

تدوین نرم‌افزار بهینه‌سازی طراحی برای یک نوع هواپیمای هوانوردی عمومی با نگرش چندموضوعی

جعفر روشنی‌یان^۱، علی اصغر بطالبلو^۲، بنیامین ابراهیمی^۳، محمد حسین فرقدانی^۴

۱ استاد، دانشکده مهندسی هوا فضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، roshanian@kntu.ac.ir

۲ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوا فضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران،

۳ دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوا فضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

۴ دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوا فضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۵/۱۴

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۳/۰۳

چکیده

در این مقاله به ارائه یک نرم‌افزار طراحی چندموضوعی به‌منظور طراحی هواپیمای هوانوردی عمومی پرداخته شده است. در این نرم‌افزار در ابتدای فرایند طراحی، پیکره‌بندی اولیه‌ی هواپیما بر مبنای یک سری الزامات از پیش تعیین شده و مطالعات آماری تعیین می‌گردد. سپس حلقه امکان‌پذیری طراحی چندموضوعی براساس انجام یک تحلیل چندموضوعی طرح را در حضور قیود عملکردی و مأموریتی ارزیابی می‌نماید. قیود و الگوریتم‌های لحاظ شده در طراحی بر مبنای روش طراحی گودمانسون پیاده‌سازی شده است. متغیرهای طراحی با دقت و بر مبنای تحلیل حساسیت روی اهداف بهینه‌سازی (کاهش وزن کل و افزایش برد) انتخاب شده‌اند. قیود پایداری استاتیکی نیز به‌منظور دست‌یافتن به یک طرح امکان‌پذیر در طراحی لحاظ شده است. نهایتاً با استفاده از یک الگوریتم بهینه‌سازی تکاملی چندهدفی (NSGA-II)، مجموعه پاسخ‌های ممکن در قالب جبهه پرتو ارائه می‌گردد. این نرم‌افزار با قابلیت افزودن انواع موتورها و ایرفویل‌ها، گستره‌ی جامعی از طرح‌های بهینه را پوشش خواهد داد. جبهه پرتوی حاصل از فرایند بهینه‌سازی، امکان‌پذیری و سودمندی این نرم‌افزار طراحی مفهومی را نشان می‌دهد.

واژگان کلیدی

هواپیمای هوانوردی عمومی، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، بهینه‌سازی چندهدفی، جبهه پرتو.

۱. مقدمه

روش جدید بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی^۱ جهت رسیدن به این هدف مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱]. روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی توسط پیش‌تازان پژوهش در این حوزه به این صورت تعریف می‌شود: یک روش برای طراحی سیستم‌های پیچیده مهندسی است که در آن اثر متقابل پدیده‌های مختلف

از دیرباز تاکنون افراد فعال در زمینه طراحی هواپیماها همواره در حال تلاش‌اند تا جدیدترین طراحی، بهترین طرح موجود شود و مشتاقانه با استفاده از ابزارآلات در دسترس، سعی در تعیین یک ترکیب طراحی جهت رسیدن به بهترین جواب را دارند. امروزه

فیزیکی و همچنین زیرسیستم‌های مهم در طراحی مدنظر قرار می‌گیرند [۲]. طراحی به روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی اجازه بهینه‌سازی یک طرح که تحت تأثیر چند موضوع متفاوت است را می‌دهد که استفاده از این روش منجر به بهبود عملکرد و یا کاهش هزینه‌ها می‌شود [۳]. سوبیسکی و همکارانش با صرف چندین سال برای درک مفهوم و چگونگی ادغام موضوعات مختلف با یک‌دیگر برای دستیابی به طراحی‌های بهینه در سال ۱۹۸۹ مقاله‌ای تحت عنوان بهینه‌سازی چندموضوعی برای سیستم‌های مهندسی ارائه نمودند که این تکنیک جایگزین مناسبی برای روش‌های سنتی در برنامه‌های سایزبندی و حتی مسائل طراحی جزئی به شمار می‌رفت [۴]. پس از ارائه این روش، سوبیسکی و همچنین بسیاری از پژوهشگران و محققان به بهبود و گسترش آن پرداختند و به ساختارهای مختلفی از روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی دست پیدا کردند که از جمله این ساختارها می‌توان به امکان‌پذیری چندموضوعی (کرامر و همکارانش در سال ۱۹۹۴ [۵])، امکان‌پذیری یک‌موضوعی (کرامر و همکارانش در سال ۱۹۹۴ [۵])، بهینه‌سازی همزمان زیرفضاها و انواع آن (بلیمبام و همکارانش در سال ۱۹۹۲ [۶])، سلار و همکارانش در سال ۱۹۹۶ [۷] و ویوجک و همکارانش در سال ۱۹۹۶ [۸])، بهینه‌سازی مشارکتی و انواع آن (کروو در سال ۱۹۹۷ [۹])، دمیگوئل و موری در سال ۲۰۰۰ [۱۰] و روث در سال ۲۰۰۸ [۱۱])، سنتز سیستم یک‌پارچه دوسطحی و انواع آن (سوبیسکی و همکارانش در سال ۲۰۰۰ [۱۲] و ۲۰۰۳ [۱۳])، کدیالام و سوبیسکی در سال ۲۰۰۰ [۱۴]) اشاره نمود. پیاده‌سازی استراتژی‌های مختلف بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی در طراحی هواپیما در تعدادی از مقالات مورد مطالعه قرار گرفته است. مزیت و اهمیت استفاده از بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی در طراحی هواپیما، کاربرد صنعتی آن است. مالن و میسون در سال ۱۹۹۱ مقاله‌ای ارائه نمودند که در آن معادله حساسیت سراسری، بهینه‌سازی پارامتریک و مدل‌های عددی ترکیب شدند که منجر به ارائه یک روش در بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیما شد [۱۵]. در سال ۱۹۹۵، داوی و همکارانش مقاله‌ای تحت عنوان "متدولوژی ادغام، به‌منظور طراحی چندموضوعی هواپیمای ترابری مافوق صوت" ارائه نمودند که هدف اصلی این مقاله بیان و ارائه یک روش موثر برای ارتباط میان موضوعات مختلف در یک سیستم مهندسی چندموضوعی در فاز طراحی اولیه یک

هواپیما است [۱۶]. اندرسون و میسون در سال ۱۹۹۶ روش جدیدی از بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی به‌منظور کنترل پیکره‌بندی هواپیما ارائه نمودند که در این روش از الگوریتم منطق فازی برای تعیین معیار ریسک براساس نیازمندی‌های سیستم‌های پیچیده کنترل پروازی استفاده شده است [۱۷]. در سال ۱۹۹۸ واکایاما مقاله‌ای تحت عنوان "بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک هواپیمای بال-بدنه ارائه نمود [۱۸]. پرز و همکارانش در سال ۲۰۰۴ با استفاده از بهینه‌سازی به ادغام کنترل و دینامیک پرواز در روند طراحی مفهومی یک هواپیما پرداختند [۱۹]. در سال ۲۰۰۵ ملائک و همکارانش با استفاده از الگوریتم ژنتیک طراحی و بهینه‌سازی یک هواپیمای نشست و برخاست کوتاه را انجام دادند [۲۰]. در سال ۲۰۰۶ کاولکانتی و همکارانش با ارائه مقاله‌ای به شرح و توسعه یک ساختار کارآمد برای طراحی و بهینه‌سازی چندموضوعی با استفاده از طراحی مفهومی بهینه یک هواپیمای مسافری پرداختند [۲۱]. عزیز و همکارانش در سال ۲۰۰۸ برپایه روش راسکام یک هواپیمای بدون سرنشین را طراحی نمودند [۲۲]. در حوزه تحلیل آیرودینامیک-سازه به روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی می‌توان به کارهای کواگانا و همکارانش در سال ۲۰۰۸ [۲۳] و چان و همکارانش در سال ۲۰۰۹ [۲۴] اشاره کرد. در سال ۲۰۱۳ رامانا و همکارانش به طراحی یک هواپیمای ۸۰ نفره به روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی و با در نظر گرفتن موضوعات آیرودینامیک، سازه و کنترل پرداختند [۲۵]. در حوزه طراحی هواپیمای هوانوردی عمومی^۲ به روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، می‌توان به مقاله آقای یون و همکارانش در سال ۲۰۱۰ اشاره نمود [۲۶] که در آن یون و همکارانش روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی را به‌صورت تک هدفه برای یک هواپیمای هوانوردی عمومی با مدل‌سازی موضوعاتی از قبیل آیرودینامیک، پیشرانش، ماموریت، وزن، پایداری، کنترل و عملکرد پیاده‌سازی کرده‌اند. روند طراحی صورت گرفته در این مقاله بر مبنای روش طراحی راسکام بوده و به‌ترتیب شامل مراحل امکان‌سنجی، سایزبندی اولیه، تحلیل و طراحی مفهومی و اعمال نیازمندی‌های صلاحیت‌های پروازی می‌باشد. در کارهای داخلی می‌توان به مقاله روشنی‌یان و همکاران در رابطه با هواپیمای هوانوردی عمومی با احتساب موضوعات وزن، آیرودینامیک، پیشرانش و عملکرد اشاره نمود [۲۷].

چندهدفه که معمولاً این اهداف در تضاد با یکدیگر می‌باشند، بهینه‌ساز با ایجاد مصالحه‌ای میان توابع هدف و فضای طراحی به مجموعه‌ای از پاسخ‌های بهینه دست خواهد یافت که این مجموعه جواب به صورت برآزشی از پاسخ‌های بهینه در نمودار مربوط به توابع هدف به دست می‌آیند که به آن جبهه پرتو اطلاق می‌شود [۲۹].

۲. هواپیمای هوانوردی عمومی

هوانوردی عمومی به تمامی پروازهای غیر نظامی که شامل خطوط هوایی مسافربری نمی‌شوند، اطلاق می‌گردد. هوانوردی عمومی شامل پروازهای مختلفی به‌عنوان یک سفر، ارسال بسته‌های پستی، اورژانس، کشاورزی و سم‌پاشی، گزارش ترافیک، هواشناسی و سایر مواردی از این قبیل می‌باشد. از هواپیماهایی که در دسته هواپیماهای هوانوردی عمومی قرار می‌گیرند می‌توان به هواپیماهای منطقه‌ای، کشاورزی، ورزشی، سبک، فوق سبک و سایر مواردی از این دست اشاره نمود.

۳. طراحی هواپیمای هوانوردی عمومی به‌روش

بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی

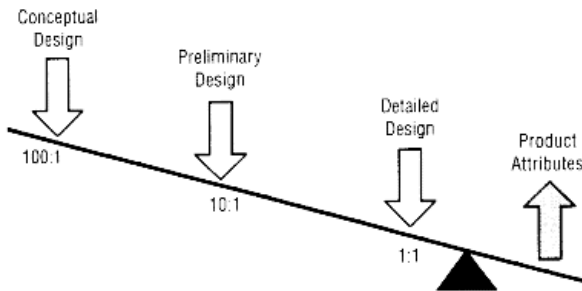
فرآیند کلی طراحی سنتی در شکل ۱ نشان داده شده است. این فرآیند از سه مرحله اصلی شامل طراحی مفهومی، طراحی اولیه و طراحی با جزئیات تشکیل شده است. هرگاه در فرآیند طراحی به‌ر دلیل، طراح ناچار شود طرح اولیه را عوض کند، کوچک‌ترین تصمیم در فاز طراحی مفهومی به طرحی کاملاً متفاوت از طرح اولیه خواهد انجامید. اما در فازهای بعدی طراحی، تغییر تصمیمات در طرح اولیه، دگرگونی اساسی ایجاد نمی‌کند. شکل ۲ این مطلب را به شکل نمادین نمایش می‌دهد. از این‌رو استفاده از روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی در فاز طراحی مفهومی از اهمیت بسزایی برخوردار است. در ادامه تعریف مسئله طراحی هواپیمای هوانوردی عمومی در قالب بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی ارائه خواهد شد.

۳-۱. ساختار بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی

به‌طور کلی، به‌منظور پیاده‌سازی بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی دو دسته ساختار تک سطحی (مانند همه در یک مرحله، امکان‌پذیری طراحی تک‌موضوعی و امکان‌پذیری طراحی

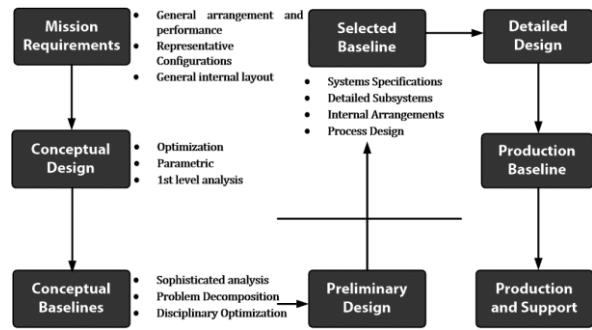
مرور کارهای گذشته حاکی از اهمیت و پیشرفت روز افزون این حوزه می‌باشد که تدوین نرم‌افزارهای جامع در این زمینه کمک شایانی در توسعه این حوزه تحقیقاتی و ارائه هر چه بیشتر مزایا و معایب آن می‌نماید. به‌منظور برداشتن گامی در جهت این مهم، "نرم‌افزار جامع بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیمای هوانوردی عمومی" تدوین شده که در این مقاله به معرفی آن پرداخته شده است. در این نرم‌افزار انتخاب پارامترهای تأثیرگذار و همبسته نسبت به وزن و برد هواپیما صورت گرفته است تا بتوان مسئله را به‌صورت چند هدفه بیان نمود. بعلاوه روش طراحی به‌کار رفته در اینجا بر مبنای روش گودمانسون بوده که مختص طراحی هواپیمای هوانوردی عمومی است. از سوی دیگر، قیود پایداری و کنترلی مؤثر به‌منظور دست یافتن به یک طرح امکان‌پذیر در طراحی لحاظ گردیده است تا بتوان عملکرد و پایداری هواپیما را در بوته نقد قرار داد. از مهمترین ویژگی‌های این نرم‌افزار می‌توان به لحاظ کردن امکان انتخاب ایرفویل‌های مختلف برای ریشه و نوک بال و همچنین انتخاب موتورهای مختلف از جامع آماری این دسته هواپیماها در کنار مشخصات ظاهری بال و دم به‌عنوان متغیرهای طراحی اشاره کرد. در ادامه، روند انجام طراحی در این نرم‌افزار به‌تفصیل بیان می‌شود. منظور از روش گودمانسون، استفاده از مراحل و روندی است که برای طراحی هواپیمای هوانوردی عمومی در کتاب گودمانسون بیان شده است که بنا بر به کارگیری از روش‌های تحلیل و عدم اتکای بیش از حد به اطلاعات آماری، تمرکز خاص بر روی هواپیماهای هوانوردی عمومی و داشتن روندی یکپارچه موجب شده است تا این روند طراحی به جهت استفاده در طراحی‌های بهینه‌ی هواپیماهای هوانوردی عمومی مناسب‌تر و کاربردی‌تر واقع گردد. دسته هواپیمای در نظر گرفته شده در این نرم‌افزار از کلاس هواپیماهای هوانوردی عمومی ۶ نفره است. اهداف در نظر گرفته شده کاهش وزن کل و افزایش برد پروازی با لحاظ کردن قیود پایداری می‌باشند. موضوعات پیش‌رانش، وزن و سائزبندی، آیرودینامیک و عملکرد برای تشکیل حلقه تحلیل چندموضوعی در ارتباط با یکدیگر قرار گرفته‌اند. به‌منظور بهینه‌سازی چندهدفه از الگوریتم NSGA-II^۲ [۲۸] استفاده شده است تا بتوان به‌خوبی مجموعه جواب‌های ممکن حاصل از طراحی را در قالب جبهه پرتو نشان داد. اگرچه در مسائل بهینه‌سازی تک‌هدفه ممکن است به یک پاسخ بهینه خاص دست یافت ولی در مسائل بهینه‌سازی

هوانوردی عمومی در قالب این ساختار می باشد. موضوعات پیشرانش، وزن و سائزبندی، آیرودینامیک، عملکرد و پایداری در قالب ساختار امکان پذیری طراحی چندموضوعی حلقه تحلیل چندموضوعی را تشکیل داده اند که شکل ۳ ارتباط میان موضوعات را نشان می دهد.

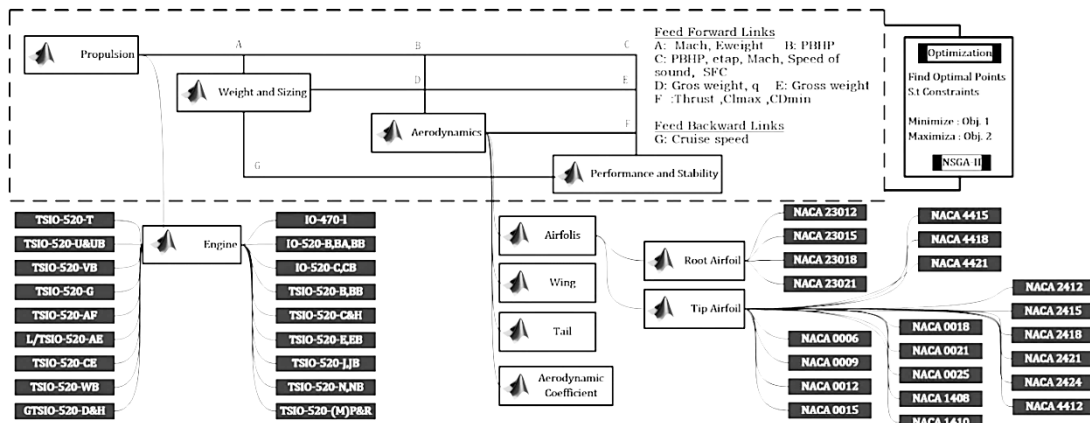


شکل ۲. تأثیر گذاری تصمیمات هر فاز از طراحی در طرح کلی [۳۱]

چندموضوعی) و چند سطحی (مانند بهینه سازی همزمان زیرفضاها، هم نهشتی سیستم یکپارچه دو سطحی، بهینه سازی مشارکتی) وجود دارد. ساختار امکان پذیری طراحی چندموضوعی از ساختارهای رایج به کار رفته در طراحی وسایل هوافضایی است که به دلیل کاربردی بودن و سادگی در پیاده سازی در این مقاله نیز مورد استفاده قرار گرفته است. هدف اصلی طراحی یک هواپیمای



شکل ۱. فرآیند طراحی سنتی [۳۰]



شکل ۳. قالب بندی امکان پذیری طراحی چندموضوعی برای هواپیمای هوانوردی عمومی

جدول ۱. تنظیمات بهینه سازی چندهدفه

مقدار	پارامترها
۳۰	تعداد نسل
۸۰	تعداد جمعیت
۱/۲	نسبت عملگر فرزندآوری
۲	تعداد تابع هدف
۸	تعداد متغیرهای طراحی
۱۰	تعداد قیود طراحی

۳-۳. متغیرهای طراحی

در مسائل بهینه سازی طراحی هواپیمای متغیرهای بسیاری می توانند در نظر گرفته شوند. بسته به موضوعات انتخابی و اهداف مد نظر

۳-۲. الگوریتم بهینه سازی

در نرم افزار تدوین شده، مسئله طراحی به صورت یک مسئله بهینه سازی چندهدفه تنظیم شده است. دو هدفی که در این مسئله در نظر گرفته شده اند کاهش وزن خالص و افزایش برد پروازی در فاز سیر می باشد. توانمندی الگوریتم های تکاملی در حل مسائل بهینه سازی چند هدفی به اثبات رسیده است. الگوریتم ژنتیک دارای کاربردهای بسیار وسیعی در حل مسائل عملی گوناگون برای محقق ساختن یک تعادل در بین اهداف رقابتی می باشد. جزئیات بیشتر در مورد الگوریتم بهینه سازی چندهدفه ژنتیک در مرجع [۱۶] بیان شده است. تنظیمات مربوط به الگوریتم بهینه ساز که در این مقاله به کار رفته، در جدول ۱ ارائه شده است.

رابطه حداکثر برد فاز سیر در بخش ۴-۳-۲ بیان شده است.

۳-۵. قیود طراحی

قیود موجود در این مقاله شامل قیودی بر اساس نیازمندی‌های ابعادی و تحلیل‌های پایداری استاتیکی می‌باشند که حد و مرز آنها بر اساس مقادیر موجود در مرجع [۱] مقداردهی شده‌اند که در جدول ۳ قیود طراحی بیان شده است.

جدول ۲. متغیرهای طراحی

محدوده پایین	محدوده بالا	نماد	واحد	متغیر طراحی
۱	۵	C_r	متر	وتر ریشه بال
۰/۵	۲	C_t	متر	وتر نوک بال
۸	۲۰	b	متر	طول دهانه بال
۰	۱۰	Λ_{LE}	درجه	سوئپ حمله بال
۲	۷	b_{HT}	متر	طول دهانه دم افقی
۰	۱۰	Λ_{HT}	درجه	سوئپ دم افقی
۱	۵	b_{VT}	متر	طول دهانه دم عمودی

جدول ۳. قیود طراحی

محدوده قابل قبول	علامت	قیود
$0.015 < C_{D_{min}} < 0.06$	$g_1(x)$	کمینه ضریب نیروی پسا
$3.0 < C_{L_a} < 6.0$	$g_2(x)$	نرخ تغییر ضریب نیروی برآ برحسب زاویه حمله
$C_{m_a} < 0$	$g_3(x)$	نرخ تغییر ضریب گشتاور فراز برحسب زاویه حمله
$C_{l_{\beta}} < 0$	$g_4(x)$	تغییر در ضریب گشتاور غلت با توجه به زاویه سرش ^۴
$C_{n_{\beta}} > 0$	$g_5(x)$	تغییر در ضریب گشتاور سمت با توجه به زاویه سرش
$\lambda_{wing} < 1$	$g_6(x)$	نسبت باریک‌شوندگی بال
$3 < AR_{HT} < 5$	$g_7(x)$	نسبت منظری دم افقی
$0.9 < AR_{VT} < 2$	$g_8(x)$	نسبت منظری دم عمودی

شده، به‌منظور فراهم نمودن نیروی پیشران مورد نیاز طراحی موتور صورت نمی‌گیرد؛ بلکه مطابق با نیاز، موتور مدنظر از سایر شرکت‌های طراحی و ساخت موتور هواپیما تأمین می‌گردد. اما با توجه به آن‌که در یک طراحی هواپیما، ممکن است وجود متغیرهای طراحی تأثیرگذار در پیکربندی و همچنین عملکرد هواپیما موجب گردد تا موتور انتخابی کارایی و عملکرد خود را با توجه به تغییرات متغیرهای طراحی از دست بدهد، پس با توجه به این موضوع، در این مقاله اطلاعات و مشخصات عملکردی

برای بهینه‌سازی، متغیرهای طراحی انتخاب می‌شوند. لازم به ذکر است که متغیرهای طراحی باید تأثیر قابل توجهی روی توابع هدف مسئله بهینه‌سازی و قیود مسئله داشته باشند. در جدول ۲، متغیرهای طراحی منتخب این نرم‌افزار برای طراحی یک هواپیمای هوانوردی عمومی شامل متغیرهای پیوسته (ابعاد بال، دم‌های افقی و عمودی) و همچنین متغیرهای گسسته (نوع موتور و ایرفویل‌های ریشه و نوک بال) آورده شده است.

۳-۴. توابع هدف

توابع هدف مسئله بهینه‌سازی شامل حداقل وزن خالص هواپیما و حداکثر برد فاز سیر است که فرم‌بندی ریاضی آن در ادامه تبیین شده است.

حداقل وزن خالص هواپیما:

$$f_1(x) = \min\{\text{gross weight}\}$$

رابطه حداقل وزن خالص هواپیما در بخش ۴-۲ بیان شده است.

حداکثر برد فاز سیر:

$$f_2(x) = \max\{\text{cruise range}\}$$

۴. مدل‌سازی موضوعات

در این بخش، مدل‌سازی موضوعات به‌کار رفته در حلقه‌ی طراحی چندموضوعی هواپیمای هوانوردی عمومی که در شکل ۳ نشان داده شده است، تشریح می‌گردد.

۴-۱. موتور

پیشران و نیرو محرکه یک هواپیما که توسط موتور تولید می‌شود وظیفه اصلی جلوبرندگی هواپیما را به‌عهده دارد. در نرم‌افزار تدوین

تعدادی از موتورهای مربوط به دسته هواپیماهای هوانوردی عمومی به عنوان یک بانک اطلاعاتی نرم افزاری تهیه شده اند و در نرم افزار مورد استفاده قرار می گیرند. برای هر کدام از موتورها با توجه به ترتیبی که در جدول ۴ آمده، شماره‌دهی لحاظ گردیده است که در روند بهینه سازی این شماره‌دهی تحت عنوان متغیر طراحی تعیین می گردد. با توجه به تغییرات حاصله در ساختار

هواپیما و همچنین بهینه نمودن توابع هدف، مناسب ترین موتور از لحاظ عملکردی انتخاب می گردد. تمامی موتورهای لحاظ شده در این نرم افزار از سری موتورهای شرکت کانتیننتال بوده که از مزیت های این نرم افزار تعمیم دادن بانک اطلاعاتی موتور برای هر شرکت موتورسازی دیگر با مشخصات پیشرانشی متفاوت می باشد.

جدول ۴. موتورهای به کار رفته در نرم افزار طراحی

شمارنده موتور	نوع موتور	طول (m)	عرض (m)	وزن خشک (kg)	توان برخاست (hp)	مصرف سوخت ویژه
۱	IO-470-1	۱/۰۶۹	-/۸۵۲	۲۱۰/۹۲	۲۶۰	۰/۴۸
۲	IO-520-B, BA, BB	۰/۹۶۴	-/۸۵۲	۱۸۴/۱۵	۲۸۵	۰/۵۹
۳	IO-520-C, CB	۱/۰۸۹	-/۸۵۲	۱۸۰/۹۸	۲۸۵	۰/۵۷
۴	TSIO-520-B, BB	۱/۰۰۸	-/۸۵۲	۱۸۴/۶۱	۲۸۵	۰/۵۹
۵	TSIO-520-C & H	۱/۰۳۹	-/۸۵۲	۱۸۸/۲۴	۲۸۵	۰/۶۴۵
۶	TSIO-520-E, EB	۱/۰۰۹	-/۸۵۲	۱۸۳/۷۰	۳۰۰	۰/۶
۷	TSIO-520-J, JB	۱/۳۸۰	-/۸۵۲	۱۷۹/۱۶	۳۱۰	۰/۵۶۲۵
۸	TSIO-520-N,NB	۱/۳۸۰	-/۸۵۲	۱۸۳/۲۵	۲۸۵	۰/۵۶۲۵
۹	TSIO-520-(M) P & R	۱/۰۳۹	-/۸۵۲	۱۸۹/۱۴	۳۱۰	۰/۵۴
۱۰	TSIO-520-T	۰/۹۷۰	-/۸۵۲	۱۹۳/۲۳	۳۰۰	۰/۶۱
۱۱	TSIO-520-U & UB	۱/۱۳۶	-/۸۵۲	۱۹۱/۴۱	۳۲۵	۰/۶۷۵
۱۲	TSIO-520-VB	۰/۹۹۶	۰/۸۴۵	۱۸۴/۱۵	۳۲۵	۰/۶۳
۱۳	TISO-520-G	۱/۰۳۹	-/۸۵۲	۱۹۶/۴۰	۳۰۰	۰/۶۲
۱۴	TISO-520-AF	۱/۰۲۳	-/۸۵۲	۱۸۹/۶	۲۸۵	۰/۵۶۲
۱۵	L/TSIO-520-AE	۰/۹۶۶	۰/۸۴۵	۱۶۵/۵۶	۲۵۰	۰/۵۶
۱۶	TISO-520-CE	۱/۰۴۱	۰/۸۶۳	۲۳۹/۰۴	۳۲۵	۰/۵۷
۱۷	TSIO-520-W B	۱/۲۸۵	-/۸۵۲	۱۸۸/۶۹	۳۷۵	۰/۶۳
۱۸	GTSIO-520-D & H	۱/۰۸۱	۰/۸۶۴	۲۱۹/۵۳	۳۷۵	۰/۶

۴-۲. وزن و سائزبندی

داشتن یک وزن متعادل و بهینه با حفظ تمامی قیود، نیازها و ساختارهای کلی در جهت یک طراحی موفق، رایج ترین شیوه در طراحی و تخمین وزن یک هواپیما است. به دلیل گستردگی اجزاء مختلف در طراحی و ساخت یک هواپیما و همچنین دقت در روند طراحی و دستیابی به مقادیر دقیق و کاهش خطاهای موجود، تخمین و محاسبه وزن هواپیما به صورت جز به جز صورت گرفته است. برای محاسبه وزن اجزاء از روش های موجود که ریمر [۳۲] نیکولای [۳۳] و ترنیک [۳۴] بیان نموده اند و در مرجع [۱] آورده شده، استفاده گردیده است.

محاسبه وزن بال [۳۱]

$$W_W = 0.036 S_W^{0.758} W_{FW}^{0.0035} \left(\frac{AR_W}{\cos^2 \Lambda_C} \right)^{0.6} \times q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100 \frac{t}{c}}{\cos \Lambda_C} \right)^{-0.3} (n_z W_o)^{0.49} \quad (1)$$

محاسبه وزن دم افقی [۳۲]

$$W_{HT} = 0.016 S_{HT}^{0.896} \left(\frac{AR_{HT}}{\cos^2 \Lambda_{HT}} \right)^{0.043} q^{0.168} \times \lambda_{HT}^{-0.02} \left(\frac{100 \frac{t}{c}}{\cos \Lambda_{HT}} \right)^{-0.12} (n_z W_o)^{0.414} \quad (2)$$

محاسبه وزن دم عمودی [۳۲]

$$W_{VT} = 0.073 S_{VT}^{0.873} (1 + 0.2 F_{tail}) \left(\frac{AR_{VT}}{\cos^2 \Lambda_{VT}} \right)^{0.357} \times q^{0.122} \lambda_{VT}^{0.039} \left(\frac{100 \frac{t}{c}}{\cos \Lambda_{VT}} \right)^{-0.49} (n_z W_o)^{0.376} \quad (3)$$

محاسبه وزن پیکره [۳۲]

۴-۳-۱. ایرفویل

شاید به جرات بتوان یکی از اساسی ترین بخش‌های یک بال را ایرفویل مربوط به آن دانست زیرا یک ایرفویل تأثیر بسزایی در افزایش و کاهش ضرایب آیرودینامیکی، سوخت و برد دارد. همچنین از نظر سازه و مقدار حجم سوخت موجود در بال، شکل ایرفویل بسیار مؤثر است. همان‌طور که در اکثر هواپیماهای امروزی مشهود است، کم‌تر دیده می‌شود که ایرفویل ریشه بال و ایرفویل نوک بال یکسان باشند. از این رو در نرم‌افزار توسعه یافته، ایرفویل‌های متفاوتی برای ریشه و نوک بال در نظر گرفته شده است. در این نرم‌افزار، برای ریشه و نوک بال تعدادی از ایرفویل‌های مناسب با این دسته از هواپیماها در یک بانک اطلاعاتی فراهم شده است [۳۵]. برای هر یک از ایرفویل‌های ریشه و نوک بال شماره‌های اختصاص داده شده که در جدول ۵، شماره‌ها و نوع ایرفویل‌ها قابل مشاهده می‌باشند.

جدول ۵. ایرفویل‌های به کار رفته در نرم‌افزار طراحی

لیست ایرفویل‌های مربوط به نوک بال سری چهار ناکا			
شماره	ایرفویل	شماره	ایرفویل
۱	۰۰۰۶	۱۱	۲۴۱۲
۲	۰۰۰۹	۱۲	۲۴۱۵
۳	۰۰۱۲	۱۳	۲۴۱۸
۴	۰۰۱۵	۱۴	۲۴۲۱
۵	۰۰۱۸	۱۵	۲۴۲۴
۶	۰۰۲۱	۱۶	۴۴۱۲
۷	۰۰۲۵	۱۷	۴۴۱۵
۸	۱۴۰۸	۱۸	۴۴۱۸
۹	۱۴۱۰	۱۹	۴۴۲۱
۱۰	۱۴۱۲		
لیست ایرفویل‌های مربوط به ریشه بال سری پنج ناکا			
شماره	ایرفویل	شماره	ایرفویل
۱	۲۳۰۱۲	۳	۲۳۰۱۸
۲	۲۳۰۱۵	۴	۲۳۰۲۱

این شماره‌ها به صورت متغیر طراحی گسسته در روند بهینه‌سازی لحاظ گردیده‌اند تا برخلاف سایر طراحی‌های مرسوم، ایرفویل‌ها نیز به عنوان یکی از موثرترین پارامترهای طراحی در روند رسیدن به طرح بهینه تحت عنوان متغیرهای طراحی لحاظ گردند.

$$W_{FUS} = 0.052 S_{FUS}^{10.86} (n_z W_o)^{0.177} l_{HT}^{-0.051} \times \left(\frac{l_{FS}}{d_{FS}}\right)^{-0.072} q^{0.241} + 11.9 (V_P \Delta P)^{0.271} \quad (4)$$

محاسبه وزن ارابه فرود اصلی [۳۴]

$$W_{mg} = 40 + 0.16 W_{to}^{0.75} + 0.019 W_{to} + 1.5 \times 10^{-5} W_{to}^{1.5} \quad (5)$$

محاسبه وزن ارابه فرود دماغه [۳۴]

$$W_{mg} = 20 + 0.1 W_{to} + 2 \times 10^{-5} W_{to}^{1.5} \quad (6)$$

محاسبه وزن موتور [۱]

$$W_{EI} = 2.575 W_{ENG}^{0.922} N_{ENG} \quad (7)$$

محاسبه وزن سیستم‌های کنترل پروازی [۳۲]

$$W_{CTRL} = 0.053 l_{FS}^{1.536} b^{0.371} (n_z W_o \times 10^{-4})^{0.8} \quad (8)$$

محاسبه وزن سیستم هیدرولیکی [۳۲]

$$W_{HYD} = 0.001 W_o \quad (9)$$

محاسبه وزن سیستم‌های اویونیک [۳۲]

$$W_{AV} = 2.117 W_{UAV}^{0.993} \quad (10)$$

محاسبه وزن سیستم الکترونیکی [۳۳]

$$W_{EL} = 12.57 (W_{FS} + W_{AV})^{0.51} \quad (11)$$

محاسبه وزن تهویه هوا و ضد یخ [۳۳]

$$W_{AC} = 0.265 W_o^{0.52} N_{OCC}^{0.68} W_{AV}^{0.17} M^{0.08} \quad (12)$$

محاسبه وزن لوازم [۳۳]

$$W_{FURN} = 0.0582 W_o - 65 \quad (13)$$

وزنی که در محاسبات موضوع مربوطه دارای اهمیت می‌باشد، وزن خالص هواپیما W_o می‌باشد که از مجموع وزن‌های بار مفید و وزن خالی هواپیما براساس روابط (۱۴) تا (۱۶) به دست می‌آید. اما باید به این نکته توجه داشت که شاید بتوان اساسی‌ترین پارامتر موجود در تخمین و محاسبه وزن را وزن خالی هواپیما دانست [۱].

$$Useful Load = W_{payload} + W_{crew} + W_{fuel} \quad (14)$$

$$W_{EMPTY} = W_w + W_{HT} + W_{VT} + W_{FUS} + W_{EI} + W_{CTRL} + W_{HYD} + W_{AV} + W_{EL} + W_{AC} + W_{FURN} \quad (15)$$

$$W_{gross weight} = W_{EMPTY} + Useful Load \quad (16)$$

۴-۳. آیرودینامیک

در این بخش اجزا تأثیرگذار بر طراحی از بخش آیرودینامیک معرفی می‌شوند.

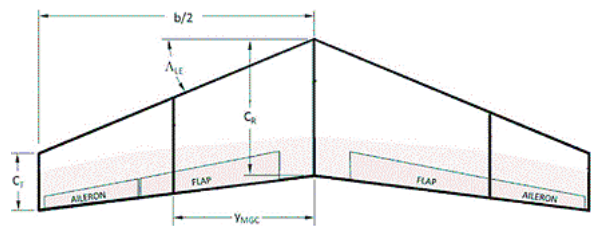
۴-۳-۲. بال

سطوح برآزا می توانند تحت عنوان یک جسم سه بعدی که هدف اولیه شان تولید بارهای آیرودینامیکی به خصوص برآ می باشد، تعریف گردند.

هر سیستم افزایش دهنده برآ، هزینه های تولید و تعمیر و نگهداری را افزایش می دهد. از این رو، هدف طراحان انتخاب ساده ترین سیستم هایی است که این وظیفه را با بهترین عملکرد انجام دهند [۱].

۴-۳-۱. آناتومی بال

آناتومی یک بال معمولاً به صورت آنچه که در شکل ۴ آمده است تعریف می گردد. هر یک از پارامترهای مربوطه با استفاده از روابط (۱۷) تا (۲۶)، قابل محاسبه می باشند [۱].



شکل ۴. آناتومی بال [۱]

مساحت بال [۱]

$$S = b \left(\frac{C_r + C_t}{2} \right) \quad (۱۷)$$

نسبت منظری [۱]

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (۱۸)$$

نسبت باریک شونده گی [۱]

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad (۱۹)$$

وتر میانگین [۱]

$$C_{avg} = \frac{C_r + C_t}{2} = \frac{C_r}{2} (1 + \lambda) \quad (۲۰)$$

وتر هندسی متوسط [۱]

$$C_{MGC} = \left(\frac{2}{3} \right) C_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (۲۱)$$

وتر آیرودینامیکی متوسط [۱]

$$C_{MAC} \approx C_{MGC} \quad (۲۲)$$

موقعیت عمودی وتر هندسی متوسط لبه حمله [۱]

$$y_{MGC} = \left(\frac{b}{6} \right) \left(\frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right) \quad (۲۳)$$

موقعیت افقی وتر هندسی متوسط لبه حمله [۱]

$$x_{MGC} = y_{MGC} \tan(A_{LE}) \quad (۲۴)$$

زاویه خط ربع وتر [۱]

$$\tan A_C = \tan A_{LE} + \frac{C_r}{2b} (\lambda - 1) \quad (۲۵)$$

زاویه یک خط دلخواه وتر [۱]

$$\tan A_n = \tan A_m - \frac{4}{AR} \left[\frac{(n-m)(1-\lambda)}{1+\lambda} \right] \quad (۲۶)$$

۴-۳-۲. روش خط برآزای پرانتل

تاریخچه هوانوردی نشان می دهد که اکثر هواپیماها دارای پلان-فرم هایی غیر از پلان-فرم های بیضوی می باشند که این امر منجر به گسترش روش خط برآز برای بال های غیر بیضوی گردید. با توجه به نقاط قوت گردابه دهانه بال و با استفاده از سری سینوسی فوریه که شامل N ترم است، می توان این روش را پیاده سازی نمود.

سری فوریه توزیع برآ [۱]

$$\Gamma(\phi) = 2bV \sum_{n=1}^N A_n \sin n\phi \quad (۲۷)$$

معادله هواپیمای تک باله [۱]

$$\sum_{n=1}^N A_n \sin n\phi (\mu n + \sin \phi) = \mu(\alpha - \alpha_{ZL}) \sin \phi \quad (۲۸)$$

باید توجه داشت که اگر توزیع برآ متقارن باشد تمامی مقادیر n حذف می شوند. به منظور پایه گذاری یک سیستم معادلات چندمجهولی، معادله هواپیمای تک باله استفاده شده است و همان گونه که در معادله (۲۹) قابل مشاهده است، سمت چپ معادلات را ماتریس تأثیر آیرودینامیکی می نامند.

$$\begin{bmatrix} \sin \phi_1 (\mu + \sin \phi_1) & \dots & \sin N\phi_1 (N\mu + \sin \phi_1) \\ \sin \phi_2 (\mu + \sin \phi_2) & \ddots & \sin N\phi_2 (N\mu + \sin \phi_2) \\ \vdots & & \vdots \\ \sin \phi_N (\mu + \sin \phi_N) & \dots & \sin N\phi_N (N\mu + \sin \phi_N) \end{bmatrix} \quad (۲۹)$$

$$\times \begin{bmatrix} A_1 \\ A_2 \\ \vdots \\ A_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mu(\alpha - \alpha_{ZL_1}) \sin \phi_1 \\ \mu(\alpha - \alpha_{ZL_2}) \sin \phi_2 \\ \vdots \\ \mu(\alpha - \alpha_{ZL_N}) \sin \phi_N \end{bmatrix}$$

با حل دستگاه معادلات فوق نتایجی قابل توجه حاصل می گردد که در روابط (۳۰) تا (۳۶) آورده شده اند.

نیروی برآ [۱]

$$L = \frac{1}{2} \rho V \cdot S \cdot (\pi \cdot AR \cdot A_1) = \frac{1}{2} \rho V \cdot b^2 \cdot \pi \cdot A_1 \quad (۳۰)$$

پس القایی برآ [۱]

طراحی دم تاثیر گذارند که در این بخش به آن‌ها پرداخته نمی‌شود و یا به صورت قید بر روی تابع هدف ظاهر می‌شوند [۱].

۴-۳-۳-۲. تعادل طولی اجزاء هواپیما

یکی از مهم‌ترین مزیت‌های معادلات پایداری طولی استفاده آن‌ها برای تعیین پایداری استاتیکی است. رابطه (۳۷) برای محاسبه زاویه حمله (α) ، انحراف سکان افقی (δ_e) و نیروی پیشران مورد نیاز (T) برای یک پرواز هم‌تراز^۹ استفاده می‌شود.

این فرمول‌بندی برای هر پیکربندی از هواپیما (دم، بال، بدنه و ...) استفاده می‌شود [۱].

$$\begin{bmatrix} C_{D\alpha} & C_{D\delta_e} & -\frac{T \cos(\epsilon_T)}{qS} \\ C_{L\alpha} & C_{L\delta_e} & \frac{T \sin(\epsilon_T)}{qS} \\ C_{m\alpha} & C_{m\delta_e} & \frac{z_T T}{qS C_{MGC}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha \\ \delta_e \\ T \end{Bmatrix} \quad (37)$$

$$= \begin{Bmatrix} -C_{D_{min}} - C_{D\delta_f} \delta_f \\ \frac{W}{qS} - C_{L_0} - C_{L\delta_f} \delta_f \\ -\frac{T_N x_T}{qS C_{MGC}} - C_{m_0} - C_{m\delta_f} \delta_f \end{Bmatrix}$$

با حل معادله ماتریسی (۳۷)، زاویه حمله (α) ، انحراف سکان افقی (δ_e) و نیروی پیشران مورد نیاز (T) برای یک پرواز هم‌تراز به دست می‌آید.

۴-۳-۳-۳. اندازه سطوح دم و موقعیت قرارگیری

هدف از این بخش، تعیین طول بازوی افقی دم (l_T) ، مساحت دم-های افقی و عمودی، دهانه بال‌های افقی و عمودی و همچنین وتر میانگین دم‌ها بر مبنای حجم دم‌های عمودی و افقی است. طول بازوی افقی فاصله بین یک چهارم وتر میانگین هندسی و یک چهارم وتر از دم افقی است که از رابطه (۳۸) محاسبه می‌شود [۱].

$$l_T = \sqrt{\frac{2.S_{REF}(V_{HT} C_{REF} + V_{VT} b_{REF})}{\pi(R_1 + R_2)}} \quad (38)$$

با محاسبه l_T ، مساحت مورد نیاز دم افقی و دم عمودی، دهانه بال و وتر میانگین دم افقی از روابط (۳۹) تا (۴۴) به دست می‌آید [۱].

مساحت دم افقی [۱]

$$S_{HT} = \frac{V_{HT} S_{REF} C_{REF}}{l_T} \quad (39)$$

مساحت دم عمودی [۱]

$$D_i = \frac{\rho V^2}{2} b^2 \pi \sum n A_n^2 \quad (31)$$

ضریب برآ [۱]

$$C_L = \pi A R \times A_1 \quad (32)$$

شیب منحنی برآ از رابطه (۳۳) محاسبه می‌گردد.

شیب منحنی برآ [۱]

$$C_{L\alpha} = \frac{C_L}{\alpha - \alpha_z} = \frac{\pi A R A_1}{\alpha - \alpha_z} \quad (33)$$

ضریب پسا القایی برآ [۱]

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A R} (a + \delta) = \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad (34)$$

$$\delta = \sum_{n=2}^N n \left(\frac{A_n}{A_1}\right)^2 = 3 \left(\frac{A_3}{A_1}\right)^2 + 5 \left(\frac{A_5}{A_1}\right)^2 + 7 \left(\frac{A_7}{A_1}\right)^2 + \dots \quad (35)$$

سرعت هوایی هواپیما [۱]

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (36)$$

۴-۳-۳-۴. دم

وظیفه دم در هواپیما کمک به تأمین پایداری و کنترل است و از این رو یکی از مهم‌ترین اجزاء هواپیما به حساب می‌آید.

۴-۳-۳-۴.۱. سایزبندی دم

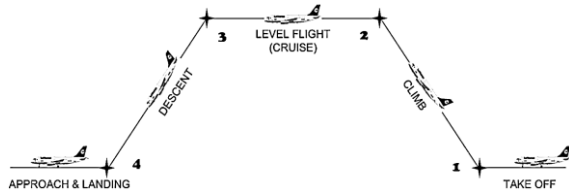
سایزبندی دم^۷ به فرآیند تعیین اندازه، شکل و موقعیت سطوح کنترلی می‌پردازد. فرآیند تعیین شکل هندسی دم عمودی و افقی در گام‌های زیر دنبال می‌شود.

در گام اول ابتدا باید نوع پیکربندی مناسب دم با توجه به هواپیماهای هم‌رده اتخاذ شود. این انتخاب با توجه به مشخصه‌های دیگری نظیر وزن، پیچیدگی مکانیکی و کارایی اختیار می‌شود.

در گام دوم شکل هندسی دم با توجه به اطلاعات هواپیماهای هم‌رده تخمین زده می‌شود. در این گام باید به این نکته توجه نمود که این داده‌برداری، یک تخمین اولیه بر مبنای هواپیماهای هم‌رده است و در ادامه با الحاق موتور و سایر اجزاء، داده‌ها تعدیل می‌شوند.

در گام آخر زمانی که شکل دم به دست می‌آید باید دوباره این شکل باز طراحی شود. به این دلیل که یک سری فاکتور بر روی

$$R = \frac{v}{c_t \sqrt{k \cdot C_{D_{min}}}} \times \begin{bmatrix} \tan^{-1} \left(\frac{2\sqrt{k}}{\rho S V^2 \sqrt{C_{D_{min}}}} W_{ini} \right) \\ - \tan^{-1} \left(\frac{2\sqrt{k}}{\rho S V^2 \sqrt{C_{D_{min}}}} W_{fin} \right) \end{bmatrix} \quad (45)$$



شکل ۶. پروفایل پروازی [۱]

۴-۳-۴-۳. مداومت پروازی

با توجه به این که سرعت و ارتفاع ثابت است. مداومت پروازی از رابطه (۴۶) به دست می آید [۱].

$$E = \frac{1}{c_t \sqrt{k \cdot C_{D_{min}}}} \begin{bmatrix} \tan^{-1} \left(\frac{2\sqrt{k}}{\rho S V^2 \sqrt{C_{D_{min}}}} W_{ini} \right) \\ - \tan^{-1} \left(\frac{2\sqrt{k}}{\rho S V^2 \sqrt{C_{D_{min}}}} W_{fin} \right) \end{bmatrix} \quad (46)$$

۴-۴-۳-۴. پرواز سیر

پرواز سیر به عنوان پرواز مستقیم و هم تراز در یک سرعت ثابت بیان می شود. پرواز مستقیم^{۱۱}، پروازی است که در آن غلت اتفاق نمی افتد و پرواز هم تراز به معنای پرواز بدون تغییر ارتفاع است. پرواز سیر، عموماً در حالت پرواز هم تراز و مستقیم انجام می شود. حداکثر سرعت سیر هوایی^{۱۲} در مجوز پرواز، بازاریابی و عملکرد هواپیما تأثیر بسزایی دارد. از دیدگاه مجوز پرواز نه تنها از V_{max} حداکثر ضریب برای بدنه هواپیما تأثیر می گیرد بلکه مقاومت های آیروداستیک نیز بر روی آن اثرگذار است. اثر این سرعت بر روی عملکرد به صورت بازدهی و مصرف سوخت نمود پیدا می کند.

بدین ترتیب سرعت V_{max} از رابطه (۴۷) به دست می آید [۱].

$$V_{max} = \sqrt{\frac{T_{max} + \sqrt{T_{max}^2 - 4C_{D_{min}}kW^2}}{\rho S C_{D_{min}}}} \quad (47)$$

از آن جایی که نیروی پیشران برای هواپیمای ملخی تعریف

نمی شود رابطه (۴۷) به صورت رابطه (۴۸) اصلاح می شود [۱].

$$\rho S C_{D_{min}} V_{max}^3 = 550 \eta_p P_{BHP} + \quad (48)$$

$$S_{VT} = \frac{V_{VT} S_{REF} b_{REF}}{l_T} \quad (40)$$

دهانه دم افقی [۱]

$$b_{HT} = \sqrt{AR_{HT} \cdot S_{HT}} \quad (41)$$

دهانه دم عمودی [۱]

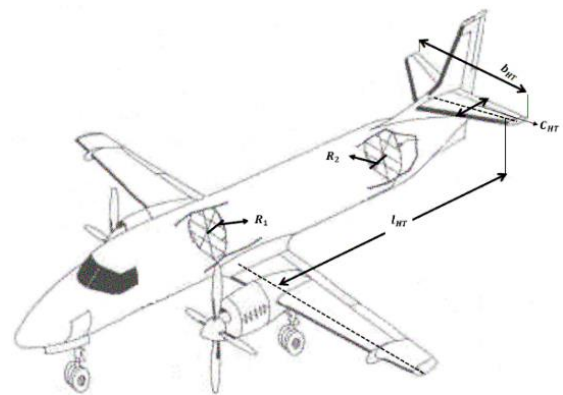
$$b_{VT} = \sqrt{AR_{VT} \cdot S_{VT}} \quad (42)$$

وتر میانگین دم افقی [۱]

$$C_{(avg)HT} = \frac{b_{HT}}{AR_{HT}} \quad (43)$$

وتر میانگین دم عمودی [۱]

$$C_{(avg)VT} = \frac{b_{VT}}{AR_{VT}} \quad (44)$$



شکل ۵. نمونه ای از پیکربندی ساده هواپیما [۱]

۴-۳-۴. عملکرد و پایداری

در این بخش به معرفی پارامترهای مهم عملکردی و پایداری در طراحی هواپیما پرداخته شده است.

۴-۴-۳-۱. برد^{۱۰} و مداومت پروازی

اکثر هواپیماها برای حمل مسافر یا بار در یک محدوده مکانی، طراحی می شوند. در این نوع هواپیماها، تأکید بر روی برد یا مداومت پروازی است. در حالی که باید سایر قیود نیز برآورده شوند. در این بخش برد و مداومت پروازی تخمین زده می شود [۱]. برد فاصله ای است که هواپیما می تواند به طور پیوسته پیماید. این فاصله یکی از فاکتورهای مهم در طراحی هواپیما است و پارامتری است که عموماً یک طراحی با آن سنجیده می شود.

۴-۴-۳-۲. آنالیز برد

آنالیز برد، بررسی مسافت، سرعت و هزینه یک پرواز است. با توجه به این که سرعت و ارتفاع بین نقاط ۲ و ۳ در شکل ۶ ثابت است؛ برد از رابطه (۴۵) به دست می آید [۱].

است که برای سایر ماموریت‌ها از قبیل هواشناسی، دیده‌بانی و همچنین باربری‌های سبک نیز قابل به کارگیری می‌باشد که این طراحی بهینه از هواپیمای هوانوردی عمومی با لحاظ نمودن متغیرهای طراحی گسسته و پیوسته و همچنین قیود پایداری استاتیکی و هندسی برای فاز پروازی سیر و ارائه یک مصالحه مابین بیشینه نمودن برد پروازی فاز کروز و کمینه نمودن وزن خالص هواپیما صورت پذیرفته است.

مقدار توابع هدف (وزن خالص و برد فاز سیر) حاصل از نرم-افزار تدوین شده با مقادیر این توابع برای هواپیمای مینا در جدول ۷ مقایسه شده است.

همان‌طور که در جدول ۷ مشاهده می‌شود، اختلاف مقادیر توابع هدف حاصل از نرم‌افزار طراحی با مقادیر توابع هدف هواپیمای مینا قابل صرف‌نظر کردن است. از این‌رو از صحت عملکرد نرم‌افزار و کدهای موضوعی توسعه یافته اطمینان حاصل می‌شود.

$$\sqrt{(550\eta_p P_{BHP})^2 - 4W^2 V_{max}^2 C_{D_{min}} k}$$

با حل معادله (۴۸) به کمک روش‌های عددی نظیر نصف‌کردن^{۱۳} حداکثر سرعت سیر هوایی به دست می‌آید.

۵. صحت‌سنجی

جهت صحت‌سنجی کدهای موضوعی تدوین شده، مقادیر متغیرهای طراحی برابر با مقادیر هواپیمای مینای هوانوردی عمومی بارن‌بی^{۱۴} در نظر گرفته شد. این مقادیر در جدول ۶ نشان داده شده است. منتها با توجه به آنکه بانک اطلاعاتی ایرفویل‌های نرم‌افزار، شامل تمامی ایرفویل‌های موجود و همچنین ایرفویل‌های به کار رفته در بارن بی ۵۵ نمی‌باشد، از این‌رو ایرفویل‌های ریشه و نوک بال با توجه به نظر کاربر انتخاب گردیده است.

ماموریت این هواپیما، حمل مسافر در سفرهای منطقه‌ای بوده

جدول ۶. مقایسه توابع هدف در نرم‌افزار تدوین شده و داده‌های بارن‌بی ۵۵

تابع هدف	وزن خالص (kg)	برد فاز سیر (km)	مسئله مورد بررسی
نرم‌افزار طراحی توسعه یافته	۲۳۰۹	۷۲۸/۵	
اطلاعات مبنای بارن‌بی ۵۵	۲۳۱۳	۷۳۲/۱	

جدول ۷. مقادیر مبنای متغیرهای طراحی

متغیر طراحی	طول ریشه بال (m)	طول نوک (m)	طول دهانه بال (m)	زاویه سوئیپ در یک چهارم وتر بال (deg)	طول دهانه دم افقی (m)	زاویه سوئیپ دم افقی (deg)	طول دهانه دم عمودی (m)	زاویه سوئیپ دم عمودی (deg)	موتور	ایرفویل نوک بال	ایرفویل ریشه بال
هواپیمای مینا	۲/۱۳	۰/۹	۱۱/۵۳	۳/۶۷۹۱	۴/۸۵	۴/۹۸۳۶	۱/۷۲۷۱	۴۹/۷۶	۱	(۱۱)	(۲)

طبق آنچه که در جبهه پرتو شکل ۷ قابل مشاهده است، تمامی نقاط بهینه موجود در این جبهه پرتو پاسخ‌های بهینه می‌باشند و این امکان را در اختیار کاربر قرار می‌دهد تا با توجه به محدودیت‌های عملیاتی و نیازمندی‌های طراحی و یا حتی ساخت، مناسب‌ترین پاسخ بهینه را از میان تمامی نقاط بهینه به دست آمده در جبهه پرتو برگزیند.

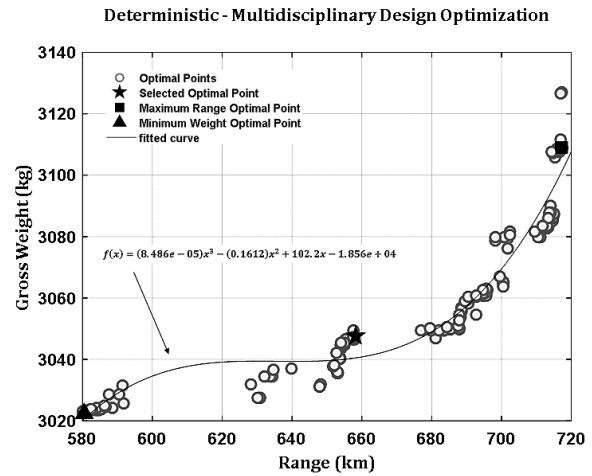
۶. نتایج نرم‌افزار بهینه‌سازی طراحی

همان‌گونه که پیشتر بیان شد نرم‌افزار بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی برمبنای ساختار امکان‌پذیری چندموضوعی با در نظر گرفتن موضوعاتی شامل وزن، پیشرانس، آیرودینامیک و کنترل و پایداری با هدف کاهش وزن خالص و افزایش برد پروازی فاز سیر هواپیما با برآورد نمودن تمامی قیود مطرح شده، تبیین گردید. جبهه پرتوی حاصل از اجرای نرم‌افزار توسعه یافته در شکل ۷ نشان داده شده است.

به جهت صحت نتایج به دست آمده، قیود مربوط به نقاط بهینه جبهه پرتو مورد بررسی قرار گرفتند که با توجه به جدول ۱۰ مقادیری که برای قیود مسئله و متناظر با هر یک از نقاط بهینه به دست آمده، نشان دهنده این موضوع است که تمامی قیود مربوطه برآورده شده اند.

می توان با تامل در مقادیر متغیرهای طراحی که هر یک از این نقاط به خود اختصاص داده اند به این مهم پی برد که در هر کدام از این نقاط بهینه، کدامین متغیر طراحی توانسته بیشترین تأثیر و یا کمترین تأثیر را داشته باشد و در نتیجه ارزش سرمایه گذاری بر پارامتر تأثیرگذارتر را توجیه نمود. به عنوان مثال و با توجه به جدول ۹، فرض بر آن است که کاربری با توجه به محدودیت های طراحی و یا حتی ساخت هواپیما، به ازای افزایش هر متر طول دهانه بال متحمل هزینه های گزافی گردد. بدین منظور با توجه به اطلاعات موجود در جدول ۹ نقطه کمینه وزن را به عنوان نقطه بهینه مدنظر قرار می دهد اما یکی دیگر از عوامل هزینه بر در روند ساخت هواپیما، انتخاب نوع موتور آن نیز می باشد. بنابراین طراح با بررسی قیمت موجود برای موتور به دست آمده در نقطه کمینه وزن و همچنین هزینه اضافی ناشی از افزایش طول دهانه بال، می تواند به این صورت عمل نماید که چنانچه هزینه ای که برای موتور متحمل می شود کم تر از هزینه ناشی از افزایش طول دهانه بال باشد این نقطه می تواند به عنوان نقطه بهینه انتخاب گردد ولی چنانچه هزینه تحمیلی توسط موتور بیش از هزینه ناشی از افزایش طول دهانه بال باشد، نقطه بهینه ای دیگر با طول دهانه بیش تر و موتوری کم هزینه تر انتخاب شود.

این در حالی است که تمامی نقاط ارائه شده در جبهه پرتو به دلیل برآورده ساختن قیود پایداری استاتیکی فضای امکان پذیری را در اختیار کاربر قرار می دهند و محدود به نقاط بهینه خاصی نمی باشند.



شکل ۷. جبهه پرتو حاصل از فرآیند بهینه سازی

به منظور بررسی دقت و صحت نتایج بهینه به دست آمده، سه نقطه دارای اهمیت از جبهه پرتو انتخاب شده که معرف نقاط بهینه بیشینه برد پروازی فاز سیر، کمینه وزن خالص موجود و مناسب ترین نقطه از لحاظ نسبت وزنی تقریباً برابر مابین دو تابع هدف، می باشند که به ترتیب به صورت مربع، مثلث و ستاره نشان گذاری شده اند. نتایج توابع هدف مربوط به نقاط انتخاب شده در جدول ۸ آورده شده که مقادیر متغیرهای طراحی متناظر با آن ها در جدول ۹ قابل مشاهده می باشند.

به منظور ارزیابی بهتر نقاط انتخاب شده، نمای شماتیک هر یک از این هواپیماها در شکل ۸ تا شکل ۱۰ رسم شده است و به منظور مقایسه بهتر، هواپیمای مبنا نیز به صورت خط چین در این تصاویر ترسیم گردیده است.

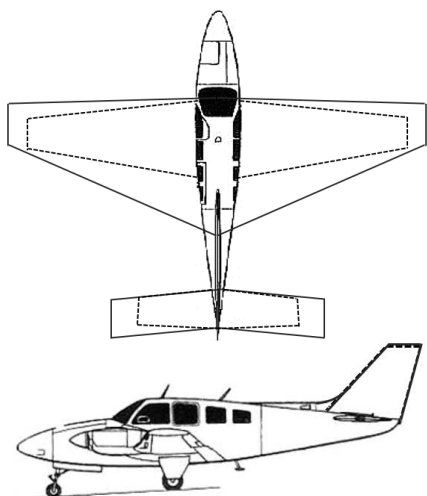
ابعاد هواپیما به ازای نقطه بهینه کمینه وزن خالص هواپیما که با علامت مثلث در جبهه پرتو نشان گذاری شده است در شکل ۹ ترسیم شده است. ابعاد هواپیما به ازای نقطه بهینه بیشینه برد پروازی فاز سیر که با علامت مربع نشان گذاری شده است در شکل ۱۰ به ازای مقادیر متغیرهای بهینه ترسیم شده است.

جدول ۸. مقدار توابع هدف در نقاط منتخب از جبهه پرتو

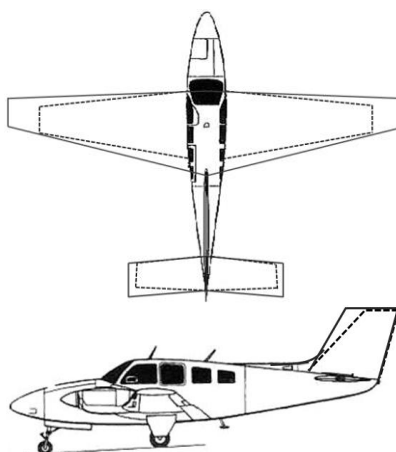
معیار انتخاب نقطه از جبهه پرتو	علائم	وزن خالص هواپیما (kg)	برد فاز سیر (km)
وزن دهی ۵۰٪ به هر هدف	★	۳۰۴۷/۷۶۵۲	۶۵۸/۱۰۷۰
مینیمم وزن	▲	۳۰۲۲/۴۹۳۲	۵۸۰/۴۶۴۰
ماکزیمم برد	■	۳۱۰۹/۲۳۰۴	۷۱۷/۱۵۷۴

جدول ۹. متغیرهای طراحی مربوط به نقاط بهینه در نظر گرفته شده

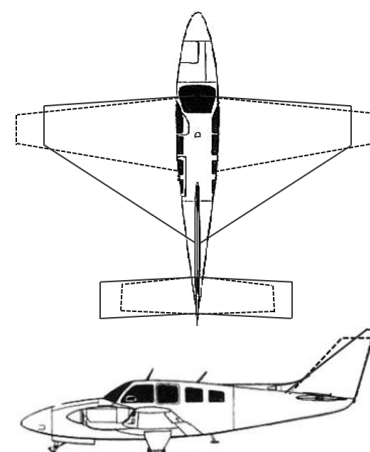
متغیر طراحی نقاط بهینه	طول ریشه بال (m)	طول نوک بال (m)	طول دهانه بال (m)	زاویه سوئیپ در یک چهارم وتر بال (deg)	طول دهانه دم افقی (m)	زاویه سوئیپ دم افقی (deg)	طول دهانه دم عمودی (m)	زاویه سوئیپ دم عمودی (deg)	موتور	ایرفویل نوک بال	ایرفویل ریشه بال
وزن دهی	۴/۱۴۴	۱/۲۵۸	۱۲/۶۴۲۹	۱/۹۶۲۴	۶/۵۰۸۶	۵/۹۱۳۳	۱/۹۷۱۶	۴۹/۳۶۲	۱۵	۷	۴
مینیمم وزن	۴/۷۹۶۴	۱/۲۹۰	۹/۷۲۹۳	۳/۸۴۱۸	۶/۱۱۳۸	۳/۱۳۱۱	۱/۷۸۲۰	۶۰	۷	۷	۴
ماکزیمم برد	۳/۰۸۴۱	۱/۰۲۹	۱۳/۶۸۴۴	۲/۲۹۲۶	۵/۴۶۷۰	۵/۳۷۵۴	۲/۰۹۴۰	۳۷/۹۰۲۱	۱۵	۱۵	۳



شکل ۱۰. ابعاد هواپیما در نقطه بهینه بیشینه برد



شکل ۹. پیکره‌بندی هواپیما در نقطه بهینه انتخاب شده با کمینه وزن



شکل ۸. پیکره‌بندی هواپیما در نقطه بهینه انتخاب شده با ضریب وزندهی ۰.۵۰

جدول ۱۰. مقادیر قیود طراحی به ازای نقاط بهینه در نظر گرفته شده

متغیر طراحی نقاط بهینه	$C_{D_{min}}$	$C_{L_{\alpha}}$	AR_{HT}	AR_{VT}	$C_{m_{\alpha}}$	λ_{wing}	$C_{n_{\beta}}$	$C_{l_{\beta}}$
وزن دهی	۰/۰۱۵۹	۴/۳۹۴	۳/۷۱۲۵	۰/۹۱۱۰	-۳/۱۹۰۹	۰/۳۰۳۶	۰/۱۷	-۰/۰۶۷۲
مینیمم وزن	۰/۰۱۵	۳/۸۵۴۵	۳/۱۴۱۲	۱/۰۵۹۶	-۴/۱۳۳۳	۰/۲۶۹۱	۰/۵۷	-۱/۳۶
ماکزیمم برد	۰/۰۱۵۲	۴/۸۲۴۱	۳/۵۱۶۶	۰/۹۵۹۹	-۰/۶۱۴۳	۰/۳۳۸۰	۰/۸۳	-۰/۹۷

۷. نتیجه گیری

در تبیین نرم افزار طراحی بهینه، روش بهینه سازی طراحی چند هدفه چند موضوعی به منظور طراحی یک هواپیمای هوانوردی در نظر گرفته شد. به منظور دست یافتن به یک طرح ممکن، قیود هندسی و پایداری استاتیکی در طراحی لحاظ گردیدند.

کدهای تحلیل موضوعی برای مدل سازی موضوعات درگیر در طراحی بر مبنای روش طراحی گودمانسون توسعه داده شد و از ساختار امکان پذیری طراحی چند موضوعی برای یکپارچه سازی و تشکیل حلقه طراحی چند موضوعی استفاده گردید. در نتیجه تدوین این نرم افزار و نتایج ارائه شده، طرح بهینه با احتساب موتورها و ایرفویل های مختلف تحت عنوان متغیرهای طراحی که امکان

لحاظ نمودن یک جامعه آماری گسترده از ایرفویل ها و موتورها را در بانک اطلاعاتی مربوط به متغیرهای طراحی موتور و ایرفویل ها وجود داشته و امکان بهبود و گسترش چنین جامعه ای فراهم گردیده تا موتورها و ایرفویل های مختلف با ویژگی های عملکردی، ابعادی و عملیاتی مختلف، امکان ادغام در روند یک طراحی بهینه به منظور دستیابی به یک پاسخ بهینه و مطلوب را دارا باشند و به واسطه نتایج چنین نرم افزاری می توان تاثیرات متقابل هر یک از موتورها و ایرفویل ها را در دستیابی به پاسخ بهینه، مورد نقد و بررسی قرار داد. علاوه بر دو متغیر طراحی گسسته بیان شده، این نرم افزار شامل سایر متغیرهای طراحی پیوسته نظیر متغیرهای هندسی بال و دم بوده که در جدول ۲ بیان شده اند و امکان بسط

و گسترش متغیرهای طراحی در این نرم افزار میسر می باشد. همچنین به وسیله تبیین چنین نرم افزاری با لحاظ نمودن متغیرهای طراحی و قیود بیان شده که شامل قیودی پایداری استاتیکی و هندسی هواپیما بوده است، نتایج بهینه به صورت مجموعه ای از پاسخ های بهینه می ممکن در قالب جبهه پرتو ارائه شده است. جبهه پرتوی حاصل این امکان را به کاربر می دهد تا با مصالحه بین اهداف و لحاظ کردن سایر معیارهای مد نظر خود، پاسخ مناسب را از میان پاسخ های جبهه پرتو انتخاب نماید. این در حالی است که تمامی نقاط ارائه شده در جبهه پرتو به دلیل برآورده ساختن کلیه قیود پایداری استاتیکی و هندسی، فضای طرح های امکان پذیری را در اختیار کاربر قرار می دهد.

فهرست علائم

سکان افقی (deg^{-1})	C_{m_0}	ضریب ممان غلت در زاویه حمله صفر	C_r	طول ریشه بال (m)	C_{REF}	طول MGC بال (m)	C_t	طول نوک بال (m)	d_{FS}	عمق سازه بدنه (m)	E	مداومت پروازی (sec)	F_{tail}	فاکتور وزن دم عمودی	$i_{AirfoilTip}$	شمارنده ایرفویل نوک بال	$i_{AirfoilTip}$	شمارنده ایرفویل ریشه بال	i_{Eng}	شمارنده موتور	k	ثابت پسا قطبی	l_{FS}	طول سازه بدنه (m)	l_{HT}	طول بازو دم افقی (m)	M	سرعت صوت (m/s)	N_{ENG}	تعداد موتور	N_{OCC}	تعداد مسافر و خدمه	n_z	ضریب بار نهایی	P_{BHP}	توان معادل نیروی پیشران (BHP)	R	برد فاز سیر (km)	R_1	شعاع بدنه در قسمت MGC بال (m)	R_2	شعاع بدنه در قسمت MGC دم (m)	S	مساحت بال (m^2)	S_{FUS}	مساحت خیس بدنه (m^2)	S_{HT}	مساحت دم افقی (m^2)	S_{REF}	مساحت سطح بال (m^2)	S_{VT}	مساحت دم عمودی (m^2)	T	نیروی پیشران (N)	T_N	نیروی کنترلی پیشران (N)	T_{max}	حداکثر نیروی پیشران (N)	V	سرعت هوایی هواپیما (ms^{-1})	V_{HT}	حجم دم افقی (m^3)	V_{max}	حداکثر سرعت سیر هوایی (ms^{-1})	V_P	حجم بخش کابین تحت فشار (m^3)	V_{VT}	حجم دم عمودی (m^3)	W	وزن هواپیما (kg)	W_O	وزن خالص طراحی هواپیما (kg)	W_{AC}	وزن پیش بینی شده از سیستم تصفیه هوا (kg)	W_{AV}	وزن پیش بینی شده از سیستم اویونیک (kg)	W_{crew}	وزن خدمه (kg)	W_{CTRL}	وزن پیش بینی شده از سیستم های کنترل پرواز (kg)	W_{EI}	وزن موتور (kg)	W_{EL}	وزن پیش بینی شده از سیستم های الکترونیکی (kg)	W_{EMPTY}	وزن خالی هواپیما (kg)	W_{ENG}	وزن موتور قبل از اتصال (kg)	AR	نسبت منظری بال	AR_{HT}	نسبت منظری دم افقی	AR_{VT}	نسبت منظری دم عمودی	AR_w	نسبت منظری بال	b	طول دهانه بال (m)	b_{HT}	طول دهانه دم افقی (m)	b_{REF}	طول دهانه بال (m)	b_{VT}	طول دهانه دم عمودی (m)	C_{avg}	طول وتر میانگین بال (m)	$C_{(avg)HT}$	طول وتر میانگین دم افقی (m)	$C_{(avg)HT}$	طول وتر میانگین دم عمودی (m)	C_{Di}	ضریب پسا القایی برآ	C_{Dmin}	حداقل ضریب پسا	$C_{D\alpha}$	تغییر در ضریب پسا با توجه به تغییر زاویه حمله deg^{-1}	$C_{D\delta_e}$	تغییر در ضریب پسا با توجه به تغییر زاویه سکان افقی deg^{-1}	$C_{D\delta_f}$	تغییر در ضریب پسا با توجه به تغییر زاویه فلپ deg^{-1}	C_L	ضریب برآ سه بعدی	$C_{L\delta_e}$	تغییر در ضریب برآ با توجه به تغییر زاویه سکان افقی deg^{-1}	C_{L_0}	ضریب برآ در زاویه حمله صفر	$C_{L\delta_f}$	تغییر در ضریب برآ با توجه به تغییر زاویه فلپ deg^{-1}	$C_{L\alpha}$	نرخ تغییر ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله	C_{MAC}	میانگین وتر آیرودینامیکی (m)	C_{MGC}	میانگین وتر هندسی (m)	$C_{m\alpha}$	نرخ تغییر ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله	$C_{m\delta_e}$	تغییر در ضریب ممان غلت با توجه به تغییر زاویه
--------------------------	-----------	---------------------------------	-------	------------------	-----------	-----------------	-------	-----------------	----------	-------------------	-----	---------------------	------------	---------------------	------------------	-------------------------	------------------	--------------------------	-----------	---------------	-----	---------------	----------	-------------------	----------	----------------------	-----	----------------	-----------	-------------	-----------	--------------------	-------	----------------	-----------	-------------------------------	-----	------------------	-------	-------------------------------	-------	------------------------------	-----	---------------------	-----------	--------------------------	----------	-------------------------	-----------	-------------------------	----------	--------------------------	-----	------------------	-------	-------------------------	-----------	-------------------------	-----	----------------------------------	----------	-----------------------	-----------	-------------------------------------	-------	----------------------------------	----------	------------------------	-----	------------------	-------	-----------------------------	----------	--	----------	--	------------	---------------	------------	--	----------	----------------	----------	---	-------------	-----------------------	-----------	-----------------------------	------	----------------	-----------	--------------------	-----------	---------------------	--------	----------------	-----	-------------------	----------	-----------------------	-----------	-------------------	----------	------------------------	-----------	-------------------------	---------------	-----------------------------	---------------	------------------------------	----------	---------------------	------------	----------------	---------------	--	-----------------	---	-----------------	---	-------	------------------	-----------------	---	-----------	----------------------------	-----------------	---	---------------	--	-----------	------------------------------	-----------	-----------------------	---------------	--	-----------------	---

نسبت باریک‌شوندگی بال	λ_w	وزن نهایی در ابتدای فاز سیر (kg)	W_{fin}
زاویه سوئیپ بال در فاصله‌ی 0.25 از میانگین مرکز هندسی (deg)	$\Lambda_{c/4}$	وزن پیش‌بینی‌شده از سیستم سوخت (kg)	W_{FS}
زاویه سوئیپ دم افقی در فاصله‌ی 0.25 از میانگین مرکز هندسی (deg)	Λ_{HT}	وزن سوخت (kg)	W_{Fuel}
نسبت باریک‌شوندگی دم افقی	λ_{HT}	وزن پیش‌بینی‌شده میلمان (kg)	W_{FURN}
نسبت باریک‌شوندگی دم عمودی	λ_{VT}	وزن پیش‌بینی‌شده سوخت موجود در بدنه (kg)	W_{FUS}
زاویه سوئیپ دم افقی در فاصله‌ی 0.25 از میانگین مرکز هندسی (deg)	Λ_{VT}	وزن سوخت بال (kg)	W_{FW}
اختلاف فشار کابین (Psi)	ΔP	وزن پیش‌بینی‌شده دم افقی (kg)	W_{HT}
زاویه حمله در برآ صفر (deg)	α_{ZL}	وزن پیش‌بینی‌شده از سیستم هیدرولیک (kg)	W_{HYD}
زاویه حمله (deg)	α	وزن اولیه در ابتدای فاز سیر (kg)	W_{ini}
چگالی هوا در ارتفاع مورد نظر (kgm^{-3})	ρ	وزن ارايه فرود اصلی (kg)	W_{mg}
فاکتور ضریب پسا القایی	δ	وزن بار (kg)	$W_{Payload}$
زاویه نیروی پیشران (deg)	ϵ_T	وزن در هنگام برخاست (kg)	W_{to}
زاویه الوتور (deg)	δ_e	وزن اویونیک قبل از اتصال (kg)	W_{UAV}
زاویه انحراف فلپ (deg)	δ_f	وزن پیش‌بینی‌شده دم عمودی (kg)	W_{VT}
ضریب کارایی ملخ	η_p	وزن پیش‌بینی‌شده بال (kg)	W_w
		موقعیت MGC از لبه‌ی حمله بال (m)	x_{MGC}
		موقعیت MGC از راستای محور طولی بال (m)	y_{MGC}
		فاصله خط نیروی پیشران از مرکز جرم در راستای z (m)	z_T

علايم يوناني

۸. مأخذ

- [1] S. Gudmundsson, General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures, First Edition, pp. 133-924, Massachusetts: Butterworth-Heinemann, 2013.
- [2] J. Sobieszczanski-Sobieski, Multidisciplinary design optimization: an emerging new engineering discipline, J. Herskovits (Eds.), Advances in Structural Optimization, pp. 483-496, Ontario: Springer, 1995.
- [3] D. Raymer, Enhancing aircraft conceptual design using multidisciplinary optimization, PhD Thesis, Department of Aeronautics Royal Institute of Technology, Stockholm, 2002.
- [4] J. Sobieszczanski-Sobieski, Multidisciplinary optimization for engineering systems: Achievements and potential, in: Optimization: Methods and applications, possibilities and limitations, Eds., pp. 42-62: Springer, 1989.
- [5] E. J. Cramer, J. Dennis, John E, P. D. Frank, R. M. Lewis, G. R. Shubin, Problem formulation for multidisciplinary optimization, SIAM Journal on Optimization, Vol. 4, No. 4, pp. 754-776, 1994.
- [6] C. L. Bloebaum, P. Hajela, J. Sobieszczanski
- [7] R. Sellar, S. Batill, J. Renaud, Response surface based, concurrent subspace optimization for multidisciplinary system design, Proceeding of The 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, pp. 714, 1996.
- [8] B. A. Wujek, J. E. Renaud, S. M. Batill, J. B. Brockman, Concurrent subspace optimization using design variable sharing in a distributed computing environment, Concurrent Engineering, Vol. 4, No. 4, pp. 361-377, 1996.
- [9] I. Kroo, I. Kroo, Multidisciplinary optimization applications in preliminary design-status and directions, Proceeding of The 38th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, pp. 1408, 1997.
- [10] A.V. DeMiguel, W. Murray, An analysis of collaborative optimization methods, Proceeding of The 8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, pp. 4720, 2000.

- [11] B. D. Roth, Aircraft family design using enhanced collaborative optimization: ProQuest, 2008.
- [12] J. Sobieszczanski-Sobieski, J. S. Agte, R. R. Sandusky, Bilevel integrated system synthesis, AIAA journal, Vol. 38, No. 1, pp. 164-172, 2000.
- [13] J. Sobieszczanski-Sobieski, T. D. Altus, M. Phillips, R. Sandusky, Bilevel integrated system synthesis for concurrent and distributed processing, AIAA journal, Vol. 41, No. 10, pp. 1996-2003, 2003.
- [14] S. Kodiyalam, J. Sobieszczanski-Sobieski, Bilevel integrated system synthesis with response surfaces, AIAA journal, Vol. 38, No. 8, pp. 1479-1485, 2000.
- [15] B. Malone, W. Mason, Multidisciplinary optimization in aircraft design using analytic technology models, Journal of Aircraft, Vol. 32, No. 2, pp. 431-438, 1995.
- [16] A. Dovi, G. Wrenn, J.-F. Barthelemy, P. Coen, L. Hall, Multidisciplinary design integration methodology for a supersonic transport aircraft, Journal of aircraft, Vol. 32, No. 2, pp. 290-296, 1995.
- [17] M. Anderson, W. Mason, An MDO approach to controlconfigured-vehicle design, Proceedings of The 6th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Bellevue: AIAA, pp. 1-10, 1996.
- [18] S. Wakayama, Multidisciplinary design optimization of the blended-wing-body, Proceedings of The 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, California: AIAA, pp. 1-9, 1998.
- [19] R. Perez, H. Liu, K. Behdinan, Flight Dynamics and Control Multidisciplinary Integration in Aircraft Conceptual Design Optimization, Proceedings of The 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, New York: AIAA, pp. 1-10, 2004.
- [20] S. M. B. Malaek, A. Ghorbani, Aircraft conceptual design based on genetic algorithm, Aerospace Mechanics Journal, Vol. 1, No. 1, pp. 101-114, 2005. (in Persian)
- [21] J. Cavalcanti, B. Mattos, P. Paglione, Optimal Conceptual Design of Transport Aircraft, Proceedings of The 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Virginia: AIAA, pp. 1-22, 2006.
- [22] M. A. Azizi, H. Salehipour, S. Farazi, Aircraft conceptual design methods based on Raskam method and its application for designing an unmanned aircraft, Mechanical Engineering Majlesi, Vol. 1, No. 3, pp. 64-74, 2008. (in Persian)
- [23] L. Cavagna, L. Riccobene, S. Ricci, A. Bérard, A. Rizzi, A fast MDO tool for aeroelastic optimization in aircraft conceptual design, Proceedings of The 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, British Columbia: AIAA, pp. 1-17, 2008.
- [24] C. Park, C.-Y. Joh, Y.-S. Kim, Multidisciplinary design optimization of a structurally nonlinear aircraft wing via parametric modeling, International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, Vol. 10, No. 2, pp. 87-96, 2009.
- [25] R. Ramanna, M. Kumar, K. Sudhakar, K. Harinarayana, Multidisciplinary Design Optimization of Transport Class Aircraft, Chakrabarti, Amaresh, Prakash, Raghu V (Eds.), ICORD'13 Global Product Development, pp. 125-135, India: Springer, 2013.
- [26] J. Yoon, N.-V. Nguyen, S.-M. Choi, J.-W. Lee, S. Kim, Y.-H. Byun, Multidisciplinary General Aviation Aircraft Design Optimizations Incorporating Airworthiness Constraints, Proceedings of the 10th AIAA aviation technology, integration, and operations (ATIO) conference, Fort Worth: AIAA, pp. 1-12, 2010.
- [27] J. Roshanian, A. A. Bataleblu, M. H Farghadani, B. Ebrahimi, Multi-Objective Multidisciplinary Design Optimization of a General Aviation Aircraft, Journal of Modares Mechanical Engineering, 2017. (in Persian)
- [28] K. Deb, A. Pratap, S. Agarwal, T. Meyarivan, A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II, IEEE Transactions on Evolutionary Computation, Vol. 6, No. 2, pp. 182-197, 2002.
- [29] D. A. Van Veldhuizen, G. B. Lamont, Evolutionary computation and convergence to a pareto front, pp. 221-228, 1998.

- [30] A. M. D. O. T. Committee, Current state of the art on multidisciplinary design optimization (MDO), An AIAA White Paper. AIAA, 1991.
- [31] J. Blair, R. Ryan, L. Schutzenhofer, W. Humphries, Launch vehicle design process: characterization, technical integration, and lessons learned, 2001.
- [32] D. P. Raymer, Aircraft design: A conceptual approach, Second Edittion, pp. 395-407, Washington: AIAA, 2006.
- [33] L. M. Nicolai, G. Carichner, L. Malcolm, Fundamentals of aircraft and airship design, First Edittion, pp. 551-574, Washington: AIAA, 2010.
- [34] E. Torenbeek, advanced aircraft design conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes, First Edittion, pp. 229-261, Chichester: Springer Science & Business Media, 2013.
- [35] I. H. Abbott, A. E. Von Doenhoff, Theory of wing sections, including a summary of airfoil data, First Edittion, pp. 111-124, New York: Dover publications, 1959.

پی نوشت

-
- 1 . Multidisciplinary Design Optimization (MDO)
 - 2 . General Aviation (GA)
 - 3 . Non-dominated Sorting Genetic Algorithm-II (NSGA-II)
 - 4 . Sideslip
 - 5 . Furnishings
 - 6 . Monoplane
 - 7 . Tail sizing
 - 8 . Elevator
 - 9 . Level
 - 10 . Range
 - 11 . Straight
 - 12 . Maximum level airspeed
 - 13 . Bisection
 - 14 . Barron B55