

# کاربرد مدل جبری غیرایزوتروپ آشفتگی در حل عددی خنک کاری لایه‌ای با جت‌های سه‌گانه

آرمن آدامیان<sup>۳</sup>

دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران مرکزی

محمد طیبی رهنی<sup>۲\*</sup>

دانشکده مهندسی هوافضا  
دانشگاه صنعتی شریف

حسام جزیرئیان<sup>۱</sup>

دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران مرکزی

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۳/۲۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۸/۱۳)

## چکیده

یکی از موثرترین راه‌ها در جهت افزایش راندمان حرارتی توربین‌های گازی افزایش دمای گازهای ورودی به این بخش می‌باشد. بدین منظور، خنک‌کاری لایه‌ای به‌عنوان مؤثرترین روش شناخته شده است. در این پژوهش، خنک‌کاری لایه‌ای در جت‌های سه‌گانه مورد بررسی عددی قرار گرفته است. خروجی جت‌ها به صورت مستطیلی بوده و جریان خروجی از جت‌ها عمود بر جریان عرضی می‌باشد. جهت بررسی این ساختار جت‌ها از مدل توربولانسی  $k-\omega/SST$  به همراه یک مدل جبری غیر ایزوتروپ آشفتگی به عنوان اصلاح‌گر آن، بهره گرفته شده است. همچنین، جهت حل معادلات از یک شبکه جابه‌جا شده و روش حجم محدود به همراه الگوریتم سیمپل استفاده شده و نتایج حاصله با نتایج عددی معتبر موجود اعتبار سنجی شده است. مطابق نتایج به‌دست آمده، مدل جبری غیرایزوتروپ آشفتگی توانسته باعث بهبود نسبی مقادیر متوسط تمامی کمیت‌های متوسط (مثل  $\bar{u}$ ) شود. همچنین، تعداد تکرارها جهت رسیدن به معیار همگرایی با به‌کارگیری این مدل کاهش یافته است. از طرف دیگر، این مدل باعث شده تا دقت محاسبه برخی کمیت‌های آشفتگی، نظیر انرژی جنبشی، کاهش یابد. در نهایت، این مدل در جت‌های تکی (معمولی) عملکرد بهتری از جت‌های سه‌گانه داشته است.

**واژه‌های کلیدی:** خنک‌کاری لایه‌ای، جت‌های سه‌گانه، مدل جبری غیر ایزوتروپ آشفتگی، معادلات RANS، مدل‌سازی آشفتگی

## Application of an Algebraic Anisotropic Turbulence Model in Numerical Solution of Triple Jet Film Cooling

H. Jazirian

Faculty of Engineering school  
Islamic Azad University  
Central Tehran Branch

M. Taiebi-Rahni

Aerospace Eng. Dep't.  
Sharif University of Technology

A. Adamian

Faculty of Engineering school  
Islamic Azad University  
Central Tehran Branch

(Received: 12/June/2017 ; Accepted: 04/November/2017)

## ABSTRACT

The best way to increase turbine efficiency is increasing the temperature of the incoming air. On the other hand, film cooling is the most efficient tool. In this work triple jet film cooling has been numerically investigated. Cross sections of all jets were rectangular and were inclined normally into hot cross-flow. As far as turbulence modeling,  $k-\omega/SST$  along with an algebraic non-isotropic turbulence model, as its modification, has been used. In addition, staggered grid and finite volume method with SIMPLE algorithm were implemented. The turbulence model used was shown to be able to predict mean quantities relatively close. Also, it had a much better convergence rate compared with standard  $k-\omega$  SST model. On the other hand, this model did not predict some of the turbulent quantities (such as turbulent kinetic energy) close enough. Finally, it seems to work better in single-jet film cooling, compared to a triple jet one.

**Keywords:** Film Cooling, Triple Jet, Anisotropic Turbulence Model, RANS Equations, Turbulence Modeling

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد: hesamjazirian@yahoo.com

۲- استاد (نویسنده پاسخگو): taiebi@sharif.edu

۳- استادیار: arm.adamian@iauctb.ac.ir

## فهرست علائم و اختصارات

## - علائم انگلیسی

AATM	مدل جبری غیر ایزوتروپ آشفستگی
CTJ	ساختار جت‌های سه‌گانه
$C_D$	ضریب پسا
$C_f$	ضریب پسا اصطکاکی
$C_p$	ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت
$C_s$	ثابت مدل جبری غیر ایزوتروپ آشفستگی
$D_j$	قطر جت
$F_D$	نیروی پسا
$f_i$	ضرایب غیر ایزوتروپیک
$k$	ضریب هدایت حرارتی، انرژی جنبشی آشفستگی
$p$	فشار ترمودینامیکی
$P_{ij}$	تانسور ایجاد شده توسط تنش رینولدز
$T$	دما
$Tu$	شدت آشفستگی
$u, v, w$	مولفه‌های بردار سرعت
$u^*$	سرعت اصطکاکی
$V$	بردار سرعت
$x, y, z$	مولفه‌های بردار جابجایی
$y^+$	فاصله بی‌بعد شده از دیواره جامد

## - علائم یونانی

$\alpha$	ضریب پخش حرارتی
$\gamma$	نسبت شارهای اسکالر آشفستگی غیر ایزوتروپیک به ایزوتروپیک
$\varepsilon$	نرخ اضمحلال انرژی جنبشی آشفستگی
$\eta$	بازدهی خنک کاری لایه‌ای
$\mu$	ضریب لزجت
$(\mu)_{ij}$	ضریب لزجت آشفستگی غیر ایزوتروپ
$\tau_w$	تنش برشی روی دیواره
$U$	ضریب لزجت سینماتیکی
$\rho$	دانسیته
$\omega$	نرخ اضمحلال ویژه

## ۱- مقدمه

صنعت توربین‌های گازی همواره تلاش کرده که راندمان حرارتی توربین‌های گازی را به وسیله افزایش دمای ورودی

توربین افزایش دهد. این امر مشکلات عمده‌ای را ایجاد می‌کند. برای مثال، پره‌های توربین گازی قادر نیستند که چنین دما و تنش حرارتی بالایی را تحمل کنند. بنابراین، لازم است که از پره‌های توربین به‌وسیله روش‌های خنک‌کاری مراقبت کرد. خنک‌کاری لایه‌ای یکی از این روش‌ها است که در این روش هوای خنک از کمپرسور به درون محفظه داخلی پره‌های توربین کانال کشی شده و به سوراخ‌های کوچکی که بر روی پره‌ها قرار گرفته اند، تخلیه می‌شود. این هوا یک عایق نازک خنک روی سطح خارجی پره‌های توربین گازی ایجاد می‌کند. به همین دلیل پره‌ها دمای عملکرد بالاتری را تحمل می‌کنند و عمر آنها افزایش خواهد یافت. موضوع خنک‌کاری لایه‌ای یکی از موضوعاتی است که تحقیقات فراوانی روی آن انجام گرفته است و کماکان ادامه دارد. برخی از این تحقیقات با استفاده از روش‌های تجربی و آزمایشگاهی و برخی دیگر به وسیله روش‌های عددی می‌باشند. به طور کلی حدود ۲۵٪ از تحقیقات صورت گرفته روی این توربین‌ها مربوط به بحث خنک‌کاری آنها می‌باشد.

آجرش و همکاران [۱] مشخصات انتقال حرارتی و مکانیک سیالاتی خنک‌کاری لایه‌ای در حالت سه‌بعدی به صورت تجربی در سرعت‌های پایین با فرض قرارگیری شش جت مستطیلی عمود بر جهت جریان مورد مطالعه قرار دادند. محجوب و طیبی رهنی [۲] با فرض جریان غیر قابل تراکم، ایستگاهی، لزج و توربولانس و با استفاده از روش رنس: انرژی جنبشی آشفستگی - نرخ اضمحلال آشفستگی و نرم افزار فلوئنت فرآیند فیلم خنک‌کننده لایه‌ای را با دو روش متفاوت بررسی کردند. رضائی‌زاده و همکاران [۳] خنک‌کاری لایه‌ای را در صفحه تخت دوبعدی در نسبت‌های سرعت‌های مختلف در عدد رینولدز ۴۷۰۰، با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ مطالعه کردند. نتایج آن‌ها نشان داد تغییرات نسبت چگالی اثرات مهمی بر ساختار جریان دارد که باعث تغییر در توزیع دما و اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای می‌شود. فرهادی‌آذر و همکاران [۴] اثر بخشی خنک‌کاری لایه‌ای را با فرض داشتن جت‌های سه‌گانه (قرار گرفتن دو جت کوچک در پایین دست جت اصلی) به صورت عددی بررسی نمودند. نتایج به‌دست آمده نشان داد که در این حالت اختلاط بین جریان آزاد و جت خنک‌کننده کاهش می‌یابد. لی و همکاران [۵] مدل جبری غیر ایزوتروپ آشفستگی را به عنوان مدلی جهت بهینه‌سازی روش‌های رنس و به منظور

صورت پیچیده‌ای روی اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای تاثیر می‌گذارد.

نوآوری‌های اصلی این تحقیق عبارتند از:

۱- به کارگیری روش  $k-\omega$  به جای  $k-\epsilon$  در مدل جبری غیر ایزوتروپیک،

۲- به کارگیری مدل فوق برای جت‌های سه‌گانه در خنک کاری لایه‌ای،

۳- بررسی نکات مبهم موجود در پژوهش لی و همکاران [۵] نظیر چگونگی محاسبه انرژی جنبشی آشفتگی و تنش‌های رینولدز در مدل مورد بررسی.

جهت تحلیل جریان آشفته خنک کاری لایه‌ای نیاز به مدلسازی آشفتگی می‌باشد. یکی از پرکاربردترین و ساده‌ترین رهیافت‌ها در این رابطه، رهیافت RANS می‌باشد. به هر حال اکثر مدل‌های آشفتگی این رهیافت از دقت بالایی برخوردار نیستند. اخیراً (۲۰۱۵) مدل جبری غیرایزوتروپ مورد نظر این تحقیق به عنوان یک مدل نسبتاً دقیق در رهیافت RANS مطرح شده است. با توجه به اهمیت و پیچیدگی موضوع این تحقیق، با استفاده از این مدل، خنک کاری لایه‌ای روی یک صفحه تخت با استفاده از جت‌های تزریق سه‌گانه و همچنین در جت‌های معمول مورد مطالعه، بررسی و تحلیل عددی قرار می‌گیرد. بدین منظور از مدل توربولانسی SST  $k-\omega$  به همراه یک مدل جبری غیرایزوتروپ آشفتگی به عنوان اصلاح‌گر آن، بهره گرفته شده است. همچنین، جهت حل معادلات از یک شبکه جابجا شده و روش حجم محدود به همراه الگوریتم سیمپل استفاده گردیده و نتایج حاصله با نتایج تجربی و عددی موجود اعتبار سنجی شده است.

## ۲- مدل جبری غیرایزوتروپ آشفتگی در خنک کاری لایه‌ای

از آنجایی که اکثر مدل‌های آشفتگی با رهیافت رنس از دقت بالایی برخوردار نیستند، بایستی به دنبال راه‌کارهایی جهت بهبود دقت آن‌ها بود. یکی از این راه‌ها در نظر گرفتن تاثیرات غیرایزوتروپیک در این مدل‌ها می‌باشد.

### ۲-۱- مدل فیزیکی

شکل ۱ نشان‌دهنده هندسه مورد مطالعه توسط آجرش [۱] می‌باشد. در اینجا ذکر این نکته حائز اهمیت است که با توجه به آن که پژوهشی تجربی در زمینه جت‌های سه‌گانه در

بهبود مدل‌سازی تنش‌های رینولدز و شارهای اسکالر آشفته توسعه داده، سپس نتایج خود را با نتایج تجربی اعتبار سنجی نمودند. مطابق با نتایج به دست آمده توسط آنها مدل جبری غیرایزوتروپ آشفتگی مدلی مفید و دقیق جهت محاسبه کمیت‌ها می‌باشد. سلیمی و همکاران [۶] تاثیرات قرارگیری یک جت خنک‌کننده در بالادست جت اصلی روی هیدرودینامیک جریان و اثربخشی خنک کاری لایه‌ای را به صورت عددی مطالعه نمودند. مطابق با نتایج به دست آمده، به کارگیری این ساختار جت سبب کاهش ضریب پسا و تنش برشی روی دیواره می‌شود. ژی و همکاران [۷] جهت ارزیابی بهتر بکارگیری دنده‌های آشفته‌کننده در خنک کاری پره‌های توربین گازی تحلیلی عددی انجام دادند. آن‌ها تاثیرات بکارگیری این دنده‌ها در داخل کانال خنک‌کننده روی اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای را بررسی کردند. هیز و همکاران [۸] در سال ۲۰۱۷ ساختار جدیدی از جت‌ها به نام جت‌های ضد گردابه را مطالعه نمودند. در این ساختار دو جت ثانویه از جت‌های اصلی ایجاد می‌شوند. این جت‌ها سیال خنک‌کننده را بهتر از سایر ساختارها در سطح پره پخش می‌کنند. همچنین گردابه‌های ناشی از سوراخ‌های مرسوم را کاهش می‌دهند. آن‌ها آزمایشات خود را در مقادیر مختلف شدت آشفتگی و نسبت دمش مطالعه نمودند. مطابق با نتایج حاصله هرچه میزان آشفتگی جریان اصلی بیشتر باشد عملکرد این ساختارها بهبود خواهد یافت. همچنین افزایش نسبت دمش سبب بهبود اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای می‌شود. مظاهری و همکاران [۹] در سال ۲۰۱۷ سعی کردند تا پیش‌بینی میدان حرارتی در جریان‌های جدا شده- متصل شده را به وسیله ایجاد اصلاحاتی در نسخه رینولدز پایین مدل HOGGDH، بهبود بخشند. بدین منظور آن‌ها از روش‌های تحلیلی بهره بردند. سپس مدل خود را در کاربردهای مختلف از جمله در خنک کاری لایه‌ای سه‌بعدی با نسبت دمش بالا به کار گرفتند. تو و همکاران [۱۰] در سال ۲۰۱۷ مطالعه‌ای عددی جهت ارزیابی عملکرد خنک کاری لایه‌ای برای یک صفحه تخت با فرض هدایت حرارتی غیرایزوتروپ در صفحه و قرارگیری جت تکی دایروی انجام دادند. آنها اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای و توزیع دما در حالت هدایت حرارتی غیرایزوتروپ را با حالت ایزوتروپ مقایسه نمودند. نتایج آن‌ها نشان داد که غیرایزوتروپ در نظر گرفتن هدایت حرارتی در صفحه تخت به

## ۲-۲- مدل ریاضی

با فرض جریان غیرقابل تراکم و صرف نظر از نیروی جاذبه معادلات حاکم بر جریان به صورت روابط (۱) تا (۳) ساده سازی می شوند.

- بقای جرم (پیوستگی):

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

- بقای مومنوم خطی:

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} \quad (2)$$

در رابطه ۲،  $\nu$  ویسکوزیته سینماتیکی می باشد.

- بقای انرژی:

$$\frac{\partial T}{\partial t} + u_i \frac{\partial T}{\partial x_i} = \frac{k}{\rho c_p} \frac{\partial^2 T}{\partial x_i \partial x_i} \quad (3)$$

در رابطه فوق،  $k$  ضریب هدایت حرارتی سیال،  $\rho$  چگالی و  $c_p$  ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت می باشند.

معادلات متوسط گیری شده ناویر-استوکس با فرض آن که متغیرهای متوسط نسبت به زمان دچار تغییرات نمی شوند (جریان ایستگاهی)، به صورت روابط (۴-۶) حاصل می شوند.

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (4)$$

$$\bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \nu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \overline{u'_i u'_j} \right) \quad (5)$$

$$\bar{u}_i \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i} = \alpha \frac{\partial^2 \bar{T}}{\partial x_i \partial x_i} - \frac{\partial \overline{u'_i T'}}{\partial x_i} \quad (6)$$

در رابطه فوق،  $\alpha$  ضریب پخش حرارتی بوده و به صورت رابطه (۷) تعریف می شود.

$$\alpha = \frac{k}{\rho c_p} \quad (7)$$

ملاحظه می شود که در معادلات (۵) و (۶) مجهولات جدیدی ایجاد شده اند که به نام های تنش های رینولدز و شارهای اسکالر آشفتگی شناخته می شوند.

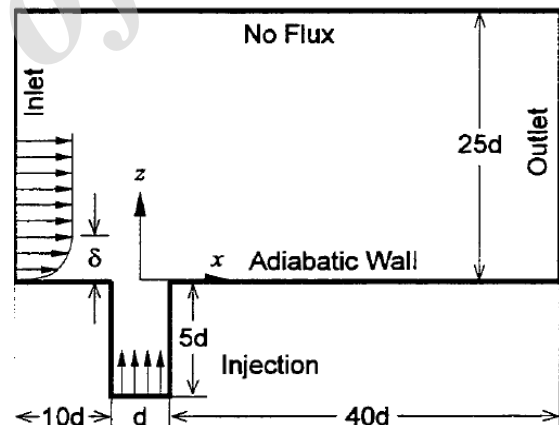
منتر [۱۲-۱۳] در سال ۱۹۹۳ گونه جدیدی از مدل دو معادله ای  $k-\omega$  را ارائه نمود. این مدل در نزدیکی دیواره همانند مدل  $k-\omega$  رفتار می کند. اما، به تدریج در فواصل دورتر از دیواره به مدل رینولدز بالا  $k-\epsilon$  تبدیل می شود. معادلات این مدل با اندکی اصلاح نسبت به مدل اولیه منتر، به صورت روابط (۸) و (۹) می باشند.

$$\frac{\partial \bar{u}_j k}{\partial x_j} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu_l + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \frac{1}{\rho} (P_k - \beta^* \omega k) \quad (8)$$

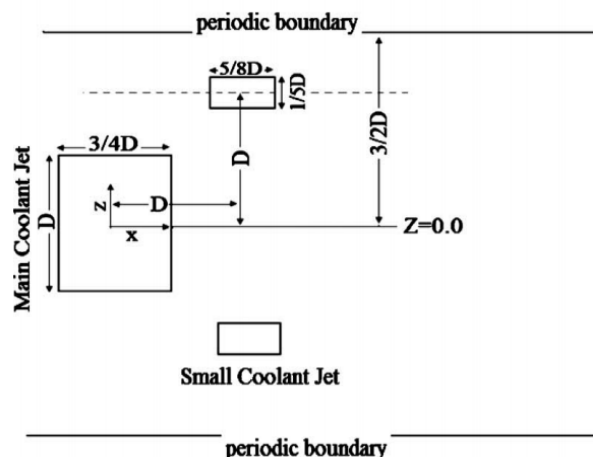
$$\frac{\partial \bar{u}_j \omega}{\partial x_j} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu_l + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \frac{2(1-F_1)\sigma_\omega z}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \frac{Y}{\mu_t} P_k - \beta \omega^2, \quad (9)$$

دسترس نمی باشد، این هندسه نیز در کنار جت های سه گانه مورد بررسی قرار می گیرد تا بتوان مدل مورد بررسی را با نتایج آجرش که یکی از معتبرترین نتایج موجود در زمینه خنک کاری لایه ای می باشد، اعتبارسنجی کرد.

در شکل ۲ دو جت کوچک در پایین دست جت اصلی قرار گرفته که به این نوع قرارگیری جت ها، جت سه گانه می گویند. ایده استفاده از این نوع جت اولین بار توسط جوادی [۱۱] مطرح شد. سطح مقطع عرضی جت به شکل مربع و با قطر هیدرولیکی ۱۲/۷ میلی متر در نظر گرفته شده و تزریق ماده خنک کننده به صورت عمود بر جهت جریان فرض شده است. عدد رینولدز و سرعت در ورودی جت به صورت یکنواخت و به ترتیب برابر با ۴۷۰۰ و ۱ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. نسبت دمش برابر با ۰/۵ که مقداری معمول در بحث خنک کاری لایه ای می باشد، فرض شده است. و در نهایت دستگاه مختصات به کار گرفته شده جهت تحلیل مدل فیزیکی فوق از نوع کارترین می باشد.



شکل (۱): هندسه مورد مطالعه توسط آجرش [۱].



شکل (۲): هندسه جت های سه گانه [۴].

$$(\mu_t)_{ij} = \begin{bmatrix} \mu_t & f_1 \mu_t & f_2 \mu_t \\ f_1 \mu_t & \mu_t & f_3 \mu_t \\ f_2 \mu_t & f_3 \mu_t & \mu_t \end{bmatrix} \quad (۱۷)$$

در این رابطه، ضرایب  $f_1$  تا  $f_3$  ضرایب غیرایزوتروپیک می‌باشند و به صورت رابطه (۱۸) نظر گرفته می‌شوند.

$$f_1 = \frac{(\mu_t)_{12}}{(\mu_t)_{11}} = \frac{\overline{w'v'}}{\overline{w'w'}} \left[ \frac{\mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}}{\partial z} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial x} \right)}{2\mu_t \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} - \frac{2}{3}\rho k} \right] \quad (۱۸-الف)$$

$$f_2 = \frac{(\mu_t)_{13}}{(\mu_t)_{11}} = \frac{\overline{w'w'}}{\overline{w'w'}} \left[ \frac{\mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}}{\partial z} + \frac{\partial \bar{w}}{\partial x} \right)}{2\mu_t \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} - \frac{2}{3}\rho k} \right] \quad (۱۸-ب)$$

$$f_3 = \frac{(\mu_t)_{23}}{(\mu_t)_{11}} = \frac{\overline{v'w'}}{\overline{w'w'}} \left[ \frac{\mu_t \left( \frac{\partial \bar{v}}{\partial z} + \frac{\partial \bar{w}}{\partial y} \right)}{2\mu_t \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} - \frac{2}{3}\rho k} \right] \quad (۱۸-ج)$$

جهت محاسبه نسبت تنش برشی به تنش عمودی رینولدز در سمت راست معادلات (۱۸) معادله انتقال جبری تنش‌های رینولدز به صورت رابطه (۱۹)، استفاده می‌شود.

$$\overline{u'_i u'_j} = \frac{2}{3} k \delta_{ij} - C_s \frac{k}{\varepsilon} \left( P_{ij} - \frac{1}{3} \delta_{ij} P_{ii} \right) \quad (۱۹)$$

در این رابطه،  $C_s$  یک ضریب تجربی بوده و مقدار آن برای به‌کارگیری در فرآیند خنک کاری لایه‌ای برابر با ۰/۲۷ می‌باشد [۵]. همچنین  $P_{ij}$  تانسور ایجاد شده توسط تنش‌های رینولدز بوده و در این معادله به صورت رابطه (۲۰) تعریف می‌شود.

$$P_{ij} = -\overline{u'_i u'_k} \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_k} - \overline{u'_j u'_k} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_k} \quad (۲۰)$$

مدل جبری غیرایزوتروپیک جهت مدل سازی شارهای اسکالر آشفتگی به صورت زیر در نظر گرفته می‌گردد:

$$\overline{u'_j T'} = -\frac{\gamma}{\rho Pr_t} \frac{\mu_t}{\partial x_j} \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} \quad (۲۱)$$

که در این رابطه،  $Pr_t$  عدد پرانتل آشفتگی بوده و به صورت رابطه (۲۲) تعریف می‌شود.

$$Pr_t = \frac{c_p \mu_t}{k} \quad (۲۲)$$

که در رابطه فوق،  $k$  ضریب هدایت حرارتی می‌باشد. همچنین  $\gamma$  عبارت است از نسبت شارهای اسکالر آشفتگی در حالت غیرایزوتروپیک به حالت ایزوتروپیک و به صورت رابطه (۲۳) می‌باشد:

$$\gamma = \frac{(\overline{u'_j T'})_{anisotropic}}{(\overline{u'_j T'})_{isotropic}} \quad (۲۳)$$

در این مدل،  $P_k$  تانسور ایجاد شده توسط تنش‌های رینولدز بوده و به صورت رابطه ۱۰ تعریف می‌شود.

$$P_k = -\rho \overline{u'_i u'_j} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \quad (۱۰)$$

در این مدل، تمامی ثوابت بین دو مقدار نزدیک به دیواره و دور از آن توسط تابع تبدیل زیر که برای یک ثابت دلخواه مانند  $\varphi$  نوشته شده، تغییر می‌کند:

$$\varphi = F_1 \varphi_{in} + (1 - F_1) \varphi_{out} \quad (۱۱)$$

که در آن، خواهیم داشت:

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4), \quad (۱۲-الف)$$

$$\arg_1 = \min \left( \max \left( \frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega \gamma_n}; \frac{500 \mu_l}{\rho \gamma_n^2 \omega} \right); \frac{4 \rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} \gamma_n^2} \right), \quad (۱۲-ب)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left( 2 \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}; 10^{-20} \right), \quad (۱۲-ج)$$

که مقادیر  $F_1$  به گونه‌ای است که از مقدار ۱ در نزدیک دیواره به مقدار صفر در نقاط دور تغییر می‌کند. همچنین، ثوابت این مدل به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\sigma_{k_{in}} = 0.85, \quad \sigma_{\omega_{in}} = 0.5, \quad \beta_{in} = 0.075, \quad \alpha_1 = 0.31, \quad \beta_{in}^* = 0.09, \quad \kappa = 0.41. \quad (۱۳)$$

همچنین، مقدار لزجت آشفتگی در این مدل برای مواقعی که نرخ تولید بیشتر از نرخ اضمحلال می‌شود به صورت زیر محدود گردیده است:

$$\mu_t = \frac{\alpha_1 k \rho}{\max(\alpha_1 \omega; |\bar{\omega}| F_2)}, \quad (۱۴)$$

که در آن، داریم:

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2), \quad (۱۵-الف)$$

$$\arg_2 = \max \left( 2 \frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega \gamma_n}; \frac{500 \mu_l}{\rho \gamma_n^2 \omega} \right). \quad (۱۵-ب)$$

به منظور بهبود دقت رهیافت RANS در تحلیل فرآیند خنک کاری لایه‌ای لازم است مدل سازی عبارات تنش‌های رینولدز و شارهای اسکالر آشفتگی به دقت صورت گیرد. بدین جهت در این پژوهش مدل  $k-\omega/SST$  توسط مدل جبری غیرایزوتروپ آشفتگی که یک مدل نسبتاً دقیق برای مدل سازی این دو عبارت می‌باشد، اصلاح می‌شود.

مدل جبری غیر ایزوتروپ برای تنش‌های رینولدز به صورت رابطه ۱۶ گرفته می‌شود.

$$\overline{u'_i u'_j} = \frac{2}{3} k \delta_{ij} - \frac{1}{\rho} (\mu_t)_{ij} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (۱۶)$$

در رابطه فوق،  $(\mu_t)_{ij}$  ضریب لزجت غیر ایزوتروپیک بوده و به صورت تعریف رابطه (۱۷) می‌شود.

در مرز بالا، یعنی قسمتی که به اندازه کافی از جت دور شده- ایم، خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} u &= u_{\infty}, \\ v &= w = 0, \\ T &= T_{\infty}. \end{aligned} \quad (26)$$

همچنین، مقادیر مربوط به انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ اضمحلال آشفتگی نیز برابر با مقدار آنها در ورودی در نظر گرفته می‌شود.

در توربین گازی واقعی در یک ردیف چندین جت با فواصل مساوی وجود دارد. در این پروژه جهت سادگی یک سری جت سه گانه به صورت مجزا در نظر گرفته شده است و مسئله برای آن حل می‌شود. سپس برای در نظر گرفتن اثر سایر جت‌ها بر این جت، از شرط مرزی پریودیک در جهت z بهره گرفته شده است.

در این پژوهش به علت پایین بودن عدد ماخ و بالا بودن عدد رینولدز می‌توان از شرط عدم لغزش بهره برد همچنین جهت محاسبه دمای دیواره جت و دمای سطح پره می‌توان از دو فرض دمای سطح ثابت و شار حرارتی ثابت استفاده شود. برای دیواره جت و برای سطح پرها از فرض دوم بهره گرفته شده است.

مقدار انرژی جنبشی آشفتگی روی دیواره صفر در نظر گرفته شده و جهت محاسبه نرخ اضمحلال آشفتگی در زیر لایه آرام از رابطه زیر بهره گرفته می‌شود:

$$\begin{aligned} \omega &= \frac{60v}{\beta y^2}, \\ \beta &= 0.09. \end{aligned} \quad (27)$$

در اینجا ذکر این نکته حائز اهمیت است که جهت به‌کارگیری رابطه ۲۸ بایستی سلول اول در زیر لایه آرام قرار گیرد. بدین منظور بایستی مقدار  $\gamma^+$  کمتر از ۵ (در برخی مراجع ۱۱) باشد. اما این امر باعث ریز شدن بیش از اندازه شبکه محاسباتی و در نتیجه عدم همگرایی حل می‌شود. بنابراین، در این پژوهش با صرف نظر از لایه میانی، مقادیر  $\gamma^+ < 30$  در زیر لایه آرام فرض می‌شود. صحت این فرض در بخش‌های آتی مورد بررسی قرار گرفته است.

#### ۲-۴- شبکه محاسباتی و روش عددی

جهت حل معادلات حاکم با روش‌های مذکور در بخش‌های قبل نیاز به یک شبکه محاسباتی می‌باشد. جهت تولید شبکه و

در رابطه (۲۳)  $\gamma$  عبارتست از نسبت شارهای اسکالر آشفتگی در حالت غیرایزوتروپیک به حالت ایزوتروپیک و به صورت رابطه (۲۴) می‌باشد.

$$\gamma = \frac{\left(\frac{u_i' u_j'}{k}\right)_{anisotropic} \frac{\partial T}{\partial x_j}}{\left(\frac{u_i' u_j'}{k}\right)_{isotropic} \frac{\partial T}{\partial x_j}} \quad (24)$$

در این رابطه جهت محاسبه شارهای اسکالر آشفتگی از مدل ارائه شده توسط دالی و هارلو [۱۴] بهره گرفته می‌شود.

#### ۲-۳- شرایط مرزی

در این بخش شرایط مرزی جهت حل مسئله خنک‌کاری لایه‌ای که شامل شرایط مرزی ورودی جت و صفحه، خروجی صفحه، جریان آزاد، پریودیک و دیواره می‌باشد بررسی شده است. لازم به ذکر است جهت اعمال شرایط مرزی به دامنه محاسباتی از سلولهای مجازی که خارج از دامنه محاسباتی قرار دارند، استفاده می‌گردد. در ورودی سرعت و دمای جت به صورت یکنواخت و جریان به‌صورت عمودی در نظر گرفته شده است. ورودی جریان اصلی شامل دو مقدار برای سرعت ورودی می‌باشد. یکی مقدار سرعت در محدوده لایه مرزی که مطابق با نتایج تجربی از سطح دیواره تا دو برابر قطر جت را شامل می‌شود و از فرمول توان جهت تعیین آن بهره گرفته شده است. ناحیه دیگر از دو برابر قطر جت تا انتهای دامنه حل می‌باشد که در این بخش سرعت برابر با سرعت جریان آزاد در نظر گرفته خواهد شد. همچنین دما ورودی جریان اصلی برابر با دمای جریان آزاد در نظر گرفته شده است. جهت محاسبه مقدار انرژی جنبشی آشفتگی در ورودی جت و جریان اصلی از رابطه (۲۵) استفاده می‌شود.

$$k_{in} = 1.5(T_u \times u_{\infty})^2 \quad (25)$$

که، با فرض ایزوتروپ بودن جریان در ورودی حاصل شده است. در نهایت، جهت محاسبه نرخ اضمحلال آشفتگی در ورودی لزجت آشفتگی برابر با ۲ درصد لزجت سیال در نظر گرفته می‌شود.

در مرز خروجی گرادیان هریک از مولفه‌های سرعت در جهت x به جز مولفه افقی ثابت در نظر گرفته شده است. به‌عبارت دیگر جریان در خروجی نزدیک به جریان کاملاً توسعه یافته در نظر گرفته خواهد شد. این شرط هنگامی به‌کار گرفته می‌شود که میزان سرعت و فشار در در خروجی مشخص نباشد.

میدان سرعت و فشار، دست‌یابی به حل صحیح مشکل است. جهت حل این مشکل از الگوریتم سیمپل استفاده می‌گردد.

### ۲-۵- استقلال حل از شبکه

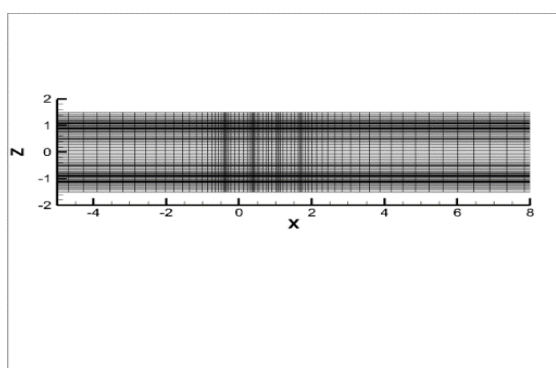
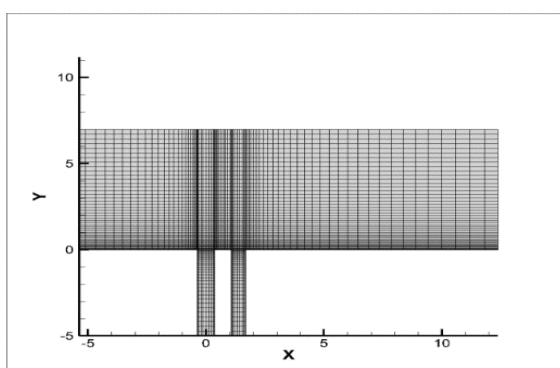
به منظور بررسی استقلال حل از شبکه، از ۴ شبکه محاسباتی مختلف استفاده شده است و پروفیل‌های سرعت افقی و انرژی جنبشی آشفتگی برای یافتن شبکه مناسب مورد مقایسه قرار گرفته‌اند. تعداد نقاط به‌کار رفته در جهات مختلف که براساس کارهای قبلی می‌باشد، در جدول ۱ نشان داده شده‌اند. مطابق با شکل ۳ شبکه محاسباتی در نزدیکی دیواره به علت وجود گرادیان‌های شدید در این نواحی به اندازه کافی ریز شده است. مطابق با شکل ۴ مشاهده می‌شود تفاوت کمی بین نتایج حاصل از شبکه‌های سوم و چهارم وجود دارد. ماکزیمم اختلاف در میزان انرژی جنبشی آشفتگی بین شبکه سوم و چهارم حدود ۴/۵ درصد و ماکزیمم اختلاف در اندازه مولفه افقی سرعت بین این دو شبکه بسیار ناچیز می‌باشد. بنابراین، ریزتر کردن شبکه در حل بی‌تاثیر می‌باشد. علاوه بر این با بررسی‌های صورت گرفته مشخص گردید، ریز کردن بیشتر شبکه محاسباتی سبب افزایش بسیار زیاد زمان حل و همچنین عدم رسیدن به معیار همگرایی حتی تا تکرارهای بالا می‌شود. بدین ترتیب شبکه سوم به عنوان شبکه نهایی برای مدل جبری غیرایزوتروپ آشفتگی در نظر گرفته می‌شود.

حل معادلات حاکم از زبان برنامه نویسی فرتن بهره گرفته شده است. در اینجا ذکر این نکته حائز اهمیت است که اگر مقادیر فشار و سرعت در یک سلول ذخیره شوند، ممکن است که مقادیر فشار بر روی شبکه دچار تغییرات بسیار شدیدی گردد. این امر سبب می‌شود تا مقادیر فشار در سلول‌های مجاور به صورت قابل ملاحظه‌ای متفاوت شود (مسئله میدان فشار صفحه شطرنجی). این نوع میدان فشار از لحاظ فیزیکی غیر قابل توجیه بوده و باعث ایجاد میدان فشار غیریکنواخت می‌شود که با واقعیت مغایر است. یکی از روش‌های حل این مشکل به‌کارگیری شبکه جابه‌جا شده می‌باشد. در این شبکه برای هر متغیر وابسته از یک شبکه مجزا استفاده می‌گردد. در این روش متغیرهای اسکالر مانند فشار، دما و چگالی در سلول‌هایی مجزا از مولفه‌های سرعت ذخیره می‌شوند. بنابراین، در این تحقیق با به‌کارگیری این نوع شبکه مشکل میدان فشار صفحه شطرنجی برطرف می‌گردد. شکل ۳ نمایی از شبکه محاسباتی مورد استفاده در این پژوهش را نشان می‌دهد.

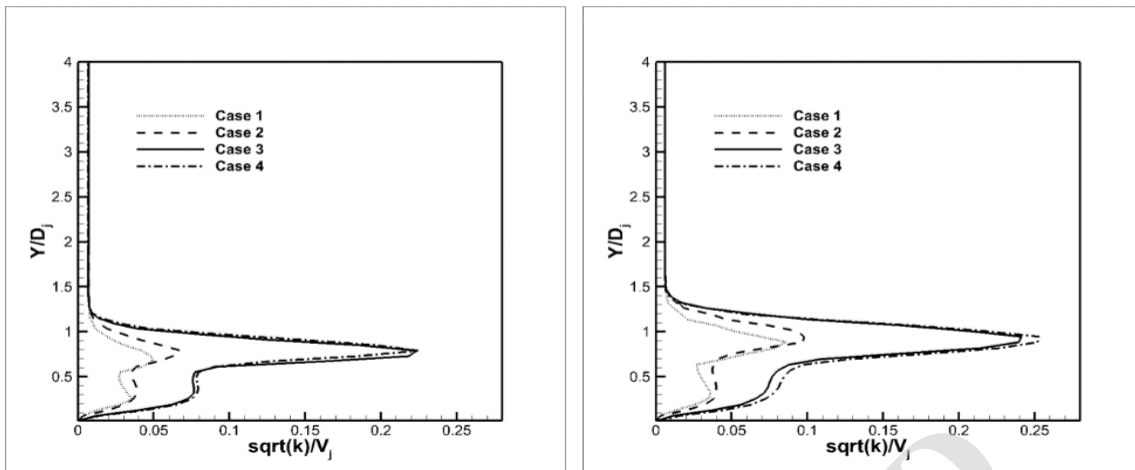
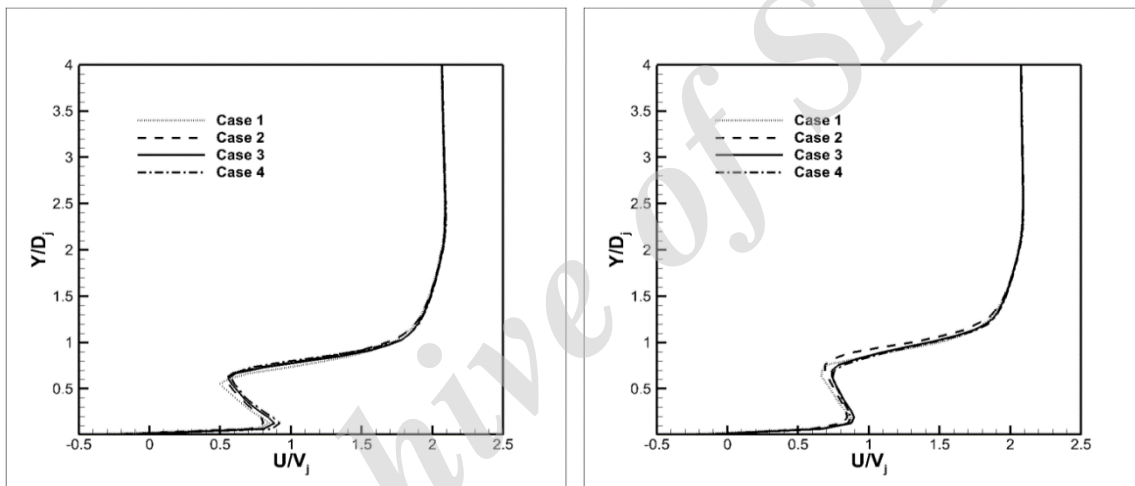
در این تحقیق، جهت حل معادلات از روش حجم محدود و جهت گسسته‌سازی آن‌ها از روش توانی بهره گرفته می‌شود. جریان مطالعه شده در این تحقیق به صورت تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شده است، بنابراین، میدان سرعت مستقل از میدان فشار می‌باشد. در چنین مسائلی با توجه به عدم وابستگی

جدول (۱): بررسی شبکه‌های محاسباتی مختلف جهت یافتن شبکه بهینه.

نمونه	تعداد سلول‌ها در جهت Z	تعداد سلول‌ها در جهت Y	تعداد سلول‌ها در جهت X
۱	۵۴	۶۲	۶۷
۲	۶۳	۶۹	۷۴
۳	۷۸	۸۱	۸۴
۴	۸۸	۸۹	۹۳



شکل (۳): شبکه استفاده شده در این پژوهش.

الف: مقایسه مقدار انرژی جنبشی آشفتگی در  $X/D_j=3$  و  $X/D_j=5$ .ب: مقایسه پروفیل سرعت افقی در  $X/D_j=3$  و  $X/D_j=5$ .

شکل (۴): بررسی استقلال از شبکه.

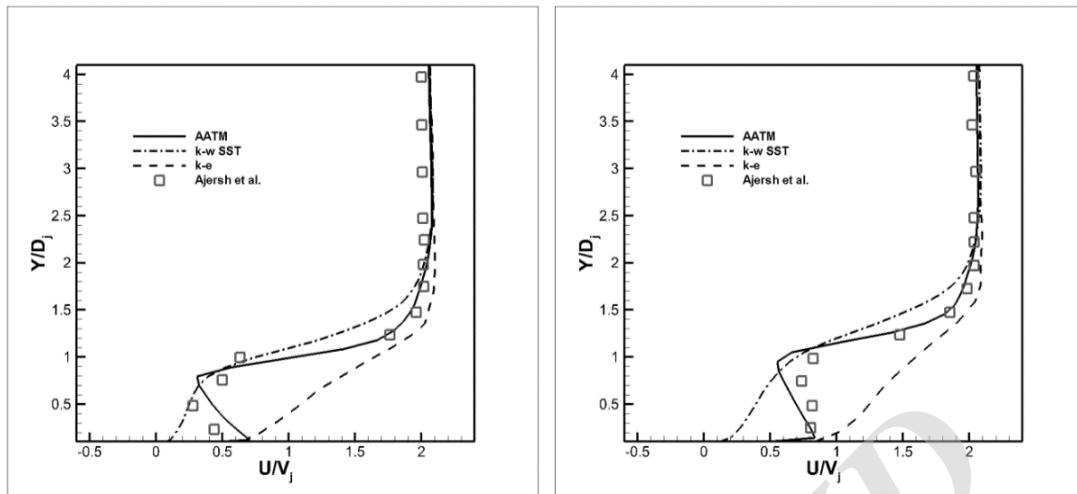
## ۲-۶- اعتبارسنجی برنامه کامپیوتری

کرده است، سبب شده که این مدل کمیت‌های متوسط را بهتر از کمیت‌های مربوط به آشفتگی نظیر انرژی جنبشی آشفتگی، پیش‌بینی کند. این مسئله می‌تواند ناشی از این باشد که این مدل فقط ضرایبی را جهت اصلاح کمیت‌های متوسط ارائه می‌کند و برای محاسبه کمیت‌های آشفتگی نظیر انرژی جنبشی آشفتگی رابطه‌ای ارائه نمی‌دهد. بنابراین با توجه به کوچک بودن کمیت‌های آشفتگی نسبت به کمیت‌های متوسط می‌توان نتیجه گرفت تغییرات صورت گرفته روی کمیت‌های متوسط سبب افزایش دقت محاسبات آنها و کاهش دقت محاسبه پارامترهای آشفتگی می‌شود.

جهت اعتبارسنجی مدل جبری غیر ایزوتروپ بر روی مدل آجرش، پروفیل‌های سرعت، انرژی جنبشی آشفتگی و همچنین تنش‌های رینولدز بدست آمده از مدل جبری غیر ایزوتروپیک آشفتگی با نتایج تجربی آجرش [۱] و نتایج بدست آمده از مدل‌های SST  $k-\omega$  و  $k-\epsilon$  [۱] مقایسه می‌گردد تا علاوه بر اعتبارسنجی برنامه محاسباتی، میزان کارایی این مدل نیز مشخص شود.

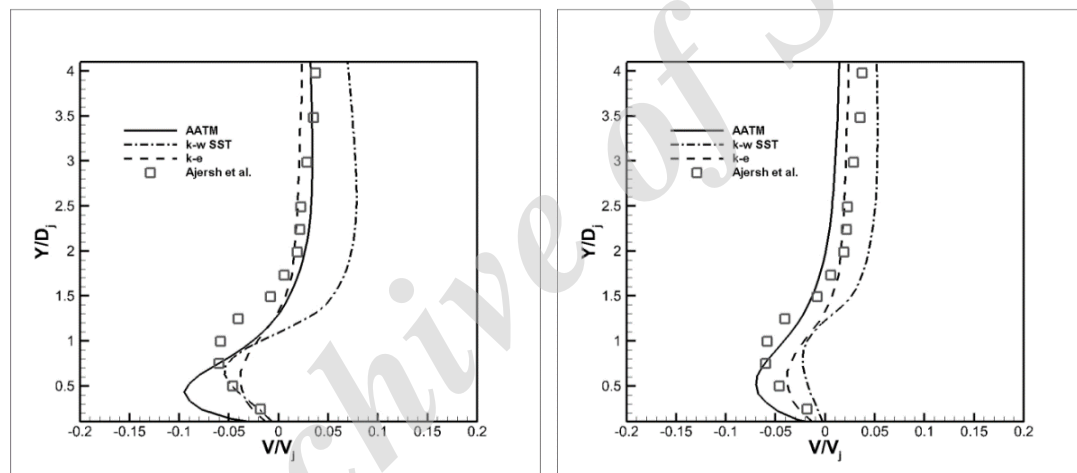
با بررسی شکل‌های ۵-۹ می‌توان گفت، مدل جبری غیر ایزوتروپ آشفتگی با تغییراتی در مدل SST  $k-\omega$  ایجاد





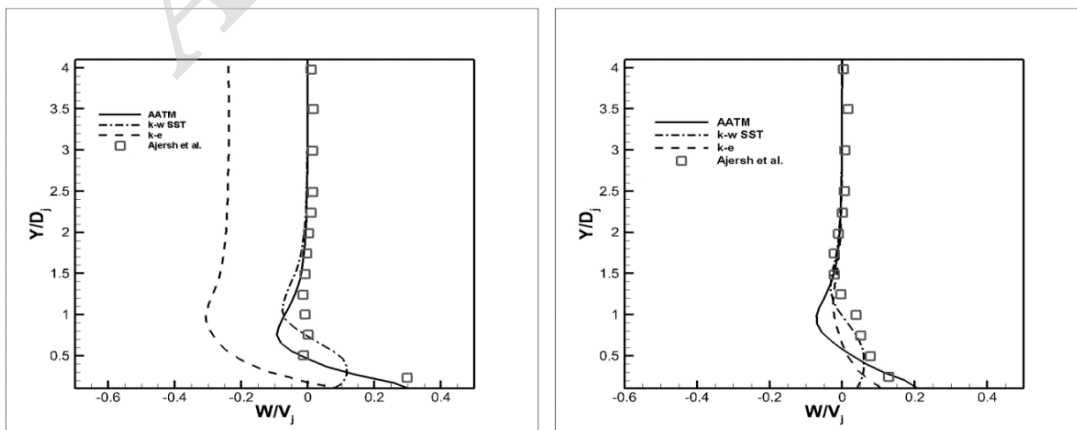
$X/D_j=3.0, X/D_j=5.0$

شکل (۵): مقایسه پروفیل‌های سرعت افقی با اطلاعات تجربی آجرش در صفحه  $Z/D_j=0.0$ .



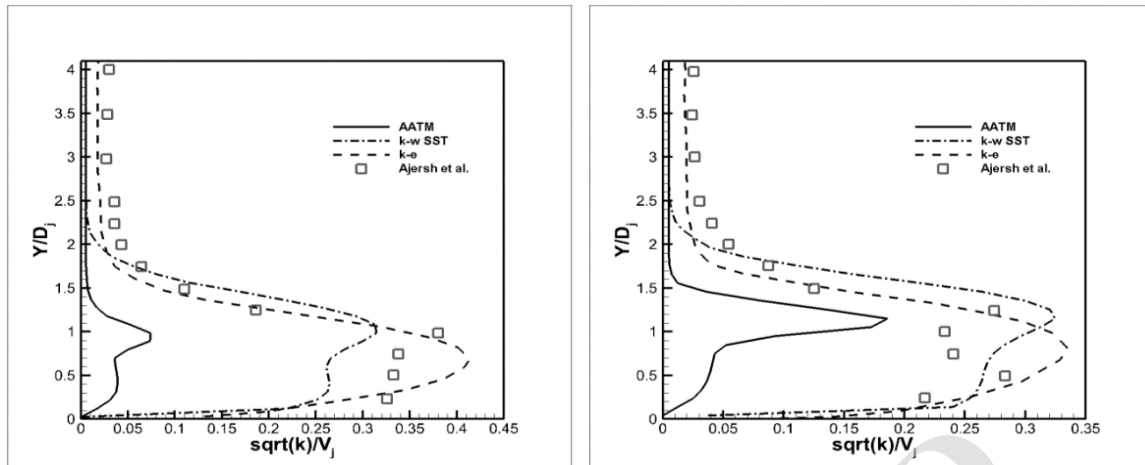
$X/D_j=3.0, X/D_j=5.0$

شکل (۶): مقایسه پروفیل‌های سرعت عمودی با اطلاعات تجربی آجرش در صفحه  $Z/D_j=-1.0$ .



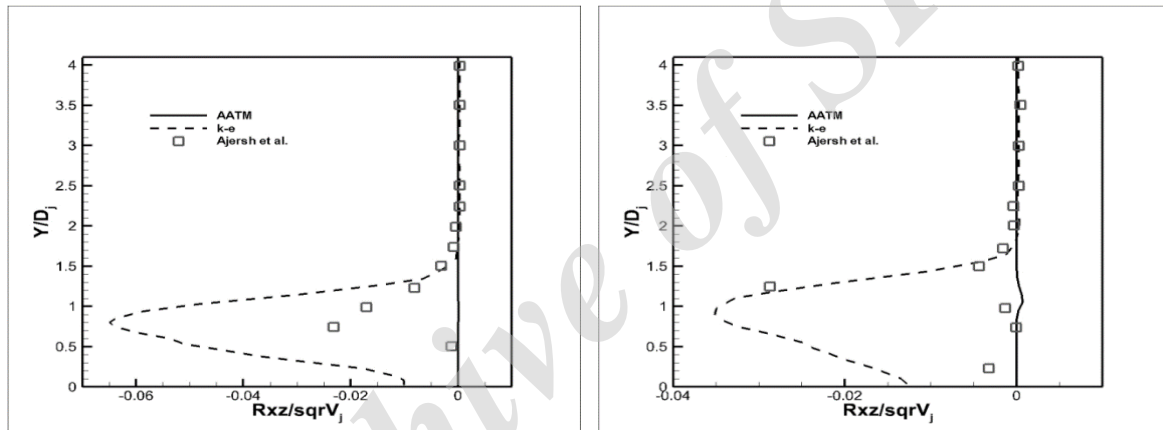
$X/D_j=3.0, X/D_j=5.0$

شکل (۷): مقایسه پروفیل‌های سرعت عرضی با اطلاعات تجربی آجرش در صفحه  $Z/D_j=-0.5$ .



$X/D_j=3.0, X/D_j=5.0$

شکل (۸): مقایسه پروفیل‌های انرژی جنبشی آشفتگی با اطلاعات تجربی آجرش در صفحه  $Z/D_j=0.0$ .



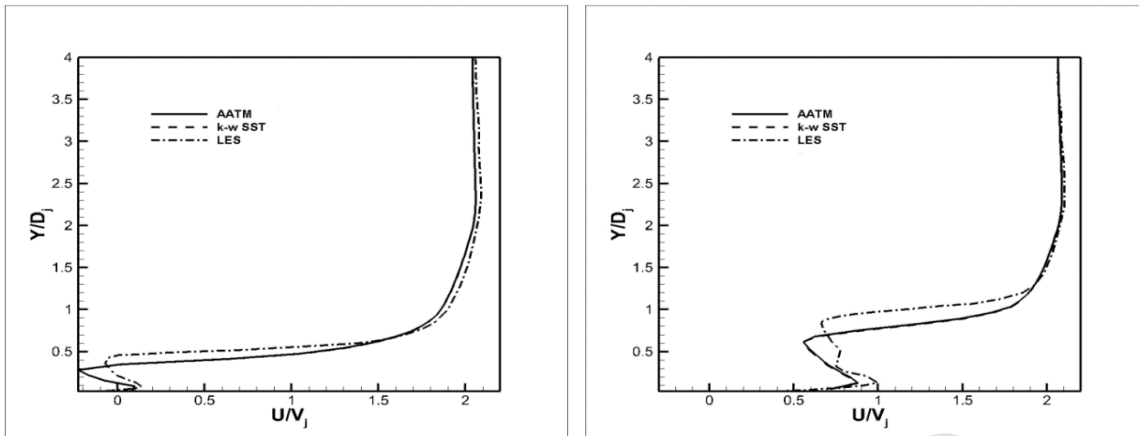
$X/D_j=3.0, X/D_j=5.0$

شکل (۹): مقایسه پروفیل‌های تنش‌های رینولدز با اطلاعات تجربی آجرش در صفحه  $Z/D_j=0.0$ .

را بهبود بخشید. همچنین این مدل ضرایبی را جهت اصلاح معادلات متوسط گیری شده مومنتوم و انرژی ارائه می‌دهد و در معادلات دیگر نظیر معادله انتقال انرژی جنبشی آشفتگی تغییری ایجاد نمی‌کند. به عبارت دیگر مقادیر اصلاح شده مقادیر متوسط وارد معادلات انتقال پارامترهای آشفتگی شده و دقت محاسبه آن‌ها را کاهش داده است.

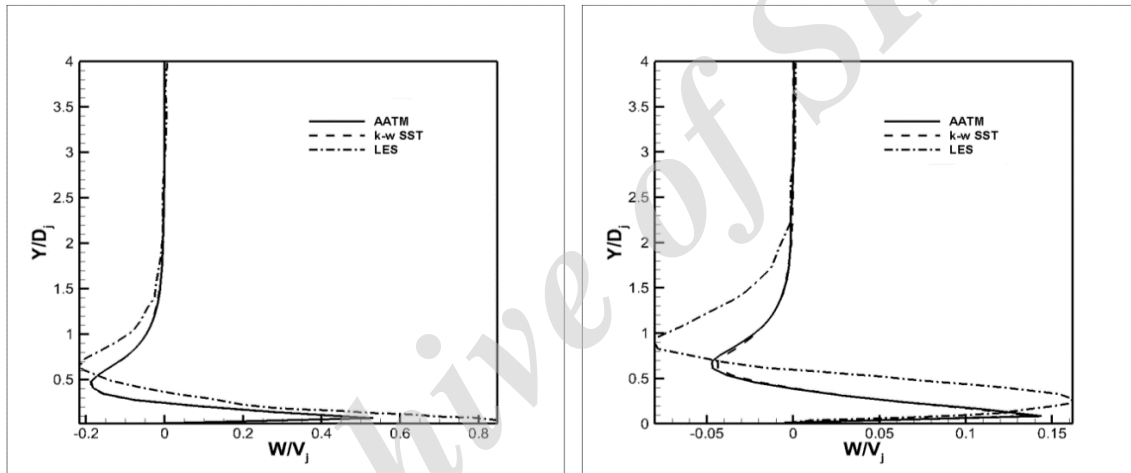
در نهایت ذکر این نکته حائز اهمیت است که مقدار متوسط  $\gamma^+$  شبکه‌های انتخابی در سلول اول، در جت تکی حدود ۱۶ و در جت سه‌گانه در حدود ۷ می‌باشد. با توجه به نتایج حاصله در این بخش ملاحظه می‌شود که مدل مورد بررسی، مقادیر کمیت‌ها در نزدیکی دیواره‌ها با دقت نسبتاً مناسبی پیش‌بینی کرده است. بنابراین، می‌توان گفت فرض آن که مقادیر  $\gamma^+ < 30$  در زیر لایه آرام قرار دارد در مسائل حاضر، فرض قابل قبولی می‌باشد.

از آنجایی که پاسخی تجربی در زمینه جت‌های سه‌گانه در دسترس نمی‌باشد، جهت صحت‌سنجی از رهیافت LES که یک مدل دقیق‌تر از مدل مورد بررسی می‌باشد، استفاده شده است. در شکل‌های ۱۰-۱۲ مقایسه مدل جبری غیر ایزوتروپیک با مدل پایه خود یعنی k- $\omega$  SST و همچنین مدل LES نشان داده شده است. با توجه به شکل‌ها می‌توان گفت به کارگیری مدل جبری غیر ایزوتروپیک آشفتگی در جت‌های سه‌گانه تاثیر خاصی روی پاسخ‌ها نگذاشته است. در مورد دلایل احتمالی این مورد با توجه به مناسب بودن پاسخ‌های این مدل در هندسه مورد مطالعه آجرش، می‌توان گفت مدل حاضر بیشتر برای جت‌های تکی بهینه شده است و برای استفاده در جت‌های سه‌گانه مناسب نمی‌باشد. شاید بتوان در کارهای بعدی با انجام آزمایشاتی و محاسبه دوباره ثابت مدل جبری غیر ایزوتروپیک آشفتگی  $C_s$  برای جت سه‌گانه این مورد



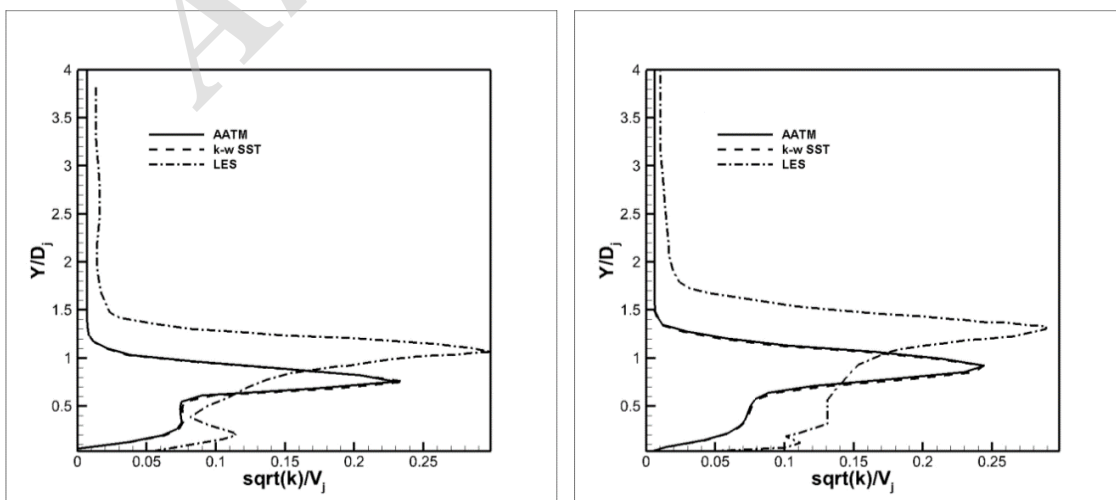
$X/D_j=1.0, X/D_j=3.0$

شکل (۱۰): مقایسه پروفیل‌های افقی سرعت در صفحه  $Z/D_j=0.0$ .



$X/D_j=1.0, X/D_j=3.0$

شکل (۱۱): مقایسه پروفیل‌های عرضی سرعت در صفحه  $Z/D_j=-0.5$ .



$X/D_j=3.0, X/D_j=5.0$

شکل (۱۲): مقایسه پروفیل‌های انرژی جنبشی آشفتگی سرعت در صفحه  $Z/D_j=0.0$ .

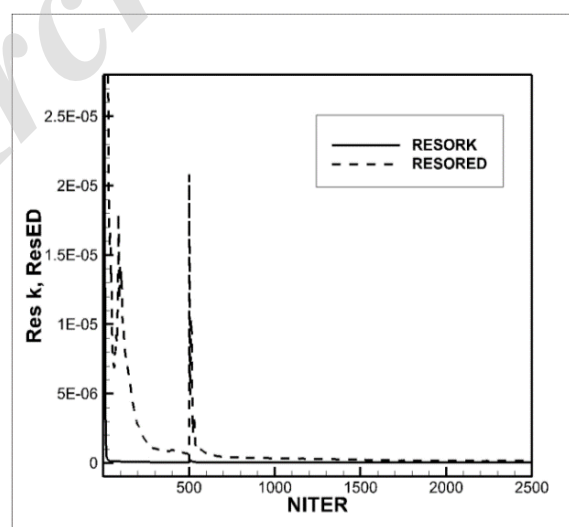
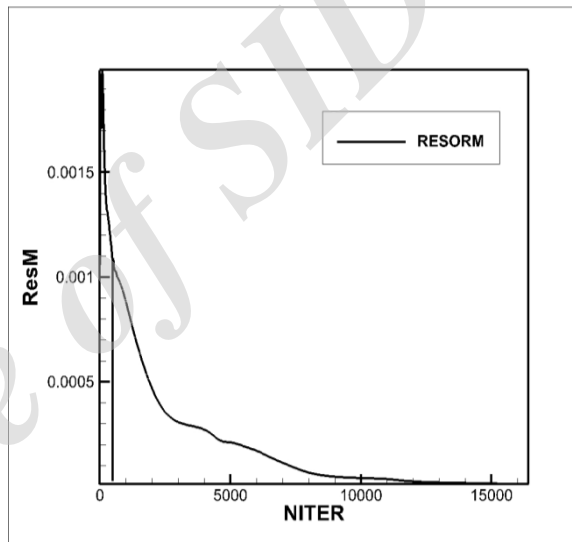
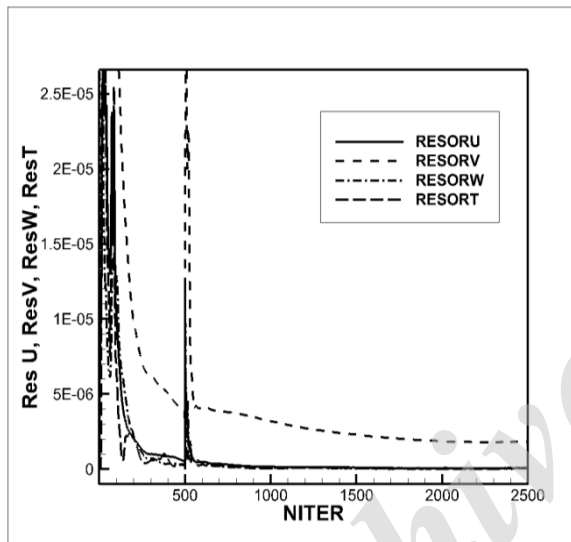
## ۷-۲- بررسی تاریخچه همگرایی

منحنی‌های همگرایی برای مدل جبری غیر ایزوتروپ آشفتگی برای جت تکی و جت سه گانه در شکل ۱۳ و ۱۴ نشان داده شده است. همچنین تعداد تکرار جهت رسیدن به معیار همگرایی در دو جت در جدول ۲ مشاهده می‌شود.

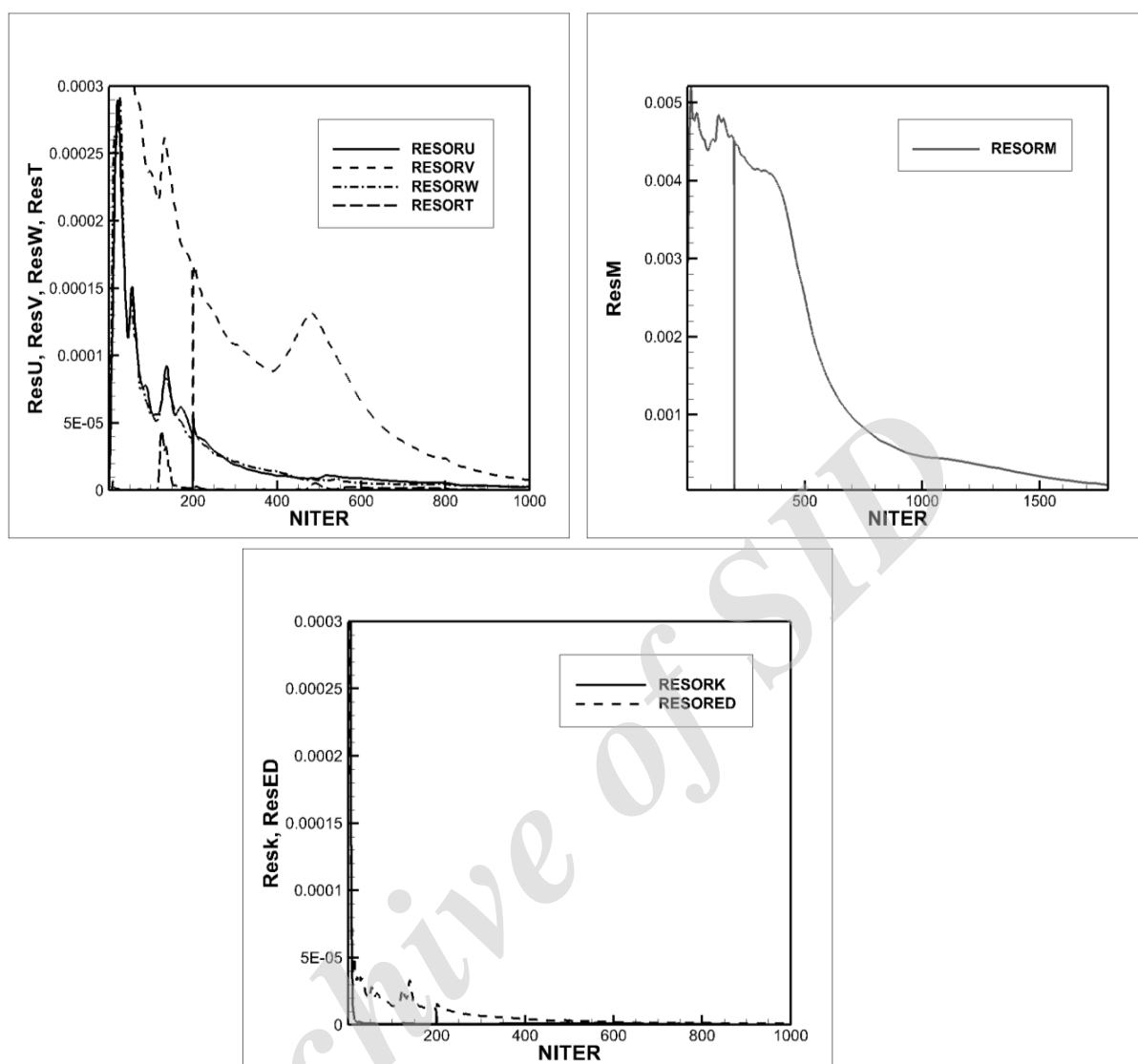
در اینجا ذکر این نکته ضروری است در هر دو جت تکی و جت سه گانه جهت همگرایی بهتر مدل و برخی از مشکلات مدل مورد بررسی، کد عددی ابتدا تعداد اندکی با مدل پایه اجرا شده، سپس مدل جبری غیر ایزوتروپ

آشفتگی اعمال می‌شود.

مطابق با جدول ۲ ملاحظه می‌گردد که مدل جبری غیر ایزوتروپ توانسته تعداد تکرار لازم جهت رسیدن به معیار همگرایی را نسبت به مدل پایه کاهش دهد. این مقدار برای جت تکی در حدود ۱,۲۰۰ تکرار و برای جت سه گانه در حدود ۱۰۰ تکرار می‌باشد. بنابراین همانگونه که در بخش‌های پیشین ملاحظه گردید اثر بخشی مدل جبری غیر ایزوتروپ آشفتگی بر روی جت تکی به مراتب بیشتر از جت سه گانه می‌باشد.



شکل (۱۳): تاریخچه همگرایی برای جت سه گانه.



شکل (۱۴): تاریخچه همگرایی برای جت تکی.

جدول (۲): تعداد تکرار لازم جهت همگرایی.

هندسه	مدل	تعداد تکرار
جت تکی	جبری غیر ایزوتروپیک	۱۷۹۲
	مدل پایه (k- $\omega$ SST)	۳۰۰۱
جت سه‌گانه	جبری غیر ایزوتروپیک	۷۲۵۷
	مدل پایه (k- $\omega$ SST)	۷۳۵۱

### ۳- نتایج و بحث

سال ۱۹۷۴ با مطالعات خود گردابه‌های خلاف جهت همگرد را شناسایی کردند. عامل اصلی شکل‌گیری این گردابه‌ها هنوز به‌طور کامل شناسایی نشده است اما نظریه‌هایی در این رابطه ارائه شده است. به عنوان مثال برادول و برینتال [۱۷] در سال

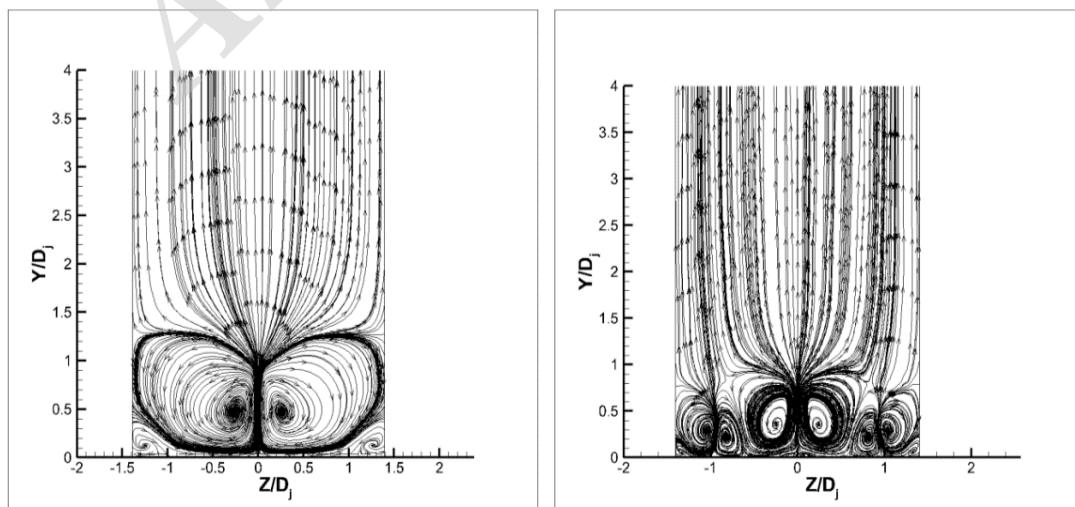
گردابه‌های خلاف جهت همگرد مهم‌ترین ساختار منسجم در فرآیند خنک کاری لایه‌ای می‌باشند. اولین بار کاموتانی و گریبر [۱۵] در سال ۱۹۷۲ و به دنبال آنها فرن و وستون [۱۶] در

می‌شود رو به طرفین منحرف شده و گردابه‌ها موجود در جریان اصلی کشیده شده و قسمت پیشانی گردابه‌های نعل اسبی را ایجاد می‌کند. سپس این گردابه توسط جریان اصلی به پایین دست منتقل شده و دو شاخه گردابه نعل اسبی ایجاد می‌شود. این گردابه‌ها به علت فعل و انفعال بین گردابه‌های خلاف جهت همگرد ضعیف‌تر می‌شوند. تزریق گاز خنک‌کننده به جریان عرضی سبب ایجاد یک ناحیه کم فشار در پشت جت‌ها می‌شود. این ناحیه کم فشار باعث می‌شود که گازهای داغ در زیر جت جریان قرار گیرد و بازدهی خنک‌کاری لایه‌ای کاهش یابد. یکی از اهداف اصلی جت سه‌گانه جلوگیری از این جریان گازهای داغ به این ناحیه کم فشار است. در شکل ۱۶ خطوط جریان مولفه‌های افقی و عرضی سرعت در دو جت تکی و سه‌گانه در  $Y/D_j=0.1$  نشان داده شده است. همانگونه که مشاهده می‌شود جت‌های کوچک از جریان یافتن گازهای داغ به زیر جت اصلی جلوگیری می‌کنند. بنابراین، سیال خنک‌کننده از جت‌های کوچک به ناحیه کم فشار جریان می‌یابد. در شکل‌های ۱۷ تا ۱۹، کانتورهای دما در جت‌های تکی و سه‌گانه در صفحات مختلف را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود جت‌های سه‌گانه توزیع یکنواخت‌تر سیال خنک‌کننده در اطراف سطح را سبب می‌شوند. در شکل ۲۰، مقدار متوسط میزان اثر بخشی خنک‌کاری لایه‌ای در جت‌های تکی و سه‌گانه مقایسه گردیده‌اند. مطابق با این شکل افزایش قابل ملاحظه‌ای در میزان اثر بخشی خنک‌کاری لایه‌ای و همچنین توزیع یکنواخت‌تر فیلم خنک‌کننده در جت‌های سه‌گانه ملاحظه نمی‌شود.

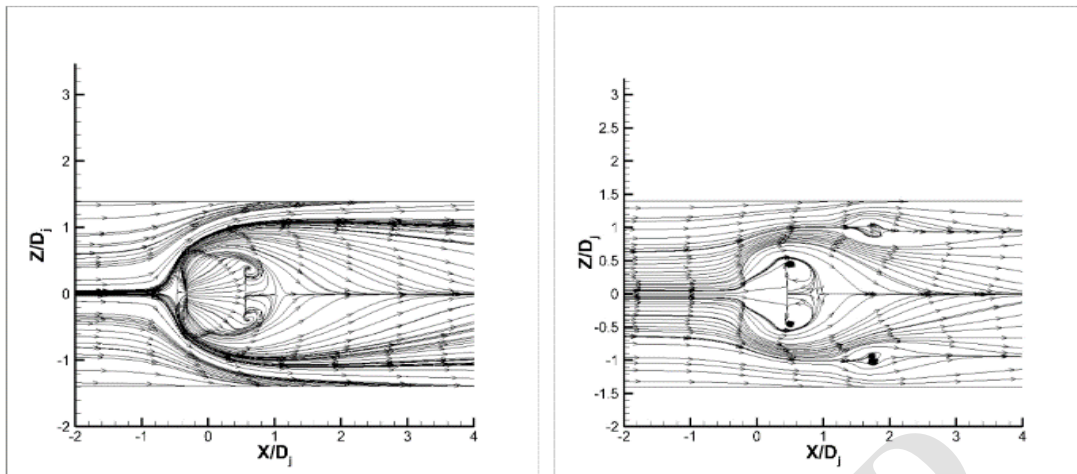
۱۹۸۴ پیشنهاد دادند که این گردابه‌ها از ضربه ناشی از جت سیال به وجود می‌آیند. این گردابه‌ها تأثیرات ناخوشایندی روی جریان دارند. اولاً، سبب می‌شوند جریان داغ عرضی مجبور به حرکت شود و زیر سیال خنک‌کننده قرار گیرد.

بنابراین، حرارت بیشتری به پره منتقل می‌شود. ثانیاً، فعل و انفعال ناخواسته‌ای سبب می‌شود که جریان جت از سطح بلند می‌شود و اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای کاهش یابد. بنابراین، گردابه‌های خلاف جهت همگرد ضعیف‌تر به معنی کاهش اختلاط قوی بین جریان جت و جریان عرضی و توزیع مناسب سیال خنک‌کننده بر روی سطح می‌باشد. ساختار منسجم مهم دیگر در فرآیند خنک‌کاری لایه‌ای، ساختارهای نعل اسبی می‌باشند. این ساختارها در گوشه پایین صفحه  $Y-Z$  و در زیر گردابه‌های خلاف جهت همگرد تشکیل می‌شوند. این دو ساختار برای جت‌های تکی و سه‌گانه در شکل ۱۵ نشان داده شده‌اند. در جت‌های سه‌گانه گردابه‌های خلاف جهت همگرد جت‌های کوچک و بزرگ با یکدیگر واکنش نشان می‌دهند. این امر سبب کوچک شدن گردابه‌ها می‌شود. این فرآیند باعث می‌شود نفوذ ماده خنک‌کننده به جریان داغ اصلی کاهش یابد. همچنین یکی دیگر از ساختارهای منسجم در فرآیند خنک‌کاری لایه‌ای گردابه‌های نعل اسبی می‌باشد.

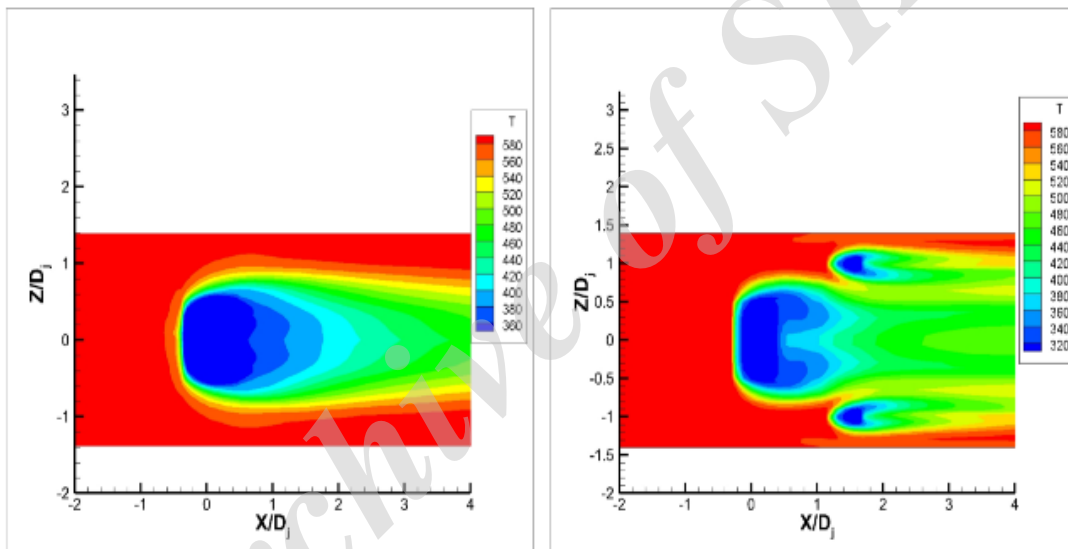
این ساختارها کوچکترین و کم‌تأثیرترین ساختارها در جریان خنک‌کاری لایه‌ای می‌باشند. تشکیل این گردابه‌ها بدین صورت است که سیال موجود در لایه مرزی جریان اصلی به علت وجود گرادیان فشار منفی که از حضور جت ایجاد



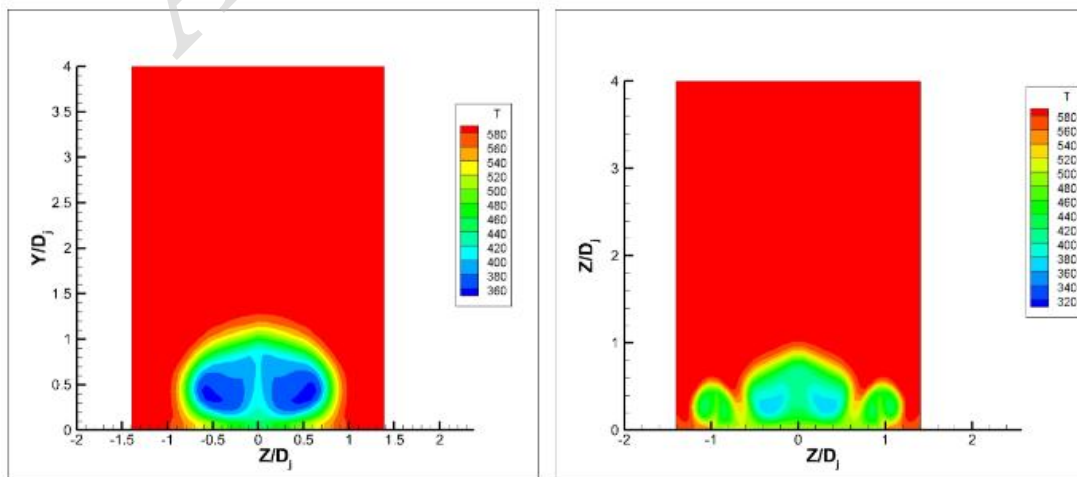
شکل (۱۵): بررسی ساختارهای منسجم در جت‌های تکی و سه‌گانه.



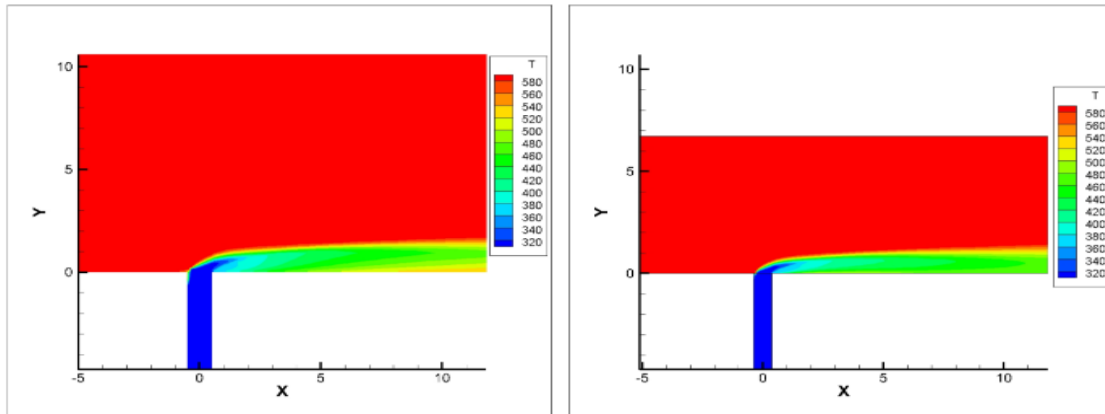
شکل (۱۶): خطوط جریان در صفحه  $Y/D_j=0.1$  در جت تکی و سه‌گانه.



شکل (۱۷): کانتورهای دما در صفحه  $Y/D_j=0.1$  در جت تکی و سه‌گانه.



شکل (۱۸): کانتورهای دما در صفحه  $X/D_j=3$  در جت‌های تکی و سه‌گانه.



شکل (۱۹): کانتورهای دما در صفحه  $Z/D_j=0$  در جت‌های تکی و سه‌گانه.

$$C_D = C_{D_{friction}} + C_{D_{pressure}} \quad (29)$$

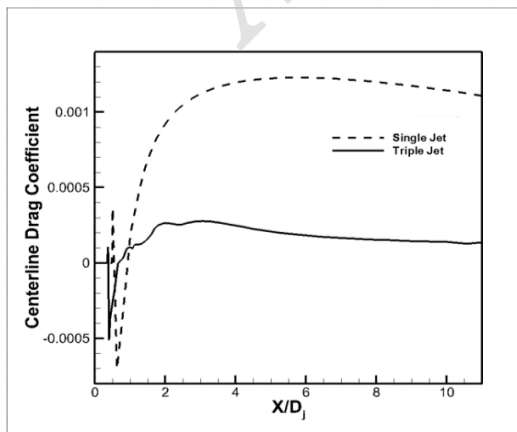
با توجه به آنکه در این پژوهش پره موازی با جهت جریان قرار گرفته است، بنابراین، مقدار پسا فشاری برابر با صفر خواهد بود و ضریب پسا با نماد  $C_f$  نمایش داده می‌شود که خواهیم داشت:

$$C_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} \quad (30)$$

در رابطه (۳۰)،  $\tau_w$  تنش برشی روی دیواره بوده و خواهیم داشت:

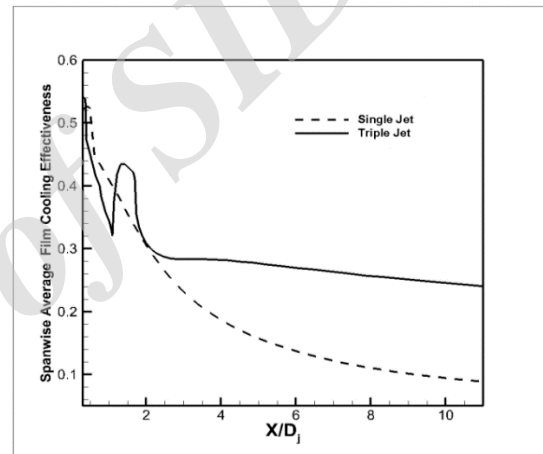
$$\tau_w = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (31)$$

در شکل ۲۱، ضریب پسا روی خط مرکزی در دوجت تکی و سه‌گانه مقایسه شده است. همانگونه که ملاحظه می‌شود ضریب پسا در جت سه‌گانه کاهش قابل ملاحظه‌ای نسبت به جت‌های تکی دارد.



شکل (۲۱): تاثیرات به‌کارگیری جت سه‌گانه بر روی ضریب

پسا.



شکل (۲۰): منحنی تغییرات مقدار متوسط اثر بخشی

خنک‌کاری.

به‌طور کلی ورود جت به جریان عرضی سبب کاهش نیروی پسا می‌شود. بنابراین، هرچه این کاهش بیشتر باشد عملکرد توربین بهتر می‌گردد. در ذیل به بررسی تاثیر به‌کارگیری جت سه‌گانه نسبت به جت تکی بر روی نیروی پسا پرداخته می‌شود.

نیروی پسا عبارت است از نیرویی که سیال در جهت حرکت خود به جسم جامد وارد می‌کند. نیروی پسا می‌تواند ناشی از تنش برشی (اصطکاک) و یا گرادیان فشار باشد. عوامل موثر بر این نیرو عبارتند از: دانسیته سیال، سرعت بالادست جریان و هندسه جسم جامد. شاخص نیروی پسا ضریب پسا  $C_D$  می‌باشد، که به‌صورت رابطه ۲۸ تعریف می‌شود:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 A} \quad (28)$$

که در رابطه فوق،  $F_D$  نیروی پسا می‌باشد. همچنین با توجه به تعریف نیروی پسا خواهیم داشت:



## ۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش فرآیند خنک‌کاری لایه‌ای در جت‌های سه‌گانه مورد بررسی قرار گرفت. بدین منظور از مدل جبری غیرایزوتروپیک آشفته‌گی به همراه مدل توربولانسی  $k-\omega$  SST بهره گرفته شد. در نهایت پس از بررسی استقلال حل از شبکه، نتایج بدست آمده با نتایج معتبر موجود مقایسه شد.

نتایج حاصله در این پژوهش از دو منظر دارای اهمیت می‌باشند:

۱- تاثیر به‌کارگیری جت‌های سه‌گانه به جای جت‌های تک‌ی. ۲- بررسی عملکرد مدل جبری غیرایزوتروپ آشفته‌گی در دو ساختار جت.

بنابراین، مطابق با نتایج حاصله، می‌توان گفت:

۱- کاربرد مدل جبری غیرایزوتروپیک در جت‌های تک‌ی سبب بهبود محاسبه کمیت‌های متوسط و تنش‌های برشی رینولدز می‌شود، اما دقت محاسبه انرژی جنبشی آشفته‌گی را به مقدار قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌دهد.

۲- کاربرد این مدل در جت‌های سه‌گانه تاثیر خاصی روی جواب‌ها ندارد.

۳- به‌کارگیری مدل جبری غیرایزوتروپیک باعث کاهش زمان حل، مخصوصاً در جت‌های تک‌ی، می‌شود. ۴- به‌کارگیری جت‌های سه‌گانه سبب کوچکتر شدن گردابه‌های خلاف جهت همگرد جت اصلی و به تبع آن افزایش میزان اثر بخشی خنک‌کاری لایه‌ای می‌شود.

۵- در جت سه‌گانه گردابه‌های نعل اسبی به علت فعل و انفعال بین گردابه‌های خلاف جهت همگرد ضعیفتر می‌شوند.

۶- قرارگیری دو جت در دو سمت جت اصلی سبب پیر شدن ناحیه کم فشار و افزایش اثر بخشی خنک‌کاری لایه‌ای می‌گردد.

۷- به‌کارگیری جت‌های سه‌گانه باعث می‌شود تا کاهش پیوسته اثر بخشی خنک‌کاری لایه‌ای در جت‌های معمولی از بین برود و

۸- به‌کارگیری جت‌های سه‌گانه سبب کاهش نیروی پسا و بهبود عملکرد توربین می‌شود.

## ۶- تقدیر و تشکر

تشکر ویژه دارم از جناب آقای دکتر سلیمی که در به ثمر رساندن پژوهش حاضر ما را یاری نمودند.

## ۷- مراجع

1. Ajersch, P., Zhou, J.M., Ketler, S., Salcudean, M., and Gartshore, I.S. "Multiple Jets in a Cross Flow Detailed Measurements and Numerical Simulations", ASME Paper No. 95-GT-9, 1995.
2. Mahjoob, S. and Taeibi-Rahni, M. "Computational Study of Parameters Affecting Turbulent Flat Plate Film Cooling", ASME Paper, No. GT2004-53027, pp. 23-32, 2004.
3. Ramezanizadeh, M., Saiedi, M.H., and Taeibi-Rahni, M. "Computational Simulation of Two-dimensional Turbulent Film Cooling, Using LES Approach and Considering Density Ratio Effects", Mech. Aerospace Eng. J., Vol. 3, No. 1, pp. 91-103, 2007 (In Persian).
4. Farhadi-Azar, R., Ramezanizadeh, M., Taeibi-Rahni, M. and Salimi, M. "Compound Triple Jets Film Cooling Improvements Via Velocity and Density Ratios: Large Eddy Simulation", J. Fluids Eng. Vol. 133, No. 3, pp. 031202, 2011.
5. Li, X., Ren, J., and Jiang, H. "Application of Algebraic Anisotropic Turbulence Model to Film Cooling Flows", International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 91, pp. 7-17, 2015.
6. Salimi, M.R., Taeibi-Rahni, M., Ramezanizadeh, M., and Farhadi-Azar, R. "Film Cooling Effectiveness Enhancement Applying another Jet in the Upstream Neighbor of the Main Jet, Using LES Approach", Journal of Applied Fluid Mechanics, Vol. 9, No. 1, pp. 33-42, 2016.
7. Xie, G., Liu, X., and Yan, H. "Film Cooling Performance and Flow Characteristics of Internal Cooling Channels with Continuous/Truncated Ribs", International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 105, pp. 67-75, 2017.
8. Hayes, S.A., Nix, A.C., Nestor, C.M., Billups, D.T. and Haught, S.M. "Experimental Investigation of the Influence of Freestream Turbulence on an Anti-Vortex Film Cooling Hole", Experimental Thermal and Fluid Science, Vol. 81, pp. 314-326, 2017.
9. Mazaheri, K., Kiani, K.C., and Karimi, M. "A Modified Turbulent Heat-Flux Model for Predicting Heat Transfer in Separating-Reattaching Flows and Film Cooling Applications", Applied Thermal Engineering, Vol. 110, pp. 1609-1623, 2017.
10. Tu, Z., Mao, J., and Han, X. "Numerical Study of Film Cooling over a Flat Plate with Anisotropic

14. Daly, B.J. and Harlow, F.H. "Transport Equations in Turbulence", Phys. Fluids, No. 13, pp. 2634-2649, 1970.
15. Kamotani, Y. and Greber, I. "Experiments on a Turbulent Jet in a Cross Flow", AIAA J., Vol 10, pp. 1425-1429, 1972.
16. Fearn, R. and Weston, R. "Vortices Associated with a Jet in a Cross Flow" AIAA J., Vol. 12, pp. 1666-1671. 1974.
17. Broadwell, J.E. and Breidenthal, R.E., "Structure and Mixing of a Transverse Jet in Incompressible Flow", J. Fluid Mech. Vol. 148, pp.405-412, 1984.
- Thermal Conductivity", Applied Thermal Engineering, Vol. 111, pp. 968-980, 2017.
11. Javadi, Kh. "Computational Simulation of an Incompressible/ Compressible Turbulent Jet-into-crossflow-An Innovation in Film Cooling", Ph.D Dissertation, Sharif University of Technology, Aerospace Eng. Dep't., 2007 (In Persian).
12. Menter, F.R. "Zonal Two-Equation  $k-\omega$  Turbulence Model for Aerodynamic Flow", AIAA J., Proc. Int. 24th Conf. Fluid Dynamic, Orlando, U.S.A, 1993.
13. Menter, F.R. "Two-equation Eddy-Viscosity Turbulence Model for Engineering Applications", AIAA Journal, Vol 32, No.8, pp.1598-1604, 1994.

Archive of SID