

## بهینه‌سازی چند معیاری دم و سکان عمودی هواپیمای متعارف

کریمی جلال<sup>1\*</sup>، چگنی محسن<sup>2</sup>

1- استادیار مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

2- دانشجوی دکترا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

(دریافت مقاله: 1397/04/05 تاریخ پذیرش: 1398/06/11)

### چکیده

در مقاله حاضر، با هدف ارتقای قابلیت‌های عملیاتی وسایل پرنده‌ی موجود، روشی برای بهینه‌سازی هم‌زمان دم و سکان عمودی یک هواپیما با پیکربندی متعارف ارائه شده است. برای این منظور، کلیه الزامات طراحی این بخش مهم از پیکربندی در غالب یک مساله بهینه‌سازی چندمعیاری مقید فرموله شده است. قابلیت محاسبه ضرایب آیرودینامیکی و پارامترهای جرمی با تغییر ابعاد هندسی هواپیما ایجاد شده است. به این ترتیب، برای اهداف حساسیت‌سنجی می‌توان تاثیر پارامترهای هندسی پیکربندی بر کیفیت پروازی و عملکردی هواپیما را به‌دست آورد. به‌علاوه، در مقاصد بهینه‌سازی هم می‌توان یک بخش از پیکربندی را بهینه نمود در حالی‌که اثرات متقابل کلیه اجزای پیکربندی در مساله لحاظ شده است. برای حل از ترکیب الگوریتم ژنتیک مرتب‌سازی نامغلوب با روش تورنمنت امکان‌پذیری استفاده شده است.

واژه‌های کلیدی: دم و سکان عمودی، کیفیت پروازی، پایداری دینامیکی، خروج از فرچرخ، ترمینیری، بهینه‌سازی چندمعیاری

## Multi-Objective Optimization of Conventional Airplane Vertical Tail and Rudder

1<sup>st</sup> Jalal Karimi, 2<sup>nd</sup> Mohsen Chegeni

### Abstract

In the present article, with the aim to upgrading operational capabilities of existing flying vehicles, a method is proposed to simultaneously optimize the vertical tail and rudder of a conventional airplane. To this end, all the design requirements of this important part of the configuration have been formulated in the context of a constrained multi-objective optimization problem. The ability to calculate aerodynamic coefficients and mass parameters have been created, when airplane geometry is varying. In this way, for sensitivity purposes, the effect of the geometric parameters of the configuration on the flying qualities and performance characteristics of the airplane can be obtained. Also, in optimization purposes, one part of the configuration can be optimized, while the reciprocal effects of all the configuration components is taken into account. The problem is solved by combining the non-dominated sorting genetic algorithm with the feasibility tournament approach.

**Key words:** Vertical tail and rudder, flying quality, Dynamic stability, Spin recovery, Trim ability, multi-objective optimization

### مقدمه

وسایل پرنده اعم از سرنشین‌دار و بدون سرنشین، پس از انجام مراحل طراحی مفهومی و تثبیت اولیه پیکربندی، نیازمند مطالعه جامعی از حیث بهینه بودن پیکربندی هستند. در این خصوص، ملاحظات متنوعی اعم از آیرودینامیک، مانورپذیری، عملکرد پروازی، پایداری، سازه و ماموریت وجود دارد که یک نگاه چند

معیاری/چندسناریویی را می‌طلبد. به این ترتیب، می‌توان قابلیت‌های عملیاتی پرنده‌ای که فاز طراحی مفهومی آن انجام شده را از طریق انجام اصلاحات بر روی بخش‌هایی از پیکربندی که نیاز به بهینه‌سازی دارد انجام داد. از طرفی، با توسعه روش‌های بهینه‌سازی چندمعیاری ابتکاری، در کنار سرعت بالای پردازنده‌های کامپیوتری، کاربردهای بسیار موفقی از علم بهینه‌سازی در مسائل

\* نویسنده پاسخگو، پست الکترونیک: karimi\_j@mut.ac.edu

تأثیر ابعاد سکان عمودی بر کیفیت پروازی هواپیما بررسی شده و در انتها، نتایج و پیشنهادات ارائه شده است.

### معادلات حرکت

برای مدل دینامیکی هواپیما از معادلات شش درجه آزادی غیرخطی به صورت زیر استفاده شده است [7]:

$$\dot{u} = vr - wq + (-mgsin(\theta) + F_{Ax} + F_{Tx})/m \quad (1)$$

$$\dot{v} = -ur + wp + (mgsin(\varphi)cos(\theta) + F_{Ay} + F_{Ty})/m \quad (2)$$

$$\dot{w} = uq - vp + (mgcos(\varphi)cos(\theta) + F_{Az} + F_{Tz})/m \quad (3)$$

$$\dot{p} = - \left( \begin{array}{l} (-I_y I_z + I_{xz}^2 + I_z^2)qr + \\ (I_{xz} I_y - I_{xz} I_x - I_{xz} I_z)pq \\ - I_z L - I_{xz} N \end{array} \right) / (I_x I_z - I_{xz}^2) \quad (4)$$

$$\dot{q} = ((I_z - I_x)pr - I_{xz}(p^2 - r^2) + M)I_y \quad (5)$$

$$\dot{r} = - \left( \begin{array}{l} (I_x I_y - I_x^2 - I_{xz}^2)pq + \\ (I_x I_{xz} + I_{xz} I_z - I_{xz} I_y)qr \\ - I_{xz} L - I_x N \end{array} \right) / (I_x I_z - I_{xz}^2) \quad (6)$$

$$\dot{\varphi} = p + qsin(\varphi)tan(\theta) + rcos(\varphi)tan(\theta) \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = qcos(\varphi) - rsin(\varphi) \quad (8)$$

$$\dot{\psi} = (qsin(\varphi) + rcos(\varphi))/cos(\theta) \quad (9)$$

که در آن،  $m$  جرم هواپیما،  $F_A$  و  $F_T$  بردار نیروهای آیرودینامیکی و پیشرانش در دستگاه مختصات بدنه،  $\varphi$ ،  $\theta$ ،  $\psi$  زوایای اوایلر،  $p$ ،  $q$ ،  $r$  سرعت‌های زاویه‌ای و  $u$ ،  $v$ ،  $w$  سرعت‌های خطی هستند. بردار نیروی پیشرانش به صورت تابعی غیرخطی از ارتفاع، مآخ پروازی و وضعیت دسته گاز موتور مدل شده است. هواپیمای مورد نظر یک هواپیمای دوموتوره سبک است که از مرجع [7] انتخاب شده است.

### مدل آیرودینامیک

نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی و ضرایب آنها تابعی از شرایط پروازی و مشخصات هندسی پیکربندی هواپیما هستند. به منظور محاسبه ضرایب آیرودینامیکی و پایداری هواپیما به صورت تابعی از مشخصات هندسی و شرایط پروازی از نرم‌افزارهای دیجیتال‌دتکام و متلب استفاده شده است. نرم‌افزار دیجیتال‌دتکام یک نرم‌افزار تحلیلی-تجربی است که امکان محاسبه اکثر ضرایب آیرودینامیک و مشتقات پایداری پرنده‌های با پیکربندی متعارف را دارد [8]. در این نرم‌افزار، ورودی توسط کاربر به صورت فایل متنی<sup>5</sup> تعریف می‌شود. در تحقیق حاضر، ارتباط کاربر با فایل‌های ورودی و خروجی دیجیتال‌دتکام در محیط نرم‌افزار متلب برقرار شده و به این ترتیب، می‌توان کنترل ورودی و خروجی را در اختیار گرفت. به این ترتیب، قابلیت دریافت مشخصات مشخصات هندسی به صورت پارامتریک فراهم شده است.

پیچیده فنی مهندسی به اثبات رسیده است. بنابراین، با به‌کارگیری علم بهینه‌سازی در فرایند طراحی وسایل پرنده هوایی اصلاحات طراحی و ارتقای سطح کیفی و عملیاتی پرنده‌های موجود امکان‌پذیر می‌باشد. روش بهینه‌سازی چندمعیاری اجازه بهینه‌سازی یک طرح که تحت تأثیر چند معیار متفاوت است را می‌دهد [1].

نمونه‌های متعددی از کاربرد بهینه‌سازی چندموضوعی و چندمعیاری در طراحی مفهومی هواپیما وجود دارد: در مرجع [2] با ترکیب معادله حساسیت سراسری<sup>1</sup>، بهینه‌سازی پارامتریک و مدل‌های تحلیلی تکنولوژی<sup>2</sup> روشی برای بهینه‌سازی چندمعیاری طراحی یک هواپیما ارائه شده است. روش دیگری برای طراحی بهینه‌ی چندمعیاری مبتنی بر مفهوم پیکربندی وسیله دارای کنترل<sup>3</sup> ارائه شده که در آن از الگوریتم منطق فازی برای تعیین معیارهای ریسک الزامات سیستم کنترل پرواز استفاده شده است [3]. طراحی مفهومی بهینه‌ی هواپیمای عمومی در مرجع [4] تشریح شده است. بهینه‌سازی چندمعیاری طراحی مفهومی هواپیمای آیرولاستیک در مرجع [5] تشریح شده است. بهینه‌سازی چندموضوعی طراحی هواپیمای هوانوردی عمومی با هدف کاهش وزن کل و افزایش برد پروازی در مرجع [6] ارائه شده است.

تمرکز تحقیق حاضر بر بهینه‌سازی همزمان دم و سکان عمودی است. دم و سکان عمودی به منظور کنترل و پایداری سمتی و تا حدی عرضی هواپیما به‌کار گرفته می‌شود. سکان عمودی بیشتر به منظور ایجاد گشتاور حول محور قائم بدنی و کنترل هواپیما حول این محور به‌کار گرفته می‌شود. پایداری و کنترل سمتی و عرضی هواپیما ارتباط تنگاتنگی با یکدیگر داشته و نمی‌توان آن‌ها را از هم تفکیک کرد.

با علم به این‌که تغییر ابعاد اجزای مختلف پیکربندی هواپیما، باعث تغییر در خصوصیات آیرودینامیکی و وزنی آن می‌شود، در تحقیق حاضر با لحاظ نمودن اثرات آیرودینامیکی و وزنی همه اجزای پیکربندی یک هواپیمای متعارف، شکل بهینه‌ی مجموعه دم و سکان عمودی استخراج گردد. بنابراین، با استفاده از بهینه‌سازی چندمعیاری، امکان بهینه‌سازی یک بخش از پیکره، با وجود سایر اجزا و لحاظ نمودن اثرات متقابل آن‌ها بر روی همدیگر فراهم شده است. از دیگر قابلیت‌های تحقیق حاضر این است که امکان انجام مطالعات حساسیت سنجی تأثیر پارامترهای هندسی بر رفتار پایداری و عملکرد پروازی هواپیما را فراهم می‌کند.

در ادامه، معادلات حرکت، مدل آیرودینامیک، مدل توزین و توازن و معیارهای مختلف طراحی دم و سکان عمودی تشریح می‌شود. در بخش‌های بعدی مقاله، نحوه‌ی شکل‌دهی مساله بهینه‌سازی چندمعیاری، روش حل و نتایج حاصل از بهینه‌سازی ارائه شده است. پس از آن، با استفاده داده‌های حاصل از تکرارهای بهینه‌سازی، آنالیز حساسیت

$$I_z = I_{z_{wbh}} + m_v (x_{cg} - x_{cgv})^2 \quad (21)$$

$$I_{xz} = I_{xz} + m_v (x_{cg} - x_{cgv})(z_{cg} - z_{cgv}) \quad (22)$$

در روابط فوق، زیروند  $wbh$  به معنای مجموعه بال-بدنه- دم افقی و زیروند  $main$  معرف هواپیمای موجود است.

### معیار مانورپذیری

یکی از معیارهای طراحی دم و سکان عمودی، امکان انجام مانور گردش مسطح با حداکثر ضریب بار و حداقل سرعت پروازی در شرایط تریم است. یک هواپیما در شرایط مانور ماندگار، دارای شتاب‌های خطی و زاویه‌ای صفر است. از دیدگاه ریاضی این بدین معناست که سمت راست معادلات (1) تا (6)، صفر شود. به علاوه، زاویه حمله و زاویه سرش جانبی، زوایای سطوح کنترل سکان عمودی، شهپر و سکان افقی و وضعیت دسته گاز موتور نباید از محدوده مجاز خود فراتر روند. به این ترتیب ما با یک مساله بهینه‌سازی مقید مواجه هستیم که تابع معیار آن حداقل شدن مجذور شتاب‌های خطی و زاویه‌ای است:

$$J_{min} = w_1 \dot{u}^2 + w_2 \dot{v}^2 + w_3 \dot{w}^2 + w_4 \dot{p}^2 + w_5 \dot{q}^2 + w_6 \dot{r}^2 \quad (23)$$

که در آن،  $\dot{u}$ ،  $\dot{v}$ ،  $\dot{w}$ ،  $\dot{p}$ ،  $\dot{q}$ ،  $\dot{r}$  شتاب‌های خطی و زاویه‌ای و  $w_i$  ضرایب وزنی هستند [9-11]. برای حل مساله بهینه‌سازی مذکور، از الگوریتم بهینه‌سازی سیمپلکس<sup>6</sup> [12] به دلیل سرعت همگرایی بالا و دقت مناسب آن در یافتن جواب بهینه استفاده شده است.

### معیار پایداری و کیفیت پروازی

یکی دیگر از الزامات طراحی دم عمودی، داشتن سطح کیفیت پروازی و پایداری مطلوب در کانال عرضی-سمتی است. برای لحاظ نمودن این بایستگی، معادلات دینامیکی غیرخطی شش درجه آزادی هواپیما را حول نقاط کاری مورد نظر خطی کرده و ماتریس فضای حالت محاسبه می‌شود. با به‌دست آوردن ریشه‌های معادله‌ی مشخصه‌ی مدل فضای حالت، مشخصات مودهای دینامیکی مثل ضرایب میرایی، فرکانس طبیعی و ثابت زمانی مودهای مختلف استخراج می‌شود. برای تعیین سطح کیفیت پروازی از استاندارد MIL-8785C استفاده شده است [13]. در مساله حاضر، دستیابی به سطح 1 کیفیت پروازی مودهای دینامیکی رول، داچ‌رول و اسپیرال برای هواپیمای کلاس IV، در فاز پروازی A و B مدنظر بوده است.

### معیار خروج از فرچرخ

استینتون [14] یک معیار کمی برای جلوگیری از فرچرخ و خروج از فرچرخ ماندگار ارائه کرده است. این معیار مبتنی بر ارزیابی نسبت‌های حجمی دم عمودی و رادر است. باومن [14] معیار دقیق‌تری ارائه کرده که در

با توجه به این‌که نرم‌افزار دتکام قادر به ارائه مشتقات کنترلی نیست، برای محاسبه مشتقات سکان عمودی از روابط زیر استفاده شده است [9]:

$$C_{y\delta r} = -\eta_r C_{Lav} \frac{S_v}{S_w} \beta_{\delta r} \quad (10)$$

$$C_{l\delta r} = \frac{z_r \cos \alpha - l_r \sin \alpha}{b_w} C_{y\delta r} \quad (11)$$

$$C_{n\delta r} = -\frac{l_r \cos \alpha + z_r \sin \alpha}{b_w} C_{y\delta r} \quad (12)$$

که در آن،  $\eta_r$  نسبت فشار دینامیکی دم عمودی،  $C_{Lav}$  شیب ضریب برآی دم عمودی،  $z_r$  فاصله قائم مرکز فشار دم عمودی تا مرکز جرم هواپیما،  $l_r$  فاصله افقی مرکز فشار دم عمودی تا مرکز جرم هواپیما،  $\beta_{\delta r}$  تغییر زاویه سرش مربوط به انحراف سکان عمودی،  $\alpha$  زاویه حمله هواپیما،  $b_w$  طول نیم دهانه بال هواپیما و  $S_w$  مساحت بال است.

### مدل توزین و توازن

در فرایند بهینه‌سازی، با تغییر ابعاد دم عمودی، وزن دم عمودی ( $m_v$ )، موقعیت افقی و قائم مرکز ثقل دم عمودی ( $x_{cgv}$  و  $z_{cgv}$ ) و ممان‌های اینرسی دم عمودی تغییر می‌کند. به تبع این تغییرات، جرم هواپیما ( $m$ )، مرکز ثقل هواپیما ( $x_{cg}$  و  $z_{cg}$ ) و ممان‌های اینرسی آن ( $I_{xz}$  و  $I_z$ ،  $I_y$ ،  $I_x$ ) دچار تغییر می‌شوند. با فرض توزیع یکنواخت جرمی دم عمودی، موقعیت مرکز جرم و جرم دم عمودی به‌صورت زیر قابل محاسبه است:

$$x_{cgv} = \frac{2C_{rv}^2 - C_{tv}^2 + 2C_{tv}C_{rv}}{3(C_{tv} + C_{rv})} \quad (13)$$

$$z_{cgv} = \frac{b(2C_{tv} + C_{rv})}{3(C_{tv} + C_{rv})} \quad (14)$$

$$m_v = \frac{S_v}{S_{vmain}} m_{vmain} \quad (15)$$

موقعیت مرکز ثقل، جرم و ممان‌های اینرسی کل هواپیما از روابط زیر به‌دست می‌آید:

$$x_{cg} = \frac{m_v x_{cgv} + m_{wbh} x_{cgwbh}}{m_v + m_{wbh}} \quad (16)$$

$$z_{cg} = \frac{m_v z_{cgv} + m_{wbh} z_{cgwbh}}{m_v + m_{wbh}} \quad (17)$$

$$m = m_v + m_{wbh} \quad (18)$$

$$I_x = I_{x_{wbh}} + m_v (z_{cg} - z_{cgv})^2 \quad (19)$$

$$I_y = I_{y_{wbh}} + m_v \left( (x_{cg} - x_{cgv})^2 + (z_{cg} - z_{cgv})^2 \right) \quad (20)$$

$$0.5\rho V^2 S(C_{y\beta}\beta + C_{y\delta a}\delta_a + C_{y\delta r}\delta_r) + mg \sin \phi = 0 \quad (26)$$

$$0.5\rho V^2 S b(C_{n\beta}\beta + C_{n\delta a}\delta_a + C_{n\delta r}\delta_r) + 1.1TY_T = 0 \quad (27)$$

$$C_{l\beta}\beta + C_{l\delta a}\delta_a + C_{l\delta r}\delta_r = 0 \quad (28)$$

$$\beta = \tan^{-1}\left(\frac{V_{wind}}{V}\right) \quad (29)$$

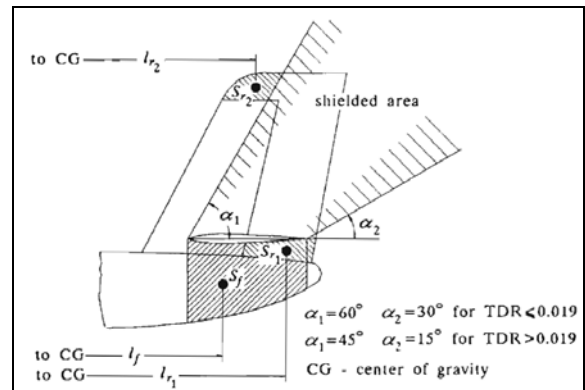
که در معادلات بالا  $Y_T$  فاصله عرضی یک موتور از مرکز ثقل،  $T$  تراست یک موتور،  $\phi$  زاویه رول پرنده و  $V_{wind}$  سرعت باد می‌باشد. ضریب 1/1 برای لحاظ نمودن پسای ناشی از موتور خاموش در معادله لحاظ شده است. با حل معادلات بالا، مقدار زاویه مورد نیاز سکان عمودی برای خروج از شرایط بحرانی استخراج می‌شود. این زاویه نباید از حداکثر زاویه چرخش سکان عمودی فراتر برود.

### حل‌گر بهینه‌سازی چند معیاری

وجود چندین تابع هدف در یک مساله بهینه‌سازی، باعث افزایش پاسخ‌ها (که به آن‌ها جبهه بهینه‌پارتو<sup>7</sup> گفته می‌شود) به جای یک پاسخ بهینه می‌شود. بدون اطلاعات تکمیلی نمی‌توان در مورد انتخاب بهترین پاسخ اظهار نظر کرد. بنابراین، کاربر نیازمند بهینه‌پارتوهای متعددی برای انتخاب است. در سالیان اخیر تعداد زیادی الگوریتم تکاملی چند معیاری توسعه داده شده‌اند که NSGA از اولین الگوریتم‌های معرفی شده در این زمینه است. روش NSGA-II ویرایش اصلاح شدهی NSGA است که خصوصیات منفی الگوریتم پایه (مانند پیچیدگی محاسباتی، نبود رهبری در جمعیت و نیاز به پارامتر اشتراکی) را ندارد [17، 18].

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<sup>8</sup> 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. 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<sup>9</sup> را برگزیده و به گام بعد می‌رود. همچنین جهت رعایت توزیع مناسب چگالی جواب‌ها در این

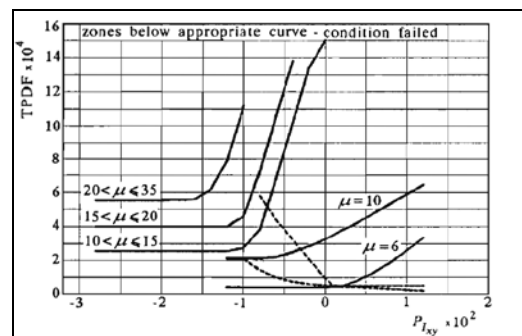
آن، علاوه بر مشخصات هندسی، مشخصات اینرسی و چگالی نسبی هواپیما هم لحاظ می‌شود. در این معیار، مقادیر حاصل ضرب دو پارامتر  $URVC$ ،  $TDR$  (شکل 1) به دست آمده و با  $TPDF$  مقایسه می‌شود. مقدار  $TPDF$  برحسب پارامترهای  $P = (I_x - I_y)/(mb_w^2)$  و  $\mu = \frac{m}{\rho S_w b_w}$  در شکل (2) آمده است. اگر مقدار حاصل ضرب  $TDR \times URVC$  از  $TPDF$  بزرگتر باشد معیار خروج از فرچرخ ارضا شده است.



شکل 1- معرفی پارامترهای هندسی در روابط خروج از فرچرخ [14]

$$TDR = \frac{S_f l_f^2}{S_w \frac{b_w^2}{2}} \quad (24)$$

$$URVC = \frac{S_{r1} l_{r1} + S_{r2} l_{r2}}{S_w \frac{b_w}{2}} \quad (25)$$



شکل 2- مقدار مجاز  $TPDF$  برحسب  $P$  و  $\mu$  [14]

### معیار کارایی سکان عمودی در شرایط بحرانی

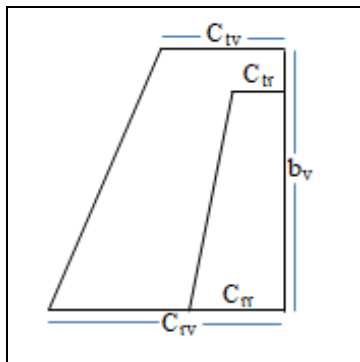
بر اساس اصول طراحی سکان عمودی و الزامات استاندارد [15-16]، هواپیمای کلاس IV با کیفیت پروازی سطح 1 باید بتواند در شرایط از کارافتادگی یک موتور و وجود باد جانبی با سرعت 25 نات، پرواز قابل کنترل انجام دهد. برای فرموله کردن این الزام از روابط زیر استفاده می‌شود:

براساس الزامات طراحی دم و سکان عمودی و استانداردهای کیفیت پروازی، قیود مسئله بهینه‌سازی دم و سکان عمودی شامل موارد ذیل است:

- قید سطح کیفیت پروازی،
- قید کارایی سکان عمودی در شرایط بحرانی،
- قید لزوم ارضای شرایط خروج از فرچرخ،
- قید مانورپذیری.

جدول 1- متغیرهای مسئله بهینه‌سازی

پارامتر	مقدار
وتر نوک دم عمودی (متر)	$0.33 < C_{IV} < 0.63$
طول نیم دهانه دم عمودی (متر)	$1.0 < b_v < 2.0$
وتر ریشه دم عمودی (متر)	$1.33 < C_{rv} < 2.33$
درصد موقعیت بیرونی سکان عمودی از نیم دهانه دم عمودی	$0.46 < \eta_{or} < 0.63$
وتر نوک سکان عمودی (متر)	$0.23 < C_{tr} < 0.4$
وتر ریشه سکان عمودی (متر)	$0.53 < C_{tr} < 1.0$



شکل 3- پارامترهای دم و سکان عمودی

جدول 2- مشخصات پایداری و عملکردی پیکربندی موجود

پارامتر	نماد	مقدار
مساحت دم عمودی (متر مربع)	$S_V$	2/31
مساحت سکان عمودی (متر مربع)	$S_R$	0/44
ضریب میرایی مود داچ رول	$\zeta_{DR}$	0/1186
فرکانس طبیعی مود داچ رول (رادیان بر ثانیه)	$\omega_{nDR}$	2/415
حاصلضرب میرایی و فرکانس طبیعی داچ رول		0/2864
زمان دو برابر شده دامنه مود اسپیرال (ثانیه)	$T_{2S}$	16/45
ثابت زمانی مود رول (ثانیه)	$T_R$	0/4675
قید مانورپذیری	☉	
قید خروج از فرچرخ	☺	
زاویه بحرانی سکان عمودی (درجه)		30

الگوریتم، از مفهومی با عنوان فاصله ازدحام<sup>10</sup> 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 تورنمنت خواهد بود.

در کار حاضر، روش بهینه‌سازی NSGA-II با روش تورنمنت امکان‌پذیری [19] ترکیب شده و به این ترتیب، قابلیت به‌دست‌گیری قیود مساله بهینه‌سازی چندمعیاری به نحو مناسبی فراهم شده است. روش تورنمنت امکان‌پذیری از سه اصل زیر پیروی می‌کند:

- هر حل امکان‌پذیر بر حل‌های امکان‌ناپذیر ارجحیت دارد.
- در بین حل‌های امکان‌ناپذیر، حلی ارجح است که تعداد کمتری از قیود را نقض کرده باشد.
- در بین حل‌های امکان‌پذیر، حلی ارجح است که بهینه‌تر باشد.

### شکل‌دهی مسئله بهینه‌سازی

مسئله بهینه‌سازی دم و سکان عمودی در قالب یک مسئله بهینه‌سازی چندمعیاری فرموله شده که توابع هدف آن عبارتند از:

- حداقل سطح دم و سکان عمودی

- سطح کیفیت پروازی مطلوب

بردار طراحی شامل شش متغیر از ابعاد هندسی این

سطوح است:

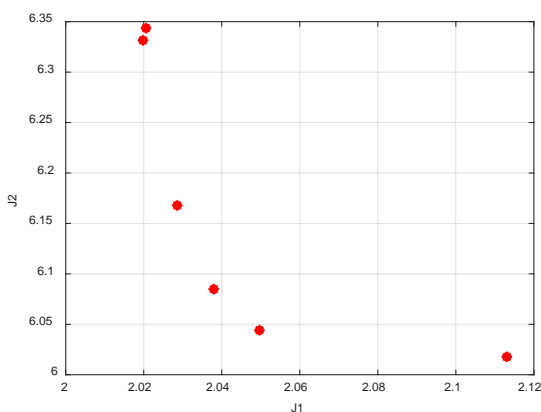
$$\mathbf{X} = [C_{IV} \quad b_v \quad C_{rv} \quad \eta_{or} \quad C_{tr} \quad C_{tr}] \quad (30)$$

متغیرهای فوق قابلیت تغییر داشته و سایر متغیرهای پیکربندی ثابت هستند. اما سهم کلیه پارامترهای ثابت و متغیر در تولید نیرو و ممان آیرودینامیکی و مشخصات وزنی لحاظ شده است. متغیرهای طراحی انتخاب شده، همراه با محدوده تغییرات مجاز آنها در جدول 1 آمده است. برخی از این متغیرها در شکل 3 نشان داده شده‌اند.

قیود به صورت زیر فرموله شده اند:

0/0906	0/0905	0/0905	0/0905	0/0906	0/0906	$\xi_{DR}$	$C_1 = \xi_{DR} - 0.08 \geq 0$	(31)
0/1525	0/152	0/1519	0/1523	0/1526	0/1527	$\xi_{DR} \omega_{nDR}$	$C_2 = \omega_{DR} - 1 \geq 0$	(32)
20/02	20/04	20/04	20/02	20/02	20/01	$T_{2S}$	$C_3 = \xi_{DR} \omega_{DR} - 0.15 \geq 0$	(33)
0/2133	0/2133	0/2133	0/2133	0/2133	0/2132	$T_R$	$C_4 = 1 - T_R \geq 0$	(34)
☺	☺	☺	☺	☺	☺	خروج از فرچرخ	$C_5 = T_{2S} - 20 \geq 0$	(35)
☺	☺	☺	☺	☺	☺	مانورپذیری	$C_6 = 0.001 - J_{trim} \geq 0$	(36)
						زاویه بحرانی	$C_7 = TDR \times URVC - TPDF \geq 0$	(37)
26/46	26/51	26/7	26/6	26/51	26/72	سکان عمودی	$C_8 = 27^\circ -  \delta_f  \geq 0$	(38)

نمودار پارتوی<sup>11</sup> حل مساله بهینه سازی در شکل 4 آمده است. همان طور که ملاحظه می شود، شش جواب بهینه غالب به دست آمده است. جواب هایی که مقدار  $J_1$  در آن کمتر و مقدار  $J_2$  بیشتری دارند، مساحت دم و سکان عمودی در آن ها کاهش بیشتری داشته و در عوض، آن سطح پایداری پایین تری دارند و بالعکس. بنابراین، طراح انتخاب های متعددی خواهد داشت. در یک انتخاب محافظه کارانه می توان جواب های دارای بیشترین مساحت دم و سکان عمودی را برگزید. از طرفی اگر هدف اصلی طراح کاهش وزن باشد، حل های دارای کمترین مساحت ارجحیت می یابند. حل های میانی هم می تواند، در شرایطی که هم سطح پایداری و هم کاهش مساحت دارای اولویت یکسانی هستند مورد توجه قرار گیرند.



شکل 4- نمودار پارتو حاصل از بهینه سازی

از مقایسه نتایج بهینه با پیکره موجود، نتایج زیر قابل حصول است:

- زاویه سکان عمودی پیکربندی موجود در شرایط بحرانی 30 درجه است که از حداکثر زاویه سکان عمودی یعنی 27 درجه فراتر رفته است. یکی از اهداف بهینه سازی حاضر، رساندن این زاویه به مقدار مطلوب بوده است.
- در همه جواب های بهینه، قابلیت عملکردی (زاویه سکان عمودی مورد نیاز برای مقابله با شرایط بحرانی) ارتقا یافته است.

به منظور به کارگیری تورنمنت امکان پذیری، یک شمارنده (cntr) تعریف شده که چنانچه هر کدام از قیود ارضاء نشود یک واحد به آن اضافه می شود. به عنوان مثال اگر قید تریم ارضاء نشود  $cntr = cntr + 1$  می شود. در شرایطی که هر یک از قیود کیفیت پروازی ارضاء شوند، از روابط زیر استفاده می شود:

$$\text{if } C_1 > 0 \Rightarrow p = p + 500C_1 \quad (39)$$

$$\text{if } C_2 > 0 \Rightarrow p = p + 10C_2 \quad (40)$$

$$\text{if } C_3 > 0 \Rightarrow p = p + 1000C_3 \quad (41)$$

$$\text{if } C_4 > 0 \Rightarrow p = p + C_4 \quad (42)$$

$$\text{if } C_5 > 0 \Rightarrow p = p + C_5 / 20 \quad (43)$$

با توجه به تورنمنت امکان پذیری، اگر  $cntr \geq 1$  یعنی همه قیود ارضاء نشده باشند توابع معیار به صورت زیر خواهد شد:

$$J_1 = J_2 = 1000 \text{ cntr} \quad (44)$$

و اگر همه قیود ارضاء شده باشند ( $cntr = 0$ )

این صورت:

$$J_1 = S_v + S_f \quad (45)$$

$$J_2 = \frac{100}{p} \quad (46)$$

برای حل مساله بهینه سازی دم و سکان عمودی از یک رایانه شخصی با پردازنده دو هسته ای 2/66 گیگاهرتز و رم 4 گیگا بایت استفاده شده است. برای الگوریتم پیشنهادی جمعیتی با 20 ذره در نظر گرفته شده و الگوریتم پس از 1661 تکرار همگرا شده است. زمان هر تکرار الگوریتم 20/3 ثانیه است و این قابلیت منحصر به فرد ساختار ماژولار تهیه شده در این تحقیق را نشان می دهد. هر اجرای الگوریتم حدود 10 ساعت به طول می انجامد.

در جدول 2 و 3 مشخصات هندسی، پایداری، مانورپذیری، خروج از فرچرخ و وضعیت سکان عمودی در شرایط بحرانی به ترتیب برای پیکربندی موجود و بهینه آمده است. نسبت مشخصات پایداری بهینه به مشخصات موجود در جدول 4 آمده است.

جدول 3- مشخصات پایداری و عملکردی حاصل از بهینه سازی

معیار	بهینه 1	بهینه 2	بهینه 3	بهینه 4	بهینه 5	بهینه 6
$\omega_{nDR}$	1/6856	1/6846	1/6823	1/6785	1/679	1/6842

در شکل 6، 7 و 8 تغییرات فرکانس طبیعی مود داچرول، حاصل‌ضرب فرکانس طبیعی در ضریب میرایی مود داچرول و ثابت زمانی مود رول برحسب  $V_V$  آمده است. ملاحظه می‌شود که با افزایش  $V_V$ ، فرکانس طبیعی مود داچرول و حاصل‌ضرب فرکانس طبیعی در ضریب میرایی مود داچرول افزایش و ثابت زمانی مود رول کاهش می‌یابد. یعنی افزایش  $V_V$  باعث افزایش سطح پایداری مودهای داچرول می‌شود. دیده می‌شود که روند تغییرات مشخصه‌های پایداری با  $V_V$  خطی است ولی از یک پراکندگی حول این خط راست رنج می‌برد. دلیل این پراکندگی، تاثیر سایر پارامترها مثل طول بازوی قائم، مشخصات آیرودینامیکی دم عمودی و ... است.

جدول 5- مقادیر بهینه دم و سکان عمودی

متغیر	بهینه 1	بهینه 2	بهینه 3	بهینه 4	بهینه 5	بهینه 6
$C_{iv}(m)$	0/4343	0/4291	0/4242	0/4137	0/4141	0/4335
$b_v(m)$	1/6205	1/6205	1/6195	1/6185	1/6187	1/6197
$C_{iv}(m)$	1/3449	1/3435	1/3445	1/3395	1/3395	1/3421
$\eta_{or}$	0/8755	0/8563	0/8333	0/8639	0/8595	0/8383
$C_{ir}(m)$	0/2739	0/2810	0/2887	0/2698	0/2721	0/2902
$C_{ir}(m)$	0/6725	0/6008	0/5955	0/5911	0/5916	0/5940
$S_v(m^2)$	1/4418	1/4378	1/4320	1/4187	1/4191	1/4378
$S_R(m^2)$	0/6713	0/6118	0/5967	0/6019	0/6008	0/6003

جدول 6- نسبت ابعاد بهینه دم و سکان عمودی به ابعاد موجود

متغیر	بهینه 1	بهینه 2	بهینه 3	بهینه 4	بهینه 5	بهینه 6	میانگین
$C_{iv}$	1/677	1/644	1/636	1/621	1/621	1/650	1/692
$b_v$	1/972	1/972	1/972	1/971	1/971	1/972	1/972
$C_{iv}$	1/672	1/672	1/672	1/670	1/670	1/671	1/671
$\eta_{or}$	1/269	1/241	1/208	1/252	1/246	1/215	1/238
$C_{ir}$	1/027	1/054	1/083	1/012	1/020	1/088	1/047
$C_{ir}$	1/441	1/287	1/276	1/267	1/268	1/273	1/302
$S_v$	1/624	1/622	1/612	1/614	1/614	1/622	1/617
$S_R$	1/528	1/390	1/356	1/368	1/365	1/364	1/395

- قابلیت خروج از فرچرخ و تریم‌پذیری در همه جواب‌های بهینه حاصل شده است.  
 - در همه جواب‌های بهینه، ضریب میرایی مود داچرول (به‌صورت میانگین 0/763 برابر) و حاصل‌ضرب ضریب میرایی

جدول 4- نسبت مشخصات پایداری بهینه به مشخصات موجود

معیار	بهینه 1	بهینه 2	بهینه 3	بهینه 4	بهینه 5	بهینه 6	میانگین
$\omega_{nDR}$	1/698	1/698	1/697	1/695	1/695	1/697	1/697
$\zeta_{DR}$	1/764	1/764	1/763	1/763	1/763	1/764	1/763
$\zeta_{DR} \omega_{nDR}$	1/533	1/533	1/532	1/530	1/530	1/532	1/532
$T_{2S}$	1/216	1/217	1/217	1/218	1/218	1/217	1/217
$T_R$	1/456	1/456	1/456	1/456	1/456	1/456	1/456

و فرکانس طبیعی (به‌صورت میانگین 0/532 برابر) و فرکانس طبیعی (به‌صورت میانگین 0/697 برابر) این مود کاهش می‌یابد اما سطح کیفیت پروازی یک که مدنظر بوده کماکان حفظ می‌شود.

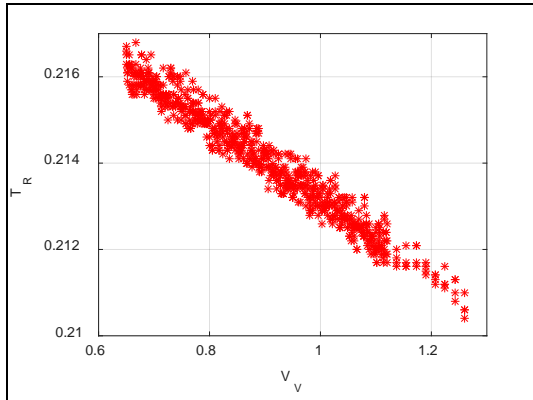
- در همه جواب‌های بهینه، زمان دو برابر شدن ثابت زمانی مود اسپیرال (به‌صورت میانگین 1/217 برابر) افزایش می‌یابد که این مهم باعث ارتقای سطح کیفیت پروازی می‌شود.

- ثابت زمانی مود رول (به‌صورت میانگین 0/456 برابر)، در جواب‌های بهینه کاهش می‌یابد که این مساله سطح پایداری را افزایش می‌دهد.

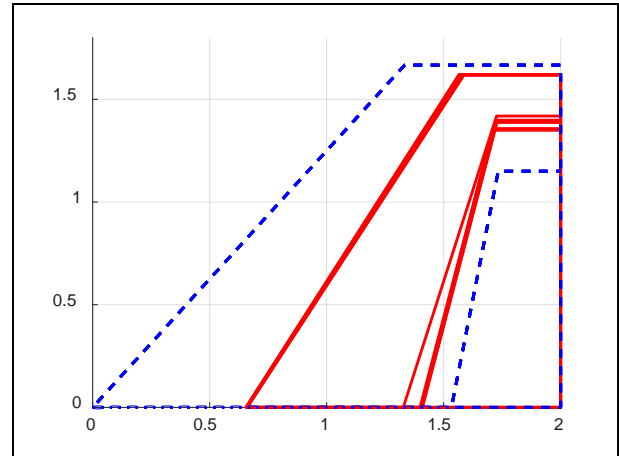
در مجموع، شش هندسه مختلف برای مجموعه دم و سکان عمودی به عنوان جواب‌های بهینه به‌دست آمده که می‌تواند در طراحی استفاده شود. ابعاد هندسی بهینه‌ی دم و سکان عمودی در جدول 5 آمده است. نسبت ابعاد بهینه به ابعاد موجود در جدول 6 نشان داده شده است. دم و سکان عمودی بهینه با دم و سکان عمودی موجود در شکل 5 مقایسه شده‌اند. نتایج بهینه افزایش مساحت سکان عمودی (به‌طور متوسط 1/395 برابر) و کاهش مساحت دم عمودی (به‌طور متوسط 0/617 برابر) را پیشنهاد می‌کند. کاهش سطح دم عمودی باعث کاهش وزن کل هواپیما می‌شود.

در اینجا، تغییرات مشخصه‌های پایداری فرکانس طبیعی مود داچرول ( $\omega_{nDR}$ )، حاصل‌ضرب ضریب میرایی در فرکانس طبیعی داچرول ( $\zeta \times \omega_{nDR}$ ) و ثابت زمانی مود رول ( $T_R$ ) برحسب مساحت دم عمودی ( $S_v$ ) و طول بازوی افقی دم عمودی ( $l_v$ ) با استفاده از داده‌های 1601 تکرار بهینه‌سازی مورد مطالعه قرار گرفته است. برای این منظور، یک پارامتر بی‌بعد به‌صورت زیر تعریف شده است:

$$V_v = \left( \frac{S_v}{S_w} \right) \times \left( \frac{l_v}{b_w} \right)^3 \quad (47)$$



شکل 8- تغییرات ثابت زمانی مود رول برحسب  $V_V$



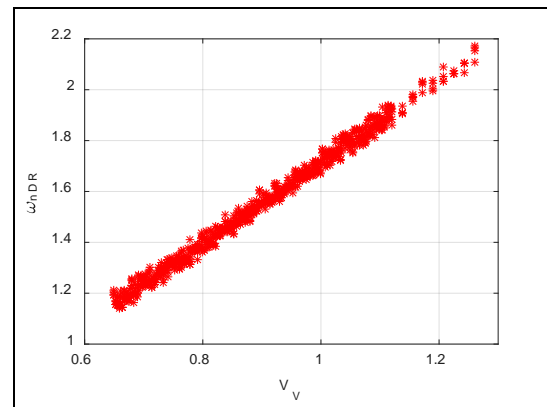
شکل 5- نمای جانبی شکل‌های بهینه (خط ممتد قرمز رنگ) در مقایسه با دم و سکان عمودی موجود (خطچین آبی رنگ) دم و سکان عمودی

### نتیجه‌گیری

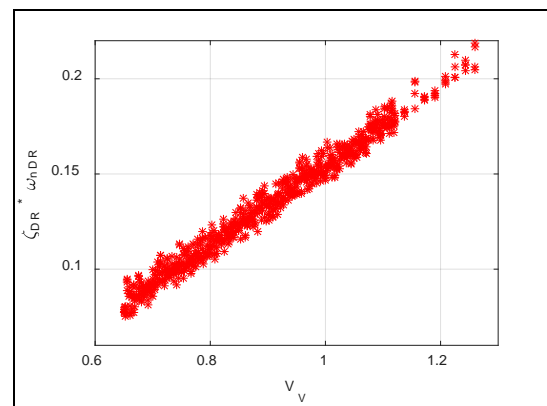
در تحقیق حاضر، با فرموله کردن معیارهای طراحی دم و سکان عمودی هواپیما و ایجاد زیرساخت نرم‌افزاری مناسب، ابعاد بهینه به‌دست آمده است. برای این منظور، یک مساله بهینه‌سازی چندمعیاری شکل داده شده و برای حل آن روش بهینه‌سازی NSGA II با استراتژی تورنمنت امکان‌پذیری ترکیب شده تا از عهده قیود متعدد حاکم بر مساله برآید. در فرایند بهینه‌سازی، کلیه اثرات آیرودینامیکی و جرمی اجزای پیکربندی در اتخاذ تصمیم بهینه لحاظ شده است. مزیت روش ارائه شده این است که با افزودن موضوعات و معیارهای مختلف در طراحی مجموعه دم و سکان عمودی توانسته مجموعه‌ای از حل‌های بهینه را در اختیار طراحان قرار دهد تا از میان آنها دست به انتخاب بزنند. حجم گسترده‌ی داده‌های حاصل از بهینه‌سازی، امکان انجام مطالعات حساسیت‌سنجی تأثیر پارامترهای مختلف در رفتار پایداری و سایر مشخصه‌های رفتاری و عملکردی هواپیما را فراهم می‌کند. به علاوه، با توجه به ایجاد زیرساخت مناسب، امکان حل بهینه‌ی سایر اجزای پیکره فراهم شده که می‌توان در کارهای آینده به آن پرداخت.

### پینوشته‌ها

- 1 Global sensitivity equation method
- 2 Analytic technology models
- 3 Control-configured-vehicle
- 4 Digital Datcom
- 5 Text
- 6 Simplex
- 7 Pareto Optimal Front
- 8 Vector Evaluated Genetic Algorithm(VEGA)
- 9 Non-Dominated Solution
- 10 Crowding Distance
- 11 Pareto front



شکل 6- تغییرات فرکانس طبیعی مود داچ‌رول برحسب  $V_V$



شکل 7- تغییرات حاصل‌ضرب فرکانس طبیعی در ضریب میرایی مود داچ‌رول برحسب  $V_V$



## مراجع

- [1]. Raymer, D., "Enhancing aircraft conceptual design using multi-disciplinary optimization", PhD Thesis, Department of Aeronautics, Royal Institute of Technology, Stockholm, 2002.
- [2]. Malone, B., Mason, W., "Multidisciplinary optimization in aircraft design using analytic technology models", Journal of Aircraft, Vol. 32, No. 2, pp. 431-438, 1995.
- [3]. Anderson M., Mason W., "An MDO approach to control-configured-vehicle design", Proceedings of 6<sup>th</sup> Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Bellevue: AIAA, pp. 1-10, 1996.
- [4]. Cavalcanti, J., Mattos, B., Paglione, P., "Optimal Conceptual Design of Transport Aircraft", Proceedings of 11<sup>th</sup> AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Virginia: AIAA, pp. 1-22, 2006.
- [5]. Cavagna, L., Riccobene, L., Ricci, S., Bérard, A., Rizzi, A., "A fast MDO tool for aero-elastic optimization in aircraft conceptual design", Proceedings of 12<sup>th</sup> AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, British Columbia: AIAA, pp. 1-17, 2008.
- [6]. Roshanian, J., Bataleblu, A. A., Farghadani, M. H., Ebrahimi, B., "Multi-Objective Multidisciplinary Design Optimization of a General Aviation Aircraft", Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 2, pp. 199-210, 2017 (in Persian).
- [7]. Roskam, J., "Airplane flight dynamics and automatic flight control", Part1, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1979.
- [8]. Hoak, D. E., Ellison, D. E., "USAF stability and control Datcom", Air force flight dynamics lab, Wright-Patterson AFB, OH, 1968.
- [9]. Nelson R., "Flight stability and automatic control", MC Graw-Hill, Inc., 1989.
- [10]. Stevens, B. L., Lewis, F. L., "Aircraft control and simulation", John Wiley and Sons Inc., 1992.
- [11]. Karimi, J. Pourtakdoust, S. H., Nobahari, H., "Trim and maneuverability analysis using a new constrained PSO approach of a UAV", Journal of Aerospace Science and Technology (JAST), 2011.
- [12]. Chong, E. K. P., Zak, S. H., "An introduction to optimization", 2<sup>nd</sup> edition, Wiley, 2001.
- [13]. MIL-F-8785C, "Military Specifications, Flying Qualities of Pilot Airplanes".
- [14]. Kulicki, P., Lasek, M., "Evaluation of light airplane performance in stall and spin- a survey", Journal of Theoretical and Applied Mechanics, Vol. 3, No. 22, 1994.
- [15]. Roskam, J., "Airplane design", Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas, 1988.
- [16]. Mohammad H. Sadraey., "Aircraft Design", 2013.
- [17]. Deb, K., Prstsp, A., Agarwal, S., Meyarivan, T., "A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II", IEEE Transactions on Evolutionary Computation, Vol. 6, No. 2, pp. 182-197, 2002.
- [18]. Deb, K., "Multi-objective optimization using evolutionary algorithms", John Wiley & Sons, 2001.
- [19]. کریمی جلال، پورتاکدوست سیدحسین، "کاربرد روش بهینه‌سازی گروهی نرات در برنامه‌پذیری حرکت مانورپایه پهباده‌ها"، نشریه علمی پژوهشی مکانیک هوافضا، دانشگاه امام حسین (ع)، جلد 12، شماره 1، صفحات 21-27، 1395.