ماهنامه علمى پژوهشى



دانگار تربیت به رس

mme.modares.ac.ir

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

همايون كنعانى¹*، رضا خاكى²

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

چکیدہ	اطلاعات مقاله
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	مقاله پژوهشی کامل دریافت: 25 مرداد 1396 پذیرش: 24 مهر 1396 ارائه در سایت: 10 آذر 1396
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 پیش بینی مدل رویه پاسخ برای پارامتر سرعت و دبی جرمی بیش بینی مدل رویه پاسخ 22.15 سرای پارامترهای هندسی و فرکانسی جهت پیدا کردن یک رابطهی مرتبه دوم تعریف میشود که این مدل،	<i>کلید واژگان:</i> جدایش، جت سینستیک کنترل فعال دینامیک سیالات محاسباتی بهینهسازی
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 Khaki²

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

ARTICLE INFORMATION	ABSTRACT
Original Research Paper Received 16 August 2017 Accepted 16 October 2017 Available Online 01 December 2017	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
<i>Keywords:</i> separation, synthetic jet Active control CFD Optimization	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 maximuv 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.

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 جریآنهای پیچیدهتر، روشهای کنترل فعال که بطور معمول نیاز به هزینه

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

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

1- مقدمه

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 می گیرند. 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 می شود. دومین مزیت فناوری های کنترل فعال آن است که بر پایداری طبیعی جریان محلی برای بهدست آمدن بیشترین تاثیر، اثر می گذارند. برای مثال کنترل جریان هنگامی که در نزدیکی ناحیه گذار لایه مرزی یا بر روی خط جدایش روی بال به کار گرفته می شود، بسیار تاثیر گذار است. از این فراتر می توان از روش های کنترل فعال در جریآنهایی 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 كنترل فعال است. تزريق جريان ممنتوم بالا به داخل لايه مرزى، 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 می رساند، برانگیختگی تناوبی^۱ سیال است. بهکارگیری برانگیختگی تناوبی از طریق شیارها، تولید ساختارهای منسجم^۲ بزرگ عرضی را شتاب میبخشد و تنظیم می کند که این امر موجب انتقال ممنتوم به لایه مرزی می شود. 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 می کند. 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 آن ها، جت سیال موجب افزایش نیروی برا 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 مقرار گرفتند، داشتند. بررسی های تجربی اخیر (امیتای و همکاران [4]، امیتای و همکاران [5]، کروک و همکاران [6]، جبال [2]، ژنگ و ژنگ [7]) استفاده از عمگلرهای 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[†]، و عدد رینولدز براساس کورس دمش. مطابق یک مدل ساده توده^۵ برای حلقه گردابه تشکیل شده که توسط گلزر [10] ارایه شد، طول کورس جت سینستیک نمایشگر طول ستون سیال

جریان جت سینستیک نوعی از جریان است که با نوسانی کردن سیال محیط بدون استفاده از جرم خارجی به وجود می آید. 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 توليد می شود. در عملگر جت سينستيک قطاری از گردابههای جریان به وسیله دمش و مکش تناوبی جریان، تولید می شود. 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 می شود. 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 آيروديناميكي وابسته به فركانس نوسان عملگر جت نخواهد بود (گلزر و اميتاي [11]).

برای تولید ساختارهای گردابی مشابه تحت شرایط جریان آزاد موجود در هر تحقیق، به نظر می رسد که پارامترهای کار کردی جت سینستیک از یک تحقیق به تحقیق دیگر تغییر می کنند 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 اندر کنش گردابهها در جریان آرام نیز برای تولید ساختارهای گردابی مشابه در شرایط یکسان جریان آزاد، پارامترهای کار کردی جت سینستیک بهطور قابل ملاحظهای تغییر می کنند. سینستیک، پارامترهای کارکردی جت با سعی و خطا در نظر گرفته شدهاند. در نتیجه پارامترهای کارکردی جت با سعی و خطا در نظر گرفته شدهاند. از آزمایشی به آزمایش دیگر تغییر کرده است و کارایی کنترل جریان آزاد، در نتیجه پارامترهای عملکردی عملگر مانند سرعت نسبی جت به جریان آزاد در تعیم پارای دیگر تغییر کرده است و کارایی کنترل جریان با یک در نتیجه پارامترهای دیگر تغییر کرده است و کارایی کنترل جریان با یک در فتار غیرقابل پیشربینی با پارامترهای هندسی و کارکردی جت سینستیک

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 می شود. این تحریک موجب خارج شدن سیال از اوریفیس به سمت جریان خارجی می شود. تحقیقات در زمینه جت سینستیک در دو زمینه انجام می شود. 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 ژُنگ [7]). بطور کلی دو

¹ Periodic excitation

² Coherent structures ³ Wake

⁴ Stroke ⁵ Slug

خارج شده در حین کورس دمش است. جربان حت سینستیک نوع از جر

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 اوريفيس تقارن-محور است. گيلارنز و ردينيوتيس [15] با استفاده از جت سینستیک به کنترل جریان بر روی یک ایرفویل پرداختند. یک آرایه از جت سينستيک در لبه حمله يک ايرفويل NACA0015 با يک شيار خروجي ماشین کاری شده که می توانست 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 كورد در پایین دست جریان انتقال یافت. تنسی و همكاران [14] با استفاده از یک عملگر جت سینستیک به اصلاح ویک تولید شده در پشت سیلندر در یک تونل باد بسته پرداختند. ماکووی و همکاران [18] با استفاده از شبیه سازی 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 صفجه 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 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 تاثیر گذار بر جت سینستیک که در ادبیات موضوع مورد بررسی قرار گرفتهاند، شامل قطر و ارتفاع حفره^۲ و قطر و ارتفاع اوریفیس و همچنین فرکانس ارتعاشی دیافراگم میباشد. در مطالعات پیشین ابعاد و هندسههای مختلفی برای بررسی آزمایشگاهی و شبیهسازی های عددی و همچنین فرکانس های 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 می گرفت. از آن جا که پارامترهای هندسی و کارکردی جت سینستیک می توانند تاثیر متقابل بر روی یکدیگر داشته باشند باید اثر اندر کنشهای

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 می گیرد. با استفاده از این معادله درجه دوم می توان به بهینه سازی پارامترها برای بیشینهسازی یا کمینهسازی تابع هدف استفاده کرد.

در این پژوهش سرعت و دبی جرمی سیال به عنوان توابع هدف جهت بیشینه سازی 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 می گیرد.

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 -wk به نرمافزار فلوئنت برده می شود. به دلیل فرکانس بالای دیافراگم و حرکت تناوبی آن در جهت x، تغییر فشار در اثر تراکم پذیری سیال بخصوص در حفره، توسط مدل جریان تراکم پذیر 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 می شود. 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 می شود. برای

جدول 1 هندسه جت سینستیک و فرکانس ارتعاش نمونه پایه Table 1 Geometry of the synthetic jet and oscillation frequency of the

Dase case					
فر کانس	ره	حف	يس	اوريف	نوع جت
ار تعاش	قطر (mm) D	ارتفاع (سس) <i>II</i>	قطر (mm) ا	ار تفاع (سس)	
	D_c (mm)	\mathbf{n}_{c} (mm)	a_o (mm)	n_o (mm)	
400	50	10	5	5	دايروى



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 گسسته سازی مکانی مرتبه دوم (برای تمامی متغیرها) که دارای دقت حل بالاتری نسبت به روشهای مرتبه اول است گسسته سازی میشود. همچنین به دلیل شرایط ناپایای مسئله، گسسته سازی زمانی معادلات نیز انجام میشود. گسته سازی زمانی براساس روش ضمنی مقدار آن یک صدم دوره تناوب دیافراگم انتخاب شده است. به عنوان مثال برای فرکانس 400 هرتز از گام زمانی نیز با توجه به فرکانس دیافراگم تعیین و

3- معادلات حاكم

از آنجایی که 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 بقاي جرم

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

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v_{x}) + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial x}(r\rho v_{x}v_{x}) + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(r\rho v_{r}v_{x})$$

$$= -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial x}\left[r\mu\left(2\frac{\partial v_{x}}{\partial x} - \frac{2}{3}(\nabla \cdot \vec{v})\right)\right]$$

$$+ \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left[r\mu\left(\frac{\partial v_{x}}{\partial r} + \frac{\partial v_{r}}{\partial x}\right)\right] + F_{x}$$
(2)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v_{r}) + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial x}(r\rho v_{x}v_{r}) + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(r\rho v_{r}v_{r}) \\
= -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left[r\mu\left(\frac{\partial v_{r}}{\partial x} + \frac{\partial v_{x}}{\partial r}\right)\right] \\
+ \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial x}\left[r\mu\left(2\frac{\partial v_{r}}{\partial r} - \frac{2}{3}(\nabla \cdot \vec{v})\right)\right] - 2\mu\frac{v_{r}}{r^{2}} \\
+ \frac{2}{3}\frac{\mu}{r}(\nabla \cdot \vec{v}) + \rho\frac{v_{z}}{r^{2}} + F_{r}$$
(3)

Zerver the set of the

$$\nabla \cdot \vec{v} = \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_r}{\partial r} + \frac{v_r}{r}$$
(4)
and an equation of the set of the set

$$ho = rac{p_{op} + p}{rac{R}{M_w}T}$$
 (6) معادله گاز ایدهآل در جریان تراکم پذیر

 $SST \, k - w$ معادلات جریان آشفته

معادله انرژی جنبشی
$$k$$
 جریان آشفته

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_{i}}(\rho k u_{i}) = \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left(\Gamma_{k} \frac{\partial k}{\partial x_{j}}\right) + \widetilde{G}_{k} - Y_{k} + S_{k}$$
(7)
alpha as the second sec

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\omega u_i) \\
= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \tag{8}$$
c, aslektrin (7) e (8) eeg \widetilde{G}_k gets tick in the second se

کرادیآنهای سرعت متوسط است. G_{ω} تولید پارامتر ω است. $Y_{\mu} = G_{\omega}$ به تو Γ_{μ} به تریب ضریب پخش موثر پارامترهای k و ω هستند. Y_{k} و ω نماینده اتلافات پارامترهای k و ω در اثر جریان آشفته میباشند. S_{k} و 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، 2060 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 شبیه سازیهای بعدی استفاده



Fig. 3 Comparison of velocity magnitude in the center of the synthetic jet using different mesh sizes to investigate grid independency مشكل 3 مقايسه سرعت مركزى جت سينستيك با استفاده از شبكههاى مختلف براى بررسى استقلال حل از شبكه محاسباتى

مهندسی مکانیک مدرس، اسفند 1396، دوره 17 شماره 12

جدول 2 شبکههای تولید شده برای بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی Table 2 Different mesh sizes for grid independency check

		A 7
ىحاسباتى	تعداد سلولهای ه	شماره شبکه محاسباتی تولید شده
	2131	1
	4405	2
	6776	3 (شبکه پایه)
	10606	4
	22500	5

مىشود.

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 مشتق گیری مکان دیافراگم به دست میآید. در این پژوهش رابطه مکان دیافراگم برحسب پارامترهای مختلف در سیستم شعاعی به صورت زیر نوشته می شود [23].

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

رابطه سرعت دیافراگم نیز از رابطه (10) به دست می اید. (r) 21

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

تابع سرعت دیافراگم در سیستم شعاعی توسط یک UDF برای نرمافزار فلوئنت نوشته شد و به صورت شرط مرزی در قسمت دیافراگم فراخوانده می شود. نتایج شبیه سازی 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 نمی شود. بلکه فرکانس های 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 می توان از نتایج این شبیه سازی برای انتخاب بازهای مناسب برای تعیین فرکانس بهینه در هندسههای مختلف حفره و اوریفیس استفاده کرد که در بخش بعدی به آن پرداخته می شود.

6- طراحي آزمايش و بهينهسازي

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 تاثير فركانس ارتعاش ديافراگم بر جت سينستيك Table 3 The effect of diaphragm oscillation frequency on the synthetic

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



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 سينستيک

آزمایش برای بهینهسازی پارامترهای هندسی و فرکانس عملکردی جت سینستیک پرداخت. طراحی آزمایش براساس نمونه پایه در نظر گرفته شده، انجام می شود. 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 می شود. 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 فركانس براى نمونه پايه نيز 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 می سازد، 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 می شود. بنابراین طراحی آزمایش به صورت دو هدفه انجام می گیرد که یکی از نوآوری های مهم این پژوهش است که در مطالعات پیشین در نظر گرفته نشده است.

در نرمافزار مینیتب^۱ با استفاده از روش رویه پاسخ 32 آزمایش برای هندسهها و فرکانسهای کارکردی مختلف برای تحلیل طراحی میشود.

جدول 4 پارامترهای تاثیر گذار و گستره مقادیر آنها برای استفاده در روش

able 4 I	Effective pa	arameters a	nd their ra	nges for RS	М	فرکانس (Hz)	سماره آزمایش
ه کا:	ره	حف	يس	اوريف		50	1
كر كانس ارتعاش	قطر D _c (mm)	ارتفاع H _c (mm)	قطر d _a (mm)	ارتفاع (mm)		100 200 400	2 3 4
600	50	10	5	5	آزمایش پایه	600	5
400	30	5	3	2	نقطه كمينه طراحي	800 1000	6 7
800	70	15	7	8	نقطه بيشينه طراحي	1200	8
Minitah						1600 2000	9 10

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	

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

تمامی هندسه ها با استفاده از نرمافزار گمبیت رسم و شبکه های محاسباتی با استفاده از فواصل ثابت گره ها برای تمامی هندسه ها تولید شده است. این کار موجب می شود که تفاوت شبکه های تولید شده بین هندسه های مختلف به حداقل رسیده و تاثیر شبکه بر روی نتایج، بسیار ناچیز شود. پس از این مرحله، هندسه های تولید شده در نرمافزار فلوئنت فراخوانده شده و شبیه سازی در حالت ناپایا برای 4 دوره تناوب انجام می شود. از آن جا که دیافراگم از حالت سکون شروع به حرکت می کند، نتایج معمولا پس از دوره تناوب دوم، حالت تناوبی پیدا می کنند که این مسئله در نمودار دبی جرمی جت بر حسب زمان قابل مشاهده است.

برای بررسی نتایج با توجه به تناوبی بودن مسئله از مقدار متوسط گیری شده زمانی سرعت جت سیال در نیمبازه دمش استفاده می شود. رابطه (11) روش اندازه گیری سرعت متوسط جت سیال را نشان می دهد.

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

همچنین دبی جرمی سیال به روش مشابه از انتگرال گیری 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 می توان به تحلیل روش رویه پاسخ برای به دست آوردن مقادیر بهینه پارامترهای هدف پرداخت.

7- تحليل نتايج روش رويه 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

$V_{\rm jet} = -104.062 + 8.334 h_o - 10.258 d_o$	
$+3.093 H_c + 2.176 D_c + 0.193 f$	
$-0.015 (D_c \cdot D_c) + 0.214 (h_o \cdot d_o)$	
$-0.193(h_o \cdot H_c) - 0.022(h_o \cdot D_c)$	
$-0.007 (h_o \cdot f) + 0.245 (d_o \cdot H_c)$	
$+0.130(d_o \cdot D_c) + 0.009(d_o \cdot f)$	
$-0.034(H_c \cdot D_c) - 0.002(H_c \cdot f)$	(10)
$-0.001 (D_c \cdot f)$	(12)
طه (13)، ابطه دبي جرمي جت سينستيک يا يا، امترهاي هندسي قط	, اب

و ارتفاع حفره و اوریفیس و فرکانس ارتعاش دیافراگم را نشان می دهد

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

(13)

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 می دهند. کانتورهای نشان داده شده مربوط به تاثیر پارامترهای هندسی و فرکانس ارتعاش بر سرعت جت 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 می رسد. فرکانس حدود 500 هرتز و قطر حفره حدود 60 میلیمتر در این شرایط، فرکانس حدود 500 هرتز و قطر حفره حدود د00 میلیمتر در این شرایط، پارامترهای ارتفاع اوریفیس، ارتفاع و قطر حفره در مقادیر نشان داده در پارامترهای ارتفاع اوریفیس، ارتفاع و قطر حفره در مقادیر نشان داده در پارامترهای ارتفاع اوریفیس، ارتفاع و قطر حفره در مقادیر نشان داده در پارامترهای ارتفاع اوریفیس، ارتفاع و قطر حفره در مقادیر نشان داده در پارامترهای ارتفاع اوریفیس، ارتفاع و قطر حفره در مقادیر نشان داده در پارامترهای ارتفاع اوریفیس، در مقادیر میانی قطر اوریفیس و مقادیر کمتر پارامترهای ارتفاع اوریفیس، در مقادیر میانی قطر اوریفیس و مقادیر کمتر از مکل 6"، سرعت جت سیال در مقادیر میانی قطر اوریفیس و مقادیر کمتر از موجود می موند مین در این شرایط، می می می در این شرایط، مر

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 5.0

jet velocity



f(Hz)700 do (mm) Fig. 8 Effect of diameter of orifice and height of cavity on the synthetic

6

5

4

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

Dc (mm)

60

ارتفاع حفره و در مقادیر متوسط ارتفاع اوریفیس به مقدار بهینه خود می سد. کانتورهای شکل نشان میدهند در این حالت سرعت بیشینه جت سیال با ارتفاع اوريفيس 5 ميليمتر و ارتفاع حفره 5 ميليمتر به دست ميآيد.

با ثابت نگه داشتن پارامترهای ارتفاع حفره، قطر حفره و فرکانس در مقادير نشان داده در "شكل 10"، سرعت جت سيال با كاهش ارتفاع اوریفیس و در مقادیر متوسط قطر اوریفیس به مقدار بهینه خود میرسد. کانتورهای "شکل 10" نشان میدهند در این حالت سرعت بیشینه جت سيال با ارتفاع اوريفيس 2 ميلىمتر و قطر اوريفيس 6 ميلىمتر 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 كاهش شديد سرعت جت سيال خروجي از اوريفيس مي شود. همچنین همزمانی مقادیر خیلی زیاد فرکانس با قطر اوریفیس و حفره می تواند موجب افزایش سرعت جت سیال شود. به طور 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 نشان دهنده اهمیت پارامترها و تاثیر آنها بر تابع هدف می باشد. 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

Contour Plot of V_jet (m/s) vs f (Hz), Dc (mm)



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



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 می کند. با ثابت نگه داشتن پارامترهای قطر اوریفیس، قطر حفره و فرکانس در مقادیر نشان داده در "شکل 9"، سرعت جت سیال با کاهش

Contour Plot of V jet (m/s) vs Dc (mm), do (mm)



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

Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-20

71

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

تىك





شکل 11 تاثیرات اصلی هر یک از پارامترها بر سرعت متوسط جن



Fig. 12 Main effects of parameters on mass flow rate of the synthetic jet $% \left[{{{\rm{T}}_{{\rm{s}}}}_{{\rm{s}}}} \right]$

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 Contour Plot of V jet (m/s) vs do (mm), ho (mm)





شکل 10 تاثیر ارتفاع و قطر اوریفیس بر سرعت جت سینستیک

پارامتر (یا اندرکنش پارامترها) بر تابع هدف پررنگ تر و پر اهمیت تر 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 می باشد. 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 می باشد.

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 تاثير اندركنش پارامترها بر سرعت جت

Table 6 Interaction effects of parameters	e 6 Interaction effects of parameters on the jet velocity	
عامل P در تحلیل واریانس سرعت جت	پارامترها	
0.002	$d_o (\mathrm{mm}) \times D_c (\mathrm{mm})$	
0.003	$D_c (\mathrm{mm}) \times f(\mathrm{Hz})$	
0.006	$h_o (\mathrm{mm}) \times f (\mathrm{Hz})$	
0.014	$d_o (\mathrm{mm}) \times f (\mathrm{Hz})$	
0.020	$H_c (\mathrm{mm}) \times D_c (\mathrm{mm})$	
0.039	$h_o (\mathrm{mm}) \times H_c (\mathrm{mm})$	
0.074	$d_o (\mathrm{mm}) \times H_c (\mathrm{mm})$	
0.104	$H_c (\mathrm{mm}) \times f(\mathrm{Hz})$	
0.317	$h_o (\mathrm{mm}) \times D_c (\mathrm{mm})$	
0 323	$h \pmod{X} d \pmod{X}$	

جدول 7 تاثیر اندرکنش پارامترها بر دبی جرمی جت

Table 7 Interaction effects of parameters on the jet mass flow rate	
عامل P در تحلیل واریانس دبی جت	پارامترها
0.000	$d_o (\mathrm{mm}) \times D_c (\mathrm{mm})$
0.000	$D_c (\mathrm{mm}) \times f(\mathrm{Hz})$
0.000	$h_o (\mathrm{mm}) \times f (\mathrm{Hz})$
0.000	$H_c (\mathrm{mm}) \times D_c (\mathrm{mm})$
0.001	$h_o (\mathrm{mm}) \times H_c (\mathrm{mm})$
0.002	$d_o (\mathrm{mm}) \times f(\mathrm{Hz})$
0.019	H_c (mm)× f (Hz)
0.051	$h_o (\mathrm{mm}) \times D_c (\mathrm{mm})$
0.617	$h_o (\mathrm{mm}) \times d_o (\mathrm{mm})$
0.762	$d_o (\mathrm{mm}) \times H_c (\mathrm{mm})$

DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.12.32.4

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 می گرفتند، اما از آنجایی که 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 می باشد، در نظر گرفتن سرعت به عنوان تنها پارامتر تعیین کننده قدرت جت سیال صحیح نمی باشد 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 جرمى 0.0006 كيلوگرم بر ثانيه، بهينهسازى پارامترها انجام مىشود. نتيجه حل این معادلات برای بیشینه سازی دبی و سرعت منجر به نمودار "شکل 13" میشود. همانطور که مشاهده میشود پارامترهای بهینه به صورت $D_c = 63.53$ mm $H_c = 5$ mm $d_0 = 5.10$ mm $h_0 = 7.88$ mm بەدست مىآيند. در اين حالت پيش بينى مدل رويە پاسخ براى $f = 493 {
m Hz}$ 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 بهره گیری 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 پیشربینی بهینهسازی روش رویه پاسخ با نتایج شبیهسازی عددی برای دبی جرمی جت سینستیک



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





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 $% \left[{{\left[{{{\rm{B}}_{\rm{B}}} \right]}_{\rm{A}}} \right]_{\rm{A}}} \right]$

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- تحليل نتايج شبيه سازى جت سيسنستيك بهينه

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 می شود. 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 می شود. این خصوصیت یکی از ویژگی های جت سینستیک برای وارد کردن مداوم انرژی به سیال کم انرژی لایه مرزی است و به بهبود وضعیت جدایش کمک می کند. با رسیدن دیافراگم به پایین ترین نقطه کورس حرکتی خود (شکل ب) سیال با سرعت بیشتری وارد حفره شده و سیال محیط در محدوده وسیعتری تحت تاثیر مکش دیافراگم قرار می گیرد (به کانتورهای سرعت محوری با علامت منفی در

محیط آزاد توجه شود). در قسمتهای دور از اویفیس نیز مشاهده می شود که سیال همچنان به مسیر حرکت قبلی خود در جهت دور شدن از اوریفیس ادامه می دهد. در مرحله پایانی کورس تناوب، دیافراگم رو به بالا حرکت کرده در حالت افقی قرار می گیرد. در این حالت جت سیال برای خروج از اوریفیس آماده می شود.

در "شکل 20" کانتورهای گردابههای تولید شده توسط جت سینستیک مشاهده می شود. در این کانتورها، برای بررسی بهتر گردابهها و مقایسه آنها در مراحل مختلف تناوب، گردابههای تا مقدار 1/s 20000 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/4 = t یک جفت گردابه پرقدرت در بالای اوریفیس مشاهده می شود که به دلیل شکل گیری جت پر سرعت سیال در خارج از اوریفیس می باشد. 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 می مکد.

در مرحله سوم 4/7 = t (شکل ب) با رسیدن دیافراگم به پایین ترین نقطه از مسیر حرکت خود، یک جفت گردابه قدر تمند در داخل حفره ایجاد می شود. این در حالی است که با توجه به اینکه جت سینستیک در مرحله مکش قرار دارد، همچنان جفت گردابه های تولید شده در مرحله دمش مکش قرار دارد، محیط بیرون از حفره مشاهده می شوند. در مرحله آخر که دیافراگم به صورت افقی قرار می گیرد، جفت گردابه های تولید شده در مرحله اول کمتر از 3 برابر ارتفاع اوریفیس از آن فاصله گرفته اند و در این مرحله





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 می گردد.

10- نتيجه گيري

در این پژوهش پارامترهای هندسی تاثیر گذار 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 شبیه سازی 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. فرکانس های بسیار زیاد در این حالت موجب از بین رفتن حالت تناوبی جت می شوند در حالیکه فرکانس های 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

افزايش مىيابند.

- روش رویه پاسخ مقادیر بهینهسازی پارامترهای قطر و ارتفاع حفره و اوریفیس را برای رسیدن به بیشترین مقدار ممنتوم جت سینستیک $d_0 = 5.10$ mm ، $h_0 = 7.88$ mm صور ت به . و $D_{\rm c} = 63.53 {\rm mm}$ پيش بينى كرد. $f = 493 {\rm Hz}$ مقادیر پیشبینی شده پارامترهای بهینه شده، توسط شبیهسازی مورد ارزیابی قرار گرفت. تطابق خوبی بین پیشبینی روش رویه پاسخ و نتایج شبیه سازی مشاهده می شود و خطا برای دبی جرمی و سرعت به ترتيب 5 و 7 درصد مي باشد.
- 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 یایه 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 فركانس ارتعاشي تعيين شده، با سرعت جت است كه سبب مي شود 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 می شود و انرژی سیال در لایه مرزی سیال محیط را افزایش میدهد.

11- فهرست علايم

А	دامنه ارتعاش دیافراگم (m)
d	قطر اوريفيس (mm)
D	قطر حفرہ (mm)
f	فرکانس (Hz)
h	ارتفاع اوريفيس (mm)
Н	ارتفاع حفرہ (mm)
mf	دبی جرمی (kgs ⁻¹)
Р	فشار (kgm ⁻¹ s ⁻²)
t	زمان (s)
V	سرعت (ms ⁻¹)
علايم يونانى	
k	انرژی جنبشی مخصوص (Jkg ⁻¹)
μ	لزجت دینامیکی (kgm ⁻¹ s ⁻¹)
ρ	چگالی (kgm ⁻³)
(1)	ن خ اتلافات مخصوص (¹ -8)

زيرنويسها

- حفره С
- حت سىنستىك jet 0
- اوريفيس

- [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 highlift 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
- [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 Persian, فارسی)
- [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.

- 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 D. Smith, M. Amitay, V. Kibens, D. Parekh, A. Glezer, Modification of Mathematical Astronautics and Astronautical Astronaut
- [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.

12- مراجع