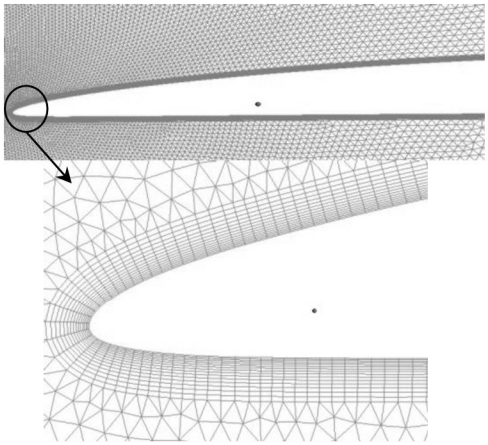
برای شبیه‌سازی اثرات نوسان پره بر میدان جریان لازم است از روش‌های خاص شبکه‌بندی برای شبکه اطراف پره مرتعش استفاده شود. بهتر این است که با استفاده از یک شبکه ثابت و بکارگیری روش‌های خاص میانیابی مانند سلول برش خورده[1] [۱۹] و سلول شبح[2] [۲۰]، نوسانات پره شبیه‌سازی شود اما به‌دلیل ناپایداری ذاتی جریان گذرصوتی، کاربرد این روش‌ها منجر به ناپایداری بیشتر حل و در نهایت واگرایی می‌شود.

از طرف دیگر تولید مجدد شبکه در هر گام زمانی ارتعاش پره، هزینه و



شکل ۳ توزیع +y اطراف پره کسکید فن

1- Cut cell
2- Ghost cell



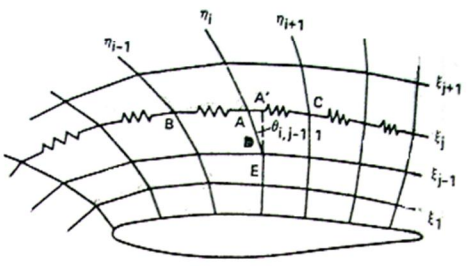
شکل ۴ شبکه ایجادشده اطراف یک پره و نمای بزرگ شده آن

محاسبات را به‌شدت افزایش خواهد داد. بنابراین لازم است تا جایی که ارتعاشات پره منجر به خرابی کامل سلول‌های اطراف پره نشده و کیفیت شبکه را حفظ می‌نماید، از روش شبکه دینامیکی استفاده شود.

شبکه‌های دینامیکی در مسائلی که هندسه تغییر و یا جسم حرکت می‌کند مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این نوع شبکه‌بندی، شبکه در هر لحظه با حرکت پرهتغییرشکل داده و یا حرکت می‌کند. شبکه‌های دینامیکی علاوه بر کارایی و کارآمدی در دقت روش‌های عددی، حافظه‌ی کامپیوتر و زمان حل برنامه رانسبت به تولید مجدد شبکه نیز کاهش می‌دهند.

یکی از روش‌های تغییر شکل شبکه، روش فنری می‌باشد. این روش، اولین بار توسط باتینا[۲۱] پیشنهاد گردید.در این روش، لبه‌های سلول شبکه، به عنوان سیستمی از فنرهای خطی مدل می‌شوند که سفتی فنرها متناسب با معکوس فاصله بین گره‌های مجاور می‌باشد. ایده استفاده از فنرهای کششی و فشاری جهت جلوگیری از برخورد گره‌ها به هم و یا عبور گره‌ها از هم در تغییر شکل‌های بزرگ، خوب عمل می‌کند، اما نمی‌تواند از مورب شدن سلول‌ها نسبت به هم که ممکن است موجب ایجاد سلول‌هایی با حجم منفی شود، جلوگیری کند. برای رفع این مشکل فرهات و همکاران[۲۲] ودگاند و فرهات[۲۳]با اضافه کردن فنرهای پیچشی به مدل موجود، این مدل را بسط داده و نتایج حاصل از این روش را بهبود دادند.

با توجه به سهولت پیاده‌سازیاین روش (نسبت به روش‌های دیگر شبکه دینامیکی) و همچنین دامنه نوسان کوچک پره‌ها که محدودیت‌های کیفیت شبکه را رعایت می‌کند، در این مقاله از روش شبکه دینامیکی با فنرهای خطی فشاری و پیچشی مطابق با الگوریتم مراجع [۲۲،۲۳]استفاده شده است. بدین منظور، کد نوشته شده در قالب یک زیربرنامه به نرم‌افزار سی‌اف-ایکس الحاق شده است. در شکل ۵ نمونه‌ای از شبکه‌ی فنری ارائه گردیده است.



شکل ۵ نمونه‌ای از شبکه بافنرهای خطی

5- گام زمانی

گام زمانی در حل ناپایا بایستی به‌گونه‌ای انتخاب شود که علاوه بر پوشش مقیاس‌های زمانی جریان و نوسان، تعداد نقاط کافی از اطلاعات مورد بررسی ارائه نماید تا تجزیه و تحلیل آنها آسان شود. بدین منظور، گام زمانی از طریق روابط (1) تعیین می‌شود:

$$\Delta t = \min(\Delta t_f, \Delta t_{Osc}, \Delta t_{Data}),\ \Delta t_f = \frac{L_b}{U_{in}},\ \Delta t_{Osc} = \frac{1}{f_{Osc}} \qquad (1)$$

در این تحقیق کمترین مقیاس زمانی نوسان، 0/002 ثانیه و کمترین مقیاس زمانی جریان، 0/0003 ثانیه می‌باشد. مقیاس زمانی دیتابرداری حداقل بایستی 0/1 مقیاس زمانی نوسان باشد تا پدیده‌هایی که در حین نوسان اتفاق می‌افتند قابل مشاهده و ثبت باشند. در این مقاله مقیاس زمانی دیتابرداری 0/0001 لحاظ شده است.

6- الگوریتم حل

حل معادلات ناویر-استوکس تراکم‌پذیر، انرژی و حالت توسط نرم‌افزار سی‌اف-ایکس صورت گرفته است. این نرم افزار معادلات فوق را به روش حجم محدود ضمنی[1] و با استفاده از روش کوپل میدان سرعت و فشار و بدون مراحل تصحیح فشار و سرعت حل می‌کند. در این حلگر، معادلات حاکم برای جریان سرعت بالا بر روی شبکه هم‌مکان[2] و با استفاده از الگوریتم رأی و چو[3] حل می‌گردند. در این پژوهش، برای حل معادلات پایا و ناپایا، معیار همگرایی برای کاهش باقیمانده RMS متغیرهای هیدرودینامیکی نظیر مومنتوم، جرم، انرژی کمتر از 10^{-6}درنظر گرفته شده است.همچنین همانطور که در مقدمه اشاره شد، از مدل آشفتگیکا-امگا اس‌اس‌تی که نسبت به سایر مدل ها دارای دقت بالاتری می‌باشد، استفاده شده است.

از آنجائیکه رژیم جریان مدنظر در این پژوهش گذر صوتی بوده و علاوه بر آن تأثیر ارتعاشات پره بر میدان جریان نیز مورد بررسی قرار می‌گیرد، لازم است الگوریتم خاصی برای بهره‌گیری از حلگر سی‌اف‌ایکس ابداع شود تا پایداری و همگرایی حل تأمین شده و نتایج با دقت مورد نیاز بدست آیند. بدین منظور الگوریتم شکل 6 در قالب یک زیربرنامه الحاقی در نرم‌افزار سی-اف ایکس بکار برده شده است. بایستی توجه شود که عدم ارضاء شرط همگرایی و یا نوسانی بودن باقیمانده‌ها لزوماً به معنای ناپایا بودن جریان در کسکید نیست بلکه ممکن است ناپایایی‌های اولیه قبل از رسیدن به حل پایا و نیز ناپایداری ذاتی جریان، نیاز به حل ناپایای جریان پایا را غیرقابل اجتناب نماید.

از آنجائیکه جریان گذرصوتی، به دلیل اثرات غیرخطی جریان بسیار ناپایدار می‌باشد، شبیه‌سازی عددی آن در هندسه‌ای پیچیده‌ای مانند توربوماشین‌ها بصورت مستقیم غالباً منجر به واگرایی حل می‌شود. بنابراین لازم است ابتدا جریان تراکم‌ناپذیر پایا شبیه‌سازی شده و از نتایج آن به‌عنوان شرط اولیه برای حل جریان گذرصوتی پایا حول پره‌های کسکید استفاده شود.در صورتیکه همگرایی حاصل نشود(کم نشدن باقیمانده‌ها یا نوسانی بودن آن‌ها)، لازم است جریان گذرصوتی بصورت ناپایا حل شود تا در انتهای حل پایا، الگوی جریان پایا اطراف پره‌ها بدست آید. در صورت عدم ارضاء مجدد شرط همگرایی بایستی گام زمانی حل ناپایا کوچک شود تا پایداری حل بالارفته و نتایج همگرا شوند. پس از همگرایی حل در مرحله شبیه‌سازی جریان، مطابق با مراحل الگوریتم شکل 6 جریان گذرصوتی ناپایا در کسکید نوسانی شبیه‌سازی می‌شود.

روند جابجایی پره، استخراج مکان جدید پره و تغییر شکل شبکه در فرآیند "حل جریان گذرصوتی ناپایا در کسکید نوسانی" نشان داده شده در شکل 6 قرار می‌گیرد. بدین منظور پس از همگرایی جریان در یک گام زمانی، جابجایی سازه و روابط تغییرشکل شبکه در همان گام زمانی اعمال می‌شوند.

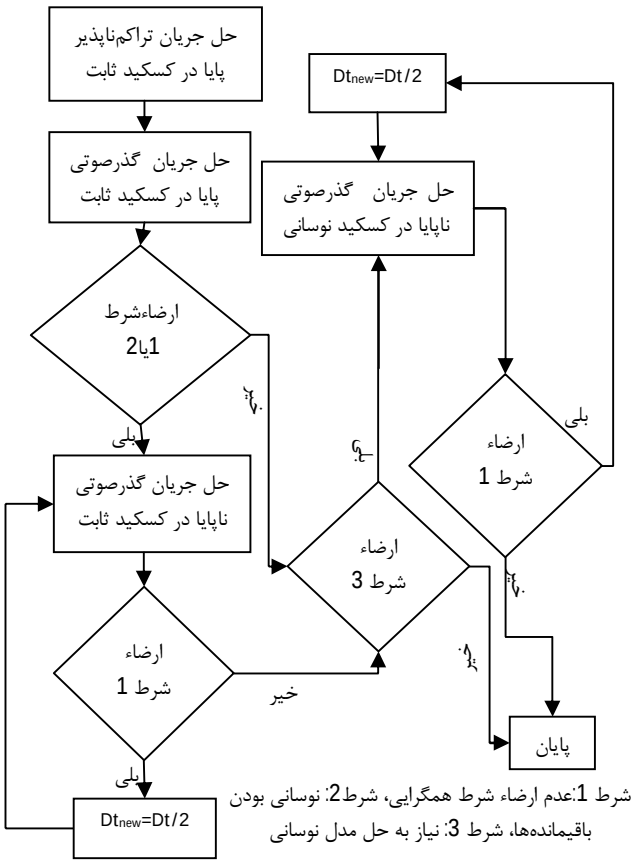
7- صحت سنجی

به‌منظور بررسی تطبیق نتایج حاصل از این تحقیق بر نتایج تجربی و تبیین علل اختلاف نتایج در برخی نقاط اطراف پره، نمودارتغییرات ضریب فشار متوسط حول پره فن در حالت کسکید ثابت و تغییرات ضریب فشار حول پره فن در حالت کسکید نوسانی با نتایج تجربی مشابه مقایسه شده‌اند.

بایستی توجه داشت که به‌دلیل محدودیت‌های سخت‌افزاری روش‌های تجربی، نتایج عددی از وضوح مکانی و زمانی بالاتری نسبت به نتایج تجربی برخوردارند. بدین معنا که تعداد نقاط دیتابرداری تجربی محدود است، در حالیکه نتایج عددی در هزاران نقطه و فاصله زمانی (بسته به وضوح شبکه و گام زمانی) قابل استخراج می‌باشند. به همین علت، استخراج داده جدید با استفاده از اتصال خطی دونقط از نتایج تجربی که با یکدیگر فاصله زیاد دارند اشتباه بوده و چه بسا نتایج عددی مشابه، دقیق‌تر از آن باشند. این حالت در برخی نقاط شکل‌های 7 و 8 قابل مشاهده است.

در شکل 7 تغییرات ضریب فشار متوسط پره میانی کسکید فن در حالت ثابت نسبت به طول وتر بی‌بعد پره با نتایج تجربی مرجع[13] مقایسه شده است.

روند کلی نتایج عددی تقریباً همانند نتایج تجربی است. اما تفاوت توزیع ضریب فشار متوسط در هر دو طرف پره مخصوصاً سطح پایینی پره که محل



شرط 1:عدم ارضاء شرط همگرایی، شرط2: نوسانی بودن باقیمانده‌ها، شرط 3: نیاز به حل مدل نوسانی

شکل 6 الگوریتم حل جریان گذرصوتی در کسکید توربوماشین

1- Implicit Finite-Volume
2- Collocated Grid

شکل‌گیری حباب‌های جدایش جریان می‌باشد معنادار و نیازمند توضیح و تفسیر می‌باشد.

دو دلیل کلی و مستقیم برای این تفاوت نتایج در هر دو سطح بالا و پایین پره قابل ذکر است:

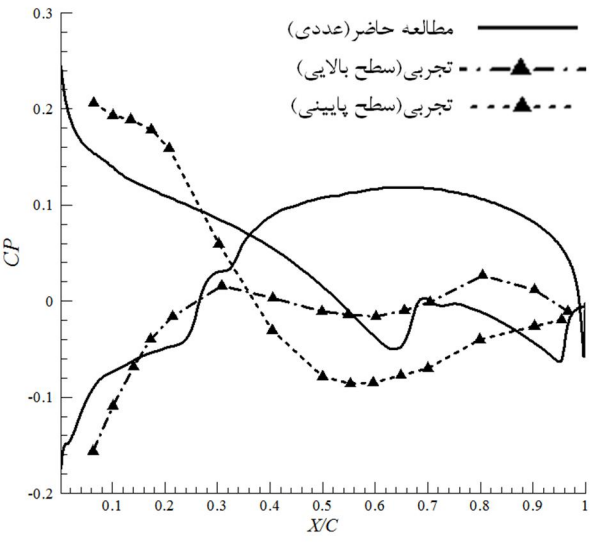
1- فرض دوبعدی بودن جریان سه‌بعدی که پیش از این درباره آن توضیح کامل داده شد.

2- از آنجائیکه مشخصات هندسی پروفیل پرهدر مراجع مربوطه بصورت دقیق ذکر نشده است، نقاط پره، مخصوصاً در نواحی نزدیک به لبه فرار، با سعی و خطا تقریب زده شده است.

همانطور که در مقدمه این مقاله ذکر گردید، استفاده از مدل‌های دومعادله‌ای همانند کا-امگا اس‌اس‌تی در جریان‌های چسبیده به سطح نتایج بسیار خوبی ارائه می‌کند و برای شبیه‌سازی جریان‌های جدا شده محلی بایستی از روش‌های حل آشفتگیکه آشفتگی مربوط به هر دو ناحیه جریان چسبیده به سطح و جریان جداشده را به‌خوبی شبیه‌سازی نمایند، استفاده نمود. روش"شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده" از جمله این روش‌ها است که ترکیبی از روش "شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ" و مدل‌های متوسط زمانی می‌باشد.

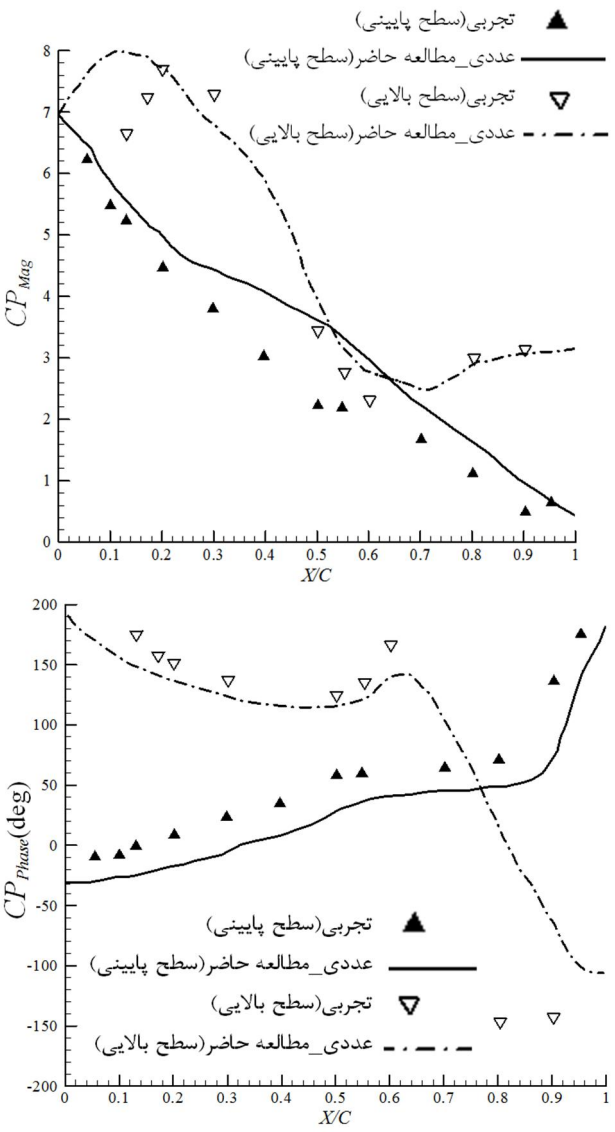
بنابراین،علاوه بر دو دلیل ذکر شده بالا، استفاده از مدل کا-امگا اس‌اس-تی در تمامی حوزه جریان شامل ناحیه گردابه جداشده سطح پایینی پره‌ها نیز منجر به اختلاف نتایج عددی با نتایج تجربی شده است.در واقع، مدل آشفتگی بکار رفته، کل جریان را کاملاً چسبیده به سطح فرض می‌کند و به همین علت است که کاهش فشار ناشی از شکل‌گیری گردابه را حس نمی‌نماید.از آنجائیکه سطح بالایی هر پره نیز در مجاورت سطح پایینی پره بالایی خود قرار دارد، این حباب جدایش بر توزیع فشار این سطح نیز تأثیرگذار می‌باشد اما تأثیر آن در سطح پایینی به لحاظ واقع شدن حباب جداشده بر این سطح بیشتر می‌باشد. جریان جداشده سطح پایین پره درشکل‌های 9، 12 و 13 بخش نتایج بصورت کامل نشان داده شده‌اند.

توزیع ضریب فشار حول پره‌های کسکید با یک پره نوسانی، ناپایا می‌باشد. بدین معنا که برای بررسی تغییرات ضریب فشار با زمان لازم است



شکل 7 تغییرات ضریب فشار حول پره میانی کسکید ثابت فن نسبت به طول وتر بی بعد

تغییرات این کمیت در قالب یک منحنی با سه محور ضریب فشار، طول وتر بی‌بعد و زمان ترسیم شود. برای رسم این نمودار در فضای دوبعدی، لازم است نتایج از فضای زمان به فضای فرکانس نگاشت شوند. این نگاشت با استفاده از تبدیل فوریه سریع[1] صورت می‌پذیرد.مفاهیم و روش استفاده از این تبدیل در مرجع[25] توضیح داده شده است. با استفاده از این روش مقادیر ضریب فشار هر نقطه اطراف پره در کلیه گام‌های زمانی تبدیل به نقطه‌ای در فضای فرکانس می‌شود که دارای دومؤلفه حقیقی و مجازی می‌باشند. از این دو مؤلفه، اندازه و زاویه فاز ضریب فشار هر نقطه قابل استخراج می‌باشد. اندازه، مربوط به مقدار ضریب فشار و زاویه فاز مربوط به مکان (در اینجا زاویه پیچشی) قرارگیری پره در فرآیند نوسان می‌باشد. شکل 8 توزیع مقدار و زاویه فاز ضریب فشار حول پره "1"(شکل 2) را نشان می‌دهد. مطابق این شکل، در ناحیه قرارگیری حباب جدا شده بر سطح زیرین پره، تفاوت نتایج عددی با نتایج تجربی زیادتر می‌باشد اما اختلاف نتایج نسبت به حالت کسکید ثابت بسیار کمتر می‌باشد. در واقع، این اختلاف در کل نواحی اطراف پره توزیع



شکل 8 بالا؛ تغییرات اندازه پایین؛ تغییرات زاویه فاز ضریب فشار پره "۱" کسکید فن نسبت به طول وتر بی بعد

1- Fast Fourier Transformation(FFT)

شده است در حالیکه در حالت کسکید ثابت در ناحیه محدود به حباب جداشده محصور می‌گردد. نوسان پره میانی(پره "0") باعث می‌شود که آشفتگی محبوس در حباب‌های جداشده آزاد شده و در سراسر محیط اطراف خود پره نوسانی و پره‌های اطراف آن (پره‌های "1" و "1-") تقسیم شود. با دور شدن از پره نوسانی و حرکت به سمت پره‌های بالا و پایین تمرکز آشفتگی در حباب جداشده بیشتر شده و اختلاف نتایج با نتایج تجربی زیادتر می‌شود.

8- نتایج عددی

در این بخش به بررسی سایر نتایج حاصل از شبیه‌سازی کسکید فن در دو حالت ثابت و با یک پره نوسانی پرداخته می‌شود. نتایج در دو زیربخش ارائه می‌گردد. زیربخش اول مربوط به کسکید ثابت و زیربخش دوم مربوط به کسکید با پره میانی مرتعش می‌باشد.

فرکانس اتلاف و انرژی جنبشی آشفتگی دو مشخصه آشفتگی مستقل می‌باشند که از طریق نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی با یکدیگر مرتبط می‌شوند. در واقع نرخ اتلاف، اثر دو مشخصه فرکانس اتلاف و انرژی جنبشی آشفتگی را در خود دارد. مقادیر هر کدام از این دو مشخصه که غالب باشد، توزیع نرخ اتلاف شبیه آن مشخصه خواهد شد.

در جریان اطراف کسکید فن، هر سه مشخصه فوق مورد ارزیابی قرار گرفته و دلیل اختلاف آن‌ها توضیح داده شده است.

8-1-کسکید فن ثابت

جریان و ارتعاشات ناشی از آن در کسکید فن به دلیل ضخامت کم پره و هندسه خاص آن که منجر به شکل‌گیری الگوی خاص جریان حول آن می‌شود و در نتیجه ارتعاشات و ناپایداری‌های ناشی از ارتعاش را راحت‌تر القاء می‌نماید، بیشتر از سایر کسکیدها مورد توجه محققین قرار گرفته است.

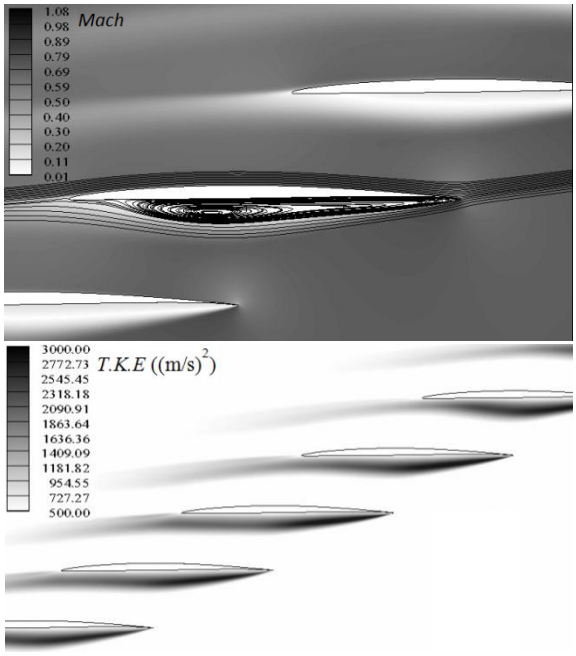
چنانچه الگوی تغییرات فرکانس اتلاف آشفتگی همانند الگوی تغییرات نرخ اتلاف و یا انرژی جنبشی آشفتگی باشد(در کسکیدهای توربوماشین با جریان‌های چسبیده به پره اتفاق می‌افتد)، نمی‌توان بین اثر شوک و جدایش بر تولید و اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی تمایز قائل شد. در واقع، در جریان‌هایی که جدایش و شوک از یک مرتبه شدت، در یک زمان و در نواحی نزدیک به هم حضور دارند و به بیان دیگر جدایش ناشی از برهمکنش شوک با لایه مرزی اتفاق می‌افتد، تفکیک اثر آنها بسیار مشکل می‌باشد. در جریان گذری از کسکید فن مدنظر، شوک اتفاق نمی‌افتد و جدایش اتفاق افتاده ناشی از تأثیر هندسه پره مخصوصاً در ناحیه لبه حمله آن می‌باشد.

در شکل 9 توزیع عدد ماخ و انرژی جنبشی آشفتگی نشان داده شده است.

بر اساس این شکل، عدد ماخ بیشینه و انرژی جنبشی آشفتگی در نزدیکی لبه حمله پره اتفاق می‌افتد. به‌علت انحناء شدید پروفیل پره در نزدیکی لبه حمله و زاویه حمله زیاد جریان برخوردی به پره، جریان سیال از همان ابتدای برخورد با پره سریعاً از سطح پره جداشده و تشکیل ناحیه گسترده جدایش رامی‌دهد. این ناحیه بصورت پایا بر سطح پایین پره باقی می‌ماند.

بیشینه انرژی جنبشی آشفتگی در ناحیه خارج از منطقه جدایش، بر سطح زیرین پرهو در نزدیکی لبه حمله می‌باشد.

در واقع فرآیند تولید انرژی آشفتگی بیشتر از وقوع شوک و برهمکنش



شکل 9 کسکید فن ثابت؛ بالا: توزیع عدد ماخ و خطوط جریان حول پره، پایین: توزیع انرژی جنبشی آشفتگی

آن با لایه مرزی و در صورت عدم وجود شوک، از نواحی بیشینه ماخ تأثیر می‌پذیرد، در حالیکه فرآیند اتلاف بیشتر متأثر از نواحی جدایش و گردابه‌های جداشده متناظر می‌باشد.

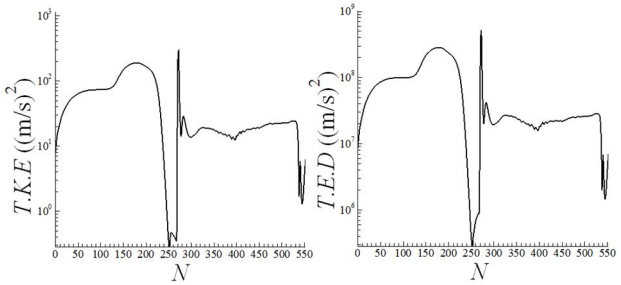
درشکل 10 تغییرات انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ اتلاف آن حول پره میانی کسکید فن نشان داده شده است.

برای وضوح بیشتر نمودارها، به‌جای رسم منحنی‌ها نسبت به طول وتر بی‌بعد، مقادیر مشخصه‌ها نسبت به شماره نقاط حول پره رسم شده‌اند. در واقع نیمی از مقادیر مربوط به سطح بالا و نیمه دیگر مربوط به سطح پایین پره است.

همانطور که دیده می‌شود، در هر دو نمودار، مقادیر مشخصه‌ها با نزدیک شدن به لبه حمله سریعاً کاهش و با ورود به سطح زیرین پره (محل بیشینه ماخ) مجدداً افزایش یافته و به بیشینه مقدار خود می‌رسند. پس از گذر از محل بیشینه ماخ، افت کمی با شیب زیاد اتفاق افتاده و تا لبه پره مقدار تقریباً ثابتی را تجربه خواهند کرد. در نهایت، در نزدیکی لبه فرار پره، کاهش شدیدی ناشی از خاتمه ناحیه جدایش و افزایش کمی ناشی از رسیدن به ناحیه جریان آزاد اتفاق می‌افتد. نرخ اتلاف انرژی اثر انرژی جنبشی و انرژی اتلافی را در خود دارد. به همین علت معیار مناسبی برای بررسی تأثیر ناحیه جدایش بر اتلاف آشفتگی نمی‌باشد. به همین منظور در شکل 11 تغییرات فرکانس اتلاف آشفتگی و عدد ماخ نشان داده‌شده‌اند.

توزیع عدد ماخ، نشان می‌دهد که مقادیر عدد ماخ بر اکثر نقاط سطح بالایی بیشتر بوده و بیشینه آن در نقطه 260 واقع بر سطح پایینی و نزدیک لبه حمله رخ می‌دهد(شکل11).

از نمودار تغییرات فرکانس اتلاف (شکل 11) مشخص است که میزان اتلاف در سطح بالایی پره تقریباً برابر با میزان اتلاف در ناحیه جدایش سطح پایین پره است. در واقع سهم اتلاف ناشی از لایه مرزی چسبیده به سطح برابر با سهم اتلاف ناشی از برهمکنش‌های بین ادی‌ها در ناحیه جداشده است.

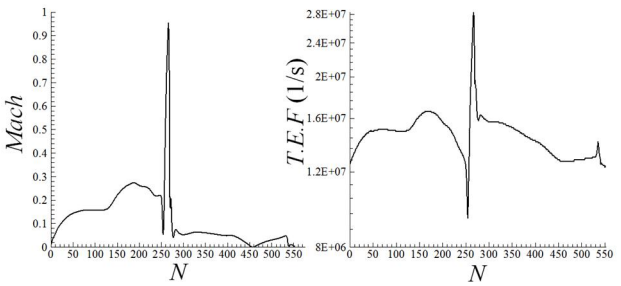


شکل 10 کسکید فن ثابت؛ راست: تغییرات اتلاف آشفتگی حول پره، چپ: تغییرات انرژی جنبشی آشفتگی حول پره

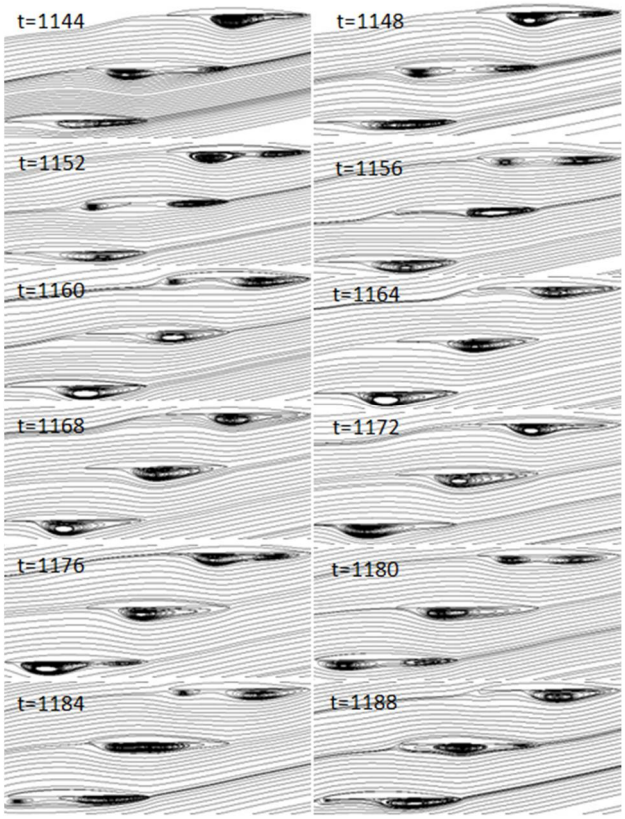
درست آن است که سهم ناحیه جداشده بسیار بالاتر از سهم سایر نواحی باشد اما از آنجائیکه مدل‌های متوسط زمانی آشفتگی از جمله مدل کا-امگا-اس اس تی در پیش‌بینی رفتار نواحی جداشده و دوباره چسبیده جریان (مانند آنچه در جریان در کسکید فن مشاهده می‌شود) به‌خوبی عمل نمی‌کنند، این رفتار قابل توجیه می‌باشد. در واقع مدل کا-امگا-اس اس تی آشفتگی جریان در لایه مرزی و جریان‌های با گرادیان‌های فشار شدید را تا شروع جدایش به‌خوبی شبیه‌سازی می‌کند ولی عملکرد آن در جریان‌های جداشده شده شدید و جداشده دوباره چسبیده قابل‌قبول نمی‌باشد[27،26]

8-2- کسکید فن با یک پره مرتعش

برای بررسی اثر نوسان پره بر مشخصه‌های آشفتگی جریان، لازم است الگوی رفتاری جریان بین پره‌ها شناخته گردد. در این راستا جریان بین سه پره میانی کسکید فن که پره وسط آن‌ها مرتعش می‌باشد در زمان‌های متوالی مورد بررسی قرار می‌گیرد. همانطور که در بخش 2 ذکر گردید، فرکانس نوسانات پره میانی 500 هرتز فرض شده است. در واقع دوره تناوب نوسان 0/002 ثانیه می‌باشد. با فرض گام زمانی 0/000025 برای شبیه‌سازی جریان، 80 گام زمانی برای یک دوره تناوب نوسان، لازم می‌باشد. از آنجائیکه در هر دوره تناوب نوسان دو گردابه بر سطح پایین پره فن تشکیل و حرکت می‌کند(شکل 12)، با معیار قراردادن زمان تشکیل گردابه بر لبه حمله پره نوسانی، حدود 40 گام زمانی برای نشان دادن تمامی پدیده‌ها در خود پره نوسانی و پره‌های ثابت مجاورآن کافی می‌باشد.همانطور که در شکل 12 دیده می‌شود، فرآیند تشکیل و اتلاف گردابه‌ها مختص پره نوسانی نیست و نوسان پره میانی علاوه بر خود پره منجر به حرکت و اتلاف گردابه‌ها بر سطح پایین سایر پره‌های کسکید نیز می‌شود.در حالت کسکید ثابت یک گردابه بر سطح پایین تمامی پره‌های کسکید فن مستقر می‌باشد(شکل 9). در اثر نوسان پره وسط، الگوی تشکیل گردابه‌ها تغییر کرده و دو گردابه با اختلاف فاز اندکی از یکدیگردر لبه حمله پره تولید شده و در لبه فرار تلف می‌شوند.

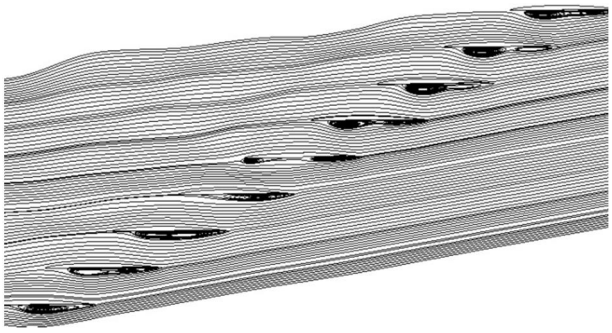


شکل 11 کسکید فن ثابت؛ راست: تغییرات فرکانس آشفتگی حول پره، چپ: تغییرات عدد ماخ حول پره



شکل 12 سیر تحولی گردابه‌های شکل‌گرفته بر سطح پره‌های کسکید فن نوسانی

این فرآیند در تمامی پره‌های کسکید صورت می‌پذیرد اما فرکانس تولید و اتلاف گردابه در پره بالایی بیشتر و در پره پایینی کمتر می‌باشد. علت این موضوع، مجاورت سطح صلب بالایی پره مرتعش با سطح تشکیل گردابه پره ثابت است که باعث می‌شود سیال بین گذرگاه دو پره تغییرات فشار را با سرعتی نزدیک سرعت صوت به پره بالایی منتقل کرده و فرآیند تشکیل و اتلاف گردابه را سرعت بخشد. این در حالی‌است که شکل‌گیری و حرکت گردابه‌های واقع بر سطح پایینی پره مرتعش بخشی از انرژی انتقالی به سیال بین این پره و پره پایینی را تلف می‌نماید و منجر به کاهش فرکانس نوسان پره زیرین پره مرتعش می‌شود. با دور شدن از پره نوسانی، اختلاف فرکانس تولید و اتلاف گردابه‌ها کاهش یافته و الگوی گردابه‌ها در پره‌های دو طرف پره نوسانی به یکدیگر شبیه می‌شوند. این شباهت در شکل 13 که نشان‌دهنده الگوی گردابه‌ها بر پره‌های کسکید در یک لحظه خاص می‌باشد کاملاً مشهود است.

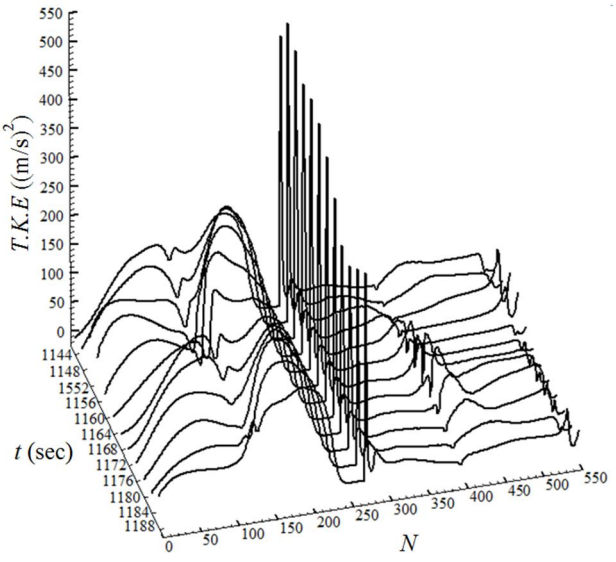


شکل 13 خطوط جریان اطراف پره‌های کسکید فن در ثانیه 1152

تغییرات انرژی جنبشی و فرکانس اتلاف آشفتگی در اطراف پره میانی (پره نوسانی) در زمان‌های متوالی(همانند شکل 12) به‌ترتیب در شکل‌های 14 و 15 نشان داده شده‌اند. نقطه بیشینه در شکل 14 مربوط به محل شکل‌گیری گردابه در لبه حمله می‌باشد. با حرکت گردابه از لبه حمله به سمت لبه فرار مقدار انرژی جنبشی بیشینه کم شده و دو نقطه قبل و بعد از این نقطه به مقدار بیشینه نسبی می‌رسند. نقطه قبل از نقطه بیشینه مربوط به اثر گردابه سطح پایین پره بالایی است و نقطه بعد از نقطه بیشینه مربوط به گردابه دوم خود پره است. در واقع میزان توزیع آشفتگی متأثر از الگوی جریان خود پره و پره بالایی آن می‌باشد.

از آنجائیکه بر خلاف فرآیند تولید انرژی جنبشی آشفتگی، فرآیند اتلاف در نزدیکی سطح پره روی می‌دهد، تأثیر الگوی گردابه‌های پره بالایی بر تغییرات فرکانس اتلاف آشفتگی ناچیز می‌باشد. به همین علت مقدار بیشینه نسبی قبل از اولین بیشینه مطلق در شکل 15 بسیار کوچک می‌باشد. از سوی دیگر به دلیل نوسانی بودن پره، دو نقطه بیشینه مطلق در محل لبه حمله و سطح زیرین پره مشاهده می‌شود. اولی مربوط به شکل‌گیری گردابه بر لبه حمله و دومی مربوط به برهمکنش بین دو گردابه سطح زیرین است که مقدار آن نیز بیشتر می‌باشد.

با مقایسه شکل‌های متناظر 15 تا 17 مشخص می‌شود که روند کلی تغییرات انرژی جنبشی آشفتگی در پره نوسانی و دو پره ثابت اطراف بسیار به یکدیگر شبیه هستند اما الگوی تغییرات فرکانس اتلاف آشفتگی در پره نوسانی با پره ثابت تفاوت آشکار دارد. در واقع نوسان پره باعث می‌شود که فرکانس اتلاف آشفتگی و تغییرات آن بسیار زیاد باشد. نکته دیگری که از این مقایسه می‌توان نتیجه گرفت این‌است که شباهت الگوی تغییرات انرژی جنبشی آشفتگی،در نقطه بیشینه، برای پره نوسانی و پره بالایی بسیار بیشتر از پره نوسانی و پره پایینی است. در حالیکه برای سایر نقاط (از جمله نقاط بیشینه نسبی) این روند برعکس می‌باشد. این موضوع نشان‌دهنده این است که الگوی توزیع انرژی جنبشی در پره بالایی بر نقاط بیشینه مطلق توزیع انرژی جنبشی آشفتگی پره نوسان‌کننده تأثیرگذار است و انرژی آشفتگی سایر نقاط پره نوسانی بیشتر متأثر از پره پایینی است.



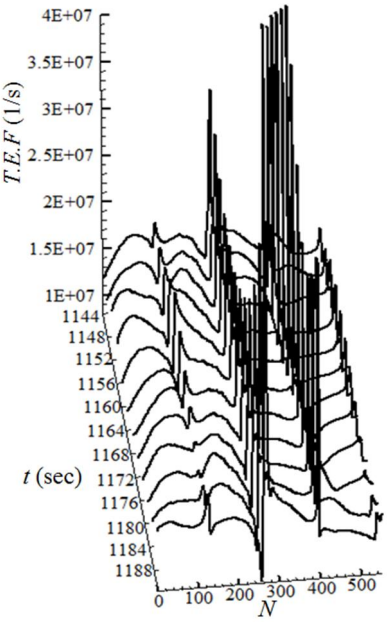
شکل 14 تغییرات انرژی جنبشی آشفتگی اطراف پره نوسانی کسکید فن در زمان‌های متوالی

مقایسه روند تغییرات انرژی جنبشی آشفتگی در شکل 16 نشان می‌دهد که با گذشت زمان، اختلاف فاز بین دو نمودار نشان داده شده در نقطه بیشینه مطلق افزایش می‌یابد، بطوریکه در نهایت اختلاف فاز 180 درجه در مقادیر آن‌ها مشاهده می‌شود، بدین معنا که در زمانی‌که انرژی جنبشی آشفتگی پره بالایی بیشینه است، این مقدار برای پره پایینی کمینه می‌باشد.

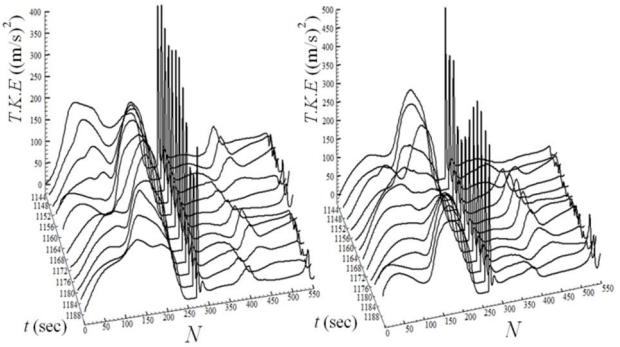
اختلاف فاز نظیر آنچه در بند پیشین توضیح داده شد، در نمودارهای فرکانس اتلاف آشفتگی(شکل 17) نیز دیده می‌شود. با این تفاوت که این اختلاف فاز در مکان‌هایی غیر از نقطه بیشینه مطلق اتفاق می‌افتد. به بیان دیگر، نوسان پره میانی بین مقادیر انرژی جنبشی پره پایین و بالای پره نوسانی در نقطه بیشینه مطلق و بین مقادیر فرکانس اتلاف آشفتگی درنقاط بیشینه نسبی اختلاف فاز ایجاد می‌کند.

9- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

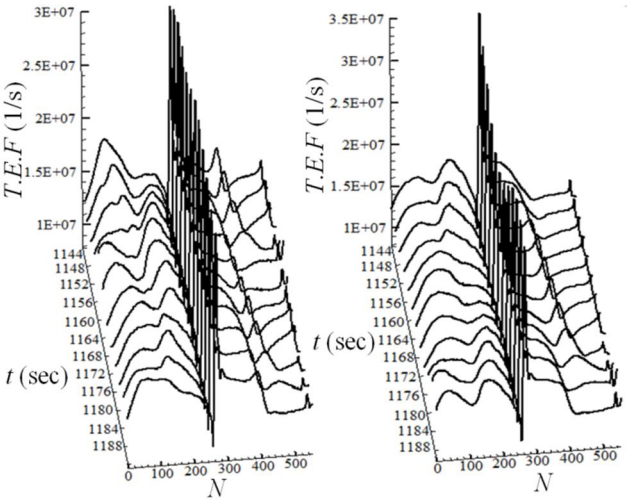
در این مقاله ضمن تشریح مفاهیم کلی جریان و فرآیند برهمکنش سازه-سیال در جریان گذرصوتی توربوماشین‌ها، مشخصه‌های آشفتگی جریان گذرصوتی در نمونه کسکید فن ثابت و تأثیر نوسان بر مشخصات آشفتگی در



شکل 15 تغییرات فرکانس اتلاف آشفتگی اطراف پره نوسانی کسکید فن در زمان‌های متوالی



شکل 16 تغییرات انرژی جنبشی آشفتگی در کسکید فن؛ راست: اطراف پره پایینی پره نوسانی، چپ: اطراف پره بالایی پره نوسانی در زمان‌های متوالی



شکل 17 تغییرات فرکانس اتلاف آشفتگی در کسکید فن ؛ راست: اطراف پره پایینی پره نوسانی، چپ: اطراف پره بالایی پره نوسانی در زمان‌های متوالی

یک نمونه کسکید فن با پره میانی نوسانی مورد مطالعه قرار گرفتند.در این راستا ابتدا مدل‌های هر کسکید و روند تولید و استقلال از شبکه بررسی شده و سپس الگوریتم همگرایی جدیدی برای بهبود عملکرد همگرایی حلگر سی-اف‌ایکس ارائه گردید. بمنظور کاهش حجم محاسبات و سادگی بیشتر هندسه و الگوی جریان از مدل دوبعدی کسکید استفاده شده است تا گلوگاه‌ها و چالش‌های شبیه‌سازی ارتعاشات ناشی از جریان و تأثیر آشفتگی بر آن‌ها مورد شناسایی و ارزیابی قرار گیرند.

نتایج حاصل از این پژوهش در بندهای زیر خلاصه می‌گردند:

- وجود نواحی با جدایش وسیع منجر به اختلاف نتایج بدست‌آمده با نتایج تجربی می‌شود بطوریکه استفاده از مدل هندسی سه‌بعدی و مدل‌های آشفتگی دقیق‌تر مانند روش‌های ترکیبی LES/Urans را اجتناب ناپذیر می‌کند.

- در جریان‌های گذری از پره توربوماشین که جدایش وسیع اتفاق نمی‌افتد، الگوی تغییرات فرکانس اتلاف و نرخ اتلاف آشفتگی بسیار شبیه یکدیگر هستند.

- در جریان‌هایی که جدایش وسیع کامل و یا جدایش وسیع دوباره چسبیده وجود دارد، برای بررسی اثرات اتلاف آشفتگی بهتر است از فرکانس اتلاف آشفتگی که مستقل از انرژی جنبشی آشفتگی است استفاده شود. چرا که سهم انرژی جنبشی آشفتگی در نرخ اتلاف بسیار بیشتر از فرکانس اتلاف است و در نتیجه تغییرات نرخ اتلاف آشفتگی بسیار شبیه تغییرات انرژی جنبشی آشفتگی شده و تحلیل میزان اتلاف مشکل می‌گردد.

- در اثر نوسان پره میانی، الگوی تشکیل گردابه‌ها تغییر کرده و دو گردابه با اختلاف فاز اندکی از یکدیگر در لبه حمله پره تولید شده و در لبه فرار تلف می‌شوند.

- فرآیند تولید و اتلاف گردابه‌ها علاوه بر سطح پره نوسانی بر سطوح سایر پره‌ها نیز اتفاق می‌افتد. در حالت کلی، با دور شدن از پره میانی شدت این فرآیند کاهش می‌یابد.

- روند کلی تغییرات انرژی جنبشی آشفتگی در پره نوسانی و دو پره ثابت اطراف بسیار به یکدیگر شبیه هستند اما الگوی تغییرات فرکانس اتلاف آشفتگی در پره نوسانی با پره ثابت تفاوت آشکار دارد. در واقع نوسان پره باعث می‌شود که فرکانس اتلاف آشفتگی و تغییرات آن بسیار زیاد باشد.

-در کسکید فن نوسانی، شباهت الگوی تغییرات انرژی جنبشی آشفتگی،در نقطه بیشینه، برای پره نوسانی و پره بالایی بسیار بیشتر از پره نوسانی و پره پایینی است. در حالیکه برای سایر نقاط (از جمله نقاط بیشینه نسبی) این روند برعکس می‌باشد. این موضوع نشان‌دهنده این است که الگوی توزیع انرژی جنبشی در پره بالایی بر نقاط بیشینه مطلق توزیع انرژی جنبشی آشفتگی پره نوسان‌کننده تأثیرگذار است و انرژی آشفتگی سایر نقاط پره نوسانی بیشتر متأثر از پره پایینی است.

- نوسان پره میانی بین مقادیر انرژی جنبشی پره پایین و بالای پره نوسانی در نقطه بیشینه مطلق و بین مقادیر فرکانس اتلاف آشفتگی درنقاط بیشینه نسبی اختلاف فاز ایجاد می‌کند.

10- فهرست علائم

f_{Osc}	فرکانس نوسان پره(s^{-1})
L_b	طول وتر پره(m)
U_{in}	سرعت سیال ورودی به کسکید(ms^{-1})
Δt_f	مقیاس زمانی جریان(s)
Δt_{Osc}	مقیاس زمانی نوسان(s)
Δt_{Data}	گام زمانی دیتابرداری(s)

علایم اختصاری

T.E.D	نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی(m^2s^{-3})
T.E.F	فرکانس اتلاف انرژی آشفتگی(s^{-1})
T.K.E	انرژی جنبشی آشفتگی(m^2s^{-2})

11- مراجع

[1] R. Kiock, F. Lehthaus, N. C. Baines, C. H. Sieverding, The Transonic Flow Through a Plane Turbine Cascade as Measured in Four European Wind Tunnels, *Engineering for Gas Turbines and Power,* Vol. 108, pp.277-284,1986.

[2] E. H. Dowell, H. C. Curtiss, R. H. Scanlan, and F. Sisto. *A Modern Course in Aeroelasticity,* Kluwer Academic Publishers, 1989.

[3] L. Hilgenfeld and L. Fottner, Experimental investigation of turbulence structures in a highly loaded transonic compressor cascade with shock/laminar boundary layer interactions,*The 5th Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, Mallorca,* Spain, 2002.

[4] J.D.Denton, Some Limitations of Turbomachinery CFD, in*Proceedings of The ASME Turbo Expo;Power for Land, Sea and Air*: Glasgow, ASME, Vol. 7, pp. 735-745, 2010.

[5] P.Pecnik, P. Pieringer, W.Sanz, Numerical investigation of the secondary flow of a transonic turbine stage using various turbulence closures, in*Proceedings of The ASME Turbo Expo;Power for Land, Sea and Air:Nevada, ASME, Vol.6, pp. 1185*-1193, 2005.

[6] N. B. Wood, Experience with the Johnson-King turbulence model in a transonic turbine cascade flow solver, *Heat and Fluid Flow,* Vol. 12, No. 2, pp.158-165, 1991.

[7] S. Yamamoto and H. Daiguji, A Numerical Method For The Transonic Cascade Flow Problem, *Computers and Fluids,* Vol. 19, No. 3-4, pp. 461-478, 1991.

[8] M.H.Roozbahani, M. Fallah, Different Turbulence Models Investigation in a Turbine Cascade Blade,*The 10th Aerospace Conference,* Tehran,IRAN, 2011.(In Persian)

[9] P.Bradshaw, Turbulence Modeling With Application to Turbomachinery, *Progress in Aerospace Sciences*,Vol.32, pp. 575-624,1996.

[10] S. M. Sajjadi, M. R. Aligoodarz and H. Karrabi, Effect of rotor blade twist on axial transonic compressor performance, *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 13, No. 11, pp. 154-160, 2014. (In Persian)

[11] M. R. Aligoodarz, H. Karrabi, M. R. Soleimani Tehrani, Study and analysis of blade twist, lean and bow effects on the axial turbine performance,*Modares Mechanical Engineering,* Vol. 12, No. 4, pp. 9-20, 2012. (In Persian)

[12] T. Miyakozawa, *Flutter and forced responce of turbomachinery with frequency mistuning and aerodynamic asymmetry,* PhD Thesis, Duke University, North Carolina, 2008.

[13] D. H. Buffum, V. R. Capece, A. J. King, E. M. El-Aini, Experimental investigation of unsteady flows at large incidence angles in a linear oscillating cascade,in *The 32th Joint Propulsion Conference,* Florida,USA, 1996.
[14] J. Lepicovsky, E.R. McFarland, V.R. Capece, T.A. Jett, R.G. Senyitko, J. Hydrn, *Unsteady pressures in a transonic fan cascade due to a single oscillating airfoil,* NASA Report, 2002.
[15] J. Lepicovsky, E.R. McFarland, V.R. Capece, T.A. Jett, R.G. Senyitko, *Methodology of blade unsteady pressure measurement in the NASA transonic flutter cascade,* NASA Report, 2002.
[16] X. Zhou, J. M. Wolf, CFD analysis of unsteady separated transonic oscillation cascade aerodynamics, *Turbo and Jet Engines*,Vol. 21, No. 3, pp.143-153, 2004.
[17] M. Y. Sakene,*Numerical simulation of 2D incompressible flow in turbomachines cascade using Detached Eddy Simulation method,* MSc Thesis, Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, 2012. (In Persian)
[18] M. Sanienejad, *Introduction to turbulent flows and turbulence modeling,* pp. 185-191, Tehran: 2004.(In Persian)
[19] K.J. Fidkowski, *A simplex cut-cell adaptive method for high-order discretization of the compressible Navier-Stokes equations,* PhD Thesis, Massachusetts institute of technology, Massachusetts, 2007.
[20] Y. H. Tseng, J. H. Ferziger, A ghost-cell immersed boundary method for flow in complex geometry, *Journal of Computational Physics,* Vol. 192, pp. 593–623, 2005.
[21] J. Batina. Unsteady euler airfoil solutions using unstructured dynamic meshes.*AIAA,* Vol.28, No.8, pp.1381–1388, 1990.
[22] C. Farhat, C. Degand, B. Koobus, M. Lesoinne. Torsional springs for two-dimensional dynamic unstructured fluid meshes. *Computer Methods in AppliedMechanics and Engineering,* Vol. 163, No.1-4,pp.231–245, 1998.
[23] C. Degand and C. Farhat. A three-dimensional torsional spring analogy methodfor unstructured dynamic meshes. *Computers and Structures,* Vol.80, No. 3-4, pp. 305–316,2002.
[24] C. Rhie, W. Chow, Numerical study of the turbulent Oow past an airfoil with trailing edge separation, *AIAA,* Vol. 21, pp. 1525–1532, 1983.
[25] M. Cerna and A.F. Harvey, The fundamentals of FFT-Based signal analysis and measurement,Application Note 041, *National Instruments,* 2000.
[26] K. Y. Seok, J. C. Yoo,S. H. Kang, , Numerical study of roughness effects on a turbine stage performance, in *Proceedings of ASME Turbo Expo; Power for Land, Sea, and Air: Vienna,* ASME, Vol. 22, No. 6, pp. 14-17, 2004.
[27] F. R. Mente., Two-equation turbulence-viscosity turbulence modelsfor engineering applications, *AIAA*. Vol. 32,No. 24, pp. 1598-1605, 1994.