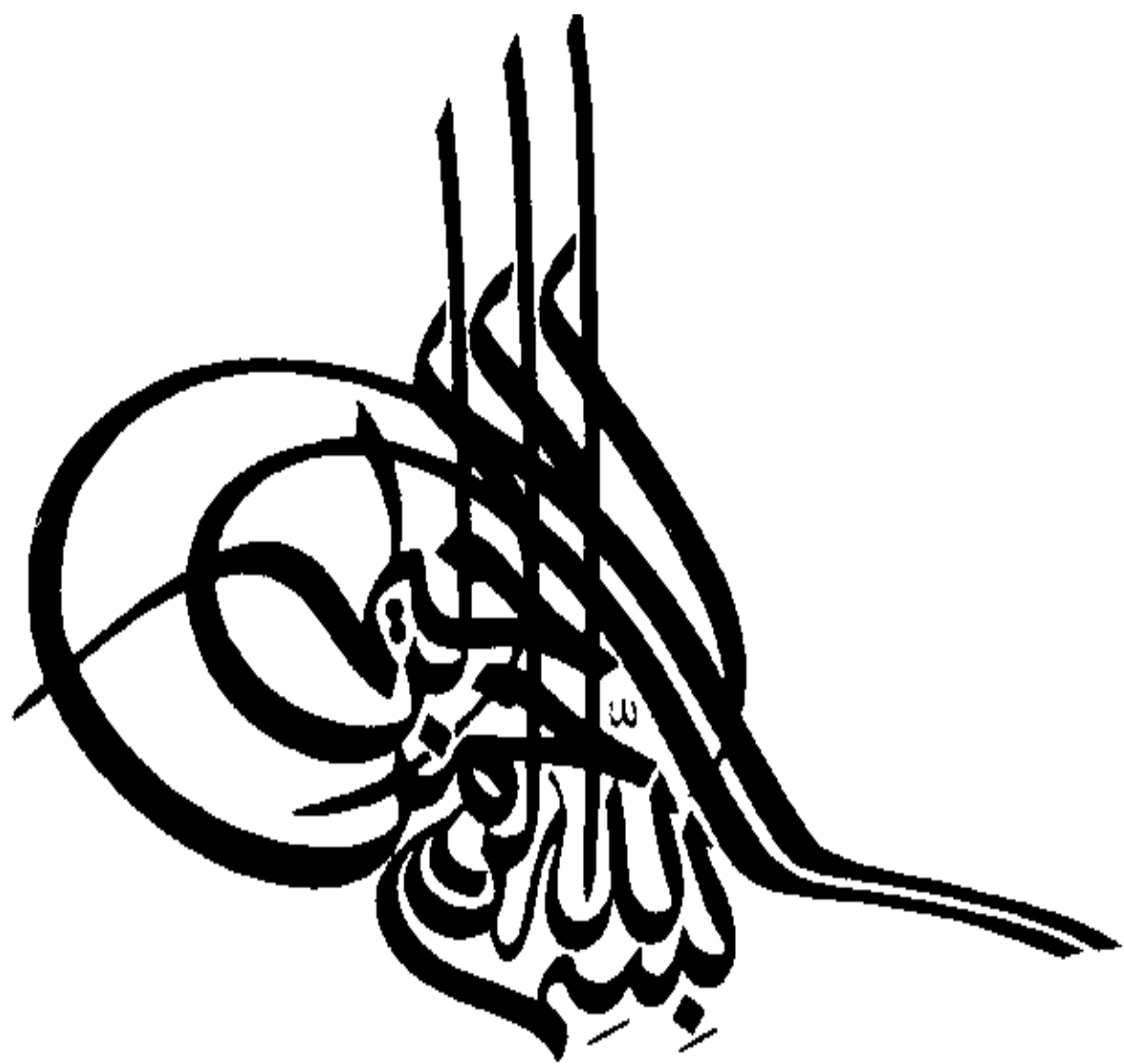






دانشکده مهندسی مکانیک و مکاترونیک
مهندسی هوا و فضا - گرایش آیرودینامیک

شبیه‌سازی نیروی درگ اعمال شده بر ماهواره به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

نگارنده: سعید اسکندری

استاد راهنما اول:

دکتر علی سررشته‌داری

استاد راهنما دوم:

دکتر رامین ذاکری

استاد مشاور:

دکتر رامین کمالی مقدم

مهر ۱۴۰۰

تقدیم به مقدس ترین واژه ها در لغت نامه دلم:

همسر فداکارم

" سایه مهربانیش سایه سار زندگی ام می باشد، او که اسوه صبر بوده و مشکلات مسیر را برایم تسهیل نمود."

پدر بزرگوارم

" کوهی استوار و حامی من در طول تمام زندگی "

مادر مهربانم

" زندگی ام را مدیون مهر و عطوفت آن می دانم."

برادر عزیزم

" تکیه گاه من در مواجهه با مشکلات و وجودش مایه دلگرمی "

شکر و قدردانی:

پاس بی کران پروردگار کیتا را که هستی مان بخشد و به طریق علم و دانش رهنمونان شد و به هم نشینی رحروان علم و دانش مفتخرمان نمود و خوشه چینی از علم و معرفت را روزی مان ساخت و سلام و دود بر محمد و خاندان پاک او، طاهران معصوم، هم آنان که وجودمان و ابدار وجودشان است. نمی توانم معنایی بالاتر از تقدیر و شکر بر زبانم جاری سازم و پاس خود را در وصف استادان خویش آشکار نمایم، که هر چه گویم و سرایم، کم گفته ام.

اما از آنجایی که تجلیل از استاد، پاس از انسانی است که هدف و غایت آفرینش را تائید می کند و سلامت امانت های را که به دستش سپرده اند، تضمین؛ بر حسب وظیفه و از باب "من لم یسکر المنعم من المخلوقین لم یسکر الله عزوجل"؛

از استاد عزیزم؛ جناب آقای دکتر راین ذاکری که در کمال سعه صدر، با حسن خلق و فروتنی، از پنج گلی در این عرصه بر من دین نمود و در طول مدت تحصیل از راهنمایی های اخلاقی و علمی ایشان بهره جسته ام شکر و قدردانی نمایم که زحمت راهنمایی این پامان نامه را بر عهده گرفتند؛

از جناب آقای دکتر علی سررشته داری که به عنوان استاد راهنما از راهنمایی های مدبرانه ایشان استفاده نمودم کمال شکر و امتنان را دارم؛

از جناب آقای دکتر راین کمالی مقدم که در امر مشاوره مساعدت نمودند کمال شکر را دارم؛

با امتنان بیکران از مساعدت های بی ثباتی جناب آقای دکتر مسلم صبور می که بنده را در انجام این پامان نامه یاری نمودند.

باشد که این خردترین، بخشی از زحمات آنان را پاس گوید.

تعمدنامه

این جانب سعید اسکندری دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته هوا و فضا-آئرو دینامیک دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه شبیه سازی نیروی پسا اعمال شده بر ماهواره به روش شبیه سازی مستقیم مونت کارلو تحت راهنمایی دکتر علی سر رشته داری و دکتر رامین ذاکری متعهد می شوم.

- تحقیقات در این پایان نامه توسط این جانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهش های محققان دیگر به مرجع مورداستفاده استناد شده است.
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است.
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد و مقالات مستخرج بانام «دانشگاه صنعتی شاهرود» و یا «Shahrood University of Technology» به چاپ خواهد رسید.
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که از موجود زنده (یا بافت های آن ها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است.

تاریخ

امضاء

مالکیت نتایج و حق نشر

کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج ، کتاب ، برنامه های رایانه ای ، نرم افزار ها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد . این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود .

چکیده

تحقیقات در ارتفاعات بالا در مورد ویژگی‌های جریان مولکولی آزاد در سال‌های اخیر در زمینه هوافضا از بازگشت کپسول زیستی تا قراردعی ماهواره در مدار برجسته‌تر شده است. گاز رقیق به دلیل شرایط غیریپوسته بودن سیال و غیرتعادلی بودن آن در جو، امکان استفاده از روش‌های مرسوم دینامیک سیالات محاسباتی نیست چرا که فرض پیوستگی بر معادلات دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) حاکم است. به همین دلیل روش محاسباتی سیال ناپیوسته در جریان گاز رقیق همانند روش دی اس ام سی توسعه پیدا نموده است. در این پایان‌نامه هدف محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره می‌باشد. در ابتدا، جریان مافوق صوت بر روی یک صفحه تخت در رژیم جریان مولکولی آزاد به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو با استفاده از کد عددی فرتن و نرم‌افزار اپن‌فوم بررسی شد. در این راستا، با استفاده از کد عددی توسعه یافته شده دو بعدی دی اس ام سی به بررسی و شبیه‌سازی یک صفحه تخت و محاسبات نیروهای آیرودینامیکی پرداخته شد. نشان داده شد که کد عددی توسعه یافته شده ابزاری مطمئن برای محاسبات مرتبط با رژیم گاز رقیق در اعداد نادسن بالا می‌باشد. به دلیل سختی وارد نمودن هر نوع هندسه‌ای در کد عددی، در ادامه از نرم‌افزار اپن‌فوم استفاده شده است و نتایج یک صفحه تخت مورد بررسی و اعتبارسنجی مجدد قرار گرفته است. نشان داده شده است که نرم‌افزار مذکور قابلیت پیش‌بینی جریان گاز رقیق با سرعت $1412/5$ متر بر ثانیه در شرایط چگالی $10^{-19} \times 3$ با خطای کمتر از ۱۵ درصد می‌باشد. در ادامه جهت توسعه نتایج، صفحه عمودی در مقابل جریان توسط نرم‌افزار مورد شبیه‌سازی قرار گرفته است و نیروهای آیرودینامیکی وارد بر چنین صفحه‌ای در شرایط حضور ماهواره در مدار لئو محاسبه شده است. نشان داده شده است که کد دو بعدی در شرایط گاز بسیار رقیق در ارتفاع ۱۵۰ کیلومتری، چگالی $10^{-19} \times 0.74$ کیلوگرم بر متر مکعب و سرعت جریان ۲۵۰۰ متر بر

ثانیه، میزان ضریب پسای $1/53$ بر صفحه با طول ضلع 10 سانتیمتر وارد می‌شود. در ادامه جهت نوآوری در نتایج به بررسی ضرایب آیرودینامیکی وارد بر صفحه در زوایای نصب مختلف پرداخته شد. نرم‌افزار توسعه یافته شده قابلیت اجرا برای هر نوع هندسه‌ای جهت محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره را داشته و می‌توان برای تحقیقات در این زمینه مورد استفاده واقع شود.

کلمات کلیدی: جریان گاز رقیق- شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو- صفحه تخت- ضریب پسا

ماهواره- اپن فوم

فهرست مطالب

۱ فصل اول: مقدمه و تاریخچه	۱
۱-۱ مقدمه	۲
۲-۱ ضرورت استفاده از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو	۲
۳-۱ روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو و الگوریتم آن	۴
۴-۱ ضرورت محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره	۵
۵-۱ اهمیت مطالعه تاریخچه روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو	۸
۶-۱ تاریخچه شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو	۸
۷-۱ تاریخچه چالش در روش عددی شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو	۹
۱-۷-۱ نرم‌افزارهای به‌کار رفته در روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو	۱۵
۸-۱ تاریخچه چالش در کاربرد شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو	۱۸
۹-۱ تاریخچه چالش در محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره	۲۰
۱۰-۱ تاریخچه محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو	۲۷
۱۱-۱ نوآوری‌ها	۳۰
۱۲-۱ اهداف پایان‌نامه	۳۰
۱۳-۱ معرفی پایان‌نامه و فصل‌های آن	۳۱
۲ فصل دوم: معادلات حاکم، شرایط مرزی و الگوریتم روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو	۳۳
۱-۲ مقدمه	۳۴
۲-۲ عدد نادسن	۳۴
۳-۲ معادله بولتزمن	۳۶

۳۷.....	۴-۲	روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو.....
۳۹.....	۵-۲	الگوریتم اساسی روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو.....
۳۹.....	۱-۵-۲	مراحل الگوریتم روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو.....
۴۳.....	۲-۵-۲	فلوچارت روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو.....
۴۴.....	۶-۲	مدل‌های فیزیکی روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو.....
۴۴.....	۱-۶-۲	مدل‌های مختلف مولکولی و برخورد.....
۴۵.....	۲-۶-۲	مدل برخورد.....
۴۵.....	۳-۶-۲	شرایط مرزی.....
۴۷.....	۴-۶-۲	تبادل انرژی چرخشی و ارتعاشی.....
۴۷.....	۵-۶-۲	واکنش‌های شیمیایی.....
۴۹.....	۳	فصل سوم: معرفی نرم‌افزار اپن‌فوم.....
۵۰.....	۱-۳	معرفی سیستم‌عامل لینوکس.....
۵۱.....	۱-۱-۳	ویژگی‌های سیستم‌عامل لینوکس.....
۵۲.....	۲-۱-۳	توزیع‌های لینوکس.....
۵۴.....	۲-۳	معرفی نرم‌افزار اپن‌فوم.....
۵۵.....	۱-۲-۳	مزیت‌های نرم‌افزار اپن‌فوم.....
۵۷.....	۲-۲-۳	ویژگی‌های کد dsmcFoam.....
۵۷.....	۳-۲-۳	مراحل حل توسط حلگر dsmcFoam.....
۵۹.....	۴	فصل چهارم: نتایج و مباحث.....
۶۰.....	۱-۴	مقدمه.....
۶۰.....	۲-۴	تشریح مسئله.....
۶۱.....	۳-۴	روش حل مسئله.....

۴-۴	هندسه مسئله	۶۲
۵-۴	نتایج شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو	۶۳
۱-۵-۴	نتایج حاصل از کد عددی فرتن	۶۳
۲-۵-۴	نتایج ضرایب پسا با کد فرتن	۶۶
۶-۴	شبیه‌سازی جریان با نرم‌افزار اپن فوم	۶۸
۷-۴	هندسه مسئله	۶۹
۸-۴	روش حل مسئله	۶۹
۹-۴	مطالعه پارامتری	۷۰
۱۰-۴	نتایج حاصل از کد dsmcFoam	۷۱
۱۱-۴	نتایج ضریب پسای کد dsmcFoam	۷۴
۱۲-۴	بررسی پارامترهای مختلف	۷۶
۱۳-۴	شبیه‌سازی جریان بر روی صفحه عمودی	۷۹
۱۴-۴	هندسه مسئله	۸۰
۱۵-۴	نتایج صفحه عمودی	۸۱
۱۶-۴	نتایج ضریب پسای صفحه عمودی	۸۴
۱۷-۴	بررسی زوایای نصب مختلف صفحه تخت بر ضریب پسای پنل ماهواره	۸۶
۵	فصل پنجم: نتیجه‌گیری و پیشنهادها	۹۱
۱-۵	نتیجه‌گیری	۹۲
۲-۵	پیشنهادها	۹۴

فهرست اشکال

- شکل ۱-۱: نمودار تغییرات عدد ناسن برحسب رژیم مختلف و معادلات قابل استفاده [۸]..... ۴
- شکل ۲-۱: ارتفاع ISS بالاتر از سطح دریا با گذشت زمان [19]..... ۷
- شکل ۱-۲: فلوچارت الگوریتم استاندارد روش شبیه سازی مستقیم مونت کارلو [۱۶۴]..... ۴۴
- شکل ۲-۲: (a) چگونگی اعمال شرایط مرزی به ذرات در مدل آینه ای و بخشی (b) مدل CLL..... ۴۷
- شکل ۱-۳: دایرکتوری توابع کد dsmcfoam [۶۷]..... ۵۶
- شکل ۱-۴: کانتور چگالی بر طول صفحه..... ۶۴
- شکل ۲-۴: کانتور فشار بر طول صفحه..... ۶۴
- شکل ۳-۴: کانتور سرعت بر طول صفحه..... ۶۵
- شکل ۴-۴: کانتور دمای انتقالی بر طول صفحه..... ۶۵
- شکل ۵-۴: کانتور دمای کلی بر طول صفحه..... ۶۶
- شکل ۶-۴: نمودار ضریب اصطکاک بر طول صفحه..... ۶۷
- شکل ۷-۴: نمودار ضریب فشار بر طول صفحه..... ۶۷
- شکل ۸-۴: مقایسه چگالی تعدادی های مختلف برای ضریب اصطکاک..... ۷۰
- شکل ۹-۴: مقایسه چگالی تعدادی های مختلف برای ضریب فشاری..... ۷۱
- شکل ۱۰-۴: کانتور چگالی بر طول صفحه..... ۷۲
- شکل ۱۱-۴: کانتور فشار بر طول صفحه..... ۷۲
- شکل ۱۲-۴: کانتور سرعت بر طول صفحه..... ۷۳
- شکل ۱۳-۴: کانتور دمای انتقالی بر طول صفحه..... ۷۳
- شکل ۱۴-۴: کانتور دمای کلی بر طول صفحه..... ۷۴
- شکل ۱۵-۴: نتایج نمودار ضریب اصطکاک بر طول صفحه و مقایسه با نتایج برد..... ۷۵
- شکل ۱۶-۴: نتایج نمودار ضریب فشار بر طول صفحه و مقایسه با نتایج برد..... ۷۵
- شکل ۱۷-۴: نتایج نمودار ضریب اصطکاک بر طول صفحه با توجه به تغییرات اندازه مش..... ۷۶
- شکل ۱۸-۴: نتایج نمودار ضریب فشاری بر طول صفحه با توجه به تغییرات اندازه مش..... ۷۷

- شکل ۴-۱۹: نتایج نمودار ضریب اصطکاک بر طول صفحه با توجه به تغییرات Fnum ۷۸
- شکل ۴-۲۰: نتایج نمودار ضریب فشاری بر طول صفحه با توجه به تغییرات Fnum ۷۸
- شکل ۴-۲۱: نتایج نمودار ضریب اصطکاک بر طول صفحه با توجه به تغییرات گام زمانی ۷۹
- شکل ۴-۲۲: نتایج نمودار ضریب فشاری بر طول صفحه با توجه به تغییرات گام زمانی ۷۹
- شکل ۴-۲۳: کانتور چگالی بر طول صفحه ۸۲
- شکل ۴-۲۴: کانتور فشار بر طول صفحه ۸۲
- شکل ۴-۲۵: کانتور سرعت بر طول صفحه ۸۳
- شکل ۴-۲۶: کانتور دمای انتقالی بر طول صفحه ۸۳
- شکل ۴-۲۷: کانتور دمای کلی بر طول صفحه ۸۴
- شکل ۴-۲۸: نمودار ضریب فشاری بر طول صفحه ۸۵
- شکل ۴-۲۹: نمودار ضریب اصطکاک بر طول صفحه ۸۵
- شکل ۴-۳۰: کانتور سرعت بر طول صفحه در زاویه نصب ۳۰ درجه ۸۶
- شکل ۴-۳۱: کانتور سرعت بر طول صفحه در زاویه نصب ۶۰ درجه ۸۶
- شکل ۴-۳۲: کانتور سرعت بر طول صفحه در زاویه نصب ۹۰ درجه ۸۷
- شکل ۴-۳۳: نمودار ضریب فشار متوسط در زوایای ۳۰، ۶۰، ۹۰ ۸۸
- شکل ۴-۳۴: نمودار ضریب اصطکاکی متوسط در زوایای ۳۰، ۶۰، ۹۰ ۸۸
- شکل ۴-۳۵: نمودار ضریب پسا متوسط در زوایای ۳۰، ۶۰، ۹۰ ۸۹

فهرست جداول

جدول ۱-۴: مشخصات ورودی جریان یکنواخت بر روی صفحه تخت..... ۶۳

جدول ۲-۴: مشخصات ورودی جریان یکنواخت بر روی صفحه تخت ۶۹

جدول ۳-۴: مشخصات ورودی جریان یکنواخت بر روی صفحه عمودی ۸۱

فهرست علائم و نشانه‌ها

علائم لاتین

عدد نادسن	Kn
طول مشخصه	L
جرم ذره	M
قطر مؤثر	D
موقعیت بردار از مبدأ	x_i
سرعت گاز	c_i
سرعت متوسط	$\bar{c}_i$
سرعت تصادفی	c'_i
متوسط انرژی انتقالی	e_{tra}
ثابت بولتزمن	K
متوسط انرژی چرخشی	e_{rot}
چگالی عددی	N
تابع توزیع سرعت	F
سرعت مولکولی	C
سرعت نسبی مولکولی	C_r

نیروی خارجی در واحد جرم	F
زمان	T
بردار فیزیکی	R
گونه شیمیایی	S
مقدار مولکولی	Q
تابع توزیع ماکسولی	f_0
فاصله عمودی بین مولکول‌ها	B
فاصله بین ذرات	r
فاصله بی‌بعد	W_0
جرم کاهش یافته	m_r
درجه حرارت مرجع	T_{ref}
تعداد جفت‌های برخورد	N_{coll}
تعداد میانگین ذرات سلول	N
دما	T
علائم یونانی	
میانگین مسیر آزاد	Λ
چگالی	P
دمای ارتعاشی	Θ_v

زاویه فضایی	Ω
فاصله متوسط مولکولی	δ
سطح مقطع برخورد	O
زاویه بین صفحه برخورد و صفحه مرجع	ε
ضریب سختی مولکول‌ها	H
ضریب سختی فنر	K
سطح مقطع برخورد کل	σ_T
نماینده نیروی مولکولی	Ω
	بالانویس‌ها
مقادیر پس از برخورد	*
	زیرنویس‌ها
خصوصیات ورودی	In
مرجع	Ref

BGK	Bhatnagar, Gross, and Krook
BL	Borgnakke – Larsen
CFD	Computational Fluid Dynamics
CLL	Cercignani-Lampis-Lord
DSMC	Direct Simulation Monte Carlo
EHE	extended hydrodynamic equations
GHE	generalised hydrodynamic equations
GHS	General Hard Sphere
GSS	General Soft Sphere
HASDM	High accuracy satellite drag model
HS	Hard Sphere
ISS	International Space Station
LEO	Low Earth Orbit
LTE	local thermodynamic equilibrium
MD	Molecular Dynamic
MEMS	Micro Electro Mechanical Systems
MH	Instantaneous Hierarchy
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NC	Null-Collision

NTC	No Time Counter
PDSC	parallel direct simulation code
PWT	Plusma Wind Tunnel
SBT	Simplified Bernoulli-Trial
SWPM	stochastic weighted particle method
TC	Time-Counter
VHS	Variable Hard Sphere
VSS	Variable Soft Sphere

فصل اول: مقدمه و تاریخچه

۱-۱ مقدمه

یکی از چالش‌های موجود در طراحی و ساخت ماهواره و میکروماهواره‌ها، نحوه محاسبه نیروی پسا در شرایط گاز رقیق^۱ است. گاز رقیق به دلیل شرایط غیریپوسته بودن سیال و غیرتعادلی بودن آن در جو، امکان استفاده از روش‌های مرسوم دینامیک سیالات محاسباتی نیست چراکه فرض پیوستگی بر معادلات دینامیک سیالات محاسباتی (CFD^۲) حاکم است [۱]. در این تحقیق از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو (DSMC^۳) جهت حل مسئله محاسبه نیروی پسا در ماهواره استفاده خواهد شد. در این پژوهش، با استفاده از روش مذکور، محاسبه نیروی پسا در ماهواره مورد مطالعه و پارامترهای متأثر مورد بررسی قرار خواهند گرفت. نتایج حاصله با نتایج عددی و تجربی موجود بررسی و اعتبارسنجی خواهد شد. این روش ناپیوسته برای هندسه‌های مختلف کاربردی ارزیابی و با مطالعه پارامترهای مؤثر بر دقت نتایج و زمان اجرا، بهینه حالت بررسی و مورد تحلیل قرار خواهد گرفت.

۱-۲ ضرورت استفاده از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

در ارتفاعات بالا، دیگر نمی‌توان جو را سیال پیوسته دانست. برخورد بین مولکول‌ها در این ارتفاعات رقیق‌تر می‌شوند و تبادلات حرکت بین تک‌تک مولکول‌ها و یک سطح فضاپیما نیرویی را که به‌عنوان پسای جوی در نظر گرفته می‌شود، فراهم می‌کند. این فرض به‌عنوان تئوری جنبشی گازها شناخته می‌شود، که به محاسبه ضریب پسا، که در تخمین شتاب‌های ناشی از پسای جوی بر روی یک فضاپیما استفاده می‌شود، کمک می‌کند. [۲]

زمینه‌های جریان گاز رقیق بسیار مهم هستند زیرا در بسیاری از موضوعات مختلف و قابل توجه از جمله کاربردهای صنعتی و هوافضا به‌طور گسترده‌ای وجود دارند [۳] و تحقیقات زیادی از طریق این

¹ Rarified gas

² Computational Fluid Dynamics

³ Direct Simulation Monte Carlo (DSMC)

رژیم خاص انجام می‌شود. در آغاز قرن ۲۰، نادسن وبر و محققان دیگر شروع به تجزیه و تحلیل دینامیک گاز رقیق کردند. به عنوان مثال نادسن، میزان جریان جرم در یک لوله را مطالعه می‌کند، رژیم انتقالی را کشف می‌کند و عدد نادسن بسیار مشهور را فرموله می‌کند. [۴]

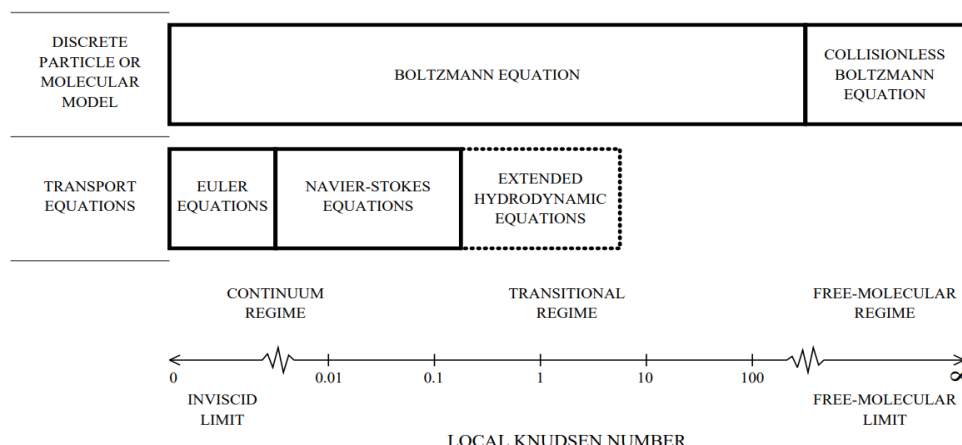
به طور کلی، سه رژیم وجود دارد که در آن وسایل نقلیه مافوق صوت حرکت می‌کنند. آن‌ها به عنوان رژیم‌های پیوسته، انتقالی و مولکولی آزاد طبقه‌بندی می‌شوند. به طور معمول، رژیم‌های مختلف با عدد نادسن که یک عدد بدون بعد است مشخص می‌شوند که به صورت زیر تعریف شده است:

$$Kn = \frac{\lambda}{L} \propto \frac{1}{\rho L} \quad (1-1)$$

که در آن λ میانگین مسیر آزاد یک گاز به عنوان میانگین مسیری که یک ذره در طی برخوردهای متوالی طی می‌کند، تعریف می‌شود. L یک طول مشخصه است و ρ چگالی است. شکل ۱-۱، رژیم‌های مختلف جریان را نشان می‌دهد. در محدوده کمتر از ۰/۰۱ به عنوان رژیم جریان پیوسته، مابین ۰/۰۱ تا ۱۰ رژیم جریان گذار و بیشتر از ۱۰ رژیم جریان مولکولی آزاد نامیده می‌شود. [۵]

معادله بولتزمن برای همه رژیم‌ها معتبر است، در حالی که معادلات ناویر-استوکس فقط برای آن رژیم‌های پیوسته و نزدیک به حد پیوسته معتبر هستند. معادلات هیدرودینامیکی گسترده، که به آن معادلات مومنتم مرتبه بالاتر نیز گفته می‌شود، بیشتر از معادلات ناویر-استوکس می‌توانند در رژیم انتقالی استفاده شوند. در ارتفاع کم، چگالی جوی نسبتاً زیاد است و جریان‌های اطراف وسایل نقلیه مافوق صوت باید با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی با شبیه‌سازی معادلات اویلر یا ترجیحاً ناویر-استوکس شبیه‌سازی شوند. این رژیم پیوسته است که با اعداد بسیار بزرگ رینولدز و اعداد نادسن بسیار کم مشخص می‌شود. در ارتفاعات بسیار زیاد، چگالی کم است به طوری که در مولکول‌ها و اتم‌های جریان اطراف فضاپیما برخورد بسیار کمی وجود دارد. این رژیم جریان رقیق است و می‌تواند با استفاده از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو [۶] محاسبه شود، که در همخوانی با راه حل‌های معادله بولتزمن [۷] است. به طور کلی، روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی در حدود مرتبه‌ای سریع‌تر از روش شبیه‌سازی

مستقیم مونت کارلو هستند (اگرچه هزینه محاسباتی روش شبیه‌سازی در جریان‌های رقیق‌تر کاهش می‌یابد). با این حال، عدم برخورد باعث می‌شود که فیزیک معادلات ناویر استوکس در رژیم‌های رقیق، که با تعداد زیادی نادسن مشخص می‌شود، بی‌اعتبار باشد. در اصل، روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو می‌تواند برای هر جریان گاز رقیق اعمال شود، اما برای اعداد نادسن کمتر از 0.001 بسیار گران می‌شود.



شکل ۱-۱: نمودار تغییرات عدد نادسن برحسب رژیم مختلف و معادلات قابل استفاده [۸]

برای هندسه‌های ساده می‌توان از حل تحلیلی معادله بولتزمن استفاده کرد اما برای هندسه‌های پیچیده‌تر تنها می‌توان از روش‌های عددی بهره برد. به‌طور کلی دو روش عددی برای حل معادله بولتزمن وجود دارد. روش اول انتگرال‌گیری مستقیم می‌باشد که به دلیل پیچیدگی و هزینه محاسباتی بسیار بالا کاربردی نیست. روش دوم شبیه‌سازی ذره‌ای می‌باشد که حرکت و برخورد ذره مطالعه می‌شود. این روش کاربردی‌ترین و معمول‌ترین روش می‌باشد. روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو جهت رفع فرض نادرست پیوستگی سیال در شرایط گاز رقیق و غیرتعادلی مطرح شده است. [۸، ۹]

۳-۱ روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو و الگوریتم آن

در حدود سال ۱۹۶۰ علاقه شدیدی به مأموریت‌های فضایی وجود داشت، بنابراین رژیم رقیق در برنامه‌های فضایی مورد مطالعه قرار گرفت. در آن ارتفاع، جریان دیگر پیوسته نیست و برای تجزیه و تحلیل

چنین جریاناتی باید فرضیات خاصی ارائه می‌شد. تقریباً در همان دوره برد^۱ سهم اساسی در تجزیه و تحلیل رقیق داشت و روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو [۱] را اختراع کرد، که امروزه روش قابل اعتماد و بی‌نظیری برای بررسی زمینه‌های جریان رقیق است. معادله بولتزمن معتبر است اما حل آن برای تعداد زیادی از ذرات غیرممکن است. چندین مطالعه که طی سال‌های گذشته برای کاهش هزینه محاسباتی معادله بولتزمن انجام شده است [۱۰، ۱۱]، اما هنوز هم حل معادله بولتزمن برای دستگاه‌های بزرگ با انواع مختلف ذرات بسیار دشوار است. آزمایش پرواز و ایجاد شرایط جریان متنوع هم گران است و هم از نظر فنی چالش برانگیز است. لذا نیاز به روشی وجود داشت که بتواند جریان‌های رقیق را به نوعی شبیه‌سازی کند تا به معادله بولتزمن وابسته نباشد. برد روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو را پیشنهاد کرد که می‌تواند با استفاده از توصیف مولکولی جریان و بررسی جریان به روش آماری و تصادفی، این هدف را محقق کند. در ابتدا طرح برد، توسط جامعه علمی پذیرفته نشد، بیشتر به دلیل ماهیت تصادفی بودن آن و به دلیل اینکه نتایج تولیدشده برای جریان‌های ساده دقیق بود. سال‌های بعد این روش بهبود یافته و عملکرد بهتری داشت و چندین سال بعد به عنوان روش نهایی برای تجزیه و تحلیل جریان‌های رقیق بسیار گسترده پذیرفته شد. [۱۲]

شبیه‌سازی عددی به این روش از نظر کاربردی و صنعتی توسعه بسیار زیادی یافته است. به طور کلی مسائل وسیعی در حوزه علمی و صنعتی همانند جریان در میکرو نازل‌ها [۱۳]، برخوردهای سطحی در جریان گاز رقیق [۱۴]، فرآیند تبخیر و تغییر فاز مواد در شرایط خاص [۱۵]، جریان در شاخص میکرو/نانو در کانال‌ها [۱۶]، تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی اجسام ورود به جو [۱۷]، مسائل مربوط به فرود در جو اتمسفر سایر سیارات و بررسی اتمسفر سیارات در شرایط گاز رقیق [۱۸] از این روش محاسباتی استفاده می‌کنند.

¹ G. A. Bird

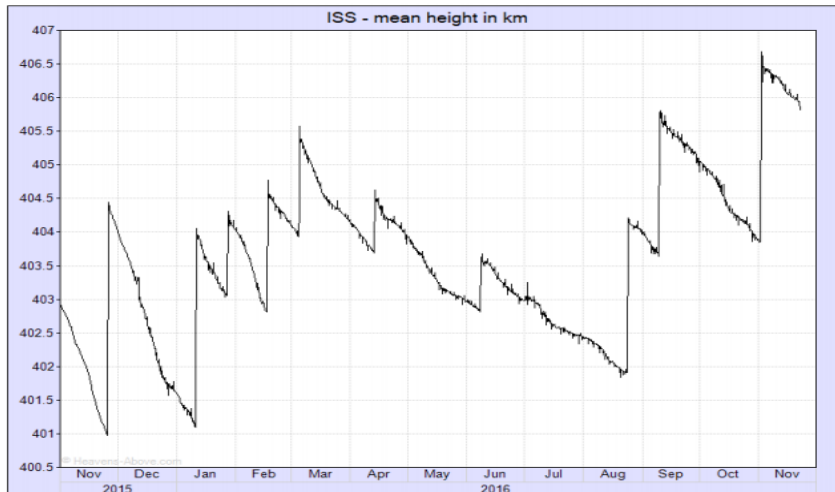
۴-۱ ضرورت محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره

تحقیقات در ارتفاعات بالا در مورد ویژگی‌های جریان مولکولی آزاد در سال‌های اخیر به دلیل ظهور شرکت‌های خصوصی هوافضا در زمینه هوافضا برجسته‌تر شده است. این امر منجر به افزایش پرتاب ماهواره و علاقه بیشتر به بررسی رفتار گازهای رقیق و تأثیر آن‌ها بر ماهواره‌ها، فضاپیماها و ایستگاه‌های فضایی شد. پیشرفت تحقیقات در این زمینه می‌تواند بر طراحی این وسایل نقلیه فضایی تأثیر بگذارد. معمولاً تصور می‌شود که در مدار نزدیک زمین (LEO) چگالی هوا به قدری کم است که بر ماهواره یا فضاپیمایی که از آن عبور می‌کند تأثیری ندارد. با این حال، ذرات موجود در جو فوقانی با سطح جسم تعامل دارند و این برخوردها باعث تغییر در حرکت جسم می‌شود. همچنین دانستن اینکه چه زمانی ماهواره از مدار خود خارج می‌شود، به ما این امکان را می‌دهد که بدانیم چه زمانی نیاز به افزایش مدار ماهواره یا ایستگاه فضایی در مدار بالاتر داریم یا اینکه یک ماهواره جدید را جایگزین ماهواره در حال فروپاشی کنیم. افزایش عمر ماهواره‌ها می‌تواند هزینه تعویض ماهواره‌ها را برای چندین سال در شرکت‌ها صرفه‌جویی کند. نگاهی به هندسه‌های ماهواره‌ها و آیرودینامیک در ارتفاعات می‌تواند به ما در درک بیشتر ضریب پسا در این ارتفاعات کمک کند. [۱۰]

یک نمونه از وسایل نقلیه فضایی که نیاز به تقویت مجدد به مدار بالاتر دارند، ایستگاه فضایی بین‌المللی (ISS)^۲ است که برای حفظ مدار خود به طور متوسط همراه به افزایش نیاز دارد [۱۱]. این یک نمونه بارز از چگونگی تأثیر ذرات موجود در فضای بالای زمین و فروپاشی مداری وسیله نقلیه فضایی است. شکل ۱-۲ نمودار ارتفاع ISS در برابر زمان را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل ملاحظه می‌کنید ارتفاع به دلیل پسای اصطکاکی کاهش می‌یابد. افزایش ناگهانی افزایش‌هایی است که برای افزایش مدار آغاز می‌شود [۱۹].

¹ Low Earth Orbit

² International Space Station



شکل ۱-۲: ارتفاع ISS بالاتر از سطح دریا با گذشت زمان [19].

نیروهای آیرودینامیکی بر تمام ماهواره‌ها - در همه رژیم‌های ارتفاعی - از ارتفاعات کم تا بیش از ارتفاعات ژئوسنکرون تأثیر می‌گذارد. پسای اتمسفر بزرگ‌ترین منبع خطا در مدل‌سازی نیرو در بسیاری از ماهواره‌ها است. با استفاده از مدل‌های خوب، می‌توان تأثیر پسای اتمسفر را بر روی ماهواره‌ها محاسبه کرد. آزمایشگران آزمایشگاهی در طی ۹۰ سال گذشته عملکرد مولکول‌ها را از سطح اندازه‌گیری کرده‌اند. این تحقیقات به درک ما از چنین زمینه‌های مختلفی از علوم و فناوری‌های ماهواره‌ای کمک کرده است [۲۱، ۲۲].

طبق اعلام سازمان The Union of Concerned Scientists در آوریل سال ۲۰۲۰، دو هزار و ۶۶۶ ماهواره فعال در مدار زمین می‌چرخند که ۱۰۰۷ مورد برای مصارف ارتباطی هستند، ۴۴۶ مورد برای مشاهده‌ی زمین و ۹۷ مورد برای اهداف ناوبری و موقعیت‌یابی استفاده می‌شوند. بیشتر ماهواره‌ها در مدار پایین (LEO) در ارتفاعی بین ۱۵۰-۲۰۰۰ کیلومتر حرکت می‌کنند. تلسکوپ فضایی هابل در ارتفاع ۶۰۰ کیلومتری زمین قرار دارد. ماهواره‌هایی که در ارتفاع ۳۰۰ کیلومتری پرواز می‌کنند، برای باقی‌ماندن در این ارتفاع باید با سرعت ۲۸ هزار کیلومتر بر ساعت به دور زمین بچرخند. درحالی‌که ماهواره‌هایی که در ارتفاع یک هزار کیلومتری هستند، باید با سرعت ۲۵ هزار کیلومتر بر ساعت حرکت کنند. ماهواره‌ها جهت ماندن در مدار خود با مسئله‌ای به نام پسای اتمسفری روبرو هستند که در اثر

برخورد ماهواره با مولکول‌های گاز درون فضا باعث کاهش ارتفاع آن‌ها می‌شود. به عنوان مثال، ایستگاه فضایی بین‌المللی که در ارتفاع ۴۰۰ کیلومتری به دور زمین می‌چرخد، روزانه حدود ۹۰ متر از ارتفاعش کاسته می‌شود. البته با روشن کردن موتور پیشران در مواقع خاص، این کاهش ارتفاع جبران می‌شود. در ارتفاعات پایین‌تر، این مسئله جدی‌تر است. در ارتفاع پایین چگالی اتمسفر بیشتر بوده (تعداد مولکول‌های گازی در فضا بیشتر است) و باعث کاهش ارتفاع ماهواره‌ها می‌شود. [۲]

با توجه به نیاز کشور به حضور در عرصه فضا و اینکه در آینده نزدیک شاهد حضور ماهواره‌های متعدد خواهیم بود لذا به جهت افزایش عمر مداری ماهواره‌ها، کاهش هزینه‌ها، محاسبه عمر مداری و جایگزین کردن ماهواره جدید نیاز به محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره دیده شد و به این موضوع پرداخته شد.

۱-۵ اهمیت مطالعه تاریخچه روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

ماهواره‌ها معمولاً در شرایط گاز رقیق در ارتفاع و سرعت بالا قرار دارند. بررسی و ارزیابی پارامترهای آیرودینامیکی و نیروهای وارده بر ماهواره در طراحی و ساخت این‌گونه وسایل بسیار مهم است. یکی از مهم‌ترین پدیده‌هایی که ماهواره تجربه خواهد نمود، نیروی پسای وارده می‌باشد که تأثیر بسزایی در عملکرد آیرودینامیکی خواهد داشت. با توجه به فیزیک جریان ناپیوسته در ادامه تاریخچه تحقیقات انجام‌شده مربوط به تحقیق حاضر ارائه خواهد شد.

۱-۶ تاریخچه شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

اولین روش شبیه‌سازی احتمالی توسط هاویلند و لاین [۲۲] معرفی شد و بهترین روش به عنوان ذره آزمون مونت کارلو نامیده شد. هم‌رسلی و هندسکامب [۲۳] اظهار داشتند که روش‌های مونت کارلو آن شاخه از ریاضیات تجربی را شامل می‌شود که مربوط به آزمایش روی اعداد تصادفی است. آن‌ها همچنین اصطلاح "شبیه‌سازی مستقیم" را در مدل‌سازی مسئله‌های احتمالی که ساده‌ترین شکل از روش‌های

مونت کارلو است، به کاربردند. اصطلاح "شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو" یک اصطلاح عمومی است که انواع مختلفی از روش را که در طول سال‌ها معرفی شده است، پوشش می‌دهد. تحولات بیشتر با کار، برد [۲۵، ۲۶] در مورد شبیه‌سازی مستقیم روش مونت کارلو آغاز شد که فقط برای رقیق‌سازی جریان گاز اعمال می‌شد. در ماه مه ۱۹۶۳، یک یادداشت تحقیقاتی در دو صفحه به مجله فیزیک سیالات^۱ در مورد بررسی گاز کره صلب که به تعادل گذار رسیده است با استفاده از روش مونت کارلو (و رایانه دیجیتال سیلیک) ارسال کرد [۲۴]. در یادداشت، نشان داد که این روش از نظر زمان محاسبات و نیازهای ذخیره سازی آن به اندازه کافی مقرون به صرفه است. در واقع، روش او گام مهمی در جهت توسعه یک روش شبیه‌سازی مزوسکوپی احتمالی بود، که یک خروج شدید از دینامیک مولکولی میکروسکوپی قطعی غالب (MD^۲) در آن زمان بود، که صریحاً معادلات هم‌زمان همه مولکول‌ها را محاسبه می‌کند.

در ادامه نانبو [۲۷] گونه‌ای از روش شبیه‌سازی مونت کارلو را معرفی کرد که مستقیماً از معادله بولتزمن مشتق شده بود. هدف این روش تقریب مستقیم معادله بولتزمن است. در اینجا، مولکول‌ها فقط عناصر مفهومی هستند. روش تنظیم نقطه محدود^۳ نوع دیگری از روش شبیه‌سازی مونت کارلو است که ارتباط مستقیمی با معادله بولتزمن دارد. این گسسته‌سازی را هم در فضای فیزیکی و هم در فاز به کار می‌برد. در این بخش ما به بررسی تاریخچه با در نظر گرفتن سه چالش اصلی در روش عددی، کاربرد و محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره خواهیم پرداخت.

۷-۱ تاریخچه چالش در روش عددی شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

یکی از چالش‌های عددی اعمال شرایط مرزی است که در این راستا می‌توان به تحقیقات ایکگاوا و کوبایاشی [۲۹] اشاره کرد که با در نظر گرفتن یک شرط ساده مرزی فشار، رفتار مرزهای ورودی و

^۱ Physics of Fluids

^۲ Molecular Dynamic

^۳ Finite Pointset Method

خروجی و جریان پوازی شبیه‌سازی شده را در محدوده‌ای از اعداد نادسن بین 0.13 تا 5 معرفی کردند. نتایج شبیه‌سازی با مقایسه تغییرات شار جرم در تعداد مختلف نادسن در برابر داده‌های تجربی تأیید شد. پیکوس و بروئر [۳۰] جریان‌های گاز را در هندسه مسطح در رژیم‌های لغزش و گذار شبیه‌سازی کردند. آن‌ها متغیرهای ناشناخته را در هر دو مرز ورودی و خروجی با مقادیر میانگین هم‌وزن مربوط به چند مرحله زمانی گذشته جایگزین کردند. یافته‌های آن‌ها نشان می‌دهد که این روش به‌طور طبیعی می‌تواند پدیده‌های عدم تعادل را در تعداد متوسط تا زیاد نادسن ثبت کند. بر اساس این قابلیت‌های شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو، برخی از محققان لغزش سرعت و جهش دما را در جریان‌های میکرو کانال با نسبت‌های مختلف و شرایط مرزی ورودی و خروجی ارزیابی کردند. لیو و فانگ [۳۱] لغزش سرعت شبیه‌سازی مونت‌کارلو را با نتایج نظری برای طیف وسیعی از اعداد نادسن $0.05 < Kn < 1$ مقایسه کردند. نتایج آن‌ها با شرایط مرزی لغزش سرعت مرتبه بالاتر، مطابقت بهتری داشتند. در همان مطالعه، ناپیوستگی دما در دیواره نیز به‌منظور بررسی تأثیر عدد نادسن بر ویژگی‌های انتقال حرارت این جریان‌ها مورد بررسی قرار گرفت.

یکی از چالش‌های موجود برخورد بین ذرات می‌باشد که در این راستا اولسون [۳۲] از روش بدون شبکه برای مدل‌سازی برخورد بین ذرات یک گاز با استفاده از شبیه‌سازی جریان مونت‌کارلو نتایج خود را با حل با شبکه مقایسه نمود. الگوریتم با مرتب‌سازی خودکار ذرات گاز نزدیک‌ترین همسایه از روش درخت چهارتایی برای بالابردن راندمان حل استفاده می‌کند. این تحقیق انعطاف‌پذیری دامنه‌هایی با هندسه پیچیده و همچنین کاهش زمان توسعه کد را برای یک مسئله فیزیکی معین فراهم می‌کند. برای اعتبارسنجی، نتایج چندین جریان کوئت با تعداد مختلف نادسن، جریان کم‌سرعت از کنار یک صفحه نازک و دو جریان مافوق صوت با نتایج یک کد شبکه ثابت مقایسه می‌شود. این روش برای سرعت‌های مادون صوت تا مافوق صوت و در نادسن‌های مختلف کارآمد می‌باشد. برد [۳۳] همگرایی حالت پایا را بر اساس تغییر در تعداد کل ذرات شبیه‌سازی شده (به‌عنوان مثال، عدم تغییر برخورد بولتزمن روی جرم) در کل حوزه شبیه‌سازی تخمین زده است. اخلاقی و همکاران [۳۴]، مسئله انتقال

حرارت فوریه را در اوایل رژیم لغزش بررسی کردند و دریافتند که، علاوه بر فرکانس برخورد و فاصله جدایی از برخورد، سطح برخوردهای مکرر نقش مهمی در دقت پیش‌بینی شار گرما در روش DSMC دارد. الکساندر و همکاران [۳۵] نشان داده‌اند که وقتی فرایند برخورد مداوم فرض شود، اثرات گسسته سازی در فضا با استفاده از فرمول Green-Kubo [۳۶] قابل محاسبه است. متأسفانه، شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو به‌طور طبیعی به استفاده از این فرمول برای محاسبه خطای برش به‌دلیل یک گام زمانی محدود اجازه نمی‌دهد زیرا شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو یک مدل زمانی گسسته است. ماکروسان [۳۰، ۳۱]، رویکرد جدیدی را برای مدل‌سازی برخورد شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو توصیف می‌کند که "ویسکوزیته DSMC" یا μ -DSMC نامیده می‌شود. در این زمان از درجه حرارت میانگین برای تنظیم سطح مقطع برخورد مشخص در هر سلول استفاده می‌شود. از پتانسیل‌های واقع‌گرایانه، که قوانین ویسکوزیته واقع‌گرایانه‌ای تولید می‌کنند، به‌طور گسترده‌ای استفاده نمی‌شود. این امر به‌دلیل دشواری استفاده از طرح تبادل انرژی [۳۹] (BL^1) است که احتمال برخورد با مدل برخورد کره سخت متغیر مطابقت ندارد. ترکیبی از مدل تبادل BL و مدل مولکولی کره سخت متغیر، استاندارد موجود در شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو است.

مطالعات زیادی برای بررسی اثرات پارامترهای محاسباتی و کمی‌سازی خطاهای محاسباتی انجام شده است. میبورگ [۴۰] روش MD و DSMC را با توجه به قابلیت شبیه‌سازی گرداب پس از حل جریان‌های اطراف هندسه‌های ساده مقایسه کرد. وی نشان داد که اندازه گام زمانی و تعداد ذرات در سلول در روش شبیه‌سازی مونت‌کارلو برای دستیابی به نتایج دقیق باید با دقت بیشتری بررسی شود. الکساندر و همکاران [۳۵] وابستگی ضرایب جابه‌جایی به‌اندازه سلول در این روش را به‌منظور تجزیه و تحلیل نقش اندازه سلول در خطای گسسته‌سازی بررسی کردند. آن‌ها دریافتند که این خطا از بخش انتخاب جفت برخورد ناشی می‌شود که در آن شرکای ذره از هر مکان در سراسر سلول برخورد

¹ Borgnakke – Larsen

انتخاب می‌شوند.

یکی دیگر از چالش‌های موجود گام زمانی است که در این راستا گارسیا و واگنر [۴۱] اندازه گام زمانی را بر دقت ضریب جابه‌جایی (ویسکوزیته، هدایت حرارتی و نفوذ) بررسی کردند. آن‌ها دریافتند که خطای اندازه گام زمانی بسیار نزدیک به پدیده‌های برخورد مجدد است. هادجیکنستنتینو [۴۲] برای توصیف تأثیر اندازه گام زمانی بر خطای گسسته‌سازی یک عبارت صریح به دست آورد. گالیس و همکاران [۴۳] نشان دادند که راه حل‌های شبیه‌سازی مونت کارلو به‌خوبی با راه حل‌های پیوسته چاپمن-انسکگ و روش سلسله مراتبی لحظه‌ای در اعداد کوچک و محدود نادسن توافق دارند. برد و همکاران [۴۴] و گالیس و همکاران [۴۵] صحت و همگرایی الگوریتم پیچیده شبیه‌سازی مونت کارلو را بررسی کردند- با هدف افزایش کارایی محاسباتی توسعه‌یافته - با مقایسه راه حل‌ها با حل دقیق معادله بولتزمن برای جریان یک بعدی فوریه-کوئت. نشان داده شد که الگوریتم پیچیده شبیه‌سازی مونت کارلو می‌تواند خواص انتقال و ضرایب چندجمله‌ای Sonine را با توافق خوبی با تقریب بی‌نهایت متناظر با مقادیر نظری چاپمن-انسکگ پیش‌بینی کند. آن‌ها همچنین همگرایی الگوریتم جدید را در یک اجرای سه بعدی مشخص کردند. اهوادا [۴۶] نشان داده است که روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو به‌عنوان یک روش تقسیم به‌کاررفته در ادغام زمان معادله بولتزمن در توصیف دقیق تابع توزیع مرتبه اول مشاهده می‌شود. اهوادا درمی‌یابد که به‌دلیل تجمع خطا، تابع توزیع متناسب با گام زمانی Δt در مسئله‌های گذرا از عملکرد توزیع صحیح زمان متحرک متفاوت است. این در مقایسه با نتایج بوگومولوف [۴۷] است که رفتار مرتبه دوم را نشان داده بود. گارسیا و واگنر [۴۱] نشان دادند که خطای کوتاه شدن گام زمانی در محاسبات شبیه‌سازی مونت کارلو متناسب با مربع گام زمانی برای انواع جریان‌های ساده، هر دو حالت گذرا و یکنواخت است. اگر تعداد مولکول‌های شبیه‌سازی شده اندک باشد، اندازه گام زمانی تأثیر عمیق‌تری بر نتایج شبیه‌سازی دارد. هادجیکنستنتینو [۴۲] اشاره می‌کند که شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو با انجام یک برخورد لحظه‌ای مولکول‌هایی که به‌طور معمول در یک گام زمانی برخورد می‌کنند، باعث گسسته‌سازی می‌شوند.

با توجه به اهمیت بررسی همگرایی، برت و بوید [۴۸] معیار همگرایی را بر اساس تغییر شار ذرات در مرزها در دو مرحله زمانی پی‌درپی به منظور مطالعه رفتار گذرا ضعیف در مناطق کوچک با چگالی نسبتاً کم یا جریان‌های چرخشی مجدد، معرفی کردند. کارچانی و میانگ [۴۹] اولین تحلیل همگرایی تمام خطاهای محاسباتی را در روش شبیه‌سازی مونت کارلو ارائه دادند. آن‌ها خطاهای این روش را با استفاده از اندازه‌گیری مبتنی بر بقای جرم، حرکت و انرژی تعیین کردند. برخلاف روش‌های قبلی که فقط یک نوع خطا را هدف قرار می‌دادند، نشان داده شد که این روش می‌تواند هر سه خطای محاسباتی را در نظر بگیرد. طاهری و همکاران [۵۰] تجزیه و تحلیل رفتار همگرایی طرح برخورد ساده (SBT^۱) در چارچوب شبیه‌سازی مونت کارلو را با استفاده از یک رویکرد مشابه که توسط گالیس و همکاران اعمال شده است، ارائه دادند. برد [۶] و سرسیگنانی [۵۱] به طور مفصل در مورد روش‌های استفاده از شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو برای جریان‌های پایا و ناپایا به بحث و بررسی پرداختند. در مجموعه‌ای از مقالات [۲۸، ۵۳]، نانبو ثابت کرد که روش مونت کارلو، اگرچه از نظر محاسباتی بسیار گران است، اما به حل معادله جنبشی بولتزمن نزدیک می‌شود. وی همچنین نشان داد که در میان همه روش‌های موجود مونت کارلو، روش وی تنها روشی است که می‌توان از طریق آن همگرایی به معادله جنبشی بولتزمن را اثبات کرد. بابوفسکی و ایلنر [۵۳] روشی را برای اثبات همگرایی روش نانبو تحت شرایط خاص ایجاد کردند. واگنر [۷] این روش را به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو اعمال کرد و از نظر تئوری ثابت کرد که راه حل شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو به حل معادله جنبشی بولتزمن همگرا خواهد شد، اگر پارامترهای محاسباتی به درستی انتخاب شوند. به منظور کاهش واریانس، اصلاح شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو به نام روش ذرات وزنی تصادفی (SWPM^۲) پیشنهاد شده است. در این روش، از سیستم ذرات وزنی استفاده شده است که این امکان را می‌دهد مناطق کم چگالی را با تعداد متوسط ذرات شبیه‌سازی حل و فصل کند [۵۶، ۵۷]. اثبات همگرایی برای ذرات وزنی تصادفی توسط

¹ Simplified Bernoulli-Trial

² stochastic weighted particle method

ماتیس و واگنر [۵۶] ارائه شده است.

زمان اجرا و ذخیره‌سازی دو محدودیت اصلی محاسباتی برای شبیه‌سازی مونت‌کارلو هستند. ریفل [۵۷] مدلی مستقل از معماری شبیه‌سازی، تکنیک آماده، مدل برخورد و تکنیک پیاده‌سازی را برای پیش‌بینی این الزامات برای شبیه‌سازی جریان‌های گاز رقیق ارائه داد. وانگ و بوید [۵۸] پارامتر جدیدی به نام نادسن ماکزیمم (Kn_{max}) ارائه دادند. وقتی از این پارامتر در محاسبات همراه $DSMC$ - CFD استفاده می‌شود، انتظار می‌رود که کل میدان جریان تقریباً به چهار لایه تقسیم شود. در مناطق بسیار نزدیک به سطح بدنه، از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو استفاده می‌شود و در بین منطقه نزدیک بدنه و منطقه شوک، از روش دینامیک سیالات محاسباتی استفاده می‌شود. تکنیک شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو در عرض شوک دوباره به کار گرفته خواهد شد. در منطقه جریان آزاد، استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی کارآمد است.

تجزیه و تحلیل اثرات واقعی گاز مانند انتقال انرژی داخلی گذار، واکنش‌های شیمیایی و همچنین جذب و انتشار تابش با استفاده از مدل‌های مختلف شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو انجام شده است. بوندار و همکاران [۵۹] با مقایسه نرخ به دست آمده برای واکنش‌های شیمیایی و انتقال انرژی پردازش شده در یک مخزن آدیاباتیک با نرخ ریلکسیشن تجربی وابسته به دما، یک تحلیل کاربردی از مدل‌های این روش را برای اثرات گاز واقعی ارائه دادند. به طور کلی، احتمال واکنش شیمیایی بین مولکول‌های برخورد کننده تابعی از انرژی نسبی انتقالی، حالات داخلی و جهت‌گیری نسبی مولکول‌های برخورد کننده است و مدل‌سازی واکنش‌های شیمیایی بخش جدایی‌ناپذیر از روال برخورد است. لیلی و ماکروسان [۶۰] روشی متفاوت از روش‌های مرسوم شیمی شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو را ارائه دادند که روش‌های شیمی ماکروسکوپی "پوشش" برای گاز جداکننده متقارن دو اتمی نامیده می‌شود. در روش شیمی ماکروسکوپی شبیه‌سازی برخوردها و واکنش‌ها جدا می‌شود. واکنش‌ها به طور مستقل پس از روال برخورد محاسبه می‌شوند. با این وجود، نتایج به دست آمده توسط این روش که به زمان محاسبات

کمتری نسبت به اکثر روش‌های شیمی شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو نیاز دارد، با نتایج به‌دست آمده از طریق روش‌های مرسوم شیمی مونت کارلو مطابقت عالی دارد [۶۱].

۱-۷-۱ نرم‌افزارهای به‌کار رفته در روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

نیاز به شبیه‌سازی سیستم‌های بزرگ‌تر و در بسیاری از شرایط پرواز مختلف در دهه ۹۰ تکامل یافته است. روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو در فشارهای بالا و برای سیستم‌های بزرگ از نظر محاسباتی بسیار فشرده است. اولین کد DSMC موازی توسعه‌یافته DAC هست که توسط G.J. LeBeau [۶۲] ایجاد شد و همچنین کد DSMC تولید ناسا است. همچنین بسیاری از کدهای دیگر مانند SMILE [۶۳]، MONACO [۶۴]، ICARUS [۶۵]، MGDS [۶۶]، dsmcFoam [۶۷]، DS2V/3V [۶۸] و SPARTA [۶۹] وجود دارد. بیشتر این کدها در شبیه‌سازی‌های بسیار شدید و دشوار مورد استفاده قرار گرفته‌اند و ارزش آن‌ها را در طول سال‌ها ثابت کرده‌اند.

نرم‌افزار کد تجزیه و تحلیل DSMC (DAC) نشان دهنده اجرای پیشرفته‌ترین روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو برای شبیه‌سازی جریان‌های سه بعدی توسط اداره ملی هوانوردی و فضا (NASA^۱) است [۷۰]. برنامه DAC از "زیرسلول‌های مجازی" به‌عنوان جایگزینی برای زیرسلول‌های گذرا استفاده می‌کند. فواصل مولکول اول تا سایر مولکول‌های سلول مشخص شده و نزدیک‌ترین آن‌ها انتخاب می‌شود. این یک روش ساده‌تر است، اما زمان محاسبه متناسب با مربع تعداد مولکول‌های سلول است. در این مرحله، تعدادی از فرآیندهای قابل توجه شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو خودکار می‌شوند. نمونه اصلی این پیش‌پردازنده DAC است. پیش‌پردازنده قادر است به‌طور خودکار گسسته‌سازی میدان جریان دامنه را ایجاد کند که شرایط لازم برای یک شبیه‌سازی دقیق را برآورده می‌کند. سیستم‌های شبکه‌ای برای میدان جریان و سطح جدا نشده‌اند. پیش‌پردازنده از سلول‌های دکارتی که با هندسه سطح تلاقی

¹ National Aeronautics and Space Administration

دارند، مراقبت ویژه‌ای می‌کند.

نرم‌افزار DSMC در مرکز تحقیقاتی لانگلی توسعه یافته و برای شبیه‌سازی فرود در سطح زمین و مریخ تا کاربردهای تحقیقاتی در شاخص نانو/میکرو در شرایط گاز رقیق به کار می‌رود [۶۳]. در موسسه تحقیقاتی مرکز پرواز جانشین نرم‌افزار برد برای المان مثلی با امکان پردازش موازی توسعه یافته است [۶۲]. اوارت و همکاران [۷۱] نرم‌افزار DSMC را در ++C توسعه داده و با استفاده از رابط عبور پیام (MPI و برنامه OpenMP) آن را موازی کردند. نویسندگان توانستند نتایج خود را با موفقیت تأیید کنند. تکنیک شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو پیش از [۳۶، ۳۷] با موفقیت در Mathematica اجرا شده است.

نرم‌افزاری با عنوان SMILE در موسسه فضایی خیرستیانویچ روسیه توسط ایونو و همکاران [۶۳] ارائه شد. در این نرم‌افزار از شبکه‌بندی سلول‌های منظم و مدل‌سازی برخورد از روش فرکانس مجزونت^۱ استفاده شده است. SMILE [۶۳] یک برنامه مدرن عمومی شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو است که دارای تعداد زیادی کاربر و سابقه برنامه‌های معتبر است. از ویژگی‌های مهم SMILE می‌توان به تولید هندسه، قابلیت موازی، شبکه‌های مختلف برخورد و پارامتر با سازگاری دستی و خودکار و وزن دهی فضایی برای جریان‌های متقارن محور اشاره کرد.

برای اجرای تکنیک شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو، جدا کردن دقیق مدل‌سازی فیزیکی، محاسبات هندسی و وظایف سازمانی و تعریف رابط‌های ارتباطی بین این ماژول‌ها سودمند است. بوید و دیتیریش نرم‌افزار MONACO را توسعه دادند [۶۸]. در این نرم‌افزار از شبکه بی‌سازمان و مدل برخورد NTC استفاده شده است. سیستم MONACO [۶۴] با تأکید زیاد بر استفاده از ایستگاه‌های کاری به عنوان سیستم عامل اصلی محاسبه شد. یک ویژگی اصلی طراحی MONACO تفکیک مدل‌سازی فیزیکی، مسائل هندسی و کارهای مدیریتی است. یک کتابخانه هسته (کرنل) وظایف سازمانی مرتبط با

¹ Majorant frequency scheme

شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو را انجام می‌دهد، مانند انتساب صحیح ذرات به ساختار داده سلول آن‌ها. کتابخانه هندسی وظایفی مانند حرکت ذرات از طریق شبکه را انجام می‌دهد و کتابخانه فیزیک جفت‌های برخورد را انتخاب کرده و مدل‌های فیزیکی مناسبی را روی آن‌ها اعمال می‌کند. نرم‌افزار برای هندسه‌های متفاوت دو و سه بعدی توسعه داده شده و کاربردهای فراوانی در حل مسائل ورود به جو، تجهیزات آزمایشگاهی، شبیه‌سازی جریان‌های ماوراء صوت در شرایط گاز رقیق و جریانات داخلی دارد [۶۸].

اسکانلون و همکاران [۶۷] dsmcFoam را توسعه دادند. dsmcFoam بخشی از مجموعه نرم‌افزار اپن‌فوم^۱ می‌باشد. ابزار منبع باز شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو که در آن تولید زیرسلول به صورت خودکار برای تقویت برخورد نزدیک‌ترین همسایه ارائه می‌شود. نرم‌افزار DS2V/3V از شبکه منظم و عمود بر هم جهت شناسایی سریع ذرات و از مدل NTC^۲ به عنوان مدل برخوردی استفاده می‌کند. اگرچه این نرم‌افزار قابلیت اجرای پردازش موازی ندارد ولی راندمان اجرای خوبی دارد [۳].

توسعه یک شبیه‌سازی مستقیم هم‌زمان سه بعدی کد مونت کارلو (PDSC^۳) توسط وو و همکاران [۷۴] گزارش شده است. PDSC بر روی دستگاه موازی توزیع شده حافظه با استفاده از رابط عبور پیام با چندین ویژگی مهم، از جمله مش بدون ساختار چهار ضلعی، پالایش مش تطبیقی مبتنی بر حل، روش گام زمانی متغیر، روش تعادل بار دینامیکی، جریان‌های بسیار کم سرعت، روش رفتار مرزی فشار تکراری و روش ترکیبی NS-DSMC به کار می‌رود. علاوه بر این، رابط گرافیکی کاربر با استفاده از تجسم جعبه‌ابزار کتابخانه به منظور افزایش امکانات از جمله ویژگی‌های بیشتر به کد توسعه داده شده است. همچنین، یک پایگاه داده از پارامترهای مدل برخورد کره نرم متغیر برای گونه‌های مختلف مورد علاقه در پردازش مواد در PDSC موجود است.

SPARTA یک کد شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو بسیار انعطاف‌پذیر است که می‌تواند برای

¹ OpenFOAM

² No Time Counter

³ parallel direct simulation code

آزمایش رویکردهای جدید اصلاح شود یا همان طور که هست استفاده شود. اگرچه انعطاف پذیری آن برای کاربر غیرحرفه‌ای نیست. داشتن دانش در مورد روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو و گازهای رقیق الزامی است زیرا برای انجام دقیق شبیه‌سازی نیاز به تعریف پارامترهای زیادی دارد. مهم‌ترین آن‌ها تعداد چگالی، گام زمانی و شبکه دکارتی چند سطحی است. برای انجام یک شبیه‌سازی با SPARTA باید یک اسکریپت ورودی نوشت. نرم‌افزاری دیگر توسط مایکل هولدن [۷۵] با استفاده از کدهای DSMC و Navier-Stokes توسعه داده شده است. این نرم‌افزار جهت بررسی اثرات تداخلی لزجت در حالت بدنه نازک نوشته شده است.

۸-۱ تاریخچه چالش در کاربرد شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

این روش که اکنون شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو [۶] نامیده می‌شود، برای حل محاسباتی معادلات بولتزمن یا معادل آن تبدیل شده است، و به‌طور منظم در مورد مسئله‌های مختلف جریان علمی و فناوری مورد استفاده قرار می‌گیرد، از جمله جریان‌های گاز مافوق صوت بسیار کم [۷۷، ۷۸]، گازها در مقیاس میکرو و نانو [۷۹، ۸۰]، و جریان‌های هیدرودینامیکی [۸۱، ۸۲] و

روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو، [۶، ۸۲] به‌طور گسترده‌ای در شبیه‌سازی جریان‌های گاز رقیق استفاده می‌شود. از جمله پمپ‌های خلأ توربو مولکولی [۸۳]، جریان مافوق صوت رقیق [۸۴] و سیستم میکروالکترومکانیکی (MEMS) [۸۵] می‌باشد. بیشتر برنامه‌ها با این روش بدون واکنش شیمیایی شبیه‌سازی می‌شوند، زیرا جریان‌های غیر واکنشی هستند. اما واکنش‌های شیمیایی ممکن است زمانی اتفاق بیفتند که سرعت جریان و دما بسیار زیاد شود. در برخی از کاربردهای دینامیک گاز رقیق، از جمله جریان در مهندسی هوافضا، روش رسوب فیلم در نیمه هادی و میکرو رآکتور در علوم پزشکی [۸۷-۸۹]، واکنش‌های شیمیایی باید در این برنامه‌ها در نظر گرفته شود. خوشبختانه، واکنش‌های شیمیایی را می‌توان به‌درستی در این روش برای آن جریان‌های پیچیده گنجانده. شبیه‌سازی

¹ Micro Electro Mechanical Systems

مونت کارلو جریان گازی رقيق در ميكرو كانال‌ها و نانو كانال‌ها به دليل توانايی ذاتی آن در ارائه پديده های فیزیکی مانند فشار و نفوذ حرارتی که گرفتن آن‌ها توسط مدل‌های انتقال پیوسته دشوار است، توسط محققان پذیرفته شده است [۲۴]. با این حال، بیشترین تمرکز به جریان‌های گاز تک جزئی اختصاص یافته است. یک روش ساده در شبیه‌سازی جریان چند جزئی این است که آن را به عنوان گاز تک جزئی با خواص متوسط مخلوط در نظر بگیریم. یان و فاروک [۸۹] مخلوط‌های دوتایی He / Xe ، He / Ar و He / Kr را با غلظت ثابت برای هر گونه در سرتاسر دامنه در نظر گرفتند و مخلوط را به عنوان گاز همگن مورد بحث قرار دادند. آن‌ها از یک قطر متوسط مولکولی در فرمولاسیون شبیه‌سازی خود استفاده کردند. غلظت هر ترکیب در عمل، به دلیل شیب‌های سرعت و دما و سرعت‌های مختلف مولکولی، به طور قابل توجهی در كانال متفاوت است. مخلوط کردن CO و N_2 در ميكرو همزن‌های مستقیم و T شکل به ترتیب توسط وانگ و لی [۹۰] و لو و حسن [۹۱] بررسی شده است. چنگ و لیائو [۹۲] جریان بر روی یک استوانه مستطیلی را با موفقیت برای عدد ماخ از ۰/۸۵ تا ۸ و عدد نادسن از ۰/۱ تا ۱ بررسی کردند.

تجزیه و تحلیل نیروهای آیرودینامیکی قسمت‌های ارتفاع زیاد از یک مسیر ورود مافوق صوت به طور معمول با استفاده از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو انجام می‌شود. از جمله اعتبارسنجی اجسام بازگشتی می‌توان به تحقیقات بوید [۹۴، ۹۵] اشاره نمود که نتایج حاصل از کد عددی با نتایج موجود از پرتاب فضاپیماهای مرکوری، جمینی و آپولو آورده شده است. موس [۹۵] برای شبیه‌سازی سیستم کاهش سرعت از ۱۴ به ۷ کیلومتر بر ثانیه و ارتفاع ۲۰۰ به ۱۰۰ کیلومتر با بررسی اثرات انتقال حرارت و مشخصات آیرودینامیکی در شتاب زیاد از روش DSMC استفاده کرد. تغییرات ضریب پسا و گرمایی به عنوان تابعی از رقيق بودن ارائه شده است. رالت [۹۶] با توسعه کد برد و استفاده از شبیه‌سازی سه بعدی مونت کارلو، به بررسی آیرودینامیک اجسام بازگشتی شاتل فضایی مدار گرد در ارتفاع ۱۰۰ تا ۱۷۰ کیلومتری با عدد نادسن مابین ۰/۰۵ تا ۲ پرداخت و نتایج تطابق خوبی با نتایج به دست آمده در پرواز واقعی داشتند. اگرچه یکی از مهم‌ترین کاربردهای روش DSMC در بررسی جریان گاز رقيق

اجسام در هنگام ورود به جو می‌باشد، در زمینه‌های دیگری نیز مانند بررسی اثر برخورد سطحی در ماهواره‌ها [۹۸-۱۰۲] کاربردی است.

در ادامه، به تاریخچه محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره به‌عنوان محور اصلی در بررسی تحقیق حاضر خواهیم پرداخت.

۹-۱ تاریخچه چالش در محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره

از نظر تاریخی، سه نوع ضریب پسا تجزیه و تحلیل شده است. ضرایب پسای ثابت^۱، ضرایب پسای سازگار^۲ و ضرایب پسای فیزیکی^۳ [۱۰۲]. ضریب پسای ثابت ۲/۲ در طول سال‌ها از مطالعات مبتنی بر اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی در اواسط دهه ۱۹۶۰ اغلب استفاده شده است. نمونه این کار توسط کوک بود، از آنجا که نتیجه‌گیری شد که ارتفاع را می‌توان مستقل از محاسبه ضریب پسا در نظر گرفت. استفاده از مقادیر ثابت ضریب پسا برخی از مسئله‌های پردازش و ایجاد مدل‌های چگالی جوی را کاهش می‌دهد. ضرایب پسای سازگار اغلب با کمک مدل جوی در تعیین دقیق مدار مورد استفاده قرار می‌گیرند. ضرایب پسای فیزیکی بر اساس فعل و انفعالات مولکول‌های ورودی روی فضاپیما است و ارتباط مستقیمی با نیروی پسا دارد. [۱۰۳]

استفاده از ضریب پسای ثابت در ساخت مدل‌های تجربی چگالی جو خطاهای ۵-۱۵٪ وابسته به ارتفاع را ایجاد کرد [۱۰۵، ۱۰۶]. علت امر این است که ضریب پسا به تغییرات دما و ارتفاع به شدت پاسخ می‌دهد. علاوه بر این، شواهدی وجود دارد که ضریب لحاظ شده با تغییر ارتفاع تغییر می‌کند و این عامل مهمی در پس تغییرات ضریب پسا است. در دهه ۱۹۶۰ و ۱۹۷۰، هنگامی که اولین مشاهدات فروپاشی مداری برای حل چگالی گرمای کره زمین در حال تحلیل بود [۱۰۶]، اختلاف قابل توجهی بین

¹ fixed drag coefficient

² fitted drag coefficients

³ physical drag coefficients

چگالی حاصل از پسای ماهواره‌ای و اندازه‌گیری شده توسط طیف‌سنج‌های جرمی و فشارسنج‌ها وجود داشت. بخش عمده‌ای از این اختلاف نظر به دلیل جذب و نوترکیبی اکسیژن تک اتمی، ترکیبات اصلی در بسیاری از ارتفاعات اندازه‌گیری، روی سطوح طیف‌سنج‌های جرمی و فشارسنج‌ها بود. [۱۰۸, ۱۰۹].

موضوع ضرایب پسا در گازهای رقیق در زمینه پرواز در ارتفاع بالا برای اولین بار در سال ۱۹۵۰ توسط شامبرگ مطرح شد [۱۰۹]. او این فرض را کرد که سرعت فضاپیما به مراتب از سرعت حرارتی مولکول‌های جوی (جریان فشار گرمایی) بیشتر است و ضرایب پسا را برای چندین شکل اساسی محاسبه کرد. در مدل شامبرگ، ذرات منعکس شده سطح را در یک توزیع لوب متمرکز بر بردار مربوط به سرعت ورودی ترک می‌کنند. این امر توسط کوک [۱۰۳] بیشتر گسترش یافت. کارهای کوک تخمین خوبی در زمانی ایجاد کرد که اطلاعات کمی در مورد ضرایب لحاظ شده در مدار وجود داشت. ارزش کار وی در ساخت بسیاری از مدل‌های تجربی مبتنی بر پسای ماهواره اتخاذ شد. سنتنن یک مدل ضریب پسای تحلیلی مبتنی بر فیزیک ساخت که به فرض جریان هایپرترمال نیازی ندارد. فرمول‌های سنتنن برای ضرایب پسا اجازه می‌دهد تا یک ضریب لحاظ شده متغیر (دمای بازتاب) کار را بسیار سازگار کند و در واقع معادلات، هنوز هم به‌طور گسترده‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرند [۱۰۸, ۱۱۱, ۱۱۲]. کار مو در ساخت ضرایب پسای واقع‌بینانه متمرکز است که می‌تواند با سال‌ها داده پسا تأیید شود. ضرایب پسا با توجه به ارتفاع و فعالیت خورشیدی به میزان قابل توجهی تغییر می‌کند که تأثیر زیادی بر مدل‌های تجربی دارد که با استفاده از مقدار ضریب پسای کوک برای اشکال فشرده ساخته شده‌اند یا مقادیر ثابت دیگری را در نظر گرفته‌اند. مو و همکاران همچنین عدم قطعیت اشکال مختلف ماهواره را تخمین زدند و دریافتند که ماهواره‌های طولانی که مانند یک فلش پرواز می‌کنند از ضریب پسا، دارای عدم اطمینان بیشتری نسبت به ماهواره‌های فشرده هستند [۱۱۲].

یکی از پارامترهای بسیار مهم در محاسبه ضریب پسا، اندازه‌گیری دقیق چگالی می‌باشد. برای به‌دست آوردن اندازه دقیق چگالی، ضریب پسا اغلب به‌صورت تحلیلی برآورد می‌شود. کوک بسیاری از

زمینه‌ها را ساخت که امروزه به استاندارد محاسبه ضریب پسای تحلیلی تبدیل شده است [۱۰۳]. این مرجع مفهوم جریان مولکول آزاد را به ماهواره‌های مصنوعی اعمال می‌کند. حسگرهای فشار و طیف‌سنج‌های جرمی موجود در مدار، داده‌های کافی را برای امکان دادن به مدل‌های نظری واقع‌بینانه از برهم کنش سطح گاز که برای محاسبه ضرایب پسای فیزیکی استفاده می‌شود، برگردانده‌اند [۱۰۲]. تعیین ضریب پسای فیزیکی چالش‌برانگیز است زیرا ضریب پسا تابعی از عوامل بسیاری است [۱۰۳، ۱۰۴، ۱۱۳-۱۱۹]: هندسه فضاپیما، خواص مواد سطح فضاپیما، مدت زمانی که فضاپیما در مدار بوده است، گونه‌های اتمی جو، رژیم ارتفاع، تمایل به مدار و

یکی از ابهاماتی که باید مورد توجه قرار گیرد جهت‌یابی ماهواره با اشاره به سرعت آن است. با نزدیک شدن ماهواره به دور مدار خود، یک محور ثابت را نگه می‌دارد، به این معنی که ناحیه مرجع ماهواره به‌طور مداوم در مدار خود تغییر می‌کند. اگرچه این متغیر به‌راحتی پیش‌بینی می‌شود، اما سایر متغیرها نیز قابل اجرا هستند، از جمله فعالیت خورشیدی، که می‌تواند تغییرات زیادی در چگالی محلی ایجاد کند. اطلاعات در مورد این چگالی‌ها در بسیاری از مجلات مستند شده است، از جمله "مجله علوم جوی"، به‌طور خاص، بخش آلبرت د اندرسون در مورد نوسان چگالی بین ۲۰۰ کیلومتر و ۸۰۰ کیلومتر [۱۱۹]. داده‌های تجربی از ۴ ماهواره مختلف در مدار آن‌ها جمع‌آوری شده است و یک مدل چگالی از داده‌ها ساخته شده است، با فرض اینکه بین چگالی و اندازه‌گیری شار خورشیدی $10/7$ سانتی‌متر نسبت مستقیم وجود دارد (اندازه‌گیری استاندارد که با فعالیت خورشیدی در ارتباط است). داده‌ها نشان می‌دهد که بین روز و شب و همچنین فعالیت خورشیدی تغییرات زیادی وجود دارد که این امر باعث ایجاد سطوح مختلف پسا بر روی بدنه در مدار می‌شود. داده‌های جمع‌آوری شده و مدل‌سازی شده می‌تواند در روند تولید شبیه‌سازی دقیق برای ماهواره‌های مدار نزدیک زمین کمک کند. این نتیجه‌گیری از کوک تا حدودی ناشی از تجزیه و تحلیل دقیق محاسباتی و تجربی جو فوقانی در اتمسفر استاندارد ایالات متحده است [۱۲۰].

از آثار قابل توجه شامل گزارش لی سنتمن [۱۲۱] که شامل معرفی دقیق مسائل جریان مولکولی آزاد است. معادلات به دست آمده و تئوری‌هایی برای محاسبه نیروها روی بدنه که در معرض جریان مولکولی آزاد قرار دارد ارائه شده است. این معادلات در پیش‌بینی ضریب پسای ماهواره در مدار، بدون داشتن داده‌های نیروی پسا مفید هستند و در بسیاری از مقالات استفاده شده است، از جمله کارهایی که شامل محاسبه ضریب پسا در ماهواره‌ها مانند GRACE است [۱۲۲] و با نگاهی به فعل‌و‌انفعالات سطح گاز مولکول‌ها برای تشکیل مقادیر ضریب پسا شرح داده شده است. سنتمن همچنین معادلات جریان مولکولی آزاد را برای سایر نیروهایی که توسط بدنه در مدار نزدیک زمین تجربه می‌شوند، استخراج کرد. داده‌های تجربی و معادلات به‌طور مستقیم از داده‌های مولکولی آزاد جمع‌آوری شده از ماهواره CHAMP در گزارشی توسط ساتن و همکاران به دست آمد. این معادلات توسط هرسلی مورد استفاده قرار گرفت و شامل عبارات فرم بسته برای ضرایب پسا و لیفت بود. این تحقیق از ساتن و همکاران و هرسلی نشان داده است که استفاده از هندسه، مانند صفحه صاف زاویه‌دار، می‌تواند مسیر ماهواره را تغییر دهد؛ این نظریه همچنین می‌تواند برای گسترش طول عمر یک ماهواره اعمال شود [۱۲۳]. ساتن برخی از مسائل را در تعیین ضرایب پسای ماهواره‌ای برای فضاپیمای CHAMP شرح داده است [۱۲۴]. ساتن نشان داد [۱۲۱] که روش سنتمن در پیش‌بینی چگالی‌هایی که با مدل پسای ماهواره‌ای با دقت بالا (HASDM^۱) مطابقت دارند، هنگام مدل‌سازی ضرایب نیروی نرمال CHAMP نسبت به تئوری مبتنی بر روش شامبرگ [۱۲۵] که کوک [۱۰۳] عمومی کرده است، دقیق‌تر است. این بدان معناست که فرضیات بیش‌ازحد حرارتی استفاده شده توسط شامبرگ ناکافی هستند و محاسبه تغییرات حرارتی تصادفی جو در مدل‌سازی ضرایب نیروی ماهواره‌ها مانند CHAMP مهم است. ردیابی ماهواره یک موقعیت عالی برای مطالعه پسای جوی فراهم می‌کند. تجزیه و تحلیل از داده‌ها در سال ۱۹۸۵ و ۱۹۸۶ در سه ماهواره کروی گرفته شده است. ماهواره‌ها دارای ارتفاعات ۲۷۰ کیلومتر، ۷۸۰ کیلومتر و ۱۵۰۰

¹ High accuracy satellite drag model

کیلومتری بودند. در این تحلیل از تعریف کوک [۱۰۳] از ضریب پسا استفاده شده است.

یک سال قبل از سقوط ایریدیوم ۳۳، والادو [۱۲۶] اشاره کرده بود که عدم تحقیق در زمینه تخمین پسا مانعی برای پیش‌بینی دقیق مدارهای ماهواره است. امروز وضعیت به همین شکل باقی مانده است. نیروهای آیرودینامیکی نامشخص‌ترین شتاب‌هایی را که یک ماهواره در مدار نزدیک زمین با آن روبرو می‌شود، القا می‌کند، اما برای محاسبه آن‌ها گریزان است. درحالی که کارهای اخیر با حدس زدن چگالی از داده‌های ردیابی ماهواره‌ای، دقت مدل‌های چگالی خنثی جو را بهبود بخشیده است [۱۰۸، ۱۲۵] به‌عنوان مثال، مدل [۱۰۸] HASDM. محاسبه عددی ضرایب ماهواره در زمینه تعیین مدار نیاز به بازنگری و استانداردسازی دارد. تنها راه در کاهش عدم قطعیت نیروی پسا، افزایش دقت برآورد آن است. طبق گفته والادو، علت پسا بر روی ماهواره به دلیل بمباران ذرات ریز جو در برابر پوسته خارجی ماهواره است که با گذشت زمان با کاهش کل انرژی مکانیکی ماهواره، مدار ماهواره را به آرامی تخریب می‌کند. این در نهایت منجر به تغییر سرعت برای ماهواره و در نتیجه تغییر در محور نیمه بزرگ و خارج از مرکز مدار ماهواره می‌شود. به علاوه، این تغییر در حرکت ماهواره تمایل دارد که در هنگام نزدیک شدن ماهواره به نزدیک‌ترین فاصله ماهواره به زمین رخ دهد و بنابراین ماهواره با چگالی اتمسفر بیشتر و همچنین پسای اتمسفر بیشتری روبرو می‌شود که در نهایت ماهواره را به زمین نزدیک‌تر می‌کند، جایی که جو متراکم‌تر است و در نتیجه باعث پسای بیشتر و طول عمر کمتر ماهواره می‌شود. مقادیر ضرایب پسای ماهواره‌ها در مدار نزدیک زمین به‌طور کلی تقریباً به دو رقم قابل توجه تقریب زده شده است که $2/2$ مقدار تقریبی ضریب پسا برای ماهواره‌هایی است که غیر کروی و فشرده هستند، درحالی که برای ماهواره‌های کروی مقادیر ۲ تا $2/1$ به‌عنوان مقادیر تقریبی ضریب پسا در نظر گرفته شده است. ثابت کردن ضریب پسا امکان ساده‌سازی محاسبات تعیین مدار را دارد اما از آنجاکه تغییرات چگالی جو نسبت به ارتفاع ماهواره یا تغییر سطح مقطع ماهواره نسبت به جهت ماهواره را در نظر نمی‌گیرد، واقعاً نمی‌تواند یک مقدار ضریب پسای دقیق را برای ماهواره فراهم کند [۱۲۷].

اکتشافات قابل توجهی در مورد اثر متقابل گاز و سطح که در ۹۰ سال آزمایش آزمایشگاهی انجام شده و ۳۰ سال اندازه‌گیری مداری بررسی شده است. این اطلاعات برای بهبود محاسبه ضرایب برای ماهواره‌ها در مدار نزدیک زمین برای چندین شکل و جهت‌گیری مختلف ماهواره‌ای با درج پارامترهای مناسب در مدل‌های نظری ضریب پسا استفاده می‌شود. ضرایب پسا باعث افزایش سازگاری در اندازه‌گیری مداری چگالی جوی توسط ماهواره‌هایی با اشکال مختلف نزدیک ۲۰۰ کیلومتر می‌شود. کلید این پیشرفت محاسبه ضرایب پسا از پارامترهای اندازه‌گیری شده در فضا است، به جای آن‌هایی که در آزمایشگاه تحت شرایط بسیار متفاوت از محیط فضا اندازه‌گیری می‌شوند. کار و همکاران [۱۲۸] با استفاده از اندازه‌گیری مداری توزیع زاویه‌ای گریگوری و پیترز [۱۲۹]، ضرایب پسا را برای کره و صفحه تخت محاسبه کردند.

در اوایل عصر فضا مشخص شد که جذب اکسیژن تک اتمی بر میانگین ضریب لحاظ شده در سطح ماهواره تأثیر می‌گذارد و بنابراین ضریب پسا را تغییر می‌دهد [۱۰۴، ۱۳۱، ۱۳۲]. ریتز در مورد احتمال تغییرات کوتاه مدت در ضریب لحاظ شده به دلیل جذب/دفع خالص با تغییر شرایط جوی بحث کرد [۱۳۰]. تلاش قابل توجهی در دهه ۱۹۷۰ انجام شد و ساخت جو استاندارد ایالات متحده در سال ۱۹۷۶ اعمال شد. در این مدت، مو و نیر در تلاش بودند تا اختلاف موجود در جو را که توسط طیف‌سنج ماوراء بنفش و طیف‌سنج‌های جرمی اندازه‌گیری شده، اندازه‌گیری کنند. آن‌ها روش برآورد ترکیب را بر اساس دما و ارتفاع مقیاس برآورد شده از اندازه‌گیری پسا انتخاب کردند [۱۳۱]. با این حال، ضرایب پسا که به درستی تغییرات سطح گاز را با ارتفاع نشان می‌دهند، برای تعیین ارتفاع مقیاس مورد نیاز است.

چندین محقق بهبود در تفسیر داده‌های شتاب‌سنج را با محاسبه دقیق ضرایب پسای ماهواره نشان داده‌اند. در کار ساتن و دورنبوس و همکاران داده‌های شتاب‌سنج از مأموریت‌های CHAMP و GRACE با استفاده از پارامترهای ناقص و انعکاس انتشار مدل سنتن تفسیر شده‌اند تا به مجموعه داده‌های چگالی جوی با وضوح بالا برسند. داده‌های CHAMP و GRACE ده سال فعالیت خورشیدی

و ارتفاعات از ۵۰۰ کیلومتر تا ۲۵۰ کیلومتر ارتفاع را در برمی گیرد. ضریب لحاظ شده برای این ماهواره‌ها در تجزیه و تحلیل پسای آیرودینامیکی با مقدار 0.93 ثابت شد. این منجر به ایجاد یک ضریب پسا برای CHAMP می شود. شتاب سنج‌های ماهواره‌ای دقیق در ماهواره‌های CHAMP و GRACE، یک مطالعه دقیق و با وضوح بالا از پسای ماهواره را طی ۱۰ سال گذشته ارائه داده‌اند. مقادیر بهبود یافته پسای ماهواره می تواند منجر به پیش‌بینی بهتر مداری و ورود مجدد شود. این امر به‌ویژه هنگامی صادق است که جوامع علمی و عملیاتی تلاش می کنند تا بیش از 15% سطح ارائه چگالی جوی و پیش‌بینی پسا را بهبود بخشند. با توجه به ماهیت دینامیکی چگالی جوی و ضریب پسای ماهواره‌ای، توصیف دینامیک جداگانه و دقیق برای دستیابی به قابلیت پیش‌بینی مهم است [۱۱۲، ۱۲۵]. مدل‌های Jacchia که بین سال‌های ۱۹۶۴ و ۱۹۷۷ تولید شده‌اند، اساساً بر اساس داده‌های پسای ماهواره‌ای ساخته شده‌اند. عمده ترین تغییرات در ترموسفر: فعالیت‌های روزانه، فصلی، شش‌ماهه، خورشیدی و فعالیت ژئومغناطیسی برای اولین بار در مدل Jacchia1964 (J64) گنجانیده شد. J64 پایه و اساس مدل‌هایی که امروزه نیز مورد استفاده قرار می گیرند قرار گرفت [۱۳۲].

کارهای گسترده‌ای در زمینه مدل سازی چگالی و تخمین پسای فضاپیما انجام شده است و مجموعه‌ای از تحقیقات متمرکز بر مانور نسبی فضاپیما با استفاده از پسا وجود دارد [۱۳۴-۱۳۶]. تحقیقات بسیار کمی در مورد الگوریتم دور مدار انجام شده است که فقط از پسای آیرودینامیکی برای کنترل مسیر استفاده می کند. اگرچه از مأموریت‌های آپولو [۱۳۶] از مدولاسیون آیرودینامیک خودرو استفاده شده است تا به فضاپیما کمک کند تا در مسیر ورود مجدد یک راهنمای پیش فرض را حفظ کنند، استفاده از پسای آیرودینامیکی صرف برای هدف قرار دادن مجدد یک چالش بسیار بزرگ تر است. این احتمالاً به این دلیل است که به قدرت محاسباتی فراتر از آنچه در فضاپیماها قدیمی موجود بود، نیاز دارد و از آنجاکه تا همین اواخر، کلاس قابل توجهی از فضاپیماهای بدون سرنشین وجود نداشته است که چنین الگوریتمی را بخواهند. از آنجاکه نیروی پسا کم است و فقط در جهت عکس عمل می کند، مانور باید چند روز قبل از ورود مجدد مورد انتظار آغاز شود. اگر مانور به اندازه کافی زود شروع نشود،

ممکن است طول و عرض جغرافیایی مورد نظر را هدف قرار ندهد.

۱-۱۰ تاریخچه محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره به روش

شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

یکی از پیشگامان دینامیک گاز مولکولی مارتین نادسن بود. کار نادسن شامل تحقیقات عمیق در مورد تئوری جنبشی گازها است که او در کتاب خود به تشریح و نتیجه‌گیری می‌پردازد. یافته‌های حاصل از کار او منجر به توسعه چندین مفهوم شده است از جمله: جریان نادسن-این جریان مولکولی است و زمانی مشخص می‌شود که طول مشخصه یک جسم در سناریوی جریان به طول متوسط مسیر آزاد باشد. گاز نادسن-این درحالی است که میانگین مسیر آزاد گاز مساوی یا بزرگ‌تر از ظرفی است که در آن قرار دارد. نمونه‌ای از این ظروف در سطح خلأ بسیار زیاد است. لایه نادسن-لایه‌ای از گاز که بالای یک جامد یا مایع قرار گرفته است، این لایه فقط به ضخامت متوسط چند مسیر آزاد تمایل دارد. پخش نادسن-پخش هنگامی رخ می‌دهد که ذرات در قسمت‌های لوله‌های کوچک یا "منافذ" پرش می‌شوند. این نظریه مشابه جریان نادسن است. کار نادسن در تئوری بنیادی جنبشی، پایه‌های بیشتری را برای کارهایی که منجر به پویایی گاز مولکولی و اساس روش‌های شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو شده است، قرار داده است. [۱۳۷]

از زمان ایجاد روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو توسط برد، پیشرفت‌های زیادی صورت گرفته است، از جمله درک ما در مورد نحوه انتشار مجدد ذرات پس از فعل‌وانفعال با سطح ماهواره. K. Moe و M. Moe به بررسی این موضوع پرداخته‌اند [۱۱۵، ۱۴۰، ۱۴۱]. ماهواره‌های خاص طراحی شده، محل استقرار انرژی و پراکندگی زاویه‌ای ذرات از سطح را بررسی کرده‌اند. مشخص شده است که در ارتفاعات معین در مدار نزدیک زمین، مولکول‌ها روی سطح ماهواره به هم چسبیده یا جذب می‌شوند. این می‌تواند باعث شود نوع بازتاب تغییر کند که بر روی ضریب پسا اثر می‌گذارد. داده‌ها برای این کار از انواع حسگرهای متصل به ماهواره‌ها، از جمله شتاب‌سنج و طیف‌سنج جرمی جمع‌آوری شد. از این

داده‌ها، محاسبات دقیق‌تر از مدل سنتن برای محاسبه ضریب پسای تولید شده است [۱۱۵، ۱۲۲]. داده‌های محاسبه شده از شتاب‌سنج در داخل ماهواره در کنار شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو مقایسه می‌شوند. داده‌های محاسبات حاصل از شبیه‌سازی در ۱٪ از داده‌های تجربی محاسبه شده از ماهواره قرار دارند. مهتا و همکاران نیز با اجرای این شبیه‌سازی‌ها روی اشکال اساسی، به محاسبه ضریب پسا پرداختند. این اشکال شامل یک کره، یک صفحه صاف و تعدادی استوانه مختلف است. [۱۴۰]

تحقیقات قابل‌توجهی در رژیم انتقالی روی وسایل نقلیه ورود مجدد فضا انجام شده است. در بخشی از این رژیم CFD و DSMC هر دو روش شبیه‌سازی معتبر هستند و در کنار یکدیگر مقایسه شده‌اند تا نشان دهند آیا دو روش رویکردهای مناسب برای یک مسئله مشابه هستند. بررسی انجام شده با جزئیات توسط وتا و همکاران صورت گرفته است [۱۴۱]. رژیم انتقالی تقریباً در ارتفاعات ۷۵ کیلومتری تا ۱۲۵ کیلومتری مشاهده می‌شود. این به‌طور قابل‌توجهی پایین‌تر از ماهواره‌ای است که تاکنون در مدار زمین قرار گرفته است، اما این روش شبیه‌سازی برای هر مدار ماهواره‌ای یا بازگشت به زمین می‌تواند در نظر گرفته شود. داده‌های تجربی مورد استفاده از تونل بادی پلاسما (PWT^۱) در کنار CFD با لغزش و DSMC مقایسه شد و نشان داد که رابطه خوبی دارد. این کار از نظر کارهایی که توسط مونگیگورا و همکاران انجام شده مشابه است که در آن شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو بر روی یک وسیله نقلیه ورود مجدد قابل استقرار در طیف گسترده‌ای از زاویه حملات برای تعیین ضرایب مختلف آیرودینامیکی در طی فرآیند ورود مجدد انجام شده است. نرم‌افزار DSMC 3D (DS3V) برد [۱۴۲] برای انجام شبیه‌سازی‌ها جهت محاسبه ضرایب پسا بر روی اجسام در مدار و ماهواره‌ها استفاده شده است و به‌عنوان یک نرم‌افزار گسترده در جامعه دینامیک رقیق مشاهده می‌شود. نمونه بارز شبیه‌سازی مجدد ورود به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو برای کپسول آپولو ۱۴ بود. از این روش برای شبیه‌سازی جریان هایپرسونیک در اطراف کپسول در دامنه میانگین مسیر آزاد گذرا استفاده شد (۱۰۰-)

¹ Plusma Wind Tunnel

۲۰۰ کیلومتر بالاتر از جو زمین). طیف کاملی از شبیه‌سازی‌ها انجام شد که ضریب‌های مختلف آیرودینامیکی مانند C_D ، C_L و C_N را محاسبه می‌کند. تعدادی از متغیرهای ورود مجدد و جهت هندسی تغییر یافته و شبیه‌سازی شده‌اند. این به دلیل تغییر در ارتفاع، شاخص خورشیدی و عوامل دیگر است. نشان داد که چقدر نیروهای آیرودینامیکی نسبت به تغییرات در گاز رقیق حساس هستند. مقادیر اولیه برای شبیه‌سازی‌های موجود در کپسول از داده‌های نظری و محاسباتی از مأموریت‌های مختلف آپولو گرفته شده است. [۱۴۳]

چگالی جوی در مدارهای نزدیک زمین، اگرچه برای دفع ماهواره در طی چند روز کافی است، اما به اندازه کافی رقیق است که جریان گاز تجربه شده ماهواره را می‌توان به عنوان یک جریان مولکولی توصیف کرد. تعدادی روش برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی برای این رژیم موجود است. روش‌های تحلیلی مانند روش‌های ارائه شده توسط والادو و فینکلن [۱۲۶]، سنتمن [۱۴۴] و فوجیتا [۱۴۵] می‌توانند تخمین‌های نیروهای آیرودینامیکی را که ممکن است یک بدنه در جریان رقیق تجربه کند، فراهم آورند. با این حال، گرچه برای هندسه‌های محدب ساده مناسب است، اما آن‌ها دارای اشکال محدودتری با اشکال پیچیده‌تر هستند، به ویژه در مواردی که ممکن است فعل‌وانفعالات ذرات ثانویه رخ دهد [۱۲۶]. به علاوه، هرچه ارتفاعی که در آن تجزیه و تحلیل انجام می‌شود کمتر باشد، با تسلط جنبه‌های غیرخطی جریان، روش‌های تحلیلی دقیق‌تر می‌شوند [۱۴۶]. متناوباً، شبیه‌سازی‌های ذرات مانند روش‌های شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو که توسط برد [۶، ۱۴۸] پیشگام شده است، می‌توانند ارزیابی دقیق‌تری از نیروهای آیرودینامیکی را ارائه دهند، زیرا آن‌ها سعی می‌کنند فیزیک پشت جریان مولکولی را تکرار کنند، با این حال، این به هزینه زمان طولانی‌تر شبیه‌سازی می‌انجامد. نمونه‌های زیادی از مطالعات در مورد رژیم مولکولی آزاد وجود دارد، از جمله در سال‌های اخیر که شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو در ماهواره‌ها انجام شده است تا زمان خرابی احتمالی برای مدار، اما هیچ‌کدام جهت افزایش عمر مداری آن برای طراحی ماهواره تمرکز نکرده‌اند.

۱-۱۱ نوآوری‌ها

به دلیل نواقصی که در روش‌های مذکور وجود دارد از جمله نیاز به پارامترهای تجربی در روش‌های وابسته به اطلاعات ماکروسکوپی، عدم دقت کافی در روش‌های وابسته به اطلاعات میکروسکوپی، محاسبه نیروی پسا به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو جهت افزایش عمر مداری و عدم محاسبه نتایج به کمک دو نرم‌افزار جهت اعتبارسنجی بیشتر، تحقیق حاضر انجام شده است.

در این پژوهش چالش محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره را با روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو برای صفحه تخت افقی و عمودی جهت شبیه‌سازی جریان گاز رقیق مافوق صوت بررسی نموده و همچنین به کمک نرم‌افزارهای فرتن و اپن‌فوم اعتبارسنجی شده است. در این راستا، نرم‌افزار اپن‌فوم توسعه داده شده است که قابلیت محاسبه نیروی پسای وارد بر پنل‌های ماهواره در زوایای مختلف یا هر هندسه دیگری را داراست.

۱-۱۲ اهداف پایان‌نامه

هدف این پروژه دستیابی به شناخت بیشتر از نیروهای آیرودینامیکی موجود در اجسام در مدار زمین است. اگرچه جو در این ارتفاعات بسیار رقیق است، اما ذرات کافی جهت تأثیر قابل توجه بر روی ارقام پسا وجود دارد، اگر این چنین باشد، ممکن است در آینده ملاحظات طراحی بیشتری برای ماهواره‌ها توسط سازندگان ماهواره اعمال شود. به منظور دستیابی به این هدف، پروژه، شبیه‌سازی‌هایی را با استفاده از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو انجام می‌دهد و به‌ویژه از این روش برای شبیه‌سازی جریان در شرایط رقیق استفاده می‌کند. فیزیک و شرایط مولکولی به برنامه شبیه‌سازی وارد می‌شوند تا اطمینان حاصل شود که همه شبیه‌سازی‌ها تا حد ممکن به واقعیت نزدیک هستند. هندسه صفحه تخت بسیار ساده است درحالی‌که فیزیک جریان کاملاً پیچیده است. وقتی جریان مافوق صوت از روی صفحه عبور می‌کند، سرعت جریان کاهش می‌یابد و یک لایه مرزی ایجاد می‌شود. بنابراین بخشی از گاز به سمت بیرون حرکت کرده و در مقابل صفحه شوک مایل ایجاد می‌کند. این موج ضربه با لایه مرزی که در

الگوی جریان تأثیر می‌گذارد، تعامل خواهد داشت. شبیه‌سازی‌ها این امکان را می‌دهد تا چگونگی جریان ذرات بر روی صفحه تخت را بررسی، تا مدل اصلاح و دوباره آزمایش شود. این شبیه‌سازی‌ها به ما امکان می‌دهد تا سرعت، دما، فشار و چگالی جریان اطراف صفحه تخت را بررسی کنیم. تمام داده‌های جمع‌آوری شده برای تعیین اینکه آیا اثبات مفهوم پسا ارزش بررسی بیشتر دارد، مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد. این گزارش اساس تحقیق در مورد محاسبه ضریب پسای ماهواره و اینکه آیا عواملی مانند چگالی، دما و فشار بر ضریب پسا تأثیر دارند را ایجاد می‌کند.

۱۳-۱ معرفی پایان‌نامه و فصل‌های آن

با توجه به ساخت و پرتاب ماهواره، تحقیق و مطالعه در این زمینه بیش‌تر احساس می‌شود. همچنین تاکنون در زمینه محاسبه نیروی وارد بر ماهواره در کشور مقاله‌ای گزارش نشده است. بنابراین نیاز دیده شد که در ابتدا جریان بر روی یک صفحه تخت در سرعت‌های بالا را به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو بررسی نموده و پارامترهای مؤثر را به دست بیاوریم. در ادامه با استفاده از نرم‌افزار اپن‌فوم نتایج را بررسی کرده و برای یک صفحه عمودی به محاسبه جریان می‌پردازیم. در نهایت به محاسبه نیروهای آیرودینامیکی در زوایای مختلف خواهیم پرداخت. اصلی‌ترین چالشی که با آن روبه‌رو خواهیم بود محاسبه مقدار چگالی و در نظر گرفتن شرایط مرزی مناسب می‌باشد.

این تحقیق در پنج فصل صورت گرفته است. فصل اول به مقدمه‌ای از موضوع مورد مطالعه و تاریخچه روش شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو پرداخته شده است. فصل دوم معادلات حاکم و انواع شرایط مرزی بیان می‌شود. فصل سوم به بررسی نرم‌افزار اپن‌فوم خواهیم پرداخت. فصل چهارم به تشریح مسئله، مدل‌سازی هندسه، نتایج حاصل از شبیه‌سازی و اعتبارسنجی پرداخته می‌شود. در فصل پنجم به نتیجه‌گیری کلی این پایان‌نامه و ارائه پیشنهادها خواهیم پرداخت.

فصل دوم:

معادلات حاکم، شرایط مرزی و الگوریتم روش شبیه‌سازی مستقیم

مونت کارلو

۲-۱ مقدمه

شبیه‌سازی محاسباتی جریان‌های گاز مافوق صوت و همچنین روش‌های مختلف مورد استفاده برای مدل‌سازی پدیده‌های متنوع نیاز به درک اساسی تئوری جنبشی گازها دارد. این فصل با ارائه توصیف مختصری از تئوری جنبشی و مفاهیم دینامیک تعادل و عدم تعادل گاز آغاز می‌شود. سپس معادلات حاکم بر جریان گاز را توصیف می‌کند، از جمله معادله بولتزمن. معادله بولتزمن را می‌توان با استفاده از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو بررسی کرد.

۲-۲ عدد نادسن

در دینامیک سیالات، وقتی میانگین مسافت طی شده توسط ذرات بین برخوردها (میانگین مسیر آزاد λ)، با یک طول مشخصه مهم (L) در سیستم قابل مقایسه یا حتی بیشتر از این باشد، تخمین سیال پیوسته خراب می‌شود و ذات ماده باید صریحاً در نظر گرفته شود. چنین جریاناتی ممکن است با عدد نادسن (Kn) مشخص شود.

$$kn = \frac{\lambda}{L} \quad (2-1)$$

غالباً از شماره محلی نادسن استفاده می‌شود. L ممکن است مقیاس طول یک گرادیان ماکروسکوپی باشد:

$$L = \varphi / \left| \partial \varphi / \partial x \right| \quad (2-2)$$

که در آن φ ممکن است چگالی، دما، فشار یا سرعت باشد. استفاده از شماره محلی نادسن، به جای کمیت کلی، از اشتباه در انتخاب L برای سیستم‌های بزرگ و پیچیده جلوگیری می‌کند [۱۴۸].

تقسیم‌بندی رژیم‌های جریان بر اساس عدد نادسن برای اولین بار توسط تسین ارائه شد. درحالی که هیچ مرز ثابتی وجود ندارد، به‌طور کلی پذیرفته شده است که جریان‌هایی با اعداد نادسن

کمتر از $0.1/0$ جریان‌های پیوسته در نظر گرفته می‌شوند. بنابراین به صورت متوسط می‌توان چگالی و سرعت را بر روی یک المان که از ابعاد میکروسکوپی گاز بزرگ‌تر بوده ولی در مقایسه با ابعاد ماکروسکوپی کوچک‌تر باشد تعریف نمود. در این حالت اگر جریان از شرایط تعادل ترمودینامیکی دور نباشد، مدل‌سازی عددی را می‌توان با استفاده از معادلات اوایلر برای جریان غیر لزج و یا معادلات ناویراستوکس برای جریان لزج انجام داد. منطقه عددی نادرین بین $0.1/0$ تا 10 به عنوان رژیم انتقالی شناخته می‌شود، جایی که نه فرض پیوسته و نه یک فرض مولکول آزاد مناسب نخواهد بود. در این رژیم، معادلات ناویر - استوکس تقریب ضعیفی را نسبت به فیزیک دینامیک گاز ارائه می‌دهد. دلیل این امر این است که معادلات تشکیل دهنده که تنش برشی و انتقال گرما را به متغیرهای دیگر مرتبط می‌کنند، خراب می‌شوند. برای اعداد نادرین بزرگ‌تر از $0.1/0$ لغزش بر روی دیواره اعمال می‌شود و پرش در دما به صورت تقریب‌های مرتبه اول بیان می‌شود. برای جریان با نادرین بزرگ‌تر از $1/0$ اثرات مرتبه بالاتر برهم‌کنش مولکولی مهم می‌شود و معادلات ناویراستوکس معتبر نیست. معادلات برنت تا دقت مرتبه دوم را می‌توان به عنوان معادلات حاکم در رژیم گذرا استفاده نمود. همچنین به طور کلی پذیرفته شده است اگر عدد نادرین به میزان زیادی افزایش داده شود، جریان از حالت تعادل خارج شده که جریان مولکولی آزاد برای اعداد نادرین بزرگ‌تر از 10 فرض می‌شود و مدل‌سازی بر اساس معادله بولتزمن انجام می‌شود [۱۴۹].

یک نمونه معمول از رژیم جریان، جایی که معادله بولتزمن لازم باشد، عملکرد وسایل نقلیه پرواز در جو فوقانی است. این مسئله پیچیده شامل واکنش‌های کاتالیزوری در سطح، درجات داخلی آزادی مولکول‌های متقابل با سطح و سایر عوامل است. اگرچه این معادله ممکن است برای جریان‌های کم چگالی مناسب باشد، اما تلاش برای حل عددی آن موفقیت کمتری داشته است. برای پیچیدگی بیشتر امور، این جریان‌ها همچنین تمایل به نشان دادن درجه زیادی عدم تعادل شیمیایی و حرارتی دارند. این را می‌توان به تعداد محدودی از فعل‌وانفعالات مولکولی که در حوزه محلی رخ می‌دهد نسبت داد. مثال برجسته دیگر می‌تواند تجزیه و تحلیل محیط‌های گاز رقیق برای ماهواره‌ها و ایستگاه‌های فضایی

باشد. در محیط‌های آیرودینامیکی و آیروترمودینامیکی تولید شده توسط شلیک تراسترهای کنترل ماهواره‌ها، گرچه جریان در مجاورت محلی رانشگرها را می‌توان به‌طور پیوسته توصیف کرد، اما گسترش سریع آن در فضای خلأ استفاده از حلگرهای مبتنی بر محیط پیوسته را نفی می‌کند. موارد مشابه همچنین برای مسائل مورد علاقه در صنعت نیمه هادی که در محیط‌های با چگالی کم اتفاق می‌افتد، مانند پلاسما و تجزیه بخار شیمیایی وجود دارد [۶۲].

۳-۲ معادله بولتزمن

معادله بولتزمن جریان در همه رژیم‌ها، پیوسته، انتقالی و مولکولی آزاد را توصیف می‌کند. بر اساس بقاء تعداد مولکول‌ها در یک المان حجمی و در یک المان فضای سرعتی تعریف شده است که به دلیل اتفاقی بودن رفتار گازها می‌توان از این تابع توزیع سرعت برای توزیع چگالی مولکول‌ها استفاده نمود. این یک معادله انتگرالی دیفرانسیلی است که توسط بولتزمن در سال ۱۸۷۲ پیشنهاد شده است. موارد محدود این معادله، توصیف پیوسته را ارائه می‌دهد که معمولاً بر اساس معادلات اوایلر یا ناویر استوکس است [۵۱]. معادله بولتزمن برای یک گاز رقیق ساده [۶] به‌صورت زیر می‌باشد:

$$\frac{\partial}{\partial t}(nf) + c \cdot \frac{\partial}{\partial r}(nf) + F \cdot \frac{\partial}{\partial c}(nf) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^{4\pi} n^2 (f^* f_1^* - f f_1) c_r \sigma d\Omega dc_1 \quad (3-2)$$

که در آن (nf) محصول مقدار چگالی (n) و تابع توزیع سرعت (f) است. در این معادله، c سرعت مولکولی، c_r 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 نشان‌دهنده زمان است، r بردار فضای فیزیکی و Ω نشان‌دهنده زاویه فضایی است. سطح مقطع دیفرانسیلی برخورد $\sigma d\Omega$ 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 و منبع مسائل در یافتن راه حل است. در یک مخلوط گاز متشکل از کل گونه‌های شیمیایی s ، یک تابع توزیع جداگانه باید برای هرگونه تعریف شود. معادله بولتزمن سپس به مجموعه‌ای از معادلات هم‌زمان تبدیل می‌شود. اگر دو گونه خاص با زیرنویس p و q نشان داده شوند، معادله بولتزمن برای گونه‌های p مخلوط ممکن است به صورت زیر نوشته شود [۶]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(n_p f_p) + c_p \cdot \frac{\partial}{\partial r}(n_p f_p) + F \cdot \frac{\partial}{\partial c}(n_p f_p) = \sum_{q=1}^s n_p n_q \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^{4\pi} (f_p^* f_{1q}^* - f_p f_{1q}) c_{rpq} \sigma_{pq} d\Omega dc_{1q} \quad (۴-۲)$$

۴-۲ روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو (DSMC) تقریباً به‌طور انحصاری توسط برد [۶] بین سال‌های ۱۹۶۰ و ۱۹۸۰ توسعه یافته است و به یکی از مهم‌ترین تکنیک‌های عددی برای حل جریان‌های گاز رقیق تبدیل شده است. حل عددی معادله به دلیل ماهیت چند بعدی (یک در زمان، سه در فضای فیزیکی و سه در فضای سرعت) و پیچیدگی ترم انتگرال برخورد، به سرعت حل نمی‌شود. این روش جریان‌های دو بعدی و سه بعدی رقیق شده را می‌تواند مدل کند. روش حاضر بر اساس مفاهیم فیزیکی گازهای رقیق و بر اساس فرضیات فیزیکی است که پایه و اساس استخراج معادله بولتزمن را تشکیل می‌دهد [۵۱]. با این حال، این روش مستقیماً از معادله بولتزمن مشتق نشده است. روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو و معادله بولتزمن بر اساس نظریه جنبشی کلاسیک است، سپس این روش تحت همان محدودیت‌های معادله بولتزمن، یعنی فرض آشوبناکی مولکولی و محدودیت‌های مربوط به گازهای رقیق است. برد نشان داد که فرض آماری بودن که در این روش استفاده می‌شود تا زمانی که تعداد مولکول‌های شبیه‌سازی شده، گام زمانی و اندازه سلول در محدوده قابل قبولی قرار داشته باشند؛ نتایجی با دقت نتایج معادله بولتزمن به دست می‌دهد. روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو جریان را به عنوان

مجموعه‌ای از ذرات یا مولکول‌ها مدل‌سازی می‌کند. اطلاعات جریان از داده‌های میکروسکوپی حول ذرات شبیه‌سازی شده نمونه‌گیری می‌شود. هر ذره دارای موقعیت، سرعت و انرژی درونی است. حالت ذره با زمان حرکت ذرات، برخورد و تعامل با سطح در حوزه فیزیکی شبیه‌سازی شده، ذخیره و اصلاح می‌شود. فرض گاز رقیق (جایی که میانگین قطر مولکولی بسیار کمتر از متوسط فضای مولکولی موجود در گاز است) اجازه می‌دهد حرکت مولکولی از برخورد مولکولی جدا شود. حرکت ذرات به صورت قطعی مدل‌سازی می‌شود، درحالی‌که برخوردها از نظر آماری رفتار می‌کنند. از آنجاکه شبیه‌سازی تعداد واقعی ذرات در حوزه محاسبات غیرممکن است، تعداد کمی از ذرات نماینده استفاده می‌شود و هر یک نشان دهنده تعداد زیادی از ذرات واقعی است. شبیه‌سازی می‌تواند از هزاران تا میلیون‌ها ذره شبیه‌ساز مونت کارلو در جریان رقیق متفاوت باشد. برای اجرای روش، یک شبکه محاسباتی نشان دهنده فضای فیزیکی مورد بررسی است. هر سلول یک مرجع مناسب برای نمونه‌برداری از خصوصیات گاز ماکروسکوپی و انتخاب جفت‌های برخوردی محتمل را فراهم می‌کند. ابعاد خطی سلول‌ها باید در مقایسه با طول شیب‌های جریان ماکروسکوپی نرمال نسبت به جهت‌های جریانی، کوچک باشد، به این معنی که ابعاد سلول باید به ترتیب هم‌مرتبه یا کوچک‌تر از میانگین پویش آزاد مولکولی باشد [۴۳، ۶]. نیاز اضافی روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو مربوط به حداقل تعداد ذرات شبیه‌سازی شده در سلول‌ها است. این روش از سیستم مبتنی بر سلول برای نمونه‌برداری از خصوصیات ماکروسکوپی و انتخاب شرکای برخورد استفاده می‌کند. از آنجاکه نرخ برخورد تابعی از تعداد ذرات سلول است، پس مطلوب است که هر سلول بیشترین تعداد ذرات ممکن را داشته باشد. با این حال، تعداد احتمالی شرکای برخورد تابعی از تعداد ذرات در هر سلول است. در این سناریو، هرچه تعداد ذرات بیشتر باشد، تعداد جفت‌های برخورد احتمالی بیشتر است. در نتیجه، تعیین تعداد مطلوب ذرات در هر سلول به اندازه کافی برای ارتقا دقت آماری درحالی‌که هزینه‌های محاسباتی واقع‌بینانه را حفظ می‌کند ضروری است. برای حل این برخورد، برد [۱۵۰] گزینه تقسیم سلول‌ها را به تعداد دلخواه سلول‌های فرعی برای انتخاب جفت‌های برخورد ارائه داد. این روش با اطمینان از اینکه فقط بین ذرات نزدیک همسایه برخورد رخ می‌دهد، دقت

روش را بهبود می‌بخشد. بنابراین، مطلوب است که هر سلول در حدود ۲۰ تا ۳۰ ذره داشته باشد [۶].

یکی دیگر از نیازهای روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو تنظیم گام زمانی مناسب است. مسیرهای ذرات در فضای فیزیکی با فرض انفصال بین حرکت ذرات و برخوردهای بین مولکولی محاسبه می‌شود. گام زمانی باید در مقایسه با میانگین زمان برخورد محلی به اندازه کافی کوچک انتخاب شود [۳۳، ۳۴].

روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو در رژیم عدد نادسن بسیار کم به حل معادلات ناویراستوکس همگرا می‌شود. این روش در شبیه‌سازی جریان‌های رقیق شده گازی مافوق صوت کاربرد داشته است و به صورت گسترده‌ای در جریان‌های گازی رقیق شده اعتبارسنجی شده است [۱۵۰، ۱۵۱]. همچنین کاربرد عملی شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو به دلیل هزینه محاسباتی محدود است.

۲-۵ الگوریتم اساسی روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

اساس روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو، شبیه‌سازی جریان بر مبنای حلی سازگار با معادله بولتزمن پایه‌گذاری شده است. سمت راست معادله بولتزمن، ترم برخورد می‌باشد و سمت چپ معادله بولتزمن مربوط به حرکت ذرات است. الگوریتم شامل دو قسمت اصلی حرکت و برخورد ذرات است که جدا از هم بررسی می‌شوند [۶].

۲-۵-۱ مراحل الگوریتم روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

الگوریتم شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو را می‌توان در چهار مرحله جداگانه تقسیم کرد:

- (۱) ذرات را در گام زمانی حرکت دهید.
- (۲) شرایط مرزی مانند وارد کردن ذرات جدید در مرزهای ورودی، حذف ذرات در مرزهای خروجی و پردازش بازتاب‌ها در مرزهای جامد را اعمال کنید.
- (۳) ذرات را در سلول‌ها طبقه‌بندی کرده و برخوردها را محاسبه کنید.

(۴) اطلاعات متوسط ذرات را نمونه‌گیری کنید.

شکل ۱-۲ الگوریتم اساسی را نشان می‌دهد که به دنبال آن همه حلگرهای شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو دنبال می‌شوند. دامنه محاسباتی با فرض تعادل ترمودینامیکی بر اساس شرایط جریان آزاد در فضای فیزیکی مقداردهی اولیه می‌شود. چگالی، دما، سرعت و انرژی داخلی ذراتی که در هر گام زمانی در حوزه محاسباتی وارد می‌شوند با توجه به شرایط مرزی مشخص می‌شوند. سرعت یک ذره شبیه‌سازی شده به‌عنوان ترکیبی خطی از سرعت گرمایی و سرعت جریان آزاد فرض می‌شود. شرایط مرزی مربوط به جریان مورد نظر در زمان صفر اعمال می‌شود. یک جریان ثابت پس از سپری شدن مدت زمان کافی ایجاد می‌شود و نتیجه ثابت مورد نظر، میانگین زمان تمام مقادیر محاسبه شده پس از رسیدن به حالت ثابت است. پس از تعریف موقعیت و سرعت، تمام ذرات از طریق مسافت‌های متناسب با اجزای سرعت و اندازه گام زمانی جابه‌جا می‌شوند. پس از جابه‌جایی ذرات، محل قرارگیری آن‌ها در حوزه محاسباتی تعیین می‌شود. این را می‌توان به روش‌های مختلف به‌دست آورد. برای شبکه‌های دکارتی، موقعیت ذرات جدید به‌راحتی مشخص می‌شود و سلول مقصد با استفاده از طرح نمایه‌سازی تعریف شده توسط برد [۶] محاسبه می‌شود. برای شبکه‌های ساخت‌یافته و بدون ساختار، طرح‌های مکان یابی ذرات در منابع بیان شده است [۱۶۳-۱۶۵] و برای شبکه‌های محاسباتی پیچیده‌تر، مانند شش ضلعی یا چهار ضلعی، می‌توان از روش‌های مختلفی برای تعیین موقعیت ذرات استفاده کرد [۱۶۶-۱۶۸]. با تعیین مکان جدید، اقدامات مناسبی برای عبور ذرات از مرزها که نشان‌دهنده سطوح جامد، صفحات تقارن یا ورودی و خروجی است، انجام می‌شود. وقتی مرز به‌عنوان خلأ تعریف شده و ذرات جدید برای محدوده‌هایی که به‌عنوان تکه‌های جریان در نظر گرفته می‌شوند، از جریان خارج می‌شوند. برخورد با سطوح را می‌توان به‌صورت آینه‌ای^۱، پخشی^۲، یا ترکیبی از این دو نوع در نظر گرفت. رفتار تعامل ذرات و سطح به اعمال قوانین و اعمال تابع توزیع سرعت ماکسولی نیاز دارد. چنین رفتاری اجازه

¹ specular² diffuse

می‌دهد تا روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو گسترش یابد تا شامل تأثیرات فیزیکی مانند واکنش‌های شیمیایی، دیواره‌های کاتالیزوری، اثرات تابش و جریان‌های یونیزه بدون تغییرات اساسی در الگوریتم اساسی باشد [۶]. پس از تعیین مکان جدید ذرات، آن‌ها باید برای محل سلول برای دو مرحله بعدی نمایه شوند: محاسبه برخورد بین مولکولی و نمونه‌برداری از میدان جریان. برای انتخاب و محاسبه برخوردهای بین مولکولی، هر سلول در یک سیستم شاخص تعریف شده است به طوری که تمام ذرات دیگر سلول را می‌توان از طریق یک لیست مرجع ارزیابی کرد. یک طرح نمایه‌سازی کارآمد توسط برد [۸۲] در الگوریتم اصلی شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو معرفی شد.

در گام بعدی برخلاف رفتار قطعی که مشخصه حرکت بالستیک است، برخوردهای بین مولکولی به روشی احتمالی در نظر گرفته می‌شود. با انجام این کار، چندین طرح مختلف مدل‌سازی برخورد در روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو فرموله و اعمال شده است. در این میان، تکنیک شمارنده زمان (TC^1) [۸۲]، تکنیک بدون برخورد (NC^2) [۱۵۹]، [۱۶۰]، شمارنده بدون زمان (NTC^3) [۱۶۱] و طرح تعمیم‌یافته NTC [۱۶۲] می‌باشد. طرح NTC پیشنهاد شده توسط برد [۱۶۱] طرح غالب در روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو است. روش 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 که میانگین جدایی بین آن‌ها کسری از میانگین مسیر آزاد باشد. این محدودیت با انتخاب جفت‌های برخورد از لیست ذرات موجود در زیرسلول اعمال می‌شود. روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو برخوردهای تکی 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

¹ Time-Counter

² Null-Collision

³ No-Time-Counter

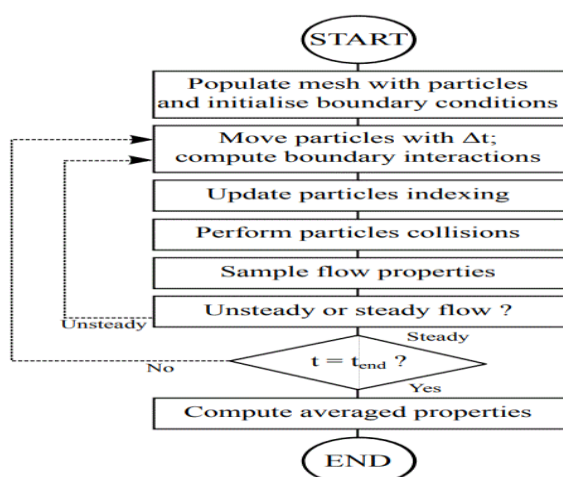
جریان ماکروسکوپی تکمیل می‌شود. این خصوصیات چگالی، سرعت، دما و فشار با میانگین مناسب حالت میکروسکوپی ذرات در هر سلول محاسبه می‌شود. این روش بیشتر در دینامیک گاز مافوق صوت به کار می‌رود. روش‌های ذره محور از قبیل دینامیک مولکولی MD، ذره در سلول PIC و شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو DSMC که شرط پیوستگی ندارند، ابزاری مؤثر در شبیه‌سازی به‌خصوص برای جریان‌ات گازی می‌باشند. این روش‌ها رفتار گاز را به‌وسیله ردیابی و تعقیب ذرات و شبیه‌سازی برخوردهای درون مولکولی آن‌ها بر اساس نظریه دینامیک و سینتیک گاز، مدل می‌کنند. دقیق‌ترین روش شبیه‌سازی مولکولی جریان‌ات گاز توسط MD ارائه شد اما نیاز به منابع وسیع محاسباتی دارد که در اکثر مسائل مهندسی غیرعملی است. در عوض با اعمال تحولاتی در این روش و انتخاب عده‌ای از ذرات به‌عنوان نماینده تعداد زیادی از مولکول‌های واقعی، روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو ایجاد شد که ابزاری قدرتمند برای بررسی جریان‌ها در شرایط عملی بوده و محاسبات نسبتاً کمتری دارد. به عبارتی هدف اصلی شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو قرار دادن تعداد مشخص و محدودی از ذرات نماینده با خواص مشابه ذرات واقعی، به‌جای مولکول‌های واقعی در میدان جریان می‌باشد. این روش صریح و زمان‌بر است و همیشه یک شبیه‌سازی جریان ایجاد می‌کند که ناپایا است. برای یک برنامه جریان ناپایا، ممکن است مجموعه‌ای از محاسبات زیادی جمع شده و به‌طور متوسط برای به‌دست آوردن نتایج نهایی با دقت آماری قابل قبول، میانگین گرفته شود. برای شبیه‌سازی یک مسئله پایا، هر محاسبه مستقل ادامه می‌یابد تا زمانی که یک جریان پایا در یک زمان کاملاً بزرگ برقرار شود و نتیجه پایا مطلوب میانگین زمان تمام مقادیر محاسبه شده پس از رسیدن به حالت پایا است. همان‌طور که یک جریان پایا از طریق یک جریان ناپایا از نظر جسمی واقعی توسعه می‌یابد، حداقل شرایط مربوط به مرز وجود دارد. نیازی به برآورد اولیه میدان جریان نیست و هیچ فرایند تکرار مصنوعی وجود ندارد. روش حاضر، به‌جای حل، با یک توصیف متوسط از خصوصیات جریان ماکروسکوپی نشان داده شده توسط معادلات دیفرانسیل جزئی، با جریان گاز در یک سطح مولکولی سروکار دارد. این اجازه می‌دهد واکنش‌های شیمیایی و اثرات عدم تعادل را به روش مستقیم و فیزیکی در روش وارد کند. این امر باعث شده است

که روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو یک روش بسیار محبوب برای شبیه‌سازی سیالات باشد، جایی که اثرات مولکولی در آن مهم است. برخلاف سایر روش‌ها که مولکول‌ها فقط عناصر مفهومی هستند، روش برد یک روش ذرات واقعی است. نشان داده شده است که این الگوریتم را می‌توان از مدل ریاضی لئونووویچ با معرفی مفروضات خاص به‌دست آورد [۱۶۳]. برعکس، توسط برد نشان داده شده است که معادله بولتزمن را می‌توان از طریق روش‌های شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو استخراج کرد.

۲-۵-۲ فلوچارت روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

فلوچارت بر اساس روش بولتزمن ارائه شده است که مراحل زیر در آن انجام شده است [۱۶۴].

- شروع
- پر کردن مش با ذرات و شرایط اولیه
- حرکت ذرات در گام زمانی؛ محاسبه فعل‌وانفعالات مرزی
- به‌روزرسانی نمایه‌سازی ذرات
- انجام برخورد ذرات
- نمونه‌گیری از ویژگی‌های جریان
- بررسی جریان پایا و ناپایا
- بررسی شرط تکرار یا عدم تکرار
- متوسط‌گیری از خصوصیات جریان
- پایان



شکل ۱-۲: فلوچارت الگوریتم استاندارد روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو [۱۶۴]

۶-۲ مدل‌های فیزیکی روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

مدل‌های فیزیکی متداول استفاده شده در محاسبات شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو برای جریان‌های مافوق صوت در این بخش ارائه شده است. هدف اصلی توصیف ایده‌های اساسی مدل‌سازی پدیده‌های فیزیکی از جمله مدل‌های مولکولی و برخورد، شرایط مرزی، تبادل انرژی چرخشی و ارتعاشی و واکنش‌های شیمیایی است.

۶-۲-۱ مدل‌های مختلف مولکولی و برخورد

نمایش دقیق یک برخورد یا تعامل دو یا چند ذره، نیاز به دانش دقیق از شکل و جهت‌گیری ذرات منفرد دارد. برای هر جریان گاز واقع‌بینانه، این غیرممکن است. مدل‌های مختلف برای شکل نیروی بین‌مولکولی، تجزیه و تحلیل را ساده می‌کنند. هر مدل مولکولی طبیعت رفتاری مانند جرم، ابعاد، سرعت و حالت درونی مولکول و همچنین میدان نیرویی که بین مولکول‌ها وجود دارد را توصیف می‌نماید. نیروی بین‌مولکولی معمولاً متقارن-کروی فرض می‌شود. میدان نیروی تابعی از فاصله بین‌مولکولی می‌باشد. از انواع مدل‌های مختلف و پرکاربرد مولکولی می‌توان به مدل توان معکوس (IPL^1)، مدل کره صلب (HS^2)، مدل کره سخت متغیر (VHS^3)، مدل کره نرم متغیر (VSS^4)، مدل کره سخت عمومی (GHS^5) و مدل کره نرم عمومی (GSS^6) اشاره کرد. مدل کره سخت متغیر مشهورترین مدل مولکولی مورد استفاده در کاربردهای شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو بوده است [۶].

¹ Inverse Power Low

² Hard Sphere

³ Variable Hard Sphere

⁴ Variable Soft Sphere

⁵ General Hard Sphere

⁶ General Soft Sphere

۲-۶-۲ مدل برخورد

یکی از روش‌های شبیه‌سازی به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو انتخاب جفت‌های برخوردی می‌باشد که دقت حل به‌شدت به آن وابسته است. تعدادی روش برای شبیه‌سازی برخوردها در این روش وجود دارد. از جمله می‌توان به روش‌های the Time Counter (TC) [۸۲]، Null Collision (NC) [۱۵۹]، NTC method [۱۶۰] و the Generalised Scheme [۱۶۲] اشاره کرد. تکنیک NTC برد پرکاربردترین طرح برخورد است [۶].

۳-۶-۲ شرایط مرزی

از مهم‌ترین بخش‌ها در شبیه‌سازی عددی، اعمال شرایط مرزی می‌باشد. در الگوریتم روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو بعد از مشخص نمودن شرایط اولیه شامل موقعیت، تعداد و سرعت ذرات؛ شرایط مرزی اعمال می‌شود. در مسائل دینامیکی گاز اساساً دو نوع شرایط مرزی وجود دارد: آن‌هایی که توسط خصوصیات ماکروسکوپی جریان آزاد مشخص می‌شوند و آن‌هایی که توسط رفتار فیزیکی یک سطح جامد که با ذرات تعامل دارد تعریف شده است. در روش گسسته مولکولی، اولین نوع مرز با ورودی و خروجی ذرات از طریق یک مرز مشخص سروکار دارد. ایده اصلی روش ورودی تعریف شار و حالت حرارتی مولکول‌هایی است که در حال حرکت به ناحیه شبیه‌سازی شده هستند. ذرات در مرزهای ورودی بر اساس شار عددی ماکسول طبق رابطه زیر وارد می‌شوند:

$$\dot{N}_{in} = \frac{n_{in}}{\beta \left(\frac{1}{2\pi} \right)} [\exp(-s^2 \cos^2 \theta) + \pi^{\frac{1}{2}} s \cos \theta (1 + \operatorname{erf}(s \cos \theta))] \quad (2-5)$$

$$\beta = \left(\frac{m}{2k_B T_{in}} \right)^{1/2} \quad (2-6)$$

$$s = c_{o.in} \beta \quad (2-7)$$

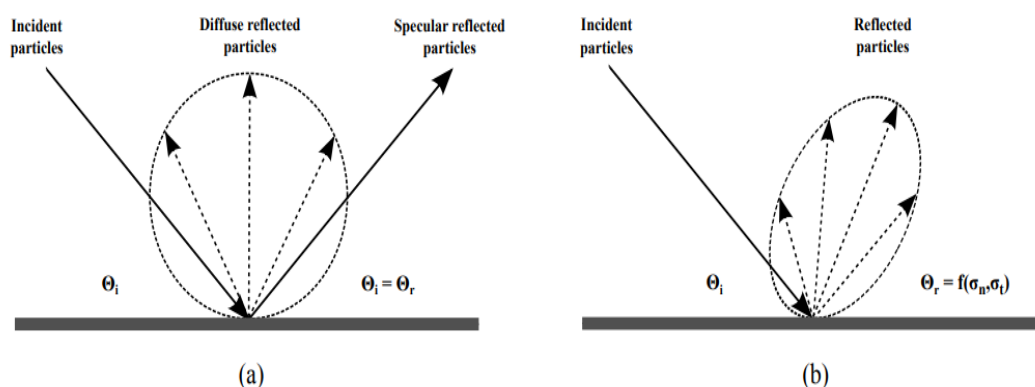
که در آن زیرنویس in خصوصیات ورودی را نشان می‌دهد و θ زاویه بین بردار سرعت و ورودی است.

روش خروجی به‌سادگی شامل حذف ذراتی است که از دامنه خارج می‌شوند. بدیهی است که هر دو روش باید با شرایط جریان مطلوب مطابقت داشته باشند. نوع مرزی دوم فعل‌وانفعالات گاز و سطح را بررسی می‌کند که می‌تواند حالت حرارتی ذرات مانع را تغییر دهد. تأثیر مدل فعل‌وانفعال گاز و سطح بر نیروهای آیرودینامیکی و انتقال گرما به‌طور قابل‌توجهی افزایش می‌یابد که باعث بیشتر رقیق شدن گاز می‌شود و نقش مهمی در محاسبات آیرودینامیکی مافوق صوت دارد [۱۶۵].

اولین مدل اثر متقابل گاز و سطح برای تئوری جنبشی توسط ماکسولی در سال ۱۸۷۹ ارائه شد [۱۶۶]. در این مدل، دو نوع تعامل در نظر گرفته شده است: آئینه‌ای و پخشی. بازتاب آئینه‌ای کاملاً الاستیک است با مؤلفه سرعت ذره عمود بر سطح معکوس، درحالی‌که سرعت موازی سطح بدون تغییر باقی می‌ماند. بنابراین، زاویه بازتاب همان زاویه برخورد است. معمولاً، شرط مرزی آئینه‌ای در نظر گرفته می‌شود که یک سطح کاملاً صاف یا صفحه تقارن را نشان می‌دهد. این شرط مرزی برای حالتی مناسب است که شرط آدیاباتیک برای دیواره لحاظ گردد. بازتاب پخشی، یک سطح خشن میکروسکوپی را نشان می‌دهد که در آن سرعت پس از تعامل ذره با سرعت قبل از تعامل آن ارتباط ندارد. این شرط مرزی برای حالتی مناسب است که دمای دیواره ثابت در نظر گرفته شود. سرعت تعامل بر اساس تعادل گرمایی با دمای سطح محلی محاسبه می‌شود و جهت بردار سرعت با توجه به تابع توزیع ماکسولی با احتمال برابر در همه جهات انتخاب می‌شود. در مدل اثر متقابل سطح گاز پخشی فقط به یک ضریب لحاظ شده واحد نیاز است و زاویه پراکندگی مستقل از زاویه ورودی ذره است. ضرایب لحاظ شده به سیال، مواد سطح و زبری سطح بستگی دارد. یک کاربرد شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو از مدل CL توسط لرد [۱۶۷] در سال ۱۹۹۰ از طریق یک الگوریتم نسبتاً ساده ارائه شد. به‌علاوه، لرد بعداً مدل CLL^1 را برای محاسبه تبادل انرژی چرخشی و ارتعاشی در سطح همراه با قابلیت داشتن بازتاب‌های پراکنده با محل قرارگیری انرژی ناقص گسترش داد [184, 185]. در شکل ۲-۲ نحوه چگونگی اعمال شرایط مرزی به

¹ Cercignani-Lampis-Lord

ذرات در مدل آینه‌ای، پخشی و مدل CLL را مشاهده می‌کنید [۶].



شکل ۲-۲ (a) چگونگی اعمال شرایط مرزی به ذرات در مدل آینه‌ای و پخشی (b) مدل CLL

۴-۶-۲ تبادل انرژی چرخشی و ارتعاشی

عدم تعادل حرارتی ممکن است تأثیر قابل توجهی بر میزان واکنش‌های شیمیایی تولید شده داشته باشد. بسیار مهم است که مدل مورد استفاده در تبادل انرژی بین حالت‌های چرخشی و ارتعاشی از نظر فیزیکی واقع‌بینانه باشد. برای گازهای چنداتمی، نمی‌توان با استفاده از یک مدل برخورد ساده، تبادل انرژی را به‌طور دقیق محاسبه کرد. انتقال انرژی داخلی بین حالت‌های مختلف معمولاً به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو توسط مدل پدیدارشناختی معرفی شده توسط بورگناک و لارسن انجام می‌شود [۳۹]. در این مدل، احتمال برخورد غیر الاستیک، سرعت انتقال انرژی بین حالت انتقالی و چرخشی پس از برخورد غیر الاستیک را تعیین می‌کند.

۵-۶-۲ واکنش‌های شیمیایی

در شرایط دما بالا و یا سرعت‌های بالا فضایی‌ها، امکان شکست پیوند مابین ذرات وجود دارد و خواص سیال تحت تأثیر قرار می‌گیرد. به همین دلیل چگونگی اعمال واکنش شیمیایی از اهمیت بسیار زیادی در بررسی گاز در محیط رقیق برخوردار است. در صورت داشتن واکنش شیمیایی می‌بایست آن را در نظر گرفت زیرا عدم توجه به آن خطای زیادی در به‌دست آوردن خواص جریان گاز نتیجه می‌دهد [۶، ۱۸۷]. در ادامه به معرفی سیستم عامل لینوکس و همچنین معرفی حلگر شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

توسط نرم‌افزار اپن فوم می‌پردازیم.

فصل سوم: معرفی نرم افزار اپن فوم

۳-۱ معرفی سیستم عامل لینوکس

سیستم عامل را می توان به عنوان نرم افزاری که می تواند امکان اجرای اپلیکیشن ها بر روی سخت افزار را فعال کند تعریف کرد. سیستم عامل از چندین لایه مختلف تشکیل شده است. سیستم عامل های مختلفی تاکنون روانه بازار شده اند از جمله MS DOS، Windows 95، Windows XP، Windows 7، Windows 10 و... . لینوکس در سال ۱۹۹۱ هسته ای به نام لینوکس را ابداع کرد. نسخه های اولیه لینوکس چندان کاربر پسند نبودند زیرا برای استفاده از لینوکس باید برنامه های رایانه ای مجزایی مورد استفاده قرار می گرفتند. این قطعاً محبوبیت لینوکس را محدود می کرد، زیرا سایر سیستم عامل های تجاری ویندوز، مشهور به سیستم عامل مستقل خودشان بودند. با این وجود، جنبه منبع باز بودن لینوکس آن را مستحکم تر می کرد. مهم ترین مزیت لینوکس این بود که برنامه نویسان قادر به استفاده از هسته لینوکس برای طراحی سیستم عامل های شخصی خود بودند. با گذشت زمان، طیف جدیدی از سیستم عامل کاربر پسند، دنیای سیستم عامل های دیگر را به خطر انداخت. اکنون، لینوکس یکی از محبوب ترین و پرکاربردترین هسته کرنل^۱ است و ستون فقرات سیستم عامل های محبوب مانند دبیان^۲، کنوپیکس^۳، ابونتو^۴ و فدورا^۵ است. لینوکس از محبوبیت بالایی برخوردار است و در بین برنامه نویسان و همچنین کاربران رایانه ای، در سراسر جهان مشهور است. مزایای اصلی آن بسیار زیاد است اما مهم ترین آن ها این است که این سیستم عامل، رایگان و در اختیار عموم مردم قرار دارد. منبع باز بودن یعنی هر شخصی که دانش برنامه نویسی دارد می تواند به هسته آن دسترسی داشته باشد و تغییرات دلخواه خود را اعمال کند. لینوکس یک سیستم بسیار امن است. از این گذشته، یک جامعه جهانی توسعه دهنده به طور مداوم به دنبال راه هایی برای تقویت امنیت آن هستند. لینوکس به دلیل قابلیت اطمینان، سیستم عامل انتخابی برای

¹ Kernel

² Debian

³ Knoppix

⁴ Ubuntu

⁵ Fedora

محیط‌های سرور است (شرکت‌های مگا مانند آمازون، فیس بوک و گوگل از لینوکس برای سرورهای خود استفاده می‌کنند). هر ۲ الی ۳ ماه یک بار، نسخه‌ی جدید از کرنل لینوکس به دنیا عرضه می‌شود. توسعه‌دهندگان کرنل لینوکس تغییراتی که باید صورت گیرند را اصطلاحاً پیچ^۱ می‌نامند. یک پیچ حاوی خطوطی از کد است که باید تغییر یابند، اضافه شوند یا از سورس کد حذف شوند. هر پیچ می‌تواند قابلیت جدیدی را به کرنل اضافه کند، دیوایس^۲ جدیدی را حمایت کند، مسئله‌ای را مرتفع سازد، بخشی را ریفاکتور^۳ کند یا عملکرد کلی سیستم را بهبود بخشد. در هر ریلیس^۴ جدید، چیزی در حدود ۱۰ هزار پیچ جدید اعمال می‌گردد که می‌توان گفت در هر ساعت، ۶ پیچ در کرنل بعدی اعمال می‌گردد. لینوکس از سخت‌افزارهای مختلفی پشتیبانی می‌کند از جمله انواع مختلف تلفن همراه، تبلت، مسیریاب و کنسول بازی تا رایانه‌های رومیزی، رایانه‌های بزرگ و ابررایانه‌ها [۱۷۲].

۳-۱-۱ ویژگی‌های سیستم‌عامل لینوکس

مهم‌ترین ویژگی‌های سیستم‌عامل‌های لینوکس را می‌توان به صورت زیر برشمرد:

- ۱- پایین بودن هزینه‌ها ۲- امنیت و پایداری ۳- تطبیق با آخرین سخت‌افزارها ۴- محیط‌های کاربری مختلف ۵- قابلیت تطبیق با نیازها

اجزای تشکیل دهنده‌ی لینوکس را هر کس می‌تواند پس از جمع‌آوری، به نام خودش عرضه کند. به این مجموعه‌ها که به وسیله‌ی افراد و شرکت‌های مختلف گردآوری شده است، «توزیع»^۵ و در بعضی مواقع «نسخه» گویند. همه‌ی این توزیع‌ها دارای یک هسته‌ی مشترک به نام گنو/ لینوکس هستند. شرکت‌ها یا دانشگاه‌ها یا هر گروه دیگری با اضافه کردن یک سری امکانات به این هسته مانند محیط گرافیکی و... یک توزیع جدید عرضه کرده‌اند. هر یک از توزیع‌های لینوکس دارای ویژگی‌های

¹ Patch

² Device

³ Refactor

⁴ Release

⁵ Distribution

خاص خود هستند. مثلاً ممکن است نصب آن‌ها با هم تفاوت داشته باشد (البته اصول نصب همه‌ی لینوکس‌ها یکسان است)، یا ابزارهای مدیریت گرافیکی آن‌ها با هم متفاوت باشند یا نسخه‌ی برنامه‌هایی که با یک توضیح خاص ارائه می‌شوند جدیدتر یا قدیمی‌تر باشند، محل پرونده‌های پیکربندی آن‌ها متفاوت باشد یا ممکن است در آن‌ها توزیع‌هایی برای امور خاصی مانند سرویس‌دهنده، ایستگاه‌های کاری، رایانه‌های قدیمی و مدیریت شبکه طراحی شده باشند. توزیع‌ها به دو صورت تجاری و رایگان ارائه می‌شوند. برخی از توزیع‌های لینوکس دارای وب‌گاه پشتیبان بوده است و به‌صورت رایگان از وب‌های مربوط قابل دانلود هستند. [۱۷۳] اینکه از چه توزیع لینوکس استفاده کنید، اهمیت چندانی ندارد، زیرا اصول همه‌ی آن‌ها مشابه است و تمام اموری که در یک توزیع انجام می‌دهید، در توزیع دیگر نیز قابل انجام خواهد بود. برخی از توزیع‌ها به‌دلیل تغییرات و بهینه‌سازی در توزیع‌های دیگر ایجاد شده‌اند. انتخاب توزیع مورد استفاده به عواملی مانند سطح علمی کاربر، انتظارات کاربران از لینوکس، ویژگی‌های توزیع و حتی بازار نرم‌افزار بستگی دارد.

۳-۱-۲ توزیع‌های لینوکس

تعداد توزیع‌های لینوکس به‌قدری زیاد است که نمی‌توان همه‌ی آن‌ها را توضیح داد، ولی رایج‌ترین آن‌ها به شرح زیر است:

۱- **RedHat**: این توزیع در سال ۱۹۹۴ بنیان گذاشته شد و تا سال ۲۰۰۴ توسط شرکت RedHat

پشتیبانی می‌شد. پس از نسخه‌ی ۹، این شرکت اقدام به ارائه‌ی نسخه‌های دیگر نمود. Fedora

core که توسط شرکت پشتیبانی می‌شد. استفاده از RedHat نسخه‌ی ۹ معمولی به بعد با

پرداخت هزینه میسر شد. این توزیع بیشتر برای رایانه‌های سرویس دهنده‌ی شبکه استفاده

می‌شود. این توزیع را می‌توانید به‌صورت رایگان از وب‌گاه رسمی آن به نشانی

www.RedHat.com دانلود کنید.

۲- **SuSE**: یک توزیع گنو/لینوکس آلمانی است که برای محاسبات بحرانی و صنعتی طراحی و

برای اولین بار در سال ۱۹۹۴ منتشر شد. این توزیع در سال ۲۰۰۳ میلادی توسط شرکت Novell خریداری شد و هم‌اکنون به عنوان یکی از بهترین سیستم عامل های رایانه های سرویس دهنده ی شبکه محسوب می شود. نسخه ی رومیزی این توزیع لینوکس طرفداران زیادی دارد. وب گاه www.SuSE.com از این توزیع پشتیبانی می کند.

۳- **Mandriva**: یک توزیع گنو/لینوکس فرانسوی است و به وسیله ی شرکت Mandriva توسعه پیدا کرد. این توزیع برای اولین بار با نام مندریک (Mandrake) در سال ۱۹۹۸ میلادی منتشر شد و در سال ۲۰۰۵ به Mandriva تغییر نام پیدا کرد. مندریک در ابتدا نسخه ای از RedHat به شمار می آمد که انعطاف پذیری بالایی داشت که به تدریج با بیشتر شدن محبوبیت این توزیع در بین کاربران لینوکس، مستقل شد.

۴- **Ubuntu**: این توزیع بر مبنای توزیع Debian پایه گذاری شده است و اولین نسخه ی آن در سال ۲۰۰۴ میلادی عرضه شد.

۵- **Slackware Linux**: این توزیع اولین توزیع لینوکس بود و نصب آن نسبتاً مشکل است. تنها برخی از کاربران حرفه ای از این توزیع استفاده می کنند. این توزیع در مقایسه با سایر توزیع ها کمترین طرفدار را دارد و یادگیری آن نیز کم و بیش مشکل است، اما قابلیت های خاص خودش را دارد. از آن جمله می توان به پایداری و کیفیت بالای آن اشاره کرد.

۶- **Fedora**: Fedora بر اساس هسته ی RedHat Enterprise توسعه پیدا کرده است. Fedora کار گروهی برنامه نویسان، جامعه ی متن باز و گروه RedHat است. توزیع های متعددی از لینوکس Fedora عرضه شده است. [۱۷۴]

توزیع Ubuntu به دلیل کاربر پسند بودن، سادگی، زیبایی، سرعت و عدم نیاز به سخت افزار پیچیده، جزء توزیع های پرطرفدار لینوکس محسوب می شود. این توزیع از زبان های مختلف از جمله فارسی نیز به خوبی پشتیبانی می کند. به همین دلیل در این پژوهش از این توزیع استفاده شده است.

۳-۲ معرفی نرم افزار اپن فوم

دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) با توسعه و پیشرفت کامپیوترها و همچنین افزایش قدرت پردازش آنها، پیشرفت چشمگیری داشته است و این علم نیازمند به نرم افزارهایی است که قدرت انجام تجزیه و تحلیل های مربوطه را داشته باشند که از جمله این نرم افزارها می توان به فلوئنت و سی اف ایکس و همچنین نرم افزار اپن فوم اشاره نمود. در نرم افزار اپن فوم از قابلیت اصلی و متمایز برنامه شیء گرا ++C به طرز هوشمندانه ای استفاده شده است. نرم افزار اپن فوم نیز معروف ترین نرم افزار متن باز تحلیل CFD هست. این نرم افزار قابلیت مدل سازی جریان (آرام یا آشفته، تراکم پذیر یا تراکم ناپذیر، لزج یا غیر لزج، پایا یا گذرا، مادون صوت یا مافوق صوت)، شبیه سازی انواع مکانیزم های انتقال حرارت (رسانایی، جابه جایی آزاد، جابه جایی اجباری، تابشی)، مدل سازی انواع واکنش های شیمیایی و فرآیندهای احتراقی، تحلیل جریان های دو فازی و چند فازی (مانند جوشش، میعان، کاویتاسیون و...)، مدل سازی مسائل مربوط به توربوماشین ها (پمپ، توربین، کمپرسور، فن)، مدل سازی جریان درون محیط های متخلخل در هندسه های ساده و پیچیده را دارا می باشد. از شیوه عددی حجم محدود^۱ برای حل دستگاه معادلات دیفرانسیل با مشتقات جزئی که به هر شبکه بندی غیر ساختاریافته سه بعدی سلول های چند وجهی نسبت داده شده، استفاده می کند. قابلیت متن باز بودن نرم افزار اپن فوم سبب گردیده است امکان توسعه کدهای موجود در برنامه به منظور تحلیل مسائل پیچیده فراهم باشد و توانسته با بهره گیری از سایر زبان های برنامه نویسی مثل پایتون و پرل و... کاربران را برای تولید هندسه های پیچیده و یا استخراج نتایج کمک کند. این نرم افزار تحت سیستم عامل لینوکس (اوبونتو و مینت و...) فعالیت می کند و امکان انجام ویرایش در کدهای نرم افزار اپن فوم وجود دارد و این موضوع سبب گسترش استفاده از این نرم افزار در مقاطع تحصیلات تکمیلی و بالاتر شده است. تا قبل از حل مسئله خبری از محیط گرافیکی در اپن فوم نیست و کاربر با کدهایی که به صورت متن هستند مسئله خود را تنظیم می کند؛ بعد از اعمال دستورات

¹ Finite Volume

داخل ترمینال می تواند نتایج را در پاراوینو مشاهده کرد [۱۷۵].

۳-۲-۱ مزیت های نرم افزار اپن فوم

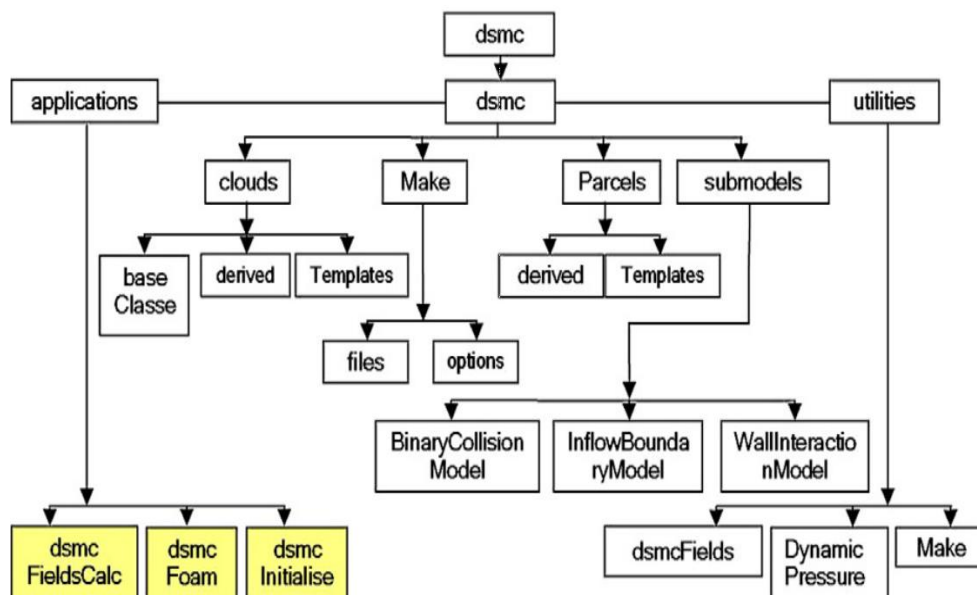
از جمله مزیت های نرم افزار اپن فوم می توان به موارد زیر اشاره کرد:

- قابلیت توسعه حلگرها و شرایط مرزی بدون محدودیت
- پشتیبانی از انواع فرمت هندسه
- ایجاد مش بی سازمان و سازمان یافته
- استخراج نتایج با کیفیت مناسب
- رایگان بودن

در ادامه این پژوهش سیستم عامل لینوکس نسخه Ubuntu-20.04 نصب گردید و سپس نرم افزار OpenFoam-2.4.0 بر روی آن نصب شد. به جهت اینکه نرم افزار اپن فوم قابلیت توسعه به هر هندسه ای را دارا می باشد از این نرم افزار بهره برده شد. این نرم افزار منبع باز است و تحت مجوز گنو در یک مخزن نرم افزاری در دسترس عموم قرار دارد که شامل مستندات دقیق و موارد آموزشی جریان گاز شبیه سازی مستقیم مونت کارلو است. جهت حل مسئله مورد نظر حلگر مولکولی موسوم به dsmcFoam معرفی می شود. dsmcFoam حلگر شبیه سازی مستقیم مونت کارلو برای دینامیک گاز رقیق در چارچوب نرم افزار اپن فوم و به صورت شیء گرا (زبان ++C) پیاده سازی شده است. حلگر dsmcFoam جهت حل جریان های مافوق صوت واکنش پذیر و بدون واکنش در هندسه های ساده و پیچیده استفاده می شود. [۶۷]

از ویژگی های اصلی کد dsmcFoam می توان به قابلیت انجام حل های ثابت و گذرا، مدل سازی هندسه های دو بعدی و سه بعدی دلخواه و پردازش موازی نامحدود اشاره کرد. بر اساس الگوریتم برد، این نرم افزار برای حل مسائل پیچیده مهندسی ایجاد شده است. شکل ۳-۱ دایرکتوری توابع کد

dsmcFoam را نشان می‌دهد. ساختار کلی کد شامل بخش‌های dsmc، applications و utilities می‌باشد. بخش applications شامل سه زیرمجموعه کلی تحت عنوان dsmcInitialise، dsmcFoam و dsmcFieldCalc می‌باشد. dsmcInitialise وظیفه آغاز حل میدان جریان با توزیع ذرات در میدان حل و تعیین سرعت و مکان ذرات را بر عهده دارد. dsmcFoam وظیفه فراخوانی توابع حل کلی میدان جریان مانند توابع برخورد و حرکت مولکولی را بر عهده دارد. dsmcFieldCalc وظیفه پس‌پردازش میدان جریان با محاسبه کمیت‌های سرعت و دما از مقادیر انرژی جنبشی و انرژی حرارتی مولکول‌ها را بر عهده دارد. بخش dsmc توابع اصلی یک کد مبتنی بر روش شبیه‌سازی مونت‌کارلو را در بر دارد. زیرمدل‌های عمومی کد DSMC مانند مدل برخورد بین‌مولکولی، مدل محاسبه تعداد، موقعیت، سرعت مولکول‌ها در مرز ورودی و مدل برخورد مولکول‌ها با دیواره در این بخش قرار دارد. بخش utilities وظیفه محاسبه پارامترهای ماکروسکوپی میدان جریان بر اساس مقادیر میکروسکوپی مولکولی را بر عهده دارد [۷۱، ۱۷۴].



شکل ۳-۱: دایرکتوری توابع کد dsmcfoam [۶۷]

۲-۲-۳ ویژگی های کد dsmcFoam

ویژگی های اصلی کد dsmcFoam عبارتند از [۶۷]:

- ۱- شروع ذرات در هندسه های دلخواه
- ۲- ردیابی ذرات در مش های بدون ساختار و با ساختار
- ۳- قابلیت پردازش موازی نامحدود
- ۴- قابلیت حل در هندسه و شبکه های ۲ بعدی و ۳ بعدی دلخواه
- ۵- قابلیت حل برای تعداد گونه مولکولی دلخواه
- ۶- اعمال مدل برخورد بین مولکولی VHS
- ۷- مدل برخورد مولکول دیواره آینه ای و نفوذ
- ۸- در دسترس بودن شرایط مختلف مرزها، مانند جریان آزاد

۳-۲-۳ مراحل حل توسط حلگر dsmcFoam

هنگام استفاده از حلگر dsmcFoam، شش مرحله اصلی ممکن است استفاده شود:

- (۱) ساخت مش محاسباتی؛
 - (۲) خصوصیات آزاد جریان، شرایط مرزی و اندازه گام زمانی را تنظیم کنید؛
 - (۳) مش را با ذرات شبیه سازی مستقیم مونت کارلو با dsmcInitialise پر کنید؛
 - (۴) شبیه سازی را با استفاده از دستور dsmcFoam شروع کنید؛
 - (۵) پس از به دست آوردن حل ثابت، فرآیند میانگین سازی زمان را فعال کنید؛
 - (۶) با استفاده از نرم افزار Paraview، پس پردازش را انجام دهید.
- در ابتدا به ساخت مش محاسباتی می پردازیم. سپس شبیه سازی مستقیم مونت کارلو با استفاده از dsmcFoam با مجموعه ای از ذرات از پیش تعیین شده شروع می شود. این فرایند با استفاده از ابزارهای پیش پردازش به دست می آید و شامل تعیین موقعیت دامنه، سرعت ذرات و نوع ذرات (به عنوان مثال گونه ها، جرم و پارامترهای انرژی داخلی) است. کاربر مقادیر ماکروسکوپی دما، سرعت و چگالی را

تعیین می کند که سپس برای وارد کردن ذرات با انرژی و موقعیتی که به طور متوسط این پارامترهای ماکروسکوپی را برمی گردانند، مورد استفاده قرار می گیرد. حل با توزیع ذرات در میدان حل و تعیین سرعت و مکان ذرات آغاز می شود. در ادامه حرکت ذرات انجام می شود و شرایط مرزی اعمال می شود. ذرات برچسب گذاری شده و موقعیت هر ذره دقیقاً مشخص می شود. سرعت های بعد از برخورد محاسبه شده و نمونه گیری از ذرات انجام می شود. خروجی های لازم استخراج می شود. ذرات سرعت و موقعیت های جدیدی پیدا می کنند و حلقه با شرایط جدید تکرار می شود تا زمانی که معیار بیشترین تکرار ارضا گردد.

حلگر dsmcFoam توانایی انجام شبیه سازی حالت گذرا و حالت پایا را دارد. برای محاسبات حالت پایا، تمام خصوصیات گاز در یک دوره زمانی طولانی و در نتیجه اندازه نمونه به اندازه کافی بزرگ اندازه گیری می شود که به طور مؤثر پراکندگی آماری را کاهش می دهد. این خطای آماری را می توان با استفاده از معادلات ارائه شده در مرجع [۱۷۶] تخمین زد. در موارد گذرا، شبیه سازی باید به اندازه کافی تکرار شود و نتایج را می توان به عنوان میانگین اثر کلی نشان داد.

فصل چہارم: نتائج و مباحث

۴-۱ مقدمه

اطمینان از نمایش دقیق بین دنیای واقعی و داده‌های محاسباتی برای مهندسی حیاتی است. امکان اعتماد به داده‌های محاسباتی حاصل از شبیه‌سازی بسیار مهم است زیرا به دلیل ماهیت و دشواری محاسبه جریان کم چگالی، به دست آوردن داده‌های آزمایشی پرهزینه است؛ بنابراین داده‌های محاسباتی می‌توانند هزینه‌های یک پروژه را کاهش دهند. در فصل‌های گذشته به معرفی روش، مرور کارهای گذشتگان و بررسی معادلات حاکم و شرایط مرزی پرداختیم. در این فصل به بررسی نتایج شبیه‌سازی می‌پردازیم.

۴-۲ تشریح مسئله

این فصل توسعه و اجرای یک روش عددی برای محاسبه خصوصیات آیرودینامیکی ماهواره را با فرض جریان مولکولی آزاد توصیف می‌کند. از آنجاکه محاسبه ضرایب آیرودینامیکی ماهواره یا سایر مقادیر آیرودینامیکی ماکروسکوپی با استفاده از آزمایش تونل باد امکان‌پذیر نیست، لذا با توجه به مسائل موجود در محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره و عدم دسترسی به نمونه واقعی جهت ساده‌سازی مسئله یک جریان یکنواخت بر روی صفحه تخت^۱ در نظر گرفته شده است.

در ارتفاعات زیر ۱۰۰۰ کیلومتر، جواز طریق نیروی پسا و لیفت و در وضعیت ماهواره با استفاده از گشتاورهای آیرودینامیکی تأثیر قابل توجهی در مسیرهای فضاپیما دارد. به منظور توصیف این نیروها و گشتاورها به روشی سازگار از نظر فیزیکی، معمولاً به یک روش عددی نیاز است. اگرچه راه حل‌های فرم بسته برای اشکال ساده، مانند صفحات تخت، کره‌ها یا مخروط‌ها وجود دارد، اما برای ماهواره‌های واقعی بسیار پیچیده‌تر هستند و روش‌های پیشرفته‌تری لازم است. علاوه بر این، تعیین اینکه کدام قسمت از سطح ماهواره در معرض جریان قرار دارد و کدام قسمت‌ها توسط عناصر دیگر مانند آنتن‌ها، دنباله‌ها

^۱ Flat Plate

یا آرایه‌های خورشیدی تحت‌الشعاع قرار می‌گیرند، نشان دهنده یک کار غیر پیش‌پاافتاده است که نیاز به یک فرآیند عددی اختصاصی دارد. به‌طور کلی، کدهای دینامیکی سیالات محاسباتی (CFD) پیچیده هستند، که برای اجرای آن‌ها زمان طولانی و مهارت زیادی برای کاربر لازم است. ضمن اینکه این روش در شرایط جو رقیق کاربردی نمی‌باشد. لذا بهترین روش برای جو رقیق، روش شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو می‌باشد. دقت بالای روش‌های عددی، که سعی در شبیه‌سازی رفتار مولکول‌های گاز دارد، به هزینه بارهای محاسباتی و زمان‌های اجرا زیاد منجر می‌شود. پیاده‌سازی‌های مختلف روش شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو در دانشگاه و صنعت کشورهای مختلف دنیا وجود دارد. به دنبال این توصیفات، مقایسه‌های حاصل از شبیه‌سازی صفحه تخت ارائه شده است. با توجه به اهداف تعیین شده در این پژوهش، در ابتدا یک کد دو بعدی بر مبنای الگوریتم شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو در نرم‌افزار فرتن تدوین شد و شبیه‌سازی‌ها انجام شد. کانتورهای لازم گرفته شد و نمودارهای ضرایب اصطکاکی و فشاری به‌دست آمد و در نهایت ضریب پسا محاسبه گردید. جهت اطمینان خاطر بیشتر از نتایج به‌دست آمده با استفاده از نرم‌افزار منبع باز اپن‌فوم و حلگر dsmcFoam کانتورها و ضرایب مجدداً محاسبه گردید و با نتایج برد منبع [۶] مقایسه شد. نتایج از دقت قابل قبولی برخوردار می‌باشد. همچنین گاز مورد بررسی نیتروژن می‌باشد.

۴-۳ روش حل مسئله

روش شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو روش عددی است که در طول این پژوهش برای شبیه‌سازی جریان گاز رقیق در رژیم نزدیک به زمین استفاده می‌شود. این روش برای دستیابی به راه حل از مدل ریاضی مونت‌کارلو از نمونه‌گیری تصادفی استفاده می‌کند. به چندین مولکول واقعی مکان و حرکت داده می‌شود. شرایط مرزی اعمال می‌شود. برخوردها و فعل‌وانفعالات مولکولی با تغییر زمان ثبت می‌شوند، سپس روند تکرار می‌شود. در طی یک شبیه‌سازی می‌توان میلیاردها فعل‌وانفعالات را شبیه‌سازی کرد، اگرچه تنها کسری از مولکول‌های واقعی شبیه‌سازی می‌شوند. در این روش ابتدا از توزیع

سرعت ورودی نمونه برداری می کند تا سرعت n مولکول شبیه سازی شده در هر سلول را آغاز کند. در روش شبیه سازی مستقیم مونت کارلو هر مولکول شبیه سازی شده نشان دهنده مولکول های واقعی است. ذرات در گام زمانی مشخص حرکت داده می شوند. این روش همچنین برخورد مولکول ها را در سلول های مرزی ردیابی می کند و محاسبات انعکاس سطح گاز و مولکول را انجام می دهد. پس از محاسبه سرعت های جدید (پس از برخورد) موقعیت های مولکول به مرور زمان توسط آن گسترش می یابد. پس از جابه جایی مولکول ها، گام زمانی دوباره محاسبه می شود و دور دیگری از انتخاب برخورد آغاز می شود. بنابراین، ماهیت روش شبیه سازی مستقیم مونت کارلو این است که حرکت مولکولی و برخوردهای بین مولکولی را می توان جداگانه در فواصل زمانی بسیار کوتاه بررسی کرد.

۴-۴ هندسه مسئله

در این مسئله جریان یکنواخت بر روی یک صفحه تخت در نظر گرفته شده است. سپس به ایجاد مش پرداخته شد. مش یک شبکه مستطیل شکل است با تعداد سلول ۶۰۰۰ عدد (۱۰۰ سلول در جهت x و ۶۰ سلول در جهت y). جریان یکنواخت با سرعت ورودی ۱۴۱۲/۵ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. دمای سطح ۵۰۰ کلوین و دمای جریان ۳۰۰ کلوین فرض شده است. نتایج حاصل از این شبیه سازی ها در برابر نتایج حاصل از داده های برد مربوط به این مدل رسم خواهد شد. جدول ۴-۱ مقادیر جریان آزاد مورد استفاده در شبیه سازی اعتبار سنجی صفحه تخت را نشان می دهد که در زیر آورده شده است.

جدول ۴-۱: مشخصات ورودی جریان یکنواخت بر روی صفحه تخت

شبکه یکنواخت	دمای مرجع	چگالی تعدادی	سرعت جریان	گام زمانی	شبیه سازی شده	گاز	دمای جریان	دمای سطح	نادسن
$0.1/6 \text{ m}$	273 K	1.02×10^{-2}	$1412/5$ m/s	4×10^{-6}	N_2		300 K	500 K	0.143

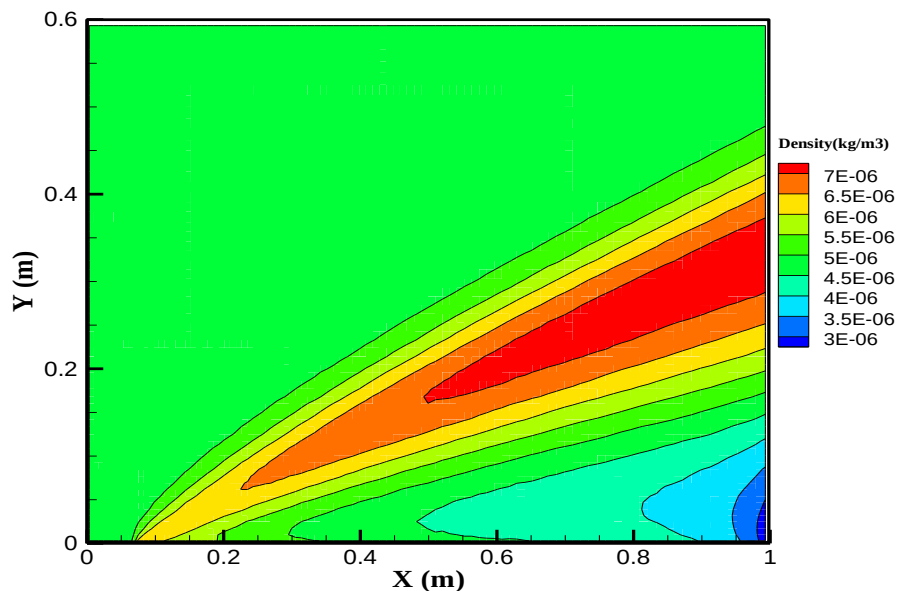
تعداد مولکول‌های شبیه‌سازی شده در این بررسی 175×10^{16} عدد می‌باشد. نتایج پس از ۱۰۰۰۰ تکرار به دست آمده است. مدل مولکولی VHS به دلیل سهولت محاسبه برای این شبیه‌سازی‌ها انتخاب شده است و یک مدل پرکاربرد و قابل قبول است.

۴-۵ نتایج شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو

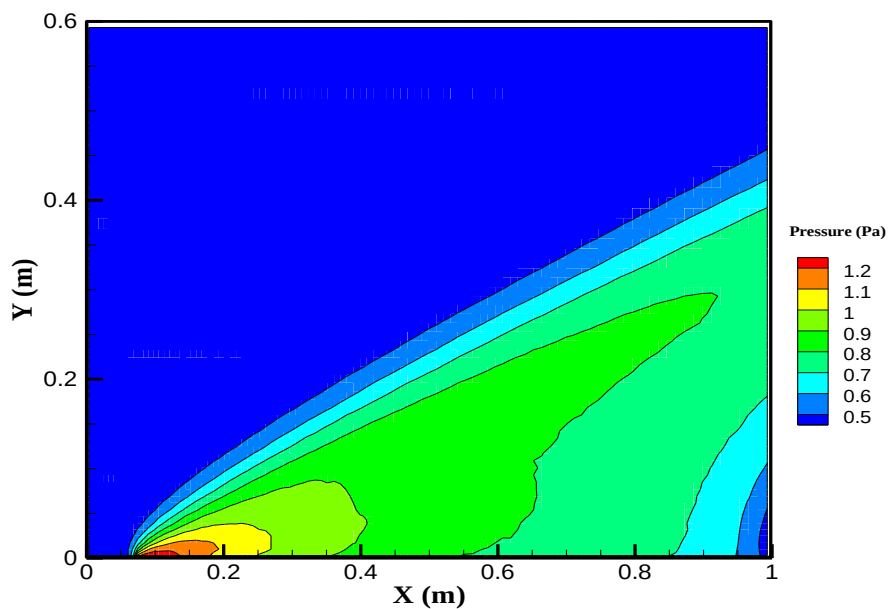
۴-۵-۱ نتایج حاصل از کد عددی فرترن

در ادامه به ترتیب کانتورهای چگالی، فشار، سرعت، دمای انتقالی و دمای کلی پس از اعمال کد DSMC در نرم‌افزار فرترن به دست آمده‌اند. همان‌طور که از شکل ۴-۱ انتظار می‌رود افزایش قابل توجه چگالی پس از شکل‌گیری شوک در جلوی جسم مشاهده می‌شود که در ادامه این مقدار کاهش می‌یابد. در شکل ۴-۲ کانتور فشار آورده شده که با حرکت جریان و رسیدن به صفحه به دلیل شوک افزایش چشمگیر فشار نتیجه شده است که با فاصله گرفتن از شوک مایل، کاهش شدید فشار حاصل شده است. شکل ۴-۳ کانتور سرعت مشاهده می‌شود که در نزدیکی سطح جسم کمترین میزان سرعت را شاهد هستیم. با فاصله گرفتن از سطح جسم سرعت افزایش می‌یابد و در فاصله‌ای از سطح به سرعت جریان آزاد می‌رسد. در شکل ۴-۴ افزایش دمای انتقالی به صورت کیفی در جلوی جسم به

وجود آمده است (نقطه سکون) که با فاصله گرفتن از ابتدا جسم این میزان کاهش می‌یابد. شکل ۴-۵ کانتور دمای کلی آورده شده که در نزدیکی سطح جسم دما بالاست و با دور شدن از جسم دما کاهش می‌یابد. در این جا کانتورها با استفاده از نرم‌افزار تک‌پلات^۱ ارائه شده است.

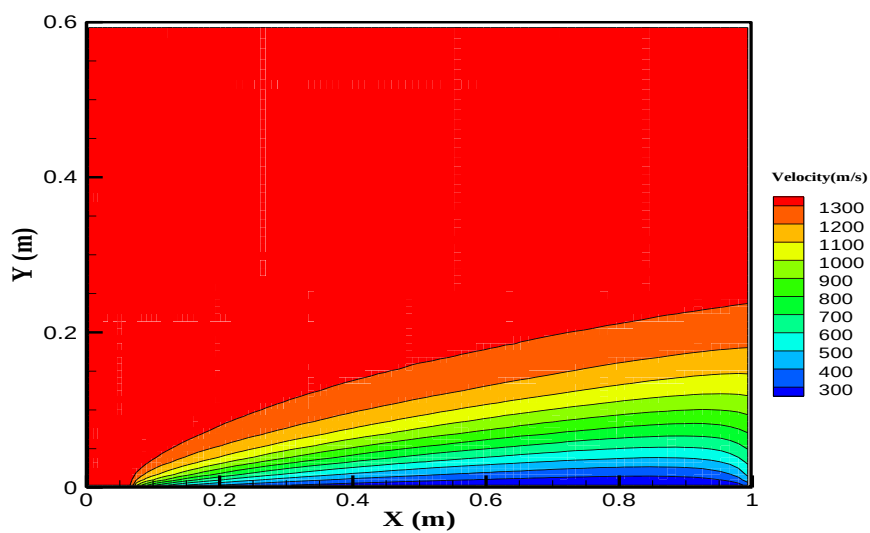


شکل ۴-۱: کانتور چگالی بر طول صفحه

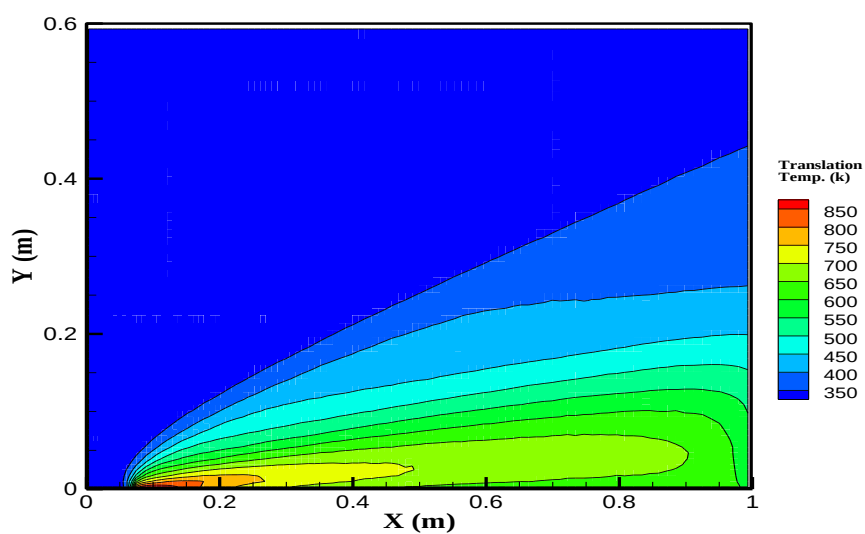


شکل ۴-۲: کانتور فشار بر طول صفحه

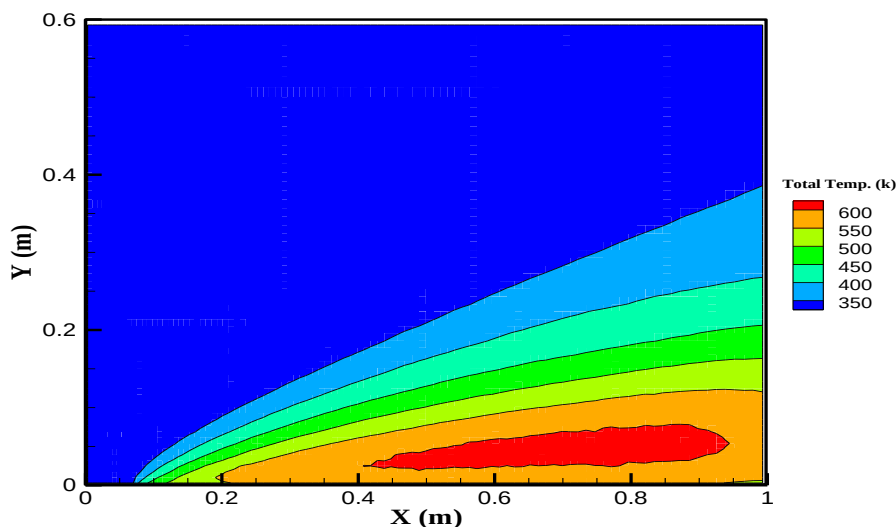
^۱ Tecplot



شکل ۴-۳: کانتور سرعت بر طول صفحه



شکل ۴-۴: کانتور دمای انتقالی بر طول صفحه

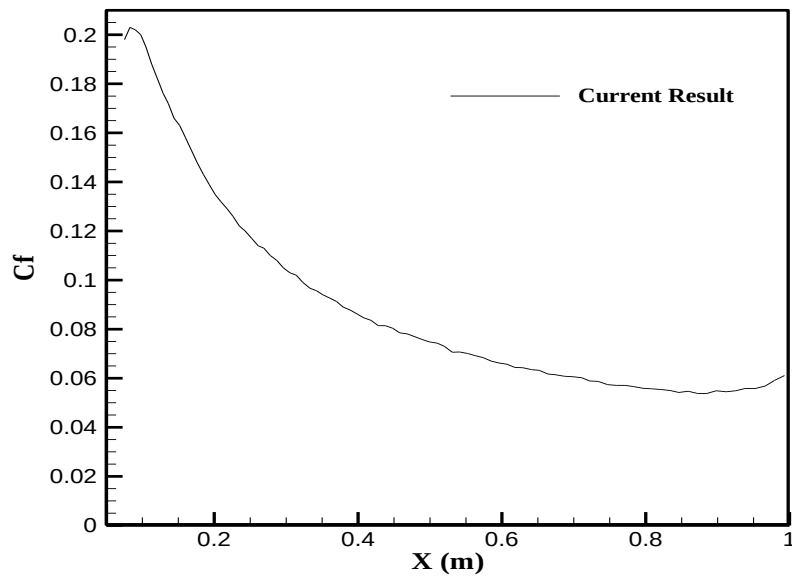


شکل ۴-۵: کانتور دمای کلی بر طول صفحه

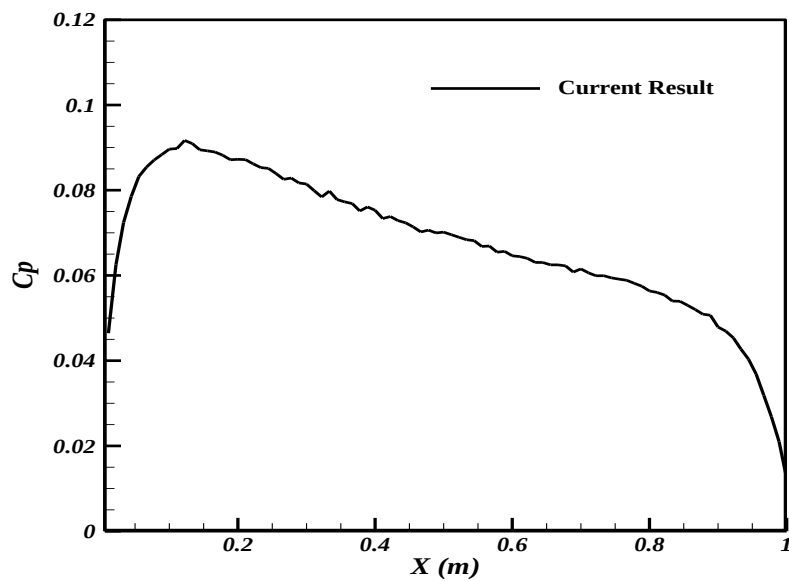
۴-۵-۲ نتایج ضرایب پسا با کد فرتن

هنگام محاسبه مسیرهای ماهواره‌ای در مدار نزدیک زمین، مهندسان باید نیروهای آیرودینامیکی را به درستی تخمین بزنند؛ اما به دست آوردن نیروی پسا بر روی اشکال پیچیده فضایی‌های مدرن با مشکلات بسیاری از جمله شرایط ناپیوسته، گاز رقیق و غیرتعادلی و افزایش عدد نادسن روبه‌رو بوده است. برای مدل‌سازی دینامیکی ماهواره‌ها در مدار از ضریب پسا استفاده می‌شود. ضریب پسا متشکل از ضریب اصطکاکی و ضریب فشاری می‌باشد که می‌بایست هر کدام جداگانه محاسبه گردد. با استفاده از کد DSMC برای یک صفحه تخت، ضریب فشاری و اصطکاکی محاسبه گردیده است.

نمودارهای ۴-۶ و ۴-۷ به ترتیب تغییرات ضریب اصطکاک و فشار را نشان می‌دهند. ابتدا به علت ایجاد شوک مایل شاهد افزایشی در ضرایب می‌باشیم. در ادامه همان‌طور که انتظار می‌رود با فاصله گرفتن از شوک مایل پارامتر کاسته شده و روش شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو قابلیت بالایی در پیش‌بینی مکان شوک و تأثیر شوک بر خواص آیرودینامیکی داراست.



شکل ۴-۶: نمودار ضریب اصطکاک بر طول صفحه



شکل ۴-۷: نمودار ضریب فشار بر طول صفحه

در نهایت با جمع ضریب اصطکاکی و فشاری، مقدار ضریب پسا ۰/۱۵۷ به دست آمد.

تاکنون، از کد DSMC برای حل جریان مافوق صوت بر روی یک صفحه تخت استفاده شد. در بررسی جریان یکنواخت بر روی صفحه تخت مشاهده گردید پس از شکل‌گیری شوک شاهد افزایش چگالی، فشار و دمای انتقالی هستیم که در ادامه این روند کاهش می‌یابد. همچنین سرعت در نزدیکی سطح کمترین میزان را داشته که با فاصله گرفتن از سطح این میزان افزایش می‌یابد و دمای کلی با فاصله گرفتن از سطح جسم کاهش می‌یابد. در ادامه نمودارهای تغییرات ضریب اصطکاکی، فشاری و پسا به‌دست آمد که در ابتدا به‌علت شوک شاهد افزایش ضرایب و با فاصله گرفتن از شوک این مقادیر کاهش یافت. در ادامه به بررسی نتایج با استفاده از نرم‌افزار اپن‌فوم می‌پردازیم. نتایج را برای صفحه تخت به‌دست آورده و اعتبارسنجی می‌کنیم. همچنین به بررسی رفتار جریان برای یک صفحه عمودی می‌پردازیم.

۴-۶ شبیه‌سازی جریان با نرم‌افزار اپن‌فوم

با توجه به اینکه نرم‌افزار مرجع باز اپن‌فوم دارای قابلیت‌های متعددی مانند حلگر دینامیک مولکولی و الگوریتم‌های متعدد برای ردیابی ذرات در شبکه‌های بی‌سازمان سه بعدی می‌باشد، ایده استفاده از این نرم‌افزار برای تدوین یک کد عمومی DSMC با قابلیت‌های مشابه کدهای معروف عددی مورد توجه قرار گرفت. این کد مانند دیگر ماژول‌های نرم‌افزار اپن‌فوم به زبان C++ و تحت سیستم‌عامل لینوکس تدوین شده است. در این کد از الگوریتم‌های عمومی مناسب برای توزیع اولیه ذرات در حجم میدان حل و توزیع ذرات در مرز ورودی استفاده شده است. ابزارهای شبکه‌بندی قدرتمندی مانند snappyHexMesh نیز توسط اپن‌فوم ارائه شده است و به کاربر امکان می‌دهد شبکه‌های پیچیده ساختار یافته و بدون ساختار را برای استفاده در شبیه‌سازی‌های مستقیم مونت کارلو بسازد. علاوه بر این، ابزارهای اندازه‌گیری نیرو راهی بسیار مفید برای محاسبه نیروهای خارجی وارد بر بدنه را ارائه می‌دهند. پس پردازش با استفاده از نرم‌افزار پاراوو^۱ که توسط اپن‌فوم ارائه شده است، یا با انواع دیگر نرم‌افزارهای پس

¹ Paraview

پردازش، مانند تک پلات، انجام می شود.

۷-۴ هندسه مسئله

در این جا نیز مانند قبل جریان یکنواخت بر روی صفحه تخت در نظر گرفته شده است. مش مستطیلی با تعداد ۱۰۰ سلول در جهت x و ۶۰ سلول در جهت y مشخص شده است. تعداد مولکول های شبیه سازی شده در این برر سی 175×10^{16} عدد می باشد. نتایج پس از ۱۰۰۰۰۰ تکرار به دست آمده است. جدول ۲-۴ مقادیر جریان یکنواخت مورد استفاده در شبیه سازی صفحه تخت را نشان می دهد که در زیر آورده شده است.

جدول ۲-۴: مشخصات ورودی جریان یکنواخت بر روی صفحه تخت

شبهه یکنواخت	دمای مرجع	چگالی تعدادی	سرعت جریان	گام زمانی	شبهه سازی شده	گاز	دمای جریان	دمای سطح	نادرین
$0.1/6m$	۲۷۳ k	$10^{19} \times 3$	$1412/5$ m/s	$10^{-6} \times 4$	N_2		۳۰۰k	۵۰۰ k	۰/۰۱۴۳

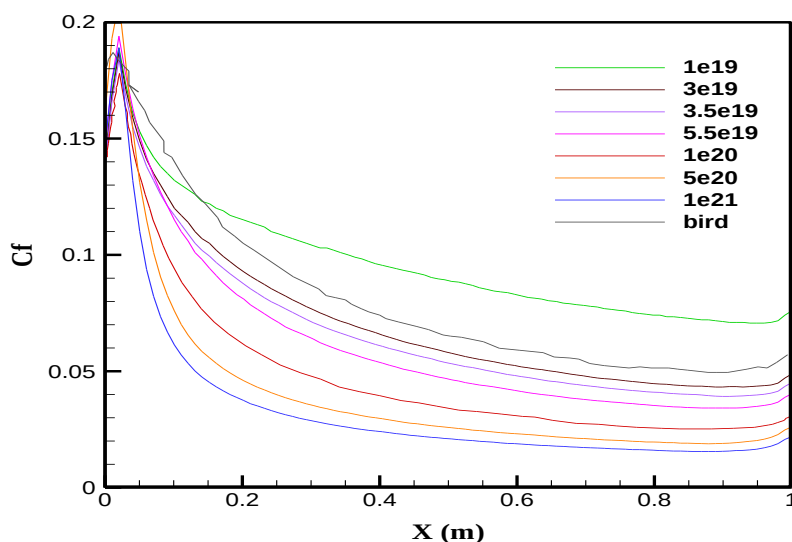
۸-۴ روش حل مسئله

در ابتدا به ساخت مش پرداخته شد و شبکه مورد نظر ایجاد شد. برای اجرای کد عددی در لینوکس، ابتدا دستور blockmesh در ترمینال برای ایجاد شبکه اعمال می شود. ابتدا نقاط برای مشخص کردن هندسه مسئله تعریف شد سپس بلوک برای تعیین مش بندی تعریف گردید. نرم افزار اپن فوم قابلیت استفاده از شبکه های تولید شده توسط نرم افزارهای دیگر مانند گمبیت را نیز دارد. مهم ترین پیچیدگی در تدوین این کد، نحوه اعمال شرایط مرزی و محل مناسب اعمال آن در ورودی- خروجی برای محاسبه

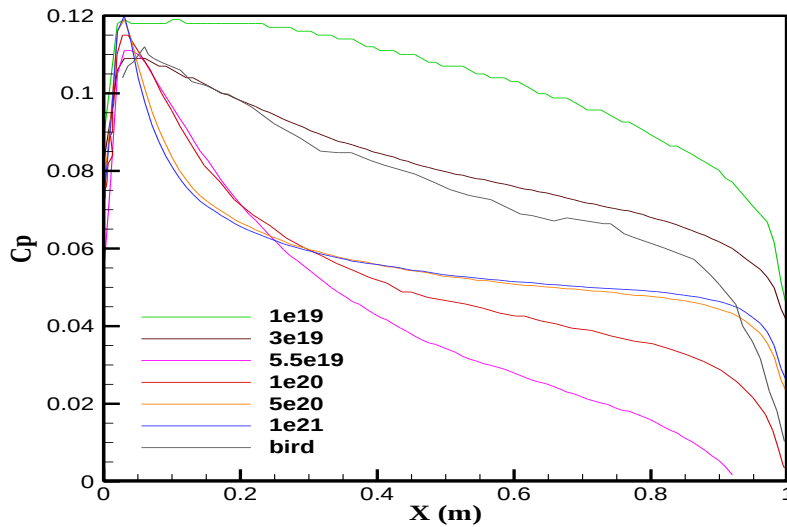
پارامترهای مورد نیاز در مرزها بود. در ادامه با دستور `dsmcInitialise` توزیع اولیه مولکول‌ها در میدان مشخص می‌شود. سپس دستور `decomposepar` جهت حل موازی میدان جریان اعمال می‌شود. بعد از این آغاز سازی، دستور `dsmcFoam` برای حل میدان جریان اعمال می‌شود. معیار رسیدن پاسخ به حالت دائمی، ثابت ماندن تعداد ذرات در میدان می‌باشد. پس از رسیدن به حالت دائمی، نمونه‌گیری از میدان حل آغاز می‌شود و تا زمانی که نوسانات جواب نهایی بسیار کم باشد ادامه می‌یابد. در زیر نحوه اعمال دستورات را به روایت تصویر ملاحظه می‌کنید.

۹-۴ مطالعه پارامتری

در ابتدا مطالعه پارامتری انجام شد و اثر مقادیر مختلف چک شد. شکل ۴-۸ و ۴-۹ مقایسه مقدار چگالی تعدادی‌های مختلف برای ضرایب اصطکاکی و فشاری را نشان می‌دهد. با مقایسه چگالی تعدادی‌های مختلف رفتار سیال را بررسی کردیم. نتایج ما به نتایج برد نزدیک بود.



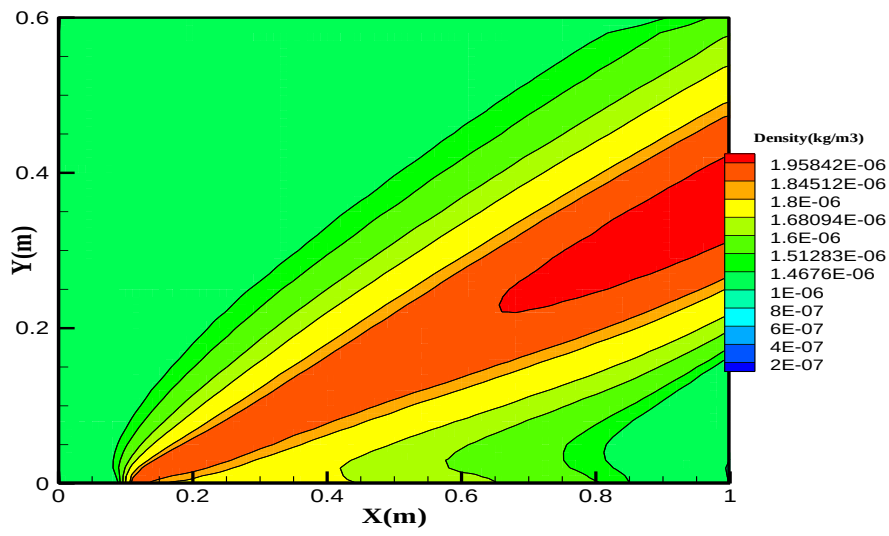
شکل ۴-۸: مقایسه چگالی تعدادی‌های مختلف برای ضریب اصطکاک



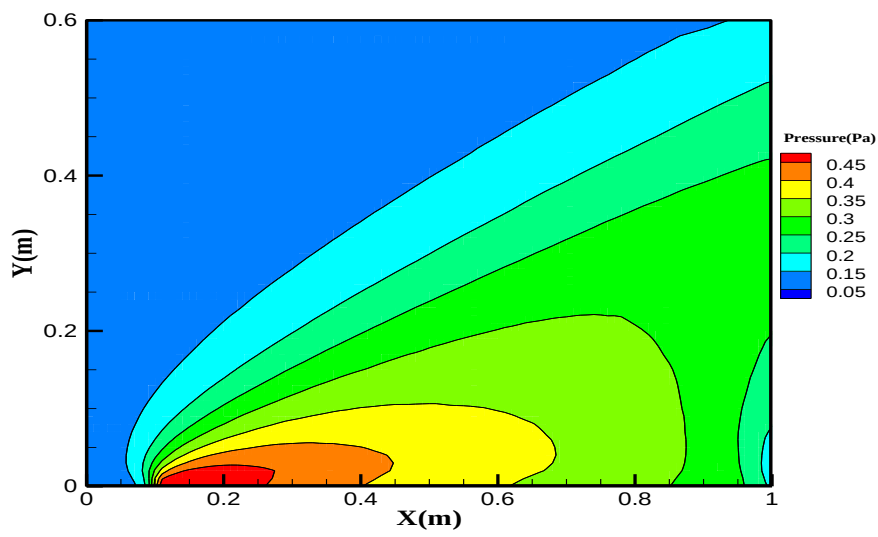
شکل ۴-۹: مقایسه چگالی تعدادی‌های مختلف برای ضریب فشاری

۴-۱۰ نتایج حاصل از کد dsmcFoam

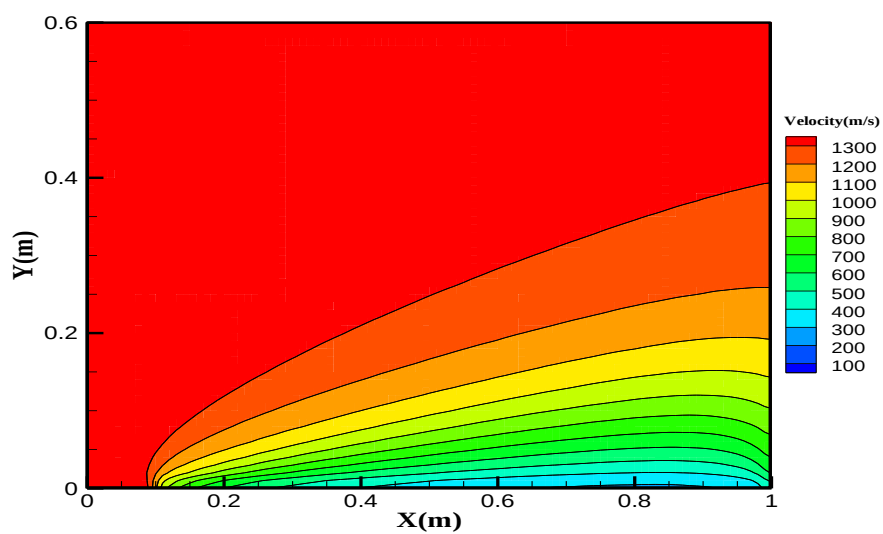
در ادامه به ترتیب کانتورهای چگالی، فشار، سرعت، دمای انتقالی و دمای کلی از نرم‌افزار اپن‌فوم به دست آمده‌اند و در نرم‌افزار تک‌پلات رسم شده‌اند. در شکل ۴-۱۰ افزایش قابل‌توجه چگالی به‌علت برخورد ذرات با سطوح پس از شکل‌گیری شوک مایل در جلوی جسم مشاهده می‌شود که در ادامه این روند کاهش می‌یابد. همان‌طور که از شکل ۴-۱۱ انتظار می‌رود به‌دلیل شوک، افزایش چشمگیر فشار نتیجه شده است که با فاصله گرفتن از شوک مایل، کاهش شدید فشار حاصل شده است. در شکل ۴-۱۲ با فاصله گرفتن از شوک، منحنی جریان به سمت افزایش سرعت پیش خواهد رفت. در نزدیکی سطح به‌علت تماس ذرات با سطح از سرعت آن کاسته می‌شود. در شکل ۴-۱۳ با حرکت جریان افزایش دمای انتقالی در جلوی جسم به وجود آمده است و با فاصله گرفتن از سطح جسم دما کاهش یافته است. شکل ۴-۱۴ کانتور دمای کلی می‌باشد. در ابتدا صفحه به‌علت برخورد شدید مولکول‌ها شاهد افزایش دما می‌باشیم که با فاصله گرفتن از جسم دما کاهش می‌یابد.



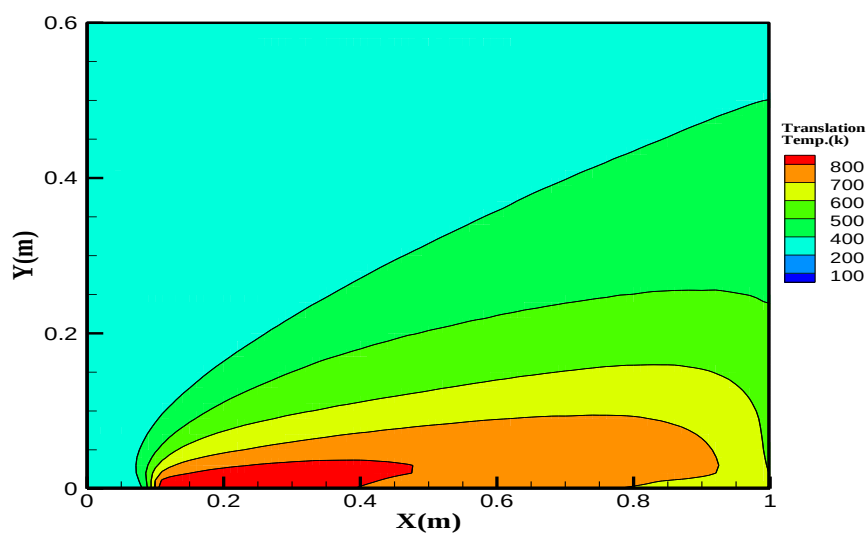
شکل ۴-۱۰: کانتور چگالی بر طول صفحه



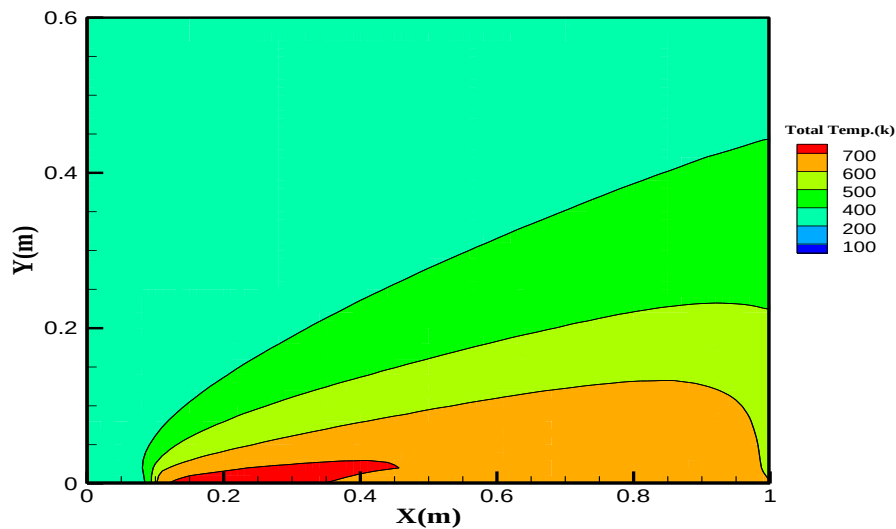
شکل ۴-۱۱: کانتور فشار بر طول صفحه



شکل ۴-۱۲: کانتور سرعت بر طول صفحه



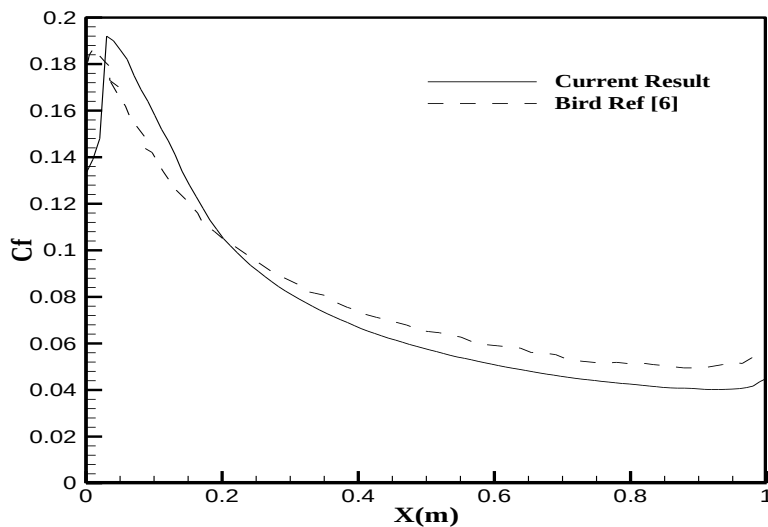
شکل ۴-۱۳: کانتور دمای انتقالی بر طول صفحه



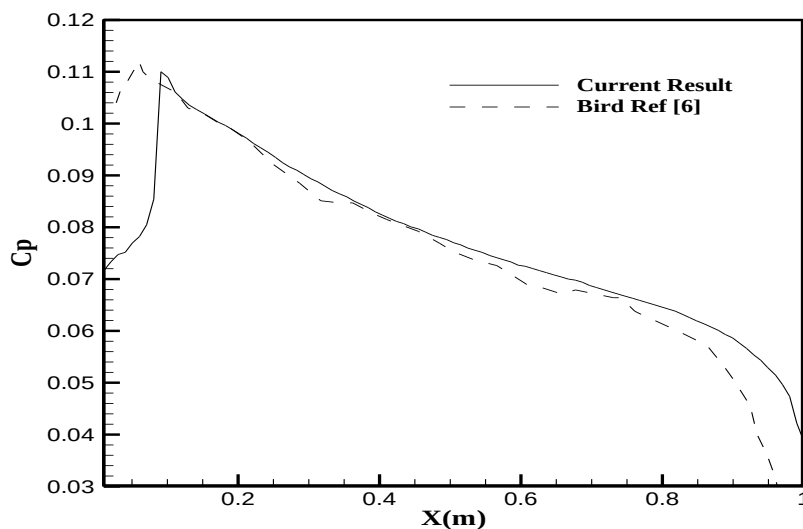
شکل ۴-۱۴: کانتور دمای کلی بر طول صفحه

۱۱-۴ نتایج ضریب پسای کد dsmcFoam

نمودارهای ۴-۱۵ و ۴-۱۶ به ترتیب تغییرات ضریب اصطکاک و فشار را نشان می‌دهند. نتایج اپن فوم با نتایج برد مرجع [۶] مقایسه شده است. هر دو روندی یکسان را پیش‌بینی می‌کنند. در ابتدا به علت شوک و برخورد با سطح شاهد افزایشی در ضرایب می‌باشیم. همان‌طور که انتظار می‌رود با فاصله گرفتن از شوک مایل این دو پارامتر کاسته شده است. درصد خطای ضریب اصطکاک حدود ۱۸ درصد و درصد خطای ضریب فشاری حدود ۱ درصد می‌باشد. در نهایت با جمع ضریب فشاری و اصطکاک می‌زان ضریب پسای ۰/۱۵۲ محاسبه شد.



شکل ۴-۱۵: نتایج نمودار ضریب اصطکاک بر طول صفحه و مقایسه با نتایج برد



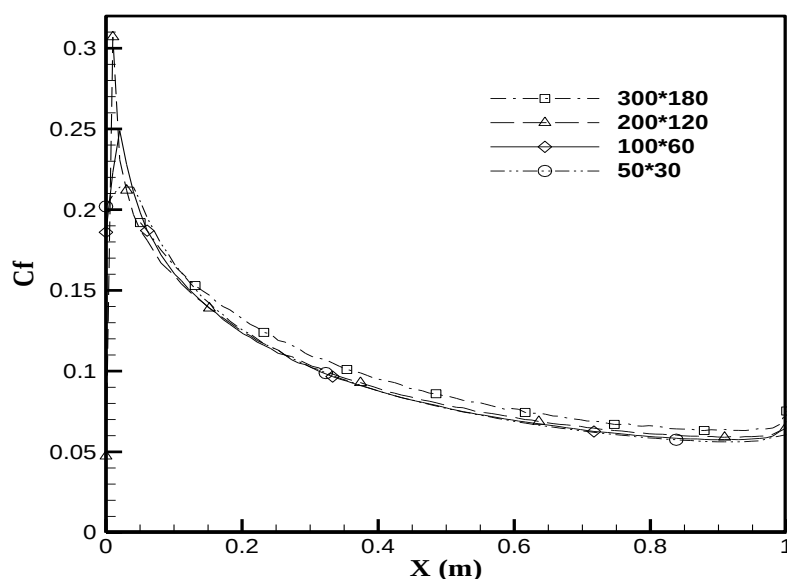
شکل ۴-۱۶: نتایج نمودار ضریب فشار بر طول صفحه و مقایسه با نتایج برد

تا به این جا کار ، از کد dsmcFoam برای حل جریان مافوق صوت بر روی یک صفحه تخت استفاده شد. در بررسی جریان یکنواخت بر روی صفحه تخت مشاهده گردید پس از شکل گیری شوک شاهد افزایش چگالی، فشار و دمای انتقالی هستیم که در ادامه این روند کاهش می یابد. همچنین سرعت در نزدیکی سطح به علت برخورد با سطح کمترین میزان را داشته که با فاصله گرفتن از سطح این میزان

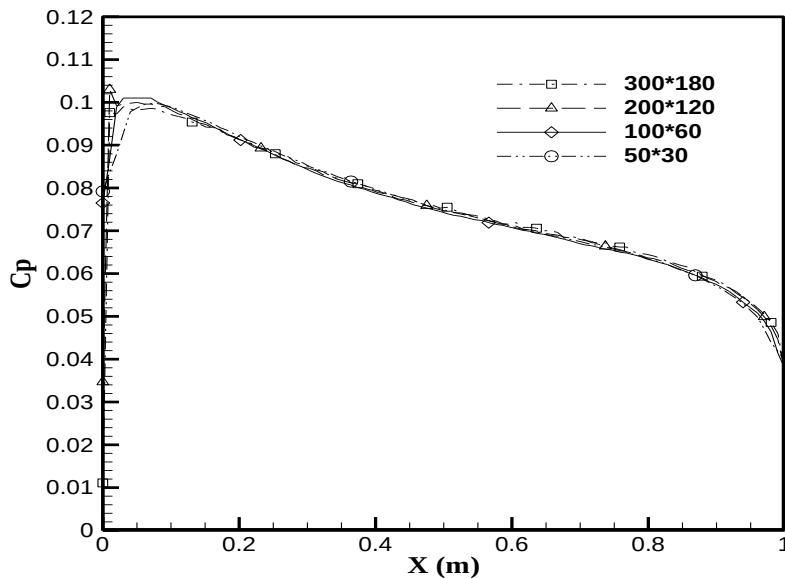
افزایش می‌یابد و دمای کلی در جلوی سطح بیشترین میزان را داشته که با فاصله گرفتن از سطح جسم کاهش می‌یابد. در ادامه نمودارهای تغییرات ضریب اصطکاکی، فشاری و پسا به دست آمد که هر دو نمودار روند نسبتاً یکسانی را نشان می‌دهند. در نهایت با در نظر گرفتن مجموع ضریب اصطکاکی و ضریب فشاری، ضریب پسا به دست آمد.

۱۲-۴ بررسی پارامترهای مختلف

در ادامه به مطالعه و بررسی پارامترهای مختلف پرداختیم. در ابتدا اندازه‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت. همان‌طور که در شکل ۱۷-۴ و ۱۸-۴ مشاهده می‌کنیم با افزایش اندازه مش ضرایب اصطکاکی و فشاری افزایش یافت.

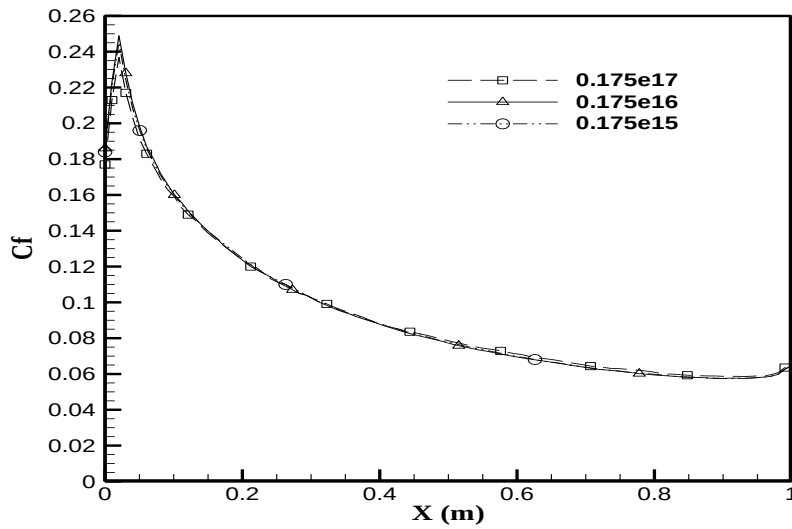


شکل ۱۷-۴: نتایج نمودار ضریب اصطکاک بر طول صفحه با توجه به تغییرات اندازه مش

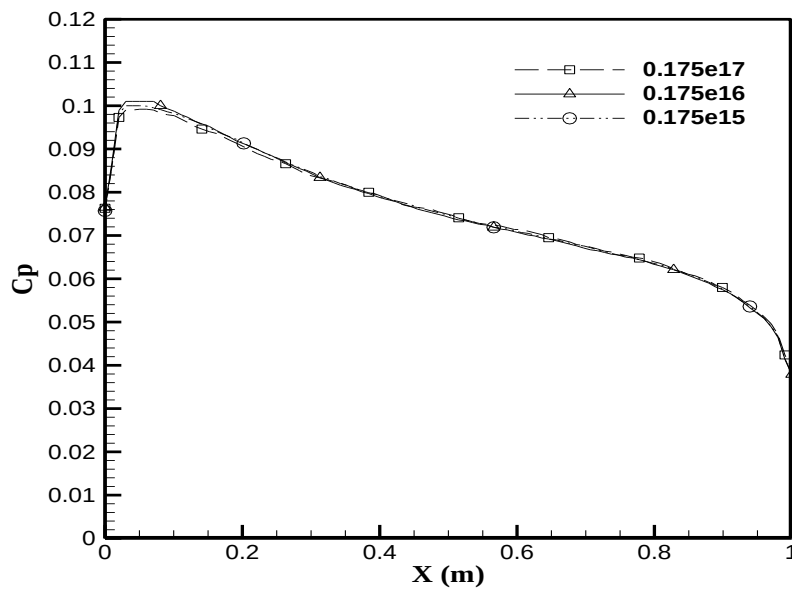


شکل ۴-۱۸: نتایج نمودار ضریب فشاری بر طول صفحه با توجه به تغییرات اندازه مش

شکل‌های ۴-۱۹ و ۴-۲۰ ضرایب اصطکاکی و فشاری را با توجه به تغییر F_{num} نشان می‌دهد. F_{num} در واقع تعداد مولکول‌های واقعی که توسط یک مولکول شبیه‌ساز ارائه شده است را بیان می‌کند. همان‌طور که مشاهده می‌شود چنانچه F_{num} از حدی بیشتر شود جواب‌ها تقریباً تغییر جزئی خواهند داشت. بهترین حالت در نظر گرفتن F_{num} مناسب می‌باشد که هم از نظر دقت نتایج و هم از نظر هزینه‌های محاسباتی بهینه باشد. در صورتی که F_{num} به اندازه کافی در نظر گرفته نشوند تعداد برخورد کافی صورت نگرفته و نمونه‌برداری با مشکل مواجه خواهد شد.

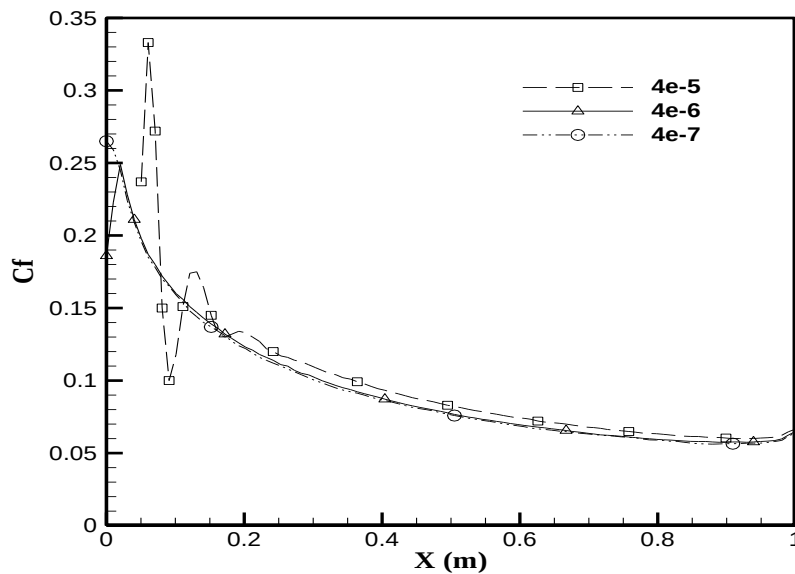


شکل ۴-۱۹: نتایج نمودار ضریب اصطکاک بر طول صفحه با توجه به تغییرات Fnum

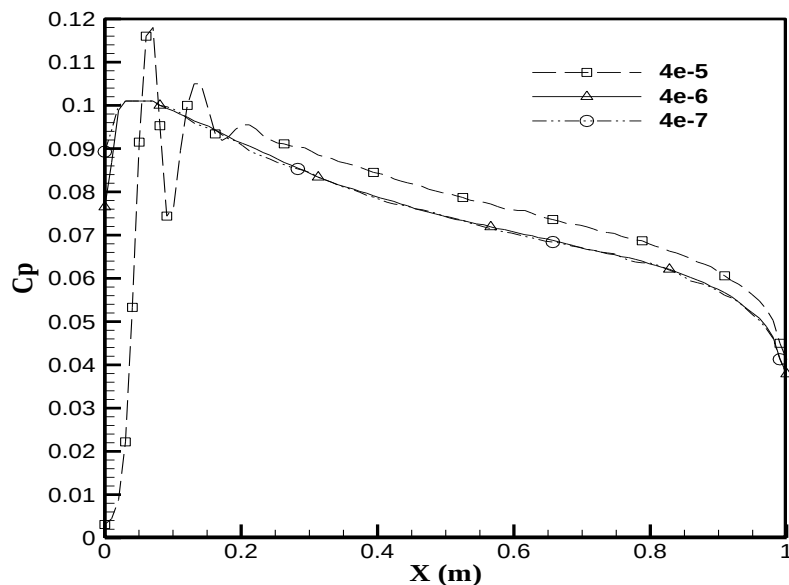


شکل ۴-۲۰: نتایج نمودار ضریب فشاری بر طول صفحه با توجه به تغییرات Fnum

در شکل‌های ۴-۲۱ و ۴-۲۲ با افزایش گام زمانی ضرایب اصطکاکی و فشاری رفتار متفاوتی از خود نشان دادند و روند افزایشی داشت. این مشکل به صورت اغتشاش در دامنه حل منتشر می‌شود و نوسان در نتایج مشاهده می‌شود.



شکل ۴-۲۱: نتایج نمودار ضریب اصطکاک بر طول صفحه با توجه به تغییرات گام زمانی



شکل ۴-۲۲: نتایج نمودار ضریب فشاری بر طول صفحه با توجه به تغییرات گام زمانی

۴-۱۳ شبیه‌سازی جریان بر روی صفحه عمودی

تعدادی از عوامل کلیدی وجود دارد که می‌تواند مسیر مداری ماهواره را تحت تأثیر قرار دهد؛ یکی از این عوامل ضریب پسا است که توسط ماهواره تجربه می‌شود. درحالی‌که کاهش ضریب پسا می‌تواند باعث افزایش دوره مداری ماهواره شود، افزایش ضریب پسا می‌تواند عمر مداری آن را کاهش دهد و

اجازه دهد ماهواره با سرعت بیشتری نسبت به حالت معمول از مدار خارج شود. بسیاری از ماهواره‌ها پس از پایان عمر خود در مدار باقی می‌مانند، که باعث "قبرستان" عظیمی از ماهواره‌ها شده است که احتمال ایجاد مشکل برای ماهواره‌های دیگر در لئو را دارند [۱۰]. لذا ضروری است که به محاسبه ضریب پسا پردازیم. در این پژوهش جهت توسعه نتایج به بررسی جریان بر روی یک صفحه عمودی پرداختیم. جهت رسیدن به نتایج واقعی در شرایط ماهواره، ارتفاع ۱۵۰ کیلومتری از زمین مدنظر قرار گرفت که مدار لئو می‌باشد. اکثر ماهواره‌ها در مدار لئو قرار دارند. در این ارتفاع شرایط جریان تغییر کرده و عدد نادسن ۳۳۰ به دست می‌آید. در ابتدا به ساخت هندسه مسئله و مش‌بندی آن می‌پردازیم. در ادامه به بررسی و تحلیل نتایج و کانتورها می‌پردازیم. همچنین به محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر صفحه عمودی شامل ضریب اصطکاکی و ضریب فشاری پرداخته خواهد شد و در نهایت ضریب پسا محاسبه می‌شود. این موارد می‌تواند به طراح و تولید کننده در مورد استفاده احتمالی از هندسه‌ها اطلاع دهد.

۱۴-۴ هندسه مسئله

به منظور درک کامل نحوه تأثیر ضریب پسای ماهواره در لئو، ابتدا باید به شرایطی که یک ماهواره در یک مدار معمولی در اطراف زمین با آن مواجه می‌شود، نگاه کنیم. دمای جریان آزاد به دلیل عوامل متعددی در نوسان است، از جمله اینکه ماهواره در مقابل خورشید یا سایه قرار دارد و میزان فعالیت خورشیدی به چه میزان است. معمولاً درجه حرارت آزاد در لئو تقریباً از ۷۰۰ تا ۱۵۰۰ کلوین متغیر است، اما شبیه‌سازی بین حداقل و حداکثر نظری انجام می‌شود که می‌تواند در مواقع فعالیت‌های خورشیدی بسیار زیاد و بسیار کم، بین ۲۰۰-۲۰۰۰ کلوین به دست آید. این حداکثر و حداقل نظری بر اساس چرخه‌های شاخص خورشیدی است [۱۴۰]. شبیه‌سازی در ارتفاع ۱۵۰ کیلومتری از زمین بر روی صفحه عمودی انجام می‌شود. ناحیه جریان از مرزهای جریان آزاد برای تکرار شرایط در لئو تشکیل شده است. ابعاد دامنه شامل ۱۰ متر در جهت مثبت x و ۱۲ متر در جهت منفی x ، ۵ متر در جهت y و ۱ متر در جهت z می‌باشد. طول ضلع صفحه ۱۰ سانتیمتر می‌باشد. دمای سطح ماهواره به صورت دما

ثابت تنظیم شده و در ۳۰۰ کلوین ثابت نگه داشته می‌شود. چگالی جریان آزاد در ارتفاع ۱۵۰ کیلومتری $2/9-10 \times 0.74$ کیلوگرم بر متر مکعب می‌باشد. دمای جریان آزاد ۶۳۴ کلوین و سرعت ۲۴۰۰ متر بر ثانیه می‌باشد. همچنین فشار $4/6-10 \times 5422$ میلی بار می‌باشد. جدول ۳-۴ مقادیر جریان یکنواخت مورد استفاده در شبیه‌سازی صفحه عمودی را نشان می‌دهد که در زیر آورده شده است.

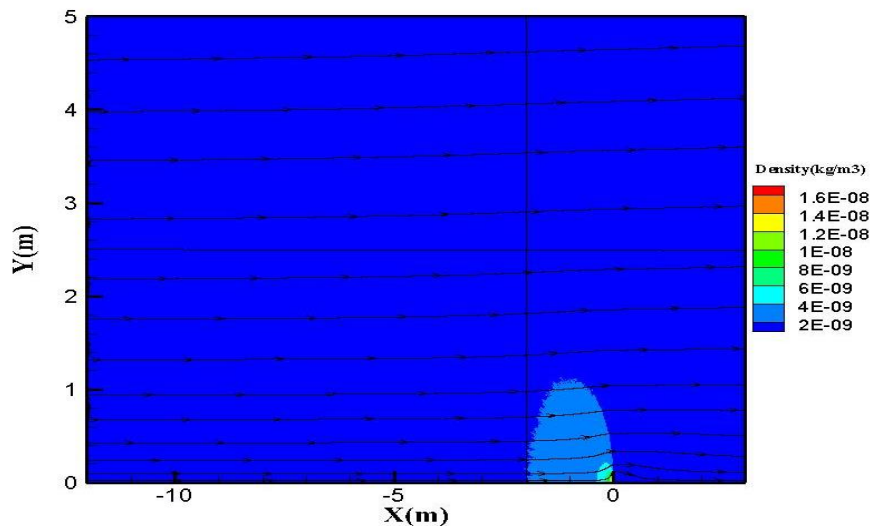
جدول ۳-۴: مشخصات ورودی جریان یکنواخت بر روی صفحه عمودی

دمای مرجع	چگالی تعدادی	سرعت جریان	فشار	گاز شبیه سازی شده	دمای جریان	دمای سطح	نادسن
۲۷۳ k	$3/10.16 \times 124$	۲۴۰۰ m/s	$4/6-10 \times 5422$ mb	N ₂	۶۳۴ k	۳۰۰ k	۳۳۰

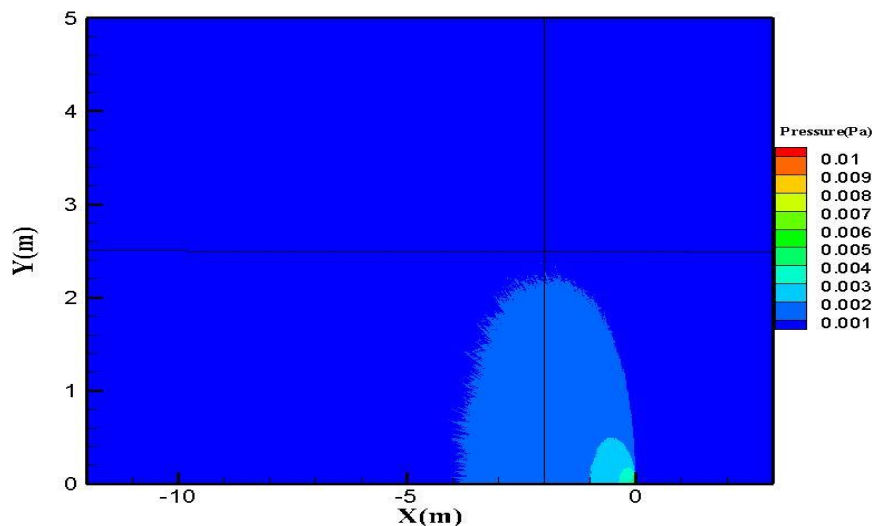
۱۵-۴ نتایج صفحه عمودی

در ادامه نتایج به ترتیب کانتورهای چگالی، فشار، سرعت، دمای انتقالی و دمای کلی با نرم‌افزار اپن‌فوم به‌دست آمده‌اند و در نرم‌افزار تک‌پلات رسم شده‌اند. در شکل ۴-۲۳ افزایش چگالی به‌علت برخورد ذرات با صفحه در جلوی جسم مشاهده می‌شود که منجر به ایجاد شوک کمانه در جلوی صفحه شده است که در ادامه این روند کاهش می‌یابد. همان‌طور که از شکل ۴-۲۴ انتظار می‌رود به‌دلیل شوک کمانه‌ای که در جلوی صفحه شاهد هستیم، افزایش چشمگیر فشار نتیجه شده است که با فاصله گرفتن از شوک، کاهش شدید فشار حاصل شده است. همان‌طور که در شکل ۴-۲۵ مشاهده می‌شود با فاصله گرفتن از شوک کمانه عظیمی که در مقابل صفحه عمودی ایجاد شده، منحنی جریان به سمت افزایش سرعت پیش خواهد رفت. در نزدیکی صفحه به‌علت تماس ذرات با سطح از سرعت آن کاسته

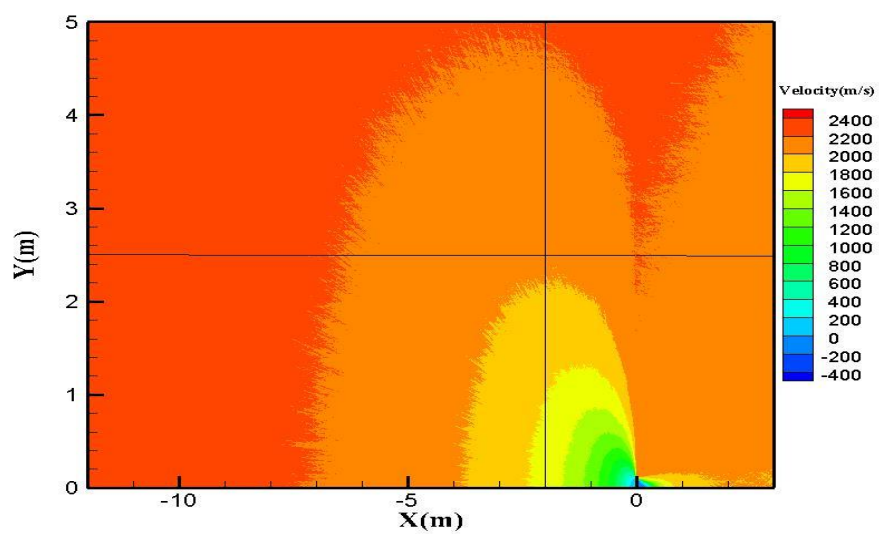
می‌شود. در شکل ۴-۲۶ با حرکت جریان افزایش دمای انتقالی در جلوی جسم به وجود آمده است و با فاصله گرفتن از سطح جسم دما کاهش یافته است. در شکل ۴-۲۷ کانتور دمای کلی مشاهده می‌شود که در ابتدا صفحه به علت برخورد شدید مولکول‌ها شاهد افزایش دما و ایجاد یک شوک کمانه بسیار بزرگ می‌باشیم که با فاصله گرفتن از جسم دما کاهش می‌یابد.



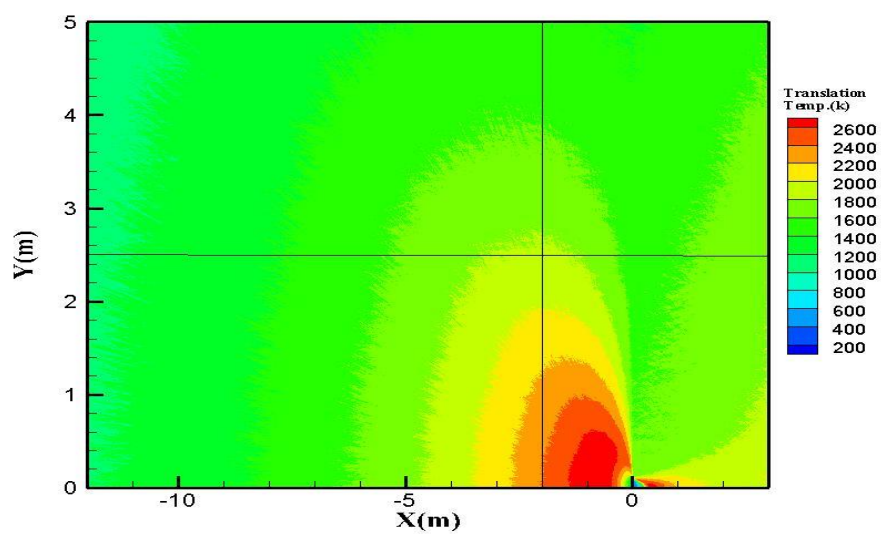
شکل ۴-۲۳: کانتور چگالی بر طول صفحه



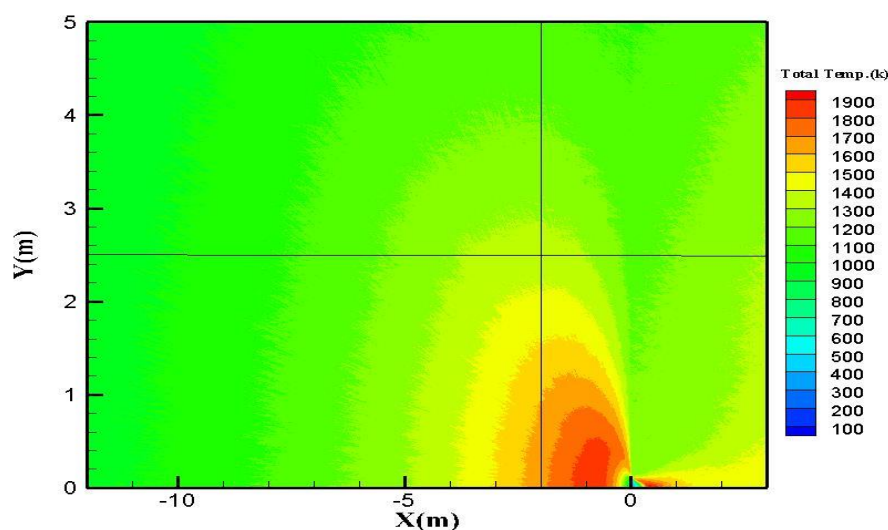
شکل ۴-۲۴: کانتور فشار بر طول صفحه



شکل ۴-۲۵: کانتور سرعت بر طول صفحه



شکل ۴-۲۶: کانتور دمای انتقالی بر طول صفحه

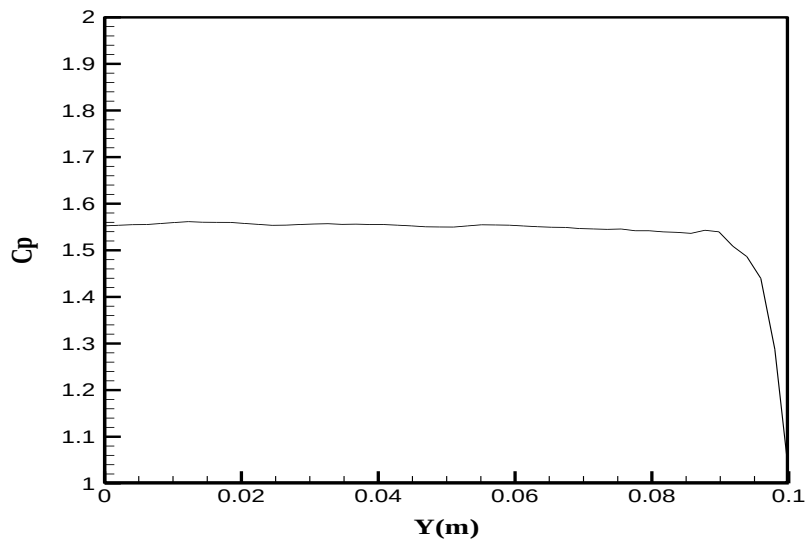


شکل ۴-۲۷: کانتور دمای کلی بر طول صفحه

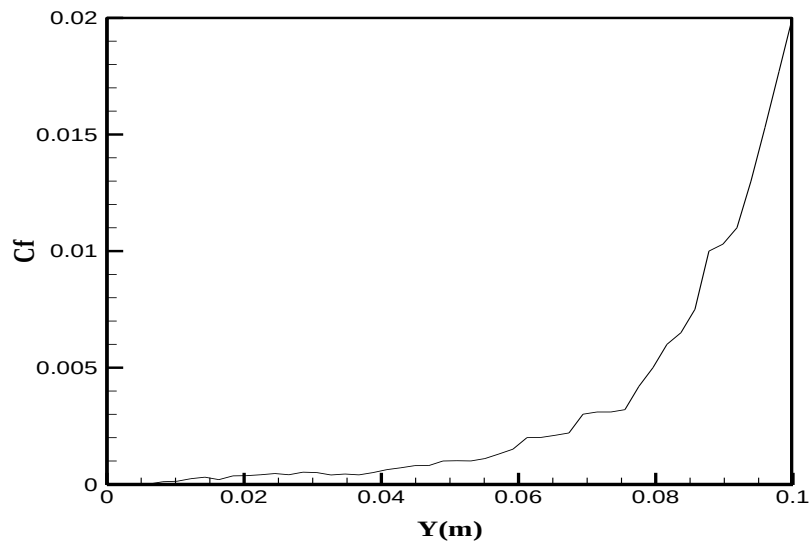
۴-۱۶ نتایج ضریب پسای صفحه عمودی

نمودارهای ۴-۲۸ و ۴-۲۹ به ترتیب تغییرات ضریب فشار و اصطکاک را نشان می‌دهند. در ابتدا صفحه عمودی در مقابل جریان یکنواخت قرار گرفته است. زمانی که جریان با صفحه برخورد می‌کند پسای فشاری به وجود می‌آید. این نیرو بر اثر اختلاف فشار در دو طرف جلو و عقب صفحه به وجود می‌آید. فشار بالادست صفحه به طور مشهودی بزرگتر از فشار دنباله تشکیل شده در پشت صفحه است. در شکل ۴-۲۸ ابتدا به علت ایجاد شوک بزرگ شاهد افزایشی در ضریب فشار می‌باشیم. در ادامه همانطور که انتظار می‌رود ضریب فشار کاهش می‌یابد. جریان عبوری در طول سطح صفحه، یک نیروی اصطکاکی روی آن تولید می‌کند. این اصطکاک به دلیل وجود چسبندگی و لزجت در سیالات ایجاد می‌شود. شکل ۴-۲۹ نمودار ضریب اصطکاک را شاهد هستیم که میزان ضریب اصطکاک به طور طبیعی افزایش پیدا کرده است. در ادامه با جمع ضریب فشاری و ضریب اصطکاکی، ضریب پسا با مقدار $1/53$ محاسبه شد. محاسبه نیروی پسا باعث خواهد شد که بدانیم یک ماهواره تا چه مدت در مدار خود باقی می‌ماند که این امر موجب افزایش عمر مداری ماهواره با ایجاد یک نیروی پیشران، زمان بندی جهت خروج ماهواره

از مدار خود و ... خواهد شد. این روش قابلیت بالایی در پیش‌بینی مکان شوک و تأثیر شوک بر خواص آیرودینامیکی داراست.



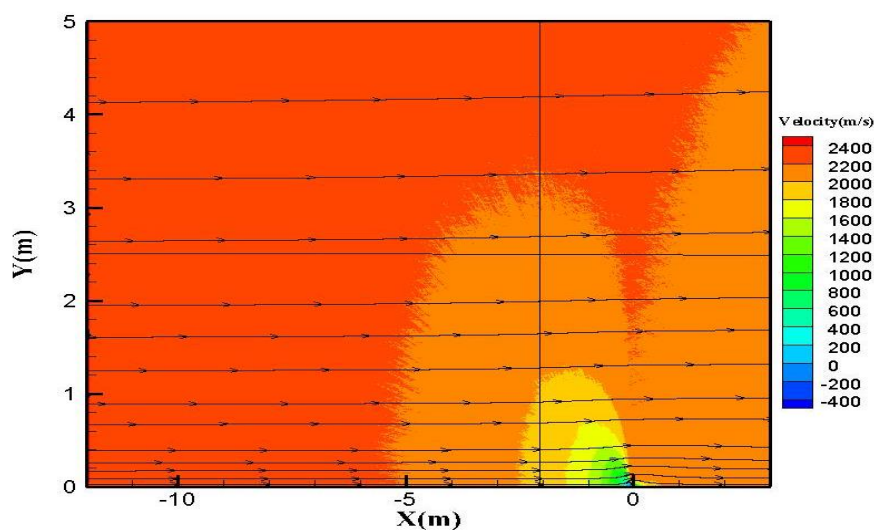
شکل ۴-۲۸: نمودار ضریب فشاری بر طول صفحه



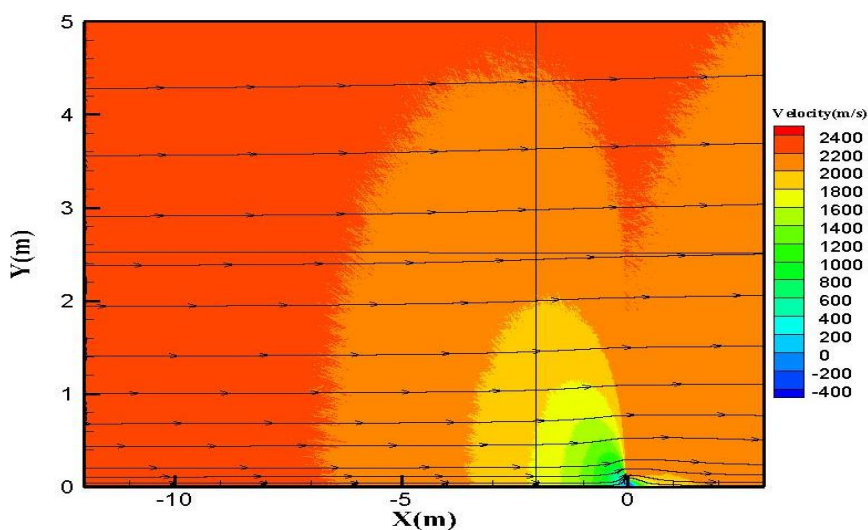
شکل ۴-۲۹: نمودار ضریب اصطکاک بر طول صفحه

۱۷-۴ بررسی زوایای نصب مختلف صفحه تخت بر ضریب پسای پنل ماهواره

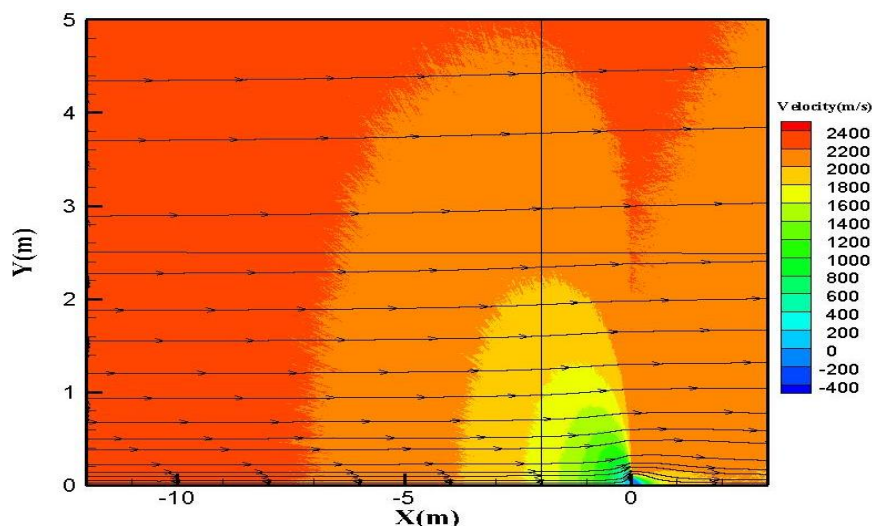
تا به این جا به بررسی ضرایب فشار، اصطکاکی و پسا بر روی صفحه تخت در زاویه ۹۰ درجه در شرایط ماهواره پرداختیم. در ادامه جهت توسعه نتایج و نوآوری به بررسی کانتورها، ضرایب فشار، اصطکاکی و پسا در زوایای نصب ۳۰، ۶۰ و ۹۰ می پردازیم. همانطور که مشاهده می کنید با افزایش زاویه نصب شوک بزرگتری در مقابل صفحه به وجود آمده است.



شکل ۴-۳۰: کانتور سرعت بر طول صفحه در زاویه نصب ۳۰ درجه

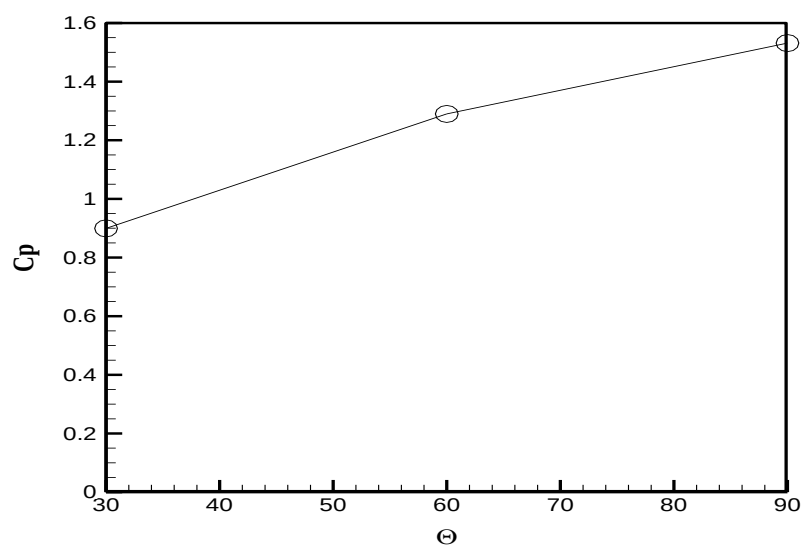


شکل ۴-۳۱: کانتور سرعت بر طول صفحه در زاویه نصب ۶۰ درجه

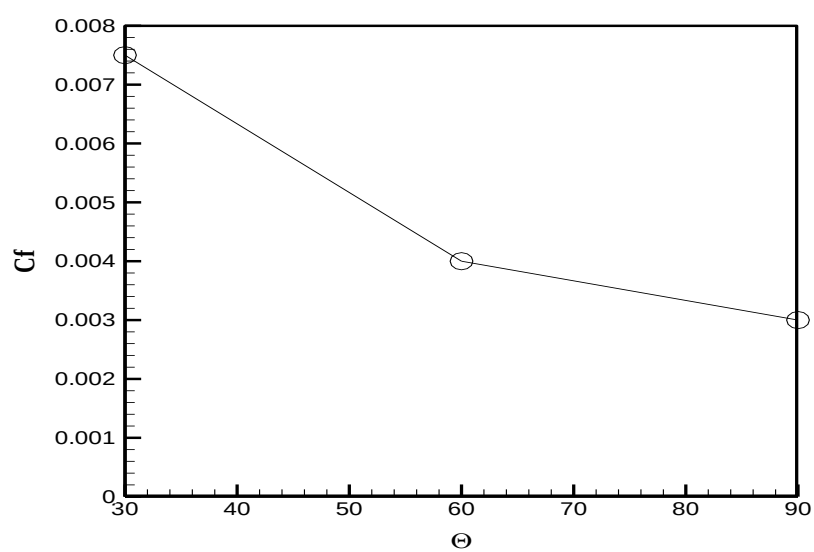


شکل ۴-۳۲: کانتور سرعت بر طول صفحه در زاویه نصب ۹۰ درجه

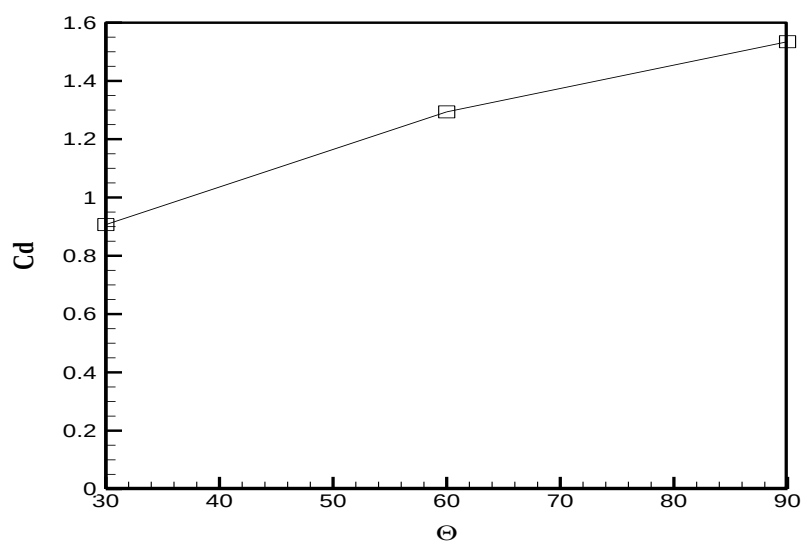
شکل ۴-۳۳ نمودار ضریب فشاری را در زوایای ۳۰، ۶۰ و ۹۰ نشان می‌دهد. همانطور که انتظار می‌رود با افزایش زاویه شاهد افزایش ضریب فشاری می‌باشیم. شکل ۴-۳۴ نمودار ضریب اصطکاکی در زوایای ۳۰، ۶۰ و ۹۰ می‌باشد. کلیه مقادیر متوسط‌گیری شده است. هر چه زاویه صفحه افزایش پیدا کند ضریب اصطکاکی کاهش می‌یابد. در نهایت با در نظر گرفتن مجموع ضریب فشاری و اصطکاکی، ضریب پسا به دست می‌آید. همانطور که در شکل ۴-۳۵ مشاهده می‌شود با افزایش زاویه صفحه شاهد افزایش ضریب پسا می‌باشیم. در صفحه تخت در زاویه صفر درجه بیشترین سهم از ضرایب به ضریب اصطکاکی مربوط می‌شود و هرچه زاویه صفحه افزایش یابد سهم ضریب اصطکاکی کاهش می‌یابد. ضریب فشاری برعکس ضریب اصطکاکی عمل می‌کند به این صورت که بیشترین سهم ضریب فشاری به صفحه عمودی مربوط می‌شود به علت عدم تعادل بین فشار سطح جلو و پشت که منجر به تولید نیروی پسا می‌شود.



شکل ۴-۳۳: نمودار ضریب فشار متوسط در زوایای ۳۰، ۶۰، ۹۰



شکل ۴-۳۴: نمودار ضریب اصطکاکی متوسط در زوایای ۳۰، ۶۰، ۹۰



شکل ۴-۳۵: نمودار ضریب پسا متوسط در زوایای ۳۰، ۶۰، ۹۰

فصل پنجم: نتیجه‌گیری و پیشنهادها

۵-۱ نتیجه‌گیری

زمینه‌های جریان رقیق بسیار مهم هستند زیرا در بسیاری از موضوعات مختلف و قابل توجه از جمله کاربردهای صنعتی و هوافضا به طور 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. با توجه به اهمیت محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره، برآورد و مدل‌سازی دقیق جریان از اهمیت فراوانی برخوردار می‌باشد. با توجه به محدودیت روش‌های مبتنی بر معادلات ناویراستوکس، امکان به کارگیری این معادلات برای تحلیل جریان در بازه گسترده‌ای از رژیم عدد ناسن میسر نمی‌باشد لذا از معادله بولتزمن و روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو استفاده شد.

در این پایان‌نامه به بررسی شبیه‌سازی جریان رقیق به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو برای تحلیل جریان بر روی یک صفحه تخت پرداخته شده است. در ابتدا مطالعات صورت گرفته در روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو از دیدگاه کاربردی و چالش‌های عددی مورد بررسی قرار گرفت. همچنین تاریخچه محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره در این روش از دو دیدگاه کاربردی و چالش‌های عددی ارائه گردید. در فصل سوم، معادلات و روابط حاکم بر روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو ارائه شد. در ادامه الگوریتم این روش، انواع مدل برخورد و شرایط مرزی بررسی شد. همچنین جهت حل مسئله به روشی دیگر نرم‌افزار متن‌باز اپن‌فوم با استفاده از حلگر مولکولی موسوم به dsmcFoam معرفی شد. در بخش نتایج به بررسی جریان مافوق صوت بر روی یک صفحه تخت با اعمال کد دو بعدی بر مبنای الگوریتم DSMC در نرم‌افزار فرترن پرداخته شد. در ادامه کانتورهای چگالی، فشار، سرعت، دمای انتقالی و دمای کلی پس از اعمال کد DSMC در نرم‌افزار فرترن به دست آمده و بررسی شد. همان‌طور که انتظار می‌رفت چگالی، فشار و دما گذرا در ابتدا جسم به دلیل شوک مایل افزایش یافت و در ادامه این روند کاهش پیدا کرد. سپس به محاسبه ضرایب اصطکاکی و فشاری و همچنین ضریب پسا پرداخته

شد. در ادامه به بررسی نتایج با استفاده از حلگر dsmcFoam پرداختیم. نرم‌افزار مذکور قابلیت پیش‌بینی جریان گاز رقیق با خطای کمتر از ۱۵ درصد را دارا می‌باشد.

جهت بررسی بیشتر به مطالعه و بررسی پارامترهای مختلف از جمله اندازه مش، F_{num} و گام زمانی پرداخته شد و تأثیر آن بر دقت نتایج و هزینه‌های محاسباتی بررسی گردید. در بخش آخر جهت توسعه نتایج، صفحه عمودی در مقابل جریان توسط نرم‌افزار اپن‌فوم مورد شبیه‌سازی قرار گرفت و نیروهای آیرودینامیکی وارد بر چنین صفحه‌ای در شرایط حضور ماهواره در مدار لئو محاسبه شد. نشان داده شد که در شرایط گاز بسیار رقیق در ارتفاع ۱۵۰ کیلومتری، با چگالی $2/9 \times 10^{-14}$ کیلوگرم بر متر مکعب و سرعت جریان ۲۵۰۰ متر بر ثانیه مقدار ضریب پسا $1/53$ وارد بر صفحه با طول ضلع ۱۰ سانتیمتر وارد می‌شود. در ادامه به بررسی ضرایب آیرودینامیکی بر روی صفحه در زوایای مختلف نصب پرداخته شد. نشان داده شد که صفحه عمودی بیشترین ضریب فشاری و کمترین ضریب اصطکاکی را دارد. همچنین صفحه در زاویه ۳۰ درجه کمترین ضریب فشاری و بیشترین ضریب اصطکاکی را دارد. نرم‌افزار توسعه یافته شده قابلیت اجرا برای هر نوع هندسه‌ای جهت محاسبه نیروی پسای وارد بر ماهواره را دارد و می‌تواند برای تحقیقات در این زمینه مورد استفاده واقع شود. این مطالعه نشان داد که می‌توان در حوزه جریان رقیق از روش شبیه‌سازی مستقیم مونت‌کارلو بهره برد و جواب‌های صحیحی به‌دست آورد.

۵-۲ پیشنهادها

- ۱- مطالعه و بررسی پارامترهای مؤثر در محاسبه ضریب پسای وارد بر ماهواره
- ۲- محاسبه ضریب پسای وارد بر ماهواره برای یک نمونه واقعی
- ۳- توسعه کد به هر نوع هندسه‌ای جهت محاسبه ضریب پسا
- ۴- ساخت نرم‌افزار محاسبه نیروی پسا در جو رقیق برای هر نوع هندسه

مراجع:

- [1] I. D. Boyd, "Computation Of Atmospheric Entry Flow About a Leonid," *38th Aerosp. Sci. Meet. Exhib.*, no. c, 2000.
- [2] S. R. Mance, "An Investigation Into Satellite Drag Modeling Performance," 2010.
- [3] G. A. Bird, "The DS2V/3V Program Suite For DSMC Calculations," in *AIP Conference Proceedings*, 2005, vol. 762, no. 1, pp. 541–546.
- [4] A. Klothakis, "DSMC Simulations Of Rarefied Hypersonic Flows," 2015.
- [5] A. J. Lofthouse, "Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics USING The Direct Simulation Monte Carlo And Navier-Stokes Models," 2008.
- [6] G. A. Bird, *Molecular Gas Dynamics And The Direct Simulation Of Gas Flows*. 1994.
- [7] W. Wagner, "A Convergence Proof For Bird's Direct Simulation Monte Carlo Method For The Boltzmann Equation," *J. Stat. Phys.*, vol. 66, no. 3–4, pp. 1011–1044, 1992.
- [8] Shawn Lee Brown, "Approximate Riemann Solvers For Moment Models Of Dilute Gases," Michigan, 1996.
- [9] F. Sharipov, "Hypersonic Flow Of Rarefied Gas Near The Brazilian Satellite During Its Reentry Into Atmosphere," *Brazilian J. Phys.*, vol. 33, no. 2, pp. 398–405, 2003.
- [10] Jacob Bullard, "Satellite Drag Analysis Using Direct Simulation Monte Carlo (DSMC)," 2018.
- [11] "Reference Guid To The International Space Station." 2015.
- [12] M. A. Gallis, J. R. Torczynski, D. J. Rader, and G. A. Bird, "Accuracy And Convergence Of A New DSMC Algorithm," 2008.
- [13] M. Darbandi and E. Roohi, "Applying A Hybrid DSMC/Navier-Stokes Frame To Explore The Effect Of Splitter Catalyst Plates In Micro/Nanopropulsion Systems," *Sensors Actuators, A Phys.*, vol. 189, pp. 409–419, Jan. 2013.
- [14] K. H. Lee and S. W. Choi, "Interaction Effect Analysis Of Thruster Plume On LEO Satellite Surface Using Parallel DSMC Method," *Comput. Fluids*, vol. 80, no. 1, pp. 333–341, 2013.
- [15] M. I. Zeifman, B. J. Garrison, and L. V. Zhigilei, "Multiscale Simulation Of Laser Ablation Of Organic Solids: Evolution Of The Plume," *Appl. Surf. Sci.*, vol. 197–198, pp. 27–34, 2002.
- [16] N. A. George Karniadakis, Ali Beskok, *Microflows And Nanoflows*. 2003.
- [17] G. B. J and Boylan D E, "Reynolds And Mach Number Simulation Of Apollo And

- Gemini Reentry And Comparison With Flight.” 1967.
- [18] B. L. Haas and F. S. Milos, “Simulated Rarefied Entry Of The Galileo Probe Into The Atmosphere Of Jupiter,” *AIAA/ASME 6th Jt. Thermophys. Heat Transf. Conf.*, vol. 32, no. 3, pp. 398–403, 1994.
 - [19] “ITPROSTAR, ‘n2yo,’ ITPROSTAR,” <https://www.n2yo.com/>. .
 - [20] K. Moe, M. M. Moe, and S. D. Wallace, “Improved Satellite Drag Coefficient Calculations From Orbital Measurements Of Energy Accommodation,” *J. Spacecr. Rockets*, vol. 35, no. 3, pp. 266–272, 1998.
 - [21] E.M.Gaposchkin et al., “Analysis Of Satellite Drag,” *Lincoln Lab. J.*, vol. 1, pp. 203–224, 1988.
 - [22] J. K. Haviland and M. L. Lavin, “Application Of The Monte Carlo Method To Heat Transfer In A Rarefied Gas,” *Physics of Fluids*, vol. 5, no. 11. pp. 1399–1405, 1962.
 - [23] J. M. H. and D.C.Handscomb, *Monte Carlo Methods*. 1964.
 - [24] G. A. Bird, “Approach To Translational Equilibrium In A Rigid Sphere Gas,” *Phys. Fluids*, vol. 6, no. 10, pp. 1518–1519, 1963.
 - [25] G. A. Bird, “Shock-Wave Structure In A Rigid Sphere Gas,” *Rarefied Gas Dyn.*, vol. 1, p. 216, 1965.
 - [26] K. Nanbu, “Direct Simulation Scheme Derived From The Boltzmann Equation.Multicomponent Gas Mixtures,” *J. Phys. Soc. Japan*, vol. 49. pp. 20–49, 1980.
 - [27] K. Nanbu, “Direct Simulation Scheme Derived From The Boltzmann Equation,” *J. Phys. Soc. Japan*, vol. 49, no. 5, pp. 2050–2054, 1980.
 - [28] B. W. F. Gropengiesser, H. Neunzert, J. Struckmeier, “Rarefied Gas Flow Around A Disc With Different Angles Of Attack.” .
 - [29] M. I. J. KOBAYASHI, “Development Of A Rarefield Gas Flow Simulator Using The Direct-Simulation Monte Carlo Method,” *JSME Int. J.*, vol. 33, no. 3, 1990.
 - [30] K. S. Piekos, E. S.Breuer, “Numerical Modeling Of Micromechanical Devices Using The Direct Simulation Monte Carlo Method,” *J. Fluids Eng.*, vol. 118, pp. 464–469, 1996.
 - [31] William W. Liou and Yichuan Fang, *Microfluid Mechanics*. 2006.
 - [32] S. E. Olson and A. J. Christlieb, “Gridless DSMC,” *J. Comput. Phys.*, vol. 227, no. 17, pp. 8035–8064, 2008.
 - [33] G.A. Bird, “Sophisticated DSMC.” 2007.
 - [34] H. Akhlaghi, E. Roohi, and S. Stefanov, “On The Consequences Of Successively Repeated Collisions In No-Time-Counter Collision Scheme In DSMC,” *Comput. Fluids*, vol. 161, pp. 23–32, 2018.

- [35] F. J. Alexander, A. L. Garcia, and B. J. Alder, “Cell Size Dependence Of Transport Coefficients In Stochastic Particle Algorithms,” *Physics of Fluids*, vol. 10, no. 6. pp. 1540–1542, 1998.
- [36] T. Wainwright, “Calculation Of Hard-Sphere Viscosity By Means Of Correlation Functions,” *The Journal of Chemical Physics*, vol. 40, no. 10. pp. 2932–2937, 1964.
- [37] M. N. Macrossan, “A Fast Simulation Method With Arbitrary Viscosity Law,” *Am. Inst. Phys.*, pp. 692–700, 2005.
- [38] M. N. Macrossan, “ μ -DSMC : A General Viscosity Method For Rarefied Flow,” *J. Comput. Phys.*, vol. 34, no. 19, pp. 612–627, 2003.
- [39] C. Borgnakke and P. S. Larsen, “Statistical Collision Model For Monte Carlo Simulation Of Polyatomic Gas Mixture,” *Journal of Computational Physics*, vol. 18, no. 4. pp. 405–420, 1975.
- [40] E. Meiburg, “Comparison Of The Molecular Dynamics Method And The Direct Simulation Monte Carlo Technique For Flows Around Simple Geometries,” *Phys. Fluids* 29, vol. 29, no. 10, pp. 3107–3113, 1986.
- [41] A. L. Garcia and W. Wagner, “Time Step Truncation Error In Direct Simulation Monte Carlo,” *Physics of Fluids*, vol. 12, no. 10. pp. 2621–2633, 2000.
- [42] N. Hadjiconstantinou, “Analysis Of Discretization In The Direct Simulation Monte Carlo,” *Physics of Fluids*, vol. 12, no. 10. pp. 2634–2638, 2000.
- [43] D. J. R. M. A. Gallis, J. R. Torczynski, “Molecular Gas Dynamics Observations Of Chapman-Enskog Behavior And Departures Therefrom In Nonequilibrium Gases,” *Phys. Rev. E* 69, vol. 69, no. 4, p. 4, 2004.
- [44] D. J. R. G. A. Bird, M. A. Gallis, J. R. Torczynski, “Accuracy And Efficiency Of The Sophisticated Direct Simulation Monte Carlo,” *Phys. Fluids* 21, vol. 017103, 2009.
- [45] M. A. Gallis, J. R. Torczynski, D. J. Rader, and G. A. Bird, “Convergence Behavior Of A New DSMC Algorithm,” *Journal of Computational Physics*, vol. 228, no. 12. pp. 4532–4548, 2009.
- [46] T. Ohwada, “Higher Order Approximation Methods For The Boltzmann Equation,” *Journal of Computational Physics*, vol. 139, no. 1. pp. 1–14, 1998.
- [47] S. V. Bogomolov, “Convergence Of The Method Of Summary Approximation For The Boltzmann Equation,” *USSR Comput. Math. Math. Phys.* 28, 79, 1988.
- [48] J. M. B. and I. D. Boyd, “Convergence Detection In Direct Simulation Monte Carlo Calculations For Steady State Flows,” *Commun. Comput. Phys.*, vol. 10, no. 4, pp. 807–822, 2011.
- [49] A. Karchani and R. S. Myong, “Convergence Analysis Of The Direct Simulation Monte Carlo Based On The Physical Laws Of Conservation,” *Computers and Fluids*, vol. 115. pp. 98–114, 2015.

- [50] E. Taheri, E. Roohi, and S. Stefanov, "On The Convergence Of The Simplified Bernoulli Trial Collision Scheme In Rarefied Fourier Flow," *Physics of Fluids*, vol. 29, no. 6. 2017, doi: 10.1063/1.4985712.
- [51] C. Cercignani, *Rarefied Gas Dynamics. From Basic Concepts To Actual Calculations*. 2000.
- [52] K. Nanbu, "Interrelations Between Various Direct Simulation Methods For Solving The Boltzmann Equation," *J. Phys. Soc. Japan*, vol. 52, no. 10, pp. 3382–3388, 1983.
- [53] H. Babovsky and R. Illner, "A Convergence Proof For Nanbu's Simulation Method For The Full Boltzmann Equation," *SIAM J. Numer. Anal.*, vol. 26, no. 1, pp. 45–65, 1989.
- [54] S. Rjasanow and W. Wagner, "A Stochastic Weighted Particle Method For The Boltzmann Equation," *J. Comput. Phys.*, vol. 124, no. 2, pp. 243–253, 1996.
- [55] S. RJSANOW, "Simulation Of Rare Events By The Stochastic Weighted Particle Method For The Boltzmann Equation," *Math. Comput. Model.*, vol. 33, no. 8–9, pp. 907–926, 2001.
- [56] I. Matheis and W. Wagner, "Convergence Of The Stochastic Weighted Particle Method For The Boltzmann Equation," *SIAM J. Sci. Comput.*, vol. 24, no. 5, pp. 1589–1609, 2003.
- [57] M. A. Rieffel, "A Method For Estimating The Computational Requirements Of DSMC Simulations 1," *J. Comput. Phys.*, vol. 149, no. 1, pp. 95–113, 1999.
- [58] W. L. Wang and I. D. Boyd, "Predicting Continuum Breakdown In Hypersonic Viscous Flows," *Phys. Fluids*, vol. 15, no. 1, pp. 91–100, 2003.
- [59] Y. Bondar, N. Gimelshein, S. Gimelshein, M. Ivanov, and I. Wysong, "On The Accuracy Of DSMC Modeling Of Rarefied Flows With Real Gas Effects," in *AIP Conference Proceedings*, 2005, vol. 762, pp. 607–613.
- [60] C. R. Lilley and M. N. Macrossan, "A Macroscopic Chemistry Method For The Direct Simulation Of Gas Flows," *Phys. Fluids*, vol. 16, no. 6, pp. 2054–2066, 2004.
- [61] Charles R. Lilley and Michael N. Macrossan, "Modeling Dissociation-Vibration Coupling With The Macroscopic Chemistry Method," in *24th International Symposium*, 2005, pp. 1019–1024.
- [62] G. J. LeBeau, "A Parallel Implementation Of The Direct Simulation Monte Carlo Method," *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.*, vol. 174, no. 3–4, pp. 319–337, 1999.
- [63] M. S. Ivanov, G. N. Markelov, and S. F. Gimelshein, "Statistical Simulation Of Reactive Rarefied Flows: Numerical Approach And Applications," 1998.
- [64] S. Dietrich and I. D. Boyd, "Scalar And Parallel Optimized Implementation Of The Direct Simulation Monte Carlo Method," *J. Comput. Phys.*, vol. 126, no. 2, pp.

- 328–342, 1996.
- [65] T. Bartel, S. Plimpton, J. Johannes, and J. Payne, “Icarus: A 2D Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) Code For Parallel Computers,” no. SAND96-0591. p. 242, 1996.
 - [66] D. Gao and T. E. Schwartzenuber, “Optimizations and OpenMP Implementation For The Direct Simulation Monte Carlo Method,” *Comput. Fluids*, vol. 42, no. 1, pp. 73–81, 2011.
 - [67] T. J. Scanlon, E. Roohi, C. White, M. Darbandi, and J. M. Reese, “An Open Source, Parallel DSMC Code For Rarefied Gas Flows In Arbitrary Geometries,” *Comput. Fluids*, vol. 39, no. 10, pp. 2078–2089, 2010.
 - [68] I. D. Boyd, “Computation Of Hypersonic Flows Using The Direct Simulation Monte Carlo Method,” *J. Spacecr. Rockets*, vol. 52, no. 1, pp. 38–53, 2015.
 - [69] M. A. Gallis, J. R. Torczynski, S. J. Plimpton, D. J. Rader, and T. Koehler, “Direct Simulation Monte Carlo: The Quest For Speed,” *29th Int. Symp. Rarefied Gas Dyn.*, vol. 1628, pp. 27–36, 2014.
 - [70] F. E. L. G.J. LeBeau, “Application Highlights Of DSMC Analysis Code (DAC) Software For Simulating Rarefied Flows,” *Comput. Methods Appl. Mech. Engrg.*, vol. 191, pp. 595–609, 2001.
 - [71] T. Ewart et al., “DSMC Simulation: Validation And Application To Low Speed Gas Flows In Microchannel,” *J. Fluids Eng.*, vol. 131, no. 1, 2009.
 - [72] S. K. L. Geethpriya Palaniswaamy, “Direct Simulation Monte Carlo Aerosol dynamics: Collisional Sampling Algorithms,” *Ann. Nucl. Energy* 34, vol. 34, no. 1–2, pp. 13–21, 2007.
 - [73] G. Palaniswaamy and S. K. Loyalka, “Direct simulation, Monte Carlo, Aerosol Dynamics: Coagulation And Condensation,” *Ann. Nucl. Energy*, vol. 35, no. 3, pp. 485–494, 2008.
 - [74] Y. Y. L. J.S. Wu, K.C. Tseng, U.M. Lee, “Development Of A General Parallel ThreeDimensional Direct Simulation,” in *Rarefied Gas Dynamics: 24th International Symposium*, 2005, pp. 559–564.
 - [75] M. S. Holden, J. M. Kolly, and K. M. Chadwick, “Calibration, Validation And Evaluation Studies In The Lens Facility,” *33rd Aerosp. Sci. Meet. Exhib.*, 1995.
 - [76] M. M. Ramin Zakeri, Ramin Kamali Moghadam, “New chemical-DSMC method in numerical simulation of axisymmetric rarefied reactive flow,” *Phys. Fluids*, vol. 29, no. 4, 2017.
 - [77] O. Tumuklu, V. Theofilis, and D. A. Levin, “On The Unsteadiness Of Shock-Laminar Boundary Layer Interactions Of Hypersonic Flows Over A Double Cone,” *Phys. Fluids*, vol. 30, no. 10, 2018.
 - [78] A. M. Mahdavi and E. Roohi, “Investigation Of Cold-To-Hot Transfer And Thermal Separation Zone Through Nano Step Geometries,” *Phys. Fluids*, vol. 27,

no. 7, 2015.

- [79] P. Wang, W. Su, and Y. Zhang, "Oscillatory Rarefied Gas Flow Inside A Three Dimensional Rectangular Cavity," *Phys. Fluids*, vol. 30, no. 10, 2018.
- [80] M. A. Gallis, N. P. Bitter, T. P. Koehler, J. R. Torczynski, S. J. Plimpton, and G. Papadakis, "Molecular Level Simulations Of Turbulence And Its Decay," *Phys. Rev. Lett.*, vol. 118, no. 6, 2017.
- [81] M. A. Gallis, T. P. Koehler, J. R. Torczynski, and S. J. Plimpton, "Direct Simulation Monte Carlo Investigation Of The Richtmyer-Meshkov Instability," *Phys. Fluids*, vol. 27, no. 8, 2015.
- [82] B. G. A. *Molecular Gas Dynamic*. 1976.
- [83] Y. K. Lee and J. W. Lee, "Direct Simulation Of Compression Characteristics For A Simple Drag Pump Model," in *Vacuum*, 1996, vol. 47, no. 6–8, pp. 807–809.
- [84] F. J. et al. Alexander, "Direct Simulation Monte Carlo For Thin-Film Bearings," *Phys. Fluids*, vol. 6, no. 12, pp. 3854–3860, 1994.
- [85] J. S. Wu and K. C. Tseng, "Analysis Of Micro-Scale Gas Flows With Pressure Boundaries Using Direct Simulation Monte Carlo Method," *Comput. Fluids*, vol. 30, no. 6, pp. 711–735, 2001.
- [86] V. K. Dogra, R. G. Wilmoth, and J. N. Moss, "Aerothermodynamics Of A 1.6-Meter-Diameter Sphere In Hypersonic Rarefied Flow," *AIAA J.*, vol. 30, no. 7, pp. 1789–1794, 1992.
- [87] T. J. Bartel, J. E. Johannes, and T. R. Furlani, "Trace Chemistry Modelling With DSMC In Chemically Reacting Plasmas," 1998.
- [88] F. Einar Kruis, A. Maisels, and H. Fissan, "Direct Simulation Monte Carlo Method For Particle Coagulation And Aggregation," *AIChE J.*, vol. 46, no. 9, pp. 1735–1742, 2000.
- [89] F. Yan, "Computations Of Low Pressure Fluid Flow And Heat Transfer In Ducts Using The Direct Simulation Monte Carlo Method," *J. Heat Transfe*, vol. 124, no. 4, pp. 609–616, 2002.
- [90] Z. L. a Moran Wang a, b, "Gas Mixing In Microchannels Using The Direct Simulation Monte Carlo Method," *Int. J. Heat Mass Transf.*, vol. 49, no. 9–10, pp. 1696–1702, 2006.
- [91] M. Le and I. Hassan, "DSMC Simulation Of Gas Mixing In T-Shape Micromixer," *Therm. Eng.*, vol. 27, no. 14–15, pp. 2370–2377, 2007.
- [92] C.-H. C. and F.-L. Liao, "DSMC Analysis of Rarefied Gas Flow Over a Rectangular Cylinder at All Knudsen Numbers," *J. Fluids Eng.*, vol. 122, pp. 720–729, 2000.
- [93] I. D. Boyd, "Modeling Of Associative Ionization Reactions In Hypersonic Rarefied Flows," *Phys. Fluids*, vol. 19, no. 9, 2007.

- [94] I. D. Boyd, "Vectorization Of A Monte Carlo Simulation Scheme For Nonequilibrium Gas Dynamics," *J. Comput. Phys.*, vol. 96, no. 2, pp. 411–427, 1991.
- [95] J. N. Moss, "Direct Simulation Monte Carlo Simulations Of Ballute Aerothermodynamics Under Hypersonic Rarefied Conditions," *J. Spacecr. Rockets*, vol. 44, no. 2, pp. 289–298, 2007.
- [96] D. F. G. Rault, "Aerodynamics Of Shuttle Orbiter At High Altitudes," *AIAA 28th Thermophys. Conf.*, vol. 31, no. 6, 1993.
- [97] K. C. Kannenberg and I. D. Boyd, "Development Of A 3D Parallel DSMC Code For Plume Impingement Studies," 1996.
- [98] K. C. Kannenberg, I. D. Boyd, and S. Dietrich, "Development Of An Object-Oriented Parallel DSMC Code For Plume Impingement Studies," *30th Thermophys. Conf.*, 1995.
- [99] J. H. Park, S. W. Back, and J. S. Kim, "Direct Simulation Monte Carlo Analysis Of Thruster Plumes/Satellite Base Region Interaction," *AIAA J.*, vol. 42, no. 8, pp. 1622–1632, 2004.
- [100] K. C. Tseng, L. H. Hu, T. C. Kuo, Y. Sen Chen, U. M. Lee, and J. S. Wu, "Disturbance Analysis From Plume Impingement By Using The Parallel DSMC Code (PDSC)," in *Collection of Technical Papers - 39th AIAA Thermophysics Conference*, 2007, vol. 2, no. June, pp. 1219–1228.
- [101] I.D.Boyd, "Modeling Of Sattelite Control Thruster Plumes," 1988.
- [102] C. Pardini, L. Anselmo, K. Moe, and M. M. Moe, "Drag And Energy Accommodation Coefficients During Sunspot Maximum," *Adv. Sp. Res.*, vol. 45, no. 5, pp. 638–650, 2010.
- [103] G. E. Cook, "Satellite Drag Coefficients," *Planet. Space Sci.*, vol. 13, no. 10, pp. 929–946, 1965.
- [104] B. R. Bowman, "Drag Coefficient Variability At 175-500 km From The Orbit Decay Analyses Of Spheres," *AAS Publications Office*. pp. 5–257, 2005.
- [105] E. D. K. Moe, M. Moe, "Outstanding Issues Related To Thermospheric Measurements And Modeling," *presented at the COSPAR meeting, Bremen*. 2010.
- [106] D. G. K.-H. and E. QUINN, "The Variation Of Upper-Atmosphere Density Between Sunspot Maximum (1957-1958) And Minimum," *J. ul Atmos. Terr. Phys.*, vol. 27, pp. 197–209, 1965.
- [107] Frank A. Marcos and et al., "Towards Next Level Satellite Drag Modeling," 2010.
- [108] M.F. Storz et al, "High Accuracy Satellite Drag Model (HASDM)," *Adv. Sp. Res.* 36, pp. 2497–2505, 2005.
- [109] R. Schamberg, "Analytic Representation of Surface Interaction For Free Molecule Flow with Application to Drag of Various Bodies," *Tech. Rep. R-339, RAND*

- Corp.*, 1959.
- [110] E. K. Sutton, "Effects Of Solar Disturbances On The Thermosphere Densities And Winds From CHAMP And GRACE Satellite Accelerometer Data," 2008.
 - [111] E. Doornbos *et al.*, "Air Density Models Derived From Multi-Satellite Drag Observations," *Design*, no. May. p. 317, 2009.
 - [112] K. Moe, M. M. Moe, and S. D. Wallace, "Improved Satellite Drag Coefficient Calculations From Orbital Measurements Of Energy Accommodation," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 35, no. 3. pp. 266–272, 1998.
 - [113] K. Moe, M. M. Moe, and S. D. Wallace, "Drag Coefficients Of Spheres In Free-Molecular Flow," *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 93 PART 1. pp. 391–405, 1996.
 - [114] K. Moe and M. M. Moe, "Gas Surface Interactions And Satellite Drag Coefficients," *Planet. Space Sci.*, vol. 53, no. 8, pp. 793–801, 2005.
 - [115]. E. M. Gaposchkin, "Calculation Of Satellite Drag Coefficients," *Tech. Rep. 998, Lincoln Lab. MIT, Lexington, MA, USA*, 1994.
 - [116] J. A. Storch, "Aerodynamic Disturbances On Rapidly Rotating Spacecraft In Free-Molecular Flow," *Engineering Construction and Operations in Challenging Environments Earth and Space 2004: Proceedings of the Ninth Biennial ASCE Aerospace Division International Conference*. pp. 429–436, 2004.
 - [117] M. M. Moe, S. D. Wallace, and K. Moe, "Refinements In Determining Satellite Drag Coefficients - Method For Resolving Density Discrepancies," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 16, no. 3. pp. 441–445, 1993.
 - [118] B. P. Graziano, "Computational Modelling Of Aerodynamic Disturbances On Spacecraft Within A Concurrent Engineering Framework," 2007.
 - [119] A. D. Anderson, "A Simple Model For Atmospheric Density Variations Between 200km And 800km," *J. Atmos. Sci.*, vol. 19, no. 3, pp. 207–217, 1962.
 - [120] "1976 US Standard Atmosphere," *Natl. Aeronaut. Sp. Adm.*, p. 400, 1961.
 - [121] L. H. sentman, "Free Molecule Flow Theory and Its Application to the Determination of Aerodynamic Forces," 1961.
 - [122] P. M. Mehta, C. A. McLaughlin, and E. K. Sutton, "Drag coefficient Modeling For Grace Using Direct Simulation Monte Carlo," *Adv. Sp. Res.*, vol. 52, no. 12, pp. 2035–2051, 2013.
 - [123] E. K. Sutton, R. S. Nerem, and J. M. Forbes, "Density And Winds In The Thermosphere Deduced From Accelerometer Data," *J. Spacecr. Rockets*, vol. 44, no. 6, pp. 1210–1219, 2007.
 - [124] E. K. Sutton, "Normalized Force Coefficients For Satellites With Elongated Shapes," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 46, no. 1. pp. 112–116, 2009.
 - [125] R Schamberg; Rand Corporation, *New Analytic Representation Of Surface*

- Interaction For Hyperthermal Free Molecular Flow*. 1959.
- [126] D. A. Vallado and D. Finkleman, "A Critical Assessment Of Satellite Drag And Atmospheric Density Modeling," 2008.
 - [127] D. A. Vallado, *Fundamentals Of Astrodynamics And Applications*. 2007.
 - [128] P. N. Karr, G. R., Gregory, J. C., and Peters, "Free Molecule Drag And Lift Deduced From Shuttle Flight Experiment," in *Proceedings of the 15th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics*, 1987, pp. 609–617.
 - [129] P. N. Gregory, J. C., and Peters, "A Measurement Of The Angular Distribution Of Atomic Oxygen Scattered Off A Solid Surface In Earth Orbit," *Proceedings of the 15th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics*. 1986.
 - [130] G. S. Reiter and K. Moe, "Surface Particle Interaction Measurements Using Paddlewheel Satellites," *Symp. Boston, MA*, vol. 6, pp. 6–20, 1968.
 - [131] K. Moe, "Density And Composition Of The Lower Thermosphere," *J. Geophys. Res.*, vol. 78, no. 10, pp. 1633–1644, 1973.
 - [132] L.G.Jacchia, "Revised Static Models For The Thermosphere And Exosphere With Empirical Temperature Profiles." .
 - [133] S. R. Omar and J. M. Wersinger, "Satellite Formation Control Using Differential Drag," 2015.
 - [134] M. P. et Al., "Differential Drag Based Roto Translational Control For Propellant Less Spacecraft," *Acta Astronaut.* 114, vol. 114, pp. 6–21, 2015.
 - [135] D. Pérez and R. Bevilacqua, "Differential Drag Based Reference Trajectories For Spacecraft Relative Maneuvering Using Density Forecast," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 53, no. 1. pp. 234–239, 2016.
 - [136] "Guidance And Navigation For Entry Vehicles," *National Aeronautics and Space Administration*. 1968.
 - [137] J. P. Knudsen, Martin, "The Kinetic Theory Of Gases: Some Modern Aspects.," *J. Phys. Chem.*, vol. 39, no. 2, 1934.
 - [138] M. M. Moe, S. D. Wallace, and K. Moe, "Recommended Drag Coefficients For Aeronomic Satellites," *Geophys. Monogr. Ser.*, vol. 87, pp. 349–356, 1995.
 - [139] K. Moe and M. M. Moe, "The Effect Of Adsorption On Densities Measured By Orbiting Pressure Gauges," *Planet. Space Sci.*, vol. 15, no. 8, pp. 1329–1332, 1967.
 - [140] P. M. Mehta, A. Walker, C. A. McLaughlin, and J. Koller, "Comparing Physical Drag Coefficients Computed Using Different Gas Surface Interaction Models," *J. Spacecr. Rockets*, vol. 51, no. 3, pp. 873–883, 2014.
 - [141] R. Votta, A. Schettino, and A. Bonfiglioli, "Hypersonic High Altitude Aerothermodynamics Of A Space Re-entry Vehicle," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 25, no. 1, pp. 253–265, 2013.

- [142] V. D. Program and T. Flows, “The DS3V Program User’s Guide,” *City*. 2006.
- [143] J. N. Moss, C. E. Glass, and F. A. Greene, “DSMC Simulations Of Apollo Capsule Aerodynamics For Hypersonic Rarefied Conditions,” *9th AIAA/ASME Jt. Thermophys. Heat Transf. Conf. Proc.*, vol. 3, pp. 1733–1750, 2006.
- [144] L. H. Sentman, *Free Molecule Flow Theory And Its Application To The Determination Of Aerodynamic Forces*. 1961.
- [145] Kazuhisa fujita and Atsushi noda, “Aerodynamics Of Satellites On A Super Low Earth Orbit,” in *26th International Symposium*, 2009, pp. 772–777.
- [146] Virendra K. Dogra and James N. Moss, “Hypersonic Rarefied Flow About Plates At Incidence,” *AIAA J.*, vol. 29, pp. 1250–1258, 1991.
- [147] G. A. Bird, *The DSMC Method*. 2013.
- [148] E. S. Oran, C. K. Oh, and B. Z. Cybyk, “Direct Simulation Monte Carlo: Recent Advances And Applications,” *Annu. Rev. Fluid Mech.*, vol. 30, pp. 403–441, 1998.
- [149] H. S. Tsien, “Superaerodynamics, Mechanics Of Rarefied Gases,” *J. Aeronaut. Sci.*, pp. 653–664, 1946.
- [150] G. A. Bird, “Direct Simulation Of High Vorticity Gas Flows,” *Phys. Fluids*, vol. 30, no. 2. pp. 364–366, 1987.
- [151] G. A. Bird, “Direct Simulation And The Boltzmann Equation,” *Phys. Fluids*, vol. 13, no. 11, pp. 2676–2681, 1970.
- [152] K. Nanbu, “Numerical Simulation Of Boltzmann Flows Of Real Gases,” *Springer, New York*, pp. 120–138, 1991.
- [153] S. Dietrich, “An Efficient Computation Of Particle Movement In 3D DSMC Calculations On Structured Body-tted Grids,” *17th Int. Symp. Rareed Gas Dyn.*, 1991.
- [154] M. Laux, “Optimization And Parallelization Of The DSMC Method On Unstructured Grids,” *32nd AIAAThermophysics Conf.*, no. 4, 1997.
- [155] M. USAMI and T. NAKAYAMA, “Intermolecular Collision Scheme Of DSMC Taking Molecular Locations within A Cell Into Account,” in *AIP Conference Proceedings*, 2003, pp. 374–381.
- [156] R. G. Wilmoth, G. J. Lebeau, and A. B. Carlson, “DSMC Grid Methodologies For Computing Low Density, Hypersonic Flows About Reusable Launch Vehicles,” 1996.
- [157] R. P. Nance, R. G. Wilmoth, and H. A. Hassan, “Comparison Of Grid Definition Schemes For Monte Carlo Simulations,” *J. Thermophys. Heat Transf.*, vol. 11, no. 2, pp. 296–303, 1997.
- [158] F. Stollmeier and M. Grabe, “A Voronoi Grid And A Particle Tracking Algorithm For DSMC,” *AIP Conf. Proc.*, pp. 331–336, 2011.

- [159] K. KOURA, “Improved Null-Collision Technique In The DSMC,” *Comput. Math. Applic.*, vol. 35, no. 1, pp. 139–154, 1998.
- [160] K. Koura, “Null Collision Technique In The Direct Simulation Monte Carlo Method,” *Phys. Fluids*, vol. 29, no. 11, p. 3509, 1986.
- [161] G.A.Bird, “Perception Of Numerical Methods In Rarefied Gasdynamics,” *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. pp. 211–226, 1989.
- [162] T. Abe, “Generalized Scheme Of The No-Time-Counter Scheme For The DSMC In Rarefied Gas Flow Analysis,” *Comput. Fluid*, vol. 22, no. 2/3, pp. 253–257, 1993.
- [163] W. Wagner, “Monte Carlo Methods And Numerical Solutions,” *AIP Conference Proceedings*, vol. 762. pp. 459–466, 2005.
- [164] R. C. Palharini and A, “Atmospheric Reentry Modelling Using An Open-Source DSMC Code,” 2014.
- [165] W. F. N. Santos, “Gas-Surface Interaction Effect On Round Leading Edge Aerothermodynamics,” *Brazilian J. Phys.*, vol. 37, no. 2 A, pp. 337–348, 2007.
- [166] J. C. Maxwell, “On Stresses In Rarified Gases Arising From Inequalities Of Temperature,” *The Scientific Papers of James Clerk Maxwell*. pp. 681–712, 2013.
- [167] R. G. Lord, “Application Of The Cercignani-Lampis Scattering Kernel To The Direct Simulation Monte Carlo Calculations,” *17th Int. Symp. Rarefied Gas Dyn*, pp. 1427–1433, 1990.
- [168] R. G. Lord, “Some Extensions To The Cercignani-Lampis Gas-Surface Scattering Kernel,” *Phys. Fluids A*, vol. 3, no. 4, pp. 706–710, 1991.
- [169] R. G. Lord, “Some Further Extensions Of The Cercignani-Lampis Gas-Surface Interaction Model,” *Phys. Fluids*, vol. 7, no. 5, pp. 1159–1161, 1995.
- [170] C. White, “Benchmarking, Development And Applications Of An Open Source DSMC Solver,” University of Strathclyde, Glasgow, Scotland, 2013.
- [171] R. C. P. Thomas J. Scanlon, Craig White, Matthew K. Borg, “Open Source Direct Simulation Monte Carlo Chemistry Modeling For Hypersonic Flows,” *AIAA J.*, vol. 53, no. 6, pp. 1670–1680, 2015.
- [172] “Iranhost.com/blog/linux.” .
- [173] Razian, “faradars.org.” .
- [174] B. Moradi, “sokanacademy.com.” .
- [175] O. Website, “URL <http://www.openfoam.com/>.” .
- [176] N. G. et al. Hadjiconstantinou, “Statistical Error In Particle Simulations Of Hydrodynamic Phenomena,” *Journal of Computational Physics*, vol. 187, no. 1. pp. 274–297, 2003.

Abstract

High-altitude research, concerning the characteristics of free molecular flow in aerospace, has become more prominent in recent years, from the return of the biocapsule to the placement of the satellite in orbit. Rarefied gas, due to the conditions of fluid discontinuity and its non-equilibrium in the atmosphere, it is not possible to use conventional methods of computational fluid dynamics because of assumption of continuity prevails over computational fluid dynamics (CFD) equations. For this reason, the computational method of discontinuous fluid in rarefied gas flow has been developed similar to the DSMC method. In this dissertation, the aim is to calculate the drag force on the satellite. Initially, the ultrasonic flow on a flat plate in the free molecular flow regime is investigated by direct Monte Carlo simulation using Fortran numerical code and OpenFoam software. In this regard, using the developed two-dimensional numerical code DMSC, a flat plate and aerodynamic force calculations are studied and simulated. The developed numerical code with an error of about 10% is shown to be a reliable tool for calculations related to dilute gas regime in high Nudson numbers. Due to the difficulty of entering any type of geometry in the numeric code, OpenFoam software has been used and the results of a flat page have been reviewed and re-validated. It has been shown that the software is capable of predicting dilute gas flow at a speed of 1412.5 m / s at a density of $3e19$ kg / m³ with an error of less than 15%. In order to develop the results, the vertical plane in front of the current has been simulated by the software and the aerodynamic forces on such a plane have been calculated in the presence of a satellite in Leo orbit. It has been shown that in the conditions of very rarefied gas at an altitude of 150 km, the density is $2.074e-9$ kg / m³ and the flow velocity is 2500 m / s. Then, in order to innovate in the results, the aerodynamic coefficients entered on the screen at different angles are investigated. The developed software can be implemented for any type of geometry to calculate the drag force on the satellite and can be used for research in this field.

Keywords: Rarefied gas flow- Direct simulation monte carlo- Flat plate- Drag coefficient satellite-Openfoam



Shahrood University of Technolog

Faculty of Mechanical and Mechatronics Engineering

M.Sc.(M.A.) Thesis in Aerospace Engineering

Simulation of Applied Drag Force on Satellite using Direct Simulation Monte Carlo

By:Saeid Eskandari

Supervisors:

Dr.Ali Sarreshtehdari

Dr. Ramin Zakeri

Advisor:

Dr.Ramin Kamali Moghadam

October 2021