

System Design and Simulation of Air-Spacecraft Aerospike Nozzle by Utilizing the Computational Fluid Dynamics (CFD) Method

Hassan Naseh^{1*}  and Ali Alipoor²

1. Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

2. M.Sc. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

*Corresponding Author's E-mail: hnaseh@ari.ac.ir

Abstract

The purpose of this article is to introduce the performance system design and optimization method of aerospoke nozzle for different aero-space conditions. For this purpose, some of the important parameters of the aerospoke nozzle structure and cold flow condition tests in the nozzle optimization are studied. Therefore, first the structure of the nozzle and its governing equations and then the existing structural problems are examined. In this paper, to improve the structural problems, the aerospoke nozzle structure is suggested. In the following, the methods of designing the aerospoke nozzle and its governing equations are described and the proposed design model is described and important factors are expressed in this type of nozzle. Therefore, the design of a complete nozzle is made by aerospoke and is supported by an existing design sample. Then, in order to optimize the nozzle, three cuts of 20%, 40% and 60% of the nozzle end are analyzed. The standard for comparison and optimization in these three sections is Mach number of the exhaust. The results of this comparison show that the most efficient aerospoke nozzle is a 40% truncated nozzle based on the flow charts and contours of this aerospace nozzle.

Keywords: Aero-spike nozzle, Flow contour, Height variations, Fluid modeling, Satellite launch Vehicle(SLV)

1. Introduction

In recent years, various designs of space launch system have been studied and tested to increase the performance and efficiency of Satellite Launch Vehicles (SLV). But the concept of the aerospoke nozzle, one of the most popular engine nozzles for altitude changes, is currently being developed and upgraded for use on new SLV. Attention to this type of nozzle is due to its ability to change the nozzle output with atmospheric conditions, which can be provided by presenting aerospoke nozzle to perform better than today's nozzles. In general, these types of nozzles are designed and tested for better performance than general nozzles. The purpose of this paper is to provide a comprehensive method for designing an aerospoke nozzle system using the achievements of the above references and utilizing the Computational Fluid Dynamics (CFD) method. In this method, the design constraints are met to achieve the maximum Mach number and a suitable and stable output current of the aerospoke nozzle. The purpose of this work is to obtain the maximum number of Mach and the appropriate and optimal Mach contour at the output of the aerospoke nozzle [1]. For the aerospoke nozzle, the next

step is to reduce the length of the nozzle. The amount and percentage of this work is checked and optimized according to the Mach number and Mach contour of the outlet of the tank, which reduces the weight of the structure and will increase the output power.

2. Aerospoke nozzle system design

In this paper, two important design steps are used, the first step is to design, model and simulate a full-length aerospoke nozzle. Step 2: optimize the truncated aerospoke. At the end of the process, the outputs of both steps will be available to the user. Track input data is also information that determines the basic needs of the designer and the analysis and testing conditions of the aerospoke nozzle for the design. The output results are validated from the first step by comparing with the reference results [1] and then the aerospoke nozzle is moved to the next step to optimize the nozzle. The simulation conditions in the second step are the same as in the first step, and the results are selected according to the optimal value of the weight change percentage to the percentage change of the Mach number and the output flow contour, and the Mach number diagram on the nozzle wall



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

How to cite this article:

H. Naseh and A. Alipoor, "System Design and Simulation of Air-Spacecraft Aerospoke Nozzle by Utilizing the Computational Fluid Dynamics (CFD) Method," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 16, No. 1, pp. 23-34, 2023 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1338>.

is added to the results. The optimization results are selected according to the shortening of the nozzle length, which can include the ratio of different percentages of the original length

3. Design and modeling of aerospike nozzle

The initial modeling of the aerospike nozzle is done in two dimensions. In this reference, half of a two-dimensional nozzle is modeled based on the design diagram obtained by a simple approximate method. An example of a design for simulation in fluent software is shown in Figure 1. In order to present the results with high accuracy and to save time in the calculations, a symmetrical shape is considered. The simulation is performed with half of the drawn model.

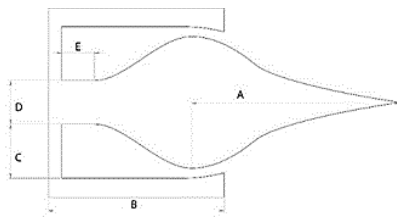


Figure 1. Aerospike nozzle two-dimensional initial design

4. Analysis of output current from Aerospike nozzle

In this section, the output flow behavior of the aerospike nozzle is analyzed. These results are for the initial investigation of the contour analysis of the outlet Mach, outlet nozzle and the outflow nozzle line of the outlet nozzle. The results of Mach contour of the output flow from the nozzle are shown in Figure 2. To validate and compare this contour, the reference output results [1] are shown in Figure 3.

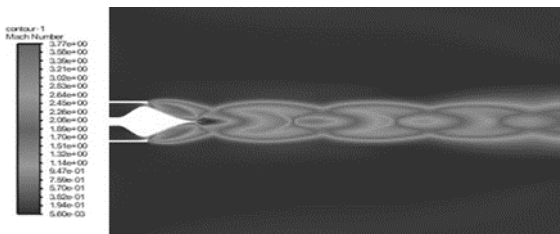


Figure 2. Mach contour in complete Aerospike nozzle

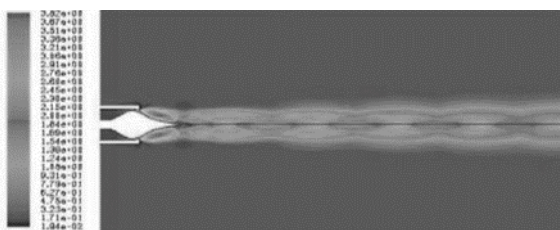


Figure 3. Mach contour in Aerospike nozzle [1]

5. Presenting and evaluating the results of optimizing the structure of Aerospike nozzle

The purpose of this section is to prove the optimization effect of aerospike nozzle on the values of thrust force and its coefficient. The criterion for comparing models in terms of performance is nozzle length. The parameters considered for optimization are: 1- Investigating the effect of shortening the nozzle length with a scale of 20%, 40%

and 60% of the nozzle length and comparing the effect of this shortening with the Mach output current from the nozzle, 2- Impact of creating a central outlet on the aerospike nozzle: A central outlet for the nozzle with shortening is considered in the previous step and the results are investigated and the maximum nozzle output current Mach is used for optimization. In this study, the optimized models are first compared. In these models, due to the shortening of the nozzle with a scale of 20%, 40% and 60% relative to the dimensions of the full length of the nozzle have been studied and compared. The second step is to create a central base output for the aerospike nozzle. Due to the fact that in a shortened nozzle, the formation of a wave at the base of the nozzle causes a pressure drop, this reduces the ability to generate force. Therefore, the amount of force reduction can be reduced by creating a central output current from the nozzle. To create the extra current, it pierced part of the nozzle physics and created the extra current to reduce the pressure drop. Therefore, it can be said that the only problem with this type of optimization is the high output current speed.

6. Conclusion

In this paper, the design, modeling and simulation method of aerospike nozzle using computational fluid dynamics method is presented. Therefore, one of the main objectives of this paper was to investigate the characteristics of the output current of the aerospike nozzle and to better express the output current parameters of the nozzle among nozzles with different shortening scales. After optimizing the full length of the aerospike nozzle, for better optimization and greater power efficiency than weight, the nozzle is scaled to 40% by weight and simulated again, and the results are compared to Mach number. And are validated. In this article, we have tried to discuss the design of aerospace nozzle and its design methods and to examine the design parameters of the aerospace nozzle. The maximum value of Mach number on the outer wall of the nozzle is Mach number 2.5, which is shown in this article as 2.47, and this result indicates the high accuracy of the proposed simulation method. Also, the Mach number values in the aerospike nozzle conditions show full length and 40% shortened to 3.82 and 3.54, respectively. Therefore, by shortening the nozzle length, it is possible to create a higher thrust ratio than the total weight of the nozzle and make its performance efficiency more effective at high altitudes. Therefore, by reducing the nozzle length, significant performance can be expected. These findings will be much more interesting and important in the design of aircraft or even aircraft. In other words, using a lower weight nozzle instead of a heavier nozzle with almost the same performance will optimize consumption. In the continuation of this research, the purpose of compiling a code is to create a graphic menu for easy and simple communication with the user. The goal in developing this software is to design, model and simulate a complete aerospike nozzle that provides the output results in the form of numbers, graphs and 3D files

7. References

- [1] K. Kumar, M. Gopalsamy, D. Antony, "Design and Optimization of Aerospike nozzle using CFD," *Materials Science and Engineering* 247 (2017) 01 2008.

طراحی سیستمی و شبیه‌سازی شیپوره آیروسپاک هوافضایما با بهره‌گیری از روش دینامیک سیالات محاسباتی

حسن ناصح^{۱*} و علی عالی پور^۲

پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

*ایمیل نویسنده مخاطب: hnaseh@ari.ac.ir

چکیده

هدف از ارائه این مقاله، معرفی روش طراحی سیستمی و بهینه‌سازی عملکرد شیپوره آیروسپاک برای شرایط مختلف هوایی- فضایی است در این راستا، برخی از مؤلفه‌های مهم ساختار شیپوره آیروسپاک و آزمون‌های شرایط جریان سرد در بهینه‌سازی شیپوره مورد مطالعه قرار می‌گیرد؛ بنابراین، در ابتدا ساختار شیپوره و معادلات حاکم بر آن و سپس مشکلات ساختاری موجود مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این مقاله، برای بهبود مشکلات ساختاری، ساختار شیپوره آیروسپاک پیشنهاد می‌شود. در ادامه، روش‌های طراحی شیپوره آیروسپاک و مدل طراحی پیشنهادی توصیف می‌شود. بر همین اساس، طراحی یک شیپوره کامل با آیروسپاک صورت می‌پذیرد و با یک نمونه طراحی شده موجود صحت‌گذاری می‌شود. معیار مقایسه و بهینه‌سازی، عدد ماخ جریان خروجی است. نتایج در این مقایسه نشان می‌دهد که بهینه‌ترین شیپوره آیروسپاک از نظر اثربخشی، شیپوره با برش ۴۰٪ است که بر همین اساس نمودارها و کانتورهای جریان مربوط به این شیپوره آیروسپاک ارائه و صحت‌گذاری شده است.

واژه‌های کلیدی: شیپوره آیروسپاک، کانتور جریان، تغییرات ارتفاع، مدل‌سازی سیالاتی، حامل پرتابگر ماهواره

مقدمه

در سال‌های اخیر، طرح‌های گوناگونی از حامل‌های فضایی به منظور افزایش عملکرد و اثربخشی حامل‌های پرتاب ماهواره (SLV) مورد بررسی و آزمایش قرار گرفته است؛ اما مفهوم شیپوره آیروسپاک که یکی از محبوب‌ترین شیپوره‌های موتور متناسب با تغییرات ارتفاع است، امروزه در حال توسعه و ارتقا برای استفاده بر روی حامل‌های فضایی جدید (هوافضایماها) می‌باشد. منشأ توسعه‌ی این نوع شیپوره‌ها، به دهه ۱۹۵۰ و بررسی دینامیک پرواز حامل‌ها برمی‌گردد و از آن زمان به‌عنوان پلتفرمی برای پرتاب مورد استفاده قرار گرفته است، ولی همچنان نیز در حال توسعه می‌باشد. توجه به این نوع شیپوره به‌دلیل توانایی آن برای تغییر خروجی شیپوره همراه با شرایط جوی است که می‌توان با

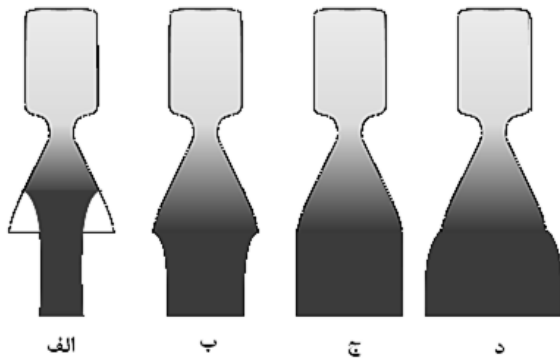
علائم و اختصارات

Ae/At	نسبت مساحت خروجی شیپوره
Spalart – Allmaras	یکی از مدل‌های توربولانسی در فلونت است.
RNG k-ε	مدل آشفتگی k-epsilon، مدلی دو معادله‌ای است.
Discretization flow	گسسته‌سازی جریان
Solver parameters	پارامترهای حل‌کننده
Direction Specification	مشخصات جهت
Viscous model	مدل ویسکوزیته

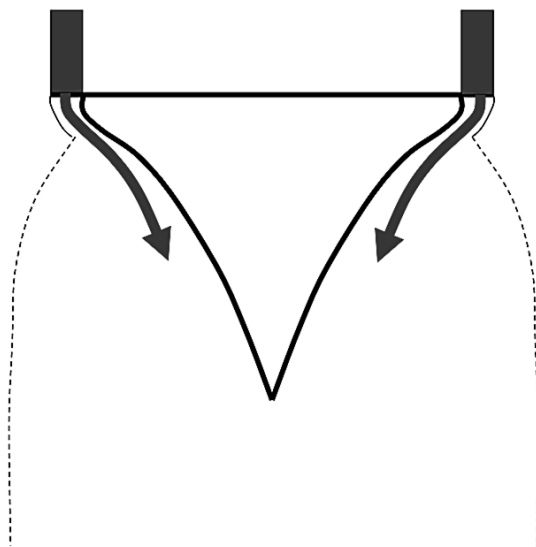
رانس ۲۵ نیوتن را برای به‌کارگیری به‌عنوان نیروی کنترل وضعیت سامانه‌های فضایی را مورد بررسی قرار دادند. از نتایج این شبیه‌سازی عددی، می‌توان برای مقایسه و مدل‌سازی و ساخت نمونه‌های آزمایشگاهی بهره برد. شین لیزی و همکاران [۸] در سال ۲۰۱۵، تحقیقی بر اساس مدل‌سازی عددی بر روی رفتار جریان ارائه دادند در این بررسی‌ها، گسترش ساختار موج ضربه، الگوی جداسازی جریان همراه با افزایش فشار شیبوره (NPR) و بررسی رفتار در دیواره شیبوره و تأثیر چگالی گاز بر رفتار جدایش جریان مورد استفاده قرار گرفت. در این پژوهش، نتایج بررسی بر شیبوره آیروسپاک، رابطه میان موج ضربه مایل و رفتار جدایش جریان (رفتاری کاملاً پیچیده) بررسی شد و نیز نشان می‌دهد، رفتار جریان با چگالی گاز رابطه‌ای واضح دارد بدین‌صورت که با کاهش چگالی گاز یا کاهش جرم جریان می‌توان فشار منفی کوچک در تمام مرز جدایش موج ضربه ایجاد نمود و شدت این رفتار با رفتار جدایش جریان ارتباط دارد. نتایج داده‌های عددی به دست آمده به‌خوبی با داده‌های تجربی بدست آمده قابل صحت‌گذاری است. شیائو و همکاران [۹] در سال ۲۰۰۷، در پژوهشی با عنوان بررسی عددی تفکیک جریان در شیبوره مافوق صوت، جدایی جریان در یک شیبوره هم‌گرا-واگرا با نسبت انبساط متوسط را مورد بررسی قرار دادند که با در نظر گرفتن معادلات ناویر-استوکس و به‌طور متوسط با معادله رینولدز k-2 مورد بررسی قرار گرفته است. در این پژوهش، تمرکز مطالعه بر روی ساختار سیال و موج ایجاد شده در ارتباط با جدایش جریان است. محاسبات بر روی محدوده خروجی با نسبت فشار ۱/۵ و چندین فشار مختلف خروجی شیبوره انجام شد. نتایج خروجی از این مقاله با داده‌های تجربی به دست آمده از شیبوره با همان هندسه مقایسه شده است. برای $1:5 < NPR < 2:4$ محاسبات صورت گرفته، ساختار نامتقارن از جریان را نشان می‌دهد. این ساختار نامتقارن با نتایج محاسباتی که از مطالعات قبلی به‌دست آمده است، سازگاری دارد. به علاوه، در این مقاله نشان داده شده است که ویژگی‌های جریان مانند موج ضربه و توزیع فشار در دیواره نیز با داده‌های تجربی به‌خوبی مطابقت دارد. مطالعه انجام شده در این مقاله بیشتر تأیید نتایج حاصل شده قبلی است. ویلند و همکاران [۱۰] در سال ۲۰۰۴، با ارائه پژوهشی با عنوان شبیه‌سازی عددی جریان سرد در شیبوره، یک روش عددی برای شبیه‌سازی جریان سرد در شیبوره با اندازه‌های متفاوت را مورد مطالعه قرار داده‌اند. شیبوره‌های مورد بررسی، یک شیبوره ایده‌آل کوتاه، دو شیبوره سهمی و سه شیبوره زنگوله‌ای هستند. کانتور شیبوره‌های سهمی از نظر تولید نیروی رانش، بهینه‌سازی شد و مقایسه‌ای میان مدل‌های آزمایشگاهی انجام گرفت. مورونوا و همکاران [۱۱] در سال ۲۰۰۵، مطالعه عددی ساخت شیبوره مافوق صوت جریان در شیبوره

ارائه شیبوره آیروسپاک عملکردی بهتر از شیبوره‌های امروزی ارائه نمود.

به‌طور کلی این نوع شیبوره‌ها برای اثربخشی بهتر نسبت به شیبوره‌های عمومی طراحی و بررسی شده است، همچنین شیبوره‌های آیروسپاک برای فشارهای بالا تا محدوده ۲۰۰۰ کیلو پاسکال طراحی شد [۱]. این شیبوره‌ها در سامانه‌های هوافضایی مکانیزی با سطح مقطع متفاوت در راستای طول هستند که وظیفه‌ی افزایش راندمان قابل دستیابی از دبی جرمی خاص را بر عهده دارند؛ بنابراین شیبوره‌ها می‌توانند جهت و ویژگی سیالی را که از طریق آن حرکت می‌کند (مایع و یا گاز) را کنترل کند؛ و نیز مطابق شکل (۱)، می‌توان شکل جریان خروجی را بر اساس فشار محیط به‌صورت چهار حالت مختلف ترسیم کرد [۲]. البته در شکل (۱)، بهینه‌ترین حالت شکل جریان خروجی، حالت جریان خروجی (ج) است، به این منظور که بتوان در حالت واقعی اثر اتمسفر و یا به عبارتی اثر فشار پشت شیبوره را حذف نمود، از این رو می‌توان از آیروسپاک شیبوره به‌صورت شکل (۲) در خروجی شیبوره استفاده کرد [۳]. تامو تامیتا و همکاران [۴]، در سال ۲۰۱۰ پژوهش خود را بر روی طراحی موتور آیروسپاک به‌صورت مفهومی ارائه کردند. در این پژوهش موتور تک‌مرحله‌ای مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت و با به‌کارگیری مواد سبک‌تر در سازه موتور، ضمن کاستن از وزن موتور، مقایسه‌ای میان بازده و نسبت وزن موتور صورت پذیرفت. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که می‌توان با وزن کمتر تمامی الزامات موتور آیروسپاک را تأمین کرد. چانگ هوی وانگ و همکاران [۵]، در سال ۲۰۰۹ شیبوره چند سلولی از آیروسپاک را مدل‌سازی کردند و مورد اعتبارسنجی قرار دادند. آن‌ها در پژوهش خود طراحی و شبیه‌سازی و بهینه‌سازی را بر مبنای تحلیل عددی و مقایسه آن با مقادیر آزمایشگاهی انجام دادند و برای انجام شبیه‌سازی و آزمون آزمایشگاه از گاز گرم استفاده کردند. نوین کومار و همکاران [۶]، در سال ۲۰۱۷، در پژوهش خود، بررسی و مروری بر تاریخچه شیبوره‌ها و شیبوره آیرسپاکو معادلات میان آن‌ها را مورد بررسی قرار دادند. برای بهبود عملکرد و اثربخشی شیبوره آیرسپاک، مدل سه‌بعدی از آن را به وسیله نرم‌افزار گمبیت طراحی نمودند و با تغییر مؤلفه‌های مهم طراحی، شبیه‌سازی و بهینه‌سازی‌هایی را با نرم‌افزار فلوئنت^۱ به انجام رساندند. در نتایج به‌دست آمده، عدد ماخ مورد بررسی، مقایسه و بهینه‌سازی قرار گرفت. در نهایت، با ساخت مدل آزمایشگاهی، درصد خطای میان مدل بهینه‌سازی شده در نرم‌افزار و نتایج آزمایشگاهی مقایسه شد. در همین راستا واسیلی زوکانوف و همکاران [۷]، در سال ۲۰۱۵، پژوهشی با عنوان طراحی موتور موشک برای فضاپیما با استفاده از مدل‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی، فرایند طراحی موتور موشک با نیروی



شکل ۱- چهار حالت شکل جریان خروجی بر اساس فشار محیط [۲]



شکل ۲- حذف تأثیر فشار پشت بر رفتار جریان خروجی شیپوره با استفاده از شیپوره آیروسپاک [۳]

هدف از این مقاله، ارائه روش جامع برای انجام طراحی سیستمی شیپوره آیروسپاک با استفاده از دستاوردهای مراجع بالا و بهره‌گیری از روش دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) است. در این روش از نتایج تحلیلی و آزمایشگاهی مذکور در پیشینه پژوهش برای صحت‌گذاری بر نتایج و دستاوردهای این مقاله بهره گرفته شده است؛ بنابراین، استفاده از این روش در طراحی شیپوره آیروسپاک، سبب صرفه‌جویی در زمان و هزینه بدون نیاز به انجام آزمایش‌های تجربی خواهد شد. منظور از روش طراحی سیستمی و بهینه‌سازی، دستیابی به مؤلفه‌های بهینه شیپوره آیروسپاک با اثربخشی بالاتر می‌باشد. در این روش، ارضا قیود طراحی برای دستیابی به بالاترین عدد ماخ و جریان خروجی مناسب و پایدار شیپوره آیروسپاک صورت می‌پذیرد. هدف از این کار، به دست آوردن بیشترین عدد ماخ و کانتور مناسب و بهینه ماخ در خروجی از شیپوره آیروسپاک است [۶]. برای شیپوره آیروسپاک در مرحله بعد کوچک‌سازی طول شیپوره می‌باشد، مقدار و درصد این کار با توجه

مافوق صوت را به روش عددی مورد بررسی قرار دادند. ویژگی‌های اصلی جریان که با محاسبات پیچیده قابل دستیابی هستند و در این پژوهش مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفت، این نتایج به خوبی با داده‌های تجربی قابل مقایسه می‌باشند. همچنین تأثیر عدد ماخ در قسمت واگرای شیپوره نیز مورد بررسی قرار گرفته است که به نظر می‌رسد عدد ماخ، نقش برجسته‌ای در تولید بارهای جانبی در شیپوره ایفا می‌کند. همچنین تشکیل گرداب و انواع حرکات ناپایدار بررسی شده است و نشان می‌دهد برای طراحی شیپوره موشک نیاز به انتخاب موارد مهمی است که نقش اساسی را در بازده شیپوره ایفا می‌کند که از جمله آن‌ها می‌توان به پروفایل شیپوره اشاره نمود. نیکلاس جوردین و همکاران [۱۲] در سال ۲۰۱۸، پژوهشی با عنوان، تجزیه و تحلیل و آنالیز عددی عملکرد سوخت هیدروژن در شیپوره سه بعدی آیروسپاک، عملکرد پیش‌ران با مؤلفه‌های هیدروژن و اکسیژن را در مقابل هیدروژن و هوا با استفاده از شبیه‌سازی عددی و ارائه یک مدل واکنش شیمیایی را بررسی کردند. این مقاله، ارزیابی را در مورد ضربه ویژه، افزایش فشار و ضریب رانش برای شیپوره با ابعاد متفاوت ارائه می‌کند. شبیه‌سازی‌های انجام شده نشان می‌دهد که صرفه نظر از اینکه فشار شیپوره باعث افزایش سرعت جریان می‌شود، با افزایش فشار پیش از محفظه احتراق و بعد از محفظه احتراق می‌توان این کار را به انجام رساند. این افزایش‌ها می‌تواند منجر به بهبود ضربه ویژه شود. الیزابت لارالاش [۱۳] در سال ۲۰۱۵، در پایان‌نامه خود با بیان موضوع تجزیه تحلیل و مقایسه میان یک شیپوره آیروسپاک و یک شیپوره معمولی برای پرواز حامل‌های فضایی تک‌مرحله‌ای (SSTO) بیان می‌کند که می‌توان با توجه به فناوری مرحله‌ای تا حدود قابل توجهی هزینه‌های پرتاب را کاهش داد، در حالی که این منظور برای پرتاب‌های معمولی در نظر گرفته نشده است. یکی از فناوری‌هایی که راندمان پرواز SSTO را افزایش می‌دهد، شیپوره‌های آیروسپاک می‌باشند، که برخلاف شیپوره‌های ثابت زنگوله‌ای، شیپوره با خروجی متحرک است. همچنین در این مرجع، با مدل‌سازی مسیر پرواز SSTO مقایسه‌ای بین شیپوره آیروسپاک و شیپوره معمولی صورت گرفته است؛ که شامل رانش، ضربه ویژه و ترکیب و پیکربندی شیپوره می‌باشد. در نهایت نشان می‌دهد که استفاده از شیپوره آیروسپاک به جای شیپوره معمولی می‌تواند عملکردی به مراتب بهتر در اختیار قرار دهد. در ۲۰۱۷ ناصح و همکاران [۱۴]، بهینه‌سازی سامانه مدیریت سوخت‌رسانی در یک مخزن حامل سوخت هیدرازین را انجام دادند. در ۲۰۱۸ ناصح و همکاران [۱۵]، روش طراحی و مدل‌سازی در این نوع سامانه به صورت جامع را ترسیم و در ۲۰۱۹ ناصح و همکاران [۱۶]، رفتار تلاطم سوخت در مخزن به روش پاندولی با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی را بررسی کردند.

به عدد ماخ و کانتور ماخ خروجی از شیپوره مورد بررسی و بهینه‌سازی قرار می‌گیرد که با این کار وزن سازه کاهش می‌یابد و نسبت قدرت خروجی افزایش خواهد یافت. به‌طور کلی، مزیت و نوآوری تحقیق حال حاضر شامل این موارد است: ۱- ارائه روندنمای جامع برای انجام طراحی سیستمی شیپوره‌های آیروسپاک، ۲- صرفه‌جویی در زمان محاسبات و هزینه‌ها با استفاده از این روندنما، ۳- بهینه‌سازی سازه‌های شیپوره بر اساس مؤلفه‌های اصلی و افزایش اثربخشی و راندمان شیپوره، ۴- محاسبه نتایج و عملکرد شیپوره در ابعاد طول کامل، برش خورده و کوتاه شده و محاسبه درصد بهبود اثربخشی شیپوره آیروسپاک.

طراحی سیستمی شیپوره آیروسپاک

در این مقاله، طراحی سیستمی شیپوره آیروسپاک همانند روندنمای شکل (۳) صورت پذیرفته است. این روندنما از دو گام اصلی تشکیل شده است، در هر گام در صورت تأیید نتایج طراحی، اطلاعات برای اجرای فرآیند به گام بعدی منتقل خواهد شد و در صورت عدم تأیید نتایج، شیپوره مورد بررسی و بازطراحی قرار خواهد گرفت.

تحلیل و آزمون شیپوره آیروسپاک را برای طراحی تعیین می‌کنند. داده‌هایی را که برای انجام شبیه‌سازی می‌توان در نظر گرفت در قالب دو بخش ورودی و خروجی قابل دسته‌بندی است. خلاصه‌ای از ورودی‌های قابل بررسی برای طراحی شیپوره شامل این موارد می‌باشند: ۱- تخمین عدد ماخ جریان (از جداول جریان آیزنتروپیک بر مبنای نسبت انبساط قابل تخمین می‌باشد)، ۲- نسبت انبساط سطحی شیپوره، ۳- تعداد نقاط کانتور جریان، ۴- ثابت گاز، ۵- دمای گاز خروجی از شیپوره، ۶- نسبت فشار اتمسفر، ۷- نسبت گرمای ویژه.

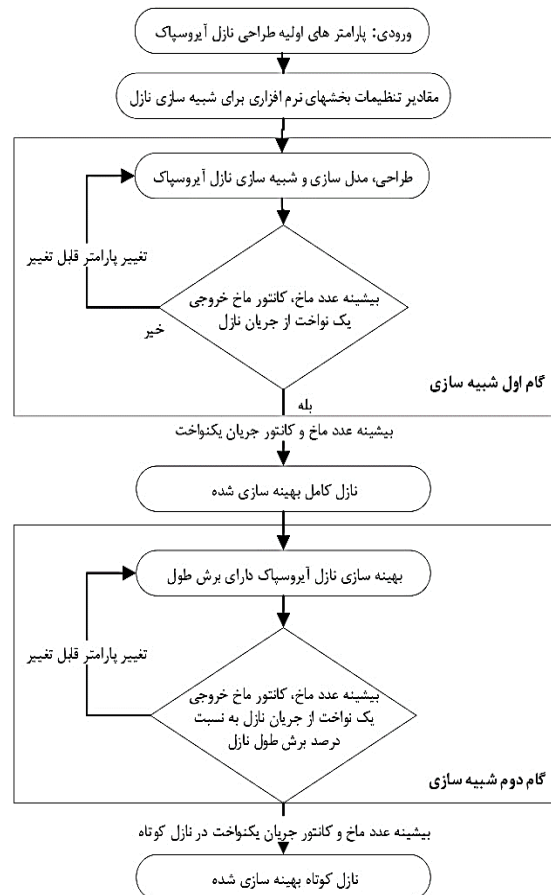
خروجی‌های قابل دستیابی حاصل از اجرای دو گام روندنما عبارتند از: ۱- زاویه‌های میان محور آیروسپاک و خط جریان سونیک، ۲- طول دهانه گلوگاه شیپوره، ۳- ضریب پشیران بهینه، ۴- گستردگی عدد ماخ در جریان خروجی، ۵- کانتور جریان خروجی از شیپوره، ۶- اندازه‌گیری نسبت فشار در هر نقطه از جریان، ۷- ضریب ویژه.

مقادیر ورودی‌ها و شرایط تحلیل شیپوره آیروسپاک در جدول (۲) نشان داده شده است. در اولین بخش طراحی و مدل‌سازی شیپوره بر اساس ورودی‌های جدول (۱) صورت می‌پذیرد. در این گام به‌طور منحصربه‌فردی و تحلیل ساختار شیپوره مورد بررسی قرار گرفته است، لذا مواردی که در این گام صورت می‌پذیرد عبارتند از: ۱- طراحی نمونه شیپوره آیروسپاک، ۲- شبیه‌سازی و تحلیل جریان خروجی از شیپوره، ۳- بهینه‌سازی، بر اساس نتایج بهینه در این گام، این موارد ارائه و بررسی می‌شود: ۱- کانتور عدد ماخ به‌صورت یکنواخت در شیپوره آیروسپاک طول کامل، ۲- بررسی بیشینه عدد ماخ جریان در خروجی از شیپوره، ۳- خطوط جریان عدد ماخ خروجی از شیپوره.

صحه‌گذاری نتایج خروجی از گام اول با مقایسه‌ی نتایج در پژوهش [۶] صورت گرفته است و سپس شیپوره آیروسپاک، برای بهینه‌سازی شیپوره به مرحله بعد منتقل می‌شود. شرایط شبیه‌سازی در گام دوم همانند گام اول است و نتایج با توجه مقدار بهینه درصد تغییر وزن به میزان تغییر درصد عدد ماخ و کانتور جریان خروجی از آن انتخاب می‌شود و نمودار عدد ماخ بر روی دیواره شیپوره هم به نتایج اضافه و مورد بررسی قرار می‌گیرد. نتایج بهینه‌سازی با توجه به کوتاه‌سازی طول شیپوره انتخاب می‌شوند که می‌تواند نسبت درصدهای متفاوتی از طول اصلی را شامل شود.

بنابراین به اجمال می‌توان بیان نمود که تحلیل گام دوم شامل:

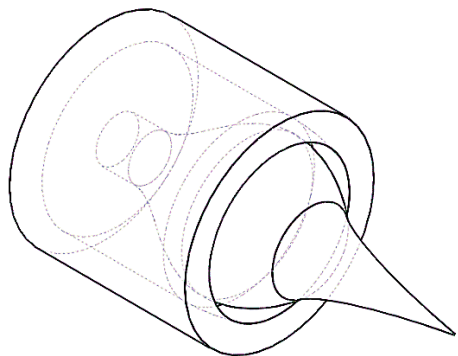
۱- شبیه‌سازی و تحلیل شیپوره آیروسپاک کوتاه، ۲- بهینه‌سازی طول



شکل ۳- روندنمای طراحی سیستمی شیپوره آیروسپاک

طراحی و مدل‌سازی شیپوره آبروسپاک

مدل‌سازی اولیه شیپوره آبروسپاک به صورت دوبعدی، (نمونه‌ای از مدل‌سازی اولیه که در این مقاله ارائه شده است را می‌توان در پژوهش [۶] مشاهده نمود) صورت پذیرفته است. در این پژوهش بر اساس نمودار طراحی به دست آمده با روش تقریبی ساده نیمی از یک شیپوره دو بعدی مدل‌سازی شده است. در این مدل‌سازی، ابتدا مدل اولیه طرح را با توجه به نمودار آقای لی [۱۷]، طراحی و سپس شکل نهایی از طرح ترسیم شده است. ابعاد طراحی با توجه به الزامات طراحی که در بخش قبل به آن اشاره شد، انجام شده است و مؤلفه‌های مطرح شده ثابت در نظر گرفته شده است. شکل (۴)، نمونه طراحی اولیه به صورت سه بعدی از شیپوره آبروسپاک را نشان می‌دهد. طرح سه بعدی برای درک بهتر از طراحی دوبعدی، ایجاد شده است و در شبیه‌سازی و بهینه‌سازی مورد استفاده قرار نمی‌گیرد.



شکل ۴- طرح اولیه کامل شیپوره آبروسپاک

شکل (۵)، نمونه طراحی انجام گرفته برای انجام شبیه‌سازی در نرم‌افزار فلونت را نشان می‌دهد. مدل‌سازی در نرم‌افزار سالیدورکس^۱ صورت گرفته و برای اینکه نتایج با دقت بالا ارائه شود و در زمان محاسبات صرفه‌جویی صورت پذیرد، شکل متقارن در نظر گرفته شده است. شبیه‌سازی با نیمه‌ای از مدل ترسیم شده، انجام می‌شود. برخی از مؤلفه‌های طراحی همانند طول شیپوره (A=60 mm) در جدول (۴) نشان داده شده است.

جدول ۳- مؤلفه‌های طراحی دوبعدی شیپوره آبروسپاک

نام	طول (mm)
A	۶۰
B	۷۰
C	۳۵
D	۲۵
E	۲۰

شیپوره می‌باشد. دستاوردهای گام دوم یا به عبارتی ماحصل روندنمای طراحی به صورت زیر بیان می‌شود: ۱- کاهش وزن شیپوره آبروسپاک، ۲- بهینه‌سازی نسبت سرعت جریان خروجی از شیپوره به وزن کل سازه و افزایش بازده موتور، ۳- ارائه مدل‌های بهینه‌سازی شده که دارای نسبت بالایی از عدد ماخ خروجی جریان با نسبت وزن کمتر می‌باشند. در جدول (۲) تنظیمات نرم‌افزار انسیس برای انجام شبیه‌سازی، نشان داده شده است. این تنظیمات شامل تنظیمات پایه نرم‌افزار برای حل جریان و داده‌های ورودی برای محدوده ورود گازها و داده‌های خروجی برای محدوده خروج گازها از محدوده شبیه‌سازی است. در انتها برای نمونه یک خروجی مرکزی به شیپوره اضافه شده است و نتایج این تغییرات بر روی شیپوره به صورت نمودار عدد ماخ بر روی دیواره شیپوره به نمایش گذاشته شده است.

جدول ۱- داده‌های طراحی اولیه شیپوره

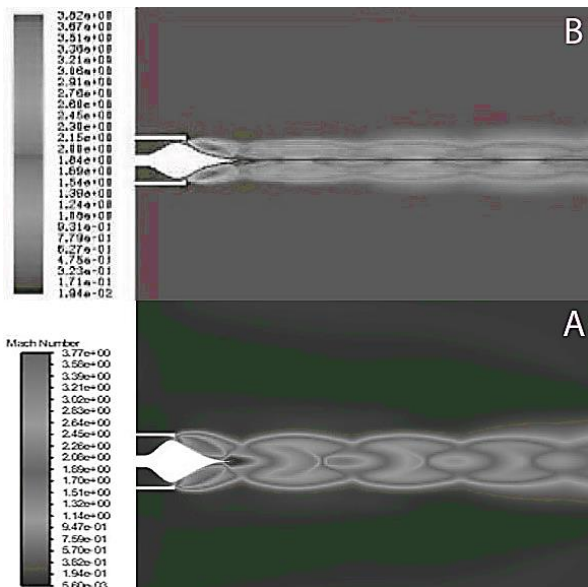
مؤلفه‌های طراحی شیپوره	مقدار
نسبت مساحت خروجی (Ae / At)	۲/۸۹۹۸
قطر خروجی	۱۸ mm
فشار محفظه	۲۰۰۰ kpa
فشار خروجی	۱۰۰ kpa
طول شیپوره	۶۰ mm
نرخ عبور جریان	۱/۹۸۸ Kg/Sec
ضریب رانش	۱/۴۴۶
ماخ در انتهای سطح شیب‌دار	۲/۶۰۱

جدول ۲- مؤلفه‌های جریان و شبیه‌سازی شیپوره

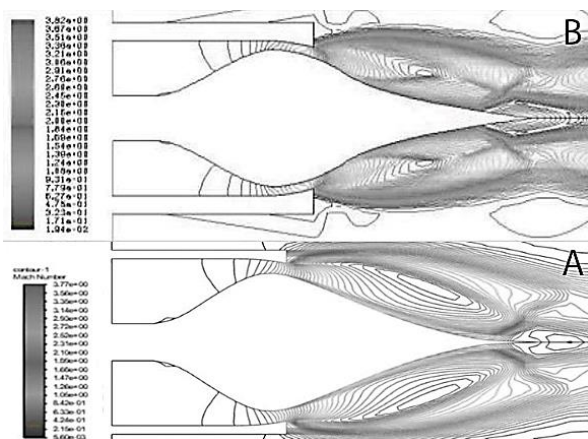
شرایط مرزی فلونت برای شبیه‌سازی		
Density-based	Solver	
Axisymmetric	Space	
Spalart – Allmaras	Viscous model	
۰ pa	Operating Pressure	
شرایط مرزی		
۸۰۰ kpa	Gauge total pressure	فشار ورودی
۳۰۰ K	Total temperature	
Normal to boundary	Direction Specification	
۱۰۰ kpa	Gauge total pressure	فشار خروجی
۳۰۰ K	Backflow total temperature	
۱۰۰ kpa	Gauge pressure	شرایط مرزی دور
۰/۴	Mach Number	
۳۰۰ K	Temperature	
کنترل روش حل		
Second order upwind	Discretization flow	
Courant No (3)	Solver parameters	

تحلیل جریان خروجی از شیپوره آیروسپاک

در این بخش، رفتار جریان خروجی از شیپوره آیروسپاک مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. این نتایج به منظور بررسی اولیه تحلیل کانتور جریان ماخ خروجی از شیپوره آیروسپاک و خطوط ماخ جریان خروجی از شیپوره آیروسپاک می‌باشد. نتایج کانتور ماخ جریان خروجی از شیپوره در این پژوهش، در شکل (۹-A) نشان داده شده است. برای صحت‌گذاری و مقایسه این کانتور، نتایج خروجی پژوهش [۶] در شکل (۹-B) آورده شده است. همچنین در همین راستا، خطوط جریان ماخ خروجی از شیپوره بر اساس طراحی صورت پذیرفته و نتایج پژوهش [۶] به ترتیب در شکل ۱۰، (شکل ۱۰-A) نتایج حاصل از این پژوهش، ۱۰-B نتایج پژوهش [۶] نشان داده شده‌اند.

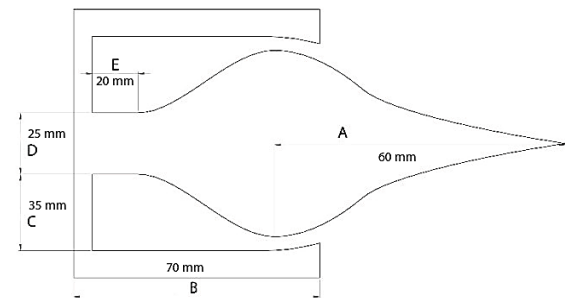


شکل ۹- کانتور ماخ در شیپوره آیروسپاک کامل (شکل ۹-A) نتایج حاصل از این پژوهش، ۹-B نتایج پژوهش [۶]



شکل ۱۰- خطوط ماخ جریان در شیپوره آیروسپاک کامل (شکل ۱۰-A) نتایج حاصل از این پژوهش، ۱۰-B نتایج پژوهش [۶]

در شکل (۶) نمای کامل شیپوره آیروسپاک به همراه ناحیه کامل شبیه‌سازی را نشان می‌دهد، در این شبیه‌سازی دو ورودی و یک خروجی وجود دارد، یک جریان از ورودی شیپوره وارد می‌شود و یک جریان نیز از مرز دور وارد می‌شود و در نهایت هر دو جریان از خروجی خارج می‌شوند. شکل (۶) مدل‌سازی نهایی که به منظور شبیه‌سازی و بهینه‌سازی در نرم‌افزار فلونت مورد استفاده قرار گرفته است را نشان می‌دهد.

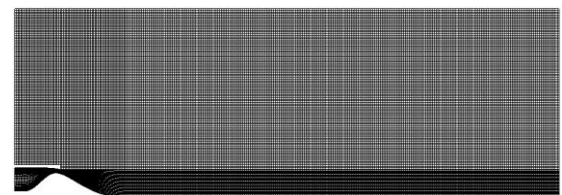


شکل ۵- طرح اولیه دوبعدی شیپوره آیروسپاک

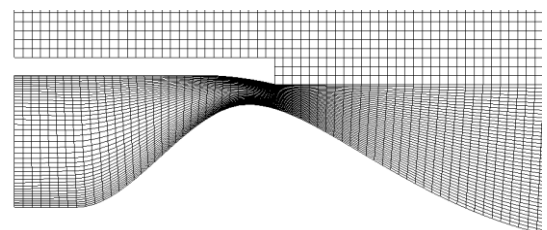


شکل ۶- طرح شیپوره آیروسپاک به همراه مرز دور

شکل (۷) مش‌بندی شیپوره را همراه با مرز دور نشان می‌دهد. این مش‌بندی به صورت چهاروجهی و یکنواخت (با سازمان) است که البته در شرایط مرزی مش‌بندی دقیق‌تری انجام شده است و دارای لایه مرزی است. در نواحی که دقت شبیه‌سازی بیشتری مورد نیاز است، تراکم مش‌بندی بیشتر است. در شکل (۸) نمونه تراکم مش‌بندی را می‌توان با تراکم مش در ناحیه گلوگاه شیپوره مشاهده کرد.

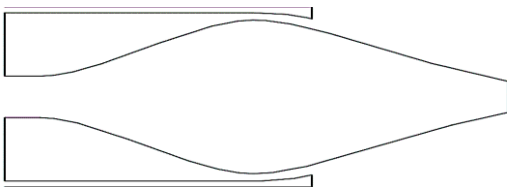


شکل ۷- مش‌بندی شیپوره آیروسپاک به همراه مرز دور

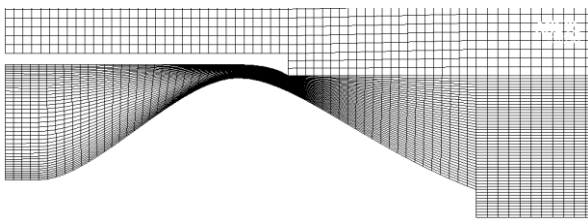


شکل ۸- تراکم مش‌بندی شیپوره آیروسپاک در گلوگاه شیپوره

توجه به بهینه‌سازی انجام شده بر اساس موارد ذکر شده و انتخاب جداول بالا به‌عنوان مرجع بهینه‌سازی، مدل کاهش ۴۰٪ از طول شیپوره به‌عنوان مدل بهینه‌سازی انتخاب می‌شود و می‌توان آن را با مدل کامل شیپوره مقایسه کرد. در مرحله اول مدل کوتاه شده ۴۰٪ انتخاب شده است. منظور از مدل کوتاه شده با مقیاس ۴۰٪، بیان کوتاه‌سازی مقدار ۴۰٪ از طرح کلی است. نمونه طراحی مدل کوتاه شده ۴۰٪ در شکل (۱۱) ارائه شده است. مش‌بندی انجام شده بر روی طراحی در شکل (۱۲) نشان داده شده است. شایان ذکر است، تراکم مش‌بندی در لبه‌ها و محدوده‌هایی که نیاز به دقت بالایی می‌باشد، بیشتر است.



شکل ۱۱- مدل کوتاه شده ۴۰٪ شیپوره آبروسپاک در نرم‌افزار سالیدورکس



شکل ۱۲- تراکم بالای مش بندی در ناحیه پر فشار از شیپوره آبروسپاک

نتایج شبیه‌سازی شیپوره بهینه‌سازی شده با مقیاس ۴۰٪ در شکل (A-۱۳) نشان داده شده است. نتایج را می‌توان با نتایج مرجع [۶] که در شکل (B-۱۳) آورده شده است، مقایسه و صحت‌گذاری کرد. باید توجه داشت که در پژوهش انجام شده در مرجع [۶]، تعداد نقاط و نوع نمایش تصویر نتایج بیان نشده است. با وجود این، نتایج با تقریب بسیار خوبی مورد صحت‌گذاری قرار گرفته است.

نتایج استخراج شده شامل خطوط جریان خروجی از شیپوره در شکل (A-۱۴) نشان داده شده است و می‌توان برای صحت‌گذاری، نتایج را با شکل (B-۱۴) مرجع [۶] مقایسه و صحت‌گذاری کرد. در نهایت برای صحت‌گذاری بیشتر و بررسی میزان خطا میتوان نتایج عددی ماخ بر روی دیواره شیپوره را در شکل (A-۱۵) مورد بررسی قرار داد و مجدداً با نتایج مرجع [۶] صحت‌گذاری نمود که در شکل (B-۱۵) آورده شده است.

در آخرین مرحله‌ی ارزیابی و ارائه نتایج مستخرج از این مقاله، می‌توان به طراحی شیپوره بهینه‌سازی و کوتاه شده با خروجی مرکزی

ارائه و ارزیابی نتایج بهینه‌سازی ساختار شیپوره آبروسپاک

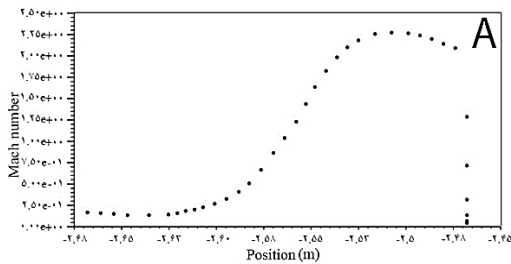
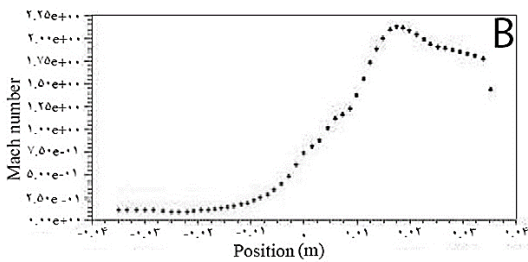
هدف در این بخش، اثبات تأثیر بهینه‌سازی شیپوره آبروسپاک بر روی مقادیر نیروی رانش و ضریب آن می‌باشد. معیار مقایسه مدل‌ها از نظر عملکرد، طول شیپوره است. مؤلفه‌های در نظر گرفته شده برای بهینه‌سازی عبارتند از: ۱- بررسی اثر کوتاه‌سازی طول شیپوره با مقیاس ۲۰٪، ۴۰٪ و ۶۰٪ طول شیپوره و مقایسه تأثیر این کوتاه‌سازی با ماخ جریان خروجی از شیپوره، ۲- تأثیر ایجاد دهانه خروجی مرکزی در شیپوره آبروسپاک: یک خروجی مرکزی برای شیپوره با کوتاه‌سازی در مرحله قبل در نظر گرفته شده و نتایج آن بررسی و ماخ حداکثری جریان خروجی شیپوره برای بهینه‌سازی استفاده شده است.

در این بررسی، ابتدا مدل‌های بهینه‌سازی شده، مورد مقایسه قرار می‌گیرد. در این مدل‌ها در اثر کوتاه‌سازی شیپوره با مقیاس ۲۰٪، ۴۰٪ و ۶۰٪ نسبت به ابعاد طول کامل شیپوره بررسی و مقایسه شده است. نتایج این بررسی در جدول (۵) برای نمایش نسبت کاهش طول و بیشینه عدد ماخ خروجی از شیپوره درج شده است. مرحله دوم، ایجاد خروجی پایه مرکزی برای شیپوره آبروسپاک است. با توجه به اینکه در شیپوره کوتاه شده تشکیل موج در پایه شیپوره سبب افت فشار می‌شود، این موضوع سبب کاهش قابلیت ایجاد نیرو است؛ بنابراین، می‌توان با ایجاد جریان خروجی مرکزی از شیپوره مقدار کاهش نیرو و توان را کاهش داد. برای ایجاد جریان اضافی بخشی از قسمت فیزیک شیپوره را سواخ و جریان اضافی برای کاهش افت فشار را ایجاد نمود. لذا می‌توان بیان کرد که تنها مشکل این نوع بهینه‌سازی دارا بودن سرعت جریان خروجی بالاست.

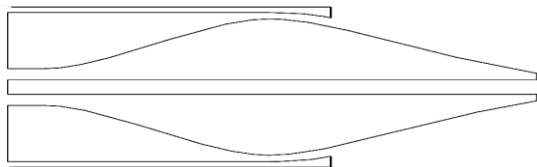
جدول ۵- مدل‌های شیپوره کوتاه به همراه بیشینه عدد ماخ جریان خروجی از شیپوره

مدل کوتاه‌سازی	نوع جریان S-A	نوع جریان K-ε
مدل شیپوره کامل	۳/۷۷	-----
مدل ۲۰٪	۳/۵۷	۳/۵۹
مدل ۴۰٪	۳/۵۶	۴/۵۰
مدل ۶۰٪	۳/۵	۴/۴۳

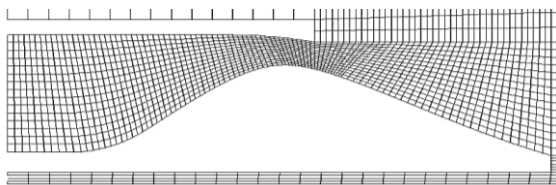
مدل انتخابی شیپوره در بهینه‌سازی، سه بخش می‌باشد که برای طراحی بهینه شیپوره آبروسپاک مدنظر قرار گرفته است: ۱- پیشران تولید شده، ۲- کاهش وزن ۳- افزایش نرخ انتقال جریان جرم. با



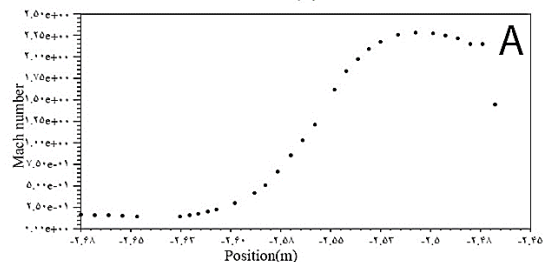
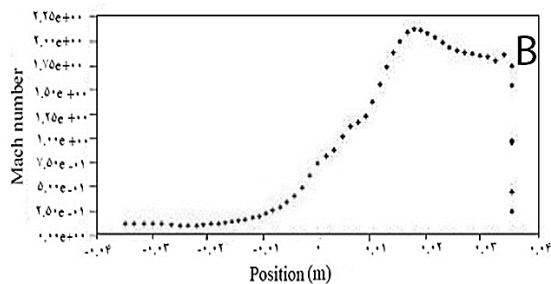
شکل ۱۵- نمودار جریان عدد ماخ روی دیواره شیپوره (شکل ۱۵-A) نتایج حاصل از این پژوهش، (شکل ۱۵-B) نتایج پژوهش [۶]



شکل ۱۶- ساختار شیپوره آیروسپاک بهینه‌سازی شده با خروجی مرکزی



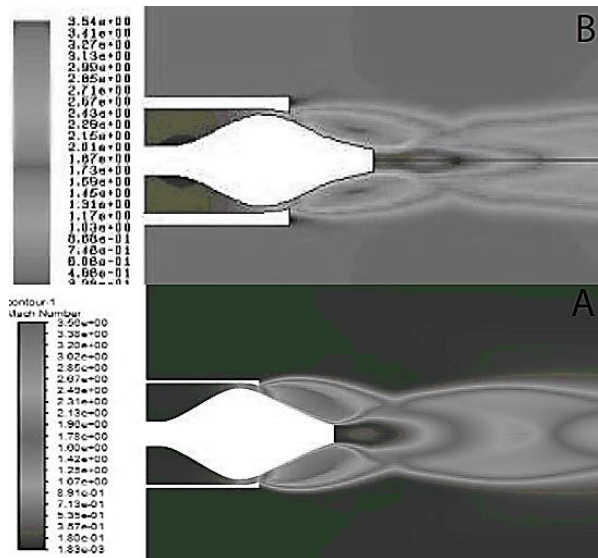
شکل ۱۷- شبکه‌سازی ساختار شیپوره بهینه‌سازی شده با خروجی مرکزی



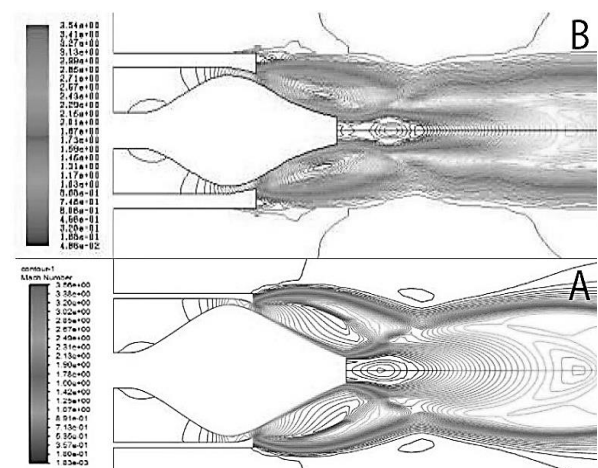
شکل ۱۸- نمودار نتایج جریان عدد ماخ روی دیواره شیپوره (شکل ۱۸-A) نتایج حاصل از این پژوهش، (شکل ۱۸-B) نتایج پژوهش [۶]

اشاره نمود که طرح آن در شکل (۱۶) نشان داده شده است. شبکه‌سازی و تراکم شبکه در شکل (۱۷) نمایش داده شده است و می‌توان نتایج مربوط به عدد ماخ آن را نیز در شکل (۱۸-A) مشاهده کرد. این نتیجه نیز با نتیجه مرجع [۶] ترسیم شده در شکل (۱۸-B) بررسی و مقایسه شد.

در نهایت داده‌های شیپوره آیروسپاک کامل را می‌توان با نتایج خروجی از برنامه‌ی آقای لی مقایسه کرد که در مرجع [۱۷] تدوین شده است. شایان ذکر است، در این مرجع، برنامه فقط به منظور شبیه‌سازی خطوط بیرونی شیپوره تدوین شده است. ولی برای صحت‌گذاری نتایج، نمودار عدد ماخ خروجی برنامه آقای لی [۱۷] در شکل (۱۹) آورده شده است.



شکل ۱۳- نتایج شیپوره ۴۰٪ کوتاه بهینه‌سازی شده (شکل ۱۳-A) نتایج حاصل از این پژوهش، (شکل ۱۳-B) نتایج پژوهش [۶]



شکل ۱۴- نتایج خطوط جریان شیپوره ۴۰٪ کوتاه بهینه‌سازی شده (شکل ۱۴-A) نتایج حاصل از این پژوهش، (شکل ۱۴-B) نتایج پژوهش [۶]

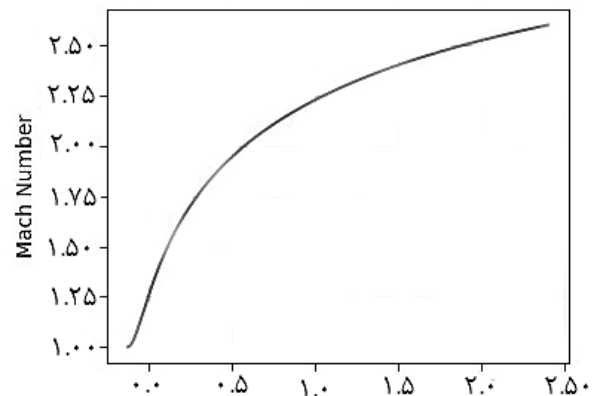
آن را در ارتفاعات بالا مؤثرتر است؛ لذا با کاستن از طول شیپوره، عملکرد چشمگیری را می‌توان انتظار داشت. این یافته‌ها در طراحی هوابیما و یا حتی هوافضاییما (با تغییرات ارتفاع قابل توجه)، بسیار جذاب‌تر و حائز اهمیت‌تر خواهند شد؛ به عبارت دیگر استفاده از شیپوره با وزن کمتر به جای شیپوره با وزن سنگین‌تر با عملکرد تقریباً یکسان، سبب بهینه‌سازی در مصرف انرژی خواهد شد. در ادامه‌ی این پژوهش، هدف تدوین کدی برای ایجاد منو گرافیکی برای ارتباط راحت و ساده با کاربر است. هدف در توسعه این نرم‌افزار، طراحی، مدل‌سازی و شبیه‌سازی شیپوره آیروسپاک کامل می‌باشد که نتایج خروجی را به صورت عدد و نمودار و فایل سه‌بعدی را در اختیار کاربر قرار دهد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافی توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] R. Varvill and A. Bond, "A comparison of propulsion concepts for SSTO reusable launchers," *Journal-British Interplanetary Society*, vol. 56, no. 3/4, pp. 108-117, 2003.
- [2] M. Mirshams, H. Naseh, *Space Launch System Conceptual Design*, K. N. Toosi University of Technology Publisher, Book under review, 2020 (in Persian).
- [3] U. Olsson, "Aerospace Propulsion from Insects to Spaceflight," published Heat and Power Technology, KTH, Stockholm, Sweden, 2nd Edition, p. 17, April 2012.
- [4] T. Tomita, N. Kumada, and A. Ogawara, "A conceptual system design study for a linear aerospike engine applied to a future SSTO vehicle," in *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, TN, 2010, p. 7060.
- [5] C.-H. Wang, Y. Liu, and L.-Z. Qin, "Aerospike nozzle contour design and its performance validation," *Acta Astronautica*, vol. 64, no. 11-12, pp. 1264-1275, 2009.
- [6] K. N. Kumar, M. Gopalsamy, D. Antony, R. Krishnaraj, and C. B. Viswanadh, "Design and Optimization of Aerospike nozzle using CFD," in *IOP conference series: materials science and engineering*, vol. 247, no. 1: IOP Publishing, p. 012008, 2017.
- [7] K. Schlee, S. Gangadharan, J. Ristow, J. Sudermann, C. Walker, and C. Hubert, "Advanced method to estimate fuel slosh simulation parameters," in *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2005, p. 3596.
- [8] M. He, L. Qin, and Y. Liu, "Numerical investigation of flow separation behavior in an over-expanded annular conical aerospike nozzle," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 28, no. 4, pp. 983-1002, 2015.
- [9] Q. Xiao, H.-M. Tsai, and D. Papamoschou, "Numerical investigation of supersonic nozzle flow separation," *AIAA journal*, vol. 45, no. 3, pp. 532-541, 2007.



شکل ۱۹- نمودار خروجی عدد ماخ روی شیپوره بیرونی [۱۷]

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

روش طراحی، مدل‌سازی و شبیه‌سازی شیپوره آیروسپاک با بهره‌گیری از روش دینامیک سیالات محاسباتی ارائه و مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلونت ۲۰۱۹ استخراج شده است.

از اهداف اصلی این مقاله، بررسی خصوصیات جریان خروجی از شیپوره آیروسپاک و بیان بهتر مؤلفه‌های جریان خروجی از شیپوره در بین شیپوره‌هایی با مقیاس‌های کوتاه‌شدگی مختلف بوده است. در شکل (۵) نمونه‌ای از طراحی و مدل‌سازی شیپوره آیروسپاک نشان داده و نتایج تحلیل و شبیه‌سازی جریان در شکل (۹-A) آورده شده و با استفاده از شکل (۹-B) [۶] مورد مقایسه و صحت‌گذاری قرار گرفته است، همین‌طور، برای صحت‌گذاری بیشتر، در شکل (۱۰-A) نتایج خطوط ماخ جریان آورده و مجدد با شکل متناظر آن شکل (۱۰-B) از مرجع [۶] مقایسه و صحت‌گذاری شده است. بعد از بهینه‌سازی طول کامل شیپوره آیروسپاک، برای بهینه‌سازی و بازده بیشتر رانش نسبت به وزن، شیپوره را با مقیاس ۴۰٪ درصد وزنی کوتاه و بار دیگر شبیه‌سازی شده و نتایج مربوط به عدد ماخ به ترتیب در شکل‌های (۱۳-A)، (۱۴-A) و (۱۵-A) با اشکال متناظر مرجع [۶] (شکل‌های ۱۳-B، ۱۴-B و ۱۵-B) مورد مقایسه و صحت‌گذاری قرار گرفته است.

در این مقاله، سعی شده است بر روی طراحی شیپوره هوافضایی و روش‌های طراحی آن بحث شود و مؤلفه‌های طراحی شیپوره آیروسپاک، مورد بررسی قرار گیرد. مقدار بیشینه عدد ماخ بر روی دیواره بیرونی شیپوره، عدد ماخ ۲/۵ می‌باشد که در این پژوهش عدد ۲/۴۷ در شکل (۱۹) نشان داده شده است و این نتیجه حاکی از دقت بالای روش شبیه‌سازی پیشنهادی است. همچنین، بر مبنای جنبه‌های بهینه‌سازی مقادیر عدد ماخ در شرایط شیپوره آیروسپاک طول کامل و کوتاه شده ۴۰٪ به ترتیب ۳/۸۲ و ۳/۵۴ را نشان می‌دهد که بهترین حالت بهینه‌سازی است؛ بنابراین با کوتاه‌سازی طول شیپوره، می‌توان نسبت رانش بیشتری را نسبت به وزن کل شیپوره ایجاد کرد و راندمان عملکرد

- [14] H. Naseh and A. Alipour, "Propellant management device (PMD) design optimization of hydrazine fuel tank," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 17, no. 7, pp. 152-160, 2017.
- [15] A. Alipour, "Propellant Management Device (PMD) System Design Methodology in Zero Gravity Condition," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 18, no. 2, pp. 84-94, 2018.
- [16] H. Naseh, A. Alipour, and P. Daneshgar, "Modeling and Simulation of Fuel Sloshing in Tank by Pendulum Model," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 19, no. 8, pp. 2001-2011, 2019.
- [17] C. Lee and D. Thompson, "Computation of plug nozzle contours by the Rao's optimum thrust method," *NASA CR-21914 R-61*, 1963.
- [10] A. Gross and C. Weiland, "Numerical simulation of separated cold gas nozzle flows," *Journal of propulsion and power*, vol. 20, no. 3, pp. 509-519, 2004.
- [11] A.-S. Mouronval and A. Hadjadj, "Numerical study of the starting process in a supersonic nozzle," *Journal of propulsion and power*, vol. 21, no. 2, pp. 374-378, 2005.
- [12] N. Jourdain, N. Tsuboi, K. Ozawa, T. Kojima, and A. K. Hayashi, "Three-dimensional numerical thrust performance analysis of hydrogen fuel mixture rotating detonation engine with aerospike nozzle," *Proceedings of the Combustion Institute*, vol. 37, no. 3, pp. 3443-3451, 2019.
- [13] E. L. Lash, "Trajectory analysis and comparison of a linear aerospike nozzle to a conventional bell nozzle for SSTO flight" , (Master's Thesis), University of Tennessee, 2015.