مجله مهندسی مکانیک مدرس، اردیبهشت 1396، دوره 17، شماره 2، ص‌ص 199-210

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی چند هدفه هواپیمای هوانوردی عمومی

جعفر روشنی‌یان[1*]، علی اصغر بطالبلو[2]، محمد حسین فرقدانی[3]، بنیامین ابراهیمی[3]

1- استاد، مهندسی هوا فضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی، تهران

2- دانشجوی دکتری، مهندسی هوا فضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی، تهران

3- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوا فضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی، تهران

* تهران، صندوق پستی 83911-16569، roshanian@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 29 آبان 1395

پذیرش: 25 دی 1395

ارائه در سایت: 19 بهمن 1395

کلید واژگان:

هواپیمای هوانوردی عمومی

بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی

بهینه‌سازی چندهدفه

برد فاز سیر

الگوریتم ژنتیک

جبهه پرتو

چکیده

در این مقاله، طراحی یک هواپیمای هوانوردی عمومی با استفاده از روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی و به‌صورت چندهدفه ارائه شده است. در فازهای اولیه طراحی، یکره‌بندی اولیه‌ی هواپیما برمبنای یک سری الزامات از پیش تعیین شده و مطالعات آماری تعیین می‌گردد. سپس موضوعات طراحی مفهومی به منظور بهبود عملکرد در قالب ساختار امکان‌پذیری طراحی چندموضوعی مدل می‌شوند. حلقه امکان‌پذیری طراحی چندموضوعی براساس انجام یک تحلیل چندموضوعی که شامل موضوعات موتور، وزن و سایزبندی، آیرودینامیک، عملکرد و پایداری است، تشکیل شده است. قیود و الگوریتم‌های لحاظ شده در طراحی برمبنای روش طراحی گودمانسون پیاده‌سازی شده است. متغیرهای طراحی با دقت و برمبنای تحلیل حساسیت روی اهداف بهینه‌سازی (کاهش وزن کل و افزایش برد) انتخاب شده‌اند. قیود پایداری استاتیکی نیز به‌منظور دست یفتن به یک طرح امکان‌پذیر در طراحی لحاظ شده است. با استفاده از روش بهینه‌سازی تکاملی چند هدفه ژنتیک، مجموعه پاسخ‌های ممکن در قالب جبهه پرتو ارائه شده است. با انتخاب موتورهای مختلف برای طراحی هواپیما و ارائه جبهه پرتو حاصل از فرایند بهینه‌سازی، امکان‌پذیری و سودمندی این روش سریع طراحی مفهومی هواپیما نشان داده شده است.

Multi-Objective Multidisciplinary Design Optimization of a General Aviation Aircraft

Jafar Roshanian*, Ali Asghar Bataleblu, Mohammad Hossein Farghadani, Benyamin Ebrahimi

Aerospace Engineering Department, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran
* P.O.B 83911-16569, Tehran, Iran, roshanian@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 19 November 2016
Accepted 14 January 2017
Available Online 07 February 2017

Keywords:
General Aviation Aircraft
Multidisciplinary Design Optimization
Gross Mass
Cruise Range
Genetic algorithm
Pareto front

ABSTRACT

In this paper, conceptual design of a General Aviation Aircraft (GAA) is explained as a multi-objective Multidisciplinary Design Optimization (MDO). In the early sizing phase, preliminary aircraft configuration is defined based on predetermined requirements and statistical study. Afterwards, conceptual design disciplines are developed and integrated based on Multidisciplinary Design Feasibility (MDF) structure to improve the aircraft performance. The MDF loop is established by implementing a multidisciplinary analysis which includes disciplines such as engine selection, weight and sizing, aerodynamics, performance and stability. In this design process, constraints and algorithms are considered based on the Gudmundsson design approach. Design variables are selected carefully using sensitivity analysis on design objectives (i.e. reducing the weight and increasing the range). In order to obtain a feasible design, static stability constraints are considered. The NSGA-II multi-objective evolutionary optimization algorithm is utilized to demonstrate a set of possible answers in the form of the Pareto front. By selecting different engines and illustrating the Pareto fronts resulted from optimization process, the feasibility and effectiveness of rapid GAA conceptual design is demonstrated.

1- مقدمه

طراحان هواپیما دائماً 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 روش جدید بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی[1] جهت رسیدن به این هدف مورد استفاده قرار می‌گیرد [1]. 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 فیزیکی و همچنین زیرسیستم‌های مهم در طراحی مدنظر قرار می‌گیرند [2]. طراحی به روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی اجازه بهینه‌سازی یک طرح که تحت تأثیر چند موضوع متفاوت است را می‌دهد که استفاده از این روش در طراحی وسایل هوافضایی و به‌خصوص طراحی هواپیما منجر به بهبود عملکرد و/یا کاهش هزینه‌ها می‌شود [3].

پیاده‌سازی استراتژی‌های مختلف بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی در طراحی هواپیما در تعدادی از مقالات مورد مطالعه قرار گرفته است. مزیت و

[1] Multidisciplinary Design Optimization (MDO)

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

J. Roshanian, A. A. Bataleblu, M. H. Farghadani, B. Ebrahimi, Multi-Objective Multidisciplinary Design Optimization of a General Aviation Aircraft, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 2, pp. 199-210, 2017 (in Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.18.0]

اهمیت استفاده از بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی در طراحی هواپیما، کاربرد صنعتی آن است. اولین فعالیت در این حوزه در سال 1995 توسط مالن و میسون انجام شد 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 [4]. در سال 1995، داوی و همکارانش مقاله‌ای تحت عنوان "متدولوژی ادغام، به‌منظور طراحی چند موضوعی 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 [5]. اندرسون و میسون در سال 1996 روش جدیدی از بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی به منظور 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 [6]. در سال 1998 واکایاما مقاله‌ای تحت عنوان "بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک هواپیمای بال- بدنه ارائه نمود [7]. پرز و همکارانش در سال 2004 با استفاده از بهینه‌سازی به ادغام کنترل و دینامیک پرواز در روند طراحی مفهومی یک هواپیما پرداختند [8]. در سال 2005 ملائک و همکارانش با استفاده از الگوریتم ژنتیک طراحی و بهینه‌سازی یک هواپیمای نشست و برخاست کوتاه را انجام دادند [9]. در سال 2006 کاوالکانتی 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 مسافربری پرداختند [10]. عزیزی و همکارانش در سال 2008 بر پایه روش راسکام یک هواپیمای بدون سرنشین را طراحی نمودند [11]. در حوزه تحلیل آیرودینامیک-سازه به روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی می‌توان به کارهای کاواگنا و همکارانش در سال 2008 [12] و چان و همکارانش در سال 2009 [13] اشاره کرد. در سال 2013 رامانا و همکارانش به طراحی یک هواپیمای 80 نفره به روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی و با در نظر گرفتن موضوعات آیرودینامیک، سازه و کنترل پرداختند [14]. تنها مقاله‌ی ارائه شده در حوزه طراحی هواپیمای هوانوردی عمومی[1] به روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، مقاله آقای یون و همکارانش در سال 2010 است [15]. یون و همکارانش روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی را به صورت 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 برمبنای روش طراحی راسکام بوده و به ترتیب شامل مراحل امکان‌سنجی، سایزبندی اولیه، تحلیل و طراحی مفهومی و اعمال نیازمندی‌های صلاحیت‌های پروازی می‌باشد.

در این مقاله سعی شده تا با انتخاب پارامترهای تأثیرگذار و همبسته نسبت به وزن و برد هواپیما، بتوان مسئله را به صورت 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 مؤثر به منظور دست یافتن به یک طرح امکان‌پذیر در طراحی لحاظ گردیده است تا بتوان عملکرد و پایداری هواپیما را در بوته نقد قرار داد.

در این مقاله روند بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی برای یک هواپیمای هوانوردی عمومی 6 نفره با موتورهای توربوپراپ مختلف انجام گرفته است تا بهترین موتور با توجه به توابع هدف مدنظر کاربر اختیار گردد. اهداف در نظر گرفته شده کاهش وزن کل و افزایش برد پروازی با لحاظ کردن قیود پایداری می‌باشند. موضوعات پیشرانش، وزن و سایزبندی، آیرودینامیک و عملکرد برای تشکیل حلقه تحلیل چندموضوعی در ارتباط با یکدیگر قرار گرفته‌اند. به منظور بهینه‌سازی چند هدفه از الگوریتم بهینه‌سازی چندهدفه ژنتیک[2] استفاده شده است تا به ازای استفاده از موتورهای مختلف جبهه پرتو پاسخ‌های ممکن را بتوان به خوبی نشان داد.

2- بهینه سازی طراحی چندموضوعی هواپیمای هوانوردی عمومی

هوانوردی عمومی به تمامی پروازهای غیرنظامی که شامل خطوط هوایی مسافربری نمی‌شوند، اطلاق می‌گردد. هوانوردی عمومی شامل پروازهای مختلفی به عنوان 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.

در ادامه تعریف مسئله طراحی هواپیمای هوانوردی عمومی در قالب بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی ارائه خواهد شد.

2-1- ساختار بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی

برای پیاده‌سازی بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی دو دسته ساختار تک سطحی (مانند همه در یک مرحله، امکان‌پذیری طراحی تک‌موضوعی و امکان‌پذیری طراحی چندموضوعی) و چند سطحی (مانند بهینه‌سازی همزمان زیرفضاها، هم‌نهشتی سیستم یکپارچه دو سطحی، بهینه‌سازی مشارکتی) وجود دارد.

استفاده از روش‌های تک‌سطحی بهینه‌سازی نسبت به روش‌های چندسطحی نظیر بهینه‌سازی اشتراکی[3] به‌دلیل سادگی و کاربردی بودن در اجرا دارای اولویت است. از طرفی با بررسی مقالات و کارهای انجام شده در حوزه بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی مشاهده شد که ساختار امکان‌پذیری طراحی چندموضوعی نسبت به ساختار همه در یک مرحله[4] معمول‌تر بوده و علت آن سادگی در پیاده‌سازی ساختار امکان‌پذیری طراحی چندموضوعی می باشد. در حالی که در ساختار همه در یک مرحله، پیاده‌سازی این روش در مسائل پیچیده‌تر به‌دلیل تمرکز بالای آن ساده نخواهد بود. از طرفی به دلیل آن‌که در ساختار امکان‌پذیری طراحی چندموضوعی نیازی به تجزیه سیستم نمی‌باشد از این‌رو به‌دلیل سادگی بهینه‌سازی در مسائل پیچیده و گسترده، کار با ساختار امکان‌پذیری طراحی چندموضوعی مناسب‌تر خواهد بود و تنها ساختاری است که متغیرهای طراحی آن به‌عنوان متغیرهای طراحی بهینه‌سازی استفاده می‌شوند. در نتیجه از سایر متغیرهای طراحی اضافه که در سایر روش‌ها مانند ساختار همه در یک مرحله موردنیاز است جلوگیری کرده و در نتیجه مانع از بزرگتر شدن فضای مسئله می‌گردد. به دلیل برآورده شدن تمامی معادلات حاکم و همچنین همگرایی در هر تکرار بهینه‌سازی در ساختار امکان‌پذیری طراحی چندموضوعی، اگر روند بهینه‌سازی به هر دلیلی متوقف گردد پاسخ پایداری برای مسئله وجود خواهد داشت حتی اگر آن پاسخ، پاسخی بهینه نباشد در حالی‌که در ساختار همه در یک مرحله چنین اتفاقی امکان نخواهد داشت. همچنین ساختار همه در یک مرحله به دلیل نتایج فرمول‌بندی در بسیاری از مسائل بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی

[1] General Aviation (GA)

[2] Non-dominated Sorting Genetic Algorithm-II (NSGA-II)
[3] Collaborative Optimization
[4] All At Once (AAO)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.18.0]

مقید، مقاوم نمی‌باشد.

با توجه به توضیحات بیان‌شده، در این مقاله از ساختار امکان‌پذیری چندموضوعی در طراحی هواپیمای هوانوردی عمومی استفاده شده است. موضوعات پیشرانش، وزن و سایزبندی، آیرودینامیک، عملکرد و پایداری در قالب ساختار امکان‌پذیری طراحی چندموضوعی حلقه تحلیل چندموضوعی را تشکیل داده‌اند که "شکل 1" ارتباط میان موضوعات را نشان می‌دهد.

2-2- الگوریتم بهینه‌سازی

در این‌جا مسئله بهینه‌سازی به‌صورت یک مسئله بهینه‌سازی چندهدفه تنظیم شده‌است. دو هدفی که در این مسئله در نظر گرفته شده‌اند یکی کاهش وزن خالص و دیگری افزایش برد پروازی در فاز سیر می‌باشد. توانمندی الگوریتم‌های تکاملی در حل مسائل بهینه‌سازی چند هدفی به اثبات رسیده است. الگوریتم بهینه‌سازی چندهدفه ژنتیک دارای کاربردهای بسیار وسیعی در حل مسائل عملی گوناگون برای محقق ساختن یک تعادل در بین اهداف رقابتی می‌باشد. جزئیات بیش‌تر در مورد الگوریتم بهینه‌سازی چندهدفه ژنتیک در مرجع [16] بیان شده است. تنظیمات مربوط به الگوریتم بهینه‌ساز که در این مقاله به‌کار رفته در جدول 1 ارائه شده است.

3-2- فرم‌بندی به صورت ریاضی

در این بخش اجزا مختلف بهینه‌سازی شامل متغیرهای طراحی، توابع هدف و قیود طراحی به صورت فرم ریاضی بیان می‌شود.

1-3-2- متغیرهای طراحی

در مسائل بهینه‌سازی طراحی هواپیما متغیرهای بسیاری می‌توانند در نظر گرفته شوند. بسته به موضوعات انتخابی و اهداف مدنظر برای بهینه‌سازی متغیرهای طراحی انتخاب می‌شوند. در ادامه، متغیرهای طراحی منتخب این مقاله برای مسئله طراحی هواپیمای هوانوردی عمومی که شامل ابعاد بال، دم‌های افقی و عمودی می‌باشند، آورده شده است.

وتر ریشه بال (m)	$x_1: 1 < C_r < 5$
وتر نوک بال (m)	$x_2: 0.5 < C_t < 2.0$
طول دهانه بال (m)	$x_3: 8 < b < 20$
سوئیپ لبه حمله بال (deg)	$x_4: 0 < \Lambda_{LE} < 10$
طول دهانه دم افقی (m)	$x_5: 2 < b_{HT} < 7$
سوئیپ دم افقی (deg)	$x_6: 0 < \Lambda_{HT} < 10$
طول دهانه دم عمودی (m)	$x_7: 1 < b_{VT} < 5$
سوئیپ دم عمودی (deg)	$x_8: 20 < \Lambda_{VT} < 60$

2-3-2- 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	$f_1(x) = \min\{\text{gross weight}\}$
حداکثر برد فاز سیر	$f_2(x) = \max\{\text{cruise range}\}$

3-3-2- قیود طراحی

قیود موجود در این مقاله شامل قیودی براساس نیازمندی‌های ابعادی و تحلیل‌های پایداری استاتیکی می‌باشند که حد و مرز آن‌ها براساس مقادیر موجود در مرجع [1] مقداردهی شده‌اند که در ادامه قیود طراحی بیان شده است.

کمینه ضریب نیروی پسآ	$g_1(x): 0.015 < C_{D_{min}} < 0.06$
حمله زاویه برحسب برآ نیروی ضریب تغییر نرخ	$g_2(x): 3.0 < C_{L_\alpha} < 6.0$
نرخ تغییر ضریب گشتاور فراز برحسب زاویه حمله	$g_3(x): C_{m_\alpha} < 0$
تغییر در ضریب گشتاور غلت با توجه به زاویه سرش[1]	$g_4(x): C_{l_\beta} < 0$
تغییر در ضریب گشتاور سمت با توجه به زاویه سرش	$g_5(x): C_{n_\beta} > 0$
نسبت باریک‌شوندگی بال	$g_6(x): \lambda < 1$
نسبت منظری دم افقی	$g_7(x): 3.0 < AR_{HT} < 5.0$
نسبت منظری دم عمودی	$g_8(x): 0.9 < AR_{VT} < 2.0$

3- مدل‌سازی موضوعات

در این بخش، مدل‌سازی موضوعات به‌کار رفته در حلقه‌ی طراحی چندموضوعی هواپیمای هوانوردی عمومی که در "شکل 1" نشان داده شده است تشریح می‌گردد.

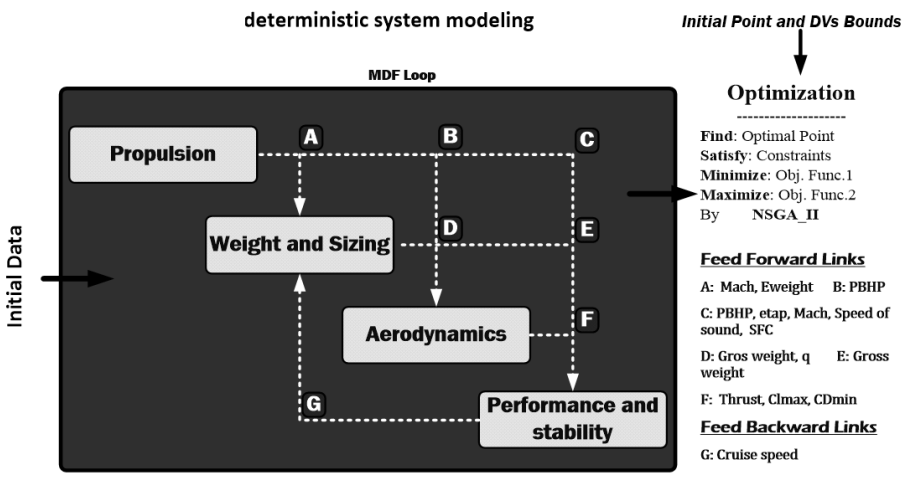

Fig. 1 General aviation MDF framework

شکل 1 قالب‌بندی امکان‌پذیری چندموضوعی برای هواپیمای هوانوردی عمومی

[1] sideslip

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.18.0]

جدول 1 تنظیمات بهینه‌ساز چندهدفه ژنتیک

Table 1 NSGA_II setting

پارامترها	مقدار
تعداد نسل	30
تعداد جمعیت	80
نسبت عملگر فرزندآوری	1.2
تعداد تابع هدف	2
تعداد متغیرهای طراحی	8
تعداد قیود طراحی	12

3-1- موتور

پیشران و نیرو محرکه یک هواپیما که توسط موتور تولید می‌شود وظیفه اصلی جلوبرندگی هواپیما را به عهده دارد. طراحی موتور یک هواپیما کار بسیار دشوار و زمان‌بری است از این‌رو در این پروژه به‌دلیل بار محاسباتی بالا، موتور هواپیما طراحی نمی‌شود بلکه مانند سایر شرکت‌های طراحی و ساخت هواپیما با توجه به محصولات کارخانجات طراحی و ساخت موتور، موتور هواپیما مطابق با نیازهای موجود در روند طراحی انتخاب می‌گردد. در این مقاله، موتورهای موجود در جدول 2 مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند.

3-2- وزن و سایزبندی

داشتن یک وزن متعادل و بهینه با حفظ تمامی قیود، نیازها و ساختارهای کلی در جهت یک طراحی موفق، معقولانه‌ترین شیوه در طراحی و تخمین وزن یک هواپیما خواهد بود.

به‌دلیل 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 جزء به جزء صورت گرفته است. برای محاسبه وزن اجزاء از شیوه‌های موجود که ریمر [17] نیکولای [18] و ترنبیک [19] بیان نموده‌اند و در مرجع [1] آورده شده، استفاده گردیده است.

محاسبه وزن بال

$$W_{\mathrm{W}} = 0.036\ S_{\mathrm{W}}^{0.758}\ W_{\mathrm{FW}}^{0.0035} \left(\frac{AR_{\mathrm{W}}}{\cos^2 \Lambda_{\frac{c}{4}}}\right)^{0.6} \times q^{0.006}\ \lambda^{0.04} \left(\frac{100\frac{t}{c}}{\cos \Lambda_{\frac{c}{4}}}\right)^{-0.3} (n_z W_0)^{0.49} \quad (1)$$

محاسبه وزن دم افقی

$$W_{\mathrm{HT}} = 0.016\ S_{\mathrm{HT}}^{0.896} \left(\frac{AR_{\mathrm{HT}}}{\cos^2 \Lambda_{HT}}\right)^{0.043} q^{0.168} \times \lambda_{\mathrm{HT}}^{-0.02} \left(\frac{100\frac{t}{c}}{\cos \Lambda_{HT}}\right)^{-0.12} (n_z W_0)^{0.414} \quad (2)$$

محاسبه وزن دم عمودی

$$W_{\mathrm{VT}} = 0.073\ S_{\mathrm{VT}}^{0.873} (1 + 0.2\ F_{\mathrm{tail}}) \left(\frac{AR_{\mathrm{VT}}}{\cos^2 \Lambda_{VT}}\right)^{0.357} \times q^{0.122}\ \lambda_{\mathrm{VT}}^{0.039} \left(\frac{100\frac{t}{c}}{\cos \Lambda_{VT}}\right)^{-0.49} (n_z W_0)^{0.376} \quad (3)$$

محاسبه وزن پیکره

$$W_{\mathrm{FUS}} = 0.052\ S_{\mathrm{FUS}}^{10.86} (n_z W_0)^{0.177} l_{\mathrm{HT}}^{-0.051} \times \left(\frac{l_{\mathrm{FS}}}{d_{\mathrm{FS}}}\right)^{-0.072} q^{0.241} + 11.9\ (V_{\mathrm{P}} \Delta P)^{0.271} \quad (4)$$

محاسبه وزن ارابه فرود اصلی

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

جدول 2 موتورهای در نظر گرفته شده در این مقاله

Table 2 Considered engines in this article

نوع موتور	طول (m)	عرض (m)	وزن خشک (kg)	موتور (RPM) قدرت	برخاست نسبت قدرت	ویژه مصرف سوخت	قدرت شفت
گَرِت‌والتِر [1]	1.57	0.48	163	---	840	0.626	840
موتورلت‌والتِر [2]	1.67	0.65	193	2450	691	0.656	691
پَرِت [3]	1.57	0.48	142.4	2200	528	0.647	500
کانتیننتال [4]	1.09	0.85	210.9	2625	280	0.48	260

محاسبه وزن ارابه فرود دماغه

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

محاسبه وزن موتور

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

محاسبه وزن سیستم‌های کنترل پروازی

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

محاسبه وزن سیستم هیدرولیکی

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

محاسبه وزن سیستم‌های اویونیک

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

محاسبه وزن سیستم الکترونیکی

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

محاسبه وزن تهویه هوا و ضد یخ

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

محاسبه وزن لوازم [5]

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

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 به‌دست می‌آید که از روابط (14) تا (16) محاسبه می‌گردند. اما باید به این نکته توجه داشت که شاید بتوان اساسی‌ترین پارامتر موجود در تخمین و محاسبه وزن را وزن خالی هواپیما دانست.

$$\text{Useful Load} = W_{\mathrm{Payload}} + W_{\mathrm{crew}} + W_{\mathrm{Fuel}} \quad (14)$$

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

$$W_{\mathrm{O}} = W_{\mathrm{EMPTY}} + \text{Useful Load} \quad (16)$$

3-3- آیرودینامیک

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

3-3-1- ایرفویل

اساسی‌ترین بخش یک بال ایرفویل می‌باشد، 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.

[1] Garrett TPE331-5/6
[2] Motorlet Walter M 601B
[3] Pratt & Whitney Canada P&WC PT6A-11
[4] Continental IO-470-I
[5] Furnishings

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.18.0]

در این بخش سعی شده تا با توجه به هواپیمای مبنایی که در ابتدا در نظر گرفته شده و اهداف مقاله، مناسب‌ترین ایرفویل‌ها انتخاب گردند. اما همان‌طور که در اکثر هواپیماهای امروزی مشهود است؛ کم‌تر دیده می‌شود که ایرفویل ریشه بال و ایرفویل نوک بال یکسان باشند. از این‌رو در این مقاله ایرفویل‌های متفاوتی برای ریشه و نوک بال در نظر گرفته شده است.

براساس داده‌های آماری از هواپیماهای هم رده و مبنا، نوع ایرفویل‌های ریشه و نوک بال در جدول 3 آمده است. البته این ایرفویل‌ها با توجه به مشخصات هواپیمای مورد انتظار طراح، می‌تواند تغییر کند [20].

3-3-2- بال

سطوح برآزا می‌توانند تحت عنوان یک جسم سه بعدی که هدف اولیه‌شان تولید بارهای آیرودینامیکی به خصوص برآ می‌باشد تعریف گردند.

هر سیستم افزایش‌دهنده برآ، هزینه‌های تولید و تعمیر و نگهداری را افزایش می‌دهد. از این‌رو، هدف طراحان انتخاب ساده‌ترین سیستم‌هایی است که این وظیفه را با بهترین عملکرد انجام دهند [1].

3-3-2-1- آناتومی بال

آناتومی یک بال معمولاً به‌صورت آنچه که در "شکل 2" آمده است تعریف می‌گردد. هر یک از پارامترهای مربوطه با استفاده از روابط (17) تا (27)، قابل محاسبه می‌باشند [1].

مساحت بال

$$S = b\left(\frac{C_r + C_t}{2}\right) \tag{17}$$

نسبت منظری (حالت عمومی)

$$AR = \frac{b^2}{S} \tag{18}$$

نسبت منظری (وتر ثابت)

$$AR = \frac{b}{C_{\text{avg}}} \tag{19}$$

نسبت باریک شوندگی

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \tag{20}$$

وتر میانگین

$$C_{\text{avg}} = \frac{C_r + C_t}{2} = \frac{C_r}{2}(1+\lambda) \tag{21}$$

جدول 3 ایرفویل‌های در نظر گرفته شده در این مقاله

Table 3 Considered airfoils in this article

ایرفویل ریشه بال	ناکا 4415
ایرفویل نوک بال	ناکا 23012

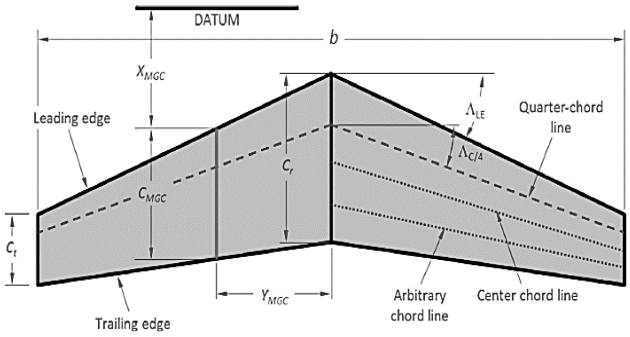

Fig. 2 Wing anatomy [1]

شکل 2 آناتومی بال [1]

وتر هندسی متوسط

$$C_{\text{MGC}} = \left(\frac{2}{3}\right) C_r \left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda}\right) \tag{22}$$

وتر آیرودینامیکی متوسط

$$C_{\text{MAC}} \approx C_{\text{MGC}} \tag{23}$$

موقعیت عمودی وتر هندسی متوسط لبه حمله

$$y_{\text{MGC}} = \left(\frac{b}{6}\right)\left(\frac{1+2\lambda}{1+\lambda}\right) \tag{24}$$

موقعیت افقی وتر هندسی متوسط لبه حمله

$$x_{\text{MGC}} = y_{\text{MGC}} \tan(\Lambda_{LE}) \tag{25}$$

زاویه خط ربع وتر

$$\tan \Lambda_{\frac{c}{4}} = \tan \Lambda_{LE} + \frac{C_r}{2b}(\lambda - 1) \tag{26}$$

زاویه یک خط دلخواه وتر

$$\tan \Lambda_{\text{n}} = \tan \Lambda_{\text{m}} - \frac{4}{AR}\left[\frac{(n-m)(1-\lambda)}{1+\lambda}\right] \tag{27}$$

3-3-2-2- روش خط برآزای پرانتل

تاریخچه هوانوردی نشان می‌دهد که اکثر هواپیماها دارای پیکربندی‌هایی غیر از پیکربندی‌های بیضوی می‌باشند که این امر منجربه گسترش روش خط برآزا برای بال‌های غیر بیضوی گردید.

با توجه به نقاط قوت گردابه دهانه بال و با استفاده از سری سینوسی فوریه که شامل N ترم است، می‌توان این روش را پیاده‌سازی نمود.

سری فوریه توریع برآ

$$\Gamma(\phi) = 2bV \sum_{n=1}^{N} A_{\text{n}} \sin n\phi \tag{28}$$

باید توجه داشت که اگر توزیع برآ متقارن باشد تمامی مقادیر n حذف می‌گردند.

معادله هواپیمای تک‌باله[1]

$$\sum_{n=1}^{N} A_{\text{n}} \sin n\phi\,(\mu n + \sin\phi) = \mu(\alpha - \alpha_{\text{ZL}}) \sin\phi \tag{29}$$

معادله هواپیمای تک‌باله به‌منظور پایه‌گذاری یک سیستم معادلات چند مجهولی استفاده شده است و همان‌گونه که در معادله (30) قابل مشاهده است، سمت چپ معادلات را ماتریس تأثیر آیرودینامیکی می‌نامند.

$$\begin{bmatrix} \sin\phi_1\,(\mu+\sin\phi_1) & \dots & \sin N\phi_1\,(N\mu+\sin\phi_1) \\ \sin\phi_2\,(\mu+\sin\phi_2) & \ddots & \sin N\phi_2\,(N\mu+\sin\phi_2) \\ \vdots & & \vdots \\ \sin\phi_N\,(\mu+\sin\phi_N) & \dots & \sin N\phi_N\,(N\mu+\sin\phi_N) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} A_1 \\ A_2 \\ \vdots \\ A_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mu(\alpha-\alpha_{\text{ZL}_1})\sin\phi_1 \\ \mu(\alpha-\alpha_{\text{ZL}_2})\sin\phi_2 \\ \vdots \\ \mu(\alpha-\alpha_{\text{ZL}_N})\sin\phi_{\text{N}} \end{bmatrix} \tag{30}$$

حل کردن سیستم منجربه برخی از نتایج قابل توجه می‌گردد که در روابط (31) تا (37) آورده شده‌اند.

نیروی برآ

$$L = \frac{1}{2}\rho V S(\pi AR \times A_1) = \frac{1}{2}\rho V b^2 \pi A_1 \tag{31}$$

درگ القایی برآ

$$D_{\text{i}} = \frac{\rho V^2}{2} b^2 \pi \sum n A_{\text{n}}^2 \tag{32}$$

ضریب برآ

$$C_{\text{L}} = \pi AR \times A_1 \tag{33}$$

[1] Monoplane

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.18.0]

شیب منحنی برآ از رابطه (34) محاسبه می‌گردد.

شیب منحنی برآ

$$C_{L_\alpha} = \frac{C_L}{\alpha - \alpha_z} = \frac{\pi AR \times A_1}{\alpha - \alpha_z} \tag{34}$$

ضریب پسآ القایی برآ

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi . AR}(a + \delta) = \frac{C_L^2}{\pi ARe} \tag{35}$$

$$\delta = \sum_{n=2}^{N} n\left(\frac{A_n}{A_1}\right)^2 = 3\left(\frac{A_3}{A_1}\right)^2 + 5\left(\frac{A_5}{A_1}\right)^2 + 7\left(\frac{A_7}{A_1}\right)^2 + \cdots \tag{36}$$

سرعت سیر هوایی

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \tag{37}$$

3-3-3- دم

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

3-3-3-1- سایزبندی دم

سایزبندی دم[1] 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 هندسه‌ی 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 برمبنای 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 دلیل‌که یک سری فاکتور بر روی طراحی دم تاثیر گذارند که در این بخش به آن‌ها پرداخته نمی‌شود و یا به‌صورت قید بر روی تابع هدف ظاهر می‌شوند [1].

3-3-3-2- تعادل طولی اجزاء هواپیما

یکی از مهم‌ترین مزیت‌های معادلات پایداری طولی استفاده آن‌ها برای تعیین پایداری استاتیکی است. رابطه (38) برای محاسبه زاویه حمله (α)، انحراف سکان‌افقی[2] (δ_e) و نیروی پیشران موردنیاز (T) برای یک پرواز هم‌تراز[3] استفاده می‌شود.

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

$$\begin{bmatrix} C_{D_\alpha} & C_{D_{\delta_e}} & -\frac{T\cos(\varepsilon_T)}{qS} \\ C_{L_\alpha} & C_{L_{\delta_e}} & \frac{T\sin(\varepsilon_T)}{qS} \\ C_{m_\alpha} & C_{m_{\delta_e}} & \frac{z_T . T}{qSC_{MGC}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha \\ \delta_e \\ T \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -C_{D_{min}} - C_{D_{\delta_f}}\delta_f \\ \frac{W}{qS} - C_{L_0} - C_{L_{\delta_f}}\delta_f \\ -\frac{T_N \times x_T}{qSC_{MGC}} - C_{m_0} - C_{m_{\delta_f}}\delta_f \end{Bmatrix} \tag{38}$$

با حل معادله ماتریسی (38) زاویه حمله (α)، انحراف سکان‌افقی (δ_e) و نیروی پیشران موردنیاز (T) برای یک پرواز هم‌تراز به‌دست می‌آید.

3-3-3-3- اندازه سطوح دم و موقعیت قرارگیری

هدف از این بخش تعیین طول بازوی افقی دم (l_T)، مساحت دم افقی و عمودی، دهانه بال افقی و عمودی و همچنین وتر میانگین دم برمبنای حجم دم 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 (39) محاسبه می‌شود.

$$l_T = \sqrt{\frac{2.S_{REF}(V_{HT}C_{REF} + V_{VT}b_{REF})}{\pi(R_1 + R_2)}} \tag{39}$$

با محاسبه‌ی طول بازو (l_T)، مساحت موردنیاز دم افقی و دم عمودی، دهانه بال و وتر میانگین دم افقی از روابط (40) تا (45) به‌دست می‌آید [1].

مساحت دم افقی

$$S_{HT} = \frac{V_{HT}S_{REF}C_{REF}}{l_T} \tag{40}$$

مساحت دم عمودی

$$S_{VT} = \frac{V_{VT}S_{REF}b_{REF}}{l_T} \tag{41}$$

دهانه دم افقی

$$b_{HT} = \sqrt{AR_{HT}S_{HT}} \tag{42}$$

دهانه دم عمودی

$$b_{VT} = \sqrt{AR_{VT}S_{VT}} \tag{43}$$

وتر میانگین دم افقی

$$C_{(avg)_{HT}} = \frac{b_{HT}}{AR_{HT}} \tag{44}$$

وتر میانگین دم افقی

$$C_{(avg)_{HT}} = \frac{b_{VT}}{AR_{VT}} \tag{45}$$

3-3-4- عملکرد و پایداری

در این بخش کمیت‌های مهم عملکرد و پایداری در طراحی هواپیما مورد بررسی قرار می‌گیرند.

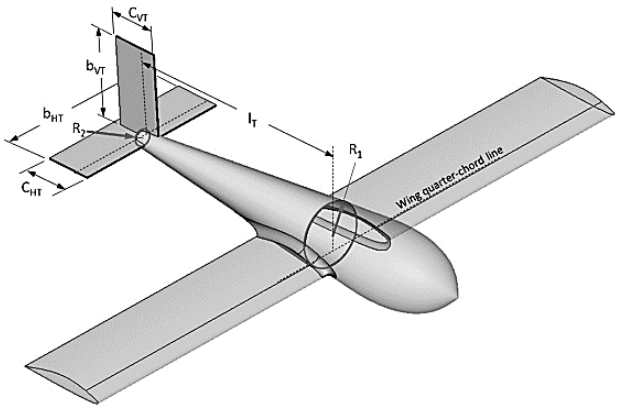

Fig. 3 Aircraft simple configuration [1]

شکل 3 نمونه‌ای از پیکربندی ساده هواپیما [1]

[1] Tail sizing
[2] elevator
[3] level

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.18.0]

3-3-4-1- برد[1] و مداومت پروازی

اکثر هواپیماها برای حمل مسافر یا بار در یک محدوده مکانی، طراحی می‌شوند. در این نوع هواپیماها، تاکید بر روی برد یا مداومت پروازی است. در حالی که باید سایر قیود نیز برآورده شوند. اما برد و مداومت پروازی مهمترین ویژگی برای یک هواپیما به حساب می‌آیند. از این‌رو در این بخش برد و مداومت پروازی تخمین زده می‌شود [1].

برد فاصله‌ای است که هواپیما می‌تواند به طور پیوسته بپیماید. این فاصله یکی از فاکتورهای مهم در طراحی هواپیما است و پارامتری است که عموماً یک طراحی با آن سنجیده می‌شود.

3-3-4-2- آنالیز برد

آنالیز برد، بررسی مسافت، سرعت و هزینه یک پرواز است. با توجه به این‌که سرعت و ارتفاع بین نقاط 2 و 3 در "شکل 4" ثابت است؛ برد از رابطه (46) به‌دست می‌آید.

$$R=\frac{V}{c_t\sqrt{kC_{D_{min}}}}\times\left[\begin{array}{c}\tan^{-1}\left(\frac{2\sqrt{k}}{\rho SV^2\sqrt{C_{D_{min}}}}W_{ini}\right)\\-\tan^{-1}\left(\frac{2\sqrt{k}}{\rho SV^2\sqrt{C_{D_{min}}}}W_{fin}\right)\end{array}\right] \quad (46)$$

3-3-4-3- مداومت پروازی

با توجه به این‌که سرعت و ارتفاع ثابت است. مداومت پروازی از رابطه (47) به دست می‌آید.

$$E=\frac{1}{c_t\sqrt{k.C_{D_{min}}}}\left[\begin{array}{c}\tan^{-1}(\frac{2\sqrt{k}}{\rho SV^2\sqrt{C_{D_{min}}}}W_{ini})\\-\tan^{-1}\left(\frac{2\sqrt{k}}{\rho SV^2\sqrt{C_{D_{min}}}}W_{fin}\right)\end{array}\right] \quad (47)$$

3-3-4-4- پرواز سیر

پرواز سیر به عنوان پرواز مستقیم و هم‌تراز در یک سرعت ثابت بیان می‌شود. پرواز مستقیم[2]، پروازی است که در آن غلت اتفاق نمی‌افتد و پرواز هم‌تراز منظور پرواز بدون تغییر ارتفاع است.

پرواز سیر عموماً در حالت پرواز هم‌تراز و مستقیم انجام می‌شود. حداکثر سرعت سیر هوایی[3] در مجوز پرواز، بازاریابی و عملکرد هواپیما تأثیر بسزایی دارد. از دیدگاه مجوز پرواز نه تنها V_{max} از حداکثر ضریب برآی بدنه هواپیما تأثیر می‌گیرد بلکه مقاومت‌های آیروالاستیک نیز بر روی آن اثرگذار است. اثر این سرعت بر روی عملکرد به صورت بازدهی و مصرف سوخت نمود پیدا می‌کند.

بدین ترتیب سرعت V_{max} از رابطه (48) به دست می‌آید[1].

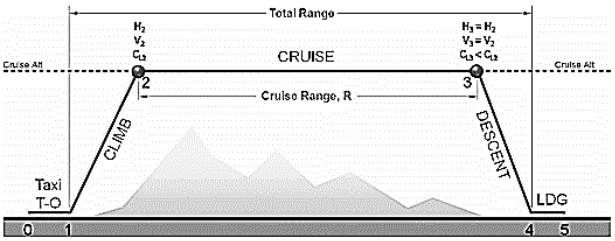

Fig.4 Flight profile [1]

شکل 4 پروفایل پروازی [1]

$$V_{max}=\sqrt{\frac{T_{max}+\sqrt{T^2{}_{max}-4C_{D_{min}}kW^2}}{\rho SC_{D_{min}}}} \quad (48)$$

از آن‌جایی که نیروی پیشران برای هواپیمای ملخی تعریف نمی‌شود رابطه (48) به‌صورت رابطه (49) اصلاح می‌شود.

$$\rho SC_{D_{min}}V_{max}{}^3=550\eta_p P_{BHP}+\sqrt{(550\eta_p P_{BHP})^2-4W^2V_{max}{}^2C_{D_{min}}k} \quad (49)$$

با حل معادله (49) به کمک روش‌های عددی نظیر تنصیف[4] حداکثر سرعت سیر هوایی به‌دست می‌آید.

4- صحت‌سنجی

جهت صحت‌سنجی طراحی ارائه شده قبل از فرآیند بهینه‌سازی، مقادیر متغیرهای طراحی، برابر با مقادیر مبنای هواپیمای بارُن‌بی55[5]، اختیار شد و در ادامه توابع هدف وزن خالص و برد فاز سیر حاصل از طراحی با داده‌های این هواپیما در جدول 4 مقایسه شد.

همان‌طور که از جدول 4 مشاهده می‌شود با اختیار متغیرهای طراحی برابر با اطلاعات مبنای هواپیمای بارُن‌بی55، مقادیر توابع هدف طراحی انجام شده مشابه مقادیر اطلاعات مبنا به دست می‌آید و از این‌رو از طراحی انجام شده اطمینان حاصل می‌شود.

5- نتایج بهینه‌سازی طراحی

طبق آنچه بیان شد نرم‌افزار طراحی هواپیمای هوانوردی عمومی به روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی و ساختار امکان‌پذیری طراحی چند موضوعی تدوین گردیده است. طراحی مفهومی هواپیما با انتخاب موتورهای مختلف انجام گرفته است و جبهه پرتوی حاصل از فرایند بهینه‌سازی با اهداف افزایش برد و کاهش وزن خالص هواپیما در ادامه ارائه گردیده است.

برای تمامی نقاط تشکیل دهنده از پاسخ نهایی فرآیند بهینه‌سازی، قیود پایداری استاتیکی برآورد شده‌اند. از این‌رو، کاربر می‌تواند بسته به معیارهای مختلف و وزن‌دهی مدنظر خود برای هریک از اهداف، نقطه‌ی بهینه مطلوب خود را انتخاب نماید. جبهه پرتوی برای چند موتور مختلف که مشخصات آن‌ها در جدول 2 داده شده است در ادامه قابل مشاهده می‌باشد.

در "شکل‌های 5، 7، 9 و 11" جبهه پرتوی حاصله برای هر 4 موتور، مشخص شده است. در این نمودارها از میان تمامی نقاط بهینه به‌دست آمده، سه نقطه اساسی با معیارهای مختلف مشخص شده‌اند. در صورتی که معیار کاربر، رسیدن به بیش‌ترین برد ممکن باشد می‌تواند نقطه‌ای را که با نماد مربع مشخص شده است را انتخاب نماید. چنانچه معیار انتخابی، کم‌ترین وزن موجود باشد می‌توان نقطه‌ای از جبهه پرتو را که با نماد مثلث مشخص شده است، انتخاب نمود. نماد ستاره بیان‌گر معیار اصلی بهترین نقطه از جبهه پرتو است که برای هر موتور بهترین نسبت وزنی را با درنظر گرفتن نسبت برد به

جدول 4 مقایسه توابع هدف در کد و داده‌های بارُن‌بی55

Table 4 Compare objective functions in the code and data of Barron b55

مسئله مورد بررسی / تابع هدف	وزن خالص (kg)	برد فاز سیر (km)
مقدار به‌دست آمده از طراحی	2309	728.5
اطلاعات مبنای بارُن‌بی55	2313	732.1

[1] range
[2] Straight
[3] Maximum level airspeed
[4] Bisection
[5] Barron b55

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.18.0]

وزن دارد. به صورت نمونه شکل‌های هواپیما براساس معیار بهترین نقطه از جبهه پرتو در "شکل‌های 6، 8، 10 و 12" رسم شده است.

جبهه پرتوی حاصل از بهینه‌سازی طراحی با انتخاب موتور گَرِت‌والتِر در "شکل 5" نشان داده شده است.

همان‌گونه که در "شکل 5" قابل مشاهده است نقاط بهینه دارای تجمعی خطی بوده ولی نسبتاً پراکنده می‌باشند که بازه تغییرات وزنی آن حدود 10 تا 15 کیلوگرم است و این درحالی است که بازه تغییرات برد حدود 7 کیلومتر می‌باشد. نقطه بهترین عملکرد دارای افزایش وزن 8 کیلوگرمی نسبت به نقطه کمترین وزن است اما برد آن حدود 3 کیلومتر بیشتر از برد در معیار وزن کمینه است.

با انتخاب موتورِ والتِر در نرم‌افزار بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیمای هوانوردی عمومی و اجرای نرم‌افزار، جبهه پرتوی حاصل به‌صورت "شکل 7" نمایان می‌شود.

در "شکل 7" همان‌طور که مشاهده می‌شود تجمع و پراکندگی نقاط بهینه نسبت به موتور گَرِت‌والتِر خطی‌تر بوده و همچنین از لحاظ بازه وزنی و تغییرات بازه برد، بیشتر از موتور گَرِت‌والتِر نیز بوده است. نقطه بهترین عملکرد از لحاظ موقعیت قرارگیری در جبهه پرتو به نقطه بیش‌ترین برد نزدیک‌تر می‌باشد. "شکل 8" ابعاد هواپیما در نقطه بهینه به‌ازای معیار نقطه بهینه اختیار شده برای موتور والتِر را نمایش می‌دهد.

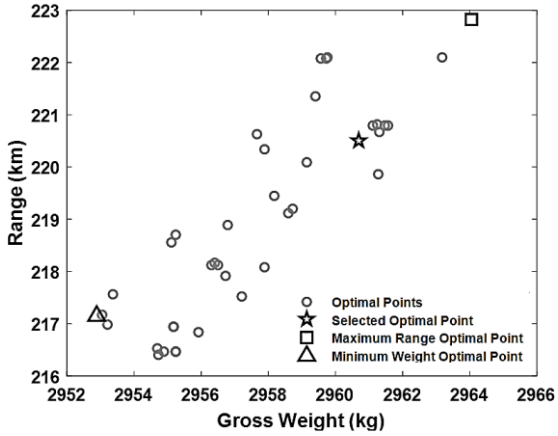

Fig. 5 Pareto front resulting from Garrett TPE331-5/6 engine selection

شکل 5 جبهه پرتو حاصل از بهینه‌سازی با انتخاب موتور گَرِت‌والتِر

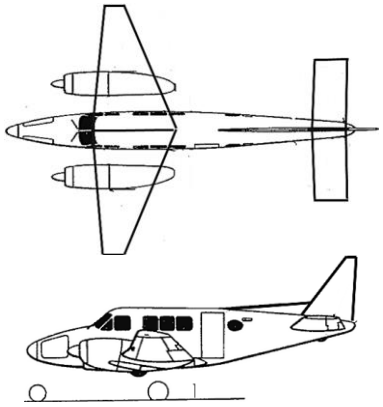

Fig. 6 Airplane dimensions in selected optimal point for Garrett TPE331-5/6 engine

شکل 6 ابعاد هواپیما در نقطه بهینه انتخاب شده برای موتور گَرِت‌والتِر

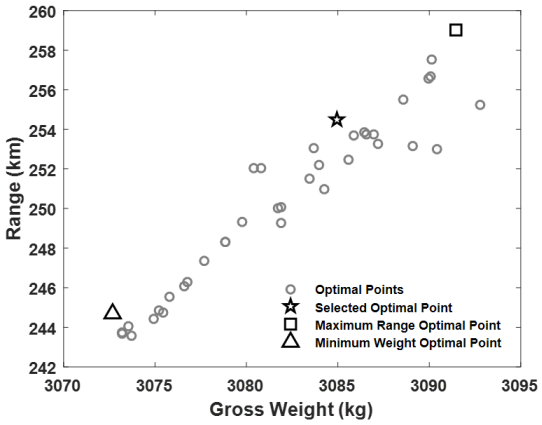

Fig. 7 Pareto front resulting from Motorlet Walter M 601B engine selection

شکل 7 جبهه پرتو حاصل از بهینه‌سازی با انتخاب والتِر

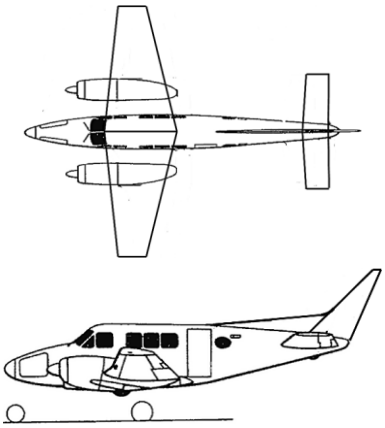

Fig. 8 Airplane dimensions in selected optimal point for Motorlet Walter M 601B engine

شکل 8 ابعاد هواپیما در نقطه بهینه انتخاب شده برای موتور والتِر

جبهه پرتوی حاصل از بهینه‌سازی طراحی با انتخاب موتور پَرِت در "شکل 9" نشان داده شده است.

در نمودار مربوط به جبهه پرتو موتورپَرِت پراکندگی نقاط بهینه کاملاً خطی بوده و این درحالی است که بازه تغییرات وزن حدود 40 کیلوگرم است که نشان از گستره زیاد تغییرات در این مولفه است.

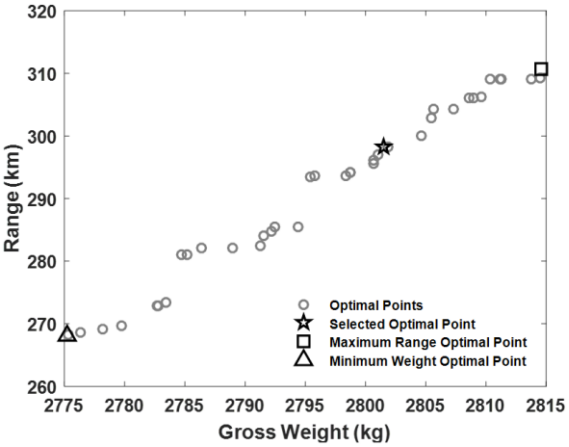

Fig. 9 Pareto front resulting Pratt & Whitney Canada P&WC PT6A-11 engine

شکل 9 جبهه پرتو حاصل از بهینه‌سازی با انتخاب موتورپَرِت

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.18.0]

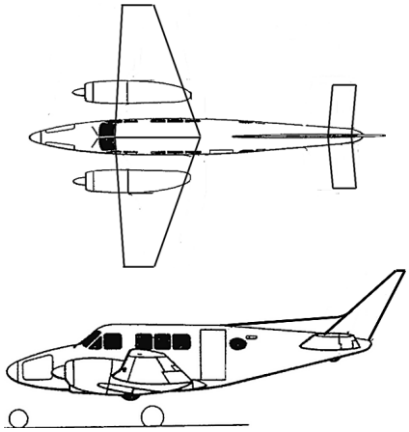

Fig. 10 Airplane dimensions in selected optimal point for Pratt & Whitney Canada P&WC PT6A-11 engine

شکل 10 ابعاد هواپیما در نقطه بهینه انتخاب شده برای موتور پَرِت

"شکل 10" ابعاد هواپیما در نقطه بهینه بـه‌ازای معیـار بهتـرین نقطـه بهینـه اختیار شده برای موتور پَرِت را نمایش می‌دهد.

در ادامه با انتخاب موتور کانتیننتال جبهه پرتوی حاصـل از بهینـه‌سـازی طراحی در "شکل 11" نشان داده شده است.

همان‌گونه که در "شکل 11" مشخص است، تجمع نقاط بهینه مربوط به این موتور در سمت چپ و بالا که وزن کمتر و برد بیش‌تری دارنـد، بـیش‌تـر است و شرایط مناسبی را برای موتور اختیار می‌کند و از طرفی پراکندگی این شکل غیریکنواخت می‌باشد. بهترین نقطه در منحنی پرتو نقطه‌ای است که با ستاره مشخص شده است. از ویژگی‌های این نقطه می‌توان به دست یافتن بـه بردی نزدیک به بیشینه برد با حدود 60 کیلوگرم وزن کمتر اشاره کرد.

"شکل 12" ابعاد هواپیما در نقطه بهینه به‌ازای معیار نقطه بهینه اختیـار شده برای موتور کانتیننتال را نمایش می‌دهد.

مقدار توابع هدف (وزن خالص هواپیما و برد فاز سیر) به ازای موتورهـای مختلف و معیارهای مختلف انتخاب نقطه پرتو (بهترین عملکرد، کمینه وزن و بیشینه برد)، در جداول 5 تا 7 بیان شده است. در جدول 5، مقادیر تابع هدف به‌ازای انتخاب موتورهای مختلف برای بهتـرین عملکـرد بـه نمـایش درآمـده است.

به‌ازای موتور کانتیننتال، بیشینه برد به‌دست آمده که البته وزن هواپیمـا نیز در این حالت افزایش پیدا کرده است. این افزایش وزن به‌علت وزن زیاد

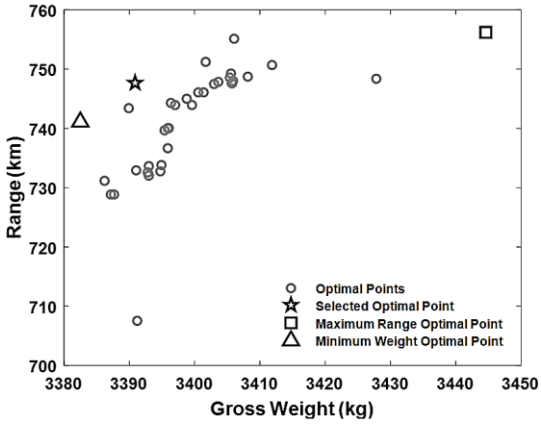

Fig. 11 Pareto front resulting from Continental IO-470-l engine selection

شکل 11 جبهه پرتو حاصل از بهینه‌سازی با انتخاب موتور کانتیننتال

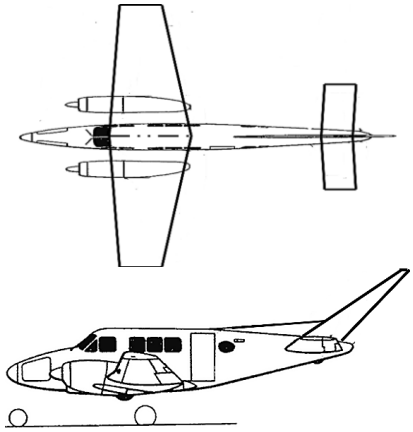

Fig. 12 Airplane dimensions in selected optimal point for Continental IO-470-l motor

شکل 12 ابعاد هواپیما در نقطه بهینه انتخاب شده برای موتور کانتیننتال

جدول 5 مقدار توابع هدف در نقطه بهینه‌ی انتخاب‌شده به‌ازای موتورهای مختلف

Table 5 Objective functions value in the selected optimal point using different engines

نوع موتور	معیار انتخاب نقطه از جبهه پرتو	وزن خالص هواپیما (kg)	برد فاز سیر (km)
گَرِت‌والتِر	بهترین عملکرد	2960.6	220.5
والتِر	بهترین عملکرد	3084.9	254.49
پَرِت	بهترین عملکرد	2801.5	298.2
کانتیننتال	بهترین عملکرد	3390.8	747.6

موتور کانتیننتال نسبت به سایر موتورها است.

در جدول 6، مقادیر تابع هدف به ازای انتخاب موتورهـای مختلـف بـرای کمینه وزن به نمایش درآمده است.

کمترین وزن خالص هواپیما با استفاده از موتور پَرِت به‌دست آمده است. این کاهش تأثیر زیادی از موتور استفاده شده می‌گیرد که این عمل باعث کاهش برد هواپیما به دلیل کارآیی پایین این موتور می‌شود.

در جدول 7، مقادیر تابع هدف به‌ازای انتخاب موتورهـای مختلـف بـرای بیشینه برد به نمایش درآمده است.

جدول 6 مقدار توابع هدف در نقطه‌ی کمینه وزن به‌ازای موتورهای مختلف

Table 6 Objective functions value in the minimum Gross Weight point using different engines

نوع موتور	معیار انتخاب نقطه از جبهه پرتو	وزن خالص هواپیما (kg)	برد فاز سیر (km)
گَرِت‌والتِر	کمینه وزن	2952.88	217.1559
والتِر	کمینه وزن	3072.65	244.70
پَرِت	کمینه وزن	2775.18	268.09
کانتیننتال	کمینه وزن	3382.5	741.085

جدول 7 مقدار توابع هدف در بیشینه برد فاز سیر به‌ازای موتورهای مختلف

Table 7 Objective functions value in the maximum cruise range point using different engines

نوع موتور	معیار انتخاب نقطه از جبهه پرتو	وزن خالص هواپیما (kg)	برد فاز سیر (km)
گَرِت‌والتِر	بیشینه برد	2964.06	222.83
والتِر	بیشینه برد	3091.48	259.03
پَرِت	بیشینه برد	2814.6	310.65
کانتیننتال	بیشینه برد	3444.56	756.1258

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.18.0]

جدول 8 متغیرهای طراحی در نقطه‌ی بهینه‌ی انتخاب‌شده به‌ازای موتورهای مختلف

Table 8 Design variables in the selected optimal points using different engines

متغیر طراحی / نوع موتور	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)
گَرِت‌والتِر	3.06	0.698	8	5.55	5.18	0.378	2.032	36.7
والتِر	2.9909	1.0866	8	5.6311	5.8283	6.3534	1.6538	35.7139
پَرِت	4.7361	0.9759	8	4.0101	6.4112	5.7942	1.6661	59.0108
کانتیننتال	3.48	1.054	14.70	3.25	5.65	2.76	2.57	56.25

بیشینه برد به کمک موتور کانتیننتال به‌دست می‌آید. قدرت این موتور بر روی برد تأثیر مثبت می‌گذارد ولی این نکته را باید در نظر گرفت که منجر به افزایش وزن نیز می‌شود.

در جدول 8 نیز مقادیر متغیرهای طراحی به‌ازای معیار بهترین عملکرد برای موتورهای مختلف بیان شده است.

در نتیجه تدوین این نرم‌افزار و نتایج ارائه شده، طرح‌های بهینه با انتخاب موتورهای مختلف به صورت جبهه پرتو در "شکل 5، 7، 9 و 11" ارائه شده و این امکان برای طراح یا کاربر فراهم گردید تا با در نظر گرفتن معیارهای طراحی یا حتی امکان‌سنجی ساخت با امکانات موجود، پاسخ بهینه را از میان پاسخ‌های جبهه پرتو انتخاب نماید. همان‌گونه که در جداول 5، 6 و 7 مشاهده می‌شود، نتایج حاصل از سه پاسخ بهینه از پاسخ‌های بهینه موجود در جبهه پرتو برای هر یک از موتورها با یک‌دیگر مقایسه شده‌اند که این پاسخ‌ها بر پایه بیش‌ترین برد، بهترین عملکرد و کم‌ترین وزن انتخاب شده‌اند.

می‌توان با تامل در مقادیر متغیرهای طراحی که هر یک از این نقاط به خود اختصاص داده‌اند 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. این در حالی است که تمامی‌نقاط ارائه شده در جبهه پرتو به دلیل برآورده ساختن قیود پایداری استاتیکی فضای امکان‌پذیری را در اختیار کاربر قرار می‌دهند و محدود به نقاط بهینه خاصی نمی‌باشند.

6- نتیجه‌گیری

در این مقاله روش بهینه‌سازی طراحی چند هدفه چندموضوعی به منظور طراحی یک هواپیمای هوانوردی در نظر گرفته شد. به منظور دست یافتن به یک طرح ممکن، قیود پایداری استاتیکی در طراحی لحاظ شدند.

کدهای تحلیل موضوعی برای مدل‌سازی موضوعات درگیر در طراحی برمبنای روش طراحی گودمانسون توسعه داده شد و از ساختار امکان‌پذیری طراحی چندموضوعی برای یکپارچه‌سازی و بستن حلقه طراحی چندموضوعی استفاده گردید.

در نتیجه‌ی تدوین این نرم‌افزار و نتایج ارائه شده، طرح بهینه با انتخاب موتورهای مختلف به صورت جبهه پرتو ارائه شده؛ این امکان را برای کاربر فراهم گردانید تا با در نظر گرفتن معیار مدنظر خود، پاسخ بهینه را از میان پاسخ‌های جبهه پرتو انتخاب نماید. این در حالی است که تمامی نقاط ارائه شده در جبهه پرتو به دلیل برآورده ساختن کلیه قیود پایداری استاتیکی فضای طرح‌های امکان‌پذیری را در اختیار کاربر قرار دهد.

7- فهرست علایم

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)
$C_{(\mathrm{avg})_{\mathrm{HT}}}$	طول وتر میانگین دم افقی (m)
$C_{(\mathrm{avg})_{\mathrm{VT}}}$	طول وتر میانگین دم عمودی (m)
$C_{\mathrm{D_i}}$	ضریب پسآ القایی برآ
$C_{\mathrm{D_{min}}}$	حداقل ضریب پسآ
C_{D_α}	تغییر در ضریب پسا با توجه به تغییر زاویه حمله deg^{-1}
$C_{\mathrm{D}_{\delta_e}}$	تغییر در ضریب پسا با توجه به تغییر زاویه سکان‌افقی deg^{-1}
$C_{\mathrm{D}_{\delta_f}}$	تغییر در ضریب پسا با توجه به تغییر زاویه فلپ deg^{-1}
C_{L}	ضریب برآ سه بعدی
$C_{\mathrm{L}_{\delta_e}}$	تغییر در ضریب برآ با توجه به تغییر زاویه سکان‌افقی deg^{-1}
C_{L_0}	ضریب برآ در زاویه حمله صفر
$C_{\mathrm{L}_{\delta_f}}$	تغییر در ضریب برآ با توجه به تغییر زاویه فلپ deg^{-1}
C_{L_α}	نرخ تغییر ضریب نیروی برآ برحسب زاویه حمله
C_{MAC}	میانگین وتر آیرودینامیکی (m)
C_{MGC}	میانگین وتر هندسی (m)
C_{m_α}	نرخ تغییر ضریب نیروی برآ برحسب زاویه حمله
C_{l_β}	تغییر در ضریب گشتاور غلت با توجه به زاویه سرش
C_{n_β}	تغییر در ضریب گشتاور سمت با توجه به زاویه سرش
$C_{\mathrm{m}_{\delta_e}}$	تغییر در ضریب گشتاور غلت با توجه به تغییر زاویه سکان‌افقی (deg^{-1})
C_{m_0}	ضریب گشتاور غلت در زاویه حمله صفر
C_r	طول ریشه بال (m)
C_{REF}	طول MGC بال (m)
C_t	طول نوک بال (m)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.18.0]

d_{FS}	عمق سازه بدنه (m)
E	مداومت پروازی (sec)
F_{tail}	فاکتور وزن دم عمودی
k	ثابت پسآ 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 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)
Wo	وزن خالص طراحی هواپیما (kg)
W_{AC}	وزن پیش‌بینی‌شده از سیستم تصفیه هوا (kg)
W_{AV}	وزن پیش‌بینی‌شده از سیستم اویونیک (kg)
W_{crew}	وزن خدمه (kg)
W_{CTRL}	وزن پیش‌بینی‌شده از سیستم‌های کنترل پرواز (kg)
W_{EI}	وزن موتور (kg)
W_{EL}	وزن پیش‌بینی‌شده از سیستم‌های الکترونیکی (kg)
W_{EMPTY}	وزن خالی هواپیما (kg)
W_{ENG}	وزن موتور قبل از اتصال (kg)
W_{fin}	وزن نهایی در ابتدای فاز سیر (kg)
W_{FS}	وزن پیش‌بینی‌شده از سیستم سوخت (kg)
W_{Fuel}	وزن سوخت (kg)
W_{FURN}	وزن پیش‌بینی‌شده مبلمان (kg)
W_{FUS}	وزن پیش‌بینی‌شده سوخت موجود در بدنه (kg)
W_{FW}	وزن سوخت بال (kg)
W_{HT}	وزن پیش‌بینی‌شده دم افقی (kg)
W_{HYD}	وزن پیش‌بینی‌شده از سیستم هیدرولیک (kg)
W_{ini}	وزن اولیه در ابتدای فاز سیر (kg)
W_{mg}	وزن ارابه فرود اصلی (kg)
$W_{Payload}$	وزن بار (kg)
W_{to}	وزن در هنگام برخاست (kg)
W_{UAV}	وزن اویونیک قبل از اتصال (kg)
W_{VT}	وزن پیش‌بینی‌شده دم عمودی (kg)
W_w	وزن پیش‌بینی‌شده بال (kg)
x_{MGC}	موقعیت MGC از لبه‌ی حمله بال (m)
y_{MGC}	موقعیت MGC از راستای محور طولی بال (m)
z_T	فاصله خط پیشران از مرکز جرم در راستای z (m)

علایم یونانی

λ_w	نسبت باریک‌شوندگی بال
$\Lambda_{c/4}$	زاویه سوئیپ بال در فاصله‌ی 0.25 از میانگین مرکز هندسی (deg)
Λ_{HT}	زاویه سوئیپ دم افقی در فاصله‌ی 0.25 از میانگین مرکز هندسی (deg)
λ_{HT}	نسبت باریک‌شوندگی دم افقی
λ_{VT}	نسبت باریک‌شوندگی دم عمودی
Λ_{VT}	زاویه سوئیپ دم افقی در فاصله‌ی 0.25 از میانگین مرکز هندسی (deg)
ΔP	اختلاف فشار کابین (Psi)
α_{ZL}	زاویه حمله در برآ صفر (deg)
α	زاویه حمله (deg)
ρ	چگالی هوا در ارتفاع مورد نظر (kgm^{-3})
δ	فاکتور ضریب پسآ القایی
ε_T	زاویه نیروی پیشران (deg)
δ_e	زاویه سکان‌افقی (deg)
δ_f	زاویه انحراف فلپ (deg)
η_p	ضریب کارایی ملخ

8- مراجع

[1] S. Gudmundsson, *General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures*, First Edittion , 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] B. Malone, W. Mason, Multidisciplinary optimization in aircraft design using analytic technology models, *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 2, pp. 431-438, 1995.

[5] 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.

[6] M. Anderson, W. Mason, An MDO approach to control-configured-vehicle design, *Proceedings of The 6th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Bellevue: AIAA, pp. 1-10, 1996.

[7] 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.

[8] R. Perez, H. Liu, K. Behdinan, Flight Dynamics and Control Multidisciplinary Integration in Aircraft Conceptual Design Optimization, *Proceedings of The 10th AIAA/ISSMO*

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.18.0]

Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, New York: AIAA, pp. 1-10, 2004.

[9] 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 Persianفارسی)

[10] 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.

[11] 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 Persianفارسی)

[12] 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.

[13] 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.

[14] 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.

[15] 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.

[16] 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.

[17] D. P. Raymer, *Aircraft design: A conceptual approach*, Second Edittion, pp. 395-407, Washington: AIAA, 2006.

[18] L. M. Nicolai, G. Carichner, L. Malcolm, *Fundamentals of aircraft and airship design*, First Edittion, pp. 551-574, Washington: AIAA, 2010.

[19] 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.

[20] 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.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.18.0]