مجله مهندسی مکانیک مدرس، خرداد 1396، دوره 17، شماره 3، ص‌ص 123-134

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

مطالعه عددی رفتار ناپایداری آیروالاستیک پره‌های رتور کمپرسور گذرصوتی ناسا 37

صالح فلاح[1]، بهزاد قدیری[2*]، قاسم حیدری‌نژاد[3]

1- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
3- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
* تهران، صندوق پستی 14115-116، ghadirib@modares.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 28 دی 1395
پذیرش: 15 بهمن 1395
ارائه در سایت: 11 اسفند 1395

کلید واژگان:
ناپایداری آیروالاستیک
توربوماشین گذرصوتی
آیروالاستیسیته توربوماشین‌ها

چکیده

ارتعاشات ناشی از جریان در توربوماشین‌های گذرصوتی از جمله موضوعات مهم و چالش برانگیز این حوزه می‌باشد. رفتارهای آیروالاستیک پره‌ها علاوه بر ناپایداری‌های آیروالاستیک می‌تواند منجر به خرابی پره‌ها، ناپایداری جریان و یا کاهش راندمان مجموعه شود. برای مطالعه هر رفتار آیروالاستیک، ابتدا باید رفتار آیرودینامیک مجموعه بررسی شود. هدف این مقاله بررسی رفتار و حدود ناپایداری آیروالاستیک در یک توربوماشین منتخب می‌باشد. به این منظور، ابتدا جریان گذرصوتی در رتور کمپرسور ناسا 37 بوسیله نرم‌افزار سی.اف.ایکس. شبیه‌سازی و راستی‌آزمایی می‌شود. سپس، با استفاده از ارتعاش اجباری پره‌ها در زاویه‌های فاز بین پره مشخص، پایداری آیروالاستیک پره رتور در سه نقطه طراحی، نزدیک استال و استال بررسی می‌شود. برای کاهش تعداد نقاط شبکه و در نتیجه زمان محاسبات، از شرط مرزی فاز تاخیری و روش تبدیل فوریه استفاده شده است. همچنین، در این تحقیق، الگوریتم شبکه‌بندی همزمان سازه و سیال، با جزئیات کامل تدوین و معرفی شده است. بکارگیری روش تبدیل فوریه در نرم‌افزار سی.اف.ایکس. برای شبیه‌سازی آیروالاستیک از دیگر نوآوری‌های این مقاله است. در این پژوهش، اندازه زاویه فاز بین پره بحرانی که مستقل از شرایط کارکرد رتور می‌باشد، بدست آمده است. شبیه‌سازی‌های آیروالاستیک رتور ناسا 37 بیانگر ناپایداری آیروالاستیک این رتور در شریط استال می‌باشد. در این شرایط آنتروپی جریان به‌شدت نسبت به شرایط طراحی و نزدیک استال افزایش می‌یابد. سطح فشار پره، نقش بیشتری در ناپایداری آیروالاستیک استال داشته و در فاز طراحی مجدد باید به آن توجه ویژه شود.

Numerical study of aeroelastic instability behavior of Nasa 37 transonic compressor rotor blades

Saleh Fallah, Behzad Ghadiri*, Ghasem Heidarinejad

Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran
* P.O.B. 14115-116, Tehran, Iran, ghadirib@modares.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 17 January 2017
Accepted 03 February 2017
Available Online 01 March 2017

Keywords:
Aeroelastic instability
Transonic turbomachine
Turmomachinery aeroelasticity

ABSTRACT

The flow induced vibration in transonic turbomachines is an important and challenging issue in this field. Blades aeroelastic behavior, in addition to the aeroelastic instability, can lead to blade failure, flow instability and reduce efficiency of the system. Aerodynamic behavior of the system should be investigated prior to aeroelastic study. The purpose of this article is an investigation of aeroelastic instability and behavior of a selected turbomachine. For this purpose, transonic flow in Nasa 37 rotor is simulated and verified using CFX software. Then, rotor blade aeroelastic stability is investigated in three operating points: design, near stall and stall using blade forced vibration in the specified inter blade phase angle (IBPA). In order to reduce grid points and consequently, computational time, phase-lagged boundary condition and fourier transformation method is used. Also, in this research, the algorithm of simultaneous structure-fluid grid generation and the solution algorithm of force vibration structure-fluid interaction of turbomachines is codified and introduced in detail. Employment of fourier transformation method in CFX software for aeroelastic simulation is another innovation of this article. The value of the critical inter blade phase angle which is independent from rotor operational conditions, is obtained in the present research. Aeroelastic simulations show aeroelastic instability of Nasa 37 rotor in the stall condition. In this condition, flow entropy is increased rapidly relative to the design and near stall condition. The blade pressure side has a more important role in stall aeroelastic instability and needs further attention in re-design phase.

1- مقدمه

اهمیت کاربرد سیستم های پیشران هوایی باوزن کم و دستیابی به بالاترین راندمان آیزنتروپیک ممکن و کمینه کردن اتلافات، منجر به پیدایش کمپرسورهای با ایرفویل‌های دارای نسبت منظری بزرگ شده است. کمی پس از پیدایش این نسل کمپرسورها، ارتعاشات شدید پره‌های روتور در محدوده عملکردی آنها مشاهده شد. بعدها مشخص شد که این ارتعاشات، در واقع،

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

S. Fallah, B. Ghadiri, Gh. Heidarinejad, Numerical study of aeroelastic instability behavior of Nasa 37 transonic compressor rotor blades, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 3, pp. 123-134, 2017 (in Persian)

مربوط به نوع خاصی از فلاتر بوده است [1].

در عملکرد یک موتور جت، رفتارهای آیرولاستیک پره‌های کمپرسور مربوط به پدیده‌هایی مانند انحراف جریان ورودی، برهمکنش ردیف پره‌ها، فلاتر و یا ارتعاشات دامنه محدود[1] می‌باشند. پدیده‌های آیروالاستیک پره‌های کمپرسور لزوماً باعث خستگی سیکل بالا و شکستگی نمی‌شوند، بلکه منجر به تاثیرات مخرب گسترده بر جسم پرنده از طریق تغییر در نیروی پیشران نیز می‌گردند. ارتعاشاتی که منجر به این اثرات می‌شوند می‌توانند پایدار باشند، مثل ارتعاشات اجباری ناشی از انحراف جریان ورودی یا برهمکنش بین ردیف پره‌ها و یا ناپایدار باشد مثل فلاتر که نوعی از ارتعاش خود تحریک می‌باشد. به دلیل برهمکنش نزدیک راندمان و دینامیک مجموعه سازه، باید در فرآیند طراحی توجه ویژه‌ای به طراحی آیروالاستیک بهینه توربوماشین‌ها شود [1].

پیچیدگی مسائل آیرالاستیک توربوماشین‌ها از آنجایی نشأت می‌گیرد که جریان سیال تنها تابعی از خواص جریان آزاد و موقعیت زاویه‌ای پره نمی‌باشد و به موقعیت ارتعاشی، سرعت و شتاب پره نیز بستگی دارد [2].

پیچیدگی دیگر این است که یک پره را به تنهایی نمی‌توان در نظر گرفت. در واقع بین پره‌های مجاور کوپلینگ آیرودینامیکی و سازه‌ای برقرار می‌باشد که رفتار مودال کل مجموعه پره‌های نوسانی را دیکته می‌کند. بنابراین زاویه فاز بین پره‌ها[2] نقشی مهم و حیاتی در آیروالاستیسیته توربوماشین ایفا می‌کند [3].

بررسی پدیده‌های آیروالاستیک 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 [4].

با توجه به پیچیدگی جریان گذرصوتی عبوری از پره‌های توربوماشین که ناشی از کوپل‌شدگی ذات غیرخطی معادلات حاکم بر این رژیم جریان با هندسه پیچیده پره‌ها می‌باشد، بررسی پدیده‌های آیروالاستیک در این رژیم جریان از اهمیت مضاعفی برخوردار است.

مطالعه و شبیه‌سازی آیرودینامیک توربوماشین‌ها پیش‌نیاز شبیه‌سازی آیروالاستیک است و به‌عنوان شرط اولیه شبیه‌سازی آیروالاستیک استفاده می‌شود.

بمنظور بررسی رفتار آیرودینامیک، لینگر و همکاران [5] نقشه عملکرد روتور 37 را به روش عددی بدست آورده و با نقشه عملکردی تجربی آن مقایسه کرده‌اند.

کرمی [6] در یک تحقیق به کمک نرم افزار سی‌اف‌ایکس، به مطالعه روتور 37 به کمک معادلات رنس و در حالت پایا پرداخته است.

سیدمیرزابزرگ و همکاران [7] نیز مطالعه‌ای پایا روی روتور 37 انجام داده‌اند. آنان به کمک مدل آشفتگی کا-اپسیلن، پارامترهای طراحی روتور 37 را به دست آورده‌اند.

سینلا و میشل [8] یک روش مرتبه سوم را برای شبیه‌سازی دقیق جریان در رتور ناسا توسعه داده‌اند و نشان داده‌اند که جریان پیچیده داخل رتور با استفاده از این روش در چگالی شبکه کمتری قابل شبیه‌سازی است.

در پژوهش دیگری، عامری [9] با استفاده از شبیه‌سازی عددی رتور ناسا 37، کد عددی گلن-اچ-تی[3] را اعتبارسنجی کرده است. مدل آشفتگی مورد استفاده در این تحقیق کا-امگا اس. اس. تی. بوده است.

مرسوم‌ترین ناپایداری آیروالاستیک در توربوماشین‌ها، فلاتر می‌باشد که بسته به رژیم جریان و نقطه کاری توربوماشین، در انواع مختلف اتفاق می‌افتد. دو روش کلی برای بررسی رفتار آیروالاستیک توربوماشین‌ها وجود دارد. در روش اول که فلاتر کنترل‌شده[4] نامیده می‌شود، با اعمال ارتعاشات اجباری در مود مشخص و با زاویه فاز بین پره مشخص به پره‌ها، رفتار جریان اطراف پره شبیه‌سازی شده و میرایی آیرودینامیکی استخراج می‌شود. مقادیر میرایی آیرودینامیکی در هر زاویه فاز بین پره، نشان‌دهنده حدود پایداری پره‌ها می‌باشند. مقدار مثبت بیانگر پایداری و مقدار منفی نشانگر ناپایداری آیروالاستیک است. با استفاده از این روش می‌توان زاویه فاز بین پره، فرکانس طبیعی و مود ناپایداری را استخراج نمود. با این روش نمی‌توان رفتار دینامیک سازه پره در فرآیند وقوع ناپایداری را بررسی نمود و تنها رفتار جریان سیال و حدود پایداری آیروالاستیک مشاهده‌پذیر هستند. در این روش جابجایی سازه در مود طبیعی به حلگر سیال وارد می‌شود و در نتیجه برهمکنش بین سازه و سیال از نوع یکطرفه و یا کوپلینگ ضعیف[5] می‌باشد.

در روش دوم که فلاتر آزاد[6] [10] نامیده می‌شود، پس از وارد کردن نتایج شبیه‌سازی جریان به عنوان شرط اولیه، ابتدا پره در مود و فرکانس مدنظر در یک سیکل نوسانی بصورت اجباری به ارتعاش درمی‌آید. پس از این سیکل، به پره اجازه داده می‌شود مطابق با الگوی برهمکنش سازه-سیال نوسان کند. رفتار نوسانی سازه پره نشان‌دهنده پایداری یا ناپایداری آیروالاستیک خواهد بود. با این روش می‌توان رفتار دینامیک سازه و سیال را در فرآیند ناپایداری بررسی نمود.

برای انجام تحلیل کامل آیروالاستیک پره توربوماشین، پس از شبیه‌سازی آیرودینامیک، ابتدا باید با روش اول، امکان وقوع ناپایداری، فرکانس، مود و زاویه فاز بین پره بحرانی سازه در یکی از نقاط عملکردی توربوماشین را مشخص نمود. سپس رفتار ناپایداری سازه را در شرایط بدست آمده از روش اول، با استفاده از روش دوم مطالعه کرد.

هر دو روش برای کسکید دوبعدی یا مدل سه‌بعدی پره‌ها کاربردی می‌باشند. بوفوم و همکاران [11] با بررسی اثر ارتعاشات هارمونیک اجباری بر یک پره در کسکید دوبعدی فن گذرصوتی، بصورت تجربی، توزیع فشار نوسانی حول پره‌ها را استخراج کردند. آنها با استفاده از این اطلاعات، مقدار کار آیرودینامیکی در هر سیکل حرکتی پره را که نشان‌دهنده حدود ناپایداری است تعیین کردند.

از نتایج روش دوم نیز می‌توان حدود ناپایداری را استخراج نمود، اما این روش بسیار پرهزینه و زمان‌بر می‌باشد. جنسین و همکاران [12] با فرض رفتار خطی سازه و استفاده از حل معادلات اولر برای سیال، این زمان را کاهش دادند. آنها در این تحقیق برهمکنش بین مودهای سازه را مطالعه و اثر فرکانس طبیعی سازه بر حدود ناپایداری آیروالاستیک پره‌های توربوماشین گذرصوتی را بررسی کردند.

در پژوهشی دیگر، دوی [2] با استفاده از نرم‌افزار نسترن، ابتدا مودها و فرکانس‌های طبیعی سازه را استخراج کرده و سپس با استفاده از یک کد محاسباتی کوپل با نرم افزار آباکوس، رفتار آیروالاستیک سازه رتور ناسا 67 را با هر دو روش اول و دوم مطالعه کرده است. در این مطالعه از مدل آشفتگی کا-امگا ویلکاکس استفاده شده است.

[1] Limit Cycle Oscillation
[2] Inter Blade Phase Angle(IBPA)
[3] Glenn-HT
[4] Controlled Flutter
[5] Weakly Coupled
[6] Free Flutter

کارستنس و همکاران [13] نیز، برای کاهش هزینه محاسبات، چهار پره و 5 مود طبیعی اول هر پره را درنظر گرفته‌اند. در پژوهش آنها، رفتار آیروالاستیک پره‌های کمپرسور گذرصوتی با استفاده از هر دو روش فوق بررسی شده و نتایج دو روش با یکدیگر مقایسه شده‌اند. در این تحقیق معادلات ناویر-استوکس حل شده و از مدل آشفتگی کا-اپسیلن استفاده شده است.

فو و وانگ [14] نیز با بکارگیری مدل آشفتگی کا-اپسیلن، اثر عدم تنظیم[1] رتور بر حدود فلاتر را با روش اول (کوپلینگ یک راهه) در حوزه فرکانس بررسی کرده و راهکارهایی برای افزایش محدوده پایداری ارائه داده‌اند.

تعداد پره مورد نیاز برای تعیین حدود فلاتر به زاویه فاز بین پره و تعداد پره‌های کل رتور بستگی دارد. مثلا با فرض زاویه فاز بین پره 90 درجه و تعداد 36 پره برای کل رتور، 4 پره و برای زاویه فاز بین پره 180 درجه دو پره بمنظور شبیه‌سازی اثرات آیروالاستیک و تعیین حدود ناپایداری لازم می‌باشد. در کارهای انجام شده پیشین، از جمله کار مراجع 11 تا 14 نیز، تعداد پره مورد نیاز را بوسیله زاویه فاز بین پره و تعداد پره کل رتور دیکته می‌شود.

در مقاله حاضر، با بکارگیری روش جدید تبدیل فوریه[2] در نرم‌افزار سی‌اف‌ایکس بر روی رتور ناسا 37، مشخصات آیروالاستیک این رتور در نقاط کاری نامی و نزدیک استال بررسی می‌شوند. این روش از نوع فلاتر کنترل‌شده و بر خلاف روش مورد استفاده در کارهای پیشین برای تمامی زوایای فاز بین پره نیازمند تنها دو کانال پره می‌باشد. در نتیجه، هزینه محاسبات به‌شدت کاهش یافته و قابلیت استفاده از این روش در شبیه‌سازی‌های صنعتی افزایش می‌یابد. بمنظور استخراج تغییرشکل‌های پره در مود مورد نظر و استفاده در ورودی حلگر سیال(سی‌اف‌ایکس)، از شبیه‌سازی استاتیک و مودال سازه در محیط نرم‌افزار انسیس استفاده شده است.

از آنجائیکه تحلیل‌های آیروالاستیک زمان‌بر هستند، اکثر تحقیقات پیشین با فرض مدل آشفتگی کا-اپسیلن انجام شده است. این مدل نیازمند شبکه با وضوح کمتری نزدیک دیواره و در نتیجه هزینه محاسباتی کمتری می‌باشد. بمنظور افزایش دقت محاسبات و آشکارسازی پدیده‌ها در نزدیک دیواره، در پژوهش حاضر، از مدل کا-امگا اس.اس.تی. استفاده شده است.

پیش‌نیاز شبیه‌سازی آیروالاستیک با روش ذکر شده، شبیه‌سازی جریان پایا با دقت مضاعف[3] می‌باشد [15]. بنابراین، در این مقاله ابتدا جریان گذرصوتی در رتور ناسا 37 بصورت پایا شبیه‌سازی شده و از نتایج آن برای راستی‌آزمایی روند حل، پیدا کردن نقطه کارکرد نامی، نزدیک استال، استال و شرط اولیه شبیه‌سازی آیروالاستیک استفاده می‌شود.

همچنین در این مقاله، برای اولین بار، روش صحیح تولید شبکه محاسباتی برای سازه و سیال در حل مسائل آیروالاستیک بصورت مدون و مرحله به مرحله تشریح شده است.

2- پیکربندی و روش عددی

2-1- هندسه پره رتور

روتور ناسا 37 یکی از موارد شناخته شده در تست‌های کمپرسورهای جریان محوری می‌باشد که به وسیله مرکز تحقیقات لویس ناسا[4] طراحی شده و بیانگر ساختار جریان ویسکوز سه بعدی پیچیده در پره‌های کمپرسور با جریان محوری گذرصوتی[5] می باشد. مشخصه‌های طراحی پره رتور ناسا 37 در مرجع [16] ذکر شده است.

2-2- معادلات جریان و روابط مورد استفاده

در شبیه‌سازی‌های این مقاله، معادلات ناویر-استوکس، انرژی، حالت و آشفتگی در مختصات دوار برای میدان سیال حل شده‌اند. مطابق با مرجع [4]، مدل کا-امگا اس.اس.تی. برای مدل‌سازی آشفتگی انتخاب شده است.

برای استخراج تغییرشکل‌های پره در مود موردنظر، معادلات دینامیک سازه در محیط نرم‌افزار انسیس حل شده‌اند. معادلات جریان سیال و دینامیک سازه در مرجع [17] موجود می‌باشند و برای رعایت اختصار از ذکر مجدد آنها پرهیز می‌شود.

در پژوهش حاضر، هدف اصلی تعیین حدود ناپایداری آیروالاستیک پره رتور ناسا 37 و تبیین علت پدیده‌های مرتبط می‌باشد. پارامتر مهم تعیین کننده پایداری آیروالاستیک، میرایی آیرودینامیک یا همان کار انجام شده توسط پره بر روی جریان در یک سیکل ارتعاش پره می‌باشد. در واقع میرایی آیرودینامیکی، همان کار آیرودینامیکی بی‌بعد شده می‌باشد. کار آیرودینامیکی از انتگرال‌گیری فشار بر روی سطح پره و در یک سیکل نوسان پره بدست می‌آید:

$$W_{\text{aero}} = \int_{t0}^{t0+T} \int_A p\vec{v}.\hat{n}dAdt \qquad (1)$$

$$T = \frac{2\pi}{\omega}$$

در این رابطه، T، زمان یک سیکل نوسان، ω، فرکانس زاویه‌ای نوسان، t_0، زمان اولیه شروع نوسان، p، فشار استاتیک، A، سطح پره، $\vec{v}$، سرعت پره ناشی از ارتعاشات اجباری و $\hat{n}$، بردار یکه عمود بر پره در هر نقطه از سطح پره است. واحد رابطه (1) از نوع انرژی و بر حسب ژول است.

برای آنکه ضریب میرایی آیرودینامیکی بدست آید، حاصل رابطه (1) باید بر کمیتی از جنس انرژی تقسیم شود. در مقاله حاضر، کمیت $1[\text{kg m}^2\ \text{s}^{-2}]$ که دارای واحد انرژی است برای بی‌بعدسازی انتخاب شده است تا رابطه مستقیمی بین کار و میرایی آیرودینامیکی برقرار شود.

میرایی آیرودینامیکی بدست آمده از این روش، میرایی لحظه‌ای در هر سیکل نوسان پره می‌باشد. برای استخراج میرایی متوسط می‌توان انتگرال‌گیری زمانی را در چند سیکل انجام داده و نتیجه را بر تعداد سیکل‌ها تقسیم نمود [18]. چنانچه مقادیر میرایی آیرودینامیکی پس از تعداد مشخص سیکل نوسان پره، ثابت نشود و همچنان تغییر کند، استفاده از میرایی متوسط کارآیی بیشتری دارد.

چنانچه در رابطه (1) انتگرال بر روی سطح پره حذف شود، میرایی آیرودینامیکی محلی یا مقدار کار آیرودینامیکی بر هر نقطه از سطح پره بدست می‌آید. از این مشخصه می‌توان نواحی را که بیشتر دچار نوسان و ناپایداری می‌شوند شناسایی و در مرحله بازطراحی پره‌ها، تقویت نمود.

2-3- شرایط مرزی، گام زمانی و فرضیات

برای میدان سیال، شرط مرزی دما و فشار کل در ورودی و فشار استاتیک در خروجی درنظر گرفته شده است. سطح پره‌ها، دیواره بدون لغزش فرض شده و از اثرات انتقال حرارت صرفنظر شده است. شدت آشفتگی جریان ورودی 5% وارد شده است. برای کاهش حجم محاسبات، یک قطاع شامل دو کانال پره با شرط مرزی پریودیک بر سطوح جانبی مجموعه کانال پره‌ها در نظر

[1] Mistuning
[2] Fourier Transformation method
[3] Double Precesion
[4] Nasa Lewis Research Center
[5] Transonic Axial Flow Compressor

گرفته شده است. چنانچه تعداد کل پره‌های رتور عدد اول باشد، روش مطرح در این مقاله کاربردی نمی‌باشد، چرا که در اینصورت شرط پریودیک صادق نمی‌باشد. در این حالت یا باید از یک پره استفاده شود و یا کل رتور مدلسازی شود تا شرط پریودیک درست باشد. در اینصورت نیز استفاده از روش "تبدیل فوریه" که نیازمند دو کانال پره می‌باشد، امکان‌پذیر نیست و باید از روش سنتی که در مرجع [19] تشریح شده استفاده کرد.

همانطور که پیش از این در مقدمه گفته شد، تعداد کانال پره مورد نیاز برای شبیه‌سازی آیروالاستیک تابعی از تعداد کل پره رتور و زاویه فاز بین پره است. برای استفاده از مدل دو کاناله پره در تمامی زوایای فاز بین پره با استفاده از شرط پریودیک اعمال شده بر سطوح جانبی مدل، تصحیحاتی در حلگر و شرایط مرزی نیاز می‌باشد. این موارد در یک بخش مجزا تشریح خواهند شد.

برای شرایط مرزی سازه، سازه پره در محل اتصال به هاب، در مختصات دوار(نسبت به هاب) ثابت شده است. بمنظور وارد کردن اثرات شتاب‌های گریز از مرکز و کوریولیس، سرعت دورانی معادل با سرعت دوران نامی رتور به کل سازه پره در محیط حلگر سازه وارد شده است (شکل 5). جنس پره رتور ناسا 37 از فولاد ماراجینگ[1] می‌باشد [20]. به دلیل میرایی زیاد (برای کاهش ارتعاشات) و استحکام و شکل‌پذیری خوب، از این فولاد در ساخت پره‌های رایج استفاده می‌شود. خواص فیزیکی این ماده در جدول 1 ذکر شده است. از آنجائیکه میرایی پره (شامل میرایی ماده‌ای و میرایی سازه‌ای) در مقایسه با میرایی آیرودینامیکی کوچک می‌باشد [21]، در این مقاله، از آن صرفنظر می‌شود. این فرض، حدود پایداری آیرودینامیک را محافظه‌کارانه پیش‌بینی می‌کند و در صورت وجود میرایی پره، شرایط پایداری خراب نشده بلکه بهبود می‌یابد.

نکته مهم اینکه، در تحقیقات بر فلاتر کلاسیک، مشخص شده است که هر دوی فرکانس فلاتر و شکل مود ارتعاشات نسبتاً از بارگذاری آیرودینامیکی تأثیر نمی‌پذیرند [3]. به این معنی که استفاده از بارگذاری آیرودینامیکی بدست آمده از شبیه‌سازی پایای پره در شبیه‌سازی استاتیک یا مودال سازه، لازم نبوده و تأثیری بر شکل مود و فرکانس طبیعی پره نمی‌گذارد. بنابراین، در این مقاله، از اثرات بارگذاری آیرودینامیکی در شبیه‌سازی دینامیک سازه صرفنظر می‌شود.

در کار [22] اثبات شده است که خطای ناشی از فرض صلب بودن هاب (در نظر نگرفتن دیسک رتور)، در نتایج شبیه‌سازی قابل‌قبول می‌باشد. در نتیجه، در این مقاله، از اثر دینامیک هاب بر ارتعاشات و ناپایداری‌های آیروالاستیک پره صرفنظر شده و هاب، صلب فرض می‌شود. چنانچه هاب صلب فرض نشود، علاوه بر اثرات کوپلینگ ناشی از سیال بین دو پره مجاور، رفتار ارتعاشی پره‌ها از دینامیک هاب نیز تاثیر خواهند پذیرفت.

2-4- زاویه فاز بین پره

همانطور که در مقدمه بیان شد، زاویه فاز بین پره نقش مهمی در رفتار آیروالاستیک یک رتور توربوماشین بازی می‌کند. اختلاف فاز بین دو پره مجاور در فرآیند ارتعاش در یک فرکانس طبیعی پره، زاویه فاز بین پره نامیده می‌شود. این مشخصه به همراه فرکانس طبیعی و شکل مود یک پره، تعیین کننده الگوی ارتعاش کل رتور می‌باشند (با فرض صلب بودن هاب). در واقع این زاویه فاز بین پره بر مبنای الگوی موج متحرک[2][13]، شکل مود یک پره را طبق زاویه‌ای مشخص (اختلاف فاز) در پره‌های دیگر تصویر می‌کند و ارتعاشات یک نقطه مشخص از پره‌های رتور به‌مانند یک موج متحرک در راستای محیطی رتور دیده می‌شود. زاویه فاز بین پره بر مبنای رابطه (2) تعریف می‌شود. در این رابطه N_{BL}، تعداد پره رتور می‌باشد. بنابراین تعداد زاویه فاز بین پره دقیقا برابر تعداد پره‌ها می‌باشد.

$$IBPA = \frac{2\pi}{N_{BL}} ND$$
$$ND = 0, \dots N_{BL} - 1 \qquad (2)$$

در این رابطه ND، قطر گره‌ای[3] می‌باشد که معیار دیگری برای بیان اختلاف فاز بین پره‌ها در فرآیند ارتعاش می‌باشد و در مرجع [23] بطور کامل درباره آن توضیح داده شده است. برای بررسی ناپایداری آیروالاستیک پره‌های رتور لازم نیست شبیه‌سازی‌ها با تمامی زوایای فاز بین پره تکرار شوند بلکه انتخاب زوایای فاز بین پره‌ای که احتمال ناپایداری در آنها بیشتر است کافی می‌باشد. این زاویه فاز، همان زاویه فاز بحرانی می‌باشد.

2-5- شرط مرزی فاز تأخیری[4] در روش تبدیل فوریه

در توربوماشین‌ها، هر پره‌ای در معرض ناپایایی‌هایی قرار می‌گیرد که ناشی از اختلاف فاز بین پره‌ها در فرآیند نوسان آنها می‌باشد. برای شبیه‌سازی جریان در رتور توربوماشین‌ها معمولا از یک کانال پره با شرط پریودیک با استفاده از شرط پریودیک در دو طرف سطوح جانبی کانال پره استفاده می‌شود. برای کاربرد چنین شرطی در حضور نوسانات پره، باید الگوی ارتعاشات نیز پریودیک باشد. در غیر اینصورت باید تعداد کانال بسته به زاویه فاز بین پره به‌نحوی انتخاب شود که شرط پریودیک برای ارتعاشات سازه نیز صحیح باشد. از آنجائیکه افزایش تعداد کانال پره منجر به افزایش تصاعدی هزینه محاسبات می‌شود، استفاده از شرط مرزی فاز تاخیری اجتناب‌ناپذیر می‌باشد. این شرط که اولین بار توسط هی [24] ارائه شد، با اصلاحاتی در ترم زمانی، کاربرد شرط پریودیک در یک یا دو کانال پره را برای تمامی زوایای فاز بین پره میسر می‌سازد. در این روش، با توجه به شکل 1 شرط پریودیک مطابق رابطه (3) می‌باشد:

$$f(t) = f(t - \Delta T) \qquad (3)$$

در این رابطه ΔT، اختلاف فاز زمانی بین دو پره در حال نوسان می‌باشد و از رابطه (4) بدست می‌آید:

$$\Delta T = \frac{IBPA}{\omega} \qquad (4)$$

که ω، فرکانس زاویه‌ای نوسان پره‌ها و $IBPA$ زاویه فاز بین پره می‌باشد.

مشکل اصلی این روش، نیاز به ذخیره و به‌روز رسانی شرط‌های مرزی در سطوح پریودیک در هر گام زمانی است که هزینه محاسبات را زیاد می‌کند. روش تبدیل فوریه بکار رفته در نرم‌افزار سی‌اف‌ایکس با کاربرد تجزیه سری فوریه لحظه‌ای، مشخصه‌های جریان را بصورت ضرایب فوریه در هر گام زمانی در مرز میانی دو کانال پره (مرز 2 در شکل 2) ذخیره کرده و در گام زمانی بعد بر روی مرزهای پریودیک بازیابی می‌کند. این روش بصورت کامل توسط

جدول 1 مشخصات مکانیکی فولاد ماراجینگ (جنس پره ناسا 37)

Table 1 Mechanical properties of Maraging steel (Nasa37 Blade material)

چگالی(kg/m^3)	مدول الاستیسیته (Pa)	ضریب پواسان
8120.85	1.9385E11	0.3

[1] Maraging

[2] Traveling Wave Mode(TWM)
[3] Nodal Diameter
[4] Phase-lagged boundary condition

گرولیموس [25] پیشنهاد شد. تابع سری فوریه بکار رفته بصورت رابطه (5) می‌باشد.

$$\hat{f}(t) = \sum_{m=-M}^{m=M} A_m e^{-j(\omega m t)} \tag{5}$$

دور بودن محل ذخیره ضرایب مشخصه‌های جریان از سطوح پریودیک، دقت حل را زیاد کرده و زمان همگرایی را کاهش می‌دهد [18]. در حقیقت سیگنال‌های اعمالی به سطوح پریودیک از بازیابی ضرایب مشخصه ذخیره شده در مرز میانی پره بدست می‌آیند. به این علت است که در این روش نیاز به دو کانال پره می‌باشد. رابطه بین سیگنال ذخیره شده در مرز میانی و دو مرز پریودیک در رابطه (6) مشخص شده است. در واقع، با تلفیق شرایط مرزی فاز تاخیری و روش تبدیل فوریه، روشی ابداع شده است که مزیت دقت بالا، هزینه محاسباتی کم (نسبت به مدل‌های چند کاناله) و روند همگرایی سریع را همزمان داراست.

$$\begin{aligned} f_{B1}(t) &= f_{B2}(t+\Delta T) \approx \widehat{f_{B2}}(t+\Delta T) \\ f_{B3}(t) &= f_{B2}(t-\Delta T) \approx \widehat{f_{B2}}(t-\Delta T) \end{aligned} \tag{6}$$

2-6- انتخاب گام زمانی شبیه‌سازی

لازم است گام زمانی به‌نحوی انتخاب شود که هر دو مقیاس نوسان سازه و پدیده‌های سیال را آشکار نماید و دقت حل را تضمین نماید. در مرجع [4] تاکید شده است که برای بررسی حدود ناپایداری پره توربوماشین به روش تبدیل فوریه تعداد گام زمانی در هر سیکل نوسان پره باید حداقل دو برابر قطر گره‌ای باشد تا از طی شدن یک سیکل نوسان در هر دو کانال پره اطمینان حاصل شود. این توصیه، تنها، تکمیل فرآیند نوسان را در نظر می‌گیرد و شرطی لازم برای گام زمانی است. برای آشکارسازی اثرات نوسان، گام زمانی حداقل باید 10 برابر کوچک‌تر از دوره نوسان (عکس فرکانس

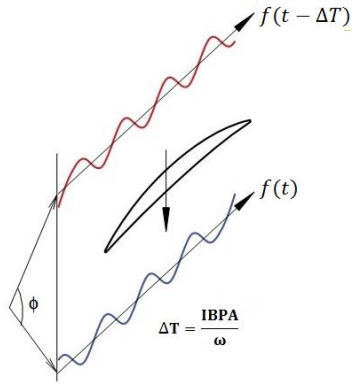

Fig.1 Lagged phase boundary condition in single passage blade model

شکل 1 شرط مرزی فاز تاخیری در مدل تک کاناله پره

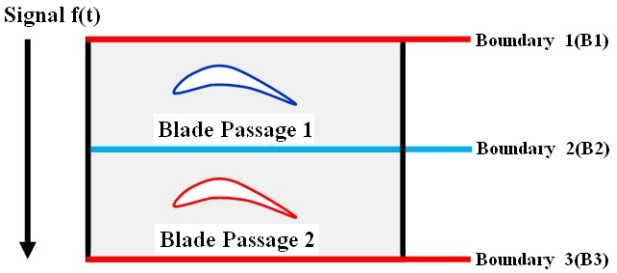

Fig.2 Two passage blade in Fourier Transform Method

شکل 2 مدل دوکاناله پره در روش تبدیل فوریه

نوسان) باشد. از سوی دیگر، برای آشکارسازی اثرات جریان سیال بین پره، گام زمانی باید کمتر از عکس فرکانس گذر پره[1] باشد. این مشخصه، نشان‌دهنده زمان لازم برای انتقال ذره سیال از یک پره به پره مجاور می‌باشد و مطابق رابطه (7) تعریف می‌شود. در این رابطه، n، تعداد پره و Ω، سرعت دوران رتور بر حسب دور بر دقیقه است.

$$BPF = \frac{\Omega n}{60} \tag{7}$$

در نزدیکی استال، زمان مورد نیاز جریان در شبیه‌سازی، 1/30 تا 1/50 دوره گذر پره (عکس فرکانس گذر پره) فرض می‌شود [26]. در این مقاله، ناحیه مورد بررسی، شرایط نامی، نزدیکی استال و استال کمپرسور می‌باشد. در شرایط نامی که اثرات جدایش کم می‌باشند، زمان مورد نیاز جریان گذرصوتی داخل پره‌ها در فرآیند شبیه‌سازی 0.1 دوره گذر پره درنظرگرفته شده است.

3- شبکه‌بندی و مطالعه استقلال از شبکه‌بندی

3-1- الگوریتم شبکه‌بندی

شبکه‌بندی صحیح میدان سیال و سازه نقشی بسیار حیاتی در صحت، دقت و روند همگرایی شبیه‌سازی‌های برهمکنش سازه-سیال دارد. در این راستا، در وهله اول، باید شبکه سازه بر شبکه جامد منطبق و یا گره‌ها نزدیک به هم باشند. در وهله دوم نتایج هر کدام از حوزه‌های سازه و سیال باید از شبکه‌بندی مربوطه مستقل باشند. چنانچه برای شبکه‌بندی میدان سیال و جامد از یک ابزار شبکه‌بندی مانند آی.سی.ای.ام.[2] استفاده شود، انطباق شبکه سازه بر سیال تضمین می‌شود. نرم‌افزارهایی مانند فلوئنت برای شبیه‌سازی برهمکنش دوطرفه سازه-سیال نیازمند شبکه‌ای کاملا منطبق می‌باشند [27]، در حالیکه نرم‌افزار سی‌اف‌ایکس به دلیل ماهیت حلگر خود که، حجم محدود بر پایه المان است، در شبکه‌ای با گره‌های نزدیک سیال و سازه نیز به نتایج معقولی می‌رسد. اگر برای شبکه‌بندی دو میدان، از دو ابزار جداگانه استفاده شود، باید سعی شود گره‌های تولیدی به یکدیگر نزدیک باشند. در شبیه‌سازی‌های یکطرفه نظیر آنچه در این مقاله مدنظر است، شرط دوم، یعنی استقلال نتایج هر حوزه محاسباتی از شبکه مربوطه، اهمیت بیشتری از شرط تطابق شبکه دارد.

الگوریتم شبکه‌بندی صحیح در یک مسئله برهمکنش دینامیک سازه-سیال در شکل 3 نشان داده شده است. در این فرآیند، ابتدا بر روی سازه یک شبکه مناسب تولید می‌شود. سپس شبیه‌سازی مودال برای تحلیل دینامیک و یا شبیه‌سازی استاتیک برای تحلیل استاتیک انجام می‌شود. روند شبکه‌بندی مجدد سازه و شبیه‌سازی آن تا دستیابی به حل مستقل از شبکه سازه ادامه می‌یابد. در مرحله بعد، میدان سیال بر اساس شبکه بدست‌آمده از سازه شبکه‌بندی شده و بصورت پایا حل عددی می‌شود. اگر نتایج بدست‌آمده از حل سیال از شبکه انتخابی مستقل نباشند، روند تولید شبکه مجددا از سازه شروع می‌شود. باید توجه داشت که شبکه در نواحی ورود و خروج رتور باید متناسب باشبکه اطراف پره باشد و پرش ناگهانی در ابعاد شبکه وجود نداشته باشد.

3-2- بررسی استقلال از شبکه

در مطالعه حاضر از نرم‌افزار آی.سی.ای.ام. برای شبکه‌بندی سازه و از نرم‌افزار توربوگرید[3] برای شبکه‌بندی میدان سیال استفاده شده است و شبکه‌بندی

[1] Blade Passing Frequency (B.P.F)
[2] ICEM
[3] TurboGrid

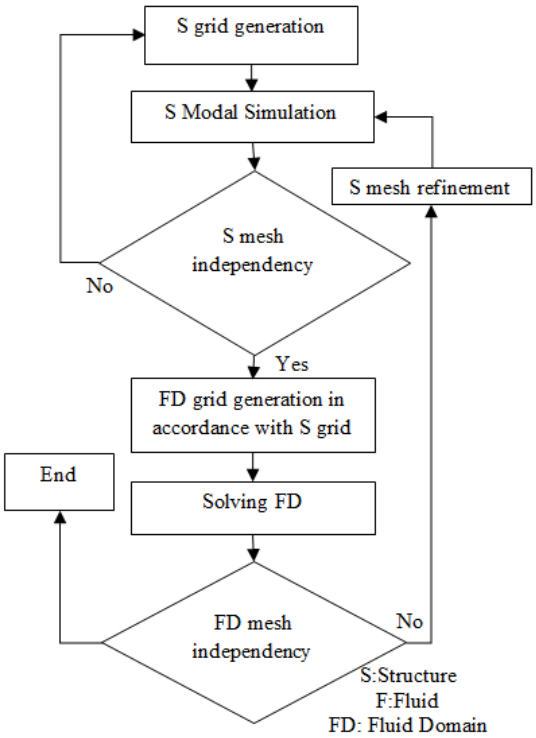

Fig.3 Mesh generation algorithm for Structure-Fluid domain

شکل 3 الگوریتم شبکه‌بندی میدان سازه و سیال

مطابق الگوریتم شکل 3 انجام شده است. با مقایسه سه فرکانس طبیعی اول پره، شبکه سازه انتخاب می‌شود (جدول 2). با استفاده از این شبکه، جریان سیال در رتور بصورت پایا شبیه‌سازی شده و استقلال نتایج از شبکه تولید شده در میدان سیال بررسی می‌شود. باید توجه داشت که فرکانس‌های طبیعی ذکر شده در این جدول بدون درنظر گرفتن اثرات شتاب‌های گریز از مرکز و کوریولیس می‌باشد و تنها از شبیه‌سازی مودال سازه پره بدست آمده است. در بخش نتایج، فرکانس طبیعی اول(بحرانی) با اعمال شرایط واقعی استخراج خواهد شد. نتایج بررسی استقلال نتایج از شبکه انتخابی برای میدان سیال با انتخاب راندمان رتور به‌عنوان مشخصه مقایسه‌ای در شکل 4 نشان داده شده است. در نتیجه این بررسی‌ها، تعداد 26166 المان برای سازه و 1914000 المان (2000000 گره) برای میدان سیال انتخاب می‌شود.

3-3- شبکه دینامیک

به‌دلیل نوسان پره، شبکه اطراف آن دچار تغییرشکل می‌شود. این تغییرشکل می‌تواند منجر به خرابی شبکه و در نهایت واگرایی حل شود. همانطور که در مرجع [4] اشاره شده است، استفاده از روش شبکه فنری، روشی بهینه برای حفظ کیفیت شبکه و جلوگیری از افزایش زمان محاسبات (به‌علت تولید مجدد شبکه) می‌باشد. در مقاله حاضر از رابطه (8) برای سفتی شبکه استفاده می‌شود. در این رابطه، هر چه حجم المان‌های شبکه کمتر شود (در نزدیکی

جدول 2 مطالعه استقلال از شبکه در سازه پره

Table 2 ́mesh study of structure domain

فرکانس طبیعی / شبکه	اول(هرتز)	دوم(هرتز)	سوم(هرتز)
14625	945	2550	3332
16812	937	2538	3315
18692	938	2532	3300

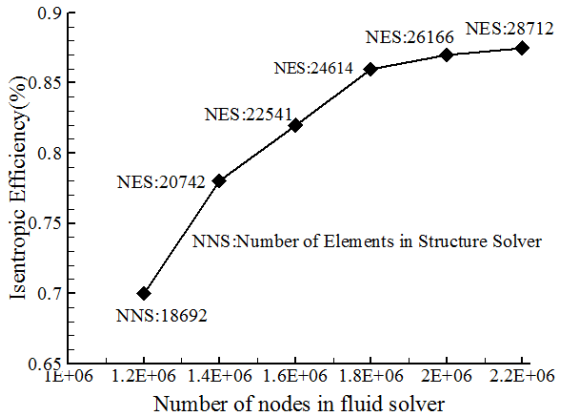

Fig.4 Mesh study of fluid domain

شکل 4 مطالعه استقلال از شبکه برای میدان سیال

پره)، سفتی شبکه بیشتر و در نتیجه تغییر شکل حجم محدود مربوطه کمتر می‌شود. در واقع، حجم محدود مجاور پره که دارای حجم کوچکی است، تغییرشکل کمی خواهد داشت و اجازه انتقال تغییرشکل را به حجم‌محدودهای دورتر از دیواره می‌دهد.

$$Mesh\ Stiffness = 1\left[\frac{m^2}{s}\right] \times \left(\frac{1.0E-6[m^3]}{Volume\ of\ finite\ volumes}\right)^2 \qquad (8)$$

4- فرآیند شبیه‌سازی و روش حل

حل صحیح و دقیق برهمکنش سازه-سیال در کاربردهای توربوماشین، وابستگی زیادی به پیاده‌سازی صحیح روند شبیه‌سازی دارد. برای صحت و دقت نتایج، باید اثر تمامی نیروها و جابجایی‌هایی که در حالت واقعی اتفاق می‌افتند، در شبیه‌سازی وارد شود. در روش مورد نظر این تحقیق، ابتدا مودهای طبیعی سازه با درنظر گرفتن اثر نیروهای گریز از مرکز و کوریولیس استخراج می‌شوند. بدین منظور ابتدا سازه پره تحت بارگذاری ثابت (استاتیک) سرعت دورانی رتور قرار می‌گیرد. در این حالت نیروی گریز از مرکز فعال می‌باشد. نتایج این شبیه‌سازی به عنوان شرط اولیه به شبیه‌سازی مودال با پیش‌تنش[1] وارد شده و پس از انجام شبیه‌سازی، مودهای طبیعی استخراج می‌شوند. با استفاده از رابطه 4، مود بحرانی که بیشترین استعداد ناپایداری را دارد به‌عنوان مود بحرانی انتخاب می‌گردد. چنانچه مقدار فرکانس کاهش یافته کمتر از 0.4 و یا بین 0.4 و 0.7 باشد، امکان ظهور ناپایداری وجود دارد. ممکن است دو یا سه مود قابلیت ناپایداری را داشته باشند اما معمولا مود اول یا همان مود خمشی بیشترین استعداد ناپایداری آیروالاستیک را دارد [28]. داشتن قابلیت ناپایداری (ارضاء رابطه (4)) لزوماً به معنای ناپایدار بودن نیست و تنها یک شرط لازم (و نه کافی) می‌باشد. وجود ناپایداری آیروالاستیک پس از شبیه‌سازی مشخص می‌شود. برای پره رتور حاضر مقدار رابطه (9) حدود 0.7 می‌باشد.

$$k = \frac{2\pi f C}{u} \qquad (9)$$

در این رابطه، f، فرکانس نوسان پره، C، نصف طول وتر متوسط پره، u، سرعت جریان آزاد ورودی به کانال پره و k، فرکانس کاهش یافته می‌باشد.

با توجه به مودهای طبیعی بدست‌آمده و این واقعیت که ناپایداری آیروالاستیک پره‌های توربوماشین در مودهای طبیعی آنها اتفاق می‌افتد [18]، جابجایی تمامی نقاط شبکه پره در هر سه راستای مختصات کارتزین و در مود بحرانی استخراج می‌شوند. این جابجایی‌ها به همراه مکان اولیه شبکه

[1] Pre-stress Modal

(قبل از جابجایی در مود طبیعی) و فرکانس طبیعی مود بحرانی در قالب یک فایل ورودی ذخیره می‌شوند.

در شرایطی که دامنه نوسان پره کمتر از 1% باشد، بحرانی‌ترین شرایط برای ناپایداری آیروالاستیک بوجود می‌آید [29]. در این شرایط نیروهای آیرودینامیک و دینامیک سازه رفتار خطی از خود نشان می‌دهند. در واقع، رفتارهای غیرخطی سازه-سیال موجب پایداری بیشتر می‌شوند. بنابراین لازم است که جابجایی‌های بدست‌آمده به‌نحوی مقیاس شوند که بیشینه جابجایی پره کمتر از 1% کمینه طول وتر پره باشد تا ناپایداری آیروالاستیک در بدترین شرایط بررسی شود [29].

نتایج شبیه‌سازی پایا در مدل دوکاناله رتور، به‌عنوان شرط اولیه به شبیه‌سازی ناپایا وارد می‌شوند و فایل ورودی مکان اولیه و جابجایی شبکه در مود بحرانی در این شبیه‌سازی بارگذاری می‌شود. برای تعیین حدود ناپایداری، باید شبیه‌سازی آیروالاستیک در چندین زاویه فاز بین پره انجام شود. بنابراین تعیین این مشخصه برای شروع شبیه‌سازی ضروری می‌باشد. در حین حل برهمکنش سازه-سیال با استفاده از روش تبدیل فوریه، میرایی آیرودینامیکی توزیع فشار و کار لحظه‌ای بر روی پره ذخیره می‌شوند. از مقایسه این نتایج می‌توان پایداری و ناپایداری محلی، کلی و لحظه‌ای را استخراج نمود.

5- راستی‌آزمایی

برای راستی‌آزمایی نتایج، از نتایج آزمایش ناسا برای روتور 37 استفاده شده است [30].

برای شبیه‌سازی جریان در روتور ناسا 37 و راستی‌آزمایی نتایج ابتدا باید دبی خفگی استخراج شود. بدین منظور، با استفاده از شبکه بدست آمده، دبی خفگی با کاهش فشار استاتیک خروجی تا جائیکه کاهش بیشتر فشار خروجی، دبی را تغییر ندهد، استخراج می‌شود. دبی خفگی بدست آمده از آزمایش این روتور 20.93 کیلوگرم بر ثانیه [31] و دبی بدست آمده از شبیه‌سازی حاضر 20.98 کیلوگرم بر ثانیه می‌باشد.

با استفاده از این دبی و شبکه بدست آمده، جریان درون روتور ناسا 37 در فشارهای عملکردی مختلف شبیه‌سازی شده و نتایج با نتایج تجربی مقایسه شده است. شکل 5 تغییرات بازده روتور ناسا 37 نسبت به دبی بی‌بعد شده (نسبت به دبی خفگی) را نشان می‌دهد. مطابق این شکل، با کاهش دبی، و به بیان بهتر، افزایش فشار استاتیک خروجی، اختلاف نتایج تجربی و عددی زیاد می‌شود. در واقع، با افزایش فشار استاتیک، روتور به شرایط استال نزدیک می‌شود. از آنجائیکه در نزدیک استال، طبیعت جریان به سوی ناپایا شدن میل می‌کند، این اختلاف نتایج قابل توجیه می‌باشد. این افزایش اختلاف نتایج تجربی و عددی در نزدیکی خفگی که شوک‌های شدید حضور دارند نیز مشاهده می‌شود.

6- نتایج عددی

6-1- شبیه‌سازی مودال سازه

در شرایط واقعی، پره کمپرسور دارای دوران در سرعت نامی می‌باشد و در نتیجه نیروهای کوریولیس و گریز از مرکز به آن وارد می‌شوند. چنانچه آنالیز مودال با درنظر گرفتن این نیروها و در واقع آنالیز مودال با پیش‌بار انجام شود، مقدار فرکانس‌های طبیعی نسبت به حالت بدون بار (بدون در نظر گرفتن نیروهای کوریولیس و گریز از مرکز) افزایش می‌یابند. فرکانس طبیعی اول پره رتور ناسا 37 در این شرایط به 1158 هرتز می‌رسد.

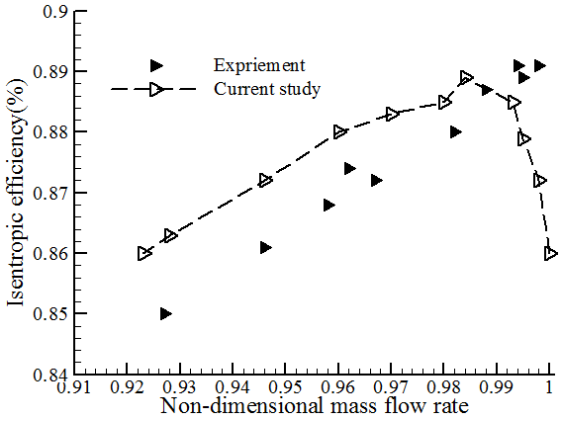

Fig.5 Variations of efficiency versus non-dimensional mass flow rate for NASA 37 Rotor

شکل 5 تغییرات بازده نسبت به دبی بی‌بعد برای روتور ناسا 37

6-2- شبیه‌سازی جریان پایا در رتور

پس از شبیه‌سازی جریان، سه پارامتر مهم نسبت فشار کل، نسبت دمای کل و عدد ماخ نسبی بررسی شده‌اند. در شکل 6، توزیع نسبت دمای کل و نسبت فشار کل در راستای اسپن پره در محل خروج جریان از بین پره‌ها برای شرایط نامی و نزدیک استال با مقادیر تجربی مقایسه شده‌اند. مطابق این شکل، نتایج مقاله حاضر، تطابق قابل‌قبولی با نتایج تجربی مرجع [9] دارند. با افزایش فاصله از هاب، در هر دو ناحیه کاری، نمودار نزدیک استال از نمودار نزدیک بیشینه راندمان فاصله بیشتری می‌گیرد. بیشینه فاصله نمودار نسبت فشار و نسبت دمای کل در شرایط نامی و نزدیک استال در نزدیکی پوسته (شرود) می‌باشد. در واقع رفتار فاصله بین نوک پره تا پوسته رتور یا همان درز نوک پره، نقش بارزی در این رفتار دارد. اختلاف نتایج تجربی و عددی در نزدیک استال در نزدیکی پوسته، بیشتر می‌شود. این موضوع به شکل‌گیری ساختارهای سه‌بعدی در ناحیه درز نوک مربوط می‌شود. برای شبیه‌سازی این ساختارها بهتر است از شبکه با چگالی بالاتر در این ناحیه و روش‌های آشفتگی شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ[1] یا شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده[2] استفاده شود.

در شکل 7 توزیع عدد ماخ نسبی در نزدیکی پوسته و در شرایط کارکرد

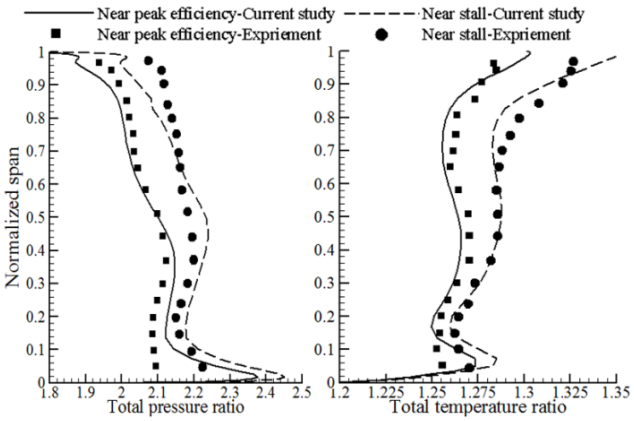

Fig.6 Variations of total pressure (left) and total temperature (right) ratio across the span for design point and near stall

شکل 6 تغییرات نسبت فشار (چپ) و نسبت دما (راست) کل در عرض اسپن برای نقطه طراحی و نزدیک استال

[1] Large Eddy Simulation(LES)
[2] Detached Eddy simulaton(DES)

نامی، بمنظور بررسی رفتار شوک‌ها به‌عنوان نمونه نشان داده شده است. همانطور که دراین شکل دیده می‌شود، شوک‌های تشکیل شده در نزدیکی میانه پره با پره مجاور برخورد کرده و بر الگوی جریان و همچنین رفتار آیروالاستیک مجموعه رتور تأثیر می‌گذارند.

6-3- بررسی تغییرات میرایی آیرودینامیکی و حدود ناپایداری

برای بررسی اثر زاویه فاز بین پره بر ناپایداری آیروالاستیک و استخراج زاویه فاز بین پره بحرانی، میرایی متوسط آیرودینامیکی پره در 13 زاویه فاز بین پره مختلف از 180- درجه تا 180 درجه، به کمک 13 شبیه‌سازی مستقل برای هر شرایط کاری رتور محاسبه شده است. این فرآیند برای شرایط کاری نزدیک بیشینه راندمان و نزدیک استال انجام شده است تا اثر شرایط کاری رتور بر ناپایداری آیروالاستیک بررسی شود. برای هر کدام از این شبیه‌سازی‌ها، 168 ساعت (یک هفته) زمان بر روی یک سیستم پردازش موازی صرف شده است. این سیستم، دارای 32 هسته محاسباتی 2.6 گیگاهرتز با 32 گیگابایت رم بوده است. برای تعیین دقیق‌تر زاویه فاز بحرانی، زوایای فاز بین پره، به‌گونه‌ای انتخاب شده‌اند که در نزدیکی زاویه فاز بحرانی باشند. بدین منظور، ابتدا 5 زاویه فاز بین پره، 180،90،0 و 180- درجه انتخاب شده و پس از محاسبه میرایی آیرودینامیکی آنها، زوایای فاز بین پره برای شبیه‌سازی بعدی، بین زوایای فاز با مقدار کمتر میرایی آیرودینامیکی انتخاب می‌شوند. با این روش، دقت زاویه فاز بین پره بحرانی بدست آمده، مرحله به مرحله، زیادتر می‌شود. همانطور که در شکل 8 دیده می‌شود، زاویه فاز بین پره بحرانی برای شرایط کاری نامی، 20 درجه می‌باشد. با افزایش فشار خروجی کانال پره و رسیدن به شرایط نزدیک استال، مقادیر میرایی آیرودینامیکی متوسط برای تمامی زوایای فاز بین پره کاهش می‌یابد؛ اما زاویه فاز بحرانی تغییر نمی‌کند. بنابراین می‌توان گفت که زاویه فاز بین پره بحرانی در یک دور خاص رتور، مستقل از شرایط کارکرد (فشارخروجی کانال پره) رتور می‌باشد. روند کاهشی میرایی آیرودینامیکی بیانگر این است که با افزایش بیشتر فشار خروجی کانال پره و ورود به ناحیه استال، میرایی آیرودینامیکی منفی شده و شرط لازم برای ناپایداری آیروالاستیک مهیا می‌شود.

در شکل‌های 9 تا 11، تغییرات میرایی آیرودینامیکی نسبت به زمان برای هر دو پره، به‌ترتیب در سه شرایط کاری؛ نامی، نزدیک استال و استال رسم شده‌اند. در شرایط نامی که هیچ‌گونه ناپایایی جریان مانند، جدایش وسیع، ریزش گردابه و یا ناپایداری مانند استال و سرج وجود ندارد، مقدار

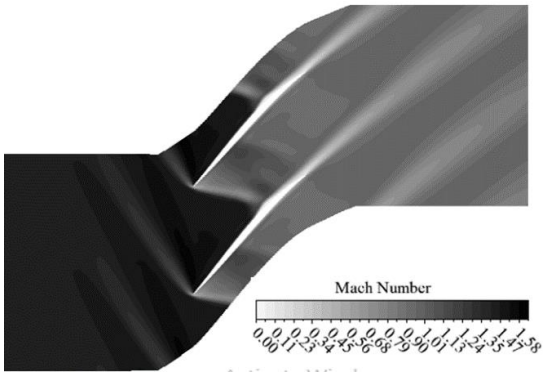

Fig.7 Distribution of relative Mach number at 0.9 blade span in design point

شکل 7 توزیع عدد ماخ نسبی در مقطع 0.9 اسپن پره در نقطه طراحی

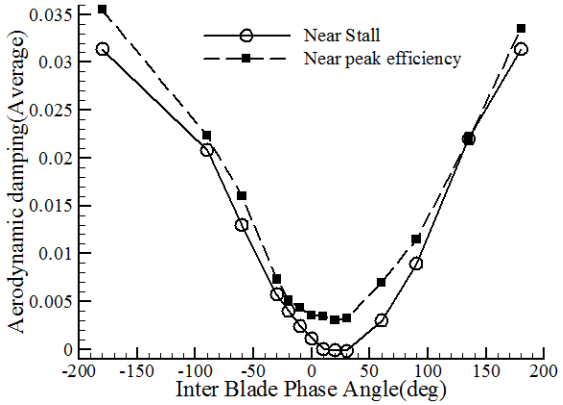

Fig.8 Variations of average aerodynamic damping versus Inter Blade Phase Angle (IBPA)

شکل 8 تغییرات میرایی متوسط آیرودینامیکی نسبت به زاویه فاز بین پره

میرایی آیرودینامیکی دو پره برابر و پس از چند سیکل، نسبت به زمان تغییر نمی‌کند (شکل 9).

با افزایش فشار خروجی کانال پره و در شرایط نزدیک استال، رفتار میرایی آیرودینامیکی هر دو پره نسبت به زمان نوسانی شده و مقادیر آنها از یکدیگر کمی فاصله می‌گیرند (شکل 10). علت این روند نوسانی، شکل‌گیری و جدایش متناوب گردابه‌های ریز شروع استال می‌باشد.

با افزایش بیشتر فشار خروجی جریان از کانال پره و ورود به ناحیه استال در همان زاویه فاز بین پره بحرانی 20 درجه، مقدار میرایی آیرودینامیکی هر دو پره، افت ناگهانی کرده و منفی می‌شود. الگوی نوسانی تغییرات نسبت به زمان میرایی آیرودینامیکی تغییر کرده و فرکانس آن افزایش می‌یابد (شکل 11). علت این تغییر را می‌توان مرتبط با شکل‌گیری و حرکت سلول‌های استال از پره‌ای به پره دیگر و در نتیجه شکل‌گیری استال دورانی دانست.

استال در چنین پره توربوماشینی، پس از 1.5 تا 2 دور از شروع کار رتور در ناحیه استال شروع به شکل‌گیری می‌کند [26]. تعداد دور رتور در شبیه‌سازی‌های این پژوهش، بیشتر از 6 دور می‌باشد. همانطور که در شکل 11 نشان داده شده است، پس از 0.007 ثانیه که معادل حدود دو دور دوران رتور ناسا 37 می‌باشد، استال شروع به شکل‌گیری می‌کند. در شرایط استال، مقادیر میرایی آیرودینامیکی دو پره نیز از هم فاصله بیشتری می‌گیرند اما مقدار منفی آنها حفظ می‌شود. این فاصله‌گیری مقادیر میرایی آیرودینامیکی دو پره را می‌توان ناشی از ناپایدار شدن پره‌ها دانست. بنابراین پره‌های رتور

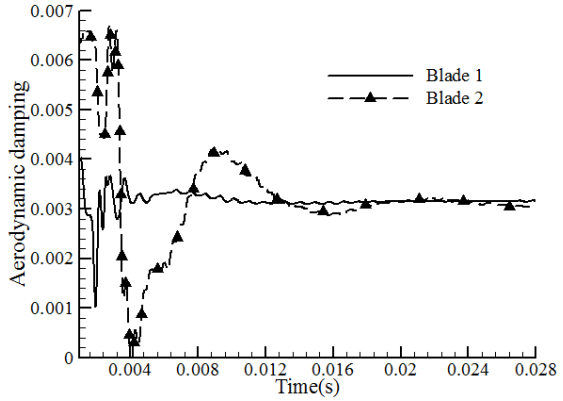

Fig.9 Variations of aerodynamic damping of adjacent blades versus time in critical IBPA (Design point)

شکل 9 تغییرات میرایی آیرودینامیکی دو پره مجاور نسبت به زمان در زاویه فاز بین پره بحرانی (نقطه طراحی)

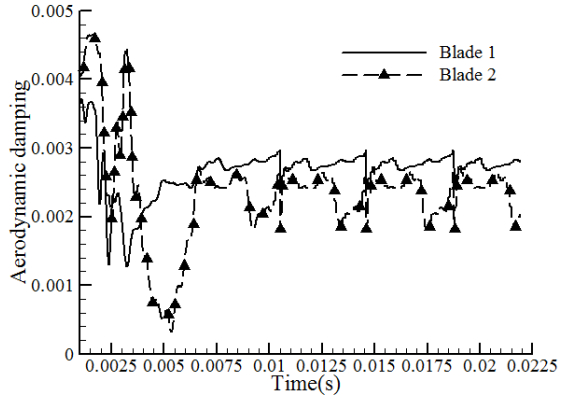

Fig.10 Variations of aerodynamic damping of adjacent blades versus time in critical IBPA (Near stall)

شکل 10 تغییرات میرایی آیرودینامیکی دو پره مجاور نسبت به زمان در زاویه فاز بین پره بحرانی (نزدیک استال)

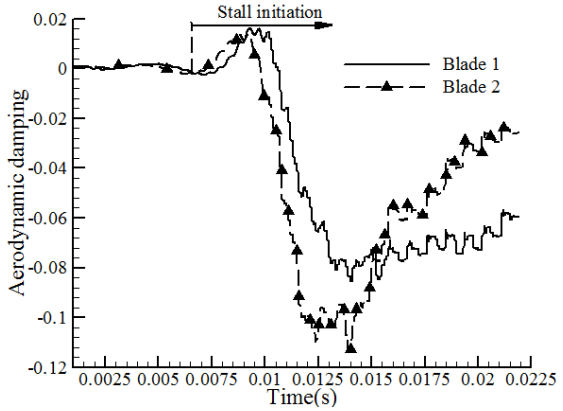

Fig.11 Variations of aerodynamic damping of adjacent blades versus time in critical IBPA (Stall)

شکل 11 تغییرات میرایی آیرودینامیکی دو پره مجاور نسبت به زمان در زاویه فاز بین پره بحرانی (استال)

ناسا 37 در ناحیه استال، شرایط لازم ناپایداری آیروالاستیک را دارند و در این شرایط می‌توانند دچار ناپایداری آیروالاستیک یا همان استال فلاتر شوند.

6-4- بررسی توزیع کار آیرودینامیکی

همانطور که پیش از این گفته شد، مقدار و علامت کار آیرودینامیکی انجام شده روی پره نوسانی، نشان‌دهنده پایداری یا ناپایداری آیروالاستیک پره می‌باشد. با انتگرال‌گیری از کار آیرودینامیکی روی سطح پره در طی چند سیکل نوسان، می‌توان میرایی مثبت یا منفی آیرودینامیکی را محاسبه کرد. در شکل‌های 12 و 13، چگالی کار آیرودینامیکی در یک لحظه از ارتعاش پره و در زاویه فاز بین پره بحرانی به‌ترتیب در شرایط نامی و نزدیک استال در هر دو سطح فشار و مکش پره نشان داده شده است. مقایسه چگالی کار آیرودینامیکی در این دو شکل، بیانگر کمتر بودن مقدار کار آیرودینامیکی در شرایط استال نسبت به شرایط نامی می‌باشد. در واقع، کاری که توسط پره روی جریان انجام می‌شود کمتر بوده و در بسیاری از نقاط پره منفی می‌باشد که نشان‌دهنده انتقال انرژی سیال به پره و در نتیجه ناپایداری آیروالاستیک است. مقایسه این دو شکل نشان می‌دهد که سطح فشار پره در شرایط استال ناپایدارتر از شرایط نامی است در حالیکه سطح مکش دراستال پایدارتر از شرایط کارکرد نامی رتور است. با دقت بیشتر، مشخص می‌شود که گستردگی ناپایداری (کار منفی) سطح فشار در شرایط استال بیشتر از پایداری سطح مکش می‌باشد. در واقع سطح فشار پره، نقش بیشتری در ناپایداری پره در شرایط استال (در مقایسه با شرایط نامی) دارد. در فرآیند بازطراحی پره‌ها به‌منظور کاهش اثرات ناپایداری آیروالاستیک باید توجه ویژه‌ای به این سطح شود.

6-5- بررسی تغییرات آنتروپی در خروجی پره‌ها

برای بررسی تغییرات انرژی جریان، تغییرات آنتروپی جریان در خروجی کانال پره نسبت به زمان برای شرایط نامی و استال در شکل 14 نشان داده شده است. در شرایط نزدیک بیشینه راندمان که همان شرایط نامی کارکرد رتور می‌باشد، آنتروپی دارای نوسانات با دامنه کوچک و فرکانس نوسان پره می‌باشد و ساختار جریان منظم می‌باشد. با شروع استال، آنتروپی الگوی نوسانی با دامنه زیاد به خود می‌گیرد و مقدار متوسط آن با زمان به‌شدت رشد می‌کند. این افزایش آنتروپی، علاوه بر اینکه نمادی از ناپایداری آیرودینامیکی استال می‌باشد، نشان‌دهنده افزایش اتلاف انرژی جریان می‌باشد. بخشی از این اتلاف انرژی مربوط به انتقال انرژی از سیال به پره، در فرآیند ناپایداری آیروالاستیک استال فلاتر می‌باشد.

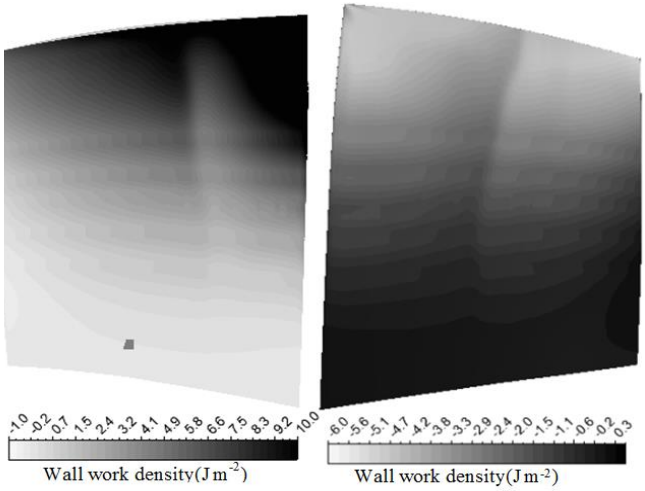

Fig.12 Aerodynamic wall work density on blade in design point in a moment of vibration (right: suction side, left: pressure side)

شکل 12 چگالی کار آیرودینامیکی بر روی پره در نقطه طراحی در یک لحظه نوسان (راست:سطح مکش، چپ:سطح فشار)

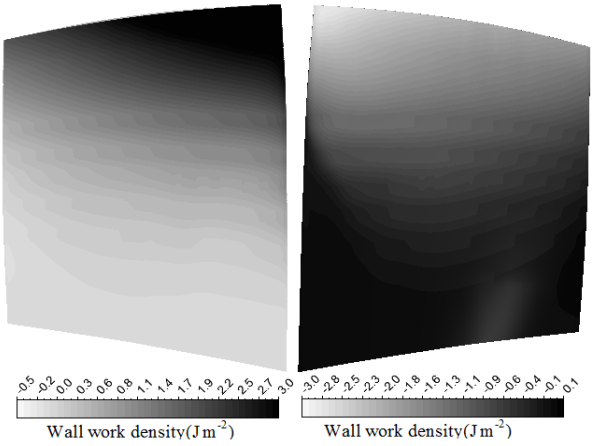

Fig.13 Aerodynamic wall work density on blade in Stall condition in a moment of vibration (right: suction side, left: pressure side)

شکل 13 چگالی کار آیرودینامیکی بر روی پره در شرایط استال در یک لحظه ارتعاش (راست:سطح مکش، چپ:سطح فشار)

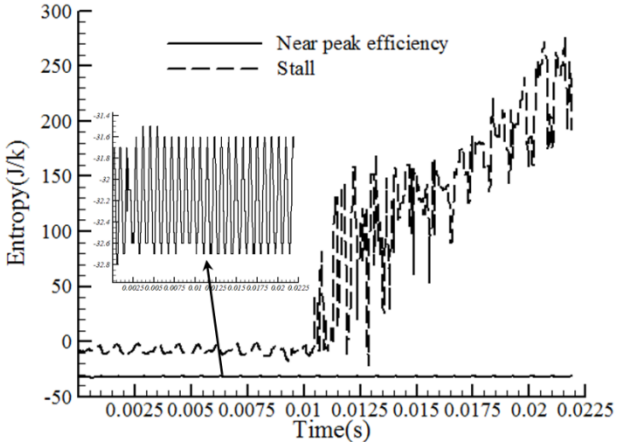

Fig.14 Variations of entropy versus time in blade passage outlet

شکل 14 تغییرات آنتروپی نسبت به زمان در خروجی پره

6-6- بررسی رفتار ضریب فشار ناپایا حول پره نوسانی

همانطور که در رابطه (1) مشاهده می‌شود، فشار ناپایای وارد بر پره، نقش اصلی را در مقدار کار آیرودینامیکی و در نهایت ناپایداری آیروالاستیک پره‌ها ایفا می‌کند. برای فهم بهتر علت پدیده‌های آیروالاستیک تشریح شده در بخش‌های قبل لازم است رفتار فشار اطراف پره در طول زمان نوسان پره، شناسایی شود. ماهیت فشار در هر نقطه در میدان جریان دارای پره نوسانی، ناپایا بوده و دارای دو مولفه متوسط پایا و نوسانی ناپایا می‌باشد. رابطه (10)، دو مؤلفه فشار را نشان می‌دهد. مقدار و فاز مؤلفه نوسانی ناپایای فشار دور پره در هر شرایط کاری رتور به فرکانس نوسان و زاویه فاز بین پره، بستگی دارد.

$$p(x,y,z,t) = \bar{p}(x,y,z,t) + \hat{p}(x,y,z,t) = \bar{p}(x,y,z,t) + \hat{p}e^{i(\omega t+\varphi)} \quad (10)$$

در رابطه (10)، $\bar{p}$، فشار متوسط پایا، $\hat{p}$، اندازه فشار ناپایا و φ فاز آن نسبت به فاز صفر نوسان پره می‌باشد. برای مقایسه، لازم است برای اندازه‌گیری مقدار اندازه فشار، از یک پارامتر بی‌بعد مانند ضریب فشار استفاده شود. بدین‌منظور ضریب فشار ناپایا بصورت رابطه (11) تعریف می‌شود:

$$\hat{C}_P = \frac{\hat{p}}{0.5A\rho u^2} \quad (11)$$

در این رابطه، A، دامنه نوسان پره‌ها و $0.5\rho u^2$، فشار دینامیک در ورودی کانال پره می‌باشد.

در شکل 15 توزیع نقاط اندازه‌گیری ضریب فشار نوسانی ناپایا حول پره در یک مقطع اسپن نشان داده شده است.

تغییرات اندازه و فاز ضریب فشار ناپایای نوسانی حول پره در سه مقطع 0.1، 0.5 و 0.9 طول اسپن پره برای شرایط نامی، به‌ترتیب در شکل‌های 16 و 17 و برای استال به‌ترتیب در شکل‌های 18 و 19 نشان داده شده‌اند.

همانطور که در این شکل‌ها دیده می‌شود، سطح اندازه ضریب فشار ناپای نوسانی در نزدیکی بیشینه راندمان، در نزدیک پوسته رتور بیشتر از دو مقطع دیگر می‌باشد. در شرایط استال، در سطح فشار پره، اندازه ضریب فشار ناپایای نوسانی بیشتر از دو مقطع دیگر و در سطح مکش، کمتر از دو مقطع دیگر

Fig.15 Distribution of measurement points of $\hat{C}_P$

شکل 15 توزیع نقاط اندازه‌گیری ضریب فشار نوسانی

می‌باشد که ناشی از جریان‌های ثانویه و برگشتی در درز نوک پره است. اندازه فشار حول پره در هر سه مقطع در شرایط استال تا 10 برابر بیشتر از فشار نقاط مشابه در شرایط نامی می‌باشد. این شرایط، ناشی از وقوع استال و در پی آن استال فلاتر است. قله‌های موجود در منحنی‌های شکل‌های 16 و 17 ناشی از وقوع شوک‌های شدید است. نوسان پره، باعث می‌شود که اندازه و فاز شوک‌های نشان داده شده در شکل 10 با زمان تغییر کنند. این برهمکنش بین شوک‌ها و نوسان پره منجر به الگوی اندازه و فاز ضریب فشار در شکل‌های 16 و 17 می‌شود. در شرایط استال، به علت کاهش ماخ نسبی شدت آنها کمتر بوده و در نتیجه قله‌های شدید در شکل‌های 18 و 19 دیده نمی‌شوند.

محدوده تغییرات فاز ضریب فشار در هر دو حالت استال و نامی، در محدوده 90-90- درجه می‌باشد. در واقع ضریب فشار و در نتیجه فشار ناپایای نوسانی حداکثر 90 درجه با نوسان پره مربوط به خود و 110 درجه (90+ زاویه فاز بین پره بحرانی) با پره مجاور اختلاف فاز خواهد داشت. این بیشینه اختلاف فاز ارتباطی با ناپایداری و شرایط کاری رتور نداشته و مستقل از آنها است. در شرایط نامی، فاز ضریب فشار اکثرا مثبت می‌باشد و این به‌معنای این است که نوسان پره دنباله‌روی فشار حول پره را می‌کند، در حالیکه در شرایط استال، این موضوع برعکس می‌باشد، یعنی به‌دلیل منفی بودن فاز ضریب فشار در اکثر نقاط اطراف پره، الگوی سیال از ارتعاشات اجباری پره تبعیت می‌کند. از سوی دیگر نوسانات شدید فاز در شرایط نامی را می‌توان به مقاومت سیال در برابر تبعیت از نوسان پره تعبیر نمود. در حالیکه در شرایط استال، االگوی تغییرات اندازه و فاز ضریب فشار ناپایا کاملا منظم می‌باشند.

همانطور که در بخش 6-4 گفته شد، سطح فشار پره در شرایط استال نقش بیشتری در ناپایداری آیروالاستیک پره دارد. اندازه ضریب فشار ناپایا در شرایط استال نشان می‌دهد که اندازه ضریب فشار در سطح فشار پره در همه مقاطع اسپن بیشتر از سطح مکش است و در نتیجه کار آیرودینامیکی مربوط به آن بیشتر بوده و میرایی آیرودینامیکی متناظر نیز قدرمطلق بزرگتری دارد.

7- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

بررسی برهمکنش سازه-سیال در توربوماشین‌ها به جهت ناپایداری‌های آیروالاستیک و در نتیجه آن، کاهش عمر، کاهش راندمان و خرابی توربوماشین، از اهمیت زیادی برخوردار است. این اهمیت در توربوماشین‌های

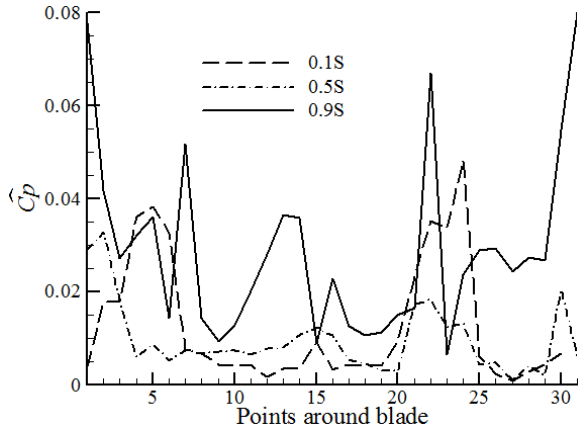

Fig.16 Variations of $\hat{C}_P$ value around the blade (Design point)

شکل 16 تغییرات مقدار ضریب فشار لحظه‌ای (نقطه طراحی)

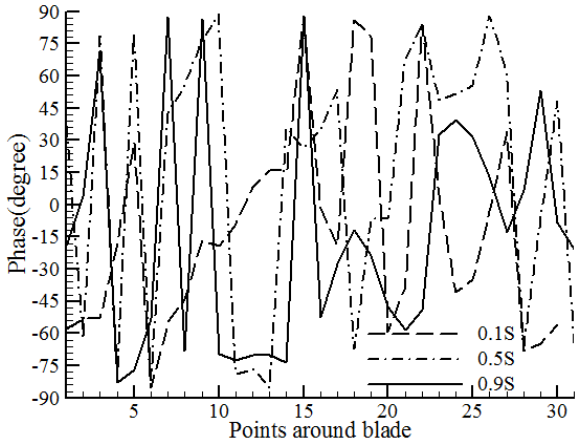

Fig.17 Variations of $\widehat{C}_P$ phase around the blade (Design point)

شکل 17 تغییرات فاز ضریب فشار لحظه‌ای در فرآیند نوسان پره‌ها (نقطه طراحی)

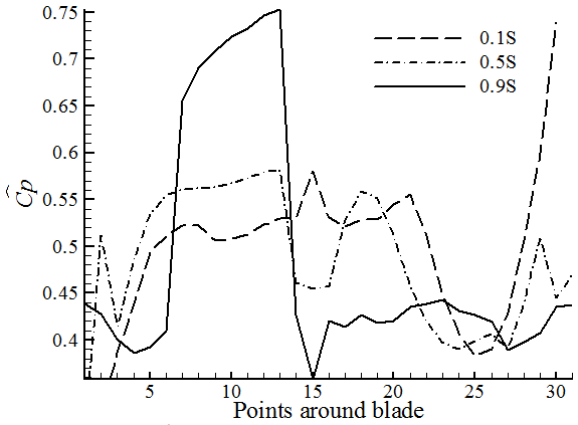

Fig.18 Variations of $\widehat{C}_P$ value around the blade (Stall)

شکل 18 تغییرات مقدار ضریب فشار لحظه‌ای در فرآیند نوسان پره‌ها (استال)

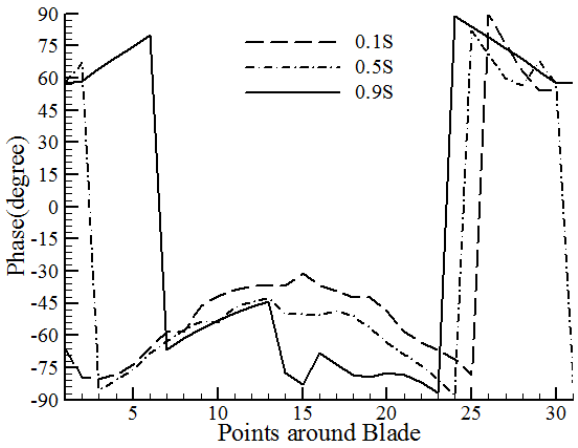

Fig.19 Variations of unsteady $\widehat{C}_P$ around the blade (Stall)

شکل 19 تغییرات فاز ضریب فشار ناپایا در فرآیند نوسان پره‌ها (استال)

گذرصوتی به‌دلیل پدیده‌های مختص این رژیم جریان، اهمیتی مضاعفی پیدا می‌کند. در این پژوهش، با استفاده از روش تبدیل فوریه، رفتار ناپایداری آیروالاستیک پره‌های رتور ناسا 37 در ارتعاشات اجباری پره با فرکانس و مود طبیعی بحرانی بررسی شده است. این روش علاوه بر زمان بسیار کمتر نسبت به روش کوپل دوطرفه سازه-سیال، مود ناپایداری را نیز مشخص می‌کند و برای تعیین شرایط بحرانی امکان ظهور ناپایداری، قبل از شبیه‌سازی کوپل دوطرفه قابل استفاده است. بررسی‌های این مقاله در سه شرایط کارکرد استال، نزدیک استال و نامی (نزدیک بیشینه راندمان) انجام شده است. نتایج پژوهش حاضر در بندهای زیر خلاصه می‌شوند.

- روند انتخاب شبکه بهینه مستلزم انجام همزمان فرآیند استقلال از شبکه بر روی سازه و سیال می‌باشد. این روند، یک فرآیند رفت و برگشتی می‌باشد.
- نسبت فشار و نسبت دمای کل بدست آمده از شبیه‌سازی در خروجی کانال پره و در نزدیکی پوسته توربوماشین از نتایج تجربی فاصله می‌گیرند. این موضوع به‌دلیل ساختارهای پیچیده سه‌بعدی درز نوک پره می‌باشد که برای شبیه‌سازی دقیق نیازمند روش‌های آشفتگی دقیق‌تر می‌باشد.
- زاویه فاز بین پره بحرانی مستقل از شرایط کارکرد رتور می‌باشد و برای شرایط نزدیک استال، استال و نامی برابر است.
- با افزایش فشار خروجی و نزدیک شدن به شرایط استال، میرایی آیرودینامیک متوسط به مقادیر منفی نزدیک‌تر شده و ناپایداری آیروالاستیک بیشتر می‌شود.
- با شکل‌گیری ناپایداری در شرایط استال، مقادیر میرایی آیرودینامیکی لحظه‌ای هر دو پره از هم فاصله می‌گیرد اما مقدار آنها منفی باقی می‌ماند.
- فرکانس نوسان پره در تمامی شرایط کاری رتور روی منحنی‌های میرایی آیرودینامیکی پره مشاهده‌پذیر هستند.
- فرکانس نوسان فشار پایین‌دست در همه شرایط کارکرد توربوماشین، تابعی از فرکانس نوسان پره‌ها می‌باشد. اما دامنه نوسانات در شرایط شکل‌گیری سلول‌های استال بسیار بیشتر از شرایط نامی و نزدیک استال می‌باشد.
- مقایسه رفتار منحنی آنتروپی در خروجی کانال پره در شرایط استال و نامی، بیانگر افزایش آنتروپی با شیب تند در استال می‌باشد در حالیکه در شرایط نامی نوسانات دامنه کوچک با زمان دیده می‌شود. این افزایش به‌علت اتلاف انرژی ناشی از استال و ناپایداری آیروالاستیک می‌باشد.
- مقایسه نمودارهای مقدار و فاز فشار اطراف پره در شرایط نامی و استال، جزئیات بیشتری از علل ناپایداری آیروالاستیک در شرایط استال را مشخص می‌کند.
- منحنی‌های اندازه و فاز فشار در شرایط استال بسیار هموارتر از منحنی‌های مربوط به شرایط نامی می‌باشند. این موضوع ناشی از برهمکنش شوک‌های شدید شرایط نامی با پره نوسانی و مقاومت در برابر ناپایداری است در حالیکه در شرایط استال، شوک‌ها ضعیف‌تر بوده و اندازه فاز منفی فشار در اکثر نقاط اطراف پره نمایانگر ناپایداری می‌باشد.
- سطح فشار پره در شرایط استال نقش بیشتری در ناپایداری آیروالاستیک پره نسبت به سطح مکش دارد.

8- تقدیر و تشکر

شبیه‌سازی‌های این مقاله با استفاده از سیستم پردازش موازی مرکز داده‌های ابری دانشگاه تربیت مدرس انجام شده است. بدین وسیله از همکاری صمیمانه مسئولین و کارشناسان این مرکز قدردانی می‌شود.

9- مراجع

[1] E. H. Dowell, H. C. Curtiss, R. H. Scanlan, F. Sisto, *A Modern Course in Aeroelasticity*, pp. 475-477, New York: Kluwer Academic Publishers, 1989.

[2] H.Doi, *Fluid-Structure coupled aeroelastic computational for transonic flows in turbomachinery*, PhD Thesis, Stanford University, Stanford, 2002.

[3] H. Forshching, Aeroelastic stability of cascades in turbomachinery, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 30, No. 3 pp. 213-266, 1994.

[4] 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 Persianفارسی)

[5] V. Lyengar, L. N. Sankar, R. Denney, A first-principles based methodology for design of axial compressor Configurations, *Proceedings of Power for Land, Sea and Air conference*, Montreal: American Society of Mechanical Engineers, pp.1301-1312, 2007.

[6] S. Karami, M. Rostami, S. Kheradmand, Validation of Rotor37 using K-omega sst model, *Second symphosium of engineering science development*, Tehran, Iran, 2015. (in Persianفارسی)

[7] M. SeyyedMirzabozorg, H. Ahmadi, M. Bazazzadeh, 3D investigation of flow passed a transonic fan in turbofan engine with by-pass ratio 3-1 and result comparison with design parameters, *Proceedings of The 1th Conference on Propulsion*, Shahinshahr, Iran, 2012. (in Persianفارسی)

[8] P. Cinnellay, B. Michel, Toward improved simulation tools for compressible turbomachinery: assessment of RBC schemes for the transonic NASA Rotor 37 benchmark case, *The 21th Congres on Mechanical Engineering*, Bordo, France, 2013.

[9] A. A. Ameri, *NASA Rotor 37 CFD code validation*, NASA, Ohio, pp.1-8, 2010

[10] P. Groth, H. Martensson, N. Edin, Experimental and computational fluid dynamics based determination of flutter limits in supersonic space turbines, *Turbomachinery*,Vol. 132, No. 1, pp. 321-329, 2010.

[11] 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, *Proceedings of The 32th International Conference on Propulsion*, Buena Vista, July 1-3, 1996.

[12] V. Gnesin, R. Rzadkowski, L. Kolodyazhnaya, A coupled fluid-structure analysis for 3D flutter in turbomachines, *Proceedings of ASME TURBOEXPO 2000*, Munich, Germany, May 8-11, 2000.

[13] V. Carstens, J. Belz, Numerical investigation of nonlinear fluid-structure interaction in vibrating compressor blades, *Turbomachinery*, Vol. 123, pp. 402-408, 2001.

[14] Z. Fu, Y. Wang, Aeroelastic analysis of a transonic fan blade with low hub-to-Tip ratio including mistuning effects, *Power and Energy Engineering*, Vol.3, pp:362-372, 2015

[15] Ansys Inc. CFX-Pre Users Guide, Release 16, Canonsburg: Ansys Inc, pp.345-355, 2015.

[16] M. Jalalifar, B. Ghadiri Dehkordi, S.Fallah, Numerical study of mid-span damper effect on the pattern of flow and operation of transonic compressor blades, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 10, pp. 218-228, 2016. (in Persianفارسی)

[17] H. Sik. Im., *High fidelity simulation of Non-synchronous vibration for aircraft engine fan/compressor*, PhD Thesis, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, University of Miami, Miami, 2012.

[18] Ansys Inc., *Ansys-CFX solver modeling Guide*, Release 16, pp.230-236, Canonsburg: Ansys Inc, 2015

[19] J. A. Erdos, *Numerical solution of periodic transonic flow through a fan stage*., *AIAA*, Vol. 15, No. 11, pp.1559-1568, 1977.

[20]L. Reid, D. M. Royce, *Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor* , NASA, Virginia, pp. 64-65, Ohio, 1978.

[21] L. Cavagna, G. Quaranta, P. Mantegazzaa, Application of navier-stokes simulations for aeroelastic stability assessment in transonic regime, *Computer and Fluids*, Vol. 85, pp. 818–832, 2007.

[22] M. May, Y. Mauffrey, F. Sicot, Numerical flutter analysis of turbomachinery bladings based on time-linearised, time spectral and time accurate simulations, *Proceeding of The 15th International Conference on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, Paris, France, 2011.

[23] L. Bertini, B. D. Monelli, P. Neri, C. Santus, A. Guglielmo, Explanation and application of the safe diagram, *International Conference of RASD*, Pisa, Italy, 2013.

[24] L. He, An euler solution for unsteady flows around oscillating blades, *Turbomachinery*, 1990, Vol. 112, No. 4, pp. 110-118, 1990.

[25] G. A. Gerolymos, Analysis and application of chorochronic periodicity for turbomachinery rotor/stator interaction computations, *Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 6, pp.1139-1152, 2002.

[26] H. Khaleghi, Stall inception and control in a transonic fan, part A: Rotating stall inception, *Aerospace Science and Technology*,Vol. 41, pp. 250-258, 2015.

[27] Ansys Inc., *Ansys-Fluent user's guide*, Release 16, Canonsburg: Ansys Inc, pp. 96-100, 2015.

[28] A. V. Srinivasan, Flutter and resonant vibration characteristics of engines blades, *Engineering for gas turbines and power*, Vol. 119, pp.742-775, 1997.

[29] Y. Zha, R. Bladh, G. Dyverfeldt, Aeroelastic stability assessment of an industrial compressor blade including mistuning effects, *Turbomachinery*, Vol. 134, pp. 1120-1135, 2012.

[30] K. L. Suder, M. L. Celestina, *Experimental and Computational Investigation of the Tip Clearance Flow in a Transonic Axial Compressor Rotor*, Ohio, 1994.

[31] J. D. Denton, Lessons from Rotor 37, *Thermal Science*, Vol. 6, No. 1, pp. 1-13, 1997.