



بررسی کارایی مدل‌های آشفتگی در شبیه‌سازی عددی ستون دود خروجی از موشک

حسین انصاریان^{۱*}، مصطفی هادی دولابی^۲

^۱دکتر، مجتبع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.

^۲دانشیار، مجتبع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۴/۰۱/۲۲؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۴/۰۳/۱۴؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۶/۰۹

چکیده

در این مطالعه، کارایی مدل‌های مختلف آشفتگی برای شبیه‌سازی عددی ستون دود خروجی از یک موتور موشک سوخت جامد مورد ارزیابی قرار گرفته است. جریان ستون دود، شامل پدیده‌های پیچیده‌ای مانند تراکم‌پذیری، برهم‌کنش امواج ضربه‌ای، احتراق ثانویه و ناحیه آشفته است که نیاز به مدل‌سازی دقیق دارند. برای این منظور، از روش‌های عددی مبتنی بر معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری‌شده رینولدز و نرم‌افزار انسیس فلوئنت استفاده شده است. مدل‌های آشفتگی $k-\epsilon$ و $k-\omega$ در نسخه‌های مختلف، از جمله مدل SST $k-\omega$ و چندین نسخه تعدیل‌شده از مدل $k-\epsilon$ برای پیش‌بینی ساختار جریان ستون دود به کار گرفته شده‌اند. صحت نتایج عددی با داده‌های تجربی حاصل از تصاویر آزمایش‌های استاتیک موتور موشکی مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهند که مدل استاندارد $k-\epsilon$ به‌طور کلی موقعیت امواج ضربه‌ای را دقیق‌تر پیش‌بینی می‌کند، همچنین تغییر مقدار پارامتر عدد ماخ آشفتگی در مدل $k-\omega$ می‌تواند دقت نتایج را نسبت به مدل استاندارد بهبود دهد. این مطالعه نشان می‌دهد که اصلاح مدل‌های آشفتگی می‌تواند دقت شبیه‌سازی ستون دود موشکی را بهبود بخشد و در نتیجه به مدل‌سازی دقیق‌تر تابش حرارتی و شناسایی موشک در کاربردهای مهندسی و نظامی کمک کند.

کلمات کلیدی: ستون دود موشک؛ دینامیک سیالات محاسباتی؛ مدل‌های آشفتگی؛ شبیه‌سازی عددی؛ انسیس فلوئنت.

Investigating the Effectiveness of Turbulence Models in Numerical Simulation of Rocket Exhaust Plume

H. Ansarian^{1*}, M. Hadidoolabi²

¹ Ph.D., Aerosp. Eng., Malek Ashtar Univ. Tech., Tehran, Iran.

² Assoc. Prof., Aerosp. Eng., Malek Ashtar Univ. Tech., Tehran, Iran.

Abstract

This study evaluates the effectiveness of various turbulence models for the numerical simulation of a solid rocket motor exhaust plume. The complex nature of plume flow includes compressibility effects, shock wave interactions, secondary combustion, and turbulence, all of which require accurate computational modeling. In this research, Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) methods are employed using ANSYS Fluent to analyze the plume flow field. Several turbulence models, including $k-\epsilon$, $k-\omega$, the modified SST $k-\omega$, and adjusted versions of $k-\epsilon$, are examined to predict shockwave locations and turbulence dissipation effects. The numerical results are validated against experimental data obtained from video analysis of static rocket motor firings. The findings indicate that the standard $k-\epsilon$ model generally provides better agreement with observed shock positions, also modifying the turbulent Mach number parameter in the $k-\omega$ model significantly improves plume structure prediction compared to the standard model. The study highlights that modifying turbulence models can enhance plume simulation accuracy, improving predictions of thermal radiation and infrared signatures for aerospace and defense applications. These findings are crucial for refining exhaust plume models used in missile signature analysis and launch vehicle design.

Keywords: Rocket Exhaust Plume; Computational Fluid Dynamics; Turbulence Models; Numerical Simulation; ANSYS Fluent.

۱- مقدمه

ستون دود خروجی از راکت‌ها در نتیجه تولید نیروی پیش‌رانش تشکیل می‌شوند و شامل جریان‌های تراکم‌پذیر، با دمای بالا، آشفته و چندگونه‌ای هستند که در آن واکنش‌های شیمیایی رخ می‌دهد. یک ستون دود معمولاً از یک هسته غیرواکنشی و غیرلزج تشکیل می‌شود که توسط یک ناحیه آشفته احاطه شده است، جایی که واکنش‌ها در آنجا اتفاق می‌افتند، زیرا گازهای خروجی غنی از سوخت با هوای محیط اطراف مخلوط می‌شوند [۱]. گازهای ستون دود در ناحیه هسته به جریان‌های زیرصوتی از طریق یک سری امواج ضربه‌ای کاهش سرعت می‌دهند. فرآیند انبساط و تراکمی که امواج ضربه‌ای را در هسته ستون دود ایجاد می‌کند، در یک گاز ایده‌آل به‌طور نامحدود ادامه خواهد یافت. با این حال، در یک گاز حقیقی، لایه برشی آشفته بین ستون دود و هوای جریان آزاد امواج ضربه‌ای را از بین می‌برد و فشار بین ستون دود و هوای جریان آزاد را برابر می‌کند.

مدل‌سازی ستون دود راکت‌ها ابزاری ارزشمند برای پیش‌بینی شناسایی‌شوندگی موشک و تحلیل آسیب‌های سامانه فراهم می‌آورد، به‌طوری که می‌توان آزمایش‌های اندازه‌گیری را کاهش داد و همچنین ویژگی‌های ستون دود را در محیط‌های دشوار یا زمانی که سیستم به‌طور فیزیکی در دسترس نیست شبیه‌سازی کرد [۲]. گازهای خروجی غنی از سوخت با دمای بالا هنگامی که با هوا در منطقه آشفته جریان ستون دود مخلوط می‌شوند، دچار احتراق می‌شوند. این منجر به تابش مادون قرمز از انواع مختلف گونه‌های شیمیایی از جمله دی‌اکسید کربن، آب و کلرید هیدروژن می‌شود. ستون دود راکت‌ها همچنین می‌توانند ذرات جامد را شامل شوند که بستگی به ترکیب سوخت دارند، مانند اکسید آلومینیوم و دوده، که به تابش و شناسایی‌شوندگی موشک کمک می‌کنند.

دینامیک سیالات محاسباتی برای مدل‌سازی میدان‌های جریان ستون دود استفاده می‌شود که سپس به‌عنوان ورودی به کدهای مدل‌سازی امواج تابشی وارد می‌شوند [۳]. اندازه‌گیری‌های با استفاده از رادیومترها، طیف‌سنج‌ها یا تصویربرداری مادون قرمز در آزمایش‌های شلیک می‌توانند برای اعتبارسنجی پیش‌بینی‌های شناسایی‌شوندگی ستون دود استفاده شوند. پیش‌بینی ساختار میدان جریان ستون دود

توسط حل عددی برای اعتبارسنجی دشوارتر است، زیرا داده‌های تجربی مرتبط معمولاً در دسترسی عمومی قرار ندارند. یک روش غیرمداخله‌ای این است که موقعیت‌های موج ضربه‌ای در هسته غیرلزج که از ویدیوهای شلیک موشک قابل مشاهده هستند با موقعیت‌های موج ضربه‌ای پیش‌بینی‌شده در نتایج عددی مقایسه شوند. این روش برخی تفاوت‌ها در موقعیت‌های موج ضربه‌ای بین داده‌های اندازه‌گیری و مدل‌ها را نشان داده می‌دهد که منجر به مطالعه‌ای در مدل‌های آشفته‌گی شده تا مدل‌هایی تعیین شوند که بهترین تطابق را با موقعیت‌های اندازه‌گیری‌شده دارند.

جریان فراصوت گازهای خروجی نازل در میدان جریان ستون دود موشکی باعث ایجاد چندین موج ضربه‌ای می‌شود. ممکن است یک موج ضربه‌ای عمودی رخ دهد که منجر به تشکیل یک مخروط کوچک فروصوت می‌شود، اما بیشتر آن‌ها مایل هستند [۱]. موقعیت‌های این امواج ضربه‌ای باید به‌طور دقیق توسط مدل‌سازی میدان جریان به‌دست آیند، زیرا آن‌ها ساختار جریان را تعیین می‌کنند و همچنین به‌دلیل دمای بالا و چگالی زیاد خود می‌توانند منبع تابش مادون قرمز قابل توجهی باشند. ساختار ستون دود مهم است، زیرا مساحت ستون دود به‌طور مستقیم با محاسبه شدت تابش در پیش‌بینی شناسایی‌شوندگی موشک مرتبط است. این امواج ضربه‌ای همچنین می‌توانند به‌عنوان نقاط اشتعال برای احتراق ثانویه ستون دود عمل کنند. در بیشتر موارد، ستون دودهای خروجی موتورهای موشکی به‌دلیل محدودیت‌های شیمیایی و عملکرد موتور شامل گازهای غنی از سوخت هستند؛ بنابراین احتمالاً زمانی که این گازهای خروجی داغ با هوای محیط مخلوط می‌شوند، واکنش‌های احتراق ثانویه‌ای رخ می‌دهند. این فرآیند مخلوط شدن توسط لایه مرزی بین ستون دود و هوا کنترل می‌شود.

داده‌های تجربی توسط گروه پیش‌رانش موشکی کینتیک^۱ [۴] از بیش از سی نوع موتور موشکی مختلف جمع‌آوری شده است. انواع موتورهای آزمایش‌شده شامل سوخت‌های دوپایه، ترکیبی و مایع و همچنین طیفی از سطوح نیروی پیش‌رانش از موشک‌های قابل حمل توسط انسان تا موشک‌های بالستیک را پوشش می‌دهند. این آزمایش‌های شلیک موتور موشکی معمولاً آزمایش‌های استاتیک بوده‌اند که در آن داده‌های نیروی

^۱ QinetiQ

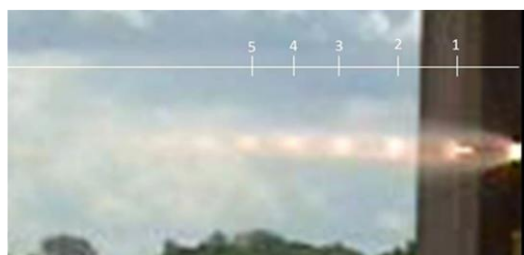
ضروری است. در سال‌های اخیر مطالعاتی در زمینه مدل‌سازی آشفستگی برای این جریان‌ها انجام شده است. واتس [۴] در سال ۲۰۱۶ نتایج تجربی را با نتایج کد REP3 و مدل‌های $k-\epsilon$ و $k-\omega$ مقایسه کرد و گزارش کرد که مدل‌های میانگین‌گیری‌شده رینولدز طول ستون دود را بلندتر نشان می‌دهند. پو و جیانگ [۷] توانایی مدل‌های میانگین‌گیری‌شده رینولدز را در تخمین گرمایش سطح وسیله پرتاب، بر اثر ستون دود موشک بررسی کردند. فونتس و مترجر [۸] مدل‌های مختلف میانگین‌گیری‌شده رینولدز را برای شبیه‌سازی ستون دود خروجی در جو مریخ ارزیابی کردند و مدل $k-\epsilon$ را به عنوان مناسب‌ترین مدل در آن شرایط پروازی خاص معرفی نمودند. چاپلند و ماتسونو [۹] بر اساس مدل SST $k-\omega$ مدل آشفستگی جدیدی را برای شبیه‌سازی ستون دود توسعه دادند که اثرات تراکم‌پذیری، انحنای خطوط جریان و چرخش را لحاظ می‌کند.

به نظر می‌رسد هنوز ارزیابی جامعی در خصوص مقایسه مدل‌های آشفستگی مختلف در شبیه‌سازی عددی جریان‌های ستون دود موشکی انجام نشده است. نکته دیگر این است که نرم‌افزارهای عددی در نسخه‌های جدید خود گزینه‌های جدیدی برای رفع نواقص مدل‌های آشفستگی موجود ارائه می‌دهند که لازم است اثر این بهبودها بر جریان‌های مورد نظر بررسی شود. مطالعه حاضر، بر روی ستون دود خروجی یک موتور موشکی تاکتیکی کوچک متمرکز است که معمولاً شامل سوخت‌های جامد دوپایه یا ترکیبی است. سعی شده تا در این مطالعه کارایی مدل‌های آشفستگی مختلف از انواع میانگین‌گیری‌شده رینولدز در شبیه‌سازی جریان ستون دود خروجی از موشک بررسی شود؛ همچنین اثر بهبودهایی که در مدل‌های پیشرفته‌تر نسبت به مدل‌های دومعادله‌ای استاندارد در نرم‌افزارهای جدید ایجاد شده بررسی می‌شود. این مطالعه بر مدل‌سازی ستون دود متقارن محوری متمرکز است، اگرچه قابلیت کامل سه‌بعدی نیز وجود دارد؛ همچنین فرض شده است که میدان جریان ستون دود در یک حالت پایا در یک نیروی پیشران معین قرار دارد.

۲- روش عددی

موتور موشکی مطالعه‌شده یک موتور سوخت جامد ترکیبی بدون آلومینیوم و بدون ذرات جامد در میدان جریان است. نرم‌افزار استفاده‌شده، انسیس فلونت^۱ است که یک نرم‌افزار

پیشران، تابش، دما و فشار ثبت شده‌اند. یک تصویر نمونه از آزمایش ستون دود موتور موشکی که ذرات در میدان جریان ندارد در شکل ۱ نشان داده شده است. این تصویر پنج موج ضربه‌ای واضح را برای مقدار معینی از نیروی پیشران نشان می‌دهد که اولین موج ضربه‌ای یک موج ضربه‌ای عمودی است. از تصویر همچنین می‌توان مشاهده کرد که هرچه امواج ضربه‌ای از صفحه خروجی نازل دورتر می‌شوند، موقعیت آن‌ها در میدان جریان به یکدیگر نزدیک‌تر می‌شوند.



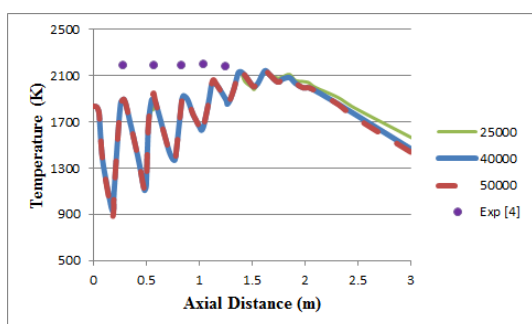
شکل ۱- ساختار امواج ضربه‌ای ستون دود در تصویربرداری ویدئویی [۴]

پیش‌بینی ستون دود باید دینامیک سیالات جریان، واکنش‌های شیمیایی گونه‌های موجود و اثرات جریان دو فازی را در نظر بگیرد [۵]. معمولاً فرض می‌شود که ستون دودها متقارن محوری هستند که محاسبات را ساده می‌کند زیرا به ستون دود این امکان را می‌دهد که به‌عنوان یک میدان جریان دو بعدی مدل‌سازی شود. یکی از کدهای عددی شناخته‌شده برای ارائه پیش‌بینی پایه‌ای میدان جریان ستون دود کد REP3 [۶] است که در دهه ۱۹۷۰ توسط گروه مطالعات ستون دود در تأسیسات پیشران موشکی بریتانیا توسعه یافت. این کد به‌عنوان یک مدل با هزینه محاسباتی کم برای ستون دودهای متقارن محوری دوبعدی طراحی شده بود و از حل‌کننده سهموی استفاده می‌کرد که استفاده از آن را محدود به موشک‌های نزدیک به فراصوت می‌سازد. میدان جریان ستون دود پیش‌بینی‌شده توسط REP3 بیش از ۱۰ متر طول دارد، که بر اساس افت دمای خط مرکزی به زیر ۵۰۰ کلوین برای این آزمایش است.

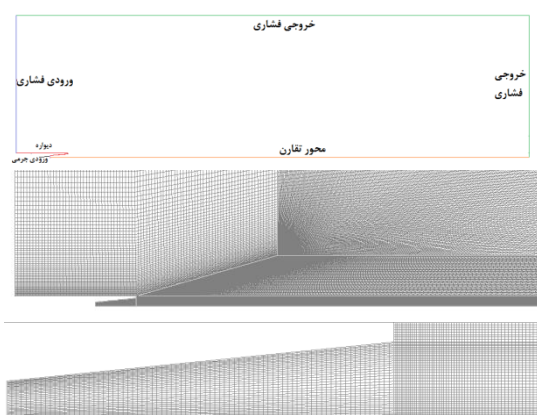
ستون‌های دود موشکی جریان‌های آشفته هستند و برای مدل‌سازی عددی دقیق، استفاده از مدل آشفستگی مناسب

^۱ Ansys Fluent 19.1

اندازه‌های تقریبی ۲۵۰۰۰، ۴۰۰۰۰ و ۵۰۰۰۰ سلول استفاده شده‌اند که مطابق شکل، همگرایی نمودار در شبکه دوم حاصل شده است. شکل ۳ این شبکه را در حالتی که از گلوگاه نازل شروع می‌شود، نشان می‌دهد و میدان حل و شرایط مرزی نیز در آن نشان داده شده‌اند. برای مدل شروع ستون دود خروجی موشک از گلوگاه نازل، مقدار y^+ روی سطح داخلی نازل در شبیه‌سازی $k-\omega$ کم‌تر از ۲ است.



شکل ۲- مطالعه استقلال از شبکه بر اساس دمای خط مرکزی ستون دود با استفاده از مدل $k-\epsilon$



شکل ۳- میدان حل و شبکه با سازمان متقارن محوری

کد احتراقی CEA2^۴ [۱۰] برای ایجاد شرایط مرزی برای خروجی نازل موتور موشکی استفاده شده‌است. این کد داده‌های لازم برای پیش‌بینی میدان جریان ستون دود از ترکیب اولیه سوخت، فشار محفظه و هندسه نازل را تولید

تجاری حجم محدود است و می‌تواند برای مدل‌سازی جریان‌های تراکم‌پذیر با سرعت بالا و احتراق استفاده شود که هر دو برای مدل‌سازی ستون دود راکت‌ها ضروری هستند. فلونت شامل حدود ده مدل آشفتنی مختلف است، از جمله مدل‌های استاندارد یک‌معادله‌ای و دو معادله‌ای (با گزینه‌های مختلف) و یک مدل شبیه‌سازی گردابه بزرگ^۱ (LES). معمولاً برای مدل‌سازی میدان جریان ستون دود، مدل‌های دو معادله‌ای آشفتنی میانگین‌گیری شده رینولدز^۲ (RANS) به دلیل تقریب حالت پایا و مقارن محوری استفاده‌شده مناسب تلقی می‌شوند.

کد REP3 در دسترس عمومی قرار ندارد، اما در مطالعه حاضر به منظور مقایسه با نتایج فلونت، از نتایج حاصل از این کد که توسط واتس [۴] ارائه شده، استفاده شده‌است. میدان محاسباتی برای مدل‌سازی ستون دود معمولاً از صفحه خروجی نازل آغاز می‌شود، اما یک حالت شبیه‌سازی با شروع میدان محاسباتی از گلوگاه نازل نیز برای تعیین تفاوت‌های احتمالی در این مطالعه گنجانده شده‌است. در تمام مدل‌ها فرض شده است که شلیک‌های استاتیک موتور موشکی در سطح دریا با سرعت باد کم هستند تا با داده‌های آزمایشی مطابقت داشته باشند. شلیک‌های استاتیک موتور موشکی معمولاً برای اندازه‌گیری‌های ستون دود انجام می‌شوند، زیرا آن‌ها معتبرترین و آسان‌ترین روش برای ارزیابی شناسایی‌شوندگی ستون دود و عملکرد موتور موشکی هستند.

بسته نرم‌افزاری دیزاین مدلر^۳ که نرم‌افزار استاندارد موجود در بسته نرم‌افزاری انسیس است، برای ایجاد هندسه مورد مطالعه استفاده شده‌است. همین‌طور، نرم‌افزار تولید شبکه موجود برای تولید شبکه دوبعدی با سازمان متقارن محوری روی هندسه به کار گرفته شده‌است. شبکه استاندارد از صفحه خروجی نازل یا گلوگاه شروع شده و شامل دو طول ستون دود (بر اساس نتایج تجربی) در سلول‌ها است تا تمامی ویژگی‌های ناحیه دنباله آشفته را پوشش دهد. اطمینان از این که شبکه تمام میدان جریان ستون دود را در بر گیرد، خطاهای شدت آشفتنی را در ناحیه دنباله و در مرزها کاهش می‌دهد. شکل ۲ مطالعه استقلال از شبکه را بر اساس دمای خط مرکزی ستون دود با شبیه‌سازی مدل $k-\epsilon$ نشان می‌دهد. سه شبکه با

^۳ Design Modeler

^۴ Chemical Equilibrium and Applications

^۱ large eddy simulation

^۲ Reynolds averaged Navier-Stokes

ظرفیت گرمایی ویژه تعریف شده که C_p به عنوان یک تابع چندجمله‌ای قطعه‌ای از دما تعریف گردیده است. داده‌ها برای پر کردن متغیرهای مدل گونه‌ها از مرجع [۱۲] به دست آمده‌اند. ستون دودهای خروجی موشکی می‌توانند به عنوان یک جریان پیچیده طبقه‌بندی شوند و بنابراین از دقت مرتبه دوم در انتخاب طرح تفکیک فضایی استفاده شده‌است؛ همچنین، چون هدف اصلی مطالعه شبیه‌سازی آشفستگی است، دقت گسسته‌سازی برای معادلات مدل‌های آشفستگی هم از مرتبه دوم انتخاب شده‌است.

۳- مدل‌سازی آشفستگی

آشفستگی در دینامیک سیالات به عنوان یک رژیم جریان نامنظم و متلاطم تعریف می‌شود. این نوع جریان در اعداد رینولدز متوسط تا بالا رخ می‌دهد و به صورت سه‌بعدی، ناپایا و حرکت تصادفی است. آشفستگی زمانی به یک عامل مهم در مدل‌سازی جریان‌های سیال تبدیل می‌شود که اختلاط مومنتوم، انرژی، گونه‌ها، انتقال حرارت و نیروهای آیرودینامیکی روی اجسام وجود داشته باشد.

برای بیشتر وظایف مدل‌سازی عددی، استفاده از روش شبیه‌سازی عددی مستقیم^۱ (DNS) برای مدل‌سازی آشفستگی به دلیل نیازهای پردازشی امکان‌پذیر نیست. به جای آن، مدل‌ها از روش‌های میانگین‌گیری استفاده می‌کنند تا قسمت‌هایی از محاسبات آشفستگی را فیلتر کنند. این میانگین‌گیری منجر به معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده رینولدز می‌شود، که ساختارهای آشفستگی را در جریان از بین می‌برد و میدان‌های سرعت و فشار میانگین را به دست می‌دهد. روش میانگین‌گیری توسط معادلات RANS منجر به عبارات مجهولی در معادلات انتقال می‌شود؛ برای به دست آوردن معادلاتی که تنها شامل سرعت و فشار میانگین باشند، معادلات باید با یک مدل آشفستگی بسته شوند. مدل‌های میانگین‌گیری شده رینولدز موجود در فلوئنت و استفاده شده در این مطالعه عبارتند از مدل‌های اسپالارت-آلماراس (SA)، $k-\epsilon$ و $k-\omega$.

می‌کند. کدهای مشابه دیگری نیز در دسترس هستند، از جمله FIRAC و کد احتراق ICT. خروجی‌های مدل احتراق که برای شرایط مرزی صفحه خروجی نازل در حل عددی استفاده شده‌اند شامل، دما، ظرفیت گرمایی ویژه، چگالی، فشار، سرعت و کسر جرمی گونه‌های شیمیایی می‌باشند. برای شبکه‌ای که فقط ستون دود را در بر می‌گیرد، شرایط مرزی با استفاده از ورودی جریان جرمی برای صفحه خروجی نازل، ورودی فشار برای مرز بالایی، خروجی‌های فشار برای مرز بالایی و پایین‌دست و محوری برای خط مرکزی میدان جریان ستون دود تنظیم شده‌اند. برای مدل شروع ستون دود خروجی موشک از گلوگاه نازل، شرایط مرزی دیواره نیز گنجانده شده‌اند.

شرایط هوای محیط برای تمام مرزها (به جز صفحه خروجی نازل) با مقادیر نشان داده شده در جدول ۱ تنظیم شده و کسر جرمی باقی‌مانده هوا به عنوان N_2 تنظیم گردیده است. شرایط هوای محیط همچنین به عنوان مقادیر اولیه برای مدل‌ها استفاده شدند. تمام مدل‌ها بر اساس آزمایش‌های استاتیک موتور موشکی بوده و بنابراین سرعت جریان آزاد هوا بر اساس سرعت باد محلی که در آزمایش‌های شلیک ثبت شده بود، تنظیم گردیده‌اند [۱۱].

جدول ۱- خواص هوای محیط

خواص هوای محیط	مقدار
دما (کلوین)	۲۸۸
فشار (پاسکال)	۱۰۱۳۲۵
کسر جرمی O_2	۰/۲۳۰۴۰
کسر جرمی CO_2	۰/۰۰۰۵۰
کسر جرمی H_2O	۰/۰۰۴۳۵

واکنش‌ها به عنوان واکنش‌های آرام با نرخ محدود حجمی، با استفاده از بیست‌وپنج واکنش برای محاسبه احتراق ثانویه در میدان جریان ستون دود تنظیم شده‌اند. گونه‌ها در فلوئنت به عنوان یک مخلوط گازی مدل‌سازی شده‌اند و چگالی به عنوان گاز ایده‌آل تنظیم شده تا تراکم‌پذیری و معادلات انرژی در مدل فعال باشد. برای هریک از گونه‌های شیمیایی، وزن مولکولی، آنتالپی حالت استاندارد، آنتروپی حالت استاندارد و

^۱ direct numerical simulation

۳-۱- مدل اسپالارت-آلماراس

معادله (۱) معادله انتقال برای مدل اسپالارت-آلماراس [۱۳] است که در فلونت استفاده شده است:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{v} u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (u + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v \quad (1)$$

که در آن G_v به‌عنوان تولید لزجت آشفتگی، Y_v به‌عنوان تخریب لزجت آشفتگی، $\sigma_{\tilde{v}}$ و C_{b2} ثابت و $\tilde{v}$ لزجت سینماتیک مولکولی هستند. لزجت آشفتگی $\tilde{v}$ سپس برای محاسبه لزجت آشفتگی، تولید آشفتگی و تخریب آشفتگی استفاده می‌شود.

۳-۲- مدل k-ε

مدل k-ε یک مدل آشفتگی دو معادله‌ای است و یکی از پرکاربردترین مدل‌های آشفتگی به‌دلیل تطابق مناسب آن با انواع زیادی از شرایط جریان‌های مختلف است. این مدل، دو معادله دیفرانسیل انتقال را حل می‌کند تا توصیفی از آشفتگی ارائه دهد. معادله اول (k) انرژی جنبشی آشفتگی را محاسبه می‌کند و معادله دوم (ε) نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی را محاسبه می‌کند. مدل آشفتگی استاندارد k-ε [۱۴] جملات مجهول در معادلات k-ε را به حداقل می‌رساند و دو معادله انتقال قابل‌حل را تولید می‌کند که در معادله (۲) و معادله (۳) که در فلونت استفاده شده‌اند، نشان داده شده‌است.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (3)$$

که در آن G_k تولید انرژی جنبشی آشفتگی به‌دلیل گرادیان‌های سرعت، G_b تولید انرژی جنبشی آشفتگی به‌دلیل شناوری و Y_M سهم آشفتگی تراکم‌پذیر در نرخ اتلاف کلی هستند؛ همچنین $C_{1\epsilon}$ ، $C_{2\epsilon}$ و $C_{3\epsilon}$ ثابت‌های مدل هستند. این

دو معادله انتقال سپس در مدل برای محاسبه لزجت آشفتگی استفاده می‌شوند.

نشان داده شده که مدل آشفتگی k-ε در طیف وسیعی از حالات جریان آشفته عملکرد خوبی دارد، اما مزایا و معایب شناخته‌شده‌ای در استفاده از آن وجود دارد. این مدل تطابق خوبی با جریان‌های برشی آزاد که گرادیان فشار کمی دارند و همچنین برای جریان‌های محدود شده نشان داده است، اما مدل توافق خوبی با جریان‌های غیرمحدود یا جریان‌هایی با گرادیان فشار نسبی بزرگ ندارد [۱۵]. برای رفع نقاط ضعف مدل آشفتگی k-ε، اصلاحات مختلفی روی مدل انجام شده است، از جمله مدل‌های realizable و Re-Normalization Group (RNG) که هر دو به‌عنوان گزینه در مدل آشفتگی k-ε در فلونت گنجانده شده‌اند. مدل realizable شامل یک معادله انتقال اصلاح‌شده برای نرخ اتلاف آشفتگی است و همچنین یک ثابت در محاسبه لزجت آشفتگی را با یک متغیر جایگزین می‌کند [۱۶]. اصلاحات realizable بهبودهایی در پیش‌بینی‌های جت‌ها و جریان‌های چرخشی نشان داده‌اند. مدل RNG برای تطابق بهتر با جریان‌های در حال کشش و چرخشی سریع اصلاح شده‌است [۱۷].

۳-۳- مدل k-ω

مدل k-ω یک مدل آشفتگی دو معادله‌ای دیگر است که در فلونت موجود است و دو متغیری که توسط دو معادله دیفرانسیل پاره‌ای محاسبه می‌شوند، انرژی جنبشی آشفتگی (k) و نرخ ویژه اتلاف (ω) هستند که گاهی اوقات به‌عنوان نسبت ε به k در نظر گرفته می‌شود [۱۸]. گزارش شده‌است که مدل k-ω در پیش‌بینی انتقال آشفتگی بهتر عمل می‌کند، هرچند در برخی موارد زودتر از واقعیت این انتقال رخ می‌دهد. با این حال، این مدل به مقادیر جریان آزاد k و ω خارج از لایه برشی حساس است. انسیس توصیه می‌کند که مدل استاندارد k-ω دقیق نیست، اما گزینه‌های مدل دیگری وجود دارند که برای اجتناب از این حساسیت‌های جریان آزاد بهتر مناسب هستند، مانند مدل انتقال تنش برشی^۱ (SST). مدل SST در واقع ترکیبی از مدل‌های آشفتگی k-ω و k-ε است که از مدل k-ω در نزدیکی دیواره و مدل k-ε در جریان آزاد استفاده می‌کند. از آنجا که در این مطالعه تعامل کمی بین جریان و

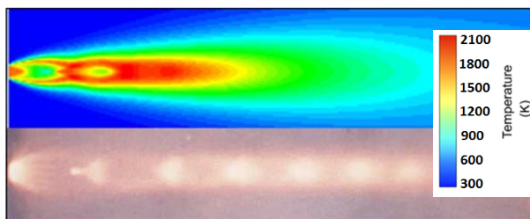
^۱ shear stress transport

محدودیت‌هایی دارند که آن‌ها را برای این مطالعه نامناسب می‌سازد، مانند عدم تطابق با جریان‌های برشی آزاد.

۴- نتایج عددی

۴-۱- مدل‌های آشفتگی RANS با تنظیمات استاندارد

اولین مجموعه مدل‌ها با استفاده از شبکه دوبعدی متقارن محوری و تنظیمات استاندارد در فلوئنت برای مدل‌های آشفتگی اسپالارت-آلماراس، $k-\epsilon$ و $k-\omega$ اجرا شده‌است. شکل ۴ مقایسه‌ای بین میدان جریان ستون دود موتور موشکی محاسبه شده با استفاده از مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس (SA) و یک عکس از شلیک استاتیک موتور موشکی برای همان موتور نشان می‌دهد. نتایج این تصویر نشان می‌دهند که مطابق انتظار، مدل SA نتوانسته است ویژگی‌های میدان جریان ستون دود را به طور کامل ثبت کند که در نمونه دنیای واقعی مشاهده می‌شود.



شکل ۴- کانتور دمای استاتیک حاصل از مدل اسپالارت-آلماراس و مقایسه با ستون دود واقعی [۴]

شکل ۵ میدان جریان ستون دود موشکی دوبعدی با استفاده از مدل آشفتگی استاندارد $k-\epsilon$ را نشان می‌دهد. این شکل نقشه کانتور دما را از میدان جریان ستون دود نمایش می‌دهد که ساختار موج ضربه‌ای در هسته غیرلرزش را برجسته کرده و همچنین نواحی احتراق ثانویه را در منطقه آشفته اطراف هسته نشان می‌دهد، زیرا گازهای داغ غنی از سوخت با هوای محیط مخلوط می‌شوند. با مقایسه مدل‌های SA و $k-\epsilon$ با ستون دود واقعی در شکل ۴، مشخص است که میدان جریان مدل $k-\epsilon$ تطابق بهتری نشان داده است.

مقایسه بین موقعیت امواج ضربه‌ای مدل شده در میدان‌های جریان ستون دود با استفاده از منحنی دمای استاتیک خط مرکزی محوری انجام شده که در شکل ۶ نشان

دیواره‌ها وجود دارد، پیش‌بینی می‌شود که مدل SST نتایج مشابهی با مدل استاندارد $k-\epsilon$ تولید کند.

k و ω در فلوئنت با استفاده از معادلات انتقال در معادله (۴) و معادله (۵) به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - Y_k \quad (۴)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega \quad (۵)$$

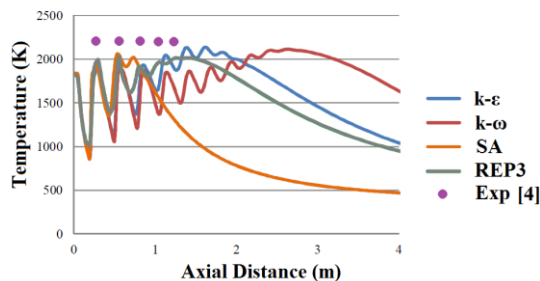
که در آن G_k تولید انرژی جنبشی آشفتگی، G_ω تولید ω و Y_ω و Y_k اتلاف k و ω هستند؛ همچنین σ_k و σ_ω اعداد پراندتل آشفتگی به ترتیب برای k و ω هستند. این معادلات سپس می‌توانند برای محاسبه لزجت آشفتگی با استفاده از k و ω به کار روند.

۴-۳- مدل‌های دیگر

مدل‌های شبیه‌سازی مقیاس‌گرا^۱ (SRS) به عنوان یک جایگزین برای مدل‌های آشفتگی RANS معرفی می‌شوند. مدل‌های SRS برخی از ویژگی‌های آشفتگی در جریان را حل می‌کنند. رایج‌ترین مدل SRS مدل شبیه‌سازی گردابه بزرگ (LES) است که نیاز به شبیه‌سازی‌های سه‌بعدی تابع زمان و گام‌های زمانی کوچک دارد، که محاسبات آن نیاز به قدرت پردازش بالاتر و زمان زیادی دارد. به دلیل نیاز به قدرت محاسباتی زیاد و طبیعت سه‌بعدی و وابسته به زمان مدل LES، این مدل از حیثه این مطالعه خارج است. اگرچه مدل LES ممکن است میدان جریان دقیق‌تری تولید کند [۱۹]، اما در حال حاضر به عنوان یک ابزار برای پیش‌بینی میدان جریان ستون دود موتور موشکی عملی نیست، چرا که تولید نتایج آن معمولاً نیاز به زمان بسیار زیادی دارد. فلوئنت همچنین شامل مدل‌های آشفتگی غیراستاندارد دیگری مانند مدل تنش رینولدز و مدل انتقال آرام-آشفته است. با این حال، این مدل‌ها

^۱ scale-resolving simulation

انتظار می‌رود و پیش‌بینی می‌شود که با تغییر تنظیمات مدل $k-\omega$ دقت بهتری در نتایج مشاهده شود.



شکل ۶- منحنی دمای خط مرکزی ستون دود توسط مدل‌های آشفته‌گی RANS استاندارد و نتایج تجربی [۴]

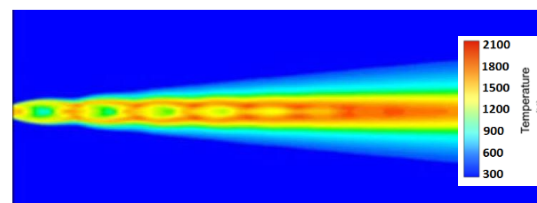
مدل‌های REP3 و فلوئنت با مدل‌های آشفته‌گی استاندارد $k-\omega$ و $k-\epsilon$ تطابق خوبی از نظر موقعیت محوری برای سه قله اول دمای استاتیک نشان می‌دهند. همان‌طور که در بخش مقدمه گفته شد، نشان داده شده که موقعیت‌های موج ضربه‌ای اندازه‌گیری شده در پایین دست صفحه خروجی نازل، در منطقه گذر آشفته ستون دود، به یکدیگر نزدیک‌تر هستند. تفاوت اصلی بین داده‌های تجربی و نتایج مدل‌های آشفته‌گی در حالت تنظیمات استاندارد آن‌ها در همین پدیده مشاهده می‌شود.

۴-۲- نسخه‌های مدل $k-\epsilon$

مدل آشفته‌گی $k-\epsilon$ در فلوئنت شامل مدل‌های استاندارد، RNG و realizable است، همچنین چندین مدل برای اثرات نزدیک دیواره نیز وجود دارد. در این مطالعه بررسی نزدیک دیواره گنجانده نشده است، زیرا اساساً یک مسئله جریان غیرمحدود است که تعامل کمی با دیواره‌ها به جز گلوگاه نازل دارد. بر این اساس، تنظیمات استاندارد توابع دیواره برای تمام آزمایش‌های مدل آشفته‌گی $k-\epsilon$ استفاده شده است.

شکل ۷ مقایسه‌ای بین دمای استاتیک خط مرکزی محوری پیش‌بینی شده توسط هر سه مدل آشفته‌گی $k-\epsilon$ ، با استفاده از تنظیمات پیش‌فرض آن‌ها و همچنین نتایج تجربی را نشان می‌دهد. هر سه مدل تعداد مشابهی موج ضربه‌ای در هسته ستون دود نشان داده‌اند و همچنین موقعیت‌های محوری مشابهی برای هر موج ضربه‌ای دارند. مدل RNG نتایج مشابهی با مدل استاندارد $k-\epsilon$ از نظر دما و موقعیت‌های موج ضربه‌ای نشان داده، اما در منطقه اختلاط آشفته ستون دود یک کاهش

داده شده است. علاوه بر مدل‌های SA و $k-\epsilon$ ، این نمودار همچنین شامل نتایج تجربی و نتایج پیش‌بینی REP3 و پیش‌بینی فلوئنت با استفاده از مدل آشفته‌گی استاندارد $k-\omega$ است. موقعیت موج ضربه‌ای اول به راحتی با تغییر در مدل آشفته‌گی تغییر نمی‌کند و توسط شرایط مرزی فشار صفحه خروجی کنترل می‌شود. پایین دست‌تر در میدان جریان ستون دود، ساختار موج ضربه‌ای با مدل‌های مختلف آشفته‌گی از نظر تعداد امواج ضربه‌ای و موقعیت‌های موج ضربه‌ای متفاوت است.



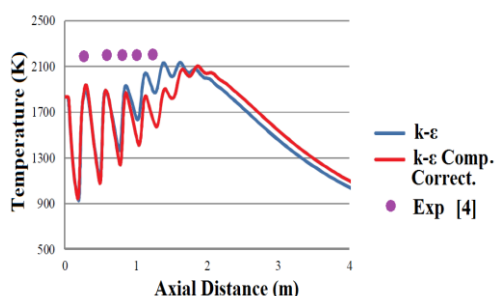
شکل ۵- کانتور دمای استاتیک حاصل از مدل $k-\epsilon$ استاندارد

تجربه نشان داده که REP3 تمایل دارد که میدان‌های جریان ستون دود کوتاه‌تر و عریض‌تری نسبت به پیش‌بینی‌های فلوئنت پیش‌بینی کند که این موضوع نیز برای موتور موشکی مطالعه شده در اینجا صادق است. طول ستون دود پیش‌بینی شده توسط REP3 تقریباً ۲۵٪ از طول پیش‌بینی شده توسط مدل $k-\epsilon$ کوتاه‌تر است. به‌طور کلی، REP3 دمای بالاتری را برای موج ضربه‌ای اول (تقریباً ۶٪ بیشتر) پیش‌بینی می‌کند و امواج ضربه‌ای کمتری نسبت به مدل‌های آشفته‌گی استاندارد $k-\omega$ و $k-\epsilon$ (چهار موج در مقابل حدود شش موج) در فلوئنت دارد. REP3 از یک مدل آشفته‌گی $k-w$ استفاده می‌کند (که متفاوت از مدل $k-\omega$ است) که جزئیات آن در مرجع [۶] آمده است.

نتایج در شکل ۶ تأیید می‌کنند که مدل آشفته‌گی SA برای مدل‌سازی میدان جریان ستون دود موتور موشکی مناسب نیست و دیگر در این مطالعه مورد بررسی قرار نگرفته است. مدل آشفته‌گی استاندارد $k-\epsilon$ تقریباً همان تعداد امواج ضربه‌ای که در نتایج تجربی دیده می‌شود را در هسته ستون دود تولید کرده است، در حالی که مدل آشفته‌گی استاندارد $k-\omega$ تقریباً دو برابر تعداد امواج ضربه‌ای را تولید کرده است. این احتمالاً نتیجه نادرستی است که هنگام استفاده از مدل $k-\omega$

ایده آل در مدل فعال است. از آنجا که ستون دود راکت‌ها شامل جریان تراکم‌پذیر هستند، معادلات گاز ایده آل و انرژی برای انجام مدل‌سازی میدان جریان فعال شده‌اند. به همین دلیل، این اصلاح در تمام پیش‌بینی‌ها با استفاده از مدل آشفستگی $k-\epsilon$ در این مطالعه گنجانده شده‌است. ممکن است که عبارت Y_M در معادله (۲) اثر نامطلوبی بر نواحی آشفستگی تراکم‌ناپذیر خارج از هسته غیرلزج داشته باشد، اما این موضوع در اینجا آزمایش نشده، چرا که این جمله به راحتی در نرم‌افزار غیرفعال نمی‌شود.

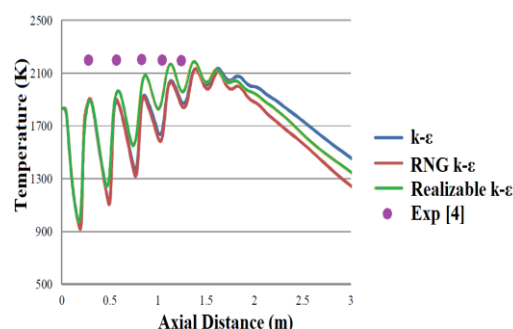
یک گزینه که در فلونت برای آزمایش وجود دارد، گنجاندن تولید آشفستگی به دلیل واگرایی تراکم‌پذیر است. این گزینه مخفی در منوی تخصصی آشفستگی است که از طریق دستورات متنی در رابط کاربری متنی فلونت (TUI) قابل دسترس است. شکل ۹ مقایسه‌ای بین مدل استاندارد $k-\epsilon$ و مدل استاندارد $k-\epsilon$ با فعال‌سازی گزینه تراکم‌پذیری نشان می‌دهد. فعال‌سازی این گزینه در مدل منجر به کاهش دماهای موج ضربه‌ای در پایین دست شده، اما تغییر قابل توجهی در تعداد یا موقعیت امواج ضربه‌ای در هسته غیرلزج ستون دود ایجاد نکرده است.



شکل ۹- مدل $k-\epsilon$ با تصحیح تراکم‌پذیری و نتایج تجربی [۴]

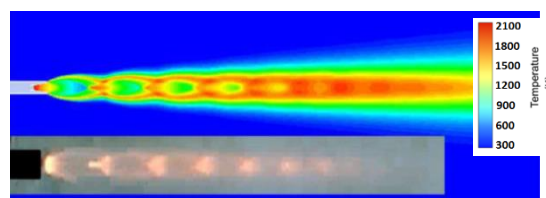
چندین مدل اصلاح‌شده آشفستگی $k-\epsilon$ در مقالات وجود دارد که برای انواع خاصی از جریان‌ها طراحی شده‌اند. سه نسخه از این مدل‌ها به عنوان مدل‌های اعتبارسنجی شده، قادر به پیش‌بینی جت‌های محوری بهتر از مدل استاندارد $k-\epsilon$ هستند [۲۰-۲۲]. جدول ۲ ثابت‌هایی را نشان می‌دهد که بر اساس معادلات (۲) و (۳) برای پیش‌بینی‌های سه مدل

دما را نشان می‌دهد. پیش‌بینی ستون دود با استفاده از مدل $k-\epsilon$ ، ستون دود ناپایداری تولید کرده که نیاز به توجه بیشتری برای همگرا شدن در مقایسه با سایر مدل‌های $k-\epsilon$ داشته است. مدل $k-\epsilon$ ستون دود را با دماهای موج ضربه‌ای بالاتر در قله‌ها تولید کرده، اما دما در منطقه دنباله آشفته ستون دود را در مقایسه با مدل استاندارد $k-\epsilon$ پایین‌تر پیش‌بینی کرده است.



شکل ۷- مقایسه منحنی دمای خط مرکزی برای نسخه‌های مدل $k-\epsilon$ و نتایج تجربی [۴]

شکل ۸ مقایسه‌ای بین کانتور دمای استاتیک که از گلوگاه نازل شروع می‌شود و نه از صفحه خروجی نازل، و یک تصویر ویدیویی از موتور موشک آزمایشی با مقیاس مشابه را نشان می‌دهد. استفاده از گلوگاه نازل به عنوان شرایط مرزی ستون دود موتور موشکی منجر به موج ضربه‌ای عمودی واضح‌تری در پایین دست صفحه خروجی نسبت به شکل ۵ شده‌است. این امر باعث شده که فاصله بین امواج ضربه‌ای در پایین دست نازل بیشتر فشرده شود، زیرا انرژی بیشتری در هسته ستون دود از طریق امواج ضربه‌ای قوی ابتدایی از دست رفته است.



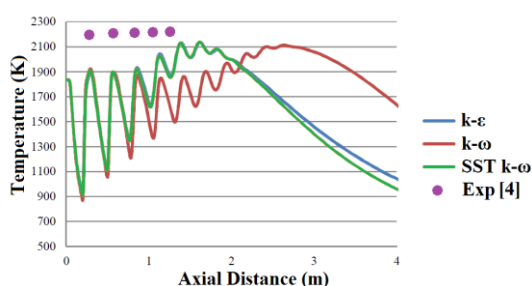
شکل ۸- ستون دود مدل‌شده از گلوگاه نازل و مقایسه با ستون دود واقعی [۴]

فلونت به طور خودکار یک عبارت اصلاحی فشرده‌سازی Y_M در معادله (۲) را زمانی اعمال می‌کند که قانون گاز

مدل‌های آشفتگی دو معادله‌ای تمایل دارند انرژی آشفتگی (k) را در مناطق سکون، مانند نواحی موج ضربه‌ای، بیش از حد پیش‌بینی کنند. برخی اصلاحات برای معادلات k وجود دارند که این مشکل را جبران می‌کنند که یکی از آن‌ها اصلاح کاتو-لاندر [۲۳] است. اصلاح کاتو-لاندر در کنار مدل استاندارد k - ϵ آزمایش شده، اما تأثیر قابل‌توجهی بر نتایج میدان جریان ستون دود موشکی نشان نداده است.

۳-۴- نسخه‌های مدل k - ω

مدل آشفتگی k - ω در فلوئنت شامل گزینه‌هایی برای مدل استاندارد k - ω و مدل SST k - ω است. شکل ۱۱ پیش‌بینی‌های دمایی استاتیک محوری در خط مرکزی را برای مدل‌های استاندارد و SST k - ω نشان می‌دهد و همچنین شامل نتایج مدل استاندارد k - ϵ برای مقایسه است. در شکل ۱۱، EXP نشان‌دهنده موقعیت‌های موج ضربه‌ای محوری تجربی برای این موتور آزمایشی است.



شکل ۱۱- مقایسه دمایی خط مرکزی ستون دود در مدل‌های k - ω و نتایج تجربی [۴]

همان‌طور که در بخش ۳-۳ ذکر شد، مدل آشفتگی SST k - ω ترکیبی از مدل‌های استاندارد k - ω و k - ϵ است، به‌طوری که مدل k - ω در نزدیکی دیواره‌ها و مدل k - ϵ در جریان آزاد عمل می‌کند. به همین دلیل قابل پیش‌بینی است که مدل SST ستون دودی مشابه با مدل استاندارد k - ϵ تولید کند که همین نتیجه در شکل ۱۱ نشان داده شده است.

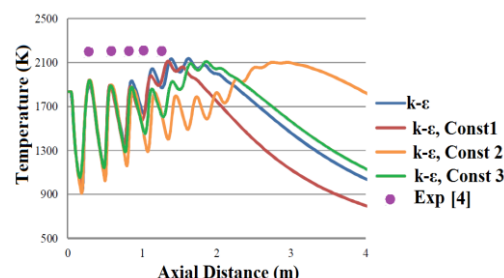
مدل آشفتگی استاندارد k - ω سه گزینه در دسترس دارد: اصلاح برای اعداد رینولدز پایین، اصلاح تراکم‌پذیری و اصلاح جریان برشی. به‌صورت پیش‌فرض، اصلاح اعداد رینولدز پایین و اصلاح جریان برشی زمانی که مدل k - ω استفاده می‌شود، فعال هستند، اما اصلاح تراکم‌پذیری فعال نیست. برای آزمایش

آشفتگی k - ϵ اصلاح‌شده استفاده شده‌اند که در آن C_{μ} به‌عنوان یک ثابت در معادله لزجت آشفتگی تعریف شده است.

جدول ۱- ثابت‌های مدل k - ϵ

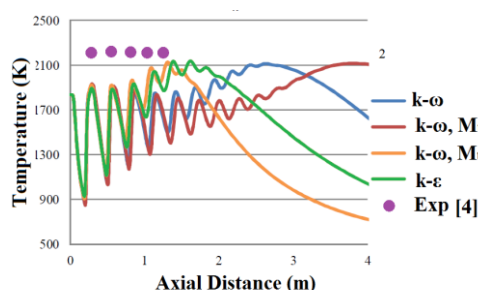
ثابت‌ها	$C_{2\epsilon}$	$C_{1\epsilon}$	C_{μ}	σ_k	σ_ϵ
استاندارد [۱۴]	۱/۹۲	۱/۴۴	۰/۰۹	۱/۰۰	۱/۳۰
Const1	۲/۰۲	۱/۴۰	۰/۰۹	۱/۳۲	۱/۳۸
Const2	۱/۸۲	۱/۵۰	۰/۰۹	۱/۰۰	۱/۷۰
Const3	۱/۸۰	۱/۳۵	۰/۰۹	۱/۰۰	۱/۳۰

شکل ۱۰ پیش‌بینی‌های دمایی استاتیک محوری در خط مرکزی را برای مدل‌های k - ϵ اصلاح‌شده، در مقایسه با مدل استاندارد k - ϵ و موقعیت‌های موج ضربه‌ای محوری اندازه‌گیری‌شده تجربی نشان می‌دهد. تغییر مقادیر ثابت‌ها تأثیر قابل‌توجهی بر ساختار موج ضربه‌ای در منطقه گذار ستون دود و لایه اختلاط لزج داشته است. نتایج نشان می‌دهند که یک رابطه تناسبی بین $C_{2\epsilon}$ و $C_{1\epsilon}$ وجود دارد که شدت آشفتگی را در منطقه آشفته میدان جریان ستون دود در خارج از هسته غیرلزج تحت تأثیر قرار می‌دهد. اگر $C_{1\epsilon}$ کاهش یابد و $C_{2\epsilon}$ افزایش یابد، شدت آشفتگی افزایش می‌یابد که در نتیجه باعث کاهش طول ستون دود می‌شود، همان‌طور که در مدل Const1 مشاهده می‌شود. عکس این موضوع نیز صادق است و در نتایج مدل Const2 نشان داده شده است که افزایش طول ستون دود را نشان می‌دهد و همچنین نتیجه‌ای مشابه با پروفیل دمایی خط مرکزی تولید شده با استفاده از مدل آشفتگی k - ω دارد. این رابطه همچنین از معادلات انتقال مورد استفاده در مدل آشفتگی k - ϵ قابل استنباط است.



شکل ۱۰- مقایسه نتایج مدل k - ϵ با ثابت‌های مختلف

اصلاح شده M_{t0} برابر با ۰/۱ و ۰/۵ نشان می‌دهد. وقتی M_{t0} روی ۰/۱ تنظیم شده‌است، شدت آشفستگی در میدان جریان کاهش یافته و طول ستون دود بیشتر از مدل استاندارد $k-\omega$ شده است. اما زمانی که مقدار به ۰/۵ تنظیم شده، شدت آشفستگی افزایش یافته و طول ستون دود کوتاه‌تر از مدل استاندارد $k-\varepsilon$ شده است. با تنظیم M_{t0} روی ۰/۵، تعداد امواج ضربه‌ای به‌طور قابل‌توجهی نسبت به مدل استاندارد $k-\omega$ کاهش یافته و موقعیت‌های موج ضربه‌ای نیز به سمت بالادست جابه‌جا شده‌اند که تطابق بهتری با موقعیت‌های اندازه‌گیری شده نشان می‌دهد.

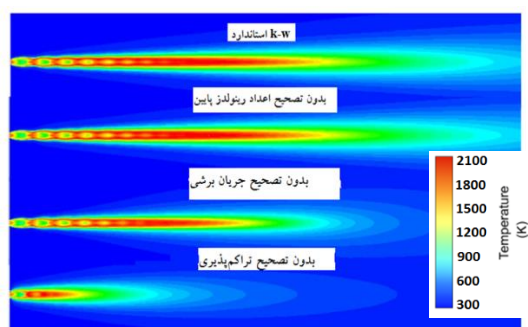


شکل ۱۳- نتایج مدل $k-\omega$ با تغییرات M_{t0}

نسخه‌ای اصلاح شده از مدل $k-\omega$ وجود دارد که مدل خط پایه نامیده می‌شود و به نظر می‌رسد که برای جریان‌های برشی آزاد در مقایسه با مدل استاندارد $k-\omega$ مناسب‌تر باشد. این مدل، مدل $k-\varepsilon$ را با مدل $k-\omega$ ترکیب می‌کند [۲۵]. ثابت‌های مدل استاندارد $k-\omega$ برای استفاده از این مدل اصلاح شده تنظیم شده‌اند.

شکل ۱۴ دمای خط مرکزی ستون دود را نشان می‌دهد و موقعیت‌های موج ضربه‌ای محوری اندازه‌گیری شده، مدل استاندارد $k-\varepsilon$ ، مدل استاندارد $k-\omega$ و مدل $k-\omega$ با ثابت‌های اصلاح شده را مقایسه می‌کند. مدل اصلاح شده نتایج مطلوبی از نظر طول کلی ستون دود نشان داده است. این مدل همچنین کاهش تعداد امواج ضربه‌ای را نسبت به مدل استاندارد $k-\omega$ نشان داده و یک جابه‌جایی جزئی در موقعیت‌های موج ضربه‌ای پایین‌دست به سمت صفحه خروجی نازل داشته است.

تأثیر این گزینه‌ها بر میدان جریان ستون دود موشکی انتخاب شده، هر گزینه غیرفعال شده و مدل ستون دود دوباره شبیه‌سازی گردیده است. شکل ۱۲ کانتورهای دمای استاتیک را نشان می‌دهد که تأثیر غیرفعال کردن هر گزینه به‌صورت جداگانه را برجسته می‌کنند. اصلاح اعداد رینولدز پایین تأثیری بر میدان جریان ستون دود نداشته است که انتظار هم می‌رفت، زیرا این گزینه مربوط به مرزهای نزدیک دیواره است. گزینه اصلاح جریان برشی برای بهبود دقت در پیش‌بینی جریان‌های برشی آزاد طراحی شده‌است که فرض می‌شود برای مدل‌سازی میدان‌های جریان ستون دود خروجی موشکی مفید باشد. غیرفعال کردن این گزینه باعث کاهش چشم‌گیر منطقه اختلاط آشفته ستون دود در میدان دور شده، اما تأثیری بر ساختار موج ضربه‌ای در هسته ستون دود نداشته است. غیرفعال کردن گزینه اصلاح تراکم‌پذیری در مدل $k-\omega$ طول ستون دود را به‌شدت کاهش داده است و نتیجه‌ای مشابه با آنچه با استفاده از مدل آشفستگی SA محاسبه شده بود، به‌دست آورده است.



شکل ۱۲- مقایسه کانتور دمای استاتیک برای نسخه‌های مدل $k-\omega$

اصلاح تراکم‌پذیری برای مدل $k-\omega$ در فلوئنت شامل یک مقدار اولیه عدد ماخ آشفته (M_{t0}) برابر با ۰/۲۵ است. این مقدار را می‌توان در مدل $k-\omega$ تغییر داد و نشان داده شده است که معادله اصلاح تراکم‌پذیری برای مقادیر تا $M_{t0} = 0.5$ معتبر است [۲۴]. از آنجا که به نظر می‌رسد مدل $k-\omega$ به اصلاح تراکم‌پذیری برای پیش‌بینی دقیق میدان‌های جریان ستون دود وابسته است (شکل ۱۲)، این ثابت از ۰/۱ تا ۰/۵ تغییر داده شده‌است. شکل ۱۳ مقایسه‌ای بین مقادیر دمای خط مرکزی مدل‌های استاندارد $k-\varepsilon$ و $k-\omega$ و دو مدل با مقادیر

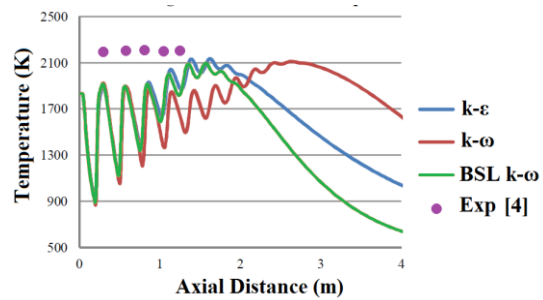
مدل استاندارد $k-\omega$ نشان داده است. با این حال، اقداماتی برای بهبود مدل $k-\omega$ انجام شده که ممکن است دقت میدان جریان ستون دود را در کارهای آینده بهبود دهد. برخی اصلاحات برای مدل $k-\varepsilon$ در مقالات وجود دارد که دقت در میدان جریان مدل‌شده را افزایش می‌دهند. اصلاح پیشنهادی توسط تائیز و تام [۱۹] بهترین تطابق بین مدل $k-\varepsilon$ و موقعیت امواج ضربه‌ای اندازه‌گیری‌شده را نشان داده، در حالی که مقدار اولیه اصلاح تراکم‌پذیری اصلاح‌شده با $M_{i0} = 0.5$ برای مدل $k-\omega$ بهترین تطابق کلی با موقعیت امواج ضربه‌ای اندازه‌گیری‌شده را داشته است.

تفاوت عملکرد مدل‌ها ناشی از نحوه شبیه‌سازی برهم‌کنش بین آشفته‌گی و اختلاط گازهای داغ با هوای محیط است. مدل $k-\varepsilon$ به دلیل پایداری بالا و تخمین محافظه‌کارانه آشفته‌گی، ساختار موجی را واقع‌گرایانه‌تر بازسازی می‌کند، در حالی که مدل $k-\omega$ در حالت استاندارد گرایش به پیش‌بینی بیش از حد انرژی آشفته‌گی دارد که منجر به تولید غیرواقعی امواج ضربه‌ای اضافی می‌شود. فعال‌سازی گزینه‌هایی مانند تصحیح تراکم‌پذیری یا افزایش M_{i0} در مدل $k-\omega$ ، موجب کاهش شدت آشفته‌گی و تطابق بهتر با میدان واقعی جریان می‌شود. این رفتار به‌طور مستقیم به انتقال انرژی، سرعت اختلاط، و نرخ واکنش در لایه برشی وابسته است.

در کارهای آینده می‌توان از این مدل‌ها برای پیش‌بینی شناسایی‌شوندگی ستون دود استفاده کرده و نتایج را با مقادیر شدت تابشی اندازه‌گیری‌شده مقایسه نمود؛ همچنین مدل‌ها باید با سایر اندازه‌گیری‌های جریان، مانند دمای ستون دود و فشار محوری و شعاعی مداخله‌ای مقایسه شوند. برای تکمیل فرآیند انتخاب مناسب‌ترین مدل آشفته‌گی برای پیش‌بینی ستون دود موتور موشکی، این مدل‌ها سپس به سایر انواع موتور موشکی و داده‌های پروازی (در صورت وجود) اعمال خواهند شد تا مدل اعتبارسنجی شود.

مراجع

- [1] Simmons FS (2000) Rocket exhaust plume phenomenology. The Aerospace Press, USA.
- [2] Dennis C, Sutton P (2005) Assessing rocket plume damage to launch vehicles. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Arizona, USA, AIAA 2005-4163.



شکل ۱۴- نتایج مدل $k-\omega$ با تغییر ثابت‌ها

۵- نتیجه‌گیری

ارزیابی مدل‌های RANS موجود در بسته دینامیک سیالات محاسباتی انسیس فلوئنت برای یک مورد آزمایشی میدان جریان ستون دود موتور موشکی سوخت جامد انجام شده است. مورد آزمایشی متقارن محوری بوده و گونه‌ها و واکنش‌های مرتبط با احتراق ثانویه را شامل می‌شود. نتایج مدل‌سازی با داده‌های جمع‌آوری‌شده از تعدادی آزمایش شلیک استاتیک موتور، مقایسه شدند که با نیروی پیش‌رانش مدل‌شده مطابقت داشتند.

نتایج مدل‌سازی میدان جریان ستون دود با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی نشان داده‌اند که مدل‌های استاندارد RANS در پیش‌بینی گذرش آشفته‌گی از هسته غیرلج ستون دود به منطقه اختلاط لج مشکل دارند. این موضوع منجر به وجود اختلافاتی بین اندازه‌گیری‌ها و پیش‌بینی‌ها با توجه به آخرین موقعیت‌های موج ضربه‌ای در پایین‌دست صفحه خروجی نازل شده است. با این حال، به‌طور کلی، مدل‌های فلوئنت تطابق بهتری با موقعیت‌ها و تعداد امواج ضربه‌ای اندازه‌گیری‌شده در مقایسه با مدل REP3 نشان داده‌اند.

مدل‌سازی ستون دود از گلوگاه نازل نشان داده که میدان جریان دقیق‌تری نسبت به پیش‌بینی‌های انجام‌شده از صفحه خروجی نازل تولید می‌کند. با این حال، این مدل محاسبات زمان‌بری نسبت به مدل‌های شروع‌شده از صفحه خروجی نازل داشت. بهبود جزئی در موقعیت‌های ساختار موج ضربه‌ای به‌اندازه‌ای قابل‌توجه نبود که گنجانیدن پیش‌بینی‌های گلوگاه نازل در آینده را توجیه کند.

مدل آشفته‌گی استاندارد $k-\varepsilon$ تطابق بهتری با تعداد امواج ضربه‌ای اندازه‌گیری‌شده و موقعیت‌های محوری در مقایسه با

- [15] Bardina JE, Huang PG, Coakley TJ (1997) Turbulence modeling validation, testing, and development. NASA Technical Memorandum 110446.
- [16] Shih TH, Liou WW, Shabbir A, Yang Z, Zhu J (1995) A new k- ϵ eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flows—Model development and validation. *Comput Fluids* 24(3): 227–238.
- [17] Orszag SA, Yakhot V, Flannery WS, Boysan F, Choudhury D, Maruzewski J, Patel B (1993) Renormalization group modeling and turbulence simulations. International Conference on Near-Wall Turbulent Flows, Arizona, USA.
- [18] Wilcox DC (1998) Turbulence modeling for CFD. DCW Industries, Canada.
- [19] Zhou X, Luo KH, Williams J (2001) Large-eddy simulation of a turbulent forced plume. *European J. Mech. - B/Fluids* 20(2):233-254.
- [20] Thies A, Tam CKW (1996) Computation of turbulent axisymmetric and non-axisymmetric jet flows using the k- ϵ model. *AIAA J* 34(2): 309–316.
- [21] Roblin A, Dubois I, Grisch F, Boischot A, Vingert L (2002) Comparison between computations and measurements of a H₂/LOX rocket motor plume. 8th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, Missouri, USA, AIAA-2002-3107.
- [22] Chien KY (1982) Predictions of channel and boundary-layer flows with a low-Reynolds number turbulence model. *AIAA J* 20(1): 33–38.
- [23] Kato M, Launder BE (1993) The modeling of turbulent flow around stationary and vibrating square cylinders. *Proc 9th Symposium on Turbulent Shear Flows*, Kyoto, Japan, 10.4.1–10.4.6.
- [24] Friedrich R (2004) Fundamentals of compressible turbulence. IV Escloa de Primavera de Transicao e Turbulencia.
- [25] Menter FR (1993) Zonal two equation k- ω turbulence models for aerodynamic flows. 24th AIAA Fluid Dynamics Conference, Orlando, USA, AIAA-93-2906.
- [3] Niu Q, Duan X, Meng X, He Z, Dong S (2019) Numerical analysis of point-source infrared radiation phenomena of rocket exhaust plumes at low and middle altitudes. *Infrared Phys Technol* 99: 28–38.
- [4] Watts D (2016) Assessing computational fluid dynamics turbulence models for rocket exhaust plume simulation. 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, USA, 4591.
- [5] Dennis CW (1996) A study of rocket exhaust particles. PhD Thesis, Cranfield University, UK.
- [6] Cousins JM (1982) Calculations of conditions in an axisymmetric rocket exhaust plume: The REP3 computer program. RARDE, Westcott, UK.
- [7] Pu P, Jiang Y (2019) Assessing turbulence models on the simulation of launch vehicle base heating. *Int J Aerosp Eng* 1: 4240980.
- [8] Fontes DH, Metzger PT (2022) Evaluation of different RANS turbulence models for rocket plume on Mars environment. *AIAA SCITECH 2022 Forum*, USA, 0741.
- [9] Childs RE, Matsuno KV (2024) Novel turbulence model tailored for complex rocket motor exhaust jets. *AIAA AVIATION Forum and Exposition*.
- [10] Sanford G, McBride B (1996) Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications. NASA Reference Publication.
- [11] Langenais A, Aubrée J, Doublet P, Langlois S, Rialland V (2023) Numerical simulation of flight effect on the afterburning plume exhausting from a solid rocket motor. *EUCASS-CEAS 2023*, Switzerland.
- [12] Chase MW (1985) NIST-JANAF thermochemical tables. *J Phys Chem Ref Data*.
- [13] Spalart PR, Allmaras SR (1994) A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *Rech Aerospatiale* 1: 5–21.
- [14] Launder BE, Spalding DB (1974) The numerical computation of turbulent flows. *Comput Methods Appl Mech Eng* 3(2): 269–289.