

محاسبه ضریب نیروی مقاوم اجسام محدب در جریان ملکولی آزاد و مطالعه اثر پارامترهای مختلف بر آن

پرویز جعفری^۱، مهدی معرفت^{۲*}، سید محمد حسین کریمیان^۳

۱- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه تربیت مدرس

۲- استادیار بخش مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه تربیت مدرس

۳- استاد دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

* تهران، صندوق پستی ۱۴۳-۱۴۱۱۵

Maerefat @ modares.ac.ir

(دریافت مقاله: بهمن ۱۳۸۱، پذیرش مقاله خرداد ۱۳۸۳)

چکیده - در مطالعه حاضر نحوه محاسبه ضریب نیروی مقاوم اجسام محدب در جریان ملکولی آزاد همراه با تصحیحات مربوط به استفاده از مدل اتمسفر، بیان و بررسی شده است. بدین منظور اجسام محدب ساده ای مانند کره و مخروط و نیز اجسام محدبی که حاصل ترکیب این اجسام ساده می باشند، توسط نرم افزار SolidWorks و Ansys مدل سازی و شبکه بندی سطحی شده و ضریب نیروی مقاوم آنها در جریان ملکولی آزاد محاسبه و با نتایج موجود مقایسه شده است. همچنین مدل HSN برای اندرکنش گاز - سطح معرفی و در نهایت برای محاسبه ضریب نیروی مقاوم مدل های نمونه ای از موشک و ماهواره استفاده شده است. نتایج حاصل، حاکی از دقت بالای برنامه نوشته شده بوده و نشانگر این مطلب است که مدل سازی اتمسفر در قالب تغییرات ثابت گازها R با ارتفاع قابل چشم پوشی نیست. همچنین ضرایب به دست آمده از مدل HSN مقادیر کمتری را نسبت به مدل استاندارد نچپلا دارند.

کلید واژگان: گاز دینامیک رقیق؛ جریان ملکولی آزاد؛ اندرکنش گاز - سطح؛ ضریب نیروی مقاوم.

۱- مقدمه

هر فضایما در مسیر پرواز خود چند رژیم جریان مختلف را تجربه می کند و محدوده هر یک از این رژیم های جریان با توجه به ابعاد، ارتفاع پرواز و سرعت فضایما تعیین می شود. ترتیب قرار گرفتن این میدان های جریان از سطح زمین چنین است:

۱- میدان جریان پیوسته

۲- میدان جریان انتقالی

۳- میدان جریان ملکول آزاد

برای پیش بینی مسیر پرواز جسم پرنده، در هر زمان و شرایطی (ارتفاع، ماخ، زاویه حمله و ...) باید نیروهای وارد بر آن را - که به صورت ضرایب آیرودینامیکی بیان می شوند - در دسترس داشته باشیم. به دست آوردن نیروهای آیرودینامیکی حول بدنه جسم پرنده در رژیم جریان پیوسته، با حل معادلات ناویر-استوکس حول بدنه حاصل می شود. برای ارتفاعهای زیاد، به علت این که هر یک از ملکول های گاز به عنوان ذره ای جدا عمل می کند (به علت رقیق بودن اتمسفر) بنا بر این معادلات ناویراستوکس

در این نواحی قابل کاربرد نخواهند بود و به جای آن از معادلات بولتزمن استفاده می شود. از طرف دیگر اجسام پرنده ای که قسمتی از زمان پرواز خود را در این ارتفاعها می گذرانند سرعت بالایی دارند، بنابراین در محدوده جریانه‌های ماورای صوت^۱ پرواز خواهند کرد که در نتیجه مسایل و آثار جریانه‌های ماورای صوت نیز بر روی آنها قابل بحث و تأمل خواهد بود [۱].

مطمئناً به دست آوردن نیروها و ممانهای آیرودینامیکی در جریانه‌های ملکول آزاد برای شکلهای پیچیده به روش تحلیلی مقدور نبوده و باید آنها را با روشهای عددی به دست آورد [۲]. در حل به روش عددی، یکی از مشکلات در محاسبه ضرایب آیرودینامیکی، مدلسازی اندرکنش گاز-سطح است. در ارتفاعهای بالا، اطلاعات دقیقی از چگونگی و کیفیت برخورد و انعکاس ذرات با سطح جسم در دست نیست. در گذشته برای به دست آوردن نیروی پسا^۲، معمولاً انعکاس ذرات گاز را به صورت مدل پخش^۳ با تطابق کامل انرژی بین ذرات برخورد کننده و انعکاس یافته، در نظر می گرفتند. اما به تدریج مطالعات تجربی نشان داده است که این فرضها کاملاً بر واقعیت محیط اطراف فضاییما منطبق نیست. مدل اندرکنش معمولی - که غالباً برای محاسبه ضرایب آیرودینامیکی استفاده می شود - به کارگیری دو ضریب تطابقی برای تعریف درجه تغییر ممتد بین جریان ملکولهای برخورد کننده و سطح فضاییما بوده است. معمولاً این ضرایب را به صورت مقادیری ثابت استفاده می کرده اند اما مطالعات تجربی نشان داده است که این ضرایب به طور بسیار شدیدی به زاویه برخورد و نیز انرژی ذرات برخوردی وابسته است [۳].

در پرواز با سرعت ماورای صوت در ارتفاعهای بسیار

بالا، اندرکنش های گاز - سطح و فرایند فیزیکی حاکم بر آن، از پارامترهای مهم و تأثیرگذار بر نیروهای آیرودینامیکی و انتقال حرارت در جسم پرنده است. درک کنونی ما از این اندرکنش ها بسیار محدود است، به ویژه برای تصادم های پر انرژی گاز - سطح که در طول پرواز مداری یا شرایط ورود به جو روی می دهد. پیش بینی رفتار آیرودینامیکی، وابسته است به تعیین مدل‌های مناسب برای اندرکنش گاز - سطح، بنابراین مدل‌های مختلفی در این رابطه ارائه و به کار گرفته شده است که مبتنی اند بر مشاهده نتایج تجربی به دست آمده از تستهای پروازی و نیز آزمایشگاهی. به عنوان مثال مدل ماکسولی - که بر ترمودینامیک کلاسیک استوار است - در گذشته به طور وسیعی استفاده شده است، اما در حال حاضر با مشاهده نتایج تجربی و نیز آزمایشهای متعددی که در آزمایشگاههای مجهز صورت می پذیرد، مدل‌هایی مانند CL^۴، CLL^۵ و HSN^۶ به کار برده می شوند [۳-۸].

قابل ذکر است که محاسبه این ضرایب از سالها پیش در جهان به روش کلاسیک و در سالهای اخیر به روش DSMC^۷ انجام شده و همچنان برای بهبود نتایج تلاش می شود [۹]. از کارهای معدود انجام شده در ایران می توان به تحقیق جعفری و کریمیان در سال ۷۶ [۱۰] اشاره کرد. در تمام کارهای عنوان شده، از مدل نچیل^۸ برای اندرکنش ذره - سطح استفاده شده است. همچنین در تمامی موارد فوق از مقدار ثابت ۲۸۷ (J/kg.K) برای R (ثابت جهانی گازها) استفاده شده است.

در مطالعه حاضر ضریب نیروی مقاوم اجسام محدب در جریان ملکولی آزاد، با استفاده از مدل اندرکنش گاز -

4. Cercignani-Lampis

5. Cercignani-Lampis-Lord

6. Hurlbut-Sherman-Nocilla

7. Direct Simulation Monte Carlo

8. Nocilla

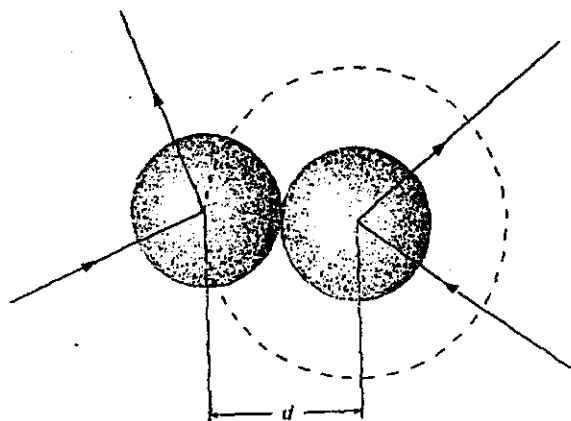
1. Hypersonic

2. Drag

3. Diffusion

ملکول می تواند باشد. بنابراین همچنان که در شکل ۱ نشان داده شده، دو ملکول وقتی تصادم می کنند که مسیر حرکت آنها طوری باشد که فاصله بین مرکزهای آنها تا مقدار d کاهش پیدا کند. سطح مقطع کلی تصادم برای این ملکولها عبارتست از:

$$\sigma_T = \pi d^2 \quad (2)$$



شکل ۱ طرحواره‌ای از تصادم بین دو کره سخت با قطر d

لغت "ملکول" به عنوان عبارتی عمومی استفاده شده و شامل ملکولهای تک اتمی که تنها یک اتم منفرد دارند و ملکولهای دو اتمی با دو اتم جداگانه و همچنین ملکولهای چند اتمی با بیشتر از دو اتم جداگانه می شود. نسبت فضای اشغال شده توسط گازی که عملاً شامل یک ملکول است برابر $(\frac{d}{\delta})^3$ است. رابطه (۱) نشان می دهد که برای چگالی‌های به اندازه کافی کوچک، فضای ملکولی δ در مقایسه با قطر ملکولی d بسیار بزرگ است. در چنین شرایطی، فقط بخش فوق العاده کوچکی از فضا توسط ملکولها اشغال شده و بنابراین هر یک از ملکولها، بخش بسیار بزرگی از مسیر حرکتی خود را در خارج از محدوده تأثیرپذیر از ملکولهای دیگر طی خواهد کرد. بنابراین چنانچه در این حالت تصادمی روی دهد، می توان مطمئن

سطح نچپلا محاسبه شده است. در این محاسبه تصحیحات مربوط به تغییر دما با ارتفاع و همچنین تغییر ثابت گاز R با ارتفاع، در نظر گرفته شده و نیز اثر پارامترهای مختلفی مانند نسبت سرعت، نسبت دمای دیوار به دمای محیط بر این ضریب، بحث و بررسی شده است. علاوه بر این مدل HSN نیز برای اندرکنش گاز - سطح معرفی شده و در نهایت برای محاسبه ضریب نیروی مقاوم اجسام محدب استاندارد، مانند کره و مخروط و مدل‌های نمونه ای از موشک و ماهواره استفاده شده است. ملاحظه شده که مدل HSN ضرایب آیرودینامیکی را کمتر از مدل استاندارد نچپلا پیش بینی می کند.

در ادامه پس از تعریف گاز ساده، روش محاسباتی و مدل‌های مختلف مورد استفاده در کار حاضر، یعنی مدل اتمسفر و مدل اندرکنش گاز - سطح معرفی شده و سپس برنامه کامپیوتری و نحوه مدلسازی جسم پرنده توضیح داده می شود. در انتها، نتایج به دست آمده، بررسی شده است.

۲- گاز رقیق ساده

تعداد ملکولهای موجود در یک مول از گاز، ثابت فیزیکی بسیار مهمی است که عدد آووگادرو نامیده می شود (N_A). قانون آووگادرو بیان می دارد که فضای اشغال شده توسط یک مول گاز در دما و فشار معین، برای تمامی گازها یکسان است. تعداد ملکولها بر واحد حجم، یا چگالی عددی (n)، برای گاز وابسته به دما و فشار، اما از ترکیب گاز مستقل است [۱۱]. حجم متوسط در دسترس هر ملکول برابر $\frac{1}{n}$ است، بنابراین فضای متوسط ملکولی δ بر طبق رابطه (۱) بیان می شود.

$$\delta = n^{-1/3} \quad (1)$$

کره الاستیک سخت با قطر d ، مدل بسیار ساده اما مفیدی از

فراخواننده و سطح آن المان بندی شده است. بدین ترتیب با یک برنامه کامپیوتری واسط، خروجی های ایجاد شده توسط نرم افزار Ansys - که شامل مختصات گره ها و نیز شماره المانها و گره های تشکیل دهنده آنها است - به یک فایل ورودی برای برنامه اصلی - که وظیفه محاسبه ضرایب آیرودینامیکی و انتقال حرارت جسم پرنده را دارد - تبدیل شده است.

اکنون با داشتن مختصات هندسی المانهای سطح و نیز خواص پرتوی ملکولی برخورد کننده به آن، ضریب فشار و ضریب نیروی برشی را در هر یک از این المانها می توان به دست آورد (با استفاده از معادلات بولتزمن). [۴] با توجه به این ضرایب و نیز خواص جریان، نیروهای المانی محاسبه و از جمع برداری این نیروها، نیروی کل اعمال شده بر جسم پرنده مطابق با رابطه (۴) تعیین می شود [۲]:

$$\frac{\hat{F}}{q_{\infty}} = \sum_{i=1}^m \{C_{p_i} (-\hat{n}_i) + C_{\tau_i} [\hat{n}_i \times (\hat{V}_{\infty} \times \hat{n}_i)]\} \Delta S_i \quad (4)$$

که در آن:

\hat{F} : نیروی آیرودینامیکی اعمال شده بر جسم پرنده

C_{p_i} : ضریب فشار بر روی المان سطح

ΔS_i : المان سطح

C_{τ_i} : ضریب نیروی برشی بر روی المان سطح

\hat{n}_i : بردار واحد عمود بر سطح

\hat{V}_{∞} : بردار واحد سرعت جریان آزاد

q_{∞} : فشار دینامیکی جریان آزاد

در مورد اجسامی که سطح خارجی آنها انحنا شدیدی دارد، این المان بندی باید تا حدی ممکن ریز انتخاب شود. با استفاده از نرم افزارهای SolidWorks و Ansys، قابلیت مدل سازی و المان بندی شکلهای کاملاً پیچیده، فارغ از هر

بود که یک تصادم دوتایی بین فقط دو ملکول روی داده است. چنین وضعیتی در شرایط زیر روی می دهد:

$$\delta \gg d \quad (3)$$

چنین گازی به گاز رقیق^۱ معروف است.

۳- روش محاسباتی

مراحل مهم و اساسی در روش مورد استفاده در کار حاضر عبارتند از [۴]:

- ۱- تعیین وضعیت جسم پرنده نسبت به جریان (از نظر مختصات و زوایای مورد استفاده)؛
- ۲- تعیین شرایط جریان و سطح جسم پرنده (نسبت سرعت، نسبت دمای سطح به دمای جریان و ...)؛
- ۳- المان بندی کامل سطح بدون حفاظ جسم پرنده به صفحات مسطح چهار یا سه گوش و تعیین مختصات هر یک از گوشه ها؛
- ۴- محاسبه نیروهای المانی با استفاده از مدل های مختلف اندرکشن گاز- سطح و نیز استفاده از مقادیر ثابت و متغیر برای ضرایب تطابق ممتم؛
- ۵- به دست آوردن نیروها و ممانهای کلی با استفاده از نیروهای المانی.

بدین ترتیب به منظور تعیین ضریب نیروی مقاوم اجسام محدب در رژیم جریان ملکولی آزاد، ابتدا شکل جسم پرنده مورد نظر توسط نرم افزار SolidWorks ترسیم شده است. سپس از آنجا که بخشهای مختلف سطح جسم پرنده با جریان ملکولی برخورد کننده زوایای گوناگونی ایجاد می کنند لذا لازم است سطح جسم محدب به المانهای مسطح ریزی تقسیم گردد، به گونه ای که بتوان خواص جریان را در تمامی نقاط آن المان یکسان فرض کرد. بدین منظور مدل جسم توسط نرم افزار Ansys

ارتفاعهای مختلف محاسبه و برای تعیین ضریب نیروی مقاوم جسم پرنده در جریان ملکولی آزاد استفاده شده است:

$$s = M \sqrt{\frac{\gamma}{2}} \quad (5)$$

و بدین ترتیب اثر اصلاح این پارامتر بر ضریب نیروی مقاوم بررسی شده است.

۵- مدل اندرکنش گاز - سطح

در این بخش ابتدا ضرایب تطابقی^۱ و سپس مدل اندرکنش HSN معرفی و روابط آن آورده شده است.

۵-۱- ضرایب تطابقی

برای تشریح طبیعت و ماهیت اندرکنش بین ملکولها با سطح جسم پرنده از نظر تبادل حرارت و ممتم، تعریف کردن ضرایبی که - خواص جریانهای ملکولی برخورد کننده به سطح و جریانهای ملکولی انعکاس یافته از سطح را به یکدیگر ربط دهد - لازم به نظر می رسد [۱۳]. چنین ضرایبی را ضرایب تطابقی می نامیم که عبارتند از ضرایب تطابق ممتم و ضریب تطابق انرژی.

ضرایب تطابق ممتم σ_n و σ_t بترتیب در جهت عمود و مماس بر سطح تعریف شده و عبارتند از:

$$\sigma_n \equiv \frac{P_i - P_t}{P_i - P_w} \quad (6)$$

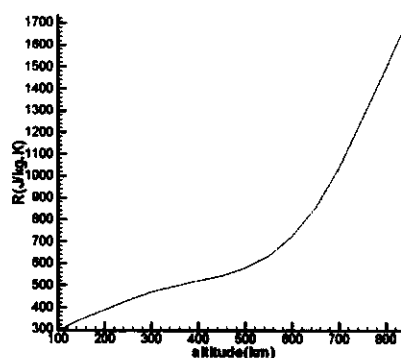
$$\sigma_t \equiv \frac{\tau_i - \tau_t}{\tau_i} \quad (7)$$

زیر نویسهای α و β به مؤلفه های برخورد کننده و انعکاس یافته داشته را نشان می دهند و w مؤلفه ای است که در صورت انعکاس ذرات به صورت توزیع ماکسولی مطابق با دمای دیوار، تولید خواهد شد.

گونه اشتباهی فراهم می شود.

۴- مدلسازی اتمسفر

تغییرات چگالی عناصر تشکیل دهنده اتمسفر بر حسب ارتفاع و نیز کاهش کلی وزن ملکولی هوا با افزایش ارتفاع، از عوامل تأثیرگذار و مهم در محاسبه نیروهای اعمال شده بر جسم پرنده در جو رقیق است. این اثر، جدای از تأثیر تغییرات دما به دلیل تغییر ارتفاع است. پارامتری که به طور مستقیمی از ترکیب عناصر تشکیل دهنده اتمسفر تأثیر می پذیرد، R ، ثابت گاز است. این پارامتر در سطح زمین و برای هوا، 287 (J/kg.K) است. اما با افزایش ارتفاع و تغییر درصد ترکیب عناصر هوا، R تا مقدار حدود 1714 (J/kg.K) در ارتفاع 800 (km) می رسد. تغییرات این پارامتر با ارتفاع در شکل ۲ آورده شده است. از طرف دیگر پارامتر نسبت ظرفیت حرارتی γ نیز برای هوا در شرایط مختلف دمایی متغیر است اما این تغییرات چشمگیر نیست، طوری که برای گازی با ملکولهایی به شکل کره سخت الاستیک، مقدار γ برابر $1/4$ در نظر گرفته می شود [۱۲].



شکل ۲ تغییرات R بر حسب ارتفاع

در کار حاضر با استفاده از جداول استاندارد اتمسفر، مقدار واقعی R و T_∞ در ارتفاعهای مختلف استخراج و محاسبه شده است. سپس با استفاده از این نتایج و برای سرعت ثابت فضاییما، پارامتر نسبت سرعت s ، در

استفاده شده که با روابطی آنها را از مقادیر معلوم ملکولها و جریان برخورد کننده به سطح جسم پرنده و نیز فرضیات مدل مذکور به دست می آوریم. این مدل بر مشاهداتی استوار است که از مطالعه پرتوهای ملکولی سرعت بالا حاصل شده است. نوجیلا پیشنهاد کرد که توزیع لخته ای شکل خروجی، توسط یک سرعت ماکروسکوپی منفرد تحت زاویه خاص θ_p - که در آن توزیع حرارتی سرعتها تحت دمای موثر T_p منظور شده باشند - قابل جایگزینی است. در مدل HSN شرایط اضافی برای ارتباط U_p و θ_p و S_p به زاویه برخورد θ معرفی شده است. این شرایط از بقای انرژی بین ملکولهای برخورد کننده و سطح جسم پرنده، حاصل می شود. این مدل حاصل کار هرلوت و شرمن بوده و نتایج بهتری نسبت به مدلهای دیگر و نیز حالت ساده مقادیر ثابت برای ضرایب تطابقی، در بر دارد. نتایج به دست آمده با نتایج حاصل از فرض مقادیر ثابت برای ضرایب تطابقی (آنچه در بیشتر کارها متداول است) مقایسه شده و از آنجا که این مدل با واقعیت اندرکنش ذره - سطح بیشتر مطابقت دارد، لذا نتایج حاصل از آن نیز به واقعیت نزدیکتر است. در کار حاضر علاوه بر استفاده از مدل استاندارد نوجیلا در محاسبه ضریب نیروی مقاوم و بررسی اثر پارامترهای مختلف بر آن، از مدل HSN نیز در محاسبه ضریب نیروی مقاوم استفاده شده است.

در مدل HSN ضریب شار ممان عمودی برخورد

کننده به سطح C_{p_i} با عبارت زیر بیان می شود:

$$C_{p_i} = \frac{1}{\sqrt{\pi} S^2} \left\{ s \chi(s\theta) + \frac{1}{2} \sqrt{\pi} [1 + \operatorname{erf}(s\theta)] \right\} \quad (9)$$

و ضریب شار ممان عمودی خروجی از سطح C_{p_e} نیز با عبارت زیر بیان می شود:

ضریب تطابقی α ، ضریب تطابق انرژی است که به صورت زیر تعریف می شود:

$$\alpha \equiv \frac{dE_i - dE_r}{dE_i - dE_w} \quad (8)$$

که در آن dE_i و dE_r به جریانهای انرژی برخورد کننده و انعکاس یافته از سطح بوده و dE_w معرف جریان انرژی است که چنانچه ذرات برخوردی به صورت توزیع ماکسولی مطابق با دمای دیوار انعکاس یابند، از دیوار خارج خواهد شد. تعیین مقادیر ضرایب تطابقی معمولاً با آزمایشهای - گوناگونی که تحت شرایط مختلفی از جمله، زوایای برخورد متفاوت، برخورد ذرات با انرژی های مختلف، سطح جسم با جنسهای متفاوت و دماهای متفاوت سطح، انجام می شوند - صورت می گیرد، زیرا مقادیر ضرایب کاملاً به شرایط گفته شده در بالا وابسته است.

آزمایشهای گوناگونی در گوشه و کنار جهان برای تعیین مقادیر ضرایب تطابقی انجام شده که هر یک از آنها منحنی یا معادله خاصی را برای تغییرات این ضرایب بر حسب زاویه برخورد و انرژی ذرات، معرفی کرده اند. در حالت کلی بعضی از مراجع تغییرات ضرایب را ناچیز شمرده و مثلاً عنوان کرده اند که تغییرات σ_i و σ_n بین ۰/۸ تا ۰/۹ است، و بعضی از مراجع نیز معادلات خاصی را برای تعیین ضرایب پیشنهاد کرده اند. در مرجع [۱۵،۱۴] توضیحات کاملتری درباره این ضرایب آورده شده است.

۵-۲- اندرکنش گاز - سطح بر طبق مدل HSN

این مدل که بر مدل نوجیلا استوار است، توسط هرلوت و شرمن معرفی شده تا ارتباطی بین توزیع های خروجی و جریان برخورد کننده به سطح برقرار کند [۵]. در این مدل از سه پارامتر سرعت ماکروسکوپی خروجی U_p ، نسبت سرعت ملکولی برای ملکولهای انعکاس یافته S_p و جهت راهنما برای بردار سرعت ماکروسکوپی خروجی θ_p

و همچنین سرعت V_∞ و θ_i (زاویه برخورد پرتوی ملکولی به هر المان) براحتی می توان مقادیر θ_r و U_r را به دست آورد.

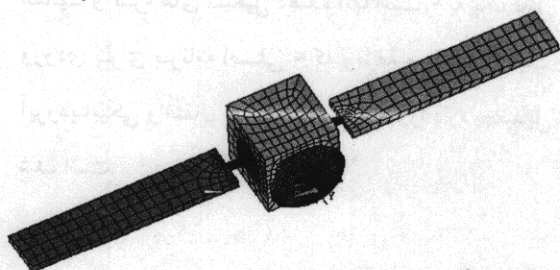
از طرف دیگر با داشتن T_w و α (ضریب تطابق انرژی) و با استفاده از رابطه زیر که توسط مدل HSN بیان شده:

$$T_r = \frac{(V_\infty^2 - U_r^2) - \alpha \left\{ V_\infty^2 - 2RT_w \left[\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)} \right] \right\}}{2R \left\{ \frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)} + A \right\}} \quad (17)$$

که $0 \leq A \leq 0.5$ و در حالت $1 \gg s_r \theta_r$ می توان فرض کرد $A = 0.5$ ، می توان T_r را به دست آورد. با داشتن T_r ، θ_r ، U_r و نیز مشخصه های ورودی (برخورد کننده) جریان، ضرایب فشاری و برشی ارائه شده توسط این مدل براحتی قابل دستیابی است.

۶- برنامه کامپیوتری

به منظور تعیین ضرایب آیرودینامیکی اجسام محدب در جریان ملکولی آزاد با استفاده از معادلات آورده شده در [۴] یک برنامه کامپیوتری به زبان فرترن تهیه شده است. ورودی این برنامه شامل پارامترهای شرایط جریان، مدل اندرکنش گاز - سطح مورد استفاده، مقادیر مرجع و شرایط هندسی المان بندی سطح جسم است. خروجی مورد نظر ضرایب آیرودینامیکی و انتقال حرارت برای جسم پرنده است (شکل ۳ و ۴).



شکل ۳ مدل ماهواره و المان بندی سطح آن (۹۵۳۶ المان)

$$C_{P_r} = \frac{U_r^2}{V_\infty^2 \sqrt{\pi} s_r^2} \sqrt{\frac{T}{T_r}} \frac{\chi(s\theta)}{\chi(s_r\theta_r)} \quad (10)$$

$$\left\{ (s_r\theta_r) \chi(s_r\theta_r) + \frac{1}{2} \sqrt{\pi} [1 + \text{erf}(s_r\theta_r)] \right\}$$

و به همین ترتیب ضریب شار ممان مماس ورودی C_{τ_i} و ضریب شار ممان مماس خروجی C_{τ_r} با روابط زیر بیان می شوند:

$$C_{\tau_i} = \frac{1}{\sqrt{\pi} s} \chi(s_n\theta) \cos \theta \quad (11)$$

$$C_{\tau_r} = \frac{U_r^2}{V_\infty^2 \sqrt{\pi} s_r^2} \sqrt{\frac{T}{T_r}} \chi(s\theta) \cos \theta_r \quad (12)$$

که در معادلات فوق $\chi(s\theta)$ طبق رابطه زیر تعریف شده است:

$$\chi(s\theta) = \left\{ \exp(-s\theta)^2 + \sqrt{\pi} (s\theta) [1 + \text{erf}(s\theta)] \right\} \quad (13)$$

و s_n عبارت است از:

$$s_n = \frac{V_\infty \sin \theta}{\sqrt{2RT_\infty}} \quad (14)$$

با استفاده از معادلات بیان شده برای C_{P_i} ، C_{P_r} ، C_{τ_i} ، C_{τ_r} توسط روابط (۹)، (۱۰)، (۱۱) و (۱۲) و مساوی قرار دادن شار عددی ملکولهای برخورد کننده \dot{N}_i با شار عددی ملکولهای منعکس شده \dot{N}_r و اعمال تعاریف معمول برای σ_n و σ_t (ضرایب تطابق منتم) و تقریب $1 \gg (s\theta)_r$ و نیز صرف نظر کردن از رابطه زیر را برای یافتن θ_r به دست می آوریم:

$$\frac{\cos \theta_r}{\sin \theta_r} = \left(\frac{1 - \sigma_t}{1 - \sigma_n} \right) \frac{\cos \theta_i}{\sin \theta_i} \quad (15)$$

همچنین برای U_r داریم:

$$U_r = (1 - \sigma_n) V_\infty \frac{\sin \theta_i}{\sin \theta_r} \quad (16)$$

بدین ترتیب در حالت حل معکوس، با داشتن σ_n و σ_t

۸- نتایج، بحث و بررسی

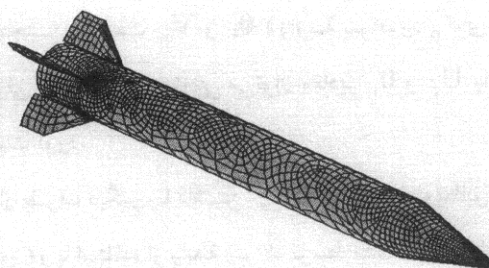
۸-۱- نتایج

در این بخش نتایج مختلفی که از اجرای برنامه حاصل شده، آورده می‌شود. سعی شده که نتایج معتبری از مراجع مختلف جمع آوری و با نتایج موجود مقایسه شود. یادآوری این نکته لازم است که بیشتر مقالات موجود، از دادن هندسه کامل و دقیق جسمی که نتایج آن را ارائه داده اند [۱۶، ۱۷]، پرهیز کرده اند. لذا منابع مقایسه به چند شکل محدب خاص محدود گردیده است. شکلهای (۵) و (۶) شامل نتایج نمونه ای از مرجع [۱۴] و نتایجی که حاصل اجرای برنامه کامپیوتری کار حاضر برای کره و مخروط است، می باشند. این دو شکل نشانگر دقت بالای نتایج حاصل از کار حاضر است.

قابل ذکر است که تمام نتایج فوق برای ارتفاع ۲۰۰ کیلومتری از سطح زمین محاسبه شده است. از طرفی از آنجا که مدلسازی شکل محدب توسط صفحات مسطح، مقداری خطا نسبت به شکل اصلی به وجود می آورد، لذا تعداد المانها طوری اختیار شده تا این خطا به حداقل رسیده و از لحاظ تعداد المان خطایی به محاسبات وارد نشود.

۸-۲- بررسی اثر تغییرات s و T_w/T_∞ بر ضریب نیروی مقاوم

با توجه به شکلهای ۵ مشاهده می‌شود که با افزایش T_w/T_∞ یعنی گرمتر شدن دمای دیوار نسبت به دمای محیط، مقدار ضریب نیروی مقاوم افزایش می‌یابد. این موضوع به دلیل افزایش اثر عبارتهایی است که شامل نسبت دمایی هستند و در معادله ضریب فشار و ضریب تنش برشی ظاهر شده اند (روابط ۱۰ و ۱۲) و نشانگر عبارت دیفیوژن ملکولی از سطح هستند. همچنین با توجه به شکل ۵، با افزایش نسبت



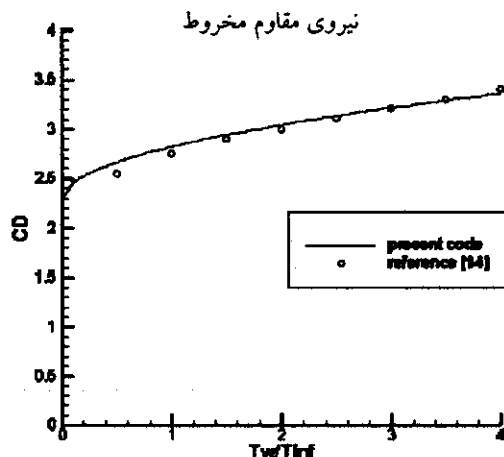
شکل ۴ مدل موشک و المان بندی سطح آن (۶۸۴۴ المان)

البته خروجی های جزئی دیگری نیز برای برنامه در نظر گرفته شده که به وسیله آن اطلاعات مربوط به هر المان به دست می آید که عبارتند از: مرکز هندسی المان، مختصات بردار نرمال واحد، مختصات بردار مماس واحد، زاویه برخورد، C_p ، C_f ، q (جریان حرارتی که به سطح وارد می شود بر واحد سطح بر واحد زمان) و نیز مساحت المان [۴].

۷- مدلسازی جسم پرنده

همانطور که گفته شد در کار حاضر به منظور تعیین ضریب نیروی مقاوم اجسام محدب در رژیم جریان ملکولی آزاد، ابتدا جسم پرنده مورد نظر توسط نرم افزار SolidWorks ترسیم شده است. سپس مدل ایجاد شده توسط نرم افزار SolidWorks توسط نرم افزار Ansys فراخوانده و سطح آن المان بندی شده است. بدین ترتیب با یک برنامه کامپیوتری واسطه، خروجی های ایجاد شده توسط نرم افزار Ansys - که شامل مختصات گره ها و نیز شماره المانها و گره های تشکیل دهنده آنها است - به یک فایل ورودی برای برنامه اصلی - که وظیفه محاسبه ضرایب آیرودینامیکی و انتقال حرارت جسم پرنده را دارد - تبدیل شده است.

عناصر تشکیل دهنده اتمسفر (در قالب تغییرات R) در محاسبه ضریب نیروی مقاوم، موجب بروز تغییراتی در این ضریب می شود. لذا واضح است که ثابت فرض کردن R در محاسبه ضرایب آیرودینامیکی موجب کم دقت شدن نتایج حاصل می شود.

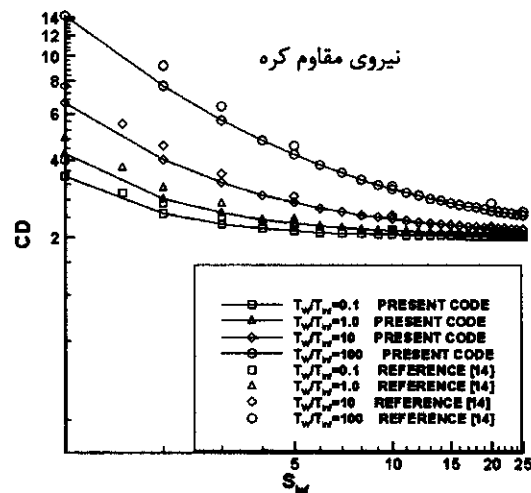


شکل ۷ اثر اعمال تغییرات درصد عناصر تشکیل دهنده اتمسفر بر ضریب نیروی مقاوم کره

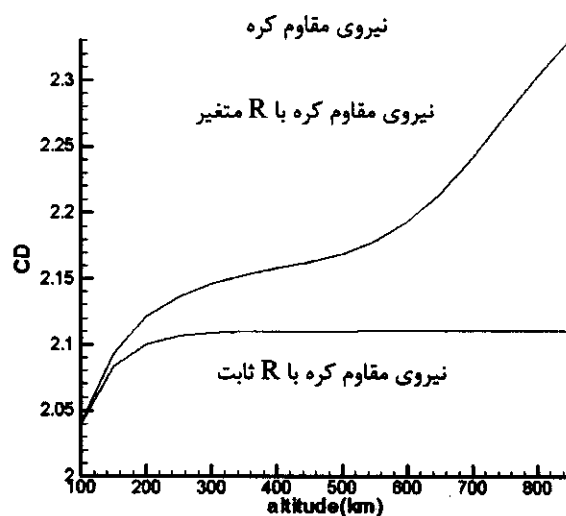
۸-۴- مقایسه نتایج مدل‌های مختلف در محاسبه ضریب نیروی مقاوم

شکل‌های ۸ و ۹ و ۱۰ نشانگر مقادیر ضریب نیروی مقاوم برای کره، ماهواره و موشک مدل شده بر حسب تغییرات s برای دو مدل نوچپلا و HSN است. مشاهده می شود که استفاده از مدل HSN مقادیر کوچکتری را نسبت به مدل کلاسیک برای ضریب نیروی مقاوم به دست می دهد. مشاهده می شود که تغییر مدل در نتایج کره تغییرات محسوستری نسبت به نتایج مربوط به ماهواره و موشک ایجاد می کند. بر طبق ادعای ارایه کنندگان مدل HSN، این مدل تطابق بیشتری با فیزیک واقعی اندرکنش گاز - سطح دارد، زیرا چگونگی توزیع ذرات منعکس شده از سطح با استفاده از نتایج آزمایشگاهی و نیز نتایج واقعی به دست آمده از تست‌های پروازی، حاصل شده است.

سرعت s این ضریب تا مقدار حدی ۲ کاهش می یابد.



شکل ۵ تغییرات ضریب نیروی مقاوم کره نسبت به تغییرات s و Tw/Tinf و مقایسه نتایج کار حاضر با نتایج مرجع [۱۴] تعداد المان ۶۲۲، قطر کره ۱ متر، مدل نوچپلا



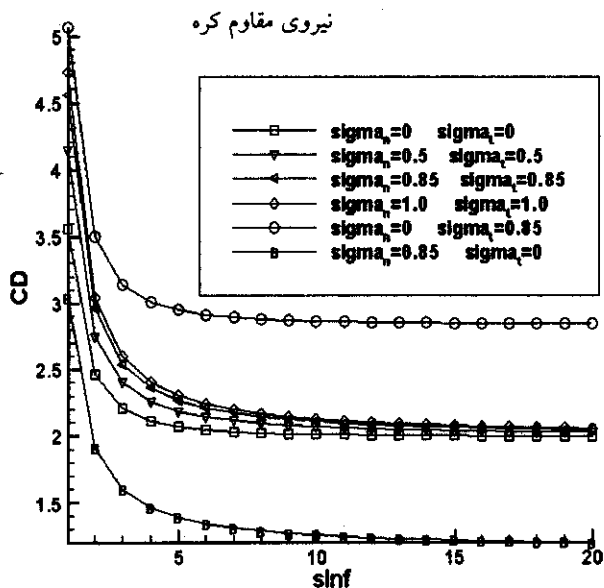
شکل ۶ تغییرات ضریب نیروی مقاوم مخروط نسبت به تغییرات Tw/Tinf و مقایسه نتایج کار حاضر با نتایج مرجع [۱۴] تعداد المان ۴۳۴۱، قطر ۱ متر، مدل نوچپلا

۸-۳- بررسی اثر تغییرات درصد ترکیب عناصر تشکیل دهنده اتمسفر با ارتفاع، بر ضریب نیروی مقاوم

چنانکه از شکل ۷ پیداست اعمال تغییر درصد ترکیب

۸-۵- بررسی اثر ضرایب تطابقی بر ضریب نیروی مقاوم

در شکل ۱۱ اثر تغییر مدل انعکاس ملکولها از سطح جسم پرنده از آینه ای^۱ ($\sigma_n = 0$ و $\sigma_t = 0$) تا دیفیوژن^۲ ($\sigma_n = 1$ و $\sigma_t = 1$) بر ضریب نیروی مقاوم کره بررسی شده است. از آنچه در شکل (۱۱) مشاهده می‌کنیم چنین استنباط می‌شود که هر چه انعکاس ملکولها از دیواره، به سمت مدل پخششی (دیفیوژن) میل کند، مقدار ضریب نیروی مقاوم جسم پرنده افزایش می‌یابد مقادیر پیشنهادی برای این ضرایب ۰/۸۵ می‌باشد.



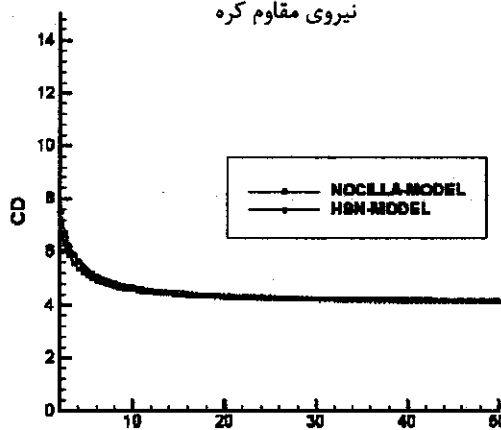
شکل ۱۱ تغییرات ضریب نیروی مقاوم کره بر حسب تغییرات ضرایب تطابقی تعداد المان ۶۲۲، قطر کره ۱ متر، مدل نوچیلا

۹- نتیجه گیری

برای پیش بینی مسیر پرواز جسم پرنده باید در هر زمان و شرایطی (ارتفاع، ماخ، زاویه حمله، رینولدز) نیروهای وارد بر آن را که به صورت ضرایب آیرودینامیکی بیان می‌شوند، بتوان در دسترس داشت. به دست آوردن نیروهای

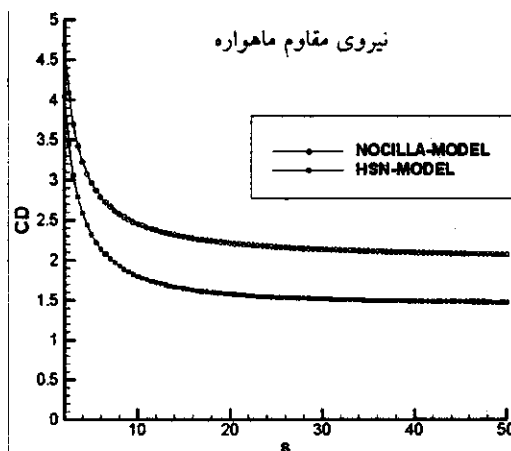
1. Specular
2. Diffusion

نیروی مقاوم کره



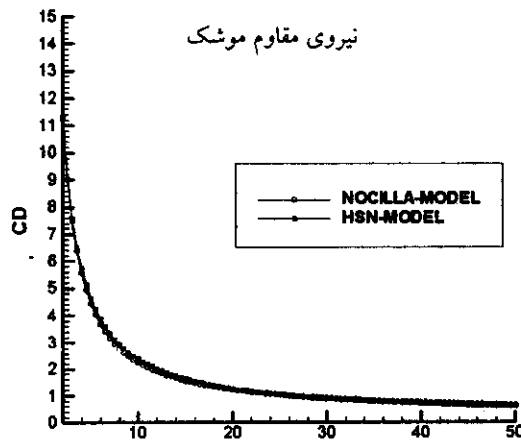
شکل ۸ تغییرات ضریب نیروی مقاوم کره نسبت به تغییرات s برای دو مدل نوچیلا و HSN

نیروی مقاوم ماهواره



شکل ۹ تغییرات ضریب نیروی مقاوم ماهواره نمونه نسبت به تغییرات s برای دو مدل نوچیلا و HSN

نیروی مقاوم موشک



شکل ۱۰ تغییرات ضریب نیروی مقاوم موشک نمونه نسبت به تغییرات s برای دو مدل نوچیلا و HSN

- [3] Hurlbut, F.C.; "Particle Surface Interaction in the Orbital Context: A Survey"; Appeared in, Muntz, E. P.; Weaver, D. P.; Campbell, D. H., "Rarefied Gas Dynamics: Theoretical and Computational Techniques". Progress in Astronautics and Aeronautics: Vol. 118, Published by AIAA Journal, 1989, pp. 419-449.

[۴] جعفری قلعه جوقی، پرویز؛ "محاسبه ضرایب

آیرودینامیکی و انتقال حرارت اجسام محدب در جریان بدون تصادم با استفاده از حل تحلیلی معادله بولتزمن"; پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشکده فنی و مهندسی؛ دانشگاه تربیت مدرس؛ پاییز ۱۳۸۱.

- [5] Hurlbut, F.C.; "Two Contrasting Modes for the Description of Wall-Gas Interactions"; Rarefied Gas Dynamics: Experimental Techniques and Physical Systems. Vol. 158, 1994, PP. 494-506.

- [6] Cercignani, C.; Lampis, M.; "Free Molecular Flow Past a Flat Plate in the Presence of a Nontrivial Gas-Surface Interaction"; Journal of Applied Mathematics and Physics, Vol. 23, Dec. 1972, pp. 713-728.

- [7] Lord, R. G.; "Direct Simulation of Hypersonic Flow over a Flat Plate with Incomplete Surface Accommodation"; Rarefied Gas Dynamics: Space Science and Engineering, edited by B. D. Shizgal and D. F. Weaver, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 160, AIAA 1994, pp. 221-228.

- [8] Alexander Hartmaier; Herbert M. Urbassek, Werner Sack; "Transition Flow in an Impact Pressure Probe: Relevance of Gas-wall Interaction"; Phys. Fluids 9 (5), May 1997.

- [9] Fritsche B.; Klinkrad H.; Kashkovsky A.; Grinberg E.; "Spacecraft Disintegration during Uncontrolled Atmospheric Re-

آیرودینامیکی حول بدنه جسم پرنده در رژیم جریان پیوسته، با حل معادلات ناویر - استوکس حول بدنه حاصل می شود. برای ارتفاعهای زیاد به علت اینکه هر یک از ملکولهای گاز به علت رقیق بودن اتمسفر به عنوان ذره ای جدا عمل می کند، بنابر این معادلات ناویر- استوکس در این نواحی قابل کاربرد نخواهند بود و به جای آن از معادلات بولتزمن استفاده می شود.

در کار حاضر ضریب نیروی مقاوم اجسام محدب در جریان ملکولی آزاد محاسبه شده است. در محاسبه ضریب عنوان شده، تصحیحات مربوط به تغییر دما با ارتفاع و همچنین تغییر R با ارتفاع در نظر گرفته شده است. همچنین مدل HSN برای اندرکنش گاز - سطح معرفی و در نهایت برای محاسبه ضریب نیروی مقاوم مدل های نمونه ای از موشک و ماهواره استفاده شده است.

همانطور که از نتایج حاصل قابل مشاهده است، تغییرات درصد ترکیب عناصر تشکیل دهنده اتمسفر که در قالب تغییر R با ارتفاع در محاسبات وارد شده، قابل چشم پوشی نیست. معمولاً در مراجع مختلف بدون مراجعه و توضیح اثر این پارامتر، تغییر شرایط محیطی را در قالب تغییرات s به محاسبات تعیین ضرایب آیرودینامیکی وارد می کنند. همچنین ضرایب حاصل از اعمال مدل HSN مقادیر کمتری را نسبت به مدل استاندارد نوچیلاد دارند.

۱۰ - منابع

- [1] Koppenwallner, G.; Legge H.; "Drag of Bodies in Rarefied Hypersonic Flow"; Appeared in, Muntz, E. P.; Weaver, D. P.; Campbell, D. H.; Rarefied Gas Dynamics: Experimental Techniques and Physical Systems.; Vol. 158, Published by AIAA Journal, 1985, pp. 44-59.
- [2] Regan, Frank J.; Anandkrishnan, Satya M.; "Dynamics of Atmospheric Re-Entry"; AIAA Education Series, 1993.

- [14] Severshevski, S. B.; Semenchikov, N.V.; "Aerohydrodynamics"; Mae pub., 1993, ISBN 5-217-01989-1 [in Russian].
- [15] Crowther R.; Stark J.; "Determination of Accommodation from Satellite Orbits: an Alternative Set of Coefficients"; Appeared in Rarefied Gas Dynamics: Space Related Studies. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 116, Published by AIAA, 1989, PP. 463-475.
- [16] Xie, Y.; Tang, Z.; "Approximate Calculation of Rarefied Aerodynamic Characteristics of Convex Axisymmetric Configurations"; Appeared in Rarefied Gas Dynamics: Experimental Techniques and Physical Systems. Vol. 158, 1989, pp. 476-483.
- [17] Koppenwallner, G.; "Aerodynamics of Rarefied Gases and High-Altitude Flight"; Appeared in Rarefied Gas Dynamics: Space Science and Engineering. Vol. 160, 1993, pp. 75-103.
- [10] جعفری قلعه جوقی، پرویز، کریمیان، سید محمد حسین؛ "محاسبه ضرایب آیرودینامیکی فضاییما در ارتفاعهای بالا (جو رقیق)"; ششمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک و سومین کنفرانس بین المللی مهندسی مکانیک انجمن مهندسان مکانیک ایران، بهار ۱۳۷۶.
- [11] Bird, G.A.; "Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows"; Clarendon Press. Oxford, 1994.
- [12] Sir Jeans, James; "An Introduction to the Kinetic Theory of Gases"; Cambridge, 1962.
- [13] Wachman, H.Y.; Grebev, I.; Kass, G.; "Molecular Dynamics Computations of Scattering from a Surface Using Lennard-Jones Model of a Solid"; Rarefied Gas Dynamics: Experimental Techniques and Physical Systems. VOL 158, 1994, PP. 479-493.