



## شبیه‌سازی عددی تأثیر مگنتو-هیدرودینامیک روی جریان مافوق صوت حول پرتابه

امیر باقری<sup>۱</sup>، سید علی توکلی صبور<sup>۲</sup> و محمود پسندیده فرد<sup>۳\*</sup>، علی اسماعیلی<sup>۴</sup><sup>۱</sup> دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا-آرودینامیک، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران<sup>۲</sup> دکتری، مهندسی هوافضا-آرودینامیک، تهران، ایران<sup>۳</sup> استاد، مهندسی هوافضا-آرودینامیک، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران<sup>۴</sup> استادیار، مهندسی هوافضا-آرودینامیک، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۱/۲۳؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۰۴/۱۲؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۶/۲۸

## چکیده

عملگر پلاسمایی به‌عنوان یک ابزار کنترل-فعال جریان به سبب سادگی ساختار، سبکی، مصرف کم انرژی و پاسخ زمانی بالا در یک دهه اخیر مورد توجه و بررسی محققان آیرودینامیک قرار گرفته است. در پژوهش حاضر، اثرات پلازما بر رفتار آیرودینامیکی یک پرتابه مافوق صوت در شرایط پروازی مختلف به‌صورت عددی مطالعه شده است. نتایج حاصل از تأثیر پلازما با تغییرات پارامترهایی نظیر زاویه حمله، عدد ماخ و ارتفاع پرواز بر ضرایب برآ و پسا مورد تحلیل قرار گرفته است. با اعمال پلازما در زیر کانادهای پرتابه، سرعت در جهت عمودی در آن ناحیه افزایش می‌یابد. این روند موجب افزایش فشار بر روی قسمت زیرین کاناردها خواهد شد و در نتیجه افزایش اختلاف فشار و افزایش نیروهای وارد بر کاناردها و به عبارتی بهبود عملکرد آن‌ها را محقق می‌سازد. ضرایب برآ و پسا در اثر اعمال پلازما هر دو افزایش می‌یابند، درحالی‌که راندمان آیرودینامیکی (نسبت برآ به پسا) نیز با افزایش اختلاف پتانسیل افزایش یافته است. نتایج نشان می‌دهد، با افزایش زاویه حمله اثر پلازما کمتر می‌شود؛ همچنین با افزایش ارتفاع پروازی اثر پلازما بیشتر می‌شود و نیز راندمان آیرودینامیکی با اعمال پلازما در بازه ۳ تا ۶۰ درصد تغییر می‌کند.

**کلمات کلیدی:** پلازما، مگنتوهیدرودینامیک، کنترل جریان، بهبود عملکرد، شبیه‌سازی عددی.

## Numerical Simulation of Magneto-Hydrodynamics Effect on Supersonic Flow of a Projectile

Amir Bagheri<sup>1</sup>, Seyed Ali Tavakoli Sabour<sup>2</sup>, Mahmoud Pasandideh Fard<sup>3,\*</sup>, Ali Esmaili<sup>4</sup><sup>1</sup> Ph.D. Student, Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, Iran<sup>2</sup> PhD, Aerodynamics Engineering, Tehran, Iran.<sup>3</sup> Prof., Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, Iran.<sup>4</sup> Assist. Prof., Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, Iran.

### Abstract

Plasma actuator is an active flow control tool, which has been evaluated by the aerodynamic researchers since last decade due to its simple structure, light weight, low energy consumption, and high time response. In this paper effects of plasma on aerodynamic behavior of a rocket at different flight conditions is numerically investigated. Results of plasma effects or variation of attack angle, Mach number, and flight altitude on the drag and lift coefficients are evaluated. Applying plasma increases the vertical velocity under the rocket canards which leads to higher pressures and therefore higher pressure difference and forces are applied on the rocket canards which improves their functionality. Drag and lift coefficients are both increased due to the plasma, but the aerodynamic efficiency (lift to drag ratio) is increased by increasing potential difference. Results shows that plasma effect is reduced with increasing of angle of attack and increased with the flight altitude and aerodynamic efficiency is changed between %3 and %60 by applying plasma.

**Keywords:** Plasma, Magneto Hydrodynamics, Flow Control, Performance improvement, Numerical Simulation.

## ۱- مقدمه

در چند سال اخیر تحقیقات زیادی روی عملگر پلاسمایی به‌عنوان یک وسیله کنترل جریان صورت گرفته است. عملگر پلاسمایی از دو الکتروود با ورق‌های نازک (معمولاً از جنس مس یا آلومینیوم) تشکیل شده که به‌صورت غیر-متقارن در مقابل هم قرار دارند. میان این دو الکتروود یک ماده عایق دی‌الکتریک (از جنس کاپتون، تفلون، شیشه و ...) قرار دارد تا مانع از برخورد دو الکتروود به هم شود. الکتروود بالایی که معمولاً در معرض جریان قرار دارد، به منبع تغذیه ولتاژ بالا وصل شده و الکتروود پایینی که با دی‌الکتریک پوشانده شده است، به زمین متصل است. شکل ۱ طرح‌واره این عملگر را نشان می‌دهد. وقتی یک ولتاژ در حد چند کیلوولت به دو سر این الکتروودها اعمال شود، در اثر یونیزه شدن هوا روی سطح عایق بالایی که با الکتروود پوشیده شده، یک تخلیه پلازما اتفاق می‌افتد و باعث افزایش مومنتوم ذرات هوا می‌شود. مقدار مومنتوم اضافه‌شده در تغییر وضعیت جریان هوا روی سطح عملگر مؤثر است [۱].



شکل ۱- طرح‌واره عملگر تخلیه سد دی‌الکتریکی به همراه اثر آن روی جریان [۲]

مطالعات انجام‌شده در سال‌های گذشته به سه دسته مطالعه فیزیک تخلیه الکتريکی عملگر، بهینه‌سازی عملگر پلاسمایی و کاربردهای این وسیله تقسیم‌بندی می‌شوند. برخی از موفقیت‌های این ابزار کنترلی عبارتند از کنترل جدایش در پره‌های توربین فشار پایین [۲، ۳]، افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا [۴، ۵]، کنترل جدایش در لبه حمله بالواره [۶، ۷]، تغییر فرکانس ریزش گردابه‌ها در پشت استوانه [۸] و کنترل جریان میان نوک پره توربین و پوسته [۹-۱۱] اشاره نمود. خاطر نشان می‌شود، بهره‌بردن از عملگر پلازما در کنترل-فعال جریان بسیار مورد توجه پژوهشگران بوده و خواهد بود؛ به‌عنوان

نمونه می‌توان به پژوهش‌های ساتو و همکاران [۱۲]، ژانگ و همکاران [۱۳] و همچنین ژنگ [۱۴] اشاره کرد که از آزمون‌های تجربی برای استفاده از عملگر پلازما به عنوان ابزاری بسیار کاربردی در کنترل جریان بهره بردند. شرایط استفاده از این دست عملگرها بسیار بر توزیع و کنترل جریان مؤثر است. در همین راستا میرزایی و پسندیده فرد [۱۵]، به بررسی تفاوت عملگر پلاسمایی یک و سه تکه‌ای روی دو نوع مختلف از بالواره‌ها پرداختند. در ادامه ادعان داشتند که توانایی عملگر چند تکه‌ای در بهبود توزیع فشار و به تعویق انداختن زاویه واماندگی، به‌مراتب بیشتر از یک‌تکه‌ای است. مروره‌های جامعی از تاریخچه توسعه و کاربردهای این ابزار در کنترل جریان توسط موراً [۱۶] و همچنین کورک و همکارانش [۱۷]، ارائه‌شده است که همگی بر اثر مثبت این عملگر ادعان داشتند، حتی در برخی از مطالعات گذشته همچون تحقیقات محبوبی‌دوست و رامیار [۱۸] میزان بهبود عملکرد نمونه مورد نظر تا حدود ۴۰ درصد گزارش شده است.

شادآرام و همکاران [۱۹، ۲۰]، عملکرد یک عملگر پلاسمایی تخلیه سد دی‌الکتریک را به دو روش آزمایشگاهی و عددی مورد مطالعه قرار دادند. عملگرهای پلاسمایی به‌منظور کاربرد در کنترل جریان روی بالواره‌های NLF0414 و NACA4412 مورد آزمایش قرار گرفت و تأثیر حالت‌های مختلف الکتريکی بر توزیع فشار حول بالواره، جدایش، سرعت و مشخصه‌های آشفستگی در دنباله نزدیک و همچنین فرکانس گردابه‌ها بررسی شد. نتایج حاصله از مدل‌سازی عددی و آزمایشگاهی عملگر پلاسمایی حول بالواره NLF0414، بهبود در توزیع فشار در سمت مکش، کاهش عرض دنباله و توانایی عملگر در کنترل فرکانس ریزش گردابه را نشان می‌دهد. شایان‌ذکر است، این عملگر در زمینه پیشران‌های فضایی نیز موفق عمل کرده و بسیار بر بهبود عملکرد در مأموریت‌های فضایی و شتاب‌گیری آن‌ها مؤثر واقع شده است. در این بین می‌توان به تحقیقات صدیق و ابراهیمی [۲۱] و همچنین آهنگر و همکاران [۲۲] نیز اشاره کرد.

جنمی و همکارانش [۲۳]، در سال ۲۰۰۸ برای اولین بار ایده استفاده از محرک‌های پلاسمایی برای کنترل یک پرتابه غیر-هدایت‌شونده در ماخ ۴، ۵ و ۶ را منتشر کردند. آن‌ها در این تحقیق یک مدل پرتابه مجهز به سیستم محرک پلاسمایی را در تونل ضربه مورد بررسی تجربی و عددی قرار دادند.

$\eta$  لزجت مولکولی و ترم دوم در سمت راست تأثیرپذیری ناشی از انبساط حجمی و I تانسور واحد است. معادله انرژی در یک جریان سیال به صورت زیر است.

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{j}_j + (\bar{\tau}_{eff} \cdot v)) \quad (4)$$

معادله کلی حرکت یک ذره در حضور میدان الکتریکی E و میدان مغناطیسی B به شکل زیر است.

$$m \left[ \frac{\partial u}{\partial t} + (\vec{u} \cdot \nabla) \vec{u} \right] = q(E + u \times B) \quad (5)$$

چنانچه n ذره موجود باشد و گرادیان فشار هم داشته باشیم معادله حرکت پلاسما به شکل زیر در خواهد آمد.

$$mn \left[ \frac{\partial u}{\partial t} + (\vec{u} \cdot \nabla) \vec{u} \right] = qn(E + u \times B) - \nabla P \quad (6)$$

در حضور گرادیان میدان الکتریکی ایجاد شده توسط الکترودها، هوای یونیزه شده سبب اعمال یک نیروی حجمی به جریان خارجی می‌شود. این نیروی حجمی می‌تواند مؤلفه‌های سرعت دائمی و غیر-دائمی را تولید نماید که در نهایت در معادلات ناویر استوکس لحاظ می‌شود.

$$\vec{f}_B = \rho_c \vec{E} \quad (7)$$

که در آن  $\vec{f}_B$  نیروی حجمی بر واحد حجم،  $\rho_c$  چگالی بار خالص و  $\vec{E}$  میدان الکتریکی است. در محیط پلاسما، معادلات ماکسول به شکل دیفرانسیلی زیر در می‌آیند.

$$\text{curl} \vec{E} = -\frac{\partial \vec{B}}{\partial t} \quad (8)$$

$$\text{curl} \vec{H} = \vec{j} + \frac{\partial \vec{D}}{\partial t} \quad (9)$$

$$\text{div} \vec{D} = \rho_c \quad (10)$$

$$\text{div} \vec{B} = 0 \quad (11)$$

همچنین گزارش کردند که نیروی تولیدی توسط محرک پلاسمایی برای تغییر مسیر پرتابه کافی است. جنمی در تحقیقات بعدی خود در مورد مکان مناسب برای ایجاد پلاسما و همچنین قدرت پلاسما تحقیقات بیشتری ارائه نمودند [۲۴، ۲۵].

همان‌طور که پیش‌تر بیان شد، بهره بردن از عملگر پلاسمایی به‌عنوان یک روش کنترل-فعال جریان به دلیل ویژگی‌های بالقوه‌ی آن، بسیاری از پژوهشگران را در این راستا ترغیب کرده است. بدین منظور در تحقیق حاضر، ابتدای امر ضرایب برآ و پسای یک پرتابه کانارد-کنترل، در شرایط گوناگون پروازی با استفاده از نرم‌افزار تجاری انسیس-فلوئنت به روش عددی محاسبه شدند. تحلیل‌های مربوطه برای اعداد ماخ ۶، ۶/۵، ۷ و زوایای حمله ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه ارائه گردید. از طرفی به‌منظور نزدیک شدن به مدل‌سازی پاکت پروازی پرتابه موردنظر، ارتفاعات گوناگونی همچون ۵۰، ۵۵ و ۶۰ کیلومتری برای پیگیری شبهه‌سازی‌ها برگزیده شد. از آنجایی که عملگر پلاسمایی در زیر کانارد در نظر گرفته شده است، تغییر زاویه کانارد نیز حائز اهمیت است. به‌منظور بررسی این مهم، دو زاویه‌ی انحراف صفر و ۲۰ درجه برای کانارد در نظر گرفته شد و اثرات آن‌ها موردقیاس قرار گرفت. سپس تحلیل‌های موردنظر به‌طور مشابه روی پرتابه مافوق صوت در حالتی ارائه گردید که عملگر پلاسما با اختلاف پتانسیل‌های متفاوت اعمال شده است و نتایج حاصله با یکدیگر مقایسه شدند.

### ۳- معادلات حاکم

معادله پیوستگی یک جریان سیال به صورت زیر است.

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

معادله مومنوم به صورت زیر است.

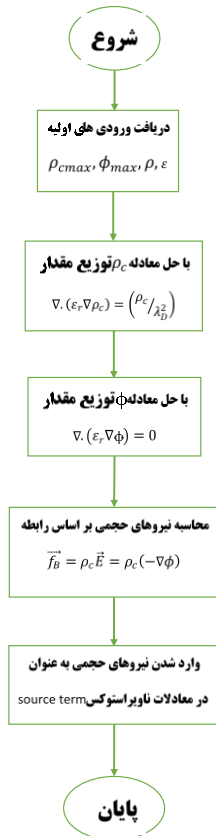
$$\frac{\partial(\rho \vec{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \rho \vec{g} + \bar{\tau} \quad (2)$$

که p فشار استاتیک،  $\bar{\tau}$  تانسور تنش (که در زیر توضیح داده شده است)،  $\rho \vec{g}$  نیروی جسمی گرانشی است.

$$\bar{\tau} = \eta \left[ (\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right] \quad (3)$$

$$\vec{f}_B = \rho_c \vec{E} = (\epsilon_0 / \lambda_D^2) \Phi \nabla \Phi \quad (20)$$

در حالت حضور پلاسما، اثرات نیروی حجمی به صورت کد نویسی در بخش UDF نرم‌افزار آنسیس-فلوئنت به معادلات ناویر استوکس اضافه می‌شود. به منظور درک بهتر از نحوه عملکرد UDF اعمال شده برای عملگر پلاسما، در شکل ۲، فلوچارت مربوطه ارائه گردیده است. حل به صورت لجز در نظر گرفته شده است، چراکه در اعداد ماخ (۶ تا ۷) و در ارتفاع ۵۰ کیلومتری مقدار دانسیته هوا حدود یک‌هزارم دانسیته سطح زمین است و بنابراین ضخامت لایه مرزی قابل صرف‌نظر کردن نیست. شایان ذکر است، علاوه بر اصطکاک بخشی از پسا مربوط به پسای ناشی از امواج ضربه‌ای است.



شکل ۲- نحوه عملکرد UDF مربوط به عملگر پلاسما

## ۲- مدل‌سازی و اعتبارسنجی

به منظور شبیه‌سازی مدل موردنظر و اعتبارسنجی آن از یک مدل موشک استفاده شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی

در این معادلات H قدرت میدان مغناطیسی، B القای مغناطیسی، E قدرت میدان الکتریکی، D القای الکتریکی و J شدت جریان الکتریکی هستند. از طرفی القای الکتریکی که متناسب با قدرت میدان الکتریکی است، به شکل زیر بیان می‌شود.

$$\vec{D} = \epsilon \vec{E} \quad (12)$$

که در آن  $\epsilon$  قابلیت گذردهی محیط موردنظر است. قدرت میدان الکتریکی E با پتانسیل الکتریکی  $\Phi$  به صورت زیر رابطه دارد.

$$\vec{E} = -\vec{\nabla} \Phi \quad (13)$$

از ترکیب معادلات (۱۰)، (۱۲) و (۱۳) خواهیم داشت:

$$\nabla \cdot (\epsilon \nabla \Phi) = -\rho_c \quad (14)$$

از طرفی قابلیت گذردهی به صورت زیر قابل بیان است.

$$\epsilon = \epsilon_r \epsilon_0 \quad (15)$$

که در آن  $\epsilon_r$  گذردهی نسبی محیط و  $\epsilon_0$  گذردهی فضای آزاد است. مقدار  $\epsilon_0$  ثابت و برابر  $8.854 \times 10^{-12} \text{ C}^2 / \text{N} \cdot \text{m}^2$  است. همچنین برای چگالی بار خالص داریم:

$$\rho_c = e(n_i - n_e) \approx -en_0 \left( \frac{e\Phi}{KT_i} + \frac{e\Phi}{KT_e} \right) \quad (16)$$

با جایگذاری معادلات (۱۵) و (۱۶) در معادله (۱۴) خواهیم داشت:

$$\nabla \cdot (\epsilon_r \nabla \Phi) = \frac{en_0}{\epsilon_0} \left( \frac{e\Phi}{KT_i} + \frac{e\Phi}{KT_e} \right) \quad (17)$$

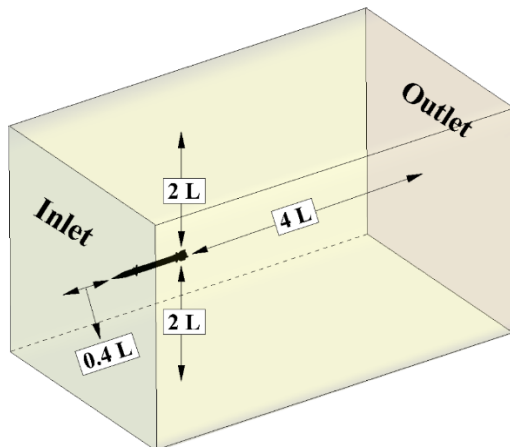
با توجه به تعریف پارامتر طول دبی، طرف راست معادله فوق به شکل زیر در می‌آید.

$$\nabla \cdot (\epsilon_r \nabla \Phi) = \frac{1}{\lambda_D^2} \Phi \quad (18)$$

با توجه به معادلات (۱۴) تا (۱۸) خواهیم داشت:

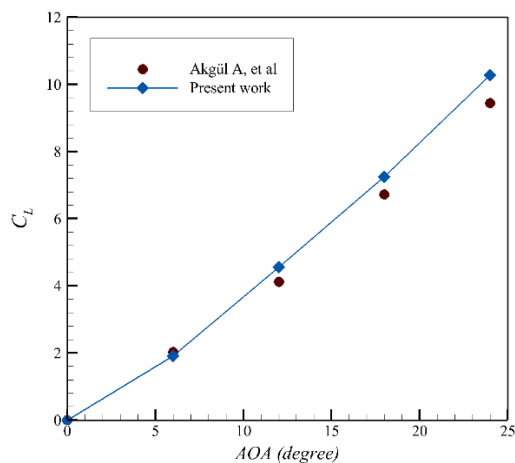
$$\rho_c = -(\epsilon_0 / \lambda_D^2) \Phi \quad (19)$$

با جایگذاری معادلات (۱۳) و (۱۹)، در معادله (۱۶) نیروهای حجمی به صورت زیر محاسبه می‌شوند.



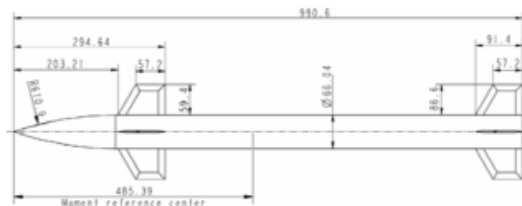
شکل ۴- حوزه محاسباتی و ابعاد آن

شکل‌های ۵ و ۶ به ترتیب مقایسه ضرایب برآ و پسا تحقیق حاضر با نتایج آزمایشگاهی را نشان می‌دهند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، مطابقت خوبی میان نتایج حل عددی حاضر و نتایج آزمایشگاهی مشاهده می‌شود.



شکل ۵- مقایسه ضریب برآ تحقیق حاضر با نتایج آزمایشگاهی [۲۶]

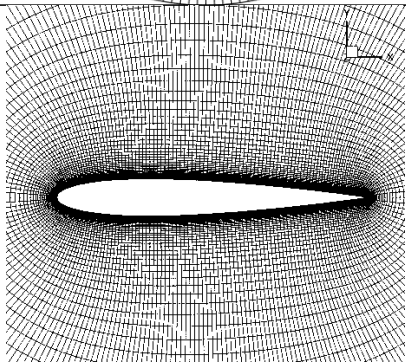
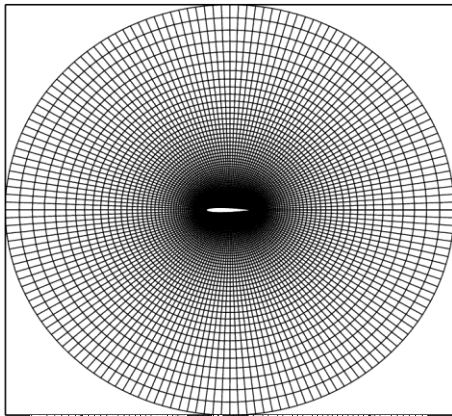
موشک NTCM<sup>۱</sup> با نتایج پژوهش اگگول [۲۶]، مقایسه شده است. با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت تحلیل عددی موشک NTCM در عدد ماخ ۱/۷۵ و زوایای حمله مختلف انجام شده است. در شکل ۳ مشخصات هندسی موشک NTCM نشان داده شده است (ابعاد نشان داده شده در شکل برحسب میلی‌متر است).



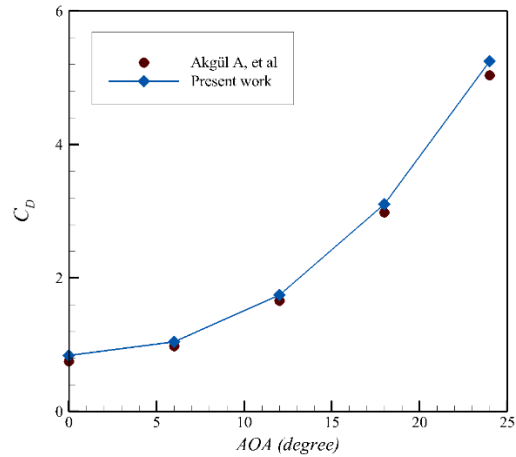
شکل ۳- مشخصات هندسی موشک NTCM [۲۶]

به منظور حل معادلات حاکم از حلگر بر مبنای تراکم و برای خطی‌سازی ترم‌های معادلات از روش مرتبه دوم استفاده شده است. در این تحلیل طول مینا برابر با قطر موشک،  $0.06604$  متر و مساحت مینا برابر با مساحت مقطع عرضی موشک معادل با  $0.00343$  مترمربع در نظر گرفته شده است. همچون شکل ۴، شرایط مرزی به گونه‌ای است که برای مرز ورودی جریان و اطراف دامنه از شرط مرزی Pressure Far Field استفاده شده است. این شرط مرزی بیانگر جریان آزاد در اطراف موشک است که دمای جریان آزاد برابر  $300$  درجه کلوین و فشار آن برابر  $101325$  پاسکال است. برای بدنه موشک، پره‌ها و کاناردها از شرط عدم لغزش جریان استفاده شده و گرادیان دما روی این مرزها صفر در نظر گرفته شده است. شایان ذکر است که شبکه در نواحی حساس مانند نزدیک دیواره‌ها، کاناردها و بالک‌ها ریزتر شده تا ویژگی‌های رفتار جریان به دقت مدل‌سازی شود. مدل آشفتگی  $k - \omega - SST$  انتخاب گردیده است. به منظور حل این معادلات از حلگر بر مبنای تراکم و برای خطی‌سازی ترم‌های معادلات از روش مرتبه دوم استفاده شده است. شرایط مرزی به گونه‌ای است که برای مرز ورودی جریان و اطراف دامنه از شرط مرزی فشار دور دست استفاده شده است.

<sup>۱</sup> NASA Tandem Control Missile



(الف)

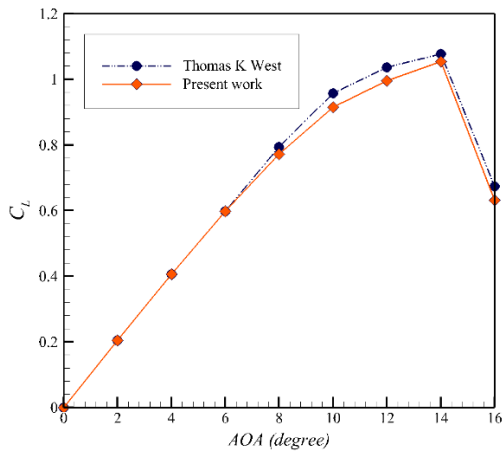


شکل ۶- مقایسه ضریب پسا تحقیق حاضر با نتایج آزمایشگاهی [۲۶]

از طرفی برای اعتبارسنجی مدل MHD، نتایج حاصله از پژوهش حاضر با نتایج عددی توماس کلسی [۲۷] که مدل MHD را روی بالواره NACA۰۰۱۲ اعمال کرده‌اند، مقایسه شده است.

برای مدل‌سازی عددی میدان جریان اطراف بالواره NACA۰۰۱۲ از نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است. در حالت حضور پلاسما، اثرات نیروی حجمی به صورت کد نویسی در بخش توابع تعریف شده توسط کاربر (UDF) این نرم‌افزار به معادلات ناویر-استوکس اضافه می‌شود. شبکه محاسباتی در اینجا به صورت C شکل است که در نرم‌افزار ICEM CFD تولید شده است. در شبیه‌سازی صورت گرفته جریان آزاد در فشار ۱۰۱/۳۵۲ کیلو پاسکال و ۳۰۰ کلوین با  $Re = 100000$  از روی بالواره NACA۰۰۱۲ عبور می‌کند.

در راستای حل معادلات حاکم بر جریان از فرمول‌بندی صریح درجه ۲ و روش حجم محدود برای گسسته سازی مکانی معادلات ناویر-استوکس استفاده شده است. شایان ذکر است که مدل‌سازی مذکور در حالت جریان پایا انجام شده است. علاوه بر این از الگوریتم SIMPLE جهت تلفیق سرعت و فشار استفاده می‌شود. در شکل‌های ۷ و ۸ به ترتیب ضرایب برآ و پسا پژوهش کلسی و همکارانش [۲۷]، در زوایای حمله مختلف و بدون اعمال مدل MHD با ضرایب برآ و پسا پژوهش حاضر در شرایط یکسان مقایسه شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تطابق و سازگاری بسیار بالایی میان نتایج وجود دارد.

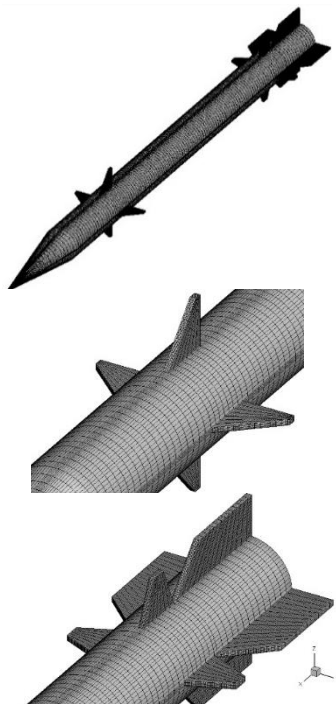


(ب)

شکل ۷- الف) نمای دور و نزدیک نمونه مورد نظر، ب) مقایسه ضریب برآ تحقیق حاضر با نتایج عددی کلسی [۲۷] بر روی بالواره NACA۰۰۱۲

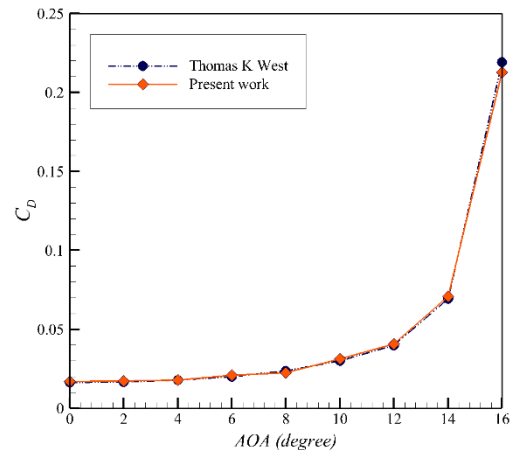
#### ۴- استقلال نتایج از شبکه

کیفیت شبکه و نوع آن تأثیر زیادی در زمان حل، نرخ همگرایی و دقت جوابها دارد. در شبکه‌بندی خوب باید در نواحی که گرادیان‌های شدید و پدیده امواج ضربهای اتفاق می‌افتد، همچون دماغه و اطراف بالکها و کاناردها که دارای انحناء و شکستگی زیاد است و همچنین محل اعمال عملگر پلاسماء، شبکه متراکم‌تر و در نواحی که گرادیان‌ها ضعیف‌تر است، شدت تراکم کمتر باشد. با توجه به شرایط پروازی و سادگی نسبی هندسه از شبکه‌بندی کاملاً سازمان‌یافته استفاده شده است. نمایی از شبکه روی مدل و پیرامون آن در شکل ۱۰ نمایش داده شده است. شرایط مرزی به این صورت است که برای بدنه موشک از شرط مرزی عدم لغزش و برای میدان، فشار جریان دور دست استفاده شده است. در این شرط باید عدد ماخ و فشار جریان آزاد را تعیین کرد.



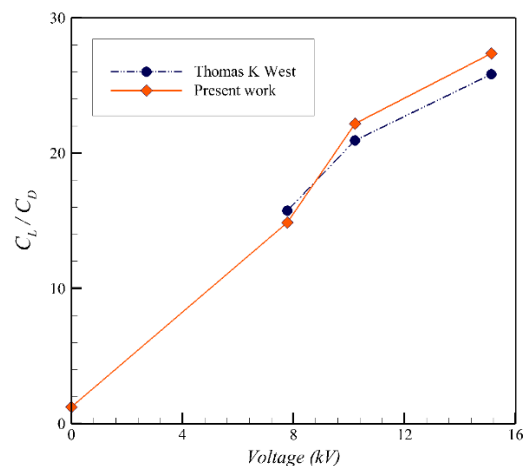
شکل ۱۰- شبکه‌بندی نزدیک کاناردها و بالک‌های موشک

پس از بررسی و تحلیل در شرایط پروازی (ارتفاع ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶) و چند زاویه حمله، همان‌طور که در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ نشان داده شده است؛ مقادیر ضرایب برآ و



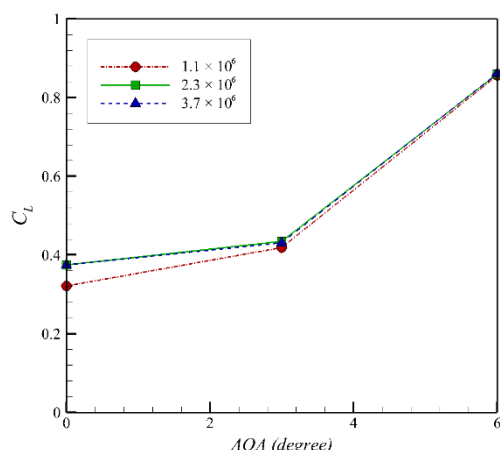
شکل ۸- مقایسه ضریب پسا تحقیق حاضر با نتایج عددی کلسی [۲۷] بر روی بالواره NACA۰۰۱۲

اکنون با توجه به درستی نتایج در حالت بدون MHD در گام بعدی با اعمال مدل MHD به مقایسه نتایج پرداخته خواهد شد. در شکل ۹ راندمان آیرودینامیکی تحقیق حاضر با نتایج عددی کلسی با اعمال مگنتو-هیدرودینامیک در زاویه حمله ۱۵ درجه در اختلاف پتانسیل‌های مختلف، مورد مقیاس قرار گرفته است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، مطابقت بسیار خوبی بین نتایج وجود دارد.

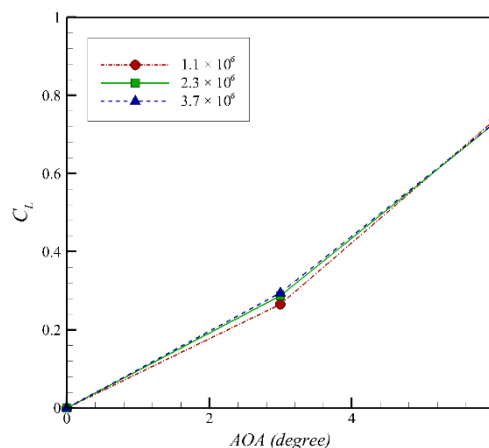


شکل ۹- مقایسه راندمان آیرودینامیکی تحقیق حاضر با نتایج عددی کلسی [۲۷] با اعمال مگنتو-هیدرودینامیک در زاویه حمله ۱۵ درجه بر روی بالواره NACA۰۰۱۲

مقادیر ضرایب برآ و پسا با افزایش تعداد شبکه از دو میلیون و سیصد هزار سلول به سه میلیون و هفتصد هزار سلول تغییر نمی‌کند؛ بنابراین شبکه دو میلیون و سیصد هزار سلول برای مدل مورد استفاده قرار گرفت.

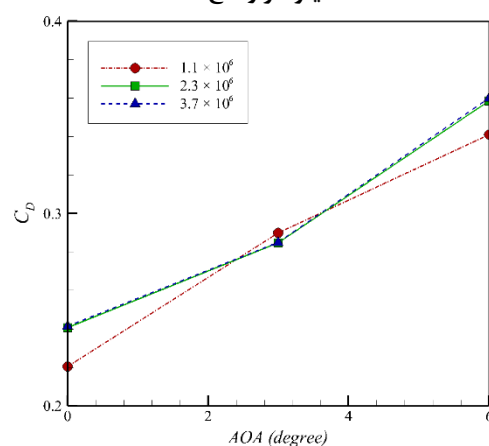
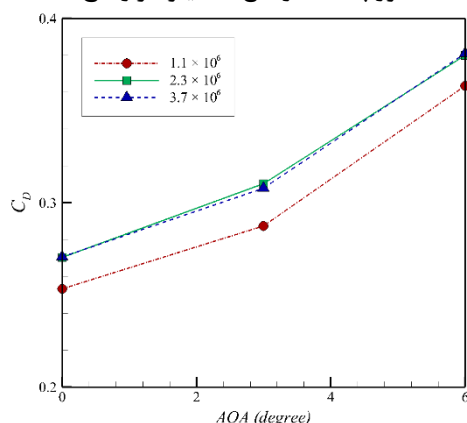


پسا با افزایش تعداد شبکه از دو میلیون و سیصد هزار سلول به سه میلیون و هفتصد هزار تغییر خاصی نمی‌کند.



شکل ۱۱- مقایسه ضرایب برآ شبکه‌بندی‌های مختلف بدون حضور پلاسما در زوایای حمله گوناگون (ارتفاع ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶)

شکل ۱۳- تغییرات ضریب برآ با شبکه و زاویه حمله در حضور پلاسما (ارتفاع ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶)



شکل ۱۴- تغییرات ضریب پسا با شبکه و زاویه حمله در حضور پلاسما (ارتفاع ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶)

شکل ۱۲- مقایسه ضرایب پسا شبکه‌بندی‌های مختلف بدون حضور پلاسما در زوایای حمله گوناگون (ارتفاع ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶)

## ۵- بحث و نتایج

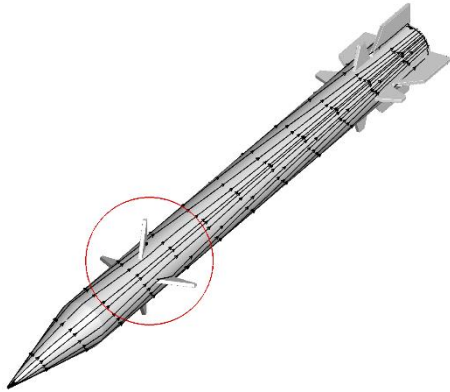
### ۵-۱- اثر پلاسما بر روی سرعت جریان در زاویه کانارد صفر درجه

در این بخش نتایج حاصل از شبیه‌سازی پرتابه مافوق صوت در زاویه کانارد صفر درجه و در ارتفاع ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶ ارائه خواهد شد. شکل‌های ۱۵ و ۱۶ به ترتیب کانتورهای سرعت عمودی اطراف کاناردهای موشک در زاویه حمله ۵ درجه، بدون

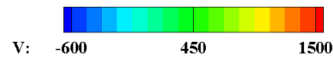
پس از اطمینان از استقلال نتایج از شبکه در حالت بدون پلاسما، باید استقلال نتایج از شبکه در حضور پلاسما نیز مورد بررسی قرار گیرد. این بررسی در ارتفاع پروازی ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶ انجام شده است. برای این منظور با اعمال ۷ کیلوولت اختلاف پتانسیل زیر تمامی کاناردها و بالک‌های افقی، استقلال نتایج از شبکه مورد مطالعه قرار گرفته است. همان‌طور که در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ نشان داده شده است، در این بررسی نیز



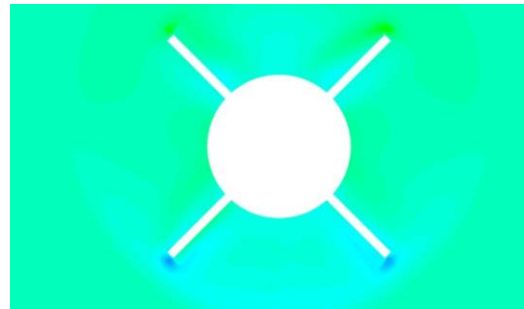
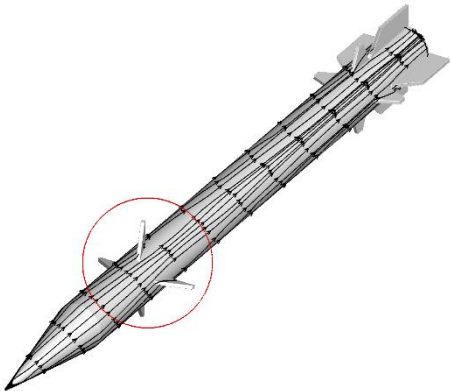
الف



حضور پلاسما و با اعمال ۷ کیلوولت اختلاف پتانسیل در حضور پلاسما را نشان می‌دهند. با مقایسه این دو شکل به وضوح اثر پلاسما مشاهده می‌شود که سبب افزایش سرعت عمودی زیر کاناردهای افقی شده است. افزایش سرعت عمودی زیر کاناردها باعث افزایش ضریب برآ نیز خواهد شد. به منظور درک بهتر از فیزیک جریان، خطوط جریان و توزیع چرخش به ترتیب در دو شکل (الف و ب) ارائه شده است.



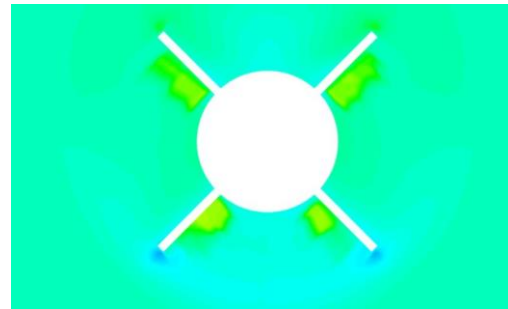
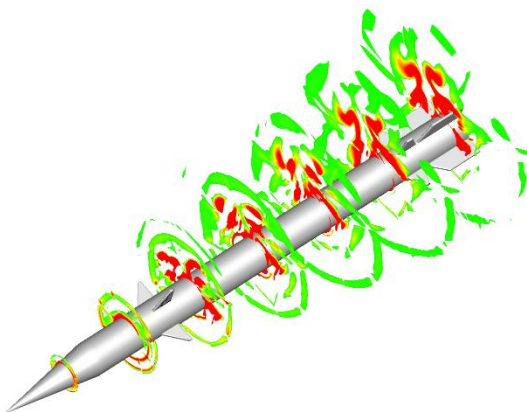
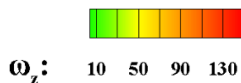
ب



شکل ۱۵- کانتور سرعت عمودی اطراف کاناردهای موشک در زاویه حمله ۵ درجه بدون حضور پلاسما (ارتفاع ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶)

شکل ۱۷- خطوط جریان الف) بدون و ب) با حضور پلاسما، اطراف کاناردهای موشک در زاویه حمله ۵ با اعمال ۱۴ کیلوولت اختلاف پتانسیل (ارتفاع ۵۰ کیلومتر و

ماخ ۶)



شکل ۱۶- کانتور سرعت عمودی اطراف کاناردهای موشک در زاویه حمله ۵ با اعمال ۱۴ کیلوولت اختلاف پتانسیل (ارتفاع ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶)

شکل ۱۸- توزیع میدان چرخش اطراف کاناردهای موشک در زاویه حمله ۵ با اعمال ۱۴ کیلوولت اختلاف پتانسیل (ارتفاع ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶)

جدول ۳- ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در زاویه حمله ۱۵ درجه

V(kV)	Lift	Drag	L/D	%
0	2/59152	1/1339	2/285493	0%
10	2/71478	1/1762	2/308094	0/99%
12	2/717	1/176	2/31	1/06%
15	2/735	1/184	2/311	1/12%
20	2/795	1/205	2/32	1/50%

جدول ۴. ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی (در مقایسه با همان زاویه حمله و بدون حضور پلاسما)، با اعمال ۱۰ کیلوولت اختلاف پتانسیل در زوایای حمله مختلف را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در یک اختلاف پتانسیل یکسان با افزایش زاویه حمله، درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی کمتر می‌شود؛ زیرا با افزایش زاویه حمله، سرعت در جهت عمودی افزایش می‌یابد و اثر افزایش مومنوم مربوط به پلاسما کاهش می‌یابد.

جدول ۴- ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در اختلاف پتانسیل ۱۰ kV

زاویه حمله	Lift	Drag	L/D	%
5	0/657	0/371	1/771	9/4%
10	1/589	0/621	2/558	4/23%
15	2/715	1/176	2/308	0/99%

جدول ۳-۵ اثر پلاسما بر روی ضرایب آیرودینامیکی در ارتفاع ۵۵ کیلومتری و ماخ ۶/۵

جداول ۵ تا ۷ ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش بازده آیرودینامیکی با اعمال اختلاف پتانسیل در مقایسه با حالت عادی را در زاویه حمله ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه نشان می‌دهند. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش اختلاف پتانسیل ضرایب برآ و پسا هم بیشتر می‌شوند. همچنین با مقایسه جداول این بخش و جداول بخش قبلی مشاهده می‌شود که با تغییر شرایط پرواز (ارتفاع و ماخ بیشتر)، بازده آیرودینامیکی تحت تأثیر پلاسما به مراتب بیشتر از حالت قبلی شده است. زیرا با افزایش ارتفاع پروازی، چگالی و فشار هوا کمتر می‌شود و در نتیجه مومنوم هوا نیز کاهش می‌یابد. بنابراین با یک اختلاف پتانسیل و نیروی حجمی یکسان، به

جدول ۲- اثر پلاسما بر روی ضرایب آیرودینامیکی در ارتفاع ۵۰ کیلومتری و ماخ ۶

جداول ۱ تا ۳ ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی (نسبت ضریب برآ به ضریب پسا) و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی با اعمال اختلاف پتانسیل (در مقایسه با همان زاویه حمله و بدون حضور پلاسما) را در زاویه حمله ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه نشان می‌دهند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با افزایش اختلاف پتانسیل ضرایب برآ و پسا بیشتر می‌شوند. علت این تغییر این است که با افزایش اختلاف پتانسیل، سرعت در جهت عمودی افزایش می‌یابد. این افزایش سرعت در نزدیکی و روی دیواره موجب افزایش فشار نیز خواهد شد و در نهایت این افزایش فشار موجب افزایش ضرایب برآ و پسا نیز خواهد شد. اما همان‌طور که مشاهده می‌شود، راندمان آیرودینامیکی با افزایش اختلاف پتانسیل افزایش یافته است. این به معنای اثرگذاری بیشتر پلاسما بر ضریب برآ است.

جدول ۱- ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در زاویه حمله ۵ درجه

V(kV)	Lift	Drag	L/D	%
0	0/557	0/344	1/618	0%
7	0/585	0/344	1/700	5/1%
8/5	0/617	0/352	1/753	8/3%
10	0/657	0/371	1/771	9/4%
12	0/702	0/387	1/815	12/2%

جدول ۲- ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در زاویه حمله ۱۰ درجه

V(kV)	Lift	Drag	L/D	%
0	1/463	0/596	2/454	0%
8/5	1/559	0/614	2/537	3/4%
10	1/589	0/621	2/558	4/23%
12	1/628	0/631	2/579	5/07%
15	1/664	0/643	2/589	5/52%

جدول ۸- ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در زاویه حمله ۵ درجه

V(kV)	Lift	Drag	L/D	%
0	0/529	0/321	1/646	0
7	0/725	0/352	2/061	25/2%
8/5	1/031	0/415	2/480	50/6%
10	1/133	0/415	2/731	65/9%

جدول ۹- ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در زاویه حمله ۱۰ درجه

V(kV)	Lift	Drag	L/D	%
0	1/386	0/573	2/419	0%
7	1/507	0/603	2/500	3/3%
10	1/835	0/695	2/641	9/2%
12	1/936	0/717	2/700	11/6%

جدول ۱۰- ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در زاویه حمله ۱۵ درجه

V(kV)	Lift	Drag	L/D	%
0	2/474	1/099	2/250	0
10	2/900	1/247	2/325	3/3%
15	3/059	1/312	2/331	3/6%

#### ۶-۱- انحراف ۲۰ درجه‌ای کاناردها

در این قسمت به نتایج مربوط به انحراف ۲۰ درجه‌ای کاناردها پرداخته می‌شود. به عبارتی کاناردها به میزان ۲۰ درجه انحراف دارند و از طرفی کل هندسه، ۴۵ درجه در جهت پادساعت‌گرد حول محور موشک چرخش دارد. در نهایت هندسه و کاناردهای موشک مطابق شکل ۱۸ تغییر زاویه و شکل خواهند داشت. از این بخش به بعد نتایج تحت این شرایط ارائه شده است.

دلیل اینکه مومنتوم با توان دوم سرعت در ارتباط است، در ارتفاع بیشتر سهم افزایش مومنتوم ناشی از پلازما بیشتر می‌شود و در نهایت بازده آیرودینامیکی تحت تأثیر پلازما افزایش خواهد یافت.

جدول ۵- ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در زاویه حمله ۵ درجه

V(kV)	Lift	Drag	L/D	%
0	0/537	0/331	1/624	0%
7	0/592	0/347	1/709	5/25%
8/5	0/685	0/357	1/916	18/00%
10	0/802	0/375	2/137	31/6%

جدول ۶- ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در زاویه حمله ۱۰ درجه

V(kV)	Lift	Drag	L/D	%
0	1/426	0/583	2/444	0%
8/5	1/542	0/608	2/534	3/7%
10	1/607	0/627	2/563	4/9%
12	1/678	0/643	2/610	6/8%
15	1/765	0/666	2/652	8/5%

جدول ۷- ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در زاویه حمله ۱۵ درجه

V(kV)	Lift	Drag	L/D	%
0	2/551	1/124	2/270	0
10	2/660	1/163	2/287	0/75%
15	2/794	1/208	2/313	1/87%

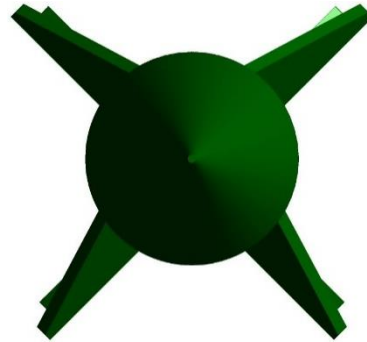
#### ۵-۴- اثر پلازما روی ضرایب آیرودینامیکی در ارتفاع ۶۰ کیلومتری و ماخ ۷

جدول ۸ تا ۱۰ ضرایب برآ، پسا، بازده آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی با اعمال اختلاف پتانسیل در مقایسه با حالت عادی را در زاویه حمله ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه نشان می‌دهند. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش اختلاف پتانسیل ضرایب برآ و پسا هم بیشتر می‌شوند. همان‌طور که در دو بخش قبلی تشریح شد با افزایش اختلاف پتانسیل و ارتفاع پرواز، راندمان آیرودینامیکی تحت تأثیر پلازما افزایش خواهد یافت.

(ارتفاع بیشتر و ماخ بیشتر)، راندمان آیرودینامیکی تحت تأثیر پلاسما به مراتب بیشتر از حالت قبلی شده است.

جدول ۱۲- ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در زاویه حمله ۵ درجه

V(kV)	Lift	Drag	L/D	%
0	0/525352	0/397496	1/321652	0
10	1/048515	0/737363	1/421979	7/6%
30	1/363264	0/783138	1/740771	31/7%

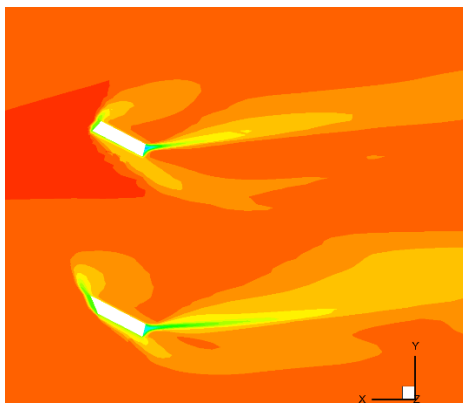


شکل ۱۹- نمایی از هندسه موشک با زاویه انحراف ۲۰ درجه‌ای کاناردها

#### ۴-۶- اثر پلاسما روی جریان اطراف موشک

شکل‌های ۲۰ و ۲۱ به ترتیب کانتورهای توزیع سرعت و فشار روی صفحه عبوری از کاناردها در زاویه حمله ۵ درجه بدون حضور پلاسما و با اعمال ۲۰ کیلوولت اختلاف پتانسیل را نشان می‌دهند (زاویه انحراف کانارد ۲۰ درجه، ارتفاع ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶). اگرچه تغییرات سرعت زیر کاناردها در حالت حضور و عدم حضور عملگر پلاسما افزایشی است، اما این تغییرات در صورت حضور پلاسما قابل توجه تر است؛ همچنین خاطرنشان می‌شود با در نظر گرفتن عملگر پلاسما، تغییرات فشار اطراف کانارد نیز محسوس تر شده و بر توزیع فشار در نواحی بالایی هر یک از کاناردها تأثیر گذار است؛ بنابراین در اثر افزایش مومنتوم در جهت عمودی، اثر پلاسما همانند اثر افزایش زاویه حمله است. به عبارتی پلاسما موجب تسریع در جدایش جریان می‌شود و نیروی پسای وارده بر موشک را افزایش می‌دهد.

Velocity Magnitude: 0 1000 2000



الف

#### ۲-۶- اثر پلاسما روی ضرایب آیرودینامیکی در ارتفاع ۵۰ کیلومتری و ماخ ۶

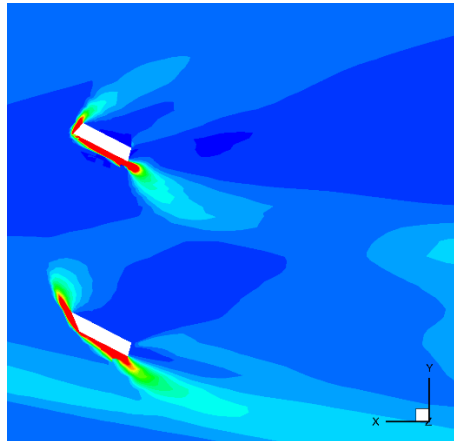
جدول ۱۱ ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی با اعمال اختلاف پتانسیل در مقایسه با حالت عادی را در زاویه حمله ۵ درجه نشان می‌دهد. با افزایش اختلاف پتانسیل، سرعت در جهت عمودی نیز افزایش می‌یابد. این افزایش سرعت در نزدیکی و روی دیواره موجب افزایش فشار خواهد شد و این افزایش فشار موجب افزایش ضرایب برآ و پسا خواهد شد؛ ولی همان‌طور که مشاهده می‌شود، راندمان آیرودینامیکی افزایش یافته است.

جدول ۱۱- ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در زاویه حمله ۵ درجه

V(kV)	Lift	Drag	L/D	%
0	0/770	0/587	1/312	0
10	0/812	0/615	1/320	0/6%
20	1/171	0/783	1/495	14/0%
30	1/595	0/967	1/649	25/7%

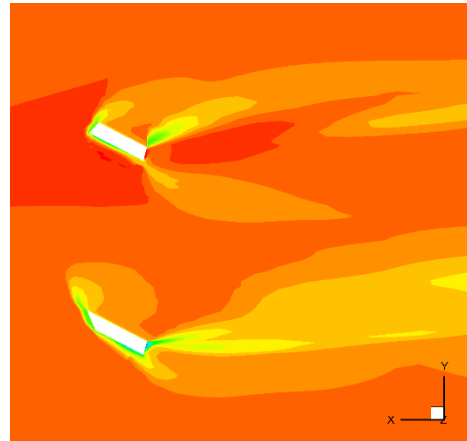
#### ۳-۶- اثر پلاسما روی ضرایب آیرودینامیکی در ارتفاع ۵۵ کیلومتری و ماخ ۵/۵

جدول ۱۲ ضرایب برآ، پسا، راندمان آیرودینامیکی و درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی با اعمال اختلاف پتانسیل در مقایسه با حالت عادی را در زاویه حمله ۵ درجه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش اختلاف پتانسیل ضرایب برآ و پسا هم بیشتر می‌شوند؛ همچنین با مقایسه جداول ۱۱ و ۱۲ مشاهده می‌شود که با تغییر شرایط پروازی



ب

شکل ۲۱- توزیع فشار بر روی صفحه عبوری از کاناردها در زاویه حمله ۵ درجه (الف) بدون پلاسما، (ب) با اعمال ۲۰ کیلوولت  
(در هر دو حالت زاویه انحراف کانارد ۲۰ درجه، ارتفاع ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶)



ب

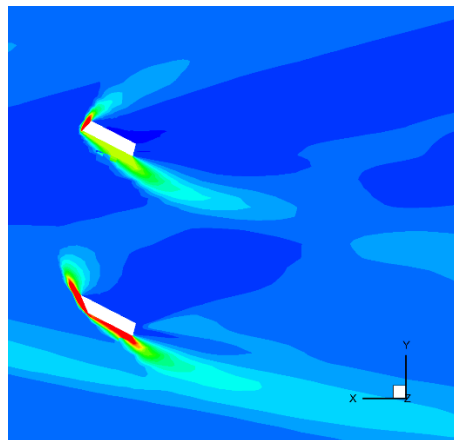
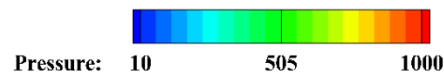
شکل ۲۰- توزیع سرعت بر روی صفحه عبوری از کاناردها در زاویه حمله ۵ درجه (الف) بدون پلاسما، (ب) با اعمال ۲۰ کیلوولت  
(در هر دو حالت زاویه انحراف کانارد ۲۰ درجه، ارتفاع ۵۰ کیلومتر و ماخ ۶)

#### ۵-۶- تغییرات اثر پلاسما با زاویه کانارد

با مقایسه جداول ۱ و ۱۱ (با شرایط یکسان با دو زاویه انحراف کانارد صفر و ۲۰ درجه) مشاهده می‌شود، تأثیر پلاسما روی راندمان آیرودینامیکی در زاویه کانارد صفر بیشتر از زاویه کانارد ۲۰ درجه است، همچنین این نتایج برای جداول ۵ و ۱۲ نیز صادق است. نتایج نشان می‌دهند که با افزایش زاویه انحراف کانارد، ضریب پسا به طرز قابل توجهی افزایش می‌یابد؛ زیرا افزایش زاویه انحراف کانارد موجب تسریع در جدایش جریان می‌شود و نیروی پسای وارده بر موشک را افزایش می‌دهد. در نتیجه راندمان آیرودینامیکی با افزایش زاویه انحراف کانارد، کاهش می‌یابد.

#### ۷- نتیجه‌گیری

با افزایش اختلاف پتانسیل اعمالی در زیر کاناردها ضرایب برآ و پسا بیشتر می‌شود. با افزایش اختلاف پتانسیل، سرعت در جهت عمودی افزایش می‌یابد، این افزایش سرعت زیر کاناردها، موجب افزایش فشار در نزدیکی و روی دیواره کاناردها نیز خواهد شد. در نهایت این افزایش فشار موجب افزایش ضرایب برآ و پسا خواهد شد. ضرایب برآ و پسا در اثر پلاسما هر دو افزایش یافته‌اند ولی راندمان آیرودینامیکی (نسبت برآ به پسا) با افزایش اختلاف پتانسیل افزایش می‌یابد. در یک



الف

D ضریب پسا

## مراجع

- [1] B. Jayaraman, Y.-C. Cho and W. Shyy, (2008) Modeling of dielectric barrier discharge plasma actuator, J APPL PHYS, 103(5): 053304.
- [2] J. Huang, T. C. Corke and F. O. Thomas, (2006) Unsteady plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades, AIAA J, 44(7): 1477-1487.
- [3] D. P. Rizzetta and M. R. Visbal, (2007) Numerical investigation of plasma-based flow control for transitional highly-loaded low-pressure turbine, AIAA J, 45(10): 2554-2564.
- [4] M. P. Patel, Z. H. Sowle, T. C. Corke and C. He, (2007) Autonomous sensing and control of wing stall using a smart plasma slat, J AIRCRAFT, 44(2): 516-527.
- [5] R. Sosa and G. Artana, (2006) Steady control of laminar separation over airfoils with plasma sheet actuators, J ELECTROSTAT, 64(7-9): 604-610.
- [6] D. Orlov, T. Apker, C. He, H. Othman and T. Corke, (2007) Modeling and experiment of leading edge separation control using SDBD plasma actuators, 45th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit.
- [7] M. L. Post and T. C. Corke, (2004) Separation control on high angle of attack airfoil using plasma actuators, AIAA J, 42(11): 2177-2184.
- [8] T. McLaughlin, M. Munska, J. Vaeth, T. Dauwalter, J. Goode and S. Siegel, (2004) Plasma-based actuators for cylinder wake vortex control, 2nd AIAA flow Control Conference, 2129.
- [9] R. Nelson, T. Corke, H. Othman, M. Patel, S. Vasudevan and T. Ng, (2008) A smart wind turbine blade using distributed plasma actuators for improved performance, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1312.
- [10] T. Matsunuma and T. Segawa, (2017) Effects of Tip Clearance Size on Active Control of Turbine Tip Clearance Flow Using Ring-type DBD Plasma Actuators, 17th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC2017).
- [11] D. Van Ness, T. Corke and S. Morris, (2006) Turbine tip clearance flow control using plasma actuators, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 21.
- [12] M. Sato, K. Asada, T. Nonomura, H. Aono, A. Yakeno and K. Fujii, (2019) Mechanisms for turbulent separation control using plasma actuator at Reynolds number of  $1.6 \times 10^6$ , PHYS Fluids, 31(9).
- [13] X. Zhang, L. Huaxing, Y. Huang, T. Kun and W. Wanbo, (2019) Leading-edge flow separation control over an airfoil using a symmetrical dielectric

اختلاف پتانسیل یکسان با افزایش زاویه حمله، درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی (در مقایسه با همان زاویه حمله بدون اعمال پلاسما) کمتر می‌شود؛ زیرا با افزایش زاویه حمله، سرعت در جهت عمودی افزایش می‌یابد و اثر افزایش مومنتوم مربوط به پلاسما کاهش می‌یابد.

در ارتفاع ۶۰ کیلومتری و ماخ ۷، با اعمال ۱۰ کیلوولت اختلاف پتانسیل زیر کاناردها در زاویه حمله ۵ درجه، راندمان آیرودینامیکی نزدیک به ۶۶ درصد افزایش یافته است. در همین شرایط پرواز و با افزایش زاویه حمله به ۱۰ و ۱۵ درجه، راندمان آیرودینامیکی به ترتیب ۹ و ۳ درصد بهبود یافته است. با تغییر شرایط پروازی (افزایش ارتفاع و ماخ بیشتر)، راندمان آیرودینامیکی تحت تأثیر پلاسما به مراتب بیشتر از حالت قبلی شده است؛ زیرا با افزایش ارتفاع پروازی، چگالی و فشار هوا کمتر می‌شود؛ بنابراین با یک اختلاف پتانسیل و نیروی حجمی یکسان، ذرات شتاب و سرعت بیشتری خواهند داشت. در نتیجه راندمان آیرودینامیکی تحت تأثیر پلاسما افزایش خواهد یافت.

با انحراف ۲۰ درجه‌ای کاناردها همانند نتایج مربوط به حالت عادی (انحراف کاناردها صفر درجه) افزایش اختلاف پتانسیل ضرایب برآ و پسا هم بیشتر می‌شوند. افزایش زاویه انحراف کانارد موجب تسریع در جدایش جریان می‌شود و نیروی پسا وارد بر موşk به طور قابل توجهی افزایش می‌یابد؛ در نتیجه راندمان آیرودینامیکی با افزایش زاویه انحراف کانارد، کاهش می‌یابد.

## فهرست علائم

P	فشار ( $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$ )
I	تانسور واحد
g	گرانش زمین ( $\text{ms}^{-2}$ )
$\vec{v}$	برداری سرعت
t	زمان (S)
T	دما (K)
V	ولتاژ (V)
علائم یونانی	
$\rho$	چگالی ( $\text{kgm}^{-3}$ )
$\bar{\tau}$	تانسور تنش
$\eta$	لزجت دینامیکی ( $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$ )
زیرنویس‌ها	
L	ضریب برآ

- [۲۱] ا. صدیق و ر. ابراهیمی (۲۰۱۷)، شبیه سازی عددی یک بعدی عملکرد رانشگر پالس پلاسمایی با پیشران جامد، مکانیک سازه ها و شمارهها، ۱۷(۱): ۱۶۱-۱۷۳.
- [۲۲] م. آهنگر، ر. ابراهیمی و ش. مهرزاد (۲۰۱۴)، شبیه سازی عددی جریان پلاسمای غیرتعادلی در یک رانشگر پلاسمایی مغناطیسی، مکانیک سازه ها و شمارهها، ۴(۲): ۸۹-۱۰۱.
- [23] P. Gnemmi, R. Charon, J.-P. Dupéroux and A. George, (2008) Feasibility study for steering a supersonic projectile by a plasma actuator, *AIAA J*, 46(6): 1308-1317.
- [24] P. Gnemmi, C. Rey, A. Eichhorn, M. Bastide and J.-L. Striby, (2013) Pressure, temperature and free-flight projectile-displacement measurements during a plasma discharge generated on a supersonic projectile, *Int J Aero*, 3(1-2-3): 84-104.
- [25] P. Gnemmi and C. Rey, (2009) Plasma actuation for the control of a supersonic projectile, *J SPACECRAFT ROCKETS*, 46(5): 989-998.
- [26] A. Akgül, H. Y. Akargün, B. Atak, A. E. Çetiner and O. Göker, (2012) Numerical investigation of NASA tandem control missile and experimental comparison, *Sci. Tech. Rev*, 62(1): 3-9.
- [27] T. West and S. Hosder, (2012) Numerical investigation of plasma actuator configurations for flow separation control at multiple angles of attack, 6th AIAA flow control conference.
- barrier discharge plasma actuator, *CHINESE J AERONAUT*, 32(5): 1190-1203.
- [14] J.-G. Zheng, (2021) Flow separation control over an airfoil using continuous alternating current plasma actuator, *CHINESE PHYS B*, 30(3): 1-10.
- [۱۵] س. میرزایی و م. پسندیده فرد (۲۰۱۵)، شبیه سازی عددی چند ساختار از عملگرهای پلاسمای ارزیابی عملکرد آنها بر روی ایرفویل های NACA0012 و NACA0015، نشریه علمی پژوهشی مهندسی هوانوردی، ۱۶(۱): ۷۵-۹۴.
- [16] E. Moreau, (2007) Airflow control by non-thermal plasma actuators, *J. phys. D: applied physics*, 40(3): 605.
- [17] T. C. Corke, M. L. Post and D. M. Orlov, (2009) Single dielectric barrier discharge plasma enhanced aerodynamics: physics, modeling and applications, *EXP FLUIDS*, 46(1): 1-26.
- [18] A. Mahboubidoust and A. Ramiar, (2017) Investigation of DBD plasma actuator effect on the aerodynamic and thermodynamic performance of high solidity Wells turbine, *RENEW ENERG*, 112: 347-364.
- [19] A. S. Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei and S. Abdolahipour, (2018) Parametric study of a plasma actuator at unsteady actuation by measurements of the induced flow velocity for flow control, *J BRAZ SOC MECH SCI*, 40(4): 1-13.
- [20] A. S. Taleghani, A. Shadaram and M. Mirzaei, (2012) Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of pressure distribution above a NLF0414 airfoil, *IEEE T PLASMA SCI*, 40(5): 1434-1440.