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

**سهیلا عبدالهی'، عباس مردانی' ، سید آرش سید شمس طالقانی"** ۱ کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، sabdolahi@ari.ac.ir ۲ دانشجوی کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران ۳ استادیار دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران

> تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۱۱/۰۷ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۱/۱۴

### چکیدہ

بهرموری و عملکرد یک وسیلهٔ هوافضایی یا فضاپیمایی که در جو پرواز میکند، تا حدود زیادی به فیزیک جریان اطراف این وسیله بستگی دارد. گرمای زیاد تولیدشده پیرامون کپسول فضایی در بازگشت به جو چالشی بزرگ محسوب می شود؛ این در حالی است که استفاده از سیستمهای محافظت حرارتی هزینههای بالایی دارد. بنابراین در این مقاله، تأثیر كنترل جريان بهوسيلة جت محورى خلاف جريان بر عملكرد ائروترموديناميكي كيسول برگشت به جو آپولو با مقیاس ۲/۶ درصد بررسی شده است. برای این منظور، عملکرد ائرودینامیکی این کپسول تحت کنترل در ۵ دبی جرمی متفاوت جت در ماخ جریان آزاد ۳/۴۸ بررسی شده است. بررسیها نشان میدهد که 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 فاصلهٔ شوک ایجادشده از بدنه افزایش بیابد و جریان ناپایا و نوسانی گردد و رژیم نفوذ کوتاه که باعث می شود فاصلهٔ 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 ۰/۰۱۴۵ و ۰/۱۱۳ کیلوگرم بر ثانیه رخ میدهد. نتایج نشان میدهد که استفاده از جت میتواند منجر به کاهشی حدود ۸۰ درصد در ضریب درگ شود. همچنین در این مقاله اثر تحریک جت خروجی بهصورت پالسی در دو فرکانس۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ هرتز بهمنظور 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.

> **واژ گان کلیدی** کنترل جریان، اجسام بازگشتپذیر به جو، جت خلاف جریان، ضریب درگ، پالس

# تأثير جت خلاف جريان پالسي بر عملكرد اثروترموديناميكي براي يک كپسول بازگشتى مافوق صوت

### ۱. مقدمه

از جمله وسائل مهم در بسیاری از مأموریتهای فضایی، وسائل ورود و خروج جسم در جو سیارهها، از جمله زمین یا همان وسائل بازگشت به جو است. 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 اتلاف قابل توجهی در انرژی جنبشی جسم بهوجود آمده و سبب کاهش شتاب وسیله می شود که در اثر آن، بارهای ائروترمودینامیکی شدیدی به جسم بازگردنده به جو اعمال می شود و می تواند 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 می گیرد. شاخصههای مهم جریان مافوق صوت و ماورای صوت حول یک جسم بازگشتی عبارت است از موج کمانی قوی ایجادشده که در اثر آن درگ موجی قوی ایجاد می شود 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 عملكرد آن اثر مي گذارد.

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 مینیممکردن آن اهمیت ویژهای دارد. بههمین منظور، برای مدیریت کاهش انتقال حرارت و درگ موجی، پژوهشگران با استفاده از جت خلاف جهت جریان سبب نفوذ در شوک کمانی و تضعیف آن و کاهش آثار نامطلوب شدهاند. ایدهٔ اصلی این مقاله، بررسی و توسعهٔ فناوری کنترل فعال جریان بهوسیلهٔ جت حول زیرسیستمهای فضاپیما برای مدیریت و کنترل انتقال حرارت، بهبود عملکرد ائرودینامیکی و بهبود جرم محموله در فضاپیما 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 قارمپیما با سرعتی معادل با عدد ماخ ۲۵ و فضاپیمای 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 ائرودینامیکی 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 سب نصفشدن انتقال حرارت حول این جسم می شود [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) تأثير مغناطيس و الكترومغناطيس را بر عملكرد ائروديناميكي وسیله و همچنین بر فاصلهٔ شوک ایجادشده روی بدنه بررسی نمودند. نتایج آنها نشان داد که این اثر سبب پخش و فاصله گرفتن قابل ملاحظهٔ شوک از بدنه خواهد شد [۳]. چارکزنکو 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 می یابد 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]. گریماد 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 افزایش و سپس تا ۲۳ درصد کاهش مییابد ای]. بکوید و بوشنل (۱۹۶۵) مطالعات تجربی خود را به تستهای پروازی در ارتفاع

نوکپخ با نیمزاویهٔ ۹ درجه و با تزریق جت جانبی برای کاهش گرمایش ائرودینامیکی معطوف کردند. نتایج آنها نشان میداد که در یک بازهٔ زمانی ۹۰ ثانیهای، دما از ۴۰۸ درجهٔ فارنهایت به ۱۵۵ درجه و بهدنبال آن بار حرارتی از ۴۷۰ بی. تی. یو. بر فوت مربع به ۲۴۰ کاهش مییابد [۷]. کیز و هافنر (۱۹۶۷) جت خلاف افزایش درگ در هنگام فرود در اتمسفر میشود. این درگ با افزایش فشار کل جت خروجی افزایش مییابد [۸]. بوشنل و افزایش فشار کل جت خروجی افزایش مییابد [۸]. بوشنل و مافمن (۱۹۶۸) عملکرد نفوذ طولانی جت را بررسی کردند و اطراف بستگی دارد [۹]. ژاروین و آدامز (۱۹۷۰) با مطالعهٔ نازل در یک جسم مخروطی در یک وسیلهٔ برگشتی به وجود دو رژیم نفوذ جریان در جریان آزاد پیبردند: رژیم نفوذ طولانی در ضریبهای یک بسم مخروطی در یک وسیلهٔ برگشتی به وجود دو رژیم نفوذ اطراف بستگی دارد [۹]. آزاروین و آدامز (۱۹۷۰) با مطالعهٔ نازل در اطراف بستگی دارد [۹]. ژاروین و آدامز (۱۹۷۰) با مطالعهٔ نازل در یک جسم مخروطی در یک وسیلهٔ 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.

استفاده از پلاسمای غیرتعادلی یونیزهٔ ضعیف برای کاهش درگ موجی و انتقال حرارت بدنهٔ 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 پلاسما و بدون وجود أن 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 زمینهٔ درگ نیز در حالت با پلاسما و بدون پلاسما، نتایج تقریباً مشابه بود و در حالت تشکیل پلاسما کاهش درگ حدود ۱۰ درصد بیشتر نسبت به حالت بدون وجود پلاسما دیده شد. مطالعات آزمایشگاهی ونوکومار (۲۰۰۶) نشان داد که فشارهای مختلف جت برای یک مخروط با دماغهٔ پخ و زاویهٔ زیاد، سبب کاهش ۳۰ تا ۴۵ درصدی ضریب درگ میشود [۱۲]. داسو (۲۰۰۲) با استفاده از دینامیک سیالات عددی کاهش ۱۵ درصدی درگ را در رژیم جریان نفوذ کوتاه برای یک جسم مخروطی سیلندری در جریان آزاد با ماخ ۲ و جت با ماخ ۱ مشاهده کرد [١٣].

داسو (۲۰۰۹) مطالعاتی را در همین زمینه بهصورت آزمایشگاهی انجام داد [۱۴]. مطالعات او نیز نشاندهندهٔ 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]. چاویینگ ژو و همکاران (۲۰۱۲) نیز به بررسی عددی تأثیر جت خلاف جریان روی ضریب درگ با حل معادلات ناویر استوکس کوپلشده با مدل توربولانس ٤-k پرداختند. نتایج آنها نشاندهندهٔ کاهش ضریب درگ روی یک دماغهٔ پخ بود [۱۶].

ژنگ و همکاران [۲۰۱۲] تأثیر جت خلاف جهت جریان را بر توزیع دمای یک هندسهٔ دوبعدی از پیکرهٔ کپسول آپولو مطالعه کردند و نشان دادند که با تزریق جت خلاف جهت جریان در مرکز دماغه، تغییرات قابل ملاحظهای در کاهش دما روی دماغهٔ 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 وسیلهٔ 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 محدودهٔ مافوق صوت روی یک بدنهٔ پخ با زاویهٔ ۶۰ درجه را در جریان ماورای صوت مطالعه عددی کردند و نشان دادند به 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 ائرودینامیکی و گرمایش ائرودینامیکی آن بررسی شده است. برای این منظور با استفاده از بستهٔ نرمافزاری فلوئنت به شبیهسازی متقارن محوری کپسول پرداخته شده است. اثر جت واقع در نوک کپسول به شکل متقارن محوری بر توزیع دما و فشار روی دماغهٔ 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 اثار آن بر عملکرد ائروترمودینامیکی کپسول است.

# ۲. معادلات حاکم

تأثير جت خلاف جريان پالسي بر عملكرد اثروترموديناميكي براي يک كپسول بازگشتى مافوق صوت

در این مقاله از معادلات پیوستگی، انرژی و ناویر استوکس بههمراه مدل اغتشاشی دو معادلهای ٤-k برای شبیهسازی جریان آشفته استفاده شده است. معادلات حاکم در این حالت شامل مؤلفهٔ تنش لزجی است. شکل بقائی معادلات ناویر استوکس و انرژی برای جریان سیال به شکل زیر است:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla .(\rho \overline{V}) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\vec{\rho v}) + \nabla .(\vec{\rho V V}) = -\nabla p + \nabla .(\vec{\tau}) + \vec{\rho g} + \vec{F}$$
(Y)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla .(\vec{V}(\rho E + p)) = \nabla .(k_{eff}\nabla T - \sum_{j} h_{j}\vec{J}_{j} + (\vec{\tau}, \vec{V})) + S.$$
(7)

بهطوریکه در این معادله au تانسور تنش، F جملهٔ چشمه، ضریب هدایت حرارتی مؤثر  $h_j$ ،  $k_{eff}$  آنتالپی محسوس،  $J_j$  شار پخش و ترم  $S_h$  گرمای حاصل از واکنشهای شیمیایی است.

### ۳. هندسه و مطالعهٔ شبکهبندی

در این مقاله به مطالعهٔ متقارن محوری کپسول بازگشتی کپسول آپولو با مقیاس ۲/۶ درصد در زاویهٔ حملهٔ 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 اندازهٔ ۲ برابر قطر کپسول و مرزهای در عقب و جلو به اندازهٔ 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 می شود. مطالعات تجربی انجام شده توسط داسو و همکاران (۲۰۰۹) روی هندسهٔ کپسول برگشت به جو آپولو، پایهٔ حل عددی در مطالعهٔ حاضر قرار گرفته است. به همین منظور و برای مشابه سازی 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 برمبنای ۵ آهنگ جریان متفاوت خروجی از نازل انجام شده است. در جدول ۲ مشخصات جریانهای خروجی از نازل

www.SID.ir

جلوی جسم و یا همان جت خروجی به قطر نازل ۰/۵ اینچ نمایش داده شده است.



شکل ۲. پیکره و موقعیت جت در محورهای مختصات

در این مقاله، شبکهبندی با سازمان در اطراف جسم، با ۴ اندازهٔ 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 اندازهٔ شبکهبندی، دو پارامتر ترمودینامیکی فشار و دما برای یک نقطه روی سطح سپر جسم در فاصلهٔ ۱۲۱ میلیمتری از مبدأ مختصات بررسی شده است. نتایج حاصل از ارزیابی تغییرات دما و فشار برحسب تغییرات تعداد سلولهای شبکه بهترتیب در شکلهای ۳ برحسب تغییرات تعداد سلولهای شبکه بهترتیب در شکلهای ۳ تعداد سلول نشان میدهد که تعداد سلول ۱۰۶۵۶۴ برای مطالعهٔ جریان مناسب است. در شکل ۵ نحوهٔ شبکهبندی پیرامون پیکرهٔ کپسول نشان داده شده است.

# ۴. اعتبار سنجی

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

بدنه بررسی می شود. در شکل ۶ این فاصله از بدنه (به صورت بی بعد شده با قطر کپسول) حاصل از حل عددی در دبی های مختلف جت خروجی و نتایج حاصل از تست تونل باد [۱۴] با هم

مقایسه شده است. نتایج نشان میدهد که این فاصلهها به اعداد بهدست آمده در مشاهدات تجربی تونل باد [۱۴] نزدیک است و در حدود ۲ درصد خطا را نشان میدهد.

آزاد	جريان	مشخصات	.١	جدول
------	-------	--------	----	------

М	P <sub>0</sub> (pa)	P <sub>s</sub> (pa)	$T_{0}\left(k ight)$	T <sub>s</sub> (k)
٣/۴٨	<b>W+9V17/F</b> T	۴١٣۶/٨	۳۲۳	٩۴/٣٧

<i>ṁ</i> (kg/s)	М	P <sub>0</sub> (psi)	$T_{0}(r)$	P <sub>s</sub> (psi)	Y
•/777	۲/۴	75.	۴۸۷	۱۷/۵۹	١/٣٩
۰/۱۵۸	۲/۳۱	۱۶۰/۲	۴۸۷	18/+21	١/٣٩
•/١١٣	۲/۳۱	))+	474	٩/۴١	1/59
•/•۴۵	۲/۲۱	44	۵۰۰	٣/٩٧٣٣	1/89
•/•778	۲/۴	75	۵۱۲	1/1102	١/٣٩









شکل ۶. مقایسهٔ فاصلهٔ شوک از بدنه در حل عددی و تجربی



شکل ۳. روند تغییرات دما برحسب تغییرات تعداد سلولهای شبکه



شکل ۵. نحوهٔ 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 ۸/۴۸ 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 فاصلهٔ شوک ایجادشده از بدنه، همخوانی نسبتاً خوب و قابل قبولی با نتایج حاصل از تست تونل باد، که توسط داسو و همکاران انجام شده 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 فشاری نشان داده شده حاکی از آن است که دما در پیشانی کپسول افزایش مییابد. همچنین جریان پس از گذر از لبههای کپسول و روی دیوارهٔ پشتی و در ناحیهٔ کمفشار نیز افزایش مییابد که این امر ناشی از جدایش جریان و بازگردش جریان از پاییندست جریان و ناحیهٔ میاه میباشد.



شکل ۷. مقایسهٔ کانتور دانسیتهٔ حاصل از حل عددی در این مقاله و تصویر شلیرین ارائهشده از مطالعات تجربی داسو [۱۴] (در نیمهٔ بالایی شکل)



### ۶. مدلسازی کپسول در حالت با جت

عموماً مشخصهٔ اصلی جریان مافوق صوت در اطراف یک جسم پخ، شوک کمانی قوی ایجادشده در جلوی آن است. یک جت خلاف جهت حرکت، با سرعتی در محدودهٔ سرعت مافوق صوت از بدنه خارج میشود و تغییراتی در رژیم جریان اطراف جسم ایجاد میکند که میتوان این تغییرات را با تغییر محل نقطهٔ 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 اطراف آن بررسی میشود. در شکل ۹ کانتور توزیع دانسیتهٔ اطراف نمایش داده شده است. همچنین در بخش ب از شکل ۹ تصویر نمایش داده شده است. همچنین در بخش ب از شکل ۹ تصویر شلیرین حالت مشابه حاصل از مطالعهٔ تجربی داسو و همکاران ساختار و فاصلهٔ شوک ایجادشده تطابق بسیار خوبی با هم دارند.





(ب) شکل ۹. مقایسهٔ کانتور دانسیتهٔ حاصل از حل عددی این مقاله ؛ الف) با تصویر شلیرین حاصل از مطالعهٔ داسو [۱۴]، ب) در جت با آهنگ ۰/۲۲۷ کیلوگرم برثانیه

در شکل ۱۰ فاصلهٔ 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<sup>۱</sup> است که در آن فاصله شوک از بدنه زیاد است و در نسبت فشارهای بالاتر، حالت نفوذ کوتاه<sup>۲</sup> است که در آن فاصله شوک از بدنه کاهش مییابد.

# ۷. تأثير جت بر دما

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



# ۸. تأثیر جت بر فشار

در نمودار نمایش دادهشده در شکل ۱۲، توزیع فشار روی سپر برحسب فاصله از محور کپسول نمایش داده شده شده است. نتایج موجود در این نمودار نشاندهندهٔ این است که در حالتی که از جت استفاده نمیشود، ماکزیمم فشار در مرکز کپسول اتفاق میافتد. در حالیکه 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.

۰٬۰۲۲۶ کیلوگرم بر ثانیه، مقداری دما کاهش یافته است. با افزایش آهنگ از ۰٬۰۲۲۶ به ۰٬۰۴۵ کیلوگرم بر ثانیه، شوک تشکیلشده از بدنه فاصلهٔ بیشتری گرفته و دما کاهش مییابد. با افزایش آهنگ از ۰٬۰۴۵ به ۱۱٬۰۱۳، ساختار شوک عوض شده و تحت تاثیر تغییر رژیم از حالت نفوذ طولانی به حالت نفوذ کوتاه کاهش دما دیده میشود. در رژیم حالت نفوذ طولانی، رابطهٔ معکوسی بین فاصلهٔ شوک از بدنه و دما روی سپر مشاهده معکوسی بین فاصلهٔ شوک از بدنه و دما روی سپر مشاهده فاصلهٔ شوک از بدنه و دما روی سپر یک رابطه مستقیم است. با افزایش آهنگ از ۲۰۱۳ به ۱۵/۸۰، فاصلهٔ شوک از بدنه کاهش یافته و بهدنبال آن دمای روی دیواره نیز کاهش مییابد. با افزایش مجدد آهنگ از ۸۵/۸ به ۱۲۲۷، طبق نمودار نشان داده شده باز شاهد کاهش مقدار دما خواهد بود.



# ۹. تأثیر جت بر نیروی درگ

در شکل ۱۳ روند تغییرات ضریب درگ برحسب آهنگ خروجی جرم از نازل ارائه شده است. برای محاسبهٔ ضریب درگ، سطح مقطع کپسول بهعنوان 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 ۶۲/۲۲۶ کیلوگرم بر ثانیه، درگ به اندازهٔ۶۶/۶۱ درصد کاهش مییابد و با افزایش دبی به ۰/۲۲۷ کیلوگرم بر ثانیه، مقدار کاهش درگ به

حدود ۸۲ درصد می سد. نمودار نشان می دهد که با افزایش آهنگ جرمی خروجی از جت، در ابتدا درگ کاهش می یابد. در نقطهای که به آن نقطه بحرانی گفته می شود و جریان از حالت نفوذ



# ۱۰. جت پالسی

تا کنون مطالعات دربارهٔ تأثیر جت با آهنگهای متفاوت خروج دبی جرمی از نازل مورد بررسی و تحلیل قرار گرفت. با توجه به استفاده از جت بهصورت پیوسته در کپسول نیاز به مقدار زیادی جرم گاز خروجی و بهدنبال آن مخزن بزرگتری برای تزریق این گاز است؛ این امر در پرواز طولانیمدت، فضا و وزن زیادی را به فضاپیما تحمیل میکند. بهمنظور کاهش این وزن و نیاز به ذخیرهٔ 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 ۲۲۲۷ کیلوگرم بر ثانیه بهطوریکه این جت بهطور پیوسته خاموش و روشن می شود مورد مطالعه قرار گرفته است. در شکل ۱۴ نمودار تغییرات دبی جرمی برحسب 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 برحسب زمان در حالت جت اعمال شدهٔ 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 اندازهٔ ۱۳/۹ درصد کاهش می یابد. در شکل ۱۶ نیز نمودار تغییرات ضریب درگ روی جسم برحسب زمان در دو

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.



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 پیکرهٔ 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. 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 ۲۲/۰ کیلوگرم بر ثانیه، مقدار ضریب درگ به میزان ۸۰ درصد کاهش مییابد. در نهایت بهمنظور کاهش میزان دبی جرمی درمی کرانی دم و نازی به میزان دبی جرمی جت خروجی می مراز درصد کاهش مییابد. در نهایت بهمنظور کاهش میزان دبی جرمی حدود ۱۳/۹ درصد روی سیر می شود. مقایسهٔ دو حالت جت یالسی و جت بدون پالس نشان میدهد که استفاده از پالس با فرکانس ۲۰۰۰ هرتز ۱۷ درصد کاهش دما و ۱۶ درصد افزایش درگ نسبت 450

Tempereture(k)

به حالت جت بدون پالس را دارد.

سهیلا عبدالهی، عباس مردانی، سید آرش سید شمس طالقانی



- [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.

١٢. مأخذ

[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.

کیلوگرم بر ثانیه از جت یالسی با فرکانسهای ۱۰۰۰ و۲۰۰۰ هرتز

برای مطالعه جریان ناپایا اطراف کیسول 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

[4] Charczenco, 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, March1968.
- [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.

پىنوشت

<sup>1.</sup> long peneteratin mode

<sup>2.</sup> short penetration mode