Archive of SID.ir JSST Prin

Vol. 15 / Issue 2 / 2022 / (No. 52) Print ISSN: 2008-4560 / Online ISSN: 2423-4516 https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1330

Pages: 43-58 / Research Paper / Received: 29 January 2021 / Revised: 30 August 2021 / Accepted: 21 September 2021

Journal Homepage: https://jsst.ias.ir

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

*Corresponding Author's E-mail: 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 the3D plume impingement flows and investigate its effects. Two impingement problems are computed. The impact of a jet of nitrogenon 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 satelliteconfiguration 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. Theresults 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

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).

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), <u>https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1330</u>.



SS

دوره ۱۵ / شماره ۲ / ۱۴۰۱ / (پیاپی ۵۲) شاپای چاپی: ۴۵۶۰– ۲۰۰۸/ شاپای الکترونیکی: ۴۵۱۶–۲۴۲۳ https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1330

ص. ص. ۵۸- ۴۳ / مقاله علمی- پژوهشی / دریافت: ۱۰/۱۱/۱۰ / ۱۳۹۹ / بازنگری: ۸۰/۰۶/۰۴ / پذیرش: ۱۴۰۰/۰۶/۳۰

Journal Homepage: https://jsst.ias.ir



مستقیم مونت کارلو (DSMC)

حامد علیصادقی (*، آزاده خدیوی و احسان ذبیحیان

۱، ۲- دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

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

*ایمیل نویسنده مخاطب: alisadeghi@kntu.ac.ir

چکيده

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 ارتقاءیافتهٔ برد (Bird) با شبکهبندی بی سازمان استفاده شده است. این کد توسط جریان جت صوتی نیتروژن برخوردکننده به صفحهٔ تخت اعتبارسنجی شده است. تنایج حاصل نشان می دهد که کد محاسباتی توسعهیافته از صحت و دقت لازم برخوردار است. همچنین، در این تحقیق ماهوارهای به صورت نمونه مداسازی، اثرات گازهای خروجی از پیشرانهٔ تک سوختی هیدرازین بر اجزای آن مشخص شده و تأثیرات جابجایی جربی محل پیشرانهها می تواند نیروها و گشتاورهای اغتشاشی را تا ۱۵ درصد مقدار اولیه تغییر دهد.

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

 T_0

 P_0

Ŷ

Î

β

 F_x

 F_{v}

 F_{7}

 T_x

 T_{v}

 T_z

r

علائم و اختصارات

شعاع خروجي ذره از صفحه نازل تراستر

مقدمه

 r_0

Archive of SID.ir

JSST

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 مداری و یا کنترل وضعیت آن بسیار متداول است. جانمایی موقعیت خروجی پیشرانهها به طور معمول بر اساس ملاحظات دینامیکی و کنترلی صورت می گیرد. با این وجود، ملاحظاتی نیز در رابطه با اثرات گازهای خروجی پیشرانهها بر روی سطوح حساسی مانند سلولهای

۳. دکتری

۱. استادیار ۲. کارشناسی ارشد

دمای سکون

فشار سكون

فشار بدون بعد

تنش برشی بدون بعد

نیرو در راستای محور x

نیرو در راستای محور y

نیرو در راستای محور Z

گشتاور در راستای محور X

گشتاور در راستای محور y

گشتاور در راستای محور Z

شعاع صفحه خروجي نازل پيشرانه

زاويه برخورد جت به صفحه مقابل

© 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).

شبیه سازی جریان خروجی پیشرانه های با استفاده از روش مستقیم مونت کارلو (DSMC) ...

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۴۵ دوری فضایی / ۲۵ دوره ۱۵ شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیایی ۵۲)

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 می شود. این جریان خروجی، شعله^۲نامیده می شود. جریان خروجی شعله در برخورد^مبا سطوح ماهواره، علاوه بر اینکه نیروها، ممانها و بارهای حرارتی ناخواستهای را بر روی سطوح تحمیل می کند، می تواند 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 اعتشاشی، نیاز به جانمایی مناسب محل پیشرانهها در ماهوارهها می باشد. برای این منظور استفاده از ابزارهای شبیه سازی می تواند راه می باشد. برای این منظور استفاده از ابزارهای شبیه سازی می تواند راه می 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 کارلوائزار مناسب و کارآیی جهت شبیهسازی این مسئله میباشد [–۱ ۶]. روش DSMC، روشی است که اولین بار برد^۷در سال ۱۹۷۶ میلادی معرفی نمود. در این روش، به جای حل عددی معادلهٔ بولتزمن از فرضیات و فیزیکی که در استخراج معادلهٔ بولتزمن به کار گرفته شده است، استفاده میشود [۷].

در سال ۱۹۹۸، کننبرگ و بوید [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 بیک^۹[۲] با استفاده از روش DSMC جت خروجی پیشرانههای ماهواره IT-II با استفاده از روش MMC جت خروجی 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 درنظر گرفتن شرایط عملکردی مختلف برای پیشرانهها و مقایسهٔ نتایج آن تکمیل کردند [۳]. این افراد نشان دادند اصلی و شار حرارتی در مقایسه با شار خورشیدی ناچیز بوده و قابل موف نظر است. همچنین، نشان دادند که با وجود برخورد زیاد ملکول ها با سطوح ماهواره به دلیل بالابودن دمای سطوح برای جذب ملکول ها با سطوح ماهواره به دلیل بالابودن دمای سطوح برای جذب

جریان جت خروجی بر روی سطح ماهواره مدار لئو با استفاده از روش DSMC موازیٰ توسط لی 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 پلاسمای 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 می دهد 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 بی سازمان توسعه یافته در مراجع [۱۴، ۱۴] برای شبیه سازی جت خروجی نازلهای فضایی توسعه داده شده و با نتایج تجربی ارائه شده در مراجع [۱۵، ۱۶] صحت سنجی شده است. در مرحله دوم برای نشان دادن تأثیر جابجاییهای اندک محل پیشرانهها بر روی نیروها و گشتاورهای اغتشاشی، با مدل سازی ماهواره ای 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



Plume
 Impingement

^{6.} Direct Simulation Monte Carlo (DSMC)

^{7.} Bird

^{8.} Kannenberg & Boyd

^{9.} Park & Beak 10. Parallel DSMC (PDSMC)

^{11.} Lee

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دوره ۱۵ / شماره ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیایی ۵۲)

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 ملکول ها و ردیابی آنها
 - نشان گذاری ذرات
- شبیهسازی برخوردهای ملکولی
- نمونه گیری از خواص میدان جریان

در روش DSMC حرکت ملکولها و برخوردهای بین ملکولی در بازههای زمانی داخلی از هم تفکیک می شود. در مرحله اول، تمامی ملکول ها متناسب با سرعت و گام زمانی تعیین شده در داخل میدان جابجا می شوند. در این فرآیند، برخورد ملکول ها با مرزهای میدان اعم از مرزهای جریان، خلاً، مرز تقارن و مرزهای جسم مورد بررسی قرار گرفته و متناسب با نوع مرز رفتار ملکول پیشبینی می شود. در مرزها، با تعیین خواص ميكروسكوپيك ملكولها مطابق با قوانين بقاء و توابع توزيع مربوطه، شرایط مرزی اعمال شود. برخورد ملکول ها با سطح جسم نیز با مدل پخشتا بیان می شود. در مرحله دوم ملکول های جابجاشده در میدان ردیابی و مکان و سلول جدید آنها تعیین می شود که در این تحقیق از روش ردیابی مسیر ذرّه برای رهگیری ذرات استفاده شده است. در این مرحله فهرست و سازمان دادهای مربوط به موقعیت و سلول در برگیرنده ملكولها تحت عنوان مرحله نشان گذارى ذرات انجام مى گيرد. اصلاح فهرست ملکول ها برای شبیه سازی برخوردهای بین ملکولی و نمونه گیری از خواص ماکروسکوپیک ضروری است. در مرحله سوم جفت برخورد با استفاد از روش پذیرش-عدم پذیرش انتخاب می شود. در این تحقیق از روش ان تی سمّی برای این منظور استفاده شده است. پس از تعیین جفت برخورد، متناسب با نوع مدل ملکولی به کاررفته که در این تحقیق مدل کرهٔ سخت متغیر استفاده شده است و با توجه به نوع مدل برهم کنش ملکولی، سرعتها و انرژی ملکولها شرکت کننده در برخورد تعديل و اصلاح مى شوند. در اين تحقيق از توزيع تعادلي روش لارسن-بورگناک۱۶ ستفاده شده است. از آنجاکه درجه حرارت متوسط در میدان حل مورد نظر نسبتاً کم است، تنها انرژی چرخشی درنظر گرفته

حامد علیصادقی، آزاده خدیوی و احسان ذبیحیان

شده و از واکنشهای شیمیایی و حالت ارتعاشی ملکولها صرفنظر شده است. در آخرین گام، از خواص ماکروسکوپیک جریان در مرکز سلول نمونه گیری شده و خواص ماکروسکوپیک 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، داخلی ترین حلقه مربوط به حرکت ذرات و بررسی برخورد آنها با سطوح و با یکدیگر است. حلقه دوم مربوط به نمونه گیری 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 بِرد [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 شبکهٔ محاسباتی مورد نیاز از نرمافزار گمبیت^۷استفاده شده است. در این نرمافزار شرایط مرزی نیز توسط کاربر تعیین میشود. پس از تعیین تمامی مرزهای میدان، فایل حاوی اطلاعات شبکهٔ محاسباتی در فرمت NEU ذخیره میشود. این فرمت توسط کد را برای مرزی مرزی مرزی تعریف شده در کد پایه برای 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 [۳۱، ۱۴] معرفی میشوند.

بررسي جت برخورد كننده به صفحه تخت مقابل

پیش از این، کد توسعه یافته 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 باسطوح، از نتایج تجربی جت نیتروژن برخوردکننده با صفحهٔ 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 سادهٔ این مسئله امکان استفادهٔ آسان از آن را فراهم مینماید، در حالی که ماهیت سه بعدی مسئله مچنان حفظ میشود. مسئله یک جریان جت از گاز نیتروژن است که توسط روزنهای خارج شده و به صفحهٔ تخت مقابل خود برخورد میکند. شکل (۲) طرح کلی این مسئله را نشان میدهد.



^{12.} Diffusive Model

^{13.} Ray Tracing14. No Time Counter (NTC)

^{15.} Variable Hard Sphere (VHS)

^{16.} Larsen-Borgnakke

^{17.} Gambit

شبیه سازی جریان خروجی پیشرانه های با استفاده از روش مستقیم مونت کارلو (DSMC) ...







Flat Plate

دمای سکون گاز برابر با دمای سطح ۳۰۰ کلوین است و از فشار سکون Pa =1000 = Pمنبسط میشود. روزنه در فاصله ۴۰ میلیمتری از سطح قرار داشته و دارای مقطعی دایروی با شعاع ۱ میلیمتر است. فرض بر آن است که جریان در خروجی صوتی است. عدد نادسن در خروجی روزنه، براساس شعاع آن ³⁻¹⁰ × 8 است. این شرایط یک

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۲۷ دوره ۱۵/ شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۴۰۱ (پیایی ۵۲)

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^۸ در قسمت مرکز خلاء بالای گوتینگن^۹ آنجام شده است. آزمایشات مربوط به فشار و تنش برشی توسط لگ[$[\Delta]$ و مطالعات مربوط به شار گرمایی توسط دورینگ^۱ آنجام شده[3] 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 Pa 50.00 و در هنگام انجام آزمایشهای مربوط به شار گرمایی فشار پشت برابر با Pa 0.00 بوده و فشار سکون Pa 01000است استخراج شده است. به منظور حذف تأثیرات فشار سکون و طول سطح (L)، فشار و تنش برشی توسط رابطهٔ (۱) بی بعد شده اند.

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

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

شایان ذکر است که بهرغم استفاده از این بی بعدسازی، همچنان وابستگی به فشار سکون مشاهده می شود. بدین ترتیب که کاهش فشار سکون منجر به رقیق تر شدن جت و در نتیجه افزایش فشار نرمال و تنش برشی می شود [۲].

مدلسازی فیزیکی

جریان ورودی روزنه صوتی به عنوان یک جریان ماکروسکوپی یکنواخت از مولکولهای نیتروژن در راستای محور جت مدل می شود. اثرات لایه مرزی در خروجی نازل ناچیز فرض می شود. پارامترهای ورودی براساس روابط آیزنتروپیک و دمای سکون ۳۰۰ کلوین و فشار سکون Po = 1000 = 0محاسبه شده است. این محاسبات منجر به سرعت ورودی m/s و rrr و دمای ۲۵۲/۲ کلوین و چگالی عددی $Io2^3m^{-3} \times 10^{23} n$ می شود. مقدار معینی فشار پشت جهت شبیه سازی جریان درون محفظه تانک درنظر گرفته شده است. مدل برخورد ملکول با سطح به صورت پخشی و دمای سطح ۲۰۰ کلوین در نظر گرفته شده است.

شبيهسازي مسئله

همانطور که پیش از این اشاره شد، شبکه محاسباتی بهوسیله نرمافزار گمبیت و کاملاً بی سازمان و با استفاده از سلولهای هرمی، تقسیم بندی شده است. شکل (۳) نمونه ای از شبکه را برای مدل جت موازی با سطح ($^{\circ} 0 = \beta$) نشان می دهد. در شبکه بندی این مدل،

20. Legge 21. Doring

^{18.} German Aerospace Center (DLR)

^{19.} Gottingeng

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دوره ۱۵ / شماره ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیایی ۵۲)

بیشتر سلولها در مجاورت روزنه جایی که تراکم جریان بالا است، قرار دارند و تمرکز شبکه روی صفحه به علت تراکم کمتر، کاهش پیدا کردهاست. صفحهٔ تقارن نیز بهمنظور 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 نمونهٔ جت موازی سطح نشان می دهد.



شکل ۳- شبکهبندی و شرایط مرزی جت موازی با سطح

جدول ۱- مشخصات جریان و شبکهٔ جت موازی سطح

مقدار	مشخصه
۴۰×۴۰×۱۶۰mm	ابعاد ميدان شبيهسازي
۳۳۰۰۰	تعداد سلولهای میدان
۶ү	تعداد نقاط ميدان
۵۸۰	تعداد المانهای سطح
۵۸	تعداد المانهای جت
(Tetrahedron)تتراهيدرون	نوع سلول
۳۳۰۰۰۰	تعداد کل ذرات شبیهسازی
۲×۱۰ ^{-۷}	اندازه قدم زمانی
)	تعداد گامهای زمانی
۱۵۰۰۰	تعداد نمونه گیریها

$(\boldsymbol{\beta} = 90^{\circ})$ برخورد عمودی ($\boldsymbol{\beta}$

شکل (۴) نمودار فشار وارد بر سطح شبیه سازی شده با استفاده از کد حاضر را با داده های تجربی [۱۵] وشبیه سازی کننبرگ و بوید [۱] مقایسه می کند. تطابق خوبی بین نمودارها مشاهده می شود. فشار از یک مقدار حداکثر در ابتدای محور شروع به افت می کند. در روش عددی داده ها در فاصله زیاد از سطح، در جایی که جت کمترین تأثیر را بر سطح دارد، تا فشار محیط پیش می روند. همچنین، در شکل (۵) تنش برشی نشان داده شده است. تطابق خوبی بین داده ها مشاهده می شود. نمودارها شکل یکسانی را نشان می دهند که در آن تنش برشی

حامد علیصادقی، آزاده خدیوی و احسان ذبیحیان

از مقدار صفر در ابتدای محور تا یک مقدار حداکثر بالا رفته و سپس با کاهش فشار گاز نزول پیدا می کند. 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 می شود و تنها در محدوده روبروی جت عدم تطابق در نتایج عددی و تجربی مشاهده می شود. 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/m²]- جت عمودی

شبیه سازی جریان خروجی پیشرانه های با استفاده از روش مستقیم مونت کارلو (DSMC) ...



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/m²]-جت ۴۵ درجه

برخورد جت با زاویه ۴۵ درجه ([°]β = 45

شکل (۲) 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 قطیت در اندازه گیری فشار در

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۲۹ دوره ۱۵ شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیاپی ۵۲)

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 می شود.

$(\boldsymbol{\beta} = \mathbf{0}^{\circ})$ برخورد جت موازی ($\boldsymbol{\beta} = \boldsymbol{\beta}$)

قبل از پرداختن به نتایج این بخش، شایان ذکر است که در آزمایشهای تجربی انجام شده، برای اندازه گیری شار گرمایی، فشار سکون برابر با ۱۰۰۰ پاسکال بوده است. اما در آزمایشهای مربوط به اندازه گیری 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 کننبرگ و بوید از فشار سکون ۱۰۰۰ پاسکال استفاده شده است. شایان ذکر است که نسبت فشار پشت به فشار سکون در تاسیسات 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 می شود.



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

شکل (۱۰) فشار نرمال شده وارد برسطح را نشان میدهد. نمودارها تطابق کیفی خوبی دارند. بدون فشار پشت، دادههای شبیه سازی به سمت صفر میل می کنند. هیچ خط مجانبی برای داده-های 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، محسوس تر از تفاوت این مقادیر در نمودار فشار است. نتایج شار حرارتی در شکل (۱۲) ارائه شده است.

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 می شود.



شکل 11 – تنش برشی بیبعد شده وارد بر سطح –جت موازی



شکل ۱۲-شار حرارتی خالص وارد بر سطح [W/m²]- 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

همان گونه که در بخش مقدمه اشاره شد، هدف این تحقیق در مرحله اول، شبیه سازی جریان خروجی پیشرانه های فضایی و بررسی تأثیرات آن بر ساختار و عملکرد فضاپیماها بوده و در مرحله دوم، بررسی تأثیرات جابه جایی های جزئی خروجی های پیشرانه بر نیروها و

حامد علیصادقی، أزاده خدیوی و احسان ذبیحیان

گشتاورهای اغتشاشی تولید شده می باشد. به منظور واقعی تر شدن هر چه بیشتر مسئله سعی شده است تا از ماهوارهای مشابه با ماهواره شبیه سازی 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 پیشرانه ها، امکان مقایسه نتایج این بخش با نتایج مرجع [۶] فراهم نشده است و تنها از هندسه و اطلاعات این مرجع جهت شبیه سازی ماهواره ای واقعی استفاده شده است. شمای مرجع جهت شبیه سازی ماهواره ای واقعی استفاده شده است. شمای (۱۳) نشان داده شده است. این ماهواره شامل یک حلقه آداپتور^{۲۲} یک آنتن باند اس^{۲۳} چهار پیشرانه هیدرازین، یک صفحه سلول خورشیدی آلاو عدد آنتن POD مکعبی⁶ وضحه قاعده آلاست.





زاویهٔ کلی قرارگیری سر پیشرانه نسبت به صفحه zx، ۱۴ درجه، طول صفحهٔ خورشیدی ۱ متر، میدان محاسباتی، استوانهای به شعاع ۱/۶ متر و ارتفاع ۲ متر و قطر حلقه آداپتور ۱۲۱۴/۹ میلیمتر است. شعاع صفحهٔ خروجی پیشرانهها نیز ۵/۶۴ 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 صفحهٔ سلول خورشیدی با استفاده از تصاویر موجود در

25. POD antenna

^{22.} Adapter ring

^{23.} S-band antenna

^{24.} Solar panel

^{26.} Bottom platform

۵۱/

شبیه سازی جریان خروجی پیشرانه های با استفاده از روش مستقیم مونت کارلو (DSMC) ...

فصلنامهٔ علمی– پژوهشی علوم و فناوری فضایی دوره ۱۵/ شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیاپی ۵۲)

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

> در این شبیه سازی ها جهت محاسبهٔ بیشترین اثرات برخورد گازهای خروجی با اجزاء ماهواره، هر چهار پیشرانه بصورت 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 گونه ای انتخاب شده است که در هر گام زمانی به میزان کافی برخورد بین ملکولی در داخل سلول ها اتفاق بیفتد [۶].



شکل ۱۴ – پیکربندی ماهواره مدل شده و جزییات شبکهبندی صفحات و اجزای آن



شکل ۱۵ – محل قرارگیری پیشرانهها در سه مدل ماهواره نمونه

مشخصات	ماهواره مدل ۱
گاز	هيدرازين
مدل برخورد ذرات	VHS
مدل برخورد ذرات با سطح	Diffusion
تعداد سلولهای میدان	748
تعداد نقاط ميدان	۵۰۰۰۰
تعداد المانهای سطح	7
تعداد المانهای هر جت	١١٧٠
نوع سلول	Tetrahedron
تعداد کل ذرات شبیهسازی	108
اندازه قدم زمانی	7.5x10 ⁻⁸
نرمافزار شبكهبندى	GAMBIT
تعداد گامهای زمانی	10
تعداد نمونه گیریها	۲۰۰۰۰

جدول ۲- مشخصات محاسباتی ماهواره مدل

شرایط مرزی شبیه سازی جریان شعله بر روی ماهواره به منظور اعمال شرایط مرزی در صفحه خروجی نازل پیشرانه ها لازم است تا پروفیل های سرعت، چگالی و دمای ملکول ها تعیین شدند. جریان جت خروجی از پیشرانه در عمل هر دو رژیم جریان پیوسته و مولکولی را تجربه می کند. 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 می شود. در مرجع [۱۷]، محیط بخش دوم یعنی حل محیط رقیق داده می شود. در مرجع [۱۷]، محیط از روش ناویر – استوکس حل و نمودار خروجی آن ها ارائه شده است. در این تحقیق مشابه با مرجع [۶] از نازل تک سوختی هیدرازین و داده های مرجع [۱۷] به عنوان ورودی مسئله استفاده شده است. خاده های مرجع [۱۷] به عنوان ورودی مسئله استفاده شده است.

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دوره ۱۵ / شماره ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیاپی ۵۲)



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 فاصلهٔ هر ذره از مرکز صفحه خروجی پیشرانه، یعنی مقدار r و محاسبه مقدار r/r_0 مقادیر پارامترهای ورودی آن ذره با توجه به توابع مشخص شده به میدان حل وارد می شود. 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. در ماهای اعمال شده بر سطوح، پایین ترین دمایی است که ماهواره در طی ماموریت خود با آن مواجه می شود [۶]. در جدول (۴)، نسبتهای ملکولی وارد شده به میدان حل ارائه شده است [۶].

جدول ۳-پایین ترین دمای ممکن اجزای ماهواره

دما [k]	اجزای ماهواره
۱۵۸	پيشرانه
۲۰۰	صفحة خورشيدى
۱۵۵	آنتن POD
۱۵۵	آنتن اس باند
142	صفحهٔ پایه
۱۵۱	حلقهٔ آداپتور

جدول ۴-نسبت گونههای ملکولی وارد شونده به میدان حل

درصد مولی گونههای گازی	هيدرازين
H_2	+/89781
N_2	+/77107
NH ₃	٠/٣٧٠٨٠

حامد علیصادقی، آزاده خدیوی و احسان ذبیحیان

بررسی استقلال حل از شبکه، و تعداد ملکولهای شبیه سازی به منظور بررسی استقلال نتایج از اندازه شبکه، از سه شبکه درشت، متوسط و ریز به ترتیب با ۲۴۶٬۴۵۲، 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 Fy که تأثیر پنل خورشیدی در آن بیشتر دیده می شود، به عنوان معیار تأثیر ابعاد شبکه بر نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. همانگونه که دیده می شود شبکه متوسط و ریز نتایج بسیار نزدیکی داشته و از این رو استفاده از شبکه متوسط قابل قبول می باشد. لازم به ذکر است شبکه متوسط به کار گرفته شده از لحاظ تعداد سلول ها به شبکه مورد استفاده در مرجع [۶] بسیار نزدیک است.

جدول ۵- تغییر نیروی اغتشاشی Fy برای شبکههای مختلف

درصد تغيير (٪)	Fy (N)	تعداد سلولهای شبکه
-	•/7977	1.7444
-1/Y	•/۲۵л۴	745407
۰/۳۱	•/٢۵٩٢	300.21

به منظور بررسی تأثیر تعداد ملکول های شبیه سازی بر نتایج نیز، از ۲۹۹٬۰۰۰ ، ۱٬۵۷۶٬۰۰۰ و ۳٬۱۵۰٬۰۰۰ ملکول های شبیه سازی استفاده شد. تغییرات نیروی اغتشاشی Fy در جدول (۶) برای این سه حالت نشان داده شده است. همانگونه که در این جدول مشاهده می شود، تغییر تعداد ملکول های شبیه سازی تأثیر چندان زیادی 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 ملکول های شبیه سازی شده بین ۱٬۵ میلیون تا ۳ میلیون در نظر گرفته شده است.

برای اطمینان از اینکه در هر سلول تعداد مناسبی از ذرات شبیه سازی 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 می شود، اغلب سلول های قرار گرفته در نواحی حساس میدان حل از تعداد ذرات بالاتر از ۲۵ ذره برخوردارند. در نواحی نزدیک مرز خلاء و مکان هایی که جت جریان بدان وارد نمی شود، این تعداد به مقادیر کمتر و زیر ۱۰ ذره در هر سلول می رسد که با توجه به فیزیک مسئله این امر تأثیر چندانی بر نتایج نهایی ندارد.

شبیه سازی جریان خروجی پیشرانه های با استفاده از روش مستقیم مونت کارلو (DSMC) ...



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

جدول ۶- تغییر نیروی اغتشاشی Fy برای تعداد ملکول های شبیه سازی مختلف

درصد تغيير (٪)	Fy (N)	تعداد ملكولهاي شبيهسازي
-	۰/۲۶۰۵	۷۸۹۰۰۰
-•/XY	٠/٢۵٨۴	1078
-•/YY	+/YAYY	۳۱۵۰۰۰۰



شکل ۱۸ – صفحات همتراز تعداد ذرات در هرسلول مدل ۱

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۲۲ دوره ۱۵/ شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۴۰۱ (پیایی ۵۲)

نتايج حاصل و مقايسهٔ أنها

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 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 هم مقدار چگالی عددی مدل ۱



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

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دوره ۱۵ / شماره ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیایی ۵۲)

مشاهده کرد که مقدار چشمگیری از ذرات به طور مستقیم با صفحه خورشیدی برخورد میکنند، زیرا سطح نسبتاً بزرگ از صفحهٔ خورشیدی نزدیک به خروجی پیشرانهها قرار دارد. این موضوع برای مدل ۳ که فاصله پیشرانهها در راستای محور برها 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 بار گرمایی بیشتر نسبت به سایر مدلها را میتوان برای این مدل پیش بینی 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 z-y در بخش نازلهای عقبی ماهواره در شکل (۲۱) نشان داده شده است. همانگونه که در این شکل مشاهده می شود، نزدیک شدن خروجی نازل ها به هم باعث تداخل بیشتر جریان نازل ها در مدل ۲ شده است. از طرفی، وجود پنل خورشدی باعث شده است تا در هر سه مدل چگالی عددی یا به

حامد علیصادقی، آزاده خدیوی و احسان ذبیحیان

عبارتی تراکم ملکولها در جهت منفی محور ۷ها افزایشی یابد. این موضوع می تواند باعث بروز نیروها و گشتاورهای اغتشاشی نامطلوب شود.



شکل ۲۲ – خطوط همتراز چگالی عددی [1/m³] جریان گاز خروجی در صفحه y-z در صفحه روی نازلهای عقبی ماهواره، برای هر سه مدل

برخورد مستقیم جریان به صفحهٔ خورشیدی باعث می شود 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

شبیه سازی جریان خروجی پیشرانه های با استفاده از روش مستقیم مونت کارلو (DSMC) ...

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۵۵ دوره ۱۸ (پیابی ۵۲)

5E+21 1E+21 5E+20 1E+20 1E+20 5E+19 ส่

۲۰^{۲۲} ۵ ملکول بر مترمربع در هر ثانیه در مناطق فوقانی صفحهٔ خورشیدی و آنتن مشاهده میشود.

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



شکل ۲۳– توزیع شارعددی برخوردی با سطوح ماهواره [1/m².s] برای هر سه مدل

در خطوط همتراز شکل (۲۳) بخصوص مدل سوم کمی عدم تقارن مشاهده می شود. این عدم تقارن ناشی از عدم تقارن شبکه استفاده شده در شبیه سازی ها می باشد که امری اجتناب ناپذیر است. لازم به ذکر است در تولید شبکه ها سعی شده است تا حد ممکن شبکه تولید شده متقارن باشد، اما شکل بی سازمان و سه بعدی مسئله اجازه این امر را به طور کامل نمی دهد. در شکل (۲۴)، خطوط همتراز دمای کلی در صفحه z-y روی نازل های 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

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 رفتار شار گرمایی همانند رفتار شار عددی نشان داده شده در شکل (۲۳) میباشد. چرا که این شار با تعداد ذرات گاز بر خوردی 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 پیشرانهها به هم نزدیکتر

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دوره ۱۵ / شماره ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیاپی ۵۲)

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 پیشرانهها، کنترل دمای این زیرسیستم را ناممکن مینماید. تغییر اندک 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

حامد علیصادقی، آزاده خدیوی و احسان ذبیحیان

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	مدل۱
-8.036x10 ⁻⁴	0.2386	-2.118x10 ⁻²	مدل۲
-8.738x10 ⁻³	0.2969	4.283x10 ⁻³	مدل۳

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	مدل۱
-0.1234	-2.609x10 ⁻³	3.765x10 ⁻³	مدل۲
-0.1578	-7.599x10 ⁻³	1.915x10 ⁻³	مدل۳

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 می شود. چرا که گاز خروجی از نازل ها با صفحه سلول خورشیدی برخورد کرده و نیروی ممنتوم عمودی خود را به آن منتقل می نمایند. بعد از محور yها، در راستای محور zها نیروی اغتشاشی بیشتری نسبت به محور xها تولید می شود. 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 شبیه سازی باقی می ماند. همچنین، در راستای محور zها با توجه به قرار گیری صفحه خورشیدی در این راستا، ذرات گاز با صفحه برخورد کرده و ممنتوم مماسی خود را به آن منتقل می کنند. بدیهی است هر چقدر شار عددی برخوردی با این سطح افزایش یابد میزان نیروی اغتشاشی بیشتری نيز توليد مى شود. همان طور كه انتظار مى رود دور شدن پيشرانه ها از صفحهٔ خورشیدی (مدل ۲) باعث می شود که ذرات برخورد کمتری با المانهای سطح داشته باشند. بنابراین، مقدار نیروی اغتشاشی در راستای محور xها با دورشدن پیشرانهها از صفحه، کاهش می یابد و بالعکس. همین مورد در مقدار نیروی اغتشاشی در جهت z نیز مشاهده می شود. المان های صفحهٔ 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 ممنتوم مماسی خود را به این صفحه منتقل مینماید. به همین دلیل، نیروی اغتشاشی تولید شده در راستای مثبت محور z تولید می شود. 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 پیشرانهها از صفحه

شبیه سازی جریان خروجی پیشرانه های با استفاده از روش مستقیم مونت کارلو (DSMC) ...

خورشیدی مقدار نیروی مثبت وارد شده بر صفحه خورشیدی کاهش یافته و نیروی منفی وارد بر صفحه قاعده و اجزای آن غلبه می یابد، بنابراین نیروی اغتشاشی کل در راستای محور تعها منفی می شود. با توجه به مکان قرارگیری صفحه خورشیدی نیروی اغتشاشی جهت yها از سایر نیروهای اغتشاشی بسیار بیشتر است. این نیرو به طور واضح با جابه جایی پیشرانه ها تغییر کرده است. این مقدار با دور شدن پیشرانه ها 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 رابطهٔ زیر محاسبه شده است.

$$T_x = F_z d_y - F_y d_z$$

$$T_y = F_x d_z - F_z d_x$$

$$T_z = F_y d_x - F_x d_y$$
(Y)

با توجه به هندسه و مکان صفحه خورشیدی، گشتاور در راستای محور xها قابل توجه بوده و همان طور که انتظار می ود با نزدیک شدن پیشرانه ها به صفحه، افزایش یافته و با دور شدن آن ها از صفحه، کاهش می یابد. دو مقدار Ty و Tzنیز با توجه به رابطه ۲ و افزایش و کاهش نیروهای مربوطه قابل توجیه است. به منظور بررسی بهتر و دقیق تر تأثیر جابه جایی پیشرانه ها بر نیروها و گشتاورهای اغتشاشی در جدول (۹) نسبت تغییرات نیرو و گشتاورهای مهم تر، یعنی نیروی Fy

جدول ٩- درصد تغییرات نیرو و گشتاور اغتشاشی مدل های مختلف نسبت به هم

Tx (%)	Fy (%)	نسبت تغيير
-13/21	-7/84	مدل ۲ به مدل ۱
۱۰/۳۵	۱۴/۸۹	مدل ۳ به مدل ۱

همانگونه که در این جدول مشاهده می شود، کاهش فاصله پیشرانهها به میزان ۲۰ درصد، یا به عبارتی دور شدن آنها از صفحه خورشیدی به میزان ۱۰ درصد (مدل ۲) باعث می شود تا نیروی Fy بیش از ۲۷ 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 نیوتن) و مقدارهر گشتاور به مقدار گشتاور کل (۱۹۳۴/۰ نیوتن متر) بی بعد شده است. درصدهای نشان داده شده در این دو جدول نشان دهنده میزان بزرگی نیروها و

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۷۹ د دوره ۱۵/ شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیایی ۵۲)

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

Fx	Fy	Fz	
•/•	•/•	19/404	مقدار اسمی مطلق (N)
•/•١•٣	1/7771	•/•YYX	مدل۱(٪)
•/••۴٢	١/٢٣٠	٠/١٠٩١	مدل۲ (٪)
•/•۴۵•	۱/۵۳۰	•/•771	مدل۳ (٪)

جدول ۱۰ – نسبت نیروی اغتشاشی مدل های مختلف به مقدار اسمی

جدول 11 – نسبت گشتاور اغتشاشی مدلهای مختلف به مقدار اسمی

Тх	Ту	Tz	
•/•AY	•/•٣۴	•/••	مقدار اسمی مطلق (N.m)
108/.74	2/260	r/88r	مدل۱(٪)
187/108	37/022	4/071	مدل۲ (٪)
188/988	૬/૧١۶	۲/۰۵۰	مدل۳ (٪)

همانگونه که در جدول (۱۰) قابل مشاهده است، بزرگی نیروهای اغتشاشی تولید شده در راستای محور برها که بهطور عمده در اثر وجود صفحه خورشیدی به وجود آمدهاند در حدود یک الی یک و نیم درصد از کل نیروی پیشرانه می باشد. این نیروی اغتشاشی در راستای در راستای دو محور دیگر در حدود دهم یا صدم درصدی می باشد. این مقدار اگر چه در مباحث کنترل فضاپیما بی اهمیت نیست می باشد. این مقدار اگر چه در مباحث کنترل فضاپیما بی اهمیت نیست اما زمانی که میزان گشتاور اغتشاشی تولید شده بخصوص در راستای محور xها مورد توجه قرار می گیرد، اهمیت بررسی نیروها و گشتاورهای اغتشاشی را در این مسائل گوشزد می نماید. همانگونه که در جدول (۱۱) مشاهده می شود، گشتاور اغتشاشی تولید شده در راستای محور xها از ۱۳۰ تا ۱۲۰ درصد گشتاور مورد انتظار پیشرانه متغیر بوده و این مقدار از گشتاور اصلی نیز بیشتر است. در خصوص در محور دیگر نیز گشتاورهای اغتشاشی بین ۲ الی ۷ درصد گشتاور ایجاد شده متغیر بوده و بزرگی آنها نیز نشان می دهد که بر آورد نیروها و گشتاورهای اغتشاشی در چنین مسائلی اهمیت قابل توجهی دارد.

نتيجه گيرى

در مقالهٔ حاضر، کد محاسباتی توسعهیافته 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 صحتسنجی قرارگرفت. در گام دوم، این کد محساباتی برای نمونهای از ماهواره به همراه پیشرانههای آن مورد استفاده قرار گرفته و در آن تأثیر جابجایی محدود در محل پیشرانهها در میزان

حامد علیصادقی، آزاده خدیوی و احسان ذبیحیان

- [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 Designe 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 Exhoust Plume Impingement Effects of Small Mono- and Biperopellant 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 ofion 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 Rarefiel 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 ماهوراه 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 جابهجایی اندک پیشرانهها این مقدار تا حدود ۱۷۰٪ نیز افزایش می یابد که عدم مناسب بودن محل صفحهٔ خورشیدی را نشان میدهد. همچنین، این جابهجایه، 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 می رسد که از این مقدار با حداکثر شار خورشیدی برخوردی برابری مینماید. نتایج بدست آمده اهمیت بررسي موضوع و امكان تغيير نيروها و گشتاورهاي اغتشاشي تولیدی را با جابجاییهای محدود، بدون نیاز به تغییر کلی چیدمان ماهواره را نشان میدهد. همچنین، قابلیت کد توسعهیافته را برای شبيهسازي جريان رقيق اطراف پيشرانههاي ماهوارهها به خوبي نشان مىدھد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- 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 Thrauster 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.