

محاسبه طول عمر بالستیکی ماهواره توسط روش‌های عددی تحت تأثیر زاویه حمله و گشتاورهای ائرودینامیکی

امیررضا کوثری^۱، مرضیه دولت‌آبادی فراهانی^۲، مهدی فکور^۳، محمدعلی امیری آتشگاه^۴

۱ استادیار دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، kosari_a@ut.ac.ir

۲ کارشناس ارشد، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران

۳ استادیار دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران

۴ استادیار دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۰۴/۱۶

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۲/۰۲

چکیده

در این مقاله روشی تحلیلی برای محاسبه ضرایب ائرودینامیکی برحسب زاویه حمله ماهواره در مدارهای نزدیک به سطح زمین معرفی شده است. از جمله نیروهای اغتشاشی که بر ماهواره‌های نزدیک به سطح زمین وارد می‌شود، نیروهای ائرودینامیکی است که مدلسازی آنها به دلیل وابستگی به اطلاعاتی جامع دربارهٔ مواردی چون هندسه ماهواره، چگالی اتمسفر، دما، زمان مورد نظر، سرعت و ضرایب ائرودینامیکی بسیار دشوار است. در این مقاله طول عمر بالستیکی ماهواره در زوایای حمله متفاوت با استفاده از روش عددی کاوتل^۱، تحت تأثیر گشتاورهای ائرودینامیکی به‌عنوان تابعی از زاویه حمله و محدوده پایداری ماهواره تحت تأثیر نیروهای اختلالی بررسی و محاسبه شده است.

واژگان کلیدی

ماهواره، نیروی ائرودینامیک، گشتاور ائرودینامیکی، زاویه حمله، طول عمر بالستیکی

۱. مقدمه

نخستین لحظات پس از جدایش ماهواره از ماهواره‌بر تا آخرین لحظات پایان عمر بالستیکی، گشتاورهایی بر ماهواره وارد می‌شود که می‌تواند نسبت به آن داخلی یا خارجی باشد. گشتاورهای داخلی بر اثر حرکت اجزای داخلی ماهواره نسبت به هم یا حرکت سوخت ایجاد می‌شوند، حال آنکه گشتاورهای خارجی اندازه حرکت کل ماهواره را تغییر می‌دهند. در واقع این گشتاورها توسط تراسترهای کنترل جهت و گشتاورهای اغتشاشی به‌وجود می‌آیند.

با توجه به کاربرد روزافزون ماهواره‌ها و برنامه‌های ساخت آنها در داخل کشور، مدلسازی محیط عملیاتی و در پی آن تخمین نیروها و ممان‌های وارده بر آنها در شرایط و موقعیت‌های گوناگون، از جمله ضروری‌ترین فعالیت‌ها در طراحی سیستمی، شبیه‌سازی نرم‌افزاری و توسعه محیط‌های واقعیت مجازی است. بنابراین لزوم شناسایی فضا و انواع نیروها امری ضروری می‌نماید و به‌نوعی مقدمه مدلسازی و تخمین نیرو و ممان‌های وارده بر ماهواره است. از

بهمنظور تعیین مشخصات عملگرهای کنترل وضعیت، نخست مقدار تقریبی گشتاورهای اغتشاشی تعیین می‌شود. گشتاورهای اغتشاشی وارد بر ماهواره‌های موجود در مدار لئو^۲ عمدتاً در نتیجه آثار ائرودینامیکی، پسماند مغناطیسی ماهواره، گردان‌جاذبه و تابش خورشیدی ایجاد می‌شوند. نیروهای غیرگرانشی نیز به دلیل وجود یون و مولکول موجود در لایه ترموسفر، فوتون‌های خورشیدی، تابش‌های سپیدایی یا آلبدو^۳ و تابش‌های مادون سرخ در ارتفاعات کم به ماهواره وارد می‌گردند. برخلاف نیروهای اختلالی گرانشی، مدلسازی نیروهای ائرودینامیکی و تابشی بسیار دشوار است. شبیه‌سازی این نیروها مستلزم داشتن اطلاعاتی جامع درباره هندسه ماهواره، خواص سطح و محیط پیرامون آن، همچنین اطلاعات مربوط به شار و فوتون‌های خورشیدی در هر ثانیه است.

در یک دسته‌بندی کلی، عمده‌ترین نیروهای غیرجاذبه‌ای وارده بر ماهواره عبارت‌اند از نیروهای ائرودینامیکی و نیروهای تابشی. در ارتفاعات زیر ۴۰۰ کیلومتر، نیروهای تابشی تنها شامل ۱ درصد از نیروی اغتشاشی کلی ماهواره هستند [۲]. در مدارهای نزدیک به زمین، گشتاورهای اغتشاشی ناشی از نیروهای ائرودینامیکی از جمله عمده‌ترین عوامل مخرب‌اند. به همین منظور، از جمله مباحثی که در موضوع فضا مطرح می‌شود، محاسبه ضرایب ائرودینامیکی است.

نیروهای غیرجاذبه‌ای حاکم بر ماهواره برای نخستین بار در سال ۱۹۸۲ م بررسی شد [۱]. در مطالعات اولیه، دانشمندان نیروهای غیرگرانشی را به دو بخش تقسیم کردند: یک بخش شامل نیروهای ائرودینامیکی و بخش دیگر مشتمل بر نیروهای تابشی. افرادی چون آنترین، راسبراگو پوول و گیشپین تحقیقات خود را بر نیروهای تابشی همچون تابش‌های آلبدو، انرژی خورشیدی و ذرات پرانرژی متمرکز کردند [۱]. نیروهای ائرودینامیکی حاکم بر مدار لئو نیز برای نخستین بار توسط مارکس و کاپن‌والنر مورد بررسی قرار گرفت [۱]. در سال ۲۰۰۲ م، توزیع نیروهای ائرودینامیکی تحت تأثیر جریان آزاد مولکولی توسط استورچ بررسی شد و در سال ۲۰۱۱، والر نیروهای ائرودینامیکی وارد بر ماهواره تحت تأثیر بادهای خورشیدی را بررسی نمود [۲]. در همان سال، ضریب پسای ماهواره با بهره‌گیری از ایده‌المان محدود در اشکال پیچیده محاسبه شد [۳]. از جمله پژوهش‌های انجام‌شده در سال ۲۰۱۳ بررسی روش‌های عددی و آثار گازها بر

سطوح مختلف و تغییرات ضریب پسااست [۴]. در سال ۲۰۱۴، در مقاله‌ای به صورت جامع روش‌های موجود برای تخمین ضریب پسا در ماهواره‌های موجود در مدار لئو بررسی شد [۵]. همان‌طور که پیشتر نیز تشریح شد، ماهواره‌های موجود در مدار لئو تحت تأثیر جو رقیق قرار می‌گیرند و سبب تولید نیروهای ائرودینامیکی می‌شوند. از جمله پژوهش‌های سال ۲۰۱۳، محاسبه پارامترهای مؤثر بر نیروی پسای ماهواره گریس^۴ است که توسط روش‌های عددی محاسبه شده است [۶].

در ایران، پیشینه تحقیق در این خصوص چندان گسترده نیست و تنها به چند نمونه خاص محدود می‌شود. در سال ۱۳۸۲، ضرایب ائرودینامیکی یک ماهواره کوچک در جو رقیق بررسی شد [۷]. یک سال بعد، اثر نیروهای ائرودینامیکی به منظور تخمین طول عمر ماهواره در مدار لئو مورد بررسی قرار گرفت [۸]. با توجه به وابستگی عمر بالستیکی ماهواره‌های نزدیک زمین به نیروهای ائرودینامیکی (پسا و برآ) و به منظور تحلیل و پیش‌بینی زمان تخریب مدار فرض می‌شود ماهواره در محیطی قرار دارد که جریان آزاد مولکولی در آن محیط حاکم است. در محیط آزاد مولکولی جریان اتمسفر خاصیت پیوستگی خود را از دست می‌دهد، لذا ذرات تشکیل‌دهنده اتمسفر به شکل مستقل بر حرکت ماهواره اثر می‌گذارند. نکته حائز اهمیت در این محیط حرکت در ماخ ۲۵ یا حتی بالاتر از آن است که از سرعت بالای مدار نشأت می‌گیرد. نیروی پسا، که از جمله نیروهای ائرودینامیکی است، به ارتفاع قرارگیری ماهواره وابسته است و با افزایش ارتفاع کاهش می‌یابد. در مدارهای بیضوی، بیشترین نیروی پسا در نقطه حضیض مدار روی می‌دهد و سبب افت سرعت ماهواره می‌شود؛ افت سرعت نیز سبب کاهش انرژی می‌گردد. وقتی ماهواره در نقطه حضیض مداری خود افت سرعت پیدا می‌کند، دیگر انرژی کافی برای بازگشت به نقطه اوج مداری را ندارد؛ لذا مدار به تدریج شبه‌دایروی می‌شود و ممکن است در پاره‌ای از موارد عمر ماهواره بسیار کوتاه گردد. این مهم خود مبین نقش حیاتی نیروی پسا بر پارامترهای مداری است. در خصوص نیروی برآ نیز باید به این نکته اشاره کرد که نقش آن در مقایسه با نیروی پسا کم‌رنگ‌تر است و می‌توان با بهره‌گیری و مدیریت مناسب این نیرو تغییرات افت مداری ماهواره را قدری بهبود بخشید.

نوآوری این مقاله استفاده از زاویه حمله به منظور استخراج نیروهای اغتشاشی و مشخص نمودن محدوده پایداری ماهواره

۲-۱-۲. مدل مکسول^۷

این مدل روشی ساده برای مدلسازی برخوردهای گازی است که در آن فرض می‌شود ذرات بازتابیده شده از سطح به دو انعکاس آینه‌ای و پخش تقسیم می‌شوند؛ به نحوی که بخش بیشتری از ذرات با استفاده از انعکاس آینه‌ای و با مقدار ϵ و سایر ذرات با استفاده از مدل پخش انعکاسی و با مقدار $1-\epsilon$ از سطح جسم جدا می‌شوند [۹]. لازم به ذکر است که مدل پخش انعکاسی در سطوح ناصاف رخ می‌دهد.

۲-۱-۳. روش تحلیلی شمبرگ^۸ (رویگرد مافوق گرم^۹)

در این روش ضریب پسا به صورت تحلیلی برای شکل‌های ساده محاسبه می‌شوند و این محاسبات را با توجه به فرض جریان‌های مافوق گرم انجام می‌دهند. شمبرگ به جز استخراج ضریب درگ، مدل جدیدی از برخورد ذرات گازی را پیشنهاد داد که در آن ذرات گاز با استفاده از مدل پخش انعکاسی از سطح جدا می‌شوند. وجه تمایز این مدل پخش، نسبت به مدل مکسول در پیش‌بینی سرعت و زاویه ذرات منعکس شده از سطح جسم است. در واقع، ذرات با زاویه‌ای متناسب با جنس و شرایط محیطی از سطح جسم جدا می‌شوند و با دور شدن از سطح جسم، دما و سرعت ذرات افزایش می‌یابد. نتایج حاصل از تحقیقات او درباره ذرات گاز دقت بالاتری نسبت به روش مکسول دارد [۱۰].

۲-۱-۴. روش اسخاف - شامبر^{۱۰}

سومین روش تحلیلی به منظور حل معادلات بولتزمن، روش اسخاف - شامبر است که گاهی با نماد SC نمایش داده می‌شود. در این روش، ضرایب پسا و برآ با استفاده از حرکت حرارتی ذرات محاسبه می‌شوند و تنها به مدل پخش محدود نمی‌باشند. از جمله مزایای این روش کنترل حرکت گازها توسط ضرایب مونتوم ماسی و نرمال است [۱۱-۱۲]. با توجه به ساده بودن هندسه ماهواره مورد نظر و محدود بودن ارتفاع قرارگیری آن، استفاده از روش‌های عددی هزینه و توان محاسباتی بیشتری دارد و به همین منظور برای محاسبه ضرایب پسا و برآ در این مقاله از روش تحلیلی اسخاف - شامبر استفاده می‌شود. دلیل انتخاب این روش نیز جامع‌تر بودن فرضیات به کار رفته در آن نسبت به سایر روش‌های تحلیلی است؛ البته دو روش تحلیلی دیگر نیز در شرایط خاصی در مدل‌های فضایی کاربرد دارند. مثلاً در ارتفاعات ۵۰۰ تا

موجود در مدار لئو است. با توجه به مطالب ذکر شده و نقش نیروهای ائرودینامیکی، در این مقاله، نخست روش‌های تحلیلی و عددی برای محاسبه نیرو و گشتاورهای ائرودینامیکی بیان می‌شود، سپس روش استفاده شده برای تقریب این ضرایب و پارامترهای اثرگذار بر آن معرفی می‌گردد. پس از معرفی روش محاسبه ضرایب ائرودینامیکی، مقدار نیرو و ممان‌های ناشی از ائرودینامیک در ماهواره نمونه، که در ارتفاع حوض ۲۵۰ کیلومتری قرار دارد و دارای خروج از مرکزی $0/0934$ است، محاسبه و مقدار زاویه حمله بهینه استخراج می‌شود، که در آن شرایط، به دلیل کاهش ممان‌های ائرودینامیکی، ماهواره طول عمر بالستیکی بیشتری خواهد داشت.

۲. ائرودینامیک ماهواره

۲-۱. معرفی روش‌های عددی و تحلیلی

با حضور ماهواره در مدار پایین زمین (لئو) و ارتفاعات بالاتر از آن، به دلیل رقیق بودن اتمسفر، اثر هر یک از مولکول‌های گاز به صورت جداگانه مورد بررسی قرار می‌گیرند. لذا بر خلاف جو غلیظ، که به علت پیوسته بودن محیط از معادلات ناویر استوکس استفاده می‌شود، در جو رقیق باید با بهره‌گیری معادلات بولتزمن آثار اتمسفر را بررسی کرد. با توجه به رقیق بودن محیط فضا روش‌های تحلیلی و عددی متنوعی به منظور حل معادلات بولتزمن پیشنهاد می‌شود که در ادامه به پاره‌ای از آنها اشاره شده است.

۲-۱-۱. روش عددی مونت کارلو^{۱۱}

این روش برای نخستین بار در سال ۱۹۹۴ م توسط گریم برد^{۱۲} ارائه شد و براساس احتمال برخورد مولکول‌های گازی توانایی محاسبه ضرایب ائرودینامیکی را در محیط‌های پیوسته و جریان آزاد مولکولی دارد. این روش متداول‌ترین روش عددی برای محاسبه ضریب پسا در فضاست و برای حل جریان در محیط‌های گذرا بسیار مناسب است. دقت بالا در نسبت سرعت‌های پایین، ارتفاعات بالا و محاسبه ضریب پسا در هندسه‌های پیچیده از جمله مزایای آن است. با وجود مزایای فوق، این روش دارای معایبی چون هزینه بالا، سرعت محاسباتی اندک و پیچیدگی محاسبات است [۹].

۱۰۰۰ کیلومتری (بالتر از منطقه ترموسفر و پایین‌تر از اگزوسفر^(۱)) این فرضیات کاربرد ندارد و در ارتفاعات زیر ۳۰۰ کیلومتری به‌منظور ساده‌سازی می‌توان از این دو فرض استفاده کرد.

۲-۲. ضرایب برآ و پسا

لازمه محاسبه نیرو و ممان‌های اترودینامیکی در گام نخست محاسبه دما، چگالی و وزن مولکولی ذرات موجود در فضا در هر ارتفاع است. به‌همین منظور، در این مقاله برای محاسبه پارامترهای فوق از مدل تحلیلی - تجربی یاکیا ۱۹۷۰^(۲) استفاده شده است [۱۴]. سرعت ماهواره در مدار از جمله پارامترهایی است که نیروهای اترودینامیکی به‌شدت بدان وابسته‌اند. این وابستگی بدین دلیل است که اگر سرعت ماهواره در مدار کم باشد، گازهای موجود در فضا فرصت بیشتری می‌یابند تا با سطح ماهواره برخورد کنند و جذب سطح شوند؛ به‌همین دلیل با کاهش سرعت، ضریب پسا افزایش می‌یابد. به‌عبارت دیگر می‌توان گفت که ضرایب برآ و پسا به‌شدت به سرعت، میزان فعل و انفعالات گازهای گوناگون در برخورد با سطح و زاویه حمله ماهواره وابسته‌اند. لذا ضریب برآ (C_L) و پسای فشاری ($C_{Pressure}$) در ماهواره‌های مکعبی با استفاده از روابط ۱ و ۲ محاسبه می‌شوند [۱۳-۱۲].

$$C_L = \left(\frac{2 - \sigma_n - \sigma_t}{S\sqrt{\pi}} e^{-S^2 \sin^2 \alpha} + \sigma_n \frac{V_W}{V} \right) \sin(2\alpha) + \left(\frac{2 - \sigma_n}{S^2} + 2(2 - \sigma_n - \sigma_t) \sin^2 \alpha \right) \times \cos \alpha \cdot \text{erf}(S \cdot \sin \alpha) \quad (1)$$

$$C_{D_{pressure}} = 2\sigma_n \frac{V_W}{V} \sin^2 \alpha + \frac{2}{S\sqrt{\pi}} \times \left((2\sigma_n) \sin^2 \alpha + \sigma_t \cos^2 \alpha \right) e^{-S^2 \sin^2 \alpha} + 2 \left((2 - \sigma_n) \left(\sin^2 \alpha + \frac{1}{S^2} \right) + \sigma_t \cos^2 \alpha \right) \times \sin \alpha \cdot \text{erf}(S \cdot \sin \alpha) \quad (2)$$

به‌طوری‌که در این روابط α زاویه حمله، S نسبت سرعت، V_W سرعت ماهواره در مدار، V سرعت مدار، R ثابت جهانی گازها، M وزن مولکولی و نهایتاً T_W دمای سطح ماهواره است. در خصوص زاویه حمله ذکر این نکته ضروری است که این مقدار، زاویه میان بردار X ماهواره در دستگاه بدنی و بردار سرعت است [۱۵-۱۶]. پارامترهای σ_n و σ_t به‌ترتیب بیانگر تنش‌های نرمال و برشی‌اند

و لزوماً با هم برابر نیستند. اگر تمامی ذرات در حال برخورد به ماهواره جذب آن شوند، مقدار این دو پارامتر برابر با ۱ است و اگر هر دو صفر باشند، می‌توان گفت هیچ‌گونه تبادل انرژی میان سطح ماهواره و ذرات موجود در محیط صورت نمی‌گیرد. در برخی از مآخذ، تنش‌های نرمال و برشی به‌صورت مجزا از هم در نظر گرفته نمی‌شوند و مقدار میانگینی از این دو پارامتر را لحاظ می‌کنند. مدل‌سازی این ضرایب با روش‌های متفاوتی انجام می‌شود که اساس حل تمامی آنها استفاده از یک رابطه است، اما در نحوه محاسبه پارامترهای ذرات بازگشتی از سطح ماهواره با هم متفاوت‌اند. در واقع نحوه برخورد مولکول‌های گازی^(۳)، که با نماد اختصاری GSI مشخص می‌شود، چگونگی برخورد مولکول‌ها و اتم‌های گازی با سطح ماهواره را مشخص می‌کند و می‌توان با استفاده از آن میزان انرژی منتقل‌شده به ماهواره را محاسبه کرد. ویژگی‌ها و انواع روش‌های محاسبه ذرات بازگشتی از سطح در مراجع [۲۳-۱۷] بیان شده است. در ادامه، نحوه پیاده‌سازی و بررسی عملکرد روش استفاده‌شده بیان می‌شود. مدل استفاده‌شده در این مقاله، مدل تنش‌های نرمال و برشی روش اسخاف - شامبر است. در این مدل، از فرضیه پخش و آینه‌ای مکسول^(۴) استفاده شده؛ به‌طوری‌که فرض می‌شود در بخش‌هایی با سطح صاف و صیقلی مدل آینه‌ای کاربرد دارد و در سطوح ناصاف از مدل پخش استفاده می‌شود. در این مدل، بازتابش مولکول‌ها از سطح ماهواره به عوامل متعددی وابسته است که یکی از آنها انرژی جذب‌شده از سطح است. به‌منظور محاسبه تنش‌های نرمال و برشی با توجه به شکل ۱ فرض می‌شود جریان با زاویه‌ای برابر با زاویه حمله α به سطح جسم برخورد می‌کند و با زاویه‌ای بیشتر از زاویه حمله یا برابر با زاویه برخوردی سطح جسم را ترک می‌نماید. نحوه محاسبه زاویه بازگشتی در روابط ۶ تا ۸ تشریح شده است.

$$V_W = \sqrt{\frac{\pi RT_w}{2M}} \quad (3)$$

$$S = \frac{V}{V_W} \quad (4)$$

$$\text{erf}(S \cdot \sin \alpha) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^{S \cdot \sin(\alpha)} \exp(-x^2) dx \quad (5)$$

$$\sigma_t = \tau = \frac{\tau_i - \tau_r}{\tau_i - \tau_w} \quad (6)$$

$$\sigma_n = P = \frac{P_i - P_r}{P_i - P_w} \quad (7)$$

مقدار a_e بین صفر و ۱ متغیر است و در ارتفاع ۲۰۰ کیلومتری تقریباً برابر با ۱ می‌باشد و با افزایش ارتفاع مقدار آن کاهش می‌یابد [۲۶]. حال با توجه به روابط اخیر و با جایگذاری روابط ۱۴ تا ۱۶ در روابط ۶ و ۷ می‌توان ضریب تنش‌های نرمال و برشی را بدین قرار محاسبه کرد [۲۷-۲۹].

$$V_{ref} = V \sqrt{1 + a_e \left(\frac{T_w}{T} - 1 \right)} \quad (۹)$$

$$V_{ref} = V \sqrt{1 + a_e \left(\frac{T_w}{T} - 1 \right)} \quad (۱۰)$$

$$S_r = S \sqrt{\frac{T}{T_{ref}}} \quad (۱۱)$$

$$a_e = \frac{3.2(\mu/16)}{\left(\frac{\mu}{16} + 1 \right)^2} \quad (۱۲)$$

$$x(S.\sin\alpha) = \exp(-S.\sin\alpha)^2 \times \sqrt{\pi}(S.\sin\alpha)(1 + \operatorname{erf}(S.\sin\alpha)) \quad (۱۳)$$

$$x(S_r.\sin\alpha_r) = \exp(-S_r.\sin\alpha_r)^2 \times \sqrt{\pi}(S_r.\sin\alpha_r)(1 + \operatorname{erf}(S_r.\sin\alpha_r)) \quad (۱۴)$$

$$x^*(S.\sin\alpha) = S.\sin\alpha.x(S.\sin\alpha) + \frac{\sqrt{\pi}}{2}(1 + \operatorname{erf}(S.\pi)) \quad (۱۵)$$

$$x^*(S_r.\sin\alpha_r) = S_r.\sin\alpha_r.x(S_r.\sin\alpha_r) + \frac{\sqrt{\pi}}{2}(1 + \operatorname{erf}(S_r.\pi)) \quad (۱۶)$$

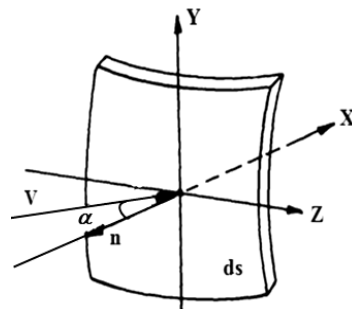
$$\sigma_t = 1 - \frac{V_r \cos \alpha_r}{V \cos \alpha} \quad (۱۷)$$

$$\sigma_n = \frac{x^*(S.\sin\alpha) - \sqrt{\frac{T_r}{T}} \frac{x(S.\sin\alpha)}{x(S_r.\sin\alpha_r)} x^*(S_r.\sin\alpha_r)}{x^*(S.\sin\alpha) - 0.5 \sqrt{\frac{\pi T_w}{T}} x(S.\sin\alpha)} \quad (۱۸)$$

یکی از نقاط ضعف روش‌های عددی و تحلیلی بررسی‌شده، لحاظ نکردن عبارت ناشی از درگ اصطکاکی است. این عبارت تنها توسط روش ارائه‌شده در مآخذ [۲] بررسی شده است؛ به همین منظور در این مقاله برای نخستین بار تلفیقی از این دو روش استفاده شده است. با توجه به این موضوع ضریب پسا برای ماهواره مکعبی مورد نظر از طریق روابط ۱۹ و ۲۰ محاسبه می‌شود.

$$\cos \alpha_r = (\cos \alpha)^{\gamma} \quad (۸)$$

به طوری که در این روابط τ_i تنش برشی ذرات برخوردی به سطح ماهواره، τ_r تنش برشی ذرات بازتابی از سطح ماهواره، τ_w تنش برشی ذرات موجود در سطح ماهواره، P_i تنش نرمال ناشی از ذرات برخوردی به سطح ماهواره، P_r تنش نرمال ناشی از ذرات بازتابی از سطح ماهواره، P_w تنش نرمال موجود در سطح ماهواره و نهایتاً α_r زاویه حمله ذرات بازتابی از سطح ماهواره است. درباره مقدار γ نیز می‌توان به این نکته اشاره کرد که این پارامتر به صورت تجربی در گازهای گوناگون تقریب زده می‌شود [۲۴]. برای محاسبه مؤلفه‌های نرمال و مماس نخست باید سرعت، دما و نسبت سرعت گازهای برخوردکننده و بازتاب‌شونده از سطح ماهواره را محاسبه کرد. در این مدل برای محاسبه سرعت، نسبت سرعت و دمای گازهای در حال بازتاب از ماهواره از روابط ۹ تا ۱۲ محاسبه می‌شود. در این روابط V_{ref} معرف سرعت ذرات بازتابی از سطح ماهواره، T دمای محیط، T_{ref} دمای ذرات بازتابی از سطح ماهواره، μ جرم مولکولی گازهای موجود در اتمسفر و نهایتاً S_r نسبت سرعت ذرات بازتابی از سطح ماهواره است. عبارت a_e نیز بیانگر ضریب پخش انرژی است که توسط مدل‌های تحلیلی - تجربی محاسبه می‌شود و به جرم مولکولی گازهای موجود در اتمسفر و جرم مولکولی گازهای روی سطح ماهواره وابسته است. البته ذکر این نکته ضروری است که مقدار جرم مولکولی گازهای موجود در اتمسفر و دمای محیط توسط مدل چگالی محاسبه می‌شود. در خصوص جرم مولکولی گازهای موجود روی سطح ماهواره نیز می‌توان گفت با توجه به اینکه بیشتر فلزات موجود در طبیعت به استثنای طلا با اکسیژن واکنش نشان می‌دهند، دور از ذهن نیست که فرض کنیم بیشترین مولکول‌های روی سطح ماهواره اکسیژن است [۲۵].



شکل ۱. نحوه برخورد جریان با سطح ماهواره [۲۴]

دو مدل NRLMSISE-00 و JB-2006 تنها می‌توانند تغییرات آرام و در ابعاد بزرگ در مقیاس ۱۰۰۰ کیلومتر (داده شده با بالاترین ترکیبات هارمونیک) و سه ساعت را پیش‌بینی کنند. این در حالی است که ماهواره می‌تواند با تغییرات چگالی با ابعاد موقتی کوچک‌تر مواجه شود (برای مثال ۱۰۰+ درصد یا ۵۰- درصد در ۳۰ ثانیه) و مقدار چگالی در ارتفاعات کمتر بسیار شدیدتر است. در شرایط متوسط فعالیت‌های خورشیدی، شرایط نامعلوم تخمین زده شده در مورد چگالی‌های NRLMSISE-00 نزدیک به ۱۵ درصد است. برای تغییرات کوتاه‌مدت و در ابعاد محلی، این میزان به ۱۰۰ درصد می‌رسد. در هوموسفر (زیر ۹۰ کیلومتر)، عدم قطعیت زیر ۵ درصد است. در شرایط فعالیت متوسط، شرایط نامعلوم تخمین زده شده در مورد چگالی کل در ترموسفر بر اساس JB-2006 بسته به ارتفاع ۱۰ تا ۱۵ درصد است. در شرایط حاد (حداکثر فعالیت‌های خورشیدی یا ژئومتریکی) این نامعلومی می‌تواند به دلیل کمبود داده‌های متناظر اندازه‌گیری به میزان چشمگیری افزایش یابد. چگالی کل می‌تواند در ارتفاع ۴۰۰ تا ۵۰۰ کیلومتری برای بعضی از فعالیت‌ها و موقعیت‌ها $\pm 100\%$ درصد تغییر داشته باشد [۳۱-۳۲]. از جمله عوامل مهم و اثرگذار در تغییرات اتمسفر میزان تغییرات فعالیت‌های خورشیدی است و پارامتری چون تغییرات فصل به‌شدت بر فعالیت‌های خورشیدی تأثیرگذار می‌باشد. با توجه به اینکه مدل هریس - پرستر از این اثر صرف‌نظر کرده است، میزان خطای ناشی از این مدل به‌شدت افزایش می‌یابد [۳۴]. معادلات حاکم موجود در دو مدل یاکیا ۱۹۷۰ و ۱۹۷۱ مشابه‌اند و تفاوت آنها در برخی از ضرایب ثابت است. با توجه به اینکه ضرایب مدل ۱۹۷۰ برای ارتفاعات کمتر از ۱۰۰۰ کیلومتر مناسب‌ترند و محدوده مدار لئو را به‌منظور افزایش دقت محاسباتی به دو دسته تقسیم می‌کند، از این مدل جهت محاسبه چگالی در این مقاله استفاده شده است. لازم به‌ذکر است که به‌منظور بررسی زمان اجرای برنامه، در شرایط یکسان، مقایسه‌ای میان دو مدل J70 و J71 صورت پذیرفت که بیانگر کوتاهی زمان اجرای مدل J71 بود.

۲-۴. نیروهای ائرودینامیکی

برای محاسبه نیروهای ائرودینامیکی، ماهواره به چند المان تقسیم می‌شود. سپس اثر نیرو در هر المان بررسی می‌گردد. به‌کمک روابط زیر می‌توان اثر نیروهای برآ و پسا را روی هر المان

$$C_{d_{friction}} = \frac{(\sigma_n + \sigma_t) A_{par}}{2S \sqrt{\pi} A_{front}} \quad (19)$$

$$C_{d_{friction}} = \frac{(\sigma_n + \sigma_t)}{2S \sqrt{\pi}} \times \frac{XY \cos \alpha + YZ \sin \alpha}{ZY \cos \alpha + YX \sin \alpha} \quad (20)$$

به‌طوری‌که در این روابط A_{par} بیانگر سطح جانبی و A_{front} سطح مقابل به جریان ماهواره است و X ، Y و Z نیز معرف ابعاد ماهواره در سه راستا هستند.

۲-۳. مدل چگالی

هر اتمسفر استاندارد به‌صورت یک توزیع عمودی از دما، فشار، و چگالی اتمسفر تعریف می‌شود که تحت موافقتنامه‌ای بین‌المللی به‌عنوان تعریف‌کننده اتمسفر زمین پذیرفته شده است. در این راستا مدل‌هایی چون NRLMSISE-00، JB2006، هریس - پرستر، J71 و J7 وجود دارند. در این بخش ابتدا تعریف مختصری از این مدل‌ها مطرح و سپس مدل برگزیده معرفی می‌شود. مدل NRLMSISE-00 برای استفاده از سطح زمین تا اگزوسفر^{۱۵} معتبر است [۲۷]. این مدل ترکیبات اتمسفر، دما و چگالی جرمی از زمین تا اگزوبیس را شامل می‌شود. مدل JB-2006 اما از ارتفاع ۱۲۰ کیلومتری تا اگزوسفر معتبر است [۳۲]. مدل‌های محاسبه اتمسفر متعددی توسط یاکیا معرفی شد. یکی از این مدل‌ها یاکیا ۱۹۷۱ است که تغییرات چگالی اتمسفر را به‌عنوان تابعی از زمان در محدوده ارتفاع ۹۰ تا ۲۵۰۰ کیلومتری محاسبه می‌کند. با توجه به تجربی بودن این مدل نسبت به سایر مدل‌ها از دقت بالاتری برخوردار است [۳۲].

اساس کار مدل J70 نیز این‌گونه است که در آن چگالی لایه‌های بالایی اتمسفر به ارتفاع و دمای لایه اگزوسفر مرتبط می‌شود. در این مدل شرایط مرزی حاکم تا ارتفاع ۱۲۵ کیلومتری ثابت در نظر گرفته می‌شود. به‌همین دلیل روابط موجود در مسئله از ارتفاع ۹۰ کیلومتری تا ۱۲۵ کیلومتری متفاوت است. البته ذکر این نکته ضروری است که ثابت بودن شرایط مرزی در این ارتفاع، نشان‌دهنده این امر نیست که دما و چگالی در این محدوده کم‌اهمیت است [۳۲-۳۳]. مدل هریس - پرستر، که امروزه به‌درت از آن استفاده می‌شود، بر پایه معادله هدایت حرارت و با بهره‌گیری از شرایط هیدرواستاتیکی مقدار چگالی در محیط فضا را محاسبه می‌کند. لازم به‌ذکر است که در این مدل از آثار تغییرات فصلی و اثر آن بر تابش خورشیدی صرف‌نظر شده است [۳۳]. هر

پایین وابسته است. به همین منظور در این بخش تخمین عمر بالستیکی ماهواره با استفاده از روش کاوئل انجام می‌شود [۳۹]. در واقع دینامیک مدار ماهواره اغلب توسط روش‌های کاوئل و انکه^{۱۶} مطرح می‌شود [۳۹]. این روش‌ها شامل حل معادلات مسیر حرکت ماهواره، به همراه تأثیر انحرافی تمام نیروهای اغتشاشی، در فضای کارتیزین هستند. این فرم‌های دینامیکی نیازمند تبدیل مختصات دکارتی به مؤلفه‌های مداری است. با استفاده از مؤلفه‌های مداری، انحراف موجود نسبت به حالت ایده‌آل به دست می‌آید. در این مقاله، با استفاده از روش رانگ - کوتا - فلبرگ و انتگرال‌گیری زمانی معادلات ۲۹ تا ۳۴ محاسبه می‌شوند. با استفاده از نتایج آنها، نحوه عملکرد ماهواره تحت تأثیر پارامتر اختلالی ناشی از نیروهای ائروپدینامیکی محاسبه می‌شود.

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} (e \sin \theta \cdot R + (1+e \cos \theta) S) \quad (29)$$

$$\frac{de}{dt} = \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} (\sin \theta \cdot R + (\cos \psi + \cos \theta) S) \quad (30)$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{1}{na\sqrt{1-e^2}} \frac{r}{a} \cos(\theta + \omega) W \quad (31)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{1}{na\sqrt{1-e^2}} \frac{r \sin(\theta + \omega)}{a \sin(i)} \quad (32)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{\sqrt{1-e^2}}{nae} \left(-R \cos \theta + \left(1 + \frac{1}{1+e \cos \theta} \right) \times \sin \theta \cdot S - \frac{d\Omega}{dt} \cos(i) \right) \quad (33)$$

$$\frac{dM}{dt} = n + \frac{1-e^2}{nae} \left(\left(\frac{-2e}{1+e \cos \theta} + \cos \theta \right) R - \left(1 + \frac{1}{e \cos \theta} \right) \sin \theta \cdot S \right) \quad (34)$$

$$\psi = \cos^{-1} \left(\frac{a-|r|}{ae} \right) \quad (35)$$

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (36)$$

مدتی که ماهواره در مدار خود باقی می‌ماند، عموماً برای ماهواره‌هایی که روی مدارهای نزدیک زمین حرکت می‌کنند، قابل تعریف است. به این مدت زمان طول عمر بالستیکی می‌گویند. ماهواره در پایان طول عمر بالستیکی خود به سمت زمین کشیده و در لحظه برخورد با جو متلاشی می‌شود. برخلاف طول عمر بالستیکی، طول عمر عملیاتی مدت زمانی است که تجهیزات

بررسی کرد [۲]. پس از محاسبه نیروها و ممان‌های ائروپدینامیکی تلاش می‌شود تا اثر این نیرو و ممان‌های بهینه‌شده روی طول عمر ماهواره بررسی شود. در این روابط A_{ref} معرف مساحت جانبی ماهواره، ω_e سرعت زاویه‌ای متوسط زمین، ρ چگالی محیط و r بردار موقعیت ماهواره نسبت به مرکز زمین است [۳۹].

$$dF_{aero} = \frac{1}{2} \rho C_d V^2 (n_s v) v dA \quad (21)$$

$$dF_{aero} = \frac{1}{2} \rho C_L V^2 (n_s v) v dA \quad (22)$$

$$\int (n_s \cdot v) dA = A_{drag} \quad (23)$$

$$F_{drag} = \frac{1}{2} \rho V_R^2 A_{ref} C_d (\alpha, S, \sigma, T_W) \quad (24)$$

$$F_{lift} = \frac{1}{2} \rho V_R^2 A_{ref} C_L (\alpha, S, \sigma, T_W) \quad (25)$$

$$V_R = V - \omega_e \times r \quad (26)$$

۲-۵. گشتاورهای ائروپدینامیکی

گشتاورهای ائروپدینامیکی تابعی از شکل ماهواره، زاویه قرارگیری در مدار، موقعیت مرکز جرم نسبت به مرکز فشار و خواص سطح هستند. پارامترهایی چون شکل ماهواره، زاویه قرارگیری و خواص سطح ماهواره خود تابعی از مشخصات سازهای، ویژگی‌های محیط قرارگیری، هندسه و جهت‌یابی ماهواره در مدار هستند. اما به منظور محاسبه موقعیت مرکز جرم نسبت به مرکز فشار، نخست باید مرکز هندسی هر بخش از ماهواره که در مقابل جریان قرار می‌گیرد را محاسبه کرد و فاصله آن را تا مرکز فشار به دست آورد. با ضرب فاصله به دست آمده و نیروهای ائروپدینامیکی، گشتاورهای ائروپدینامیکی محاسبه می‌شوند. به منظور محاسبه گشتاورهای ائروپدینامیکی از رابطه ۲۷ استفاده می‌شود [۳۸-۳۴].

$$T_{aero} = F_{aero} (C_p - C_g) \quad (27)$$

$$C_p = L(0.2 + 0.3 \sin \alpha) \quad (28)$$

در این رابطه L طول ماهواره است. با توجه به موارد یادشده می‌توان نتیجه گرفت که با تغییرات زاویه حمله مرکز فشار ماهواره تغییر می‌کند و به منظور محاسبه آن در این مقاله از قانون آوانزینی استفاده شده است [۳۹].

۲-۶. طول عمر ماهواره

تخمین عمر عملکردی و بالستیکی ماهواره علاوه بر پارامترهای مداری، به جرم، مساحت ماهواره و چگالی اتمسفر در ارتفاعات

ماهواره و سامانه تأمین انرژی آن قابلیت کارکرد داشته باشد. این عمر در ارتفاعات بالای ۵۰۰ کیلومتر تعریف می‌شود [۴۰]. یکی از مزایای حل معادلات زیر تخمین عمر بالستیکی و پیش‌بینی آثار اغتشاشات محیطی بر عملکرد ماهواره است. بدین صورت که آثار اغتشاشات و عوامل محیطی بر پارامترهای مداری بررسی می‌شوند. البته با توجه به اینکه در ارتفاعات بالاتر از مدار لئو از دقت روش کاوتل کم می‌شود، لذا در ارتفاعات بالاتر از مدار لئو استفاده از روش انکه به‌علت دارابودن دقت بالاتر توصیه می‌شود [۴۱]. در این روابط a طول محور نیمه‌اصلی^{۱۷}، e خروج از مرکز، i زاویه^{۱۸} میل، Ω زاویه^{۱۸} صعود راست، M آنومالی متوسط، ω زاویه^{۱۹} حضیض و θ آنومالی حقیقی است. با توجه به مطالب ذکرشده و استفاده از روابط فوق، پایان عمر بالستیکی ماهواره زمانی است که ماهواره نمونه به ارتفاع ۱۸۰ کیلومتری سطح زمین برسد.^{۱۹} در واقع در ارتفاع مذکور ماهواره با افزایش نیروی پسا مواجه می‌شود و این افزایش پسا سبب می‌گردد ماهواره انرژی خود را از دست بدهد و قادر به رسیدن به ارتفاع اوج مداری خود (دورترین نقطه به سطح زمین) نباشد. این امر سبب افت ارتفاع و تبدیل تدریجی مدار بیضوی به شبه‌دایروی می‌شود. وقتی مدار ماهواره شبه‌دایروی شود، پس از گذشت چند ساعت با جو زمین برخورد می‌کند.

۳. اعتبارسنجی

یکی از معتبرترین روش‌های شبیه‌سازی و مدل‌سازی در عرصه تحقیقات فضایی، استفاده از نرم‌افزار ابزار طراحی ماهواره^{۲۰} است. در این مقاله به‌منظور صحت‌گذاری از نسخه ۸ این نرم‌افزار استفاده شده است. پارامترهای مداری ماهواره مورد نظر، به‌عنوان ورودی در این نرم‌افزار وارد و طول عمر بالستیکی محاسبه می‌شود. اما با توجه به اینکه در این نرم‌افزار تأثیر زاویه حمله در نظر گرفته نمی‌شود، با فرض صفر بودن زاویه حمله و در طول یک شبانه‌روز تغییرات شعاع ماهواره تا سطح زمین محاسبه شده است و در گام بعد طول عمر ماهواره نمونه توسط نرم‌افزار و نتایج حاصل از این پژوهش مقایسه شده است، که بیانگر همسانی نتایج در زاویه حمله صفر درجه است.

۴. نتایج

همان‌طور که پیشتر نیز بیان شد، پارامترهای سرعت، سطح اثرگذار، زاویه حمله، چگالی و ضریب نیروهای ائرودینامیکی از

جمله عوامل تأثیرگذار بر نیروهای ائرودینامیکی هستند. با افزایش ارتفاع از سطح زمین، سرعت مداری و چگالی ذرات موجود در جو کاهش می‌یابد و در پی آن نیروهای ائرودینامیکی کم می‌شوند؛ لذا در ارتفاعات کمتر از ۶۰۰ کیلومتر این نیروها جزء نیروهای اختلالی به‌شمار می‌روند. در مدارهای بیضوی بیشترین نیروی ائرودینامیکی اختلالی در نقطه حضیض مدار روی می‌دهد و سبب افت سرعت می‌شود. افت سرعت و افزایش سطح مؤثر ماهواره نیز سبب کاهش انرژی می‌شود. وقتی ماهواره در نقطه حضیض مداری خود افت سرعت پیدا می‌کند، دیگر انرژی کافی برای بازگشت به نقطه اوج مداری ندارد، لذا مدار به‌تدریج شبه‌دایروی می‌شود و عمر بالستیکی ماهواره به اتمام می‌رسد. با توجه به روابط ۲۴ و ۲۵، نیرو و بهره‌گیری از نتایج آنها و رابطه ۲۷ مقدار گشتاورهای ائرودینامیکی برحسب زاویه حمله برای ماهواره نمونه محاسبه می‌شود. جدول ۱ و ۲ به‌ترتیب نشان‌دهنده مشخصات مداری و فیزیکی ماهواره نمونه است. یکی از فاکتورهای مهم در تغییر مقدار نیروی پسا و گشتاورهای حاصل از آن به‌عنوان یک نیروی اغتشاشی، تغییر سطح برخورد ماهواره با جریان رقیق اتمسفر است. با توجه به این موضوع که سطح جانبی، سطح اثرگذار در محاسبه نیرو و ممان‌های ائرودینامیکی است. شکل ۲ نشان‌دهنده تغییر مساحت جانبی ماهواره برحسب تغییرات زاویه حمله در ارتفاع ثابت است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه حمله مساحت افزایش می‌یابد. شایان ذکر است که دلیل انتخاب زاویه حمله در محدوده ۸- درجه تا ۸ درجه مأخذ [۲] است و در ماهواره نمونه، تغییر زاویه حمله در خارج از محدوده مشخص، سبب ناپایداری و افزایش نیروهای ائرودینامیکی مخرب می‌شود.

جدول ۱. مشخصات مداری ماهواره نمونه

مشخصات مدار نامی	
خروج از مرکز	۰/۰۰۹۴۳
زاویه شیب	۵۵ درجه
ارتفاع اوج	۳۷۵ کیلومتر
ارتفاع حضیض	۲۵۰ کیلومتر
زاویه صعود راست	۲۲۵/۵۸ درجه
آرگومان حضیض	۱۴۸/۵۶ درجه
دوره تناوب	۹۰/۷۷ دقیقه
مدل اتمسفر	یاکیا - ۷۰

جدول ۲. مشخصات هندسی ماهواره نمونه

پارامترهای هندسی ماهواره در حالت باز بودن آرایه‌های خورشیدی	
طول	۵۹ سانتی‌متر
عرض	۴۶ سانتی‌متر
ارتفاع	۵۵ سانتی‌متر
وزن	۴۰ کیلوگرم
نسبت سطح به جرم	۰/۰۰۶۵ متر مربع بر کیلوگرم

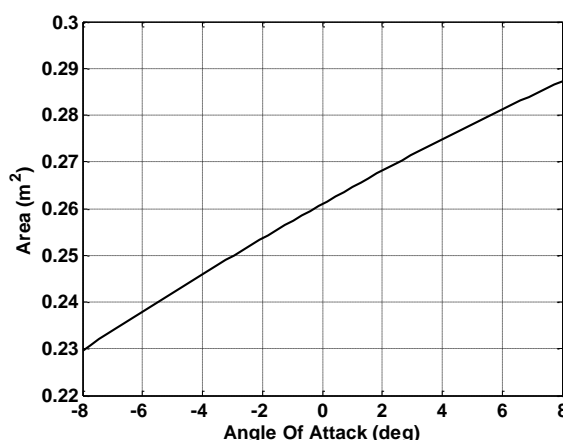
زاویه حمله طول عمر ماهواره کم می‌شود. بنا بر این نمودار، اگر زاویه حمله ماهواره برابر با ۸- درجه باشد، ماهواره بیشترین طول عمر را خواهد داشت. اما این زاویه بدون در نظر گرفتن پایداری ماهواره است؛ به همین دلیل شکل ۶ مقدار نرخ تغییرات گشتاورهای ائرودینامیکی برحسب زاویه حمله C_{M_a} در زوایای حمله مختلف را نمایش می‌دهد. با توجه به اینکه C_{M_a} کوچکتر از صفر لازم پایدار است، می‌توان نتیجه گرفت ماهواره نمونه در زوایای حمله منفی پایدار است. همان‌طور که پیشتر نیز بیان شد، به‌منظور صحت‌گذاری از نرم‌افزار ابزار طراحی ماهواره استفاده شده است. شکل ۷ تغییرات بردار شعاع ماهواره تا زمین را نشان می‌دهد که بیانگر کاهش افت مداری ماهواره در یک شبانه‌روز است. با توجه به نمودار ۷، با بهره‌گیری از روش ارائه‌شده در این مقاله در پایان ۲۴ ساعت ماهواره نسبت به ماهواره مدل شده، چند متر افت مداری کمتر دارد. نمودار ۸ تغییرات ارتفاع اوج و حوضیض را نمایش می‌دهد. ماهواره زمانی به ارتفاع بحرانی می‌رسد که در مدارهای غیردایروی ارتفاع اوج برابر با ارتفاع حوضیض باشد، به بیان دیگر، وقتی خروج از مرکز در مدارهای غیردایروی به سمت صفر میل کند، ماهواره به ارتفاع بحرانی رسیده است و تنها چند ساعت تا پایان عمر آن باقی است. این شکل در مقایسه با نمودار ارتفاع برحسب زاویه حمله صفر درجه در شکل ۵ است که بیانگر یکسان‌بودن طول عمر محاسبه‌شده با نتایج نرم‌افزار است.

شکل‌های ۳ و ۴ نیز نشان‌دهنده تغییرات نیرو و گشتاورهای ائرودینامیکی برحسب زاویه حمله در ارتفاع ثابت و عملیاتی ماهواره نمونه است. با توجه به ابعاد و شکل مکعب‌مستطیلی ماهواره نمونه انتظار می‌رود مقدار نیروی پسا و گشتاورهای ائرودینامیکی وارد بر آن در بازه مشخص شده متقارن باشد.

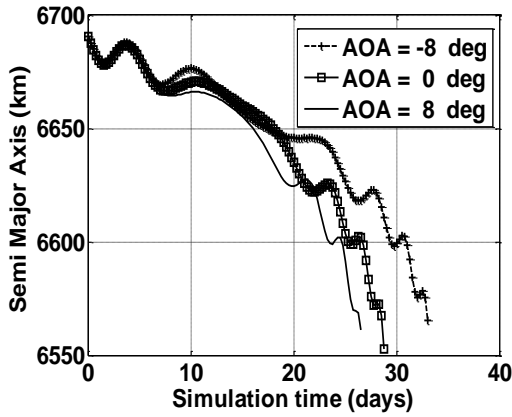
برای مثال در زاویه حمله ۸ و ۸- درجه، مقادیر یکسانی برای نیرو و گشتاور وجود داشته باشند. این امر در حالی است شکل‌های ۳ و ۴ نشان‌دهنده عدم تقارن این مقادیر است. در واقع، عدم تقارن این مقادیر به دلیل اثر زاویه حمله است. به بیان دیگر، زاویه حمله بر انرژی جذب‌شده از سوی خورشید و موقعیت ماهواره نسبت به خورشید اثر می‌گذارد و سبب افزایش دمای سطح ماهواره در زوایای حمله مثبت می‌شود. لذا نیرو و گشتاور متقارن نیستند. همان‌طور که در شکل ۵ نیز مشاهده می‌شود، با افزایش



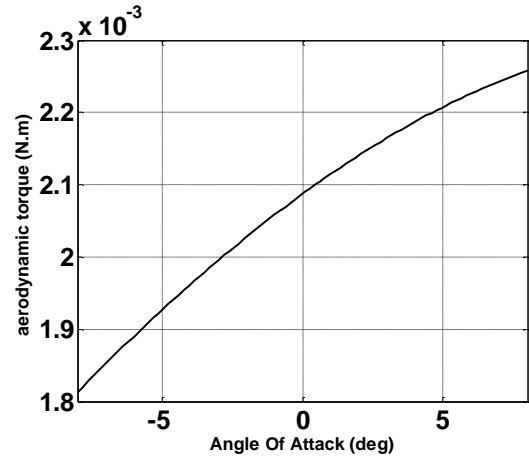
شکل ۳. تغییرات نیروی پسا برحسب تغییرات زاویه حمله در ارتفاع ثابت



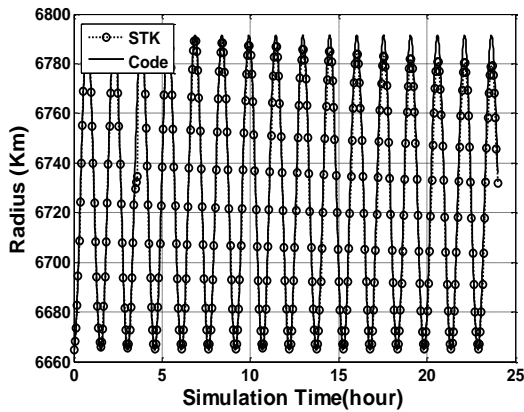
شکل ۲. تغییرات مساحت جانبی ماهواره برحسب زاویه حمله در ارتفاع ثابت



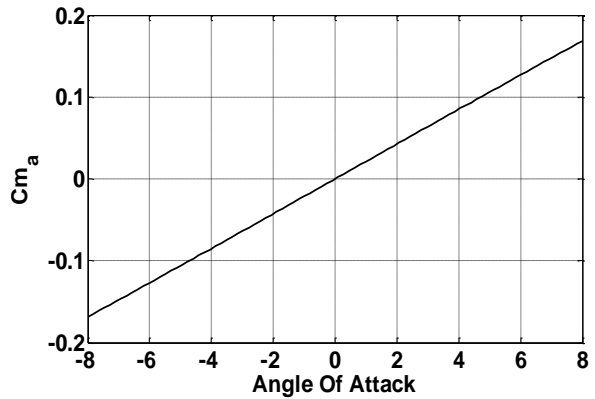
شکل ۵. طول عمر بالستیک ماهواره برحسب زاویه حمله



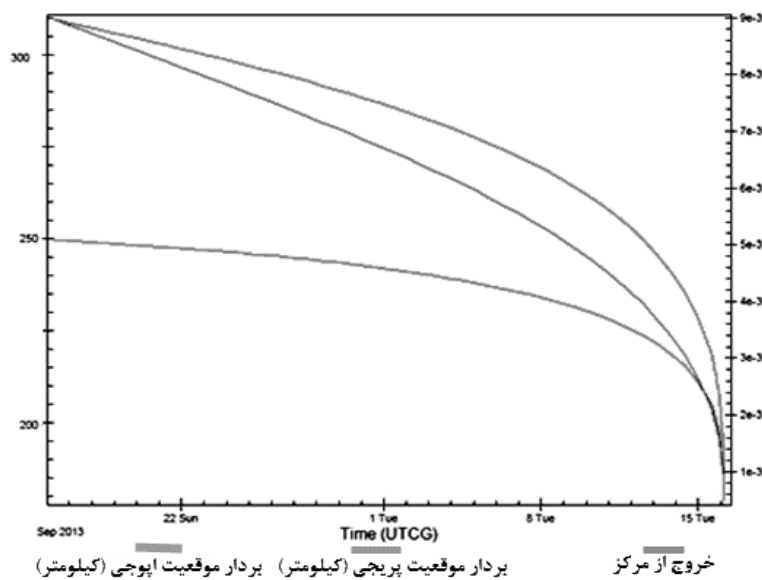
شکل ۴. گشتاور ائرو دینامیکی پیشگی برحسب زاویه حمله در ارتفاع ثابت



شکل ۷. تغییرات بردار شعاع ماهواره تا زمین طی یک شبانه روز



شکل ۶. نرخ تغییرات گشتاورهای ائرو دینامیکی برحسب زاویه حمله برحسب زاویه حمله در ارتفاع ثابت



شکل ۸. تغییرات خروج از مرکز و ارتفاع در نرم افزار ابزار طراحی ماهواره

۵. نتیجه‌گیری

مشخص شد اگر ماهواره دارای مقدار کمی زاویهٔ حملهٔ منفی باشد، مقدار نیروهای اختلالی ائرویدینامیکی کمتری به آن وارد می‌شود و از اینرو طول عمر بالستیکی و پایداری آن افزایش می‌یابد.

در این مقاله نیروهای اغتشاشی ائرویدینامیکی در مدار لئو به‌عنوان تابعی از زاویهٔ حمله و تعیین محدودهٔ پایداری یک ماهواره موجود در مدار لئو استخراج شد. پس از انجام محاسبات و تحلیل‌ها

۶. مأخذ

- [1] Klinkrad, H., B. Fritsche. "Orbit and attitude perturbations due to aerodynamics and radiation pressure." *Oral presented at the ESA Workshop on Space Weather*, ESTEC, Noordwijk, Netherlands, 1998.
- [2] Koppenwallner, G. "Satellite aerodynamics and determination of thermospheric density and wind." *Oral presented at AIP Conference Proceedings*, 2011.
- [3] Reynerson, Charles. "Aerodynamic Disturbance Force and Torque Estimation for Spacecraft and Simple Shapes Using Finite Plate Elements–Part I: Drag Coefficient." *Advances in Spacecraft Technologies*: 333.
- [4] Walkera, A., Mehtaa, P., Kollera, J., & Walker, A. "A Comparison of Different Implementations of Diffuse Reflection with Incomplete Accommodation for Satellite Drag Coefficient Modeling." *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2013.
- [5] Prieto, D. M., B. P. Graziano, P. C. Roberts. "Spacecraft drag modelling. Progress in Aerospace Sciences." 2014, 64, pp. 56-65.
- [6] Mehta, P. M., Walker, A., Lawrence, E., Linares, R., Higdon, D., & Koller, J. "Modeling satellite drag coefficients with response surfaces." *Advances in Space Research*, 54(8), 2014, pp. 1590-1607.
- [7] Ghodarzi, Ali. "Calculating satellite aerodynamic coefficient in rarefied atmosphere." In 2th Conference of applied science of aerospace industries Tehran, Iran, 2003, (In Persian).
- [8] Abdolahi. "Life of a LEO satellite orbits estimate of the aerodynamic forces", MSC dissertation, Amirkabir University, Tehran, 2004, (In Persian).
- [9] Walker, A., M. Piyush, K. Josef. "A Quasi-Specular Drag Coefficient Model using the Cercignani-Lampis-Lord Gas-Surface Interaction Model." *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2013.
- [10] Schamberg. "A new analytic representation of surface interaction for hypersonic free molecular flow." *Rand Corp.*, RM-2313, Santa Monica, CA, 1959.
- [11] Schaaf, S. A., P. L. Chambré, *Flow of rarefied gases*, Princeton University Press, 1961.
- [12] Storch, J. A. "Aerodynamic disturbances on spacecraft in free-molecular flow." Aerospace Corp EL Segundo CA Vehicle Systems DIV, 2002.
- [13] Roberts Jr., C. E. "An analytic model for upper atmosphere densities based upon Jacchia's 1970 models." *Celestial Mechanics*, 4(3-4), 1971, pp. 368-377.
- [14] Gaposchkin. "Calculation of satellite drag coefficients." Massachusetts Institute of Technology Lexington Lincoln Lab, 1994.
- [15] Villamil, R., G. Avanzini. "1912 Laws of Planes Moving at an Angle in Air and Water", The Laws of Avanzini, 1994.
- [16] Hurlbut. "Studies of molecular scattering at the solid surface." *Journal of Applied Physics*, 28(8), 1957, pp. 844-850.
- [17] Hurlbut. *On the Molecular Interactions between Gases and Solids*, University of California, Berkeley, CA, 1962.
- [18] Hinchey, J. J., W. M. Foley. "Scattering of Molecular Beams by Metallic Surfaces", United Aircraft Corp East Hartford Con Research Labs.
- [19] Kleyn. "Molecular Beam scattering at metal surfaces." *Surface Dynamics*, Elsevier, 2003, pp. 79-108.
- [20] Walkera, A., P. Mehtaa, J. Kollera, A. Walker. "A Comparison of Different Implementations of Diffuse Reflection with Incomplete Accommodation for Satellite Drag Coefficient Modeling." *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2013.
- [21] Cercignani, C., M. Lampis. "Kinetic models for gas-surface interactions." *Transport Theory and Statistical Physics*, 1(2), 1971, pp. 101-114.
- [22] Lord, R. G. "Application of the Cercignani-Lampis scattering kernel to direct simulation Monte Carlo calculations." In Proc. of 17th Int.

- Symp. on Rarefied Gas Dynamics, 1991, pp. 1427-1433.
- [23] Cook, G. E. "Satellite drags coefficients." *Planetary and Space Science*, 13(10), 1965, pp. 929-946.
- [24] Moe, K., M. M. Moe, S. D. Wallace. "Drag coefficients of spheres in free-molecular flow." *Advances in the Astronautical Sciences*, 93, 1996, pp. 391-406.
- [25] Doornbos, E., J. V. Den Ijssel, H. Lüher, M. Förster, G. Koppenwallner. "Neutral density and crosswind determination from arbitrarily oriented multiaxis accelerometers on satellites." *Journal of Spacecraft and Rockets*, 47(4), 2010, pp. 580-589.
- [26] Marcos. "New satellite drag modeling capabilities." In 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006, pp. 9-12.
- [27] Pardini, C., K. Moe, L. Anselmo. "Thermospheric density model biases at the 23rd sunspot maximum." *Planetary and Space Science*, 67(1), 2012, pp. 130-146.
- [28] Schaaf, S. A., L. Talbot. *Handbook of Supersonic Aerodynamics*, Section 16, Mechanics of Rarefied Gases, Superintendent of Documents, US Government Printing Office, 1959.
- [29] Picone, J. M., A. E. Hedin, D. P. Drob, A. C. Aikin. "NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues." *Journal of Geophysical Research: Space Physics* (1978–2012), 107(A12), SIA-15.
- [30] Bowman, B. R., W. Kent Tobiska, F. A. Marcos, C. Valladares. "The JB2006 empirical thermospheric density model." *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 70(5), 2008, pp. 774-793.
- [31] Montenbruck, O., E. Gill, E. *Satellite orbits*, Springer, 2000.
- [32] Roberts Jr., C. E. "An analytic model for upper atmosphere densities based upon Jacchia's 1970 models." *Celestial Mechanics*, 4(3-4), 1971, pp. 368-377.
- [33] Lyle, R., P. Stabekis. "Spacecraft Aerodynamic Torques." *NASA SP-8058*, January 1971.
- [34] White, C., C. Colombo, T. J. Scanlon, C. R. McInnes, J. M. Reese. "Rarefied gas effects on the aerodynamics of high area-to-mass ratio spacecraft in orbit." *Advances in Space Research*, 51(11), 2013, pp. 2112-2124.
- [35] Rawashdeh, S., D. Jones, D. Erb, A. Karam, J. E. Lumpp Jr. "Aerodynamic attitude stabilization for a Ram-Facing CubeSat." In Breckenridge, Colorado: AAS 32nd Annual Guidance and Control Conference, 2009.
- [36] Rawashdeh. "CubeSat Aerodynamic Stability." ISS Altitude and Inclination, 2012.
- [37] Sidi, *Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach (Vol. 7)*, Cambridge university press, 1997.
- [38] Tewari, *Atmospheric and Space Flight Dynamics: Modeling and Simulation with MATLAB® and Simulink®*, Springer, 2007.
- [39] Wertz, J. R., W. J. Larson, *Space mission analysis and design*, 1999.
- [40] Kennewell, "Satellite Orbital Decay Calculations", IPS Radio & Space Services, the Australian Space Weather Agency, Sydney, Australia, 1999.

پی‌نوشت

1. Cowell
2. LEO orbit
3. Albedo
4. GRACE
5. Direct Simulation Monte Carlo (DSMC)
6. Bird
7. Maxwell's model
8. Schamberg
9. Hyperthermal
10. Schaaf and Chambre
11. Exosphere
12. Jacchia 1970
13. gas surface interaction

14. Maxwell
15. Exosphere
16. Enke
17. semi major axis
18. inclination

۱۹. درباره ماهواره‌هایی که نسبت وزن به مساحت آنها کمتر از ۱۰۰ کیلوگرم بر متر مربع است (ماهواره‌های سبک)، عمر بالستیکی تا زمانی است که ماهواره به ارتفاع ۱۸۰ کیلومتری سطح زمین برسد. البته در ماهواره‌هایی که نسبت وزن به مساحت آنها بیشتر از ۱۰۰ کیلوگرم بر متر مربع است این ارتفاع تا ۱۳۰ کیلومتری از سطح زمین نیز می‌رسد [۴۱].

20. Satellite Tools Kit (STK)