

طراحی، تحلیل و ساخت پهپاد دست پرتاب

احمد شرفی^{۱*}، علی نوری^۲، امیر درمنکی فراهانی^۳

۱- مربی، دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، sharafi@ssau.ac.ir

۲- دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، anouri@ssau.ac.ir

۳- دانشجوی کارشناسی مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، anouri@ssau.ac.ir

* مربی، دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، sharafi@ssau.ac.ir

چکیده

هدف از انجام این تحقیق، طراحی، تحلیل، ساخت و پرواز یک نمونه پهپاد دست پرتاب می‌باشد. این پهپاد قابلیت حمل بار یک کیلوگرمی و همچنین توانایی گشت زنی در ارتفاع ۳۰۰۰ متری را دارا است. این پهپاد دارای سرعت کروز ۱۱۰ کیلومتر بر ساعت است و همچنین می‌تواند مسافتی حدود ۵۵ کیلومتر را نیز طی کند. طراحی مقدماتی این پهپاد براساس روش‌های متداول و توسط نرم افزار (Advanced Aircraft Analysis) AAA انجام شده است که خروجی این نرم افزار سطح بال و همچنین توان مورد نیاز برای انجام مأموریت تعیین شده می‌باشد. در مرحله بعد، به طراحی جزئیات قسمت‌های مختلف پهپاد پرداخته شده و توسط نرم افزار کتیا نقشه‌های این وسیله پرنده تهیه شده‌اند. برای تحلیل عددی پهپاد طراحی شده، از نرم افزار دیجیتال دتکام (Digital Datcom) استفاده شده است. تحلیل عددی صورت گرفته، در سرعت ۱۱۰ کیلومتر بر ساعت، ارتفاع ۳۰۰۰ متری و در زوایای حمله مختلف انجام شده است. نتایج تحلیل عددی نشان می‌دهد که مدل‌سازی پهپاد طراحی شده در نرم افزارهای یاد شده بخوبی صورت گرفته است و در محدوده زوایای حمله مورد بررسی، پهپاد مورد نظر دارای پایداری استاتیکی می‌باشد. همچنین با ساخت نمونه پروازی و انجام آزمایشات پروازی مشخص گردید که طراحی پهپاد دست پرتاب بخوبی صورت گرفته است.

واژه های کلیدی: هواپیمای بدون سرنشین دست پرتاب - نرم افزار دیجیتال دتکام - ضرائب آئرو دینامیکی - ساخت - آزمایش پروازی.

۱- مقدمه

در سال‌های اخیر پرنده‌های بدون سرنشین به طور گسترده‌ای در کشورهای مختلف مورد استفاده قرار گرفته‌اند. امروزه تقریباً تمام مأموریت‌های هوایی نظامی و بسیاری از مأموریت‌های هوایی غیرنظامی توسط این پرنده‌ها انجام می‌گیرد. غیر از مأموریت‌های شناسایی و مراقبت و یا جنگ الکترونیک که از چند دهه قبل توسط این پرنده‌ها انجام می‌شد، در چند سال اخیر تلاش‌هایی برای انجام مأموریت‌های رزمی-تهاجمی و مخبراتی نیز توسط این پرنده‌ها صورت گرفته است و هم اکنون محصولات آن در این زمینه وارد استفاده‌های عملیاتی شده‌اند.

امروزه پهپادها به طور گسترده‌ای در صنایع هوایی مورد توجه قرار گرفته‌اند. از آنجایی که هزینه طراحی و ساخت این پرنده‌ها برای انجام یک مأموریت مشخص در مقایسه با هواپیمای بدون سرنشین دار بسیار کمتر است و همچنین خطرات جانی کمتری در بر دارند، گرایش‌های زیادی در صنایع

هوایی نظامی و غیرنظامی به سمت این رده از وسایل پرنده دیده می‌شود. تجربه جنگ‌های اخیر ایالات متحده در افغانستان و عراق و استفاده گسترده نیروهای آمریکایی از هواپیمای بدون سرنشین، قابلیت‌های برتر این هواپیمای را در جنگ به وضوح مشخص کرد.

فناوری طراحی و ساخت هواپیمای بدون سرنشین تا جایی پیش رفته که امروزه صحبت از طراحی و ساخت هواپیمای بدون سرنشین با قیمتی در حدود ۲۰۰۰ دلار می‌شود. اگر این رقم را با موشک‌های کروز که قیمتی بیش از یک میلیون دلار دارند مقایسه کنید. حداقل مزیت دسترسی به هواپیمای بدون سرنشین ارزان قیمت با قابلیت کنترل و هدایت نسبتاً دقیق، بالارفتن توان تهاجمی و دفاعی در مقابل نیروهای مهاجم از طریق انجام عملیات انتحاری بوده و به نظر می‌رسد یکی از استراتژی‌های دفاعی مناسب در مقابل نیروهای مهاجم استفاده گسترده از این وسایل پرنده است. حذف خلبان از درون هواپیما و نشان دادن یک سامانه هوشمند الکترونیکی به جای آن، اگر چه کار ساده‌ای نیست اما مزایای قابل توجهی را برای این رده از وسایل پرنده ایجاد نموده و دست طراحان هواپیما را در ارائه طرح‌های نوین و متنوع بسیار باز گذاشته است. در حالی که کوچک‌ترین پهپادها، موسوم به حشره مکانیکی وزنی کمتر از ۱۰ گرم دارند، پهپادهایی با وزن بیش از ۲۰ تن هم ساخته شده‌اند که می‌توانند برای مدت بیش از یک روز در آسمان پرواز نمایند. تنوع بسیار گسترده‌ای در پهپادها از نظر ابعاد و اندازه، وزن، شکل ظاهری و ویژگی‌های عملیاتی به چشم می‌خورد که در ادامه برخی از آنها معرفی شده‌اند. در چند سال اخیر، رشد و توسعه روزافزون استفاده از پهپادها و ربات‌های پرنده غیرنظامی در سرتاسر جهان و همچنین ایران بسیار چشمگیر بوده است.

۲- دلایل اهمیت پهپادها

پهپادها امروزه جایگاه مهمی در مجموعه قدرت نظامی کشورهای مختلف دنیا کسب کرده‌اند. این وسایل با تکیه بر توان اجرای عملیات در شب و روز در مناطق دور و نزدیک بر ضد اهداف ساکن و متحرک و در تمام شرایط آب و هوایی و امکان پروازهای هدایت شونده از دور و یا تمام خودکار، دستاوردهای نظامی بسیار مهمی را در منازعات نظامی سالهای اخیر بدست آورده‌اند. هواپیمای بدون سرنشین به دلیل عدم نیاز به تأسیسات و پایگاه‌های بزرگ و ثابت، سادگی تعمیر و نگهداری، به کارگیری آسان، نداشتن ضایعات انسانی در صورت هدف قرار گرفتن، که با توجه به هزینه صدها هزار دلاری و زمان چندین ساله آموزش یک خلبان بسیار مهم است، امکان استفاده از فناوری پیشرفته در ساخت و مزایای دیگر نظر مشتریان نظامی و غیرنظامی و در نتیجه شرکت‌های سازنده را به خود جلب کرده و

پهپاد دست پرتاب به وسایل پرنده‌ای اطلاق می‌شوند که برای پرواز نیازی به باند پروازی (جهت عمل نشست و برخاست) نداشته و می‌تواند به راحتی توسط نیروی دست یا لانچر به پرواز در آید. این نوع پهپادها بطور گسترده در نیروهای نظامی پیاده که جهت انجام مأموریت‌های شناسایی می‌روند، مورد استفاده قرار می‌گیرد. برای اهداف طراحی و ساخت اینگونه وسایل پروازی می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- (۱) سهولت در به کار بردن این نوع پرنده
 - (۲) کنترل ساده و آسان نسبت به سایر پرنده‌های مشابه
 - (۳) هزینه ساخت کم نسبت به نوع مشابه
 - (۴) عدم نیاز به باند پروازی
 - (۵) خسارت کم به هنگام وارد شدن صدمه به پرنده
- در ضمن می‌توان مزایا و معایب این دسته از پرنده‌ها را بصورت زیر دسته‌بندی نمود:

- ✓ مزایا:
- (۱) سهولت کنترل
 - (۲) ابعاد کوچک و قابل حمل توسط نیروی انسانی
 - (۳) قابلیت سریع راه اندازی و استفاده سریع در میدان نبرد
 - (۴) کمک به مدیریت میدان نبرد در کمترین زمان
 - (۵) دیده‌بانی، شنود و جاسوسی
 - (۶) اعمال اختلال صوتی و موجی برای محدوده مشخص توسط این نوع پهپادها
- ✓ معایب:
- (۱) برد کم
 - (۲) محدودیت پروازی و شرایط آب و هوایی
 - (۳) محدودیت ابعاد و اندازه و وزن
 - (۴) مداومت پروازی محدود

۵- مراحل طراحی پهپاد

۵-۱- تعیین مأموریت

مأموریت این پرنده که شناسایی و گشت‌زنی در یک محدوده می‌باشد که پروفیل پروازی آن در شکل ۶ آورده شده است.



شکل ۱- پروفیل پروازی پهپاد

طبق شکل مشاهده می‌شود که پرنده پس از روشن کردن موتور، آماده برخاست می‌شود. پس از طی فاز برخاست و سپس صعود وارد فاز پرواز سیر و سپس فاز گشت زنی می‌شود. طبق شکل مقداری از برد در صعود در نظر گرفته می‌شود که در محاسبات آورده شده است. پس از مرحله ۶، فاز نشست خواهد بود که در محاسبات برد در آن لحاظ نمی‌شود. مأموریت پهپاد مورد نظر به صورت اطلاعات موجود در جدول ۱ تعریف شده است.

امروزه میزان سرمایه گذاری کشورهای جهان در این زمینه بالغ بر چند میلیارد دلار است.

این هواپیماهای بدون سرنشین با داشتن ایستگاه کنترل زمینی مجهز به انواع رایانه، توانایی برنامه‌ریزی نمودن مسیر پروازی در حافظه تجهیزات الکترونیکی هوایی را دارند که امکان اجرای مأموریت‌های تمام خودکار را بدون نیاز به برقراری ارتباط رادیویی با پرنده فراهم می‌کند. از این پهپادها می‌توان در عکس‌برداری و فیلم‌برداری از عمق مواضع دشمن، جنگ الکترونیکی، رله ارتباطی، دیده بانی، هدف‌یابی و گرا دادن، اجرای عملیات کنترل ترافیک، کنترل نوار مرزی به منظور مبارزه با قاچاق، مطالعات هواشناسی، عکس‌برداری جهت تهیه نقشه‌های جغرافیایی، ارزیابی خسارت-های بلایای طبیعی و مأموریت‌های متنوع دیگر استفاده کرد. دو کاربرد مهم دیگر هواپیماهای بدون سرنشین استفاده به عنوان هدف پروازی برای تمرین و آموزش کارکنان شبکه پدافند هوایی توپخانه‌ای و موشکی و همچنین اجرای عملیات تهاجمی است. سرعت بالا و ابعاد کوچک، این پرنده‌ها را به ابزار مناسبی جهت شبیه سازی یک هدف واقعی برای تقویت مهارت‌های مجموعه پدافند هوایی کشور بدل کرده است که برای کاهش هزینه‌ها و افزایش آمادگی دفاعی بسیار مهم است. عملیات تهاجمی نیز امروزه جزو مأموریت‌های جدی پهپادها به شمار می‌رود. پهپادها به گونه‌ای طراحی شده‌اند که طیف وسیعی از مأموریت‌ها را پوشش می‌دهند: از پروازهای چند دقیقه‌ای که توسط سربازان بر روی زمین حمایت می‌شوند، گرفته تا پروازهای چند روزه که هزاران کیلومتر از محل پرواز و کنترل دور می‌شوند. بنابراین، پهپادها به طور غیر رسمی براساس ناحیه‌ی عملیاتی و برد طبقه بندی می‌شوند.

۳- مأموریت‌های پهپادها

مأموریت‌های پهپادها در دو دسته‌ی عمده قرار می‌گیرد: مأموریت‌های شناسایی و مراقبت غیر مخرب و جنبه‌های پیشرفته‌تر که وسایل جنگی هوایی کشنده هستند. به عنوان یک نکته، هر مزیت بالقوه‌ی مأموریت‌های پهپاد می‌تواند یک تهدید هم باشد و این در صورتی است که دشمن به قابلیت‌های پهپادها دست پیدا کند. بنابراین مأموریت‌های زیر می‌توانند هم فرصت و هم تهدید به حساب بیایند. مهمترین مأموریت‌های پهپادها عبارتند از:

- الف- مأموریت‌های مراقبت و شناسایی
- ب- کشف هدف، تخصیص و تعیین خسارت میدان جنگ
- ج- جاسوسی و حمله الکترونیکی و ارتباطات
- د- آشکار سازی جنگ میکروبی و شیمیایی
- و- نفوذهای زمینی

۴- پهپاد دست پرتاب

یکی از دسته‌بندی‌های مهم و کاربردی وسایل پرنده بدون سرنشین، پهپادهای دست پرتاب می‌باشند. این نوع وسایل پرنده با توجه به کاربردهای گسترده‌ای که در زمینه‌های مختلف دارند، توجه دنیای علم و تکنولوژی را به خود جلب کرده‌اند است و محققان و پژوهشگران بسیاری به دنبال طراحی، تحلیل و ساخت انواع این پرنده‌ها می‌باشند.

شکل ۲- نمودار تغییرات وزن خالی بر حسب وزن برخاست پهبادهای انتخاب شده حاصل از رابطه رگرسیون

حال با توجه به رابطه رگرسیون مقادیر A و B برابر است با :

$$A=0.2935 \quad \& \quad B=0.8417$$

در این بخش، وزن خالی هواپیما با استفاده از روش نسبت وزنی سوخت با یک حدس اولیه وزن برخاست بدست می آید و سپس با وزن خالی بدست آمده از رابطه برگوئت مقایسه می شود. در صورتی که درصد خطا پایین تر از نیم درصد شود، حدس اولیه را ملاک قرار داده می شود و سائیزینگ ها بر اساس آن انجام می شود. برای بدست آوردن وزن خالی هواپیما، با استفاده از روش نسبت وزنی سوخت لازم است که مقدار عددی MFF براساس مأموریت تعریف شده برای بدست آوردن وزن سوخت W_F بدست آید.

۳-۵- محاسبه وزن سوخت

برای بدست آوردن MFF لازم است که نسبت وزن ها در هر مرحله از مأموریت بدست آورده شود. تعدادی از آنها مطابق با جدول ۳ [۲] بیان می شوند.

جدول ۳- مقدار درصدهای وزنی فرض شده برای تعدادی از فازهای پروازی [۲].

Mission Phase No. (see Fig. 2.1) 1	2	3	4	5	6
Engine Start, Warm-up	Taxi	Take-off	Climb	Descent	Landing Taxi, Shutdown
1. Nonebuilt	0.998	0.998	0.998	0.995	0.995
2. Single Engine	0.998	0.997	0.999	0.996	0.994
3. Twin Engine	0.998	0.996	0.996	0.995	0.992
4. Agricultural	0.998	0.995	0.986	0.988	0.998
5. Business Jets	0.998	0.995	0.985	0.988	0.990
6. Regional Turb's	0.998	0.995	0.985	0.988	0.995
7. Transport Jets	0.998	0.990	0.985	0.988	0.990
8. Military Transport	0.998	0.990	0.980	0.980	0.995
9. Fighters	0.990	0.990	0.990	0.98-0.99	0.990
10. Mil. Patrol	0.998	0.990	0.985	0.980	0.990
11. Bomb, Transport, Amphibious, Float Airplanes	0.992	0.990	0.994	0.985	0.990
12. Supersonic Cruise	0.990	0.995	0.995	0.99-0.99	0.995

Notes: 1. The numbers in this table are based on experience or on judgment.
2. There is no substitute for common sense! If and when common sense so dictates, the reader should substitute other values for the fractions suggested in this table.

که برای پهباد مورد بررسی از داده های مربوط به سطر ۱ این جدول استفاده می شود. پس از انجام محاسبات با استفاده از نرم افزار AAA، مقادیر نسبت های وزنی سوخت مطابق شکل ۳ بدست می آید:

Mission Profile	M _{FF}
Warmup	0.9980
Take-off	0.9980
Climb	1.0000
Cruise	0.9896
Loiter	0.9884
Descent	0.9950
Land/Taxi	0.9950

شکل ۳- مقادیر درصدهای سوختی برای فازهای مختلف پروازی

جدول ۱- مشخصات و مأموریت پهباد

Payload	1 kg box or camera
Crew	None passenger
Range	55 km for own mission
Altitude	This uav can fly in 3000 meters Altitude
Climb	direct climb to 3000 m at max WTO is
Cruise speed	110 km Per Hour
Take off & landing	-----
Landing performance	at WL= 0.85 WTO
Power plants	Piston engine dle 30
Certification base	Far 23 uav military

۲-۵- تخمین وزن اولیه برخاست

برای بدست آوردن تخمینی از وزن اولیه برخاست بانک اطلاعاتی از پهبادهای هم رده (پرنده های بدون سرنشین با وزن بین ۳ الی ۱۰ کیلوگرم) [1] مطابق جدول شماره ۲ تشکیل شده که اطلاعات وزنی این پهبادها در جدول موصوف آورده شده است.

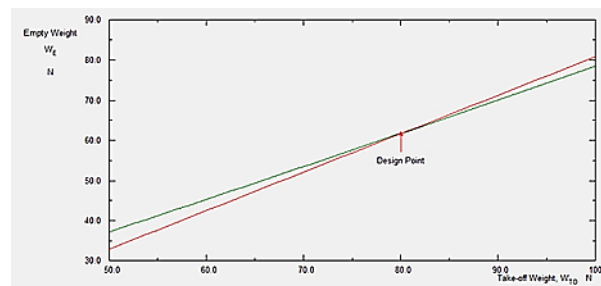
جدول ۲- بانک اطلاعاتی پهبادهای هم رده برای مأموریت تعریف شده

WE (KG)	WTO (KG)	نام هواپیما
3/4	9/5	Puma-20
1/6	5/7	Skylark lex
6/7	7/8	Tarcker 120
6	5/8	Sp-9
5/4	2/6	SUCHAN
7/4	9/5	Bayraktar B
9/5	1/8	HAWK EER
2/6	2/8	JAVELIN
8/4	2/6	MI-TEX BACKPACK
2/8	5/10	ORBITE

با توجه به برگوئت می توان نوشت که:

$$\text{Log}(W_{TO}) = A + B \text{log}(W_E) \quad (1)$$

برای بدست آوردن مقادیر A و B از اطلاعات ۱۰ عدد پهباد هم رده استفاده می شود. با توجه به جدول ۲ و پس از بدست آوردن رابطه لگاریتمی آن، از نرم افزار AAA مقادیر A و B با توجه به رابطه رگرسیون خطی بین وزن برخاست و وزن خالی از قرار زیر می باشند.



بنابراین با توجه به رابطه (۴) برای فاز کروز می توان نوشت:

$$30.67 = \frac{58.31}{0.799} \times 10 \times \ln\left(\frac{W_3}{W_4}\right) \rightarrow \frac{W_4}{W_3} = 0.959$$

• فاز گشت زنی

مطابق با رابطه (۵) برای زمان گشت زنی و با توجه به داده های موجود در جدول ۴ برای این فاز می توان نوشت:

$$E_{itr} = \left(\frac{1}{C_j}\right)_{itr} \times \left(\frac{L}{D}\right)_{itr} \times \ln(w_4/w_5) \quad (۵)$$

$$\frac{L}{D} = 10 \quad \& \quad C_j = 0.701 \frac{\text{lbs}}{\text{lbs}}/\text{hr}$$

$$1\text{hr} = \frac{1}{0.701} \times 10 \times \ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right)$$

$$\frac{W_5}{W_4} = 0.932$$

• فاز تقرب

برای این فاز در ارتفاع ۳۰۰۰ متری می توان نوشت:

$$R = \frac{V}{C_j} \times \frac{L}{D} \times \ln\left(\frac{W_6}{W_7}\right) \quad (۶)$$

$$\frac{L}{D} = 10 \quad \& \quad C_j = 0.8 \quad \& \quad V = 20 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 72 \frac{\text{km}}{\text{h}} = 38.8 \text{ Knot}$$

$$R=7432\text{m}$$

$$4.5 = \frac{38.8}{0.8} \times 10 \times \ln\left(\frac{W_6}{W_5}\right) \rightarrow \frac{W_5}{W_6} = 0.991$$

۵-۵- محاسبه Mff

$$M_{ff} = \left(\frac{W_7}{W_6} \times \frac{W_6}{W_5} \times \frac{W_5}{W_4} \times \frac{W_4}{W_3} \times \frac{W_3}{W_2} \times \frac{W_2}{W_1} \times \frac{W_1}{W_{TO}}\right) \quad (۷)$$

$$4.5 = \frac{38.8}{0.8} \times 10 \times \ln\left(\frac{W_6}{W_5}\right) \rightarrow \frac{W_5}{W_6} = 0.991$$

$$W_{F_{used}} = (1 - M_{ff}) \times W_{TO} = (1 - 0.897) \times W_{TO} = 0.103 \times W_{TO} \quad (۸)$$

$$W_{PL}=15N=1.5Kg \quad \& \quad W_{crew}=0$$

$$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL}=W_E + 0.005W_{TO} + 0.103 W_{TO} + 15$$

$$W_{OE} = W_E + W_{TFO} + W_{crew}=W_E+0.005W_{TO}$$

$$W_E = W_{TO} - 0.103W_{TO} - 15 - 0.005W_{TO}$$

مقدار W_{TFO} برابر $0.005W_{TO}$ فرض شده است. حالا یک W_{TO} اولیه انتخاب کرده و از رابطه به دست آمده در بالا W_E را بدست آورده و سپس آن را با مقدار W_E بدست آمده از رابطه (۱) مقایسه کرده و اگر درصد خطا زیر 0.5 درصد بود مقدار W_{TO} تخمینی اولیه مورد قبول است. در این مرحله برای سهولت کار از نرم افزار AAA استفاده شده است که W_{TO} را بدون خطا محاسبه می کند. شکل ۴، خروجی نرم افزار AAA را برای محاسبات انجام شده، نشان می دهد.

۵-۴- بدست آوردن (W3/W4), (W6/W5), (W8/W7) برای فازهای گشت زنی و سیر

• مقادیر L/D و Cj پیشنهاد شده در کتاب راسکم برای فازهای گشت زنی و سیر

مقادیر L/D و Cj پیشنهاد شده برای فازهای سیر و گشت زنی مطابق با داده های جدول ۴ می باشد.

جدول ۴- مقادیر پیشنهادی برای فازهای سیر و گشت زنی [۲].

Mission Phase No. (See Fig. 2.1)	Cruise				Latter			
	L/D	Cj	Cp	tp	L/D	Cj	Cp	tp
	lbs/lbs/hr	lbs/lb/hr			lbs/lbs/hr	lbs/lb/hr		
1. Beechcraft	8-10	0.6-0.8	0.7	14-18	0.5-0.7	0.6		
2. Single Engine	8-10	0.5-0.7	0.8	14-18	0.5-0.7	0.7		
3. Twin Engine	8-10	0.5-0.7	0.8	9-11	0.5-0.7	0.7		
4. Agricultural	3-7	0.5-0.7	0.8	8-10	0.5-0.7	0.7		
5. Business Jets	16-18	0.5-0.9		12-14	0.4-0.6			
6. Regional TBP's	12-13	0.4-0.6	0.8	14-16	0.5-0.7	0.7		
7. Transport Jets	13-15	0.5-0.9		14-16	0.4-0.6			
8. Military Trainers	8-10	0.5-1.0	0.4-0.6	0.8	10-14	0.4-0.6	0.5-0.7	0.7
9. Fighters	4-7	0.6-1.4	0.5-0.7	0.8	5-9	0.6-0.8	0.5-0.7	0.7
10. Mil. Patrol	12-15	0.5-0.9	0.4-0.6	0.8	14-18	0.4-0.6	0.5-0.7	0.7
11. Socb. Transport								
12. Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	16-18	0.5-0.9	0.5-0.7	0.8	13-15	0.4-0.6	0.5-0.7	0.7
13. Supersonic Cruise	4-6	0.7-1.5		1-3	0.6-0.8			

البته می توان از رابطه گشت زنی هم برای بدست آوردن نسبت سوخت در این مرحله مطابق رابطه (۲) استفاده کرد:

$$E_{Climb} = \left(\frac{1}{C_j}\right)_{Climb} \times \left(\frac{L}{D}\right)_{Climb} \times \ln\left(\frac{W_3}{W_2}\right) \quad (۲)$$

با جایگذاری پارامترهای موجود در رابطه (۲) از داده های جدول ۴ می توان نوشت:

$$\frac{W_2}{W_3} = 0.994$$

• نحوه رسیدن از ارتفاع فاز صعود به ارتفاع فاز کروز

اگر میانگین نرخ اوج گیری پهپاد ۲۲ متر بر ثانیه یا به عبارتی ۸۰ کیلومتر بر ساعت باشد در آن صورت حدود پنج دقیقه طول می کشد تا پهپاد با زاویه صعود ۳۰ درجه به ارتفاع ۳۰۰۰ متری فاز کروز برسد. پس سرعت کروز هواپیما برابر است با:

$$V = M \times a = 0.09 \times 328 = 30.5 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 110 \frac{\text{km}}{\text{h}} = 58.31 \text{ knot} \quad (۳)$$

اگر میانگین سرعت در فاز صعود ۴۵ نات باشد، مسافت پیموده شده در این مرحله برابر است با:

$$\left(\frac{5\text{min}}{60}\right) \times 42 = 3.5 \text{ nm}$$

همچنین برای فاز کروز می توان نوشت:

$$R_{cr} = \left(\frac{V}{C_j}\right)_{cr} \times \left(\frac{L}{D}\right)_{cr} \times \ln\left(\frac{W_3}{W_4}\right) \quad (۴)$$

بنا به توجه به داده های موجود در جدول ۴ برای این فاز می توان نوشت:

$$\frac{L}{D} = 10 \quad \& \quad C_j = 0.799$$

$$R_{cr} = 34.17 - 3.5 = 30.67$$

- ✓ شناسایی گلوگاه‌های تکنولوژی
 - ✓ انتخاب و تعیین پارامترهای طراحی سرنوشت ساز بر سیکل طراحی
 - ✓ تصحیح مأموریت در صورت امکان
- هر حدسی که برای طراحی زده می‌شود، در پی خود احتیاج به یک تصحیح دارد و بالطبع، تأثیراتی بر روی نتایج طراحی ایجاد می‌کند. این آنالیز نشان می‌دهد که آیا این تأثیرات شدید است یا خیر. در فرآیند طراحی چون با مبحث تخمین و حدس همراه است و بیشتر روابط تحلیلی برای بدست آوردن حساسیت‌ها از مشتقات منتج می‌شود، بنابراین آنالیز حساسیت وزن برخاست نیز از این قاعده مستثنی نیست.

فرمول کلی در آنالیز حساسیت وزن برخاست به صورت رابطه (۹) است:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = \frac{BW_{TO}}{D - C(1-B)W_{TO}} \left\{ \frac{\partial C}{\partial y} W_{TO} - \frac{\partial D}{\partial y} \right\} \quad (9)$$

$$A = 0.2386 \quad \& \quad B = 0.8916$$

$$C = M_{FF}(1 + M_{res}) - M_{TFO} - M_{res} = 0.897(1 + 0) - 0.384 - 0 = 0.513$$

$$D = W_{PL} + W_{crew} = 15 + 0 = 15$$

۷-۵- حساسیت وزن برخاست نسبت به وزن محموله

اگر در رابطه (۱۰) به جای y ، W_{PL} قرار داده شود آنگاه:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = \frac{BW_{TO}}{D - C(1-B)W_{TO}} \quad (10)$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = \frac{0.8916 \times 76.8}{15 - 0.513(1 - 0.8916)76.8} = 6.3N = 0.63KG$$

عدد به دست آمده به این معناست که به ازای افزایش هر 0.1 کیلوگرم وزن محموله به اندازه 0.63 کیلوگرم به وزن کل برخاست افزوده می‌شود.

۸-۵- حساسیت وزن خالی نسبت به وزن محموله

اگر در رابطه (۱۱) به جای y ، W_E قرار داده شود آنگاه:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_E} = \frac{BW_{TO}}{\text{Log}^{-1}\left(\frac{\text{Log}W_{TO}-A}{B}\right)} \quad (11)$$

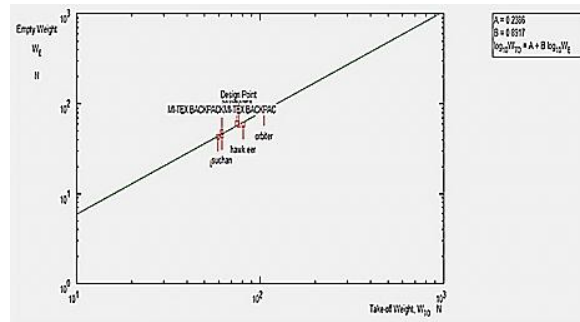
$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_E} = \frac{0.8916 \times 76.8}{\text{Log}^{-1}\left(\frac{\text{Log}76.8 - 0.2386}{0.8916}\right)} = 37.04N = 3.7KG$$

این بدان معنی است که به ازای افزایش هر کیلوگرم وزن خالی هواپیما در این هواپیما، به اندازه 3.7 کیلوگرم به وزن برخاستش افزوده می‌شود.

۹-۵- حساسیت وزن برخاست نسبت به برد، مداومت پرواز،

سرعت، مصرف سوخت ویژه و بازده آیرودینامیکی

برای این کار باید از جدول [۲] استفاده شود، چون پهپاد مورد نظر دارای موتور ملخی است، بنابراین از روابط سمت چپ این جدول استفاده می‌شود.



شکل ۴- خروجی نرم افزار AAA برای محاسبات وزنی

در این صورت وزن پیشنهادی $W_{TO} = 76.8N$ و $W_E = 58.8N$ می‌باشد. حال با مقایسه دو حالت و با در نظر گرفتن کمترین مقدار وزن خالی پهپاد با شرایط زیر ادامه می‌دهیم.

- حالت اول: با اعمال نسبت‌های وزنی 1.0 پرنده:

$$W_{est} = 85N \quad \& \quad W_{TO1} = 80.1N \quad \& \quad W_{E1} = 61N$$

- حالت دوم: با اعمال 5 درصد خطا و در نظر گرفتن 6 پرنده از میان 10 پرنده:

$$W_{TO} = 76.8N \quad \& \quad W_E = 58.8N$$

پس از اعمال خطاها و محاسبات مجدد و رابطه گریسون مقادیر A و B به صورت زیر بدست می‌آیند:

$$A = 0.8916 \quad \& \quad B = 0.8916$$

$$W_{F,used} = 0.103W_{TO} = 0.103 \times 76.8 = 7.82N = 0.782Kg = 0.78LIT$$

$$W_{TFO} = 0.005W_{TO} = 0.005 \times 76.8 = 0.384N$$

$$W_E = W_{TO} - 0.103W_{TO} - 15 - 0.005W_{TO} = 76.8 - 7.82 - 15 - 0.384 = 58.8$$

جزئیات مقدار مصرف سوخت در فازهای مختلف پروازی در شکل ۵ آورده شده است.

Mission Profile Table: Output				
	Mission Profile	W_{begin} N	ΔW_F used N	$W_{F,begin}$ N
1	Warmup	76.8	0.2	3.0
2	Take-off	76.7	0.2	2.8
3	Climb	76.5	0.0	2.7
4	Cruise	76.5	0.8	2.7
5	Loiter	75.7	0.9	1.9
6	Descent	74.9	0.4	1.0
7	Land-Taxi	74.5	0.4	0.6

شکل ۵- جزئیات مقدار مصرف سوخت در فازهای مختلف

۶-۵- آنالیز حساسیت‌ها نسبت به وزن برخاست

مفهوم آنالیز حساسیت به این معناست که اثر پارامترهای مختلف بر روی وزن برخاست تعیین شود. هدف از انجام آنالیز حساسیت را می‌توان به صورت کلی در موارد زیر خلاصه کرد:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial C_j} = \frac{F \partial \bar{R}}{\partial C_j} = \frac{FR}{375 \eta_p \frac{L}{D}} \quad (15)$$

$$\frac{\partial \bar{R}}{\partial C_j} = \frac{RC}{v \left(\frac{L}{D}\right)} = \frac{34.17}{58.34 \times 10} = 0.058$$

$$\frac{\partial M_{ff}}{\partial C_j} = -0.058 \times 0.897 = -0.052$$

$$\frac{\partial C}{\partial C_j} = -0.052$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial C_j} = \frac{0.8916 \times 17.2}{(0.897 \times 17.2) - 3.3 - (0.8916 \times 0.897 \times 17.2)} \times (-0.052 \times 17.2) = 8.4 lb$$

این بدان معنی است که به ازای افزایش هر واحد به مصرف ویژه سوخت در این هواپیما، به اندازه ۸/۴ پوند به وزن برخاستش افزوده می‌شود.

۶- سایزینگ

در قسمتهای قبلی متناسب با ماموریت تعریف شده برای پهپاد، وزن برخاست و وزن خالی پهپاد به دست آمد. همچنین به بررسی حساسیت وزن برخاست نسبت به وزن خالی، وزن محموله، برد، مداومت پروازی، مصرف ویژه سوخت پرداخته شد. در این بخش متناسب با ویژگی تعریف شده برای پهپاد، پارامترهای مساحت بال (S) و نیروی تراست (T) مورد نیاز برای پرنده به دست خواهد آمد. برای بدست آوردن S و T باید نمودار تطبیق را رسم کرد. برای بدست آوردن این نمودار، بایستی سایزینگ انجام شود. سایزینگ‌های مورد نظر عبارتند از:

جدول ۶- سایزینگ‌های مورد نظر

1	Stall Speed
2	Take-off Field Length
3	Landing Field Length
4	Climb
5	Ceiling Requirements
6	Climb Gradient Requirements
7	Time - to - Climb Requirements

۶-۱- سایزینگ سرعت واماندگی

سرعت واماندگی، به عنوان حداقل سرعت ثابت پرواز که در آن هواپیما قابل کنترل باقی بماند، تعریف می‌شود. سرعت واماندگی پایین همیشه برای حالت‌های برخاست، صعود و فرود هواپیما توصیه می‌شود. ماموریت‌های تعریف شده برای برخی هواپیماها ایجاب می‌کند که سرعت واماندگی آن‌ها از یک مقدار خاص بیشتر نباشد. در طراحی این هواپیماها محدودیت بیشترین سرعت واماندگی اعمال می‌شود. سرعت واماندگی می‌تواند جز ملزومات طراحی باشد که توسط مشتری در ماموریت تعریف می‌شود یا در بعضی مواقع ممکن است برای مشتری اهمیت چندانی نداشته باشد، در این صورت با توجه به سرعت واماندگی هواپیماهای هم‌رده، سرعتی در نظر گرفته می‌شود. برای FAR 25 قانونی در مورد محدودیت سرعت واماندگی وجود ندارد اما هر چه سرعت استال کمتر باشد، اقتصادی‌تر است اما مقدار خیلی پایین آن هم مناسب نیست. مطابق با FAR 23، هواپیماهایی که دارای یک موتور می‌باشند، سرعت واماندگی با وزن برخاست (W_{TO}) نباید بیشتر از ۶۱ نات باشد. همچنین مطابق با FAR 23، هواپیماهایی که بیش از یک موتور دارند اگر وزن برخاست آن کمتر از ۶۰۰۰ lb باشد، سرعت

جدول ۵- مشتقات برگشت برای هواپیماهای جت و ملخی [۲]

	Propeller Driven	Jet
Range Case $y = R$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = c_p (1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = c_p (1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}$
Endurance Case $y = E$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = \eta_p (1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = c_p (1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}$
Range Case $y = c_p$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = \frac{R(1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}}{c_p}$	$y = c_p$ $\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = R(1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}$
Endurance Case $y = c_p$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = \frac{R(1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}}{c_p}$	$y = c_p$ $\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = R(1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}$
Range Case $y = \eta_p$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = -\frac{R(1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}}{\eta_p}$	Not Applicable
Endurance Case $y = \eta_p$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = -\frac{R(1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}}{\eta_p}$	Not Applicable
Range Case $y = V$	Not Applicable	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = -\frac{R(1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}}{V}$
Endurance Case $y = V$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = \frac{R(1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}}{V}$	Not Applicable
Range Case $y = L/D$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = -\frac{R(1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}}{L/D}$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = -\frac{R(1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}}{L/D}$
Endurance Case $y = L/D$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = \frac{R(1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}}{L/D}$	$\frac{\partial \bar{R}}{\partial y} = -\frac{R(1 + \eta_p \frac{L}{D})^{-1}}{L/D}$

Note: X in km or mph
V in km or mph

۵-۱۰- محاسبه F

با ضرب مقدار F در روابط بالا می‌توان حساسیت‌ها را بدست آورد.

$$F = -BW_{TO}^2 \{CW_{TO}(1 - B) - D\}^{-1} (1 + M_{res}) M_{ff} = 0.8916 \quad (12)$$

۵-۱۱- حساسیت وزن برخاست نسبت به برد

اگر در رابطه (۱۳) به جای y، R قرار داده شود آنگاه:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial R} = \frac{F \partial \bar{R}}{\partial R} = \frac{FC_p}{375 \eta_p \frac{L}{D}} \quad (13)$$

$$\frac{\partial \bar{R}}{\partial R} = \frac{C_j}{375 \eta_p \frac{L}{D}} = \frac{0.799}{375 \times 0.7 \times 10} = 0.0003$$

$$\frac{\partial M_{ff}}{\partial R} = -0.0003 \times 0.897 = -0.0002$$

$$\frac{\partial C}{\partial R} = -0.0002$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial R} = \frac{0.8916 \times 17.2}{(0.897 \times 17.2) - 3.3 - (0.8916 \times 0.897 \times 17.2)} \times (-0.0002 \times 17.2) = 0.044 lb$$

این بدان معنی است که به ازای افزایش هر کیلومتر به برد پروازی این هواپیما، به اندازه ۰/۰۱۹ کیلوگرم به وزن برخاستش افزوده می‌شود.

۵-۱۲- حساسیت وزن برخاست نسبت به مداومت پروازی

اگر در رابطه (۱۴) به جای y، E قرار داده شود آنگاه:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial E} = \frac{F \partial \bar{E}}{\partial E} = \frac{FVC_p}{375 \eta_p \frac{L}{D}} \quad (14)$$

$$\frac{\partial \bar{E}}{\partial E} = \frac{V \times C_j}{375 \eta_p \frac{L}{D}} = \frac{58.31 \times 0.7}{375 \times 0.6 \times 10} = 0.018$$

$$\frac{\partial M_{ff}}{\partial E} = -0.018 \times 0.897 = -0.016$$

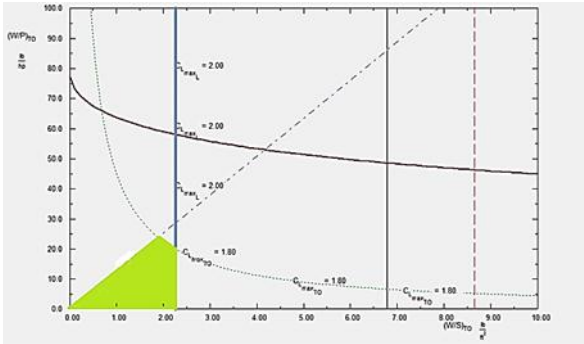
$$\frac{\partial C}{\partial E} = -0.016$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial E} = \frac{0.8916 \times 17.2}{(0.897 \times 17.2) - 3.3 - (0.8916 \times 0.897 \times 17.2)} \times (-0.016 \times 17.2) = 2.2 lb$$

این بدان معنی است که به ازای افزایش هر ساعت به مداومت پروازی در ارتفاع کروز این هواپیما، به اندازه ۰/۹۹ کیلوگرم به وزن برخاستش افزوده می‌شود.

۵-۱۳- حساسیت وزن برخاست نسبت به مصرف ویژه سوخت

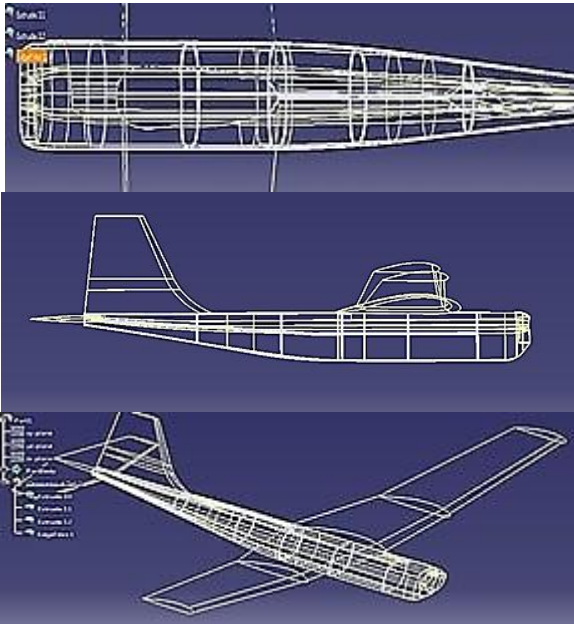
اگر در رابطه (۱۵) به جای y، E قرار داده شود آنگاه:



شکل ۶- نمودار تطبیق ساینینگ نهایی و محدوده مجاز برای طراحی

۷- طراحی شکل پهپاد به کمک نرم افزار کتیا

در ابتدا طرح ابتدایی پهپاد با استفاده از محیط اسکچ تریسر مشخص می-شود که با استفاده از شماتیک دو پهپاد اورلان ۱۰ و پوما ۲۰ می-باشد. با اعمال تغییراتی در شماتیک آن فریم‌های پهپاد در محیط Wireframe & surface design ترسیم گردید. مراحل انجام این کار در شکل ۷، آورده شده است.



شکل ۷- مراحل مختلف ترسیم شکل پهپاد در نرم افزار کتیا

پس از طراحی فریم‌ها سطوح آن را با سطح پوشانده و سطح فرضی برایش ایجاد می-شود که شماتیک کلی آن مشخص می-شود. با استفاده از این سطوح و فریم‌ها می-توان در محیط درفت، نقشه سه بعدی آن استخراج نمود. می-توان از این نقشه برای تهیه شابلون برای برش سطوح با فوم استفاده نمود. در شکل ۸، مراحل فوق به ترتیب آورده شده است.

واماندگی نباید بیشتر از ۶۱ نات باشد.

۶-۲- ساینینگ مسافت برخاست

مسافت برخاست برابر با مجموع مسافت دوییدن هواپیما روی باند و مسافتی که در آن هواپیما در هوا پرواز می-کند تا به ارتفاع معینی از سطح زمین برسد، می-باشد. این ارتفاع برای FAR 25 برابر با برابر با ۳۵ فوت و برای FAR23، هواپیمای نظامی برابر با ۵۰ فوت می-باشد. مسافت برخاست هواپیما با توجه به فاکتورهای زیر تخمین زده می-شود:

۱. وزن برخاست

۲. سرعت برخاست

۳. نسبت توان به وزن در فاز برخاست

۴. ضریب پسی آیرودینامیکی و ضریب اصطکاک سطح زمین

۵. مهارت خلبان

۶-۳- ساینینگ مسافت نشستن

مسافت لازم برای نشستن برابر با مجموع دو مسافت زیر است:

۱. مسافتی که با طی کردن آن هواپیما ارتفاع خود را از ۵۰ ft کم کرده تا به سطح زمین برسد.

۲. مسافتی که تا لحظه‌ی توقف کامل روی زمین طی می-کند.

تخمین مسافت نشستن بنا فاکتورهای زیر صورت می-گیرد:

۱. وزن نشستن

۲. سرعت تقرب

۳. روش کم کردن سرعت

۴. کیفیت پرواز هواپیما

۵. تکنیک خلبان

۶-۴- ساینینگ اوج گیری

برای انجام دادن ساینینگ هواپیما برای الزامات اوج گیری یا صعود بایستی

- حداقل نرخ صعود برای هواپیماها در سطح دریا باید ۳۰۰ fpm باشد.

- شیب صعود برای هواپیماهای خشکی نشین حداقل ۱/۱۲rad و برای هواپیماهای آب نشین حداقل ۱/۱۵rad می-باشد.

۶-۵- ساینینگ نهایی طراحی

بعد از انجام ساینینگ در نرم افزار AAA، برای بدست آوردن محدوده طراحی لازم است که همه‌ی منحنی‌ها در یک نمودار به نام نمودار تطبیق مطابق شکل ۶ رسم شوند.

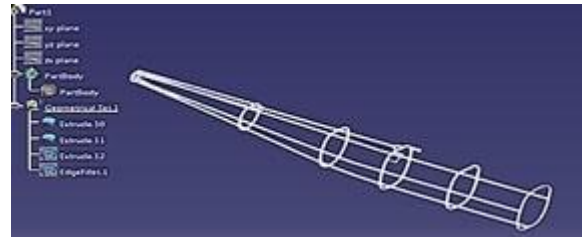
مختلف پروازی پرداخته شده است. در این نرم افزار، اطلاعات قسمتهای مختلف پهپاد از قبیل بدنه، بال، دم افقی و عمودی و... بطور جداگانه و توسط دستورات موجود در این نرم افزار وارد گردیده و با ورود شرایط پروازی مورد نظر برنامه اجرا شده و خروجی این نرم افزار که شامل ضرایب مختلف آیرودینامیکی و مشتقات استاتیکی و دینامیکی پهپاد مورد نظر است، ایجاد می گردد. همچنین توسط یک رابط گرافیکی تعبیه شده در این نرم افزار، شکل خروجی پهپاد مدل شده در نرم افزار نیز نمایش داده می شود که می توان با مشاهده این تصویر با پهپاد طراحی شده به درستی مدل نمودن پهپاد و میزان دقت آن پی برد.

بعد از وارد کردن اطلاعات در نرم افزار دیجیتال دتکام، ضرایب آیرودینامیکی و پایداری استاتیکی و دینامیکی پهپاد طراحی شده بدست می آید که می توان با بررسی این ضرایب، پایداری پهپاد مد نظر را تعیین نمود.

۹- ساخت مدل

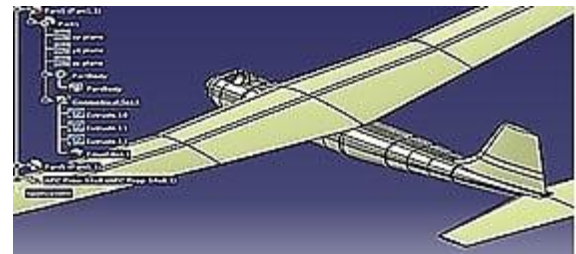
برای ساخت این پهپاد، یونولیت، فیبر، چسب لاتکس، چسب چوب، چسب دوقلو، چسب کاور، چسب قطره ای، رزین اپوکسی ۵۱۳۸، هاردنر رزین، پودر سیلیکا، پودر کاتن سفید و مشکی، واکس ۵۱۱۰QV، فیلم جداکننده، بتونه سنگی، بتونه فوری، رنگ فوری، رنگ آستری، تینر فوری، پارچه کامپوزیت (۶۰۰، ۲۰۰، ۱۰۰ گرمی)، پارچه داکرون، استون، ژلکت و هاردنر، چسب حرارتی، الیاف کربن، چوب بالسا، میله های فولاد فنی، تفلون، تخته سه لایه سفید، قرمز و اسفنج مورد استفاده قرار می گیرد. همچنین تجهیزات کاتر برقی، دستگاه اره برقی، دستگاه Sander، میز کار، سمباده های نرم و زبر، خط کش و گونیا، ترازو با دقت بالا، کاردک و لیس، قلم مو، تیغ کاتر، قیچی، مته، فرز، تراز، دماسنج، ماسک دو فیلتره کامپوزیت کاری، ماسک نمدی، دستکش لاتکس، سرنگ، ظرف یک بار مصرف برای انجام این کار استفاده می شود.

در ساخت مدل با استفاده از نقشه های تهیه شده برای این پهپاد، قسمت های مختلف آن توسط یونولیت برش خورده و در مرحله بعد با سطوح آنها با مواد کامپوزیت پوشانده می شود. در ابتدا این قسمت ها بصورت مجزا ساخته شده و در انتهای مرحله ساخت یکپارچه سازی می گردند (شکل های ۱۰ و ۱۱). پس از یکپارچه سازی و کامپوزیت کاری، برای از بین بردن ناهمواری های بوجود آمده در سطح کار، حباب های پارچه را با تیغ کاتر بریده و روی بدنه را بخوبی سمباده زده می شود. پیش از رنگ زدن بدنه، باید ناهمواری های درشت و جاهایی را که کامپوزیت نشده است را پوشاند برای این کار از بتونه سنگی استفاده می شود. پس از ساخت، تجهیزات مورد نیاز برای پرواز پهپاد نیز بر روی آن نصب می گردد (شکل های ۱۲ و ۱۳). برای رنگ آمیزی، مخلوط رنگ و هاردنر را به نسبت ۱۰۰ به ۵۰ مخلوط نموده و به کمک پیستوله بادی رنگ آمیزی نهایی انجام می شود و در نهایت پهپاد مورد نظر بصورت شکل ۱۴ برای انجام آزمایشات پروازی آماده می شود.



شکل ۸- چگونگی ایجاد شابلون برای برش با استفاده از نقشه پهپاد

در مرحله بعد سطوح را مشخص کرده و توسط آنها بال تکمیل می شود. در محیط اسمبلی دیزاین دو جز به یکدیگر اضافه می شوند تا شمای کلی ظاهر گردد. در شکل ۹، شمای کلی پهپاد طراحی شده دیده می شود.



شکل ۹- شمای کلی پهپاد طراحی شده در نرم افزار کتیا

حال که طرح کلی پرنده موجود می باشد، با استفاده از این مدل می توان محل اعمال تنش و نقاط حساس را تعیین کرد تا در هنگام ساخت به آن نقاط توجه مضاعف کرد و همچنین با استفاده از آنها فواصل سطح مقاطع و سایر اطلاعات را مشخص نمود. در نهایت آخرین مرحله طراحی، مشخص کردن نواحی تجهیزات می باشد.

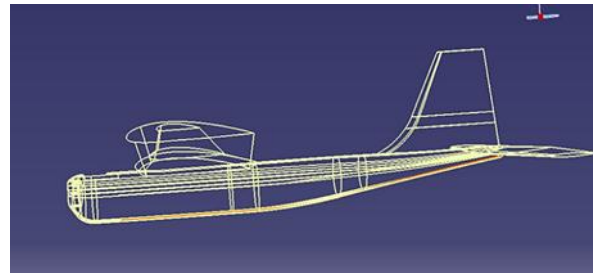
۸- مدل سازی پهپاد در نرم افزار دیجیتال دتکام

داده های آیرودینامیکی نقش مهمی در طراحی مفهومی و مقدماتی هواپیما ایفا می کنند. هم زمان با این داده ها، مدل های تحلیلی بایستی قابلیت پیش بینی دقیق نیروهای برآ، پسا و سایر مشخصه های پایداری استاتیک را دارا باشند. اگر صحت این روش ها شک برانگیز باشد، پارامترهای آیرودینامیک و پایداری مناسب که اندازه و کارایی یک وسیله پرنده را تعیین می کنند در هیچ کار طراحی مرتبط نمی توانند به صورت قابل اطمینان مورد استفاده قرار گیرند. به دلیل محدودیت اندازه مقطع آزمون و شرایط جریان آزاد، تست تونل باد تنها می تواند در شرایط تعیین شده تونل باد انجام گیرد. علاوه بر تونل باد روش های دیگری برای انجام این کار وجود دارد. یکی از این روش ها، دینامیک سیالات محاسباتی است که هر چند نسبت به تونل باد بسیار روش کم هزینه تر و ساده تری است، اما دشواری های خود را نیز دارد. استفاده از نرم افزارهای تحلیلی نیز روش دیگری برای به دست آوردن ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری وسیله پرنده است.

نرم افزار دیجیتال دتکام یکی از نرم افزارهایی است که در روش تحلیلی می تواند مورد استفاده قرار می گیرد. این نرم افزار برای محاسبه ضرایب و مشتقات استاتیکی و دینامیکی هواپیما در مرحله طراحی مفهومی و اولیه می باشد. در این تحقیق، با استفاده از این نرم افزار، به محاسبه ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری پهپاد طراحی شده در شرایط



شکل ۱۳- نصب موتور و تجهیزات مورد نیاز بر روی پهپاد



شکل ۱۰- شکل بدنه در نرم افزار کتیا



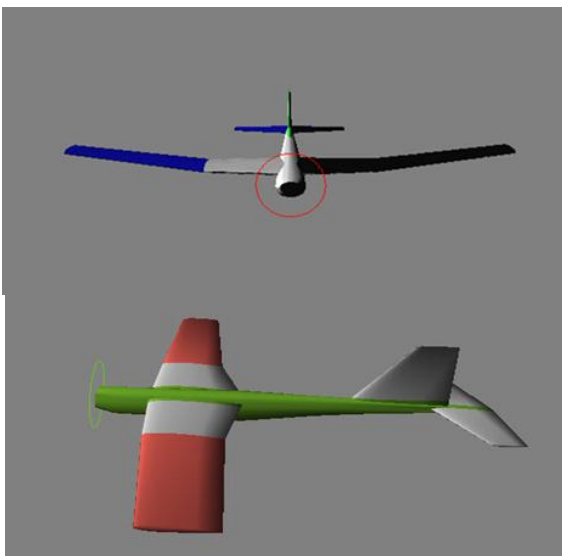
شکل ۱۴- پهپاد کامل شده و آماده تست پروازی



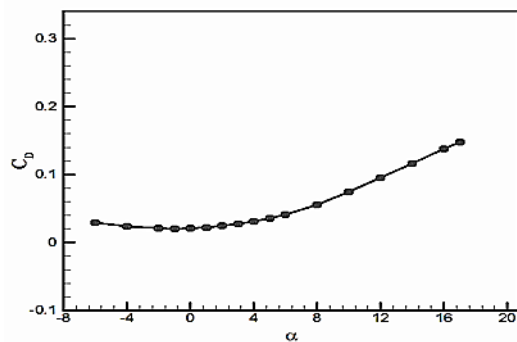
شکل ۱۱- یکپارچه سازی بعد از اتمام تمامی برشها

۱۰- نتایج

در تحقیق صورت گرفته شده به طراحی، تحلیل آیرودینامیکی، ساخت و انجام تست‌های پروازی یک پهپاد دست پرتاب پرداخته شده است. برای طراحی اولیه و مفهومی از روابط موجود در کتب طراحی هواپیمای مرسوم و نرم افزار AAA استفاده شده است. همچنین برای تحلیل عددی پهپاد طراحی شده از نرم افزار دیجیتال دتکام در شرایط مختلف پروازی استفاده شده است. بررسی‌ها در ارتفاع ۳۰۰۰ متری و سرعت ۱۱۰ کیلومتر در ساعت و در زوایای حمله ۶- تا ۲۰ درجه صورت گرفته‌اند.

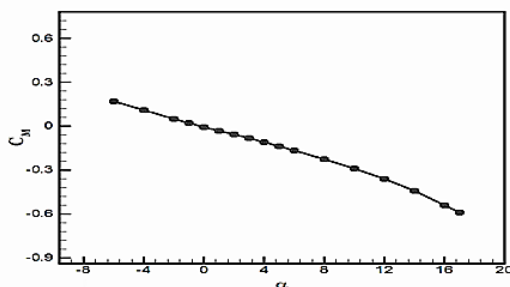


شکل ۱۲- نصب سروهای دم افقی و عمودی



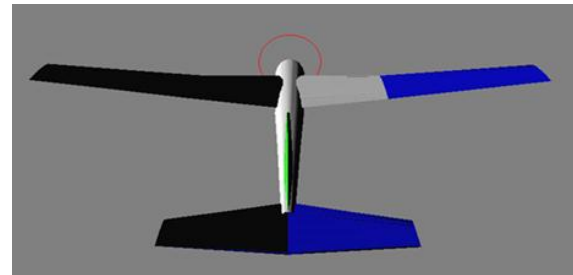
شکل ۱۷- تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله

شکل ۱۸، تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله را نشان می‌دهد. همانطوری که دیده می‌شود، در بررسی عددی انجام شده توسط نرم افزار دیجیتال دتکام پهپاد مورد نظر در تمامی زاوایای حمله مورد بررسی از لحاظ استاتیکی پایدار می‌باشد.



شکل ۱۸- تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله

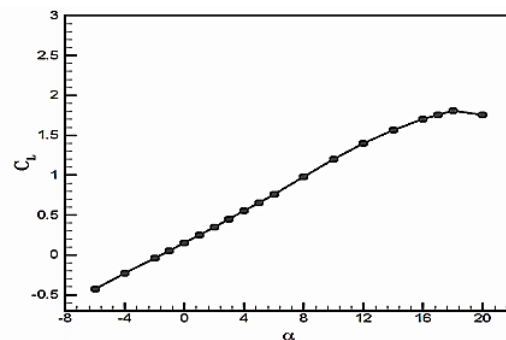
شکل ۱۹، تصاویر مربوط به تست‌های پروازی پهپاد دست پرتاب طراحی شده را نشان می‌دهد. همان طوری که مشاهده می‌شود در کلیه این آزمایشات، پهپاد مورد نظر بخوبی پرواز نموده و ماموریت مورد نظر را به انجام رسانده و پایدار بوده است.



شکل ۱۵- نماهای مختلفی از خروجی دیجیتال دتکام برای پهپاد طراحی شده

شکل ۱۵، خروجی نرم افزار دیجیتال دتکام را برای تحلیل صورت گرفته نشان می‌دهد. با مقایسه این شکل با شکل‌های ۹ و ۱۴ می‌توان دریافت که مدل‌سازی پهپاد در این نرم افزار بخوبی صورت گرفته است.

شکل ۱۶، تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله را برای پهپاد طراحی شده نشان می‌دهد. همانطوری که از این شکل پیداست، با افزایش زاویه حمله ضریب برآ افزایش می‌یابد. در تحلیل عددی صورت گرفته زاویه واماندگی در حدود ۱۷ درجه می‌باشد و حداکثر ضریب برآ در حدود ۱/۸ است. ایرفویل بکار رفته در پهپاد، NACA 2412 است که دارای حداکثر ضریب برآی ۱/۶ است و زاویه حمله واماندگی حدود ۱۷ درجه است که این تحلیل نشان می‌دهد که طراحی و انتخاب ایرفویل برای این پهپاد به خوبی صورت گرفته است.



شکل ۱۶- تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله

تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله در شکل ۱۷، آورده شده است. همانطوری که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله، ضریب پسا افزایش می‌یابد. در زاویه حمله ۱۷ درجه به بالا با شروع جدایش جریان، افزایش ناگهانی در میزان نیروی پسا دیده می‌شود.



شکل ۱۹- تصاویری از پرواز پهپاد طراحی شده

۱۱- نتیجه گیری

در تحقیق صورت گرفته به طراحی، تحلیل آیرودینامیکی و ساخت یک پهپاد دست پرتاب پرداخته شده است. نتایج نشان دادند که برای طراحی این نوع از پهپادها هم می توان از کتب طراحی هواپیما موجود هم در بخش طراحی مفهومی و هم در طراحی جزئیات استفاده نمود. برای تحلیل عددی و بدست آوردن ضرایب آیرودینامیکی و پایداری استاتیکی پهپاد از نرم افزار دیجیتال دتکام استفاده شده است که بررسی ها نشان داد که به علت سهولت در مدل سازی پهپاد در محیط این نرم افزار، در مراحل طراحی مقدماتی و مفهومی گزینه مناسبی برای محاسبه ضرایب آیرودینامیکی و پایداری استاتیکی می باشد. همچنین با بررسی های عددی صورت گرفته، مشاهده شد که در زوایای حمله بررسی شده، پهپاد مورد نظر دارای پایداری استاتیکی می باشد. با ساخت این پهپاد و انجام آزمایشات پروازی مشاهده گردید که پهپاد پرواز مطلوب و پایداری داشت.

۱۲- مراجع

- [1] Jane's, Unmanned Aerial Vehicles and Targets, US, 2011.
 - [2] J. P. Roskam, Airplane Design: Preliminary Sizing of Airplanes. Roskam Aviation and Engineering Corporation, USA, 1989.
 - [3] J. P. Roskam, Part I, Airplane Design: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System. Roskam Aviation and Engineering Corporation, USA, 1989.
 - [4] J. P. Roskam, Part III, Airplane Design: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage; cutaways and Inboard Profiles. Roskam Aviation and Engineering Corporation, USA, 1989.
- [5] م ه صدرایی، طراحی هواپیما، دانشگاه امام حسین، تهران، ایران، ۱۳۹۰.