

علمی-پژوهشی

# بررسی عددی خصوصیات جریان و انتقال حرارت روی یک صفحه مسطح تحت تأثیر یک جت برخوردی خود محرک

محمدته خودکامه<sup>۱</sup> فرید دولتی<sup>۲\*</sup> نیما امانی فرد<sup>۳</sup> محمدمهدی عبداللهزاده سنگرودی<sup>۴</sup>  
دانشگاه گیلان، تهران، ایران  
دانشگاه بیرا اینترپور، پرتغال

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۹/۰۳؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۱۱/۰۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۱۱/۱۸؛ تاریخ انتشار: ۱۴۰۲/۱۱/۳۰)

DOR: <https://dori.net/dor/>

## چکیده

در تحقیق حاضر به بررسی عددی میدان جریان و انتقال حرارت برخوردی نوسان‌سازهای سیال در فواصل نزدیک پرداخته شده است. شبیه‌سازی‌ها تحت شرایط دوبعدی، تراکم‌ناپذیر و ناپایا انجام شده و هدف ارزیابی تأثیر تغییر فاصله، تغییر زاویه نازل خروجی، حذف نازل خروجی و تغییر عدد رینولدز است. همچنین برای بررسی جامع، نتایج نوسان‌ساز سیال با نتایج جت ثابت مقایسه شده است. به‌منظور صحت‌سنجی نتایج از دو پژوهش تجربی برای نوسان‌ساز سیال و جت ثابت بهره برده شده و تطابق خوبی میان نتایج مشاهده شده است. نتایج نشان می‌دهد که افزایش فاصله در نوسان‌سازها سبب کاهش حداکثر حدود ۱۱ درصد در عدد ناسلت برای نقطه سکون می‌شود، درحالی که تغییر فاصله تأثیر قابل توجهی در جت ثابت ندارد. علاوه بر این، تغییر در زاویه نازل خروجی سبب تغییر در عدد ناسلت می‌شود اما این تغییر روند مشخصی ندارد. شایان ذکر است که حذف نازل خروجی نیز باعث افزایش عدد ناسلت می‌شود. افزایش عدد رینولدز برای نوسان‌سازها و جت ثابت به ترتیب سبب افزایش تقریبی حداقل ۲۲ و ۲۸ درصد در عدد ناسلت در نقطه سکون خواهد شد.

**واژه‌های کلیدی:** انتقال حرارت، جت برخوردی، شبیه‌سازی عددی، میدان جریان، نوسان‌ساز سیال

## Numerical Investigation of Heat and Fluid Features on a Flat Plate Affected by a Self-oscillator Impingement Jet

Khodkameh, M. Dolati, F. Amanifard, N. Abdollahzadehsangroudi, M.

Gilan University, Gilan, Iran

Universidade da Beira Interior  
Portugal

(Received: 2023/11/24, Revised: 2024/01/25, Accepted: 2024/02/07, Published: 2024/02/19)

## ABSTRACT

In this study, the flow field and the impingement heat transfer of fluidic oscillators at narrow spaces are investigated numerically. Simulations are performed in 2-D, incompressible, and unsteady conditions and the aim is to analyze the effects of the jet to wall distance, the external nozzle angle, the Reynolds number, and removing the external nozzle on the heat transfer performance. Also, for a comprehensive review, the results of the fluidic oscillator are compared with the results of the steady jet. To ensure the validity of the numerical simulations, two experimental researches are applied for the fluidic oscillator and the steady jet and a good agreement is observed between the present simulations and the experimental data. The results show that increasing the distance in fluidic oscillators causes a maximum decrease of about 11% at the Nusselt number of the stagnation point, while employing the various distances does not have a significant effect on the steady jet. In addition, the configuration of the different external nozzle angles affects the Nusselt number, but this influence does not have a monotonic behavior. Furthermore, the Nusselt number increases by removing the external nozzle. When the Reynolds number increases for the fluidic oscillator and the steady jet, the Nusselt number of the stagnation point increases by at least about 22 and 28%, respectively.

**Keywords:** Heat Transfer, Impinging Jet, Numerical Simulation, Flow Field, Fluidic Oscillator

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد: mohadeseh.khodkameh@gmail.com

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): farid.dolati@guilan.ac.ir

۳- استاد: namanif@guilan.ac.ir

۴- استادیار: mm.abdollahzadeh@ubi.pt

This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license.

Publisher: Imam Hussein University

© Authors



## فهرست علائم و اختصارات

## ۱- مقدمه

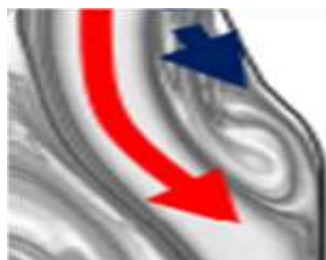
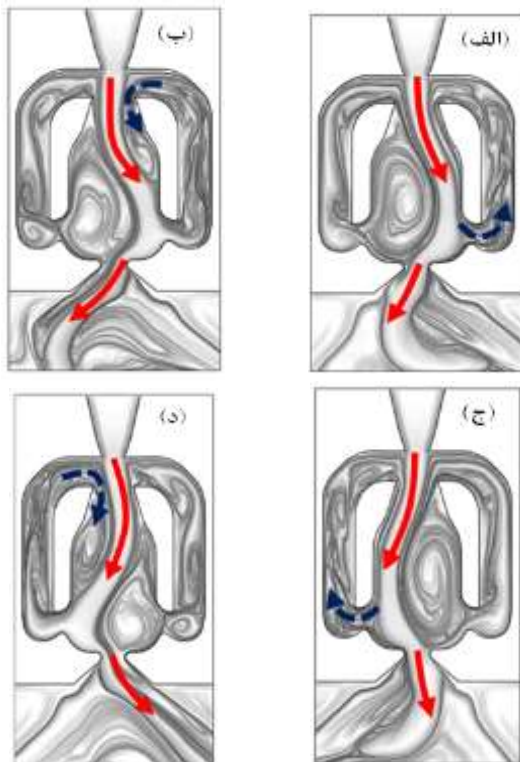
امروزه بهبود انتقال حرارت موضعی یکی از چالش‌های موجود در بسیاری از بخش‌های صنعت است. پژوهش‌ها نشان داده‌اند که یک روش مؤثر برای دستیابی به این هدف، استفاده از جت‌های برخوردی است. از کاربردهای جت‌های برخوردی در صنعت می‌توان به خنک‌سازی پره‌های توربین، قطعات الکترونیکی، ورق‌های فلزی و فتوولتائیک، همچنین خشک‌کردن کاغذ، افزایش انتقال حرارت در عملیات حرارتی فلزات و حتی صنعت شیشه اشاره نمود [۱]. به‌منظور بیان اهمیت بهبود انتقال حرارت در صنعت، یکی از کاربردها با جزئیات بیشتر توضیح داده می‌شود. توربین‌های گاز بخش جدایی‌ناپذیر از صنعت هوانوردی و تولید برق مدرن هستند. بازده حرارتی یک توربین گاز به‌شدت به دمای ورودی توربین وابسته بوده و به همین علت طراحان توربین به‌طور مداوم در تلاش برای افزایش دمای ورودی توربین گاز هستند. دمای جریان گاز داغ در توربین‌ها بسیار بالاتر از دمای ذوب مواد است، لذا یک طراحی خنک‌کننده کارآمد برای کاهش بار حرارتی پره‌های توربین موردنیاز است [۲،۳]. مرسوم‌ترین نوع جت‌های برخوردی، جت‌های ثابت است. جت‌های ثابت تنها در نقطه برخورد سیال با سطح دارای عملکرد مطلوبی هستند که این موضوع نقطه‌ضعف اصلی جت‌های ثابت است [۱،۲]. در راستای افزایش عملکرد جت‌های برخوردی، روش‌های متعددی مورداستفاده قرار گرفته است. این روش‌ها را می‌توان به سه دسته روش‌های فعال، غیرفعال و ترکیبی تقسیم‌بندی کرد. روش‌های فعال شامل جت‌های پالسی و مصنوعی است. همچنین روش‌های غیرفعال نیز شامل جت‌های حلقوی، چرخشی و جاروب‌کننده (نوسان‌ساز) هستند [۱].

در این میان، نوسان‌سازهای سیال<sup>۱</sup> دستگاه‌هایی هستند که بدون نیاز به قطعات متحرک می‌توانند جت‌های نوسانی مکانی و زمانی تولید کنند که این نوسانات کاملاً خودالقا است [۴،۵]. این دستگاه در دهه ۱۹۵۰ اختراع شد و در طول سالیان به دلیل ساختار ساده، عدم نیاز به منبع توان خارجی، پهنای باند با فرکانس و دامنه بالا، امکان استفاده در مقیاس‌های متفاوت و عدم نیاز به تعمیر و نگهداری مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته شده است [۴،۶].

$C_p$	ظرفیت گرمایی (J/kg.K)
D	قطر گلوگاه در جت نوسانی و قطر ورودی در جت ثابت (m)
H	فاصله گلوگاه تا صفحه برخورد در جت نوسانی و فاصله ورودی تا صفحه برخورد در جت ثابت (m)
h	ضریب انتقال حرارت (W/K.m <sup>2</sup> )
k	انرژی جنبشی آشفته‌گی (J/kg)
Nu	عدد ناسلت
P	فشار (N/m <sup>2</sup> )
$q''$	شار حرارتی (W/m <sup>2</sup> )
Re	عدد رینولدز
$S_{ij}$	میانگین نرخ تغییر شکل (1/s)
T	دما (K)
$T_f$	دوره نوسان
t	زمان (s)
v.u	سرعت (m/s)
Y,X	محورهای مختصات (m)
<b>علائم یونانی</b>	
$\beta$	ضریب انبساط حجمی
$\beta^*$	ثابت مدل جریان آشفته k- $\omega$ SST
$\beta_2$	ثابت مدل جریان آشفته k- $\omega$ SST
$\gamma_2$	ثابت مدل جریان آشفته k- $\omega$ SST
$\delta_{ij}$	دلتای کرون کر
$\lambda$	رسانایی گرمایی (W/K.m)
$\mu$	ضریب لزجت دینامیکی (N.s/m <sup>2</sup> )
$\mu_t$	لزجت گردابی (kg/m.s)
$\rho$	چگالی (kg/m <sup>3</sup> )
$\sigma_k$	ثابت مدل جریان آشفته k- $\omega$ SST
$\sigma_{\omega,1}$	عدد پیرانتل فرکانس آشفته‌گی
$\sigma_{\omega,2}$	ثابت مدل جریان آشفته k- $\omega$ SST
$\tau_{ij}$	تنش‌های رینولدز (kg/m.s <sup>2</sup> )
$\omega$	فرکانس آشفته‌گی (1/s)
<b>زیرنویس‌ها</b>	
i	بردار واحد در جهت محور x
j	بردار واحد در جهت محور y
ref	مقدار مرجع
s	سطح (m <sup>2</sup> )
<b>اختصارات</b>	
URANS	معادلات ناپایا ناویراستوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز
SST	انتقال تنش برشی

<sup>1</sup> Fluidic Oscillators

دادند. بر اساس توزیع عدد ناسلت، سطح برخورد جت را می‌توان به دو ناحیه تقسیم کرد. در نزدیکی ناحیه مرکزی عدد ناسلت افزایش یافته است، اما دور از مرکز عدد ناسلت به طور یکنواخت کاهش می‌یابد. به طور کلی عملکرد نوسان‌ساز از منظر انتقال حرارت، در این دو ناحیه با ساختار جریان جت، توزیع میانگین سرعت جانبی و نوسان سرعت جانبی در نزدیکی دیوار ارتباط دارد.



حباب جدایش

شکل (۱): (۱)؛ طریقه عملکرد نوسان‌سازهای سیال متصل به دیوار [۷] عارف حسین و همکاران [۱۱]، شبیه‌سازی عددی را به جهت بررسی اثر زاویه نازل خروجی بر میدان جریان و عملکرد انتقال حرارت نوسان‌ساز بر روی یک صفحه تخت انجام دادند، که در این تحقیق محدوده تغییرات زاویه نازل از ۰ تا ۱۳۰ درجه است. در زاویه‌های نازل بزرگتر از ۷۰ درجه، به علت ایجاد جریان جداشده در کنار دیواره‌های جانبی نازل

تاکنون محققان برای توصیف این دستگاه از نام‌های متعددی استفاده کرده‌اند که یک مورد از آن‌ها جت‌های جاروب کننده<sup>۱</sup> است. این نام به علت حرکت جارویی جت نوسانی هنگام خروج از نوسان‌ساز استفاده شده است. فرکانس نوسانات ایجاد شده توسط نوسان‌ساز سیال شامل محدوده وسیعی از مقادیر از ۱۰ هرتز تا ۲۲۰۰۰ هرتز می‌شود. باتوجه به کاربرد موردنیاز نوسان‌سازهای سیال می‌توان از مایعات و گازها به عنوان سیال کاری در آن‌ها استفاده نمود [۶].

طریقه عملکرد یک نوسان‌ساز سیال از مدل متصل به دیوار<sup>۲</sup> در شکل ۱ نشان داده شده است. در ابتدا سیال تحت فشار از طریق نازل قدرت (نازل ورودی) وارد محفظه اختلاط می‌شود. جت به دلیل ناپایداری‌های دینامیکی ذاتی خود به یک سمت کشیده می‌شود و سپس اثر کوآندا بر آن غالب شده و جت به دیوار محفظه اختلاط متصل می‌شود (شکل الف). بخشی از جریان پایین دست جت وارد کانال بازخورد شده و از این طریق دوباره وارد محفظه اختلاط می‌شود. بعلاوه این جریان بازگشتی یک حباب جدایش را بین دیوار و جت اصلی تشکیل می‌دهد (شکل ب). حباب جدایش با ورود سیال بیشتر بزرگتر شده و جت را به سمت دیوار مقابل فشار می‌دهد، همچنین به طور مجدد به دلیل اثر کوآندا جت به دیوار مقابل متصل می‌شود (شکل ج). سپس این فرآیند در فرکانس پایدار که وابسته به نرخ جریان است تکرار می‌شود (شکل د) [۶، ۷]. آگریکولا و همکاران [۸]، به صورت تجربی به بررسی ویژگی‌های انتقال حرارت نوسان‌سازها بر روی یک صفحه تخت پرداختند. آن‌ها نشان دادند که فاصله بهینه صفحه تا نوسان‌ساز برای حداکثر انتقال حرارت برخورد، وابسته به زاویه نازل خروجی است. عارف حسین و همکاران [۹]، اثر انحناء مقعر سطح برخورد بر میدان جریان خارجی و عملکرد انتقال حرارت نوسان‌سازهای سیال را مورد بررسی قرار دادند. نتایج این پژوهش عددی نشان می‌دهد که، عملکرد انتقال حرارت نوسان‌سازهای سیال یک رفتار غیریکنواخت با افزایش انحناء سطح دارند. همچنین با افزایش انحناء سطح، میدان جریان خارجی نوسان‌ساز سیال متلاطم شده و گردابه تشکیل می‌شود. پارک و همکاران [۱۰]، پژوهش تجربی را به منظور درک بهتر عملکرد انتقال حرارت یک نوسان‌ساز سیال بر روی یک دیوار مسطح انجام

<sup>۱</sup> Sweeping jet

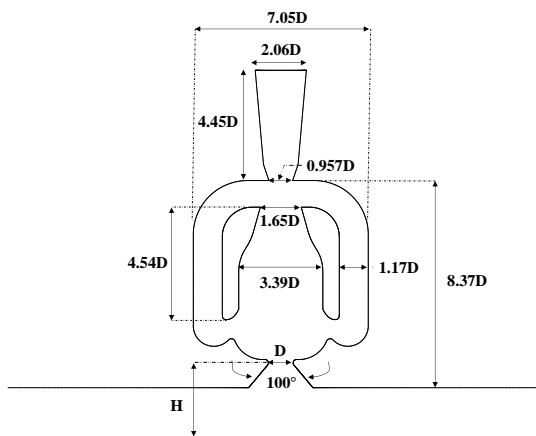
<sup>۲</sup> Wall attachment

نقطه بیشینه نمودار ناسلت جابجا می‌شود. همچنین افزایش زاویه نازل، سبب کاهش بیشینه مقدار عدد ناسلت و یکنواختی در توزیع آن می‌شود. وو و همکاران [۱۲]، شبیه‌سازی عددی را برای مقایسه عملکرد انتقال حرارت نوسان‌ساز سیال منحنی<sup>۱</sup> و زاویه‌دار<sup>۲</sup> و یک جت ثابت، بر روی یک صفحه تخت انجام دادند. نتایج گزارش شده برای محدوده عدد ناسلت ۳۰۰۰ تا ۵۰۰۰ نشان می‌دهد که، عدد ناسلت متوسط برای طراحی منحنی شکل ۳ تا ۸/۳ درصد و برای طراحی زاویه‌دار ۷/۴ تا ۸/۶ درصد بیشتر از یک جت ثابت است. آگریکولا و همکاران [۱۳]، آزمایش تجربی را بر روی لبه پیشرو یک پره توربین انجام دادند. آن‌ها دریافتند که نوسان‌ساز سیال در مقایسه با جت ثابت به طور کلی اثربخشی خنک‌کنندگی بالاتری دارد. همچنین در یک دبی جرمی یکسان نوسان‌ساز سیال، افت فشار کمتری در مقایسه با جت ثابت دارد. ژو و همکاران [۱۴]، به مقایسه تجربی عملکرد انتقال حرارت نوسان‌سازهای سیال و جت‌های دایروی، بر روی یک صفحه تخت پرداختند. آن‌ها در این پژوهش اثر فاصله نوسان‌ساز تا صفحه و عدد رینولدز را مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان می‌دهد که به صورت کلی، نوسان‌سازهای سیال عملکرد بهتری را در فواصل نزدیک و اعداد رینولدز بالا، در مقایسه با جت‌های دایروی، از خود نشان می‌دهند. سانگ هیوک‌کیم و همکاران [۱۵]، یک بررسی تجربی برای درک ویژگی‌های جریان و انتقال حرارت دو بعدی یک نوسان‌ساز سیال انجام دادند. این پژوهش بر روی یک صفحه تخت انجام شد و نتایج آن نشان می‌دهد که توزیع عدد ناسلت موضعی شباهت بسیار زیادی به توزیع سرعت در خروجی نوسان‌ساز دارد. همچنین در میدان‌های سرعت متوسط، جریان جت به صورت دو جریان مورب به صفحه برخورد می‌کند. دونگ جوکیم و همکاران [۱۶]، به بررسی تجربی اثر انحناء بر عملکرد نوسان‌ساز برای بهبود انتقال حرارت پرداختند. در این پژوهش انتقال حرارت بر روی سه سطح مقعر، محدب و تخت با هم مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهد برخلاف سطوح مقعر که به صورت قابل توجه نرخ انتقال حرارت بیشتری نسبت به سطوح تخت دارند، افزایش نرخ انتقال حرارت برای یک سطح محدب نسبتاً کم است. همچنین برای یک سطح محدب نیز مانند

سطح مقعر عدد ناسلت به طور یکنواخت با افزایش انحناء بهبود نمی‌یابد، اما برای انحناء متوسط یک بیشینه دارد. عارف حسین و همکاران [۱۷]، مطالعات وسیع‌تری را در ارتباط با اثر زاویه نازل خروجی بر میدان جریان بر روی یک صفحه تخت انجام دادند. آن‌ها به صورت عددی و تجربی با فرض اینکه زاویه نازل همانند مطالعه پیشین در محدوده ۰ تا ۱۳۰ درجه است، عملکرد نوسان‌ساز را مورد بررسی قرار دادند. نتایج تحقیق آنها مشخص می‌کند که فرکانس نوسان جت، مستقل از زاویه نازل خروجی است. همچنین میانگین زاویه حرکت جانبی سیال و افت فشار، در ابتدا با افزایش زاویه نازل تا ۷۰ درجه افزایش و سپس کاهش می‌یابند. جولایی و همکاران [۱۸]، به صورت عددی به بررسی تأثیر پارامترهای مختلف بر میدان جریان و عملکرد انتقال حرارت نوسان‌ساز پرداختند. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که، به صورت کلی حذف نازل خروجی سبب افزایش عملکرد انتقال حرارت می‌شود. همچنین مشاهده می‌شود که با افزایش فاصله نوسان‌ساز تا صفحه، زاویه نوسان جت افزایش می‌یابد. جولایی و همکاران [۱۹]، به صورت تجربی به بررسی عملکرد انتقال حرارت سه مدل نوسان‌ساز سیال که شامل نوسان‌ساز دو کانال بازخورد مرسوم با نازل خروجی، نوسان‌ساز دو کانال بازخورد مرسوم بدون نازل خروجی و نوسان‌ساز دو کانال بازخورد مبتنی بر گردابه است پرداختند. نتایج حاکی از آن است که، نرخ انتقال حرارت هر سه نوسان‌ساز سیال به دبی وابسته است اما این وابستگی برای نوسان‌ساز مبتنی بر گردابه بیشتر بوده و نرخ انتقال حرارت این نوسان‌ساز بیشتر تحت تأثیر تغییرات دبی است. همچنین با تغییر فاصله نوسان‌ساز تا سطح هدف، نرخ انتقال حرارت نوسان‌ساز مرسوم با نازل خروجی و نوسان‌ساز مبتنی بر گردابه به صورت قابل توجه تغییر کرده و در میان این دو، نوسان‌ساز با نازل خروجی تأثیر بیشتری می‌پذیرد. جولایی و همکاران [۲۰]، به صورت عددی به بررسی مقیاس‌بندی هندسه یک تک نوسان‌ساز سیال پرداخته و عملکرد آن را بر انتقال حرارت برخوردی بررسی نمودند. آن‌ها برای مقیاس کردن، نازل ورودی، ورودی و گلوگاه خروجی را ثابت نگه داشته و بقیه هندسه را به میزان مورد نظر مقیاس کردند. نتایج نشان می‌دهد که، عدد ناسلت متوسط برای ضریب‌های مقیاس کوچک‌تر از یک، از هندسه پایه (ضریب مقیاس ۱) بیشتر بوده و در اعداد رینولدز پایین نیز یک نوسان‌ساز با

<sup>1</sup> Curved fluidic oscillator

<sup>2</sup> Angled fluidic oscillator



شکل (۲): هندسه نوسان ساز مورد استفاده در پژوهش حاضر

### ۳- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر سیالات شامل سه معادله بقای جرم، بقای اندازه حرکت یا مؤمنتم و بقای انرژی است. همچنین فرضیات مورد استفاده در این مسئله شامل جریان آشفته، دوبعدی، تراکم ناپذیر و ناپایا است، در نتیجه برای شبیه سازی میدان جریان و انتقال حرارت در داخل و خارج از نوسان ساز از معادلات میانگین گیری شده ناولیراستوکس ناپایا (URANS) به کمک ابزار دینامیک سیالات محاسباتی بهره برده شده است.

معادله پیوستگی:

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

معادله مؤمنتم:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \right] \quad (2)$$

معادله انرژی:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho C_p T) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho C_p u_j T) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) - \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (3)$$

در رابطه بالا  $\lambda$  و  $\beta$  به ترتیب نشان دهنده هدایت حرارتی و ضریب انبساط حجمی است. همان گونه که ذکر شد در این مسئله جریان به صورت آشفته است، لذا انتخاب یک مدل جریان آشفته مناسب برای مدل سازی درست بسیار حائز اهمیت است. در این پژوهش از مدل جریان آشفته کی-

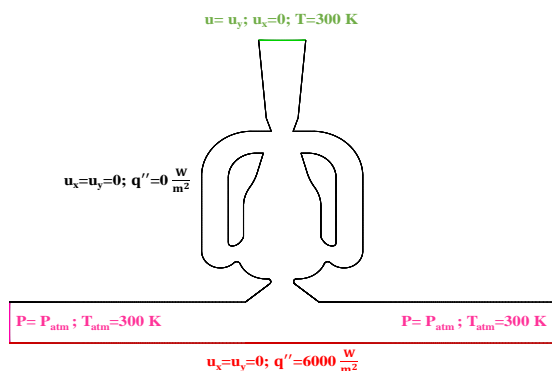
ضریب مقیاس کوچک تر از یک عملکرد بهتری در خنک کردن دارد، شایان ذکر است که با کاهش بیشتر ضریب مقیاس نرخ افزایش انتقال حرارت نزولی می شود. اثر مقدار  $X/D$  برای ضریب های مقیاس بزرگتر به صورت قابل توجهی بیشتر از ضریب های مقیاس کوچک تر است.

بررسی پیشینه پژوهش نشان می دهد که پیشینه عملکرد نوسان سازها در فواصل نزدیک است؛ اما تاکنون در هیچ پژوهشی به صورت جامع و کامل به این موضوع پرداخته نشده است؛ لذا در این پژوهش، به بررسی اثر پارامترهای مختلف نظیر عدد رینولدز، فاصله نوسان ساز تا صفحه برخورد، تغییر زاویه نازل خروجی و حذف نازل خروجی بر میدان جریان و انتقال حرارت برخوردی نوسان سازهای سیال در فواصل نزدیک پرداخته شده است. همچنین برای بررسی دقیق تر، نتایج نوسان ساز با نتایج جت ثابت مقایسه خواهد شد.

### ۲- هندسه

نوسان ساز سیال شامل هر قطعه غیر متحرک است که بتواند یک جریان ورودی تحت فشار را به یک جریان نوسانی خودالقا در خروجی خود تبدیل کند؛ بنابراین طیف گسترده ای از دستگاه ها را می توان تحت عنوان نوسان سازهای سیال معرفی کرد [۵]. در این پژوهش از یک طراحی مرسوم نوسان ساز که توسط استوفر [۲۱] ارائه شده استفاده شده است. همان گونه که در شکل ۲ قابل مشاهده است از طراحی منحنی که جز دسته بندی متصل به دیوار است بهره برده شده است. شایان ذکر است که علت این انتخاب افت فشار متوسط کمتر و زاویه نوسان بزرگتر طراحی منحنی نسبت به طراحی زاویه دار است. در شکل زیر ابعاد نوسان ساز بر حسب قطر گلوگاه (D) بیان شده اند که قطر گلوگاه نیز برابر ۳/۵ میلی متر است. زاویه نازل نمایش داده شده در شکل برابر ۱۰۰ درجه است اما شبیه سازی در دو زاویه نازل ۶۰ و ۸۰ درجه نیز صورت گرفته است. همچنین فاصله گلوگاه تا صفحه هدف (H) در شبیه سازی ها دارای مقادیر مختلف 2D، 3D و 4D است که جت نوسانی ایجاد شده توسط نوسان ساز در شرایط مختلف به صفحه تخت برخورد می کند و سبب خنک شدن سطح تحت شار حرارتی می شود.

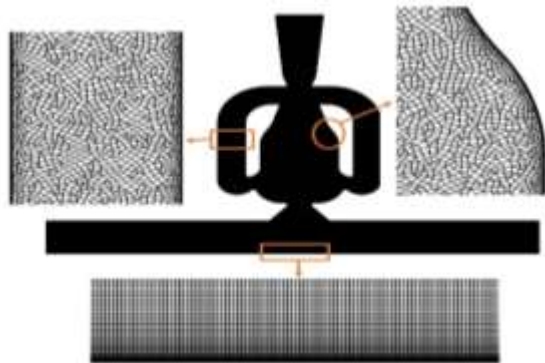
وارد نوسان‌ساز شده و در خروجی‌ها با فشاری برابر با فشار اتمسفر از ناحیه محاسباتی خارج می‌شود. بر روی سطوح جامد شرط عدم لغزش برقرار بوده بدین معنا که سرعت مماسی و عمود بر دیواره‌ها برابر صفر است. همچنین دیواره‌های نوسان‌ساز و دیواره‌های بالایی ناحیه برخوردی (ناحیه خارج از نوسان‌ساز) دارای شار صفر و سطح هدف که سیال سبب خنک شدن آن می‌شود دارای شار حرارتی  $6000 \text{ W/m}^2$  است.



شکل (۳): شرایط مرزی بهره برده شده در نوسان‌ساز سیال

#### ۵- شبکه‌بندی و استقلال از شبکه

شبکه‌بندی با استفاده از نرم‌افزار پوینت وایز نسخه ۱۸/۳R1 انجام شده و در شکل ۴ تصویر شبکه مسئله نمایش داده شده است. شبکه شامل دو بخش بوده که شبکه درون نوسان‌ساز به صورت ترکیبی و شبکه میان نوسان‌ساز و صفحه برخورد به صورت کاملاً سازمان‌یافته است. درون نوسان‌ساز در نزدیک دیواره‌ها از شبکه سازمان‌یافته و در بقیه نواحی از شبکه بی‌سازمان یافته استفاده شده است. به منظور شبیه‌سازی دقیق، سلول‌های نزدیک دیواره‌ها بسیار ریز شده‌اند به گونه‌ای که  $y^+$  در این نواحی کوچک‌تر از یک است.



شکل (۴): نمایی از شبکه‌بندی نوسان‌ساز سیال

امگا اس اس تی<sup>۱</sup> که توسط منتر [۲۳،۲۲] توسعه داده شده، برای شبیه‌سازی‌ها استفاده شده است. شایان ذکر است که برای انتخاب درست مدل آشفتگی مدل‌های مختلف خانواده کی-اِپسیلون<sup>۲</sup> و کی-امگا بررسی شده و نتایج شبیه‌سازی‌ها با داده‌های تجربی مقایسه شده است. نمودار این بررسی در بخش نتایج نمایش داده شده و نشان می‌دهد که مدل کی-امگا اس اس تی دقیق‌ترین جواب را برای شبیه‌سازی فیزیک حاکم ارائه می‌دهد.

معادله  $k$ :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial((\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}) \frac{\partial k}{\partial x_i})}{\partial x_j} + \left( \tau_{ij} S_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \delta_{ij} \right) - \beta^* \rho k \omega \quad (4)$$

معادله  $\omega$ :

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial((\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega,1}}) \frac{\partial \omega}{\partial x_i})}{\partial x_j} + \gamma_2 \left( 2 \rho S_{ij} S_{ij} - \frac{2}{3} \rho \omega \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \delta_{ij} \right) - \beta_2 \rho \omega^2 + 2 \frac{\rho}{\sigma_{\omega,2}} \frac{\partial k}{\partial x_k} \frac{\partial \omega}{\partial x_k} \quad (5)$$

در رابطه بالا  $\sigma_k$ ،  $\beta^*$ ،  $\sigma_{\omega,2}$ ،  $\gamma_2$  و  $\beta_2$  ضرایب ثابت بوده که مقادیر آن در جدول ۱ بیان شده‌اند. همچنین مقدار ثابت‌های  $\sigma_{\omega,1}$  و  $\mu_t$  از توابع ترکیبی بدست می‌آیند که برای کاربردی کردن معادلات در نواحی نزدیک دیوار و نواحی دور دست است [۲۴].

جدول (۱): ضرایب ثابت مدل جریان آشفتگی کی-امگا اس اس تی

ثابت	$\sigma_k$	$\beta^*$	$\sigma_{\omega,2}$	$\gamma_2$	$\beta_2$
مقدار	۲	۰/۰۹	۱/۱۶۸	۰/۴۴	۰/۰۸۲۸

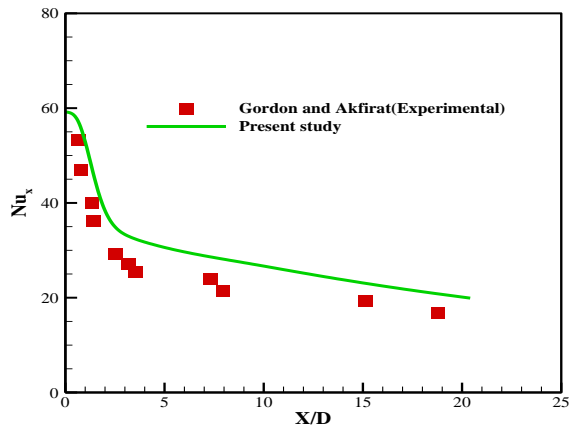
#### ۴- شرایط مرزی

همان‌گونه که در شکل ۳ نمایش داده شده است سیال هوا با سرعت یکنواخت، دمای ۳۰۰K و شدت آشفتگی ۵ درصد

<sup>۱</sup> k- $\omega$  SST

<sup>۲</sup> k- $\epsilon$

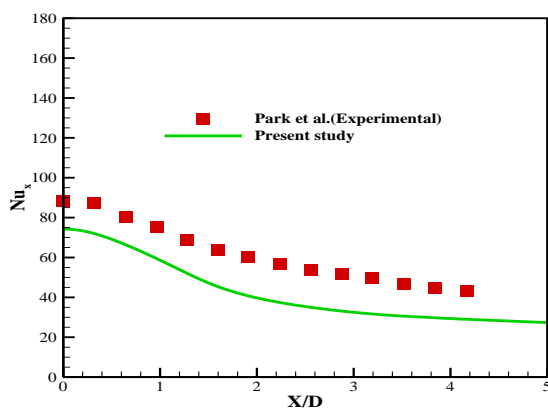
مقایسه این دو پارامتر در مطالعه حاضر و پژوهش تجربی پرداخته شده است. خطای فرکانس و سرعت میانگین در محدوده ۳ درصد است که این موضوع نشان‌دهنده درستی و دقت نتایج مطالعه حاضر است.



شکل (۶): اعتبارسنجی نمودار عدد ناسلت جت ثابت

### ۷- نتایج

در بخش معادلات حاکم ذکر شد که در این پژوهش از مدل جریان آشفته کی-امگا اس تی استفاده خواهد شد؛ اما به‌منظور اثبات درستی این انتخاب، در شکل ۸ نتایج عدد ناسلت موضعی حاصل از مدل‌های جریان آشفته مختلف با یکدیگر مقایسه شده است. در میان مدل‌های کی-اپسیلون، مدل آر ان جی<sup>۱</sup> نتایج عدد ناسلت بهتری را ارائه می‌دهد، زیرا این روش دقت بالایی را در جریان‌های با حرکت چرخشی دارد [۲۴]. همچنین نتایج نشان می‌دهند که در میان مدل‌های کی-امگا مدل اس تی دارای دقت بیشتری است. پژوهش حاضر به‌صورت عددی بوده و در این راستا وجود تفاوت میان نمودار حاصل از مدل کی-امگا اس تی و داده‌های تجربی قابل قبول است.

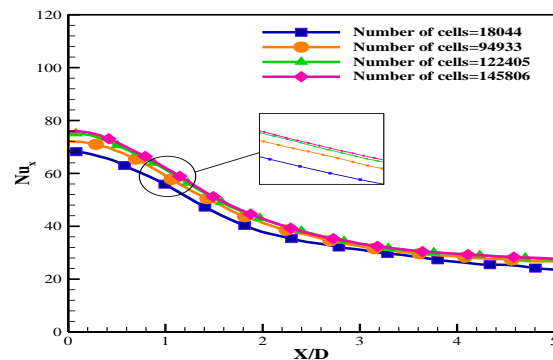


شکل (۷): اعتبارسنجی نمودار عدد ناسلت جت نوسانی

در شکل ۵ نمودار عدد ناسلت حاصل از چهار شبکه مختلف نمایش داده شده است. مقایسه نتایج نشان می‌دهد که، نمودارهای عدد ناسلت برای شبکه‌های ۹۴۹۳۳، ۱۲۲۴۰۵ و ۱۴۵۸۰۶ تقریباً یکسان است. به‌منظور بررسی دقیق‌تر، نمودارهای یک ناحیه بزرگنمایی شده و همان‌گونه که مشاهده می‌شود اختلاف میان شبکه ۱۲۲۴۰۵ و ۱۴۵۸۰۶ بسیار ناچیز است، در نتیجه برای کاهش هزینه‌های محاسباتی از شبکه با تعداد سلول ۱۲۲۴۰۶ برای محاسبات استفاده شده است.

### ۶- اعتبارسنجی

به‌منظور بررسی صحت نتایج جت ثابت از پژوهش تجربی گاردن و آکفیرات [۲۵] استفاده شده و در شکل ۶ نتایج این شبیه‌سازی نشان‌دهنده شده است. در این شبیه‌سازی قطر ورودی و فاصله بی‌بعد ورودی تا صفحه برخورد به ترتیب برابر ۶/۲ mm و ۶ بوده و همچنین عدد رینولدز، دمای صفحه و دمای جت به ترتیب برابر ۱۱۰۰۰، ۳۳۸ کلوین و ۳۷۳ کلوین است. نتایج بدست آمده نشان‌دهنده تطابق خوبی میان شبیه‌سازی حاضر و نتایج تجربی است. در شکل ۷ اعتبارسنجی عدد ناسلت برای یک جت نوسانی آورده شده که این اعتبارسنجی با نتایج پژوهش تجربی پارک و همکاران [۱۰] انجام شده است. در این پژوهش عدد رینولدز و فاصله بی‌بعد خروجی نوسان‌ساز تا صفحه به ترتیب برابر ۶۴۰۰ و ۱ بوده و همچنین قطر گلوگاه برابر ۶/۲۵ mm است. باتوجه به تجربی بودن نتایج پارک و همکاران تطابق مناسبی میان نتایج شبیه‌سازی حاضر و داده‌های تجربی وجود دارد.



شکل (۵): نمودار استقلال از شبکه جت نوسانی

همچنین در پژوهش پارک و همکاران فرکانس نوسان و سرعت متوسط در گلوگاه نیز گزارش شده که در جدول ۲ به

<sup>۱</sup> RNG

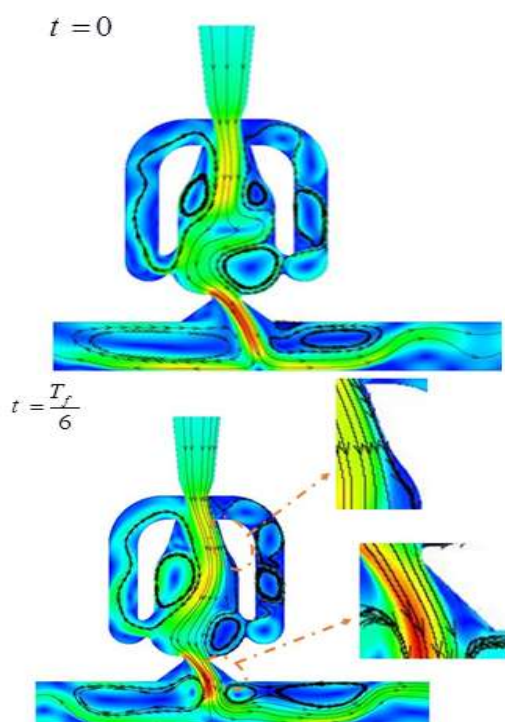
در روابط بالا مقدار شار حرارتی برابر  $6000 \text{ W/m}^2$  و دمای رفرنس برابر  $300 \text{ K}$  است. عدد ناسلت و ضریب انتقال حرارت موضعی ذکر شده در روابط بالا، نمایانگر میانگین زمانی عدد ناسلت و ضریب انتقال حرارت موضعی است که از طریق رابطه زیر میانگین گیری زمانی شده‌اند:

$$\bar{\varphi} = \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} \varphi dt \quad (10)$$

$\varphi$  نشان دهنده عدد ناسلت و ضریب انتقال حرارت است. همچنین عدد رینولدز نیز به صورت زیر محاسبه می‌شود:

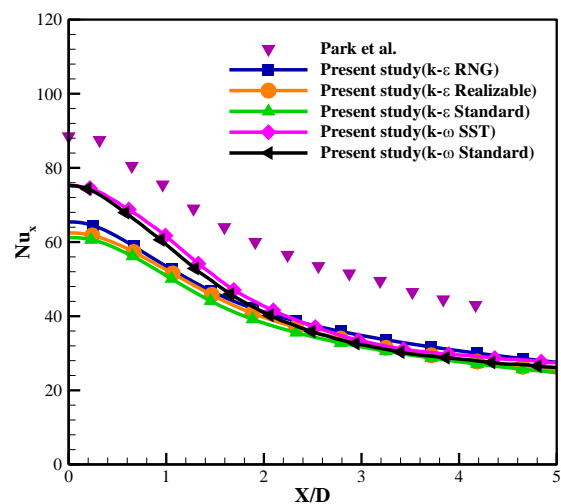
$$\text{Re} = \frac{\rho V D}{\mu} \quad (11)$$

در شکل ۹ توزیع سرعت در یک دوره تناوب نمایش داده شده است. همان گونه که مشاهده می‌شود در دو بخش داخل نوسان ساز و نازل خروجی اثر کوآندا رخ داده که سبب تغییر جهت جت سیال شده و در نتیجه جت سیال با حرکت جارویی خود سبب یکنواختی در انتقال حرارت خواهد شد. همانند شکل ۱ در داخل نوسان ساز گردابه‌هایی تشکیل خواهد شد که به کمک کانال‌های بازخورد به تداوم این حرکت نوسانی کمک نموده و سبب خودالفا بودن این دستگاه می‌شوند.



جدول (۲): اعتبارسنجی فرکانس و سرعت جت نوسانی

تحقیق	فرکانس	خطا فرکانس	سرعت متوسط در گلوگاه	خطا سرعت
پارک و همکاران	۴۵/۴۶	-	۱۵/۹۵	-
مطالعه حاضر	۴۳/۹۸	٪۳/۲۴	۱۵/۴۹	٪۲/۸۵



شکل (۸): بررسی مدل‌های جریان آشسته مختلف برای جت نوسانی

شبیه‌سازی‌های پژوهش حاضر با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت نسخه ۱۹ و توسط حل کننده بر پایه فشار است. همچنین شبیه‌سازی‌ها با گام زمانی  $10^{-6}$  و تحت گسسته‌سازی زمانی مرتبه اول ضمنی انجام شده و برای حل همزمان میدان فشار و سرعت از الگوریتم سیمپل استفاده شده است.

به منظور مقایسه انتقال حرارت میان حالت‌های مختلف، از عدد ناسلت موضعی و متوسط بهره برده شده است که به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\text{Nu}_x = \frac{q'' D}{(T_s - T_{ref}) \lambda} \quad (6)$$

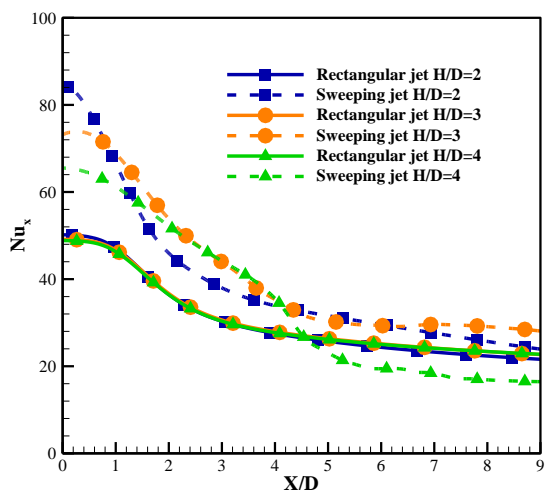
$$h_x = \frac{q''}{T_s - T_{ref}} \quad (7)$$

$$h = \frac{1}{L} \int_0^L h_x dx \quad (8)$$

$$\text{Nu} = \frac{h D}{\lambda} \quad (9)$$

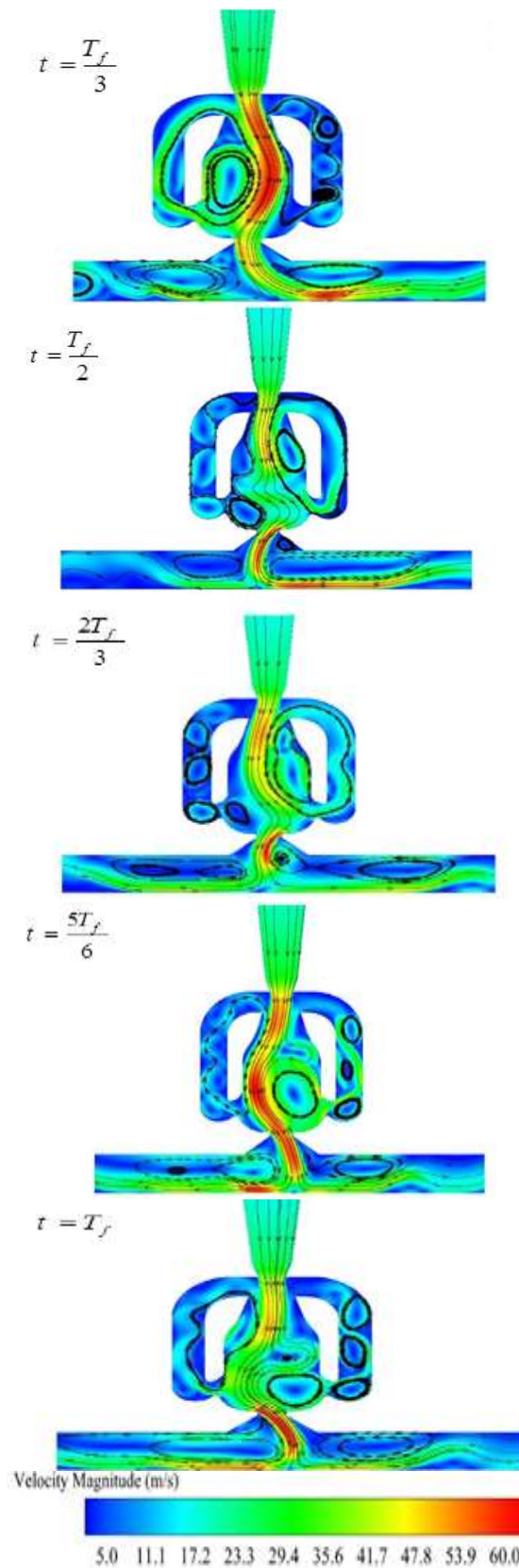


در شکل ۱۰ نمودار عدد ناسلت موضعی در فواصل مختلف برای نوسان ساز و جت ثابت نشان داده شده است. نتایج جت نوسانی نشان می دهد که تغییر فاصله سبب تغییر در مقادیر اعداد ناسلت می شود و با زیاد شدن فاصله مقدار عدد ناسلت کاهش می یابد اما برای جت ثابت تغییر در فاصله اثر محسوسی بر نمودار عدد ناسلت ندارد. با افزایش فاصله  $H/D$  از ۲ تا ۳ بیشینه مقدار عدد ناسلت حدوداً ۱۳ درصد کاهش می یابد، با افزایش مجدد فاصله از ۳ تا ۴ مقدار کاهش بیشینه عدد ناسلت به حدوداً ۱۱ درصد خواهد رسید. نتایج نشان می دهد درصد کاهش بیشینه عدد ناسلت که در  $X/D=0$  است با افزایش  $H/D$  نرخ نزولی دارد.

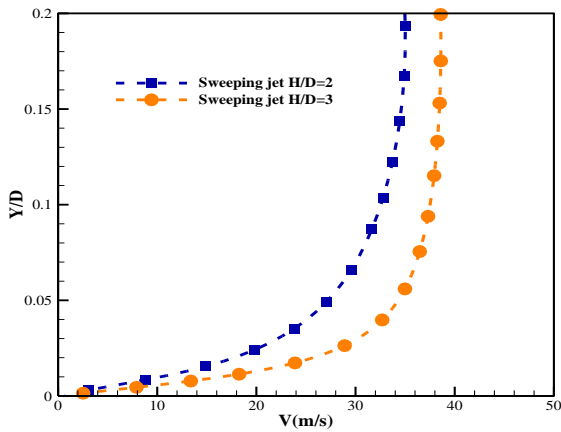


شکل (۱۰): نمودار عدد ناسلت در فواصل مختلف برای جت نوسانی و جت ثابت در  $Re=8000$  و  $\tau = \frac{T_f}{6}$

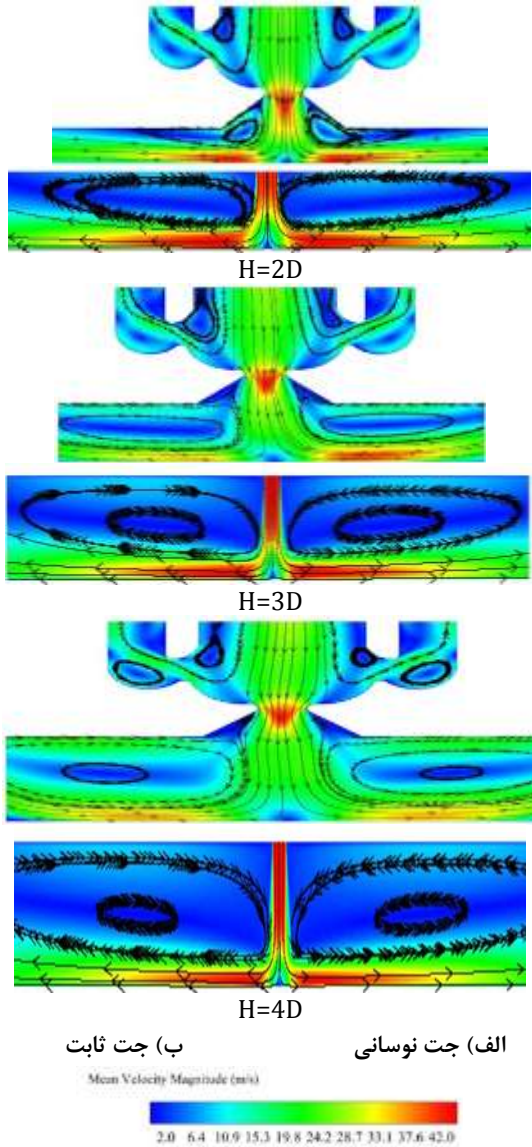
در شکل ۱۱ نمودار عدد ناسلت میانگین برای فواصل مختلف نمایش داده شده است. برخلاف نقطه  $X/D=0$  (نقطه سکون) که در آن نرخ کاهش عدد ناسلت نزولی بود، عدد ناسلت میانگین نرخ کاهش صعودی را با افزایش فاصله دارد. با افزایش فاصله از  $H/D=2$  تا ۳، عدد ناسلت میانگین حدوداً ۳ درصد کاهش می یابد در حالی که از  $H/D=3$  تا ۴ درصد کاهش به حدوداً ۴ می رسد. همان گونه که پیش بینی می شد رفتار عدد ناسلت میانگین برای جت ثابت همانند جت نوسانی نیست و مقدار این عدد تقریباً ثابت باقی می ماند. در شکل ۱۲ نمودار سرعت مقطع  $X/D=3$  در فواصل  $H/D=2$  و  $H/D=3$  برای جت نوسانی ارائه شده است. نتایج بیانگر این است که سرعت در فاصله  $H/D=3$  بیشتر از فاصله  $H/D=2$  بوده و در نتیجه همان گونه که در شکل ۱۰



شکل (۹): کانتور سرعت در یک دوره تناوب برای جت نوسانی در  $Re=8000$ ،  $\theta=100^\circ$  و  $H/D=3$



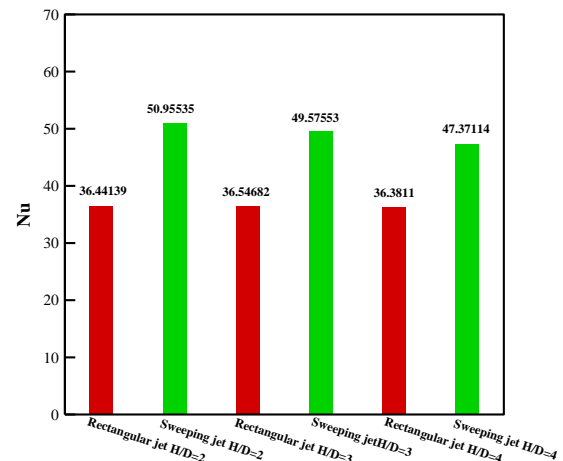
شکل (۱۲): نمودار سرعت مقطع  $X=3D$  در فواصل  $H=2D$  و  $H=3D$  برای جت نوسانی در  $Re=8000$  و  $\epsilon = \frac{T_f}{\sigma}$



شکل (۱۳): توزیع سرعت در فواصل مختلف برای جت نوسانی و جت ثابت در  $Re=8000$  و  $\epsilon = \frac{T_f}{\sigma}$

نیز مشاهده می‌شود عدد ناسلت برای فاصله  $H/D=3$  دارای مقدار بیشتری نسبت به فاصله  $H/D=2$  است. در شکل ۱۳ توزیع سرعت و خطوط جریان برای فواصل مختلف  $H/D$  نشان داده شده و مشاهده می‌شود که با افزایش فاصله  $H/D$  سایز گردابه تشکیل شده میان نوسان ساز و صفحه برخوردی بزرگتر می‌شود. همچنین برای جت ثابت نیز با افزایش فاصله افزایش سایز گردابه رخ می‌دهد اما از  $H/D=2$  تا ۳ تأثیر تغییر فاصله در نوسان ساز محسوس تر است. در فاصله  $H/D=2$ ، گردابه‌های موجود در میدان جریان نوسان ساز در محدوده نازل متمرکز هستند اما با افزایش فاصله گردابه‌ها ناحیه بزرگتری را پوشش می‌دهند.

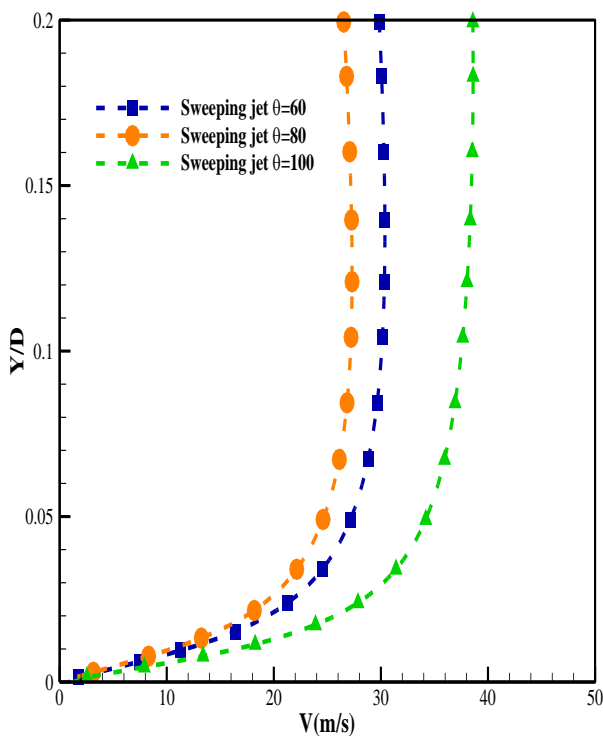
در شکل ۱۴ نمودار عدد ناسلت موضعی در زوایای نازل مختلف، بدون نازل خروجی و یک جت ثابت نمایش داده شده است.



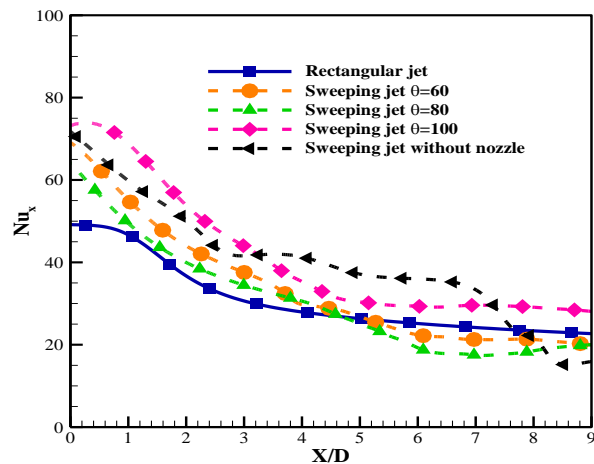
شکل (۱۱): نمودار عدد ناسلت میانگین در فواصل مختلف برای جت نوسانی و جت ثابت در  $Re=8000$  و  $\epsilon = \frac{T_f}{\sigma}$

نمودار اعداد ناسلت نشان می‌دهد که روند منطقی میان افزایش زاویه نازل و مقادیر عدد ناسلت وجود ندارد. مقدار عدد ناسلت در  $X/D=0$  از زاویه نازل ۶۰ درجه تا ۸۰ درجه تقریباً ۷ درصد کاهش می‌یابد در حالی که با افزایش مجدد زاویه نازل از ۸۰ تا ۱۰۰ درجه مقدار عدد ناسلت در نقطه مذکور تقریباً ۱۴ درصد افزایش می‌یابد. با مقایسه حالت بدون نازل خروجی با حالت دارای زاویه نازل ۸۰ درجه در نقطه  $X/D=0$ ، حدوداً ۱۲ درصد افزایش مقدار عدد ناسلت مشاهده می‌شود. حذف نازل خروجی علاوه بر افزایش مقادیر موضعی عدد ناسلت، در یک محدوده‌ای یکنواختی را نیز افزایش می‌دهد اما بعد از  $X/D=7$ ، عملکرد آن کاهش می‌یابد.

در شکل ۱۷ توزیع سرعت و خطوط جریان در زوایای نازل مختلف، بدون نازل خروجی و یک جت ثابت نشان داده شده است. همان گونه که مشاهده می شود در زاویه نازل ۶۰ درجه جریان کاملاً به سطح نازل می چسبد ولی در زاویه نازل ۸۰ درجه در کنار دیواره های نازل خروجی گردابه وجود دارد و با افزایش زاویه نازل تا ۱۰۰ درجه گردابه بزرگ تر می شود. از توزیع سرعت و خطوط جریان می توان نتیجه گرفت که زاویه نوسان جت، لزوماً برابر با زاویه نازل نیست و تنها با افزایش زاویه نازل نمی توان توزیع انتقال حرارت را یکنواخت کرد. در جریان بدون نازل خروجی نیز اگرچه سیال محدودیتی در زاویه نوسان ندارد اما در یک محدوده کوچکی نوسان می کند. می توان مشاهده کرد که خطوط جریان نیز همانند نمودار عدد ناسلت موضعی در حالت زاویه نازل ۶۰ درجه و در کیس بدون نازل خروجی تقریباً مشابه هستند. همچنین نتایج نشان می دهد که تغییر زاویه نازل تأثیر خاصی بر اندازه گردابه میان نوسان ساز و صفحه برخوردی ندارد.

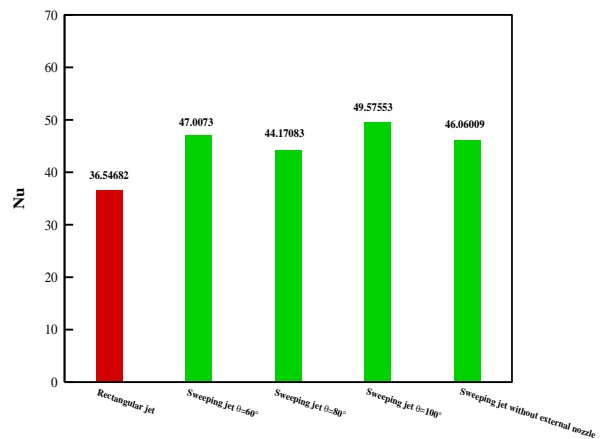


شکل (۱۶): نمودار سرعت مقطع  $X=3D$  در زوایای نازل مختلف برای جت نوسانی در  $H=3D$  و  $Re=8000$



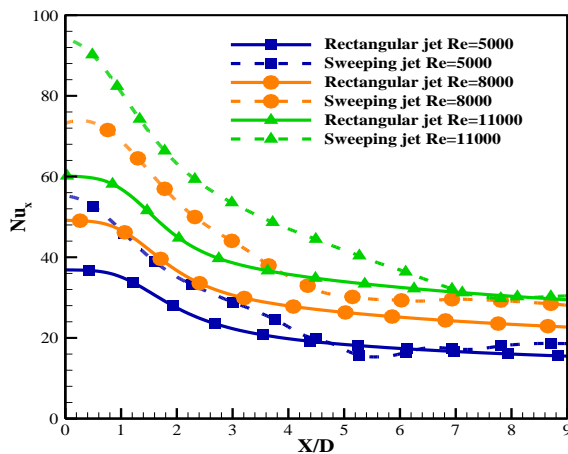
شکل (۱۴): نمودار عدد ناسلت در زوایای نازل مختلف برای جت نوسانی و جت ثابت در  $H=3D$  و  $Re=8000$

نمودار شکل ۱۵ عدد ناسلت میانگین در زوایای مختلف، بدون نازل خروجی و یک جت ثابت را نشان می دهد. این نمودار نیز نظم خاصی را بین تغییر زاویه نازل خروجی و مقدار عدد ناسلت میانگین نشان نمی دهد. با حذف نازل خروجی میانگین عدد ناسلت به حالت زاویه نازل ۶۰ درجه نزدیک شده که با مقایسه نمودار اعداد ناسلت و مقادیر میانگین آن می توان گفت نوسان ساز در حالت بدون نازل نسبت به حالت دارای زاویه نازل ۶۰ درجه عملکرد بهتری دارد. در شکل ۱۶ نمودار سرعت مقطع  $X/D=3$  در زوایای نازل مختلف برای جت نوسانی ارائه شده است. با مقایسه نمودار سرعت و نمودار عدد ناسلت موضعی می توان مشاهده نمود که نمودار سرعت حالت های مختلف کاملاً با مقادیر اعداد ناسلت همخوانی داشته و سرعت علت رفتار غیریکنواخت عدد ناسلت با افزایش زاویه نازل خروجی است.



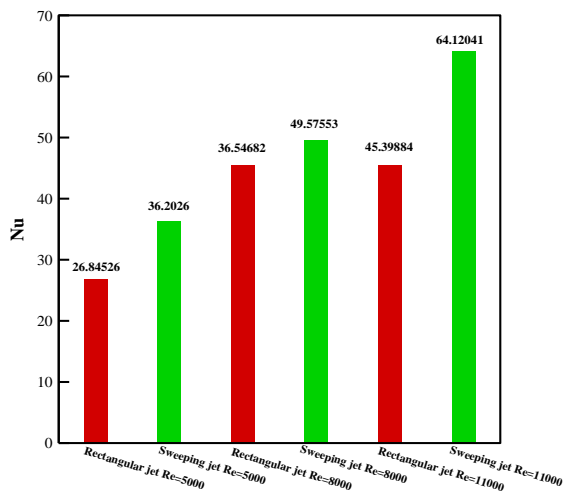
شکل (۱۵): نمودار عدد ناسلت میانگین در زوایای نازل مختلف برای جت نوسانی و جت ثابت در  $H=3D$  و  $Re=8000$

۸۰۰۰ تا ۱۱۰۰۰ عدد ناسلت در نقطه مذکور برای نوسان ساز سیال تقریباً ۲۸ درصد و برای جت ثابت تقریباً ۲۲ درصد بهبود می یابد. نتایج نشان می دهد نرخ رشد عدد ناسلت برای جت ثابت و نوسانی با افزایش عدد رینولدز نزولی بوده و این نرخ کاهش برای جت ثابت شیب بیشتری دارد. در شکل ۱۹ نمودار اعداد ناسلت میانگین برای اعداد رینولدز مختلف نشان داده شده و مشاهده می شود که عدد ناسلت میانگین با افزایش عدد رینولدز از ۵۰۰۰ تا ۸۰۰۰ برای نوسان ساز تقریباً ۳۷ درصد و برای جت ثابت تقریباً ۳۶ درصد بهبود می یابد. همچنین از عدد رینولدز ۸۰۰۰ تا ۱۱۰۰۰ نیز عدد ناسلت میانگین نوسان ساز و جت ثابت به ترتیب حدوداً ۲۹ و ۲۴ درصد افزایش می یابد. شایان ذکر است که همانند عدد ناسلت بیشینه ( $X/D=0$ )، نرخ رشد در جت ثابت نسبت به جت نوسانی دارای کاهش بیشتری است.



شکل (۱۸): نمودار عدد ناسلت در اعداد رینولدز مختلف برای

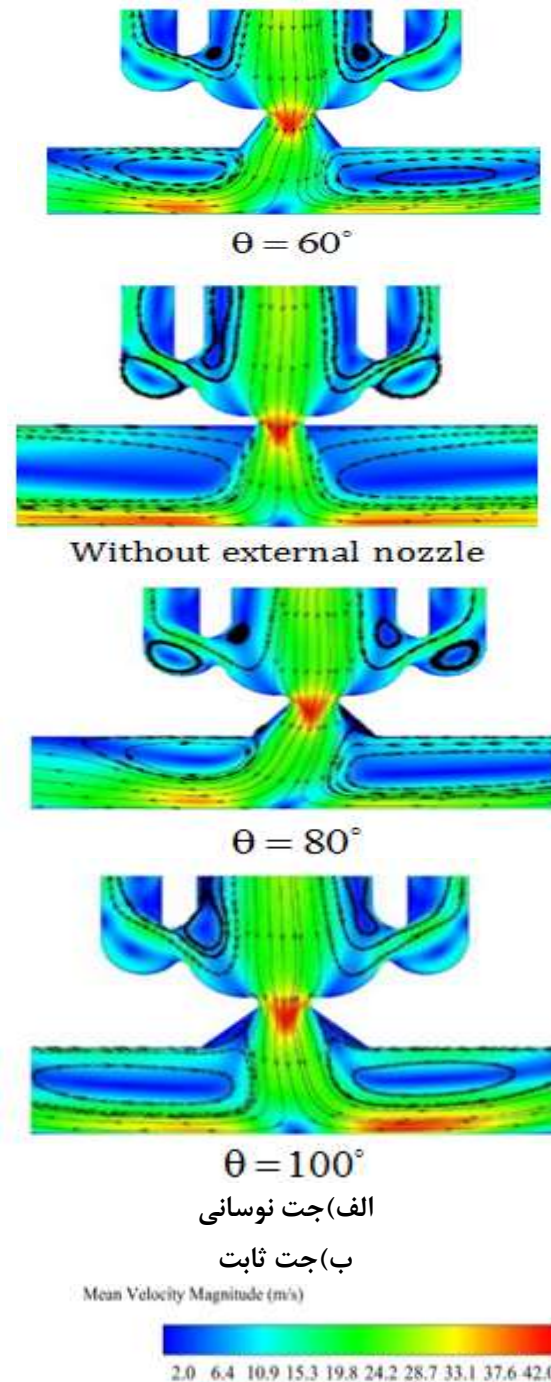
جت نوسانی و جت ثابت در  $H/D=3$  و  $\tau = \frac{T_f}{\theta}$



شکل (۱۹): نمودار عدد ناسلت میانگین در اعداد رینولدز

مختلف برای جت نوسانی و جت ثابت در  $H/D=3$  و

$$\tau = \frac{T_f}{\theta}$$



شکل (۱۷): توزیع سرعت در زوایای نازل مختلف برای جت

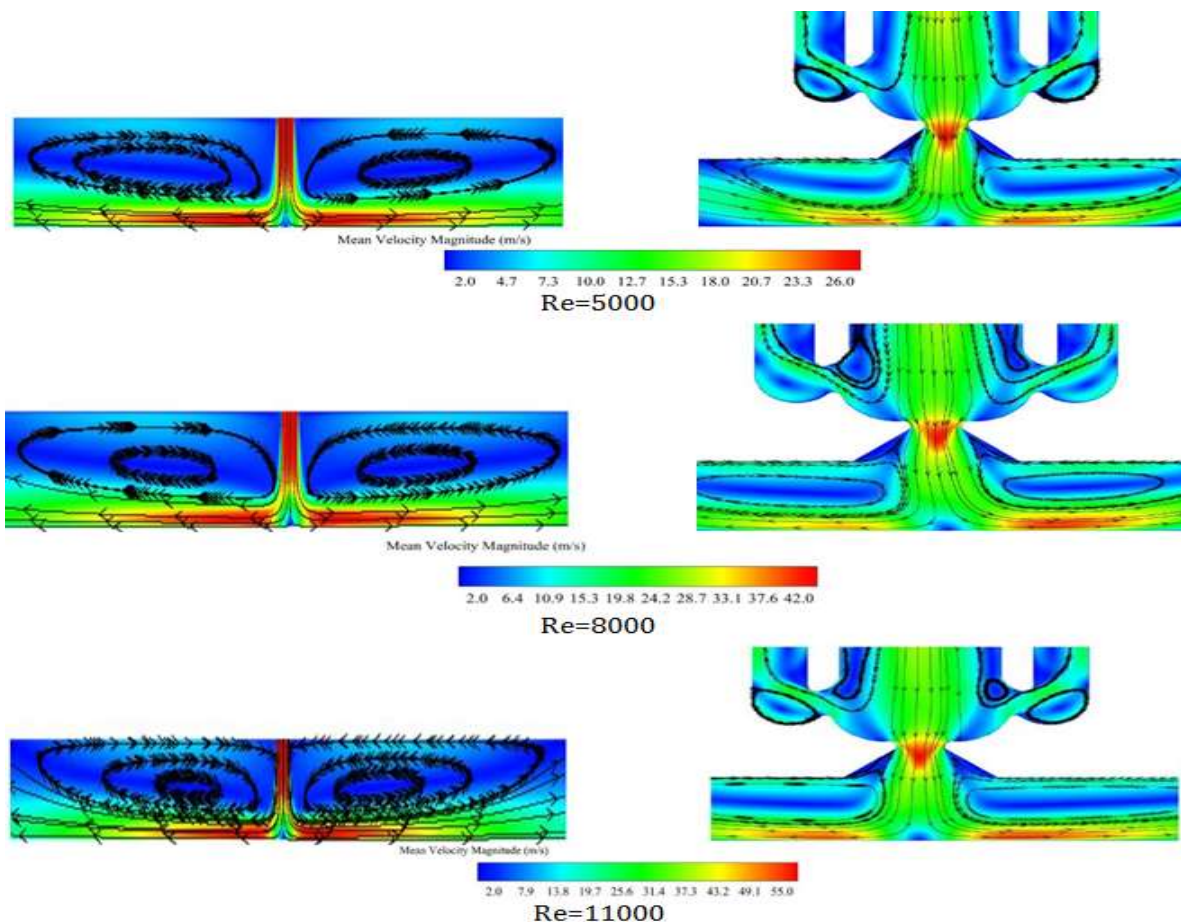
نوسانی و جت ثابت در  $H=3D$  و  $Re=8000$

در شکل ۱۸ نمودار عدد ناسلت موضعی برای اعداد رینولدز مختلف نمایش داده شده است. با توجه به این که با بزرگ شدن عدد رینولدز مومنتم سیال افزایش می یابد در نتیجه نمودار عدد ناسلت نیز ارتقا خواهد یافت. با افزایش عدد رینولدز از ۵۰۰۰ تا ۸۰۰۰ مقدار عدد ناسلت در  $X/D=0$  برای نوسان ساز و جت ثابت حدوداً ۳۳ درصد افزایش می یابد. همچنین با افزایش مجدد عدد رینولدز از

توزیع سرعت بر نرخ انتقال حرارت تاثیرگذار است، لذا توزیع انرژی جنبشی آشفتگی برای فاصله  $H/D=2$  در شکل ۲۱ مورد بررسی قرار گرفته شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود در ناحیه محاسباتی اطراف نازل برای نوسان‌ساز مقدار انرژی جنبشی آشفتگی به‌صورت چشمگیری بیشتر از جت ثابت است. مقادیر انرژی جنبشی آشفتگی در نزدیکی دیوار تحت شار حرارتی ثابت در  $X/D=0$ ، برای نوسان‌ساز سیال بسیار بیشتر از جت ثابت است، لذا در نمودار عدد ناسلت موضعی نیز مقدار عدد ناسلت نقطه سکون برای نوسان‌ساز بیشتر از جت ثابت است. شایان ذکر است که با دور شدن از نقطه ذکر شده سطح انرژی جنبشی آشفتگی برای هر دو حالت کمتر خواهد شد. توزیع انرژی جنبشی آشفتگی برای نوسان‌ساز و جت ثابت نشان می‌دهد که نرخ کاهش برای حالت نوسان‌ساز بیشتر از حالت جت ثابت است و در نتیجه نرخ کاهش عدد ناسلت موضعی بعد از نقطه سکون برای نوسان‌ساز بیشتر از جت ثابت است.

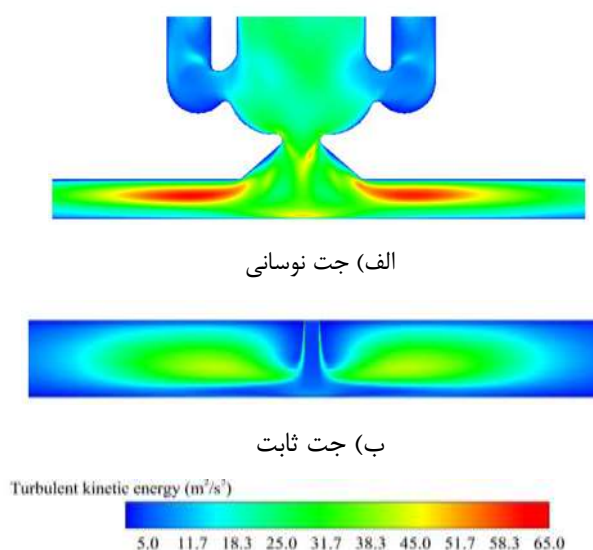
در شکل ۲۰ توزیع سرعت و خطوط جریان برای اعداد رینولدز مختلف ارائه شده است. افزایش سرعت در نوسان‌ساز سبب بزرگ شدن ابعادی گردابه شده و به عبارتی می‌توان گفت در نوسان‌سازها تغییر در مومنتم بر سائز گردابه ایجاد شده تاثیرگذار است. درحالی که برای جت ثابت، این چنین نیست و اندازه گردابه در اعداد رینولدز مختلف برای یک جت ثابت تقریباً یکسان است. با مقایسه میدان جریان در نوسان‌ساز و جت ثابت مشاهده می‌شود که با وجود ظاهر ساده نوسان‌سازها درک و بررسی فیزیک جریان درون آنها پیچیده است.

با دقت به نمودارهای اعداد ناسلت موضعی می‌توان مشاهده کرد که برای تمام حالات در محدوده کوچک‌تر از نقطه  $X/D=4/5$  نمودار عدد ناسلت جت نوسانی مقادیر بالاتری نسبت به جت ثابت دارد. همان‌گونه که در مطالعه گاردن و آکفیرات [۲۶] ذکر شد سطح آشفتگی نیز علاوه بر



شکل (۲۰): توزیع سرعت در اعداد رینولدز مختلف برای جت نوسانی و جت ثابت در  $H/D=3$  و  $\epsilon = \frac{T_f}{\sigma}$

- در زوایای کوچک نازل، جریان به دیواره نازل متصل خواهد ماند؛ ولی در زوایای نازل بزرگتر گردابه‌ای نزدیک دیواره ایجاد می‌شود و جریان نمی‌تواند به دیواره نازل متصل بماند.
- حذف نازل خروجی سبب افزایش عدد ناسلت موضعی و یکنواختی نسبی می‌شود.
- افزایش عدد رینولدز در هر دو حالت (جت ثابت و جت نوسانی) سبب افزایش در عدد ناسلت و افزایش سایز گردابه‌ها می‌شود، همچنین حداقل افزایش عدد ناسلت در نقطه سکون برای جت نوسانی و جت ثابت حدوداً به ترتیب برابر ۲۲ و ۲۸ درصد است.



شکل (۲۱): توزیع انرژی جنبشی آشفتگی برای جت نوسانی و جت ثابت در  $Re=8000$ ,  $H=2D$  و  $\theta = 100^\circ$

## ۹- مراجع

1. Maghrabie, H. M. "Heat Transfer Intensification of Jet Impingement using Exciting Jets - A Comprehensive Review", *Renew. Sustain. Energy Rev.* Vol. 139, p. 110684, 2021. Doi: 10.1016/j.rser.2020.110684
2. Hossain, M. A. "Sweeping Jet Film Cooling", PhD Dissertation, The Ohio State University, 2020.
3. Hossain, M. A., Prenter, R., Lundgreen, R. K., Ameri, A., Gregory, J. W., and Bons, J. P., "Experimental & Numerical Investigation of Sweeping Jet Film cooling", *Proc. ASME Turbo Expo* Vol. 140, No. 3, p. 031009, 2018. Doi: 10.1115/GT2017-64479
4. Koklu, M., "Effect of a Coanda Extension on the Performance of a Sweeping-jet Actuator", *AIAA J.* Vol. 54, No. 3, pp. 1125-1128, 2016. Doi: 10.2514/1.J054448
5. Ghanami, S. and Farhadi, M., "Fluidic Oscillators' Applications, Structures and Mechanisms- A Review", *Chall. Nano Micro Scale Sci.* Vol. 7, No. 1, pp. 9-27, 2019. Doi: 10.22111/tpnms.2018.25051.1153
6. Abdelmaksoud, R. and Wang, T., "A Review on Thermal-Fluid Behavior in Sweeping Jet Fluidic Oscillators", *ASTFE Digital Library* 2021. Doi: 10.1615/tfec2021.hte.036836
7. Spens, A. and Bons, J. P., "Experimental Investigation of Synchronized Sweeping Jets for Film cooling applications"; *AIAA Scitech 2021 Forum*, pp. 1-15, 2021. Doi: 10.2514/6.2021-2003
8. Gricola, L., Prenter, R., Lundgreen, R., Hossain, M., Ameri, A., Gregory, J., and Bons, J., "Impinging Sweeping jet Heat Transfer"; *53rd AIAA/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Atlanta, GA*, 2017. Doi: 10.2514/6.2017-4974

## ۸- نتیجه گیری

در این پژوهش میدان جریان و انتقال حرارت نوسان‌سازهای سیال در فواصل نزدیک و تحت شرایط مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. پارامترهای مورد بررسی شامل عدد رینولدز، فاصله نوسان‌ساز تا صفحه برخورد، زاویه نازل خروجی و حذف نازل خروجی است. همچنین نتایج نوسان‌ساز با نتایج جت ثابت مقایسه شده است که مهم‌ترین نتایج حاصل از این پژوهش به شرح زیر است:

- سطح انرژی جنبشی آشفتگی بیشتر نوسان‌سازها در فواصل نزدیک سبب عملکرد بهتر آنها نسبت به جت‌های ثابت خواهد شد.
- در نوسان‌سازهای سیال افزایش فاصله سبب بزرگ‌شدن گردابه میان نوسان‌ساز و صفحه برخوردی شده و عدد ناسلت کاهش می‌یابد، درحالی‌که برای جت‌های ثابت اندازه گردابه و عدد ناسلت تقریباً ثابت باقی می‌ماند. کاهش مقدار عدد ناسلت نقطه سکون برای نوسان‌ساز سیال تقریباً حداکثر برابر ۱۱ درصد است.
- افزایش زاویه نازل روند مشخصی بر مقدار عدد ناسلت ندارد و در نتیجه نمی‌توان نتیجه‌گیری قطعی کرد. به عبارتی دیگر در یک زاویه مشخص بیشینه عدد ناسلت حاصل می‌شود.

17. Hossain, M. A., Ameri, A., Gregory, J. W., and Bons, J. P., "Effects of Fluidic Oscillator Nozzle Angle on the Flowfield and Impingement Heat Transfer", *AIAA Journal* Vol. 59, No. 6, pp. 2113-2125, 2021. Doi: 10.2514/1.J059931
18. Joulaei, A., Nili-Ahmadabadi, M., and Chun Kim, K., "Parametric Study of a Fluidic Oscillator for Heat Transfer Enhancement of a hot Plate Impinged by a Sweeping jet", *Appl. Therm. Eng.* Vol. 205, p. 118051, 2022. Doi: 10.1016/j.applthermaleng.2022.118051
19. Joulaei, A., Nili-Ahmadabadi, M., Chun, K., and Yeong, M., "Phosphor Thermometry Evaluation of Heat Transfer Enhancement on a hot Plate Achieved by a vortex-Based Fluidic Oscillator", *Therm. Sci. Eng. Prog.* Vol. 47, p. 102269, 2024. Doi: 10.1016/j.tsep.2023.102269
20. Joulaei, A., Nili-Ahmadabadi, M., and Yeong Ha, M., "Numerical Study of the Effect of Geometric Scaling of a fluidic oscillator on the Heat Transfer and Frequency of Impinging Sweeping jet", *Appl. Therm. Eng.* Vol. 221, p. 119848, 2023. Doi: 10.1016/j.applthermaleng.2022.119848
21. Stouffer, R. D. "Oscillating Spray Device"; US Patent 4,151,955, 1979.
22. Menter, F. R., "Performance of Popular Turbulence Models for Attached and Separated Adverse Pressure Gradient Flows", *AIAA J.* Vol. 30, No. 8, pp. 2066–2072, 1992. Doi: 10.2514/3.11180
23. Menter, F. R., Kuntz, M., and Langtry, R., "Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model", *Heat Mass Transf.* Vol. 4, No. 1, pp. 625-632, 2003.
24. ANSYS "CFD EXPERTS Simulate the Future", 2021.
25. Gardon, R. and Akfirat, J. C., "Heat Transfer Characteristics of Impinging Two-Dimensional Air Jets", *J. Heat Transfer* Vol. 88, No. 1, pp. 101–107, 1966.
26. Gardon, R. and Akfirat, J. C., "The Role of Turbulence in Determining the Heat-Transfer Characteristics of Impinging jets", *Int. J. Heat Mass Transf.* Vol. 8, No. 10, pp. 1261-1272, 1965.
9. Hossain, M. A., Agricola, L. M., Ameri, A., Gregory, J. W., and Bons, J. P., "Effects of Curvature on the Performance of Sweeping jet impingement Heat Transfer"; *AIAA Aerospace Sciences Meeting Kissimmee, Florida*, 2018. Doi: 10.2514/6.2018-0243
10. Park, T., Kara, K., and Kim, D., "Flow Structure and Heat Transfer of a Sweeping Jet Impinging on a Flat wall", *Int. J. Heat Mass Transf.* Vol. 124, pp. 920–928, 2018. Doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.04.016
11. Hossain, M. A., Agricola, L. M., Ameri, A., Gregory, J. W., and Bons, J. P., "Effects of exit Fan Angle on the Heat Transfer Performance of Sweeping Jet Impingement"; *2018 Int. Energy Convers. Eng. Conf. Cincinnati, USA*, 2018. Doi: 10.2514/6.2018-4886
12. Wu, Y., Yu, S., and Zuo, L., "Large eddy Simulation Analysis of the Heat Transfer Enhancement using Self-oscillating Fluidic Oscillators", *Int. J. Heat Mass Transf.* Vol. 131, pp. 463–471, 2018. Doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.11.070
13. Agricola, L., Hossain, M. A., Ameri, A., Gregory, J. W., and Bons, J. P., "Sweeping jet Impingement Heat Transfer on a Simulated Turbine vane leading Edge", *Proc. ASME Turbo Expo* Vol. 2, pp. 402-414, 2018. Doi: 10.1115/GT2018-77073
14. Zhou, W., Yuan, L., Liu, Y., Peng, D., and Wen, X., "Heat Transfer of a sweeping Jet Impinging at Narrow Spacings", *Exp. Therm. Fluid Sci.* Vol. 103, pp. 89–98, 2019. Doi: 10.1016/j.expthermflusci.2019.01.007
15. Kim, S. H., Kim, H. D., and Kim, K. C., "Measurement of two-Dimensional heat transfer and flow characteristics of an impinging Sweeping jet", *Int. J. Heat Mass Transf.* Vol. 136, pp. 415–426, 2019. Doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2019.03.021
16. Kim, D. J., Jeong, S., Park, T., and Kim, D., "Impinging Sweeping jet and Convective heat Transfer on curved Surfaces", *Int. J. Heat Fluid Flow* Vol. 79, p. 108458, 2019. Doi: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2019.108458