

## ارائه الگوریتم طراحی مفهومی پهپادهای تیلت داکت با استفاده از روش ماتریس ساختار طراحی

سید محمد میرمحمدی<sup>۱\*</sup>، مهدی فاتحی ناراب<sup>۲</sup>

۱- کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، smmir700@gmail.com

۲- دکتری، دانشگاه تهران، mfatehin@ut.ac.ir

\*نویسنده مخاطب

### چکیده

کاربردهای گسترده پهپادهای تیلت روتور بر کسی پوشیده نیست این وسایل پرنده به دلایل متعدد از جمله امکان انجام پرواز ایستایی و البته امکان نشست و برخاست عمودی در کنار قابلیت‌های ممکنه برای پهپادهای بال ثابت توانایی انجام انواع ماموریت‌های شناسایی، جاسوسی، پایشی، امداد و نجات و انتقال محموله را دارند. در این پژوهش تلاش شده است تا با استفاده از روش ماتریس ساختار طراحی و روابط موجود برای مانورهای مهم و مخصوص پیکربندی‌های تیلت روتور محدوده مجاز طراحی برای یک پهپاد تیلت روتور نمونه بدست آورده شده و نقشه راهی برای انجام فرایند طراحی مفهومی این نوع از پهپادها ارائه شود. در همین راستا در ابتدا الزامات مورد نظر در ماموریت دریافت شده و یک پیکره بندی مناسب انتخاب گردیده است، سپس با توجه به بخش‌های مختلف ماموریت و نوع ساختار و پیکربندی پهپاد تیلت روتور مورد نظر پارامترهای مهم طراحی استخراج شده‌اند. در ادامه با توجه به روابط موجود برای هر کدام از حالت‌های مختلف پروازی موجود در ماموریت و با استفاده از ماتریس ساختار طراحی و نرم افزار DSM\_Program-V1 یک روند بهینه برای انجام فرایند طراحی مفهومی پهپادهای تیلت روتور ارائه شده است. در انتها با انجام روند طراحی مفهومی یک پهپاد تیلت روتور نمونه الگوریتم ارائه شده اعتبارسنجی شده است.

**واژه های کلیدی:** طراحی مفهومی - تیلت روتورها - ماتریس ساختار طراحی

### ۱- مقدمه

پهپادهای عمود پرواز یا به عبارت دیگر نشست و برخاست عمودی که به صورت خلاصه  $vtol^1$  خوانده می‌شوند. نوعی از هواگردها هستند که با ترکیب کردن ویژگی‌های بالگرد و هواپیما به وجود آمده‌اند. در این نوع از وسایل پرنده با قرارگیری روتورها در وضعیت کاملاً عمودی نیروی بالا بر لازم برای بلند شدن به شکل یک بالگرد تأمین می‌شود، در نتیجه با تغییر زاویه روتورها یا به عبارت دیگر تیلت کردن روتورها پرنده توانایی رسیدن به سرعت‌های بیشتر از یک بالگرد عادی را به دست خواهد آورد.

### ۱-۱- بررسی پژوهش‌های پیشین

پژوهش‌های صورت گرفته در زمینه پهپادهای عمود پرواز شامل مباحث کنترلی، مراحل مختلف طراحی (شامل طراحی مفهومی، طراحی اولیه و

طراحی جزئیات)، عملکرد، تحلیل‌های دینامیک پروازی و تنظیم مدل‌های دینامیکی و بهینه سازی‌های آیرودینامیکی و سازه‌ای می‌باشد. در مورد شرح و بهبود روند انجام طراحی مفهومی پهپادهای عمود پرواز تلاش‌های گسترده‌ای صورت گرفته است. یکی از اولین تلاش‌ها مربوط به سال ۱۹۹۵ و پژوهش رادرفورد (Rutherford) و همکارانش می‌باشد [1]. در این پژوهش روند بدست آوردن برخی مشخصه‌های عملکردی مربوط به یک ساختار روتور/ بال کانارد شرح داده شده و نتایج تست‌های تجربی جهت استفاده در کارهای مشابه ارائه شده است.

در سال ۲۰۰۴ آرما توکولو (Armutcuoglu) روند طراحی مفهومی یک پهپاد تیلت داکت<sup>۲</sup> هیبریدی را با در نظر گرفتن نقطه طراحی هواپیمای Osprey V-22 به عنوان مرجع ارائه داده است [2]. در سال ۲۰۱۳ کوثری و دولت آبادی با استفاده از روش SDSM برای مراحل مختلف طراحی یک پهپاد بال ثابت استفاده کردند [3]. رویکرد اتخاذ شده در این مقاله بر اساس رابطه میان مشخصه‌های مختلف عملکردی و هندسی پایه ریزی شده است و سعی شده است تا روندی سلسله مراتبی حاصل گردد.

در سال ۲۰۱۷ جگر (Jaegera) و آدایر (Adair) یک طرح مفهومی جدید برای پهپادهای تیلت روتور با هدف افزایش مداومت پروازی این نوع از وسایل پرنده ارائه دادند [4]. در این طرح آن‌ها استفاده از دو نوع سیستم پیشرانش سوختی و الکتریکی به صورت همراه هم را پیشنهاد داده بودند. در سال ۲۰۱۸ کمال (Kamal) و سرانو (Serrano) روشی جامع و فرموله شده بر حسب مراحل مختلف و اصلی پرواز یک وسیله پرنده که انتقال وضعیتی از پرواز عمودی به افقی و برعکس دارد توسعه دادند [5]. این روش که مبتنی بر روش‌های سنتی طراحی مفهومی و استفاده از نمودار تطابق می‌باشد ایرادات موجود در روش‌های قبلی در زمینه محاسبه قدرت مورد نیاز و محاسبات مرحله پرواز انتقال بین پرواز عمودی و افقی را برطرف کرده است.

در سال ۲۰۱۹ حسن علیان (Hassanalian) و همکارانش پژوهشی در مورد روند طراحی مفهومی یک پهپاد میکرو<sup>۳</sup> (MAV) عمود پرواز با طرحی شبیه خفاش انجام دادند [6]. در روش ارائه شده در این پژوهش با استفاده از ترکیب دو استراتژی استفاده از روابط ریاضی و استفاده از اطلاعات آماری ابعاد بال تخمین زده شده است. در همین سال کمال (Kamal) و سرانو (Serrano) با توجه به اهمیت انتخاب پیکربندی مناسب در مراحل اولیه طراحی وسایل پرنده به خصوص پهپادهای عمود

<sup>2</sup> Tilt Duct

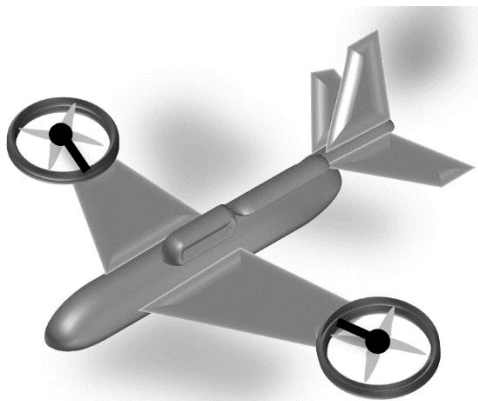
<sup>3</sup> Micro Air Vehicle (MAV)

<sup>1</sup> Vertical Take off and Landing

در شکل ۱ مراحل مختلف ماموریت شناسایی به تصویر کشیده شده است. همانطور که مشخص است این ماموریت شامل دوازده مرحله اصلی شامل روشن کردن موتورها، صعود عمودی، انتقال از پرواز ایستایی به پرواز افقی، اوج گیری تا ارتفاع پروازی، انجام پرواز مستقیم تا رسیدن به محل مورد نظر، انجام گشت زنی، پرواز مستقیم بازگشت، کاهش ارتفاع، انتقال از پرواز افقی به پرواز ایستایی، انجام فرود عمودی و خاموش کردن موتورها می‌باشد.

| جدول ۱- مشخصات عملکردی مورد نظر در ماموریت مورد نظر |                        |
|---|------------------------|
| مقدار   | مشخصه عملکردی          |
| 6 km  | سقف پروازی             |
| 90 kg   | جرم محموله             |
| 300 km  | برد                    |
| 500 km/h  | حداکثر سرعت پروازی     |
| 250 km/h  | سرعت استال             |
| 5 m   | پهنای بال <sup>۴</sup> |

برای انجام ماموریت مشخص شده پهپاد مورد طراحی بایستی دارای الزامات عملکردی خاصی نیز باشد که در جدول ۱ بیان شده‌اند. در بین تمامی پیکربندی‌های موجود برای پهپادهای عمود پرواز تیلت روتورها شایستگی بسیار بالاتری در ماموریت‌های شناسایی داشته و حتی با اضافه کردن داکت به روتورهای این نوع پهپادها عملکرد آن‌ها به شدت بهبود نیز خواهد داشت. پیکربندی منتخب در شکل ۲ قابل مشاهده است.



شکل ۲- شماتیک پیکربندی انتخاب شده

### ۳- روند انجام طراحی مفهومی پهپادهای تیلت روتور

قبل از بهینه سازی روند طراحی مفهومی پهپادهای تیلت روتور بایستی روند پیشنهادی شرح داده شود. بنابراین در این قسمت روند انجام مراحل مختلف طراحی مفهومی پهپادهای تیلت روتور با تمرکز بر یافتن محدوده مجاز طراحی شرح داده شده است.

#### ۳-۱- تخمین‌های وزنی

یکی از مهم ترین بخش‌های طراحی مفهومی پهپادها، تخمین وزن برخاست و وزن خالی پهپاد می‌باشد. این تخمین‌ها به دو طریق انجام

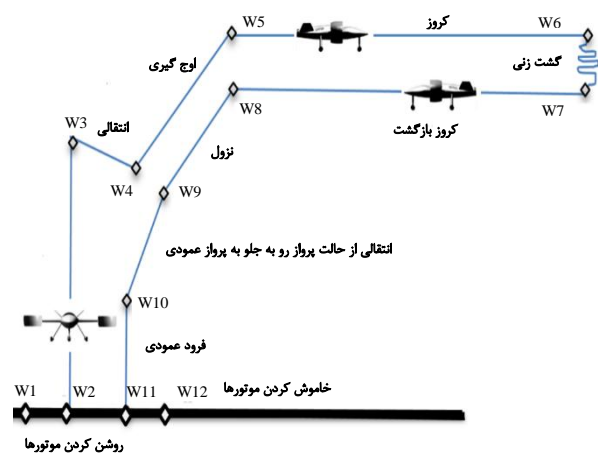
پرواز هیبریدی روشی سیستماتیک برای انتخاب بهترین پیکربندی بر اساس الزامات مهندسی و خواست مشتری ارائه دادند [7]. این الگوریتم جامع که حاصل استفاده از دو سطح مختلف از تکنیک خانه کیفیت و روش‌های طراحی آزمایش و تکنیک‌های بهینه سازی چند رشته‌ای می‌باشد نقشه راه مفیدی جهت طراحی وسایل مختلف پرنده می‌باشد.

در سال ۲۰۲۰ کمال (Kamal) و سرانو (Serrano) در ادامه پژوهش‌های خود برای یک پهپاد تیلت روتور الکتریکی با قابلیت مانور پذیری بال، روند طراحی مفهومی و انتخاب پیکربندی خود را توسعه دادند [8]. در این پژوهش کار با توسعه الزامات طراحی و مشخصات ماموریت شروع شده و پس از انتخاب پیکربندی بر اساس آن‌ها روند محاسبات ابعادی مربوط به پیشران، بال، روتورها و وزن اجزا ارائه شده است. در نهایت نتایج حاصله با الزامات مشخص شده در ماموریت جهت اعتبارسنجی روش مقایسه شده است.

در سال ۲۰۲۱ کیم (Kim) و لی (Lee) [9] پژوهشگران کره‌ای در مورد بهبود عملکرد نوعی پهپاد تیلت روتور برای انجام ماموریت‌های امداد و نجات و پلیس پژوهشی انجام دادند و با ایجاد تغییراتی در پیکره بندی طرح مفهومی بهینه‌تری را توسعه دادند. همچنین کانکاناوادای (Kankanawadi) و همکارانش [10] نیز به توسعه طراحی یک طرح مفهومی از پهپادهای عمود پرواز ترکیبی تیلت روتور پرداختند. در این طرح جدید که شبیه پیکربندی ترکیبی می‌باشد از چهار روتور استفاده شده است که از تغییر موقعیت موتورها برای انتقال بین پرواز عمودی و افقی استفاده شده است و سیستم پیشران جداگانه‌ای برای پرواز افقی در نظر گرفته نشده است.

### ۲- تعریف ماموریت

پهپادهای عمود پرواز در طیف گسترده‌ای از ماموریت‌های مختلف مورد استفاده قرار گرفته‌اند که شامل ماموریت‌های حمل و نقل، امداد و نجات و جست و جو، پایش وضعیت جغرافیایی و نقشه برداری، عکس برداری و تصویر برداری هستند.



شکل ۱- مراحل مختلف ماموریت شناسایی برای یک پهپاد عمود پرواز

<sup>4</sup> Wing Span

مراحل مختلف را طبقه بندی کرده و کسری سوخت در هر مرحله مانند جدول ۲ بدست آورده شود.

جدول ۲- کسری سوخت در مراحل مختلف پرواز یک پهپاد [11]

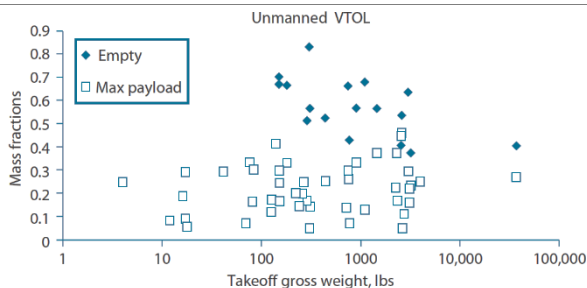
| مراحل ماموریت     | کسری سوخت | مراحل ماموریت    | کسری سوخت |
|-------------------|-----------|------------------|-----------|
| گشت زنی (انتظار)  | ۰.۹۹۶     | روشن شدن         | ۰.۹۹۵     |
| فرود              | ۰.۹۹۵     | آمدن تا اول باند | ۰.۹۹۷     |
| کسری سوخت ماموریت | ۰.۸۸۷     | برخواست          | ۰.۹۹۸     |
| گشت زنی (پایشی)   | ۰.۹۵۴     | صعود             | ۰.۹۹۲     |
| نزول              | ۰.۹۹۳     | کروز             | ۰.۹۶۲     |

در صورت نبودن اطلاعات کافی از کسری سوخت برای تمام مراحل می توان از نمودار شکل ۴ نیز برای محاسبه این پارامتر استفاده کرد. رابطه بین کسری سوخت ماموریت و کسری جرم<sup>۶</sup> به صورت زیر است:

$$M_{ff} = 1 - \text{کسری جرم} \quad (7)$$

جدول ۳- وزن تقریبی برخی زیر سیستمها [12]

| مولفه                          | وزن (kg) |
|--------------------------------|----------|
| خلبان خودکار و سیستمهای ناوبری | ۶.۸      |
| محركهای الکترومکانیکی          | ۶.۸      |
| اتصالات                        | ۴.۵      |
| بخشی از سیستم الکتریکی         | ۲.۳      |



شکل ۴- نمودار کسری وزن بر حسب وزنهای برخاست مختلف مخصوص پهپادهای عمود پرواز [12]

وزن خالی پهپاد شامل وزن تجهیزات و سیستمهای مختلف نیز می باشد که برای تخمین وزن آنها می توان از جدول ۳ استفاده شود. پس از تخمین وزن پهپاد در مراحل مختلف ماموریت امکان محاسبه تقریبی برخی پارامترهای عملکردی مهم وجود خواهد داشت.

### ۳-۲- تخمین برخی پارامترهای عملکردی مهم

در مرحله طراحی مفهومی می بایست یک شناخت تقریبی از عملکرد و مشخصات عملکردی طرح حاصل شود. یکی از مهم ترین پارامترها حداکثر نسبت لیفت به پسا یا درگ و مقدار آن در مراحل مختلف ماموریت می باشد.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \sqrt{\frac{\pi AR_{Wett}}{4 \left(\frac{C_f}{e}\right)}} \quad (7)$$

که در آن  $\overline{C_f}$  میانگین ضریب اصطکاک پوسته<sup>۷</sup>،  $e$  ضریب اوزوالد<sup>۸</sup> و  $AR_{Wett}$  نسبت منطری خیس شده<sup>۹</sup> می باشند.

می شود اول آن که توسط مشتری تحت عنوان ماموریت به صورت یک الزام عنوان شده باشد و دوم این که از اطلاعات پهپادهای هم رده استفاده شود. که در این پژوهش روش دوم شرح داده شده است. رابطه بین وزن برخاست و سایر پارامترها به صورت زیر می باشد.

$$W_{TO} = W_E + W_F + W_{Pl} + W_{tf0} \quad (8)$$

که در آن  $W_{TO}$  وزن برخاست  $W_E$  وزن خالی (که شامل وزن تجهیزات، سامانه ها، سازه، ارايه فرود و سیستم جلو برنده می شود)،  $W_F$  وزن سوخت مورد نیاز،  $W_{Pl}$  وزن محموله و  $W_{tf0}$  وزن سوخت باقی مانده از پرواز قبلی در سیستم سوخت رسانی می باشند.

الگوریتم فرآیند تخمین به این صورت است که برای یک بازه منطقی از وزنهای برخاست، وزن خالی را به دو روش یکی با استفاده از رابطه ۲ و دیگری با استفاده از رابطه ۳ بدست آورده و با هم مورد مقایسه قرار داده می شوند. صحت روند مورد نظر زمانی تایید می شود که اختلاف وزنهای خالی بدست آمده از ۰.۵ درصد وزن سازه تخمین زده شده کوچک تر باشد.

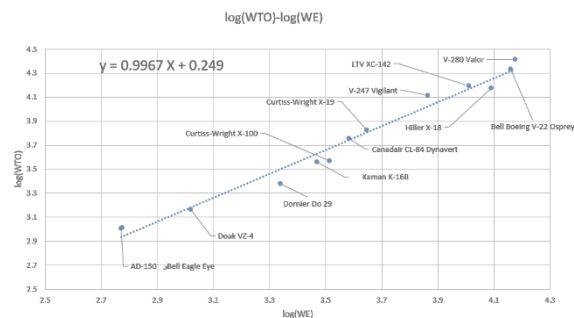
$$W_E = W_{TO} - W_F - W_{Pl} - W_{tf0} \quad (2)$$

$$W_E = 10^{(LOG_{10} W_{TO} - A)/B} \quad (3)$$

$$W_{tf0} = 0.005 W_{TO} \quad (4)$$

$$W_F = (1 - M_{ff}) W_{TO} \quad (5)$$

در روابط بالا A و B به ترتیب عرض از مبدا و شیب خط رگرسیون رسم شده در شکل ۳ می باشند. همچنین  $M_{ff}$  نیز کسری سوخت ماموریت<sup>۵</sup> است.



شکل ۳- نمودار لگاریتمی وزن برخاست بر حسب وزن خالی برای پهپادهای تیلت روتور مشابه و هواپیماهای باربری و شناسایی تیلت روتور

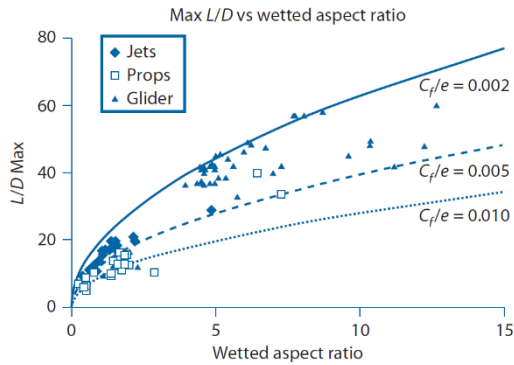
بنابراین برای پهپادهای تیلت روتور با پیشرانه سوختی  $A=0.249$  و  $B=0.9967$  می باشد. لازم به ذکر است که نمودار بر اساس واحد SI تنظیم شده است. در مورد رابطه ۵ تمامی پارامترها در دسترس است به جز کسری سوخت که از رابطه ۶ محاسبه می شود.

$$M_{ff} = \left(\frac{W_1}{W_{TO}} \frac{W_2}{W_1} \dots \frac{W_n}{W_{n-1}}\right) \quad (6)$$

که در واقع شماره مرحله نهایی ماموریت که همان فرود عمودی است می باشد. بسته به نوع ماموریت تعداد پارامترهای رابطه ۶ می تواند متغیر باشد. بنابراین باید ابتدا طرح نقشه ماموریت مشخص شود و سپس

<sup>6</sup> Mass Fractions

<sup>5</sup> Mission Fuel Fraction



شکل ۶- نمودار حداکثر لیفت به درگ بر حسب مساحت خیس شده در ضرایب اصطکاک پوسته مختلف برای انواع پهپادها [12]

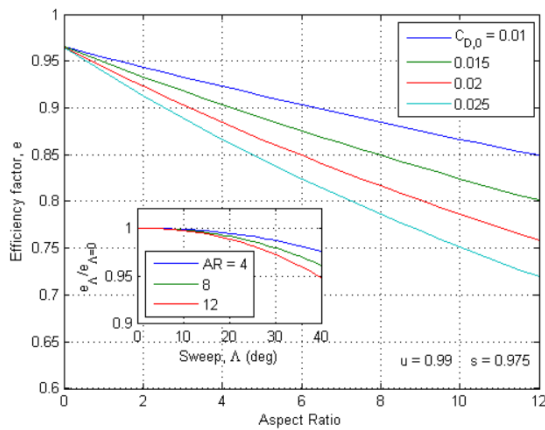
یکی دیگر از نقاط عملکردی مهم بدست آوردن نسبت لیفت به پسایی است که در آن بیشترین مداومت پروازی افقی وجود دارد که نقطه ای است که  $\frac{C_L^3}{C_D}$  مربوط به پهپاد در حداکثر مقدار خود قرار دارد. این پارامتر از رابطه ۱۳ قابل محاسبه است.

$$\left(\frac{C_L^3}{C_D}\right)_{max} = \frac{3^{\frac{3}{4}}(\pi ARE)^{\frac{3}{4}}}{4 C_{D0}^{\frac{1}{4}}} \quad (13)$$

که در آن AR نسبت منطری بال وسیله پرنده است و از رابطه ۱۴ بدست می آید.

$$AR = \frac{b^2}{s} \quad (14)$$

که b دهانه بال و s مساحت مرجع می باشد باید توجه شود قسمتی از بال که در داخل بدنه قرار می گیرد نیز جزوی از این مساحت می باشد.



شکل ۷- نمودار تغییرات ضرایب اوزالده بر حسب نسبت منطری [14]

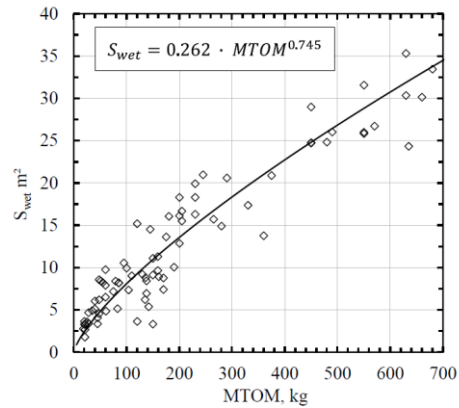
برای بدست آوردن e علاوه بر رابطه ۱۵ از نمودار شکل ۷ نیز می توان به عنوان یک روش جایگزین استفاده کرد.

$$e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64 \quad (15)$$

$$R_{cr} = 375 * \left(\frac{\eta_p}{C_p}\right)_{cr} \left(\frac{L}{D}\right)_{cr} \ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right) \quad (16)$$

$$AR_{Wett} = \frac{b^2}{S_{Wett}} \quad (8)$$

پارامتر b دهانه بال می باشد. نسبت منطری خیس شده با نسبت منطری معمولی متفاوت است و پارامتر  $S_{Wett}$  کل مساحت تحت تاثیر جریان هوا در پهپاد است. برای بدست آوردن مقدار مساحت خیس شده می توان از نمودار شکل ۵ و فرمول ۹ استفاده کرد.



شکل ۵- نمودار بانک اطلاعاتی مساحت های خیس شده پهپادهای مختلف بر حسب حداکثر وزن برخاست [13]

$$S_{Wett} = 0.262 \left(\frac{W_{To}}{g}\right)^{0.745} \quad (9)$$

در بازه جرم های برخاست کوچکتر از ۷۰۰ کیلوگرم امکان استفاده از رابطه ۹ برای محاسبه مساحت خیس شده پهپادهای عمود پرواز وجود دارد. حداکثر مقدار نسبت لیفت به درگ زمانی اتفاق می افتد که ضریب درگ دو برابر ضریب درگ در حالت بدون لیفت باشد و در واقع از ترم درگ ناشی از تولید لیفت صرف نظر کنیم.  $C_{D0}$  درگ ناشی از ابعاد وسیله پرنده یا درگ در لیفت صفر و  $C_{L,Best L/D}$  نیز ضریب لیفت در زمانی است که حداکثر نسبت لیفت به درگ را داریم. که با استفاده از روابط ۱۰ تا ۱۲ قابل محاسبه هستند.

$$L/D_{max} = \frac{C_{L,Best L/D}}{2C_{D0}} \quad (10)$$

$$C_{L,Best L/D} = \sqrt{C_{D0} \pi A R e} \quad (11)$$

$$C_{D0} = \frac{\pi A R e}{4(L/D_{max}^2)} \quad (12)$$

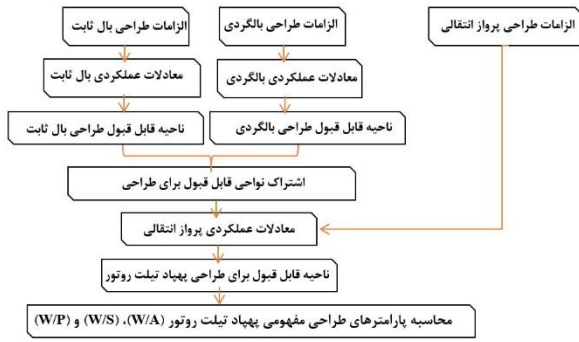
در صورت عدم دسترسی به تمامی پارامترهای مورد نیاز در روابط ۱۰ تا ۱۲ امکان استفاده از نمودار شکل ۶ نیز وجود خواهد داشت به این صورت که با محاسبه ضریب منطری خیس شده، نسبت لیفت به درگ از روی نمودارهای شکل ۶ قابل خوانده شدن می باشد.

<sup>7</sup> Average Coefficient of Skin Friction

<sup>8</sup> Oswald Coefficient

<sup>9</sup> Wetted Aspect Ratio

بالگردها روندی ریاضی برای یافتن روابط بارگذاری بال و بارگذاری قدرت در مراحل مختلف ماموریت پهپادهای عمود پرواز حاصل شده است. به علاوه رابطه‌های مشابه نیز برای محدودیت های فاز پرواز انتقالی توسعه یافته است. زیرا این مرحله از پرواز بسیار مهم است و در حالت ایده آل سعی می‌شود تا بدون کاهش ارتفاع زیاد انجام پذیرد [5].



شکل ۹- روند رسم نمودار تطابق و انتخاب نقطه طراحی و محاسبه پارامترهای طراحی مفهومی [5]

در الگوریتم نمایش داده شده در شکل ۹ مشخص است که شروع کار با تعیین الزامات و صحت سنجی آن‌ها خواهد بود و سپس الزامات پایش شده به ساختار طراحی مفهومی وارد می‌شود که با توجه به ماموریت کلی پیکربندی‌های تیلت روتور در دو فاز پرواز بالگردی و هواپیمایی سازماندهی و فرمول بندی شده است و در نهایت نسبت وزن برخاست به سطح دیسک روتور و سطح بال و همچنین قدرت مورد نیاز مشخص خواهد شد.

جدول ۴- روابط بین بارگذاری بال و بارگذاری قدرت در مراحل پرواز معمولی

|  |      |
|--|------|
| سرعت استال   |      |
| $(W/S) = 0.5\rho_0 V_s^2 C_{Lmax}$   | (۲۰) |
| حداکثر سرعت کروز   |      |
| $\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{\eta_p}{0.5\rho_0 V_s^3 C_{D0} \left[\frac{1}{(W/S)} + \frac{2K}{\rho\sigma_{air} V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right)\right]}$ | (۲۱) |
| حداکثر نرخ صعود  |      |
| $(W/P) = \frac{1}{\eta_p + \left[\frac{1.155}{(L/D)_{max}\eta_p}\right] \sqrt{\frac{2}{\rho_0\sqrt{3C_{D0}/K}} (W/S)}}$  | (۲۲) |
| کروز در سقف پرواز  |      |
| $(W/P) = \frac{\sigma_{air}}{\eta_p + \left[\frac{1.155}{(L/D)_{max}\eta_p}\right] \sqrt{\frac{2}{\rho_c\sqrt{3C_{D0}/K}} (W/S)}}$                             | (۲۳) |

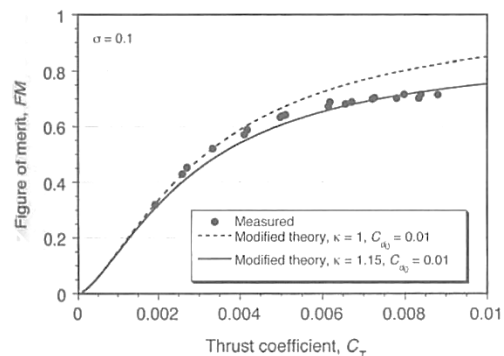
روابط ۲۰ تا ۲۳ که در جدول ۴ مرتب سازی شده‌اند، نشان دهنده رابطه میان W/S یا بارگذاری بال و W/P یا بارگذاری قدرت در مراحل مهم پرواز افقی پهپادها هستند،  $\rho_0$  چگالی هوا در سطح دریا،  $V_s$  سرعت استال مورد نظر و  $C_{Lmax}$  حداکثر مقدار ضریب بالابر می‌باشد. همچنین  $\eta_p$  بازدهی روتورها،  $C_{D0}$  ضریب پسی ذاتی پهپاد،  $\sigma_{air}$  نسبت چگالی هوا در ارتفاع پروازی، که حداکثر میزان سرعت اتفاق می‌افتد به چگالی هوا در

$$E_{Loit} = 375 * \left(\frac{\eta_p}{C_p}\right)_{Loit} \left(\frac{L}{D}\right)_{Loit} \ln\left(\frac{W_5}{W_6}\right) \quad (17)$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cr} = \left(\frac{L}{D}\right)_{max} > \left(\frac{L}{D}\right)_{Loit} = \left(\frac{C_{L^2}}{C_D}\right)_{max} \quad (18)$$

$$V_{cr} \cong V_{Loit} \cong V_{\frac{L}{D}Max} = \sqrt{\frac{2L}{\rho C_{L,Best L/D} S}} \quad (19)$$

روابط ۱۶ و ۱۷ به ترتیب برد پهپاد در حالت کروز و مداومت پروازی پهپاد در زمان گشت زنی هستند. زیرا  $C_i$  برای حالت کروز و  $Loit$  برای گشت زنی استفاده شده است. پارامتر  $C_p$  مصرف سوخت ویژه موتور و  $\eta_p$  بازده ملخ‌ها می‌باشد.



شکل ۸- نمودار ضریب شایستگی روتور اصلی بالگرد بر حسب ضریب نیروی بالابر [15]

بازده ملخ‌ها یا  $\eta_p$  در واقع همان ضریب شایستگی<sup>۱۰</sup> یا به عبارت دیگر FOM روتورها است. این ضریب با استفاده از ضریب بی بعد نیروی بالابر تولیدی توسط روتور و استفاده از نمودار شکل ۸ تخمین زدن می‌شود. نمودارهای موجود در شکل ۸ برای یک روتور با یک ضریب صلبیت  $\sigma$  مشخص از دو روش محاسبات ریاضی و نتایج حاصله از آزمایشات تجربی رسم شده‌اند.

۳-۳- روند محاسبه محدوده مجاز طراحی با استفاده از نمودار تطابق

هواپیماهای تیلت روتور سیستم‌هایی هستند که می‌توانند به هر دو صورت هواپیمای بال ثابت و بالگردها و همچنین در حالتی میان این دو پرواز کنند. هدف نهایی از انجام طراحی مفهومی مشخص شدن قدرت موتور و سطح بال مورد نیاز برای انجام مراحل مختلف ماموریت مورد نظر برای پهپاد عمود پرواز مورد طراحی می‌باشد. یکی از روش‌های یافتن سطح بال و قدرت مورد نیاز استفاده از نمودار تطابق و یافتن دو مشخصه مهم بارگذاری بال<sup>۱۱</sup> یا نسبت مجاز وزن به سطح بال و بارگذاری قدرت<sup>۱۲</sup> یا وزن نسبت به قدرت مورد نیاز می‌باشد که با نماد W/P و W/S نمایش داده می‌شوند. باید توجه شود که W/A یا بارگذاری دیسک روتور همان جایگاه بارگذاری بال را در پروازهای حالت بالگردی خواهد داشت.

در پژوهش انجام گرفته توسط Kamal و همکارانش در سال ۲۰۱۸ با اعمال تغییرات در روابط رایج طراحی مفهومی هواپیماهای بال ثابت و

<sup>10</sup> Figure of merit

<sup>11</sup> Wing Loading

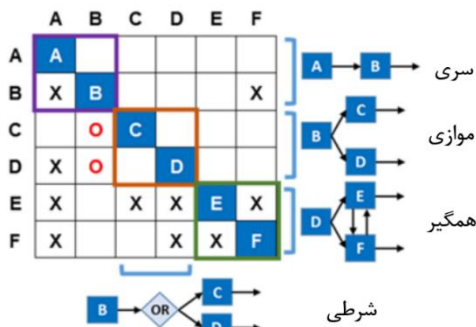
<sup>12</sup> Power Loading

و  $C_{Dp}$  نیز ضریب پسای روتور است. در این پژوهش با تقریب مناسبی  $V_{ye,h}$  برابر  $V_{ye}$  با  $\rho_{c,h}$  برابر با  $\rho_c$  در نظر گرفته شده است.

#### ۴- نتایج استفاده از ماتریس ساختار طراحی

در طراحی یک محصول بخش های مختلفی وجود خواهد داشت که در تعامل و یا در تضاد با یک دیگر هستند. هنر یک طراح مدیریت این فرآیندها، شناسایی کوپلینگ ها و بازخورد هاست. تعاملات بین بخش های مختلف می تواند به صورت تبادل اطلاعات، تبادل انرژی و تبادل فضای فیزیکی باشد. با استفاده از ماتریس ساختار طراحی این توانایی وجود خواهد داشت تا نمایش ساده ای از تعاملات بین المان ها در یک سیستم نمایش داده شود، جریان های کلیدی تبادل و تعاملات بین آن ها مورد شناسایی قرار گیرد.

در اوایل دهه ۹۰ پژوهشگران از روش های ماتریس ساختار طراحی به صورت جدی استفاده کردند. کاربری های ماتریس ساختار طراحی فرایند در ناسا [17] و جنرال موتورز [18] در دهه ۹۰ جزء نخستین استفاده ها از اعمال ماتریس ساختار طراحی به مسائل صنعتی بودند.



شکل ۱۰- انواع مختلف روابط فعالیتی ترتیبی<sup>۱۳</sup>، موازی<sup>۱۴</sup>، همگیر<sup>۱۵</sup> و شرطی<sup>۱۶</sup> در ماتریس ساختار طراحی فرایندی [19]

پیش از تهیه ماتریس ساختار طراحی با استفاده از پارامترها و ارتباطات بین آنها، لازم است که یک قرارداد بابت جهت روابط در نظر گرفته شود. در این پژوهش ماتریس با قرارداد IR/FAD تهیه شده است. بدین ترتیب عضوی که در سطر قرار گرفته از عضوی که در یک ستون از ماتریس واقع شده است، اطلاعات دریافت می کند.

در نمایش ماتریس ساختار طراحی از علامت X و یا ۱ استفاده می شود. که وجود ۱ و X در پایین خط قطر اصلی ماتریس نشان دهنده مسیر پیش خور feed forward و وجود آن ها در بالای این خط نشان دهنده مسیر پسخور feedback است. علاقه ما بیشتر به داشتن مسیرهای پیش خور است چرا که باعث کاهش هزینه و روند سریع پروژه می شوند. در واقع المان های افقی خروجی ها و المان های عمودی ماتریس ورودی های سیستم هستند.

در شکل ۱۰ انواع روابط قابل نمایش در ماتریس ساختار طراحی شرح داده شده است. این روابط به صورت کلی به چهار دسته سری، موازی،

سطح دریا،  $V_{max}$  حداکثر سرعت روبه جلو، AR نسبت منطری بال و e ضریب اوزوالد بال پهپاد می باشند. ضریب k که در روابط ۲۱ تا ۲۳ در روابط استفاده شده است، از رابطه ۲۴ قابل محاسبه خواهد بود.

$$K = 1/(\pi e AR) \quad (24)$$

منظور از پارامتر  $V_y$  در رابطه ۲۲ نرخ صعود مورد نظر در حالت بال ثابت و  $V_{y,c}$  در رابطه ۲۳ نرخ صعود در سقف پرواز پهپاد می باشد. در این پژوهش، سقف مطلق پرواز هم ارز با سقف سرویس در نظر گرفته شده است. معمولاً نرخ صعود در سقف سرویس هواپیماهایی که در رژیم پروازی فرو صوتی پرواز می کنند  $V_{y,c} = 0.5 \text{ m/s}$  است [16].

در روابط ۲۵ تا ۲۸ که در جدول ۵ مرتب سازی شده اند و مربوط به مراحل مختلف پرواز عمودی هستند، بارگذاری  $DL=W/A$  دیسک روتور و  $PL=W/P$  بارگذاری قدرت می باشند. بارگذاری بال یا  $W/S$  در این روابط برابر با مقدار آن در حالت استال که از رابطه ۲۰ حاصل می شود، خواهد بود. همچنین  $\eta_{tr}$  بازده سیستم انتقال قدرت،  $V_{y,rot}$  سرعت شعاعی روتور و  $V_{tip}$  نیز سرعت نوک پره های روتورها هستند، دو پارامتر دیگر که مقدار آن ها دارای اهمیت است،  $f_p$  و  $f_w$  می باشند که از روابط ۲۹ و ۳۰ قابل محاسبه هستند.

#### جدول ۵- روابط بین بارگذاری دیسک روتور و بارگذاری قدرت در مراحل پرواز

| عمودی  |      |
|--|------|
| پرواز ایستایی  |      |
| $PL = F_o M \sqrt{\frac{2\rho}{DL}}$   | (۲۵) |
| صعود عمودی   |      |
| $PL = \frac{\eta_{tr}}{\left[ \frac{f_p V_{y,rot}^2 + \frac{W}{S}}{(\frac{W}{S}) - f_w DL} \right] + k_i \sqrt{\left(\frac{V_{y,rot}}{2}\right)^2 + \frac{DL}{2\rho_0} \left[\frac{f_p V_{y,rot}^2 + \frac{W}{S}}{(\frac{W}{S}) - f_w DL}\right]} + \frac{\rho_0 V_{tip}^3}{DL} \left(\frac{\sigma_{cd}}{8}\right)}$   | (۲۶) |
| سقف پرواز ایستایی  |      |
| $PL = \frac{\eta_{tr} \sigma_{air}}{\left[ \frac{(2-k_i)}{2} V_{y,c,h} \right] + k_i \sqrt{\left(\frac{V_{y,c,h}}{2}\right)^2 + \frac{DL}{2\rho_{c,h}} \left[\frac{W}{S} - f_w DL\right]} + \frac{\rho_{c,h} V_{tip}^3}{DL} \left(\frac{\sigma_{cd}}{8}\right)}$   | (۲۷) |
| پرواز انتقالی  |      |
| $PL = \frac{1}{\left[ \frac{k_i}{\sin(\theta_{tit})} \sqrt{\frac{-V_{\infty}^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_{\infty}^2}{2}\right)^2 + \left(\frac{DL}{2\rho \sin(\theta_{tit})}\right)^2}} + \frac{\rho V_{tip}^3}{DL} \left(\frac{\sigma_{cd}}{8}\right) (1 + 4.6\mu^2) + 0.5\rho_0 V_{\infty}^3 C_{D0} \frac{1}{(W/S)} + \frac{2K}{\rho_0 V_{\infty}} (W/S) \right]}$ | (۲۸) |

که

$$f_p = 0.5\rho_0 k_p C_{D,p} \quad (29)$$

$$f_w = 0.7k_{wet} \quad (30)$$

که  $k_p$  نسبت سطح کل پهپاد که در صفحه افقی تصویر شده است به سطح بال،  $k_{wet}$  نسبت مساحت زیر جریان ریزشی روتورها به سطح بال

<sup>13</sup> Sequential  
<sup>14</sup> Parallel  
<sup>15</sup> Coupled  
<sup>16</sup> Conditional

به صورت کلی روند طراحی مفهومی پیشنهادی دارای سه حلقه اصلی تخمین وزن، محاسبات مولفه‌های عملکردی و صحت سنجی پایانی می‌باشد. جهت اعتبار سنجی الگوریتم پیشنهادی روند طراحی مفهومی یک پهپاد هدف تیلت روتور در ادامه انجام شده است.

۴-۱- نتایج الگوریتم طراحی مفهومی پهپاد تیلت روتور

قدم اول در روند پیشنهادی مشخص شدن ماموریت و الزامات مشخص شده است. بنابراین، پهپاد AD-150 به عنوان هدف انتخاب گردید. مشخصات پهپاد هدف انتخاب شده در جدول ۶ شرح داده شده است.

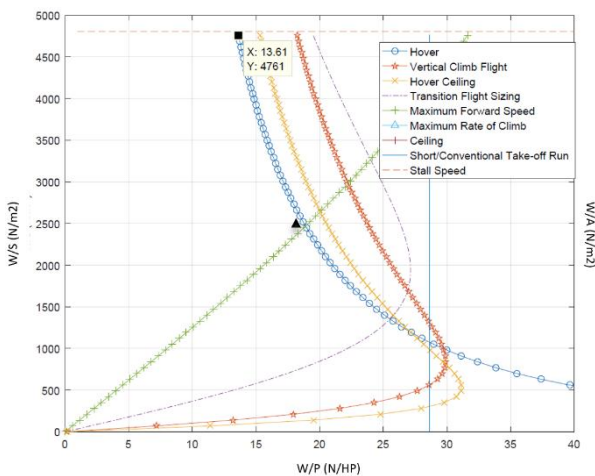
جدول ۶- مشخصات کلی پهپاد هدف

| نام                           | AD-150  |
|-------------------------------|---------|
| وزن برخاست (کیلوگرم)          | ۱۰۲۰.۵۸ |
| وزن خالی (کیلوگرم)            | ۵۹۳.۷۸  |
| برد (کیلومتر)                 | ۳۰۰     |
| حداکثر سرعت (کیلومتر بر ساعت) | ۵۲۰     |
| سقف پروازی (متر)              | ۶۱۰۰    |
| دهانه بال (متر)               | ۵.۳۴    |
| موتور                         | PT6A-34 |



تصویر

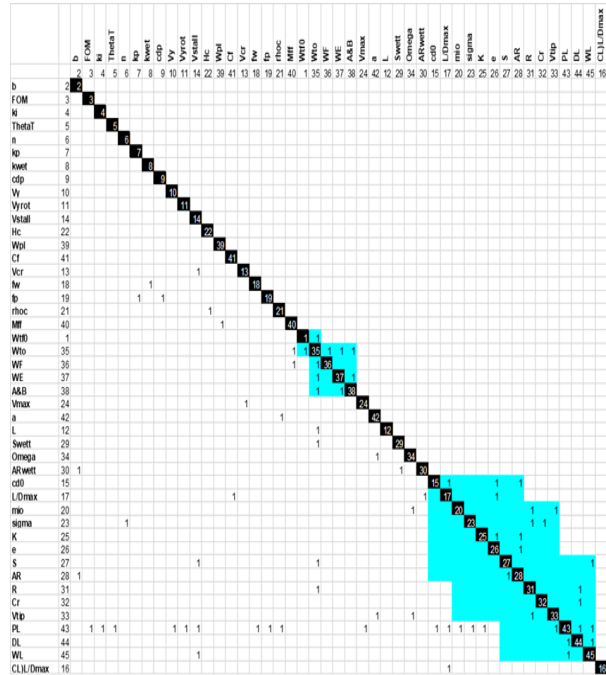
نمودار تطابق نشان دهنده محدودیت‌های عملکردی مورد نیاز و یا الزامات مشخص شده توسط مشتری در سه حالت پرواز بالگردی، انتقالی و بال ثابت است. نمودار حاصله برای پهپاد هدف انتخاب شده در شکل ۱۳ مشخص شده است.



شکل ۱۳- نمودار تطابق حاصله برای پهپاد هدف

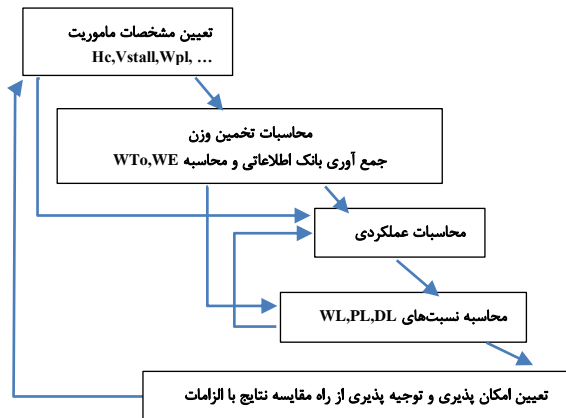
دو نقطه طراحی برای پهپادهای تیلت روتور در نمودار تطابق قابل انتخاب است که نقطه اصلی و بهینه با توجه به اولویت‌های عملکردی مدنظر مشتری در دو حالت یکی ابعاد کوچک‌تر و موتور قوی‌تر و دیگری حالت ابعاد

همگیر و شرطی تقسیم می‌شوند. از میان روابط ممکنه همگیرها دارای اهمیت فراوانی هستند زیرا کثرت این روابط نشان دهنده هزینه بالای روند می‌باشد زیرا این روابط در واقع حلقه‌های طراحی هستند و هرچه تعداد آن‌ها کم‌تر باشد روندی بهینه‌تر وجود خواهد داشت.



شکل ۱۱- ماتریس ساختار طراحی روند طراحی مفهومی یک پهپاد شناسایی تیلت روتور

با استفاده از روابط حاکمه ۴۵ مولفه پر اهمیت در روند طراحی مفهومی پهپادهای تیلت روتور شناسایی شده است و توسط نرم افزار DSM\_Program یک ماتریس ساختار طراحی برای روند طراحی مفهومی یک پهپاد شناسایی تیلت روتور در شکل ۱۱ بدست آمده است که در بهینه ترین حالت خود قرار دارد. با استفاده از ماتریس حاصله توانایی دست یابی به روندی آشناری جهت انجام محاسبات و تشخیص حلقه‌ها و چالش‌های موجود در طراحی مفهومی پهپادهای تیلت روتور وجود دارد. این روند پیشنهادی در شکل ۱۲ قابل مشاهده است.



شکل ۱۲- روند کلی طراحی مفهومی پهپادهای تیلت روتور به صورت آشناری

۶- مراجع

- [1] Rutherford, J; Bass, S; Thompson, T, "Fixed-wing performance predictions of the canard rotor/wing concept based on wind tunnel test results.," in In 13th Applied Aerodynamics Conference, Arizona, 1995.
- [2] Armutcuoglu, Ozlem ; Kavsoglu, Mehmet Serif ; Tekinalp, Ozan, "Tilt Duct Vertical Takeoff and Landing Uninhabited Aerial Vehicle Concept Design Study," AIRCRAFT, vol. 41, p. 2, March–April 2004.
- [3] Kosari, Amirreze; Dolatabadi , Marzieh; Sanii , Foad; Asadi , Fatemeh, "A new systematic approach in UAV design analysis based on SDSM method. ," Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering, 2013.
- [4] Jaeger, M; Adair, D, "Conceptual design of a high-endurance hybrid electric unmanned aerial vehicle. ," Materials Today, vol. 4, no. Proceedings, pp. 4458-4468, 2017.
- [5] Kamal, A; Ramirez-Serrano, A, "Development of a preliminary design methodology for transitional UAV. ," in In 2018 AIAA Aerospace Sciences, 2018.
- [6] Hassanalian, M; Salazar, R; Abdelkefi, A, "Conceptual design and optimization of a tilt-rotor micro air vehicle. ," Chinese Journal of Aeronautics, vol. 32, pp. 369-381, 2019.
- [7] Kamal, Ashraf; Ramirez-Serrano, Alex, "Systematic approach to conceptual design selection for hybrid UAVs using structured design methods.," AIAA Scitech 2019 Forum., 2019.
- [8] A. Kamal and A. Ramirez-Serrano, "Conceptual design of a highly-maneuverable transitional VTOL UAV with new maneuver and control capabilities," AIAA Scitech 2020 Forum, 2020.
- [9] Kim, Myung Jae; Lee, Myeong Kyu, "Conceptual Design and Study on the Performance Enhancement of Tilt Rotor UAV for Disaster and Policing Operation.," Journal of Aerospace System Engineering, vol. 15, pp. 40-46, 2021.
- [10] Kankanawadi, Nehal, "Conceptual design of a fixed wing vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle.," in AIP Conference Proceedings, 2021.
- [11] Banal; Lemuel , F; Aristotle ; Ubando, T, "Fuzzy programming approach to UAV preliminary sizing," in International Conference on Humanoid, Nanotechnology Information Technology, Communication and Control, Environment and Management (HNICEM),, 2015.
- [12] Gundlach, Jay,; Designing unmanned aircraft systems: a comprehensive approach., Vol. 34. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [13] Götten, F, "Full Configuration Drag Estimation of Small-to-Medium Range UAVs and its Impact on Initial Sizing Optimization.," Deutscher Luftund Raumfahrtkongress, 2020.
- [14] [Online]. Available: <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/38800-oswaldefficiency-oswaldefficiency>.
- [15] Leishman, J G., Principles of Helicopter Aerodynamics, 2006.
- [16] Sadraey, M. H., Aircraft design : a systems engineering approach, Wiley, 2012.
- [17] Rogers, J., "DeMAID/GA-An enhanced design manager's aid for intelligent decomposition.," Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 1996.
- [18] S. Eppinger, "A model-based method for organizing tasks in product development.," Research in engineering design , 1994.
- [19] Boudouh, Toufik ; Bendada, Larbi, "Product development process improvement: A review of Design Structure Matrix methods," in MATEC , 2017.

بزرگتر با موتور ضعیفتر انتخاب خواهد شد. هر چند که معمولاً موتور ضعیفتر در اولویت قرار دارد. اما در مورد ماموریت‌های جاسوسی و یا شناسایی ترجیح به ابعاد کوچکتر می‌باشد.

جدول ۷- مقایسه نتایج حاصله از نمودار تطابق با پهباد هدف

| هدف                                   | بهینه  | ابعاد بزرگتر | قدرت بیشتر |  |
|---------------------------------------|--------|--------------|------------|--|
| بارگذاری قدرت W/P (N/HP)              | ۱۴.۲۸  | ۱۸.۵         | ۱۳.۶۱      |  |
| بارگذاری بال W/P (N/m <sup>2</sup> )  | ۴۵۰۲.۳ | ۲۵۰۰         | ۴۷۶۱       |  |
| بارگذاری دیسک W/P (N/m <sup>2</sup> ) | ۴۵۰۲.۳ | ۲۵۰۰         | ۴۷۶۱       |  |
| قدرت موتور HP                         | ۷۰۰    | ۵۴۰          | ۷۳۵        |  |
| مساحت بال m <sup>2</sup>              | ۲.۲۱۶  | ۴            | ۲.۱        |  |
| شعاع پرها m                           | ۰.۵۹۴  | ۰.۸          | ۰.۵۷۸      |  |

اطلاعات بدست آمده از نمودار تطابق و داده‌های طراحی پهباد هدف در جدول ۷ مرتب سازی شده است. با استفاده از اطلاعات پهباد هدف و دو نقطه طراحی مشخص شده یک نقطه طراحی بهینه محاسبه شده است. با استفاده از این نقطه بهینه شده توانایی ساخت پهبادی مناسب تر جهت انجام ماموریت‌های شناسایی وجود خواهد داشت. همانطور که در جدول ۷ مشخص شده است با استفاده از نقطه طراحی بهینه پهبادی وجود خواهد داشت که نسبت نوع مشابه خود دارای بال و روتور کوچکتر و موتور کم قدرتتری می‌باشد. مزایای استفاده از موتور با قدرت کمتر در هزینه تمام شده پهباد و مزیت کوچکتر شدن ابعاد در افزایش توانایی رادار گریزی پهباد می‌باشد.

۵- جمع‌بندی و نتیجه گیری

به صورت کلی در این پژوهش تلاش شده است تا با استفاده از روش ماتریس ساختار طراحی روندی بهینه جهت انجام این قسمت از طراحی پهبادهای عمود پرواز ارائه شود. با توجه به بررسی انواع پیکربندی‌های پهبادهای عمود پرواز در انجام یک عملیات شناسایی، ساختار تیلت روتور به عنوان مناسب ترین پیکربندی انتخاب شده است. پس از مشخص شدن پیکربندی روابط و مولفه‌های مهم در طراحی پهبادهای تیلت روتور جمع آوری شده و سپس با انجام اولویت‌بندی پارامترهای طراحی مفهومی پهبادهای تیلت روتور و بررسی ارتباط بین آن‌ها در ماتریس ساختار طراحی یک روند بهینه جهت انجام فرآیند طراحی مفهومی پهبادهای عمود پرواز با ماموریت شناسایی حاصل گردید. به صورت کلی فرآیند طراحی به سه بخش اصلی طراحی مفهومی، طراحی اولیه و طراحی جزئیات تقسیم بندی می‌شود و پس از آن مراحل مانند ساخت مدل اولیه و انجام تست‌های عملکردی و قابلیت اطمینان شروع خواهد شد. که هر کدام از این بخش‌ها قابل برگشت به مراحل قبل و اعمال اصلاحات می‌باشد. استفاده از ماتریس ساختار طراحی جهت ساختار بندی مراحل بعدی طراحی پهبادهای عمود پرواز و مشخص کردن حلقه‌ها و چالش‌های کلیدی موجود از طراحی مفهومی تا مراحل انتهایی ساخت محصول می‌تواند به عنوان اهداف آینده در پژوهش‌های آتی مورد توجه قرار گیرد.