

ارزیابی چهار مدل آشفتگی مختلف برای شبیه‌سازی جریان مافوق صوت

حول یک دماغه پخ مجهز به اسپایک

محمود سالاری^۱، وحید حیدرپور^۲ و حسن محمدخانی^۳

دانشکده فنی و مهندسی

دانشگاه جامع امام حسین (ع)

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۳/۱۴؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۴/۱۶)

چکیده

بهبود عملکرد اجسام پروازی در زمینه کاهش نیروی درگ از موضوعاتی است که امروزه مطالعات گسترده‌ای روی آن انجام می‌شود. در جریان‌های مافوق صوت، اگرچه اجسام پروازی با دماغه‌های بلانت عملکرد بهتری از منظر کاهش گرمای تولیدی نسبت به دماغه‌های باریک دارند، لیکن منجر به شوک قوی در نوک دماغه شده و نیروی درگ آیرودینامیکی را افزایش می‌دهند. از تکنیک‌های موثر در کاهش درگ یک دماغه بلانت، استفاده از اسپایک در نوک دماغه است. افزودن اسپایک همچنین منجر به افزایش ضریب انتقال حرارت دماغه نیز می‌شود. یکی از عوامل موثر بر صحت و دقت نتایج، در شبیه‌سازی‌های عددی مبتنی بر حل معادلات متوسط‌گیری شده نایر-استوکس روی این دماغه‌ها، نوع مدل آشفتگی به کار رفته می‌باشد. در این تحقیق جریان اطراف یک دماغه بلانت همراه با اسپایک به کمک یک مدل یک معادله‌ای آشفتگی اسپالارت-آلماراس و سه مدل آشفتگی دو معادله‌ای $k-\varepsilon$ ، $k-\omega$ و $k-\omega$ -SST شبیه‌سازی شده تا از مقایسه نتایج حاصله، مدل آشفتگی مناسب برای این نوع شبیه‌سازی‌ها معرفی شود. عدد ماخ جریان آزاد در این شبیه‌سازی‌ها برابر ۶ و زاویه حمله بدنه برابر صفر درجه در نظر گرفته شده است. معادلات جریان با فرض آشفتگی و تراکم‌پذیر بوده و شبیه‌سازی به صورت تقارن محوری و پایا انجام شده است. توجه شود که کلیه تحلیل‌ها در محیط نرم‌افزار فلوئنت انجام شده‌اند. نتایج عددی حاصله با نتایج تجربی موجود مقایسه و اعتبارسنجی شده‌اند. برخلاف انتظار، نتایج نشان می‌دهد که مدل آشفتگی یک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس جریان اطراف دماغه را بهتر پیش‌بینی می‌نماید.

واژه‌های کلیدی: دماغه بلانت، اسپایک، جریان مافوق صوت، مدل‌های آشفتگی، حل عددی

Evaluation of Four Different Turbulence Models for Numerical Simulation of Supersonic Flow over a Blunt Nose Equipped with a Spike

M. Salari, V. Heidarpour and H. Mohammadkhani

Dep't. of Mech. Eng.

Imam Hossein University

(Received: 04/June/2017 ; Accepted: 07/July/2018)

ABSTRACT

Nowadays, improving the aerodynamic performance of supersonic flying vehicles in order to reduce drag forces and increase in heat transfer coefficient is an interesting matter for researchers. Many of the supersonic vehicles use blunt nose to reduce heat generations, while these noses cause higher drag forces. Equipping the nose with spikes is a technique to reduce the drag of blunt noses. Spikes also increase their heat transfer rate. The accuracy and the validity of RANS based numerical simulations of turbulent flow over these bodies depend directly on the capabilities of the turbulence models used. This paper presents numerical simulation of supersonic flow over a blunt nose equipped with a spike, using four different turbulence models, namely: one-equation turbulence model of Spalart-Almaras and two-equation turbulence models of $k-\varepsilon$, $k-\omega$ and $k-\omega$ -SST. We wanted to find the appropriate turbulence model for this type of flows. Air flow Mach number and angle of attack were considered 6 and zero, respectively. The axi-symmetric, compressible and steady RANS equations are solved numerically. In spite of initial expectations, comparison of numerical results with experimental data showed that Spalart-Almaras has more consistency with experiment.

Keywords: Blunt Nose, Spike, Supersonic Flow, Turbulence Models, Numerical Simulation

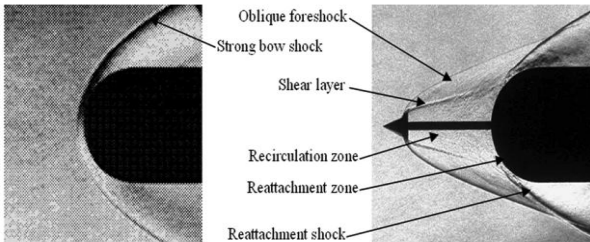
۱- دانشیار (نویسنده پاسخگو): m.salari@gmail.com

۲- کارشناسی ارشد: vheidarpour@gmail.com

۳- استادیار: hm4393@gmail.com

۱- مقدمه

اطراف جسم در حالتی که دماغه دارای اسپایک و بدون اسپایک است در شکل ۱ نشان داده شده است [۳-۴].



شکل (۱): مقایسه جریان در اطراف دماغه در حضور اسپایک و بدون اسپایک [۳-۴].

تحقیقات بسیاری بر روی عملکرد اسپایک در جریان‌های مافوق صوت انجام شده است. میلیسف^۱ و همکاران [۵] به صورت تجربی شکل‌های مختلف اسپایک مورد استفاده برای یک دماغه پخ را مطالعه کرده و سعی کردند تا با بررسی ضرایب آیرودینامیکی، شکل بهینه اسپایک را برای این دماغه در جریان مافوق صوت به دست آورند. در این حالت عدد ماخ جریان ۱/۸۹ و عدد رینولدز آن ۳۸۰,۰۰۰ بود. آن‌ها گزارش نمودند که اسپایکی که دارای نوک نیم‌کره‌ای است بهترین عملکرد را از نظر ضرایب آیرودینامیکی دارد. ساهو^۲ و همکارانش [۶] در سال ۲۰۱۶ به صورت عددی و تجربی بر روی تاثیر شکل و طول اسپایک بر روی جریان اطراف یک جسم پخ در جریان مافوق صوت با ماخ ۲ در زاویه حمله صفر درجه مطالعه کردند. اسپایک مورد استفاده دارای سه نوع نوک متفاوت بود. اسپایک اول دارای نوک تیز، دومی دارای نوک با پخی نیم‌کره‌ای و سومی دارای نوک با آیرواسپایک مسطح بود. آن‌ها نتیجه گرفتند که اسپایک با نوک تیز باعث کاهش ۳۰ درصدی و اسپایک با نوک پخ و با آیرواسپایک مسطح هردو باعث کاهش ۴۵ درصدی نیرو درگ می‌شوند. همچنین افزایش طول اسپایک نوک تیز باعث کاهش درگ شده است. سوری^۳ و همکارانش [۷] تاثیر آیرواسپایک را بر روی کاهش درگ و شار حرارتی دماغه یک کپسول بررسی کردند و به مقایسه خواص جریان اطراف دماغه مخروطی در حضور و بدون حضور آیرواسپایک پرداختند. متغیر آن‌ها شعاع اسپایک به عنوان درصدی از شعاع کپسول بود و دریافتند که آیرواسپایک می‌تواند درگ را تا ۶۰٪ و شار حرارتی تولیدی را

مطالعات اولیه بر روی کاهش درگ موجی و انتقال حرارت بر روی پرنده‌های پروازی با دماغه پخ از اوایل دهه ۱۹۴۰ شروع شده است. محقق‌ها برای رسیدن به سرعت‌های بالاتر، سعی کردند تا با طراحی دماغه‌ای مناسب برای اجسام استوانه‌ای، نیروی درگ آن‌ها را کاهش دهند. در مطالعات اولیه آن‌ها دریافتند که بیشترین میزان کاهش درگ برای دماغه‌های باریک و بلند یا دماغه‌های نوک تیز است. با تکمیل تحقیقات و اندازه‌گیری دماغه‌های بیشینه در نوک دماغه، مشخص شد که عملکرد این دماغه‌ها از منظر انتقال حرارت مناسب نبوده و منجر به از بین رفتن نوک دماغه پرنده در سرعت‌های ماوراء صوت در اثر حرارت می‌شود. در این شرایط بود که اهمیت پارامتر کاهش درگ در موضوعات کمتر گردید. آن‌ها دریافتند که دماغه‌های پخ در مقایسه با دماغه‌های نوک تیز یا باریک و بلند، کمترین میزان انتقال حرارت به دماغه را خواهند داشت. یک دماغه پخ باعث به وجود آمدن موج شوک قوی و در نتیجه گرمایش شدید جریان هوا می‌شود. اما به دلیل تشکیل لایه مرزی ناشی از دماغه پخ، موج شوک دورتر از دماغه قرار گرفته و در نتیجه سطح دماغه به نوعی عایق حرارتی شده و میزان کمی از گرمای تولیدی به آن می‌رسد. این در حالی است که برای دماغه‌های نوک تیز و باریک و بلند موج شوک در نزدیکی سطح قرار می‌گیرد. در این حالت لایه مرزی روی بدنه بسیار کوچک بوده و توانایی محافظت از سطح در مقابل گرما را ندارد [۱-۲].

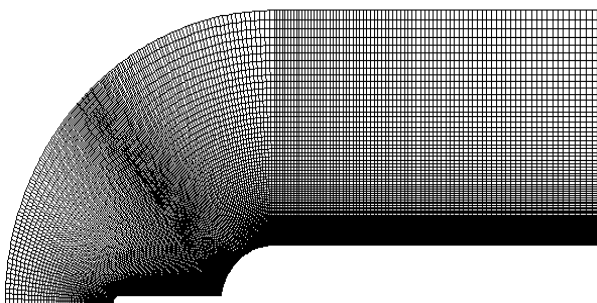
عملکرد مناسب دماغه پخ برای کاهش حرارت در مقابل سایر دماغه‌ها باعث شد تا محققان بسیاری به دنبال روش‌هایی جهت کاهش میزان نیروی درگ این نوع از دماغه‌ها نیز باشند. یکی از این روش‌ها استفاده از اسپایک در نوک دماغه است. اسپایک یک میله استوانه‌ای است که در نقطه سکون دماغه پخ نصب شده و باعث دو تغییر اساسی بر روی الگو میدان جریان اطراف دماغه می‌شود. اولاً شاک، کمانی قوی را با مجموعه‌ای از شاک‌های مورب ضعیف‌تر جایگزین کرده و ثانیاً اسپایک به عنوان یک جداکننده‌ی جریان عمل می‌کند که باعث می‌شود لایه مرزی روی اسپایک جدا شده و یک ناحیه چرخشی تشکیل شود که قسمت قابل توجهی از سطح دماغه پخ را پوشش می‌دهد. به علت پایین بودن فشار در این ناحیه، کاهش محسوسی در نیروی درگ در مقایسه با حالت بدون اسپایک مشاهده خواهد شد. به عنوان نمونه، میدان جریان

1- Miloš
2- Sahoo
3- Soori

برای این هندسه، قطر دماغه، برابر $D=80\text{mm}$ و قطر اسپایک $d=12\text{mm}$ بوده و سایر ابعاد آن نیز مطابق شکل ۲ می‌باشند.

۳- تولید شبکه و شرایط مرزی

در پژوهش حاضر برای تولید شبکه از نرم‌افزار GAMBIT استفاده شده است. شکل ۳ شبکه دوبعدی متقارن محوری با مش با سازمان در اطراف جسم را نشان می‌دهد.



شکل (۳): شبکه‌بندی فضای محاسباتی (متقارن محوری).

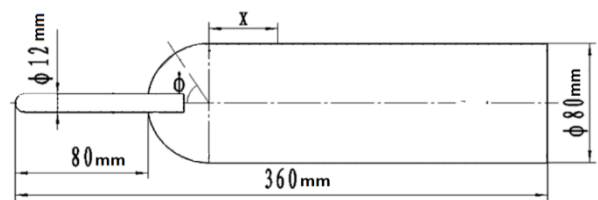
برای آن که اثرات لایه مرزی بر روی دیواره با دقت کافی لحاظ و محاسبه شود، نیاز است تا در ناحیه نزدیک دیواره‌ها، شبکه‌بندی به اندازه کافی متراکم در نظر گرفته شود. برای اطمینان از این موضوع، محاسبه $y+$ جهت بررسی کیفیت شبکه و اندازه اولین سلول نزدیک دیواره بسیار مهم است. در شبیه‌سازی‌هایی که تسخیر و محاسبه دقیق فرآیندهای نزدیک به دیواره با دقت بالایی مورد نظر است، به‌طور مثال تعیین نقطه‌گذار جریان از رژیم لایه‌ای به آشفتگی در آیرودینامیک، می‌بایست از نسخه‌های رینولدز پایین مدل‌های آشفتگی مانند استفاده نمود. در صورتی که جزئیات زیادی از جریان نزدیک دیواره مورد نظر نباشد، اما تعیین پروفیل نسبتاً دقیقی از لایه مرزی مورد نظر است، مانند غالب شبیه‌سازی‌های آیرودینامیکی با هدف تعیین نواحی جدایش و تخمین نیرو درگ، می‌توان از مدل آشفتگی با $y+$ نزدیک به ۳۰ استفاده نمود. در این پژوهش نیز به دلیل این که بیشتر تعیین جدایش بر روی اسپایک و در نتیجه بررسی توزیع فشار روی سطح دماغه مهم است، لذا سعی شده است تا مقدار $y+$ کمتر از ۳۰ در نظر گرفته شود. شکل ۴ توزیع $y+$ بر روی سطح جسم را نشان می‌دهد.

تا ۲۰٪ کاهش دهد. گائر و پائول [۸] نیز یک تحلیل عددی بر روی یک دماغه ماوراء صوت که به نوک آن آیرواسپایک نصب شده است، انجام دادند. آن‌ها عدد ماخ جریان آزاد را بین ۵، ۷ و ۱۰ تغییر دادند تا عملکرد آیرودیسک را در شرایط محیطی مختلف بررسی کنند. همچنین تاثیر تغییر طول اسپایک بین ۱ تا ۴ برابر قطر دماغه نیز مطالعه شد و در آخر نیز به بررسی تاثیر مدل نوک اسپایک اعم از نوک تیز، گرد و همچنین نصب شیء گنبدی در نوک اسپایک، پرداختند. آن‌ها دریافتند که با افزایش طول اسپایک نسبت به قطر دماغه، درگ بیشتر افزایش می‌یابد. همچنین زمانی که ماخ از ۵ به ۷ تغییر می‌کند، عملکرد اسپایک در کاهش درگ بهبود یافته، اما با افزایش ماخ از ۷ به ۱۰ عملکرد اسپایک تضعیف شده است و نیرو درگ افزایش یافته است. در اکثر کارهای تجربی قبلی، جریان سیال اطراف دماغه پخ مجهز به اسپایک، در زاویه حمله صفر درجه، به صورت تقارن محوری مشاهده شده است. جریان متقارن محوری صریحاً توسط هیونر^۱ و همکاران [۹]، گانتز و ردینگ^۲ [۱۰] و یاماوچی^۳ و همکارانش [۱۱] تأیید شده است.

یکی از موضوعات اساسی و موثر در شبیه‌سازی‌های عددی این نوع جریان‌ها و بدنه، به‌کارگیری یک مدل مناسب آشفتگی می‌باشد. از آن‌جا که مدل‌های آشفتگی دارای تنوع زیادی بوده و هر یک از آن‌ها برای رژیم‌های خاصی از جریان و یا هندسه‌ها، جواب‌های متفاوتی را ارائه می‌کنند، در این مقاله سعی شده است تا با شبیه‌سازی به کمک چهار مدل آشفتگی معروف، مدل آشفتگی مناسب برای شبیه‌سازی این نوع جریان‌ها شناسایی و معرفی شود.

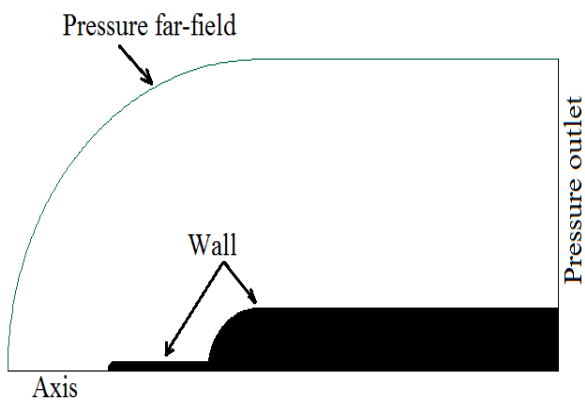
۲- مشخصات مدل

به منظور اعتبارسنجی نتایج عددی، شکل هندسی و مشخصات جریان مطابق با شرایط مرجع [۱۲] انتخاب شده است. در شکل ۲ هندسه و ابعاد دماغه و اسپایک نشان داده شده است.

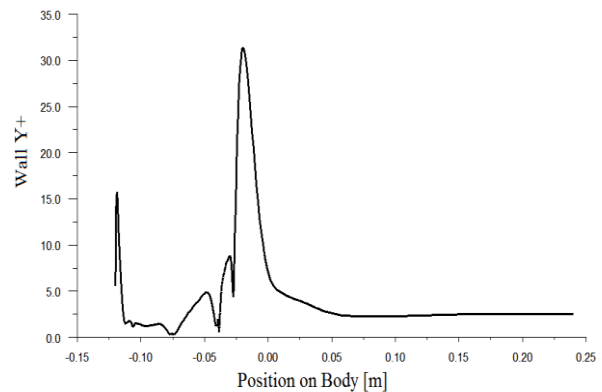


شکل (۲): هندسه مورد مطالعه [۱۲].

- 1- Heubner
- 2- Guenther and Reding
- 3- Yamauchi



شکل (۵): شرایط مرزی اعمال شده بر مسئله.



شکل (۴): توزیع پارامتر y^+ روی سطح جسم.

جدول (۲): شرایط حاکم در مرزها.

نوع مرز	فشار استاتیکی (Pa)	ماخ	دما استاتیکی (K)	زاویه حمله
Pressure Far Field	۱۳۲۸	۶	۵۷	صفر
Pressure Outlet	۱۳۲۸	-	۵۷	-
Wall	-	-	۵۰۰	-

میزان درصد شدت آشفتگی و نسبت ویسکوزیته در مرز ورودی نیز به ترتیب ۲٪ و ۱۰٪ انتخاب شده است.

۴- معادلات حاکم

مدل‌های آشفتگی مبتنی بر استفاده از اصل ویسکوزیته گردابی برحسب تعداد معادلات انتقالی که برای محاسبه ویسکوزیته گردابی به کار می‌برند به مدل‌های ۱- صفر معادله‌ای ۲- یک معادله‌ای و ۳- دو معادله‌ای تقسیم‌بندی شده‌اند. امروزه از نظر کاربرد مدل‌های یک و دو معادله‌ای دقیق‌تر و پرکاربردتری ارائه شده‌اند. اما توجه داشته باشیم که حجم محاسبات در این مدل‌ها افزایش یافته و همچنین به دلیل اثرات غیرخطی بودن معادلات، ممکن است گاهی میزان همگرایی و پایداری آن‌ها کاهش یابد. انتخاب صحیح مدل آشفتگی برای یک جریان مشخص، همواره یکی از سؤالات اصلی محققین درگیر در شبیه‌سازی‌های عددی بوده و هست.

جهت بررسی استقلال نتایج حل از شبکه‌بندی، سه مدل شبکه مختلف به ترتیب با ۱۸,۰۰۰ سلول، ۲۴,۰۰۰ سلول و ۳۰,۰۰۰ سلول استفاده شد. با مقایسه نتایج هر سه شبکه برای مقدار فشار ماکزیمم بر روی دماغه با تست تجربی، معلوم شد که شبکه با تعداد سلول ۲۴,۰۰۰ برای تحلیل عددی مناسب است. نتایج مربوط به بررسی استقلال حل از شبکه در جدول ۱ آورده شده است.

جدول (۱): نتایج بررسی استقلال از شبکه.

شبکه	فشار ماکزیمم دماغه حل عددی (Pa)
۱۸,۰۰۰ سلول	۳۵,۶۷۷
۲۴,۰۰۰ سلول	۲۶,۵۰۸
۳۰,۰۰۰ سلول	۲۶,۳۳۱

شرایط مرزی اعمال شده در مسئله در شکل ۵ نشان شده است و شرایط جریان آزاد در این مرزها نیز برای حالت پروازی در ارتفاع ۳۰ Km است که در جدول ۲ آورده شده است. البته در تحلیل‌های حرارتی انجام شده برای اسپایک شرط شار حرارتی صفر اعمال شده است و تنها برای دماغه اصلی دمایی معادل شرایط جدول ۲ ارائه شده است.

با توجه به نتایج حاصله از تحقیقات قبلی [۹-۱۱] که در قسمت مقدمه نیز درباره آن‌ها بحث شد، به دلیل این که جریان در اطراف جسم دارای تقارن محوری است، لذا در این تحقیق نیز نصف جسم مدل شده و محور پایین به صورت محور دوران فرض شده و از شرط متقارن محوری در حل گر نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است.

این مدل، کم بودن حجم و هزینه محاسباتی و سادگی فرمولاسیون آن می‌باشد.

۲-۴- مدل آشفتگی دو معادله‌ای k-ε

این مدل دارای دو معادله ترنسپورت برای دو کمیت k , ϵ بوده به طوری که مقدار ویسکوزیته گردابی μ_t برحسب این دو کمیت از طریق رابطه (۳) محاسبه می‌شوند:

$$\mu_t = C_\mu \frac{\rho k^2}{\epsilon} \quad (3)$$

این مدل برای طیف وسیعی از مسائل کاربرد دارد. اما در حالتی که جریان دارای گرادیان‌های شدید است مانند جدایش جریان، نتایج چندان مناسبی از خود بروز نداده است.

۳-۴- مدل آشفتگی دو معادله‌ای k-ω استاندارد

این مدل نیز یک مدل دو معادله‌ای می‌باشد که در آن دو کمیت k و ω از حل معادلات انتقال محاسبه می‌شوند و مقدار ویسکوزیته گردابی نیز برحسب همین دو کمیت محاسبه می‌شود. این مدل برخلاف مدل k-ε در جریاناتی که شامل ناحیه به سرعت کم شونده و جدایش ناشی از گرادیان فشار معکوس است بهتر عمل می‌کند. لذا این مدل در نواحی رینولدز پایین مثلاً نزدیک دیواره کارایی مطلوبی از خود نشان می‌دهد. البته این مدل حساسیت زیادی به شرایط ورودی جریان دارد و در نواحی دور از دیواره نتایج ضعیف‌تری نسبت به مدل k-ε دارد.

۴-۴- مدل آشفتگی دو معادله‌ای k-ω-SST

این مدل برای اولین بار توسط منتر^۲ ارائه شد. این مدل بسیار هوشمندانه طراحی شده است به طوری که به کمک تعریف یک تابع ترکیب کننده، قابلیت‌های مثبت مدل k-ω در نواحی با عدد رینولدز پایین و قابلیت‌های مثبت مدل k-ε در نواحی با عدد رینولدز بالا را با هم آمیخته است. انتظار می‌رود این مدل بتواند در دامنه وسیع‌تری از جریان‌ها عملکرد مناسب‌تری از خود بروز دهد. البته یکی از معایب این مدل پیچیدگی فرمولاسیون و الگوریتم محاسباتی آن و در نتیجه بالا بودن حجم و هزینه محاسباتی آن می‌باشد. همچنین این ترکیب مدل‌های آشفتگی پایه، بیشتر برای جریان‌های با

از آن‌جا که مدل‌های آشفتگی موجود برای تمامی هندسه و رژیم‌های مختلف جریان‌های مهندسی کالیبره نشده‌اند و ضرایب و ثابت‌های آن‌ها برای تعداد محدودی جریان آزمایشگاهی کالیبره شده است لذا از محققین انتظار می‌رود ابتدا قابلیت‌ها و توانمندی‌های مدل‌های موجود را برای شرایط جدیدی از جریان و یا هندسه‌ها ارزیابی نمایند. هنگام انتخاب یک مدل مناسب آشفتگی در شبیه‌سازی‌های عددی، کاربر می‌بایست بین دقت نتایج حاصله توسط آن مدل و هزینه محاسباتی (میزان و حجم محاسبات، همگرایی حل و زمان حل) یک توافقی انجام دهد. این تحقیق نیز به منظور شناسایی مدل آشفتگی بهینه برای جریان مافوق صوت بر روی دماغه‌های یخ انجام شده است.

در شبیه‌سازی‌های این تحقیق از معادلات متوسط‌گیری شده زمانی ناویر-استوکس به همراه مدل‌های آشفتگی استفاده شده است.

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{p} \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\overline{\rho' u_i}) \quad (1)$$

$$\rho \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) = \bar{B}_i - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \overline{\rho' u_i' u_j'} \right) \quad (2)$$

در معادله (۲)، عبارت $\overline{\rho' u_i' u_j'}$ تانسور تنش رینولدز می‌باشد. بدون تعیین این کمیت عملاً معادلات (۱) و (۲) قابل حل نیستند زیرا که تعداد مجهولات که همان متغیرهای میدان جریان هستند از تعداد معادلات بیشتر می‌باشد. برای این منظور معمولاً این کمیت را از حل معادلات مدل‌های آشفتگی به دست می‌آورند. تعدادی از مدل‌های آشفتگی در این تحقیق به کار گرفته شده که در ادامه به اجمال معرفی شده‌اند.

۴-۱- مدل آشفتگی یک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس^۱

این مدل آشفتگی دارای تنها یک معادله ترنسپورت برای در نظر گرفتن انرژی جنبشی آشفتگی می‌باشد که منجر به محاسبه ویسکوزیته گردابی μ_t در نواحی مختلف جریان می‌شود. این مدل بیشتر برای حل مسائل آیرودینامیک و جریان روی ایروفویل‌ها توسعه داده شده است. از مزایای اصلی

جدایش ضعیف مناسب هست و از طرفی دیگر پایداری حل عددی نیز دچار اشکالات بیشتری شده است.

۵- روش حل عددی

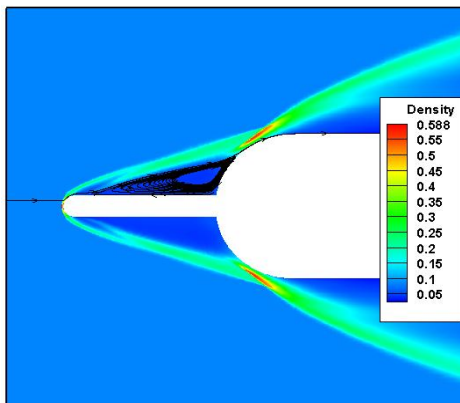
برای حل معادلات حاکم و معادلات مدل‌های آشفتگی از روش "رو" به صورت "صریح" و حالت "چگالی پایه" در نرم‌افزار تجاری فلونت استفاده شده است. در قسمت حل‌گر نیز از روش تقارن محوری استفاده شده است. مقدار عدد کورانت برابر با ۰/۵ در نظر گرفته شده است. برای محاسبه شار عبوری از سطح سلول نیز از روش آپ ویند مرتبه ۲ استفاده شده است.

۶- ارائه و تحلیل نتایج

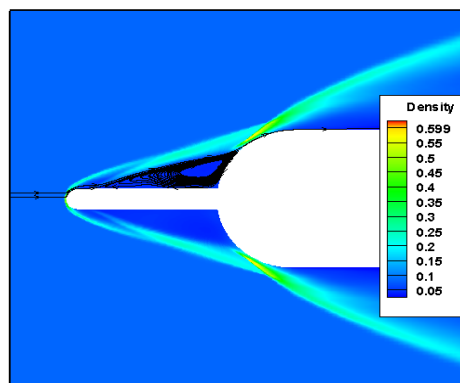
در این بخش نتایج مربوط به حل عددی جریان با استفاده از چهار مدل‌های آشفتگی مختلف ارائه شده است. در تمامی حالات نتایج عددی با نتایج مربوط به تست تجربی مربوط به مرجع [۱۲] مقایسه شده است.

۶-۱- توزیع دانسیته

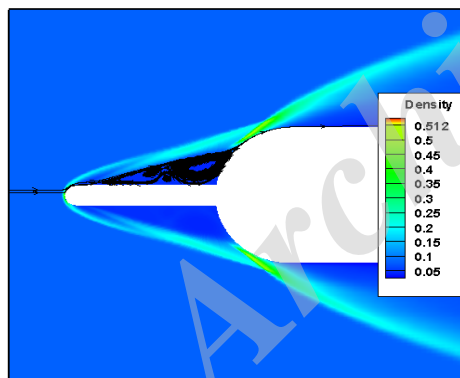
در شکل ۶ نتایج عددی مربوط به کانتورهای توزیع دانسیته با نتایج تجربی در اطراف جسم نمایش داده شده است. مقایسه نتایج حالات مختلف با نتایج تجربی نشان می‌دهد که الگوی کلی توزیع چگالی برای تمامی مدل‌های آشفتگی مورد بررسی، تقریباً مشابه با توزیع چگالی در حالت تجربی می‌باشند. ناحیه جریان برگشتی و جدایش نیز که مابین اسپایک و نوک بدنه اصلی شکل می‌گیرد نیز به‌عنوان نمونه برای مدل اسپالارت آماراس به صورت خطوط جریان بر روی کانتور چگالی نشان داده شده است. هر یک از این چهار مدل آشفتگی طول ناحیه جریان چرخشی را متفاوت به‌دست آورده‌اند به طوری که مدل آشفتگی SST-k- ω طول ناحیه چرخشی را نسبتاً بزرگتر از حالت تجربی پیش‌بینی نموده است. همچنین هر یک از مدل‌های آشفتگی مقدار بیشینه مختلفی را برای مقدار چگالی به‌دست آورده‌اند. توجه شود که مقدار چگالی بیشینه پیش‌بینی شده برای هر یک از مدل‌های عددی متفاوت به‌دست آمده‌اند. از آن‌جا که در داده‌های تجربی، دانسیته بیشینه گزارش نشده است لذا در این مرحله نمی‌توان ارزیابی دقیقی را از توانمندی مدل‌های آشفتگی ارائه نمود.



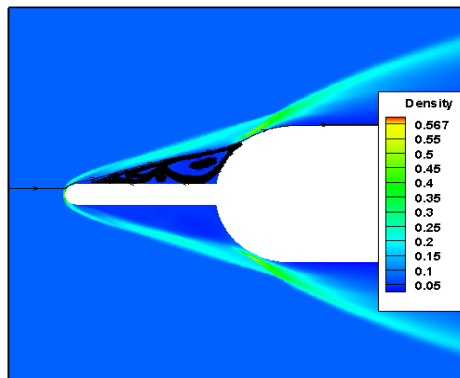
۶-الف) مدل یک معادله‌ای اسپالارت-آماراس



۶-ب) مدل دو معادله‌ای k- ω استاندارد



۶-ج) مدل دو معادله‌ای k- ω SST



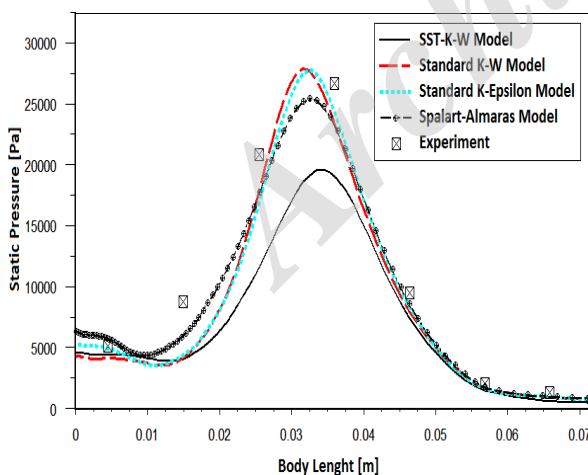
۶-د) مدل دو معادله‌ای SST-k- ω

جدول (۳): فشار ماکزیمم بر روی دماغه بدنه اصلی برای حل‌های عددی با مدل‌های آشفتگی مختلف.

شرایط حل عددی جریان	فشار ماکزیمم (Pa)	درصد خطای نتایج عددی و تجربی %
مدل آشفتگی S-A	۲۵۳۹۰	۲/۳%
مدل استاندارد k-ε	۲۷۷۷۰	۶/۸%
مدل استاندارد k-ω	۲۷۸۷۶	۶/۹%
مدل k-ω SST	۱۹۶۱۵	۲۴/۵%
تست تجربی	۲۶۰۰۰	-

۳-۶- تغییرات فشار بر روی دماغه

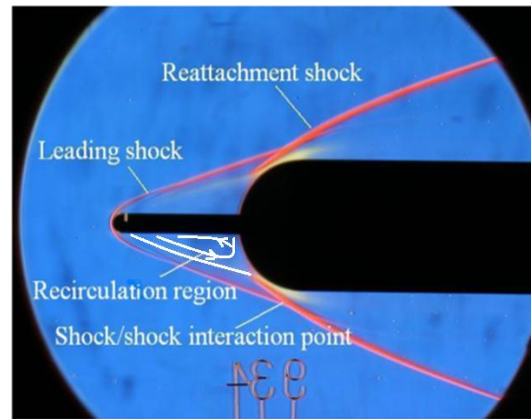
شکل ۷ تغییرات فشار را در راستای مرز دماغه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود مدل آشفتگی یک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس، توزیع فشار بر روی دماغه را با خطای کمتری نسبت به نتایج تجربی شبیه‌سازی نموده است. البته مدل آشفتگی SST k-ω علاوه بر پیش‌بینی مقدار کمتری برای ماکزیمم فشار روی دماغه، توزیع فشار در نزدیکی نوک دماغه را نیز ضعیف‌تر پیش‌بینی نموده است. البته تمامی مدل‌های آشفتگی بعد از ناحیه اتصال دماغه به بخش استوانه‌ای، توزیع فشار روی بدنه را مشابه داده‌های تجربی پیش‌بینی نموده‌اند.



شکل (۷): تغییرات فشار سطح در راستای منحنی پروفیل دماغه و مطابق با هندسه شکل ۲.

۴-۶- کانتور نسبت ویسکوزیته آشفتگی

یکی دیگر از پارامترهایی که می‌تواند شدت آشفتگی جریان در نواحی مختلف یک جریان را نشان دهد نسبت ویسکوزیته



۶-ج) داده‌های تجربی [۱۲].

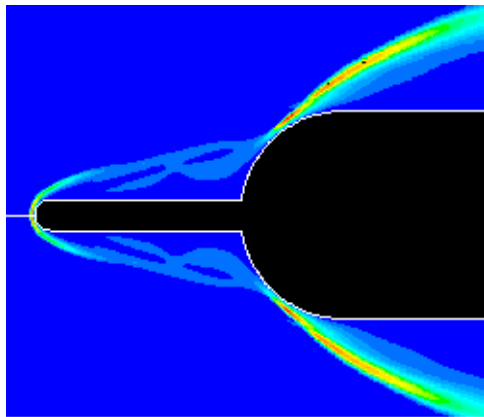
شکل (۶): نتایج توزیع دانسیته $[kg/m^3]$ برای مدل‌های مختلف آشفتگی و آزمایش تجربی به همراه خطوط جریان در ناحیه جریان برگشتی.

۲-۶- فشار ماکزیمم بر روی دماغه

از آن‌جا که یکی از مزایای اسپایک، کاهش فشار ماکزیمم بر روی دماغه بدنه اصلی است، لذا با توجه به این‌که نتایج تجربی برای این موضوع وجود دارد، میزان فشار ماکزیمم روی دماغه برای هر یک از شبیه‌سازی‌ها توسط مدل‌های مختلف آشفتگی در جدول ۳ ارائه شده است.

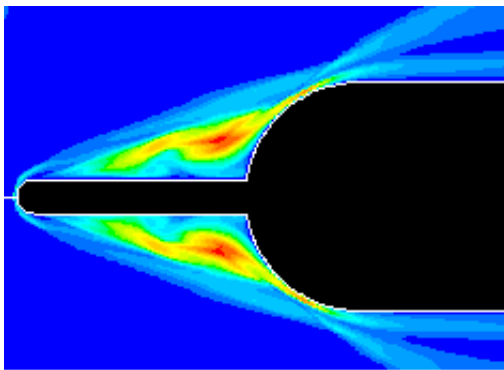
در حل عددی جریان به کمک مدل آشفتگی یک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس، طول ناحیه چرخشی در مجاورت اسپایک شکل ۶ با نتایج تجربی هم‌خوانی بیشتری را نشان می‌داد به همین دلیل مشاهده می‌شود که مقدار فشار ماکزیمم آن نیز بیشترین تطابق را با داده‌های تجربی دارد.

در حل عددی جریان به کمک مدل آشفتگی **K-ε** استاندارد نیز، طول ناحیه چرخشی نزدیک به حالت واقعی پیش‌بینی شده بود. لذا مشاهده می‌شود که فشار ماکزیمم نیز دارای درصد خطای نسبتاً کمی نسبت به حالت واقعی است. مدل آشفتگی **k-ω** استاندارد نیز رفتاری مشابه با مدل **k-ω SST** از خود نشان داده است. لیکن مدل آشفتگی **k-ω SST** ناحیه جریان چرخشی اطراف اسپایک را بزرگتر نسبت به واقعیت مدل کرده است. همچنین میزان فشار ماکزیمم روی دماغه را نیز با بسیار کمتر از مقدار تست تجربی به دست آورده است. که این به علت اثرات ناحیه چرخشی بر میدان جریان حول دماغه اصلی می‌باشد.



Max (Turbulent Viscosity Ratio = 1671)

ج) جریان آشفته با مدل $k-\omega$ استاندارد



Max (Turbulent Viscosity Ratio = 184)

د) مدل آشفتگی $k-\omega$ SST

شکل (۸): کانتور نسبت ویسکوزیته آشفتگی در شبیه‌سازی‌های مختلف.

۶-۵- مقایسه نتایج ناشی از افزودن اسپایک به کمک مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس

از مقایسه نتایج به دست آمده استنتاج می‌شود که برخلاف انتظار اولیه، مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس که مدلی با معادلات ساده‌تر و کمتری نیز می‌باشد توانسته است نتایج مناسب‌تری را برای این نوع مساله ارائه نماید.

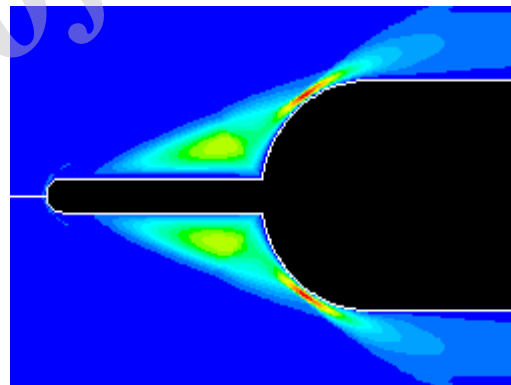
از این رو در ادامه ضریب فشار، ضریب اصطکاک سطحی و ضریب انتقال حرارت را که نشان دهنده شار حرارتی از سطح می‌باشد را برای این مدل آشفتگی در ادامه نشان داده شده است.

الف) کانتور دما

به منظور تعیین رفتار حرارتی دماغه در دو حالت با و بدون اسپایک معادله انرژی نیز حل عددی شده است. در شکل ۹

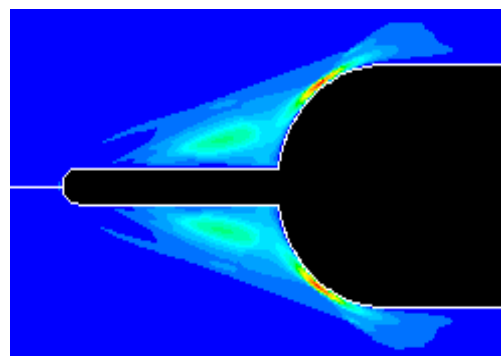
آشفتگی μ_t به ویسکوزیته ملکولی μ سیال می‌باشد. ویسکوزیته آشفتگی وابسته به ماهیت جریان در نواحی مختلف می‌باشد در حالی که ویسکوزیته مولکولی در همه جریان تابع خواص ترموفیزیکی سیال هست.

در شکل ۸ نتایج حاصله توسط مدل‌های مختلف آشفتگی ارائه شده است. مقایسه میدان‌های حاصله نشان می‌دهد که منشا و دلیل تفاوت‌های حاصله در میدان فشار و ناحیه جریان چرخشی که قبلاً گزارش شدند به توانمندی این مدل‌ها برای محاسبه فیزیکی‌تر کمیت‌های ناحیه جریان چرخشی مربوط می‌شود. در این جا مشاهده می‌شود که علت این که مدل آشفتگی $k-\omega$ SST که نتایج متفاوت‌تری نسبت به سایر مدل‌ها از خود نشان می‌داد این است که نتوانسته است به درستی موقعیت‌های با شدت آشفتگی بیشتر را برای این نوع جریان و هندسه پیش‌بینی نماید در حالی که مدل‌های دیگر نتایج یک‌دست‌تری را ارائه نموده‌اند.



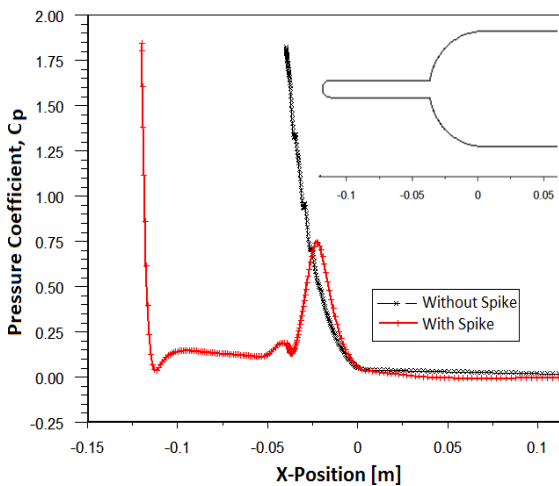
Max (Turbulent Viscosity Ratio = 661)

الف) مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس



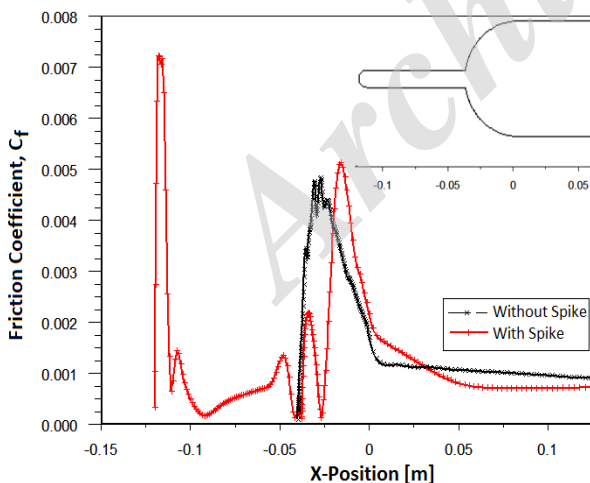
Max (Turbulent Viscosity Ratio = 445)

ب) جریان آشفته با مدل $k-\epsilon$ استاندارد



شکل (۱۰): تغییرات C_p در هر دو حالت با و بدون اسپایک (حل عددی مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس).

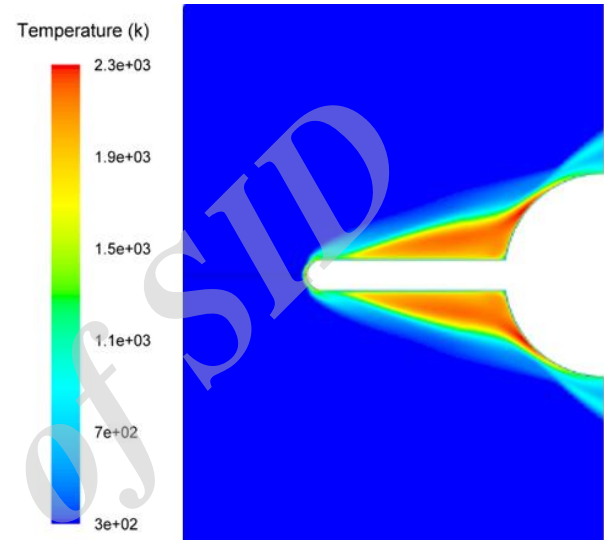
شکل ۱۱ نیز تغییرات ضریب اصطکاک سطحی، C_f را در هر دو حالت نشان می‌دهد. در حالت بدون اسپایک، تنش برشی در نزدیکی وسط سطح دماغه دارای بیشترین مقدار است. با نصب اسپایک، تنش برشی در نیمه جلویی دماغه، کاهش یافته اما در نیمه عقبی آن تا حدودی افزایش یافته است. همچنین در این حالت بیشترین میزان تنش برشی در نزدیکی نوک اسپایک است.



شکل (۱۱): تغییرات C_f در هر دو حالت با و بدون اسپایک (حل عددی مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس).

همچنین در جدول ۴، مقدار ضریب درگ کلی بدنه و ضریب انتقال حرارت متوسط دماغه در دو حالت وجود و یا عدم وجود اسپایک با یکدیگر مقایسه شده‌اند. مشاهده می‌شود

نتایج کانتور دمای به‌دست‌آمده توسط مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس نشان داده شده است. در ناحیه کم‌فشار جلوی دماغه افزایش دما مشهود است. همچنین بیشترین دما بر روی دماغه مربوط به نقطه‌ای است که برخورد شاک/شاک اتفاق می‌افتد. با برخورد شاک به دیواره جریان نزدیک دیواره متراکم شده و دمای آن بالا می‌رود.



شکل (۹): کانتور تغییرات دما حول دماغه مجهز به اسپایک (حل عددی مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس).

(ب) ضرایب C_p و C_f برای دماغه در دو حالت مختلف در این قسمت سعی شده است تا دماغه در دو حالت مختلف، ابتدا با اسپایک و سپس بدون اسپایک، مدل‌سازی شده تا با مقایسه ضرایب فشار و اصطکاک پوسته‌ای در هر دو حالت، عملکرد اسپایک مورد بحث قرار گیرد. در شکل ۱۰ تغییرات C_p در راستای دماغه به تنهایی و دماغه با اسپایک نشان داده شده است. در حالتی که دماغه تنهاست، به دلیل تشکیل نقطه سکون در نزدیکی نوک آن، ضریب فشار در این نقطه بیشترین مقدار را داراست. با نصب اسپایک در جلو دماغه و اصلاح جریان، به دلیل به‌وجود آمدن ناحیه چرخشی کم‌فشار در مجاورت بخش عظیمی از دماغه، مقدار ضریب فشار بر روی دماغه بسیار افت کرده است. در این حالت نقطه سکون در نوک اسپایک تشکیل شده است و دارای بیشترین مقدار C_p است. همچنین بر روی دماغه، در نقطه‌ای که شاک به سطح برخورد کرده است، به دلیل به‌وجود آمدن یک ناحیه متراکم، فشار بالا رفته و C_p افزایش یافته است.

۷- نتیجه‌گیری

طراحان آیرودینامیکی، برای وسایل پروازی مافوق صوت مانند موشک‌ها از دماغه‌های پخ استفاده می‌کنند تا گرمایش آیرودینامیکی را نسبت به دماغه‌های تیز کاهش دهند. از طرفی دیگر دماغه‌های پخ با توجه به شرایط پروازی نیروی درگ زیادی را تحمل می‌کنند. یکی از روش‌ها و تکنیک‌های کاهش درگ در این دماغه‌ها نصب میله اسپایک در نوک دماغه است. جریان تراکم‌پذیر اطراف دماغه مجهز به اسپایک حالت پیچیده‌ای پیدا کرده و در نتیجه شامل نواحی جدایش و جریان چرخشی در ناحیه جلویی بدنه می‌شود.

در این تحقیق توانمندی چند مدل معروف آشفتگی (یک و دو معادله‌ای) برای پیش‌بینی بهتر این نوع هندسه و رژیم پروازی مورد ارزیابی قرار گرفته است. بررسی نتایج برای مدل‌های آشفتگی مختلف، نشان داده شد که برای جریان تراکم‌پذیر عبوری از روی جسم بهترین مدل آشفتگی یک معادله‌ای اسپالارت- آلماراس است. هر چند این مدل از معادلات انتقال کمتر و در نتیجه حجم محاسباتی کمتری برخوردار است لیکن برخلاف انتظار اولیه این مدل هوشمندانه توانسته است چه در نواحی رینولدز پایین نزدیک دیواره و چه در نواحی رینولدز بالا در جریان آزاد نتایج قابل قبولی را ارائه کند. همچنین بررسی توزیع فشار و دما نیز برای صحت‌گذاری توانمندی مدل آشفتگی اسپالارت- آلماراس برای این نوع جریان‌ها به کار رفته است. نکته حائز اهمیت این است که لزوماً تعداد معادلات بیشتر در مدل‌های آشفتگی به معنی ارائه جواب‌های بهتر برای همه انواع رژیم‌های جریان و یا هندسه‌های مختلف نمی‌باشد، در نتیجه حتماً باید در هر حالتی مجدداً مدل مناسب آشفتگی از ارزیابی مدل‌های مختلف موجود به دست آید.

همچنین، با مقایسه ضریب فشار بر روی دماغه در حالت با اسپایک و بدون اسپایک، می‌توان نتیجه گرفت که نصب اسپایک ضریب فشار بر روی دماغه را توانسته بسیار کاهش دهد و نقطه سکون را به نوک اسپایک منتقل کرده است. با مقایسه ضریب اصطکاک سطحی نیز مشاهده می‌شود که با نصب اسپایک، محل تنش برشی ماکزیمم روی دماغه از نوک آن فاصله گرفته و دورتر شده است. لذا نوک دماغه کمتر در معرض سایش سطحی قرار می‌گیرد. از لحاظ انتقال حرارت نیز، نصب اسپایک در نوک دماغه توانسته است مقدار ضریب انتقال حرارت از جریان سیال به دماغه را بهبود بخشد.

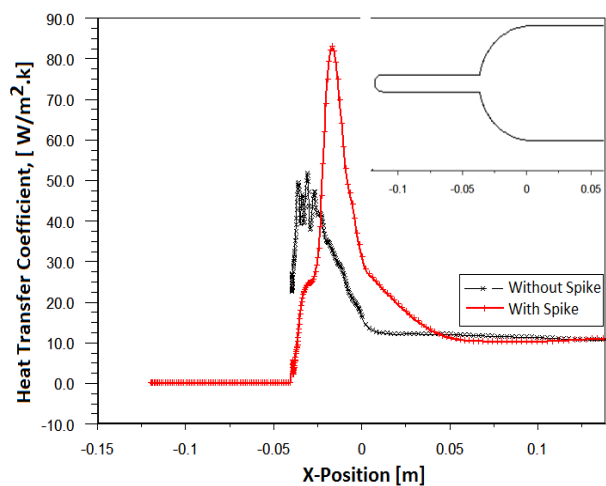
که افزودن اسپایک علاوه بر کاهش ضریب درگ، تا حدودی مقدار انتقال حرارت از سطح را نیز افزایش می‌دهد که این خود از مزایای این روش می‌باشد.

جدول (۴): مقایسه ضرایب درگ و ضرایب انتقال حرارت متوسط در دو حالت با و بدون اسپایک.

پارامتر انتگرالی	دماغه بدون اسپایک	دماغه با اسپایک
ضریب درگ	۰/۸۷۸	۰/۴۰۴
ضریب انتقال حرارت سطحی (متوسط)	۱۴/۱۸	۱۶/۷۷

ج) ضریب انتقال حرارت متوسط روی دماغه در دو حالت با و بدون اسپایک

در این بخش عملکرد اسپایک در انتقال حرارت از جریان سیال به دیواره بررسی شده است. نمودار شکل ۱۲ نشان می‌دهد که با نصب اسپایک، محل شار بیشینه از نوک دماغه دورتر شده است و به سمت پایین دست حرکت می‌کند.



شکل (۱۲): توزیع ضریب انتقال حرارت متوسط در هر دو حالت با و بدون اسپایک.

همچنین منحنی شکل ۱۲ نشان می‌دهد که مقدار انتگرال زیر سطح منحنی که به نحوی بیانگر مقدار حرارت جذب شده توسط بدنه نیز می‌باشد. در حالت نصب اسپایک ضریب انتقال حرارت افزایش یافته، در نتیجه منجر به کاهش اختلاف دمای سطح دماغه با هوا در شرایط پروازی مشابه خواهد شد.

۸- مراجع

7. Soori, N. "Numerical Study of Heat Flux Developed on an Aero-spiked Structure In Hypersonic Flow", Proc. IEEE Aerospace Conf. Big Sky, MT, USA, 2015.
8. Gauer, M. and Paull, A. "Numerical Investigation of a Spiked Blunt Nose Cone at Hypersonic Speeds", Spacecraft And Rockets, Vol. 45, No. 3, pp. 459-471, 2008.
9. Heubner, L.D., Mitchell, A.M., and Boudreaux, E.J. "Experimental Results on the Feasibility of an Aerospoke for Hypersonic Missiles", the 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit., Aerospace Sciences Meetings, Technical Report, January 1995.
10. Guenther, R.A. and Reding, J.P. "Fluctuating Pressure Environment of a Drag Reduction Spike", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 14, No. 12, pp. 705-710, 1997.
11. Yamauchi, M., Fujii, K., and Higashino, F. "Numerical Investigation of supersonic Flows Around a Spiked Blunt Body", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 32, No. 1, pp. 32-42, 1995.
12. Yunfeng L. and Zonglin J. "Concept of Non-Ablative Thermal Protection System for Hypersonic Vehicles", AIAA Journal, Vol. 51, No. 3, pp. 12-23, 2013.
1. Hallion, R. "The History of Hypersonics", the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit., pp. 329-331, 2005.
2. Mansour, K. and Khorsandi, M. "The Drag Reduction in Spherical Spiked Blunt Body", Acta Astronautica, Vol. 99, No. 1, pp.92-98, 2014.
3. Zhenqing, W., Hongqing, Lv., and Zhang, A. "Numerical Analysis of Thermal Protection and Drag Reduncion with Use of Spike", Systems and Control in Aeronautics and Astronautics (ISSCAA), the 3rd International Symposium on. IEEE, 2010.
4. Mahmoud, Y.M.A. and Qin, N. "Investigation of Flow Asymmetry Around Axi-Symmetric Spiked Blunt Bodies in Hypersonic Speeds", The Aeronaut. J., Vol. 118, No. 1200, pp. 169-179, 2014
5. Snežana, S.M., Miloš D.P., Slavica, R., and Aleksandar, V. "On the Influence Of Spike Shape at Supersonic Flow Past Blunt Bodies", Facta Universitatis, Vol. 3, No. 12, pp. 371-382, 2002.
6. Sahoo, D. Das. S., Kumar, P., and Prasad, J.K "Effect of Spike on Steady and Unsteady Flow over a Blunt Body at Supersonic Speed", Acta Astronautica, Vol. 128, No. 8, pp.45-53, 2016.

Archive