

تحلیل عددی اثرات آیرو-اپتیکی و آیرودینامیکی بر سامانه‌های نوری وسایل پرنده فراصوتی

سید وحید قاسمی^۱، علی اسماعیلی^{۲*}

۱- کارشناس ارشد هوافضا، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران

۲- استادیار، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۰۹/۲۶ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۱/۲۱)

چکیده

بررسی سامانه‌های هوایی فراصوتی و جستجوگرهای نوری به دلیل چالش‌های ناشی از پیچیدگی‌های جریان و کاربردهای آن، اهمیت بسیاری در حوزه هوانوردی و مهندسی هوافضا دارد. این پژوهش به تحلیل اثرات آیرو-اپتیکی و آیرودینامیکی بر جستجوگرهای نوری در شرایط پرواز فراصوت پرداخته است. با استفاده از شبیه‌سازی عددی، جریان هوا و تغییرات چگالی اطراف جسم پرنده در سرعت‌ها و ارتفاع‌های مختلف بررسی شده است. همچنین تأثیر عواملی مانند عدد ماخ، عدد رینولدز و ارتفاع پرواز بر خطای دید و انحراف پرتو نوری مطالعه شده است. نتایج نشان داد که افزایش عدد رینولدز و ماخ منجر به تشدید گرمایش آیرودینامیکی و نوسانات میدان چگالی می‌شود که کیفیت تصویر جستجوگرهای نوری را کاهش می‌دهد. همچنین، با افزایش ارتفاع پرواز، کاهش چگالی هوا موجب کاهش خطای دید و بهبود عملکرد اپتیکی می‌گردد. از سوی دیگر، شناسایی نقاط بحرانی در ارتفاع و شرایط جریان، نقش کلیدی در طراحی سامانه‌های مطمئن‌تر دارد. این یافته‌ها می‌توانند به بهبود دقت و قابلیت اطمینان سامانه‌های اپتیکی-آیرودینامیکی در پروازهای فراصوت کمک کنند.

واژه‌های کلیدی: آیرو-اپتیکی، جریان فراصوتی، گرمایش آیرودینامیکی، خطای دید

Analysis of Aero-Optical and Aerodynamic Effects on Optical Systems of Hypersonic Vehicles Using Numerical Simulation

Seyed Vahid Ghasemi, Ali Esmaeili

Abstract

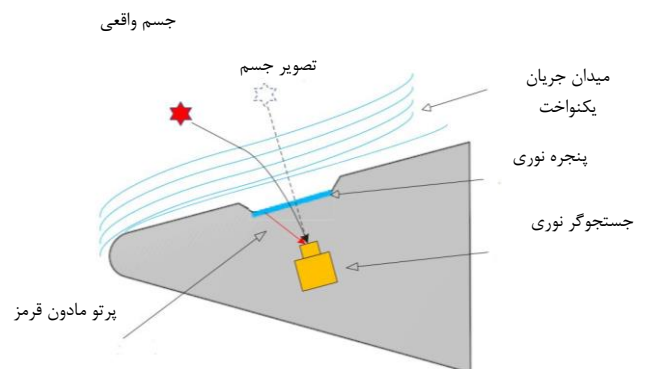
The study of hypersonic aerial systems and optical seekers is of significant importance in the fields of aeronautics and aerospace engineering due to the challenges arising from complex flow phenomena and their applications. This research investigates the aero-optical and aerodynamic effects on optical seekers under hypersonic flight conditions. Numerical simulations are employed to analyze airflow and density variations around the flying body at various speeds and altitudes. The impacts of parameters such as Mach number, Reynolds number, and flight altitude on optical errors and beam deviations are also examined. The results reveal that increasing Reynolds and Mach numbers intensifies aerodynamic heating and density field fluctuations, thereby degrading the image quality of optical seekers. Conversely, at higher altitudes, reduced air density decreases optical errors and enhances optical performance. Furthermore, identifying critical points in altitude and flow conditions plays a pivotal role in designing more reliable systems. These findings contribute to improving the accuracy and reliability of aero-optical systems in hypersonic flight applications.

Key words: Aero-Optical, Hypersonic Flow, Aerodynamic Heating, Optical Errors

مقدمه

یک جستجوگر نوری^۱ یکی از زیرسیستم‌های مهم موشک‌های مدرن است و برای جستجو، ردیابی و حمله دقیق به هدف استفاده می‌شود. این جستجوگر نوری هنگام پرواز وسیله پرنده، در سرعت‌های مافوق صوت یا حتی فراصوتی، در معرض امواج ضربه‌ای و محیط حرارتی شدید آیرودینامیکی قرار می‌گیرد. در این شرایط، به دلیل تغییرات میدان چگالی اطراف جسم، جستجوگر نوری دچار انحراف پرتو نوری و خطای دید می‌شود [۱].

همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده است، لایه‌های برشی حتی در سرعت‌های نسبتاً کم زیرصوت نیز، اطراف جسم تشکیل شده است [۲]، بنابراین پرتوی که از این لایه برشی روی پنجره نوری عبور می‌کند به دلیل تغییرات ضریب شکست در میدان جریان غیریکنواخت بالای پنجره نوری دچار اعوجاج می‌شود. این تغییرات ضریب شکست موجب جابه‌جایی تصویر و در نتیجه خطای دید می‌شود و همچنین یک خطای فاز، انحراف بر روی دسته امواج عبوری ایجاد می‌کند که منجر به تاری و لرزش تصویر می‌شود. این پدیده‌ها که به عنوان اثرات آبرو-اپتیک^۲ شناخته می‌شوند، عملکرد جستجوگر نوری را به شدت تحت تأثیر قرار می‌دهند [۳].



شکل ۱- تصویر شماتیک از اثر آبرو-اپتیک در اجسام پرنده فراصوتی [۴]

جستجوگرهای نوری به‌طور معمول برد آن‌ها بین ۲۰ تا ۱۰۰ کیلومتر است. در بردهای بلند، حتی انحرافات جزئی پرتو نور (در حد میکرو رادیان) می‌تواند موجب خطاهای قابل توجه در مکان‌یابی هدف (در حد چندین متر) شود [۵]. تغییرات چگالی و موج‌های ضربه‌ای در سرعت‌های بالا مسیر پرتوهای

نوری را منحرف کرده و دقت جستجوگر را کاهش می‌دهند. شناسایی و تصحیح این خطاها برای بهبود دقت رهگیری و عملکرد سامانه‌های اپتیک در مأموریت‌های حساس ضروری است.

نزدیک فضا^۳ معمولاً به فضایی اطلاق می‌شود که ارتفاع آن (نسبت به سطح دریا) بین ۲۰ تا ۱۰۰ کیلومتر متغیر است و در سال‌های اخیر به‌عنوان یک فضای با ارزش نظامی توجه زیادی به آن شده است [۶]. وسایل پرنده در نزدیک فضا معمولاً دارای سرعت فراصوتی (سرعت پروازی بالاتر از عدد ماخ ۵) هستند و به عنوان وسایل پرنده فراصوتی نزدیک فضا شناخته می‌شوند. به عنوان مثال، مفهوم وسیله پرنده کروز فراصوتی در برنامه فالکون، دارای سرعت کروز نزدیک به عدد ماخ ۱۰ است [۷].

در سال‌های اخیر، با توسعه پلتفرم‌های ارتباط لیزری هوابرد، موشک‌های پرسرعت با جستجوگرهای نوری و سیستم‌های تسلیحاتی لیزری، علاقه به مطالعه اثرات آبرو-اپتیک افزایش یافته است. گوردیف و همکاران [۸] اثرات آبرو-اپتیک لایه‌های مرزی مافوق صوت را بررسی کردند تا اندازه‌گیری‌های آبرو-اپتیک را انجام دهند و مدلی برای توصیف اثرات آبرو-اپتیک در لایه‌های مرزی زیرصوت و مافوق صوت توسعه دهند. هاو و همکاران [۹] با استفاده از معادلات ناوبر-استوکس و مدل اسپالارت-آلماراس که توسط نرم‌افزار تجاری فلوئنت^۴ ارائه شده، اثرات آبرو-اپتیک را برای سه نوع پنجره نوری متداول، از جمله پنجره کروی، بیضوی و سهموی شبیه‌سازی کردند. شو و کای [۱۰] تأثیر ارتفاع را بر انحراف تصویری یک میدان جریان آیرودینامیکی دوبعدی بررسی کرده و نشان دادند که با افزایش ارتفاع، انحراف تصویری اپتیک آیرودینامیکی کاهش می‌یابد. باناخ و همکاران [۱۱] به بررسی اعوجاج‌های پرتوی نوری ناشی از موج ضربه‌ای پرداختند و نشان دادند که با افزایش ارتفاع، جابه‌جایی زاویه‌ای پرتو از جهت انتشار اولیه کاهش می‌یابد. علاوه بر این، باناخ و همکاران [۱۲] ویژگی‌های پرتوهای نوری را که از موج ضربه‌ای ناشی از حرکت مافوق صوت یک جسم مخروطی در یک جو آشفته عبور می‌کنند، تحلیل کردند. نتایج نشان داد که اثرات آبرو-اپتیک ناشی از موج ضربه‌ای با افزایش آشفتگی نوری کاهش

³ Near Space

⁴ Fluent

¹ Optical seeker

² Aero-optical

در پیش‌بینی و کاهش خطای دید در مأموریت‌های پروازی مختلف مورد استفاده قرار گیرد.

روابط حاکم

جریان مورد بررسی در این پژوهش جریان تراکم‌پذیر پایا است که با کمک نرم‌افزار تجاری فلوئنت با حل معادلات ناوراستوکس جریان اطراف جسم پرنده شبیه‌سازی شده است. معادلات ناوراستوکس در حالت پایا طبق رابطه (۱) نوشته می‌شود:

$$\frac{dQ}{dt} + \frac{dE^I}{dx} + \frac{dF^I}{dy} = \frac{dE^V}{dx} + \frac{dF^V}{dy} \quad (1)$$

در رابطه (۱) بردار متغیرهای بقایی، E^I و F^I بردارهای شار جابه‌جایی، E^V و F^V بردارهای شار لزج است. توضیحات بیشتر پارامترهای هر بردار در مرجع [۱۷] آورده شده است.

عدد رینولدز جریان در رابطه (۲) تعریف شده است. در رابطه (۲) پارامتر ρ چگالی جریان، u سرعت جریان، μ ویسکوزیته جریان و L نشانگر طول مشخصه جسم است که در این پژوهش طول جسم پرنده را به‌عنوان طول مشخصه در نظر گرفته شده است. در رابطه (۳) نیز تعریف عدد ماخ معرفی شده است که در این رابطه c معرف سرعت صوت جریان است.

$$Re = \frac{\rho u L}{\mu} \quad (2)$$

$$M = \frac{u}{c} \quad (3)$$

برای محاسبه ویسکوزیته سیال در جریان‌های فراصوتی از رابطه قانون ساترلند استفاده شده است. رابطه (۴) قانون ساترلند برای محاسبه ویسکوزیته جریان هوا با توجه به دما جریان (T) را نشان می‌دهد.

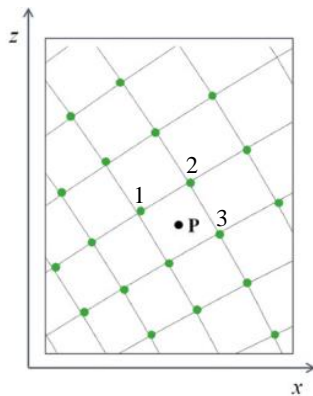
$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{2}{3}} \frac{T_0 + 110.4}{T + 110.4} \quad (4)$$

برای حل مسئله لازم است، ضریب شکست نور و گرادیان آن برای هر نقطه مورد نیاز در دامنه محاسبه شود. ضریب شکست گره‌های اصلی حل که چگالی آن‌ها از نرم‌افزار فلوئنت استخراج شده با رابطه گلداستون-دیل و نقاط داخل سلول‌ها با

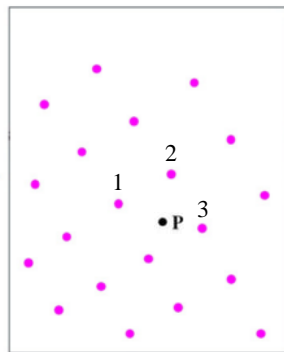
می‌یابند. گوئو و همکاران [۱۳] نیز به بررسی تاثیرات آیرو-اپتیک جت خنک کننده دیواره جسم پرنده در جریان‌های فراصوتی پرداختند، آن‌ها نشان دادند که جت خنک‌کننده به دلیل تفاوت چگالی آن با جریان هوا موجب افزایش خطای دید می‌شود. لیو و همکاران [۱۴] اثرات آیرو-اپتیک زاویه حمله، عدد ماخ و محل قرارگیری دوربین برای جریان مادون صوت حول یک ایرفویل را بررسی کردند. یانگ و همکاران [۱۵] با بررسی جریان فراصوتی نشان دادند که گرمایش آیرودینامیکی و آشفته‌گی جریان تأثیر به‌سزایی در اثرات آیرو-اپتیک دارد. ژانگ و همکاران [۴] با ارائه روش تحلیل زمانی پرتوهای نوری نشان می‌دهند که گرمایش آیرودینامیکی نقش غالبی در کاهش کیفیت تصاویر گرفته شده توسط جستجوگر نوری دارد. های و همکاران [۱۶] با بررسی تکنیک‌های خنک‌کاری روی جسم پرنده فراصوتی نشان دادند که این تکنیک‌ها با اینکه اثرات گرمایش آیرودینامیکی را کاهش می‌دهند اما اثرات آیرو-اپتیک جستجوگر نوری را افزایش می‌دهند. لی و همکاران [۵] با ارائه یک روش جامع در کنترل جریان شامل خنک‌کاری جت و مکش لایه مرزی برای جریان در اعداد ماخ ۳ و ۵، توانستند اعواج‌های نوری را کاهش دهند و کیفیت تصاویر ضبط شده توسط جستجوگر نوری بهبود بخشند.

با این حال، به اثرات آیرو-اپتیک در سرعت‌های فراصوتی، به ویژه در پروازهای نزدیک فضا، توجه کمتری شده است. این امر تا حدی به دلیل دشواری‌های اندازه‌گیری تجربی داده‌های قابل اعتماد آیرو-اپتیک در شرایط فراصوتی است. افزون بر این، با اینکه انتقال نوری از میان جستجوگر نوری تحت گرمایش آیرودینامیکی و میدان جریان آیرودینامیکی غیریکنواخت مورد بررسی قرار گرفته است [۴، ۱۰-۱۵]، مقالات اندکی به تأثیر عوامل عدد ماخ پروازی، میزان آشفته‌گی جریان و ارتفاع پروازی پرداخته‌اند.

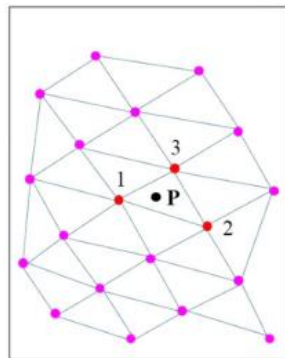
در این پژوهش، اثرات آیرو-اپتیک یک جستجوگر نوری در یک وسیله پرنده فراصوتی و نزدیک فضا به طور دقیق مورد بررسی قرار گرفته است. این بررسی طیف گسترده‌ای از شرایط جریان شامل عدد رینولدز جریان (۲۰۰ هزار تا ۲ میلیون)، ارتفاع پروازی (۲۰ تا ۴۰ کیلومتر) و عدد ماخ (۵ تا ۱۵) انجام شده است. هدف اصلی این پژوهش، تحلیل تأثیر این پارامترها بر خطای دید در یک وسیله پرنده فراصوتی که در ارتفاعات بالا پرواز می‌کند، است. لازم به‌ذکر است، نتایج این تحقیق می‌تواند



(الف)



(ب)



(ج)

شکل ۲ - درون‌یابی ضریب شکست نقطه‌ی p (الف) گره‌ها و سلول‌های شبکه‌بندی هندسه (ب) نقاط حاوی اطلاعات (ج) مشخص کردن نزدیک‌ترین گره‌ها به نقطه p

معرفی هندسه و آزمایش‌ها

ابعاد و اندازه جسم پرنده فراصوت مورد تحلیل طبق مرجع [۱۸] در شکل ۳ نشان داده شده است.

درون‌یابی شبکه مثلثی (درون‌یابی دلانی) محاسبه شده است. رابطه (۲) رابطه گلداستون-دیل [۱۳] را برای به دست آوردن ضریب شکست از میدان چگالی جریان را نشان می‌دهد:

$$n(r) = K_{GD}\rho(r) + 1 \quad (2)$$

در این رابطه $n(r)$ ضریب شکست در هر سلول، $\rho(r)$ چگالی هر سلول و K_{GD} ثابت گلداستون است که مقدار آن برای هوا $2/27 \times 10^{-4}$ است [۱۳]. برای ردیابی مسیر پرتو باید ضریب شکست و گرادیان آن برای هر مختصات فلوئنت و با رابطه (۲) می‌توان ضریب شکست و گرادیان آن را در گره‌های اصلی شبکه محاسبه کرد.

در شکل ۲ (الف) و (ب)، دامنه گسسته شده در دینامیک سیالات محاسباتی و نقطه p از هندسه که ضریب شکست و گرادیان آن برای حل عددی رانج-کوتا نیاز است را نشان می‌دهد. در شکل ۲ (ج)، نقاط ۱، ۲، ۳ که کد متلب نوشته شده به‌عنوان نزدیک‌ترین نقاط به p با ضریب شکست معلوم شناسایی کرده را نشان می‌دهد.

در روش درون‌یابی معکوس فاصله را می‌توان با استفاده از نتایج حل در نقاط معلوم شبکه و اطلاعات موردنیاز در نقاط مجهول را از رابطه (۳) محاسبه کرد.

$$n = n_i \varphi_i \quad (i=1,2,3) \quad (3)$$

در این رابطه i رئوس یک مثلث و نزدیک‌ترین نقاط به p، n_i ضریب شکست این نقاط و φ_i از رابطه (۴) محاسبه می‌شود.

$$\varphi_i = \frac{\frac{1}{d_i}}{\frac{1}{d_1} + \frac{1}{d_2} + \frac{1}{d_3}} \quad (i=1,2,3) \quad (4)$$

در رابطه (۴) d_i فاصله نقطه p از نقاط ۱، ۲، ۳ است. با داشتن میدان چگالی از نتایج حل عددی و به کمک رابطه گلداستون-دیل و با درون‌یابی مثلثی، ضریب شکست و گرادیان آن در تمام نقاط موردنیاز برای ردیابی مسیر پرتو محاسبه می‌شود.

با توجه به بالا بودن عدد ماخ، از حلگر چگالی مینا، AUSM جهت محاسبه شار عددی استفاده شده است. حلگر آسم ضمن اینکه در مواجهه با ناپایداری‌های جریان همچون امواج ضربه‌ای بسیار خوب عمل می‌کند علاوه بر آن در محاسبه شار حرارتی نسبت به دیگر حلگرها دقت مناسب‌تری را دارد [۱۹]. همچنین جهت اطمینان از دقت بالای شبیه‌سازی، دقت مرتبه دوم برای گسسته‌سازی معادلات انتخاب شده است. علاوه بر این، به دلیل توجه به حساسیت بالا در شبیه‌سازی لایه-مرزی از مدل آشفتگی $K\omega - SST$ در شبیه‌سازی جریان استفاده شده است.

استقلال از شبکه و اعتبارسنجی

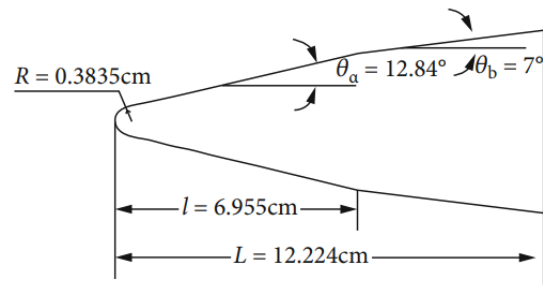
برای بررسی استقلال از شبکه، چهار شبکه مختلف در شرایطی که ویژگی‌های جریان آن در جدول ۱ ذکر شده است، با یکدیگر مقایسه شده‌اند. در جدول ۲، خصوصیات شبکه، مقدار تابع $Y+$ دیواره و شار حرارتی نقطه سکون محاسبه شده است. با توجه به مدل توربولانسی $K\omega - SST$ برای شبیه‌سازی بهتر لایه مرزی دیواره، بهتر است تابع $Y+$ دیواره کمتر از یک باشد، که سه شبکه آخر این خصوصیت را دارند. برای کاهش هزینه محاسباتی شبکه ۳، به جهت هم اندازه بودن مقدار شار حرارتی نقطه سکون اندازه‌گیری شده و سلول کمتر نسبت به شبکه ۴ انتخاب شده است.

جدول ۱- خصوصیات جریان در آزمایش اول

پارامتر جریان	مقدار
عدد رینولدز	۲۳۵ هزار
سرعت (m/s)	۱۳۸۲
عدد ماخ	۹/۸۶
فشار (Pa)	۵۹/۹۲
دما (K)	۴۸/۸۸

جدول ۲- معرفی چهار شبکه جهت بررسی استقلال از شبکه

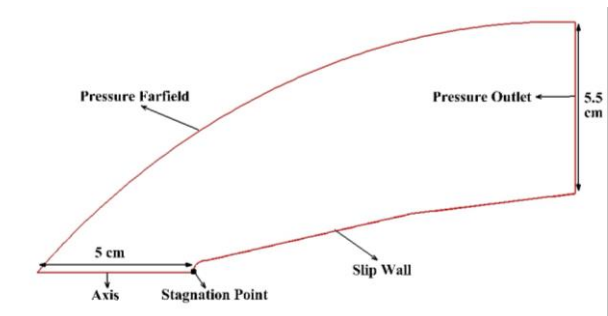
تعداد سلول‌ها	$Y+$	شار حرارتی نقطه سکون (kW/m ²)
شبکه ۱	۶ هزار	۳۴۱
شبکه ۲	۹ هزار	۳۳۱
شبکه ۳	۱۳/۵ هزار	۳۲۰
شبکه ۴	۲۰/۵ هزار	۳۱۹



شکل ۳- ابعاد و اندازه هندسه جسم پرنده فراصوت مورد تحلیل

به جهت بررسی پارامترهای مختلف جریان، ۹ آزمایش مختلف با ثابت نگه‌داشتن پارامترها دیگر و تغییر یک پارامتر، تأثیر آن پارامتر را در جریان اطراف جسم پرنده و خطای دید بررسی شده است. برای بررسی تأثیر عدد رینولدز و آشفتگی جریان، ابتدا جریان با عدد ماخ ۱۰ برای سه عدد رینولدز ۲۰۰ هزار، ۹۰۰ هزار و دو میلیون، از نظر آیرودینامیکی و اثرات آیرو-پتیک، جریان شبیه‌سازی و تحلیل شده است. سپس برای بررسی عدد ماخ، با ثابت نگه‌داشتن عدد رینولدز جریان برای سه عدد ماخ مختلف ۵، ۱۰ و ۱۵ بررسی‌های لازم انجام شده است. در انتها برای بررسی تأثیر ارتفاع پروازی در شرایط جریان و خطای دید، سه ارتفاع ۲۰، ۳۰ و ۴۰ کیلومتری، جریان شبیه‌سازی و تحلیل شده است.

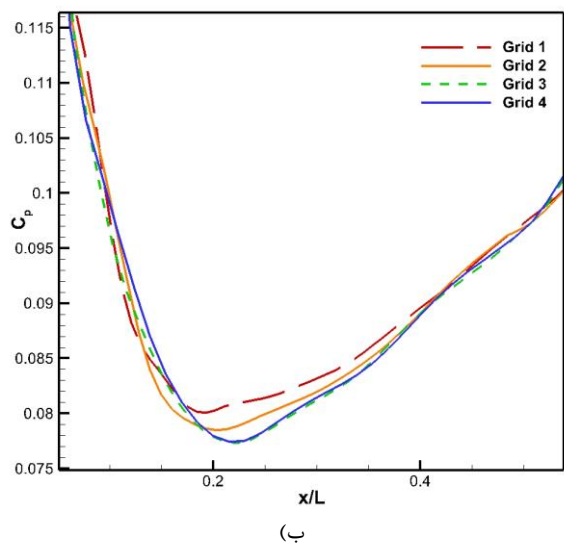
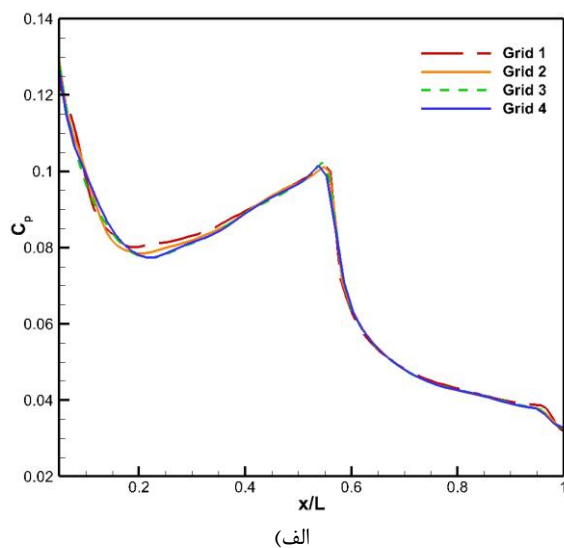
شبیه‌سازی عددی به کمک نرم‌افزار تجاری فلوئنت انجام شده است. شبکه‌بندی دامنه محاسباتی نیز در نرم‌افزار گمبیت صورت گرفته است. شکل ۴، دامین حل و شرایط مرزی این مسئله را نشان می‌دهد. شرایط مرزی استفاده شده در این شبیه‌سازی عبارت‌اند از: شرط مرزی دیواره بدون لغزش، محور تقارن، فشار دور دست و فشار خروجی. همچنین در شکل ۴، نقطه سکون را که در لبه جلویی دیواره و در تماس با محور تقارن است، نمایش داده شده است.



شکل ۴- شرایط مرزی و اندازه دامنه حل در شبیه‌سازی عددی

شکل ۷، نمودار شار حرارتی بی‌بُعد شده نسبت به شار حرارتی نقطه سکون به طول بی‌بُعد را روی دیواره جسم برای نتایج تجربی و شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد. از این شکل مشخص است که شبیه‌سازی عددی توانسته است با دقت بسیار بالایی شار حرارتی دیواره جسم پرنده را نسبت به نتایج تجربی به دست آورد.

شکل ۸، نمودار ضریب فشار به طول بی‌بُعد را روی دیواره جسم برای نتایج تجربی و عددی این پژوهش نشان می‌دهد. از این شکل واضح است که روش حل عددی انتخابی توانسته است به خوبی ضریب فشار روی دیواره جسم را پیش‌بینی کند.



شکل ۵ - الف) نمودار ضریب فشار به طول بی‌بُعد روی دیواره جسم برای چهار شبکه مختلف جهت بررسی استقلال از شبکه (ب) نمای نزدیک از نمودار

شکل ۵، نمودار ضریب فشار روی دیواره جسم پرنده را برای چهار شبکه مختلف معرفی شده نشان می‌دهد. همانطور که از این شکل و در نمای نزدیک نمودار پیداست، شبکه ۳ و ۴ جواب نزدیک به هم دارند و اختلاف زیادی را در مقدار ضریب فشار روی دیواره گزارش نمی‌کنند. از این جهت و به دلیل تعداد سلول کمتر شبکه ۳، بهترین شبکه جهت دقت بالای گزارش نتایج و هزینه محاسباتی کمتر، این شبکه را برای شبیه‌سازی جریان در این پژوهش انتخاب شده است.

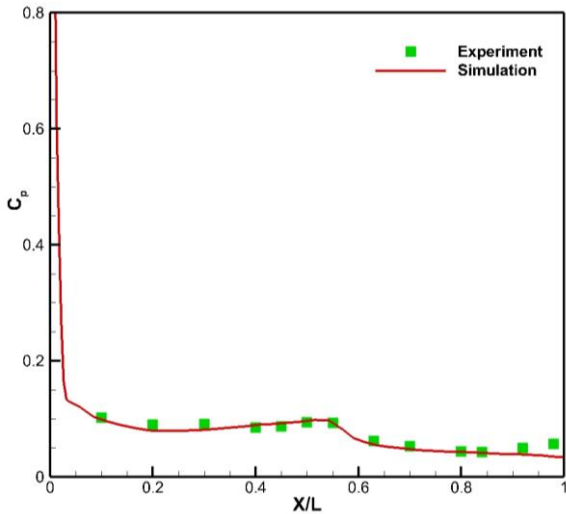
شکل ۶، شبکه باسازمان اطراف جسم پرنده را نشان می‌دهد که برای شبیه‌سازی جریان پیرامون آن طراحی شده است. این شبکه شامل ۱۳/۵ هزار سلول محاسباتی بوده و با هدف بهینه‌سازی دقت شبیه‌سازی، در نواحی بحرانی مانند لایه مرزی و نواحی نزدیک به سطح جسم پرنده، دارای سلول‌های ریزتری است. این افزایش دقت در شبکه‌بندی، امکان مدل‌سازی بهتر تغییرات شدید گرادیان‌های سرعت و دما را فراهم می‌کند که در شبیه‌سازی‌های آیرودینامیکی و اپتیک نقش مهمی دارند.

پس از انتخاب شبکه محاسباتی، جهت بررسی درست بودن روش شبیه‌سازی، نتایج شبیه‌سازی انجام شده با نتایج تجربی مقایسه شده است تا از کارآمد بودن روش شبیه‌سازی اطمینان حاصل شود. شرایط جریان مورد بررسی جهت اعتبارسنجی نتایج در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۳، مقادیر شار حرارتی و دمای دیواره در نقطه سکون نتایج تجربی و شبیه‌سازی حال حاضر را نشان می‌دهد. همانطور که از این جدول مشخص است، شار حرارتی شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی اختلاف حدود ۱ درصد را دارد و دمای حاصل از این پژوهش اختلاف ۳ درصدی با نتایج تجربی دارد. از مقایسه این نتایج پیداست که روش شبیه‌سازی عددی انتخاب شده از دقت بالایی برخوردار است و توانسته است نتایج بسیار نزدیک به نتایج آزمایشگاهی را گزارش کند.

جدول ۳- مقایسه نتایج شبیه‌سازی عددی با تجربی در نقطه سکون

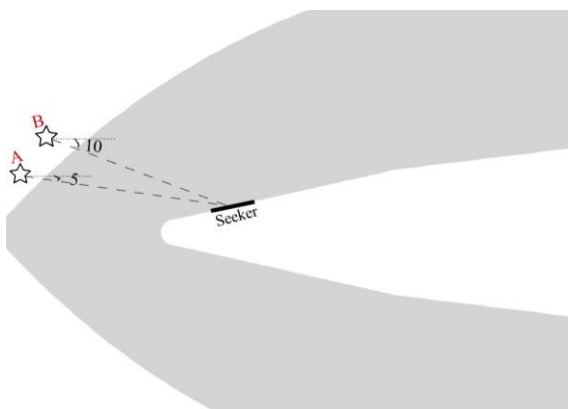
درصد اختلاف	تجربی [۱۸]	پژوهش حاضر	شار حرارتی (kW/m^2)
۱/۱۳	۳۱۷/۱	۳۲۰/۷	شار حرارتی (kW/m^2)
۳/۳	۴۵۸/۷	۴۷۴/۲	دما (K)



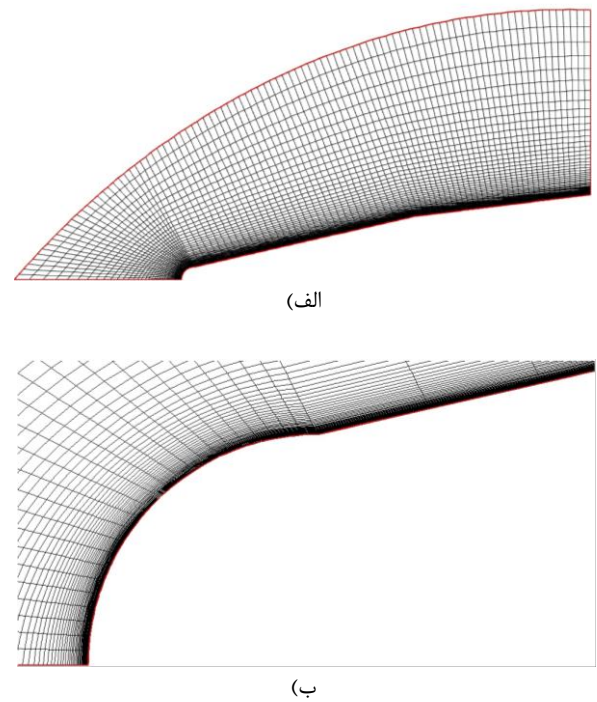
شکل ۸ - نمودار ضریب فشار به طول بی‌بعد روی دیواره جسم

نتایج

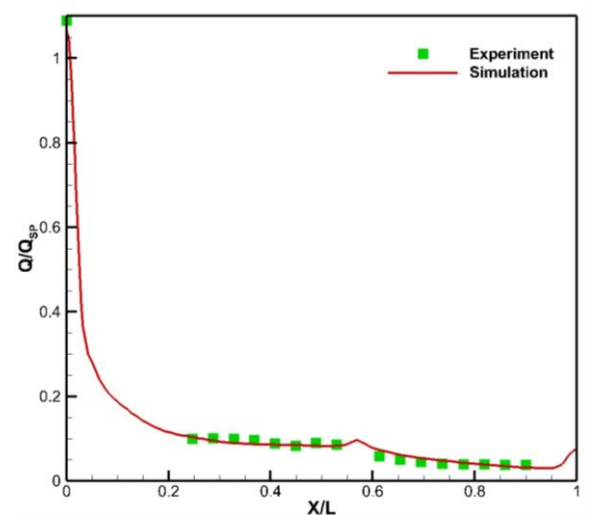
در این بخش، تأثیرات عدد رینولدز، عدد ماخ جریان و ارتفاع پروازی در خصوصیات آیرودینامیکی و آیرو-اپتیکی جسم پرنده بررسی شده است. به منظور بررسی تأثیرات خصوصیات جریان در پارامترهای آیرو-اپتیکی، یک جستجوگر نوری بر روی جسم مطابق با شکل ۹ قرار گرفته است. همچنین محل‌های قرارگیری جسم هدف نیز در شکل ۹ مشخص شده است. همان‌طور که در شکل مشخص است، هدف A با زاویه ۵ درجه و هدف B با زاویه ۱۰ درجه نسبت به جستجوگر نوری قرار گرفته است. فاصله جسم هدف از جستجوگر نوری ۱۰۰۰ متر در نظر گرفته شده است. به همین منظور اختلاف فاصله تصویر دیده شده از محل واقعی هدف که در فاصله ۱۰۰۰ متری از جستجوگر نوری قرار دارد، سنجیده شده است.



شکل ۹ - محل قرارگیری جستجوگر نوری و جسم هدف

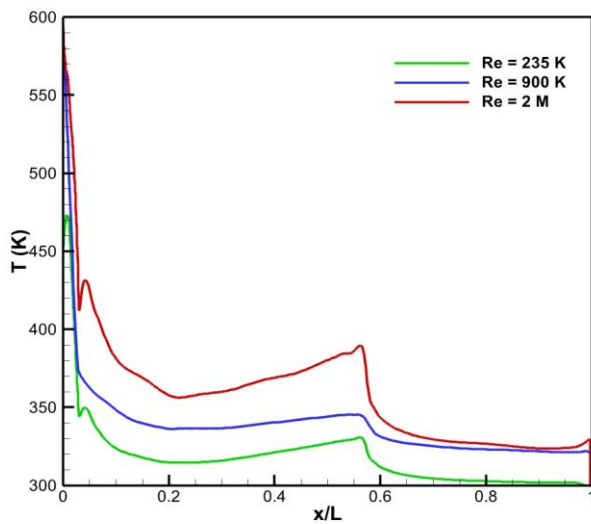


شکل ۶ - الف) شبکه‌بندی اطراف جسم پرنده جهت شبیه‌سازی ب) نمای نزدیک از شبکه در نزدیکی دیواره جسم

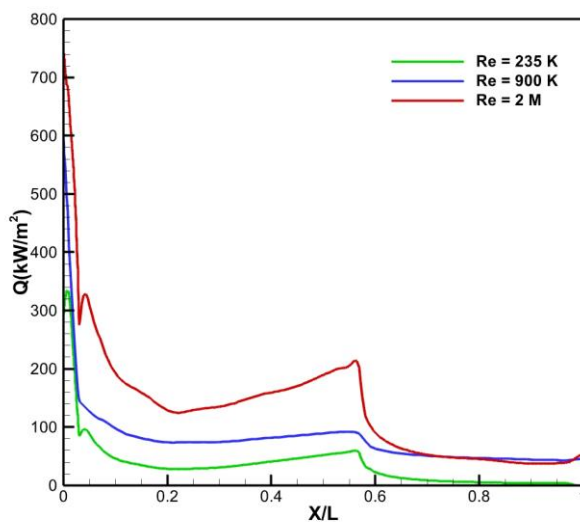


شکل ۷ - نمودار شار حرارتی بی‌بعد شده نسبت به شار حرارتی نقطه سکون به طول بی‌بعد روی دیواره جسم

تأثیر قرار دهد. علاوه بر این در پژوهش‌های حوزه امواج ضربه‌ای فراصوتی، گزارش شده است که اغتشاشات آنتروپی-گردابی در لایه موج ضربه‌ای فراصوتی، به‌ویژه در اعداد ماخ بالا، غالب هستند و منجر به نوسانات چگالی می‌شوند که هم به طور مستقیم در پشت موج شوک و هم در لبه بیرونی لایه‌مرزی مشاهده می‌شوند [۲۱].



شکل ۱۰ - مقایسه دمای دیواره به طول جسم پرنده برای جریان در اعداد مختلف رینولدز



شکل ۱۱ - نمودار شار حرارتی به طول جسم پرنده در جریان با اعداد رینولدز مختلف

تأثیر عدد رینولدز

به جهت بررسی تأثیر عدد رینولدز در خطای دید جستجوگر نوری، جریان را برای سه عدد رینولدز ۲۳۵ هزار، ۹۰۰ هزار و ۲ میلیون شبیه‌سازی شده است و سپس تحلیل آیرودینامیک صورت گرفته است. برای اینکه عدد ماخ در تحلیل انجام شده بی‌اثر باشد، عدد ماخ جریان برای تمام این اعداد رینولدز ۱۰ در نظر گرفته شده است.

شکل ۱۰ و ۱۱، نمودارهای شار حرارتی و دمای دیواره را برای جریان در این سه عدد رینولدز را نشان می‌دهد. همانطور، که از این دو شکل پیداست گرمایش آیرودینامیکی در جریان برای رینولدز ۲ میلیون بالاتر از دیگر جریان‌ها است. از این شکل می‌توان برداشت کرد که با افزایش عدد رینولدز گرمایش آیرودینامیکی نیز بیشتر شده است. پیداست که با افزایش گرمایش آیرودینامیکی، دمای دیواره نیز افزایش پیدا کرده است (شکل ۱۰). تحقیقات نشان می‌دهد که با افزایش عدد رینولدز، گرمایش آیرودینامیکی نیز تمایل به افزایش دارد. این امر عمدتاً به ویژگی‌های آشفتگی جریان برمی‌گردد که با افزایش عدد رینولدز تقویت می‌شود.

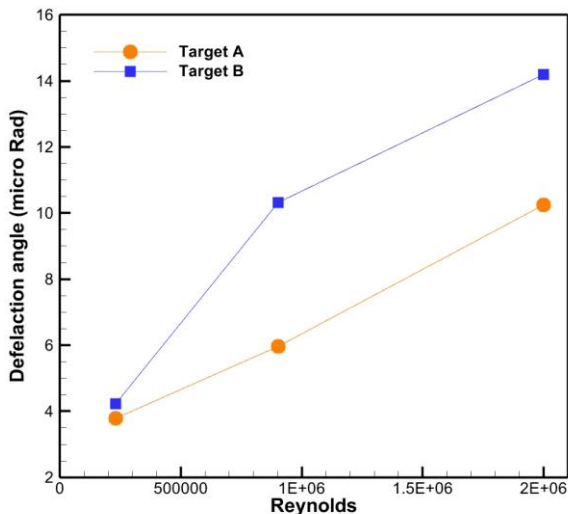
به‌عنوان مثال، وانگ و همکاران [۲۰] نشان دادند که حاصل ضرب عدد استانتون^۵ و جذر عدد رینولدز به‌عنوان یک پارامتر کلیدی در شبیه‌سازی گرمایش آیرودینامیکی در پروازهای فراصوتی عمل می‌کند. پس می‌توان نتیجه گرفت که عدد رینولدز بالاتر موجب تقویت نرخ انتقال حرارت می‌شود، زیرا آشفتگی بیشتر جریان موجب تقویت اختلاط و انتقال انرژی در لایه مرزی شده و در نتیجه شار حرارتی بالاتری در سطح دیواره وسیله نقلیه ایجاد می‌کند.

شکل ۱۲، کانتور چگالی اطراف جسم پرنده را برای اعداد رینولدز ۲۳۵ و ۹۰۰ هزار و ۲ میلیون نشان می‌دهد. مشخص است که با افزایش عدد رینولدز تغییرات چگالی در طول موج ضربه‌ای بسیار شدیدتر است. به‌همین علت انتظار می‌رود این افزایش تغییرات میدان چگالی جریان، اثرات آیرودینامیکی شدیدتری در پی داشته باشد.

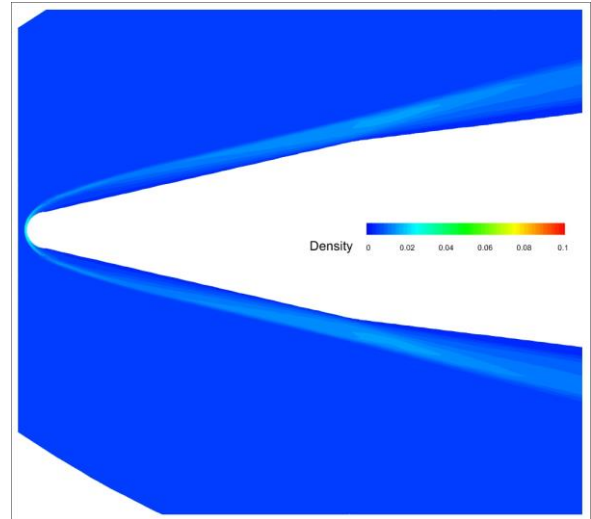
در رژیم‌های فراصوتی، عدد رینولدز نقش حیاتی در تعیین ویژگی‌های پایداری و انتقال لایه‌مرزی ایفا می‌کند. تحقیقات نشان می‌دهد که با افزایش عدد رینولدز و انتقال از جریان آرام به جریان آشفتگی می‌تواند اغتشاشات لایه موج ضربه‌ای را تحت

⁵ Stanton number

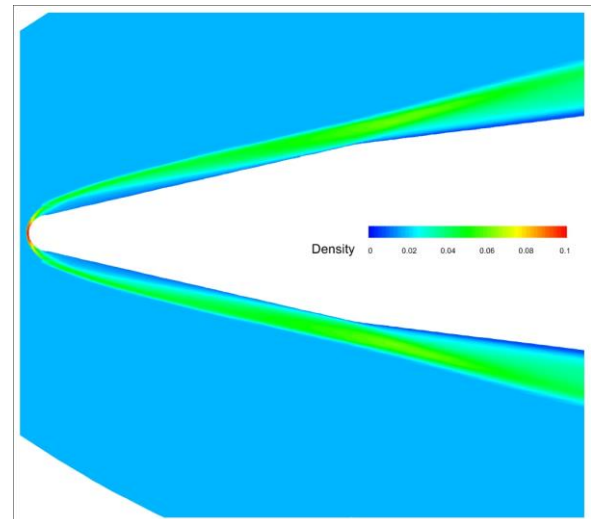
برای بررسی تأثیر عدد رینولدز در خطای دید، پرتو نور از جستجوگر به دو هدف A و B (شکل ۹) تابانده شده و نتیجه زاویه انحراف پرتو و اختلاف فاصله تصویر دیده شده در دو شکل ۱۳ و ۱۴ گزارش شده است. همانطور که اشاره شد با افزایش عدد رینولدز گرمایش آیرودینامیکی نیز افزایش پیدا کرده و در نتیجه تغییرات دما و به طبع آن تغییرات چگالی بیشتر شده است. همچنین افزایش عدد رینولدز در جریان های فراصوتی موجب تغییرات شدیدتری در میدان چگالی در محدود موج ضربه ای می شود. با افزایش تغییرات چگالی، انحرافات پرتو نوری نیز بیشتر خواهد شد. از این رو با افزایش عدد رینولدز خطای دید جستجوگر نوری نیز بیشتر شده است. طبق شکل ۱۳ و ۱۴، علاوه بر افزایش عدد رینولدز، با افزایش زاویه محل قرارگیری هدف نسبت به جستجوگر نوری موجب افزایش اختلاف در تصویر دیده شده نسبت به محل واقعی هدف می شود. می توان نتیجه گیری علاوه بر خصوصیات جریان، محل قرارگیری هدف و جستجوگر نوری در اثرات آیرودینامیکی حائز اهمیت است.



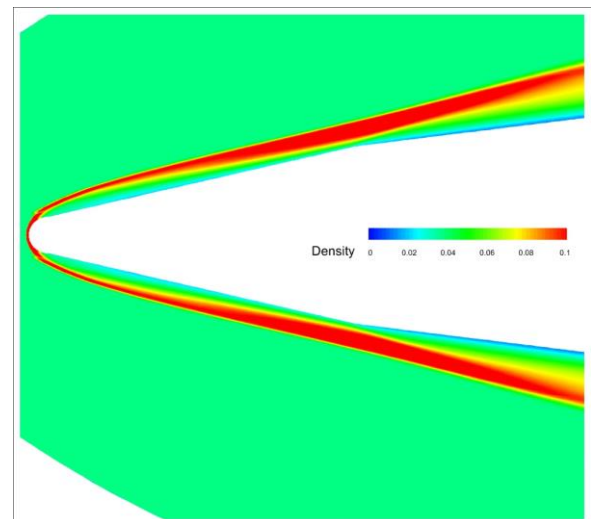
شکل ۱۳ - نمودار زاویه انحراف پرتو تابیده شده به جسم هدف به عدد رینولدز برای دو محل قرارگیری هدف A و B



(الف)



(ب)

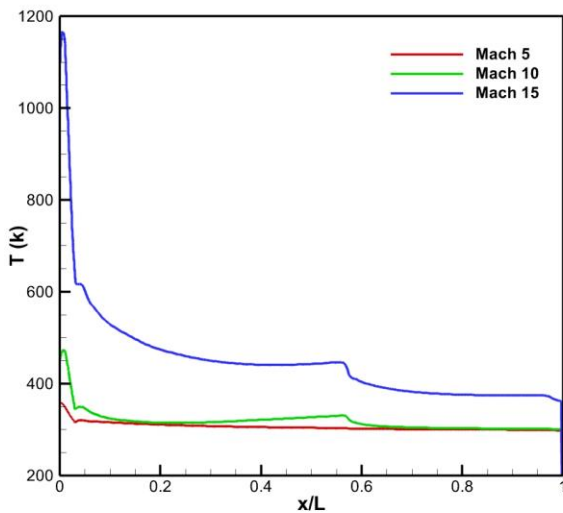


(پ)

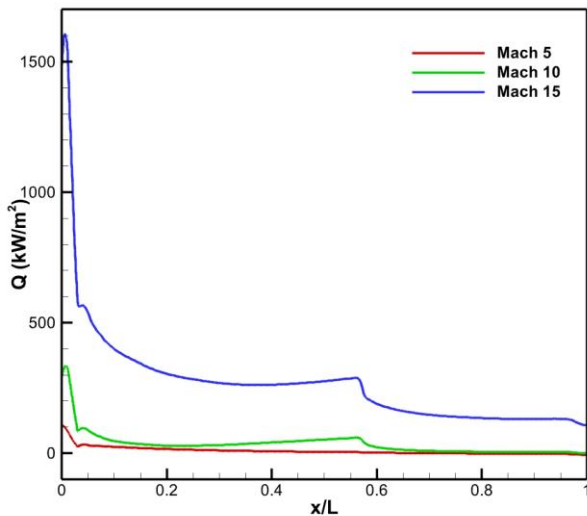
شکل ۱۲ - کانتور چگالی اطراف جسم پرنده فراصوتی در اعداد رینولدز (الف) ۲۳۵ هزار (ب) ۹۰۰ هزار (پ) ۲ میلیون

حرارتی تولیدی جریان نیز بیشتر شده است. با افزایش شار حرارتی دمای دیواره جسم نیز بالاتر رفته‌است.

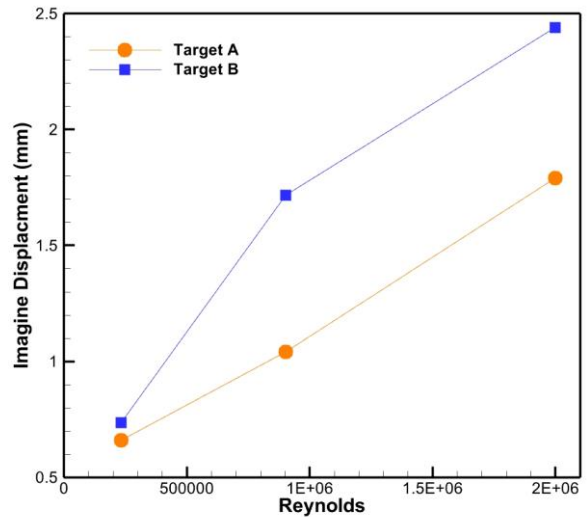
شکل ۱۷، کانتور ماخ را اطراف سه جریان با عدد ماخ ۵، ۱۰ و ۱۵ را نشان می‌دهد. با افزایش عدد ماخ جریان موج ضربه‌ای تشکیل شده جلوی جسم به جسم نزدیک‌تر می‌شود. همچنین با شدت گرفتن قدرت موج ضربه‌ای (در پی افزایش عدد ماخ جریان) اختلاف قبل و بعد چگالی هنگام موج ضربه‌ای بیشتر می‌شود، همین امر موجب شکست بیشتر نور و افزایش خطای دید جسم پرنده در طی ماموریت خود می‌شود.



شکل ۱۵ - نمودار دمای دیواره جسم به طول جسم پرنده در اعداد ماخ جریان ۵، ۱۰ و ۱۵



شکل ۱۶ - نمودار شار حرارتی دیواره جسم به طول جسم پرنده در اعداد ماخ جریان ۵، ۱۰ و ۱۵



شکل ۱۴ - نمودار اختلاف فاصله تصویر دیده شده به عدد رینولدز برای دو محل قرارگیری هدف A و B

با توجه به نتایج شبیه‌سازی انجام شده می‌توان نتیجه گرفت که با شدت گرفتن آشفتگی جریان به دلیل افزایش انرژی جریان، گرمایش آیرودینامیکی جریان فراصوتی و تغییرات میدان چگالی در محدوده موج ضربه‌ای نیز شدیدتر می‌شود. با افزایش اختلاف چگالی بین جستجوگر نوری و هدف، کیفیت تصویر دیده کاهش پیدا می‌کند. اختلاف تصویر دیده شده با محل واقعی هدف می‌تواند اختلالاتی در وظایف جسم پرنده ایجاد کند.

تأثیر عدد ماخ

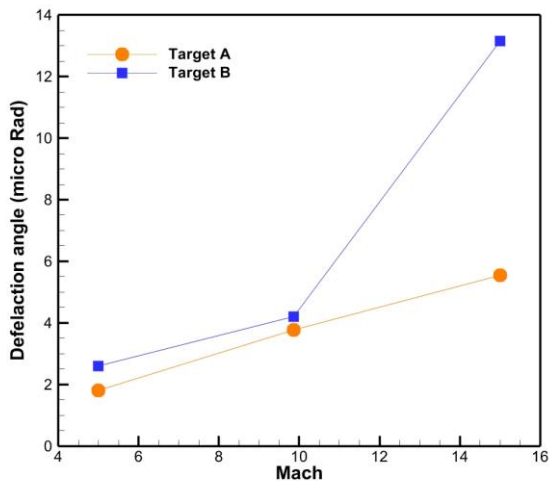
برای بررسی تأثیر عدد ماخ جریان در خصوصیات آیرودینامیکی و آبرو-اپتیک جریان فراصوتی، جریان برای سه عدد ماخ ۵، ۱۰ و ۱۵ شبیه‌سازی شده است و سپس تحلیل آبرو-اپتیک انجام شده است.

در جریان‌های فراصوتی با افزایش عدد ماخ، انرژی جنبشی جریان نیز افزایش می‌یابد که به رسیدن جریان به سطوح آنتالپی بالاتر کمک می‌کند [۲۲]. این افزایش آنتالپی مستقیماً با افزایش شار حرارتی مرتبط است، زیرا انرژی موجود در جریان برای تبدیل به انرژی حرارتی افزایش یافته‌است.

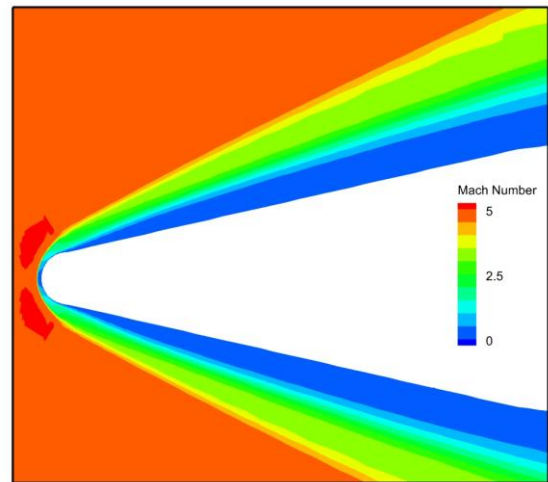
شکل ۱۵ و ۱۶، به ترتیب نمودار دمای دیواره و شار حرارتی دیواره به طول جسم پرنده را نشان می‌دهد. همانطور که از این دو شکل پیداست با افزایش عدد ماخ جریان، شار

شکل ۱۸ و ۱۹، مقدار زاویه انحراف پرتو منعکس شده از هدف و فاصله تصویر هدف از محل واقعی آن را به عدد ماخ جریان را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۱۷، با افزایش عدد ماخ قدرت موج ضربه‌ای بیشتر شده است. همین موضوع موجب افزایش تغییرات چگالی قبل و بعد موج ضربه‌ای می‌شود. با افزایش تغییرات میدان چگالی جریان، کیفیت تصویر دیده شده از هدف پایین خواهد آمد. با توجه به توضیحات بیان شده و شکل ۱۸ و ۱۹، با افزایش عدد ماخ جریان، خطای دید جستجوگر نوری نیز بیشتر شده است. همچنین از این نمودار می‌توان نتیجه گرفت هرچه جسم هدف با جستجوگر نوری زاویه بیشتری داشته باشد، خطای دید و اختلاف فاصله تصویر دیده شده از محل واقعی آن نیز بیشتر خواهد شد.

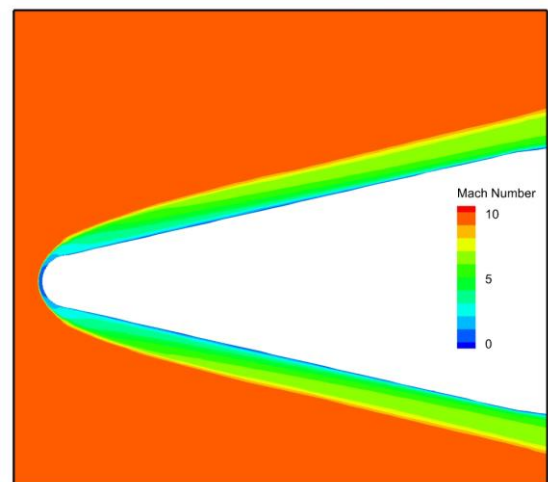
با توجه به تحلیل‌های انجام شده، افزایش عدد ماخ موجب افزایش شار حرارتی و گرمایش آیرودینامیکی می‌شود. علاوه بر این با افزایش عدد ماخ قدرت موج ضربه‌ای جلوی جسم و تغییرات میدان چگالی نیز بیشتر می‌شود. افزایش گرمایش آیرودینامیکی و تغییرات میدان چگالی سبب پایین آمدن کیفیت تصویر هدف می‌شود. همچنین هرچه هدف نسبت جستجوگر نوری جسم پرنده زاویه بیشتری داشته باشد، خطای دید با افزایش عدد ماخ شدت بیشتری می‌گیرد.



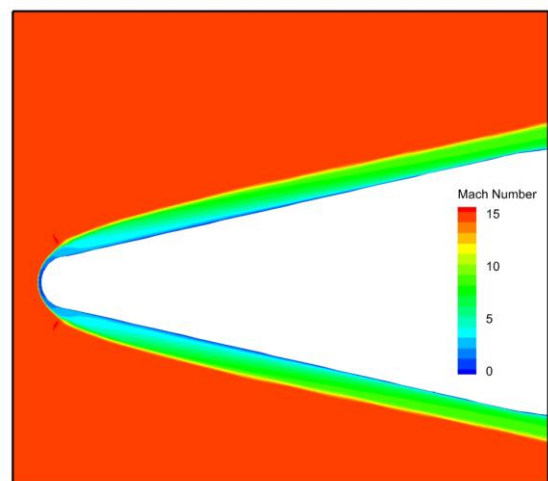
شکل ۱۸ - نمودار زاویه انحراف پرتو تابیده شده به جسم هدف به عدد ماخ جریان برای دو محل قرارگیری هدف A و B



(الف)

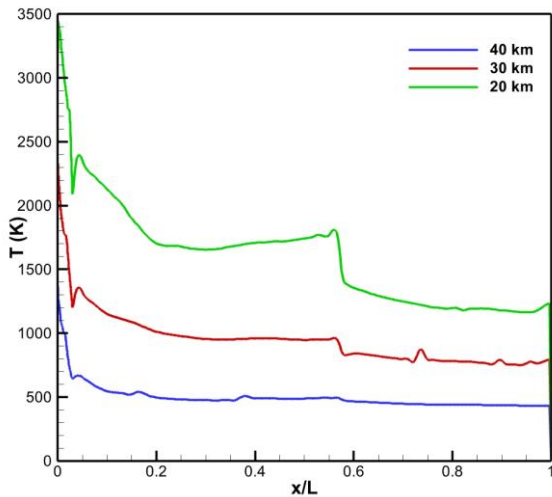


(ب)

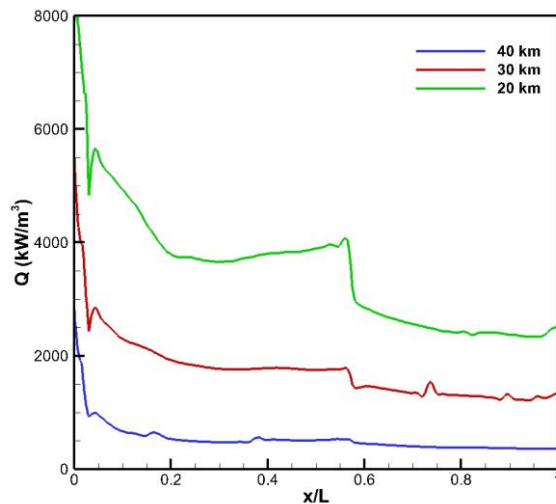


(پ)

شکل ۱۷ - کانتور ماخ اطراف جسم برای جریان با عددهای ماخ (الف) ۵ (ب) ۱۰ (پ) ۱۵

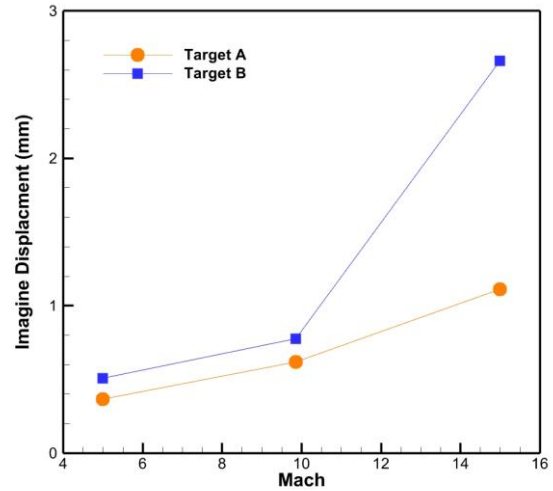


شکل ۲۰ - نمودار دمای دیواره جسم به طول جسم پرنده در ارتفاع پروازی ۲۰، ۳۰ و ۴۰ کیلومتری از سطح دریا



شکل ۲۱ - نمودار شار حرارتی دیواره جسم پرنده در ارتفاع پروازی ۲۰، ۳۰ و ۴۰ کیلومتری از سطح دریا

شکل ۲۲، کانتور چگالی حول سه جریان با ارتفاع پروازی ۲۰، ۳۰ و ۴۰ کیلومتری از سطح دریا را نشان می‌دهد. همانطور که می‌دانید با افزایش ارتفاع چگالی هوا نیز کاهش پیدا می‌کند. در شکل ۲۲، واضح است که با افزایش ارتفاع پروازی چگالی هوا نیز کاهش پیدا کرده‌است. با کاهش چگالی هوا تغییرات چگالی در طی عبور از موج ضربه‌ای نیز کم خواهد شد. بطور مثال با توجه به شکل ۲۲، در ارتفاع پروازی ۲۰ کیلومتری تغییرات چگالی بین بازه ۰ تا ۰/۶۹ کیلوگرم به متر مکعب بوده است، اما در ارتفاع پروازی ۴۰ کیلومتری از سطح دریا این تغییرات در بازه ۰ تا ۰/۱ کیلوگرم بر متر مکعب رخ



شکل ۱۹ - نمودار اختلاف فاصله تصویر دیده شده به عدد ماخ جریان برای دو محل قرارگیری هدف A و B

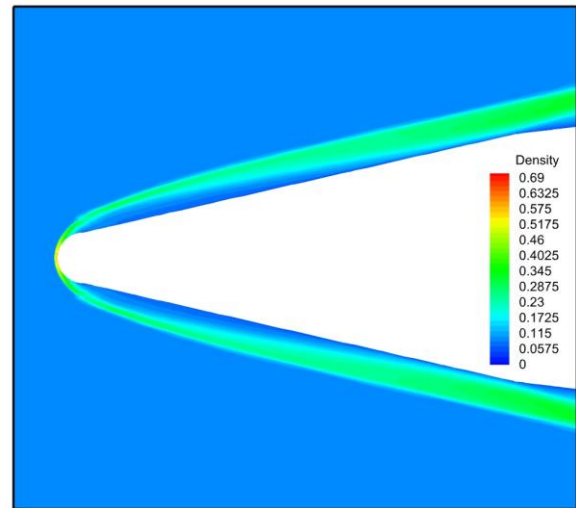
تأثیر ارتفاع

برای بررسی اثر ارتفاع پروازی در خصوصیات آیرودینامیکی و آیرودینامیکی جریان، برای سه ارتفاع ۲۰، ۳۰ و ۴۰ کیلومتری از سطح دریا جریان شبیه‌سازی و تحلیل شده است.

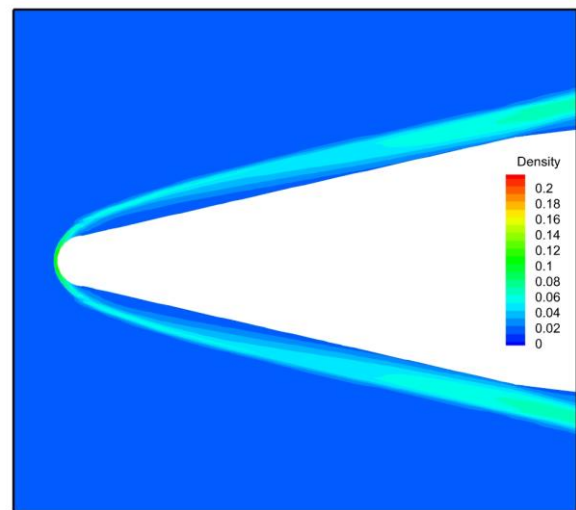
اهمیت بررسی ارتفاع پروازی در تجزیه و تحلیل آیرودینامیکی جریان فراصوت به دلیل ویژگی‌های منحصر به فرد رژیم‌های پرواز فراصوت که به طور قابل توجهی با شرایط مافوق صوت و مادون صوت متفاوت است، بسیار مهم است. در سرعت‌های فراصوت، محیط آیرودینامیکی به طور فزاینده‌ای پیچیده می‌شود که تحت تأثیر عواملی مانند اثرات رقیق شدن جریان، فعل و انفعالات امواج ضربه‌ای و بارهای حرارتی که با ارتفاع متفاوت است، می‌شود. این عوامل ارزیابی دقیق ارتفاع را برای اطمینان از پیش‌بینی دقیق عملکرد آیرودینامیکی و پایداری وسیله نقلیه در طول پرواز ضروری می‌کند [۲۳].

شکل ۲۰ و ۲۱، نمودار دما و شار حرارتی اعمال شده به دیواره جسم پرنده در این سه ارتفاع پروازی اشاره شده را نشان می‌دهد. همانطور که از این دو شکل پیداست، با افزایش ارتفاع پروازی شار حرارتی اعمال شده به جسم کمتر می‌شود به همین علت دمای دیواره جسم در ارتفاع‌های بالاتر مقدار کمتری دارد.

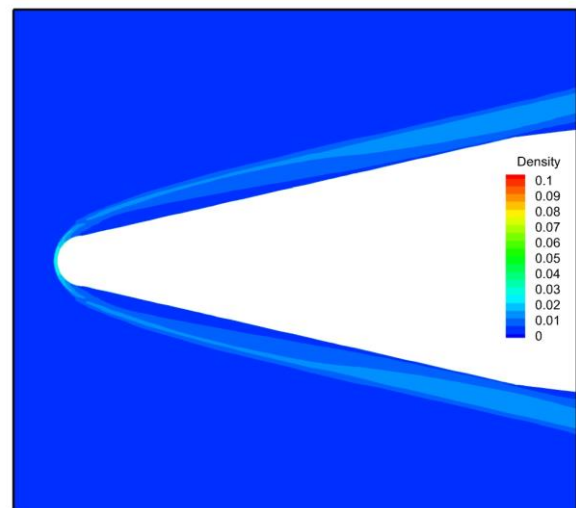
داده‌است. با افزایش میزان تغییرات میدان چگالی جریان، خطا دید و اثرات آیرو-پتیکی جسم پرنده نیز بیشتر خواهد شد.



(الف)



(ب)

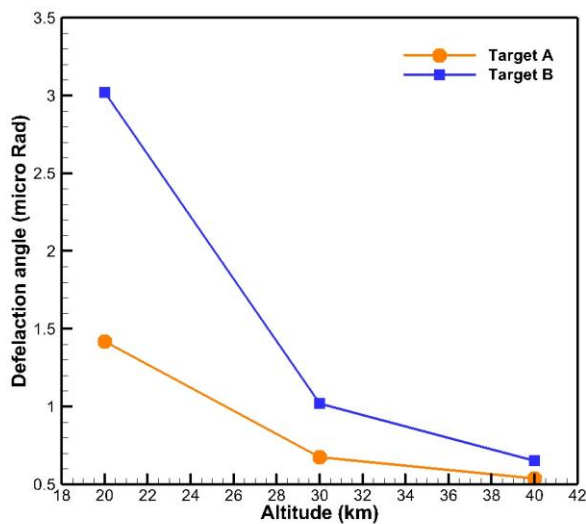


(پ)

شکل ۲۲ - کانتور چگالی اطراف جسم برای جریان با ارتفاع‌های پروازی الف) ۲۰ (ب) ۳۰ (پ) ۴۰ کیلومتری از سطح دریا

شکل ۲۳ و ۲۴، زاویه انحراف پرتو نوری و اختلاف فاصله تصویر دیده شده از هدف را نشان می‌دهد. همانطور که بحث شد، با افزایش ارتفاع پروازی میزان تغییرات میدان چگالی جریان کم خواهد شد. با کاهش میزان تغییرات چگالی جریان، خطای دید و زاویه انحراف پرتو تابیده شده از هدف بیشتر خواهد شد. نتایج تحلیل آیرو-پتیکی نیز صحت توضیحات گفته شده را نشان می‌دهد، که با افزایش ارتفاع پروازی به دلیل کاهش چگالی جریان میزان خطای دید کاهش پیدا می‌کند. همچنین نتایج شکل ۲۳ و ۲۴، نشان می‌دهد که در ارتفاعات بالاتر یعنی ۴۰ کیلومتر از سطح دریا خطای دید و تصویر دیده شده از هدف با تغییر محل هدف و زاویه بیشتر گرفتن از جستجوگر نوری، تغییرات کمی را دارد. به‌طور مثال در ارتفاع پروازی ۴۰ کیلومتری اختلاف تصویر دیده شده از هدف A و B در حدود ۲ درصد است.

علاوه‌براین از دو شکل ۲۳ و ۲۴، پیداست در ارتفاعات بالای ۳۰ کیلومتر اثرات آیرو-پتیکی به‌طور چشمگیری کاهش می‌یابد و این نقطه به‌عنوان ارتفاع بحرانی در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۲۳ - نمودار زاویه انحراف پرتو تابیده شده به جسم هدف به ارتفاع پروازی برای دو محل قرارگیری هدف A و B

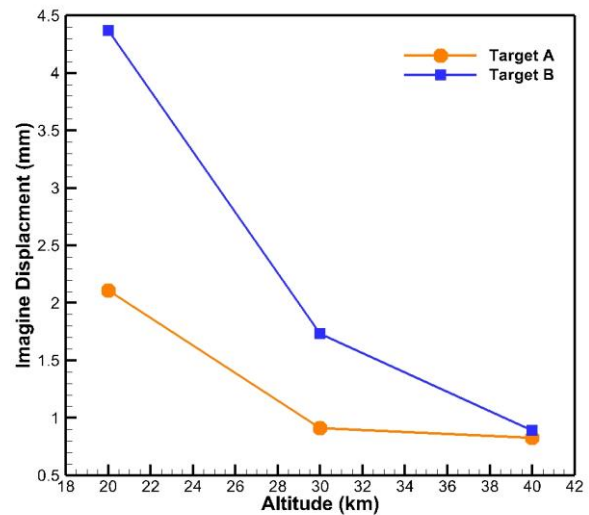
۳. با افزایش عدد ماخ، قدرت موج ضربه و تغییرات چگالی میدان جریان افزایش یافته و این امر موجب کاهش دقت تصویر و افزایش انحراف پرتو نور شد.

۴. فاصله و زاویه هدف نسبت به جستجوگر نوری تأثیر قابل توجهی بر خطای دید و کیفیت تصویر دارد. طراحی و تنظیم بهینه این عوامل می‌تواند عملکرد سامانه‌های نوری را در ماموریت‌های حساس بهبود بخشد.

این مطالعه پایه‌های ارزشمندی برای تحقیقات آینده در زمینه بهینه‌سازی سامانه‌های نوری در شرایط پرواز فراصوتی فراهم می‌آورد.

منابع و مراجع

- [1] J. Siegenthaler, S. Gordeyev, and E. Jumper, "Shear layers and aperture effects for aero-optics," in *36th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference*, 2005, p. 4772 .
- [2] S. Gordeyev and E. Jumper, "Fluid dynamics and aero-optics of turrets," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 46, no. 8, pp. 388-400, 2010.
- [3] R. M. Rennie, D. A. Duffin, and E. J. Jumper, "Characterization and Aero-Optic Correction of a Forced Two-Dimensional Weakly Compressible Shear Layer," *AIAA Journal*, vol. 46, no. 11, pp. 2787-2795, 2008, doi: 10.2514/1.35290.
- [4] W. Zhang, L. Ju, Z. Fan, W. Fan, and S. Chen, "Optical performance evaluation of an infrared system of a hypersonic vehicle in an aero-thermal environment," *Optics Express*, vol. 31, no. 16, pp. 26517-26534, 2023.
- [5] Y. Li, S. Deng, C. Xue, and T. Xiao, "Correction of Aero-Optical Effect with Blow-Suction Control for Hypersonic Vehicles," *Applied Sciences*, vol. 14, no. 15, p. 6653, 2024.
- [6] R. Hu, Z. Wu, Z. Wu, X. Wang, and Z. Tian, "Aerodynamic map for soft and hard hypersonic level flight in near space," *Acta Mechanica Sinica*, vol. 25, pp. 571-575, 2009.
- [7] S. Walker and F. Rodgers, "Falcon hypersonic technology overview," in *AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference*, 2005, p. 3253 .



شکل ۲۴ - نمودار اختلاف فاصله تصویر دیده شده به ارتفاع پروازی برای دو محل قرارگیری هدف A و B

نتیجه‌گیری

این پژوهش به بررسی اثرات آیرودینامیکی و آبرو-اپتیک سامانه‌های نوری پرنده‌های فراصوتی پرداخته است که در شرایط پیچیده جریان‌های فراصوتی، تحت تأثیر عواملی مانند تغییرات چگالی، گرمایش آیرودینامیکی و انحراف پرتو قرار دارند. با استفاده از شبیه‌سازی عددی، تأثیر پارامترهایی نظیر ارتفاع پروازی، عدد ماخ و عدد رینولدز بر کیفیت تصویر و خطای دید بررسی شده است. همچنین، موقعیت و زاویه هدف نسبت به جستجوگر نوری مورد مطالعه قرار گرفته است. نتایج این تحقیق به طراحی بهینه سامانه‌های نوری در کاربردهای نظامی و غیرنظامی کمک کرده و زمینه‌ساز تحقیقات آینده در این حوزه است. نتایج کلی حاصل از این پژوهش به طور مختصر در ادامه نوشته شده است:

۱. با افزایش ارتفاع پروازی، تغییرات چگالی میدان جریان و اثرات آبرو-اپتیک کاهش می‌یابد که موجب بهبود کیفیت تصویر و کاهش خطای دید می‌شود. ارتفاع بالای ۳۰ کیلومتر به عنوان ارتفاع بحرانی برای کاهش اثرات آبرو-اپتیک شناسایی شد.

۲. افزایش عدد رینولدز منجر به افزایش گرمایش آیرودینامیکی، تغییرات شدیدتر چگالی میدان جریان و در نتیجه افزایش خطای دید جستجوگر نوری شد.

- [18] C. G. Miller III, "Experimental and predicted heating distributions for biconics at incidence in air at Mach 10," 1984 .
- [19] A. Ghorbani, A. Mohammadi, and M. H. Djavareshkian, "Numerical investigation of the AUSM-family in viscous and inviscid axisymmetric flow Field," (in Persian), *Journal of Aeronautical Engineering*, vol. 25, no. 1, pp. 1-15, 2023, doi: 10.22034/joae.2023.171282.
- [20] Q. Wang, J. Li, W. Zhao, and Z. Jiang, "Comparative study on aerodynamic heating under perfect and nonequilibrium hypersonic flows," *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, vol. 59, pp. 1-7, 2016.
- [21] A. Maslov, S. Mironov, A. Kudryavtsev, T. Poplavskaya, and I. Tsyryulnikov, "Wave processes in a viscous shock layer and control of fluctuations," *Journal of fluid mechanics*, vol. 650, pp. 81-118, 2010.
- [22] C. Kumar and K. Reddy, "Experimental investigation of heat fluxes in the vicinity of protuberances on a flat plate at hypersonic speeds ", *Journal of heat transfer*, vol. 135, no. 12, p. 121701, 2013.
- [23] Y. Wang, P. Shao, Q. Wu, and M. Chen, "Reliability analysis for a hypersonic aircraft's wing spar," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 91, no. 4, pp. 549-557, 2019.
- [8] S. Gordeyev, E. Jumper, and T. E. Hayden, "Aero-optical effects of supersonic boundary layers," *AIAA journal*, vol. 50, no. 3, pp. 682-690, 2012.
- [9] C. Hao *et al.*, "Comprehensive analysis of imaging quality degradation of an airborne optical system for aerodynamic flow field around the optical window," *Applied optics*, vol. 52, no. 33, pp. 7889-7898, 2013.
- [10] L. Xu and Y. Cai, "Influence of altitude on aero-optic imaging deviation," *Applied optics*, vol. 50, no. 18, pp. 2949-2957, 2011.
- [11] V. Banakh, A. Sukharev, and A. Falits, "Optical beam distortions induced by a shock wave," *Applied Optics*, vol. 54, no. 8, pp. 2023-2031, 2015.
- [12] V. Banakh, A. Sukharev, and A. Falits, "Manifestation of aero-optical effects in a turbulent atmosphere in supersonic motion of a conical body," *Atmospheric and Oceanic Optics*, vol. 28, pp. 24-33, 2015.
- [13] G. Guo, H. Liu, and B. Zhang, "Aero-optical effects of an optical seeker with a supersonic jet for hypersonic vehicles in near space," *Applied optics*, vol. 55, no. 17, pp. 4741-4751, 2016.
- [14] Y. Liu, Y. Yuan, X. Guo, T. Suo, Y. Li, and Q. Yu, "Numerical investigation of the error caused by the aero-optical environment around an in-flight wing in optically measuring the wing deformation," *Aerospace Science and Technology*, vol. 98, p. 105663, 2020.
- [15] B. Yang, H. Yu, C. Liu, X. Wei, Z. Fan, and J. Miao, "Influence of ablation deformation on aero-optical effects in hypersonic vehicles," *Aerospace*, vol. 10, no. 3, p. 232, 2023.
- [16] S. Yi, H. Ding, S. Luo, X. Sun, and Z. Xia, "Research progress on aero-optical effects of hypersonic optical window with film cooling," *Light: Science & Applications*, vol. 13, no. 1, p. 310, 2024.
- [17] K. A. Hoffmann and S. T. Chiang, *Computational fluid dynamics volume I*, fourth ed. (Engineering education system). 2000, pp. 456-457.