

## بررسی عددی روش پیشنهادی نوین کاهش نیروی پسا در پرواز ماوراء صوت

امیرمحمد ناظری

کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران،  
a\_m\_tahsini@yahoo.com

امیرمهدی تحسینی\*

استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران، am\_tahsini@iust.ac.ir

### چکیده

در تحقیق حاضر، جدیدترین ایده پیشنهاد شده به منظور کاهش نیروی پسا در پرواز ماوراء صوت با استفاده از شبیه سازی عددی مورد مطالعه دقیق قرار گرفته است. اساس روش مذکور، استفاده از ماده ای انرژی زا به عنوان پوشش سطح دماغه جسم بوده که تحت تاثیر دمای بالای هوا در اطراف ناحیه سکون در حین پرواز، طی واکنش با هوا و با آزادسازی انرژی، منجر به دورتر شدن موج ضربه ای از دماغه و کاهش نیروی پسا خواهد شد. اطلاعات ارائه شده در مورد این روش محدود بوده و بر اساس بررسی های انجام شده قبل، بعضا تناقضاتی در این اطلاعات مشاهده و گزارش شده است. بررسی های قبل، متمرکز بر فیزیک این فرایند و تاثیر روش در میزان افزایش فاصله موج ضربه ای از دماغه بوده و به تاثیر این روش در میزان کاهش نیروی پسا نپرداخته اند. در این تحقیق، تمرکز اصلی بر روی تغییرات نیروی پسا جسم بوده و با استفاده از فرضیات مناسب، تاثیر روش در میزان کاهش نیروی پسا مورد مطالعه قرار گرفته است. نتایج این تحقیق نشان می دهد که بر خلاف ادعای ارائه دهندگان این روش، میزان کاهش نیروی پسا قابل توجه نبوده و لذا در کنار اثرات منفی جنبی آن، باید بر اساس ملزومات طراحی و به منظور کاربرد، با دقت بیشتری مورد ارزیابی قرار گیرد.

**واژه های کلیدی:** کاهش نیروی پسا، پرواز ماوراء صوت، شبیه سازی عددی، پوشش انرژی زا، روش نوین، جریان آشفته.

## Numerical Investigation of New-Proposed Drag Reduction Technique for Hypersonic Flight

A. M. Nazeri

School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology

A. M. Tahsini

School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology

### Abstract

The most recent proposed technique for drag reduction in hypersonic flow speeds is using the exothermic coating on the blunt nose. This leads the heat addition into the flow field behind the shock wave, and increases the shock-stand-off distance. The variation of the drag force on the flying body using this technique is numerically investigated in the present study. The compressible turbulent flow is simulated around the body to compute the drag force, and to estimate the drag reduction capabilities of this technique. This quantitative analysis makes better insight to evaluate it in operational applications.

**Keywords:** Drag reduction, hypersonic flight, numerical study, exothermic coating, new technique, turbulent flow.

مایل بوده که نهایتا بر اساس تغییرات ایجاد شده در جریان پیش روی جسم، منجر به کاهش نیروی پسا در حین پرواز می شوند.

روشهای مذکور هیچ کدام ایده آل نبوده و در کنار کارایی مورد انتظار، اثرات منفی جانبی نیز به همراه دارند از جمله اینکه ممکن است مانند روش جریان جت معکوس یا تزریق انرژی به پیچیده شدن و همچنین افزایش هزینه قابل توجه سیستم منجر شوند و یا مانند روش استفاده از جسم نوک تیز مشکلات گرمایی این قسمت از سیستم را به همراه داشته باشند. از سویی نیاز به پرواز با سرعتهای بالا بویژه در کاربردهای هوانوردی در سالهای اخیر تمرکز بر دستیابی به روشی مناسب برای کاهش نیروی پسا را افزایش داده است.

جدیدترین روش ارائه شده به منظور کاهش نیروی پسا در پرواز ماوراء صوت استفاده از پوشش کروم در سطح دماغه است [۹-۸] که در پرواز ماوراء صوت و با توجه به افزایش قابل توجه دما در سطح دماغه، تبخیر شده و با اکسیژن محیط واکنش داده و آزاد شدن انرژی حاصل از این واکنش در شعله ای که در جریان بین موج ضربه ای و سطح دماغه قرار گرفته است، نهایتا باعث دور شدن موج ضربه ای و افزایش

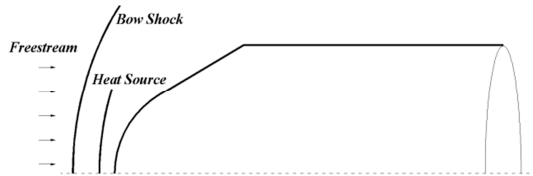
### ۱- مقدمه

در پرواز ماوراء صوت، از دماغه های پخ به منظور جدا شدن موج ضربه ای از دماغه و کاهش بارهای گرمایی وارد شده بر جسم استفاده می شود. لذا تشکیل موج ضربه ای قوی در بالادست جسم باعث افزایش قابل توجه نیروی پسا می شود به طوریکه حدود دو سوم کل نیروی پسا وارد شده بر جسم ناشی از همین موج ضربه ای است. بنابراین فعالیتهای زیادی جهت کاهش نیروی پسا در پرواز ماوراء صوت انجام شده و روشهای متعددی به این منظور ارائه و مورد مطالعه قرار گرفته است.

این روشها که طی دهه های اخیر و با استفاده از ابزارهای تجربی یا عددی مورد مطالعه قرار گرفته اند در سه دسته کلی قابل ارائه هستند: استفاده از جسم نوک تیز در روی دماغه [۳-۱]، تزریق انرژی در بالادست جریان [۵-۳]، و استفاده از جریان جت معکوس [۷-۶]. اساس این روشها کاهش فشار سطح دماغه، ایجاد یک جریان با چگالی کمتر در بالادست جسم، و یا تغییر موج ضربه ای قائم به موج ضربه ای

\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: am\_tahsini@iust.ac.ir

افزایش دمای متناظر با فیزیک اصلی مساله را ایجاد نماید و سپس تغییر فاصله موج ضربه ای و نیروی پسا مورد مطالعه قرار گیرد. طرحواره مساله و جسم مورد نظر در شکل ۱ نشان داده شده است. جسم مورد نظر، یک جسم استوانه ای با دماغه پخ بوده که در جریان ماوراء صوت موج ضربه ای خمیده در بالادست آن ایجاد شده است و در ناحیه ای باریک مابین این موج و سطح دماغه پخ، از منبع گرمایی برای افزایش دما استفاده شده است.



شکل ۱- طرحواره مساله و جسم مورد نظر

بر این اساس از معادلات جریان تراکم پذیر پایای آشفته در دستگاه مختصات متقارن محوری به منظور شبیه سازی مساله استفاده شده است که به صورت معادلات (۱) تا (۴) ارائه می شود:

$$\frac{\partial(F+F_v)}{\partial x} + \frac{\partial(G+G_v)}{\partial y} + \frac{G+G'+G_v+G'_v}{y} = 0 \quad (1)$$

$$F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u u + p \\ \rho u v \\ \rho u h \end{bmatrix} \quad G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v u \\ \rho v v + p \\ \rho v h \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$G' = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -p \\ 0 \end{bmatrix} \quad F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ -\tau_{xx} \\ -\tau_{xy} \\ q_x - u\tau_{xx} - v\tau_{xy} \end{bmatrix}$$

$$G_v = \begin{bmatrix} 0 \\ -\tau_{yx} \\ -\tau_{yy} \\ q_y - u\tau_{yx} - v\tau_{yy} \end{bmatrix} \quad G'_v = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \tau_{\theta\theta} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\tau_{xx} = \mu_{eff} \left( 2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \nabla \cdot V \right) \quad (3)$$

$$\tau_{xy} = \mu_{eff} \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)$$

$$\tau_{yy} = \mu_{eff} \left( 2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \nabla \cdot V \right)$$

$$\tau_{\theta\theta} = \mu_{eff} \left( 2 \frac{v}{y} - \frac{2}{3} \nabla \cdot V \right)$$

$$e = c_v T + (uu + vv + ww)/2 \quad (4)$$

$$q = -k \nabla T$$

این معادلات با استفاده از روش حجم محدود گسسته سازی شده و در محاسبه شارهای غیرلزج، از متد AUSM استفاده شده است [۱۳]. اطلاعات در مرکز سلولها نگهداری شده، و در محاسبه شارهای لزج از تفاضل مرکزی استفاده شده است. جهت اعمال شرایط مرزی نیز از سلولهای مجازی در این کد استفاده شده است. در مدل سازی آشفته از مدل اسپالارت-آلماراس که برای جریانهای خارجی توسعه یافته، استفاده شده است.

فاصله آن از سطح دماغه و کاهش نیروی پسای جسم می شود. این روش با توجه به سادگی قابل ملاحظه ای که در مقایسه با سایر روشهای موجود در این زمینه داشت، و بر اساس اطلاعات عملکردی قابل توجهی که توسط تیم ارائه دهنده آن منتشر شد، به عنوان روشی بسیار امیدوارکننده جهت کاربرد در صنعت هوانوردی و پرواز با سرعت بالا مطرح شد.

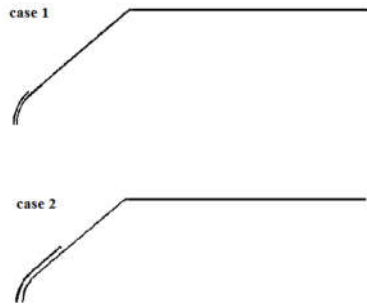
اطلاعات ارائه شده در مورد این روش که محدود به چند آزمایش تجربی بود نشان دهنده افزایش قابل توجه فاصله موج ضربه ای از دماغه و کاهش قابل توجه نیروی پسای جسم تحت تاثیر استفاده از پوشش کروم در سطح دماغه در جریان ماوراء صوت بود، اما لازم بود ارزیابی های دقیقتری از این روش و پارامترهای حاکم بر فیزیک مساله و مسائل مرتبط با طراحی مانند میزان نرخ سوزش کروم انجام گردد. در گام نخست، شبیه سازی دقیق در شرایط پایا [۱۱-۱۰] نشان می داد که اطلاعات منتشر شده توسط ارائه دهنده این روش از آزمایشهای تجربی چندان قابل اعتماد نبود به طوری که حتی اطلاعات ارائه شده از جریان حول دماغه بدون استفاده از پوشش کروم نیز با سایر اطلاعات موجود در این حوزه اختلاف قابل توجهی داشت. بعلاوه تحلیل دقیق انجام شده [۱۰] افزایش مورد ادعا در مورد فاصله موج از دماغه [۸] را نیز تایید نمی کرد.

با ارائه اطلاعات جدیدتری از آزمایشهای تجربی [۹]، اخیرا مطالعه دقیق دیگری بر روی فیزیک جریان حاکم در شرایط گذرا بر روی این روش انجام شد که نشان دهنده کاستی های قابل توجه ابزار تجربی مورد استفاده در آزمایشهای انجام شده توسط تیم ارائه دهنده این روش بوده، که بر ابهامات قبلی می افزود. مطالعه گذرای پدیده های حاکم بر فیزیک این مساله پیچیده که شامل سه فاز متفاوت گرمایش کروم در فاز جامد، اختلاط کروم و هوا در فاز گاز، و نهایتا واکنشهای شیمیایی فاز گاز است نشان می داد که زمان در دسترس در تونل باد موج ضربه ای مورد استفاده در تستهای تجربی جهت مطالعه دقیق این سه پدیده و مشاهده نحوه عملکرد کروم کافی نبوده و لذا اطلاعات تجربی منتشر شده چندان قابل اعتماد نیستند [۱۲].

مستقل از ابهاماتی که در مورد اطلاعات ارائه شده در مورد روش نوین کاهش نیروی پسا در پرواز ماوراء صوت وجود دارد، سادگی قابل توجه آن در مقایسه با سایر روشها انگیزه کافی برای ادامه تحقیق در این حوزه را فراهم کرده است. از سوی دیگر، بررسی های انجام شده، به موضوع میزان کاهش نیروی پسا در صورت استفاده از این روش نپرداخته اند و لذا در تحقیق حاضر، تاثیر این روش در تغییر نیروی پسای جسم با استفاده از شبیه سازی عددی مورد مطالعه قرار گرفته است.

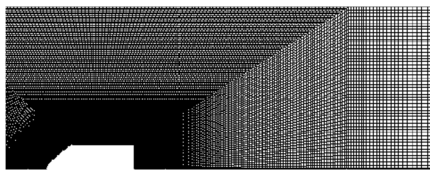
## ۲- معادلات حاکم و حل عددی

در تحقیق حاضر و به منظور مطالعه اثر استفاده از یک پوشش انرژزی زا بر روی دماغه جسم در پرواز با سرعت بالا در کاهش نیروی پسا، و با توجه به اینکه پیشتر، مطالعات پدیده شناسی و شبیه سازی دقیق مساله انجام شده و تمرکز این کار صرفا بررسی تغییرات ناشی از جابجایی موج ضربه ای در نیروی پسا است، از یک منبع گرمایی جایگزین در جریان بین موج ضربه ای و سطح دماغه استفاده کرده تا

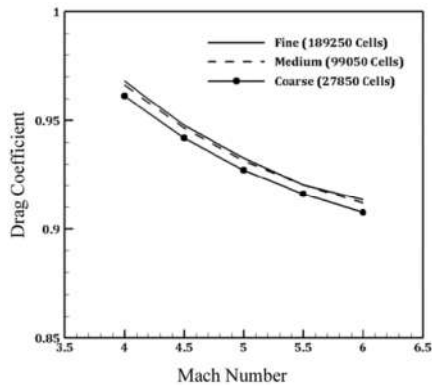


شکل ۳- محل اعمال منبع گرمایی

لازم به تاکید است که در مطالعات انجام شده، موضوع استقلال حل از شبکه مورد توجه قرار گرفته است و بر اساس آن نهایتاً حدود ۱۰۰ هزار سلول در شبکه محاسباتی مورد استفاده قرار گرفته که شمایی از شکل شبکه مورد استفاده و حاصل مطالعه استقلال حل از شبکه نیز در شکل‌های ۴ و ۵ ارائه شده است. ساختار کلی جریان در حالت مینا که مطابق انتظار نشان دهنده یک موج ضربه ای خمیده در بالادست دماغه و جدایش جریان در پشت جسم است در شکل ۶ نشان داده شده است.



شکل ۴- شمایی از شبکه مورد استفاده



شکل ۵- بررسی استقلال حل از شبکه

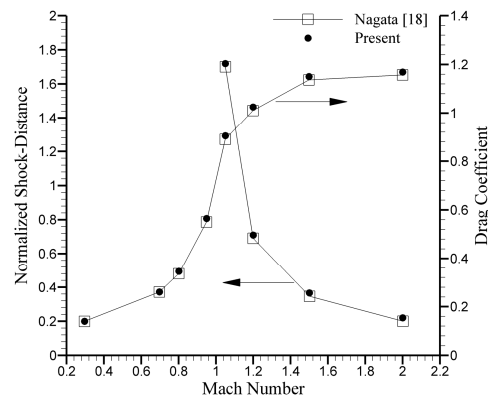


شکل ۶- میدان سرعت حول جسم

بر اساس مطالعات انجام شده بر روی فیزیک جریان واکنشی کروم در سطح جسم در صورت استفاده از پوشش مورد نظر که جزئیات آن در مرجع [۱۰] ارائه شده است، حداکثر افزایش دما در ناحیه شعله

نرم افزار محاسباتی خانگی توسعه داده شده در شبیه سازی جریان های آشفته و واکنشی متعددی مورد استفاده قرار گرفته و با استفاده از نتایج تحلیلی و تجربی مختلفی نیز اعتباردهی شده است که جزئیات آن به همراه توضیحات بیشتری از معادلات و نحوه حل عددی در مراجع مربوطه [۱۰-۱۲ و ۱۷-۱۴] در دسترس می باشد که از تکرار آن خودداری شده است، اما با توجه به اینکه تمرکز این تحقیق بر روی محاسبه ضریب نیروی پسا و فاصله موج ضربه ای از سطح دماغه است، از نتایج موجود در این زمینه به منظور اطمینان مجدد از صحت عملکرد نرم افزار توسعه داده شده استفاده شده است.

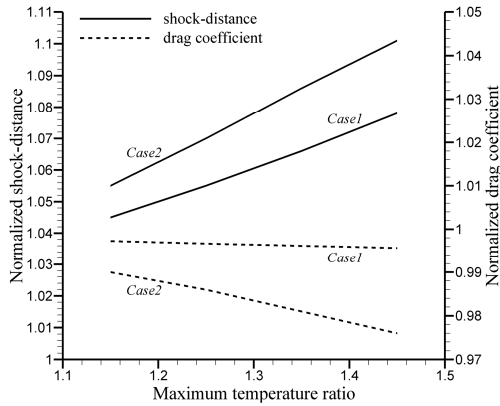
این نتایج که مربوط به جریان حول کره در اعداد ماخ مختلف است در مرجع [۱۸] ارائه شده و با استفاده از نرم افزار موجود، شبیه سازی شده و نتایج آن در شکل ۲ ارائه شده که نشان دهنده صحت و دقت قابل قبول ابزار محاسباتی مورد استفاده در تحقیق حاضر است.



شکل ۲- فاصله موج ضربه ای و ضریب نیروی پسا در جریان حول کره

### ۳- نتایج

به منظور بررسی تأثیر روش پیشنهادشده در نیروی پسا، جسم مورد نظر در شرایط متناظر با ارتفاع پرواز بالا و در فشار و دمای محیطی به ترتیب برابر با ۵ کیلوپاسکال و ۲۱۶ کلوین و با عدد ماخ ۶ قرار گرفته است. مطالعه در ۳ حالت مختلف انجام شده است: ابتدا به عنوان حالت مینا، جریان حل جسم به صورت طبیعی و بدون اعمال منبع گرمایی مورد نظر که جایگزین فرایند استفاده از پوشش انرژی زا است شبیه سازی شده است. سپس منبع گرمایی در ناحیه ای باریک در محل مورد نظر اعمال شده، و نهایتاً وسعت این ناحیه مقداری گسترش یافته و از سطح دماغه دورتر شده، و اثر آن در محل موج ضربه ای و نیز در ضریب نیروی پسا محاسبه شده است. محل منبع گرمایی به صورت طرحواره در حالت‌های اول و دوم در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۷- تاثیر روش مورد نظر در فاصله موج ضربه ای و نیروی پسای جسم

#### ۴- نتیجه گیری

در این مقاله به بررسی جدیدترین روش پیشنهاد شده به منظور کاهش نیروی پسا در پرواز ماوراء صوت پرداخته شده است. شبیه سازی عددی جریان حول جسم مورد نظر با استفاده از نرم افزار توسعه داده شده بر اساس روش حجم محدود و با حل معادلات جریان تراکم پذیر آشفته در مختصات متقارن محوری انجام شده است. نتایج حاصل نشان می دهد که استفاده از این روش علیرغم ادعای تیم ارائه دهنده آن تاثیر قابل ملاحظه ای در کاهش نیروی پسای جسم نداشته است. این نتایج در کنار ابهامات قبلی که در مورد روش مورد نظر مطرح شده بود استفاده عملیاتی از آن را بویژه با توجه به افزایش شار گرمایی اعمال شده به سطح جسم به دلیل افزایش دمای جریان در نزدیک دماغه، موجه نمی داند مگر اینکه در یک هدف طراحی مشخص، کاهش جزئی میزان نیروی پسا نیز تاثیر قابل قبولی در موفقیت طرح داشته باشد.

#### ۵- نمادها

$C_v$	ظرفیت گرمایی ویژه ( $J/kgK$ )
$e$	انرژی داخلی ( $J/kg$ )
$h$	انتالپی ( $J/kg$ )
$k$	رسانایی گرمایی ( $W/mK$ )
$p$	فشار (Pa)
$T$	دما (K)
$u$	سرعت محوری (m/s)
$v$	سرعت شعاعی (m/s)
$\mu_{eff}$	لزجت موثر ( $kg/ms$ )
$\rho$	چگالی ( $kg/m^3$ )

حدود ۴۵ درصد بیشتر از دمای سکون اطراف دماغه خواهد بود لذا در مطالعه حالت‌های اول و دوم، میزان چشمه گرمایی اعمال شده در نواحی مورد نظر به گونه ای کنترل شده است که حداکثر افزایش دمای این نواحی بین ۱۰ تا حدود ۵۰ درصد تغییر کند. مطابق انتظار، اعمال چشمه گرمایی و افزایش دمای ناحیه باریک بین سطح دماغه و موج ضربه ای منجر به افزایش فاصله موج از جسم شده است.

در بازه تغییرات اعمال شده مورد نظر، میزان افزایش فاصله موج ضربه ای از دماغه و نیز میزان تاثیر آن در نیروی پسای جسم مورد ارزیابی قرار گرفته است. خلاصه مطالعات انجام شده نهایتاً به صورت متمرکز در شکل ۷ ارائه شده است. نکته قابل توجه اینکه میزان افزایش فاصله موج ضربه ای از دماغه علیرغم ساده سازی فیزیکی مساله، تطابق قابل قبولی با تحلیل جریان واکنشی [۱۱] داشته و مشخص است که در حالت دوم، و با افزایش دما به میزان ۴۵ درصد و مطابق با فیزیک پدیده، فاصله موج در حدود ۱۰ درصد از جسم افزایش یافته است که کاملاً مطابق با واقعیت فیزیکی است.

بر این اساس، می توان با قطعیت بیشتری در مورد تاثیر استفاده از روش مورد نظر در میزان تغییر نیروی پسا در پرواز ماوراء صوت ارزیابی لازم را انجام داد. نتایج حاصله نشان می دهد که علیرغم تطابق تغییرات دمایی اعمال شده با مقادیر مورد انتظار بر اساس مطالعات پیشین، و همچنین علیرغم سازگاری تغییرات القا شده در فاصله موج ضربه ای از دماغه، میزان تغییرات ایجاد شده در نیروی پسای جسم در مساله مورد نظر بسیار کم بوده و کاهش آن تنها مقداری کمتر از ۳ درصد است. این در حالی است که ارائه دهندگان این روش ادعای کاهش نیروی پسا در حدود ۴۷ درصد را در ابتدا مطرح کرده بودند [۸]. مطالعه حاضر نشان می دهد که در کنار سایر ابهامات و تناقضهایی که در اطلاعات ارائه شده توسط تیم مذکور، پیش از این مشاهده و گزارش شده است، تاثیر این روش در کاهش نیروی پسا نیز بسیار کمتر از ادعای ارائه شده می باشد.

از طرفی باید به این نکته توجه نمود که استفاده از این روش با توجه به افزایش دمای قابل توجه جریان در نزدیک سطح جسم طبیعتاً منجر به افزایش بار گرمایی وارد شده بر جسم شده و ملزومات حفاظت گرمایی را افزایش خواهد داد و بنابراین با توجه به تاثیر کمی که در میزان کاهش نیروی پسا خواهد داشت، استفاده از آن چندان عملیاتی و موجه نیست مگر اینکه در یک هدف مشخص طراحی، کاهش نیروی پسا در حد جزئی نیز بتواند تاثیر گذار و مثبت باشد.

- [17] Tahsini, A. M., Regression Rate Response in Spin-Stabilized Solid Fuel Ramjets, *Journal of Mechanics*, Vol. 37, PP. 37-43, 2020.
- [18] Nagata, T., Nonomura, T., Takahashi, S., Mizuno, Y. and Fukuda, K., Investigation on subsonic to supersonic flow around a sphere at low Reynolds number of between 50 and 300 by direct numerical simulation, *Physics of Fluids*, V. 28, N. 5, PP. 056101, 2016.
- [1] Menezes V., Saravanan S., Jagadeesh G., and Reddy K. P. J., Experimental Investigations of Hypersonic Flow over Highly Blunted Cones with Aerospikes, *AAAA Journal*, Vol. 41, No. 10, pp. 1955-1966, 2003.
- [2] Kurbatskii K. A., and Montanari F., Application of Pressure-Based Coupled Solver to the Problem of Hypersonic Missiles with Aerospikes, *45th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 8-11 January 2007, Nevada, AIAA-2007-462, 2007.
- [3] Srinivasan G. R., and Chamberlain R. R., Drag Reduction of Spiked Missile by Heat Addition, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 16-19 August 2004, Rhode Island, AIAA-2004-4714, 2004.
- [4] Kremeyer K., Sebastian K., and Shu C. W., Computational Study of Shock Mitigation and Drag Reduction by Pulsed Energy Lines, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 8, pp. 1720-1731, 2006.
- [5] Cai C., and He X., Energy-Deposition/Extraction Effects on Oblique Shock Waves Over a Wedge, *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 9, pp. 2267-2272, 2007.
- [6] Venukumar B., Jagadeesh G., and Reddy K. P. J., Counterflow Drag Reduction by Supersonic Jet for a Blunt Body in Hypersonic Flow, *Physics of Fluids*, Vol. 18, No. 11, 2006.
- [7] Kulkarni, V., and Reddy, K. P. J., Enhancement in Counterflow Drag Reduction by Supersonic Jet in High Enthalpy Flows, *Physics of Fluids*, Vol. 20, No. 1, 2008.
- [8] Kulkarni V., Hegde G. M., Jagadeesh G., Arunan E., and Reddy K. P. J., Aerodynamic Drag Reduction by Heat Addition into the Shock Layer for a Large Angle Blunt Cone in Hypersonic Flow, *Physics of Fluids*, Vol. 20, No. 8, 2008.
- [9] Deep S., and Jagadeesh G., Aerothermodynamic Effects of Controlled Heat Release within the Hypersonic Shock Layer Around a Large Angle Blunt Cone, *Physics of Fluids*, Vol. 30, 2018.
- [10] Tahsini A. M., Heat Release Effects on Drag Reduction in High Speed Flows, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 57, N. 2, PP. 657-661, 2013.
- [11] Tahsini A. M., Parametric Study of the Effect of Exothermic Coating Properties on Blunt Nose Drag Reduction in Hypersonic Flights, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228, N. 9, PP. 1461-1465, 2014.
- [12] Tahsini, A. M., and K. K. N., Anbuselvan, The Accuracy of Hypersonic Drag Reduction Test Data: Transient Simulation and Time Requirements, *High Temperature*, Accepted for Publication, 2021.
- [13] Liou, M. S., A Sequel to AUSM: AUSM+, *Journal of Computational Physics*, Vol. 129, pp. 364-382, 1996.
- [14] Tahsini, A. M., Suppression of the Detonation Wave with the Aid of a Multi-Component Particle Cloud, *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, Vol. 61, N. 1, PP. 54-60, 2020.
- [15] Tahsini, A. M., and Nabavi, S. S., Evaporation and Combustion of n-Heptane Droplets in Supersonic Combustor, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Accepted for Publication, 2021.
- [16] Tahsini, A. M., Combustion Efficiency and Pressure Loss Balance for the Supersonic Combustor, *Proceedings of the Institution of Mechanical*