

بررسی عددی همزمان اثرات مغناطیسی و آیرودینامیکی بر روی یک پرتابگر الکترومغناطیس با آرمیچر سبک بر روی شبکه متحرک غیریکنواخت

مصطفی ورمزیار

استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران، varmazyar.mostafa@srttu.edu

تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۴/۳۱

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۱/۱۰

چکیده

در پرتابگر الکترومغناطیسی که برای شتاب دادن به اجرام تا سرعت های بالا به کار می رود از انرژی الکتریکی برای تحریک سیستم و اعمال نیروی الکترومغناطیسی به پرتابه استفاده می شود. این نوع پرتابگرها دارای راندمان بالاتری نسبت به پرتابگرهای معمولی هستند لذا اخیرا رویکر گسترده‌ای در صنایع هوافضا نسبت به این نوع پرتابگرها، از جمله حوزه پرتاب ماهواره های سبک، پدیدار گشته است. از آنجاییکه علاوه بر نیروهای الکترومغناطیسی نیروهای آیرودینامیکی نیز در میزان شتاب آرمیچر موثر می باشند لذا نیاز است معادلات ناویراستوکس گذرا بر روی شبکه متحرک غیریکنواخت، همزمان با معادلات ماکسول حل شوند. از شبکه باسازمان جهت کاهش هزینه های محاسباتی استفاده شده است. خط مسیر ذرات نشان می دهد که جریانی میان ناحیه پرفشار نزدیک دماغه و ناحیه کم فشار انتهای آرمیچر شکل می گیرد. علاوه بر گردابه های ناحیه کم فشار، جریان ثانویه ای در کنار دیواره های آرمیچر دیده می شود. نهایتا با اعمال نیروهای لورنتز و درگ، سرعت آرمیچر محاسبه گردید. نتایج نشان می دهد که در این شرایط آرمیچر می تواند به سرعت حدود ۱۰۰ متر بر ثانیه در بازه زمانی ۲ میلی ثانیه دست یابد.

واژگان کلیدی

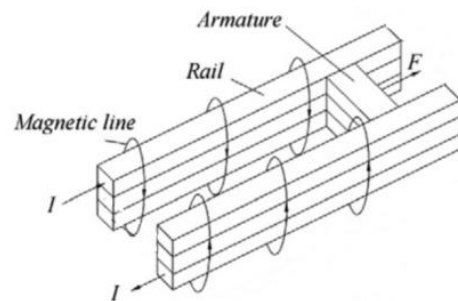
پرتابگر الکترومغناطیس، ریل و آرمیچر، نیروی درگ، معادلات ناویراستوکس، معادلات ماکسول.

۱. مقدمه

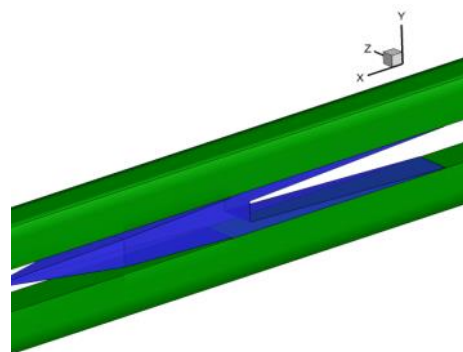
الکتریکی و زمان اعمال آن، طول ریل ها، شکل هندسی سازه ریل و آرمیچر و جریان هوا در اطراف آرمیچر اشاره نمود [۱، ۲]. این تکنولوژی در سلاحهای نظامی مثل تانک، ضد هوایی، اسلحه های سبک وغیره، پرتاب هواپیماهای کوچک برای پرواز، پرتاب مستقیم اجسام به فضا و تصحیح کننده مدار ماهواره ها مورد استفاده قرار می گیرد [۳-۵]. حذف مکانیزم احتراق و اعمال

پرتابگرهای الکترومغناطیسی همان موتورهای الکتریکی خطی می باشند که با هدف ایجاد شتاب بسیار بالا در زمان کوتاه در یک آرمیچر رسانا توسعه یافته اند. در این نوع پرتابگرها، نیروی مغناطیسی باعث سرعت گرفتن آرمیچر و پرتاب آن خواهد شد. از جمله پارامترهای موثر در سرعت آرمیچر می توان به مقدار انرژی

نیروهای حجمی به جای نیروهای سطحی ضربه‌ای، راندمان این نوع پرتابگرها را نسبت به پرتابگرهای معمولی به مراتب افزایش داده است. از طرف دیگر کنترل بر روی سرعت آرمیچر به کمک تنظیم ولتاژ امکان پذیر می‌باشد. رسیدن به شتاب‌های بالا و کاهش اثرات زیست‌محیطی مخرب از جمله مزایای دیگر این نوع پرتابگرها به حساب می‌آید. مکانیزم عملکردی پرتابگرهای الکترومغناطیسی در شکل ۱ نشان داده شده است. در این نوع پرتابگر، انرژی الکتریکی در خازن‌های با ظرفیت بالا ذخیره سازی می‌گردد. این انرژی در مدت زمان بسیار کوتاهی (در حد چند میلی ثانیه) توسط جریان الکتریکی به داخل ریل و آرمیچر رانده می‌شود. طبق قاعده لورنتز، جریان القا شده در آرمیچر تحت تاثیر میدان اطراف ریل منجر به ایجاد نیروی پیشران خواهد شد. آرمیچر به صورت ساده و یا مرکب از نگهدارنده پرتابه ساخته می‌شود. شکل ۲ آرمیچر مورد مطالعه در تحقیق حاضر را نشان می‌دهد.



شکل ۱. ساختمان یک پرتابگر الکترومغناطیس [۶]



شکل ۲. هندسه ریل و آرمیچر پرتابگر الکترومغناطیس

ماکسول توزیع میدان را با استفاده از روش‌های شبه استاتیکی محاسبه و پروفیل سرعت را تخمین زدند. ایشان موفق شدند یک آرمیچر به جرم 0.1 کیلوگرم را به سرعت 30 متر بر ثانیه برسانند. هم چنین قاسمی و همکاران [۸] به بررسی اثرات طراحی آرمیچر بر روی توزیع میدان و حرکت پرتابگر الکترومغناطیس پرداختند. ایشان به کمک حل عددی معادلات ماکسول به روش اختلاف محدود توانستند توزیع نیرو را در هندسه‌های مختلف مقایسه نمایند. در مطالعه دیگری قاسمی و بزی [۹] با همین روش اثرات فیلم مایع را بر روی توزیع میدان مغناطیسی و سرعت نهایی آرمیچر بررسی نمودند. در مطالعات فوق اثرات نیروی آیرودینامیکی در حین پرتاب لحاظ نشده است. عمده مطالعات انجام شده در زمینه اعمال نیروهای آیرودینامیکی به زمان بعد از پرتاب مربوط می‌شود [۱۰-۱۲]. به عنوان مثال لانس و بوزیک [۱۰] به بررسی نیروهای آیرودینامیکی پس از پرتاب پرداخته‌اند. بوزیک و همکاران [۱۲] در محاسبه نیروهای آیرودینامیکی مقدار حرارت منتقل شده به بدنه آرمیچر را در اثر تنش برشی دیواره لحاظ و میزان افزایش دما را محاسبه نمودند. اما تعداد محدودی از مطالعات به بررسی تاثیر نیروهای آیرودینامیکی در حین پرتاب می‌پردازند. این مطالعات از تحلیل‌های ساده مغناطیسی و آیرودینامیکی برای تخمین نیروها استفاده کرده‌اند. به عنوان نمونه، پارکر و لوینسون [۱۳] مقدار نیروی وارده بر پرتابگر الکترومغناطیس را برابر با حاصل ضرب نصف گرادیان القایی به آرمیچر در مربع جریان در نظر گرفته‌اند. هم چنین ضریب درگ هندسه مورد نظر را برابر $1/2$ فرض نمودند. در ادامه چاکراواری و همکاران [۱۴] همین الگو را در محاسبات پیگیری نمودند و نتایج عددی را با نتایج تجربی مقایسه کردند. مقایسه نتایج نشان می‌دهد که خطای مدل‌های ساده غیرقابل صرف نظر می‌باشد.

مطالعه حاضر با هدف افزایش دقت محاسبات مربوط به پروفیل سرعت آرمیچر سبک در زمان پرتاب تعریف گردیده است. مطالعات گذشته [۱۳، ۱۴] اثر نیروی اصطکاک را در مقابل سایر نیروها ناچیز می‌دانند. بر این اساس از نیروی اصطکاک صرف نظر گردیده و از معادلات ماکسول جهت محاسبه عددی نیروی لورنتز و از معادلات ناولیستوکس جهت تخمین نیروی درگ بهره برده شده است. برای تولید شبکه عددی در داخل ریل و آرمیچر و حل معادلات ماکسول از یک کد عددی که در مرجع [۱۵] توسعه یافته، استفاده گردید. هم چنین تولید شبکه عددی در اطراف

مطالعات مختلفی در حوزه شبیه سازی پرتاب آرمیچر از منظر نیروهای الکترومغناطیسی صورت پذیرفته است. از آن جمله می‌توان به مطالعه آکسوی و همکاران [۷] اشاره نمود. ایشان یک مدل دو بعدی برای پرتابگر در نظر گرفتند و به کمک معادلات

شکل ۵ برشی از هندسه اطراف ریل و آرمیچر برای محاسبات آیرودینامیکی را به همراه ابعاد نشان می دهد. سیال هوا با لزجت سینماتیکی (۷) برابر ۵-۱۰×۱۰^{-۴} در نظر گرفته شده است. جهت پوشش ناحیه جدایش، فضای بعد از آرمیچر حدود ۷ برابر دم آرمیچر (ناحیه جدایش) لحاظ گردید. نتایج موید آن است که در این بازه گردابه ها از بین رفته و لذا شرط مرزی فشار ثابت در دهانه انتهایی، شرط مناسبی است. ماده استفاده شده برای ریل آلیاژی از مس، و آلومینیوم نیز برای آرمیچر در نظر گرفته شده است. خواص فیزیکی مورد نیاز مس و آلومینیوم متغیر با دما به صورتی که در جدول ۱ آمده مفروض است.

جدول ۱. مقادیر خواص فیزیکی متغیر با دما

کمیت (واحد)	آرمیچر (آلومینیوم)	ریل (مس)
σ (mho/m)	$\frac{3.21 \times 10^7}{[1+0.0039 \times (T-300)]}$	$\frac{4.41 \times 10^7}{[1+0.0039 \times (T-300)]}$
μ (H/m)	$1.000021 \mu 0$	$0.999999 \mu 0$

که در آن σ ضریب هدایت مغناطیسی و μ ضریب نفوذپذیری مغناطیسی و $\mu 0$ ضریب نفوذپذیری مغناطیسی خلا می باشد. شکل واندازه پالس جریان در سرعت و کارایی پرتابگر تاثیرگذار است. پالس جریان در نظر گرفته شده به صورت زیر می باشد:

$$I(t) = 1.78 \times 10^6 e^{-1875t} \sin(956t) \quad (1)$$

۳. معادلات حاکم بر میدان مغناطیسی

برای تحلیل الکترومغناطیس و بدست آوردن توزیع میدان مغناطیسی (\vec{B}) و توزیع جریان، می بایست معادلات ماکسول در فضای جامد (ریل و آرمیچر) توسعه یابد [۱۶، ۱۷]. معادلات ماکسول به صورت زیر می باشند:

$$\nabla \times \vec{B} = \mu \vec{J} \quad (2)$$

$$\nabla \times \vec{E} = -\frac{\partial \vec{B}}{\partial t} \quad (3)$$

$$\vec{J} = \sigma \vec{E} + \sigma \vec{V} \times \vec{B} \quad (4)$$

که در آن چگالی جریان الکتریکی، \vec{E} شدت میدان الکتریکی و \vec{V} سرعت حرکت می باشد. با ترکیب معادلات فوق و حذف بردارهای \vec{E} و \vec{J} معادله ای برای \vec{B} به دست می آید:

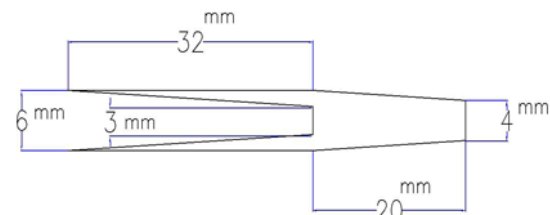
$$\frac{1}{\mu \sigma} \nabla \times (\nabla \times \vec{B}) = -\frac{\partial \vec{B}}{\partial t} + \nabla \times (\nabla \times \vec{B}) \quad (5)$$

عبارت $\frac{1}{\mu \sigma}$ در معادله بالا همان نفوذ مغناطیسی را نشان خواهد داد که با D نمایش داده می شود. روابط مذکور برای ریل

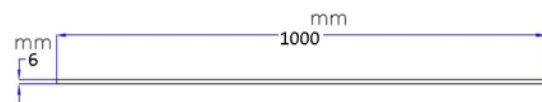
هندسه ریل و آرمیچر و حل معادلات ناویراستوکس به کمک نرم افزار گمبیت و انسیس-فلوینت انجام پذیرفت. نحوه مدل سازی میدان مغناطیسی و محاسبه نیروی لورنتز در مطالعات گذشته ارایه گردیده است. این مطالعه تمرکز بیشتری بر روی شبیه سازی جریان و محاسبه نیروی درگ خواهد داشت هر چند که لازم است محاسبات مربوط به میدان مغناطیسی و نیروی لورنتز نیز همزمان صورت پذیرد.

۲. هندسه و مواد

عملا هندسه مورد مطالعه به دو قسمت تقسیم می شود. بخش اول به قسمت جامد (هادی) برمی گردد که جریان الکتریکی از داخل آن عبور می کند. بخش دوم مربوط به هوای اطراف آرمیچر است که عامل ایجاد نیروی مقاوم در برابر حرکت در حین پرتاب می باشد. شکل شماتیک دوبعدی و ابعاد پرتابگر (ریل و آرمیچر) مورد بحث در شکل ۳ و شکل ۴ نشان داده شده است.

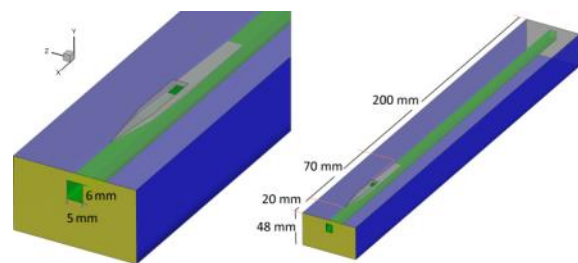


شکل ۳. اندازه های آرمیچر مورد مطالعه



شکل ۴. اندازه های ریل مورد مطالعه

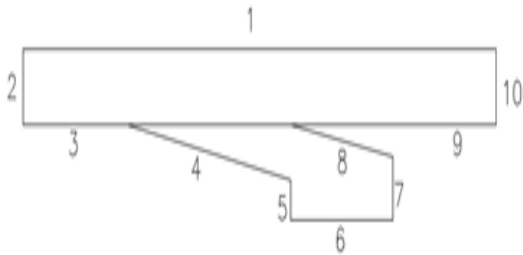
فاصله بین دو ریل برابر ۰/۶ سانتی متر و جرم آرمیچر برابر ۴/۲۷ گرم می باشد.



شکل ۵. برشی از هندسه اطراف ریل و آرمیچر برای محاسبات آیرودینامیکی

$$\mu_a \frac{\partial B_a}{\partial y} = \mu_r \frac{\partial B_r}{\partial y} \quad (11)$$

$$B_a = B_r \quad (12)$$



شکل ۶. شماره گذاری مرزها بر روی هندسه ریل و آرمیچر

از آنجاییکه سرعت آرمیچر در طول زمان تغییر می‌کند لذا لازم است مساله در حالت گذرا حل شود. در هر گام زمانی معادلات ماکسول و معادلات ناویراستوکس به صورت مجزا حل می‌شوند. نیروی وارده بر آرمیچر محاسبه و به تبع آن میزان سرعت آرمیچر و میزان مسافت طی شده توسط آرمیچر تخمین زده می‌شود. برای حل معادله ماکسول از الگوریتم ارایه شده در مرجع [۱۵] استفاده شده است.

۶. محاسبه سرعت حرکت پرتابه

با توجه به توزیع میدان محاسبه شده در قسمت قبل نیروی کل

افقی وارده بر آرمیچر به صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$f_x = (\vec{J} \times \vec{B})_x - F_D = -\frac{1}{\mu} B \frac{\partial B}{\partial x} - F_D \quad (13)$$

که در آن $(\vec{J} \times \vec{B})_x$ نیروی لورنتز و F_D نیروی درگ وارده از طرف هوا به بدنه آرمیچر در نظر گرفته شد. دیمانسون این نیرو بر اساس نیرو بر واحد حجم لحاظ می‌گردد. از انتگرال این نیرو بر روی حجم آرمیچر می‌توان مقدار نیروی وارده بر آرمیچر را در هر لحظه بدست آورد. بر اساس نیروی لحظه‌ای، شتاب لحظه‌ای به دست خواهد آمد و با کمک انتگرال شتاب لحظه‌ای می‌توان مقدار سرعت را محاسبه نمود.

۷. شبکه بندی

شبکه بندی قسمت جامد کاملاً منطبق بر مرجع [۱۵] می‌باشد. در خصوص شبکه بندی مورد استفاده برای شبیه سازی جریان اطراف ریل و آرمیچر از سه شبکه با سازمان با تعداد المان $578/429$ (شبکه اول)، $1/331/519$ (شبکه دوم)، $2/812/976$ (شبکه سوم)

که درجهت منفی در حال حرکت است (چون مبدا مختصات روی آرمیچر و متحرک با آن قرار گرفته است) و برای آرمیچر به صورت زیر است:

$$\mu_r \sigma_r = \frac{\partial B_r}{\partial t} = \frac{\partial^2 B_r}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 B_r}{\partial y^2} - \mu_r \sigma_r V(t) \frac{\partial B_r}{\partial x} \quad (6)$$

$$\mu_a \sigma_a \frac{\partial B_a}{\partial t} = \frac{\partial^2 B_a}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 B_a}{\partial y^2}$$

که اندیس r بیانگر مشخصه در ریل و اندیس a بیانگر مشخصه در آرمیچر می‌باشد.

۴. تولید شبکه عددی و حل معادلات حاکم بر میدان

برای حل جریان اطراف ریل و آرمیچر از معادلات ناویراستوکس در حالت تراکم ناپذیر در وضعیت آرام استفاده شده است. این معادلات به فرم زیر می‌باشند:

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (7)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} \quad (8)$$

که در آن u_j سرعت در راستای j و P بیانگر فشار استاتیکی است. این معادلات در سه بعد و به صورت گذرا حل می‌شوند. الگوریتم استفاده شده از نوع الگوریتم مبتنی بر فشار می‌باشد. هم چنین از اسکیم سیمپل با لحاظ گسسته سازی مرتبه دو بهره برده شده است.

۵. شرایط مرزی و اولیه و الگوریتم حل

فرض می‌شود که هوا در زمان اولیه کاملاً ساکن است. شرط مرزی آیرودینامیکی مربوط به قسمت ورودی، قسمت خروجی و دیواره‌های جانبی کانال اطراف ریل و آرمیچر به ترتیب سرعت ثابت، فشار ثابت و دیواره ساکن در نظر گرفته شده است. شرط اولیه برای میدان مغناطیسی به صورت زیر است:

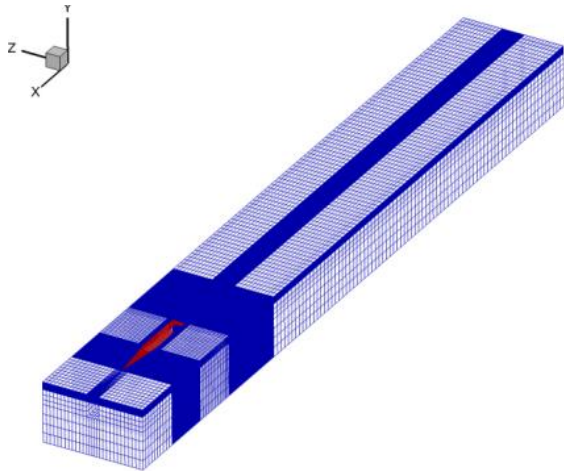
$$B = 0 \quad (9)$$

شماره گذاری مرزها در شکل ۶ مشخص شده و بر اساس شماره گذاری سطوح مرزی به صورت زیر می‌باشند:

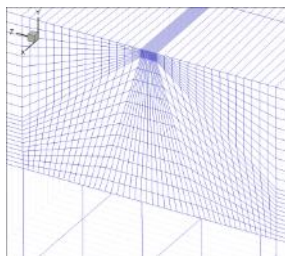
$$\begin{cases} S_2 & \frac{\partial B}{\partial x} = 0 \\ S_3, S_4, S_5 & B = \mu J_{int} \\ S_6 & \frac{\partial B}{\partial y} = 0 \\ S_7, S_8, S_9, S_{10}, S_{11} & B = 0 \end{cases} \quad (10)$$

و دو شرط مرزی روی سطح S_{11} (سطح روی ریل که با آرمیچر در تماس است) و S_{12} (سطح روی آرمیچر که با ریل در تماس است) عبارتند از:

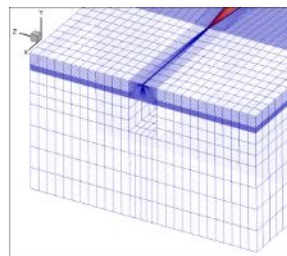
هم چنین در هر سه زمان، تقارن کانتور فشار کاملا مشهود است. لذا این موضوع بیانگر آن است که در این بازه سرعت، جریان نوسانی که می تواند منجر به برهم زدن تقارن شود وجود ندارد. هم چنین فشار در فاصله کمی از انتهای آرمیچر کاملا یکنواخت شده و به فشار خروجی می رسد.



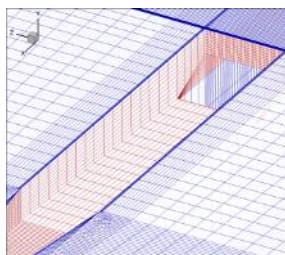
(الف)



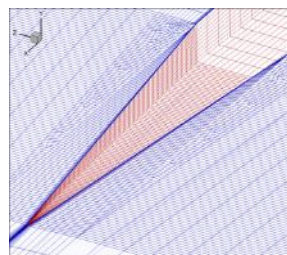
(پ)



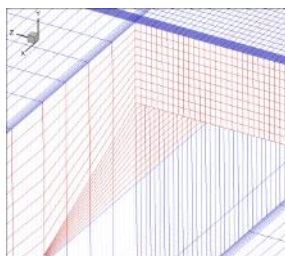
(ب)



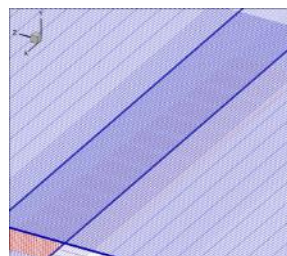
(ث)



(ت)



(ج)



(ح)

شکل ۷. شبکه بندی نوع سوم (الف) نمای کلی (ب و پ) دهانه ورودی جلوی آرمیچر (ت) شبکه اطراف دماغه آرمیچر (ث) شبکه اطراف بنده آرمیچر (ج و ح) شبکه داخل دم آرمیچر یا ناحیه جدایش

و ۴/۱۶۴/۲۲۷ (شبکه چهارم) استفاده گردید. نتایج نیروی درگ برای یک حالت پایا با لحاظ سرعت ۱۰۰ متر بر ثانیه برای آرمیچر، محاسبه شد. شبکه چهارم مینا قرار گرفت و نیروی درگ کل وارده بر آرمیچر سایر شبکه ها با مقدار محاسبه شده در این شبکه مقایسه گردید. این قیاس در جدول ۲ نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می شود با توجه به میران انحراف، شبکه سوم می تواند شبکه بهینه برای ادامه حل باشد.

لازم به ذکر است که از آنجاییکه مساله حالت گذرا دارد لذا لازم است تا هندسه به صورت کامل در نظر گرفته شده و شبکه بندی شود. برشی از شبکه بندی نوع سوم در شکل ۸ قابل مشاهده می باشد. همانطور که ملاحظه می شود شبکه در اطراف آرمیچر دارای المان های بسیار ریز و در سایر نقاط دارای المان های درشت است. جهت کاهش هزینه های محاسباتی و افزایش دقت مربوط به نیروی درگ و تخمین دقیق جدایش در نزدیک مرزهای آرمیچر، از شبکه غیریکنواخت استفاده گردید. توزیع المان ها در شبکه طوری در نظر گرفته شده است تا تراکم المان ها در ناحیه بین دو بال آرمیچر بیشتر باشد. چرا که بخش اعظم نیروی درگ فشاری تحت تاثیر این ناحیه قرار دارد.

جدول ۲. مقایسه نیروی درگ کل شبکه های مختلف در حالت پایا با

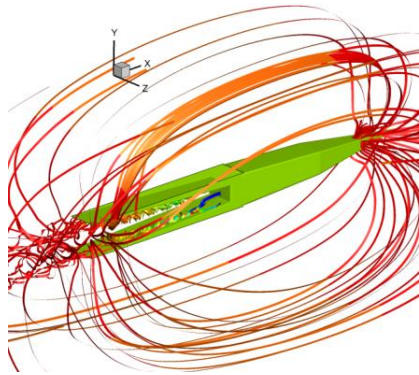
نتایج درگ کل شبکه چهارم

نوع شبکه	میزان انحراف نیروی درگ کل نسبت به مقدار متناظر در شبکه چهارم
شبکه اول	۱۲/۵۳ درصد
شبکه دوم	۸/۶۱ درصد
شبکه سوم	۱/۰۳ درصد

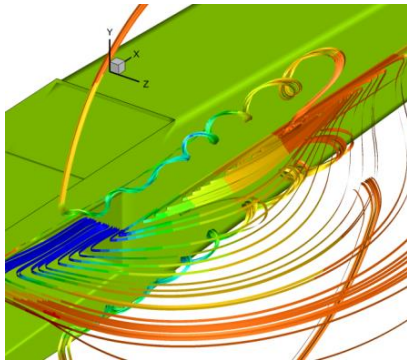
۸. نتایج

همانطور که گفته شد عامل ایجاد نیروی لورنتز، جریان گذرنده از آرمیچر و میدان مغناطیسی حول ریل می باشد. فرض می شود که منبع تولید قدرت، توانایی حدود ۲ میلی ثانیه ایجاد جریان موثر را داراست. بر این اساس بازه زمانی در نظر گرفته شده برای جریان اعمال شده و پرتاب آرمیچر حدود ۲ میلی ثانیه در نظر گرفته شد. نمودار جریان در این بازه به صورت شکل ۸ می باشد.

شکل ۹ توزیع فشار را در اطراف آرمیچر در زمان های مختلف نشان می دهد. همانطور که مشاهده می شود با افزایش سرعت، مساحت ناحیه کم فشار پشت آرمیچر افزایش می یابد.

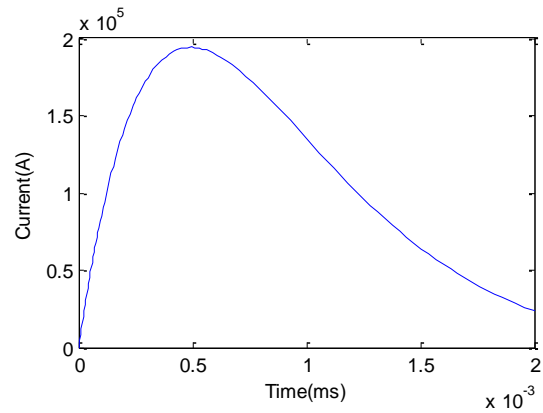


(الف)

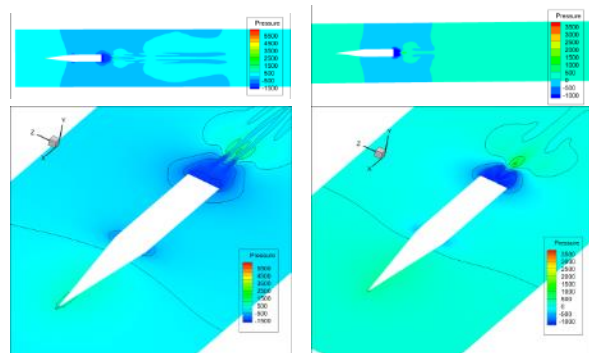


(ب)

شکل ۸. خط مسیر مربوط به ذرات اطراف آرمیچر ($V = 100 m/s$)
(الف) ذرات حول دماغه (ب) ذرات کنار دیواره

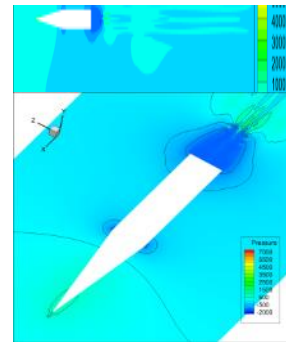


شکل ۸. نمودار جریان بر اساس زمان



(ب) $V=92 m/s$

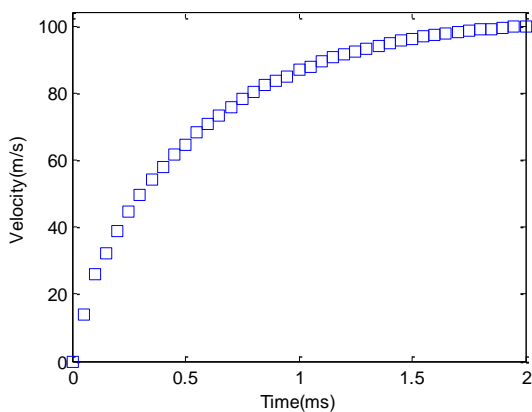
(الف) $V=70 m/s$



(ج) $V=100 m/s$

شکل ۹. توزیع فشار در اطراف آرمیچر برای زمانی که آرمیچر به سرعت (الف) ۷۰، (ب) ۹۲ و (ج) ۱۰۰ متر بر ثانیه می رسد.

شکل ۱۱ نمودار سرعت بر حسب زمان حرکت آرمیچر را نشان می دهد. همانطور که ملاحظه می کنید، به دلیل نیروی لورنتز بسیار قوی و درگ فشاری بسیار ضعیف در ابتدای حرکت، شیب نمودار سرعت در این ناحیه بسیار بالاست. به مرور با کاهش نیروی لورنتز و افزایش نیروی درگ، شیب پروفیل سرعت نیز کاهش می یابد تا آنجا که در نزدیکی زمان ۲ میلی ثانیه به صفر میل می کند.



شکل ۱۱. نتایج سرعت بر حسب زمان با لحاظ نیروی لورنتز و درگ کل

شکل ۱۰ نحوه حرکت ذرات را در اطراف آرمیچر نشان می دهد. همانطور که در قسمت الف مشاهده می شود ذرات پس از برخورد با سطح دماغه به اطراف پرتاب شده و سپس وارد ناحیه کم فشار پشت آرمیچر می شوند. عملاً به نظر می رسد جریانی میان ناحیه پرفشار اطراف دماغه و ناحیه کم فشار پشت آرمیچر برقرار می گردد. قسمت ب نشان دهنده گردابه های شکل گرفته در کنار دیواره جانبی آرمیچر می باشد.

اطراف آرمیچر دارد. با گذر زمان مساحت ناحیه کم فشار و پرفشار گسترش می یابد. با افزایش سرعت آرمیچر، حرکت ذرات میان ناحیه کم فشار و پرفشار شدت پیدا می کند. هم چنین خطوط جریان حکایت از وجود گردابه هایی در مجاورت دیواره آرمیچر و ناحیه کم فشار پشت آرمیچر دارد. پیشنهاد می شود در تحقیقات آتی، جریان اطراف آرمیچر های با سرعت بالاتر از ۱۰۰ متر برثانیه مدلسازی و مورد مطالعه قرار گیرد.

۹. جمع بندی

در مطالعه حاضر به اعمال همزمان نیروهای الکترومغناطیسی و آیرودینامیکی وارده بر آرمیچر یک پرتابگر الکترومغناطیسی پرداخته شده است. شبکه مورد استفاده از نوع بازسازمان و متحرک می باشد. آرمیچر از حالت سکون به حرکت درآمده و به سرعت حدود ۱۰۰ متر برثانیه می رسد. تحت این شرایط، همزمان میدان مغناطیسی و میدان جریان اطراف آرمیچر مورد شبیه سازی قرار گرفته است. نتایج حکایت از یک میدان فشار کاملاً متقارن

۱۰. مأخذ

- [1] S. An, B. Lee, Y. Bae, Y.-H. Lee, S.-H. Kim, Numerical Analysis of the Transient Inductance Gradient of Electromagnetic Launcher Using 2-D and 3-D Finite-Element Methods, *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 45, No. 7, pp. 1635-1638, 2017.
- [2] H. Kasahara, A. Matsuo, The effect of shape on the aerodynamic and thermal performance of hypersonic projectiles launched by a ground-based railgun, in *Proceeding of AIAA*, 0048, 2018.
- [3] L. Mascolo, A. Stoica, Electro-Magnetic Launchers on the Moon: A Feasibility Study, in *Proceeding of, IEEE*, pp. 37-42, 2018.
- [4] M. R. Doyle, D. J. Samuel, T. Conway, R. R. Klimowski, Electromagnetic aircraft launch system-EMALS, *IEEE Transactions on Magnetics*, Vol. 31, No. 1, pp. 528-533, 1995.
- [5] W. Walls, W. Weldon, S. Pratap, M. Palmer, D. Adams, Application of electromagnetic guns to future naval platforms, *IEEE Transactions on Magnetics*, Vol. 35, No. 1, pp. 262-267, 1999.
- [6] L. Xu, Y. Geng, Forces of rails for electromagnetic railguns, *Applied mathematical modelling*, Vol. 36, No. 4, pp. 1465-1476, 2012.
- [7] S. Aksoy, M. F. Yavuz, A. Balikci, Transient modelling of a linear induction launcher-type coil gun with two-dimensional cylindrical finite-difference time domain method, *IET electric power applications*, Vol. 5, No. 1, pp. 153-158, 2011.
- [8] M. Ghassemi, Y. M. Barsi, M. H. Hamedi, Effect of armature design on thermal and electromagnetic distribution of an electromagnetic launcher, *Heat Transfer Engineering*, Vol. 29, No. 9, pp. 839-844, 2008.
- [9] M. Ghassemi, Y. M. Barsi, Effect of liquid film (indium) on thermal and electromagnetic distribution of an electromagnetic launcher with new armature, *IEEE Transactions on magnetics*, Vol. 41, No. 1, pp. 408-413, 2005.
- [10] D. Lancelle, O. Božić, Thermal protection, aerodynamics, and control simulation of an electromagnetically launched projectile, *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 43, No. 5, pp. 1156-1161, 2015.
- [11] S. Hundertmark, D. Lancelle, A scenario for a future European shipboard railgun, *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 43, No. 5, pp. 1194-1197, 2015.
- [12] O. Božić, T. Eggers, S. Wiggen, Aerothermal and flight mechanic considerations by development of small launchers for low orbit payloads started from Lorentz rail accelerator, *Progress in Propulsion Physics*, Vol. 2, pp. 765-784, 2011.
- [13] J. V. Parker, S. Levinson, Loss of propulsive force in railguns with laminated containment, *IEEE transactions on magnetics*, Vol. 35, No. 1, pp. 442-446, 1999.
- [14] K. M. Chakravarthy, T. J. Watt, D. L. Bourell, The use of high-speed video as an in-bore diagnostic for electromagnetic launchers, *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 39, No. 2, pp. 809-814, 2011.

- [15] M. Varmazyar, S. R. Hamzeloo, Thermoelastic Analysis of an Electromagnetic Launcher Using Finite Volume Method, *Aerospace Mechanics Journal*, Vol. 15, No. 2, pp. 9, 2019. (in Persian)
- [16] M. Ghassemi, M. Varmazyar, Stress analysis of the rails of a new high velocity armature design in an electromagnetic launcher, *International journal of impact engineering*, Vol. 35, No. 12, pp. 1529-1533, 2008.
- [17] M. Ghassemi, M. Varmazyar, Thermal Stresses Analysis of the Rails and the Armature of an Electromagnetic Launcher, in *Proceeding of, IEEE*, pp. 1-6, 2008.