



بررسی عددی اثرات هندسه‌ی ایرفویل بر ساختارهای جریان‌ی در یک فن زیرصوتی با کمک روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

محمود عسگری سوادجانی¹، بهزاد قدیری دهکردی^{2*}

1- دانشجوی دکترا، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

2- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

* تهران، صندوق پستی 14115-111، ghadirib@modares.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 18 آذر 1396

پذیرش: 30 دی 1396

ارائه در سایت: 04 اسفند 1396

کلید واژگان:

آیروالاستیسیته

شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

آشفته‌گی

استال

کمپرسور محوری

چکیده

در این مقاله شبیه‌سازی جریان در گذرگاه بین پره‌ای یک فن زیرصوتی با ایجاد تغییراتی در هندسه ایرفویل پره، در شرایط نزدیک به رخداد استال گردشی، به روش عددی بررسی شده است. الزامات شبیه‌سازی جریان با هدف آشکارسازی طیف آشفته‌گی در جریان اطراف پره، بررسی شده است. با توجه به شروع بسیاری از ناپایداری‌های آیرودینامیکی از لبه حمله پره و تأثیر هندسه این قسمت در شکل‌گیری نوع و شدت ناپایداری‌ها، هدف این پژوهش، بررسی اثرات تغییر در شعاع نوک ایرفویل پره‌ی فن در رخداد پدیده‌های جریان‌ی با مقیاس‌های مختلف اعداد موج است. حل عددی میدان جریان به روش‌های مختلف مدل‌سازی و شبیه‌سازی عددی آشفته‌گی انجام شده و توانمندی روش‌های گوناگون در آشکارسازی پدیده‌های جریان مشخص شده است. ایرفویل به کار رفته در هندسه‌ی پره در پژوهش‌های پیشین، از سری NACA-65 استاندارد است، که در این پژوهش با 50% تغییر شعاع لبه حمله، تأثیر هندسه‌ی پره بر ساختار جریان بررسی شده است. همچنین الزامات شبکه در شبیه‌سازی عددی به طور ویژه بررسی شده و پیشنهادهایی برای استفاده در فرایندهای شبیه‌سازی آیروالاستیسیته ارائه شده است. در کار حاضر، سطح دقت و قابلیت اتکا به نتایج به دست آمده با روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، با بررسی طیف انرژی و تخمین میزان انرژی آشکار شده مورد توجه قرار گرفته است. نتایج نشان‌دهنده‌ی اثرگذاری دقت حل و تراکم شبکه به طور خاص بر پدیده‌های مقیاس کوچک و طیف جریان است. همچنین تغییر در هندسه پره، بر توزیع طیفی انرژی میان پدیده‌های مقیاس کوچک، اثر قابل توجهی داشته است.

Numerical investigation of airfoil geometric variations impacts on flow structures in a subsonic fan using Large Eddy Simulation method

Mahmood Asgari Savadjani, Behzad Ghadiri Dehkordi*

Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

* P.O.B. 14115-111 Tehran, Iran, ghadirib@modares.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 09 December 2017

Accepted 20 January 2018

Available Online 23 February 2018

Keywords:

Aeroelasticity

Large Eddy Simulation

Turbulent

Stall

Axial Compressor

ABSTRACT

The numerical simulation of near-stall condition in a passage of an isolated subsonic rotor is studied in detail. The requirements of numerical simulation in order to resolve turbulent spectra around the blade are studied. According to the fact that most of unsteady aerodynamic phenomena incept from blades leading edge, and the role of this part in types and intensity of instabilities, the goal of this paper is to investigate the effects of changes in radius of leading edge of airfoil on flow phenomena in different scales of wave numbers. The governing equations of flow-field are solved using different numerical approaches. Resolution characteristics of different modeling and simulation techniques are investigated. The primary geometry of blade uses a standard NACA-65 series airfoil, which has been tolerated by 50% variation in circular leading edge radius. Mesh requirements of flow simulation for intended purposes are studied in detail and some recommendations are proposed to be implemented in numerical aeroelastic simulations. Accuracy and fidelity of LES results are studied with extraction of power spectra around the blade and the portion of resolved energy is also estimated. Results suggest that the order of accuracy and grid density highly affect the small-scale flow phenomena. The variations in leading edge radius also have great effect on energy distribution among resolved scales.

1- مقدمه

باوجود پیشرفت‌های چشم‌گیر در حوزه توربوماشین‌ها، به دو دلیل عمده، امروزه هنوز رخداد ارتعاشات خود تحریک به عنوان یک موضوع چالش برانگیز در توربوماشین‌ها باقی مانده است؛ اول آنکه حساسیت به ارتعاش در پره‌های مدرن به دلیل بارگذاری بیشتر (نسبت فشار بالاتر در کمپرسورها) و دمپینگ کمتر سازه‌ای (سبکی پره)، بالاتر رفته و دیگر آنکه پیش‌بینی رخداد ارتعاشات

جریان سیال در توربوماشین‌ها، اساساً ناپایا و آشفته است. ناپایداری جریان سیال، علاوه بر پیچیده ساختن روند تحلیل آن، در بسیاری از شرایط باعث ایجاد پدیده‌های آیروالاستیک در اثر تبادل انرژی میان سیال و سازه‌ی توربوماشین‌ها می‌شود [1].

Please cite this article using:

M. A. Savadjani, B. Ghadiri Dehkordi, Numerical investigation of airfoil geometric variations impacts on flow structures in a subsonic fan using Large Eddy Simulation method, Modares Mechanical Engineering, Vol. 18, No. 03, pp. 153-163, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

تغییر در فاصله درز نوک پره⁵ بر الگوی میدان جریان بین گذرگاهی، توسط اینونه در سال 1986 تحلیل شده است [5].

هندسه مطالعه شده در این پژوهش، در تست‌ریگ دانشگاه علم و صنعت هم به صورت عددی و هم تجربی برای مطالعه بهبود حاشیه ناپایداری آیرودینامیکی کمپرسور با کمک تزریق هوا و ایجاد شیار در پوسته و تأثیر این اقدامات بر تأخیر در شکل‌گیری استال گردشی بررسی شده است [6-8]. همچنین مطالعاتی با موضوع اثر گرفتگی در ورودی بر روی رفتار این رتور به صورت عددی و راهکار ارائه شده جهت بازگشت به شرایط کاری بهینه با کمک تزریق هوا بررسی شده است [9]. در این پژوهش، مقصود بررسی منشأ رخداد ناپایداری‌های آیرودینامیکی در رتور است، این ناپایداری‌ها در شکل‌گیری پدیده‌های آیرولاستیک مؤثر هستند. بنابراین، بررسی اثر تغییر در شعاع لبه‌ی حمله پره برای شناخت ویژگی‌های ساختار جریان و آشکارسازی پدیده‌های آیرودینامیکی به منظور یک شروع صحیح برای حل آیرولاستیسیته انجام شده و نوآوری اصلی این پژوهش است. تمامی حل‌های عددی در این پژوهش، با استفاده از نرم‌افزار آنسیس-سی اف ایکس⁶ انجام شده که در پژوهش‌های بسیاری در مسائل توربوماشین [10-13] با موفقیت به کار رفته و صحت‌سنجی شده است.

2- هندسه و روش حل

در پژوهش حاضر، علاوه بر محدودیت‌های هندسی ارائه شده در پژوهش‌های پیشین، به دلیل موضوع پژوهش، اثر هندسه‌ی ایرفویل با جزئیات بیشتر ارائه شده است. خطوط بیرونی هندسه‌ی پره در شکل 1 ترسیم شده که تمامی اطلاعات با تبدیل‌های هندسی ساده از مرجع اصلی [5] تولید شده است. در مرجع اصلی، به استفاده از مقطع سری ناسا-65⁷ اشاره شده و بیشترین ضخامت و زوایای ورودی و خروجی در جدول 1 موجود در مرجع [5] ارائه شده است. هندسه‌ی مقاطع سری ناسا-65 برای ضخامت‌های مورد نظر در مرجع [14] ارائه شده است. با استفاده از زوایای ورودی و خروجی، با یک روند تکرار می‌توان تابع خمیدگی ایرفویل را از فرمول خمیدگی سری ناسا-65 به دست آورد. ضخامت و خمیدگی ایرفویل‌های استفاده شده در پره‌ی فن مورد بررسی، در شکل 1 ترسیم شده، همچنین سه هندسه‌ی طراحی شده برای رتور زیرصوت، در نرم‌افزار بلیدجن⁸ تولید شده است. شعاع نوک ایرفویل‌های سری ناسا-65 با توجه به تولید هندسه از برآزش دایره، می‌تواند متغیر باشد. با توجه به عدم وجود اطلاعات دقیق از شعاع نوک پره در مرجع اصلی، شعاع اولیه‌ی مقاطع استاندارد (ارائه شده در [14]) به عنوان هندسه‌ی اصلی در نظر گرفته می‌شود. با توجه به شروع ناپایداری‌ها از لبه حمله پره در پژوهش‌های متعدد در حوزه کمپرسورها، موضوع این پژوهش، بررسی 50% افزایش و کاهش شعاع نوک مقطع پره قرار گرفته است. یک مطالعه نزدیک به پژوهش اخیر، مرجع [15] است، که هدف آن تحلیل فرایند توسعه استال دوار در یک کمپرسور مادون صوت بوده است، نتیجه این پژوهش تأکید می‌کند که جریان برگشتی در لبه فرار و گردابه شکل‌گرفته در لبه حمله پره، دو معیار اصلی برای شروع شکل‌گیری سلول‌های استال هستند، که باید آشکارسازی شوند.

3- مدل محاسباتی

در این پژوهش، معادلات ناوراستوکس تراکم‌پذیر و لزج با استفاده از روش

به دلیل گستردگی منابع شروع ارتعاش، مشکل می‌باشد، به گونه‌ای که بسیاری از محققین حتی برای یک نمونه مشابه اعداد متفاوتی را برای پارامترهای مؤثر در رخداد پدیده‌های آیرولاستیک ارائه نموده‌اند [2]. در منابع مختلف دسته‌بندی‌های متنوعی برای ارتعاشات رخ داده در توربوماشین‌ها ارائه شده است، اما با توجه به دیدگاه پژوهش حاضر که بر تأثیر هندسه ایرفویل در شکل‌گیری ساختارهای ناپایایی جریان و تحلیل این ساختارها تأکید دارد، دسته‌بندی ارائه شده در مرجع [2] که بر اساس منابع رخداد ارتعاشات و مقادیر فرکانسی می‌باشد، متناسب با این پژوهش تشخیص داده شده و مورد استفاده قرار گرفته است. در این دسته‌بندی ارتعاشات هم‌زمان، معمولاً به دلیل شرایط جریان ورودی غیر یکنواخت و یا مکانیزم برهم‌کنش میان ردیف پره‌های رتور با پره‌های ثابت (گردابه‌های ردیف‌های بالادست و یا تأثیر میدان جریان از پایین‌دست رتور) می‌باشد. معیار مشخص برای ارتعاشات هم‌زمان داشتن مقادیر فرکانس ارتعاشی با ضریب صحیحی از فرکانس چرخش است. دسته دوم مکانیزم‌های ارتعاشی با منشأ ریزش گردابه‌ها، ناپایداری چرخشی و ارتعاشات خود تحریک هستند که در دسته ارتعاشات غیر هم‌زمان قرار داده می‌شوند. با عنایت به تحلیل‌های ارائه شده برای گذرگاه پره‌ها برای یک کمپرسور ایزوله در کار حاضر، منشأ مورد بررسی برای تأثیر نوع ساختار جریان بر رخداد ارتعاشات دسته دوم مد نظر قرار گرفته است.

بررسی جامعی از شبیه‌سازی‌های انجام شده در زمینه جریان‌های ناپایا در توربوماشین‌ها، در مراجع [3,1] ارائه شده است. در شبیه‌سازی چنین جریان‌هایی، یکی از اصلی‌ترین چالش‌ها، محاسبه‌ی دقیق توزیع دامنه و فرکانس پدیده‌های جریان است. آشکارسازی تمامی فرکانس‌های جریان سیال، با استفاده از روش‌های شبیه‌سازی عددی، به دلیل محدودیت در تعداد سلول‌های شبکه، اساساً امکان‌پذیر نیست، حتی در حل‌های مبتنی بر شبیه‌سازی مستقیم عددی¹ نیز به دلیل خطاهای عددی مختلف، برخی از فرکانس‌ها دچار خطای قابل توجه خواهند شد [4]. همچنین این موضوع کاملاً پذیرفته شده است که روش‌های مبتنی بر حل معادلات میانگین‌گیری شده در زمان² برای دینامیک سیال در آشکارسازی صحیح توزیع انرژی در فرکانس‌های آشفته جریان ناکارآمد هستند. با توجه به اهمیت توزیع فرکانسی انرژی جریان در حل مسائل مربوط به آیرولاستیسیته، شبیه‌سازی دقیق آشفته‌گی‌های جریان برای دستیابی به طیف فرکانسی جریان اجتناب ناپذیر به نظر می‌رسد. در شبیه‌سازی آشفته‌گی، گستره‌ی مشخصی از طیف انرژی، با در نظر گرفتن امکانات محاسباتی قابل آشکارسازی خواهد بود. رویکرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ³ هدف، آشکارسازی گردابه‌ها در مقیاس سلول شبکه است، که در عمل به دلیل وجود انواع خطای عددی، مقداری از گستره‌ی آشکارسازی شده در طیف آشفته‌گی قابل اطمینان نخواهد بود. رویکرد دیگری که در حل مسائل به کار رفته است، شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده⁴ است، که در آن در ناحیه‌ی نزدیک به دیواره‌ها از شبیه‌سازی گردابه‌ها صرف‌نظر می‌شود و یک مدل آشفته در این نواحی برای مدل‌سازی اثرات آشفته‌گی اعمال می‌شود [1,4].

در این پژوهش یک فن زیرصوتی متشکل از 12 پره به منظور بررسی اثرات تغییر هندسه بر رخداد پدیده‌های آیرودینامیکی همچون استال دوار در جریان ناپایا انتخاب شده است. فن مورد نظر نخستین بار به منظور بررسی اثر

⁵ Tip Clearance

⁶ ANSYS-CFX

⁷ NACA65

⁸ BladeGen

¹ Direct Numerical Simulation(DNS)

² Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes(URANS)

³ Large Eddy Simulation(LES)

⁴ Detached Eddy Simulation

معادلات رنس با توجه به فرض همگرایی به یک جواب ثابت، با فیزیک مسأله همخوانی ندارند، هرچند ممکن است به پاسخ ثابت یا حتی نوسانی همگرا شوند. در شرایط نزدیک به استال و شرایط رخداد استال، نوسانات دبی خود بخشی از پاسخ مسأله هستند که باید شبیه‌سازی شوند. برای ترسیم خطوط عملکردی، از رویکرد مدل‌سازی با معادلات رنس در تمام گستره‌ی مورد بررسی استفاده شده است، با علم به این که نتیجه بدست آمده از شبیه‌سازی این معادلات در بخش گسترده‌ای از این بازه که نوسانات دبی بر مسأله تأثیرگذار هستند، توجیه فیزیکی ندارند.

در محدوده‌ی نزدیک به شرایط رخداد استال که هدف اصلی این پژوهش است، بررسی و آشکارسازی نوسانات جریان که آغازگر نوسانات سازه‌ای هستند و می‌توانند منجر به انواع ناپایداری‌های سازه‌ای شوند، به طور مجدد با استفاده از حل معادلات ناپایا انجام گرفته است. در حل معادلات ناپایا، دو رویکرد یورنس و ال-ای-اس (و چندین رویکرد از ترکیب این روش‌ها) برای مواجهه با تحلیل جریان آشفتنه رایج هستند [12, 15-18]. در این پژوهش، رویکرد ال-ای-اس به دو دلیل مورد استفاده قرار گرفته است. نخست به دلیل رواج و تایید توانمندی این روش در پژوهش‌های پیشین برای بررسی مسائل آیرودالاستیسیته و مسائل مرتبط با جریان‌های آشفتنه ناپایا، و دلیل دوم اهمیت آشکارسازی جزئیات آشفتگی به ویژه توزیع انرژی در طیف فرانسی، که در تحلیل آیرودالاستیسیته از اهمیت زیادی برخوردار است.

روش دی-ای-اس، رویکرد مشابه دیگری است که تفاوت آن با روش ال-ای-اس در مدل‌سازی آشفتنه در ناحیه نزدیک دیواره و شبیه‌سازی در ناحیه دورتر از دیواره می‌باشد. در این پژوهش با توجه به تمرکز بر تغییرات هندسه دیواره، جزئیات آشفتگی و ساختارهای جریان در نزدیک دیواره مورد توجه بوده است. لذا با در نظر گرفتن این نکته که روش دی-ای-اس، به صورت تئوری دقت مورد نیاز را برای آشکارسازی جزئیات آشفتگی در نزدیکی دیواره ندارد، سعی شده است با تراکم مناسب شبکه در نزدیک دیواره، الزامات شبیه‌سازی لایه مرزی با کمک روش ال-ای-اس برآورده شود.

در این پژوهش برای رویکرد ال-ای-اس، مدل زیرشبکه دینامیک انرژی جنبشی⁴ استفاده شده است [19]. این مدل زیرشبکه یک معادله‌ی انتقال برای انرژی جنبشی در قالب یک معادله دیفرانسیل با مشتقات جزئی در کنار معادلات ناویر-استوکس حل می‌کند و بر اساس این کمیت، ویسکوزیته آشفتگی را محاسبه و در حل اعمال می‌نماید. دلیل انتخاب این مدل زیرشبکه، نخست مستقل بودن آن از ابعاد (نداشتن ضرایب ثابت)، و عملکرد بسیار خوب در جریان‌های دارای دیواره‌های ثابت و متحرک است [19]. اگر استفاده از مدل‌های زیرشبکه دارای ضرایب ثابت مد نظر باشد، یافتن ضرایب ثابت مناسب برای دیواره‌های متحرک نیازمند فرایندی زمان‌بر و پیچیده خواهد بود. در حل‌های انجام شده به روش ال-ای-اس در این پژوهش، گام زمانی با عدد سی‌اف⁵ محدود شده است، که به منظور همگرایی پاسخ و با توجه به کوچک‌ترین ابعاد شبکه، گام زمانی برابر با 5e-06 (با روش سعی و خطا) انتخاب شده است و گام زمانی بزرگ‌تر در شبکه‌ی به کار رفته در این حل‌ها باعث واگرایی می‌شود. در شرایط مختلف، پیشرفت زمانی حل بسته به فیزیک مسأله متفاوت است. در حل ناپایا، روند محاسبات عددی تا زمانی که نوسانات دبی، راندمان و نوسانات فشار و سرعت نقطه‌ای به شرایط آماری پایا⁶ برسند ادامه یافته است، که در شرایط نزدیک به استال در حدود 50,000 گام

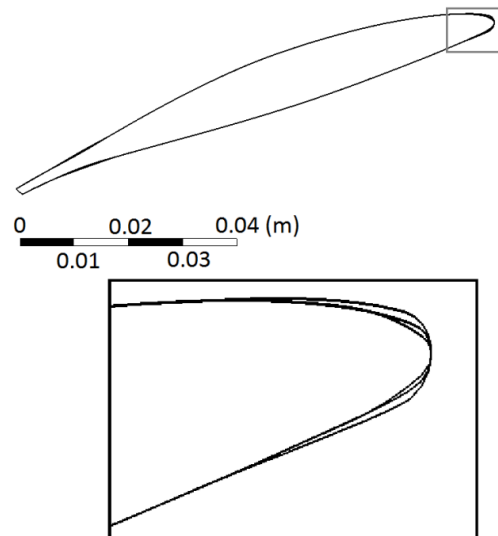


Fig. 1 Effects of 50% increase and decrease in leading edge radius of airfoil at blade root section.

شکل 1 اثر 50% افزایش و 50% کاهش شعاع نوک ایرفویل بر هندسه مقطع پره در ریشه‌ی پره‌ی فن

حجم محدود بر پایه‌ی المان حل شده است [16]. در تحلیل‌های مربوط به عملکرد کمپرسور، که معمولاً فقط پارامترهای کلی بررسی می‌شوند، مدل رنس¹ کارآمد است. در رویکرد رنس معادلات ناویر-استوکس در زمان میانگین‌گیری شده و با تکرار در گام‌های زمانی غیرفیزیکی، حل به سمت پاسخ مفروض (که بنابر فرضیات پایا است) همگرا می‌شود. با استفاده از حل معادلات دیفرانسیل افزوده شده به معادلات ناویر-استوکس، مدل‌سازی آشفتگی انجام می‌شود. مدل‌های آشفتگی گوناگون، به حل معادلات دیفرانسیل متفاوت در کنار معادلات دینامیک سیال ارتباط دارد، که می‌تواند دربرگیرنده‌ی یک، دو یا تعداد بیشتری معادلات دیفرانسیل، بسته به فیزیک جریان و دقت مورد نظر در مدل‌سازی باشد. در این بخش از پژوهش، با توجه به بررسی پارامترهای کلی عملکرد کمپرسور، برای حل میدان جریان مدل آشفتگی اس-اس-تی² مورد استفاده قرار گرفته است. این مدل آشفتگی ترکیبی از مدل‌های آشفتگی کا-امگا و کا-پسیلین است، اما در بخش‌های بعدی برای تحلیل ساختار جریان در نزدیک استال از روش ال-ای-اس استفاده شده است [16].

اگر فیزیک جریان باعث ناپایا شدن پدیده‌های جریان شود و یا شرایط مرزی ناپایا باشد، افزودن مشتق زمانی فیزیکی به معادلات رنس، معادلات یورنس³ را به دست می‌دهد که امکان مدل‌سازی مسائل ناپایا را فراهم می‌آورد. در استفاده از معادلات یورنس باید توجه داشت که این معادلات همچنان در زمان میانگین‌گیری شده‌اند، و پدیده‌های آشفتگی را به طور میانگین زمانی در نظر می‌گیرند. در شبیه‌سازی عددی جریان در توربوماشین‌ها، اگر بتوان از نوسانات دبی ورودی و دیگر پارامترهای توربوماشینی صرف‌نظر کرد، استفاده از معادلات رنس به صرفه خواهد بود. برای مثال یک پره رتور کمپرسور در شرایط طراحی با دبی تقریباً ثابت کار می‌کند و نوسانات دبی در دور موتور نامی و اختلاف فشار ثابت، قابل صرف-نظر است. ولی در شرایط استال، و حتی در شرایط نزدیک به استال، پاسخ

⁴ Dynamic Kinetic Energy

⁵ Courant-Friedrichs-Lewy (CFL)

⁶ Statistically Steady

¹ Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS)

² Shear Stress Transport Turbulence Model

³ Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes (URANS)

در این روابط، p_{02} فشار خروجی، p_{01} فشار ورودی، ρ چگالی جریان در مقطع ورودی، و $(T\omega)$ توان انتقالی از روتور به جریان است، که از حاصل ضرب ممان پیچشی محاسبه شده بر روی روتور در سرعت زاویه‌ای روتور به دست می‌آید.

همچنین اطلاعات شبکه‌های استفاده شده در روند بررسی شبکه با جزئیات بیشتر در جدول 1 آورده شده است. محدوده‌ی $Y+$ در شبکه شماره‌ی 1، بیانگر مدل‌سازی اثرات دیواره با استفاده از تابع دیواره در این شبکه است، که در این حالت، فیزیک لایه‌ی مرزی قابل بررسی نیست، و تنها اثرات لزجت و عدم لغزش دیواره با مدل وارد حل می‌شود. در شبکه‌های شماره‌ی 2 تا 5 تابع دیواره، زیرلایه‌ی لزج را مدل‌سازی می‌کند و تعدادی سلول که در لایه‌ی مرزی قرار دارند، تغییرات لایه مرزی ناشی از هندسه را نشان می‌دهند، ولی دقت قابل قبول برای حل ال-ای-اس را نمی‌توان به دست آورد، و این شبکه-ها بیشتر مناسب حل با روش دی-ای-اس یا یورنس هستند. در شبکه‌های شماره 6 تا 8، بیش از 10 سلول در لایه‌ی مرزی قرار گرفته است، و در شبکه‌ی شماره 8، مقدار میانگین $Y+$ به حدود 0.2 رسیده است، و حداقل 16 سلول در هر مقطع در لایه مرزی واقع شده است، که به نظر می‌رسد دقت کافی برای شبیه‌سازی لایه‌ی مرزی را دارا می‌باشد، و همچنین در شبکه‌ی شماره 8 در جهت موازی دیواره نیز تراکم مناسب بدست آمده است.

افزایش تعداد سلول‌های شبکه، اگرچه بر عملکرد کلی پره در شبیه‌سازی اثر قابل توجهی نمی‌گذارد، ولی در جزئیات جریان اثرگذار خواهد بود.

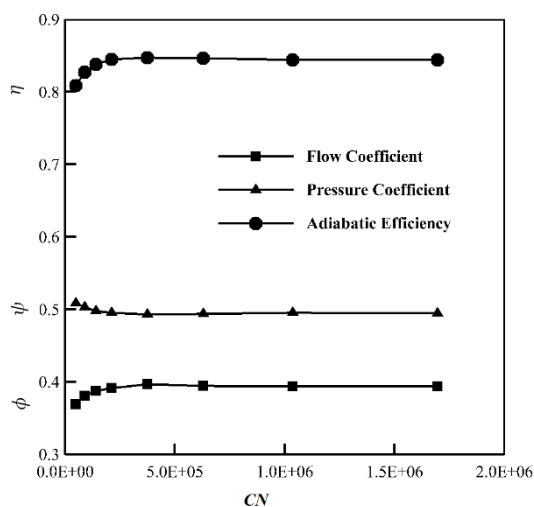


Fig. 2 Convergence of total performance quantities with increasing number of cells

شکل 2 همگرایی مقادیر کمیت‌های عملکردی کمپرسور با افزایش تعداد سلول‌های شبکه

جدول 1 اطلاعات شبکه‌های استفاده شده در روند بررسی شبکه

Table 1 Information of grids used in mesh-study process

شماره شبکه	تعداد سلول در کل شبکه	محدوده $Y+$	تعداد سلول در لایه مرزی
1	47826	>11	1
2	89504	<11	2
4	141308	<11	3
8	212360	<5	4
8	374500	<5	5
11	629527	<2	6
16	1035504	<1	7
16	1694543	<1	8

زمانی (معادل بیش از 5 دور چرخش رتور) برای رسیدن به چنین شرایطی مورد نیاز بوده است. دامنه‌ی میدان حل، به منظور کاهش خطای ناشی از شرایط مرزی بر پاسخ، مورد بررسی قرار گرفته است، و مشخص شده است که افزایش ابعاد میدان به اندازه‌ی 10 برابر طول وتر پره در بالادست و 15 برابر طول وتر پره در پایین دست، پاسخ را از ابعاد میدان با تقریب مناسبی مستقل می‌کند.

4- بررسی اثر شبکه بر نتایج عددی

استقلال حل از شبکه، با استفاده از بررسی پارامتریک اثرات تعداد نقاط شبکه بر پارامترهای برداشت شده از پاسخ حل عددی به دست آمده است. در بررسی انجام گرفته توسط اکبری در مرجع [9] برای همین هندسه، شبکه‌ی تشکیل یافته از 130 هزار سلول برای فاصله‌ی میان دو پره به عنوان شبکه‌ی بهینه انتخاب شده و افت فشار، تنها پارامتر برای مشاهده‌ی اثرات تراکم شبکه در مرجع مذکور مورد بررسی قرار گرفته است. در پژوهش حاضر، موضوع مورد نظر بررسی اثرات هندسه بر پارامترهای مربوط به شکل‌گیری ساختارهای ناپایای جریان بوده است، از طرفی با توجه به اینکه منشأ رخداد پدیده‌های آیرولاستیک همین ساختارهای ناپایا در جریان است، پارامترهای بیشتری در روند بررسی استقلال حل از شبکه انتخاب و ارزیابی شده‌اند.

بررسی اثر تراکم شبکه بر روی عملکرد و جزئیات جریان، بر روی پره‌ی دارای مقطع با شعاع نوک استاندارد انجام گرفته است. در شکل 2 تغییرات راندمان آیزنتروپیک پره با تغییر تعداد سلول‌ها مشاهده می‌شود. همانگونه که از شکل مشخص است، استقلال از شبکه نسبت به پارامتر راندمان آیزنتروپیک در تعداد 220 هزار سلول به دست آمده است. دلیل تفاوت تعداد سلول‌ها در این پژوهش نسبت به کارهای عددی پیشین، مربوط به توپولوژی و رویکرد شبکه بندی انتخاب شده در میدان است، در کار حاضر، تراکم بسیار زیادی در لایه مرزی و در فاصله درز پره‌ها در نظر گرفته شده است. باید توجه داشت که اگر تنها هدف از شبیه‌سازی عددی سنجش راندمان و دیگر پارامترهای عملکردی پره باشد، این میزان از تراکم سلول بیش از نیاز است و نقطه ضعف به شمار می‌رود، ولی هدف این پژوهش سنجش اثر تغییرات بسیار جزئی در هندسه ایرفویل (شکل 1) بر جزئیات جریان است، که نیازمند شبیه‌سازی لایه مرزی با دقت بالا می‌باشد.

در شکل 2، همچنین اثرات تغییر تعداد سلول بر تغییر پارامترهای عملکردی ضریب دبی و ضریب فشار نیز مشاهده می‌شود. در این شکل، تمامی شبکه‌ها در شرایط مشابه (در یک نقطه نزدیک به استال)، مقایسه شده‌اند. در بیشتر پژوهش‌های پیشین، شبکه‌هایی با تعداد سلول کمتر از 200 هزار برای یک گذرگاه پره استفاده شده است. در پارامترهای عملکردی ارائه شده در نمودار، کمیت ψ ضریب دبی جریان در توربو ماشین است، که با رابطه‌ی (1) تعریف می‌شود. در این رابطه C_x سرعت جریان ورودی در جهت محور دوران، و u_t سرعت دوران نوک پره است.

$$\psi = \frac{C_x}{u_t} \quad (1)$$

کمیت ψ ضریب افزایش فشار جریان است، که در نرم‌افزار مورد استفاده به کمک رابطه‌ی (2) محاسبه می‌شود.

$$\psi = \frac{p_{02} - p_{01}}{\frac{1}{2} \rho u_t^2} \quad (2)$$

η راندمان آیزنتروپیک جریان است که با رابطه‌ی (3) تعریف می‌شود.

$$\eta = \frac{p_{02} - p_{01}}{T\omega} \quad (3)$$

است [21]. در شکل 4 طیف انرژی بر اساس عدد موج با استفاده از تبدیل فوریه سریع⁴ [22] از مجذور نوسانات سرعت در محدوده‌ی نزدیک به پره و خارج از لایه مرزی که جریان کاملاً آشفته و شبکه به اندازه کافی متراکم است به دست آمده است. در مقایسه با آزمایش‌های انجام شده در همین محدوده عدد رینولدز ($Re \cong 1e05$)، گستره‌ی متناسبی را نمایش می‌دهد و شیب مورد نظر⁵ ($-5/3$) آشکار شده است. در این نمودار، $E(\kappa)$ طیف انرژی آشفتگی بر اساس عدد موج، η_K مقیاس طول کلموگوروف و u_{η} مقیاس سرعت کلموگوروف است [4]. البته این طیف در نواحی که شبکه دارای تراکم مناسب باشد قابل دستیابی است، و در نواحی دیگر میدان که تراکم شبکه و شدت آشفتگی متفاوت است، طیف انرژی نیز می‌تواند تغییر کند. روند استخراج این نمودار از نوسانات سرعت، در مراجع بسیاری از جمله [21,4] شرح داده شده است. در طیف به دست آمده، شیب توزیع طیفی انرژی با تئوری در بخش عمده‌ای از اعداد موج همخوانی دارد، ولی در اعداد موج بسیار بالا بر خلاف تئوری به سمت صفر همگرا نشده است. دلیل عدم میل انرژی طیفی به سمت صفر در اعداد موج بالا، عدم استفاده از فیلتر برش صریح³ در روش ال-ای-اس است. در شبیه‌سازی انجام شده، گسسته‌سازی عددی به عنوان فیلتر در نظر گرفته می‌شود، که با اندازه‌ی شبکه و تابعی نامعلوم نقشی مشابه با فیلتر-های صریح را ایفا می‌کند، با این تفاوت که خطاهای عددی در فرکانس‌های بالا پابرجا خواهد ماند. اثر فیلتر ضمنی در روش حجم محدود، بسته به روش عددی و دیگر پارامترها می‌تواند مشابه با فیلترهای مختلف باشد [23]. در طیف ترسیم شده در این شبیه‌سازی، رفتار طیف محاسبه شده، تشابه فیلتر ضمنی به فیلتر برش صریح را نمایش می‌دهد. نمایش رفتار تئوریک در زیرگستره‌ی اینرسیال به تنهایی بیان‌گر صحت حل ال-ای-اس و میزان انرژی آشکار شده نیست، ولی از الزامات حل ال-ای-اس دستیابی به محدوده‌ی عدد موج این زیرگستره و نمایش شیب مطابق با تئوری است [24]. لازم به ذکر است که در محاسبه‌ی طیف انرژی، در فرایند تبدیل فوریه سریع، از تابع پنجره همینگ⁵ به منظور برطرف کردن نوسانات اضافی استفاده شده است [23,22].

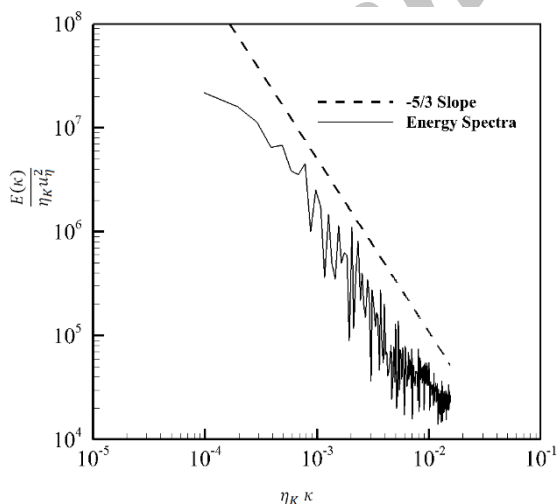


Fig. 4 Power spectral density obtained by current LES results on finest grid

شکل 4 تراکم توان طیفی به دست آمده از حل ال-ای-اس در این پژوهش بر روی شبکه دارای بیشترین سلول

شکل 3، نواحی دارای گردابگی¹ بالا در نزدیکی نوک پره مشخص شده اند. گردابگی در تعریف، کرل بردار سرعت است، و بیانگر سرعت چرخش المان‌های سیال به دور خود است. این کمیت در مرکز گردابه‌ها و در لایه مرزی به دلیل وجود گرادیان‌های بزرگ سرعت، مقادیر بالایی خواهد داشت. شرایط مرزی شبیه‌سازی همان شرایط جدول 1 در مرجع [5] است. در این مرحله، با افزایش تعداد سلول‌ها، نخست ضخامت لایه مرزی کاهش یافته و علاوه بر کاهش ضخامت و گسترش لایه مرزی به سمت لبه فرار ایرفویل، نوساناتی نیز در ابتدای لایه مرزی (ناحیه تیره‌تر) ایجاد می‌شود. تنها در شبکه شماره 8 (شبکه دارای بیش از 1.6 میلیون سلول در اطراف یک پره) مطابق شکل 3، گردابگی در مرکز یک گردابه جدا شده از نوک ایرفویل قابل مشاهده است.

گردابه آشکار شده در شکل 3، گردابه‌ی استال نامیده می‌شود، و در شرایط نزدیک به استال در نوک پره به دلیل ایجاد جریان‌های ثانویه (به دلیل وجود شکاف نوک پره و جریان گذرنده از آن) وجود خواهد داشت. این گردابه با افزایش تعداد نقاط شبکه آشکارتر می‌شود، زیرا در شبکه‌های دارای تراکم سلول پایین، به دلیل استهلاک عددی² بیشتر بلافاصله از میان می‌رود. در توضیح پارامتر استهلاک عددی باید توجه داشت که با توجه به افزایش طول سلول (Δx) در شبکه‌های دارای تراکم کمتر و بیان مفهوم این پارامتر در قالب بسط توانی از Δx [20]، افزایش استهلاک عددی با کاهش تعداد سلول‌های شبکه بدیهی می‌باشد.

5- کیفیت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

در روش ال-ای-اس، هدف دستیابی به بزرگترین گستره‌ی ممکن در طیف آشفتگی جریان است. در زیرگستره‌ی اینرسیال³ طیف آشفتگی، بنابر تئوری مرجع [4]، انرژی طیفی با توان $-5/3$ کاهش می‌یابد. زیرگستره‌ی اینرسیال بسته به عدد رینولدز جریان، در گستره‌ی متفاوتی از اعداد موج قابل مشاهده

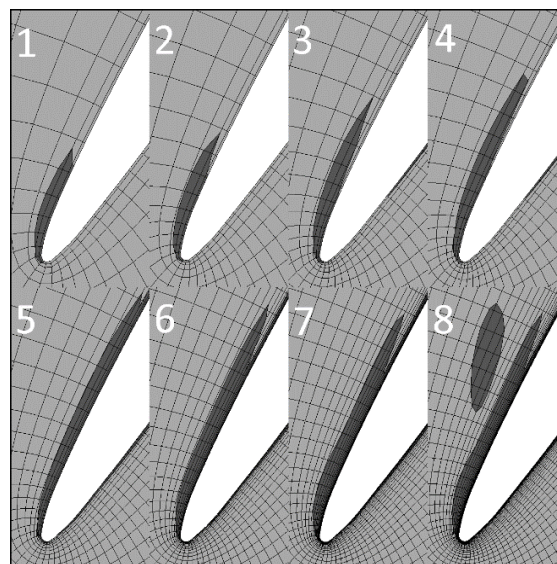


Fig. 3 Effects of mesh density on time-average vorticity in URANS. Dark Regions have vorticity magnitude larger than 20000

شکل 3 اثرات شبکه بر میانگین زمانی گردابگی، نواحی تیره دارای گردابگی بزرگتر از 20 هزار

¹ Vorticity
² Numerical Dissipation
³ Inertial subrange

⁴ Fast Fourier Transform (FFT)
⁵ Hamming Window Function

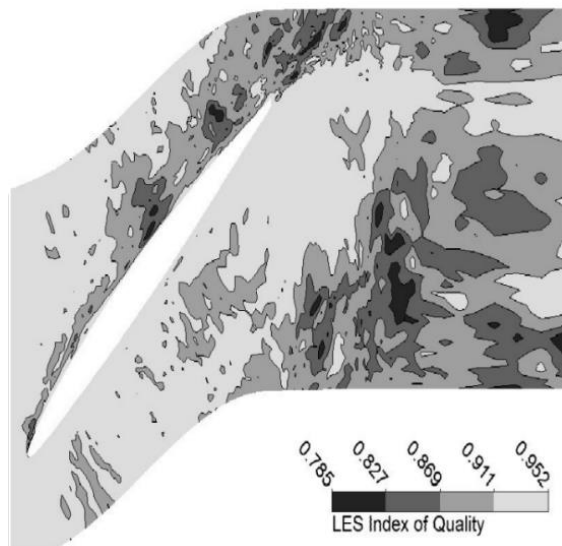


Fig. 5 LESIQ obtained by LES, 50% reduced LER Geometry, performed on finest grid (Grid number 8 at table 1)

شکل 5 کانتور ال-ای-اس-ایکیو برای یک مقطع میانی پره دارای هندسه با شعاع لبه حمله 50 درصد کمتر از استاندارد در حل

ورودی در حل به روش ال-ای-اس-اس شرح داده شده است، و اثر نوسانات بر تکامل لایه مرزی بررسی شده است. در شرایط نزدیک به استال، آشفتگی جریان در فاصله‌ی نزدیک به لبه‌ی حمله، در اثر امواج منتشر شده از دیواره-های پره ایجاد می‌شود (کانتورهای ورتیسیته در شکل 6 ساختارهای توربولنت را در صفحه‌ی میانی پره پیش از برخورد جریان با پره نمایش می‌دهد)، و می‌توان گفت که نوسانات آشفتگی در این بخش در میدان حل شبیه‌سازی می‌شوند. البته می‌توان نوسانات ورودی را نیز به طور جداگانه اعمال و بررسی نمود که خود نیازمند یک بررسی جداگانه خواهد بود.

6- بررسی نتایج

در این بخش، اثرگذاری تغییرات هندسه پره رتور بر ملموس‌ترین پارامترهای

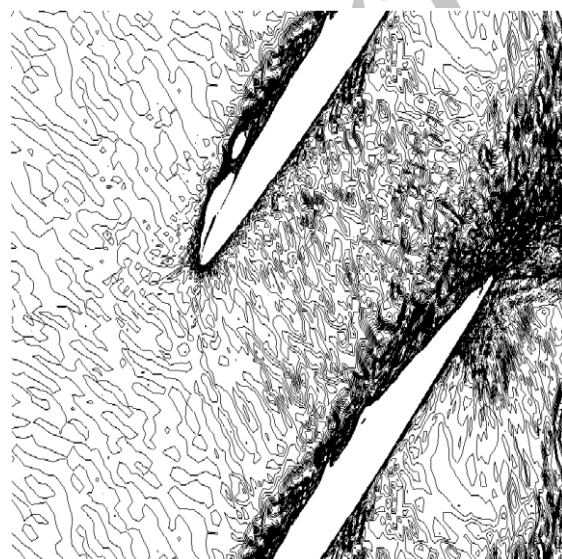


Fig. 6 Illustration of Turbulent Fluctuations upstream and near the blades using Vorticity contours

شکل 6 نوسانات جریان در مقطع میانی پره در شرایط نزدیک به استال با استفاده از کانتورهای ورتیسیته

به منظور تخمینی از میزان انرژی شبیه‌سازی شده در حل ال-ای-اس، با صرف‌نظر کردن از لزجت عددی، می‌توان بر مبنای لزجت آشفتگی وارد شده از مدل زیرشبکه، تحلیلی ارائه کرد. کمیت ال-ای-اس-ایکیو¹ بیانگر درصد انرژی شبیه‌سازی شده از تمام انرژی طیف آشفتگی جریان است. این مفهوم در مرجع [25] معرفی شده است. با صرف‌نظر از لزجت عددی می‌توان ال-ای-اس-ایکیو را طبق رابطه (4) در مرجع [26] تنها بر اساس لزجت مولکولی و لزجت آشفتگی وارد شده از مدل زیرشبکه تخمین زد:

$$LESIQ_v = \frac{1}{1 + 0.05 \left(\frac{v + v_t}{v} \right)^{0.53}} \quad (4)$$

این که لزجت عددی تا چه اندازه قابل صرف‌نظر است، محل بحث می‌باشد، زیرا این کمیت تابع اندازه شبکه، شرایط فیزیکی مسئله، و مهمتر از همه روش گسسته‌سازی عددی است. در شرایطی که نسبت ویسکوزیته آشفتگی تقریباً برابر با ویسکوزیته مولکولی است، تنها با تغییر روش عددی، می‌توان مقدار لزجت عددی را در محدوده چند دهم ویسکوزیته مولکولی (با روش تفاضل مرکزی) تا چندصد برابر آن (با روش کوئیک²) به دست آورد. در این پژوهش، روش عددی انتخاب شده برای گسسته‌سازی مکانی در شبیه‌سازی-های ال-ای-اس، روش تفاضل مرکزی محدود³ است [16]. دلیل انتخاب این روش گسسته‌سازی در حل ال-ای-اس، ویسکوزیته عددی بسیار پایین این روش است [27]. در حل‌ها عددی به روش ال-ای-اس، کاهش ویسکوزیته عددی باعث کاهش خطای مدل‌سازی خواهد شد [28] و در راهنمای نرم‌افزار سی-اف-ایکس نیز برای حل به روش ال-ای-اس، روش تفاضل مرکزی محدود پیشنهاد شده است [29].

در شکل 5، کانتور ال-ای-اس-ایکیو برای یک مقطع میانی پره دارای هندسه استاندارد آورده شده است. در بیشتر مساحت این بخش از میدان، این کمیت مقادیر بزرگ‌تر از 0.9 دارد. کمترین مقدار این کمیت در برخی نقاط به کوچک‌تر از 0.8 رسیده است، ولی به طور میانگین این کمیت در تمام صفحات (در مقاطع مختلف دهانه پره) بیشتر از 0.8 است که برای حل ال-ای-اس قابل قبول است.

برای شبیه‌سازی با روش ال-ای-اس، برخی مراجع [4] میزان 80 درصد شبیه‌سازی از کل انرژی آشفتگی را معیار مناسبی می‌دانند. این به معنی الزام بیشتر بودن میانگین کمیت ال-ای-اس-ایکیو از 0.8 در نقاط مهم مورد بررسی در جریان است، که در این شبیه‌سازی میانگین در اطراف پره بیشتر از 0.85 است. در نواحی دورتر از پره، این میانگین افزایش خواهد یافت، که البته به دلیل کاهش آشفتگی در این نواحی می‌باشد. باید در نظر داشت که این کمیت، از آنجا که بدون توجه به ویسکوزیته عددی محاسبه شده است، به طور صحیح بیانگر میزان انرژی آشکار شده در طیف آشفتگی نیست، و تنها به عنوان یک شاهد از کیفیت حل عددی بیان شده است.

مسئله دیگر در روش ال-ای-اس، شبیه‌سازی شرایط مرزی ورودی است. در مرجع [30] انواع شرایط مرزی مناسب برای این روش معرفی و بررسی شده است. در مراجع [32,31] اثر گذاری شبیه‌سازی نوسانات ورودی جریان بر پدیده‌های جریانی بررسی شده و مشخص شده است که این نوسانات می‌توانند اثر قابل توجه و یا قابل چشم‌پوشی (بسته به مسئله) بر الگوی میدان جریان داشته باشند. همچنین در مرجع [33] نحوه‌ی استخراج نوسانات جریان

¹ LESIQ

² QUICK

³ Bounded Central Differencing

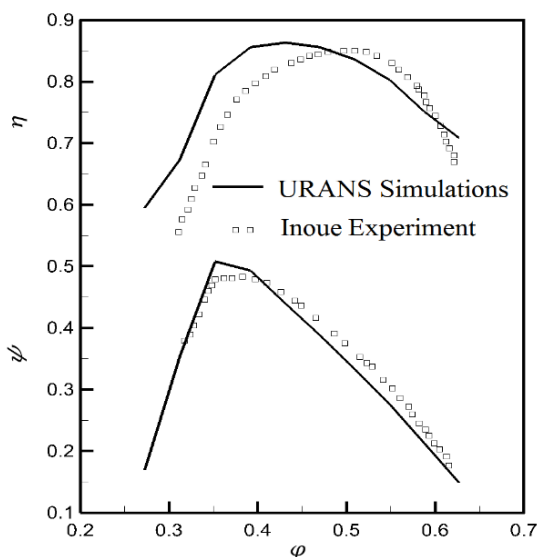


Fig.7 Total polytropic efficiency of blade row at different mass flow rates, numerical simulation of different geometries in compared with experimental data [5].

شکل 7 تغییرات راندمان آیزنتروپیک و نسبت فشار ردیف پره کمپرسور با تغییرات ضریب دبی جرمی در مقایسه با نتایج تجربی [5]

سنجش میزان اختلاف در محدوده قبل از نقطه طراحی و تایید عدم کارایی روش یورنس، این روش در تمام گستره‌ی ضریب دبی، مورد استفاده قرار گرفته است.

تأثیر هندسه‌های مختلف بر مقادیر راندمان تولیدی رتور در شکل 8 مشخص شده است. به منظور نشان دادن اهمیت کلیت شکل ایرفویل بر پارامترهای عملکردی، یک هندسه با در نظر گرفتن پارامترهای اصلی ایرفویل مانند: مقدار ضخامت، محل بیشینه ضخامت و طول وتر، تولید شده و اصطلاحاً هندسه ساده‌سازی شده نام گرفته است. همچنین برای بررسی تأثیر تغییر در جزئیات هندسی یک ایرفویل استاندارد بر پارامترهای عملکردی، میدان جریان برای شعاع لبه حمله ایرفویل با دو ضریب متفاوت نسبت به مقدار شعاع استاندارد حل شده است. با توجه به نمودار عملکردی در شکل 8، اختلاف قابل توجهی در مقدار راندمان آیزنتروپیک برای حالت هندسه ساده شده با هندسه استاندارد به دست آمده است. همچنین برای هندسه استاندارد و هندسه‌های با شعاع نوک تغییر داده شده، اختلاف هر چند اندک در مقدار راندمان آیزنتروپیک، نشان از حساسیت بسیار زیاد عملکرد رتور به هندسه مقطع دارد. در منحنی عملکردی برای هندسه مربوط به افزایش و کاهش شعاع نوک پره، در بخشی از گستره‌ی طراحی همخوانی مناسبی با هندسه استاندارد وجود دارد، ولی با نزدیک شدن به شرایط استال، رفتار منحنی‌ها برای هر کدام از هندسه‌ها متفاوت می‌باشد.

به منظور مشاهده جزئیاتی بیشتر در محدوده‌ی نزدیک به استال، ساختارهای میدان جریان برای سه هندسه دارای اختلاف در شعاع لبه حمله، در شرایط اختلاف فشار مشابه و با متراکم ترین شبکه (شبکه شماره 8 جدول 1) با کمک روش ال-ای-اس بررسی شده‌اند. در نمودار شکل 7، نقاط عملکردی برای هندسه‌های مختلف مشخص شده‌اند. البته در حل ال-ای-اس ضریب نسبت فشار، نوساناتی با دامنه بزرگ نسبت به اندازه میانگین را نشان می‌دهد که در نمودار عملکردی میانگین این مقادیر نوسانی نمایش داده شده است.

توربوماشین‌ها، یعنی راندمان و نسبت فشار در برابر تغییرات دبی، در قالب بررسی منحنی‌های عملکردی، ارائه شده است. منحنی عملکرد یک رتور، بیان‌گر رفتار آن در برابر تغییرات دبی جرمی ورودی و مشخص‌کننده‌ی حاشیه‌ی پایداری عملکردی است، این نمودار از دیدگاه آیرودینامیک نیز اهمیت بسیار دارد، زیرا شرایطی را که امکان بیشتری برای رخداد ناپایداری-های آیرودینامیک دارند آشکار می‌کند. همچنین منحنی عملکردی می‌تواند به عنوان اعتبارسنجی روش حل انتخاب شده برای مقایسه با داده‌های تجربی به کار رود.

منحنی‌های عملکردی کمپرسور، با استفاده از شرایط مرزی دبی در ورودی و فشار استاتیک در خروجی استخراج شده است. این شرایط مرزی مقدار دبی را به کمپرسور تحمیل می‌کند. در شرایط عملکردی که فیزیک جریان با فرض دبی ثابت همخوانی دارد (نقاط دور از استال یا خفگی)، این شرایط مرزی قابل قبول است. اما در شرایط نزدیک به استال و در شرایط استال شده برای کمپرسور، به دلیل وجود نوسانات مقیاس بزرگ در جریان ورودی و خروجی که ماهیت جدایی‌ناپذیر جریان در شرایط ناپایای مذکور هستند، شرایط مرزی دبی ثابت با فیزیک حاکم بر مسأله همخوانی نداشته انتظار می‌رود که نتایج عددی با داده‌های آزمایشگاهی تفاوت زیادی داشته باشند. به دلیل همین نوسانات در شرایط مرزی است که کدهای عددی نوشته شده برای جریان پایا در شرایط نزدیک به استال واگرا شده و قادر به استخراج نقاط عملکردی در این شرایط نیستند [34]. در این پژوهش، برای مقایسه‌ی خطوط عملکردی فن، از شبکه دارای 313 هزار سلول استفاده شده است. برای استخراج نمودار عملکردی کمپرسور در نقاط دورتر از استال با کمک شرایط مرزی دبی، نتایج در شکل 7 ارائه شده است. ولی لازم به تأکید است که در این قسمت نتایج عملکردی به طور کامل در گستره مورد بررسی نرمال و نه در نقاط بحرانی، ارائه می‌شوند، در نقاط نزدیک به استال و در شرایط رخداد پدیده استال این نتایج قابل استناد نیستند.

در شکل 7 منحنی راندمان و ضریب قدرت پره رتور بر اساس ضریب دبی برای هندسه استاندارد بکار رفته در مقطع پره رتور، در گستره‌ی فعالیت کمپرسور در مقایسه با داده‌ی آزمایشی مرجع [5] ترسیم شده است. تطابق نتایج حل عددی با داده‌های تجربی می‌تواند به عنوان معیاری برای اعتبارسنجی روش حل عددی باشد. با توجه به مرجع [5]، نقطه عملکردی با بیشینه راندمان (نقطه طراحی)، دارای ضریب دبی با مقدار 0.5 است، که بعد از آن با افزایش فشار خروجی از رتور به مقادیر بالاتر (تراتلینگ) و کاهش دبی ورودی، به میزان بیشینه نسبت فشار، مقدار 0.38 برای ضریب دبی حاصل شده است. پس از آن، با اندکی افزایش بیشتر فشار خروجی، در مقدار ضریب دبی 0.37 هسته گردابه‌های شکل گرفته در نوک پره‌های رتور از هم گسیخته شده است. با افزایش بیشتر فشار پشت، بهم ریختگی گردابه‌ها شدت زیاد شده و با جدایش کامل جریان از روی سطح مکش پره‌ها، در ضریب دبی 0.35 عملکرد رتور با افت ناگهانی نسبت فشار مواجه می‌شود. همچنین در مرجع [15]، تحلیل‌های عددی برای نحوه شکل‌گیری سلول‌های استال و رشد این ناپایداری برای رتور مورد مطالعه بررسی شده است، در مرجع مذکور نیز مقدار ضریب دبی برای شروع جدایش و رخداد استال بر روی پره‌ها، 0.35 پیش‌بینی شده است. این تغییرات در مقادیر ضریب دبی و پارامترهای عملکردی در نتایج ارائه شده در شکل 7 به خوبی قابل تعقیب می‌باشد. پیش از این نیز ذکر شد که با نزدیک شدن به محدوده‌ی استال، به دلیل افزایش آشفتگی و ناپایا شدن جریان، از اعتبار نتایج به دست آمده با رویکرد حل معادلات یورنس کاسته می‌شود، ولی در این پژوهش به منظور

¹ Leading Edge Radius (LER)

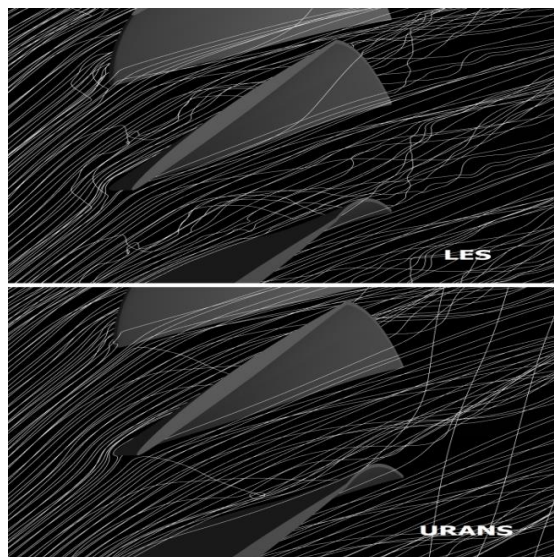


Fig. 9 Streamlines showing flow structure at mid-section between blades, LES simulation (upper picture); URANS simulation (lower picture)

شکل 9 خطوط جریان نشان دهنده ساختار جریان بین گذرگاه پره‌ها در مقطع میانی، تصویر بالا: ال-ای-اس، تصویر پایین: یورنس

وجود جریان‌های گردابه‌ای در این ناحیه مشخص می‌باشد. ویژگی‌های جریان آشفته از قبیل وجود شکستگی‌های اتفاقی و ناگهانی در خطوط جریان و وجود مقیاس‌های مختلف انحراف در تصویر بالا (روش ال-ای-اس) به صورت واضح با اختلاف زیادی نسبت به تصویر پایین (روش یورنس) در شکل مذکور مشاهده می‌شود. تفاوت اشاره شده برای دو تصویر به دلیل قدرت آشکارسازی ساختارهای جریان در گستره وسیع‌تری در حل میدان جریان با کمک روش ال-ای-اس است. علاوه بر تفاوت در ساختارهای مقیاس کوچک جریان، اختلاط جریان ثانویه‌ی ناحیه درز نوک پره‌ها با جریان اصلی ورودی، در تصویر نتایج ال-ای-اس به صورت واضح‌تری مشخص شده و تراکم بیشتر خطوط جریان در سمت راست تصویر مشخص شده است، در صورتی که در حل یورنس، اختلاط جریان ثانویه نوک پره‌ها با جریان اصلی بسیار کمتر بوده و خطوط جریان در سمت راست تصویر مشخص شده است، در صورتی که در حل یورنس، اختلاط جریان ثانویه نوک پره‌ها با جریان اصلی بسیار کمتر بوده و خطوط جریان در سمت راست تصویر نتایج یورنس کم تراکم هستند. به طور کلی از مقایسه دو تصویر شکل 10 می‌توان میزان و کیفیت آشکارسازی سه ویژگی اصلی در جریان آشفته که عبارتند از نامنظم بودن¹، گستردگی مقیاسی² و اختلاط³ که ماهیت جریان آشفته است [4]، را در شبیه‌سازی با روش ال-ای-اس و روش یورنس مقایسه کرد.

تفاوت میان رویکردهای ال-ای-اس و یورنس در نمودارهای عملکردی بسیار ناچیز است، ولی در شکل 10، با مقایسه‌ی کانتورها برای پارامتر هلیسیتی لحظه‌ای که با کمک رابطه 5 از مرجع [37] بدست می‌آید، می‌توان تفاوت ساختارهای جریان را برای هر دو روش مشاهده نمود. در رابطه (5)، V سرعت و ω مقدار ورتیسیته‌ی جریان است.

$$H_d = V\omega \quad (5)$$

قابل ذکر است که هر دو روش حل بر روی شبکه شماره 8 در جدول 1 انجام شده و شرایط شبکه‌بندی یکسان بوده است. در شکل 11 (تصویر بالا)، ساختارهای بسیار ریز جریان کاملاً آشکار شده و محدودیت ابعاد این ساختارها با بزرگی شبکه مشخص شده است، این کانتور مربوط به نتایج

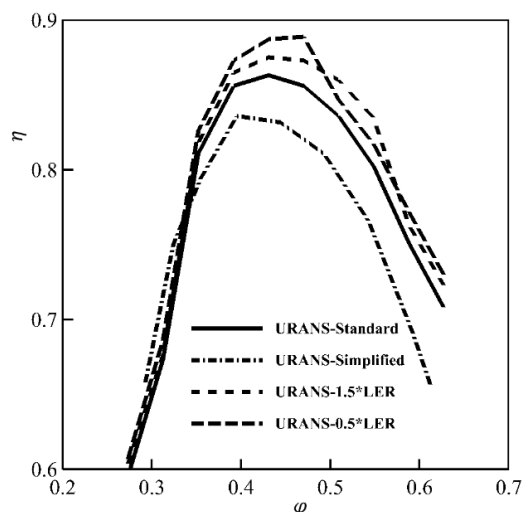


Fig. 8 Effect of blade leading edge radius variations on performance curve, using URANS method

شکل 8 اثر تغییرات شعاع نوک پره بر منحنی عملکردی کمپرسور، با استفاده از روش یورنس

در مرجع [35]، مقایسه نتایج آزمایشگاهی برای یک مرحله کمپرسور محوری با شبیه‌سازی‌های عددی مقایسه شده و نتیجه‌گیری شده است که روش ال-ای-اس نسبت به روش یورنس کمیت‌های وابسته به زمان را به ویژه در نزدیکی پوسته کمپرسور بهتر پیش‌بینی می‌کند. اما نکته حائز اهمیت آن است که هر دو روش شبیه‌سازی مذکور در پیش‌بینی دقیق عملکرد کمپرسور ناکام هستند. با وجود مشخص نبودن تمامی دلایل عدم تطابق ذکر شده در نتایج، خطا در مدل‌سازی مشهود بوده و امکان مدل‌سازی تمامی پارامترهای آزمایشگاهی از جمله آیزنتروپیک نبودن دیواره و اصطکاک پوسته‌ای سطوح در تماس با جریان مشکل است. بنابراین شبیه‌سازی به کمک هر دو روش صحیح است و روش ال-ای-اس شبیه‌سازی را دقیق‌تر انجام می‌دهد.

همچنین در مرجع [36]، به مقایسه دقیق‌تر نتایج حاصل از پیش‌بینی جریان آشفته ناپا به کمک دو روش حل عددی ال-ای-اس و یورنس پرداخته شده است. در حالی که معادلات یورنس پیش‌بینی خوبی از جریان‌های ناپایای پرپودیک دارند، اما برای آشکارسازی جزئیات ساختارهای جریان توربولانس به ویژه دینامیک گردابه‌ها با ماهیت غیرپرپودیک توانمندی روش‌های ال-ای-اس و دی-ان-اس بیشتر است. در واقع، روش ال-ای-اس یک راه حل امیدوارکننده برای ارائه فهم دقیق‌تری از فیزیک جریان‌های آشفته در توربوماشین‌ها می‌باشد. در حالی که در روش یورنس فقط فرکانس‌های همبسته با فرکانس بین پره‌ها نشان داده می‌شوند، نتایج حاصل از روش عددی ال-ای-اس، دامنه گسترده‌ای از فرکانس‌ها را آشکار می‌کند. در شکل 9، الگوی جریان بین گذرگاه پره‌ها در مقطع میانی برای دو روش مذکور مقایسه شده است، همانگونه که مشاهده می‌شود نوسانات میدان جریان (در شرایط نزدیک استال) توسط روش ال-ای-اس بیشتر آشکار سازی شده و بهم ریختگی خطوط جریان آغاز شده است.

در ادامه برای کنکاش بیشتر در مورد توانمندی روش ال-ای-اس در آشکارسازی جزئیات جریان، نتایج حل عددی برای ناحیه درز پره‌های رتور که در رخداد پدیده‌های جریانی تعیین کننده می‌باشد، بررسی شده است. به این منظور در شکل 10 ساختار جریان ثانویه‌ی گذرنده از فاصله درز پره‌ها به کمک دو روش حل عددی آشکارسازی شده است. در هر دو تصویر شکل 10،

¹ Randomness
² Multi-Scale
³ Mixing

شد. در شکل 12، توزیع انرژی در گستره‌ی اعداد موج برای جریان در نزدیکی پره (در خط گذرنده از گردابه‌ی استال در امتداد شعاعی و در نزدیکی لبه حمله سطح مکش پره) برای سه هندسه با تفاوت در مقدار شعاع لبه حمله مقایسه شده است. در این نمودار دامنه‌ی نوسانات هر عدد موج (دامنه‌ی بی-بعد شده بر اساس کوچکترین دامنه $(A=A(\kappa)/A_{min})$ مشاهده می‌شود که عدد موجی که دارای دامنه بزرگتری می‌باشد، برای پره با شعاع لبه حمله استاندارد و پره با شعاع لبه حمله افزایش یافته تقریباً یکسان است، ولی کاهش شعاع لبه حمله، باعث انتقال انرژی بیشتری به بیشینه‌ی اعداد موج بالاتر (مترادف با فرکانس‌های بالاتر) شده است. یعنی در میدان جریان اطراف هندسه پره با شعاع کوچکتر، ناپایداری‌های آیرودینامیکی و در نهایت امکان رخداد پدیده‌های آیرولاستیک در فرکانس‌های بالاتری وجود دارند.

توزیع انرژی در محدوده‌ی میانی اعداد موج، که در فیزیک مسأله بیانگر نوسانات آشفته است [4]، در پره‌ی دارای شعاع نوک بزرگتر متفاوت است، و توزیع یکنواخت در دو پره دیگر، به توزیعی با دامنه کمتر (انرژی آشفته کمتر) و دارای فرکانس‌های غالب بیشتر در گستره فرکانسی تبدیل شده است.

7- جمع بندی

در این پژوهش، جریان در اطراف یک پره رتور زیرصوتی با هدف بررسی الزامات حل عددی جریان به منظور استفاده در تحلیل عددی آیرولاستیسیت، بررسی شده است. نتایج استفاده از دو رویکرد رایج در حل عددی جریان، یعنی روش ال-ای-اس و یورنس، برای به دست آوردن نقاط عملکردی، و به طور خاص نقاط نزدیک به شرایط استال، در این پژوهش با برخی جزئیات که در حل آیرولاستیسیت دارای اهمیت هستند، ارائه شده است. تغییر هندسه پره، با ایجاد 50% افزایش و کاهش در شعاع لبه حمله پره با روش ال-ای-اس مورد بررسی قرار گرفته است. در جریان بررسی استقلال حل از شبکه، مشخص شده است که افزایش نقاط شبکه، پس از استقلال پارامترهای عملکردی از تعداد سلول‌ها، حتی در رویکرد یورنس می‌تواند ساختارهای جدیدی را در جریان آشکار کند. همچنین استفاده از رویکرد ال-ای-اس به طور قابل توجهی ساختارهای جریان را در شبکه مشابه با دقت بیشتری آشکار می‌کند. آبشار انرژی از نتایج حل عددی به روش ال-ای-اس ترسیم شده و مشخص شده است که بخشی از زیرگستره‌ی اینرسیال با تراکم شبکه انتخاب شده، مطابق با رفتار مورد انتظار از تحلیل فیزیکی (شیب 5/3-) به دست آمده است. همچنین با سنجش میزان انرژی آشفته

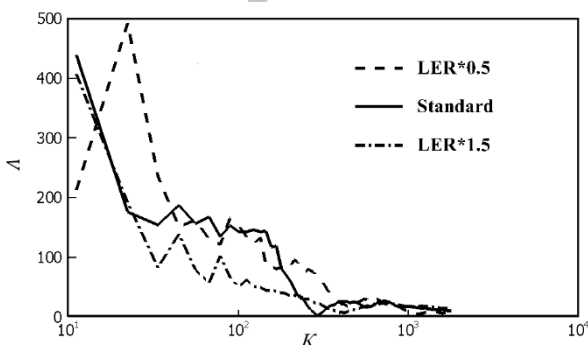


Fig. 12 Velocity fluctuation dimensionless amplitude distribution for blades with different leading-edge radius

شکل 12 توزیع دامنه بی‌بعد نوسانات سرعت در اعداد موج مختلف در اطراف پره‌های دارای شعاع نوک متفاوت

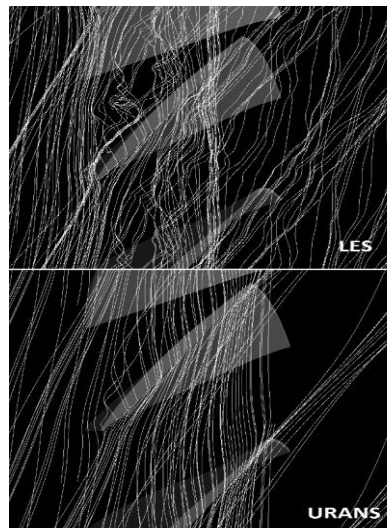


Fig. 10 Streamlines showing flow structures passing through tip clearance, LES simulator (upper picture); URANS simulation (lower picture)

شکل 10 خطوط جریان نشان‌دهنده ساختار جریان گذرنده از ناحیه درز پره‌ها، تصویر بالا: ال-ای-اس، تصویر پایین: یورنس

شبه‌سازی با کمک روش ال-ای-اس می‌باشد، در حالی که در کانفور مربوط به روش یورنس، ساختارهای جریان محو شده است و تنها میانگین زمانی جریان قابل تفکیک است. در تحلیل‌های مربوط به پدیده‌های آیرولاستیسیت، ساختارهای جریان اهمیت بسیار زیادی دارند، زیرا علاوه بر نوسانات جریان، بزرگی و فرکانس این نوسانات اثری قابل توجه بر رفتار نوسانی سازه خواهند گذاشت.

در حین عبور جریان از میان پره‌های رتور، انرژی جریان که در طیف اعداد موج توزیع شده است، به سازه منتقل شده و پدیده‌های آیرولاستیکی در صورت همخوانی اعداد موج با طول موج‌های طبیعی سازه تشدید خواهند

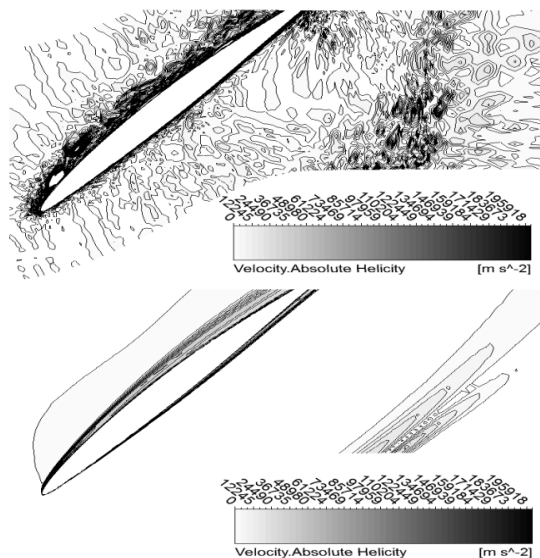


Fig. 11 Helicity counters on a constant span plane (LES results at top and Urans Results at down) for similar conditions and grids

شکل 11 کانفورهای هلیسیتی در یک مقطع از پره، بالا: پاسخ به دست آمده با روش ال-ای-اس، پایین: پاسخ به دست آمده با روش یورنس در شرایط مشابه و بر روی شبکه یکسان

- transonic compressor - acoustic response, *Journal of Turbomachinery*, Vol.138, No.4, pp. 1-12, 2016.
- [3] P. G. Tucker, Computation of unsteady turbomachinery flows: Part 2-LES and hybrids, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 47, No. 7, pp. 546-569, 2011.
- [4] S. B. Pope, *Turbulent Flows*, pp. 558-641, New York: Cambridge University Press, 2001.
- [5] M. Inoue, M. Kuroumaru, M. Furukawa, Behavior of tip leakage flow behind an axial compressor rotor, *Engineering for Gas Turbine and Power*, Vol. 108, pp. 7-14, 1986.
- [6] R. Taghavi-Zenouz, S. Abbasi, Alleviation of spike stall in axial compressors utilizing grooved casing treatment, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 28, No. 3, pp. 649-658, 2015.
- [7] R. T. Zenouz, M. Hosein, A. Behbahani, A. Khoshnejad, Experimental investigation of air injection effects on rotating stall alleviation in an axial compressor, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 7, pp. 267-274, 2016. (in Persian فارسی)
- [8] R. Taghavi-Zenouz, M. H. Ababaf-Behbahani, Improvement of aerodynamic performance of a low speed axial compressor rotor blade row through air injection, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 72, pp. 409-417, 2017.
- [9] N. Akbari, Numerical simulation of active control of instabilities in an axial compressor under distorted inlet flow, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 1, pp. 193-202, 2017. (in Persian فارسی)
- [10] H. Im, X-Y Chen, G. Zha, Detached-eddy simulation of rotating stall inception for a full-annulus transonic rotor, *J. Propuls. Power*, Vol. 28, No. 4, pp. 782-798, 2012.
- [11] M. Jalalifar, B. G. 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 Persian فارسی)
- [12] S. Fallah, B. Ghadiri, G. 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 فارسی)
- [13] S. Fallah, B. G. Dehkordi, G. 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 فارسی)
- [14] I. H. Abbott, A. E. Von Doenhoff, *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil data*, pp. 46-80, New York: Dover Publications INC., 1959.
- [15] R. Taghavi-Zenouz and S. Abbasi, Multiple spike stall cells in low speed axial compressor rotor blade row, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, Vol. 53, No. 1, pp. 47-57, 2015.
- [16] ANSYS, *ANSYS CFX-Solver Theory Guide*, Vol. 15317, No. April, pp. 724-746, 2009.
- [17] J. C. Tyacke, P. G. Tucker, Future use of large eddy simulation in aero-engines, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 137, No. 8, pp. 1-16, 2015.
- [18] E. Garnier, N. Adams, P. Sagaut, *Large Eddy Simulation for Compressible Flow*, Springer, 2003.
- [19] W. W. Kim, S. Menon, Application of the localized dynamic subgrid-scale model to turbulent wall-bounded flows, *35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, January 1997.
- [20] C. Hirsch, *Numerical Computation of Internal and External Flows*, Second Edition, Butterworth-Heinemann: Wiley, 2007.
- [21] G. Saddoughi, V. Veeravalli, Local isotropy in turbulent boundary layers at high Reynolds number, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 268, pp. 333-372, 1994.
- [22] D. Sundararajan, *The discrete Fourier Transform: Theory, Algorithms and Applications*, pp. 31-60, World Scientific, 2001.
- [23] F. M. Denaro, What does finite volume-based implicit filtering really resolve in large-eddy simulations?, *Journal of Computational Physics*, Vol. 230, No. 10, pp. 3849-3883, 2011.
- [24] S. B. Pope, Ten questions concerning the large-eddy simulation of turbulent flows, *New Journal of Physics*, Vol. 6, 2004.
- [25] I. B. Celik, Z. N. Cehreli, I. Yavuz, Index of resolution quality for large eddy simulations, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 127, No. 5, pp. 949-958, 2005.
- [26] M. Klein, J. Meyers, B. Geurts, Assessment of LES quality measures using the error landscape approach, *Quality and Reliability of Large-Eddy Simulations*, Vol. 56, pp. 131-142, 2008.
- [27] B. P. Leonard, The ultimate conservative difference scheme applied to unsteady one-dimensional advection, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 88, No. 1, pp. 17-74, 1991.
- [28] J. Fröhlich, W. Rodi, Introduction to Large Eddy Simulation of Turbulent Flow, Karlsruhe, pp. 1-31, 2002.
- [29] ANSYS, *ANSYS CFX-Pre User's Guide*, Vol. 15317, No. November, pp. 310-360, 2013.
- [30] J. Meyers, B. Geurts, P. Sagaut, *Quality and reliability of Large Eddy Simulation*, Springer, 2008.
- [31] A. Keating, U. Piomelli, E. Balaras, H. J. Kaltenbach, A priori and a posteriori tests of inflow conditions for large-eddy simulation, *Physics of fluids*, Vol. 16, No. 12, pp. 4696-4712, 2004.
- [32] P. Sagaut, E. Garnier, E. Tromeur, L. Larchevêque, E. Labourasse, turbulent inflow conditions for large-eddy-simulation of compressible wall-bounded

آشکار شده از کمیت ال-ای-اس-ایکیو، با اطمینان بیشتری می‌توان به کافی بودن دقت شبیه‌سازی با روش ال-ای-اس در این پژوهش اتکا نمود. برخی از مهمترین نتایج این پژوهش در موارد ذیل مورد تاکید قرار می‌گیرد:

- استفاده از شبکه‌های نامتراکم و روش یورنس، در گستره‌ی بزرگی از منحنی عملکرد دقت کافی را به همراه خواهد داشت (نمودار عملکردی شکل 4).

- استفاده از شبکه هر اندازه متراکم‌تر، در هر روشی ساختارهای بیشتری از جریان را آشکار خواهد کرد که برای برخی از حل‌های آیروداستیسیته توربوماشین‌ها در شرایط استال و نزدیک به استال ضروری است (شکل 3).

- عدم استفاده از فیلتر صریح در روش ال-ای-اس باعث باقی ماندن خطاهای عددی در قالب نوسانات دارای اعداد موج بسیار بالا (نوسانات با دامنه بسیار کوچک) خواهد شد (شکل 6).

- تغییرات زیاد در هندسه‌ی ایرفویل می‌تواند باعث تغییرات اساسی در عملکرد به دست آمده از حل عددی شود، ولی تغییرات در شعاع نوک پره در عملکرد اثرات کوچکی می‌گذارد.

- تغییر شعاع لبه حمله ایرفویل، می‌تواند اثرات بسیار قابل توجهی بر فرکانس‌های اصلی (اعداد موج اصلی) جریان بگذارد و می‌توان تغییر و کنترل ویژگی‌های آیروداستیسیته پره را ایجاد تغییر در این پارامتر هندسی را در پژوهش‌های بعدی بررسی نمود.

- با توجه به تفاوت کیفی اندک در پدیده‌های بزرگ مقیاس برای ساختارهای جریان در سه هندسه مختلف، میزان تأثیر این ساختارها بر شکل‌گیری پدیده‌های مرتبط با آیروداستیک در پرها نیازمند بررسی بیشتر است.

8- فهرست علائم

A	دامنه‌ی نوسانات سرعت (ms^{-1})
c_x	سرعت جریان ورودی (ms^{-1})
E	انرژی واحد جرم (m^2s^{-2})
p_{01}	فشار ورودی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$)
p_{02}	فشار خروجی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$)
T	گشتاور دوران (kgs^{-2})
u_t	سرعت دوران نوک پره (ms^{-1})
u_η	سرعت مشخصه‌ی مقیاس کولموگروف (ms^{-1})
ω	فرکانس دوران (s^{-1})
γ^+	فاصله‌ی بدون بعد از دیواره

علائم یونانی

ε	نرخ اتلاف آشفتگی (m^2s^{-3})
η	راندمان آیزنتروپیک
η_K	طول مشخصه‌ی مقیاس کولموگروف (m)
κ	عدد موج (m^{-1})
ν	ویسکوزیته‌ی مولکولی جریان (m^2s^{-1})
ν_t	ویسکوزیته آشفتگی (m^2s^{-1})
ρ	چگالی (kgm^{-3})
φ	ضریب دبی
ψ	ضریب فشار

9- مراجع

- [1] P. G. Tucker, Computation of unsteady turbomachinery flows: Part 1-Progress and challenges, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 47, No. 7, pp. 522-545, 2011.
- [2] S. L. F. Holzinger, Self-Excited blade vibration experimentally investigated in

- compressor stage, Part 1: Comparison of unsteady RANS and LES with experiments, *Computers and Fluids*, Vol. 106, pp. 119–129, 2015.
- [36] N. Gourdain, Prediction of the unsteady turbulent flow in an axial compressor stage, Part 2: Analysis of unsteady RANS and LES data, *Computers and Fluids*, Vol. 106, pp. 67–78, 2015.
- [37] D. Degani, A. Seginer, Y. Levy, Graphical visualization of vortical flows by means of helicity, *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 8, pp. 1347–1352, 1990.
- flows, *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 3, pp. 469–477, 2004.
- [33] E. Asgari, M. Tadjfar, Assessment of four inflow conditions on large-eddy simulation of a gently curved backward-facing step, *Journal of Turbulence*, Vol. 18, No. 1, pp. 61–86, 2017.
- [34] J. D. Denton, Some limitations of turbomachinery CFD, *ceedings ASME Turbo Expo*, pp. 1–11, 2010.
- [35] N. Gourdain, Prediction of the unsteady turbulent flow in an axial

Archive of SID