مقایسه نتایج تحلیل آیرودینامیکی دو نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام و فلوئنت برای یک مدل ماوراء صوت

صابر عبدالله زاده[۱*]، فرهاد قدک[۲]، محمدعلی جزو وزیری[۳]، مصطفی قدک[۴]

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، S.abdollah0066@gmail.com

۲- دانشیار گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، Fghadak@chmail.ir

۳- استادیار گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، Mohamad.ali.vaziri@chmail.ir

۴- پژوهشگر مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، Mostafa.gh815@chmail.ir

*نویسنده مخاطب

چکیده

در این پژوهش به مقایسه‌ی نتایج تحلیل آیرودینامیکی دو نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام و فلوئنت با نتایج تجربی تونل باد برای یک مدل نمونه‌ی ماوراء صوت پرداخته شده است. در این شبیه‌سازی از معادلات جریان مغشوش ناویراستوکس تراکم‌پذیر سه‌بعدی، روش حجم محدود، حل‌کننده بر مبنای چگالی، سیال هوا با چگالی گاز ایده آل، مدل آشفتگی کی امگا اس اس تی و شبکه‌ی روی جسم و اطراف جسم از نوع شبکه ترکیبی که نزدیک دیواره‌ها منشوری (شبه با سازمان) و اطراف آن چهاروجهی (بی‌سازمان) استفاده‌شده است. نتایج استخراج‌شده از هر دو نرم‌افزار با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده است. مشاهده گردید که هر دو نرم‌افزار در این زمینه قابل‌اعتماد بوده و نتایج قابل قبولی ارائه می‌دهند. نتایج ضرایب برآ در نرم‌افزار فلوئنت به نتایج تجربی نزدیک‌تر بوده و در تمامی زوایای حمله نتایج ضریب برآ نسبت به استار سی‌سی‌ام حداکثر با اختلاف ۴/۴ درصد به نتایج تجربی نزدیک‌تر است. همچنین نتایج ضرایب پسا در نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام در اکثر زوایا به نتایج تجربی نزدیک‌تر بوده و نسبت به فلوئنت حداکثر با اختلاف ۳/۱ درصد به نتایج تجربی نزدیک‌تر است. پس درنتیجه اگر در پژوهش موردنظر نتایج برآ برای تحلیل از اهمیت بیش‌تری برخوردار باشد بهتر است از نرم‌افزار فلوئنت مورد استفاده قرار گیرد و اگر نتایج پسا مهم‌تر باشد از نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام استفاده گردد.

واژه‌های کلیدی: *تحلیل عددی – ضرایب آیرودینامیکی - مدل ماوراء صوت - استار سی‌سی‌ام - فلوئنت*

۱- مقدمه

تئوری‌های موجود در علم آیرودینامیک و مباحث مطرح در آن کاربردهای مختلفی در صنایع امروزی دارند در صنعت هوافضا محاسبه نیروهای وارد بر جسم پرنده به‌منظور طراحی اولیه، محاسبه عملکرد و شبیه‌سازی پروازی آن، از اهمیت بالایی برخوردار است. امروزه با توجه به پیشرفت روزافزون پردازنده‌های محاسباتی و افزایش سرعت محاسبات و همچنین عدم کار آیی روش‌های تحلیلی در مدل‌های پیچیده و هزینه بالای روش‌های تجربی، دینامیک سیالات محاسباتی موردتوجه فراوان قرارگرفته است. یکی از نرم‌افزارهایی که در دینامیک سیالات محاسباتی جایگاه ویژه‌ای داشته و همچنین قابلیت کارکرد در شبکه‌های پردازش موازی را دارا است نرم‌افزار فلوئنت (Fluent) می‌باشد [۱]. همچنین نرم‌افزار مطرح دیگری که در این پژوهش مورد قیاس و ارزیابی با فلوئنت قرار می‌گیرد، نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام (Star CCM+) می‌باشد.

در این پژوهش ضرایب آیرودینامیکی مدل نمونه در رژیم ماوراء صوت توسط دو نرم‌افزار فلوئنت و استار سی‌سی‌ام بدست آمده و درنهایت با نتایج تجربی مورد مقایسه قرارگرفته است. همچنین به لحاظ سرعت، دقت، مش‌زنی و کاربری پسندتر بودن هر دو نرم‌افزار در روند حل مورد مشاهده و ارزیابی قرار گرفته است.

۲- معادلات حاکم

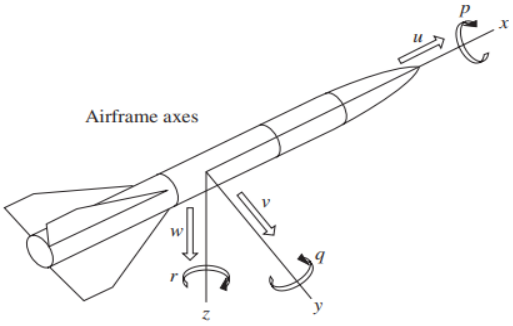
معادلات حاکم بر جریان سیال شامل معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی هستند با حل این معادلات می‌توان سرعت، فشار و سایر متغیرهای جریان سیال را به دست آورد. فرم دیفرانسیلی معادلات ناویراستوکس برای جریان‌های تراکم‌پذیر به شرح زیر می‌باشد [۱]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla.(\rho V) = 0 \qquad (۱)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \rho}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial}{\partial x_j}\left(2S_{ij} - \frac{2}{3}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right) \qquad (۲)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho H u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i}\left(u_j \tau_{ij} + k\frac{\partial T}{\partial x_i}\right) \qquad (۳)$$

برای توصیف حرکت یک پرنده، لازم است که یک سیستم مختصات مناسب برای فرمول‌بندی معادلات حرکت تعریف کنیم. سیستم مختصات را روی پرنده ثابت و به‌عنوان یک سیستم مختصات بدنی مورداستفاده قرار می‌گیرد. در این دستگاه محور x در راستای محور طولی و محورهای y و z عمود بر آن هستند (شکل ۱)، [۲].



شکل ۱- محور مختصات بدنه و گشتاورهای وارده بر آن [۲]

جهت بی‌بعد سازی ضرایب آیرودینامیکی، از ماکزیمم قطر بدنه استفاده شده است.

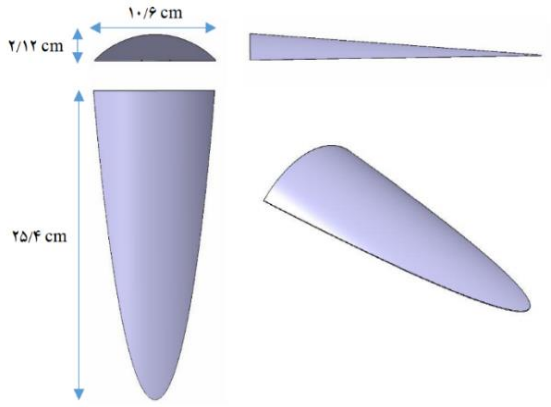
۳- شبیه‌سازی عددی

در این مطالعه از نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام و فلوئنت که بر اساس روش محاسباتی حجم محدود است برای تحلیل جریان اطراف مدل نمونه استفاده‌شده است. این دو نرم‌افزار قابلیت شبیه‌سازی جریان‌های مختلفی را دارند و می‌توان از مدل‌های توربولانسی مختلف با توجه به ویژگی‌های میدان جریان استفاده کرد. در این شبیه‌سازی از معادلات جریان مغشوش ناویراستوکس تراکم‌پذیر سه‌بعدی استفاده‌شده و برای حل عددی از روش حجم محدود، حل‌کننده بر مبنای چگالی، سیال هوا با چگالی گاز ایده آل، مدل آشفتگی کی امگا اس اس تی (k-ω-SST) به دلیل توانایی آن در شبیه‌سازی جریان‌های سرعت‌بالا استفاده‌شده است. مدل کی امگا اس اس تی برای جریاناتی که دارای عدد رینولدز پایین و نیز دارای جدایش جریان به دلیل گرادیان فشار معکوس هستند بهتر عمل می‌کند.

جهت تحلیل عددی پرنده نیاز به مشخصات هندسی آن می‌باشد. هندسه پرنده توسط نرم‌افزار کتیا (CATIA) ایجادشده است. در جدول ۱ و شکل ۲ مشخصات اصلی مدل نمونه که یک مدل اچ جی وی (HGV-Hypersonic Cruse Vehicle) بوده برای شبیه‌سازی آورده شده است [۳].

جدول ۱- ابعاد هندسی مدل نمونه

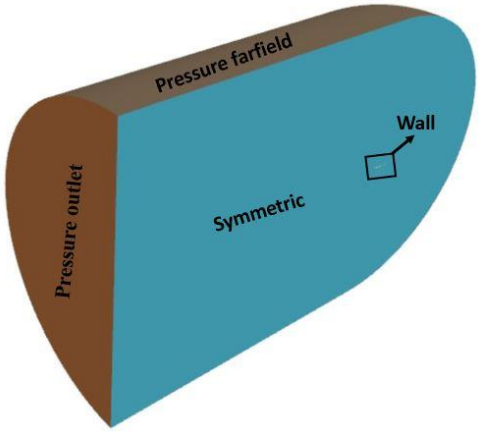
طول بدنه	۲۵/۴ سانتی‌متر
حداکثر عرض بدنه	۱۰/۶ سانتی‌متر
حداکثر ضخامت بدنه	۲/۱۲ سانتی‌متر
مساحت دید از بالا	۱۷۸/۳ سانتی‌متر مربع
مساحت دید از پشت	۱۵/۵ سانتی‌متر مربع



شکل ۲- مشخصات هندسی مدل نمونه

۴- شرایط مرزی

با توجه به نوع معادلات حاکم، تعداد و نوع شرایط مرزی متفاوت می‌باشد. همان‌طور که در شکل ۳ نشان داده‌شده است، برای بدنه موشک از شرط مرزی دیوار (Wall) و شرط عدم لغزش سرعت روی دیوار استفاده‌شده است. برای میدان جریان از شرط مرزی میدان دور فشار (Pressure-Farfield) برای مدل کردن جریان‌های آزاد تراکم‌پذیری بسیار دور از مرزهای جامد هستند استفاده شده است. در این شرایط باید عدد ماخ و فشار جریان آزاد و شرایط استاتیک آن را تعیین کرد. در این شبیه‌سازی از ماخ موردنظر و فشار استاندارد سطح استفاده شده است. برای صفحه خروج از شرط مرزی خروجی فشار (Pressure Outlet) استفاده‌شده است. همان‌طور که در شکل ۳ مشاهده می‌کنید پرنده در یک میدان جریان که فاصله آن از مرز ورودی، خروجی و مرزهای آزاد به ترتیب ۱۰، ۲۰ و ۱۰ برابر طول پرنده می‌باشد قرار داده‌شده است.



شکل ۳- شرایط مرزی حل میدان جریان

۵- مدل‌سازی

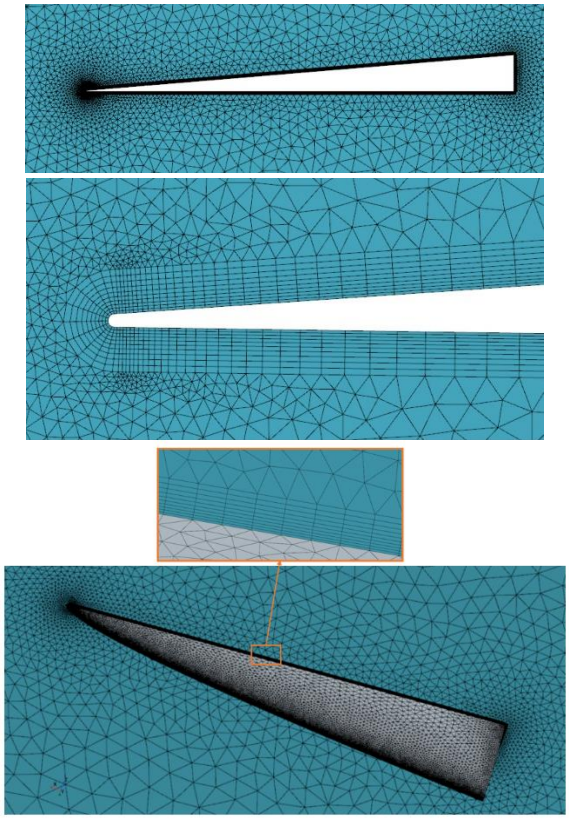
اولین گام تحلیل عددی ایجاد مدل و شبکه‌ای باکیفیت، متناسب با رژیم جریان و پارامترهای خروجی مربوطه می‌باشد که تقریباً بیش‌ترین زمان را به خود اختصاص می‌دهد. بعد از مدل‌سازی موشک با توجه به ماوراء صوت بودن رژیم جریان، یک فضای محاسباتی از نوع C شکل که بتواند شوک‌هایی که در نوک موشک ایجاد می‌شود را در برگیرد و اثرات شوک به مرزهای بی‌نهایت دور نرسد را ایجاد و به‌عنوان میدان جریان اطراف موشک در نظر می‌گیریم به دلیل تقارن موشک و برای کاهش زمان حل نیمی از موشک طبق شکل ۴ مورد تحلیل و بررسی قرار می‌گیرد [۱].

شکل ۴- نمای دوبعدی نیم بدنه

۶- شبکه‌بندی

یکی از مهم‌ترین مراحل تحلیل، تولید شبکه می‌باشد. در شکل ۵ شبکه تولیدشده بر روی میدان محاسباتی نشان داده‌شده است، شبکه مناسب شبکه‌ای است که در مکان‌هایی که در آن گرادیان‌های شدید و پدیده شوک اتفاق می‌افتد مانند دماغه موشک، سلول‌های محاسباتی به اندازه کافی ریز شده باشد با توجه به این‌که در نزدیکی دیواره‌ها گرادیان‌های شدیدی وجود دارد، شبکه باید در کنار دیواره‌ها ریزتر از سایر نقاط باشد. همان‌طور که اشاره شده، برای دست یافتن به پاسخی با دقت مناسب در کم‌ترین زمان، سعی می‌شود تا شبکه‌بندی ناحیه حل به‌صورت کاملاً سازمان‌یافته باشد، اما از سوی دیگر با توجه به هندسه پیچیده امکان شبکه‌بندی کاملاً سازمان‌یافته وجود ندارد، همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، شبکه‌ی

روی جسم و اطراف جسم از نوع شبکه ترکیبی که نزدیک دیواره‌ها منشوری و اطراف آن چهاروجهی (Tetrahedral Mesher) است.



شکل ۵- نمایی از شبکه تولیدشده با لایه‌مرزی بر روی مدل و میدان جریان در حالت نیم بدنه (Symmetric)

۷- استقلال حل از شبکه

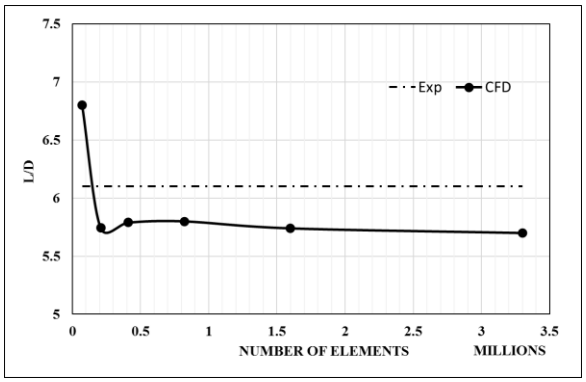
در این پژوهش به‌منظور حصول اطمینان از درستی روش حل عددی، نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی مرجع [۳] مقایسه شده است. بدین منظور، میدان جریان اطراف یک مدل نمونه‌ی اچ جی وی در رژیم جریان ماوراء صوت و عدد ماخ ۵/۲ به روش عددی حل و نتایج آن‌ها با تحقیقات معتبر منتشرشده مقایسه شده است.

جریان حول مدل نمونه با زوایای حمله مختلف از ۰/۴۵ تا ۶/۵۵ درجه طبق مرجع شبیه‌سازی می‌شود. ابتدا جهت بررسی استقلال حل از شبکه، ۶ شبکه با تعداد شبکه‌های ۱۱۶ k، ۲۰۸ k، ۴۱۰ k، ۸۲۰ k، ۱/۶ M و ۳/۳ M برای حالت نیم بدنه ایجاد شده و در بیش‌ترین زاویه حمله یعنی ۶/۵۵ درجه که احتمالاً با خطای بیش‌تری مواجه است می‌پردازیم. برای این منظور جسم در یک میدان جریان طبق جدول ۲ قرار داده شده است.

جدول ۲- شرایط تست تونل باد مدل نمونه [۳]

M_∞	۵/۲
$P_{0\infty}$	۶۸۹۴۸۰ Pa
P_∞	۱۰۳۵ Pa
$T_{0\infty}$	۳۹۴ K
T_∞	۶۱/۵ K

شکل ۳ نمودار نتایج نسبت برآ به پسا را برای شبکه‌های مختلف در مقایسه با نتایج تجربی نشان می‌دهد. مقایسه نسبت برآ به پسا در شبکه با تعداد ۱/۶ میلیون سلول اختلاف کمتری با مقادیر تجربی دارد و برای دیگر زوایای حمله مورداستفاده قرار گرفت، زیرا در شبکه‌ی با تعداد ۱/۶ میلیون سلول نسبت به شبکه‌ی ریزتر ۳/۳ میلیون تغییرات نسبت برآ به پسای آن حداکثر ۲ درصد است. همچنین با تعداد شبکه کم‌تر مدت زمان کم‌تری جهت هم‌گرایی شبیه‌سازی صرف می‌گردد؛ بنابراین در این مطالعه از شبکه‌بندی با تعداد ۱/۶ میلیون سلول برای شبیه‌سازی استفاده‌شده است.

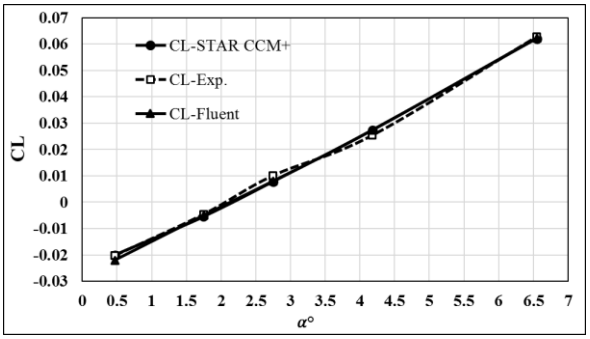


شکل ۶- نتایج عددی نسبت برآ به پسا در زاویه‌ی ۶/۵۵ درجه و ماخ ۵/۲ برای شبکه‌های مختلف (در حالت نیم بدنه)

۸- بحث و نتایج

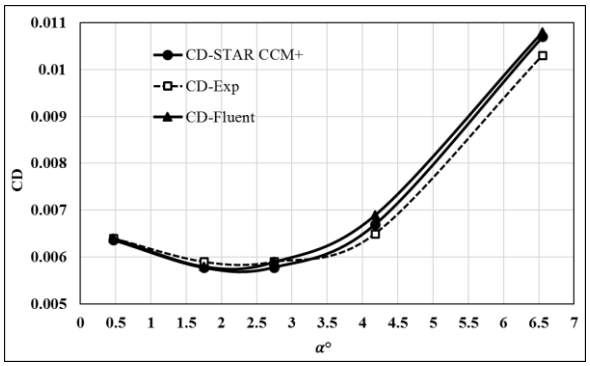
با توجه به این‌که هدف پژوهش صحت‌سنجی نتایج توسط نرم‌افزارهای استار سی‌سی‌ام و فلوئنت با نتایج تجربی بوده است. به همین دلیل از مش یکسان برای تحلیل در هر دو نرم‌افزار استفاده‌شده است.

در شبیه‌سازی این مدل به کمک هر دو نرم‌افزار ضرایب برآ، پسا و نسبت آن‌ها برای زوایای حمله ۰/۴۷، ۱/۷۵، ۲/۷۵، ۴/۱۸ و ۶/۵۵ درجه به دست آمد که نتایج آن در شکل‌های ۷، ۸ و ۹ آمده است.



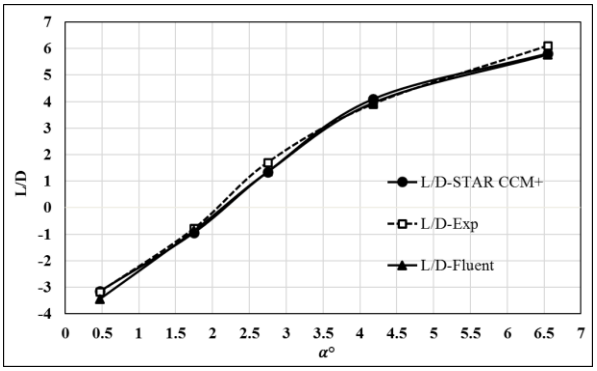
شکل ۷- مقایسه نمودار ضریب پسا با نتایج تجربی تحت زاویه حمله‌های مختلف در ماخ ۵/۲

همان‌طور که در شکل ۷ مشاهده می‌کنید نتایج به دست آمده در محدوده زاویه حمله خالص ذکرشده در عدد ماخ ۵/۲ با افزایش زاویه حمله مقدار ضریب برآ به‌صورت خطی افزایش پیدا می‌کند.



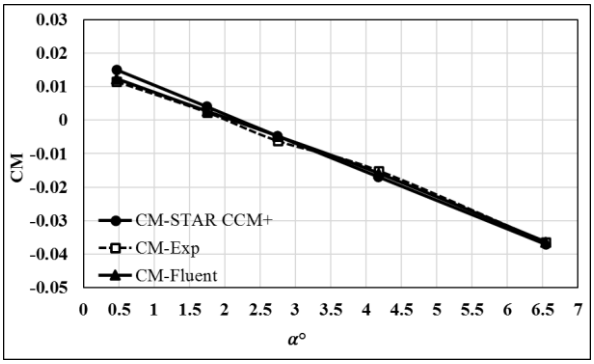
شکل ۸- مقایسه نمودار ضریب پسا با نتایج تجربی تحت زاویه حمله‌های مختلف در ماخ ۵/۲

با توجه به شکل ۸ ضریب پسا در زوایای ۰/۵ تا حدود ۲/۵ روند آن کاهشی و در زوایای ۲/۵ تا ۶/۵ روند آن افزایشی است.



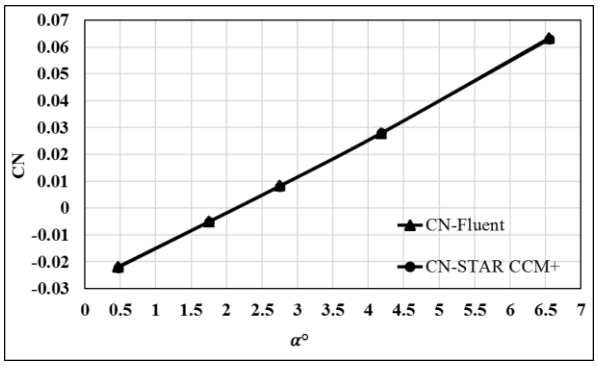
شکل ۹- مقایسه نمودار نسبت برآ به پسا با نتایج تجربی تحت زاویه حمله‌های مختلف در ماخ ۵/۲

همچنین به کمک هر دو نرم‌افزار ضرایب گشتاور پیچشی و نیروی عمودی برای زوایای حمله ۰/۴۷، ۱/۷۵، ۲/۷۵، ۴/۱۸ و ۶/۵۵ درجه به دست آمد که نتایج آن در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ آمده است.



شکل ۱۰- مقایسه نمودار ضریب گشتاور پیچشی با نتایج تجربی تحت زاویه حمله‌های مختلف در ماخ ۵/۲

در شکل ۱۰ تغییرات ضریب گشتاور پیچشی تحت زاویه حمله‌های مختلف در ماخ ۸ نشان‌دهنده پایداری پرنده (شیب منفی CM<0) در زوایای حمله ذکر شده است.



شکل ۱۱- مقایسه نمودار ضریب نیروی عمودی در هر دو نرم‌افزار تحت زاویه حمله‌های مختلف در ماخ ۵/۲

در شکل ۱۱ ضریب نیروی عمودی رفتاری همانند ضریب نیروی برآ از خود نشان می‌دهد و به صورت کاملا خطی افزایش می‌یابد.

همان‌طور که در شکل‌های ۷ تا ۱۱ مشاهده کردید، نتایج ضرایب برآ، پسا، نسبت برآ به پسا، ضریب گشتاور پیچشی و نیروی عمودی در هر دو نرم‌افزار با نتایج تجربی مطابقت خوبی دارد. درنتیجه، نتایج استخراج‌شده توسط هر دو نرم‌افزار قابل‌اعتماد بوده و از دقت خوبی برخوردار است. همچنین در موضوع این پژوهش مشاهده گردید که هر دو نرم‌افزار دقت و سرعتی مشابه و زمان حل تقریباً یکسانی دارند، اما نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام به دلیل کاربری پسندتر بودن تولید مش راحت‌تری دارد.

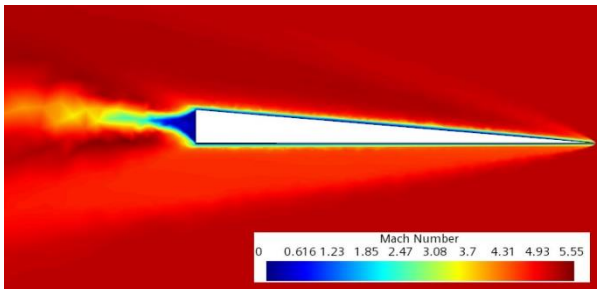
در جدول ۳ نتایج عددی به دست آمده از هر دو نرم‌افزار با نتایج تجربی مورد مقایسه قرارگرفته و درصد خطای آن محاسبه گردیده است.

جدول ۳- درصد خطای نتایج عددی هر دو نرم‌افزار با نتایج تجربی

	درصد خطا نتایج CFD			
زاویه حمله	CL-STAR CCM+	CD-STAR CCM+	CL-Fluent	CD-Fluent
۰/۴۷	۷/۳ ٪	۰/۶ ٪	۷/۳ ٪	۰ ٪
۱/۷۵	۱۳/۴ ٪	۱/۲ ٪	۹ ٪	۱/۶ ٪
۲/۷۵	۱۶/۵ ٪	۱/۲ ٪	۱۴/۷ ٪	۰ ٪
۴/۱۸	۶/۸ ٪	۳ ٪	۶/۴ ٪	۶/۱ ٪
۶/۵۵	۱/۲ ٪	۳/۸ ٪	۰/۹ ٪	۴/۸ ٪

همان‌طور که در جدول ۳ مشاهده می‌کنید درصد خطای ضرایب برآ در فلوئنت نسبت به استار سی‌سی‌ام به نتایج تجربی نزدیک‌تر است ولی نتایج ضرایب پسا در اکثر زوایا در استار سی‌سی‌ام نسبت به فلوئنت به نتایج تجربی نزدیک‌تر است.

در شکل ۱۲ کانتور عدد ماخ در اطراف پرنده در زاویه حمله ۶/۵۵ درجه نشان داده شده است، سرعت در لایه مرزی و نوک و پشت جسم نزدیک به صفر می‌باشد و محل افزایش فشار سطح شوک دیده می‌شود.



شکل ۱۲-کانتور عدد ماخ بر سطح جسم در زاویه حمله ۶/۵۵ درجه به ازای عدد ماخ ورودی ۵/۲

۹- نتیجه‌گیری

در این پژوهش نسبت برآ به پسا برای مدل نمونه توسط هر دو نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام و فلوئنت با نتایج تجربی مورد مقایسه قرار گرفت و مشاهده گردید که نتایج تطابق خوبی با نتایج تجربی دارند و می‌توان به هر دو نرم‌افزار اعتماد کرد.

هر دو نرم‌افزار دقت و سرعتی مشابه و زمان حل تقریباً یکسانی دارند، اما نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام به دلیل کاربری پسندتر بودن تولید مش راحت‌تری دارد.

نتایج ضرایب برآ در نرم‌افزار فلوئنت به نتایج تجربی نزدیک‌تر بوده و نسبت به استار سی‌سی‌ام حداکثر ۴/۴ درصد اختلاف دارد. همچنین نتایج ضرایب پسا در نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام در اکثر زوایا به نتایج تجربی نزدیک‌تر بوده و نسبت به فلوئنت حداکثر ۳/۱ درصد اختلاف دارد. پس درنتیجه اگر در پژوهش موردنظر نتایج برآ برای تحلیل از اهمیت بیش‌تری برخوردار باشد بهتر است از نرم‌افزار فلوئنت مورداستفاده قرار گیرد و اگر نتایج پسا مهم‌تر باشد از نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام استفاده گردد.

۱۰- مراجع

[۱] ج. حیدری، ف. قدک، و ح. محمدخانی،«تحلیل عددی و تجربی ضرایب آیرودینامیکی موشک نمونه در رژیم مافوق صوت»، در کنفرانس بین‌المللی انجمن هوافضای ایران، ۱۳۹۲.

[2] G.M. Siouris, “Missile guidance and control systems,” Springer Science & Business Media, 2004.

[3] R.H. Lange, “Exploratory Investigation at a Mach Number of 5.20 of the Longitudinal Aerodynamic Characteristics of Flat-Bottom Bodies,” July 1956.