

کاهش اثر فروسرخ پلوم هواپیما، با استفاده از تغییرات هندسی در نازل خروجی اگزوز

علی طالبی^۱

تاریخ دریافت: ۹۱/۰۹/۰۷

تاریخ پذیرش: ۹۱/۱۰/۰۴

چکیده

کاهش آسیب پذیری هواپیماهای جنگی در برابر تهدیدات ناشی از حسگرهای مدرن، با کاهش انتشار اثرات فیزیکی آنها صورت می‌گیرد. این کار با عنوان «استتار درون ساخته»، یکی از اصول مهم پدافند غیرعامل بوده و در شناساگری سکوهای نظامی مورد توجه می‌باشد. در این کار پژوهشی اثر تغییر هندسه نازل خروجی اگزوز هواپیما، بر سردسازی سریع محصولات احتراق که به اتمسفر تخلیه می‌شوند، جهت فرونشانی اثر تابش فروسرخ مورد توجه قرار گرفته است. اثر فروسرخ پلوم بررسی، و برای برآورد میزان تابش آن، از نرم افزار فلونت استفاده شد. در این راستا، میدان سیال پلوم برای دو نازل همگرا با هندسه‌های متفاوت، با این نرم افزار شبیه سازی شد و تأثیر هندسه بر توزیع دمای پلوم مشاهده گردید. نتیجه این شبیه سازی نشان می‌دهد که دما در هسته داغ پلوم، برای نازل صاف بدون برش و نازل برش دار به ترتیب حدود ۹۰۰ و ۸۴۰ درجه کلون به دست می‌آید. کار انجام شده، در مقایسه با نتایج تجربی موجود، رضایت بخش بوده و نشان می‌دهد که پلوم در حالت برش دار، سریع تر سرد می‌شود.

کلیدواژه‌ها: پلوم، اثر فروسرخ، شناساگری، آشکارساز فروسرخ، هواپیما

۱- مقدمه

اهداف نظامی^۱ را می‌توان در دو دسته ثابت و متحرک دسته‌بندی کرد. موضوع استتار این اهداف، به‌عنوان یکی از اصول اساسی پدافند غیرعامل، دارای پیچیدگی‌های فنی زیادی می‌باشد. علاوه بر آن، استتار اهداف متحرک در برابر تهدید حسگرهای دشمن، به‌دلیل تحرک این اهداف، موضوعی پرچالش محسوب می‌شود که ذهن مهندسين طراح را به خود مشغول کرده است. یکی از این تهدیدات، حسگرهای فروسرخ بر روی انواع موشک‌ها می‌باشد. با گسترش روزافزون تهدیدات ناشی از موشک‌های هدایت‌شونده فروسرخ، اقدامات پدافند غیرعامل، نظیر استتار درون‌ساخته^۲ فروسرخ در اشیاء پرنده، اهمیت حیاتی پیدا کرده و به یک موضوع داغ و پرچالش در طراحی پرنده‌های نظامی تبدیل شده است. تلاش‌های صورت گرفته برای کاهش اثرات فروسرخ هواپیماهای نظامی به نتایج مطلوبی منجر شده و از این میان می‌توان به هواپیمای شکاری اف ۲۲ اشاره کرد که یک هواپیمای شناساگریز کامل می‌باشد.

حضور سکوه‌های نظامی^۳ در یک محیط با انتشار علامت‌های فیزیکی متنوعی نظیر اثرات راداری، فروسرخ، آکوستیک، بصری، ارتباطات رادیویی و ناوبری راداری، در فضا همراه است که به‌عنوان یک اثر^۴ قابل ثبت و آشکارسازی، برای حسگرهای تهدید، مورد بهره‌برداری قرار می‌گیرد. بعد از کاهش سطح مقطع راداری هواپیما، فرونشانی و کاهش اثرات فروسرخ^۵، مهم‌ترین عامل در کاهش مشاهده‌پذیری هواپیما، توسط حسگرهای تهدید می‌باشد [۱۳].

مقالات زیادی در زمینه فرونشانی اثر فروسرخ چاپ شده که هرکدام به جنبه‌هایی از این موضوع پرداخته‌اند. دیکس^۶ و دکر^۷ [۴۰۳] اثر هندسه نازل بر کاهش گسیل فروسرخ گازهای داغ خروجی^۸ از آگزوز هواپیما را بررسی کرده‌اند. دیکس با انجام برش‌هایی در قسمت انتهایی بدنه نازل، به برش بهینه ۶۰ درجه دست یافته که طول هسته داغ پلوم را ۳۳ درصد کاهش داده است. دکر به نازل‌های دوبعدی پرداخته و ادعا کرده است که این نازل‌ها باعث سرد شدن سریع پلوم شده و از نظر گسیل تابش فروسرخ مناسب‌تر می‌باشند. در مقالات [۷-۵] نیز به تابش فروسرخ قسمت‌های سرد و داغ از بدنه هواپیما پرداخته شده و مدل‌های ریاضی مورد نیاز در برآورد گسیل فروسرخ بدنه، مورد بررسی قرار گرفته‌اند.

ماهولیکار^۹ و همکارانش نیز در زمینه اثر فروسرخ و شناساگریزی فروسرخ هواپیما، مطالعات زیادی انجام داده و مقالات متعددی در

این خصوص منتشر کرده‌اند [۸-۱۲].

در این مقاله ضمن تشریح موضوع فرونشانی اثر فروسرخ، به‌طور خاص بر پلوم تمرکز شده و از میان روش‌های فرونشانی، روش تغییر هندسه در نازل خروجی آگزوز انتخاب شد. با استفاده از نرم‌افزار فلونتت، توزیع دمای پلوم در دو هندسه نازل صاف و نازل برش‌یافته شبیه‌سازی شد. نتایج این شبیه‌سازی، سرد شدن سریع پلوم در نازل برش‌یافته را نشان داد که با کار تجربی آقای دیکس [۳] نیز توافق قابل قبولی دارد.

۲- اثر فروسرخ

قسمتی از تابش حرارتی یک جسم که در محدوده بین ۰.۷ تا ۱۰۰۰ میکرون، از طیف امواج الکترومغناطیسی (ناحیه فروسرخ) قرار می‌گیرد، اثر فروسرخ نامیده می‌شود. از نقطه‌نظر پدافند غیرعامل، این اثر در مورد سکوه‌های نظامی باید مدیریت و کنترل شود تا به‌عنوان یک عامل برای کشف، شناسایی و رهگیری مورد استفاده قرار نگیرد.

مواد به‌دلیل اغتشاش گرمایی (ارتعاش و دوران) مولکول‌های سازنده‌شان، امواج فروسرخ را جذب یا تابش می‌کنند. انرژی تابشی IR، به‌صورت تابعی از دما گسیل می‌شود؛ به‌طوری‌که با افزایش دمای جسم، شدت تابش فروسرخ گسیلی بیشتر می‌شود و بنا به قانون جابجایی وین، قله تابش به سمت طول موجهای کوتاهتر جابجا می‌شود (شکل ۱). در دماهای خیلی زیاد (چند هزار درجه کلوین) قله تابش طیف در ناحیه مرئی قرار گرفته، و جسم ابتدا به رنگ قرمز دیده شده و با افزایش دما، رنگ آن نیز به طول موجهای کوتاه‌تر تغییر می‌کند. دمای جسم و خواص فیزیکی سطح، مثل ضریب گسیل^{۱۰} و بازتابندگی، از عوامل مهم در تابش IR می‌باشند. یک جسم داغ‌تر نسبت به یک جسم سردتر، تابش بیشتری از خود گسیل می‌کند و یک سطح زبر نسبت به یک سطح صیقلی، تابش بیشتری گسیل خواهد کرد. با توجه به اینکه همه اشیاء در محیط، تابش IR گسیل می‌کنند، برای آشکارسازی یک هدف خاص در محیط زمینه^{۱۱}، اختلاف (کنتراست) دما یا ضریب گسیل بالای هدف نسبت به زمینه، در آشکارسازی هدف، نقش اساسی خواهد داشت [۲].

مقدار انرژی حرارتی یک جسم در دمای T، با استفاده از قانون تابش پلانک برای جسم سیاه، و با در نظر گرفتن ویژگی‌های فیزیکی سطح تابش‌کننده به‌دست می‌آید. در شکل (۱) نمودار طیفی انرژی تابشی جسم سیاه با دماهای مختلف آورده شده و نشان می‌دهد که انرژی تابشی، یک کمیت طیفی (وابسته به طول موج) است و برای به‌دست آوردن انرژی تابش کل، باید از تابع طیفی انرژی بر روی طول موج، انتگرال گرفته شود.

- 1- Military Targets
- 2- Built-in Camouflage
- 3- Military Platform
- 4- Signature
- 5- IR Signature Suppression (IRSS)
- 6- Dix
- 7- Decher
- 8- Plume
- 9- Mahulikar

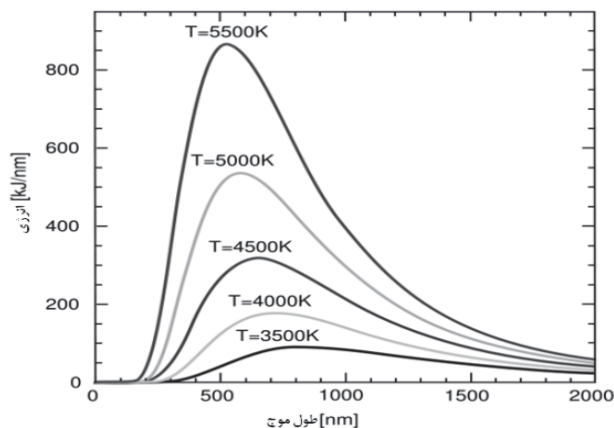
10- Emissivity
11- Background

تقسیم می‌شوند. آشکارسازهای فروسرخ حرارتی در حسگر موشک‌ها کاربرد ندارند، لذا در اینجا فقط به معرفی آشکارسازهای فوتونی می‌پردازیم.

آشکارساز فروسرخ فوتونی عبارت از یک فیلم یا صفحه نازک و کوچک از مواد حساس به تابش فروسرخ است که از نظر حرارتی از محیط اطراف خود منزوی شده و تغییر خواص الکتریکی آن در حین دریافت تابش، مبنای آشکارسازی تابش قرار می‌گیرد. در این آشکارسازها، تابش فرودی با الکترون‌های ماده برهم‌کنش کرده و از تغییر توزیع انرژی الکترون‌ها یک سیگنال الکتریکی به‌وجود می‌آید. تابع پاسخ آنها برای تابش فرودی، به طول موج وابسته است. سیگنال به‌نویز عالی و سرعت بالای پاسخ‌دهی، از توانمندی‌های این آشکارسازها می‌باشد ولی نیاز به سامانه برودتی برای خنک کردن این آشکارسازها می‌تواند از معایب آن باشد [۱۳]. سردسازی آشکارساز، انرژی مورد نیاز فوتون برای رهسازی الکترون‌ها را کاهش می‌دهد و در نتیجه، پهنای باند حسگر به طول موج‌های بلندتر گسترش می‌یابد.

آشکارسازهای پیشرفته‌تر فروسرخ از دو ماده آشکارسازی تشکیل شده‌اند که دو پهنای باند متفاوت را پوشش می‌دهند. اگر به هر باند یک رنگ نسبت دهیم، این آشکارسازها دو رنگی خواهند بود. تشخیص تابش در دو باند مختلف ۱ تا ۳ میکرون و ۳ تا ۵ میکرون، قابلیت بالایی برای تشخیص هواپیما از تابنده‌های پیرامونی می‌دهد [۱۴].

در شکل (۲)، روند توسعه آشکارسازهای فروسرخ- از حرارتی تا فوتونی- تصویر شده است. این فرایند پیشرفت، به طرز چشمگیری بر قابلیت عملیاتی موشک‌های فروسرخ افزوده است.

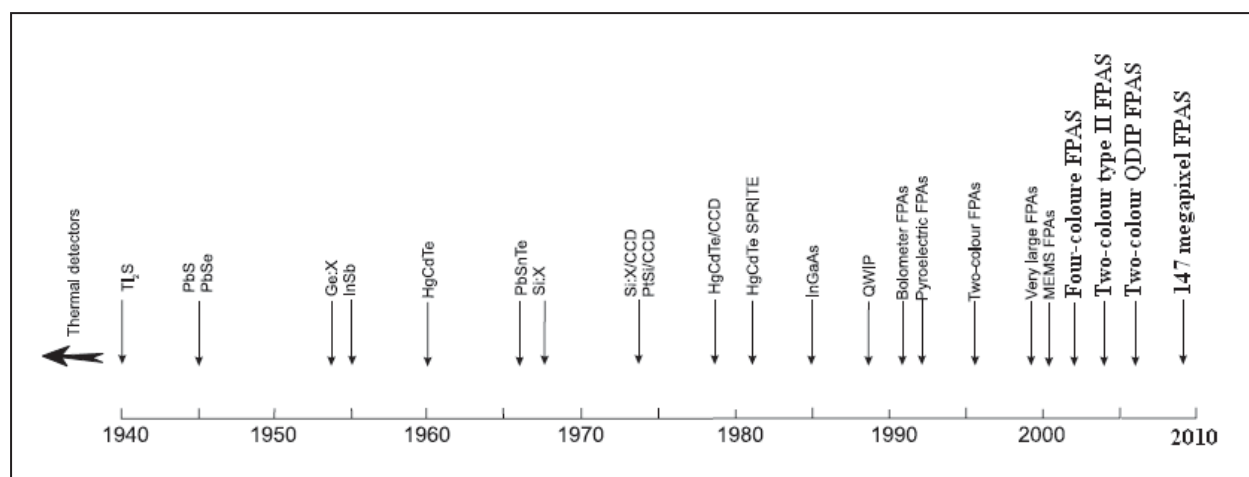


شکل ۱- انرژی تابشی جسم سیاه بر حسب طول موج در دماهای مختلف

۳- آشکارسازها و تهدیدات فروسرخ

امروزه پیشرفت‌های قابل توجهی در فناوری آشکارسازهای فروسرخ و افزایش حساسیت آنها صورت گرفته است. نسل فعلی موشک‌ها از آشکارساز چاه کوانتومی (آلومینیم گالیم آرسناید) و آشکارساز HgCdTe (مرکوری کادمیم تلوراید) استفاده می‌کنند. این آشکارسازها در نواحی طیفی ۳ تا ۵ میکرون (فروسرخ میانی) و ۸ تا ۱۲ میکرون (فروسرخ دور) کار می‌کنند و حساسیت بالایی نسبت به آشکارسازهای قدیمی دارند که در ناحیه طیفی ۱٫۹ تا ۲٫۹ میکرون کار می‌کردند. آشکارسازهای جدید در ناحیه طیفی وسیع‌تری کار می‌کنند و نسبت به روش‌های مقابله‌ای مرسوم نظیر فلیرها، که مثل یک منبع تابش نقطه‌ای ظاهر می‌شوند، به‌طور ذاتی مصون می‌باشند [۸].

آشکارسازهای فروسرخ به‌طور کلی به دو دسته حرارتی و فوتونی



شکل ۲- تاریخچه توسعه آشکارسازهای فروسرخ [۱۵]

۴- مقابله الکترواپتیکی

در نبردهای اخیر، سیستم‌های دفاع هوایی قابل حمل^۱، به‌عنوان عامل اصلی انهدام هواپیما و بالگرد مطرح بوده و عملکرد رزمی نیروی هوایی را با چالش بزرگی روبرو کرده‌اند. از این رو مطالعه اثر فروسرخ و فرونشانی آن، برای افزایش مانایی^۲ اشیاء پرنده ضروری بوده و یکی از موضوعات کلیدی فناوری شناساگری می‌باشد. مقابله الکترواپتیکی به مجموعه اقدامات مقابله‌ای فعال و غیرفعال اطلاق می‌شود که به‌منظور مقابله با سامانه‌های الکترواپتیکی دشمن صورت می‌گیرد.

در روش فعال با استفاده از فلیرها، مختل‌کننده‌های^۳ فروسرخ و لامپ‌های فروسرخ، امکان گمراه کردن و سردرگمی جستجوگر فروسرخ فراهم شده و موشک به سمت هدف‌های غیر واقعی یا طعمه هدایت شده و یا حسگر خود را از دست می‌دهد.

روش غیر فعال نیز در واقع به طراحی هواپیما برمی‌گردد و شامل بکارگیری تکنیک‌های فرونشانی اثر فروسرخ در ساخت هواپیما می‌شود. در این روش، هدف، کمینه کردن اثرات هواپیما می‌باشد که امکان استتار درون ساخته را به آن می‌دهد [۸].

۵- اثر فروسرخ هواپیما و برآورد آن

اثر فروسرخ هواپیما ناشی از دو دسته منابع داخلی و خارجی می‌باشد. منابع خارجی، به انعکاس تابش‌های خورشید، زمین و آسمان از بدنه هواپیما مربوط می‌شوند. سطح بدنه هواپیما (به‌ویژه لبه‌های جلویی بال‌ها و دماغه به‌دلیل حرارت آیرودینامیکی ناشی از سرعت‌های ماکس بال)، موتور و قسمت‌های مرتبط با آن و همچنین گازهای داغ خروجی حاصل از احتراق، از عوامل داخلی تولید اثر فروسرخ می‌باشند.

بخش موتور و نیروی محرکه^۴ هواپیما به‌دلیل تولید حرارت قابل توجه ناشی از احتراق در داخل موتور، منبع اصلی اثر فروسرخ در ناحیه طیفی ۳ تا ۵ میکرون می‌باشد. سطح بدنه در قسمت انتهایی هواپیما نیز به‌دلیل تماس با موتور گرم شده و گسیل حرارتی قابل توجهی در ناحیه طیفی ۸ تا ۱۲ میکرون خواهد داشت. اگرچه تابندگی طیفی این قسمت کمتر از قسمت خروجی نازل می‌باشد اما گسیل فروسرخ بدنه انتهایی هواپیما به‌دلیل سطح هندسی بزرگ آن، قابل توجه خواهد بود [۱۶]. بازتابش طیفی و ضریب گسیل سطح هواپیما، به رنگ‌ها یا پوشش به‌کار رفته در این سطوح بستگی دارد.

برای به‌دست آوردن میزان گسیل فروسرخ هواپیما، دو روش تجربی و محاسباتی را می‌توان مطرح کرد. روش تجربی که مبتنی بر

اندازه‌گیری تابش و رادیومتری است به‌عنوان یک روش عملی، دارای محدودیت‌های فراوانی است و امکان اندازه‌گیری در شرایط مختلف، دشوار و در برخی مواقع غیر عملی است. روش محاسباتی که از مطلوبیت بیشتری برخوردار است، بر حل معادله انتقال تابش و معادلات ناویر استوکس (برای شبیه‌سازی پلوم) استوار است.

در شکل (۳) الگوریتم برآورد اثر فروسرخ هواپیما ارائه شده است. در این الگوریتم، مدل‌سازی انتقال تابش، مدل‌سازی سیال پلوم، مدل‌سازی انتقال تابش در اتمسفر و تابش زمینه و همچنین زاویه دید موشک با هدف بیان شده است. مدل‌سازی آشکارساز موشک و بازتابندگی آسمان، زمین و خورشید (در روز) نیز باید بر این الگوریتم اضافه شود تا برآورد اثر فروسرخ کامل شود. مهم‌ترین چالش در حل این مسئله، محاسبه تابندگی طیفی پلوم می‌باشد.



شکل ۳- الگوریتم برآورد گسیل فروسرخ هواپیما

۶- فرونشانی اثر فروسرخ هواپیما

کاهش اثرات فروسرخ یک هواپیما، به معنای کاهش دمای قسمت‌های داغ، آگزوز و پلوم، همچنین کاهش ضریب گسیل قسمت‌های داغ و پوشاندن سطوح داغ از دید مستقیم حسگرها می‌باشد. غیر از آنچه گفته شد، مواد ساختاری بدنه هواپیما، نوع موتور، سوخت و شرایط پروازی مثل ارتفاع پرواز نیز در میزان گسیل تابش فروسرخ تأثیر دارند و در فرونشانی اثر باید مورد توجه قرار گیرند.

1- Man Portable Air Defense Systems(MANPAD)

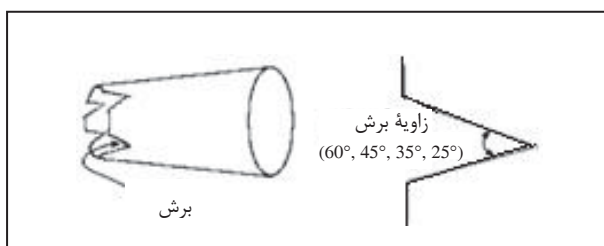
2- Survivability

3- IR Jammer

4- Power Plant

تابندگی طیفی پلوم در حالت غیر پس‌سوز^۲ نیز می‌تواند به‌عنوان چشمه مهم فروسرخ برای حسگرهای تهدید به‌شمار رود. پلوم در ناحیه طیفی ۸ تا ۱۲ میکرون تابندگی ندارد و تابش زمینه نیز که بیشتر در ناحیه ۵ تا ۲۵ میکرون قرار دارد به راحتی از تابش پلوم قابل تفکیک است [۱۰].

امکان سردسازی سریع پلوم، یک راهبرد اساسی در فرونشانی اثر فروسرخ پلوم می‌باشد و تغییر هندسه نازل می‌تواند برای این منظور مورد توجه قرار گیرد. جی دیکس، برای کاهش گسیل فروسرخ پلوم، در یک موتور جت کوچک، که برای هواپیماهای بدون سرنشین استفاده می‌شود از تغییر هندسه خروجی آگزوز استفاده کرده است. مطابق شکل (۴) برای یک نازل با تقارن محوری، برش‌های با زوایای مختلف روی خروجی، نشان می‌دهد که در برش ۶۰ درجه، حدود ۳۳ درصد طول پلوم کاهش می‌یابد. مخلوط شدن سریع تر گازهای داغ با هوای سرد محیط، در نازل برش‌دار نسبت به نازل بدون برش باعث افت دمای هسته داغ پلوم می‌شود [۳].



شکل ۴- برش‌های مثلثی روی نازل با تقارن محوری

۸- شبیه‌سازی پلوم و تحلیل نتایج

معادلات ناویر استوکس^۳ حرکت یک ماده سیال را توصیف می‌کند. این معادلات، از قانون بنیادی تر دوم نیوتن در مکانیک برای حرکت سیال به‌دست می‌آید. حل این معادلات، میدان سرعت یا میدان جریان را که توصیفی از سرعت سیال در یک نقطه دلخواه و در یک زمان معین می‌باشد به دست می‌دهد. سایر کمیت‌های مورد توجه مثل آهنگ جریان یا نیروی کششی را می‌توان با این اطلاعات به‌دست آورد [۱۸]. شکل معادلات ناویر استوکس بر اساس پایستگی جرم، تکانه و انرژی در زیر بیان شده است (معادلات ۱ تا ۴).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u_j}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho f_i \quad (2)$$

اولین گام در مطالعه فرونشانی اثر فروسرخ یک سکوی نظامی، برآورد سطح تابش آن در شرایط مختلف عملیاتی می‌باشد [۴]. چنانچه گفته شد این کار به دو روش تجربی و مدل‌سازی کامپیوتری امکان‌پذیر است.

شبیه‌سازی کامپیوتری برای پیش‌بینی اثر فروسرخ، به‌طور گسترده‌ای استفاده می‌شود اما آزمایش‌های تجربی با مدل‌های واقعی و در شرایط واقعی برای تصحیح مدل‌های کامپیوتری امری حیاتی به‌شمار می‌رود [۱۷]. تکیه بر روش‌های محاسباتی و به‌کار بردن مدل‌های دقیق و قابل اطمینان، بهترین رهیافت در مطالعه اثر فروسرخ هواپیما و سایر سکوه‌های نظامی می‌باشد.

برای رسیدن به یک طرح بهینه با کمترین گسیل فروسرخ، تست طرح‌های متنوع با استفاده از کدهای محاسباتی انجام می‌شود و به این ترتیب می‌توان به یک طرح مطلوب دست یافت. نکته مهمی که در اینجا باید به آن اشاره شود این است که یک طرح شناساگریز مناسب، ممکن است باعث عملکرد نامطلوبی در مأموریت هواپیما شده و از طرح‌های منتخب کنار گذاشته شود. به این ترتیب روشن می‌شود که فرونشانی اثر فروسرخ از نظر فنی دارای پیچیدگی‌های فراوانی است. از جمله چالش‌های فنی در کاهش اثر فروسرخ می‌توان به افزایش وزن شیء پرنده، افت توان موتور و افزایش سایر اثرات اشاره کرد [۸].

۷- اثر فروسرخ پلوم و فرونشانی آن

پلوم در حالت پس‌سوز^۱، نقش عمده‌ای در افزایش اثر فروسرخ هواپیما و آسیب‌پذیری آن در مقابل تهدیدات فروسرخ دارد. گازهای داغ خروجی آگزوز بر عکس سطوح بدنه، تابشگر انتخابی هستند که طیف گسیل آنها وابسته به فرکانس‌های ارتعاش و دوران مولکول‌های گاز موجود در پلوم می‌باشد. در واقع برخلاف سطوح جامد که منحنی گسیل تابش فروسرخ آنها پیوسته است، الگوی گسیل طیفی گازها گسسته بوده و این موضوع مطالعه اثر فروسرخ پلوم هواپیما را پیچیده‌تر می‌کند.

تابندگی طیفی پلوم، وابسته به خواص مولکولی، دما، فشار و غلظت مولکولی گازهای پلوم می‌باشد. گازهای موجود در پلوم با ساختار مولکولی نامتقارن، مثل H_2O ، CO_2 و CO ، ناشی از احتراق سوخت هیدروکربنی هستند که با دمای زیاد در اتمسفر تخلیه شده و عامل گسیل تابش فروسرخ در ناحیه طیفی ۳ تا ۵ میکرون می‌باشند. فازهای مایع و جامد در پلوم سهم ناچیز و قابل اغماضی دارند و لذا در مطالعه تابش پلوم، از آنها صرف‌نظر می‌شود. غیر از مولکول‌های قطبی آب، دی اکسید کربن و مونو اکسید کربن، سایر مولکول‌ها مثل O_2 ، N_2 ، Ar و ... فاقد تابش تا دماهای بالا هستند و گسیل معنی‌داری حتی در حالت پس‌سوز ندارند.

2- Nonafterburner

3- Navier-Stokes Equations

1- Afterburner

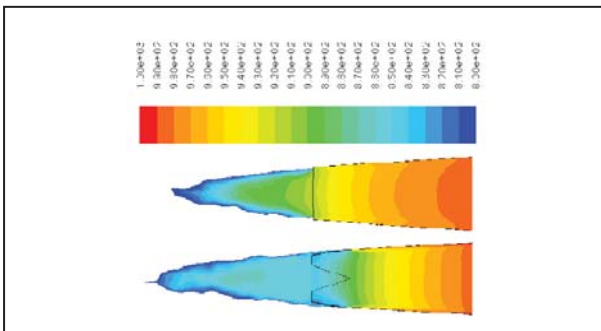
باشد ولی این امکان وجود دارد که به پاسخ قابل قبولی منجر نشود. ضمن اینکه زمان محاسبات به شدت زیاد خواهد شد. از این رو در این مقاله فقط شبیه‌سازی میدان سیال پلوم انجام شده و مسئله تابش در آن کنار گذاشته شده است. با استفاده از توزیع دمایی میدان سیال پلوم، می‌توانیم در خصوص میزان تابش فروسرخ آن اطلاعات خوبی به‌دست بیاوریم.

فلوئنت با حل معادلات ناویر استوکس توزیع دما، فشار و ... را در نقاط مختلف از حوزه حل به‌دست می‌دهد. شرایط مسئله به‌طور تقریبی متناظر با کار آقای دیکس انتخاب شده (شکل ۴) و به شرح زیر می‌باشد.

- آهنگ جریان جرم در صفحه قاعده نازل (ورودی نازل) ۰,۳ کیلوگرم بر ثانیه
- قطر صفحه خروجی ۴۷ میلی‌متر و صفحه قاعده ۶۵ میلی‌متر
- عمق برش‌ها ۲۰ میلی‌متر و تعداد آنها چهار عدد و با فاصله مساوی از هم
- دمای محیط ۳۰۰ درجه کلوین و فشار مرجع ۱۰۱ کیلو پاسکال
- دمای گازهای احتراق در ورودی نازل ۱۰۰۰ درجه کلوین
- دیواره نازل برای هر دو حالت یکسان و بی دررو (دما روی قسمت بیرونی دیواره ۳۰۰ درجه کلوین فرض شده است)
- طول نازل ۹۰ میلی‌متر

برای رسیدن به پاسخ مناسب، مش‌بندی در نقاط با تغییرات شدید ریزتر انتخاب شده است. برای حل این مسئله با توجه به شیب بالای فشار در نازل، از مدل $\epsilon-k$ RNG با توابع دیوار نامتعادل و حل‌کننده چگالی پایه استفاده شده است. به جای محصولات احتراق، هوا به‌عنوان سیال انتخاب شده و قانون گاز ایده‌آل برای محاسبه چگالی، به‌کار برده شده است.

نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که دما در مرکز داغ پلوم برای حالت بدون برش تقریباً ۹۰۰ درجه کلوین و برای برش ۶۰ درجه، تقریباً ۸۴۰ درجه کلوین است. بر این اساس، پلوم در حالت برش‌دار ۶۰ درجه، سریع‌تر سرد شده است و می‌توان انتظار داشت که تابش فروسرخ کمتری نیز گسیل کند (شکل ۵).



شکل ۵- توزیع دما در هسته داغ پلوم در دو نازل بدون برش (بالا) و با برش ۶۰ درجه (پایین)

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial \rho E u_j}{\partial x_j} = - \frac{\partial u_i \rho}{\partial x_j} - \frac{\partial q_j}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j \tau_{ij}}{\partial x_j} + u_i \rho f_i \quad (3)$$

9

$$\tau_{ij} = \mu \left[\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right] \quad (4)$$

حل این معادلات توزیع‌شده به صورت تحلیلی، تنها در مسایل بسیار ساده امکان‌پذیر است. در این معادلات، u_i جزء نام سرعت، ρ چگالی، τ_{ij} تانسور تنش برشی سیال، f_i نیروی حجم، P فشار، E انرژی کل و q_j جزء نام بردار شار حرارتی می‌باشد.

در مسایل عملی، با فیزیک نزدیک به واقعیت، مدل‌های متنوعی که در دینامیک سیالات محاسباتی توسعه یافته‌اند و مبتنی بر روش‌های عددی هستند، به‌کار می‌روند.

برای حل عددی فرم گسسته معادلات دیفرانسیلی پاره‌ای، تعیین شرایط مرزی و اولیه الزامی است. این موضوع در بحث ریاضی یک اصل محسوب می‌شود. در شبیه‌سازی عددی جریان سیال نیز علاوه بر مطرح بودن بحث ریاضی حل معادلات، باید نوع و فیزیک جریان نیز در مرزهای دامنه محاسباتی به‌کار گرفته شود. بنابراین، هدف از تعریف شرایط مرزی در دینامیک سیالات محاسباتی، مقید ساختن فرم گسسته معادلات برای حل آن در یک چارچوب خاص و نیز تعریف ویژگی جریان در مرزهای دامنه محاسباتی می‌باشد. فرم‌های متعددی از شرایط مرزی برای شبیه‌سازی جریان وجود دارد. بعضی از شرایط مرزی حالت خاص داشته و بعضی از آنها نیز به‌طور گسترده‌ای برای آنالیز انواع جریان استفاده می‌شوند. استفاده از شرط مرزی مناسب، تابعی از نوع رژیم جریان، اطلاعات موجود در ورودی و خروجی جریان و نیز سازگاری نوع حل‌گر و الگوریتم عددی استفاده شده با شرط مرزی است. در صورت انتخاب نامناسب شرط مرزی، نه تنها دقت شبیه‌سازی کاهش می‌یابد بلکه در مواقعی نیز موجب همگرایی کند و یا حتی واگرایی در روند حل می‌شود.

در این تحقیق، برای شبیه‌سازی پلوم از نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است. یکی از مزیت‌های این نرم‌افزار، جامع بودن شرایط مرزی برای شبیه‌سازی جامع‌تر می‌باشد. ما در شبیه‌سازی سیال پلوم، با مدل کردن یک سیستم با متغیرهای زیاد و رفتار بی‌نظم و غیرخطی مواجه هستیم. از طرفی مدلسازی تابش سیالی مثل پلوم که از نظر تابشی یک محیط سهیم^۱ است مسئله‌ای چالش برانگیز بوده و توفیق در حل آن نیازمند تبحر و تجربه زیادی می‌باشد.

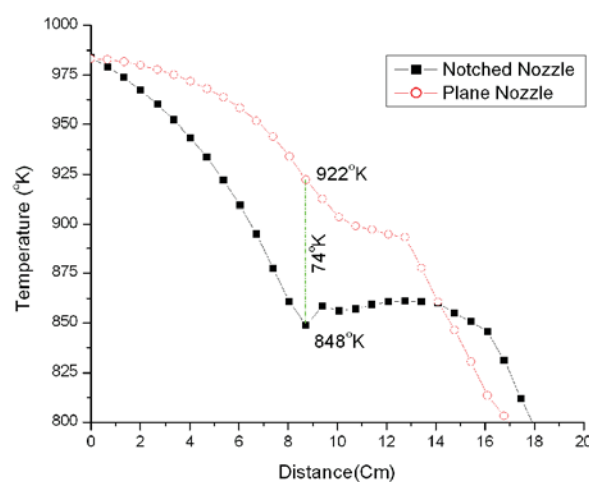
مدل کردن هم‌زمان میدان سیال و تابش حرارتی آن، در شبیه‌سازی پلوم با استفاده از کدهای تجاری موجود، اگر چه ممکن است عملی

به نتایج دلخواه منجر خواهد شد.

مراجع

- طالبی، علی؛ خلیلزاده، جواد؛ ابن‌الدین حمیدی، حسام‌الدین؛ اقدامات پدافند غیرعامل در شناساگری فرورسرخ هواپیما؛ مجموعه مقالات همایش سراسری تبیین سیستم‌های مهندسی و مدیریت پدافند غیرعامل، ۲۱ تیرماه؛ دانشگاه جامع امام حسین(ع) (۱۳۹۱).
- طالبی، علی؛ خلیلزاده جواد؛ اقدامات پدافند غیرعامل در فرورسرخ کشتی‌های نظامی؛ مجله پدافند غیرعامل، سال اول، شماره سوم، ۱۱-۱۷ (۱۳۸۹).
- Dix J., et al; Infra-red signature reduction study on a small-scale jet engine; The Aeronautical Journal; February (2005).
- Decher r.; Infrared Emission from Turbofans with High Aspect Ratio Nozzles; Vol. 18, No. 12 (1981).
- Jianwei L.; Aircraft-skin Infrared Radiation Characteristics Modeling and Analysis; Chinese Journal of Aeronautics 22 (2009).
- Haiyang H., Qiang W.; Calculation of Wall Temperature for Aircraft Exhaust System with Considering Gas Radiation Heat transfer; Chinese Journal of Aeronautics 22 (2009).
- Haiyang H., Qiang W.; A numerical simulation on the infrared radiation of hot exhausting nozzles with a coupled flow and heat transfer model; technological science, Vol. 53, No. 10 (2010).
- Mahulikar S.P., Sonawane H.R., Rao G.A.; Infrared signature studies of aerospace vehicles; Progress in Aerospace Sciences 43 (2007).
- Rao G.A., Mahulikar S.P.; Integrated review of stealth technology and its role in airpower, Aeronautical J. 106 (2002).
- Mahulikar S.P., etc; Aircraft Plume Infrared Signature in Nonafterburning Mode; Journal of Thermophysics and Heat Transfer; Vol. 19, No. 3 (2005).
- Mahulikar S.P., etc; Infrared Signature Suppression of Helicopter Engine Duct Based on Conceal and Camouflage; Journal of Propulsion and Power, Vol. 24, No. 3 (2008).
- Mahulikar S. P., etc; Infrared Signatures of Low-Flying Aircraft and Their Rear Fuselage Skin's Emissivity Optimization; Journal of Aircraft, Vol. 43, No.1 (2006).
- Rogalski A.; Infrared detectors: an overview; Infrared Physics & Technology 43 (2002).
- Myong R. S.; Aircraft Survivability and Stealth Technology; Lecture Note, Aerospace Computational Modeling Laboratory (2010).
- Rogalski A.; Recent progress in infrared detector technologies; Infrared Physics & Technology 54 (2011).
- Hudson R. D.; Infrared System Engineering; John Wiley&Sons, (1969).
- Thomas A. M.; Analysis of Uncertainties in Infrared Camera Measurements of a Turbofan Engine in an Altitude Test Cell; thesis for the Degree of Master of Science in Electrical Engineering (2004).
- Bansal A.; Radiative Heat Transfer in Combustion Systems; Engineering Intership Report (2011).

با توجه به شکل، تغییر در هندسه خروجی نازل، کل میدان سیال را متأثر کرده و باعث سرد شدن سریع پلوم می‌شود. در نازل برش‌یافته، پلوم سردتری به اتمسفر تخلیه می‌شود و این، همان چیزی است که ما به دنبالش هستیم. در شکل (۶) نیز، بر اساس شبیه‌سازی انجام شده، نمودار توزیع دما روی محور نازل ترسیم شده است. این نمودار نشان می‌دهد که دمای پلوم در محل خروجی نازل و مرکز آن، برای نازل، برش‌یافته ۷۴ درجه کلوین افت پیدا کرده است. لازم به یادآوری است که پیشرانش موتور با ایجاد برش در خروجی نازل افت پیدا می‌کند، ولی با بهینه‌سازی می‌توان به یک طرح مناسب و قابل قبول دست یافت. دیکس پیشرانش موتور را در نازل بدون برش، و با برش ۶۰ درجه به ترتیب ۱۴۷ و ۱۴۰ نیوتن (در بیشترین دور موتور) اندازه‌گیری کرده است که تنها افتی معادل ۷ نیوتن را نشان می‌دهد.



شکل ۶- تأثیر هندسه بر سرمایش سریع پلوم داخل و بیرون نازل

۹- نتیجه‌گیری

فرورنشانی اثر فرورسرخ در هواپیماهای نظامی اهمیت ویژه‌ای دارد. استفاده از نازل‌های دوبعدی [۴] یا برش روی نازل [۳] با در نظر گرفتن مقداری افت در پیشرانش می‌تواند باعث کاهش اثر فرورسرخ پلوم شود. در این تحقیق، افت دما در پلوم با استفاده از برش روی نازل بررسی و اثربخشی آن مورد تأیید قرار گرفت. نتایج شبیه‌سازی انجام‌شده با استفاده از نرم‌افزار فلونت، با کار تجربی انجام شده توسط دیکس، توافق قابل قبولی نشان می‌دهد. باید توجه کرد که برای رسیدن به یک نتیجه رضایت‌بخش در شبیه‌سازی، شرایط مسئله باید تا حد امکان به فیزیک مسئله نزدیک بوده و مناسب‌ترین مدل‌ها و تنظیمات برای حل انتخاب شوند.

در این تحقیق، هدف ما نشان دادن تأثیر هندسه نازل بر سرمایش سریع پلوم بود، که این کار با استفاده از مدل آشفتگی- ϵk در حد قابل قبولی محقق شد. ثابت شد که مطالعه هندسه در فرورنشانی اثر فرورسرخ پلوم، روش مناسبی است و ادامه تحقیق در این موضوع قطعاً

Reduction of Aircraft Plume Infrared Signature Using Geometric Changes in the Exhaust Nozzle

A. Talebi¹

Abstract

Vulnerability mitigation of war planes against modern sensor threats is implemented by reducing their physical signatures. This measure, as an inherent camouflage, is one of the important principles of passive defense and is emphasized in field of stealth technology of military platforms. In this essay, the changing effect of geometry of aircraft exhaust nozzle on the rapid cooling of ignition product released in the atmosphere to suppress IR signature has been put on high interest. The plume IR signature is investigated and to estimate its radiation rate, the FLUENT software is used. In this regard, the plume flow field for two convergent nozzles with different geometries was simulated with this software and geometry effects on plume temperature distribution was observed. The simulation result shows that the temperature of the hot plume core, for plane and notched nozzle respectively about 900° and 840° degrees Kelvin is obtained. Result of this research compared with the experimental results, was satisfactory and shows that the plume cools faster in a notched nozzle.

Key Words: *Plume, IR Signature, Stealth, Infrared Detector, Aircraft*