Archive of SID

تدوین متدولوژی طراحی موشک کروز با استفاده از الگوریتم ژنتیک

احمد قربانی[۱]
دانشکدهٔ مهندسی مکانیک، واحد علامهٔ مجلسی، دانشگاه آزاد اسلامی

چکیده
طراحی موشک کروز یک مسئله پیچیدهٔ مهندسی است که مقدار زیادی به ابتکارات فردی طراحان وابسته می‌باشد. برای کاهش اتکاء به سلیقه‌های فردی طراحان، از متدولوژی الگوریتم ژنتیک به‌عنوان روش بهینه‌سازی طراحی مفهومی موشک، جهت انجام مأموریت مشخصی استفاده شده است. نتایج به‌دست آمده از این روش با بهترین موشک کروز فعلی دنیا (هارپون) مقایسه گردید و تجزیه و تحلیل نتایج به‌دست آمده از این برنامه بر اساس شبیه‌سازی پرواز شش درجه آزادی، قابلیت این الگوریتم را به‌عنوان متدولوژی بهینه‌سازی طراحی مفهومی تأیید نمود و نشان داد که الگوریتم ژنتیک نوعی روش سازمان یافته، برای یافتن ساختارهای مناسب و بهینه با کمترین زمان و هزینه و بالاترین دقت می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: موشک، الگوریتم ژنتیک، طراحی مفهومی، بهینه‌سازی.

A Cruise Missile Conceptual Design Methodology, Using Genetic Algorithm

A. Ghorbany
Mech. Eng. Department, Allame-Majlesi Campus, Islamic Azad Univ.

ABSTRACT
In spite of great deal of experience, cruise missile design is still a complex engineering problem and many decisions are made based upon qualitative choices by the design team. The use of genetic algorithm (GA), as a conceptual design optimization methodology for cruise missiles, can help reduce the need for qualitative decisions. In this article, the results of the design optimization code based on a 6-DOF simulation are discused, wich shows the ability of GA to perform cruise missile conceptual design. The results of this work have been compared with the world best missile (Harpoon). Using this method, the designer can follow a systematic approach to find the most appropriate configuration and as a result the time and the cost of conceptual design can be considerably reduced.

Key Words: Missile, Genetic Algorithm, Conceptual Design, Optimization.

۱- مربی و پژوهشگر: Ghorbany@mut-es.ac.ir

www.SID.ir

Archive of SID

۱- مقدمه

علوم و صنایع هوا فضایی علاوه بر نقش حساسی که از نظر امنیتی و استراتژیکی در سرنوشت هر کشوری ایفاء می‌کند، امروزه یکی از شاخص‌های اصلی ارزیابی سطح علمی و فناوری یک جامعه در تمامی زمینه‌های آموزشی، تحقیقاتی و صنعتی است. سیستم سلاح موشکی، سیستم پیچیده‌ای است که دانش‌ها و مهارت‌های مختلف در بوجود آمدن آن، نقش دارند. متدولوژی‌های طراحی منتشر شده، اغلب برای راکت‌های متعارف بوده و در سطح دانشگاهی می‌باشند و برای موشک‌های هدایت شونده، اطلاعات به‌صورت محرمانه باقی می‌ماند. با توجه به محدود بودن اطلاعات منتشره در مورد موشک‌ها، دو استراتژی برای تدوین متدولوژی طراحی مفهومی وجود دارد:

- دنبال کردن روش‌های متداول و تدوین بانک اطلاعات لازم برای فرآیند طراحی.
- تدوین یک متدولوژی با حداقل اتکاء به اطلاعات موشک‌های همرده.

امروزه هیچ موشکی، بدون استفاده از اطلاعات موشک‌های همرده طراحی نمی‌شود. با این وجود متدولوژی‌هایی که نیاز کمتری به اطلاعات موشک‌های همرده داشته باشند، برای موشک‌های کروز هدایت شونده مناسب‌ترند. الگوریتم ژنتیک از جمله این روش‌ها است.

درپی مطالعه در مورد روش‌های بهینه‌سازی طراحی، الگوریتم ژنتیک به عنوان متدولوژی بهینه‌سازی، روش مناسب است. در طراحی سیستم سلاح موشکی، به علت پیچیدگی مسئله و روبرو بودن با متغیرهای زیاد، بسیاری از تصمیمات به صورت کیفی اتخاذ می‌گردد. بنابراین اگرچه ممکن است نتایج طراحی مناسب به‌نظر برسد، اما این کافی نبوده و باید جواب بهینه و یا نزدیک آن، به‌دست آید. استفاده از الگوریتم ژنتیک به عنوان متدولوژی طراحی مفهومی موجب کاستن از تصمیمات کیفی به‌واسطه افزایش متغیرهای طراحی و تنوع آنها می‌شود.

این مقاله بر اساس فعالیت انجام شده در مرجع [۱] تهیه شده است. در مرجع مذکور برای ارزیابی الگوریتم ژنتیک به عنوان متدولوژی بهینه سازی طراحی، این الگوریتم روی موشک کروز هدایت شونده جهت ماموریت مشخصی، اعمال گردیده است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که با استفاده از این روش در طراحی مفهومی، می‌توان زمان و هزینه طراحی را کم نموده و به واسطه استفاده از متغیرهای زیاد و از نوع‌های مختلف، دقت را بالا برد.

۲- فرآیند بهینه سازی

به طور کلی دستیابی به بهترین نتیجه، در شرایط معین و مشخصی را بهینه‌سازی گویند که ارکان اصلی آن، تعریف متغیرهای مستقل، بیان تابع هدف بر حسب متغیرها و معرفی قیدهای مسئله بوده و در حالت استاندارد، به صورت معادله (۱) می‌باشد:

$$\text{Max/Min: } F(x) \qquad (۱)$$
$$\forall: g_i(x) <= 0 \quad i = 1,2,3,\ldots,p$$
$$H_j(x) = 0 \quad j = 1,2,3,\ldots,q$$
$$X_k^{min} < X_k < X_k^{max},$$

که در آن، x بردار طراحی، F(x) تابع هدف و بقیه معادلات، قیود مسئله هستند [۲].

روش‌های بهینه سازی شامل روش‌هایی مانند شمارشی، محاسباتی و تصادفی می‌باشد. روش complex نیز از روش‌های محاسباتی مقید مستقیم بوده که بزرگ‌ترین مزیت آن عدم استفاده از گرادیان تابع هدف می‌باشد. دو زیر مجموعه مهم از روش‌های جستجوی تصادفی، آنیلینگ شبیه‌سازی شده[1] و الگوریتم تکاملی می‌باشد.

روش اول، از فرآیندهای تکاملی ترمودینامیک، برای یافتن حالت کمینه انرژی، استفاده می‌کند و اصلاحی از روش شیب حداکثر است. در این روش، حرکت در یک جهت تصادفی، از یک نقطه شروع تصادفی در فضای جستجو آغاز می‌شود. اگر این حرکت منجر به صعود به یک نقطه بالاتر برای بیشینه‌سازی شود، نقطه مزبور مورد قبول قرارمی‌گیرد، اما اگر این حرکت ما را به نقطه پایین‌تری ببرد فقط با احتمال P(t) مورد قبول قرار خواهد گرفت که در آن t پارامتر زمان است.

روش دوم (الگوریتم تکاملی) از اصل انتخاب طبیعی استفاده می‌نماید و بجای شروع از یک نقطه از مجموعه نقاط استفاده می‌کند.

روش‌های مختلف عموماً در موارد خاصی، بهترین روش

1. Simulated Anealing

www.SID.ir

Archive of SID

هستند. مثلاً در اکثر روش‌های محاسباتی از گرادیان تابع هدف برای هدایت جستجو، استفاده می‌شود، اما اگر بخاطر ناپیوستگی تابع هدف، مشتق آن قابل محاسبه نباشد، این روش‌ها با شکست روبرو می‌شوند. این روش‌ها عموماً برای توابع مشتق‌پذیری که فقط یک نقطه کمینه یا بیشینه دارند، موفق خواهد بود. اما اگر تابع هدف نقاط کمینه یا بیشینه متعددی داشته باشد، از اولین نقطه بحرانی یافته شده صعود یا فرود انجام می‌شود و با رسیدن به قله یک کمینه یا بیشینه محلی، عملیات جستجو متوقف می‌شود، در حالی‌که ممکن است نقاط مذکور کمینه یا بیشینه کلی نباشند. البته در صورت مساعد بودن شرایط مسئله این روش‌ها به سرعت و کارآیی بالا عمل می‌کنند.

۳- معرفی الگوریتم ژنتیک

الگوریتم ژنتیک یک روش جستجو و بهینه‌سازی بر پایه الگوی انتخاب و تکثیر طبیعی جمعیت‌های بیولوژیکی می‌باشد. این الگوریتم در اوایل دهه ۱۹۷۰ توسط جان هولند عرضه شد.

الگوریتم ژنتیک، الگوریتمی ریاضی است که با استفاده از الگوهای عملیاتی قاعده داروینی، در مورد اصل بقای احسن و براساس فرآیند طبیعی ژنتیک (ترکیب جنسی)، مجموعه‌ای (جمعیت) از اشیاء منفرد ریاضی (معمولاً رشته‌های کاراکتری با طول ثابت به عنوان رشته کروموزمها) با میزان برازندگی خاصی را به جمعیت جدیدی(برای مثال نسل بعد) تبدیل می‌کند.

در این روش هر یک از متغیرهای طراحی معمولاً به صورت دودویی کد شده و ژن (Gene) نامیده می‌شود. گام اول الگوریتم، تشکیل یک جمعیت تصادفی از کروموزوم‌ها می‌باشد. سپس عملگرهای تکثیر[1]، ترکیب[2] و جهش[3] روی این نسل عمل می‌کند تا نسل جدید تشکیل شود. این عملیات روی نسل‌های بعد نیز تکرار می‌شود تا در بهبود نسل‌های بعدی جواب مناسب یافت شود [۵-۳].

این روش در مسائل مختلف کاربرد داشته و توان اصلی این الگوریتم، در مسایلی روشن می‌شود که هیچ روش معمولی برای حل آنها کارآیی ندارد[۳].

اما ارائه حل بهینه کلی، برای هر مسئله‌ای را تضمین نمی‌کند. اما همواره در یافتن راه‌حل‌هایی که به میزان قابل قبولی مطلوب هستند با سرعت مطلوب عمل می‌نماید.

ویژگی‌های الگوریتم ژنتیک مانند قابلیت یافتن پاسخ بهینه با استفاده همزمان از متغیرهای پیوسته و گسسته، عدم استفاده از مشتقات تابع هدف و بنابراین قابلیت تعریف توابع هدف پیچیده یا استفاده از مقدار تابع هدف، عدم توقف در نقاط بهینه محلی، عدم نیاز به حدس اولیه، بررسی مجموعه‌ای از نقاط به جای یک نقطه در هر قدم، به‌دست آوردن معمولاً بیش از یک پاسخ بهینه یا نسبتاً بهینه، عدم نیاز به پیوسته بودن، مشتق‌پذیر بودن یا یکنوا بودن تابع هدف، آن را برای حل بسیاری از مسائل مهندسی هوا فضا جذاب نموده است . این ویژگی‌ها، موجب ایجاد قابلیت بهینه‌سازی کلی در روند طراحی مفهومی می‌شود و الگوریتم ژنتیک، برای مسئله پیچیده طراحی موشک و هواپیما مورد توجه واقع شده و پژوهش‌های متعددی در مورد آن منتشر شده است [۶].

۴- کاربری الگوریتم ژنتیک برای فرآیند طراحی موشک کروز

طراحی سیستم سلاح موشکی، فعالیتی پیچیده، وقت‌گیر و پرهزینه می‌باشد. البته با گذشت زمان و افزایش تجربیات بشر در اثر تکامل صنایع نظامی، با استفاده از اطلاعات ایجاد شده در اثر طراحی و ساخت موشک‌های قبلی، فعالیت‌های جدید انجام می‌شود. برای راکت‌های متعارف اینگونه داده‌ها، معمولاً قابل دسترس است، اما برای موشک‌های پیچیده کروز، به‌دست آوردن این داده‌ها مشکل است. البته در برخی کتاب‌ها و مقالات فعالیت‌هایی بر روی تدوین و روش طراحی و یا طراحی اجسام پرنده مانند هواپیما و پهپاد صورت گرفته است[۷ - ۱۵] .

در زمینه طراحی، نیز پژوهش‌هایی با استفاده از الگوریتم ژنتیک صورت گرفته است[۱۶، ۱۷]. در مرجع [۱۶] الگوریتم ژنتیک، برای طراحی هواپیمای مسافربری بکار برده شده و این روش به عنوان متدولوژی بهینه‌سازی طراحی، مطرح شده است. انگیزه نویسندگان در استفاده از این الگوریتم، صرفه‌جویی در زمان و هزینه طراحی با

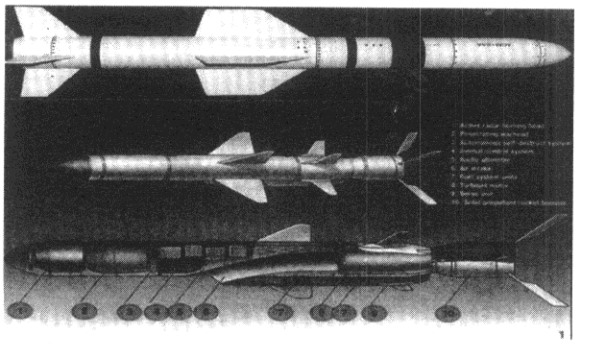
1. Reproduction
2. Crossover
3. Mutation

www.SID.ir

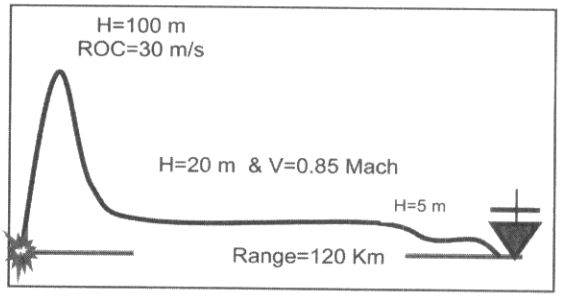
Archive of SID

بهره‌گیری از محاسن آن بوده است. در این مسئله همزمان از متغیرهای پیوسته، گسسته و صحیح استفاده شده و روش الگوریتم ژنتیک با برنامه طراحی موجود ترکیب شده تا دقت بیشتری بدست آید. این روش بر روی چند هواپیمای ساخته شده اعمال شده و نتایج بدست آمده، کاملا قابل قبول و رضایت‌بخش بوده‌اند [۱۸].

در این مقاله، با استفاده از ویژگیهای سیکل طراحی و الگوریتم ژنتیک، یک کد سریع به زبان مطلب[1] برای طراحی، انتخاب پیکربندی، تحلیل، بهینه سازی سیستم سلاح موشک کروز، بر اساس ماموریت و ملزومات کارایی تدوین شده است. با استفاده از این برنامه، الگوریتم ژنتیک به عنوان متدولوژی بهینه سازی طراحی مفهومی مورد ارزیابی قرار گرفته است. الگوی طراحی از دو موشک کروز دریایی هارپون[2] آمریکا و SS-N-25 روسیه (شکل ۱) اقتباس شده که نمودار مسیر پروازی آن بر اساس ماموریت موشک، در شکل(۲) نشان داده شده است.



شکل ۱- تصاویر موشک هارپون و SS-N-25 [۱و۱۹].



شکل ۲- مسیر پروازی موشک هارپون[۱و۱۹].

1. Matlab
2. Harpoon

موشک هارپون، نوعی موشک کروز دریایی دو مرحله‌ای و قابل پرتاب از ساحل، ناو جنگی و هواپیما می‌باشد. در مرحله اول پرواز، موشک توسط موتور بوستر سوخت جامد، از روی لانچر پرتاب شده و بعد از رسیدن به ارتفاع و سرعت خاصی، موتور بوستر جدا شده و ادامه پرواز با موتور توربوجت می‌باشد.

مسیر پرواز موشک، برنامه ریزی شده و به کمک سیستم هدایت و کنترل، اجرا می‌گردد. از دیدگاه کارشناسان نظامی، موشک هارپون یکی از بهترین موشک‌های کروز، از نظر طراحی، عملکرد، و کارایی می‌باشد[۱۹].

۵- تابع هدف[3]

در این تحقیق، کمینه کردن وزن پرتاب موشک، ملاک بهینگی آن انتخاب شده است. کمینه کردن وزنپرتاب یا وزن کلی موشک به معنای انجام یک مأموریت با مصرف سوخت و وزن خالی کمتر می‌باشد. قیود مسئله به روش تابع جریمه خارجی به وزن کل اضافه شده و تابع هدف غیر مقید زیر را تشکیل می‌دهند [۲۰]. به علت امکان اولویت دادن به شاخص‌های عملکردی موشک، ضرایب وزنی در مقادیر جریمه به‌صورت زیر ضرب می‌شوند:

$$F(X)=W_g(X)+\sum_{1}^{n} r_i * [\max\{0, g_i(X)\}]^2 \quad (۲)$$

در این رابطه، X بردار متغیرهای طراحی، g_i قیود، r_i ضرایب وزنی و W_g وزن کل موشک می‌باشد.

۶- معرفی محدودیتهای طراحی موشک

در طراحی موشک مورد نظر، ۱۰ قید تعریف شده زیر به روش تابع جریمه خارجی[4] به تابع هدف (معادله ۲) اعمال شده‌اند. محدودیت‌های مربوطه، از تعدادی موشک کروز دریایی مانند هارپون، یاخونت، سی‌کیلر، کرم ابریشم، ماترا و اگزوست اقتباس شده است.

اولین قید روی عدد ماخ کروز (Mcr) اعمال شده است. طبق مأموریت موشک کروز باید با ماخ ۰,۸۵ پرواز نماید. از

3. Objective Function
4. Exterior Penalty Function

www.SID.ir

Archive of SID

این جهت پارامتر g_1 بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$g_1 = 1 - M_{cr} / 0.85 . \quad (۳)$$

پیکربندی موشک کروز باید به گونه‌ای باشد که عدد ماخ واگرایی پسا (M_{DD}) بیش از عدد ماخ کروز باشد. این قید توسط رابطه (۴) اعمال می‌شود:

$$g_2 = 1 - M_{DD} / M_{cr} \le 0 . \quad (۴)$$

سرعت واماندگی (V_{cr}) موشک کروز ۲۲۰ km/h می‌باشد. بنابراین در بحرانی‌ترین حالت پرواز یعنی هنگام پرتاب، قید روی نسبت وزن به سطح بال، به‌صورت زیر بیان می‌گردد:

$$g3 = 1 - 220/(W/S)_{Lunch} \le 0 . \quad (۵)$$

نرخ متوسط صعود (Roc) باید بیش از ۱۸۰۰ متر در دقیقه باشد. این قید توسط رابطه (۶) اعمال می‌شود:

$$g_4 = 1 - Roc/1800 \le 0 . \quad (۶)$$

در ارتفاع سیر، موشک کروز با ضریب بار (N) معادل ۳، درنظرگرفته شده که این قید به‌صورت زیر اعمال می‌شود:

$$g_5 = 1 - N/3 \le 0 . \quad (۷)$$

برای درنظرگرفتن ملاحظات ساخت بدنه، نسبت ظرافت بدنه (f) در محدوده ۹ تا ۱۵ مقید شده که این قید به‌صورت زیر اعمال می‌شود:

$$g_6 = 1 - f/9 \le 0 , \quad (۸)$$

$$g_7 = 1 - 15/f \le 0 . \quad (۹)$$

از قیودی که برای عملی بودن طراحی لازم می‌باشد، بزرگ‌تر بودن حجم بدنه (Vf) از حجم مورد نیاز (Vr) برای سیستم‌هایی مانند سرجنگی، اتوپایلوت، رادار، سیستم الکتریک، موتور توربوجت و سوخت می‌باشد که توسط رابطه (۱۰) اعمال شده است:

$$g_8 = 1 - V_f / V_r \le 0 . \quad (۱۰)$$

جدول ۱- محدوده و طول ژن متغیرهای طراحی.

	متغیر طراحی	نماد	حد پایین	حد بالا	فواصل تقسیم	تعداد حالت	طول ژن
۱	نسبت منظری بال	AR	۳,۵	۱۱	۰,۵	۱۶	۴
۲	سطح بال(m^2)	S	۰,۵	۵	۰,۳	$۲^۴$=۱۶	۴
۳	زاویه عقبگرد بال (درجه)	Λ	۰	۴۵	۳	۱۶	۴
۴	نسبت باریک شوندگی بال	λ	۰,۳۵	۰,۷۰	۰,۰۵	۸	۳
۵	طول بدنه (m)	L_f	۳	۵,۸	۰,۴	$۲^۳$=۸	۳
۶	قطر خارجی بدنه (m)	D_f	۰,۳۰۰	۰,۴۷۵	۰,۰۲۵	۸	۳
۷	نسبت ضخامت به وتر ایرفویل	t/c	۰,۰۸۵	۰,۱۲۰	۰,۰۰۵	۸	۳
۸	تعداد موتور	N_{eng}	۱	۲	۱	۲	۱
۹	نوع موتور	E_{eng}	۱	۸	---	۸	۳
۱۰	نوع پیکربندی	CFG_{typ}	۱	۲	--	۲	۱
	طول کروموزوم طراحی						۲۹

www.SID.ir

Archive of SID

در پیکربندی، قطر موتور (Deng) از قطر بدنه (Df) باید کمتر باشد و این قید به‌صورت زیر اعمال می‌شود:

$$g_9 = 1 - D_f / D_{Eng} \le 0 . \quad (11)$$

براساس مأموریت، برد موشک (Range) بیشتر از ۱۲۰ کیلومتر است و این قید به‌صورت زیر اعمال می‌گردد:

$$g_{10} = 1 - Range/120 \le 0 . \quad (12)$$

در صورتی‌که هر یک از قیدهای فوق مقدار صفر و یا منفی به خود بگیرد، شرایط دلخواه ارضا می‌گردد.

متغیرهای ده‌گانه این مسئله، به‌صورت ۷ متغیر پیوسته، ۱ متغیر گسسته و ۲ متغیر صحیح بوده که در جدول (۱) آورده شده‌اند.

هفت متغیر اول که متغیر های هندسی می‌باشند به همراه مشخصات موتور، حداقل متغیرهایی هستند که به‌وسیله آنها می‌توان محاسبات مربوط به آیرودینامیک و وزن موشک را انجام داد و قابلیت انجام مأموریت را، بررسی نمود. از طرفی، زمانی یافتن مقدار بهینه یک متغیر معنی دارد که تغییر آن متغیر، همزمان تاثیرات مثبت و منفی ایجاد می‌کند.

از متدولوژی مطالعه قیاسی[1] یعنی روش بررسی اثر تغییر یک پارامتر بر پارامترهای دیگر، در طراحی موشک، استفاده می‌شود و با تغییر یک متغیری مانند قطر بدنه موشک حول تخمین اولیه، اثر آن بر روی پارامتر دیگری مانند وزن برخاست بررسی می‌شود و یا افزایش نسبت منظری بال موجب کاهش پسا و از طرفی افزایش وزن بال می‌شود. بنابراین باید بین این دو کمیت، تعادل ایجاد شود.

این روش بر پایه دو اصل زیر استوار است:

۱- خوب و بد مطلق وجود ندارد[2].

۲- ایجاد تعادل بین بدی‌ها و خوبی‌ها[3].

برای هر متدولوژی طراحی، اصول یاد شده، باید صدق کند و متغیرهای انتخاب شده دارای این خاصیت می‌باشند. در این مسئله، هدف یافتن ترکیب مناسب این متغیرها، در راستای بهینه‌سازی تابع هدف می‌باشد.

متغیرهای موتور، نوع و تعداد آن است. تعداد ۸ موتور توربوجت بکاررفته در موشک‌های کروز دریایی، انتخاب شده

جدول ۲- موتورهای توربوجت.

نام موتور	تراست (KN)	SFC (mg/Ns)
Tri 60-2	۳,۷	۳۵,۴
Tri 60-3	۴	۳۴,۸
J402-ca-700	۲,۸۵	۳۲,۸۵
Trs-18	۱,۱۳	۳۴,۵
Trs-18-1	۱,۵	۳۳,۴
Apex tj-350	۳,۵	۳۵,۲۸
J402-ca-702	۴,۲۷	۳۲,۹۵
Tolooe	۳,۴۵	۳۶,۱۱

و در جدول (۲) آورده شده‌اند. تعداد موتورها یک یا دو عدد می‌تواند باشد[۱۹].

متغیر آخر نوع پیکر بندی می‌باشد. با توجه به بررسی پیکربندی‌های موشک‌های همرده در مرجع [۱۹]، پیکربندی‌های متداولتر این موشک‌ها به صورت نصب موتور در خارج بدنه و نصب موتور در داخل و عقب بدنه می‌باشد.

هر یک از این دو پیکربندی، مزایا و معایبی دارند. نصب موتور در خارج بدنه موجب افزایش کارایی ورودی هوای موتور و از طرفی افزایش پسا می‌شود. نصب موتور در داخل بدنه پسای کمتری داشته ولی به علت ورودی هوای S شکل، کارایی ورودی هوای موتور، کاهش می‌یابد.

برای کاربرد این متغیرها در الگوریتم ژنتیک، طراح موشک، باید محدوده تقریبی آنها را با استفاده از اطلاعات عمومی موشک‌های همرده، مشخص نماید که در جدول (۱) آورده شده‌اند. پس از تعیین محدوده متغیرهای طراحی، برای اعمال الگوریتم ژنتیک متغیرها به‌صورت دودویی کد می‌شوند. برای این کار هر متغیر در محدوده مشخص شده با فواصل مساوی (معمولاً به تعداد 2^n که n یک عدد صحیح است) تقسیم می‌شود. با توجه به تعداد تقسیم‌ها، طول هر ژن محاسبه شده و از مجموع آنها، طول کروموزوم طراحی معادل با ۲۹ به‌دست می‌آید [۳].

1. Trade Study
2. No Absolute Pros and Cons
3. Trade pros and cons

www.SID.ir

Archive of SID

$$W_c = W_{structure} + W_{SYSTEM} \quad (۱۳)$$

$$W_{SYSTEM} = W_{FUELSYSTEM} + W_{AUTOPILOT} + W_{RADAR} + W_{WARHEAD} + W_{ENGINE} + W_{ELECTRIC} \quad (۱۴)$$

$$W_{structure} = W_{FUSELAGE} + W_{WING} + W_{SURFACE-CONTROL} + W_{ENGINE-INSTTALATION} \quad (۱۵)$$

۷- ساختار برنامه طراحی و بهینه‌سازی

برای طراحی و بهینه سازی موشک کروز، مطابق با الگوریتم شکل (۳)، یک برنامه کامپیوتری با چندین مدول و به زبان مطلب نوشته شده است تا محاسبات مربوط به اندازه‌یابی و بهینه‌سازی صورت گیرد. این الگوریتم، ابتدا با تشکیل جمعیتی از کروموزوم‌های طراحی شروع گردیده و سپس برازندگی یا مقدار تابع هدف برای هر کروموزوم محاسبه می‌شود.

برای محاسبه مقدار تابع هدف، کروموزوم باید رمز خوانی شده و متغیرها از حالت ژن (دودویی) به حالت حقیقی برگردانده شوند. روش محاسبه تابع هدف (وزن کل موشک) در شکل (۴) نشان داده شده است. برای محاسبه تابع هدف یا وزن کل موشک ابتدا تخمینی از وزن زده می‌شود، سپس با این مقدار اولیه، وزن و یک ترکیب از متغیرهای طراحی، هندسه بدنه، بال و سطوح کنترل موشک، مشخص می‌شود [۸].

با مشخص بودن هندسه موشک، ضریب پسای برآ صفر با استفاده از روش مراجع [۸ و ۲۴] محاسبه می‌شود.

در این روش سطح پسای هر جز از موشک محاسبه شده و طبق رابطه (۱۲) بر مساحت بال تقسیم می‌شود.

$$C_{D0} = \frac{\sum (C_{Dj} \times S_j)}{S} \quad (۱۲)$$

ضریب برآ در هر قسمت از ماموریت، بر اساس ضریب برآی مورد نیاز بدست می‌آید که با ضریب برآی حداکثر مقایسه شده تا از آن تجاوز نکند.

وزن خالی موشک با استفاده از روابط تجربی ارائه شده از مرجع [۱۴] محاسبه گردیده‌است. در این مرجع روابطی برای محاسبه وزن سازه و سیستمهای موشک ارائه شده است. وزن سازه شامل وزن بدنه، بال، سطوح کنترل و نصب موتور می‌باشد که این اوزان تابعی از هندسه موشک، وزن کلی موشک و قابلیت مانور آن به‌صورت زیر می‌باشند:

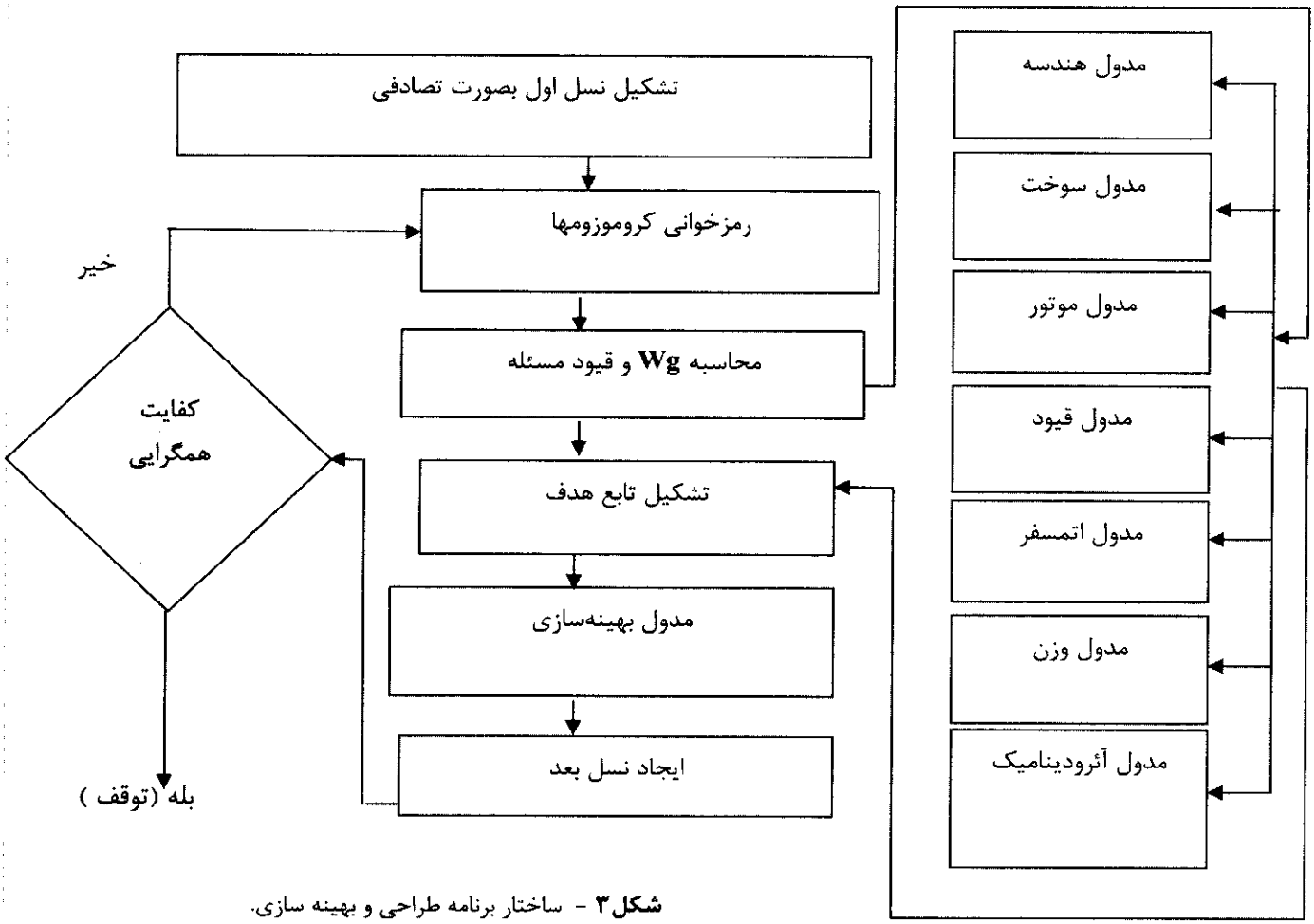
وزن سیستم‌ها نیز شامل سیستم‌های سوخت رسانی، رادار، کنترل پرواز، الکتریک، موتور و سرجنگی می‌باشد. به علت رعایت اختصار از آوردن جزئیات روابط وزنی در این مقاله اجتناب شده است. وزن سوخت مورد نیاز با محاسبه مصرف سوخت در هر قطعه از ماموریت به‌دست می‌آید [۲۱] . محاسبات تراست و مصرف ویژه سوخت موتور بر اساس کارآیی موتور TRI 60-2 که موجود بوده، صورت گرفته است. برای سایر موتورها با توجه به نسبت‌تر است و مصرف ویژه سوخت آنها در سطح دریا به تراست و مصرف ویژه سوخت موتور TRI 60-2 در سطح دریا، اطلاعات موتور در سایر ارتفاعات به‌دست آمده است. انتخاب این موتورها بر اساس پاکت پروازی موشک‌های کروز دریایی می‌باشد. پس از محاسبه برازندگی، عملگرهای الگوریتم ژنتیک روی نسل اعمال می‌شوند. تشکیل نسل‌های بعد تا جایی ادامه می‌یابد که برازندگی کروموزوم‌ها بهبود چشم‌گیر و قابل توجهی نداشته باشند.

فلسفه تخمین وزن اولیه موشک، بدین صورت است که با متغیرهای طراحی ذکر شده، نمی‌توانیم وزن کل موشک را صریحاً، محاسبه نمائیم، چون‌که وزن بعضی از سیستم‌ها، تابع وزن کل در نظر گرفته می‌شود.

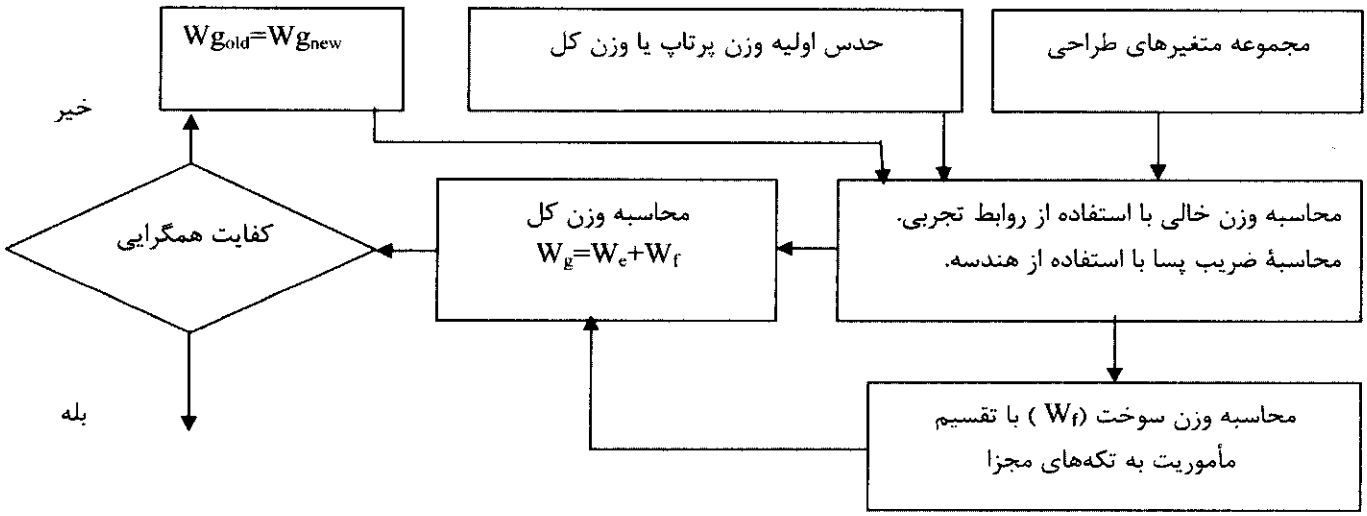
مثلاً در موشک‌های کروز دریایی وزن سرجنگی حدود ۱۸ درصد وزن خالی و حدود ۲۵ درصد وزن پرتاب (W_g) می‌باشد. بنابراین با توجه به کلاس موشک، یک تخمین اولیه از وزن پرتاب زده می‌شود تا بتوان به کمک آن، وزن اجزاء سازه و سیستم‌ها را با استفاده از روابط تجربی، محاسبه کرد. پس از محاسبه وزن خالی(W_e)، با توجه به ماموریت موشک، وزن سوخت (W_f) به‌دست آمده تا وزن پرتاب مجددا محاسبه گردد و این وزن جدید پرتاب، جایگزین حدس اولیه گردیده و در نهایت پس از چند بار تکرار، وزن پرتاب همگرا می‌شود.

www.SID.ir

Archive of SID



شکل۳ - ساختار برنامه طراحی و بهینه سازی.



شکل۴ - الگوریتم محاسبه وزن کل.

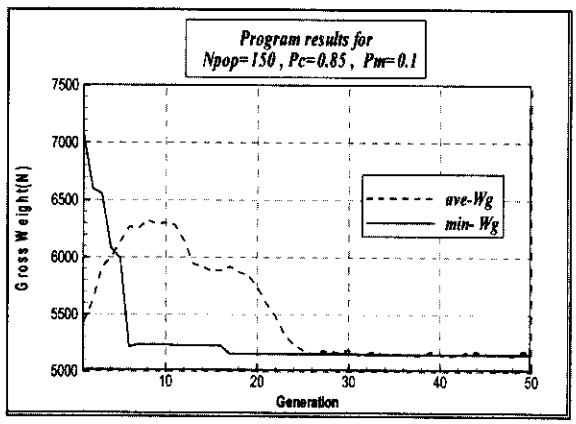
www.SID.ir

Archive of SID

۸- نمونه نتایج

برای ارزیابی متدولوژی طراحی، مشخصات موشک هارپون و نتایج نهایی موشک طراحی شده در جدول (۳)، بصورت خلاصه بیان شده‌است. همان‌طور که مشاهده می‌شود وزنهای بدست‌آمده از برنامه، از داده‌های اصلی موشک هارپون، مقداری کمتر است [۱۹].

برنامه به ازای مقادیر مختلف پارامترهای الگوریتم ژنتیک، یعنی جمعیت هر نسل، احتمال ترکیب و احتمال جهش اجرا شده است. همگرایی و تسریع در رسیدن به جواب بستگی به انتخاب مناسب این پارامترها دارد.



شکل ۵ – نتایج اجرای برنامه.

در این تحقیق بهترین نتایج برنامه، به ازای جمعیت برابر ۱۵۰، احتمال ترکیب ۰،۸۵ و احتمال جهش ۰،۱ به‌دست آمده است.

با این مقادیر برنامه چند بار اجرا شده است. از آنجا که شروع الگوریتم ژنتیک تصادفی می‌باشد، در صورت به‌دست آمدن یک جواب در چندین اجرای متوالی، اینطور استنباط می‌شود که جواب بهینه مشخص شده است و در هر نسل، به ازای هر گونه از جمعیت ،وزن کل موشک محاسبه می‌گردد.

متوسط این اوزان در یک نسل و وزن بهترین عضو آن نسل بر حسب تکرار نسل‌ها در شکل (۵) نشان داده شده است. البته مشاهده می‌شود که در بعضی نسل‌ها، وزن بهترین گونه نسبت به بهترین گونه نسل قبل افزایش یافته است. چون تابع هدف مجموع وزن موشک و مقادیر جریمه می‌باشد بنابراین این افزایش وزن نشانگر کمتر بودن مقدار جریمه آن گونه نسبت به بهترین گونه نسل قبل می‌باشد. همچنین به علت استفاده از نخبه‌گرایی در الگوریتم ژنتیک که در هر نسل بهترین گونه را مستقیما به نسل بعد انتقال می‌دهد، بهتر شدن گونه‌ها در هر نسل نسبت به نسل قبل تضمین شده است. همان طور که در شکل (۵) مشاهده می‌شود در این اجرا وزن کل موشک از حدود ۷۰۰ کیلوگرم در طی ۵۰ تکرار نسل به ۵۲۰ کیلوگرم رسیده است. متغیرهای طراحی نهایی برای این وزن، در جدول (۳) آورده شده است.

همان‌طوری‌که مشاهده می‌شود وزن کل موشک حدود ۲۰ کیلوگرم کمتر از موشک هارپون می‌باشد. این کاهش وزن به علت کاهش سطح بال و کاهش نسبت طول به قطر بدنه می‌باشد.

این برنامه موتور موشک را موتور توربوجت J402-ca-700 انتخاب نموده، زیرا که این موتور بین هشت موتور دارای کمترین مصرف ویژه سوخت بوده که جواب منطقی می‌باشد. نتایج برنامه بستگی به دقت روابط مدل‌سازی وزنی و آیرودینامیکی دارد. اما در هر صورت الگوریتم ژنتیک قابلیت یافتن جواب بهینه را دارد. در واقع این الگوریتم وظیفه خود را به خوبی انجام می‌دهد و حتی در بین جواب‌های غیردقیق نیز بهترین را پیدا می‌کند.

از طرفی وزن کل موشک تابع صریحی از متغیرهای طراحی نمی‌باشد. ولی این تابع هدف به‌سادگی در الگوریتم ژنتیک مورد استفاده قرار گرفت.

از محاسن دیگر الگوریتم ژنتیک قابلیت یافتن حالت بهینه در میان حالات بسیار زیاد می‌باشد. طول کروموزوم در برنامه طراحی ۲۹ بوده، یعنی 2^{29} حالت طراحی وجود دارد. از طرفی جمعیت هر نسل ۱۵۰ بوده و برنامه تا ۵۰ نسل اجرا شده است. یعنی الگوریتم ژنتیک حد اکثر ۱۵۰ * ۵۰ حالت را با هم مقایسه کرده و با ۷۵۰۰ طراحی در زمان حدود ۱۵ دقیقه (با کامپیوتر پنتیوم ۴) به جواب نهایی رسیده است که برای بررسی دستی 2^{29} حالت، زمانی حدود یکسال مورد نیاز خواهد بود. با توجه به نسبت زیر، اکثر حالات طراحی محاسبه می‌گردد:

www.SID.ir

Archive of SID

جدول۳- داده‌های هارپون و موشک طراحی شده.

پارامتر	موشک هارپون	موشک جدید
Engine	J402-CA-700	TRI 60-2
λ	۰,۱۶۵	۰,۱۶۲
Λ	۶۵	۶۵
t/c	۰,۰۲۲	۰,۰۲۱۵
Df(m)	۰,۳۶	۰,۳۶
Lf(m)	۵,۱۵	۵,۲
AR	۰,۴۵	۰,۴۴
S	۰,۸۵	۰,۸۸
B	۰,۶۲	۰,۶۱
Wg(kg)	۵۲۰	۵۴۰
Wf(kg)	۵۰	۶۰

$$\frac{150*50}{2^{29}} = 0.000014$$

اما در روش‌های معمول، حتی در صورت استفاده از نرم‌افزارهای طراحی ممکن است حالات مناسبی از دید به دور بمانند. بنابراین استفاده از این الگوریتم به عنوان متدولوژی طراحی مفهومی می‌تواند موجب کاهش زمان مقایسه طرح‌های مختلف و بالا بردن دقت گردد. در ادامه مقاله، مقایسه‌ای بین خصوصیات این روش و روش‌های مرسوم طراحی، صورت گرفته است.[۷ و ۸ و ۹].

جدول ۴ - مقایسه روش ژنتیک با روش‌های مرسوم.

معیارهای مقایسه	ژنتیک	مرسوم
اتکاء به جزئیات مأموریت	۱۰	۱۰
تصمیم‌گیری از ساده به پیچیده	۵	۱۰
اتکاء به روابط تجربی	۱۰	۵
بهینه‌سازی موضعی یا موضوعی	۱۰	۷
اتکاء به اطلاعات موشک‌های همرده	۵	۱۰
تأثیر مهارت طراح در نتیجه طراحی	۶	۱۰
طراحی گام به گام	۰	۱۰
نقش طراح در تعیین پیکربندی	۶	۱۰
پیش بینی در طراحی	۰	۱۰
تأثیر تخمین اولیه در زمان	۰	۵

۹- مقایسه الگوریتم ژنتیک با متدولوژی مرسوم

یکی از پارامترهای مهم در طراحی موشک‌ها، بهینه سازی مواد و انرژی مصرفی می‌باشد. برای این مهم، در الگوریتم ژنتیک، تابع هدفهای مناسبی می‌توان تعیین نمود، در حالی‌که در روش‌های دیگر تجربه طراح تاثیر مستقیم در نتیجه دارد. مهم‌ترین حسن الگوریتم ژنتیک، وارد کردن بهینه سازی در طراحی مفهومی می‌باشد.

در واقع تصمیمات طراح برای تعیین پارامترها در روش‌های مرسوم، از طریق روابط وزنی و آئرودینامیکی در برنامه بهینه سازی به‌دست می‌آید. بنابراین دقت بهینه سازی بستگی به دقت روابط وزنی آئرودینامیکی و پیشرانه دارد. البته تصمیم‌گیری انسانی این نقطه قوت را دارد که درک انسان از دانش‌های موجود و تجربیات فراتر از روابط موجود می‌باشد. البته این مطلب به همراه قدرت تصمیم گیری و پیش‌بینی انسان موجب شده که با وجود ساخت کامپیوترهای بسیار سریع و تدوین نرم افزارهای مختلف طراحی، انسان هنوز نقش اصلی را در طراحی دارد. استفاده از اطلاعات موشک‌های همرده در کلیه متدولوژی‌های طراحی، امری ضروری است.

اما در روش الگوریتم ژنتیک نیاز به اطلاعات موشک‌های همرده کمتر از سایر روش‌ها می‌باشد. دلیل این امر آن است در روش‌های مرسوم با استفاده از اطلاعات موشک‌های همرده، سعی در تعیین اوزان و هندسه موشک می‌باشد. در حالیکه در روش الگوریتم ژنتیک پیکربندی معلوم از طریق تابع هدف مورد ارزیابی قرار گرفته و طرح‌های بهتر، قابلیت بقا و بهینه شدن را پیدا می‌کنند.

این روش جستجو موجب می‌شود که طرح‌های مناسبی که ممکن است از دید طراح دور بماند، درنظرگرفته شوند. در جدول (۴) نیز به طور خلاصه روش‌های مرسوم با الگوریتم ژنتیک مقایسه شده‌اند.

در این جدول صفر به معنای تاثیر بسیار کم و ده به معنای تأثیر بسیار زیاد است. اعداد بیان شده بین صفر و

www.SID.ir

Archive of SID

ده بر اساس نظر نویسندگان ارائه شده اند و صرفاً بیان توصیفی بوده و تحلیلی نیستند [۲۲].

۱۰- بررسی نتایج طراحی موشک به کمک شبیه‌سازی پرواز

برای ارزیابی نتایج مقاله، از شبیه‌سازی پرواز ۶ درجه آزادی استفاده شده است تا بتوانیم رفتار دینامیکی و عملکردی موشک طراحی شده را با موشک کروز مرجع (هارپون) مقایسه نماییم.

براساس نتایج به‌دست آمده در این مقاله، مشخصات ضرایب آیرودینامیکی، جرمی (وزن و ممان اینرسی، مرکز جرم)، نیروی محرکه، توابع تبدیل موشک در کانال‌های چرخ (Roll)، سمت (Yaw)و فراز(Pitch) (زاویه فراز و ارتفاع) به‌دست می‌آید و شبیه سازی حلقه بسته سیستم کنترل موشک در فضای سیمولینک[1] به‌صورت نرم افزاری ایجاد می‌گردد.

نتایج به‌دست آمده به‌صورت نمودارهایی ترسیم شده است. ضمنا جهت اطمینان بیشتر، مشخصات آیرودینامیکی علاوه بر مدول‌های برنامه بهینه‌سازی طراحی، به کمک نرم افزارهای دتکام نیز به‌دست آمده است [۲۳].

اشکال ۶ الی ۱۰ این مقایسه بین دو طرح موشک هارپون و موشک طراحی شده را نشان می‌دهد. منحنی‌های ممتد مربوط به موشک هارپون و منحنی‌های خط چین مربوط به موشک طراحی شده می‌باشد.

نتایج حاصله بیانگر آن است که نتایج عملکردی دو موشک شبیه یکدیگر می‌باشد. در شکل(۶) قله منحنی ارتفاع در طراحی هارپون ۱۴۰ متر و در طراحی دوم ۱۶۰ متر شده که افزایش ارتفاع موشک در لحظه اولیهٔ پرتاب، بخاطر اختلاف در مقدار نیروی پیشرانش و کاهش وزن کل به مقدار ۲۰ کیلوگرم است. طبق شکل (۷) دامنه و شیب زاویه حمله کاهش یافته است.

طبق شکل(۸) اندازه چرخش زاویه بالک های چهارگانه کنترلی در اوائل پرواز (قبل از جدایش) کاهش یافته و پس از آن در حالت مانا کمی افزایش یافته است. علت تغییرات در اشکال (۷ و ۸) واسطه اختلاف در شکل هندسی موشک‌ها می‌باشد.

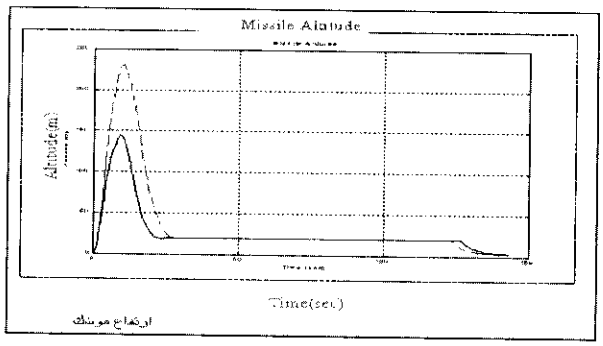
طبق شکل(۹) اندازه سرعت موشک در لحظات جدایش افزایش یافته است. این افزایش سرعت به‌خاطر تغییر منحنی نیروی پیشرانش و وزن کل بوده و ضرایب آیرودینامیک روی آن اثری نداشته است.

با توجه به مسائل مذکور اکثر پارامترهای دینامیکی و سینماتیکی مشابه هم می‌باشد.

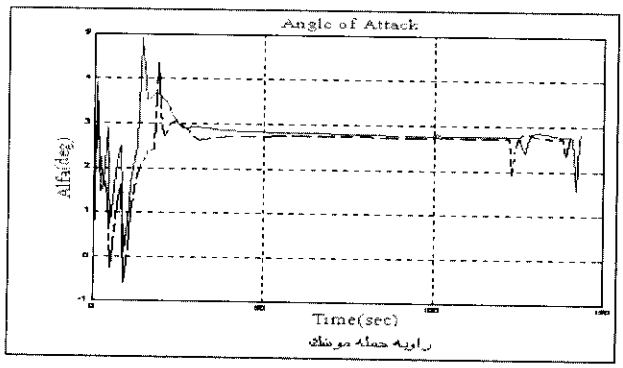
۱۱- نتیجه گیری‌ها

با توجه به مقایسه نتایج داده‌های موشک واقعی و موشک طراحی شده با استفاده از الگوریتم ژنتیک و همچنین تحلیل پارامترهای دینامیکی و سینماتیکی دو موشک واقعی و طراحی شده، با استفاده ازنرم‌افزار شبیه‌سازی پرواز، می‌توانیم متدولوژی نوینی برای طراحی مفهومی و بهینه‌سازی موشک‌ها، تدوین نمائیم.

نتایج فوق، بیانگر این است که الگوریتم ژنتیک نوعی روش سازمان یافته، برای یافتن ساختارهای مناسب و بهینه با کمترین زمان و هزینه و بالاترین دقت در طراحی سیستم سلاح موشکی می‌باشد.



شکل۶- ارتفاع برحسب زمان.

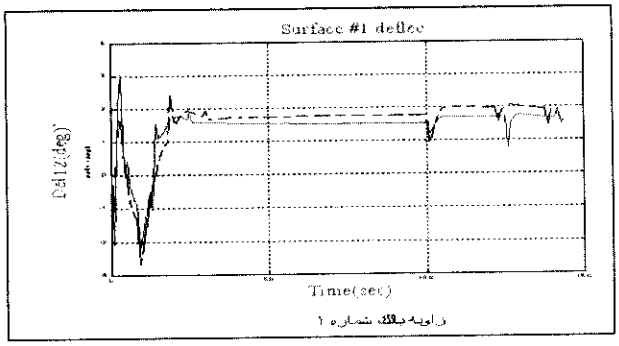


شکل۷- زاویه حمله برحسب زمان پرواز.

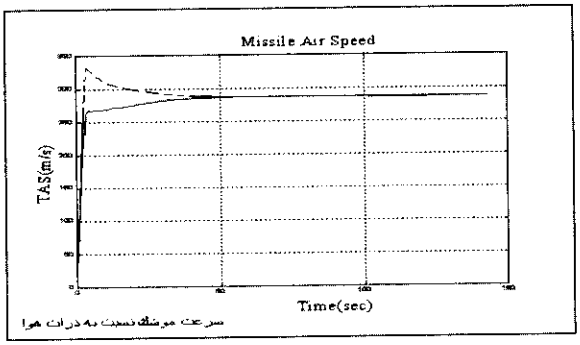
1. Simultink

www.SID.ir

Archive of SID



شکل۸- زاویه بالک کنترلی برحسب زمان.



شکل ۹- سرعت برحسب زمان پرواز.

مراجع

۱- قربانی،ا. و ملائک، س. م. ب. "ارزیابی ساختار موشکهای کروز بر اساس الگوریتم ژنتیک"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، بهمن ۱۳۸۱.

2. Rao, S.S. "Optimizaition Theory and Applications", 1st Ed. John Wiley and Sons Inc., London, 1984.
3. Goldberg, D.E. "Genetic Algorithms Optimizaition and Machine Learning", 1st Ed. MA. Addison-Wesley, 1989.
4. Hajela, P. "Genetic Search-Optimization Problem", AIAA J., Vol. 28, No.7, pp. 1205-1210, 1990.

۵- دهقانی، س. "طراحی سیستمهای انتقال حرارت بر اساس الگوریتم ژنتیک"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشکده، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، ۱۳۷۹.

6. Hale, F.J. "Introduction To Aircratt Performance Selection and Design", 1st Ed. John Wiley and Sons. Inc., London, 1984.
7. Raymer, D.P. "Aircraft Design, A Conceptual Approach", AIAA Education Series Washington, D.C., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989.
8. Torenbeek, E. "Synthesis of Subsonic Airplane Design", 2nd Ed. Delft University, Press and Hluwer Academic Publishers, 1982.
9. Roskam, J. "Airplane Design, Parts I-VIII", 2nd Ed. Roskam Aviation and Eng. Corp., Ottawa, KS, 1987.

۱۰- عیسوند، ح. و مانی، م." طراحی آیرودینامیکی هواپیمای جت بدون سرنشین" ، دومین کنفرانس سراسری انجمن هوا فضای ایران، ص ص. ۱۴۰- ۱۴۹، ۱۳۷۵ .

11. Jones, R.I. "Selection and Comparison of Unmanned Aircratt Configurations", RPV's Int. Conf., Bristol, 1996.
12. Jenkins, "Some Factors Influencing the Conceptual Design of RPV", Int. Conference, Bristol, pp. 55-70, 1996.
13. Turnbull, A. "Preliminary Sizing Method for Unmanned Airvehicles", RPV's Int. Conf., Bristol, pp. 110-116, 1988.
14. Turnbull, A. "A Preliminary Sizing Method for UAV Optimization", Ph.D. Thesis, Cranfield Institute of Technology, 1990.
15. Hongshcng, H. "Parametric Optimization and Preliminary Design of UAV", J. Nanjing,

www.SID.ir

Archive of SID

Univ. of Astronautics, Vol. 30, No. 4, 1998.

16. Roth Gregory L. and Crossley, W.A. "Commecial Transport Aircraft Conceptual Design Using a Genetic Algorithm Based Approach", AIAA Paper, No. 98, pp. 34-49, 1998.

17. Crossley, W. "Conceptual Design of Helicopter via Genetic Algorithm", J. Aircaft, Vol. 33, No. 6, pp. 1062-1070, 1996.

18. Gage, P. and Kroo, I. "A Role for Genetic Algorithm in a Preliminary Design Environment", 3th Ed. Hluwer Academic Publishers, 1985.

19. Munson, K. "Jane's Missile", Yearly, Jane's Information Group, 1996.

20. Vanclerplaats, G.N. "Numerical Optimization Techniques for Engineering Design", 1st Ed. McGraw-Hiil, 1984.

21. Hale, F.J. "Introduction To Aircraft Performance Selection and Design", 1st Ed. John Wiley and Sons Inc., London, 1984.

۲۲- شکوری، ع. "تدوین متدولوژی سیکل طراحی هواپیمای بدون سرنشین"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، ۱۳۷۹.

23. William, B.B. "Missile Datcom User's Manual, 1997 FORTRAN 90 REVISION, AFRL-VA-WP-TR-1998-3009", Wright-Patterson Air Force Base, Ohio 45433-7531, 1998.

www.SID.ir