

تحلیل تجربی انتقال حرارت یک ردیف جت برخوردی به سطح مقعر نامتقارن

سهراب اصغری^۱ و مهران رجبی زرگرآبادی^{۲*}

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه سمنان

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۸/۰۱؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۵/۲۰)

چکیده

در این تحقیق تلاش جدیدی برای بررسی جریان و انتقال حرارت یک ردیف جت برخوردی به سطح مقعر نامتقارن استوانه‌ای انجام شده است. در این راستا از سطوح مقعر نامتقارن استوانه‌ای با شعاع‌های ۸، ۱۲ و ۲۴ سانتیمتر استفاده شده است. به‌منظور ایجاد شار حرارتی ثابت در سطح از یک گرمکن سیلیکونی با توان 2500 W/m^2 استفاده شده است. به‌منظور جلوگیری از اتلاف حرارت سطح مقعر عایق‌بندی شده و دمای نقاط مختلف توسط یک دوربین حرارتی مادون قرمز در حالت پایا اندازه‌گیری شده است. سرعت جت از دو روش سرعت‌سنج سیم داغ و لوله پیتوت اندازه‌گیری شده است. تعداد پنج جت با فاصله بی‌بعد جت تا جت (p/d) ۸ و ۴ و فاصله بی‌بعد جت تا سطح برخورد (H/d) ۲ و ۴ مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین بررسی توزیع عدد ناسلت روی سطح مقعر نامتقارن در اعداد رینولدز ۱۰۰۰۰، ۲۰۰۰۰ و ۳۰۰۰۰ انجام شده است. تحلیل نتایج نشان می‌دهد که در یک سطح نامتقارن قسمتی از سطح دارای ناسلت بالاتری است که نسبت انحنای بیشتری داشته باشد. همچنین با کاهش فاصله جت تا جت توزیع ناسلت دارای مقدار بالاتری است و کاهش فاصله بی‌بعد جت تا سطح برخورد و افزایش عدد رینولدز سبب افزایش عدد ناسلت می‌گردد.

واژه‌های کلیدی: سطح مقعر نامتقارن، ردیف جت برخوردی، انتقال حرارت

Experimental Investigation of Heat Transfer Under a Row Impinging Jets to an Asymmetric Concave Surface

S. Asghary¹ and M. Rajabi Zargarabadi^{2*}

Department of Mechanical Engineering

Semnan University

(Received: 23/October/2017 ; Accepted: 11/august/2018)

ABSTRACT

In the present paper experimental study has been performed to investigate heat transfer under row of jets impinging to an asymmetric concave surface. In this regard two asymmetric concave surface with curvature radiuses of (8, 12) and (8, 24) cm have been considered. Constant heat flux of 2500 W/m^2 is applied on the concave surface using a silicon rubber heater mat. In the steady-state condition the temperature distribution of the concave surface is measured with an infrared camera. The studies of asymmetric flow and heat transfer in asymmetric surfaces have been carried out for three Reynolds numbers of 10000, 20000 and 30000. Results show that, the concave surface with lower curvature radius has more values of Nusselt number distributions. The present results confirm that the Nusselt distribution is asymmetry along the S axis. In the axial direction, symmetry distribution is observed for Nusselt number.

Keywords: asymmetric concave surface, row of impinging jet, heat transfer

۱- کارشناس ارشد، sohrabasghary@semnan.ac.ir

۲- دانشیار (نویسنده پاسخگو): rajabi@semnan.ac.ir

* حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه جامع امام حسین (ع) داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (License CC BY-NC (Commons Creative در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس <https://maj.ihu.ac.ir> دیدن فرمائید.

فهرست علائم

C_r	انحنای نسبی (d/D)
D	قطر انحنای سطح cm
d	قطر جت‌های برخوردکننده cm
H	فاصله جت‌ها تا سطح برخورد cm
k	ضریب هدایت حرارتی هوا
Nu	عدد ناسلت
q''	شارحرارتی سطح W/m^2
Re	عدد رینولدز
S	محور راستای انحنای cm
T_{jet}	دمای خروجی از جت K
T_s	دمای سطح نامتقارن K
V	سرعت خروجی از جت m/s
P	فاصله جت تا جت

۱- مقدمه

یک پره توربین بخشی از سامانه توربین یک موتور جت می‌باشد که وظیفه آن تولید انرژی از گازهای خروجی محفظه احتراق موتور است. توربین یکی از بحرانی‌ترین قطعات یک موتور جت می‌باشد، به دلیل اینکه این پره‌ها در حال تحمل تنش‌های دینامیکی بالا ناشی از لرزش تیغه و نیروهای گریز از مرکز و تنش‌های حرارتی بالا می‌باشند. برای افزایش عمر تیغه‌های پره توربین از روش‌هایی مانند سوپرآلیاژها، خنک‌کننده‌های پره و پوشش سد حرارتی استفاده می‌شود. یکی از روش‌های معمول خنک‌کاری استفاده از هوای خنک و برخورد آن با مومنتوم بالا به سطح می‌باشد. عوامل مختلفی بر کارایی خنک‌کاری پره توربین تاثیرگذار است. بحرانی‌ترین مکان پره توربین از نظر حرارتی لبه حمله می‌باشد که مستقیماً در معرض گازهای داغ خروجی از محفظه احتراق قرار دارد. شکل لبه حمله پره توربین معمولاً به صورت استوانه‌ای نامتقارن می‌باشد که پارامترهای مختلفی از جمله عدد رینولدز جت، انحنای نسبی سطح برخورد، فاصله لبه خروجی جت تا صفحه

برخورد، تعداد جت، چیدمان جت‌ها و دمای خروجی از جت‌ها در توزیع عدد ناسلت تاثیرات متفاوتی دارد. تحقیقات گذشته بر روی استوانه متقارن صورت گرفته است و تاثیر عدم تقارن سطوح مورد بررسی قرار نگرفته است. لذا در این تحقیق تلاش بر آن است تا تاثیرات عدم تقارن بر روی انتقال حرارت سطوح مشخص گردد. در ابتدا به مطالعه تحقیقات گذشته در مورد جت‌های برخوردی بر روی سطوح مقعر پرداخته شد. در این زمینه بانکر^۱ و همکاران [۱] در سال ۱۹۹۰ مطالعات آزمایشگاهی روی یک ردیف جت برخوردی با صفحه مقعر که به شکل نیم استوانه بود، انجام دادند. آنها پس از مشاهده نتایج گزارش کردند که با کاهش فاصله مرکز تا مرکز جت‌ها (p/d) از ۴/۶۷ به ۳/۳۳ انتقال حرارت روی سطح برخورد افزایش یافته است. لی^۲ و همکاران [۲] در سال ۱۹۹۸ مطالعاتی را روی یک جت دایروی در برخورد با صفحه مقعری که به شکل یک نیم‌کره بود، انجام دادند. آنها طول لوله جت را به اندازه کافی طولانی در نظر گرفتند تا جریان خروجی جت، توسعه یافته شود. آنها مشاهده کردند که در رینولدزهای ۱۱۰۰۰ و ۲۳۰۰۰، بیشینه ناسلت در نقطه برخورد، در $H/d = 6$ مشاهده می‌شود. کومار^۳ و همکاران [۳] در سال ۲۰۰۷ مطالعه عددی جریان و انتقال حرارت برخوردی یک ردیف جت دایروی با صفحه مقعر را انجام دادند. آنها در پژوهش خود از دو مدل K- ω SST و RNG K- ϵ برای مدل‌سازی آشفتگی استفاده کردند. نتایج تحلیل عددی آنها نشان داد که اختلاف مدل آشفتگی RNG K- ϵ با داده‌های تجربی بیش از ۳۰٪ و اختلاف مدل K- ϵ SST با نتایج تجربی حدود ۱۲٪ می‌باشد. کرافت و همکاران [۴] در سال ۲۰۰۸ مطالعه عددی روی یک ردیف جت برخوردی با صفحه مقعر انجام دادند. آنها در این تحقیق از مدل آشفتگی K- ϵ خطی و غیرخطی و به همراه توابع دیواره استاندارد و تحلیلی بهره بردند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با تحقیق آزمایشگاهی یاکویدز و همکاران [۵] مورد مقایسه قرار گرفت. آنها نشان دادند که توابع دیواره استاندارد نمی‌تواند بیشینه ثانویه‌ای را که در حد فاصل بین جت‌ها تشکیل می‌شود، پیش‌بینی کند. فنوت و همکاران [۶] مطالعه

1- Bunker

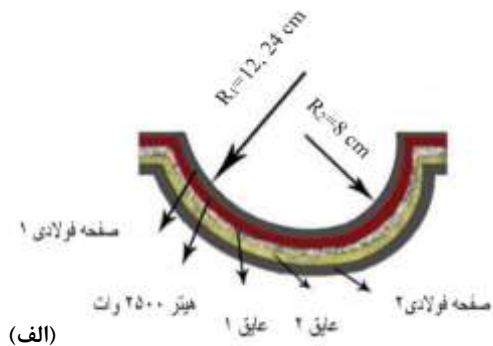
2- Lee

3- Kumar

صفحه مقعر انجام دادند. آنها در پژوهش عددی خود تأثیر استفاده از شرط مرزی تقارن، بر توزیع عدد ناسلت روی صفحه برخورد را مورد بررسی قرار دادند. آنها از سه مدل آشفتگی RNG K- ϵ و SST K- ω و Realizable k- ϵ در حالت پایا و گذرا استفاده کرده و در نهایت مدل آشفتگی SST K- ω بدون استفاده از شرط مرزی تقارن را به دلیل مطابقت بهتر با نتایج تجربی انتخاب کردند. نتایج تحقیق آنها نشان می‌دهد که عدد ناسلت برای جتی که به خروجی نزدیک‌تر می‌باشد نسبت به سایر جت‌ها کم‌تر بوده است. آنها دلیل این را کاهش مومنتوم برخوردی جت آخر، به دلیل وجود جریان عرضی موازی و برخورد جریان بالا دستی با جریان جت آخر و جلوگیری از برخورد مستقیم با صفحه گزارش کردند. البیری تزلیم [۱۲] مطالعه تجربی و عددی را روی یک ردیف جت در برخورد با صفحه مقعر سهموی شکل انجام دادند. آنها مدل آشفتگی Realizable k- ϵ را جهت تحلیل عددی انتخاب کرده تأثیر جریان‌های عرضی موازی، دایره‌ای و دو طرفه را بر ضریب انتقال روی صفحه مقعر بررسی کردند. نتایج آنها نشان می‌دهد که جریان عرضی از نوع دایره‌ای سبب افزایش مقدار ناسلت متوسط بر روی صفحه مقعر می‌شود. در سال ۲۰۱۶ احمدی و همکاران [۱۳] در یک تحقیق عددی انتقال حرارت بر روی سطح مقعر را با استفاده از نانو سیال و آب به‌عنوان خنک‌کننده مورد بررسی قرار دادند. آنها گزارش کردند که افزایش عدد رینولدز و غلظت نانو سیال سبب افزایش ناسلت می‌شود ولی توان پمپاژ سیال افزایش می‌یابد. در سال ۲۰۱۶ یانگ و همکاران [۱۴] در یک تحقیق عددی و تجربی بر روی یک پره واقعی توربین گزارش کردند که افزایش قطر سوراخ تزریق سیال سبب افزایش ناسلت شده و افزایش فاصله بین دو جت سبب کاهش برهمکنش سیال بین دو جت شده که تأثیر منفی بر روی خنک کاری دارد. ژو و همکاران [۱۵] در سال ۲۰۱۷ در یک تحقیق تجربی تأثیر انحنا بر روی انتقال حرارت سطح را مورد بررسی قرار دادند. آنها ۳ حالت انحنا را با هم مقایسه کردند. نتایج آنها نشان می‌دهد که افزایش نسبت انحنا سبب افزایش متوسط ناسلت در راستای انحنا می‌شود. همچنین در $D=100$ که قطر سطح مقعر می‌باشد کاهش فاصله جت تا سطح مقعر سبب افزایش ناسلت می‌شود ولی با افزایش قطر به $D=200$

تجربی را روی یک ردیف جت دایره‌ای در برخورد با صفحه مقعر انجام دادند. آنها در مطالعه خود، تأثیر عدد رینولدز، فاصله خروجی تا صفحه مقعر، فاصله مرکز تا مرکز جت‌ها و همچنین تأثیر انحنا نسبی و دمای هوای ورودی به جت‌ها را بر توزیع عدد ناسلت مورد بررسی قرار دادند. آنها در نتایج خود مستقل بودن مقدار ناسلت از اختلاف دمای جت و محیط را گزارش کردند. آنها با بررسی توزیع عدد ناسلت در دو راستای محوری S و Y، نشان دادند که توزیع عدد ناسلت در راستای محوری S و در نقطه برخورد، تابع تعداد جت نمی‌باشد. مارتین و همکاران [۷] مطالعه تجربی و عددی، روی یک ردیف جت دایره‌ای برخوردی با صفحه مقعر انجام دادند. نتایج تحقیق آنها نشان می‌دهد که اثر دمای هوای ورودی به جت‌ها بر عدد ناسلت کمتر از سه درصد است. همچنین در بخشی از نتایج گزارش شده است که در عدد رینولدز ۱۰۰۰۰ افزایش انحنا نسبی از ۰/۱۴ به ۰/۲۷ تأثیر قابل توجهی بر مقدار عدد ناسلت در ناحیه برخورد نداشته است. رجبی و همکاران [۸] تحلیل عددی تأثیر جت نوسانی بر انتقال حرارت جابجایی از سطح مقعر استوانه‌ای را انجام دادند. نتایج به دست آمده در این تحقیق نشان می‌دهد که افزایش فرکانس نوسان جت انرژی جنبشی آشفتگی در مجاور ناحیه برخورد افزایش می‌یابد و همین امر سبب افزایش عدد ناسلت در ناحیه می‌شود. هادی‌پور و رجبی [۹] مطالعه عددی و تجربی در مورد انتقال حرارت تک جت دایروی در برخورد با صفحه مقعر استوانه‌ای را انجام دادند. در این مطالعه فواصل برخورد بسیار نزدیک به سطح مورد بررسی قرار گرفت. نتایج تحقیق انجام شده، نشان می‌دهد که جت برخوردی در فواصل بسیار نزدیک به سطح خنک‌کاری بسیار افزایش می‌یابد. پرابهو و همکاران [۱۰] مطالعه تجربی را روی ردیف جت دایروی در برخورد با سطح مقعر استوانه‌ای شکل انجام دادند. آنها با محاسبه توزیع فشار روی صفحه مقعر نشان دادند که برای $H/d=1$ ، ضریب فشار روی خط برخورد به‌طور قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌یابد. همچنین آنها نشان دادند که در حد فاصل جت‌ها بیشینه دومی در عدد ناسلت مشاهده می‌شود که ناشی از برخورد جت‌های دیواره و تشکیل سکون ثانویه می‌باشد. یانگ و همکاران [۱۱] در سال ۲۰۱۴ مطالعه تجربی و عددی را روی یک ردیف جت مدور در برخورد با

این رابطه معکوس شده و کاهش فاصله سبب کاهش ناسلت می‌شود. پاتیل و همکاران [۱۶] در سال ۲۰۱۷ در یک تحقیق تجربی انتقال حرارت جت برخوردی به سطح مقعر و تاثیر طول نازل و نسبت انحنا را مورد بررسی قرار دادند. آنها گزارش کردند که با بزرگتر کردن قطر نازل برای رینولدزهای ۱۰۰۰۰ اختلاف در محل برخورد ناچیز و با افزایش رینولدز تا ۵۰۰۰۰ این اختلاف زیادتیر شده و افزایش قطر سبب افزایش ناسلت می‌شود.



(الف)



(ب)

شکل (۲): سطح مقعر مورد بررسی، (الف) اجزای سطح برخورد، (ب) سطح مقعر نامتقارن و ردیف جت.

۳- طرح مسأله

در این آزمایش خنک‌کاری توسط یک ردیف جت به سطح مقعر نامتقارن استوانه‌ای سه‌بعدی مورد بررسی قرار گرفته است. بدین منظور از دو سطح مقعر نامتقارن با شعاع انحنای ۸ و ۲۴) و (۸ و ۱۲) سانتی‌متر استفاده شده است. پس از ثبت دمای نقاط شبکه‌بندی شده عدد ناسلت در دو راستای محوری و انحنا سطح محاسبه شد. نتایج به دست آمده از توزیع عدد ناسلت در دو حالت انحنای ۸ و ۲۴) و (۸ و ۱۲) سانتی‌متر مورد مقایسه قرار گرفت. قطر جت‌های برخوردکننده برابر ۱ cm بوده و شار حرارتی 2500 W/m^2 به سطح اعمال شده است. با مشخص بودن شارحرارتی و

تحقیقات انجام‌شده سه‌بعدی در زمینه ردیف جت برخوردی به سطح مقعر محدود به سطوح مقعر متقارن است. هدف از انجام این تحقیق بررسی تاثیر عدم تقارن سطح بر جریان و انتقال حرارت یک ردیف جت برخوردی به سطح مقعر با دو شعاع انحنای متفاوت است.

۲- تجهیزات آزمایشگاهی

شکل ۱ تجهیزات مورد استفاده در این تحقیق را نشان می‌دهد. قسمت‌های اصلی این دستگاه شامل جعبه کنترل، فن فشاربالا، حسگر دما، شیر تنظیم دبی، سطح مقعر حرارتی شار ثابت، ردیف جت دایره‌ای و دوربین مادون قرمز است. فن فشار بالا هوا را با فشار بالا به مخزن منتقل می‌کند. به‌وسیله شیر تنظیم، دبی جریان هوا برای رینولدزهای مورد نظر تنظیم می‌شود. جت‌های مورد نظر به اندازه‌ای در نظر گرفته شده‌اند که جریان خروجی از جت توسعه یافته باشد.



شکل (۱): تجهیزات اصلی یک ردیف جت به سطح مقعر نامتقارن

شکل ۲ بخش‌های مختلف سطح مقعر نامتقارن با شعاع‌های ۸، ۱۲ و ۲۴ سانتی‌متر را نشان می‌دهد. در زیر سطح فولادی یک گرماساز سیلیکونی انعطاف‌پذیر با توان

جدول (۱): میزان خطا دستگاه‌های آزمایشگاه

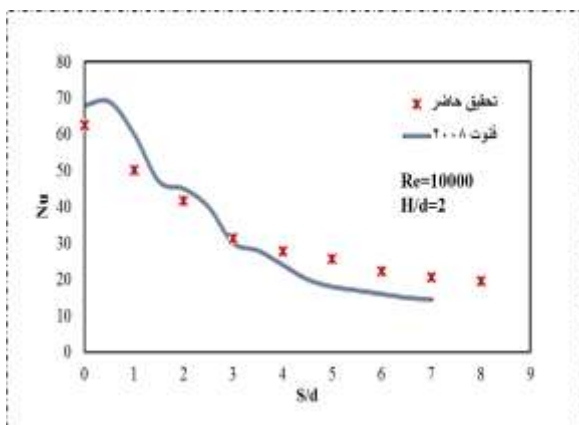
میزان خطا	محدوده کارکرد	نام دستگاه
٪۲	۰ تا ۱۸۰۰ درجه سانتی‌گراد	دوربین مادون قرمز
٪۵	۰/۷ تا ۲۰ متر بر ثانیه	جریان سنج سیم داغ
٪۳	۰ تا ۳۰۰ وات	مولتی‌متر
٪۵	۰ تا ۲۵۰۰ وات بر متر مربع	گرمکن سیلیکونی

جدول (۲): خواص سیال در ورودی جت‌ها

C_p (J/kg.K)	k (W/m.K)	μ (N.s/m ²)	ρ (kg/m ³)
۱۰۰۷	۰/۰۲۵۵۱	$1/849 \times 10^{-5}$	۱/۱۸۴

۵- نتایج

در این تحقیق پنج پارامتر عدد رینولدز جت، فاصله جت‌ها تا سطح برخورد، انحنای سطح، تعداد و فاصله جت‌ها مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است. در شکل ۳ اعتبار سنجی تحقیق آورده شده است. نتایج به‌دست‌آمده در تحقیق حاضر مطابقت قابل قبولی با مقادیر به‌دست‌آمده در تحقیق فنوت و همکاران [۶] دارد.



شکل (۳): مقایسه مقادیر تجربی حاضر با نتایج فنوت و همکاران [۶]

دمای نقاط روی سطح مقعر، عدد ناسلت طبق رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$Nu = \frac{q'' d}{kA (T_s - T_{jet})} \quad (1)$$

همچنین با اندازه‌گیری سرعت متوسط خروجی از نازل و قطر نازل عدد رینولدز از رابطه (۲) محاسبه می‌شود.

$$Re = \frac{vd\rho}{\mu} \quad (2)$$

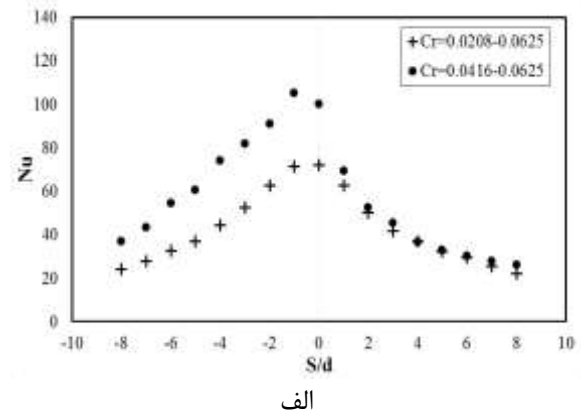
اعداد رینولدز آزمایش ۱۰۰۰۰، ۲۰۰۰۰ و ۳۰۰۰۰ و فاصله بی‌بعد جت تا سطح برخورد (H/d) ۲ و ۴ می‌باشد. سرعت جریان جت در این تحقیق از دو روش به‌دست آمده است. در روش اول از لوله پیتوت برای محاسبه سرعت استفاده شده است. فشار کل و فشار استاتیک توسط فشارسنج تفاضلی در چند مقطع ثبت شده و از فشار دینامیکی سرعت جت محاسبه می‌شود. در روش دوم سرعت جریان خروجی از لوله با استفاده از سرعت‌سنج سیم داغ اندازه‌گیری شده است.

۴- روش انجام آزمایش

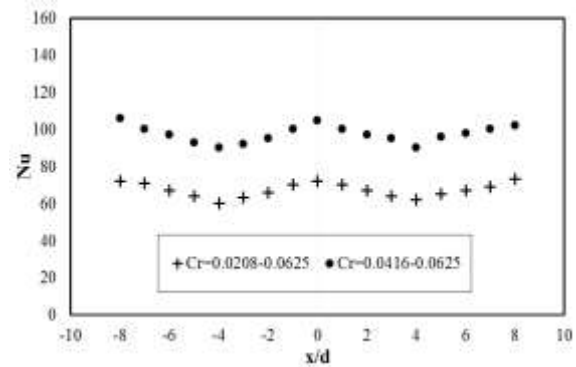
در این آزمایش هدف تعیین نرخ انتقال حرارت و ناسلت برای سطح مقعر نامتقارن و مقایسه نتایج در حالت انحنای مختلف سطح می‌باشد. پس از گرم شدن سطح توسط گرمکن سیلیکونی و سپری شدن حدود ۳۰ دقیقه برای پایا شدن آزمایش، دما در نقاط مورد نظر توسط دوربین مادون قرمز اندازه‌گیری شده است. آزمایش برای هر حالت سه مرتبه تکرار شده است. در تحقیق حاضر عدم قطعیت اندازه‌گیری عدد ناسلت با استفاده از روش جمعیت خطاها [۱۷] محاسبه شده است. با توجه به مشخصات فنی دستگاه‌های اندازه‌گیری مورد استفاده، مطابق جدول ۱ منابع خطای محاسبه ناسلت شامل عدم‌صحت اندازه‌گیری سرعت دما (٪۵)، وات مصرفی گرمکن (٪۳)، عدم یکنواختی شار حرارتی (٪۳) و تلفات حرارتی از سطح (٪۵) می‌باشد. بنابراین، عدم قطعیت عدد ناسلت اندازه‌گیری شده حدود ۸/۵٪ خواهد بود. خواص فیزیکی هوا در ورودی جت‌ها در جدول ۲ ذکر شده است.

۵-۱- تاثیر نسبت انحنا در توزیع ناسلت

یکی از عوامل تاثیرگذار در انتقال حرارت از سطح نسبت انحنا می‌باشد که در پژوهش حاضر نتایج در راستای انحنا (s) و ردیف جت (x) در شکل ۴ رسم شده است.



الف



ب

Re=20000 H/d=4 P/d=8

شکل (۴): توزیع ناسلت در راستای، الف- انحنا سطح و ب- محوری

سطح مورد استفاده در این تحقیق در دو نسبت انحنا نشان می‌دهند افزایش نسبت انحنا سبب افزایش توزیع عدد ناسلت در سطحی که دارای نسبت انحنا بیشتری است می‌شود. فنوت [۶] و ژانگ [۱۸] در دو تحقیق جداگانه تجربی و عددی تاثیر نسبت انحنا در افزایش توزیع ناسلت را گزارش کرده‌اند. در سطح با نسبت انحنا $Cr=0.0416-0.0625$ بیشینه ناسلت در محل برخورد به وجود نیامده و در $S/d=-2$ مشاهده می‌شود. دلیل این امر به وجود آمدن ناحیه سیال مرده در نقطه برخورد جت می‌باشد. ناحیه سیال مرده توسط گیلارد و بریزی [۱۹] در مطالعه تجربی آنها روی یک جت شیاری در صفحه برخورد

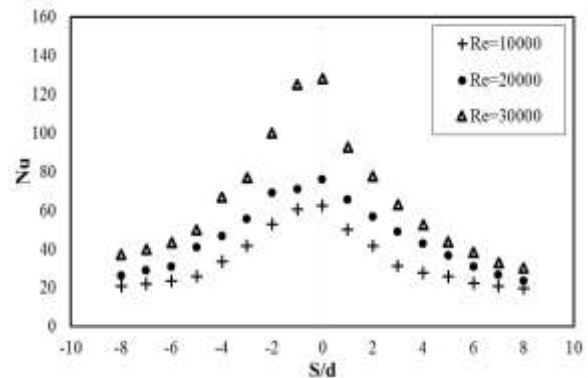
شونده مقعر مشاهده شده است. بر طبق نظریه تومن [۲۰] و شلختینگ [۲۱] یک نیروی گریز از مرکز که ناشی از انحنا سطح مقعر می‌باشد می‌تواند تمام جریان‌های روی صفحه مقعر را بی‌ثبات کرده و مجموعه‌ای از ورتکس‌ها در مقیاس بزرگ را به وجود آورد. این مجموعه از ورتکس‌ها در راستا انحنا (s) که به طور کلی ورتکس‌های تیلور-گوتلر نامیده می‌شوند می‌توانند به نوبه خود سبب افزایش مومنوم و انرژی نزدیک دیواره برخورد شوند که همین امر عاملی برای انتقال حرارت بر روی سطوح می‌باشد. در حقیقت با افزایش نسبت انحنا نسبی اندازه ورتکس‌های تیلور-گوتلر افزایش یافته که عامل افزایش انتقال حرارت سطح می‌باشد. می‌توان گفت که افزایش نسبت انحنا سبب می‌شود ضخامت لایه مرزی کاهش یابد. کاهش ضخامت لایه مرزی، مومنوم سیال در مجاورت با سطح را افزایش داده و انتقال حرارت جابجایی اجباری به‌طور چشمگیری افزایش یافته که باعث افزایش ناسلت در محدوده $0 \leq S/d \leq 8$ می‌شود.

توزیع ناسلت در راستای انحنا و راستای محوری برای دو نسبت انحنا در شکل ۴ نشان داده شده است. مطابق شکل ۴- الف توزیع عدد ناسلت در راستای انحنا کاملاً نامتقارن بوده و با افزایش انحنا نسبی مقدار عدد ناسلت افزایش می‌یابد. مطابق شکل ۴- ب توزیع عدد ناسلت در راستای محوری برای هر دو حالت نسبت انحنا متقارن است. همچنین در توزیع ناسلت در راستای محوری یک روند کاهشی با دور شدن از جت و افزایشی با نزدیک شدن به جت بعدی مشاهده می‌شود. دلیل کاهش ناسلت بین دو جت اثر چشمه و چاه می‌باشد. به‌طور کلی هر چه سطح از حالت صفحه تخت به حالت نیم‌استوانه مقعر نزدیک شود هدایت جریان بهتر صورت می‌گیرد. کورانو و همکاران [۲۲] در یک تحقیق تجربی پس از آشکارسازی جریان به این موضوع اشاره کرده‌اند.

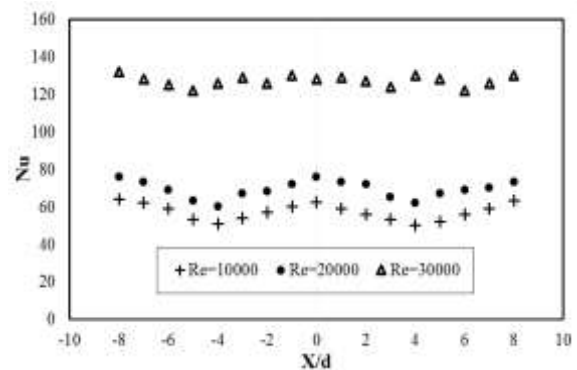
۵-۲- تاثیر عدد رینولدز و فاصله جت تا سطح برخورد

مطالعه حاضر برای ۳ عدد رینولدز ۱۰۰۰۰، ۲۰۰۰۰ و ۳۰۰۰۰ انجام شده است همان‌طور که در شکل ۵ نشان داده شده است افزایش عدد رینولدز جت به‌طور کلی سبب افزایش ضریب انتقال حرارت به میزان محسوسی در نقطه برخورد و راستای انحنا سطح شده است.

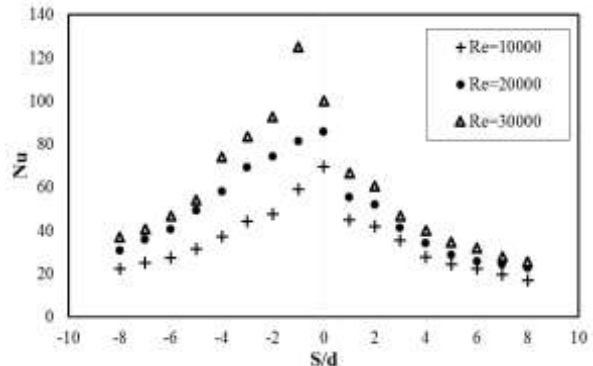
است ولی با افزایش رینولدز به ۳۰۰۰۰ در محدوده $3 < \frac{S}{d} < -3$ اختلاف ناسلت تک تک نقاط متناظر ثابت نبوده و در نقطه برخورد اختلاف ۳۰ درصدی مشاهده می‌شود. در اعداد رینولدز ۲۰۰۰۰ و ۳۰۰۰۰ ناسلت بیشینه در $\frac{S}{d} = -2$ مشاهده می‌شود که علت آن به وجود آمدن ناحیه سیال ساکن در نقطه برخورد می‌باشد. در هر ۳ عدد رینولدز بیشینه ثانویه ناسلت در محدوده $0 \leq \frac{S}{d} \leq -4$ قابل مشاهده است. علت تفاوت نتایج در شکل ۴-الف با شکل ۴-ج تاثیر نسبت انحنا می‌باشد. در حقیقت با افزایش رینولدز دو بیشینه محلی به وجود می‌آید که بیشینه اول بعد از ناحیه سیال ساکن و بیشینه ثانویه در $\frac{S}{d} = -4$ ایجاد شده است. مقدار و محل این بیشینه ثانویه به عدد رینولدز، انحنا نسبی و فاصله جت تا سطح برخورد وابسته است. شکل ۵-ب توزیع ناسلت در راستای محوری را نشان می‌دهد. با در نظر گرفتن الگوی توزیع ناسلت بین جت‌های مستقر $\frac{x}{d} = 0$ و $\frac{x}{d} = 8$ مشاهده می‌شود که یک روند تناوبی متقارن برای توزیع عدد ناسلت در راستای محوری تفاق افتاده است. با گذار جریان از آرام به آشفته و افزایش ناپایداری‌ها در راستای X تفاوت قابل ملاحظه‌ای بین توزیع ناسلت در دو عدد رینولدز ۲۰۰۰۰ و ۳۰۰۰۰ مشاهده می‌شود. در شکل ۶ توزیع ناسلت در راستای انحنا رسم شده است و تاثیر فاصله جت تا سطح برخورد برای اعداد رینولدز متفاوتی را نشان می‌دهد. در شکل ۶-الف کاهش فاصله جت تا سطح برخورد از ۴ به ۲ منجر به افزایش عدد ناسلت می‌گردد. در این راستا محمدپور و همکاران [۲۴] به این موضوع اشاره کرده‌اند که کاهش فاصله موجب افزایش ناسلت می‌گردد. مطابق شکل ۶-ب بدر عدد رینولدز ۲۰۰۰۰ تغییر فاصله جت تا سطح برخورد تاثیری در توزیع ناسلت ندارد. در محدوده $0 < \frac{S}{d} < 8$ برای شکل ۶-ب و محدوده $0 < \frac{S}{d} < -4$ برای شکل ۶-ج تاثیر معکوس فاصله جت تا سطح برخورد بر روی خنک‌کاری سطح مشاهده می‌شود.



الف) $H/d=2$ $P/d=8$ $Cr=0.0208-0.0625$



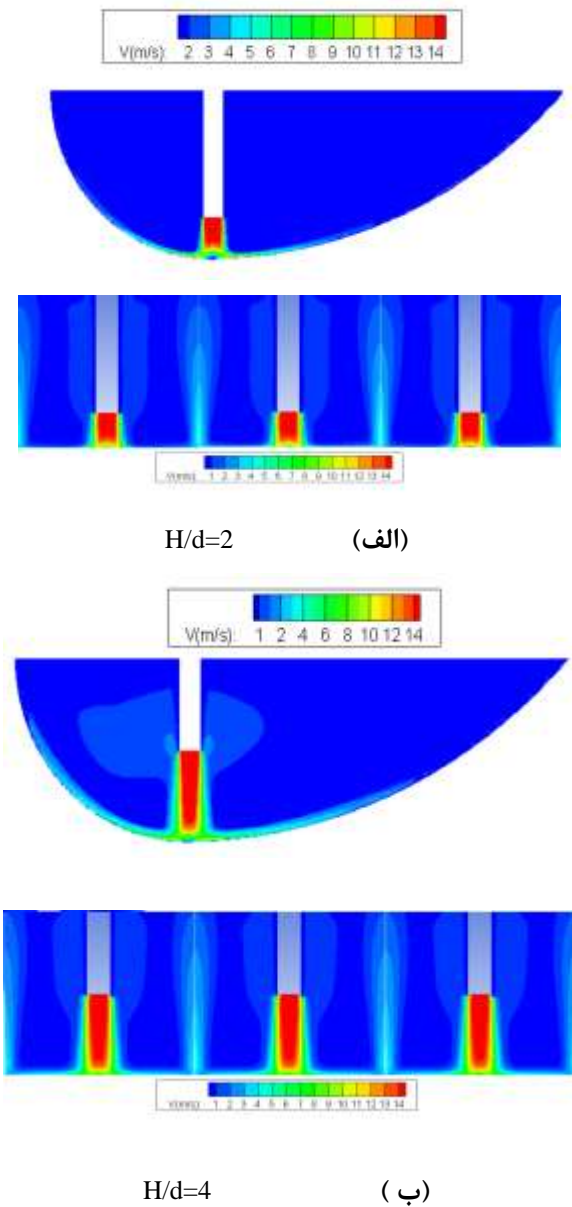
ب) $H/d=2$ $P/d=8$ $Cr=0.0208-0.0625$



ج) $H/d=2$ $p/d=8$ $Cr=0.0416-0.0625$

شکل (۵): تاثیر عدد رینولدز بر توزیع عدد ناسلت

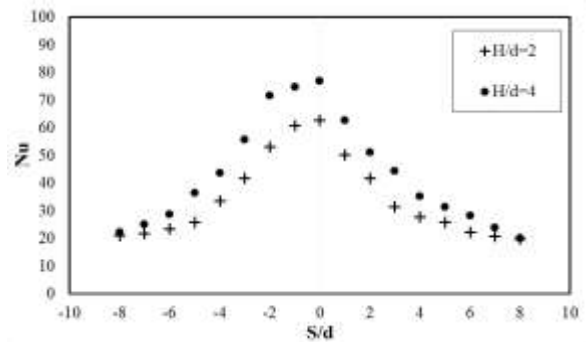
برای صفحه‌های تخت وابستگی ناسلت با عدد رینولدز به صورت رابطه توانی $Nu \propto Re^n$ می‌باشد. عوامل زیادی در تعیین مقدار n نقش دارند. یکی از این عوامل فاصله جت تا صفحه برخورد می‌باشد. گلدشتاین و همکارش [۲۳] با مطالعه بر روی یک ردیف جت برخوردی به صفحه تخت مقدار n را روی خط برخورد ۰/۶۷ و برای جریان پایین دستی (جریانی که به سمت خروجی حرکت می‌کند) ۰/۷ گزارش کرده‌اند. در شکل ۵-الف در رینولدز ۱۰۰۰۰ منحنی توزیع ناسلت در تمام نقاط دارای اختلاف ثابتی



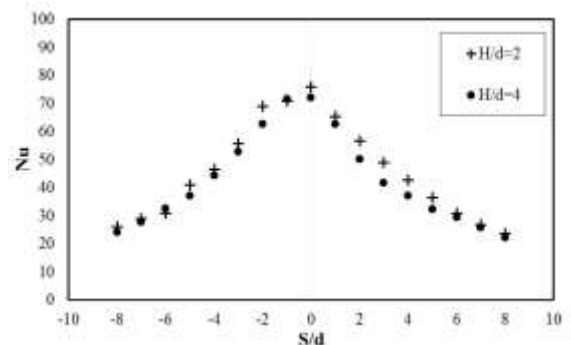
شکل (۷): کانتور سرعت در راستای ردیف جت و انحنای سطح در دو حالت، الف- $H/d=2$ و ب- $H/d=4$

۵-۳-تأثیر فاصله جت تا جت بر روی ناسلت

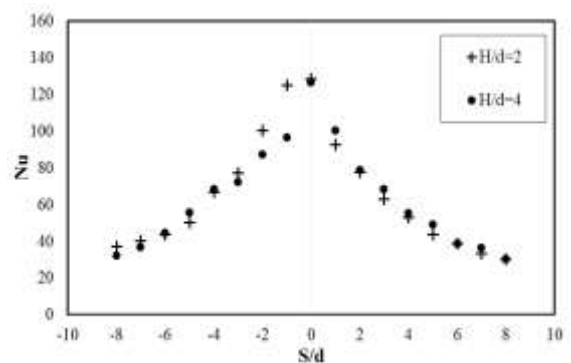
در این مقاله تأثیر ردیف جت در دو حالت $p/d=4$ (۵ جت) و $p/d=8$ (۳ جت) مورد بررسی قرار گرفته است. این پارامتر در یک عدد رینولدز و یک نسبت انحنا در شکل ۸ رسم شده است.



الف) $Re=10000$ $Cr=0.0208-0.0625$



ب) $Re=20000$ $Cr=0.0208-0.0625$



ج) $Re=30000$ $Cr=0.0208-0.0625$

شکل (۶): تأثیر فاصله جت تا سطح برخورد بر عدد ناسلت.

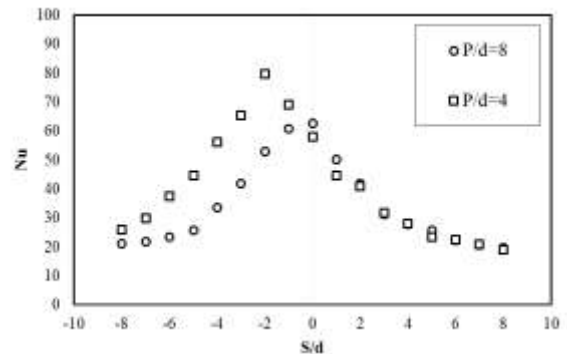
شکل ۷ کانتور سرعت در راستای ردیف جت و انحنای سطح در دو حالت $H/d=2$ و $H/d=4$ را نشان می‌دهد. در شکل ۷-الف در نقطه برخورد یک ناحیه سیال ساکن وجود دارد که سرعت در این نقطه در حدود 4 m/s می‌باشد. همین کاهش سرعت در نقطه برخورد سبب کاهش مومنتم سیال در این نقطه می‌شود که در پی کاهش سرعت، ناسلت کاهش می‌یابد

بررسی قرار گرفته است و پس از بررسی و مقایسه تاثیر پارامترهای ذکر شده نتایج زیر به دست آمده است:

۱. بررسی توزیع عدد ناسلت در دو نسبت $Cr=0.0208-0.0625$ و $Cr=0.0416-0.0625$ نشان می‌دهد که با افزایش نسبت انحنا مقادیر عدد ناسلت روی سطح افزایش می‌یابد.
۲. کاهش فاصله جت تا سطح برخورد موجب افزایش ناسلت می‌گردد. در رینولدز 30000 بیشینه ناسلت در نقطه‌ای غیر از نقطه برخورد اتفاق می‌افتد که علت آن تشکیل ناحیه سیال مرده در نقطه برخورد می‌باشد. همین امر باعث کاهش ناسلت در نقطه برخورد می‌باشد.
۳. نتایج تجربی این تحقیق نشان می‌دهد که توزیع عدد ناسلت روی سطح نامتقارن در جهت انحنای سطح نامتقارن است اما توزیع ناسلت در راستای محوری شکل متقارنی دارد.
۴. کاهش فاصله جت تا جت سبب افزایش عدد ناسلت می‌گردد و تاثیر ناحیه سیال مرده با این کاهش فاصله جت تا جت محسوس‌تر می‌گردد.
۵. در رینولدز 10000 با افزایش فاصله جت از سطح برخورد از 2 به 4 ناسلت افزایش می‌یابد ولی در اعداد رینولدز بالاتر با افزایش فاصله جت تا سطح برخورد عدد ناسلت کاهش می‌یابد.

۷- منابع

1. Bunker, R. S., & Metzger, D. E. "Local Heat Transfer in Internally Cooled Turbine Airfoil Leading Edge Regions: Part I—Impingement Cooling without Film Coolant Extraction", J. Turbomach, Vol. 112, No. 3 451-458, 1990.
2. Lee, D. H., Chung, Y. S., & Won, S. Y. "The Effect of Concave Surface Curvature on Heat Transfer From a Fully Developed Round Impinging Jet" Int. J. Heat Mass Tran. Vo. 13, No. 42, 2489-2497, 1999.
3. Kumar, B. R. & Prasad, B. V. S. S. S. "Computational Flow and Heat Transfer of a Row of Circular Jets Impinging on a Concave Surface", Heat Mass Transfer, Vol. 44, No. 6, pp. 667-678, 2007.
4. Gardon, R. & Akfirat, J. C. "Heat Transfer Characteristics of Impinging Two Dimensional



$Re=10000$ $H/d=2$ $Cr=0.0208-0.0625$

شکل (۸): تاثیر تعداد جت بر توزیع عدد ناسلت

همانگونه که در شکل ۸ نشان داده شده است در فاصله نسبی جت تا جت $p/d=4$ توزیع عدد ناسلت روی سطح مقعر دارای عدم تقارن بیشتری نسبت به فاصله $p/d=8$ می‌باشد. همچنین مطابق شکل، مقادیر عدد ناسلت در سطح با نسبت انحنای 0.208 بیشتر از مقادیر عدد ناسلت سطح با نسبت انحنای 0.0625 می‌باشد. در جدول ۳ میانگین عدد ناسلت روی سطح نامتقارن نشان داده شده است. مطابق مقادیر جدول متوسط عدد ناسلت در دو سمت سطح نامتقارن مقادیر متفاوتی دارد. با افزایش عدد رینولدز از 10000 به 30000 میانگین عدد ناسلت در هر دو سمت سطح نامتقارن افزایش می‌یابد. نتایج جدول ۳ نشان می‌دهد که در سطح مقعر نامتقارن، سطحی دارای میانگین عدد ناسلت بیشتری است که نسبت انحنای کمتری داشته باشد.

جدول (۳): مقایسه میانگین ناسلت روی سطح

نامتقارن با انحنا $Cr=0.0416-0.0625$

Re	Cr=0.0416	Cr=0.0625
۱۰۰۰۰	۳۵	۲۹/۸۳
۲۰۰۰۰	۴۶/۰۶	۴۵/۰۴
۳۰۰۰۰	۶۷/۳۸	۵۳/۸۲

۶- نتیجه‌گیری

در این تحقیق تجربی خنک‌کاری توسط یک ردیف جت برخوردی به سطح مقعر نامتقارن در سه عدد رینولدز، دو فاصله بی‌بعد جت تا سطح برخورد و دو نسبت انحنا مورد

14. Yang, B., Chang, S., Wu, H., Zhao, Y., & Leng, M. "Experimental and Numerical Investigation of Heat Transfer in an Array of Impingement Jets on a Concave Surface", *Appl. Therm. Eng.*, Vol. 127, No. 1, pp. 473-483, 2016.
15. Zhou, Y., Lin, G., Bu, X., Bai, L., & Wen, D. "Experimental Study of Curvature Effects on Jet Impingement Heat Transfer on Concave Surfaces", *Chinese J of Aeronaut*, Vol. 30, No. 2, pp. 586-594, 2017.
16. Patil, V. S. & Vedula, R. P. "Local Heat Transfer for Jet Impingement on a Concave Surface Including Injection Nozzle Length to Diameter and Curvature Ratio Effects", *Exp. Therm Fluid Sci.*, Vol. 92, No. 1, pp.375-389, 2017.
17. Taylor, J. R. "Error analysis", Univ. Science Books, Sausalito, California. 1997.
18. Xie, Y., Li, P., Lan, J., & Zhang, D. "Flow and Heat Transfer Characteristics of Single Jet Impinging on Dimpled Surface", *J. Heat. Trans.*, Vol. 135, No. 5, 2013.
19. Gilard, V. & Brizzi, L. E. "Slot Jet Impinging on a Concave Curved Wall", *J. Fluid Eng.*, Vol. 127, No. 3, pp. 595-603, 2005.
20. Thomann, H. "Effect of Streamwise Wall Curvature on Heat Transfer in a Turbulent Boundary Layer", *J. Fluid Mech.*, Vol. 33, No. 2, PP. 283-292, 1968.
21. Schlichting, H. "Boundary layer theory", 7th ed, McGraw-Hill, New York, 1979.
22. Cornaro, C., Fleischer, A. S., & Goldstein, R. J. "Flow Visualization of a Round Jet Impinging on Cylindrical Surfaces", *Exp. Therm Fluid Sci.*, Vol. 20, No. 2, pp. 66-78, 1999.
23. Goldstein, R. J., & Seol, W. S. "Heat Transfer to a Row of Impinging Circular Air Jets Including the Effect of Entrainment", *Int. J. Heat Mass Tran.*, Vol. 34, No. 8, pp. 2133-2147, 1991.
24. Ahmadi, H., Rajabi-Zargarabadi, M., Mujumdar, A. S., & Mohammadpour, J. "Numerical Modeling of a Turbulent Semi-Confined Slot Jet Impinging on a Concave Surface", *Therm sci.*, Vol. 19, No. 1, pp. 129-140, 2015.
5. Iacovides, H., Kounadis, D., Launder, B. E., Li, J., & Xu, Z. "Experimental Study of the Flow and Thermal Development of a Row of Cooling Jets Impinging on a Rotating Concave Surface", *J. Turbomach*, Vol. 127, No. 1, pp. 222-229, 2005.
6. Fenot, M., Dorignac, E., & Vullierme, J. J. "An Experimental Study on Hot Round Jets Impinging a Concave Surface", *Int. J. Heat Fluid Fl*, Vol. 29, No. 4, pp. 945-956, 2008.
7. Martin, E. L., Wright, L. M., & Crites, D. C. "Impingement Heat Transfer Enhancement on a Cylindrical Leading Edge Model with Varying Jet Temperatures", *J. Turbomach*, Vol. 135, No. 3, 2012.
8. Rajabi Zargarabadi, M., Rezaei, E., & Yousefi-Lafouraki, B. "Numerical Analysis of Turbulent Flow and Heat Transfer of Sinusoidal Pulsed Jet Impinging on an Asymmetrical Concave Surface" *Appl. Therm. Eng.*, Vol. 128, No. 1, pp. 578-585, 2018.
9. Hadipour, A., & Rajabi Zargarabadi, M. "Heat Transfer and Flow Characteristics of Impinging Jet on a Concave Surface at Small Nozzle to Surface Distances", *Appl. Therm. Eng.*, Vol. 138, No. 1, pp. 534-541, 2018.
10. Katti, V., Sudheer, S., & Prabhu, S. V. "Pressure Distribution on a Semi- Circular Concave Surface Impinged by a Single Row of Circular Jets", *Exp Therm Fluid Sci*, Vol. 46, No. 1, pp. 162- 174, 2013.
11. Yang, L., Ren, J., Jiang, H., & Ligrani, P. "Experimental and Numerical Investigation of Unsteady Impingement Cooling Within a Leading Edge Passage", *Int. J. Heat Mass Tran.*, Vol. 71, No. 1, pp. 57-68, 2014.
12. Elebiary, K., & Taslim, M. E. "Experimental/ Numerical Crossover Jet Impingement in an Airfoil Leading Edge Cooling Channel", *J. Turbomach*, Vol. 135, No. 1, pp. 1-12, 2013.
13. Ahmadi, H., Moghari, R. M., Esmailpour, K., & Mujumdar, A. S. "Numerical Investigation of Semi-Confined Turbulent Slot Jet Impingement on a Concave Surface Ssing an Al2O3–Water Nano Fluid", *Appl Math Model*, Vol. 40. pp. 1110-1125, No. 1125, 2016.