



شبیه‌سازی عددی تأثیر قطرهای مختلف انژکتور بر کنترل بردار تراست توسط پاشش ثانویه

مجتبی زاهدزاده^۱، محمد قلم‌باز^{۲*}

^۱دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، واحد دزفول، دانشگاه آزاد اسلامی، دزفول، ایران
^۲استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد دزفول، دانشگاه آزاد اسلامی، دزفول، ایران
 دریافت: اسفند ۹۵، بازنگری: فروردین ۹۶، پذیرش: اردیبهشت ۹۶

چکیده

قطرهای مختلف انژکتور جهت پاشش در قسمت واگرای یک شیپوره همگرا-واگرا برای ایجاد قابلیت کنترل بردار تراست به صورت عددی بررسی شده است. شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از نرم‌افزار عددی دینامیک سیالات محاسباتی فلوئنت صورت پذیرفته است. کنترل بردار تراست، برای کاربردهایی که در آن‌ها نیروهای آیرودینامیکی ناچیز است، مانند مراحل اولیه پرتاب و سیستم‌هایی که در جو رقیق پرواز می‌کنند، یکی از راه‌های هدایت و کنترل است. سیستم‌های کنترل بردار تراست شامل روش‌های مکانیکی و سیالاتی است. در این کار شبیه‌سازی سه‌بعدی حوزه جریان برای یک شیپوره تست نمونه صورت پذیرفته است. در این شبیه‌سازی سه‌بعدی، معادلات ناویر-استوکس به همراه مدل آشفتگی دو-معادله‌ای $k - \omega SST$ و معادله حالت گاز کامل حل می‌شوند. سپس نتایج حل عددی با نتایج تست تجربی مقایسه شده است که مقایسه نتایج، نشان دهنده تطابق خوب حل عددی با نتایج تجربی می‌باشد. پس از آن تأثیر قطرهای مختلف برای انژکتور بررسی شده است.

* عهده‌دار مکاتبات: m.ghalambaz@iaud.ac.ir

کلمات کلیدی: کنترل بردار تراست، پاشش ثانویه، قطر انژکتور، فلوئنت.

۱- مقدمه

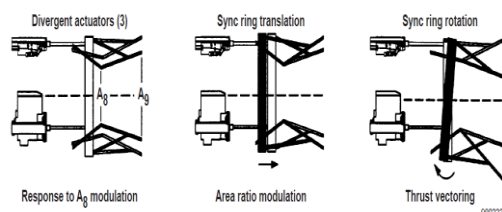
قابلیت تغییر جهت نیروی تراست یک موتور هواپیما یا موتور موشک مزایای زیادی برای شرکت‌های هوافضایی دارد. این قابلیت پتانسیل تولید یک مؤلفه عمودی تراست را دارد که می‌تواند مخصوصاً در سرعت‌های پایین استفاده شود و نیروی برآ را تقویت نماید. این باعث می‌شود تا هواپیما در مسافت کوتاه-تری از باند فرودگاه بلند شود و با نرخ بالاتری اوج‌گیری نماید. در هنگام نشستن نیز مؤلفه عمودی نیروی تراست می‌تواند موجب افزایش نیروی برآ شود و سرعت‌های فرود می‌توانند کاهش یابند و مسافت باند لازم جهت نشستن کاهش یابد. از قدیم بال‌ها تنها مکانیسم برای تولید نیروی برآ بوده‌اند. ولی بال‌ها با بعضی محدودیت‌های آیرودینامیکی از قبیل واماندگی (استال) بال مواجه هستند که موجب افت شدید نیروی برآی بال می‌شود و عملکرد ایرفویل را به شدت کاهش می‌دهد و هر هواپیمایی باید به شدت از نزدیک شدن به محدوده واماندگی بال اجتناب نماید زیرا قرار گرفتن در این شرایط ممکن است

منجر به سقوط هواپیما شود. کنترل بردار تراست می‌تواند برای کنترل هواپیما در شرایط واماندگی بال استفاده شود و در نتیجه مانورپذیری هواپیما را در تمام شرایط پروازی مهیا نماید. از آنجائیکه هواپیماهای جنگنده نسل آینده باید دارای قابلیت کنترل بردار تراست باشند، در نتیجه باید از موتورهای با قابلیت کنترل بردار تراست استفاده نمایند که منجر به افزایش قابلیت‌های مانورپذیری و کنترل پذیری پرنده خواهد شد. هواپیماهای جدید و با عملکرد بالا نیاز به تکنولوژی‌های جدید پیشرفته در قسمت‌های پیشراشی خود دارند. کنترل بردار تراست به عنوان یک تکنولوژی کلیدی برای هواپیماهای کنونی و هواپیماهای آینده پدیدار شده است. شیپوره‌های مجهز به کنترل بردار تراست در همه شرایط پروازی مؤثر بوده و می‌توانند بعضی از محدودیت‌های طراحی از قبیل قیمت پایین، سر و صدای کم، وزن کم، مسافت برخاستن کوتاه و بهبود ویژگی‌های پنهان‌کاری را جبران نمایند.

یک هواپیمای مجهز به شیپوره‌های با کنترل بردار تراست می‌تواند به موقعیت‌های پروازی نشست و برخاست و پرواز کروز با تراست کمتری دست یابد و به جهت تراست کمتر، هواپیما



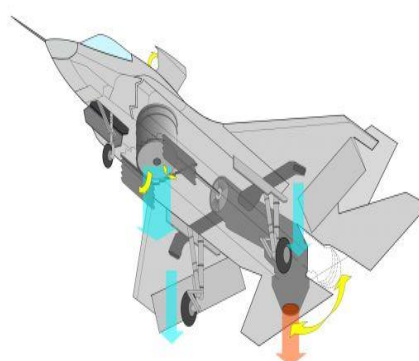
شکل ۲: یک نمونه سیستم کنترل بردار تراست مکانیکی برای موتور جنگنده اف-۱۵ [۴].



شکل ۳: حرکت قسمت واگرای شیبوره بستگی به موقعیت حلقه متصله دارد [۴].

در اینجا دو نوع مفهوم کنترل بردار تراست تعریف می‌شود: (۱) برای یک موتور با یک شیبوره تنها؛ و (۲) برای موتوری که دو و یا تعداد بیشتری شیبوره دارد. کنترل بردار تراست تنها زمانی موثر است که سیستم پیشرانشی در حال عملکرد بوده و تولید جت جریان خروجی می‌نماید. برای بازه پروازی، هنگامیکه یک سیستم پیشرانش موشکی در حال عملکرد نباشد، در نتیجه سیستم کنترل بردار تراست غیرفعال بوده و نیاز به مکانیسم‌های جداگانه دیگری برای کنترل وضعیت وسیله پرنده و کنترل مسیر پرواز می‌باشد. تیغه‌های آیرودینامیکی (ثابت و متحرک) وسایل بسیار مناسبی برای کنترل مسیر پرواز وسیله پرنده درون اتمسفر هستند، و تقریباً همه موشک‌های پرواز کننده در هوا، موشک‌های ضد هواپیما، و موشک‌های هوا به سطح از این تیغه-های آیرودینامیکی استفاده می‌نمایند. با وجود اینکه سطوح کنترل آیرودینامیکی مقداری نیروی پسای اضافی تولید می‌نمایند، ولی میزان تأثیر آنها در کنترل موشک از روش‌های کنترل پروازی دیگر بهتر می‌باشد. دلایل استفاده از سیستم کنترل بردار تراست (۱) برای تغییر دلخواه مسیر پرواز یا خط سیر (برای مثال تغییر جهت مسیر پرواز یک موشک که در حال تعقیب و جستجوی یک هدف است)؛ و (۲) برای دوران وسیله و یا تغییر وضعیت وسیله در طی پرواز قدرتی (موتور روشن)؛ و (۳) تصحیح مسیر برای انحراف از خط سیر در نظر گرفته شده و یا تصحیح وضعیت در طی پرواز قدرتی؛ و (۴) برای تصحیح نامیزانی تراست یک شیبوره ثابت در سیستم پیشرانش اصلی در طی عملکرد آن، هنگامیکه بردار تراست اصلی از مرکز گرانشی وسیله عبور نمی‌کند.

سوخت کمتری مصرف نموده و در نتیجه برد پرواز هواپیما افزایش می‌یابد. هواپیماهای با شیبوره‌های مجهز به کنترل بردار تراست می‌توانند زاویه بردار تراست تا زوایای بیش از ۹۰ درجه تغییر دهند که این باعث تسهیل در نشست و برخاست عمودی هواپیما می‌شود. به عنوان مثال می‌توان به سیستم کنترل بردار تراست هواپیمای اف-۳۵ اشاره نمود که یک طرح پیشرانشی پیچیده (و سیستم شیبوره) است، در شکل‌های ۱-الف و ۱-ب مشاهده می‌شود. برای پرواز عمودی، نیروی تراست تقریباً باید به طور کامل به سمت پایین بچرخد، و در پرواز افقی شیبوره باید در حالت افقی قفل شود. از این روش در هواپیمای اف-۳۵ استفاده شده است [۲۱].



شکل ۱-الف: کنترل بردار تراست مکانیکی هواپیمای اف-۳۵. شکل ۱-ب: موتور هواپیمای اف-۳۵ [۳].

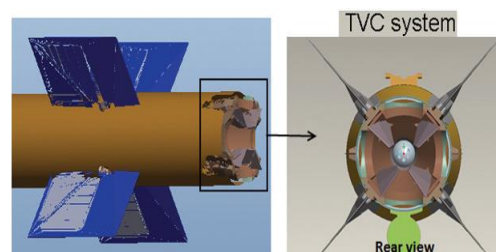
روش‌های کنترل بردار تراست در موتورهای هواپیما نیز به دو دسته کلی مکانیکی و سیالاتی تقسیم می‌شوند. سیستم پیشرانشی جنگنده اف-۱۵ شامل دو موتور توربوفن F100-PW-229 می‌باشد که مجهز به سیستم کنترل بردار تراست مکانیکی می‌باشند. یک نمونه سیستم کنترل بردار تراست مکانیکی برای موتور جنگنده اف-۱۵ در شکل ۲ مشاهده می‌شود. سه عملکرد در قسمت واگرای شیبوره نسبت مساحت شیبوره را تغییر می‌دهند همانگونه که در شکل ۳ مشاهده می‌شود [۴]. موتور F119 ساخته شده توسط شرکت پرات اند ویتنی که بر روی جنگنده اف-۲۲ نصب می‌شود دارای قابلیت کنترل بردار تراست با زاویه $\pm 20^\circ$ می‌باشد [۵].

۲- پیشینه پژوهش

کنترل بردار تراست (برداردهی تراست) به طور گسترده در سیستم‌های پیش‌رانشی هواپیماها، موشک‌ها و سایر وسایل هوافضایی برای تغییر جهت بردار تراست سیستم‌های پیش‌رانشی مورد استفاده قرار می‌گیرد. برخلاف تکنولوژی‌های کنترل آیرودینامیکی معمولی که معمولاً توسط دم یا فلاپ‌ها یا شهپرها صورت می‌پذیرند، روش‌های کنترل بردار تراست از سخت‌افزار اضافی یا جریان کنار-گذر برای تغییر جهت جریان خروجی استفاده می‌نمایند [۷و].

روش TVC علاوه بر اینکه اجزای نصب شده برای کنترل آیرودینامیکی را کاهش می‌دهد، همچنین پاسخ‌دهی سریعی دارد [۹و۸]. کنترل بردار تراست می‌تواند توسط روش‌های زیادی شناخته شود، از قبیل: کنترل بردار موج ضربه‌ای [۱۰]، کج نمودن گلوگاه [۱۱]، جریان‌های خلاف جهت هم [۱۲]، یا اثرات کوندن [۱۳].

چندرا مورتی و دیباسیس [۱۴]، ویژگی‌های تیغه جت برای سیستم‌های کنترل بردار تراست موشک‌های تاکتیکی را به صورت عددی بررسی نموده‌اند. معادلات سه-بعدی ناویر-استوکس رینولدز متوسط به همراه مدل آشفتگی دو-معادله‌ای برای شرایط عملکردی مختلف حل شده‌اند. سپس تحلیل رگرسیون غیرخطی بر روی پایگاه داده‌های عددی به کار رفته است تا یک مدل ریاضیاتی برای سیستم کنترل بردار تراست بدست آید.



شکل ۴: شماتیکی از قسمت عقبی یک موشک نمونه [۱۸].

علی‌احمد و همکاران [۱۵]، به بررسی عددی اثر پارامترهای هندسی بر روی سیستم کنترل بردار تراست با موانع جت پرداخته‌اند. موانع (زائده‌های) جت نوعی از مکانیسم کنترل بردار تراست هستند که توسط وارد نمودن یک مانع فیزیکی مانند یک زائده یا یک بالک به درون جریان خروجی شیبوره، جهت بردار تراست را تغییر می‌دهند. یک موج ضربه‌ای عمودی قوی در بالادست زائده و یک موج ضربه‌ای مایل در بالاتر از بالادست قبلی در نقطه جدایش از دیواره تشکیل می‌شود. گرادیان فشار

¹ Coanda effects

معکوس در طول دیواره شیبوره به همراه تداخل پیچیده لایه مرزی موج ضربه‌ای، یک نیروی جانبی را ایجاد می‌نماید. در این مطالعه از نرم‌افزار فلوئنت برای مطالعه ساختارهای جریان استفاده شده است همچنین پارامترهای هندسی که ممکن است بر روی عملکرد زائده جت اثر بگذارند بررسی شده‌اند. وانگ و همکاران [۱۶]، کنترل بردار تراست موتور مرحله بالاتر با یک تراستر قاب‌بندی شده (گیمبال) در طی انتقال مداری را بررسی نموده‌اند. در پرتاب چند ماهواره با یک وسیله، تراستر اصلی مرحله بالاتر بر روی دو-محور قاب‌بندی شده است. در طی انتقال مداری، بردار تراست این تراستر قاب‌بندی شده باید از لحاظ تئوری از مرکز جرم مرحله بالاتر عبور نموده و با جهت دستور داده شده برای فراهم نمودن نیروی انتقالی تنظیم شود. انحرافات بردار تراست از جهت دستور گرفته شده می‌تواند خطاهای سرعت زیادی را ایجاد نماید. این تحقیق کنترل بردار تراست مرحله بالاتر در طی انتقال مداری را بررسی می‌نماید. چیترا [۱۷] یک مکانیزم برداردهی تراست با قابلیت جداسازی را بررسی نموده است. این مکانیزم شامل یک سیستم پیش‌رانشی اضافی (کمکی) است که توسط وسایل ارتباطی به صورت لولایی به موشک متصل می‌شود.

۳- روش حل عددی

شیبوره مورد بحث در این تحقیق با استفاده از نرم‌افزار دینامیک سیالات محاسباتی فلوئنت شبیه‌سازی شده است. شبکه ایجاد شده نیز با استفاده از نرم‌افزار گمبیت تولید شده است. نرم‌افزار فلوئنت از روش بر مبنای حجم کنترل که برای تبدیل معادلات حاکم به معادلات جبری‌ای که به صورت عددی بر روی حوزه حل قابل حل باشند، استفاده می‌نماید که به حجم‌های کنترل محدود گسسته‌سازی شده است در اینجا از روش چگالی-مبنا برای حل معادلات استفاده شده است. در اینجا معادلات ناویر-استوکس برای جریان تراکم‌پذیر حل می‌شوند. همچنین از مدل توربولانس $k - \omega SST$ برای مدل آشفتگی استفاده شده است.

۴- مدل هندسی

مشخصات مدل هندسی از مرجع [۱۸] در نظر گرفته شده است. در این قسمت شیبوره تست توسط ماسویا و کو مورد بررسی قرار گرفته است. مدل هندسی مورد نظر در شکل ۴ نمایش داده شده است. شرایط مرزی ورودی $P_0 = 2 \text{ MPa}$ ، $T_0 = 616 \text{ K}$ و $M = 0.2$ می‌باشد. پاشش جت ثانویه به صورت صوتی (با سرعت صوت) است و منبع تغذیه آن هم همان منبع تغذیه ورودی شیبوره است. انژکتور جت ثانویه عمود بر دیواره شیبوره است و در موقعیت ۳۰ میلیمتری از گلوگاه شیبوره واقع شده است. هر دو سیال هوا می‌باشند و نرخ دبی جرمی جت پاشش ثانویه برابر ۲/۴٪ نرخ دبی جرمی جریان

$$\text{div}(\mu \text{ grad } v) = S_{My}$$

معادله مومنوم در راستای z:

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u w)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v w)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2 + P)}{\partial z} - \text{div}(\mu \text{ grad } w) = S_{Mz} \quad (4)$$

معادله انرژی:

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho e + P)u}{\partial x} + \frac{\partial(\rho e + P)v}{\partial y} + \frac{\partial(\rho e + P)w}{\partial z} - \text{div}(k \text{ grad } T) - \Phi = S_e \quad (5)$$

معادله حالت گاز کامل:

$$P = \rho RT \quad (6)$$

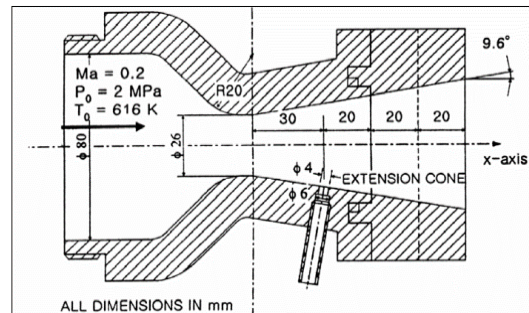
۵- نتایج

در این کار جریان سیال در یک شیبوره خروجی موتور موشک با استفاده از حل عددی شبیه سازی شده است. شبیه سازی جریان در قسمت واگرای شیبوره صورت پذیرفته است. همانگونه که می‌دانیم عدد ماخ در گلوگاه یک شیبوره همگرا-واگرا برابر عدد یک است. به همین دلیل عدد ماخ در گلوگاه شیبوره برابر یک در نظر گرفته شده است. دما و فشار جریان گازها در شیبوره نیز از روابط آیزنتروپیک بدست می‌آیند. زاویه واگرایی شیبوره برابر ۹/۶ درجه است و انژکتور به صورت عمود بر دیواره شیبوره پاشش می‌نماید به طوریکه مرکز انژکتور در فاصله افقی ۳۰ میلیمتری از گلوگاه شیبوره قرار گرفته است. قطر خروجی انژکتور نیز برابر ۴ میلیمتر در نظر گرفته شده است. هر دو سیال جریان اصلی و سیال پاشش شونده از انژکتور، هوا می‌باشند. سیال پاشش شونده از انژکتور با سرعت صوت یعنی با عدد ماخ یک پاشش می‌شود.

۵-۱- بررسی استقلال از شبکه

یکی از کارهای مورد نیاز برای شبیه‌سازی عددی بررسی استقلال از شبکه است. بدین منظور استقلال از شبکه برای شبکه‌های با تعداد سلول مختلف از ۱۵۰۰۰ سلول تا ۱۲۰۰۰۰۰ سلول بررسی شده است. در شکل ۵ محور افقی تعداد سلول‌های شبکه را نشان می‌دهد و محور عمودی عدد ماخ متوسط خروجی از شیبوره را برای شبکه‌های مختلف نشان می‌دهد.

اصلی است. داده‌های تجربی شامل داده‌های توزیع عدد ماخ در طول خطوط متقارن در صفحات واقع شده در ۵۰ میلیمتر و ۷۰ میلیمتر از گلوگاه شیبوره می‌باشد. بنابراین داده‌های تجربی عدد ماخ برای صحنه‌گذاری نتایج حل عددی مورد استفاده قرار گرفته‌اند.



شکل ۴- شماتیکی از شیبوره مورد بررسی همراه با ابعاد [۱۸].

جدول ۱- شرایط مرزی

شرط مرزی	مقادیر
عدد ماخ ورودی به شیبوره	۰/۲
فشار سکون ورودی به شیبوره	۲ مگا پاسکال
دمای سکون ورودی	۶۱۶ کلوین

جدول ۲- خواص گاز (هوا)

خاصیت	مقادیر
وزن مولکولی	۲۸/۹۷
لزجت (kg/m-s)	1.7894×10^{-5}
ضریب هدایت گرمایی (w/m-k)	۰/۰۲۴۲
گرمای ویژه در فشار ثابت (j/kg K)	۱۰۰۶

۲-۳- معادلات

معادلات حاکم شامل معادلات بقای جرم، بقای مومنوم (معادلات کامل ناویر-استوکس)، معادله انرژی، و معادلات مدل آشفستگی به همراه معادله حالت گاز کامل هستند. این معادلات حاکم به صورت زیر هستند:

معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

معادله مومنوم در راستای x:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2 + P)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho wu)}{\partial z} - \text{div}(\mu \text{ grad } u) = S_{Mx} \quad (2)$$

معادله مومنوم در راستای y:

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2 + P)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho wv)}{\partial z} - \text{div}(\mu \text{ grad } v) = S_{My} \quad (3)$$

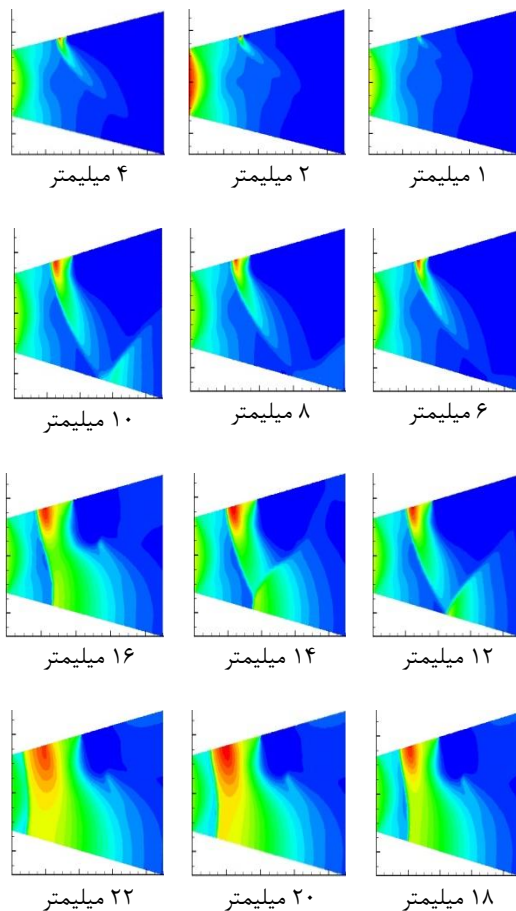
۶- تأثیر قطر انژکتور

حال به بررسی تأثیر قطر انژکتور می‌پردازیم. زاویه جریان به صورت زاویه بین سرعت عمودی و سرعت افقی تعریف شده است و زاویه بردار تراست به صورت زاویه بین نیروی افقی و نیروی عمودی تعریف می‌شود.

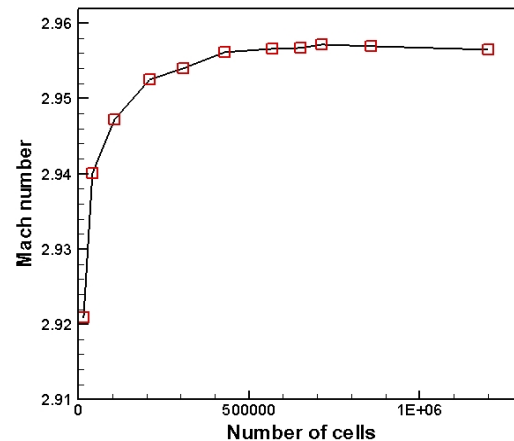
$$\theta_v = \tan^{-1} \left(\frac{V_y}{V_x} \right) \quad (1)$$

$$\theta_F = \tan^{-1} \left(\frac{F_y}{F_x} \right) \quad (2)$$

در اینجا تأثیر قطرهای مختلف انژکتور بررسی شده است. در همه این شرایط فرض شده است که فشار استاتیک خروجی از انژکتور ثابت و عدد ماخ خروجی از انژکتور نیز برابر یک است. سیال پاشش شده از انژکتور نیز هوا است. در همه موارد مرکز انژکتور در فاصله افقی ۳۰ میلیمتری از گلوگاه شیپوره قرار گرفته است. در جدول ۳ مقادیر زاویه جریان و زاویه بردار تراست برای قطرهای مختلف از انژکتور نشان داده شده است.



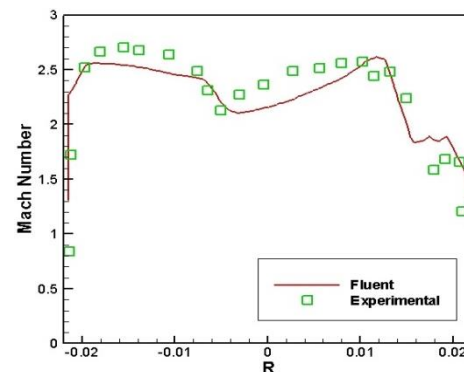
شکل ۹: مقایسه کانتورهای تغییرات فشار استاتیک برای قطرهای مختلف انژکتور.



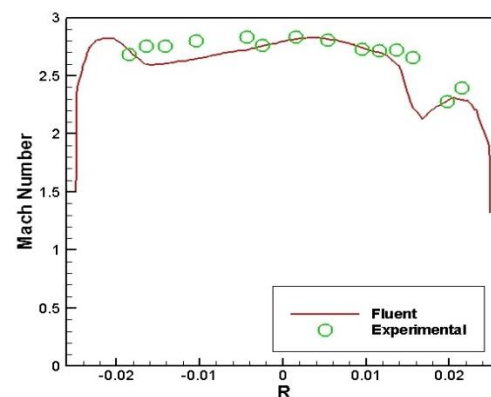
شکل ۶- نمودار بررسی استقلال از شبکه.

۲-۵- صحنه‌گذاری نتایج حل عددی

در این قسمت نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج آزمایشگاهی مقایسه می‌شوند که مقایسه نتایج نشان دهنده تطابق خوب نتایج حل عددی با نتایج آزمایشگاهی می‌باشد. شکل‌های ۶ و ۷ مقایسه تغییرات عدد ماخ حاصل از حل عددی و نتایج آزمایشگاهی را به ترتیب در فواصل ۵۰ میلیمتری و ۷۰ میلیمتری از گلوگاه شیپوره نشان می‌دهند.



شکل ۷: مقایسه تغییرات عدد ماخ حل عددی با نتایج تجربی در موقعیت ۵۰ میلی‌متری از گلوگاه شیپوره [۱۸].



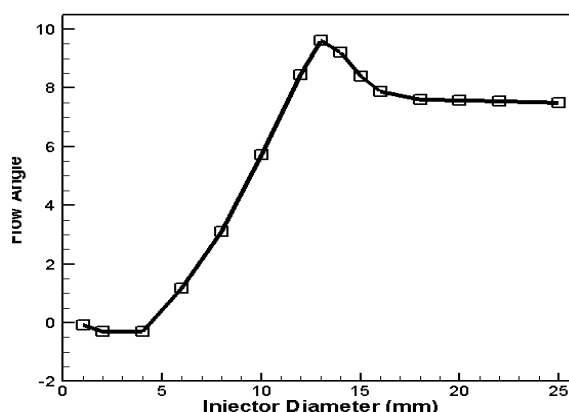
شکل ۸: مقایسه تغییرات عدد ماخ حل عددی با نتایج تجربی در موقعیت ۷۰ میلی‌متری از گلوگاه شیپوره [۱۸].

جدول ۴: مقادیر زاویه جریان و زاویه بردار تراست برای قطرهای مختلف انژکتور.

قطر خروجی انژکتور (میلیمتر)	زاویه جریان (درجه) θ_v	زاویه بردار تراست (درجه) θ_F	متوسط عدد ماخ خروجی از شیبوره M_e
۱	-۰/۰۹۱۸	-۰/۱۰۱	۳/۰۳۰
۲	-۰/۳۰۰۲	-۰/۳۲۸	۳/۰۰۷
۴	-۰/۲۸۷۲	-۰/۲۶۳	۲/۹۳۴
۶	۱/۱۷۲	۱/۲۵۸	۲/۸۴۳
۸	۳/۰۹۹	۳/۲۸۰	۲/۷۵۳
۱۰	۵/۷۱۰	۵/۹۴۹	۲/۶۵۲
۱۲	۸/۴۵۵	۸/۶۷۷	۲/۵۳۷
۱۳	۹/۶۲۶	۹/۸۱۳	۲/۴۶۷
۱۴	۹/۲۱۵	۹/۳۰۱	۲/۴۰۲
۱۵	۸/۳۷۹	۸/۴۰۳	۲/۳۶۱
۱۶	۷/۸۷۶	۷/۸۴۷	۲/۳۴۲
۱۸	۷/۵۹۰	۷/۴۷۹	۲/۳۱۱
۲۰	۷/۵۷۹	۷/۳۸۷	۲/۲۸۲
۲۲	۷/۵۳۳	۷/۲۶۱	۲/۲۴۴
۲۵	۷/۴۸۵	۷/۱۰۷	۲/۱۹۵

مراجع

- [1] L. Li, Numerical and Experimental Studies of Fluidic Thrust Vectoring Mechanisms, Doctoral Dissertation, Muroran Institute of Technology, Aerospace Engineering Division, December (2011).
- [2] G. P. Sutton, O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, Seventh Edition, Wiley interscience publication, (2001).
- [3] <https://en.wikipedia.org>, [10/2/2016].
- [4] O. J., Hathaway, & M. Ferguson, Initial flight test evaluation of the F-15 ACTIVE axisymmetric vectoring nozzle performance. In 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, p. 3871, July 1998.
- [5] S. Farokhi, Aircraft propulsion, John Wiley & Sons Ltd., (2014).
- [6] K. Deere, Summary of fluidic thrust vectoring research at NASA Langley Research Center, In 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference (2003) p. 3800.
- [7] B. Berrier, R. Re, A review of thrust-vectoring schemes for fighter applications. In 14th Joint Propulsion Conference, July (1978) p. 1023.
- [8] M. T. Al-Atabi, A subsonic jet thrust vector control using fluidic means. *Journal of Mechanical Engineering*, 56 (6) (2006) 332-338.
- [9] M. T. Al-Atabi, W. Asrar, Fluidic thrust vectoring: challenges and opportunities. *Journal of Mechanical Engineering*, 56 (1) (2005) 1-17, 2005.
- [10] P. J. Yagle, D. N. Miller, K. B. Ginn, J. W. Hamstra, Demonstration of fluidic throat skewing for thrust vectoring in structurally fixed nozzles. In ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air (pp. V001T01A013-V001T01A013), American Society of Mechanical Engineers, May (2000).
- [11] K. Deere, Computational investigation of the aerodynamic effects on fluidic thrust vectoring. In 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit p. 3598, July (2000).
- [12] D. M. Washington, F. S. Alvi, A. Krothapalli, & P. J. Strykowski, Multiaxis fluidic thrust vector control of a supersonic jet using counterflow, *AIAA journal*, 34(8), 1734-1736, 1996.
- [13] M. S. Mason, W. J. Crowther, Fluidic thrust vectoring of low observable aircraft. In CEAS Aerospace Aerodynamic Research Conference pp. 1-7, June (2002).
- [14] M.S.R. Chandra Murty, D. Chakraborty, Numerical characterisation of jet-vane based



شکل ۱۰: تغییرات زاویه جریان نسبت به تغییرات قطر انژکتور.

۷- نتیجه‌گیری

در این تحقیق پاشش ثانویه گاز داغ درون قسمت واگرای شیبوره موشک به کمک نرم افزار فلوئنت با حل معادلات ناویر-استوکس به همراه مدل آشفتگی دو-معادله‌ای $k - \omega sst$ و معادله حالت گاز کامل شبیه‌سازی شده است. شبکه ایجاد شده برای حل توسط نرم‌افزار گمبیت تولید شده و استقلال از شبکه نیز بررسی شده است. در نهایت نتایج بدست آمده از حل عددی با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده‌اند که مقایسه نتایج نشان

- gimbaled thruster during orbit transfer, Journal of Acta Astronautica, 127 (2016) 359-366.
- [17] V. P. Chithra, Detachable thrust vectoring mechanism and stress analysis, The International Journal Of Engineering And Science (IJES), 3 (1) (2014) 01-10.
- [18] G. Masuya, N. Chinzei, S. Ishii, Secondary gas injection into a supersonic conical nozzle. AIAA Journal, 15(3), 301-302, 1977.
- thrust vector control systems. Defence Science Journal, Vol. 65, No. 4, pp. 261-264, 2015.
- [15] A. Ahmed, A. Baig, B. H. Shah, M. Rafique, Numerical study of the effect of geometric parameters on jet tab based TVC system, Proceeding of 13th International Bhurban Conference on Applied Science & Technology (IBCAST), Islamabad, Pakistan, January (2016).
- [16] W. Zhaohui, J. Yinghong, J. Lei, D. Jiajia, Thrust vector control of upper stage with a