

تأثیر جت خلاف جریان پالسی بر عملکرد ائروترمودینامیکی برای یک کپسول بازگشتی مافوق صوت

سهیلا عبدالهی^۱، عباس مردانی^۲، سید آرش سید شمس طالقانی^۳

۱ مربی، پژوهشکده علوم و فناوری هوایی، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران،

۲ دانشجوی کارشناسی ارشد، پژوهشکده علوم و فناوری هوایی، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران

۳ استادیار، پژوهشکده علوم و فناوری هوایی، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، taleghani@ari.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۱۱/۰۷

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۱/۱۴

چکیده

بهره‌وری و عملکرد یک وسیله هوافضایی یا فضایی که در جو پرواز می‌کند، تا حدود زیادی به فیزیک جریان اطراف این وسیله بستگی دارد. مهندسان برای کاهش اثرات نامطلوب گرمایش ائروترمودینامیکی این وسایل، رو به استفاده از سیستم‌های محافظ حرارتی آورده‌اند که استفاده از این سیستم‌ها هزینه‌های بسیار بالایی را در بر خواهد داشت. به همین دلیل در این مطالعه، تأثیر کنترل جریان به وسیله جت محوری خلاف جریان به عنوان یک کاهنده اثرات نامطلوب بر عملکرد ائروترمودینامیکی کپسول برگشت به جو آپولو با مقیاس ۲/۶ درصد تحقیق شده است. برای این منظور، عملکرد ائروترمودینامیکی این کپسول تحت کنترل در ۵ دبی جرمی متفاوت جت در ماخ جریان آزاد ۳/۴۸ بررسی شده است. با افزایش دبی جرمی جت، دو رژیم جریان قابل مشاهده است: رژیم نفوذ طولانی و رژیم نفوذ کوتاه. رژیم نفوذ طولانی، که در آهنگ‌های کم اتفاق می‌افتد، باعث می‌شود فاصله شوک ایجادشده از بدنه افزایش بیابد و جریان ناپایا و نوسانی گردد و رژیم نفوذ کوتاه که باعث می‌شود فاصله شوک ایجادشده از بدنه کاهش بیابد و جریان پایا شود و در آهنگ‌های زیاد اتفاق می‌افتد. انتقال از رژیم اول به دوم در آهنگ جرمی بین ۰/۱۴۵ و ۰/۱۱۳ کیلوگرم بر ثانیه رخ می‌دهد. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از جت می‌تواند منجر به کاهش حدود ۸۰ درصد در ضریب درگ شود. همچنین در این مقاله اثر تحریک جت خروجی به صورت پالسی در دو فرکانس ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ هرتز به منظور کاهش تزریق سیال بررسی شده است و نتایج حاصل از آن نشان می‌دهد که افزایش فرکانس به ۲۰۰۰ هرتز می‌تواند تا حدود ۶۰ درصد درگ را کاهش دهد.

واژگان کلیدی

کنترل جریان، اجسام بازگشت‌پذیر به جو، جت خلاف جریان، ضریب درگ، فرکانس تحریک، جت پالسی

۱. مقدمه

یکی از وسایل مهم در بسیاری از ماموریت‌های فضایی، وسایل ورود جسم در جو سیاره‌ها، از جمله زمین می‌باشند. در این زمینه سه روش برای فرود جسم به سطح زمین وجود دارد: استفاده از مسیر بالستیک، حرکت با موتور خاموش (سرخوردن) و حرکت با شتاب. در همهٔ این روش‌ها ائتلاف قابل توجهی در انرژی جنبشی جسم به وجود آمده و سبب کاهش شتاب وسیله می‌شود که در اثر آن، بارهای ائروترمودینامیکی شدیدی به جسم بازگردنده به جو اعمال می‌شود و می‌تواند خسارت‌های جبران‌ناپذیری را به جسم و سرنشینان آن وارد کند. به‌هنگام بازگشت اجسام به جو زمین، عموماً جسم در رژیم جریان مافوق صوت و ماورای صوت قرار می‌گیرد. شاخصه‌های مهم جریان مافوق صوت و ماورای صوت حول یک جسم بازگشتی عبارت است از موج کمائی قوی ایجادشده که در اثر آن درگ موجی قوی ایجاد می‌شود و بارهای سازه‌ای را به جسم تحمیل می‌کند و بارهای ائروترمال که افزایش دمای بدنه را به‌همراه دارد. تأثیر شدید این پدیده‌ها مستقیماً به جسم منتقل می‌شود و بر عملکرد آن اثر می‌گذارد.

تاکنون سیستم‌های محافظ حرارتی متفاوتی برای کنترل بار حرارتی استفاده شده است. استفاده از آنها وزن زیادی به سیستم تحمیل می‌کند؛ این وزن زیاد هم از نظر مانورپذیری و هم از منظر هزینه نامطلوب محسوب می‌شود و مینیمم کردن آن اهمیت ویژه‌ای دارد. به‌همین منظور، برای مدیریت کاهش انتقال حرارت و درگ موجی، پژوهشگران با استفاده از جت‌های مافوق صوت جهت جریان سبب نفوذ در شوک کمائی و تضعیف آن و کاهش آثار نامطلوب شده‌اند. ایدهٔ اصلی این مقاله، بررسی و توسعهٔ فناوری کنترل فعال جریان به‌وسیلهٔ جت‌های زیرسیستم‌های فضایی برای مدیریت و کنترل انتقال حرارت، بهبود عملکرد ائروترمودینامیکی و بهبود جرم محموله در فضاییما در فاز رفت‌وبرگشت است. روند پیشرفت در حوزهٔ مهندسی هوافضا نشان می‌دهد که در نیمهٔ دوم قرن بیستم تحقیقات فزاینده‌ای در جهت افزایش سرعت و ارتفاع اجسام پرندهٔ ماورای صوت انجام شده است. مثلاً می‌توان از توسعهٔ موشک‌های قاره‌پیما با سرعتی معادل با عدد ماخ ۲۵ و فضاییمای آپولو با سرعتی برابر با عدد ماخ ۳۶ نام برد. تعیین دقیق میدان جریان ماورای صوت و لزج حول اجسام دارای دماغهٔ سرپخ با استفاده از روش‌های عددی، هم از منظر ائروترمودینامیکی و هم از جهت انتقال حرارت، به‌عنوان امری مهم و ارزشمند مطرح است.

در اوائل سال ۱۹۵۰ م، مطالعه برای استفاده از روش کنترل فعال جریان در رژیم‌های جریان مافوق صوت، ماورای صوت و رژیم جریان انتقالی آغاز شد. پیش‌بینی می‌شد با استفاده از این روش می‌توان درگ موجی و بارهای ائروترمال را در وسائلی که در این رژیم جریان حرکت می‌کنند کاهش داد. استادلر و اینوی (۱۹۵۶) در مطالعات خود در زمینهٔ کنترل جریان حول یک جسم نیم‌کره مشاهده کردند که یک دبی کم جریان خلاف جهت سبب نصف‌شدن انتقال حرارت حول این جسم می‌شود [۱]. فری و بلوم (۱۹۵۷) مطالعات خود را بر پایهٔ روش تقریبی بنا نهادند و تست‌های خود را با جت‌های خروجی آب و هوا در جریان آزاد با ماخ ۶/۱ و در پنج هندسهٔ متفاوت، از هندسهٔ مخروطی تا کروی، انجام دادند. نتایج آنها نشان داد که خروج جت محوری تأثیر به‌سزایی در خنک‌کردن جسم دارد [۲]. نتایج آنها با نتایج روی مخروط ۵۰ درجه همخوانی خوبی داشت. رسلر و سیزر (۱۹۵۸) تأثیر مغناطیس و الکترومغناطیس را بر عملکرد ائروترمودینامیکی وسیله و همچنین بر فاصلهٔ شوک ایجادشده روی بدنه بررسی نمودند. نتایج آنها نشان داد که این اثر سبب پخش و فاصله‌گرفتن قابل ملاحظهٔ شوک از بدنه خواهد شد [۳]. چارکنکو و هنسی (۱۹۶۱) برای مطالعهٔ کاهش درگ در جلوی یک جسم مخروطی از جت‌های راکت رترو استفاده و مشاهده کردند که فقط در دبی‌های بالای جت درگ کاهش می‌یابد و پایداری حول دماغه وجود خواهد داشت [۴]. وارن (۱۹۶۰) مطالعاتی تجربی را با جت‌هایی از جنس نیتروژن و هلیوم در جریان آزاد با ماخ ۵/۸ حول مخروط انجام داد. مطالعات او نشان داد که با تزریق دبی‌های جت بالا، انتقال حرارت کاهش بیشتری پیدا می‌کند. از نظر او با تزریق جت، یک دایرهٔ سکون در جلوی جسم ایجاد و سبب افزایش انتقال حرارت می‌شود که در حالت بدون جت، بسیار بیشتر از حالت با جت است [۵]. گرماد و مکری (۱۹۶۴) در مطالعات خود به این نتیجه رسیدند که در دبی‌های کم‌تزریق جت، در ابتدا مقدار انتقال حرارت افزایش و سپس تا ۳۳ درصد کاهش می‌یابد [۶]. بکوید و بوشنل (۱۹۶۵) مطالعات تجربی خود را به تست‌های پروازی در ارتفاع ۱۵۰۰۰ فوت و با سرعت ۱۴۰۰۰ فوت بر ثانیه برای یک مخروط نوک‌پخ با نیم‌زاویهٔ ۹ درجه و با تزریق جت جانبی برای کاهش گرمایش ائروترمودینامیکی معطوف کردند. نتایج آنها نشان می‌داد که در یک بازهٔ زمانی ۹۰ ثانیه‌ای،

معادلات ناویر استوکس کوپل شده با مدل توربولانس $k-\epsilon$ پرداختند. نتایج آنها نشان‌دهنده کاهش ضریب درگ روی یک دماغه پخ بود [۱۶]. ژنگ و همکاران [۲۰۱۲] تأثیر جت خلاف جهت جریان را بر توزیع دمای یک هندسه دوبعدی از پیکره کپسول آپولو مطالعه کردند و نشان دادند که با تزریق جت خلاف جهت جریان در مرکز دماغه، تغییرات قابل ملاحظه‌ای در کاهش دما روی دماغه این کپسول اتفاق می‌افتد [۱۷]. سانتوس و همکاران [۲۰۱۳] نیز به بررسی اندرکنش بین سطح و گاز بر ضرایب درگ، فشار و انتقال حرارت در ارتفاع‌های مختلف به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو برای وسیله برگشت به جو برزیلی سارا پرداختند که از نتایج آن می‌توان به تطابق نتایج حاصل برای ضرایب فشار با روش نیوتنی اشاره نمود [۱۸]. کانوار و همکاران (۲۰۱۵) نیز جت خلاف جریان در محدوده مافوق صوت روی یک بدنه پخ با زاویه 60° درجه را در جریان ماورای صوت مطالعه عددی کردند و نشان دادند که این روش ۱۶ تا ۴۲ درصد کاهش ضریب درگ در مقایسه با حالت بدون جت حاصل می‌شود [۱۹]. هوآنگ (۲۰۱۵) تأثیر یک جت خلاف جهت جریان در سه ترکیب ساختاری مختلف را بر کاهش درگ و کاهش انتقال حرارت بررسی نمود. او نشان داد که ناپایداری جت خلاف جهت جریان و ترکیبات آن یک مساله حیاتی برای تغییر نیروی درگ است [۲۰].

در این مقاله، کپسولی را در حین ورود به جو فرض و آثار جت خلاف جهت جریان در حالت جت خروجی پایا بر ضرایب اثرودینامیکی و گرمایش اثرودینامیکی آن بررسی شده است. برای این منظور با استفاده از بسته نرم‌افزاری فلوئنت ۱۴ به شبیه‌سازی متقارن محوری کپسول پرداخته شده است. اثر جت واقع در نوک کپسول به شکل متقارن محوری بر توزیع دما و فشار روی دماغه این کپسول مطالعه می‌شود. نوآوری کار حاضر، که در مقاله‌های سایر پژوهشگران دیده نمی‌شود، استفاده از ایجاد پالس در جت خلاف جهت جریان و بررسی آثار آن بر عملکرد اثرودینامیکی کپسول است.

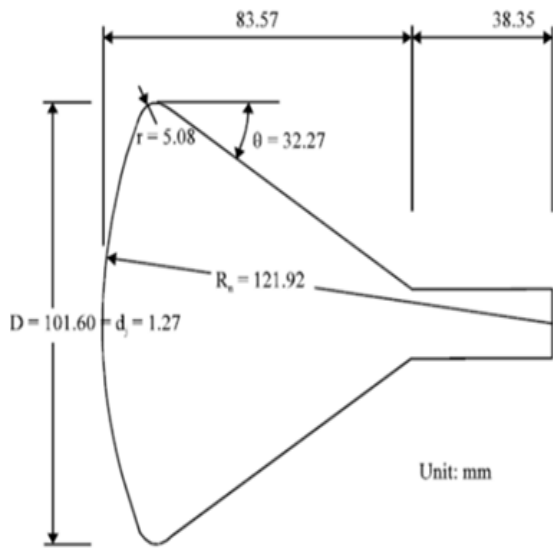
۲. معادلات حاکم

در این مقاله از معادلات پیوستگی، انرژی و ناویر استوکس به‌همراه مدل اغتشاشی دو معادله‌ای $k-\epsilon$ برای شبیه‌سازی جریان آشفتنه استفاده شده است. دلیل اصلی استفاده از این مدل

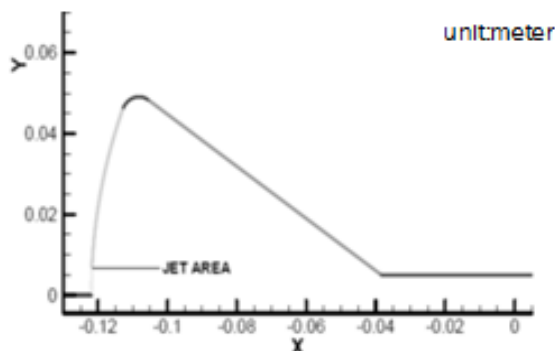
دما از 408 درجه فارنهایت به 155 درجه و به‌دنبال آن بار حرارتی از 470 بی. تی. یو. بر فوت مربع به 240 کاهش می‌یابد [۷]. کیز و هافنر (۱۹۶۷) جت خلاف جریان را مطالعه کردند و دریافتند که استفاده از این جت سبب افزایش درگ در هنگام فرود در اتمسفر می‌شود. این درگ با افزایش فشار کل جت خروجی افزایش می‌یابد [۸]. بوشنل و هافمن (۱۹۶۸) عملکرد نفوذ طولانی جت را بررسی کردند و دریافتند که اثر خنک‌کنندگی جت آب به نفوذ جت در جریان اطراف بستگی دارد [۹]. ژاروین و آدامز (۱۹۷۰) با مطالعه نازل در یک جسم مخروطی در یک وسیله برگشتی به وجود دو رژیم نفوذ جریان در جریان آزاد پی‌بردند: رژیم نفوذ طولانی در ضریب‌های تراست کوچک و رژیم نفوذ کوتاه در ضریب‌های تراست بزرگ [۱۰].

استفاده از پلاسمای غیرتعادلی یونیزه ضعیف برای کاهش درگ موجی و انتقال حرارت بدنه اجسام در جریان مافوق صوت و ماورای صوت مورد توجه قرار گرفته است. شنگ (۲۰۰۱) مطالعات تجربی و عددی گسترده‌ای را در مورد آثار جت خلاف جریان‌های متفاوت با وجود پلازما و بدون وجود آن جهت بررسی مقدار کاهش درگ حول اجسام کروی انجام داد [۱۱]. مشاهدات وی نیز حاوی دو نوع جریان پایا و ناپایای ارتعاشی بود که این دو حالت نیز به مقدار فشار و آهنگ خروج جرم جت بستگی شدیدی داشت. در زمینه درگ نیز در حالت با پلازما و بدون پلازما، نتایج تقریباً مشابه بود و در حالت تشکیل پلازما کاهش درگ حدود 10% درصد بیشتر نسبت به حالت بدون وجود پلازما دیده شد. مطالعات آزمایشگاهی ونوکومار (۲۰۰۶) نشان داد که فشارهای مختلف جت برای یک مخروط با دماغه پخ و زاویه زیاد، سبب کاهش 30% تا 45% درصدی ضریب درگ می‌شود [۱۲]. داسو (۲۰۰۲) با استفاده از دینامیک سیالات عددی کاهش 15% درصدی درگ را در رژیم جریان نفوذ کوتاه برای یک جسم مخروطی سیلندری در جریان آزاد با ماخ 2 و جت با ماخ 1 مشاهده کرد [۱۳]. داسو (۲۰۰۹) مطالعاتی را در همین زمینه به‌صورت آزمایشگاهی انجام داد [۱۴]. مطالعات او نیز نشان‌دهنده وجود دو رژیم جریان نفوذ طولانی و نفوذ کوتاه بود. چن و همکاران (۲۰۱۱) نیز به شبیه‌سازی عددی جت خلاف جریان با روش گردابه‌های بزرگ برای دو نسبت فشار مختلف جهت مشاهده توربولانس پرداختند [۱۵]. چاوینگ ژو و همکاران (۲۰۱۲) نیز به بررسی عددی تأثیر جت خلاف جریان روی ضریب درگ با حل

مشابه‌سازی مطالعات با نتایج تجربی، مشخصات جریان آزاد مطابق مشخصات تونل باد قرار داده شده است. در جدول ۱ مشخصات جریان آزاد آمده است. مطالعات تجربی بر مبنای ۵ آهنگ جریان متفاوت خروجی از نازل انجام شده است. در جدول ۲ مشخصات جریان‌های خروجی از نازل جلوی جسم و یا همان جت خروجی به قطر نازل ۰/۵ اینچ نمایش داده شده است.



شکل ۱. پیکره مورد مطالعه



شکل ۲. پیکره و موقعیت جت در محورهای مختصات

در این مقاله، شبکه‌بندی با سازمان در اطراف جسم، با ۴ اندازه متفاوت و با تعداد سلول‌های حدود ۲۲۱۷۶، ۴۳۶۳۶، ۱۰۶۵۶۴ و ۱۶۵۶۶۰ انجام شد. این شبکه‌بندی در نرم‌افزار گمبیت انجام شده است. برای بررسی عدم وابستگی حل عددی به اندازه شبکه‌بندی، دو پارامتر ترمودینامیکی درگ و دما در حالت بدون جت را بر روی سطح سپر جسم در آهنگ خروج جرمی ۰/۲۲۷ کیلوگرم بر ثانیه بررسی شده است. نتایج حاصل از ارزیابی تغییرات دما و درگ برحسب تغییرات تعداد سلول‌های شبکه به ترتیب در

اغتشاشی، قابلیت شبیه سازی بالای این مدل برای این هندسه خاص می‌باشد که موجب گردیده در تمام کارهای مشابهی که توسط سایر محققان انجام شده است، از این مدل اغتشاشی استفاده شود. معادلات حاکم در این حالت شامل مؤلفه تنش لزجی است. شکل بقائی معادلات ناویر استوکس و انرژی برای جریان سیال به شکل زیر است:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{V}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{v}) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \bar{V}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) + \rho \bar{g} + \bar{F} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\bar{V} (\rho E + p)) = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \bar{J}_j + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \bar{V})) + S_h \quad (3)$$

به طوری که در این معادله τ تانسور تنش، F جمله چشمه، ضریب هدایت حرارتی مؤثر k_{eff} ، h_j آنتالپی محسوس، J_j شار پخش و ترم S_h گرمای حاصل از واکنش‌های شیمیایی است. شرایط مرزی استفاده شده در نرم افزار نیز طوری در نظر گرفته شده است که برای تمامی سطوح کپسول از شرط مرزی دیواره، برای قسمت خروج جت، از شرط مرزی دبی جرمی ورودی و برای مرزهای حل محاسباتی از شرط مرزی فشار در بی نهایت استفاده شده است.

۳. هندسه و مطالعه شبکه‌بندی

در این مقاله به مطالعه متقارن محوری کپسول بازگشتی کپسول آپولو با مقیاس ۲/۶ درصد در زاویه حمله صفر پرداخته شده است. در شکل ۱ ابعاد و مشخصات مدل مورد بررسی نمایش داده شده است. در این شکل محل خروج جت در مرکز و جلوی جسم قرار دارد. همچنین گفتنی است که سطح جلوی جسم در این مقاله سپر نامگذاری شده است. در شکل ۲ موقعیت قرارگیری جت روی سپر نمایش داده شده است. میدان محاسباتی به شکل C در نظر گرفته شده که مرزهای دوردست در بالا و پایین به اندازه ۷ برابر قطر کپسول و مرزهای در عقب و جلو به اندازه ۸ برابر قطر کپسول از آن فاصله دارند.

در این بخش، پس از انجام مطالعات روی شبکه و انتخاب شبکه‌بندی مناسب برای حل، به بررسی جریان اطراف این وسیله پرداخته می‌شود. مطالعات تجربی انجام شده توسط داسو و همکاران (۲۰۰۹) روی هندسه کپسول برگشت به جو آپولو، پایه حل عددی در مطالعه حاضر قرار گرفته است. به همین منظور و برای

بدنه بررسی می‌شود. در شکل ۶ این فاصله از بدنه (به صورت بی‌بعد شده با قطر کپسول) حاصل از حل عددی در دبی‌های مختلف جت خروجی و نتایج حاصل از تست تونل باد [۱۴] با هم مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهد که این فاصله‌ها به اعداد به دست آمده در مشاهدات تجربی تونل باد [۱۴] نزدیک است و در حدود ۲ درصد خطا را نشان می‌دهد.

شکل‌های ۳ و ۴ نمایش داده شده است. حساسیت نمودارهای درگ و دما به تعداد سلول نشان می‌دهد که تعداد سلول ۱۰۶۵۶۴ برای مطالعه جریان مناسب است. در شکل ۵ نحوه شبکه‌بندی پیرامون پیکره کپسول نشان داده شده است.

۴. اعتبارسنجی

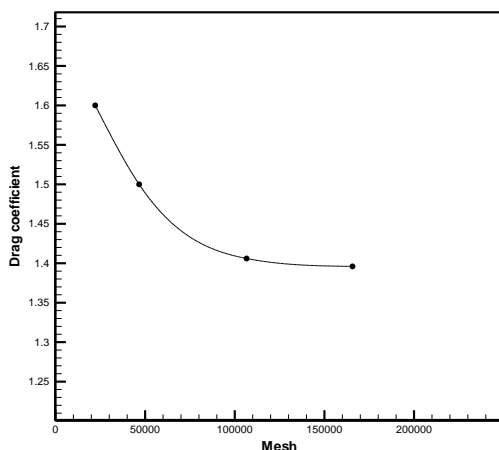
در ابتدا، برای اعتبارسنجی و بررسی صحت حل، با استفاده از نمودار داده‌شده در نتایج تجربی، فاصله شوک کمانی ایجادشده از

جدول ۱. مشخصات جریان آزاد

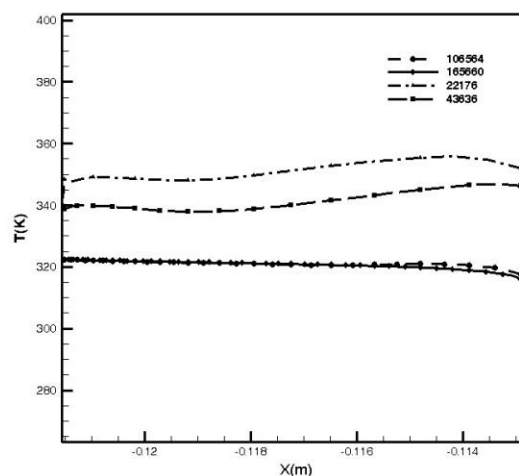
M	P ₀ (pa)	P _s (pa)	T ₀ (k)	T _s (k)
۳/۴۸	۳۰۹۷۱۲/۴۲	۴۱۳۶/۸	۳۲۳	۹۴/۳۷

جدول ۲. مشخصات جت

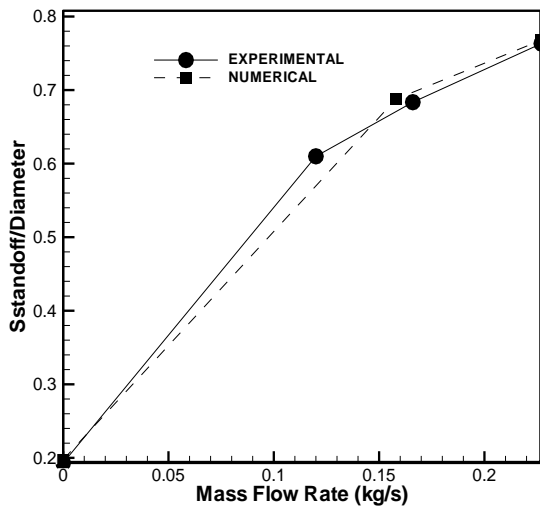
\dot{m} (kg/s)	M	P ₀ (psi)	T ₀ (r)	P _s (psi)	Y
۰/۲۲۷	۲/۴	۲۶۰	۴۸۷	۱۷/۵۹	۱/۳۹
۰/۱۵۸	۲/۳۱	۱۶۰/۲	۴۸۷	۱۳/۰۲۱	۱/۳۹
۰/۱۱۳	۲/۳۱	۱۱۰	۴۸۴	۹/۴۱	۱/۳۹
۰/۰۴۵	۲/۲۱	۴۴	۵۰۰	۳/۹۷۳۳	۱/۳۹
۰/۰۲۲۶	۲/۴	۲۶	۵۱۲	۱/۸۸۵۳	۱/۳۹



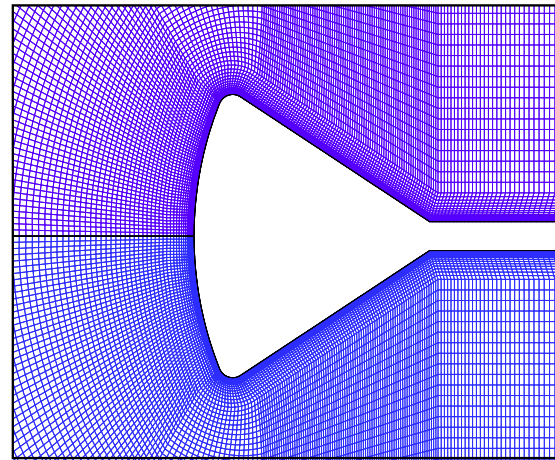
شکل ۴. روند تغییرات ضریب درگ بر حسب تغییرات تعداد سلول‌های شبکه



شکل ۳. روند تغییرات دما بر حسب تغییرات تعداد سلول‌های شبکه



شکل ۶. مقایسه فاصله شوک از بدنه در حل عددی و تجربی [۱۴]



شکل ۵. نحوه توزیع شبکه در اطراف کپسول

۵. مدل‌سازی کپسول در حالت بدون حضور جت

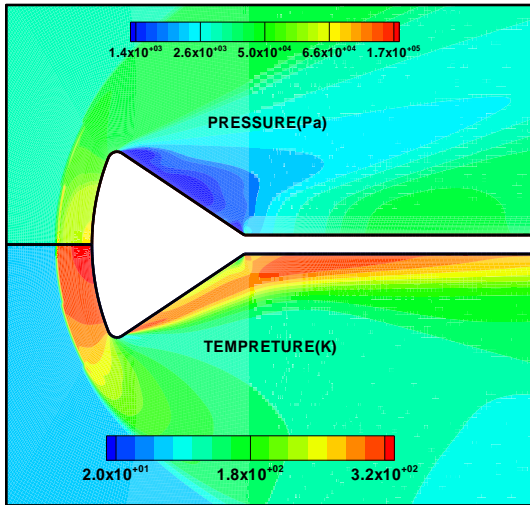
در شکل‌های ۷ و ۸ کانتورهای دانسیته، فشار و دما برای کپسول در حالت بدون اعمال جت در جریان مافوق صوت با ماخ $3/48$ نمایش داده شده است. در شکل ۷ کانتور دانسیته در حل عددی این مطالعه و تصویر شلیرین مطالعات تجربی نمایش داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که حل عددی از نظر فاصله شوک ایجادشده از بدنه، همخوانی نسبتاً خوب و قابل قبولی با نتایج حاصل از تست تونل باد، که توسط داسو و همکاران انجام شده است [۱۴]، دارد. در شکل ۸ همچنین برای به‌دست آوردن درک بهتر از جریان در اطراف کپسول، کانتورهای دما (برحسب کلوین) و فشار (برحسب پاسکال) نمایش داده شده است. میدان دمایی و فشاری نشان داده شده حاکی از آن است که دما در پیشانی کپسول افزایش می‌یابد. همچنین دمای جریان پس از گذر از لبه‌های کپسول و روی دیواره پستی و در ناحیه کم‌فشار نیز افزایش می‌یابد که این امر ناشی از جدایش جریان و بازگردش جریان از پایین‌دست جریان و ناحیه میله می‌باشد.

۶. مدل‌سازی کپسول در حالت با جت

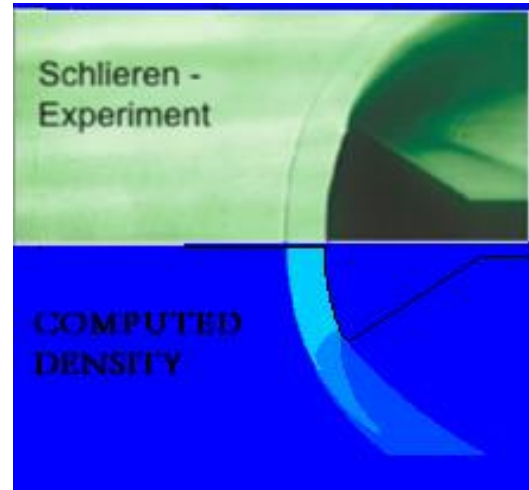
عموماً مشخصه اصلی جریان مافوق صوت در اطراف یک جسم یخ، شوک کمانی قوی ایجادشده در جلوی آن است. یک جت

خلاف جهت حرکت، با سرعتی در محدوده سرعت مافوق صوت از بدنه خارج می‌شود و تغییراتی در رژیم جریان اطراف جسم ایجاد می‌کند که می‌توان این تغییرات را با تغییر محل نقطه سکونی که در جریان جلوی جسم وجود دارد بیان کرد. این تغییر جریان منجر به تداخل شوک و جت خارج‌شده از نازل می‌شود. آثار این تداخل برحسب محل تداخل و شدت آن متفاوت است. در این بخش جت‌های مورد استفاده قرار گرفته است و آثار آن بر جسم و جریان اطراف آن بررسی می‌شود. در شکل ۹ کانتور توزیع دانسیته اطراف کپسول در حالت اعمال جت با دبی خروج $0/227$ کیلوگرم بر ثانیه نمایش داده شده است. همچنین در بخش ب از شکل ۹ تصویر شلیرین حالت مشابه حاصل از مطالعه تجربی داسو و همکاران [۱۴] برای مقایسه نمایش داده شده است؛ این دو شکل از نظر ساختار و فاصله شوک ایجادشده تطابق بسیار خوبی با هم دارند.

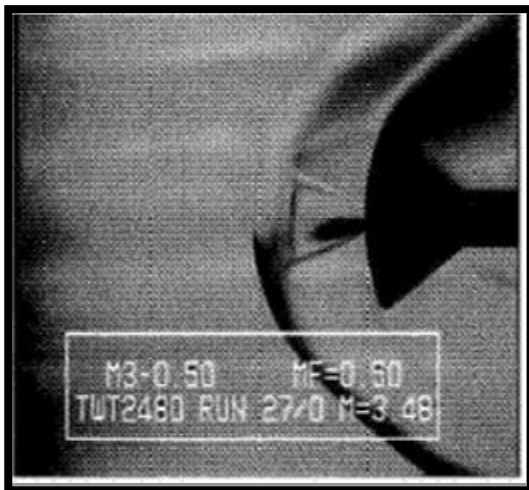
در شکل ۱۰ فاصله شوک ایجادشده از بدنه برحسب نسبت فشار کل جت به فشار کل جریان ارائه شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، در مقادیر نسبت فشارهای پایین‌تر، حالت نفوذ طولانی^۱ است که در آن فاصله شوک از بدنه زیاد است و در نسبت فشارهای بالاتر، حالت نفوذ کوتاه^۲ است که در آن فاصله شوک از بدنه کاهش می‌یابد.



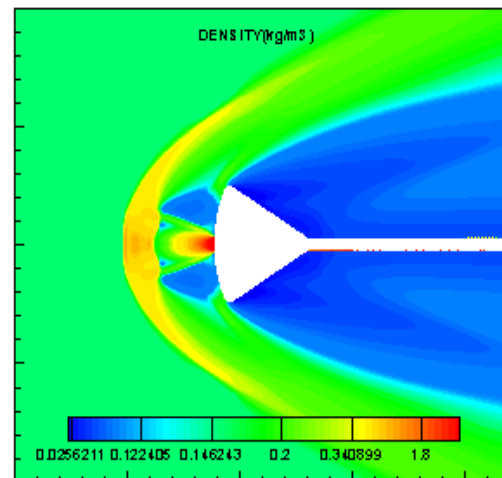
شکل ۸. کانتورهای فشار و دما در حالت بدون جت بر روی کپسول



شکل ۷. مقایسه کانتور دانسیته حاصل از حل عددی در این مقاله و تصویر شلیرین ارائه شده از مطالعات تجربی داسو [۱۴] (در نیمه بالایی شکل)



(ب)



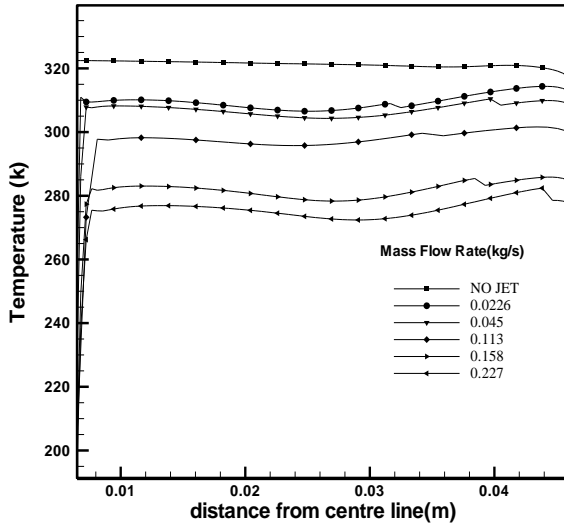
(الف)

شکل ۹. مقایسه کانتور دانسیته حاصل از حل عددی این مقاله؛ (الف) با تصویر شلیرین حاصل از مطالعه داسو [۱۴]، (ب) در جت با آهنگ ۰/۲۲۷ کیلوگرم بر ثانیه

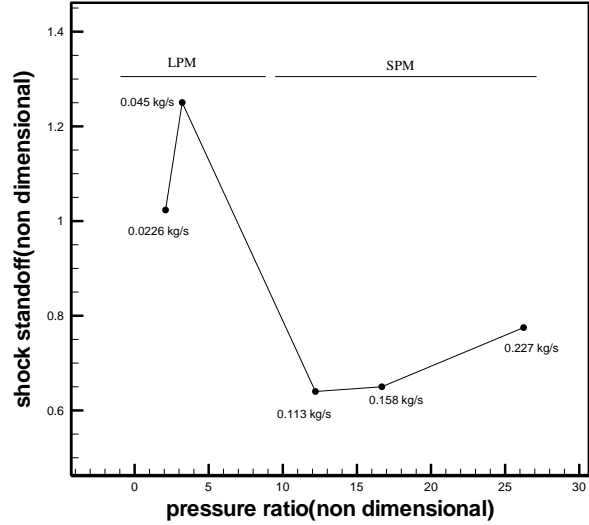
۷. تأثیر جت بر دما

تحت تأثیر تغییر رژیم از حالت نفوذ طولانی به حالت نفوذ کوتاه کاهش دما دیده می‌شود. در رژیم حالت نفوذ طولانی، رابطه معکوسی بین فاصله شوک از بدنه و دما روی سپر مشاهده می‌شود. این در حالی است که در حالت نفوذ کوتاه رابطه بین فاصله شوک از بدنه و دما روی سپر یک رابطه مستقیم است. با افزایش آهنگ از ۰/۱۱۳ به ۰/۱۵۸، فاصله شوک از بدنه کاهش یافته و به دنبال آن دمای روی دیواره نیز کاهش می‌یابد. با افزایش مجدد آهنگ از ۰/۱۵۸ به ۰/۲۲۷، طبق نمودار نشان داده شده باز شاهد کاهش مقدار دما خواهد بود.

در شکل ۱۱، نمودار توزیع دما روی سپر کپسول برحسب فاصله از محور مرکزی کپسول قابل مشاهده است. همان‌گونه که در نمودار دیده می‌شود، با افزایش آهنگ خروجی جرم از نازل، به‌طور پیوسته مقدار دما روی سپر کاهش می‌یابد. در حالت بدون وجود جت دما در حدود ۳۲۱ درجه کلوین است. با تزریق جت با دبی ۰/۰۲۲۶ کیلوگرم بر ثانیه، مقداری دما کاهش یافته است. با افزایش آهنگ از ۰/۰۲۲۶ به ۰/۰۴۵ کیلوگرم بر ثانیه، شوک تشکیل شده از بدنه فاصله بیشتری گرفته و دما کاهش می‌یابد. با افزایش آهنگ از ۰/۰۴۵ به ۰/۱۱۳، ساختار شوک عوض شده و



شکل ۱۱. نمودار توزیع دما روی سپر بر حسب y



شکل ۱۰. فاصله شوک ایجاد شده از بدنه بر حسب نسبت فشار

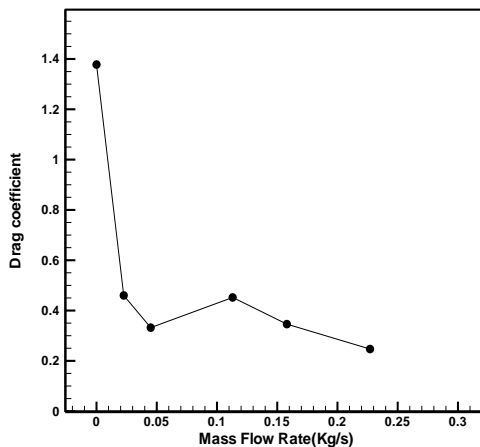
مقطع کپسول به عنوان سطح مرجع فرض شده است. مشاهده می‌شود که اعمال جت سبب کاهش قابل ملاحظه‌ای در نیروی درگ شده است. با استفاده از جت با آهنگ خروج جرمی 0.226 کیلوگرم بر ثانیه، درگ به اندازه $66/61$ درصد کاهش می‌یابد و با افزایش دبی به 0.227 کیلوگرم بر ثانیه، مقدار کاهش درگ به حدود 82 درصد می‌رسد. نمودار نشان می‌دهد که با افزایش آهنگ جرمی خروجی از جت، در ابتدا درگ کاهش می‌یابد. در نقطه‌ای که به آن نقطه بحرانی گفته می‌شود و جریان از حالت نفوذ طولانی به حالت نفوذ کوتاه تغییر می‌کند، با افزایش آهنگ خروج جرم از جت، نیروی درگ افزایش پیدا می‌کند. دوباره در حالت نفوذ کوتاه با افزایش دبی جرمی جت، درگ کاهش می‌یابد.

۸. تأثیر جت بر فشار

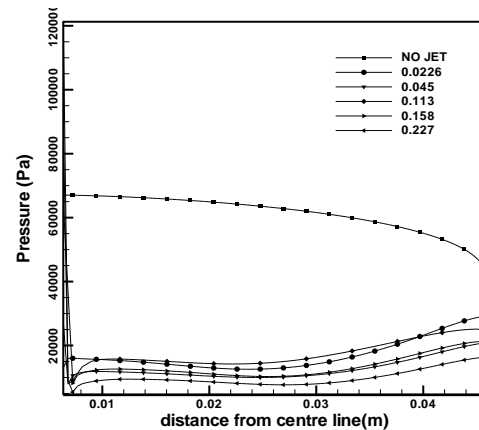
در نمودار نمایش داده شده در شکل ۱۲، توزیع فشار روی سپر بر حسب فاصله از محور کپسول نمایش داده شده است. نتایج موجود در این نمودار نشان دهنده این است که در حالتی که از جت استفاده نمی‌شود، ماکزیمم فشار در مرکز کپسول اتفاق می‌افتد. در حالی که وقتی از جت استفاده می‌شود، ماکزیمم فشار روی نقاط نزدیک به قوس اتفاق می‌افتد. همچنین مشاهده می‌شود که با افزایش آهنگ خروج جرمی، فشار روی سطح کاهش می‌یابد.

۹. تأثیر جت بر نیروی درگ

در شکل ۱۳ روند تغییرات ضریب درگ بر حسب آهنگ خروجی جرم از نازل ارائه شده است. برای محاسبه ضریب درگ، سطح



شکل ۱۳. نمودار ضریب درگ روی جسم بر حسب آهنگ‌های متفاوت جرمی



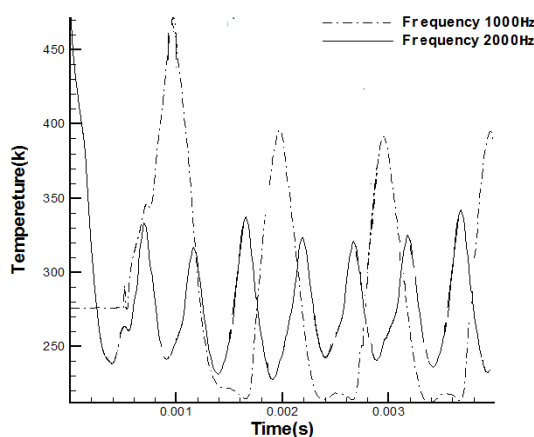
شکل ۱۲. توزیع فشار روی سپر کپسول بر حسب فاصله از محور مرکزی در حالت اعمال جت با آهنگ‌های جرمی متفاوت

۱۰. جت پالسی

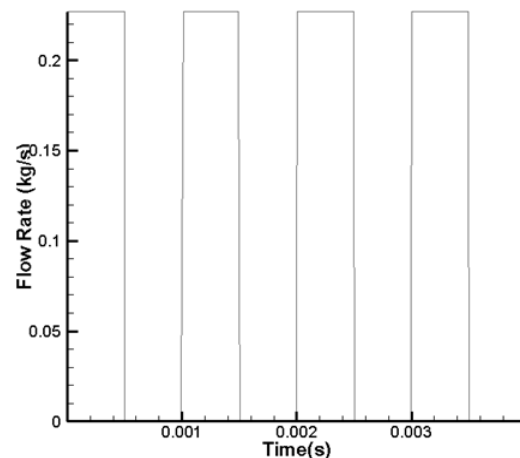
تا کنون مطالعات درباره تأثیر جت با آهنگ‌های متفاوت خروج دبی جرمی از نازل مورد بررسی و تحلیل قرار گرفت. با توجه به استفاده از جت به صورت پیوسته در کپسول نیاز به مقدار زیادی جرم گاز خروجی و به دنبال آن مخزن بزرگتری برای تزریق این گاز است؛ این امر در پرواز طولانی مدت، فضا و وزن زیادی را به فضاپیما تحمیل می‌کند. به منظور کاهش این وزن و نیاز به ذخیره کمتر گاز در مخزن، در این قسمت تأثیر جت پالسی روی جریان اطراف کپسول، دما و فشار روی کپسول در فرکانس‌های تحریک جت ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ هرتز در آهنگ خروجی جرم ۰/۲۲۷ کیلوگرم بر ثانیه به طوری که این جت به طور پیوسته خاموش و روشن می‌شود مورد مطالعه قرار گرفته است. در شکل ۱۴ نمودار تغییرات دبی جرمی بر حسب زمان، که در آن پالسی با شدت فرکانس ۱۰۰۰ هرتز ایجاد شده، نمایش داده شده است. در شکل ۱۵ نمودارهای تغییرات دمای متوسط روی سپر بر حسب زمان در حالت جت اعمال شده پالسی در دو فرکانس تحریک ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ هرتز نمایش داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که در این تغییرات با افزایش فرکانس از ۱۰۰۰ به ۲۰۰۰ هرتز، دمای متوسط بر روی سپر به اندازه ۱۳/۹ درصد کاهش می‌یابد. در شکل ۱۶ نیز نمودار تغییرات ضریب درگ روی جسم بر حسب زمان در دو فرکانس تحریک ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ هرتز نشان داده شده است. با توجه به این شکل، افزایش فرکانس تحریک از ۱۰۰۰ به ۲۰۰۰ هرتز سبب کاهش حدود ۶۰ درصد در ضریب درگ شده است.

۱۱. نتیجه گیری

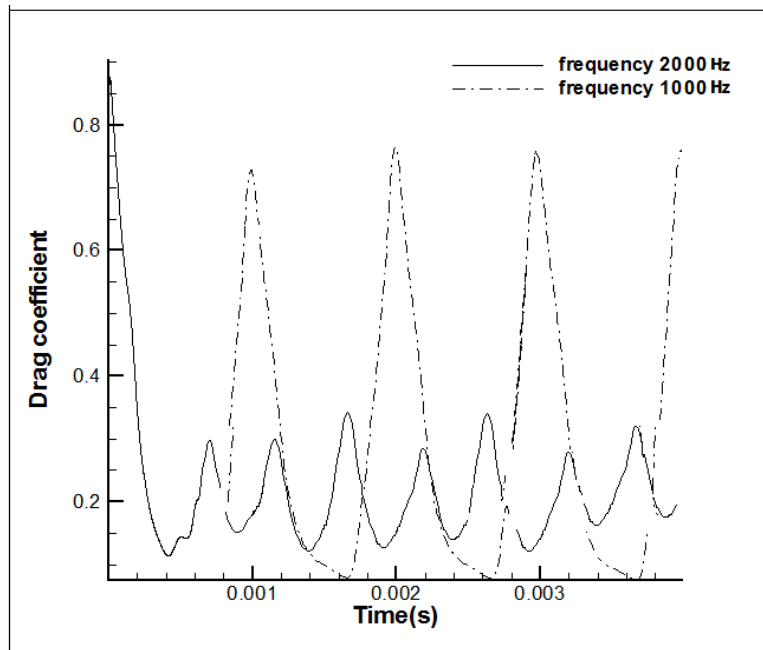
در این مقاله تأثیر جت خلاف جهت جریان با ۵ دبی مختلف بر عملکرد ائروترمودینامیکی یک کپسول بازگشتی به جو با پیکره آپولو در مقیاس ۲/۶ درصد و تحت جریان آزاد با ماخ ۳/۴۸ بررسی شد. قطر نازل تمامی این جت‌ها ثابت فرض شده است. برای این منظور، نخست رفتار جت‌ها در دبی‌های مختلف بررسی شد. دو رژیم جریان حالت نفوذ طولانی در آهنگ‌های جرمی خروجی کم و حالت نفوذ کوتاه در آهنگ‌های جرمی خروجی زیاد در حل عددی مشاهده شد. در حالت نفوذ طولانی جریان رفتاری ناپایا و تناوبی دارد و در حالت نفوذ کوتاه جریان رفتاری پایا دارد. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش دبی جرمی جت خروجی، فشار و دما روی کپسول کاهش می‌یابد. تنها در یک دبی خاصی که دبی بحرانی است، افزایش ناگهانی دما و فشار دیده می‌شود. با افزایش دبی به ۰/۲۲۷ کیلوگرم بر ثانیه، مقدار ضریب درگ به میزان ۸۰ درصد کاهش می‌یابد. در نهایت به منظور کاهش میزان دبی جرمی در مصرف جت، در یک دبی ثابت با آهنگ خروجی جرم ۰/۲۲۷ کیلوگرم بر ثانیه از جت پالسی با فرکانس‌های ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ هرتز برای مطالعه جریان ناپایا اطراف کپسول استفاده شد. نتایج نشان می‌دهد که تغییر فرکانس پالس از ۱۰۰۰ به ۲۰۰۰ هرتز سبب کاهش ضریب درگ در حدود ۶۰ درصد و کاهش متوسط دمای حدود ۱۳/۹ درصد روی سپر می‌شود. مقایسه دو حالت جت پالسی و جت بدون پالس نشان می‌دهد که استفاده از پالس با فرکانس ۲۰۰۰ هرتز ۱۷ درصد کاهش دما و ۱۶ درصد افزایش درگ نسبت به حالت جت بدون پالس را دارد.



شکل ۱۵. تغییرات متوسط دما روی سپر در دو فرکانس ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ هرتز بر حسب زمان



شکل ۱۴. نمودارهای آهنگ جرمی خروج جت بر حسب زمان در فرکانس ۱۰۰۰ هرتز



شکل ۱۶. تغییرات ضریب درگ بر روی سپر در دو فرکانس ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ هرتز بر حسب زمان

۱۲. مأخذ

- [1] Stadler, J. R., M. Inouye. "A Method of Reducing Heat Transfer to Blunt Bodies by Air Injection." NACA, May, 1956.
- [2] Ferri, A., M. H. Bloom. "Cooling by Jets Directed Upstream in Hypersonic Flow." WADC Technical Note 56-382, Sept. 1957.
- [3] Resler Jr., E. L., W. R. Sears. "The Prospects for Magneto-Aerodynamics." *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 25, April 1958, pp. 235-245.
- [4] Charczenko, N., K. W. Hennessey. "Investigation of a Retro-Rocket Exhausting from the Nose of a Blunt Body into a Supersonic Free Stream." NASA TND-75 1, 1961.
- [5] Warren, C. H. E. "An Experimental Investigation of the Effect of Ejecting a Coolant Gas at the Nose of a Bluff Body." *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 2, No. 8, 1960, pp 400-417.
- [6] Grimaud, J. E., L. C. McRee. "Experimental Data on Stagnation-Point Gas Injection Cooling on Hemispherical-Cone in a Hypersonic Arc Tunnel." NASA TM X-983, July 1964.
- [7] Beckwith, I. E., D. M. Bushnell. "Effect of Intermittent Water Injection on Aerodynamic Heating of a Sphere-Cone at Flight Velocities to 18000 Feet per Second." NASA TM X-1128, 1965.
- [8] Keyes, J. W., J. N. Hefner. "Effects of Forward-Facing Jets on Aerodynamic Characteristics of Blunt Configuration at Mach 6." *Journal of Spacecraft*, Vol. 4, No. 4, April 1967, pp 533-534.
- [9] Bushnell, D. M., J. K. Huffinan. "Forward Penetration of Liquid Water and Liquid Nitrogen from the Orifice at the Stagnation Point of a Hemispherically Blunted Body in Hypersonic Flow." NASA TM X-1493, March 1968.
- [10] Jarvinen, P. O., R. H. Adams. "The Effects of Retrorockets on the Aerodynamic Characteristics of Conical Aeroshell Planetary Entry Vehicles." AIAA Paper 70-219, January 1970.
- [11] Shang, J. S., J. Hayes, K. Wurtzler, W. Strang. "Jet spike bifurcation in high speed flow." *AIAA J.*, 39, 2001, pp. 1159-1165.
- [12] Veukumar, B., G. Jagadeesh, K. P. J. Reddy, "Counterflow drag reduction by supersonic jet for a blunt body in hypersonic flow." *Phys. Fluids*, 18, 2006, pp. 81041-81044.
- [13] Daso, E. O., W. Beaulieu, J. O. Hager. "Prediction of Drag Reduction in Supersonic and

- Hypersonic Flow with Counter-flow Jets." *AIAA* 2002-5 115.
- [14] Daso, E. O., V. E. Pritchett, T. S. Wang, et al. "Dynamics of shock dispersion and interactions in supersonic freestreams with counterflowing jets." *AIAA Journal*, 47(6), 2009, pp. 1313-1326.
- [15] Chen, L. W., G. L. Wang, X. Y. Lu. "Numerical investigation of a jet front a blunt body opposing a supersonic flow." *J. Fluid Mech.*, 684, 2011, pp. 85-110.
- [16] Chao-Ying, Zh. "Numerical investigation on the drag and heat flux reduction of a supersonic reentry capsule with a counter-flow jet." *Information Technology Journal* 11(12), 2012, pp. 1705-1713.
- [17] Zheng, Y., N. A. Ahmed, W. Zhang. "Heat dissipation using minimum counter flow jet ejection during spacecraft re-entry." *Procedia Engineering* 49, 2012, pp. 271-279.
- [18] Wilson, F., N. Santos. "Gas-Surface interaction impact on aerodynamic heating of a reentry Brazilian capsule." *Combustion and Propulsion Laboratory (LPC)*, 2013, INPE 12630-000.
- [19] Shyam, K., M. Singh, Sh. Jaiswal, G. Sh. Kanday. "Numerical Study on Aerodynamic Wave Drag Reduction by Counterflow Supersonic Jet in Hypersonic Flow." *International Journal of Science and Research*, Vol. 4, Issue 3, March 2015.
- [20] Wei, H. "A survey of drag and heat reduction in supersonic flows by a counterflowing jet and its combinations." *Journal of Zhejiang University-SCIENCE A (Applied Physics & Engineering)*, 16(7), 2015, pp. 551-561.

پی نوشت

-
1. long penetratin mode
 2. short penetration mode