

بهینه‌سازی چندمعیاری مقید پروفیل ماموریتی ربات پرنده

محمدعلی شاهی آشتیانی^۳

مجتمع دانشگاهی هوافضا
دانشگاه صنعتی مالک اشتر

جلال کریمی^۲

مجتمع دانشگاهی هوافضا
دانشگاه صنعتی مالک اشتر

حامد میرزاعلی^۱

دانشکده فنی مهندسی
دانشگاه جامع امام حسین(ع)

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۵/۱۴؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۱۱/۰۴)

چکیده

یکی از مهم‌ترین مباحث در عملکرد پروازی، تعیین حداکثر میزان توانایی وسایل پرنده برای انجام ماموریت‌های محوله است. هدف تحقیق حاضر، استفاده حداکثری از توانمندی‌های آیرودینامیکی و پیش‌رانشی یک ربات پرنده است. برای این منظور، مساله عملکرد پروازی بهینه در کلیه فازهای پروازی یک پروفیل ماموریتی مطرح شده است. با ترکیب یک الگوریتم بهینه‌سازی ابتکاری چندمعیاری با روش‌های بهینه‌سازی مقید، همه فازهای یک پروفیل ماموریتی نوعی بهینه‌سازی شده است. مهم‌ترین مزیت این روش این است که تاریخچه بهینه کلیه متغیرهای وضعیت، مسیر پروازی بهینه و میزان سوخت مورد نیاز برای انجام ماموریت را به‌دست می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: پروفیل ماموریتی، بهینه‌سازی چندمعیاری، عملکرد پروازی

Multi Objective Constrained Optimization of Aerial Robot Mission Profile

H. Mirzaali

College of Engineering
University of Imam Hussein

J. Karimi

Department of Aerospace Engineering
Malek Ashtar University of Technology

M.A. Shahi-Ashtiani

Department of Aerospace Engineering
Malek Ashtar University of Technology

(Received: 04/August/2016 ; Accepted: 23/January/2017)

ABSTRACT

One of the main concerns in flight performance is to determine the highest level of capabilities for flying vehicles to perform the assigned missions. The objective of the current research is to utilize the maximum aerodynamic and propulsive capabilities of a flying robot. In this regard, the problem of optimal performance during all phases of a mission profile is proposed. By integrating a multi objective heuristic optimization algorithm with constrained optimization approaches, all phases of a typical mission profile have been optimized. The major advantage of the proposed approach is that it provides the optimal time history for all state variables as well as the optimal flight path and the amount of required fuel.

Keywords: Mission Profile, Multi Objective Optimization, Flight Performance

۱- کارشناس ارشد: kpmirzaali@ihu.ac.ir

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): karimi_j@mut.ac.ir

۳- دانشیار: ma_shahi@yahoo.com

فهرست علائم و اختصارات

<i>C</i>	ضریب نیرویی
<i>J</i>	تابع هزینه
<i>h</i>	ارتفاع پروازی، m
<i>L</i>	نیروی برآ، N
<i>m</i>	جرم پرنده (سوخت)، kg
<i>n</i>	ضریب بار
<i>t</i>	زمان، sec
<i>T</i>	نیروی جلوبرنده، N
<i>U</i>	بردار کنترل
<i>V</i>	سرعت پروازی، m/s
<i>x</i>	جابه‌جایی طولی، m
<i>X</i>	بردار متغیرهای حالت
<i>y</i>	جابه‌جایی عرضی، m

علائم یونانی

α	زاویه حمله، rad
γ	زاویه مسیر، rad
δ_T	وضعیت دسته گاز
θ	زاویه پیچش، rad
ρ	چگالی، kg/m ³
ϕ	زاویه چرخش، rad
ψ	زاویه گردش، rad

زیرنویس

<i>f</i>	سوخت، kg
----------	----------

۱- مقدمه

در حوزه بهینه‌سازی عملکرد پروازی، می‌توان از روش‌ها و الگوریتم‌های مختلفی همچون الگوریتم ژنتیک [۴-۱]، روش تصویرسازی گرادیان [۶-۵]، الگوریتم انبوه ذرات [۷-۸]، روش‌های مبتنی بر کنترل بهینه [۱۲-۹]، برنامه‌ریزی مربعی تدریجی^۱ [۱۳] و غیره استفاده نمود. گاهی بهینه‌سازی عملکرد پروازی براساس فاز پروازی مورد توجه قرار می‌گیرد. به عبارت دیگر، در تحقیقات انجام‌گرفته در این حوزه، محاسبه عملکرد پروازی بهینه در فازهای مختلفی همچون فاز اوج‌گیری [۱] و [۷-۵]، فاز کروز [۱۰-۹ و ۱۴]، فاز نزول [۴] و غیره صورت گرفته است. همچنین، می‌توان با توجه به نوع پرنده و فاز پروازی مورد نظر، معیارهای بهینه‌سازی مختلفی از قبیل برد

[۹ و ۱۴]، مصرف سوخت [۱، ۶-۵ و ۱۵]، سرعت [۱۶] و زمان [۲، ۱۰ و ۱۳-۱۲] را مورد توجه قرار داد. در مرجع [۱۷] به بحث تحلیل عملکرد پروازی مبتنی بر پروفیل ماموریتی پرداخته شده و با استفاده از یک روش بهینه‌سازی تک‌معیاری از دسته روش‌های شبه‌نیوتنی، فازهای مختلف یک پروفیل ماموریتی را بهینه‌سازی کرده است.

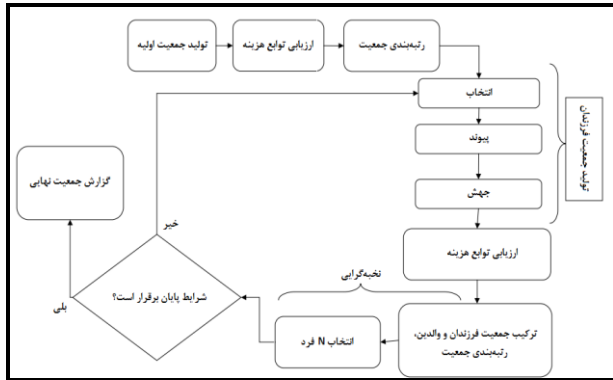
با بررسی و مقایسه فعالیت‌ها و مطالعات انجام‌گرفته در این حوزه، می‌توان گفت که مسائل بهینه‌سازی عمدتاً به صورت تک‌معیاری یا برای یک فاز پروازی حل شده است. به عبارت دیگر، در این مطالعات معمولاً بهینه‌سازی با یک هدف (به عنوان مثال کمینه‌کردن مصرف سوخت و یا بیشینه‌کردن برد و غیره) انجام گرفته است. روش‌های بهینه‌سازی چندمعیاری در حوزه طراحی مسیر پروازی خیلی مورد توجه قرار گرفته‌اند [۱۸-۱۹].

در تحقیق حاضر، با اعمال یک رویکرد نوین، سه مساله عملکرد پروازی، پروفیل ماموریتی و بهینه‌سازی چندمعیاری با همدیگر ترکیب شده و عملکرد پروازی بهینه در بستر پروفیل ماموریتی با یک استراتژی بهینه‌سازی چندمعیاری مطالعه شده است. از دیگر نوآوری‌های تحقیق حاضر مطرح نمودن ایده فازهای انتقالی است که به تولید یک پروفیل ماموریتی پیوسته منجر شده است. بنابراین، کل پروفیل ماموریتی با کمک یک روش بهینه‌سازی چندمعیاری مقید حل شده و برای اثبات کارایی روش مذکور، نتایج حاصله برای برخی فازها به عنوان نمونه، برای فاز اوج‌گیری با حل غیربهینه مقایسه شده است. مزیت این روش این است که علاوه بر تاریخچه بهینه کلیه متغیرهای وضعیت، مسیر پروازی بهینه و میزان سوخت موردنیاز برای انجام ماموریت را به‌دست می‌دهد. مسیر بهینه به عنوان ورودی سامانه هدایت ربات پرنده استفاده می‌شود و وزن سوخت بهینه امکان‌پذیری انجام ماموریت بهینه را تعیین می‌کند.

۲- روش بهینه‌سازی

مساله پروفیل ماموریتی بهینه در قالب یک مساله بهینه‌سازی چندمعیاری مقید فرموله شده است. به منظور حل مساله بهینه‌سازی چندمعیاری از الگوریتم NSGA-II و برای لحاظ نمودن قیود مساله بهینه‌سازی از یک روش رقابتی استفاده شده است که شرح آن‌ها در ادامه آمده است.

این روش، عملکرد خوبی در مواجهه با مسائل بهینه‌سازی چندمعیاری داشته و به همین دلیل، در تحقیق حاضر مورد استفاده قرار گرفته است.



شکل (۱): فلوجارت عملکرد الگوریتم NSGA-II.

۲-۲- رقابت امکان‌پذیری^۴

در تحقیق حاضر به منظور ارتقای روش بهینه‌سازی چندمعیاری و ایجاد امکان به‌دست‌گیری قیود مساله، از روش رقابت امکان‌پذیری استفاده شده است. برای این منظور، دو تابع هزینه تعریف می‌شود: توابع هزینه مساله و تابع هزینه ارزیابی قیود. توضیح این‌که، رقابت امکان‌پذیری یک اپراتور انتخاب گردشی دارد که در آن، در هر لحظه دو حل (تابع هزینه مساله و تابع ارزیابی قیود) با هم مقایسه شده و معیارهای زیر اعمال می‌شوند:

- حل مجاز بر حل غیرمجاز اولویت دارد.
- بین دو حل مجاز، حل بهتر اولویت دارد.
- بین دو حل غیرمجاز، حلی که تعداد کمتری از قیود را نقض می‌کند، ارجح است.

رقابت امکان‌پذیری نیاز به اعمال اپراتور خاصی ندارد و تنها از یک مقایسه ساده برای انتخاب بهترین عضو استفاده می‌شود. این روش، اطلاعات در مورد فضای جستجو خصوصاً در نواحی مرزی را غنا می‌بخشد [۲۲].

۳- شکل‌دهی مساله پروفیل ماموریتی بهینه

مسئله به این صورت است که یک پروفیل ماموریتی مطابق آنچه در شکل ۱ نشان داده شده، برای پرنده در نظر گرفته شده است که شامل تمام فازهای پروازی و مانورهای مدنظر از زمان

۱-۲- روش بهینه‌سازی NSGA-II

یکی از روش‌های ایجاد تنوع در جمعیت در بهینه‌سازی تکاملی چندگانه بر مبنای مفهوم جبهه پارتو روش NSGA-II می‌باشد. این روش مشکل همگرایی زودرس الگوریتم ژنتیک با ارزیابی برداری^۱ را نخواهد داشت. در این روش، به محض مشاهده بروز چندین کپی از یک فرد خوب در جمعیت، مقادیر تابع مطلوبیت آن‌ها در جهت منفی تغییر می‌کند تا امکان تکثیر این اعضا در نسل بعد کمتر شده و احتمال بروز اعضای جدیدتر یا تنوع بیشتر در نسل افزایش یابد که به آن تکنیک به اشتراک‌گذاری می‌گویند. این امر، نه تنها از همگرایی زودرس جلوگیری می‌کند، بلکه نتیجه نهایی در نسل تکامل یافته آخر، حاوی تعداد بیشتری از اعضای مجموعه جبهه پارتو خواهد بود [۲۰].

تولید جمعیت اولیه مانند الگوریتم ژنتیک معمول است. انتخاب جمعیت جدید در هر گام این روش بر اصل غلبگی استوار بوده و با استفاده از نخبه‌گرایی و رتبه‌بندی جمعیت در هر گام حل، الگوریتم بهترین جواب‌های غیرچیره^۲ را برگزیده و به گام بعد می‌رود. همچنین جهت رعایت توزیع مناسب چگالی جواب‌ها در این الگوریتم، از مفهومی با عنوان فاصله ازدحام^۳ استفاده شده است که نسبت به روش‌های دیگر دارای مزایای محسوسی است. در روش NSGA-II برای هر جواب، فاصله ازدحام با توجه به فاصله نقاط قبلی و بعدی آن محاسبه می‌شود. برای هر تابع هدف مقادیر فاصله ازدحام باید به صورت نرمال شده در محاسبات استفاده شود. این نرمال‌سازی توسط تقسیم فواصل بر $(f_{\max}^m - f_{\min}^m)$ انجام می‌شود. نخبه‌گرایی به این صورت اعمال می‌شود که جمعیت نسل بعد از بین بهترین‌های مجموع والدین و فرزندان در هر نسل انتخاب می‌شود. اپراتور انتخاب دو راه حل را با هم مقایسه کرده و برنده را انتخاب می‌کند. در این الگوریتم، هر راه‌حل دارای دو مشخصه است: رتبه غیرچیرگی راه حل در جمعیت که در حقیقت رتبه جبهه‌ای است که جواب مربوطه در آن قرار گرفته و فاصله ازدحام محلی در جمعیت. در درجه اول، کاندیدی که رتبه غیرچیرگی کمتری داشته باشد، انتخاب می‌شود. اگر رتبه غیرچیرگی دو جواب با هم برابر بود آن جوابی که در تراکم جمعیتی کمتر قرار دارد برنده تورنومنت خواهد بود. شکل ۱) فلوجارت عملکرد مدل را نشان می‌دهد [۲۰].

1- Vector Evaluated Genetic Algorithm(VEGA)

2- Non-Dominated Solution

6- Crowding Distance

به دلیل نامعلوم بودن زمان نهایی هر فاز (t_{final})، متغیر جدیدی به نام τ به صورت زیر تعریف می شود:

$$t = t_{final} \tau \quad (۲)$$

که در آن، $\tau \in [0, 1]$ می باشد. در نتیجه، معادلات حرکت به صورت زیر تغییر می کند:

$$\frac{dV}{d\tau} = t_{final} \frac{dV}{dt} \quad (۳)$$

همچنین بردار حالت به صورت زیر می باشد که با توجه به معادلات حاکم بر حرکت پرنده در هر فاز، پارامترهای مربوطه مدنظر قرار می گیرد:

$$\mathbf{X} = [V, \gamma, \psi, h, x, y, m] \quad (۴)$$

بردار کنترل متناسب با فاز پروازی می تواند متفاوت باشد. در این جا برای تمام فازها به جز فاز دور زدن، متغیرهای ضریب برآ، وضعیت دسته گاز موتور و زمان نهایی به عنوان متغیرهای طراحی انتخاب شده است:

$$\mathbf{U} = [C_L, \delta_T, t_{final}] \quad (۵)$$

و برای فاز دورزدن، وضعیت دسته گاز موتور و زاویه چرخش و زمان نهایی به عنوان متغیرهای بردار طراحی در نظر گرفته شده است.

$$\mathbf{U} = [\phi, \delta_T, t_{final}] \quad (۶)$$

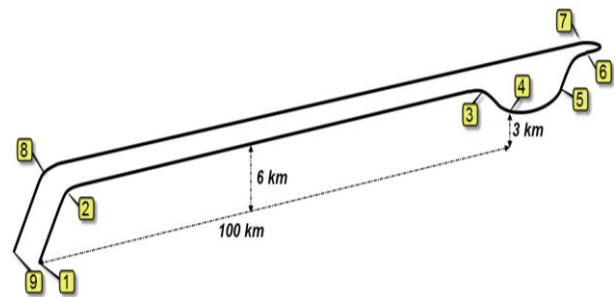
دلیل استفاده از t_{final} به عنوان متغیر طراحی، مشخص نبودن زمان پرواز تا دستیابی به معیار مطلوب است. به منظور دستیابی به یک تاریخچه پیوسته و هموار از متغیرهای طراحی در طول هر یک از فازهای پرواز ماموریتی، متغیرهای طراحی C_L و δ_T در معادله (۵) و ϕ و δ_T در معادله (۶)، با یک توزیع یکنواخت با طول گام ۰/۵ در بازه نرمالیزه شده صفر تا یک، می توانند تغییر کنند. به این ترتیب، به عنوان نمونه بردار طراحی معادله (۵) به صورت زیر تبدیل می شود:

$$\mathbf{U} = [C_{L1}, C_{L2}, \delta_{T1}, \delta_{T2}, t_{final}]^T \quad (۷)$$

لازم به ذکر است، مقادیر اولیه ضریب برآ و وضعیت دسته گاز برحسب شرایط تعادل به دست آمده و مولفه های دیگر توسط الگوریتم بهینه سازی و براساس محدوده های تعیین شده برای متغیرهای طراحی C_{L1} ، C_{L2} ، δ_{T1} و δ_{T2} در جدول ۱

برخاست تا فرود بوده و فازهای مختلف این پروفیل به شرح زیر می باشد:

- ۱ تا ۲؛ صعود به ارتفاع ۶ کیلومتری (ارتفاع عملیاتی)
 - ۲ تا ۳؛ پرواز افقی در ارتفاع ۶ کیلومتری
 - ۳ تا ۴؛ نزول و کاهش ارتفاع به ارتفاع ۳ کیلومتری
 - ۴ تا ۵؛ کروز در ارتفاع ۳ کیلومتری
 - ۵ تا ۶؛ اوج گیری به ارتفاع ۶ کیلومتری
 - ۶ تا ۷؛ مانور گردش^۱ در ارتفاع ۶ کیلومتری
 - ۷ تا ۸؛ پرواز افقی و بازگشت به خانه در ارتفاع ۶ کیلومتری
 - ۸ تا ۹؛ نزول و کاهش ارتفاع
- نکته: مسافت افقی از مرحله ۱ تا ۴ یعنی از ابتدای اوج گیری تا منطقه هدف که در آن پرواز کروز در ارتفاع ۳ کیلومتری انجام می شود، ۱۰۰ km می باشد.



شکل (۲): پروفیل ماموریتی ربات پرنده.

هدف از حل این مسئله دستیابی به پارامترهای پروازی است که به ازای آن ها کمترین مقدار مصرف سوخت و همزمان کمترین زمان پرواز در طی پروفیل حاصل شود. برای مدل سازی مسئله از معادلات حرکت جرم نقطه ای در دستگاه سرعت استفاده شده است [۲ و ۲۱]:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \frac{T \sin \alpha + L}{mV} \cos \phi - \frac{g}{V} \cos \gamma \\ \dot{\psi} &= \frac{T \sin \alpha + L}{mV \cos \gamma} \sin \phi \\ \dot{h} &= V \sin \gamma \\ \dot{x} &= V \cos \gamma \cos \psi \\ \dot{y} &= V \cos \gamma \sin \psi \\ \dot{m} &= -CT \end{aligned} \quad (۱)$$

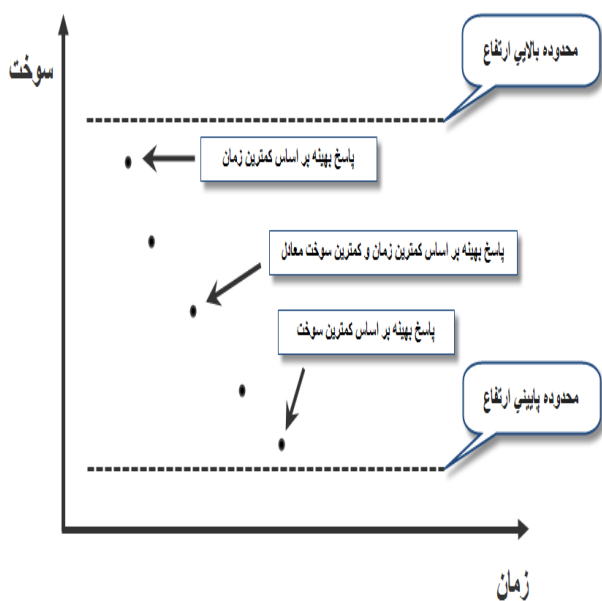
۴- استراتژی حل مساله

در ادامه، استراتژی حل مساله بهینه‌سازی شامل استراتژی انتخاب حل بهینه و ایده فازهای انتقالی تشریح شده است.

۴-۱- استراتژی انتخاب حل بهینه

پس از شکل‌دهی مساله پروفیل ماموریتی بهینه، روند حل به این صورت است که فازهای پروفیل ماموریتی به صورت جداگانه و به ترتیب حل می‌شوند. اما از آنجایی که خروجی هر حل مساله، یک جبهه پارتو شامل مجموعه‌ای از پاسخ‌های بهینه است، برای این که بتوان از بین این پاسخ‌ها یکی را انتخاب نمود، بایستی دست به انتخاب زد. در این جا به عنوان استراتژی انتخاب حل بهینه، اولویت با حل‌های حداقل‌زمانی بوده که ماموریت را از حیث رسیدن به محدوده ارتفاع مقرر (در فازهای اوج‌گیری یا نزول) با دقت بهتری انجام داده‌اند. به عنوان مثال، در شکل (۳) که جبهه پارتوی یک فاز اوج‌گیری را نشان می‌دهد، پاسخ بهینه مربوط به کمترین زمانی است که قید محدوده مناسب ارتفاع را نیز رعایت کرده است.

توضیح این که سایر جواب‌ها هم جواب‌های بهینه هستند که می‌توان با توجه به اولویت ماموریت از آن‌ها استفاده نمود. به عنوان مثال، اگر در برخی از فازهای پروفیل اولویت با زمان و در برخی دیگر، اولویت ماموریت با مصرف سوخت یا ترکیبی از این دو باشد، حل‌های بهینه دیگری می‌تواند انتخاب شود.



شکل (۳): ارزش‌گذاری بر روی پاسخ‌های بهینه.

مشخص می‌شود. همان‌طور که در این جدول آمده، قیود مساله بهینه‌سازی شامل قیود آیرودینامیکی زاویه حمله و زاویه سرش جانبی، قیود سیستم پیش‌رانش (وضعیت دسته گاز موتور) و قابلیت‌های عملکردی (سرعت پروازی، ضریب بار و زاویه مسیر پرواز) هستند. به این ترتیب، با لحاظ نمودن قیود مذکور، یک مساله بهینه‌سازی مقید تشکیل شده که برای حل آن از روش رقابت امکان‌پذیری استفاده شده است. لازم به ذکر است که قیود ذکر شده در جدول ۱ از تحلیل عملکرد پروازی ربات پرنده به دست آمده‌اند [۲۳].

جدول (۱): قیود مساله بهینه‌سازی

نام پارامتر	محدوده مجاز تغییرات
وضعیت دسته گاز موتور	$0.1 \leq \delta_T \leq 1$
زاویه حمله	$-10^\circ < \alpha < 16^\circ$
زاویه سرش جانبی	$-10^\circ < \beta < 10^\circ$
سرعت پروازی (متر بر ثانیه)	$60 < V < 180$
ارتفاع نهایی اوج‌گیری (متر)	$5700 < h < 6300$
ضریب بار	$-2 < n < 5$
زاویه مسیر	$-25^\circ < \gamma < 12^\circ$

همان‌طور که گفته شد، تابع هزینه شامل معیارهای حداقل جرم سوخت مصرفی و حداقل زمان پرواز است:

$$\mathbf{J} = [t_{\text{final}}, m_f] \quad (8)$$

که در آن جرم سوخت مصرفی با استفاده از معادله $\dot{m} = -CT$ و معلوم بودن جرم ربات پرنده در ابتدای پرواز به دست می‌آید.

البته در فاز نهایی پروفیل ماموریتی به منظور اطمینان از بازگشت پرنده به نقطه اولیه، پارامتر ارتفاع هم به عنوان قید نقطه نهایی، در غالب یک تابع جریمه به تابع هزینه زمان پرواز اضافه شده است. به منظور لحاظ نمودن سایر قیود مساله بهینه‌سازی، از روش رقابت امکان‌پذیری استفاده شده است که توضیح آن قبلاً بیان شد.

۴-۲- ایده فازهای انتقالی

جدول (۲): نتایج حل غیربهمینه فاز اوج گیری

جرم (کیلوگرم)	ارتفاع (متر)	زمان (ثانیه)	سرعت (متر بر ثانیه)	زاویه مسیر (درجه)	
۳۱۵	۰	۰	۱۱۱/۶	۱۰/۳۱	مقدار اولیه
۲۹۳	۶۰۰۰	۱۲۰۰	۱۵۳	۱	مقدار نهایی

پرواز سیر در ارتفاع ثابت بخشی از پروفیل ماموریتی است که با زاویه مسیر صفر یا کوچکی انجام می‌شود. به عبارت دیگر، چنانچه پرنده قصد ورود به فاز پرواز سیر را داشته باشد زاویه مسیری در ابتدای ورود به این فاز باید در محدوده قابل قبول باشد. بنابراین به منظور رعایت پیوستگی تاریخچه تغییرات زاویه مسیر در طول پروفیل ماموریتی یک فاز انتقالی زمان محدود تعریف شده که در آن معادلات حرکت برحسب زاویه مسیر حل شده و تاریخچه زمانی پارامترهایی که در فاز پرواز سیر به عنوان شرایط اولیه مورد نیاز هستند، استخراج می‌شود [۲۳].

۵- پیاده‌سازی و استخراج پروفیل ماموریتی بهمینه

متغیرهای سرعت، ارتفاع، جرم و زاویه مسیر در فاز انتقالی از فاز اوج گیری به فاز کروز در شکل ۵ ترسیم شده است. در اینجا چون پرنده در فاز دوم پروفیل ماموریتی قصد ورود به فاز کروز ارتفاع ثابت را دارد، زاویه مسیری در ابتدای ورود به این فاز باید صفر باشد. بنابراین به منظور رعایت پیوستگی تاریخچه تغییرات زاویه مسیر در طول پروفیل ماموریتی، از فاز انتقالی زمان محدود استفاده شد تا زاویه مسیر پروازی در ابتدای فاز کروز به صفر برسد و شرایط اولیه برای انجام پرواز کروز ارتفاع ثابت مهیا گردد. از شکل ۵ دیده می‌شود که سایر متغیرهای وضعیت سرعت، ارتفاع و جرم در فاز انتقالی که زمان کوچکی هم دارد، تغییرات اندکی دارند.

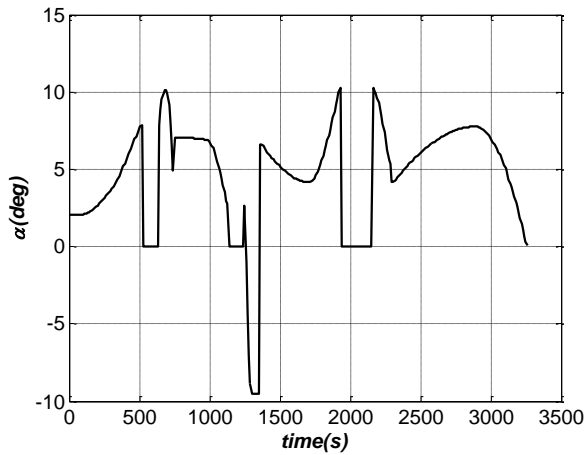
در مجموع سه فاز انتقال در پروفیل ماموریتی مذکور استفاده شده است:

- فاز انتقال بین فاز اوج گیری اول و فاز کروز اول،
- فاز انتقال بین فاز نزول اول و فاز کروز ۲ و
- فاز انتقال بین فاز اوج گیری ۲ و دور زدن.

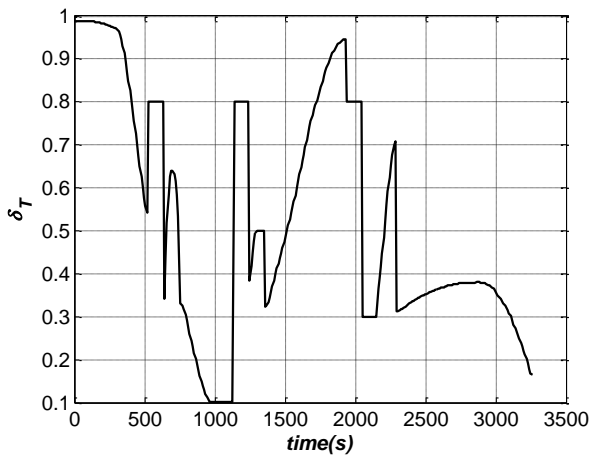
نکته قابل توجه این‌که شرایط اولیه هر فاز از پروفیل ماموریتی، شرایط نهایی فاز قبلی آن است و به این ترتیب، پیوستگی متغیرهای وضعیت در پروفیل ماموریتی حفظ خواهد شد. با استفاده از ایده فازهای انتقالی و تجمیع نتایج مربوط به شبیه‌سازی تمام فازهای پروازی شکل ۱، ضمن ارائه خلاصه نتایج برخی پارامترها برای هرکدام از فازهای پروازی در جدول ۳، مشخصات پروفیل ماموریتی بهمینه در قالب تاریخچه زمانی تغییرات زاویه حمله، وضعیت دسته گاز، سرعت، زاویه مسیر و جرم پرنده به ترتیب در اشکال ۱۰-۶ و همچنین مسیر سه‌بعدی پرواز در شکل ۱۱ نشان داده شده است. تاریخچه بهمینه منتج می‌تواند در اهدافی مثل تعقیب مسیر استفاده شود.

با استفاده از روش بهمینه‌سازی چندمعیاری NSGA-II و فرمولاسیون فوق، متغیرهای وضعیت بهمینه برای همه فازهای پروفیل ماموریتی قابل حصول است. به عنوان نمونه در شکل ۴، در فاز اول پروفیل ماموریتی که اوج گیری به ارتفاع ۶ کیلومتری است، متغیرهای وضعیت بهمینه زاویه حمله، وضعیت دسته گاز موتور، سرعت و ارتفاع پروازی نشان داده شده است. همان‌طور که از شکل ۴ ربات پرنده با دقت قابل قبولی به ارتفاع ۶۰۰۰ کیلومتری نزدیک شده است. سرعت پروازی پس از یک افزایش کوتاه مدت، به دلیل ثابت ماندن دسته گاز موتور، کاهش می‌یابد و این روند قابل پیش‌بینی است. نکته دیگر این است که کلیه متغیرهای پروازی در محدوده قیود مشخص شده در جدول ۱ قرار دارند.

برای اطمینان از صحت نتایج بهمینه با حل غیر بهمینه مقایسه شده است. با فرض این‌که وسیله بخواهد با زاویه حمله ثابت ۲ درجه، دسته گاز ثابت ۰/۸، سرعت اولیه ۱۱۱/۶ متر بر ثانیه و زاویه مسیر اولیه ۱۰/۳۱ درجه به ارتفاع ۶ کیلومتری برسد (این شرایط وضعیت مناسبی برای ارضای قیود به‌دست می‌دهد)، نتایج جدول ۲ به‌دست آمده است [۲۳]. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، زمان پروازی که در حالت بهمینه حدود ۵۳۱ ثانیه بود در حل غیر بهمینه ۱۲۰۰ ثانیه می‌باشد. همچنین مصرف سوخت ۱۱/۷ کیلوگرمی در حالت بهمینه جای خود را به مصرف سوخت ۲۲ کیلوگرم در حالت غیربهمینه می‌دهد.



شکل (۶): تغییرات زمانی زاویه حمله بهینه.

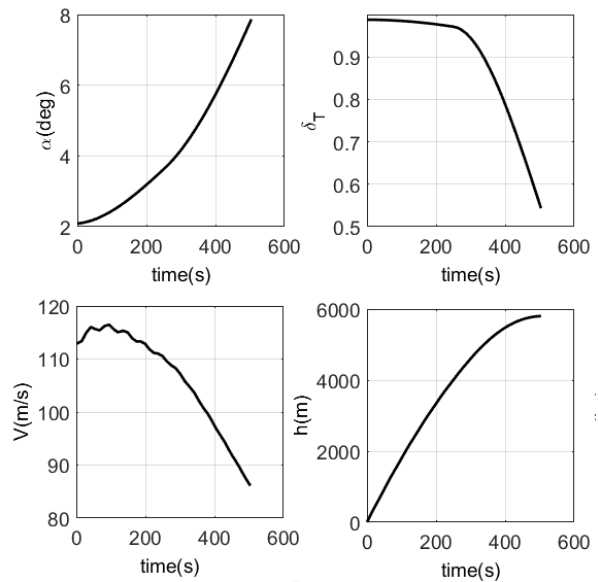


شکل (۷): تغییرات زمانی وضعیت دسته گاز بهینه.

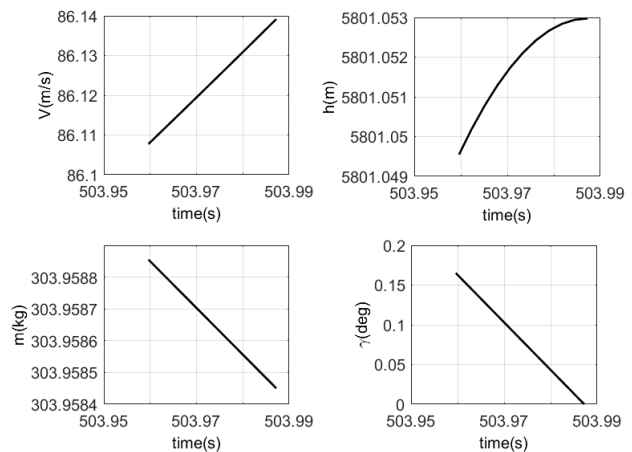
جدول (۳): خلاصه نتایج فازهای پروازی

تعداد پاسخ پارتو	ارتفاع نهایی (متر)	سوخت مصرفی (کیلوگرم)	زمان پرواز (ثانیه)
۱۰	۵۸۰۳	۱۱/۷	۵۳۱
۶	۵۷۸۹	۱/۶	۱۳۲
۹	۳۰۲۴	۲/۱	۳۷۵
۱۰	۲۷۹۳	۰/۶	۵۰
۱۰	۵۸۰۳	۶/۸	۴۰۵
۱۱	۵۸۳۲	۰/۰۲	۵
۳	۵۸۸۴	۴/۶	۳۸۶
۴	۰	۹/۰۸	۱۳۷۵

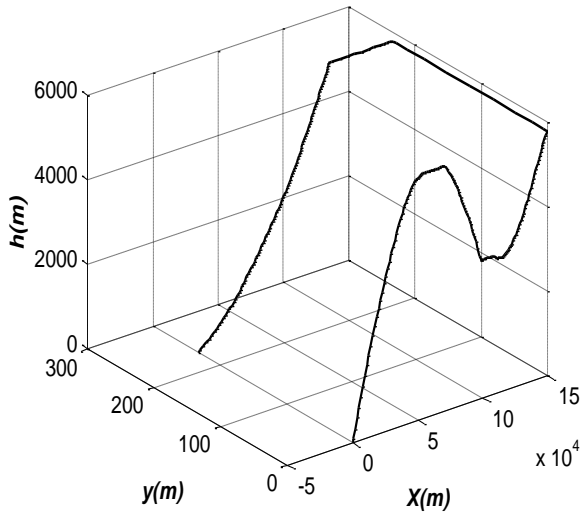
به منظور تشریح امکان‌پذیری تغییرات زمانی متغیرهای وضعیت بهینه منتج، نمودار بزرگنمایی شده متغیرهای زاویه حمله، وضعیت دسته گاز، زاویه مسیر و سرعت (در بازه زمانی ۱۱۰۰ ثانیه تا ۱۴۰۰ ثانیه) در شکل ۱۲ و نمودار بزرگنمایی شده وضعیت دسته گاز موتور در بازه زمانی ۱۱۲۰ تا ۱۱۵۰ ثانیه در شکل ۱۳ رسم شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، تغییرات متغیرهای بهینه در بستر زمان قابل قبول بوده و رفتار نوسانی شدیدی در آن وجود ندارد. بنابراین، می‌توان ادعا کرد که مسیر بهینه منتج برای پروفیل ماموریتی یا متغیرهای بهینه حاصل، در محدوده قابلیت‌های عملکردی ربات پرنده مورد نظر قرار دارند.



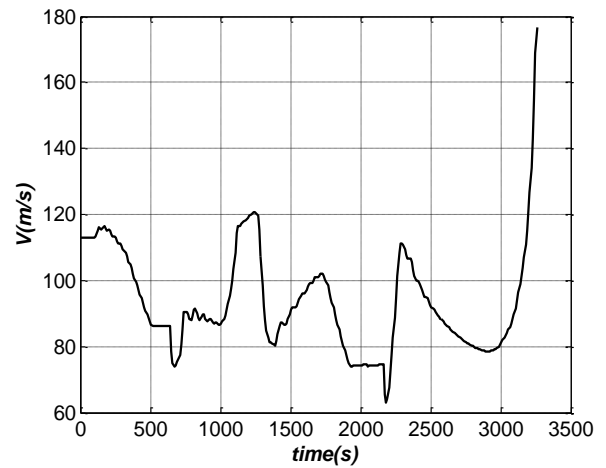
شکل (۴): متغیرهای بهینه فاز اول پروفیل ماموریتی.



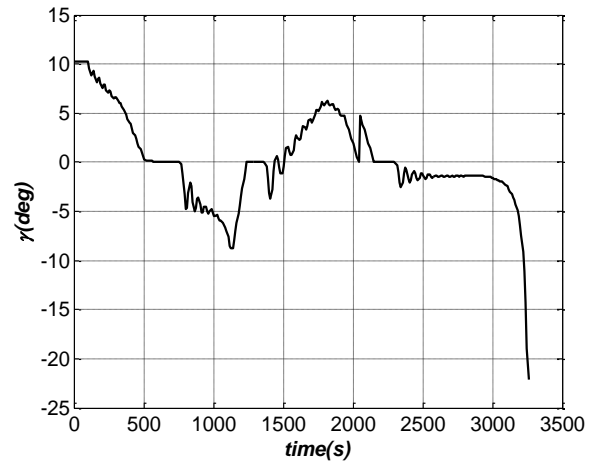
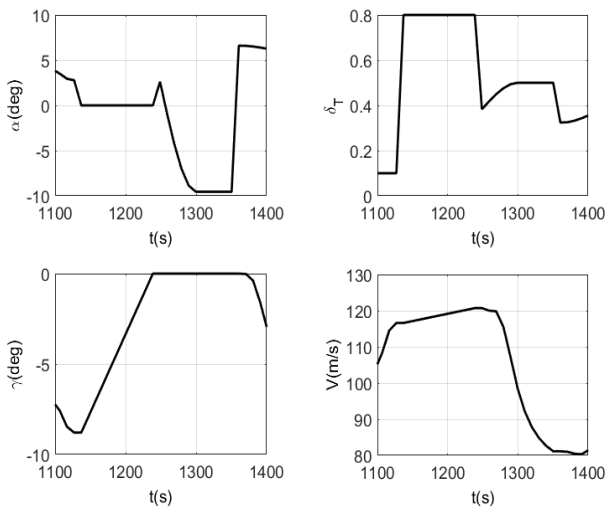
شکل (۵): متغیرهای فاز انتقالی از فاز اوج‌گیری به فاز کروز.



شکل (۱۱): مسیر حرکت بهینه سه بعدی پرنده.

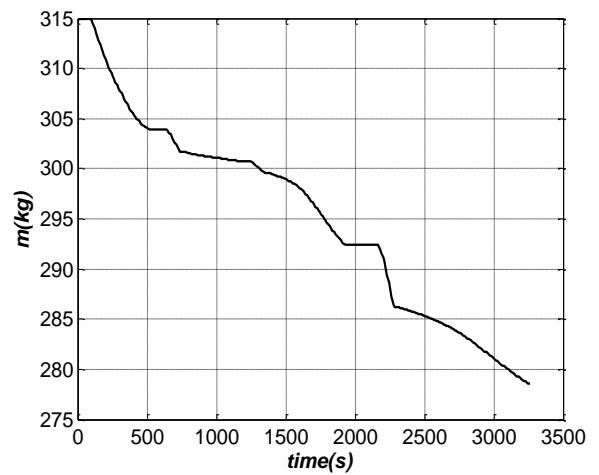
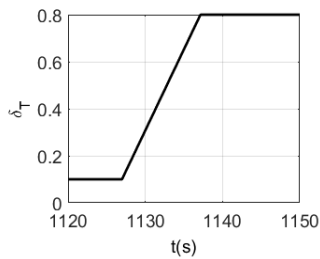


شکل (۸): تغییرات زمانی سرعت پروازی.



شکل (۹): تغییرات زاویه مسیر بهینه بر حسب زمان.

شکل (۱۲): نمودار بزرگنمایی شده متغیرهای وضعیت بهینه.



شکل (۱۳): نمودار بزرگنمایی شده وضعیت دسته گاز بهینه موتور.

شکل (۱۰): تغییرات جرمی پرنده بر حسب زمان.

Aerospace Society, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, 2008 (In Persian).

5. Malaek, S. M. B., Khaiat, A. A., Karimian S., "Finding the optimum three dimensional trajectories for civil airplane during the climb and time restricted-turn phases, 13th International Conference of Mechanics, Isfahan University of Technology, Isfahan, Iran, 2006 (In Persian).
6. Chen, X., Wang, X. Zhou, J. "UAV Flight Performance Optimization based on Restart PRP Conjugate Gradient Method", International Conference on Industrial Control and Electronics Engineering, Xi'an, China, PP. 867-870, 2012.
7. Xie, R. and Wang, X., Wang, X. and Wei, H. "UAV Flight Performance Optimization Based on Improved Particle Swarm Algorithm", International Conference on Intelligent Robotics and Applications, School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Shanghai, China, PP. 396-403, 2010.
8. Karimi J, Pourtakdoust SH, Nobahari H, Trim and Maneuverability Analysis of a UAV Using a New Constrained PSO Approach, Journal of Aerospace Science and Technology (JAST), Iranian aerospace society, Vol. 8(1), pp. 1-12, 2011.
9. Buttazo G., Frediani, A., "Variational analysis and aerospace engineering", Proceeding of Springer Optimization and its applications, Vol. 33, pp. 21-32, 2009.
10. Jamilnia, R., Naghasg, A., Mortazavi, M., "Optimizing the terrain following trajcrotly using the differntial flatness and B-spline curves, 10th Conference of Irannian Aerospace Society, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran, 2011 (In Persian).
11. Kim, S., Kim, Y. "Three Dimensional Optimum Controller for Multiple UAV Formation Flight Using Behavior-based Decentralized Approach", International Conference on Control, Automation and Systems, Seoul, Korea, 2007.
12. Pontani1, M. B. Conway, A. "Optimal Trajectories of Anti-satellite Missiles", Communications to SIMAI Congress Journal, ISSN 1827-9015, Vol. 3, 2009.
13. Saghafi, F., Tofighzade, M., "Modeling and optimizing the transition flight phase of a tail seating propeller plant", 7th Conference of Iranian Aerospace Society, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, 2008 (In Persian).
14. Dehghanzade, M., "Cruise missile optimal trajectory design to reach the maximum range", 9th Conference of Iranian Aerospace Society, Science and Research Branch, Azad Islamic University, Tehran, Iran 2010 (In Persian).

همان‌طور که ملاحظه می‌شود، ضمن ارضای قیود مربوط به پارامترهای سرعت، زاویه حمله، زاویه مسیر و وضعیت دسته‌گاز در تمام فازهای پروازی، معیارهای بهینه‌سازی موردنظر در این تحقیق شامل حداقل مصرف سوخت و حداقل زمان پرواز به ترتیب مقادیر ۳۶/۵ کیلوگرم و ۳۲۵۹ ثانیه معادل ۵۴ دقیقه را به خود اختصاص می‌دهند.

۶- نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر، بهینه‌سازی کل پروفیل ماموریتی یک ربات پرنده مورد توجه قرار گرفته است. به این ترتیب، کلیه مشخصات پروازی و عملکردی بهینه وسیله پرنده همراه با مسیر پروازی بهینه به دست آمده است. به علاوه، میزان سوخت مورد نیاز تعیین شده است. برای پیاده‌سازی مساله پروفیل ماموریتی بهینه از معادلات جرم نقطه‌ای استفاده شده و محدوده قیود عملکردی از طریق یک تحلیل عملکردی استخراج و در فرایند حل مساله لحاظ شده است. بنابراین، یک مساله بهینه‌سازی چندمعیاری مقید تشکیل شده که برای حل آن الگوریتم NSGA-II با روش رقابت امکان‌پذیری ترکیب شده است. نتایج حاصل از پیاده‌سازی، قابلیت استخراج تاریخچه بهینه کلیه متغیرهای وضعیت را در روش ارائه‌شده نشان می‌دهد. از این نتایج می‌توان برای طراحی مثل سیستم کنترل تعقیب مسیر استفاده نمود.

۷- مراجع

1. Malaek, S. M. B., Bagherzade Shahri, S. A., Asadi, F., "Optimizing the Climb Trajectory of Airplanes Formation Flight using Genetic Algorithm", 8th International Conference of Iranian Aerospace Society, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, 2009 (In Persian).
2. Weeks, A. "Interplanetary Trajectory Optimization using a Genetic Algorithm", Technical Report, Pennsylvania State University, Aerospace Engineering department, PA 16801.
3. Yang, Z., Fang, J., Qi, Z. "Flight Midcourse Guidance Control Based On Genetic Algorithm", GECCO '05 Proceedings of the 7th Annual Conference on Genetic and Evolutionary Computation, PP. 1501-1506, Washington DC, USA, 25 - 29, 2005.
4. Malaek, S. M. B., Nabavi, S. Y., "A general approach for airplanes optimal landing in a controlled airport, 7th Conference of Iranian

15. Jamilnia, R., Naghasg, A., "Integrated optimization of staging and trajectory for launched vehicles" 8th International Conference of Iranian Aerospace Society, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, 2009 (In Persian).
16. Mardani, M., Moaied M., "The best way to launch satellites into orbit using the tangent linear law", Sharif Science-Research Journal, NO. 23 (38), PP. 75-80, 2008 (In Persian).
17. Hyunseok L., Hyungjoon L., Einkeun K. and Seungsoo L., Seungho B., Development of Aircraft Mission Performance Analysis Program, International Journal of Aeronautical & Space Science, Vol. 14(2), pp. 162-171, 2013.
18. Thi-Kien D., T., Jeng-Shyang P., Tien-Szu P., Trong-The N., Optimal path planning for motion robots based on bees pollen optimization algorithm, Journal of Information and Telecommunication, Vol. 1(4), pp. 351-366, 2017.
19. Karimi J., Pourtakdoust S. H., A Real-Time Algorithm for Variable-Objective Motion Planning over Terrain and Threats, Proceedings of the IMechE, Part G- Journal of Aerospace Engineering , Vol. 229(6), 2015 .
20. Kalyanmoy Deb, Amrit Pratap, Sameer 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.
21. Sadraee, M. H., "Flight mechanics", Imam Hussein University Publications, Tehran, 1999 (In Persian).
22. Karimi, J., Pourtakdoust, S. H., "Designing the optimal maneuvers for unmanned aerial vehicles using constrained heuristic optimization algorithms", 9th Conference of Iranian Aerospace Society, Science and Research Branch, Azad Islamic University, Tehran, Iran, 2010 (In Persian).
23. MirzaAli, H., "Multi-objective optimization of mission profile for unmanned aerial vehicle", Master of Science Thesis, Malek Ashtar University of Technology, Tehran 2016 (In Persian).