



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

The main purpose is to introduce the performance system design and optimization method of aerospike nozzle for different aero-space conditions. For this purpose, some of the important parameters of the aerospike nozzle structure and cold flow condition tests in the nozzle optimization are studied. The methods of designing the Aerospike 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 aerospike 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 slices is the Mach number of the output current. The results of this comparison show that the most efficient aerospike nozzle is a 40% cut nozzle based on the flow charts and contours of this aerospace nozzle.

Keywords: Aero-spike nozzle, Flow contour, Height variations, Fluid modeling, Satellite launcher carrier

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

حسن ناصح^{۱*} و علی عالی‌پور^۲

۱ و ۲ - پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

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

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 صحنه‌گذاری 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 صحنه‌گذاری 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 (هوافضاپیماها) 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

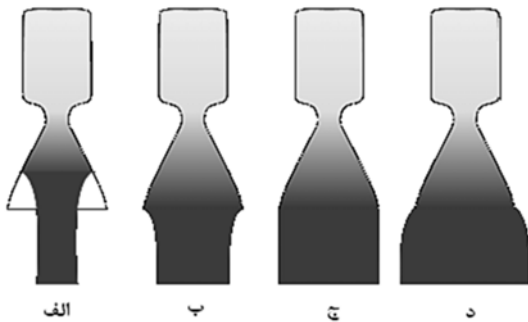
علائم و اختصارات

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

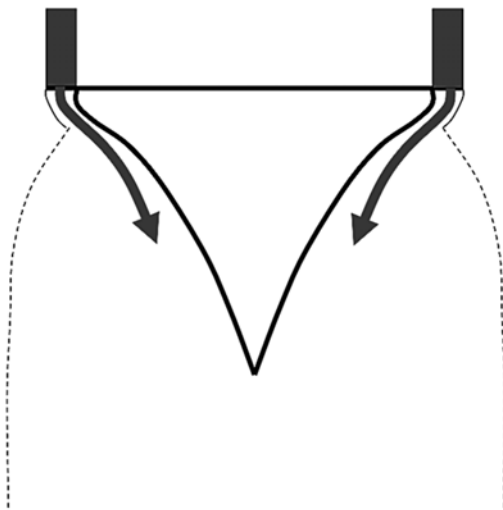
دینامیک سیالات محاسباتی، فرایند طراحی موتور موشک با نیروی رانش ۲۵ نیوتن را برای به‌کارگیری به‌عنوان نیروی کنترل وضعیت سامانه‌های فضایی را مورد بررسی قرار دادند. از نتایج این شبیه‌سازی عددی، می‌توان برای مقایسه و مدل‌سازی و ساخت نمونه‌های آزمایشگاهی بهره برد. شین لیزی و همکاران [۸] در سال ۲۰۱۵، تحقیقی بر اساس مدل‌سازی عددی بر روی رفتار جریان ارائه دادند در این بررسی‌ها، گسترش ساختار موج ضربه، الگوی جداسازی جریان همراه با افزایش فشار شیپوره (NPR) و بررسی رفتار در دیواره شیپوره و تأثیر چگالی گاز بر رفتار جدایش جریان مورد استفاده قرار گرفت. در این پژوهش، نتایج بررسی بر شیپوره 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 قابل‌صحه‌گذاری است. شیائو و همکاران [۹] در سال ۲۰۰۷، در پژوهشی با عنوان بررسی عددی تفکیک جریان در شیپوره مافوق صوت، جدایی جریان در یک شیپوره 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 شیپوره انجام شد. نتایج خروجی از این مقاله با داده‌های تجربی به دست آمده از شیپوره 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 شیپوره، یک روش عددی برای شبیه‌سازی جریان سرد در شیپوره با اندازه‌های متفاوت را مورد مطالعه قرار داده‌اند. شیپوره‌های مورد بررسی، یک شیپوره ایده‌آل کوتاه، دو شیپوره سهمی و سه شیپوره زنگوله‌ای هستند. کانتور شیپوره‌های سهمی از نظر تولید نیروی رانش، بهینه‌سازی شد و مقایسه‌ای میان مدل‌های آزمایشگاهی انجام گرفت.

برای تغییر خروجی شیپوره همراه با شرایط جوی است که می‌توان با ارائه شیپوره آیروسپاک عملکردی بهتر از شیپوره‌های امروزی ارائه نمود.

به‌طور کلی این نوع شیپوره‌ها برای اثربخشی بهتر نسبت به شیپوره‌های عمومی طراحی و بررسی شده است، همچنین شیپوره‌های آیروسپاک برای فشارهای بالا تا محدوده ۲۰۰۰ کیلو پاسکال طراحی شد [۱]. این شیپوره‌ها در سامانه‌های هوافضایی مکانیزمی با سطح مقطع متفاوت در راستای طول هستند که وظیفه‌ی افزایش راندمان قابل دستیابی از دبی جرمی خاص را بر عهده دارند؛ بنابراین شیپوره‌ها 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 شیپوره را حذف نمود، از این رو می‌توان از آیروسپاک شیپوره به‌صورت شکل (۲) در خروجی شیپوره 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 شیپوره چند سولوی 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 شیپوره‌ها و شیپوره آیروسپاکو معادلات میان آن‌ها را مورد بررسی قرار دادند. برای بهبود عملکرد و اثربخشی شیپوره آیروسپاک، مدل سه‌بعدی از آن را به وسیله نرم‌افزار گمیت 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



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 آبروسپاک [۳]

هدف از این مقاله، ارائه روش جامع برای انجام طراحی سیستمی شیپوره آبروسپاک 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 آبروسپاک، 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 آبروسپاک با اثربخشی بالاتر می‌باشد. در این روش، ارضا قیود طراحی برای دستیابی به بالاترین عدد ماخ و جریان خروجی مناسب و پایدار شیپوره آبروسپاک صورت می‌پذیرد. هدف از این کار، به دست آوردن بیشترین عدد ماخ و کانتور مناسب و بهینه ماخ در خروجی از شیپوره آبروسپاک است [۶]. برای شیپوره آبروسپاک در مرحله بعد کوچک‌سازی طول شیپوره می‌باشد، مقدار و درصد این کار با توجه

مورونوا و همکاران [۱۱] در سال ۲۰۰۵، مطالعه عددی ساخت شیپوره مافوق صوت جریان در شیپوره 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 واگرایی 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 آبروسپاک، عملکرد پیش‌رانه 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 لارا-لاش [۱۳] در سال ۲۰۱۵، در پایان‌نامه خود با بیان موضوع تجزیه تحلیل و مقایسه میان یک شیپوره آبروسپاک و یک شیپوره معمولی برای پرواز حامل‌های فضایی تک‌مرحله‌ای (SSTO) بیان می‌کند که می‌توان با توجه به فناوری مرحله‌ای تا حدود قابل‌توجهی 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 آبروسپاک می‌باشند، که برخلاف شیپوره‌های ثابت زنگوله‌ای، شیپوره با خروجی متحرک است. همچنین در این مرجع، با مدل‌سازی مسیر پرواز SSTO مقایسه‌ای بین شیپوره آبروسپاک 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 آبروسپاک 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.

دو گام مهم طراحی روندنما به ترتیب عبارتند از: ۱- طراحی، مدل سازی و شبیه سازی شیپوره آیروسپاک با طول کامل، ۲- بهینه سازی شیپوره آیروسپاک دارای برش طول. در پایان روندنما، خروجی های هر دو گام در دسترس کاربر قرار خواهد گرفت. داده های ورودی روندنما نیز اطلاعاتی هستند که نیازهای اولیه طراح و شرایط تحلیل و آزمون شیپوره آیروسپاک را برای طراحی تعیین می کنند.

داده هایی را که برای انجام شبیه سازی می توان در نظر گرفت در قالب دو بخش ورودی و خروجی قابل دسته بندی است. خلاصه ای از ورودی های قابل بررسی برای طراحی شیپوره شامل این موارد می باشد: ۱- تخمین عدد ماخ جریان (از جداول جریان آیزنتروپیک بر مبنای نسبت انبساط قابل تخمین می باشد)، 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.

خروجی های قابل دستیابی حاصل از اجرای دو گام روندنما عبارتند از: ۱- زاویه های میان محور آیرسپاک و خط جریان سونیک، ۲- طول دهانه گلوگاه شیپوره، ۳- ضریب پیشران بهینه، ۴- گستردگی عدد ماخ در جریان خروجی، ۵- کانتور جریان خروجی از شیپوره. ۶- اندازه گیری نسبت فشار در هر نقطه از جریان. ۷- ضریب ویژه.

مقادیر ورودی ها و شرایط تحلیل شیپوره آیروسپاک در جدول (۲) نشان داده شده است. در اولین بخش طراحی و مدل سازی شیپوره بر اساس ورودی های جدول (۱) صورت می پذیرد. در این گام به طور منحصربه فاشی سازی و تحلیل ساختار شیپوره مورد بررسی قرار گرفته است، لذا مواردی که در این گام صورت می پذیرد عبارتند از: ۱- طراحی نمونه شیپوره آیروسپاک، ۲- شبیه سازی و تحلیل جریان خروجی از شیپوره، ۳- بهینه سازی، بر اساس نتایج بهینه در این گام، این موارد ارائه و بررسی می شود: ۱- کانتور عدد ماخ به صورت یکنواخت در شیپوره آیروسپاک طول کامل، ۲- بررسی بیشینه عدد ماخ جریان در خروج از شیپوره، ۳- خطوط جریان عدد ماخ خروجی از شیپوره.

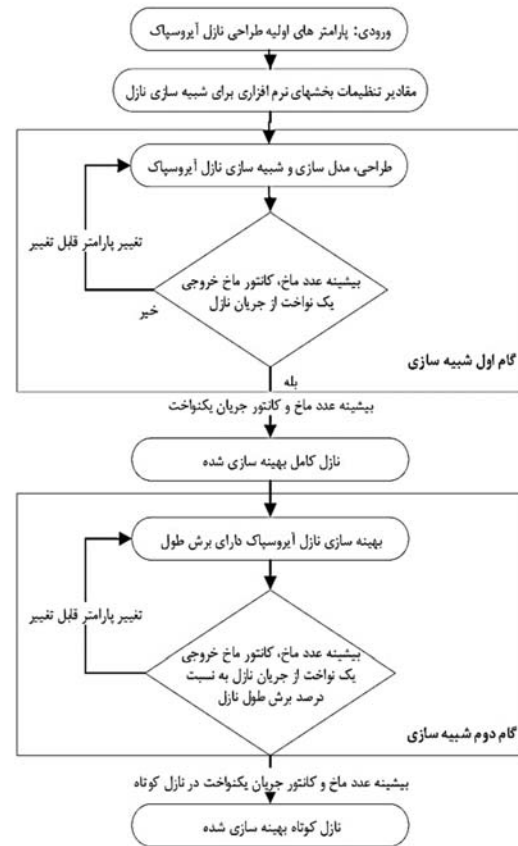
صحه گذاری نتایج خروجی از گام اول با مقایسه ی نتایج در پژوهش [۶] صورت گرفته است و سپس شیپوره آیروسپاک، برای بهینه سازی شیپوره به مرحله بعد منتقل می شود. شرایط شبیه سازی در گام دوم همانند گام اول است و نتایج با توجه مقدار بهینه درصد تغییر وزن به میزان تغییر درصد عدد ماخ و کانتور جریان خروجی از آن انتخاب می شود و نمودار عدد ماخ بر روی دیواره شیپوره هم به نتایج اضافه و مورد بررسی قرار می گیرد. نتایج بهینه سازی با توجه به کوتاه سازی طول شیپوره انتخاب می شوند که می تواند نسبت درصدهای متفاوتی از طول اصلی را شامل شود.

بنابراین به اجمال می توان بیان نمود که تحلیل گام دوم شامل: ۱- شبیه سازی و تحلیل شیپوره آیروسپاک کوتاه، ۲- بهینه سازی طول

به عدد ماخ و کانتور ماخ خروجی از شیپوره مورد بررسی و بهینه سازی قرار می گیرد که با این کار وزن سازه کاهش می یابد و نسبت قدرت خروجی افزایش خواهد یافت. به طور کلی، مزیت و نوآوری تحقیق حال حاضر شامل این موارد است: ۱- ارائه روندنمای جامع برای انجام طراحی سیستمی شیپوره های آیروسپاک، ۲- صرفه جویی در زمان محاسبات و هزینه ها با استفاده از این روندنما، ۳- بهینه سازی سازه های شیپوره بر اساس مؤلفه های 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

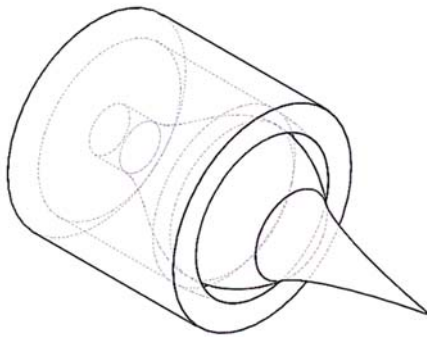
در این مقاله، طراحی سیستمی شیپوره آیروسپاک همانند روندنمای شکل (۳) صورت پذیرفته است. این روندنما از دو گام اصلی تشکیل شده است، در هر گام در صورت تأیید نتایج طراحی، اطلاعات برای اجرای فرآیند به گام بعدی منتقل خواهد شد و در صورت عدم تأیید نتایج، شیپوره مورد بررسی و بازطراحی قرار خواهد گرفت.



شکل ۳- روندنمای طراحی سیستمی شیپوره آیروسپاک

طراحی و مدل‌سازی شیبوره آبروسپاک

مدل‌سازی اولیه شیبوره 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 شیبوره 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 شیبوره 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 شیبوره آبروسپاک

شکل (۵)، نمونه طراحی انجام گرفته برای انجام شبیه‌سازی در نرم‌افزار فلونت را نشان می‌دهد. مدل‌سازی در نرم‌افزار سالدورکس 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 شیبوره (A=60 mm) در جدول (۴) نشان داده شده است.

جدول ۳- مؤلفه‌های طراحی دوبعدی شیبوره آبروسپاک

نام	طول (mm)
A	۶۰
B	۷۰
C	۳۵
D	۲۵
E	۲۰

شیبوره می‌باشد. دستاوردهای گام دوم یا به عبارتی ماحصل روندنمای طراحی به صورت زیر بیان می‌شود: ۱- کاهش وزن شیبوره آبروسپاک، ۲- بهینه‌سازی نسبت سرعت جریان خروجی از شیبوره 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 شیبوره اضافه شده است و نتایج این تغییرات بر روی شیبوره به صورت نمودار عدد ماخ بر روی دیواره شیبوره به نمایش گذاشته شده است.

جدول ۱- داده‌های طراحی اولیه شیبوره

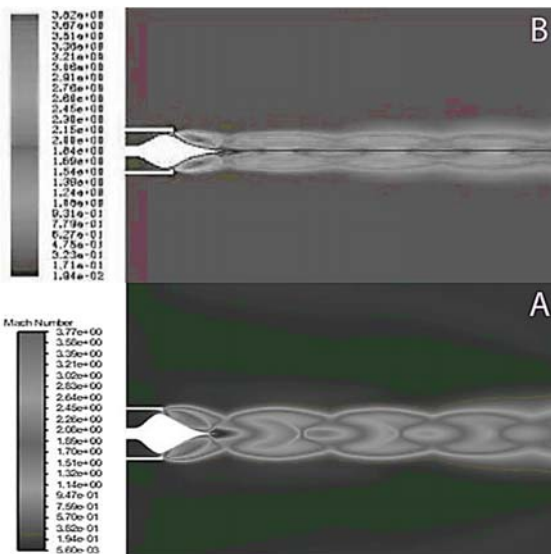
مؤلفه‌های طراحی شیبوره	مقدار
نسبت مساحت خروجی (Ae / At)	۲/۸۹۹۸
قطر خروجی	۱۸ mm
فشار محفظه	۲۰۰۰ kpa
فشار خروجی	۱۰۰ kpa
طول شیبوره	۶۰ mm
نرخ عبور جریان	۱/۹۸۸ Kg/Sec
ضریب رانش	۱/۴۴۶
ماخ در انتهای سطح شیب‌دار	۲/۶۰۱

جدول ۲- مؤلفه‌های جریان و شبیه‌سازی شیبوره

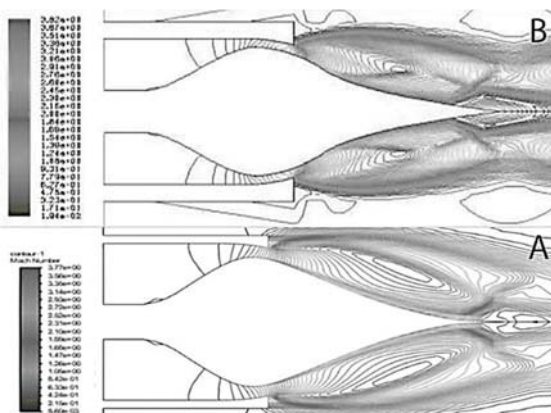
شرایط مرزی فلونت برای شبیه‌سازی		
Density-based	Solver	
Axisymmetric	Space	
Spalart – Allmaras	Viscous model	
۰ pa	Operating Pressure	
شرایط مرزی		
۸۰۰ kpa	Gauge total pressure	فشار ورودی
۳۰۰ K	Total temperature	
Normal to boundary	Direction Specification	فشار خروجی
۱۰۰ kpa	Gauge total pressure	
۳۰۰ K	Backflow total temperature	شرایط مرزی دور
۱۰۰ kpa	Gauge pressure	
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 صحت-گذاری و مقایسه این کانتور، نتایج خروجی پژوهش [۶] در شکل (۹-B) آورده شده است. همچنین در همین راستا، خطوط ماخ 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، - ۱۰B نتایج پژوهش [۶]) نشان داده شده‌اند.

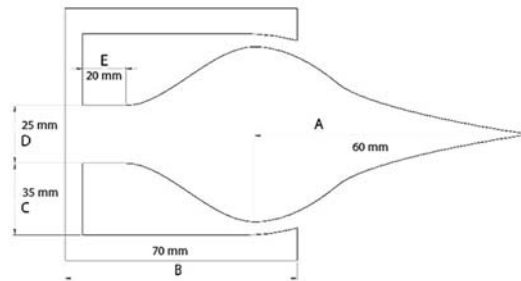


شکل ۹- کانتور ماخ در شیپوره آیروسپاک کامل (شکل (۹-A) نتایج حاصل از این پژوهش، ۹-B نتایج پژوهش [۶])

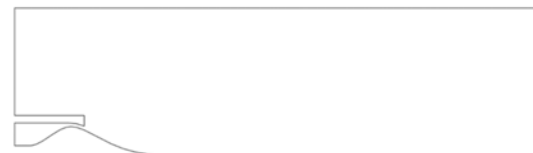


شکل ۱۰- خطوط ماخ جریان در شیپوره آیروسپاک کامل (شکل (۱۰-A) نتایج حاصل از این پژوهش، ۱۰-B نتایج پژوهش [۶])

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 نرم-افزار فلونتت مورد استفاده قرار گرفته است را نشان می‌دهد.

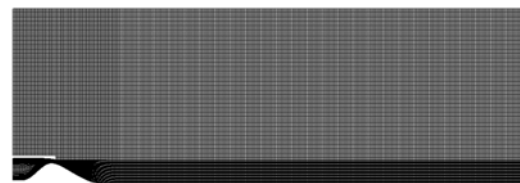


شکل ۵- طرح اولیه دوبعدی شیپوره آیروسپاک

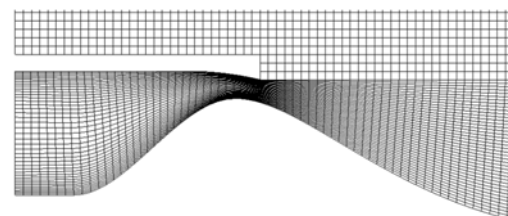


شکل ۶- طرح شیپوره آیروسپاک به همراه مرز دور

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.

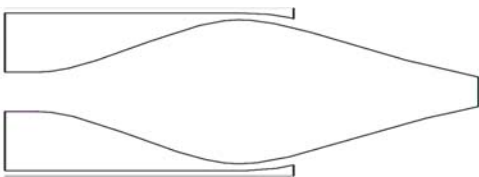


شکل ۷- مش‌بندی شیپوره آیروسپاک به همراه مرز دور

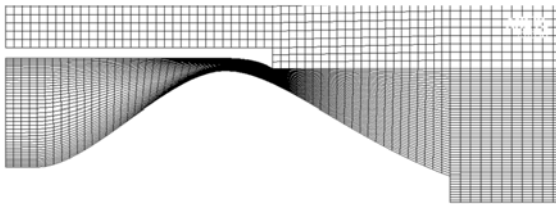


شکل ۸- تراکم مش‌بندی شیپوره آیروسپاک در گلوگاه شیپوره

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 آیروسپاک در نرم‌افزار سالیدورکس



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

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 عدد 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 آیروسپاک

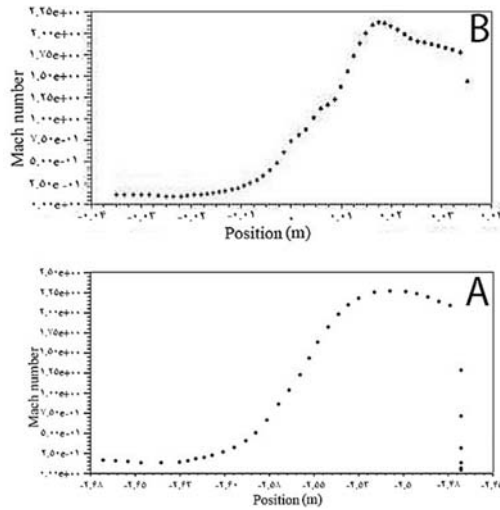
هدف در این بخش، اثبات تأثیر بهینه‌سازی شیپوره آیروسپاک بر روی مقادیر نیروی رانش و ضریب آن می‌باشد. معیار مقایسه مدل‌ها از نظر عملکرد، طول شیپوره است. مؤلفه‌های در نظر گرفته شده برای بهینه‌سازی عبارتند از: ۱- بررسی اثر کوتاه‌سازی طول شیپوره با مقیاس ۲۰٪، ۴۰٪ و ۶۰٪ طول شیپوره و مقایسه تأثیر این کوتاه‌سازی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

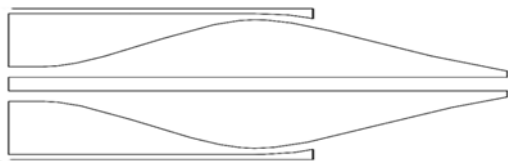
جدول ۵- مدل‌های شیپوره کوتاه به همراه بیشینه عدد ماخ جریان خروجی از شیپوره

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

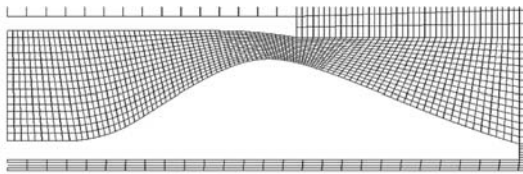
مدل انتخابی شیپوره در بهینه‌سازی، سه بخش می‌باشد که برای طراحی بهینه شیپوره آیروسپاک مدنظر قرار گرفته است: ۱- پیشران تولید شده، ۲- کاهش وزن ۳- افزایش نرخ انتقال جریان جرم. با



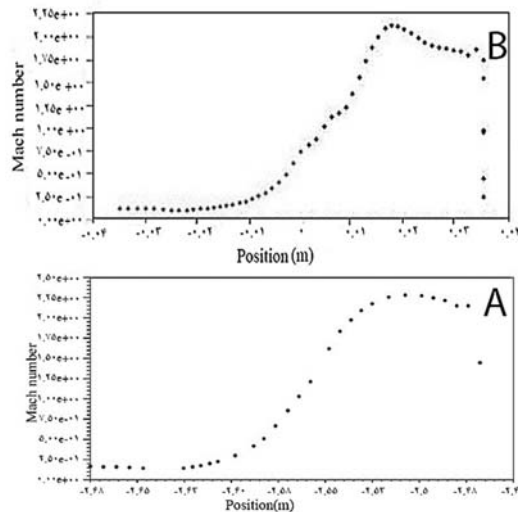
شکل ۱۵- نمودار جریان عدد ماخ روی دیواره شیپوره (شکل A-۱۵) نتایج حاصل از این پژوهش، (شکل B-۱۵) نتایج پژوهش [۶]



شکل ۱۶- ساختار شیپوره آیروسپاک بهینه‌سازی شده با خروجی مرکزی



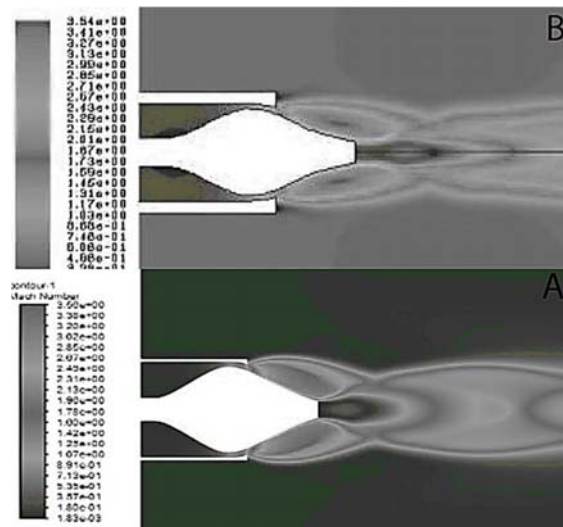
شکل ۱۷- شبکه‌سازی ساختار شیپوره بهینه‌سازی شده با خروجی مرکزی



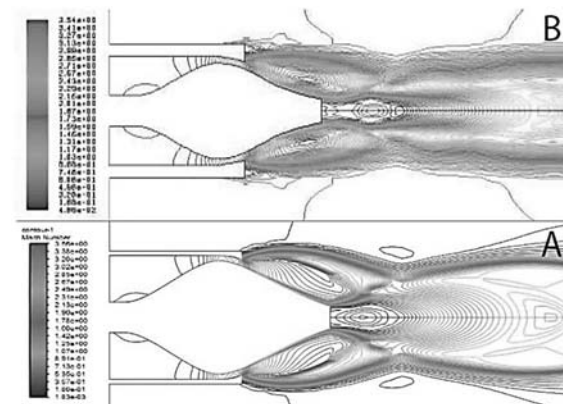
شکل ۱۸- نمودار نتایج جریان عدد ماخ روی دیواره شیپوره (شکل A-۱۸) نتایج حاصل از این پژوهش، (شکل B-۱۸) نتایج پژوهش [۶]

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 (A-۱۸) مشاهده کرد. این نتیجه نیز با نتیجه مرجع [۶] ترسیم شده در شکل (B-۱۸) 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 A-۱۳) نتایج حاصل از این پژوهش، (شکل B-۱۳) نتایج پژوهش [۶]



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

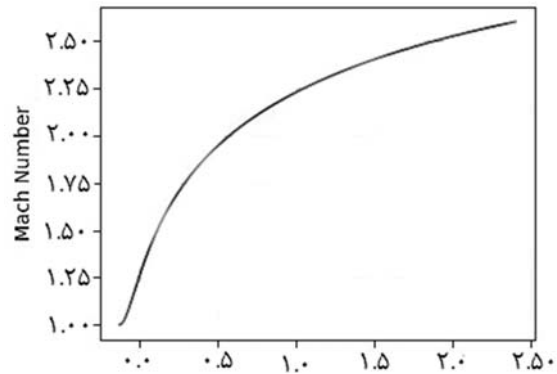
رانش بیشتری را نسبت به وزن کل شیپوره ایجاد کرد و راندمان عملکرد آن را در ارتفاعات بالا مؤثرتر است؛ لذا با کاستن از طول شیپوره، عملکرد چشمگیری را می‌توان انتظار داشت. این یافته‌ها در طراحی هوابیما و یا حتی هوافضاییما (با تغییرات ارتفاع قابل توجه)، بسیار جذاب‌تر و حائز اهمیت‌تر خواهند شد؛ به عبارت دیگر 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

- [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.

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/)
