

دوره ۴۸، شماره ۳، پاییز ۱۳۹۵، صفحه ۲۶۷ تا ۲۸۰ Vol. 48, No. 3, Autumn 2016, pp. 267-280



نشریه علمی پژوهشی امیرکبیر - مهندسی مکانیک AmirKabir Jounrnal of Science & Research Mechanical Engineering ASJR-ME

شبیهسازی عددی خنککاری لایهای حول پره توربین گاز توسط رهیافت میانگین گیری جزئی از معادلات ناویر – استوکس

نیما حسینی واجارگاه^۱*، محمد رضا سلیمی^۲، محمد طیبی رهنی^۳

۱- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی تهران مرکز، تهران
 ۲- دانشجوی دکترا، مهندسی هوا و فضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
 ۳- استاد، مهندسی هوا و فضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

(دریافت: ۱۳۹۴/۳/۲۳ پذیرش: ۱۳۹۴/۹/۲۸)

چکیدہ

در این پژوهش به مطالعه عددی خنککاری لایهای حول یک پره توربین گاز با استفاده از رهیافت میانگینگیری جزئی از معادلات ناویر استوکس که یکی از موفق ترین رهیافتهای شبیهسازی گردابههای بسیار بزرگ در جریانهای آشفته می باشد، پرداخته شده است. برای بررسی دقیق جریان، مدلسازی به صورت سه بعدی حول هندسه پره توربین گاز انجام شده و دمای سیال ورودی و دمای سطح پره به ترتیب ۲۰۹/۵ درجه کلوین و ۲۹۷/۲ درجه کلوین در نظر گرفته شده است. عدد رینولدز جریان ورودی ^۵۰۱×۲۰/۲ است. جریان ورودی به صورت کاملا آشفته می باشد و شدت آشفتگی آن ۲۰۵۲ تنظیم شده و همچنین از اثرات جریانهای ثانویه در بالا و پایین پره چشم پوشی شده است. برای حل عددی معادلات از نرم افزار فلوئنت استفاده شده و معادلات میانگین گیری شده جزئی ناویر – استوکس (پنس) با استفاده از توابع تعریفی کاربر به نرم افزار فلوئنت اعمال شده است. نتایج بدست آمده از روش پنس با نتایج تجربی موجود و نتایج مدلهای دو معادلهای رنس در تحقیقهای دیگر مقایسه شده که نشان می دهد روش پنس تطابق قابل قبولی با نتایج تحربی داشته و همچنین نسبت به مدلهای دو معادلهای رنس دو تو را

كلماتكليدى:

پره توربین گاز، خنککاری لایهای، جریان آشفته، رهیافت پنس.



برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please site this article using: Vajargah, N. H., Salimi, M., and Taeibi-Rahni, M., 2016. "Numerical Simulation of Film Cooling Around a Gas Turbine Blade via Partially Averaged Navier-Stokes Approach (PANS)". *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 48(3), pp. 267–280. URL: http://mej.aut.ac.ir/article_594.html

نویسنده مسئول و عهدهدار مکاتبات: Email: nim.hosseini.eng@iauctb.ac.ir

۱ – مقدمه

یکی از چالشهای بزرگ در طراحی، ساخت و بهینهسازی توربوماشینها از جمله توربینهای گاز، به دست آوردن اطلاعات کامل و دقیق از جریان حول پرهها است. با توجه به اینکه توربینهای گاز نقش بسیار موثری در تولید توان در نیروگاههای حرارتی و نیروی پیشرانش در موتور هواپیما دارند، بنابراین افزایش راندمان آنها یکی از مهمترین چالشهای مهندسین و محققان است. از آنجا که افزایش دمای گاز ورودی به توربین باعث افزایش راندمان آن می شود، بنابراین محققان تلاش زیادی برای رسیدن به دماهای بالاتر گاز ورودی به توربین انجام میدهند. در حال حاضر، دمای سیال ورودی در توربینهای پیشرفته حدود ۱۸۰۰ تا ۲۰۰۰ کلوین است. از سوی دیگر، افزایش دمای گاز ورودی به توربین مشکلاتی را نیز موجب می شود که مهمترین آنها این است که فلزات یا آلیاژهایی که در ساختن پره توربینها به کار میروند توان مقاومت در این دماهای بالا را نخواهند داشت. معمولا بیشتر بارهای حرارتی در پرهها روی لبه حمله ایرفویل وارد می شود و بنابراین بیشترین خسارات از این قسمت به پرهها وارد می شود. یکی از راههایی که محققان برای مقابله با این مشکل به کار میبرند استفاده از روش خنککاری لايهاي است كه در أن سوراخهايي روى لبه حمله ايرفويل تعبيه مينمايند که هوای خروجی از قسمت انتهایی کمپرسور از طریق مجراهایی که در ریشه پرههای ردیفهای اولیه توربین قرار دارد به سمت این سوراخها هدایت شده و از این سوراخها به بیرون دمیده می شود. این دمش هوای خنک کننده یک لایه محافظ بر روی پره توربین تشکیل میدهد که از برخورد مستقیم هوای داغ با پرهها جلوگیری می نماید که نتیجه این شیوه خنک کاری، قابلیت تحمل دماهای بالاتر توسط پرهها خواهد بود. وجود ساختارهای گردابهای متعدد و البته پیچیدهای که در جریان حول پرههای توربين وجود دارد، سبب مي شود كه جريان آشفته حاصل بشدت ناپايا و غیرایزوتروپ باشد. بنابراین، کیفیت شبیه سازی آشفتگی در این مسئله برای تحلیلهای عددی اهمیت زیادی دارد.

کانسیگنی و ریچارد^۱ [۱] به بررسی تجربی اثرات پارامترهای مختلف از جمله عدد ماخ، عدد رینولدز، زاویه جریان ورودی و نرخ شدت آشفتگی در میزان انتقال حرارت از پره توربین گاز پرداختند. در تحقیق ایشان طول وتر ۸۰ میلیمتر و طول پره ۱۰۰ میلیمتر در نظر گرفته شده است و آزمایشها در اعداد ماخ ۲۶/۰ و ۲۹/۰ و ۲۱/۱ و در زوایای ورود ۰۳° و ۴۵° و اعداد رینولدز ۲۰۰×۲/۰ تا ۲۰۰×۲/۲ و نرخ شدت آشفتگی ۸/۰ درصد تا ۵ درصد انجام شده است. نتایج آزمایشها نشان میدهد که پیشروی ناحیه گذرا با افزایش عدد رینولدز و شدت آشفتگی باعث می شود تا انتقال حرارت جریان گذرا با شدت آشفتگی افزایش یابد. در حالیکه، برای جریان کاملاً آشفته میتوان از اثرات افزایش عدد رینولدز و شدت آشفتگی روی انتقال حرارت صرفنظر کرد. کیوک و همکاران^۲ [۲] به بررسی جریان حول پره توربین هواپیما در چهار تونل باد مختلف پرداختند.

آنها نتایج بهدست آمده از آزمایشها را در قسمت جریانهای ورودی و خروجی، توزیع عدد ماخ در نقاط مختلف سطح پره و دنباله جریان گزارش نمودهاند. یکی از نتایج بهدست آمده از تحقیق ایشان نشان میدهد که عدد ماخ بهدست آمده از آزمایشها در سه تونل باد مختلف بسیار بیشتر از مقادیر بهدست آمده از دادههای تئوری برای فشار کل و سکون یکسان در یک جریان دارای شوک میباشد. آنها علت این اختلاف را در جابهجایی جریان ورودی به وسیله لایههای مرزی دیوارهها در تونل باد دانستند که می تواند روی کیفیت نتایج اثر گذار باشد. گرگ و عامری [۳] به بررسی و مقایسه هزینه محاسباتی رهیافتهای دو معادلهای کی- امگا کواکلی^۴ [۴]، کی- ایسیلون چین⁶ [۵] و کی- امگای ویلکاکس² [۶] در مدل سازی جریان آشفته روی دو نوع پره توربین گاز مختلف پرداختند. در بخشی از نتایج حاصل از تحقیق ایشان گزارش شده است که اغلب مدلسازیهای دو معادلهای جریان آشفته ۴۰ درصد بیشتر از روش بالدوین–لومکس^۷ فضاي هسته كامپيوتر را اشغال ميكنند ضمن اينكه روشهاي دومعادله ای کی- امگا و کی- اپسیلون به ۴۰ درصد زمان محاسباتی بیشتر نیاز دارند و این درحالی است که زمان محاسباتی برای روش کی- امگا بهدلیل سرعت کمتر همگرایی ۶۵ درصد بیشتر از روش بالدوین – لومکس مىباشد.

بنابر آنچه گفته شد، برای بررسی جریان آشفته حول پرهها، از آنجا که شبیهسازی مستقیم معادلات ناویر استوکس با محدودیتهای سختافزاری مواجه بوده و همچنین زمانبر و پرهزینه میباشد بنابراین استفاده از مدلهای آشفتگی، اجتنابناپذیر است. با استفاده از وهیافتهای موجود در شبیهسازی جریان آشفته که روزبهروز بر دقت و قدرت آنها در پیشبینی بهتر جریانهای مختلف افزوده میشود، میتوان دادههای بهتری را برای کاربردهای علمی و صنعتی به دست آورد. تاکنون از روشهای شبیهسازی جریانهای آشفته در هندسهها و جریانهای مختلف استفاده شده و با مقایسه آنها، دقت و قدرت هر کدام از این روشها در تحقیقات مختلف گزارش شده است.

رمضانیزاده و همکاران^۸ [۷] به مطالعه اثر ورود جت سهتایی به جریان اصلی که توسط جوادی و همکاران [۹ و ۸] معرفی شده بود در سه نرخ مختلف سرعت ورودی جریان اصلی ۰/۰، ۱ و ۱/۵ از طریق روش شبیهسازی گردابههای بزرگ پرداختند. بررسیهای آنها نشان میدهد که با افزایش نرخ سرعت، نرخ نفوذ جت در جریان اصلی افزایش مییابد که موجب افزایش اختلاط بیشتر جت با جریان اصلی خواهد شد همچنین زمانی که جت وارد جریان اصلی میشود یک رژیم بسیار چرخشی با عنوان گردابه های دوتایی ناهمسان گرد^۹ تشکیل می دهد.

7 Baldwin-Lomax (B-L)

9 Counter Rotating Vortex Pairs

Consigny and Richards
 Kiock et al.

³ Garg and Ameri

⁴ Coakley's q- ω

⁵ Chien's k-ε

⁶ Wilcox's k-ε

⁸ Ramezanizadeh et al.

يو- رنس¹ پرداختند. نتايج حاصل از تحقيق آنها نشان داد كه روش پنس بسیار بهتر از روش یو-رنس بر روی مانع ۱۹ می باشد و با تنظیم فیلتر کنترلی انرژی جنبشی (f_k) می توان مقیاسهای ناپایای بیشتری را دید. لاکشیمپاتی و گریماجی^{۲۰} در سال ۲۰۰۴ [۱۵] جریان حول استوانه را با استفاده از روش پنس كى-اپسيلون بررسى كردند كه نتايج تحقيق آنها مطابقت قابل قبولی در مقایسه با نتایج بهدست آمده از روش های تجربی و مدل سازی های انجامشده با استفاده از روش LES داشتند. همچنین با کوچکتر کردن f_k میتوان مقیاسهای ناپایا و سهبعدی را هر چه بیشتر و بهتر دید. لاکشیمپاتی و گریماجی در سال ۲۰۰۹ [۱۶] به بررسی جریان حول استوانه با استفاده از مدلسازی پنس کی- امگا پرداختند و نتایج بهدست آمده را با نتایج پنس کی- اپسیلون مقایسه کردند. نتایج نشان میدهد که روش پنس کی- امگا در نزدیک دیواره نتایج بهتری را در مقايسه با مدل سازى پنس كى- اپسيلون به دست مىدهد. سانگ و پارک^{۲۱} [۱۷] در سال ۲۰۰۹ به بررسی جریان حول استوانه با مقطع مربع با استفاده از روش پنس بر روی شبکههای مختلف با نسبتهای تراکم متفاوت پرداختند. شبیهسازیهای آنها نشان میدهد که روش پنس حتی برای شبکههای درشتتر نیز جواب های قابل قبولی را ارائه میدهد.

کامچی و آرتز^{۲۲} [۸۸] اثر خنککاری لایهای روی انتقال حرارت در لبه حمله یک پره توربین گاز فشار بالا را به روش تجربی مطالعه نمودهاند. در آزمایش آنها اختلاف دمای جریان ورودی نسبت به دیواره، عدد رینولدز و عدد ماخ را مطابق شرایط واقعی انتخاب نمودهاند و به بررسی تاثیرات نرخ جریان هوای خنککاری به جریان ورودی و میزان انتقال حرارت پرداختهاند. نتایج کمی اندازه گیری انتقال حرارت نشان میدهد گسترش لایه مرزی در پایین دست جریان تحت تاثیر سوراخهای خنککاری روی پره قرار می گیرد، حتی اگر جریان خنککاری از این سوراخها خارج نشود. گرگ و ریگبی^{۲۲} [۱۹] به بررسی فیزیک داخل و اطراف سوراخهای خنککاری روی پره توربین گاز پرداختهاند. در این مطالعه عددی از مدل سازی آشفتگی m-۸ ویلکاکس^{۲۲} استفاده شده است که نتایج تحقیق آنها نشان میدهد که ساختار گردابهها بدون استفاده از مدل سازیهای جریان آشفته در رینولدزهای پایین، قابل دیدن نخواهد بود.

از آنجا که تاکنون از روش میانگین گیری جزئی معادلات ناویر-استوکس (پنس) که یکی از روشهای پر کاربرد در شبیه سازی گردابههای بسیار بزرگ است در بررسی جریان خنک کاری حول پره توربین استفاده نشده است بنابراین در این تحقیق تلاش شده مزایا و کاستیهای موجود در این خصوص تا حد امکان مورد بررسی قرار گیرد. بنابراین، روش پنس کی- امگا که یکی از رهیافتهای VLES می باشد روی دو هندسه زمانی که فاصله در راستای از محل خروج جت افزایش می یابد، تمرکز CRVP در تمامی نرخ سرعتها افزایش مییابد که اصلی ترین تاثیر این رفتار چرخشی مخلوط شدن جت با جریان اصلی است. طیبیرهنی و همکاران ۲۰ [۱۰] به بررسی خنککاری لایهای به روش مدلسازی گردابههای بزرگ^{۱۱} با استفاده از مدل دینامیکی مقیاس زیر شبکه مدلسازی اسماگورینسکی^{۱۲} پرداختند. در این پژوهش نرخ جریان خنککاری ۰/۵ در نظر گرفته شده است و راستای عبور جریان در جهت X می باشد که نتایج در مختصاتهای مختلف (X/D = • ، ۱،۳،۵) و • Z/D= و مورد بررسی قرار گرفته است. نتیجه تحقیقات آنها نشان میدهد که مدل دینامیکی بکار رفته برای مدل سازی LES جریان آشفته با معادلات انتقال اسکالر و در هندسه های پیچیده بسیار قابل استفاده است. بازدیدی و جهرمی [۱۱] به بررسی استفاده از مدل جبری ضمنی (مدل IAFM راجرز و همکاران)^{۱۳} برای پیشبینی شار حرارت آشفته در خنککاری لایهای که با مدل رینولدز پایین (SMC) ترکیب شده پرداختند. با توجه به بررسی انجام شده بارزترین اختلاف بین نتایج روش SAD و روش IAF در مؤلفه در راستای جریان شار حرارتی آشفته مشخص می شود. در مجاورت دیواره مؤلفههای عمود به دیواره و جانبی شار حرارتی آشفته که با روشهای GGDH و IAF بهدست آمده به طور قابل ملاحظهای بالاتر از نتایج مدل SAD می باشد. فرهادی آذر و همکاران^{۱۴} [۱۲] اثر ترکیب جتهای سهتایی^{۱۵} در بهبود اثر خنککاری لایهای از طریق نسبت های سرعت و دانسیته و رهیافت شبیهسازی گردابهای بزرگ را بررسی کردهاند و تحقیقات آنها نشان میدهد، استفاده از ترکیب جت سهتایی اختلاط جریان گاز ورودی جتهای خنککاری با جریان اصلی را کاهش داده ضمن اینکه باعث ایجاد یک توزیع یکنواخت لایه خنککننده در میزان همان نرخ جرم خروجی می شود. بازدیدی و همکاران^{۱۶} [۱۳] به بررسی تاثیر یک عدد پرانتل آشفتگی متغیر در پیشبینی روند دمایی در جریان دو جت خنک کاری متضاد که به صورت عمودی به جریان گرم متقاطع وارد می شود پرداختند که در این بررسی از روش کی– ایسیلون استاندارد با استفاده از یک عدد پرانتل متغیر برای تحلیل جریان آشفته و انتقال حرارت استفاده شده است. در بخشی از نتایج بهدست آمده مشخص شده است که استفاده از روش کی – ایسیلون با عدد پرانتل معمول ۰/۸۵ است که باعث میشود تا نتایج بهدست آمده برای پروفایل دمایی بیبعد در منطقه مربوط به جت (۲/۲=(۱۲/۲) بالاتر پیشبینی شود. این درحالی است که با انتخاب یک عدد پرانتل کوچکتر نتایج بهدست آمده بهبود یافته و به نتایج تجربی نزدیکتر می شود. گریماجی و همکاران^{۱۷} [۱۴] در سال ۲۰۰۶ به بررسی روش پنس و مقایسه نتایج آن با مدلسازی

15 Compound Triple Jets

¹⁸ Unsteady Reynolds Avereged Navier-Stokes

¹⁹ Fixed Point

²⁰ Lakshmipathy and Girimaji

²¹ Song and Park

²² Camci and Arts

²³ Garg and Rigby

²⁴ Wilcox's K-ω

¹⁰ Taeibi-Rahni et al.

¹¹ Large eddy simulation

¹² Dynamic Global-coefficient Sub grid Scale Smagorinsky

¹³ IAFM of Rogers et al

¹⁴ Farhadi Azar et al.

¹⁶ Farhadi Azar et al.

¹⁷ Girimaji and et al.

سیلندر و پره توربین اعمال شده و نتایج آن با دادههای حاصل از اعمال دو مدل کی– امگای استاندارد و SST در رهیافت رنس مقایسه شده تا جایگاه این روش از نظر دقت محاسباتی مورد ارزیابی دقیق قرار گیرد. بنا بر آنچه گفته شد در این تحقیق از هندسه پره VKI که یکی از معروفترین هندسههای پره می باشد استفاده شده است. تولید شبکه در نرمافزار گمبیت و تحلیل جریان در نرمافزار فلوئنت انجام شده ولی از آنجا که نرم افزار فلوئنت قابلیت تحلیل جریان به روشهای VLES که روش پنس نیز زیر مجموعه آن می باشد را ندارد بنابراین برای ایجاد قابلیت حل نوشته شده و به نرم افزار فلوئنت اعمال شده است. این اقدام منجر شده توشته شده و به نرم افزار فلوئنت اعمال شده است. این اقدام منجر شده جریان آشفته حول هندسه پیچیده پره استفاده کرد و هم از بستر ایجاد شده از کدنویسی بتوان روش پنس را در تحلیل مربوطه به کار برد.

۲- جریان أشفته و معادلات حاکم بر روش پنس

سه روش اصلی که برای محاسبه جریانهای آشفته استفاده می شوند عبارتند از: شبیه سازی عددی مستقیم^{۲۵}، شبیه سازی گردابه های بزرگ و یک رهیافت آماری بر پایه معادلات ناویر – استوکس میانگین گیری شده رینولدز. در دهه های اخیر نیز روش های جدیدی که مابین روش های فوق طبقه بندی می شود بسیار مورد توجه قرار گرفته است که یکی از این روش ها "شبیه سازی گردابه های بسیار بزرگ" می باشد. هر کدام از روش های فوق با توجه به نحوه حل معادلات ناویر – استوکس در طیف انرژی آشفته که در شکل ۱ نشان داده شده طبقه بندی می گردند.



شکل ۱: مقایسه عملکرد سه روش LES، رنس و VLES [۲۰]

در روش DNS معادلات ناویر- استوکس به صورت مستقیم برای کل طیف انرژی آشفته حل شده و هیچگونه مدلسازی روی طیف انرژی آشفته انجام نمی گیرد بنابراین شبکهای که برای حل مستقیم معادلات

ناویر – استوکس تولید میشود بایستی کوچکترین مقیاس مکانی و زمانی طیف انرژی آشفته را در برگیرد. با توجه به اینکه با بالا رفتن عدد رینولدز اندازه ادیهای موجود در طیف انرژی آشفته کوچک تر میشود بنابراین باید شبکه نیز به تناسب بسیار ریزتر شود که با امکانات سختافزاری موجود امکان تحلیل جریان وجود نخواهد داشت. برای غلبه بر این محدودیتها شبیهسازی جریانهای آشفته شدیدا مورد توجه قرار گرفته است.

در رهیافت رنس معادلات ناویر – استوکس می توانند به دو قسمت متوسط و نوسانی تقسیم شوند:

$$\phi = \overline{\phi} + \phi' \tag{1}$$

که در آن $\overline{\phi}$ ، میانگین زمانی پارامتر و ϕ کمیت نوسانی است. اگر تجزيه رينولدز به معادلات ناوير-استوكس اعمال شود، نتيجه معادلات ناوير – استوكس ميانگين گيري شده رينولدز خواهد شد. تفاوت ميان اين معادلات با معادلات اصلی این است که معادلات رنس شامل کمیتهای متوسط گیری شده زمانی نیز است و باید با استفاده از مدل سازی آشفتگی مدل شوند. با اینکه مقیاسهای کوچک جهانی هستند، مقیاسهای بزرگ به شدت از هندسه تأثیر می پذیرند، توسعه مدلی که بتواند اثر کلی ناحیه وسیعی از مقیاس ها را به درستی بیان کند، مشکل است. پیچید گی آشفتگی، بیان همهی جریانهای آشفته را با مدل رنس، غیر ممکن ساخته بنابراین سایر رهیافتهای آشفتگی مانند LES می توانند مورد استفاده قرار گیرند. همانطور که در شکل ۱ ملاحظه می شود: شبیه سازی گردابه های بزرگ با شبیهسازی حالتهای فرکانس پایین در مکان (گردابههای بزرگ) و مدلسازی تبادل انرژی با مودهای فرکانس بالا (گردابههای کوچک) سعی بر غلبه بر این مشکل دارد [۲۱]. ایده اولیه LES، شبیهسازی مقیاسهای بزرگ آشفتگی که توسط هندسه یا شرایط مرزی جریان ایجاد شدهاند و تقریب مقیاسهای کوچک در نظر گرفته نشده با استفاده از یک مدل است. گردابههای کوچک که صریحاً شبیهسازی نمی شوند با استفاده از مدل مقیاس زیر شبکهای (SGS^{۲۶}) مدل می شوند. این مدل بر پايه فرضيه ايزوتروپيک بودن کوچکترين مقياسها استوار است. LES کوچکترین مقیاس طولی را حل نمی کند، اما آنها را با استفاده از مدل SGS تقریب میزند. هدف مدل SGS حل اثر تنشهای اضافه شدهای است که از فرایند فیلتر کردن نتیجه شدهاند [۲۲]. از آنجا که در رهیافت LES نیز معادلات ناویر – استوکس برای بخش عمدهای از طیف انرژی أشفته حل شده و تنها بخش مقیاسهای زیر شبکه مدل می شوند بنابراین در اعداد رینولدز بالا و در جریان هایی که با اثرات غیر تعادلی بالا همراه هستند نیاز به امکانات سخت افزاری وسیع و همچنین زمان و هزینه بالا است که استفاده از آنها را در شبیه سازی جریان آشفته با محدودیت مواجه می نماید. در این میان برای غلبه بر هزینه های محاسباتی رهیافت LES و همچنین بالا بردن دقت حل معادلات رنس، رهیافتهای که

²⁵ Direct Numerical Simulation (DNS)

مابین رهیافتهای فوق طبقهبندی میشوند مورد استفاده وسیعی در بررسی جریانهای آشفته قرار گرفته است. در شبیهسازی گردابههای خیلی بزرگ، عرض فیلتر– عدد موج همانطور که در شکل ۲ نشان داده شده است می تواند خارج از گستره اینرسیال^{۲۷} باشد و مدل های زیر شبکهای ساده باید با مدلهای پیچیدهتر (مثل رنس) که میتواند انتقال بزرگترین گردابهها را توصیح دهد، جایگزین شوند.

رهیافت VLES شبیه LES است با این تفاوت که در آن بخش کوچکتری از طیف آشفتگی در شبیه سازی ناپایدار حل می شود و مدل باید اثر بخش بزرگتر طیف را بیان کند و بنابراین پیچیده تر است. روش های بسیاری وجود دارند که می توان آنها را VLES محسوب کرد و همگی این روش ها در چند مورد با یکدیگر مشترک هستند که می توان با استفاده از آنها به شناسایی روش های VLES پرداخت که به اختصار در زیر آورده شده است [۲۰]:

 در همگی آنها میدان جریان به دو قسمت حل شده و حل نشده تقسیم می شود (بر خلاف رهیافت رنس که به دو میدان میانگین و نوسانی جدا می شود).

 بر اثر جداسازی مقیاسها مجهولاتی به معادلات اضافه میشوند (شبیه تنشهای رینولدز در رهیافت رنس) که برای بستن معادلات باید آنها را مدل کرد. برای این منظور معادلات انتقال دیگری معرفی و به مجموعه معادلات ناویر – استوکس اضافه میشوند (حداقل دو معادله). باید توجه داشت که فیلتر در این رهیافت با LES که در آن اندازه شبکه مشخص کننده مقیاسهای حل نشده است، متفاوت می باشد.

 اگرچه معادلات انتقال مطرح شده برای بستن جملههای مجهول ظاهر شده در معادلات همگی بر پایه معادلات رنس می باشد، اما این معادلات دقیقا همانند معادلات رنس نیستند و نسبت به تقسیم جریان به دو قسمت حل شده و حل نشده حساس بوده و راهکارهای متفاوتی برای ایجاد این حساسیت پیشنهاد شده است.

بستن معادلات به گونه ای است که این روش ها تحت شرایطی
 دقیقا همان روش یا روش های رنس و یا DNS هستند. در واقع می توان گفت که این رهیافت پلی بین رهیافت های رنس و DNS
 است.

معادلات کلی حاکم بر روش پنس به صورت ذیل میباشد که \overline{U} سرعت میانگین، \mathfrak{F} تولید انرژی جنبشی آشفته رنس، \mathfrak{w} نرخ اتلاف \overline{U} مخصوص رنس، r_{i} ویسکوزیته گردابی رنس $(w_{i}^{-k/\omega})$ و \mathfrak{F}^{*} و \mathfrak{h}^{*} مخصوص رنس، رس ویسکوزیته گردابی رنس $(w_{i}^{-k/\omega})$ و \mathfrak{h}^{*} و مرایب مدل هستند. در نهایت پس محاسباتی که به صورت کاملتر در مرجع [۱۶] ارائه شده است به معادلات (۲) و (۳) خواهیم رسید:

$$\frac{\partial k_u}{\partial t} + U_j \frac{\partial k_u}{\partial x_j} = P_u \cdot \beta^* k_u \omega_u + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\frac{\nu_t}{\delta_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]$$
(Y)

$$\frac{\partial \omega_u}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega_u}{\partial x_j} = \alpha \frac{P_u \omega_u}{k_u} - \beta \omega_u^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{v_u}{\delta_{\omega u}} \frac{\partial \omega_u}{\partial x_j} \right] \tag{(7)}$$

27 Inertial Range



شکل ۲: عملکرد روش پنس در طیف انرژی به صورت شماتیکی[۲۰] که در فرمول (۳):

$$\beta' = \alpha \beta^* - \frac{\alpha \beta^*}{f_\omega} + \frac{\beta}{f_\omega} \tag{(f)}$$

و پرانتل آشفته^{۲۸} و اشمیت آشفته^{۳۹} به ترتیب مطابق فرمولهای (۵) و (۶) تعریف خواهد بود:

$$\delta_{ku} = \delta_k \frac{f_k}{f_\omega} \tag{(a)}$$

$$\delta_{\omega u} = \delta_{\omega} \frac{f_k}{f_{\omega}} \tag{(9)}$$

ثوابت بدست آمده برای شبیهسازی پنس کی– امگا به صورت جدول ۱ میباشد:

	ں کی– امگا	رامتر های پنس	جدول ۱: پا	
$\delta_{_k}$	$\delta_{_{\omega}}$	β	eta^*	A
۲	٢	۰/۰۷۵	•/•٩	<u>له</u> م

برای بررسی انتقال حرارت معادله بقای انرژی مطابق ذیل برای جریال حل شده است:

$$\rho C_{p} \left[\frac{\partial T}{\partial t} + u_{j} \frac{\partial T}{\partial x_{j}} \right] = \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[\lambda \frac{\partial T}{\partial x_{j}} - \rho C_{p} \overline{u_{j}' T'} \right]$$
(Y)

لازم به توضیح است پارامتر λ بیان کنندهٔ هدایت حرارت است. بدین سبب از این شکل استفاده شد تا با انرژی جنبشی آشفتگی که با k نمایش میدهیم، اشتباه گرفته نشود. در معادله فوق پرانتل برای محاسبه ضریب نفوذ آشفتگی از فرمول ذیل محاسبه شده است:

$$a_T = \frac{\mu_T}{\rho P r_T} \tag{A}$$

که
$$\mu_{T}$$
 از معادلات پنس محاسبه می شود.

29 Turbulent Schmidt

²⁸ Turbulent Prandtl

۳- شبیهسازی عددی

برای حل عددی جریان از نرم افزار فلوئنت استفاده شده که دقت و تنظیمات محاسبات عددی مطابق جدول ۲ انجام شده است:

جدول ۲: تنظیمات فلوئنت برای تحلیل جریان حول پره توربین

سەبعدى – ناپايا	نوع شبيەسازى
مجزا- ضمنی	حلگر
پنس k-ω	مدل توربولانس
سيمپل	الگوریتم مرتبطکننده میدان فشار به چگالی
درجه دو	دقت گسستهسازی معادلات در حوزه زمان و مکان
گاز کامل	سيال

همچنین برای اعمال معادلات پنس به نرم افزار فلوئنت توابع تعریفی کاربر در محیط برنامه نویسی++C نوشته شده و به نرم افزار فلوئنت کوپل شده است. توابع تعریفی کاربر نوشته شده شامل موارد ذیل می باشد:

- معادله اسکالر ^{۳۰} انرژی جنبشی آشفته پنس
- معادله اسكالر نرخ اضمحلال ویژه جریان آشفته
 - معادله ديفيوزويته^{٣١} آشفتگي
 - معادله ادی ویسکوزیته^{۳۲} آشفتگی
 - ترمهای تولید^{۳۳} انرژی آشفته
 - شرط معادلات اسکالر روی مرزها

با توجه به اینکه اعمال توابع تعریفی کاربر نوشته شده نیاز به یک مرجع برای صحتسنجی دارد بنابراین از آنجا که تاکنون از این رهیافت در بررسی خنککاری روی پره توربین استفاده نشده است بنابراین ابتدا جریان حول استوانه که بهعنوان یکی از شاخصهای بررسی جریانهای سیالاتی میباشد برای اعتبارسنجی توابع تعریفی کاربر تولید شده برای اعمال روش پنس و صحت تحلیل عددی انجامشده در نرم افزار فلوئنت استفاده شده است.

٤- شبکه و شرایط مرزی

تولید شبکه حول استوانه و پره توربین گاز در نرم افزار گمبیت انجام شده است که در بخش های زیر به ترتیب نشان داده میشود.

٤-١- هندسه و شرایط مرزی شبکه حول استوانه

هندسه شبکه به کار رفته در شکل۳ نشان داده شده است. ابعاد شبکه ایجاد شده با طول و عرض ۳۰D و ضخامت ۲D بوده و به چهار بلوک که با قطر های مربع بدست می آید تقسیم,بندی شده است.



شکل ۳: شبکه تولید شده حول استوانه

شرط مرزی بکار رفته در ورودی جریان در شبیه سازی جریان حول استوانه با مشخص نمودن سرعت ورودی اعمال شده است. در خروجی جریان از شرط مرزی جریان خروجی^{۲۴} استفاده شده است که با اعمال این شرط مرزی گرادیان های تمامی متغیرهای جریان بجز فشار، صفر در نظر گرفته می شود. روی دیواره های استوانه و بالا و پایین هندسه شرط مرزی عدم لغزش اعمال شده است و در راستای جانبی شرط مرزی تکرار به کار رفته است.

۲-۲- استقلال از شبکه حول استوانه

بررسی استقلال از شبکه روی سه مش با تراکمهای مختلف بهنحوی که از سطح استوانه به سمت دیواره ها درشت ر می شود انجام شده است. تراکم شبکه درشت تر ۳۲×۴۰۰× ۱۰۰ و شبکه بعدی ۳۲× ۱۳۵۰ و در نهایت تراکم ریزترین شبکه ۳۶× ۶۱۰× ۱۶۰ میباشد. با توجه به شکل ۴ که نمودار ضریب فشار حول سطح استوانه میباشد، شبکه درشت تر در قسمت جداشده جریان و هم در قسمت کمینه ضریب فشار اختلاف بیشتری با نتایج تجربی دارد ولی شبکه متوسط و ریزتر رفتار تقریبا مشابهی داشته و فقط در بخشی از قسمت جدایش جریان از هم فاصله می گیرند که این اختلاف محسوس نمیباشد که نشان می دهد افزایش بیشتر نقاط شبکه در نزدیکی دیواره بهبود بیشتری در جوابها ایجاد نمی نماید.

٤-٣- هندسه و شرایط مرزی شبکه حول پره توربین گاز

برای تحلیل جریان حول پره توربین از مدل استفاده شده توسط گرگ و ریگبی [۱۹] که قبلا معرفی شد، استفاده شده است. تحلیل جریان حول یک پره توربین گاز مدل ^{۳۵} VKI که مشخصات آن مطابق جدول ۳ میباشد انجام شده است.

³⁰ Scalar

³¹ diffusivity

³² Eddy-Viscosity

³³ Production

³⁴ Outflow

³⁵ VKI







دیواره در معادلات مومنتم نیست. همچنین، مقدار k و ω بر روی سلول اول نزدیک به دیواره به صورت زیر است که اعمال آن در نرم افزار فلوئنت روى معادلات جريان آشفته از طريق توابع تعريفي كاربر انجام شده است.

$$\omega = \frac{60\nu}{\beta y^2}, \ k = 0 \tag{9}$$

~~

که در آن $\beta = 1/2$ ، بوده و y فاصله سلول اول تا دیواره جامد می باشد. همچنین سایر شرایط مرزی بکار رفته در تحلیل جریان حول پره توربين مطابق جدول ۴ مي باشد.

٤-٤- استقلال از شبکه حول يره توربين گاز

بررسی استقلال حل از شبکه تولیدشده حول پره توربین با خنککاری لایهای نیز انجام و نتایج حاصل از شبکهای مختلف در چهار تراکم ۱۲۵۲۱۸۸ سلول، ۱۴۰۷۱۰۵ سلول، ۱۵۸۶۳۰۵ سلول و ۱۷۰۵۲۶۳ سلول مورد بررسی قرار گرفته است. شکل ۸ ضریب انتقال حرارت جابهجایی حول سطوح مکش و فشار پره که از چهار تراکم شبکه فوق به دست آمده است، میباشد. با توجه به نمودار مذکور در سطح فشار پره نتایج شبکههای ۳ و ۴ به نتایج تجربی نزدیکتر میباشد ولی در سایر قسمتهای نمودار نتایج شبکههای ۲، ۳و ۴ تقریبا بر هم منطبق هستند



شکل ۴: نمودار ضریب فشار حول نیمه بالایی استوانه در شبکه های مختلف

جدول ۳: مشخصات هندسی یره توربین گاز شبیهسازی شده

اندازه	مشخصات هندسه
۸۰ سانتی متر	طول وتر ً
۱۰۰ سانتی متر	طول پره ^۳
۳۸/۵- درجه	زوايه استگر
۳۰ درجه	زوایه جریان ورودی ^۵
۶۹/۵- درجه	زوايه جريان خروجي ²
۶/۲۵ میلی متر	قطر دایره لبه حمله ^۷
۳ میلی متر	قطر دایره لبه فرار^
۸/۰ میلی متر	قطر سوراخ های خنک کاری

هندسه این پره مطابق شکل ۵ میباشد.

با توجه به شکل هندسی خاص و پیچیده پره توربین گاز برای تولید شبکه، دامنه تولید شده مطابق شکلهای ۶ و ۷ به بلوکهای جداگانه تقسیم.بندی شده تا بتوان تراکم شبکه در قسمتهای مختلف پره را کنترل نمود. مطابق شبکه حول استوانه در شبکه حول پره توربین گاز نیز از سطح پره به سمت دیوارهها دامنه مشها درشت تر می شود.

در مسائلی که نیاز به تحلیل حرارتی وجود دارد توابع دیوار موجود در فلوئنت به خوبی قادر به تحلیل جریان در نزدیکی سطح نیستند بنابراین شبکه به اندازه کافی در مجاورت مرزها کوچک شده است و حداکثر مقدار y^{+} بر روی دیواره پره برابر واحد می باشد که مطابق با شرایط انتخاب شده در مرجع [۱۹] است. بنابراین شبکه در جریان حول استوانه و جریان حول پره در نزدیک دیواره به اندازهی کافی ریز شده است، بنابراین سلول اول در زیرلایه لزج قرار گرفته و نیازی به استفاده از تابع دیواره^{۴۳} روی

- 40 Design Outlet Flow Angle
- 41 Leading Edge Diameter
- 42 Trailing Edge Diameter
- 43 Wall Function

³⁶ Chord Length 37 Blade Height

³⁸ Stagger Angle

Design Inlet Flow Angle 39



شکل ۶: شبکه ایجاد شده حول پره توربین گاز و سوراخهای خنککاری.



شکل ۷: نمای نزدیک از سوراخهای خنککاری روی پره توربین.

خنک کاری شده.	گاز ۰	توربين	ں پرہ	حوا	جريان	مرزى	': شرايط	جدول ۴
---------------	-------	--------	-------	-----	-------	------	----------	--------

اندازه	مشخصات هندسه
-/۲۵۱	$M_{_{in}}$
$FT/X \times 1.F$	$Re_{in, c}$
٠/٩٠۵	M_{ex}
۵/۲	<i>Tu_{in}</i> [%]
۲۸٩/۵	$p_{_{0}}$ [kPa]
۴.٩/۵	$T_{_{0}}$ [K]
• /YYY	T_w / T_o
-/۵۲	$T_c \ / \ T_0$
•/87	$m_{c} / m_{0} [\%]$

بنابراین با توجه به این نتایج شبکه ۳ برای شبیه سازی مورد استفاده قرار گرفته است تا ضمن حصول اطمینان از کافی بودن نقاط شبکه و دقت مورد نیاز، بتوانیم زمان و هزینه محاسبات را در مقایسه با شبکه ۴ که تراکم بیشتری دارد، بهبود دهیم.



شکل ۸: نمودار ضریب انتقال حرارت جابهجایی حول سطح مکش و فشار پره توربین گاز با خنککاری لایهای

لازم به توضیح است که بعلت بالا بودن عدد رینولدز در جریان حول پره که حدود ^۵۰۰×۵/۴ میباشد و اثرات دیواره مقیاسهای مکانی و زمانی آشفتگی به شدت کوچک شده (مطابق تعریف مقیاسهای کولموگروف)، بنابراین حدسزده میشود در صورتی که تعداد سلولهای شبکه بسیار ریزتر گردد که منجر به افزایش تعداد سلولها نیز خواهد شد شاید بتوان پاسخ های نزدیکتری را به نتایج تجربی بدست آورد که نیاز به امکانات سختافزاری بهتری دارد که با توجه به شرایط موجود امکان تولید چنین شبکهای ممکن نبود بنابراین سعی شده است که بهترین شبکه که تا حد امکان بتواند قابلیتهای روش پنس را نمایان کند انتخاب شود.

٥- نتايج و بحث

در ذیل نتایج حاصل تحلیل عددی حول استوانه، پره بدون خنککاری و پره با خنککاری به ترتیب ارائه شده است.

٥-١- نتايج حول استوانه

شکل ۹ و ۱۰ شبیهسازی جریان حول استوانه در رینولدز ۲۰۴×۱/ را نشان میدهد. با مقایسه نتایج بدست آمده از این شبیهسازی با نتایج حاصل از کارهای عددی و تجربی انجامشده [۲۳] و [۲۴] در بررسی جریان حول استوانه در عدد رینولدز فوقالذکر که در شکلهای ۹ و ۱۰ آورده شده، مشاهده می گردد دقت مورد انتظار از رهیافت پنس در حل عددی جریان آشفته مذکور حاصل شده و میتوان از توابع تعریفی کاربر تولیدشده در بررسی جریان آشفته حول پره توربین گاز استفاده نمود.



شکل ۱۱: کانتور توزیع سطوحی که دارای مقدار چرخش یکسان $f_k^{}=$ ۰/۵ در ۵/۵ هستند در مدل پنس k-۵ در



شکل ۱۲: کانتور توزیع سطوحی که دارای مقدار چرخش یکسان $f_k^{}=$ ۰/۵ در ۱/۵ هستند در مدل پنس k-۵ در

٥-٢- نتایج حول پره بدون خنک کاری

در شکل ۱۳ توزیع ضریب انتقال حرارت جابهجایی حول سطح پره توربین کاری و در سمت فشار و مکش نمایش داده شده است.

همانطورکه ملاحظه می شود نتایج حاصل از شبیه سازی پنس در سمت فشار پره به نتایج تجربی نزدیک می باشد و همچنین نتایج تقریبا مشابهی نیز برای شبیه سازی با استفاده از مدل SST ω -x بدست آمده است ولی نتایج بدست آمده از شبیه سازی ω -k استاندارد با نتایج تجربی اختلاف قابل ملاحظه ای را نشان می دهد. در سمت مکش پره نتایج رهیافت پنس با نتایج تجربی فاصله دارد که دلیل این اختلاف در نتایج را می توان در کمبودهایی که مدل رنس ω -x در پیش بینی رفتار نزدیک دیواره دارند جستجو نمود. همچنین عدد رینولدز جریان عبوری در



شکل ۱۰: نمودار سرعت میانگین مولفه x در طول خط مرکزی در مدل سازی های مختلف جریان آشفته حول استوانه

در شکلهای ۱۱ تا ۱۲ کانتور توزیع سطوحی که دارای مقدار چرخش یکسان هستند در مدلسازی پنس ∞ - ۸ در (-4, -1) و $f_k^{=}$ و $f_k^{=}$ و $f_k^{=}$ و $f_k^{=}$ و $f_k^{=}$ و انه شان داده شده است. با توجه به این اشکال بهخوبی می توان اثر پارامتر فیلتر در آزادسازی انرژی آشفتگی را مشاهده نمود. به عبارت دیگر با تغییر پارامتر فیلتر از عدد یک (که همان شبیه سازی رنس ∞ - ۸ می باشد) تا عدد (-4) بهخوبی مشاهده می شود که ساختارهای گردابهای باشد) تا عدد (-4) بهخوبی مشاهده می شود که ساختارهای گردابهای بیشتری تسخیر شده و بخش کمتری از انرژی آشفتگی مدل سازی شده است. بنابراین، می توان امیدوار بود که با استفاده از رهیافت پنس بتوان ساختارهای وابسته به زمان را در جریانهای دارای جدایش شدید و ریزش گردابه با دقت بیشتری شبیه سازی کرد.



شكل ۱۳: نمودار ضريب انتقال حرارت جابهجايى حول سطح مكش و فشار پره توربين گاز

سمت مکش پره بالاتر از سمت فشار میباشد که باعث ایجاد گرایانهای معکوس شدیدتر در نزدیک دیواره می شود بنابراین بخش عمدهای از ادیهای جریان عبوری از سمت مکش پره در بخش مدل شده توسط رهیافت پنس قرار می گیرند که امکان ورود خطا به جوابهای بهدست آمده در بخش مکش پره بالاتر میرود. نتایج مدل k- ∞ استاندارد نیز بالاتر از دادههای تجربی پیش بینی شده است. این مغایرت ضعف عمده مدل های دو معادله رنس مانند k- ω استاندارد میباشد به عبارت دیگر در جریان هایی که دارای غیرایزوتروپ های شدید بوده و نیز اثرات غیرتعادلی وجود دارد، در نهایت این روش ها به جوابهایی خواهند رسید که تا حدودی فوق دیفیوز است یعنی ویسکوزیته توربولانسی که توسط این روشها محاسبه می شود تا حدودی زیاد خواهد بود. در خصوص مدل k-o SST نتایج در بخش مکش پره بسیار بهتر از نتایج بهدست آمده از رهیافت پنس میباشد که علت اصلی این بهبود در نتایج را میتوان در سازوکارهایی که در مدل k-w SST تعبیه شده است جستجو نمود زیرا مدل k-@ SST با استفاده از یک سری معادلات اصلاحی برای پیش بینی جریان در نزدیک دیواره مجهز شده است بنابراین این رهیافت توانسته است فعل و انفعالات رخ داده در نزدیک دیواره در سمت مکش پره را بسیار بهتر از رهیافت پنس پیش بینی کند.

در نهایت در یک مقایسه کلی بین مدلهای ه-k پنس، هدن در نهایت در یک مقایسه کلی بین مدلهای ه-k پنس، ه-sST و ST استاندارد می توان به این نکته اشاره کرد که قدرت روش k-۵ پنس در پیش بینی رفتار نزدیک دیواره پره در مقایسه با مدل ه-۵ پنس در استاندارد به میزان قابل ملاحظه ای بهبود یافته در حالیکه ه-k پنس در مقایسه با مدل SST مقایسه با مدل k-۵ در پیش بینی رفتار نزدیک دیواره ضعیف تر است.

در جدول ۵ خطای روشهای مختلف شبیهسازی جریان حول پره بدون خنککاری ارائه شده است.

دول ۵: بیشینه خطای روش های مختلف عددی در پره بدون خنککاری	ج
---	---

سمت مکش	سمت فشار	روش مدلسازی
۲١%	۵۵%	k-۵ استاندارد
۳١%	۶/۲%	k-ω SST
84/0%	١٢/٧%	k-ω PANS
۲۶٪	10/4%	نتايج مرجع ٢۵

۵-۳- نتایج حول پره با خنک کاری

در شکل ۱۴ توزیع ضریب انتقال حرارت جابه جایی (h_i) حول سطح پره توربین با خنک کاری و در سمت فشار و مکش نمایش داده شده است.



شکل ۱۴: نمودار ضریب انتقال حرارت جابهجایی حول سطح مکش و فشار پره توربین خنککاری شده

همانطور که ملاحظه می شود نتایج حاصل از شبیه سازی پنس در سمت فشار پره به نتایج تجربی نزدیک می باشد ولی در سمت مکش پره نتایج با نتایج تجربی فاصله دارد. در خصوص نتایج بدست آمده برای روش SST سه نیز نتایج در بخش فشار بهتر از بخش مکش می باشد که به نظر می رسد با وجود برتری این روش در شبیه سازی جریان نزدیک دیواره نسبت به روش پنس ۵۰- k ولی این روش نیز هم چنان در بخش مکش پره با مشکل مواجه بوده و قادر به محاسبه صحیح رفتار سیال نمی باشد که همانطور که اشاره شد به نظر می رسد به دلیل گرادیان های معکوس که در سمت مکش پره بیشتر می باشد باعث پیچیده تر شدن جریان شده و اکثر مدل های دو معادله ای در محاسبه رفتار سمت مکش با مشکل مواجه می باشد. لازم بذکر است خطای محاسبات عددی مرجع

در جدول ۶ خطای روشهای مختلف شبیهسازی جریان حول پره با خنککاری ارائه شده است:

سمت مکش	سمت فشار	روش مدلسازی
٩۶/٨%	80/8%	k-w استاندارد
78/7%	٨/٧%	k-ω SST
378%	۱۳/۵%	k-ω PANS
10%	۴/۸%	نتايج مرجع ١٩
Va/8%	41/7%	نتايج مرجع ۲۵

جدول ۶: بیشینه خطای روش های مختلف عددی در پره بدون خنککاری

لازم به توضیح است در هر دو مدلسازی انجامشده حول پره با خنککاری و بدون خنککاری در ۲=۰ بدلیل کاهش ناگهانی فشار و تغییر شکل سطح مقطع ضریب انتقال حرارت به شدت افت می کند به همین دلیل روش های مختلف عددی این تغییرات سریع فشار که موجب افت ضریب انتقال حرارت میشود را با یک افت ناگهانی و با خطا محاسبه کردهاند. لازم به ذکر است نتایج منبع [۲۵] نیز همین افت ناگهانی ضریب انتقال حرارت را نشان میدهند.

ذکر این نکته ضروری است که جوابهای گزارششده در مرجع [۱۹] که در شکل ۱۴ قابل مشاهده است دقت بالاتری را دارند. با توجه به تحقیقات انجامشده بهنظر می رسد بدلیل اینکه دبی خروجی جتهای خنککاری از سوراخها در کیفیت جوابها بسیار موثر است بنابراین در مرجع [۱۹] با بالا بردن کیفیت شبکه و ریزتر نمودن آن در مسیر جتهای خروجی از سوراخها خنککاری به جوابهای با خطای کمتر دست یافتهاند که در پژوهش حاضر به علت محدودیت امکانات نرمافزاری امکان ریزتر نمودن بیشتر شبکه وجود نداشت بنابراین تلاش شد با توجه به امکانات موجود جوابها تا حد امکان به جوابهای تجربی نزدیکتر گردد.

٦- نتیجه گیری

در این مقاله شبیهسازی عددی خنککاری لایهای حول یک پره توربین گاز با استفاده از رهیافت میانگین گیری جزئی از معادلات ناویر- استوکس (پنس) بررسی شده است و عمدهترین نتایج بهدست آمده عبارتند از:

 روش پنس ه-k توانایی خوبی در شبیه سازی جریان در رینولدزهای بالا (بخصوص در تحلیل جریان حول استوانه) را دارد و با توجه به قرار گرفتن فیلتر این رهیافت در مقیاس های تیلور قادر است معادلات ناویر استوکس را برای سهم بیشتری از طیف انرژی آشفته حل کند.

 روش های پنس ۵-k و پنس ٤-۶ خصوصیات خود را از والدین خود که همان روشهای رنس ۵-k و رنس ٤-k میباشند به ارث میبرند بنابراین از آنجا که این روشها در جریان های با رینولدزهای بالا کارا هستند بنابراین در نقاط نزدیک دیواره که عدد رینولدز به صورت مقطعی پایین میباشد قابلیت خود را در شبیهسازی جریان

از دست میدهند.

 در نقاطی که دارای ایزوتروپهای شدید جریان و نیز اثرات غیرتعادلی هستند مثلا سمت مکش پره توربین های گاز و نقاط ورود جت خنککاری به جریان اصلی، این مدلها در نهایت به جوابهایی خواهند رسید که تا حدودی فوق دیفیوز است یعنی ویسکوزیته توربولانسی که توسط این روشها محاسبه میشود تا ینس در سمت مکش پره در حالت بدون خنککاری ۲۱/۲ درصد خطای بیشتری نسبت به سمت فشار دارد در حال با خنککاری نیز همین مورد صادق بوده و خطای محاسباتی در سمت مکش نسبت به سمت فشار ۲۲/۵ درصد بیشتر می باشد. اصولاً، روش شبیهسازی گردابههای بسیار بزرگ برای جریانهای با عدد رینولدز به اندازه کافی بالا به صورتی که بتوان یک مرز کاملاً مشخص بین ناحیه شامل انرژی و ناحیه اضمحلال قائل شد کاربرد دارد.

 ذکر این نکته ضروری است که شاید بتوان با استفاده از یک شبکه ریزتر و کوچکتر کردن پارامتر فیلتر *f_k* و امکانات سختافزاری قویتر، نتایج بهدست آمده توسط روش پنس را بهبود داد.

 می توان نتیجه گرفت که برای داشتن شبیه سازی های دقیق تر توسط رهیافت پنس، لازم است تا این رهیافت روی مدل های قوی تری مانند k-o SST (که در بررسی جریان نزدیک دیواره دقیق تر عمل می کند) اعمال شود.

۷- فهرست علائم

D	قطر استوانه
f	تابع فيلتر
k	انرژی جنبشی آشفته کل
m	دبی جرمی
M _{ex}	ماخ خروجي
M _{in}	ماخ جريان ورودى
Р	میدان فشار
p_{o}	فشار سكون
P_u	ميدان فشار حلنشده
Re _{in.c}	رينولدز جريان برحسب طول وتر پره
t	زمان
T_{0}	دمای سکون
Tu _{in}	نرخ شدت آشفتگی
T_w	دمای دیواره
U _i	میدان سرعت مدل شده
U_i	میدان سرعت حل شدہ

- مؤلفه های میدان سرعت V_i
 - x مولفه مختصات

- [2] R. Kiock, F. Lehthaus, N. C. Baines, and C. H. Sieverding, 1985. "The Transonic Flow Through a Plane Turbine Cascade as Measured in Four European Wind", International Gas Turbine Symposium and Exposition, Beijing, People's Republic of China, September 1-7.
- [3] V. G. Garg, and A. A. Ameri, 1997. "Comparison of Two-equitation Turbulence Models For Prediction of Heat Transfer on Film-Cooled Turbine Blades" *Numerical Heat Transfer*, Part A, Issue 31, p.p. 347-371.
- [4] T. J. Coakley, 1983. "Turbulence Modeling Methods for the Compressible Navier-Stokes Equations", AIAA Paper 83-1693.
- [5] K. Y. Chien, 1982. "Prediction of Channel and Boundary-Layer Flows with a Low-ReynoldsNumber Turbulence Model", AL4A J., 20, pp. 33-38.
- [6] D. C. Wilcox, 1994. "Simulation of Transition with a Two-Equation Turbulence Model", AIAAJ., 32, pp. 247-255.
- [7] M. Ramezanizadeh, M. Taeibi-Rahni, and M. H. Saidi, 2007. "Large Eddy Simulation of Multiple Jets into a Cross Flow", Sharif Univ. of Tech., *Scientia Iranica*, 14, No. 3, pp. 240-250.
- [8] Kh. Javadi, M. Taeibi-Rahni, and M. Darbandi, 2007.
 "Jet into Cross Flow Boundary Layer Control: An Innovation in Gas Turbine Blade Cooling", *AIAA J.*, Vol. 45, No. 12, pp. 2910-2925.
- [9] Kh. Javadi, 2009. "Numerical Simulation of Compressible /Incompressible Turbulent Jet in Cross Flow- New Strategies in Film Cooling", Ph. D. Dissertation, Sharif University of Technology.
- [10] M. Taeibi-Rahni, M. Ramezanizadeh, D. D. Ganji, A. Darvan, E. Ghasemi, S. Soleimani, H. Bararnia, 2011. "Comparative Study of Large Eddy Simulation of Film Cooling Using a Dynamic Globalcoefficient Subgrid Scale Eddy-Viscosity Model with RANS and Smagorinsky Modeling", *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 38, pp.659–667.
- [11] F. Bazdidi-Tehrani, J. jahromi, 2011. "Analyses of Synthetic Jet Flow Filed: Application of URANS Approach", School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, *Transactions* of the Canadian Society for Mechanical Engineering, 35, No. 3.
- [12] R. Farhadi-Azar, M. Ramezanizadeh, M. Taeibi-Rahni, M. R .Salimi, 2011. "Compound Triple

فاصله از ديواره y علايم يوناني نرخ اتلاف انرژی آشفته کل ϵ اتلاف مخصوص انرژی آشفته کل ω انرژی جنبشی حل آشفته حل نشده k_u نرخ اتلاف انرژی آشفته حل نشده \mathcal{E}_{u} اتلاف مخصوص انرژی آشفته حل ω_u نشده عدد برانتل آشفته δ_k عدد يرانتل أشفته حل نشده δ_{ku} عدد اشمىت آشفته δ_{ω} عدد اشمنت آشفته حل نشده $\delta_{\omega u}$ يارامتر دلخواه φ میانگین زمانی پارامتر دلخواه $\overline{\phi}$ كميت نوساني يارامتر دلخواه φ ويسكوزيته جريان آشفته v_t ويسكوزيته بخش حل نشده جريان ν_u آشفته ثابت مدل ينس α ثابت مدل ينس ß ثابت مدل پنس β^* میدان تنش τ ضريب هدايت حرارت λ ضريب نفوذ آشفتگي a_T زيرنويسها جریان خنک کننده، برحسب وتر پره С جريان خروجي ex جريان ورودى in جریان ورودی، برحسب طول وتر پره in, c اندیس جهتهای مختصات j, i توربولانسى t بخش حل نشده u ديواره w عملگرها

() عملگر فيلتر

۸- مراجع

[1] M. Consigny, and B. E. Richards, 1981. "Short Duration Measurements of Heat-Transfer Rate to a Gas Turbine Rotor Blade", International Gas Turbine Conference and Products Show, Houston, Texas, March 9-12. p.p. 37–47.

- [18] C. Camci, and T. Arts, 1985. "Experimental Heat Transfer Investigation Around the Film Cooled Leading Edge of a High Pressure Gas Turbine Rotor Blade" 30th International Gas Turbine Conference and Exhibit, Houston, Texas, March 18-21.
- [19] V. K. Garg, D. L. Rigby, 1999. "Heat transfer on a Film-cooled blade Effect of hole physics" *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Issue 20, p.p. 10-25.
- [20] M. H. Nirooie, 2010. "Numerical Simulation of Flow Past a Cylinder Near a Flat Plate Using Partially-Averaged Navier-Stokes model", M. Sc. Thesis, Sharif University, December.
- [21] P. Nodberg, 2000. "*Turbulent Combustion Modeling*", Cambridge Univ. Press, Cambridge.
- [22] I. B. Celik, 1999. "Intruductory Turbulence Modeling", M.Sc. Thesis, West Virginia University, Mechanical & Aerospace Engineering Dept.
- [23] M. Breuer, 2000. "A challenging test case for large eddy simulation: high Reynolds number circular cylinder flow', *Internat. J. Heat Fluid Flow* 21 p.p. 648–654.
- [24] B. Cantwell, and D. Coles, 1983. "An experimental study of entrainment and transport in the turbulent near wake of a circular cylinder", *J. Fluid* p.p.321–374 Mech. 136.
- [25] Abbasi, B., 2012. "Numerical Investigation of Gas Turbine Blade Cooling", M.Sc. Thesis, Isfahan University of Technology (In Persian).

Jets Film Cooling Improvements via Velocity and Density Ratios: Large Eddy Simulation", Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, *Journal of Fluids Engineering*, 133.

- [13] F. Bazdidi-Tehrani, S. Khajeh hasani, M. Rajabizargarabadi, 2009. "Opposed Row of Coolant Jet Injected into Heated Crossflow: Investigation of Variable Turbulence Prandtl Number", Departement of Mechanical Engineering, Iran Univercity of Science and Technology,17th Annual (International) Conference of Mechanical Engineering.
- [14] S. S. Girimaji, E. Jeong, and R. Srinivasan, 2006.
 "Partially Averaged Navier-Stokes Method for Turbulence: Fixed Point Analysis and Comparison With Unsteady Partially Averaged Navier-Stokes" *Journal of applied mechanics*, 73, Issue 1, p.p. 422-429.
- [15] S. Lakshimpathy, 2004. "PANS Method for Turbulence:Simulation of High and Low Reynolds Nymber Flows Past a Cyrcular Cylinder", M. Sc. Thesis, Texas A&M University, December.
- [16] S.Lakshmipathy, 2009. "Partially Averaged Navier-Stokes Method for Turbulence Closure: Characterization of Fluctuations and Extension to Wall Bounded Flows", Ph. D. Dissertation, Texas A&M University, May.
- [17] C. S. Song, and O. Park, 2009. "Numerical Simulation of Flow Past a Square Cylinder Using Partially-Averaged Navier–Stokes model", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 97 Issue 2,