

تحلیل دوبعدی سیستم کنترل بردار تراست توسط نازل دارای دو گلوگاه طراحی شده بر مبنای آنالوژی هندسی

حسین مهدوی مقدم^{۱*} و محمد هادی حامدی^۲

۱- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

* تهران، کد پستی: ۱۶۵۶۹-۸۳۹۱۱

mahdavy@kntu.ac.ir

استفاده از نازل‌های دارای دو گلوگاه و تزریق جریان ثانویه از بالادست گلوگاه، روشی نوین برای کنترل بردار تراست است. به طوری که، این روش بدون تأثیر منفی در عملکرد نازل، از بازدهی بالایی برخوردار است. هدف این تحقیق، طراحی سیستم کنترل بردار تراست با استفاده از این روش برای میکروتوربین «تیتان» است. با توجه به کاربرد وسیع این موتور در پروژه‌های تحقیقاتی و دانشگاهی، مطالعه حاضر موجب کسب دانش و تجربه برای طراحی سیستم کنترل بردار تراست موتورهای بزرگتر شود. بدین منظور نازل دارای دو گلوگاه برای این موتور بر مبنای آنالوژی هندسی با نازل بهینه ناسا طراحی شد. همچنین، پارامترهای اساسی سیستم کنترل بردار تراست از جمله ضریب تخلیه، ضریب تراست، مقدار زاویه انحراف جریان و بازدهی سیستم مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته‌اند. نتایج به دست آمده از هندسه طراحی شده، صحت عملکرد این سیستم را در منحرف کردن بردار تراست مطابق با نیازمندی‌های طراحی نشان می‌دهد. نازل دارای دو گلوگاه طراحی شده قادر است با تزریق ۱۰٪ جریان ثانویه نسبت به جریان اولیه، بردار تراست خروجی موتور را به مقدار ۱۸ درجه منحرف نماید.

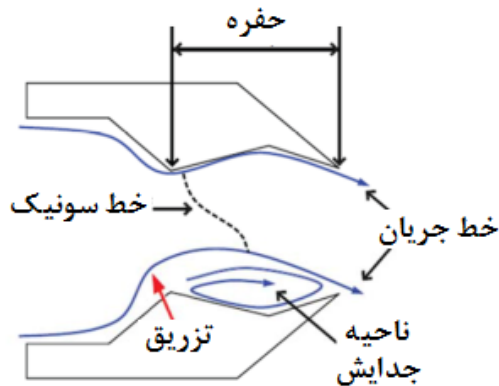
واژه‌های کلیدی: سیستم کنترل بردار تراست، موتور میکروجت، نازل دو گلوگاه، آنالوژی هندسی

علائم و اختصارات

F_{is}	تراست آیزنتروپیک جریان ثانویه (N)		
F_N	نیروی عمودی (N)		
F_r	نیروی برآیند (N)	A_t	سطح مقطع گلوگاه نازل (cm ²)
F_S	نیروی جانبی (N)	A_e	سطح مقطع خروجی نازل (cm ²)
NPR	نسبت فشار نازل	C_d	ضریب تخلیه نازل
P_a	فشار محیط (Pa)	C_f	ضریب تراست نازل
T_0	دمای سکون (k)	DTN	نازل‌های دارای دو گلوگاه
W_{ip}	دبی جرمی ایده‌آل جریان اولیه	F_A	نیروی محوری (N)
W_p	دبی جرمی جریان اولیه	F_{ip}	تراست آیزنتروپیک جریان اولیه (N)
W_s	دبی جرمی جریان ثانویه		
α^*	ضریب میراکننده ویسکوزیته آشفتگی		

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)
۲. دانشجوی دکتری

در بالادست کمترین سطح مقطع، برای کنترل جدایش و افزایش اختلاف فشار در حفره طراحی شده است. در حالت بدون برداردهی، هیچ تزریقی رخ نمی‌دهد و خط سونیک و یا گلوگاه در کمترین مقطع خروجی نازل ایجاد می‌شود. در حالت برداردهی، تزریق سیال ثانویه به کمترین سطح بالادست وارد و سبب ایجاد خط سونیک در بالادست خروجی و افزایش اختلاف فشار در طول دیواره حفره می‌شود. در شکل (۱)، چگونگی رفتار جریان درون نازل‌های دارای دو گلوگاه و تزریق سیال ثانویه در گلوگاه بالادست نشان داده شده است [۱].



شکل ۱- نمایش عملکرد نازل‌های DTN و تزریق جریان ثانویه [۱]

در سال ۲۰۰۵، کد دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) با شبکه‌بندی ساختاریافته برای کمک به طراحی کنترل بردار تراست با جریان سیال به صورت دوبعدی توسط دیری^۴ و همکاران توسعه پیدا کرد [۱]. در همان سال فلام^۵ و همکاران مفاهیم نازل‌های دارای دو گلوگاه را به صورت آزمایشگاهی در مرکز تحقیقات لانگلی ناسا اعتبارسنجی نمودند [۲]. پس از گذشت دو سال، آنها مدل تقارن محوری یک نازل دارای دو گلوگاه را با نسبت انبساط مختلف و تأثیر آن بر کنترل بردار تراست و عملکرد نازل به صورت تجربی مورد آزمایش قرار دادند [۳].

دیری و همکاران [۴، ۵] با استفاده از روش‌های عددی، نازل دارای دو گلوگاه را برای کاربرد در هواپیماهای مافوق صوت با تغییر در متغیرهای هندسی نازل بررسی کرده‌اند. بررسی نتایج آنها نشان می‌دهد که افزایش زاویه واگرایی حفره تأثیر منفی بر ضریب تراست و زاویه برداردهی (δ_p) در تمامی نسبت فشارهای نازل (NPR) دارد. هنگامی که زاویه واگرایی افزایش پیدا می‌کند، ضریب تخلیه نیز به مقدار اندکی کاهش می‌یابد. در شکل (۲) شماتیکی از نازل دارای دو گلوگاه متقارن محوری به همراه مقطع تزریق جریان ثانویه برای انحراف بردار تراست در جهت پیچ^۶ نشان داده شده است.

δ_p	زاویه برداردهی حول محور افقی (درجه)
η	بازدهی سیستم کنترل بردار تراست
θ_1	زاویه واگرایی حفره نازل (درجه)
θ_2	زاویه همگرایی حفره نازل (درجه)
θ_3	زاویه همگرایی نازل (درجه)
μ_t	ویسکوزیته دینامیکی آشفته (kg/ms)
Γ_K	پراکندگی مؤثر مربوط به انرژی جنبشی آشفته
Γ_ω	پراکندگی مؤثر مربوط به فرکانس آشفته
σ_K	عدد پرامتل آشفته مربوط به انرژی جنبشی آشفته
σ_ω	عدد پرامتل آشفته مربوط به فرکانس آشفته
ω	فرکانس آشفته
ρ	چگالی جریان (kg/m ³)

مقدمه

کنترل بردار تراست به کمک سیال، به معنی تزریق کردن جریان سیال ثانویه به لایه مرزی جت اولیه و یا خارج کردن آن است. کنترل بردار تراست به کمک سیال، یک روش مفید در عین حال سبک، ساده، ارزان و بدون نیاز به قطعات متحرک (هندسه ثابت) است. تزریق سیال برای کنترل زاویه بردار تراست و کنترل سطح مقطع نازل بیش از چندین دهه است که مورد مطالعه قرار گرفته است. برخلاف برداردهی مکانیکی که با استفاده از سخت‌افزارهای سنگین انجام می‌شود، کنترل بردار تراست به کمک سیال از یک جریان ثانویه که عموماً از فن یا کمپرسور موتور تأمین می‌شود، برای منحرف کردن جریان جت اولیه استفاده می‌کند. به‌طور کلی، عملکرد سیستم کنترل بردار تراست با دو پارامتر زاویه انحراف بردار تراست (δ_p) و بازدهی برداردهی (η) بیان می‌شود. زاویه برداردهی بیانگر مقدار زاویه انحراف بردار تراست نسبت به محور تقارن نازل و بازدهی برداردهی بیانگر میزان برداردهی نسبت به درصد تزریق جریان ثانویه در نازل است. اما عملکرد نازل‌ها با دو پارامتر ضریب تراست (C_F) و ضریب تخلیه (C_d) بیان می‌شود.

در سال ۲۰۰۵ محققان در مرکز تحقیقات لانگلی در ناسا یک روش جدید برداردهی تراست را طراحی کردند [۱]. این روش بدون اینکه در نسبت تراست سیستم تغییری ایجاد کند، بازدهی برداردهی بیشتری نسبت به سایر روش‌های سنتی دارد. این طراحی جدید نازل، به‌وسیله کنترل کردن جدایش و بیشینه تغییرات فشار در یک حفره فرورفته که بین دو گلوگاه (مقاطع با کمترین سطح) ایجاد می‌شود، قابلیت برداردهی تراست را فراهم می‌کند. طراحی نازل‌های دارای دو گلوگاه (DTN)^۳ در راستای ارتقا روش جابه‌جایی گلوگاه، با تزریق سیال

4. Karen A. Deere
5. Jeffrey D. Flamm
6. Pitch

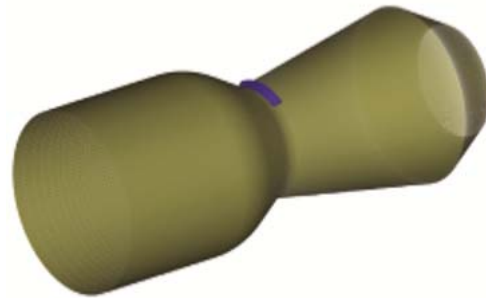
3. Dual Throat Nozzle (DTN)

روش و مقایسه نتایج حاصل از آن به روشی دست پیدا کنند تا بتواند با وارد کردن ابعاد هندسی نازل موتور مورد نظر، سیستم کنترل بردار تراستی به عنوان خروجی به کاربر ارائه کند، به گونه‌ای که هم از نظر عملکرد کنترل بردار تراست (مقدار زاویه انحراف و بازدهی سیستم) و هم عملکرد نازل (ضریب تخلیه و تراست) از کارآمدی بالایی برخوردار باشد. به عبارت دیگر، تحقیقات صورت گرفته تا به امروز (منظور تحقیقاتی که در این حوزه به چاپ رسیده‌اند) سعی بر ارائه مفهومی سیستم دارند تا این که به جزئیات طراحی وارد شوند. درحالی که، تحقیق حاضر یک پژوهش کاربردی در این حوزه است، به گونه‌ای که سعی دارد از این روش به صورت عملی بهره گیرد و عملکرد آن را به صورت واقعی بر روی یک موتور میکروجت و یا در ادامه بر روی یک موتور مینی جت با کاربرد معین مورد ارزیابی قرار دهد.

در تحقیق حاضر ضمن معرفی نازل DTN با ابعاد مشخص (به عنوان هندسه بهینه ایده آل ناسا)، نازل DTN برای موتور تیتان با استفاده از آنالوژی هندسی نسبت به هندسه ایده آل طراحی شده است. برای مقیاس‌گیری هندسی پارامتر اساسی قطر ورودی نازل اولیه مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. همچنین، در این تحقیق سعی بر آن است که با افزایش مقدار دبی جرمی جریان ثانویه تزریق شده در بالادست گلوگاه نازل، مقدار ضریب تخلیه، ضریب تراست، مقدار زاویه انحراف و بازدهی سیستم کنترل بردار تراست طراحی شده مورد تحلیل و ارزیابی قرار گیرد.

مدل آشفتگی k-w

مدل انتقال تنش برشی که توسط منتر^{۱۰} توسعه پیدا کرده است، مدلی دقیق و کارآمد در معادله نویسی نواحی نزدیک دیواره است [۱۱]. تعریف ویسکوزیته آشفتگی در این مدل با انتقال تنش برشی آشفتگی تصحیح می‌شود. معادلات مربوط به انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ پراکندگی در رابطه‌های (۱) و (۲) بیان شده‌اند [۱۲]. مدل آشفتگی SST k-w برای تعیین موقعیت جدایش جریان و تعیین مکان ایجاد موج ضربه بسیار کارآمد است. از این رو، در تحقیق حاضر نیز از این مدل استفاده شده است. لازم به ذکر است که این مطلب توسط حامدی و چهرمی به طور مفصل بررسی شده و همچنین به تحقیقات مشابهی هم که در این زمینه کار شده بود نیز اشاره شده است [۱۳]. بالابل^{۱۱} و همکاران نیز ۶ مدل آشفتگی (Standard k-ε, Extended k-ε, Shear-stress transport k-ω, Reynolds stress model, v²-f model, v²-f model realizabile)



شکل ۲- نمایش مقطع تزریق جریان ثانویه به صورت تقارن محوری [۵]

شین^۷ و همکاران [۶] عملکرد نازل‌های دارای دو گلوگاه را با تغییر در دبی جرمی جریان ثانویه در نسبت فشارهای مختلف نازل به صورت عددی مورد بررسی قرار دادند. نتایج عددی حاصل از کار آنها نشان می‌دهد که ضریب تخلیه نازل با افزایش دبی جرمی جریان ثانویه کاهش می‌یابد و مقدار زاویه برداردهی تراست افزایش می‌یابد. حامدی و همکاران [۷] عملکرد نازل دارای دو گلوگاه و سیستم کنترل بردار تراست را به صورت عددی مورد ارزیابی قرار دادند. آنها تأثیر سطح مقطع تزریق جریان ثانویه بر پارامترهای عملکردی نازل را مورد بررسی قرار دادند. بررسی نتایج عددی حاصل از مطالعه آنها نشان می‌دهد که با کاهش سطح مقطع تزریق جریان ثانویه، زاویه برداردهی و بازدهی سیستم کنترل بردار تراست افزایش و مقدار ضریب تخلیه و ضریب تراست نازل کاهش می‌یابد. جو^۸ و همکاران [۸، ۹] تأثیر حفره بر عملکرد نازل دارای دو گلوگاه را هنگامی که سیستم کنترل بردار تراست شروع به فعالیت می‌کند، مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. اخیراً، لی^۹ و همکاران [۱۰] به صورت عددی و تجربی برهمکنش بین جریان اولیه نازل و جریان ثانویه را بررسی کردند. آزمایش آنها بر عملکرد سیستم کنترل بردار تراست نشان می‌دهد که انحراف بردار تراست به نسبت فشار نازل و نسبت فشار جت ثانویه وابسته است.

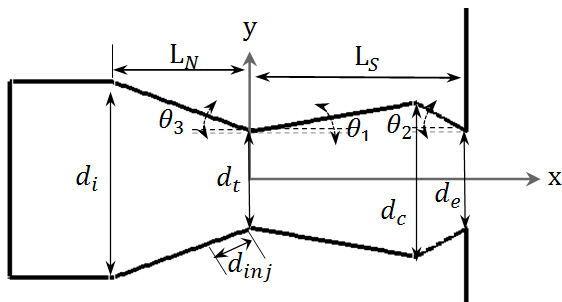
تا به حال، تمامی مقالات و تحقیقاتی که در حوزه کنترل بردار تراست و به روش نازل دارای دو گلوگاه در مراکز تحقیقاتی انجام شده است، بحث بهینه‌سازی با استفاده از مطالعه پارامتریک و بررسی اثر چند پارامتر بر عملکرد سیستم است که هم به صورت عددی و هم به صورت تجربی این مطالعات را انجام داده‌اند [۱-۸]. درحالی که در تحقیق حاضر بحث «طراحی» و «روش طراحی» و آن هم برای موتوری مشخص با ابعاد نازل معین است. فراتر از آن هم، اینکه نویسندگان مقاله حاضر سعی دارند با به کارگیری چندین

7. Choon Sik Shin
 8. R. Gu
 9. L. Li

10. F. R. Menter
 11. A. Balabel

جدول ۱- جزئیات هندسه نازل شبیه‌سازی شده [۳]

پارامتر	مقدار
d_e (cm)	۶/۱۵
d_t (cm)	۶/۱۵
d_{inj} (cm)	۰/۲۳۴
L_c (cm)	۱۳/۳۶
θ_1 (deg)	۱۰
θ_2 (deg)	۳۰
θ_3 (deg)	۲۰
A_e (cm ²)	۲۹/۶۹
A_e/A_t	۱



شکل ۳- نمایش پارامترهای هندسی نازل دارای دو گلوگاه

هندسه‌ای که به‌عنوان هندسه مبنا (هندسه بهینه ناسا) در نظر گرفته شده است، تمامی مقادیر پارامترهای عملکردی نازل و سیستم کنترل بردار تراست شامل ضریب تراست، ضریب تخلیه، زاویه انحراف تراست و بازدهی برداردهی را در محدوده مناسبی تأمین می‌کند. به‌عبارت‌دیگر هندسه بهینه، نازلی است که بخش حفره آن به بهینه‌ترین شکل ممکن با نازل اولیه آن متناسب است. در واقع برای نازل اولیه با ابعاد هندسی مشخص، ابعاد حفره این DTN به گونه‌ای است که کمترین افت را در ضریب تراست و یا ضریب تخلیه ایجاد می‌نماید در حالی که منجر به بیشترین انحراف بردار تراست با بیشترین بازدهی خواهد شد. به همین دلیل در این تحقیق نیز هندسه فوق به‌عنوان هندسه مبنا در نظر گرفته شده است. همچنین، نازل DTN به‌عنوان سیستم کنترل بردار تراست برحسب نسبت‌های هندسی آن نسبت به هندسه مبنا به کمک دینامیک

را برای جریان درون نازل همگرا واگرا در موتورهای سوخت مایع بررسی کرده‌اند [۱۴]. نتایج آنها نشان می‌دهد که مدل آشفستگی SST k-w به بهترین صورت مکان دقیق جدایش و موج ضربه را پیش‌بینی می‌کند. از این‌رو، این روش برای تحلیل عددی جریان درون نازل مناسب هستند.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (۱)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (۲)$$

در معادلات فوق G_k نشان‌دهنده تولید انرژی جنبشی آشفستگی مربوط به گرادیان سرعت و G_ω نشان‌دهنده تولید ω است. پارامترهای Γ ، Y و S به ترتیب بیانگر پراکندگی مؤثر، پراکندگی آشفستگی و ترم تعریف شده توسط کاربر است. در مدل k- ω ، پراکندگی مؤثر از طریق معادلات (۳) و (۴) به دست می‌آید [۱۲].

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (۳)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (۴)$$

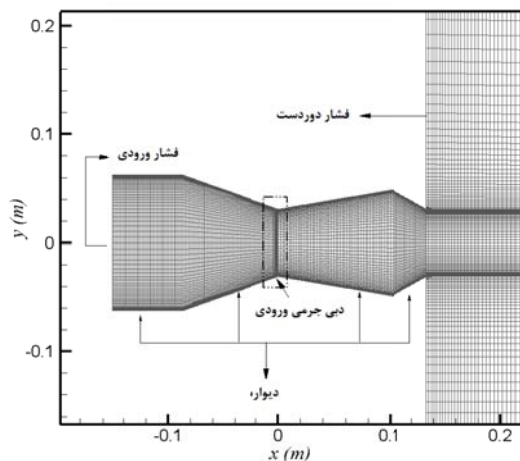
در این روابط σ_k و σ_ω به ترتیب بیانگر عدد پراکتل آشفستگی مربوط به k و ω هستند. ویسکوزیته آشفستگی از رابطه (۵) محاسبه می‌شود.

$$\mu_t = \alpha^* \frac{\rho k}{\omega} \quad (۵)$$

روابط مربوط به تعیین ضریب میراکننده ویسکوزیته آشفستگی (α^*) به طور کامل در مرجع [۱۲] بیان شده است.

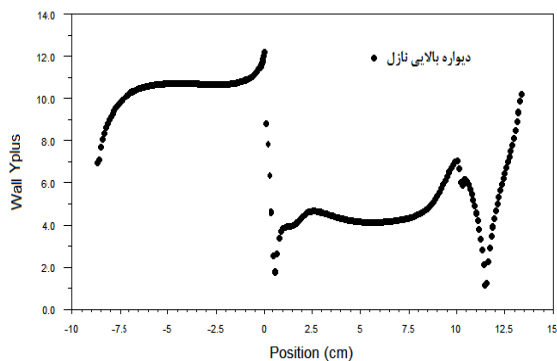
شرایط مرزی، مطالعه شبکه و اعتبارسنجی

مروری کلی بر مطالعات انجام شده به صورت عددی و آزمایشگاهی توسط محقق در دهه اخیر نشان می‌دهد که بهینه‌ترین هندسه نازل دارای دو گلوگاه شامل هندسه نازل اصلی و نازل ثانویه متصل به آن، هندسه‌ای است که جزئیات ابعاد آن در شکل (۳) و جدول (۱) آمده است [۷-۱]. به‌عبارت‌دیگر هندسه معرفی شده به‌عنوان هندسه بهینه و یا هندسه مبنا، هندسه‌ای است که سابقاً توسط محققین ناسا مورد تحقیق و بررسی قرار گرفته و در مراجع متعدد بر روی پارامترهای هندسی مختلف آن، اعم از زوایای همگرایی، واگرایی، طول حفره، نسبت سطح خروجی به گلوگاه، قطر گلوگاه و غیره، هم به صورت آزمایشگاهی و هم به صورت عددی دوبعدی و سه بعدی مطالعه پارامتریک انجام داده‌اند [۷-۱].



شکل ۵- نمایش شبکه ایجاد شده به همراه شرایط مرزی

در این بخش عملکرد سیستم کنترل بردار تراست، به کمک نازل‌های دارای دو گلوگاه و تزریق جریان ثانویه، بررسی شده است. نمودار y^+ دیواره به عنوان معیاری از ریز بودن سلول‌های نزدیک دیواره بر روی دیواره بالایی نازل دو گلوگاه در شکل (۶) نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل مشهود است مقدار این پارامتر در بازه ۱۲-۱ است که برای مدل آشفتگی (SST k-w) به کار گرفته شده در شبیه‌سازی‌ها مناسب است.

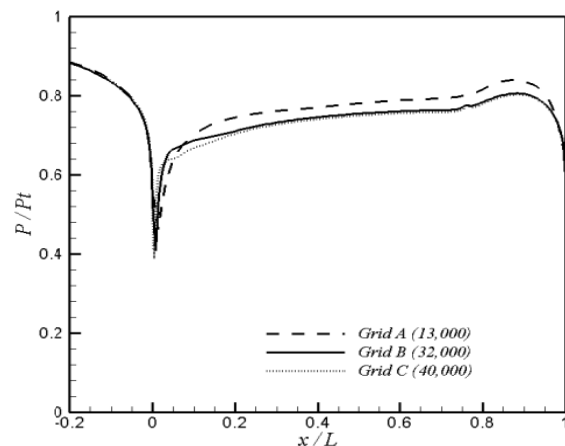


شکل ۶- نمودار توزیع y^+ بر روی دیواره بالایی نازل

معادلات جریان، انرژی جنبشی آشفتگی و معادلات نرخ ویژه اضمحلال درون کانال بر مبنای روش حل مرتبه اول تحلیل شده است. شرط همگرایی، کاهش خطای ناشی از حل معادلات تا مرتبه صدهزارم و همچنین مقایسه دبی جرمی در مقطع ورودی و خروجی تا دقت یک هزارم در نظر گرفته شده است.

در شکل‌های (۷) و (۸) نمودار مقایسه نتایج عددی به دست آمده از تحقیق حاضر با نتایج تجربی فلام و همکاران [۳] به ترتیب برای ضریب تخلیه و تراست نازل با نسبت فشار طراحی نازل بر حسب دبی جرمی جریان ثانویه از صفر تا ۱۰ درصد جریان اولیه نازل نشان داده شده است. همان‌طور که در این دو شکل مشاهده

سیالات محاسباتی و با مدل آشفتگی انتقال تنش‌های برشی SST k- ω برای موتور مورد نظر طراحی و سپس تحلیل عددی می‌شود. در مطالعه حاضر، هندسه نازل دارای دو گلوگاه مورد نظر (هندسه مینا) مدل‌سازی شده است. هندسه مدنظر با سه اندازه سلول مختلف (۰/۸، ۰/۶ و ۰/۳ میلی‌متر) و به ترتیب با تعداد ۱۳۰۰۰، ۳۲۰۰۰ و ۴۰۰۰۰ به صورت مربعی و با سازمان شبکه‌بندی شده است. برای تحلیل دقیق‌تر جریان در نزدیکی دیواره، شبکه‌بندی به گونه‌ای است که در نزدیکی دیواره اندازه سلول‌ها ریزتر شده است. همچنین، استقلال حل عددی از شبکه مورد ارزیابی دقیق قرار گرفته است. نمایش استقلال محاسبات از شبکه با استفاده از مدل SST k- ω برای نسبت فشار استاتیکی محلی بر فشار مطلق کل ورودی (P/Pt) بر حسب نسبت فاصله محوری از مقطع ورودی بر طول کل نازل (x/L) بر روی دیواره فوقانی نازل برای سه شبکه‌بندی مختلف، در شکل (۴) نشان داده شده است. با توجه به مطابقت نتایج به دست آمده از دو شبکه آخر به دلیل صرفه‌جویی در هزینه محاسباتی، از شبکه با اندازه سلول ۰/۶ برای تحلیل جریان درون نازل استفاده شده است.



شکل ۴- نمایش استقلال حل عددی از شبکه تولید شده

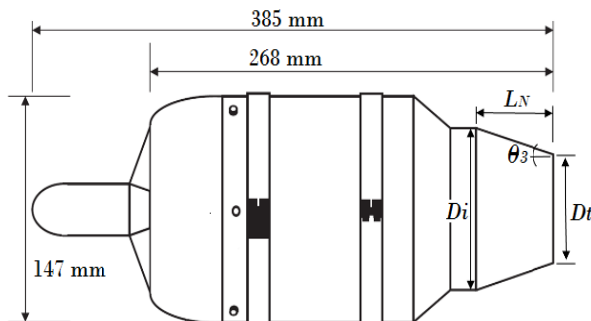
در شکل (۵) دامنه حل عددی، ابعاد هندسه نازل و شرایط مرزی مختلف در نظر گرفته شده برای شبیه‌سازی جریان تراکم‌پذیر درون نازل نشان داده شده است. شرایط مرزی اعمال شده در مقطع ورودی نازل، شرط مرزی فشار ورودی است. در مقطع خروجی دامنه حل عددی، شرط مرزی فشار دوردست با عدد ماخ کوچک و برای دیواره‌های نازل شرایط آدیاباتیک و عدم لغزش در نظر گرفته شده است. جریان ثانویه نازل با شرط مرزی دبی جرمی ورودی ایجاد شده است. لازم به ذکر است که جریان ثانویه نیز هوا در شرایط استاندارد است که با دبی جرمی مختلف در بالادست گلوگاه نازل تزریق می‌شود.

همان طور که شکل‌های (۷)، (۸) و (۹) مشاهده می‌شود، نتایج عددی حاصل با اختلاف کمتر از ۱۰٪ با نتایج تجربی مطابقت دارند. با افزایش درصد دبی جرمی ثانویه، مقدار ضریب تراست و ضریب تخلیه نازل کاهش می‌یابد.

طراحی نازل دارای دو گلوگاه

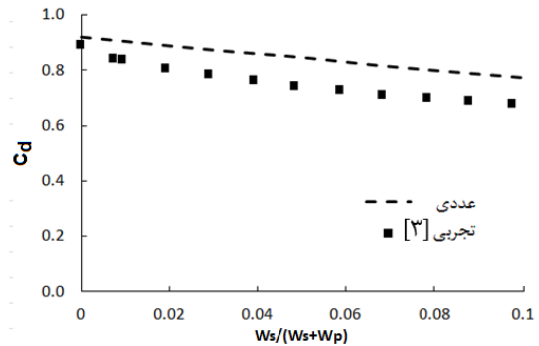
میکروتوربین‌های پیشرفته، توربین‌های گازهی کوچکی هستند که برای ایجاد نیروی پیشران در هواپیماهای کنترل رادیویی و به‌عنوان موتور ساستینر^{۱۲} در گلایدرها و ژنراتورهای تولید توان و گرما در مراکز تحقیقاتی و دانشگاهی توسعه یافته‌اند. اولین توربوجت پگاسوس^{۱۳} MK-1 در سال ۱۹۹۱ و ۱۹۹۲ نیروی تراست ۹۰ نیوتون در ۹۰۰۰۰ دور بر دقیقه تولید می‌کرد. در سال ۲۰۰۴ موتور الیمپوس^{۱۴} HP با نیروی تراست ۲۳۵ نیوتن توسعه پیدا کرد. موتورهای AMT آخرین نسخه از این طراحی‌ها می‌باشند که مدل تیتان این موتورها توانایی تولید ۳۹۲ نیوتون تراست در ۹۷۵۰۰ دور بر دقیقه را داراست. نسخه ۲۰۰۸ توربوجت تیتان دارای طراحی بهینه‌تری از نظر عملکردی و ابعاد هندسی، نسبت به دیگر موتورها است. تمامی مواد به کار رفته در موتورهای AMT براساس محاسبات دقیق و تست‌های عملکردی انتخاب شده‌اند. در جدول (۲) خصوصیات موتور AMT تیتان به‌صورت کامل بیان شده است.

در شکل (۱۰) نقشه بدنه موتور میکروجت تیتان و ابعاد هندسی به همراه پارامترهای طراحی نازل آن، شامل طول کل موتور، قطر موتور و قطر نازل خروجی آن نشان داده شده است [۱۵]. همچنین، جزئیات ابعاد هندسی نازل خروجی موتور در جدول (۳) نشان داده شده است.

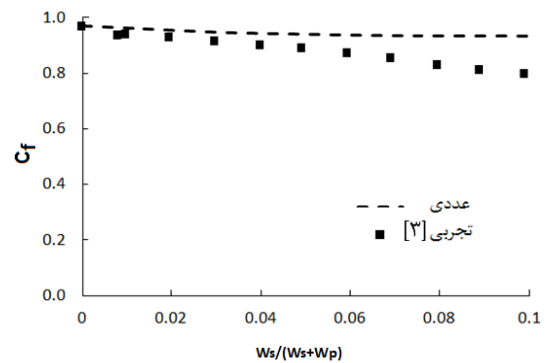


شکل ۱۰- ابعاد هندسی موتور AMT تیتان [۱۵]

می‌شود، نتایج عددی حاصل با اختلاف کمتر از ۷٪ با نتایج تجربی مطابقت دارند. با افزایش درصد دبی جرمی ثانویه، مقدار ضریب تراست و ضریب تخلیه نازل کاهش می‌یابد.

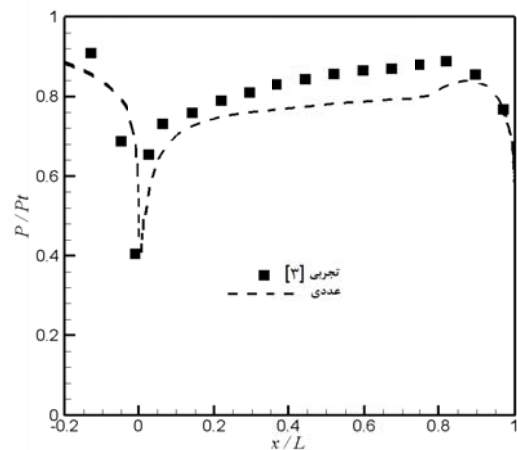


شکل ۷- مقایسه نتایج عددی و تجربی برای ضریب تخلیه



شکل ۸- مقایسه نتایج عددی و تجربی برای ضریب تراست

برای بررسی بهتر اعتبارسنجی حل عددی یک کمیت غیرانتگرالی با حساسیت بیشتر مورد ارزیابی قرار گرفته است. در شکل (۹) نتایج به‌دست آمده از نمودار توزیع نسبت فشار استاتیک به فشار سکون برحسب طول بی‌بعد نازل برای دو حالت شبیه‌سازی عددی و داده‌های تجربی مرجع [۳] موجود با یکدیگر مقایسه شده‌اند.



شکل ۹- مقایسه نتایج عددی و تجربی توزیع نسبت فشار استاتیک به فشار سکون

12. Sustainer
13. Pegasus
14. Olympus

جدول ۲- مشخصات عملکردی موتور تیتان AMT

پارامتر	مقدار
قطر موتور	۱۴۷ میلی‌متر
طول موتور	۳۸۵ میلی‌متر
وزن موتور	۳۶۴۵ گرم
وزن کامل موتور به همراه متعلقات	۵۲۱۱ گرم
تراست در شرایط استاندارد در دور پیشینه	۳۹۲ نیوتن
دور پیشینه	۹۶۰۰ دور بر دقیقه
تراست در دور کاری	۱۳ نیوتن
نسبت فشار در دور پیشینه	۳/۸:۱
دبی جرمی هوا	۶۶۰ گرم بر ثانیه
دمای گازهای خروجی از نازل	۸۵۰ درجه سانتی‌گراد
مصرف سوخت	۱۰۲۰ گرم بر دقیقه
مصرف سوخت ویژه	۴۳/۳ گرم بر کیلونیوتن ثانیه
روش استارت	استارت مستقیم با کروسین

برای طراحی با معیار قطر ورودی نازل تمامی متغیرهای هندسی نازل و حفره، نسبت به قطر ورودی نازل اصلی محاسبه شده است. با داشتن قطر ورودی نازل موتور، دیگر پارامترهای آن شامل زاویه واگرایی و همگرایی نازل ثانویه، طول نازل ثانویه و قطر نازل ثانویه به دست می‌آیند. ابعاد هندسی نازل ثانویه طراحی شده در جدول (۴) نشان داده شده است.

جدول ۴- جزئیات ابعاد نازل DTN طراحی شده

پارامتر	اندازه
طول نازل ثانویه (L_c)	۱۰/۳ (cm)
نسبت سطح مقطع (A_e/A_t)	۱
نسبت فشار طراحی نازل (NPR_d)	۱/۸۹
قطر خروجی نازل ثانویه (d_e)	۷/۲ (cm)
قطر نازل ثانویه (d_c)	۹ (cm)
زاویه واگرایی نازل ثانویه (θ_1)	۷/۷ (deg)
زاویه همگرایی نازل ثانویه (θ_2)	۲۴ (deg)
طول شیار تزریق جریان ثانویه (d_{inj})	۰/۱۹ (cm)

جدول ۳- جزئیات ابعاد هندسی نازل خروجی موتور تیتان AMT

پارامتر	مقدار
طول نازل (L_N)	۵/۲ (cm)
قطر ورودی نازل (d_i)	۹/۶ (cm)
قطر گلوگاه نازل (d_t)	۷/۲ (cm)
زاویه همگرایی نازل (θ_3)	۱۳ (deg)

برای دستیابی به هندسه با عملکرد مناسب در شرایط تزریق دبی جرمی ثانویه مختلف و تصدیق نتایج حاصل از هندسه طراحی شده، محدوده مقادیر مورد انتظار طراحی بر مبنای پارامترهای سیستمی مورد انتظار پرنده یا به عبارتی مقادیر پارامترهای هدف در جدول (۵) ارائه شده است.

جدول ۵- محدوده پارامترهای مورد انتظار طراحی

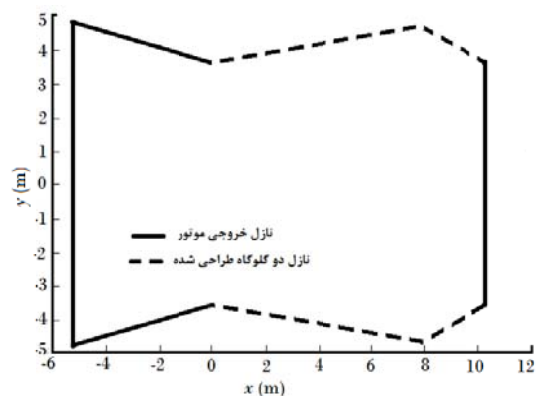
پارامتر	کمینه	بیشینه
$\%W_s/(W_s+W_p)$	۰	۱۰
C_d	۰/۷۵	۰/۹
C_f	۰/۷۰	۰/۸۵
δ_p (°)	۰	۲۰
η	۱	۳

مقدار زاویه برآیند حول محور عرضی ایجاد شده توسط سیستم کنترل بردار تراست با رابطه (۶) محاسبه می‌شود [۳].

$$\delta_p = \tan^{-1} \frac{F_N}{F_A} \quad (6)$$

بازدهی برداردهی تراست با رابطه ۷ بر حسب درجه بر درصد تزریق بیان می‌شود [۳].

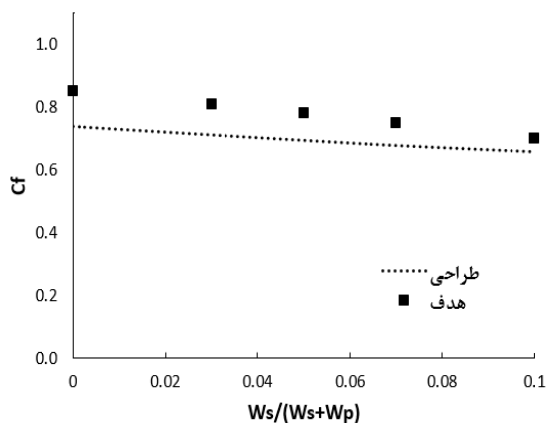
در این تحقیق، قطر ورودی نازل موتور به عنوان معیار طراحی نازل دارای دو گلوگاه برای آنالوژی هندسی نسبت به هندسه ایده‌آل در نظر گرفته شده است. برای طراحی و محاسبه پارامترهای اصلی هندسه نازل دارای دو گلوگاه به کمک نرم افزار برنامه‌نویسی متلب، کد کامپیوتری نوشته شده است. این برنامه با وارد کردن ابعاد نازل اولیه موتور اصلی (که هر موتور و با هر ابعادی می‌تواند باشد) و انتخاب معیار طراحی (معیار قطر نازل)، ابعاد هندسه نازل DTN را به عنوان خروجی هم به صورت عدد و هم به صورت نمودار نشان می‌دهد. در شکل (۱۱) خروجی کد نوشته شده برای موتور مورد نظر نشان داده شده است.



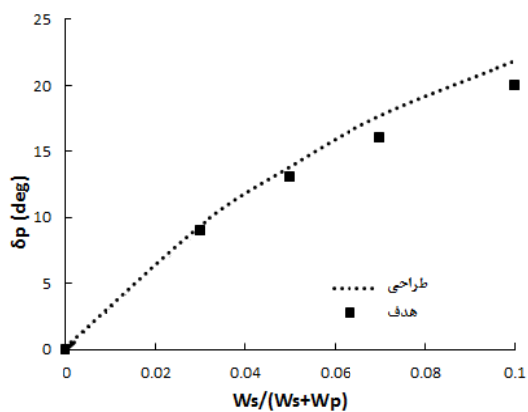
شکل ۱۱- نمایش هندسه DTN طراحی شده به همراه نازل موتور

شکل (۱۳) نشان داده شده است، هندسه طراحی شده مقدار ضریب تراست را کمتر از مقادیر هدف نشان می‌دهد و این به آن معنی است که سیستم طراحی شده مقدار تراست موتور را نسبت حالت ایده‌آل آن کاهش می‌دهد. به عبارت دیگر، طراحی سیستم کنترل بردار تراست به روش آنالوژی هندسی بر معیار قطر ورودی نازل سبب افت ضریب تراست می‌شود.

در شکل‌های (۱۴) و (۱۵) نتایج عملکرد سیستم کنترل بردار تراست طراحی شده برای پارامترهای مقدار زاویه انحراف بردار تراست و بازدهی برداردهی بر حسب درصد دبی جرمی ثانویه با یکدیگر و با مقادیر هدف مقایسه شده‌اند. در این شکل‌ها به خوبی مشهود است که هندسه DTN طراحی شده منجر به تولید زاویه برداردهی و بازدهی برداردهی مناسبی نسبت به مقادیر هدف ارائه می‌دهد که نشان از عملکرد مناسب این هندسه است. همچنین، نتایج نشان می‌دهد که هر چه مقدار درصد تزریق جریان ثانویه افزایش یابد، مقدار انحراف بردار تراست بیشتر ولی بازدهی آن کمتر می‌شود.



شکل ۱۳- ضریب تراست نازل دارای دو گلوگاه طراحی شده



شکل ۱۴- زاویه انحراف تراست نازل دارای دو گلوگاه طراحی شده

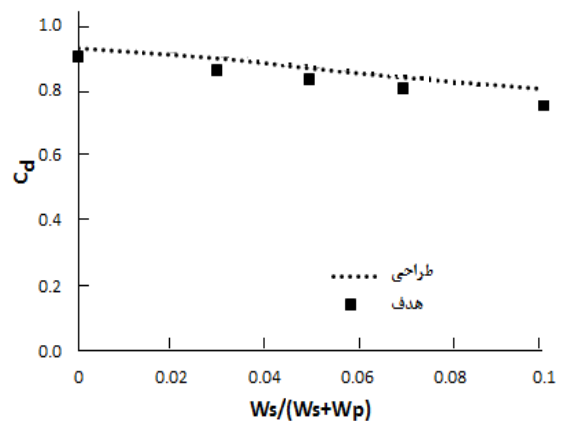
$$\eta = \frac{\delta_p}{W_s/(W_p+W_s)} \times 100 \quad (7)$$

برای محاسبه ضرایب تراست و تخلیه، مقادیر تراست ایده‌آل (F_{ip}) و دبی جرمی ایده‌آل عبوری از نازل (W_{ip}) به ترتیب از معادلات ۸ و ۹ به دست می‌آیند [۱۳، ۱۴]. در این معادلات γ بیانگر نرخ گرمای ویژه ($\gamma=1.4$) و R ثابت جهانی گازها و P₀ و T₀ بیانگر فشار و دمای سکون می‌باشند.

$$F_{ideal} = \dot{m} \sqrt{RT_0 \left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} \right) \left[1 - \left(\frac{P_{ambient}}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (8)$$

$$W_{ideal} = \frac{P_0 A_{throat}}{\sqrt{RT_0}} \sqrt{\gamma} \left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (9)$$

جهت ارزیابی صحت عملکرد نازل دارای دو گلوگاه طراحی شده، مقادیر حاصل برای پارامترهای عملکردی نازل و سیستم کنترل بردار تراست با مقادیر مورد انتظار (هدف) هر کدام مقایسه شده‌اند. به همین منظور جریان سیال اولیه به همراه تزریق جریان ثانویه درون هندسه طراحی شده، به صورت دوبعدی در نرم افزار فلوئنت شبیه‌سازی عددی شده است. در شکل (۱۲) نتایج به دست آمده از ضریب تخلیه نازل دارای دو گلوگاه طراحی شده با مقادیر هدف مقایسه شده است. در این شکل به خوبی مشاهده می‌شود که نازل طراحی شده این توانایی ارضای مقادیر مورد انتظار طراحی را دارد. در تمامی دبی جرمی‌های تزریق شده، نازل طراحی شده مقادیر ضریب تخلیه بیشتر از حد انتظار را ایجاد می‌نماید. به عبارت دیگر، هندسه طراحی شده در میزان تخلیه دبی جرمی عملکردی مناسب دارند. از مزایای سیستم کنترل بردار تراست طراحی شده می‌توان به کاهش ضریب تخلیه سیستم به مقدار اندکی اشاره کرد.



شکل ۱۲- ضریب تخلیه نازل دارای دو گلوگاه طراحی شده

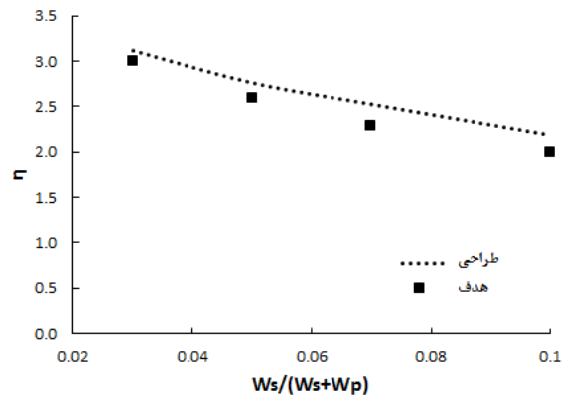
مقایسه نتایج ضریب تراست به دست آمده از هندسه طراحی شده در شکل (۱۳) نشان داده شده است. همان‌طور که در

است. در فرآیند طراحی از پارامتر قطر ورودی نازل به عنوان معیار طراحی برای آنالوژی هندسی استفاده شده است. هندسه طراحی شده مدلسازی شد و در نرم افزار تحلیل عددی مورد شبیه سازی قرار گرفت. نتایج حاصل از عملکرد نازل DTN طراحی شده با یکدیگر و همچنین با مقادیر مورد انتظار از طراحی مقایسه شده است. برخی از مهم ترین نتایج به دست آمده به شرح زیر است.

با افزایش تزریق دبی جرمی ثانویه، مقدار ضریب تراست، ضریب تخلیه نازل و بازدهی سیستم کنترل بردار تراست کاهش و میزان زاویه انحراف بردار تراست افزایش می یابد. سیستم کنترل بردار تراست طراحی شده با روش آنالوژی هندسی بر مبنای قطر ورودی نازل، سیستمی است که مقادیر مورد انتظار طراحی (هدف) در پارامترهای عملکردی سیستم کنترل بردار تراست (بازدهی و مقدار انحراف بردار تراست) را به خوبی ارضا می کند. اما، هندسه طراحی شده نتایجی ارائه می کند که منجر به افت کم ضریب تخلیه نازل شده و هدف طراحی را برآورده می سازد. در حالی که، این هندسه نمی تواند ضریب تراست را متناسب با مقادیر هدف طراحی ارضا نماید. به عبارت دیگر، از مزایای سیستم کنترل بردار تراست طراحی شده کاهش کمتر از ۱۰ درصدی ضریب تخلیه سیستم است و در ۱۰٪ دبی جرمی جریان ثانویه تزریق شده، حدود ۱۸ درجه انحراف در بردار تراست ایجاد می نماید که این نشان از عملکرد مناسب سیستم طراحی شده در انحراف بردار تراست است. اما از معایب نازل دو گلوگاه طراحی شده به این روش، افت شدید (حدود ۳۰٪) ضریب تراست است. در نتیجه، در تحقیقات آتی باید سعی شود نازل دو گلوگاه بهینه ای طراحی شود که ضمن داشتن بازدهی بالا و انحراف بیش از ۲۰ درجه ای بردار تراست، نباید منجر به افت بیش از ۱۰٪ در ضرایب تراست و تخلیه شود.

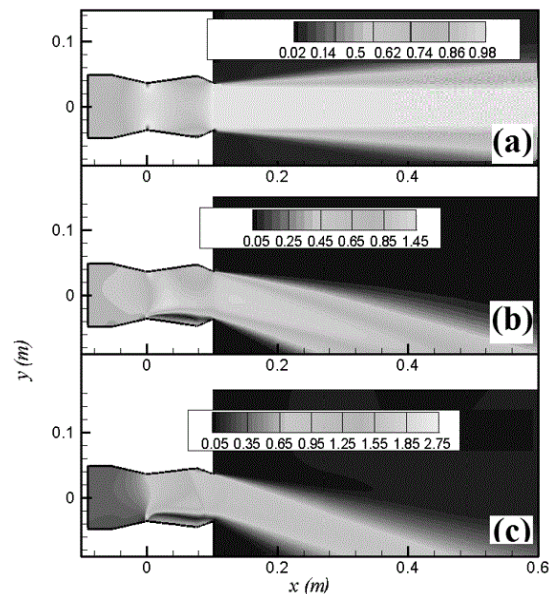
مراجع

- [1] Deere, K. A., Berrier, B. L., Flamm, J. D. and Johnson, S. K., "A Computational Study of a New Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept," *ALAA-2005-3502*, July 2005.
- [2] Flamm, J. D., Berrier, B. L., Johnson, S. K. and Deere, K. A., "An Experimental Study of a Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept," *ALAA-2005-3503*, July 2005.
- [3] Flamm, J. D., Deere, K. A., Mason, M. L., Berrier, B. L. and Johnson, S. K., "Experimental Study of an Axisymmetric Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle for a Supersonic Aircraft Application," *ALAA-2007-5084*, 2007.
- [4] Deere, K. A., Berrier, B. L., Flamm, J. D. and Johnson, S. K., "Computational Study of Fluidic Thrust Vectoring Using Separation Control in a Nozzle," *ALAA-2003-3803*, 2003.
- [5] Deere, K. A., Flamm, J. D., Berrier, B. L. and Johnson S. K., "Computational Study of an Axisymmetric Dual Throat



شکل ۱۵- بازدهی نازل دارای دو گلوگاه طراحی شده

در شکل (۱۶) کانتور عدد ماخ به دست آمده از نازل طراحی شده برای حالت های مختلف تزریق جریان ثانویه در نسبت فشار طراحی نازل مقایسه شده است. در این شکل میزان تغییر در زاویه انحراف بردار تراست بر حسب افزایش درصد دبی جرمی ثانویه نشان داده شده است.



شکل ۱۶- مقایسه کانتور عدد ماخ برای تزریق دبی جرمی ثانویه مختلف

(a) بدون تزریق، (b) ۵٪، (c) ۱۰٪

نتیجه گیری

در این تحقیق برای میکروتوربین تیتان یک هندسه نازل دارای دو گلوگاه به عنوان سیستم کنترل بردار تراست طراحی شد. هندسه بهینه ای که سابقاً توسط محققان مراجع [۱-۷] مورد تحقیق و بررسی قرار گرفته بود به عنوان هندسه ایده آل در نظر گرفته شده

- [11]Menter, F. R., “Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications,” *AIAA Journal*, Vol.32, 1994, pp. 1598-1605.
- [12]Fluent, “User’s Guide Fluent 6.3.26, Fluent Incorporated,” Lebanon, NH, 2006.
- [13]Hamed E M. H. and Jahromi, M. “Numerical simulation of turbulent compressible flows in a CD nozzle with different Divergence Angles,” *Journal of Heat and Mass Transfer Research*, Vol.1, 2014, pp. 93-100.
- [14]Balabel, A., Hegab, A.M., Nasr, M., and Samy M. El-Behery, “Assessment of Turbulence Modeling for Gas Flow in Two-Dimensional Convergent–Divergent Rocket Nozzle,” *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 35, 2011, pp. 3408–3422.
- [15]Van de Goor, B., Titan Gas Turbine Manual and Engine Log, AMT Netherlands, 2010.
- [16]Mason, M. L., Putnam, L. E. and Richard, J. R., “The Effect of Throat Contouring on Two Dimensional Converging-Diverging Nozzles at Static Condition,” *NASA Technical Paper 1704*, 1980.
- [17]Geatz, A. M., A Prediction Code for the Thrust Performance of Two Dimensional, Non-Axisymmetric, Converging Diverging Nozzles, (Thesis PhD) Air Force Institute of Technology, 2005.
- Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept for Supersonic Aircraft Application,” *AIAA-2007-5085*, 2007.
- [6] Shin, C.S., Kim, H. D., Setoguchi, T. And Matsuo, S., “A Computational Study of Thrust Vectoring Control Using Dual Throat Nozzle,” *Journal of Thermal Science*, Vol, 19, 2010, pp.486–490.
- [7] M. H. Hamed, M. Jahromi, M. Mahmodi, J. Pirkandi, “Effect of Secondary Flow Injection Area on Thrust Vectoring Angle in Double Throat Nozzles,” *Modares Mechanical Engineering*, Vol.15, No.1, 2015, pp.117-125, (In Persian).
- [8] Gu, R. and Xu, J., “Effects of Cavity on the Performance of Dual Throat Nozzle During the Thrust-Vectoring Starting Transient Process,” *J. Eng. Gas Turbines Power*, Vol. 136, No.1, 2014, pp. 0145021-145026.
- [9] Gu, R. and Xu, J., “Dynamic Experimental Investigations of a Bypass Dual Throat Nozzle,” *J. Eng. Gas Turbines Power*, Vol. 137, No.8, 2015, pp. 084501-084501-6,
- [10]Li, L., Hirota, M., Ouchi, K. and Saito, T., “evaluation of Fluidic Thrust Vectoring Nozzle via Thrust Pitching Angle and Thrust Pitching Moment,” *Shock Wave*, Vol. 27, 2017, pp. 53-61,