

بهینه‌سازی یک سیستم کنترل وضعیت با جت عکس‌العملی با استفاده از الگوریتم ممتیک تطبیقی چندمنظوره

نوبهارى، هادى^{۱*}، بندى كنارى، حمید^۲، دارابى، داود^۳ و باصحبت نوین‌زاده، علیرضا^۴

۱- استادیار دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا، هسته پژوهشی هدایت و کنترل

۲- کارشناس ارشد هوافضا دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، دانشکده مهندسی هوافضا

۳- کارشناس ارشد هوافضا دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا، هسته پژوهشی هدایت و کنترل

۴- استادیار دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی هوافضا

(دریافت مقاله: ۱۳۸۹/۱۲/۶ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۰/۰۴/۲۹)

چکیده

در این مقاله بهینه‌سازی سیستم کنترل وضعیت یک وسیله پرنده خاص مورد بررسی قرار گرفته است. پرتاب این وسیله پرنده به صورت عمودی است و اندکی پس از پرتاب، توسط یک سیستم کنترل وضعیت از نوع جت عکس‌العملی وضعیت زاویه‌ای آن به وضعیت مورد نیاز تغییر می‌کند. در بخش ابتدایی این مقاله فرآیند طراحی سیستم کنترل وضعیت این وسیله، که شامل طراحی اجزای سیستم کنترل و نیز طراحی حلقه‌های کنترلی می‌باشد، تدوین شده است. بدین منظور پارامترهای هر یک از زیرسیستم‌ها به سه دسته پارامترهای پیش‌فرض، پارامترهای مستقل طراحی و پارامترهای وابسته تقسیم شده‌اند و روابط حاکم بین آنها تدوین شده است. وابستگی موجود بین پارامترهای زیرسیستم‌های مختلف موجب می‌شود که برخی از پارامترهای محاسبه شده در یک زیرسیستم، پارامترهای ورودی زیرسیستم دیگر باشند. به همین دلیل لازم بوده است که ترتیب انجام محاسبات زیرسیستم‌ها نیز تدوین شود. در این وسیله پرنده دستیابی به کمترین زمان چرخش از وضعیت قائم به وضعیت مطلوب ضروری است. زیرا اتمام فاز کنترل وضعیت پیش‌نیاز شروع فاز هدایت وسیله است. از طرفی در طراحی سیستم کنترل وضعیت ملاحظات از قبیل دینامیک عملگر وجود دارد که محدودیت‌هایی را در دست‌یابی به این هدف بوجود می‌آورد. به عبارت دیگر باید بین ماموریت خواسته شده برای وسیله پرنده و محدودیت‌های سیستمی مصالحه برقرار شود. به این منظور از رویکرد بهینه‌سازی چندمنظوره برای برآورده کردن همزمان همه اهداف و ارضای همه قیود طراحی استفاده شده است. در این مقاله مسئله طراحی سیستم کنترل وضعیت به صورت یک مسئله بهینه‌سازی با ۱۴ پارامتر مجهول طراحی و ۱۳ قید سیستمی مدل شده و از الگوریتم ممتیک تطبیقی چندمنظوره برای حل آن و دستیابی به طرح بهینه‌ای، که با در نظر گرفتن قیود همه اهداف را تا حد مناسبی برآورده می‌کند، استفاده شده است. دستیابی به کمترین زمان برخاست، کمترین درصد فراجش و استفاده از عملگر با کمترین پهنای باند ممکن به عنوان اهداف طراحی در نظر گرفته شده‌اند. بهینه‌سازی همزمان پارامترهای طراحی بر اساس نتایج بدست‌آمده از شبیه‌سازی پرواز شش‌درجه‌آزادی غیرخطی و با در نظر گرفتن محدودیت اشباع سیگنال کنترلی انجام شده است. در نهایت نتایج شبیه‌سازی پرواز طراحی بهینه سیستم کنترل وضعیت با طراحی کلاسیک مبتنی بر سعی و خطا مقایسه شده است.

واژه‌های کلیدی: طراحی سیستم کنترل وضعیت، جت عکس‌العملی، بهینه‌سازی طراحی، الگوریتم ممتیک، الگوریتم ممتیک تطبیقی چندمنظوره، شبیه‌سازی شش‌درجه‌آزادی غیرخطی

مقدمه

کنترل با جت عکس‌العملی^۱ و یا کنترل بردار تراست استفاده می‌شود. از روش کنترل بردار تراست فقط در زمان روشن‌بودن موتور و برای کنترل مسیر پرواز می‌توان استفاده کرد. اما از جت عکس‌العملی هم قبل و هم پس از زمان روشن‌بودن موتور، هم برای کنترل وضعیت وسیله پرنده و هم برای کنترل مسیر پرواز آن می‌توان استفاده کرد. مسئله بررسی شده در این مقاله عبارت است از بهینه‌سازی سیستم کنترل وضعیت با جت

وسایل عمودپرتاب تاکتیکی لازم است که وسیله پرنده پس از خارج شدن از پرتابگر، بلافاصله در جهت موردنظر بچرخد تا بتواند خیلی سریع در مسیر تعیین شده توسط الگوریتم هدایت قرار گیرد. در ابتدای پرواز به دلیل سرعت کم وسیله پرنده، از نیروهای آیرودینامیکی نمی‌توان برای کنترل وسیله پرنده استفاده کرد. به همین دلیل معمولاً از روش‌های دیگر مانند

عکس‌العملی در یک وسیله پرنده عمودپرتاب که جت پس از ورود به درون کانارد، عمود بر سطح آن خارج می‌شود و نیروی رانش و زاویه جت با تغییر زاویه کانارد به صورت پیوسته قابل تغییر است. وسیله پرنده موردنظر به گونه‌ای طراحی شده که ابتدا توسط یک سیستم پرتاب سرد به صورت عمودی تا یک ارتفاع مشخص به سمت بالا پرتاب می‌شود و سپس قبل از روشن شدن موتور، سیستم کنترل وضعیت باید زاویه پیچ وسیله پرنده را از مقدار ۹۰ درجه به یک مقدار مشخص، که توسط الگوریتم هدایت تعیین شده است، تقلیل دهد تا شرایط اولیه مناسب برای روشن شدن موتور در جهت بهینه و عملکرد بهینه حلقه هدایت فراهم شود. در حین چرخاندن وسیله پرنده در جهت پیچ، این سیستم کنترل وظیفه کنترل زوایای رول و یاو و نیز تامین پایداری وسیله را نیز به عهده دارد. بدیهی است که رسیدن به کمترین زمان چرخش با در نظر گرفتن ملاحظات سیستمی ضروری است.

در چند دهه گذشته استفاده از سیستم‌های کنترل با جت عکس‌العملی در بسیاری از وسایل پرنده مورد توجه قرار گرفته است. در یک دهه اخیر و با مطرح شدن موضوعاتی همچون سیستم دفاع موشکی استراتژیک (SDI)^۲ یا سپر دفاع موشکی، که بیشترین توجه آن روی رهگیری ماهواره‌ها و موشک‌های بالستیک قاره‌پیما (ICBM)^۳ در خارج از جو غلیظ است، توجه به استفاده از سیستم‌های کنترل مبتنی بر جت عکس‌العملی بیشتر شده است. بدیهی است که سیستم‌های کنترل آیرودینامیکی قادر به تولید نیروها و گشتاورهای مورد نیاز برای کنترل این وسایل نیستند.

در زمینه سیستم‌های کنترل با جت عکس‌العملی از نوع ضربه‌ای (پالسی) برای اجسام پرنده بدون دوران حول محور طولی فعالیت‌های تحقیقاتی متنوعی انجام شده است.

در مقاله‌ای که توسط چامپیگنی و لاکائو در سال ۱۹۹۴ منتشر شد، تحقیق مختصری پیرامون جت‌های جانبی به عنوان سیستم کنترل برخی از وسایل پرنده تاکتیکی ارائه شده است. در این مقاله بیشتر به جنبه‌های طراحی آیرودینامیکی این وسایل، با در نظر گرفتن اثر تداخل جریان هوا و جت جانبی پرداخته شده است [۱].

در سال ۱۹۹۶ ترمن و فلشنر با استفاده از تئوری لیاپانوف یک کلاس جدید از کنترل‌کننده‌های پالسی مقاوم برای کنترل وضعیت فضاپیما را توسعه دادند، که رفتار سیستم غیرخطی

تحت تأثیر رانشگرهای روشن - خاموش را پیش‌بینی می‌کرد [۲]. در سال ۱۹۹۹ کوین لینچ حداقل رانشگرهای جانبی مورد نیاز برای کنترل یک جسم صلب را، که به صورت یک مسئله کنترل بهینه طرح‌ریزی شده بود، مورد بررسی قرار داد [۳]. در همین سال بنگ و همکاران یک روش جدید کنترل پس‌خور خروجی برای مانور چرخشی تک محوره یک وسیله پرنده در کمترین زمان با استفاده از رانشگرهای روشن - خاموش ارائه کردند. در این روش از تئوری کنترل بهینه برای پیدا کردن زمان‌های سوئیچینگ بر اساس مدل ریاضی ساختار متغیر استفاده شده است [۴].

در سال ۲۰۰۳ یک الگوریتم سه‌ضربه‌ای برای کنترل وضعیت یک فضاپیما متقارن محوری توسط هال و همکاران معرفی شد که می‌توانست مصرف سوخت را برای چرخش‌هایی با شرایط اولیه غیرصفر کاهش دهد [۵]. در سال ۲۰۰۶ مقاله‌ای توسط زینگ و همکاران منتشر شد که در آن از روش‌های کنترل با جت عکس‌العملی به صورت ضربه‌ای و کنترل آیرودینامیکی برای رهگیری وسایل پرنده جوی استفاده شد [۶]. در مقاله دیگری که در سال ۲۰۰۷ توسط ری‌دگلی و همکاران منتشر شد، طراحی اتوپیلوت برای یک وسیله پرنده هوا به هوا، از نوع کنترل با جت عکس‌العملی و دم‌کنترل، مورد بررسی قرار گرفت [۷].

مراجع موجود در زمینه استفاده از سیستم‌های جت عکس‌العملی در وسایل پرنده غیرچرخان، که در بالا مورد بررسی قرار گرفت، محدود به استفاده از جت عکس‌العملی عمل‌کننده به صورت پالس و به عنوان یک سیستم کنترل مستقل یا یک سیستم کمکی برای سیستم کنترل آیرودینامیکی هستند. در این سیستم‌ها، به دلیل خروج جت از روی بدنه (به صورت شعاعی)، امکان کنترل زاویه رول نیز وجود ندارد. به علاوه در هیچ کدام از این مراجع اشاره‌ای به جزئیات طراحی سیستمی و فرآیند بهینه‌سازی طراحی نشده است. در سال ۲۰۱۰ نوبهاری و همکاران طراحی یک سیستم کنترل وضعیت با جت جانبی از نوع پیوسته، که وظیفه کنترل همزمان زوایای رول، پیچ و یاو وسیله پرنده را پس از پرتاب عمودی و قبل از روشن شدن موتور به عهده دارد، مورد بررسی قرار دادند [۸] و [۹]. ایشان در طراحی زیرسیستم‌های مختلف از قبیل مولد گاز، عملگر، مجاری جت و کانارد، از یک فرآیند تکراری مبتنی بر سعی و خطا و توأم با فرضیات مهندسی، بهره‌گیری از روابط

استفاده شده‌است [۱۰ و ۱۳]. الگوریتم ARCOMA از یک الگوریتم ژنتیک حالت دائم (SSGA)^۸ برای جستجوی فراگیر و از نسخه ارتقایافته الگوریتم سیستم پیوسته توده‌ای مورچه‌ها (CACS)^۹ [14] برای جستجوی محلی استفاده می‌کند. تعداد گام‌ها و بازه جستجوی محلی، پارامترهای تطبیقی الگوریتم ARCOMA هستند که برای تنظیم خودکار آنها نیز از مفهومی شبیه به مفهوم واریانس وزنی ارائه‌شده در مرجع [۱۴] استفاده شده‌است.

با توجه به اینکه اغلب مسائل طراحی بهینه دارای چند تابع هدف و یا به عبارتی چندمنظوره هستند، یک نسخه چندمنظوره نیز برای الگوریتم ARCOMA توسط مولفین ارائه شده‌است [۱۰]. نسخه چندمنظوره، الگوریتم ممتیک تطبیقی چندمنظوره (MARCOMA)^{۱۰} نامیده شده و از آن در بهینه‌سازی همزمان هندسه، جبران‌کننده‌های حلقه‌های کنترلی، قانون هدایت و موتور یک وسیله پرنده مایل‌پرتاب به‌صورت پردازش موازی استفاده شده‌است [۱۰].

در این مقاله مسئله طراحی مرجع [۹] مجدداً مورد بررسی قرار گرفته‌است. پارامترهای مربوط به هر زیرسیستم به سه دسته پارامترهای پیش‌فرض، پارامترهای مستقل طراحی و پارامترهای وابسته دسته‌بندی می‌شوند. پارامترهای پیش‌فرض، پارامترهایی هستند که یا مقادیر آن برای طراح مشخص است و یا طراح بر اساس تجربه خود براحتی می‌تواند مقادیر معقولی برای آنها در نظر بگیرد. پارامترهای مستقل طراحی توسط یک الگوریتم بهینه‌سازی و از طریق یک فرآیند تکراری هوشمند به‌صورت دقیق تنظیم می‌شوند. با معلوم‌بودن پارامترهای پیش‌فرض و پارامترهای طراحی، در هر بار حدس طرح بهینه توسط الگوریتم بهینه‌سازی، پارامترهای وابسته و به تبع آنها توابع هزینه به کمک معادلات تحلیلی حاکم بر زیرسیستم‌ها و شبیه‌سازی پرواز شش‌درجه‌آزادی غیرخطی محاسبه می‌شوند. با توجه به اینکه عموماً برخی از پارامترهای یک زیرسیستم، پارامتر ورودی زیرسیستم‌های دیگر محسوب می‌شوند، تدوین الگوریتم طراحی سیستمی و استخراج ترتیب محاسبات نیز ضروری است که در این مقاله ارائه شده‌است. به این ترتیب مسئله طراحی همزمان همه زیرسیستم‌های سیستم کنترل وضعیت با جت عکس‌عملی به یک مسئله بهینه‌سازی با ۱۳ پارامتر مجهول (پارامترهای مستقل طراحی)، ۱۳ قید سیستمی

تحلیلی، حدس پارامترهای طراحی، طراحی حلقه‌های کنترلی بر اساس تئوری کنترل کلاسیک و در نهایت تکرار فرآیند با حدسیات بهتر تا رسیدن به طرح قابل قبول، استفاده کردند. بدیهی است که با توجه به کثرت مجهولات و قیود طراحی استفاده از این روش بسیار مشکل، زمان‌بر و مستلزم داشتن تجربه فراوان در طراحی سیستمی است و لزوماً به بهترین نتیجه طراحی منجر نمی‌شود. یک راهکار برای رفع این مشکلات استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی جهت اتوماسیون فرآیند طراحی و دستیابی به طرح بهینه است.

در سال‌های اخیر، استفاده از الگوریتم‌های تکاملی در طراحی بهینه انواع سامانه‌های هوافضایی گسترش یافته‌است. زیرا فرآیند طراحی و مسائل نظیر آن بسیار شبیه به فرآیند تکامل است. الگوریتم‌های تکاملی از نظریه تکامل طبیعی الهام گرفته‌اند. الگوریتم‌های ممتیک ۶ دسته‌ای از الگوریتم‌های تکاملی هستند که از یک الگوریتم ژنتیک برای جستجوی فراگیر و از یک الگوریتم جستجوی محلی برای جستجوی دقیق استفاده می‌کنند و به‌همین دلیل عملکرد بهتری نسبت به الگوریتم ژنتیک دارند [۱۱-۱۳]. عملیات جستجوی محلی در الگوریتم‌های ممتیک را می‌توان مشابه فرآیند تکامل فرهنگی جوامع بشری در نظر گرفت.

یکی از ویژگی‌هایی که یک الگوریتم بهینه‌سازی باید داشته باشد، این است که بتواند یک مسئله بهینه‌سازی ساده را به‌سرعت و یک مسئله بهینه‌سازی پیچیده را به‌دقت و با قابلیت اطمینان بالا حل کند. از این دیدگاه الگوریتم‌های بهینه‌سازی به دو دسته تطبیقی و غیرتطبیقی تقسیم می‌شوند. پارامترهای اصلی الگوریتم‌های بهینه‌سازی غیرتطبیقی در حین اجرای الگوریتم ثابت هستند و این باعث می‌شود که عملکرد آنها در حل همه مسائل مطلوب نباشد. در مقابل الگوریتم‌های بهینه‌سازی تطبیقی در حین اجرا پارامترهای خود را متناسب با میزان پیچیدگی مسئله تغییر می‌دهند. این خاصیت باعث می‌شود که بتوانند مسائل با سطح پیچیدگی مختلف را با سرعت، دقت و قابلیت اطمینان قابل قبول حل کنند. در سال‌های اخیر نسخه‌های تطبیقی از الگوریتم‌های ممتیک نیز ارائه شده‌است [۱۰، ۱۲ و ۱۳].

در این مقاله برای طراحی بهینه سیستم کنترل وضعیت، از الگوریتم ممتیک تطبیقی با کُدگذاری حقیقی (ARCOMA)^۷، که اخیراً توسط مولفین توسعه‌داده شده،

و سه تابع هزینه تبدیل و برای حل آن از الگوریتم ممیتیک تطبیقی چندمنظوره استفاده شده است.

محتوای این مقاله شامل تدوین الگوریتم طراحی سیستمی، مدل سازی زیرمجموعه های سیستم کنترل وضعیت، مدل سازی دینامیک وسیله پرنده، طراحی حلقه های کنترلی، معرفی الگوریتم ممیتیک تطبیقی چندمنظوره و بهینه سازی سیستم کنترل وضعیت بر اساس نتایج شبیه سازی پرواز شش درجه آزادی غیرخطی و به کمک الگوریتم ممیتیک تطبیقی چندمنظوره می باشد. در پایان نتایج بدست آمده جمع بندی شده است.

مدل سازی سیستم کنترل وضعیت با جت عکس العملی

کنترل وضعیت وسیله پرنده در سه کانال رول، پیچ و یاو توسط یک سرومکانیزم نیوماتیکی و یک مولد گاز داغ از نوع سوخت جامد انجام می شود. مولد گاز داغ نیز از دو مولد گاز داخلی با گرین کندسوز برای تغذیه عملگرها و مولد گاز خارجی با گرین تندسوز جهت تامین جت عکس العملی تشکیل شده است. زیرسیستم های موجود در سیستم کنترل وضعیت شامل مولد گاز داغ، سطوح کنترلی (کانارد) و عملگرها می باشد که مدل ریاضی آنها در مرجع [۸] به طور کامل مورد بررسی قرار گرفته است. گازهای تولید شده در مولد گاز خارجی، توسط چهار لوله مجزا به طور مستقیم به سطح بدنه و دقیقاً زیر ریشه بالک های کنترلی تخلیه می شوند. این گازها از طریق دو سوراخ که روی ریشه هر بالک و نزدیک محور شفت آن قرار دارد، به دو طرف سطح جانبی بالک هدایت می شوند و نیروی عمودی لازم برای کنترل وضعیت زاویه ای وسیله پرنده را فراهم می کنند. وقتی بالک در وضعیت صفر قرار دارد، هر دو سطح جانبی بالک به یک نسبت تغذیه می شوند. بنابراین در این حالت برآیند نیروهای تولید شده روی بالک صفر می شود. به محض اینکه بالک توسط عملگر از وضعیت صفر خارج شد، توازن نیرو در دو طرف سطح بالک به هم می خورد و در نتیجه موجب ایجاد یک نیروی برآیندی مخالف صفر و گشتاور روی وسیله پرنده می شود [۸]. با توجه به اهمیت ترتیب محاسبات اجزای زیرسیستم های مختلف، فلوچارت طراحی این زیرسیستم ها، که در واقع نمای کلی از روند طراحی می باشد، تدوین و در شکل ۱ نشان داده شده است. توضیحات مربوط به محاسبات هر یک از زیرمجموعه ها در ادامه ارائه می شود.

الف - مدل سازی سطوح کنترلی

در مدل سازی سطوح کنترلی، نیروی جت عکس العملی مورد نیاز برای کنترل وضعیت و نیز گشتاور لولا ۱۱، که عملگر باید قادر به تامین آن باشد، محاسبه می شود. از طرفی چون سطوح کنترلی علاوه بر فاز کنترل وضعیت، در فاز کنترل آیرودینامیکی نیز وظیفه فراهم کردن نیروها و گشتاورهای مورد نیاز وسیله پرنده را به عهده دارند، بنابراین در مدل سازی آن ها باید ملاحظات طراحی هر دو فاز کنترل آیرودینامیکی و کنترل جت عکس العملی را مورد توجه قرار داد. در شکل ۲ نیروها و گشتاورهای وارد بر بالک، که ناشی از جت عکس العملی و آیرودینامیک هستند، نشان داده شده است. همچنین پارامترهای پیش فرض، طراحی و وابسته مربوط به هر یک از سطوح کنترلی در جداول ۱ و ۲ آورده شده اند. در ادامه برای محاسبه بیشینه گشتاور لولا، ابتدا بیشینه نیروی برای وارد بر هر بالک با توجه به شکل ۳ به صورت زیر محاسبه می شود.

$$F_{Lc} = \frac{F_{L_{A,max}}}{2\left(\frac{\ell_c}{\ell^*} + 1\right)} \quad (1)$$

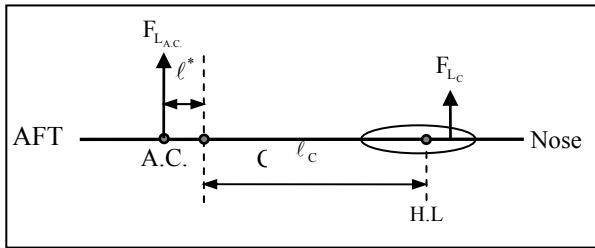
که $F_{L_{A,max}}$ برآیند نیروی برای آیرودینامیکی ناشی از زاویه حمله ($F_{L_{AC}}$) و نیروی آیرودینامیکی ناشی از انحراف کانارد (F_{Lc}) می باشد. سپس گشتاور لولای ناشی از نیروهای آیرودینامیکی به صورت زیر بدست می آید.

$$M_{H_A} = \ell_{Hing} F_{Lc} \quad (2)$$

در محاسبه گشتاور لولا ناشی از جت عکس العملی، دو رویکرد عملکردی و سازه ای مدنظر می باشد. دیدگاه اول بر اساس بیشینه شتاب زاویه ای چرخش از زاویه پیچ ۹۰ درجه به یک مقدار نهایی و نیز کمینه زمان چرخش استوار است. در دیدگاه دوم بیشینه شتاب جانبی مجاز از دیدگاه سازه ای مبنای محاسبات قرار گرفته است. بر اساس این دو رویکرد بیشینه شتاب زاویه ای مجاز را می توان از رابطه زیر محاسبه کرد.

$$\ddot{\theta}_{max} = \min\{\ddot{\theta}_{max,P}, \ddot{\theta}_{max,S}\} \quad (3)$$

F_{Lc} بیشینه نیروی وارد بر هر کانارد
 ℓ_{Hing} فاصله مرکز فشار از خط لولا



شکل ۳- نیروها و گشتاورهای وارد بر وسیله پرنده

در رابطه بالا $\ddot{\theta}_{max,P}$ ، بیشینه شتاب زاویه‌ای از دیدگاه عملگر در $\ddot{\theta}_{max,S}$ و بیشینه شتاب زاویه‌ای از دیدگاه سازه‌ای می‌باشد. با داشتن تخمین اولیه‌ای از ممان اینرسی عرضی وسیله پرنده (I_{yy})، بیشینه گشتاور لولای ناشی از جت عکس‌عملی از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$M_J = I_{yy} \ddot{\theta}_{max} \quad (4)$$

از آنجا که در فاز کنترل وضعیت هنوز موتور اصلی وسیله پرنده روشن نشده و وزن سوخت مولد گاز نیز نسبت به وزن کل وسیله بسیار کم است، در طراحی سیستم کنترل وضعیت، از تغییرات ممان‌های اینرسی صرف‌نظر شده‌است. بیشینه نیروی جت روی هر بالک (T_{Jmax}) نیز از رابطه زیر بدست می‌آید.

$$T_{Jmax} = \frac{M_J}{2 \cdot \ell_c} \quad (5)$$

گشتاور لولای ناشی از جت نیز به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$M_{Hj} = \ell_{Hole} T_{Jmax} \quad (6)$$

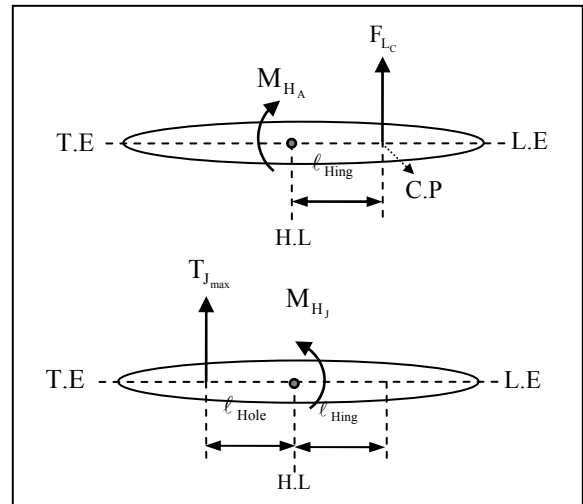
در نهایت بیشینه گشتاور لولا، که هر عملگر باید تامین کند، از رابطه زیر بدست می‌آید.

$$M_{Hmax} = \max(M_{Hj}, M_{HA}) \quad (7)$$

پارامترهای (T_{Jmax}) و (M_{Hmax}) به ترتیب پارامترهای ورودی برای طراحی مولد گاز خارجی و عملگر می‌باشند.

ب- مدل سازی مولد گاز

این زیرسیستم وظیفه تامین فشار مورد نیاز برای عملگرها و همچنین تامین جت خارج‌شونده از روی کانارد را به عهده دارد. این زیرسیستم از دو مولد گاز استوانه‌ای شکل هم‌محور تشکیل



شکل ۲- نیروهای آیرودینامیک و جت عکس‌عملی وارد بر بالک

جدول ۱- پارامترهای پیش فرض و طراحی سطوح کنترلی

مقدار	پارامترهای پیش فرض	علائم
۱۰	بیشینه انحراف هر کانارد از وضعیت صفر (deg)	δ_{max}
۳۰	بیشینه شتاب جانبی وارد بر وسیله پرنده (g)	a_{Cmax}
۰.۰۳	حاشیه پایداری استاتیکی بی بعد شده، به طول کل وسیله پرنده	ℓ^*
۱.۳	فاصله مرکز جرم تا خط لولا (m)	ℓ_c
۴۵	بیشینه زاویه چرخش از وضعیت قائم (deg)	θ_{max}

مقدار	پارامترهای طراحی	علائم
؟	نسبت شعاع مجرای خروج جت، به بیشینه ضخامت کانارد	\bar{t}_{Hole}
؟	نسبت بیشینه ضخامت کانارد، به طول ریشه آن	\bar{t}_{Cmax}
؟	فاصله مرکز فشار کانارد از خط لولا، به طول ریشه کانارد	$\bar{\ell}_{Hing}$

جدول ۲- پارامترهای وابسته سطوح کنترلی

علائم	پارامترهای وابسته
t_{Cmax}	بیشینه ضخامت کانارد
r_{Hole}	شعاع مجرای خروج جت
ℓ_{Hole}	فاصله مرکز مجرای خروج جت از خط لولا
$F_{LA,max}$	بیشینه نیروی برای وارد بر وسیله پرنده

$$x_0 = \ell_{TR} \delta \quad (11)$$

در نهایت تابع تبدیل هر عملگر به صورت زیر محاسبه می‌شود [۸، ۹].

$$\frac{\delta(s)}{\varepsilon_i(s)} = \frac{\frac{A_{Piston} K_{EV} \ell_{TR}}{B_{Piston} \ell_{TR}^2 + B_{Shaft} + B_{Linkage}}}{s \left[\left(\frac{(m_{Piston} + m_{Shaton}) \ell_{TR}^2 + I}{B_{Piston} \ell_{TR}^2 + B_{Shaft} + B_{Linkage}} \right) s + 1 \right]} = \frac{K_a}{s(\tau s + 1)} \quad (12)$$

در رابطه بالا I ممان اینرسی معادل قابل تعریف برای کانارد، میله رابط و شفت است.

جدول ۳- پارامترهای پیش فرض و طراحی مولد گاز خارجی

مقدار	پارامترهای پیش فرض	علائم
۱۰	درصد افت تراست از خروجی مولد گاز تا خروجی از سطح هر بالک (%)	$\Delta \bar{T}_{out}$
۱۷۰۰	چگالی سوخت (kg/m^3)	ρ_{out}
۸۵	ضریب حجمی محفظه خارجی (%)	$V_{f_{out}}$
۱.۱۶۶	نسبت ظرفیت گرمایی ویژه	γ_{out}
۲۵۰	ثابت گازهای خروجی ($J/kg.K^\circ$)	$R_{p_{out}}$
۲۲۰۰	دمای شعله (K°)	$T_{F_{out}}$
۸۷۰	تنش تسلیم پوسته (Mpa)	$\sigma_{Y_{out}}$
۱.۱	ضریب دمای سوخت	a_{out}
۰.۵۵	شاخص احتراق	n_{out}
۰.۹	نسبت طول سوخت به طول مولد گاز	$\bar{\ell}_{p_{out}}$
۱.۷	ضریب تراست	$C_{f_{out}}$
۰.۹	نسبت شعاع خارجی مولد گاز	$\bar{r}_{GG_{out}}$
۲۳	قطر کالیبر وسیله پرنده (cm)	D_{Cliber}
۲.۵	ضخامت لاینر (mm)	$\delta_{L_{out}}$
۲	ضخامت عایق (mm)	$\delta_{I_{out}}$
مقدار	پارامترهای طراحی	علائم
؟	طول مولد گاز (cm)	ℓ_{GG}
؟	شعاع داخلی مولد گاز (cm)	$r_{GG_{in}}$
؟	فشار محفظه احتراق (bar)	$P_{C_{out}}$

شده است (شکل ۴). مولد گاز خارجی باید قادر به تأمین نیروی جت عکس‌عملی نسبتاً بزرگ در بازه زمانی کنترل وضعیت، که نسبتاً کم است، باشد. مولد گاز داخلی باید قادر به تغذیه عملگرها در کل زمان پرواز باشد. مقدار فشار تولیدی توسط مولد گاز داخلی باید تقریباً ثابت باشد. این ملاحظات در طراحی شکل گرین سوخت هر یک از این دو مولد گاز در نظر گرفته می‌شود.

طراحی مولد گاز داخلی و خارجی شامل طراحی محفظه احتراق، گرین، عایق، لاینر و نازل برای هر کدام می‌باشد. برای مدل‌سازی این اجزا و محاسبه پارامترهای وابسته از روابط تحلیلی سازه، سوخت و نازل‌های همگرا - واگرا استفاده شده است. فرآیند طراحی مولد گاز داخلی و خارجی و روابط مربوط به نحوه محاسبه پارامترهای وابسته به طور کامل در مرجع [۸ و ۹] تشریح شده است. پارامترهای پیش فرض، طراحی، وابسته و نیز پارامترهای مقید مربوط به مولد گاز داخلی و خارجی در جداول ۳ تا ۶ نشان داده شده است.

ج- مدل‌سازی عملگرها

عملگر شامل یک شیربرقی و مجموعه سیلندر و پیستون است. مکانیزم عملکرد آن در شکل ۵ آورده شده است. بیشینه نیروی خطی وارد بر هر پیستون از رابطه زیر حساب می‌شود.

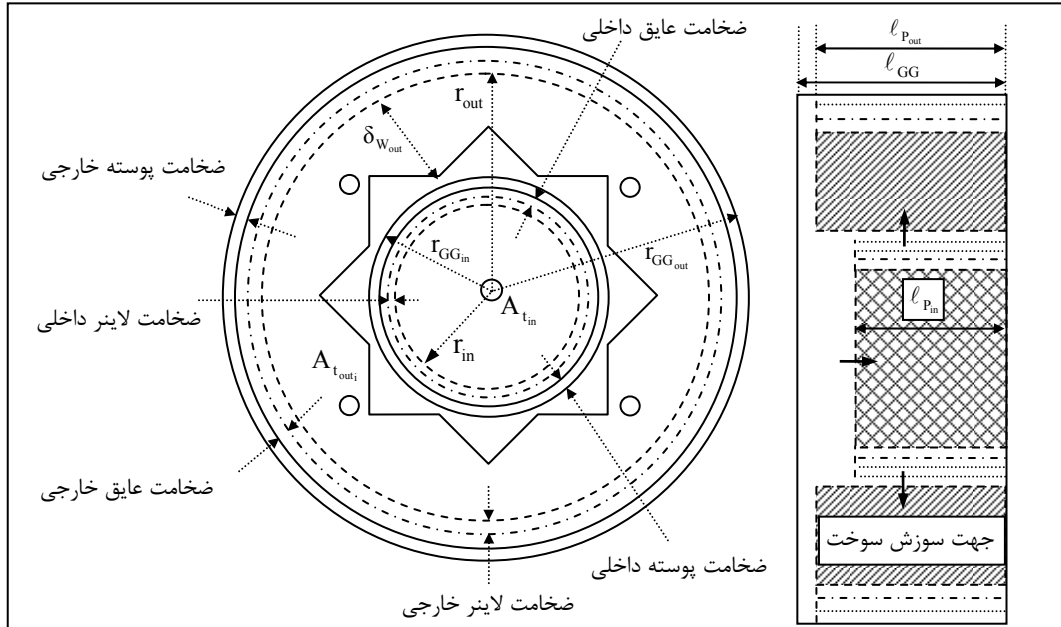
$$F_{Piston_{max}} = \frac{M_{H_{max}}}{\ell_{TR}} \quad (8)$$

از طرفی نیروی خطی پیستون متناسب است با:

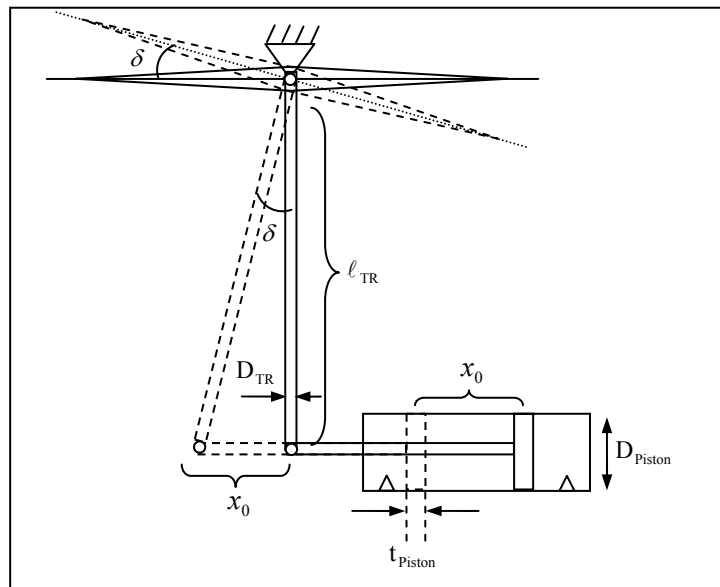
$$F_{Piston} = A_{Piston} K_{EV} \varepsilon_i \quad (9)$$

$$F_{Piston} = (m_{Piston} + m_{Shaton}) \ddot{x}_0 + B_{Piston} \dot{x}_0 + F' \quad (10)$$

که در رابطه (۱۰)، F' نیروی لازم برای غلبه بر اینرسی و اصطکاک اجزای متحرک سرومکانیزم است. پارامترهای پیش فرض، طراحی و وابسته و نیز پارامترهای مقید هر عملگر در جداول ۷ و ۸ آورده شده است. رابطه بین جابجایی خطی پیستون و چرخش کانارد به صورت زیر محاسبه می‌شود.



شکل ۴- نمای برش خورده مولد گاز داغ



شکل ۵- شماتیکی از مکانیزم عملکرد عملگر.

جدول ۴- پارامترهای وابسته و مقید مولد گاز خارجی

علائم	پارامترهای وابسته
T_{out}	تراست خروجی از مولد گاز (N)
$A_{t_{out_i}}$	مساحت هر گلوگاه (cm^2)
$D_{t_{out_i}}$	قطر هر گلوگاه (cm)
\dot{m}_{out}	دبی جرمی محصولات احتراق (kg/s)
$\delta_{Case_{out}}$	ضخامت پوسته مولد گاز (mm)
r_{out}	شعاع خارجی گرین (cm)
$l_{p_{out}}$	طول سوخت (cm)
$m_{p_{out}}$	جرم سوخت (kg)
$t_{b_{out}}$	زمان سوزش (sec)
$\delta_{W_{out}}$	ضخامت یا وب سوخت (cm)
$A_{Port_{out_i}}$	مساحت هر یک از مجراهای خروج گاز (cm^2)
$D_{e_{out_i}}$	قطر خارجی هر یک از مجراهای خروج گاز (cm)
علائم	پارامترهای مقید
$I_{SP_{out}}$	ضربه ویژه سوخت (sec)
\dot{r}_{out}	سرعت سوزش سوخت (mm/s)
$\frac{\delta_{W_{out}}}{r_{out} - r_{GG_{in}}}$	نسبت ضخامت وب سوخت، به شعاع مقید مولد گاز
$\frac{A_{Port_{out}}}{A_{t_{out}}}$	مجموع مساحت چهار مجرای خروج گاز، به مجموع مساحت چهار گلوگاه

۵- پارامترهای پیش فرض و طراحی در مولد گاز داخلی

علائم	پارامترهای پیش فرض	مقدار
ρ_{in}	چگالی سوخت (kg/m^3)	۱۷۰۰
$V_{f_{in}}$	ضریب حجمی محفظه احتراق (%)	۸۵
γ_{in}	نسبت ظرفیت گرمایی ویژه	۱.۱۶۶
$R_{p_{in}}$	ثابت گازهای خروجی ($J/kg.K^\circ$)	۳۰۰
$T_{F_{in}}$	دمای شعله ($J/kg.K^\circ$)	۲۵۰۰
a_{in}	ضریب دمای سوخت	۰.۹۵
n_{in}	شاخص احتراق	۰.۴
$t_{b_{in}}$	زمان سوزش (sec)	۱۵
$\sigma_{Y_{in}}$	تنش تسلیم پوسته (Mpa)	۸۷۰
$C_{f_{in}}$	ضریب تراست	۱.۷
$\delta_{L_{in}}$	ضخامت لاینر (mm)	۲
$\delta_{I_{in}}$	ضخامت عایق (mm)	۲.۵
علائم	پارامترهای طراحی	مقدار
$P_{C_{in}}/P_{C_{out}}$	نسبت فشار محفظه مولد گاز داخلی به خارجی	؟
$P_{e_{in}}/P_{C_{in}}$	نسبت فشار خروجی به فشار محفظه داخلی	؟

۶- پارامترهای وابسته و مقید مولد گاز داخلی

علائم	پارامترهای وابسته
$l_{p_{in}}$	طول سوخت (cm)
$\delta_{Case_{in}}$	ضخامت پوسته (mm)
r_{in}	شعاع گرین سوخت (cm)
$m_{p_{in}}$	جرم سوخت (kg)
\dot{m}_{in}	دبی جرمی محصولات احتراق (kg/s)
$A_{t_{in}}$	مساحت گلوگاه (cm^2)
$M_{e_{in}}$	ماخ جریان خروجی
$D_{e_{in}}$	قطر مجرای خروج گاز
$D_{t_{in}}$	قطر گلوگاه (mm)
T_{in}	تراست، در خروجی از مولد گاز (N)
علائم	پارامترهای مقید
$\dot{l}_{p_{in}}$	سرعت سوزش (mm/s)
$I_{SP_{in}}$	ضربه ویژه سوخت (sec)

۷- پارامترهای پیش فرض و طراحی در عملگر

علائم	پارامترهای پیش فرض	مقدار
P_{atm}	فشار اتمسفر (bar)	۰.۸
b_C	دهانه هر کانارد (cm)	۱۵
ρ_{Al}	چگالی آلومینیوم (kg/m^3)	۲۴۰۰
ρ_{Steel}	چگالی آهن (kg/m^3)	۷۸۰۰
B_{Piston}	اصطکاک ویسکوز پیستون هر عملگر (N.s/m)	۰.۲
B_{Shaft}	اصطکاک ویسکوز شفت کانارد (N.s/m)	۰.۱۵
$B_{Linkage}$	اصطکاک ویسکوز اتصالات هر عملگر (N.s/m)	۰.۱۵
ϵ_{max}	بیشینه انحراف نازل شیربرقی هر عملگر (deg)	۵
\bar{D}_{Shaton}	نسبت قطر شاتون به قطر پیستون هر عملگر	۰.۲۵
\bar{l}_{Shaton}	نسبت طول شاتون به قطر کالیبر وسیله پرنده	۰.۳
\bar{l}_{Shaft}	نسبت طول شفت به قطر کالیبر وسیله پرنده	۰.۲
\bar{l}_{Piston}	نسبت ضخامت پیستون به قطر پیستون هر عملگر	۰.۱
$\bar{m}_{Linkage}$	نسبت جرم اتصالات به جرم میله رابط هر عملگر	۰.۲
\bar{I}_G	نسبت شعاع ژیراسیون کانارد به طول ریشه آن	۰.۲۵
\bar{D}	نسبت قطر میله رابط به ماکزیمم ضخامت کانارد	۰.۶
علائم	پارامترهای طراحی	مقدار
\bar{l}_{TR}	نسبت طول میله رابط به قطر کالیبر وسیله پرنده	؟

جدول ۸- پارامترهای وابسته و مقید عملگر

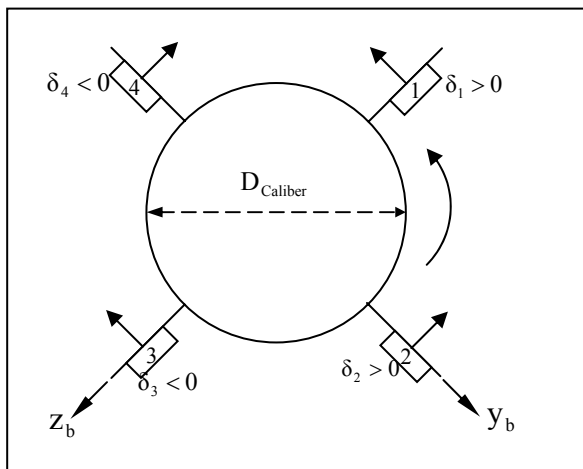
علائم	پارامترهای وابسته
l_{TR}	طول میله رابط هر عملگر (cm)
F_{Piston}	بیشینه نیروی خطی پیستون در هر عملگر (N)
D_{Piston}	قطر پیستون هر عملگر (cm)
k_{EV}	بیشینه بهره شیربرقی هر عملگر (bar/rad)
m_{Shaton}	جرم شاتون هر عملگر (kg)
m_{Piston}	جرم پیستون هر عملگر (kg)
I	ممان اینرسی معادل اجزای متحرک کانارد ($kg.m^2$)
علائم	پارامترهای مقید
$\frac{D_{Piston}}{D_{Caliber}}$	نسبت قطر پیستون به قطر کالیبر وسیله پرنده

$$\begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} X_W \\ Y_W \\ Z_W \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} X_J \\ Y_J \\ Z_J \end{Bmatrix} \quad (16)$$

$$\begin{Bmatrix} L \\ M \\ N \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} L_J \\ M_J \\ N_J \end{Bmatrix} \quad (17)$$

بدیهی است که گشتاور ناشی از نیروی جاذبه به دلیل عبور امتداد این نیرو از مرکز جرم صفر است. همچنین پس از پرتاب قائم و رو به بالای وسیله پرنده، که توسط یک سیستم پرتاب سرد انجام می شود، سرعت تقریبی وسیله در لحظاتی که سیستم کنترل وضعیت شروع به کار می کند، بسیار کم و در حدود ۵ متر بر ثانیه است. بنابراین در فاز کنترل وضعیت می توان از نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی صرف نظر کرد.

برای محاسبه نیروها و گشتاورهای ناشی از جت عکس عملی و ارتباط آن (ها) با میزان انحراف بالک های کنترلی، ابتدا نحوه شماره گذاری بالک های کنترلی نسبت به مختصات بدنی و سپس جهت های مثبت و منفی انحراف هر بالک تعریف می شود (شکل ۶).



شکل ۶- شماره گذاری بالک های کنترلی در دستگاه بدنی

بالک های ۱ و ۳ نقش رادر، بالک های ۲ و ۴ نقش الویتور و هر چهار بالک نقش ایلوران را ایفا می کنند. روابط حاکم بین مقدار انحراف الویتور، رادر و ایلوران (δ_a ، δ_r ، δ_e) با مقدار انحراف بالک های ۱ تا ۴ به صورت زیر است.

د- مدل سازی دینامیک وسیله پرنده

در این بخش مدل دینامیکی وسیله پرنده مورد نظر معرفی می شود. از این مدل برای شبیه سازی پرواز وسیله و از فرم ساده شده آن برای استخراج توابع تبدیل بدنه استفاده خواهد شد. با فرض صلب بودن وسیله پرنده و ناچیز بودن تغییرات وزن و ممان های اینرسی در فاز کنترل وضعیت، برای حرکت انتقالی و دورانی خواهیم داشت.

$$\begin{cases} \mathbf{f} = m \frac{d\mathbf{v}}{dt} \\ \mathbf{m} = I \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} \end{cases} \quad (13)$$

که \mathbf{f} و \mathbf{m} به ترتیب بردار مجموع نیروها و گشتاورهای خارجی وارد بر وسیله پرنده، بردار سرعت مرکز جرم و $\boldsymbol{\omega}$ بردار سرعت زاویه ای وسیله پرنده می باشد. فرم اسکالر معادلات حرکت وسیله پرنده در دستگاه بدنی با فرض تقارن محوری به صورت زیر می باشد.

$$\begin{cases} \sum f_x = m(\dot{u} + wq - vr) = X \\ \sum f_y = m(\dot{v} + ur - wp) = Y \\ \sum f_z = m(\dot{w} - uq + vp) = Z \\ I_{xx}\dot{p} = L \\ I_{yy}\dot{q} - (I_{zz} - I_{xx})rp = M \\ I_{zz}\dot{r} - (I_{xx} - I_{yy})pq = N \end{cases} \quad (15)$$

نیروها و گشتاورهای خارجی وارد بر وسیله پرنده، ناشی از وزن و جت عکس عملی هستند و به صورت زیر تعریف می شوند.

با توجه به اینکه در فاز کنترل وضعیت از نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی به دلیل ناچیز بودن سرعت صرف نظر می‌شود و همچنین با توجه به اینکه وسیله پرنده از نوع گردش با لغزش (STT)^{۱۲} بوده و نرخ رول آن کم است، با ساده‌سازی رابطه (۱۵) براحتی می‌توان توابع تبدیل وضعیت بدنه به ورودی‌های کنترلی را به صورت زیر استخراج کرد.

$$\begin{cases} \frac{\phi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{L_{J\delta_a}}{I_{xx}s^2} \\ \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{M_{J\delta_e}}{I_{yy}s^2} \\ \frac{\psi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{N_{J\delta_r}}{I_{zz}s^2} \end{cases} \quad (26)$$

۵- مدل‌سازی حلقه‌های کنترلی

در این بخش نحوه مدل‌سازی حلقه‌های کنترل زوایای رول، پیچ و یاو و نیز حلقه سرو و همچنین نحوه طراحی کنترل کننده برای هر کدام از آنها تشریح می‌شود. در شکل ۷ حلقه کنترلی سرو نشان داده شده است. در حلقه سرو برای اندازه‌گیری موقعیت لحظه‌ای بالک از یک پتانسیومتر یا انکودر می‌توان استفاده کرد. در شکل‌های ۸ و ۹ حلقه‌های کنترلی رول و پیچ نشان داده شده است. به دلیل تقارن وسیله پرنده، حلقه کنترل یاو شبیه حلقه کنترل پیچ است. در هر یک از حلقه‌های کنترل وضعیت رول، پیچ و یاو از یک جاپروی آزاد برای اندازه‌گیری زاویه استفاده می‌شود.

پارامترهای پیش‌فرض، طراحی، وابسته و مقید حلقه‌های کنترلی در جداول ۹ و ۱۰ تعریف شده است. در طراحی همه حلقه‌های کنترلی دستیابی به حداکثر خطای ماندگار ۱۰ درصد در پاسخ به ورودی پله و حداقل حد فاز ۵۵ درجه مدنظر قرار گرفته است. پارامترهای طراحی C_1 ، C_2 و C_3 ظاهر شده در جدول ۹ به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$C_1 = t_{rp} / t_{min} \quad (27)$$

$$C_2 = \omega_{BW_R} / \omega_{BW_P} \quad (28)$$

$$C_3 = \omega_{BW_R} / \omega_{BW_S} \quad (29)$$

پارامترهای ω_{BW_P} ، ω_{BW_R} ، ω_{BW_S} ، t_{rp} به ترتیب زمان برخاست حلقه پیچ و پهنای باند حلقه‌های سرو، رول و پیچ هستند. دینامیک هر یک از حلقه‌های کنترلی سرو، رول، پیچ و یاو به صورتی است که استفاده از جبران‌سازهای پیش‌فاز همه نیازهای کنترلی را برآورده می‌کند [۸ و ۹]. با استفاده از تئوری کنترل خطی و با معلوم بودن پارامترهای پیش‌فرض

$$\delta_e = \frac{\delta_2 - \delta_4}{2} \quad (18)$$

$$\delta_r = \frac{\delta_1 - \delta_3}{2}$$

$$\delta_a = \frac{\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4}{4}$$

چنانچه مقدار نیروی جت عکس‌عملی خروجی از سطح هر بالک تابعی خطی از زاویه انحراف بالک فرض شود، می‌توان مقدار آن را از رابطه زیر محاسبه کرد:

$$T_{J_i} = T_{J_{max}} \cos \lambda \frac{\delta_i}{\delta_{max}} \quad (19)$$

در رابطه بالا $T_{J_{max}}$ بیشینه نیروی جت عکس‌عملی روی هر بالک، λ زاویه خروج جت با امتداد عمود بر بالک و δ_i زاویه انحراف هر بالک از وضعیت صفر آن هستند. به این ترتیب ضریب مشتق نیروی جت عکس‌عملی هر بالک به مقدار انحراف آن بالک به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$T_{J_\delta} = \frac{\partial T_{J_i}}{\partial \delta_i} = \frac{T_{J_{max}} \cos \lambda}{\delta_{max}} \quad (20)$$

در ادامه روابط حاکم بین نیروها و گشتاورهای ناشی از جت عکس‌عملی با این مشتق کنترلی جدید استخراج خواهد شد.

با استفاده از رابطه (۱۸) می‌توان رابطه بین نیروهای ناشی از جت عکس‌عملی با میزان انحراف رادر و الویتور را به صورت زیر بدست آورد:

$$Y_J = -T_{J_1} + T_{J_3} = -2T_{J_\delta} \delta_r \quad (21)$$

$$Z_J = -T_{J_2} + T_{J_4} = -2T_{J_\delta} \delta_e \quad (22)$$

به همین ترتیب رابطه بین گشتاورهای ناشی از جت عکس‌عملی با میزان انحراف ایلوران، الویتور و رادر به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$L_J = 4 \left(\frac{D_{Caliber}}{2} + b_J \right) T_{J_\delta} \delta_a = L_{J\delta_a} \delta_a \quad (23)$$

$$M_J = 2(d_{CG} - d_J) T_{J_\delta} \delta_e = M_{J\delta_e} \delta_e \quad (24)$$

$$N_J = -2(d_{CG} - d_J) T_{J_\delta} \delta_r = N_{J\delta_r} \delta_r \quad (25)$$

در روابط بالا d_J و d_{CG} به ترتیب فاصله مرکزجرم و محل خروج جت، از نوک وسیله پرنده و b_J فاصله شعاعی محل خروج جت تا محور طولی هستند. در نهایت لازم است که توابع تبدیل بدنه استخراج شود تا با استفاده از آن (ها) بتوان کنترل‌کننده‌های سیستم کنترل وضعیت را طراحی کرد.

جدول ۱۰- پارامترهای وابسته و قیود حلقه‌های کنترلی

علائم	پارامترهای وابسته
t_{Fp}	زمان برخاست حلقه پیچ (sec)
t_{Sp}	زمان نشست حلقه پیچ (sec)
t_{FR}	زمان برخاست حلقه رول (sec)
t_{SR}	زمان نشست حلقه رول (sec)
ω_{BWp}	پهنای باند حلقه پیچ (rad/s)
ω_{BWR}	پهنای باند حلقه رول (rad/s)
ω_{BWS}	پهنای باند حلقه سرو (rad/s)

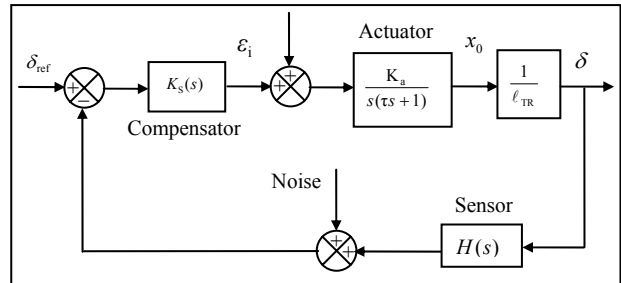
علائم	پارامترهای مقید
$e_{ss_{max}}$	بیشینه خطای حالت ماندگار به ورودی پله (درصد)
α_S	نسبت قطب به صفر جبران‌ساز حلقه سرو
α_R	نسبت قطب به صفر جبران‌ساز حلقه رول
α_p	نسبت قطب به صفر جبران‌ساز حلقه پیچ
K_{vs}	ثابت خطای ایستای سرعت جبران‌ساز حلقه سرو (sec^{-1})
K_{ar}	ثابت خطای ایستای شتاب جبران‌ساز حلقه رول (sec^{-1})
K_{ap}	ثابت خطای ایستای شتاب جبران‌ساز حلقه پیچ (sec^{-1})

الگوریتم ممیتیک تطبیقی

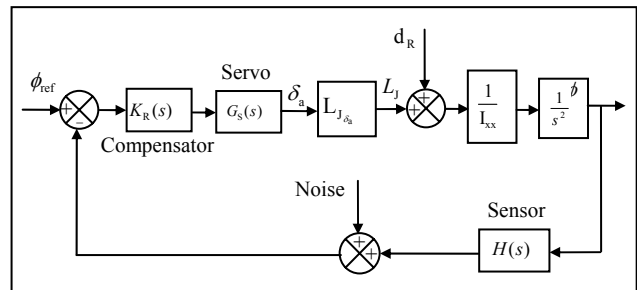
ایده اصلی الگوریتم ARCOMA داشتن خاصیت تطبیقی با مسئله مورد بررسی است. این ویژگی به خصوص در توابعی که دارای ابعاد زیاد، یا دارای کمینه‌های محلی متعددی هستند، اهمیت بیشتری می‌یابد.

در الگوریتم ARCOMA از الگوریتم ژنتیک حالت دائم (SSGA) برای جستجوی فراگیر و از الگوریتم سیستم پیوسته کلونی مورچه‌ها (CACS) [۱۴] برای جستجوی محلی استفاده شده است. در الگوریتم‌های مبتنی بر SSGA، در هر نسل فقط یک یا دو فرزند ایجاد می‌شود و یک فرزند خوب تا زمانی که فرزند بهتری یافته نشود، جایگزین نخواهد شد. هر چند در حل مسائل بهینه‌سازی از SSGAها کمتر از GAها استفاده می‌شود، ولی استفاده از آن(ها) را در الگوریتم‌های ممیتیک بسیار مناسب می‌دانند [۱۵].

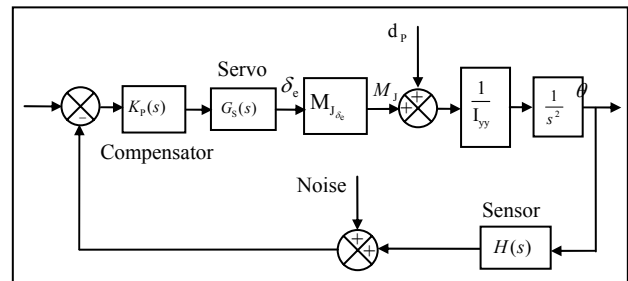
حلقه‌های کنترلی می‌توان بهره، صفر و قطب هر یک از این جبران‌کننده‌ها را به صورت تابعی از پارامترهای طراحی حلقه‌های کنترلی محاسبه کرد.



شکل ۷- نمودار بلوکی حلقه سرو



شکل ۸- نمودار بلوکی حلقه رول



شکل ۹- نمودار بلوکی حلقه پیچ

جدول ۹- پارامترهای پیش فرض و طراحی حلقه‌های کنترلی

علائم	پارامترهای پیش فرض	مقدار
$P.M_{min}$	حداقل حد فاز (deg)	۵۵

علائم	پارامترهای طراحی	مقدار
t_{min}	کمترین زمان چرخش از ۹۰ به ۴۵ درجه (sec)	؟
C_1	نسبت زمان برخاست حلقه پیچ، به کمترین زمان چرخش از ۹۰ به ۴۵ درجه	؟
C_2	نسبت پهنای باند حلقه رول به حلقه پیچ	؟
C_3	نسبت پهنای باند حلقه رول به حلقه سرو	؟

RWS فرزندهای متولدشده جایگزین بدترین افراد جمعیت می‌شوند. این استراتژی یک سیاست نخبه‌گرایی است و استفاده از آن باعث بهبود سرعت همگرایی الگوریتم می‌شود.

پس از مقداردهی اولیه پارامترهای الگوریتم ARCOMA، نسل اول به صورت اتفاقی تشکیل شده و وارد حلقه اصلی الگوریتم می‌شوند. در هر بار تکرار حلقه اصلی باید تعداد $N_{\text{offspring}}$ فرزند تشکیل شود. تولید هر فرزند شامل انتخاب دو ولی، اعمال عملگرهای ترکیب و جهش و در نهایت جستجوی محلی است. پس از تکرار این فرآیند به تعداد $N_{\text{offspring}}$ جمعیت تصفیه و حلقه اصلی تکرار می‌شود. تصفیه جمعیت بدین معنی است که افراد بدتر دور ریخته شده و فرزندان، در صورت بهبود، جایگزین آنها می‌شوند. تکرار حلقه اصلی تا زمانی که شرط توقف الگوریتم ارضا نشده باشد، ادامه می‌یابد. معیار بدتر یا بهتر بودن افراد در جمعیت، رتبه‌بندی^{۱۹} آنها براساس مقدار تابع هدف است.

از الگوریتم ARCOMA برای حل مسائل نمونه تک‌منظوره و پیوسته همایش (CEC2005)^{۲۰} ([۱۸]) استفاده شده و در مقایسه با سایر الگوریتم‌های تکاملی عملکرد قابل ملاحظه و خوبی از خود نشان داده است [۱۳].

الگوریتم ممتیک تطبیقی چندمنظوره

مسائل مهندسی علاوه بر داشتن تنوع زیاد در متغیرهای طراحی، اغلب دارای اهداف متنوع یا چندمنظوره نیز هستند. الگوریتم ARCOMA، الگوریتمی است که توانایی حل مسائل مقیاس بزرگ و پیوسته با یک تابع هدف را دارد. برای پرداختن به مسائلی که علاوه بر داشتن چنین خواصی، چندمنظوره (دارای چند تابع هدف) نیز هستند، الگوریتم ARCOMA به نسخه چندمنظوره آن تعمیم داده شده و الگوریتم جدید دیگری با نام MARCOMA طراحی شده است [۱۰]. در این قسمت به معرفی مختصر الگوریتم MARCOMA پرداخته می‌شود.

الگوریتم MARCOMA در شکل ۱۰ نشان داده شده است. به طور کلی تفاوت MARCOMA با نسخه تک‌منظوره آن (ARCOMA) در نحوه رتبه‌بندی افراد (Ranking)، نحوه گزینش والدین (Selection)، نحوه جایگزین کردن افراد ضعیف موجود در جمعیت (Replacement) و همچنین نحوه جستجوی محلی است. در

الگوریتم CACS یک الگوریتم تک‌منظوره گد حقیقی است. این الگوریتم بر اساس کلونی مورچه‌هاست و مورچه‌ها مقصد بعدی خود را بر اساس توزیع فرمون موجود در محیط جستجو انتخاب می‌کنند. پس از این که مقصد جدید انتخاب شد، تابع هدف متناظر با آن محاسبه شده، توزیع فرمون بروز می‌شود و این فرآیند ادامه می‌یابد. تعداد تکرارهای لازم در هر بار جستجوی محلی برای یک فرزند و نسبت دامنه جستجوی محلی به جستجوی فراگیر، دو پارامتر تطبیقی هستند که بسته به پیچیدگی مسئله در حال حل، توسط الگوریتم تعیین می‌شوند. اگر جواب‌های خوب به هم نزدیک باشند، توزیع فرمون محدود و تعداد تکرار جستجوی محلی بیشتر می‌شود تا جستجوی محلی بیشتر و دقیق‌تر انجام شود. همچنین، وقتی جواب‌های خوب از هم دور شوند، بازه جستجوی محلی بزرگ و تعداد تکرارهای جستجوی محلی کم می‌شود تا جستجوی فراگیر بیشتر انجام شود.

الگوریتم ARCOMA دارای چهار عملگر انتخاب، جایگزینی، ترکیب و جهش است [۱۳]. در عملگر انتخاب برای تولید هر فرزند، دو ولی انتخاب می‌شوند. فرزند جدید پس از اعمال عملگرهای ترکیب و جهش تولید می‌شود. در ARCOMA انتخاب والدین براساس روش $NAM^{۱۳}$ انجام می‌شود [۱۶]. در روش NAM یکی از والدین از روش چرخ رولت^{۱۴} و دیگری از میان افرادی که دارای کمترین شباهت به اولی است، انتخاب می‌شود. میزان شباهت بین دو فرد نیز از طریق محاسبه فاصله اقلیدسی ارزیابی می‌شود. به این ترتیب تنوع^{۱۵} والدین افزایش می‌یابد و این موجب می‌شود توانایی خروج الگوریتم از کمینه محلی افزایش یابد.

عملگر ترکیب استفاده شده در الگوریتم ARCOMA شبیه روش BLX [۱۷] است، با این تفاوت که در ARCOMA انتخاب فرزند محدود به فضای بین والدین نیست و می‌تواند در اشتراک کل فضای جستجو با امتداد والدین نیز قرار گیرد که این ایده عملکرد الگوریتم را بهبود می‌بخشد [۱۳].

در الگوریتم ARCOMA، از عملگر جهش غیر واحد^{۱۶} استفاده شده است. این روش یک روش پیوسته است که با تغییر تصادفی یک یا چند بُعد مسئله باعث جهش ژنتیکی می‌شود. در الگوریتم ARCOMA از استراتژی جایگزینی بدترین‌ها (RWS)^{۱۷} به عنوان عملگر جایگزینی^{۱۸} استفاده شده است. در

الگوریتم MARCOMA محدودیتی از نظر تعداد متغیرهای طراحی و تعداد توابع هزینه وجود ندارد.

در الگوریتم‌های تک‌منظوره، افرادی رتبه بهتری دارند که مقدار تابع هدف کمتری نسبت به سایرین داشته باشند. اما در الگوریتم‌های چندمنظوره باید بررسی کرد که از دیدگاه کدام تابع یا توابع، فرد بهتر است. این مشکل را شرط بهینه‌گی پرتو^{۲۱} حل کرده‌است. در استراتژی پرتو، فردی بهتر (غالب) است که توابع هدفش از توابع هدف سایر افراد کمتر یا برابر بوده و حداقل یکی از توابع هدف آن کمتر از بقیه باشد. افرادی که چنین شرایطی را احراز کنند به مجموعه پرتو راه می‌یابند. در یک مجموعه پرتو هیچ فردی به فرد دیگر غلبه ندارد و همه آنها جزو مجموعه جواب مسئله هستند. یکی از بهترین ایده‌هایی که در این زمینه مطرح است، ایده طبقه‌بندی نقاط غیرغالب^{۲۲} است که نخستین بار در الگوریتم (NSGA)^{۲۳} [۱۹] مطرح شد. در این روش لایه‌هایی از نقاط غیرغالب در فضای عملکرد تشکیل می‌شوند. به هر لایه یک رتبه اختصاص می‌یابد و افراد براساس رتبه‌ای که لایه‌های غیرغالب فضای عملکرد دارند، رتبه‌بندی می‌شوند.

در الگوریتم ARCOMA گزینش والدین یا جایگزین شدن آنها بر اساس استراتژی گزینش (یا جایگزین شدن) تناسبی است؛ به این مفهوم که شانس انتخاب هر فرد متناسب با میزان برازندگی یا برازنده‌نبودن وی است. در MARCOMA آنچه که میزان برازندگی یا برازنده‌نبودن یک فرد را مشخص می‌کند، رتبه لایه‌ای از فضای عملکرد است که آن فرد در آن لایه قرار گرفته‌است. به استثنای حالتی که کل افراد جمعیت در لایه اول قرار گیرند و لایه دیگری وجود نداشته باشد؛ در بقیه حالت‌ها افراد داخل یک لایه همگی دارای شانس انتخاب برابر و افراد حاضر در لایه‌های مختلف دارای شانس انتخاب متناسب با رتبه هر لایه هستند. در حالتی که فقط یک لایه در فضای عملکرد موجود باشد و یا به بیان دیگر کل افراد جمعیت غیرغالب باشند، از روش حذف از نواحی شلوغ (CDA)^{۲۴} استفاده می‌شود [۲۰]. در این روش فاصله هر فرد در فضای عملکرد، با افراد مجاور خود محاسبه شده و افرادی که در نواحی شلوغ‌تر هستند، حذف می‌شوند. این تمهید باعث می‌شود الگوریتم جبهه پرتو یکنواختی ایجاد کند. علاوه بر این از حذف افرادی که در نواحی خلوت قرار دارند جلوگیری می‌شود.

از دیگر تفاوت‌های الگوریتم MARCOMA با الگوریتم ARCOMA در برنامه جستجوگر محلی آن است. عملیات جستجوی محلی در الگوریتم‌های ممتیک را می‌توان مشابه فرآیند تکامل فرهنگی جوامع بشری در نظر گرفت. به این مفهوم که خصوصیات ژنتیکی هر فرد پس از تولد ثابت است اما خصوصیات فرهنگی وی می‌تواند در طول عمر کماکان تکامل یابد. الگوریتم MARCOMA از نسخه ارتقایافته الگوریتم CACS [۱۴] به نام MOCACS استفاده می‌کند. تفاوت MOCACS با CACS در نحوه تعیین بهترین فرد (افراد) جمعیت و نحوه بروزکردن توزیع فرمون در فضای جستجو است. در الگوریتم CACS در هر لحظه فقط یک فرد به‌عنوان بهترین فرد جمعیت مطرح است. موقعیت این فرد مرکز تابع توزیع فرمون در فضای جستجو است و واریانس تابع توزیع فرمون بر اساس یک تابع واریانس وزنی تعیین می‌شود و همزمان به میزان پراکندگی و برازندگی سایر افراد در فضای جستجو بستگی دارد [۱۴]. در الگوریتم MOCACS برای رتبه‌بندی افراد از ایده طبقه‌بندی نقاط غیرغالب استفاده می‌شود. در این الگوریتم مجموعه‌ای از افراد در جمعیت، که در لایه اول (جبهه پرتو) قرار دارند، به‌عنوان بهترین افراد شناخته می‌شوند و رتبه اول به همگی آنها اختصاص داده می‌شود. در هر گام از جستجوی محلی یکی از این افراد به‌صورت تصادفی به‌عنوان مرکز تابع توزیع فرمون انتخاب می‌شود و میزان واریانس تابع توزیع فرمون به میزان پراکندگی سایر افراد در فضای جستجو و رتبه لایه‌ای از فضای عملکرد، که فرد مربوطه در آن قرار گرفته‌است، بستگی دارد.

الگوریتم MARCOMA دارای شش پارامتر تنظیم‌شونده شامل تعداد افراد جمعیت (N_{pop})، تعداد فرزندهای متولدشده هر نسل ($N_{offspring}$)، تعداد نامزدهای انتخاب به‌عنوان ولی دوم، احتمال انجام عملگر جهش (P_{mut})، ضریب تطبیق تعداد تکرارهای جستجوی محلی برای هر فرزند (β_{LS}) و نیز ضریب تطبیق دامنه جستجوی محلی (α_{LS}) می‌باشد.

مقایسه نتایج عملکرد الگوریتم MARCOMA با الگوریتم‌های دیگری مانند (SMPSO)^{۲۵}، (PAES)^{۲۶} و (MOGA2)^{۲۷} نشان می‌دهد که الگوریتم MARCOMA عملکرد قابل ملاحظه‌ای نسبت به سایر الگوریتم‌های فوق دارد و عموماً با تعداد تکرارهای کمتر، به همان دقت الگوریتم‌های مذکور می‌رسد [۱۰].

اولیه روشن شود تا وسیله پرنده سریعاً شتاب بگیرد و پایدار شود، کمینه‌کردن زمان نشست (t_{sp}) و همچنین زمان برخاست حلقه پیچ (t_{fp}) ضروری است. به‌علاوه دقت پاسخ گذرای حلقه پیچ در گرو کاهش درصد فرجهش نیز هست. واضح است که اگر همزمان t_{fp} و درصد فرجهش را کمینه کنیم، t_{sp} نیز کمینه خواهد شد. البته عکس این مطلب لزوماً صحیح نیست. به‌همین دلیل در مسئله مورد بررسی، توابع هزینه (توابع هدف) شامل زمان برخاست و درصد فرجهش در نظر گرفته شده و به‌صورت زیر تعریف شده‌است.

$$y_1 = t_{fp} \quad (30)$$

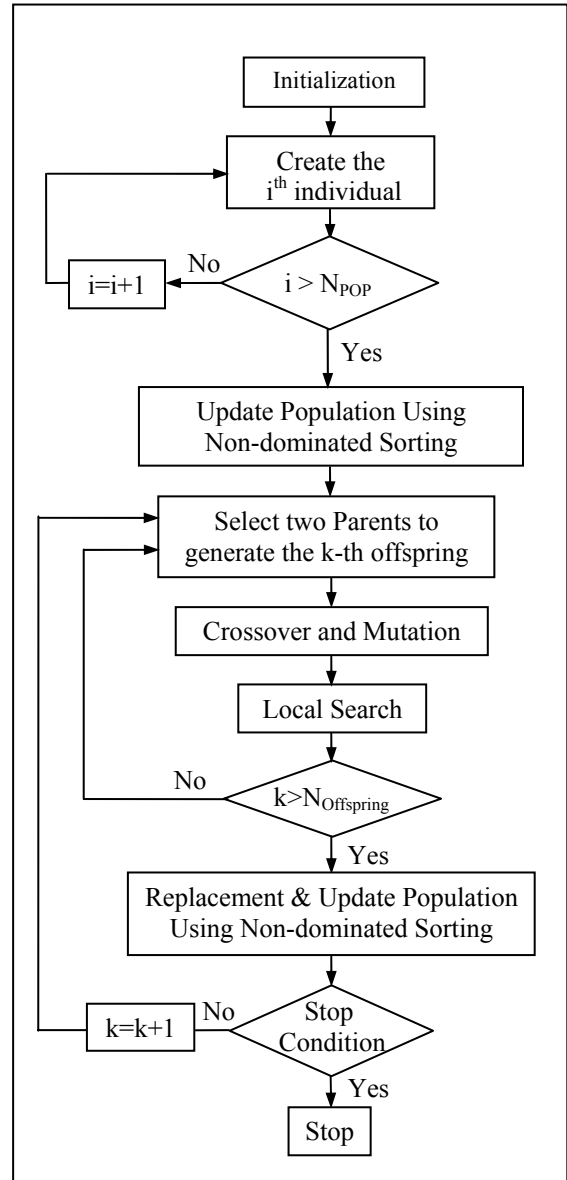
$$y_2 = \max(\%Os_p, \%Os_R) \quad (31)$$

در رابطه (۳۲)، $\%Os_p$ و $\%Os_R$ به‌ترتیب درصد فرجهش حلقه کنترل کانال‌های رول و پیچ هستند.

متغیرهای طراحی هر یک از زیرسیستم‌های سیستم کنترل وضعیت و بازه‌های جستجوی در نظر گرفته شده برای هر یک از آن‌ها در جدول ۱۱ و همچنین قیود طراحی در جدول ۱۲ نشان داده شده‌است.

نحوه استفاده از الگوریتم MARCOMA برای بهینه‌سازی پارامترهای طراحی سیستم کنترل وضعیت در شکل ۱۱ نشان داده شده‌است. برای محاسبه توابع هزینه متناظر با هر یک از نقاط فضای جستجو از یک کُد تحلیلی استفاده می‌شود. کُد تحلیلی وظیفه دریافت مقادیر پیشنهادی پارامترهای طراحی از الگوریتم بهینه‌سازی، مقاداردهی پارامترهای پیش‌فرض، بررسی ارضای قیود، محاسبه پارامترهای وابسته، اجرای شبیه‌سازی پرواز شش‌درجه‌آزادی و در نهایت محاسبه توابع هزینه را به‌عهده دارد. الگوریتم بهینه‌سازی با فراخوانی مکرر کُد تحلیلی قادر است طرح‌های بهینه پرتو که همه قیود را ارضا می‌کنند، بدست آورد.

برای محاسبه توابع هزینه از شبیه‌سازی پرواز شش‌درجه‌آزادی غیرخطی استفاده می‌شود. به این منظور از روابط (۱۴) و (۱۵) استفاده می‌شود. استفاده از شبیه‌سازی پرواز برای محاسبه توابع هزینه، امکان در نظر گرفتن اثر اشباع^{۲۸} سطوح کنترلی را نیز فراهم می‌کند. در این مقاله زاویه اشباع کانارد ۱۰ درجه در نظر گرفته شده‌است.

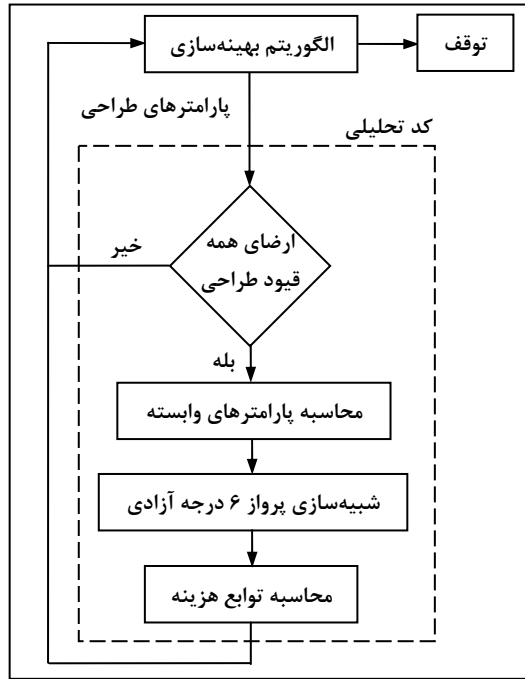


شکل ۱۰- الگوریتم MARCOMA

تعریف مسئله بهینه‌سازی سیستم کنترل وضعیت

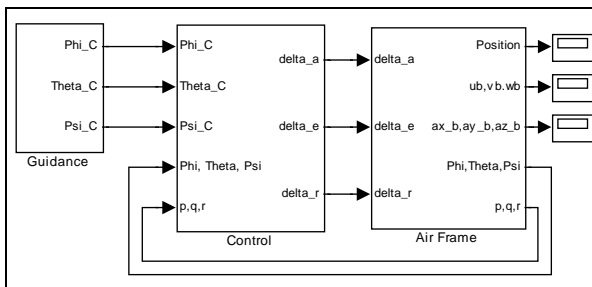
در این بخش مسئله طراحی سیستم کنترل وضعیت به‌صورت یک مسئله بهینه‌سازی تعریف می‌شود و سپس از الگوریتم بهینه‌سازی چندمنظوره MARCOMA برای رسیدن به طرح بهینه سیستم کنترل وضعیت استفاده خواهد شد. از آنجا که در مسائل بهینه‌سازی چندمنظوره نیاز به بهینه‌سازی همزمان چند تابع هدف وجود دارد، بنابراین استفاده از الگوریتم‌های چندمنظوره ضروری به‌نظر می‌رسد.

انتخاب صحیح توابع هدف، به تجربه طراح در طرح‌ریزی مسئله برمی‌گردد. با توجه به اینکه در وسیله پرنده موردنظر موتور باید در اولین فرصت پس از پرتاب عمودی و چرخش



شکل ۱۱- فرآیند محاسباتی کد تحلیلی و نحوه فراخوانی آن توسط الگوریتم بهینه‌سازی

در شکل ۱۲ نحوه پیاده‌سازی شبیه‌سازی پرواز شش‌درجه‌آزادی شامل بلوک‌های هدایت، کنترل و ایرفریم نشان داده شده‌است. در بلوک هدایت، فرامین ورودی سیستم کنترل وضعیت و در بلوک کنترل، حلقه‌های کنترل رول، پیچ و یاو و همچنین حلقه سرو شبیه‌سازی شده‌است. در بلوک ایرفریم معادلات حرکت شش‌درجه‌آزادی مبتنی بر کوآرنیون‌ها و همچنین نیروها و گشتاورهای ناشی از جاذبه، جت عکس‌عملی و نیز سیستم پرتاب سرد شبیه‌سازی شده‌است.



شکل ۱۲- مدل شبیه‌سازی شش‌درجه‌آزادی سیستم کنترل وضعیت در بالاترین سطح

نتایج بهینه‌سازی

در این بخش نتیجه بهینه‌سازی پارامترهای طراحی زیرسیستم‌های کنترل وضعیت، که توسط الگوریتم بهینه‌سازی

جدول ۱۱- متغیرهای طراحی و بازه جستجوی آن

زیرسیستم	بازه جستجو		متغیر طراحی
	حد پایین	حد بالا	
بالک‌های	۰.۱	۰.۲	$\bar{t}_{C_{max}}$
کنترلی	۰.۱	۰.۵	\bar{I}_{Hole}
	۰.۱	۰.۲	\bar{l}_{Hing}
مولد گاز	۵۰	۹۰	$P_{C_{out}}$
خارجی	۰.۱	۰.۱۵	l_{GG}
مولد گاز	۱۲	۲۵	$t_{b_{in}}$
داخلی	۹	۱۲	$P_{e_{in}}$
	۰.۰۳	۰.۰۶	$r_{GG_{in}}$
عملگرهای	۰.۰۵	۰.۴	\bar{l}_{TR}
کنترلی	۰.۱	۰.۲۵	t_{min}
حلقه‌های	۰.۴	۰.۶	C_1
کنترلی	۳	۴	C_2
	۴	۵	C_3

جدول ۱۲- قیود طراحی و محدودیت‌های آن

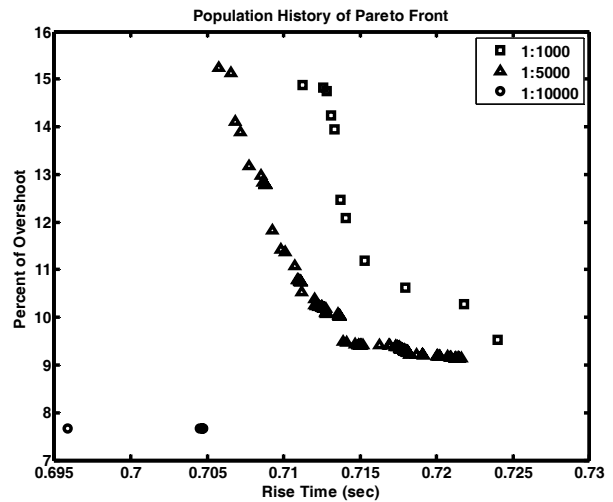
زیرسیستم	بازه جستجو		قیود سیستمی/کنترلی
	حد پایین	حد بالا	
	۱۸۰	۲۱۰	$I_{SP_{out}}$
مولد گاز	۱۰	۱۲	\dot{r}_{out}
خارجی	۰.۳	۰.۶	$\frac{\delta_{w_{out}}}{r_{out} - r_{GG_{in}}}$
	۲	-	$(A_{Port_{out}}/A_{t_{out}})$
مولد گاز	۴	۶	$l_{P_{in}}$
داخلی	۲۲۰	۲۵۰	$I_{SP_{in}}$
عملگرهای	-	۰.۳	$(D_{Piston}/D_{Caliber})$
	۱	۱۵	α_S
	۱	۱۰	α_R
حلقه‌های	۱	۱۰	α_P
کنترلی	۱۰	-	K_{v_s}
	۱۰	-	K_{a_R}
	۱۰	-	K_{a_P}

غیرخطی ارزیابی و با طراحی مبتنی بر سعی و خطا مقایسه شده‌است که نتایج آن در شکل‌های ۱۵ تا ۱۷ نشان داده شده‌است. فرامین اعمالی در بلوک هدایت شامل، فرمان رول ۵ درجه، پیچ ۴۵ درجه و یاو ۰ درجه می‌باشد. ملاحظه می‌شود که عملکرد طراحی بهینه از طراحی مبتنی بر سعی و خطا هم از نظر کمی و هم از نظر کیفی بهتر است. در خصوص افزایش درصد فراجش کانال پیچ لازم به‌ذکر است که تابع هزینه دوم بیشترین درصد فراجش در دو کانال پیچ و رول را کمینه می‌کند و در این مسئله درصد فراجش کانال رول بیشتر از کانال پیچ بوده و الگوریتم بهینه‌سازی آن را نسبت به طراحی مبتنی بر سعی و خطا کاهش داده‌است.

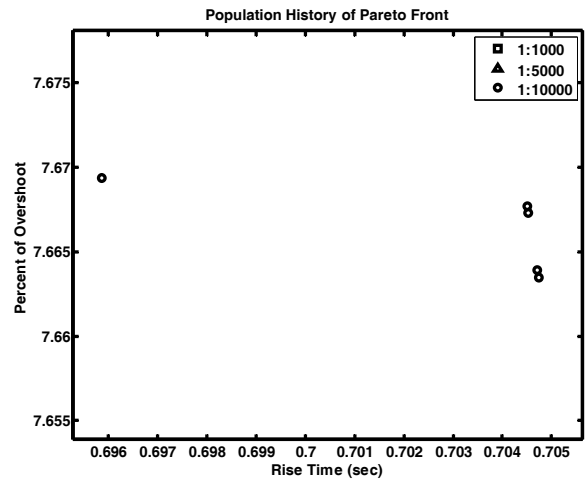
جدول ۱۳- مقایسه متغیرهای طراحی بدست‌آمده از بهینه‌سازی با طراحی مبتنی بر سعی و خطا [۹]

متغیر طراحی	طراحی مبتنی بر سعی و خطا	طراحی بهینه
$\bar{t}_{C_{max}}$	۰.۱	۰.۱۰۰۲
\bar{r}_{Hole}	۰.۲	۰.۴۵
\bar{t}_{Hing}	۰.۱	۰.۱۰۸۸
$P_{C_{in}}/P_{C_{out}}$	۰.۸۵۷	۰.۸
l_{GG}	۰.۱۳	۰.۱۴
$r_{GG_{in}}$	۰.۰۴	۰.۰۵۷۲
t_{bin}	۱۵	۱۷.۸۲
$P_{e_{in}}/P_{C_{in}}$	۰.۱۶۷	۰.۱۷۳۷۵
\bar{t}_{TR}	۰.۲	۰.۱۰۵۱
t_{min}	۰.۲	۰.۱۸۵۸
C_1	۰.۵	۰.۴۵
C_2	۴	۳.۹۸
C_3	۵	۴.۵

MARCOMA بدست آمده، ارائه شده و با نتایج طراحی مبتنی بر سعی و خطا [۸ و ۹] مقایسه شده‌است. روند تکامل جبهه پرتو پس از ۱۰۰۰، ۵۰۰۰ و ۱۰۰۰۰ بار فراخوانی کُد تحلیلی توسط الگوریتم بهینه‌سازی در شکل ۱۳ نشان داده شده‌است. همچنین نقطه نهایی انتخاب‌شده به‌عنوان نقطه طراحی، در تصویر بزرگ‌نمایی‌شده شکل ۱۴ نشان داده شده‌است

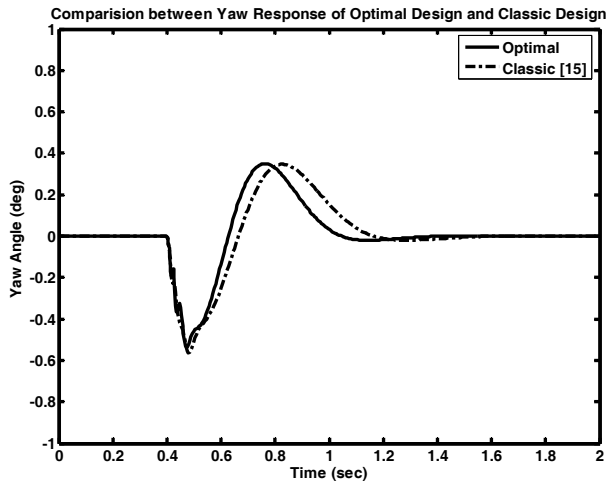


شکل ۱۳- نمودار تاریخچه تکامل جبهه پرتو



شکل ۱۴- نمودار بزرگ‌نمایی‌شده تاریخچه تکامل جبهه پرتو

متغیرهای طراحی بدست‌آمده توسط الگوریتم بهینه‌سازی و نیز توابع هزینه در جداول ۱۳ و ۱۴ آورده شده و با روش طراحی مبتنی بر سعی و خطا [۹] مقایسه شده‌است. همچنین عملکرد هر یک از حلقه‌های کنترلی طرح بدست‌آمده توسط الگوریتم بهینه‌سازی، با استفاده از شبیه‌سازی پرواز شش‌درجه‌آزادی



شکل ۱۷- تاریخچه زمانی تغییرات زاویه یاو در دو روش بهینه‌سازی و طراحی مبتنی بر سعی و خطا

با دقت در جدول ۱۴ مشاهده می‌شود که کاهش زمان برخاست حلقه‌های کنترلی منجر به افزایش پهنای باند سرو شده‌است که ناشی از در نظر گرفتن قید برای پهنای باند حلقه سرو است. در عمل محدودیت‌هایی در ساخت سروهای با پهنای باند زیاد وجود دارد. بنابراین در ادامه سعی بر این خواهد بود که این موضوع نیز مورد توجه قرار گیرد. به این منظور طرح‌ریزی مسئله بهینه‌سازی به گونه‌ای اصلاح می‌شود که مسئله تا حد ممکن از هر جهت بسته شده باشد.

بهینه‌سازی با سه تابع هزینه

همانطور که قبلاً نیز اشاره شد، زمان برخاست حلقه پیچ با پهنای باند نسبت معکوس دارد. بنابراین الگوریتم بهینه‌سازی به سمت افزایش پهنای باند حلقه‌های کنترلی و در نتیجه افزایش پهنای باند حلقه سرو حرکت خواهد کرد که در این خصوص محدودیت‌های تکنولوژیکی وجود دارد. به همین دلیل حداقل کردن پهنای باند حلقه سرو نیز ضروری است. به این منظور تابع هزینه سومی به توابع هزینه قبلی اضافه خواهد شد، تا مسئله بهینه‌سازی به شکل مناسب‌تری طرح‌ریزی شود. پس در گام بعدی توابع هزینه به صورت زیر تعریف می‌شوند.

$$y_1 = t_{Tp} \quad (32)$$

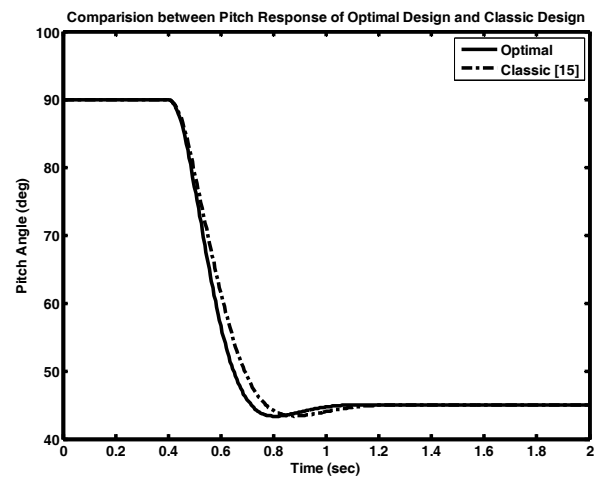
$$y_2 = \max(\%Os_p, \%Os_R) \quad (33)$$

$$y_3 = \omega_{BW_s} \quad (34)$$

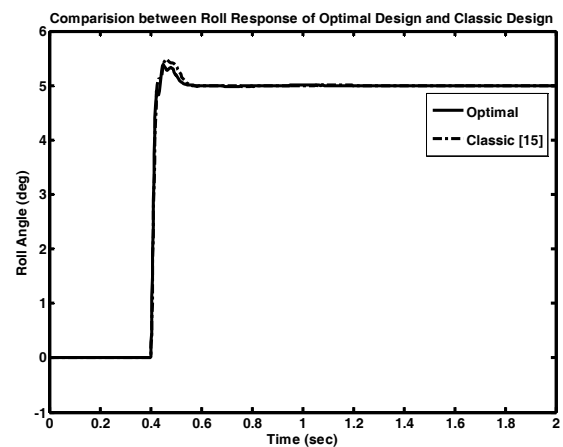
جبهه پرتو بدست‌آمده از بهینه‌سازی با سه تابع هزینه در شکل ۱۸ نشان داده شده‌است. مشاهده می‌شود که با توجه به سه بعدی بودن فضای عملکرد، انتخاب نقطه طراحی مناسب از بین مجموعه نقاط بهینه پرتو براحتی امکان‌پذیر نیست.

جدول ۱۴- مقایسه توابع هزینه طرح بدست‌آمده از بهینه‌سازی با طراحی مبتنی بر سعی و خطا [۹]

توابع هزینه	طراحی مبتنی بر سعی و خطا	طراحی بهینه
t_{Tp}	.	.
t_{Sp}	.	.
t_{Tr}	.	.
t_{Sr}	.	.
$\%Os_p$.	.
$\%Os_R$.	.
ω_{BW_s}	.	.



شکل ۱۵- تاریخچه زمانی تغییرات زاویه پیچ در دو روش بهینه‌سازی و طراحی مبتنی بر سعی و خطا



شکل ۱۶- تاریخچه زمانی تغییرات زاویه رول در دو روش بهینه‌سازی و طراحی مبتنی بر سعی و خطا

بهینه‌سازی، علاوه بر بهبود نسبی عملکرد سیستم، اطمینان از صحت بهینه‌گی طراحی مبتنی بر سعی و خطا را نیز نشان می‌دهد.

جدول ۱۶- مقایسه عملکرد طرح‌های بدست‌آمده از بهینه‌سازی با ۲ و ۳ تابع هزینه، با طراحی مبتنی بر سعی و خطا [۹]

نواع	طراحی مبتنی بر سعی و خطا	طراحی بهینه با ۲ تابع هزینه	طراحی بهینه
t_{Tp}	.	.	۰.۳۱۵۲
t_{Sp}	.	.	۰.۵۴۶۲
t_{Tr}	.	.	۰.۰۲۷۳
t_{Sr}	.	.	۰.۱۱۹۲
%Os _p	.	.	۳.۶۷
%Os _r	.	.	۹.۱۸
ω_{BWs}	.	.	۴۲۷

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله پس از ارائه تاریخچه‌ای از بکارگیری سیستم‌های کنترل با جت عکس‌عملی در وسایل پرنده چرخان و غیرچرخان، به طراحی اولیه و بهینه‌سازی سیستم کنترل وضعیت با جت عکس‌عملی پیوسته در یک وسیله پرنده تاکتیکی در فاز چرخش سریع اولیه پس از پرتاب عمودی پرداخته شد. به این منظور ابتدا با تفکیک پارامترهای هر یک از اجزای سیستم کنترل وضعیت به سه دسته پارامتر پیش‌فرض، طراحی و وابسته، الگویی از فرآیند طراحی سیستم کنترل وضعیت شامل روند و ترتیب محاسبات زیرسیستم‌ها ارائه شد. سپس از الگوریتم ممتیک تطبیقی چندمنظوره MARCOMA برای بهینه‌سازی طراحی سیستم کنترل وضعیت بر اساس نتایج شبیه‌سازی پرواز شش‌درجه‌آزادی غیرخطی استفاده شد. فرآیند بهینه‌سازی ابتدا با در نظر گرفتن زمان برخاست و درصد فراجش به‌عنوان توابع هزینه انجام شد و نشان داده شد که می‌توان به نتایج بهتری نسبت به روش طراحی سنتی مبتنی بر سعی و خطا دست یافت. در نهایت نشان داده شد که اگر پهنای باند حلقه سرو نیز به‌عنوان تابع هزینه سوم مسئله بهینه‌سازی در نظر گرفته شود، مسئله بهینه‌سازی از هر جهت بسته می‌شود و با مقادیر کمتر پهنای باند سرو نیز می‌توان به عملکرد بهتری نسبت به روش طراحی سنتی دست یافت.

بنابراین باید با کنار گذاشتن بخش‌هایی از جبهه پرتو که نامطلوب‌بودن آنها بدیهی است، تعداد نقاط را به‌حدی محدود کرد که انتخاب نقطه طراحی مناسب برای طراح تسهیل شود.

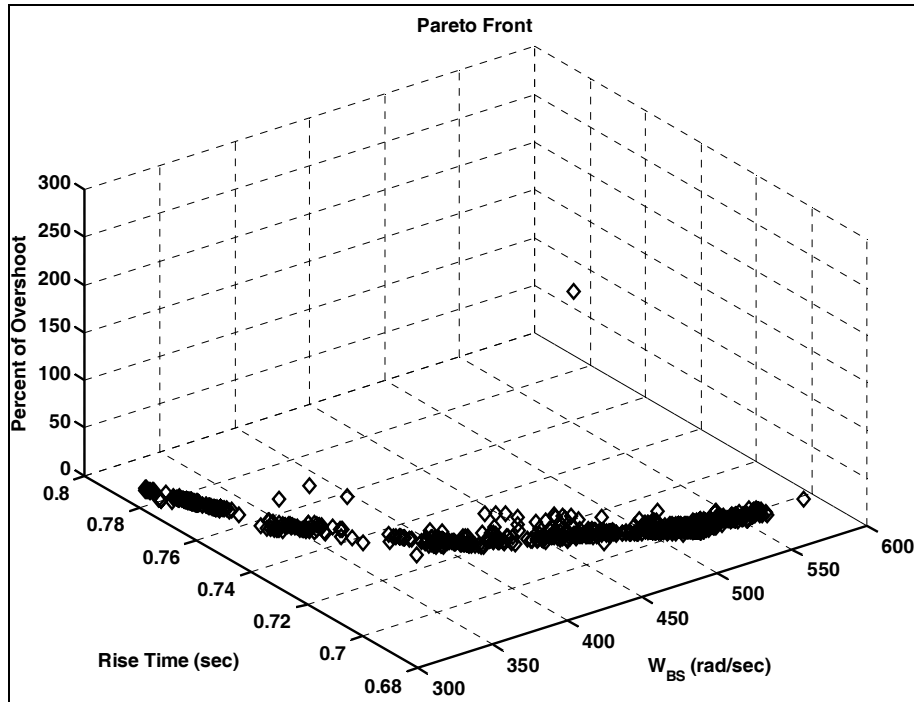
نمودار جبهه پرتو محدودشده به همراه نقطه طراحی انتخاب‌شده در شکل ۱۹ مشخص شده‌است. به‌منظور انتخاب آسانتر از بین نقاط شکل ۱۹، که همگی عملکرد نسبتاً مناسبی دارند، عملکرد کمی هر یک از این نقاط در جدول ۱۵ ارائه شده‌است. در این جدول نقطه طراحی نهایی انتخاب‌شده به‌صورت متمایز نشان داده شده‌است. همچنین طرح‌های بهینه‌شده با ۲ و ۳ تابع هزینه با طراحی مبتنی بر سعی و خطا مقایسه شده و نتایج آن در جدول ۱۶ آورده شده‌است.

با توجه به جدول ۱۶ مشاهده می‌شود که عملکرد طراحی بهینه‌شده با ۲ و ۳ تابع هزینه از طراحی مبتنی بر سعی و خطا بهتر است. ضمن اینکه اگرچه عملکرد طرح بهینه بدست‌آمده با استفاده از دو و سه تابع هزینه تفاوت چندانی با یکدیگر ندارد، ولی مشاهده می‌شود در حالتی که در تعریف مسئله بهینه‌سازی از سه تابع هزینه استفاده شده‌است، پهنای باند حلقه سرو ۴۶ رادیان بر ثانیه کاهش یافته‌است و نسبت به طراحی مبتنی بر سعی و خطا نیز کمتر شده‌است.

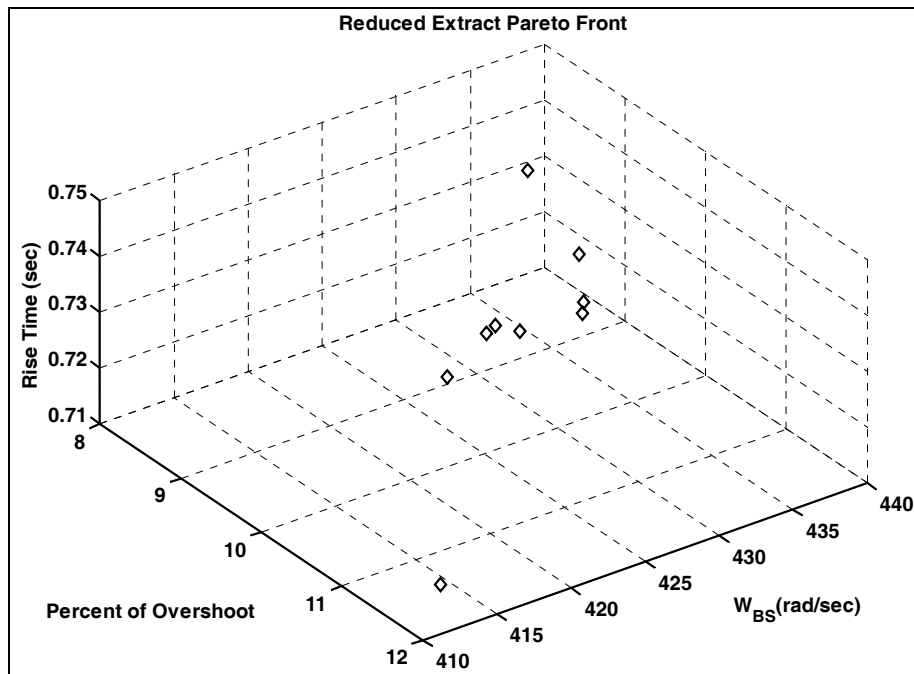
جدول ۱۵- نقاط طراحی انتخابی در بهینه‌سازی با سه تابع هزینه

پهنای باند حلقه سرو	ماکزیمم درصد فراجش	زمان برخاست حلقه پیچ
۴۱۲	۱۱.۸۵	۰.۳۱۷۹
۴۳۸	۸.۱۶	۰.۳۳۲
۴۳۸	۸.۸۵	۰.۳۱۵۲
۴۳۲	۹.۱۶	۰.۳۱۸۶
۴۳۹	۸.۶۱	۰.۳۲۰۵
۴۲۷	۹.۱۸	۰.۳۱۵۲
۴۳۰	۹.۱۲	۰.۳۱۹۶
۴۳۱	۹.۰۴	۰.۳۱۹۴
۴۳۷	۹.۰۲	۰.۳۱۵۸

نکته دیگر که باید به آن توجه کرد، این است که نزدیکی مقادیر عددی توابع هزینه طراحی بهینه و طراحی مبتنی بر سعی و خطا، نشان می‌دهد که طراحی مبتنی بر سعی و خطا نیز نسبتاً خوب انجام شده‌است. با این وجود، انجام



شکل ۱۸- جبهه پرتو بدست آمده در بهینه‌سازی با سه تابع هزینه



شکل ۱۹- جبهه پرتو محدودشده به همراه نقطه انتخاب شده به عنوان طرح نهایی

پی‌نوشت:

“Feedback Control For Slew Maneuver Using On-Off Thrusters”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Korea Aerospace Research Institute, Vol. 22, No. 6, p.p. 816-822, November-December 1999.

[5] Hall, R. A., Lowry, N.C. and Ghorbel, Fathi. “Three-Pulse Minimal Fuel Rotations of Axisymmetric Spacecraft Using Reaction Control Thrusters”, *IEEE American Control Conference*, p.p. 1128-1133, June 2003.

[6] Xin Yin, Young, Yang, Ming and Wang, Zicai.; “Research on Control Method for Lateral Thrust Based on Interceptor in Atmosphere”, *IMACS Multi-conference on Computational Engineering in Systems Applications (CESA)*, Control & Simulation Center, p.p. 713-716, October 2006.

[7] Ridgely, D. Brett, Drake, David, Triplett, Louis and Geise, Cory; “Dynamic Control Allocation of a Missile with Tails and Reaction Jets”, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, AIAA 2007-6671, p.p. 1-32, August 2007.

[۸] بندی‌کناری، حمید؛ "

پایان‌نامه کارشناسی‌ارشد،

استاد راهنما: دکتر هادی نوبهاری، استاد مشاور: دکتر علیرضا باصحبت نوین‌زاده، دانشکده هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، بهمن ۱۳۸۸.

[۹] نوبهاری، هادی؛ باصحبت نوین‌زاده، علیرضا؛ بندی‌کناری، حمید؛ "

مجله علمی و پژوهشی هوافضا؛

دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات؛ آذر ۱۳۸۹.

[۱۰] داود دارابی، "

پایان‌نامه کارشناسی‌ارشد،

استاد راهنما: دکتر هادی نوبهاری، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا، دی ۱۳۸۸.

[11] Lozano M., Herrera F., Krasnogor N., Molina D., “Real-Coded Memetic Algorithms with Crossover Hill-Climbing”, *Evolutionary Computation Volume 12*, Number 3, 2004.

[12] Molina D., Herrera F., and Lozano M., “Adaptive Local Search Parameters for Real-coded Memetic Algorithm”, *Proceeding of the 2005 IEEE congress on Evolutionary Computation*, p.p 888–895, 2005.

[13] Nobahari H., Darabi D., “A New Adaptive Real-coded Memetic Algorithm”, International Conference on Artificial Intelligence and Computational Intelligence, *IEEE Computer Society*, 2009.

[14] Pourtakdoust S. H., Nobahari H., “An Extension of Ant Colony System to Continuous Optimization Problems”, *Lecture Notes in Computer Science, Vol. 3172. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg Germany*, 294–301, 2004.

[15] Shannon Land M.W., “Evolutionary Algorithms

Reaction Jet Control
Strategic Defense Initiative
Intercontinental Ballistic Missile
Trajectory Tracking
Direct Fire Atmospheric Rocket
Memetic Algorithms
Adaptive Real-coded Memetic Algorithm
Steady-State Genetic Algorithm
Continuous Ant Colony System
Multi-objective Adaptive Real-Coded Memetic Algorithm
Hinge Moment
Skid to Turn
Negative Assortative Mating
Roulet Wheel
Diversity
Nun-uniform mutation
Replace Worst Strategy
Replacement
Ranking
Special Session of the IEEE Congress on Evolutionary Computation in 2005
Pareto Optimality
Non-dominated Sorting
Non-dominated Sorting Genetic Algorithm
Crowding Distance Assignment
Simple Multi-objective Particle Swarm Optimizer
Pareto Archive Evolution Strategy
Multi-Objective Genetic Algorithm2
Saturation

منابع و مراجع

[1] Champigny, P. and Lacau, R. G.; “Lateral Jet Control For Tactical Missiles”, *Missile Aerodynamics*, Presented at an AGARD Special Course, pp. 3.1-3.57, June 1994.

[2] Thurman, S. W. and Flashner, H.; “Robust Digital Autopilot Design for Spacecraft Equipped With Pulse-Operated Thrusters”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 19, No. 5, p.p. 1047-1055, September-October 1996.

[3] Lynch, K. M.; “Controllability of a Planar Body With Unilateral Thrusters”, *IEEE, Transactions on Automatic Control*, Vol. 44, No. 6, p.p. 1206-1211, June 1999.

[4] Hyochoong B., Youngwoong P. and Jungyoup H.;

May 2005.

[19] Srinivas, N. and Deb, K. "Multi-Objective Optimization Using Non-Dominated Sorting Genetic Algorithms, *Evolutionary Computation*, 2(3):221–248, 1995.

[20] Kalliamoy D., Agrawal S. and et al, "A Fast Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm for Multi-Objective Optimization NSGA-II", *KanGAL* Report No. 200001, 1999.

with Local Search for Combinational Optimization", PhD thesis, *Univ. California*, San Diego, 1998.

[16] Fernandes C., Rosa A., "A Study of Non-random Matching and Varying Population Size in Genetic Algorithm Using a Royal Road Function", *Proceeding of the 2001 congress on Evolutionary Computation*, 60–66, 2001.

[17] Sinha A., "Designing Efficient Genetic and Evolutionary Algorithm Hybrid", PhD thesis, *Indian Institute of Technology*, Kharagpur, 1999.

[18] Suganthan P.N., Hansen N., et al, "Problem definitions and evaluation criteria for the CEC 2005 Special Session on Real-Parameter Optimization", *Technical report*, *Nanyang Technological University*,