مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۴۰۰)
دوره‌ی ۳۷-۳، شماره‌ی ۲، ص. ۶۹-۷۹، (پژوهشی)

Original Article

بررسی کاربرد روش طراحی اصل‌محور در کاهش هم‌گیرایی و تکرارپذیری در فرایند طراحی مفهومی یک پهپاد رزمی

محمدعلی آشتیانی * **(دانشیار)**
فرید شاهمیری (استادیار)
علیرضا علی‌پور (دانشجوی دکتری)
مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر

یکی از چالش‌های مهم در فرایند طراحی هواپیما، هم‌گیرایی بین نیازمندی‌های گوناگون و ایجاد چرخه‌های تکرار در فرایند طراحی مفهومی هواپیماست. برطرف کردن این چالش موضوع محوری بسیاری از پژوهش‌های انجام شده در زمینه‌ی طراحی هواپیما (از جمله پژوهش پیش‌رو) بوده است. توسعه‌ی روش‌های گوناگون طراحی بهینه‌ی چندموضوعی از مهم‌ترین راهکارهایی است که معمولاً در این پژوهش‌ها به‌کار برده می‌شوند. در این پژوهش اما، با اتخاذ رویکردی جدید تلاش شده است از روش طراحی اصل‌محور به‌عنوان یک روش توانمند در شناسایی و کاهش هم‌گیرایی‌های بین نیازمندی‌های گوناگون یک محصول، برای کاهش هم‌گیرایی‌ها و در نتیجه کاهش شمار چرخه‌های تکرار در فرایند طراحی مفهومی یک هواپیما بهره گرفته شود. نتایج به دست آمده در این پژوهش بیانگر کارایی بالای این روش در کاهش هم‌گیرایی‌های بین نیازمندی‌های کارکردی تعریف شده برای هواپیما، کاهش تکرارپذیری و درنتیجه کاهش زمان فرایند طراحی هواپیماست.

واژگان کلیدی: طراحی مفهومی هواپیما، طراحی اصل‌محور، هم‌گیرایی، چرخه‌های تکرار در فرایند طراحی.

m_ashtian@mut.ac.ir
prof.shahmiri@gmail.com
ar.alipour@yahoo.com

۱. مقدمه

طراحی هواپیما، یک فرایند پیچیده و تکرارپذیر است که با شناسایی نیازهای مربوط به آن آغاز شده و با پیمودن یک سری گام‌های پی‌درپی که به تعیین ویژگی‌های کامل هواپیما می‌انجامد، به پایان می‌رسد.[۱] به‌طورکلی کمبود دانش و نبود دید جامع از محصول نهایی در آغاز فرایند طراحی از مهم‌ترین چالش‌های موجود در فرایند طراحی یک محصول به شمار می‌آید. تحقیقات نشان می‌دهد که تصمیمات گرفته شده در فاز طراحی مفهومی، بین ۷۰ تا ۸۰ درصد کل هزینه محصول در طول چرخه عمر را تعیین میکند و تصمیم‌گیری نادرست در این فاز، کاهش آزادی طراح در گام‌های بعدی طراحی را در پی خواهد داشت.[۲و۳] از سوی دیگر پیدایش نیازمندی‌های نوینی همچون کاهش تأثیر مخرب محصولات بر محیط زیست، رقابت‌پذیری در بازار، بازیافت‌پذیری[۴] و ...، افزایش پیچیدگی در فرایند طراحی هواپیماها و ناکارآمدی روش‌های رایج طراحی در مدیریت هم‌گیرایی[۱] بین نیازمندی‌های نوین و سنتی را به دنبال داشته است. از این رو در دو دهه‌ی گذشته پژوهش‌های فراوانی برای بهبود فرایند طراحی هواپیماها انجام گرفته است.[۵]

نخستین تحقیقات در زمینه‌ی بهبود روش‌های طراحی هواپیما از اوایل دهه ۱۹۹۰ میلادی انجام گرفت. برای نمونه، های در سال ۱۹۹۰ در مقاله‌یی به تشریح مشکلات پیش‌آمده در تجزیه و تحلیل، طراحی، مدل‌سازی ریاضی و مدیریت فرایند طراحی سیستم‌های پیچیده و راهکار حل آن‌ها پرداخته است. وی شمار زیاد موضوعات درگیر در طراحی یک هواپیما و لزوم تجزیه و تحلیل هریک از این موضوعات با عمق‌های گوناگون را به‌عنوان یکی از چالش‌های مطرح در فرایند طراحی بیان کرده و بر لزوم توجه به توسعه‌ی راهکارهای جدید برای دستیابی به یک پاسخ بهینه در همه موضوعات، تأکید می‌کند.[۶] در سال ۱۹۹۵ داوی نتایج پژوهش‌های خود در زمینه‌ی راهکارهای پیشرفته برای مدیریت همپوشانی بین موضوعات گوناگون در فرایند طراحی هواپیما را منتشر کرد. وی یک روش بهینه‌ی چندموضوعی[۲] را توسعه داده و کارایی آن برای انجام طراحی اولیه‌ی بال یک هواپیمای مافوق صوت را بررسی کرده است.[۷] در سال ۱۹۹۸ واکایاما به دلیل ماهیت پیچیده و هم‌گیرایی موجود در هواپیماهای با پیکربندی بال و بدنه‌ی یکپارچه، از روش طراحی بهینه‌ی چندموضوعی برای طراحی بال این نوع هواپیما بهره گرفته و تأثیر به‌کارگیری این روش در بهبود فرایند طراحی و کاهش پیچیدگی آن را ارزیابی کرده است.[۸] در سال ۲۰۱۶ یالین‌پان در زمینه‌ی به‌کارگیری روش طراحی بهینه‌ی چندموضوعی پژوهشی برای

* نویسنده مسئول
تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۱/۲۱، اصلاحیه ۱۴۰۰/۵/۳۱، پذیرش ۱۴۰۰/۶/۲۷.
DOI:10.24200/J40.2021.57755.1585

طراحی هواپیماهای با پیکربندی نوین انجام داده است. در این پژوهش بیان می‌شود که با بهره‌گیری از روش طراحی بهینه‌ی چندموضوعی می‌توان چالش‌های پیش رو در فرایند طراحی هواپیماهایی با پیکربندی نوین را کاهش داد.[۹] اسپالودا نیز در سال ۲۰۱۸ پژوهشی در زمینه‌ی طراحی بهینه‌ی چندموضوعی یک پهپاد رزمی رادارگریز انجام داده و ضمن توسعه‌ی ساختاری برای طراحی پهپادهای رزمی مبتنی بر روش طراحی بهینه‌ی چندموضوعی، تأثیر این روش در فرایند طراحی یک پهپاد رزمی بال و بدنه یکپارچه را ارزیابی کرده است.[۱۰] از سوی دیگر، در سال ۲۰۰۶ برندز مفهوم موتور طراحی و مهندسی[۳] را برمبنای روش طراحی بهینه‌ی چندموضوعی و روش طراحی شناخت‌محور،[۴] برای انجام خودکار چرخه‌های تکرار فرایند طراحی یک محصول را ارائه و طراحی یک هواپیمای بدون سرنشین بال و بدنه یکپارچه با این روش را انجام داده است.[۱۱] روکا نیز بین سال‌های ۲۰۰۷ تا ۲۰۱۱ پژوهشی در زمینه‌ی روش طراحی شناخت محور و تأثیر به‌کارگیری آن در فرایند طراحی هواپیماهای آینده انجام داده است. وی هم‌گیرایی شدید بین موضوعات گوناگون در فرایند طراحی هواپیما را مهم‌ترین چالش روش‌های طراحی بهینه‌ی چندموضوعی دانسته و بیان می‌کند که کاهش هم‌گیرایی بین نیازمندی‌های کارکردی تعریف شده برای هواپیما در افزایش کارایی روش طراحی بهینه‌ی چندموضوعی تأثیر چشمگیری خواهد داشت. از نظر وی عدم دسترسی به ابزارهای تحلیلی و شبیه‌سازی مناسب، وجود چرخه‌های تکرار در فرایند طراحی و نبود سازوکار درست برای انجام خودکار آن‌ها، افزایش پیچیدگی در محیط‌های طراحی و هم‌گیرایی زیاد بین نیازمندی‌ها و پارامترهای طراحی تعریف شده از مهم‌ترین چالش‌های پیش روی روش طراحی بهینه‌ی چندموضوعی به شمار می‌آید.[۳و۱۲]

یکی دیگر از روش‌های مطرح برای بهبود فرایند طراحی یک محصول روش طراحی اصل‌محور[۵] است. از دیدگاه این روش زمانی که در یک طراحی موضوعات گوناگون کمترین وابستگی یا هم‌گیرایی را داشته باشند و میزان اطلاعات موجود در طراحی انجام گرفته کمینه باشد، طراحی انجام گرفته یک طراحی بهینه خواهد بود. کاهش زمان، هزینه و تکرارپذیری در فرایند طراحی از جمله مزایای به‌کارگیری این روش به شمار می‌آید.[۱۳] این روش در ابتدا بیشتر در فرایند طراحی جزئیات یک محصول به کار برده می‌شد، اما با گذشت زمان و اثبات کارایی این روش در فرایند طراحی مفهومی، تحقیقات گسترده‌یی در زمینه‌ی به‌کارگیری این روش در فرایند طراحی مفهومی محصولات گوناگون (ساختمان، محصولات سازگار با محیط زیست، سیستم‌های تولیدی و ...) انجام پذیرفته است.

هرچند در سال‌های گذشته نظراتی درباره‌ی احتمال مؤثر بودن این روش در کاهش پیچیدگی فرایند طراحی یک هواپیما بیان شده است،[۱۴] اما تاکنون بررسی جامع و عملی در این زمینه ارائه نشده است. از این رو نوآوری اصلی این پژوهش به‌کارگیری روش طراحی اصل‌محور در فرایند طراحی مفهومی یک هواپیما برمبنای روش پیشنهادی راسکم و بررسی تأثیر آن بر کاهش هم‌گیرایی‌ها و چرخه‌های تکرار در این روش است. ایده‌یی که در صورت اثبات کارایی آن در شناسایی و مدیریت هم‌گیرایی‌ها و چرخه‌های تکرار موجود در فرایند طراحی، می‌تواند منجر به ارائه‌ی سیکل طراحی بهینه‌تری (از دیدگاه شمار چرخه‌های تکرار و تعداد گام‌های طراحی) نسبت به سیکل پیشنهادی راسکم شود. بر همین اساس در این مقاله کوشیده‌ایم تا فرایند اندازه کردن عملکرد و تخمین مساحت بال و اندازه‌ی تراست یک پهپاد رزمی(به‌عنوان نمونه‌ی مطالعاتی) با روش پیشنهادی در این مقاله انجام و نتایج آن به دقت ارزیابی شود.

نکته‌ی مهم دیگری که باید به آن توجه داشت این است که روش طراحی اصل‌محور یک روش جامع است که در چهار فضای گوناگون (فضای مشتری، فضای عملکردی، فضای پارامتری و فضای فرایندی) انجام می‌شود. انجام فرایند طراحی طبق این روش نیازمندی ارتباط تنگاتنگ بین هر چهار فضا خواهد بود. در این پژوهش برای سادگی و کاهش حجم فرایند طراحی، تنها بین فضاهای مشتری، فضاهای عملکردی و فضاهای پارامتری انجام پذیرفته است. در همین راستا در بخش دوم این مقاله جایگاه روش طراحی اصل‌محور در فرایند طراحی مفهومی هواپیما بیان شده است. در بخش سوم و چهارم نیز به ترتیب به بیان یک نمونه‌ی مطالعاتی مناسب و به‌کارگیری روش بیان شده برای آن پرداخته شده است. همچنین در بخش پنجم نتایج حاصل از این پژوهش به‌طور خلاصه بیان شده است.

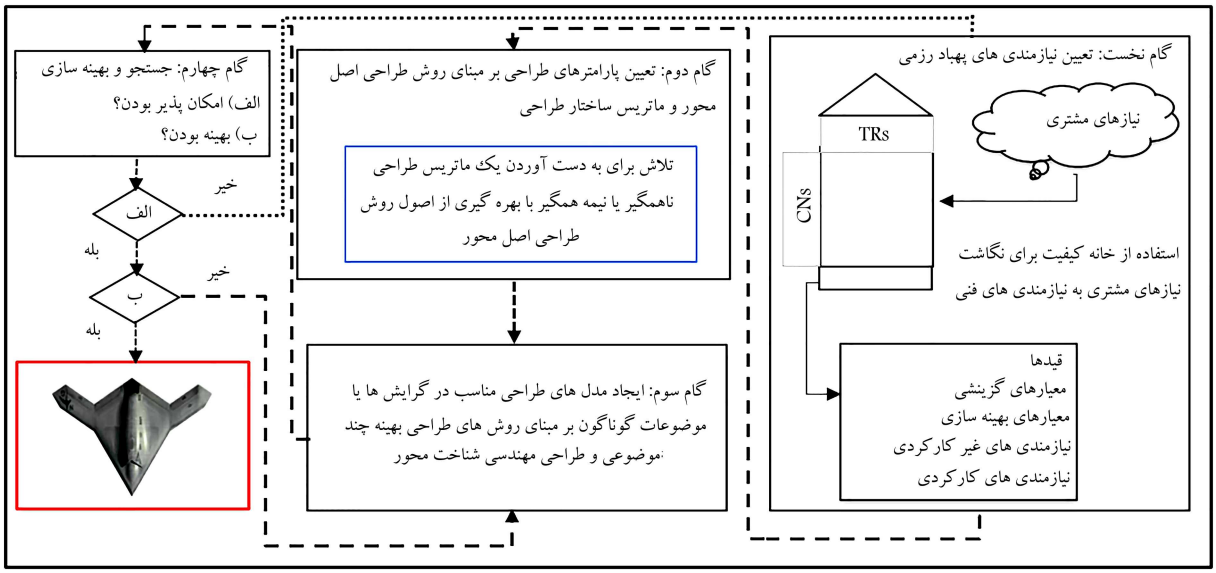
۲. جایگاه روش طراحی اصل‌محور در فرایند طراحی مفهومی هواپیما

چنان که گفته شد، در سال‌های گذشته، با پیدایش نیازمندی‌های نوین، روش‌های رایج طراحی هواپیماها با چالش‌هایی در زمینه‌ی برآورده کردن متوازن نیازمندی‌های نوین و سنتی روبرو شدند. از این‌رو پژوهش‌های زیادی برای بهینه‌سازی فرایند طراحی انجام پذیرفته است که نتیجه آن‌ها توسعه‌ی روش‌ها، ابزارها و نرم‌افزارهایی در این زمینه بوده است.[۱۵] در این بین روش‌های طراحی بهینه‌ی چندموضوعی و روش طراحی شناخت‌محور از مهم‌ترین این راهکارها به شمار می‌روند.

روش طراحی بهینه‌ی چندموضوعی روشی است که برای طراحی سیستم‌های مهندسی پیچیده که دارای زیرسامانه‌های فراوانی هستند به کار گرفته می‌شود. بهره‌گیری از این روش در کاهش هزینه طراحی و هزینه‌ی کارکرد هواپیما کارساز خواهد بود.[۱۶] همچنین برآورده کردن هم‌تراز نیازمندی‌های گسترده‌ی یک محصول پیچیده در موضوعات گوناگون از دیگر ویژگی‌ها و کاربردهای این روش به شمار می‌رود.[۱۷] بررسی‌های انجام شده نشان می‌دهد که به‌کارگیری این روش می‌تواند در بهبود فرایند طراحی هواپیماهای با پیکربندی نوین مفید باشند.[۳] اهمیت بالای برآورده کردن بهینه و هم‌تراز نیازمندی‌های این دسته از هواپیماها در موضوعات گوناگون همچون سازه، پنهان‌کاری و آیرودینامیک، سبب افزایش کاربرد آن در فرایند طراحی هواپیما شده است.[۱۸]

با افزایش کاربرد این روش، چالش‌هایی در زمینه‌ی به‌کارگیری آن در فرایند طراحی نمایان شد که در ابتدا، نبود ابزارهای تحلیلی و شبیه‌سازی مناسب، مهمترین آن‌ها به شمار می‌رفت. اما گذشت زمان و پیشرفت‌های گسترده در این زمینه و افزایش سرعت و کیفیت رایانه‌ها نشان داد که وجود چرخه‌های تکرار در فرایند طراحی و نبود سازوکار درست برای انجام خودکار آن‌ها بیشترین تأثیر را در ناکارآمدی این روش خواهد داشت.[۱۴] از همین‌رو، بهره‌گیری از راهکارهایی برای انباشت دانش و داده‌هایی که بارها در فرایند طراحی مفهومی یک محصول به‌کار گرفته می‌شوند و خودکارسازی بخش‌هایی از فرایند طراحی که دارای چرخه تکرار هستند، می‌تواند در افزایش کارایی روش طراحی بهینه‌ی چندموضوعی، کارساز باشد.[۱۹]

بنابراین در سال‌های گذشته روش مهندسی شناخت‌محور با هدف انجام خودکار چرخه‌های تکرار در فرایند طراحی توسعه داده شده است.[۲۰] این نگرش پایه‌های روش مهندسی شناخت‌محور را پی‌ریزی می‌کند.[۲۱] با بهره‌گیری از این روش که مبتنی بر ایده‌ی استفاده از دانش و ابزارهایی که در زمان‌های گذشته طراحی و ساخته شده‌اند، است، طراح زمان کمتری را برای انجام فرایندهای تکراری می‌گذارد. این کار او را در نوآوری در فرایند طراحی محصول تواناتر می‌سازد. بر این اساس تاکنون نرم‌افزارهای گوناگونی همچون سامانه بهینه‌سازی پرواز ناسا،[۶] روش چندموضوعی



شکل ۱. جایگاه روش طراحی اصل‌محور در فرایند طراحی پهپاد رزمی.

یکپارچه‌ی طراحی مفهومی و بهینه‌سازی هواپیما،[۷] ساختار ایگیل[۸][۲۲] و موتور طراحی و مهندسی[۹][۱۴] گسترش یافته است. به‌کارگیری این محیط‌ها یا نرم‌افزارها در فرایند طراحی، انجام خودکار گام‌های تکراری و غیر نوآورانه، افزایش سرعت طراحی و افزایش توان نوآوری طراح را در پی خواهد داشت.[۱۹] با این وجود این روش نیز با چالش‌هایی چون افزایش پیچیدگی در محیط‌های طراحی[۱۲] و هم‌گیرایی زیاد بین نیازمندی‌ها و پارامترهای طراحی تعریف شده در گام‌های نخست طراحی[۳] روبرو است.

برای برطرف کردن این چالش‌ها و تعریف درست و ناهمگیر یا نیمه‌همگیر نیازمندی‌ها و پارامترهای طراحی در گام‌های نخست طراحی، می‌توان از روش طراحی اصل‌محور بهره گرفت. این روش کاربرد زیادی در طراحی محصولات پیچیده دارد.

برمبنای این روش با گسترش پایه‌های نظری طراحی یک محصول، می‌توان در زمان کمتر و با هزینه پایین‌تر، محصول بهتری پدید آورد.[۲۳] توجه به فرایند طراحی به‌صورت نگاشت از «چه چیزی را باید به دست آورد؟» به «چگونه باید به دست آورد؟» از میان چهار دامنه‌ی نیازهای مشتری،[۱۰] نیازهای کارکردی،[۱۱] پارامترهای طراحی[۱۲] و متغیرهای فرایندی[۱۳] از مهم‌ترین ویژگی‌های این روش به شمار می‌آید.[۲۴]

این روش بیان می‌کند که: «اصل‌هایی وجود دارند که بر طراحی حاکم‌اند». این اصل‌ها عبارت‌اند از:[۲۵]

۱. اصل استقلال: مستقل بودن نیازمندی‌های کارکردی؛

۲. اصل اطلاعات: کمینه‌سازی اندازه اطلاعات طراحی.

به‌کارگیری این روش و کوشش برای برآورده کردن اصل‌های ۱ (اصل استقلال) و ۲ (اصل اطلاعات) آن می‌تواند در کاهش هم‌گیرایی بین نیازمندی‌ها و پارامترهای طراحی تعریف شده و همچنین کاهش پیچیدگی محیط طراحی کارساز باشد.

از آن‌جا که اصل ۱ دروش طراحی اصل‌محور پیوند تنگاتنگی با نگرش طراحی پیمانه‌یی[۱۴] دارد، می‌توان از روش ماتریس ساختار طراحی که از ابزارهای توانمند در دستیابی به یک طرح پیمانه‌یی است،[۱۵] برای رسیدن به یک ماتریس طراحی ناهم‌گیر یا نیمه‌هم‌گیر و افزایش کارایی روش طراحی اصل‌محور، بهره گرفت.[۲۶و۲۷]

همچنین برای نگاشت درست نیازمندی‌های بیان شده از سوی مشتری به نیازمندی‌های تکنیکی مناسب در راستای آغاز فرایند طراحی مفهومی و دستیابی به طرح پیمانه‌یی می‌توان از روش گسترش تابع کیفیت در آغاز فرایند طراحی استفاده کرد. بر پایه‌ی مطالب بیان شده، الگوریتم پیشنهادی برای انجام فرایند طراحی پهپادهای رزمی پنهان‌کار چنین بیان می‌شود (شکل ۱):

۱. در گام نخست خواسته‌های مشتری به نیازمندی‌های فنی تجزیه شده و با به‌کارگیری روش گسترش تابع کیفیت، اهمیت هر یک از نیازمندی‌ها، چگونگی تأثیر آن‌ها بر یکدیگر و شرایط محصولات مشابه تعیین می‌شود؛[۲۳]

۲. در گام دوم پیش از آغاز فرایند طراحی، از روش طراحی اصل محور و ماتریس ساختار طراحی برای بیان پارامترهای طراحی درست استفاده می‌شود. این کار در انجام بهتر فرایند طراحی به کمک روش مهندسی شناخت‌محور کارساز خواهد بود؛

۳. در گام سوم نیز با بهره‌گیری از پارامترهای طراحی بیان شده در گام دوم، نمونه‌یی از محصول در حال طراحی برمبنای معیارهای روش طراحی بهینه‌ی چندموضوعی و روش مهندس شناخت‌محور ساخته می‌شود؛

۴. در این گام امکان‌پذیری و بهینه بودن پاسخ‌های به دست آمده ارزیابی و در صورت نیاز فرایند طراحی تکرار می‌شود.

۳. نمونه‌ی مطالعاتی

هواپیماهای بدون سرنشین رزمی گونه‌یی از پهپادها هستند که از آغاز چرخه عمر، برای انجام کارکردهای نظامی طراحی شده‌اند.[۵] چالاکی، توانایی پرواز در سرعت‌های نزدیک به سرعت صوت، بمباران اهداف ایستای زمینی و انجام رزم‌های هوایی از کارکردهای آن‌ها به شمار می‌آید. این پهپادها باید بتوانند تا اندازه زیادی به اهداف خود نزدیک شده که این کار نیازمند پنهان شدن پهپاد از دید رادارهای دشمن خواهد بود. در همین راستا در سال‌های گذشته پیکربندی بال و بدنه یکپارچه که در آن

بخش‌های گوناگون هواپیما با یکدیگر یکپارچه شده‌اند، برای این‌گونه از پهپادها مطرح شده است.[۶]

کاهش سطح مقطع راداری، تولید بخشی از نیروی برآ توسط بدنه، کاهش اندازه‌ی پسا و افزایش بازده‌ی پیکربندی به دلیل حذف دم از مهم‌ترین ویژگی‌های این پیکربندی است.[۷و۸]

از سوی دیگر رفتارهای آیرودینامیکی غیرخطی توده‌های هوای پیرامون بدنه این پهپادها، نبود یا کمبود داده‌های آماری در زمینه‌ی پیکربندی بال و بدنه یکپارچه، وابستگی زیاد بخش‌های گوناگون این پیکربندی به یکدیگر، از چالش‌های این پیکربندی به شمار آمده و سبب پیچیدگی فرایند طراحی آن‌ها شده است.[۷] از همین رو این محصول می‌تواند نمونه‌ی مناسبی برای به‌کارگیری الگوریتم پیشنهادی و ارزیابی تأثیر روش طراحی اصل‌محور در بهبود فرایند طراحی مفهومی باشد. همچنین لازم به ذکر است که هدف این پژوهش طراحی کامل یک پهپاد رزمی پیشرفته به‌صورت دقیق و جزئی نبوده، بلکه هدف اصلی آن بررسی تأثیر به‌کارگیری روش طراحی اصل محور در فرایند طراحی یک هواپیماست. از همین رو برای ساده شدن ارزیابی نتایج پژوهش، روش طراحی پیشنهادی راسکم و گام‌های بیان شده در آن به‌عنوان مبنای طراحی در نظر گرفته شده است. سپس با اضافه کردن اصول و ابزارهای موجود در روش طراحی اصل‌محور در فرایند طراحی یک پهپاد رزمی (به‌عنوان یک نمونه اطلاعاتی) تأثیر استفاده از این روش بر سیکل طراحی پیشنهادی راسکم (میزان هم‌گیرایی‌ها و چرخه‌های تکرار) ارزیابی شده است. لازم به ذکر است که انتخاب پهپاد رزمی به‌عنوان نمونه مطالعاتی صرفاً به دلیل وجود نیازمندی‌های متنوع و گوناگون و افزایش هم‌گیرایی‌ها در فرایند طراحی این وسیله بوده که سبب آشکار شدن بهتر تأثیر روش طراحی اصل‌محور در فرایند طراحی می‌شود. بدیهی است طراحی دقیق یک پهپاد رزمی پیشرفته، مستلزم تشکیل تیم‌های قوی در گرایش‌های گوناگون و انجام یک کارگروهی جامع و دقیق و در نظر گرفتن همه‌ی معیارهای لازم در فرایند طراحی (همچون قابلیت اطمینان، عدم قطعیت، میزان هزینه و زمان فرایند طراحی، هزینه تمام شده محصول و ...) خواهد بود. در همین راستا و بر پایه‌ی راهکار بیان شده در شکل ۱، گام‌های لازم برای طراحی پهپاد رزمی عبارت است از:

گام ۱. بیان نیازمندی‌ها

در حال حاضر با توجه به فناوری‌های در دسترس، پنهان‌کاری و مانورپذیری مناسب برای بمباران اهداف زمینی از مهم‌ترین نیازمندی‌های بیان شده برای پهپادهای رزمی به شمار می‌آیند. بنابراین پهپادهای رزمی باید دارای ویژگی‌های کارکردی مشابه ویژگی‌های بمب افکن‌ها و جنگنده‌ها باشند.[۲۸] از این‌رو می‌توان نیازمندی‌های پهپادهای رزمی را به صورت زیر برشمرد:

- سقف پروازی پهپاد حدود ۱۲۰۰۰ متر باشد؛[۲۹]
- سرعت حرکت سیر هواپیما ۰٫۹ ماخ (۲۱۰۰ مایل دریایی) باشد؛[۲۹]
- پهپاد باید در مدت ۸ دقیقه، با بیشترین وزن برخاست به ارتفاع ۱۲۰۰۰ متری برسد (نرخ اوج‌گیری ۲۵ متر بر ثانیه)؛[۳۰]
- طول باند نشست و برخاست پهپاد در سطح دریا کمتر از ۷۰۰ متر باشد؛
- پهپاد دارای عملکردی نزدیک به عملکرد هواپیمای $F-5$ داشته باشد؛[۲۸]
- برد پهپاد حدود ۲۱۰۰ مایل دریایی باشد، همچنین پهپاد توانایی سوخت‌گیری هوایی را نیز داشته باشد؛[۲۹]
- هزینه پهپاد در طول چرخه عمر خود پایین باشد؛[۳۱]
- پهپاد رزمی دارای توانمندی پنهان‌کاری بالایی باشد؛[۳۲]
- پهپاد باید دارای مانورپذیری بین یک بمب‌افکن و جنگنده باشد؛[۲۸]
- پهپاد باید عملکرد آیرودینامیکی مناسبی در ناحیه گذرصوتی داشته باشد و دارای نسبت برآ به پسای بالایی باشد؛[۱۸]
- وزن سازه پهپاد باید تا حد امکان پایین باشد؛[۱۸]
- پهپاد تعادل‌پذیری، کنترل‌پذیری و پایداری مناسب[۳۲و۳۳] در تمامی مراحل پروازی به‌صورت خودکار داشته باشد؛[۳۱]
- عدم استفاده از پیکربندی دم افقی و عمودی برای افزایش پنهان‌کاری هواپیما؛
- پهپاد باید قابلیت اطمینان و ایمنی مناسبی داشته باشد.

این نیازمندی‌ها بیان‌گر خواسته‌هایی است که از سوی مشتری بیان می‌شود. از آن‌جا که این خواسته‌ها بسیار کلی و مبهم‌اند، نمی‌توانند معیاری برای آغاز فرایند طراحی باشند. بنابراین طراح باید نیازمندی‌های فنی متناظر با این خواسته‌ها را شناسایی و با تعیین نوع، اولویت و چگونگی پیوند آن‌ها با یکدیگر، فرایند طراحی را آغاز کند. در این نوشته از روش گسترش تابع کیفیت برای نگاشت خواسته‌های مشتری به نیازمندی‌های فنی و تعیین اهمیت هر یک از آن‌ها بهره گرفته شده است. در جدول ۱، خواسته‌های مشتری، میزان اهمیت هر یک از آن‌ها و نیازمندی‌های فنی متناظر با آن‌ها در سه گروه نیازمندی‌های کارکردی، نیازمندی‌های غیرکارکردی[۱۶] و قیدها[۱۷] بیان شده است.[۳۴]

گام ۲. بهره‌گیری از روش طراحی اصل‌محور

پس از به دست آوردن نیازمندی‌های کارکردی و دیگر انواع نیازمندی‌های فنی با کمک روش گسترش تابع کیفیت، می‌توان فرایند طراحی پهپاد را با بهره‌گیری از روش طرحی اصل‌محور آغاز کرد. از این رو نیازمندی‌های کارکردی و پارامترهای طراحی متناظر با آن‌ها و همچنین ماتریس طراحی لایه‌ی نخست (شکل ۲) چنین بیان

جدول ۱. بیان انواع نیازمندی‌های فنی وابسته به پهپاد در حال طراحی.

قیدها
۱. پهپاد دارای پیکربندی بدون دم باشد (۹).
۲. توانایی جابه‌جایی ۲۰۰۰ کیلوگرم بمب را داشته باشد (۶).
۳. پهپاد توانایی ۳۰ دقیقه گشت زنی را داشته باشد (۸).
نیازمندی‌های غیر کارکردی
۱. هزینه‌ی پهپاد در طول چرخه‌ی عمر پایین باشد(۹).
۲. وزن سازه پهپاد کم باشد(۸).
۳. پهپاد قابلیت اطمینان و ایمنی مناسبی داشته باشد (۹).
خواسته‌های مشتری
۱. پهپاد عملکردی شبیه F5 داشته باشد (۸)
۲. آسیب‌ناپذیری در برابر پدافند هوایی دشمن (۹)
۳. تعادل، کنترل‌پذیری و پایداری مناسب هواپیما (۸)
۴. پهپاد دارای عملکرد آیرودینامیکی مناسب بادش (۹)
نیازمندی‌های کارکردی متناظر با خواسته‌های مشتری
۱. داشتن ویژگی‌های کارکردی مناسب با توجه به ماموریت
۲. بهره‌گیری از فناوری پنهان‌کاری در پهپاد
۳. برآورده شدن مشخصه‌های خوشدستی طبق استانداردها
۴. بهینه کردن ویژگی‌های آیرودینامیکی پهپاد

	DP۱	DP۲	DP۳	DP۴
FR۱	■	x	x	x
FR۲	o	■	x	x
FR۳	x	x	■	x
FR۴	x	x	x	■

شکل ۲. ماتریس طراحی در لایه‌ی نخست طراح.

می‌شود:

FR_1: داشتن ویژگی‌های کارکردی مناسب با توجه به ماموریت مورد انتظار از پهپاد؛

FR_2: بهره‌گیری از فنّاوری پنهان‌کاری در پهپاد؛

FR_3: برآورده شدن مشخصه‌های خوش‌دستی بر اساس استانداردها؛

FR_4: بهینه‌سازی ویژگی‌های آیرودینامیکی پهپاد؛

DP_1: برآورد وزن $C_{L_{max}}$ و W/S و T/W برای برآورده شدن ویژگی‌های کارکردی پهپاد؛[۲۸]

DP_2: کوشش برای کاهش سطح مقطع راداری پیکربندی هواپیما؛[۱۸]

DP_3: بهره‌گیری از استاندارد MIL − F − ۸۷۸۵C برای برآورده شدن مشخصه‌های خوش‌دستی؛[۳۵]

DP_4: کوشش برای کاهش ضریب پسا و افزایش نسبت L/D[۱۸] و قیدها.[۳۴]

همان‌گونه که در ماتریس طراحی وابسته به لایه‌ی نخست نشان داده شده است؛ بین همه نیازمندی‌های کارکردی بیان شده در لایه‌ی نخست طراحی، هم‌گیرایی وجود دارد. این هم‌گیرایی‌ها وابسته به ماهیت هواپیما و نیازمندی‌های بیان شده برای آن بوده و از بین بردن آن‌ها در لایه‌ی نخست طراحی با به‌کارگیری اصل‌های روش طراحی اصل‌محور امکان‌پذیر نخواهد بود.

در گام بعد طراح باید نیازمندی‌های کارکردی و پارامترهای طراحی متناظر با آن‌ها در لایه‌ی نخست را به نیازمندی‌های کارکردی جزئی‌تر تجزیه کرده و اصل‌های روش طراحی اصل‌محور در لایه‌های پایین‌تر طراحی را برآورده کند. تیت در پژوهشی راهکارهایی برای تجزیه نیازمندی‌های کارکردی اصلی به نیازمندی‌های کارکردی جزئی‌تر بیان کرده است[۳۶] که در این مقاله از آن‌ها استفاده شده است. در این بخش فرایند تجزیه FR۱ − DP۱ بیان شده است. دیگر نیازمندی‌ها نیز با استفاده از این رویکرد قابل تجزیه خواهند بود. از دیدگاه تیت، همه نیازمندی‌های کارکردی تعریف شده در یک لایه به‌عنوان یک گره از یک درخت طراحی در نظر گرفته می‌شوند که به دو دسته مجزا به نام‌های شاخ و برگ تقسیم می‌شوند. اگر کارکرد یا هدف یک نیازمندی کارکردی با کارکرد یا هدف کلی محصول در حال طراحی یا نیازمندی کارکردی اصلی متفاوت باشد، آن نیازمندی کارکردی به‌عنوان برگ تعریف شده و نیاز به تجزیه به نیازمندی‌های جزئی‌تر نیست. اما چنانچه کارکرد و هدف آن نیازمندی کارکردی با کارکرد و هدف محصول یا نیازمندی کارکردی اصلی منطبق باشد باید به نیازمندی‌های کارکردی جزئی‌تری تجزیه شود. در این صورت به آن نیازمندی کارکردی یک شاخه گفته می‌شود. بنابراین می‌توان نیازمندی کارکردی و پارامتر طراحی FR۱ − DP۱ را چنین تجزیه کرد:

FR۱: برآورده شدن ویژگی‌های عملکردی پهپاد متناسب با ماموریت‌های خواسته شده از آن؛

FR۱/۱: تخمین وزن اولیه‌ی هواپیما؛

FR۱/۱/۱: تخمین وزن برخاست هواپیما؛

FR۱/۱/۱/۱: تعیین وزن بار قابل حمل توسط هواپیما؛

FR۱/۱/۱/۲: محاسبه‌ی وزن خالی بدنه هواپیما؛

FR۱/۱/۱/۳: تعیین وزن سوخت مورد نیاز هواپیما؛

FR۱/۲: محاسبه‌ی ضریب برآی بیشینه و تراست مورد نیاز برای برخاست؛

FR۱/۲/۱: ارزیابی نیازمندی سرعت واماندگی هواپیما؛

FR۱/۲/۲: ارزیابی نیازمندی طول باند مورد نیاز برای برخاست هواپیما؛

FR۱/۲/۳: ارزیابی نیازمندی مربوط به اوج‌گیری هواپیما؛

FR۱/۲/۴: ارزیابی نیازمندی سرعت حرکت سیر هواپیما؛

FR۱/۲/۵: ارزیابی نیازمندی مانورپذیری هواپیما؛

FR۱/۲/۶: ارزیابی نیازمندی مربوط به طول باند مورد نیاز برای نشست هواپیما؛

DP۱/۱: استفاده از روش تجربی برای تخمین وزن اولیه (روش راسکم)؛

DP۱/۱/۱: تخمین وزن برخاست هواپیما با بهره‌گیری از نمونه‌های مشابه ساخته شده از هواپیمای مورد نظر؛

DP۱/۱/۱/۱: محاسبه‌ی وزن بار قابل حمل توسط هواپیما با بهره‌گیری از نیازمندی‌های بیان شده از سوی کارفرما؛

DP۱/۱/۱/۲: محاسبه‌ی وزن خالی هواپیما با توجه به وزن برخاست تخمین زده شده در مراحل اولیه‌ی طراحی هواپیما؛

DP۱/۱/۱/۳: محاسبه‌ی وزن سوخت مورد نیاز با بهره‌گیری از روش کسر سوخت؛

DP۱/۲: استفاده از روش نمودار تطبیق؛

DP۱/۲/۱: برآورده کردن نیازمندی سرعت واماندگی هواپیما با توجه به استاندارد MIL − C − ۰۰۵۰۱۱B؛

DP۱/۲/۲: برآورده کردن نیازمندی طول باند برخاست هواپیما باتوجه به استاندارد MIL − C − ۰۰۵۰۱۱B؛

DP۱/۲/۳: برآورده کردن نیازمندی اوج‌گیری هواپیما با توجه به استاندارد MIL − C − ۰۰۵۰۱۱B؛

DP۱/۲/۴: برآورده کردن نیازمندی حرکت سیر هواپیما برمبنای استاندارد MIL − C − ۰۰۵۰۱۱B؛

DP۱/۲/۵: برآورده کردن نیازمندی مانورپذیری با توجه به نمودار ماموریتی هواپیما؛

DP۱/۲/۶: برآورده کردن نیازمندی مربوط به نشست هواپیما با توجه به استاندارد MIL − C − ۰۰۵۰۱۱B.

با انجام فرایند تجزیه بر روی دیگر نیازمندی‌های کارکردی و پارامترهای طراحی متناظر با آن‌ها تا لایه‌ی چهارم طراحی دستیابی به ماتریس طراحی مربوط به لایه‌ی چهارم امکان‌پذیر خواهد بود.

با کمک این ماتریس می‌توان چگونگی پیوند بین نیازمندی‌های کارکردی گوناگون، میزان هم‌گیرایی و همچنین برآورده شدن اصل‌های روش طراحی اصل‌محور را در لایه‌ی چهارم ارزیابی کرده و در صورت نیاز اصلاحات مورد نیاز را انجام داد.

معمولاً در ماتریس طراحی نهایی به دست آمده برای یک محصول پیچیده امکان برآورده نشدن کامل اصل استقلال به دلیل وجود هم‌گیرایی‌های زیاد بین نیازمندی‌های کارکردی تعریف شده وجود دارد. برخی از این هم‌گیرایی‌ها به دلیل ماهیت پیچیده محصول بوده و قابل حذف نیست. اما برخی دیگر از این ناهم‌گیرایی‌ها به دلیل ترتیب قرارگیری نیازمندی‌ها در ماتریس طراحی بوده و با اعمال تغییراتی در

ماتریس طراحی قابل حذف یا کاهش‌اند. در چنین شرایطی می‌توان با دستکاری ماتریس طراحی و جابه‌جایی و تغییر نیازمندی‌های کارکردی، حتی‌الامکان آن را به یک ماتریس بالامثلثی تبدیل کرد (کاهش هم‌گیرایی‌ها). یکی از ابزارهای مفید برای انجام این کار، روش ماتریس ساختار طراحی است.[۳۷] برای انجام این کار نخست باید با استفاده از راهکار پیشنهادی دانگ ماتریس طراحی به دست آمده در لایه‌ی چهارم را به یک ماتریس ساختار طراحی تبدیل کرد.[۲۶] سپس با استفاده از روش‌های گوناگون پارتیشن‌بندی، همچون روش توان ماتریس، توان ماتریس مجاورت، یا روش جستوجوی مسیر تلاش می‌شود ماتریس ساختار طراحی به یک ماتریس قطری تبدیل شود.[۲۷] و بعد بار دیگر با استفاده از روش دانگ، ماتریس ساختار طراحی جدید به یک ماتریس طراحی تبدیل شده و این ماتریس به‌عنوان معیاری برای آغاز فرایند طراحی استفاده می‌شود.

در این پژوهش نیز از این راهکار برای کاهش هم‌گیرایی‌های موجود در ماتریس طراحی نهایی در لایه‌ی چهارم بهره گرفته شده است که نتیجه‌ی آن کاهش ۵٪ هم‌گیرایی‌ها در ماتریس طراحی نهایی است. در بخش‌های بعد تأثیر به‌کارگیری این ماتریس طراحی در کاهش تکرارپذیری در فرایند طراحی پهپاد نشان داده خواهد شد.

۴. انجام فرایند طراحی پهپاد رزمی با بهره‌گیری از ماتریس طراحی

در این پژوهش از روش پیشنهادی راسکم برای طراحی پهپاد رزمی بهره گرفته می‌شود؛ با این تفاوت که در طول طراحی از اطلاعات ماتریس طراحی که برمبنای اصول روش طراحی اصل‌محور به دست آمده است نیز برای بهبود فرایند طراحی بهره گرفته می‌شود. به طور کلی بررسی‌های انجام شده در این مقاله، نشان می‌دهد که تأثیر به‌کارگیری روش طراحی اصل‌محور در بخش‌های گوناگون طراحی همچون تخمین وزن، تعیین مساحت سطح مرجع و تعیین مشخصات کلی هواپیما (طراحی سطح یک و دو) یکسان نیست.

برای نمونه در مرحله‌ی تخمین وزن و تعیین مساحت سطح مرجع و تراست مورد نیاز، شناسایی وابستگی‌های بین نیازمندی‌های کارکردی گوناگون از طریق ماتریس طراحی، به طراح کمک می‌کند که بهترین تصمیمات طراحی را متناسب با ماموریت و نیازهای خواسته شده از سوی کارفرما، بگیرد. این کار در دستیابی به نتیجه‌ی مطلوب و کاهش تکرار چرخه‌های طراحی برای رسیدن به پاسخ بهینه، کارساز خواهد بود. در حالی که مهم‌ترین تأثیر به‌کارگیری روش طراحی اصل‌محور در فرایند طراحی هواپیما در سطح یک و دو (تعیین پیکربندی، ویژگی‌های هندسی و ...) کوتاه شدن چرخه‌های تکرار در الگوریتم پیشنهادی راسکم است. در این بخش به بیان نمونه‌یی از هرکدام از این تأثیرات در فرایند طراحی هواپیما پرداخته می‌شود.

۱.۴. بررسی تأثیر روش طراحی اصل‌محور در تعیین مساحت سطح بال و موتور پهپاد

به طور کلی هواپیمای طراحی شده باید بتواند همه نیازمندی‌های کارکردی هواپیما در رژیم‌های گوناگون پروازی همچون واماندگی، برخاست، اوج‌گیری، حرکت سیر، مانورپذیری و نشست هواپیما را برآورده کند. مساحت مرجع بال و تراست مورد نیاز هواپیما دو پارامتری هستند که در برآورده شدن این نیازمندی‌ها تأثیر به‌سزایی دارند. برای به دست آوردن این دو پارامتر باید محدوده‌ی مناسب برای پارامترهای بار بال و بار تراست را برای رژیم‌های گوناگون پروازی تعیین و سپس نقطه‌یی را که دارای بیشترین اندازه بار بال و کمترین اندازه بار تراست باشد به‌عنوان نقطه‌ی طراحی در نظرگرفت. در این پژوهش نیز از همین رویکرد برای تخمین این دو پارامتر مهم استفاده می‌شود. با این تفاوت که طراح پیش از آغاز فرایند بیان شده، چگونگی ارتباط نیازمندی‌های مربوط به عملکرد هواپیما (FR۱٫۲٫۱ − FR۱٫۲٫۶)، که در تعیین مساحت بال مرجع و تراست مورد نیاز تأثیرگذارند، با دیگر نیازمندی‌های کارکردی تعیین شده برای پهپاد را بررسی کرده و با توجه به این اطلاعات تصمیمات طراحی مناسب را اتخاذ می‌کند.

در این‌جا برای نشان دادن تأثیر این رویکرد در فرایند طراحی، مساحت بال مرجع و تراست مورد نیاز پهپاد رزمی با رسم نمودار تطبیق[۱۸] در دو حالت «با به‌کارگیری روش طراحی اصل‌محور» و «بدون به‌کارگیری روش طراحی اصل‌محور» تعیین شده و نتایج آن‌ها با یکدیگر مقایسه شده است. همچنین برای رعایت اختصار تنها چگونگی اندازه کردن نیازمندی مربوط به نرخ اوج‌گیری (FR۱٫۲٫۳) برای این دو حالت نشان داده شده است. فرایند اندازه کردن دیگر رژیم‌های پروازی نیز بر اساس معادلات بیان شده در کتاب طراحی هواپیمای راسکم (جلد ۱) و با توجه به پارامترهای بیان شده در جدول ۲ انجام پذیرفته است.

۱.۱.۴. بررسی تأثیر روش طراحی اصل‌محور در تعیین مساحت سطح بال و موتور پهپاد

راسکم برای اندازه کردن مساحت مرجع بال و تراست مورد نیاز هواپیما در رژیم پروازی اوج‌گیری معادله‌ی ۱ را پیشنهاد می‌کند:

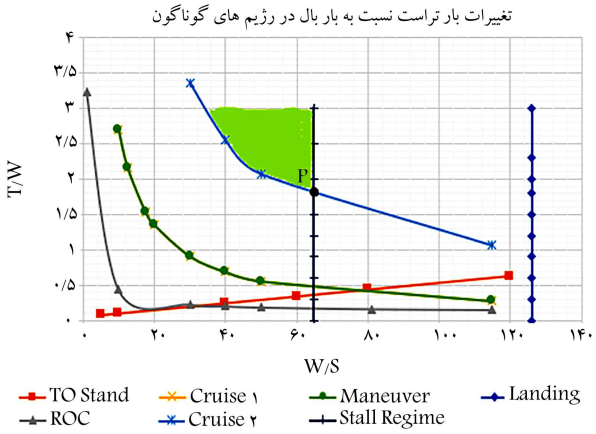
$$(T/W)_{ROC} = \frac{ROC}{\sqrt{\frac{۲}{\rho\sqrt{\frac{C_{DO}}{k}}}(\frac{W}{S})}} + \frac{۱}{(\frac{L}{D})max} \qquad (۱)$$

که در آن پارامترهای $\frac{T}{W}$، $\frac{W}{S}$، RoC، C_{DO}، $(\frac{L}{D})Max$ و ρ به ترتیب بیانگر بار تراست، بار بال، نرخ اوج‌گیری، ضریب پسای قطبی، نسبت برآ به پسای بیشینه و چگالی هوا هستند. پارامتر K یک عدد ثابت بین صفر و ۱ است که تابعی از مقدار نسبت منظری بال هواپیما، ضریب کارایی اُسوالد است. در جلد ۱ کتاب طراحی راسکم اندازه پارامترهای C_{DO}، $(\frac{L}{D})Max$ و K و با توجه به نوع و کارکرد هواپیمای درحال طراحی به ترتیب برابر با ۰٫۹، ۱۰ و ۰٫۷ در نظرگرفته می‌شود. اندازه نرخ اوج‌گیری نیز با توجه به نیازمندی‌های تعیین شده برای پهپاد برابر با ۴۸ نات در نظرگرفته شده است. بنابراین نمودار تغییرات بار تراست نسبت به بار بال برای پهپاد در حال طراحی در رژیم اوج‌گیری به‌صورت شکل ۳ (نمودار تطبیق) خواهد بود.

با رسم دیگر نمودارهای مربوط به تغییرات بار تراست نسبت به بار بال هواپیما در رژیم‌های پروازی دیگر و انطباق آن‌ها با یکدیگر، می‌توان نمودار تطبیق پهپاد رزمی را بدون استفاده از اصول روش طراحی اصل‌محور به دست آورد. با توجه به این نمودار که بر اساس پارامترها و معادلات مربوط به دیگر رژیم‌های پروازی موجود در جدول ۲ به دست آمده است، می‌توان نقطه‌ی طراحی و مساحت مرجع بال و تراست مورد نیاز پهپاد را محاسبه کرد. با توجه به نمودار شکل ۳ و محدودیت‌های موجود برای هریک از فازهای پروازی بیان شده، می‌توان گفت که ناحیه‌ی سبز رنگ ناحیه‌ی قابل قبول طراحی را نشان می‌دهد. در این ناحیه نیز نقطه‌ی P، نقطه‌ی طراحی مناسب است. چراکه نشان دهنده بیشترین اندازه بار بال و کمترین مقدار بار تراست برای پهپاد در ناحیه قابل قبول طراحی است.

جدول ۲. پارامترهای گوناگون استفاده شده مربوط به رژیم‌های پروازی گوناگون.

رژیم پروازی	پارامتر		نماد	واحد	مقدار
واماندگی	سرعت واماندگی		V_s	Knot	۱۲۶
	ضریب برای بیشینه		C_{Lmax}	-	۰/۸۵۶
برخاست	ضریب پسای برآ صفر		C_{do}	-	۰/۰۱
	ضریب بایپس موتور		$K_۲$	-	۰/۳۶
	ضریب برای بیشینه برخاست		$C_{Lmax\ TO}$	-	۰/۹۵
	سرعت واماندگی برخاست		V_{STo}	Knot	۱۳۰
حرکت سیر	سطح دریا	سرعت بیشینه	V_{max}	Knot	۲۹۷
	ارتفاع ۱۲۰۰۰ متر	سرعت بیشینه	V_{max}	Knot	۵۶۱
		ضریب پسای برآ صفر	C_{do}	-	۰/۰۱۳
مانورپذیری	ضریب بار		n_{max}	-	۴
	سرعت واماندگی		V_{SL}	Knot	۱۴۵
نشست	ضریب برآی بیشینه		$C_{Lmax\ L}$		۱/۰۸
پارامترهای مشترک	وزن برخاست		W_{To}	lb	۴۴۰۹۲
	نسبت منظری		AR	-	۴
	ضریب اسوالد		e	-	۰/۷



شکل ۳. نمودار تطبیق بدون بهره‌گیری از نتایج روش طراحی اصل‌محور.

$$p = (\frac{W}{S}, \frac{T}{W}) = (۶۴/۸۵, ۱/۸) \Rightarrow$$

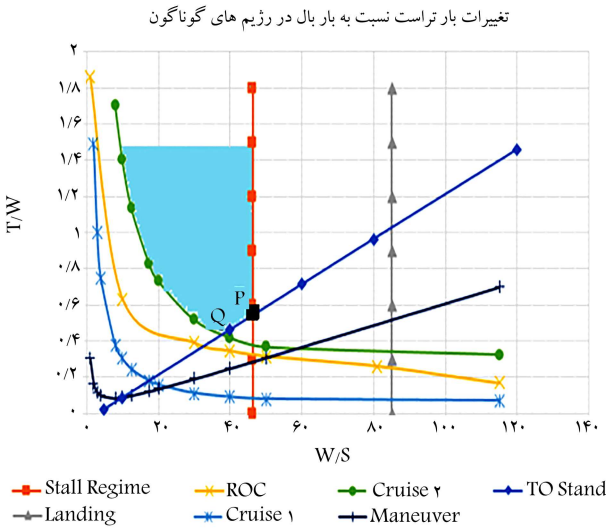
$$\begin{cases} \frac{W}{S} = ۶۴/۸۵ lb/ft^۲ \Rightarrow S = ۶۷۹/۹ ft^۲ = ۶۳/۱ m^۲ \\ \frac{T}{W} = ۱/۸ \Rightarrow T = ۷۹۷۰۵ lb = ۳۵۴۱۸۳ N \end{cases}$$

۲.۱.۴. اندازه کردن نیازمندی نرخ اوج‌گیری با به‌کارگیری اصول روش طراحی اصل محور

در این حالت نیز از معادله‌ی ۱ برای اندازه کردن مساحت مرجع بال و تراست مورد نیاز هواپیما در رژیم اوج‌گیری استفاده می‌شود. اما پیش از آن باید ارتباط نیازمندی مربوط به اوج‌گیری (FR۱/۲/۳) با دیگر نیازمندی‌ها در ماتریس طراحی شناسایی شده و سپس با توجه به این هم‌گیرایی‌ها و ارتباطات، تصمیمات لازم برای برآورده کردن نیازمندی مربوط به نرخ اوج‌گیری گرفته شود.

با توجه به ماتریس طراحی نهایی، می‌توان گفت که نیازمندی‌های FR۲/۱/۱، FR۲/۱/۴، FR۲/۱/۵، FR۴/۱/۱، FR۴/۱/۲، FR۳/۱/۱/۱، FR۳/۱/۱/۲ و FR۳/۱/۲/۳ بر برآورده شدن نیازمندی **FR۱/۲/۳** تأثیرگذار است. این نیازمندی‌ها مربوط به پنهان‌کاری (FR۲/۱/۱، FR۲/۱/۴ ، FR۲/۱/۵)، ویژگی‌های آیرودینامیکی (FR۴/۱/۱، FR۴/۱/۲) و پایداری هواپیما (FR۳/۱/۱/۱،FR۳/۱/۱/۲ و FR۳/۱/۲/۳) است. یعنی اگر پارامترهای موجود در معادله‌ی ۱ بدون در نظرگرفتن این نیازمندی‌ها تعیین شده و فرایند تخمین مساحت سطح مرجع و تراست مورد نیاز انجام پذیرد، این احتمال وجود دارد که پاسخ به دست آمده متناسب با نیازمندی‌های مربوط به پنهان‌کاری، آیرودینامیک و پایداری نبوده و این نیازمندی‌ها به نحو مطلوبی برآورده نشوند. بنابراین طراح در گام‌های بعدی طراحی ناچار به تکرار فرایند تخمین مساحت مرجع و تراست مورد نیاز هواپیما خواهد بود. از این‌رو برای جلوگیری از تکرار در فرایند طراحی، باید پارامترهای موجود در معادله‌ی ۱ به گونه‌یی تعیین شود که متناسب با پیکربندی بال و بدنه یکپارچه باشد.

برای انجام این‌کار اندازه پارامترهای C_{DO} و $(\frac{L}{D})_{max}$ که از پارامترهای تأثیرگذار در معادله‌ی ۱ هستند، با توجه به پهپادهای رزمی مشابه همچون $X-۴۷B$ تعیین می‌شوند. این پارامترها با توجه به ویژگی‌های آیرودینامیکی، پنهان‌کاری و پایداری



شکل ۴. نمودار تغییرات بار تراست نسبت به بار بال هواپیما در رژیم اوج‌گیری با به‌کارگیری طراحی اصل‌محور.

پهپادهای رزمی به ترتیب برابر با ۰٫۰۱ و ۱۶ در نظرگرفته می‌شوند.[۳۹] همچنین با توجه به اندازه‌ی نسبت منظری که برای پهپاد $X-47B$ برابر با ۴ بوده[۲۹] و اندازه‌ی ضریب کارایی اوسوالد که برای یک هواپیمای بدون دم تقریباً ۰٫۷ در نظرگرفته می‌شود،[۳۹] اندازه مناسب برای پارامتر K برابر با ۰٫۱۱۴ است. اندازه نرخ اوج‌گیری نیز برابر با ۲۵ متر بر ثانیه خواهد بود. بنابراین نمودار تطبیق به دست آمده مطابق شکل ۴ خواهد بود. در این نمودار ناحیه‌ی آبیرنگ بیان‌گر ناحیه‌ی قابل قبول برای طراحی است. در این ناحیه می‌توان نقطه‌های P و Q را به‌عنوان نقطه‌ی طراحی در نظرگرفت. در صورتی که نقطه‌ی Q انتخاب شود، تراست به دست آمده برای این نقطه نمی‌تواند تراست مورد نیاز برای رژیم واماندگی را تأمین کند. بنابراین نقطه‌ی P به‌عنوان نقطه‌ی طراحی بهینه انتخاب می‌شود. در نتیجه می‌توان نوشت:

$$P=(\frac{W}{S},\frac{T}{W})=(۴۶٫۲۶,۰٫۵۴۱)\Rightarrow$$

$$\begin{cases}\frac{W}{S}=۴۶٫۲۶lb/ft^۲\Rightarrow S=۹۵۳ft^۲=۸۸٫۵m^۲\\ \frac{T}{W}=۰٫۵۴۱\Rightarrow T=۲۳۸۵۴lb=۱۰۶۱۴۴N\end{cases}$$

۳.۱.۴. مقایسه‌ی نتایج به دست آمده در دو حالت بیان شده

با بررسی نقاط طراحی و مساحت مرجع بال و تراست مورد نیاز هواپیما که برای دو حالت بیان شده به دست آمده، می‌توان چگونگی تأثیر به‌کارگیری ماتریس طراحی به دست آمده بر پایه‌ی اصول روش طراحی اصل‌محور، در فرایند طراحی را ارزیابی کرد. برای انجام این کار لازم است بدانیم، در این پژوهش، هواپیمای بدون سرنشین به‌عنوان معیار طراحی در نظرگرفته شده است. یعنی بیشتر نیازمندی‌ها و ویژگی‌های هواپیمای در حال طراحی برمبنای اطلاعات و ویژگی‌های این هواپیما تعیین شده است. بنابراین مقایسه‌ی نتایج به دست آمده از دو روش مذکور با اطلاعات مربوط به این هواپیما می‌تواند راهکار مناسبی برای ارزیابی تأثیر به‌کارگیری روش طراحی اصل‌محور در فرایند طراحی باشد.

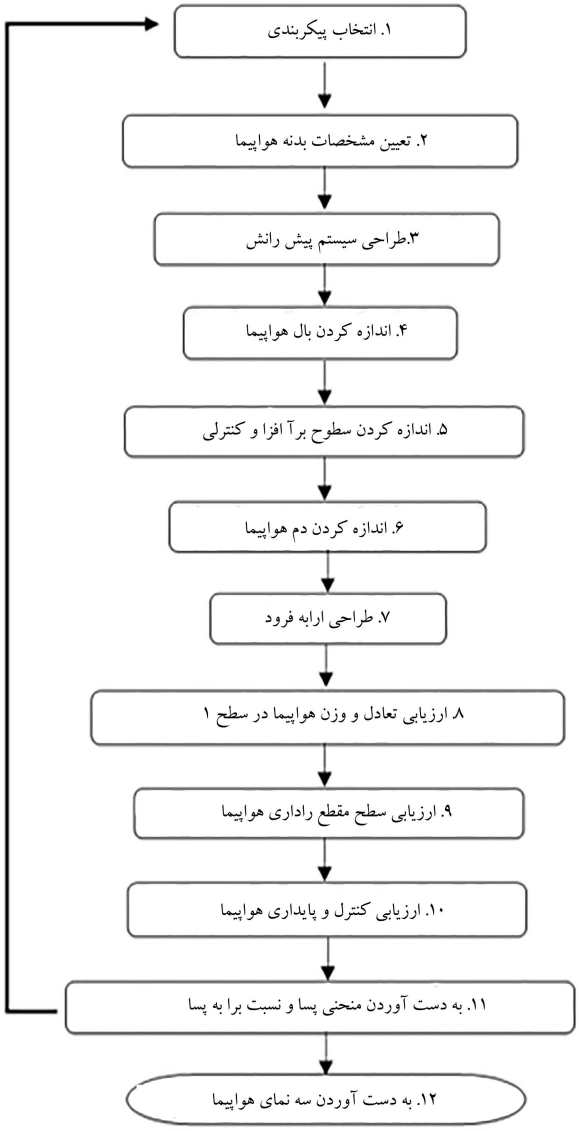
در هواپیمای X − 47B اندازه مساحت سطح مرجع هواپیما و تراست لازم برای هواپیما به ترتیب برابر با $m^۲$ ۸۸٫۵۹ و N ۱۱۱۰۵۲ است. بنابراین مقادیر به دست آمده برای این دو پارامتر بدون بهره‌گیری از روش طراحی اصل‌محور در چرخه نخست طراحی تفاوت زیادی با مقادیر واقعی آن (هواپیمای $x-47B$) دارد و این بدین معناست که برای رسیدن به ویژگی‌های عملکردی و فیزیکی شبیه هواپیمای $X-47B$ (به‌عنوان معیار طراحی) باید فرایند طراحی برای دستیابی به مقادیر مناسب‌تر تکرار شود. این در حالی است که مقادیر به دست آمده مساحت سطح مرجع و تراست مورد نیاز برای پهپاد در حال طراحی با به‌کارگیری روش طراحی اصل‌محور، به مقادیر مربوط به هواپیمای $X-47B$ بسیار نزدیک است که بیان‌گر تأثیر مثبت به‌کارگیری ماتریس طراحی به دست آمده به‌کمک اصل‌های روش طراحی اصل‌محور، در کاهش چرخه‌های تکرار در فرایند طراحی پهپاد در حال طراحی است.

۲.۴. بررسی تأثیر روش طراحی اصل‌محور در انجام فرایند طراحی در سطح ۱

بر پایه‌ی روش طراحی راسکم پس از تخمین وزن هواپیما و تعیین مساحت مرجع و قدرت موتور هواپیما، باید ویژگی‌ها و پارامترهای وابسته به پیکربندی هواپیما تعیین شود. در طول این گام ویژگی‌هایی همچون پیکربندی کلی هواپیما، تعیین اندازه و ویژگی‌های کلی بدنه هواپیما، تعیین سیستم پیشرانش و تعداد موتورها، مشخص کردن ویژگی‌های بال، دم و سطوح کنترلی هواپیما، ویژگی‌های کلی ارابه فرود و ... مشخص می‌شود. نکته مهم در این زمینه این است که این بخش از فرایند طراحی یک فرایند تکرارپذیر بوده و ممکن است طراح برای دستیابی به پاسخ مناسب ناچار به تکرار فرایند طراحی شود. از سوی دیگر تصمیمات مهندسی که در این بخش از فرایند طراحی گرفته می‌شود تعیین کننده‌ی بخش قابل ملاحظه‌یی از هزینه‌ی کلی فرایند ساخت هواپیماست. از این رو به‌کارگیری روش‌های مناسب برای انجام فرایند طراحی و کوشش برای کاهش چرخه‌های تکرار در طول فرایند طراحی دارای اهمیت است.

راسکم برای تعیین ویژگی‌های پیکربندی هواپیما یک فرایند گام به گام که دربردارنده‌ی ۳۶ گام است پیشنهاد می‌کند. این ۳۶ گام به دو بخش تقسیم می‌شوند. در بخش نخست که دربردارنده‌ی گام‌های ۱ تا ۱۶ است (شکل ۵)، امکان‌سنجی پیکربندی تعیین شده ارزیابی می‌شود که به آن «طراحی اولیه سطح یک» نیز گفته می‌شود. در این بخش یک سری از کارهای مهندسی اولیه برای دستیابی به برخی ویژگی‌های هواپیما انجام می‌پذیرد. اما در بخش دوم (گام ۱۷ تا ۳۶) که به طراحی اولیه سطح ۲ مشهور است همه‌ی جزئیات وابسته به پیکربندی هواپیما به‌طور دقیق مشخص می‌شود. در این پژوهش بر طراحی اولیه سطح یک تمرکز شده و کوشش می‌شود که تأثیر به‌کارگیری روش طراحی اصل‌محور در بهبود فرایند طراحی در این بخش ارزیابی شود.

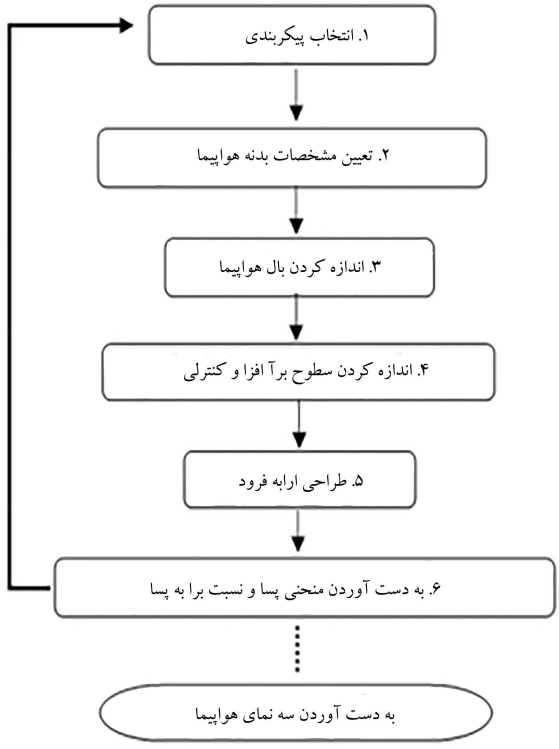
یکی از ویژگی‌های فرایند طراحی هواپیما در سطح ۱ وجود چرخه‌های تکرار است. برای نمونه همان‌طورکه در شکل ۵ نشان داده شده است، نیازمندی مربوط به پیکربندی هواپیما (گام ۱) با نیازمندی‌های نسبت برآ به پسا و ضریب پسای هواپیما (گام ۱۰) دارای هم‌گیرایی است. یعنی چنانچه پیکربندی انتخاب شده در گام ۱ نتواند نیازمندی‌های مربوط به برآو پسا را به‌خوبی برآورده کند (گام ۱۰) باید فرایند طراحی را از گام نخست تکرارکرد تا با اعمال تغییرات لازم این دو نیازمندی برآورده شوند. این به معنای انجام دوباره گام های ۲ تا ۱۰ خواهد بود. یکی از مزایای روش طراحی اصل‌محور این است که با توجه به ماتریس طراحی به دست آمده برمبنای اصل‌های استقلال و اطلاعات، می‌توان چرخه‌های تکرار در فرایند طراحی را کاهش داد. برای نمونه همان‌طورکه در شکل ۵ دیده می‌شود در گام دهم طراح باید اندازه پارامترهای C_{DO} و $\frac{L}{D}$ (FR۴٫۱٫۱ ، FR۴٫۱٫۲) را با توجه به تصمیمات گرفته شده در گام‌های پیشین (پیکربندی، ابعاد هندسی بال و بدنه، سیستم پیشرانش و ...)



شکل ۵. نمودار فرایند طراحی پهپاد در سطح یک.

محاسبه کند. در صورتی که مقادیر به دست آمده برای این دو پارامتر متناسب با مقادیر مورد انتظار از این هواپیما نباشد، طراح باید اصلاحاتی را بر روی تصمیمات گرفته شده در فازهای پیشین(گام‌های دوم تا نهم) انجام دهد؛ که این خود سبب افزایش زمان و هزینه طراحی خواهد شد. اما با به‌کارگیری ماتریس طراحی مبتنی بر اصول روش طراحی اصل‌محور، طراح قادر خواهد بود وابستگی نیازمندی‌های FR۴/۱/۱، FR۴/۱/۲ با دیگر نیازمندی‌های مرتبط با گام‌های طراحی شکل ۵ شناسایی کرده و در صورت نیاز تنها گام‌های تأثیرگذار در این نیازمندی‌ها را تکرار کند.

به طور کلی، در یک پهپاد رزمی با توجه به این که سیستم پیشرانش، بار و تسلیحات هواپیما و محفظه‌های سوخت داخل بدنه قرار داشته و پیکربندی دم هواپیما به طورکلی از بدنه حذف شده است، اندازه پارامترهای C_{Do} و $\frac{L}{D}$ تنها از هندسه‌ی بدنه و بال هواپیما، سطوح کنترلی و ارابه‌ی فرود تأثیر پذیرفته و در صورت برآورده نشدن این دو نیازمندی تنها گام‌های ۲ تا ۶ نشان داده شده در شکل ۶ باید تکرار شوند. یعنی با به‌کارگیری اصول روش طراحی اصل‌محور و شناسایی دقیق



شکل ۶. کاهش گام‌های چرخه تکرار.

هم‌گیرایی‌ها وابستگی‌های مربوط به ضریب پسا و نسبت برآ به پسای هواپیما با دیگر نیازمندی‌ها، تعداد گام‌های چرخه‌ی تکرار از ۹ گام (۲ تا ۱۱) به ۶ گام (۲ تا ۶) کاهش می‌یابد.

۵. نتیجه‌گیری

هدف این پژوهش ارزیابی تأثیر به‌کارگیری روش طراحی اصل‌محور در فرایند طراحی مفهومی یک پهپاد رزمی است. در این راستا پس از توضیح کوتاه درباره کارهای پژوهشی انجام شده در این زمینه برخی از روش‌های رایج طراحی همچون روش بهینه‌سازی چندموضوعی و روش طراحی شناخت‌محور بیان و مزایا و معایب آن‌ها بیان شده‌اند. برمبنای مطالعات انجام شده افزایش پیچیدگی در محیط‌های طراحی و هم‌گیرایی زیاد بین نیازمندی‌ها و پارامترهای طراحی مهم‌ترین چالش‌های موجود در این روش‌ها هستند. در این نوشته کوشش شده است تا تأثیر روش طراحی اصل‌محور برای پاسخ‌گویی به این چالش‌ها ارزیابی و یک الگوریتم برای طراحی یک پهپاد رزمی با استفاده از این روش ارائه شود (شکل ۱).

در بخش سه و چهار این مقاله نیز فرایند طراحی مفهومی پهپاد رزمی با استفاده از الگوریتم پیشنهادی انجام شده و تأثیر به‌کارگیری این روش در زمینه‌ی تخمین مساحت مرجع بال و تراست مورد نیاز هواپیما و همچنین کوتاه شدن چرخه تکرار در فرایند طراحی در سطح ۱ نشان داده شده است. بنابراین می‌توان نتایج این پژوهش را با توجه به مطالب بیان شده چنین برشمرد:

۱. اثبات کاربرد روش طراحی اصل‌محور در طراحی مفهومی یک محصول پیچیده و تأثیر مثبت آن در مدل‌سازی فعالیت‌های پایین‌دستی طراحی (افزایش دانش

طراح نسبت به هم‌گیرایی‌های بین نیازمندی‌های گوناگون) در گام‌های نخست طراحی؛

۲. اثبات کارایی روش طراحی اصل‌محور در بهبود کیفیت تصمیم‌گیری طراح و کاهش سیکل‌های تکرار طراحی (به دلیل انتخاب‌های نادرست) و در نتیجه کاهش زمان و هزینه تمام شده فرایند طراحی؛

۳. کاهش ۵ درصدی هم‌گیرایی‌های موجود بین نیازمندی‌های مربوط به فاز تخمین مساحت بال و اندازه تراست، در نتیجه کاربرد اصل استقلال و دستیابی به نتایج قابل قبول در این زمینه در سیکل اول طراحی (عدم نیاز به تکرار دوباره فرایند طراحی برخلاف حالتی که از روش طراحی اصل‌محور استفاده نشده است)؛

۴. دستیابی به سیکل طراحی بهینه (شکل ۶) برای فرایند طراحی هواپیما در سطح ۱ با توجه به چگونگی هم‌گیرایی‌های موجود بین نیازمندی‌های مختلف بیان شده برای پهپاد رزمی (کاهش تعداد گام‌هایی که در یک سیکل طراحی باید تکرار شود).

از سوی دیگر یکی از اهدافی که در چند سال گذشته برای انجام بهتر و سریع‌تر فرایند طراحی هواپیما دنبال می‌شود، ایجاد موتورها و یا نرم‌افزارهای طراحی است که توانایی انجام فرایند خودکار بخش‌های تکراری در فرایند طراحی هواپیما را داشته باشند. ولی هم‌گیرایی زیاد بین نیازمندی‌های کارکردی و پارامترهای طراحی تعریف شده برای هواپیماها از چالش‌های مهم در این زمینه است. از این رو به‌کارگیری روش طراحی اصل‌محور می‌تواند تأثیر به‌سزایی در کاهش هم‌گیرایی‌های بین نیازمندی‌های گوناگون و ایجاد یک مدل پیمانه‌یی از فرایند طراحی داشته باشند که در ایجاد موتورها یا نرم‌افزارهای طراحی بسیار مفید خواهد بود. موضوعی که می‌تواند در آینده و در ادامه این پژوهش مورد بررسی دقیق‌تر قرار گیرد.

پانوشت‌ها

1. coupling
2. multidisciplinary design optimization (MDO)
3. design and engineering engine (DEE)
4. knowledge based engineering (KBE)
5. axiomatic design(AD)
6. NASA's flight optimization system (FLOPS)
7. multidisciplinary integrated conceptual aircraft design and optimization (MICADO)
8. aircraft 3rd generation MDO for innovative collaboration of heterogeneous teams of experts (AGILE)
9. aircraft 3rd generation MDO for innovative collaboration of heterogeneous teams of experts (AGILE)
10. customer needs (CNs)
11. functional requirements (FRs)
12. design parameters (DPs)
13. process variables (PVs)
14. modular design

۱۵. نگاشت یک‌به‌یک نیازمندی‌ها و پارامترهای طراحی با یکدیگر است و ساخت طرحی ناهم‌گیر یا نیمه‌هم‌گیر.

16. non-functional requirements (NFRs)
17. constraints (Cs)
18. matching diagram (MD)

منابع (References)

1. Hsu, W. and Woon, I.M. "Current and future research in the conceptual design of mechanical products", *Comput. Des*, **30**, pp. 377-389 (1998).
2. Jonge, R.L.A. "Development of a knowledge-based engineering application to support conceptual fuselage sizing and cabin configuration", M.S Thesis ,Delft University of Technology (2017).
3. LA Rocca, G. "Knowledge based engineering techniques to support aircraft design and optimization, Ph.D Thesis", Departmen of Aerospace Engineering, Delft University on thecnology (2011).
4. Hosseinpour, A. "Integration of axiomatic design with quality function deployment for sustainable modular product design", M.S Thesis, Department of Mechanical Engineering University of Manitoba (2013).
5. Shahi-Ashtiani, M.A. and Alipour, A. "An axiomatic design approach to reduce repetition in tail conceptual design process", *Amir-Kabir Mechanical Engineering*, **50**(1), pp. 3-14 (In Persian) (2017).
6. Dollyhigh, S.M. and Sobieszczanski-Sobieski, J. "Recent experience with multidisciplinary analysis and optimization in advanced aircraft design", In Thild Air Force/NASA symsosium on rejent advance in Maltidiciplinary Analysis and Optimization, San Fruncisco, Ca, pp.404-411 (1990).
7. Dovi, A.R., Wrenn, G.A., Barthelemy, J.-F. and et al. "Multidisciplinary design integration methodology for a supersonic transport aircraft", *Journal of Aircraft*, **32**(2), pp. 290-296 (1995).
8. Wakayama, S. "Multidisciplinary design optimization of the blended-wing-body", in 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, California: AIAA, pp. 1-9 (1998).
9. Yalin Pan, C., Huang, J., and Li., F. "Application of multidisciplinary design optimization on advanced configuration aircraft", *Journal of Aerosp. Technolgical Manag*, **9**, pp. 63-70 (2017).
10. Sepulveda, E., Smith, H. and Sziroczak, D. "Multidisciplinary analysis of subsonic stealth unmanned combat aerial vehicles", *CEAS Aeronaut. Journal*, **18**, pp.431-442 (2018).
11. van Tooren, M., Nawijn, M., Berends, J. and et al. "Aircraft design support using knowledge engineering and optimisation techniques", *In 46th AIAA, Structural Dynamics and Materials Conference*, p. 2205 2005.

12. La Rocca, G. and Van Tooren, M. "Enabling distributed multi-disciplinary design of complex products: a knowledge based engineering approach", *Journal of Design Research*, **5**(3), pp. 333-352 (2007).

13. Albano, L.D. and Suh, N.P. "Axiomatic design and concurrent engineering", *Computer Design*, **26**(7), pp. 499-504 (1994).

14. La Rocca, G. and van Tooren, M.J.L. "Knowledge-based engineering approach to support aircraft multidisciplinary design and optimization", *Journal of Aircraft*, **46**(6), pp.1875-1885(2009).

15. Sadraey, M. *Unmanned Aircraft Design A Review of Fundamentals*, 1^{st} Edition, Morgan & Claypool (2017).

16. Jemitola, P.O. "Conceptual design and optimization methodology for box wing aircraft, Ph.D thesis, school of aerospace engineering", Cranfield University, UK (2012).

17. Hosseini, M., Nosratollahi, M. and Sadati, H. "Evaluation of multidisciplinary design optimization methods and applying single level frameworks in unmanned aerial vehicle (UAV) design," *Indian J. Sci. Technol*, **9**(47), pp.1-7 (2016).

18. Tianyuan, H. and Xiongqing, Y. "Aerodynamic/stealthy/structural multidisciplinary design optimization of unmanned combat air vehicle", *Chinese Journal of Aeronaut*, **22**, pp. 380-386 (2009).

19. Justin H. Koning. "Development of a KBE application to support aerodynamic design and analysis", M.S Thesis, Departman of Aerospace Engineering, Delft University of Technology (2010).

20. Hendrich, T.J.M. "Multidisciplinary design optimization in the conceptual design phase", M.S Thesis, Departman of Aerospace Engineering, Delft University of Technology (2011).

21. Devaraja, H.V. "Knowledge based engineering (KBE) key product development technology to enhance competitiveness", External Document, Infosys institution (2017).

22. Smith, H., Sziroczák, D., Abbe, G.E. and et al. "The GENUS Aircraft Conceptual Design Environment, in Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers", *Part G: Journal of Aerospace Engineering*, **233**, pp.2932-2947 (2018).

23. Farid, A.M. and Suh, N.P., *Axiomatic Design in Large Systems Complex Products*, Buildings and Manufacturing Systems, 1^{st} Edition, Springer, pp. 201-220 (2016).

24. Thompson, M.K. "Where is the 'Why' in Axiomatic Design?", *In 8th International Conference on Axiomatic Design(ICAD)*, September pp. 24-26 (2014).

25. Alipour, A. "Axiomatic design science: application in empennage design of an airplane, M.S Thesis", Department of Aerospace, Maleke-Ashtar University of Technology, Tehran, (In Persian) (2016).

26. Dong, Qi, and Daniel E. Whitney. "Designing a requirement driven product development process", *In 13th International Design Engineering Technical Conferences* (2001).

27. Yassine, A.A. "An introduction to modeling and analyzing complex product development processes using the design structure matrix (DSM) method", *Urbana*, **51**(9), pp. 1-17 (2004).

28. Ganglin, W. "Key parameters and conceptual configuration of unmanned combat aerial vehicle concept", *Chinese J. Aeronaut*, **22**, pp. 393-400 (2009).

29. https://en.wikipedia.org wiki Northrop Grumman X-47B.

30. Jan Roskam, *Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*, 1^{st} Edition, Roskam Aviation and Engineer-ing Corporation (1985).

31. Barry, C.L. and Zimet, E. "UCAVs-Technological, Policy, and Operational Challenges", National Deffence University of Washington DC(2001).

32. Sepulveda1, E. and Smith, H. "Technology challenges of stealth unmanned combat aerial vehicles", *Aeronaut. J*, **121**, pp. 1261-1295 (2017).

33. De Neve, A. and Wasinski, C. "Looking beyond the J-UCAS technological demonstrator program's demise", *Def. Secur. Anal*, pp. 237-249, **27**(3) (2011).

34. Thompson, M.K. "A classification of procedural errors in the definition of functional requirements in axiomatic design theory", *Proc. 7th Int. Conf. Axiomat. Des. (ICAD'13)*, pp. 107-112 (2013).

35. Roskam, J., *Airplane Design Part II: Determination of Stability, Control and Performance Characterrestic: FAR and Military Requirements*, 1^{st} Edition , Roskam Aviation and Engineering Corporation (1988).

36. Tate, D.D.E. "A roadmap for decomposition: activities, theories, and tools for system design, Ph.D thesis", Massachusetts Institute of Technology (1999).

37. Guenov, M.D. and Barker, S.G. "Application of axiomatic design and design structure matrix to the decomposition of engineering systems", *Systems Engineering*, **8**(1), pp. 29-40 (2004).

38. http://www.dept.aoe.vt.edu/∼mason/mason-f/x47spr1k.pdf.

39. Cihan, I.H. "Optimal path planning of an unmanned combat aerial vehicle with obstacle avoidance", University of Missouri-Columbia, M.S. Thesis (2016).