

## ارایه روش طراحی مفهومی هواپیما بر پایه روش راسکام و کاربرد آن برای طراحی یک هواپیمای بدون سرنشین UAV

مهرانعلی عزیزی ارومیه<sup>۱</sup>، حسام صالحی پور<sup>۲</sup>، سیما فرضی<sup>۳</sup>  
Mehranali1@yahoo.com

### چکیده

در این مقاله، یک هواپیمای بدون سرنشین (UAV) به کمک روشی جدید طراحی گردیده است. طراحی این هواپیمای بدون سرنشین بر سقف حمل بار چهار کیلوگرم در ارتفاع حداکثر ۲۵۰۰ متری و با سرعت کروز حداکثر ۱۲۰ کیلومتر بر ساعت در سطح دریا و تداوم پروازی حداکثر ۶۰ دقیقه انجام پذیرفته است. بر این اساس پیکربندی طرح این هواپیمای UAV که بیشتر با اهداف گشتی، شناسایی و اطلاعاتی می‌باشد، انجام گرفته و در پایان پارامترهای طراحی به همراه سه نمای هواپیما ارائه شده است.

### کلیدواژه:

طراحی هواپیما- هواپیمای بدون سرنشین- روش طراحی- هواپیمای گشتی- شناسایی- راسکام

۱- دانشجوی دکتری مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی اصفهان

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی اصفهان



می‌یابد. بطور مثال اگر خطا بیشتر از ۰/۵٪ باشد، مراحل سوم تا ششم مجدداً تکرار می‌شوند. این روند به‌طور خلاصه در جدول زیر ارائه شده‌است. ملاحظه می‌گردد سطر سوم جدول معیار را رعایت می‌نماید. نتایج تخمین وزن به‌صورت زیر خلاصه می‌گردد.

$$W_{TO} = 21.5(\text{lb})$$

$$W_E = 11.786(\text{lb})$$

$$W_F = 0.914$$

#### ۴- بررسی حساسیت

بعد از انجام محاسبات مربوط به تخمین وزن، با توجه تقریبی بودن بعضی از کمیت‌های به‌کار برده شده و متغیر بودن آن‌ها، می‌توان چگونگی تغییر وزن برخاست را نسبت به تغییر هر یک از این پارامترها محاسبه نمود. محاسبه حساسیت نتایج زیر را در پی خواهد داشت.

- تعیین پارامترهایی که بر طراحی حاکم هستند.
  - تعیین نیاز به تغییر تکنولوژی برای طراحی هواپیما برای جوابگویی به نیاز مورد نظر.
- تأثیر پارامترهای مختلف در آنالیز حساسیت مطابق جدول زیر خلاصه می‌گردد.

#### ۵- دیاگرام سازگاری

##### ۵-۱- تخمین سطح بال و قدرت موتور

در این جا شش معیار مختلف در نظر گرفته شده و اندازه‌سازی‌های مربوطه برای هواپیما انجام شده‌است. منحنی‌های به‌دست آمده در matching diagram در قسمت آخر آورده شده‌است.

معیارهای مورد نظر عبارتند از [۱]:

##### ۵-۲- سرعت استال:

سرعت استال در حالت موتور خاموش از رابطه زیر به‌دست می‌آید:

$$V_s = \{2(w/s)_{TO} / \rho c_{l\max}\}^{1/2} \quad (12)$$

$$(w/s)_{TO} = 1/2 \rho V_s^2 c_{l\max}$$

حداکثر مقدار مجاز سرعت استال در ارتفاع میدان پروازی برای هواپیما به میزان زیر در نظر گرفته شده‌است:

$$V_{STO} = 25(\text{ft/s}) \quad (13)$$

با این فرض که این هواپیما از بام ایران یعنی شهرکرد در ارتفاع ۶۰۰۰ فوت بالای سطح دریا بخواهد از روی زمین بلند شود. مقدار P بدین صورت حاصل می‌گردد.

جدول (۱): نسبت های وزنی هواپیما

نسبت وزن ابتدا به انتهای فاز	وزن انتهایی فاز	وزن ابتدای فاز	فاز	
0.998	W <sub>1</sub>	W <sub>TO</sub>	Engine start and warm up	1
0.998	W <sub>2</sub>	W <sub>1</sub>	Taxi	2
0.998	W <sub>3</sub>	W <sub>2</sub>	Takeoff	3
0.995	W <sub>4</sub>	W <sub>3</sub>	Climb and Acceleration	4
0.998	W <sub>5</sub>	W <sub>4</sub>	Cruise	5
0.989	W <sub>6</sub>	W <sub>5</sub>	Loiter	6
0.995	W <sub>7</sub>	W <sub>6</sub>	Descent	7
0.995	W <sub>8</sub>	W <sub>7</sub>	Landing, Taxi and Shutdown	8

#### ۳-۴- مرحله چهارم:

محاسبه یک مقدار آزمایشی برای وزن خالی عملیاتی:

$$W_{OE_{tent}} = W_{TO_{guess}} - W_F - W_{PI} \quad (7)$$

#### ۳-۵- مرحله پنجم:

محاسبه یک مقدار آزمایشی برای وزن خالی

$$W_{E_{tent}} = W_{OE_{tent}} - W_{TFO} - W_{crew} \quad (8)$$

براساس ماموریت، هواپیما بدون سرنشین می‌باشد، بنابراین

$$W_{crew} = 0$$

و همچنین با توجه به بانک اطلاعاتی در مورد ابعاد هواپیماهای بانک اطلاعاتی می‌توان استنباط نمود

$$W_{TFO} \approx 0$$

$$W_E = W_{OE} = W_{TO} - W_F - W_{PI} \quad (9)$$

$$W_E = 21.5 - 1.063 - 8.8 = 15.137(\text{lb})$$

#### ۳-۶- مرحله ششم:

در این جا رابطه تکنولوژی وزن خالی و وزن برخاست، با توجه به کلیه هواپیماهای خانواده UAV در وزن برخاست کمتر از 1000(lb) به‌صورت رابطه لگاریتمی به‌صورت برازش منحنی از اطلاعات موجود به‌دست آمده‌است. بنابراین می‌توان وزن خالی را با داشتن وزن برخاست محاسبه نمود.

$$\text{Log}_{10}(W_{TO}) = B \times \text{Log}_{10}(W_E) + A$$

در این رابطه مقادیر A و B توسط تعیین معادله خط برازش شده در صفحه لگاریتم وزن برخاست برحسب لگاریتم وزن خالی هواپیماهای بدون سرنشین در محدوده مورد نظر به‌دست آمده‌است.

#### ۳-۷- مرحله هفتم:

در این جا با مقایسه مقدار وزن خالی آزمایشی و وزن خالی محاسبه شده در مرحله ششم و در نظر گرفتن یک معیار خطا کار ادامه

دهی شده است:

$$C/\max_{10} = 1.8 \cdot 0.2 \cdot 2.2 \quad (17)$$

۵-۴- سرعت کروز:

برای عملکرد سرعت کروز مناسب رابطه زیر برقرار است.

$$(w/p)_{cr} = (w/s) / (\sigma * I_p^3) \quad (18)$$

$$I_p = \text{power index}$$

$$I_p = aV_{cr} + b$$

رابطه خطی زیر بین  $V_{cr}$  و  $I_p$  برقرار است:

$$I_p = 0.0057 V_{cr} + 0.0286 \quad (19)$$

$$V_{cr} = 120 \text{ km/h} = 74.58 \text{ mph}$$

نکته حائز اهمیت تغییر از فضای سیر به فضای Take-off است چرا که بایستی تصمیم‌گیری درباره سطح بال و قدرت موتور در فضای Take off صورت پذیرد. این مساله توسط روابط زیر رعایت می‌شود:

$$(w/s)_{to} = (w/p)_{cr} / (P_{to} / P_{cr} * w_{cr} / w_{to}) \quad (20)$$

$$P_{cr} / P_{to} = 0.75$$

۵-۵- مانور دهی:

برای الزام مانوردهی روابط زیر حاکم است:

$$\left(\frac{T}{W}\right) = \frac{\bar{q} C_{D0}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{to}} + \frac{\left(\frac{W}{S}\right) (n_{max})^2}{\pi A e q} \quad (21)$$

نکته شایان ذکر آن است که برای هواپیماهای ملخی باید  $(T/W)$  به  $(W/P)$  تبدیل شود.

رابطه خطی بین  $P$  و  $T$  به صورت زیر می‌باشد:

$$T = 2.8571 \times P$$

$$\Rightarrow \left(\frac{W}{P}\right) = \frac{2.8571}{\left(\frac{T}{W}\right)}$$

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V_{manu}^2$$

$$V_{manu} = 100 \text{ (km/h)} = 62.14 \text{ (mph)}$$

$$V_{cruise} = 120 \text{ (km/h)} \quad V_{loiter} = 80 \text{ (km/h)}$$

$$V_{loiter} < V_{manu} = 100 \text{ (km/h)} < V_{cruise}$$

به دلیل اینکه هواپیما نیاز به شتاب بالا و شعاع دوران خیلی کم

$$\rho = 0.01988 \text{ (slug/ft}^3\text{)} \quad (14)$$

با مقدار دهی به  $(C_{L_{max}} = 1.8 : 0.2 : 2.2) C_{L_{max}}$  می‌توان به مقادیر  $\left(\frac{W}{S}\right)_{to}$  دست یافت.

۵-۳- محوطه‌ی برخاست:

اگرچه طبق مأموریت انتخابی برای Take-Off از لانچر استفاده شده است اما جهت برآورد امکان برخاست و نشست از روی باند، معادلات لازم برای Take-Off با استاندارد FAR 23 برای هواپیمای مورد طراحی در نظر گرفته شده است.

با در نظر گرفتن شرایط پرتاب از زمین ناهموار  $S_{to} = 20 \text{ (m)}$  در نظر گرفته شد تا معیار ذکر شده رعایت شود.

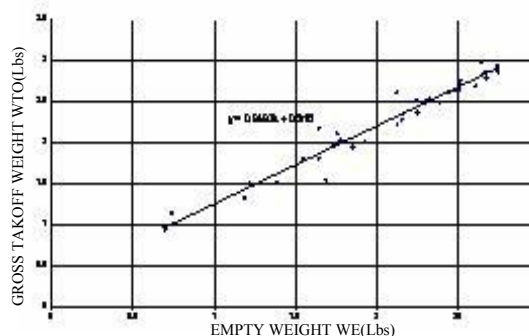
$$S_{to} = 8.134 \times TOP_{23} + 0.0149 \times TOP_{23}^2 \quad (15)$$

$TOP_{23}$ : Take Off Parameter

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{to} = \frac{TOP_{23} \times \sigma \times C_{L(\max)_{to}}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{to}}$$

$\sigma$  با توجه به ارتفاع پروازی ۲۰۰۰ متر از سطح دریا انتخاب شده است.

$$\sigma = 0.8217 \quad (16)$$



شکل (۳): منحنی تکنولوژی هواپیما

جدول (۲): مقادیر به دست آمده در مراحل تخمین وزن

مرحله	$W_{to}$ (lb)	$W_f$ (lb)	$W_{E_{max}}$ (lb)	$W_E$ (lb)	درصد خطا (%)
1	25	1.063	15.137	13.780	9
2	21	0.893	11.469	11.308	1.4
3	21.5	0.935	11.786	11.756	0.2

و  $C/\max_{10}$  طبق جدول (۱ و ۲) از مرجع [۱] به صوت زیر مقدار

$$(C_l^{3/2}/C_d)_{\max} = 1.3464^{3/4} / C_{d0}^{1/4}$$

که در آن  $A$ ،  $e$  و  $C_{D0}$  مشخص شده‌اند و همانند قسمت پلاردرگ در نظر گرفته می‌شود نهایتاً با عددگذاری از این طریق خواهیم داشت:

$$(C_l^{3/2}/C_d)_{\max} = 11.712$$

که این مقدار تخمین اولیه‌ای برای محاسبات این قسمت می‌باشد.  
۲. طبق منحنی  $(C_L - C_L^{3/2}/C_D)$  رسم شده در مرحله پلاردرگ، نقطه ماکزیمم این منحنی  $(C_L^{3/2}/C_D)_{\max}$  در همین مقدار قرار گرفته است.

### ۶- تخمین پلاردرگ ( Drag polar ) در سرعت‌های کم

هدف در این قسمت رسم نمودارهای  $(C_l - C_D)$  و  $(C_l^{3/2} - C_D)$  و  $(C_l - l/D)$  است. با فرض یک نمودار سهمی شکل، رابطه ضریب درگ با ضریب لیفت به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$c_D = c_{D0} + \Delta c_{D0} + c_l^2 / \pi A e$$

۱-۶ محاسبه  $C_{D0}$ :

$$c_{D0} = f / s$$

$$\log_{10} f = a + b * \log_{10} S_{wet}$$

به دلیل در اختیار بودن تکنولوژی ساخت متوسط به نظر می‌رسد که مقدار 0.009 برای  $c_f$  معقول باشد:

$$c_f = 0.009$$

$$\Rightarrow a = -2.0458, b = 1.0000$$

$$\Rightarrow \log_{10} f = -2.0458 + 1.0000 \times \log_{10} S_{wet}$$

$S_{wet}$  از رابطه روبرو به دست می‌آید [۱]:

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{to}$$

$$c = 1.236$$

$$d = 0.4319$$

$$\Rightarrow \log_{10} S_{wet} = 1.236 + 0.4319 \log_{10} W_{to}$$

### ۲-۶ محاسبه $\Delta C_{D0}$ :

به دلیل عدم محدودیت هواپیمای مورد طراحی طبق ماموریت، در برخاست و نشست، ارایه فرودی برای آن در نظر گرفته نشد. برای وضعیتی که از فلپ استفاده نشود داریم:

$$\Delta C_{D0} = \Delta C_{D0} |_{clean} = 0$$

ندارد، لذا در نظر گرفته می‌شود حداقل با شعاع دوران حدود ۴۰ تا ۵۰ متر و شتاب حدود ۲g مانور بدهد بنابراین  $V_{manu}$  انتخاب معقولی می‌باشد. طبق روش گفته شده در پلاردرگ  $C_{D0} = \frac{f}{s}$  می‌باشد که در رابطه مانور دخالت دارد.

$$\rho = 0.00179$$

در ارتفاع سقف پروازی

$$A (\text{Aspect ratio}) = 9$$

فرض اولیه مطابق با بانک اطلاعاتی

تغییرات  $n_{\max}$  از ۱ تا ۳ انتخاب شده است.

### ۵-۶ نرخ شیب صعود

برای برآورده ساختن این قسمت از استاندارد FAR 23-65 استفاده شده است. بنابراین خواهیم داشت:

$$(W/P)_{c_{limb}} = \frac{18.97 \eta_p \sigma^{0.5}}{\sqrt{(W/S)_{c_l}} \times CGRP}$$

$$CGRP = CGR + \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{c_{limb}}} \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}}$$

$$CGR (\text{Climb gradient}) = 1/12$$

به دلیل کم بودن زاویه صعود  $(\text{tg}^{-1}(1/12))$  می‌توان از پارامترهای مربوط به فاز cruise برای مرحله climb استفاده کرد.

$$(C_L)_{c_{limb}} = (C_L)_{cruise} = (C_L)_{clean \text{ at cruise}}$$

$$(C_L)_{\max, \text{cruise}} = \frac{1.6}{6}$$

مقدار  $(L/D)_{\max}$  در فاز صعود برابر  $(L/D)_{\max}$  در فاز کروز در نظر گرفته شده است.

$$(L/D)_{c_{limb}} = (L/D)_{cruise} = 10$$

نکته قابل توجه تغییر فضایی است که باید از Climb به Take-off صورت گیرد.

$$(w/p)_{to} = (w/p)_{c_{limb}} * (p_{c_{limb}} / p_{to}) / (w_{c_{limb}} / w_{to})$$

$$p_{c_{limb}} / p_{to} = 0.75$$

$$w_{c_{limb}} / w_{to} = 0.989$$

### ۵-۷ نرخ صعود

$$(WP)_{c_{limb}} = \eta_p / (RCP + [(\sqrt{(WS)_{c_{limb}}}) / (19 C_l^{3/2} / C_d * \sqrt{\sigma})])$$

$$RCP = 30 \cdot RC (\text{rate of climb})$$

$$RCP (\text{rate of climb parameter}) = RC / 33000$$

$$\eta_p = 0.75$$

$$\sigma = 0.8217$$

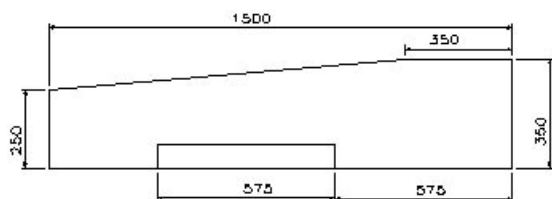
$C_l^{3/2}/C_D$  این کمیت با توجه به موارد زیر به دست آمده است:

۱. با استفاده از معادله‌ی زیر:

باید مقادیر پارامترهای ذکر شده در فازهای مختلف طراحی با همدیگر همخوانی داشته باشند. به طور مثال  $\left(\frac{L}{D}\right)_{Lr}$  و  $\frac{L}{D}$  باید با مقادیر در نظر گرفته شده در فازهای تخمین پلار درگ و تخمین وزن مطابقت داشته باشند. این مساله باید رعایت گردد و در صورت عدم تطابق حلقه‌های طراحی روی ایرفویل تکرار شود.

### ۸- تعیین سطوح آمپناژ

برای به دست آوردن سطوح دم افقی و عمودی از  $\bar{V}method$  استفاده شد [۱]. با استفاده از تصاویر هواپیماهای بانک اطلاعاتی برای هر کدام سطح بال  $S_{wing}$ ،  $\bar{C}_{wing}$ ،  $\bar{C}_{wing}$ ، سطح دم عمودی  $S_V$  و فاصله آن از بال  $l_V$ ، سطح دم افقی  $S_H$  و فاصله آن از بال  $l_H$  تقریب زده شد. در نهایت برای هر یک  $\bar{V}_V$  و  $\bar{V}_H$  محاسبه می‌شود. یک نمونه از محاسبات برای هواپیمای NRIST W-30 در زیر آورده شده است:

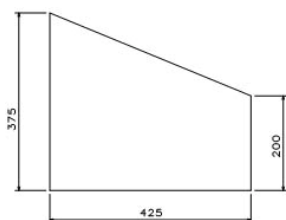


$$[S_{wing} = 9350(\text{cm}^2)] \cdot \bar{C}_{wing} = 31(\text{cm})$$



$$\bar{S}_H = 1718.7(\text{cm}^2) \cdot l_H = 96.88(\text{cm})$$

$$\bar{V}_H = \frac{S_H \times l_H}{S_{wing} \times \bar{C}_{wing}} = 0.6$$



$$S_V = 2443.75(\text{cm}^2) \cdot l_V = 105.98(\text{cm})$$

$$\bar{V}_V = \frac{S_V \times l_V}{b_{wing} \times \bar{C}_{wing}} = 0.09$$

مقدار A با توجه به هواپیماهای مشابه در ابتدای طراحی، ۹ انتخاب گردید. اما به دلیل انطباق L/D به دست آمده از منحنی پلاردرگ با L/D فرض شده در تخمین وزن در سیکل طراحی نهایتاً مقدار 8 برای پارامتر A در نظر گرفته شده است.

$$A = 8, e = 0.8$$

از  $(L/D)_{max}$  به دست آمده از پلار درگ برای چک کردن فرضیاتی که برای  $(L/D)_{max}$  در مرحله تخمین وزن صورت گرفت استفاده شد که در مرحله تخمین وزن منجر به حصول  $W_{TO}$  جدید می‌شود و می‌بایستی منحنی پلاردرگ مجدداً با این  $W_{TO}$  رسم می‌شود. این روند تا جایی ادامه می‌یابد که حدود مقادیر  $(L/D)_{max}$  فرض شده در تخمین وزن و به دست آمده از منحنی پلاردرگ با هم برابر شوند.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{Cr} = 10 \xrightarrow{\left(\frac{L}{D}\right)_{Lr=0.9}} \left(\frac{L}{D}\right)_{Lr} = 9 \quad \text{نهایتاً:}$$

بر اساس محاسبات انجام شده در طی سیکل‌های متوالی، نهایتاً منحنی‌های پلاردرگ به شکل ارائه شده در آخر مقاله قابل دسترسی می‌باشند.

### ۷- انتخاب ایرفویل (مقطع دوکی شکل)

مقطع دوکی شکل با مد نظر قرار دادن ۴ تست مختلف و استفاده از مرجع [۳] و پایگاه‌های اینترنتی به دست آمده است.

نمودارهای  $(C_L - C_D)$  و  $(C_L - \alpha)$  به ازاء زوایای حمله مختلف برای مقطع دوکی شکل (Airfoil) داده شده است. برای به دست آوردن نمودار  $(C_L - \alpha)$  برای بال از طریق نمودار داده شده برای مقطع دوکی شکل باید ابتدا شیب جدید نمودار را به دست آورد و با استفاده از نقطه ای که در آن  $C_L = 0$  است، نمودار جدید به دست آید.

### ۷-۱- تست‌ها برای بال

- برآورد ضریب لیفت ماکزیمم حالت برخاست
  - برآورد لیفت مورد نظر در سرعت‌های فاز کروز و فاز لویتر با یک زاویه حمله مشخص
  - برآورد نسبت‌های لیفت به دراگ در فازهای کروز و لویتر
  - مقایسه ضریب ممان‌ها
- برای انجام تست‌های فوق الذکر نیاز است تا روابط بین  $C_{Lclean}$ ،  $C_{LLtr}$ ،  $C_{Lcr}$ ،  $A$ ،  $CD$ ،  $\left(\frac{L}{D}\right)_{Lr}$ ،  $\left(\frac{L}{D}\right)_{Cr}$ ،  $C_M$  معین گردد. همچنین

$$a \cong 0.2$$

$$V_{cruise} = 120 \text{ km/h} = 109.356 \text{ ft/s}$$

$$V_{loiter} = 80 \text{ km/h} = 72.9 \text{ ft/s}$$

$$\rho = 0.00179 (\text{lb/ft}^3)$$

$$\eta_p = 0.75$$

$$\eta_{power} = 0.75$$

$$P = 2.5 (\text{hp}) = 1375 \left( \frac{\text{ft}\cdot\text{lb}}{\text{s}} \right)$$

با جای گذاری سرعت کروز

$$D = 7.073 (\text{lb})$$

$$S = 0.688 (\text{ft}^2)$$

$$S = \frac{\pi \times d^2}{4}$$

قطر ملخ : (d)

$$\Rightarrow d = 0.936 (\text{ft}) = 28.078 (\text{cm})$$

با جای گذاری سرعت لویتر

$$D = 10.61 (\text{lb})$$

$$S = 2.324 (\text{ft}^2)$$

$$\Rightarrow d = 1.72 (\text{ft}) = 51.6 (\text{cm})$$

این روش با توجه به تخمین‌های بسیار زیاد فقط برای تعیین مرتبه بزرگی ابعاد ملخ می‌تواند کارایی داشته باشد.

(۲) با استفاده از بانک اطلاعاتی و تخمین هندسی ابعاد ملخ از هواپیماهای بانک اطلاعاتی می‌توان به جدول (۳) رسید:

جدول (۳): تخمین قطر ملخ با استفاده از بانک اطلاعاتی

نام هواپیما	تعداد ملخ	قطر ملخ (cm)
NPS Remez-3	4	29.1
UTS GSAT-200	2	32.5
NRI Extender	2	40
SAGEM TMD3	2	35

بنابراین یک ملخ دو پره‌ای با قطری در حدود 30cm مناسب به نظر می‌رسد.

### ۱۱- تعیین بالانس وزنی هواپیما

برای به دست آوردن مختصات مرکز ثقل هواپیما از روش CG استفاده شده است [۱]. در ابتدا سناریوهای مختلف قرارگیری کلیه قسمت‌ها بررسی شده و سپس مختصات مرکز ثقل در هر حالت به دست آورده شده و بدین ترتیب محدوده تغییرات مختصات مرکز ثقل حاصل می‌شود. پس از بررسی نتایج به دست آمده، مختصات مرکز ثقل حدود یک چهارم گرد بال به دست آمد.

با استفاده از اعدادی که برای  $\bar{V}_V$  و  $\bar{V}_H$  به دست آمد  $\bar{V}_V = 0.02$  و  $\bar{V}_H = 0.55$  در نظر گرفته شد و نیز با دانستن مقادیر  $S_{wing} = 12 \text{ft}^2$  و  $\bar{C}_{wing} = 0.75 \text{ft}$  می‌توان نمودار  $S_V - l_V$ ،  $S_H - l_H$  را رسم نمود. به ازای  $l_H$  و  $l_V$  معلوم می‌توان مساحت دم افقی و عمودی را به دست آورد.

### ۹- تعیین نوع موتور هواپیما

ابتدا به محاسبه عدد ماخ در ارتفاع ۲۵۰۰m و سرعت سیر ۸۰ (Km/h) در این ارتفاع پرداخته می‌شود و سپس عدد ماخ در سطح دریا با سرعت سیر حداکثر محاسبه می‌گردد. C: سرعت صوت در ارتفاع ۲۵۰۰ متر

$$C_{Loiter} = 325.4 \text{ m/s}$$

$$V_{Loiter} = 80 \text{ Km/h}$$

$$M = \frac{V_{Loiter}}{C_{Loiter}} = 0.1$$

$$C_{cruise} = 335 \text{ m/s}$$

$$V_{cruise} = 120 \text{ Km/h}$$

$$M = \frac{V_{Cruise}}{C_{Cruise}} = 0.0995$$

با توجه به بازه حدودی عدد ماخ

$$0.0995 \leq M \leq 1$$

و ارتفاع پروازی هواپیما مورد طراحی ملاحظه می‌شود ناحیه مربوط به استفاده از موتور پیستونی ارائه شده در مرجع [۱] جوابگوی نیاز طرح می‌باشد.

### ۱۰- تخمین قطر ملخ هواپیما

برای تخمین قطر ملخ هواپیما، از دو روش استفاده می‌شود. سپس نتایج دو روش مقایسه شده، نتیجه‌گیری می‌شود.

(۱) با استفاده از روابط ارائه شده در مراجع مربوط به عملکرد هواپیما و تئوری ملخ داریم:

$$T = D$$

$$T = 2\rho \times s \times v^2 \times a \times (1+a)$$

$$D = \frac{\eta_p \times \eta_{Power} \times P}{V}$$

$$\frac{P_{Constant}}{P_{TO}} = \eta_{Power}$$

$$D : \text{Drag Force}$$

$$T : \text{Thrust}$$

$$\rho : \text{Air Density}$$

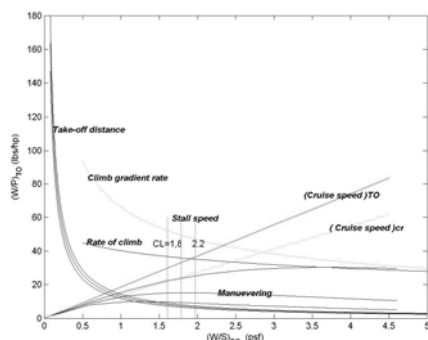
$$s : \text{Surface}$$

$$a : \text{Flow Factor}$$

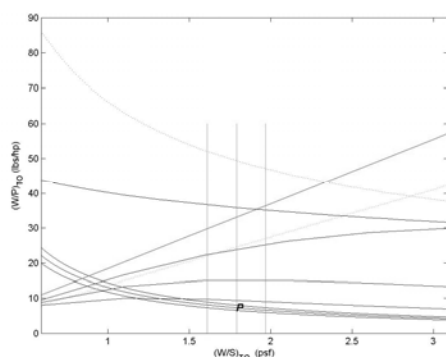
که در آن،

## ۱۲- منحنی‌ها

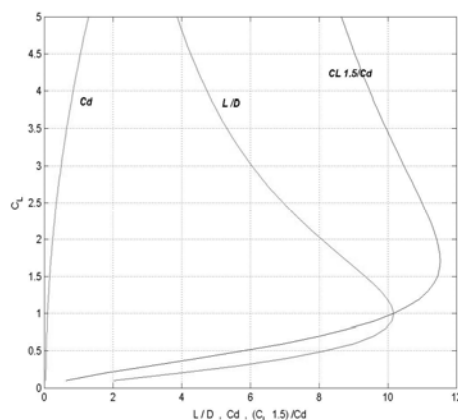
در اشکال زیر می‌توان پلادریگ و روش به دست آوردن سطوح آمپناژ و دیگر خصوصیات را مشاهده نمود.



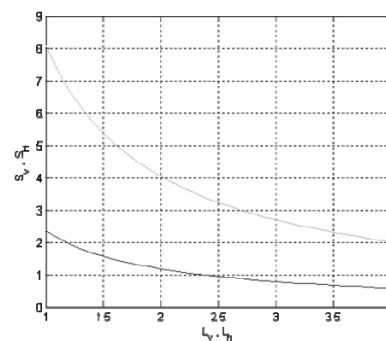
شکل (۷): منحنی‌های معیارهای مختلف استفاده‌شده در دیاگرام سازگاری



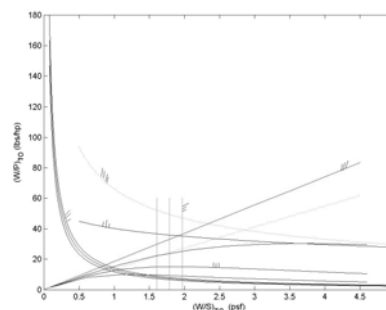
شکل (۸): نمودار بزرگنمایی شده برای نقطه طرح



شکل (۴): منحنی پلادریگ



شکل (۵): روش  $\bar{V}$  method برای به دست آوردن سطوح آمپناژ



شکل (۶): محدوده‌های دیاگرام سازگاری

## ۱۳- پیکربندی

در اغلب هواپیماهای بانک اطلاعاتی بال در بالا نصب شده‌است همچنین توزیع لیفت برای بال بالا مناسب‌تر می‌باشد لذا بال در قسمت بالا قرار گرفته است. موتور بالاتر از بدنه نصب شده‌است تا هم ممان pitch up بال را خنثی نماید و هم ملخ در هنگام چرخیدن با لاینچ برخورد نکند. گرچه حساسیت نسبت به تراست افزایش می‌یابد. موتور از نوع دو زمانه انتخاب شده‌است، در صورتی که مکش موتور برای سوخت‌رسانی کافی نباشد می‌توان از پمپ سوخت جهت تامین فشار مصنوعی و رسانیدن سوخت به موتور استفاده نمود. برای تکیه‌گاه موتور از دو تکیه‌گاه ایرفویلی شکل استفاده شده‌است تا ضمن استحکام کافی از درگ کمتری برخوردار باشد. موتور در قسمت عقب نصب می‌گردد و محل بار در جلو بدنه قرار داده می‌شود تا در صورت استفاده از سیستم‌های اطلاعاتی نوین موتور مزاحمتی برای سیستم‌ها ایجاد نکند. سطح بال به صورت

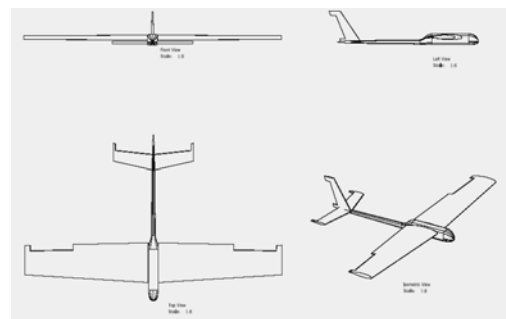


جدول(۴): نتایج حاصل از طراحی هواپیمای بدون سرنشین

توضیح	نوع پارامتر
3.22 m	طول بال
8	ضریب منظری
12 ft <sup>2</sup>	سطح بال
NACA2421	نوع ایرفویل بال
NACA0012	نوع ایرفویل دم
5.5 Kg	وزن خالی
21.5 (lb)	وزن برخاست
پیستونی	نوع موتور
3 hp	قدرت موتور
2	تعداد پره‌های ملخ
80	Max Loiter Speed (km/h)
120	Cruising speed at sea level (km/h)
4	Max payload(kg)
12	Range(km)
60	Endurance(min)
2500	Ceiling(m)

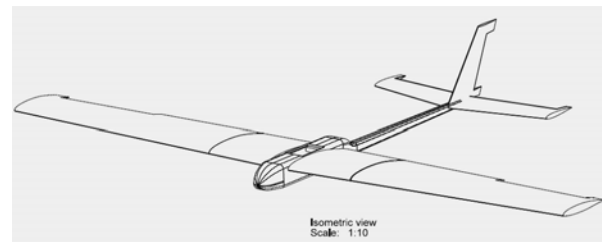
دوزنقه‌ای در نظر گرفته شده تا نزدیک‌ترین توزیع لیفت به حالت بیضوی به دست آورده شود. با نصب موتور در بالای محور طولی هواپیما، ممان دماغه بالای بال تا حدود زیادی خنثی می‌شود. ساختمان بوم دم هواپیما به گونه‌ای در نظر گرفته شده است تا مقاومت کافی در محل اتصال به بدنه را که دارای بیشترین ممان است تحمل نماید و جهت زیبایی و کاهش وزن در قسمت اتصال به آمپناژ دارای ضخامت کمتری می‌باشد.

آمپناژ جهت سادگی و استحکام کافی به صورت Conventional در نظر گرفته شده است و برای کنترل پذیری بهتر سطوح دم عمودی و افقی کمی زیادتر از حد معمول پیش‌بینی شده است تا ضمن پایداری زیادتر توان مقابله با جابه‌جایی مرکز جرم به جلو را داشته باشد. جهت زاویه‌های در نظر گرفته شده برای دم باعث جلوه و زیبایی آمپناژ می‌گردد. دم افقی تا حد ممکن پایین در نظر گرفته شده است تا ضمن اینکه در موقع پرتاب به لانچر برخورد ننماید در جریان ملخ نیز قرار نگیرد. سیستم قلاب برای پرتاب کردن در قسمت جلو و زیر بدنه در نظر گرفته شده است. Airfoil های آمپناژ از نوع متقارن می‌باشند تا Lift ناخواسته ایجاد ننماید. در بدنه تقویت موضعی صورت می‌گیرد تا در موقع لزوم بتوان به بدنه ارابه فرود نصب نمود و هواپیما را از روی باند پرواز داد.



شکل(۹): سه نمای هواپیما

در نظر گرفتن یک رابط بین بدنه و آمپناژ باعث می‌شود تا از یک مکانیزم برای رادر و یک مکانیزم برای الوبتورها استفاده گردد و صرفه‌جویی در وزن برای مکانیزم‌های آمپناژ در نظر گرفته شده باشد. بدنه با مقطع تقریباً چهارگوش طراحی شده است تا فضای کافی جهت قرار دادن بار و مخزن سوخت و دیگر تجهیزات در آن وجود داشته باشد و مونتاژ و ديمونتاژ تجهیزات به سادگی انجام پذیر باشد. در قسمت جلو و عقب بدنه می‌توان شکل مقاطع را مجدداً به شکل دایره‌ای نزدیک نمود. این امر باعث می‌شود تا بتوان از دوربین‌های تصویری یا مادون قرمز یا حسگر دایره‌ای در قسمت جلوی دماغه استفاده نمود. با ایجاد امکان حرکت لولایی دماغه سهولت بارگیری و تخلیه بار فراهم شده است. در شکل(۱۰) و (۹) سه نمای انفجاری هواپیما و نمای ایزومتریک آن ارائه گردیده است.



شکل(۱۰): نمای ایزومتریک هواپیما

## ۱۴- نتیجه گیری

هواپیماهای بدون سرنشین، کاربردهای بسیاری برای جمع آوری اطلاعات در مناطق نظامی، امور مربوط به هواشناسی، بازرسی و عکسبرداری از خطوط انتقال گاز و نفت و ردیابی و شناسایی مجروحان پس از سوانح طبیعی، انجام عملیات انتحاری و کاربردهایی از این قبیل دارد و در صورت لزوم و تعریف نیازی مشابه می توان این هواپیما را برای انجام ماموریت تعیین شده تجهیز نمود. نتایج حاصل از طراحی این هواپیمای بدون سرنشین در جدول (۴) نشان داده شده است.

## ۱۵- مراجع

- [1] J. Roskam, "Airplane Design,1,2", Dar corporation , 1997.
- [2] Houghton, carruthers, "Aerodunamics for engineering student" , Third edition , 1984.
- [۳] ح ، ابوت ، آلبرت.ا. دانهوف، "فرضیه مقاطع بال".
- [۴] تیم آریا، دانشگاه صنعتی اصفهان، مسابقات کشوری طراحی هواپیمای بدون سرنشین، ۱۳۸۵.