

مدل نیمه تجربی الکترومکانیکی برای رانشگرهای پلاسمای پالسی با استفاده از دو رهیافت مختلف و مقایسه با نتایج تجربی

محسن علومی^۱، هادی موحدی نژاد^۲، داریوش رستمی فرد^{۳*}، حسن حسینخانی^۴ و امیر کیانی^۵

- ۱- دکترای فیزیک پلاسما، پژوهشکده پلاسما و گداخت هسته‌ای، پژوهشگاه علوم و فنون هسته‌ای، تهران
 - ۲- دکترای فیزیک اتمی-مولکولی، پژوهشکده پلاسما و گداخت هسته‌ای، پژوهشگاه علوم و فنون هسته‌ای، تهران
 - ۳- دکترای مهندسی گداخت، پژوهشکده پلاسما و گداخت هسته‌ای، پژوهشگاه علوم و فنون هسته‌ای، تهران
 - ۴- استادیار فیزیک نظری، پژوهشکده پلاسما و گداخت هسته‌ای، پژوهشگاه علوم و فنون هسته‌ای، تهران
 - ۵- کارشناسی ارشد، مهندسی پلاسما، پژوهشکده پلاسما و گداخت هسته‌ای، پژوهشگاه علوم و فنون هسته‌ای، تهران
- (دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۶/۳۱ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۹/۱۰)

چکیده

موتورهای فضایی جهت مأموریت‌هایی نظیر تغییر ارتفاع، کنترل وضعیت، حفظ موقعیت، فرود آمدن و تغییر مدار مورد استفاده قرار می‌گیرند. در دهه‌های اخیر استفاده از رانشگرهای پلاسمایی به عنوان سامانه پیشران‌ش فضایی مورد توجه قرار گرفته است که یکی از آنها رانشگر پلاسمای پالسی است. در این مقاله، یک مدل الکترومکانیکی نیمه‌تجربی برای الکترودهای صفحه تخت مستطیلی با استفاده از دو رهیافت مختلف تکه‌ای و برفروبی توسعه داده شده است. با معادل سازی کل فرایند فیزیکی بصورت یک مدار الکتریکی یک بعدی و در مرحله بعد کوپل کردن آن با معادله نیرو و همچنین استفاده از برخی پارامترهای تجربی، یک مدل الکترومکانیکی به دست آمده است. نتایج به دست آمده از این مدل نیمه‌تجربی با پارامترهای اساسی تجربی برای رانشگرهای پلاسمای پالسی بکار رفته در دو ماهواره مقایسه و ارزیابی شده است. با توجه به نتایج مثبت ارزیابی‌ها، با استفاده از این مدل نیمه تجربی می‌توان پارامترهای اساسی یک رانشگر پلاسمای پالسی مانند ضربه کل و سرعت خروج پلاسما را محاسبه کرده و برخی از پارامترهای هندسی و پارامترهای خازن رانشگر را بهینه‌سازی و کنترل کرد. همچنین نتایج دو رهیافت تکه‌ای و برفروبی برای این مدل نیز با نتایج تجربی مقایسه شده است.

واژه‌های کلیدی: رانشگر پلاسمای پالسی، مدل الکترومکانیکی، مدل نیمه تجربی، مدل تکه‌ای، مدل برفروبی

Semi-empirical Electromechanical Model for Pulsed Plasma Thrusters Using Two Different Approaches and Comparison with Experimental Results

Mohsen Oloumi, Hadi Movahedi Nejad, Dariush Rostamifard, Hassan Hosseinkhani and Amir Kiani,

Abstract

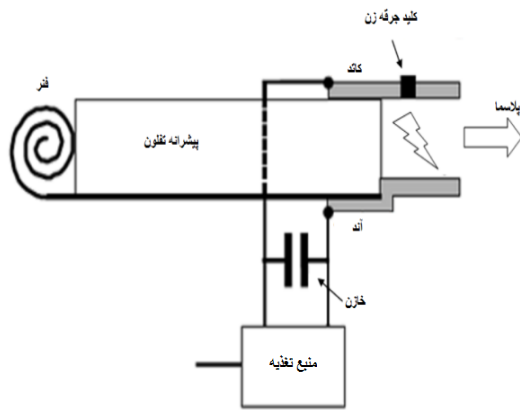
Space engines are used for missions such as altitude change, position control, position maintenance, landing, and orbit change. In recent decades, the use of plasma thrusters as a space propulsion system has been considered, one of which is the pulsed plasma thrusters. In this paper, a quasi-experimental electromechanical model for rectangular flat plate electrodes has been developed using two different approaches: slug and snowplow. By equating the whole physical process as a one-dimensional electrical circuit and in the next step, coupling it with the force equation as well as using some experimental parameters, the electromechanical model is obtained. The results of this semi-empirical model are compared and evaluated with the basic experimental parameters for pulsed plasma thrusters used in two satellites. According to the positive results of the evaluations, using this semi-empirical model, the basic parameters of a pulsed plasma thruster such as impulse bit and plasma exhaust velocity can be calculated and some geometric parameters and capacitor parameters of a thruster can be optimized and controlled. The two approaches of slug and snowplow in this model are also compared with experimental results.

Key words: Pulsed plasma thrusters, Electromechanical model, Semi-empirical model, Slug model, Snowplow model.

مقدمه

یک ماهواره پس از آنکه از زمین به مدار پرتاب شود، باید در مدار مشخص و از قبل تعیین شده خود قرار گیرد. پس از قرارگیری در مدار خود، احتیاج به کنترل وضعیت دارد تا بتواند در جهت مناسب نسبت به زمین، خورشید و در صورت نیاز سایر اجرام سماوی قرار گیرد. ماهواره‌ها تحت اثرات اصطکاک ناشی از لایه رقیق اتمسفر نیز قرار دارند، به همین دلیل برای باقی ماندن طولانی در مدار، نیاز به یک سیستم پیشرانش، که در برخی زمان‌ها اصلاحات کوچک مداری انجام دهد (حفظ مدار)، وجود دارد. بسیاری از ماهواره‌ها نیازمندند تا در زمان‌هایی مشخص از مداری به مدار دیگر انتقال یابند که این امر توسط یک سیستم پیشرانش صورت می‌پذیرد. در دهه‌های اخیر استفاده از رانشگرهای پلاسمایی برای این گونه موارد مورد توجه قرار گرفته است که یکی از آنها رانشگر پلاسمای پالسی است [۱]. رانشگر پلاسمای پالسی^۱ یا PPT ترکیبی از رانشگرهای الکترومغناطیسی و الکتروگرمایی است که در آن معمولاً از تفلون^۲ (با نام علمی پلی تترا فلورو اتیلن) جامد به عنوان پیشراننده استفاده می‌شود و نسبت به سایر فناوری‌های پیشرانش مزایای قابل توجهی دارد. رانشگر پلاسمای پالسی یک سیستم خودکفاست که دارای مزایایی مانند بی‌واکنش بودن و غیرسمی بودن است که آن را به عنوان یکی از ایمن‌ترین سیستم‌های پیشرانش برای سفرهای فضایی تبدیل می‌کند. در چند دهه گذشته با توجه به توسعه ماهواره‌های کوچک، استفاده از رانشگر پلاسمای پالسی به دلیل نیروی کل پایین، کنترل پذیری، هزینه ساخت کم و قابلیت اجرائی بالاتر آن توجه زیادی را جلب کرده است. برای استفاده در ماهواره‌ها و تولید رانش مداوم، باید منبع تغذیه این نوع رانشگرها با یک فرکانس مشخص و به تعداد قابل کنترل خازن مورد نظر را شارژ کند و با تخلیه خازن و تکرار این عمل شاهد یک رانش پیوسته برای ماهواره خواهیم بود. در شکل ۱ طرحواره‌ای از یک PPT با الکتروده مستطیلی نشان داده شده است.

نظر به قیمت بالای تجهیزات استفاده شده در PPT و فرسودگی آنها در هر تست، مدل‌سازی و طراحی‌ها قبل از انجام آزمایش‌ها هزینه آنها را می‌تواند به طور قابل توجهی کاهش دهد. از این رو قبل از ساخت و تست رانشگر پلاسمای طراحی‌های جزئی ارزشمند است.



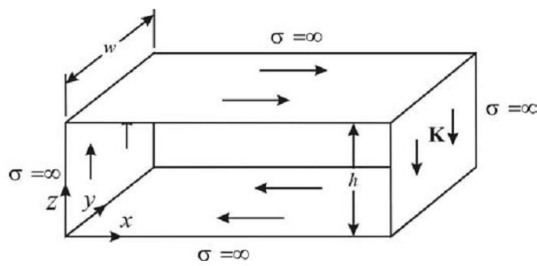
شکل ۱- طرحواره‌ای از یک PPT با الکترودهای مستطیلی

برای درک عملکرد تخلیه الکتریکی و جریان پلازما در PPT ها مدل‌سازی از اهمیت ویژه‌ای در طراحی و بهینه‌سازی عملکرد PPT برخوردار است. برخی از مدل‌های توسعه داده شده موجود شامل تحلیل برهمکنش سطح تفلون با توده پلازما با مدل لایه‌ای [۲]، مدل مگنتوهیدرودینامیک سه بعدی برای تخلیه الکتریکی PPT [۳] و مدل‌های یک‌بعدی برای بندی کلی پارامترها [۴] و همچنین محاسبه بستگی امپدانس الکترودها به بسامد [۵] می‌باشند. در این مقاله با معادل‌سازی کل فرایند فیزیکی بصورت یک مدار الکتریکی یک‌بعدی و کوپل کردن آن با معادله نیرو و همچنین استفاده از برخی پارامترهای تجربی، یک مدل الکترومکانیکی توسعه داده شده است. دو رهیافت تکه‌ای و برفروبی در مدل الکترومکانیکی بررسی شده‌اند. مدل برفروبی می‌تواند توزیع دقیقتر و متناسبتری از جرم کنده شده را به دست دهد. نتایج به دست آمده از مدل با نتایج تجربی به دست آمده برای رانشگرهای پلاسمای پالسی بکار رفته در دو ماهواره مقایسه و ارزیابی شده است.

مدل الکترومکانیکی

ماده پیشراننده معمولاً تفلون جامد است که بین جفت الکترودهای مسی قرار گرفته است. یکی از الکترودها همچنین دارای کلید (دو شاخه) جرقه‌زن است. خازن تا یک ولتاژ میانه شارژ می‌شود و از داخل یک مبدل عبور می‌کند و ولتاژ آن به حدود ۲۰ کیلو ولت می‌رسد تا کلید جرقه‌زن را برای ایجاد تخلیه الکتریکی اولیه در سطح تفلون توانمند سازد. این جرقه، که در پایه کاتد ایجاد می‌شود، الکترون‌ها را گسیل می‌کند تا یک مسیر تخلیه سطحی خازن در سرتاسر عرض پیشراننده تفلون

با توجه به اینکه تقریب سیملوله برای یافتن میدان مغناطیسی خود-تولیدی ناشی از جریان است بنابراین برای یافتن میدان مغناطیسی خود-القای تولید شده توسط جریان رانشگر، یک سیملوله ایده‌آل را فرض می‌کنیم که چگالی جریان یکنواختی در پهنای الکترودها و سیمها با رسانش بی‌نهایت در شارش است (شکل ۳) و همچنین پهنای الکترودها خیلی بزرگتر از ارتفاع آنها فرض می‌شود [۴]. فرض رسانش بی‌نهایت برای الکترودها و سیمها برقرار است ولی پلاسما دارای رسانش محدود است و منجر به این می‌شود که صفحه جریان با پهنای w دارای ضخامت δ باشد.



شکل ۳- تقریب سیملوله بی‌نهایت تک دور با رسانش بی‌نهایت

با این فرضها در تقریب سیملوله می‌توان میدان مغناطیسی القایی ناشی از جریان الکتریکی رانشگر را به دست آورد. از معادلات ماکسول میدان مغناطیسی برابر است با:

$$B_{inc} = \mu_0 \frac{I(t)}{w} \quad (1)$$

با نوشتن قانون مداری کیرشلف برای نمودار مداری شکل ۲ خواهیم داشت:

$$V_c + \frac{d}{dt}(LI) + RI =$$

$$V_0 - \frac{1}{C} \int_0^t I(\tau) d\tau + \frac{d}{dt}[(L_0 + L'_{ce} x_s)I] + RI = 0, \quad (2)$$

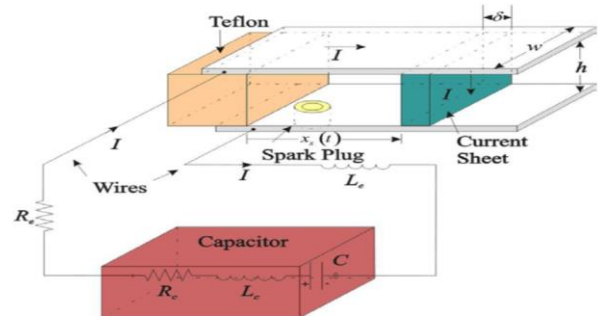
که در رابطه بالا، V_c ، L ، I ، V_0 ، C ، L_0 ، L'_{pe} ، x_s و R به ترتیب ولتاژ خازن، اندوکتانس کل مدار، جریان مدار، ولتاژ اولیه، ظرفیت خازن، اندوکتانس اولیه، اندوکتانس در واحد طول الکترودهای تخت موازی، موقعیت صفحه جریان و مقاومت می‌باشند. در اینجا R حاصل جمع مقاومت خازن (R_{cap})، سیمها (R_{wires})، الکترودها ($R_{electrodes}$) و پلاسما (R_{plasma}) می‌باشد و با رابطه ۳ بیان می‌شود.

$$R = R_{cap} + R_{wires} + R_{electrodes} + R_{plasma} \quad (3)$$

با فرض اینکه اندازه صفحات در مقایسه با فاصله بینشان خیلی بزرگتر باشد، القا صفحات در واحد طول برابر است با:

فراهم سازد. یک رانشگر با اندازه استاندارد دهها ژول انرژی را در خازن اصلی ذخیره می‌سازد و قله جریان از مرتبه کیلو آمپر ایجاد می‌کند. این پالس در هر شات جریان چندین میکروگرم از ماده تفلون را از سطح پیشرانه کنده و پلاسما تفلونی تولید می‌کند. با شارش پلاسما، این جریان یک میدان مغناطیسی خود-القا عمود بر بردار جریان ایجاد می‌کند. برهمکنش بین میدان مغناطیسی و ذرات باردار در پلاسما $\mathbf{j} \times \mathbf{B}$ ، که به نیروی لورنتس مشهور است، یک سطح جریان به موازات الکترودها تحریک کرده و پیشرانه کنده شده را به سمت بیرون رانشگر می‌برد و در نتیجه نیروی پرتاب (رانش یا تراست) تولید می‌کند. البته طول کانال برای شتابدهی پلاسما معمولاً از مرتبه چند سانتی‌متر (معمولاً بین دو تا ۳ سانتی‌متر) است تا یونهای کنده شده به سمت دیواره الکترودها منحرف نشوند.

از آنجا که برای مدل‌سازی کامل سیال پلاسما و همچنین یونش‌ها به محاسبات طولانی و چندمرحله‌ای نیاز است، که در بسیاری از موارد کاربرد عملی چندانی نیز ندارند، استفاده از مدل‌های نیمه تجربی، که در آنها برخی از پارامترهای مهم مانند چگالی و دمای پلاسما از طریق اندازه‌گیری‌های تجربی به دست می‌آیند، برای طراحی‌های عملی و کنترلی مورد توجه فراوان می‌باشند. از این رو در این مقاله توسعه و محک‌زنی یک مدل نیمه تجربی با دو رهیافت مختلف انجام شده است. تبدیل عملکرد رانشگر به یک مدل یک بعدی از مؤلفه‌های الکتریکی مختلف در شکل ۲ نشان داده شده است. در این مدل فرایندهای شتابدهی و مولفه‌های مداری PPT به عنوان یک سیستم دینامیکی که با سیستم الکتریکی اندرکنش دارد، مدل سازی شده و به صورت کلی به عنوان یک سیستم الکترومکانیکی شناخته می‌شود. صفحات موازی رانشگر، همانطور که در شکل ۲ دیده می‌شود به عنوان مؤلفه‌ای از یک مدار مقاومت، القاگر و خازن RLC^3 عمل می‌کند.



شکل ۲- طرحواره مدل مدار یک بعدی از مؤلفه‌های PPT

$$\Lambda = 1.24 \times 10^7 \left(\frac{T_e^3}{n_e} \right)^{1/2} \quad (11)$$

این روابط برای محاسبه پارامتر مهم مقاومت پلاسما استفاده می‌شود که با رابطه اسپایتر-هارم بصورت زیر برآورد می‌شود:

$$R_p = \frac{l}{\sigma A} = \frac{h}{\sigma_p w \delta} \quad (12)$$

ترکیب معادلات ۱۰ تا ۱۲ محاسبه اولیه برای مقاومت پلاسما به منظور استفاده در مدل‌سازی PPT را به دست می‌دهد [۸]:

$$R_p = 8.08 \frac{h}{T_e^{3/4} w} \sqrt{\frac{\mu_0 \ln \left[1.24 \times 10^7 \left(\frac{T_e^3}{n} \right)^{1/2} \right]}{\tau}} \quad (13)$$

که T_e دمای الکترونها پلاسما است.

معادله نیرو

در این مدل جرم اولیه کل به عنوان یک واحد منزوی در نظر گرفته می‌شود که بصورت یک تکه کنده شده شتاب می‌گیرد. این مدل برای معادله نیرو به مدل تکه‌ای یا اسلاگ^۴ معروف است. در نتیجه قانون نیروی لورنتس در این مورد می‌شود:

$$\frac{d}{dt}(m\dot{x}_s) = \frac{1}{2} L'_{pe} I^2, \quad (14)$$

که m جرم اولیه صفحه پلاسما می‌باشد و ثابت در نظر گرفته می‌شود. جمله سمت راست متناظر با $j \times B$ نیروی الکترومغناطیسی است که بر روی جریان اثر می‌کند. در این مدل نیروی دینامیک گازی که بر صفحه جریان وارد می‌شود، ناچیز فرض می‌شود با ضرب طرفین معادله در $I = -C\dot{V}$ و انتگرال گیری خواهیم داشت:

$$\frac{1}{2} (L_0 + L'_{pe} x_s) I^2 + \frac{1}{2} C V_c^2 + \int_0^t \frac{1}{2} L'_{pe} I d\tau + \int_0^t (R_0 + R_{plasma}) I^2 d\tau = \frac{1}{2} C V_0^2, \quad (15)$$

که R_0 مقاومت خازن و سیمها و R_p مقاومت پلاسما می‌باشد. جملات رابطه بالا به ترتیب بیانگر انرژی ذخیره شده در میدان مغناطیسی، انرژی خازن، انرژی جنبشی تأمین شده از تکه جرم، اتلاف گرمایش اهمی و انرژی کل سیستم می‌باشند.

مدل برفروبی^۵

$$L'_{pe} = \mu_0 \frac{h}{w} \quad (4)$$

که h و μ_0 به ترتیب، فاصله بین الکترودها و نفوذپذیری مغناطیسی می‌باشد. در این حالت معادله کیرشلف به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$V_0 - \frac{1}{C} \int_0^t I(t) dt = I(t) dt = \quad (5)$$

$$I(t) \left[R_{cap} + R_{wires} + R_{electrods} + R_{plasma} \right] + \frac{dx_s}{dt} \mu_0 \frac{h}{w} I(t) + \frac{dI(t)}{dt} \left(L_{cap} + L_{wire} + \mu_0 \frac{h}{w} x_s(t) + \mu_0 \frac{h}{w} \frac{\delta}{2} \right)$$

در رابطه بالا، اندوکتانس الکترودها برابر است با:

$$L_{pe} = \frac{\mu_0}{\pi} \left[\frac{3}{2} x_s + x_s \ln \left(\frac{h}{w + t_{el}} \right) - h + 0.22(w + t_{el}) \right] \quad (6)$$

معادله پلاسما درون محفظه خلأ از معادلات ماکسول در تقریب مگنتوهیدرودینامیک بصورت زیر خواهد بود [۶]:

$$I(t) \mathcal{V}_{plasma} = \int_V \frac{j^2}{\sigma_{plasma}} dV + \int_V U \cdot (j \times B) dV + \int_V j \frac{\partial A}{\partial t} dV \quad (7)$$

جمله اول سمت راست اتلاف گرمایش اهمی می‌باشد و بدین صورت بیان می‌گردد.

$$\int_V \frac{j^2}{\sigma_{plasma}} dV = \int_{x_s}^{x_s+\delta} \int_0^w \int_0^h \frac{[I(t)]^2}{w^2 \delta^2 \sigma_{plasma}} dx dy dz = \frac{h [I(t)]^2}{w \delta \sigma_{plasma}} \quad (8)$$

که در اینجا σ رسانش پلاسما و δ ضخامت صفحه جریان است که از مقاومت پلاسما ناشی می‌شود. از آنجا که پخش خود-میدان مغناطیسی در داخل صفحه جریان با معادله پخش برآورد می‌شود، ضخامت صفحه جریان با عمق پخش مغناطیسی برآورد می‌گردد:

$$\delta = \sqrt{\frac{\tau}{\sigma_p \mu_0}}, \quad (9)$$

که τ دوره زمانی پالس است. رسانش پلاسما اسپایتر با رابطه زیر برآورد می‌شود [۷]:

$$\sigma_p = 1.53 \times 10^{-2} \frac{T_e^{3/2}}{\ln \Lambda}, \quad (10)$$

که Λ لگاریتم کولمبی برابر است با:

حل عددی و نتایج

در این بخش به انجام مدل سازی الکترومکانیکی می-پردازیم. برای انجام این کار باید معادله مدار یک بعدی منطبق شده بر عملکرد PPT یعنی معادله (۵) به صورت کوپل شده با معادله نیرو (۱۴) حل گردد. معادله دیفرانسیلی-انتگرالی (۵) و معادله دیفرانسیلی مرتبه دوم (۱۴) به چهار معادله دیفرانسیلی معمولی مرتبه اول با پارامترهای $I, \int_0^t I(t) dt, x_s, \dot{x}_s$ تبدیل گردید و حل عددی آنها با استفاده از نرم افزار متلب انجام شد. از دستور ode45 در متلب استفاده شده است که الگوریتم رانگ-کوتا مرتبه ۴ و ۵ را برای حل معادلات دیفرانسیلی معمولی بکار می گیرد. برای حل این معادلات شرایط اولیه زیر در نظر گرفته شد:

$$\begin{aligned} x_s(0) = 0, \quad \dot{x}_s(0) = 0, \\ \int_0^{t=0} I(t) dt = 0, \quad I(0) = 0. \end{aligned} \quad (18)$$

در مدل برفروبی با جرم توزیعی در نظر گرفته شده معادلات (۱۶) و (۱۷) باید با معادلات (۱۴) و (۵) بصورت کوپل شده حل شود. از این رو با قرار دادن مقادیر مختلف برای α محاسبات صورت گرفت.

پارامترهای دو تراستر LES6 و LES8/9 به عنوان ورودیهای برنامه استفاده شد که در جدول ۱ مقادیر آن آمده است [۴].

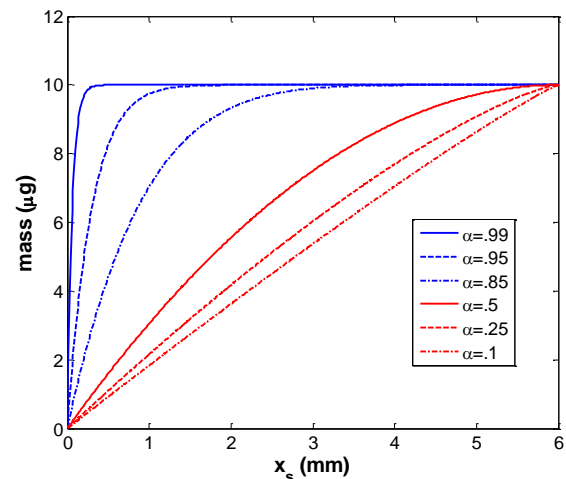
جدول ۱- داده های تجربی برای دو تراستر LES6 و LES8/9

| LES8/9 | LES6 | پارامتر/تراستر |
|------------------|------------------|------------------------------------|
| ۱۵۳۸ | ۱۳۶۰ | ولتاژ اولیه (V) |
| ۱۷ | ۲ | ظرفیت (μF) |
| ۳۰ | ۳۰ | مقاومت خازن ($\text{m}\Omega$) |
| ۳۵ | ۳۴ | اندوکتانس اولیه (nH) |
| ۲/۵۴ | ۳ | فاصله بین الکترودها (cm) |
| ۲/۵۴ | ۱ | پهنای صفحه الکترودها (cm) |
| ۲/۵۴ | ۰/۶ | طول کانال (cm) |
| ۲۸/۵ | ۱۰ | تکه جرم کنده شده (μg) |
| ۱ | ۰/۴ | دوره زمانی پالس (μs) |
| ۵ | ۱/۵ | دمای پلاسما (eV) |
| ۱۰ ^{۲۱} | ۱۰ ^{۲۱} | چگالی الکترون (m^{-3}) |

مدل بخش قبل به عنوان مدل تکه ای یا اسلاگ معروف است که در آن فرض می شود همه جرم کنده شده بصورت آبی و تکه ای کنده می شود و $\dot{m}(t) = 0$ در نظر گرفته شد. ولی مدل واقعی- تر این است که جرم بصورت لایه ای و توزیع شده در طول کانال رانشگر کنده می شود. از این رو مدل برفروبی معرفی شد که در آن جرم با آهنگ مشخصی از سوخت جامد کنده شده و درون کانال جریان می یابد. تابعیت این لایه جرم در مرجع [۹] بصورت زیر محاسبه شد.

$$m(t) = m_0 + m_l \left[1 - \left(1 - \frac{x_s(t)}{l} \right)^{\frac{1}{1-\alpha}} \right], \quad (16)$$

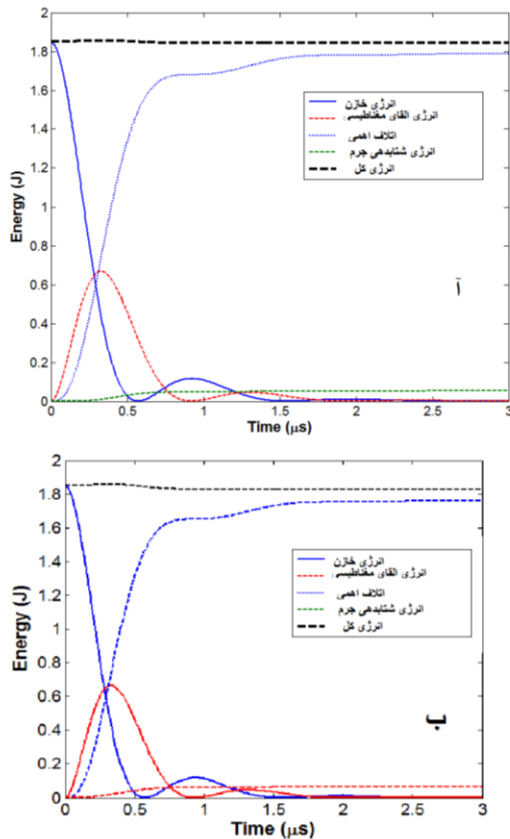
که در آن α پارامتری است برای تعیین تابعیت جرم کندی نسبت به موقعیت در کانال، m_0 جرم اولیه لایه جرمی، m_l جرم کل نهایی و l طول کانال در جلوی صفحه سوخت است. α می تواند از صفر تا ۱ متغیر باشد. $\alpha = 1$ معادل مدل تکه ای است که در آن جرم در لحظه صفر کنده می شود و $\alpha = 0$ حالتی است که توزیع جرم به صورت یکنواخت صورت گرفته است. شکل ۴ توزیع جرم را برای α های مختلف نشان می دهد. نزدیک شدن α به یک به مدل تکه ای نزدیک می شویم و با میل آن به صفر به مدل توزیع یکنواخت جرم در طول کانال نزدیک می شویم.

شکل ۴- توزیع جرم برای مقادیر مختلف α در مدل برفروبی

از معادله (۱۶) آهنگ کندی جرم بصورت زیر بدست می آید که باید در معادله نیرو قرار داده می شود.

$$\dot{m}(t) = \frac{m_l \dot{x}_s(t)}{l(1-\alpha)} \left[1 - \left(1 - \frac{x_s(t)}{l} \right)^{\frac{\alpha}{1-\alpha}} \right], \quad (17)$$

همچنین از طریق معادله پایستگی انرژی (معادله ۱۵) تغییرات انرژی کل، انرژی مربوط به القای میدان مغناطیسی، اتلاف انرژی ناشی از گرمایش اهمی، انرژی خازن و انرژی جرم شتابدهی شده بطور جداگانه در شکل ۶ نشان داده شده است. این نمودار برای محک زنی برنامه به منظور تست برقرار بودن پایستگی انرژی در طول محاسبات و همچنین سهم هر کدام از انرژیهای مختلف در طول زمان شبیه سازی رسم شده است. از آنجا که تفاوت دو رهیافت بسیار جزئی است در مقیاس قابل مشاهده تمایز چندانی ندارند ولی نشان می دهد که هر دو الگوریتم این شرط محاسبات عددی را بخوبی برآورده می کنند.

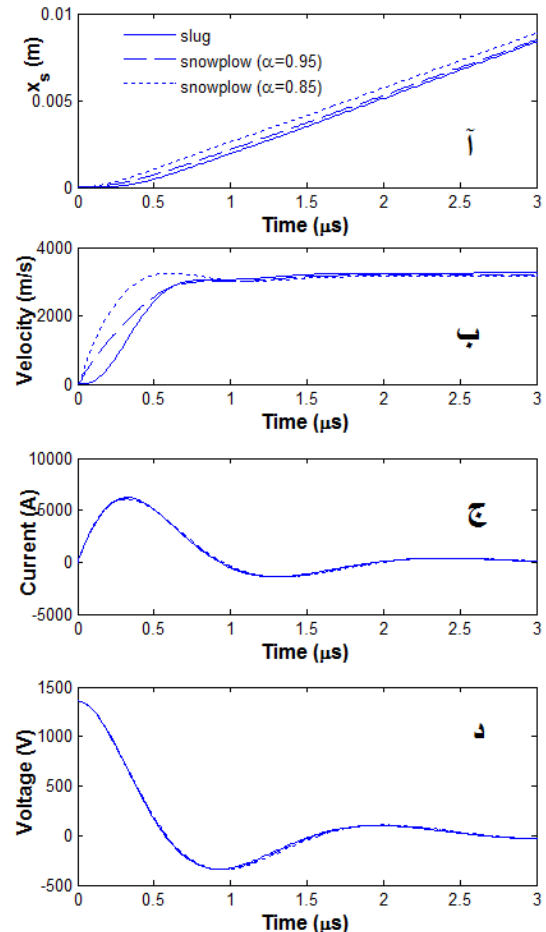


شکل ۶- تغییرات انرژیهای مختلف در طول زمان برای تراستر LES6 (آ) مدل تکه ای و (ب) مدل برفروبی $\alpha = 0.95$.

ابتدا داده های تراستر LES6 در برنامه متلب قرار داده شد. مدل تکه ای با مدل برفروبی برای دو مقدار مختلف α مقایسه شده است. در حالت $\alpha = 0.95$ نتایج مدل برفروبی به مدل تکه ای نزدیکتر است که مطابق انتظار می باشد. در شکل ۵ نتایج داده های بدست آمده برای تغییرات موقعیت جرم، سرعت خروج آن، ولتاژ و جریان پلازما در طول مدت زمان ۳ میکروثانیه نشان داده شده است. ضربه کل^۶ نیز برای رانشگر PPT از رابطه زیر به دست می آید.

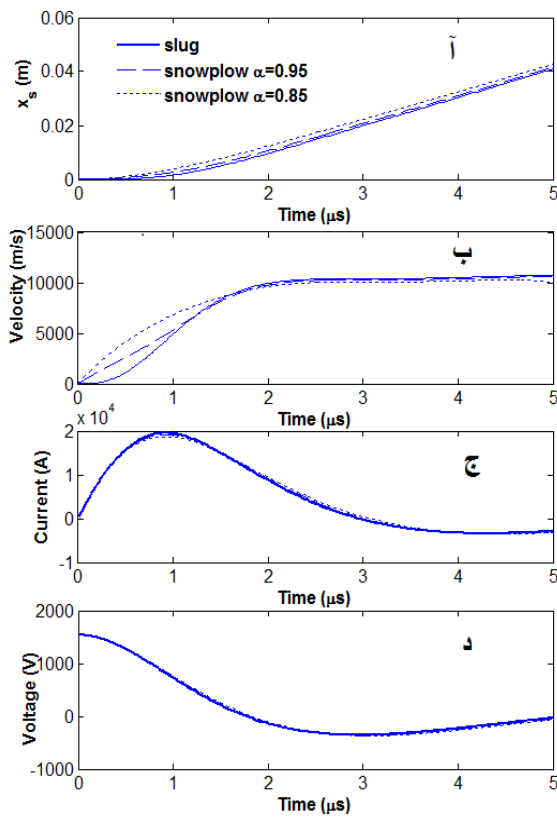
$$I_{bit}(t) = \int_0^t \frac{1}{2} \mu_0 \frac{h}{w} [I(t)]^2 d\tau \quad (19)$$

و ضربه ویژه نیز از $I_{sp} = v/g$ محاسبه می شود که v سرعت خروج پلازما و g شتاب گرانش زمین است.



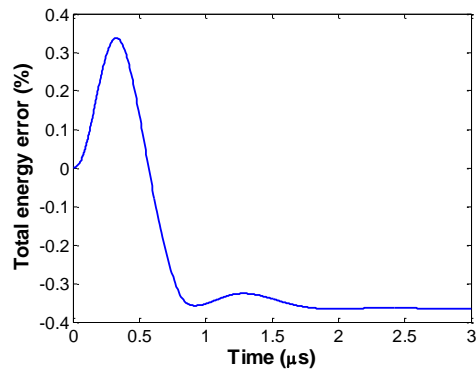
شکل ۵- نمودارهای الف) موقعیت تکه جرم (x_s)، ب) سرعت خروج آن، ج) جریان پلازما و د) ولتاژ خازن در طول زمان برای تراستر LES6 با استفاده از مدل تکه ای و مدل برفروبی با دو مقدار $\alpha = 0.95$ و $\alpha = 0.85$.

در ادامه داده‌های تراستر LES8/9 بررسی شد. در مورد این ماهواره، همان‌طور که در شکل ۸ و جدول ۳ نشان داده شده است، بهترین انطباق بین نتایج مدل با نتایج تجربی برای مدل برف‌روبی با مقدار $\alpha=0.85$ به دست آمد. این نتیجه نشان‌دهنده این است که بسته به پارامترهای مداری رانشگر مورد بحث توزیع جرم کننده شده از آن نیز می‌تواند تا حدودی متفاوت باشد. بر این اساس در رانشگر LES8/9 مقدار بهینه پارامتر توزیع جرم $\alpha=0.85$ و در رانشگر LES6 مقدار $\alpha=0.95$ می‌باشد و در این مقادیر انطباق بهتری با نتایج تجربی نشان می‌دهند.



شکل ۸- نمودارهای الف) موقعیت تکه جرم (x_s)، ب) سرعت خروج آن، ج) جریان پلاسما و د) ولتاژ خازن در طول زمان برای تراستر LES8/9 با استفاده از مدل تکه‌ای و مدل برف‌روبی با دو مقدار $\alpha=0.85$ و $\alpha=0.95$.

خطای پایستگی انرژی نیز برای هر دو مدل بسیار پایین و بیشینه آن به 0.4% نیز نمی‌رسد که در شکل ۷ برای مدل تکه‌ای رسم شده است.



شکل ۷- خطای پایستگی انرژی در طول زمان برای

تراستر LES6

در جدول ۲ سه پارامتر مهم برای نتایج شبیه‌سازی با نتایج تجربی تراستر LES6 مقایسه شده است. در این شبیه‌سازی در مدل برف‌روبی مقادیر مختلف قرار داده شد و مجموعاً مشاهده می‌گردد که در مقدار $\alpha=0.95$ نزدیکترین نتایج به نتایج تجربی مشاهده می‌گردد. مدل تکه‌ای نیز در این مقایسه انطباق نسبی خوبی بین نتایج مدل الکترومکانیکی و نتایج تجربی نشان می‌دهد.

جدول ۲- مقایسه نتایج تجربی و شبیه‌سازی برای تراسترهای LES6

| پارامتر | تجربی | مدل تکه ای | مدل برف‌روبی | مدل برف‌روبی | مدل برف‌روبی |
|--|-------|------------|---------------|--------------|---------------|
| | | ای | برف‌روبی | برف‌روبی | برف‌روبی |
| | | | $\alpha=0.85$ | $\alpha=0.9$ | $\alpha=0.95$ |
| ضربه کل ($\mu\text{N}\cdot\text{s}$) | ۳۲ | ۳۲/۴ | ۳۱/۶ | ۳۱/۷ | ۳۱/۹ |
| ضربه ویژه (S) | ۳۱۲ | ۳۳۲ | ۳۳۱ | ۳۲۵ | ۳۲۶ |
| سرعت خروج (ms^{-1}) | ۳۰۰۰ | ۳۲۵۵ | ۳۲۴۹ | ۳۱۸۰ | ۳۲۰۰ |

پی‌نوشت‌ها

- ۱ Pulsed Plasma Thruster
- ۲ Teflon (Poly Tetra Fluoro Ethylene (PTFE))
- ۳ resistor (R), inductor (L), capacitor (C)
- ۴ Slug
- ۵ snowplow
- ۶ MATLAB
- 6 Impulse bit

منابع و مراجع

- [1] [www.nasa.gov/directorates/spacetech/niac/2020/Phase I Phase II/Pulsed Plasma Rocket](http://www.nasa.gov/directorates/spacetech/niac/2020/Phase_I_Phase_II/Pulsed_Plasma_Rocket).
- [2] Keidar, M., & Boyd, I. D., "Optimisation issues for a micro-pulsed plasma thruster", Journal of propulsion and power, Vol. 22, No. 1, pp. 48–55, 2006.
- [3] Rhodes, R., Keefer, D., & Thomas, H., "A numerical study of a pulsed plasma thruster", 37th Joint propulsion conference, AIAA, Salt Lake City, Utah, 2001.
- [4] Laperriere, D. D., Gatsonis, N. A., & Demetriou, M. A., "Electromechanical modeling of applied field micro pulsed plasma thrusters", 41st Joint propulsion conference, AIAA, Tucson, Arizona, 2005.
- [5] Ziemer, J. K., & Choueiri, E. Y., "Scaling laws for electromagnetic pulsed plasma thrusters", Plasma Sources Sci. Technol., Vol. 10, pp. 395-405, 2001.
- [6] Solbes, A., & Vondra, R. J., "Performance study of a solid fuel-pulsed electric microthruster", Journal of Spacecraft, Vol. 10, No. 6: 406–410, 1973.
- [7] Waelbroeck, F. L., Fitzpatrick, R., & Hazeltine, R. D., "Introduction to plasma physics: A graduate course University of Texas at Austin", 2006.
- [8] Solbes, A., Vondra, R. J., "Performance study of a solid fuel-pulsed electric microthruster", Journal of Spacecraft, Vol. 10, No. 6: 406–410, 1973.
- [9] Michels, C. J., Heighway, J. E., & Johansen, A. E., "Analytical and experimental performance of capacitor powered coaxial plasma guns," AIAA Journal, Vol. 4, No., 5, May, 1966.

جدول ۳- مقایسه نتایج تجربی و شبیه‌سازی برای تراستر LES8/9

| پارامتر | تجربی | مدل تکه‌ای | مدل برف‌روبی | مدل برف‌روبی | مدل برف‌روبی |
|-------------------------------|-------|------------|--------------|--------------|--------------|
| ضربه کل (μN-s) | ۳۰۰ | ۳۱۰ | ۳۰۰ | ۲۹۷ | ۳۰۰ |
| ضربه ویژه (S) | ۱۰۰۰ | ۱۱۱۵ | ۱۰۴۸ | ۱۰۹۱ | ۱۰۸۵ |
| سرعت خروج (ms ⁻¹) | ۹۸۱۰ | ۱۰۹۲۹ | ۱۰۲۶۹ | ۱۰۶۹۴ | ۱۰۶۳۶ |

نتیجه‌گیری

به عنوان نتیجه‌گیری، مدل‌سازی رفتار فیزیکی رانشگر پلاسمای پالسی بررسی شده و مدل الکترومکانیکی با دو رهیافت مختلف برای الکترودهای تخت مستطیلی توسعه داده شد. با معادل‌سازی کل فرایند فیزیکی بصورت یک مدار الکتریکی یک بعدی و در مرحله بعد کوپل کردن آن با معادله نیرو و همچنین استفاده از برخی پارامترهای تجربی، مدل الکترومکانیکی به دست آمده است. نتایج به دست آمده از مدل با نتایج تجربی ضربه کل، ضربه ویژه و سرعت خروج پلاسمای برای رانشگرهای پلاسمای پالسی بکار رفته در دو ماهواره مقایسه و ارزیابی شد. مقایسه‌ها توافق خوبی بین نتایج تجربی و نتایج مدل برای سه پارامتر اساسی رانشگرهای پلاسمای پالسی نشان دادند. همچنین بدست آمد که مدل برف‌روبی نسبت به مدل تکه‌ای انطباق بهتری با نتایج تجربی دارد. بسته به پارامترهای مداری رانشگر مورد بحث توزیع جرم کنده شده از آن نیز می‌تواند تا حدودی متفاوت باشد. بر این اساس در رانشگر LES8/9 مقدار بهینه پارامتر توزیع جرم $\alpha=0.85$ و در رانشگر LES6 مقدار $\alpha=0.95$ می‌باشد و در این مقادیر انطباق بهتری با نتایج تجربی نشان می‌دهند.

بکارگیری این مدل برای یک رانشگر در حال کار می‌تواند به کنترل و بهینه‌سازی آن و کاهش حجم آزمایشها منجر شود. همچنین برخی از پارامترهای هندسی و پارامترهای سیستم تغذیه این رانشگرها می‌توانند بهینه‌سازی گردند.