

Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 52(6) (2020) 411-414 DOI: 10.22060/mej.2018.14746.5928



Numerical Investigation of the Effect of Coolant Injection Angle on the Pulsed Film Cooling Effectiveness of Square Wave Flow on Flat Plate

S. M. Hosseini Baghdad Abadi, S. Zirak*, M. Rajabi Zargar Abadi

Department of Mechanical Engineering, University of Semnan, Semnan, Iran

ABSTRACT: The effect of the angle of injection on the film cooling effectiveness with square wave pulsation is investigated at various frequencies. Four angles of injection are selected at 20, 25, 30 and 35 degrees. Film cooling is used to cool turbine blades and extend the life of blade. The pulsed flow is investigated at three frequencies of 2, 50 and 500 Hz. Finite volume method is used to solve the flow governing equations. The shear stress transport k-w model is used to model the turbulence. The obtained results showed that the injection angle of 20 to 25 degrees had the most film cooling effectiveness for all frequencies. In higher frequency, 500 Hz, it is observed an increase in the effectiveness of the film cooling in close distances after the injection holes. At far distances, the lower frequency, 2 Hz, produces the most effectiveness. The largest difference in centerline effectiveness is achieved at 500 Hz for hole angles of 20 to 35 degrees with a value of 64.3%. This value is 98.9% for lateral effectiveness. As the frequency increases, the cooling mass flow interruptions are reduced, and as a result, the instantaneous effectiveness shows a slower variation than the lower frequencies. The blowing ratio of 0.5 had the most value in comparison with the blowing ratio of 0.75 and 1 in all angles and frequencies. The maximum difference in effectiveness is 187.4% for blowing ratio of 0.5, in comparison with the other two blowing ratios.

1-Introduction

As the need for higher overall efficiency and higher output power is needed, modern gas turbine systems are needed to operate at higher turbine input temperatures, which are now beyond the acceptable level of materials. Therefore, effective cooling methods should be used in turbine blades to maintain heat stress. Film cooling are applied to almost all external surfaces of airfoils exposed to hot combustion [1]. Over the last decades, significant studies have been done to understand the basic physics of the film cooling flow. Previous studies have shown that film cooling is affected by several factors such as blow ratio, hole shape, position and direction of injection [2]. Film cooling performance is affected by mainstream characteristics such as pressure gradient, secondary flow and turbulence intensity [3]. The use of pulsing jets with the aim of film cooling can lead to improved efficiency, and therefore the input temperature to the turbine is higher without affecting the blade's life [4]. In many industrial applications, pulsing flow occurs due to moving parts such as pumps or turbines, or by vibrations or fluctuations in flow [5]. Coultard et al. [6] experimentally investigated a row of film cooling in cross flow on a flat plate. Jets angle was 35 degrees to the surface in the direction of flow. Blowing ratios ranged from 0.25 to 1.5, duty cycles ranged from 0.25 to 0.75, and Strouhal numbers ranged from 0.0119 to 0.1905 were considered. The highest film cooling effectiveness was obtained in the blowing ratio of 0.5 with steady blowing. With increasing in blowing ratio,

Review History:

Received: 24 July. 2018 Revised: 29 Sep. 2018 Accepted: 3 Dec. 2018 Available Online: 20 Dec. 2018

Keywords:

Pulse film cooling Square wave flow Angle of injection Shear stress transport k-w turbulence model Frequency

the jet effectiveness was reduced. The overall result was that the pulsation for the geometry and the properties of the current study did not have any beneficial effect on the film cooling. Muldoon and Acharya [7] examined the pulse film cooling with direct numerical simulation model. The geometry included a cylindrical jet with slope of 35 degrees relative to the mainstream. At frequency higher than 0.5 and blowing ratio of 1.5, the improvement of the film cooling effectiveness was achieved in blowing ratio 1.5 due to reduced jumping compared to steady sample.

In researchers' investigations, one of the two parameters of coolant injection angle and frequency of pulsation is considered constant. So, in this article, the effect of simultaneous changing of injection angle and coolant flow frequency is studied. In previous by researchs, the frequencies are usually fixed or the entire range of low, middle, and high frequencies is not covered. In this paper, the effect of the flow with low frequency range (less than 10 Hz), middle (between 10 and 100 Hz) and high (more than 100 Hz) on the film cooling effectiveness is investigated.

2- Methodology

Continuity, momentum and energy equation for computational domain are solved.

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \tag{1}$$

*Corresponding author's email: s zirak@semnan.ac.ir



Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.



Fig. 1. The computational area, boundary conditions and mesh around the injection hole



Fig. 2. Comparison of the pulse film cooling effectiveness at different angles and 50 Hz (a): centerline (b): averaged laterally

$$\frac{DU_i}{Dt} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\upsilon \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \overline{u_i u_j} \right)$$
(2)

$$\rho U_i \frac{\partial \overline{T}}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{k}{c_p} \frac{\partial \overline{T}}{\partial x_i} - \rho \overline{u_i} \overline{T} \right)$$
(3)



Fig. 3. Distribution of effectiveness for frequency of 50Hz

Shear Stress Transport (SST) k- ω model is used for modeling turbulence. The geometry of the problem consists of four injection holes of 5 mm in diameter and L/D=6, and the injection angles of 20, 25, 30 and 35 degrees. Structured hexahedral mesh is used to geometry grid. Fig. 1 shows the problem geometry including the computational area, boundary conditions and grid of around the injection hole with angle of 25 degrees.

For main stream, velocity was 10 m/s. Main flow temperature was 353.15 K and coolant flow temperature was 303.15 K. The turbulence intensity was considered for both mainstream and coolant flow 3.6%. Coolant flow frequencies was 2, 50 and 500Hz.

3- Results and Discussion

Fig. 2-a illustrates the comparison of the centerline film cooling effectiveness and Fig. 2-b shows the lateral film cooling efficiency for frequency of 50 Hz at various angles. By increasing the distance from injection hole, mixing the coolant with hot air around the plate reduces centerline film cooling effectiveness. Fig. 3 shows the effectiveness distribution in downstream of injection hole at different steps of period of square wave frequency of 50Hz.

Due to the non-uniform distribution of velocity due to pulsation, the cooling flow has high local momentum at outlet of up hole. This phenomenon increases coolant penetration to mainstream, causing coolant separation from cooling surface and reduces the film cooling performance.

4- Conclusions

The effect of injection angle on film cooling effectiveness with square pulsation. Results show that the injection angle between 20 and 25 degrees in three frequencies studied had the most effective central and lateral film cooling. As the frequency increases, the slope of decreasing the film cooling effectiveness increased. The blowing ratio of 0.5 was in comparison with blowing ratios of 0.75 and 1 in all angles and frequencies, had the most effective film cooling performance.

References

- [1] W. J. Gao, Z. f. Yue, L. Li, Z. N. Zhao, F.J. Tong ,Numerical simulation on film cooling with compound angle of blade leading edge model for gas turbine, International Journal of Heat and Mass Transfer, 115 (2017) 839-855.
- [2] A. H. Moeini, M. R. Zargarabadi ,Genetic algorithm optimization of film cooling effectiveness over a rotating blade, International Journal of Thermal Sciences, 125

(2018) 248-255.

- [3] Y. Li, Y. Zhang, X. Su, X. Yuan, Experimental and numerical investigations of shaped hole film cooling with the influence of endwall cross flow, International Journal of Heat and Mass Transfer, 120 (2018) 42-55.
- [4] V. K. Olga, A computational study for the utilization of jet pulsations in gas turbine film cooling and flow control, Cleveland State University, 2012.
- [5] H. M. Hofmann, D. L. Martin, M. Kind, H. Martin , Influence of a pulsation on heat transfer and flow structure in submerged impinging jets, International Journal of Heat and Mass Transfer, 50(17) (2007) 3638-3648.
- [6] S. M. Coulthard, J. R. Volino, K. A. Flack, Effect of jet pulsing on film cooling-part I: effectiveness and flowfield temperature results, Journal of Turbomachinery, 129(2) (2007) 232-246.
- [7] F. Muldoon, S. Acharya, DNS study of pulsed film cooling for enhanced cooling effectiveness, International Journal of Heat and Mass Transfer, 52(13) (2009) 3118-312.

This page intentionally left blank

نشريه مهندسي مكانيك اميركبير

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۲، شماره ۶ سال ۱۳۹۹، صفحات ۱۶۴۱ تا ۱۶۵۸ DOI: 10.22060/mej.2018.14746.5928

بررسی عددی تاثیر زاویه سوراخ تزریق خنککننده بر اثربخشی خنککاری لایهای جریان نوسانی موج مربعی صفحه تخت

سید مهدی حسینی بغدادآبادی، سعادت زیرک*، مهران رجبی زرگرآبادی

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران.

تاریخچه داوری: دریافت: ۱۳۹۷/۰۵/۰۲ بازنگری: ۱۳۹۷/۰۷/۰۷ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۹/۱۲ ارائه آنلاین: ۱۳۹۷/۰۹/۲۹

کلمات کلیدی: خنک کاری لایهای نوسانی جریان موج مربعی زاویه تزریق مدل توربولانسی انتقال تنش برشی مدل سرکانس فرکانس

Blowing Ratio

۱ – مقدمه

همانطور که نیاز به افزایش بازده کلی بالاتر و توان خروجی بیشتر مورد نظر است، سیستمهای توربین گازی مدرن نیاز به کار در دمای ورودی توربین بالاتر مورد نیاز هستند که در حال حاضر فراتر از سطح قابل قبول مواد است. در نتیجه، طرحهای خنککاری موثر بایستی در پره توربین به کار گرفته شود تا آن را از تنشهای حرارتی حفظ کند [۱]. خنک سازی پره با خالی کردن درون آن و جاری کردن سیال خنک کننده در فضای خالی شده امکانپذیر میباشد. پره توخالی سبکتر از پره توپر بوده و عدد بیو در آن خیلی کوچکتر است و از این رو توزیع دما در آن نسبتا یکنواخت میباشد [۲]. اما دمای ماده تیغههای توربین ممکن است از مقدار مجاز تجاوز کند. از اینرو سیستم خنککاری مخصوصی برای سرد کردن پرههای توربین و افزایش عمرشان استفاده میشود [۳]. از سال

توربین گاز بازی می کند [۴]. خنک کاری لایهای تقریبا در همه سطوح خارجی ایرفویل هایی که در معرض گازهای احتراق داغ نظیر لبه حمله، نوک پره، بدنه های اصلی و انتهای دیواره ها قرار دارند، به کار گرفته می شود [۱]. در طول دهه های گذشته، مطالعات قابل توجهی به منظور درک فیزیک پایه جریان خنک کاری لایه ای انجام شده است. مطالعات پیشین نشان داده است خنک کاری لایه ای تحت تاثیر عوامل مختلفی نظیر نسبت دمش^۱، شکل سوراخ، موقعیت و جهت ترریق است [۵]. همچنین خصوصیات جریان اصلی نظیر گرادیان فشار، جریان ثانویه و شدت توربولانس در عملکرد خنک کاری لایه ای موثر است [۶]. استفاده از جتهای نوسانی با هدف خنک کاری لایه ای توربین بالاتر را بدون تاثیر بر عمر پره در پی خواهد داشت. بنابراین توربین بالاتر را بدون تاثیر بر عمر پره در پی خواهد داشت. بنابراین قیمت موتور با فراهم کردن ظرفیت مشابه کوچک تر و موتوره ای سبکتر، کاهش خواهد یافت. مصرف سوخت کمتر خواهد شد و در

^{*} نویسنده عهدهدار مکاتبات: s_zirak@semnan.ac.ir

نتيجه قيمت سوخت پايينتر را به دنبال خواهد داشت [۷]. مكانيزم انتقال حرارت جابجایی در جریانهای تک فاز پایا به طور گسترده بررسی شده است اما دانش کمی درباره چگونگی تاثیر نوسان بر انتقال حرارت، وجود دارد. در بسیاری از کاربردهای صنعتی، جریان متناوب، به دلیل حرکت بخشهایی مانند پمپها، توربینها یا به وسيله ارتعاشات يا نوسانات جريان اتفاق مىافتد. هنوز واضح نيست که چه ساز و کاری واقع می شود و انتقال حرارت چگونه تحت تاثیر این پدیده قرار می گیرد [۸]. پدیده نوسان به طور طبیعی در جریان هوای توربین و کمپرسور وجود دارد و اثر آن بر اثربخشی خنککاری (چه افزایش و چه کاهش) بایستی مد نظر قرار گیرد. شکل موجهای متفاوت منجر به نتایج متفاوتی میشوند. موج مربعی و سینوسی در مطالعات زیاد استفاده می شوند. دلیل استفاده از موج مربعی این است که نوسان فشار جریان اصلی در خنککاری لایهای گذرای کاملا باز یا بسته نتیجه می شود [۹]. در جریان های نوسانی اندازه و شکل ساختارهای منسجم تحت تاثیر دامنه و فرکانس است. ساختارهای جریان منسجم بزرگ از لایههای برشی تشکیل شده بین جریان آزاد و سیال احاطه کننده ایجاد می شود. تشکیل و برهم کنش ساختارهای جریان می تواند از اختلاط بین لایه مرزی^۲ و افزایش مشخص در شدت توربولانس ثبت شده به وسیله جریانهای نوسانی تاثیر پذیرد [۱۰].

بازدیدی طهرانی و محمودی [۱۱] تحلیل میدان جریان در خنککاری لایهای سوراخ منفرد بدون نوسان را با استفاده از روش المان محدود انجام دادند. مدل توربولانسی در ناحیه نزدیک دیواره روش تابع دیواره و در ناحیه کاملا توربولانس مدل استفاده شد. زاویه تزریق خنککننده و نسبت دمش پارامترهای مورد بررسی بودند. عملکرد بهینه در زاویه تزریق خنککننده ۳۵ درجه و نسبت دمش بهینه ۵/۰ به دست آمد. نسبت دمش به صورت نسبت شار جرمی جریان خنککننده به جریان آزاد تعریف میشود:

$$M = \frac{\rho_c U_c}{\rho_\infty U_\infty} \tag{1}$$

دولتی و همکاران [۱۲] تاثیر محرک پلاسما بر میدان جریان و دما در خنک کاری لایهای روی مدل صفحه تخت را به صورت عددی و با روش حجم محدود بررسی کردند. جریان به صورت دو بعدی، آشفته،

تراکم ناپذیر و پایدار در نظر گرفته شد و شبیه سازی های عددی با استفاده از یک شبکه سازمان یافته و غیریکنواخت و مدل آشفتگی $\mathcal{F} - \mathcal{F}$ رینولدز پایین انجام شد. زاویه تزریق برابر ۳۵ درجه در نظر گرفته شد. نتایج نشان داد، بهبود کارایی خنککاری لایهای با به کارگیری محرک پلاسما در نسبت دمش های پایین تر رخ می دهد. حسینی واجارگاه و همکاران [۱۳] مطالعه عددی خنککاری لایهای حول یک پره توربین گاز را با استفاده از رهیافت میانگین گیری جزئی از معادلات ناویر استوکس که یکی از موفق ترین رهیافت های شبیه سازی گردابه های بسیار بزرگ در جریان های آشفته می باشد، انجام دادند. نتایج تحلیل آن ها نشان داد روش $\mathcal{K} - \mathcal{M}$ توانایی خوبی در شبیه سازی جریان در رینولدزهای بالا دارد.

سینها و همکاران [۱۴] اثربخشی خنککاری لایهای را با استفاده از یک ردیف سوراخهای شیبدار تحت زاویه ۳۰ درجه که هوای خنکشده در عرض یک صفحه تخت آدیاباتیک تزریق می شد، مطالعه کردند. با کاهش انتشار جت خنککاری لایهای، نسبت دانسیته کاهش و نسبت شار مومنتوم افزایش و به تبع آن اثربخشی میانگین کاهش یافت. گلدستین و استون [10] اثربخشی خنک کاری لایهای را برای ردیفی از سوراخها با تزریق در طول یک دیواره محدب و یک دیواره مقعر در زوایای ۱۵،۲۵ و ۴۵ درجه با جریان اصلی و در نسبت دانسیتههای تقریبا برابر با ۱ و ۲ بررسی کردند. آثار زاویه تزریق با نرخ تزریق تغییر می کرد: در نسبتهای دمش کم، زاویه تزریق مهم نبود، در نسبتهای دمش متوسط، زوایای کمتر اثربخشی بهتری را فراهم می کرد و در نسبتهای دمش بالا، زاویه دمش تندتر اثربخشی بهتری داشت. شرط لایه مرزی محلی، شدت جهش جت و قدرت برهم کنش ورتکس^۵ در میان گردابههای مقید مجاور جتها ملزومات کلیدی در تفسیر دادهها بودند. برای دیواره مقعر، تزریق در زاویه ۱۵ درجه یا کمتر و در نسبتهای دمش بالا ترجیح داده شد. بر روی دیواره محدب، تزریق در نسبت شار مومنتوم ۲۵/۰۰ نسبت دانسیته بالا و زاویه تزریق کم بهترین اثربخشی را برای این فاصلهبندی سوراخ فراهم کرد. لی² و جونگ^۷ [۱۶] آثار نوسانات جریان تودهای بر روی خنککاری لایهای با سوراخهای زاویه مرکب به صورت تجربی

- 6 Lee
- 7 Jung

¹ Mechanism

² Boundary Layer

³ Goldstein

⁴ Stone

⁵ Vortex

گردابهای انجام شد. یافتههای آنها نشان داد، جریان عرضی مکان نسبی جفت ورتکس تولید شده در خروجی سوراخ تزریق را تغییر میدهد. کیم[^] و هی^۴ [۱۹] شکل ورودی همگرا برای سوراخهای استوانهای خنککاری لایهای پیشنهاد دادند. از مدل انتقال تنش برشی^{۱۰} $\omega - k - \omega$ جهت مدلسازی توربولانس استفاده شد. در تحقیق آنها ماکزیمم مقدار اثربخشی متوسط خنککاری لایهای در زاویه ۴۰ درجه به دست آمد.

در بررسی محققان برای جریان نوسانی یکی از دو پارامتر زاویه تزریق سیال خنک کننده و فرکانس نوسان ثابت در نظر گرفته شده است. لذا برای اولین بار در این مقاله اثر تغییر همزمان زاویه تزریق و فرکانس جریان خنککننده مورد بررسی قرار می گیرد. با توجه به این که در حالت نوسانی فیزیک جریان دستخوش تغییر و لایه خنككننده تحت تاثير نوسان قرار دارد، لازم است زاويه تزريق بهينه به عنوان یکی از مهمترین پارامترهای موثر بر اثربخشی خنککاری لایهای برای حالت نوسانی بررسی شود که در این مقاله برای اولین مرتبه بدان پرداخته می شود. در کارهای قبلی محققان، معمولا فركانس ثابت بوده یا تمام محدوده فركانس های پایین، میانی و بالا پوشش داده نشده است. در این مقاله، تاثیر جریان با محدوده فرکانسهای پایین (کمتر از ۱۰ هرتز)، میانی (بین ۱۰ تا ۱۰۰ هرتز) و بالا (بیشتر از ۱۰۰ هرتز) بر اثربخشی خنککاری لایهای بررسی می شود. جهت بررسی تاثیر پارامترهای عملکرد خنککاری لایهای مطالعات زیادی روی سطح صفحه تخت انجام شده است [۲۰]. لذا در تحقيق حاضر نيز هندسه تخت جهت بررسی، مدلسازی شده است. در این مقاله تاثیر زاویه تزریق خنک کننده در جریان نوسانی و زاویه تزریق بهینه در حالت جریان نوسانی موج مربعی به دست میآید.

۲- معادلات حاکم

معادلات پیوستگی و انتقال مومنتوم همراه با معادلات بسته تنش رینولدز و نیز معادله انرژی برای دامنه محاسباتی حل می شوند:

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \tag{(Y)}$$

بررسی کردند. یک ردیف از پنج سوراخ خنککاری لایهای با زاویه جهت گیری صفر، ۳۰، ۶۰ و ۹۰ درجه در زاویه شیب ثابت مورد توجه قرار گرفت. فرکانس نوسان در ۳۶ هرتز ثابت بود اما تغییرات در نرخهای دمش متوسط زمانی ۱٬۰/۵ و ۲ سه عدد استروهال ٔ خنککننده مختلف ($St_c = \frac{2\pi f L}{U_c}$) خنککننده مختلف ($St_c = \frac{2\pi f L}{U_c}$ می کرد. هنگامی که زاویه جهت گیری افزایش می یافت، ماده تزریق غلیظ به دلیل نوسانات نسبت به نمونه پایدار بیشتر در جهت جانبی ً منتشر می شد. با نوسانات اثربخشی خنککاری لایهای آدیاباتیک صرفنظر از زاویه جهت گیری، کاهش یافت. اولگا³ [۷] به کار گیری نوسانات جت در کنترل جریان و خنککاری لایهای توربین گاز را به صورت عددی مورد بررسی قرار داد. در شبیهسازی خود مدلهای توربولانسی مختلف را به کار گرفت. زاویه تزریق برابر ۳۰ درجه در نظر گرفته شد. نتایج نشان داد، اثربخشی برای حالت پایا بیشتر از حالت نوسانی بود ولی در حالت نوسانی با افزایش عدد استروهال، اثربخشی افزایش می یافت. کولتارد ٔ و همکاران [۱۷] به صورت تجربی ردیفی از خنککاری لایهای در جریان عرضی روی صفحه تخت را بررسی کردند. جتها شیب ۳۵ درجه نسبت به سطح در جهت جریان داشتند. نرخهای دمش از ۰/۲۵ تا ۱/۵، سیکلهای کاری از ۰/۲۵ تا ۷۵/۲۰ و اعداد استروهال از ۰/۰۱۱۹ تا ۰/۱۹۰۵ مورد توجه قرار گرفتند. بالاترین اثربخشی خنککاری لایهای در نسبت دمش ۵/۰ با دمش پایا به دست آمد. با افزایش نرخ دمش اثربخشی جهش جت کاهش یافت. مولدون و آچاریا^ه [۱۸] با استفاده از مدل شبیهسازی عددی مستقیم خنککاری لایهای نوسانی را بررسی کردند. هندسه شامل یک جت استوانه ای با شیب ۳۵ درجه نسبت به جریان اصلی بود. در فرکانس بالاتر از ۰/۵، بهبود اثربخشی خنککاری لایهای نوسانی به دلیل کاهش جهش در مقایسه با نمونه پایا در نسبت دمش ۱/۵ حاصل شد. ژانگ^۷ و همکاران [۶] خنک کاری لایهای سوراخ شکل داده شده را با اثر جریان عرضی انتهای دیواره به صورت تجربی و عددی بررسی کردند. زاویه تزریق جهت بررسی ۳۰ درجه انتخاب شد. مطالعه عددی به منظور به دست آوردن اطلاعات دقیق ساختارهای

- 2 Spanwise
- 3 Olga
- 4 Coulthard
- 5 Muldoon and Acharya
- 6 Direct Numerical Simulation
- 7 Zhang

⁸ Kim

⁹ Hee

¹⁰ Shear-Stress Transport (SST)

¹ Strouhal Number

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\omega_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_{\omega}\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\right) + G_{\omega} - Y_{\omega} + D_{\omega} + S_{\omega}$$
(Y)

در این معادلات $\widetilde{G_k}$ تولید انرژی جنبشی توربولانس به دلیل \mathcal{F}_k این معادلات $\widetilde{G_k}$ تولید \mathcal{G}_k تولید \mathcal{F}_k این \mathcal{F}_k این \mathcal{F}_{ω} می کند. می کند. \mathcal{F}_k , Γ_{ω} را به ترتیب نشان می دهد \mathcal{F}_k , Γ_{ω} را به ترتیب نشان می دهد که در ادامه محاسبه می شوند. Y_k و ω / اتلاف k و ω به دلیل توربولانس را ارایه می دهد. \mathcal{D}_{ω} ترم دیفیوژن عرضی را بیان می کند. \mathcal{F}_k , \mathcal{F}_{ω} بیشتر مدل به وسیله منتر ([11] بیان شده است.

۳- هندسه، مش و مدل محاسباتی

هندسه مساله شامل چهار سوراخ تزریق به قطر ۵ میلیمتر و $F = \frac{L}{D}$ و زوایای تزریق ۲۰، ۲۵، ۳۰ و ۳۵ درجه است که به مجرای جریان اصلی متصل است. جهت المان بندی هندسه از مش مربعی ساختاریافته استفاده شده است. شکل ۱ شبکه هندسه مساله شامل ابعاد ناحیه محاسباتی، شرایط مرزی و مش ناحیه اطراف سوراخ تزریق را برای سوراخ با زاویه تزریق ۲۵ درجه نشان میدهد.

جهت بررسی استقلال شبکه چهار شبکه مختلف با تعداد

Menter



شکل 1: ابعاد ناحیه محاسباتی، شرایط مرزی و مش ناحیه اطراف سوراخ تزریق

Fig. 1. The computational area, boundary conditions and mesh around the injection hole

$$\frac{DU_i}{Dt} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\upsilon \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \overline{u_i u_j} \right)$$

جایی که مدل های ویسکوزیته ادی یک نسبت تنش-کرنش را به کار می گیرد:

(٣)

$$\overline{u_i u_j} = \frac{2}{3} k \,\delta_{ij} - \upsilon_i \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i}\right) \tag{(f)}$$

$$\rho U_i \frac{\partial \overline{T}}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{k}{c_p} \frac{\partial \overline{T}}{\partial x_i} - \rho \overline{u_i} \overline{T} \right)$$
(a)

 $k-\omega$ جهت مدلسازی آشفتگی از مدل انتقال تنش برشی $k-\omega$ استفاده شده است که یک تابع امتزاج را به کار می گیرد که معادله ω نزدیک دیواره را حفظ می کند در حالی که با معادله دور از دیواره جفت می شود.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}\right) + G_k - Y_k + S_k$$
(8)





Fig. 2. Temperature distribution and centerline film cooling effectiveness for four different mesh

هوای جریان اصلی، T_{aw} دمای آدیاباتیک دیواره که دمای سطح پاییندست سوراخ تزریق در حالت کاملا عایق شده است و به عبارت دیگر دمای سطح در حالتی است که شرط مرزی شار حرارتی صفر برای دیواره در نظر گرفته شود و T_{c} نیز دمای سیال تزریق است. همان طور که مشاهده میشود، تفاوت مقادیر اثربخشی برای هندسههای با تعداد سلولهای محاسباتی ۸۸۰۰۰۰ و ۱۵۳۰۰۰۰ در فواصل مختلف کمتر از یک درصد است، در نتیجه مش با تعداد سلولهای ۸۸۰۰۰۰ جهت تحلیلهای بعدی استفاده گردید. همچنین پروفیل سرعت بدون بعد برای $1 = \frac{x}{D}$ و چهار شبکه ۳۱۴۰۰۰، ۵۲۰۰۰۰ ، ۵۲۰۰۰۰ و ۱۵۳۰۰۰ سلول محاسباتی در نظر گرفته شد. توزیع دما و اثربخشی خنککاری لایهای خط مرکزی در حالت پایا برای چهار شبکه مذکور در شکل ۲ نشان داده شده است.

اثربخشی خنک کاری لایه ای به صورت زیر تعریف می شود [۱۱] :

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{av}}{T_{\infty} - T_c} \tag{A}$$

که در این رابطه
$$\eta$$
 اثربخشی خنککاری لایهای، T_∞ دمای



شکل ۳: (الف): یروفیل سرعت بدون بعد برای چهار شبکه محاسباتی (ب): توزیع دمای خط مرکزی جریان نوسانی مربعی در سه تناوب متوالی

Fig. 3. (a) Non-dimensional velocity profile for four different mesh (b) Centerline temperature distribution of square pulse flow at three cycles

محاسباتی در شرایط نوسانی ذکر شده در بالا در شکل ۳-الف با یکدیگر مقایسه شدهاند. حداکثر تفاوت بین مقادیر سرعت برای هندسههای با تعداد سلولهای محاسباتی ۸۸۰۰۰۰ و ۱۵۳۰۰۰ کمتر از ۲/۸٪ است. با توجه به اینکه مساله اصلی جریان نوسانی و در نتیجه ناپایاست، لازم است استقلال از گام زمانی برای نتایج شبیهسازی انجام شود. برای مساله جریان نوسانی مربعی، تعداد سیکل یا تناوب زمانی آنقدر ادامه یافت تا نتایج تحلیل برای یک تناوب با نتایج تناوب قبل از آن تفاوت نداشته باشد. شکل ۳ توزیع دمای خط مرکزی را برای جریان نوسانی مربعی فرکانس ۵۰۰ هرتز و زاویه تزریق ۳۰ درجه در نسبت دمش ۵/۰ نشان میدهد. تفاوت بین توزیع دمای سیکل هشتم و نهم کمتر از ۱۰/۰۰ درصد است. بین سیکل نهم و دهم میزان تفاوت برابر صفر است.

لازم به ذکر است که اولین نقطه شبکه در نزدیکی همه سطوح محدود به دیواره جهت لحاظ نمودن خصوصیات فیزیک جریان و انتقال گرما در لایه مرزی، در ⁺ γ کمتر از ۱ قرار گرفتند. شکل ۴-الف توزیع ⁺ γ روی دیواره پاییندست سوراخ تزریق برای چهار هندسه با زاویه تزریق متفاوت و شکل ۴-ب توزیع آن را برای هندسه با زاویه تزریق سیال خنککننده ۳۰ درجه در فرکانسهای مختلف نشان میدهد. همان طور که مشاهده میشود روی دیواره همواره ۱>⁺ γ

است. معیار همگرایی بر اساس مقادیر باقیمانده ریشه متوسط مربع برای همه پارامترهای جریان به جز انرژی ^۵-۱۰×۱ در نظر گرفته شد. برای پارامتر انرژی این مقدار برابر ^{۶۰}-۱۰×۱ بود.

۴- شرایط مرزی

برای جریان اصلی، سرعت جریان هوا ثابت و برابر $\frac{m}{s}$ در دمای s برای جریان اصلی، سرعت جریان هوا ثابت و برابر $\frac{m}{s}$ در نظر گرفته شد. پروفیل سرعت هوای خنک کننده به صورت صورت نوسانی مربعی در نظر گرفته شد. جریان موج مربعی به صورت زیر تعریف میشود. دوره یا چرخه کاری^۱ برای جریان نوسانی مربعی و به صوررت نسبت مدت زمانی که در یک سیکل جریان باز است به دوره تناوب ($\frac{t_1}{t_2}$

$$u_{coolant} = \begin{cases} u_{b} & t_{a} \\ 0 & t_{a} < t_{a} \end{cases} \quad p = t_{2}$$
(9)

دمای هوای خنککننده برابر ۳۰۳/۱۵K در نظر گرفته شد. شدت توربولانس برای جریان هوای اصلی و خنککننده ۳/۶٪ فرض شد. برای مرز دیواره شرط مرزی بدون لغزش و آدیاباتیک به کار گرفته شده است.

مدلها و مقادیر پارامترهای به کار رفته در حل عددی در





Fig. 4. (a) Distribution for four injection angles (b) distribution for different frequencies

¹ Duty Cycle (DC)

1 Present Study Numerical data of lee et al. [22] 0.9 etha=(Tinf-T)/(Tinf-Tc) Numerical data of olga[7] 0.8 Experimental data of coultard et al. [17] Experimental data of sinha et al. [14] 0.7 0.6 0.5 0.4 _***** 0.3 0.2 10 0 2 4 6 8 x/D



Fig. 5. Comparison of centerline effectiveness with references

نتایج شبیه سازی عددی لی و کیم [۲۲] ۳/۶٪ و با مقادیر شبیه سازی عددی اولگا [۷] ۹/۱۱٪ است.

هدف این مقاله بررسی اثر نوسان سیال خنککننده بر اثربخشی خنککاری لایهای است، لذا تحلیلهای مرتبط با جریان پایا مختصر و صرفا جهت مقایسه ارایه شده است.

شکل ۶-الف خطوط جریان را برای جریان اصلی و سیال تزریق در حالت جریان پایا و شکلهای ۶-ب و ۶-ج این خطوط را در اواسط نیم سیکل اول (جریان تزریق باز) و اواسط نیم سیکل دوم (جریان تزریق قطع) برای جریان نوسانی مربعی با فرکانس ۵۰ هرتز و زاویه تزریق ۲۰ درجه نشان میدهد. همانطور که مشاهده میشود، برای جریان پایا جریان سیال تزریق به دیواره پایین دست چسبیده و فیلم جریان پایا جریان سیال تزریق وصل است. در حالت نوسانی، برای نیم سیکل اول که جریان تزریق وصل است، جریان سیال خنک کننده در ابتدای پایین دست سوراخ کاملا به سطح چسبیده نیست و به داخل ابتدای پایین دست سوراخ کاملا به سطح چسبیده نیست و به داخل فیلمی را تشکیل نمی دهد، بلکه همان طور که از شکل ۶-ج مشخص فیلمی را تشکیل نمی دهد، بلکه همان طور که از شکل ۶-ج مشخص است، مقداری از جریان اصلی به سوراخ تزریق نفوذ می کند. به همین پایا کمتر است.

شکل ۷-الف مقایسه اثربخشی خنککاری لایهای خط مرکزی

 Table 1. Models and the parameters used in numerical solution

جدول ۱: مدلها و پارامترهای حل عددی		
روشها، مدل و مقادیر	پارامترها و شرایط	
سه بعدی	بعد	
بر مبنای فشار	حل کنندہ	
ضمنی	روش فرمول بندى	
SIMPLEC	الگوريتم توام سرعت فشار	
$k-\omega$ انتقال تنش برشی	مدل توربولانسى	
استاندارد، مرتبه دوم	گسسته سازی فشار	
آپويند مرتبه دوم	گسسته سازی مومنتوم، توربولانس و انرژی	
ناپايا	زمان	
پایا و نوسانی موج مربعی	جريان مورد بررسي	
۲.	تعداد گام زمانی برای یک دوره تناوب	
۲، ۵۰ و ۵۰۰ هرتز	فركانس	

جدول ۱ آمده است. شرط مرزی پروفیل سرعت نوسانی مربعی به صورت کدنویسی توابع توسعه داده شده توسط کاربر در نرمافزار فلوئنت انجام شده است.

۵- تحليل نتايج

یک دوره تناوب موج مربعی به بیست گام زمانی مساوی تقسیم شده است و متوسط پروفیل دما در هر گام زمانی محاسبه شده است. برای اثر بخشی خط مرکزی از این متوسط دمای هر گام زمانی استفاده شده است. برای محاسبه اثربخشی متوسط جانبی متوسط دمای هر گام زمانی روی خطوطی به طول سه برابر قطر سوراخ و عمود بر جریان اصلی دوباره میانگین گرفته شده و مقدار آن برای یک نقطه در طول پایین دست جریان در نظر گرفته شده است.

شکل ۵ مقایسه مقادیر اثربخشی خط مرکزی خنککاری شبیهسازی حاضر را با نتایج دان لی^۱ و کیم [۲۲]، اولگا [۷]، کولتارد و همکاران [۱۷] و سینها و همکاران [۱۴] برای حالت پایا نشان میدهد. همانطور که مشاهده میشود نتایج شبیهسازی انطباق خوبی با دادههای تجربی و عددی محققان دارد. خطای متوسط نسبی مقادیر اثربخشی در مطالعه حاضر با مقادیر تجربی سینها و همکاران [۱۴] ۲۰/۴، با نتایج تجربی کولتارد و همکاران [۱۷] ۲/۷٪، با

1 Lee



شکل ۶: خطوط جریان برای جریان اصلی و سیال تزریق (الف) جریان پایا (ب) نیم سیکل اول جریان نوسانی (ج) نیم سیکل دوم جریان نوسانی

Fig. 6. Streamlines for mainstream and inject fluid (a): steady flow (b): The first half of the pulsed flow (c): The second half of the pulsed flow

روی سطح بین زاویه ۲۰ و ۳۵ درجه مشاهده می شود و مقدار آن ۸۸/۲ ٪ است. این مقدار برای متوسط اثربخشی جانبی برابر ۹۰/۸ ٪ است. در فواصل ابتدایی پایین دست سوراخ تزریق، مقدار اثربخشی برای زاویه ۳۰ درجه است. تا فاصله تقریبا م ۵ شیب کاهش میزان اثربخشی زیاد است و همچنین اثربخشی

و شکل ۷-ب اثربخشی خنککاری جانبی را برای فرکانس Hz در زوایای مختلف نشان میدهد. همانطور که مشاهده میشود در این فرکانس تقریبا در تمام نواحی پاییندست سوراخ تزریق، اثربخشی خط مرکزی و جانبی در زاویه تزریق ۲۰ درجه نسبت به زوایای دیگر بیشتر است. بیشترین تفاوت مقدار متوسط اثربخشی خط مرکزی



شکل ۷: مقایسه اثربخشی خنککاری لایهای نوسانی در زوایای مختلف و فرکانس ۲ هرتز (الف): خط مرکزی (ب): متوسط جهت جانبی

Fig. 7. Comparison of the pulse film cooling effectiveness at different angles and 2 Hz (a): centerline (b): averaged laterally

بخصوص بخش جانبی در این بخش دارای تغییرات بیشتری نسبت به فواصل دورتر است. علت این امر مربوط به تشکیل جفت ورتکس ناهمسانگرد در فواصل ابتدایی سوراخ تزریق است، در جایی که جریان هوای اصلی و هوای خنک کننده به هم میرسند و جریان دچار ناپایداری کلوین-هلهولتز می شود.

علت تغییرات اثربخشی در نواحی نزدیک به سوراخ تزریق نسبت به فواصل دورتر را میتوان به تشکیل ورتکسهای ناهمسانگرد در فواصل نزدیک به سوراخ تزریق و تفاوت محل و اندازه آنها در زوایای مختلف تزریق مرتبط دانست. جفت ورتکس ناهمسانگرد به دلیل برهمکنش بین جریان سیال خنککننده و جریان اصلی ایجاد میشود. ژو و همکاران [۲۳] تفاوت محل تشکیل جفت ورتکس ناهمسانگرد را برای جریان پایا در پاییندست لبه حمله به صورت عددی و با سه مدل مختلف آشفتگی بررسی کردند که مدل انتقال تنش برشی m = k - m نتیجه قابل قبولی را داشت.

شکل ۸ خطوط جریان در مقطع جانبی و تشکیل ورتکسهای ناهمسانگرد را برای جریان در حالت پایا نشان میدهد. همان طور که مشاهده می شود، جفت ورتکس در نزدیکی سطح تشکیل شده و ناحیه پایین دست سوراخ تزریق و همچنین بخش جانبی را تحت تاثیر قرار می دهد.

شکل ۹ توزیع اثربخشی را در ناحیه پایین دست سوراخ روی دیواره در گامهای زمانی مختلف یک تناوب زمانی جریان تزریق موج مربعی



شکل ۸: خطوط جریان در مقطع جانبی و تشکیل ورتکسهای ناهمسانگرد جریان پایا

Fig. 8. Streamlines in the lateral section and formation of counter vortex rotating pair for steady flow

با فرکانس ۲ Hz نشان میدهد. همانطور که مشاهده می شود، در یک تناوب به دلیل تغییر دبی هوای تزریق ، پوشش خنک کننده سطح نیز تغییر کرده و منجر به تغییر توزیع دمای سطح و به تبع آن توزیع اثربخشی می شود. همچنین به دلیل پایین بودن فرکانس، با قطع جریان هوای خنک کننده در نیم سیکل دوم، فرصت کافی برای حذف لایه خنک کننده و افزایش دمای سطح وجود دارد.

همان طور که از شکل ۹ مشاهده می شود، در ابتدای سیکل (t=1) جریان تزریق وصل می شود (شکل ۱۰–الف) ولی هنوز فرصت کافی برای تشکیل فیلم خنککاری روی سطح را پیدا نکرده و لذا مقادیر اثربخشی پایین است. در ادامه سطح خنک شده و با تشکیل لایه خنککننده میزان اثر بخشی در نیم سیکل ابتدایی که جریان تزریق وصل است، به ماکزیمم مقدار خود می رسد. با قطع جریان در نیم سیکل دوم تناوب دمای سطح شروع به افزایش می کند و اثربخشی خنککاری لایه ای نیز کاهش می یابد و این فرایند در تناوب های بعدی تکرار می شود. در نمودارهای توزیع اثربخشی برای خط مرکزی است. برای بخش جانبی، متوسط گیری زمانی در طول یک تناوب انجام شده است. برای بخش جانبی نیز متوسط مکانی اثربخشی، از D / L – T تا محاسبه اثربخشی خط مرکزی و متوسط جانبی را نشان می دهد.

شکل ۱۱-الف مقایسه اثربخشی خنککاری لایهای خط مرکزی و شکل ۱۱-ب اثربخشی خنککاری جانبی را برای فرکانس ۵۰ Hz در زوایای مختلف نشان میدهد. با افزایش فاصله از سورخ تزریق، اختلاط لایه سیال خنک با هوای گرم اطراف صفحه موجب کاهش اثربخشی خنککاری روی خط مرکزی می شود.

در این حالت تفاوت مقادیر اثربخشی زوایای تزریق مختلف نسبت به فرکانس ۲ هرتز کمتر است. علت این امر این است که در فرکانس ۵۰ هرتز فاصله زمانی قطع و وصل جریان نسبت به فرکانس ۲ هرتز کمتر است. همچنین در این فرکانس مقادیر اثربخشی در فواصل ابتدایی سوراخ نسبت به فرکانس ۲ هرتز بیشتر است اما در فواصل دورتر مقادیر اثربخشی برای فرکانس ۵۰ هرتز بیشتر است. در این فرکانس متوسط اثربخشی خط مرکزی برای زاویه ۲۵ درجه نسبت به بقیه زوایا بیشتر است. با توجه به ناحیه تعریف شده جهت محاسبه اثربخشی جانبی، مقادیر اثربخشی جانبی در تمام فرکانسها از اثربخشی خط مرکزی کمتر است. بیشترین تفاوت اثربخشی خط









t = rp / r



شکل ۹: توزیع اثربخشی در ناحیه پایین دست سوراخ در گامهای زمانی مختلف یک تناوب زمانی فرکانس Hz ۲

Fig. 9. Distribution of effectiveness in the downstream of the hole in different time steps frequency of 2 Hz



Fig. 10. A square wave pulse velocity profile cycle (b) How to calculate central and lateral effectiveness



شکل ۱۱: مقایسه اثربخشی خنککاری لایهای نوسانی در زوایای مختلف و فرکانس۵۰ هرتز (الف): خط مرکزی (ب): متوسط جهت جانبی

Fig. 11. Comparison of the pulse film cooling effectiveness at different angles and 50 Hz (a): centerline (b): averaged laterally

مرکزی در فرکانس ۵۰ هرتز نیز بین زاویه ۲۰ درجه و ۳۵ درجه به دست می آید و برابر ۳۷/۱٪ است. این مقدار برای اثربخشی جانبی ۵۵٪ است.

شکل ۱۲ توزیع دمای جهت جانبی را در فواصل مختلف پاییندست سوراخ تزریق برای اواسط نیم سیکل اول تناوب و برای فرکانس ۵۰ هرتز و زاویه تزریق ۲۰ درجه نشان میدهد. جهت محاسبه اثربخشی جانبی توزیع دمای هر یک از خطوط نشان داده شده در شکل متوسط گیری شده است. همان طور که مشاهده



Fig. 12. Distribution of lateral side temperature at different distances of injection hole

می شود با فاصله گرفتن از لبه سوراخ تزریق دما شروع به افزایش می نماید و لذا اثربخشی جانبی نیز روند کاهشی خواهد داشت. پخش هوای خنک کننده و دیفیوژن آن در جهت جانبی در فواصل ابتدایی پایین دست سوراخ تزریق، نسبت به فواصل پایین دست سوراخ بیشتر بوده و ناحیه وسیعتری از بخش جانبی را تحت تاثیر خود قرار می دهد. به همین دلیل توزیع دمای سطح جانبی در فواصل نزدیک به سوراخ تزریق دارای تغییرات شدیدتری نسبت به فواصل دوردست است.

شکل ۱۳ توزیع اثربخشی را در ناحیه پایین دست سوراخ در گامهای زمانی مختلف یک تناوب زمانی جریان تزریق موج مربعی با فرکانس ۲۵ نشان میدهد. به دلیل توزیع غیر یکنواخت سرعت به دلیل نوسان، جریان خنککننده در خروجی بالای سوراخ مومنتوم محلی بالایی دارد. این پدیده نفوذ خنککننده به جریان اصلی را تقویت میکند و باعث جدایی خنککننده از سطح خنککاری میشود و عملکرد خنککاری را کاهش میدهد. در این حالت به دلیل این که فاصله زمانی قطع و وصل جریان نسبت به فرکانس ۲ هرتز کمتر است لذا با قطع جریان، هوای خنککننده به جا مانده از سیکل اثربخشی خنککاری بیشتر است. در هنگام وصل جریان (۰= *t*)، میزان اثربخشی در پاییندست جریان نسبت به فواصل ابتدایی سوراخ تزریق به دلیل سیال تزریق خنککننده گام زمانی قبل بیشتر است. با



Hz ۵۰ شکل ۱۳: توزیع اثربخشی در ناحیه پایین دست سوراخ در گامهای زمانی مختلف یک تناوب زمانی فرکانس Fig. 13. Distribution of effectiveness in the downstream of the hole in different time steps frequency of 50 Hz

شده و هوای خنک کننده فواصل ابتدایی سوراخ تزریق را می پوشاند و اثربخشی در فواصل ابتدایی سوراخ به سمت پایین دست افزایش مییابد (f / f, Tp / f, Tp). سپس در ادامه با قطع جریان میزان اثربخشی از فواصل ابتدایی سوراخ تزریق به سمت پایین دست کاهش مییابد اما به دلیل فرکانس بالاتر نسبت به فرکانس ۲ هرتز، جریان سیال خنک کننده کاملا از سطح خارج نشده و لذا مقدار متوسط اثربخشی خط مرکزی و جانبی در یک گام زمانی تناوب به صفر نمی رسد.

شکل ۱۴ تشکیل و تغییر اندازه جفت ورتکس ناهمسانگرد را در طول مدت زمان یک تناوب جریان تزریق نوسانی مربعی و برای

فرکانس ۵۰ هرتز نشان میدهد. در ابتدای سیکل جفت ورتکس به سرعت تشکیل میشود. در طول نیم سیکل اول با توجه به ثابت بودن سرعت جریان سیال تزریق، اندازه جفت ورتکس ناهمسانگرد نیز تقریبا ثابت است.

در نیم سیکل دوم با قطع دبی سیال تزریق به تدریج اندازه آن کوچک و در انتهای سیکل جفت ورتکس به کوچکترین اندازه خود میرسد. توضیحات فوق برای دو فرکانس ۲ و ۵۰۰ هرتز نیز صادق است.

شکل ۱۵-الف مقایسه اثربخشی خنککاری لایهای خط مرکزی و شکل ۱۵-ب اثربخشی خنککاری جانبی را برای فرکانس Hz



شکل **۱۴:** تشکیل و تغییر اندازه جفت ورتکس ناهمسانگرد در طول یک تناوب جریان تزریق نوسانی فرکانس ۲۵ Hz

Fig. 14. Formation and resizing of counter vortex rotating pairs during a pulsed injection flow period

کمتر است که باعث می شود اندازه جفت ورتکس ناهمسان گرد نسبت به دو فرکانس دیگر تغییر کمتری داشته باشد و توزیع و پوشش بهتر هوای خنککننده روی سطح را به دنبال دارد. این روند باعث کاهش بیشتر دمای سطح و افزایش مقدار اثربخشی می شود. در این حالت مقدار اثربخشی خط مرکزی بلافاصله بعداز سوراخ تزریق برای زاویه در زوایای مختلف نشان میدهد. مقادیر اثربخشی خط مرکزی و جانبی در این حالت برای چهار زاویه تزریق به هم نزدیک و نسبت به فرکانس ۲ و ۵۰ هرتز بیشتر است. علت بیشتر بودن مقادیر اثربخشی در فرکانس ۲ م۰۰ Hz نسبت به دو فرکانس دیگر این است که تغییر مومنتوم هوای خنک کننده در این فرکانس نسبت به دو فرکانس دیگر





۲۰ درجه نسبت به زوایای دیگر بیشتر است. بعد از آن تا فاصله *T*/۵ و و همچنین فاصله *D* ۱۵ تا *C* ۲۰ میزان اثربخشی خط مرکزی برای زاویه ۲۵ درجه نسبت به زوایای دیگر بیشتر است. مقدار اثربخشی در فواصل دیگر برای زاویه تزریق ۲۰ درجه نسبت به زوایای دیگر اندکی بیشتر است. در این حالت متوسط اثربخشی خط مرکزی برای دو زاویه ۲۰ و ۲۵ درجه به هم نزدیک و نسبت به دو زاویه دیگر بیشتر است. بیشترین تفاوت اثربخشی خط مرکزی در فرکانس ۵۰۰ هرتز نیز بین زاویه ۲۰ درجه و ۳۵ درجه به دست میآید و برابر ۶۴/۳٪ است. این مقدار برای اثربخشی جانبی ۹۸/۹٪ است.

شکل ۱۶ توزیع اثربخشی را در ناحیه پاییندست سوراخ در گامهای زمانی مختلف یک تناوب زمانی جریان تزریق موج مربعی با فرکانس ۲۵۰۰ Hz نشان میدهد. در این حالت به دلیل این که فاصله زمانی قطع و وصل جریان بسیار کم است کاهش و افزایش دمای سطح نیز به تدریج صورت می گیرد و لذا اثربخشی نیز دارای تغییرات کمتری در یک تناوب است. در فرکانس ۵۰۰ هرتز ، به دلیل بهبود عمده یکنواختی مومنتوم در خروجی سوراخ در مقایسه با دو فرکانس دیگر، اثربخشی خنککاری لایهای نیز نسبت به دو فرکانس دیگر بیشتر است.

۵– ۱– بررسی اثر نسبت دمش

برای فرکانس ۵۰ هرتز تحلیلها برای نسبت دمش ۰/۵، ۰/۵۰ و ۱ انجام شد. شکل۱۷ اثربخشی خط مرکزی را در نسبتهای دمش

مختلف و برای زوایای سوراخ ذکر شده در بالا نشان میدهد. همان طور که مشاهده می شود، در همه زوایای تزریق نسبت دمش ۵/۰ بیشترین اثربخشی را نسبت به دو نسبت دمش دیگر دارد. این تفاوت با فاصله گرفتن از لبه سوراخ تزریق سیال خنککننده افزایش مییابد. میزان کاهش اثربخشی برای نسبت دمش ۱ نسبت به دو نسبت دمش دیگر بیشتر است.

مومنتوم جت خنککننده بالاتر باعث پوشش طولانی تر لایه خنککاری می شود تا زمانی که جت متصل به دیواره باشد. وقتی نسبت دمش افزایش می یابد، جت خنککننده از سطح بلند شده و کاهش مومنتوم سیال خنککاری پوشش لایه خنککننده در بخش جانبی نیز زیاد می شود.

شکل ۱۸ توزیع اثربخشی خط مرکزی را برای نسبتهای دمش ۸۷/۷۰ و ۱ در فرکانس ۵۰ هرتز نشان میدهد. در این دو نسبت دمش، جریان سیال تزریق وارد جریان اصلی شده و فیلم خنک کننده کاملا روی سطح را نمی پوشاند و همان طور که مشاهده می شود بلافاصله در پایین دست سوراخ تزریق اثربخشی به سرعت کاهش می یابد. همچنین اثر تغییر زاویه روی اثربخشی خط مرکزی با افزایش نسبت دمش، کاهش می یابد.

۶- نتیجه گیری

اثر تغییر زاویه تزریق بر اثربخشی خنککاری لایهای با نوسان موج مربعی در فرکانسها و نسبت دمشهای مختلف بررسی شد.



شکل ۱۶: توزیع اثربخشی در ناحیه پاییندست سوراخ در گامهای زمانی مختلف یک تناوب زمانی فرکانس Hz ۵۰۰

Fig. 16. Comparison of the pulse film cooling effectiveness at different angles and 500 Hz (a): centerline (b): averaged laterally

نتایج عمده به دست آمده به صورت زیر است:

۱) زاویه تزریق بین ۲۰ تا ۲۵ درجه در سه فرکانس مورد بررسی
 بیشترین اثربخشی خنککاری لایهای خط مرکزی و جانبی را به
 خصوص در نواحی دور از لبه سوراخ تزریق داشت.

۲) در فواصل نزدیک پاییندست سوراخ تزریق، در فرکانسهای مختلف زوایای ۳۰ و ۳۵ درجه بیشترین اثربخشی خط مرکزی و جانبی را داشت.

۳) به طور کلی در زاویه تزریق خنک کننده بین ۲۰ تا ۲۵ درجه بیشترین میزان اثربخشی متوسط کلی ،در حالت نوسانی موج مربعی، به دست آمد.

۴) بیشترین اثربخشی خنککاری لایهای در فواصل ابتدایی پایین دست سوراخ در فرکانس ۵۰۰ هرتز به دست آمد. در فواصل دوردست، فرکانس پایین تر (۲ هرتز) بیشترین اثربخشی را دارد. با

جانبی در زوایای مختلف کاهش مییابد. با افزایش فرکانس فاصله زمانی قطع و وصل جریان کاهش یافته و در نتیجه اثربخشی لحظهای نیز دارای تغییرات کندتری نسبت به فرکانسهای پایینتر است. ۵) با افزایش فرکانس، شیب کاهش اثربخشی خنککاری لایهای افزایش مییابد.

افزایش فرکانس، تفاوت مقدار اثربخشی خنککاری خط مرکزی و

۶) نسبت دمش ۵/۰ نسبت به نسبت دمش ۰/۷۵ و ۱ در تمامی زوایا و فرکانسها بیشترین اثربخشی خنککاری لایهای را داشت.



Fig. 17. Centerline effectiveness at different blowing ratios





Fig. 18. Distribution of centerline film cooling effectiveness at frequency of 50Hz and blowing ratios 0.75 and 1

turbine rotor blade cooling through staggered holes using CFD, International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), 4(7) (2015) 425-432.

- [4] L. Liu, J. H. Liu, Y. B. Liu ,Film cooling modeling of a turbine vane with multiple configurations of holes, Case Studies in Thermal Engineering, 11 (2018) 71-80.
- [5] A. H. Moeini, M. R. Zargarabadi ,Genetic algorithm optimization of film cooling effectiveness over a rotating blade, International Journal of Thermal Sciences, 125 (2018) 248-255.
- [6] Y. Li, Y. Zhang, X. Su, X. Yuan, Experimental and numerical investigations of shaped hole film cooling with the influence of endwall cross flow, International Journal of Heat and Mass Transfer, 120 (2018) 42-55.
- [7] V. K. Olga, A computational study for the utilization of jet pulsations in gas turbine film cooling and flow control, Cleveland State University, 2012.
- [8] H. M. Hofmann, D. L. Martin, M. Kind, H. Martin , Influence of a pulsation on heat transfer and flow structure in submerged impinging jets, International Journal of Heat and Mass Transfer , 50(17) (2007) 3638-3648.
- [9] K. Zhaoqing, J. Wang, Numerical investigations of pulsed film cooling on an entire turbine vane, Applied Thermal Engineering, 87(2015) 117-126.
- [10] R. Zulkifli, K. Sopian, S. Abdullah , M. S. Takriff, Effect of pulsating circular hot air jet frequencies on local and average nusselt number, American Journal of Engineering and Applied Sciences ,1(2008) 58-62.
- [11] F. Bazdidi Tehrani, A.A. Mahmoodi, Finite element analysis of flowfield in the single hole film cooling technique, Annals of the New York Academy of Sciences, 934(1) (2001) 393-400.

۷- فهرست علائم

علائم انگلیسی

ظرفیت گرمایی ویژ ^{ه، J} /kg. K	C_p
قطر سوراخ تزریق، m	D
چرخه یا سیکل کاری	DC
فرکانس	f
ضريب رسانش هوا	k
طول سوراخ تزریق، m	L
دوره تناوب، S	р
فشار	Р
عدد استروهال	St
دما، K	Т
زمان٬ s	t
سرعت جریان ، m/s	U
فاصله از لبه سوراخ تزریق در راستای جریان اصلی، m	x
مختصات نرمال بر دیوار ،m	у
مختصات جانبی، m	Z

علائم يوناني

η	اثربخشي خنككاري لايهاي
ω	فرکانس،Hz
υ	ویسکوزیته سینماتیک،m ^۲ /S
ρ	دانسیته، ^{kg} /m ^r
δ	دلتای کرونکر

زيرنويس

آدياباتيک ديواره	aw
۔ سیال تزریق یا خنککنندہ	С
جريان اصلى	x

منابع

- [1] W. J. Gao , Z. f. Yue, L. Li, Z. N. Zhao, F.J. Tong ,Numerical simulation on film cooling with compound angle of blade leading edge model for gas turbine, International Journal of Heat and Mass Transfer, 115 (2017) 839-855.
- [2] S. M. Yahya , Turbines Compressors and Fans, Tata McGraw-Hill Education, 1987.
- [3] S. Priyanka, O. P. Shukla, Heat transfer analysis of gas

field temperature results, Journal of Turbomachinery, 129(2) (2007) 232-246.

- [18] F. Muldoon, S. Acharya, DNS study of pulsed film cooling for enhanced cooling effectiveness, International Journal of Heat and Mass Transfer, 52(13) (2009) 3118-3127.
- [19] K. J. Hee, K.Y. Kim ,Film-cooling performance of converged-inlet hole shapes, International Journal of Thermal Sciences, 124 (2018) 196-211.
- [20] L. Zeng, P. Chen, X. Li, J. Ren, H. Jiang ,Influence of simplifications of blade in gas turbine on film cooling performance, Applied Thermal Engineering, 128(2018) 877-886.
- [21] F.R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, AIAA J, 32(1994) 1598-1605.
- [22] K. D. Lee, K. Y. Kim, Surrogate based optimization of a laidback fan-shaped hole for film-cooling, International Journal of Heat and Fluid Flow, 32(1) (2011) 226-238.
- [23] G. Xu, J. Zhu, Z. Tao, Application of the TLVA model for predicting film cooling under rotating frames,

- [12] S. Dolati, N. Amanifard , H. M. Deilami , Numerical analysis of the effect of plasma stimulator on film cooling effectiveness on the flat plate model, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 49(3) (2016) 605-616 (in Persian).
- [13] N. H. Vajargah, M. R. Salimi, M. Tayebi Rahni, Numerical simulation of film cooling around the gas turbine blade by partial averaging method of Navier-Stokes equations, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 48(3) (2016) 267-280 (in Persian).
- [14] A. Sinha, D. Bogard, M. Crawford, Film-cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density ratio, journal of Turbomachinery, 113(3) (1991) 442-449.
- [15] R. J. Goldstein, L. D. Stone, Row-of-holes film cooling of curved walls at low injection angles, Journal of Turbomachinery, 119(3) (1997) 574-579.
- [16] J. S. Lee, I. S. Jung, Effect of bulk flow pulsations on film cooling with compound angle holes, International Journal of Heat and Mass Transfer, 45(1) (2002) 113-123.
- [17] S. M. Coulthard, J. R. Volino, K. A. Flack, Effect of jet pulsing on film cooling-part I: effectiveness and flow-