مجله مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1394، دوره 15، شماره 9، ص‌ص 341-352

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

شبیه سازی عددی شکست جت مایع برای اریفیس‌های بیضوی با نسبت منظری متفاوت

محمدرضا مراد[1*]، محمد مهدی نصیری[2]

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
2- کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
* تهران، صندوق پستی 1458889694، morad@ae.sharif.edu

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 17 خرداد 1394
پذیرش: 06 مرداد 1394
ارائه در سایت: 27 مرداد 1394

کلید واژگان:
شکست جت مایع
طول شکست جت
دهانه بیضوی
پدیده تغییر محور
حل عددی

چکیده

در این پژوهش شبیه‌سازی عددی تزریق جت مایع بیضوی در هوای ساکن، از طریق دهانه‌های بیضوی با نسبت منظری متفاوت برای بازه اعداد وبر متفاوت در رژیم جریان ریلی صورت گرفته است. برای انجام شبیه‌سازی‌ها از یک حلگر که از ترکیب روش حجم سیال برای شبیه‌سازی جریان و مدل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ برای شبیه‌سازی آشفتگی بهره می‌برد، استفاده شده است. برای مدل کردن پدیده‌ی تغییر محور و یافتن طول شکست مناسب برای هر نوع دهانه، از روش اصلاح دینامیک شبکه استفاده شده است. نتایج بر مبنای مطالعات تجربی و عددی اخیر پایه‌گذاری و با این مطالعات صحت‌سنجی شده است. نتایج حاکی از آن است که با افزایش عدد وبر از 20 تا نزدیکی 300، افزایش طول شکست جت حاصل شد، اما با بیضی‌تر شدن دهانه ورودی، طول شکست جت کاهش یافت. این اختلاف در هندسه با نسبت منظری متغیر بین 0/25 تا 0/66 تعریف شد. با کاهش نسبت منظری جت‌ها، قطرات یکنواخت‌تری در مراحل پس از شکست جت بدست می‌آید به نحوی که در اریفیس‌های بیضوی با نسبت منظری کم، قطرات ماهواره‌ای در جریان حضور نداشتند، در حالی که این قطرات به عنوان بخش جدایی ناپذیر شکست جت دایروی شناخته شده هستند.

Numerical Simulation of the Liquid Jet Breakup for Elliptical Orifices with Different Aspect Ratios

Mohammad Reza Morad*, Mohammad Mahdi Nasiri

Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran
* P.O.B. 1458889694 Tehran, Iran, morad@ae.sharif.edu

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 07 June 2015
Accepted 28 July 2015
Available Online 18 August 2015

Keywords:
Liquid jet Breakup
Breakup Length
Elliptic Orifices
Axis-switching Phenomena
Numerical Analysis

ABSTRACT

In this research, a numerical simulation of liquid jet ejecting from elliptical orifices into gaseous phase with different aspect ratios at Rayleigh regime is performed. The volume of fluid (VOF) method and large eddy simulation are used to simulate the liquid interface dynamics and the jet breakup utilizing the OpenFoam software. In order to simulate the axis-switching phenomenon and jet breakup length, the dynamic mesh refinement is used for all the examined cases. The results, which are validated with recent experimental and numerical works, indicate that the jet breakup length increases by raising the Weber number from 20 to about 300. Also, it is shown that the jet breakup length decreases as the aspect ratio of orifices declines from 0.66 to 0.25. Finally, it is observed that for the orifices with lower aspect ratios, jet breaks into droplets with uniform sizes with almost no satellite droplets which always present in the circular jet breakup.

1- مقدمه

اسپری‌ها به طور گسترده‌ای در کاربردهای مختلف صنعتی از قبیل پوشش، اسپری خنک‌کننده، موتورهای احتراقی، صنایع داروسازی و چاپگرها [1] استفاده می شوند. در میان تمام انواع اسپری، اریفیس‌های ساده به طور گسترده ای به دلیل سادگی و سهولت ساخت آنها مورد استفاده قرار می گیرند. این ورودی‌ها قابلیت ایجاد اشکال مختلف جت در هندسه های داخلی خود را دارند که معمول ترین نوع آن‌ها جت دایره ای است که این مدل با این که بیش از یک قرن مورد مطالعه قرار گرفته است؛ هنوز مجهولات بسیاری در مورد آن وجود دارد. یکی از مهمترین مسائلی که برای بررسی جت‌های مایع مطرح است، رژیم‌های این نوع جریان و پارامترهای موثر بر جت است. یکی از مهمترین طبقه‌بندی‌ها براساس تعاریف آنسرج [2] برای نیروهای موثر بر این نوع جریان‌ها است. طبق تعریف او نیروهای موثر بر سیال شامل اینرسی ρL^2V^2، تنش سطح σL، لزجت μLV و جاذبه ρL^3g هستند که L بیانگر طول مشخصه جت (در مسئله ما قطر نازل)، V میانگین سرعت محوری، g شتاب جاذبه، ρ چگالی، σ تنش سطح و μ لزجت دینامیک هستند. تقسیم بندی نهایی رژیم‌های جریان نهایتا براساس نسبت بدون بعد این نیروها و با کمک مقادیر عددهای رینولدز $Re = \frac{\rho VL}{\mu}$ وبر $We = \frac{\rho V^2L}{\sigma}$ آنسرج $Oh = \frac{\mu}{\sqrt{\rho\sigma L}}$ و فرود $Fr = \frac{V^2}{gL}$ صورت گرفته است. اولین تحقیقات بر روی جت مایع توسط ساوارت [3] انجام شد. مطالعات او مشخص کرد که طول شکست به سرعت و قطر جت وابسته است. پس از او پلاتو [4] اولین

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:
M. R. Morad, M. M. Nasiri, Numerical Simulation of the Liquid Jet Breakup for Elliptical Orifices with Different Aspect Ratios, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 9, pp. 341-352, 2015 (In Persian)

مطالعات را بر روی پایداری جت مایع استوانه‌ای انجام داد. براساس تحقیقات پلاتو، ریلی [5] تئوری پایداری خطی را با صرف‌نظر از اثرات لزجت آیرودینامیک منتشر نمود. او صرفا با در نظر گرفتن نیروهای مویینگی، نتیجه گرفت که جت زمانی ناپایدار است که تحت تاثیر اغتشاشات متقارن با طول موج بزرگتر از محیط جت قرار گیرد. ریلی همچنین تحقیقات زیادی در مورد پایداری جت لزج انجام داد و اثرات لزجت و تنش سطح را مورد بررسی قرار داد. بعد از او وبر [6] با گسترش تحقیقات ریلی توانست یک تئوری برای جریان‌های لزج با سرعت کم ارائه دهد که در آن، لزجت عامل میرا کننده اغتشاشات بود. در سال‌های اخیر هم احمد و همکاران[8,7] مطالعاتی را در مورد اثرات لزجت بر روی مشخصه‌های جریان‌های کم سرعت داشته‌اند. لازم به ذکر است که تمامی مطالعات بالا بر روی جریان جت در سرعت‌های کم بوده‌اند. این در حالی است که در جریان‌های با سرعت بالاتر، عوامل موثر بر جریان تغییر می‌کنند. طبق نتایج تحقیقات ریتز [9]، نیروهای آیرودینامیکی عامل ناپایداری در رژیم‌های جریان با سرعت بالا هستند. نهایتا و بر اساس این مطالعات رژیم‌های جریان طبقه بندی گردیده است. دموچل [10] طبقه بندی رژیم‌های مختلف جریان را برحسب عدد وبر و عدد آنسرج و نسبت چگالی گاز به مایع $Q = \frac{\rho_g}{\rho_l}$ بیان نمود که در جدول 1 قابل مشاهده است. بر اساس یک تعریف، طول شکست جت عبارت است از فاصله طولی محور جت از مرکز نازل که در آن شعاع جت سیال برای اولین بار به صفر می‌رسد.

رژیمهای جریان که در جدول 1 آمده است عبارتند از رژیم چکیدن که در اعداد وبر خیلی کم اتفاق می افتد، رژیم ریلی که در آن تنش سطحی نقش عمده ای را در ناپایداری و شکست جت ایفا می کند، رژیم باد القایی اول که در آن اثرات نیروهای آیرودینامیکی نیز با اهمیت می شود و رژیمهای باد القایی دوم و اتمیزه که اثرات آیرودینامیکی در شکست جت غالبتر بوده و تشکیل قطرات ریزتر در این رژیمها صورت خواهد گرفت. با وجود تحقیقات فراوان هنوز مکانیزم فروپاشی مایع به خوبی درک نشده است و عواملی مانند کاویتاسیون در داخل نازل، جریان آشفته داخل نازل و در هنگام خروج از آن، هندسه داخلی نازل مانند نسبت طول به قطر نازل، مشخصات سرعت در خروج از نازل و فشار محیط [1] به عنوان موارد موثر بر شکست جت در منابع مختلف نام برده می‌شوند. با توجه به پارامترهای موثر بر طول شکست، مطالعات مختلفی بر روی هر یک از این پارامترها صورت گرفته است و یکی از این پارامترها شکل سطح مقطع ورودی جت است.

در داخل کشور نیز در زمینه جت‌های مایع دایروی تحقیقات خوبی انجام شده است. خسروی و انصاری [11] مطالعاتی را در مورد جت خروجی از نازل انجام داده‌اند و در آن تاثیرات پارامترهای مختلف جریان بر طول شکست جت مورد ارزیابی واقع شده است. طبق این نتایج لزجت، عامل میرا کننده اغتشاشات است. ضمن اینکه افزایش سرعت هوای محیط اطراف موجب کاهش طول شکست جت می‌گردد. علاوه بر این افزایش اندازه اریفیس موجب افزایش اندازه طول شکست خواهد شد. مطالعه دیگر توسط فرهناک و

جدول 1 رژیم‌های حاکم بر جریان برحسب بازه عدد وبر و آنسرج دموچل [10]

منطقه	رژیم حاکم	بازه رژیم مورد نظر
الف	چکیدن	$We < 4$
ب	ریلی	$We > 4, QWe < 0.6 + 2.5\,Oh^{0.5}$
پ	باد القایی اول	$0.6 + 2.5\,Oh^{0.5} < QWe < 6.5$
ت	باد القایی دوم	$6.5 < QWe < 20.15$
ج	اتمیزه	$QWe > 20.15$

سررشته‌داری [12] در زمینه‌ی شبیه‌سازی اثرات سایز اریفیس‌ها و نیز سرعت جت بر روی طول شکست جت مایع دایروی انجام شده است. طبق تحقیق آن‌ها، در رژیم ریلی هرچه بر سرعت جت افزوده شود و یا سطح مقطع آن افزایش یابد، طول شکست جت افزایش خواهد یافت.

یکی از اولین مطالعات در زمینه اثرات هندسه اریفیس بر روی جت مایع، تحقیق هوسین و هوسسین [13] است که به بررسی اثر اریفیس‌های غیر دایروی بر شکست جت پرداختند. طبق نتایج این تحقیق، شکل بیضوی اریفیس ورودی بیشترین تاثیر را بر مشخصه‌های جت از جمله طول شکست جت نسبت به سایر اریفیس‌ها می‌گذارد. با این وجود تحقیقات به روزی در مورد جت با اریفیس‌های مستطیلی و مثلثی انجام شده است. کنکاچباو [14] مطالعاتی در مورد پدیده تغییر محور در جت‌های با سطح مقطع مستطیلی انجام داد که حاکی از عدم تطابق با نتایج حاصل از محاسبات تئوری برای جریان غیرلزج بود. یکی از آخرین مطالعات انجام شده در این زمینه مربوط به نگید [15] است که در آن اثرات نسبت منظری متفاوت بر روی شکست جت برای جت‌های با سطح مقطع مستطیلی انجام گرفته است.

تحقیقات در زمینه جت‌های با اریفیس بیضوی بیشتر به پژوهش‌های تئوری و ریاضی محدود شده است و مطالعات اندکی در زمینه عددی و تجربی در این زمینه صورت گرفته است. تحلیل تئوری این گونه جت‌ها با کمک مطالعات ناپایداری جت صورت می‌گیرد. دیتیاکین [16] یک معادله انتقال زمانی برای اغتشاشات متقارن استخراج نمود. در پژوهش او از اثرات جاذبه و چگالی گاز صرفنظر شده بود و ناپایداری جت مایع بیضوی در گاز غیرلزج مورد بررسی قرار گرفته بود. بچتل [17] با کمک یک مدل یک بعدی و استفاده از روش گالرکین یک روش انتگرال گیری برای معادلات ناویر استوکس روی سطح مقطع جت معرفی نمود. سپس با کمک تحلیل تئوری اثرات جاذبه و لزجت را بررسی نمود [18].

تحقیق دیگر مطالعات کالک و نقدی [20,19] بود که با وارد کردن اثرات تنش سطح در معادلات یک بعدی کسرات[1] اقدام به به‌دست آوردن سطح مشترک جت کردند. مطالعه دیگری توسط امینی و دولت آبادی [21-23] انجام گرفت که در آن معادلات یک بعدی برای ناپایداری زمانی و مکانی برای جت بیضوی لزج بدست آمد. در این تحقیقات، نرخ رشد اختلالات برای شرایط مختلف مورد بررسی قرار گرفت. آن‌ها همچنین معادلاتی را برای پیش بینی پدیده تغییر محور و طول شکست جت بیضوی ارائه نمودند. ضمن این که آن‌ها آزمایشات تجربی برای بدست آوردن طول شکست و پدیده تغییر محور بر روی جت‌های بیضوی انجام دادند که با نتایج حاصل از مطالعات تئوری آن‌ها در مورد نرخ رشد اغتشاشات در جت‌های بیضوی مطابقت داشت.

در زمینه تحقیقات تجربی نیز می‌توان از مطالعات وانگ و فانگ [24] نام برد که طول شکست جت مایع را به ازای اریفیس‌های غیردایروی مورد بررسی قرار دادند. طبق مطالعات آن‌ها، جت‌های با سطح مقطع مستطیلی طول شکستی کمتر از طول شکست جت با اندازه سطح مقطع یکسان که از اریفیس دایروی خارج می‌شود، دارند. یکی از مهمترین مطالعات تجربی دیگری که در این زمینه جت‌های بیضوی صورت گرفته است، آزمایشات کاسیاپ [25] است که اقدام به بررسی پدیده تغییر محور و تغییرات طول شکست در جت بیضوی برای سیال آب و ترکیب آب- گلیسرول نموده است. بر این اساس با کاهش نسبت منظری برای دهانه اریفیس، جت جریان در رژیم ریلی ناپایدارتر شده و طول شکست آن کاهش می‌یابد.

1- Cosserat equations

با توجه به فرضیات محدود کننده در تحلیل‌های تئوری، غالبا از تحلیل‌های عددی برای بررسی پدیده های با پیچیدگی بالا استفاده می‌شود. با توجه به این مسئله، از تحقیقات عددی برای شبیه‌سازی رفتار جت بیضوی استفاده شده است. براون و بوریس [26] مطالعاتی را صرفا برای بررسی دلیل کاهش طول شکست جت‌های بیضوی نسبت به طول شکست جت دایروی انجام دادند. طبق مطالعه آن‌ها، دلیل اصلی این کاهش طول شکست به علت حضور ناپایداری‌های کلوین- هلمهولتز است که توسط اریفیس بیضوی تشدید می‌گردد. میلر [27] نیز تحلیل‌هایی عددی برای بررسی اثرات اریفیس دایروی، بیضوی و مثلثی بر طول شکست انجام داد. یکی از جدیدترین تحقیق‌های صورت گرفته در زمینه شبیه‌سازی جت بیضوی مقاله فروردین و دولت‌آبادی[28] است که اقدام به بررسی پدیده تغییر محور و تغییرات طول شکست در جت‌های مختلف می‌نماید.

در تحقیق حاضر برای اولین بار در داخل کشور، اقدام به شبیه‌سازی جت‌های بیضوی در محیط گازی شده است که گاز محیط هوا در نظر گرفته شده است. هدف کلی ما بررسی مشخصه‌های جت مایع بیضوی شامل پدیده تغییر محور، تغییرات طول شکست و همچنین اندازه قطرات حاصل از شکست جت به ازای تغییر در نسبت منظری اریفیس جت بیضوی می‌باشد. در این مسئله، گاز دارای عدد وبر کمتر از 0/4 است در حالی که عدد وبر مربوط به فاز مایع دامنه‌ای بین 30 تا 330 خواهد داشت [28]. از کد متن باز اپن فوم برای شبیه‌سازی جریان دوفازی استفاده شده که در این کد از روش حجم سیال که با روش شبیه‌سازی آشفتگی ادی‌های بزرگ کوپل شده است، استفاده گردیده است. نتایج بدست آمده حاصل از شبیه‌سازی با نتایج موجود از مطالعات تجربی کاسیاپ [25] و فروردین و دولت‌آبادی [28] صحت سنجی شده است.

پس از اطمینان از صحت نتایج بدست آمده، در ادامه نتایج جدید و بیشتری نسبت به مطالعات دولت آبادی از تحلیل عددی ارائه شده است. به این ترتیب که شکست جت و فرایند جدا شدن قطره از جت بیضوی در مقایسه با جت دایروی مورد بررسی قرار گرفته است. در قدم بعد با بررسی میزان اندازه طول محور اصلی برای اریفیس‌های متفاوت به ازای اعداد وبر و اعداد تغییر محور متفاوت (شکل 1)، نحوه‌ی میرا شدن پدیده تغییر محور مورد بررسی قرار گرفته و سپس با کمک کانتورهای سرعت و فشار، بررسی دقیق‌تری در مورد پدیده تغییر محور و نحوه میرا شدن این پدیده در طول جریان جت انجام شده است. نهایتا نیز با کمک اندازه قطرات حاصله از شکست جت برای اریفیس های متفاوت یکنواختی قطرات ایجاد شده مورد تحلیل قرار گرفته است. لازم به ذکر است که مطالعات در مورد مشخصه‌های پایانی که ذکر گردید، بسیار محدود بوده و در بعضی از آن‌ها، نتایج حاصل از آزمایش‌های تجربی تنها نتایج موجود در این زمینه می‌باشند و در بعضی دیگر اصولا کاری صورت نگرفته است.

2- تعاریف و مشخصات جت‌های بیضوی

در این قسمت لازم است تا قبل از هر چیز توضیحاتی در مورد جت‌های بیضوی و تعاریف و مشخصات خاص آن داده شود.

یکی از مواردی که در توجیه شکست جت‌های مایع ذکر می‌گردد، حضور اغتشاشاتی اولیه در جریان است که با پیشروی جت مایع، با نرخ رشد خاصی رشد کرده و زمانی که اندازه دامنه آن‌ها با شعاع جت برابر گردید، منجر به شکست می‌شوند. نرخ رشد این اغتشاشات متغیر می‌باشد و بسته به فرکانس این اغتشاشات دارد. در تحقیقات غالبا برای سادگی در تحلیل‌ها، اثرات فرکانس را در غالب عدد بدون بعدی به نام عدد موج مورد بررسی قرار می‌دهند.

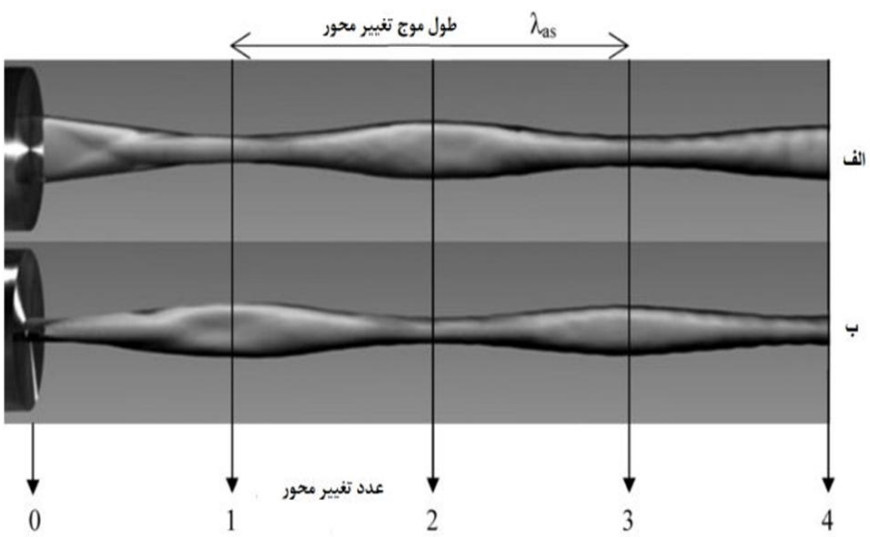
پدیده تغییر محور، پدیده‌ای مختص جت‌های به وجود آمده از اریفیسهای بیضوی و یا شبه بیضوی می‌باشد که در آن با توجه به پایدارتر بودن سطح مقطع دایروی نسبت به سطح مقطع بیضوی و همین طور اینرسی سیال، جای محور اصلی جت خروجی از نازل با محور فرعی به صورت نوسانی عوض می‌شود (شکل 1).

تمایل کشش سطح به ایجاد کمترین مقدار انرژی سطح است که همان سطح مقطع دایروی می‌باشد. بنابراین در مایعی که از اریفیس بیضوی خارج می شود، تغییر شکل بیضی به سمت شکل دایره خواهد بود. اما زمانی که سطح مقطع جت بیضوی به دایره تبدیل شد این فرایند متوقف نشده و با توجه به اینرسی حاصل از تغییر محورهای اصلی و فرعی بیضی به محور دایروی، این فرایند ادامه می‌یابد تا جایی که جای محور اصلی و فرعی با یکدیگر عوض می‌شود. عدد تغییر محور، شماره تکرار نقاط اوج و فرود جت بیضی(پدیده تغییر محور)، از خروجی اریفیس می‌باشد. طول موج تغییر محور نیز به فاصله بین دو نقطه اوج یا فرود در سطح جت گفته می‌شود. به عبارت دیگر، به فاصله بین دو عدد تغییر محور زوج یا دو عدد تغییر محور فرد، طول موج تغییر محور می‌گویند. برای درک بهتر این تعاریف می‌توان از شکل 1 کمک گرفت [28,25].

نسبت منظری جت بیضوی به عنوان عامل نشان دهنده تغییرات هندسه اریفیس برابر با طول محور کوچک بیضی به طول محور بزرگ بیضی، می‌باشد. بدین ترتیب کاهش نسبت منظری برابر با بیضی‌تر شدن هندسه اریفیس خواهد بود. هر چند که در مطالعه حاضر مساحت تمام اریفیس‌ها یکسان در نظر گرفته شده است، اما شکل هندسی اریفیس روی ضریب تخلیه نیز تاثیر می‌گذارد. این تاثیر در افت فشارهای مختلف برای اریفیس‌های دایروی، مستطیلی و بیضوی قبلا مورد بررسی قرار گرفته و اختلاف کمی را نشان می‌دهد که ممکن است در شرایطی بتوان این اثر را ناچیز در نظر گرفت [29].

بزرگترین مقدار دامنه محور اصلی بیضی که در اولین نقطه اوج دامنه محور اصلی بیضی بعد از خروج جت از اریفیس محاسبه می‌شود را $D_{\max}$ می‌نامیم. البته می‌توان این مقدار را به ازای تمامی اعداد تغییر محور نیز تعریف نمود. در این حالت قطر ماکزیمم جت عبارت است از دامنه شعاع جت در محلی که اعداد تغییر محور در آن نقاط تعریف می‌شوند.

نکته دیگر این‌که در مسئله مورد بررسی، برای بی‌بعدسازی تمامی موارد



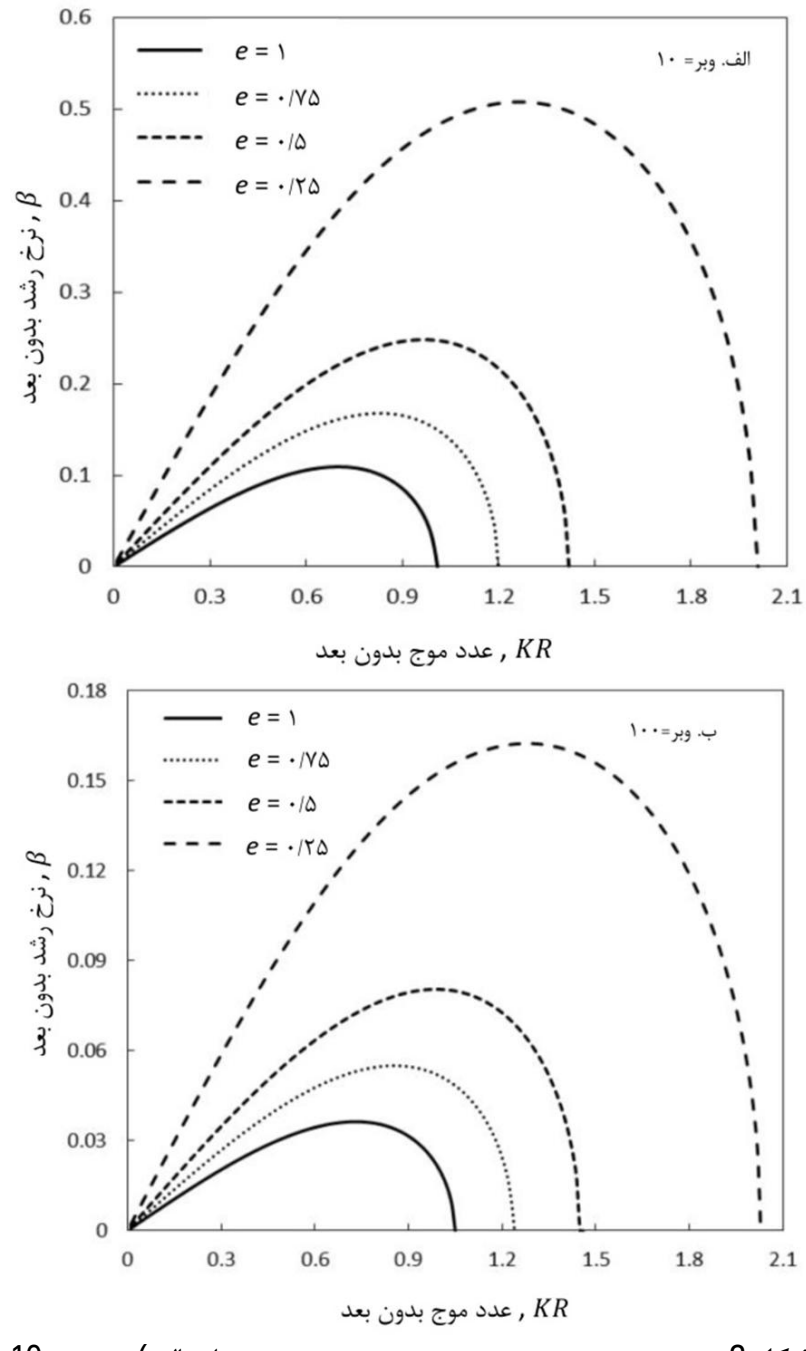
شکل 1 تصویر شماتیک از تخلیه جت بیضوی از حفره‌ای بیضوی الف) شکل جت با حضور روی محور اصلی ب) شکل جت با حضور روی محور فرعی [28]

طول و یا تعریف اعداد بی‌بعد مخصوص جریان جت مایع از قطر معادل جت به عنوان ضریب بی‌بعدساز استفاده شده است.

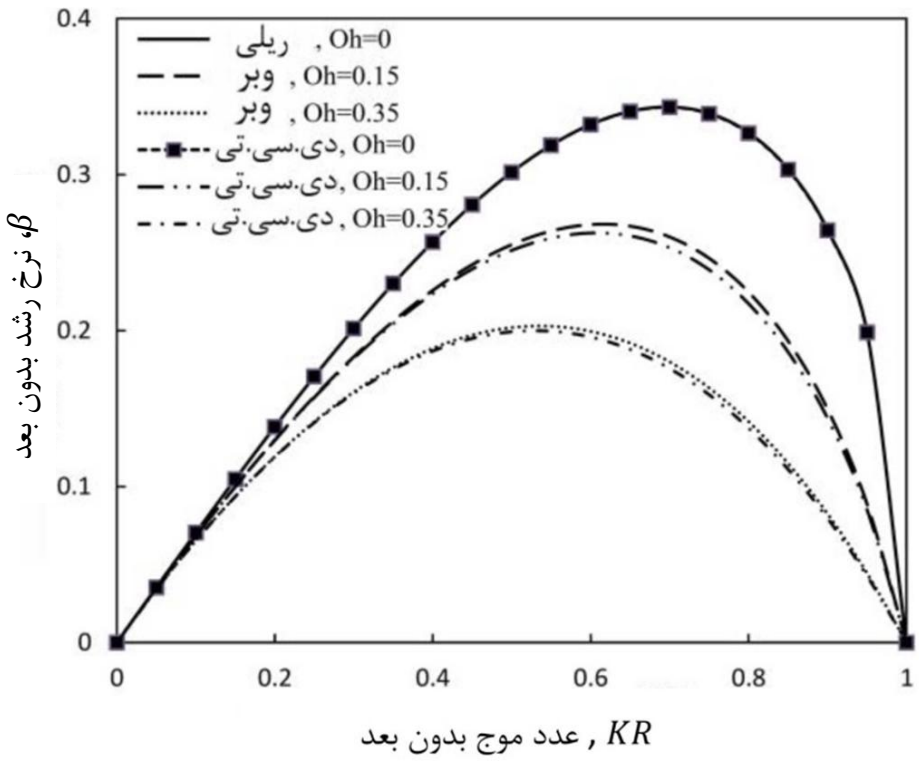
شکل‌های 2 و 3 نمایش‌گر نتایج مطالعات بر روی اغتشاشات و اعداد موج جت‌های بیضوی می‌باشد. برطبق این مطالعات که بر روی جت‌های غیر لزج بیضوی انجام گرفت، به ازای بیضی‌تر شدن اریفیس (کاهش نسبت منظری (e) و به عبارت دیگر افزایش طول محور اصلی و کاهش طول محور فرعی بیضی)، شاهد افزایش نرخ رشد اختلالات در رژیم ریلی خواهیم بود (شکل 2). این افزایش نرخ رشد نهایتا منجر به شکست جت مایع در فاصله‌ای کمتر نسبت به جت مایع حاصل از اریفیس دایروی می‌شود.

از طرف دیگر طبق محاسبات انجام گرفته برای به دست آوردن نرخ رشد اغتشاشات برای جت دایروی لزج و غیرلزج این مطلب مشخص گردید که در صورت اضافه نمودن لزجت به محاسبات، با وجود حضور اغتشاشات پیش بینی شده در بازه فرکانسی مناسب، مقدار حداکثر نرخ رشد اغتشاشات کاهش می‌یابد (شکل 3). بدین ترتیب، لزجت به عنوان عامل میرا کننده اغتشاشات شناخته می‌شود و به تبع آن با اضافه نمودن اغتشاشات به محاسبات، طول شکست جت باید افزایش یابد.

بدین ترتیب می‌توان انتظار داشت که نمودارهای شکل 2 که برای جریان بیضوی غیرلزج بدست آمده‌اند، در صورت اضافه نمودن لزجت به مسئله، باز هم به همین شکل باقی بمانند، با این تفاوت که باید در مورد مقدار حداکثر نرخ رشد اغتشاشات، بازنگری‌هایی انجام داد. آن‌ها نهایتا با انجام آزمایشات، نتایج تئوری خود را به صورت تجربی بدست آوردند.



شکل 2 نرخ رشد بدون بعد برحسب عدد موج بدون بعد برای الف) عدد وبر 10 ب)عدد وبر 100 [21]



شکل 3 نرخ رشد بدون بعد برحسب عدد موج بدون بعد برای جریان لزج و غیرلزج [21]

3- روش حل و معادلات حاکم

برای شبیه‌سازی جریان جت از یکی از حلگرهای کد متن باز اپن فوم استفاده شده است. این حلگر مختص شبیه‌سازی جریان چندفازی سه بعدی تراکم ناپذیر به کمک روش حجم سیال است. تنش سطح بین هوا و آب نیز برابر با $0/07\ \frac{N}{m}$ است و سیال آب نیوتنی فرض شده است. در روش حجم سیال مقداری برای نسبت کسر مایع به گاز در هر لحظه اختصاص می‌یابد. برای مثال اگر سلول کاملا حاوی مایع باشد، آن‌گاه کسر حجمی آن 1 و اگر کاملا حاوی گاز باشد، کسر حجمی آن صفر خواهد بود و در غیر این صورت مقداری بین 1 و صفر را خواهد پذیرفت. نسبت کسر مایع به گاز (γ) نیز به صورت شرط مرزی و شرط اولیه در نظر گرفته شده است. مقدار اولیه این نسبت برای ورودی برابر با 1 و برای تمامی نقاط دیگر برابر با صفر است.

معادلات حاکم، معادلات ناویر استوکس شامل معادله پیوستگی و مومنتوم هستند که ρ، $\vec{v}$، μ و $\vec{g}$ معرف چگالی، سرعت، فشار، لزجت، و جاذبه هستند (روابط 1-6) . مقدار جاذبه برای مسئله ما برابر با مقدار $9/8\ \frac{m}{s^2}$ در نظر گرفته شده است.

$$\nabla \cdot \vec{v} = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\vec{v}) + \nabla \cdot (\rho\vec{v}\vec{v}) = -\nabla P + \nabla \cdot [\mu(\nabla\vec{v} + \nabla\vec{v}^{T})] + \rho\vec{g} + \vec{F} \tag{2}$$

$$\rho = \rho_l + \rho_g(1-\gamma) \tag{3}$$

$$\mu = \mu_l + \mu_g(1-\gamma) \tag{4}$$

$$\vec{F} = \sigma\kappa\nabla\gamma \tag{5}$$

$$\kappa = -\nabla \cdot \left(\frac{\nabla\gamma}{|\nabla\gamma|}\right) \tag{6}$$

لازم به ذکر است که $\vec{F}$ نیروی تنش سطح است که تابعی از تنش سطح و انحنای سطح و گرادیان کسر حجمی است. ضمنا با توجه به استفاده از روش حجم سیال معادله‌ی بقای کسر حجمی نیز به معادلات اضافه می‌شود و با توجه به نیاز ما برای بدست آوردن دقیق مرز مشترک، از معادله اصلاحی کسر حجمی که به آن معادله تراکم مصنوعی نیز می‌گویند، استفاده شده است (رابطه 7).

$$\frac{\partial}{\partial t}(\gamma) + \nabla \cdot (\gamma\vec{v}) + \nabla \cdot [\vec{v}_r\gamma(1-\gamma)] = 0 \tag{7}$$

عبارت $\vec{v}_r$ سرعت متراکم نام دارد و طبق رابطه (9) در ناحیه مرز

مشترک بدست می‌آید (رابطه 8).

$$\overrightarrow{v_{r,f}} = n_f \min\left[C_\gamma \frac{|\varphi|}{|S_f|}, \max\frac{|\varphi|}{|S_f|}\right] \quad (8)$$

که φ، S_f، C_γ و n_f عبارت هستند از شار حجم، بردار سطح سلول، ضریب تراکم و شار واحد نرمال سطح که طبق رابطه (10) تعریف می‌گردد (رابطه 9)

$$n_f = \frac{(\nabla\gamma)_f}{|(\nabla\gamma)_f| + \delta_n} \quad (9)$$

و $\delta_n = 10^{-5}$ در نظر گرفته شده است. مدل توربولانسی مورد استفاده نیز مدل شبیه‌سازی ادی‌های بزرگ است که در آن از مدل اسماگورینسکی استفاده شده است. تانسور تنش اسماگورینسکی با کمک میانگین‌گیری از تعریف لزجت ادی و لزجت جنبشی اسماگورینسکی [28] بدست می‌آید. برای این کار از معادلات زیر استفاده می‌شود (روابط 10-12):

$$\tau_{SGS} = \overline{vv} - \overline{v}\,\overline{v} \quad (10)$$

$$\tau_{SGS} - \frac{2}{3}k_{SGS}I = -\frac{\mu_{SGS}}{\rho}\left[\nabla\overline{v} + (\nabla\overline{v})^T\right] \quad (11)$$

$$\frac{\partial k_{SGS}}{\partial t} + \nabla(k_{SGS}\overline{v}) = \nabla\cdot[(\vartheta + \vartheta_{SGS})\nabla k_{SGS}] - \varepsilon - \vartheta_{SGS}\overline{S}^2 \quad (12)$$

که مقادیر ε، ϑ_{SGS} و S طبق روابط زیر به‌دست می‌آیند (روابط 13-15)[28].

$$\varepsilon = \Delta C_\varepsilon (k_{SGS})^{3/2} \quad , \quad C_\varepsilon = 1.05 \quad (13)$$

$$\vartheta_{SGS} = \Delta C_k (k_{SGS})^{3/2} \quad , \quad C_k = 0.07 \quad (14)$$

$$\overline{S} = \frac{1}{2}\left[\nabla\overline{v} + (\nabla\overline{v})^T\right] \quad (15)$$

معادلات ناویر استوکس به روش ضمنی و با استفاده از الگوریتم پیزو در هر گام زمانی حل شده‌اند. گام زمانی اولیه برابر با 1×10^{-6} ثانیه بوده است که توسط عدد کورانت اعلام شده اصلاح می‌شود. در این حل برای جلوگیری از ناپایداری حل عدد کورانت کوچکتر از 0/5 انتخاب شده است.

4- هندسه و شرایط مرزی

در هندسه حاضر، شبیه‌سازی‌ها برای چند اریفیس با نسبت منظری متفاوت انجام شده است که می‌توان مقادیر آن‌ها را در جدول 2 مشاهده کرد. تعریف نسبت منظری همان‌گونه که پیش‌تر ذکر شد، عبارت است از نسبت طول محور فرعی به طول محور اصلی جت، همچنین تمامی اریفیس‌ها با سطح مقطع یکسان در نظر گرفته شده اند.

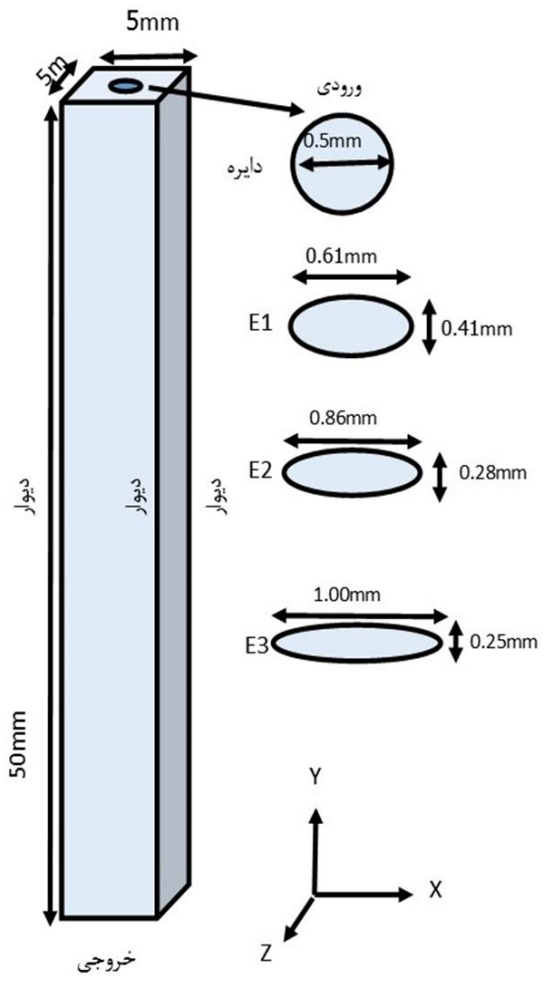
شرایط مرزی نیز عبارتند از مقدار فشار ثابت روی دیوارها و خروجی برابر با فشار اتمسفر و شرط مرزی ورودی نیز به صورت سرعت با مقدار مشخص و ثابت تعریف شده است. فشار ورودی نیز به صورت گرادیان فشار صفر تعریف شده است. ضمنا روی دیوارها با توجه به شرط عدم لغزش، شرایط سرعت صفر برقرار است. سرعت جریان ورودی نیز مقادیر مختلفی را شامل می‌شود که این مقادیر در جدول3 ارائه شده است. لازم به ذکر است که در تمامی این سرعت‌ها، جریان در رژیم ریلی قرار دارد.

برای امکان بررسی نتایج حاصل از شبیه‌سازی در مقایسه با نتایج تجربی کاسیاپ [25] و نتایج عددی فروردین و دولت‌آبادی [28] از اریفیس‌های با قطر معادل 0/5 میلی‌متر استفاده شده است. شکل4 نشان‌دهنده شکل هندسه مورد استفاده به همراه اریفیس ورودی آن می‌باشد. مکعبی با اندازه 5×5×50 میلی‌متر در نظر گرفته شده است که با توجه به قطر معادل 0/5 میلی‌متر ، نسبت طول به قطر 10×10×100 را برای هندسه مورد بررسی، نتیجه می‌دهد. برای گسسته‌سازی هندسه حل نیز از شبکه‌های کارتزین با فاصله اولیه 0/10 میلی‌متر در تمامی صفحات استفاده شده است.

مقدار انرژی جنبشی توربولانسی k نیز با کمک معادله 1 و با توجه به این نکته که شدت توربولانسی I برای ورودی مایع برابر با $I = 15\%$ و برای

جدول 2 اریفیس‌های مورد بررسی به همراه ابعاد آن‌ها برحسب میلی متر

نام	محور اصلی (mm)	محور فرعی (mm)	قطر معادل (mm)	نسبت منظری
E1	0/61	0/41	0/5	0/66
E2	0/86	0/28	0/5	0/33
E3	1/00	0/25	0/5	0/25



شکل 4 هندسه مسئله مورد بحث

جدول 3 سرعت‌های مورد استفاده در این مسئله

سرعت دهانه نازل $(\frac{m}{s})$	عدد وبر مایع	رینولدز
2/1	30	1172
4	110	2245
6/9	330	3884

دیوارها برابر با $I = 1\%$ است بدست آمده است. لازم به ذکر است که مقدار شدت توربولانسی $I = 15\%$ مقداری است که به صورت تخمینی و برای جریانی که هنوز کامل توسعه نیافته است در نظر گرفته می‌شود و جریان ما همچنان آرام محسوب می‌شود (رابطه 16) [28].

$$k = \frac{3}{2}(V_l I)^2 \quad (16)$$

5- نتایج

در این قسمت نتایج حاصل از شبیه‌سازی به ترتیب زیر مورد بررسی قرار می‌گیرد. ابتدا نتایج بدست آمده در مورد شکست جت، برای اریفیس‌های مختلف و در اعداد وبر مختلف مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. ضمنا بررسی استقلال حل از شبکه نیز در همین قسمت انجام می‌شود. در گام بعد تمرکز ما بر روی پدیده تغییر محور به عنوان یک پدیده‌ی حیاتی جت‌های بیضوی خواهد بود. در گام نهایی قطرات حاصله از شکست جت مورد تحلیل و ارزیابی قرار خواهند گرفت.

5-1- شکست جت و اسقلال از شبکه

در این قسمت نتایج مربوط به طول شکست جت مایع به ازای اعداد وبر متفاوت و اریفیس‌های متفاوت مورد بررسی قرار خواهد گرفت. تحلیل مستقل از شبکه بودن حل نیز در این قسمت ذکر گردیده است.

شکل 5 یک نمونه از جت به‌دست آمده از شبیه‌سازی را به صورت سه بعدی نشان می دهد. تغییر محور در این نمونه به صورت سه بعدی کاملا مشخص است به‌طوری که با تناوب و طول موج در فضا ادامه پیدا می کند. در ادامه نوسانات جت شکسته و قطراتی از آن جدا می شود. این امر در تصویر دو بعدی از جت شکل 5، به صورت نتایج نمایش داده شده در شکل‌های 6 و 7 مشاهده می شود.

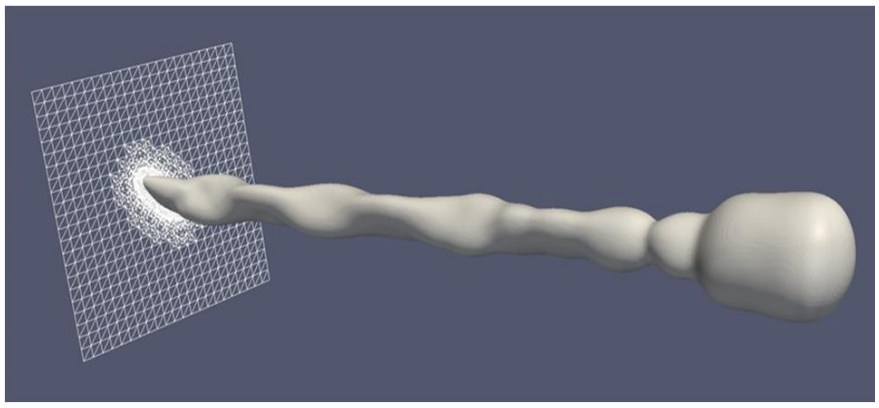
این نتایج نشان دهنده تصاویر حاصل از شبیه‌سازی جریان جت بیضوی به ازای اریفیس‌های متفاوت و عددهای وبر متفاوت هستند. طبق این نتایج با کم شدن نسبت منظری و افزایش بیضویت سطح مقطع شاهد مشخص تر شدن پدیده تغییر محور خواهیم بود.

با پیش‌روی جت شاهد ضعیف شدن پدیده تغییر محور و میرایی آن بعد از تعدادی تکرار خواهیم بود. سپس با توجه به حضور اختلالات موجود در جریان و رشد این اختلالات نوساناتی روی سطح مشترک جت و هوا ایجاد می شود و نهایتا با رشد این اختلالات به مقدار کافی جت خواهد شکست. نکته قابل توجه این است که با توجه به حساسیت محاسبات در مرز مشترک، اصلاح دینامیک شبکه ضروری می‌باشد [28]. در این روش با کمک تعریف نسبت کسر حجمی اقدام به ریز کردن شبکه‌ها در سلول‌هایی که حاوی سیال مایع (سطح مشترک) هستند نموده و از ریز نمودن سلول‌های گازی صرفنظر می شود که طبیعتا نیاز سخت افزاری را کاهش می‌دهد. طبق تعریف، ریز شدن شبکه‌ها در تمامی جهات محورها و به ازای $0 < \gamma \leq 1$ انجام شده است. شکل 8 نشان‌دهنده یک نمونه از اصلاح شبکه مورد استفاده در این پژوهش برای $0 < \gamma \leq 1$ می‌باشد.

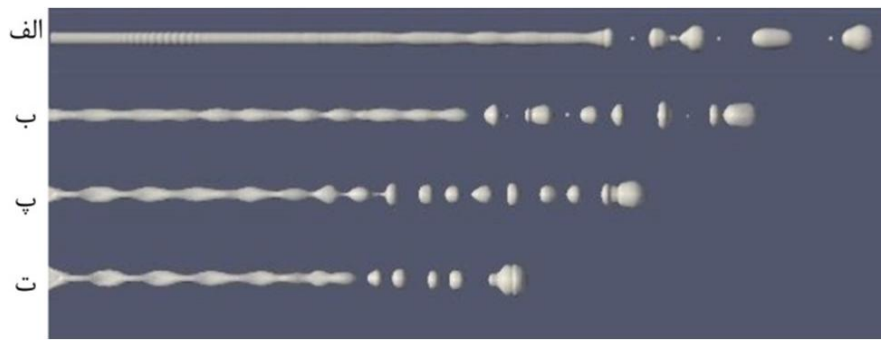
به ازای اصلاح دینامیک شبکه در سه و چهار مرحله تعداد سلول‌ها به ترتیب حدودا به 2 و 10 میلیون می‌رسد. برای بررسی اثر تعداد سلول‌ها بر نتایج، طول شکست بی بعد شده با قطر معادل برحسب عدد وبر برای اریفیس E2 و به ازای مراحل مختلف اصلاح شبکه در شکل 9 رسم شده است.

با توجه به یکسان بودن مساحت سطح مقطع اریفیس‌ها، مقدار قطر معادل برای تمامی اریفیس‌ها برابر با $D_{eq} = 0.5$ میلی‌متر خواهد بود. ملاحظه می‌شود که در مقایسه با نتایج تجربی، اصلاح شبکه با دو مرحله دارای دقت کافی نیست و یک مرحله اصلاح بیشتر شبکه، امری ضروری می‌باشد. از طرف دیگر اختلاف نتایج حاصل از اصلاح شبکه با سه یا چهار مرحله، دارای اختلاف اندکی با یکدیگر هستند و به ازای سه مرحله اصلاح شبکه، دقت محاسبات به مقدار مناسبی می‌رسد و این خود بیانگر این مطلب است که نتایج شبیه‌سازی بعد از سه مرحله اصلاح دینامیک شبکه، به نوعی مستقل از شبکه محاسباتی می‌شوند. به همین دلیل و برای کاهش نیاز سخت‌افزاری، اصلاح دینامیک شبکه به تعداد 3 مرحله در نظر گرفته شده است.

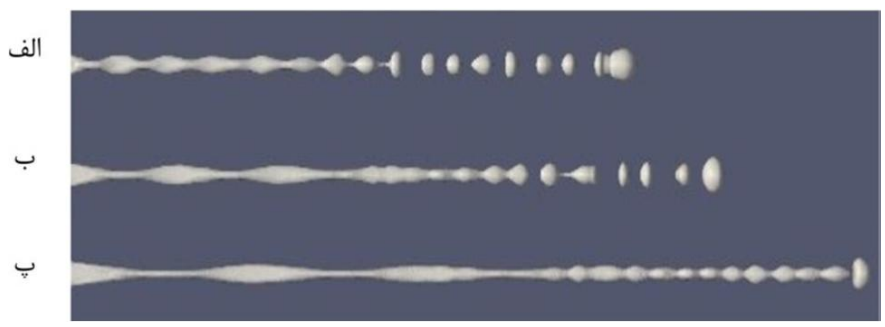
نکته دیگر این‌که با افزایش عدد وبر، اختلاف بین نتایج حاصل از



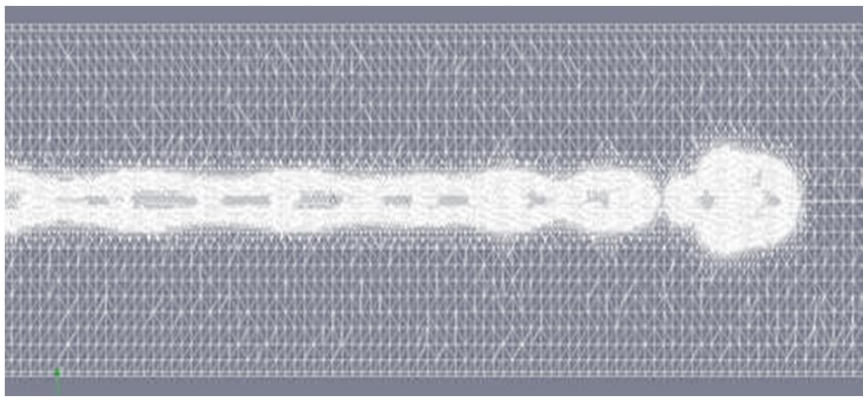
شکل 5 تصویر سه بعدی پدیده تغییر محور حاصل از شبیه‌سازی



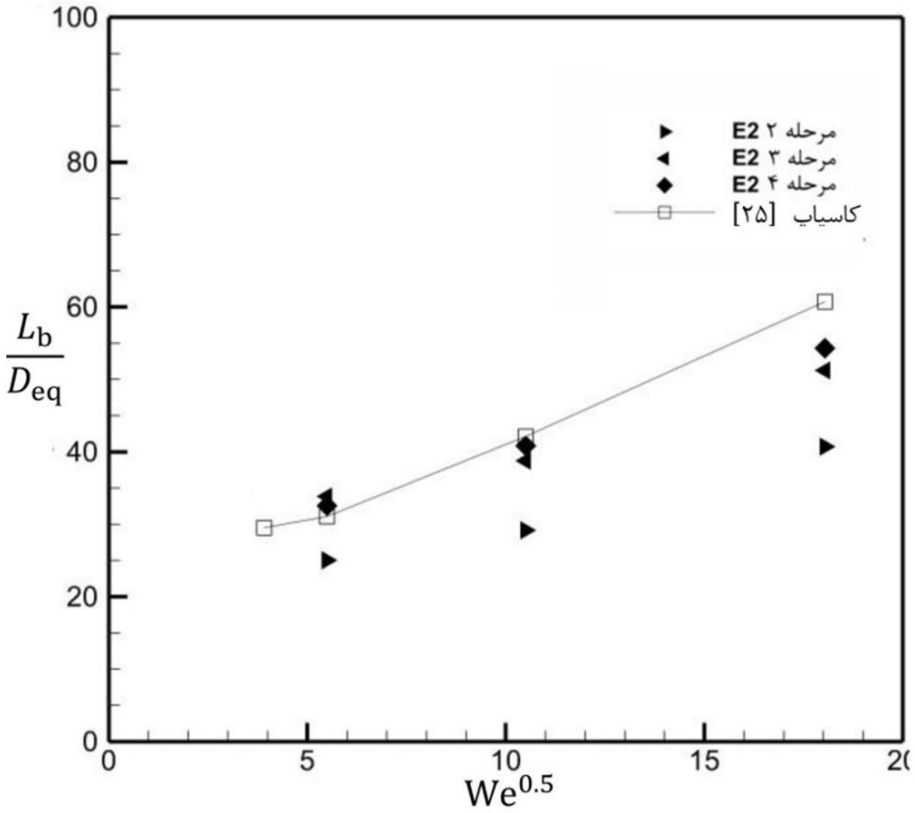
شکل 6 تصویر حاصل از شبیه‌سازی برای وبر 30 برای اریفیس‌های الف.دایروی ب.E1 پ.E2 ت.E3



شکل 7 تصویر حاصل از شبیه‌سازی برای اریفیس E2 برای سه وبر متفاوت الف. عدد وبر 30 ب. عدد وبر 110 پ. عدد وبر 330



شکل 8 حوزه حل گسسته‌سازی شده به روش اصلاح دینامیک شبکه



شکل 9 بررسی مستقل از شبکه بودن حل برای اریفیس E2 برای چندین مرحله اصلاح دینامیک شبکه متفاوت

شبیه‌سازی با نتایج تجربی بیشتر می‌شود. این افزایش خطا احتمالا به علت ناپایداری‌هایی خواهد بود که ممکن است توسط خطاهای حل عددی اعمال گردیده باشد. البته لازم به ذکر است که در عدد وبر بالا، افزایش تعداد مراحل اصلاح شبکه به چهار مرحله، موجب افزایش دقت شبیه سازی می‌شود، اما با توجه به سنگینی بیش از حد محاسبات و دقت نسبتا قابل قبول نتایج در وبر بالا و با کمک سه مرحله اصلاح شبکه، از همان سه مرحله اصلاح دینامیک شبکه در این قسمت نیز استفاده شده است.

در شکل 10 نتایج حاصل از شبیه‌سازی برای بررسی طول شکست به ازای اریفیس‌های با نسبت منظری متفاوت و به ازای اعداد وبر مختلف آمده است و این نتایج با آزمایشات تجربی کاسیاپ [25] و نتایج عددی فروردین و دولت‌آبادی [28] مقایسه شده است. طبق تعریف طول شکست، هرچه میزان نرخ رشد اختلالات افزایش یابد شاهد کاهش طول شکست خواهیم بود. طبق نمودارهای حاصل از تحلیل ناپایداری امینی [23] هر چه نسبت منظری کاهش یابد شاهد افزایش نرخ رشد اختلالات برای جت‌های با سطح مقطع معادل در رژیم ریلی و باد القایی اول خواهیم بود. ضمنا با افزایش عدد وبر نیز شاهد افزایش طول شکست جت خواهیم بود. علت اصلی افزایش طول شکست، غالب بودن نیروهای تنش سطحی در رژیم ریلی برای شکست جت است.

با افزایش عدد وبر نسبت اثرات نیروهای تنش سطحی کاهش یافته و به دنبال آن نرخ رشد اختلالات کاهش می‌یابد که این وابستگی در نتایج تحلیل ناپایداری در شکل‌های 2 نیز مشاهده می‌شود.

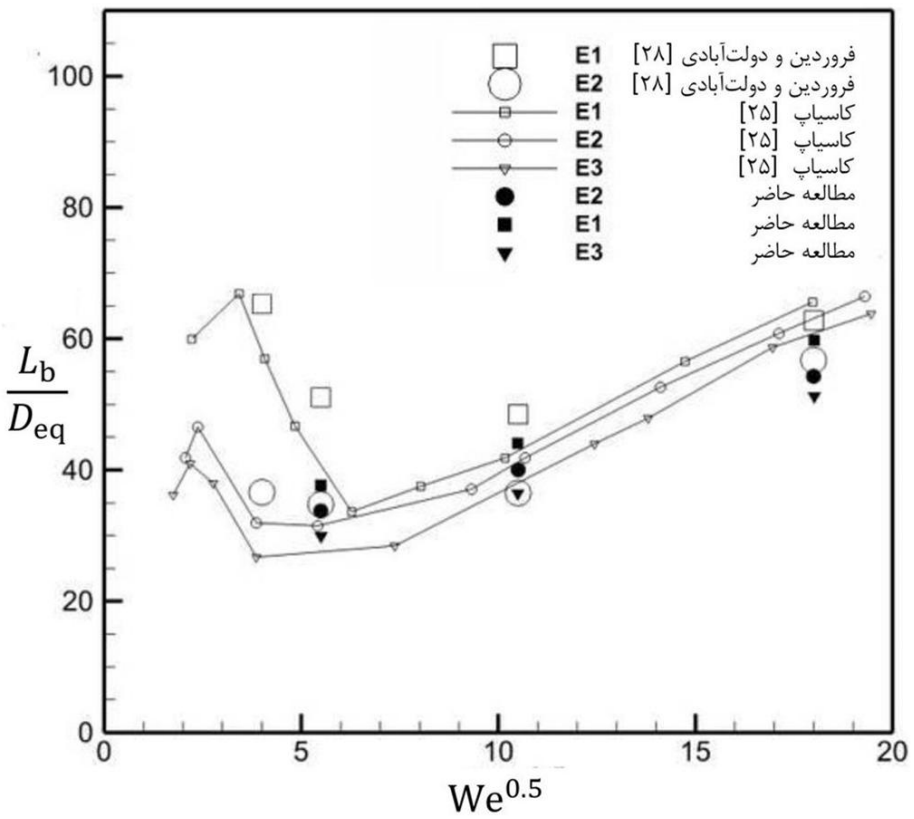
طبق تعاریف، شکست جت زمانی رخ می‌دهد که دامنه اغتشاشات اولیه موجود در جت مایع رشد کرده و به مقداری برابر با شعاع جت برسد [23]. در این حالت نوسانات روی مرز مشترک جت به‌نحوی است که شاهد گلوگاه‌هایی در نواحی قبل از شکست جت خواهیم بود که در شکل 11 برای اریفیس E2 مشخص است. همچنین میزان فشار در ناحیه گلوگاه جت مایع بیشترین مقدار ممکن را دارد. با توجه به رشد اغتشاشات و باریکتر شدن ناحیه گلوگاه، فشار این ناحیه باز هم افزایش می‌یابد تا این‌که سرانجام منجر به شکست جت می‌شود.

سرعت نیز در ناحیه گلوگاه بیشترین مقدار است و با گذر زمان و کوچک‌تر شدن ناحیه گلوگاه این سرعت نیز افزایش می‌یابد. درست در لحظه شکست شاهد دو ناحیه با مقدار حداکثر و حداقل سرعت در ناحیه گلوگاهی هستیم که منجر به برهم خوردن پیوستگی جریان و جدا شدن قطره از جریان جت مایع می‌شود. این اتفاق در کانتورهای سرعت در شکل 12 قابل مشاهده می باشد.

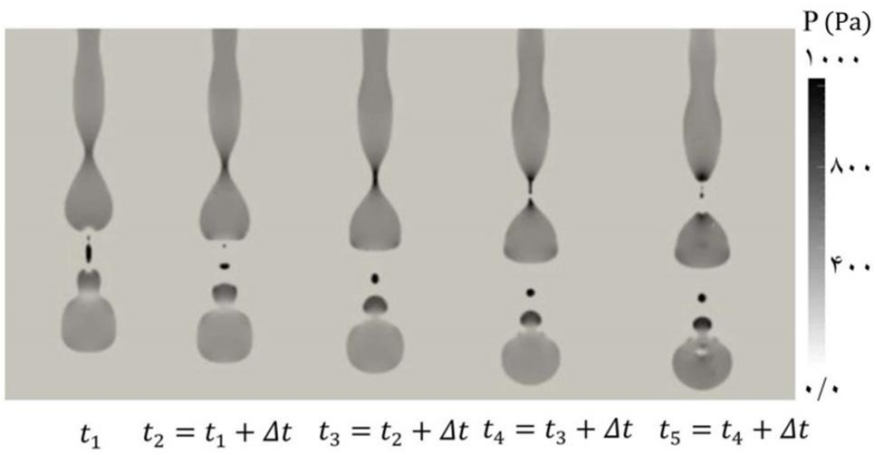
5-2- پدیده تغییر محور و مشخصه‌های آن

در این قسمت نتایج مربوط به شبیه‌سازی برای پدیده تغییر محور خواهد آمد. این نتایج شامل تغییرات طول موج تغییر محور به ازای اعداد وبر متفاوت، اعداد تغییر محور متفاوت و برای اریفیس‌های گوناگون خواهد بود.

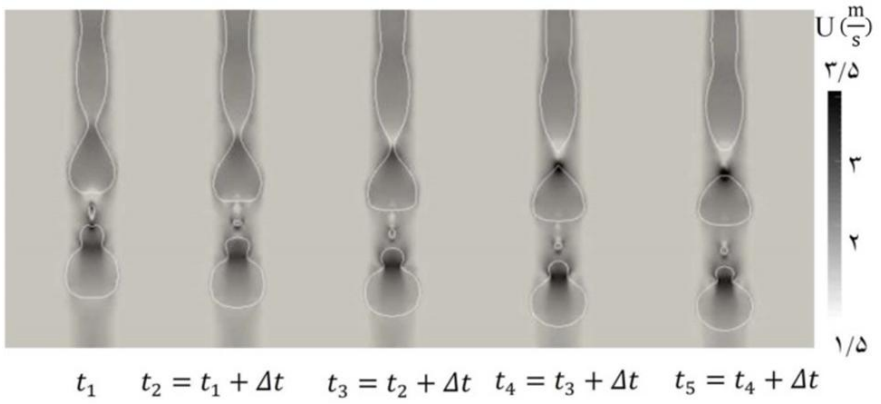
شکل13 تغییرات طول موج تغییر محور بدون بعد را به ازای اریفیس‌های متفاوت برای وبرهای متفاوت را نشان می‌دهد. برای بی‌بعد سازی نیز از نسبت مقدار طول موج تغییر محور (فاصله دو نقطه اوج یا دو نقطه فرود تغییر محور) که در شکل 1 نشان داده شده و قطر معادل جت، استفاده شده است. طبق پیش‌بینی حاصل از بررسی‌های تئوری مقدار طول موج تغییر محور برابر با $\lambda_{as} = \frac{2\pi}{\sqrt{6}}\sqrt{We-2}$ در نظر گرفته می‌شود [23]، یعنی به ازای افزایش وبر شاهد رشد طول موج تغییر محور خواهیم بود.



شکل 10 تغییرات طول شکست جت برحسب عدد وبر برای اریفیس *E1, E2, E3*



شکل 11 کانتور فشار برحسب پاسکال در لحظه شکست جت برای مقادیر حداکثر و حداقل فشار در هر لحظه $(\Delta t = 10^{-4}\ s)$

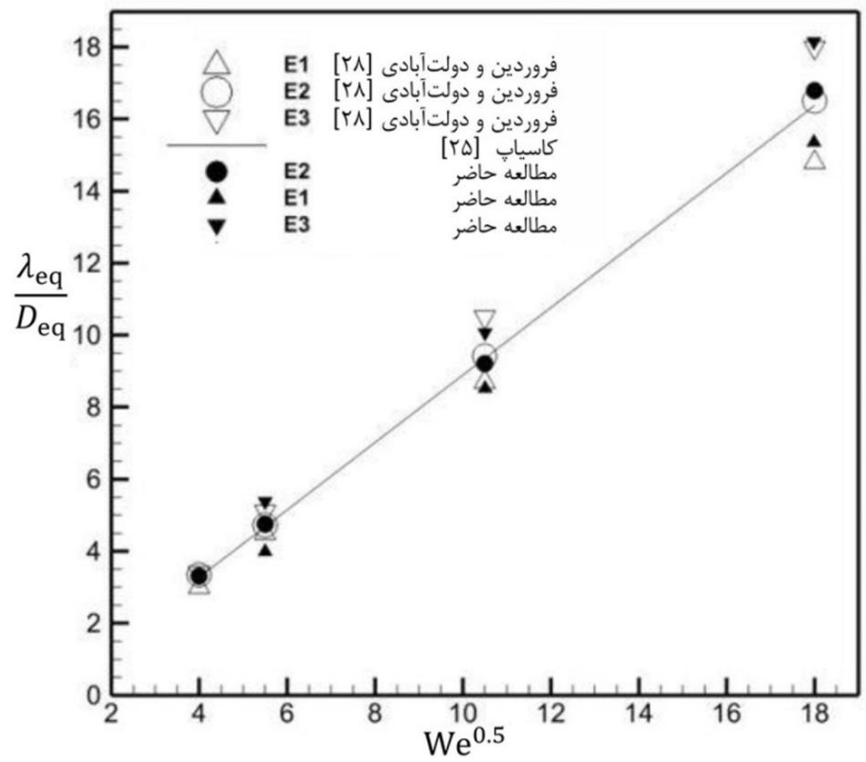


شکل 12 کانتور سرعت برحسب $\frac{m}{s}$ در لحظه شکست جت برای مقادیر حداقل و حداکثر سرعت در هر لحظه $(\Delta t = 10^{-4}\ s)$

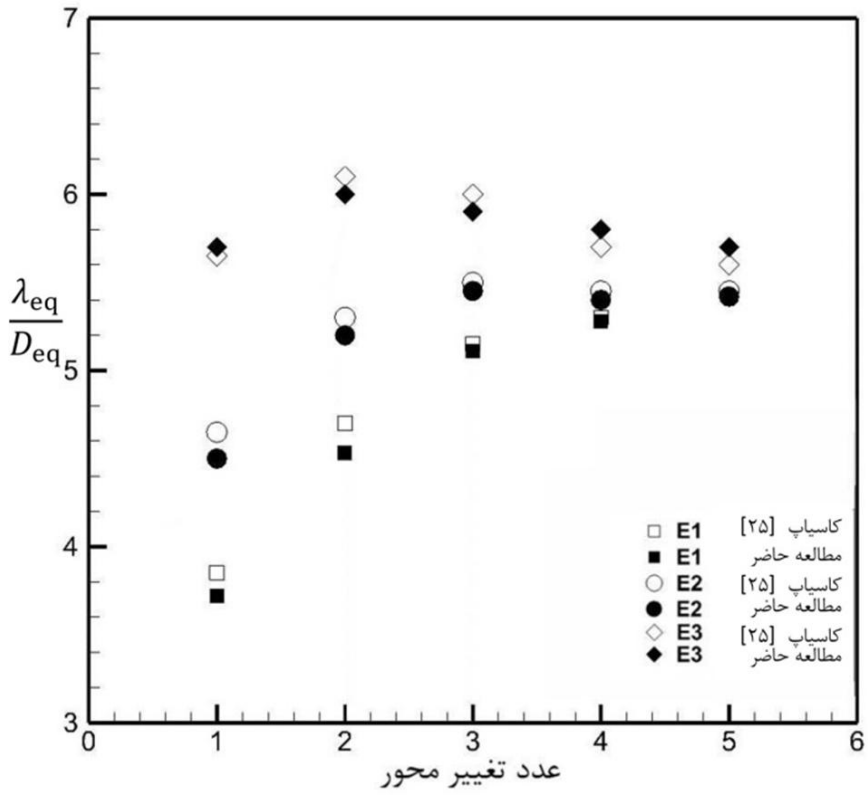
نتایج حاصل از شبیه‌سازی حاضر نیز با تحقیقات تجربی کاسیاپ [25] و مطالعات عددی فروردین و دولت‌آبادی [28] مقایسه شده است. این افزایش طول موج نیز با توجه به کاهش اثرات تنش سطحی در وبرهای بالاتر رژیم ریلی در نظر گرفته می‌شود.

شکل14 نشان‌دهنده تغییرات طول موج به ازای اعداد موج متفاوت برای وبر حدود 30 است. این نتایج نیز با پژوهش‌های تجربی و عددی مقایسه شده است. با توجه به نتایج حاصل از شبیه‌سازی طول موج تغییر محور به ازای اعداد موج اول افزایش یافته اما بعد از عدد موج دوم به مقدار ثابتی می‌رسد.

در عدد موج اول به دلیل نزدیک بودن به دهانه اریفیس و اثرات اریفیس



شکل 13 تغییرات طول موج تغییر محور برحسب عدد وبر برای اریفیس E1, E2,E3



شکل 14 تغییرات طول موج بدون بعد برحسب عدد تغییر محور برای اریفیس‌های متفاوت و عدد وبر 30

طول تغییر محور کاهش یافته اما با دور شدن از دهانه اریفیس این اثر کمتر شده و تبعا با توجه با اثرات شتاب جاذبه طول موج تغییر محور افزایش می‌یابد. اما از عدد تغییر محور 2 و 3 و بعد از یک افزایش در طول موج شاهد ثابت شدن این مقدار خواهیم بود. این ثبات نیز ممکن است نشانه ای از به تعادل رسیدن نیروهای لزجی و تنش سطحی با اثرات شتاب جاذبه باشد [25].

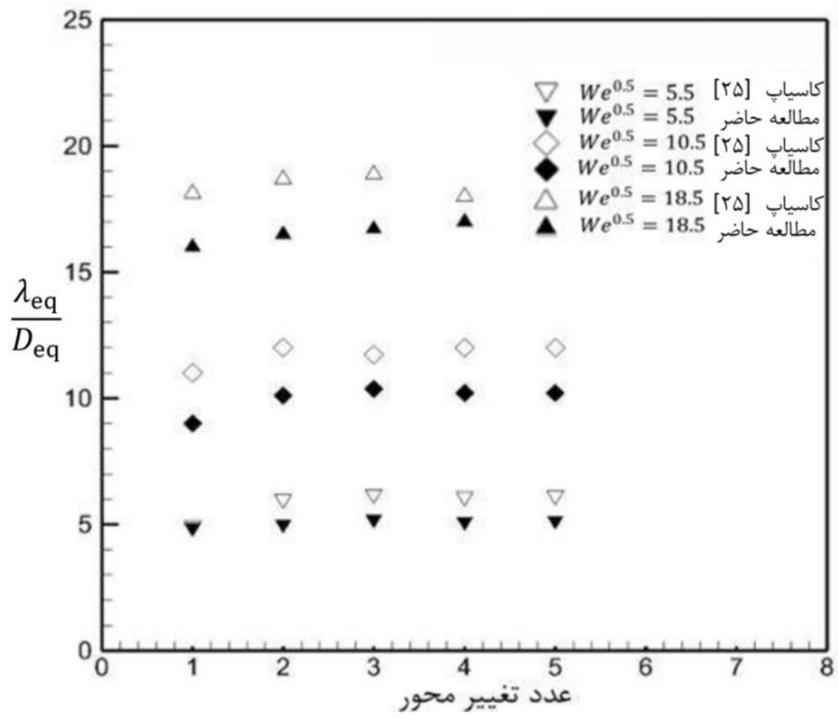
در شرایط یکسان به ازای کاهش نسبت منظری نیز تغییرات بیشتری در سطح مقطع جت برای تغییر کامل محور لازم است اتفاق بیافتد که نتیجه آن می تواند افزایش طول موج تغییر محور باشد.

تغییرات طول موج به ازای اعداد تغییر محور متفاوت برای وبرهای متفاوت و به ازای اریفیس E2 در شکل15 قابل مشاهده است. با توجه به نتایج حاصل از شبیه‌سازی، همچنان طول موج تغییر محور به ازای اعداد موج اول افزایش یافته اما بعد از عدد موج دوم ثابت می شود. همچنین با افزایش عدد وبر و کاهش اثرات تنش سطحی شاهد بزرگ‌تر شدن طول موج تغییر محور هستیم که با نتایج حاصل از تحقیقات تجربی کاسیاپ همخوانی دارد.

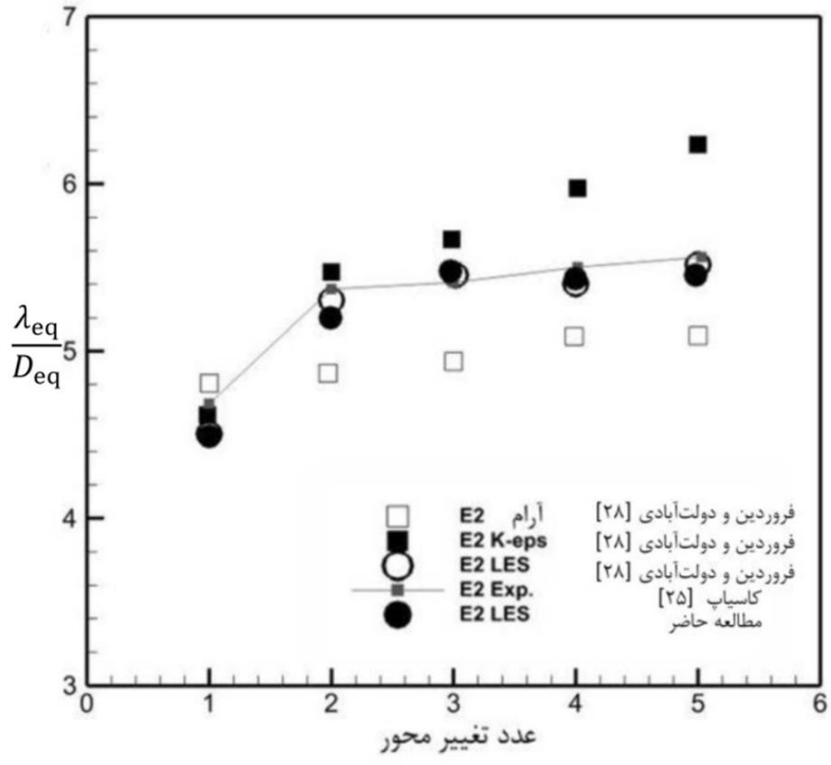
این نتایج توسط فروردین و دولت‌آبادی [28] برای شبیه‌سازی با مدل‌های LES, K-eps و جریان آرام برای اریفیس E2 مقایسه شده است که در شکل 16 ملاحظه می‌شود.

در مقایسه با نتایج تجربی کاسیاپ [25]، مشخص است که مدل‌سازی به روش LES در این مسئله از تطابق بسیار بهتری برخوردار بوده و فرایند ثابت شدن طول موج تغییر محور را بسیار بهتر به نمایش می‌گذارد.

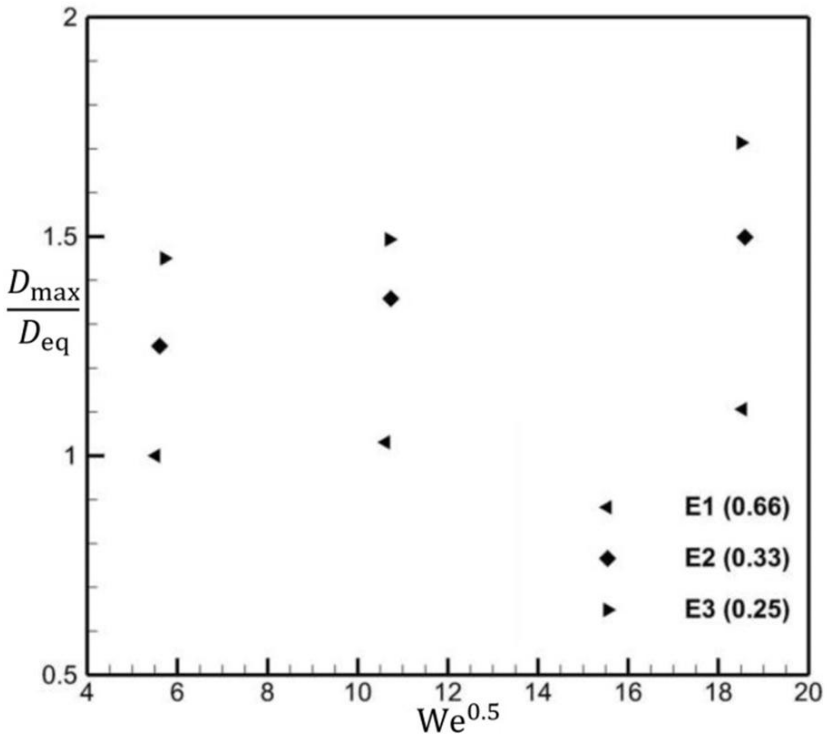
اگر بزرگترین مقدار دامنه محور اصلی بیضی که در اولین نقطه اوج دامنه محور اصلی بیضی بعد از خروج جت از اریفیس محاسبه می‌شود را D_{max} بنامیم، تغییرات عدد بدون بعد $\frac{D_{max}}{D_{eq}}$ برحسب تغییرات عدد وبر در شکل 17 نشان داده شده است. در یک اریفیس با نسبت منظری ثابت، به ازای افزایش عدد وبر و در واقع اینرسی جت شاهد افزایش مقدار $\frac{D_{max}}{D_{eq}}$ خواهیم بود. از طرف دیگر اندازه نسبت منظری با $\frac{D_{max}}{D_{eq}}$ رابطه عکس دارد زیرا در واقع هرچه نسبت منظری کاهش یابد، مقدار دامنه محور اصلی بیضی در لحظه صفر افزایش می‌یابد که به نوبه خود باعث افزایش مقدار $\frac{D_{max}}{D_{eq}}$ خواهد شد.



شکل 15 تغییرات طول موج تغییر محور برحسب عدد تغییر موج برای اریفیس E2



شکل 16 تغییرات طول موج تغییر محور برحسب عدد تغییر محور برای اریفیس E2 به ازای شبیه‌سازی‌های توربولانسی متفاوت برای وبر 30



شکل 17 تغییرات دامنه بزرگترین طول قطر محور اصلی بیضی با جذر عدد وبر برای اریفیس‌های با نسبت منظری متفاوت

شکل 18 نشان‌دهنده کانتورهای سرعت و فشار در مکان‌های مختلف برای مقطع جت مایع خروجی از اریفیس E2 می‌باشد. طبق تعریف پدیده تغییر محور، جت خروجی از اریفیس بیضوی با توجه به شکل سطح مقطع آن، ناپایدار است و به همین خاطر سعی در رسیدن به سطح مقطعی دایروی دارد. کانتورهای فشار نشان‌دهنده بیشتر بودن مقدار فشار در نواحی دارای انحنای بیشتر در سطح مقطع هستند و به تبع آن موجب حرکت این نواحی می‌شوند. این فشار بیشتر بر این نواحی حاکم است تا جایی که جت به سطح مقطعی نسبتا دایروی می رسد.

در این حالت توزیع فشار در سطح مقطع جت به مقداری تقریبا ثابت در تمام آن می‌رسد اما با توجه به اینرسی ناشی از تبدیل سطح مقطع بیضی به دایره، سطح مقطع به فرم دایروی باقی نمانده و به تغییر فرم خود ادامه می‌دهد تا جایی که تبدیل به بیضی عمود بر بیضی اولیه می‌شود و این فرایند ادامه می‌یابد. کاهش اثر پدیده تغییر محور با پیشروی جت نیز در اثر میرایی ناشی از لزجت در این شکل مشخص می باشد [25].

3-5- قطرات حاصل از شکست

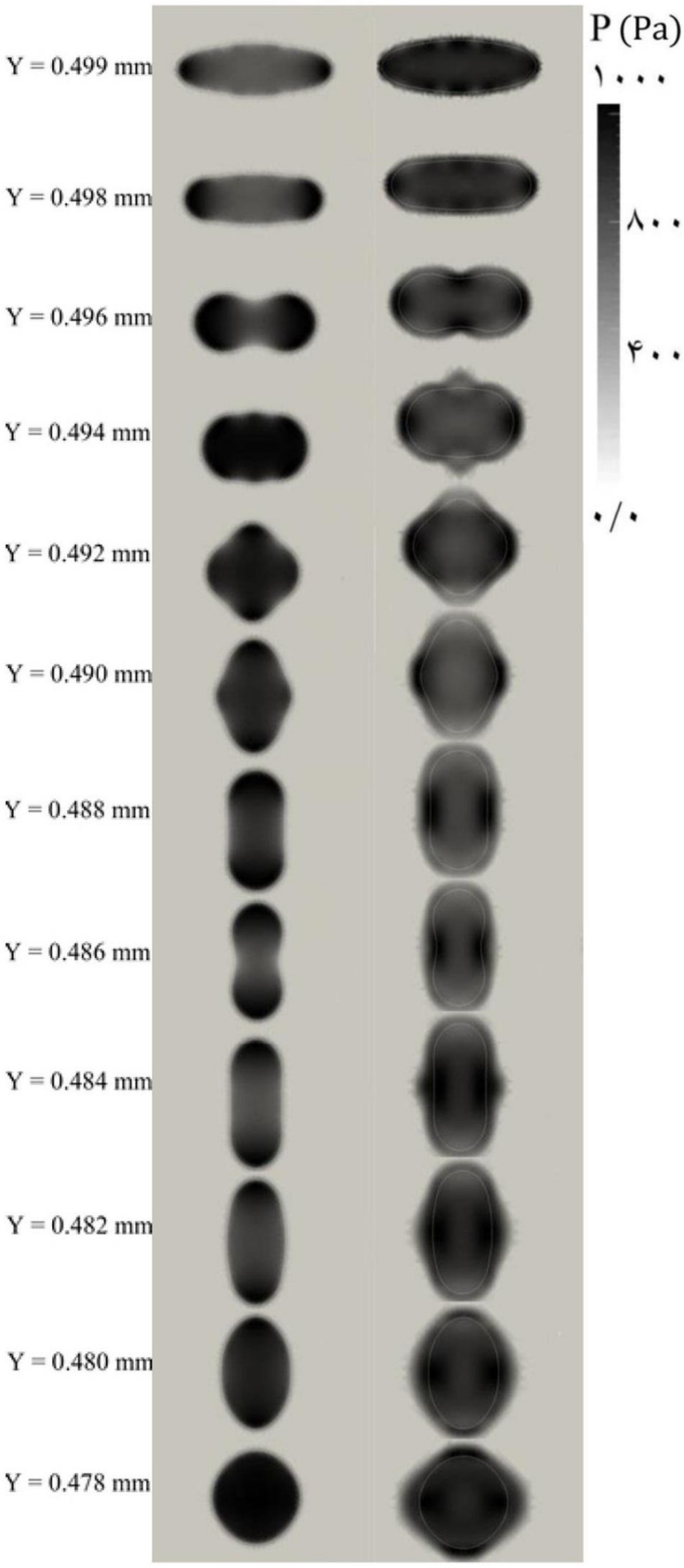
در این قسمت نتایج مربوط به قطرات حاصل از شکست جت مایع بیضوی برای اعداد وبر و با نسبت منظری متفاوت ذکر می‌شود.

همان‌گونه که در مورد شکل 2 توضیح داده شد، نرخ رشد اغتشاشات در جت با کاهش نسبت منظری اریفیس به طرز چشم‌گیری افزایش می‌یابد که منجر به کاهش طول شکست جت می‌شود [21] و اثرات آن در شکل‌های 6 و 10 مشاهده شد.

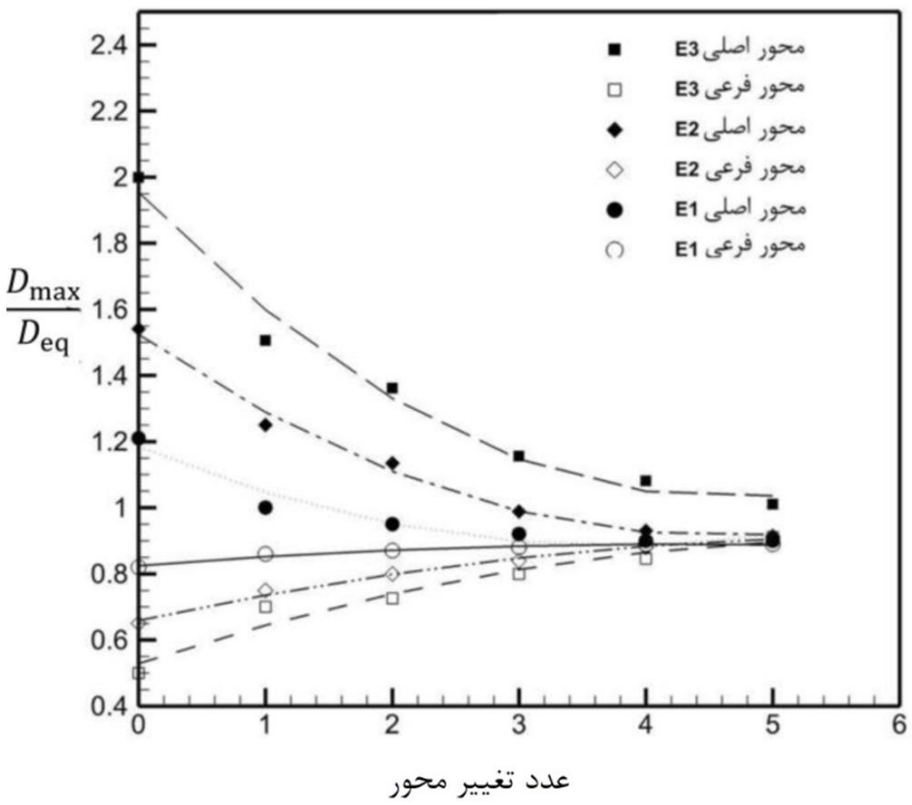
اثر دیگر این افزایش نرخ رشد، بر روی قطرات حاصل از شکست جت است. براساس نتایج حاصل از مطالعه بر روی جت‌های دایروی، در صورتی که بتوان نرخ رشد اغتشاشات جت را افزایش داد، قطر قطرات بدست آمده از شکست جت به یکدیگر نزدیک‌تر می‌شود، ضمن این که تعداد و قطر قطرات موسوم به قطرات ماهواره‌ای نیز به شدت کاهش می‌یابد.

شکل 19 به بررسی تغییرات مقدار حداکثر دامنه محور به ازای عددهای تغییر محور مختلف برای اریفیس‌های مختلف در عدد وبر 30 است. طبق نتایج بدست آمده، هر چه عدد تغییرمحور بالاتر رود شاهد کاهش مقدار دامنه طول محور خواهیم بود تا این‌که این مقدار حتی از مقدار قطر معادل نیز کمتر شده و عملا این نوسان میرا می‌شود. در حقیقت اثر لزجت به عنوان یک اثر میرا کننده، بر جریان با نسبت منظری کمتر، بیشتر است چرا که دامنه حرکتی تغییر محور این جت بزرگتر است [25]. ضمنا با توجه به کمتر بودن نسبت منظری در اریفیس E2 شاهد کاهش بیشتر $\frac{D_{max}}{D_{eq}}$ هستیم اما نهایتا مقدار نهایی $\frac{D_{max}}{D_{eq}}$ برای تمامی جت‌ها به مقدار تقریبا یکسانی می‌رسد.

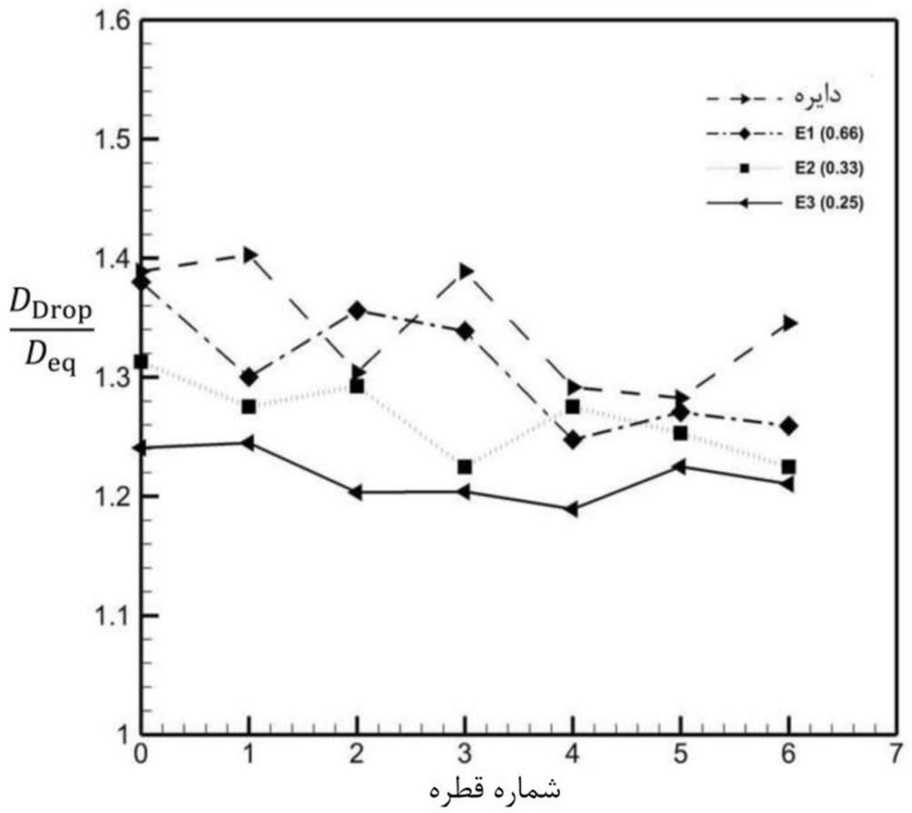
قطرات ماهواره‌ای، قطراتی با اندازه بسیار کوچک نسبت به سایر قطرات موجود در جریان هستند که معمولا در فاصله بین قطرات اصلی تشکیل می‌شوند. این مفهوم در شکل 6 به عنوان نتیجه‌ای برای مقایسه طول شکست



شکل 18 کانتور فشار برحسب پاسکال (سمت چپ) و سرعت برحسب $\frac{m}{s}$ (سمت راست) در مکان‌های مختلف برای جت خروجی از اریفیس E2



شکل 19 تغییرات مقدار دامنه قطر بیضی به ازای عدد تغییر محور مختلف به همراه منحنی‌های بهترین فیت برای هر کدام برای عدد وبر 30



شکل 20 اندازه بدون بعد قطرات حاصل از شکست جت برای اریفیس‌های متفاوت در وبر 30

جت‌ها با نسبت‌های منظری متفاوت، قابل مشاهده است. طبق این شکل، قطرات ماهواره‌ای بیشتری در جت دایروی وجود دارد و هرچه نسبت منظری جت کاهش می‌یابد، حضور این قطرات ماهواره‌ای کمتر می‌شود.

شکل 20 نمایشگر نسبت بدون بعد قطر قطرات حاصل از شکست برای جت‌های با اریفیس متفاوت به قطر معادل جت است که با $\frac{D_{Drop}}{D_{eq}}$ نمایش داده می‌شود. براساس نتایج بدست آمده، شکست جت دایروی منجر به قطرات با قطر بزرگتری نسبت به شکست جت‌های بیضوی می‌شود.

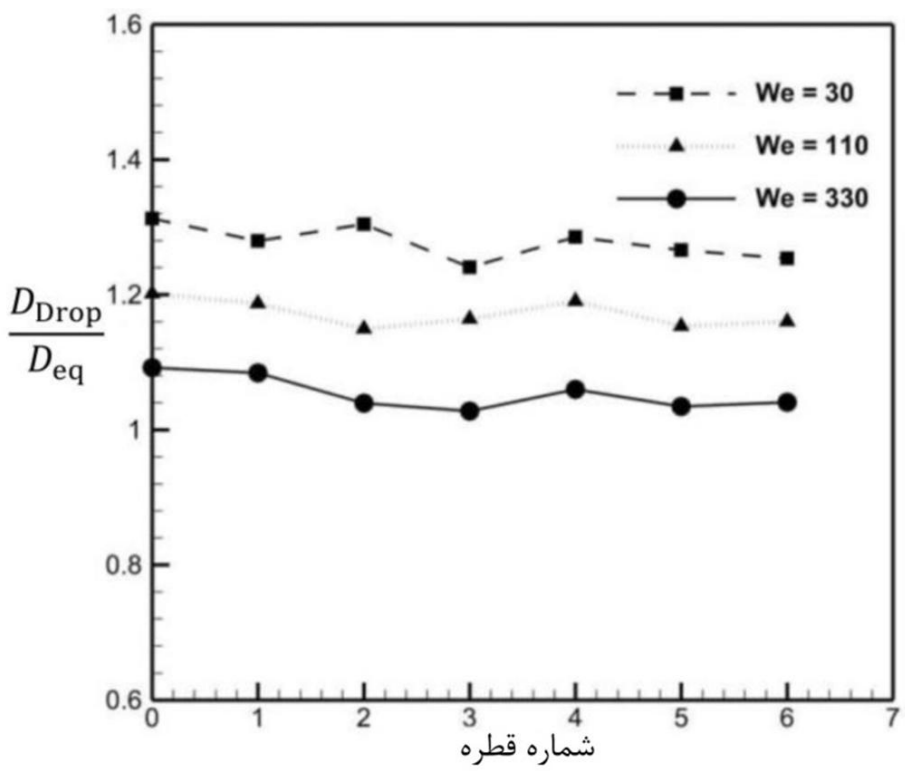
این روند در مورد جت‌های بیضوی نیز تا اندازه‌ای ادامه می‌یابد به نحوی که قطر قطرات حاصل از شکست جت با کاهش نسبت منظری، به میزان اندکی کاهش می‌یابد. نکته مهم دیگر این است که اندازه قطرات حاصل از جت‌های بیضوی به‌علت بزرگ‌تر بودن نرخ رشد اغتشاشات آن‌ها، دارای تغییرات کمتری نسبت به جت دایروی است. ضمن اینکه جت‌های بیضوی با نسبت منظری کمتر نیز دارای قطرات یکدست تری می‌باشند. موید این جمله، نتایج حاصل از جت E3 است که قطر قطرات حاصل از شکست آن از قطر سایر قطرات کمتر است، ضمن این‌که اندازه قطرات بدست آمده نیز بسیار به هم نزدیک است.

شکل 21 هم نتایج بدست‌آمده برای نسبت بدون بعد قطر قطرات حاصل از شکست جت E2 به قطر معادل جت به ازای اعداد وبر متفاوت را نمایش می‌دهد.

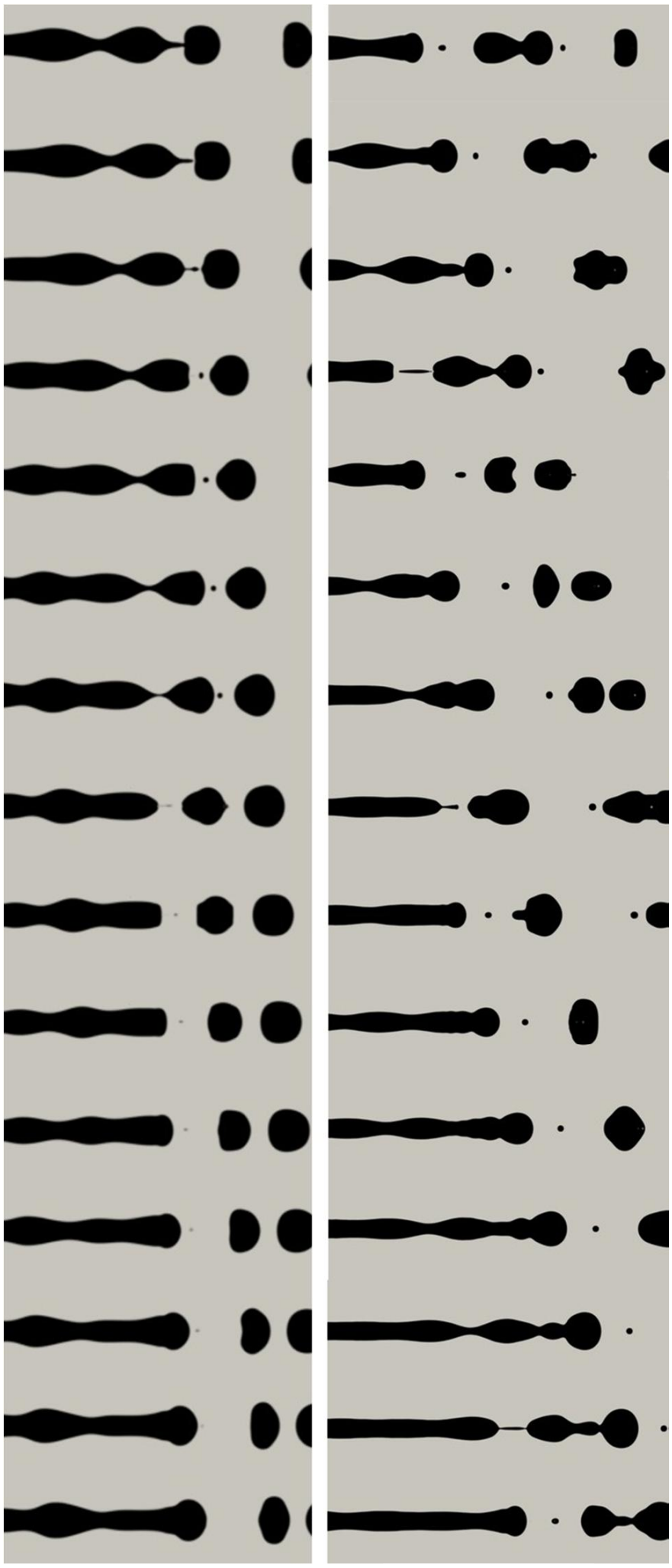
بر طبق این نتایج، با افزایش عدد وبر در بازه رژیم ریلی که با افزایش اینرسی و البته افزایش نرخ رشد اغتشاشات همراه است، قطر قطرات بدست آمده کاهش می‌یابد. بدین ترتیب اندازه قطرات حاصل از شکست جت با عدد وبر 330 کمترین مقدار نسبت به اندازه قطرات بدست‌آمده از شکست جت با اعداد وبر کمتر است. ضمنا میزان تغییرات اندازه قطرات در جت‌های با اعداد وبر بالاتر، کمتر است. یعنی در صورت افزایش وبر جریان و با افزایش نرخ رشد اغتشاشات جریان، زمان مورد نیاز برای جدا شدن یک قطره از انتهای جت کاهش می‌یابد و بدین نحو قطراتی با اندازه یکسان‌تر بدست می‌آید.

برای درک بهتر فرایند شکست جت و نحوه پیدایش قطرات ماهواره‌ای در جت نیز می‌توان از شکل 22 بهره برد. در هنگام شکست جت، شاهد تشکیل یک نقطه گلوگاهی درست قبل از شکست جت هستیم. در لحظه شکست، با توجه به تشکیل قطره در انتهای جت، این ناحیه گلوگاهی کشیده شده و تبدیل به یک رشته باریک جریان می‌شود. در هنگام جدا شدن کامل قطره، اتصال این باریکه جریان با قطره کاملا قطع می‌شود اما معمولا اتصال این باریکه به جریان اصلی جت همچنان برقرار است.

با پیشروی جریان در صورتی که اینرسی سیال به مقدار کافی باشد، این ناحیه لایه‌ای به بدنه جت اصلی بر می‌گردد اما در صورت کم بودن اغتشاشات و به تبع آن کمتر بودن اینرسی، ارتباط این باریکه جریان قبل از اینکه بتواند به بدنه جت اصلی متصل شود قطع می‌شود. بدین ترتیب یک رشته نازک جریان بین قطره اصلی جدا شده و جریان جت به وجود خواهد آمد که کم‌کم تبدیل به قطره‌ای با ابعاد بسیار کوچک‌تر می‌شود که به قطره ماهواره‌ای موسوم است. این قطرات معمولا به شکلی هستند که با فاصله خاصی بین قطرات حاصل از شکست باقی می‌مانند و به نوعی ترکیب یکدست جریان را برهم می‌زنند. البته گاها با توجه به اینرسی موجود در قطرات و جت اصلی،



شکل 21 اندازه بدون بعد قطرات حاصل از شکست جت E2 برای اعداد وبر متفاوت



ب. جت دایروی الف. جت E3

شکل 22 قطرات حاصله از شکست جت در جریان با عدد وبر 30 الف. جت E3 ب. جت دایروی

قطرات ماهواره‌ای به وجود آمده، در میان قطرات اصلی باقی نمی‌مانند و فاصله آن‌ها با قطرات سمت چپ یا راست خود کمتر می‌شود که نهایتا باعث ترکیب دوباره قطرات ماهواره‌ای با قطرات اصلی می‌شود.

طبق نتایج بدست آمده از تحقیقات بر روی جت‌های دایروی، هرچه میزان نرخ رشد اغتشاشات بیشتر باشد، احتمال به وجود آمدن رشته باریک جریان بین قطرات اصلی کمتر می‌شود و به تبع آن شانس حضور قطرات ماهواره‌ای کاهش می‌یابد ضمن این‌که این افزایش نرخ رشد اغتشاشات احتمال جذب قطرات ماهواره‌ای را در طول حرکت توسط سایر قطرات اصلی افزایش می‌دهد و بدین ترتیب با حذف قطرات ماهواره‌ای ، قطرات یکسان‌تری در اختیار کاربر قرار می‌دهد.

با دقت در شکل 22 می‌توان به خوبی پدیده تشکیل قطرات ماهواره‌ای توضیح داده شده را تشخیص داد. برای تشخیص هرچه بهتر این پدیده، از نتایج جت دایروی در مقایسه با جت E3 که بیشترین اختلاف را در نرخ رشد اغتشاشات با یکدیگر دارند، استفاده شده است. طبق این شکل لایه جریان تشکیل شده بین قطره و جت اصلی برای جت دایروی بسیار بزرگتر از لایه جریان تشکیل شده در جت E3 است و به تبع آن کاهش اندازه قطرات ماهواره‌ای و یا حتی عدم تشکیل آن‌ها اتفاق می افتد. ضمنا در جت دایروی، قطرات ماهواره‌ای فاصله خود را با قطرات کناری خود حفظ می‌کنند در حالی که در جت E3 قطرات ماهواره‌ای کوچک‌تر به وجود آمده و با نزدیک شدن به یکی از قطرات کناری، جذب آن‌ها می‌شوند و شاهد حضور این قطرات در جریان نخواهیم بود.

6- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این پژوهش نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی جت مایع با کمک اریفیس‌های بیضوی، بدست آمد و با نتایج حاصل از آزمایشات تجربی کاسیاپ و مطالعات عددی فروردین و دولت آبادی نیز مقایسه شد. نتایج نشان دهنده کاهش طول شکست جت به ازای کاهش نسبت منظری اریفیس بود بدین معنی که در محدوده نسبت منظری مورد مطالعه در این مقاله، هرچه دهانه اریفیس بیضوی‌تر شود، طول شکست کاهش می‌یابد. ضمن این که اثرات افزایش عدد وبر بر طول شکست نیز در تمامی اریفیس‌های مورد بحث مورد ارزیابی قرار گرفت و طبق نتایج بدست آمده هرچه مقدار عدد وبر جریان در حوزه رژیم ریلی افزایش پیدا کند، شاهد افزایش مقدار طول شکست جت خواهیم بود. علاوه بر این وقوع پدیده تغییر محور نیز که مختص جریان‌های بیضوی است در این تحقیق مورد کنکاش قرار گرفت. بدین ترتیب که ابتدا مقدار طول موج بدون بعد تغییر محور به ازای اریفیس ها و در اعداد وبر مختلف بررسی گردید و طبق نتایج هرچه نسبت منظری اریفیس کاهش یابد مقدار طول موج تغییر محور افزایش خواهد یافت. علاوه بر این با افزایش عدد وبر جریان نیز عدد طول موج تغییر محور افزایش می‌یابد. نکته قابل ذکر این است که با توجه به تعریف طول موج تغییر محور به عنوان فاصله بین دو عدد تغییر محور زوج یا فرد اعداد (شکل 1)، مقدار طول موج تغییر محور دارای مقادیر متفاوت خواهد بود و در ابتدا با رشد عدد تغییر محور (اندازه‌گیری فاصله بین اعداد تغییر محور ابتدایی مثلا 0 تا 2 و سپس 1 تا 3 و به همین ترتیب)، دامنه طول موج تغییر محور نیز رشد می‌نماید اما در نهایت به مقداری ثابت می‌رسد.

قدم بعدی مقایسه مدل توربولانسی مناسب برای استفاده در جریان‌های بیضوی بود که با توجه به نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های آقایان فروردین و دولت‌آبادی روش شبیه سازی ادی‌های بزرگ برای انجام شبیه‌سازی انتخاب و داده‌های نسبتا مناسبی بدست می‌دهد. نهایتا مقدار حداکثر دامنه محور اصلی اریفیس مورد بررسی قرار گرفت. بر این اساس، هرچه عدد وبر افزایش یابد با توجه به افزایش اینرسی جت، شاهد افزایش دامنه حداکثر طول محور اصلی خواهیم بود. مقدار حداکثر طول محور اصلی به ازای اریفیس با کمترین نسبت منظری، بیشترین مقدار خود را بدست خواهد آورد.

سپس اندازه طول محور اصلی و محور فرعی بیضی به ازای عدد تغییر

محور مختلف بررسی گردید. برطبق آن، به ازای تمامی اریفیس‌ها هرچه عدد تغییر محور افزایش یابد دامنه طول محور اصلی کاهش و اندازه طول محور فرعی افزایش می‌یابد تا جایی که حتی از مقدار قطر معادل نیز کمتر شده و نهایتا پدیده تغییر محور در جریان میرا می‌گردد. این روند در مورد جریان‌های با وبر بالاتر نیز صادق است با این تفاوت که در جریان‌های با وبر بالاتر این میزان تغییرات اندازه طول محورهای اصلی وفرعی کمتر است.

نهایتا اندازه قطرات حاصل از شکست جت برای اریفیس‌های متفاوت و در وبرهای متفاوت مورد تحلیل قرار گرفت. بر این اساس هرچه نسبت منظری جت بیضوی کاهش یابد، همزمان با افزایش نرخ رشد اغتشاشات اندازه قطرات بدست آمده از شکست جت کاهش می‌یابد و به مقداری یکدست‌تر نزدیک می‌شود، ضمن اینکه احتمال حضور قطرات ماهواره‌ای در این جریان‌ها به شدت کمتر می‌شود به نحوی که در جریان جت E3 شاهد قطرات ماهواره‌ای نبودیم. البته لازم به ذکراست که در شبیه سازی عددی و با توجه به احتمال وجود خطای بیشتر برای شبیه‌سازی قطرات ماهواره‌ای با ابعاد بسیار کوچک، این احتمال وجود دارد که قطرات ماهواره‌ای در جریان تجربی جت E3 وجود داشته باشند اما در شبیه‌سازی عددی دیده نشوند. نکته مهم این است که در این مورد می‌توان با قطعیت بالاتری به این نتیجه رسید که اندازه این قطرات نسبت به قطرات ماهواره‌ای جت‌های دیگر، کوچک‌تر خواهد بود.

7- مراجع

[1] A. Lefebvre, *Atomization and sprays*: CRC press, 1988.
[2] W. Ohnesorge, Formation of Drops by Nozzles and the Breakup of Liquid Jets, *Z. Angew. Math. Mech.,* Vol. 16, pp. 355–358, 1936.
[3] F. Savart, Mémoire sur la constitution des veines liquides lancées par des orifices circulaires en mince paroi, *Ann. Chim. Phys,* Vol. 53, pp. 337, 1833.
[4] J. Plateau, Statique experimentale et theorique des liquids soumis aux seules forces moleculaires. Cited by Lord Rayleigh, Theory of Sound, Vol. II, 1945.
[5] L. Rayleigh, On the Capillary Phenomena of Jets, *Proc. R. Soc. London,* Vol. 29, pp. 71–97, 1879.
[6] C. Weber, Zum zerfall eines flüssigkeitsstrahles, *ZAMM-Journal of Applied Mathematics and Mechanics/Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik,* Vol. 11, No. 2, pp. 136-154, 1931.
[7] M. Ahmed, M. Abou-Al-Sood, A one-dimensional model of viscous liquid jets breakup, *Journal of Fluids Engineering,* Vol. 133, No. 11, pp. 114501, 2011.
[8] M. Ahmed, M. Youssef, M. Abou-Al-Sood, Two-dimensional modeling of viscous liquid jet breakup, *Acta Mechanica,* Vol. 224, No. 3, pp. 499-512, 2013.
[9] R. Reitz, F. Bracco, Mechanisms of breakup of round liquid jets, *Encyclopedia of fluid mechanics,* Vol. 3, pp. 233-249, 1986.
[10] C. Dumouchel, On the experimental investigation on primary atomization of liquid streams, *Experiments in fluids,* Vol. 45, No. 3, pp. 371-422, 2008.
[11] M. R. A. S.Khosravi, The Effect Of Various Parameters On Breakup Length Of The outflow From The Nozzle, *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 12, No. 2, pp. 125-133, 2012 (In Persian).
[12] M.Farahnak, A. S. , Investigation of Break up Length of Discharging Liquid Jet relying Circular Orifice Size *20th Annual International Conference on Mechanical Engineering,* 2012.
[13] H. S. Husain, F. Hussain, Elliptic jets. Part 3. Dynamics of preferred mode coherent structure, *Journal of Fluid Mechanics,* Vol. 248, pp. 315-361, 1993.
[14] A. Konkachbaev, N. Morley, K. Gulec, T. Sketchley, Stability and contraction of a rectangular liquid metal jet in a vacuum environment, *Fusion engineering and design,* Vol. 51, pp. 1109-1114, 2000.
[15] E.-S. R. Negeed, S. Hidaka, M. Kohno, Y. Takata, Experimental and analytical investigation of liquid sheet breakup characteristics, *International Journal of Heat and Fluid Flow,* Vol. 32, No. 1, pp. 95-106, 2011.
[16] Y. F. Dityakin, On the Stability and Breakup Into Drops of a Liquid Jet of Elliptical Cross Section, *Izv. Akad. Nauk SSSR, Otdel. Tekhn Nauk,* Vol. 10, No. PP, pp. 124–130, 1954.
[17] S. Bechtel, M. Forest, D. Holm, K. Lin, One-dimensional closure models for three-dimensional incompressible viscoelastic free jets: von Kármán flow geometry and elliptical cross-section, *Journal of Fluid Mechanics,* Vol. 196, pp. 241-262, 1988.
[18] S. Bechtel, The oscillation of slender elliptical inviscid and Newtonian jets: Effects of surface tension, inertia, viscosity, and gravity, *Journal of applied mechanics,* Vol. 56, No. 4, pp. 968-974, 1989.
[19] D. Caulk, P. M. Naghdi, On the onset of breakup in inviscid and viscous jets, *Journal of Applied Mechanics,* Vol. 46, No. 2, pp. 291-297, 1979.
[20] D. Caulk, P. Naghdi, The influence of twist on the motion of straight elliptical jets, *Archive for Rational Mechanics and Analysis,* Vol. 69, No. 1, pp. 1-30, 1979.
[21] G. Amini, A. Dolatabadi, Capillary instability of elliptic liquid jets, *Physics of Fluids (1994-present),* Vol. 23, No. 8, pp. 084109, 2011.
[22] G. Amini, A. Dolatabadi, Axis-switching and breakup of low-speed elliptic liquid jets, *International Journal of Multiphase Flow,* Vol. 42, pp. 96-103, 2012.
[23] G. Amini-Baziani, *Instability of Elliptic Liquid Jets,* Thesis, Concordia University, 2011.
[24] F. Wang, T. Fang, Liquid jet breakup for non-circular orifices under low pressures, *International Journal of Multiphase Flow,* Vol. 72, pp. 248-262, 2015.
[25] T. Kasyap, D. Sivakumar, B. Raghunandan, Flow and breakup characteristics of elliptical liquid jets, *International journal of multiphase flow,* Vol. 35, No. 1, pp. 8-19, 2009.
[26] E. Brown, J. Boris, A Numerical Simulation of Circular and Elliptic Free Jets, in *Proceeding of*.
[27] R. Miller, C. Madnia, P. Givi, Numerical simulation of non-circular jets, *Computers & fluids,* Vol. 24, No. 1, pp. 1-25, 1995.
[28] E. Farvardin, A. Dolatabadi, Numerical Simulation of the Breakup of Elliptical Liquid Jet in Still Air, *Journal of Fluids Engineering,* Vol. 135, No. 7, pp. 071302, 2013.
[29] A. H. Lefebvre, *Gas turbine combustion*: CRC Press, 2010.