



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 9, No. 3, pp. 27-40, 2025

<https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.3>

Journal Homepage: <https://jtae.ari.ac.ir>



Original Research Paper

Simulation of the Flow Field of Rarefied Gas on a Flat Plate in Steady and Unsteady Conditions by the DSMC Method

Parisa Jafari and Ramin Zakeri* 

Faculty of Mechanical Engineering, Shahrood University of Technology, Semnan, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 27 February 2024

Revised 26 June 2024

Accepted 29 June 2024

Available Online 24 August 2024

Keywords:

Rarefied gas flow

Monte carlo direct simulation

Flat plate

Heat transfer

ABSTRACT

The rarefied gas flow field around a flat plate was numerically simulated under extreme non-equilibrium conditions using the Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) method, considering low flow density, large angles of attack, and inherent unsteadiness. Accurately determining aerodynamic forces, particularly the drag coefficient, is critical in spaceflight scenarios, where continuum-based solvers often fail due to their underlying assumptions. The DSMC method, by contrast, offers a practical and reliable alternative. Drag behavior was evaluated across a range of velocities and angles of attack, and the numerical results were validated against established reference data, demonstrating strong agreement. To extend the findings, the influence of velocity and angle of attack was further analyzed under both steady and unsteady flow regimes. The simulation framework was adapted to capture transient variations in flow properties over time. Under steady-state conditions, increasing the flow velocity from 500 to 2000 m/s resulted in a fivefold increase in the drag coefficient at the leading edge. In unsteady flows, however, increasing the angle of attack from 0° to 16° resulted in a threefold reduction in drag and a twofold decrease in heat transfer.

* Corresponding Author's E-mail: r_zakeri@shahroodut.ac.ir

How to Cite this Article:

P. Jafari and R. Zakeri, "Simulation of the flow field of rarefied gas on a flat plate in steady and unsteady conditions by the DSMC method," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 3, pp. 27-40, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.3>.

COPYRIGHTS


Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).





شبیه‌سازی میدان جریان گاز رقیق بر روی یک صفحه تخت در شرایط پایا و ناپایا به روش دی اس ام سی

پریسا جعفری^۱ و رامین ذاکری^{۲*} 

۱- دانشجوی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شاهرود، سمنان، ایران
۲- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شاهرود، شاهرود، سمنان، ایران

چکیده

در این پژوهش میدان جریان گاز اطراف یک صفحه تخت به کمک روش مستقیم مونت کارلو در شرایط غیر تعادلی شدید از نظر رقیق بودن چگالی جریان، زاویه حمله بالا و نوسانات جریان با استفاده از روش دی اس ام سی مورد شبیه‌سازی عددی قرار گرفته است. از آنجایی که در شرایط فضا محاسبه نیروی آیرودینامیکی ضریب درگ بسیار حیاتی است و از طرفی، استفاده از حلگرهای مرسوم به دلیل فرض پیوستگی ناکارآمد هستند، روش حاضر می‌تواند بسیار کاربردی باشد. نتایج حاصل از یک صفحه تخت در شرایط جریان گاز رقیق، سرعت و زاویه حمله‌های مختلف استخراج شده، و نتایج حاصل با مراجع دیگر اعتبارسنجی شده و دقت مناسب گزارش شده است. در ادامه، جهت توسعه نتایج پارامترهای موثر بررسی و خواص جریان در حالت‌های مختلفی همچون تغییر سرعت و زاویه حمله در حالات مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین، در حالت ناپایا و تغییر خواص شرایط شبیه‌سازی در هنگام اجرا (گذر زمان)، شبیه‌سازی توسعه یافته است. نشان داده شده است که در صورتی که سرعت جریان در حالت پایا از ۵۰۰ متر بر ثانیه به ۲۰۰۰ متر بر ثانیه زیاد شود، ضریب پسا در لبه حمله ۵ برابر افزایش یافته و همچنین در حالت جریان ناپایا با افزایش زاویه حمله از صفر به ۱۶ درجه، ضریب پسا ۳ برابر و انتقال حرارت حدود ۲ برابر کاهش خواهد یافت.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۰۸ اسفند ۱۴۰۲
بازنگری ۰۶ تیر ۱۴۰۳
پذیرش ۰۹ تیر ۱۴۰۳
اولین انتشار ۰۳ شهریور ۱۴۰۳

واژه‌های کلیدی:

جریان گاز رقیق
شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو
صفحه تخت
انتقال حرارت

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: r_zakeri@shahroodut.ac.ir

How to Cite this Article:

P. Jafari and R. Zakeri, "Simulation of the flow field of rarefied gas on a flat plate in steady and unsteady conditions by the DSMC method," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 3, pp. 27-40, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.3>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



جریان‌هایی که اعداد نادسن آن‌ها کمتر از 0.1 است جریان‌های پیوسته در نظر گرفته می‌شوند. جریان با عدد نادسن بین 0.1 تا 10 به‌عنوان رژیم انتقالی یا گذار معرفی می‌شود، جایی که نمی‌توان جریان را پیوسته و یا مولکولی آزاد فرض کرد. در این رژیم، معادلات ناویر استوکس نسبت به فیزیک دینامیک گاز خوب عمل نمی‌کند. برای جریان با نادسن بزرگ‌تر از 0.1 بر هم کنش مولکولی مهم می‌شود و معادلات ناویراستوکس دیگر پاسخگو نیست. وقتی عدد نادسن افزایش می‌یابد جریان از حالت تعادل خارج می‌شود و جریان را به عنوان جریان مولکولی آزاد در نظر می‌گیریم و با استفاده از معادله بولتزمن شبیه‌سازی‌ها انجام می‌شوند [۲]. در $Kn < 0.1$ روش‌های جایگزین مبتنی بر نظریه جنبشی، مانند DSMC یا حل‌های عددی معادله کامل بولتزمن مورد نیاز است. اگرچه مدل‌های نظریه جنبشی را می‌توان برای همه رژیم‌های جریان اعمال کرد اما استفاده از آن‌ها در رژیم‌های پیوسته و لغزشی از نظر محاسباتی بسیار پر هزینه است و روش‌های مبتنی بر معادلات ناویراستوکس ترجیح داده می‌شود [۳].

اساس روش دی اس ام سی که اولین بار توسط برد در دهه ۱۹۷۰ فرموله شد حل معادله بولتزمن با در نظر گرفتن شبیه‌سازی احتمالی است. سون و بوید [۴] جریان بر روی ایرفویل‌های میکرو مقیاس را به‌منظور درک مسائل آیرودینامیکی مربوط به طراحی، عملکرد و وسیله‌های میکرو هوایی، به روش دی اس ام سی را بررسی کردند. مطالعات نشان دادند که چنین جریانی با رینولدز کم پدیده‌های رقیق شدگی گاز را نشان می‌دهد و صفحه تخت با نسبت ضخامت ۵ درصد، عملکرد آیرودینامیکی بهتری نسبت به ایرفویل‌های ساده دارند. مقاله آن‌ها، جریان گاز را روی یک صفحه مسطح، با استفاده از روش ترکیبی ذرات پیوسته برای جریان‌هایی با ماخ 0.2 و عدد رینولدز بین ۱ تا ۲۰۰ شبیه‌سازی می‌کند.

بررسی‌ها نشان دادند که جریان‌هایی که عدد رینولدز آن‌ها پایین است، چسبناک و تراکم‌پذیرند، و اثرات رقیق‌شدگی با کاهش عدد رینولدز، افزایش می‌یابد. همچنین مشخص شد که یک حداقل شیب بالابر برای ایرفویل‌های تخت در عدد رینولدز نزدیک به ۱۰ وجود دارد و ضریب پسا به‌صورت یکنواخت با کاهش عدد رینولدز، افزایش می‌یابد. مطالعات آن‌ها نشان داد که جریان‌های با عدد رینولدز پایین، بسیار متفاوت از جریان‌های با عدد رینولدز بالا هستند. ماتسوموتو و همکاران [۵] در سال ۲۰۰۴ با استفاده از شبیه‌سازی‌های دی اس ام سی تجزیه‌وتحلیل چند مقیاسی برای جریان گاز رقیق شده غیرتعادلی در اطراف یک صفحه تخت با لبه تیز انجام دادند. نتایج شبیه‌سازی آن‌ها نشان داد که لبه حمله به دلیل شوکی که ایجاد می‌کند بر جریان تأثیر می‌گذارد. نشان داده شد که فشار و نرخ انتقال حرارت در لبه حمله جسم افزایش می‌یابد. همچنین آن‌ها نشان دادند که توزیع دما در صفحه

فهرست علائم و اختصارات

Kn	عدد نادسن
m	جرم ذره kg
nf	حاصل ضرب مقدار چگالی (n) و تابع توزیع سرعت (f)
C	سرعت مولکولی m/s
Cr	سرعت نسبی مولکولی m/s
F	نیروی خارجی در واحد جرم
T	زمان S
R	بردار فیزیکی
Ω	زاویه فضایی
*	مقادیر پس از برخورد
Cp	ضریب فشار
τ	تنش برشی
Cf	ضریب اصطکاک

۱ مقدمه

امروزه علم آیرودینامیک جایگاه مهم و کاربرد وسیعی در صنعت هوافضا دارد که باتوجه به نیازهای بشر و پیشرفت علم به شکل‌های مختلفی مورد بررسی قرار می‌گیرد. بررسی خواص گاز در شرایط جریان رقیق بسیار مهم هستند؛ زیرا در بسیاری از موضوعات مختلف و قابل توجه از جمله کاربردهای صنعتی و هوافضا به‌طور گسترده‌ای وجود دارند و تحقیقات زیادی از طریق این رژیم خاص انجام می‌شود. این امر منجر به افزایش پرتاب ماهواره‌ها و علاقه بیشتر به بررسی نیروهای آیرودینامیکی و تأثیر آن‌ها بر ماهواره‌ها، فضاپیماها و ایستگاه‌های فضایی شد. در ارتفاعات بالای پروازی (۹۹۰ کیلومتر بیشتر) چگالی جو بسیار کم است و توصیف پیوسته جریان بر اساس معادلات ناویراستوکس نامعتبر است. لازم است اثرات رقیق شدگی گاز را در نظر بگیریم که فقط با استفاده از رویکرد جنبشی قابل انجام است [۱]. روش‌های مختلفی برای شبیه‌سازی ایرفویل‌ها بسته به شرایط آن‌ها وجود دارد، که در این پژوهش باتوجه به شرایط گاز که شرایطی غیرتعادلی است از روش دی اس ام سی که روشی بر پایه معادلات بولتزمن و مونت کارلو می‌باشد استفاده شده‌است. به‌طورکلی

توسط تعداد سلول‌های محاسباتی تحت تأثیر قرار می‌گیرد. مطالعه توصیف شده توسط پلنیو کارلوس آلوالی و همکاران [۶]، با هدف بررسی تأثیر ناپیوستگی‌های موجود در سطح وسایل نقلیه فضایی مافوق صوت انجام شده است. جریان مافوق صوت رقیق، بر روی یک صفحه تخت با حفره، به روش دی اس ام سی شبیه‌سازی شده است. شبیه‌سازی‌ها توصیف جامعی در مورد ماهیت ساختار میدان جریان و ویژگی‌های آیرودینامیکی سطح روی حفره ناشی از تغییرات نسبت طول به عمق و تغییرات زاویه حمله ارائه دادند. شرح مفصلی از خواص میدان جریان (سرعت، چگالی، فشار و دما) و ویژگی‌های آیرودینامیکی سطح (انتقال حرارت، فشار و اصطکاک پوستی) با یک روش عددی به دست آمده است. نتایج برای حفره با نسبت طول به عمق ۱،۲،۳ و ۴ و جریان با زاویه حمله ۲۰، ۵۰ و ۱۰ درجه با یک صفحه تخت بدون حفره با زاویه صفر درجه مقایسه شده است. تجزیه و تحلیل نشان داد که توپولوژی جریان در داخل حفره به نسبت طول به عمق و زاویه حمله برای شرایط مورد بررسی بستگی دارد. برای نسبت طول به عمق کمتر از ۳، یک گرداب تولید می‌شود که کاملاً حفره را پر می‌کند. در مقابل وقتی این نسبت ۳ و ۴ است دو گرداب در عقب و جلو سطح تشکیل می‌شود. مشخص شد که بیشترین انتقال حرارت، فشار و ضریب اصطکاک پوسته در داخل حفره بر روی حفره روبه جلو انجام می‌شود و حداکثر مقدار ضریب انتقال حرارت در داخل حفره‌ها با افزایش زاویه حمله افزایش می‌یابد. با این حال مشاهده شد که این مقادیر حداکثر کوچک‌تر از مقادیر مشاهده شده در یک صفحه تخت بدون حفره برای زاویه حمله مربوطه است. همچنین مشخص شده است که تغییرات قابل توجهی در خواص میدان جریان اولیه در داخل حفره با افزایش زاویه حمله جریان پیشرو مشاهده می‌شود [۶].

در سال ۲۰۱۸ نورآذر و اسکندری [۷]، در دانشگاه امیرکبیر مقاله‌ای ارائه دادند، که از دستورات اول، دوم و سوم طرح تی آر ام سی برای بررسی عددی جریان آرگون بر روی یک صفحه نانو مسطح با سرعت‌های مختلف جریان آزاد و عددهای نادسن مختلف استفاده شده است. نتایج با روش استاندارد دی اس ام سی مقایسه شد. آن‌ها نشان دادند که جهش دما بر روی صفحه نانو با افزایش عدد نادسن افزایش می‌یابد.

علاوه بر این توزیع دمای نرمال روی صفحه نانو نشان می‌دهد که با کاهش عدد نادسن، دمای جریان سریع‌تر به دمای جریان آزاد می‌رسد. همچنین نشان داده شد که لغزش سرعت و جهش دما با افزایش عدد نادسن افزایش می‌یابد. آن‌ها مشخص کردند که توزیع دما و فشار دور از لبه حمله با افزایش عدد نادسن به طور قابل توجهی افزایش می‌یابد. همچنین نشان دادند که با کاهش عدد نادسن دمای میدان جریان بیشتر تحت تأثیر صفحه نانو قرار می‌گیرد. می‌توان تفسیرکردن

که لایه مرزی حرارتی بر روی صفحه نانو با رقیق شدن بیشتر جریان گاز، رشد می‌کند. آن‌ها نشان دادند که هزینه‌های محاسباتی این طرح برای جریان‌های پیوسته به میزان قابل توجهی کمتر از روش دی اس ام سی است. مشخص شد که با افزایش عدد نادسن تأثیر صفحه نانو بر روی خطوط جریان افزایش می‌یابد که می‌توان آن را به شرح زیر تفسیر کرد: برای جریان‌هایی با عدد نادسن کم ذرات متاثر از صفحه نانو به دلیل برخوردهای پی‌درپی نمی‌توانند به بالادست پراکنده شوند، در حالی که برخورد بین مولکولی با افزایش عدد نادسن به شدت کاهش می‌یابد. این مقایسه‌ها نشان دادند که در بین طرح‌های مورد مطالعه نتایج به دست آمده از طرح ۳ با نتایج حاصل از روش دی اس ام سی مطابقت بسیار خوبی دارد [۷]. پرادهان و کوماران [۸] در هند تحقیقاتی انجام دادند و جریان بر روی لبه حمله یک صفحه تخت دوبعدی، با محدوده ماخ ۳ تا ۱۰ را با استفاده از شبیه‌سازی دوبعدی مونت کارلو، برای درک پدیده‌های لایه مرزی جریان بر روی لبه حمله صفحه تخت را بررسی کردند. آن‌ها تغییرات سرعت، دما، چگالی و میانگین پویس آزاد در امتداد جهت عمودی دیوار و دور از سطح صفحه را مورد مطالعه قرار دادند. مشخص شد که دامنه‌های سرعت جریان با افزایش عدد ماخ افزایش می‌یابد. همچنین نشان دادند که لغزش سرعت و دما در سطح وجود دارد و با افزایش عدد ماخ لغزش افزایش می‌یابد. در سال ۲۰۱۸ ذاکری و سایر نویسندگان [۹] الگوریتمی ارائه دادند که شامل بررسی حالات مختلف حرکت و برخورد ذرات با یکدیگر و یا دیواره در حالت کلی برای هر نوع هندسه تقارن محوری می‌باشد، به شکلی که کمترین میزان محاسبات اعمال شده و راندمان حل بالا باشد. این الگوریتم شامل تعقیب ذرات و اعمال شرایط مرزی و همچنین اعمال شرط تقارن محوری، برای هر نوع هندسه‌ای می‌باشد. برای ارزیابی و اعتبارسنجی نرم‌افزار توسعه یافته، جریان گاز رقیق ماورا صوت حول دو هندسه استوانه‌ای و دو مخروطی بررسی و نتایج حاصل با داده‌های معتبر موجود مقایسه شدند. نتایج نشان دادند که الگوریتم ارائه شده قابلیت شبیه‌سازی جریان گاز سرعت بالا در محیط رقیق به روش دی اس ام سی در حالت تقارن محوری و کاهش زیاد هزینه‌های محاسباتی نسبت به حالت سه‌بعدی کامل را دارد. در سال ۲۰۲۱ ژانگ و همکاران [۱۰] یک الگوریتم دقیق برای بهبود پیش بینی یک ذره در برخورد با دیواره متحرک در چارچوب شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو برای جریان‌های ناپایدار پیشنهاد دادند. این الگوریتم قادر بود برخورد ذرات به دیواره را به صورت جفت شده پیش بینی کند الگوریتم آن‌ها توانست هندسه برخورد بین یک ذره و یک جسم را که هر دو را در بر می‌گیرد به طور دقیق توصیف کند. آن‌ها نشان دادند که این الگوریتم می‌تواند نتایج کاملاً مطابق با راه حل‌های نظری ماکسول ایجاد کند و از حفظ ذرات برای جلوگیری از نشت گاز اطمینان حاصل کند. همچنین، در

آیرویدینامیک و انتقال حرارت فضاپیماهای فضایی در ارتفاعات بالا بر اساس رویکرد شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو است. یک معادله اساسی برای حل عددی جریان، معادله جنبشی بولتزمن است [۱]. معادله بولتزمن جریان را در رژیم‌های پیوسته، انتقالی، و مولکولی آزاد توصیف می‌کند. این معادله یک معادله انتگرالی دیفرانسیل است که در سال ۱۸۷۲ توسط بولتزمن ارائه شد. معادله بولتزمن در مورد توصیف جریان پیوسته که بر اساس معادلات ناویراستوکس است محدودیت دارد. برای گاز رقیق به دلیل اتفاقی بودن رفتار مولکولی، می‌توان از یک تابع توزیع سرعت برای مولکول‌ها استفاده نمود. معادله بولتزمن که تغییرات زمانی-مکانی تابع توزیع سرعت مولکول‌ها را بیان می‌کند به صورت زیر قابل بیان است [۱۵]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(nf) + c \cdot \frac{\partial}{\partial r}(nf) + F \cdot \frac{\partial}{\partial c}(nf) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^{4\pi} n^2 (f^* f_1^* - f f_1) c_r \sigma d\Omega dc_1$$

که در آن (nf) حاصل ضرب چگالی (n) و تابع توزیع سرعت (f) است. در معادله بالا، c سرعت مولکولی، cr سرعت نسبی مولکولی، F نیروی خارجی در واحد جرم، بالانویس $(*)$ مقادیر پس از برخورد را نشان می‌دهد، f و f_1 توابع توزیع دو نوع مختلف از مولکول‌های کلاس c و c_1 را نشان می‌دهد. به ترتیب، t زمان، r بردار فضای فیزیکی و Ω زاویه فضایی را نشان می‌دهند. $\sigma d\Omega$ نشان دهنده سطح مقطع دیفرانسیلی برخورد است. جمله اول نرخ تغییر تعداد مولکول‌ها را بیان می‌کند. جمله دوم تغییر در تعداد مولکول‌ها در اثر حرکت مولکولی و جمله سوم تغییر در تعداد مولکول‌ها در اثر یک میدان نیروی خارجی می‌باشد. سمت راست معادله بولتزمن اصطلاحاً ترم برخورد نامیده می‌شود، تغییر در وضعیت مولکول‌ها ناشی از برخورد مولکولی را توصیف می‌کند [۱۵].

حل معادله فوق بصورت تحلیلی بسیار مشکل بوده و حل دقیق برای هر هندسه تا به حال ارائه نشده است. یکی از روش‌های حل معادله فوق برای شرایط گاز رقیق استفاده از روش الگوریتم دی اس ام سی یا روش مستقیم مونت کارلو می‌باشد.

شکل ۱ الگوریتم روش مستقیم مونت کارلو را نشان می‌دهد که شامل دو قسمت اصلی حرکت و برخورد ذرات است که جدا از هم بررسی می‌شوند. توجه شود در این روش فرض حرکت ذرات مطابق با شرط اولیه گذاشته می‌شود که جهت سرعت در راستای افقی و عمودی و مقدار آن مشخص است. در صورت برخورد تغییر در جهت و مقدار سرعت لحاظ می‌شود. این روش جریان‌های رقیق دو و سه بعدی را می‌تواند مدل کند. در ابتدا، شرایط اولیه ذرات مشخص شده و توزیع ذرات در سلول‌ها انجام می‌شود. در ادامه، حرکت ذرات در گام زمانی

زمینه واکنش شیمیایی در جریان گاز رقیق و چگونگی پیش بینی جریان و مدل‌های دقیق شیمیایی به روش دی اس ام سی کارهای متنوعی ارائه شده است [۱۱، ۱۲، ۱۳]. سعید اسکندری، و همکاران [۱۴] شبیه‌سازی گاز رقیق بر روی صفحه تخت و محاسبه خواص آیرویدینامیکی را توسط روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو انجام دادند. در این بررسی با استفاده از نرم‌افزار دی اس ام سی فوم نتایج حاصل از یک صفحه تخت در زاویه حمله صفر را استخراج کردند. در ادامه پژوهش آن‌ها جریان بر روی صفحه عمودی و محاسبه نیروهای آیرویدینامیکی را بررسی کردند. آن‌ها نشان دادند که ضریب پسا در حالت صفحه عمودی ۱۰ برابر صفحه تخت افقی می‌باشد.

در مقاله حاضر از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو (DSMC) جهت محاسبه ضریب پسا وارد بر صفحه تخت و همچنین انتقال حرارت استفاده شده است. در این پژوهش، پس از حرکات مولکولی، برخورد بین ذرات در هر سلول بصورت احتمالی شبیه‌سازی می‌شود و تصویر آماری از پدیده‌های جریان ایجاد می‌شود. تمامی کارهای محققین که ارائه شد با فرض عدم تغییر شرایط اولیه در حین شبیه‌سازی است. یکی از موارد مهم و واقعی، تغییر شرایط در حین پرواز است که کمتر نویسنده‌ای به آن توجه کرده است. به عبارتی، بررسی حالت ناپایا در یک صفحه افقی در شرایط گاز رقیق از جمله مواردی است که به غیر از ارزیابی پارامترهای تاثیر گذار در این پژوهش به آن توجه شده است.

۲ روش عددی

روش مونت کارلو با تصادفی‌سازی مولکول‌ها برای محاسبه ویژگی‌های آماری جریان استفاده می‌شود. در این تحقیق با استفاده از این روش عددی خصوصیات آیرویدینامیکی یک صفحه تخت با فرض جریان گاز رقیق محاسبه شده است. با توجه به مشکلات موجود در محاسبه نیروهای وارد بر اجسام پرنده و هزینه زیاد هنگام بررسی این نیروها، برای نمونه واقعی، برای ساده‌سازی مسئله موردنظر جریان یکنواخت بر روی صفحه تخت مورد بررسی قرار گرفته است. در این بررسی، در ابتدا کد عددی شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو که با استفاده از زبان برنامه‌نویسی فرترن نوشته شده است توسعه داده و اجرا می‌شود. سپس نمودار و کانتورها با استفاده از داده‌های موجود در نرم‌افزار تک پلات رسم می‌شود. از آنجایی که جو در ارتفاعات رقیق است رویکرد کلاسیک مبتنی بر معادلات ناویراستوکس نامعتبر است و نیاز به استفاده از معادلات دینامیک گاز رقیق است. هندسه پیچیده فضاپیماهای مدرن دستیابی به راه حل‌های تحلیلی را رد می‌کند و باید به روش‌های عددی متوسل شد. در حال حاضر، ابزار محاسباتی اصلی برای مطالعه

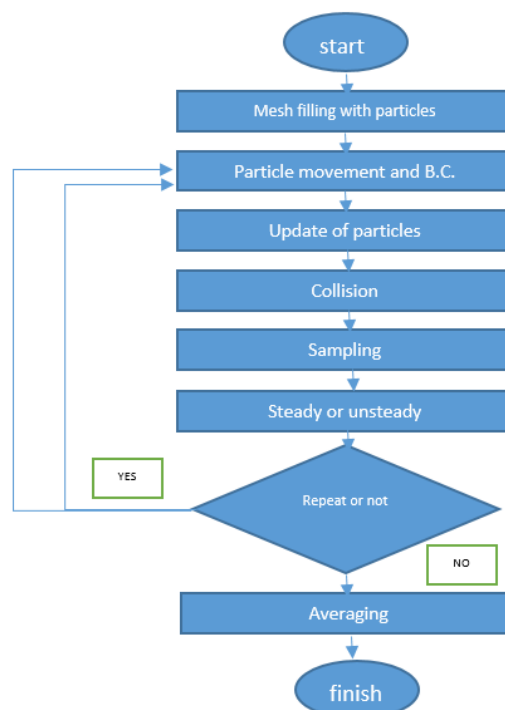
باتوجه به الگوریتم روش دی اس ام سی دامنه محاسباتی با فرض تعادل ترمودینامیکی بر اساس شرایط جریان آزاد در فضای فیزیکی مقدار دهی اولیه می‌شود. چگالی، دما، سرعت و انرژی داخلی ذرات وارد شده به حوزه محاسباتی در طی هر مرحله زمانی باتوجه به شرایط مرزی شناخته شده مشخص می‌شوند. سرعت یک ذره شبیه‌سازی شده به عنوان ترکیبی خطی از سرعت حرارتی و سرعت جریان آزاد در نظر گرفته می‌شود. شرایط مرزی مربوط به جریان مورد نظر در زمان صفر اعمال می‌شود. بعد از مشخص شدن موقعیت و سرعت، همه ذرات در فواصل متناسب با مولفه‌های سرعت و اندازه گام زمانی حرکت می‌کنند. پس از حرکت ذرات، مکان آن‌ها در حوزه محاسباتی مشخص می‌شود. برای شبکه‌های محاسباتی پیچیده‌تر مانند شش وجهی و یا چهار وجهی تکنیک‌های مختلفی را می‌توان برای تعیین موقعیت ذرات استفاده کرد [۱۸]. پس از تعیین مکان جدید ذرات، اقدامات مناسب برای عبور ذرات از مرزهایی انجام می‌شود که سطوح جامد، صفحات متقارن یا ورودی و خروجی را شامل می‌شوند. ذراتی که از حوزه محاسباتی خارج می‌شوند، زمانی که مرز به صورت خلاء تعریف می‌شود، از جریان حذف می‌شوند و ذرات جدید به حوزه محاسباتی وارد می‌شوند. آن‌ها باید برای محل سلول برای دو مرحله بعدی نمایه شوند: برای انتخاب و محاسبه برخورد‌های بین مولکولی، هر سلول در یک سیستم شاخص تعریف شده‌است به طوری که تمام ذرات دیگر سلول را می‌توان از طریق یک لیست مرجع ارزیابی کرد. یک طرح نمایه‌سازی کارآمد توسط برد [۱۵] و [۱۹] در الگوریتم اصلی شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو معرفی شد. در طرح NTC پیشنهاد شده توسط برد، فرایند برخورد به صورت سلول به سلول انجام می‌شود؛ بنابراین گام زمانی، حجم سلول و تعداد ذرات موجود در سلول، پارامترهایی هستند که تعداد جفت‌های احتمالی ذرات نامزد را در فرآیند برخورد تعیین می‌کنند. جفت ذرات به طور تصادفی با این محدودیت انتخاب می‌شوند. روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو برخورد‌های دوتایی را بر مبنای احتمال ارزیابی می‌کند که باعث حفظ جرم، مومنتم و انرژی در هنگام برخورد می‌شود. در آخر، توضیحات فعلی با در نظر گرفتن روند نمونه‌برداری از خصوصیات جریان ماکروسکوپی تکمیل می‌شود. این خصوصیات چگالی، سرعت، دما و فشار با میانگین مناسب حالت میکروسکوپی ذرات در هر سلول محاسبه می‌شود [۲۰].

۳ نتایج عددی

در این بخش به بررسی و ارزیابی نتایج به دست آمده از کد دی اس ام سی می‌پردازیم. در ابتدا به اعتبارسنجی نتایج پرداخته می‌شود و در ادامه به توسعه نتایج در حالت پایا و ناپایا می‌پردازیم.

مشخص انجام شده و شرایط مرزی اعمال می‌شود. در این بررسی بدلیل گرمای سطح برخورد دیفیوژن مد نظر بوده‌است که خیلی متفاوت با برخورد آینه‌ای نمی‌باشد ولی دقیقاً مشخص است. سپس، برخورد ذرات اعمال شده و موقعیت هر ذره دقیقاً مشخص می‌گردد. در ادامه، احتمال برخورد بررسی شده و در صورت پذیرش، سرعت‌های بعد از برخورد محاسبه می‌شود. پس از آن تعدادی از ذرات که برای محاسبه کمیت‌های جریان مناسب‌اند نمونه‌گیری شده و خروجی‌های لازم استخراج می‌شوند. حال ذرات موقعیت‌ها و سرعت‌های جدیدی پیدا کرده و با شرایط جدید حلقه تکرار شده تا زمانی که معیار بیشترین تکرار ارضا شود. فلوجارت روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو بر اساس روش بولتزمن ارائه شده‌است [۱۷-۱۵]. به طور کلی روش مستقیم مونت کارلو (DSMC) از دو قسمت حرکت و برخورد ذرات تشکیل شده‌است که به طور جداگانه بررسی می‌شود. الگوریتم شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو را در چهار مرحله به صورت زیر بیان می‌کنیم:

۱. ذرات در گام زمانی حرکت می‌کنند.
۲. شرایط مرزی مانند وارد کردن ذرات جدید در مرزهای ورودی، حذف ذرات در مرزهای خروجی و پردازش بازتاب‌ها در مرزهای جامد اعمال می‌شوند.
۳. مرتب‌شدن ذرات در سلول‌ها و محاسبه برخورد‌ها.
۴. اطلاعات ذرات میانگین‌گیری می‌شوند.



شکل ۱- الگوریتم روش مستقیم مونت کارلو [۱۶].

Fig. 1. Direct Monte Carlo algorithm [16].

۱.۳ اعتبارسنجی نتایج

در تحقیق حاضر جریان یکنواخت بر روی صفحه تخت در نظر گرفته شده‌است. شبکه مستطیلی با تعداد ۱۰۰ سلول در جهت X و ۶۰ سلول در جهت Y با توجه به مرجع [۲۱]، مشخص شده‌است. حلگر دی اس ام سی توانایی انجام شبیه‌سازی حالت گذرا و حالت پایدار را دارد. در ابتدا به علت شوک و برخورد با سطح شاهد افزایشی در ضریب پسا می‌باشیم. همانطور که انتظار می‌رود با فاصله گرفتن از شوک از این پارامتر کاسته شده‌است. جدول ۱ اطلاعات ورودی کد عددی و همچنین متناسب با اعتبارسنجی اطلاعات مرجع [۲۱] برای شبیه‌سازی یک صفحه افقی است. جهت محاسبه ضرایب بی بعد از معادلات ۱، ۲ و ۳ استفاده شده‌است [۲۲].

جدول ۱- مشخصات ورودی جریان بر روی صفحه تخت.

Table 1. Characteristic of flow entrance on flate palte.

Value	Characteristics
1 * 0.6m	Uniform grid
1 * 10 ²⁰	Number density
500k	Surface temperature
4 * 10 ⁻⁶	Time step
N ₂	Simulated gas
300K	free stream temperature
0.0143	knudsen
1412.5 m/s	Free stream flow velocity

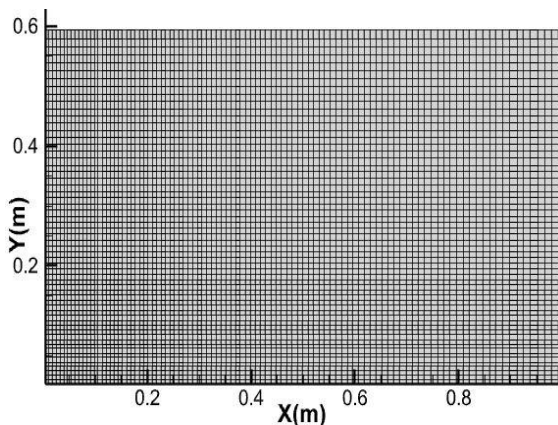
$$CP = \frac{P - P_{\infty}}{0.5\rho_{\infty}U_{\infty}^2} = \frac{(Pi + Pr) - nkT_{\infty}}{0.5nm u_{\infty}^2} \quad (1)$$

$$Cf = \frac{\tau}{0.5\rho_{\infty}U_{\infty}^2} = \frac{(\tau i + \tau r)}{0.5nm u_{\infty}^2} \quad (2)$$

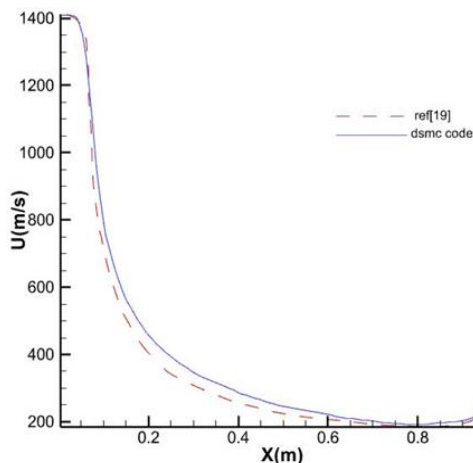
$$Cd = CP + Cf \quad (3)$$

در معادله ۱، CP ضریب فشار مورد نظر، Pi و Pr به ترتیب نشان دهنده فشار برخوردی و انعکاسی هستند. Cf ضریب اصطکاک، τi و τr به ترتیب تنش برشی انعکاسی و برخوردی را نشان می‌دهد. ρ_{∞} چگالی جریان آزاد، U_{∞} سرعت جریان آزاد است. حاصل جمع این دو ضریب بی بعد برابر ضریب پسا یا Cd می‌باشد. شکل ۲ نمایی از دامنه حل شبکه یکنواخت را نشان می‌دهد که از ۱۰۰ سلول در جهت X و ۶۰ سلول در جهت Y استفاده شده‌است (الف) و همچنین در شکل ۲ نتایج حاضر با مرجع [۲۱] اعتبارسنجی شده و تطابق مناسبی گزارش شده‌است. نمودار مذکور تغییرات سرعت را روی سطح صفحه نشان

می‌دهد. پارامتر سرعت روی سطح صفحه به علت برخورد ذرات به سطح کمترین مقدار خود را دارد و با دور شدن از صفحه، سرعت، به سرعت جریان آزاد نزدیک می‌شود. نتایج حاصل از کد توسعه یافته شده با نتایج مرجع [۲۱] مقایسه شده‌است. در ابتدا و انتهای صفحه نتایج حاصل به هم نزدیک‌تر شده‌است و دقت مناسبی را ارائه می‌دهند. توجه شود که در روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو وجود تفاوت بین نتایج روندی طبیعی است چرا که شرایط به شدت غیرتعادلی است.



(a)



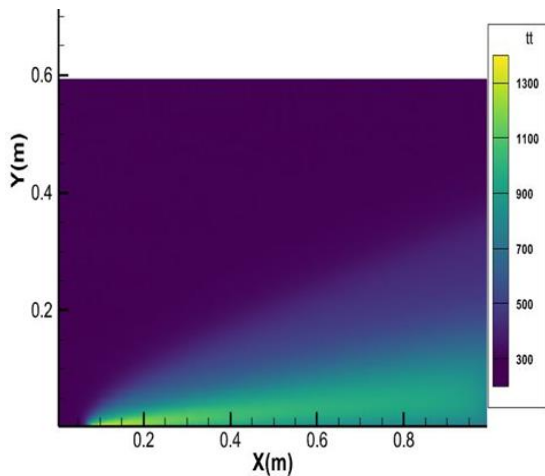
(b)

شکل ۲- (الف) دامنه حل برای صفحه تخت بدون ضخامت (ب)، نتایج حاصل از اعتبارسنجی سرعت جریان با مرجع [۱۹].

Fig. 2. (a) Solution domain for flat plate without thickness, (b) results from flow velocity validation using reference [19].

۲.۳ جریان پایا در شرایط گاز رقیق

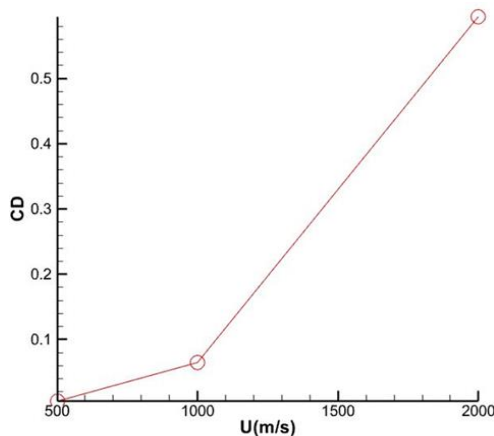
در ادامه، جهت توسعه نتایج به بررسی پارامترهای تاثیر گذار پرداخته شده‌است. یکی از پارامترهای بسیار مهم در شرایط گاز رقیق سرعت



شکل ۵- کانتور دما (کلوین) بر طول صفحه در سرعت ۲۰۰۰ متر بر ثانیه.

Fig. 5. Temperature contour (Kelvin) along the length of the plate at a speed of 2000 m/s.

باتوجه به برخورد ذرات به سطح، ممنتوم انتقال یافته و امکان محاسبه فشار، اصطکاک و انتقال حرارت وجود دارد. در شکل ۶ نمودار ضریب پسا یا وارد بر صفحه تخت را در سرعت‌های مختلف نشان می‌دهد. توجه شود که در ابتدا بدلیل حضور شوک، افزایش در مقدار پارامترهای پسا یا انتقال حرارت برای مورد صفحه تخت وجود دارد. مشاهده می‌شود که با افزایش سرعت این پارامتر افزایش یافته‌است.

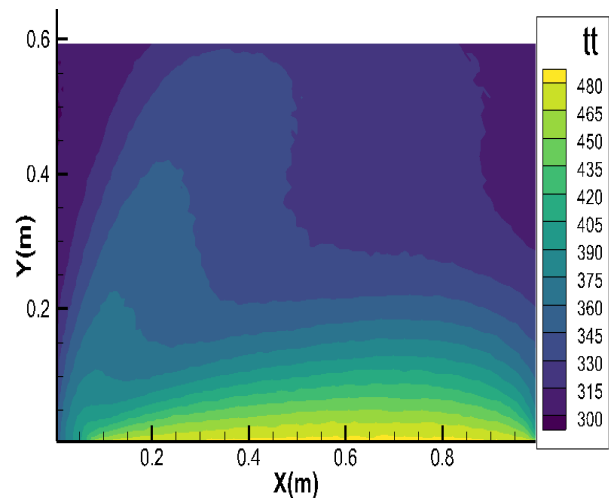


شکل ۶- نمودار ضریب پسا (حاصل جمع دو ضریب فشار و اصطکاک) بر طول صفحه در سرعت جریان ۵۰۰، ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰.

Fig. 6. Diagram of drag coefficient (the sum of the two coefficients of pressure and friction) along the length of the plate at flow speeds of 500, 1000 and 2000.

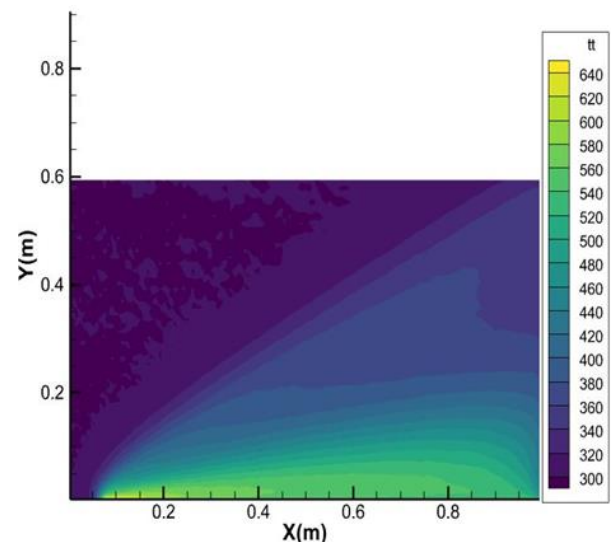
همچنین، شکل ۷ نشان می‌دهد که با افزایش سرعت جریان انتقال حرارت افزایش یافته‌است. در واقع با افزایش سرعت برخورد ذرات به سطح بیشتر شده و دمای سطح بالا رفته و طبیعتاً تمایل بیشتری به انتقال حرارت و افزایش دمای محیط نشان می‌دهد.

می‌باشد. باتوجه به اینکه با افزایش سرعت ممنتوم سیال بیشتر است و حامل انرژی بالاتری است در صورت برخورد با جسم اصطکاک بیشتر شده و دما نیز بیشتر خواهد شد. شکل‌های ۳، ۴ و ۵ به ترتیب نشان دهنده هندسه صفحه تخت، کانتور دمای کلی در سرعت‌های مختلف شامل سرعت ۵۰۰، ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ متر بر ثانیه هستند. مشاهده می‌شود که با افزایش سرعت به علت برخورد شدید مولکول‌ها و ایجاد شوک دمای کلی روی سطح صفحه افزایش یافته و با فاصله گرفتن از جسم دما کاهش یافته‌است.



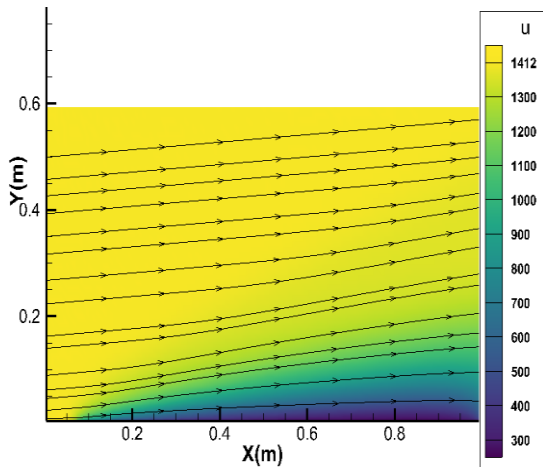
شکل ۳- کانتور دما (کلوین) بر طول صفحه در سرعت ۵۰۰ متر بر ثانیه.

Fig. 3. Temperature contour (Kelvin) along the length of the plate at a speed of 500 m/s.



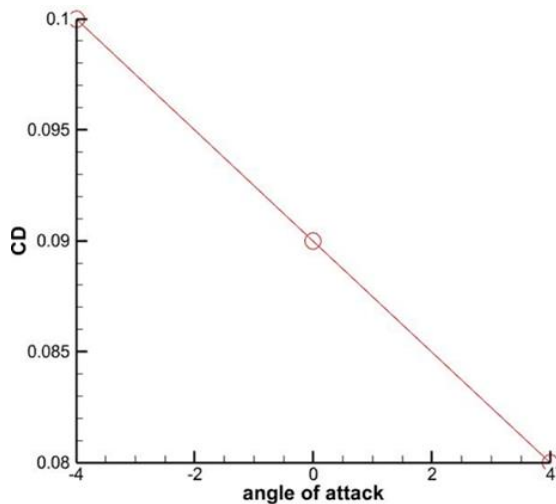
شکل ۴- کانتور دما (کلوین) بر طول صفحه در سرعت ۱۰۰۰ متر بر ثانیه.

Fig. 4. Temperature contour (Kelvin) along the length of the plate at a speed of 1000 m/s.



شکل ۱۰- کانتور سرعت (متر بر ثانیه) بر طول صفحه در زاویه حمله ۴ درجه.

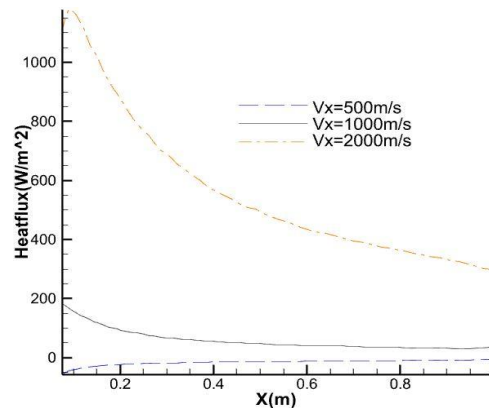
Fig. 10. Velocity contour (m/s) along the length of the plate at an angle of attack of 4 degrees.



شکل ۱۱- نمودار ضریب پسا در زاویه حمله ۴-، ۰ و ۴ درجه در سرعت جریان آزاد ۱۴۱۲/۵.

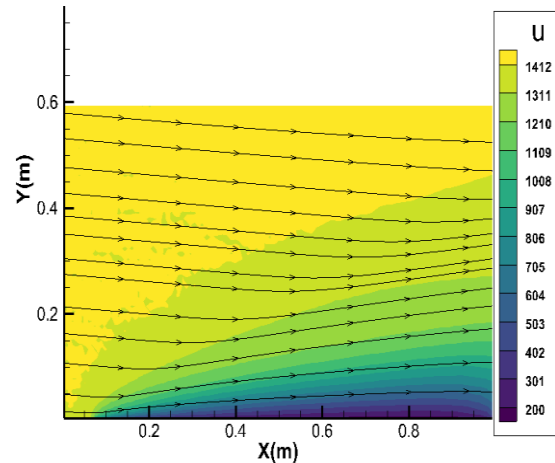
Fig. 11. Drag coefficient diagram at angles of attack of -4, 0 and 4 degrees at a free stream speed of 1412.5.

توجه شود که صفحه دمایی اولیه و نهایتاً انرژی اولیه مشخص داشته است و در حالتی که انرژی جریان آزاد کمتر (دمای محیط کم و سرعت حرکت ذرات پایین) باشد انتقال حرارت منفی می‌باشد. همچنین، یکی از پارامترهای متاثر، زاویه حمله جریان است. با افزایش یا کاهش زاویه حمله خواص جریان نیز تغییر می‌کند. شکل‌های ۸، ۹ و ۱۰ به ترتیب کانتور سرعت و خطوط جریان در زاویه حمله ۴-، ۰ و ۴ درجه را نشان می‌دهند. همانطور که مشاهده می‌شود در زاویه صفر درجه رشد لایه مرزی کمتر است در حالی که در زوایای حمله منفی و مثبت چهار درجه ضخامت لایه مرزی بیشتر می‌شود و توزیع سرعت متفاوت است.



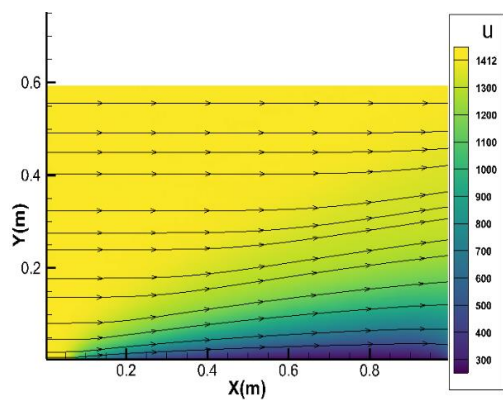
شکل ۷- نمودار انتقال حرارت (وات بر متر مربع) بر طول صفحه در سرعت‌های ۵۰۰، ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ متر بر ثانیه.

Fig. 7. Heat flux diagram (watts per square meter) along the length of the plate at speeds of 500, 1000 and 2000 m/s.



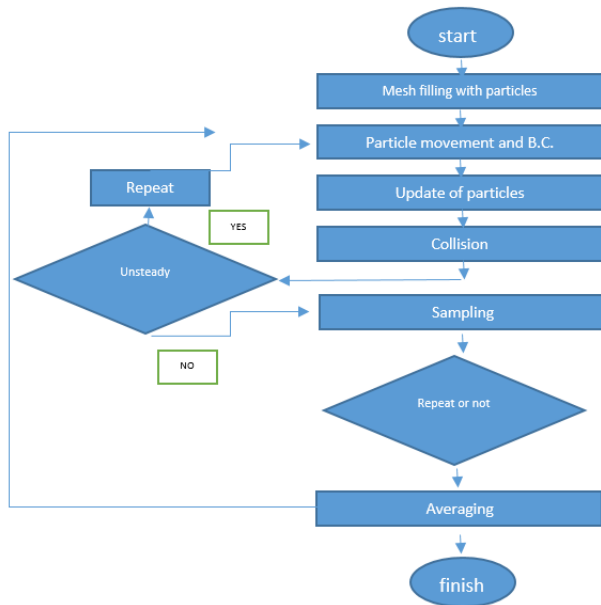
شکل ۸- کانتور سرعت (متر بر ثانیه) بر طول صفحه در زاویه حمله ۴- درجه.

Fig. 8. Velocity contour (m/s) along the length of the plate at an angle of attack of -4 degrees.



شکل ۹- کانتور سرعت (متر بر ثانیه) بر طول صفحه در زاویه حمله صفر درجه.

Fig. 9. Velocity contour (m/s) along the length of the plate at zero degree angle of attack.



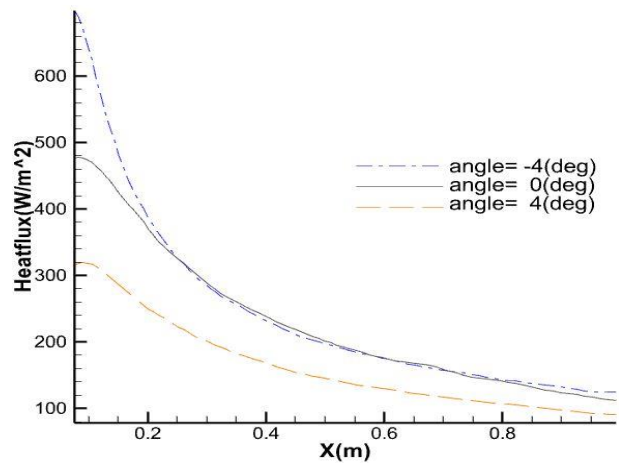
شکل ۱۳ - الگوریتم پیشنهادی حل ناپایا در شرایط گاز رقیق.

Fig. 13. Proposed algorithm for solving unsteady conditions in dilute gas conditions.

در ادامه توسعه کد برای حالت جریان ناپایا انجام شده و نتایج به صورت کانتور و نمودار ارائه شده است. در این بخش از مقاله، روش شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو در حالت ناپایا اجرا شده و هم‌زمان زاویه حمله صفحه تغییر می‌کند. در این پژوهش، با استفاده از الگوریتم ناپایای روش DSMC برای جریان‌های ناپایدار با حل معادلات حاکم در یک مرحله زمانی به‌صورت تکراری کد دی‌اس ام سی توسعه داده شده است. گام زمانی استفاده شده در حالت ناپایا صریحاً ممکن است با کوچک‌ترین اندازه سلول در حوزه محاسباتی محدود شود. در نتیجه، برای یک مش غیریکنواخت، گام زمانی بسیار کوچک می‌شود و نسبت مرحله زمانی به زمان برخورد ذرات محلی ممکن است مقدار بسیار کمی داشته باشد. شکل‌های ۱۴، ۱۵ و ۱۶ خطوط جریان و کانتور سرعت مربوط به حالت ناپایای جریان بر روی صفحه نشان می‌دهند. در تکرار ۱ تا هزار زاویه حمله صفر، تکرار ۱۰۰۰ تا ۲۰۰۰ زاویه حمله ۴ و در تکرار ۵۰۰۰ تا ۶۰۰۰ زاویه حمله ۱۶ درجه است که در تکرار ۹۹۹ برای زاویه حمله صفر، برای زاویه حمله ۴ درجه در ۱۹۹۹ و برای زاویه حمله ۱۶ درجه در ۵۹۹۹ نتیجه استخراج و نمایش داده شده است. توجه شود انتخاب مذکور جهت بررسی رفتار گاز رقیق در برخی حالات در نظر گرفته شده است و دلیل خاصی ندارد. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله در گذر زمان اغتشاشات در جریان مشاهده می‌شود. همچنین الگوریتم برخورد ذرات تغییر می‌کند.

در شکل ۱۷ نشان داده شده است که با افزایش زاویه حمله ضریب پسا روی صفحه بدلیل کاهش برخورد ذرات به سطح و کاهش ممتوم کاهش یافته است. همچنین، شکل ۱۸ کاهش انتقال حرارت را هنگام افزایش زاویه حمله نشان می‌دهد.

بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که برخورد ذرات بر سطح متفاوت و ضریب پسا و همچنین انتقال حرارت متفاوت خواهد بود. در شکل ۱۱ و ۱۲ نمودارهای مذکور نشان داده شده است. می‌توان مشاهده نمود که در زاویه ۴- درجه بدلیل هدایت ذرات و برخورد شدیدتر به سطح این دو پارامتر اثر بیشتری داشته و در حالت ۴+ درجه این شدت کمتر است.



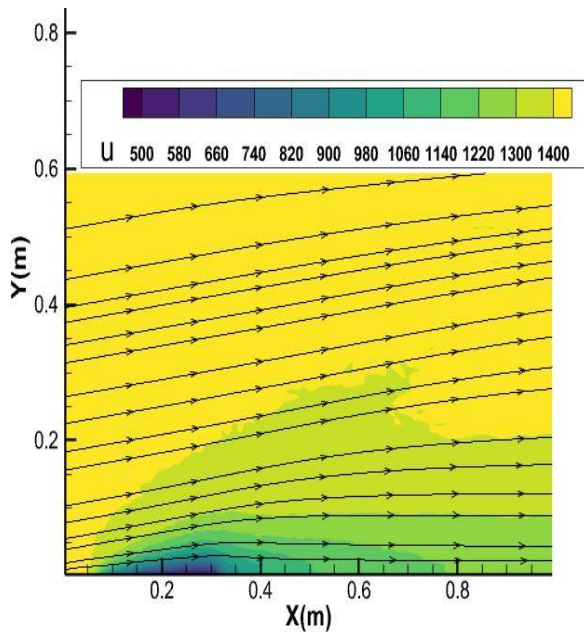
شکل ۱۲ - نمودار انتقال حرارت در زاویه حمله ۴- و ۴+ درجه در سرعت جریان آزاد ۱۴۱۲/۵.

Fig. 12. Heat flux diagram at angles of attack of -4, 0 and 4 degrees at free stream velocity of 1412.5.

به عبارتی، مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه حمله پارامتر ضریب پسا به علت برخورد کمتر ذرات بر روی سطح کاهش یافته است. همچنین در صورتی که زاویه حمله ۴- درجه باشد به علت برخورد بیشتر ذرات انتقال حرارت بیشتری مشاهده می‌شود.

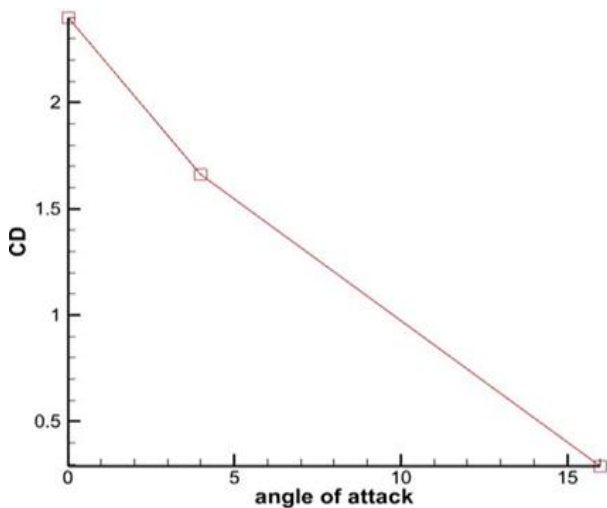
۳.۳ جریان ناپایا در شرایط گاز رقیق

الگوریتم پیشنهادی برای این بخش همانند الگوریتم قبل است، فقط باید در نظر داشت که به علت تغییر در شرایط در حین اجرای کد لازم است قدری گام زمانی به جلو رفته و روند حل در هر تکرار واقعی تکرار شود. قابل توجه است که ذاتاً روش دی‌اس ام سی یک روش پیشروی در زمان و نتیجتاً ناپایا است ولی در حالتی که در حین اجرا شرایط تغییر کند موردی است که بسیار کمتر مورد بررسی محققین قرار گرفته است. لازم به ذکر است عدد نادسن این شبیه‌سازی خیلی بزرگ نبوده و به عبارتی شاخص طولی خیلی کوچک نیست و جابجایی ذرات مرتبه بسیار ریز نمی‌باشد. داشتن گام زمانی در مرتبه کوچک سبب می‌شود که جزئیات حرکات براحتی دیده شود اگرچه هزینه محاسباتی بالا می‌رود که در این شبیه‌سازی این نکات در نظر گرفته شده است. همچنین، جهت پایداری و کاهش نوسانات نیاز است که حلقه تکرار (تکرار اضافه) در محاسبات قبل از رفتن به تکرار واقعی بعدی (با عنوان npr) اضافه شود. الگوریتم به کار رفته در شکل ۱۳ آورده شده است.



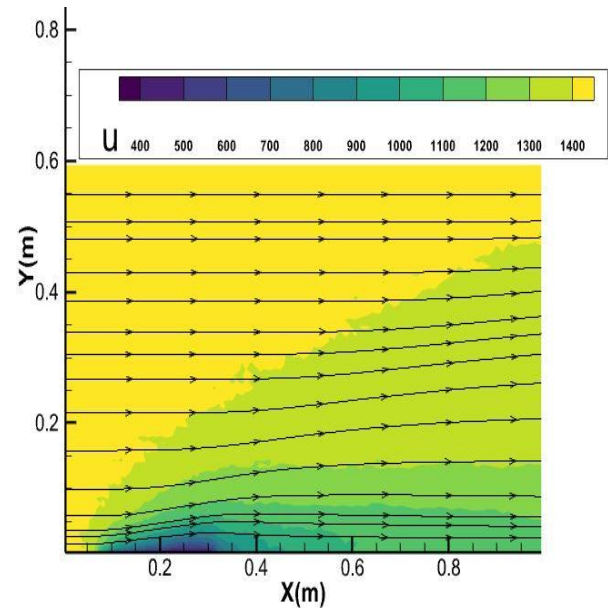
شکل ۱۶ - کانتورهای سرعت (متر بر ثانیه) مربوط به جریان ناپایا در زاویه حمله ۱۶ درجه و تکرار ۵۹۹۹.

Fig.16. Velocity contours (m/s) corresponding to unsteady flow at an angle of attack of 16 degrees and iteration of 5999.



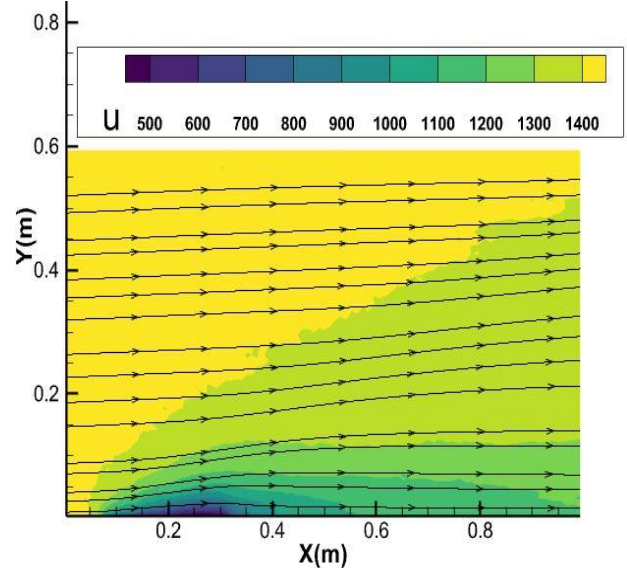
شکل ۱۷ - نمودار ضریب پسا در حالت ناپایا مربوط به سه زاویه حمله مختلف ۰، ۴ و ۱۶ در تکرار ۱۹۹۹، ۲۹۹۹ و ۵۹۹۹ در سرعت ورودی ۱۴۱۲/۵.

Fig. 17. Unsteady state drag coefficient diagram for three different angles of attack 0, 4 and 16 at iterations of 1999, 2999 and 5999 at an input speed of 1412.5.



شکل ۱۴ - کانتورهای سرعت (متر بر ثانیه) مربوط به جریان ناپایا در زاویه حمله صفر و تکرار ۹۹۹.

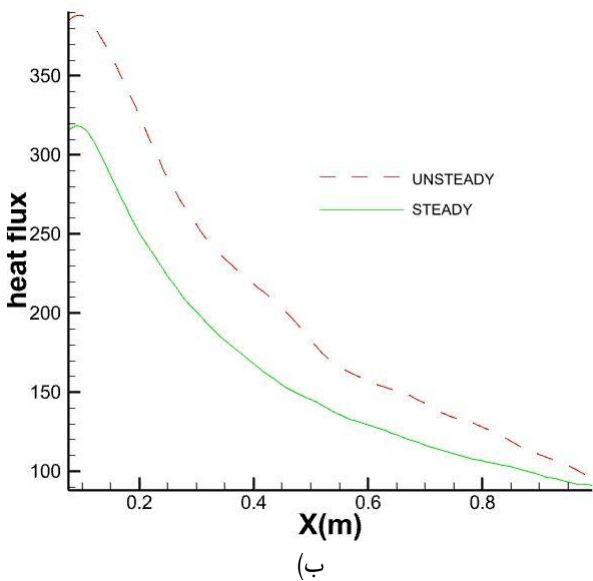
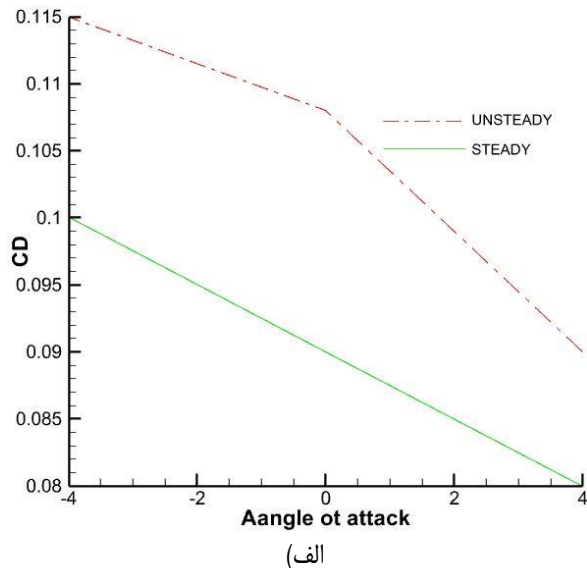
Fig. 14. Velocity contours (m/s) corresponding to unsteady flow at zero angle of attack and iteration of 999.



شکل ۱۵ - کانتورهای سرعت (متر بر ثانیه) مربوط به جریان ناپایا در زاویه حمله ۴ درجه و تکرار ۱۹۹۹.

Fig. 15. Velocity contours (m/s) corresponding to unsteady flow at an angle of attack of 4 degrees and iterations of 1999.

می‌باشد. به عنوان مثال باتوجه به شکل های ۱۸ و ۱۹ در زاویه حمله صفر در شکل ۱۸، حدود ۲۲ درصد اختلاف و در شکل ۱۹ در محل ۰/۴۵ متر حدود ۳۳ درصد اختلاف مابین حالت پایا و ناپایا برقرار است.

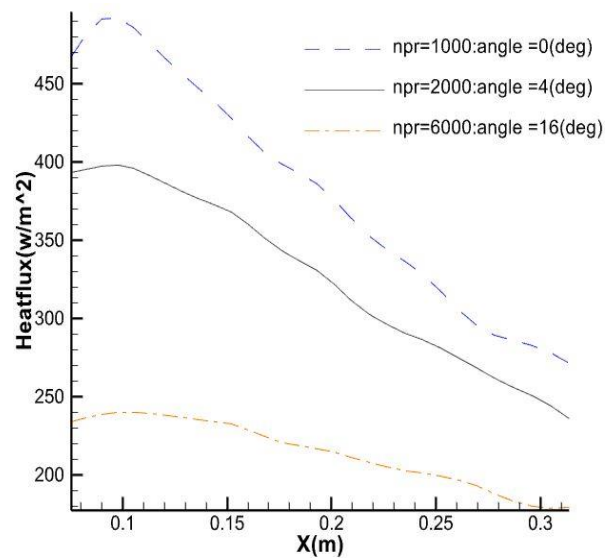


شکل ۱۹- (الف) مقایسه نتایج حاصل از حل پایا و ناپایا جهت محاسبه ضریب پسا و (ب) ضریب انتقال حرارت.

Fig. 19. (a) Comparison of results from stable and unstable solutions for calculating the drag coefficient and (b) heat flux coefficient.

۴ نتیجه گیری

باتوجه به اهمیت محاسبه نیروی آیرودینامیک وارد بر وسیله‌های نقلیه فضایی مثل ماهواره‌ها و فضاپیماها، برآورد و مدل‌سازی دقیق جریان از اهمیت فراوانی برخوردار است. همچنین باتوجه به این که روش‌های



شکل ۱۸ - نمودار انتقال حرارت (وات بر متر مربع) در حالت ناپایا مربوط به سه زاویه حمله مختلف ۰، ۴ و ۱۶ در تکرار ۱۹۹۹، ۲۹۹۹ و ۵۹۹۹ در سرعت ورودی ۱۴۱۲/۵.

Fig. 18. Heat flux diagram (W/m²) in the unsteady state for three different angles of attack 0, 4 and 16 at iterations of 1999, 2999 and 5999 at an inlet speed of 1412.5.

با مقایسه نتایج حاصل از شبیه سازی جریان پایا و ناپایا می‌توان به این نکته اشاره نمود که در حالت ناپایا به دلیل تاثیر جریان از تکرارهای قبلی (زمان های گذشته) پارامترهای مورد نظر متفاوت با حالت پایا هستند. میزان بیشتر یا کمتر بودن مقادیر نسبت به حالت پایا، بستگی به شرایط شبیه سازی حالت قبلی دارد. در شکل ۱۹ (الف) مقایسه ضریب پسا دو حالت جریان پایا و ناپایا باتوجه به نمودارهای قبلی (نمودار ۱۱ و ۱۷) با در نظر گرفتن در زاویه حمله ۴- درجه تعداد تکرار ۵۹۹۹، ۰ درجه تعداد تکرار ۶۹۹۹ و ۴ درجه تعداد تکرار ۹۹۹۹، در نظر گرفته شده‌است. همانطور که مشاهده می‌شود بدلیل تکرار قبلی در حالت ناپایا که در زاویه حمله منفی بالاتر، مقادیر این ضریب در مقایسه با حالت پایا بیشتر می‌باشد که به دلیل تاثیر از تکرارهای قبلی است. به عبارت بهتر، تعداد برخورد ذرات به سطح که نتیجه تولید اصطکاک و انتقال حرارت است (الگوی برخورد ذرات) بستگی به حالت های قبلی جریان دارد. همچنین در شکل ۱۹ (ب) انتقال حرارت برای صفحه تخت در سرعت ۱۴۱۲/۵ در تعداد تکرار ۲۹۹۹ با حل پایا مقایسه شده‌است (نمودار ۳ و ۱۸). در این حالت نیز می‌توان تاثیر حالت قبل بر مقادیر را در حالت ناپایا مشاهده نمود. بررسی می‌توان جمع بندی نمود که در حالت ناپایا به دلیل تاثیر از حالت تکرار قبل، حالت های متنوعی ممکن است به وجود بیاید و رفتار ممکن است شبیه حالت پایا یا متفاوت با حالت پایا حاصل بشود و نیاز به شبیه سازی به روش دی اس ام سی

- [4] Q. Sun and I. Boyd, "Simulation of gas flow over micro-scale airfoils using a hybrid continuum-particle approach," in *33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, Orlando, Florida, vol. 25, Paper 40140, 2003, <https://doi.org/10.2514/6.2003-4014>.
- [5] T. Noboyuki, H. Yamaguchi, and Y. Matsumoto. "Direct simulation Monte Carlo method on rarefied hypersonic gas flow around flat plates," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 41, no. 3, pp. 397-405, 2004, <https://doi.org/10.2514/1.10696>.
- [6] P. Alvala *et al.*, "Angle-of-attack impact in the aerothermodynamics of a hypersonic vehicle with surface discontinuity-like a cavity," *Master Dissertation in Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais*, 2017.
- [7] M. Eskandari and S. S. Nourazar, "On the time relaxed Monte Carlo computations for the flow over a flat nano-plate," *Computers and Fluids*, vol. 160, pp. 219-229, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2017.10.021>.
- [8] S. Pradhan, "DSMC simulations of leading edge flat-plate boundary layer flows at high Mach number," in *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Atlanta, GA, 2018, Paper 2017-4990, <https://doi.org/10.2514/6.2017-4990>.
- [9] R. Zakeri, 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, no. 7, pp. 1772-1777, (in Persian), <https://doi.org/10.22060/mej.2019.15369.6104>.
- [10] H. Zhang *et al.* "An accurate moving wall boundary algorithm for direct simulation of Monte Carlo in unsteady rarefied flow," *Physics of Fluids*, vol. 33, no. 9, 2021, Art. no. 097105, <https://doi.org/10.1063/5.0063542>.
- [11] R. Zakeri, R. Kamali Moghadam, and M. Mani, "New chemical-DSMC method in numerical simulation of axisymmetric rarefied reactive flow," *Physics of Fluids*, vol. 29, no. 4, pp. 1, 2018, <https://doi.org/10.1063/1.4979793>.
- [12] R. Zakeri, R. Kamali Moghadam, and M. Mani, "A new approach for chemical reaction simulation of rarefied gas flow by DSMC method," *Computers and Fluids*, vol. 140, pp. 111-121, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2016.08.017>.
- [13] R. Zakeri, R. Kamali Moghadam, and M. Mani, "Modified collision energy, a new chemical model in the DSMC algorithm," *Journal of Heat Transfer*, vol. 141, no. 1, 2019, Art. no. 011701, <https://doi.org/10.1115/1.4041552>.
- [14] S. Eskandari, R. Zakeri, and A. Sareshtedari, "Simulation of aerodynamic properties of rarefied gas flow on satellite panel by DSMC method," *Journal of*

مبتنی بر معادلات ناویراستوکس در مورد جریان‌های رقیق محدود است، امکان به‌کارگیری این معادلات برای تحلیل جریان در بازه گسترده‌ای از رژیم عدد نادسن میسر نمی‌باشد لذا از معادله بولتزمن و روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو استفاده شد.

در این بررسی در ابتدا اعتبارسنجی نتایج حاصل از کد عددی با مرجع [۲۱] مقایسه و دقت مناسبی نتیجه شد. در ادامه نتایج برای حالت پایا بررسی و توسعه یافت. نشان داده شد که با افزایش ضریب نیروی پسا و همچنین انتقال حرارت افزایش می‌یابد. همچنین تغییر در زاویه حمله نیز از جمله موارد دیگری بود که بررسی و مشاهده شد که با افزایش زاویه حمله جریان از صفحه فاصله گرفته و برخورد ذرات کاهش و خواصی همچون انتقال حرارت کاهش می‌یابد. در حالت ناپایا، تغییرات در حین اجرا و گذر زمان اعمال شد و تغییرات در رفتار جریان بوجود آمده است. در این حالت نیز با تغییر زاویه حمله خواص بصورت آنی تغییر پیدا نمی‌کنند ولی با گذر زمان تغییرات اتفاق می‌افتد و با کاهش برخورد ذرات به سطح خواص نیز مانند ضریب نیروی پسا یا انتقال حرارت کاهش می‌یابد. این مطالعه نشان داد که می‌توان در حوزه جریان رقیق از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو بهره برد و در حالات بررسی جریان در حالت پایا و ناپایا برای یک صفحه تخت جواب‌های صحیحی به‌دست آورد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

مراجع

- [1] V. A. Titarev, A. A. Frolova, V. A. Rykov, P. V. Vashchenkov, A. A. Shevyrin, and Y. A. Bondar, "Comparison of the Shakhov kinetic equation and DSMC method as applied to space vehicle aerothermodynamics," *Journal of Computational and Applied Mathematics*, vol. 364, 2020, Art. no. 112354, <https://doi.org/10.1016/j.cam.2019.112354>.
- [2] H. S. Tsien, "Superaerodynamics, mechanics of rarefied gases," *Journal of the Aeronautical Sciences*, vol. 13, no. 12, pp. 653-664, 1946, <https://doi.org/10.2514/8.11476>.
- [3] A. Klothakis, H. Quintanilha Jr, S. S. Sawant, E. Protopapadakis, V. Theofilis, and D. Levin, "Linear stability analysis of hypersonic boundary layers computed by a kinetic approach: A semi-infinite flat plate at mach 4.5 and 9," *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, vol. 35, pp. 117-139, 2022, <https://doi.org/10.48550/arXiv.2104.12743>.

- [19] G. A. Bird, "Molecular gas dynamics," *NASA STI/Recon Technical Report A*, vol. 76, , 1976, Paper 40225.
- [20] G. A. Bird, "Perception of numerical methods in rarefied gasdynamic," in *International Symposium on Rarefied Gas Dynamics: Theoretical and Computational Techniques, Ca, USA, 1989*.
- [21] T. J. Scanlon *et al.*, "An open source, parallel DSMC code for rarefied gas flows in arbitrary geometries," *Journal of Computers and Fluids*, vol. 39, no. 10, pp. 2078-2089, 2010, <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2010.07.014>.
- [22] C. H. Cheng, *et al.*, "dsmc analysis of rarefied gas flow over a rectangular cylinder at all knudsen numbers," *Journal of Fluids Engineering*, vol. 122, no. 4, pp. 720-729, 2000, <https://doi.org/10.1115/1.1315301>.
- Technology in Aerospace Engineering*, vol. 6, no. 1, pp. 45-52, 2022, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2022.310768.1207>.
- [15] G. Bird, "Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows," *Clarendon Press*, 2nd edition, 1994.
- [16] P. M. Mehta *et al.*, "Drag coefficient modeling for grace using direct simulation Monte Carlo," *Advances in Space Research*, vol. 52, pp. 2035-2051, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2013.08.033>.
- [17] G. Bird, "The DS3V Program User's Guide," Version 2.5, 2006.
- [18] R. C. Palharini, "Atmospheric reentry modelling using an open-source DSMC code," Ph.D. dissration, University of Strathclyde, Cod. T13830, 2015.