

# Dimensional Direct Simulation Monte Carlo Simulation of Thruster Plumes

Hamed Alisadeghi<sup>1\*</sup>, Azade Khadivi<sup>2</sup> and Ehsan Zabihian<sup>3</sup>

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. Ph.D., Space System Group, Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

\*Corresponding Author's E-mail: [alisadeghi@kntu.ac.ir](mailto:alisadeghi@kntu.ac.ir)

## Abstract

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, Plume impingement flows, Satellite, DSMC



## 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 \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

## How to cite this article:

H. Alisadeghi, A. Khadivi and E. Zabihian, "Dimensional Direct Simulation Monte Carlo Simulation of Thruster Plumes," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 15, No 2, pp. 43-58, 2022 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1330>.

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

حامد علیصادقی<sup>۱\*</sup>، آزاده خدیوی<sup>۲</sup> و احسان ذبیحیان<sup>۳</sup>

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

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

\*ایمیل نویسنده مخاطب: [alisadeghi@kntu.ac.ir](mailto:alisadeghi@kntu.ac.ir)

## چکیده

جریان گازهای خروجی از پیش‌رانه‌های فضایی در برخورد با اجزای فضاپیما، می‌تواند اثرات مخربی از جمله، نیرو و گشتاور اغتشاشی، شار گرمایی و رسوب 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 سه‌بعدی ارتقاء یافته برد (Bird) با شبکه‌بندی بی‌سازمان استفاده شده است. این کد توسط جریان جت صوتی نیتروژن برخوردکننده به صفحه تخت 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 هیدرازین بر اجزای آن مشخص شده و تأثیرات جابجایی جزئی 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 اغتشاشی را تا ۱۵ درصد مقدار اولیه تغییر دهد.

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

## علائم و اختصارات

$r_0$  شعاع خروجی ذره از صفحه نازل تراستر

### 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 فضاپیماها، جهت اصلاح یا حفظ موقعیت مدار و یا کنترل وضعیت آن بسیار متداول است. جانمایی موقعیت خروجی پیش‌رانه‌ها به طور معمول بر اساس ملاحظات دینامیکی و کنترلی صورت می‌گیرد. با این وجود، ملاحظات نیز در رابطه با اثرات گازهای خروجی پیش‌رانه‌ها بر روی سطوح حساسی مانند سلول‌های

$T_0$	دمای سکون
$P_0$	فشار سکون
$\hat{P}$	فشار بدون بعد
$\hat{T}$	تنش برشی بدون بعد
$\beta$	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<sup>۱</sup> توسط لی<sup>۱</sup> 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، 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 سطوح 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 پلاسما حاصل از آن انجام شده که اغلب محدود به بررسی خود شعله و خروجی پیش‌رانه [۹، ۱۰] 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 نویسندگان 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 سهم‌دهی بی‌سازمان توسعه‌یافته در مراجع [۱۳، ۱۴] برای شبیه‌سازی جت خروجی نازل‌های فضایی توسعه داده شده و با نتایج تجربی ارائه شده در مراجع [۱۵، ۱۶] صحت‌سنجی شده است. در مرحله دوم برای نشان‌دادن تأثیر جابجایی‌های اندک محل پیش‌رانه‌ها بر روی نیروها و گشتاورهای اغتشاشی، با مدل‌سازی 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<sup>۴</sup> نامیده می‌شود. جریان خروجی شعله در برخورد<sup>۵</sup> با سطوح ماهواره، علاوه بر اینکه نیروها، ممان‌ها و بارهای حرارتی ناخواسته‌ای را بر روی سطوح تحمیل می‌کند، می‌تواند باعث رسوب ذرات خروجی روی سطوح حساس ماهواره شده و کارایی 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 استفاده از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو<sup>۶</sup> ابزار مناسب و کارایی جهت شبیه‌سازی این مسئله می‌باشد [۱-۶]. روش DSMC، روشی است که اولین بار برد<sup>۷</sup> 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<sup>۸</sup> [۱] 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 بیگ<sup>۹</sup> [۲] 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 در نظر گرفتن 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 قابل صرف نظر است. همچنین، نشان دادند که با وجود برخورد زیاد ملکول‌ها با سطوح ماهواره به دلیل بالا بودن دمای سطوح برای جذب 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

این موضوع که تغییر محدود مکان پیشرانه‌ها در یک چیدمان ثابت، تا چه میزان می‌تواند در تغییر نیروها و گشتاورهای اغتشاشی تأثیرگذار باشد، می‌تواند اطلاعات مفیدی را برای طراحان ماهواره و سیستم‌های کنترلی فراهم کند تا در جانمایی و مکان‌یابی پیشرانه‌ها سطح نیروها و گشتاورهای 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 برخوردهای ملکولی
- نمونه‌گیری از خواص میدان جریان

در روش DSMC حرکت ملکول‌ها و برخوردهای 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 جایجا می‌شوند. در این فرآیند، برخورد ملکول‌ها با مرزهای میدان اعم از مرزهای جریان، خاگ، مرز تقارن و مرزهای جسم مورد بررسی قرار گرفته و متناسب با نوع مرز رفتار ملکول پیش‌بینی می‌شود. در مرزها، با تعیین خواص میکروسکوپی ملکول‌ها مطابق با قوانین بقاء و توابع توزیع مربوطه، شرایط مرزی اعمال شود. برخورد ملکول‌ها با سطح جسم نیز با مدل پخش<sup>۱۲</sup> 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 ذره<sup>۱۳</sup> 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 برخوردهای بین ملکولی و نمونه‌گیری از خواص میکروسکوپی ضروری است. در مرحله سوم جفت برخورد با استفاد از روش پذیرش-عدم پذیرش انتخاب می‌شود. در این تحقیق از روش ان تی سی<sup>۱۴</sup> برای این منظور استفاده شده است. پس از تعیین جفت برخورد، متناسب با نوع مدل ملکولی به‌کاررفته که در این تحقیق مدل کره سخت متغیر<sup>۱۵</sup> استفاده شده است و با توجه به نوع مدل برهم‌کنش ملکولی، سرعت‌ها و انرژی ملکول‌ها شرکت‌کننده در برخورد تعدیل و اصلاح می‌شوند. در این تحقیق از توزیع تعادلی روش لارسن-بورگناک<sup>۱۶</sup> استفاده شده است. از آنجاکه درجه حرارت متوسط در میدان حل مورد نظر نسبتاً کم است، تنها انرژی چرخشی در نظر گرفته

شده و از واکنش‌های شیمیایی و حالت ارتعاشی ملکول‌ها صرف‌نظر شده است. در آخرین گام، از خواص میکروسکوپی جریان در هر سلول نمونه‌گیری شده و خواص میکروسکوپی جریان در مرکز سلول‌ها به‌دست می‌آید [۱۴]. در شکل (۱)، الگوریتم روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو نشان داده شده 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 پرد [۷] توسعه‌یافته است. کد پایه تنها برای شبکه‌های کارترین 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 گمبیت<sup>۱۷</sup> 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 برخوردکننده 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 برخوردکننده با سطوح، از نتایج تجربی جت نیتروژن برخوردکننده به صفحه تخت مقابل [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 کننبرگ و بوید [۱] جهت صحت‌سنجی حل عددی استفاده شده است [۶-۱]. 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 مقابل خود برخورد می‌کند. شکل (۲) طرح کلی این مسئله را نشان می‌دهد.

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<sup>۱۸</sup> در قسمت مرکز خلاء بالای گوتینگن<sup>۱۹</sup> انجام شده است. آزمایشات مربوط به فشار و تنش برشی توسط لگ [۱۵] و مطالعات مربوط به شار گرمایی توسط دورینگ<sup>۱۶</sup> 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 برابر با  $0.045 Pa$  و در هنگام انجام آزمایش‌های مربوط به شار گرمایی فشار پشت برابر با  $0.09 Pa$  بوده و فشار سکون  $P_0 = 1000 Pa$  در نظر گرفته شده است. به منظور حذف تأثیرات فشار سکون و طول سطح (L)، فشار و تنش برشی توسط رابطه (۱) بی‌بعد شده‌اند.

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

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

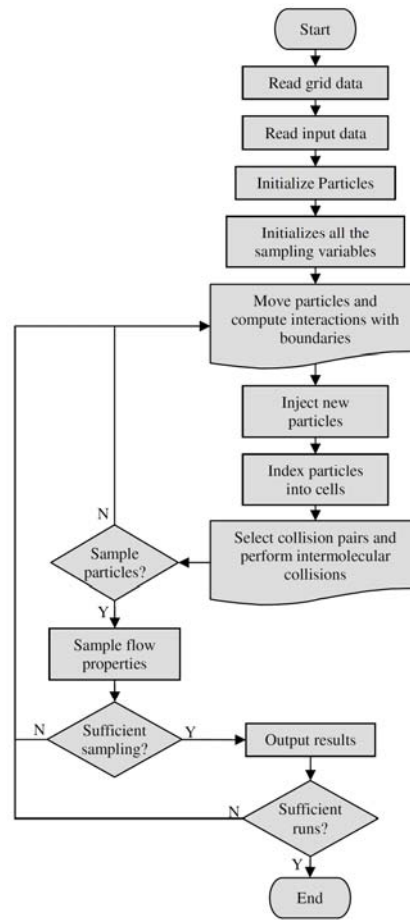
شایان ذکر است که به‌رغم استفاده از این بی‌بعدسازی، همچنان وابستگی به فشار سکون مشاهده می‌شود. بدین ترتیب که کاهش فشار سکون منجر به رقیق‌تر شدن جت و در نتیجه افزایش فشار نرمال و تنش برشی می‌شود [۲].

### مدل‌سازی فیزیکی

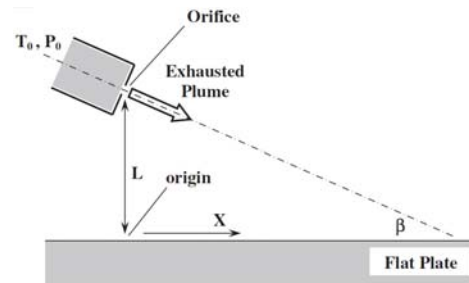
جریان ورودی روزنه صوتی به عنوان یک جریان ماکروسکوپی یکنواخت از مولکول‌های نیتروژن در راستای محور جت مدل می‌شود. اثرات لایه مرزی در خروجی نازل ناچیز فرض می‌شود. پارامترهای ورودی براساس روابط آیزن‌تروپیک و دمای سکون  $300$  کلوین و فشار سکون  $P_0 = 1000 Pa$  محاسبه شده است. این محاسبات منجر به سرعت ورودی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

### شبیه‌سازی مسئله

همانطور که پیش از این اشاره شد، شبکه محاسباتی به‌وسیله 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،



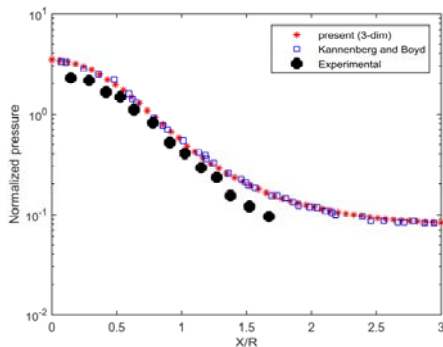
شکل ۱- الگوریتم روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو



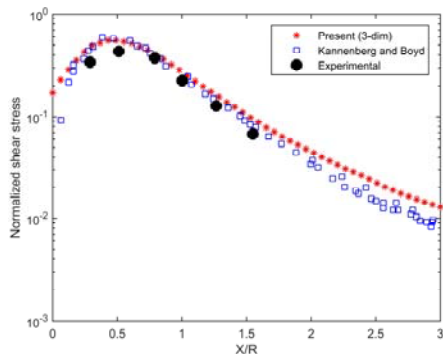
شکل ۲- شمای کلی جت برخورد کننده به سطح [۳]

دمای سکون گاز برابر با دمای سطح  $300$  کلوین است و از فشار سکون  $P_0 = 1000 Pa$  منبسط 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 نادسن در خروجی روزنه، براساس شعاع آن  $8 \times 10^{-3}$  است. این شرایط یک

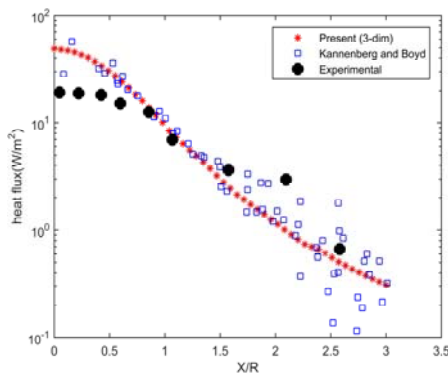
از مقدار صفر در ابتدای محور تا یک مقدار حداکثر بالا رفته و سپس با کاهش فشار گاز نزول پیدا می‌کند. شارگرمایی در شکل (۶) نشان داده شده است. نوسانات موجود در داده‌های تجربی [۱۶] به علت مشکلات ناشی از پیچیدگی‌های اندازه‌گیری بوده و نوسانات مشاهده شده در داده‌های عددی مرجع [۱] به دلیل محاسبات درجه دوم سرعت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



شکل ۳- فشار نرمال بی‌بعد شده وارد بر سطح-جت عمودی

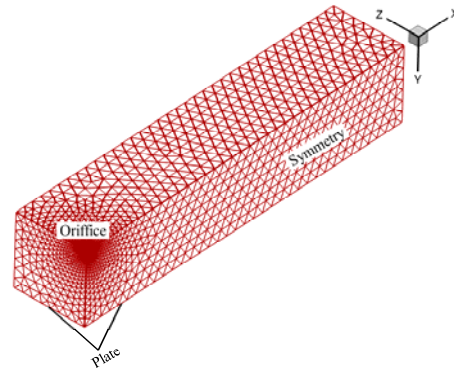


شکل ۴- تنش برشی بی‌بعد شده وارد بر سطح-جت عمودی



شکل ۵- شار حرارتی وارد بر سطح [W/m<sup>2</sup>]-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 تعبیه 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

مقدار	مشخصه
۴۰×۴۰×۱۶۰mm	ابعاد میدان شبیه‌سازی
۳۳۰۰۰	تعداد سلول‌های میدان
۶۷۰۰	تعداد نقاط میدان
۵۸۰	تعداد المان‌های سطح
۵۸	تعداد المان‌های جت
	نوع سلول (Tetrahedron) تراهدرون
۳۳۰۰۰۰۰	تعداد کل ذرات شبیه‌سازی
۲×۱۰ <sup>-۷</sup>	اندازه قدم زمانی
۱۰۰۰۰	تعداد گام‌های زمانی
۱۵۰۰۰	تعداد نمونه‌گیری‌ها

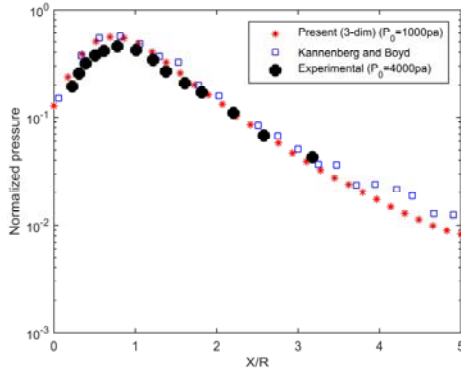
### برخورد عمودی ( $\beta = 90^\circ$ )

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 اغتشاشات، باز هم تطابق نسبی خوبی مشاهده می‌شود.

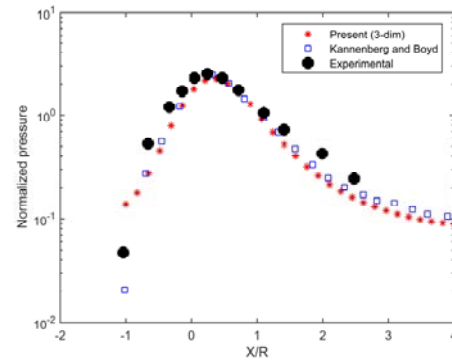
### برخورد جت موازی ( $\beta = 0^\circ$ )

قبل از پرداختن به نتایج این بخش، شایان ذکر است که در آزمایش‌های تجربی انجام شده، برای اندازه‌گیری شار گرمایی، 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 دقت نبودن فشار سکون در آزمایش‌های تجربی مربوط به فشار و تنش برشی، در شبیه‌سازی عددی حاضر، مشابه با شبیه‌سازی عددی کننبرگ و بوید 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. به‌گونه‌ای که در عمل فرض شده که جریان به خلأ وارد می‌شود.

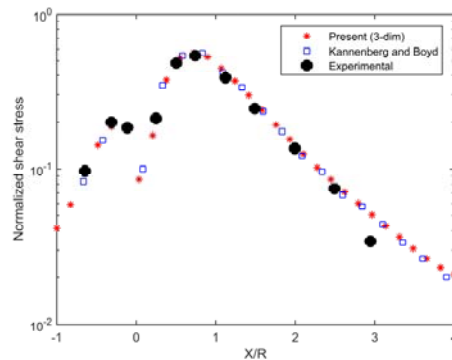


شکل ۱۰- فشار نرمال بی‌بعد شده وارد بر سطح- جت موازی

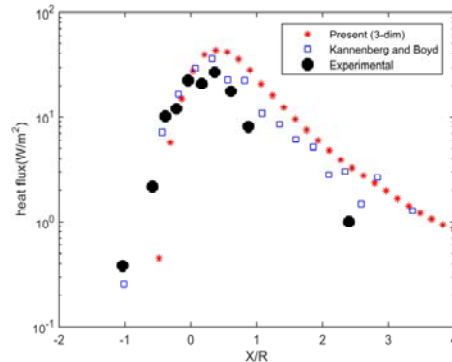
شکل (۱۰) فشار نرمال شده وارد بر سطح را نشان می‌دهد. نمودارها تطابق کیفی خوبی دارند. بدون فشار پشت، داده‌های شبیه‌سازی به سمت صفر میل می‌کنند. هیچ خط مجانبی برای داده‌های تجربی وجود ندارد که این مسئله به همان علت کاهش فشار پشت در تأسیسات به دنبال افزایش فشار سکون است. داده‌های تنش برشی در شکل (۱۱) نشان 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 ۷- فشار نرمال بی‌بعد شده وارد بر سطح-جت ۴۵ درجه



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

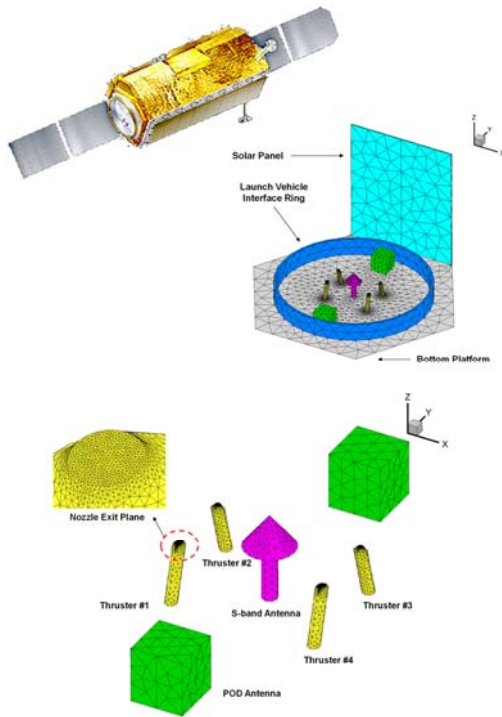


شکل ۹- شار حرارتی خالص وارد بر سطح [W/m<sup>2</sup>]-جت ۴۵ درجه

### 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 حداکثر در پایین دست از نقطه زیر جت ظاهر شده است، جایی 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. شمای کلی ماهواره مرجع و نحوه شبکه‌بندی سطوح و اجزای آن در شکل (۱۳) نشان داده شده است. این ماهواره شامل یک حلقه آداپتور<sup>۲۵</sup>، یک آنتن باند اس<sup>۲۶</sup>، چهار پیش‌رانه هیدرازین، یک صفحه سلول خورشیدی<sup>۲۷</sup>، دو عدد آنتن POD مکعبی<sup>۲۵</sup> و صفحه قاعده<sup>۲۶</sup> است.

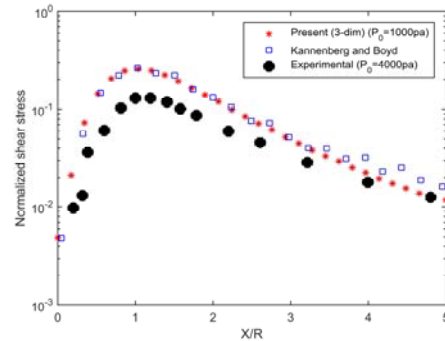


شکل ۱۳- پیکربندی ماهواره مرجع و جزئیات شبکه بندی صفحات و اجزای آن [۶]

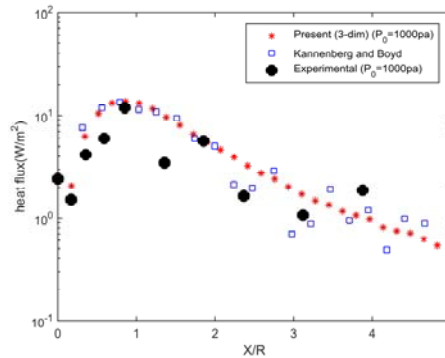
زاویه کلی قرارگیری سر پیش‌رانه نسبت به صفحه  $z, x$ ،  $14^\circ$  درجه، طول صفحه خورشیدی ۱ متر، میدان محاسباتی، استوانه‌ای به شعاع  $1/6$  متر و ارتفاع ۲ متر و قطر حلقه آداپتور  $1214/9$  میلی‌متر است. شعاع صفحه خروجی پیش‌رانه‌ها نیز  $5/64$  میلی‌متر است. سایر جزئیات هندسی مورد نیاز از جمله ابعاد و محل دقیق پیش‌رانه‌ها، ابعاد شش ضلعی قاعده ماهواره، ابعاد و محل آنتن‌ها، ارتفاع حلقه آداپتور و محل قرارگیری صفحه سلول خورشیدی با استفاده از تصاویر موجود در

25. POD antenna  
26. Bottom platform

داده‌های شار حرارتی تجربی و عددی هر دو مربوط به فشار سکون  $1000$  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- تنش برشی بی‌بعد شده وارد بر سطح-جت موازی



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

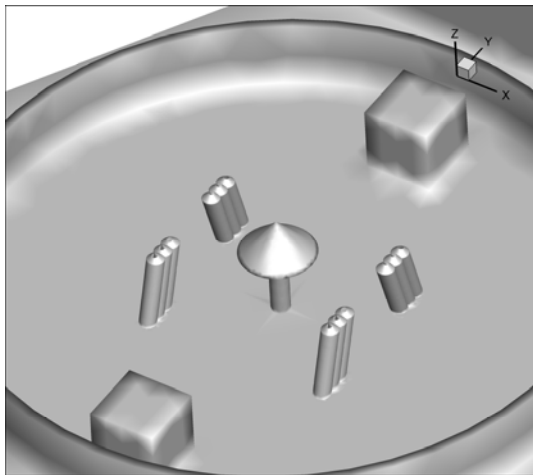
پس از اعتبارسنجی روش شبیه‌سازی امکان بررسی تأثیر جانمایی نازل پیش‌رانه‌ها بر نیروها و گشتاورهای اغتشاشی فراهم می‌شود. بنابراین، در بخش‌های آتی به مدل‌سازی ماهواره‌ای نمونه با پیش‌رانه‌های تک‌سوختی و جابجایی محدود محل آنها پرداخته شده است.

## مدل‌سازی ماهواره

همان‌گونه 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 فضاپیماها بوده و در مرحله دوم، بررسی تأثیرات جابجایی‌های جزئی خروجی‌های پیش‌رانه بر نیروها و

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





شکل ۱۵- محل قرارگیری پیش‌ران‌ها در سه مدل ماهواره نمونه

جدول ۲- مشخصات محاسباتی ماهواره مدل

مشخصات	ماهواره مدل ۱
گاز	هیدرازین
مدل برخورد ذرات	VHS
مدل برخورد ذرات با سطح	Diffusion
تعداد سلول‌های میدان	۲۴۶۰۰۰
تعداد نقاط میدان	۵۰۰۰۰
تعداد المان‌های سطح	۲۰۰۰۰
تعداد المان‌های هر جت	۱۱۷۰
نوع سلول	Tetrahedron
تعداد کل ذرات شبیه‌سازی	۱۵۶۰۰۰۰
اندازه قدم زمانی	$7.5 \times 10^{-8}$
نرم‌افزار شبکه‌بندی	GAMBIT
تعداد گام‌های زمانی	۱۵۰۰۰
تعداد نمونه‌گیری‌ها	۲۰۰۰۰

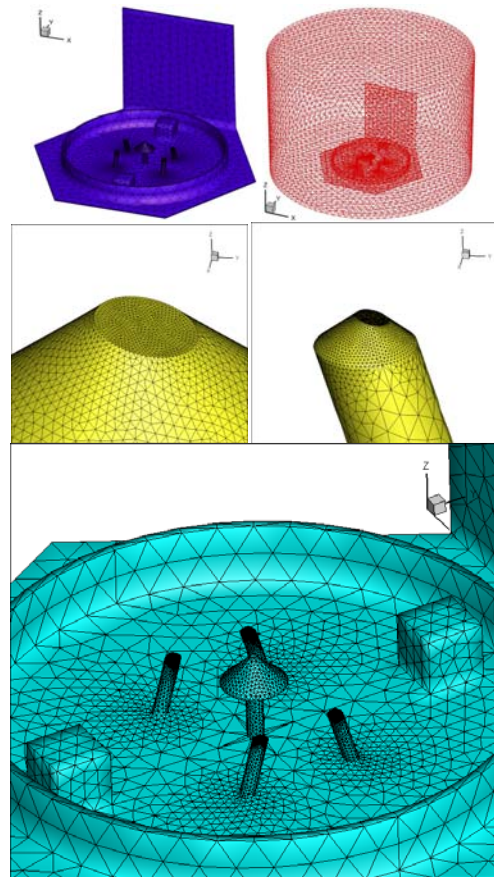
### شرایط مرزی شبیه‌سازی جریان شعله بر روی ماهواره

به‌منظور اعمال شرایط مرزی در صفحه خروجی نازل پیش‌ران‌ها لازم است تا پروفیل‌های سرعت، چگالی و دمای ملکول‌ها تعیین شدند. جریان جت خروجی از پیش‌ران 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 هیدرازین 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 تک سوختی هیدرازین و داده‌های مرجع [۱۷] به عنوان ورودی مسئله استفاده شده است. ضریب انبساط این نازل ۵۰:۱ و نیروی تراست آن ۴/۹۹۸ نیوتن است.

مرجع [۶] تخمین زده شده است. شکل (۱۴) جزییات 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 پیش‌ران‌ها به اندازه ۲۰ درصد فاصله‌شان در راستای محور  $Y$  یعنی به اندازه تقریبی ۵۰ میلی‌متر، به یکدیگر نزدیک و از یکدیگر دور شده‌اند. یعنی هر پیش‌ران به اندازه ۲۵ میلی‌متر از محل خود حرکت کرده است (شکل (۱۵)).

در این شبیه‌سازی‌ها جهت محاسبه بیشترین اثرات برخورد گازهای خروجی با اجزاء ماهواره، هر چهار پیش‌ران به صورت هم‌زمان روشن 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 جزییات 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 ۱۰۳,۴۴۴، ۲۴۶,۴۵۲ و ۳۵۵,۰۲۱ سلول استفاده شده است. در این سه شبکه سعی شده است تا تعداد سلول‌های روی سطوح حساس ماهواره مانند پنل خورشیدی و دهانه خروجی تراسترها ریزتر شود. این سه شبکه در شکل (۱۷) نشان داده شده است.

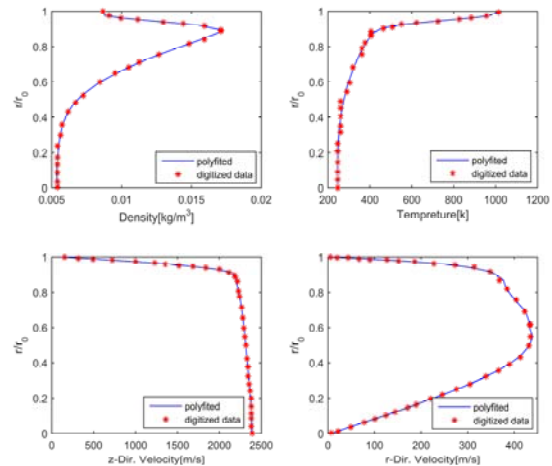
در جدول (۵) تغییرات نیروی اغتشاشی  $F_y$  که تأثیر پنل خورشیدی در آن بیشتر دیده می‌شود، به عنوان معیار تأثیر ابعاد شبکه بر نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. همانگونه که دیده می‌شود شبکه متوسط و ریز نتایج بسیار نزدیکی داشته و از این رو استفاده از شبکه متوسط قابل قبول می‌باشد. لازم به ذکر است شبکه متوسط 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

تعداد سلول‌های شبکه	$F_y$ (N)	درصد تغییر (%)
۱۰۳,۴۴۴	۰/۲۶۲۷	-
۲۴۶,۴۵۲	۰/۲۵۸۴	-۱/۷
۳۵۵,۰۲۱	۰/۲۵۹۲	۰/۳۱

به منظور بررسی تأثیر تعداد ملکول‌های شبیه‌سازی بر نتایج نیز، از ۷۸۹,۰۰۰، ۱,۵۷۶,۰۰۰ و ۳,۱۵۰,۰۰۰ 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 چندانی بر نتایج بدست آمده نداشته و بنابراین برای سایر محاسبات از ۱,۵۷۶,۰۰۰ ملکول استفاده شده است. لازم به ذکر است در مراجع [۴، ۶] تعداد ملکول‌های شبیه‌سازی شده بین ۱,۵ میلیون تا ۳ 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 ۲۵ ذره برخوردارند. در نواحی نزدیک مرز خلاء و مکان‌هایی که جت جریان بدان وارد نمی‌شود، این تعداد به مقادیر کمتر و زیر ۱۰ 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  $r$  و محاسبه مقدار  $a/T_0$  مقادیر پارامترهای ورودی آن ذره با توجه به توابع مشخص شده به میدان حل وارد می‌شود. شرایط مرز خروجی و فضای اطراف ماهواره به صورت خلاء در نظر گرفته شده است. در جدول (۳)، دمای سطوح مختلف ماهواره نشان داده شده است. دماهای 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

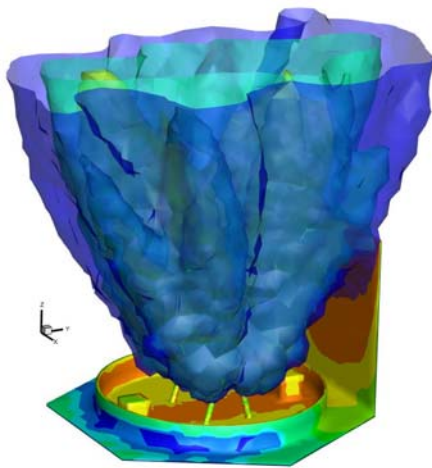
اجزای ماهواره	دما [k]
پیش‌رانه	۱۵۸
صفحه خورشیدی	۲۰۰
آنتن POD	۱۵۵
آنتن اس باند	۱۵۵
صفحه پایه	۱۴۲
حلقه آدیاتور	۱۵۱

جدول ۴- نسبت گونه‌های ملکولی وارد شونده به میدان حل

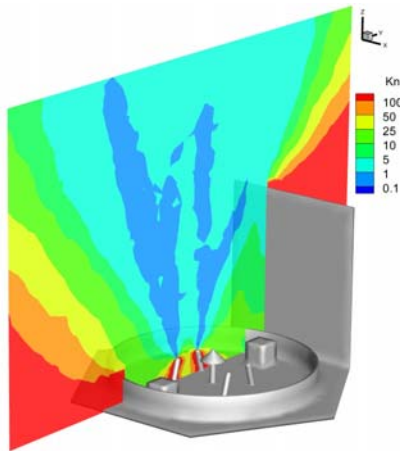
هیدرازین	درصد مولی گونه‌های گازی
۰/۳۵۷۶۱	H <sub>2</sub>
۰/۲۷۱۵۲	N <sub>2</sub>
۰/۳۷۰۸۰	NH <sub>3</sub>

**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 برخوردی 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 پیش‌ران‌ها 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.

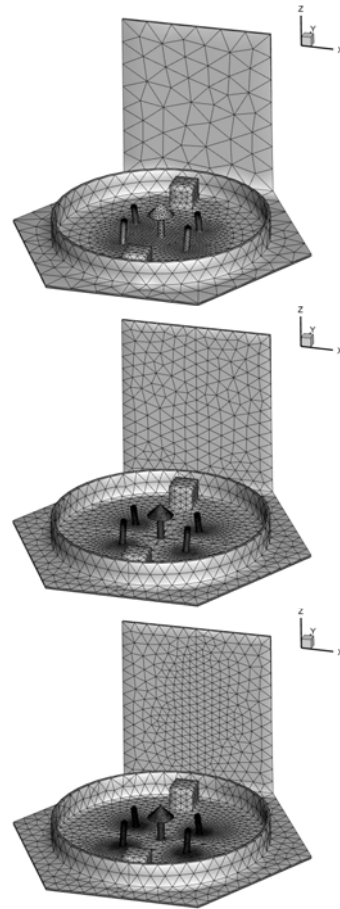


شکل ۱۹- صفحات هم مقدار چگالی عددی مدل ۱



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

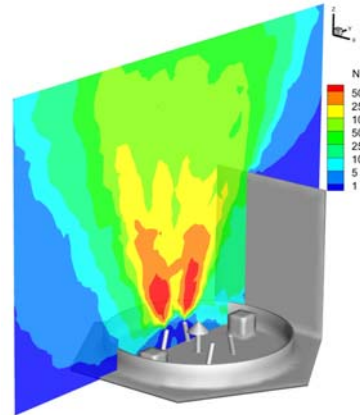
در شکل (۲۰) خطوط جریان در صفحه y-z در بخش مرکزی ماهواره برای هر سه مدل نشان داده شده است. در این شکل گسترش جریان نازل‌ها به خلاء به خوبی قابل مشاهده است. همچنین، می‌توان



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

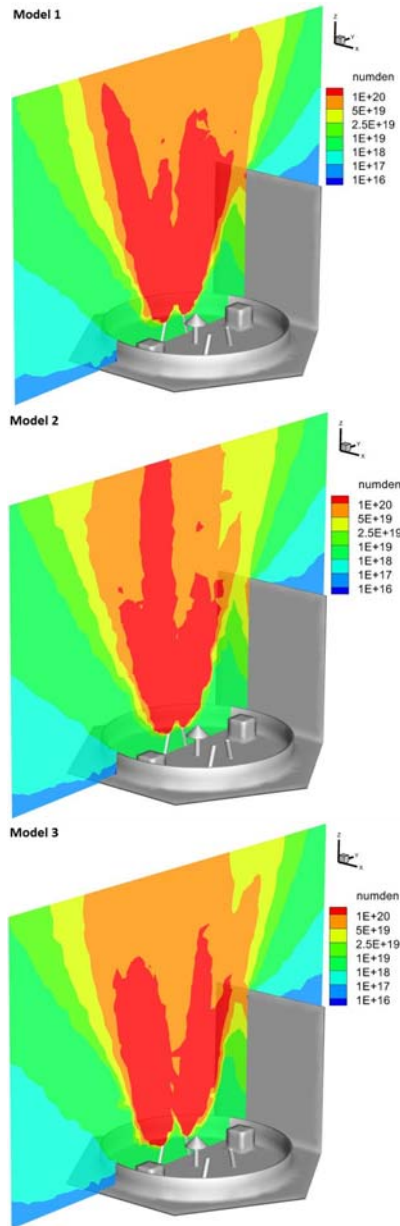
جدول ۶- تغییر نیروی اغتشاشی  $F_y$  برای تعداد ملکول‌های شبیه‌سازی مختلف

تعداد ملکول‌های شبیه‌سازی	$F_y$ (N)	درصد تغییر (%)
۷۸۹۰۰۰	-۰/۲۶۰۵	-
۱۵۷۶۰۰۰	-۰/۲۵۸۴	-۰/۸۲
۳۱۵۰۰۰۰	-۰/۲۵۷۷	-۰/۲۷



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

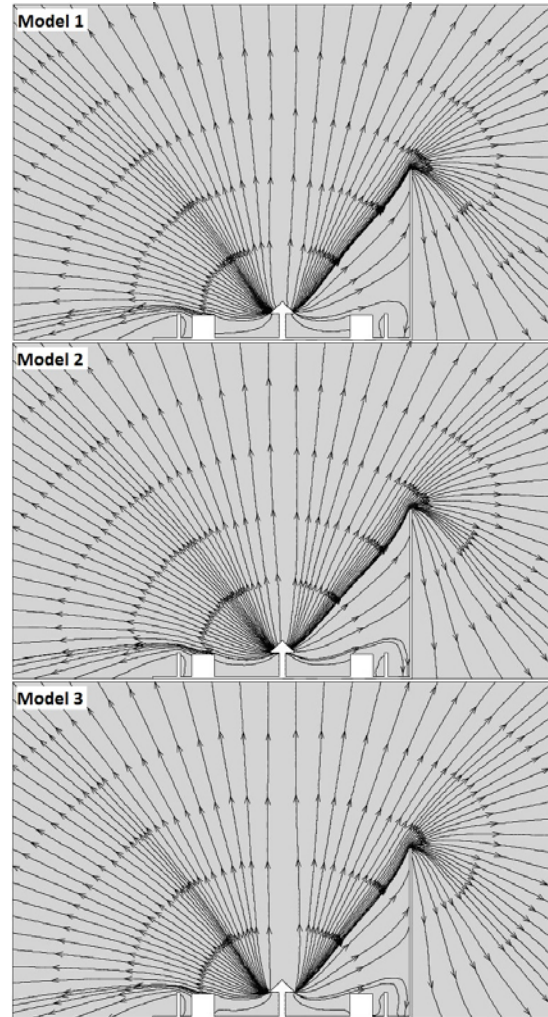
عبارتی تراکم ملکول‌ها در جهت منفی محور  $y$ ‌ها افزایشی یابد. این موضوع می‌تواند باعث بروز نیروها و گشتاورهای اغتشاشی نامطلوب شود.



**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

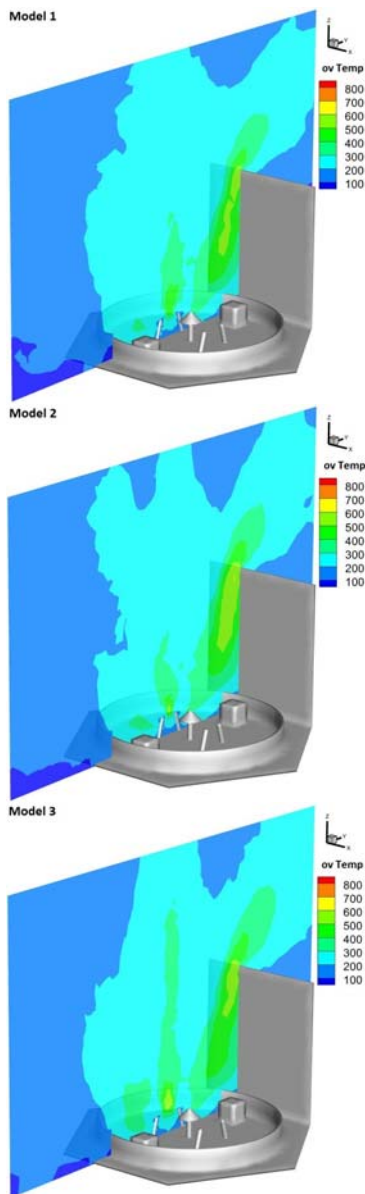
مشاهده کرد که مقدار چشمگیری از ذرات به طور مستقیم با صفحه خورشیدی برخورد می‌کنند، زیرا سطح نسبتاً بزرگ از صفحه خورشیدی نزدیک به خروجی پیشراشه‌ها قرار دارد. این موضوع برای مدل ۳ که فاصله پیشراشه‌ها در راستای محور  $y$ ‌ها بیشتر از دو مدل دیگر است، حادث می‌باشد. چرا که پیشراشه‌های سمت راست تصویر فاصله کمتری از صفحه خورشیدی دارند. بنابراین، افزایش اثرات نامطلوب از جمله نیرو و گشتاور اغتشاشی و بار گرمایی 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 یا به

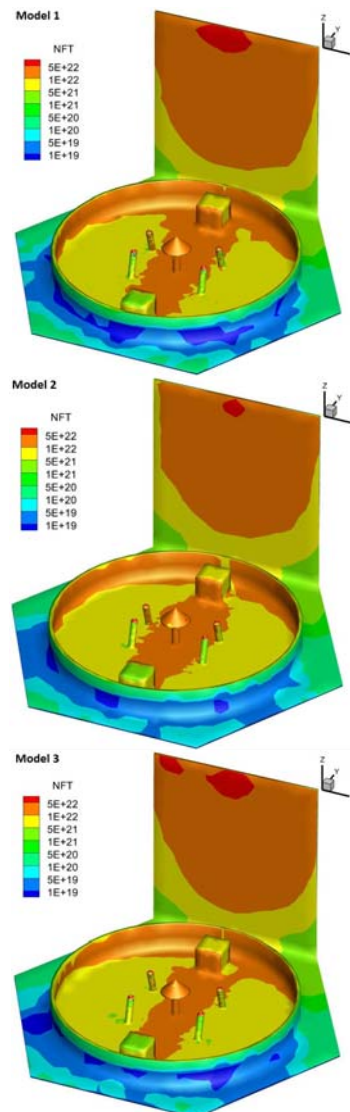
شار حرارتی برخوردی با سطوح ماهواره دارد. در شکل (۲۵) این شار حرارتی برای سطوح هر سه مدل ماهواره نشان داده شده است.



**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، آنتن هر سه مدل تحت بار حرارتی نسبی زیادی قرار گرفته است. بخش‌های مختلف آنتن از شاری در حدود ۱۵۰ وات بر متر مربع تا ۶۵۰ وات بر متر مربع را دریافت می‌نمایند. در مدل ۲ که نازل‌های پیش‌ران‌ها به هم نزدیکتر

$5 \times 10^{23}$  ملکول بر مترمربع در هر ثانیه در مناطق فوقانی صفحه خورشیدی و آنتن 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

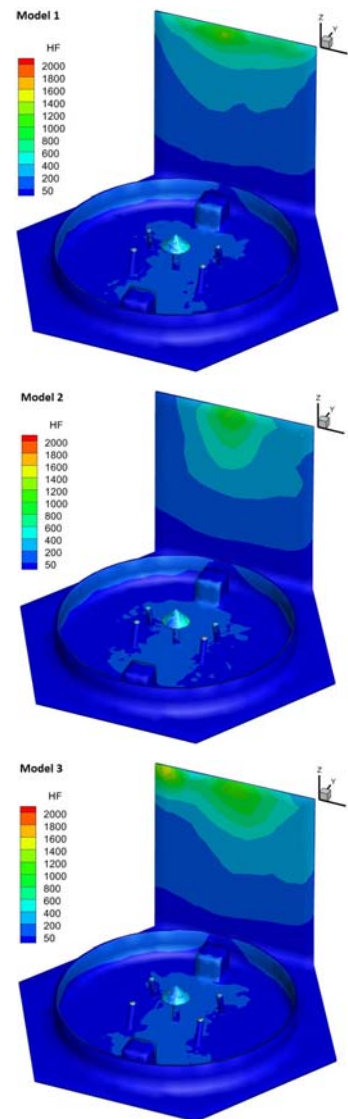
ماهوره	Fx (N)	Fy (N)	Fz (N)
مدل ۱	$-2.003 \times 10^{-3}$	0.2584	$-1.509 \times 10^{-2}$
مدل ۲	$-8.036 \times 10^{-4}$	0.2386	$-2.118 \times 10^{-2}$
مدل ۳	$-8.738 \times 10^{-3}$	0.2969	$4.283 \times 10^{-3}$

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

ماهوره	Tx (N.m)	Ty (N.m)	Tz (N.m)
مدل ۱	-0.1430	$-2.657 \times 10^{-3}$	$3.422 \times 10^{-3}$
مدل ۲	-0.1234	$-2.609 \times 10^{-3}$	$3.765 \times 10^{-3}$
مدل ۳	-0.1578	$-7.599 \times 10^{-3}$	$1.915 \times 10^{-3}$

در جداول (۷) و (۸) به ترتیب مقدار نیرو و گشتاور اغتشاشی ماهواره‌های مدل شده، ارائه شده است. باتوجه 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 ممتوم 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 ممتوم مماسی 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 پیشرانها 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 دور شدن پیشرانها 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 پیشرانها به آن حتی جهت نیروی اغتشاشی تغییر کرده است. با نزدیک شدن پیشرانها به صفحه خورشیدی خروجی نازل به طور مستقیم با صفحه خورشیدی برخورد می‌کند و ممتوم مماسی 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 آنتن‌ها و اجزای قرار گرفته بر روی این صفحه را که در جهت منفی محور zها می‌باشند، خنثی می‌کند. اما با فاصله گرفتن پیشرانها از صفحه

می‌باشند، سطح بیشتری از آنتن ماهواره تحت شار حرارتی بالاتر قرار گرفته است. در خصوص شار حرارتی برخوردی به سطح صفحه خورشیدی، حداقل شار حرارتی برخوردی در حدود ۳۰ 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 خورشید می‌باشد. بنابراین، می‌توان چنین نتیجه گرفت که قرارگیری صفحه سلول‌های خورشیدی در مجاورت نازل پیشرانها، کنترل دمای این زیرسیستم را ناممکن می‌نماید. تغییر اندک محل پیشرانها نیز ضمن افزایش این شار حرارتی، وسعت ناحیه شار بالا را بر روی صفحه سلول خورشیدی تحت تأثیر قرار می‌دهد.



شکل ۲۵- توزیع شار گرمایی برخوردی با سطوح ماهواره [W/m<sup>2</sup>] برای هر سه مدل

گشتاورهای اغتشاشی در مقایسه با نیرو و گشتاور تولید شده توسط پیش‌ران‌ها 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 محور  $z$ ها که به‌طور عمده در اثر وجود صفحه خورشیدی به وجود آمده‌اند در حدود یک الی یک و نیم درصد از کل نیروی پیش‌ران می‌باشد. این نیروی اغتشاشی در راستای دو محور دیگر در حدود دهم یا صدم درصدی می‌باشد. این مقدار اگر چه در مباحث کنترل فضاپیما بی اهمیت نیست اما زمانی که میزان گشتاور اغتشاشی تولید شده بخصوص در راستای محور  $x$ ها 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 محور  $x$ ها از ۱۳۰ تا ۱۷۰ درصد گشتاور مورد انتظار پیش‌ران 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.

### نتیجه گیری

در مقاله حاضر، کد محاسباتی توسعه یافته بر مبنای روش DSMC جهت بررسی اثرات برخورد جریان خروجی پیش‌ران‌ها به‌کار گرفته شده و با استفاده از نتایج تجربی در دسترس مورد ارزیابی و صحت‌سنجی قرار گرفت. در گام دوم، این کد محاسباتی برای نمونه‌ای از ماهواره به همراه پیش‌ران‌های آن مورد استفاده قرار گرفته و در آن تأثیر جابجایی محدود در محل پیش‌ران‌ها 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  $z$ ها منفی می‌شود. با توجه به مکان قرارگیری صفحه خورشیدی نیروی اغتشاشی جهت  $z$ ها از سایر نیروهای اغتشاشی بسیار بیشتر است. این نیرو به طور واضح با جابه‌جایی پیش‌ران‌ها تغییر کرده است. این مقدار با دور شدن پیش‌ران‌ها 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.

$$\begin{aligned} T_x &= F_z d_y - F_y d_z \\ T_y &= F_x d_z - F_z d_x \\ T_z &= F_y d_x - F_x d_y \end{aligned} \quad (2)$$

با توجه به هندسه و مکان صفحه خورشیدی، گشتاور در راستای محور  $x$ ها قابل توجه بوده و همان‌طور که انتظار می‌رود با نزدیک شدن پیش‌ران‌ها 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 جابه‌جایی پیش‌ران‌ها بر نیروها و گشتاورهای اغتشاشی در جدول (۹) نسبت تغییرات نیرو و گشتاورهای مهم‌تر، یعنی نیروی  $F_y$  و گشتاور  $T_x$  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 پیش‌ران‌ها به میزان ۲۰ درصد، یا به عبارتی دور شدن آنها از صفحه خورشیدی به میزان ۱۰ درصد (مدل ۲) باعث می‌شود تا نیروی  $F_y$  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 پیش‌ران‌ها از هم و نزدیک شدن پیش‌ران‌ها به صفحه خورشیدی (مدل ۳) باعث شده است تا میزان نیروی  $F_y$  نسبت به مدل پایه (مدل ۱) نزدیک ۱۵ درصد افزایش یابد. این میزان افزایش برای گشتاور  $T_x$  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 نیوتن) و مقدار هر گشتاور به مقدار گشتاور کل (۰/۰۹۳۴۱ نیوتن متر) بی‌بعد 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 Journal 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 9<sup>th</sup> 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 18<sup>th</sup> 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 به‌طور مستقیم با صفحه 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 صفحه خورشیدی، گشتاور زیادی در راستای محور x در حدود ۱۵۰٪ گشتاور اسمی ایجاد شده است که با جابه‌جایی اندک پیشرانها این مقدار تا حدود ۱۷۰٪ نیز افزایش می‌یابد که عدم مناسب بودن محل صفحه خورشیدی را نشان می‌دهد. همچنین، این جابه‌جایی باعث شده است تا به طور میانگین ۱۱٪ در مقدار نیرو و حدود ۱۲٪ در میزان گشتاورهای اغتشاشی تولیدی تغییر حاصل شود. شار گرمایی برخوردی به سطوح ماهواره با توجه به مکان صفحه 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 جابه‌جایی‌های محدود، بدون نیاز به تغییر کلی چیدمان ماهواره را نشان می‌دهد. همچنین، قابلیت کد توسعه‌یافته را برای شبیه‌سازی جریان رقیق اطراف پیشرانهای ماهواره‌ها به خوبی نشان می‌دهد.

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [1] K.C. Kannenberg and I.D. Boyd, "Three Dimensional Monte Carlo Simulations Of Plume Impingement" *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 13, No. 2, 1999.
- [2] J.H. Park, S.W. Beak, "DSMC Analysis of the Interaction Between Thruster Plume and Satellite Components, 40<sup>th</sup> 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.