

بهینه‌سازی چند هدفی دماغه اجایو یک پرتابه از منظر ضریب پسا و سطح مقطع راداری با

استفاده از الگوریتم NSGA-II

سید مرتضی جوادپور^{۱*}، بهمن رحمتی^۲، احسان خراسانی‌نژاد^۳، رضا مریمی^۴

۱- استادیار مهندسی مکانیک، مجتمع آموزش عالی گناباد، ۲- دکتری مهندسی برق، دانشگاه شاهد ۳- مربی دانشگاه آزاد واحد بهبهان،

۴- دکتری مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد

(دریافت: ۹۷/۱۱/۲۹؛ پذیرش: ۹۸/۰۵/۱۵)

چکیده

طراحان سعی می‌کنند که دماغه پرتابه از ضریب پسا کمتری برخوردار باشد اما بسیاری از تغییرات هندسه که باعث کاهش ضریب پسا می‌شوند می‌توانند باعث آشکارسازی سریع‌تر پرتابه گردد. نویسندگان بر آن شدند تا با طراحی بهینه دماغه، ضمن ثابت نگه‌داشتن طول کلی پرتابه این مشکل را حداقل نمایند. در این تحقیق دماغه اجایو یک پرتابه با استفاده از الگوریتم ژنتیک چند هدفی بهینه شده است. پرتابه مورد نظر در ماخ ۲ و فرکانس ۴ تا ۶ گیگاهرتز مورد بررسی قرار گرفت. توابع هدف مورد بررسی، توابع سطح مقطع راداری (RSC) و ضریب پسا (C_D) می‌باشد. در این کار ابتدا تابع ضریب پسای پرتابه با استفاده از نرم‌افزار فلونت محاسبه و با نتایج عددی و تجربی تونل باد مقایسه شده است، همچنین تابع سطح مقطع راداری با استفاده از کد تجاری HFSS محاسبه گردیده است. در نهایت با اجرای الگوریتم بهینه‌سازی چند هدفی، هر دو تابع هدف به‌طور هم‌زمان بهینه شده‌اند و منحنی جبهه پرتو برای آنها به‌دست آمد. این منحنی نشان‌دهنده بهترین نقاط طراحی برای توابع هدف می‌باشد. نتایج نشان می‌دهد اختلاف ضریب پسا و سطح مقطع راداری برای این مدل پیشنهادی نسبت به مدل اولیه به ترتیب ۴۷٪ و ۱۴٪ می‌باشد.

واژگان کلیدی

دینامیک سیالات عددی، ضریب پسا، NSGA-II، سطح مقطع راداری، دماغه اجایو

۱. مقدمه

بتواند خود را از کنترل رادارهای دشمن پنهان سازد و مأموریت‌های مرگبار را بر فراز خاک دشمن در بالاترین درجه امنیت به انجام برساند را احساس کردند.

زمانی که جسمی توسط امواج رادار مورد تابش قرار می‌گیرد مانند یک آنتن عمل کرده و میدان‌های دور و نزدیک خواهد داشت. مقدار پرتوهای بازتابشی از هدف، متناسب با سطح مقطع راداری بوده که اندازه‌اش رابطه مستقیمی با احتمال آشکارسازی آن توسط رادار می‌باشد. لذا به جهت اینکه پرتابه‌ها و سایر تسلیحات و ادوات برای دشمن قابل شناسایی نباشد و میدان‌های آنها آشکارسازی نشود، لازم است که تسلیحات حداقل RCS را داشته باشند.

RCS موشک‌های کروز امروزی در حدود ۰/۰۱ متر مربع می‌باشد که مقدار بسیار کمی برای ردیابی بوده و در نتیجه آشکارسازی آن بسیار دشوار است.

امواج الکترومغناطیسی با هر قطبش مشخص، معمولاً زمانی که روی هدف می‌تابند در تمام جهتها پخش و پراکنده می‌شوند. این امواج پراکنده دارای دو بخش می‌باشند. بخش اول از امواجی که همان قطبش آنتن گیرنده را دارند تشکیل شده است. بخش دیگر از امواج پراکنده شده قطبش متفاوت خواهند داشت آنچه‌آنچه آنتن گیرنده پاسخی از آنها دریافت نخواهد کرد. دو قطبش متعامد می‌باشند و به ترتیب به‌عنوان قطبش اصلی (Co Polar) و قطبش ارتوگنالش (Cross Polar) شناخته شده‌اند. از شدت انرژی برگشتی جسم که دارای همان قطبش آنتن گیرنده رادار است، برای توصیف RCS هدف استفاده می‌شود [۱].

در امور تجاری به‌منظور افزایش RCS، بازتابنده‌هایی به هواپیما اضافه می‌شود. بعدها، طراحان نیاز به هواپیمایی که

استوانه‌ای بودن مقطع میانی یا همان بدنه موشک از دیدگاه آیرودینامیکی و سهولت ساخت و تحمل بارها، مزایای زیادی دارد و فقط اثر نیروهای ویسکوز (اصطکاک پوستی) بر بدنه لحاظ می‌شود.

فعالیت‌های بسیاری در زمینه بهینه‌سازی آیرودینامیکی پرتابه تا کنون انجام گرفته است و اغلب پژوهش‌های انجام‌شده در زمینه بهینه‌سازی بال [۳] و مقطع بال ایرفویل [۴-۶] انجام گرفته است. نوبهاری و همکاران [۷] بهینه‌سازی شکل آیرودینامیکی پرتابه با کمک الگوریتم ژنتیک و سیستم لانه مورچه‌ای را مورد مطالعه قرار دادند. سطح مقطع راداری و شکل آیرودینامیکی چند پرتابه به همراه باله‌های مختلف توسط زشان و همکاران [۸] مورد مطالعه قرار گرفت و راه‌کارهایی جهت کاهش سطح مقطع راداری ارائه نمودند. فوستر و دولیکراویچ [۹] دماغه پرتابه ماوراصوت را با هدف کاهش درگ فشاری با روش‌های الگوریتم ژنتیک و گرادیان، بهینه نمودند. فرادایچ و همکاران [۱۰] با کمک کد تجاری CFX دماغه پرتابه‌ای را با روش الگوریتم ژنتیک بر اساس تابع هدف کاهش ضریب پسا بهینه نمودند.

بررسی عددی و تجربی دماغه‌های مختلف پرتابه در دو دهه اخیر بسیار مورد مطالعه قرار گرفته است. ویداونیک و همکاران [۱۱] به بررسی عددی و تجربی پرتابه‌ای در زاویه حمله ۲- تا ۱۴ درجه پرداختند و ضرایب آیرودینامیکی عددی و تجربی را مقایسه نمودند. آنها در تحلیل عددی خود از مدل اغتشاش SST استفاده نموده‌اند. کالسواران و همکاران [۱۲] دماغه کروی و سهموی را تحت جریان ماخ ۳ مورد تحلیل عددی قرار داده و ضرایب آیرودینامیکی و گرمایش آیرودینامیکی آنها را مورد مقایسه قرار دادند. برخی محققین اثر پوشش بر روی کاهش سطح مقطع راداری بررسی کردند. به‌طوری‌که هامون پیمان و علی قنبری [۱۳] کمترین میزان سطح مقطع راداری را با به‌کارگیری کمترین مقدار ممکن از ماده جاذب روی قسمت‌های مختلف بدنه هواپیما مورد بررسی قرار دادند. برخی محققین روی اثرات شکل و بهینه‌سازی آن بر روی سطح مقطع راداری مطالعه کردند. لی [۱۴] اثر شکل پرتابه، تعداد فین، اندازه فین و شکل دماغه را بر روی سطح مقطع راداری مورد مطالعه قرار داد. سطح مقطع راداری با کمک دو روش اختلاف زمانی محدود و روش مومنتس در بازه فرکانسی ۳-۳۰ مگا هرتز چند جسم (پرتابه، هواپیمای شکاری، هواپیمای مسافربری) توسط ککیر [۱۵] محاسبه گردید. سطح مقطع راداری یک پرتابه در فرکانس ۱۰ گیگاهرتز با دو حل گر متفاوت توسط پرتونی و آندرید [۱۶] مورد بررسی قرار گرفت.

لازم به ذکر است چهار روش اصلی برای کاهش سطح مقطع راداری وجود دارد:

۱. شکل‌دهی

۲. مواد جاذب راداری

۳. حذف غیرفعال

۴. حذف فعال

طراحی پیکره موشک پیچیدگی و ظرافت خاصی دارد و نیازمند دانش وسیعی در زمینه‌های آیرودینامیک و ترمودینامیکی و سازه‌ای می‌باشد. در هنگام پرواز پرتابه، یک سری نیروهای آیرودینامیکی در آن پدیدار می‌شود این نیروهای آیرودینامیکی برا و پسا هستند که به دو گروه کلی تقسیم می‌شود:

۱. نیروهایی که در اثر اصطکاک با هوا به وجود می‌آیند.

۲. نیروهایی که در اثر اختلاف فشار هوا به وجود می‌آیند.

که مؤلفه نیرویی در امتداد سرعت سیال را نیروی پسا و مؤلفه نیرویی عمود بر آن را نیروی برا می‌نامند. نیروهای برا و پسا هم در اثر اختلاف فشار و هم در اثر عمل برشی هوا ناشی می‌شود. سطح پرتابه در راستای جریان روی پسای اصطکاک‌ی و شکل پرتابه اگر سبب اختلاف فشار زیاد شود، روی پسای فشاری تأثیر می‌گذارد.

و از آنجایی‌که نیروی پسا به‌عنوان مهم‌ترین عامل کاهنده برد پرتابه همواره مورد نظر است. بنابراین، در طراحی شکل ظاهری سعی می‌شود تا این نیرو حداقل گردد.

پیکره پرتابه را می‌توان به سه قسمت اصلی تقسیم کرد:

۱. قسمت جلویی یا دماغه

۲. قسمت میانی یا بدنه

۳. قسمت انتهایی

قسمت جلویی پرتابه را به فرم‌های مختلفی می‌سازند که عمومی‌ترین آن‌ها، فرم‌های مخروطی، اجایو و نیم کروی می‌باشد که هر کدام مزایا و معایب خاص خود را دارد. برای مثال، در جریان مافوق صوت، دماغه نیم کروی پسای بسیار بالایی دارد اما از لحاظ سازه‌ای و دیدگاه گرمایشی آیرودینامیکی و هدایتی، عالی است.

لازم به ذکر است بدنه پرتابه‌ها به علت اینکه سهم بزرگی از مساحت کل پرتابه را در بردارد نمی‌توان از تأثیر آن در ضریب پسا صرف‌نظر کرد [۲].

$$\sigma = 4\pi R^2 \lim_{R \rightarrow \infty} \left(\frac{P_{Dr}}{P_{Di}} \right) \quad (۴)$$

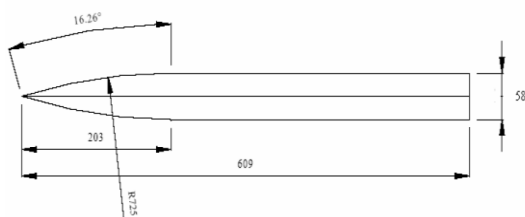
۳. مدل

مدل مورد آزمایش تست تونل باد در شکل (۲) نشان داده شده است. این مدل دارای یک سیلندر با دماغه اجایو با نسبت باریکی ۳/۵ و نسبت باریکی (طول به قطر) ۱۰/۵ می‌باشد. الگوی اولیه این مدل بر اساس طرحی از مدل پرتابه ناسا تعیین گردیده است.

بدنه تماماً از آلومینیوم ساخته شده و تلورانس‌های سطح آن در حد ۰/۰۵ mm می‌باشد. مشخصات مدل آزمایش شده در جدول (۱) نشان داده شده است.

جدول (۱): مشخصات مدل

$S_m = 0.002642 \text{ m}^2$	$D = 0.058 \text{ m}$
$L_m = 0.609 \text{ m}$	$W = 2.35 \text{ kg}$



شکل (۲): مدل سیلندر با دماغه اجایو (Ogive) (ابعاد برحسب میلی‌متر می‌باشد)

شکل (۳) مدل ساخته‌شده و مورد آزمایش قرار گرفته در تونل باد را نشان می‌دهد.



شکل (۳): مدل ساخته‌شده سیلندر با دماغه اجایو (Ogive)

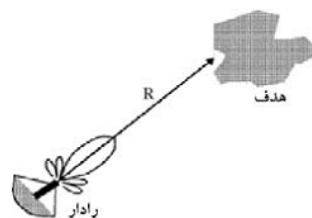
۴. محاسبه ضریب پسا

جهت صحت نتایج عددی، در ابتدا مدل اولیه مطابق شکل (۳) ساخته و در تونل باد مورد آزمایش قرار گرفت. سپس نتایج عددی و نتایج تجربی تونل باد مقایسه گردید.

در این تحقیق به بهینه‌سازی چند هدفی دماغه اجایو یک پرتابه با استفاده از روش NSGA-II پرداخته شده است. توابع هدف مورد نظر عبارت‌اند از: سطح مقطع راداری و ضریب پسا. سطح مقطع راداری با استفاده از کد تجاری HFSS محاسبه گردیده و ضریب پسای پرتابه با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت محاسبه و با نتایج عددی و تجربی تونل باد مقایسه شده است. متغیرهای طراحی در نظر گرفته شده، قطر و طول دماغه می‌باشد. از جمله محدودیت‌های در نظر گرفته شده، ثابت بودن طول پرتابه و دماغه پرتابه از نوع اجایو و زاویه حمله پرتابه صفر می‌باشد. هدف کمینه کردن مقدار هر دو تابع هدف می‌باشد. پژوهش در سه مرحله به صورت متناوب انجام شده است: در ابتدا ضریب پسای پرتابه محاسبه شده و با نتایج عددی و تجربی تونل باد مقایسه شده است، سپس سطح مقطع راداری محاسبه گردیده و در نهایت با اجرای الگوریتم بهینه‌سازی چند هدفه مقادیر بهینه تعیین گردیده است. در نهایت با تولید نسل‌های بعدی، مجدداً این پروسه تکرار می‌گردد.

۲. محاسبه RCS

مطابق شکل (۱)، فرض می‌کنیم که چگالی موج تابیده شده بر روی هدفی که در فاصله R دور از رادار قرار گرفته است، P_{Di} باشد. اندازه توان بازتابشی از هدف این چنین است:



شکل (۱): شماتیک رادار و هدف

$$P_r = \sigma P_{Di} \quad (۱)$$

در این رابطه σ سطح مقطع رادار را نشان می‌دهد. پارامتر P_{Dr} به عنوان چگالی توان امواج برگشتی هدف در آنتن گیرنده تعریف می‌شود که به صورت زیر با PD مرتبط می‌باشد.

$$P_{Dr} = \frac{P_r}{4\pi R^2} \quad (۲)$$

با توجه به روابط (۱) و (۲) داریم:

$$\sigma = 4\pi R^2 \left(\frac{P_{Dr}}{P_{Di}} \right) \quad (۳)$$

و در نهایت معادله فوق بدین صورت اصلاح می‌گردد.

$$Y_M = 2\rho \varepsilon M_t^2, M_t = \sqrt{\frac{k}{\gamma RT}}$$

$$C_{\mu} = 0.0854, \alpha_k = \alpha_{\varepsilon} = 1.39, C_{1\varepsilon} = 1.44, C_{2\varepsilon} = 1.92, \beta = 0.012, Pr_t = 0.85, \eta_0 = 4.377,$$

تفاوت‌های مدل $k-\varepsilon$ RNG با مدل $k-\varepsilon$ استاندارد به‌طور مختصر به شرح زیر می‌باشد.

مدل $k-\varepsilon$ RNG دارای یک ترم اضافی، در معادلات نسبت به مدل $k-\varepsilon$ Standard می‌باشد که به اندازه کافی دقت محاسبات را در سرعت‌های بالا افزایش می‌دهد.

اثرات جریان مماسی و چرخشی را به خوبی در بر می‌گیرد و دقت محاسبات را در جریان‌های دورانی افزایش می‌دهد.

مدل $k-\varepsilon$ RNG برای محاسبه عدد پرناتل جریان مغشوش یک فرمول تحلیلی ارائه می‌کند درحالی‌که مدل استاندارد از مقادیر ثابت استفاده می‌کند.

مدل $k-\varepsilon$ Standard فقط برای جریان‌ها با عدد رینولدز بسیار بالا جواب‌های مناسبی ارائه می‌کند درحالی‌که مدل $k-\varepsilon$ RNG با ارائه یک معادله دیفرانسیل برای محاسبه ویسکوزیته مؤثر، در رینولدزهای پایین نیز جواب‌های نسبتاً خوبی را ارائه می‌کند و این باعث می‌شود که در منطقه نزدیک دیواره نیز دقت محاسبات به اندازه کافی بالا رود. درحالی‌که به کار بردن مدل استاندارد در منطقه نزدیک دیواره مناسب نمی‌باشد.

با توجه به تراکم پذیر بودن جریان، برای ارتباط چگالی به دما و فشار از معادله حالت گازها استفاده می‌شود

در رابطه بالا R ثابت معادله حالت گازها می‌باشد.

برای حل معادلات، روش حجم محدود بر اساس مدل‌های دینامیک سیالات محاسباتی به کمک حل با استفاده از نرم‌افزار فلونت انتخاب شده است. در این تحقیق از حل گر ضمنی و روش Roe جهت گسسته سازی معادلات استفاده شده است.

۵. روش حل و استخراج نتایج

در این بخش استقلال شبکه مورد بررسی قرار می‌گیرد، به‌طوری‌که چهار نوع شبکه‌بندی تحلیل و در نهایت با توجه به موارد ذیل شبکه‌بندی مناسب تعیین شد.

همگرا شدن شبکه‌بندی بسیار ریز (n=480000)، زمان‌بر است و افزایش حجم محاسباتی را در پی دارد.

آزمایش انجام‌شده در محفظه آزمایش تونل باد به ابعاد $0.6 \times 0.6 \times 1.4 m^3$ تحت شرایط جدول (۲) انجام شده است.

جدول (۲): شرایط جریان حاکم بر تونل باد

Mach	Pst(mbar)	P0(mbar)	T0(oC)
۲/۰۱	۱۰۷	۸۵۱	۱۸

معادلات حاکم بر جریان معادلات پیوستگی، مومنتم و انرژی می‌باشد.

$$\nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0$$

$$\nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau})$$

که در آن،

$$\bar{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right]$$

در تحلیل عددی از مدل اغتشاش $k-\varepsilon$ RNG استفاده شده است.

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \nabla \cdot [\alpha_k \mu_{eff} \nabla k] + 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \varepsilon - Y_M \quad (7)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \varepsilon u_i) = \nabla \cdot [\alpha_{\varepsilon} \mu_{eff} \nabla \varepsilon] + C_{1\varepsilon}^* \frac{\varepsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - C_{2\varepsilon}^* \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (8)$$

که پارامترهای ثابت و متغیر در معادلات فوق بدین صورت مشخص شده‌اند:

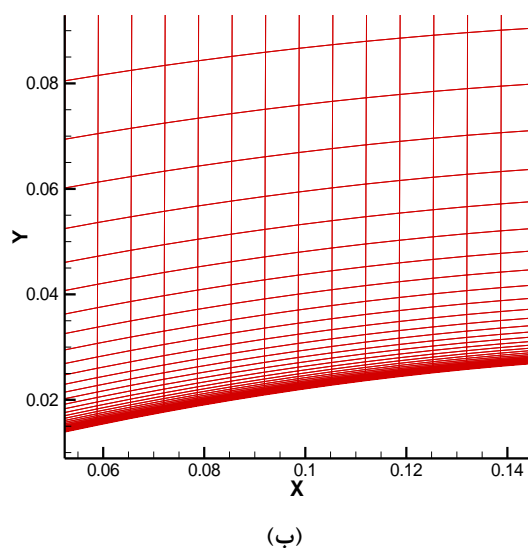
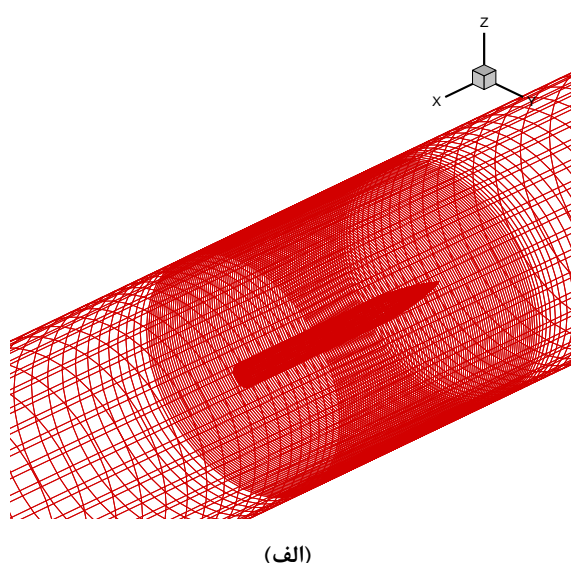
$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t$$

$$C_{1\varepsilon}^* = C_{1\varepsilon} - \frac{\eta(1 - \eta/\eta_0)}{1 + \beta\eta^3}$$

$$\eta = (2E_{ij}E_{ij})^{1/2} \frac{k}{\varepsilon}$$

$$E_{ij} = \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}$$

شکل (۵) شبکه منظم حل جریان را حول پرتابه نشان می‌دهد. که ریزی شبکه حل در نزدیکی دماغه کاملاً مشهود است. شکل (۶) کانتور ماخ جریان حول دماغه اجایو را نشان می‌دهد و شوک‌های مایل بر روی دماغه و امواج انبساطی انتهای پرتابه به وضوح مشخص می‌باشد. همچنین شکل (۷) تغییرات فشار استاتیکی در اثر امواج انبساطی و شوک‌های مایل را نشان می‌دهد. همچنین با توجه به شکل (۷) مقاله تفاوت فشار در جوی دماغه و پاشنه پرتابه بسیار زیاد است. نتایج نشان می‌دهد حدود ۸۰ درصد پسای مدل مربوط به پسای فشاری می‌باشد.

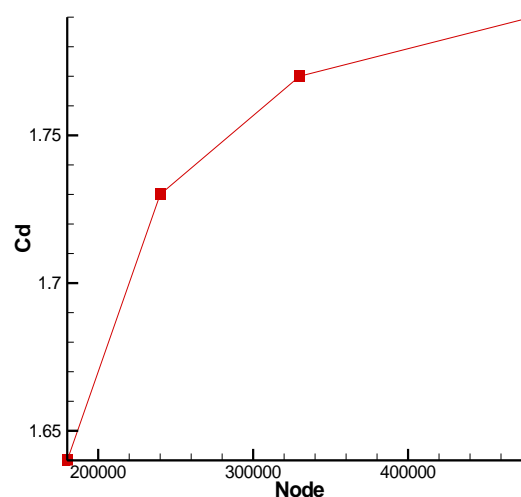


شکل (۵): الف) شبکه حل جریان حول پرتابه، ب) نمای دو بعدی شبکه در نزدیکی سطح دماغه پرتابه

مطابق شکل مقدار درصد اختلاف ضریب پسا در شبکه ریز (n=۳۳۰۰۰۰) نسبت به شبکه بسیار ریز (n=۴۸۰۰۰۰) کمتر از ۱/۲٪ می‌باشد.

در نهایت، همان‌طور که از شکل (۴) نمایان است و با توجه به موارد فوق، مناسب است که از شبکه ریز استفاده شود. محدوده این شبکه در قسمت دماغه پرتابه در شکل (۵) قابل مشاهده است.

سپس بر اساس شبکه تولیدی مدل، جریان حول دماغه اولیه اجایو را تحلیل عددی کرده و به مقایسه نتایج روش‌های عددی (فلوئنت) و روش تجربی پرداخته می‌شود. بررسی نتایج روی ضریب پسا در جدول (۳)، نشان داده شده است که سازگاری خوبی بین روند نتایج آزمایش تونل باد وجود دارد.



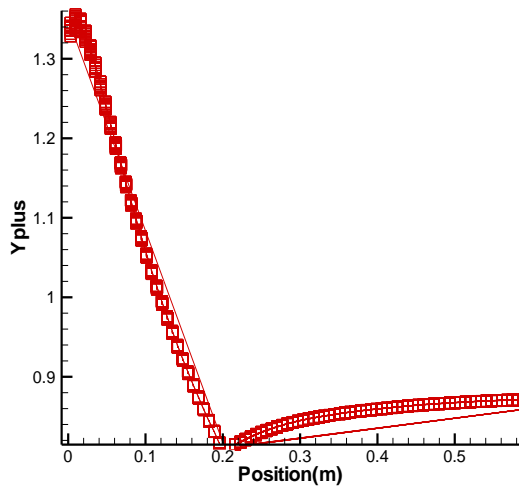
شکل (۴): تغییرات ضریب پسا برای چهار حالت شبکه (n=180000, n=240000, n=330000, n=480000)

$$p = \rho RT \quad (9)$$

جدول (۳): مقدار درصد خطا برای ضریب پسا در فشار مطلق (P=134000 Pa، F نتایج عددی، N نتایج تجربی)

درصد خطا	Cd(F)	Cd(N)	α
۰/۴	۰/۱۷۷	۰/۱۷۷	۰
۱	۰/۱۹۳	۰/۱۹۱	۲
۲	۰/۱۹۹	۰/۲۰۳	۴
۴/۵	۰/۲۱	۰/۲۲	۶
۸	۰/۲۳	۰/۲۵	۸
۱	۰/۱۹۳	۰/۱۹۱	-۲

در پایان پس از انتخاب نوع مدل اغتشاش و تولید شبکه حل مناسب، فایل ژورنال تولید شبکه و تحلیل سه بعدی جریان جهت روند بهینه‌سازی تولید می‌شود.



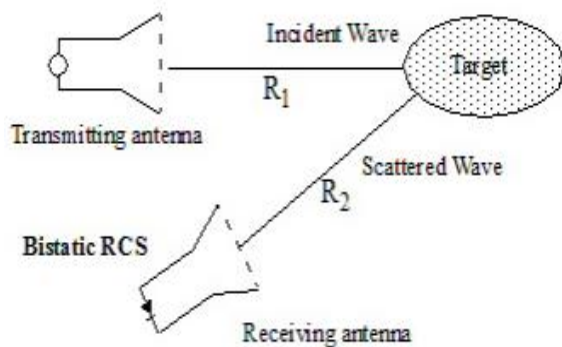
شکل (۸): مقدار وای پلاس در راستای طول سطح مدل

۶. محاسبه سطح مقطع راداری

همان‌طور که در این تحقیق، محاسبه سطح مقطع راداری به روش بایواستاتیک^۱ انجام شده است (رابطه ۱۰). در شکل (۹) شماتیکی از روش بایواستاتیک و ارتباط آن با هدف نشان داده شده است. جهت محاسبه سطح مقطع راداری از کد تجاری HFSS استفاده شده است. مسئله به روش المان محدود^۲ و با شرایط مرزی ABC^۳ مورد استفاده قرار گرفته شده است.

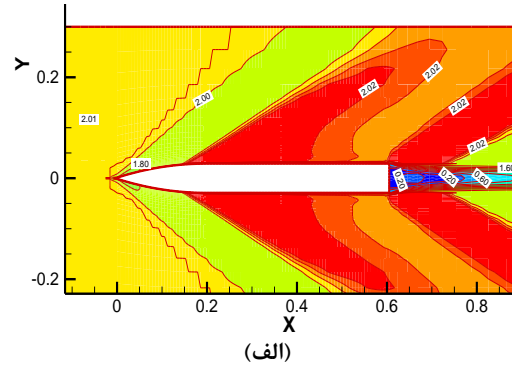
$$\sigma = \frac{4\pi r^2 |E_{scat}|^2}{|E_{inc}|^2} \quad (10)$$

که Escat امواج پراکنده و Einc امواج برخوردی می‌باشد.

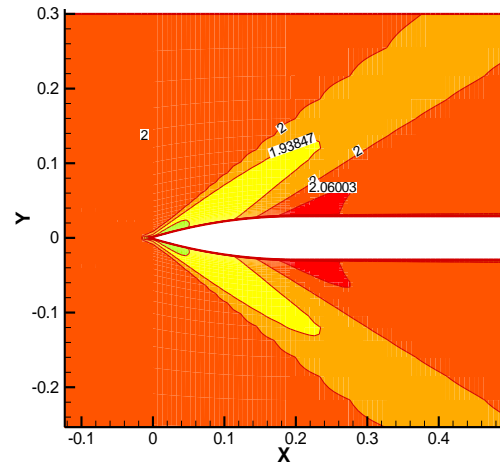


شکل (۹): شماتیک روش Bistatic

سطح مقطع راداری جهت ارسال سیگنال رادار به سمت موشک دارای اهمیت است. با توجه به این نکته دو راستا مورد مطالعه قرار می‌گیرد. در حالت اول تابش سیگنال رادار با قطبی

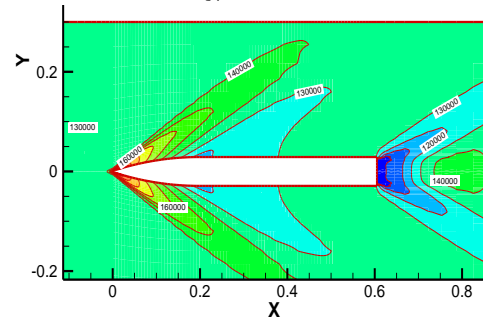


(الف)

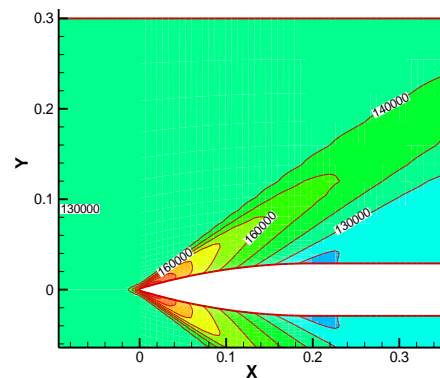


(ب)

شکل (۶): (الف) کانتور ماخ حول پرتابه، (ب) کانتور ماخ حول دماغه پرتابه



(الف)



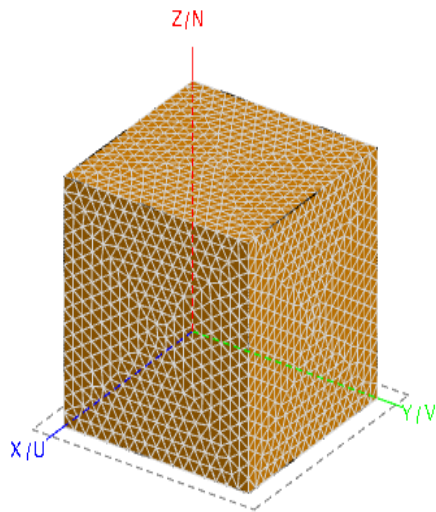
(ب)

شکل (۷): (الف) کانتور فشار استاتیکی حول پرتابه، (ب) کانتور فشار استاتیکی حول دماغه پرتابه

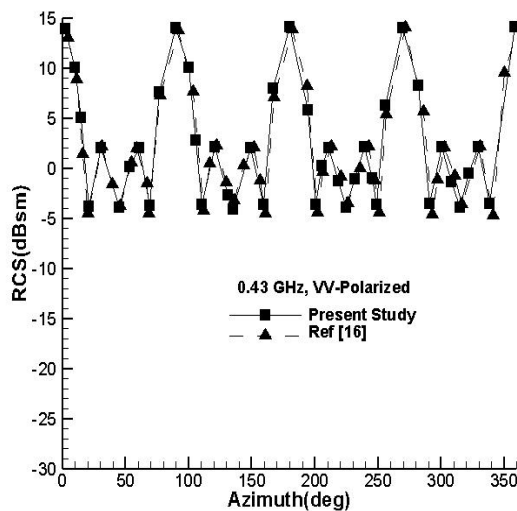
¹ Biostatic

² Finite Element

³ Absorbing Boundary Condition



شکل (۱۱): مکعب به طول یک متر [۱۷]



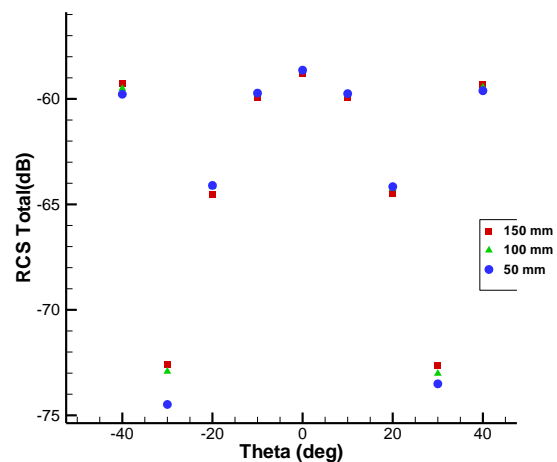
شکل (۱۲): سطح مقطع راداری به دست آمده از شبیه‌سازی سطح مقطع راداری مکعب به طول ۱ متر تحت تابش قطبش افقی

۷. بهینه‌سازی چند هدفی

اولین بار ویلفرد پرتو اقتصاددان ایتالیایی بهینه‌سازی مسائل چندهدفی را در مسائل اقتصادی به کار برد و نظریه نقاط بهینه Pareto را پایه‌گذاری کرد [۱۸]. بسیاری از مسائل بهینه‌سازی در دنیای مهندسی، بهینه‌سازی مسائل چند هدفی می‌باشند، که در آن‌ها چندین تابع هدف وجود دارند که باید به‌طور همزمان بهینه شوند. روش‌های مختلفی برای حل مسائل بهینه‌سازی چند هدفی وجود دارند [۱۹]، که در این میان باید به توانایی الگوریتم‌های تکاملی در بهینه‌سازی این مسائل اشاره کرد. در بهینه‌سازی چند هدفی، بهینه‌سازی به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

شدگی در راستای طول موشک و در حالت دوم تابش سیگنال با قطبی شدگی در راستای سطح مقطع مورد بررسی قرار می‌گیرد. نکته با اهمیت دیگر وابستگی فرکانسی سطح مقطع راداری است. برای این منظور مقدار حداکثر سطح مقطع راداری به ازای فرکانس‌های مختلف در شکل ۱ ترسیم گردیده‌اند و با مقدار سطح مقطع راداری در راستای عمود بر موشک مقایسه شده است.

در این مرحله به بررسی استقلال نتایج از شبکه پرداخته شد. همان‌طور که در شکل (۱۰) مشاهده می‌شود اختلاف نتایج شبکه‌های ۱۰۰ و ۱۵۰ بسیار کم می‌باشد بنابراین، جهت کاهش حجم محاسبات از شبکه ۱۰۰ استفاده می‌شود. در شکل (۱۰) زاویه صفر درجه به معنی سطح مقطع راداری در راستای نوک دماغه پرتابه است. افزایش زاویه به معنی حرکت به سمت راستای عمود بر بدنه است. به دلیل شکل خاص دماغه با افزایش زاویه مقدار سطح مقطع راداری کم می‌شود. ولی با نزدیک شدن به سمت زاویه عمود بر بدنه، مجدداً سطح مقطع راداری افزایش می‌یابد.



شکل (۱۰): مقایسه مقدار سطح مقطع راداری سه شبکه محاسبه سطح مقطع راداری

برای اعتبارسنجی مقاله در بخش سطح مقطع راداری، از مکعبی به طول یک متر (شکل ۱۱) در فرکانس ۰/۴۳ گیگاهرتز بهره گرفته شد. و سطح مقطع راداری روش حاضر با مرجع [۱۷] در حالت تابشی قطبش افقی مورد مقایسه قرار گرفته شده است. همان‌طور که مشاهده می‌کنید تطابق قابل قبولی بین نتایج حاضر و مرجع [۱۷] وجود دارد و حداکثر خطا در نقاط پیک به مقدار ۸ درصد می‌باشد.

به عبارت دیگر به جواب X^* بهینه Pareto (کمینه) گفته می‌شود، اگر هیچ جواب دیگری یافت نشود تا بر X^* برتری یابد.

برای یک مسئله بهینه چند هدفی یک مجموعه Pareto، P^* مجموعه‌ای از فضای متغیرهای طراحی می‌باشد که شامل همه بردارهای بهینه Pareto باشد به طوری که:

$$P^* = \{X \in \Omega \mid \nexists X' \in \Omega: F(X') < F(X)\} \quad (۱۳)$$

یا به عبارت دیگر بردار طراحی X' در فضای Ω وجود نداشته باشد که بر هر $X \in P^*$ برتری یابد.

برای یک مسئله چند هدفی، Pareto Front، PF^* را یک مجموعه‌ای از بردار توابع هدف که از بردار متغیرهای طراحی در مجموعه Pareto، (P^*) به دست آمده باشد، می‌نامند که:

$$PF^* = \{(f_1(X), f_2(X), \dots, f_k(X)) : X \in P^*\} \quad (۱۲)$$

به عبارت دیگر Pareto Front، (PF^*) مجموعه‌ای از بردار توابع هدف می‌باشد که از مجموعه Pareto به دست می‌آید.

۸. نتایج

پس از تولید جمعیت اولیه و ایجاد شبکه مناسب، ضریب پسا با کمک کد تجاری فلوئنت و سطح مقطع راداری با کمک کد تجاری HFSS تعیین می‌گردد. در این مسئله پارامترهای متغیر (ورودی) قطر و طول دماغه است البته طول کل پرتابه ثابت می‌باشد و تابع هدف کاهش ضریب پسا و سطح مقطع راداری است.

سپس الگوریتم ژنتیک بر اساس نتایج جمعیت اولیه و انجام مراحل پیوند، جهش و رتبه‌بندی جمعیت بعدی را تولید می‌کند و مجدداً تولید مدل، ایجاد شبکه مناسب و استخراج توابع هدف و تولید جمعیت بعدی با کمک الگوریتم ژنتیک غیر رتبه‌بندی (NSGA-II) انجام می‌گردد. در نهایت، پس از ۲۴ بار تکرار، الگوریتم همگرا می‌گردد که در شکل (۱۳) نشان داده شده است. محدوده قطر و طول دماغه پرتابه به صورت ذیل لحاظ گردیده است:

$$0.02 \leq R \leq 0.06$$

$$0.4 \leq L \leq 0.8$$

همچنین در اجرای الگوریتم ژنتیک و تحلیل مدل، محدودیت‌های ذیل وجود دارد:

یافتن یک مجموعه بردار از متغیرهای طراحی که قیود را برآورده ساخته و بردار هدف را که عناصر آن نشان‌دهنده مقادیر توابع هدف مسئله هستند بهینه کنند. این توابع هدف که بیان‌کننده عناصر بردار هدف هستند اغلب با یکدیگر در تضادند. در این‌گونه مسائل هدف یافتن جواب قابل قبولی است که مقادیر تمام توابع هدف را به طراح می‌دهد. بهینه‌سازی چند هدفی عبارت است از به دست آوردن برداری از متغیرهای طراحی که قیود را ارضاء و اعداد مطلوبی را برای همه توابع هدف نتیجه دهد [۲۰ و ۲۱]. در حالت عمومی می‌توان آن را به صورت رابطه‌های ریاضی زیر نشان داد [۲۲]:

مطلوب است بردار طراحی $X^* = [x_1^*, x_2^*, x_3^*, \dots, x_n^*]$ جهت بهینه‌سازی

$$F(X) = [f_1(x), f_2(x), f_3(x), \dots, f_k(x)]^T \quad (۱۱)$$

به طوری که m قیود نابرابری

$$g_i(x) \leq 0, \quad i = 1, 2, 3, \dots, m$$

و P قیود برابری

$$h_j(x) = 0, \quad j = 1, 2, 3, \dots, p$$

را ارضا نماید. که در این رابطه $X^* \in \mathcal{R}^n$ بردار طراحی و $F(X) \in \mathcal{R}^k$ بردار توابع هدف می‌باشد که باید مینیمم و ماکزیمم گردند.

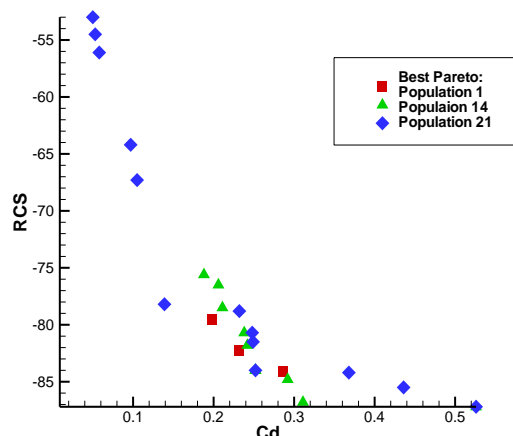
بردار $U = [u_1, u_2, \dots, u_k] \in \mathcal{R}^k$ بر بردار $V = [v_1, v_2, \dots, v_k] \in \mathcal{R}^k$ غلبه (برتری) دارد، (به صورت $U < V$ نشان می‌دهیم) در صورتی که اگر و فقط اگر:

$$\forall i \in \{1, 2, \dots, k\}, u_i \leq v_i \wedge \exists j \in \{1, 2, \dots, k\} : u_j < v_j$$

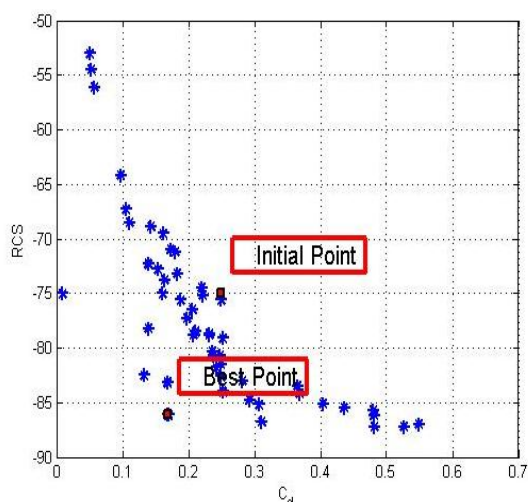
به عبارت دیگر، حداقل یک u_j وجود دارد که از v_j کوچک‌تر باشد، در حالیکه باقی u ها از مجموعه v ها کوچک‌تر یا مساوی باشند.

تعریف بهینگی Pareto: نقطه $X^* \in \Omega$ ناحیه‌ای ممکنه در \mathcal{R}^n به طوری که قیود طراحی را ارضا نماید) نقطه بهینه Pareto (کمینه) نسبت به همه $X \in \Omega$ می‌باشد، اگر و فقط اگر $F(X^*) < F(X)$ یا به صورت ساده‌تر:

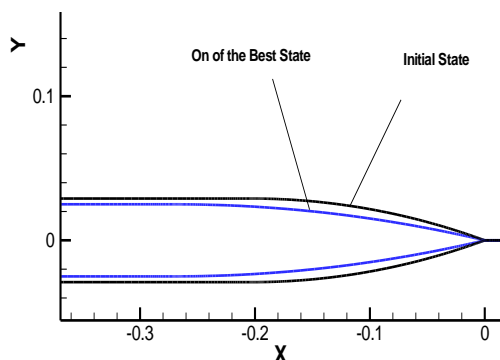
$$\forall i \in \{1, 2, \dots, k\}, \forall X \in \Omega - \{X^*\} : f_i(X^*) \leq f_i(X) \wedge \exists j \in \{1, 2, \dots, k\} : f_j(X^*) < f_j(X) \quad (۱۲)$$



شکل (۱۵): اولین (بهترین) پارتو تولیدشده در جمعیت ۱۴ و ۲۱



شکل (۱۶): مقایسه توابع هدف مدل اولیه و مدل پیشنهادی



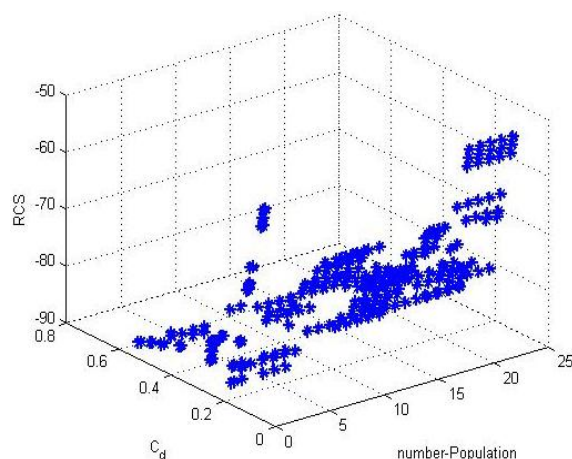
شکل (۱۷): نمای دماغه پرتابه مدل اولیه و یکی از بهترین مدل‌های بهینه

شکل (۱۶) توابع هدف مدل اولیه و مدل پیشنهادی را نشان می‌دهد و همان‌طور که از شکل مشاهده می‌شود درصد مقدار اختلاف ضریب پسا بین دو مدل ۴۷٪ و مقدار اختلاف سطح مقطع راداری ۱۴٪ می‌باشد. همچنین در شکل (۱۷) مدل اولیه پرتابه و یکی از بهترین مدل‌های الگوریتم ژنتیک چند تابعه نشان داده شده است.

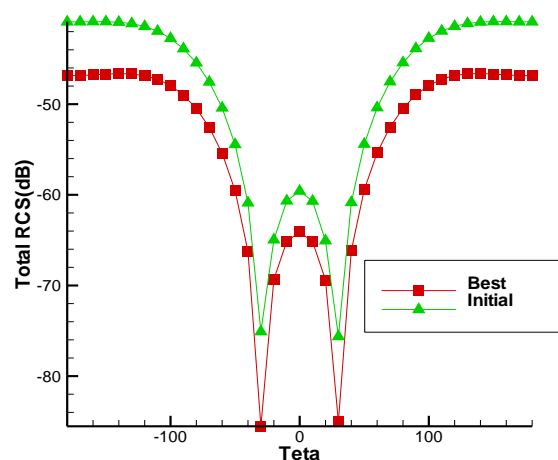
طول پرتابه ثابت می‌باشد.

دماغه پرتابه از نوع اجایو و زاویه حمله آن صفر می‌باشد.

در بهینه‌سازی این مسئله از نرخ احتمال پیوند ۱ و نرخ احتمال جهش ۰/۳ استفاده شد.



شکل (۱۸): نمودار بهترین‌های هر تکرار بر اساس توابع هدف (ضریب پسا و سطح مقطع راداری)

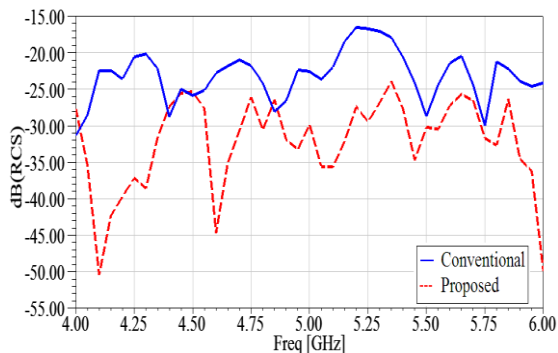


شکل (۱۹): سطح مقطع راداری کل مدل اولیه و پیشنهادی نسبت به زاویه

شکل (۱۹) سطح مقطع راداری کل مدل اولیه و پیشنهادی پرتابه را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌گردد نمونه اولیه نسبت به مدل پیشنهادی دارای اختلاف ۱۲٪ در سطح مقطع راداری می‌باشد.

شکل (۱۵) به‌عنوان نمونه بهترین پارتو جمعیت‌های ۱، ۱۴ و ۲۱ را به‌طور مجزا نشان می‌دهد. بررسی‌ها از شکل کاملاً مشخص است که با انجام روند الگوریتم بهینه‌سازی، هم تعداد بهترین پارتو در جمعیت‌های بعدی افزایش می‌یابد و هم سطح گسترش و یکنواختی جمعیت بهترین پارتو بهبود می‌یابد.

راداری در این محدوده فرکانسی ۱۰ دسیبل کاهش یافته است. به عبارت دیگر می‌توان بیان کرد که رفتار موشک از لحاظ سطح مقطع راداری بهبود یافته است و احتمال دیده شدن آن به وسیله رادار کمتر شده است.



شکل (۲۰): مقایسه محاسبه سطح مقطع راداری ساختار اولیه و بهبود یافته

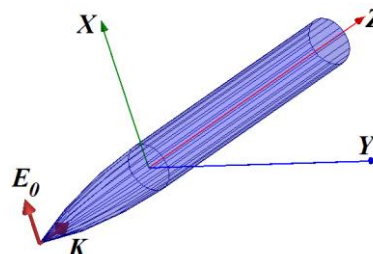
۹. نتیجه‌گیری

روش بهینه‌سازی NSGA-II برای بهینه‌سازی چند هدفی دماغه اجایو یک پرتابه استفاده شد. توابع هدف ضریب پسا پرتابه و RCS به ترتیب با استفاده از نرم‌افزار فلونت و کد تجاری HFSS محاسبه شده و به‌طور هم‌زمان بهینه گردیدند و منحنی پرتو فرانت برای آن‌ها به‌دست آمد. این منحنی نشان‌دهنده بهترین نقاط طراحی برای توابع هدف مورد نظر است. نقاط ارائه شده نسبت به یکدیگر غیر برترند اما بر هر نقطه دیگری برتری دارند. انتخاب هر یک از این نقاط به‌عنوان نقطه طراحی به عهده طراح است و بستگی به نیاز مسئله دارد. کاهش خطای بین نتایج تجربی و عددی در محاسبه ضریب پسا ناشی از شبکه‌بندی منظم (حدود ۸۰۰۰۰۰ مش) می‌باشد. بر اساس خروجی مسئله بهینه‌سازی NSGA-II مدلی پیشنهاد شده است و اختلاف ضریب پسا و سطح مقطع راداری برای این مدل پیشنهادی نسبت به مدل اولیه ناسا به ترتیب ۴۷٪ و ۱۴٪ می‌باشد.

۱۰. منابع

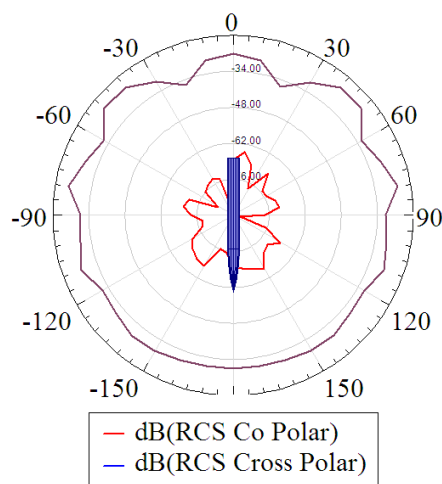
- [1] S. Mikki and A. A. Kishk, "Quantum particle swarm optimization for electromagnetics," arXiv 16 preprint physics/0702214, 2006.
- [2] F. Knott, F. Shaeffer, and M. T. Tuley, "Radar Cross Section, 2nd edition," Artech House, Norwood, M. A. Puckett, E. Allen, 1959, Guided missile engineering, McGraw-Hill, New York, 1993.
- [3] H. Huang Jiangtao, G. Gao Zhenghong, Z. Ke, and B. Junqiang, "Robust design of supercritical wing aerodynamic optimization considering fuselage interfering," Chinese Journal of Aeronautics, vol. 23, pp. 523-528, 2010.

شکل (۱۸) راستای تابش سیگنال رادار با مشخص شدن قطبی شدگی با پارامتر E_0 و راستای K مشخص شده است. از این ساختار برای شبیه‌سازی سطح مقطع راداری استفاده شده است.



شکل (۱۸): راستای تابش سیگنال جهت محاسبه سطح مقطع راداری

در شکل (۱۹) مقدار سطح مقطع راداری موشک در یک فرکانس به‌عنوان نمونه برای قطبی شدگی Cross و Co Polar ترسیم گردیده است. به‌منظور ایجاد دید فیزیکی در این شکل نمای موشک نیز آورده شده است.



شکل (۱۹): مقدار سطح مقطع راداری در حالت تابش Co Polar و Cross Polar در فرکانس ۴ گیگاهرتز

شکل (۲۰) مقدار RCS به‌ازای راستای تابش سیگنال رادار به سمت سطح مقطع موشک را نشان می‌دهد. این RCS در راستای عمود بر نوک موشک یعنی در راستای $\theta=180^\circ$ محاسبه شده است. به‌منظور نشان دادن مقدار بهبود کاهش سطح مقطع راداری در این شکل، منحنی سطح مقطع راداری هندسه متداول با منحنی سطح مقطع هندسه پیشنهادی در محدوده فرکانسی ۴ تا ۶ گیگاهرتز مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که سطح مقطع راداری در ساختار پیشنهادی کاهش یافته است و در برخی از فرکانس‌ها به میزان بیشتر از ۲۵ دسیبل و یا با ضریب ۰/۰۳ کاهش یافته است. به‌صورت متوسط سطح مقطع

- [13] D. Hamunpeyma and A. Alighanbari, "Non-uniform and Partial Coating of an Aircraft for Achievement of the Minimum Radar Cross Section with the Minimum Weight of Absorbent," *Journal of Radar*, vol. 5, no. 2, pp. 27-40, 2017.
- [14] H. Lee, "Investigation of the effects of target feature variation on ballistic missile RCS," Thesis of Master of Science, Department of The Air Force AIR University, 2006.
- [15] G. Cakir and L. Sevg, "Radar Cross-Section (RCS) Analysis of High Frequency Surface Wave Radar Targets," *Turk. Jou. Elec. Eng. & Comp. sci.*, vol. 18, no.3, 2010.
- [16] M. B. Perotoni and L. A. Andrade, "Numerical Evaluation of An Air to-Air Missile Radar Cross Section Signature at X-band," *J. Aerospace. Technol.*, vol. 3, no.3, pp. 287-294, 2011.
- [17] A. Greenwood, "Electromagnetic Code Consortium Benchmarks," Air Force Research Laboratory, AFRL-DE-TR-2001-1086, 2001.
- [18] J. H. Holland, "Adaptation in Natural and Artificial Systems," The University of Michigan Press, Ann Arbor, 1975.
- [19] E. Khorasani Nejad and S. M. Javadpour, "Turboshaft engine performance optimization using multi-objective Genetic algorithm," 7th International Conference on Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics, pp. 2083-2088, 2010.
- [20] C. A. Coello and A. D. Christiansen, "Multi objective optimization of trusses using genetic algorithm," *Comput., Structures* 75, pp. 647-660, 2000.
- [21] A. Osyczka, "Multicriteria, "Optimization for engineering design," J. S. Gero (ED), Design Optimization, Academic Press, New York, pp. 193-227, 1985.
- [22] S. Abdolahi and M. Ebrahimi, "A numerical investigation of deployable drag surfaces used for recovery system," *Computational methods and experimental measurement XV*, WIT Press, pp. 193-204, 2011.
- [4] U. Selvakumar and P. R. Mukesh, "Aerodynamic shape optimization using computer mapping of natural evolution process," 2nd International Conference on Computer Engineering and Technology, 2010.
- [5] D. W. Zingg, M. Nemeć, and T. H. Pulliam, "A comparative evaluation of genetic and gradient-based algorithms applied to aerodynamic optimization," *Shape design in aerodynamics*, pp. 103-126, 2008.
- [6] A. Shahrokhi and A. Jahangirian, "An efficient aerodynamic optimization method using a genetic algorithm and a surrogate model," 16th Australasian Fluid Mechanics Conference Crown Plaza, Gold Coast, Australia, 2-7 December, 2007.
- [7] H. Nobahari, S. Y. Nabavi, and S. H. Pourtakdoust, "Aerodynamic shape optimization of unguided projectiles using and colony optimization and genetic algorithm," 25th International Congeres of The Aeronautical Science, 2006.
- [8] Q. Qasim Zeeshan, D. Yun-feng, A. Kamran, A. Rafique, and K. Nisar, "Stealth considerations for aerodynamic configurations design of missiles," *Caddm*, vol. 19, no.1, 2009.
- [9] N. F. Foster and G. S. Dulikravich, "Three dimensional aerodynamic shape optimization using genetic and gradient search algorithm, *Journal of Spaceraft and Rockets*," vol. 34, no.1, 1997.
- [10] Fedaravičius, Kilikevičius, and A. Survila "Optimization of the rocket's nose and nozzle design parameters in respect to Its aerodynamic characteristics," *Journal of Vibo engineering*, vol. 14, Issue 4, 2012.
- [11] N. Vidanovic, B. Rasuo, Damljanovic, D. Vukovic, and D. Ćurćic, "Validation of The CFD code used for determination of aerodynamic characteristics of nonstandarad agard-B calibration model," *Thermal Science*, First Issue 00, pp. 104-116, 2013.
- [12] B. Kaleeswaran, S. Ranjith, S. Kumar, and S. J. Imro, "An Aerodynamic Optimization of supersonic flow over the nose section of missiles," *International, Journal of Engineering Research & Technology*, vol. 2, no. 4, 2013.

Optimization of Radar Cross Section and Drag coefficient of Ogive Nose Using the NSGA-II Algorithm

S. M. Javadpour^{*}, B. Rahmati, E. Khorasani nezhad, R. Maryami

^{*} University of Gonabad, Gonabad, Iran

(Received: 18/02/2019, Accepted: 06/08/2019)

Abstract

Designers try to reduce missiles' drag coefficients, but many of the geometrical changes that reduce the drag coefficient can increase the radar cross section of the missile. So, authors decided to solve this problem by missile optimization. In this study, missile Ogive nose is optimized using multi-objective genetic algorithm while the length of missile is kept constant. Objective functions are drag coefficient and radar cross section (RCS). Ogive nose was tested in mach number of 2.01 and radar systems were designed to operate at high frequencies between 4-6 GHz. The drag coefficient was calculated by CFD code and was compared with experimental results. Then, radar cross section was calculated with the commercial HFSS program. Finally, objective functions were optimized using non-dominate sorting genetic algorithm (NSGA-II) and the objectives were both minimized to establish the Pareto front. Pareto front shows the best possible design points for the objective functions. Compared with the initial model, the optimum model achieves a decrease of 47% and 14% in the drag coefficient and the radar cross section respectively.

Keywords: CFD, Drag Coefficient, NSGA-II, RCS, Ogive

^{*} Corresponding author E-mail: javadpour_m@yahoo.com