



## طراحی نازل اسپایک و مقایسه مدل های آشفتگی برای شبیه سازی عددی میدان جریان آن در شرایط طراحی و خارج طرح

محمد مهدی حیدری<sup>1\*</sup>، اسماعیل ولی زاده<sup>2</sup>، مصطفی رضوان دوست<sup>3</sup>

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

2- مربی، مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

3- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

\* تهران، صندوق پستی 1344575411، mmheydari@mut.ac.ir

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 30 بهمن 1395

پذیرش: 07 اردیبهشت 1396

ارائه در سایت: 25 خرداد 1396

کلید واژگان:

نازل

اسپایک

نازل تویی دار

ایرواسپایک

دینامیک سیالات محاسباتی

### چکیده

این پژوهش، تلاشی برای طراحی نازل اسپایک و شبیه سازی عددی میدان جریان آن در شرایط مختلف است. به این منظور روش های طراحی این نوع نازل بررسی و کد طراحی پروفیل آن تدوین شد. سپس به کمک دینامیک سیالات محاسباتی، رفتار جریان این نازل به صورت عددی شبیه سازی گردید. برای انجام شبیه سازی ها از چهار مدل آشفتگی مناسب برای فیزیک نازل اسپایک استفاده شد تا علاوه بر مدل سازی عملکرد نازل در شرایط طراحی و خارج طرح و نیز مقایسه تفاوت های جریان در حالت های مختلف، بهترین مدل آشفتگی از لحاظ دقت و صحت نتایج مشخص شود. برای اطمینان از صحت شبیه سازی ها، نتایج عددی با نتایج تجربی موجود مقایسه شد و مشخص گردید که مدل های مذکور در صورت بهره مندی از شبکه محاسباتی با کیفیت و با ابعاد مناسب در نزدیکی دیواره نازل، می توانند جریان اطراف آن را با تقریب قابل قبولی شبیه سازی کنند. همچنین این مقایسه ها نشان داد که مقدار فشار روی دیواره اسپایک در مدل تحقق پذیر  $k - \epsilon$  به طور معمول منطبق بر نتایج تجربی و در بدترین شرایط با اختلاف 15 درصد محاسبه شده است و بر این اساس نسبت به سایر مدل ها نتایج نزدیک تری به داده های تجربی دارد. از طرف دیگر مقایسه عکس های گرفته شده از جریان حول نازل در طول آزمایش های تجربی با کانتورها و نمودارهای حاصل از تحلیل های عددی، حاکی از توانایی بالای روش عددی مورد استفاده در پیش بینی فیزیک جریان حول نازل اسپایک است. بنابراین می توان ادعا کرد که اجرای روند پیموده شده در این پژوهش، محققان را از انجام تست های سرد در طول طراحی و ساخت نازل اسپایک بی نیاز می سازد.

## Design of Spike Nozzle and Comparison of Turbulence Models in Numerical Simulation of its Flow-field in Design and Off-design Conditions

Mohammad Mahdi Heydari<sup>1\*</sup>, Ismael Valizadeh<sup>2</sup>, Mustafa Rezvandoost<sup>1</sup>

1- Department of Aerospace Engineering, Malek-E-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

2- Department of Aerospace Engineering, Khaje Nasir Toosi University of technology, Tehran, Iran

\* P.O.B. 1344575411, Tehran, Iran, mmheydari@mut.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
Received 18 February 2017  
Accepted 27 April 2017  
Available Online 15 June 2017

**Keywords:**  
Nozzle  
Spike  
Plug Nozzle  
Aero-Spike  
Computational Fluid Dynamics

### ABSTRACT

This study is an attempt to design a spike nozzle and simulate its flow-field in different conditions. Hence, spike nozzle design methods were studied and accordingly the design code was developed. Then the behavior of flow in this type of nozzle was simulated numerically by means of computational fluid dynamics. In order to conduct the simulations, four turbulence models suitable for solving the flow-field of spike nozzle were used, not only to model the performance of the nozzle in design and off-design conditions, but also to identify the best model for the accuracy of the solutions. To ensure the accuracy of the simulations, numerical results and experimental data were compared. It was found that applied models in case of using high quality grids with proper dimension near the nozzle walls, can predict the nozzle flow pattern with acceptable approximation. Also, the comparisons revealed that the amount of pressure on the spike wall calculated by Realizable k- $\epsilon$  model, is generally identical with experimental results and in the worst condition the difference between them is 15%, so this model has the best agreement with experimental results. Besides, comparison of photos taken during experiments and extracted contours from numerical analysis, shows the high ability of applied numerical method to predict spike nozzle flow-field. Therefore, it can be claimed that by using the proposed method in this research, there is no need to perform cold-flow tests during the design and construction of spike nozzles.

### 1- مقدمه

در راستای کاهش هزینه ها در این حوزه انجام شده است. مطالعاتی که شامل

معرفی سیستم های جدید نظیر فضایی های تک مرحله ای با قابلیت به کارگیری

با توجه به اهمیت دسترسی ارزان به فضا مطالعات و تحقیقات بسیار زیادی

### Please cite this article using:

M. M. Heydari, I. Valizadeh, M. Rezvandoost, Design of Spike Nozzle and Comparison of Turbulence Models in Numerical Simulation of its Flow-field in Design and Off-design Conditions, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 6, pp. 190-200, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

مجدد<sup>1</sup> و در کنار آن طراحی زیرسامانه‌های کارآمدتر می‌باشد. یک جزء مهم و اساسی هر سیستم حمل‌ونقل فضایی نازل خروجی آن است. در طول سال‌های متمادی، پروفیل‌ها و پیکربندی‌های مختلفی برای نازل‌ها به کار گرفته شده‌اند. در راکت‌های اولیه از نازل‌های مخروطی استفاده می‌شد. اخیراً معمول‌ترین نازل‌های خروجی دارای پروفیل زنگوله‌ای<sup>2</sup> هستند. یک نازل زنگوله‌ای با دیواره‌های ثابت طوری طراحی شده است که یک راندمان تراست<sup>3</sup> بهینه را فقط در یک نسبت فشار تولید می‌کند [1]. بنابراین تغییرات ارتفاع بر روی نیروی تراست تأثیر می‌گذارد. در ارتفاع طراحی، یعنی جایی که فشار جریان خروجی از نازل ( $p_e$ ) با فشار محیط ( $p_a$ ) برابر است، شرایط کارکرد بهینه برقرار است. در ارتفاع‌های پایین‌تر از ارتفاع طراحی، جایی که  $p_e < p_a$ ، ترم فشاری تراست مقداری منفی پیدا می‌کند و افت نیروی تراست اجتناب‌ناپذیر خواهد بود. این شرایط که در بازه‌ای از ارتفاع از سطح زمین تا ارتفاع طراحی برقرار می‌باشد، شرایط کاری فرانسواطی<sup>4</sup> نام دارد. در این شرایط، یک نازل متعارف علاوه بر افت ذاتی تراست، ممکن است با مشکلاتی نظیر امواج ضربه و جدایی جریان در بخش واگرای نازل، نوسانات و عدم تقارن جریان مواجه شود. یکی از روش‌های پرهیز از این پدیده‌های نامطلوب استفاده از نازل با مرزهای ایرودینامیکی است. این نوع نازل تا حدی قابلیت انطباق با شرایط محیطی را دارد و چنانچه در سیستم پیشرانشی که با دامنه گسترده‌ای از ارتفاع‌های کاری روبرو است به کار رود، عملکرد کلی سیستم را نسبت به نازل متعارف بهبود می‌بخشد [2].

نازل‌های اسپایک نیز از جمله نازل‌های با مرزهای ایرودینامیکی هستند که ویژگی‌های ذکر شده برای آن سبب شده توجهات زیادی به سوی آن جلب شود. نازل اسپایک حداقل در تئوری با توجه به نسبت مساحت هندسه‌شان، سازگاری با ارتفاع پیوسته‌ای را ایجاد می‌کنند [3]. نازل اسپایک می‌تواند به صورت نازل با طول کامل، نازل اسپایک خوشه‌ای<sup>5</sup> و یا نازل اسپایک خطی<sup>6</sup> باشد. در "شکل 1" یک نازل اسپایک با طول کامل نشان داده شده است. همان‌طور که در "شکل 1" مشخص است، طول نازل اسپایک ایده‌آل بسیار بلند است. از آنجایی که این هندسه علاوه بر مشکلات ساخت، مشکلات مقاومت حرارتی را نیز در پی دارد، قسمت انتهایی آن را می‌برند. به نازل اسپایکی که انتهای آن بریده شده است، نازل ایرواسپایک هم گفته می‌شود. مطالعات و بررسی‌ها بر روی نازل اسپایک در بسیاری از کشورها در حال پیگیری است و باورها بر این است که سرمایه‌گذاری در این بخش و عملیاتی نمودن این نازل توانایی افزایش کارایی سامانه‌های موجود را دارد. از سال 1950 چندین تحقیق تجربی، تحلیلی و عددی در مورد نازل اسپایک در آمریکا، اروپا، روسیه و ژاپن صورت گرفته است. به عنوان مثال راکت‌داین در دهه 70 میلادی آزمایش‌های دنباله‌داری را بر روی طرح‌های مختلفی از نازل اسپایک صورت داد. موتورهای به کار رفته در این تست‌ها بر مبنای موتورهای با قابلیت اطمینان بالای J-2 بودند و میزان تراست تولیدی‌شان در سطح و اندازه موتور پایه بود. از جمله موتورهای استفاده شده می‌توان موتور J-2T-200k 890 kN و موتور J-2T-250k 1.1 mN را نام برد. در حدود 30 سال بعد ناسا پروژه‌ای با نام X-33 را شروع کرد که در آن از موتورهای پیشرفته‌تر J-2S با نازل اسپایک خطی استفاده شده بود که به ظهور موتور XRS-2200 انجامید.

طی پروژه X-33 سه عدد موتور XRS-2200 ساخته شدند که هر سه در مرکز فضایی استنیس ناسا مورد آزمایش قرار گرفتند. آزمایش خود موتور با موفقیت همراه بود؛ اما قبل از آزمایش دو موتور دیگر کل برنامه تعلیق شد. این موتور قادر بود میزان 909300 N تراست را با ضربه ویژه 339 ثانیه در سطح دریا و 1184300 N تراست را با ضربه ویژه 436.5 ثانیه در خلأ تولید نماید [4].

یکی از تجربه‌های موفق تست پرواز موتور مجهز به نازل اسپایک با همکاری دانشگاه کالیفرنیا و شرکت فضایی گاروی<sup>7</sup> در 20 سپتامبر سال 2003 میلادی انجام شد. دانشجویان دانشگاه کالیفرنیا راکت P-2 خود را با استفاده از یک موتور 4.4 kN با پیشراننده اکسیژن مایع و اتانول طراحی کردند. این پروژه ادامه یافته و در سال 2008 موتور P-10 که دارای نازل اسپایک با 10 خوشه بوده، مورد آزمایش قرار گرفته است. در جولای 2014 شرکت سامانه‌های فضایی فایرفلای<sup>8</sup>، از پروژه لانچر آلفا که در مرحله اول خود از موتور مجهز به نازل اسپایک بهره می‌برد پرده برداشت. موتور استفاده شده در این پروژه مجهز به اسپایک‌های خوشه‌ای است که در حدود 400 kN تراست تولید می‌کند [4]. نام موتور مرحله اول FRE-R1 می‌باشد که ضربه ویژه آن در خلأ در حدود 305 ثانیه است که تست‌های گرم آن با فشار اصلی انجام شده است [5].

در کنار فعالیت‌های ذکر شده در بالا مطالعات متعدد دیگری نیز در مورد این نازل صورت گرفته است. به عنوان نمونه برمن و کریمپ [6] در سال 1960 مشخصات فیزیکی نازل اسپایک را بررسی کرده و آن را با نازل همگرا-واگرا مقایسه کردند. عملکرد ایرودینامیکی نازل اسپایک و نقاط ضعف و قوت آن را مورد مطالعه قرار دادند و شرایط بهره بردن از مزایای نازل اسپایک و یکپارچه‌سازی آن را با سامانه‌های پیشراننده سوخت جامد و مایع بیان کردند. ایشان در مطالعات خود پی بردند کارایی نازل اسپایک در شرایط فرانسواطی بیشتر از نازل‌های متداول و در شرایط فرانسواطی مساوی با نازل‌های متداول است.

راو [7] در سال 1961 روشی برای طراحی پروفیل اسپایک برای تراست بیشینه ارائه داد. او با روش حساب تغییرات مسئله اکستریم سازی یک تابع با قيود مختلف، تئوری پروفیل بهینه را ارائه نمود که مبنای کار لی و تامپسون [8] در تهیه اولین برنامه کامپیوتری برای طراحی نازل اسپایک در سال 1963 بوده است.

آنجلینو [9] در 1964 روش تقریبی را برای طراحی پروفیل اسپایک معرفی کرد که بر مبنای استفاده از تابع پراتل-مایر<sup>9</sup> بود. روش ارائه شده توسط آنجلینو مبنای طراحی هندسی بسیاری از نازل‌های اسپایک به کار رفته در پروژه‌های تحقیقاتی مختلف می‌باشد.

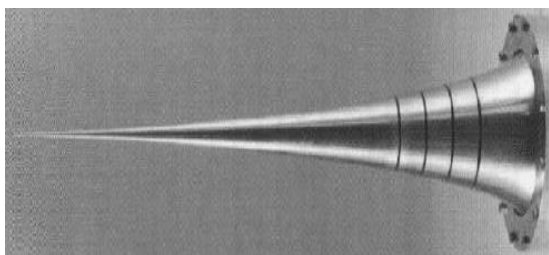


Fig. 1 Plug nozzle with ideal spike length [1]

شکل 1 نازل تویی‌دار با منحنی اسپایک ایده‌آل [1]

<sup>7</sup> Garvey spacecraft corporation

<sup>8</sup> Firefly Space Systems

<sup>9</sup> Prandtl-Meyer Function

<sup>1</sup> Single stage to orbit reusable launch vehicle

<sup>2</sup> Bell profile

<sup>3</sup> Thrust coefficient

<sup>4</sup> Over expansion

<sup>5</sup> Clustered spike

<sup>6</sup> Linear spike

نتایج، دقت و کارایی روش‌های شبیه‌سازی عددی را در مورد رفتار جریان انواع نازل اسپایک به اثبات رساند. در قسمتی از این کار پژوهشی مشخص شده است که در ارتفاع‌های بالاتر از ارتفاع طراحی عملکرد این نازل تحت تاثیر افت‌های موجود کاهش پیدا می‌کند و بهتر است هنگام طراحی نازل تا جایی که ممکن است و نسبت مساحت نازل اجازه می‌دهد، ارتفاع طراحی بالا در نظر گرفته شود.

ناسوتی و اونافری [16] در سال 2001 رفتار حین پرواز نازل ایرواسپایک را مورد بررسی قرار دادند و مشخص کردند که اثرات متقابل جریان خارجی با جریان هوای محیط می‌تواند کارایی نازل اسپایک با طول بریده شده را به شدت تحت تاثیر قرار دهد و در صورتی که در طراحی، اثرات لایه‌های برشی هوای اطراف و جریان خروجی نازل در نظر گرفته نشوند، در ناحیه گذر صوتی راندمان نازل به شدت افت می‌کند.

ایتو و فوجی [17] در سال 2002 ساختار جریان و عملکرد چندین نازل اسپایک را به صورت عددی تحلیل نمودند. به گفته آن‌ها افت تراستی که در اثر برش اسپایک حاصل می‌شود، به وسیله تراستی که فشار قاعده ایجاد می‌کند جبران می‌گردد. فشار قاعده در ارتفاع‌های پایین برابر با فشار محیط است و تولید تراست منفی می‌کند. ولی در ارتفاع‌های بالاتر یک مقدار ثابت را حفظ کرده و در تولید تراست مشارکت می‌نماید.

زیبیچ و یوبی [18] در سال 2006 با ارائه روشی برای طراحی نازل اسپایک به بررسی مشخصه‌های این نازل در قالب طول، وزن و نیروی فشاری وارد بر دیواره‌ها پرداختند تا بتوانند به کوتاه‌ترین نازل با بهترین عملکرد دست پیدا کنند.

در سال 2009، ورما [19] به صورت تجربی عملکرد یک نازل ایرواسپایک نمونه و مشخصات فشار قاعده آن را بررسی کرد. در این کار، تأثیر عواملی چون طول اسپایک و پروفیل آن در عملکرد نازل و مشخصات فشار قاعده مورد مطالعه قرار گرفته است. همچنین عملکرد نازل در حضور جریان هوای آزاد و در حالت استاتیک مورد آزمایش قرار گرفته و نشان داده شده است که حضور جریان هوای آزاد عملکرد نازل را تا 4 درصد کاهش می‌دهد.

مطالعات بر روی نازل اسپایک در داخل کشور نیز در جریان می‌باشد. از جمله این مطالعات می‌توان به فعالیت ابراهیمیان و میرزایی [20] در سال 1386 اشاره کرد که پس از شبیه‌سازی عددی میدان اطراف نازل ایرواسپایک تقارن محوری با انتهای تخت و قایقی<sup>2</sup>، ساختارهای جریان قاعده و نیز اثرات جریان بیرونی بر روی پلوم خروجی<sup>3</sup> از نازل را نیز بررسی کرده‌اند. همچنین مشخصه‌های عملکردی مانند فشار قاعده و نیروی تراست نازل و تغییرات آن‌ها با ارتفاع پرواز مورد ارزیابی قرار داده‌اند. نتیجه کار ایشان نشان می‌دهد که نازل اسپایک با قاعده قایقی به دلیل برخورداری از نیروی پسای کمتر، عملکرد بهتری نسبت به نازل اسپایک با قاعده تخت دارد.

با توجه به پیشینه تحقیقاتی نازل اسپایک و ویژگی‌های منحصر به فردش، می‌توان به اهمیت بسیار زیاد آن در کاربردهای فضایی پی برد. از آنجایی که در حال حاضر نیازهای کشور در بخش فضایی، بررسی فناوری-های نو و با راندمان بالا را می‌طلبد، این نوع نازل می‌تواند کارکرد ویژه‌ای در این حوزه داشته باشد. با توجه به این که کارهای عددی صورت گرفته در این زمینه گاهاً با نتایج تجربی اختلاف‌های قابل توجهی دارند و در بیشتر موارد از سوی محققان پیشنهاداتی مبنی بر مطالعه دقیق‌تر جریان در این نازل‌ها به صورت عددی ارائه شده است [15]، تصمیم گرفته شد در یک مطالعه جامع،

در سال 1974 جانسون و همکارانش [10] تأثیر پارامترهای مختلف طراحی را بر روی عملکرد و هندسه نازل اسپایکی که برای بیشینه تراست، طراحی شده بود، بررسی کردند. آن‌ها با اشاره به ویژگی‌های منحصر به فرد نازل اسپایک از قبیل راندمان تئوری بالا و افت جزئی نیروی تراست با وجود دارا بودن ابعاد کوچک‌تر نسبت به نازل‌های متداول، محاسبه و تخمین مقدار دقیق فشار در ناحیه انتهای نازل را امری ضروری در طراحی عملیاتی نازل اسپایک عنوان کرده و یک کد طراحی برای نازل اسپایک در بازه مشخصی از نسبت فشارها و طول‌ها ارائه داده‌اند و تکمیل آن را منوط به محاسبات دقیق‌تر فشار ناحیه انتهای نازل کرده‌اند.

اوکرمن [11] در سال 1991 روشی ارائه کرد که به کمک آن بتوان یک سیستم پیش‌رانش بر پایه نازل اسپایک خوشه‌ای طراحی کرد، که تمام ویژگی‌های راندمان بالا، کمینه حجم، قابلیت اطمینان بالا حین مأموریت و هزینه طراحی پایین را دربر داشته باشد. او به این نتیجه رسید که با طراحی و استفاده از نازل اسپایک خوشه‌ای سیستم قادر خواهد بود حتی با از کار افتادن چندین ماژول به کار خود ادامه دهد. از طرف دیگر استفاده از ماژول‌ها دورتادور نازل اسپایک تست‌های گرم با ریسک بسیار پایین را در پی دارد؛ چرا که در این صورت نیاز به آزمایش کل نازل نیست و تست یک ماژول که فشار محفظه به مراتب پایین‌تری دارد کافی است.

تومیئا و همکارانش [12] در سال 1996 چندین تست سرد را بر روی تعدادی نازل اسپایک انجام دادند تا میدان جریان اطراف آن را بررسی نمایند. آن‌ها جزئیات جریان را براساس ثبت مشاهدات تجربی و توزیع فشار بیان نمودند. همچنین بررسی تغییرات فشار قاعده نازل ایرواسپایک را نیز در دستور کار خود داشته‌اند. ایشان در مطالعات خود به این نتیجه رسیدند که در صورت مشخص شدن محدوده انتقال<sup>1</sup> جریان در قسمت قاعده اسپایک، می‌توان فشار این ناحیه را به خوبی تخمین زد و در دست داشتن مقدار دقیق این پارامتر محاسبه دقیق نیروی تراست و تعیین محل مناسب برای برش اسپایک را در پر خواهد داشت.

رومل و همکارانش [13] در سال 1997 میدان جریان اطراف نازل اسپایک را با حل عددی و استفاده از معادلات اوپلر و ناویر استوکس و مدل توربولانسی k-ε شبیه‌سازی کردند. نتایج ایشان حاکی از تفاوت قابل توجه در نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی‌ها توسط این دو روش است که علت آن در مدنظر قرار گرفتن اثرات لزجت در استفاده از معادلات ناویر استوکس است. ایشان دریافتند زمانی که فشار محیط بالاست، در انتهای اسپایک گردابه‌ای باز به وجود می‌آید که تاثیر مستقیم فشار محیط در فشار ناحیه قاعده نازل را در پی دارد. این در حالی است که کاهش فشار محیط، رفته رفته گردابه انتهای اسپایک بسته شده و سطح یکنواختی از فشار در داخل آن به وجود می‌آید.

در سال 1998 ناسوتی و اونافری [14] با تعیین جنبه‌های مهم رفتار جریان اطراف نازل ایرواسپایک خوشه‌ای، اقدام به بررسی و تحلیل آن از دیدگاه تئوری و عملی کردند. هدف آن‌ها توسعه روابط ریاضی برای توصیف و تخمین رفتار این نازل بوده است. علاوه بر این یک برآورد کیفی از اثرات برخورد جت ماژول‌ها با سطح اسپایک ارائه کرده و ساختار گردابه‌های قاعده را مورد تحلیل قرار دادند.

هیگمن [15] در 1998 میدان جریان چندین نازل اسپایک و ایرواسپایک از انواع مختلف را شبیه‌سازی کرده و نتایج را با اطلاعات به دست آمده از تست‌های تجربی مقایسه نمود. در نهایت با توجه به هم‌خوانی قابل قبول

<sup>2</sup> Boat-tail<sup>3</sup> Exhaust plume<sup>1</sup> Transitional range

برای حالت فروانبساطی، عملکرد نازل اسپایک شبیه به عملکرد یک نازل همگرا-واگرا است. با وجود مقادیر کمتر از مقدار طراحی برای پس فشار، جریان پس از رسیدن به فشار نوک اسپایک، باز هم منبسط گردیده که این امر سبب پیدایش ترم‌های غیرمحموری در بردار سرعت جریان خروجی می‌شود (شکل 3) [21].

زمانی که فشار محیط از مقدار طراحی پس فشار بزرگ‌تر است، جریان در طول اسپایک تنها تا مقدار طراحی پس فشار انبساط می‌یابد. در این وضعیت آخرین فن انبساطی منتشر شده از لبه پوسته به نقطه‌ای از سطح اسپایک در بالا دست نوک آن برخورد می‌کند. همان‌طور که در قسمت b "شکل 3" نشان داده شده است، لایه‌های بیرونی جت خروجی به سمت داخل کشیده می‌شوند. در پایین دست محل برخورد آخرین فن انبساطی با سطح اسپایک، چندین موج تراکم و انبساط ضعیف رخ می‌دهد. قدرت و محل این موج‌ها وابسته به پروفیل اسپایک هستند. بنابراین انبساط در طول اسپایک توسط پس فشار کنترل می‌شود؛ در حالی که در نازل همگرا-واگرا، انبساط توسط هندسه نازل کنترل می‌گردد [21].

از زمان ظهور راکت‌ها، وسایل پرتاب و فضاییماها، قاعده اصلی مورد استفاده در سامانه‌های پیش‌رانش بر مبنای به کار بردن نازل همگرا-واگرا بوده است که در آنها جریان تا قسمت گلوگاه به سرعت صوت می‌رسد، سپس در قسمت واگرا به سبب افزایش سطح مقطع نازل منبسط می‌شود. بعلاوه، توسعه میدان جریان در چنین وسایلی به سادگی قابل پیش‌بینی است. با این وجود در این وسایل مشکلات زیادی رخ می‌دهد که عامل اصلی آن عدم تطابق پذیری این‌گونه نازل‌ها با فشار محیط و یگانه بودن نقطه بهینه کاری در برابر مجموعه‌ای از شرایط عملکردی در آن‌ها است. در وسایل پرتاب، نازل طوری طراحی می‌شود که در بخشی از مسیر که ارتفاع زیاد است، عملکرد بهینه داشته باشد و نیز در ارتفاع سطح دریا جریان درونش جدا نشود؛ دلیل این امر آن است که نازل در بیشتر مدت زمان عملکردش در این شرایط به سر می‌برد و بهینه کردن نیروی تراست در ارتفاع‌های بالا منجر به ضربه ویژه بالاتر می‌شود. هنگام کارکرد در شرایط خارج نقطه طراحی و به خصوص زمانی که فشار محیط بالاست، یعنی به هنگام برخاست و شرایط پرواز در ارتفاع‌های پایین، مشکلات عدیده‌ای رخ می‌دهد. به خاطر فشار محیط، جریان در حال انبساط در قسمت واگرا به سمت خط مرکزی نازل کشیده می‌شود که این امر برابر است با وجود آمدن جریان فرانبساطی. این شرایط موجب به وجود آمدن دو پدیده می‌گردد: یکی ایجاد دیسک ماخ<sup>4</sup> در خروجی نازل (که باعث القا شدن افت به سیستم و در نتیجه افت تراست می‌شود) و دیگری جدایش جریان درون نازل. این شرایط بارهای زیادی را بر دیواره‌های جانبی نازل وارد می‌کند و ارتعاشات شدیدی را ایجاد می‌کند که ممکن است موجب تخریب سازه نازل گردد.

از آنجایی که در نازل اسپایک همچون نازل‌های متداول جداره‌های جامد وجود ندارد، فشار محیط اطراف باعث می‌شود که گازهای خروجی به جسم مرکزی بچسبند. در شرایط کارکرد بهینه، زمانی که فشار گازهای خروجی با فشار محیط یکسان است، جریان خروجی به صورت یک ستون در می‌آید. در این حالت که مشابه آن در نازل‌های متداول نیز مشاهده شد، راندمان تولید تراست بیشینه است. هنگام کارکرد در فشارهای پایین، گازهای خروجی توسط موج‌های انبساطی و تراکمی محدود می‌شوند تا جت خروجی به صورت محوری باقی بماند [22].

روش‌های طراحی نازل اسپایک بررسی شده و کد طراحی پروفیل آن تدوین گردد و در مرحله بعدی میدان جریان حول آن به کمک روش‌های عددی و توسط نرم‌افزار فلونت<sup>1</sup> شبیه‌سازی گردد. از آنجایی که مطالعه تحقیقات پیشین نشان از به کارگیری چندین مدل آشفتگی برای مدل‌سازی جریان این نوع نازل دارد، یکی از اهداف این پژوهش بررسی مقایسه‌ای تمامی مدل‌های مناسب برای شبیه‌سازی فیزیک جریان نازل اسپایک می‌باشد که به موجب آن بهترین مدل آشفتگی از لحاظ دقت، صحت و مطابقت با داده‌های تجربی مشخص گردد. در این راستا بررسی‌ها به منظور شناسایی یک مورد تحقیقاتی مناسب برای صحت‌سنجی نتایج آغاز شد. این بررسی‌ها به آشنایی با یک سری آزمایش‌های تجربی تحت عنوان برنامه تحقیقاتی FESTIP ختم گردید. با استخراج مدل هندسی نازل مورد استفاده در این برنامه تحقیقاتی و شرایط آزمایش‌ها، میدان حل و شبکه‌بندی آن در نرم‌افزار گمبیت<sup>2</sup> ایجاد و برای انجام شبیه‌سازی‌های عددی آماده شد.

در ادامه پس از معرفی نازل اسپایک و ویژگی‌های میدان جریان اطراف آن، معادلات استفاده شده برای طراحی پروفیل این نوع نازل و نیز روابط حاکم بر جریان اطراف آن شرح داده خواهند شد. در نهایت پس از بررسی روند شبیه‌سازی‌ها، نتایج به دست آمده و توضیحات لازم درباره آن‌ها ارائه می‌شود.

## 2- ویژگی‌های نازل اسپایک و میدان جریان اطراف آن

هدف از به کارگیری نازل اسپایک، استفاده از فشار محیط به جای دیواره‌های نازل برای هدایت و کنترل جریان است. از آنجایی که فشار محیط با ارتفاع تغییر می‌کند، این سازوکار با نام سازگاری با ارتفاع شناخته می‌شود. در این نازل جریان فضا صوت توسط دیواره‌های جامد محدود نمی‌شود، بلکه در معرض فشار محیط قرار می‌گیرد [21].

طراحی پروفیل نازل اسپایک با طول کامل، خواه یک نازل ترویدال<sup>3</sup> باشد و یا نازل خطی، برای یک نسبت انبساط یا نسبت فشار معین انجام می‌شود. روش‌های ساده‌ای برای طراحی جسم مرکزی توسط آنجلینو [9] و لی [8] ارائه شده‌اند. برای نازل اسپایک خطی، پروفیل توپی با طول کامل از انبساط پرناتل-مایر که در لبه خارجی پوسته گلوگاه متمرکز شده تبعیت می‌کند [3]. عملکرد نازل اسپایک در نسبت فشار طراحی در "شکل 2" داده شده است. در قسمت a "شکل 2" الگوی موج انبساطی و در قسمت b خطوط جریان در خروجی نازل به نمایش درآمده است. ابتدا جریان به صورت داخلی تا رسیدن به ماخ یک در گلوگاه، منبسط می‌شود. باقی عملیات انبساط تا رسیدن به پس فشار، با در معرض فشار محیط قرار یافتن جریان انجام می‌شود. از آنجایی که فشار گلوگاه به طور قابل توجهی از پس فشار بیشتر است، یک فن انبساطی پرناتل-مایر از پوسته گلوگاه شکل می‌گیرد. اسپایک به گونه‌ای طراحی شده است که در نسبت فشار طراحی، آخرین موج انبساطی با نوک اسپایک برخورد می‌کند. بنابراین تحت این شرایط عملکرد، درست همانند یک نازل همگرا-واگرای با انبساط کامل، فشار روی دیواره اسپایک به طور پیوسته از فشار گلوگاه تا فشار محیط کاهش می‌یابد. برای تولید بیشتر نیروی تراست محوری، ضروری است که جریان خروجی به صورت محوری باشد. بنابراین جریان در گذر از گلوگاه باید به گونه‌ای نسبت به محور افقی هدایت شود، که چرخش آن توسط فن انبساطی، موجب محوری شدن جریان در نوک اسپایک گردد.

<sup>1</sup> Fluent

<sup>2</sup> Gambit

<sup>3</sup> Troidal Nozzle

<sup>4</sup> Mach Disk

نسبت به نازل‌های متداول هم مطرح است. نکته مهم دیگری که توجه به آن الزامی است، این می‌باشد که تا امروز این نازل هیچ‌گونه تجربه عملیاتی ندارد و تنها چند مورد تست تجربی روی آن انجام شده است [24].

### 3- بررسی معادلات حاکم بر طراحی پروفیل نازل و جریان اطراف آن

طراحی نازل با پروفیل مناسب به منظور جلوگیری از وقوع امواج ضربه و رخ دادن جدایش در قسمت واگرا از اهمیت زیادی برخوردار است. همین اهمیت نیز سبب شده محققین و دانشمندان روش‌های مختلفی را برای طراحی پروفیل‌های کارآمدتر ارائه دهند. برای طراحی پروفیل نازل اسپایک دو روش کلی وجود دارد. یکی روش مشخصه‌ها و دیگری به کار بردن روابط و معادلات مربوط به نسبت مساحت ایزنتروپیک است. روش دوم که به روش تقریبی نیز معروف است به عنوان روش اصلی طراحی پروفیل اسپایک انتخاب شده است که معادلات آن در این بخش ارائه خواهد شد. بحث دیگری که در این بخش به آن پرداخته شده است، معرفی معادلات حاکم بر شبیه‌سازی جریان اطراف نازل است.

#### 3-1- طراحی نازل اسپایک

در حالت کلی از سه بخش تشکیل شده است. بخش اول، قسمت هم‌گرایی نازل می‌باشد که جریان را از شرایط محفظه احتراق تا شرایط معلومی منبسط می‌کند. بخش دوم، مجرای مربوط به چرخش جریان به اندازه زاویه مورد نیاز در خروجی نازل می‌باشد. در این قسمت از فرض شبه یک بعدی بودن جریان استفاده خواهد شد، بنابراین سعی می‌شود سطح مقطع‌های جریان تا حدود زیادی عمود بر جریان باشد. بخش سوم، جریان خروجی از نازل را تا شرایط طراحی به صورت ایزنتروپیک منبسط می‌کند. تأمین نیروی تراست مطلوب تا حدود زیادی وابسته به طراحی این بخش می‌باشد. از طرفی وجود امواج ضربه‌ای موجب اتلاف در انرژی جریان می‌شود، بنابراین پروفیل مورد نظر باید چنان طراحی شود که هیچ‌گونه موج ضربه‌ای در داخل میدان طراحی تشکیل نشود و جریان خروجی بتواند با بیشترین سرعت ممکن نازل را ترک کند.

در ادامه به بررسی روش تقریبی برای طراحی پروفیل بخش انبساط ایزنتروپیک نازل اسپایک که توسط آنجلینو [9] از یک روش ساده و دقیق استخراج شده پرداخته می‌شود. با توجه به قسمت a "شکل 4" فرض می‌شود یک جریان صوتی با گذر از گلوگاه AB با عبور از میان یک موج میانی که از لبه کناری<sup>2</sup> نازل سرچشمه می‌گیرد، شروع به منبسط شدن می‌کند. خط جریانیه که از نقطه B عبور می‌کند، پروفیل مورد نیاز نازل می‌باشد. خط مشخصه خط مستقیمی است که در امتداد آن خواص ثابت‌اند. این خط با توجه به مسیر جریان صوتی با زاویه  $\alpha$  امتداد می‌یابد که مقدار آن به وسیله رابطه (1) تعیین می‌گردد.

$$\alpha = \mu - \nu \quad (1)$$

در معادله فوق  $\mu$  زاویه ماخ و  $\nu$  تابع پرائنل - مایر است.

طول خط مشخصه با این زاویه و مشخصات، که مابین لبه کناری نازل و مرز جامد آن کشیده شده برابر  $l$  می‌باشد که توسط رابطه (2) تعیین می‌شود.

$$\frac{l}{l_t} = \left( \frac{A}{\sin \mu} \right) \left( \frac{1}{A_t} \right) \quad (2)$$

بیان دیگر رابطه (2) به شکل معادله (3) است:

$$\lambda = \varepsilon \cdot M \quad (3)$$

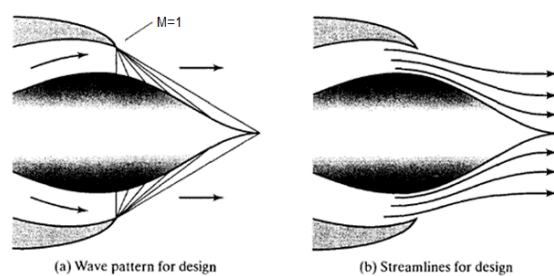


Fig. 2 Wave pattern and streamlines within a spike nozzle at design condition [21]

شکل 2 الگوی امواج انبساطی و خطوط جریان نازل اسپایک در شرایط طراحی [21]

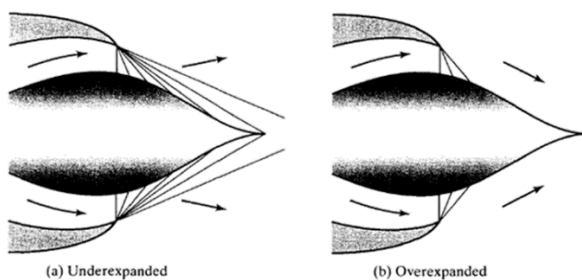


Fig. 3 Plug nozzle with ideal spike length [21]

شکل 3 الگوی امواج انبساطی در نازل اسپایک در شرایط فروانبساطی و فرانبساطی [21]

#### 2- مزایا و معایب نازل اسپایک

استفاده از نازل اسپایک موجب کوتاه‌تر شدن طول آن در مقایسه با یک نازل معمولی با همان کارایی می‌شود. یا این‌که در مقایسه با یک نازل معمولی با طول یکسان کارایی بالاتری خواهد داشت [23]. در حقیقت، مطالعات انجام شده نشان می‌دهد در یک سطح تولید تراست برابر، موتورهایی که از نازل اسپایک بهره می‌برند، تقریباً از لحاظ ابعاد نصف موتورهای معمولی با نازل‌های متداول هستند [6].

یکی دیگر از مزایای استفاده از نازل اسپایک، افزایش کارایی در سطح دریا و در ارتفاع‌های پایین است. همچنین از قسمت مرکزی نازل که تقریباً بلا استفاده است، می‌توان برای قرار دادن توربوپمپ‌ها، مولد گازها و نصب تجهیزات اضافی استفاده کرد [23].

از جمله دیگر مزایای نازل اسپایک می‌توان به موارد زیر اشاره کرد [24]:

- کاهش خطر واماندگی سیستم
- کاهش نیروی درگ وارد شده به سیستم با پر کردن قسمت قاعده و وسیله پرنده
- فراهم شدن امکان استفاده از محفظه احتراق‌های خوشه‌ای که ساده‌تر و ارزان‌ترند و پایداری احتراق بهتری دارند [23].
- بهبود بردار نیروی تراست به واسطه کنترل راحت‌تر محفظه‌های احتراق تکی به وسیله تراتلینگ دیفرانسیلی بین مدول‌ها و حذف سیستم جیمبال<sup>1</sup> و محرک‌های سنگین و پیچیده.

در نازل اسپایک به علت بزرگ‌تر بودن شارهای حرارتی، نیازمندی‌های خنک‌کاری سیستم بالا می‌باشد. البته عبور سوخت‌های سرمازا از داخل اسپایک می‌تواند به انتقال حرارت آن کمک کند. نکته دیگر پیچیدگی‌هایی است که در ساخت این نوع نازل وجود دارد و دقت بالایی است که ساخت پروفیل اسپایک می‌طلبد [23]. علاوه بر این هزینه زیاد ساخت نازل اسپایک

<sup>2</sup> Lip

<sup>1</sup> Gimbal

از طرف دیگر

$$\lambda = \frac{l}{l_t} \quad (4)$$

$$\varepsilon = \frac{A}{A_t} \quad (5)$$

$$M = \frac{1}{\sin \mu} \quad (6)$$

در معادله‌های فوق  $A$  مساحت مقطعی است که بر بردار سرعت جریان عمود می‌باشد.  $\lambda$  طول بی‌بعد شده و  $\varepsilon$  نسبت مساحت است. همچنین  $M$  نشان‌دهنده عدد ماخ در طول خط مشخصه موردنظر است.

با توجه به مطالب بیان شده می‌توان معادلات قطبی اسپایک را به صورت زیر نوشت:

$$\lambda = M \cdot \varepsilon(M) \quad (7)$$

$$\alpha = \mu(M) - \nu(M) \quad (8)$$

در روابط فوق تغییرات عدد ماخ از 1 تا مقدار عدد ماخ در خروج لحاظ خواهد شد. حالا موقعیت هر نقطه از منحنی اسپایک به صورت مستقل و با دقت خوبی قابل محاسبه است.

حال به بررسی روش طراحی نازل ایرواسپایک می‌پردازیم. لازم به ذکر است که سازوکار طراحی نازل اسپایک حالت خاصی از روند طراحی نازل اسپایک با طول بریده شده است؛ یعنی برای حالتی که شعاع انتهایی نازل در قسمت بریده شده صفر باشد. انتخاب مقادیر مناسب برای شعاع قسمت انتهایی نازل سازگاری نازل با بدنه وسیله پرتابی را بهبود می‌بخشد؛ به طوری که ممکن است موجب کاهش درگ به وجود آمده در این قسمت شود.

شایان توجه است برای این که جریان خروجی موازی محور نازل باشد، باید جریان در گلوله زاویه‌ای برابر زاویه پرناتل-مایر متناظر با عدد ماخ خروجی داشته باشد. تابع پرناتل-مایر برابر است با [2]:

$$v(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left( \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}} (M^2 - 1) \right) - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1} \quad (9)$$

اگر بخواهیم در طول یک خط مشخصه مساحت صفحه‌ای که جریان به صورت عمودی از آن عبور می‌کند را محاسبه کنیم، خواهیم داشت [9]:

$$S = \pi \frac{r_e^2 - r^2}{\sin \alpha} \quad (10)$$

از آنجایی که بردار سرعت با این صفحه زاویه  $\mu$  را می‌سازد، مساحت واقعی مقطع مورد نظر برابر خواهد بود با:

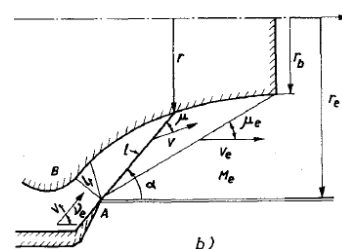
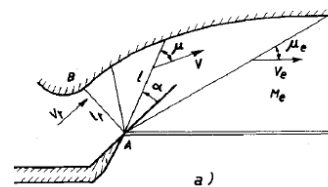


Fig. 4 Schematic of 2-D spike nozzle [9]

شکل 4 شماتیک نازل اسپایک دوبعدی ایده‌آل [9]

$$A = S \cdot \sin \mu = \frac{\pi(r_e^2 - r^2)}{M \cdot \sin \alpha} \quad (11)$$

طول خط مشخصه از لبه نازل تا سطح اسپایک برابر خواهد بود با:

$$l = \frac{r_e - r}{\sin \alpha} \quad (12)$$

با جایگذاری  $r$  از رابطه (11)، رابطه (12) به صورت زیر بازنویسی می‌شود.

$$l = \frac{r_e - \left[ r_e^2 - \left( \frac{A \cdot M \cdot \sin \alpha}{\pi} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{\sin \alpha} \quad (13)$$

اگر این فاصله توسط شعاع انتهایی نازل بی‌بعد گردد، رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$\xi = \frac{l}{r_e} = \frac{1 - \left\{ 1 - \left[ \frac{\varepsilon(1 - \eta_b^2) \cdot M \cdot \sin \alpha}{\varepsilon_e} \right]^2 \right\}^{\frac{1}{2}}}{\sin \alpha} \quad (14)$$

در رابطه فوق  $\eta_b$  عبارت است از شعاع بی‌بعد شده انتهایی نازل. بنابراین معادلات پروفیل نازل ایرواسپایک به صورت پارامتری به صورت زیر قابل بیان خواهد بود.

$$\xi = \xi(M) \quad (15)$$

$$\alpha = \nu_e - \nu(M) - \mu(M) \quad (16)$$

در معادلات فوق تغییرات عدد ماخ بین 1 و عدد ماخ طراحی برای خروجی در نظر گرفته می‌شود.

فرایند تدوین علمی کد طراحی پژوهش براساس مراحل ذیل انجام گرفت:

- 1- در نظر گرفتن گام مناسب تغییرات عدد ماخ به منظور رسیدن آن از مقدار 1 در مقطع گلوله به مقدار موردنظر در مقطع خروجی نازل (در این صورت مقدار عدد ماخ در یک تعداد مشخص از مقاطع معلوم خواهد بود).
- 2- مشخص کردن تعداد مقاطع میان گلوله تا مقطع خروجی و اختصاص مقدار معین عدد ماخ برای آن‌ها براساس توزیع تغییرات مشخص شده در گام قبلی
- 3- مرتبط ساختن ویژگی فیزیکی جریان به مشخصات هندسی نازل در هر مقطع به کمک روابط موجود برای زاویه پرناتل-مایر و مقدار مساحت در آن مقطع
- 4- ایجاد رابطه میان موقعیت‌های طولی و شعاعی هر سطح مقطع به کمک روابط خطوط مشخصه (این کار با مشخص بودن مقدار عدد ماخ در هر مقطع و معادله موجود برای خطوط مشخصه امکان‌پذیر است).
- 5- ایجاد دستگاه دو معادله‌ای با کمک روابط احصاء شده در گام‌های 2 و 3 و حل آن به کمک روش‌های تکراری
- 6- تکرار گام‌های فوق برای مقدار بعدی عدد ماخ (این تکرار تا رسیدن به عدد ماخ خروجی ادامه پیدا می‌کند).

### 2-3- معادلات حاکم بر جریان

هدف از مدل‌سازی جریان‌های آشفته، مدل‌سازی یا به عبارتی تعیین ترم‌هایی از قبیل تنش رینولدزی، شار حرارتی آشفته و ... با استفاده از ارتباط دادن این مقادیر به متوسط کمیت‌های جریان، خصوصاً گرادیان متوسط متغیرهای جریان می‌باشد. یکی از این روش‌ها استفاده از مدل‌های دو معادله‌ای بر پایه لزجت گردابه‌ای است. اساس کار این مدل‌ها ایجاد ارتباط بین لزجت اغتشاشی با مقیاس‌های طولی و سرعت اغتشاشی است. در این مدل‌ها که توازن مناسبی بین هزینه محاسباتی و دقت نتایج در آن‌ها برقرار است، علاوه

است:

$$\frac{DK}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( v + \frac{v_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \overline{u_i' u_j'} \frac{\partial \overline{u_i'}}{\partial x_j} - C_k \frac{k^2}{\Lambda} \quad (21)$$

$$\frac{D\varepsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( v + \frac{v_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] - C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} \overline{u_i' u_j'} \frac{\partial \overline{u_i'}}{\partial x_j} - C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (22)$$

در معادله‌های (21) و (22)،  $\Lambda$  نشان‌دهنده طول اختلاطی و  $\sigma_\varepsilon$ ،  $\sigma_k$ ،  $C_{1\varepsilon}$ ،  $C_{2\varepsilon}$  ضرایب ثابت هستند.

در ادامه شکل کلی معادله‌های انتقال در مجموعه رابطه‌های مربوط به مدل‌های  $k - \omega$  آمده است.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - Y_k \\ + S_k \end{aligned} \quad (23)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega + G_{\omega b} - Y_\omega \\ + S_\omega \end{aligned} \quad (24)$$

در معادله‌های (23) و (24)،  $G_k$  تولید  $k$  به دلیل وجود نیروهای لزجی،  $G_b$  تولید  $k$  به دلیل وجود نیروهای بویانسی و  $Y_M$  سهم انبساط نوسانی اغتشاشات تراکم‌پذیر در نرخ تلفات کلی می‌باشند.  $G_\omega$  و  $Y_\omega$  به ترتیب تولید و اتلاف  $\omega$  به دلیل اغتشاشات می‌باشند.  $G_{\omega b}$  ترم تولید  $\omega$  به دلیل نیروهای بویانسی و  $S_\omega$  و  $S_k$  توابع چشمه‌ای و  $\Gamma_\omega$  و  $\Gamma_k$  به ترتیب پخش موثر  $\omega$  و  $k$  می‌باشند.

#### 4- بررسی روند شبیه‌سازی‌های انجام شده

این قسمت شامل استخراج اطلاعات مرتبط با مورد مطالعاتی مناسب نظیر مشخصات هندسی و شرایط مرزی به کار رفته و نیز توضیح مراحل آماده سازی میدان حل و تنظیمات حلگر برای انجام شبیه‌سازی‌ها می‌باشد.

#### 4-1- استخراج هندسه و شرایط مرزی

برای انجام شبیه‌سازی‌ها ابتدا باید نمونه‌ای که بتوان براساس آن صحت‌سنجی‌ها را انجام داد و فیزیک جریان را در شرایط طراحی و خارج طرح بررسی نمود، یافت می‌شد. به همین دلیل مراجع و مقاله‌های مختلفی مطالعه شدند و در نهایت نازل مطالعه شده در برنامه تحقیقات حمل‌ونقل فضایی اروپا<sup>2</sup> به عنوان مورد تحقیقاتی انتخاب شد. در همین راستا اطلاعات تست‌های انجام شده برای نازل موردنظر و همچنین هندسه آن از مراجع [26] و [27] گردآوری شدند.

در حال حاضر در کشورهای صاحب فناوری فضایی، تلاش‌های زیادی به منظور دستیابی سهل و آسان به فضا با استفاده از سامانه‌های فضایی با قابلیت استفاده مجدد در حال انجام است. در اروپا نیز برنامه FESTIP با همین هدف در سال 1994 و توسط آژانس فضایی اروپا<sup>3</sup> آغاز شد. چندین طرح برای لانچرهای با قابلیت استفاده مجدد در این برنامه مورد بررسی قرار گرفته‌اند و فناوری‌های موردنیاز در این زمینه‌ها تعریف شده و گسترش آن دسته از فناوری‌ها که نقش مهم و حیاتی دارند آغاز گردیده است. در این بین طرح یک سیستم موتور برای استفاده در یک سامانه SSTO ریخته شده است که مجهز به نازل اسپایک خطی می‌باشد. این سیستم متشکل از 8 موتور است

بر معادلات اصلی میدان جریان، دو معادله انتقال جداگانه برای محاسبه این دو مقیاس نوشته می‌شود. تمام مدل‌های دومعادله‌ای، از انرژی جنبشی اغتشاشی  $k$  به عنوان اولین متغیر استفاده می‌کنند، اما بسته به این که معادله انتقال دوم برای چه متغیری نوشته شود، مدل‌ها با یکدیگر تفاوت دارند [25]. لازم به ذکر است معادله دوم در مدل‌های  $k - \varepsilon$  برای نرخ اتلاف و در مدل‌های  $k - \omega$  برای نرخ ویژه اتلاف نوشته می‌شوند.

از آنجایی که مدل‌های آشفتگی موجود هر یک برای فیزیک‌های خاصی مناسبند، در موارد گوناگون استفاده از مدل‌های مشخصی پیشنهاد می‌شود. ویژگی‌های مدل  $k - \varepsilon, RNG$  آن را برای جریان‌هایی که شامل کرنش شدید، چرخش، انحنای زیاد خطوط جریان، جدایش و پخش جت روی سطح است مناسب می‌کند. از دیگر مزایای آن می‌توان به پایداری، همگرایی راحت و حساسیت کم به مشخصات جریان آزاد و اقتصادی بودنش اشاره کرد. از طرفی مدل تحقق‌پذیر  $k - \varepsilon$  با دارا بودن ویژگی‌های مدل قبلی عملکرد آن را در مدل‌سازی جریان‌های پیچیده نظیر جت‌های دوار بهبود بخشیده است. از سوی دیگر مدل‌های آشفتگی  $k - \omega$  را زمانی که اثرات دیواره در جریان وجود دارد، مورد استفاده قرار می‌دهند. مزیت این دسته از مدل‌ها بهبود محاسبات در نزدیکی دیواره در زیرلایه لزج است که می‌توانند شبیه‌سازی را بدون استفاده از تابع دیواره انجام دهند. این امر دقت و پایداری بیشتری را در پی دارد. از آنجایی که مدل  $k - \omega, SST$  براساس استفاده از مدل استاندارد  $k - \omega$  در نزدیکی دیواره، استفاده از مدل استاندارد  $k - \varepsilon$  در جریان آزاد دور از دیواره و تغییر وضعیت دقیق و پایدار بین این دو مدل پایه‌گذاری شده است. عملکردش نسبت به هم خانواده‌های خود در جریان‌های با گرادیان فشار معکوس و امواج شوک دقیق‌تر بوده و قابلیت اطمینان بیشتری دارد [25]. مجموع ویژگی‌های بیان شده و بررسی مطالعات انجام شده نظیر مراجع [13] و [20] نشان می‌دهند مدل‌های  $k - \varepsilon, RNG$ ،  $k - \varepsilon$ ،  $k - \omega$  استاندارد و  $k - \omega, SST$  می‌توانند برای شبیه‌سازی جت‌ها و جریان خروجی از نازل‌ها مناسب باشند و به همین دلیل نیز برای ادامه کار مورد استفاده قرار گرفتند.

معادلات اصلی میدان یعنی معادلات پایستگی جرم، تکانه و انرژی در این مدل‌ها به ترتیب به صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_i) \\ = - \frac{\partial P'}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \mu_{\text{eff}} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] \\ + S_M \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho h_{\text{tot}}) - \frac{\partial P}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i h_{\text{tot}}) \\ = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \lambda \frac{\partial T}{\partial x_i} + \frac{\mu_t}{\text{Pr}_t} \frac{\partial h}{\partial x_i} \right] \\ + \frac{\partial}{\partial x_j} [u_i (\tau_{ij} - \rho \overline{u_i' u_j'})] + S_E \end{aligned} \quad (19)$$

در روابط فوق  $S_M$  مجموع نیروهای حجمی،  $\mu_{\text{eff}}$  لزجت مؤثر بر پایه لزجت مولکولی و اغتشاشی و  $P'$  فشار اصلاح شده می‌باشد.

$$\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t, \quad P' = P + \frac{2}{3} \rho k + \frac{2}{3} \mu_{\text{eff}} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \quad (20)$$

شکل کلی معادلات انتقال انرژی جنبشی و نرخ اتلاف که در مجموعه معادلات مربوط به مدل‌های  $k - \varepsilon$  مورد استفاده قرار می‌گیرند به شرح زیر

<sup>2</sup> Future European Space Transportation Investigations Programme (FESTIP)

<sup>3</sup> European Space Agency (ESA)

<sup>1</sup> Realizable

با پارامتر  $\gamma^+$  ارضا شوند. "شکل 5" تصویری از میدان حل و شرایط مرزی به کار رفته در آن و "شکل 6" شبکه‌بندی میدان حل را نشان می‌دهند.

#### 3-4- تنظیمات حل گر برای انجام شبیه‌سازی‌ها

در تحلیل‌های انجام شده، سیال عامل لزج و جریان تراکم‌پذیر فرض شده است که از رابطه گاز ایده‌آل تبعیت می‌کند. با توجه به شرایط جریان در میدان حل، برای حل معادلات حاکم از روش فرمول‌بندی ضمنی استفاده شده است که در ترم جابجایی معادلات ناویر استوکس، مقدار سرعت روی سطوح با استفاده از یک میان‌یابی بالادستی مرتبه دوم<sup>2</sup> محاسبه می‌شود. همچنین برای تفکیک ترم پخش در معادلات ناویر استوکس از روش حداقل مربعات سلول پایه<sup>3</sup> استفاده شده است. عدد کورانت در تمامی تحلیل‌ها از 0.1 شروع شده و با ادامه یافتن حل و برقراری پایداری، به تدریج افزایش یافت. همچنین چندین معیار همگرایی برای تحلیل‌های عددی در نظر گرفته شده است. یکی کاهش مقدار باقیمانده حل تمامی معادله‌های حاکم به مرتبه  $10^{-3}$  و دیگری برقراری تعادل دبی جرمی بین مرزهای ورودی، دوردست و خروجی که با انتگرال‌گیری روی مرزهای مذکور در هر تکرار بررسی می‌شود. در این بین می‌توان با دنبال کردن نحوه تغییر پارامتری چون ضریب درگ نیز از همگرایی حل مطمئن شد. هرچه حل به سوی همگرایی پیش می‌رود، تغییرات این پارامتر کمتر شده و با همگرا شدن آن، مقدار پارامتر مورد نظر ثابت باقی می‌ماند.

#### 5- نتایج

پس از مشخص شدن شبکه محاسباتی مورد نظر برای انجام شبیه‌سازی‌ها، تحلیل‌های عددی اصلی برای انجام صحت‌سنجی، شناسایی بهترین مدل آشفتگی از لحاظ تطابق نتایج با داده‌های تجربی و در نهایت بررسی فیزیک جریان صورت گرفت. داده‌های تجربی موجود برای نازل اسپایک موردنظر شامل توزیع فشار دیواره اسپایک در نسبت فشارهای مختلف می‌باشد.

شبیه‌سازی‌ها به کمک نرم‌افزار انسیس فلونت 15<sup>4</sup> و در یک سیستم 5 هسته‌ای با مشخصات پردازنده مرکزی 2.5 گیگاهرتز انجام شد. میانگین مدت زمان لازم برای همگرایی حل‌ها 4 شبانه‌روز و این مدت زمان تقریباً برای مدل‌های آشفتگی مختلف یکسان بود.

مدل‌های آشفتگی مختلف نظیر  $RNG - k - \epsilon$ ،  $K - \epsilon$ ،  $K - \omega$ ،  $SST - k - \omega$  استاندارد و  $K - \omega$  برای انجام شبیه‌سازی‌ها در دو نسبت فشار 5.2 (شکل‌های 7 و 8) و 56.7 (شکل‌های 9 و 10) استفاده شدند و نمودار توزیع فشار روی اسپایک برای هر کدام از آن‌ها استخراج شد. ابتدا نتایج مدل‌های  $K - \epsilon$  و سپس نتایج مدل‌های  $K - \omega$  با نتایج تجربی مقایسه شدند تا بهترین مدل در هر شاخه از لحاظ تطابق بیشتر شناسایی شود. "شکل‌های 7 تا 10" نشان‌دهنده این مقایسه هستند.

بررسی این نمودارها نشان می‌دهد نتایج مدل‌های  $K - \epsilon$  تحقق‌پذیر و  $K - \omega$ ،  $SST$  تطابق بیشتری با داده‌های تجربی دارد. همچنین با نزدیک شدن شرایط جریان به حالت طراحی و البته کم شدن سلسله امواج انبساطی و تراکم در روی پروفیل نازل، همه مدل‌ها توانسته‌اند با تقریب بسیار خوبی فشار روی دیواره نازل را تخمین بزنند. با مقایسه بهترین مدل‌ها از هر شاخه با یکدیگر و با داده‌های تجربی می‌توان نتیجه گرفت که نتایج به دست آمده از مدل  $K - \epsilon$  تحقق‌پذیر در همه حالت‌ها، بهترین تطابق را با نتایج تجربی

که هر موتور، سامانه توربوپمپ مخصوص به خود را داراست. همچنین هر موتور دارای 12 عدد تراستر است که در هر طرف نازل 6 تراستر قرار می‌گیرد [26].

پروفیل نازل‌های اسپایک بررسی شده براساس روش ارائه شده توسط آنجلینو (روش تقریبی) برای نسبت فشار طراحی 200 با ماخ خروجی 4.23 و دبی جرمی 5.46 kg/s طراحی شده‌اند. همچنین لازم به ذکر است در این برنامه تحقیقاتی سه طرح مختلف نازل اسپایک با طول‌های 5/5، 20/ و 40/ نازل ایده آل آزمایش شدند. تست‌ها در تونل باد سرعت بالای دانشگاه فنی درسدن<sup>1</sup> به وسیله هوای سرد با دمای 320 K و فشار مخزن 8 bar انجام شده‌اند و اندازه‌گیری توزیع فشار روی دیواره در طول اسپایک برای هر کدام از آن‌ها صورت گرفته است.

در تحقیق پیش‌رو نازل با 20/ طول اسپایک ایده آل به عنوان گزینه تحقیقاتی انتخاب شد. مشخصات این نازل در جدول 1 آمده است. با توجه به این‌که در بخش‌های پیشین، کد طراحی پروفیل نازل اسپایک تدوین شده بود، برای اطمینان از صحت عملکرد این کد، پروفیل نازل اسپایک با شرایط ذکر شده طراحی گردید و با پروفیل موجود در مرجع [27] مورد مقایسه قرار گرفت. نتیجه این مقایسه حاکی از تطابق هندسی پروفیل طراحی شده با پروفیل موجود در مرجع [27] می‌باشد.

#### 4-2- مدل‌سازی نازل نمونه و آماده‌سازی میدان حل

پس از مشخص شدن شرایط مرزی و پروفیل نازل، مدل‌سازی نازل و میدان حل و آماده‌سازی آن‌ها برای شبکه‌بندی آغاز شد. با توجه به امکانات سخت افزاری موجود شبیه‌سازی دو بعدی جریان در دستور کار قرار گرفت. پروفیل این نازل از مرجع [27] استخراج گردیده است.

مقادیر انتخاب شده برای ابعاد میدان حل به گونه‌ای هستند که از عدم وجود جریان بازگشتی در طی تحلیل‌های عددی و نیز عدم تأثیر مرزهای دوردست بر روی جریان حول نازل اطمینان حاصل شود.

پس از بلوک‌بندی مناسب، 3 نوع شبکه‌بندی با ابعاد مش درشت، متوسط و ریز در میدان حل ایجاد گردید تا بتوان استقلال حل از شبکه محاسباتی را بررسی نمود. شبکه‌بندی‌های ایجاد شده به ترتیب در حدود 92000، 165000 و 221000 مش چهاروجهی دارند. همچنین لازم به ذکر است در شبکه‌بندی‌ها، بر روی سطح اسپایک 10 ردیف مش لایه‌مرزی منظور شده است. ارتفاع اولین شبکه روی دیواره برای انجام شبیه‌سازی‌ها با استفاده از مدل‌های آشفتگی مختلف، به گونه‌ای تنظیم شده است که الزامات مرتبط

جدول 1 مشخصات نازل مطالعه شده در پروژه FESTIP

Table 1 Nozzle parameters studied in FESTIP program

مقدار مربوطه	پارامتر طراحی نازل اسپایک
1	ماخ خروجی گلوگاه
67.84	زاویه $\theta$
1	نسبت مساحت $\epsilon_M = \left(\frac{r_c}{D_t}\right)^2 \epsilon_M$
30 cm <sup>2</sup>	مساحت گلوگاه
370.41 mm	طول نازل ایده آل $(l_{max})$
7 mm	ابعاد گلوگاه $(h_c)$
7 mm	ابعاد خروجی Module $(h_e)$
214.3 mm	عرض Module $(b)$
177.1 mm	ابعاد خروجی نازل $(h_E)$

<sup>1</sup> Dresden

<sup>2</sup> Second Order Upwind

<sup>3</sup> Least Square Cell-Based

<sup>4</sup> ANSYS FLUENT 15



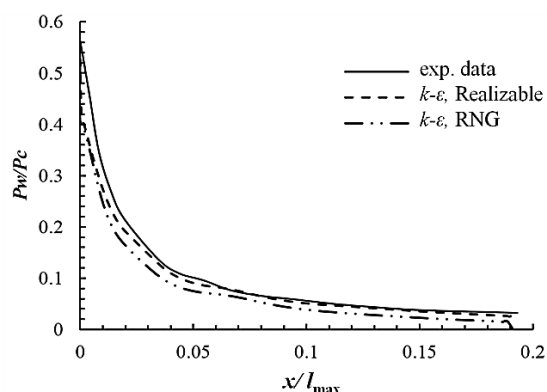


Fig. 9 Comparison of numerical ( $K - \epsilon, RNG$  and  $K - \epsilon, Realizable$ ) and experimental data in pressure ratio of 56.7

شکل 9 مقایسه نتایج عددی (مدل‌های  $K - \epsilon, RNG$  و  $K - \epsilon$  تحقق‌پذیر) و تجربی در نسبت فشار 56.7

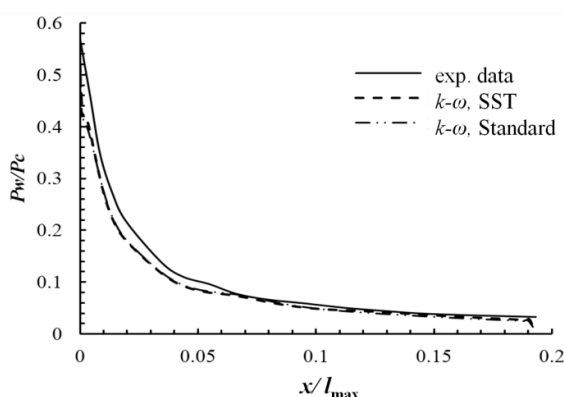


Fig. 10 Comparison of numerical ( $K - \omega, Standard$  and  $K - \omega, SST$ ) and experimental data in pressure ratio of 56.7

شکل 10 مقایسه نتایج عددی (مدل‌های  $K - \omega, SST$  استاندارد و  $K - \omega$ ) و تجربی در نسبت فشار 56.7

### 5-1- بررسی فیزیک جریان در شرایط مختلف

برای بررسی فیزیک جریان، شبیه‌سازی‌ها در نسبت فشارهای مختلف و در شرایط فرا انبساطی و شرایط طراحی صورت پذیرفت. با پایش کانتورهای ماک و فشار سلسله امواج انبساط و تراکم در حالت فرا انبساطی رویت گردید و رفتار جریان مشاهده شد. "شکل 11" کانتور سرعت جریان در نسبت فشار 5.2 را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل مشخص است مناطق انبساط و تراکم جریان بر روی پروفیل نازل شکل گرفته است. همچنین "شکل 12" کانتور سرعت جریان در حالت فراانبساطی با نسبت فشار 56.7 را نشان می‌دهد که در آن ظهور فن انبساطی در انتهای پروفیل اسپایک مشخص است. در "شکل 13" کانتور سرعت جریان در حالت طراحی با نسبت فشار 200 نشان داده شده است. در این حالت گازهای خروجی تا رسیدن به سرعت طراحی موردنظر منبسط می‌شوند و پلوم خروجی به صورت موازی با محور تقارن نازل قرار می‌گیرد.

### 6- نتیجه گیری

با توجه به اهمیت نازل اسپایک و قابلیت‌های آن، به منظور شناخت هرچه بهتر این نوع نازل سعی شد که طراحی پروفیل آن تدوین و رفتار جریان خروجی نازل اسپایک در شرایط مختلف شبیه‌سازی شود. در این راستا پیشینه تحقیق بررسی شده و کارهای مختلف عددی و تجربی و تحلیلی مورد

دارند و این مدل می‌تواند برای شبیه‌سازی‌های آتی مورد استفاده قرار گیرد. همخوانی خوب نتایج عددی و تجربی درستی روند طی شده برای شبیه‌سازی‌ها در این پروژه را نشان می‌دهد.

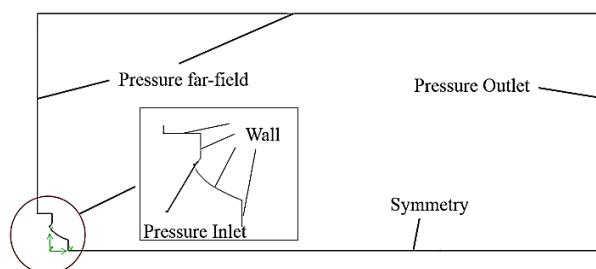


Fig. 5 Computational domain and boundary conditions

شکل 5 میدان حل و شرایط مرزی به کار رفته در آن

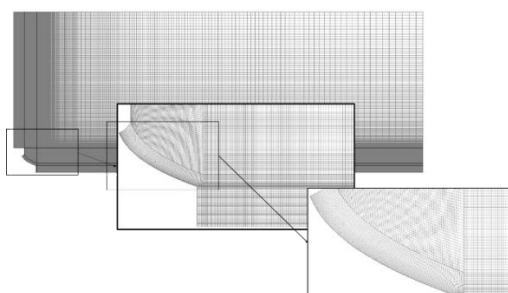


Fig. 6 Domain's computational grid

شکل 6 شبکه‌بندی میدان حل

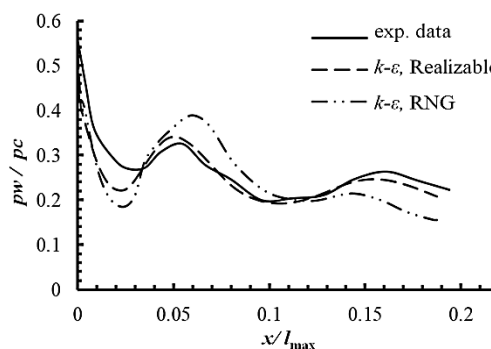


Fig. 7 Comparison of numerical ( $K - \epsilon, RNG$  and  $K - \epsilon, Realizable$ ) and experimental data in pressure ratio of 5.2

شکل 7 مقایسه نتایج عددی (مدل‌های  $K - \epsilon, RNG$  و  $K - \epsilon$  تحقق‌پذیر) و تجربی در نسبت فشار 5.2

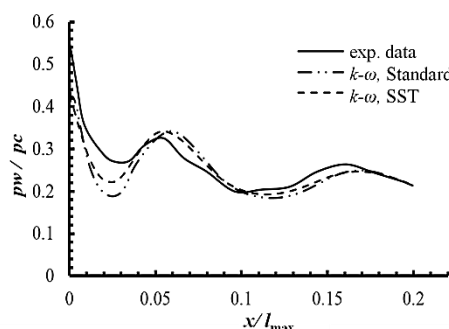


Fig. 8 Comparison of numerical ( $K - \omega, Standard$  and  $K - \omega, SST$ ) and experimental data in pressure ratio of 5.2

شکل 8 مقایسه نتایج عددی (مدل‌های  $K - \omega, SST$  استاندارد و  $K - \omega$ ) و تجربی در نسبت فشار 5.2

بودن توانایی انطباق با ارتفاع در حالت فرا انبساطی و به سبب عدم جدایش جریان و تشکیل امواج ضربه عملکردی بهتر نسبت به نازل‌های متعارف زنگوله‌ای دارد.

- شبیه‌سازی‌های عددی انجام شده نشان می‌دهند مدل‌های آشفتگی  $K - \epsilon$  و  $K - \omega, SST$  نزدیک‌ترین جواب‌ها را به داده‌های تجربی دارند که در این بین مدل  $K - \epsilon$  تحقق‌پذیر نتایج قابل قبول‌تری دارد.
- مقایسه داده‌های به دست آمده از روش عددی موردنظر با نتایج تجربی نشان می‌دهد استفاده از مدل آشفتگی  $K - \epsilon$  تحقق‌پذیر می‌تواند در بدترین شرایط با 15٪ اختلاف، نسبت فشار روی دیواره اسپایک را پیش‌بینی نماید.
- شبیه‌سازی‌های انجام شده به خوبی فیزیک جریان این نازل در حالت‌های مختلف را به نمایش می‌گذارد و با توجه به صحت‌سنجی‌های انجام شده می‌توان از روند طی شده برای آن، در شبیه‌سازی‌های آتی استفاده کرد.
- با توجه به نتایج به دست آمده در این تحقیق می‌توان ادعا کرد طی روند شبیه‌سازی ارائه شده ما را از انجام آزمایش‌های سرد تجربی برای بررسی شرایط جریان در نازل اسپایک بی‌نیاز می‌کند.

#### 7- فهرست علائم

انرژی حرارتی کلی	$h_{tot}$
انرژی جنبشی آشفتگی	$K$
طول خط مشخصه (m)	$l$
عدد ماخ	$M$
فشار ( $kgm^{-1}s^{-2}$ )	$P$
فشار اصلاح شده	$P'$
عدد پراتل	$Pr$
عدد رینولدز	$Re$
شعاع (m)	$r$
مساحت صفحه عمود بر جریان ( $m^2$ )	$S$
مجموع نیروهای حجمی	$S_M$
دما (K)	$T$
زمان (s)	$t$
بردار سرعت	$u$

#### علائم یونانی

زاویه مسیر جریان صوتی	$\alpha$
طول بی‌بعد شده	$\lambda$
لزجت دینامیکی ( $kgm^{-1}s^{-1}$ )	$\mu$
چگالی ( $kgm^{-3}$ )	$\rho$
زاویه ماخ	$\mu$
تابع پراتل - مایر	$\nu$
طول مشخصه بی‌بعد شده	$\xi$
شعاع بی‌بعد شده	$\eta$
نرخ اتلاف آشفتگی - نسبت مساحت	$\epsilon$
نرخ ویژه اتلاف آشفتگی	$\omega$
تانسور تنش رینولدز	$\tau$

مطالعه قرار گرفتند و نتایج حاصل از آن‌ها به اختصار بیان شد. سپس توضیحاتی در مورد نازل اسپایک و ویژگی‌های آن نظیر فیزیک جریان در آن، مزایا و معایب و ... بیان گردید. همچنین نحوه تدوین کد طراحی پروفیل نازل کاملاً توضیح داده شد. در بخش دیگری از گزارش، تئوری‌های حاکم بر مطالعه جریان، مدل‌های آشفتگی مورد استفاده در انجام شبیه‌سازی‌ها و روابط آن‌ها تشریح شد. در نهایت پس از انتخاب مورد تحقیقاتی به منظور صحت‌سنجی نتایج عددی با داده‌های تجربی و تعیین هندسه و میدان حل و شبکه‌بندی آن صورت پذیرفت. مدل‌های آشفتگی مختلف برای شبیه‌سازی جریان نازل استفاده شدند تا با انجام یک بررسی مقایسه‌ای جامع، علاوه بر صحت‌سنجی نتایج، بهترین مدل از نظر تطابق شبیه‌سازی‌ها با داده‌های تجربی مشخص شود. سپس نمودارها و کانتورهای لازم برای پایش عملکرد نازل موردنظر استخراج گردید.

با انجام این تحقیق و بررسی شبیه‌سازی‌ها می‌توان اهم نتایج را به شرح زیر اعلام کرد:

- با بررسی‌های انجام شده مشخص می‌شود نازل اسپایک با دارا



Fig. 11 Contour of Mach number in pressure ratio of 5.2

شکل 11 کانتور عدد ماخ در نسبت فشار 5.2

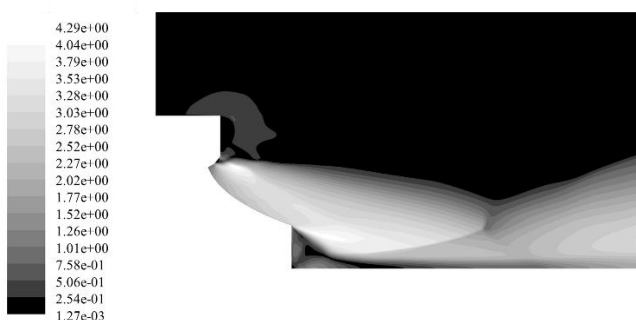


Fig. 12 Contour of Mach number in pressure ratio of 56.7

شکل 12 کانتور عدد ماخ در نسبت فشار 56.7



Fig. 13 Contour of Mach number in pressure ratio of 200

شکل 13 کانتور عدد ماخ در نسبت فشار 200

## زیر نویس‌ها

انتهای نازل	b
مقطع خروجی	e
موثر	eff
گلوگاه	t

## 8- مراجع

- Exhibit, AIAA paper 96-3219, July 1-3, 1996.
- [13] T. Rommel, G. Hagemann, C. Ashley, G. Krulle, D. Manski, Plug nozzle flow field analysis, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 5, pp. 629-634, 1997.
- [14] F. Nasuti, M. Onofri, Theoretical analysis and engineering modeling of flowfields in clustered module plug nozzles, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 15, No. 4, pp. 544-551, 1998.
- [15] G. Hagemann, Flow field simulations in advanced rocket nozzles, *Proceedings of 3th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, Netherlands, November 24-26, 1998.
- [16] F. Nasuti, M. Onofri, Analysis of in-flight behavior of truncated plug nozzles, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 4, pp. 809-817, 2001.
- [17] T. Ito, K. Fujii, Computations of axisymmetric plug-nozzle flowfields: Flow structures and thrust performance, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 2, pp. 254-260, 2002.
- [18] T. Zebbiche, Z. Youbi, Supersonic plug nozzle design and comparison to the minimum length nozzle configuration, *KSAS International Journal*, Vol. 7, No. 1, pp. 27-42, 2006.
- [19] S. Verma, Performance characteristics of an annular conical aerospike nozzle with freestream effect, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 3, pp. 783-791, 2009.
- [20] M. Ebrahimian, M. Mirzaie, Configuration effect of aerospike nozzle on its thrust force, *Proceedings of 7th Mechanical Engineering Annual Conference*, Tehran, Iran, February, 2008. (in Persian فارسی)
- [21] E. James, *Gas Dynamics*, 3th Edition, pp. 262-270, Prentice-Hall, 2006.
- [22] J. R. Stoffel, Experimental and theoretical investigation of aerospike nozzles in a hybrid rocket propulsion system, *Proceedings of 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, AIAA paper 2009-219, Orlando, Florida, January 5-8, 2009.
- [23] D. K. Huzel, D. H. Huang, *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, pp. 72-84, Washington: AIAA, 1992.
- [24] D. Kirk, *Rockets and Mission Analysis: Rocket Nozzles*, Mechanical and Aerospace Engineering Department Florida Institute of Technology, 2012.
- [25] E. Saadati, M. Zeynolabedini, *Elementary and Advanced Modeling Principles of Computational Fluid Dynamics Using FLUENT and CFX*, Tehran: PTEC. Cor., 2016. (in Persian فارسی)
- [26] H. Immich, M. Caporicci, Status of the FESTIP rocket propulsion technology, *Proceedings of 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Seattle, USA, 1997.
- [27] M. Onofri, Plug nozzles: summary of flow features and engine performance, *Proceedings of The 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, USA, January 14-17, 2002.
- [1] V. Shoorian, M. Adami, Study, analysis and numerical simulation of flow field in tridial full length and truncated spike nozzle, *Proceedings of The 10th Iran's Aerospace Community Conference*, Tehran, Iran, March 1-3, 2011. (in Persian فارسی)
- [2] A. Naghib Lahooti, M. Nazarinia, A. Tolooi, Design and numerical simulation of an aero-spike nozzle and comparison of its operation with a conventional nozzle, *Proceedings of The 9th Fluid Dynamics Conference*, Shiraz, Iran, March 7-9, 2005. (in Persian فارسی)
- [3] G. Hagemann, H. Immich, M. Terhardt, Flow phenomena in advanced rocket nozzles - the plug nozzle, *Proceedings of The 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Cleveland, USA, July 13-15, 1998.
- [4] *Aerospike engine*, Accessed on 6 June 2016; [http://wikipedia.org/wiki/Aerospike\\_engine](http://wikipedia.org/wiki/Aerospike_engine).
- [5] *Firefly Space Systems*, Accessed on 6 June 2016; [http://www.wikipedia.org/wiki/firefly\\_space\\_systems](http://www.wikipedia.org/wiki/firefly_space_systems).
- [6] K. Berman, F. Crimp, Performance of plug-type rocket exhaust nozzles, *American Rocket Science Journal*, Vol. 31, No. 1, pp. 18-23, 1961.
- [7] G. Rao, Spike nozzle contour for optimum thrust, *Ballistic Missile and Space Technology*, Vol. 2, No. 1, pp. 92-101, 1961.
- [8] C. Lee, *Fortran Programs for Plug Nozzle Design*, NASA CR-51300, 1963.
- [9] G. Angelino, Approximate method for plug nozzle design, *AIAA*, Vol. 2, No. 10, pp. 1834-1835, 1964.
- [10] G. R. Johnson, H. Thompson, J. D. Hoffman, Design of maximum thrust plug nozzles with variable inlet geometry, *Computers and Fluids*, Vol. 2, No. 2, pp. 173-190, 1974.
- [11] C. A. Aukerman, Plug nozzles-the ultimate customer driven propulsion system, *Proceedings of 27th Joint Propulsion Conference*, AIAA paper 91-2208, June 24-27, 1991.
- [12] T. Tomita, H. Tamura, M. Takahashi, An experimental evaluation of plug nozzle flow field, *Proceedings of 32th Joint Propulsion Conference and*