



Dimensional Direct Simulation Monte Carlo Simulation of Thruster Plumes

Hamed Alisadeghi^{1*}, Azade Khadivi² and Ehsan Zabihian³

1. Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran
2. M.Sc. Department of Aerospace Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran
3. PhD. Space System Group, Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

*Corresponding Author E-mail: Alisadeghi@kntu.ac.ir

The interaction of thruster plumes with satellite components can have undesirable effects, such as disturbance force/torque, thermal loading, and species deposition in the surfaces. The purpose of this paper is to use the Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) method to analyze the 3D plume impingement flows and investigate its effects. Two impingement problems are computed. The impact of a jet of nitrogen on an inclined flat plate is considered. Good agreement is found between surface quantities calculated by DSMC and experimental data. The plume of a hydrazine control thruster firing in a model satellite configuration is simulated. Surface quantities and net impingement effects are calculated. The effects of partial displacement of the thruster locations on the results have also been investigated. The results show that a 20% displacement of the thruster location can change the disturbance force/torque by up to 15% of the initial values.

Keywords:Space propulsions, Direct simulation monte carlo, Plumeimpingement flows, Satellite, DSMC



شبیه‌سازی جریان خروجی پیشرانه‌ها با استفاده از روش مستقیم مونت کارلو (DSMC)

حامد علیصادقی^{۱*}, آزاده خدیوی^۲ و احسان ذبیحیان^۳

^۱- دانشکده مهندسی هواپیما، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

^۲- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

*Alisadeghi@kntu.ac.ir

جریان گازهای خروجی از پیشرانه‌های فضایی در برخورد با اجزای فضاییما، می‌تواند اثرات محرکی از جمله، نیرو و گشتاور اختشاشی، شار گرمایی و رسوی ذرات بر روی سطوح حساس برجای بگذارد. هدف از این مقاله، استفاده از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو (DSMC)، جهت تحلیل جریان خروجی از پیشرانه‌ها و بررسی تأثیرات آن می‌باشد. در این مقاله، از کد سبدی ارتقاء یافته برد (Bird) (با شبکه‌بندی بی‌سازمان استفاده شده است. این کد توسط جریان جت صوتی نیتروژن برخوردکننده به صفحه تحت اعتبارسنجی شده است. نتایج حاصل نشان می‌دهد که کد محاسباتی توسعه یافته از صحت و دقت لازم برخوردار است. همچنین، در این تحقیق ماهواره‌ای به صورت نمونه مدلسازی، اثرات گازهای خروجی از پیشرانه تک سوختی هیدرزاپین بر اجزای آن مشخص شده و تأثیرات جابجایی جزیی محل پیشرانه‌ها بر نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج بدست آمده حاکی از آن است که جابجایی ۲۰ درصدی محل پیشرانه‌ها می‌تواند نیروها و گشتاورهای اختشاشی را تا ۱۵ درصد مقادیر اولیه تغییر دهد.

واژه‌های کلیدی: پیشرانه‌های فضایی، مونت کارلو، برخورد، جریان شعله، ماهواره، DSMC

۷۰

شعاع خروجی ذره از صفحه نازل تراستره

علائم و اختصارات

مقدمه

پیشرانه‌های فضایی و اجسام مشابه موجود در فضا که از محیط جریان پیوسته خارج شده‌اند، رژیم‌های مختلفی از جریان را تجربه می‌کنند. این رژیم‌های جریان از محیط پیوسته تا جریان آزاد مولکولی که در آن برخورد ذرات بسیار کم و چگالی بسیار پایین است، ادامه می‌یابد. استفاده از پیشرانه‌ها در فضاییماها، جهت اصلاح یا حفظ موقعیت مداری و یا کنترل وضعیت آن بسیار متدائل است. جانمایی موقعیت خروجی پیشرانه‌ها به طور معمول بر اساس ملاحظات دینامیکی و کنترلی صورت می‌گیرد. با این وجود، ملاحظاتی نیز در رابطه با اثرات گازهای خروجی پیشرانه‌ها بر روی سطوح حساسی مانند سولول‌های

T_0	دمای سکون
P_0	فشل سکون
\bar{P}	فشل بدون بعد
\hat{T}	تششی بدن بدون بعد
β	زاویه برخورد جت به صفحه مقابل
F_x	نیرو در راستای محور X
F_y	نیرو در راستای محور Y
F_z	نیرو در راستای محور Z
T_x	گشتاور در راستای محور X
T_y	گشتاور در راستای محور Y
T_z	گشتاور در راستای محور Z
r	شعاع صفحه خروجی نازل پیشرانه

جریان جت خروجی بر روی سطح ماهواره مدار لئو با استفاده از روش DSMC موازی^۱ توسط لی^۲ انجام شده و تعامل بین چهار موتور هیدرازین تک سوختی و اجزای ماهواره مورد بررسی قرار گرفت [۴]. لی در سال ۲۰۱۷ تحقیق دیگری را جهت بررسی اثرات برخورد جریان خروجی جت بر روی یک ماهواره در حال طراحی و ساخت انجام داد [۵]. ماهواره مورد بررسی لی، دارای صفحات خورشیدی در مجاورت خروجی پیشرانه‌ها بوده و نتایج عددی وی نشان داد که در این حالت نیروها و گشتاورهای اغتشاشی و بار حرارتی اعمالی به صفحه خورشیدی قابل توجه است تا حدی که طرح دیگری برای کاهش اثرات جت خروجی پیشنهاد داد. وی در سال ۲۰۱۷ دوباره با استفاده از روش PDSMC^۳ جت خروجی نازل تک سوختی هیدرازین را با نازل دوسوختی MMH-NTO مورد بررسی قرار داد و این بار به بررسی اثرات برخورد این دو نازل بر سطح ماهواره و تفاوت‌های ناشی از آن پرداخت [۶]. در سال ۲۰۱۸، لی تحقیق مشابهی را برای پیشرانه دوسوختی برای ماهواره‌ای در مدار GEO با صفحات خورشیدی گسترده انجام داد [۸]. تحقیقات دیگری نیز در خصوص اثر شعله پیشرانه‌های یونی و پلاسمای حاصل از آن انجام شده که اغلب محدود به بررسی خود شعله و خروجی پیشرانه [۱۰، ۹] می‌باشد. در داخل کشور تحقیقات زیادی در خصوص استفاده از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو برای کاربردهای فضایی [۱۱، ۱۲] انجام شده است. اما براساس اطلاعات نویسنده‌گان مقاله در خصوص بررسی اثر شعله و گشتاورها و نیروهای اغتشاشی آن تحقیق مشخصی انجام نشده است.

تحقیقات انجام شده تاکنون نشان می‌دهد که اهمیت یا ناچیز بودن نیروها و گشتاورهای اغتشاشی و بارهای حرارتی ناشی از جت خروجی پیشرانه‌ها به طور کامل به هندسه و محل خروجی پیشرانه‌ها وابسته است. اما تاکنون تأثیر جابجایی‌های محدود پیشرانه‌ها بر نیروها و گشتاورهای اغتشاشی و شار حرارتی مورد بررسی قرار نگرفته است. بنابراین، در این تحقیق در مرحله اول، کد سهبعدی بی‌سازمان توسعه یافته در مراجع [۱۳، ۱۴] برای شبیه‌سازی جت خروجی نازل‌های فضایی توسعه داده شده و با نتایج تجربی ارائه شده در مراجع [۱۵، ۱۶] صحبت‌سنگی شده است. در مرحله دوم برای نشان دادن تأثیر جابجایی‌های اندک محل پیشرانه‌ها بر روی نیروها و گشتاورهای اغتشاشی، با مدل سازی ماهواره‌ای مشابه با ماهواره مرجع [۶]، اثرات گازهای خروجی از پیشرانه تک سوختی هیدرازینی بر نیروها و گشتاورهای اغتشاشی تولیدی مورد بررسی قرار گرفته است. شایان ذکر است که اطلاع از

خورشیدی، سطوح رادیاتور، لنز دوربین‌ها و پوشش بیرونی عایق‌های چند لایه حرارتی وجود دارد.

با روشن شدن پیشرانه، جریان جتی در پایین دست نازل تشکیل می‌شود. این جریان خروجی، شعله^۴ نامیده می‌شود. جریان خروجی شعله در برخورد^۵ با سطح ماهواره، علاوه بر اینکه نیروها، ممان‌ها و بارهای حرارتی ناخواسته‌ای را بر روی سطوح تحمل می‌کند، می‌تواند باعث رسوب ذرات خروجی روی سطوح حساس ماهواره شده و کارآیی آن را کاهش دهد، بهگونه‌ای که مأموریت ماهواره را با مخاطراتی مواجه نماید. به منظور کاهش اثرات مخرب جت خروجی نازل بر روی سطوح ماهواره و نیز کاهش نیروها و گشتاورهای ناخواسته و اغتشاشی، نیاز به جانمایی مناسب محل پیشرانه‌ها در ماهواره‌ها می‌باشد. برای این منظور استفاده از ابزارهای شبیه‌سازی می‌تواند راه حل مناسبی جهت کاهش هزینه‌ها و مخاطرات پروژه‌های فضایی باشد.

تاکنون تحقیقات محدودی در خصوص بررسی اثر خروجی پیشرانه‌های فضایی بر عملکرد ماهواره‌ها انجام گرفته است. مرور این تحقیقات نشان می‌دهد که با استفاده از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو ابزار مناسب و کارآیی جهت شبیه‌سازی این مسئله می‌باشد [۱-۶]. روش DSMC^۶، روشن است که اولین بار بد^۷ در سال ۱۹۷۶ میلادی معرفی نمود. در این روش، به جای حل عددی معادله بولتزمن از فرضیات و فیزیکی که در استخراج معادله بولتزمن به کار گرفته شده است، استفاده می‌شود [۷].

در سال ۱۹۹۸، کنبرگ و بوید^۸ با استفاده از روش DSMC به مطالعه اثر برخورد جت خروجی یک پیشرانه با دیواره مقابل در شرایط محیطی خلاء پرداختند. این افراد بررسی خود را برای زوایای مختلف برخورد جت با دیواره به انجام رساندند. پس از آن، در سال ۲۰۰۲ پارک و بیک^۹ با استفاده از روش DSMC جت خروجی پیشرانه‌های ماهواره KOMPSAT-II را شبیه‌سازی نموده و اثرات آن شامل نیروها و گشتاورهای اغتشاشی، شار حرارتی و رسوب گونه‌های شیمیایی را مورد بررسی قرار دادند. در سال ۲۰۰۴، این افراد مطالعه خود را با درنظرگرفتن شرایط عملکردی مختلف برای پیشرانه‌ها و مقایسه نتایج آن تکمیل کردند [۳]. این افراد نشان دادند که نیروها و گشتاورهای اغتشاشی در مقایسه با نیروها و گشتاورهای اصلی و شار حرارتی در مقایسه با شار خورشیدی ناچیز بوده و قبل صرف نظر است. همچنین، نشان دادند که با وجود برخورد زیاد ملکول‌ها با سطوح ماهواره به دلیل بالابودن دمای سطوح برای این ملکول‌ها، رسوب ذرات چندان جدی نیست. در سال ۲۰۱۳، اثر متقابل

8. Kannenberg & Boyd

9. Park & Beak

10. Parallel DSMC (PDSMC)

11. Lee

4. Plume

5. Impingement

6. Direct Simulation Monte Carlo (DSMC)

7. Bird

شده و از واکنش‌های شیمیایی و حالت ارتعاشی ملکول‌ها صرف‌نظر شده است. در آخرین گام، از خواص ماکروسکوپیک جریان در هر سلول نمونه‌گیری شده و خواص ماکروسکوپیک جریان در مرکز سلول‌ها به دست می‌آید [۱۴]. در شکل (۱)، الگوریتم روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو نشان داده است. همانگونه که در این الگوریتم نشان داده شده است، داخلی‌ترین حلقه مربوط به حرکت ذرات و بررسی برخورد آنها با سطوح و با یکدیگر است. حلقه دوم مربوط به نمونه‌گیری خواص و حلقه سوم مربوط به گام زمانی یا تکرارهای حل است [۷].

در این تحقیق از کد توسعه‌یافته در مراجع [۱۳، ۱۴] برای انجام تمامی شبیه‌سازی‌ها استفاده شده است. این کد براساس کد پایه پرداز [۷] توسعه‌یافته است. کد پایه تنها برای شبکه‌های کارتزین با هندسه‌های بسیار ساده قابل استفاده بوده و با توسعه الگوریتم رهگیری مسیر حرکت ملکول‌ها و نشان‌گذاری ذرات، کد برای شبکه‌های بی‌سازمان و هندسه‌های پیچیده ارتقا یافته است. برای تولید شبکه محاسباتی مورد نیاز از نرمافزار گمیت^{۱۷} استفاده شده است. در این نرمافزار شرایط مرزی نیز توسط کاربر تعیین می‌شود. پس از تعیین تمامی مرزهای میدان، فایل حاوی اطلاعات شبکه محاسباتی در فرمت NEU ذخیره می‌شود. این فرمت توسط کد محاسباتی خوانده شده و تمامی اطلاعات شبکه از جمله شرایط مرزی در برنامه وارد می‌شود. کلیه شرایط مرزی تعریف شده در کد پایه برای کد توسعه‌یافته نیز قابل استفاده است. برای دریافت جزئیات بیشتر از ساختار کد توسعه‌یافته مراجع [۱۳، ۱۴] معرفی می‌شوند.

بررسی جت برخورد کننده به صفحه تخت مقابل

پیش از این، کد توسعه‌یافته DSMC مورد استفاده در این تحقیق با استفاده از مسائل استاندارد مختلف اعتبارسنجی شده است [۱۳، ۱۴]. به منظور اطمینان از صحت نتایج این کد در مسائل جت برخورد کننده با سطح تخت باسطوح، از نتایج تجربی جت نیتروژن برخورد کننده با صفحه تخت مقابله [۱۵، ۱۶] استفاده شده است. شایان ذکر است که در تحقیقات انجام شده توسط سایر محققین نیز از این مسئله تجربی به همراه نتایج عددی کنبرگ و بوید [۱] جهت صحت‌سنجی حل عددی استفاده شده است [۱-۶]. هندسه نسبتاً ساده این مسئله امکان استفاده آسان از آن را فراهم می‌نماید، در حالی که ماهیت سه بعدی مسئله همچنان حفظ می‌شود. مسئله یک جریان جت از گاز نیتروژن است که توسط روزنه‌ای خارج شده و به صفحه تخت مقابله خود برخورد می‌کند. شکل (۲) طرح کلی این مسئله را نشان می‌دهد.

این موضوع که تغییر محدود مکان پیشرانه‌ها در یک چیدمان ثابت، تا چه میزان می‌تواند در تغییر نیروها و گشاورهای اغتشاشی تأثیرگذارد، می‌تواند اطلاعات مفیدی را برای طراحان ماهواره و سیستم‌های کترلی فراهم کند تا در جانمایی و مکان‌یابی پیشرانه‌ها سطح نیروها و گشاورهای اغتشاشی را در حد قابل قبولی حفظ کنند.

روش DSMC و اعتبارسنجی آن

روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو را می‌توان در قالب چهار مرحله کلی زیر تعریف کرد:

- حرکت ملکول‌ها و ردیابی آنها
- نشان‌گذاری ذرات
- شبیه‌سازی برخورددهای ملکولی
- نمونه‌گیری از خواص میدان جریان

در روش DSMC حرکت ملکول‌ها و برخورددهای بین ملکولی در بازه‌های زمانی داخلی از هم تفکیک می‌شود. در مرحله اول، تمامی ملکول‌ها متناسب با سرعت و گام زمانی تعیین شده در داخل میدان جابجا می‌شوند. در این فرآیند، برخورد ملکول‌ها با مرزهای میدان اعم از مرزهای جریان، خلا، مرز تقارن و مرزهای جسم مورد بررسی قرار گرفته و متناسب با نوع مرز رفتار ملکول‌ها مطابق با قوانین بقاء و توابع توزیع مربوطه، میکروسکوپیک ملکول‌ها مطابق با قوانین بقاء و توابع توزیع مرزهای شرایط مرزی اعمال شود. برخورد ملکول‌ها با سطح جسم نیز با مدل پخشی^{۱۸} بیان می‌شود. در مرحله دوم ملکول‌های جابجاشده در میدان ردیابی و مکان و سلول جدید آنها تعیین می‌شود که در این تحقیق از روش ردیابی مسیر ذرا برای رهگیری ذرات استفاده شده است. در این مرحله فهرست و سازمان دادهای مربوط به موقعیت و سلول در برگیرنده ملکول‌ها تحت عنوان مرحله نشان‌گذاری ذرات انجام می‌گیرد. اصلاح فهرست ملکول‌ها برای شبیه‌سازی برخورددهای بین ملکولی و نمونه‌گیری از خواص ماکروسکوپیک ضروری است. در مرحله سوم جفت برخورد با استفاده از روش پذیرش- عدم پذیرش انتخاب می‌شود. در این تحقیق از روش ان تی سی^{۱۹} برای این منظور استفاده شده است. پس از تعیین جفت برخورد، متناسب با نوع مدل ملکولی به کاررفته که در این تحقیق مدل کره سخت متفی^{۲۰} استفاده شده است و با توجه به نوع مدل برهم‌کش ملکولی، سرعت‌ها و انرژی ملکول‌ها شرکت‌کننده در برخورد تعديل و اصلاح می‌شوند. در این تحقیق از توزیع تعادلی روش لارسن-بورگناک^{۲۱} استفاده شده است. از آنجاکه درجه حرارت متوسط در میدان حل مورد نظر نسبتاً کم است، تنها انرژی چرخشی در نظر گرفته

15. Variable Hard Sphere (VHS)
16. Larsen-Borgnakke
17. Gambit

12. Diffusive Model
13. Ray Tracing
14. No Time Counter (NTC)

جریان برخوردکننده رقیق مناسب را جهت محاسبات روش DSMC فراهم می‌کند.

مشخصات و مطالعات تجربی

آزمایشات تجربی جت برخوردکننده به صفحه تخت در مرکز هوافضا آلمان^{۱۸} در قسمت مرکز خلاء بالای گوتینگن^{۱۹} انجام شده است. آزمایشات مربوط به فشار و تنش برشی توسط لگ[۱۵]^{۲۰} و مطالعات مربوط به شار گرمایی توسط دورینگ^{۱۱} انجام شده^{۱۶} و داده‌های روی صفحه، در راستای خطی که با محور جت هم صفحه است استخراج شده‌اند. در هنگام محاسبه تنش برشی و فشار، فشار پشت گرمایی فشار پشت برابر با 0.045 Pa و در هنگام انجام آزمایش‌های مربوط به شار $P_0 = 1000 \text{ Pa}$ بوده و فشار سکون $T_0 = 300 \text{ K}$ در نظر گرفته شده است. به منظور حذف تأثیرات فشار سکون و طول سطح (L)، فشار و تنش برشی توسط رابطه (۱) بی بعد شده‌اند.

$$\hat{P} = \frac{p}{p_0} \left(\frac{L}{r^*} \right)^2 \quad (1)$$

$$\hat{\tau} = \frac{\tau}{p_0} \left(\frac{L}{r^*} \right)^2$$

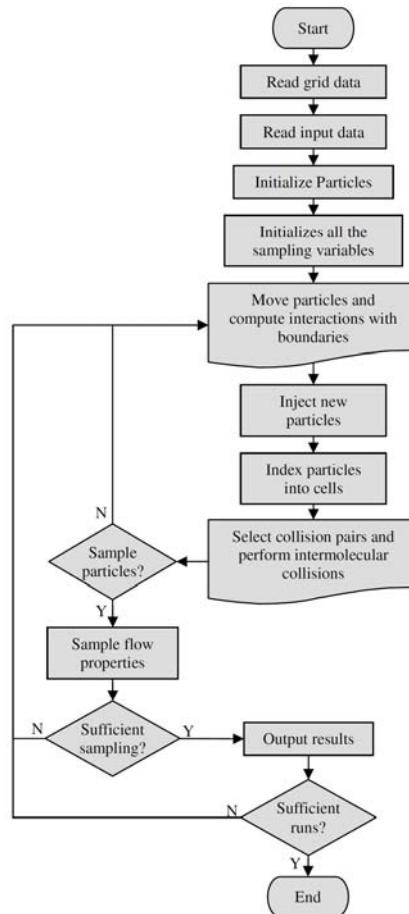
شایان ذکر است که به رغم استفاده از این بی بعدسازی، همچنان واستگی به فشار سکون مشاهده می‌شود. بدین ترتیب که کاهش فشار سکون منجر به رقیق‌تر شدن جت و در نتیجه افزایش فشار نرمال و تنش برشی می‌شود [۲].

مدل‌سازی فیزیکی

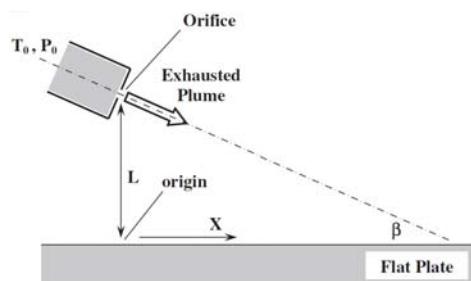
جریان ورودی روزنه صوتی به عنوان یک جریان ماکروسکوپی یکنواخت از مولکول‌های نیتروژن در راستای محور جت مدل می‌شود. اثرات لایه مرزی در خروجی نازل ناچیز فرض می‌شود. پارامترهای ورودی براساس روابط آینزتروپیک و دمای سکون 300 K و فشار سکون $P_0 = 1000 \text{ Pa}$ محاسبه شده است. این محاسبات منجر به سرعت ورودی 323 m/s و دمای $252/2 \text{ K}$ و چگالی عددی $1.53 \times 10^{23} \text{ m}^{-3}$ می‌شود. مقدار معینی فشار پشت جهت شبیه‌سازی جریان درون محفظه تانک درنظر گرفته شده است. مدل برخورد ملکول با سطح به صورت پخشی و دمای سطح 300 K کلوبن در نظر گرفته شده است.

شبیه‌سازی مسئله

همانطور که پیش از این اشاره شد، شبکه محاسباتی به وسیله نرم‌افزار گمبیت و کاملاً بی‌سازمان و با استفاده از سلول‌های هرمی، تقسیم‌بندی شده است. شکل (۳) نمونه‌ای از شبکه را برای مدل جت موازی با سطح ($\beta = 0^\circ$) نشان می‌دهد. در شبکه‌بندی این مدل،



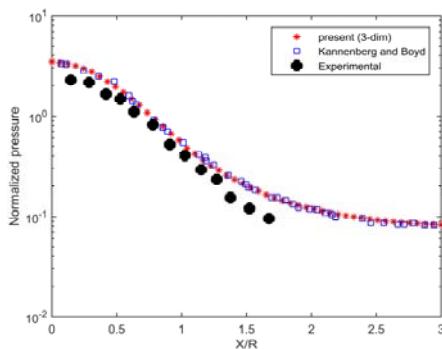
شکل ۱- الگوریتم روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو



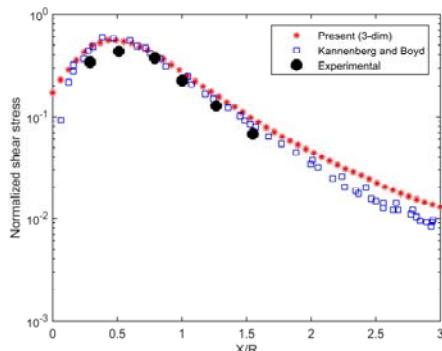
شکل ۲- شماتیک جت برخورد کننده به سطح [۳]

دمای سکون گاز برابر با دمای سطح 300 K است و از فشار سکون $P_0 = 1000 \text{ Pa}$ منبع نسبت می‌شود. روزنه در فاصله 40 میلیمتری از سطح قرار داشته و دارای مقطعی دایروی با شعاع 1 میلیمتر است. فرض بر آن است که جریان در خروجی صوتی است. عدد نادسون در خروجی روزنه، براساس شعاع آن $10^{-3} \times 8$ است. این شرایط یک

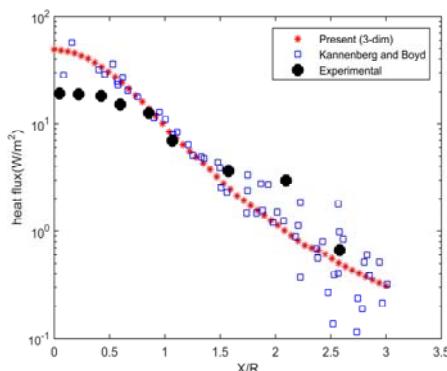
از مقدار صفر در ابتدای محور تا یک مقدار حداکثر بالا رفته و سپس با کاهش فشار گاز نزول پیدا می‌کند. شارگرمایی در شکل (۶) نشان داده است. نوسانات موجود در داده‌های تجربی [۱۶] به علت مشکلات ناشی از پیچیدگی‌های اندازه‌گیری بوده و نوسانات مشاهده شده در داده‌های عددی مرجع [۱] به دلیل محاسبات درجه دوم سرعت است. در روش‌های جدیدتر نمونه‌گیری‌های عددی، این نوسانات کاهش یافته است. تطابق خوبی بین داده‌ها مشاهده می‌شود و تهه در محلوده روپرتوی جت موازی در نتایج عددی و تجربی مشاهده می‌شود. شایان ذکر است که این موضوع در نتایج عددی سایر مراجع نیز مشاهده شده است [۲].



شکل ۴- فشار نرمال بی بعد شده وارد بر سطح- جت عمودی

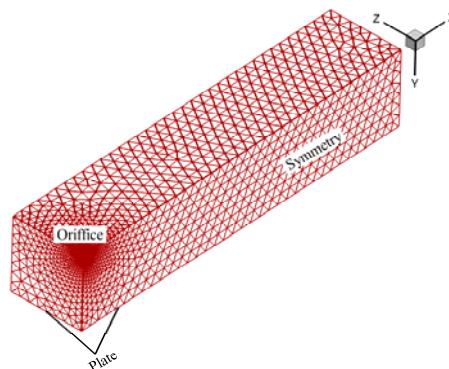


شکل ۵- تنش برشی بی بعد شده وارد بر سطح- جت عمودی



شکل ۶- شار حرارتی وارد بر سطح [W/m^2]- جت عمودی

بیشتر سلول‌ها در مجاورت روزنه جایی که تراکم جریان بالا است، قرار دارند و تمرکز شبکه روی صفحه به علت تراکم کمتر، کاهش پیدا کرده است. صفحه تقارن نیز به منظور کاهش محاسبات تعییه شده است. در مدل جت عمود بر سطح دو صفحه تقارن و در دو مدل جت موازی و ۴۵ درجه، یک صفحه تقارن در نظر گرفته شده است. جدول (۱) مشخصات جریان و شبکه مورد استفاده را برای نمونه جت موازی سطح نشان می‌دهد.



شکل ۳- شبکه‌بندی و شرایط مرزی جت موازی با سطح

جدول ۱- مشخصات جریان و شبکه جت موازی سطح

مشخصه	مقدار
ابعاد میدان شبیه‌سازی	۴۰×۴۰×۱۶۰ mm
تعداد سلول‌های میدان	۳۳۰۰۰
تعداد نقاط میدان	۶۷۰۰
تعداد المان‌های سطح	۵۸۰
تعداد المان‌های جت	۵۸
نوع سلول	تتراهیدرون (Tetrahedron)
تعداد کل ذرات شبیه‌سازی	۳۳۰۰۰
اندازه قدم زمانی	2×10^{-7}
تعداد گام‌های زمانی	۱۰۰۰
تعداد نمونه‌گیری‌ها	۱۵۰۰

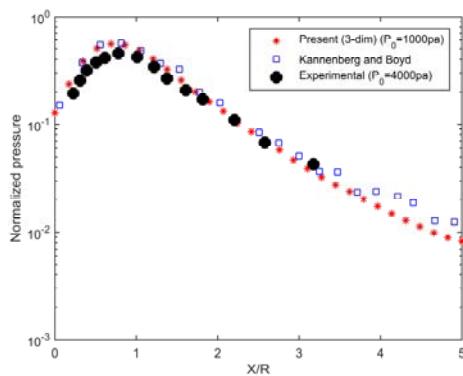
برخورد عمودی ($\beta = 90^\circ$)

شکل (۴) نمودار فشار وارد بر سطح شبیه‌سازی شده با استفاده از کد حاضر را با داده‌های تجربی [۱۵] و شبیه‌سازی کننبرگ و بوید [۱] مقایسه می‌کند. تطابق خوبی بین نمودارها مشاهده می‌شود. فشار از یک مقدار حداکثر در ابتدای محور شروع به افت می‌کند. در روش عددی داده‌ها در فاصله زیاد از سطح، در جایی که جت کمترین تأثیر را بر سطح دارد، تا فشار محیط پیش می‌روند. همچنین، در شکل (۵) تنش برشی نشان داده شده است. تطابق خوبی بین داده‌ها مشاهده می‌شود. نمودارها شکل یکسانی را نشان می‌دهند که در آن تنش برشی

تراکم کم یا فشار پشت بالا در تأسیسات تست باشد. نمودار تنش برشی نیز در شکل (۸) نشان داده شده که با داده‌های تجربی و عددی، تطابق بسیار خوبی دارند. نمودار انتقال حرارت در شکل (۹) نشان داده شده است. با وجود اختشاشات، باز هم تطابق نسبی خوبی مشاهده می‌شود.

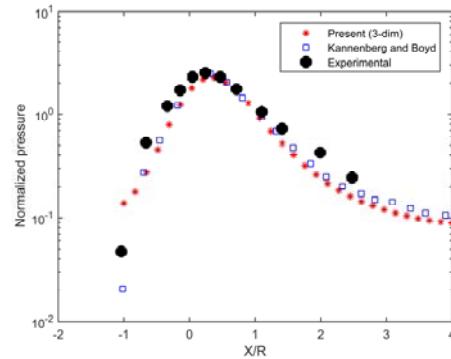
برخورد جت موازی ($\beta = 0^\circ$)

قبل از پرداختن به نتایج این بخش، شایان ذکر است که در آزمایش‌های تجربی انجام شده، برای اندازه‌گیری شارگرمایی، فشار سکون برابر با ۱۰۰۰ پاسکال بوده است. اما در آزمایش‌های مربوط به اندازه‌گیری فشار و تنش برشی، کمترین فشار سکون گزارش شده برابر با ۴۰۰۰ پاسکال بوده است. با توجه به دقیق نبودن فشار سکون در آزمایش‌های تجربی مربوط به فشار و تنش برشی، در شبیه‌سازی عددی حاضر، مشابه با شبیه‌سازی عددی کنبرگ و بويد از فشار سکون ۱۰۰۰ پاسکال استفاده شده است. شایان ذکر است که نسبت فشار پشت به فشار سکون در تأسیسات آزمایشگاهی ثابت نیست و با افزایش فشار سکون فشار پشت کاهش پیدا می‌کند. در نتیجه مدل جت موازی بدون فشار پشت در نظر گرفته و شبیه‌سازی شده است. به گونه‌ای که در عمل فرض شده که جریان به خلاً وارد می‌شود.

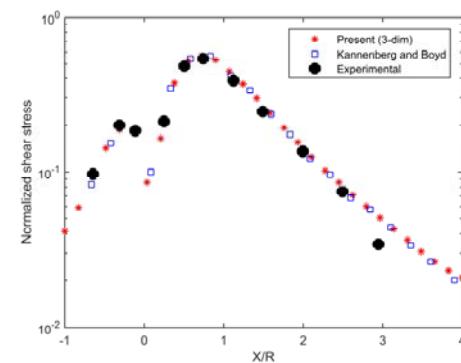


شکل ۷- فشار نرمال بی بعد شده وارد بر سطح- جت ۴۵ درجه

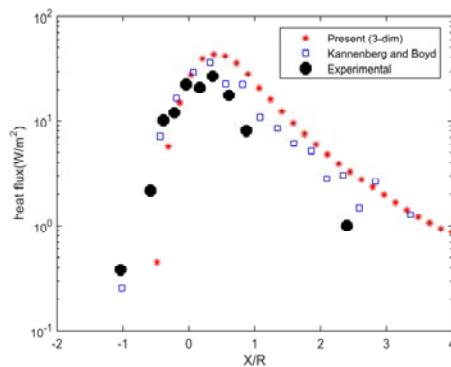
شکل (۱۰) فشار نرمال شده وارد برسطح را نشان می‌دهد. نمودارها تطابق کیفی خوبی دارند. بدون فشار پشت، داده‌های شبیه‌سازی به سمت صفر میل می‌کنند. هیچ خط مجانبی برای داده‌های تجربی وجود ندارد که این مسئله به همان علت کاهش فشار پشت در تأسیسات به دنبال افزایش فشار سکون است. داده‌های تنش برشی در شکل (۱۱) نشان داده شده است. نمودارها تطابق خوبی دارند. مقادیر تجربی به دلیل تراکم بالاتر (فشار سکون بیشتر) کمتر است. تفاوت مقادیر نمودارهای تجربی و عددی تنش برشی ناشی از عدم یکسان بودن فشار سکون، محسوس‌تر از تفاوت این مقادیر در نمودار فشار است. نتایج شار حرارتی در شکل (۱۲) ارائه شده است.



شکل ۸- تنش برشی بی بعد شده وارد بر سطح- جت ۴۵ درجه



شکل ۹- شار حرارتی خالص وارد بر سطح [W/m^2]- جت ۴۵ درجه

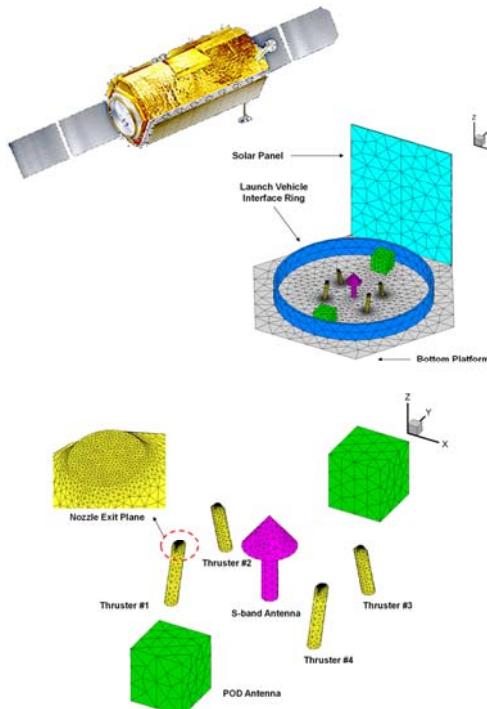


شکل ۱۰- شار حرارتی خالص وارد بر سطح [W/m^2]- جت ۴۵ درجه

برخورد جت با زاویه ۴۵ درجه ($\beta = 45^\circ$)

شکل (۷) نمودار فشار نرمال شده روی سطح را برای جت مایل نشان می‌دهد. تطابق خوبی بین داده‌های شبیه‌سازی و داده‌های تجربی مشاهده می‌شود. نقطه فشار حداقل در پایین دست از نقطه زیر جت ظاهر شده است، چایی که اثر چگالی و زاویه برخورد زیاد است. فشار در هر دو طرف جت به فشار پشت کاهش پیدا می‌کند. اختلاف داده‌های عددی با داده‌های تجربی در دو انتهای نمودار افزایش می‌یابد. این امر می‌تواند به علت عدم قطعیت در اندازه‌گیری فشار در

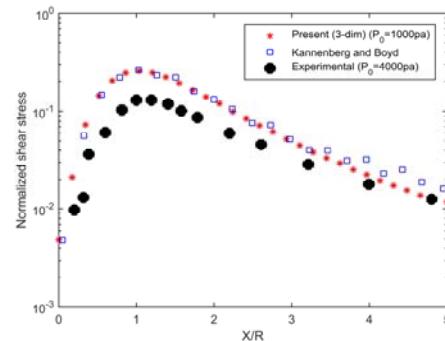
گشتاورهای اغتشاشی تولید شده می‌باشد. به منظور واقعی‌تر شدن هر چه بیشتر مسئله سعی شده است تا از ماهواره‌ای مشابه با ماهواره شبیه‌سازی شده در مرجع [۶] استفاده شود. لازم به ذکر است به دلیل نبود اطلاعات دقیق هندسی و همچنین عدم دسترسی به پروفیل و اطلاعات دقیق خروجی پیشرانه‌ها، امکان مقایسه نتایج این بخش با نتایج مرجع [۶] فراهم نشده است و تنها از هندسه و اطلاعات این مرجع جهت شبیه‌سازی ماهواره‌ای واقعی استفاده شده است. شما کلی ماهواره مرجع و نحوه شبکه‌بندی سطوح و اجزای آن در شکل ۱۳) نشان داده شده است. این ماهواره شامل یک حلقه آداپتور،^{۲۳} یک آتن باند اس،^{۲۴} چهار پیشرانه هیدرازین، یک صفحه سلول خورشیدی،^{۲۵} دو عدد آتن POD مکعبی^{۲۶} و صفحه قاعده^{۲۷} است.



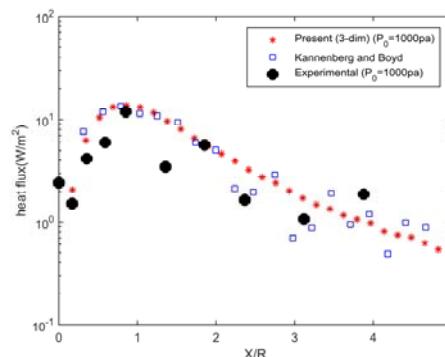
شکل ۱۳- پیکربندی ماهواره مرجع و جزئیات شبکه بندی صفحات و اجزای آن [۶]
زاویه کلی قرارگیری سر پیشرانه نسبت به صفحه ZX، ۱۴ درجه،

طول صفحه خورشیدی ۱ متر، میدان محسوباتی، استوانه‌ای به شعاع ۱/۶ متر و ارتفاع ۲ متر و قطر حلقه آداپتور $1214/9$ میلیمتر است. شعاع صفحه خروجی پیشرانه‌ها نیز $5/64$ میلیمتر است. سایر جزئیات هندسی مورد نیاز از جمله ابعاد و محل دقیق پیشرانه‌ها، ابعاد شش ضلعی قاعده ماهواره، ابعاد و محل آتن‌ها، ارتفاع حلقه آداپتور و محل قرارگیری صفحه سلول خورشیدی با استفاده از تصاویر موجود در

داده‌های شار حرارتی تجربی و عددی هر دو مربوط به فشار سکون ۱۰۰۰ پاسکال هستند. نوسانات آماری در نتایج جت موازی، به علت چگالی پایین جریان و حساسیت بالای حسگرهای اندازه‌گیری قابل توجه است. با این حال، تطابق منطقی خوبی بین داده‌های آزمایش و شبیه‌سازی مشاهده می‌شود.



شکل ۱۱- نتش برشی بی بعد شده وارد بر سطح- جت موازی



شکل ۱۲- شار حرارتی خالص وارد بر سطح [W/m^2]- جت موازی

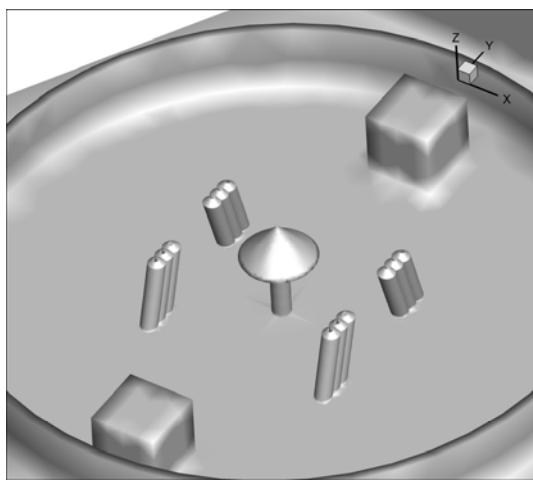
پس از اعتبارسنجی روش شبیه‌سازی امکان بررسی تأثیر جانمایی نازل پیشرانه‌ها بر نیروها و گشتاورهای اغتشاشی فراهم می‌شود. بنابراین، در بخش‌های آتی به مدل سازی ماهواره‌ای نمونه با پیشرانه‌های تک‌سوختی و جابجایی محدود محل آنها پرداخته شده است.

مدل‌سازی ماهواره

همان گونه که در بخش مقدمه اشاره شد، هدف این تحقیق در مرحله اول، شبیه‌سازی جریان خروجی پیشرانه‌های فضایی و بررسی تأثیرات آن بر ساختار و عملکرد فضایپیمایها بوده و در مرحله دوم، بررسی تأثیرات جابجایی‌های جزئی خروجی‌های پیشرانه بر نیروها و

25. POD antenna
26. Bottom platform

22. Adapter ring
23. S-band antenna
24. Solar panel



شکل ۱۵- محل قرارگیری پیشرانه‌ها در سه مدل ماهواره نمونه

جدول ۲- مشخصات محاسباتی ماهواره مدل

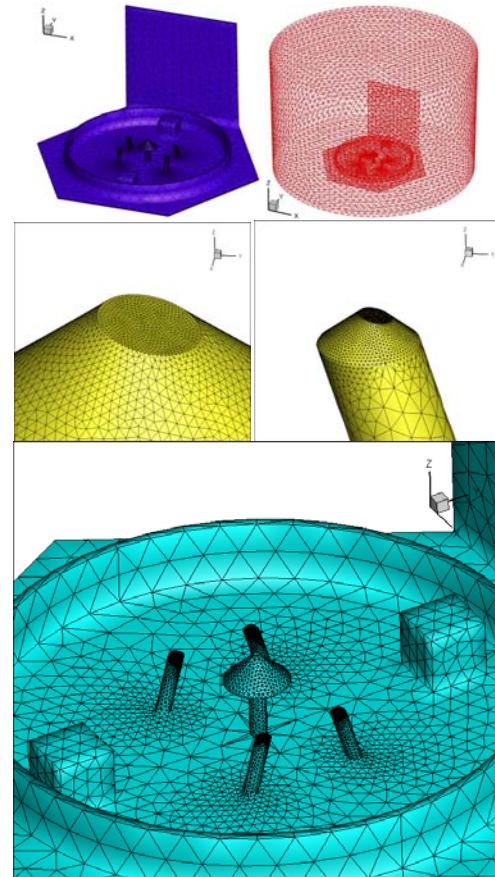
مشخصات	ماهواره مدل ۱
گاز	هیدرزاين
مدل برخورد ذرات	VHS
مدل برخورد ذرات با سطح	Diffusion
تعداد سلول‌های میدان	۲۴۶۰۰۰
تعداد نقاط میدان	۵۰۰۰
تعداد المان‌های سطح	۲۰۰۰
تعداد المان‌های هر جت	۱۱۷۰
نوع سلول	Tetrahedron
تعداد کل ذرات شبیه‌سازی	۱۵۶۰۰۰
اندازه قدم زمانی	7.5×10^{-8}
نرم‌افزار شبکه‌بندی	GAMBIT
تعداد گام‌های زمانی	۱۵۰۰
تعداد نمونه‌گیری‌ها	۲۰۰۰

شرایط مرزی شبیه‌سازی جریان شعله بر روی ماهواره به منظور اعمال شرایط مرزی در صفحه خروجی نازل پیشرانه‌ها لازم است تا پروفیل‌های سرعت، چگالی و دمای ملکول‌ها تعیین شدند. جریان جت خروجی از پیشرانه در عمل هر دو رژیم جریان پیوسته و مولکولی را تجربه می‌کند. بطور معمول ناحیه پیوسته داخل نازل با استفاده از معادلات ناویر-استوکس حل شده و به عنوان ورودی به بخش دوم یعنی حل محیط رقیق داده می‌شود. در مرجع [۱۷]، محیط پیوسته داخل نازل تک سوختی هیدرزاين و دوسوختی MMH-NTO از روش ناویر-استوکس حل و نمودار خروجی آن‌ها ارائه شده است. در این تحقیق مشابه با مرجع [۶] از نازل تکسوختی هیدرزاين و داده‌های مرجع [۱۷] به عنوان ورودی مسئله استفاده شده است. ضریب انبساط این نازل $50:1$ و نیروی تراست آن $4/۹۹۸$ نیوتون است.

مرجع [۶] تخمین زده شده است. شکل (۱۴) جزئیات ماهواره نمونه مدل شده را نشان می‌دهد.

به منظور بررسی تأثیر جابجایی‌های اندک بر روی نیروها و گشتاورهای اغتشاشی تولید شده، علاوه بر شبیه‌سازی ماهواره نخست تحت عنوان ماهواره مدل ۱، دو ماهواره با هندسه مشابه تحت عنوان ماهواره مدل ۲ و مدل ۳، شبیه‌سازی شده‌اند که در آن به ترتیب پیشرانه‌ها به اندازه 20 درصد فاصله‌شان در راستای محور z یعنی به اندازه تقریبی 50 میلیمتر، به یکدیگر نزدیک و از یکدیگر دور شده‌اند. یعنی هر پیشرانه به اندازه 25 میلیمتر از محل حرکت کرده است (شکل (۱۵)).

در این شبیه‌سازی‌ها جهت محاسبه بیشترین اثرات برخورد گارهای خروجی با اجزاء ماهواره هر چهار پیشرانه بصورت همزمان روش در نظر گرفته شده است. مشخصات فیزیکی و محاسباتی ماهواره مدل ۱ در جدول (۲) ذکر شده است. شایان ذکر است که این موارد برای حل هر سه مدل یکسان است. در خصوص انتخاب گام زمانی لازم به ذکر است که این گام زمانی به گونه‌ای انتخاب شده است که در هر گام زمانی به میزان کافی برخورد بین ملکولی در داخل سلول‌ها اتفاق بیفتد [۶].



شکل ۱۴- پیکربندی ماهواره مدل شده و جزئیات شبکه‌بندی صفحات و اجزای آن

بررسی استقلال حل از شبکه، و تعداد ملکول‌های شبیه‌سازی

به منظور بررسی استقلال نتایج از اندازه شبکه، از سه شبکه درشت، متوسط و ریز به ترتیب با $103,444$ ، $246,452$ و $355,021$ سلول استفاده شده است. در این سه شبکه سعی شده است تا تعداد سلول‌های روی سطح حساس ماهواره مانند پنل خروشیدی و دهانه خروجی تراسترهای ریزتر شود. این سه شبکه در شکل (۱۷) نشان داده شده است.

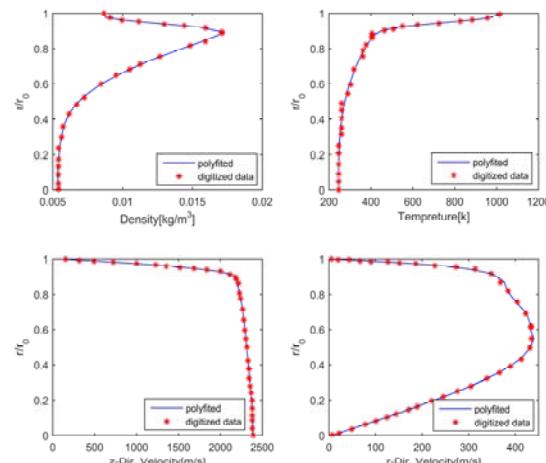
در جدول (۵) تغییرات نیروی اغتشاشی F_y که تأثیر پل خروشیدی در آن بیشتر دیده می‌شود، به عنوان معیار تأثیر ابعاد شبکه بر نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. همانگونه که دیده می‌شود شبکه متوسط و ریز نتایج بسیار نزدیکی داشته و از این رو استفاده از شبکه متوسط و ریز نتایج قابل قبول می‌باشد. لازم به ذکر است شبکه متوسط به کار گرفته شده از لحاظ تعداد سلول‌ها به شبکه مورد استفاده در مرجع [۶] بسیار نزدیک است.

جدول ۵- تغییر نیروی اغتشاشی F_y برای شبکه‌های مختلف

درصد تغییر (%)	F_y (N)	تعداد سلول‌های شبکه
-	.۲۶۲۷	۱۰۳۴۴
-۱/۷	.۲۵۸۴	۲۴۶۴۵۲
+۰/۳۱	.۲۵۹۲	۳۵۵۰۲۱

به منظور بررسی تأثیر تعداد ملکول‌های شبیه‌سازی بر نتایج نیز، از $789,000$ ، $1,576,000$ و $3,150,000$ ملکول‌های شبیه‌سازی استفاده شد. تغییرات نیروی اغتشاشی F_y در جدول (۶) برای این سه حالت نشان داده شده است. همانگونه که در این جدول مشاهده می‌شود، تغییر تعداد ملکول‌های شبیه‌سازی تأثیر چندان زیادی بر نتایج بدست آمده نداشته و بنابراین برای سایر محاسبات از $1,576,000$ ملکول استفاده شده است. لازم به ذکر است در مراجع [۶، ۴] تعداد ملکول‌های شبیه‌سازی شده بین $1,5$ میلیون تا 3 میلیون در نظر گرفته شده است.

برای اطمینان از اینکه در هر سلول تعداد مناسبی از ذرات شبیه‌سازی قرار گرفته است، در شکل (۱۸) خطوط همتراز متوسط ذرات در هر سلول برای مقطع مشخص شده، ارائه شده است. همانگونه که در این شکل مشاهده می‌شود، اغلب سلول‌های قرار گرفته در نواحی حساس میدان حل از تعداد ذرات بالاتر از 25 ذره برخوردارند. در نواحی نزدیک مرز خلاء و مکان‌هایی که جت جریان بدان وارد نمی‌شود، این تعداد به مقادیر کمتر و زیر 10 ذره در هر سلول می‌رسد که با توجه به فیزیک مسئله این امر تأثیر چندانی بر نتایج نهایی ندارد.



شکل ۱۶- میدان جریان گاز در صفحه خروجی نازل پیشرانه

پروفیل‌های چهارگانه سرعت، دما و چگالی از مرجع [۱۷] در شکل (۱۶) با استفاده از نرم‌افزارهای داده‌برداری استخراج شده و فرمول توابع به وسیله نرم‌افزار متلب استخراج شده است. در هنگام ورود ذرات به میدان حل، با توجه به فاصله هر ذره از مرکز صفحه خروجی پیشرانه، یعنی مقدار r/r_0 و محاسبه مقدار r/r_0 مقدار پارامترهای ورودی آن ذره با توجه به توابع مشخص شده به میدان حل وارد می‌شود. شرایط مرز خروجی و فضای اطراف ماهواره به صورت خلاه در نظر گرفته شده است. در جدول (۳)، دمای سطوح مختلف ماهواره نشان داده شده است. دمایهای اعمال شده بر سطوح، پایین‌ترین دمایی است که ماهواره در طی ماموریت خود با آن مواجه می‌شود [۶]. در جدول (۴)، نسبت‌های ملکولی وارد شده به میدان حل ارائه شده است [۶].

جدول ۳- پایین‌ترین دمای ممکن اجزای ماهواره

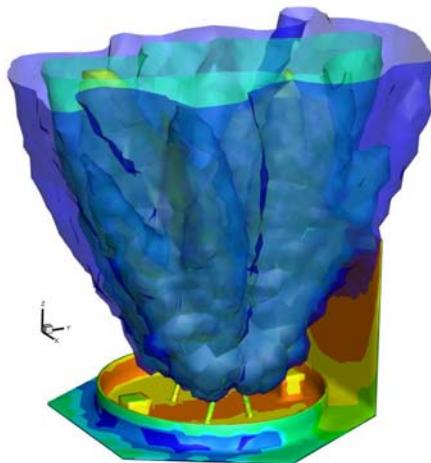
دما [K]	اجزای ماهواره
۱۵۸	پیشرانه
۲۰۰	صفحة خروشیدی
۱۵۵	آتن
۱۵۵	آتن اس باند
۱۴۲	صفحة پایه
۱۵۱	حلقة آداتور

جدول ۴- نسبت گونه‌های ملکولی وارد شونده به میدان حل

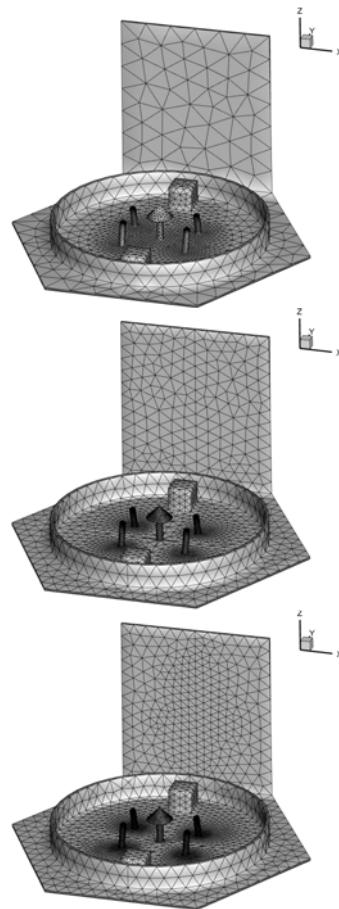
هیدرزاین	درصد مولی گونه‌های گازی
H_2	.۳۵۷۶۱
N_2	.۲۷۱۵۲
NH_3	.۳۷۰۸۰

نتایج حاصل و مقایسه آنها

در این بخش نتایج حاصل از رفتار جریان وارد شده به خلاء از جمله خطوط جریان، چگالی عددی، دمای کلی و نیز شار عددی و شار گرمایی برخورده با سطوح ماهواره برای هر سه مدل مورد بررسی ارائه شده است. همچنین، نیرو و گشتاور اغتشاشی ناشی از جریان خروجی نیز محاسبه شده و تأثیر جابه‌جایی پیشرانه‌ها بر این مقادیر نیز مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل (۱۹) صفحات هم‌مقدار چگالی عددی برای ماهواره مدل ۱ نشان داده شده است. در این شکل خروج جریان از نازل‌های ماهواره و برخورد آن با سطوح صفحه خورشیدی به خوبی مشاهده می‌شود.



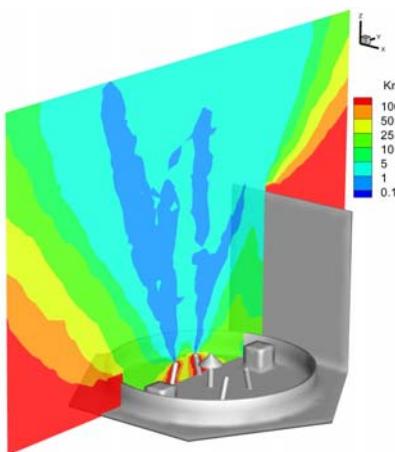
شکل ۱۹- صفحات هم‌مقدار چگالی عددی مدل ۱



شکل ۱۷- شبکه‌های مورد استفاده در بررسی استقلال حل از شبکه

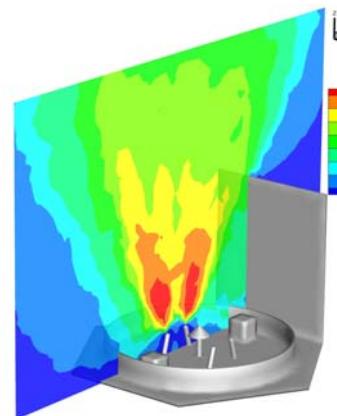
جدول ۶- تغییر نیروی اغتشاشی F_y برای تعداد ملکول‌های شبیه‌سازی مختلف

تعداد ملکول‌های شبیه‌سازی	درصد تغییر (%)	F_y (N)
-	-	۰/۲۶۰۵
-۰/۸۲	-۰/۸۲	۰/۲۵۸۴
-۰/۲۷	-۰/۲۷	۰/۲۵۷۷



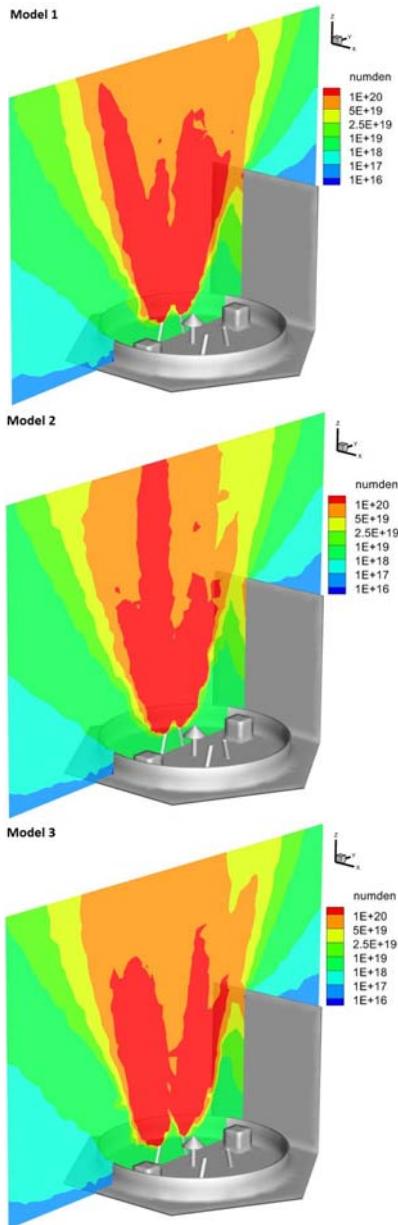
شکل ۲۰- خطوط همتراز عدد نادسن محلی در صفحه $y-z$ در صفحه روی نازل‌های عقبی ماهواره مدل ۱

در شکل (۲۰) خطوط جریان در صفحه $y-z$ در بخش مرکزی ماهواره برای هر سه مدل نشان داده شده است. در این شکل گسترش جریان نازل‌ها به خلاً به خوبی قابل مشاهده است. همچنین، می‌توان



شکل ۱۸- صفحات همتراز تعداد ذرات در هر سلول مدل ۱

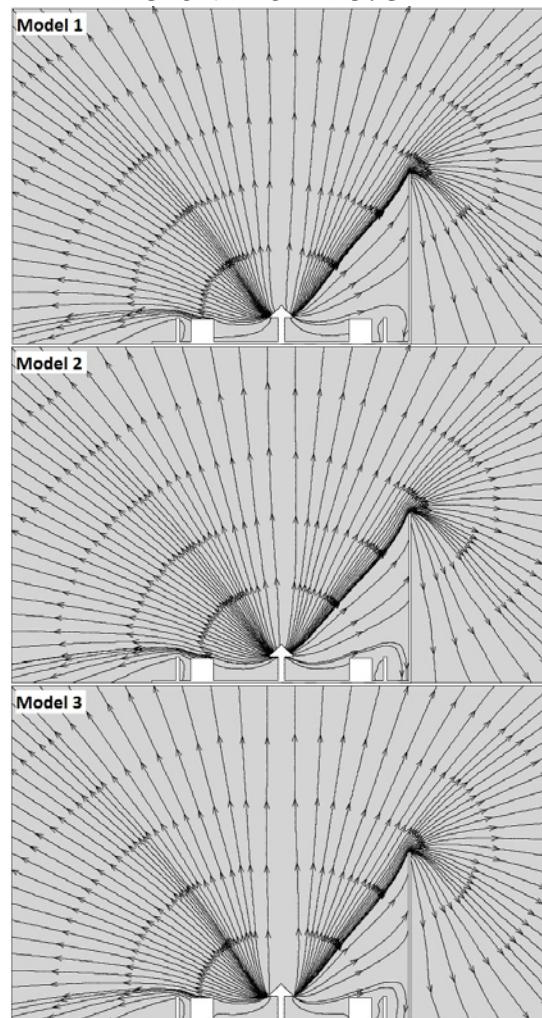
عبارتی تراکم ملکول‌ها در چهت منفی محور y ‌ها افزایشی یابد. این موضوع می‌تواند باعث بروز نیروها و گشتاورهای اغتشاشی نامطلوب شود.



شکل ۲۲- خطوط همتراز چگالی عددی [$1/m^3$] جریان گاز خروجی در صفحه $y-z$ در صفحه روی نازل‌های عقبی ماهواره، برای هر سه مدل

برخورد مستقیم جریان به صفحه خورشیدی باعث می‌شود تا تراکم بیشتری در اطراف این قطعه از ماهواره مشاهده شود. شار عددی برخوردی با سطوح ماهواره در شکل (۲۲) نشان داده شده است. برای هر سه مدل، شار عددی نسبی زیادی بیشتر از مقدار

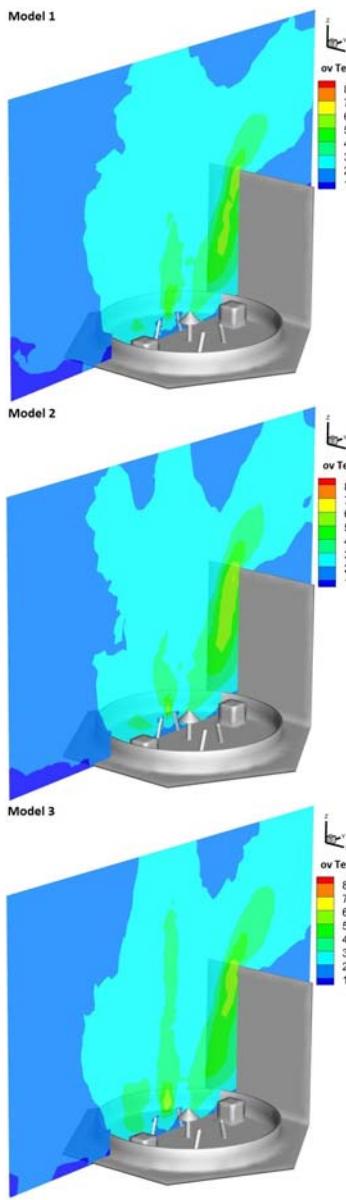
مشاهده کرد که مقدار چشمگیری از ذرات به طور مستقیم با صفحه خورشیدی برخورد می‌کند، زیرا سطح نسبتاً بزرگ از صفحه خورشیدی نزدیک به خروجی پیشرانه‌ها قرار دارد. این موضوع برای مدل ۳ که فاصله پیشرانه‌ها در راستای محور y ‌ها بیشتر از دو مدل دیگر است، حادتر می‌باشد. چرا که پیشرانه‌های سمت راست تصویر فاصله کمتری از صفحه خورشیدی دارند. بنابراین، افزایش اثرات نامطلوب از جمله نیرو و گشتاور اغتشاشی و بارگرمایی بیشتر نسبت به سایر مدل‌ها را می‌توان برای این مدل پیش‌بینی کرد.



شکل ۲۱- خطوط جریان گاز خروجی در صفحه $y-z$ در بخش مرکزی ماهواره، برای هر سه مدل

خطوط همتراز چگالی عددی در صفحه $y-z$ در بخش نازل‌های عقبی ماهواره در شکل (۲۱) نشان داده شده است. همانگونه که در این شکل مشاهده می‌شود، نزدیک شدن خروجی نازل‌ها به هم باعث تداخل بیشتر جریان نازل‌ها در مدل ۲ شده است. از طرفی، وجود پنل خورشیدی باعث شده است تا در هر سه مدل چگالی عددی با به

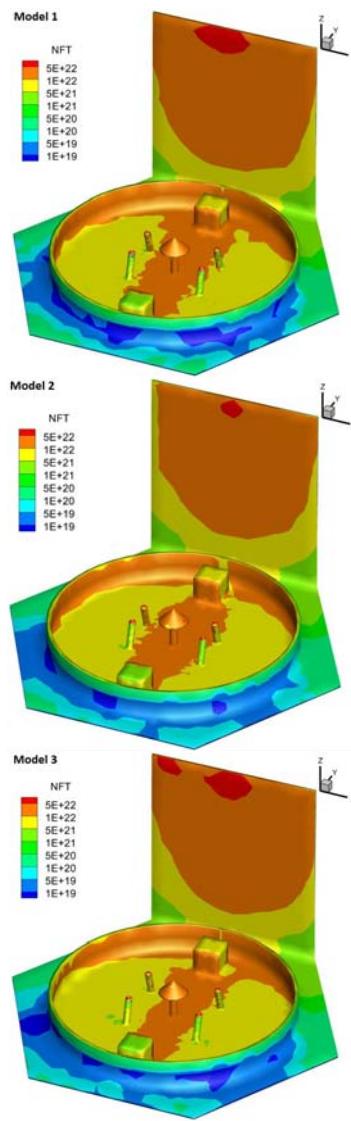
شار حرارتی برخوردی با سطوح ماهواره دارد. در شکل (۲۵) این شار حرارتی برای سطوح هر سه مدل ماهواره نشان داده شده است.



شکل ۲۴- خطوط همتراز دمای کلی [K] جریان گاز خروجی در صفحه y-z در صفحه روی نازل‌های عقبی ماهواره، برای هر سه مدل

رفتار شار گرمایی همانند رفتار شار عددی نشان داده شده در شکل (۲۳) می‌باشد. چرا که این شار با تعداد ذرات گاز برخوردی با سطوح ماهواره متناسب است. همانگونه که در این شکل مشاهده می‌شود، آتن هر سه مدل تحت بار حرارتی نسبی زیادی قرار گرفته است. بخش‌های مختلف آتن از شاری در حدود ۱۵۰ وات بر متر مربع تا ۶۵۰ وات بر متر مربع را دریافت می‌نمایند. در مدل ۲ که نازل‌های پیشرانه‌ها به هم نزدیک‌تر

5×10^{22} ملکول بر مترمربع در هر ثانیه در مناطق فوقانی صفحه خورشیدی و آتن مشاهده می‌شود.



شکل ۲۳- توزیع شار عددی برخوردی با سطوح ماهواره [$1/m^2.s$] برای هر سه مدل

در خطوط همتراز شکل (۲۳) بخصوص مدل سوم کمی عدم تقارن مشاهده می‌شود. این عدم تقارن ناشی از عدم تقارن شبکه استفاده شده در شبیه‌سازی‌ها می‌باشد که امری اجتناب ناپذیر است. لازم به ذکر است در تولید شبکه‌ها سعی شده است تا حد ممکن شبکه تولید شده متقارن باشد، اما شکل بی‌سازمان و سه‌بعدی مسئله اجازه این امر را به طور کامل نمی‌دهد. در شکل (۲۴)، خطوط همتراز دمای کلی در صفحه y-z روی نازل‌های عقبی ماهواره برای هر سه مدل نشان داده شده است. در این شکل دمای گاز برخوردی با سطوح ماهواره قابل مشاهده است. برخورد گاز خروجی نازل تأثیر بسزایی در

جدول ۷- مقادیر نیروی اغتشاشی ایجاد شده در سه مدل ماهواره

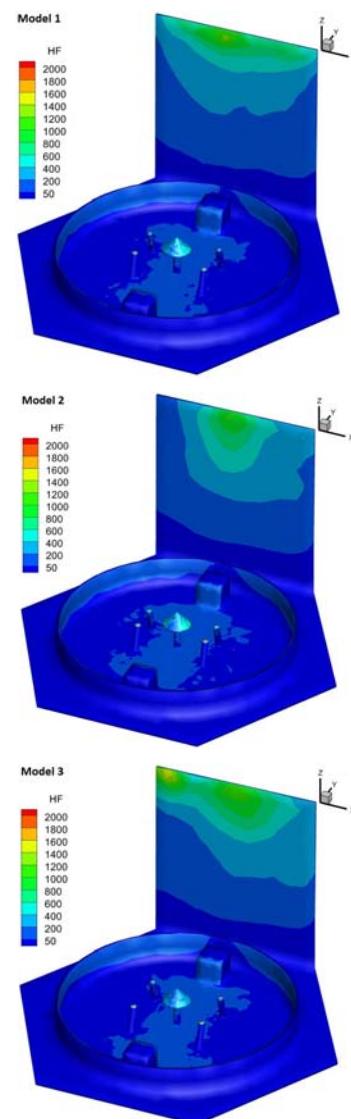
Fx (N)	Fy (N)	Fz (N)	ماهواره
-2.003x10 ⁻³	0.2584	-1.509x10 ⁻²	مدل ۱
-8.036x10 ⁻⁴	0.2386	-2.118x10 ⁻²	مدل ۲
-8.738x10 ⁻³	0.2969	4.283x10 ⁻³	مدل ۳

جدول ۸- مقادیر گشتاور اغتشاشی ایجاد شده در سه مدل ماهواره

Tx (N.m)	Ty (N.m)	Tz (N.m)	ماهواره
-0.1430	-2.657x10 ⁻³	3.422x10 ⁻³	مدل ۱
-0.1234	-2.609x10 ⁻³	3.765x10 ⁻³	مدل ۲
-0.1578	-7.599x10 ⁻³	1.915x10 ⁻³	مدل ۳

در جداول (۷) و (۸) به ترتیب مقدار نیرو و گشتاور اغتشاشی ماهواره‌های مدل شده، ارائه شده است. با توجه به عدم تقارن هندسه مدل نسبت به محور Xها، بیشترین نیروی اغتشاشی در جهت محور Yها ایجاد می‌شود. چرا که گاز خروجی از نازل‌ها با صفحه سلول خورشیدی برخورد کرده و نیروی ممتد عمودی خود را به آن منتقل می‌نمایند. بعد از محور Yها، در راستای محور Zها نیروی اغتشاشی بیشتری نسبت به محور Xها تولید می‌شود. چرا که به علت تقارن مسئله نسبت به محور Yها نیروهای اغتشاشی تولید شده در راستای محور X تا حدی یکدیگر را خنثی نموده و در نهایت مقدار بسیار ناچیزی در اثر عدم تقارن شبکه و ماهیت ملکولی شبیه‌سازی باقی می‌ماند. همچنین، در راستای محور Zها با توجه به قرارگیری صفحه خورشیدی در این راستا، ذرات گاز با صفحه برخورد کرده و ممتد عماسی خود را به آن منتقل می‌کنند. بدیهی است هر چقدر شار عددی برخوردی با این سطح افزایش یابد میزان نیروی اغتشاشی بیشتری نیز تولید می‌شود. همان‌طور که انتظار می‌رود دور شدن پیشرانه‌ها از صفحه خورشیدی (مدل ۲) باعث می‌شود که ذرات برخورد کمتری با المان‌های سطح داشته باشند. بنابراین، مقدار نیروی اغتشاشی در راستای محور Xها با دورشدن پیشرانه‌ها از صفحه، کاهش می‌یابد و بالعکس. همین مورد در مقدار نیروی اغتشاشی در جهت Z نیز مشاهده می‌شود. المان‌های صفحه خورشیدی در راستای Z قابل توجه بوده و با نزدیکی پیشرانه‌ها به آن حتی جهت نیروی اغتشاشی تغییر کرده است. با نزدیک شدن پیشرانه‌ها به صفحه خورشیدی خروجی نازل به طور مستقیم با صفحه خورشیدی برخورد می‌کند و ممتد عماسی خود را به این صفحه منتقل می‌نماید. به همین دلیل، نیروی اغتشاشی تولید شده در راستای مثبت محور Z تولید می‌شود. این نیرو به قدری زیاد است که نیروی وارد بر صفحه قاعده ماهواره و مجموعه آتن‌ها و اجزای قرار گرفته بر روی این صفحه را که در جهت منفی محور Zها می‌باشند، خنثی می‌کند. اما با فاصله گرفتن پیشرانه‌ها از صفحه

می‌باشد، سطح بیشتری از آتن ماهواره تحت شار حرارتی بالاتر قرار گرفته است. در خصوص شار حرارتی برخوردی به سطح صفحه خورشیدی، حداقل شار حرارتی برخوردی در حدود ۳۰۰ وات بر مترمربع در قسمت پایینی صفحه و حداکثر در حدود ۱۳۰۰ وات بر مترمربع در لبه بالایی صفحه است. شایان ذکر است این شار در حدود شار خورشیدی می‌باشد. بنابراین، می‌توان چنین نتیجه گرفت که قرارگیری صفحه سلول‌های خورشیدی در مجاورت نازل پیشرانه‌ها، کنترل دمای این زیرسیستم را ناممکن می‌نماید. تغییر انداز محل پیشرانه‌ها نیز ضمن افزایش این شار حرارتی، وسعت ناحیه شار بالا را بر روی صفحه سلول خورشیدی تحت تأثیر قرار می‌دهد.



شکل ۲۵- توزیع شارگرمایی برخوردی با سطوح ماهواره [W/m²] برای هر سه مدل

گشتاورهای اغتشاشی در مقایسه با نیرو و گشتاور تولید شده توسط پیشرانه‌ها می‌باشد.

جدول ۱۰- نسبت نیروی اغتشاشی مدل‌های مختلف به مقدار اسمی

Fx	Fy	Fz	
.۰/۰	.۰/۰	۱۹/۴۰۴	مقدار اسمی مطلق (N)
.۰/۰۱۰۳	۱/۳۳۱	.۰/۰۷۷۸	مدل ۱ (%)
.۰/۰۰۴۲	۱/۲۳۰	.۰/۱۰۹۱	مدل ۲ (%)
.۰/۰۴۵۰	۱/۵۳۰	.۰/۰۲۲۱	مدل ۳ (%)

جدول ۱۱- نسبت گشتاور اغتشاشی مدل‌های مختلف به مقدار اسمی

Tx	Ty	Tz	
.۰/۰۸۷	.۰/۰۳۴	.۰/۰۰	مقدار اسمی مطلق (N.m)
۱۵۳/۰۸۸	۲/۸۴۵	۳/۶۶۳	مدل ۱ (%)
۱۳۲/۱۰۶	۳/۵۲۲	۴/۰۳۱	مدل ۲ (%)
۱۶۸/۹۳۳	۶/۹۱۶	۲/۰۵۰	مدل ۳ (%)

همانگونه که در جدول (۱۰) قابل مشاهده است، بزرگی نیروهای اغتشاشی تولید شده در راستای محورها که به طور عمده در اثر وجود صفحه خورشیدی به وجود آمده‌اند در حدود یک الی یک و نیم درصد از کل نیروی پیشرانه می‌باشد. این نیروی اغتشاشی در راستای در راستای دو محور دیگر در حدود دهم یا صدم درصدی می‌باشد. این مقدار اگرچه در مباحث کنترل فضاییماً اهمیت نیست اما زمانی که میزان گشتاور اغتشاشی تولید شده بخصوص در راستای محورها مورد توجه قرار می‌گیرد، اهمیت بررسی نیروها و گشتاورهای اغتشاشی را در این مسائل گوشزد می‌نماید. همانگونه که در جدول (۱۱) مشاهده می‌شود، گشتاور اغتشاشی تولید شده در راستای محورها از ۱۳۰ تا ۱۷۰ درصد گشتاور مورد انتظار پیشرانه متغیر بوده و این مقدار از گشتاور اصلی نیز بیشتر است. در خصوص دو محور دیگر نیز گشتاورهای اغتشاشی بین ۲ الی ۷ درصد گشتاور ایجاد شده متغیر بوده و بزرگی آنها نیز نشان می‌دهد که برآورد نیروها و گشتاورهای اغتشاشی در چنین مسائلی اهمیت قابل توجهی دارد.

نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر، کد محاسباتی توسعه یافته بر مبنای روش DSMC جهت بررسی اثرات برخورد جریان خروجی پیشرانه‌ها به کار گرفته شده و با استفاده از نتایج تجربی در دسترس مورد ارزیابی و صحبت‌سنگی قرارگرفت. در گام دوم، این کد محاسباتی برای نمونه‌ای از ماہواره به همراه پیشرانه‌های آن مورد استفاده قرار گرفته و در آن تأثیر جابجایی محدود در محل پیشرانه‌ها در میزان

خورشیدی مقدار نیروی مثبت وارد شده بر صفحه خورشیدی کاهش یافته و نیروی منفی وارد بر صفحه قاعده و اجزای آن غلبه می‌یابد، بنابراین نیروی اغتشاشی کل در راستای محور Zها منفی می‌شود. با توجه به مکان قرارگیری صفحه خورشیدی نیروی اغتشاشی جهت‌ها از سایر نیروهای اغتشاشی بسیار بیشتر است. این نیرو به طور واضح با جایه‌جایی پیشرانه‌ها تغییر کرده است. این مقدار با دور شدن پیشرانه‌ها از صفحه کاهش یافته (مدل ۲) و با نزدیک شدن به آن (مدل ۳) افزایش پیدا کرده است. در جدول (۸) گشتاورهای ارائه شده از رابطه زیر محاسبه شده است.

$$\begin{aligned} T_x &= F_y d_z - F_z d_y \\ T_y &= F_x d_z - F_z d_x \\ T_z &= F_y d_x - F_x d_y \end{aligned} \quad (۲)$$

با توجه به هندسه و مکان صفحه خورشیدی، گشتاور در راستای محور Xها قابل توجه بوده و همان‌طور که انتظار می‌رود با نزدیک شدن پیشرانه‌ها به صفحه، افزایش یافته و با دور شدن آن‌ها از صفحه، کاهش می‌یابد. دو مقدار T_y و T_z نیز با توجه به رابطه ۲ و افزایش و کاهش نیروهای مربوطه قابل توجیه است. به منظور بررسی بهتر و دقیق‌تر تأثیر جایه‌جایی پیشرانه‌ها بر نیروها و گشتاورهای اغتشاشی در جدول (۹) نسبت تغییرات نیرو و گشتاورهای مهم‌تر، یعنی نیروی Fy و گشتاور Tx به صورت درصد ارائه شده است.

جدول ۹- درصد تغییرات نیرو و گشتاور اغتشاشی مدل‌های مختلف نسبت به هم

Tx (%)	Fy (%)	نسبت تغییر
-۱۳/۷۱	-۷/۶۴	مدل ۲ به مدل ۱
۱۰/۳۵	۱۴/۸۹	مدل ۳ به مدل ۱

همانگونه که در این جدول مشاهده می‌شود، کاهش فاصله پیشرانه‌ها به میزان ۲۰ درصد، یا به عبارتی دور شدن آنها از صفحه خورشیدی به میزان ۱۰ درصد (مدل ۲) باعث می‌شود تا نیروی Fy بیش از ۷ درصد و گشتاور اغتشاشی آن نیز بیش از ۱۳ درصد نسبت به مدل ۱ کاهش یابد. در مقابل افزایش ۲۰ درصدی فاصله پیشرانه‌ها از هم و نزدیک شدن پیشرانه‌ها به صفحه خورشیدی (مدل ۳) باعث شده است تا میزان نیروی Fy نسبت به مدل پایه (مدل ۱) نزدیک ۱۵ درصد افزایش یابد. این میزان افزایش برای گشتاور Tx در حدود ۱۰ درصد است.

به منظور درک بهتر میزان نیروها و گشتاورهای اغتشاشی در جداول (۱۰) و (۱۱) به ترتیب درصد اغتشاشات نسبت به مقدار اصلی مرجع [۶]، محاسبه و ارائه شده است. بدین صورت که مقدار هر نیرو به مقدار نیروی کل پیشران (۱۹/۴۰۴ نیوتون) و مقدار گشتاور به مقدار گشتاور کل (۰/۹۳۴۱ نیوتون متر) بی بعد شده است. درصدهای نشان داده شده در این دو جدول نشان‌دهنده میزان بزرگی نیروها و

- [4] Kyon Ho Lee, Seok Weon Choi, "Interaction effect analysis of thruster plume on LEO satellite surface using parallel DSMC method", *Computers and Fluids*, Vol. 80, pp. 333-341, 2013.
- [5] Kyon Ho Lee, "Satellite Design Verification Study Based on Thruster Plume Flow Impingement Effects Using Parallel DSMC Method", *Computers and Fluids*, Vol. 173, PP. 88-92, 2018.
- [6] Kyon Ho Lee, "Comparision Study of Exhaust Plume Impingement Effects of Small Mono- and Bipropellant Thrusters Using Parallelized DSMC Method", *PLoS One*, Vol. 12, N. 6, 2017.
- [7] G.A BIRD, Molecular Gas Dynamic and the Direct Simulation of Gas Flow, Oxford University Press, 1996.
- [8] K. Ho Lee, "Plume influence analysis of small bipropellant thruster on solar array of GEO satellite", *PLoS One*, Vol. 13, N. 9, 2018.
- [9] S. Andrews, L. Berthoud, "Characterising satellite aerodynamics in Very Low Earth Orbit inclusive of ion thruster plume-thermosphere/ionosphere interactions", *Acta Astronautica*, Vol. 170, p.p. 386-396, 2020.
- [10] B. Zhang, G. Cai, H. Zheng, B. He and H. Weng, "Analysis of influencing parameters in ion thruster plume simulation", *SAGE, Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 235, N. 10, pp. 1158-1169, 2021.
- [11] R. Zakery, R. Kamali Moghadam and M. Mani, "New Development in Direct Simulation Monte Carlo Algorithm for Asymmetric Complex Geometry," *Amirkabir Jpournal of Mechanical Engineering*, vol. 52, Issue 7, pp. 1757-1772, 2020.
- [12] R. Kamali Moghadam and M. Shakeri, "Numerical Investigation of Environmental Parameters Effect on Dynamic Stability of a Reentry Capsule," *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, vol. 49, Issue 2, pp. 325-3402, 2017.
- [13] M. Nosratollahi, F.S. Salehi and H. Sadeghi, "Application of direct Monte Carlo simulation method to model supersonic 3D flows," *The 9th conference of the Iranian Aerospace Association*, Iran 2008.
- [14] M. Nosratollahi, F. S. Salehi and H. Sadeghi, "3D Direct Monte Carlo Simulation Method in Unstructured Networks," *The 18th International Conference of Mechanical Engineering of Iran* 2019.
- [15] H. Legge, "Plume Impingement Forces on Inclined Flat Plates", *17th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics*, pp.955-962, Weihneim, 1991.
- [16] S. Doring, "Experimental Plume Impingement Heat Transfer on Inclined Flat Plates", *Technical Report IB222-90 A 36, DLR*, 1990.
- [17] K. H. Lee, "Numerical Comparision of Exhaust Plume Flow Behaviors of Small Monopropellant and Bipropellant Thrusters, *PLoS One*, Vol. 12, No. 5, 2017.

نیروها و گشتاورهای اغتشاشی تولید شده و شار حرارتی برخوردی با سطوح ماهواره مورد بررسی قرار گرفت. نتایج این شبیه‌سازی عددی برای این ماهواره، به وضوح نشان می‌دهد که مقدار قابل توجهی از ذرات جریان به طور مستقیم با صفحهٔ خورشیدی برخورد کرده و باعث ایجاد اثرات نامطلوب نیرو و گشتاور اغتشاشی و بار گرمایی بر روی آن می‌شود. در این ماهواره به علت وجود صفحهٔ خورشیدی، گشتاور زیادی در راستای محور x در حدود ۱۵۰٪ گشتاور اسمی ایجاد شده است که با جایه‌جایی اندک پیشانه‌ها این مقدار تا حدود ۱۷۰٪ نیز افزایش می‌یابد که عدم مناسب بودن محل صفحهٔ خورشیدی را نشان می‌دهد. همچنین، این جایه‌جایی باعث شده است تا به طور میانگین ۱۱٪ در مقدار نیرو و حدود ۱۲٪ در میزان گشتاورهای اغتشاشی تولیدی تغییر حاصل شود. شارگرمایی برخوردی به سطوح ماهواره با توجه به مکان صفحهٔ خورشیدی به بیش از ۱۳۰۰ وات بر مترمربع می‌رسد که از این مقدار با حداکثر شار خورشیدی برخوردی برابری می‌نماید. نتایج بدست آمده اهمیت بررسی موضوع و امکان تغییر نیروها و گشتاورهای اغتشاشی تولیدی را با جایه‌جایی‌های محدود، بدون نیاز به تغییر کلی چیدمان ماهواره را نشان می‌دهد. همچنین، قابلیت کد توسعه‌یافته را برای شبیه‌سازی جریان رقیق اطراف پیشانه‌های ماهواره‌ها به خوبی نشان می‌دهد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده‌گان بیان نشده است.

مراجع

- [1] K.C. Kannenberg and I.D. Boyd, "Three Dimentional Monte Carlo Simulations Of Plume Impingement" *Journal of Thermophysics and Heat Trnasfer*, Vol. 13, No. 2, 1999.
- [2] J.H. Park, S.W. Beak, "DSMC Analysis of the Interaction Between Thruster Plume and Satellite Components, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 0794- 2002.
- [3] J.H. Park, S.W. Beak, "Direct Simulation Monte Carlo Analysis of Thruster Plumes/Satellite Base Region Interaction", *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 8, August 2004.

COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](#)

