



# طراحی بهینه چندموضوعی یک تاکسی هوایی و مقایسه نتایج با طراحی کلاسیک

سیدحسین ساداتی<sup>۱</sup>، امیرحسین آدمی<sup>۲\*</sup> و محمدمهدی عبادی<sup>۳</sup>

۱- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۲- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

\* نویسنده مخاطب: aha.aerospace@aut.ac.ir

در سال‌های اخیر استفاده از تاکسی هوایی به عنوان یک راه حل مناسب جهت جابه جایی بار و مسافر خصوصا در مسافت‌های کوتاه و درون شهری مورد توجه قرار گرفته است. یکی از مسائل مهم در طراحی پرنده‌ها بهینه‌سازی طراحی آنها می‌باشد که قدرت رقابت با محصولات مشابه را افزایش می‌دهد. سیستم‌های پیچیده مانند تاکسی هوایی از چندین زیرسیستم با تاثیر متقابل و گاه متضاد تشکیل شده‌اند که ایجاد مصالحه بین آنها با روش‌های کلاسیک سخت و دشوار است. استفاده از روش‌های مدرن طراحی بهینه نظیر بهینه‌سازی چند موضوعی با استخراج طرح بهینه ضمن ارضاء کلیه قیود مدنظران طراحان اطمینان از بهینه بودن طرح را نیز مقدور می‌سازد. در این مقاله پس از مدل‌سازی زیر سیستم‌های مختلف یک تاکسی هوایی به طراحی بهینه چندموضوعی تاکسی هوایی بر اساس یک ماموریت داده شده پرداخته شد. چارچوب بهینه‌سازی انتخاب شده بر مبنای AAO و با در نظر گرفتن پنج موضوع سازه، آیرودینامیک، مکانیک پرواز، پیش‌رانش و توان الکتریکی با هدف کمینه‌سازی جرم پرنده است. ضمناً عملکرد الگوریتم‌های بهینه‌سازی گرادینتی و تکاملی، از نظر سرعت رسیدن به جواب نیز مورد بررسی قرار گرفته است. در نهایت نتایج بدست آمده با نتایج حاصل از دو روش طراحی کلاسیک بر پایه‌ی "تخمین وزن" و "ضرایب طراحی" مورد مقایسه و ارزیابی قرار گرفته است. نتایج حاکی از بهبود قابل ملاحظه طرح بهینه نسبت به روش‌های کلاسیک می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: تاکسی هوایی، طراحی بهینه چند موضوعی، طراحی کلاسیک، مولتی‌روتور

## Evaluation of Multidisciplinary Design Optimization of Air Taxi and Classic Design

H. Sadati<sup>1</sup>, A. H. Adami<sup>2\*</sup>, M. M. Ebadi<sup>3</sup>

1. Associate Professor, Aerospace Department, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

2. Assistant Professor, Aerospace Department, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

3. M. Sc. Student, Aerospace Department, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

\*Corresponding Author: aha.aerospace@aut.ac.ir

In recent years, the use of air taxis as a suitable solution for transporting cargo and passengers, has been considered especially in short distances and in the city. One of the most important issues in aerial vehicle design is related to design optimization, which increases the performance in comparison with similar products. Complex systems, such as air taxis, are involved in several subsystems with interacting and sometimes conflicting effects that are difficult to derive the feasible solution with classical methods. Modern optimal design methods such as multidisciplinary design optimization can derive the optimal design while satisfying all the constraints and limitation. In this article, after modeling the different subsystems of an air taxi, multidisciplinary design optimization of an air taxi based on a given mission is discussed. The optimization framework is selected based on AAO by considering structure, aerodynamics, flight mechanics, propulsion and electrical power. Total mass of air taxi is selected as cost function. In addition, performance of gradient and evolutionary optimization algorithms has also been investigated. Finally, the optimal results are compared and evaluated with the results of two classical design methods including "weight estimation" and "sensitivity of design coefficients". The results confirm the improvement of optimal solution with compare of classical methods.

**Keywords:** Air taxi, Multidisciplinary Design Optimization, Classic Design, Multirotor



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

How to Cite this in Article:

H. Sadati, A. H. Adami, M. M. Ebadi, "Evaluation of Multidisciplinary Design Optimization of Air Taxi and Classic Design", *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 7, no. 3, pp. 13-24, 2023 (in Persian).

## ۱ مقدمه

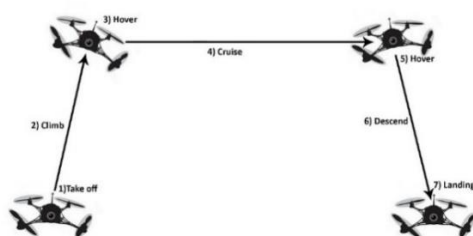
یکی از مهمترین مسائلی که در حال حاضر در سطح محافل هوافضایی مطرح و از موضوعات به روز است، بحث بهینه‌سازی طراحی اجسام پرنده است. از آنجا که اجسام پرنده و به طور مثال مولتی‌روتورهایی که مورد بحث این مقاله هستند، از چندین زیرسیستم با تاثیر متقابل بر یکدیگر تشکیل شده‌اند، برای انجام بهینه‌سازی طراحی آنها از ساختارهای مختلف بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی استفاده می‌شود. در استفاده از روش‌های چندموضوعی برای بهینه‌سازی موضوعات کاری مختلف یکی از مسائل مهم که بسیار تاثیر گذار است، انتخاب الگوریتم بهینه‌سازی مناسب است. در سال‌های اخیر با افزایش میزان تقاضای حمل و نقل هوایی و نیز اهمیت یافتن ارزش زمانی برای افراد، دسترسی به یک سیستم حمل و نقل هوایی سریع و قابل تنظیم امری ضروری بنظر می‌رسد. به گونه‌ای که فرد بتواند در کمترین زمان ممکن و با پرداخت هزینه‌ای بیشتر به مقصد مورد نظر خود که تحت سرویس شرکت‌های هوایی نیستند برسد. بر اساس نتایج مرجع [1] استفاده از تاکسی هوایی تاثیر مهمی در کاهش مصرف سوخت و ترافیک جاده ایی دارد. مطالعات نشان می‌دهد که در آینده نزدیک، با هزاران پرواز تاکسی هوایی در سراسر جهان شهرها تحرک هوایی پیچیده‌ای خواهند داشت [2-6]. در مرجع [7] به بررسی تحولات اخیر، چالش‌ها و فرصت‌های آینده استفاده از تاکسی هوایی برای جابه‌جایی شهری پرداخته شده است. در مرجع [8] نگرانی‌های امنیتی و ایمنی در تاکسی‌های هوایی مورد بررسی قرار گرفته است. در مرجع [9] محمد مهدی عبادی و علیرضا بابایی به طراحی مولتی‌روتوری با قابلیت حمل بار سنگین پرداخته‌اند که در نهایت این پرنده قابلیت حمل ۱۰۰ کیلوگرم محموله و برد پروازی معادل ۲۵ کیلومتر و ۱۵ دقیقه مداومت پروازی را دارا می‌باشد. مرجع [۱۰] کتابچه‌ی فنی در زمینه فریم مولتی‌روتورهای می‌باشد. در این مرجع به الزامات طراحی فریم، بازوها و سایر محدودیت در انتخاب پارامترهای سازه‌ای مولتی‌روتورها پرداخته شده است. مرجع [۱۱] کتابچه‌ی فنی در زمینه موتورهای برانشلس می‌باشد. در این مرجع انواع موتورهای برانشلس و نوع عملکرد آنها بررسی شده است. در مرجع [۱۲] فاسلر در دانشگاه زوریخ دینامیک مولتی‌روتور را مورد بررسی قرار داده است. در ادامه کنترل و هدایت این نوع پرنده نیز در این مرجع مورد بررسی قرار گرفته است. مرجع [۱۳] روابط حاکم بر تراست مولتی‌روتورها در حالت استاتیکی و دینامیک مورد بررسی قرار گرفته است. در مرجع [۱۴] مولین و همکاران اثر عدم قطعیت‌ها در ورودی بر روی خروجی یک سیستم را با استفاده از ماتریس حساسیت بررسی می‌نمایند. در این مقاله ماتریس حساسیت بدست آمده از داده‌های اندازه‌گیری شده با استفاده از روش‌های موجود نرمال می‌گردد. در مرجع [۱۵] بالسدنت و همکاران انواع روش‌های بهینه‌سازی

چندموضوعی تک هدفه و چندهدفه را بررسی کرده و الگوریتم هریک را ارائه کرده‌اند. در مراجع [۱۶، ۱۷] به تشریح روش‌های بهینه‌سازی ابتکاری نظیر برنامه ریزی پویا، الگوریتم ژنتیک، الگوریتم تبرید شبیه‌سازی شده، شبکه عصبی و ... پرداخته شده است. مرجع [۱۸] دینامیک کوادروتور توسط لی مورد تحلیل قرار گرفته است و با استخراج معادلات حرکت پرنده درباره کنترلر PID نیز بحث شده است. در مرجع [۱۹] موحدخان دینامیک کوادروتور را مورد بررسی قرار داده. در این مقاله میزان تراست هر روتور در رژیم‌های پروازی مختلف با توجه به زوایای پیچ و رول محاسبه گردیده است. مرجع [۲۰] کتابی جامع تالیف نوریس در زمینه ساخت مولتی‌روتورها می‌باشد که علاوه بر بحث راجع به مشخصات فنی و الزامات طراحی، تاریخچه و سیر تکاملی مولتی‌روتورها در طول تاریخ را مورد بررسی قرار داده است.

در این مقاله الگوریتم طراحی به روش همه با هم، با در نظر گرفتن چهار موضوع سازه، آیرودینامیک، مسیر پرواز، پیشرانش و توان با هدف کمینه‌سازی جرم پرنده مدل‌سازی خواهد شد و عملکرد الگوریتم‌های بهینه‌سازی گرادینانی، و تکاملی، بر روی آن از نظر سرعت رسیدن به جواب با حل یک مسئله طراحی مورد بررسی قرار می‌گیرد و نتایج با روش طراحی کلاسیک (روش طراحی آماری) مورد مقایسه قرار می‌گیرد.

## ۲ تعریف ماموریت تاکسی هوایی

با توجه به نوع ماموریت است که الزامات طراحی استخراج شده و با توجه به آنها طراحی مفهومی صورت می‌پذیرد. ماموریت تاکسی هوایی مدنظر این پژوهش متناسب با نیازمندیهای داخلی، حمل و نقل مسافر از مبدا به مقصد مورد نظر می‌باشد که برای این امر به فازهای پروازی مختلف از قبیل: برخاست، اوج گیری، هواایست، پرواز رو به جلو، نزول و نشست مورد نیاز می‌باشند که در شکل ۱ سناریوی پروازی مربوطه ترسیم شده است.



شکل ۱- سناریوی پروازی تاکسی هوایی

پرنده می‌بایست توانایی حمل یک سرنشین را داشته باشد که تقریباً متوسط وزن ۸۵ کیلوگرم لحاظ می‌گردد. اگر محل بهره برداری شهر تهران در نظر گرفته شود برد پروازی ۱۵ کیلومتر تقریباً بخش اعظمی از تهران را زیر پوشش قرار می‌دهد.

این دو پارامتر به تنهایی امکان تعریف ماموریت تاکسی هوایی را مشخص نمیکنند و پارامترهای دیگری نیز در طراحی تاکسی هوایی نیاز است که تشخیص حداقلی این پارامترهای یکی از وظایف تدوین کننده الگوریتم طراحی می‌باشد. بر اساس نتایج استخراج شده در این پژوهش، به طور خلاصه، پارامترهای اصلی ماموریتی مورد نیاز طراحی تاکسی هوایی مطابق با جدول ۱ می‌باشد.



شکل ۲- شهر تهران

جدول ۱- مشخصات ماموریتی تاکسی هوایی

وزن محموله (Kg)	برد پروازی (Km)	سرعت پروازی (Km/hr)	مدامت پروازی (min)	سقف پروازی (m)	تعداد موتور
۸۵	۱۵	۱۰۰	۲۰	۵۰۰	۸

برای حدس سایر الزامات ماموریتی در جدول ۱، از جامعه آماری کمک گرفته شده است. خلاصه نتایج مربوط به جامعه آماری در خصوص تعریف ماموریت در جدول ۲ خلاصه و ارایه شده است [۱۵].

جدول ۲- مشخصات ماموریتی جامعه آماری

نام پرنده	تعداد موتور	وزن خالی (Kg)	سرعت پروازی (Kmphr)	مدامت پروازی (min)	برد پروازی (Km)	سقف پروازی (m)
ایهنگ ۱۸۴	۸	۲۰۰	۱۰۰	۲۳	-	۵۰۰
هاوربایک	۲	۱۴۰	۲۰۰	۴۵	۱۴۸	۳۰۰
فلاپیک	۳	۳۰۰	۱۰۰	۶۰	-	۳۰
اسکورپین ۳	۴	۱۰۴	۷۰	۲۰	۲۱	-

جدول ۳- تجهیزات ثابت مورد استفاده در طراحی تاکسی هوایی

Subsystem	Model	Weight(gr)
Seat	Ergo2	7900
Autopilot	Pixhawk	437
Camera	Sony Super HAD	13
Telemetry	Xtend	18
Range Finder	SF02/F	62
RPLIDAR	Hokuyo UST-20LX	200
GPS	Zubax_Gnss High Performance GPS	130
Battery	MultiStar Racer Series 1400mAh	153
Transmitter	Rlink	16

برای تعیین سایر زیرسیستم‌ها که شامل پیشران، توان و سازه می‌باشد بایستی محاسبات طراحی انجام گردد.

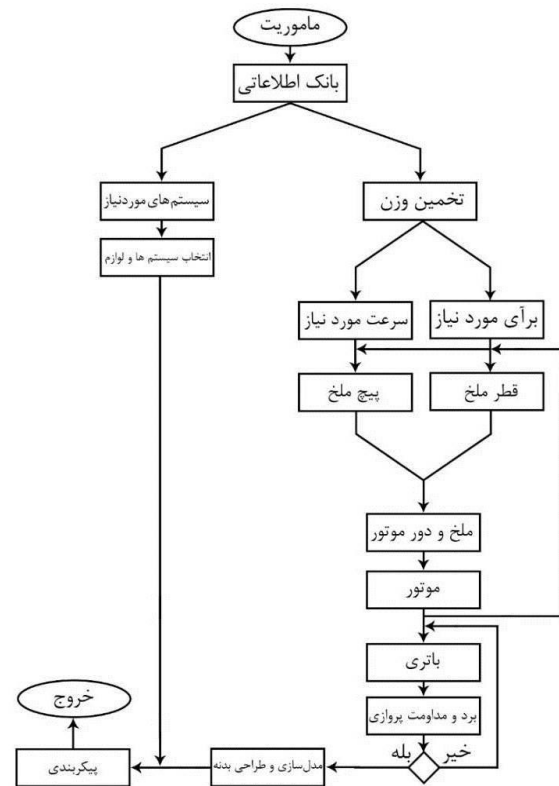
در بخش دوم این مقاله، طراحی کلاسیک به طور کامل برای پرنده مورد نظر بیان می‌گردد. در بخش سوم طراحی بهینه چندموضوعی به همراه نتایج بیان گردیده و در انتها نیز جمع بندی و ارزیابی نتایج بیان می‌گردد.

### ۳ طراحی کلاسیک

روش‌های مختلفی برای طراحی اجسام پرنده وجود دارد که بعضی بر مبنای آمار و اطلاعات بوده و تعدادی نیز از روش محاسبات و همگرا شدن برنامه‌های رایانه‌ای جهت رسیدن به پارامترهای طراحی استفاده می‌نمایند. طراحی مفهومی کلاسیک عمدتاً بر پایه‌ی مطالعات آماری شکل می‌گیرد. برای انجام طراحی هواپیما نیاز به انجام سیکل‌های متوالی برای رسیدن به جواب نهایی می‌باشد. یک تاکسی هوایی از زیر سیستم‌های مختلفی تشکیل می‌شود که برخی از آن‌ها مستقل از ماموریت می‌باشند و در با تغییر در ماموریت تغییری در آن‌ها حاصل نمی‌گردد، اما وزن آنها برای طراحی مورد نیاز است که در جدول ۳ به آنها اشاره شده است که مجموع وزن آن‌ها ۸/۹۲۹ کیلوگرم می‌باشد.

### ۱.۳ طراحی کلاسیک به روش تخمین وزن

در شکل ۳ روند طراحی کلاسیک به روش تخمین وزن ترسیم شده است.



شکل ۳ - روند طراحی کلاسیک به روش تخمین وزن

معادله‌های (۱) و (۲) مربوط به وزن‌های تاکسی هوایی می‌باشند.

$$W_{Net} = W_{Payload} + W_{Empty} \quad (1)$$

$$W_{Empty} = W_{Propulsion} + W_{Structure} + W_{Battery} + W_{Subsystems} \quad (2)$$

در معادله (۱) و (۲)،  $W_{Net}$  وزن کل پرنده،  $W_{Payload}$  وزن بار،  $W_{Empty}$  وزن خالی،  $W_{Propulsion}$  وزن سیستم پیشران،  $W_{Structure}$  وزن سازه،  $W_{Battery}$  وزن باتری و  $W_{Subsystems}$  وزن سایر زیرسیستم‌ها می‌باشد. برای محاسبه‌ی تراسست مورد نیاز پرنده برای پرواز سیر و مانور، ضریب  $W/T_{max}$  تعریف می‌گردد. اگر مقدار ضریب فوق  $0/6$  باشد به این معناست که پرنده با ۶۰ درصد بیشینه تراسست می‌تواند بر وزن خود غلبه کند. هرچه مقدار این ضریب بیشتر باشد پرنده سخت‌تر فرمان می‌پذیرد. در مولتی‌روتورها عموماً این ضریب در بازه‌ی  $0/3$  تا  $0/7$  قرار دارد [۱۲]. نیروی تراسست موردنیاز را می‌توان از رابطه (۳) بدست آورد.

$$T_R = \frac{W}{n \frac{W}{T_{max}}} \quad (3)$$

که در رابطه (۳)،  $T_R$  نیروی تراسست موردنیاز،  $n$  تعداد موتور و  $W/T_{max}$  وزن پرنده می‌باشد. تراسست استاتیک ملخ  $T_P$  را می‌توان از رابطه (۴) محاسبه کرد.

$$T_P = 2.83 \times 10^{-12} \times RPM^2 \times D^4 \times DEN / 29.92 \times C_F \quad (4)$$

$$V = P \times RPM \quad (5)$$

که در رابطه (۵)،  $V$  سرعت،  $RPM$  دورموتور،  $D$  قطر ملخ،  $DEN$  چگالی هوا،  $C_F$  ضریب کارایی ملخ و  $P$  گام ملخ می‌باشد. تراسست استاتیک ملخ باید بیش از  $T_R$  باشد تا پرنده توانایی اجابت خواسته‌های طراح را داشته باشد. با انتخاب یک موتور و سایر اجزاء آن که قابلیت تامین تراسست مورد نظر را داشته باشد، می‌توان وزن و مشخصات سیستم پیشران را از معادله (۶) بدست آورد.

$$W_{Propulsion} = n \times (W_{Motor} + W_{ESC} + W_{Propeller}) \quad (6)$$

برای توضیحات بیشتر و نحوه انتخاب موتور از میان نمونه‌های موجود به مرجع [۱۵] مراجعه گردد.

پس از انتخاب سیستم پیشران نوبت به انتخاب سازه و طراحی کابین و سایر پارامترهای مربوط به بدنه‌ی تاکسی هوایی می‌رسد. بهترین کابین وجود ندارد، بلکه طراح کابین را بر اساس سلیقه و با توجه به ماموریت پرنده انتخاب می‌کند. بنابراین کابین و نوع سازه باید بگونه‌ای انتخاب شود که نیازمندی‌های تعریف شده را اجابت کند. وزن سازه متشکل از کابین، بازوها و عناصر تشکیل دهنده دیگری می‌باشد. با توجه به روابط حاکم بر سازه که در معادله‌های (۷) تا (۹) آمده، باید ضخامتی انتخاب گردد که توانایی تحمل نیروهای وارده را داشته باشد.

$$\sigma_{max} = \frac{P \times b}{2 \times t^2 \times \left( 2 \times v \times \left( \frac{b}{a} \right)^6 + 1 \right)} \quad (7)$$

$$\delta_{max} = \frac{P I^3}{3 E I} \quad (8)$$

$$I = \frac{\pi}{4} (R_{out}^4 - R_{in}^4) \quad (9)$$

در معادله‌های (۷) تا (۹)،  $v$  ضریب پواسون،  $P$  فشار وارد بر صفحه و  $\sigma_{max}$  تنش بیشینه‌ی قابل تحمل یک صفحه که طول و عرض آن برابر  $a$  و  $b$  و ضخامت آن  $t$  می‌باشد است.  $\delta_{max}$  بیشترین جابجایی قابل تحمل برای بازوی به طول  $l$  و مدول یانگ  $E$  و ممان دوم  $I$  با شعاع داخلی  $R_{in}$  و شعاع خارجی  $R_{out}$  می‌باشد [۲۱].

مصلحه بین وزن و زمان پرواز انتخاب باتری را سخت می‌کند. لذا باید باتری را انتخاب کرد که ظرفیت بالا و در عین حال وزن کمی داشته باشد. با بررسی ۱۴۰۰ نوع باتری، نسبت وزن به ظرفیت به طور میانگین برای یک سلول  $3/7$  ولت برابر با  $0/205$ .

در معادله‌های (۱۰) و (۱۱)،  $A_{Tot}$  جریان مورد نیاز پرنده و  $A_{Motor}$  جریان مورد نیاز هر موتور می‌باشد.  $E$  مداومت پروازی،  $a$  ظرفیت باتری انتخاب شده و  $BE$  بازده باتری است. در معادله (۱۲)،  $R$  برد پروازی و  $V$  سرعت پرنده در نظر گرفته شده است [۱۵].

### ۳.۳ نتایج طراحی بر اساس روش کلاسیک تخمین وزن

در این روند طراحی، تعداد سلول‌ها و پک‌های باتری باید متناسب با برآورده شدن الزامات طراحی که همان رسیدن به برد ۱۵ کیلومتر می‌باشد انتخاب گردند. در نهایت مشخصات اجزا این روش طراحی در جدول‌های ۴ و ۵ آمده است.

جدول ۴- مشخصات وزنی تاکسی هوایی طراحی شده به روش کلاسیک تخمین وزن

Motor	Pack Battery	BatteryWeight	StructureWeight	Weight Propulsion	Weight Empty	$W_{To}$
U15 KV100	21	63.14kg	24.24kg	19.85kg	120.06kg	195kg

جدول ۵- مشخصات اجزاء تاکسی هوایی طراحی شده به روش کلاسیک تخمین وزن

Propulsion	Motor	T-Motor U15 II KV100
	Propeller	40*13.1
	ESC	Flame 160
Structure	Length	200 cm
	Width	100 cm
	Height	150 cm
	Thickness	1 mm
	Arm	101.6 mm
	$R_{in}$	51.3 mm
	$R_{out}$	54 mm
Power	Battery Cell Pack	Multi star High Capacity Lightweight 17 21

### ۳.۳ طراحی کلاسیک به روش ضرایب طراحی

برای طراحی با استفاده از ضرایب، لازم است ابتدا با تحلیل و بررسی جامعه آماری یک سری ضرایب بدست آید تا بتوان با استفاده از آن خصوصیات پرنده را مشخص نمود. با مقایسه این ضرایب در سایر پرنده‌گان هم خانواده در صورتی که دامنه‌ی تغییرات محدود و در یک محدوده قابل قبول باشد آن ضریب به عنوان ضریب طراحی انتخاب می‌گردد. خلاصه اطلاعات مربوط به جامعه آماری وسایل پرنده ی مشابه در جدول ۶ ارایه شده است [۲۲].

می‌باشد. چون بیشترین سهم در وزن پرنده مخصوص باتری است پس باید بهترین نوع باتری انتخاب گردد. وزن باتری مستقیماً تابع مداومت پروازی پرنده می‌باشد. برای بدست آوردن مداومت پروازی و وزن باتری را می‌توان از معادلات (۱۰) تا (۱۲) محاسبات کرد.

$$A_{Tot} = A_{Motor} \times n \quad (10)$$

$$E = (60 \times (((A/1000) \times BE/100) / A_{Tot})) \times n \quad (11)$$

$$R = V \times E / 60 \quad (12)$$

نمایی از تاکسی‌هوایی طراحی شده نیز در شکل ۴ آورده شده است.

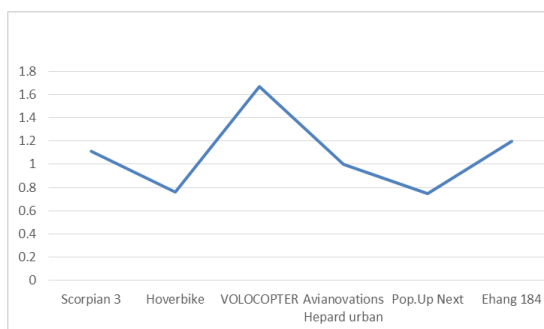


شکل ۴- تاکسی هوایی طراحی شده به روش کلاسیک تخمین وزن

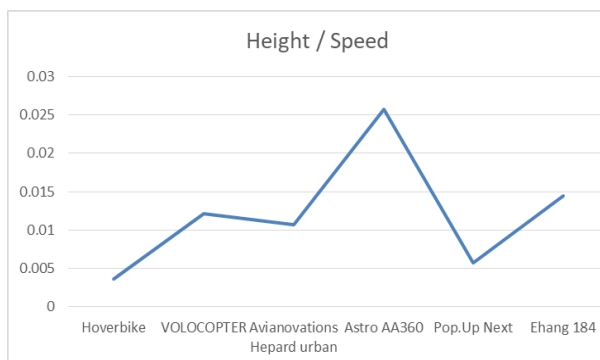
جدول ۶- جامعه آماری مولتی روتورهای حمل بار سنگین

Model	No. of Motors	Weight (kg)	Payload (kg)	Endurance (min)	Range (km)	Speed (kmph)	Length (m)	Width (m)	Height (m)
Aero-X	2	356	2 Person	75		72	4.5	2.1	1.25
PAV-UL	6	330	100	20 +75 hybrid			3.3	3.5	2.1
PAVX	6	380	100	15 +75 hybrid			1.8	3.1	3.1
Airbus CityAirbus	8		4 Person	15		120			
Avianovations Heparid sport	22	510	240		75		2.7	3.3	1.6
Avianovations Heparid urban	22	390	130	30	75 km	150	2.7	3.3	1.6
Bartini	8	1100	400	30	150	300	5.2	4.5	1.7
VOLOCOPTER	18	450	160	27	27	100	3.2	1.25	1.21
Sure Fly	8	680	2 person		120	70			
Ehang 184	8	300	100	23		100	3.85	3.9	1.45
Hoverbike	2	270	130	45	148	150	3	1.3	0.55

در شکل ۷ نسبت حاصلضرب سرعت در مداومت پروازی به برد در مولتی روتورهای سنگین و در شکل ۸ نسبت ارتفاع کابین به سرعت در مولتی روتورهای سنگین آمده است.

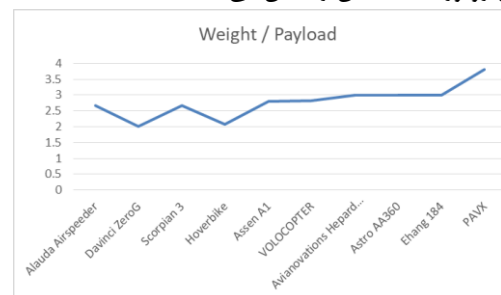


شکل ۷- نسبت حاصلضرب سرعت در مداومت پروازی به برد در مولتی روتورهای سنگین

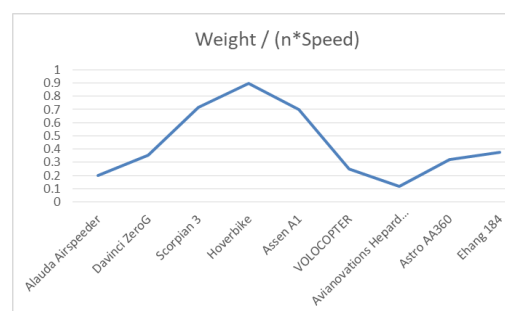


شکل ۸- نسبت ارتفاع کابین به سرعت در مولتی روتورهای سنگین

برای بدست آوردن ضرایب مناسب تلاش بسیاری در این پژوهش صورت پذیرفته که نتایج نهایی آن در ادامه ارائه میگردد. برای توضیحات بیشتر میتوان به مرجع [۲۲] مراجعه نمود. شکل ۵ نسبت وزن پرنده به وزن محموله در مولتی روتورهای سنگین و شکل ۶ نسبت وزن پرنده به حاصلضرب تعداد موتور در سرعت در مولتی روتورهای سنگین را نشان می‌دهد.



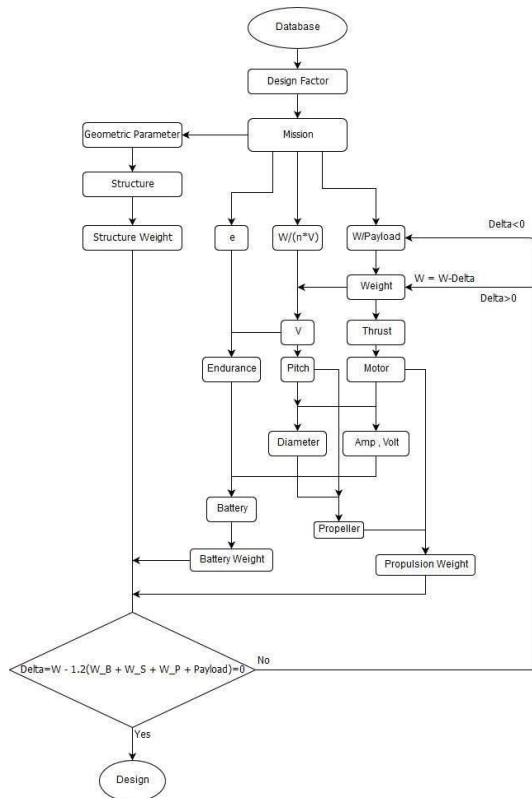
شکل ۵- نسبت وزن پرنده به وزن محموله در مولتی روتورهای سنگین



شکل ۶- نسبت وزن پرنده به حاصلضرب تعداد موتور در سرعت در مولتی روتورهای سنگین

Weight / Payload	2.8
Weight / Thrust	0.7
W / (n*V)	0.37
E*V/Range	1.15
l*(w/V)	0.14
l/w	1.75
h/V	0.01

فلوچارت طراحی کلاسیک به روش ضرایب طراحی در شکل ۲-۷ ارایه شده است.



شکل ۱۱- فلوچارت طراحی کلاسیک به روش ضرایب طراحی

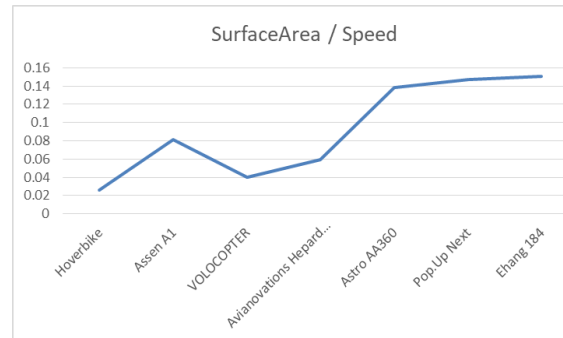
### ۴.۳ ارایه نتایج طراحی کلاسیک به روش ضرایب طراحی

مشخصات اجزاء تاکسی هوایی طراحی شده به روش کلاسیک ضرایب طراحی در جدول ۹ آمده است.

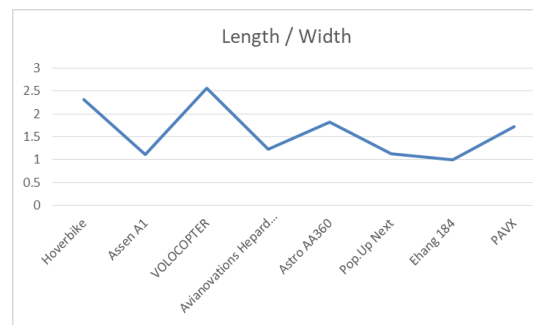
جدول ۹- مشخصات اجزاء تاکسی هوایی طراحی شده به روش کلاسیک ضرایب طراحی

Propulsion	Motor	T-Motor U15 II KV100
	Propeller	37*11
	ESC	Flame 160
Structure	Length	416 cm
	Width	238 cm
	Height	71 cm
	Thickness	1 mm
	Arm	101.6 mm
	R <sub>in</sub>	51.3 mm

در شکل ۹ نسبت حاصل ضرب طول در عرض کابین به سرعت در مولتی روتورهای سنگین و در شکل ۱۰ نسبت طول به عرض کابین در مولتی روتورهای سنگین آمده است.



شکل ۹- نسبت حاصل ضرب طول در عرض کابین به سرعت در مولتی روتورهای سنگین



شکل ۱۰- نسبت طول به عرض کابین در مولتی روتورهای سنگین

در جدول ۷ بازه تغییرات ضرایب طراحی براساس مطالعات آماری آمده است.

جدول ۷- بازه تغییرات ضرایب طراحی

Weight / Payload	2.8 - 3.8
Weight / Thrust	0.3 - 0.7
W / (n*V)	0.1 - 0.4
E*V/Range	1 - 1.3
l*(w/V)	0.13 - 0.15
l/w	1 - 2.5
h/V	0.005 - 0.025

مقادیر انتخاب شده برای طراحی تاکسی هوایی مدنظر این پژوهش متناسب با نتایج استخراج شده از جامعه آماری (جدول ۷) در جدول ۸ آورده شده است.

جدول ۸- مقادیر انتخابی ضرایب طراحی

	$R_{out}$	54 mm
Power	Battery Cell Pack	Multi star High Capacity Lightweight 17 21

$$Y = A \times X \quad (13)$$

$$\Delta Y = \Delta A \times X + A \times \Delta X \quad (14)$$

$$\Delta Y = [\Delta X \quad \Delta A] \begin{bmatrix} A \\ X \end{bmatrix} = S \times U \quad (15)$$

ماتریس  $S$  در معادله (۱۴) ماتریس حساسیت نام دارد. در روند طراحی بیان شده، ورودی‌های سیستم عبارتند از وزن محموله، برد، تعداد موتور و ارتفاع پروازی است که ماتریس  $X$  را تشکیل می‌دهند و ضرایب معرفی شده به عنوان ضرایب طراحی ماتریس  $A$  می‌باشند [۱۴]. ماتریس  $S_{11 \times 11}$  حساسیت تغییرات و بررسی اثر آن در ورودی (متغیرهای طراحی) را نسبت به خروجی (ضرایب طراحی) را مطابق با رابطه (۱۶-۱) نشان می‌دهد. ماتریس حساسیت حول نقطه طراحی در رابطه (۱۶-۲) محاسبه شده است.

با طراحی از این روش، وزن پرنده ۴۸ کیلوگرم بدست آمده که خارج از محدوده است. این بدان معنی است که الگوریتم طراحی نیاز به تصحیح دارد. برای تصحیح این اختلاف، ماتریس حساسیت پرنده باید محاسبه شود. برای بررسی میزان حساسیت یک پارامتر در روند طراحی و وابستگی سیستم به تغییرات آن پارامتر ماتریس حساسیت تعریف می‌گردد. اگر ورودی ماتریس  $X$ ، خروجی ماتریس  $Y$  و سیستم ماتریس  $A$  باشد، معادله ۱۳ معرف سیستم می‌باشد.

$$\begin{bmatrix} \Delta W \\ \Delta T \\ \Delta V \\ \Delta E \\ \Delta D \\ \Delta P \\ \Delta Cell \\ \Delta Cap \\ \Delta l \\ \Delta w \\ \Delta h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial W}{\partial Pay} & \frac{\partial W}{\partial R} & \frac{\partial W}{\partial alt} & \frac{\partial W}{\partial n} & \frac{\partial W}{\partial Pay} & \frac{\partial W}{\partial T} & \frac{\partial W}{\partial T} & \frac{\partial W}{\partial T} & \frac{\partial W}{\partial v} & \frac{\partial W}{\partial w} & \frac{\partial W}{\partial v} \\ \frac{\partial T}{\partial Pay} & \frac{\partial T}{\partial R} & \frac{\partial T}{\partial alt} & \frac{\partial T}{\partial n} & \frac{\partial T}{\partial Pay} & \frac{\partial T}{\partial T} & \frac{\partial T}{\partial T} & \frac{\partial T}{\partial T} & \frac{\partial T}{\partial v} & \frac{\partial T}{\partial w} & \frac{\partial T}{\partial v} \\ \frac{\partial V}{\partial Pay} & \frac{\partial V}{\partial R} & \frac{\partial V}{\partial alt} & \frac{\partial V}{\partial n} & \frac{\partial V}{\partial Pay} & \frac{\partial V}{\partial T} & \frac{\partial V}{\partial T} & \frac{\partial V}{\partial T} & \frac{\partial V}{\partial v} & \frac{\partial V}{\partial w} & \frac{\partial V}{\partial v} \\ \frac{\partial E}{\partial Pay} & \frac{\partial E}{\partial R} & \frac{\partial E}{\partial alt} & \frac{\partial E}{\partial n} & \frac{\partial E}{\partial Pay} & \frac{\partial E}{\partial T} & \frac{\partial E}{\partial T} & \frac{\partial E}{\partial T} & \frac{\partial E}{\partial v} & \frac{\partial E}{\partial w} & \frac{\partial E}{\partial v} \\ \frac{\partial D}{\partial Pay} & \frac{\partial D}{\partial R} & \frac{\partial D}{\partial alt} & \frac{\partial D}{\partial n} & \frac{\partial D}{\partial Pay} & \frac{\partial D}{\partial T} & \frac{\partial D}{\partial T} & \frac{\partial D}{\partial T} & \frac{\partial D}{\partial v} & \frac{\partial D}{\partial w} & \frac{\partial D}{\partial v} \\ \frac{\partial P}{\partial Pay} & \frac{\partial P}{\partial R} & \frac{\partial P}{\partial alt} & \frac{\partial P}{\partial n} & \frac{\partial P}{\partial Pay} & \frac{\partial P}{\partial T} & \frac{\partial P}{\partial T} & \frac{\partial P}{\partial T} & \frac{\partial P}{\partial v} & \frac{\partial P}{\partial w} & \frac{\partial P}{\partial v} \\ \frac{\partial Cell}{\partial Pay} & \frac{\partial Cell}{\partial R} & \frac{\partial Cell}{\partial alt} & \frac{\partial Cell}{\partial n} & \frac{\partial Cell}{\partial Pay} & \frac{\partial Cell}{\partial T} & \frac{\partial Cell}{\partial T} & \frac{\partial Cell}{\partial T} & \frac{\partial Cell}{\partial v} & \frac{\partial Cell}{\partial w} & \frac{\partial Cell}{\partial v} \\ \frac{\partial Cap}{\partial Pay} & \frac{\partial Cap}{\partial R} & \frac{\partial Cap}{\partial alt} & \frac{\partial Cap}{\partial n} & \frac{\partial Cap}{\partial Pay} & \frac{\partial Cap}{\partial T} & \frac{\partial Cap}{\partial T} & \frac{\partial Cap}{\partial T} & \frac{\partial Cap}{\partial v} & \frac{\partial Cap}{\partial w} & \frac{\partial Cap}{\partial v} \\ \frac{\partial l}{\partial Pay} & \frac{\partial l}{\partial R} & \frac{\partial l}{\partial alt} & \frac{\partial l}{\partial n} & \frac{\partial l}{\partial Pay} & \frac{\partial l}{\partial T} & \frac{\partial l}{\partial T} & \frac{\partial l}{\partial T} & \frac{\partial l}{\partial v} & \frac{\partial l}{\partial w} & \frac{\partial l}{\partial v} \\ \frac{\partial w}{\partial Pay} & \frac{\partial w}{\partial R} & \frac{\partial w}{\partial alt} & \frac{\partial w}{\partial n} & \frac{\partial w}{\partial Pay} & \frac{\partial w}{\partial T} & \frac{\partial w}{\partial T} & \frac{\partial w}{\partial T} & \frac{\partial w}{\partial v} & \frac{\partial w}{\partial w} & \frac{\partial w}{\partial v} \\ \frac{\partial h}{\partial Pay} & \frac{\partial h}{\partial R} & \frac{\partial h}{\partial alt} & \frac{\partial h}{\partial n} & \frac{\partial h}{\partial Pay} & \frac{\partial h}{\partial T} & \frac{\partial h}{\partial T} & \frac{\partial h}{\partial T} & \frac{\partial h}{\partial v} & \frac{\partial h}{\partial w} & \frac{\partial h}{\partial v} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} Pay \\ R \\ alt \\ n \\ w \\ Pay \\ w \\ T \\ w \\ nV \\ e \\ lW \\ v \\ l \\ w \\ h \\ v \end{bmatrix} \quad (1-16)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta W \\ \Delta T \\ \Delta V \\ \Delta E \\ \Delta D \\ \Delta P \\ \Delta Cell \\ \Delta Cap \\ \Delta l \\ \Delta w \\ \Delta h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 75.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 \\ 4.76 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 119.05 & -1071 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 \\ 1.01 & 0.00 & 0.00 & -8.69 & 25.34 & 0.00 & -703 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 \\ -0.19 & 0.91 & 0.00 & 1.70 & -3.84 & 0.00 & 36.8 & 11.84 & 0.00 & 0.00 & 0.00 \\ -0.04 & 0.00 & 0.00 & 0.45 & 1.68 & -25.27 & 23.03 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 \\ 0.09 & 0.00 & 0.00 & -0.64 & 3.84 & 0.00 & -106 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 \\ 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.00 \\ -0.13 & 1.19 & 0.00 & 1.08 & -5.05 & 0.00 & 48.37 & 15.56 & 0.00 & 0.00 & 0.00 \\ 0.03 & 0.00 & 0.00 & -0.25 & 0.69 & 0.00 & -13.8 & 0.00 & 15.42 & 1.26 & 0.00 \\ 0.02 & 0.00 & 0.00 & -0.14 & 0.39 & 0.00 & -7.9 & 0.00 & 8.81 & -0.80 & 0.00 \\ 0.01 & 0.00 & 0.00 & -0.09 & 0.25 & 0.00 & -7 & 0.00 & 0.00 & 0.00 & 76.01 \end{bmatrix} * U \quad (2-16)$$

$A$  می‌باشند [۱۴]. ماتریس  $S_{11 \times 11}$  حساسیت تغییرات و بررسی اثر آن در ورودی (متغیرهای طراحی) را نسبت به خروجی (ضرایب طراحی) را مطابق با رابطه (۱۶-۱) نشان می‌دهد. ماتریس حساسیت حول نقطه طراحی در رابطه (۱۶-۲) محاسبه شده است.

ماتریس  $S$  در معادله (۱۴) ماتریس حساسیت نام دارد. در روند طراحی بیان شده، ورودی‌های سیستم عبارتند از وزن محموله، برد، تعداد موتور و ارتفاع پروازی است که ماتریس  $X$  را تشکیل می‌دهند و ضرایب معرفی شده به عنوان ضرایب طراحی ماتریس

Power	Battery Cell Pack	Multi star High Capacity
		Lightweight
		17 21

جدول ۱۲ - مشخصات وزنی تاکسی هوایی طراحی شده به روش کلاسیک ضرایب طراحی اصلاح شده

Battery Weight	Structure Weight	Propulsion Weight	Empty Weight	$W_{TO}$
59.61kg	17.35kg	19.71kg	109.54kg	184.5kg

### ۵.۳ طراحی بهینه چند موضوعی

بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی شاخه‌ای از علم مهندسی می‌باشد که از روش‌های بهینه‌سازی برای حل مسائل طراحی که شامل چند زمینه و موضوع می‌باشد، استفاده می‌کند. این روش به نام‌های بهینه‌سازی چندموضوعی MDO و بهینه‌سازی طراحی سیستمی چندموضوعی معروف است. این روش به طراحان این اجازه را می‌دهد تا موضوع‌های مربوطه را به صورت همزمان در نظر بگیرند. روش‌های طراحی قدیمی به صورت گروه‌هایی با متخصصینی در زمینه‌های مشخص مانند آیرودینامیک و سازه انجام می‌گرفت. هر گروه، از تجربیات و تشخیص اعضا که معمولاً به صورت ترتیبی بود برای یک طراحی مؤثر استفاده می‌کرد. می‌توان بین سه دسته از متغیرها در مسئله کلی MDO تفاوت قائل شد:

**Z : متغیرهای طراحی** ورودی‌های مستقل یک یا چند موضوع.  
**X : متغیرهای حالت (یا موضوع)** ورودی‌هایی وابسته‌ی یک موضوع که خروجی یک موضوع دیگر می‌باشند.  
**Y : متغیرهای کوپلینگ** متغیرهایی که همزمان ورودی یک موضوع و خروجی موضوع دیگر می‌باشند.

طراحی بهینه چندموضوعی به دو بخش تک سطحی و چند سطحی تقسیم می‌گردد. روش‌هایی از قبیل AAO و IDF، MDF و تک سطحی و CO، BLISS و MCO چند سطحی می‌باشند. روش تک سطحی AAO که مورد انتخاب این پژوهش می‌باشد، پاسخ بهینه‌تری نسبت به دو روش دیگر تک سطحی دارد و علت این امر توانایی دخالت بهینه‌ساز سطح سیستم در تمامی پارامترهاست که همه را در جهت بهینگی سیستم تعیین می‌کند. در روش AAO یک بهینه‌ساز در سطح سیستم طراحی می‌شود که وظیفه‌ی تعیین تمامی متغیرهای طراحی، حالت و کوپل را دارد. از طرفی به علت از بین بردن کوپلینگ بین موضوعات مختلف قیودی به سطح سیستم اضافه می‌گردد که باید ارضا گردند [۱۵].

در این مقاله از بهینه‌ساز ترکیبی GA-SQP استفاده خواهد شد. علت این انتخاب این است که بهینه‌سازی به روش الگوریتم ژنتیک قابلیت نزدیک شدن به نقطه بهینه سراسری را دارد و در

کار با چنین ماتریس بزرگی بسیار پیچیده است. از طرف دیگر همه متغیرهای در نظر گرفته تاثیر یکسان در روند طراحی ندارند و لذا با استفاده از نتایج حساسیت میتوان پارامترهای موثرتر را شناسایی و معرفی نمود. روش‌های متفاوتی برای کوچک کردن ماتریس حساسیت وجود دارد که مرسوم‌ترین روش به صورت زیر است:

(۱) صرف نظر کردن از آرایه‌هایی که ۱۰۰ برابر آن‌ها در همان سطر وجود داشته باشد

(۲) حذف سطر و ستون‌هایی که تمام آرایه‌های آن‌ها صفر می‌باشد. با این روش ستون سوم که نشان می‌دهد تغییرات ارتفاع تاثیر قابل ملاحظه‌ای بر طراحی پرنده ندارد، حذف می‌گردد. راهکار دیگر برای کوچک‌تر کردن ماتریس که در این پژوهش اتخاذ شد جدا کردن هندسه‌ی پرنده از سیستم طراحی و طراحی جداگانه‌ی آن است که در نهایت ماتریس حساسیت به صورت جدول (۱۰) استخراج شده است. این جدول در اصل معرف متغیرهای طراحی و ضرایب طراحی برای تاکسی هوایی نیز میباشد.

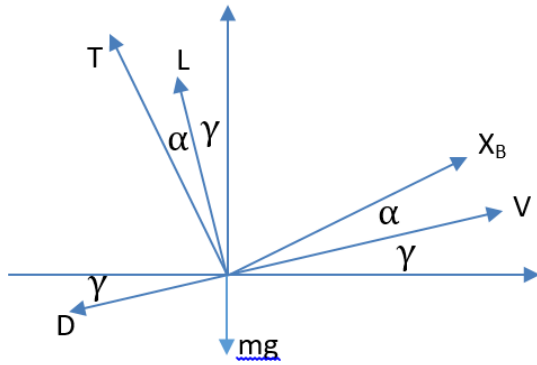
جدول ۱۰ - ماتریس حساسیت نهایی برای تاکسی هوایی (معرفی ضرایب طراحی)

	pa	R	n	W/pa	W/T	W/n	e
W	3	0	0	75	0	0	0
T	0	0	0	119.1	-1071	0	0
V	0	0	0	0	0	-703.1	0
E	0	0.9	1.7	-3.84	0	36.8	11.8
D	0	0	0.4	1.68	-25.2	23.03	0
P	0	0	0	3.84	0	-106.6	0
ca	0	1.1	1.0	-5.05	0	48.37	15.5
p		9	8				6

با استناد به ماتریس طراحی و عدم دخالت ارتفاع در طراحی ذکر شده و جداسازی مراحل طراحی هندسه‌ی پرنده، سیکل طراحی اصلاح گشته و نتایج حاصل در جدول (۱۱) و جدول (۱۲) خلاصه شده است.

جدول ۱۱ - مشخصات اجزاء تاکسی هوایی طراحی شده به روش کلاسیک ضرایب طراحی اصلاح شده

Propulsion	Motor	T-Motor U15 II KV100
	Propeller	37*11
	ESC	Flame 160
Structure	Length	121 cm
	Width	120 cm
	Height	178 cm
	Thickness	1 mm
	Arm	101.6 mm
	$R_{in}$	51.3 mm
	$R_{out}$	54 mm



شکل ۱۵- دیاگرام آزاد نیروهای وارد بر تاکسی هوایی

معادله‌های (۲۱) تا (۲۳)، برای شبیه‌سازی حرکت پرنده

می‌باشد [۲۳، ۲۴]

$$\Sigma F = ma \quad (21)$$

$$a_x = \frac{1}{m}(-D \cos(\gamma) - L \sin(\gamma) - T \sin(\alpha + \gamma)) \quad (22)$$

$$a_y = \frac{1}{m}(-D \sin(\gamma) + L \cos(\gamma) + T \cos(\alpha + \gamma) - mg) \quad (23)$$

در معادله‌های (۲۱) تا (۲۳)،  $F$  نیروی وارد بر پرنده،  $a$  شتاب پرنده،  $a_x$  شتاب در راستای افقی و  $a_y$  شتاب در راستای عمودی،  $m$  جرم پرنده و  $\gamma$  زاویه مسیر پرواز می‌باشد. سرعت پرنده نیز در هر لحظه با معادله‌های (۲۴) تا (۲۶) بدست می‌آید.

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2} \quad (24)$$

$$V_{x_{i+1}} = V_{x_i} + dt \times a_{x_i} \quad (25)$$

$$V_{y_{i+1}} = V_{y_i} + dt \times a_{y_i} \quad (26)$$

موقعیت پرنده در هر لحظه را نیز می‌توان با معادله‌های (۲۷) تا (۲۹) بدست آورد.

$$R = \sqrt{x^2 + y^2} \quad (27)$$

$$x_{i+1} = x_i + dt \times V_{x_{i+1}} \quad (28)$$

$$y_{i+1} = y_i + dt \times V_{y_{i+1}} \quad (29)$$

توان مصرفی را نیز می‌توان از رابطه‌های (۳۰) و (۳۱) بدست آورد.

$$P = VI + V(f_1 \times T + f_2) \quad (30)$$

$$P_{i+1} = P_i + P_i \times dt \quad (31)$$

در معادله‌ی (۳۰)،  $P$  توان مصرفی پرنده،  $f_1$  و  $f_2$  مشخصات موتور و  $T$  تراست موتور می‌باشد. با ساده‌سازی و در نظر گرفتن شرایط صعود، پرواز سیر و نزول، میزان تراست لازم برای هر رژیم پروازی، توان مصرفی و سایر اطلاعات بدست می‌آید شکل (۱۶).

نقاط بهینه محلی متوقف نمی‌گردد. ولی از طرفی نیز دقیقاً به نقطه بهینه سراسری نیز نمی‌رسد. به همین علت با وارد کردن نقطه بهینه بدست آمده در الگوریتم ژنتیک به عنوان نقطه شروع بهینه ساز SQP جواب بهینه به دست خواهد آمد [۲۳]. با استفاده از روابط بیان شده در طراحی کلاسیک موضوعات پیشران شکل (۱۲)، توان شکل (۱۳) و سازه شکل (۱۴) مدل می‌گردد [۲۲]. در طراحی بهینه دو موضوع آیرودینامیک و شبیه‌سازی نیز به موضوعات مذکور برای طراحی اضافه می‌شوند.



شکل ۱۲- دیاگرام موضوع پیشران



شکل ۱۳- دیاگرام موضوع توان



شکل ۱۴- دیاگرام موضوع سازه

نیروهای وارد بر یک پرنده شامل نیروی وزن، تراست، پسا و برآ است. با توجه به مشخص بودن نیروهای وزن و تراست، برای تحلیل آیرودینامیکی پرنده نیاز به تعیین دو نیروی دیگر می‌باشد که می‌توان با استفاده از معادله‌های (۱۷) و (۱۸) بدست آورد.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (17)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (18)$$

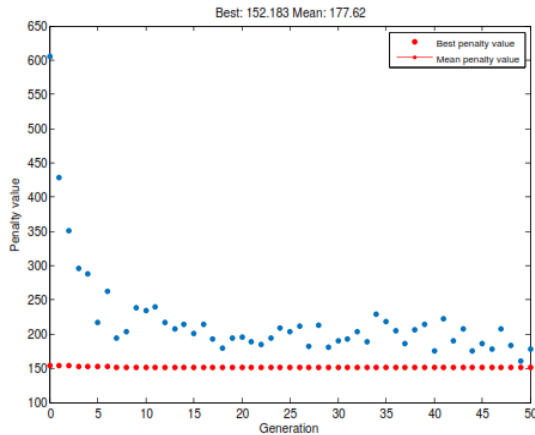
در معادله (۱۷) و (۱۸)،  $D$  نیروی پسا و  $L$  نیروی برآ،  $\rho$  چگالی هوا،  $V$  سرعت پرنده،  $S$  سطح،  $C_D$  ضریب نیروی پسا و  $C_L$  ضریب نیروی برآ می‌باشد. برای تعیین ضریب نیروی برآ این پرنده می‌توان از رابطه‌ی (۱۹) استفاده کرد [۱۷]

$$C_L = \frac{P_0 \cos(\alpha)}{0.5 \rho V^2} \quad (19)$$

$$P_0 = P_{air} + 0.5 \rho V^2 \quad (20)$$

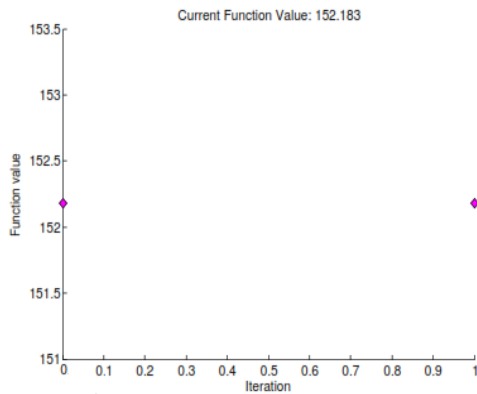
برای شبیه‌سازی پرواز پرنده ابتدا لازم است مدل‌سازی دینامیکی انجام شود. برای مدسازی دینامیکی ابتدا نیروهای وارد بر پرنده بررسی شکل (۱۵) و بعد با حل معادلات نیرویی شبیه‌سازی انجام گردد.

193.6	-0.55	8	9.96	152
-------	-------	---	------	-----



شکل ۱۹- بهینه سازی GA

از آنجا که بهینه‌سازی با متد الگوریتم ژنتیک نقطه بهینه محلی را بدست می‌دهد، برای بدست آوردن نقطه‌ی بهینه سراسری باید از روش‌های گرادیان پایه نیز بهره برد. با قرار دادن نقطه طراحی نهایی GA مطابق شکل (۱) به عنوان نقطه شروع در روش گرادیان پایه SQP اطمینان از استخراج نقطه بهینه سراسری مطابق با شکل ۲۰ حاصل می‌گردد.



شکل ۲۰- نمودار بهینه سازی GA-SQP

نتیجه‌ی حاصل از بهینه سازی در جدول (۱۴) ارایه شده است.

جدول ۱۴- مقادیر متغیرهای بهینه ساز GA-SQP

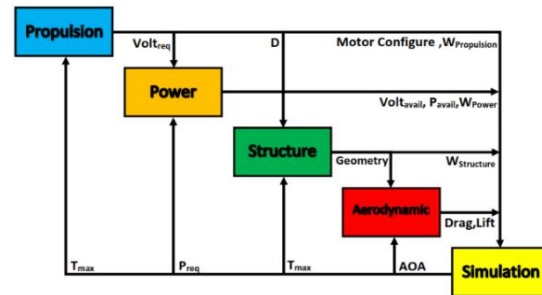
$T_{max} (kg)$	$\alpha_{T_{max}} (deg)$	$n$	$P_{tot} (kw.hr)$	$W(kg)$
195.6	-2.8	8.27	9.96	152

دقت شود که تعداد موتور، متغیرهایی از جنس اعداد صحیح می‌باشد، جواب خروجی بهینه سازی GA-SQP جدول (۱۵) تقریباً همانند نقطه بهینه سراسری نیز می‌باشد.



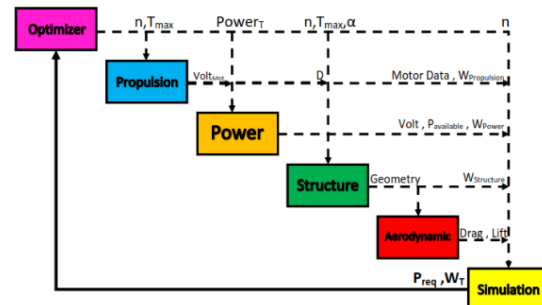
شکل ۱۶- دیاگرام موضوع شبیه‌سازی

در نهایت با برقرار کردن ارتباط بین موضوعات مختلف، ساختار طراحی پیشنهادی به صورت شکل (۱۷) ارائه می‌گردد.



شکل ۱۷- ساختار طراحی پیشنهادی تاکسی هوایی

برای استفاده از AAO، نیاز است تا کوپل بین موضوعات از بین برود. برای شکستن کوپل کفایت تا متغیرهایی که باعث ایجاد کوپل شده‌اند از ساختار طراحی خارج و تصمیم‌گیری درباره‌ی آنها به زیر برنامه بهینه‌ساز محول گردد. در نهایت ساختار طراحی AAO به صورت شکل (۱۸) بدست آمده است. شکستن کوپل باعث ایجاد قیود  $\alpha > \alpha_{cruise}$  و  $P_{total} > T_{useable}$ ،  $T_{max} > T_{cruise}$  در سطح سیستم می‌گردد.

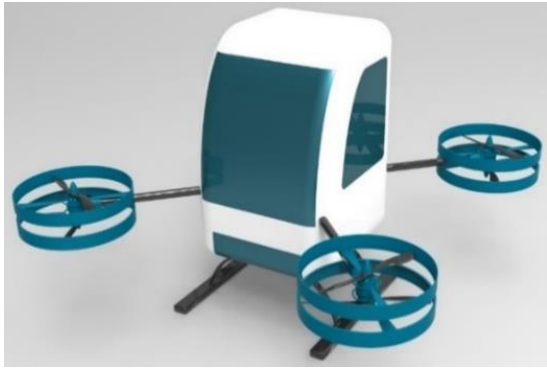


شکل ۱۸- ساختار طراحی پیشنهادی بهینه چند موضوعی AAO تاکسی هوایی

ماموریت در نظر گرفته شده برای طراحی بهینه چندموضوعی مشابه با جدول (۱) می‌باشد با این تفاوت که مداومت پروازی، سرعت پروازی و تعداد موتور به صورت ثابت نیستند و در روند طراحی بهینه تاکسی هوایی استخراج می‌گردند. با اجرای برنامه پیشنهادی، نتایج بهینه‌سازی به شرح جدول (۱۳) استخراج گردید.

جدول ۱۳- مقادیر متغیرهای بهینه ساز GA

$T_{max} (kg)$	$\alpha_{T_{max}} (deg)$	$n$	$P_{tot} (kwh)$	$W(kg)$
195.6	-2.8	8.27	9.96	152



شکل ۲۲- نمایی ظاهری پرنده طراحی شده به روش MDO

#### ۴ تحلیل نتایج بدست آمده

با بررسی نتایج به دست آمده از سه طرح پیشنهادی که مقایسه اجزا جدول (۱۸) و مقایسه وزنی جدول (۱۹) این مولتی روتورها می‌باشد، مشخص می‌گردد که اگرچه طراحی بهینه در این پژوهش تک هدفه انجام شد ولی از نتایج حاصل مشخص می‌شود که علاوه بر کاهش وزن، هزینه نیز به صورت قابل توجهی کاهش یافته که این گواه این گزاره است که اصولاً کاهش وزن خود سبب کاهش هزینه نیز می‌گردد.

جدول ۱۸- مقایسه اجزای تاکسی هوابی در سه روش طراحی

	Classic 1	Classic 2	MDO
Motor	U15 II KV100	U15 II KV100	U13 II KV120
Propeller	40*13.1	37*11	32*11
Length	200 cm	121 cm	121 cm
Width	100 cm	120 cm	120 cm
Height	150 cm	178 cm	178 cm
Thickness	1 mm	1 mm	1 mm
Arm	101.6 cm	101.6 cm	76.2 cm
R <sub>in</sub>	51.3 mm	51.3 mm	34.9 mm
R <sub>out</sub>	54 mm	54 mm	32.2 mm
Battery	Multi star High Capacity 16000mAh		
Cell	17	17	13
Pack	21	21	17

جدول ۱۹- مقایسه مشخصات وزنی تاکسی هوابی در سه روش طراحی

جدول ۱۵- مقادیر متغیرهای بهینه ساز GA-SQP

$T_{max}$ (kg)	$\alpha_{T_{max}}$ (deg)	$n$	$P_{tot}$ (kw.hr)	$W$ (kg)
196.9	-2.9	8	8.43	152

اجزا تاکسی هوابی طراحی شده در جدول (۱۵) و مشخصات وزنی آن نیز در جدول (۱۶) ذکر شده‌اند.

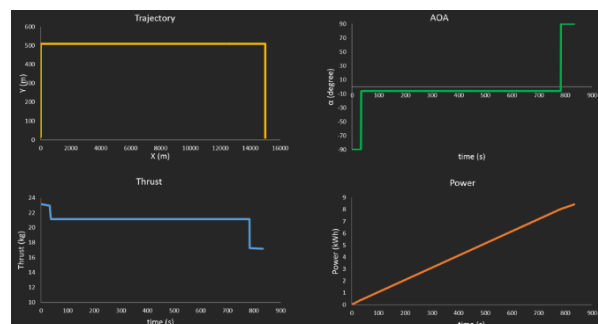
جدول ۱۶- اجزاء تاکسی هوابی طراحی به روش طراحی بهینه چند موضوعی AAO

Propulsion	Motor	U13 II KV130
	Propeller	32*11
	ESC	Flame 160
Structure	Length	121 cm
	Width	120 cm
	Height	178 cm
	Thickness	1 mm
	Arm	81.3 mm
	$R_{in}$	35.4 mm
Power	$R_{out}$	38.1 mm
	Battery Cell Pack	Multi star High Capacity 16000mAh(15)

جدول ۱۷- مشخصات وزنی تاکسی هوابی طراحی به روش طراحی بهینه چند موضوعی AAO

Battery Weight	Structure Weight	Propulsion Weight	$W_{TO}$
34.49kg	17.76kg	12.05kg	152.2kg

شکل ۲۱ نمودار مسیر، مصرف توان، تراس و زاویه حمله تاکسی هوابی را نمایش می‌دهد.



شکل ۲۱- نمودارهای مسیر، تغییرات تراس، تغییرات زاویه حمله و انرژی مصرفی

در شکل ۲۲ نمایی ظاهری پرنده طراحی شده نشان داده شده است.

- [3] D. Sacharny and T. C. Henderson, "Optimal policies in complex large-scale UAS traffic management," in *2019 IEEE International Conference on Industrial Cyber Physical Systems (ICPS)*, 2019, pp. 352-357: IEEE. <https://doi.org/10.1109/ICPHYS.2019.8780127>
- [4] H. O. Ahmed, "25.3 GOPS autonomous landing guidance assistant system using systolic fuzzy logic system for urban air mobility (UAM) vehicles using FPGA," in *2020 Integrated Communications Navigation and Surveillance Conference (ICNS)*, 2020, pp. 5D2-1-5D2-11: IEEE. <https://doi.org/10.1109/ICNS50378.2020.922974>
- [5] A. P. Cohen, S. A. Shaheen, and E. M. Farrar, "Urban air mobility: History, ecosystem, market potential, and challenges," *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, vol. 22, no. 9, pp. 6074-6087, 2021. <https://doi.org/10.1109/TITS.2021.3082767>
- [6] B. Pang, C. J. Wang, and K. H. Low, "Framework of Level-of-Autonomy-based Concept of Operations: UAS Capabilities," in *2021 IEEE/AIAA 40th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, 2021, pp. 1-10: IEEE. <https://doi.org/10.1109/DASC52595.2021.9594469>
- [7] S. Rajendran and S. Srinivas, "Air taxi service for urban mobility: A critical review of recent developments, future challenges, and opportunities," *Transportation research part E: logistics and transportation review*, vol. 143, p. 102090, 2020. <https://doi.org/10.1016/j.tre.2020.102090>
- [8] I. G. Ferrão, D. Espes, C. Dezan, and K. R. L. J. C. Branco, "Security and safety concerns in air taxis: a systematic literature review," *Sensors*, vol. 22, no. 18, p. 6875, 2022. <https://doi.org/10.3390/s22186875>
- [9] A. B. M. Ebadi Kajaei, "Multi-rotor design with the ability to carry heavy loads," B.Sc thesis, Faculty of Aerospace, Malik Ashtar University of Technology, Tehran, 2015(Persion). <https://doi.org/10.22034/jtae.2023.354454.1259>
- [10] (30 June ). *Quadrotor frame handbook*. Available: <http://dl.robotical.ir/d/3603558/671063398>
- [11] (28 March ). *Brushless motor handbook*. Available: <http://dl.robotical.ir/d/3603545/1079365786>
- [12] M. Fassler, "Quadrotor control for accurate agile flight, . . ." Ph.D Dissertation, University of Zurich: Faculty of Economics, 212, 2018.

	Batter y Weigh t	Structur e Weight	Propulsio n Weight	W <sub>TO</sub>
<b>Classic -1</b>	63.14k g	24.24kg	19.85kg	195k g
<b>Classic -2</b>	63.14k g	17.35kg	19.71kg	188k g
<b>MDO</b>	34.49k g	17.76kg	12.05kg	152k g

روش کلاسیک ضرایب طراحی، باعث کاهش ۴ درصدی وزن نسبت به طراحی کلاسیک به روش تخمین وزن را به همراه داشت و روش MDO منتج به کاهش ۲۲ درصدی نسبت به روش کلاسیک ضرایب طراحی گردید.

## ۵ نتیجه گیری

در این پژوهش به ارایه روند طراحی تاکسی هوایی به سه روش طراحی کلاسیک، تخمین ضرایب طراحی و بهینه سازی چندموضوعی طراحی پرداخته شد. برای این منظور بر اساس داده های آماری و روابط ریاضی، مدل سازی هر یک از زیر سیستم های مورد نیاز شامل پنج موضوع سازه، آیرودینامیک، مکانیک پرواز، پیشرانس و توان الکتریکی با هدف کمینه سازی جرم پرنده انجام پذیرفت و الگوریتم طراحی مربوطه تدوین گردید. پس از صحت گذاری روابط و الگوریتم طراحی، برای یک ماموریت نمونه به طراحی تاکسی هوایی با سه روش اشاره شده پرداخته شد. AAO به عنوان چارچوب چندموضوعی انتخاب گردید. برای بهینه سازی از GA و SQP استفاده گردید و عملکرد الگوریتم های بهینه سازی از نظر سرعت رسیدن به جواب و همگرایی نیز مورد بررسی قرار گرفت. نتایج حاصل از طراحی نشان میدهد که روش کلاسیک با استفاده از ضرایب طراحی، باعث کاهش ۴ درصدی جرم نسبت به طراحی کلاسیک و روش MDO منتج به کاهش ۲۲ درصدی جرم نسبت به روش طراحی کلاسیک گردیده است.

## ۶ منابع

- [1] Z. Lin, F. Xie, and S. Ou, "Modeling the external effects of air taxis in reducing the energy consumption of road traffic," *Transportation Research Record*, vol. 2674, no. 12, pp. 176-187, 2020. <https://doi.org/10.1177/0361198120952791>
- [2] S. Tuchen, "Role of aviation in seamless end-to-end mobility," in *2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, 2018, pp. 1-8: IEEE. <https://doi.org/10.1109/DASC.2018.8569516>

- and Automation*, 2011, pp. 573-578: IEEE. <https://doi.org/10.1109/ICMA.2011.598572>
- [19] M. Khan, "Quadcopter flight dynamics," *International journal of scientific & technology research*, vol. 3, no. 8, pp. 130-135, 2014.
- [20] D. Norris, *Build your own quadcopter: power up your designs with the Parallax Elev-8*. McGraw-Hill Education, 2014.
- [21] F. Beer, E. Johnston, J. DeWolf, and D. Mazurek, "Mechanics of materials (Eighth)," ed: New York, NY: McGraw-Hill Education, 2020.
- [22] S. H. S. a. A. H. A. M. Ebadi Kojaei, "Multi-objective optimal design of an air taxi configuration," Master's thesis in aerospace engineering, Faculty of Aerospace Malik Ashtar University of Technology, 2017.
- [23] M. N. E. a. S. S. s. Hosseini, "evaluation of multi-subject optimal design methods and the use of single-level structures in the design of unmanned aircraft," presented at the conference on new findings in aerospace and related sciences, Faculty of Science and Technology, University of Tehran, 2014.
- [24] G. J. Leishman, *Principles of helicopter aerodynamics with CD extra*. Cambridge university press, 2006.
- [13] G. Staples. (Septembre ). *Propeller static and dynamic thrust*. Available: [www.electricaircraftguy.blogspot.com/2013/09/propeller-static-dynamic-thrust-equation.htm](http://www.electricaircraftguy.blogspot.com/2013/09/propeller-static-dynamic-thrust-equation.htm)
- [14] H. S. a. M. J. A. Molin, "A study on the sensivity matrix in power system state estimation by using sparse principal component analysis," in IEEE 55th Conference on Decision and Control (CDC)," presented at the IEEE 55th Conference on Decision and Control (CDC), Melbourne, 2016. <https://doi.org/10.1109/CDC.2016.7798483>
- [15] M. Balesdent, N. Bérend, P. Dépincé, and A. Chriette, "A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design," *Structural and Multidisciplinary optimization*, vol. 45, pp. 619-642, 2012. <https://doi.org/10.1007/s00158-011-0701-4>
- [16] K. E. a. M. K. Nesab, "Analysis of Algorithms and Design of Meta-Innovation Methods," Tehran, 2015.
- [17] M. C. a. M. R. A. Kazemzadeh, "Meta-Heuristic Optimization Algorithms," Tehran,
- [18] J. Li and Y. Li, "Dynamic analysis and PID control for a quadrotor," in *2011 IEEE. 4 International Conference on Mechatronics*