مجله مهندسی مکانیک مدرس، اسفند 1396، دوره 17، شماره 12، ص‌ص 65-76

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

بهینه‌سازی پارامترهای هندسی و فرکانس ارتعاش جت سینستیک برای جلوگیری از پدیده جدایش روی بال

همایون کنعانی[1*]، رضا خاکی[2]

1- استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد هشتگرد، دانشگاه آزاد اسلامی، هشتگرد، ایران
2- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه هوایی شهید ستاری، تهران
*هشتگرد، صندوق پستی 3361659913، homayoon.kanani@hiau.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 25 مرداد 1396
پذیرش: 24 مهر 1396
ارائه در سایت: 10 آذر 1396

کلید واژگان:
جدایش، جت سینستیک
کنترل فعال
دینامیک سیالات محاسباتی
بهینه‌سازی

چکیده

در مطالعه حاضر به شبیه‌سازی عددی جت سینستیک با هدف بهینه‌سازی پارامترهای هندسی و فرکانس ارتعاش آن به منظور بیشینه‌سازی سرعت و دبی جرمی سیال جهت جلوگیری از پدیده جدایش روی بال پرداخته می‌شود. پارامترهای هندسی قطر و ارتفاع حفره و همچنین قطر و ارتفاع اوریفیس جت و فرکانس ارتعاشی دیافراگم جت به عنوان پارامترهای متغیر برای بهینه سازی انتخاب شده‌اند. در این پژوهش با استفاده از روش رویه پاسخ، شبیه‌سازی‌های لازم برای بهینه‌سازی ممنتوم سیال خروجی از جت طراحی می‌شوند. پس از مطالعات و انجام شبیه‌سازی‌های اولیه، محدوده تغییرات پارامترهای متغیر تاثیرگذار بر بیشینه شدن توابع هدف سرعت و دبی جرمی جت تعیین می‌شوند. سپس با استفاده از روش رویه پاسخ 32 آزمایش جداگانه براساس پارامترهای هندسی و فرکانسی جهت پیدا کردن یک رابطه‌ی مرتبه دوم تعریف می‌شود که این مدل، توابع هدف را به پارامترهای متغیر و اندرکنش آن‌ها مربوط می‌سازد. در این حالت پیش‌بینی مدل رویه پاسخ برای پارامتر سرعت و دبی جرمی بیشینه جت به ترتیب 22.16 m/s و 0.0006 kg/s می‌باشد. با بهره‌گیری از پیش‌بینی روش رویه پاسخ جهت بهینه‌سازی پارامترهای هندسی و فرکانس، ممنتوم جت افزایش چشمگیری نسبت به نمونه پایه مورد بررسی در شبیه‌سازی‌های اولیه پیدا می‌کند. سرعت و دبی جرمی جت به ترتیب 31% و 36% و ممنتوم جت 78% افزایش می‌یابند.

Optimization of geometric parameters and excitation frequency of a synthetic jet to avoid separation on the airfoil

Homayoon Kanani[1*], Reza Khaki[2]

1- Department of Mechanical Engineering, Hashtgerd Branch, Islamic Azad University, Hashtgerd, Iran
2- Department of Aerospace Engineering, Sattari Aerial University, Tehran, Iran
*P.O.B. 3361659913, Hashtgerd, Alborz, Iran, Homayoon.kanani@hiau.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 16 August 2017
Accepted 16 October 2017
Available Online 01 December 2017

Keywords:
separation, synthetic jet
Active control
CFD
Optimization

ABSTRACT

In the present study numerical simulation of synthetic jet is performed to optimize geometric parameters and excitation frequency to maximize mass flow rate and velocity of the jet and to avoid separation on the airfoil. Geometric parameters include: diameter and height of the cavity and orifice and excitation frequency of diaphragm which are selected as variable parameters for optimization. Using Response Surface Method (RSM) in this research, the simulations for optimization of the momentum of jet flow are designed. After studies and initial simulations, the range of variations in the effective variable parameters for the maximization of the target function (jet velocity and mass flow rate) are determined. Then, using the RSM, 32 separate tests are defined based on geometric and frequency parameters to find a second-order relationship, which relates the target functions to their variable parameters and their interactions. In this case the RSM prediction for the maximum velocity and mass flow rate of the jet are 22.16 m/s 0.0006 kg/s, respectively. Using RSM to optimize the geometric parameters and excitation frequency, jet momentum increases considerably in comparison with the first simulation. The velocity, mass flow rate, and momentum of the jet are increased by 31%, 36% and 78%, respectively.

1- مقدمه

به‌طور معمول از واژه کنترل جدایش جریان برای به تاخیر انداختن یا جلو انداختن جدایش؛ جلوگیری یا تقویت کردن آشفتگی؛ تاخیر و یا جلو انداختن گذار استفاده می‌شود. جدایش جریان بر روی بال یک هواپیما برای افزایش نیروی برآ صورت می‌گیرد. فناوری‌های کنترل جریان موجب کاهش مصرف انرژی و هزینه‌های اقتصادی می‌شوند که با توجه به فعال یا غیرفعال بودن هزینه‌های مربوط به اجرای این روش‌ها نیز تغییر می‌کند. روش‌های کنترل غیرفعال، ساده‌تر بوده و با ابزار ارزان قیمت قابل اجرا هستند که از مهمترین آن‌ها می‌توان به تولید کننده‌های گرداب اشاره کرد. برای مواجهه با کنترل جریان‌های پیچیده‌تر، روش‌های کنترل فعال که بطور معمول نیاز به هزینه

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

H. Kanani, R. Khaki, Optimization of geometric parameters and excitation frequency of a synthetic jet to avoid separation on the airfoil, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 12, pp. 65-76, 2018 (in Persian)

انرژی توسط یک واحد جانبی دارند، مورد استفاده قرار می‌گیرند. اگرچه روش‌های کنترلی فعال می‌توانند در شرایط پیچیده‌تری مورد استفاده قرار گیرند و جریان را کنترل کنند اما معمولا دارای طراحی و عملکرد پیچیده‌تری هستند که این هزینه‌های ساخت و نگهداری آن‌ها را بیشتر می‌کند. اولین مزیت روش‌های کنترل فعال این است که می‌توان از آن‌ها در صورت نیاز استفاده کرد و به همین دلیل از افت فشار ناخواسته در مواقعی که نیاز به کنترل جریان نیست، جلوگیری می‌شود. دومین مزیت فناوری‌های کنترل فعال آن است که بر پایداری طبیعی جریان محلی برای به‌دست آمدن بیشترین تاثیر، اثر می‌گذارند. برای مثال کنترل جریان هنگامی که در نزدیکی ناحیه گذار لایه مرزی یا بر روی خط جدایش روی بال به کار گرفته می‌شود، بسیار تاثیرگذار است. از این فراتر می‌توان از روش‌های کنترل فعال در جریان‌هایی که دارای فرآیندهای دینامیکی پیچیده هستند (مثلا برای تولید آشفتگی در لایه‌های مرزی آشفته برای کاهش اصطکاک سطحی) استفاده کرد. بهکارگیری دمش و مکش به وسیله آرایه‌ای از اوریفیس‌ها یا شیارها بر روی یک جسم آیرودینامیکی ساده‌ترین مثال عملی از روش‌های کنترل فعال است. تزریق جریان ممنتوم بالا به داخل لایه مرزی، ممنتوم سیال کنار دیوار را افزایش می‌دهد و توانایی لایه مرزی برای ایستادگی در مقابل گرادیان فشار معکوس را بالا می‌برد [1]. اگرچه استفاده از این روش‌ها به دلیل انرژی زیادی که جهت تامین هوای فشرده نیاز دارند، مزایای استفاده از آن‌ها را کاهش می‌دهد [2]. روشی که به اندازه روش‌های بیان شده موثر است و در عین حال، شار جرمی خالص موردنیاز را به صفر می‌رساند، برانگیختگی تناوبی[1] سیال است. بهکارگیری برانگیختگی تناوبی از طریق شیارها، تولید ساختارهای منسجم[2] بزرگ عرضی را شتاب می‌بخشد و تنظیم می‌کند که این امر موجب انتقال ممنتوم به لایه مرزی می‌شود. برانگیختگی تناوبی دارای برتری قابل ملاحظه‌ای نسبت به مکش پایا می‌باشد. زیرا این روش کارایی بیشتری دارد و همچنین پاسخ‌های ناگهانی و غیرمنتظره سیال که از منظر کنترلی نامطلوب است را حذف می‌کند. مگیل و مک‌مانوس [3] با روش‌های آزمایشگاهی تشریح کردند که جت‌های دیواری پایا می‌توانند ساختارهای گردابی تولید کنند که تاثیر بیشتری از تولید کننده‌های گرداب دارند و همچنین جت‌ها در روش فعال می‌توانند نفوذ بیشتری در سیال داشته باشند و همچنین پسای کمتری نسبت به روش غیرفعال تولید کنند. در آزمایش آن‌ها، جت سیال موجب افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا گردید. جت‌ها در ناحیه نزدیک به لبه حمله و قبل از مکان جدایش قرار داده شدند. در این حالت جت‌ها بازدهی بیشتری نسبت به حالتی که در ناحیه ویک[3] قرار گرفتند، داشتند. بررسی‌های تجربی اخیر (امیتای و همکاران [4]، امیتای و همکاران [5]، کروک و همکاران [6]، جبال [2]، ژنگ و ژنگ [7]) استفاده از عملگرهای جت سینستیک را به‌دلیل تزریق تدریجی ممنتوم به جریان خارجی بدون استفاده از شار جرمی بیرونی، روشی قابل اعتماد و پاسخگو برای کنترل سیال برای کاربردهای هوایی دانسته‌اند. برای ساده کردن پارامترهای کلیدی که خصوصیات یک جت سینسیتک را نیز ارایه دهند گلزر و امیتای [8]، و اسمیت و گلزر [9] دو پارامتر بی‌بعد مستقل پیشنهاد دادند. نسبت طول کورس[4]، و عدد رینولدز براساس کورس دمش. مطابق یک مدل ساده توده[5] برای حلقه گردابه تشکیل شده که توسط گلزر [10] ارایه شد، طول کورس جت سینستیک نمایشگر طول ستون سیال خارج شده در حین کورس دمش است.

جریان جت سینستیک نوعی از جریان است که با نوسانی کردن سیال محیط بدون استفاده از جرم خارجی به وجود می‌آید. یک جت سینستیک از اندرکنش یک رشته متوالی از گردابه‌ها به وسیله تزریق و مکش سیال از طریق اوریفیسی که شار جرمی خالص آن صفر است به دست می‌آید. عملگر جت سینستیک با تحریک نوسانی یک پیستون یا عملگر پیزوالکتریک در یک حفره با ابعاد مشخص تولید می‌شود. در عملگر جت سینستیک قطاری از گردابه‌های جریان به وسیله دمش و مکش تناوبی جریان، تولید می‌شود. این ساختارهای گردابی می‌توانند در بازه وسیعی از طول و مقیاس زمانی تولید شوند که همین قضیه این عملگرها را برای حوزه وسیعی از کاربردهای کنترل جریان جذاب کرده است. اندرکنش جت سینستیک با سیال نزدیک دیوار، سیال کم ممنتوم نزدیک دیوار را به سمت بالا می‌راند که به موجب آن ممنتوم سیال پرانرژی نزدیک لایه مرزی نیز از آن دور می‌شود. در این روش کنترل جدایش فرکانس عملگر به اندازه‌ای بالا است که به موجب آن حوزه اندرکنش بین عملگر و جریان خارجی به معنای واقعی در مقیاس زمانی کلی جریان، ثابت باقی بماند و بنابراین اثرات کلی مانند تغییرات نیروهای آیرودینامیکی وابسته به فرکانس نوسان عملگر جت نخواهد بود (گلزر و امیتای [11]).

برای تولید ساختارهای گردابی مشابه تحت شرایط جریان آزاد موجود در هر تحقیق، به نظر می‌رسد که پارامترهای کارکردی جت سینستیک از یک تحقیق به تحقیق دیگر تغییر می‌کنند و بنابراین نیاز به تحقیقات بیشتر برای رسیدن به کارایی بیشینه این جت‌ها است. از سوی دیگر بیشتر کارهای گذشته (ژنگ و همکاران [12]، جبال و ژنگ [2]) به دلیل محاسبات ساده‌تر برای جریان آرام انجام شده‌اند و با این فرض که اندرکنش گردابه‌ها در جریان آشفته مشابه جریان آرام است، نتایج بسط داده شده‌اند. حتی برای لایه مرزی آرام نیز برای تولید ساختارهای گردابی مشابه در شرایط یکسان جریان آزاد، پارامترهای کارکردی جت سینستیک به‌طور قابل ملاحظه‌ای تغییر می‌کنند. همچنین تقریبا در تمامی آزمایش‌های کنترل جریان با استفاده از جت سینستیک، پارامترهای کارکردی جت با سعی و خطا در نظر گرفته شده‌اند. در نتیجه پارامترهای عملکردی عملگر مانند سرعت نسبی جت به جریان آزاد از آزمایشی به آزمایش دیگر تغییر کرده است و کارایی کنترل جریان با یک رفتار غیرقابل پیش‌بینی با پارامترهای هندسی و کارکردی جت سینستیک تغییر می‌کند.

جت سینستیک اولین بار توسط ویلتس و گلزر در سال 1994 به عنوان روش کنترل سیال در آزمایشگاه استفاده شد [13]. پس از آن این روش مورد توجه بیشتری قرار گرفت. امروزه جت سینستیک به عنوان یک موضوع داغ در مباحث مکانیک سیالات به شمار می‌رود. جت سینستیک عموما به وسیله یک موج سینوسی که یک غشا و یا پیستون را به حرکت وا می‌دارد، تولید می‌شود. این تحریک موجب خارج شدن سیال از اوریفیس به سمت جریان خارجی می‌شود. تحقیقات در زمینه جت سینستیک در دو زمینه انجام می‌شود. یکی آزمایش جت بدون حضور جریان خارجی است که برای تعیین پارامترهای بهینه جت، هندسه حفره، اوریفیس، فرکانس تحریک و از این قبیل به کار می‌رود. دیگری استفاده از جت در حضور جریان خارجی است که اندرکنش پارامترهای جت و جریان خارجی در این تحقیقات اهمیت دارد.

برای کنترل جدایش جریان، تاثیرگذاری جت‌های سینستیک در کارهای آزمایشگاهی زیادی مورد بررسی قرار گرفته‌اند (تنسی و همکاران [14]، کروک [6]، گیلارنز و ردیتینیوتیس [15]، ژَنگ و ژِنگ [7]). بطور کلی دو

[1] Periodic excitation
[2] Coherent structures
[3] Wake
[4] Stroke
[5] Slug

استراتژی اساسی در نظر گرفته شده است. اولی استفاده از عملگرهای با نسبت منظری زیاد و شیارهای دوبعدی می‌باشد. که به‌طور مثال می‌توان به تحقیقات در زمینه کنترل دوبعدی جریان روی سیلندر (امیتای و همکاران [4])، ایرفویل‌های سرعت پایین (اسمیت و همکاران [9]، امیتای و همکاران [5]) و ایرفویل‌های چند المانی در رینولدزهای متداول پرواز (سیفرت و پک [16]، خدادوست و واشبرن [17]) اشاره کرد. دومی، استفاده از عملگرهای با اوریفیس تقارن-محور است. گیلارنز و ردینیوتیس [15] با استفاده از جت سینستیک به کنترل جریان بر روی یک ایرفویل پرداختند. یک آرایه از جت سینستیک در لبه حمله یک ایرفویل NACA0015 با یک شیار خروجی ماشین‌کاری شده که می‌توانست جت را به صورت مماس بر سطح ایرفویل خارج کند. بال با زاویه حمله 20 درجه در آزمایش تصویربرداری به همراه مرئی‌سازی با دود قرار گرفت و آشکار شد که با خاموش بودن عملگر، جریان در لبه حمله جدا می شود در حالی که خط جدایش با کارکردن عملگر به 70% طول کورد در پایین دست جریان انتقال یافت. تنسی و همکاران [14] با استفاده از یک عملگر جت سینستیک به اصلاح وِیک تولید شده در پشت سیلندر در یک تونل باد بسته پرداختند. ماکووی و همکاران [18] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی اثرات جت سیال بر جریان خارجی روی یک صفحه تخت پرداختند. تنگ و همکاران [19] در سال 2014 با بررسی اثرات جت سینستیک در یک جریان ساکن دریافتند که فرکانس بین 400 تا 500 هرتز فرکانس بهینه برای کارکرد جت می‌باشد. چادری [20] در رساله دکتری خود به بررسی تجربی اندرکنش جت سینستیک با جریان آرام و آشفته پرداخت. او همچنین به تاثیر جت بر تاخیر جدایش جریان روی یک صفحه تخت پرداخت و پارامترهای بهینه عملگر را برای بهترین عملکرد به دست آورد. ینگ و همکاران [21] با در نظر گرفتن یک ایرفویل اپلر 387 اثرات جت بر کنترل جدایش جریان در اعداد رینولدز پایین برای کاربردهای اجسام پرنده کوچک[1] را مطالعه کردند. نادرزاده و همکاران [22] با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی، مزایای استفاده از جت نوسانی و تاثیر آن‌ها روی مشخصه‌های آیرودینامیکی سیلندرهای مدور را مورد مطالعه قرار دادند. نتایج آن‌ها کاهش نیروی فشاری در مکش و کاهش نیروی لزجت در هنگام دمش را نشان می‌دهد.

جت سینستیک یک روش کنترلی فعال برای جلوگیری از جدایش جریان روی بال هواپیما می باشد. از آنجا که این ابزار دارای پارامترهای هندسی و عملکردی مختلف است، برای استفاده از آن در شرایط کارکردی، بهتر است که پارامترهای مختلف آن قبل از آزمایش و یا شبیه‌سازی بر روی بال، ابتدا بهینه‌سازی شوند. پارامترهای مهم و تاثیرگذار بر جت سینستیک که در ادبیات موضوع مورد بررسی قرار گرفته‌اند، شامل قطر و ارتفاع حفره[2] و قطر و ارتفاع اوریفیس و همچنین فرکانس ارتعاشی دیافراگم می‌باشد. در مطالعات پیشین ابعاد و هندسه‌های مختلفی برای بررسی آزمایشگاهی و شبیه‌سازی‌های عددی و همچنین فرکانس‌های ارتعاشی مختلفی برای ارتعاش دیافراگم در نظر گرفته شده است. اما زمینه‌ای تحقیقاتی که مطالعه کمتری در آن حوزه انجام گرفته است، در نظر گرفتن اندرکنش پارامترهای هندسی و کارکردی و بهینه‌سازی ممنتوم سیال جت می‌باشد. در اکثر مطالعات پیشین تنها پارامتر سرعت به‌عنوان پارامتر هدف مدنظر قرار می‌گرفت. از آن‌جا که پارامترهای هندسی و کارکردی جت سینستیک می‌توانند تاثیر متقابل بر روی یکدیگر داشته باشند باید اثر اندرکنش‌های پارامترها بر یکدیگر نیز مورد بررسی و تحلیل قرا گیرد. روش‌های بهینه‌سازی مختلفی برای این منظور وجود دارند. یکی از بهترین روش‌ها برای در نظر گرفتن پارامترهای زیاد با هزینه محاسباتی و اقتصادی کم استفاده از روش طراحی آزمایش رویه پاسخ می‌باشد. این روش معادله‌ای درجه دوم از تابع هدف براساس پارامترهای متغیر ارایه می‌دهد که نه تنها اثرات مستقیم پارامترها، بلکه اثرات متقابل و اندرکنش پارامترهای تاثیرگذار را نیز در نظر می‌گیرد. با استفاده از این معادله درجه دوم می‌توان به بهینه‌سازی پارامترها برای بیشینه‌سازی یا کمینه‌سازی تابع هدف استفاده کرد.

در این پژوهش سرعت و دبی جرمی سیال به عنوان توابع هدف جهت بیشینه‌سازی براساس پارامترهای هندسی جت سینستیک و فرکانس ارتعاشی دیافراگم انتخاب می‌شوند. پس از انجام شبیه‌سازی آزمایش‌های طراحی شده، با استفاده از روش رویه پاسخ مقدار بهینه این پارامترها به دست می‌آید و نتایج پیش‌بینی‌های روش رویه پاسخ با شبیه‌سازی تکمیلی برای پارامترهای بهینه مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

2- هندسه و شبکه محاسباتی تولید شده جت سینستیک

ابعاد هندسی جت سینستیک نمونه پایه و همچنین فرکانس ارتعاش برای شبیه‌سازی براساس جدول 1 انتخاب می‌شود.

مدل و شبکه محاسباتی تولید شده برای شبیه‌سازی با استفاده از ابعاد هندسی داده شده در جدول 1 در "شکل‌های 1 و 2" نشان داده شده است.

شبکه محاسباتی تولید شده برای حل معادلات بقای جرم، ممنتوم، انرژی و مدل آشفتگی ωk- به نرم‌افزار فلوئنت برده می‌شود. به دلیل فرکانس بالای دیافراگم و حرکت تناوبی آن در جهت x، تغییر فشار در اثر تراکم‌پذیری سیال بخصوص در حفره، توسط مدل جریان تراکم‌پذیر در سرتاسر حوزه حل در نظر گرفته شده است. از روش حل عددی فشار مبنا که برای گستره بزرگی از شرایط جریان مناسب است استفاده می‌شود. در این روش میدان جریان از حل معادلات ممنتوم و میدان فشار از حل معادله فشاری که از ترکیب معادلات ممنتوم و پیوستگی به دست آمده است حاصل می‌شود. برای

جدول 1 هندسه جت سینستیک و فرکانس ارتعاش نمونه پایه

Table 1 Geometry of the synthetic jet and oscillation frequency of the base case

نوع جت	اوریفیس		حفره		فرکانس ارتعاش
	ارتفاع h_o (mm)	قطر d_o (mm)	ارتفاع H_c (mm)	قطر D_c (mm)	
دایروی	5	5	10	50	400

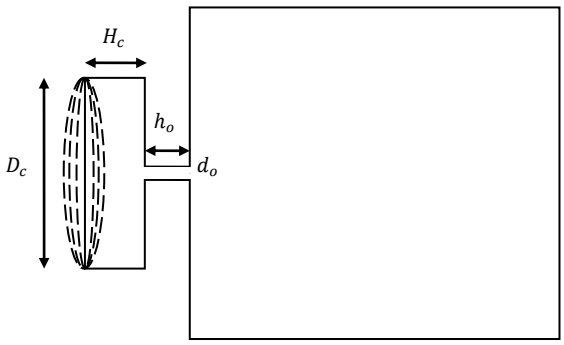


Fig. 1 Schematic of simulation domain include diaphragm, cavity, and orifice of the synthetic jet

شکل 1 طرحواره‌ای از ناحیه حل شامل دیافراگم، حفره و اوریفیس جت سینستیک

[1] Micro Air Vehicle (MAV)
[2] Cavity

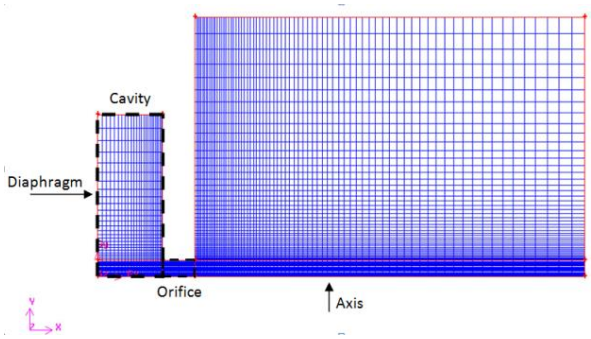


Fig. 2 Base case mesh generation for CFD simulation of the synthetic jet

شکل 2 شبکه پایه تولید شده برای حل دینامیک سیالات محاسباتی جت سینستیک

ارتباط بین میدان فشار و سرعت از الگوریتم سیمپل استفاده می‌شود. معادلات انتگرالی بقای جرم، ممنتوم، انرژی و جریان آشفته با استفاده از روش‌های حجم کنترلی حل می‌شوند. از الگوریتم مجزا برای روش فشار مبنا استفاده شده است که به دلیل غیرخطی و کوپل بودن معادلات حاکم از روش تکراری برای حل استفاده می‌کند. در این روش به ترتیب متغیرهای سرعت، فشار، دما و پارامترهای آشفتگی محاسبه شده و با استفاده از روش تکراری تصحیح و به جواب نهایی همگرا می‌شوند. معادلات انتگرال‌گیری شده و خطی‌سازی شده توسط روش گسسته‌سازی مکانی مرتبه دوم (برای تمامی متغیرها) که دارای دقت حل بالاتری نسبت به روش‌های مرتبه اول است گسسته‌سازی می‌شود. همچنین به دلیل شرایط ناپایای مسئله، گسسته‌سازی زمانی معادلات نیز انجام می‌شود. گسسته‌سازی زمانی براساس روش ضمنی مرتبه اول انجام می‌شود و گام زمانی نیز با توجه به فرکانس دیافراگم تعیین و مقدار آن یک‌صدم دوره تناوب دیافراگم انتخاب شده است. به عنوان مثال برای فرکانس 400 هرتز از گام زمانی 2.5×10^{-4} ثانیه استفاده می‌شود.

3- معادلات حاکم

از آن‌جایی‌که حوزه حل در نظر گرفته شده، تقارن محور است، معادلات حاکم بر جریان سیال در دستگاه استوآن‌های برای شرایط مذکور در حالت ناپایا به شرح زیر می‌باشد.

معادله بقای جرم

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial r}(\rho v_r) + \frac{\rho v_r}{r} = S_m \tag{1}$$

معادله بقای ممنتوم محوری

$$\begin{aligned}\frac{\partial}{\partial t}(\rho v_x) &+ \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial x}(r\rho v_x v_x) + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(r\rho v_r v_x) \\ &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial x}\left[r\mu\left(2\frac{\partial v_x}{\partial x} - \frac{2}{3}(\nabla\cdot\vec{v})\right)\right] \\ &+ \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left[r\mu\left(\frac{\partial v_x}{\partial r} + \frac{\partial v_r}{\partial x}\right)\right] + F_x\end{aligned} \tag{2}$$

معادله بقای ممنتوم شعاعی

$$\begin{aligned}\frac{\partial}{\partial t}(\rho v_r) &+ \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial x}(r\rho v_x v_r) + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(r\rho v_r v_r) \\ &= -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left[r\mu\left(\frac{\partial v_r}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial r}\right)\right] \\ &+ \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial x}\left[r\mu\left(2\frac{\partial v_r}{\partial r} - \frac{2}{3}(\nabla\cdot\vec{v})\right)\right] - 2\mu\frac{v_r}{r^2} \\ &+ \frac{2}{3}\frac{\mu}{r}(\nabla\cdot\vec{v}) + \rho\frac{v_z}{r^2} + F_r\end{aligned} \tag{3}$$

که در آن $\nabla\cdot\vec{v}$ برابر است با

$$\nabla\cdot\vec{v} = \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_r}{\partial r} + \frac{v_r}{r} \tag{4}$$

معادله بقای انرژی

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla\cdot\left(\vec{v}(\rho E + p)\right) = -\nabla\cdot\left(\sum_j h_j J_j\right) + S_h \tag{5}$$

معادله گاز ایده‌آل در جریان تراکم‌پذیر

$$\rho = \frac{p_{op} + p}{\frac{R}{M_w}T} \tag{6}$$

معادلات جریان آشفته $SST\ \ k-\omega$

معادله انرژی جنبشی k جریان آشفته

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}\right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \tag{7}$$

معادله نرخ اتلافات مخصوص ω جریان آشفته

$$\begin{aligned}\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) &+ \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\omega u_i) \\ &= \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega\end{aligned} \tag{8}$$

در معادلات (7) و (8) فوق $\tilde{G}_k$ تولید انرژی جنبشی آشفته در اثر گرادیان‌های سرعت متوسط است. G_ω تولید پارامتر ω است. Γ_k و Γ_ω به ترتیب ضریب پخش موثر پارامترهای k و ω هستند. Y_k و Y_ω نماینده اتلافات پارامترهای k و ω در اثر جریان آشفته می‌باشند. S_k و S_ω عبارت منبع هستند که می‌توانند به معادله اضافه شوند.

4- استقلال حل از شبکه محاسباتی

برای نشان دادن استقلال حل از شبکه محاسباتی پنج شبکه محاسباتی مختلف با تعداد سلول‌های 2131، 4405، 6775، 10606 و 22500 تولید شد. برای سنجش کافی بودن تعداد سلول‌های محاسباتی معیار دقت حل، سرعت در راستای ناحیه مرکزی جت در زمان 4 برابر دوره تناوب، در نظر گرفته شده است. اگر معیار دقت را مساحت زیر منحنی "شکل 3" قرار دهیم، مشاهده می‌شود که بغیر از شبکه شماره یک، بقیه شبکه‌ها از دقت خوبی نسبت به شبکه شماره پنج برخوردار هستند. بنابراین در پژوهش حاضر شبکه شماره سه بهعنوان شبکه طراحی در شبیه‌سازی‌های بعدی استفاده

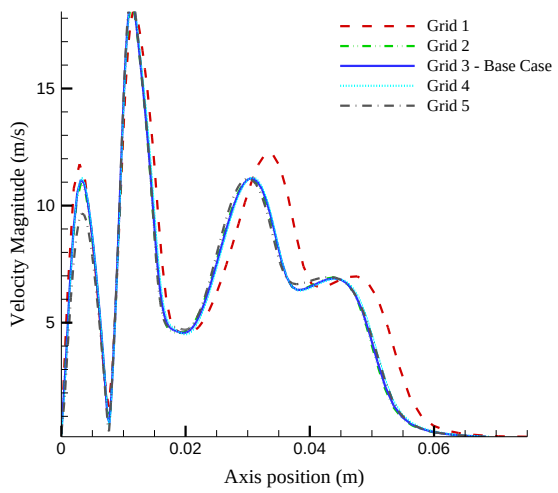


Fig. 3 Comparison of velocity magnitude in the center of the synthetic jet using different mesh sizes to investigate grid independency

شکل 3 مقایسه سرعت مرکزی جت سینستیک با استفاده از شبکه‌های مختلف برای بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی

جدول 2 شبکه‌های تولید شده برای بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی

Table 2 Different mesh sizes for grid independency check

شماره شبکه محاسباتی تولید شده	تعداد سلول‌های محاسباتی
1	2131
2	4405
3 (شبکه پایه)	6776
4	10606
5	22500

می‌شود.

5- شبیه‌سازی اولیه و تعیین بازه بهینه برای فرکانس

از آن‌جا که فرکانس ارتعاش تاثیر مهمی بر عملکرد جت سینستیک دارد و می‌تواند میزان سرعت سیال خروجی و همچنین دبی جرمی جت را تغییر دهد، یک شبیه‌سازی اولیه با استفاده از 10 فرکانس مختلف در بازه بین 50 تا 2000 هرتز انجام گرفت. فرکانس‌های انتخاب شده برای شبیه‌سازی در جدول 3 فهرست شده‌اند.

رابطه سرعت دیافراگم با فرکانس نیز از مشتق‌گیری مکان دیافراگم به دست می‌آید. در این پژوهش رابطه مکان دیافراگم برحسب پارامترهای مختلف در سیستم شعاعی به صورت زیر نوشته می‌شود [23].

$$Y(r,t)=\frac{A}{2}\left[1-\left(\frac{r}{r_c}\right)^2\right]\sin(2\pi ft) \tag{9}$$

رابطه سرعت دیافراگم نیز از رابطه (10) به دست می‌آید.

$$v(r,t)=\pi fA\left[1-\left(\frac{r}{r_c}\right)^2\right]\cos(2\pi ft) \tag{10}$$

تابع سرعت دیافراگم در سیستم شعاعی توسط یک UDF برای نرم‌افزار فلوئنت نوشته شد و به صورت شرط مرزی در قسمت دیافراگم فراخوانده می‌شود. نتایج شبیه‌سازی حل ناپایای مسئله برای دبی جرمی خروجی از اوریفیس در فرکانس‌های مختلف در "شکل 4" نمایش داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که در گستره آزمایش شده، فرکانس‌های خیلی زیاد و خیلی کم منجر به بهترین کارکرد جت نمی‌شود. بلکه فرکانس‌های میانی در بازه بین 400 تا 800 هرتز بهترین کارایی را برای هندسه مورد بررسی از خود نشان می‌دهند. در فرکانس‌های آزمایش شده فرکانس 600 هرتز بهترین دبی خروجی جت را دارد. اما می‌توان از نتایج این شبیه‌سازی برای انتخاب بازه‌ای مناسب برای تعیین فرکانس بهینه در هندسه‌های مختلف حفره و اوریفیس استفاده کرد که در بخش بعدی به آن پرداخته می‌شود.

6- طراحی آزمایش و بهینه‌سازی

با توجه به مطالعات انجام شده و مروری بر کارهای گذشته و همچنین نتایج شبیه‌سازی اولیه برای بررسی بازه فرکانسی مناسب، حال می‌توان به طراحی

جدول 3 تاثیر فرکانس ارتعاش دیافراگم بر جت سینستیک

Table 3 The effect of diaphragm oscillation frequency on the synthetic jet

شماره آزمایش	فرکانس (Hz)
1	50
2	100
3	200
4	400
5	600
6	800
7	1000
8	1200
9	1600
10	2000

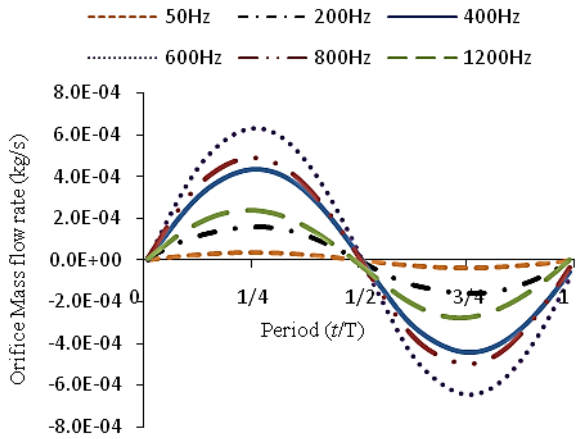


Fig. 4 Effect of diaphragm oscillation frequency on the outlet mass flow rate of the synthetic jet

شکل 4 تاثیر فرکانس ارتعاش دیافراگم بر دبی جرمی جریان خروجی از جت سینستیک

آزمایش برای بهینه‌سازی پارامترهای هندسی و فرکانس عملکردی جت سینستیک پرداخت. طراحی آزمایش براساس نمونه پایه در نظر گرفته شده، انجام می‌شود. با توجه به ابعاد در نظر گرفته شده طراحی آزمایش براساس فاصله حدود 50 درصدی از مقادیر در نظر گرفته شده برای نمونه پایه انجام می‌شود. با این رویکرد نقاط در نظر گرفته شده برای پارامترها، تقریبا تمامی گستره در نظر گرفته شده در مطالعات پیشین را پوشش می‌دهد. مقادیر کمینه و بیشینه در نظر گرفته شده برای پارامترها در جدول 4 فهرست شده است. مقدار فرکانس برای نمونه پایه نیز 600 هرتز در نظر گرفته شده است که مقدار بهینه به‌دست آمده از نتایج اولیه شبیه‌سازی بود. با استفاده از روش رویه پاسخ که یکی از روش‌های کارآمد برای بهینه‌سازی پارامترهای هدف است [24], [25].

از آن‌جا که قطر اوریفیس نیز یکی از پارامترهای طراحی است و با تغییر این پارامتر، سرعت جت سیال و همچنین دبی جرمی جت تغییر می‌کند و تاثیر پارامترهای طراحی بر دو پارامتر سرعت و دبی جرمی که حاصل‌ضرب آن‌ها ممنتوم جت را می‌سازد، ممکن است متفاوت و یا حتی عکس یکدیگر باشد، در طراحی آزمایش هر دو پارامتر سرعت و دبی جت سیال به‌عنوان پارامترهای هدف در نظر گرفته می‌شود. بنابراین طراحی آزمایش به‌صورت دو هدفه انجام می‌گیرد که یکی از نوآوری‌های مهم این پژوهش است که در مطالعات پیشین در نظر گرفته نشده است.

در نرم‌افزار مینیتب[1] با استفاده از روش رویه پاسخ 32 آزمایش برای هندسه‌ها و فرکانس‌های کارکردی مختلف برای تحلیل طراحی می‌شود.

جدول 4 پارامترهای تاثیرگذار و گستره مقادیر آن‌ها برای استفاده در روش بهینه‌سازی رویه پاسخ

Table 4 Effective parameters and their ranges for RSM

	اوریفیس		حفره		فرکانس
	ارتفاع h_o (mm)	قطر d_o (mm)	ارتفاع H_c (mm)	قطر D_c (mm)	ارتعاش
آزمایش پایه	5	5	10	50	600
نقطه کمینه طراحی	2	3	5	30	400
نقطه بیشینه طراحی	8	7	15	70	800

[1] Minitab

جدول 5 طراحی آزمایش و نتایج شبیه‌سازی عددی برای دو پارامتر سرعت و دبی جرمی جت سینستیک

Table 5 Design of Experiment and simulation results for two target functions of the synthetic jet velocity and mass flow rate

شبیه‌سازی	h_o (mm)	d_o (mm)	H_c (mm)	D_c (mm)	f (Hz)	V_{jet} (m/s)	mf_{jet} (kg/s) $\times 10^{-4}$
1	3.5	4	7.5	40	700	18.7866	2.76
2	6.5	4	7.5	40	500	16.9076	2.49
3	3.5	6	7.5	40	500	5.6305	1.86
4	6.5	6	7.5	40	700	13.2793	4.39
5	3.5	4	12.5	40	500	13.8203	2.03
6	6.5	4	12.5	40	700	11.4981	1.69
7	3.5	6	12.5	40	700	13.3219	4.41
8	6.5	6	12.5	40	500	8.4264	2.79
9	3.5	4	7.5	60	500	19.0494	2.80
10	6.5	4	7.5	60	700	15.7434	2.31
11	3.5	6	7.5	60	700	18.7125	6.19
12	6.5	6	7.5	60	500	17.9976	5.95
13	3.5	4	12.5	60	700	12.5435	1.84
14	6.5	4	12.5	60	500	13.4384	1.98
15	3.5	6	12.5	60	500	13.9920	4.63
16	6.5	6	12.5	60	700	10.4736	3.46
17	2.0	5	10.0	50	600	13.8761	3.19
18	8.0	5	10.0	50	600	16.0199	3.68
19	5.0	3	10.0	50	600	15.9574	1.32
20	5.0	7	10.0	50	600	13.1778	5.93
21	5.0	5	5.0	50	600	18.7712	4.31
22	5.0	5	15.0	50	600	12.7737	2.93
23	5.0	5	10.0	30	600	6.7782	1.56
24	5.0	5	10.0	70	600	15.2619	3.51
25	5.0	5	10.0	50	400	12.2688	2.82
26	5.0	5	10.0	50	800	13.9258	3.20
27	5.0	5	10.0	50	600	17.8358	4.10
28	5.0	5	10.0	50	600	17.8358	4.10
29	5.0	5	10.0	50	600	17.8358	4.10
30	5.0	5	10.0	50	600	17.8358	4.10
31	5.0	5	10.0	50	600	17.8358	4.10
32	5.0	5	10.0	50	600	17.8358	4.10

تمامی هندسه‌ها با استفاده از نرم‌افزار گمبیت رسم و شبکه‌های محاسباتی با استفاده از فواصل ثابت گره‌ها برای تمامی هندسه‌ها تولید شده است. این کار موجب می‌شود که تفاوت شبکه‌های تولید شده بین هندسه‌های مختلف به حداقل رسیده و تاثیر شبکه بر روی نتایج، بسیار ناچیز شود. پس از این مرحله، هندسه‌های تولید شده در نرم‌افزار فلوئنت فراخوانده شده و شبیه‌سازی در حالت ناپایا برای 4 دوره تناوب انجام می‌شود. از آن‌جا که دیافراگم از حالت سکون شروع به حرکت می‌کند، نتایج معمولا پس از دوره تناوب دوم، حالت تناوبی پیدا می‌کنند که این مسئله در نمودار دبی جرمی جت برحسب زمان قابل مشاهده است.

برای بررسی نتایج با توجه به تناوبی بودن مسئله از مقدار متوسط‌گیری شده زمانی سرعت جت سیال در نیم‌بازه دمش استفاده می‌شود. رابطه (11) روش اندازه‌گیری سرعت متوسط جت سیال را نشان می‌دهد.

$$V_0 = f\int_0^{T/2} v_0\,(t)dt \tag{11}$$

همچنین دبی جرمی سیال به روش مشابه از انتگرال‌گیری دبی جرمی در نیم‌بازه مکش به دست می‌آید. نتایج شبیه‌سازی‌ها برای دو پارامتر سرعت و دبی جرمی برای حالت‌های مختلف طراحی آزمایش در جدول 5 آورده شده است. با استفاده نتایج به دست آمده می‌توان به تحلیل روش رویه پاسخ برای به دست آوردن مقادیر بهینه پارامترهای هدف پرداخت.

7- تحلیل نتایج روش رویه پاسخ

با به‌دست آمدن سرعت و دبی جرمی متوسط جت سینیتک در نیم بازه دمش، می‌توان به تحلیل نتایج شبیه‌سازی توسط روش رویه پاسخ پرداخت. رابطه (12) رابطه سرعت جت سینستیک با پارامترهای هندسی قطر و ارتفاع حفره و اوریفیس و فرکانس ارتعاش دیافراگم را نشان می‌دهد که با استفاده از روش مرتبه دومی رویه پاسخ و نتایج شبیه‌سازی به‌دست آمده است

$$\begin{aligned} V_{\text{jet}} = &-104.062 + 8.334\,h_o - 10.258\,d_o \\ &+3.093\,H_c + 2.176\,D_c + 0.193\,f \\ &-0.015\,(D_c\cdot D_c) + 0.214\,(h_o\cdot d_o) \\ &-0.193(h_o\cdot H_c) - 0.022\,(h_o\cdot D_c) \\ &-0.007\,(h_o\cdot f) + 0.245\,(d_o\cdot H_c) \\ &+0.130(d_o\cdot D_c) + 0.009(d_o\cdot f) \\ &-0.034(H_c\cdot D_c) - 0.002(H_c\cdot f) \\ &-0.001\,(D_c\cdot f) \end{aligned} \tag{12}$$

رابطه (13)رابطه دبی جرمی جت سینستیک با پارامترهای هندسی قطر و ارتفاع حفره و اوریفیس و فرکانس ارتعاش دیافراگم را نشان می‌دهد

$$\begin{aligned} mf_{\text{jet}} = [&-39.6488 + 2.9531\,h_o - 1.7559\,d_o \\ &+1.5167H_c + 0.5603\,D_c + 0.0525\,f \\ &-0.0581\,(h_o\cdot h_o) - 0.0826(d_o\cdot d_o) \\ &-0.0134\,(H_c\cdot H_c) - 0.0036\,(D_c\cdot D_c) \\ &+0.0201\,(h_o\cdot d_o) - 0.0754\,(h_o\cdot H_c) \\ &-0.0085\,(h_o\cdot D_c) - 0.0022\,(h_o\cdot f) \\ &-0.0073\,(d_o\cdot H_c) + 0.0426(d_o\cdot D_c) \\ &+0.0024\,(d_o\cdot f) - 0.0119(H_c\cdot D_c) \\ &-0.0006(H_c\cdot f) - 0.0004\,(D_c\cdot f)]\times 10^{-4} \end{aligned} \tag{13}$$

در روابط (12) و (13) پارامترهای هندسی h_o، d_o، H_c و D_c برحسب میلی‌متر، V_{jet} برحسب متر بر ثانیه mf_{jet} برحسب کیلوگرم بر ثانیه است.

کانتورهای به دست آمده از تحلیل نتایج، تاثیر تغییر پارامترهای متغیر بر توابع هدف در بازه مورد بررسی را نشان می‌دهند. کانتورهای نشان داده شده مربوط به تاثیر پارامترهای هندسی و فرکانس ارتعاش بر سرعت جت می‌باشند. با ثابت نگه داشتن پارامترهای ارتفاع اوریفیس، قطر اوریفیس و ارتفاع حفره در مقادیر نشان داده در "شکل 5"، سرعت جت سیال با افزایش قطر حفره و کاهش فرکانس در بازه کارکردی به یک مقدار بهینه می‌رسد. فرکانس حدود 500 هرتز و قطر حفره حدود 60 میلی‌متر در این شرایط، سرعت جت سیال را به مقدار بیشینه خود می‌رساند. با ثابت نگه داشتن پارامترهای ارتفاع اوریفیس، ارتفاع و قطر حفره در مقادیر نشان داده در "شکل 6"، سرعت جت سیال در مقادیر میانی قطر اوریفیس و مقادیر کمتر از 500 هرتز برای فرکانس به یک مقدار بهینه می‌رسد. قطر اوریفیس 5 میلی‌متر و قطر حفره در حدود 60 میلی‌متر در این شرایط، سرعت جت سیال را به مقدار بیشینه خود می‌رساند.

با ثابت نگه‌داشتن پارامترهای ارتفاع اوریفیس، ارتفاع حفره و فرکانس در مقادیر نشان داده در "شکل 7"، سرعت جت سیال به صورت کلی نسبت به حالت‌های قبلی کاهش می‌یابد. اما مقدار بهینه سرعت در این حالت در مقادیر متوسط قطر اوریفیس و حفره رخ می‌دهد. کانتورهای شکل نشان می‌دهند که قطر اوریفیس 5.5 میلی‌متر و قطر حفره 50 میلی‌متر در این حالت سرعت جت را بیشینه می‌کند. با ثابت نگه داشتن پارامترهای ارتفاع اوریفیس، قطر حفره و فرکانس در مقادیر نشان داده در "شکل 8"، سرعت

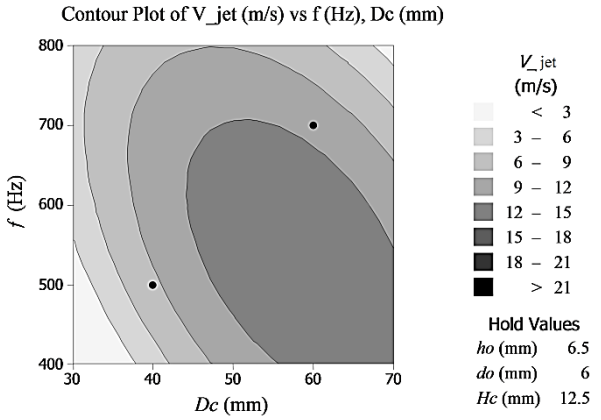


Fig. 5 Effect of oscillation frequency and diameter of cavity on the synthetic jet velocity

شکل 5 تاثیر فرکانس ارتعاش و قطر حفره بر سرعت جت سینستیک

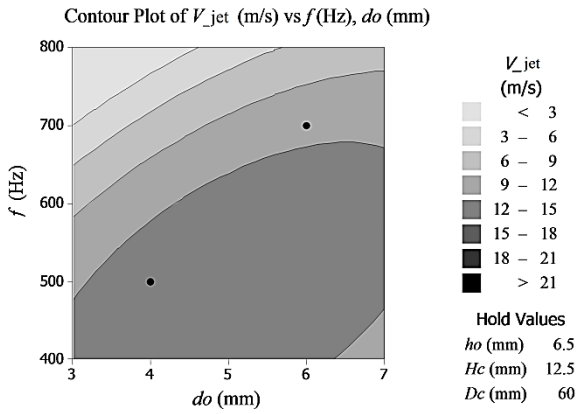


Fig. 6 Effect of oscillation frequency and diameter of orifice on the synthetic jet velocity

شکل 6 تاثیر فرکانس ارتعاش و قطر اوریفیس بر سرعت جت سینستیک

جت سیال با کاهش ارتفاع حفره و در مقادیر متوسط قطر اوریفیس به مقدار بهینه خود می‌رسد. کانتورهای شکل نشان می‌دهند در این حالت، ارتفاع حفره 5 میلی‌متر و قطر اوریفیس حدود 5 میلی‌متر سرعت جت سیال را بیشینه می‌کند. با ثابت نگه داشتن پارامترهای قطر اوریفیس، قطر حفره و فرکانس در مقادیر نشان داده در "شکل 9"، سرعت جت سیال با کاهش

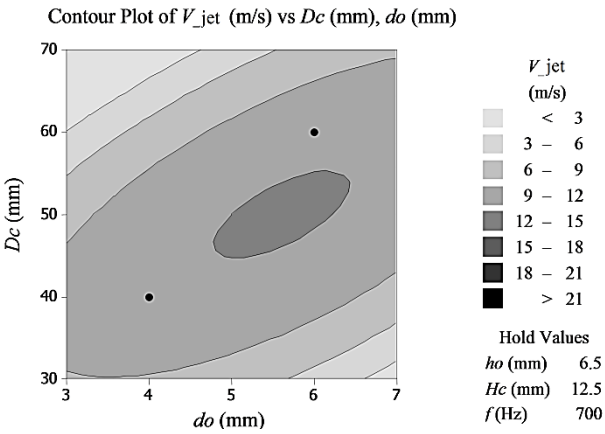


Fig. 7 Effect of diameter of cavity and diameter of orifice on the synthetic jet velocity

شکل 7 تاثیر قطر اوریفیس و قطر حفره بر سرعت جت سینستیک

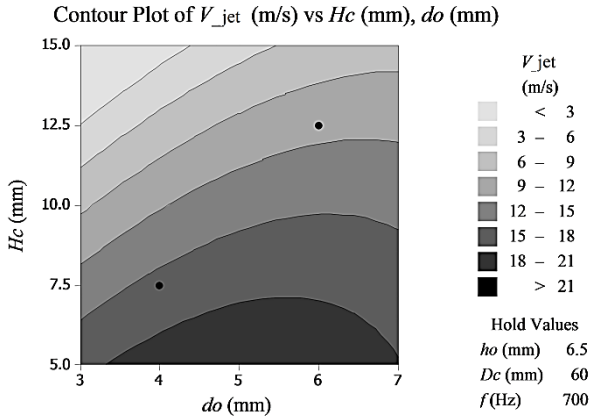


Fig. 8 Effect of diameter of orifice and height of cavity on the synthetic jet velocity

شکل 8 تاثیر قطر اوریفیس و ارتفاع حفره بر سرعت جت سینستیک

ارتفاع حفره و در مقادیر متوسط ارتفاع اوریفیس به مقدار بهینه خود می‌رسد. کانتورهای شکل نشان می‌دهند در این حالت سرعت بیشینه جت سیال با ارتفاع اوریفیس 5 میلی‌متر و ارتفاع حفره 5 میلی‌متر به دست می‌آید.

با ثابت نگه داشتن پارامترهای ارتفاع حفره، قطر حفره و فرکانس در مقادیر نشان داده در "شکل 10"، سرعت جت سیال با کاهش ارتفاع اوریفیس و در مقادیر متوسط قطر اوریفیس به مقدار بهینه خود می‌رسد. کانتورهای "شکل 10" نشان می‌دهند در این حالت سرعت بیشینه جت سیال با ارتفاع اوریفیس 2 میلی‌متر و قطر اوریفیس 6 میلی‌متر به دست می‌آید. کانتورهای سرعت برای مقادیر مختلف پارامترهای هندسی و فرکانس نشان می‌دهند که همزمانی مقادیر خیلی زیاد قطر و ارتفاع حفره و فرکانس موجب کاهش شدید سرعت جت سیال خروجی از اوریفیس می‌شود. همچنین همزمانی مقادیر خیلی زیاد فرکانس با قطر اوریفیس و حفره می‌تواند موجب افزایش سرعت جت سیال شود. به‌طور کلی نیز کانتورهای سرعت و دبی جرمی نشان می‌دهند که مقادیر بهینه‌ای برای بیشینه شدن سرعت و دبی جت وجود دارد که با بهینه‌سازی پارامترها می‌توان مقادیر آن‌ها را برای به‌دست آمدن قویترین جت سیال به دست آورد.در تحلیل واریانس، عامل p عاملی است که نشان‌دهنده اهمیت پارامترها و تاثیر آن‌ها بر تابع هدف می‌باشد. این عامل مقداری بین صفر و یک دارد و مقدار آن در تجزیه و تحلیل رگرسیون پارامترهای مورد بررسی هر چه کوچکتر باشد، نقش آن

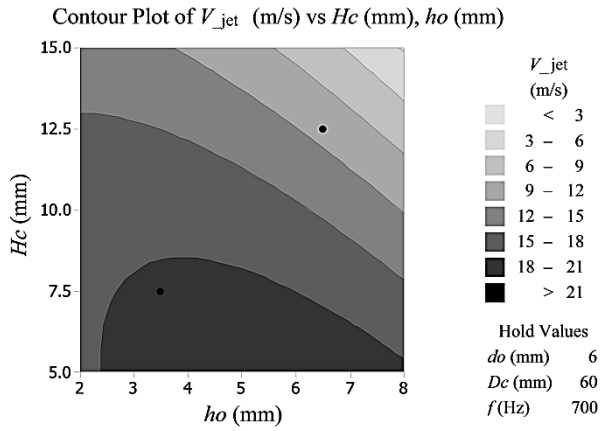


Fig. 9 Effect of height of cavity and height of orifice on the synthetic jet velocity

شکل 9 تاثیر ارتفاع حفره و ارتفاع اوریفیس بر سرعت جت سینستیک

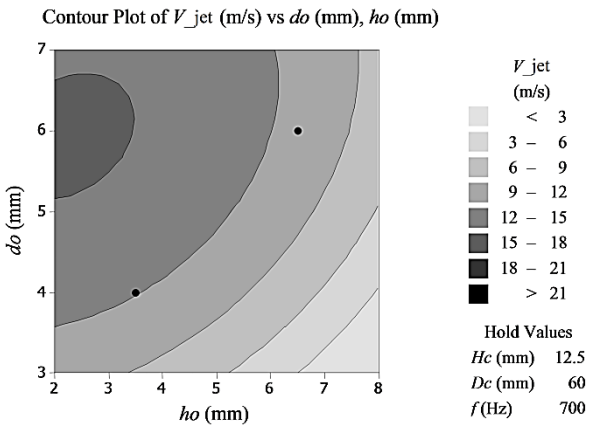


Fig. 10 Effect of height and diameter of orifice on the synthetic jet velocity

شکل 10 تاثیر ارتفاع و قطر اوریفیس بر سرعت جت سینستیک

پارامتر (یا اندرکنش پارامترها) بر تابع هدف پررنگ‌تر و پر اهمیت‌تر خواهد بود.

در جدول 6 مشاهده می‌شود که اندرکنش پارامترهای قطر اوریفیس×قطر حفره، قطر حفره×فرکانس و همچنین ارتفاع اوریفیس×فرکانس به ترتیب بیشترین تاثیر را بر روی سرعت جت سیال دارند. همچنین کمترین تاثیر اندرکنش پارامترها بر سرعت جت مربوط به اندرکنش قطر اوریفیس×ارتفاع اوریفیس می‌باشد. با توجه به جدول 7 نیز مشاهده می‌شود که در مورد تاثیر اندرکنش پارامترهای مورد بررسی بر دبی جرمی سیال خروجی از جت نیز اندرکنش پارامترهای قطر اوریفیس×قطر حفره، قطر حفره×فرکانس، ارتفاع اوریفیس×فرکانس و همچنین قطر حفره×ارتفاع حفره بیشترین تاثیر را دارند. کمترین تاثیر اندرکنش پارامترها بر دبی جرمی مربوط به اندرکنش قطر اوریفیس×ارتفاع اوریفیس می‌باشد.

در "شکل 11" تاثیر تغییر هر یک از پارمترها بر سرعت جت را نشان می دهد. با توجه به نمودار مشاهده می‌شود که تغییرات ارتفاع اوریفیس تاثیر

جدول 6 تاثیر اندرکنش پارامترها بر سرعت جت

Table 6 Interaction effects of parameters on the jet velocity

پارامترها	عامل P در تحلیل واریانس سرعت جت
d_o (mm)×D_c (mm)	0.002
D_c (mm)×f (Hz)	0.003
h_o (mm)×f (Hz)	0.006
d_o (mm)×f (Hz)	0.014
H_c (mm)×D_c (mm)	0.020
h_o (mm)×H_c (mm)	0.039
d_o (mm)×H_c (mm)	0.074
H_c (mm)×f (Hz)	0.104
h_o (mm)×D_c (mm)	0.317
h_o (mm)×d_o (mm)	0.323

جدول 7 تاثیر اندرکنش پارامترها بر دبی جرمی جت

Table 7 Interaction effects of parameters on the jet mass flow rate

پارامترها	عامل P در تحلیل واریانس دبی جت
d_o (mm)×D_c (mm)	0.000
D_c (mm)×f (Hz)	0.000
h_o (mm)×f (Hz)	0.000
H_c (mm)×D_c (mm)	0.000
h_o (mm)×H_c (mm)	0.001
d_o (mm)×f (Hz)	0.002
H_c (mm)×f (Hz)	0.019
h_o (mm)×D_c (mm)	0.051
h_o (mm)×d_o (mm)	0.617
d_o (mm)×H_c (mm)	0.762

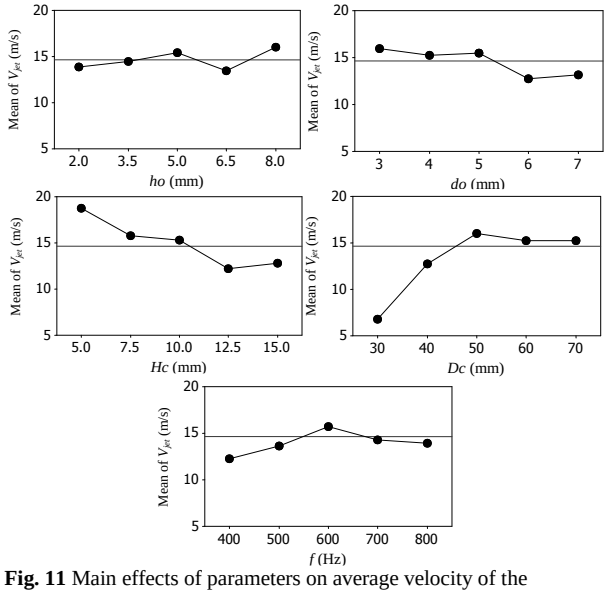


Fig. 11 Main effects of parameters on average velocity of the synthetic jet

شکل 11 تاثیرات اصلی هر یک از پارامترها بر سرعت متوسط جت سینستیک

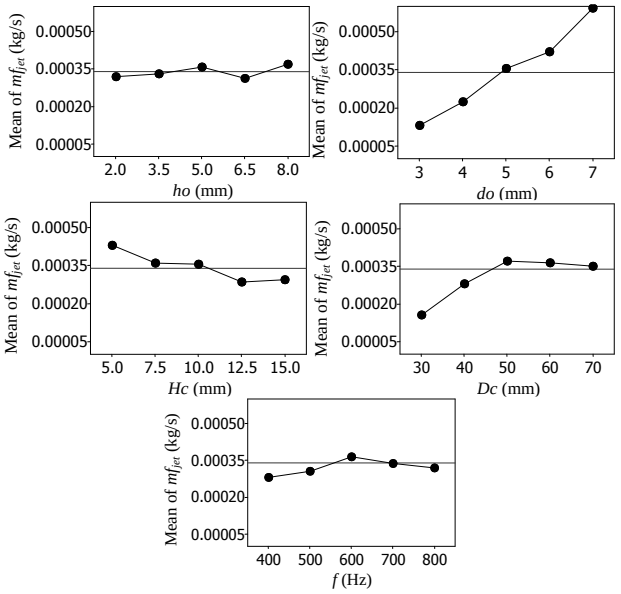


Fig. 12 Main effects of parameters on mass flow rate of the synthetic jet

شکل 12 تاثیرات اصلی هر یک از پارامترها بر دبی جرمی متوسط جت سینستیک

چندانی بر متوسط سرعت جت سیال ندارد، اما به صورت کلی افزایش آن موجب افزایش سرعت جت می‌شود. همچنین افزایش قطر اوریفیس موجب کاهش سرعت جت می‌شود. اما پارامترهای هندسی حفره بیشترین تاثیر را روی سرعت جت دارند. افزایش ارتفاع حفره موجب کاهش شدید سرعت متوسط جت شده و همچنین قطر حفره دارای یک مقدار بهینه برای رسیدن به بیشترین سرعت جت سیال است. همچنین فرکانس ارتعاش دیافراگم نیز دارای یک مقدار بهینه برای رسیدن به بیشینه سرعت جت است.

در "شکل 12" تاثیر تغییرات ارتفاع اوریفیس بر دبی جرمی در مقایسه با دیگر پارامترها ناچیز است. اما افزایش ارتفاع اوریفیس به صورت کلی موجب افزایش دبی جرمی می‌شود. تاثیرگذارترین پارامتر بر دبی جرمی در شبیه‌سازی‌های انجام شده، قطر اوریفیس می‌باشد که با افزایش این پارامتر، دبی جرمی جت به شدت افزایش می‌یابد. ارتفاع و قطره حفره تاثیر زیادی بر

دبی جرمی می‌گذارند و با افزایش ارتفاع حفره، دبی جرمی کاهش و با تغییر قطر حفره به 50 میلی‌متر، دبی جرمی به بیشینه مقدار خود می‌رسد. از میان فرکانس‌های مورد آزمایش، در فرکانس 600 هرتز دبی جرمی جت نیز همانند سرعت جت به مقدار بیشینه خود می‌رسد.

8- بهینه‌سازی پارامترها جهت بیشینه‌سازی همزمان دبی جرمی و سرعت جت سینستیک

در مطالعات پیشین معمولا سرعت جت را به عنوان پارامتر تعیین کننده در نظر می‌گرفتند، اما از آن‌جایی‌که قدرت جت به ممنتوم سیال خروجی از جت بستگی دارد در این پژوهش این دو پارامتر به‌صورت همزمان مورد بررسی قرار گرفته و پارامترهای هندسی و فرکانس برای بیشینه شدن همزمان هر دو آن‌ها، بهینه‌سازی می‌شوند. به عبارت دیگر در پژوهشی که یک پارامتر متغیر آن قطر اوریفیس جت می‌باشد، در نظر گرفتن سرعت به عنوان تنها پارامتر تعیین کننده قدرت جت سیال صحیح نمی‌باشد و باید تاثیر قطر اوریفیس بر ممنتوم سیال و در نتیجه دبی جرمی جت مورد بررسی قرار گیرد. با استفاده از دو معادله درجه دوم به دست آمده از روش رویه پاسخ برای سرعت (رابطه 12) و دبی جرمی (رابطه 13)، برای رسیدن به سرعت 23 متر بر ثانیه و دبی جرمی 0.0006 کیلوگرم بر ثانیه، بهینه‌سازی پارامترها انجام می‌شود. نتیجه حل این معادلات برای بیشینه‌سازی دبی و سرعت منجر به نمودار "شکل 13" می‌شود. همان‌طور که مشاهده می‌شود پارامترهای بهینه به صورت $h_0 = 7.88\text{mm}$، $d_0 = 5.10\text{mm}$، $H_c = 5\text{mm}$ و $D_c = 63.53\text{mm}$ $f = 493\text{Hz}$ به‌دست می‌آیند. در این حالت پیش‌بینی مدل رویه پاسخ برای پارامتر سرعت 22.16 متر بر ثانیه و برای پارامتر دبی جرمی جت 0.0006 کیلوگرم بر ثانیه می‌باشد.

برای صحه گذاشتن بر پیش‌بینی روش رویه پاسخ، هندسه جدید با پارامترهای هندسی پیش‌بینی شده، در نرم‌افزار گمبیت ساخته شده و شبکه محاسباتی برای حل عددی در نرم‌افزار فلوئنت فراخوانده می‌شود. فرکانس ارتعاش دیافراگم نیز 493 هرتز در نظر گرفته شد. پس از انجام شبیه‌سازی و استخراج نتایج مشخص شد که پیش‌بینی‌های روش رویه پاسخ بطور قابل توجهی مورد اطمینان می‌باشد. در نمودارهای "شکل 14 و 15" به ترتیب سرعت و دبی جرمی حاصل از شبیه‌سازی عددی با پیش‌بینی روش رویه پاسخ مورد ارزیابی قرار گرفته است. با مقایسه نتایج حاصل از پیش‌بینی رویه پاسخ و شبیه‌سازی مشخص می‌شود که در حدود 5% خطا برای سرعت جت

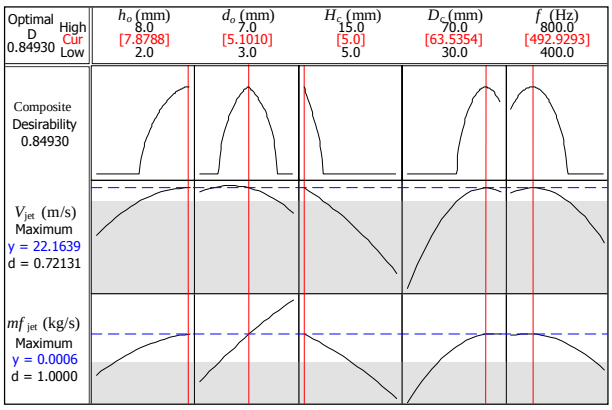


Fig. 13 Optimization of geometric parameters and oscillation frequency to maximize simultaneously jet velocity and mass flow rate

شکل 13 بهینه‌سازی پارامترهای هندسی و فرکانس ارتعاش جهت بیشینه‌سازی همزمان دبی جرمی و سرعت جت

و در حدود 7% برای دبی جرمی جت وجود دارد که خطای ناچیزی می‌باشد.

با بهره‌گیری از پیش‌بینی روش رویه پاسخ جهت بهینه‌سازی پارامترهای هندسی و فرکانس، سرعت و دبی جت و در نتیجه ممنتوم آن افزایش

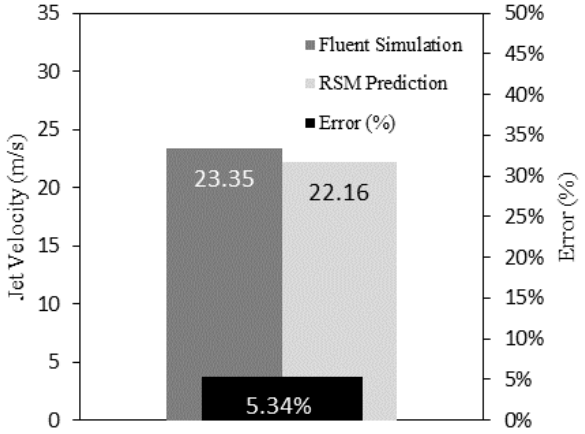


Fig. 14 Validation of RSM prediction for jet velocity with numerical simulation results

شکل 14 ارزیابی پیش‌بینی بهینه‌سازی روش رویه پاسخ با نتایج شبیه‌سازی عددی برای سرعت جت سینستیک

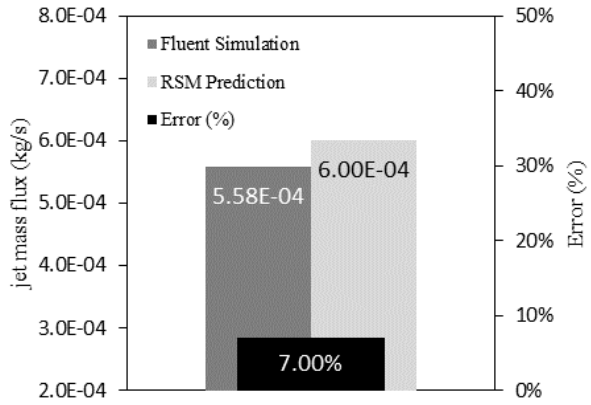


Fig. 15 Validation of RSM prediction for jet mass flow rate with numerical simulation results

شکل 15 ارزیابی پیش‌بینی بهینه‌سازی روش رویه پاسخ با نتایج شبیه‌سازی عددی برای دبی جرمی جت سینستیک

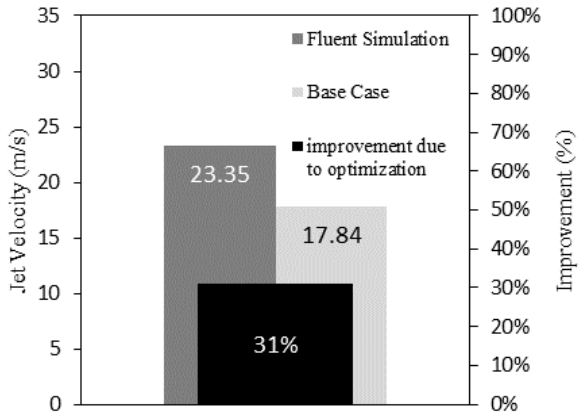


Fig. 16 Improvement of jet velocity using RSM and numerical simulation

شکل 16 بهبود سرعت جت با استفاده از روش طراحی آزمایش رویه پاسخ و شبیه‌سازی عددی

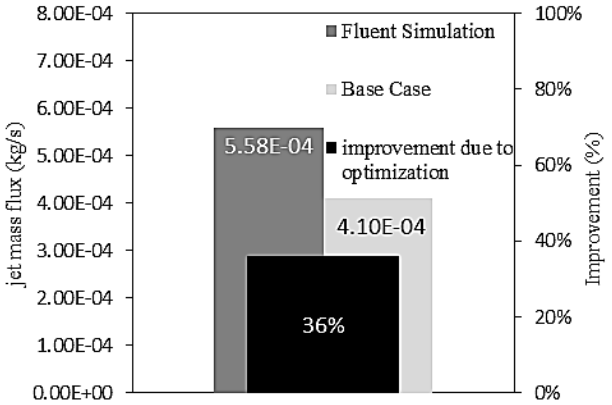


Fig. 17 Improvement of jet mass flow rate using RSM and numerical simulation

شکل 17 بهبود دبی جرمی جت با استفاده از روش طراحی آزمایش رویه پاسخ و شبیه‌سازی عددی

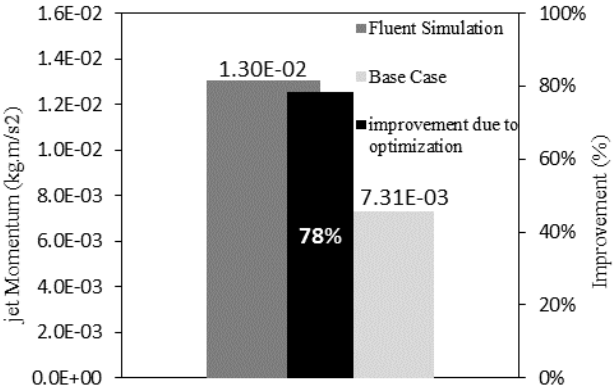


Fig. 18 Improvement of jet momentum using RSM and numerical simulation

شکل 18 بهبود ممنتوم جت با استفاده از روش طراحی آزمایش رویه پاسخ و شبیه‌سازی عددی

چشمگیری نسبت به نمونه پایه مورد بررسی در شبیه‌سازی‌های اولیه پیدا می‌کند. نمودارهای "شکل 16 و 17" نشان می‌دهند که سرعت و دبی جت نسبت به نمونه پایه مورد استفاده در شبیه‌سازی اولیه به ترتیب 31% و 36% افزایش داشته‌اند. به عبارت دیگر ممنتوم جت سیال با بهینه‌سازی پارامترها توسط روش رویه پاسخ، 78% افزایش می‌یابد (شکل 18).

9- تحلیل نتایج شبیه‌سازی جت سینستیک بهینه

در "شکل 19" کانتورهای سرعت محوری سیال نشان داده شده است. با سپری شدن یک چهارم اول دوره تناوب و با رسیدن دیافراگم به بالاترین نقطه کورس حرکتی خود، سرعت محوری جت با علامت مثبت و با مقدار بیشینه 55 متر بر ثانیه تولید می‌شود. با حرکت رو به پایین دیافراگم در مرحله بعدی هوای دور از اوریفیس به حرکت خود در جهت مثبت y ادامه داده و سیال نزدیک به اوریفیس به داخل حفره مکش می‌شود. این خصوصیت یکی از ویژگی‌های جت سینستیک برای وارد کردن مداوم انرژی به سیال کم انرژی لایه مرزی است و به بهبود وضعیت جدایش کمک می‌کند. با رسیدن دیافراگم به پایین‌ترین نقطه کورس حرکتی خود (شکل ب) سیال با سرعت بیشتری وارد حفره شده و سیال محیط در محدوده وسیع‌تری تحت تاثیر مکش دیافراگم قرار می‌گیرد (به کانتورهای سرعت محوری با علامت منفی در محیط آزاد توجه شود). در قسمت‌های دور از اویفیس نیز مشاهده می‌شود که سیال همچنان به مسیر حرکت قبلی خود در جهت دور شدن از اوریفیس ادامه می‌دهد. در مرحله پایانی کورس تناوب، دیافراگم رو به بالا حرکت کرده در حالت افقی قرار می‌گیرد. در این حالت جت سیال برای خروج از اوریفیس آماده می‌شود.

در "شکل 20" کانتورهای گردابه‌های تولید شده توسط جت سینستیک مشاهده می‌شود. در این کانتورها، برای بررسی بهتر گردابه‌ها و مقایسه آن‌ها در مراحل مختلف تناوب، گردابه‌های تا مقدار 20000 1/s نمایش داده شده است. کانتورهای سفید رنگ (تو خالی) مربوط به مقادیر بزرگتر از مقدار مذکور هستند. با توجه به "شکل 20 الف"، در $t=T/4$ یک جفت گردابه پرقدرت در بالای اوریفیس مشاهده می‌شود که به دلیل شکل‌گیری جت پر سرعت سیال در خارج از اوریفیس می‌باشد. این جفت گردابه به صورت عرضی نیز سیال محیط را تحت تاثیر قرار داده و سیال پرانرژی جت را به کناره‌های جت هدایت کرده و سیال کم انرژی اطراف جت را به داخل جت می‌مکد.

در مرحله سوم $t=3T/4$ (شکل ب) با رسیدن دیافراگم به پایین‌ترین نقطه از مسیر حرکت خود، یک جفت گردابه قدرتمند در داخل حفره ایجاد می‌شود. این در حالی است که با توجه به اینکه جت سینستیک در مرحله مکش قرار دارد، همچنان جفت گردابه‌های تولید شده در مرحله دمش ($t=T/4$) در محیط بیرون از حفره مشاهده می‌شوند. در مرحله آخر که دیافراگم به صورت افقی قرار می‌گیرد، جفت گردابه‌های تولید شده در مرحله اول کمتر از 3 برابر ارتفاع اوریفیس از آن فاصله گرفته‌اند و در این مرحله

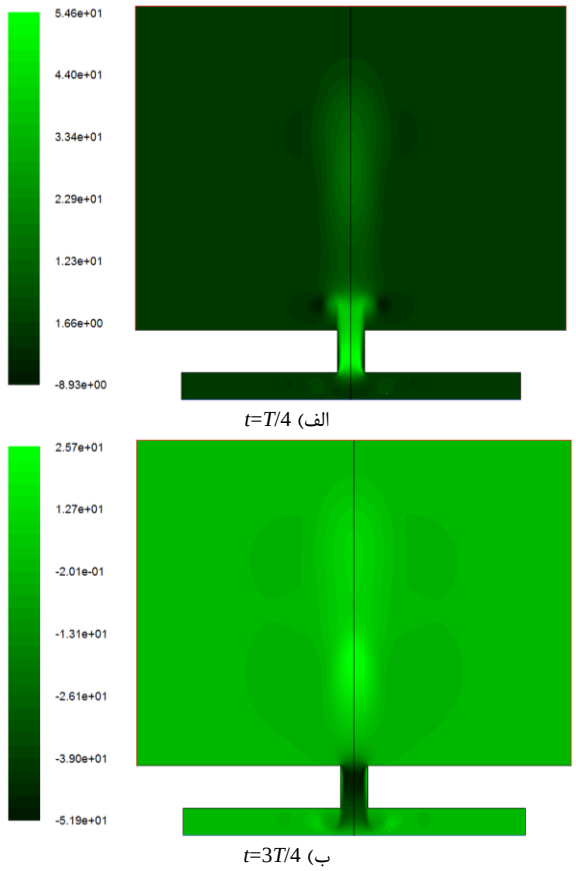
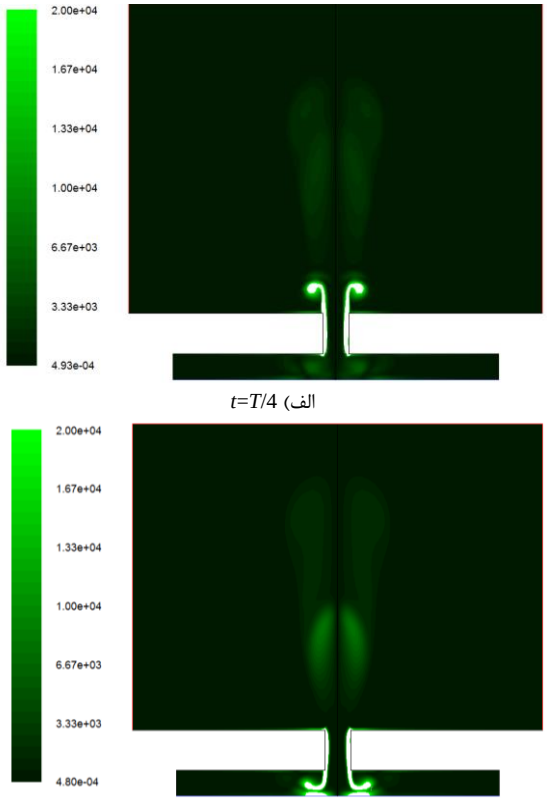


Fig. 19 Contour of axial velocity (m/s)

شکل 19 کانتورهای سرعت محوری جت سینستیک



الف) $t=T/4$

ب) $t=3T/4$

Fig. 20 Contour of jet vorticity (1/s)

شکل 20 کانتورهای گردابه جت سینستیک

مجددا سیال پرانرژی به محیط و لایه مرزی جریان خارجی تزریق می‌گردد.

10- نتیجه‌گیری

در این پژوهش پارامترهای هندسی تاثیرگذار بر جت سینستیک شناسایی و تاثیر پارامترهای هندسی و فرکانس ارتعاش دیافراگم بر جت مورد بررسی قرار گرفت. ابتدا با مروری بر مطالعات پیشین بازه مورد بررسی پارامترها شناسایی شد. سپس برای بررسی تاثیر فرکانس بر جت سینستیک، یک نمونه پایه برای انجام شبیه‌سازی اولیه با استفاده از مقادیر متوسط پارامترها آماده شد. با انجام شبیه‌سازی اولیه، برای بهینه‌سازی پارامترها به منظور بیشینه‌سازی سرعت و دبی جرمی جت از روش رویه پاسخ که روشی قدرتمند و مرتبه دوم برای بهینه‌سازی می باشد استفاده شد. برای تولید یک جت قدرتمند با توجه به متغیر بودن پارامترهای هندسی، سرعت و دبی جرمی (که حاصلضرب آن‌ها ممنتوم جت را می‌سازد) به طور همزمان بیشینه‌سازی شدند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی و بهینه‌سازی پارامترها را می‌توان به صورت خلاصه به شکل زیر بیان کرد:

- نتایج شبیه‌سازی اولیه نشان داد که با توجه به مقادیر در نظر گرفته شده برای پارامترهای هندسی، فرکانس بین 400 تا 800 هرتز فرکانس بهینه و مناسب برای کارکرد جت سینستیک می‌باشد. فرکانس‌های بسیار زیاد در این حالت موجب از بین رفتن حالت تناوبی جت می‌شوند در حالیکه فرکانس‌های پایین قادر به تشکیل یک جت قدرتمند نیستند.
- نتایج نشان می‌دهد که تغییرات ارتفاع اوریفیس تاثیر زیادی بر سرعت و دبی جرمی جت ندارد. اما توابع هدف به شدت تحت تاثیر تغییرات ارتفاع حفره قرار گرفته و با کاهش ارتفاع حفره، توابع هدف افزایش می‌یابند.
- روش رویه پاسخ مقادیر بهینه‌سازی پارامترهای قطر و ارتفاع حفره و اوریفیس را برای رسیدن به بیشترین مقدار ممنتوم جت سینستیک به صورت $h_0 = 7.88\text{mm}$ ، $d_0 = 5.10\text{mm}$، $H_c = 5\text{mm}$، $D_c = 63.53\text{mm}$ و $f = 493\text{Hz}$ پیش‌بینی کرد. مقادیر پیش‌بینی شده پارامترهای بهینه شده، توسط شبیه‌سازی مورد ارزیابی قرار گرفت. تطابق خوبی بین پیش‌بینی روش رویه پاسخ و نتایج شبیه‌سازی مشاهده می‌شود و خطا برای دبی جرمی و سرعت به ترتیب 5 و 7 درصد می‌باشد.
- با استفاده از روش رویه پاسخ، معادلات درجه دومی برای توابع هدف سرعت و دبی جرمی جت سینستیک برحسب پارامترهای هندسی و فرکانس ارتعاش دیافراگم به دست آمد. بهینه‌سازی این تابع دوهدفه با استفاده از روش رویه پاسخ موجب افزایش 31% سرعت جت، 36% دبی جرمی و 78% ممنتوم جت نسبت به نمونه پایه گردید.
- کانتورهای سرعت محوری و همچنین گردابه‌ها نشان می‌دهند که در طول دوره تناوب سیال پرانرژی در نزدیکی سطح و درون لایه مرزی سیال محیط وجود دارد. این موضوع تاییدی بر متناسب بودن فرکانس ارتعاشی تعیین شده، با سرعت جت است که سبب می‌شود قبل از دور شدن بیش از حد سیال پرقدرت از دهانه اوریفیس، سیال تازه تولید شده در تناوب بعدی، به محیط تزریق شود. همچنین گردابه‌های پرقدرت تولید شده در نزدیکی اوریفیس موجب اختلاط مناسب سیال کم انرژی اطراف جت با سیال پرانرژی مرکز جت می‌شود و انرژی سیال در لایه مرزی سیال محیط را افزایش می‌دهد.

11- فهرست علایم

A	دامنه ارتعاش دیافراگم (m)
d	قطر اوریفیس (mm)
D	قطر حفره (mm)
f	فرکانس (Hz)
h	ارتفاع اوریفیس (mm)
H	ارتفاع حفره (mm)
mf	دبی جرمی (kgs^{-1})
P	فشار ($kgm^{-1}s^{-2}$)
t	زمان (s)
V	سرعت (ms^{-1})

علایم یونانی

k	انرژی جنبشی مخصوص (Jkg^{-1})
μ	لزجت دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
ω	نرخ اتلافات مخصوص (s^{-1})

زیرنویس‌ها

c	حفره
jet	جت سینستیک
o	اوریفیس

12- مراجع

[1] H. Schlichting, K. Gersten, *Boundary Layer Theory*, Second Edition, Springer, 2000.

[2] M. Jabbal, S. Zhong, The near wall effect of synthetic jets in a boundary layer, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 29, No. 1, pp. 119–130, 2008.

[3] J. C. Magill, K. R. Mcmanus, Exploring the feasibility of pulsed jet separation control for aircraft configurations, *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 1, pp. 48–56, 2001.

[4] M. Amitay, B. Smith, A. Glezer, Aerodynamic flow control using synthetic jet technology, *Proceedings of The 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A, No. 98-0208, pp. 1-19, 1998.

[5] M. Amitay, V. Kibens, D. Parekh, A. Glezer, The dynamics of flow reattachment over a thick airfoil controlled by synthetic jet actuators, *Proceedings of The 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A, No. 99-1001, pp. 1-19, 1999.

[6] A. Crook, W. J. Crowther, N. J. Wood, A parametric study of a synthetic jet in a cross flow, *Proceedings of The 22nd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*, Harrogate, Uk, pp. 2103.1 - 2103.7, 2000.

[7] S. Zhang, S. Zhong, Experimental investigation of flow separation control using an array of synthetic jets, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, Vol. 48, No. 3, pp. 611–623, Mar. 2010.

[8] A. Glezer, M. Amitay, A. M. Honohan, Aspects of low- and high-frequency actuation for aerodynamic flow control, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, Vol. 43, No. 7, pp. 1501–1511, Jul., 2005.

[9] D. Smith, M. Amitay, V. Kibens, D. Parekh, A. Glezer, Modification of lifting body aerodynamics using synthetic jet actuators, *Proceedings of The 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, No. 98-0209, pp. 1-12, 1998.

[10] A. Glezer, The formation of vortex rings, *Physics of Fluids*, Vol. 31, No.12, pp. 3532-3542, 1988.

[11] A. Glezer, M. Amitay, Synthetic jets, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 34, pp. 503–529, 2002.

[12] S. Zhong, F. Millet, N. J. Wood, The behaviour of circular synthetic jets in a laminar boundary layer, *The Aeronautical Journal*, Vol. 109, No. 1100, pp. 461–470, 2005.

[13] J. M. Wiltse, A. Glezer, Manipulation of free shear flows using piezoelectric actuators, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 249, pp. 261–285, 1993.

[14] J. Tensi, I. Boué, F. Paillé, G. Dury, Modification of the wake behind a circular cylinder by using synthetic jets, *J. Visualization*, Vol. 5, No. 1, pp. 37–44, 2002.

[15] J. Gilarranz, O. Rediniotis, Compact, high-power synthetic jet actuators for flow separation control, *Proceedings of The 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A, No. 2001-0737, pp. 1-15, 2001.

[16] A. Seifert, L. G. Pack, Oscillatory control of separation at high reynolds numbers, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, Vol. 37, No. 9, pp. 1062–1071, Sep. 1999.

[17] A. Khodadoust, A. Washburn, Active control of flow separation on a high-lift system with slotted flap at high reynolds number, *Proceedings of The 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Miami, Florida, No. 2007-4424, pp. 1-25, 2007.

[18] A. C. Macovei, F. Frunzulica, Numerical simulations of synthetic jets in aerodynamic applications, *INCAS Bulletin*, Vol. 6, No. 1, pp. 81–93, 2014.

[19] H. Tang, P. Salunkhe, Y. Zheng, J. Du, Y. Wu, On the use of synthetic jet actuator arrays for active flow separation control, *Experimental thermal and fluid science*, Vol. 57, pp. 1–10, 2014.

[20] I. A. Chaudhry, *The Interaction of Synthetic Jets with Attached and Separating Turbulent Boundary Layer*, PhD Thesis, University of Manchester, UK, 2013.

[21] S. L. Yang, G. R. Spedding, Separation control by external acoustic excitation at low Reynolds numbers, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, Vol. 51, No. 6, pp. 1506–1515, 2013.

[22] M. Naderzadeh, M. Jahanmiri, A. Nikseresht, Investigation of synthetic jet actuator effect on fluid flow around a circular cylinder, *Proceedings of The 15th conference of Fluid Mechanics*, pp. 1–9, 2013. (in Persianفارسی)

[23] Y. Utturkar, R. Holman, R. Mittal, B. Carroll, M. Sheplak, L. Cattafesta, a jet formation criterion for synthetic jet actuators, *Proceedings of The 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A, No. 2003-636, pp. 1-9, 2003.

[24] G. Oehlert, *A First Course in Design and Analysis of Experiments*, First Edition, pp. 509-536, University of Minnesota, 2000.

[25] J. Antony, *Design of Experiments for Engineers and Scientists*, First Edition, pp. 29-44, Elsevier Science & Technology Books, 2003.