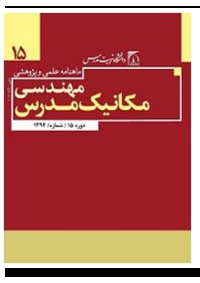
مجله مهندسی مکانیک مدرس، آبان 1394، دوره 15، شماره 8، ص‌ص 260-270

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir



# تحلیل خنک‌کاری لایه‌ای لبه جلویی پره توربین مدل توسط دو رهیافت DES وLES

**فرزاد بازدیدی‌طهرانی[1*]، سیدمجید موسوی[2]، محمد جدیدی[3]**

1- استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران ، تهران
2- دانشجوی کارشناسی‌ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران
3- دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران
* تهران، صندوق پستی16846-13114، bazdid@iust.ac.ir

**اطلاعات مقاله**

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 09 اسفند 1393
پذیرش: 02 خرداد 1394
ارائه در سایت: 13 تیر 1394

*کلید واژگان:*
خنک‌کاری لایه‌ای
مدل‌سازی جریان آشفته
رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده (DES)
رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES)
اثربخشی آدیاباتیک

**چکیده**

در مقاله حاضر جریان آشفته خنک‌کاری لایه‌ای بر لبه جلویی پره توربین مدل توسط دو نگرش طول مقیاس حل شونده در مدل‌سازی جریان آشفته مورد مطالعه و تحلیل قرار می‌گیرد. در نگرش اول از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده (DES) بر پایه مدل اسپالارت- آلماراز و در نگرش دوم از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES) استفاده می‌شود. نتایج به‌دست آمده حاکی از آن است که رهیافت DES به دلیل ذات ترکیبی آن و استفاده از مدل RANS در نزدیک دیواره، نوسانات در راستای عرضی جریان در داخل لوله خنک‌کننده را کمتر پیش‌بینی می‌کند. در نتیجه، جریان خنک‌کننده با آشفتگی کمتری وارد جریان اصلی می‌شود. همچنین در نزدیک دیواره رهیافت DES توزیع عرضی انرژی جنبشی آشفته را کمتر و مقدار شار حرارتی آشفته را بیشتر پیش‌بینی می‌نماید. بنابراین، اثربخشی آدیاباتیک بر لبه جلویی پره توربین در رهیافت DES نسبت به رهیافت LES و نتایج تجربی کمتر پیش‌بینی می‌شود. علاوه‌بر این، نتایج حاکی از آن است که اختلاط بین جت خنک‌کننده و سیال داغ جریان اصلی در رهیافت DES در مقایسه با رهیافت LES کمتر تخمین زده می‌شود. در مجموع می‌توان این‌گونه استنباط کرد که اگرچه رهیافت DES در ناحیه دور از دیواره نتایج قابل قبولی را ارائه می‌کند، ولی در نزدیک دیواره در پیش‌بینی صحیح مشخصات توربولانسی جریان با مشکل مواجه است. علاوه‌بر این مزیت اصلی رهیافت DES در مقایسه با رهیافت LES کاهش 40 درصدی هزینه محاسباتی آن در این کاربرد است که می‌تواند استفاده از این روش را توجیه کند.

# Investigation of film cooling on model turbine blade leading edge using DES and LES approaches

Farzad Bazdidi-Tehrani*, Seyed Majid Mousavi, Mohammad Jadidi

- Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran.
* P.O.B. 16846-13114 Tehran, Iran, bazdid@iust.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 28 February 2015
Accepted 23 May 2015
Available Online 04 July 2015

*Keywords:*
Film Cooling
Turbulent Flow Modeling
Detached Eddy Simulation Approach (DES)
Large Eddy Simulation Approach (LES)
Adiabatic Effectiveness

ABSTRACT

The present paper investigates turbulent flow of film cooling on model turbine blade leading edge using two scale-resolving attitude of turbulent flow modeling. In the first attitude the detached eddy simulation (DES) approach based on Spalart-Allmaras and in the second attitude the large eddy simulation (LES) approach will be used. Results show that the DES approach due to its hybrid nature and applying RANS models in near walls, predicts the Fluctuations of spanwise direction in coolant pipe lower. As a result, the coolant flow imports to the main flow with lower turbulence. Also DES approach predicts less turbulent kinetic energy lateral distribution and further turbulent heat flux in near walls. So, in DES approach the adiabatic effectiveness on turbine blade leading edge predicted lower than LES approach and experimental data. In addition, results show that mixture of coolant jet and mainstream hot gas in DES approach is estimated lower than LES approach. In total, it can be deducted that although DES approach provides acceptable results in far wall region, but in near wall region it has problems in correct prediction of turbulence Specifications. In addition, the main advantage of DES approach in comparison with LES approach is 40% reduction of computational cost that can explain using this approach.

## 1- مقدمه

با توجه به سیکل ترمودینامیکی توربین گاز، یکی از راه‌های افزایش راندمان حرارتی، افزایش دمای ورودی توربین است. از سوی دیگر این افزایش دما در ورودی توربین سبب آسیب رساندن به پره‌های توربین می‌شود. برای این منظور، برای ساخت پره‌های توربین از آلیاژهایی استفاده می‌شود که مقاومت حرارتی بالایی دارند، ولی با توجه به محدودیت در ساخت موادی با مقاومت حرارتی بالا، برای کمتر آسیب دیدن پره‌های توربین از روش خنک‌کاری لایه‌ای استفاده می‌شود. خنک‌کاری لایه‌ای یک روش استاندارد است که برای پره‌های توربین به‌کار گرفته می‌شود. در این روش هوای خنک از سوراخ‌های کوچک بر دیواره پره تزریق شده و لایه نازکی از هوای خنک روی دیواره تشکیل می‌شود تا از پره در برابر گازهای ورودی با دمای بالا محافظت کند[1].

**برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:**

Please cite this article using:

F. Bazdidi-Tehrani, S.M. Mousavi, M. Jadidi, Investigation of film cooling on model turbine blade leading edge using DES and LES approaches, *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 15, No. 8, pp. 260-270, 2015 (In Persian)

[ Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29 ]

[ DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.8.15.5 ]

در زمینه جریان حول سوراخ خنک‌کننده کارهای تجربی و عددی گسترده‌ای انجام شده که در آن‌ها پارامترهای مؤثر در روش خنک‌کاری لایه‌ای مورد بررسی قرار گرفته است. هر چند بیشتر کارهای صورت‌گرفته در این زمینه روی هندسه صفحه تخت به دلیل سادگی آن بوده است، ولی توانسته درک خوبی از پدیده‌های مرتبط با روش خنک‌کاری را ارائه دهد. هندسه لبه جلویی پره، جایی که بالاترین نرخ انتقال حرارت در کل پره اتفاق می‌افتد از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است [2]. در زمینه خنک‌کاری لایه‌ای روی لبه جلویی پره کارهای بسیاری صورت گرفته که از آن می‌توان به کارهای تجربی مهندیل و هان [3] و میک و میل [4] که مطالعات قابل توجهی را در زمینه اثرات نسبت دمش و نسبت چگالی روی اثربخشی خنک‌کاری در مدل شبه- استوانه‌ای لبه جلویی استوانه انجام داده‌اند اشاره کرد، همچنین، او و همکاران [5]، اکاد و همکاران [6] و جانسون و همکاران [7] تحقیقات تجربی‌ای را در زمینه اثرات آشفتگی جریان ورودی اصلی در عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای روی لبه جلویی پره توربین مدل انجام داده‌اند.

از آن‌جایی که جریان خنک‌کاری لایه‌ای پدیده‌ای آشفته است، روش‌های محاسباتی که برای آنالیز این جریان اتخاذ می‌شود عبارت‌اند از: شبیه‌سازی عددی مستقیم (DNS[1])، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES[2])، شبیه‌سازی براساس متوسط‌گیری رینولدز معادلات ناویر- استوکس (RANS [3]) و شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده (DES[4]) که یکی از روش‌های ترکیبی شبیه‌سازی RANS و LES است. در میان این روش‌ها، DNS و LES پتانسیل بالایی برای به‌دست آوردن نتایج واقعی‌تر دارند. از سوی دیگر رهیافت RANS می‌تواند در مدت زمان کوتاهی پاسخ قابل‌قبولی را برای استفاده در طراحی‌ها ارائه دهد [1]، ولی رهیافت DES هم از لحاظ دقت و هم از لحاظ زمان محاسبه کمتر از رهیافت LES و بیشتر از رهیافت RANS است. می‌توان امیدوار بود که با پیشرفت ابزارهای محاسباتی در آینده از رهیافت DES به‌جای رهیافت RANS در کاربردهای طراحی در صنعت استفاده شود.

از کارهای انجام شده در زمینه بررسی رهیافت LES در لبه جلویی پره توربین مدل می‌توان به کارهای روزتی و تفتی [9,8] اشاره کرد که از نخستین تلاش‌ها در این زمینه بوده است. همچنین تأثیر شرایط مرزی ورودی در پایان‌نامه کارشناسی‌ارشد بهلولی در دانشگاه علم و صنعت ایران [2] در این زمینه مورد مطالعه قرار گرفته است. ایشان برای مدل‌سازی جریان خنک‌کاری لایه‌ای با استفاده از رهیافت LES از اطلاعات تجربی اکاد و همکاران [6] برای لبه جلویی پره توربین مدل استفاده کرده‌اند. در این پایان‌نامه چهار شرایط مرزی ورودی مختلف در ورودی لوله خنک‌کننده مورد بررسی قرار گرفته است و اثرات توسعه‌یافتگی جریان در ورودی لوله خنک‌کننده، شدت آشفتگی و همچنین آشفته‌سازی ورودی جریان با استفاده از روش ورتکس[5] به تفصیل مورد تحلیل قرار گرفته است. درنهایت شرط مرزی‌ای که در آن از جریان توسعه‌یافته و شدت آشفتگی 7درصد در ورودی لوله خنک‌کننده و همچنین از روش ورتکس برای آشفته‌سازی جریان ورودی استفاده شده، بهترین تطابق با نتایج تجربی را داشته است. از رهیافت DES در شبیه‌سازی جریان خنک‌کاری لایه‌ای کارهای معدودی صورت گرفته که از آن می‌توان به کار هیدمن و همکاران [10] بر صفحه تخت پره توربین اشاره کرد که از نخستین تلاش‌ها در این زمینه بوده است. علاوه‌بر این، تاکاهاشی و همکاران [11,1] نیز با استفاده از رهیافت DES مطالعاتی را در زمینه خنک‌کاری لایه‌ای بر لبه جلویی پره و هم بر صفحه تخت انجام داده‌اند. نتایج به‌دست آمده از این تحقیقات تطابق خوبی با نتایج آزمایشگاهی داشته است. همچنین می‌توان به کار فروتن و یاووزکورت [12] اشاره کرد که هندسه مای‌هیو و همکاران [13] روی صفحه تخت را مدل و شبیه‌سازی کرده‌اند. ایشان مطالعات خود را بر دو نسبت دمش 0/5 و 1/5 انجام داده‌اند و نتایج DES را با مدل RANS مقایسه کردند، همچنین نشان دادن رهیافت DES توانسته در نسبت دمش‌های پایین نتایج دقیق‌تری داشته باشد.

در مقاله حاضر، از دو رهیافت DES و LES برای شبیه‌سازی جریان آشفته خنک‌کاری لایه‌ای بر لبه جلویی پره توربین مدل به‌منظور بررسی کارایی رهیافت DES در جریان خنک‌کاری لایه‌ای استفاده می‌شود. برای این منظور، ساختار جریان و مشخصات آشفتگی در نزدیک دیواره و نواحی دور از آن مورد تحلیل جامع قرار می‌گیرند. با استفاده از تابع چگالی احتمال[6] دما بی‌بعد، مکانیزم اختلاط سیال سرد جت خنک‌کننده و سیال گرم جریان اصلی توسط هر دو رهیافت تشریح می‌شود. با توجه به این که کارهای انجام گرفته در زمینه شبیه‌سازی جریان خنک‌کاری لایه‌ای به‌ویژه در لبه جلویی پره توربین توسط رهیافت DES بسیار اندک است و همچنین در تحقیقات پیشین به بیان نقاط ضعف و قدرت روش DES در مقایسه با رهیافت LES (به‌عنوان یک روش با دقت بالاتر) از نظر دقت و هزینه محاسباتی در این کاربرد پرداخته نشده، در این مقاله تلاش شده تا با استفاده از پارامترهای مختلف کارایی رهیافت DES در کاربرد جریان خنک‌کاری لایه‌ای در لبه جلویی پره توربین مورد ارزیابی و تحلیل قرار گیرد. از این دسته پارامترها می‌توان به مقایسه مکانیزم اختلاط سیال جت خنک‌کننده و سیال گرم جریان اصلی در دو رهیافت DES و LES با استفاده از تابع چگالی احتمال دمای بی‌بعد (pdf) اشاره کرد. همچنین می‌توان به مقایسه هم‌زمان دقت و هزینه محاسباتی هر دو رهیافت اشاره کرد.

## 2- معادلات حاکم

### 2-1- شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده (DES)

شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده (DES) یکی از روش‌های پیوندی است که برای نخستین بار توسط اسپالارت و همکاران در سال 1997 برای پیش‌بینی جریان آشفته در اعداد رینولدز بالا مطرح شد [14]. توسعه این روش با این انگیزه صورت گرفت که هزینه محاسباتی در استفاده از شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ در تمام پیکربندی مانند هواپیما، زیردریایی و یا وسایل نقلیه جاده‌ای بسیار گران بوده است.

شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده ترکیبی از روش LES و RANS است. مقصود در این روش پیش‌بینی داخل ناحیه لایه مرزی توسط مدل‌های RANS و پیش‌بینی گردابه‌های جداشده خارجی توسط رهیافت LES است. در رهیافت DES بسته به این‌که از کدام یک از مدل‌های RANS استفاده شود انواع مختلفی دارد [15].

در این مطالعه از مدل یک معادله‌ای DES بر پایه مدل اسپالارت- آلماراز (DES-SA[7]) استفاده شده است [14]. مدل RANS به‌کار برده شده در این رهیافت، مدل تک معادله‌ای اسپالارت- آلمارز است. که می‌توان آن را به‌صورت روابط (1،۲) نوشت.

$$\frac{\partial \rho \tilde{v}_t}{\partial t} + \frac{\partial \rho \bar{u}_j \tilde{v}_t}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\frac{\mu + \mu_t}{\sigma_{\tilde{v}_t}}\frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial x_j}\right) + \frac{C_{b2}\rho}{\sigma_{\tilde{v}_t}}\frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial x_j}\frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial x_j} + P - \varepsilon_T \qquad (1)$$

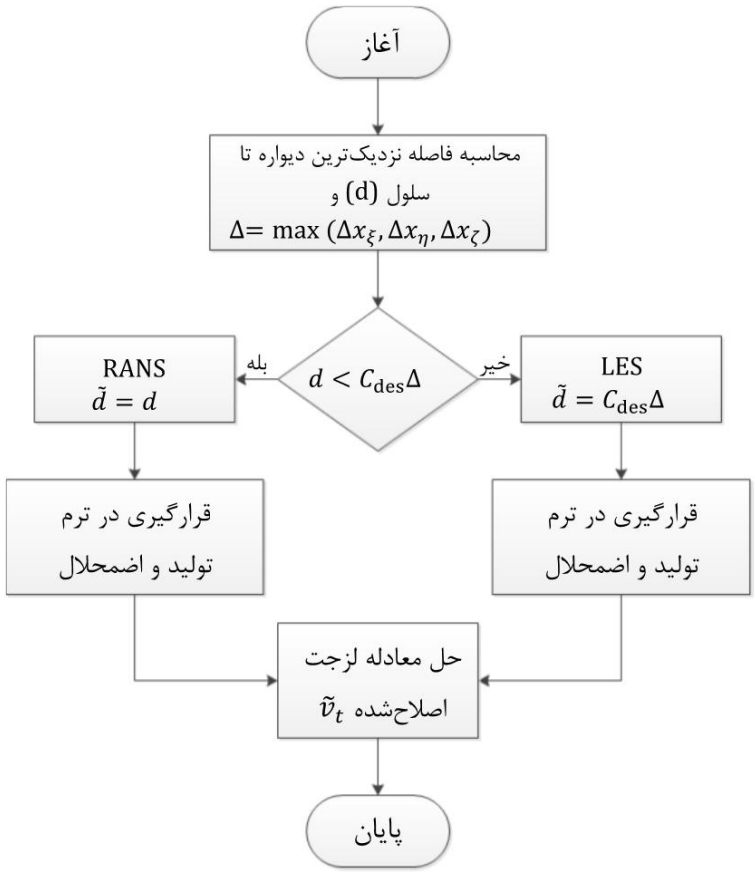
$$v_t = \rho \tilde{v}_t f_1 \, , f_1 = \frac{X^3}{X^3 + C_{v1}^3} \, , X = \frac{\tilde{v}_t}{v} \qquad (2)$$

1. Direct Numerical Simulation
2. Large Eddy Simulation
3. Reynolds Averaged Navier–Stokes
4. Detached Eddy Simulation
5. Vortex method

6. Probability density function
7. Detached Eddy Simulation-Spalart-Allmaras



[ Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29 ]
[ DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.8.15.5 ]




**شکل** 1 فلوچارت نحوه عملکرد رهیافت *DES-SA*

ترم تولید $P$ و ترم اضمحلال $\varepsilon_T$ با استفاده از روابط (3-6) به‌دست می‌آید.

$$P = C_{b1}\rho\left(\bar{S} + \frac{\tilde{\nu}_t}{\kappa^2 d^2} f_2\right)\tilde{\nu}_t \,, f_2 = 1 - \frac{X}{1 + X f_1} \quad (3)$$

$$\bar{S} = (2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ij})^{1/2} \,, \bar{S}_{ij} = \frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{U}_j}{\partial x_i} \quad (4)$$

$$\varepsilon_T = C_{w1}\rho f_w \left(\frac{\tilde{\nu}_t}{d}\right)^2 \,, f_w = g\left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6}\right]^{\frac{1}{6}}$$
$$g = r + C_{w2}(r^6 - r) \quad (5)$$

$$r \equiv \frac{\tilde{\nu}_t}{\left(\bar{S} + \frac{\tilde{\nu}_t}{\kappa^2 d^2} f_2\right)\kappa^2 d^2} \quad (6)$$

در روابط (3-6)، $d$ برابر با فاصله مرکز سلول تا نزدیک‌ترین دیواره است.

در مدل DES مطرح شده توسط اسپالارت و همکاران، $d$ کوچک‌ترین مقدار بین طول مقیاس آشفته RANS و طول شبکه $\Delta = \max(\Delta x_\xi, \Delta x_\eta, \Delta x_\zeta)$ است. به عبارت دیگر در رابطه (7) داریم:

$$\tilde{d} = \min(d, C_{des}\Delta) \quad (7)$$

$\Delta x_\xi$، $\Delta x_\eta$ و $\Delta x_\zeta$ نشان‌دهنده طول شبکه در سه جهت $\xi$، $\eta$ و $\zeta$ است. ضریب ثابت $C_{des}$ معمولاً برابر با 0/65 گرفته می‌شود.

در داخل لایه مرزی $d < C_{des}\Delta$ و مدل در مد RANS عمل می‌کند. در خارج از لایه مرزی آشفته $d > C_{des}\Delta$ و بنابراین مدل در مد LES عمل می‌کند. مقادیر ثابت به شرح رابطه (8) است [15]:

$$(\sigma_{\tilde{\nu}_t}, C_{b1}, C_{b2}, \kappa, C_{w1}, C_{w2}, C_{w3}, C_{v1}) = \left(\frac{2}{3}, 0.1355, 0.622, 0.41, \frac{C_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + C_{b2}}{\sigma_{\tilde{\nu}_t}}, 0.3, 2, 7.1\right) \quad (8)$$

جهت درک بهتر از نحوه عملکرد رهیافت DES، فلوچارت مربوط به آن در شکل 1 آورده شده است.

## 2-2- شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES)

معادلات حاکم در رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ به وسیله فیلتر کردن معادلات ناویر- استوکس به‌دست می‌آیند. در این رهیافت ادی‌های[1] بزرگ‌تر از عرض فیلتر وارد مرحله شبیه‌سازی مستقیم می‌شوند و تأثیر ادی‌های کوچک به کمک مدل‌های مقیاس زیر شبکه به‌صورت یک ترم تنش اضافی در معادله ظاهر می‌شود [16]. معادلات فیلترگیری‌شده پیوستگی، ممنتوم و انرژی برای جریان تراکم‌ناپذیر با خواص ثابت به‌صورت روابط (9-11) ارائه شده‌اند [15].

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (9)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{u}_i\bar{u}_j)}{\partial x_i} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \nu\frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_i \partial x_j} \quad (10)$$

$$\frac{\partial \bar{\Theta}}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{u}_i\bar{\Theta})}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\alpha\frac{\partial \bar{\Theta}}{\partial x_i} - q_i\right) \quad (11)$$

در معادلات (10،11) $\tau_{ij}$ و $q_i$ به‌ترتیب تانسور تنش مقیاس زیر شبکه (SGS[2]) و شار حرارتی است. مدل تانسور تنش مقایس زیر شبکه به‌کار برده شده در این مطالعه مدل دینامیکی معادله انتقالی انرژی جنبشی مقیاس زیر شبکه، $k_{sgs}$، (LES-DKE[3]) است که نخستین بار توسط یوشیزاوا [17] در سال 1986 ارائه شد.

در این مدل $\tau_{ij}$ با استفاده از روابط (12،13) مدل می‌شود [18].

$$k_{sgs} = \frac{1}{2}\left(\overline{u_k^2} - \bar{u}_k^2\right) , \tau_{ij} = \overline{u_\iota u_j} - \bar{u}_\iota \bar{u}_j \quad (12)$$

$$\tau_{ij} - \frac{2}{3}\delta_{ij}k_{sgs} = -2\nu_t\bar{S}_{ij} = -2C_\tau\Delta k_{sgs}^{1/2}\bar{S}_{ij} \quad (13)$$

که در آن $\Delta$ عرض فیلتر است. برای درک بهتر از عملکرد رهیافت LES می‌توان به مرجع [15] رجوع کرد.

## 3- دامنه محاسباتی و شرایط مرزی

پیکربندی لبه جلویی توربین مدل مورد استفاده در این مقاله از مطالعات تجربی اکاد و همکاران (1998) گرفته شده است [6]. نمای سه‌بعدی از دامنه محاسباتی در شکل 2 نشان داده شده است.

جریان جت خنک‌کننده از درون یک لوله استوانه با زاویه 30 درجه نسبت به راستای عرضی جریان و زاویه 90 درجه نسبت به راستای اصلی جریان به جریان گازهای داغ اصلی تزریق شده است. ابعاد دامنه محاسباتی $10D \times 5D \times 0/252D$ به‌ترتیب در راستای $X$، $Y$ و $Z$ است. که در آن $D$، قطر لبه جلویی استوانه‌ای پره توربین است، که ابعاد پیکربندی نسبت به آن بی‌بعد شده است و مقدار آن برابر 0/0762 متر است. طول $10D$ برای درست مدل‌شدن گردابه‌های حاصل از اختلاط جت تزریقی و جریان آزاد در راستای $X$، و همچنین ارتفاع $5D$ به دلیل برقرار شدن شرط صفر بودن گرادیان‌های کمیت‌های جریانی در آن ارتفاع درنظر گرفته شده است، همچنین طول هندسه در راستای عرضی جریان برابر گام مکانی سوراخ‌ها ($0/252D$) است. علاوه‌براین ابعاد دامنه محاسباتی در این پژوهش در مطالعات پیشین نیز مورد تأیید قرار گرفته است [8]. قطر لوله تزریق که آن را با $d$ نمایش می‌دهند، برابر با $d/D$=0/063 و طول آن برابر با $l/d$=3/1 است. سوراخ تزریق در فاصله 15 درجه نسبت به خط سکون روی لبه جلویی قرار دارد. با توجه به شکل 2، شرط مرزی برای صفحات کناری عمود بر راستای $Z$ پریودیک اتخاذ شده است تا با استفاده از این شرط، اثرات جریان در سوراخ‌های کناری بر سوراخ تزریق مورد تحلیل به درستی اعمال شود. در خروجی جریان از شرط مرزی گرادیان صفر و در لبه جلویی شرط دیواره آدیاباتیک اعمال شده است. در صفحه پایینی هندسه از شرط مرزی تقارن استفاده شده است. با استفاده از شرط مرزی دامنه محاسباتی نسبت به این صفحه برش خورده و تنها نیمی از آن مورد حل قرار گرفته است. این تقارن توسط پژوهش روزتی و تفتی [8]

1. eddy

2. Subgrid-scale
3. Large Eddy Simulation- Dynamic Kinetic Energy



[ Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29 ]
[ DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.8.15.5 ]

مورد بررسی و با درصد بالایی تأیید شده، همچنین در قسمت بالایی ناحیه حل هم از شرط تقارن استفاده شده، که در واقع به معنای صفر شدن گرادیان تمام متغیرهاست. عدد رینولدز جریان اصلی بر پایه قطر استوانه ($D$) برابر 100900 است و شدت آشفتگی برابر 1درصد بر پایه پژوهش تجربی اکاد و همکاران [6] فرض شده است، همچنین جهت ایجاد اغتشاش در ورودی جریان اصلی از روش ورتکس استفاده شده است. برای ورودی جریان جت خنک‌کننده از روش ورتکس به همراه جریان کاملاً توسعه‌یافته و شدت آشفتگی 7درصد استفاده شده است. شرط یادشده برگرفته از کار انجام شده توسط بهلولی [2] است. نسبت چگالی ($DR = \rho_c/\rho_\infty$) به‌کار برده شده در این مطالعه برابر 1 و نسبت دمش ($M = \rho_c U_c/\rho_\infty U_\infty$) برابر 0/8 است.

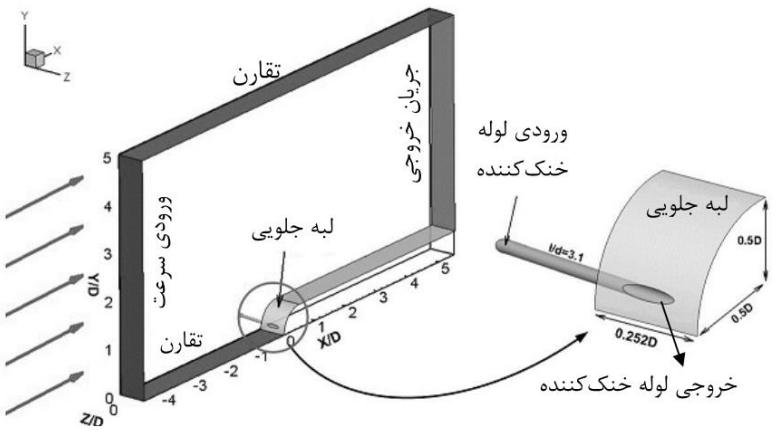
## 4- روش عددی

تمام شبیه‌سازی‌ها توسط کد منبع باز اپن‌فوم [19] صورت گرفته است. کد اپن‌فوم بر پایه روش حجم محدود بوده و به‌صورت منبع باز است که قابلیت توسعه معادلات، شرایط مرزی و روش‌های حل مختلف بر مبنای برنامه‌نویسی شی‌گرا به زبان C++ را در اختیار کاربران تحقیقاتی قرار می‌دهد. تعداد سلول‌های شبکه به‌کار رفته برای حل‌های DES و LES برابر با 2400000 (دو میلیون و چهارصد هزار) سلول بوده است. جهت بررسی اندازه شبکه‌بندی از سه شبکه محاسباتی شامل 3534000، 2435000 و 672000 سلول استفاده شده است. با توجه به شکل 3، از آن‌جا که تفاوت محسوسی بین پاسخ‌های حاصل از دو شبکه‌بندی 3533000 و 2435000 وجود ندارد از شبکه با تعداد سلول 2435000 استفاده شده است.

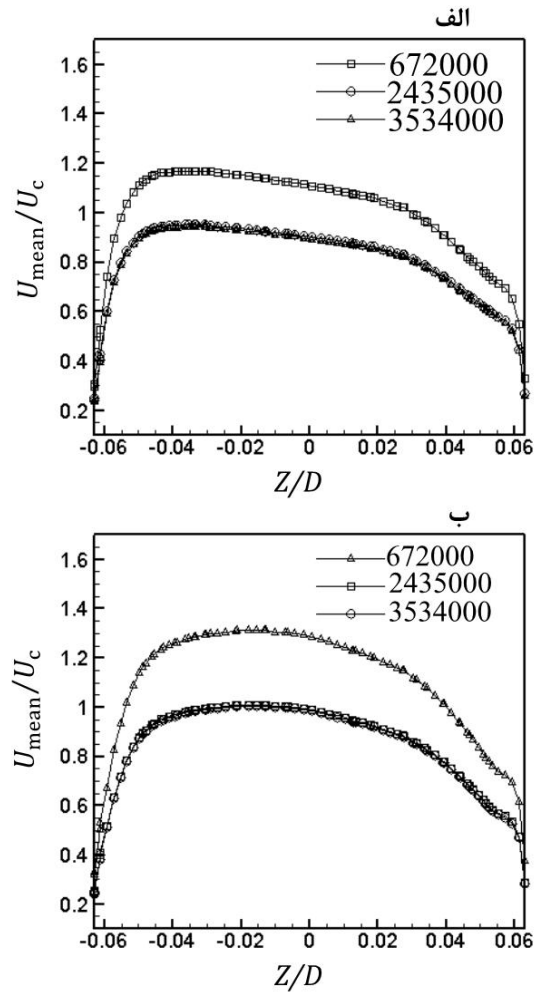
روش حل بر مبنای روش حجم محدود است و برای حل کوپلینگ سرعت و فشار در معادله ناویر استوکس از الگوریتم سیمپل[1] [20] استفاده شده است. شبکه محاسباتی در نزدیکی دیواره ریزشده به گونه‌ای که $y^+$ در نخستین سلول نزدیک دیواره کوچک‌تر از 1 است. گام زمانی $3\times10^{-5}$ برای هر دو رهیافت به‌کار برده شده است که عدد کورانت (CFL) کوچک‌تر از 1 را فراهم می‌کند. در شکل 4 نمایی از شبکه‌بندی لبه جلویی پره توربین نمایش داده شده است، همچنین در جدول 1 جزئیات روش عددی به‌طور خلاصه آورده شده است.

**جدول 1** مشخصات رویه محاسباتی جریان خنک‌کاری لایه‌ای

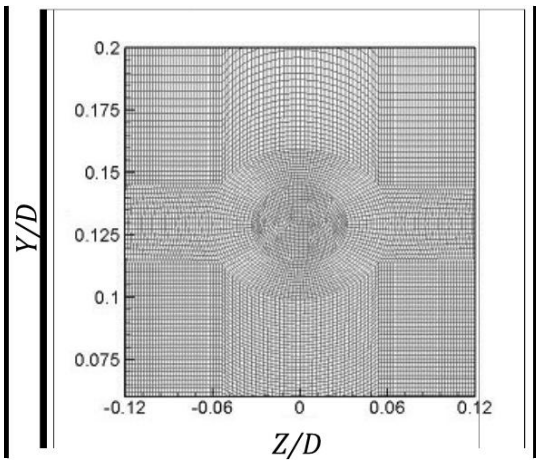
| | DES-SA | LES-DKE |
|---|---|---|
| ارتباط سرعت و فشار | الگوریتم سیمپل | الگوریتم سیمپل |
| گسسته‌سازی زمان | ضمنی مرتبه دوم | ضمنی مرتبه دوم |
| گسسته‌سازی مکانی | تفاضل مرکزی | تفاضل مرکزی |
| گام زمانی | $3 \times 10^{-5}$ | $3 \times 10^{-5}$ |
| زمان متوسط‌گیری مکانی | 0/4 ثانیه (معادل 10 دور جاروب دامنه محاسباتی) | 0/4 ثانیه (معادل 10 دور جاروب دامنه محاسباتی) |




**شکل 2** دامنه محاسباتی و شرایط مرزی




**شکل 3** پروفیل اندازه سرعت متوسط در خط میانی خروجی جت خنک‌کاری مربوط به سه شبکه محاسباتی درشت، متوسط و ریز الف- رهیافت *DES* ب- رهیافت *LES*




**شکل 4** نمای جلویی از شبکه بندی لبه جلویی پره توربین

## 5- نتایج

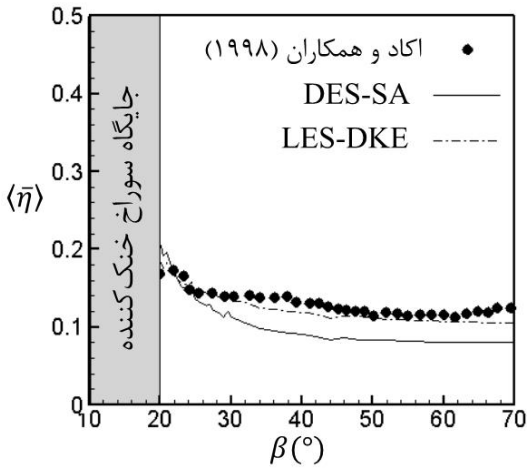
در این قسمت به تحلیل جریان آشفته خنک‌کاری لایه‌ای بر لبه جلویی پره توربین پرداخته می‌شود. برای تحلیل و بررسی ساختار این جریان از دو روش شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده (DES) و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES) استفاده شده است. در روش DES از مدل اسپالارت- آلماراز (DES-SA) [14] و برای رهیافت LES از مدل دینامیکی انرژی جنبشی مقیاس زیر شبکه (LES-DKE) بهره گرفته شده است [18]. نتایج حاضر جهت صحت‌سنجی با نتایج تجربی اکاد و همکاران [6] مورد مقایسه قرار می‌گیرد. از این رو ابتدا نتایج حاصل از پیش‌بینی دو رهیافت مورد مطالعه با نتایج تجربی مقایسه می‌شود. سپس برای بررسی مدل DES-SA در حل جریان روش خنک‌کاری لایه‌ای ابتدا جریان در نزدیک دیواره مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت، سپس ساختار کلی جریان در نواحی دور از دیواره بررسی می‌شود.

در شکل 5 متوسط زمانی اثربخشی آدیاباتیک خنک‌کاری لایه‌ای که در راستای عرضی جریان میانگین‌گیری شده به تصویر درآمده است. محور افقی ($\beta$) زاویه روی کمان دایروی لبه جلویی پره توربین را نشان می‌دهد. در این شکل نتایج حاصل از دو روش DES-SA و LES-DKE با نتایج تجربی اکاد و همکاران [6] مقایسه شده است.

1. SIMPLE



[ Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29 ]
[ DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.8.15.5 ]




**شکل 5** مقایسه اثربخشی آدیاباتیک متوسط‌گیری‌شده در راستای عرضی جریان با نتایج تجربی اکاد و همکاران [6] روی لبه جلویی پره توربین مدل، مربوط به روش‌های *DES-SA* و *LES-DKE*

همان‌گونه که در شکل 5 مشخص است رهیافت LES-DKE توانسته با دقت بسیار خوبی نسبت به نتایج تجربی اثربخشی آدیاباتیک را پیش‌بینی کند، ولی مدل DES-SA اثربخشی آدیاباتیک را کمتر از نتایج تجربی و همین‌طور نتایج LES-DKE تخمین زده است. در مجموع درصد اختلاف دو رهیافت DES-SA و LES-DKE نسبت به نتایج تجربی به‌ترتیب برابر 9/45درصد و 3/05درصد است. این کمتر پیش‌بینی کردن اثربخشی آدیاباتیک نسبت به مدل LES-DKE به‌ویژه در نواحی دور از سوراخ خنک‌کاری می‌تواند دلایل مختلفی داشته باشد. یکی از این دلایل می‌تواند اختلاف در پیش‌بینی جریان در داخل لوله خنک‌کاری باشد. در شکل 6 مؤلفه‌های جذر میانگین مربعات[1] نوسانی سرعت در خط میانی عرضی خروجی سوراخ خنک‌کاری به نمایش درآمده است. همان‌طور که در شکل مشخص است، مدل DES-SA به دلیل استفاده از شبیه‌سازی RANS در نزدیکی دیواره نتوانسته به خوبی مدل LES-DKE اغتشاشات ناشی از دیواره لوله خنک‌کاری را پیش‌بینی کند؛ بنابراین جریان در مدل DES-SA با نوسانات کمتری به‌ویژه در راستای عرضی جریان از لوله خنک‌کاری خارج می‌شود. این نکته به خوبی در شکل 6 نشان داده شده است.

جریان در مدل DES-SA با نوسانات کمتری به‌ویژه در راستای عرضی جریان از لوله خنک‌کاری خارج می‌شود. این نکته به خوبی در شکل 6 نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل نیز به وضوح دیده می‌شود، مولفه‌های نوسانی سرعت پیش‌بینی‌شده توسط DES-SA به مراتب کمتر از LES-DKE است.

## 5-1- بررسی جریان در نزدیک دیواره

برای بررسی بهتر جریان در شبیه‌سازی DES-SA، به دلیل ترکیبی بودن این رهیافت و استفاده از مدل RANS در نزدیکی دیواره و مدل LES در نواحی دور از دیواره، ابتدا جریان در نزدیک دیواره مورد بررسی قرار می‌گیرد. سپس به تحلیل جریان در نواحی دور از دیواره پرداخته می‌شود. از طرفی با توجه به این که پارامتر اثربخشی آدیاباتیک تنها برای دیواره پره توربین تعریف می‌شود؛ بنابراین برای یافتن دلیل کمتر پیش‌بینی‌شدن اثربخشی آدیاباتیک توسط روش DES-SA باید به بررسی ساختار جریان در نزدیکی دیواره پرداخت.

برای درک بهتر از توزیع اثربخشی آدیاباتیک متوسط‌گیری‌شده بر لبه جلویی پره توربین کانتور این کمیت در شکل 7 آورده شده است. همان‌طور که در شکل نیز مشخص است، با دور شدن از سوراخ خنک‌کاری، ناحیه‌ای از سطح که تحت تأثیر خنک‌کاری قرار گرفته کوچک‌تر شده است. این امر با توجه به اختلاط بیشتر جریان جت خنک‌کننده با جریان داغ اصلی کاملاً بدیهی است، ولی این کاهش در توزیع عرضی کانتور اثربخشی آدیاباتیک متوسط‌گیری‌شده بر لبه جلویی پره توربین (جمع‌شدگی کانتور اثربخشی آدیاباتیک متوسط‌گیری‌شده در راستای عرضی) در مدل DES-SA (به‌ویژه در سمت راست لبه جلویی پره توربین) نسبت به مدل LES-DKE بیشتر به مشاهده می‌شود. برای فهم بهتر توزیع عرضی اثربخشی آدیاباتیک متوسط‌گیری‌شده بر لبه جلویی پره توربین، نمودار این پارامتر در راستای عرضی جریان در دو ارتفاع 0/3 و 0/26 =*Y/D* در شکل 8 آورده شده است. همان‌طور که در شکل 8 نیز به روشنی دیده می‌شود توزیع اثربخشی آدیاباتیک توسط هر دو مدل به صورت توزیع زنگوله‌ای پیش‌بینی شده است. مدل DES-SA در دو ناحیه که در شکل با سطح تیره‌تر نیز مشخص شده اثربخشی آدیاباتیک را کم‌تر تخمین زده است، همچنین ناحیه سمت راست به دلیل وسیع بودن آن تأثیر بیشتری بر کاهش اثربخشی در شکل 5 داشته است.

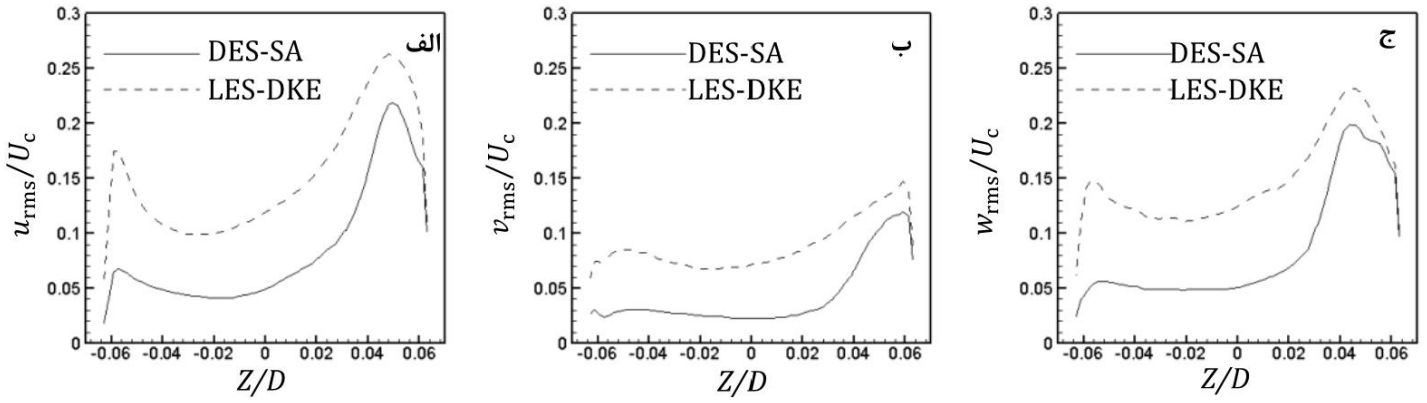
برای تشریح دقیق‌تر عوامل تأثیرگذار بر توزیع عرضی اثربخشی آدیاباتیک متوسط‌گیری‌شده بر لبه جلویی پره توربین، یک سطح به موازات لبه جلویی پره توربین مدل به فاصله *h/d*=0/0065 از آن در نظر گرفته شده است، که سطح $\Pi$ نامیده می‌شود. فاصله این سطح به‌گونه‌ای است که بتوان ساختارهای جریان در نزدیکی دیواره را به خوبی نشان دهد. در شکل 9 انرژی جنبشی آشفتگی پیش‌بینی‌شده توسط این دو روش بر سطح $\Pi$ به تصویر درآمده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، توزیع عرضی کانتور انرژی جنبشی آشفته بی‌بعد روی لبه جلویی پره توربین (جمع‌شدگی جنبشی آشفته بی‌بعد در راستای عرضی) در مدل DES-SA (به‌ویژه در سمت راست لبه جلویی پره توربین) نسبت به مدل LES-DKE بیشتر به چشم می‌خورد. این افت انرژی جنبشی آشفتگی در روش DES-SA به دلیل کمتر پیش‌بینی‌کردن نوسانات سرعت در نزدیکی دیواره به دلیل استفاده از مدل RANS در این ناحیه است. مقایسه دو شکل 7 و 9 نشان می‌دهد که توزیع عرضی انرژی جنبشی آشفته بی‌بعد روی لبه جلویی پره توربین تأثیر مستقیم بر پیش‌بینی توزیع عرضی اثربخشی آدیاباتیک متوسط‌گیری‌شده توسط هر دو رهیافت دارد.

همچنین می‌توان به کمک تحلیل مؤلفه‌های بردار شار حرارت آشفته رخ داده در این جریان پراکندگی سریع دمایی جت خنک‌کاری لایه‌ای را توضیح داد. انتقال انرژی حرارتی آشفته متناسب با گرادیان شار حرارتی آشفته ($\overline{ut}^*$) در راستای *X* (راستای جریان اصلی) و گرادیان شار حرارتی آشفته ($\overline{vt}^*$) در راستای *Y* (راستای عمود بر دیواره) است. پراکنندگی جت خنک‌کننده در درجه نخست به دلیل شار حرارت آشفته در راستای عمود بر دیواره است، به عبارت دیگر پراکنندگی جت خنک‌کننده به دلیل گرادیان ($\overline{vt}^*$) رخ می‌دهد [21]. در شکل 10 کانتور شار حرارتی آشفته در راستای عمود بر دیواره ($\overline{vt}^*$) بر سطح $\Pi$ در سمت راست سوراخ خنک‌کاری نشان داده شده است. همان طور که پیشتر نیز به آن اشاره شد مدل DES-SA در سمت راست پره توربین در نواحی دور از سوراخ اثربخشی آدیاباتیک کمتری را پیش‌بینی کرده است. شکل 10 نشان می‌دهد که مقادیر $\overline{vt}^*$ در سمت راست سطح $\Pi$ دارای علامت منفی است. به عبارت دیگر یک هم‌بستگی بین سیال دما بالا که به سمت دیوار حرکت می‌کند و سیال دما پایین که از دیوار دور می‌شود را نشان می‌دهد. این امر بر این اساس استوار است که گردابه‌های آشفته، سیال دما بالای جریان اصلی را به سمت دیواره هدایت و سیال دما پایین جت خنک‌کننده را از دیواره دور می‌کند. مقدار بیشینه محلی این پارامتر در هر دو شبیه‌سازی در سمت راست سوراخ خنک‌کاری و در ناحیه پایین‌دست آن قرار دارد. این مقدار در هر دو رهیافت $\overline{vt}^* > -0.04$ تخمین زده شده است.

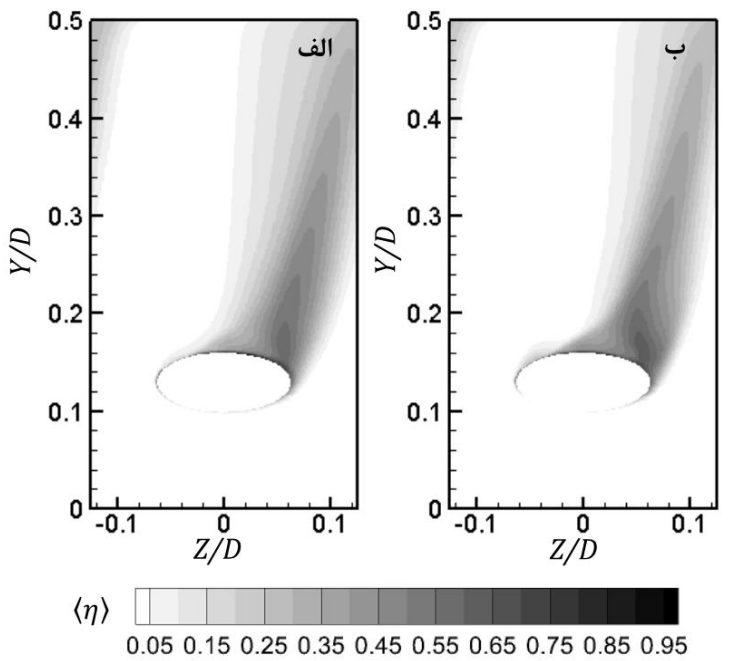
1. Root Mean Square



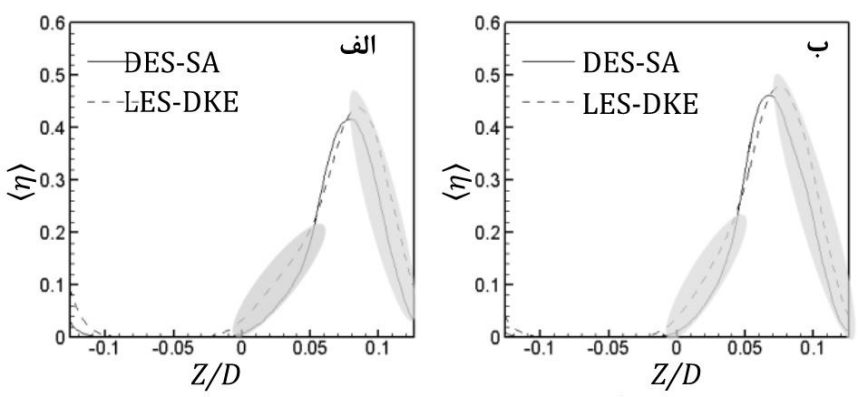
[ Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29 ]
[ DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.8.15.5 ]



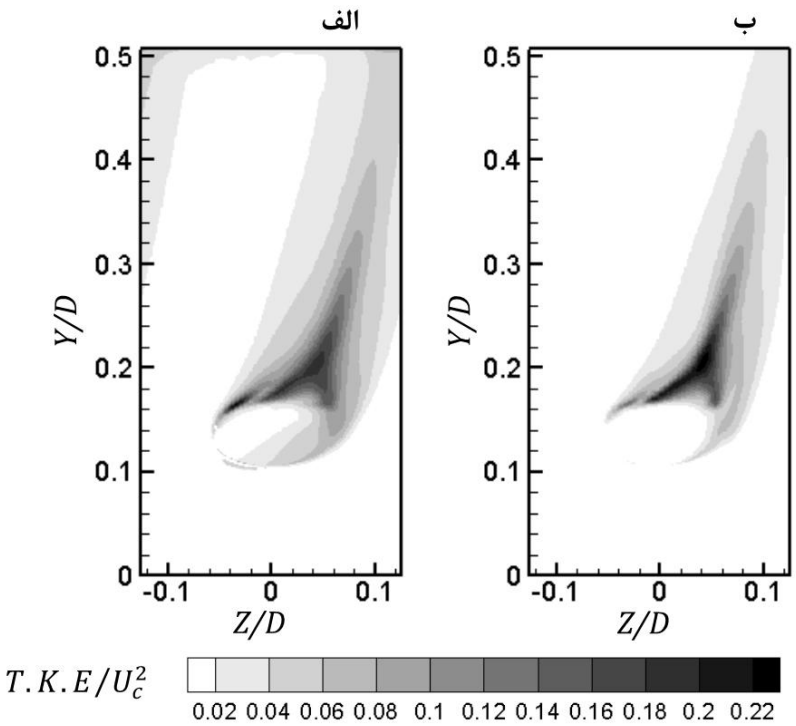

**شکل 6** مقایسه پروفیل مؤلفه‌های جذر میانگین مربعات نوسانات سرعت بی‌بعد در خط میانی خروجی جت خنک‌کاری مربوط به روش‌های *DES-SA* و *LES-DKE*




**شکل 7** کانتور اثربخشی متوسط در لبه جلویی پره توربین مدل،
**الف-** رهیافت *DES-SA*، **ب-** رهیافت *LES-DKE*




**شکل 8** توزیع اثربخشی آدیاباتیک متوسط‌گیری‌شده در لبه جلویی پره توربین مدل
**الف-** Y/D= 0/26 **ب-** Y/D= 0/3



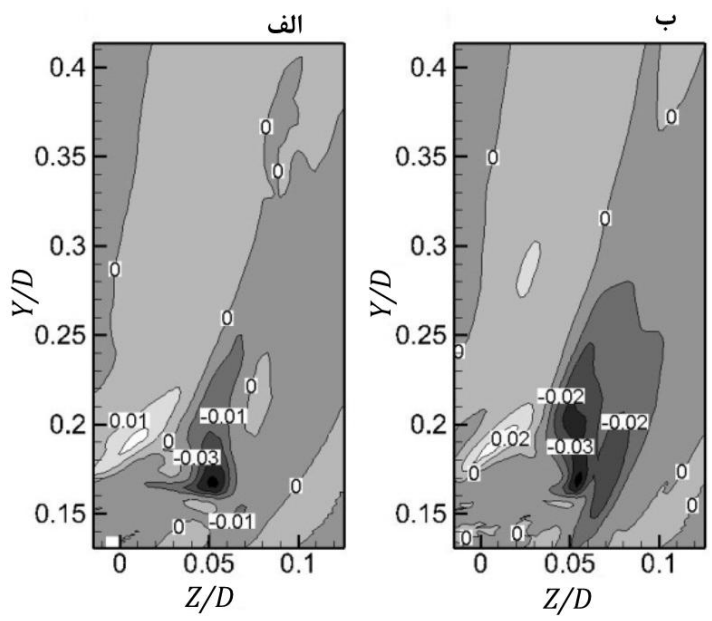

**شکل 9** کانتور انرژی جنبشی آشفته بی‌بعد در سطح Π
**الف-** رهیافت *DES-SA*، **ب-** رهیافت *LES-DKE*

ناحیه‌ای از سطح که دارای مقدار بیشینه است در هر دو روش تقریباً به میزان یکسان پیش‌بینی شده است، ولی تفاوت این دو رهیافت در پیش‌بینی نواحی‌ای از سطح است که مقادیر شار حرارتی آشفته در بازه‌های $\overline{vt}^* < -0.03$، $-0.03 < \overline{vt}^* < -0.02$ و $-0.02 < \overline{vt}^* < -0.01$ قرار دارند. همان‌طور که در شکل 10 نیز مشخص است، مدل DES-SA این بازه‌ها را در نواحی بزرگ‌تری از سطح پیش‌بینی کرده است. این نواحی با انتقال آشفتگی بالا می‌تواند دلیل کاهش اثربخشی آدیاباتیک در سمت راست لبه جلویی پره توربین در مدل DES-SA باشد.

## 5-2- بررسی ساختار کلی جریان

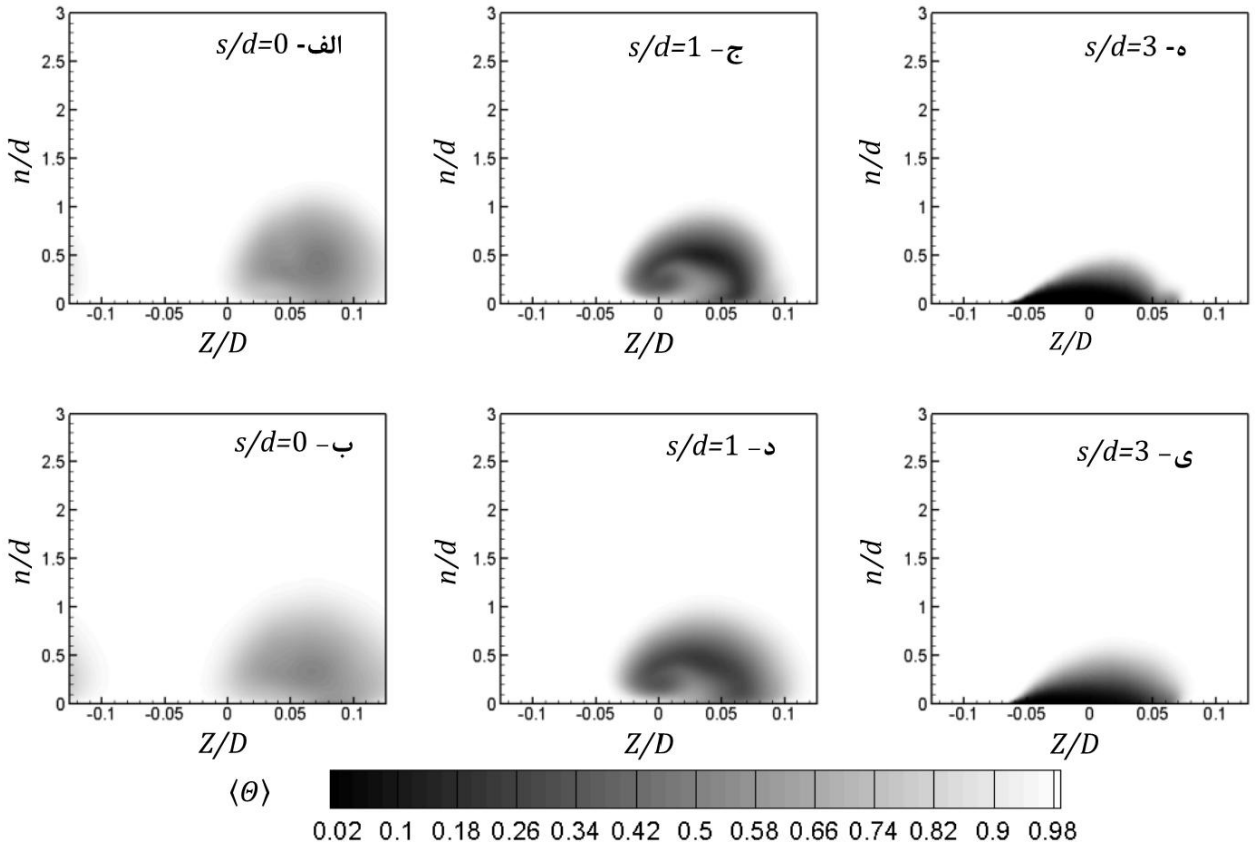
پس از بررسی جریان در نزدیک دیواره، اینک به تحلیل و بررسی ساختار کلی جریان در نواحی دور از دیواره و اندرکنش سیال سرد جت تزریقی و سیال گرم جریان اصلی پرداخته خواهد شد. به‌عنوان نخستین تحلیل کانتور توزیع دمای بدون‌بعد متوسط‌گیری‌شده $\langle\theta\rangle$ بر صفحات عمودی بر لبه جلویی مدل پره توربین در فواصل مختلف s/d= 0، 1، 3 در شکل 11 ارائه شده است.

نتایج به‌دست آمده حاکی از آن است که جریان جت خنک‌کننده به‌صورت نامتقارن بر لبه جلویی قرار گرفته است. بخشی از این عدم‌تقارن به دلیل تزریق جت با زاویه است و بخش دیگر آن به دلیل ساختار نامتقارن گردابه‌های سنجاق سر موجود در جریان است [2]. همچنین با دور شدن از سوراخ خنک‌کاری در جریان پایین‌دست، فاصله مرکز گردابه از سطح پره افزایش می‌یابد. مطالب بیان‌شده در هر دو رهیافت به خوبی قابل رؤیت است، ولی در شبیه‌سازی DES-SA جت خنک‌کننده در راستای عرضی جریان کمتر گسترش یافته است. یکی از دلایل این گسترش کمتر در راستای عرضی جریان می‌تواند تفاوت در پیش‌بینی ساختار جریان خروجی از لوله خنک‌کاری باشد.



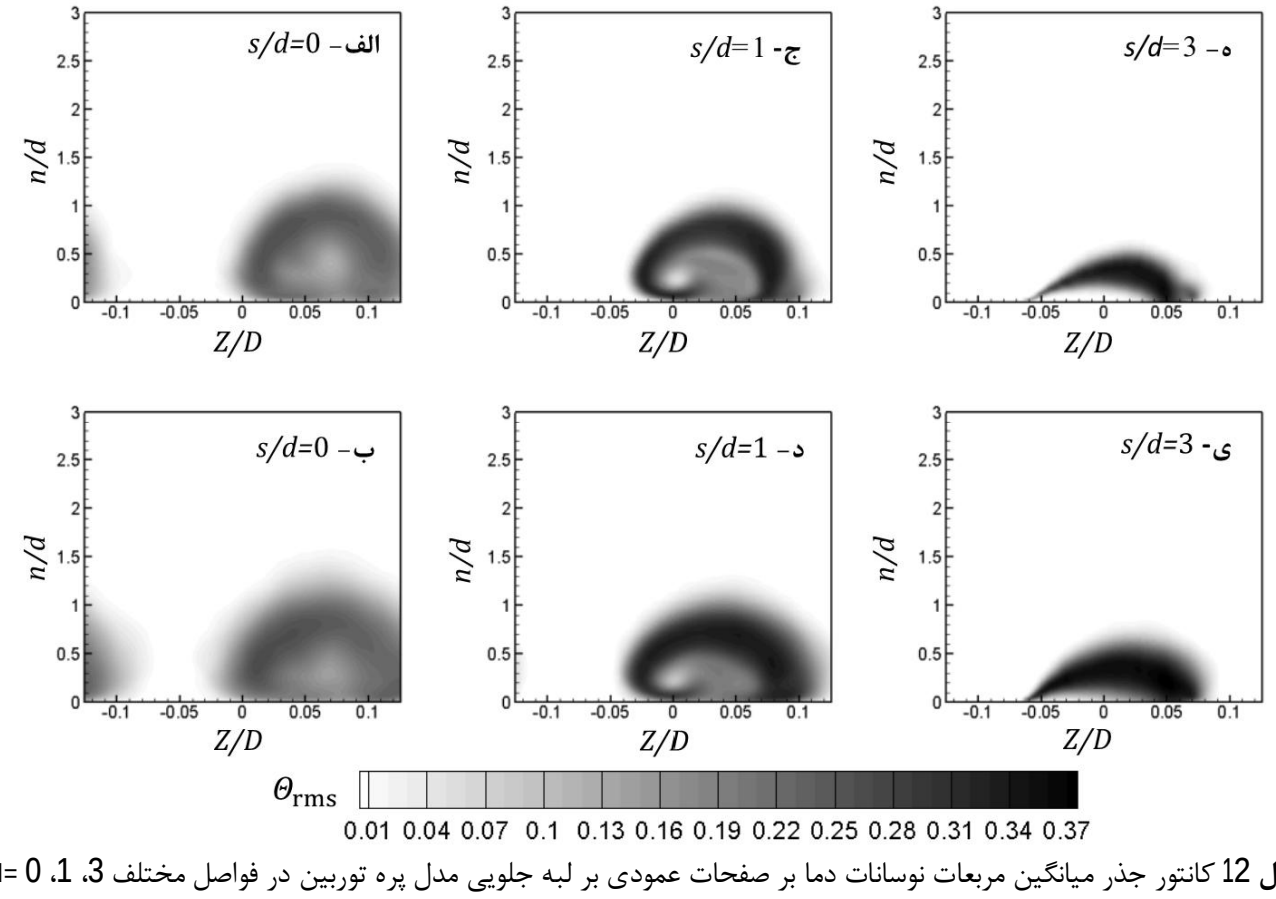

**شکل 10** کانتور شار حرارت آشفته در راستای عمود بر دیواره در سمت راست سوراخ خنک‌کاری روی سطح Π **الف-** رهیافت *DES-SA*، **ب-** رهیافت *LES-DKE*

[ Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29 ]
[ DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.8.15.5 ]




**شکل** 11 کانتور دمای بدون‌بعد متوسط‌گیری‌شده بر روی صفحات عمودی بر لبه جلویی مدل پره توربین در فواصل مختلف s/d= 0 ،1 ،3

الف،ج،ه- رهیافت *DES-SA*، ب،د،ی- رهیافت *LES-DKE*




**شکل** 12 کانتور جذر میانگین مربعات نوسانات دما بر صفحات عمودی بر لبه جلویی مدل پره توربین در فواصل مختلف s/d= 0 ،1 ،3

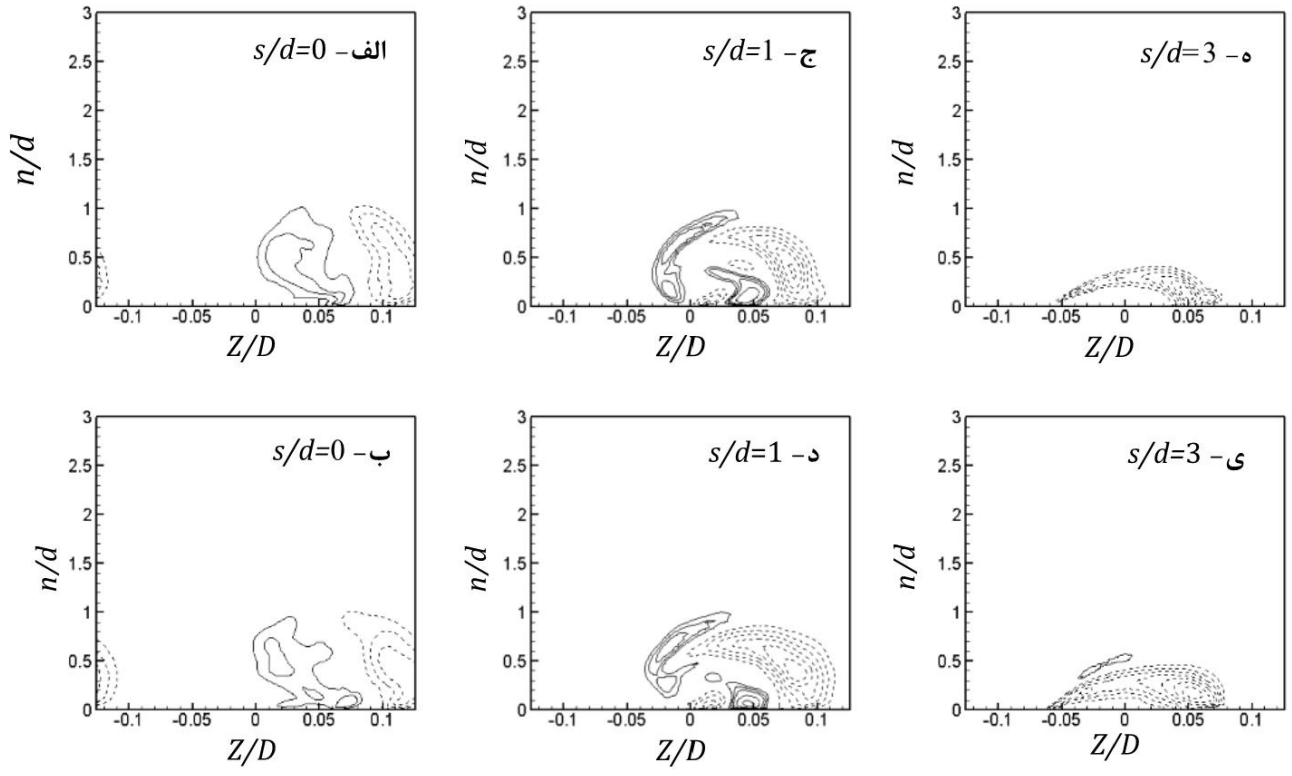
الف، ج، ه- رهیافت *DES-SA* (ب،د،ی) رهیافت *LES-DKE*

همان‌طور که پیشتر به آن اشاره شد، مدل DES-SA در مقایسه با مدل LES-DKE نوسانات سرعت در داخل لوله خنک‌کاری را کمتر تخمین‌زده است و همچنین این اختلاف در راستای عرضی جریان بیشتر دیده می‌شود. علاوه‌بر این، رهیافت DES-SA مرکز گردابه را خنک‌تر از رهیافت LES-DKE پیش‌بینی کرده است که این نکته در صفحه عمودی $s/d$=1 به خوبی قابل رؤیت است. پایین بودن دمای مرکز گردابه در مدل DES-SA در مقایسه با مدل LES-DKE می‌تواند ناشی از فقدان پیش‌بینی درست از اختلاط سیال سرد و گرم در این روش باشد.

علاوه‌بر این، با اندازه‌گیری جذر میانگین مربعات نوسانی دما، $\Theta_{\mathrm{rms}}$، می‌توان فصل مشترک بین جریان جت خنک‌کننده و جریان اصلی را شناسایی کرد. در واقع فصل مشترک بین جریان جت خنک‌کننده و جریان اصلی به وسیله مکان هندسی که دارای بیشترین مقدار $\Theta_{\mathrm{rms}}$ باشد مشخص می‌شود. در شکل 12 جذر میانگین مربعات نوسانی دما، $\Theta_{\mathrm{rms}}$، در صفحات عمود بر لبه جلویی پره در فواصل s/d= 0 ،1 ،3 نشان داده شده است. همان‌گونه که در شکل نیز پیداست، اندرکنش بین سیال سرد و گرم در LES-DKE در ناحیه بزرگ‌تری در مقایسه با DES-SA اتفاق می‌افتد، که این نشان از اختلاط بیشتر سیال سرد و گرم در شبیه‌سازی LES-DKE است. در دیدگاه نخست این‌گونه به نظر می‌رسد که با توجه به کمتر پیش‌بینی‌شدن اثربخشی آدیاباتیک توسط رهیافت DES-SA اختلاط بین سیال سرد و گرم بیش از حد نرمال و مدل LES-DKE در این مدل پیش‌بینی شده است، ولی نتایج حاصل از شکل 12 خلاف آن را ثابت کرده و نشان می‌دهد که اندرکنش بین سیال سرد و گرم در DES-SA کمتر از LES-DKE تخمین زده شده است. یکی دیگر از دلایل کاهش اثربخشی در مدل DES-SA پراکندگی کمتر توزیع دمای نوسانی، $\Theta_{\mathrm{rms}}$، در راستای عرضی جریان و جمع شدن گردابه‌ها در این راستا است که مانع از قرارگیری درست این ساختارها بر لبه جلویی پره توربین مدل می‌شود.



[ Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29 ]
[ DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.8.15.5 ]



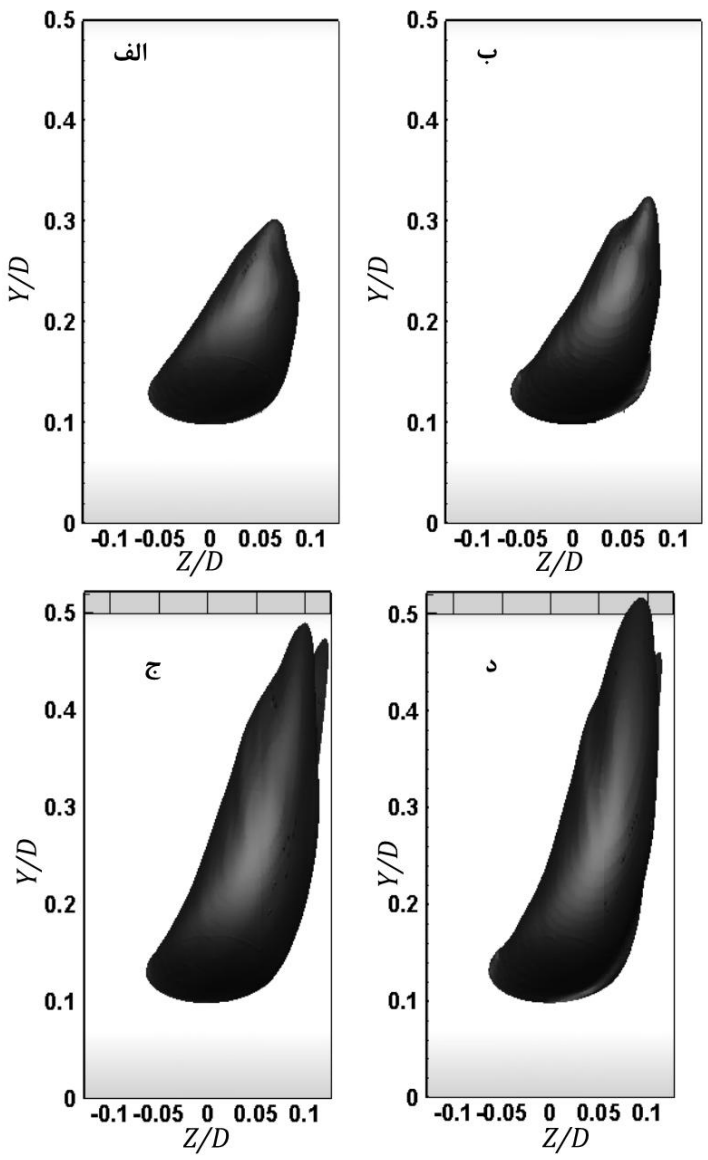

**شکل 13** کانتور شار حرارتی آشفته بی‌بعد در راستای عرضی جریان، $\overline{wt}^*$، بر صفحات عمودی بر لبه جلویی مدل پره توربین در فواصل مختلف s/d= 0، 1، 3 (خطوط پیوسته مقادیر مثبت و خطوط خط‌چین مقادیر منفی را نشان می‌دهد) **الف، ج، ه-** رهیافت *DES-SA* **ب، د، ی-** رهیافت *LES-DKE*

به همین منظور در شکل 13 کانتور شار حرارتی آشفته در راستای عرضی جریان به نمایش در آمده است. نواحی بیشینه و کمینه این کمیت، تنش لایه برشی بین سیال سرد و گرم را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل 13 نیز مشاهده می‌شود، انتقال حرارت در راستای عرضی جریان در رهیافت DES-SA در محدوده کوچک‌تری در مقایسه با رهیافت LES-DKE رخ داده است. این امر سبب افت اثربخشی آدیاباتیک در مدل DES-SA شده است.

جهت درک شهودی بالاتر بر اندرکنش خنک‌کاری لایه‌ای، سطوح هم‌تراز[1] $\langle\Theta\rangle$ =0/5 و $\langle\Theta\rangle$ =0/7 به‌عنوان نمایندگان جت خنک‌کاری بر لبه جلویی پره توربین مدل برای هر دو روش در شکل 14 ارائه گشته است. گسترش متفاوت سطوح هم‌تراز $\langle\Theta\rangle$ =0/5 و $\langle\Theta\rangle$ =0/7 برای دو روش DES-SA و LES-DKE حاکی از میزان اختلاط‌های متفاوت برای این دو روش است. در رهیافت LES-DKE با توجه به میزان اختلاط بیشتر بین سیال سرد و گرم کشیدگی سطوح هم‌تراز، کم‌تر از رهیافت DES-SA است. نکته دیگری که در این دو شکل حائز اهمیت است، کشیدگی این سطوح در راستای عرضی جریان است. همان‌طور که مشخص است، در روش DES-SA کشیدگی این سطوح در راستای عرضی جریان کمتر از روش LES-DKE پیش‌بینی شده است، که می‌تواند جمع‌شدگی ساختارها در راستای عرضی جریان را در مدل DES-SA نشان دهد. به‌منظور درک بهتر و کمی‌سازی این کشیدگی در راستای عرضی جریان، در ارتفاع Y/D=0/2 طول کشیدگی در سطح هم‌تراز $\langle\Theta\rangle$ =0/5 در رهیافت DES-SA نسبت به رهیافت LES-DKE 5/6% کمتر بوده است. البته این جمع‌شدگی در راستای عرضی جریان در سطح هم‌تراز $\langle\Theta\rangle$ = 0/7 بیشتر دیده می‌شود، به‌گونه‌ای که این طول کشیدگی در ارتفاع Y/D=0/2 در رهیافت DES-SA نسبت به رهیافت LES-DKE 7/9% کمتر است.

جهت بررسی و ارزیابی توانایی دو روش DES-SA و LES-DKE در پیش‌بینی انتقال حرارت آشفته، شار حرارتی آشفته $\overline{u_i t}$ مورد بررسی قرار گرفته است. شکل‌های 15-17 توزیع شار حرارتی بدون‌بعد را در سه راستای جریان اصلی، عمود بر دیوار و جریان عرضی بر خطوط عمود بر لبه جلویی پره در فواصل s/d= 0، 1، 3 و همچنین در Z/D=0 نمایش می‌دهد. با دور شدن از سوراخ خنک‌کاری نوسانات دما و گرادیان‌ها به دلیل اختلاط بیشتر بین سیال سرد جت خنک‌کننده و سیال گرم جریان اصلی، کاهش می‌یابد؛ بنابراین مؤلفه‌های شار حرارتی آشفته نیز کاهش یافته است.

در شکل 15 توزیع مؤلفه‌ی بی‌بعد شار حرارتی آشفته در راستای جریان اصلی، $\overline{ut}^*$، نشان داده شده است. با توجه به شکل، علامت شار حرارتی آشفته در نزدیک دیواره منفی، و در نواحی خارجی مثبت است. این اتفاق بر این حقیقت استوار است که گرادیان دما در داخل لایه مرزی منفی است در حالی که در خارج از آن مثبت است،با توجه به رابطه (14)، [12].

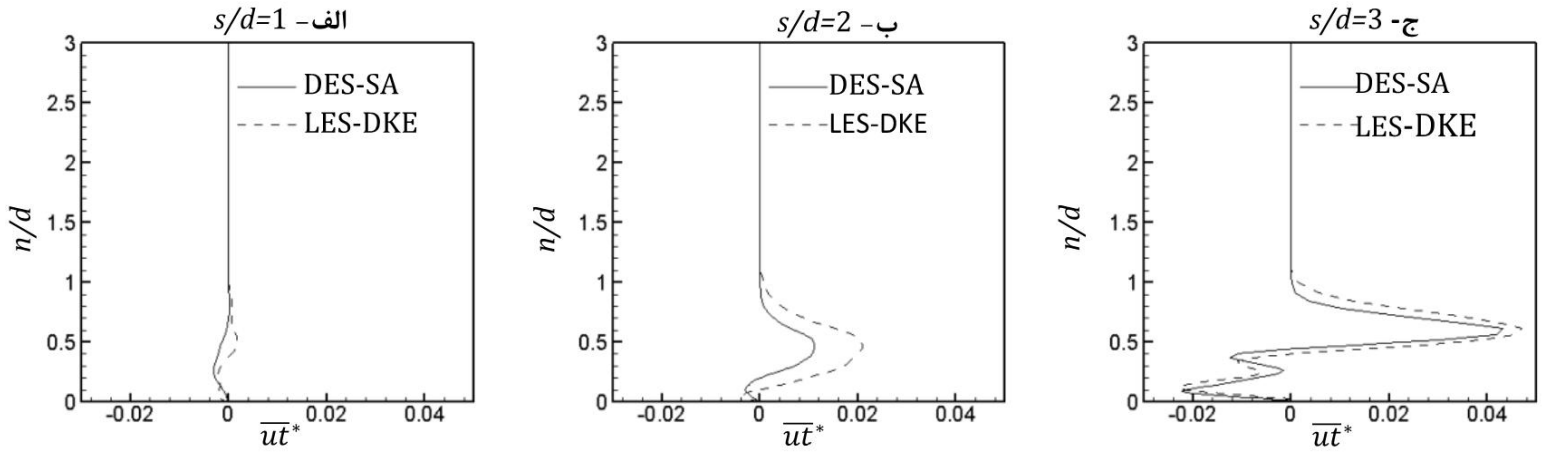



**شکل 14** تصاویر سه‌بعدی از سطوح هم‌تراز دمای بی‌بعد بر سطح خارجی لبه جلویی پره توربین الف- سطح هم‌تراز $\langle\Theta\rangle$ =0/5، رهیافت DES-SA، ب- سطح هم‌تراز $\langle\Theta\rangle$ =0/5، رهیافت LES-DKE، ج- سطح هم‌تراز $\langle\Theta\rangle$ =0/7، رهیافت DES-SA، د- سطح هم‌تراز $\langle\Theta\rangle$ =0/7 رهیافت LES-DKE

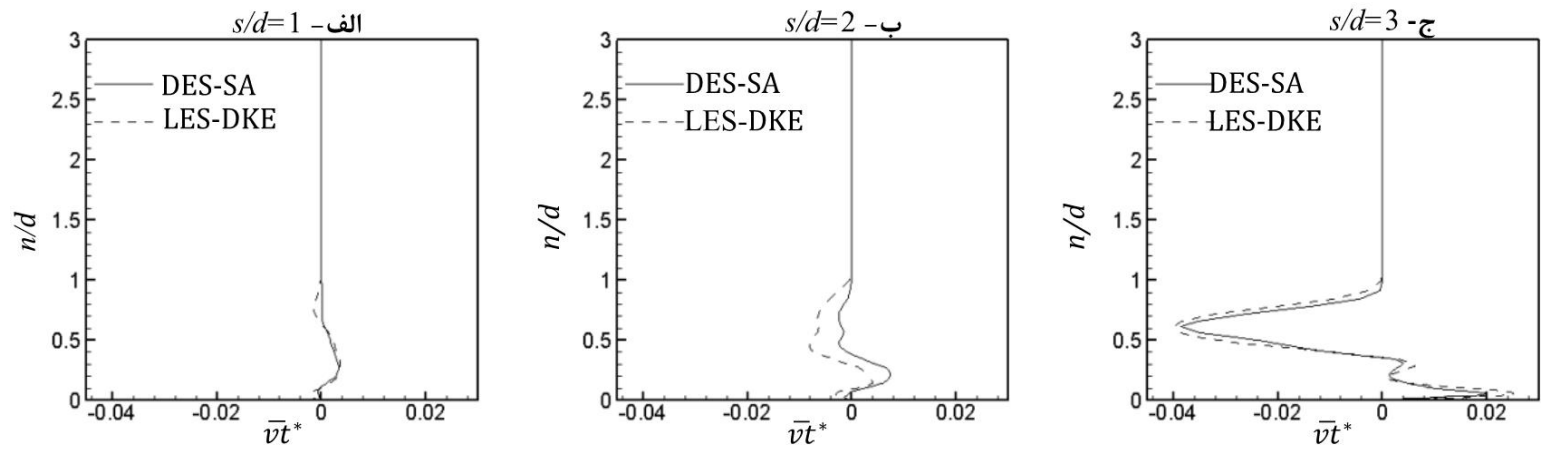
1. Iso-surface



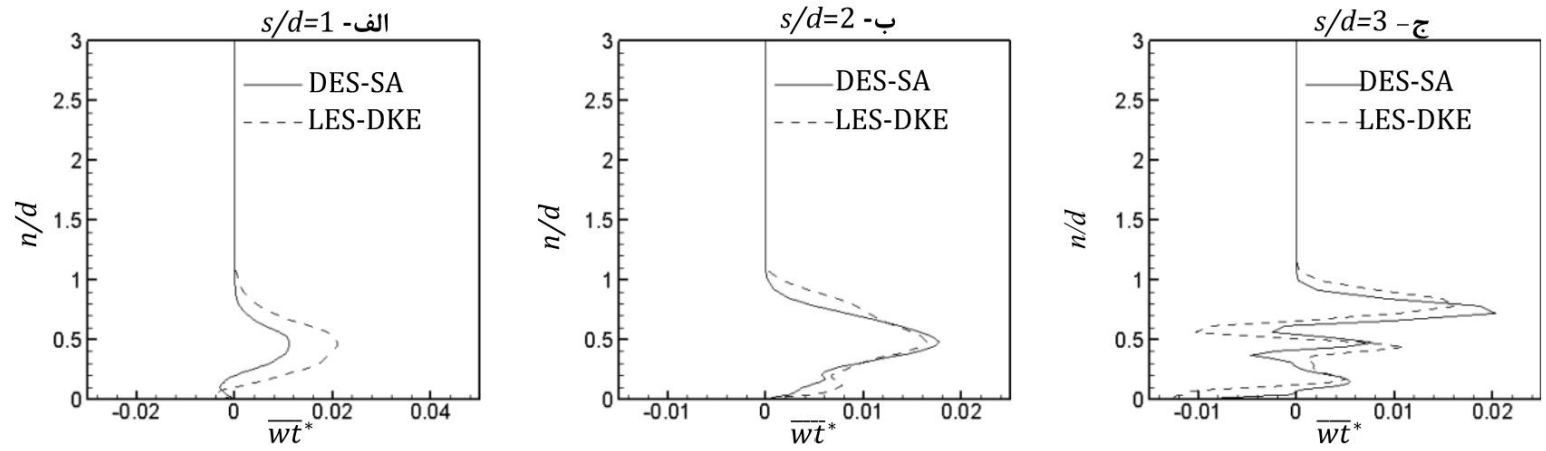
[ Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29 ]
[ DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.8.15.5 ]




**شکل 15** توزیع مؤلفه بی‌بعد شار حرارت آشفته در راستای جریان اصلی، $\overline{ut}^*$، بر خطوط عمودی بر لبه جلویی مدل پره توربین در فواصل مختلف s/d= 1، 2، 3 و در Z/D=0




**شکل 16** توزیع مؤلفه بی‌بعد شار حرارت آشفته در راستای عمود بر دیواره، $\overline{v\theta}^*$، بر خطوط عمودی بر لبه جلویی مدل پره توربین در فواصل مختلف s/d= 1، 2، 3 و در Z/D=0

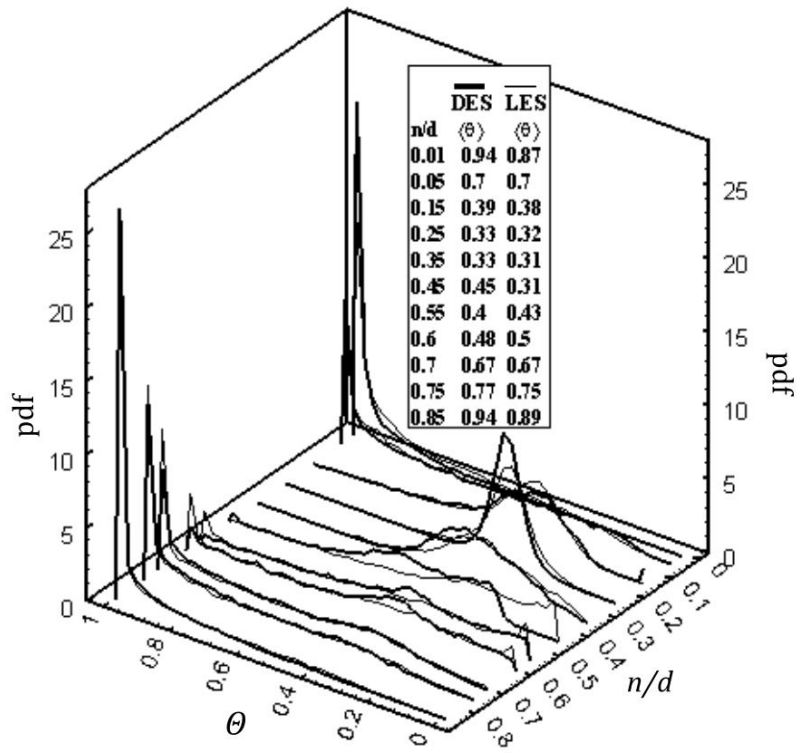



**شکل 17** توزیع مؤلفه‌ی بی‌بعد شار حرارت آشفته در راستای عرضی جریان، $\overline{wt}^*$، بر روی خطوط عمودی بر لبه جلویی مدل پره توربین در فواصل مختلف s/d= 1، 2، 3 و در Z/D=0

گردابه، نقطه اوجی در ناحیه دما پایین در توزیع pdf دیده می‌شود، ولی در مدل DES-SA همگن بودن جریان تا ارتفاع 0/45 ادامه یافته و برخلاف مدل LES-DKE هیچ‌گونه نقطه اوجی در ناحیه دما پایین در این ارتفاع دیده نمی‌شود. برای بهتر مشخص شدن توزیع تابع چگالی احتمال $\Theta$ در ارتفاع 0/45 در شکل 19 به‌طور جداگانه به نمایش در آمده است.

وجود نقطه اوج در ناحیه دما پایین در مدل LES-DKE نشان‌دهنده نفوذ مستمر ذرات مجزا از سیال جت خنک‌کننده در این ارتفاع است، ولی مدل DES-SA ساختار همگن بودن جریان را تا این ارتفاع حفظ کرده و تنها به دلیل وجود نقطه اوج ضعیف در ناحیه دما بالا به صورت گاه‌به‌گاه المان‌هایی از سیال جریان آزاد به این ناحیه از جریان رسوخ می‌کند. در ارتفاع‌های 0/55 و 0/6 مدل LES-DKE به دلیل پیش‌بینی نقاط اوج بزرگ‌تر در نواحی دما بالا و دما پایین در مقایسه با مدل DES-SA اختلاط قوی‌تری از سیال گرم و سرد را در این ارتفاع‌ها پیش‌بینی کرده است. در مکان‌های مرتفع نیز به دلیل وجود نقطه اوج نوک تیز در توزیع pdf در نواحی دما بالا وجود جریان آزاد در این مکان‌ها استنتاج می‌شود.

در مجموع رهیافت DES-SA در پیش‌بینی توزیع تابع چگالی احتمال $\Theta$ توانسته نتایج قابل قبولی از خود ارائه دهد و به جز در مواردی معدود، در سایر موارد تطابق بسیار خوبی با رهیافت LES-DKE داشته است.

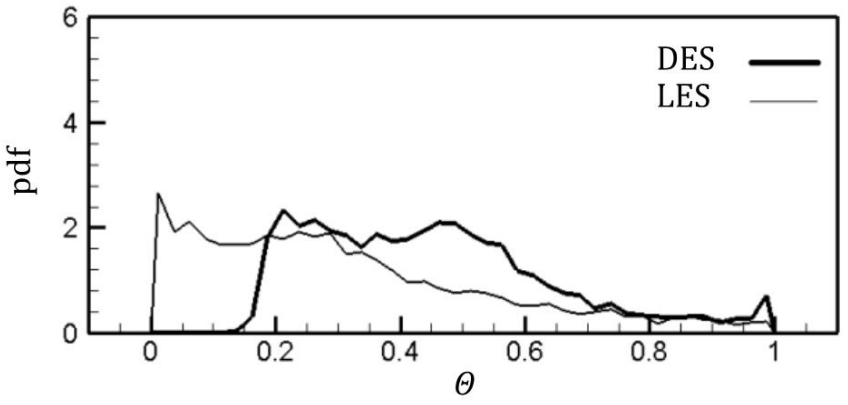



**شکل 18** مقایسه توزیع تابع چگالی احتمال Θ در راستای عمود بر لبه جلویی پره توربین (s/d=1) مربوط به روش‌های *DES-SA* و *LES-DKE*

این همگن بودن جریان آشفته در مدل LES-DKE تا ارتفاع 0/35 ادامه دارد و پس از آن در ارتفاع 0/45 به دلیل وجود جریان جت خنک‌کننده در مرکز



[ Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29 ]
[ DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.8.15.5 ]




**شکل 19** مقایسه توزیع تابع چگالی احتمال Θ در راستای عمود بر لبه جلویی پره توربین (s/d=1) و در n/d=0/45 مربوط به روش‌های *DES-SA* و *LES-DKE*

به‌طور کل می‌توان نتیجه گرفت که در مرکز گردابه در مدل LES-DKE به دلیل وجود نقاط اوج بزرگ‌تر در نواحی دما بالا و دما پایین در توزیع تابع چگالی احتمال $\Theta$ در مقایسه با مدل DES-SA اختلاط قوی‌تری از سیال جت خنک‌کننده و سیال داغ جریان اصلی نشان داده شده است.

### 5-4- هزینه محاسباتی

مهم‌ترین مزیت رهیافت DES در مقایسه با رهیافت LES کمتر بودن هزینه محاسباتی آن است که می‌تواند این رهیافت را با وجود دقت کمتر نسبت به LES مقرون به صرفه کند. در این پژوهش در شبیه‌سازی جریان توسط رهیافت DES تعداد تکرار معادلات سرعت در هر گام زمانی برابر 7 و در رهیافت LES تعداد تکرار برابر 9 است. این کاهش تکرار و همچنین سرعت بالاتر در حل معادلات در هر گام زمانی سبب شده است تا زمان محاسبات در روش DES 40% کمتر از روش LES باشد.

## 6- نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر، جهت ارزیابی دقت و کارایی رهیافت DES در مدل‌سازی عددی پدیده خنک‌کاری لایه‌ای در لبه جلویی پره توربین مدل، این رهیافت با نتایج رهیافت LES و نتایج تجربی اکاد و همکاران مورد مقایسه قرار گرفته است. نتایج حاصل از این ارزیابی به شرح زیر است.

1- رهیافت DES-SA به دلیل استفاده از مدل RANS-SA در نزدیک دیواره نتوانسته ساختار و ویژگی‌های جریانی مانند انرژی جنبشی آشفتگی و نوسانات سرعت را به خوبی پیش‌بینی کند. این رهیافت در نواحی دور از سوراخ این مقادیر را کمتر از مقدار واقعی تخمین‌زده است. از طرفی با توجه به این‌که پارامتر اثربخشی آدیاباتیک در نزدیک دیواره تعریف می‌شود، همین امر می‌تواند سبب پیش‌بینی کمتر اثربخشی در این ناحیه باشد.

2- یکی از دلایل کاهش اثربخشی آدیاباتیک در سمت راست لبه جلویی پره توربین در ناحیه نزدیک دیواره در مدل DES-SA به دلیل پیش‌بینی بیشتر شار حرارتی آشفته منفی در ناحیه سمت راست سوراخ خنک‌کاری و به سبب آن انتقال آشفتگی بالا در این ناحیه است.

3- در نواحی دور از دیواره در جریان خنک‌کاری لایه‌ای، در مدل DES-SA ساختارهای کلی جریان با نتایج مدل LES-DKE تطابق بیشتری در مقایسه با نواحی نزدیک دیواره داشته است. البته تفاوت‌هایی نیز میان این دو روش دیده می‌شود که از جمله آن می‌توان به اختلاط کمتر سیال سرد جت خنک‌کننده و سیال گرم جریان اصلی در مدل DES-SA در مقایسه با مدل LES-DKE اشاره کرد.

4- با توجه به نتایج تابع چگالی احتمال $\Theta$ می‌توان این‌گونه استنباط کرد که در مدل DES-SA اندرکنش سیال سرد و گرم در مقایسه با جریان حل‌شده توسط مدل LES-DKE زودتر به حالت همگن رسیده است.

5- نتایج در داخل لوله خنک‌کاری نشان می‌دهد که مدل DES-SA در پیش‌بینی جریان‌های آشفته پایدار[1] ضعیف عمل کرده و مشخصه‌های آشفتگی مانند سرعت نوسانی (به‌ویژه در راستای عرضی جریان) را در مقایسه با مدل LES-DKE کمتر پیش‌بینی می‌کند. این اختلاف در اغتشاش جریان خروجی از سوراخ خنک‌کاری، می‌تواند یکی از دلایل کمتر پیش‌بینی شدن پارامتر اثربخشی آدیاباتیک در مدل DES-SA باشد.

6- در این پژوهش در شبیه‌سازی جریان خنک‌کاری لایه‌ای رهیافت DES-SA در مقایسه با رهیافت LES، 40درصد کاهش زمان محاسبه را داشته است. این کاهش هزینه محاسباتی اصلی‌ترین مزیت رهیافت DES در مقایسه LES است که می‌تواند استفاده از این روش را توجیه کند.

## 7- فهرست علائم

| | |
|---|---|
| $\langle . \rangle$ | مقادیر متوسط زمانی |
| $CFL$ | عدد کورانت |
| $\tilde{d}$ | مقیاس طول آشفتگی DES |
| $d$ | قطر لوله خنک‌کننده (m) |
| $D$ | قطر لبه جلویی شبه استوانه (m) |
| $DR$ | نسبت چگالی |
| k | انرژی جنبشی آشفته ($m^2s^{-2}$) |
| $l$ | طول لوله خنک‌کننده (m) |
| $M$ | نسبت دمش |
| $n$ | فاصله عمود از دیوار (m) |
| $N$ | تعداد کل پیش‌آمدها |
| $N_i$ | تعداد پیش‌آمدهای مفروض |
| *pdf* | تابع چگالی احتمال |
| $P$ | ترم تولید |
| $q_i$ | شار حرارتی |
| s | طول قوس در امتداد استوانه (m) |
| $S_{ij}$ | تانسور نرخ کرنش ($s^{-1}$) |
| *T.K.E* | انرژی جنبشی آشفته ($m^2s^{-2}$) |
| $\overline{u_i t}^*$ | شار حرارتی بی‌بعدشده، ( $\overline{u_i t} \,/\, (U_\infty (T_\infty - T_c))$ ) |
| *X,Y,Z* | راستای اصلی، عرضی و عمود بر جریان |
| $y^+$ | فاصله بی‌بعد از دیواره، $y^+ = yu^*/\nu$ |

**علائم یونانی**

| | |
|---|---|
| $\alpha$ | ضریب پخش حرارتی ($m^2s^{-1}$) |
| $\beta$ | زاویه از خط سکون روی لبه جلویی پره توربین مدل |
| $\Delta$ | عرض فیلتر |
| $\eta$ | اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای آدیاباتیک $(T - T_\infty / T_C - T_\infty)$ |
| $\bar{\eta}$ | متوسط‌گیری عرضی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای آدیاباتیک |
| $\delta_{ij}$ | دلتای کرونکر |
| $\varepsilon_T$ | ترم اضمحلال |
| $\Theta$ | دمای بی‌بعد $(T - T_C / T_\infty - T_C)$ |
| $\mu$ | لزجت دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$) |
| $\mu_t$ | لزجت دینامیکی آشفته ($kgm^{-1}s^{-1}$) |
| $\nu$ | لزجت سینماتیکی ($m^2s^{-1}$) |
| $\nu_t$ | لزجت سینماتیکی آشفته ($m^2s^{-1}$) |

1. Turbulent Stable Flows



[ Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29 ]
[ DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.8.15.5 ]

| | |
|---|---|
| $\tilde{\nu}_t$ | لزجت آشفتگی اصلاح شده ($m^2s^{-1}$) |
| $\rho$ | چگالی ($kgm^3$) |
| $\tau_{ij}$ | تنش مقیاس زیر شبکه |

**زیرنویس‌ها**

| | |
|---|---|
| C | خنک‌کننده |
| rms | مجذور میانگین مربعات |
| SGS | مقیاس زیر شبکه |
| $\infty$ | جریان اصلی |

## 8- مراجع

[1] e. a. E. Sakai, Numerical Study on Flat Plate and Leading Edge Film Cooling, *ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air. American Society of Mechanical Engineers,* 2009

[2] N. bohlooli, Investigation of Turbulent Flow Coherent Structures in Film Cooling of Model Turbine Blade Leading Edge *Master of Science Dissertation, Iran University of Science and Technology School of Mechanical Engineering,* 2012.

[3] A. B. Mehendale, J. C. Hart, S. Ou, Influence of High Mainstream Turbulence on Leading Edge Heat Transfer, *ASME Journal of Turbomachinery,* Vol. 113, pp. 843-850, 1991.

[4] W. J. Mick, R. E. Mayle, Stagnation Film Cooling and Heat Transfer, Including Its Effect Within the Hole Pattern, *ASME Journal of Turbomachinery,* Vol. 110, pp 72-66. 1988.

[5] S. Ou, A. B. Mehendale, J. C. Han, Influence of High Mainstream Turbulence on Leading Edge Film Cooling Heat Transfer: Effect of Film Hole Row Location, *ASME Journal of Turbomachinery,* Vol. 114, pp. 716-723, 1992.

[6] S. V. Ekkad. J. C. Han, H. Du, Detailed film cooling measurement on a cylindrical leading edge model: effect of free-stream turbulence and coolant density, *ASME Journal of Turbomachinery,* Vol. 120, pp. 799-807, 1998.

[7] C. A. Johnston, D. G. Bogard, M. A. McWaters, Highly turbulent mainstream effects on film cooling of a simulated airfoil leading edge, *ASME Paper No. 99-GT-26.1,* 1999.

[8] A. Rozati, D. Tafti, Large-eddy simulations of leading edge film cooling: Analysis of flow structures, effectiveness, and heat transfer coefficient, *International Journal of Heat and Fluid Flow,* Vol. 29, pp. 1–17, 2008.

[9] A. Rozati, D. Tafti, Effect of coolant–mainstream blowing ratio on leading edge film cooling flow and heat transfer – LES investigation, *International Journal of Heat and Fluid Flow,* Vol. 29, pp. 857–873, 2008.

[10] R. Subrata, K. Sagar, J. Heidmann, Film cooling analysis using DES turbulence model., *ASME Turbo Expo,* 2003.

[11] T. Takahashi, K. Funazaki, H. B. Salleh, E. Sakai, K. Watanabe, Assessment of URANS and DES for Prediction of Leading Edge Film Cooling, *Journal of Turbomachinery,* Vol. 134, pp. 031008-1, 2012.

[12] H. Foroutan, S. Yavuzkurt, Numerical Simulations of the Near-Field Region of Film Cooling Jets Under High Free Stream Turbulence: Application of RANS and Hybrid URANS/Large Eddy Simulation Models, *Journal of Heat Transfer,* Vol. 137.1, pp. 011701, 2015.

[13] J. E. Mayhew, J. W. Baughn, A. R. Byerley, The Effect of Freestream Turbulence on Film Cooling Adiabatic Effectiveness, *Int. J. Heat Fluid flow,* Vol. 24(5), pp. 669–679, 2003.

[14] P. R. Spalart, e. al., Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach, *Advances in DNS/LES 1,* pp. 4-8, 1997.

[15] L. Davidson, turbulent flow and turbulence modeling, *Chalmers University of Technology, Sweden,* August 2011.

[16] S. B. Pope, Turbulent Flows, *Cambridge University Press, UK,* 2005.

[17] A. Yoshizawa, Statistical theory for compressible turbulent shear flows, with the application to subgrid modeling, *Physics of Fluids (1958-1988),* Vol. 29.7, pp. 2152-2164, 1986.

[18] P. Moin, J. Kim, Numerical investigation of turbulent channel flow, *Journal of Fluid Mechanics,* Vol. 118, pp. 341–377, 1982.

[19] Openfoam, The Open Source Cfd Toolbox User Guide, *OpenCFD Ltd,* 2011

[20] H. K. Versteeg, W. Malalasekera, An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method, *Pearson Education,* 2007.

[21] A. Kohli, D. G. Bogard, Turbulent transport in film cooling flows, *Journal of heat transfer,* Vol. 127.5, pp. 513-520, 2005.

[22] A. Kohli, D. G. Bogard, Effects of Very High Free-Stream Turbulence on the Jet–Mainstream Interaction in a Film Cooling Flow, *Journal of turbomachinery* Vol. 120.4, pp. 785-790, 1998.

[ Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29 ]

[ DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.8.15.5 ]