

طراحی و تحلیل یک هواپیمای بدون سرنشین مادون صوت دو موتور با قابلیت حمل دوربین

کاوه کلاهگر آذری^۱ و احمد رهنما^۲ (مسؤل)^۱ کارشناسی ارشد مهندسی مواد پیشرفته، باشگاه پژوهشگران جوان، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران^۲ دانشجوی ارشد رشته تبدیل انرژی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد تاستان - sis_rahnama@yahoo.com

چکیده

با توجه به موقعیت جغرافیایی و شرایط حال حاضر در جهان، کشور نیاز دارد تا هم گام با دنیا در راستای تقویت قوای دفاعی تمام تلاش خود را انجام دهد. یکی از ابزارهای دفاعی که در دهه های اخیر نسبت به دیگر از ابزارها به دلیل ویژگی های منحصر به فرد آنها از جمله عدم تلفات انسانی، بررسی و انجام دقیق تر ماموریت و ... مورد توجه بسیاری از کشورها از جمله کشور ما نیز قرار گرفته اند، پرنده های بدون سرنشین هستند. که امروزه تحقیقات بسیاری بر روی این پرنده ها انجام می شود. در همین راستا محققان کشور ما نیز در سال های اخیر تحقیق های بسیاری در مورد این وسیله دفاعی و تحقیقاتی انجام داده اند و سعی شده است تا این پرنده ها با کمترین هزینه و با بیشترین کارایی ساخته شوند. در این مقاله نیز تلاش شده تا پرنده ای مادون صوت با ویژگی های دو موتور و قابلیت حمل دوربین در ابتدا اجزا آن از جمله بال ها، بدنه، دم و ارباه فرود طراحی بهینه و سپس از نظر آیرودینامیکی و سازه ای مورد تحلیل قرار گیرند تا بتوان در آینده از این تحقیق برای ساخت این گونه پرنده ها استفاده کرد.

واژه های کلیدی: مادون صوت، دو موتور، طراحی بهینه، آیرودینامیک.

۱- مقدمه

یکی از ابزارهای دفاعی و تحقیقاتی که امروزه در جهان مورد استفاده قرار می گیرد. هواپیماهای بدون سرنشین هستند که به علت ویژگی های منحصر به فرد آن از جمله : عدم تلفات انسانی، انجام دقیق تر مأموریت، هزینه کلی کمتر و ... بیشتر کشورهای جهان از جمله کشور ما نیز در تلاش برای ساخت و طراحی این گونه پرنده ها هستند. می توان برای نمونه کشورهای زیر را با چند نمونه از این هواپیماها نام برد:

انگلستان : ، Tasuma SAGT-50 ، Dragon DA/3 / آمریکا: BAI TERN ، BAI subscale UAV trainer /
چین : NRIST YK-7 / سوئیس : Farner Topaz / آلمان : EMT LUNA X-2000 / فنلاند:
AWC Mk I: پاکستان/ Avaruustekniikka AT 85

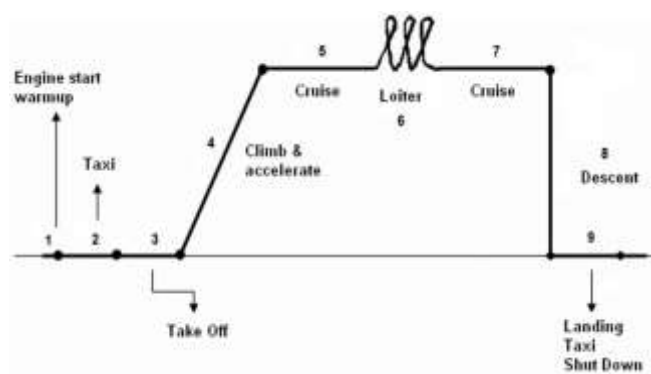
در ضمن اطلاعاتی شامل : ابعاد، وزن، عملکرد، موتور نیز از هواپیماهای بدون سرنشین فوق موجود است که به علت کمبود فضا از ذکر کردن آن در این مقاله صرفه نظر می شود.

برای طراحی این پرنده باید مراحل زیر را انجام داد: تعیین مأموریت، تخمین وزن، بررسی حساسیت ها، پولاردراگ، بررسی الزامات، پیکربندی، طراحی وانتخاب بال و بدنه و دم، انتخاب موتور و سیستم پیشران، طراحی ازابه فرود، وزن و تعادل، تحلیل آیرودینامیکی، تحلیل سازه، طراحی مدل سه بعدی و نحوه مونتاژ.

۲- تعیین مأموریت:

مأموریت هواپیما بدون سرنشین به صورت زیر است:

بار قابل حمل : ۳ کیلوگرم / موتور : سیستم پیشران پیستونی / مداومت پروازی : ۱۲۰ دقیقه گشت زنی با سرعت ۲۰۰ کیلومتر بر ساعت و فیلم برداری از منطقه عملیاتی / شعاع عملیات : ۱۸ کیلومتر / سرعت کروز : ۲۲۰ کیلومتر بر ساعت / سقف پرواز : ۴۰۰۰ متر از سطح دریا / نشست و برخاست در باند آسفالت پروفیل مأموریت هواپیما نیز به صورت زیر است:



شکل شماره ۱. پروفیل مأموریت هواپیما

مراحل انجام مأموریت هواپیما به صورت خلاصه در زیر آمده است:

روشن و گرم نمودن موتور/حرکت روی باند برای شروع برخاست/برخاست/اوج گیری تا ارتفاع مورد نظر/پرواز سیر برای رسیدن به منطقه عملیات/تغییر ارتفاع و گشت زنی/پرواز سیر برای برگشت به پایگاه زمینی/کاهش ارتفاع/فرود و خاموش شدن موتور

۳ - تخمین وزن :

فرآیند تخمین وزن هواپیما براساس پروفیل مأموریت طبق مراحل زیر انجام می گیرد:

۳-۱- در نظر گرفتن وزن بار با توجه به مأموریت:

$$W_{PL} = 2 \text{ kg} \quad (1)$$

۳-۲- حدس یک مقدار تقریبی برای وزن برخاست با توجه به بانک اطلاعاتی:

$$W_{TO_{guess}} = 18.5 \text{ kg} \quad (2)$$

۳-۳- تعیین وزن سوخت:

$$W_F = W_{F_{used}} + W_{F_{res}} \quad (3)$$

$$W_{F_{res}} = 0.25 W_{F_{used}} \quad (4)$$

$$W_F = 1.25 W_{F_{used}} \quad (5)$$

نسبت وزن فازهای ۱ تا ۴ و ۸ و ۹ مربوط به مأموریت وجود دارد. این مقادیر از جلد ۱ طراحی هواپیمای راسکام، جدول ۲،۱ برای هواپیماهای دست ساز خانگی به دست می آید. نسبت وزن فازهای ۵ و ۷ که مربوط به پرواز سیر است و همچنین فاز ۶ که مربوط به

فازگشت زنی می باشد از فرمول های برگیت تعیین می شود. این روند نیز در جلد ۱ طراحی هواپیمای راسکام است.

و نتیجه آن برای فازهای دیگر در جدول زیر آمده است:

فاز	وزن ابتدای فاز	وزن انتهایی فاز	نسبت وزن انتها به ابتدا فاز
۱	W_{TO}	W_1	0.998
۲	W_1	W_2	0.998
۳	W_2	W_3	0.998
۴	W_3	W_4	0.995
۵	W_4	W_5	0.994
۶	W_5	W_6	0.915
۸	W_7	W_8	0.995
۹	W_8	W_9	0.995

جدول ۱. نسبت وزن انتها به ابتدا فازها

$$M_{ff} = \left(\frac{W_1}{W_{TO}} \right) \prod_{i=1}^{i=8} \left(\frac{W_{i+1}}{W_i} \right) \Rightarrow M_{ff} = 0.890 \quad (6)$$

$$W_{F_{used}} = (1 - M_{ff}) W_{TO} = 2 \text{ kg} \quad (7)$$

$$W_F = W_{F_{used}} + 0.25 W_{F_{used}} = 2.5 \text{ kg} \quad (8)$$

۳-۶- محاسبه یک مقدار آزمایشی برای وزن خالی عملیاتی:

$$W_{OE_{cent}} = W_{TO_{guess}} - W_F - W_{PL} = ۱۲.۶ \text{ kg} \quad (۹)$$

۳-۷- محاسبه یک مقدار آزمایشی برای وزن خالی:

$$W_{E_{cent}} = W_{OE_{cent}} - W_{tfo} - W_{crew} \quad (۱۰)$$

با توجه به بی سرنشین بودن هواپیما و ابعاد کوچک آن می توان فرض کرد:

$$W_{crew} = W_{tfo} \simeq 0 \Rightarrow W_{E_{cent}} = W_{OE_{cent}} \Rightarrow W_{E_{cent}} = ۱۲.۶ \text{ kg} \quad (۱۱)$$

۳-۸- محاسبه وزن خالی با استفاده از رابطه خطی وزن خالی و وزن برخاست:

$$\log_{10}(W_{TO}) = B \times \log_{10}(W_E) + A \quad (۱۲)$$

توسط رابطه خطی وزن برخاست و وزن خالی کلیه هواپیماهای بانک اطلاعاتی تعیین می A و B در این معادله مقادیر مقادیر زیر به دست می آید: Excel شوند. طبق نمودار خروجی از نرم افزار

$$A = 0.1743, \quad B = 1.0006$$

$$\log_{10}(W_{TO}) = ۱.۰۰۰۶ \times \log_{10}(W_E) + ۰.۱۷۴۳ \quad W_{TO} = ۱۸.۱۴ \text{ kg} \Rightarrow W_E = ۱۲.۱ \text{ kg} \quad (۱۳)$$

۳-۹- بدست آوردن خطا:

در اینجا با مقایسه مقدار وزن خالی آزمایشی و وزن خالی محاسبه شده در مرحله قبل و در نظر گرفتن خطایی کمتر از ۰/۵٪ کار به پایان می رسد. در صورتی که خطا بیشتر از مقدار مجاز بود مراحل ۱ تا ۶ دوباره تکرار می شود. خطا را به صورت زیر بدست می آید:

$$e = \left| \frac{W_{E_{cent}} - W_E}{W_{E_{cent}}} \right| \times ۱۰۰ \quad (۱۴)$$

که بعد از ۴ مرحله نتایج به صورت زیر است:

Step	W_{TO} (kg)	W_F (kg)	$W_{E_{cent}}$ (kg)	W_E (kg)	e
4	15.4	2.1	10.3	10.3	0.04%

جدول ۲. نتایج بعد از ۴ بار تکرار

۴- بررسی حساسیت ها:

بعد از انجام محاسبات مربوط به تخمین وزن، با توجه به تقریبی بودن بعضی از کمیت‌های به کار برده شده و متغیر بودن آن ها، می‌توان چگونگی تغییر وزن برخاست را نسبت به تغییر هر یک از این پارامترها محاسبه نمود. نتایج این محاسبات در جدول زیر آمده است.

پارامتر	حالت	مقدار حساسیت
W_{PL}	-	۵.۱۳ بی بعد
W_E	-	۱.۵ بی بعد
R	Range	۰.۰۳ Kg/km
E	Loiter	۳.۸۶ kg/hr
V	Loiter	۰.۰۴ kg/km/hr
C_p	Range	۱.۱۱ lb/lb/hp/hr
	Loiter	۲۱.۴۵ lb/lb/hp/hr
η_p	Range	-۰.۶۵ kg
	Loiter	-۱۲.۸۷ kg
$\frac{L}{D}$	Range	-۰.۰۶ lkg
	Loiter	-۰.۷۷ kg

جدول ۳. نتایج نهایی حساسیت‌ها

۵- پولار درگ :

هدف بدست آوردن روابط و منحنی‌های زیر است:

$$C_L - C_D, \quad C_L - \frac{L}{D}, \quad C_L - \frac{C_L^2}{C_D^2}$$

با فرض یک نمودار سهمی شکل، رابطه ضریب پسا با ضریب برآ به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad (15)$$

حال از روابط زیر استفاده می‌کنیم:

$$C_{D_0} = \frac{f}{S} \quad (16)$$

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet} \quad (17)$$

تابعی از ضریب اصطکاک پوسته معادل هواپیما می باشند برای آن مقادیر گوناگونی با توجه به انواع پوسته ها و b و a ضرایب فناوری ساخت در جلد ۱ کتاب طراحی هواپیمای راسکام جدول ۳،۴ پیشنهاد شده است. برای این هواپیما بدون سرنشین مقدار به صورت زیر خواهند بود: b و a 0.05 معقول به نظر می رسد. پس مقدار ضرایب

$$a = -2.3010, \quad b = 1$$

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO} \quad (18)$$

نیز از جلد ۱ کتاب طراحی هواپیمای راسکام جدول ۳،۵ برای هواپیماهای دست ساز خانگی با توجه به d و c مقادیر نزدیک بودن آن به هواپیماهای بدون سرنشین خوانده می شوند.

$$c = 1.2372, \quad d = 0.4319$$

$$\log_{10} S_{wet} = 1.8976 \Rightarrow S_{wet} = 7.34 \text{ m}^2$$

$$\log_{10} f = -0.4034 \Rightarrow f = 0.04 \text{ m}^2$$

حال یک مقدار میانگین از نسبت وزن برخاست به مساحت بال هواپیماهای بانک اطلاعاتی اختیار می شود تا با استفاده از آن محاسبه شود که این مقدار $3/2$ فرض می شود: C_{D0} یک مقدار برای مساحت بال تخمین زده و سپس مقدار

$$S = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} = \frac{24}{3.2} = 0.99 \text{ m}^2 \quad (19)$$

$$C_{D0} = \frac{f}{S} = 0.0376 \quad (20)$$

در نظر گرفته می شود: e و A حال یک مقدار برای نسبت منظری

$$A = 8, \quad e = 0.08$$

می توان رابطه بین ضریب پسا و برآ را به دست آورد:

$$C_D = 0.0376 + 0.0497C_L^2 \quad (21)$$

معادله به دست آمده برای حالت Clean می باشد. این معادله را برای حالت های دیگر پروازی در جدولی که خواهد آمد خلاصه می شود. برای حالت های مختلف پروازی مقادیر تغییرات ضریب پسا برای صفر و e در جدول زیر که از جلد ۱ طراحی هواپیمای راسکام جدول ۳،۶ آورده شده است.

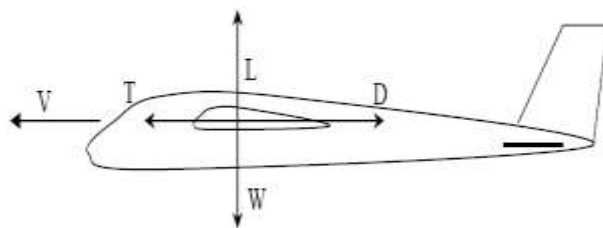
حال رابطه بین ضریب پسا و ضریب برآ را برای ۵ حالت محاسبه می شود. در همه حالت ها ارابه فرود همواره در حالت پایین قرار دارد. معادله هر مرحله در جدول زیر آمده است:

شماره حالت	نوع حالت فلپ ها	ΔC_{D0}	e	C_D
۱	بالا	۰.۰۲۵	No effect	$0.0626 + 0.0497C_L^2$
۲	در حالت برخاست	۰.۰۴۵	0.75	$0.0826 + 0.0531C_L^2$
۳	پایین	۰.۰۳۵	0.83	$0.0726 + 0.0479C_L^2$
۴	Approach	۰.۰۹۵	0.78	$0.1326 + 0.051C_L^2$
۵	فرود	۰.۱۰۰	0.75	$0.1376 + 0.0531C_L^2$

جدول ۴. رابطه بین ضریب پسا و ضریب برآ ۵ حالت

۶- الزامات پرواز:

برای بررسی الزامات پرواز، ۶ حالت پروازی مورد بررسی قرار گرفته است که با توجه به معادله ۱ بیان می شوند. این معادله بر اساس تعادل انرژی هواپیما که در شکل زیر آمده است در حالت کلی پرواز به دست می آید که با ساده سازی به معادله زیر می رسیم.



شکل ۲. نیروهای اعمالی به هواپیمای در حال حرکت

$$\frac{T_{SL}}{W} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ \frac{qS}{\beta W} \left[K_1 \left(\frac{n\beta W}{qS} \right)^2 + K_2 \left(\frac{n\beta W}{qS} \right) + C_{D_0} \right] + \frac{1}{V} \frac{d}{dt} \left[h + \frac{V^2}{2g} \right] \right\} \quad (22)$$

حال این معادله برای ۶ حالت محاسبه می کنیم.

۱-۶- ارتفاع و سرعت کروز ثابت:

$$\frac{T_{SL}}{W} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ \frac{qS}{\beta W} \left[K_1 \left(\frac{n\beta W}{qS} \right)^2 + K_2 \left(\frac{n\beta W}{qS} \right) + C_{D_0} \right] \right\} \quad (23)$$

۲-۶- سرعت صعود ثابت:

$$\frac{T_{SL}}{W} = \frac{\beta}{\alpha} \left[K_1 \frac{\beta}{q} \left(\frac{W}{S} \right) + K_2 + \frac{qC_{D_0}}{\beta \left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{1}{V} \frac{dh}{dt} \right] \quad (24)$$

۳-۶- ارتفاع و سرعت گردش ثابت :

$$\frac{T_{SL}}{W} = \frac{\beta}{\alpha} \left[K_1 \frac{\beta}{q} \left(\frac{W}{S} \right) + K_2 + \frac{qC_{D_0}}{\beta \left(\frac{W}{S} \right)} + \right] \quad (25)$$

۴-۶- شتاب افقی:

$$\frac{T_{SL}}{W} = \frac{\beta}{\alpha} \left[K_1 \frac{\beta}{q} \left(\frac{W}{S} \right) + K_2 + \frac{qC_{D_0}}{\beta \left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \right] \quad (26)$$

۵-۶- اوجگیری شتابدار:

$$\frac{T_{SL}}{W} = \frac{\beta}{\alpha} \left[K_1 \frac{\beta}{q} \left(\frac{W}{S} \right) + K_2 + \frac{qC_{D_0}}{\beta \left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{1}{V} \frac{dh}{dt} \right] \quad (27)$$

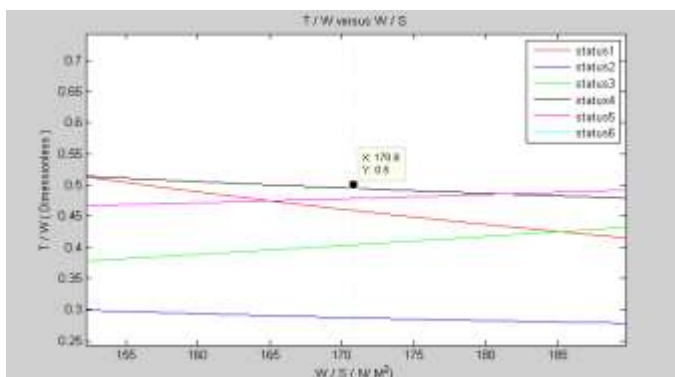
۶-۶- سرعت واماندگی:

$$\left(\frac{W}{S} \right) = \frac{1}{2} \rho V_S^2 C_{Lmax} \quad (28)$$

در معادله بالا V_S سرعت واماندگی است و برابر 20 m/s می باشد. به دیاگرامی که شامل رعایت همه قیود بالا باشد، دیاگرام همسازی گویند.

۷-۶- تعیین نقطه طرح هواپیما:

از آنالیز دیاگرام همسازی فضای ممکن طراحی معین شده و نقطه مناسب طراحی انتخاب می شود. با انتخاب نقطه مناسب طراحی و تخمین اولیه وزن برخاست، دو پارامتر مهم یعنی سطح بال و تراست موتور هواپیما که مفاهیم اصلی در طرح هواپیما هستند به دست می آیند. معمول این است که این نقطه به گونه ای انتخاب شود که بیانگر حداقل تراست و حداقل سطح بال برای رعایت همه شرایط و قیود باشد. حداقل بودن تراست موجب کوچک بودن موتور و حداقل بودن سطح بال نیز به معنای وزن کمتر سازه بال و کوچکتر بودن هواپیما است که هر دو این موارد به عنوان نقطه قوت در طراحی به دلیل وزن کمتر موتور و سازه محسوب می شوند.



شکل ۳. نقطه طرح هواپیما

۷- پیکربندی:

در این فصل چیدمان و شکل کلی اجزای مختلف هواپیما شامل بال، بدنه، دم، موتور و ارايه فرود و محل قرارگیری سیستم‌های هواپیما بیان می‌شود.

۷-۱- بال :

۷-۱-۱- نحوه جایگذاری بال:

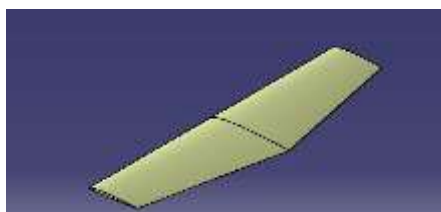
سه حالت برای جایگذاری بال در بدنه که شامل بال بالا، بال پایین، بال وسط می‌باشد. برای هواپیمای مورد طراحی حالت بال بالا بنا به دلایل زیر انتخاب می‌شود:

۱. اغلب هواپیماهای بانک اطلاعاتی به صورت بال بالا می‌باشند.
۲. توزیع لطف برای بال بالا مناسب تر می‌باشد.
۳. حالت بال بالا دارای پایداری سمتی بهتری می‌باشد.
۴. برای نصب دوربین حالت بهتری می‌باشد و نصب سیستم‌های هواپیما آسان تر می‌شود.

۷-۱-۲- انتخاب شکل بال:

شکل بال بنا به دلایل زیر به این صورت انتخاب شده است:

۱. سطح بال به صورت دوزنقه ای در نظر گرفته شده تا نزدیک‌ترین توزیع لیفت به حالت بیضوی به دست آورده شود.
۲. ساخت ساده تر قالب‌ها و سازه بال با توجه به محدودیت زمان.
۳. تحلیل و محاسبات ساده تر با توجه به محدودیت زمان.
۴. امکان استقرار اسپار یک تکه به صورت یک تیر در بیشترین ضخامت بال که بر اساس آن سازه بال محکم تر می‌شود.
۵. کاهش هزینه‌های تولید.
۶. وزن کمتر به دلیل کاهش پیچیدگی‌ها.
۷. امکان ساده و در عین حال مطمئن نصب بال به بدنه

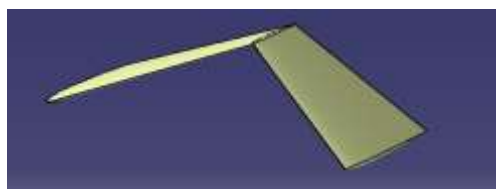


شکل ۴. شکل بال

۷-۲- دم و سطوح کنترل:

دم نهایی به دلایل زیر به صورت ۸ شکل انتخاب شد.

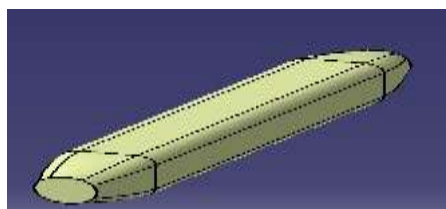
۱. دم به میزان کمتری در جریان هوای خروجی از ملخ موتور قرار می گیرد.
۲. به دلیل ادغام سطح افقی و عمودی، سازه و تعداد سرو کمتری برای سطوح کنترل به کار گرفته شده دم وزن کمتری خواهد داشت.
۳. کنترل و پایداری هواپیما با وزن کمتر
۴. قرار دادن دو عدد tail boom به صورت میله ای برای اتصال امپناژ به بال و استحکام و کاهش وزن



شکل ۵. شکل دم

۷-۳-بدنه:

بدنه با مقطع تقریباً چهار گوش طراحی شده تا فضای کافی جهت قرار دادن بار و مخزن سوخت و دیگر تجهیزات در آن وجود داشته باشد و به راحتی این تجهیزات نصب شوند. برای تولید پسای کمتر و طراحی زیباتر گوشه های بدنه پخ زده و موتور پوشانده می شود..



شکل ۶. شکل بدنه

۷-۴-ارابه فرود:

ارابه فرود ثابت از نوع سه چرخه با چرخ های اصلی در عقب برای هواپیما در نظر گرفته شده است. چرخ جلو امکان دوران حول محور عمودی دارد.

۷-۵-موتور:

- توان مورد نیاز هواپیما در دو موتور پیستونی تقسیم می شود. دلایل این مسئله در زیر آورده شده است .
۱. چنانچه در طی انجام مأموریت به دلیلی یکی از موتورهای هواپیما خاموش شود، هواپیما می تواند با استفاده از موتور دیگر خود را به پایگاه زمینی برساند و یا در صورت امکان مأموریت خود را به پایان برساند.
 ۲. استفاده از دو موتور باعث می شود تا قابلیت اطمینان هواپیما برای انجام مأموریت افزایش یابد.
 ۳. استفاده از دو موتور برای تولید انبوه توجیه اقتصادی ندارد، اما در هواپیمای طراحی شده دو موتور در نظر گرفته می شود تا احتمال از دست رفتن آن کاهش یابد.
 ۴. استفاده از دو موتور باعث توزیع جرمی مناسب در جلو و عقب هواپیما شده که روی بالانس هواپیما موثر است.
 ۵. با استفاده کردن از دو موتور ترک ناشی از موتورها همدیگر را خنثی می نماید. که سبب کاسته شدن مصرف سوخت و افزایش برد و تداوم پرواز هواپیما نیز می گردد.
 ۶. با نصب دو موتور در دو طرف سازه بدنه وزن سازه و استقامت لازم را می توان نسبت به حالتی که یک موتور به صورت متمرکز به سازه نیروی شدیدتری را وارد کند کاهش داد. در نتیجه عمر سازه افزایش می یابد.

۷-۶- محل قرارگیری دوربین و آنتن:

۱. چون هدف مأموریت روی زمین است دوربین در زیر بال برای دید بهتر و کامل تر از منطقه مأموریت نصب می‌شود.
 ۲. دو عدد آنتن، یکی در بالا برای ارتباط با سیستم GPS و یکی در پایین برای Data Link نصب می‌شود. یک دریچه در بالای بدنه برای جایگذاری و نصب آسان سیستم های داخل هواپیما قرار داده می‌شود.
 ۳. بال قابلیت جدا شدن از بدنه را دارد تا هم حمل و نقل راحت تر داشته باشد و هم بتوان از محل قرار گیری بال به عنوان دریچه برای نصب سیستم‌هایی که می‌تواند کمتر مورد دسترس باشد استفاده شود.
- در نهایت پیکربندی کلی هواپیما به صورت زیر خواهد بود.



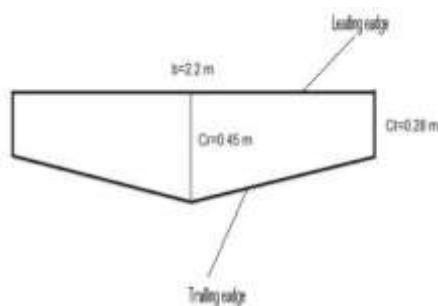
شکل ۷. طراحی و انتخاب بال، بدنه و دم

۷-۷-۱- محاسبه سطح بال:

استفاده می‌شود به این صورت که برای محاسبه سطح بال طبق موارد ارائه شده در فصل الزامات پرواز از دیاگرام همسازی و بر این اساس از نقطه طرح انتخاب شده خوانده می‌شود که این مقدار برابر $170/8$ نیوتن بر متر مربع می‌باشد W/S مقدار مقدار سطح بال $1/05$ متر مربع محاسبه گردید.

۷-۷-۲- انتخاب شکل بال:

برای انتخاب شکل و نسبت منطری بال با توجه به نتایج به دست آمده از دیاگرام همسازی هواپیما بال‌های متعددی با شکل‌ها و نسبت‌های منطری مختلف مورد بررسی قرار گرفت تا مساحت مورد نظر بال را پوشش دهد. در نهایت با توجه به قسمت پیکربندی شکل بال نهایی به صورت زیر با نسبت منطری حدود $4/7$ انتخاب گردید.



شکل ۸. نمای کلی بال

۷-۷-۳- انتخاب ایرفویل بال:

با توجه به اینکه سرعت هواپیما در حالت پرواز افقی 220 کیلومتر بر ساعت می‌باشد و اینکه ضریب برآی مورد نیاز برای بال حدوداً $1/5$ می‌باشد تصمیم بر این گرفته شد تا در نهایت ایرفویل NACA 2312-63 برای بال با توجه به شرایط پروازی انتخاب شد.

۷-۸- دم و سطوح کنترل:

۷-۸-۱- نحوه محاسبه سطوح دم:

برای بدست آوردن تصاویر سطوح دم افقی و عمودی (به دلیل شکل دم) از روش \bar{V} استفاده شد. برای این منظور مشخصات ۵ هواپیمای موجود در بانک اطلاعاتی که شامل سطح بال Swing، وتر متوسط بال wing \bar{C} ، سطح دم افقی S_v و فاصله $\bar{C}/4$ آن از $\bar{C}/4$ بال X_v ، سطح دم افقی S_H و فاصله $\bar{C}/4$ آن از $\bar{C}/4$ بال X_H تقریب زده شد. در نهایت برای هر یک \bar{V}_H ، \bar{V}_V محاسبه گردید.

شماره هواپیما	X_v	S_v	Swing	b	\bar{V}_V	X_H	S_H	Swing	wing \bar{C}	\bar{V}_H
۴	۱٫۹۴	۰٫۱۴	۱٫۶	۳٫۲	۰٫۰۵	۱٫۷۴	۰٫۲	۱٫۶	۰٫۵	۰٫۴۳
۴	۱٫۶	۰٫۲	۱٫۷	۱٫۸	۰٫۶۷	۱٫۸	۰٫۱۶	۱٫۷	۰٫۶	۰٫۲۸
۵	۱٫۰۵	۰٫۱۴	۰٫۸۳	۲٫۱۲	۰٫۸۳	۱٫۱۵	۰٫۰۹۵	۰٫۸۳	۰٫۴	۰٫۳۲
۶	۰٫۹	۰٫۰۶	۰٫۸۷	۲٫۳	۰٫۲	۱٫۱	۰٫۹	۰٫۸۷	۰٫۴	۰٫۲۸
۹	۰٫۹۴	۰٫۰۷۲	۰٫۸۸۲۵	۲٫۷۵	۰٫۲۹	۰٫۹۵	۰٫۰۶۷	۰٫۸۲۵	۰٫۲	۰٫۲۶

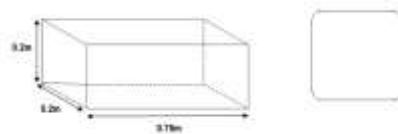
جدول ۵. بررسی هواپیما های بانک اطلاعاتی

۷-۸-۲- انتخاب ایرفویل دم:

انتخاب NACA 0009 ایرفویل امپناژ از نوع متقارن انتخاب شده است تا لیفت ناخواسته تولید نکند. در اینجا ایرفویل شده است

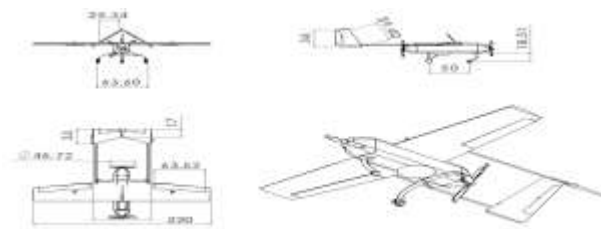
۷-۹- بدنه:

بدنه به گونه ای طراحی شده است تا ضمن برخورداری از شکل مناسب ایرودینامیکی به دلیل کاهش پسا، به راحتی بتواند تجهیزاتی را که در هواپیما برای انجام ماموریت مورد نیاز است را حمل نماید.



شکل ۹. شکل و اندازه بدنه

با توجه به موارد ذکر شده و ابعاد بدنه برای اینکه نحوه مونتاژ تجهیزات مشاهده شوند نقشه مونتاژ هواپیما به صورت شفاف در فصل طراحی مدل سه بعدی و نحوه مونتاژ آمده است.



شکل ۱۰. سه نما با اندازه گذاری

۸- انتخاب موتور و سیستم پیشران:

۸-۱- انتخاب موتور:

با توجه به مأموریت، نوع موتور پیستونی دوزمانه انتخاب می شود که این انتخاب بر اساس پایین بودن ماخ پروازی می باشد
۸-۲- تعیین قدرت موتور و قطر ملخ هواپیما:

با توجه به فصل الزامات پرواز و دیاگرام همسازی با در اختیار داشتن نسبت $T/W=0.5$ مقدار توان موتور $9/66$ اسب بخار به دست آمد. با توجه به موارد ذکر شده در فصل پیکربندی این توان در دو موتور پیستونی به صورت مساوی تقسیم می شود. برای تخمین قطر ملخ هواپیما نیز به صورت زیر عمل می شود:

با در نظر گرفتن دو موتور، توان هر موتور با در نظر گرفتن سهم مساوی در نظر گرفته می شود، پس $P=4.83hp$ با استفاده از روابط ارائه شده در مراجع مربوط به عملکرد هواپیما و تئوری ملخ و با در نظر گرفتن راندمان پیشران برابر 85% داریم:

$$T = \rho v^2 a (1 + a) \quad (29)$$

$$D = \frac{\eta_p \times P}{V} \quad (30)$$

$$s = \frac{\eta_p \times P}{\rho v^2 a (1 + a)} \quad (31)$$

$$a=0.1, V=200 \text{ km/h } \rho = 1.217 \text{ kg/m}^3$$

$$s = 0.102 \text{ m}^2 \longrightarrow r = 0.18 \text{ m} \longrightarrow d=0.36 \text{ m}$$

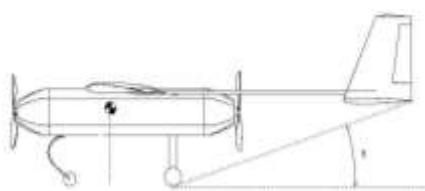
انتخاب ملخ هواپیما برای اینکه توان زیادتری برای برخاست داشته باشد و یا از سرعت زیادتری در کروز برخوردار باشد، در حدود $0/5-0/35$ متر خواهد بود. در این جا به عنوان یک حالت نرمال قطر ملخ $0/4$ متر در نظر گرفته می شود.

۸-۳- طراحی ارابه فرود:

برای طراحی ارابه فرود زیر مدنظر قرار داده شده است:

- انتخاب ارابه به شکلی با خاصیت فنری چون در هنگام فرود ضربه ناشی از فرود را گرفته و به سازه هواپیما آسیبی نرسد.
- قرار دادن جلوی انحنای پایه ارابه فرود به سمت دماغه تا درگ کمتری تولید کند.
- زاویه بین ارابه فرود عقب و انتهای هواپیما در قسمت دم تقریباً 15 درجه در نظر گرفته شده تا هنگام برخاست دم به زمین برخورد نداشته باشد.
- اندازه بین چرخ های عقب، و اندازه بین چرخ عقب و جلو و همچنین ارتفاع ارابه فرود به اندازه ای گرفته شده که تعادل را حفظ کند و با توجه به مرکز ثقل هواپیما، از غلت هواپیما روی زمین جلوگیری شود.
- ایجاد توانایی حرکت و دور زدن هواپیما با قرار دادن یک سرو برای چرخ جلو.

با توجه به تحلیل های آیرودینامیکی و بررسی نتیجه های به دست آمده از تصویر مربوط به توزیع فشار دینامیکی، نتیجه شد که قرار دادن انحنای پایه ارابه جلو به سمت دماغه از لحاظ آیرودینامیکی مناسب نمی باشد. بر این اساس تصمیم بر این شد که انحنای پایه جلو مشابه پایه های عقب به سمت کنار باشد که با توجه به تحلیل های آیرودینامیکی صورت گرفته این نوع پایه مناسب تر می باشد و پسای کمتری تولید می کند. در زیر نمایی از هواپیما با ارابه فرود و نمای خود ارابه فرود نشان داده شده است



شکل ۱۱. نمایی از هواپیما با ارابه فرود

۹- وزن و تعادل :

در روند وزن و بالانس هواپیما حدود تغییرات مرکز ثقل هواپیما تعیین می‌گردد. ابتدا باید سناریوهای مختلف بارگذاری برای قرارگیری کلیه تجهیزات بررسی شده و سپس مختصات مرکز ثقل در هر حالت به دست آورده شود و در نتیجه محدوده تغییرات مختصات مرکز ثقل حاصل می‌گردد. چون هنوز تجهیزات در اختیار ما نیست این روند به طور کامل انجام نپذیرفته اما با در نظر گرفتن حدود وزن تجهیزات مورد نیاز و سازه هواپیما، چیدمانی اجزا به گونه‌ای انجام شد تا حوزه تقریبی تغییرات مرکز جرم هواپیما در حدود $C/4$ ریشه بال قرار گیرد و محاسبات دیگر از جمله تعیین محل ارابه های فرود بر این اساس تقریب شد. با توجه به مصرف سوخت، مرکز جرم مخزن سوخت در حدود مرکز حوزه تغییرات قرار داده شده تا ممان تاثیرات کاهش سوخت روی مرکز جرم خنثی گردد.



شکل ۱۲. مرکز جرم هواپیما

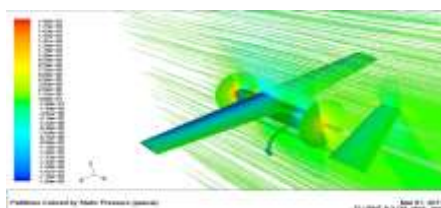
۱۰- تحلیل آیرودینامیکی :

تحلیل CFD میدان جریان حول هواپیما در مقیاس یک به یک در فازهای پروازی کروز و فرود انجام شد. تأثیر ملخ توسط اعمال اختلاف فشار استاتیک که از نظر اندازه معادل با تراست یک موتور در نظر گرفته می‌شود، در دو طرف سطح ملخ برای شبیه سازی تراست موتورها انجام شد. فرود با سرعت ۶۰ کیلومتر بر ساعت و زاویه حمله ۱۰ درجه در سطح دریا و کروز با سرعت ۲۰۰ کیلومتر بر ساعت در زاویه حمله ۳ درجه در سطح دریا لحاظ شد. در زیر تنظیمات حل میدان، مدل آشفتگی، خواص سیال، شرایط مرزی و گسسته سازی برای نرم افزار فلوئنت در مورد حل جریان برای هواپیما در شرایط فوق الذکر بیان شده است:

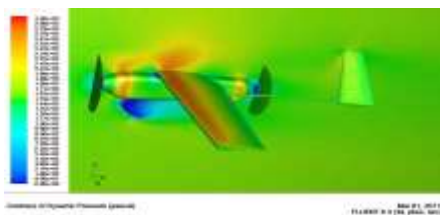
Grid	Tetrahedral unstructured
Space	3D
Time	Steady
Viscous	Spalart-Allmaras turbulence model
Production Option	Strain/Vorticity
Heat Transfer	Enabled

جدول ۶. تنظیمات مدل در نرم افزار

در ادامه نمونه نتایج محاسبات عددی میدان جریان به صورت تصاویر زیر ارائه شده است.



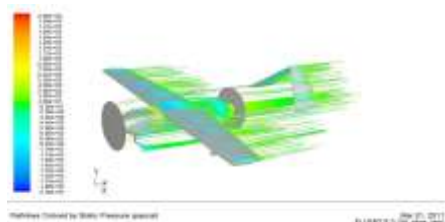
شکل ۱۳. توزیع فشار استاتیک همراه با خطوط جریان در صفحه تقارن



شکل ۱۴. توزیع فشار دینامیک همراه با صفحه تقارن



شکل ۱۵. بردارهای سرعت



شکل ۱۶. خطوط جریان

۱۱- تحلیل سازه:

در این مرحله به تحلیل قسمتی از سازه هواپیما توسط نرم افزار Abaqus پرداخته شده است. به این منظور به طور نمونه فقط موارد مربوط به دم و بال تحلیل و بررسی شده است. روند کار تحلیل به صورت زیر است:

۱۱-۱- انتخاب جنس:

با توجه به نیاز به ماده‌ای شکل پذیر، با استحکام بالا و وزن کم تصمیم بر آن شد تا از مواد کامپوزیتی برای ساخت بال و بدنه و دم هواپیما استفاده شود. همچنین جنس تیر H شکل که در داخل بال، از جنس چوب می‌باشد. در صورت نیاز برای استحکام بیشتر هر قسمت می‌توان از عملیات پخت استفاده نمود.

۱۱-۲- خواص کامپوزیت اپوکسی- گرافیت:

خواص کامپوزیت کربن- اپوکسی برای انجام تحلیل‌ها مورد بررسی قرار گرفت. این خواص به شرح زیر است:

در کامپوزیت‌ها ضریب پواسون و مدول یانگ در هر جهت دارای مقادیر متفاوت است. این مقادیر به صورت زیر است:

$$G_{12} = 4.000e9 \text{ N/m}^2, \nu_{12} = 0.2, \nu_{21} = 0.7E_1$$

$$= 148e9 \text{ N/m}^2, E_2 = 4.70e9 \text{ N/m}^2,$$

درایه‌های ماتریس سختی این ماده کامپوزیتی از روابط موجود بدست می‌آید که نتیجه آن به صورت زیر است:

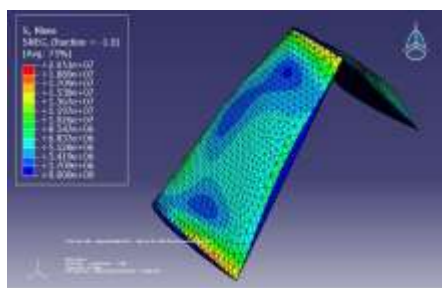
$$D = \begin{pmatrix} 1.1877 & 0.1088 & 0.1262 & 0 & 0 & 0 \\ 0.1088 & 0.1580 & 0.0940 & 0 & 0 & 0 \\ 0.1262 & 0.0940 & 0.1688 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.0280 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0399 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0415 \end{pmatrix} \times 10^{11}$$

شکل ۱۷. درایه‌های ماتریس سختی ماده کامپوزیتی

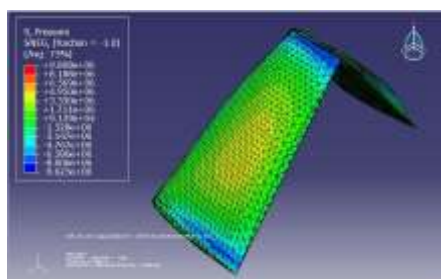
۱۱-۳- مراحل تحلیل دم و بال هواپیما:

۱۱-۳-۱- تحلیل دم:

۱. ساختار دم به صورت هشتی طراحی شده و از پوسته ای کامپوزیتی به ضخامت ۱,۵ میلی متر ساخته شده است. روند تحلیل در برنامه Abaqus به صورت زیر است:
 ۲. درایه‌های ماتریس سختی کامپوزیت مورد نظر در نرم افزار وارد شده است.
 ۳. در قسمت بعد بارگذاری به صورت نمونه به شکل یکنواخت انجام شده است. این بارگذاری به صورت یک توزیع فشار روی سطح پوسته در نظر گرفته شده است. اختلاف فشار دو طرف ایرفویل دم در زاویه حمله بالا برای ایرفویل NACA-0009 با استفاده از نرم افزار Design foil ، یک اتمسفر بدست آمده است.
 ۴. شبکه بندی دم در حالت بهینه به صورت مثلثی انتخاب شده است..
- نتایج این تحلیل به صورت شکل‌های زیر مشخص شده است.



شکل ۱۸. تمرکز تنش روی دم

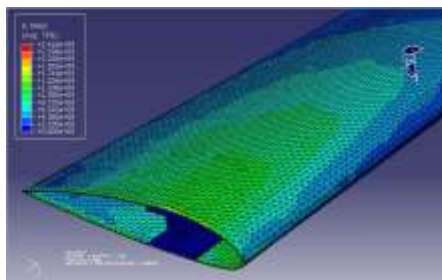


شکل ۱۹. توزیع فشار روی دم

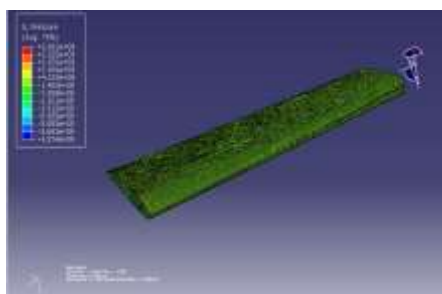
۱۱-۳-۲- تحلیل بال:

- بال از یک پوسته کامپوزیت ۱,۵ میلی متری تشکیل شده است. در داخل بال یک تیر H شکل قرار گرفته است. جنس این تیر از چوب به همراه یک لایه کامپوزیت ۱,۵ میلی متری می باشد.
- به طور نمونه بارگذاری روی بال از توزیع فشار در بالا و پایین ایرفویل NACA-2312 در زاویه حمله بالا با نرم افزار Design foil ۱/۵ اتمسفر بدست آمده است. بارگذاری از نوع فشاری می باشد. چون بال متقارن است نصف بال تحلیل شده است تا از شرط مرزی تکیه‌گاهی یک سر درگیر استفاده شود و زمان محاسبه نیز کاهش یابد .
- شبکه بندی مناسبی در سطوح بال به صورت مثلثی اعمال گردید. روکش کامپوزیتی تیر و تیر به صورت مربعی شبکه بندی گردیده است. در تحلیل آباکوس انجام شده، برای بارگذاری تنها از نیروهای آیرودینامیکی بال استفاده شده است اما در تحلیل‌های بعدی می توان تاثیر برآیند ممان دم و بال را نیز به بارگذاری خارجی اضافه نمود.

نتایج این تحلیل در شکل های زیر مشخص شده است.



شکل ۲۰. تمرکز تنش روی سازه بال

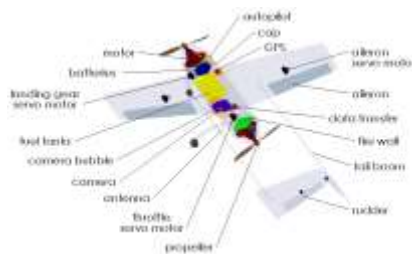


شکل ۲۱. توزیع فشار روی سازه بال

۱۲- طراحی مدل سه بعدی و نحوه مونتاژ:

در این قسمت به بررسی چیدمانی و مونتاژ و دمونتاز سیستم‌ها پرداخته می شود. همان طور که در نمای ارائه شده مشاهده می شود، اجزا در مکانی قرار گرفته اند که دسترسی به آن‌ها آسان باشد. در تعیین مکان اجزا، به چگونگی نصب یا خارج کردن آن‌ها از طریق دریچه‌ها نیز توجه شده است و اندازه دریچه‌ها با توجه به همین موضوع تعیین گردید. حباب دوربین به گونه‌ای طراحی شده است که از آن می توان به عنوان دریچه نیز استفاده کرد تا دسترسی مناسب به دوربین و ارسال دیتا امکان پذیر باشد. دریچه دسترسی به اتوپیلوت و باطری‌ها در قسمت فوقانی و جلو بدنه قرار دارد. باطری‌ها در مکان قابل دسترس قرار گرفتند تا در صورت نیاز تعویض و یا شارژ گردند. سروهای گاز موتورها از دریچه حباب دوربین و دریچه جلو تنظیم می شود.

در تصاویر زیر چیدمانی و سیستم‌های هواپیما در فضای بال و بدنه و دم معین شده است:



شکل ۲۲. طراحی مدل سه بعدی

۱۳- نتیجه گیری:

با توجه به تحلیل های آیرودینامیک می توان بارگذاری ها را برای تحلیل های سازه ای معین نمود و بر آن اساس سازه مورد نیاز هواپیما را طراحی و یا بررسی نمود.

با توجه به نتایج کسب شده و مشاهده خطوط جریان و محل گردابه ها، موارد زیر تشخیص و برای اصلاح آن ها اقدام شد. با توجه به طراحی هواپیما برای ارتفاع ۴ کیلومتر و محاسبات آیرودینامیکی که به طور نمونه در سطح دریا انجام شده است و اینکه دانسیته در ارتفاع ۴ کیلومتر حدود ۰/۶ دانسیته سطح دریا می باشد و نیز تاثیر عدد رینولدز در ارتفاع روی ضریب لیفت که هر دو باعث کاهش ضریب لیفت می گردد و همچنین با توجه به اینکه نتایج مربوط به اجرای برنامه در سطح دریا می باشد، لیفت حاصل شده پس از اصلاح لازم در مورد تصحیحات فوق الذکر به میزان مناسبی برای خنثی نمودن وزن هواپیمای طراحی شده در ارتفاع ۴ کیلومتر تبدیل خواهد شد.

بر اساس گزارش جدول نیروی پسا و با توجه به تصویر ارائه شده برای توزیع فشار در پشت ارابه فرود چرخ جلو، این سازه با تولید گردابه جدایشی شدید، پسای بسیار زیادی ایجاد کرده و از لحاظ آیرودینامیکی نامناسب است و می بایست توسط طرحی مشابه با پایه چرخ عقب جایگزین شود یعنی لبه نوار ارابه به سمت جریان باشد که اصلاح خواهد شد.

با توجه به سرعت جریان ناشی از ملخ در زیر دم در زاویه حمله صفر نیروی برا برای دم به میزان زیادی منفی است که برای اصلاح آن از یک مقطع دارای سطح تحتانی صاف در دم استفاده خواهد شد تا این مسئله مرتفع شود.

به این ترتیب گشتاور دم نیز تا حد زیادی در جهت خنثی نمودن گشتاور بال کمک می کند نیاز کمتری به زاویه دادن موتور جهت تعادل گشتاور ها می باشد و به این ترتیب بازده پيشرانش افزایش و مصرف سوخت کاهش خواهد داشت.

۱۴ - فهرست نمادها:

ضریب درگ	C_D
ضریب درگ در حالت لیفت صفر	C_{D0}
ضریب لیفت	C_L
نیروی درگ	D
شتاب جاذبه زمین (m/s^2)	g
سرعت استال (m/s)	V_S
سرعت پروازی (km/h)	V
وزن سوخت (kg)	W_F
وزن بار (kg)	W_{PL}
وزن برخاست (kg)	W_{TO}
وزن خالی عملیاتی (kg)	W_{OE}
وزن خالی (kg)	W_E
وزن خدمه (kg)	W_{crew}
وزن سوخت و روغن باقیمانده در سیستم سوخت رسانی (kg)	W_{tfo}
نسبت برآ به پسا	L/D
بازده ملخ	η_p
مساحت پارازیت معادل (m^2)	f
ضریب بار	n
ضریب در معادله پولار درگ درجه ۲	K_1

سرعت در حالت لویتر (km/h)	V_{Ltr}
مدت زمان پرواز در حالت لویتر (h)	E_{Ltr}
سوخت مصرفی در طول مأموریت (kg)	W_{Fused}
وزن سوخت ذخیره برای انجام مأموریت (kg)	W_{Fres}
ضریب پواسون	ν

۱۵ - منابع :

۱. ایرا. ح. آبوت و آبرت. ا، ترجمه حمید کاشانیان، "دانهوف فرضیه مقاطع بال"
۲. مهدیان، اصغر، "روش های المان محدود" رابینز، استیفن. مبانی رفتار سازمانی. (۱۳۸۸). ترجمه امیدواران، کامیار و همکاران، چاپ سوم، انتشارات مهربان نشر، صفحه‌ی ۲۸۲.
3. Design, AIAA Education Series, 1987
4. Houghton & Carruthers, "Aerodynamics for engineering", third edition, 1984.
5. Janes Unmanned Aerial Vehicles & Targets, 2003
6. Mattingly & Heiser & Daley, "Constraint Analysis for electric powered Mini Aerial Vehicle", Aircraft Engine
7. "Mechanics of composite structure", Cambridge