



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

کاوه کلاهگر آذری<sup>۱</sup>، احمد رهنما<sup>۲</sup>

۱- کارشناسی ارشد مواد مهندسی پیشرفته، باشگاه پژوهشگران جوان، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم تحقیقات، تهران، ایران

۲- دانشجوی ارشد رشته تبدیل انرژی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد تاکستان، قزوین، ایران

k.azari.kaveh@gmail.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 دهه‌های اخیر نسبت به دیگر ابزارها به دلیل ویژگی‌های منحصر به فرد آنها از جمله عدم تلفات انسانی، بررسی و انجام دقیق‌تر مأموریت و ... مورد توجه بسیاری از کشورها از جمله کشور ما نیز قرار گرفته‌اند، پرنده‌های بدون سرنشین هستند. که امروزه تحقیقات بسیاری بر روی این پرنده‌ها انجام می‌شود. در همین راستا محققان کشور ما نیز در سال‌های اخیر تحقیق‌های بسیاری در مورد این وسیله دفاعی و تحقیقاتی انجام داده‌اند و سعی شده است تا این پرنده‌ها با کمترین هزینه و با بیشترین کارایی ساخته شوند. در این مقاله نیز تلاش شده تا پرنده‌ای مادون صوت با ویژگی‌های دو موتور و قابلیت حمل دوربین در ابتدا اجزا آن از جمله بال‌ها، بدنه، دم و ارابه فرود طراحی بهینه و سپس از نظر آیرودینامیکی و سازه‌ای مورد تحلیل قرار گیرند تا بتوان در آینده از این تحقیق برای ساخت اینگونه پرنده‌ها استفاده کرد.

**کلید واژگان:** مادون صوت، دو موتور، طراحی بهینه، آیرودینامیک

### *Design and Analysis of a twin-engine subsonic drone capable of carrying*

*Kaveh kolah gar azari<sup>1</sup>, Ahmad Rahnama<sup>2</sup>*

*1-MS., Dep of Mate. Eng, Young Researchers Club, Science and Research Branch, Tehran, Islamic Azad University*

*2- MS. student, Dept. of Mech. Eng., Takestan, Islamic Azad University*

*†Corresponding Author Email: k.azari.kaveh@gmail.com*

### **Abstract:**

Due to its geographical location and current conditions in the world, the our country needs to either step with the world in order to strengthen the defense forces do their best. One of the most important instrument defense in recently years that most of countries research about it, for some of properties for example: no human losses, Check and do more precise the mission and etc, it is drone. Researchers of our country like other countries work on it for designing and modeling a drone with best performance and lowest cost. In this article we have tried design anf model a subsonic drone with twin-engine and carrying, the first step is design optimal Components such as wings, fuselage, tail and landing gear then be analyzed in terms of aerodynamics and instruments So the future of this study can be used to build these drones.

**Key words:** Subsonic, two engines, optimal design, aerodynamics

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

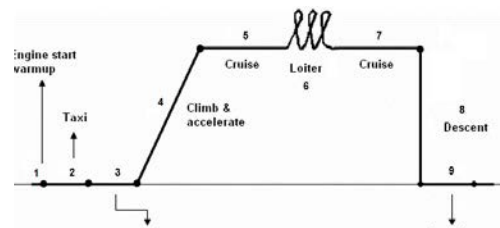
در ضمن اطلاعاتی شامل: ابعاد، وزن، عملکرد، موتور نیز از هواپیماهای بدون سرنشین فوق موجود است که به علت کمبود فضا از ذکر کردن آن در این مقاله صرفه نظر می شود.

برای طراحی این پرنده باید مراحل زیر را انجام داد: تعیین مأموریت، تخمین وزن، بررسی حساسیت ها، پولارد رگ، بررسی الزامات، پیکربندی، طراحی و انتخاب بال و بدنه و دم، انتخاب موتور و سیستم پیشران، طراحی ارباه 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:



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:

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

$$W_{PL} = 3 \text{ kg} \quad (1)$$

۲-۳ 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 هواپیما 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 فاز گشت زنی می باشد از فرمول های برگیت تعیین می شود. این روند نیز در جلد ۱ طراحی هواپیما راسکام است و نتیجه آن برای فازهای دیگر در جدول زیر آمده است:

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

جدول (۱) نسبت وزن انتها به ابتدا فازها

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

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

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

۳-۴ محاسبه یک مقدار آزمایشی برای وزن خالی عملیاتی:

$$W_{OE_{tent}} = W_{TO_{guess}} - W_F - W_{PL} = 12.6 \text{ kg} \quad (9)$$

۳-۵ محاسبه یک مقدار آزمایشی برای وزن خالی:

$$W_{E_{tent}} = W_{OE_{tent}} - W_{tfo} - W_{crew} \quad (10)$$

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

$$W_{crew} = W_{tfo} \approx 0 \Rightarrow W_{E_{tent}} = W_{OE_{tent}} \quad (11)$$

شکل (۱) پروفیل مأموریت هواپیما

مراحل انجام مأموریت هواپیما به صورت خلاصه 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

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

حال از روابط زیر استفاده می کنیم:

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

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

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

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

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

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

$$c = 1.2362, \quad d = 0.4319$$

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

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

حال یک مقدار میانگین از نسبت وزن برخاست به مساحت بال هواپیماهای بانک اطلاعاتی اختیار می شود تا با استفاده از آن یک مقدار برای مساحت بال تخمین زده و سپس مقدار  $C_{D_0}$  محاسبه شود که این مقدار  $3/2$  فرض می شود:

$$S = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} = \frac{34}{3.2} = 0.99 \text{ m}^2 \quad (19)$$

$$C_{D_0} = \frac{f}{S} = 0.0376 \quad (20)$$

حال یک مقدار برای نسبت منطری  $A$  و  $e$  در نظر گرفته می شود:  $e=0.08, \quad A=8$

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

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

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 ارا به فرود همواره در حالت پایین قرار دارد. معادله هر مرحله در جدول زیر آمده است:

شماره حالت	نوع حالت فلپ ها	$\Delta C_{D_0}$	$e$	$C_D$
۱	بالا	0.025	No effect	$0.0626 + 0.0497 C_L^2$
۲	در حالت برخاست	0.045	0.75	$0.0826 + 0.0531 C_L^2$
۳	پایین	0.035	0.83	$0.0726 + 0.0479 C_L^2$
۴	Approach	0.095	0.78	$0.1326 + 0.051 C_L^2$

$$\Rightarrow W_{E_{tent}} = 12.6 \text{ kg}$$

۳-۶- محاسبه وزن خالی با استفاده از رابطه خطی

وزن خالی و وزن برخاست:

$$\log_{10}(W_{TO}) = B \times \log_{10}(W_E) + A \quad (12)$$

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

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

$$\log_{10}(W_{TO}) = 1.0006 \times \log_{10}(W_E) + 0.1743 \quad (13)$$

$$W_{TO} = 18.14 \text{ kg} \Rightarrow W_E = 12.1 \text{ kg}$$

۳-۷- 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  $0.5\%$  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:

$$e = \left| \frac{W_{E_{tent}} - W_E}{W_{E_{tent}}} \right| \times 100 \quad (14)$$

که بعد از ۴ مرحله نتایج به صورت زیر است:

Step	$W_{TO}$ (kg)	$W_F$ (kg)	$W_{E_{tent}}$ (kg)	$W_E$ (kg)	$e$
p	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 کمیت های به کار برده شده و متغیر بودن آنها، می توان 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
$W_{PL}$	-	بی بعد 5.13
$W_E$	-	بی بعد 1.5
$R$	Range	0.03 Kg/km
$E$	Loiter	3.86 kg/hr
$V$	Loiter	0.04 kg/km/hr
$C_P$	Range	1.11 lb/lb/hp/hr
	Loiter	lb/lb/hp/h 21.45
$\eta_P$	Range	-0.65 kg
	Loiter	-12.87 kg
$\frac{L}{D}$	Range	-0.06 lkg
	Loiter	-0.77 kg

جدول (۳) نتایج نهایی حساسیت ها

۵- پولار درگ:

هدف بدست آوردن روابط و منحنی های زیر است:

$$C_L - C_D, \quad C_L - \frac{L}{D}, \quad C_L - \frac{C_L^3}{C_D^2}$$

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

۵	فرود	0.100	0.75	0.1376 + 0.0531C <sub>L</sub> <sup>2</sup>
---	------	-------	------	---

جدول (۴) رابطه بین ضریب پسا و ضریب برآ ۵ حالت

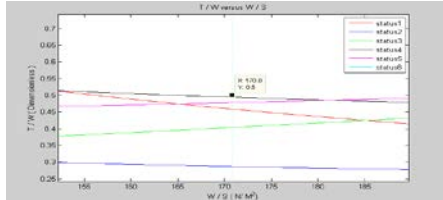
### ۶- الزامات پرواز:

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



شکل (۲) نیروهای اعمالی به هواپیما در حال حرکت

تراست موتور هواپیما که مفاهیم اصلی در طرح هواپیما هستند به دست می‌آیند. معمول این است که این نقطه به گونه‌ای 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 می‌شوند.



شکل (۳) نقطه طرح هواپیما

### ۷- پیکربندی:

در این فصل چیدمان و شکل کلی اجزای مختلف هواپیما شامل بال، بدنه، دم، موتور و ارباه 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 هواپیماهای مورد طراحی حالت بال بالا بنا به دلایل زیر انتخاب می‌شود:

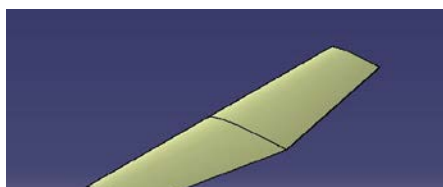
۱. اغلب هواپیماهای بانک اطلاعاتی به صورت بال بالا می‌باشند.
۲. توزیع لطفت برای بال بالا مناسب تر می‌باشد.
۳. حالت بال بالا دارای پایداری سمتی بهتری می‌باشد.
۴. برای نصب دوربین حالت بهتری می‌باشد و نصب سیستم‌های هواپیما آسان تر می‌شود.

#### ۷-۱-۲- انتخاب شکل بال:

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

۱. سطح بال به صورت ذوزنقه‌ای در نظر گرفته شده تا نزدیک-ترین توزیع لیفت به حالت بیضوی به دست آورده شود.
۲. ساخت ساده‌تر 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.

۱. کاهش هزینه‌های تولید.
۲. وزن کمتر به دلیل کاهش پیچیدگی‌ها.
۳. امکان ساده و در عین حال مطمئن نصب بال به بدنه



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

حال این معادله برای ۶ حالت محاسبه می‌کنیم.

#### ۶-۱- ارتفاع و سرعت کروز ثابت:

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

#### ۶-۲- سرعت صعود ثابت:

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

#### ۶-۳- ارتفاع و سرعت گردش ثابت:

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

#### ۶-۴- شتاب افقی:

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

#### ۶-۵- 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 می‌باشد. به دیاگرامی که شامل رعایت همه قیود بالا باشد، دیاگرام همسازی گویند.

#### ۶-۷- تعیین نقطه طرح هواپیما:

از آنالیز دیاگرام همسازی فضای ممکن طراحی معین شده و نقطه مناسب طراحی انتخاب می‌شود. با انتخاب نقطه مناسب طراحی و تخمین اولیه وزن برخاست، دو پارامتر مهم یعنی سطح بال و

۲. استفاده از دو موتور باعث می‌شود 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 می‌شود 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 موتورهای همدیگر را خنثی می‌نماید. که سبب کاسته شدن مصرف سوخت و افزایش برد و تداوم پرواز هواپیما نیز می‌گردد.

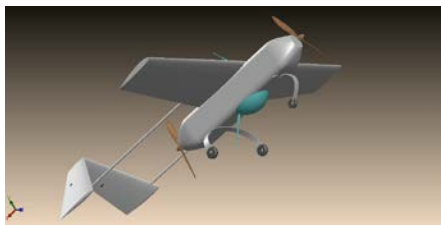
۶. با نصب دو موتور در دو طرف سازه بدنه وزن سازه و استقامت لازم را می‌توان نسبت به حالتی که یک موتور به صورت متمرکز به سازه نیروی شدیدتری را وارد کند کاهش داد. در نتیجه عمر سازه افزایش می‌یابد.

#### ۶-۷- 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 سیستم‌های داخل هواپیما قرار داده می‌شود.

۳. بال قابلیت جداسدن از بدنه را دارد تا هم حمل و نقل راحت‌تر داشته باشد و هم بتوان از محل قرارگیری 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:

برای محاسبه سطح بال طبق موارد ارائه شده در فصل الزامات پرواز از دیاگرام همسازی استفاده می‌شود به این صورت که مقدار W/S از نقطه طرح انتخاب شده خوانده می‌شود که این مقدار برابر ۱۷۰/۸ نیوتن بر متر مربع می‌باشد و بر این اساس مقدار سطح بال ۱/۰۵ متر مربع محاسبه گردید.

#### ۷-۷-۲- انتخاب شکل بال:

برای انتخاب شکل و نسبت منطقی بال با توجه به نتایج به دست آمده از دیاگرام همسازی هواپیما بال‌های متعددی با شکل

#### شکل (۴) شکل بال

#### ۷-۲- دم و سطوح کنترل:

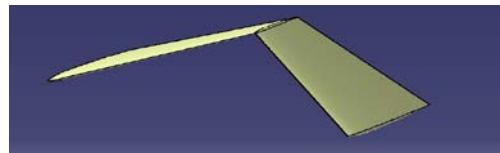
دم نهایی به دلایل زیر به صورت ۸ شکل انتخاب شد.

۱. دم به میزان کمتری در جریان هوای خروجی از ملخ موتور قرار می‌گیرد.

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

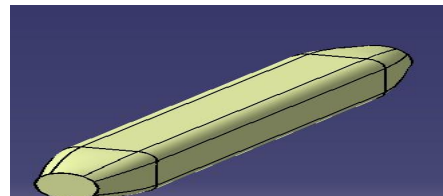
۴. قرار دادن دو عدد tail boom به صورت میله ای برای اتصال امپناژ به بال و استحکام و کاهش وزن



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 می‌شود..



#### شکل (۶) شکل بدنه

#### ۷-۴- ارابه فرود:

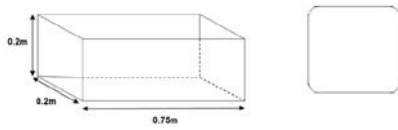
ارابه فرود ثابت از نوع سه چرخه با چرخ‌های اصلی در عقب برای هواپیما در نظر گرفته شده است. چرخ جلو امکان دوران حول محور عمودی دارد.

#### ۷-۵- موتور:

توان مورد نیاز هواپیما در دو موتور پیستونی تقسیم می‌شود. دلایل این مسئله در زیر آورده شده است .

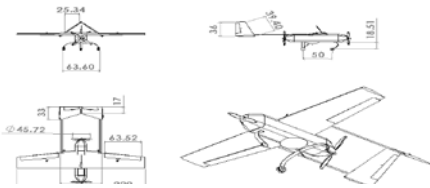
۱. چنانچه در طی انجام مأموریت به دلیلی یکی از موتورهای هواپیما خاموش شود، هواپیما می‌تواند با استفاده از موتور دیگر خود را به پایگاه زمینی برساند و یا در صورت امکان مأموریت خود را به پایان برساند.

بدنه به گونه‌ای طراحی شده است تا ضمن برخورداری از شکل مناسب ایرودینامیکی به دلیل کاهش پسا، به راحتی بتواند تجهیزاتی را که در هواپیما برای انجام مأموریت 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 می‌شود که این انتخاب بر اساس پایین بودن ماخ پروازی می‌باشد.

##### 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 می‌شود.

برای تخمین قطر ملخ هواپیما نیز به صورت زیر عمل می‌شود:

با در نظر گرفتن دو موتور، توان هر موتور با سهم مساوی در نظر گرفته می‌شود، 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 پیشرانش برابر  $85\%$  داریم:

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

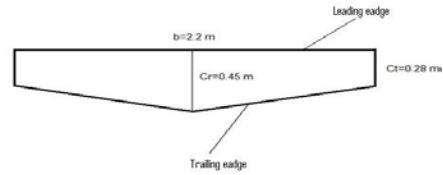
$$D = \frac{\eta_p \times P}{V} \quad (30)$$

$$s = \frac{\eta_p \times P}{2\rho v^3 a(1 + a)} \quad (31)$$

$$\rho = 0.819 \text{ kg/m}^3, a=0.1, V=200 \text{ km/h} = 55 \text{ m/s}$$

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

ها و نسبت‌های منطقی 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  $5$  هواپیمای موجود در بانک اطلاعاتی که شامل سطح بال  $S_{wing}$  و وتر متوسط بال  $\bar{C}_{wing}$ ، سطح دم افقی  $S_v$  و فاصله  $\bar{C}/4$  آن از  $\bar{C}/4$  بال  $X_H$ ، 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	$X_v$	$S_v$	$S_{wing}$	$b$	$\bar{V}_v$	$X_H$	$S_H$	$S_{wing}$	$\bar{C}_{wing}$	$\bar{V}_H$
۳	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	۰٫۰۶۷	۱٫۸	۰٫۱۶	۱٫۷	۰٫۶	۰٫۲۸
۵	۱٫۰۵	۰٫۱۴	۰٫۸۳	۲٫۱۲	۰٫۰۸۳	۱٫۱۵	۰٫۰۹۵	۰٫۸۳	۰٫۴	۰٫۳۲
۶	۰٫۹	۰٫۰۶	۰٫۸۷	۲٫۳	۰٫۰۲	۱٫۱	۰٫۰۹	۰٫۸۷	۰٫۴	۰٫۲۸
۹	۰٫۹۴	۰٫۷۲	۰٫۸۲	۲٫۷۵	۰٫۲۹	۰٫۹۵	۰٫۰۶۷	۰٫۸۲۵	۰٫۲	۰٫۲۶

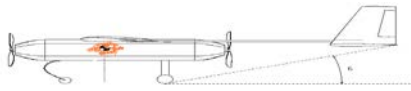
جدول (۵) بررسی هواپیماهای بانک اطلاعاتی

#### ۷-۸-۲- انتخاب ایرفویل دم:

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

#### ۷-۹- بدنه:

بال قرار گیرد و محاسبات دیگر از جمله تعیین محل ارباه 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 تأثیرات کاهش سوخت روی مرکز جرم خنثی گردد.



شکل (۱۲) مرکز جرم هواپیما

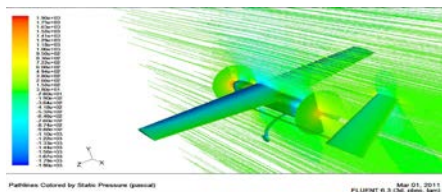
### ۱۰ - تحلیل آیرودینامیکی :

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 نرم‌افزار فلونت 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

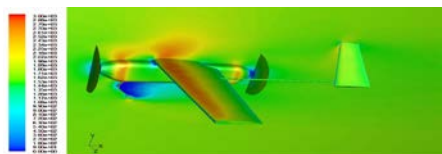
### جدول (۶) تنظیمات مدل در نرم‌افزار

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



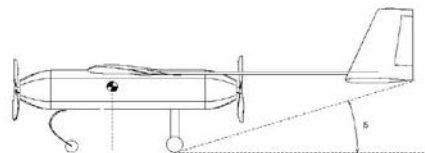
انتخاب ملخ هواپیما برای اینکه توان زیادتری برای برخاست داشته باشد و یا از سرعت زیادتری در کروز برخوردار باشد، در حدود ۰/۳۵-۰/۵ متر خواهد بود. در این جا به عنوان یک حالت نرمال قطر ملخ ۰/۴ متر در نظر گرفته می‌شود.

### ۸-۳- طراحی ارباه فرود :

برای طراحی ارباه فرود موارد زیر مدنظر قرار داده شده است:

- انتخاب ارباه به شکلی با خاصیت فنری چون در هنگام فرود ضربه ناشی از فرود را گرفته و به سازه هواپیما آسیبی نرسد.
- قرار دادن جلوی انحنا پایه ارباه فرود به سمت دماغه تا درگ کمتری تولید کند.
- زاویه بین ارباه فرود عقب و انتهای هواپیما در قسمت دم تقریباً ۱۵ درجه در نظر گرفته شده تا هنگام برخاست دم به زمین برخورد نداشته باشد.
- اندازه بین چرخ‌های عقب، و اندازه بین چرخ عقب و جلو و همچنین ارتفاع ارباه فرود به اندازه‌ای 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 سرو برای چرخ جلو.

با توجه به تحلیل‌های آیرودینامیکی و بررسی نتیجه‌های به دست آمده از تصویر مربوط به توزیع فشار دینامیکی، نتیجه شد که قرار دادن انحنا پایه ارباه جلو به سمت دماغه از لحاظ آیرودینامیکی مناسب نمی‌باشد. بر این اساس تصمیم بر این شد که انحنا پایه جلو مشابه پایه‌های عقب به سمت کنار باشد که با توجه به تحلیل‌های آیرودینامیکی صورت گرفته این نوع پایه مناسب‌تر می‌باشد و پسای کمتری تولید می‌کند. در زیر نمایی از هواپیما با ارباه فرود و نمای خود ارباه فرود نشان داده شده است



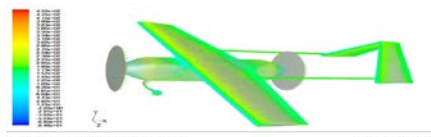
شکل (۱۱) نمایی از هواپیما با ارباه فرود

### ۹- وزن و تعادل :

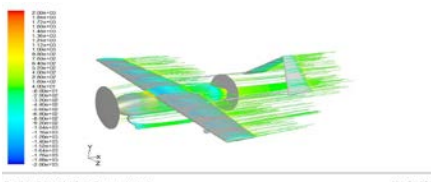
در روند وزن و بالانس هواپیما حدود تغییرات مرکز ثقل هواپیما تعیین می‌گردد. ابتدا باید سناریوهای مختلف بارگذاری برای قرار گیری کلیه تجهیزات بررسی شده و سپس مختصات مرکز ثقل در هر حالت به دست آورده شود و در نتیجه محدوده تغییرات مختصات مرکز ثقل حاصل می‌گردد. چون هنوز تجهیزات در اختیار ما نیست این روند به طور کامل انجام پذیرفته 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  $C/4$  کرد ریشه



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:

$$E_1 = 148e9 N/m^2, E_2 = 9.65e9 N/m^2, \\ G_{12} = 4.55e9 N/m^2, \nu_{12} = 0.3, \nu_{23} = 0.6$$

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

$$D = \begin{pmatrix} 1.5877 & 0.1068 & 0.1262 & 0 & 0 & 0 \\ 0.1068 & 0.1580 & 0.0990 & 0 & 0 & 0 \\ 0.1262 & 0.0990 & 0.1608 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.0200 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0200 & 0 \end{pmatrix} \times 10^{11}$$

### ۱۱-۳- مراحل تحلیل دم و بال هواپیما:

### ۱۱-۳-۱- تحلیل دم:

ساختار دم به صورت هشتی طراحی شده و از پوسته‌ای کامپوزیتی به ضخامت ۱٫۵ میلی متر ساخته شده است. روند تحلیل در برنامه Abaqus به صورت زیر است:

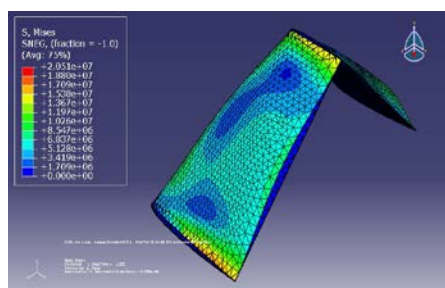
۱. درایه‌های ماتریس سختی کامپوزیت مورد نظر در نرم افزار وارد شده است.

۲. 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

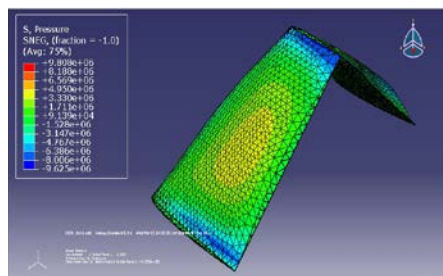
۳. NACA-0009 با استفاده از نرم افزار Design foil، یک اتمسفر بدست آمده است.

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



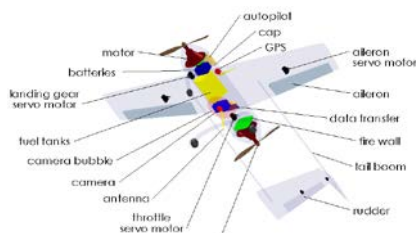
شکل(۱۹) توزیع فشار روی دم

### 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 می‌باشد.

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 می‌باشد. چون





شکل (۲۲) طراحی مدل سه بعدی

### ۱۳- نتیجه گیری:

با توجه به تحلیل‌های آیرودینامیک می‌توان بارگذاری‌ها را برای تحلیل‌های سازه‌ای 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 گردابه‌ها، موارد زیر تشخیص و برای اصلاح آنها 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 می‌باشد و نیز تاثیر عدد رینولدز در ارتفاع روی ضریب لیفت که هر دو باعث کاهش ضریب لیفت می‌گردد و همچنین با توجه به اینکه نتایج مربوط به اجرای برنامه در سطح دریا می‌باشد، لیفت حاصل شده پس از اصلاح لازم در مورد تصحیحات فوق‌الذکر 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 می‌بایست 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.

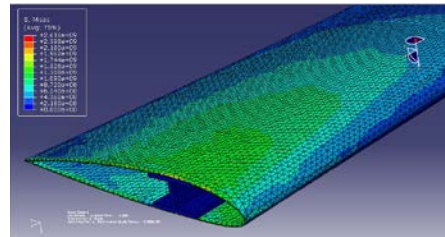
به این ترتیب گشتاور دم نیز تا حد زیادی در جهت خنثی نمودن گشتاور بال کمک می‌کند نیاز کمتری به زاویه دادن موتور جهت تعادل گشتاورها می‌باشد و به این ترتیب بازده پیشرانیش افزایش و مصرف سوخت کاهش خواهد داشت.

### ۱۴ - فهرست نمادها:

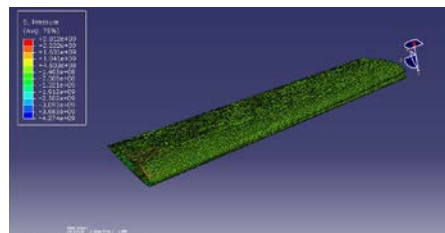
ضریب درگ	$C_D$
ضریب درگ در حالت لیفت صفر	$C_{D0}$
ضریب لیفت	$C_L$
نیروی درگ	$D$
شتاب جاذبه زمین ( $m/s^2$ )	$g$

بال متقارن است نصف بال تحلیل شده است تا از شرط مرزی تکیه گاهی یک سر درگیر استفاده شود و زمان محاسبه نیز کاهش یابد. شبکه‌بندی مناسبی در سطوح بال به صورت مثلثی اعمال گردید. روکش کامپوزیتی تیر و تیر به صورت مربعی شبکه‌بندی گردیده است. در تحلیل آباکوس انجام شده، برای بارگذاری تنها از نیروهای آیرودینامیکی بال استفاده شده است اما در تحلیل‌های بعدی می‌توان تاثیر برآیند ممان دم و بال را نیز به بارگذاری خارجی اضافه نمود.

نتایج این تحلیل در شکل‌های 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 دمونتاژ سیستم‌ها پرداخته می‌شود.

همان‌طور که در نمای ارائه شده مشاهده می‌شود، اجزا در مکانی قرار گرفته‌اند 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 می‌توان به عنوان دریچه نیز استفاده کرد تا دسترسی مناسب به دوربین و ارسال دیتا امکان پذیر باشد. دریچه دسترسی به اتوپایلوت و باتری‌ها در قسمت فوقانی و جلو بدنه قرار دارد. باتری‌ها در مکان قابل دسترس قرار گرفتند تا در صورت نیاز تعویض و یا شارژ گردند. سروهای گاز موتور ها از دریچه حباب دوربین و دریچه جلو تنظیم می‌شود.

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

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	$\eta_p$
مساحت پرازیت 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	$\nu$

#### ۱۵ - مراجع :

- [1] Roskam, "Airplane Design", DAR corporation , 1997
- [2] Houghton& Carruthers, "Aerodynamics for engineering", third edition, 1984
- [3] Janes Unmanned Aerial Vehichels & Targets, 2003
- [4] "Mechanics of composite structure", Cambridge
- [5] Mattingly & Heiser & Daley, "Constraint Analysis for electric powered Mini Aerial Vehicle", Aircraft Engine Design, AIAA Education Series, 1987
6. مهدیان، اصغر، "روش های المان محدود"
7. یرا.ح. آبوت و آبرت.ا. ترجمه حمید کاشانیان، "دانهوف فرضیه مقاطع

بال"