



شبیه سازی نازل دو گلوگاه کنار گذردار و بررسی عوامل موثر بر تغییر زاویه بردار تراست

امیرمحمد نین‌زن حسینی^۱، حسین مهدوی مقدم^{۲*}

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

۲- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

* نویسنده مخاطب: mahdavy@kntu.ac.ir

هدف از انجام این تحقیق، بررسی اثر سه پارامتر زاویه تزریق جریان ثانویه، مکان تزریق جریان ثانویه و شکل هندسی مقطع کانال کنارگذر بر روی انحراف زاویه بردار تراست می‌باشد. این بررسی به صورت دو بعدی و سه بعدی برای یک نازل دو گلوگاه مورد شبیه سازی واقع شده‌است. نتایج شبیه‌سازی دوبعدی حاکی از است که با افزایش زاویه تزریق جریان ثانویه نسبت به افق، میزان انحراف زاویه بردار تراست در بیشترین حالت، حدود ۲۷ درصد نسبت به بیشترین مقدار آن کاهش می‌یابد. همچنین، با قرارگیری محل تزریق جریان ثانویه در بعد از گلوگاه، میزان انحراف زاویه بردار تراست نسبت به حالت قبل از گلوگاه افزایش می‌یابد. بیشترین اختلاف بین حالت تزریق در گلوگاه و تزریق بعد از گلوگاه حدود ۲۵ درصد و بیشترین انحراف زاویه بردار تراست، در زاویه ۴۵ درجه و در محل تزریق در گلوگاه اتفاق افتاده است. همچنین، در شبیه سازی سه بعدی سه سطح مقطع مستطیلی، مربعی و دایروی با مساحت یکسان برای کانال کنارگذر، از نظر میزان انحراف زاویه بردار تراست با یکدیگر مقایسه شدند. در این بررسی، کانال کنار گذر با مقطع مستطیلی در بیشترین حالت حدود ۳/۷ درصد بیشتر از مقطع دایروی زاویه بردار تراست را منحرف کرده‌است.

واژه‌های کلیدی: سیستم کنترل بردار تراست، شبیه‌سازی عددی، نازل دو گلوگاه کنارگذردار، زاویه انحراف بردار تراست

Simulation of the Bypass Dual Throat Nozzle and Investigation of Parameters Affecting the Change of Thrust Vector Angle

A. M. Neyzan Hosseini¹, H. Mahdavy Moghaddam^{2*}

1 M. Sc. Student, Faculty of Aerospace Engineering, Khwaja Nasiruddin Toosi University of Technology, Tehran, Iran

2* Assistant Professor, Faculty of Aerospace Engineering, Khwaja Nasiruddin Toosi University of Technology, Tehran, Iran

*Corresponding Author: mahdavy@kntu.ac.ir

A new method for controlling the thrust vector is the use of Bypass Dual Throat Nozzle (BDTN). The aim of this study was to investigate the effects of three parameters including secondary flow injection angle, secondary flow injection location and bypass section geometry on the deflection angle of the thrust vector. The model is simulated in both two and three dimensional for a Dual Throat Nozzle. The results show that by increasing injection angle of the secondary flow, the deflection angle of the thrust vector decreases by about 27%. Also, by placing the location of secondary flow injection after the throat, we can see the deviation of the thrust vector angle is more than the flow injection before the throat. The largest difference between the injection mode in the throat and the injection after the throat is about 25% and the largest deviation of the thrust vector angle occurred at an angle of 45 degrees at the injection position in the throat. Also, in three-dimensional simulation, three cross sections (rectangular, square and circular) with the same area for the bypass channel were compared in terms of the deviation of the thrust vector angle. In this study, the canal with rectangular cross section in most cases has deviated about 3.7% more than the circular cross section of the thrust vector angle.

Keywords: Thrust vector control system, Numerical simulation, Bypass double nozzle, Thrust vector deflection angle.

۱ مقدمه

کنترل بردار تراست سیالاتی، تزریق کردن جریان سیال ثانویه به لایه مرزی جت اولیه و یا خارج کردن از آن می‌باشد. انحراف زاویه بردار رانش به کمک سیال، یک روش مفید، درعین حال ساده، ارزان و بدون نیاز به قطعات متحرک (هندسه ثابت) می‌باشد. تزریق سیال برای کنترل زاویه بردار تراست و کنترل سطح مقطع نازل بیش از چندین دهه است که مورد مطالعه قرار گرفته است. بر خلاف روش‌های مکانیکی که از سخت‌افزارهای سنگین برای کنترل بردار تراست استفاده می‌کند، روش سیالاتی از یک جریان ثانویه که عموماً این سیال، هوای خروجی از فن یا کمپرسور موتور تأمین می‌شود، برای انحراف جریان جت اولیه استفاده می‌کند [1]. بسیاری از برنامه‌های همکاری انجام شده در LaRC ناسا، در مفاهیم نازل با دیافراگم ثابت متمرکز شده است. محققان روش کنترل سیالاتی را با چشم اندازی از نازل خروجی یکپارچه و بدون هیچ بخش متحرکی آغاز کردند. مزیت نازل‌های تغییر بردار رانش به روش سیالاتی که در آزمایشگاه تست جت خروجی تحقیقات لانگلی ناسا و نیرو هوایی آمریکا تحت پروژه فناوری نازل تزریق سیالاتی تخمین زده شده است به شرح زیر می‌باشد:

- ۲۸٪ تا ۴۰٪ کاهش وزن نسبت به طرح‌های کاملاً مکانیکی، با روش کنترل سطح گلوگاه
- کاهش ۴۳٪ تا ۸۰٪ وزن با روش پیاده‌سازی کنترل سیالاتی سطح گلوگاه و خروجی نازل
- ۷٪ تا ۱۲٪ بهبود در نسبت تراست به وزن موتور
- ۳۷٪ تا ۵۳٪ کاهش در آماده‌سازی نازل و هزینه سیکل عمر محققان در سال ۲۰۰۳ در مرکز تحقیقات لانگلی ناسا یک روش جدید برای انحراف بردار تراست طراحی کردند. این روش بدون اینکه در ضریب تراست سیستم تغییری ایجاد کند، بازدهی بیشتری نسبت به سایر روش‌های سنتی دارد. این طراحی جدید نازل، به وسیله کنترل کردن جدایش و بیشینه کردن اختلاف فشار در یک حفره فرورفته که بین دو گلوگاه (مقاطع با کمترین سطح) ایجاد می‌شود، قابلیت انحراف بردار تراست را فراهم می‌کند. که به این نوع از نازل‌ها، نازل دو گلوگاه گفته می‌شود. پارامترهای مهم مقایسه عملکرد سیستم کنترل بردار تراست به روش‌های مختلف، زاویه انحراف بردار تراست و بازدهی انحراف بردار تراست می‌باشد که با درجه زاویه انحراف و درصد سیال ثانویه تزریق شده متناسب است. دیگر پارامترها برای ارزیابی عملکرد نازل و سیستم کنترل بردار تراست، ضریب تراست و ضریب تخلیه می‌باشد [1].

در سال ۲۰۰۶، فلام و همکاران [2] یک تحلیل عددی نازل دو گلوگاه سه بعدی با مقطع مستطیلی و ارتقاء طراحی با مش سازمان یافته و با کد حلگر RANS انجام دادند. آنها تاثیر زاویه‌های واگرایی و همگرایی دوم را مورد بررسی قرار دادند. افزایش زاویه واگرایی اثر منفی بر روی عملکرد نازل دارد که هم زاویه انحراف بردار تراست و هم ضریب تراست را کاهش می‌دهد. همچنین، افزایش زاویه همگرایی دوم عملکرد نازل را بهبود بخشیده و سبب افزایش زاویه و بازدهی می‌شود.

در سال ۲۰۰۷، فلام و همکاران [3] یک نازل دو گلوگاه متقارن محوری را در نسبت فشار بیش از ۱۰ به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. در این تست دبی جرمی تزریق تا بیش از ۱۰٪ جریان اولیه مورد تست قرار گرفت. آنها به این نتیجه رسیدند که بهترین عملکرد نازل DTN^۱ با وجود حفره در بین دو سطح مقطع برابر و یا نسبت سطح خروجی به گلوگاه ۱ ایجاد می‌شود.

بلندی و همکاران [4] در سال ۲۰۰۹، به بهینه سازی هندسه نازل و بررسی عددی و مطالعه تجربی آن پرداختند. ایشان در این تحقیق روشی را برای بهینه سازی هندسه نازل ارائه داده اند. و همچنین یک تحلیل هیدرولیکی نیز به صورت تجربی مورد آزمایش قرار دادند.

شین و همکاران [5] در سال ۲۰۱۰، عملکرد نازل های دو گلوگاه را با دبی جرمی تا ۱۰٪ نسبت به جریان اولیه و نسبت فشار بیش از ۱۰ بررسی کردند. آنها برای حل معادلات دو بعدی، پایا و تراکم پذیر از مدل آشفتگی k-w استفاده کردند. آنها به این نتیجه رسیدند که این نازل‌ها در نسبت فشار ۵ دارای بیشترین زاویه انحراف بردار تراست هستند.

در سال ۲۰۱۴ حامدی و چه‌رمی [6]، برای سیستم کنترل بردار تراست موتور خاص دو هندسه نازل دو گلوگاه با آنالوژی هندسی برمبنای قطر ورودی نازل (طرح ۱) و طول نازل (طرح ۲) طراحی کردند. سر انجام عملکرد سیستم کنترل بردار تراست طراحی شده به صورت سه بعدی متقارن محوری مورد تحلیل عددی قرار گرفت. در این تحقیق، مقدار زاویه بردار دهی تراست ایجاد شده توسط طرح ۱ بیشتر از طرح ۲ می‌باشد به طوری که در ۱۰٪ دبی جرمی جریان ثانویه تزریق شده، مقدار انحراف طرح ۱ برابر ۱۸ درجه بوده در حالی که در طرح ۲ حدود ۱۴ درجه می‌باشد.

حامدی و مهدوی مقدم [7] در سال‌های ۲۰۱۶، ۲۰۱۷ و ۲۰۱۸، برای میکروتوربین خاص یک هندسه نازل دو گلوگاه به عنوان سیستم کنترل بردار تراست به صورت دو بعدی طراحی

پیکره‌بندی BDTN خیلی ساده است. به این ترتیب از وجود مجاری پیچیده تخلیه هوای موتور جلوگیری شده و افت تراست کمی به موتور تحمیل می‌کند. نمای جانبی از BDTN به صورت مفهومی در شکل (۱) نشان داده شده است [10].

در این تحقیق، اثر سه پارامتر زاویه تزریق جریان ثانویه، مکان تزریق جریان ثانویه و شکل هندسی مقطع کانال کنارگذر بر روی انحراف زاویه بردار تراست بررسی شده است. این بررسی به صورت دو بعدی و سه بعدی برای یک نازل دو گلوگاهه مورد شبیه‌سازی واقع شده است.



شکل ۱- نمای از BDTN و چگونگی عملکرد کانال کنارگذر [6]

۲ معادلات حاکم و فرضیات

دستگاه غیر خطی معادلات ناویر-استوکس مدل ریاضی حاکم بر حرکات، جریانات، و دینامیک سیالات (اعم از مایعات یا گازها) را تشکیل می‌دهد. معادلات ناویر-استوکس از نوع معادلات دیفرانسیل درجه دوم غیرخطی و از پیچیده‌ترین معادلات موجود در بحث جریان سیال هستند که در اکثر موارد محل دقیقی برایشان وجود ندارد. در بیان اهمیت شناخت این معادلات ذکر همین نکته کافی است که معادلات اوایلر و برنولی که از کاربردی‌ترین معادلات حاکم بر حرکت سیال می‌باشند، مشتقاتی از این معادلات می‌باشند که با انجام یکسری فرضیات و ساده‌سازی‌ها بدست آمده‌اند. ترکیب معادلات ناویر استوکس و معادله بقای جرم، مسئله مکانیک سیالات را قابل حل می‌کند؛ یعنی تعداد مجهولات با تعداد معادلات برابر و حل مسئله به صورت تئوری امکان‌پذیر است. فرم کلی معادلات ناویر استوکس غیرحفاظت شده^۴ در سه راستای X، Y و Z به صورت معادلات (۱) تا (۳) بیان می‌شود.

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right) \quad (1)$$

کردند. پارامترهای اساسی سیستم کنترل بردار تراست از جمله ضریب تخلیه، ضریب تراست، مقدار زاویه انحراف بردار تراست و بازدهی برای هندسه طراحی شده مورد ارزیابی قرار گرفت.

در سال ۲۰۱۹ وانگ و همکاران [8] بررسی تجربی و مطالعه بر روی اصطکاک پوسته‌ای در نازل DTN را انجام دادند. آنها مطالعه تجربی را با استفاده از عکسبرداری شلرین از جریان درون نازل DTN متقارن محوری انجام دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که بررسی رفتار جریان درون نازل نیازمند شبیه‌سازی کل هندسه می‌باشد تا بتوان مشخصه‌های سه بعدی را به درستی مورد مطالعه قرار داد. در سال ۲۰۲۰ وو و همکاران [9] به بررسی سه بعدی و عددی اثر زاویه تزریق جریان کنارگذر بر روی زاویه انحراف بردار تراست یک نازل دو گلوگاهه پرداختند. آنها پارامترهایی شامل زاویه انحراف تراست، نرخ دبی جرمی جریان تزریق شده، نرخ برآیند بردار تراست سیستم و بازدهی بردار تراست را در زوایای ۳۰، ۶۰، ۹۰، ۱۲۰ و ۱۵۰ درجه برای تزریق جریان کنارگذر مطالعه کردند.

نوع جدیدی از نازل کنترل بردار تراست سیالاتی با نام نازل دو گلوگاهه کنارگذر (BDTN) برای حل مشکلات افت تراست ناشی از تخلیه هوای کمپرسور توسط گو و همکاران [10] ارائه شده است. در این طرح یک مجرای کنارگذر در بخش بالادست همگرایی نازل تا قبل از گلوگاه اول نازل دو گلوگاهه (DTN) ایجاد شده است. نازل BDTN هیچ و یا حداقل تاثیر را بر تراست موتور دارد در حالی که توانایی ایجاد زاویه انحراف پایا و کارآمد بر بردار تراست خروجی را همانند DTN‌های قبلی دارد. این نوع از نازل‌ها در تونل باد به صورت تجربی مورد آزمایش قرار گرفته و برای تحلیل رفتار جریان درون نازل با روش دینامیک سیالات محاسباتی CFD شبیه‌سازی شده‌اند.

نازل BDTN برگرفته از نازل‌های DTN می‌باشد. نازل با یک حفره طراحی شده است که هوای ثانویه از بالادست حفره به صورت نامتقارن تزریق می‌شود تا جریان را به جدایش وادارد. نکته مهم در طراحی BDTN این است که هوای ثانویه از کمپرسور و یا دیگر بخش‌های موتور تامین نمی‌شود بلکه خود نازل به تنهایی این عمل را انجام می‌دهد. یک مجرای کنارگذر بین کانال همگرایی بالادست و جریان هوا از مسیر کنارگذر عبور کرده و جریان اولیه را در حفره مجبور به جدایش می‌کند که این امر سبب تراست پیچ جت خروجی اولیه می‌شود. اثر بردار تراست می‌تواند با دبی جرمی جریان ثانویه همانند DTN تنظیم شود. دبی جرمی جریان ثانویه هوا را به راحتی می‌توان با قرار دادن یک شیر در مسیر کنارگذر کنترل کرد. بنابراین دستیابی به یک

ضریب انتقال حرارت در راستای Z می‌باشند. همانند قسمت قبل، فرضیات زیر را در نظر می‌گیریم:

جریان پایا درون نازل

جریان تراکم‌پذیر

حذف معادلات حاکم در راستای Z برای حالت دو بعدی

ثابت بودن ضریب انتقال حرارت در هر سه راستا

به علاوه، در تحقیق حاضر برای مدل کردن آشفستگی، از مدل آشفستگی SST k-w که برای تعیین موقعیت جدایش جریان و همچنین تعیین مکان ایجاد موج ضربه بسیار کارآمد است، استفاده شده است [6]. معادلات مربوط به انرژی جنبشی آشفستگی و نرخ پراکندگی در رابطه‌های (۸) و (۹) بیان شده‌اند.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (۸)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (۹)$$

در معادلات فوق G_k نشان دهنده تولید انرژی جنبشی آشفستگی مربوط به گرادیان سرعت و G_ω نشان دهنده تولید ω می‌باشد. همچنین، پارامترهای Γ ، Y و S به ترتیب بیانگر پراکندگی موثر، پراکندگی آشفستگی و ترم تعریف شده کاربر می‌باشد. در مدل k-w، پراکندگی موثر از طریق معادلات (۱۰) و (۱۱) بدست می‌آید [11].

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (۱۰)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (۱۱)$$

که در آن σ_k و σ_ω به ترتیب بیانگر عدد پراتل آشفستگی مربوط به k و ω هستند. وسکوزیته آشفستگی نیز از رابطه (۱۲) حساب می‌شود.

$$\mu_t = a^* \frac{\rho k}{\omega} \quad (۱۲)$$

که روابط مربوط به تعیین ضریب میراکننده و بسکوزیته آشفستگی (a^*) به طور کامل در مرجع [11] آورده شده‌اند.

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} \\ = -\frac{\partial p}{\partial y} \\ + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \right) \end{aligned} \quad (۲)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} \\ = -\frac{\partial p}{\partial z} \\ + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right) \end{aligned} \quad (۳)$$

که در آن چگالی، فشار، p ، u سرعت در راستای x ، v سرعت در راستای y ، w سرعت در راستای z و τ تانسور تنش برشی می‌باشند. با توجه به فرضیات در نظر گرفته شده در شبیه سازی، چند ترم از این معادلات حذف خواهند شد. این فرضیات به شرح زیر می‌باشند:

جریان پایا درون نازل

جریان تراکم‌پذیر

حذف معادلات حاکم در راستای Z برای حالت دو بعدی

همچنین، فرم کلی معادله پیوستگی به صورت معادله (۴) بیان می‌شود.

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (۴)$$

فرم کلی معادله انرژی به صورت معادلات (۵) تا (۷) بیان می‌شود.

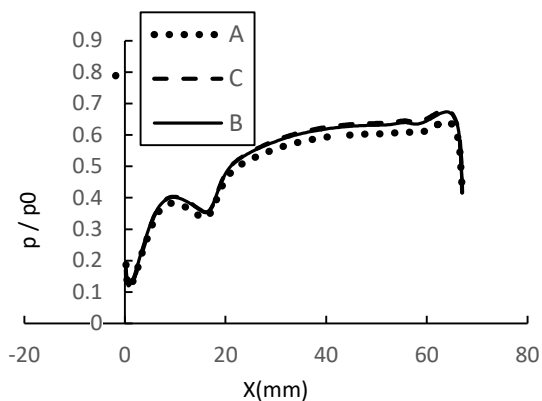
$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho H u)}{\partial x} = \frac{\partial}{\partial x} \left(u \tau + k_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) \quad (۵)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho H v)}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left(v \tau + k_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) \quad (۶)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho H w)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial z} \left(w \tau + k_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad (۷)$$

که در آن چگالی، T دما، u سرعت در راستای x ، v سرعت در راستای y ، w سرعت در راستای z ، H انتالپی کل، E انرژی کل، τ تانسور تنش برشی، k_x ضریب انتقال حرارت در راستای x ، k_y ضریب انتقال حرارت در راستای y و k_z

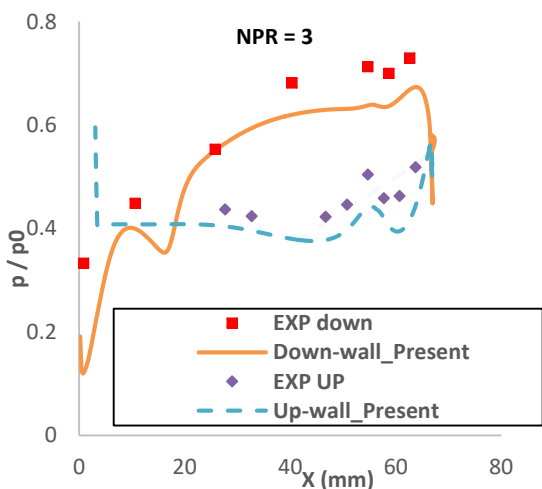
حاصل از شبکه B و C، از شبکه B به دلیل کاهش هزینه محاسباتی استفاده شده است.



شکل ۴- مقایسه مقادیر فشار استاتیک حاصل از شبیه سازی بر روی دیواره پایینی نازل برای سه شبکه مختلف

به منظور اعتبار سنجی، مقادیر فشار استاتیک حاصل از شبیه سازی بر روی دیواره پایینی و بالایی نازل در نسبت فشار ۳ در شکل (۵) با نتایج تجربی گو و همکاران [۱۰] مقایسه شده‌اند. میانگین اختلاف نتایج شبیه سازی و نتایج تجربی حدود ۸ درصد و به دلیل فرضیات در نظر گرفته شده در شبیه سازی می‌باشد.

به منظور اعتبار سنجی، مقادیر فشار استاتیک حاصل از شبیه سازی بر روی دیواره پایینی و بالایی نازل در نسبت فشار ۳ در شکل (۵) با نتایج تجربی گو و همکاران [۱۰] مقایسه شده‌اند. میانگین اختلاف نتایج شبیه سازی و نتایج تجربی حدود ۸ درصد و به دلیل فرضیات در نظر گرفته شده در شبیه سازی می‌باشد.

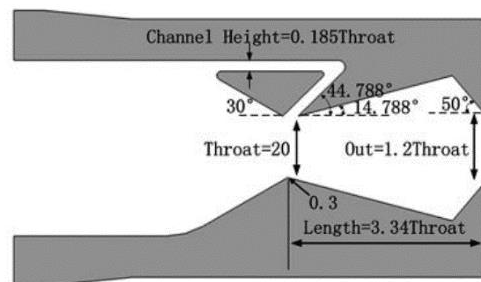


شکل ۵- مقایسه مقادیر فشار استاتیک حاصل از شبیه سازی دوبعدی بر روی دیواره پایینی و بالایی نازل با نتایج تجربی گو و همکاران [10]

۳ شرایط مرزی، استقلال حل از شبکه و

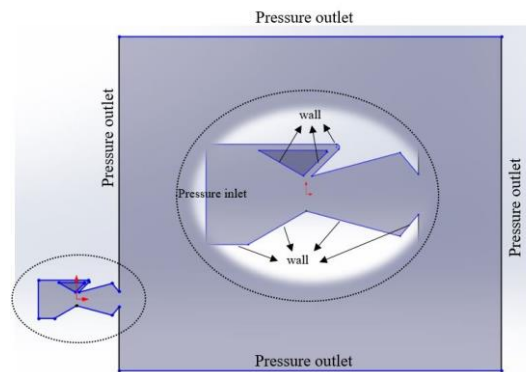
صحنه سنجی

گو و همکاران [۱۰] در سال ۲۰۱۴ برای اولین بار طرح استفاده از نازل دارای دو گلوگاهه کنارگذردار را ارائه نمودند و در مقاله خود هندسه مشخصی را مورد شبیه‌سازی عددی و همچنین تست تجربی قرار دادند که در شکل (۲) نشان داده شده است. در تحقیق حاضر نیز برای شبیه سازی جریان، از هندسه پیشنهادی گو و همکاران (شکل ۲) استفاده شده است.



شکل ۲- نمایش هندسه پیشنهادی گو و همکاران [۱۰]

در مقطع ورودی جریان درون نازل از شرط مرزی (PressureInlet) با مقادیر ثابت فشار سکون ورودی ۱ اتمسفر و دمای کل ۳۰۰ کلوین استفاده شده است. دیواره‌های نازل آدیباتیک در نظر گرفته شده‌اند و در مقطع خروجی نازل، شرط مرزی (PressureOutlet) متناسب با نسبت فشار نازل اعمال شده است.



شکل ۳- نمایش شرایط مرزی

مطالعه شبکه برای دستیابی به حل مستقل از تعداد شبکه با سه شبکه بندی با تعداد سلول مختلف انجام شده است. سه شبکه مختلف با نام های شبکه A و با تعداد ۲۷۵۰۰ سلول، شبکه B با تعداد ۵۵۰۰۰ سلول و شبکه C با تعداد ۱۱۰۰۰۰ سلول مربعی ایجاد شده و مورد شبیه سازی قرار گرفته‌اند. مقادیر فشار استاتیک حاصل از شبیه سازی بر روی دیواره پایینی نازل در شکل (۴) برای این سه شبکه با یکدیگر مقایسه شده‌اند. با توجه به اختلاف اندک (حدود ۱ درصد) میان نتایج

۴ بررسی اثر پارامترهای مختلف بر روی زاویه انحراف بردار تراست صحه گذاری

۱.۴ بررسی اثر مکان کانال کنارگذر نسبت به گلوگاه
هدف این بخش بررسی موقعیت کانال کنارگذر به عنوان مجرای تزریق جریان ثانویه نسبت به گلوگاه نازل بر عملکرد نازل های BDTN می باشد. به همین دلیل موقعیت محوری تزریق جریان ثانویه از گلوگاه نازل را با پارامتر X/Lc معرفی کرده و شماتیک آن را برای مقادیر مختلف شامل ۰، ۰/۰۵، ۰/۰۹، ۰/۱۷ و ۰/۱۷ در شکل (۶) نشان داده شده است. X فاصله محل تزریق جریان ثانویه از گلوگاه اول و Lc طول کل نازل می باشد. همانطور که ملاحظه می شود، مقدار صفر به معنی قبل از گلوگاه، مقدار ۰/۰۵ به معنی روی گلوگاه و مقادیر ۰/۰۹ و ۰/۱۷ به معنی دو حالت مختلف بعد از گلوگاه می باشند. مطالعه تاثیر پارامترهای مختلف در این بخش به بررسی تاثیرات توزیع نانولوله کربنی، شرایط مرزی، جرم متصله و درصدهای حجمی مختلف پرداخته شده است.

در گام نخست اثر توزیع نانولوله کربنی بر فرکانس بی بعد تیر تقویت شده بررسی می شود.

در جدول ۵، تغییرات فرکانس بی بعد تیر تقویت شده با نانولوله کربنی برای توزیعات مختلف CNT بر اساس شرایط مرزی مختلف ارائه شده است. در تمامی تکیه گاه ها توزیع FG-X دارای بیشترین فرکانس و FG-O دارای کمترین فرکانس می باشد.

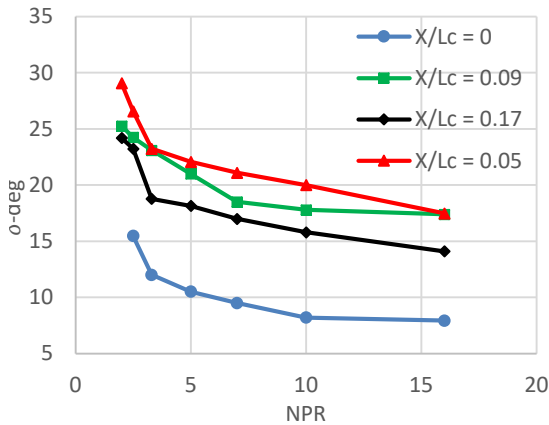


شکل ۶- شماتیک موقعیت محوری تزریق جریان ثانویه

نتایج حاصل از بررسی اثر مکان تزریق جریان ثانویه بر عملکرد نازل برای پارامتر زاویه انحراف بردار تراست نازل در شکل (۷) نشان داده شده اند.

نتایج شبیه سازی نشان می دهد که در حالت $X/Lc=0$ کمترین میزان زاویه انحراف بردار تراست اتفاق می افتد. همچنین، با افزایش نسبت فشار، زاویه انحراف در تمامی هندسه ها کاهش می یابد. هنگامی که کانال کنارگذر در موقعیت قبل از گلوگاه ایجاد می شود، سبب تشکیل یک موج ضربه ای قوی می شود که این امر تاثیر منفی بر زاویه انحراف بردار تراست دارد. در واقع، هنگامی که جریان ثانویه در بعد از گلوگاه به جریان اصلی تزریق می شود، به دلیل کاهش فشار استاتیک در ناحیه واگرای نازل، مقدار دمی جرمی

بیشتری نسبت به حالت قبل از گلوگاه تزریق خواهد شد که منجر به افزایش انحراف زاویه بردار تراست می شود.



شکل ۷- تغییرات زاویه انحراف بردار تراست برای حالت های مختلف محل تزریق جریان ثانویه در نسبت فشارهای متفاوت

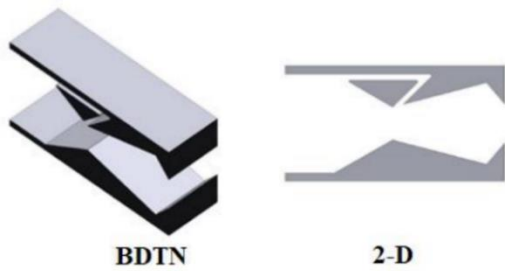
نتایج شبیه سازی نشان می دهد که در حالت $X/Lc=0$ کمترین میزان زاویه انحراف بردار تراست اتفاق می افتد. همچنین، با افزایش نسبت فشار، زاویه انحراف در تمامی هندسه ها کاهش می یابد. هنگامی که کانال کنارگذر در موقعیت قبل از گلوگاه ایجاد می شود، سبب تشکیل یک موج ضربه ای قوی می شود که این امر تاثیر منفی بر زاویه انحراف بردار تراست دارد. در واقع، هنگامی که جریان ثانویه در بعد از گلوگاه به جریان اصلی تزریق می شود، به دلیل کاهش فشار استاتیک در ناحیه واگرای نازل، مقدار دمی جرمی بیشتری نسبت به حالت قبل از گلوگاه تزریق خواهد شد که منجر به افزایش انحراف زاویه بردار تراست می شود.

۲.۴ بررسی اثر زاویه کانال کنارگذر

هدف این بخش، بررسی اثر زاویه کانال کنارگذر نسبت به خط افقی محوری نازل بر عملکرد نازل های BDTN می باشد. به همین دلیل زاویه تزریق جریان ثانویه از گلوگاه نازل را با پارامتر θ معرفی کرده و شماتیک آن را برای مقادیر مختلف شامل ۴۵°، ۹۰° و ۱۳۵° در شکل (۸) نشان داده شده است. لازم به ذکر است کلیه شبیه سازی های این بخش، در حالت $X/Lc=0$ به معنی تزریق جریان ثانویه بر روی گلوگاه، انجام شده است.

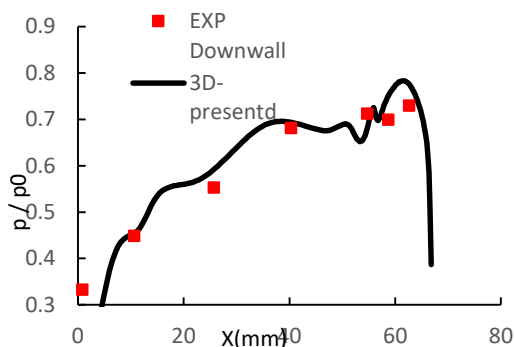


شکل ۸- شماتیک زاویه تزریق جریان ثانویه



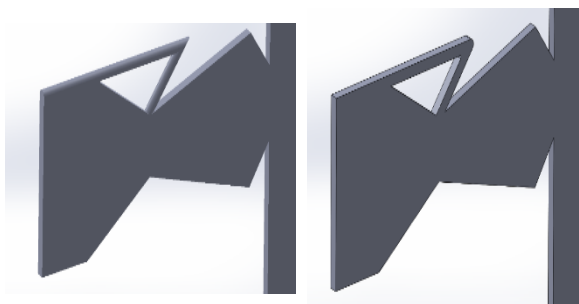
شکل ۱۰- مقایسه مدل دو بعدی و سه بعدی

نتایج عددی حاصل از شبیه‌سازی جریان درون نازل BDTN با مقطع مستطیلی به صورت سه‌بعدی با حلگر پایا مبتنی بر فشار در شکل (۱۱) با نتایج تجربی گو و همکاران [10] برای توزیع فشار استاتیک بر روی دیواره پایینی نازل در نسبت فشار ۳ مقایسه شده است.



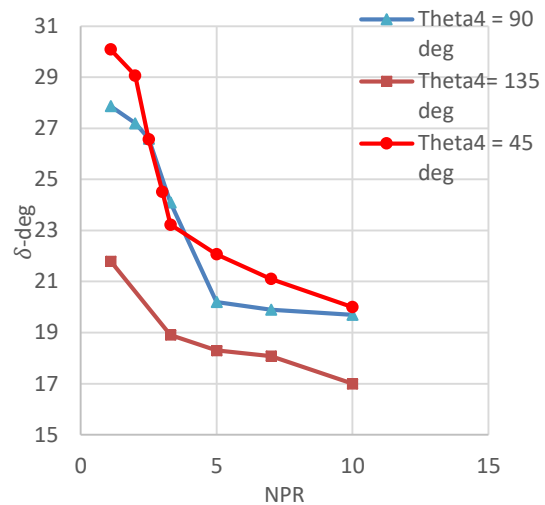
شکل ۱۱- مقایسه مقادیر فشار استاتیک حاصل از شبیه‌سازی سه بعدی بر روی دیواره پایینی نازل با نتایج تجربی گو و همکاران [10]

با استفاده از حلگر فشار پایه، دو سطح مقطع مربعی و دایروی برای کانال کنار گذر مورد بررسی قرار گرفته‌اند. این بررسی برای حالت $x/Lc = 0.05$ (تزریق روی گلوگاه) و زاویه تزریق ۴۵ درجه انجام شده‌است. شکل (۱۲) مدل سه بعدی را برای این دو سطح مقطع نشان می‌دهد.



شکل ۱۲- نازل با مقطع کانال کنار گذر (a) مربعی (b) دایروی

نتایج حاصل از بررسی اثر مکان تزریق جریان ثانویه بر عملکرد نازل برای پارامتر زاویه انحراف بردار تراست (θ_4 در شکل (۹) نشان داده شده‌اند.

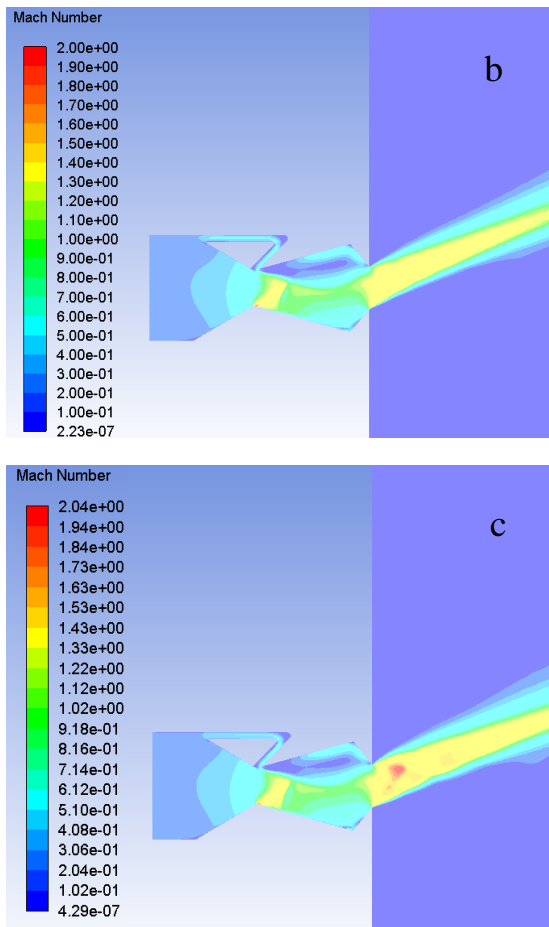


شکل ۹- تغییرات زاویه انحراف بردار تراست برای حالت‌های مختلف زاویه تزریق جریان ثانویه در نسبت فشارهای متفاوت

مطابق شکل، هندسه با زاویه ۱۳۵ درجه کمترین انحراف را برای بردار تراست ایجاد می‌کند. عملکرد دو حالت با زوایای ۴۵ و ۹۰ درجه تفاوت زیادی با یکدیگر در ایجاد انحراف در بردار تراست ندارند، به طوری که در بیشترین حالت ممکن ۲ درجه اختلاف بین این دو هندسه دیده می‌شود. به علاوه، در زاویه تزریق ۱۳۵ درجه، بازه تغییرات انحراف بردار تراست بسیار کمتر از دو حالت دیگر است و نحوه تغییرات آن بر حسب نسبت فشار تقریباً یکنواخت می‌باشد.

۳.۴ بررسی اثر سطح مقطع

در این قسمت، هندسه BDTN معرفی شده در بخش‌های قبل به عنوان هندسه مبنا در این بخش مورد شبیه‌سازی سه بعدی قرار گرفته است. لازم به ذکر است که جریان درون این هندسه با اعمال ۱ سانتی متر عمق، به صورت یک نازل با مقطع مستطیلی به صورت عددی تحلیل شده‌است. در شکل (۱۰) منظور از مقایسه هندسه سه بعدی با مقطع مستطیلی با هندسه دو بعدی به خوبی نشان داده شده است. همچنین، اثر شکل هندسی مقطع کانال کنار گذر روی انحراف زاویه بردار تراست برای سه حالت مستطیلی، دایروی و مربعی با مساحت یکسان ($18/5 \text{ mm}^2$) بررسی شده‌است.



شکل ۱۴- کانتور عدد ماخ در نسبت فشار ۳، کانال کنارگذر با مقطع (a) مستطیلی (b) مربعی (c) دایروی

۵ نتیجه گیری

در این مقاله، فلاتر تیر کامپوزیتی تقویت شده با نانولوله‌های کربنی دارای جرم متصله، با استفاده از تئوری مرتبه اول برشی، بررسی شده است. همچنین جهت تخمین فشار آیرودینامیکی از تئوری مرتبه اول پیستون استفاده گردیده است. معادلات حاکم بر ارتعاشات این سیستم دینامیکی بر اساس اصل همپلتون استخراج شده است و سپس با حل معادلات به کمک روش مربعات تفاضلی تعمیم یافته در نهایت فرکانس طبیعی سیستم دینامیکی و فشار آیرودینامیکی وقوع پدیده فلاتر بدست آمده است. شرایط مرزی مختلف و اثرات توزیع نانولوله کربنی بر رفتار پدیده فلاتر و اثرات ناپایداری سازه بررسی شده است. نتایج زیر حاصل شده است:

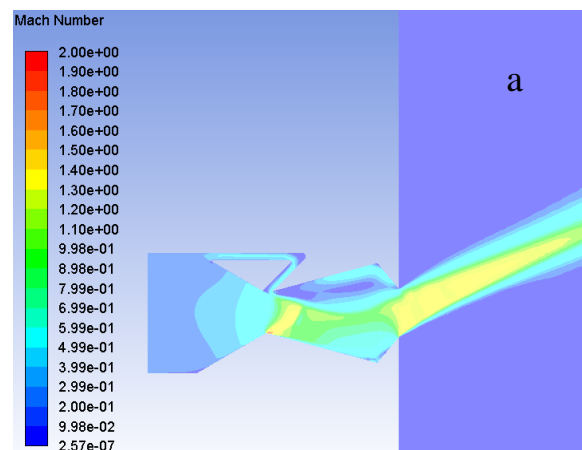
- ۱- با حرکت جرم متصل به تیر یکسرگردار از ابتدای تیر به مرکز تیر، فرکانس طبیعی ارتعاشات تیر کاهش پیدا می‌کند.
- ۲- فرکانس بی بعد با توزیع یکنواخت در کلیه شرایط مرزی با افزایش نسبت طول به ضخامت فرکانس کاهش پیدا می‌کند.

نتایج میزان انحراف بردار تراست در شکل (۱۳) با نتایج سه بعدی عددی در تحقیق حاضر مقایسه شده‌اند.



شکل ۱۳- تغییرات زاویه انحراف بردار تراست برای حالت‌های مختلف شکل سطح مقطع جریان ثانویه در نسبت فشارهای متفاوت

با توجه به شکل (۱۳)، اختلاف زاویه بردار تراست در حالت کانال کنارگذر مستطیلی با مقطع مربعی در بیشترین حالت حدود ۱/۵ می‌باشد. این اختلاف همانند قسمت‌های قبل در نسبت فشارهای پایین بیشتر است و با افزایش نسبت فشار، کاهش می‌یابد. علت این اختلاف، وجود اثرات توربولانسی ناشی از گوشه‌های کانال کنارگذر در حالت مربعی است. بیشترین اختلاف زاویه انحراف بردار تراست در دو حالت مربعی و دایروی، در نسبت فشار ۱/۵ و به میزان ۰/۵ درجه می‌باشد. همچنین، بیشترین اختلاف زاویه انحراف بردار تراست در کانال مستطیلی و دایروی، حدود ۱ درجه و در نسبت فشار ۱/۵ رخ داده است. شکل (۱۴) کانتور عدد ماخ جریان را برای نسبت فشار ۳ در صفحه تقارن نازل برای سه حالت مقطع مستطیلی، مربعی و دایروی نشان می‌دهد.



- Axisymmetric Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle for a Supersonic Aircraft Application,” 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH, 2007.
- [4] E. G. Bellandi, A. J. Slippey, “Preliminary Analysis and Design Enhancements of a Dual-Throat FTV Nozzle Concept, Fluid Dynamics,” 39th AIAA Fluid Dynamics Conference, San Antonio, 2009.
- [5] C.S. Shin, H. D. Kim, T. Setoguchi, S. Matsuo, “A Computational Study of Thrust Vectoring Control Using Dual Throat Nozzle”, Journal of Thermal Science, Vol. 19, Issue 6, 2010, pp. 486-490.
- [6] M. H. Hamed, "design and numerical simulation of thrust vector control using fluid flow," master's thesis, Malik Ashtar University of Technology (in Persian).
- [7] M. H. Hamed, "Designing a high-efficiency thrust vector control system with a new method for a microjet engine," presented at the 16th International Conference of Iran Aerospace Society (In Persian).
- [8] Y.-S. Wang, J.-L. Xu, S. Huang, Y.-C. Lin, and J.-J. Jiang, "Experimental and numerical investigation of an axisymmetric divergent dual throat nozzle," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 234, no. 3, pp. 563-572, 2020.
- [9] K. Wu, T. H. Kim, and H. D. Kim, "Performance Assessment of the Dual-Throat Nozzle Thrust Vector Control in a 3D Rectangular Nozzle," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, vol. 24, no. 4, pp. 12-24, 2020.
- [10] R. Gu, J. Xu, Sh. Guo, “Experimental and Numerical Investigations of a Bypass Dual Throat Nozzle.” ASME. J. Eng. Gas Turbines Power. August 2014; 136(8): 084501.
- [11] Fluent, “User Guide Fluent 6.326, Fluent Incorporated”, Lebanon, NH, 2006.

- ۳- تغییرات فرکانس ویژه تیر تقویت شده با نانولوله کربنی و جرم متصله با شرایط تکیه گاهی یکسرگیردار و الگوی توزیع یکنواخت در نانو لوله‌های کربنی، در مقایسه با الگوی کاهش- افزایشی، بیشترین تغییرات را دارد.
- ۴- پدیده فلاتر برای تیر یکسرگیردار با توزیع کاهش- افزایشی نسبت به توزیع یکنواخت مطلوب تر می‌باشد.
- ۵- برای تیر تقویت شده با نانولوله کربنی و جرم متصله با توزیع یکنواخت و شرایط تکیه‌گاهی یکسر گیردار در مقایسه با تیر با شرایط تکیه‌گاهی دو سر ساده و یکسر گیردار-یکسر ساده، فلاتر زودتر رخ داده است.
- ۶- با ترسیم تغییرات فرکانس ویژه تیر کامپوزیتی تقویت شده با نانولوله کربنی با توزیع یکنواخت برحسب فشار بی بعد آیرودینامیکی با جرم متصله برای V_{CN}^* مختلف، مشخص شد که با افزایش V_{CN}^* فلاتر دیرتر رخ می‌دهد.

۶ مراجع

- [1] M. H. Hamed, "Design, construction and testing of a thrust vector control system with an axially symmetric bypass double-port nozzle for a special microjet," Khwaja Nasiruddin Tousei University of Technology., PhD thesis, Khwaja Nasiruddin Tousei University of Technology (in persian).
- [2] J. D. Flamm, K. A. Deere, M. L. Mason, B. L. Berrier, S. K. Johnson, “Design Enhancements of the Two-Dimensional, Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept,” 3rd AIAA Flow Control Conference, San Francisco, California, 2006.
- [3] J. D. Flamm, K. A. Deere, M. L. Mason, B. L. Berrier, S. K. Johnson, “Experimental Study of an