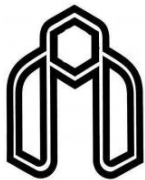


بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشگاه صنعتی شاهرود
دانشکده مهندسی عمران

پایان نامه کارشناسی ارشد
گرایش سازه‌های هیدرولیکی

عنوان

مدل سازی عددی جریان جت معکوس دایروی در نرم افزار OpenFOAM

نگارش

مرتضی سیفی نوفرستی

استاد راهنما:

سید فضل الله ساغروانی

شهریور ۱۳۹۵

شماره ۳۷۷
تاریخ ۹۰/۸/۳
وبسایت

باسمه تعالی



مدیریت تحصیلات تکمیلی

فرم شماره ۷: صورتجلسه دفاع از پایان نامه تحصیلی دوره کارشناسی ارشد

با تأییدات خداوند متعال و با استعانت از حضرت ولی عصر (عج) ارزیابی جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد آقای مرتضی سیفی نوفرستی به شماره دانشجویی ۹۱۰۴۰۴۴ رشته عمران گرایش سازه های هیدرولیکی تحت عنوان مدل سازی عددی جریان جت معکوس دایروی در نرم افزار OpenFOAM که در تاریخ ۹۵/۰۶/۱۶ با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه صنعتی شاهرود برگزار گردید به شرح ذیل اعلام می گردد:

قبول (با درجه: امتیاز ۱۷۷) دفاع مجدد مردود

۱- عالی (۲۰-۱۹)
۲- بسیار خوب (۱۸-۱۸/۹۹)
۳- خوب (۱۶-۱۷/۹۹)
۴- قابل قبول (۱۴-۱۵/۹۹)
۵- نمره کمتر از ۱۴ غیر قابل قبول

عضو هیأت داوران	نام و نام خانوادگی	مرتبه علمی	امضاء
۱- استانداره نامی اول	دکتر سید فضل الله ساغرویانی	دانشیار	
۲- استانداره نامی دوم	-----	-----	-----
۳- استاد مشاور	-----	-----	-----
۴- نماینده شورای تحصیلات تکمیلی	دکتر ایمان آقاپان	استادیار	
۵- استاد ممتحن اول	دکتر محسن نظری	دانشیار	
۶- استاد ممتحن دوم	دکتر مهدی عجمی	استادیار	

رئیس دانشکده:

تقدیم‌نامه

به نام یزدان خرد آفرین، به نام قلم، به نام زمین
در این آخرین سرزمین، عالمان گسترده در روی زمین
این اثر را تقدیم به پدر عزیزم و مادر عاشقم می‌کنم

سپاس‌گزاری

سپاس و ستایش خداوندی را که بنده کوچک خود را مورد لطف و عنایت بی‌کران خویش قرار داده است و از دریچه‌ی قدرت بی‌کران خود، راه کسب علم و دانش و بزرگ‌اندیشیدن را با استفاده از آموزگاران بزرگ، آموخته است؛ که در سایه‌سار بنده‌نوازی‌های او، پایان‌نامه حاضر به سرانجام رسیده است.

از استاد بزرگوار و فرهیخته جناب آقای دکتر ساغروانی که با مساعدت‌های فراوان و بی‌دریغ خود، علاوه بر کمک در پیش‌برد اهداف پروژه، درس اخلاق به من آموخت کمال تشکر و قدردانی را دارم؛ همچنین از راهنمایی‌های خانم دکتر فنادی در ابتدای این مسیر و نیز کمک‌های ارزشمند خانم دکتر ابراهیمی و آقای دکتر امینیان برای آشنایی با نرم‌افزار مورد استفاده در این تحقیق، تقدیر و تشکر می‌نمایم.

تعهد نامه

این جانب مرتضی سیفی نوفرستی دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی عمران-مهندسی آب و سازه های هیدرولیکی دانشکده مهندسی عمران دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه مدلسازی عددی جریان جت معکوس دایروی در نرم افزار Open FOAM تحت راهنمایی دکتر سید فضل الله ساغروانی متعهد می شوم:

- تحقیقات در این پایان نامه توسط این جانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهش های محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است.
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است.
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه شاهرود می باشد و مقالات مستخرج با نام « دانشگاه صنعتی شاهرود » و یا « Shahrood University of Technology » به چاپ خواهد رسید.
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه ، در مواردی که از موجود زنده (یا بافت های آن ها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری ، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است.

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

- کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه های رایانه ای، نرم افزار ها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد. این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.

چکیده

جت ها در طبیعت به اشکال مختلفی ظاهر می شوند؛ جت های معکوس در طبیعت در محل ورودی رودخانه به دلتا و بعضی جریان های ورود به دریاها دیده شده است که بصورت جریان های آشفته می باشد. از آنجایی جت به دلیل اهمیت کاربردی در محیط زیست، در نرم افزار های زیادی به طور گسترده مورد بررسی عددی قرار گرفته است. هدف این تحقیق بررسی عددی طول نفوذ جت معکوس در یک کانال بسته مربعی شکل می باشد. در سال ۲۰۰۲ آزمایشی انجام گردیده است که یک کانال مستطیلی به طولی مشخص که دارای جریان یکنواخت و درون کانال یک لوله خلاف جهت جریان قرار دارد که جریان خروجی آن بصورت جت درون محیط سیال وارد می شود. هدف از انجام آزمایش این بوده که نشان دهیم مقدار طول نفوذ جت دایروی با سرعت های متغیر و قطر خروجی متغیر درون کانال قرار دارد (پنج مدل) متفاوت است که در نهایت منجر به استخراج ضریب نفوذ پذیری K می شود و تفاوت مدل عددی با آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دهیم. مشخصات مدل آزمایشی مورد بررسی کانالی مستطیلی به ابعاد ۳۰ در ۳۰ سانتی متر به طول ۱۲۰ سانتی متر که لوله ای در درون کانال به طول ۱۸ سانتی متر قرار گرفته است. با توجه به ثابت بودن سرعت یکنواخت مایع سیال موجود در کانال که آب می باشد در مدل آزمایشگاهی، جت ها با ۵ قطر نازل متفاوت ۱.۵، ۳، ۶، ۹ و ۱۲ میلی متر، وارد کانال می شوند که دارای سرعت های خروجی متفاوتی هستند. در این تحقیق، این مدل در نرم افزار متن باز OpenFOAM بصورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است و برای حل معادلات آشفته گی، از مدل استاندارد $k-\epsilon$ استفاده شده است و نتایج بدست آمده برای ضریب ثابت نفوذ پذیر برابر ۲.۶۵ را بدست آورده شده است.

واژگان کلیدی:

جریان آشفته، جت معکوس، جت دایروی، OpenFOAM.

فهرست عنوان‌ها

فصل ۱ کلیات	۱
۱-۱- مقدمه	۲
۲-۱- بیان مسأله	۲
۳-۱- ضرورت انجام پژوهش	۳
۴-۱- هدف‌ها و کاربردهای پژوهش	۳
۵-۱- سازمان‌بندی پایان‌نامه	۴
فصل ۲ مطالعات پیشین	۵
۱-۲- مقدمه	۶
۲-۲- جت	۶
۱-۲-۲- انواع جت	۷
۳-۲- رژیم جریان	۸
۴-۲- معیار تشخیص جریان آرام از جریان آشفته	۹
۱-۴-۲- جریان آشفته	۹
۲-۴-۲- ویژگی عمومی جریان آشفته	۹
۳-۴-۲- جنبه‌های آماری جریان آشفته	۱۱
۵-۲- سرعت جریان (میدان جریان)	۱۱
۶-۲- ساختار جریان تلاطمی	۱۴
۱-۶-۲- سرعت مرکزی	۱۴
۲-۶-۲- سرعت مستغرق (سرعت بحرانی)	۱۴
۷-۲- طول نفوذ جت	۱۶
۸-۲- عرض جت	۲۲
۹-۲- مدل‌سازی عددی	۲۳
۱-۹-۲- محاسن مدل‌سازی عددی	۲۴
۲-۹-۲- مدل‌سازی عددی جریان آشفته	۲۵
۱۰-۲- تحلیل عددی به کمک نرم‌افزار	۲۷
۱-۱۰-۲- پیش‌پردازنده	۲۸
۲-۱۰-۲- حل‌کننده	۲۸
۳-۱۰-۲- پس‌پردازنده	۲۸
۱۱-۲- نحوه انجام آزمایشات	۲۹

۳۰-۱۲-۲- اهداف مورد مطالعه.....

فصل ۳ مواد و روش‌ها..... ۳۱

۳۲-۱-۳- مقدمه.....

۳۲-۲-۳- معرفی نرم‌افزار OpenFOAM.....

۳۳-۳-۳- مواد مورد استفاده در این پژوهش.....

۳۴-۴-۳- پیش پردازنده OpenFOAM.....

۳۵-۵-۳- حل کننده OpenFOAM (SimpleFoam).....

۳۶-۶-۳- پس پردازنده OpenFOAM (Paraview).....

۳۷-۷-۳- تعیین شرایط مرزی.....

۳۸-۸-۳- معادلات حاکم.....

۴۱-۱-۸-۳- فرضیه بوزینیسک.....

۴۲-۲-۸-۳- مدل استاندارد $k-\epsilon$

۴۶-۹-۳- جداول اولیه.....

فصل ۴ نتایج و بحث..... ۴۹

۵۰-۱-۴- مقدمه.....

فصل ۵ نتیجه‌گیری و پیشنهادها..... ۶۵

۶۶-۱-۵- مقدمه.....

۶۷-۲-۵- پیشنهادها برای مطالعات آتی.....

منبع‌ها..... ۶۹

۷۱- پیوست ۱ اطلاعات اولیه مسأله انقباض در نرم‌افزار OpenFOAM.....

فهرست اشکال

- شکل ۱-۲ نمایش جت در کانال ۶
- شکل ۲-۲ نمایش نازل و جت تخت خارج شده از آن ۷
- شکل ۳-۲ نمایش شماتیک از جت تخت، دایره ای وشعاعی (Wilcox 2006) ۷
- شکل ۴-۲ شرح شماتیک میدان سرعت جریان ۱۲
- شکل ۵-۲ میدان خطوط جریان در $R=(U_j/U_0)=20$ ۱۳
- شکل ۶-۲ میدان خطوط جریان در $R=(U_j/U_0)=20$ ۱۴
- شکل ۱-۳ نمایشی از فضای شبیه سازی شده و شبکه بندی (a,b) ۳۵
- شکل ۲-۳ شرایط مرزی مسئله ۳۷
- شکل ۱-۴ جریان فشار در اطراف جت با نسبت سرعتی ۱۰ برابر جریان اصلی کانال با قطر جت ۶ میلی متر ۵۰
- شکل ۲-۴ جریان سرعت در اطراف جت با نسبت سرعتی ۲۰ برابر جریان اصلی کانال با قطر جت ۶ میلی متر ۵۰
- شکل ۳-۴ خطوط جریان در: (a) محور x، (b) محور y، (c) محور z و نمایای سه بعدی جریان ۵۲
- شکل ۴-۴ مش بندی متفاوت در مدل با قطر ۹ میلی متر برای $R = 10$ ۵۳
- شکل ۵-۴ gride study در مدل با قطر ۹ میلی متر برای $R = 10$ ۵۳
- شکل ۶-۴ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت ها برای جت خروجی ۱.۵ میلی متری ۵۴
- شکل ۷-۴ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت ها برای جت خروجی ۳ میلی متری ۵۵
- شکل ۸-۴ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت ها برای جت خروجی ۶ میلی متری ۵۶
- شکل ۹-۴ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت ها برای جت خروجی ۹ میلی متری ۵۷
- شکل ۱۰-۴ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت ها برای جت خروجی ۱۲ میلی متری ۵۸
- شکل ۱۱-۴ نمودار لگاریتم سرعت بحرانی ۵۹

- شکل ۴-۱۲ نمودار لگاریتم مدل عددی با رابطه تجربی..... ۶۰
- شکل ۴-۱۳ نمودار سرعت فروپاشی نسبت به طول نفوذ با قطر برای مدل آزمایشگاهی و عددی..... ۶۱
- شکل ۴-۱۴ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت‌ها برای جت خروجی ۱.۵ میلی متری با روابط تجربی ۶۲
- شکل ۴-۱۵ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت‌ها برای جت خروجی ۳ میلی متری با روابط تجربی... ۶۲
- شکل ۴-۱۵ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت‌ها برای جت خروجی ۶ میلی متری با روابط تجربی..... ۶۳
- شکل ۴-۱۷ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت‌ها برای جت خروجی ۹ میلی متری با روابط تجربی... ۶۳
- شکل ۴-۱۸ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت‌ها برای جت خروجی ۱۲ میلی متری با روابط تجربی. ۶۴

فهرست جداول

- جدول ۱-۲ خلاصه ای از مطالعات محققان در جهت بررسی سیال با جریان جت آزاد دایره ای با
مشخصات ابعادی خاص خود..... ۲۱
- جدول ۱-۳ مشخصات رایانه ی استفاده شده در پژوهش..... ۳۳
- جدول ۲-۳ مشخصات مرزها و جریان در مساله..... ۳۸
- جدول ۳-۳ ضرایب ثابت مدل $k-\varepsilon$ ۴۲
- جدول ۴-۳ مشخصات کانال با قطر ۱.۵ میلی متری..... ۴۷
- جدول ۵-۳ مشخصات کانال با قطر ۳ میلی متری..... ۴۷
- جدول ۶-۳ مشخصات کانال با قطر ۶ میلی متری..... ۴۷
- جدول ۷-۳ مشخصات کانال با قطر ۹ میلی متری..... ۴۸
- جدول ۸-۳- مشخصات کانال با قطر ۱۲ میلی متری..... ۴۸

فهرست نشانه‌ها

Re_c	عدد سلول رینولدز	i	شماره گره در راستای x
g	شتاب ثقل زمین	j	شماره گره در راستای y
ρ	چگالی	k	شماره تکرار
ψ	تابع جریان	K	انرژی جنبش جریان آشفته
ω	پارامتر تخفیف	P	فشار
μ	لزجت	t	زمان
ε	نرخ اضمحلال انرژی آشفته	u	سرعت در راستای x
		v	سرعت در راستای y
		V_x	سرعت در راستای x
		V_y	سرعت در راستای y
		(x, y)	مختصات در دستگاه کارتزین
		Re	عدد رینولدز
		L	طول
		l	طول آشفتگی
		I	شدت آشفتگی
		c	عدد کورانت
		d	عدد انتشار

فصل ۱ کلیات

۱-۱- مقدمه

در این فصل کلیاتی در خصوص پژوهش انجام شده شامل تعریف مساله و ضرورت انجام پژوهش و همچنین ساختار کلی پایان نامه ارائه شده است. در دهه های اخیر، با توجه به پیشرفت های فناوری محاسباتی، روش های قدرتمند عددی برای معادله های پیچیده ی مکانیک سیالات، بیشتر مورد استفاده قرار گرفته اند.

در پژوهش حاضر، جت معکوسی که نتایج آزمایشگاهی آن بر اساس تحقیق سال ۲۰۰۲ ساغروانی، مشخص است، برای انطباق روش آزمایشگاهی که بسیار هزینه بر می باشد با روش مدل سازی عددی که زمان و هزینه انجام آن بسیار کمتر از روش آزمایشگاهی می باشد، مورد بحث و سنجش هیدرولیکی قرار گرفته است. آزمایش یاد شده، در نرم افزار OpenFOAM بصورت سه بعدی مدلسازی شده و نتایج آن با نتایج آزمایشگاهی، مقایسه شده است

۱-۲- بیان مساله

جت های خلاف جریان (جت معکوس دایروی)، پدیده ای مؤثر و مناسب برای مخلوط و رقیق تر کردن پساب های تزریق شده به جریان می باشند. در این مطالعه ما به بررسی جریانی که از نازلی به شکل جت که بصورت جریانی آشفته به یک محیط با جریان یکنواخت صادر می شود، پرداخته می شود و در ادامه طول نفوذ جت های رها شده در این جریان یکنواخت مورد بررسی قرار می گیرد. نازل جت با قطرهای مختلف مورد استفاده قرار گرفته شده است، به گونه ای که جت ها در مرکز یک کانال بسته مربعی شکل قرار گرفته اند، نتایج به دست آمده از نظر زمینه سرعت، میدان سرعت، مقیاس طول نفوذ و ویژگی های آشفتگی و همچنین نسبت سرعت بحرانی، با داده های تجربی در دسترس، مقایسه شده اند.

۱-۳- ضرورت انجام پژوهش

جت‌ها بخشی جدایی ناپذیر از ساختار سیستم‌های سیال‌های حرارتی و تهویه مطبوع می‌باشند. آنها نقش اصلی را به عنوان مخلوط کننده، دستگاه‌های تزریق در راکتورهای شیمیایی، پساب زباله و فاضلاب، تاسیسات نمک‌زدایی، اتاق احتراق، موتورهای جت یا مبدل‌های حرارتی و همچنین دستگاه‌های کنترل اکسیژن در دریاچه‌ها و یا مخازن دارا می‌باشند. موارد متعددی از فرستادن جت‌های آشفته به درون یک جریان یکنواخت و برخلاف جهت جریان، مانند فرآیندهای اختلاط و احتراق، در بسیاری از برنامه‌های کاربردی مهندسی، مورد بررسی و مطالعه قرار گرفته است. در مهندسی محیط زیست، از این جت‌ها برای رقیق کردن فاضلاب در رودخانه یا محیط زیست دریایی استفاده می‌شود. در مقیاس بزرگ در ارتباط با جت‌های خلاف جریان یکنواخت، رقیق‌سازی سیال از طریق مخلوط کردن سریع در زمان کوتاه صورت می‌پذیرد. ممکن است کارایی جت در محیط یک کانال کاملاً بسته یا نیمه بسته افزایش یابد. (Wilcox, 2006)

با توجه به معلوم بودن مقادیر جریان‌های ورودی کانال و همچنین جریان جت‌های ورودی به جریان اصلی، با قطرهای متفاوت و نیز شرایط مرزی مساله، مدل‌سازی در نرم افزار OpenFOAM انجام می‌گردد، سپس نتایج حاصل شده برای طول نفوذ جت و همچنین سرعت‌های آشفته‌گی، با نتایج آزمایشگاهی مورد مقایسه قرار می‌گیرد.

۱-۴- هدف‌ها و کاربردهای پژوهش

یکی از مهم‌ترین کاربردهای جت‌های سیال، رقیق‌سازی محیط غلیظ و بالعکس می‌باشد، مانند روان کردن زباله‌ها و پساب‌های حاصل از زندگی روزمره است. در این پژوهش با توجه به نتایج برآمده از مدل آزمایشگاهی و تبدیل آن به مدل عددی، به مهندسان طراح این امکان را می‌دهد برای طراحی بهتر و آسان‌تر، با افزایش دقت و کاهش زمان طراحی، به بررسی دقیق‌تر اینگونه پژوهش‌ها در مسائل هیدرولیکی مشابه بپردازند. با استفاده از نتایج آزمایشگاهی بدست آمده برای ضریب ثابت نفوذپذیری و همچنین طول نفوذ جت با نازل‌های متفاوت، به بررسی عددی مدل با استفاده از نرم‌افزار OpenFOAM، نتایج حاصل شده با استفاده از تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی، مورد تحلیل و قیاس قرار داده خواهد

شد. میزان اختلاف ناشی از نتایج عددی با نتایج آزمایشگاهی، میزان مطابقت و مقدار خطای این آزمایش را نشان می‌دهد، از این پژوهش برای موارد مشابه سیال‌ها با ویسکوزیته‌های متفاوت استفاده کرد.

۱-۵- سازمان‌بندی پایان‌نامه

این پایان‌نامه شامل پنج فصل می‌باشد، در فصل اول به بیان کلیات پژوهش پرداخته می‌شود. در فصل دوم به بررسی و بیان پیشینه پژوهش که در رابطه با جت‌ها در محیط آشفته و اثر جت در جریان‌های خلاف جریان اصلی پرداخته شده است. فصل سوم با عنوان مواد و روش‌ها که به دو قسمت اصلی تقسیم می‌شود؛ در قسمت اول مشخصات مواد و وسایل استفاده شده در این پژوهش و در قسمت دوم به بیان روش عددی مورد استفاده در برنامه‌ی نوشته شده و مشخصات اطلاعات ورودی در نرم‌افزار با مدل آزمایشگاهی نوشته شده است. در فصل چهارم نتایج بدست آمده از این پژوهش در رابطه با بررسی مدل عددی با مدل آزمایشگاهی در طول نفوذ و سرعت‌های بحرانی مدنظر قرار داده شده است، در نهایت بررسی نتایج و نتیجه‌گیری از پژوهش انجام شده است. در فصل پنجم با عنوان نتیجه‌گیری و پیشنهادها ارائه شده است.

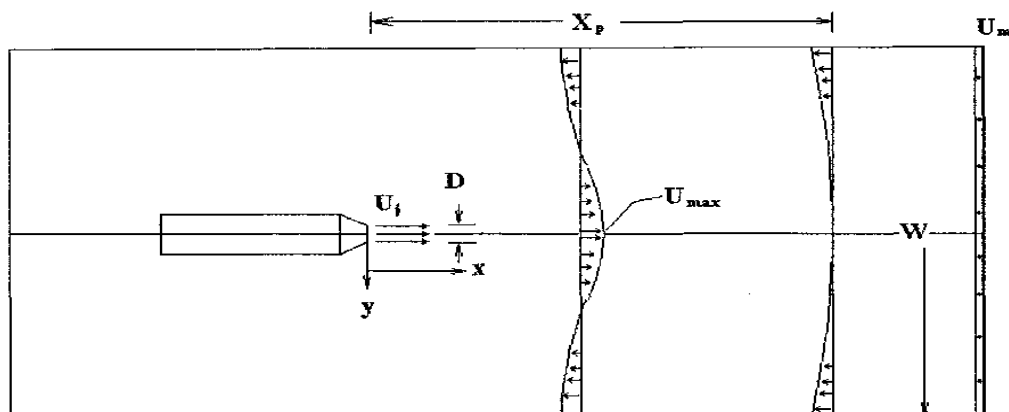
فصل ۲ مطالعات پیشین

۱-۲- مقدمه

این فصل به مطالعات مرتبط با موضوع پژوهش حاضر اختصاص یافته است. جهت بررسی تاریخچه موضوع، با توجه به اهداف پژوهش، مطالعات پیشین در چند قسمت مورد مطالعه قرار گرفت، شامل توصیف جت و انواع آن، میدان سرعت، طول نفوذ، عرض جت، مدل‌سازی عددی و در آخر نحوه انجام آزمایشات و اهداف مورد مطالعه می‌باشد.

۲-۲- جت

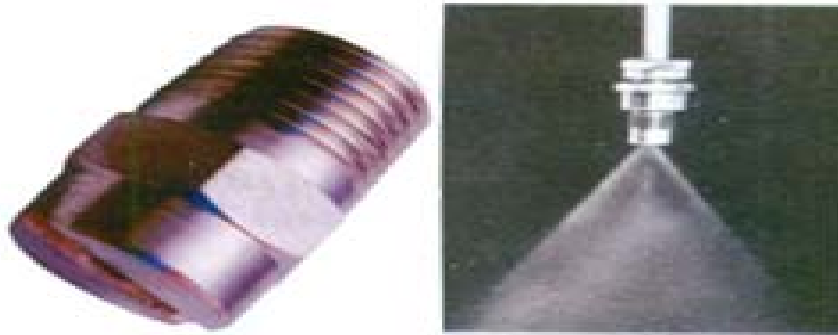
هرگاه جریان سیالی با سرعت متفاوتی به درون یک سیال محیطی وارد شود، جت اطلاق می‌شود. جت‌ها بنا به نوع محیط پیرامون خود به دو نوع تقسیم‌بندی می‌گردد، نوع آزاد و مقید (محدود) می‌باشد. وقتی مرزها یک محیط سیال که جت درون آن وارد می‌شود به اندازه کافی از ناحیه جت دور باشند، جت آزاد تعریف می‌شود. جت محدود زمانی اتفاق می‌افتد که دیواره‌های محیط سیال بر روی جت تاثیر بگذارد؛ در تعاریف کلاسیک ناحیه جت آزاد، خود شامل ناحیه هسته‌ی پتانسیل، ناحیه جریان در حال توسعه و ناحیه جریان توسعه یافته می‌باشد. هسته‌ی جت به ناحیه‌ای می‌گویند، سرعت در راستای محوری آن با سرعت خروجی جت برابر باشد. رفتار و عملکرد جت‌ها، باعث استفاده از آن در کاربردهای عمومی مهندسی می‌شود. (Wilcox 2006)



شکل ۱-۲ نمایش جت در کانال

۱-۲-۲ انواع جت

جت تخت (دو بعدی) : حرکت پرتابه‌ای سیال از نازل می‌باشد که انرژی جت در چند سطح کوچک متمرکز شده است.

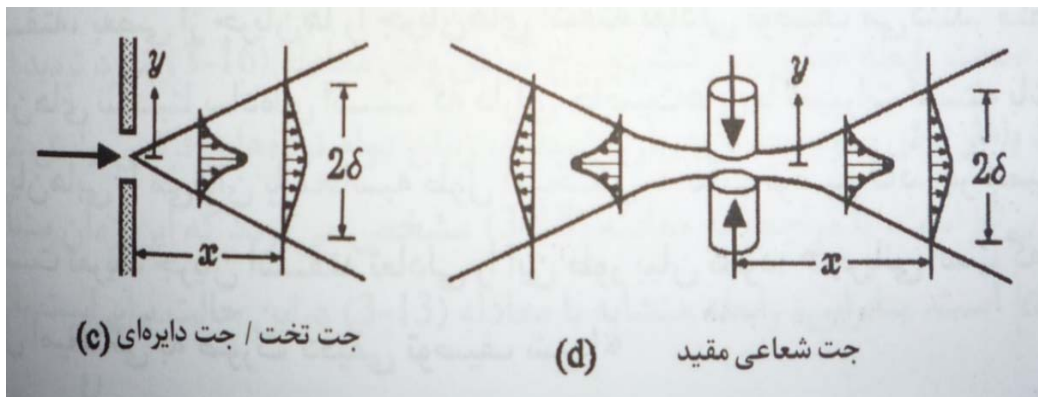


شکل ۲-۲ نمایش نازل و جت تخت خارج شده از آن

جت دایره‌ای : حرکت پرتابه‌ای سیال از نازل است که دارای محور تقارن بوده به گونه‌ای که از یک نازل شیپور شکل فوران کند.

جت شعاعی : حرکت پرتابه‌ای سیال از نازل می‌باشد که از دو طرف جت با سرعت و قدرت یکسان به هم برخورد می‌کند.

در شکل (۳-۲) شماتیکی از نحوه جت‌ها به تصویر در آمده است. (Wilcox 2006)



شکل ۳-۲ نمایش شماتیک از جت تخت، دایره‌ای و شعاعی (Wilcox 2006)

در مکانیک سیالات جت‌ها یکی از مواردی می‌باشد که مطالعات بسیاری در محیط سیال انجام شده‌است، با توجه به اهمیت آلودگی‌های زیست محیطی موجود در رودخانه‌ها و پساب کانال‌های فاضلاب، جت‌های خلاف جریان اصلی اهمیت قابل توجهی را پیدا کردند. در سال ۱۹۳۶ ابراموویچ^۱ در زمینه‌ی جت مقاله‌ی خود به نام «نظریه جت آشفته‌گی» منتشر نمود که شامل انواع جت می‌باشد، مورد بررسی قرار داده است. (Abramovich, 1936)، پس از آن در سال ۱۹۷۳ راجاراتنام^۲ کتابی را به عنوان «جت آشفته» منتشر گردید که به بررسی عوامل و ویژگی‌های موجود در جت پرداخته شده است (Rajaratnam, 1973). با پیشرفت تکنولوژی مطالعات تجربی پس از آن بر اساس اندازه‌گیری به وسیله‌ی لیزر، منجر به افزایش دقت نتایج گردید، منتشر شده است.

۲-۳- رژیم جریان

بر طبق تعریف رژیم جریان در مکانیک سیالات به دو دسته اصلی، رژیم آرام و آشفته تقسیم‌بندی می‌شود. در رژیم جریان آرام، سیال به صورت منظم و تحت لایه‌ها و مسیرهای مشخص و منظم حرکت می‌کند. رژیم جریان آشفته، سیال رفتاری کاملاً پیچیده و نامنظم را در طول مسیر حرکت انجام می‌دهد. با توجه به اینکه جریان جت درون سیال محیط بصورت آشفته می‌باشد می‌توان برخی از مهم‌ترین خصوصیات جریان آشفته را بصورت زیر بیان نمود:

۱. بی‌نظمی مکانی و زمانی
۲. طیف پیوسته مکانی
۳. اعداد رینولدز معمولاً بالا
۴. حرکت غالب چرخشی و مملو بودن جریان‌های آشفته با ابعاد و اندازه‌های متنوع و گسترده
۵. تناوبی

^۱ Abramovich

^۲ Rajaratnam

۴-۲- معیار تشخیص جریان آرام از جریان آشفته

معمولاً برای تشخیص آرام یا آشفته بودن جریان‌های مهندسی از اعداد بدون بعد استفاده می‌شود. به عنوان نمونه در جریان‌های جابجایی یک‌فاز^۳، معمولاً عدد رینولدز مهم‌ترین معیار تشخیص یک جریان آرام از یک جریان آشفته می‌باشد. در کتاب مکانیک سیالات کلاسیک اشاره شده است که هر جریانی بسته به نوع سیال به کار رفته در آن، اندازه‌ی سرعت جریان عبوری و همچنین طول مقیاس هندسی مسأله، در یک عدد رینولدز خاص (آن را اصطلاحاً رینولدز بحرانی می‌نامند) به حالت جریان آشفته می‌رسد. بطور کلی جهت تعیین آشفتگی یا آرام بودن یک جریان، جریان‌های سیالاتی به جابجایی اجباری، جریان‌های آزاد و جریان‌های توأم با تغییر فاز تقسیم می‌شوند. (Irving, 2003)

۲-۴-۱ جریان آشفته

مدل‌سازی جریان آشفته یکی از سه عنصر کلیدی در دینامیک سیالات محاسباتی است. نظریه‌های بسیار دقیق ریاضی برای تکامل دو عنصر کلیدی دیگر یعنی شبکه‌سازی و الگوریتم حل ایجاد شده است. ابداع مدل ریاضی که رفتار فیزیکی جریان آشفته را به شکل تقریبی توضیح دهد (به لحاظ طبیعت آن) در مدل‌سازی جریان آشفته از دقت بالایی برخوردار نیست، اما در حقیقت این موضوع تعجب‌انگیز نیست، زیرا هدف ما برآورد تقریبی پدیده‌ی بسیار پیچیده‌ای است. (Wilcox 2006)

۲-۴-۲ ویژگی عمومی جریان آشفته

تعریف بنیادی در سال ۱۹۳۷، فن کارمان^۴ در سخنرانی همایش به مناسبت بیست و پنجمین یاد بود ویلبرایت تحت عنوان "آشفتگی" به نقل از تیلور^۵، آشفتگی را به شرح زیر تعریف نمود:

³ Single Phase Forced Convection Flows

⁴ Von-Karman

⁵ Taylor

"آشفتگی، حرکت منظمی است که عموماً در سیالات، چه در حالت گازها و چه در حالت مایعات، هنگامی ظاهر می‌شود که جریان از سیال در تماس با سطح جامدی گذر کند، یا جریان‌های سیال مجاور از کنار یکدیگر یا از روی هم عبور نمایند."

با پیشرفت شناخت در مورد جریان‌های آشفته، پژوهش‌گران اصطلاح "حرکت نامنظم" را بسیار نارسا تشخیص دادند. به بیان ساده‌تر، حرکت نامنظم حرکتی است که نوعاً نامتناسب باشد و نمی‌تواند به صورت تابعی سرراست از زمان و مختصات مکانی تعریف شود. حرکت نامنظم همچنین ممکن است به شدت و با حساسیت به شرط اولیه وابسته باشد. نارسایی در تعریف تیلور_فن کارمن از آشفتگی، در واقعیت به جریان‌های غیر آشفته موجودند که می‌توان آن‌ها را نامنظم توصیف نمود.

جریان آشفته در واقع نامنظم است. از این نظر که می‌توان آن را با قوانین احتمالات توصیف نمود. اگرچه خاصیت‌های لحظه‌ای جریان آشفته به شدت نسبت به شرایط اولیه حساس است ولی متوسط‌های آماری این خاصیت‌های لحظه‌ای چنین نیستند. برای بیان تعریف دقیق‌تری از این پدیده، هینز^۶ در سال ۱۹۷۵ تعریف تجدید نظر شده زیر را ارائه می‌دهد:

"آشفتگی، شرایط نامنظم از جریان است که در آن کمیت‌های مختلف، تغییراتی اتفاقی در زمان و مکان نشان می‌دهند به نحوی که مقدارهای متوسط آماری متمایزی از آن را می‌توان تشخیص داد."

برای تکمیل تعریف جریان آشفته، بردشاد^۷، این عبارت که جریان آشفته دارای دامنه گسترده‌ای از مقیاس‌ها است، به آن اضافه می‌کند. مقیاس‌های زمانی و طول جریان آشفته با فرکانس‌ها و طول موج‌هایی بیان می‌شود که با تحلیل فوریه تاریخچه‌ی زمانی جریان آشفته آشکار می‌گردند.

در توصیف جریان آشفته، بسیاری از پژوهش‌گران جریان آشفته را به عنوان حرکت پیچک‌ها یاد می‌کنند. این پیچک‌ها، حرکت‌هایی محلی و چرخشی هستند. پیچک‌های آشفته در دامنه‌ای از اندازه‌های مختلف

^۶ Haynes

^۷ Bradshaw

ظاهر می‌شوند و موجب بروز آمیختگی نمایان جریان و ایجاد تنش‌های آشفته، موثر می‌گردند (که نتیجه «آمیختگی» اندازه حرکت هستند) که در مقایسه با مقادیر مربوط به جریان آرام بسیار بزرگ‌تر می‌باشند.

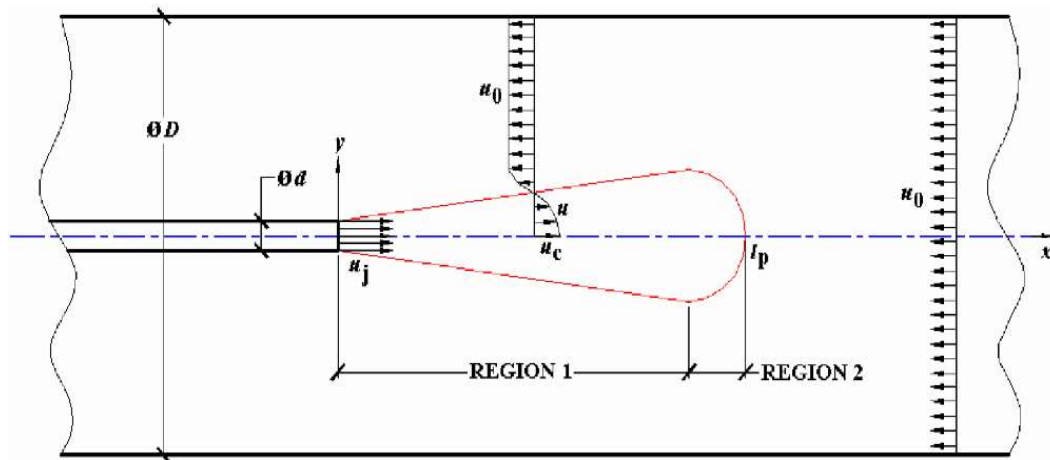
۲-۴-۳ جنبه‌های آماری جریان آشفته

طبیعت وابسته به زمان آشفتگی نیز به مهارناپذیری آن کمک می‌نماید. پیچیدگی‌های آن با دخیل نمودن یک بعد اضافی فراتر می‌رود. مشخصه‌ی آشفتگی نوسان‌های اتفاقی آن است که بنابراین کاربرد روش‌های آماری را برای تحلیل آن اجباری می‌نماید. از سوی دیگر این جنبه، واقعاً از دید مهندسی مشکلی ایجاد نمی‌کند. حتی اگر تاریخچه‌ی کامل جریان آشفته وجود داشته باشد، معمولاً ویژگی‌های مورد نظر جریان در زمان، انتگرال‌گیری می‌شود تا متوسط‌های زمانی با مقادیر متوسط حاصل گردد. از طرف دیگر همان طوری که در ادامه بیان می‌شود. عملیات متوسط‌یابی زمانی، منتهی به ایجاد جملاتی در معادله‌های حرکتی می‌گردد که نمی‌توان آن را بدون دانش قبلی تعیین نمود. (Wilcox 2006)

۲-۵- سرعت جریان (میدان جریان)

در این پژوهش میدان جریان حاصل از وارد شدن جت به درون سیال ایجاد می‌گردد. جت معکوس دایروی از نازل با قطرهای مشخص که با پارامتر D مشخص می‌شود، از سیال تراکم‌ناپذیر و نیوتنی استفاده شده است، این سیال آب نام دارد که دارا خصوصیات می‌باشد. جریان جت بصورت آشفته با سرعت خروجی (U_j) به درون کانال مملوء از سیال در حال جریان وارد می‌شود. درون کانال، سیالی با جریانی ثابت و یکنواخت و همچنین تراکم‌ناپذیر و نیوتنی می‌باشد که با سرعت (U_0) در جریان است که $(U_0 < U_j)$. پس از آن که جت به درون محیط یکنواخت وارد شد، تا فاصله‌ی مشخصی را نفوذ می‌کند. این فاصله را با پارامتر L_p مشخص می‌کنند، فاصله‌ی پیشروی از دهانه‌ی نازل تا نقطه‌ای که انرژی جنبشی جت به اتمام برسد و جت خروجی با جریان یکنواخت هم‌سو شده و در نهایت به عقب منحرف می‌شود، توضیحات بیشتر را در ادامه در این فصل پرداخته خواهد شد. نفوذ جت در جریان

یکنواخت کانال و انحراف پیدا کردن جت به سمت عقب از مشخصه‌های اصلی جت در پیکربندی جریان‌های معکوس دایروی می‌باشد که در شکل (۴-۲) نیز نمایان می‌باشد.



شکل ۴-۲ شرح شماتیک میدان سرعت جریان
(Sivapragasam & Ramamurthy & Desgande & Srudhara 2010)

میدان جریان را می‌توان به دو ناحیه مجزا در طول محور جریان جت تقسیم کرد:

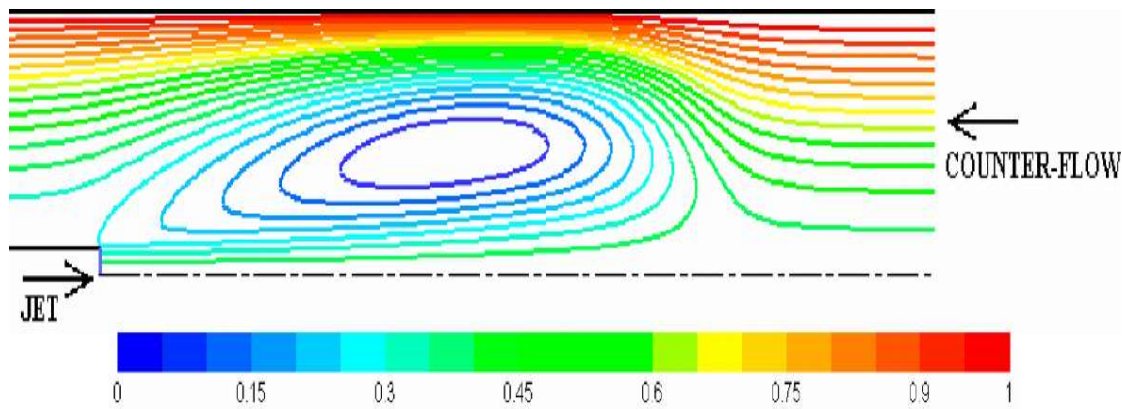
ناحیه ۱: این ناحیه در قسمت خروجی از نازل جت قرار دارد، جریان جت در آن ناحیه غالب بوده و رفتار جت حداقل از لحاظ کیفی شبیه به رفتار جت آزاد می‌باشد، میزان جریان و ضخامت جت با فاصله گرفتن از نازل افزایش می‌یابد که شامل یک قوس با زاویه $\tan^{-1} 0.22$ از محور جت می‌باشد، فشار استاتیکی در این ناحیه تقریباً ثابت است که توسط سکاندوف^۸ در سال ۱۹۶۹ ارائه گردیده است.

ناحیه ۲: در این ناحیه جریان یکنواخت کانال، جریان غالب می‌باشد و فشار استاتیکی در این ناحیه ثابت نبوده است، بطوریکه جت به شدت با جریان یکنواخت مخالفت می‌کند. همانطور در شکل

(۴-۲) مشاهده می‌شود یک میدان بسیار آشفته از جریان را نشان می‌دهد.

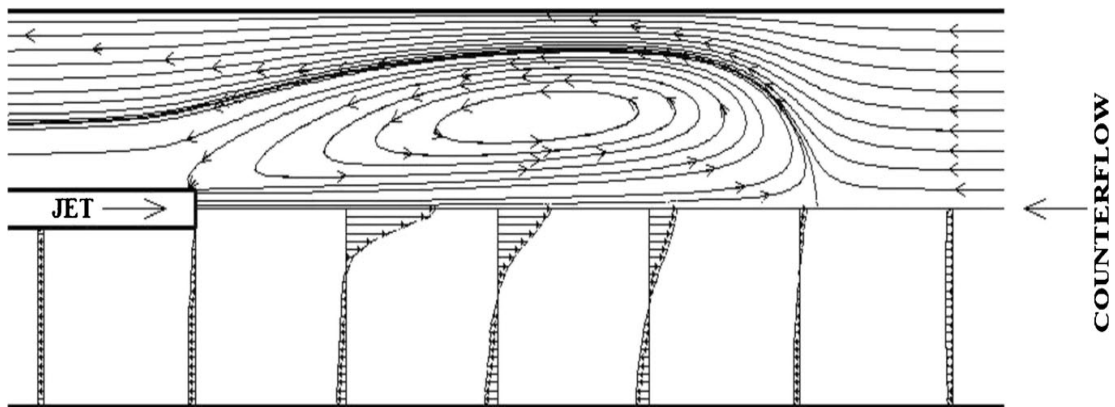
^۸ Sekundov

در سال ۲۰۰۹ سیواپراگاسا^۹، رامامورتی^{۱۰}، دشپاند^{۱۱} و سریدههارا^{۱۲} مطالعات را در مورد یک جت آشفته که به درون یک یکنواخت در خلاف جهت جریان اصلی وارد شده است را با استفاده از نرم‌افزار فلونت^{۱۳} بصورت روش عددی مورد مطالعه و بررسی پرداختند، نتایج حاصل از تنش‌های بدست آمده بر اساس فرضیه بوسینسک^{۱۴} می‌باشد. این فرضیه در فصل سوم کاملاً توضیح داده شده است، در پژوهش انجام شده از نظر میدان سرعت، مقیاس طول و ویژگی‌های آشفتگی با استفاده از داده‌های تجربی مورد بررسی قرار دادند (Sivapragasam & Ramamurthy & Desgande & Srudhara 2009). در شکل (۵-۲) خطوط جریان را نشان می‌دهد برای نسبت قطر کانال به قطر جت $W/D = 10$ و نسبت سرعت جت به سرعت جریان اصلی $U_j/U_0 = 20$ می‌باشد، در شکل نحوه خروج جت از نازل و نیز نفوذ به درون جریان یکنواخت که ایجاد ناحیه چرخش می‌کند، به وضوح قابل رویت می‌باشد.



شکل ۵-۲ میدان خطوط جریان در $R=(U_j/U_0)=20$
(Sivapragasam & Ramamurthy & Desgande & Srudhara 2009)

^۹ Sivapragasa
^{۱۰} Ramamurthy
^{۱۱} Deshpande
^{۱۲} Sridhara
^{۱۳} Flent
^{۱۴} Boussinesq



شکل ۶-۲ میدان خطوط جریان در $R=(U_j/U_0)=20$
 (Sivapragam & Ramamurthy & Desgande & Srudhara 2010)

۶-۲- ساختار جریان تلاطمی

در مکانیک سیالات محاسباتی برای محیط آشفته ساختار جت معکوس دایروی دارای ویژگی‌هایی از جمله: «سرعت مرکزی» و «سرعت بحرانی» مورد بحث می‌باشد.

۶-۲-۱ سرعت مرکزی

از آنجا که اندازه‌گیری سرعت مرکزی جت به دستگاه‌های خاصی نیازمند است، تنها تعداد کمی از محققان این اطلاعات را در مورد این موضوع ارائه کرده‌اند. در سال ۱۹۶۳ آبراموویچ طی مطالعات تجربی انجام شده برای سرعت مرکزی رابطه‌ی زیر توصیف نمود:

$$U = \frac{const}{X} \quad (1-2)$$

U = سرعت محوری

X = در هر فاصله‌ی مشخص در امتداد مرکز جت

در سال ۱۹۷۶ راجاراتنام طی آزمایشات انجام شده در مورد جت در تونل باد با استفاده از تجزیه تحلیل ابعادی معادله (۱-۴) ارائه شده، مورد تایید قرار داده است.

۲-۶-۲ سرعت مستغرق (سرعت بحرانی)

در سال ۱۹۶۳ آبراموویچ طی مطالعات تجربی انجام شده برای بدست آوردن سرعت بحرانی رابطه‌ی زیر ارائه کرد:

$$\frac{U_c}{U_j} = \frac{C}{x/D}, \quad C = 5.4 \quad (2-2)$$

x = طول نفوذ

D = قطر جت

U_c = سرعت بحرانی

U_j = سرعت جت

C = عدد ثابت

در سال ۱۹۷۳ بل تاوس^{۱۵} و راجاراتنام طی مطالعات صورت گرفته، ابتدا شروع به تجزیه یک منحنی هذلولی پرداختند. در نهایت یک مقدار ثابت برابر $C=5.83$ برای معادله‌ی (۲-۲) در نظر گرفتند.

(Beltaos & Rajaratnam 1973)

در سال ۱۹۹۷ لام^{۱۶} و چان^{۱۷} طی آزمایش انجام گرفته در مورد جت‌های خلاف جریان، سرعت بحرانی U_c را $0.8U_0$ معرفی کرده است. (Lam & Chun, 1997)

در سال ۲۰۱۰ ساغروانی^{۱۸} با توجه به نتایج آزمایش‌های انجام شده توسط محققین و همچنین آزمایش در سال ۲۰۰۲، برای بدست آوردن نسبت سرعت بحرانی رابطه‌ی زیر ارائه کردند: (Saghravani, 2010)

$$R_c = 20 \ln \left(\frac{W}{14.14 D} \right) \quad (3-2)$$

W = قطر کانال

¹⁵ Beltaos

¹⁶ Lam

¹⁷ Chun

¹⁸ Saghravani

D = قطر جت

$\frac{U_c}{U_j} = R_c$ نسبت سرعت بحرانی برابر است، سرعت بحرانی به سرعت جت می باشد.

۲-۷- طول نفوذ جت

فاصله طولی مسیری که جت درون محیط سیال نفوذ می کند، طول نفوذ جت گفته می شود. یکی از بارزترین ویژگی جت آشفته، از آن برای رقیق سازی محیط غلیظ استفاده می شود. در سال ۱۹۵۰ آلبرتسون^{۱۹} و همکارانش و در سال ۱۹۵۶ ارنت^{۲۰} و همکارانش طی مطالعات انجام گرفته، دو تابع بدون بُعد براساس هندسه جت و حرکت جریان تعریف کردند، بطوریکه سرعت های کانال و جت با لوله ی پیتوت اندازه گیری شده است، نتیجه بدست آمده یک رابطه ی خطی بین طول نفوذ و نسبت سرعت جریان جت به جریان سیال بصورت زیر ارائه گردیده است: (Albertson et al., 1950)

$$\frac{L_p}{D} = 2.7 \sqrt{\frac{\pi}{4}} \times \frac{U_{jet}}{U_{main}} = 2.4 \frac{U_{jet}}{U_{main}} \quad (۴-۲)$$

L_p = طول نفوذ

D = قطر جت

U_{jet} = سرعت جت

U_{main} = سرعت جریان کانال

با پیشرفت تکنولوژی اندازه گیری سرعت و افزایش دقت اندازه گیری، طیف وسیع تری از دانش ها در مورد این پدیده ارائه شده است. در سال ۱۹۶۹ سکاندوف به مطالعه تثبیت کننده های ایرودینامیکی برای توربو جت های آشفته پرداخته است، اثر آشفتگی جت و ویژگی های بوجود آمده را مورد بررسی قرار داده است (Sekundov, 1969). در سال ۱۹۷۰ مشکلات محیط زیست به یک نگرانی قابل توجه در

¹⁹ Albertson

²⁰ Arendt

زمینه‌ی پروژه‌های مهندسی تبدیل شد، بدین منظور مقابله جریان جت آزاد نقش مهمی به عنوان یک وسیله‌ی دفع پساب‌های خانگی و صنعتی به حساب آورده می‌شود. در سال ۱۹۷۳ بل تاوس و در سال ۱۹۷۴ روبیلارد فرضیه امکان استفاده از جت خلاف جریان برای رقیق‌سازی پساب فاضلاب به رودخانه را مطرح کردند؛ با استفاده از طول نفوذ جت درون سیال این رقیق‌سازی را محیا نمودند. (Robillard, 1974), (Beltaos, 1973).

در سال ۱۹۷۳ بل تاوس و در سال ۱۹۹۱ کونینگ^۱ و در سال ۱۹۹۵ لام، طی مطالعات انجام گرفته، مشخص کردند، رابطه (۲-۴) برای همه‌ی سرعت‌های جت نتیجه بخش نمی‌باشد؛ کاربرد این معادله را برای نسبت‌های سرعت کمتر از $R < 10$ قرار داده‌اند، برای $R > 10$ در آزمایشات خطایی ظاهر گردید که نشان‌دهنده این فرض بود که طول نفوذ بصورت خطی با نسبت سرعت و قطر جت تناسب دارد. (Beltaos, 1973), (Konig, 1991) & (Lam, 1995).

در سال ۱۹۷۳ بل تاوس و راجاراتنام برای تعیین ضریب ثابت نفوذپذیری، بر اساس طول نفوذ جت، با استفاده از آزمون‌های سیستماتیک منظم مورد مطالعه قرار داده‌اند. آنها یک تونل باد را به عنوان بخش تست آزمایش قرار داده‌اند؛ بدین صورت که یک نازل دمنده در مرکز بخش آزمون نصب گردید در ورودی جریان جت استفاده می‌شود. از لوله‌ی پیتوت^۲ برای اندازه‌گیری سرعت جریان‌ها مورد استفاده قرار گرفته گرفته است. با بررسی اثر جت و مقدار طول نفوذ جت، در نهایت مقدار ثابت ضریب نفوذپذیری مشخص گردید.

(Beltaos & Rajaratnam 1973)

$$\frac{L_p}{D} = K \frac{U_j}{U_m} \quad , \quad K = 2.7 \quad (5-2)$$

$K =$ ضریب نفوذپذیری

^۱ Konig
^۲ Pitot

در معادله‌ی (۲-۵) ارائه شده، ۱۰ درصد طول نفوذ طولانی‌تر از معادله‌ی (۲-۴) ارائه شده توسط آرنت و همکارانش در سال ۱۹۵۶ در نظر گرفته شده است که دارای شرایط بهتری با شرایط آزمایش‌هایی که توسط بل‌تاوس و راجاراتنام در سال ۱۹۷۳ انجام شده هم خوانی دارد. (Beltaos & Rajaratnam, 1973)

در سال ۱۹۷۶ مورگان^۱ و همکاران طی یک مطالعه جامع بر روی لوله‌های مدور، با مقادیر مشخص برای سرعت جریان و سرعت جت انجام داده‌اند، این سرعت‌ها ارتباط مستقیمی با دبی خروجی کانال دارد، آزمایش بر روی چند قطر مختلف انجام گردید، برای مشاهده بصری طول نفوذ جت، با اضافه کردن مواد رنگی به درون جریان یکنواخت، طول نفوذ نمایان گردید. آنها نمودار لگاریتمی بین $\frac{L_p}{D}$ و $\frac{U_j D}{U_m W}$ را که حاصل از نتایج آزمایش، بدون بُعد می‌باشد ترسیم کردند. نمودار لگاریتمی نتایج را در سه منطقه ایجاد نشان داد، ناحیه خطی، منحنی و خطی دیگر می‌باشد، در نهایت ضریب نفوذپذیری را $K=2.5$ پیشنهاد کردند. (Morgan & Brinkworth & Evans, 1976)

در سال ۱۹۹۱ لام طی تحقیقاتی در مورد جت‌های خلاف جریان در کانال باز، با استفاده از روش^۲ (LDA) پرداخته شد. کانالی به ابعاد ۳۰ سانتی‌متر در ۲۴ سانتی‌متر با قطر نازل خروجی جت ۱ سانتی‌متر در مرکز کانال واقع شده، مورد آزمایش قرار داده‌است. با توجه به پیشرفت تکنولوژی و استفاده از تجهیزات جستجوگر لیزر^۳ در این آزمایش، سرعت‌های محوری و شعاعی در حالت آشفته و مقدار دقیق طول نفوذ جت را ثبت کرده‌است. طبق نتایج بدست آمده از آزمایش، اعتبار معادله (۲-۵) را برای نسبت سرعت‌های کمتر از ۱۰ مورد تایید قرار داده است، در نهایت مقدار ضریب نفوذپذیری $K = 2.8$ اعلام نمود (Lam, 1991).

^۱ Morgan

^۲ Laser Doppler Anemometry

^۳ laser probe

در سال ۱۹۹۱ کونینگ و فیدلر^۱ طی تحقیقاتی بر روی ساختار جریان جت معکوس دایروی براساس جریان در محیط کانال با غلظت ثابت مورد مطالعه قرار داده‌اند. اندازه‌گیری با روش^۲ (LIF) انجام شده است. با استفاده از لیزر، یک منبع نور درون کانال ایجاد می‌کنند، ذرات فلورسانس که توسط جریان جت وارد محیط کانال می‌شود، در اثر پرتوهای نور لیزر، دارای ویژگی جذب انرژی می‌باشد، با خاموش شدن لیزر در چند لحظه‌ی مشخص، به دوربین اجازه‌ی گرفتن عکس را می‌دهد، با توجه به اینکه ذرات فلوراسانس انرژی جذب کردند، با خاموش شدن لیزر از خود نور ساطع می‌کنند که منجر به دیده شدن جریان جت در سیال کانال می‌شود. با توجه به مشاهدات بصری در این آزمایش، دو منطقه متفاوت قابل تشخیص می‌باشد:

۱- منطقه‌ای که پایدار است در زمان $R < 1$

۲- منطقه ناپایدار زمانی که $R > 1.4$

در منطقه پایدار گردابه‌های کوچکی و منظمی تولید می‌شود اما در منطقه ناپایدار دارای گردابه‌های غیرمنظم که آشفتگی بسیاری را در آن مشاهده شده است. در این پژوهش نشان داده شد که طول نفوذ را می‌توان از معادله (۲-۵) برای $R < 9$ مورد استفاده قرار داد، مطالعات نشان داد طول نفوذ جت معکوس به شکل خطی رفتار می‌کند که با نسبت سرعت‌ها تغییر می‌کند، در نهایت مقدار ضریب نفوذپذیری را $K = 2.8$ اعلام نمود. (Konig & Fiedler, 1991)

در سال ۱۹۹۶ یودا^۳ و فیدلر در مورد اثر جت‌های معکوس در محیط آشفته، یکی از اثرات جت آزاد بصورت سرعت شعاعی با عرض را در جت‌های مایل، باروش (LIF) مورد بررسی قرار دادند. این پژوهش برای نسبت سرعت‌های بین ۱.۶ تا ۱۰ مورد بررسی قرار داده شده است. نتایج نشان داد، در نسبت سرعت‌های پایین گردابه‌های منظم و ثابت ایجاد می‌شود، جریان پایدار می‌باشد. زمانیکه نسبت

¹ Fiedler

² Laser Induced Fluorescence

³ Yoda

سرعت‌ها افزایش می‌یابد، جریان ناپایدارتر می‌شود. در جریان ناپایدار نو سانات قابل توجهی در پایین دست و در حالت شعاعی در راستای محوری سرعت جت ایجاد می‌کند. نتایج بدست آمده از این آزمایشات هماهنگی خوبی را با نتایج آزمایش‌های کونیک و فیدلر در سال ۱۹۹۱ داشته است، که اعتبار معادله (۲-۵) برای نسبت سرعت‌های کمتر از ۱۰ مورد تایید قرار داده‌اند، در نهایت مقدار ضریب نفوذپذیری را $K=2.8$ پیشنهاد دادند (Yoda & Fiedler, 1996).

در سال ۱۹۹۵ و ۱۹۹۷ لام و چان طی آزمایش‌هایی، به بررسی جریان‌های جت معکوس پرداختند. منطقه‌ی آزمایشگاهی کانالی به ابعاد ۳۰ سانتی‌متر در ۴۰ سانتی‌متر می‌باشد، نازل خروجی جت در مرکز سطح مقطع کانال قرار داده شده است. برای ثبت تصاویر جت، طول نفوذ و عرض آشفتگی توسط کامپیوتر با توجه به داده‌های آزمایش، از یک قاب مسطح تک رنگ که متصل به کامپیوتر می‌باشد، استفاده شده است. در سال ۱۹۹۵ اولین آزمایش با استفاده از تکنولوژی (LIF) تصاویر با کیفیت تصویر پایین ۵۱۲ در ۵۱۲ پیکسل انجام گرفته است؛ در سال ۱۹۹۷ آزمایش دوم با استفاده از روش (LDA) با استفاده از دو رنگ با فیبر نوری مشخص برای اندازه‌گیری جریان و طول نفوذ انجام شده است؛ این آزمایشات بین اعداد رینولز ۳۰۰۰ تا ۱۵۰۰۰ مورد انجام گرفته است و متوسط سرعت نسبی جریان بین ۳ تا ۱۵ می‌باشد. طی مطالعه‌ی انجام شده، اعتبار معادله (۲-۵) برای نسبت سرعت‌های کمتر از ۱۰ مورد تایید قرار گرفته است. در نهایت مقدار ضریب نفوذپذیری را $K=2.4$ اعلام نمودند. (Lam & Chan, 1995 & 1997)

در سال ۲۰۰۲ ساغروانی طی یک پژوهش جامع و آزمایشگاهی، جت‌های معکوس دایروی در حالت آشفته جریان در یک کانال بسته مورد آزمایش قرار داده است. کانال به ابعاد ۳۰.۵ در ۳۰.۵ سانتی‌متر با قطر نازل خروجی جت به اندازه‌ی ۱.۵۸۷، ۳.۱۷۵، ۶.۳۵۰، ۹.۵۲۵ و ۱۲.۷۰ میلی‌متر استفاده نموده است. در این آزمایش سرعت جریان و غلظت درون کانال ثابت نگه‌داشته شده است و سرعت جت متغیر می‌باشد. با استفاده از روش (LDA) اندازه‌گیری شده است؛ در نهایت طول نفوذ جت را مورد

بررسی قرار داده که در ادامه بیشتر از جزئیات انجام این آزمایش بحث خواهد شد. ضریب ثابت نفوذ پذیری را برابر $K=2.7$ اعلام نمود (Saghravani, 2002).

در سال ۲۰۰۶ لام و همکارانش یک مطالعه جامعی را با استفاده از روش های (LIF) و (LDA) برای یک جت شناور در یک کانال باز با جریان مخالف حرکت جت انجام داده‌اند و داده‌های مفیدی را در گسترش جت و رقیق شدن محیط ارائه کرده‌اند. آنها بیشتر داده‌های خود را از آزمایش مدل (JETLAG) که جت لاگرانژی می‌باشد مورد بررسی قرار داده‌اند (Lam & Lee & Chan 2006).

جدول ۱-۲ خلاصه ای از مطالعات محققان در جهت بررسی سیال با جریان جت آزاد دایره ای با مشخصات ابعادی خاص خود

Resercher(s)	D(mm)	W(mm)	H(mm)	D/W	Fluid	M-T ^a	K _{rep}	R ²	Range R of	Rc _{rep}	(^۲)Eq
Arendt et al. (1956)	4.57	914.4	914.4	0.005	Air	Pitot tube	2.4		NA	NA	53
Belatos and Rajaratnam (1956)	5.08	609.6	609.6	0.008	Air	Pitot tube	2.7		10.8	NA	44
Morgan et al. (1976)	0.4 to 7	32 to 152	NA	0.012	Water	V-O ^c	2.5		3-160	45 ^d	35
				0.023			2.5		3-58	25 ^d	22
				0.059			2.5		3-58	6 ^d	4
				0.120			2.5		3-45	- ^d	-
Lam (1991)	10	300	240	0.033	Water	LDA	2.8	0.996	2.5-20	9	10
Konig and Fiedler (1991)	25	NA	NA	NA	Air	F-V ^b	2.8			NA	
Lam and Chan (1995)	10	300	400	0.033	Water	F-V	2.4	0.99	2.5-18	15	15
Yolda and Fiedler (1996)	5	300	300	0.017	Water	LIF	2.8	0.986	1.3-10	NA ^c	28
	10	300	300	0.033	Water	LIF	2.8	0.986	1.3-10	NA ^c	15
Lam and Chan (1997)	10	300	400	0.033	Water	F-V	2.4	0.996	2.5-15	15 ^f	15
Lam and Chan (2002)	10	300	400	0.033	Water		2.7	NA	NA	NA	15
Present research	1.59	305	305	0.005	Water	2D LDA	2.62	0.996	4-25	52	53
Present research	3.18	305	305	0.010	Water	2D LDA	2.75	0.992	13-41	38	39.1
Present research	6.35	305	305	0.021	Water	2D LDA	2.70	0.964	7-47	31	24.3
Present research	9.53	305	305	0.031	Water	2D LDA	2.92	0.821	3-29	12	16.5
Present research	12.70	305	305	0.042	Water	2D LDA	2.82	0.945	5-27	10	10.4

طی تحقیقاتی که توسط محققین انجام شده است نتایج و مشخصات آزمایش بصورت جدول (۱-۲) در زیر آرایه جمع آوری گردیده است :

NA = مشخص نبوده است M-T^a = تکنیک های اندازه گیری F-V^b = تصویر جریان
V-O^c = مشاهدات بصری ©^d = مقدار اعلام شده در نشریات ©^e = ماکزیمم مقدار R در
R_c = ماکزیمم مقدار موجود در مرجع داده ها ©^f

۸-۲- عرض جت

در سال ۱۹۷۳ بل تاوس و راجاراتنام طی یک رابطه‌ی تجربی برای مقیاس اندازه‌ی طی شده عرض جت ارائه کردند که با پارامتر b نمایش می دهند، این رابطه را بصورت زیر داریم :

(Beltaos & Rajaratnam, 1973)

$$\frac{b}{L_p} = 0.2 \frac{x/L_p}{\sqrt{\left(\frac{2.24}{x/L_p}\right)^{2/3} - 1}} \quad (۶-۲)$$

در سال ۱۹۹۶ یودا و فیلدر طی آزمایش های انجام داده با روش (LIF) و (LDA) که در بخش ۲-۷- اشاره شد، رابطه‌ی (۶-۲) را مورد تایید قرار داده‌اند (Yoda & Fiedler, 1996) .

در سال ۲۰۰۹ سیواپراگاسا، رامامورتی، دشاپاندو سریدهارا مطالعات را در مورد یک جت آشفته که به درون یک جریان یکنواخت در خلاف جهت جریان اصلی که در بخش ۲-۷- توضیح داده شد، اعتبار معادله‌ی (۶-۲) را تایید نموده‌اند (Sivapragasam & Ramamurthy & Desgande & Srudhara, 2009) .

معادله (۲-۶) نشان می‌دهد که در اثر محدود شدن یک جریان جت معکوس دایروی باعث کاهش عرض جت می‌شود که با نسبت افزایش قطر جت رابطه دارد.

۲-۹- مدل سازی عددی

موانع و جداره‌های موجود در مسیر جریان سیال از عوامل مهم و تاثیرگذار در بررسی رفتار جریان می‌باشد که به عنوان مهمترین منابع تولید آشفتگی به شمار می‌روند. چنانچه بخواهند در شبیه‌سازی عددی جریان، اثر این پدیده را در نظر بگیرند در ناحیه نزدیک جداره باید از شبکه‌بندی بسیارریزی استفاده شود که مستلزم توان محاسباتی بسیار بالایی است. برای بررسی دقیق رفتار سازه‌های هیدرولیکی، در بسیاری از مواقع مدل‌های فیزیکی از سازه مورد نظر است، همواره تحت تاثیر عامل مقیاس بوده است و با محدودیت‌هایی ساخته می‌شوند، آن را مورد آزمایش قرار می‌دهند که این خود متحمل هزینه‌های اقتصادی و زمانی قابل توجه است. ضمن اینکه اثر مقیاس بر روی نتایج از جمله مشکلاتی است که گریبان‌گیر مدل‌های فیزیکی می‌باشد. از طرفی پایه اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی به خواص انسان منتهی می‌شود و ساختمان وسایل اندازه‌گیری نیز به علت، دقت محدود انسان کامل نیست، لذا اندازه‌گیری‌های حاصل شده هیچگاه به مقدار مطابق خود نمی‌رسد و این نواقص غیرقابل اجتناب می‌باشند. همچنین به کارگیری درست وسایل اندازه‌گیری بستگی به رعایت استانداردها در طراحی وسیله، انتخاب درست ابزارها، ساخت و نصب مناسب، کالیبراسیون، آنالیز دقیق داده‌ها دارد. با پیشرفت قابل توجه کامپیوترهای امروزی روش‌های عددی، قدرت بیشتری را برای حل مسائل پیچیده پیدا نموده‌اند.

برتری ویژگی مدل‌های عددی شبیه‌سازی مسئله، همان مقیاس واقعی آن می‌باشد، همین امر باعث گردیده است که مدل‌های عددی رقیب سرسختی برای مدل‌های فیزیکی باشند و به زودی بتوانند جایگزین مناسبی برای آنها شوند. با توجه به نیاز اجتناب‌ناپذیر جت‌ها در مسائل صنعتی و طبیعی، رشد روش‌های عددی در مسائل هیدرودینامیک جهت تخمین جت‌های معکوس آشفته بصورت قابل

توجه در حال گسترش است. از این رو در چند سال اخیر در این زمینه تحقیقات زیادی صورت گرفته است و روش‌های مختلفی برای تعیین جت معکوس دایروی در محیط آشفته بکار گرفته شده است.

۲-۹-۱- محاسن مدل‌سازی عددی

۲-۹-۱-۱- هزینه کم

مهم‌ترین امتیاز یک مدل‌سازی عددی هزینه پایین آن است. در بیشتر مسائل، هزینه بکار بردن یک برنامه کامپیوتری به مراتب کمتر از مخارج تحقیق آزمایشگاهی مشابه می‌باشد. این عامل وقتیکه وضعیت فیزیکی مورد مطالعه بزرگ و پیچیده می‌شود، اهمیت بیشتری پیدا می‌کند و در حالتی که قیمت بیشتر ارقام در حال زیاد شدن است، هزینه‌های محاسبات در آینده احتمالاً کمتر خواهد شد.

۲-۹-۱-۲- سرعت

یک تحقیق عددی می‌تواند با سرعت قابل ملاحظه‌ای انجام شود. طراح می‌تواند مفاهیم چندین ترکیب از حالت‌های مختلف را در کمتر از یک روز مورد مطالعه قرار دهد، طرح بهینه را انتخاب نماید. از طرف دیگر، به سادگی می‌توان تصور کرد که رسیدگی به تحقیق آزمایشگاهی مشابه نیاز به زمان زیادی خواهد داشت.

۲-۹-۱-۳- اطلاعات کامل

حل عددی یک مسأله اطلاعات کامل و جزئیات لازم را به ما خواهد داد و مقادیر تمام متغیرهای مربوط (مانند سرعت، فشار، درجه حرارت، تمرکز نمونه‌های شیمیایی، شدت آشفستگی) را در سراسر حوزه مورد مطالعه بدست می‌آورد. برخلاف شرایط نامطلوبی که ضمن آزمایش پیش می‌آید. مکان‌های غیرقابل دسترس در یک کار محاسباتی کم بوده و تغییر جریان به علت وجود میل‌های اندازه‌گیری در آن وجود ندارد. بدیهی است از هیچ بررسی آزمایشگاهی نمی‌توان انتظار داشت چگونگی توزیع تمام متغیرها را

روی تمام میدان اندازه بگیرد. بنابراین، حتی وقتی یک کار آزمایشگاهی انجام می‌شود. بسیار با ارزش خواهد بود که جهت تکمیل اطلاعات آزمایشگاهی حل کامپیوتری همزمان با آن بدست آید.

۲-۹-۱-۴- توانایی شبیه سازی شرایط واقعی

در یک مدل سازی عددی، چون شرایط واقعی به آسانی می‌تواند شبیه سازی شود، نیازی به متوسل شدن به مدل هایی با مقیاس کوچک ندارد. برای یک برنامه کامپیوتری، داشتن ابعاد هندسی بسیار بزرگ یا خیلی کوچک، بکار بردن درجه حرارت خیلی کم یا بسیار زیاد، عمل کردن با مواد سمی یا قابل اشتعال، تعقیب فرایندهای بسیار سریع یا خیلی آهسته مشکل مهمی را ایجاد نمی‌کند.

۲-۹-۱-۵- توانایی شبیه سازی شرایط ایده ال

گاهی اوقات یک مدل سازی عددی برای مطالعه یک پدیده بصورت پایه ای استفاده می‌شود. در یک مطالعه پایه ای، شخص توجه خود را روی تعداد کمی از پارامترهای اصلی متمرکز کرده و جنبه های دیگر را حذف می‌کند. بدین ترتیب، شرایط ایده ال زیادی ممکن است به عنوان شرایط مطلوب مورد بررسی قرار گیرند، به عنوان مثال می‌توان از دو بعدی بودن، ثابت بودن جرم مخصوص یا داشتن نرخ نامحدود فعل و انفعال نام برد. در یک کار عددی این شرایط می‌تواند به آسانی و دقیق برقرار شوند ولی در یک آزمایش عملی به زحمت به شرایط ایده ال نزدیک می‌شود.

۲-۹-۲- مدل سازی عددی جریان آشفته

بطور کلی در مدل سازی عددی آشفتگی چند دیدگاه و نقطه نظر متفاوت وجود دارد:

۱. برخی روش ها مستقیماً معطوف به دینامیک حاکم بر نوسانات آشفتگی و همین طور بر همکنش میان زیر ساختارهای آشفتگی شده اند که در عین حال بسیار هزینه بر هستند. از

معروف‌ترین و پرکاربردترین این روش‌ها می‌توان به روش «شبیه‌سازی گردابه بزرگ» و روش «شبیه‌سازی عددی مستقیم» اشاره نمود.

۲. برخی روش‌ها با استفاده از دینامیک خاص حاکم بر هر مسأله‌ی فیزیکی، معطوف به حل برخی مسائل خاص شده و لذا این روش‌ها دارای محدوده‌ی کاربردی مشخص و محدودی هستند و اغلب هزینه‌ی محاسباتی اندکی نیز به دنبال خواهند داشت. از مهم‌ترین این روش‌های مرتبط با مفهوم «طول اختلاطی» که بیشتر تحت عنوان مدل‌های صفرمعادله‌ای مشهور می‌باشند، اشاره نمود.

۳. برخی نیز سعی دارند تا در کنار حداقل نگه داشتن هزینه‌ی محاسباتی، طیف وسیعی از فیزیک جریان را نیز در سیطره‌ی توانمندی محاسباتی خود داخل نمایند. از مهم‌ترین این روش‌ها و البته معروف‌ترین آن‌ها می‌توان به روش‌هایی که اصطلاحاً از مدل‌های ناویر-استوکس متوسط‌گیری^۱ شده به روش رینولدز یا بطور خلاصه «مدل‌های RANS» اخذ شده اند، اشاره نمود.

از میان مدل‌های ارائه شده در روش مدل‌سازی آشفتگی RANS، مدل‌های دو معادله‌ای به عنوان زیربنای بسیاری از تحقیقات مربوط به مدل‌سازی جریان‌های آشفتنه بخصوص در سال‌های اخیر مورد توجه دانش‌پژوهان قرار گرفته‌اند. با مروری بر شکل‌های متنوعی که برای مدل‌های کامل دو معادله‌ای ارائه شده است می‌توان فهمید که نقطه‌ی آغاز تمام مدل‌های دومعادله‌ای مجازاً خطی، استفاده از تقریب بوزینسک و نیز ارائه‌ی یک معادله‌ی انتقالی برای انرژی جنبشی K می‌باشد. انتخاب متغیر دوم کاملاً دلخواه است و تا امروز پیشنهادها بسیاری برای این انتخاب ارائه شده است که از جمله مهم‌ترین آن‌ها می‌توان به نرخ اضمحلال لزج، طول مقیاس آشفتگی I و فرکانس آشفتگی ω می‌باشد. از میان مدل‌ها، مدل $k-\varepsilon$ رایج‌ترین و پرکاربردترین مدل از دست مدل‌های دومعادله‌ای می‌باشند. به دلیل اینکه جابجایی اغتشاش در مدل‌های صفر معادله‌ای منظور نمی‌شود، از این رو اثر فیزیکی تارخچه

¹ Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)

قبلی جریان وارد مدل‌های ساده‌ی جبری نمی‌شود. برای در نظر گرفتن این اثر فیزیکی، معادله‌ی انتقالی بر اساس معادله‌ی نویر-استوکس می‌توان نوشت. بر این اساس در این پژوهش جهت مدل کردن آشفتگی از مدل اغتشاش دو معادله‌ای مرسوم مدل $k-\epsilon$ استاندارد استفاده شده است.

۲-۱۰- تحلیل عددی به کمک نرم‌افزار

به منظور تحلیل عددی میدان جریان دو گزینه مطرح است.

۱- نوشتن کد و برنامه

۲- استفاده از برنامه‌ها و نرم‌افزارهای موجود

نوشتن برنامه و یا کدهای مختلفی که تقریباً هدف‌های مشترکی را دنبال می‌کنند از نظر زمانی نمی‌تواند خیلی مقرون به صرفه باشد، ضمن اینکه نرم‌افزارهای بسیار قوی‌تر از آن، کدی که قرار است توسط خود کاربر نوشته شود موجود می‌باشد که با استفاده از این کد و دستورها، روند و زمان نتیجه‌گیری از تحلیل را بهینه خواهد کرد.

ساختار برنامه‌های دینامیک سیالات محاسباتی، روش عددی است، بطوریکه مسائل جریان سیال با استفاده از این روش قابل حل می‌باشند. به منظور فراهم آمدن دسترسی آسان به توان حل آنها، تمام بسته‌های نرم‌افزاری تجاری دینامیک سیالات محاسباتی شامل واسطه‌های کاربری پیچیده‌ای جهت ورود پارامترهای مسائل و نتایج می‌باشند. از این‌رو تمام برنامه‌ها شامل سه جزء اصلی می‌باشند:

۱- پیش پردازنده

۲- حل کننده

۳- پس پردازنده

۲-۱۰-۱ پیش پردازنده

عبارت است از ورودی‌های مساله جریان به یک برنامه دینامیک سیالات محاسباتی می‌باشد یا استفاده از یک واسطه عملگر ساده و سپس تبدیل این ورودی به یک شکل مناسب برای استفاده توسط حل کننده می‌باشد. وظایف کاربر در مرحله پیش پردازنده عبارتند از:

- تعریف هندسی ناحیه مورد نظر، میدان محاسباتی.
- تولید شبکه یا تقسیم بخش‌های کوچک به نواحی کوچکتر، بدون همپوشانی (روی هم قرار گرفتن) زیر محدوده‌ها، شبکه (مش) و سلول‌ها (حجم کنترل یا عناصر).
- انتخاب مجموعه پدیده‌های فیزیکی و شیمیایی که باید مدل شوند.
- تعریف خواص سیال.
- تشخیص و تعریف شرایط مرزی لازم در سلول‌هایی که منطبق و یا در تماس با مرز محدوده می‌باشند.

۲-۱۰-۲ حل کننده

نرم‌افزارهای دینامیک سیالات محاسباتی بسته به روش حل برنامه‌نویسی که توسط برنامه‌نویس نوشته شده است به حل این مسائل اقدام می‌کنند که یکی از سه روش مجزا برای حل روش‌های عددی می‌باشد که به اختصار قید می‌شود:

- اختلاف محدود
- عناصر محدود
- روش های طیفی

۲-۱۰-۳ پس پردازنده

همانند پیش پردازنده می‌باشد، اخیرا مقدار زیادی از کار در محیط پس پردازنده صورت می‌گیرد. به دلیل افزایش تنوع نیازهای مهندسی، بسیاری از آنها دارای توانایی‌های ترسیمی بالایی هستند. راهنمای

بسته‌های دینامیک سیالات محاسباتی در حال حاضر با ابزارهای مجسم‌سازی مجهز شده اند که عبارتند از:

- نمایش هندسی و شبکه مساله
- ترسیمات بردار
- نمایش نتایج به صورت خطوط هم تراز
- نمایش سطوح بصورت دو بعدی و سه بعدی
- مسیر حرکت ذره
- نمایش نتایج بصورت رنگی

اخیرا نتایج بصورت انیمیشین نیز ارائه می‌شود که این امر باعث درک بهتر نتایج می‌گردد. همچنین ابزارهایی نیز برای انتقال داده‌ها فراهم آمده است که بدین وسیله می‌توان در خارج از برنامه نیز عملیات خاصی را بر روی نتایج انجام داد. (مجید غیاث ۱۳۹۱)

۲-۱۱- نحوه انجام آزمایشات

طبق مطالعه‌ی حاضر در مورد نحوه آزمایش جت‌های معکوس آشفته در یک کانال مربعی، در سال ۲۰۰۲ توسط ساغروانی آزمایشی انجام شده است، یک سطح مقطع مربعی شکل با دیواره‌های شیشه‌ای بسته از جنس پلکسی^۲ با ابعاد مساوی از هر طرف ($W=H=305\text{mm}$) ساخته شده است؛ یک نازل دمنده در مرکز بخش جریان کانال نصب شده است، جریان آب بصورت جت از نازل به درون محیط کانال دارای جریان یکنواخت خارج می‌شود. سرعت جت توسط یک سیستم (LDA) 2D، یک سیستم دینامیک ذرات تجزیه و تحلیل دوبعدی^۳ می‌باشد، در اندازه‌گیری مورد استفاده قرار گرفته است و نیز یک سیستم سه بُعدی مکانیزم به نام (LDA) مورد استفاده قرار داده شده است، به اشعه‌ی لیزر اجازه

^۲ Plexi
^۳ 2D Dantec

می‌دهد تا گام‌هایی به فاصله‌ی $2.5E-6$ متر را مورد تایید قرار دهد. برای سنجش دقیق آزمایش، در مجاری دستگاه ونتوری متر کالیبره شده قرار می‌دهند که جریان اصلی در آن برقرار می‌باشد. برای ایجاد محیطی آشفته، جریان اصلی ورودی کانال را کاهش می‌دهند. برای اندازه‌گیری دقیق سرعت در هسته‌ی جت در جریان محیط از نازلی به قطر 38.1 میلی‌متر تبدیلی برای کاهش قطر مورد نظر برای به قطر داخلی جت استفاده شده است. حداکثر خطا در اندازه‌گیری متوسط سرعت جریان و اندازه‌گیری‌های خطی L_p در این آزمایش کمتر از 5 درصد می‌باشد؛ به منظور بررسی اثر پارامترهای هندسی H/D و W/D در تعیین مقدار طول نفوذ جت L_p پرداختند با توجه به مقادیر مختلفی برای D در آزمون مورد استفاده قرار گرفته است. در این آزمایش مقدار سرعت کانال (U_0) را ثابت نگه داشته، درحالی‌که مقدار سرعت جت (U_j) از 3 برابر تا 75 برابر سرعت کانال متغییر بوده است. از لیزر برای تعیین مقدار طول نفوذ (L_p) در امتداد محور افقی جت که با شروع خروج جت عمل می‌کند، استفاده شده است. برای تعیین مقدار L_p ، فاصله‌ی نقطه‌ای می‌دانند که سرعت جت خارج شده از نازل صفر می‌شود. در نهایت نتیجه‌ی حاصل از آزمایش‌های انجام شده ضریب ثابت نفوذپذیری $K=2.7$ را انتخاب گردید. (Saghravani 2002)

۱۲-۲- اهداف مورد مطالعه

در این موضوع مورد مطالعه، سعی شده آزمایش تخلخل جت با محیط یکنواخت را با نرم‌افزار متن باز به نام OpenFOAM^۴ شروع به مدل‌سازی شود و نتایج حاصل از کارهای آزمایشگاهی ۲۰۰۲ ساغروانی را با نتایج مدل‌سازی عددی مقایسه شود و در مورد خطاها و تطبیق‌های پیش آمده بحث شود.

^۴ OpenFeild Operation and manipulation

فصل ۳ مواد و روش‌ها

۳-۱- مقدمه

جهت بررسی دقیق‌تر جزئیات مطرح شده در این پژوهش، نیاز است مشخصات مواد به کار رفته، دلایل استفاده از هر ماده، روش‌های استفاده از مواد و همچنین روش‌های نظری استفاده شده در پژوهش به تفصیل بیان می‌شود. از اینرو در این فصل با بیان مواد و روش‌های پژوهش، اطلاعات مورد نیاز برای بررسی و درک دقیق‌تر نتایج بدست‌آمده، ارائه شده است. پس از تشریح مواد بکار رفته، به بررسی نرم‌افزار OpenFOAM جهت بررسی درستی نتایج بدست آمده پرداخته است. سپس روش‌های حل معادلات توسط آن پرداخته می‌شود. مدل استفاده از معادلات آشفته را مورد بررسی قرار گرفته شده است. حاصل از کار آزمایشگاهی به منظور اعتبار سنجی نتایج حاصل از اجرای نرم‌افزار بکار گرفته شده نیز در انتهای همین فصل ارائه خواهد شد (Saghravani 2002).

۳-۲- معرفی نرم‌افزار OpenFOAM

نرم‌افزار OpenFOAM یک جعبه ابزار دینامیک سیالات محاسباتی است که قادر به مدل‌سازی مسائل شامل معادلات دیفرانسیل جزئی، از جمله جریان‌های لایه‌ای آشفته سیالات است. موارد قابل مدل‌سازی توسط این نرم‌افزار می‌تواند مساله‌های مربوط به جریان‌های آرام و آشفته، تک‌فازی و چند فازی، انتقال حرارت، واکنش شیمیایی، الکترومغناطیس و مکانیک جامدات و همچنین مساله‌های مربوط به معادلات اقتصادی نظیر قیمت گذاری و مالی اشاره نمود. این نرم‌افزار توسط "OpenCFD Ltd" تحت مجوز عمومی گنو^۵ ایجاد شده که متن اصلی برنامه‌ها و کلیه مدارک نیز بصورت رایگان و قانونی در دسترس عموم است. نرم‌افزار، بصورت مجموعه‌ای از کد که به زبان ++C نوشته شده است. این مجموعه در ایجاد حل‌کننده‌هایی برای مدل‌سازی مسایل مطرح در مهندسی مکانیک و نیز برای پیاده‌سازی مدل‌های فیزیکی مورد استفاده قرار می‌گیرد. به دلیل دسترسی به اصل برنامه، امکان کارهایی از جمله

^۵ GNU

تغییر و گسترش بخش‌هایی از آن برای کاربر فراهم خواهد بود که دلیل آن هسته‌ی اصلی انعطاف پذیر و کارآمد OpenFOAM است. این نرم‌افزار از روش عددی حجم محدود^۶ (FVM) برای حل معادلات دیفرانسیل با مشتقات جزئی استفاده می‌کند که در آن به هر شبکه‌بندی غیرساختار یافته سه‌بعدی، سلول‌های چند وجهی نسبت داده شده‌است. در این نرم‌افزار برای حل جریان سیال از الگوهای تکرار، سرعت - فشار ضمنی استفاده می‌شود و همچنین موازی‌سازی در حل و بخش‌بندی دامنه حل از مبانی به کار رفته در OpenFOAM می‌باشد. (OpenFOAM Foundation, 2013)

۳-۳- مواد مورد استفاده در این پژوهش

جهت مدل‌سازی مقطع مورد نظر از نرم‌افزار OpenFOAM نسخه‌ی 2.4.0 و از نرم‌افزار ParaView نسخه‌ی 4.10.0 برای پس‌پردازش در این برنامه استفاده شده است و همچنین جهت اجرای نرم‌افزار از سیستم عامل Ubuntu 14.04 بر روی رایانه‌ای با مشخصات جدول (۳-۱) به کار گرفته شده‌اند.

جدول ۳-۱ مشخصات رایانه‌ی استفاده شده در پژوهش

مشخصات	قطعه‌ی سخت‌افزاری
Asus P6T	برد اصلی
Intel Core i7-4109k CPU@2.2 GHz	پردازشگر
6 GB	حافظه
ATI 1G DDR5	کارت گرافیک

^۶ Finite Volume Method

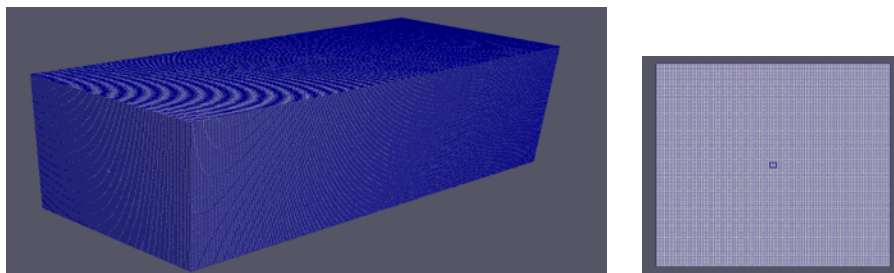
۳-۴- پیش پردازنده OpenFOAM

۳-۴-۱- مدل سازی هندسی

در مدل سازی، برای اینکه یک سری تنظیمات اولیه در خصوص مدل آشفته را از قبل در فایل های مبنای قرار گیرد از مثالی که در فایل های tutorial قرار دارد، فایل pitzaDaily فراخوانی شده است. ابتدا درون فایل boundary نرم افزار طبق مسیر دسترسی زیر `boundary>polyMesh>constant` ابعاد کانال را به اندازه 30 سانتی متر در 30 سانتی متر با طول 120 سانتی متر است که لوله ای نازل جت به طول 18 سانتی متر در وسط مقطع مربعی شکل کانال از یک سمت واقع شده است، کد نویسی می شود.

۳-۴-۲- شبکه بندی

با توجه به نوع مسئله و تحلیل جریان سیال، نوع شبکه بندی درون نرم افزار تعریف می گردد. نوع شبکه، تعداد و شکل المان ها در نواحی مختلف از مهم ترین بخش مسائل عددی در مکانیک سیالات محاسباتی بوده است که نیاز به دقت بالا جهت کاهش خطای نمونه و صرفه جویی در حافظه دستگاه و زمان همگرایی می باشد. برای ایجاد مناسب ترین شبکه در مدل سازی عددی، مدل را با 7 مش بندی متفاوت مورد بررسی قرار گرفته شده است. برای اینکه به توان بهترین مش بندی مورد نظر انتخاب شود مش بندی 20 میلی متر سپس 10 میلی متر را انجام داده و مقایسه می شود. با توجه به اینکه تفاوت نتایج بسیار است این مش بندی را ریزتر می شود. سپس در مش بندی فواصل 5 میلی متر و 3 میلی متر، نتایج بدست آمده بسیار به یکدیگر نزدیک می باشد، با توجه به انتخاب مش بندی با فواصل بیشتر که منجر به تعداد المان های کمتر می شود در نتیجه خطا را در محاسبات بالا برده، گویای آن است که جواب های مدل عددی وابسته به شبکه بندی مدل است در نهایت مش بندی با فواصل 3 میلی متر مورد تایید قرار گرفته است. که در این مدل تعداد 2346170 المان ایجاد می گردد، المان های ایجاد شده مکعب شکل 8 گره ای می باشد و مش بندی بصورت مکعبی و چهار وجهی می باشد که در پیوست 1 ارائه شده است.



(b)

(a)

شکل ۱-۳ نمایی از فضای شبیه سازی شده و شبکه بندی (a,b)

۳-۵- حل کننده (SimpleFoam) OpenFOAM

با توجه به این که مدل عددی دارای جریان آشفته، تراکم ناپذیر و نیوتنی می باشد، از حل معادلات به روش RANS استفاده می شود. در این نرم افزار حل به روش حجم محدود می باشد؛ زمان حل بسته به افزایش اندازه دامنه ی حل، بصورت خطی افزایش می یابد. کاربر می تواند همگرایی حل را به صورت دینامیک از طریق مشاهده مقادیر مختلف خروجی مشاهده کند و نسبت به همگرایی قضاوت کند تا در صورت لزوم زمان حل را کاهش دهد. معادلات دیفرانسیل از نوع دو معادله ای به روش $k-\epsilon$ می باشد که زیر مجموعه معادلات RANS می باشد تا کاربر از دقت پاسخها حداکثر اطمینان را داشته باشد. در این نرم افزار از حلگر SimpleFoam استفاده گردیده است. دو الگوریتم معمول و رایج در روش حل عددی حجم محدود، الگوریتم "SIMPLE" (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equation) و "PISO" (Pressure Implicit with Splitting of Operators) می باشند، به منظور حل معادلات غیرخطی و کوپل شده ناویر استوکس، مورد استفاده قرار می گیرند. الگوریتم "PISO" یک روش موثر برای حل معادلات ناویر استوکس در مسائل جریان ناپایا است. شایان ذکر است که از الگوریتم "SIMPLE" نیز بیشتر برای حل جریانات پایا استفاده می شود. با توجه به اینکه جریان پایا می باشد از روش الگوریتم "SIMPLE" استفاده می گردد. از روش الگوریتم "SIMPLE" استفاده می شود که به معادله ناویر-استوکس اجازه می دهد با یک پروسه ی تکراری که بصورت زیر خلاصه شرح داده می شود اقدام کند:

۱. تنظیم شرایط مرزی

۲. حل معادله حرکت گسسته برای محاسبه میدان سرعت متوسط

۳. محاسبه شار جرم در منطقه سلول

۴. حل معادله فشار و تحت جریان اعمال شده

۵. تصحیح جرم ماده‌ی در منطقه سلول

۶. تصحیح سرعت بر اساس مقدار فشار جدید

۷. بروز رسانی شرایط اولیه

۸. تا همگرایی تکرار می شود

برای اینکه در نرم‌افزار مشخص شود "SIMPLE" درون فایل `constant>RASProperties` در قسمت `RASModel` کلمه‌ی `kEpsilon` تایپ می‌کنید و گزینه‌های `turbulence` و `printcoeffs` را `on` می‌کنید. درون فایل `constant>transportProperties` گزینه‌ی `transportModel` را `Newtonian` معرفی می‌کنید. برای رسیدن به همگرایی مطلوب، چرخه‌ی تکرار معادلات دارای گام زمانی 0.00001 در نظر گرفته شده‌است که با توجه به عدد کورانت باید کمتر باشد و ثبت وقایع را هر 100 گام زمانی و تعداد تکرار را تا 1000 مرتبه برای رسیدن به همگرایی در نظر گرفته شده است که در پیوست ۱ نیز ارائه شده است.

۳-۶- پس پردازنده (Paraview) OpenFOAM

Paraview یک برنامه منبع باز، که کار تجزیه و تحلیل داده‌های چند پلت فرم^۷ و تجسم گرافیکی مدل عددی را نشان می‌دهد. می‌تواند با استفاده از این نرم‌افزار به راحتی با تکنیک‌های کمی و کیفی، داده‌های مدل در حالت دو بعدی و سه بعدی یا برنامه نویسی شده را مورد بررسی قرار داد. در این بسته نرم افزاری کلیه نتایج حاصل از حل کد، به صورت مداری و گرافیکی با نرم افزار Paraview قابل بررسی است. در این نرم‌افزار به کاربر اجازه می‌دهد حداکثر خروجی را در حداقل زمان ممکن از نتایج حل استخراج نماید.

^۷ multi-platform

۳-۷- تعیین شرایط مرزی

تعیین و تنظیم شرایط مرزی یکی از اساسی ترین مراحل در کاربرد دینامیک سیالات محاسباتی می باشد. شرایط مرزی با توجه به فیزیک مسئله انتخاب می شوند. تعریف شرایط مرزی در این مدل، با توجه به ماهیت مسئله به نحوه زیر صورت گرفته و در شکل آورده شده است.

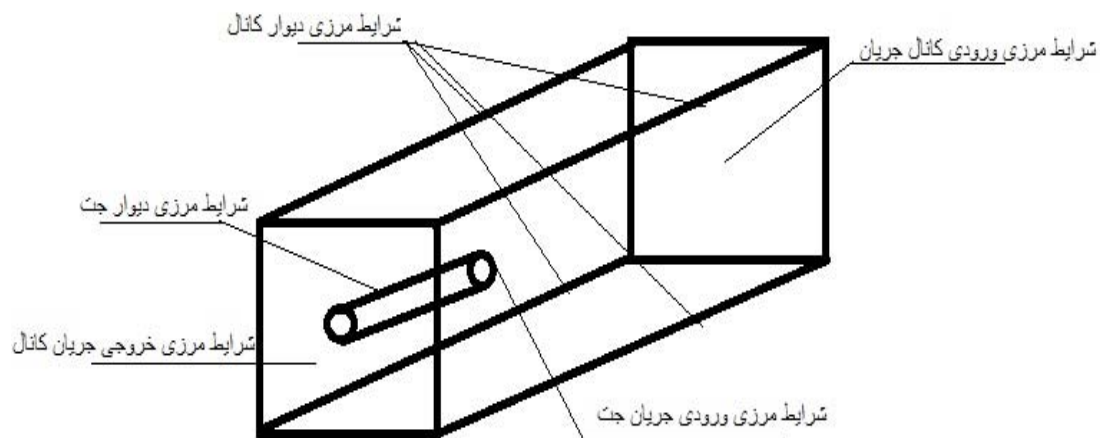
❖ چهار طرف دیواره کانال مدل : شرط مرزی دیواره (بدون جریان)

❖ چهار طرف دیواره لوله جت مدل : شرط مرزی دیواره (بدون جریان)

❖ ورودی کانال مدل : شرط مرزی ورودی با سرعت معلوم

❖ ورودی جت مدل : شرط مرزی ورودی با سرعت معلوم

❖ خروجی مدل : شرط مرزی خروجی با فرض فشار صفر پاسکال



شکل ۳-۲ شرایط مرزی مسئله

جدول ۲-۳ مشخصات مرزها و جریان در مساله

پارامتر	مقدار	واحد	پارامتر	مقدار	واحد
سرعت ورودی کانال در جهت X	-۱	m/s	چگالی اب	۱۰۰۰	kg/m ²
سرعت ورودی کانال در جهت y	۰	m/s	فشار ورودی کانال	۰	Pa
سرعت ورودی جت در جهت X	۱	m/s	فشار ورودی جت	۰	Pa
سرعت در اطراف دیوار های جت	۰	m/s	سرعت در اطراف دیوار های کانال	۰	m/s
سرعت ورودی جت در جهت y	۰	m/s	لزجت دینامیکی	۱e-۶	m ² /s

۳-۸- معادلات حاکم

معادلات حرکت سیال همگن بر اساس سه قانون بقای فیزیک استوار است و از آنجا که در بیشتر کاربردهای مهندسی، مقدار متوسط کمیت قابل اندازه‌گیری در جریان سیال مورد نظر است، از فرض پیوستگی استفاده گردیده است.

معادلات پایداری حرکت سیال در شکل دیفرانسیل آن از قوانین زیر استخراج می شوند.

۱- قانون بقای جرم (پیوستگی)

۲- قانون بقای اندازه حرکت (مومنتم)

۳- قانون بقای انرژی

دستگاه معادلات بدست آمده را معادلات ناویر-استوکس می نامند که به عنوان معادلات مدل و حاکم بر جریان سیال در این تحقیق مورد استفاده قرار گرفته‌اند. همانطور که می دانیم، دو روش برای طرح صریح و ضمنی توسط پژوهشگران بکار برده می‌شوند، اما اولین گام تصمیم‌گیری در مورد انتخاب یکی از روش‌های فوق می باشد. در طرح‌های صریح مشتقات فضایی از مقادیر متغیرهای که در گام‌های زمانی پیشین معلوم شده‌اند، محاسبه می‌شوند. در صورتیکه در طرح‌های ضمنی برای تخمین مشتقات فضایی از متغیرهای نامشخص در آغاز گام زمانی استفاده می‌کنند که منجر به معادلات بهم وابسته‌ای می‌شود که بایستی بطور همزمان حل شوند. طرح‌های صریح از لحاظ برنامه‌نویسی بسیار ساده هستند ولی گام زمانی مورد استفاده در آنها بوسیله‌ی معیار پایداری انتقال (عدد کورانت) محدود می‌شود. $(c=\alpha*(\Delta t/\Delta x))$. این در حالی است که طرح‌های ضمنی محدودیت مقدار عدد کورانت را ندارد و سریعتر به حالت پایدار رسیده و همگرا می‌شوند. با توجه به اینکه نرم‌افزار مورد نظر به روش صریح حل می‌گردد از روش صریح استفاده می‌شود. این دستگاه معادلات در حالت کلی بصورت زیر بیان می‌شوند:

۱- معادله پیوستگی

معادله پیوستگی یا معادله بقای جرم در یک سیال بصورت زیر بیان می‌شود:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho U) = 0 \quad (1-3)$$

که برای جریان تراکم ناپذیر بصورت زیر در می‌آید:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad \Rightarrow \quad \frac{\partial u}{\partial x} = 0 \quad (2-3)$$

۲- معادله مومنتم

معادلات ناویر - استوکس، معادلات مومنتم حاکم بر جریان سیالات نیوتنی لزج می‌باشند که برای جریان تراکم ناپذیر بصورت زیر بیان می‌گردد.

$$\rho \frac{D\mathbf{U}}{Dt} = -\nabla P + \mathbf{B} + \mu \nabla^2 \mathbf{U} \quad (۳-۳)$$

در معادلات بالا، \mathbf{U} بردار سرعت، P بیانگر فشار، \mathbf{B} نیروی حجمی و μ لزجت دینامیکی سیال می‌باشد و $\frac{D}{Dt}$ و ∇^2 دو اپراتور برداری هستند که به ترتیب بیانگر مشتق و لاپلاسیان می‌باشند. آشفتگی پدیده‌ای است که در جریان بسیاری از سیالات وجود دارد، معادلات حاکم بر جریان سیال نیوتنی، ناویر-استوکس است که متاسفانه بجز در جریان‌های بسیار ساده، حل تحلیل آن در دست نیست. به طور کلی برای تحلیل و پیش‌بینی رفتار جریان سیال در هندسه‌های مختلف معادلات دیفرانسیل ناویر-استوکس با شرایط مرزی مناسب باید حل شوند. (White, 1991)

برای جریان‌های آشفتگی متغیرهای سرعت و فشار بطور کامل وابسته به زمان می‌باشند، حال اگر بخواهند آنها را بصورت دو جزء متوسط و نوسانی در معادلات ناویر-استوکس بکار ببرند یک سری پارامترهای مجهول در معادله ظاهر می‌شود که به آنها در اصطلاح تنش رینولدزی گفته می‌شوند. با قراردادن سرعت و مقدار تفکیک شده در معادله ناویر-استوکس و ساده سازی آن، معادله بصورت زیر در می‌آید:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{u}_i \bar{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\nu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \right] - \overline{u'_i u'_j} \quad (۴-۳)$$

در معادله بالا $\overline{u'_i u'_j}$ در اصطلاح تنش رینولدز یا تنش آشفتگی گفته می‌شود. (Wilcox 2006)

۳-۸-۱ فرضیه بوزینیسک

این فرضیه، رابطه اساس و مبنای مفهوم لزجت گردابه‌ای است و بر این اصل بنا نهاده شده که مولفه‌های تنش رینولدزی متناسب با گرادیان سرعت متوسط می‌باشد. این رابطه به صورت زیر بیان می‌گردد:

$$-\rho u'_i u'_j = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3}\rho k \delta_{ij} \quad (۵-۳)$$

که در معادله S_{ij} تانسور نرخ کرنش متوسط است که بصورت زیر محاسبه می‌شود:

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_i}{\partial x_j} + \frac{\partial w_j}{\partial x_i} \right) \quad (۶-۳)$$

با جاگذاری در رابطه بالا، رابطه بوزینیسک بصورت زیر ساده می‌شود،

$$-\rho u'_i u'_j = \mu_t \left(\frac{\partial w_i}{\partial x_j} + \frac{\partial w_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3}\rho k \delta_{ij} \quad (۷-۳)$$

که در روابط بالا S_{ij} نرخ کرنش متوسط و δ_{ij} دلتای کرونکر می‌باشد که بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$\delta_{ij} = 0, \delta_{ij} = 1 \quad (۸-۳)$$

برای جریان تراکم ناپذیر به دلیل پیوستگی برابر صفر در نظر گرفته می‌شود.

(شاهرخ خانی ۱۳۸۹)

۳-۸-۲ مدل استاندارد $k-\varepsilon$

این مدل رایج‌ترین مدل آشفتگی است که در اغلب نرم‌افزارهای دینامیک سیالات محاسباتی بصورت پیش فرض قرار دارد. مدل $k-\varepsilon$ استاندارد یک مدل نیمه تجربی است که بر اساس معادلات انتقال برای انرژی جنبشی آشفته و نرخ پراکندگی آشفتگی می‌باشد. در تحلیل جریان‌های آشفته با مدل $k-\varepsilon$ استاندارد که بیشترین کاربرد را بین دیگر مدل‌ها دارند، ثابت‌های معادلات و نیز استخراج خود معادلات توسط اسپالدینگ^۸ و لاندن^۹ صورت گرفته است. مدل استاندارد در اعداد رینولدز بالا بیشتر مورد استفاده قرار می‌گیرد. در روش $k-\varepsilon$ استاندارد که یک روش نیمه تجربی است، معادله k دقیقاً از ترکیب معادلات رینولدز حاکم بر جریان مشتق می‌شود. اما معادله ε حاکم، توسط شواهد تجربی و آزمایشگاهی و روابط ریاضی حاصل می‌گردد. در مدل $k-\varepsilon$ فرض می‌شود که جریان بطور کامل آشفته است و اثرات مولکولی لزجت قابل صرف نظر کردن می‌باشد. بنابراین مدل استاندارد $k-\varepsilon$ فقط برای جریان‌های آشفته معتبر است. این مدل برای طیف وسیعی از مسائل نسبتاً مشکل به خوبی کار می‌کند. (Spalding & Launder, 1974)

۳-۸-۲-۱- تعیین ضرایب موجود در مدل $k-\varepsilon$

ثابت‌های مدل $C_{\varepsilon 1}$ ، $C_{\varepsilon 2}$ ، C_{μ} ، σ_{ε} ، σ_s دارای مقادیر زیر هستند:

جدول ۳-۳ ضرایب ثابت مدل $k-\varepsilon$

$C_{\varepsilon 1}$	$C_{\varepsilon 2}$	C_{μ}	σ_{ε}	σ_s
۱.۴۴	۱.۹۲	۰.۰۹	۱.۳	۱.۰

این مقادیر قراردادی از آزمایش‌های با هوا و آب برای جریان‌های برشی آشفته بدست می‌آیند و تجربه آزمایشگاهی نشان داده که مقادیر مناسبی می‌باشند. اگرچه مقادیر قراردادی ثابت‌های مدل که استاندارد هستند افراد بیشتری قبول دارند، اما می‌توان آنها را در مدل لزج (در صورت نیاز) تغییر داد.

^۸ Launder

^۹ Spalding

پس از تعریف این ثابت‌ها ، روابط ارائه شده برای انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ اضمحلال انرژی بیان می‌شود. بر اساس این رابطه زیر نشان دهنده‌ی انرژی جنبشی آشفتگی است:

$$k = \frac{3}{2} (UI)^2 \quad (9-3)$$

در این رابطه K انرژی جنبشی آشفتگی، U سرعت متوسط و I شدت آشفتگی می‌باشد. بطور کلی شدت آشفتگی برابر است با نسبت برآیند نوسانات سرعت به میانگین سرعت در یک جریان آشفته که بر اساس شرایط جریان به دسته‌های زیر تقسیم می‌شود.

۱. شدت آشفتگی زیاد : در این حالت جریان با سرعت زیاد در یک مسیر با شکل پیچیده مانند

حرکت جریان در یک توربین، حرکت می‌کند. در این جریان‌ها، شدت آشفتگی بین ۵ تا ۲۰ درصد تغییر می‌کند.

۲. شدت آشفتگی متوسط : جریان‌هایی که در مسیرهای غیرپیچیده مانند لوله‌های بزرگ یا با

سرعت کم در حرکت هستند از این گروه جریان‌ها می‌باشد که دارای شدت آشفتگی بین ۱ تا ۵ درصد هستند.

۳. شدت آشفتگی کم : جریان‌هایی که از یک سیال ثابت به وجود می‌آید دارای شدت آشفتگی

کم هستند. این جریان‌ها معمولاً در اطراف ماشین‌ها، زیر دریایی‌ها و هواپیماها اتفاق می‌افتد و دارای شدت آشفتگی کمتر از ۱ درصد است.

در پژوهش با توجه به شدت آشفتگی متوسط محاسبات مورد توجه قرار گرفته شده است.

علاوه بر این، در این مدل بر اساس ضرایب ارائه شده می‌توان رابطه‌ی زیر را برای نرخ اضمحلال انرژی بیان کرد.

$$\varepsilon = \frac{C_\mu^{0.75} k^{1.5}}{l} \quad (10-3)$$

در این رابطه k انرژی جنبشی آشفتگی از رابطه (۹-۳) l مقیاس طول آشفتگی و C_μ یکی از ثابت های جدول (۳-۳) است. جهت بدست آوردن طول آشفتگی در مدل سازی عددی توصیه های متفاوتی ارائه شده است که یکی از پرکاربردترین آن ها استفاده از کوچکترین بعد المان تولید شده در شبکه ی حل به عنوان طول آشفتگی می باشد. اما در این پژوهش بعد ورودی جریان در نظر گرفته شده است. مقیاس طول آشفتگی برابر ۱۰٪ عرض در ناحیه ورودی می باشد

$$l = 0.1D \quad (m) \quad (11-3)$$

D = قطر کانال یا جت

مدل $k-\varepsilon$ دو متغیر جدید را به دستگاه معادلات اضافه می کند. بنابراین معادله ی پیوستگی به صورت زیر بازنویسی می شود:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (12-3)$$

و معادله ی مومنوم نیز به شکل زیر در می آید:

$$\frac{\partial \rho U_i}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i U_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \rho'}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) + S_M \right] \quad (13-3)$$

SM برآیند نیروهای کالبدی، μ_{eff} لزجت موثر است که تلاطم را در نظر می‌گیرد و p' فشار اصلاح شده در رابطه‌ی زیر می‌باشد.

$$p' = p + \frac{3}{2}\rho k + \frac{3}{2}\mu_{eff} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \quad (۱۴-۳)$$

مدل $k-\varepsilon$ همانند مدل صفر معادله‌ای، بر پایه‌ی مفهوم لزجت گردابه‌ای می‌باشد بنابراین:

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t \quad (۱۵-۳)$$

• مدل سازی لزجت آشفتگی

μ_t لزجت آشفتگی است. مدل $k-\varepsilon$ فرض می‌کند که لزجت آشفتگی با انرژی جنبشی آشفتگی و اتلاف به صورت زیر مرتبط است:

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (۱۶-۳)$$

که در اینجا C_μ ثابت مدل $k-\varepsilon$ است.

• معادلات انتقال برای مدل استاندارد $k-\varepsilon$

مقدار k و ε بصورت مستقیم از معادلات انتقال دیفرانسیل برای انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ اتلاف آشفتگی بدست می‌آید:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + P_k - \rho \varepsilon + P_{kb} \quad (۱۷-۳)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \varepsilon) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] \\ + \frac{\varepsilon}{k} (C_{e1} P_k - C_{e2} \rho \varepsilon + C_{e1} P_{kb}) \end{aligned} \quad (18-3)$$

P_k و P_ε اثر نیروهای شناوری (ثقلی) را بیان می‌کنند. P_k تولید آشفتگی ناشی از نیروهای لزجی است، که به صورت زیر مدل شده است :

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_i} + \frac{\partial U_j}{\partial x_j} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \left(3\mu_t \frac{\partial U_k}{\partial x_k} + \rho k \right) \quad (19-3)$$

برای جریان‌های تراکم‌ناپذیر $\frac{\partial U_k}{\partial x_k}$ کوچک است و ترم دوم در قسمت سمت راست معادله به صورت خیلی موثری در تولید شرکت نمی‌کند و صفر در نظر گرفته می‌شود. (Wilcox 2006)

۳-۹- جداول اولیه

با استفاده از فرمول‌ها مقدار k و ε محاسبه گردیده و بصورت جداول گردآوری شده است. این ارقام جداول برای مدل ۵ با مقطع ثابت ابعاد کانال با دریچه ورودی با قطرهای لوله‌ی جت متفاوت گردآوری شده است که از ورودی‌های آزمایشگاهی (سرعت کانال و سرعت جت و قطر لوله) استفاده شده و با فرمول‌های بالا محاسبه گردیده است.

جدول ۳-۴ مشخصات کانال با قطر ۱.۵ میلی متری

	$D(mm)$	$U_j(m/s)$	$U_m(m/s)$	k_j	$\epsilon_j(m^2/s^2)$	k_m	$\epsilon_m(m^2/s^2)$
1	1.5	1.5359	0.407	0.008846	0.91144	0.000621	8.4799E-05
2	1.5	2.3703	0.44	0.021069	35002.3	0.000726	0.00010714
3	1.5	2.968	0.453	0.033034	57702.6	0.00077	0.00011692
4	1.5	3.3434	0.403	0.041919	40162.9	0.000609	8.2323E-05
5	1.5	4.0562	0.445	0.061698	78787.16	0.000743	0.00011084
6	1.5	6.6565	0.435	0.166159	19512.74	0.00071	0.00010353
7	1.5	9.2332	0.465	0.319695	0133.198	0.000811	0.00012646
8	1.5	8.9326	0.412	0.299218	2962.179	0.000637	8.7963E-05
9	1.5	11.5199	0.425	0.497655	5773.384	0.000677	9.6555E-05
10	1.5	13.4405	0.445	0.677426	7786.610	0.000743	0.00011084
11	1.5	15.2013	0.424	0.866548	6488.883	0.000674	9.5875E-05
12	1.5	22.1276	0.418	1.836115	464.2725	0.000655	9.1862E-05

جدول ۳-۵ مشخصات کانال با قطر ۳ میلی متری

	$D(mm)$	$U_j(m/s)$	$U_m(m/s)$	k_j	$\epsilon_j(m^2/s^2)$	k_m	$\epsilon_m(m^2/s^2)$
1	3	5.7901	0.4225	0.12572	41551.24	0.000669	9.4861E-05
2	3	6.9119	0.416	0.179154	53363.41	0.000649	9.055E-05
3	3	8.0964	0.427	0.245819	75494.66	0.000684	9.7924E-05
4	3	9.6759	0.419	0.351086	9414.113	0.000658	9.2523E-05
5	3	10.98585	0.417	0.452583	7664.166	0.000652	9.1204E-05
6	3	12.3959	0.42	0.576219	5751.239	0.000662	9.3187E-05
7	3	14.546	0.4188	0.793448	1135.387	0.000658	9.2391E-05
8	3	16.2135	0.4206	0.985791	0902.536	0.000663	9.3587E-05

جدول ۳-۶ مشخصات کانال با قطر ۶ میلی متری

	$D(mm)$	$U_j(m/s)$	$U_m(m/s)$	k_j	$\epsilon_j(m^2/s^2)$	k_m	$\epsilon_m(m^2/s^2)$
1	6	2.9	0.39	0.031538	53381.1	0.00057	7.461E-05
2	6	3.5366	0.4227	0.046903	78186.2	0.00067	9.5E-05
3	6	4.7655	0.4225	0.085162	80617.6	0.000669	9.486E-05
4	6	5.9071	0.425	0.130852	96285.12	0.000677	9.655E-05
5	6	6.6592	0.4226	0.166294	57136.18	0.00067	9.493E-05
6	6	7.6287	0.4225	0.218239	92088.27	0.000669	9.486E-05
7	6	8.4576	0.4239	0.268241	04687.38	0.000674	9.581E-05
8	6	9.08	0.43	0.309174	07985.47	0.000693	0.0001
9	6	12.9996	0.4143	0.633711	1553.138	0.000644	8.944E-05
10	6	12.4522	0.4234	0.581465	4271.121	0.000672	9.547E-05
11	6	14.7265	0.4286	0.813262	852.200	0.000689	9.903E-05
12	6	19.9666	0.4211	1.494994	5989.500	0.000665	9.392E-05

جدول ۷-۳ مشخصات کانال با قطر ۹ میلی متری

	$D(mm)$	$U_j(m/s)$	$U_m(m/s)$	k_j	$\varepsilon_j(m^2/s^2)$	k_m	$\varepsilon_m(m^2/s^2)$
1	9	0.6491	0.2763	0.00158	0.01147	0.000286	2.653E-05
2	9	1.2725	0.3164	0.006072	0.08639	0.000375	3.984E-05
3	9	1.6457	0.3137	0.010156	0.18687	0.000369	3.883E-05
4	9	2.6	0.42	0.02535	0.7369	0.000662	9.319E-05
5	9	2.15	0.3164	0.017334	0.41668	0.000375	3.984E-05
6	9	3.35	0.43	0.042084	57623.1	0.000693	0.0001
7	9	4.3	0.43	0.069338	33343.3	0.000693	0.0001
8	9	5.606	0.44	0.117852	38662.7	0.000726	0.0001071
9	9	7.5074	0.437	0.211354	74005.17	0.000716	0.000105
10	9	7.8552	0.438	0.231391	32161.20	0.000719	0.0001057
11	9	9.8197	0.45	0.361599	69912.39	0.000759	0.0001146
12	9	11.7754	0.405	0.519975	45628.68	0.000615	8.356E-05

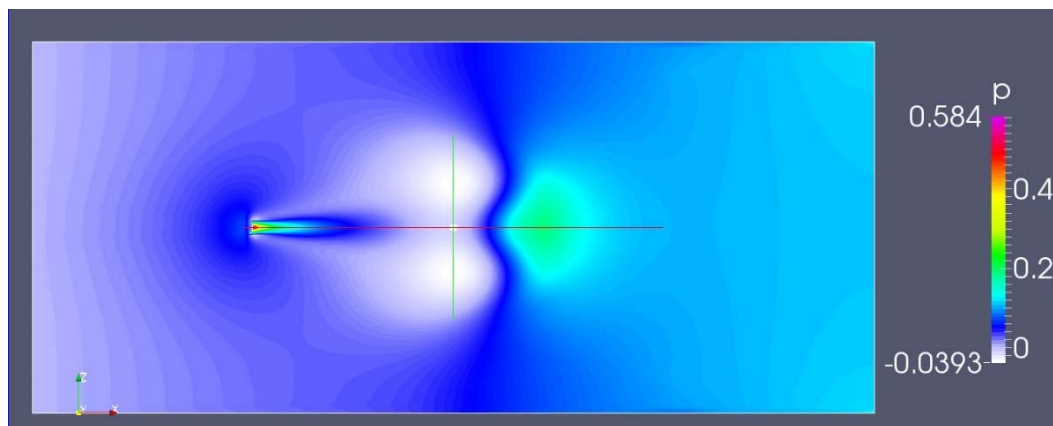
جدول ۸-۳- مشخصات کانال با قطر ۱۲ میلی متری

	$D(mm)$	$U_j(m/s)$	$U_m(m/s)$	k_j	$\varepsilon_j(m^2/s^2)$	k_m	$\varepsilon_m(m^2/s^2)$
1	12	2.4612	0.4317	0.022716	0.4688	0.000699	0.000101
2	12	3.1684	0.4364	0.037645	0.0016.1	0.000714	0.000105
3	12	3.4609	0.4334	0.044917	30351.1	0.000704	0.000102
4	12	4.5348	0.4378	0.077117	93239.2	0.000719	0.000106
5	12	6.1835	0.4344	0.143384	43448.7	0.000708	0.000103
6	12	7.9153	0.4348	0.234945	59372.15	0.000709	0.000103
7	12	9.927	0.4386	0.369545	76108.30	0.000721	0.000106
8	12	10.8979	0.4145	0.445366	69827.40	0.000644	8.96E-05
9	12	11.277	0.4149	0.47689	09499.45	0.000646	8.98E-05

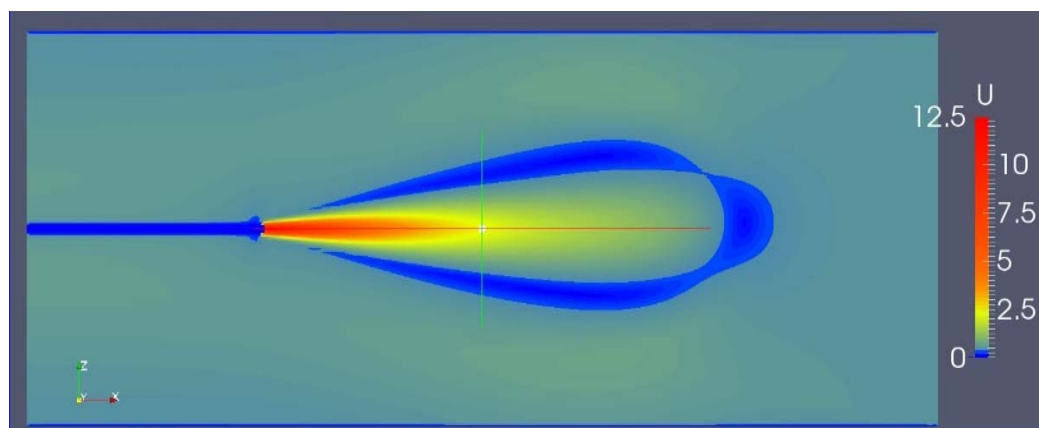
فصل ٤ نتایج و بحث

۴-۱- مقدمه

پس از انجام کلیه تغییرات در فایل مینا، برای هر کدام یک از ردیف‌های جداول (۳-۴) تا (۳-۸) محاسبات تحلیل با نرم‌افزار انجام گردید، پس از رسیدن به همگرایی درون نرم‌افزار، با استفاده از نرم‌افزار Paraview شروع به استخراج طول نفوذ جت از مدل تحلیل شده پرداخته شد. نمودارهای ارائه شده حاصل نتایج آزمایشگاهی با نتایج عددی می‌باشد. نتایج مدل‌سازی که در ادامه ملاحظه می‌شود، بیانگر تحلیل و عملکرد مناسب نرم‌افزار طبق ورودی‌های آزمایشگاهی می‌باشد. تنظیم شرایط و پارامترها به‌طوری که محیط انجام آزمایشات را به خوبی شبیه‌سازی کند از اهمیت بالای برخوردار است.



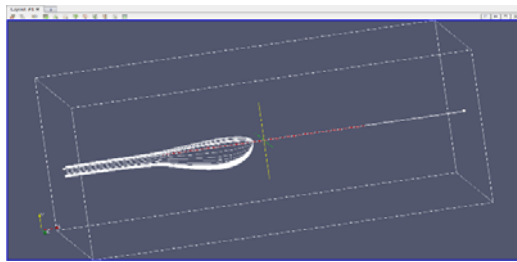
شکل ۴-۱ جریان فشار در اطراف جت با نسبت سرعتی ۱۰ برابر جریان اصلی کانال با قطر جت ۶ میلی‌متر



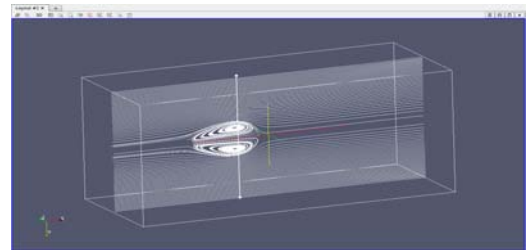
شکل ۴-۲ جریان سرعت در اطراف جت با نسبت سرعتی ۲۰ برابر جریان اصلی کانال با قطر جت ۶ میلی‌متر

با توجه به شکل (۴-۱) و (۴-۲) جت آب پس از خروج از نازل دارای بیشترین سرعت می‌باشد، همچنین در زمان خروج بیشترین فشار را ایجاد می‌کند. با طی مسافتی در مقابل جریان یکنواخت سرعت و انرژی خود را از دست داده تا به صفر برسد. در زمان نفوذ به جریان یکنواخت، یک جریان آشفته‌ی دایروی ایجاد می‌کند، جت با از دست دادن سرعت در جهت مخالف با زاویه‌ای که از مسیر جریان اصلی خود می‌گیرد مسیر دایروی را ایجاد می‌کند. در مرکز این دایره سرعت و فشار صفر می‌باشد. کمترین فشار و سرعت که برابر با صفر است را در زمان معکوس شدن جت به حالت حلقوی و در زمان حداکثر طول نفوذی که جت طی می‌کند، اتفاق می‌افتد که به آن نقطه سکون گفته می‌شود. در تمام مدل‌های استخراج شده با استفاده از نرم افزار Paraviwe برای بدست آوردن نقطه‌ی سکون تنظیمات زیر درون نرم افزار لحاظ گردیده است. پس از باز کردن نرم افزار ابتدا از قسمت Properties گزینه‌ی Mesh Parts را انتخاب می‌شود تا تمامی مرزهای اطراف مدل نمایان گردد، در قسمت Volume Fields فشار و سرعت را انتخاب می‌شود و در انتها روی Apply کلیک می‌گردد. از روی نوار ابزار Paraview آیکن Stream Tracer انتخاب شده تا تنظیمات مربوط به خطوط جریان اعمال شود. در بخش Properties (Stream Tracer) برای خطوط جریان Vectors را U انتخاب می‌کنید. در قسمت Integration Parameters در قسمت Integration Direction گزینه BOTH را انتخاب گردد و در Integration Step Unit گزینه Cell Length را انتخاب می‌شود. برای نمایش منطقه‌ی خاص در راستای X، Y و Z همچنین بین راستای این صفحات از seeds آیکن Seed Type گزینه‌ی High Resolution Line Source را انتخاب می‌شود که مختصات منطقه‌ای که نیازمند پیمایش هست انتخاب می‌شود. برای بدست آوردن نقطه‌ی سکون با توجه به اینکه در طول کانال واقع است از مختصات را در راستای محور صفحه‌ی X تنظیم می‌شود در محدوده‌ی ابتدای خروجی نازل تا ابتدای کانال؛ در قسمت Resolution عدد ۵۰۰ انتخاب می‌گردد که تراکم خطوط جریان بیشتری را نمایش دهند؛ سپس Apply می‌کنید تا اعمال شود. از منوی بالای paraview قسمت Filters بخش Data Analysis گزینه‌ی Plot Over Line را انتخاب می‌کنید تا نمودار سرعت در راستای محور X نمایش دهد. از این نمودار برای تعیین

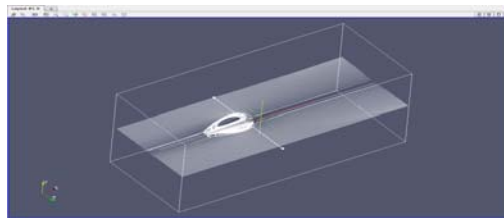
مکان نقطه‌ی سکون استفاده می‌شود که برای U_0 یعنی سرعت در محور x طبق مختصاتی که در Stream Tracer وارد شده است، همانند آن را باید در Plot Over Line اعمال کند تا نمودار مورد نظر نمایان شود که در آن نمودار مکان صفر شدن سرعت جت که نقطه‌ی سکون نام دارد را نمایش می‌دهد. با توجه به اینکه نقطه‌ی سکون ایجاد گردیده است؛ در انتهای نفوذ جت ما یک سطح سکون نیز ایجاد می‌گردد که باعث منحرف شدن جت و جریان یکنواخت می‌شود. با توجه شکل های ایجاد شده در نرم افزار در سرعت های متفاوت، ملاحظه می شود منطقه‌ی سکون که به شکل نیم دایره می باشد با افزایش سرعت جت این منطقه از نظر مساحت گسترش می یابد و نیز از نیم دایره به نیم دایره‌ی ناقص تغییر وضعیت می دهد که در سرعت‌های بالا شکلی مانند گلابی در می‌آید. در ادامه خطوط جریان در راستای صفحه‌ی x, y و z نمایش می‌گردد.



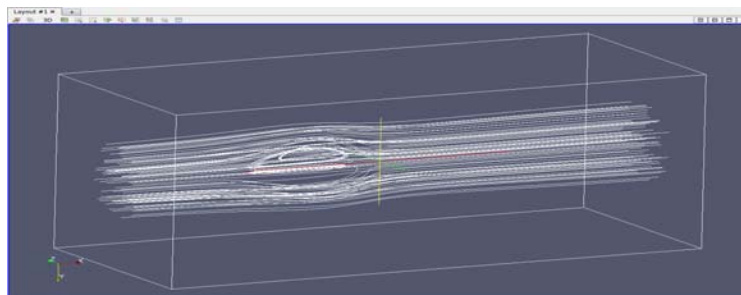
(a)



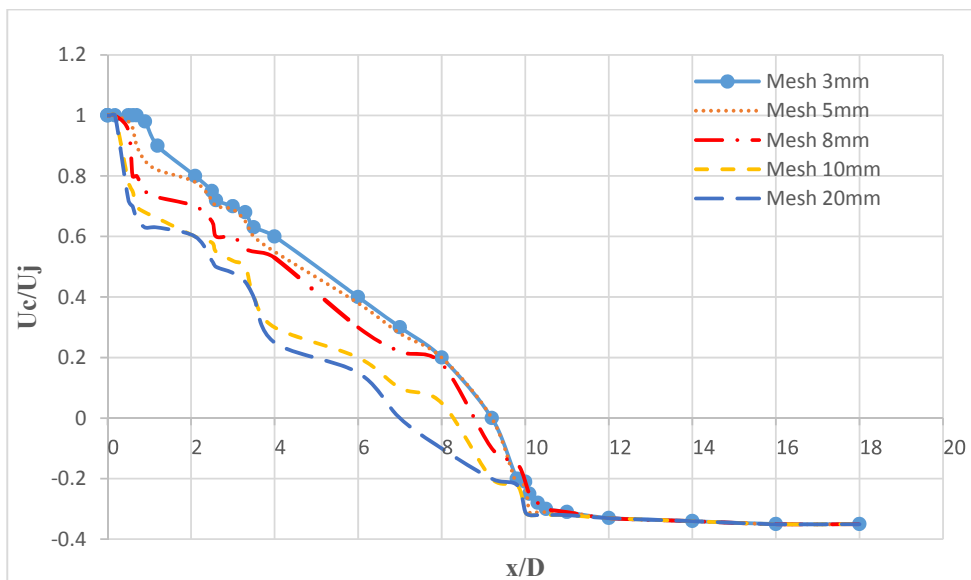
(b)



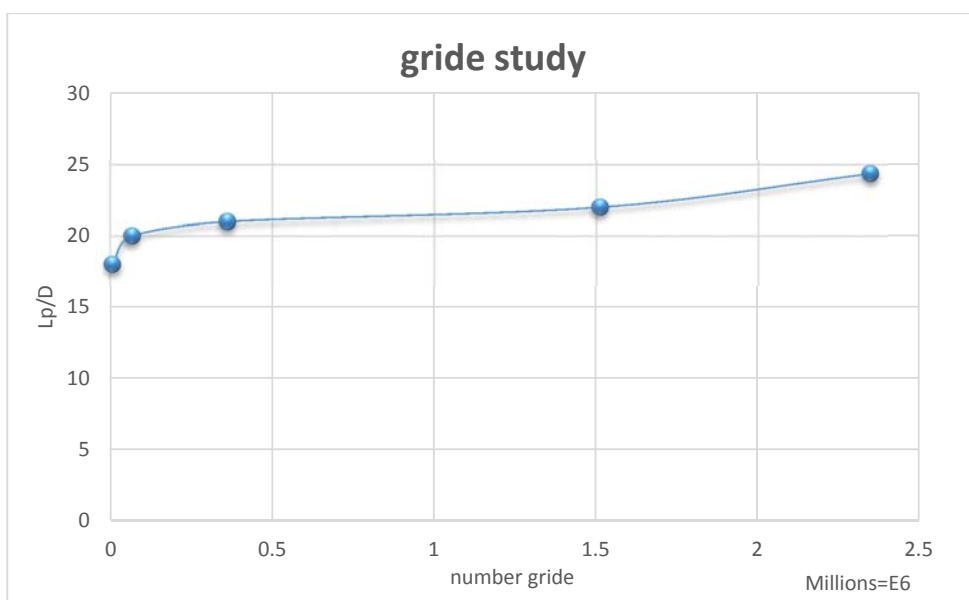
(c)



شکل ۳-۴ خطوط جریان در: (a) محور x ، (b) محور y ، (c) محور z و نمایای سه بعدی جریان



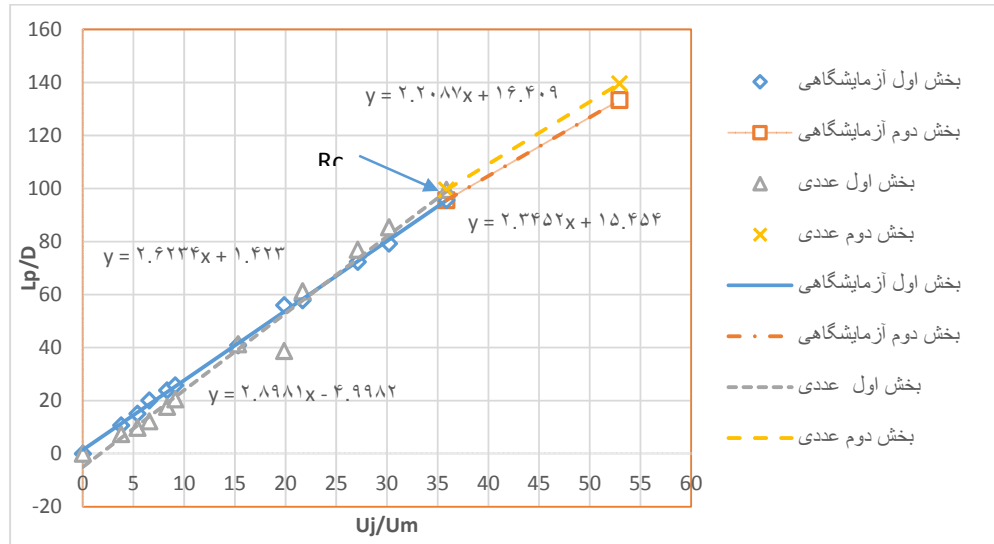
شکل ۴-۴ مش بندی متفاوت در مدل با قطر ۹ میلی متر برای $R = 10$



شکل ۴-۵ gride study در مدل با قطر ۹ میلی متر برای $R = 10$

با توجه به آزمایش‌های انجام شده در یک کانال با ۵ مش بندی متفاوت، در نهایت مش بندی مطلوب حاصل گردیده است. نمودار بالا نشان دهنده مش بندی با فواصل ۳، ۵، ۸، ۱۰ و ۲۰ میلی متر می باشد که درون مدل به ترتیب دارای ۲۳۴۶۱۷۰، ۱۵۱۰۲۷۲، ۳۶۰۹۱۳، ۶۶۲۹۱ و ۷۸۶۶ سلول ایجاد کرده

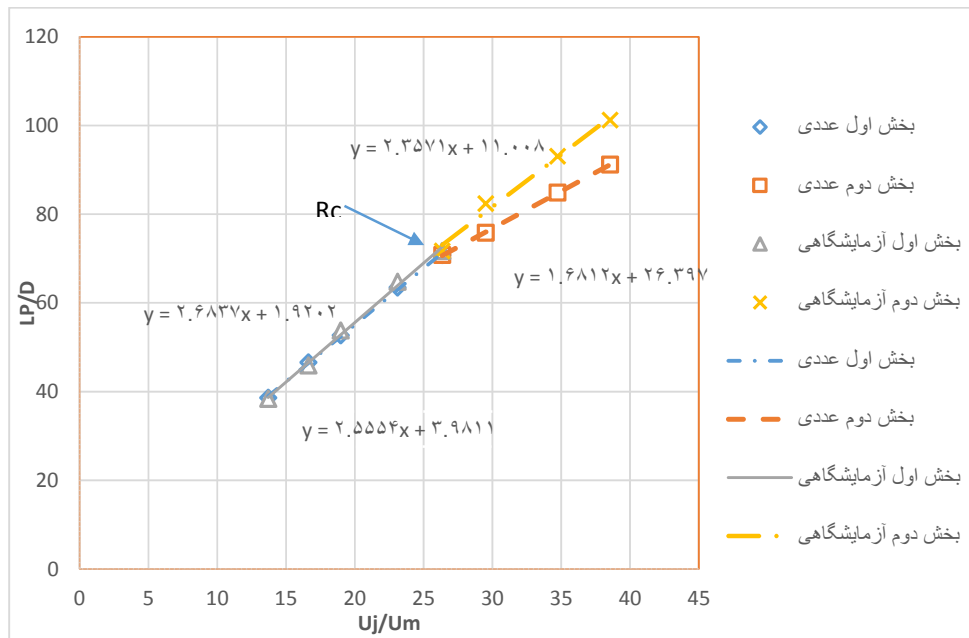
است. طبق اطلاعات بدست آمده از نمودار مش بندی را بر مبنای ۳ میلی متر انجام داده و بر اساس همین مش بندی محاسبات را ادامه داده شده است.



شکل ۴-۶ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت ها برای جت خروجی ۱.۵ میلی متری

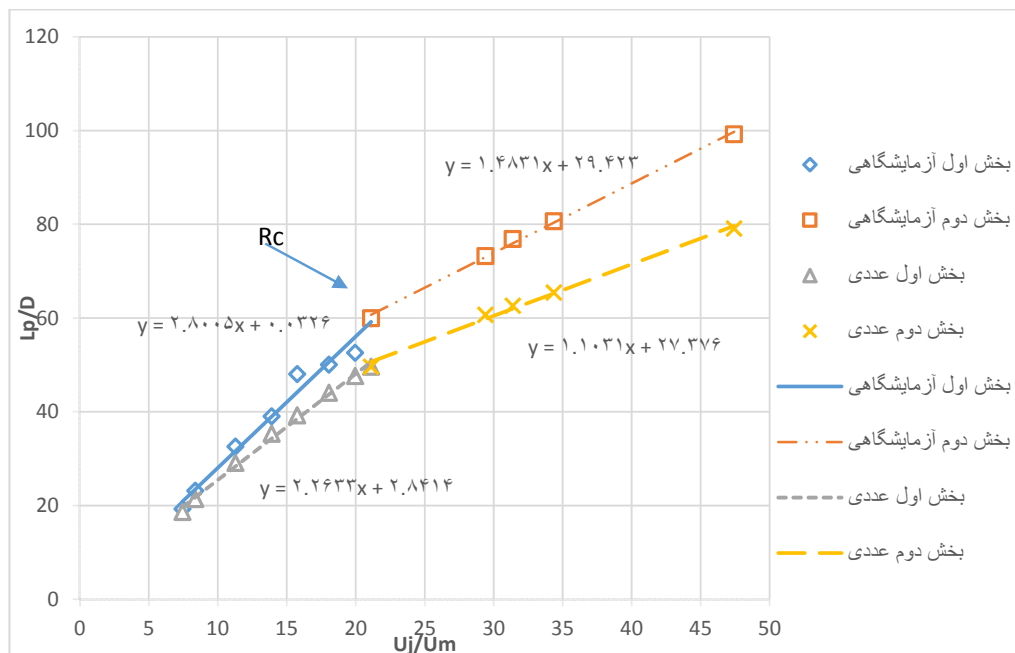
شکل (۴-۶) جت با قطر ۱.۵ میلی متر می باشد. همانطور که در شکل مشاهده می شود، نمودار بی بُعد مشخص شده است. بدین منظور ناحیه ای از نتایج کار آزمایشگاهی با نتایج حاصل از کار عددی بسیار به یکدیگر نزدیک می باشد، حتی در برخی نقاط هم پوشانی وجود دارد. برای بدست آوردن مقدار Rc (نسبت سرعت بحرانی: نسبت سرعت مشخصی است که با توجه به افزایش مقدار سرعت نسبی R درون نمودار، طول نفوذ جت به قطر جت از شیب خط خود پیروی نمی کند و دارای مقدار کمتری نسبت به مقدارهای بدست آمده طبق نسبت سرعت می باشد. در نقطه ای که این اتفاق رخ دهد سرعت بحرانی در آن مدل اتفاق گردیده است)، همانطور که در نمودار مشاهده می گردد، قسمت نتایج آزمایشگاهی دارای دو بخش می باشد که بخش اول مربوط به گروهی است که تناسب نسبت R با نسبت Lp/D هم خوانی دارد و بصورت یک خط با شیب ۲.۶۲ و خطی دیگر که نسبت R با نسبت Lp/D شیبی برابر با ۲.۲ می باشد. نقطه ای ۳۷.۵ در مدل آزمایشگاهی سرعت بحرانی معرفی شده است؛ در نتایج مدل عددی همانند مدل آزمایشگاهی دوبخش مشاهده شده است، در قسمت اول دارای شیب ۲.۸۹ بدست آمده است، در

بخش دوم دارای شیب ۲.۳۴ می باشد. نقطه‌ی سرعت بحرانی نیز در ۳۷.۵ لحاظ گردیده است. در آزمایش‌های در سال ۱۹۷۳ بل تاوس و در سال ۱۹۹۱، ۱۹۹۵ و ۱۹۹۵ لام و در سال ۱۹۹۱ کونینگ و در سال ۱۹۹۵ یودا برای این آزمایش سرعت بحرانی را $Rc < 37.5$ در نظر گرفته‌اند.



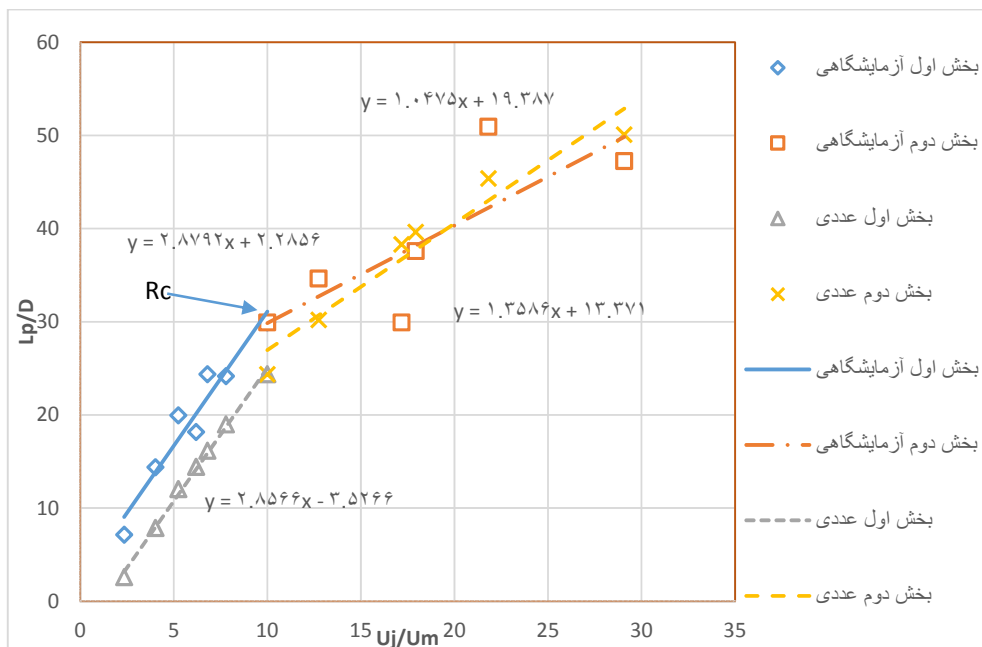
شکل ۴-۷ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت ها برای جت خروجی ۳ میلی متری

شکل (۴-۷) نمودار جت با قطر ۳ میلی‌متر می‌باشد. در شکل بالا نمودار بی بُعد می‌باشد؛ بدین لحاظ که ناحیه‌ای از نتایج آزمایشگاهی و عددی با یکدیگر هم‌پوشانی دارد که شیب خط نزدیک به هم می‌باشد. در ادامه با افزایش نسبت R با تغییر شیب خط همراه است. که نقطه‌ی سرعت بحرانی را مشخص می‌کند. در بخش اول آزمایشگاهی شیب خط ۲.۶۸ می‌باشد، در بخش عددی هم با شیب خیلی نزدیک برابر با ۲.۵۵ مشاهده می‌شود. در بخش دوم نتایج آزمایشگاهی شیب خط به ۲.۳۵ تبدیل می‌شود که در بخش دوم عددی این شیب به ۱.۶۸ تبدیل می‌شود. سرعت بحرانی در این قسمت آزمایشگاهی با عددی کاملاً با هم مطابقت دارد و برابر با $Rc=26$ می‌باشد.



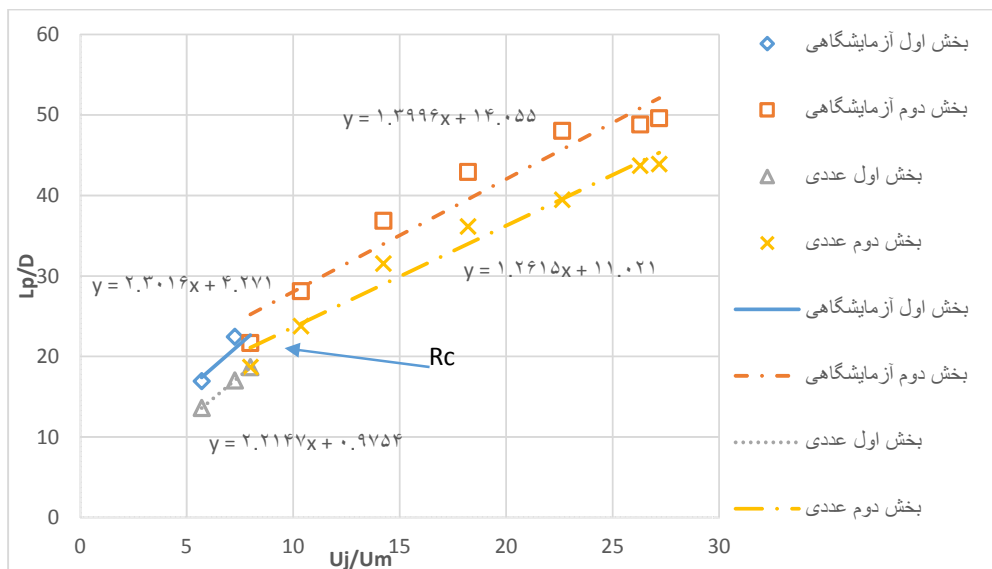
شکل ۴-۸ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت ها برای جت خروجی ۶ میلی متری

در شکل (۴-۸) نمودار قابل مشاهده می باشد، بخش اول نتایج آزمایشگاهی خطی با شیب ۲.۸ می باشد که در بخش نتایج مدل عددی این شیب به ۲.۲۶ می رسد. در بخش دوم آزمایشگاهی این شیب خط به ۱.۴۸ تغییر می کند که در مدل عددی، شیب خط به عدد ۱.۱ تبدیل پیدا می کند. سرعت بحرانی در این قطر جت با توجه به مکان تغییر اندازه ی شیب خط در نقطه ی $Rc=21.12$ می باشد که این مکان در نمودار نتایج روش آزمایشگاهی و روش عددی تفاهم دارد.



شکل ۹-۴ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت ها برای جت خروجی ۹ میلی متری

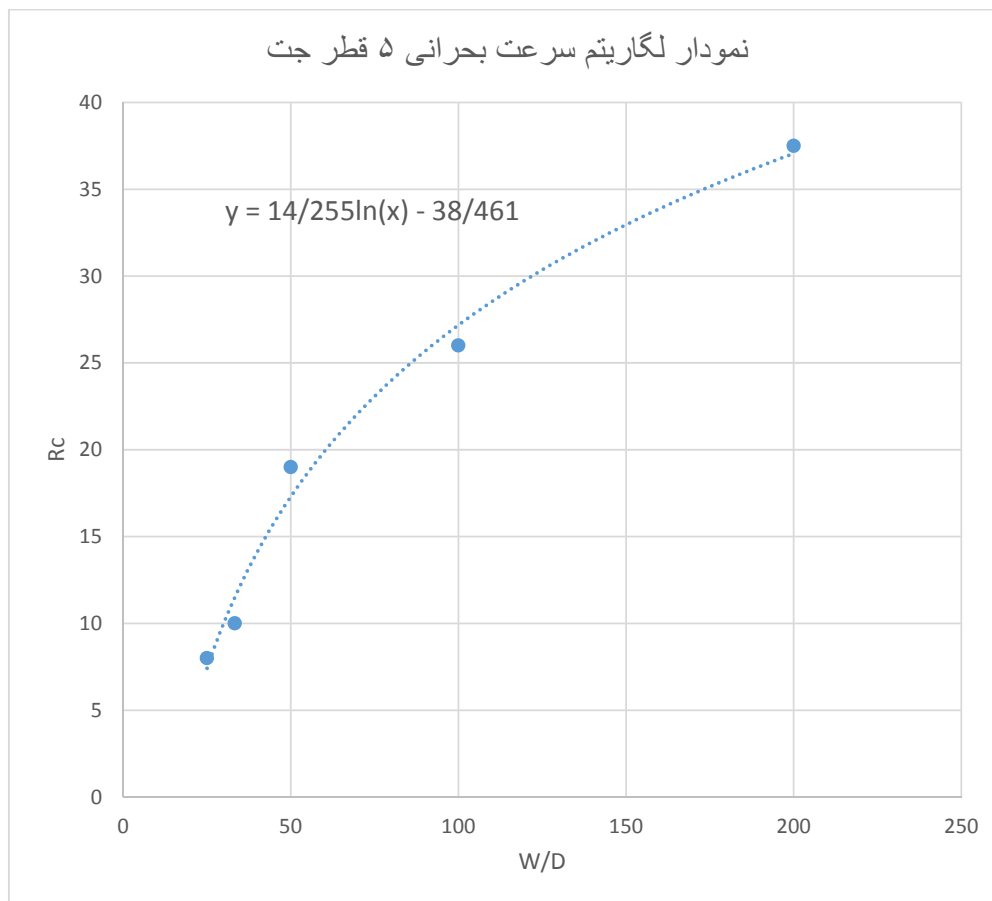
در شکل (۹-۴) نمودار قابل رویت می باشد، در بخش اول نتایج آزمایشگاهی خطی با شیب ۲.۸۷ می باشد که در بخش اول نتایج مدل عددی این شیب به ۲.۸۵ می رسد. در بخش دوم آزمایشگاهی این شیب خط به ۱.۰۴۷ تغییر می کند که در مدل عددی شیب خط به عدد ۱.۳۵ تبدیل می شود. سرعت بحرانی در این قطر جت با توجه به تغییر مکان اندازه ی شیب خط در نقطه ی $Rc=10$ می باشد. مکان سرعت بحرانی در نمودار نتایج روش آزمایشگاهی و روش عددی تفاهم خوبی را در این نقطه دارند.



شکل ۴-۱۰ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت ها برای جت خروجی ۱۲ میلی متری

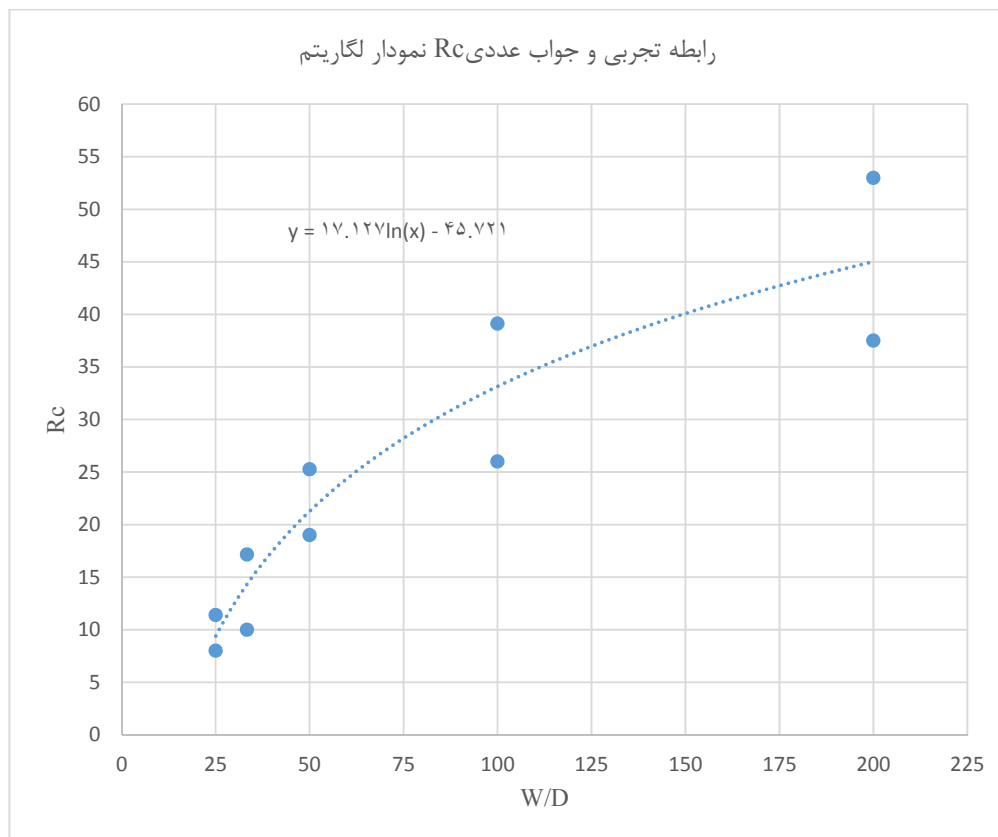
در شکل (۴-۱۰) نمودار قابل رویت می باشد، در بخش اول نتایج آزمایشگاهی خطی با شیب ۲.۳۰ تشکیل می شود که در بخش نتایج مدل عددی این شیب به ۲.۲۱ می رسد. در بخش دوم آزمایشگاهی این شیب خط به ۱.۳۹۹ تغییر پیدا می کند که در مدل عددی شیب خط به عدد ۱.۲۶ می رسد. سرعت بحرانی در این قطر جت با توجه به تغییر مکان اندازه ی شیب خط در نقطه ی $Rc=7.99$ می باشد. موقعیت مکان سرعت بحرانی در نمودار نتایج به روش آزمایشگاهی و روش عددی تفاهم وجود دارد.

همانطور که در شکل (۴-۳) تا (۴-۸) مشاهده می گردد با افزایش قطر نازل جت، ناحیه بخش اول نتایج آزمایشگاهی و نتایج عددی که بصورت خطی با شیب معین می باشد، کاهش می یابد و ناحیه بخش دوم که در نتایج عددی با آزمایشگاهی تفاوت مشخصی دارد و نمی توان در ناحیه دوم معادله ی خط مشخصی را مطرح نمود. اگرچه شیب خط نتایج عددی با نتایج آزمایشگاهی در بخش دوم بسیار به یکدیگر نزدیک می باشد.



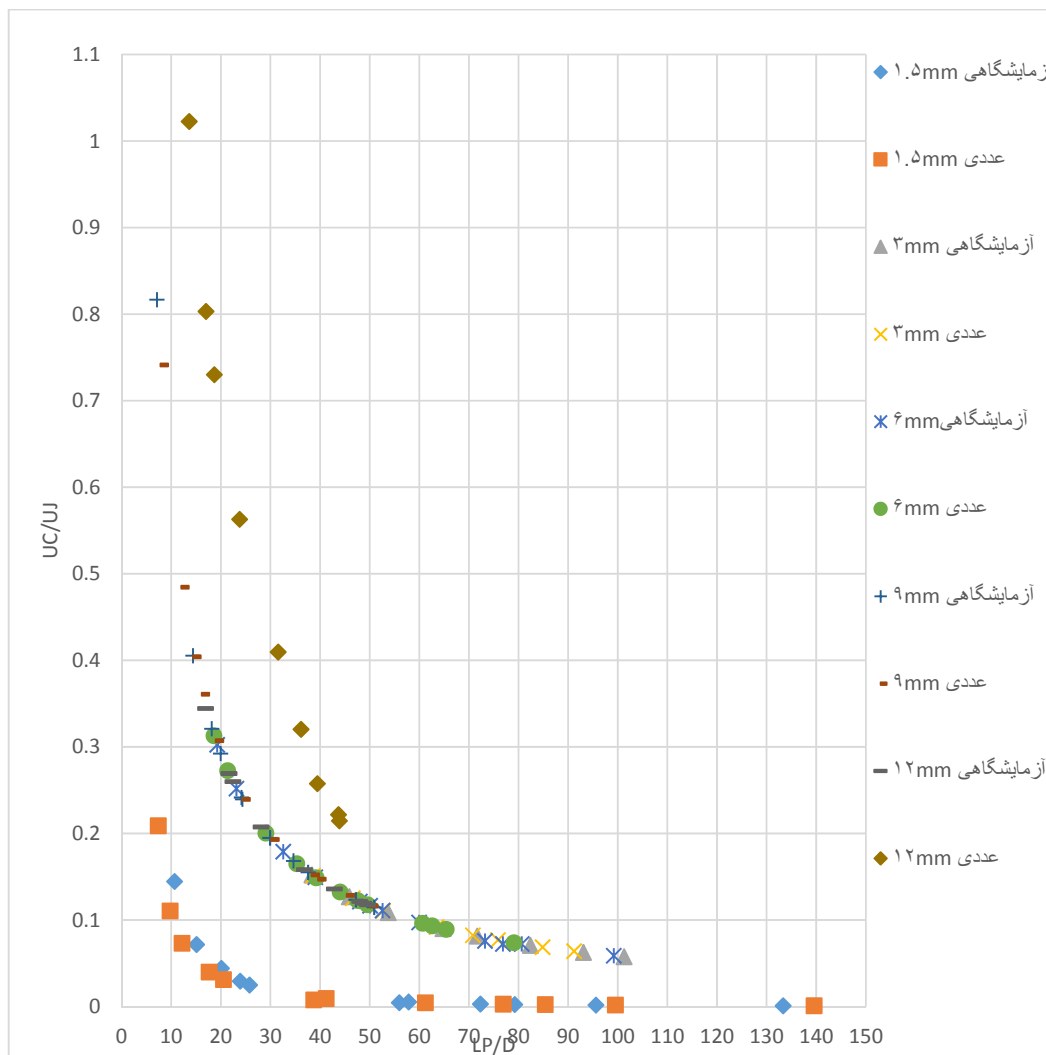
شکل ۴-۱۱ نمودار لگاریتم سرعت بحرانی

با استفاده از نقاط سرعت بحرانی ۵ مدل نمودار لگاریتمی شکل (۴-۱۱) رسم گردید. از این نمودار با توجه به نقاط سرعت‌های بحرانی، می‌توان سرعت‌های بحرانی دیگر نسبت‌های قطر کانال اصلی به قطر جت را بدست آورد که از رابطه‌ی لگاریتمی نمودار در طراحی‌ها می‌توان استفاده کرد.



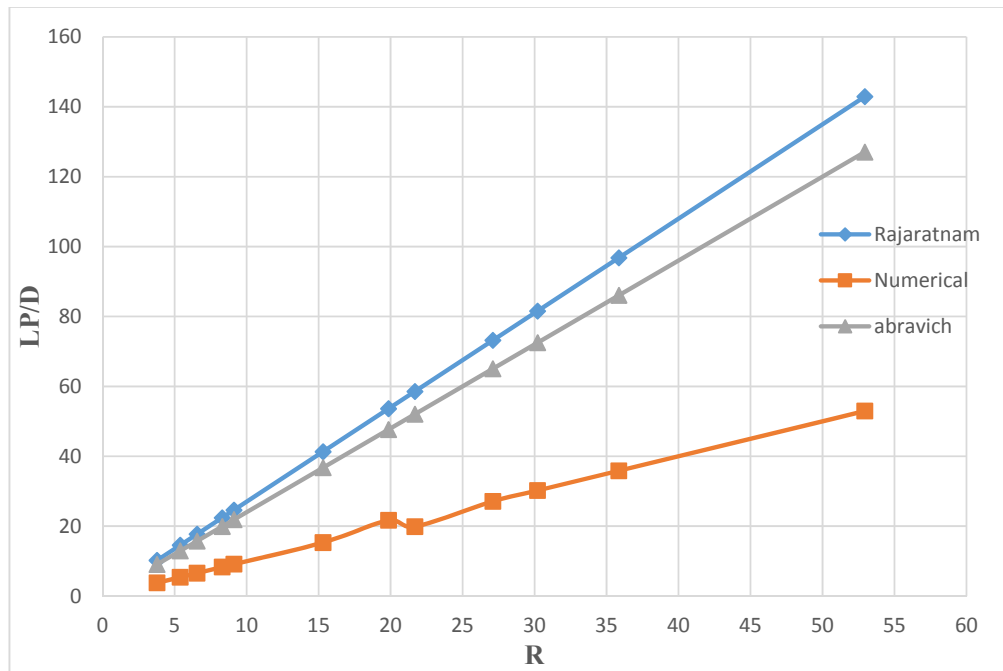
شکل ۴-۱۲ نمودار لگاریتم مدل عددی با رابطه تجربی

با توجه به نمودار شکل (۴-۱۲) مشاهده می‌شود که نتایج حاصل از رابطه‌ی (۲-۳) ، جواب عددی بدست آمده اختلاف زیادی را در جت‌هایی با نسبت قطرهای بیشتر از ۵۰ قطر کانال به قطر جت مقدار Rc دارا می‌باشد. اما برای نسبت‌های کمتر از ۵۰ قابل استفاده می‌باشد. خط لگاریتمی ارائه شده تقریب خوبی است برای روش عددی و روش آزمایشگاهی که می‌توان از آن استفاده کرد که برای بدست آوردن کانال‌ها با قطرهایی که در بازه اعلام شده در نمودار می‌باشد. از آنجایی که تغییر در طول نفوذ جت از نسبت قطر کانال به قطر جت تبعیت می‌کند می‌توان اینطور تفسیر نمود که جت مورد نظر یک جت محدود می‌باشد.

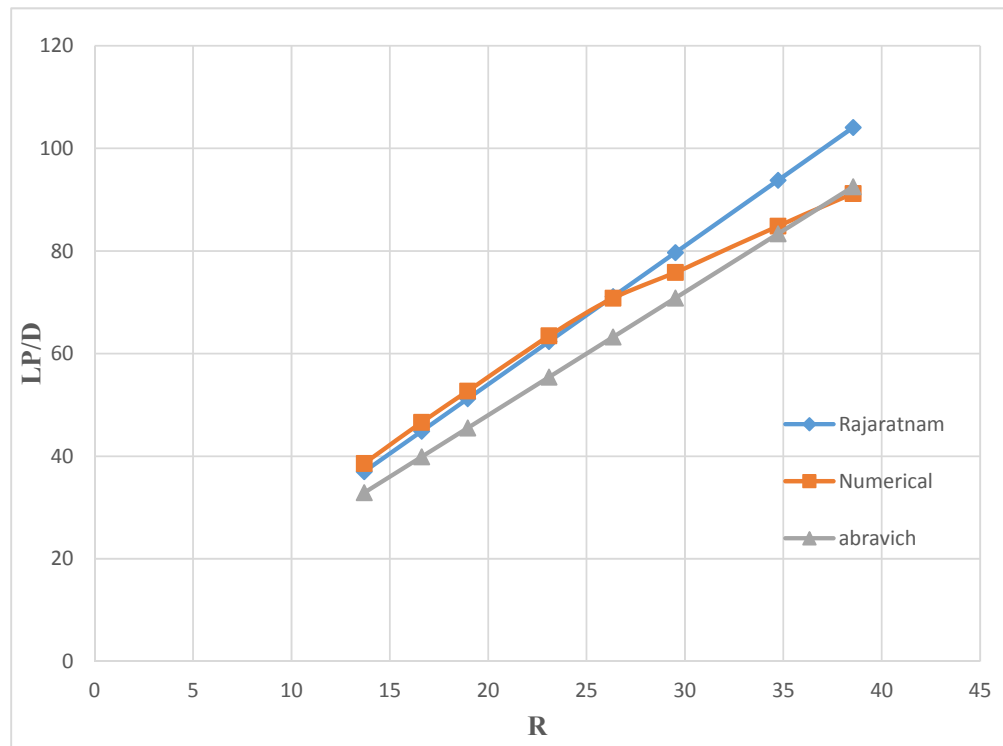


شکل ۴-۱۳ نمودار سرعت فروپاشی نسبت به طول نفوذ با قطر برای مدل آزمایشگاهی و عددی

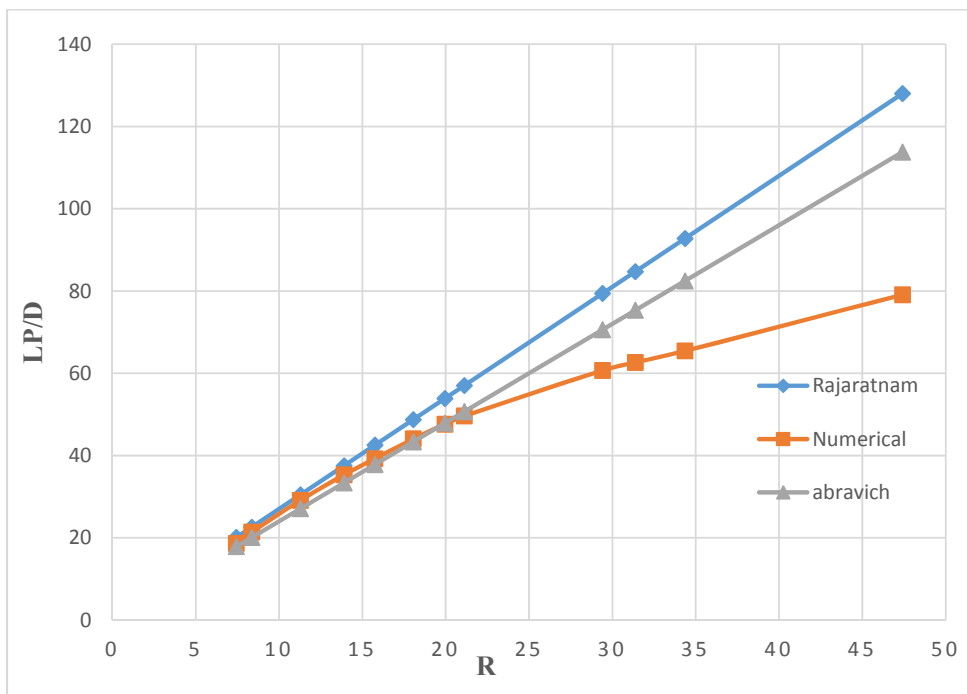
با توجه به نمودار شکل (۴-۱۳) مشاهده می‌شود سرعت فروپاشی با توجه به رابطه‌ی (۲-۵) استفاده گردیده است با احتساب $C=5.8$ ، طبق نتایج حاصل از نمودار مشاهده می‌شود تمامی مدل‌های آزمایشگاهی مطابقت کاملی را با مدل عددی دارد و سرعت فروپاشی را می‌توان با استفاده از خط لگاریتمی که هر کدام از جت‌ها تولید کرده‌اند برای مدل آزمایشگاهی می‌توان استفاده کرد.



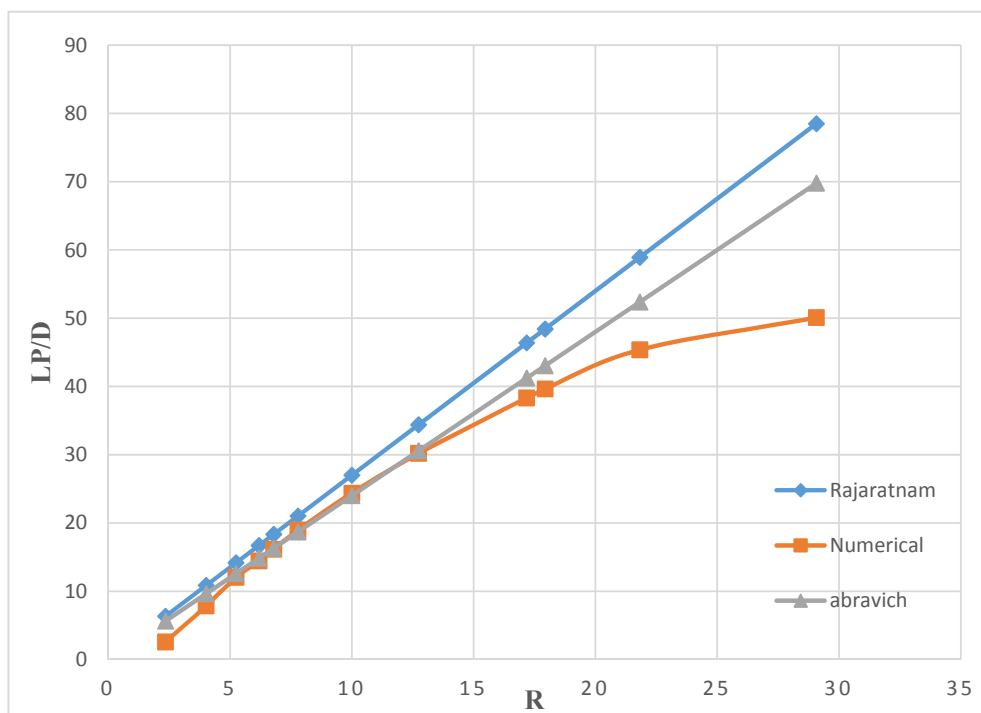
شکل ۴-۱۴ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت‌ها برای جت خروجی ۱.۵ میلی متری با روابط تجربی



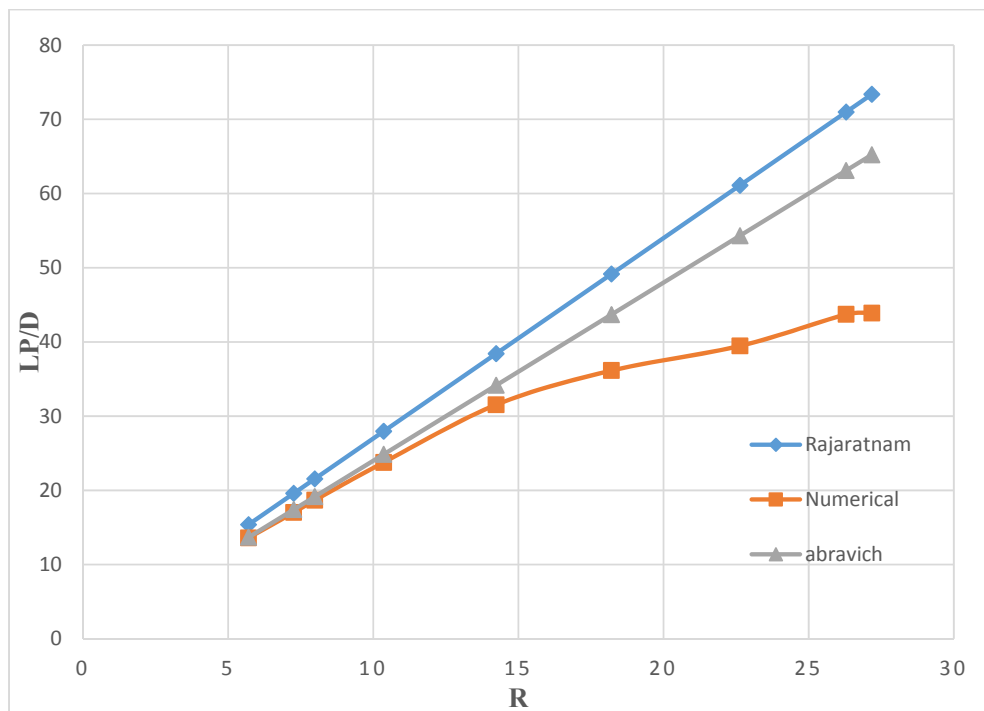
شکل ۴-۱۵ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت‌ها برای جت خروجی ۳ میلی متری با روابط تجربی



شکل ۴-۱۵ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت‌ها برای جت خروجی ۶ میلی متری با روابط تجربی



شکل ۴-۱۷ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت‌ها برای جت خروجی ۹ میلی متری با روابط تجربی



شکل ۴-۱۸ نمودار طول نفوذ با نسبت سرعت‌ها برای جت خروجی ۱۲ میلی متری با روابط تجربی

شکل های از (۴-۱۳) تا (۴-۱۸) تفاوت رابطه‌های (۲-۴) و (۲-۵) را با مدل عددی بدست آمده نمایش می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌گردد، مدل عددی در نقاط قبل از سرعت بحرانی همخوانی خوبی با هر دو رابطه‌ی تجربی دارد، اما در نقاط بعد از سرعت بحرانی هیچ تناسبی با هم ندارند.

فصل ۵ نتیجه‌گیری و پیشنهادها

۵-۱- مقدمه

پایان نامه حاضر با هدف بررسی رخداد حرکت چرخشی جت معکوس درون کانال که در ادامه تحقیقات قبلی می‌باشد. مدل‌سازی عددی به کمک منبع باز OpenFOAM انجام گرفته است که نتایج زیر را از آن کسب گردیده است.

- همانطور که در نتایج آزمایشگاهی مطرح شده برای $R < 3$ نتایج قابل قبولی در مورد ضریب ثابت نفوذپذیری (k) ایجاد نشده است؛ در روش عددی در بخش نتایج مدل‌سازی نیز همانند مدل آزمایشگاهی نتوانسته است عدد مشخصی را برای ثابت نفوذپذیری اعلام کند.
- در مدل‌سازی با نرم‌افزار برای نسبت‌های سرعت جت به سرعت جریان اصلی $10 < R < 3$ بین نمونه‌های مدل آزمایشگاهی و مدل عددی، تطابق بیشتری برای عدد ثابت نفوذپذیری (k) حاصل شده است.
- تغییرات طول نفوذ بیشتر در مناطق اندازه‌گیری نشان می‌دهد که هر چه نسبت D/W کوچکتر باشد نسبت بین L_p/D و R به رابطه‌ی خطی نزدیک‌تر می‌باشد بطوریکه با افزایش D/W به یک رابطه‌ی خطی محدود می‌شود.
- برای $R > 10$ در هر دو مدل آزمایشگاهی و عددی نمی‌توان رابطه‌ی قابل اعتمادی ارائه کرد و امکان مشخص کردن ضریب نفوذپذیری مشخصی وجود ندارد.
- افزایش (D/W) منجر می‌شود که R_c کاهش یابد همچنین مشخص می‌باشد ابعادی که برای جت و مجرا اختصاص داده شده در تعیین مقدار R_c نقش مهمی دارد.
- در این مدل ضریب نفوذپذیری K را در بین بازه $(2.50-2.85)$ بدست آمده است که با توجه به بازه‌ی بدست آمده در آزمایشگاهی که بین $(2.4-2.7)$ می‌باشد که حدود خطای کمی را در این مدل‌سازی دارا می‌باشید و در نهایت مقدار K را برابر با 2.65 اعلام شده است.

- با توجه به این که مدل سیال درون آزمایشگاه و همچنین درون مدل تنها آب استفاده شده و با توجه به اینکه مدل در فاضلاب از نظر ویسکوزیته و لزجی با آب یکسان نمی‌باشد می‌توان آب را به عنوان رقیق کننده برای روانی کانال و مانع از انسداد شود و همچنین باعث افزایش دبی که باعث آب شستگی کانال می‌شود مورد استفاده قرار گیرد.

۲-۵- پیشنهادها برای مطالعات آتی

- با توجه به نتایج بدست آمده از این تحقیق موارد زیر برای ادامه تحقیقات آینده پیشنهاد می‌شود
- بررسی اثر زبری های متفاوت بر جریان یکنواخت و نحوه ایجاد محیط آشفته و گردش جت های دایروی
 - بررسی محاسبات انجام شده با روش LES برای مشخص شدن تفاوت روش RANS و LES
 - بررسی رفتار جت دایروی برای رقیق سازی مواد پساب داخل کانال در محیط با تخلخل هم زمان آب و هوا و تفاوت طول نفوذ جت

منبع‌ها

- ویل کاکس، دویدسی، شاهرخ خانی. م. (۱۳۸۹) "مدل سازی در دینامیک سیالات محاسباتی"، نشر یزدا، تهران
- سر رشته داری، ع. و واردی، س. ر. (۱۳۹۱)، "مدل سازی جریان سیالات و انتقال حرارت با استفاده از نرم افزار "OpenFOAM"، نشر دانشگاه صنعتی شاهرود، شاهرود
- مجید غیاث (۱۳۹۱) " (روش های عددی و نرم افزار های محاسباتی در پژوهش های پلیمری)" فصلنامه پژوهشی-آموزشی، سال دوم شماره ۲، صفحه ۴۸-۵۸، پژوهشگر پلیمر و پتروشیمی ایران - تهران ISSN:2252-0449
- Abramovich G N, (1969) "The propagation of a turbulent jet in an opposing stream" in "Turbulent Jets of Air, Plasma, and Real Gas", Consultant Bureau, New York, USA.
- Arendt, J., Babcock, H. A., and Schuster, J. C. (1956). "Penetration of a jet into counter flow." J. Hydr. Div., 1038, 8-11.
- Beltaos, S., and Rajaratnam, N. (1973). "Circular turbulent jet in an opposing infinite stream." Proc., Canadian
- Beltaos, S. (1999). "Discussion on 'round jet in ambient counter flowing stream' paper by Lam K. M. and Chan H. C." J. Hydraul. Eng., 125(4), 428-430.
- Bernero, S., 2000, "A Turbulent Jet in Counterflow," Ph.D. Thesis, Technical University of Berlin, Berlin.
- Bernero, S., and Fiedler, H. E., 2000, "Application of Particle Image Velocimetry and ProperOrthogonal Decomposition to the Study of a Jet in a Counterflow," Exp. Fluids, (Suppl.), pp. S274-S281.
- Chan C. H. C. and Lam, K. M. (1998). "Centerline velocity decay of a circular jet in a counterflowing stream". Physics of Fluids 10.1063
- Chan, C. H. C., Lam, K. M., and Bernero, S., 1999, "On the Penetration of a Round Jet into a Counterflow at different Velocity Ratios," Environmental Hydraulics, J., pp. 229-234
- Irving H. Shmes (2003) "Mechanics of Fluids", Distinguished Professor, George Washington University
- Gerhard H. Jirka (2003) "Integral Model for Turbulent Buoyant Jets in Unbounded Stratified Flows. Part I: Single Round Jet" Environmental Fluid Mechanics 1-56, 2004, Germany.
- Konig, O., and Fiedler, H. E. (1991). "The structure of round turbulent jets in counterflow: A visualisation study in advances in turbulence." Proc., Third European Turbulence Conf. Stockholm 1990, A. V. Johansson and P. H. Alfredsson, eds., Springer, Berlin.
- Lam, K. M. (1991). "Penetration of a submerged round jet into a counter- flowing current." Proc., Int. Symp. on Environmental Hydraulics, J. H. W. Lee and Y. K. Cheung, eds., Balkema, Rotterdam, The Netherlands, 115-120
- Lam, K. M., and Chan, H. C. (1997). "Round jet in ambient counter flowing stream." J. Hydraul. Eng., 123(10), 895-902.

- Lam, K. M., and Chan, C. H. C. (2002). "Time-averaged mixing behaviour of circular jet in counterflow—Velocity and concentration measurements." *J. Hydraul. Eng.*, 128(9), 861-865
- Lam, K. M., Lee, W. Y., Chan, C. H. C., and Lee, J. H. W. (2006). "Global behaviors of a round buoyant jet in a counterflow." *J. Hydraul. Eng.*, 132(6), 589-604.
- Lee, J. H. W., Cheung, V., Wang, W. P., and Cheung, S. K. B. (2000). "Lagrangian modelling and visualization of rosette outfall plumes." *Proc., 4th Conf. on Hydroinformatics (CD-ROM)*, Iowa Institute of Hydraulic Research, Iowa City, Iowa.
- Lee, J.H.W, and Cheung, V. (1990). "Generalized Lagrangian model for buoyant jets in current." *J. Environ. Eng.*, 116(6), 1085-1106.
- Rajaratnam, N., 1976. "Turbulent Jets". Elsevier Scientific Publishing Company, Amsterdam, the Netherlands.
- S. F. Saghravani, "Turbulence Characteristics of Counter Flowing Free Jets" (2002). A thesis in the Departement of Building, Civil, and Environmental Engineering, Montreal, Quebec, Canada
- Saghravani, S.F., Ramamurthy, A.S., 2010. "Penetration length of confined counter flowing free jets". *J. Hydraul. Eng.* 136, 179–182.
- Sivapragasam, M., Ramamurthy, S., Deshpande, M.D., Sridhara, S.N., 2009. Computation of turbulent jets in annular counter-flow. In: *Proceedings of 11th Annual CFD Symposium*, Bangalore.
- Sivapragasam, M., Ramamurthy, S., Deshpande, M.D., Sridhara, S.N., 2010. "Numerical and experimental investigation on a turbulent jet in annular Counter flow". In: *Proceedings of the 37th National and 4th International Conference on Fluid Mechanics and Fluid Power*.
- Spalding D.B and Lander B.E (1974)"the numerical computation of turbulent flow" *computer Method in Applied mechanics and Enginnering* vol.3, No.2.pp 269-289
- Yin, L., & Yang, W. (2001). *Optimality criterion method for topology optimization under multiple constraints*. Pergamon, 79, 1839-1850.

پیوست ۱ اطلاعات اولیه مسأله در نرم‌افزار OpenFOAM

جهت ارائه‌ی جزئیات بیشتر مدل‌های ساخته‌شده در نرم‌افزار OpenFOAM با حلگر simpleFoam در مسأله‌ی آشفتگی، اطلاعات موجود در فایل‌های ورودی مدل مستطیلی این مسأله ارائه شده است. بر همین اساس محتوای ۴ فایل اصلی blockMesh در پوشه‌ی “constant”، زیرپوشه‌ی “polyMesh”، فایل‌های U، p، k و epsilon در پوشه‌ی “0” به ترتیب در زیر نشان داده شده است.

```
/*-----* C++ *-----*\
|=====|
|  \ \ /  /  F ield           | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
|  \ \ /  /  O peration      | Version: 2.4.0
|  \ \ /  /  A nd            | Web: www.OpenFOAM.org
|  \ \ /  /  M anipulation   |
|-----|
FoamFile
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        dictionary;
  object       blockMeshDict;
}
// ***** //

convertToMeters 0.01;

vertices
(
  (0 0 0)
  (0 14.7 0)
  (0 15.3 0)
  (0 30 0)
  (0 0 14.7)
  (0 14.7 14.7)
  (0 15.3 14.7)
  (0 30 14.7)
  (0 0 15.3)
  (0 14.7 15.3)
  (0 15.3 15.3)
  (0 30 15.3)
  (0 0 30)
  (0 14.7 30)
  (0 15.3 30)
  (0 30 30)

  (18 0 0)
  (18 14.7 0)
  (18 15.3 0)
  (18 30 0)
  (18 0 14.7)
  (18 14.7 14.7)
  (18 15.3 14.7)
  (18 30 14.7)
  (18 0 15.3)
  (18 14.7 15.3)
  (18 15.3 15.3)
  (18 30 15.3)
  (18 0 30)
  (18 14.7 30)
  (18 15.3 30)
  (18 30 30)

  (69 0 0)

```

```

(69 14.7 0)
(69 15.3 0)
(69 30 0)
(69 0 14.7)
(69 14.7 14.7)
(69 15.3 14.7)
(69 30 14.7)
(69 0 15.3)
(69 14.7 15.3)
(69 15.3 15.3)
(69 30 15.3)
(69 0 30)
(69 14.7 30)
(69 15.3 30)
(69 30 30)

);

blocks
(
  hex (0 1 5 4 16 17 21 20) (49 49 60) simpleGrading (1 1 1)
  hex (1 2 6 5 17 18 22 21) (2 49 60) simpleGrading (1 1 1)
  hex (2 3 7 6 18 19 23 22) (49 49 60) simpleGrading (1 1 1)
  hex (4 5 9 8 20 21 25 24) (49 2 60) simpleGrading (1 1 1)

  hex (6 7 11 10 22 23 27 26) (49 2 60) simpleGrading (1 1 1)
  hex (8 9 13 12 24 25 29 28) (49 49 60) simpleGrading (1 1 1)
  hex (9 10 14 13 25 26 30 29) (2 49 60) simpleGrading (1 1 1)
  hex (10 11 15 14 26 27 31 30) (49 49 60) simpleGrading (1 1 1)
  hex (16 17 21 20 32 33 37 36) (49 49 170) simpleGrading (1 1 1)
  hex (17 18 22 21 33 34 38 37) (2 49 170) simpleGrading (1 1 1)
  hex (18 19 23 22 34 35 39 38) (49 49 170) simpleGrading (1 1 1)
  hex (20 21 25 24 36 37 41 40) (49 2 170) simpleGrading (1 1 1)
  hex (21 22 26 25 37 38 42 41) (2 2 170) simpleGrading (1 1 1)
  hex (22 23 27 26 38 39 43 42) (49 2 170) simpleGrading (1 1 1)
  hex (24 25 29 28 40 41 45 44) (49 49 170) simpleGrading (1 1 1)
  hex (25 26 30 29 41 42 46 45) (2 49 170) simpleGrading (1 1 1)
  hex (26 27 31 30 42 43 47 46) (49 49 170) simpleGrading (1 1 1)
);

edges
(
);

boundary
(
  inlet1
  {
    type patch;
    faces
    (
      (32 33 37 36)
      (33 34 38 37)
      (34 35 39 38)
      (36 37 41 40)
      (37 38 42 41)
      (38 39 43 42)
      (40 41 45 44)
      (41 42 46 45)
      (42 43 47 46)
    )
  }
  inlet2
  {
    type patch;
    faces
    (
      (21 22 26 25)
    )
  }
  outlet
);

```

```

{
  type patch;
  faces
  (
    (0 1 5 4)
    (1 2 6 5)
    (2 3 7 6)
    (4 5 9 8)
    (6 7 11 10)
    (8 9 13 12)
    (9 10 14 13)
    (10 11 15 14)
  );
}
wall
{
  type wall;
  faces
  (
    (0 16 20 4)
    (16 32 36 20)
    (4 20 24 8)
    (20 36 40 24)
    (8 24 28 12)
    (24 40 44 28)
    (0 1 17 16)
    (16 17 33 32)
    (1 2 18 17)
    (17 18 34 33)
    (2 3 19 18)
    (18 19 35 34)
    (7 3 19 23)
    (23 19 35 39)
    (11 7 23 27)
    (27 23 39 43)
    (15 11 27 31)
    (31 27 43 47)
    (14 15 31 30)
    (30 31 47 46)
    (13 14 30 29)
    (29 30 46 45)
    (12 13 29 28)
    (28 29 45 44)
    (9 5 21 25)
    (5 6 22 21)
    (10 6 22 26)
    (9 10 26 25)
  );
}

);

mergePatchPairs
(
);

// ***** //

```

```

/*-----* C++ -*-----*\
|=====|
|  \ \ /  /  F i e l d      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
|  \ \ /  /  O p e r a t i o n | Version: 2.4.0
|  \ \ /  /  A n d           | Web: www.OpenFOAM.org
|  \ \ /  /  M a n i p u l a t i o n |
|-----*\
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volVectorField;
    object       U;
}
// ***** //

dimensions      [0 1 -1 0 0 0 0];

internalField   uniform (0 0 0);

boundaryField
{
    wall
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform (0 0 0);
    }

    outlet
    {
        type      zeroGradient;
    }

    inlet2
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform (2.9 0 0);
    }

    inlet1
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform (-0.39 0 0);
    }
}

// ***** //

```

```

/*-----* C++ -*-----*\
|=====|
|  \ \ /  /  F i e l d      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
|  \ \ /  /  O p e r a t i o n | Version: 2.4.0
|  \ \ /  /  A n d           | Web: www.OpenFOAM.org
|  \ \ /  /  M a n i p u l a t i o n |
|-----*\
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       p;
}
// ***** //

dimensions      [0 2 -2 0 0 0 0];

internalField   uniform 0;

boundaryField
{
    wall
    {

```



```

        type            zeroGradient;
    }

    outlet
    {
        type            fixedValue;
        value           uniform 0;
    }

    inlet2
    {
        type            zeroGradient;
    }

    inlet1
    {
        type            zeroGradient;
    }
}

// ***** //

/*-----*- C++ -*-----*/
|=====|
|  \\  /  | F i e l d           | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
|  \\  /  | O p e r a t i o n   | Version: 2.4.0
|  \\  /  | A n d                | Web:      www.OpenFOAM.org
|  \\  /  | M a n i p u l a t i o n |
/*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    location     "0";
    object       k;
}
// ***** //

dimensions      [0 2 -2 0 0 0 0];

internalField   uniform 0.00057;

boundaryField
{
    wall
    {
        type            kqRWallFunction;
        value           uniform 0.00057;
    }
    outlet
    {
        type            zeroGradient;
    }
    inlet2
    {
        type            fixedValue;
        value           uniform 0.031538;
    }
    inlet1
    {
        type            fixedValue;
        value           uniform 0.00057;
    }
}

// ***** //

```

```

/*-----* C++ -*-----*\
|=====|                               |
|  \ \  /  | F i e l d                   | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
|  \ \  /  | O p e r a t i o n            | Version: 2.4.0
|  \ \  /  | A n d                        | Web:    www.OpenFOAM.org
|  \ \  /  | M a n i p u l a t i o n      |
|-----*-----*\
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    location     "0";
    object       epsilon;
}
// *****

dimensions      [0 2 -3 0 0 0 0];

internalField   uniform 0.00007461;

boundaryField
{
    wall
    {
        type      zeroGradient;
    }
    outlet
    {
        type      zeroGradient;
    }
    inlet2
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform 1.53381;
    }
    inlet1
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform 0.00007461;
    }
}

// *****

```


Abstract

Jets appear in various forms in the nature. Inverse jets have been appeared as turbulent flows in the places where the river enters into the delta. The purpose of this research is the numerical investigation of the penetration length of an Inverted jets penetrated into a square- shaped and closed channel, since the numerical investigation of jet has been performed broadly using several software. In 2002, a test have been performed in which a rectangular channel with a known length with steady flow into which a pipe is inserted against the flow so that the outgoing flow is entered into the fluid environment as a jet flow, The purpose of this test was to show that the penetration rate of the circular jet is varying with different speeds and different diameters of the nozzles. That finally leads to get the permeability coefficient. So we can compare the numerical model and laboratorial model. The test model is a rectangular channel (30cm × 30cm) with a length of 120cm in which a pipe with a length of 18cm inserted. As the steady speed of the fluid in the channel (water) is constant, the jets enter into the channel with 5 different diameters (1.5, 3, 6, 9 and 12 mm) each of which has different speed. Then they are numerically modelled with OpenFOAM software and the standard model of k-ε has been used to solve the turbulence equations. The results show a permeability coefficient as 2.65.

Keywords:

Turbulent flow, reverse jet, jet circular, OpenFOAM.



**Shahrood University of Technology
Department of Civil Engineering**

Thesis for Master of Science in Hydraulic Structures Engineering

Title

**Numerical modeling of the counter flowing circular free Jet with
Software Open FOAM**

Written by

Morteza Seifi Noferesti

Supervisors

Seyed Fazlolah Saghravani

August 2016