

TEKNOFEST
HAVACILIK, UZAY VE TEKNOLOJİ FESTİVALİ
SAVAŞAN İHA YARIŞMA
KRİTİK TASARIM RAPORU

TAKIM ADI: ATMOSFER HAVACILIK TAKIMI

**YAZARLAR: Kamil KOCA, Ahmet Nuri YILMAZ, Osman Nuri
BAHAR, Rıdvan TAŞCIOĞLU, Mehmet DURAK, İsmail Kerem
TATLICI**



İÇİNDEKİLER

1.	TEMEL SİSTEM ÖZETİ	3
1.1.	Sistem Tanımı	3
1.2.	Sistem Nihai Performans Özellikleri	4
2.	ORGANİZASYON ÖZETİ	5
2.1.	Takım Organizasyonu	5
2.2.	Zaman Akış Çizelgesi ve Bütçe	6
3.	DETAYLI TASARIM ÖZETİ	8
3.1.	Nihai Sistem Mimarisi	8
3.2.	Alt Sistemler Özeti	9
3.3.	Hava Aracı Performans Özeti	11
3.4.	Hava Aracının Üç Boyutlu Tasarımı	21
3.5.	Hava Aracı Ağırlık Dağılımı	22
4.	OTONOM GÖREVLER	23
4.1.	Otonom Kilitlenme	23
4.2.	Kamikaze Görevi	28
5.	YER İSTASYONU VE HABERLEŞME	29
6.	KULLANICI ARAYÜZÜ TASARIMI	31
7.	HAVA ARACI ENTEGRASYONU	32
7.1.	Yapısal Entegrasyon	32
7.2.	Mekanik Entegrasyon	33
7.3.	Elektronik Entegrasyon	35
8.	TEST VE SİMÜLASYON	36
8.1.	Alt Sistem Testleri	36
8.2.	Uçuş Testi ve Uçuş Kontrol Listesi	38
9.	GÜVENLİK	40
10.	REFERANSLAR	42

1. TEMEL SİSTEM ÖZETİ

1.1. Sistem Tanımı

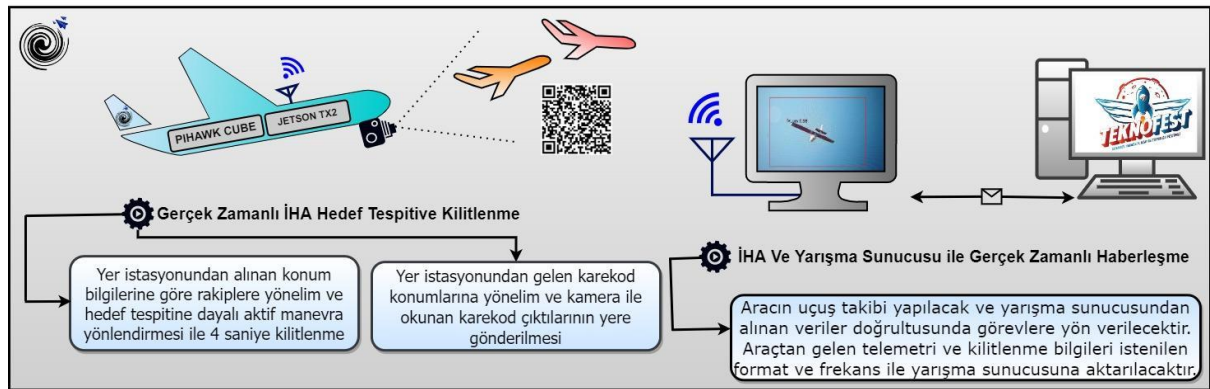
Savaşan İHA görev tanımı, rakip araçları tespit ederek istenilen süre boyunca rakip araca kilitlenen diğer SİHA'ların kilitlenmelerinden kaçabilen ve aldığı bilgileri yer kontrol istasyonuna kesintisiz aktarabilen sabit kanatlı otonom hava aracıdır.

Hava aracı sistem çalışmaları literatür taramasıyla başlamıştır. 2021 Yılı Savaşan İHA yarışmasında kullanılan sistemin belirlenen hataları üzerinde çözüm aranmış, literatür taramasında fark edilen detaylar dahil edilerek çalışmalar yürütülmüştür. Yarışma sürecinde gözlemlenen eksiklikler üzerine yoğunlaşmıştır.

Yarışmanın ana isteri olan 'it dalaşı' yeteneği için kullanılacak olan kontrol sisteminde geliştirmeler yapılması uygun görülmüştür. Bu amaçla 4 saniyelik kilitlenme işlemi için görev bilgisayarı olarak Nvidia Jetson Xavier NX işlem gücü, enerji tüketimi ve ağırlık parametreleri düşünülerek uygun görülmüştür. Otonom uçuş, güvenilir bir sistem olan Pixhawk Cube Orange ile sağlanacaktır. GNSS olarak Here 3 GPS modülü kullanılacaktır. Uçağın konum, irtifa, hız gibi verileri RFD 868x telemetri modülü ile, anlık kilitlenme kamerası verileri 5 GHZ bandında çalışan Ubiquiti Rocket m5 Lite Access point ile yer istasyonuna aktarılacaktır. Veri akışı için yer kontrol istasyonunda RFD 868x telemetri modülü ve görüntü aktarımı için Lite Beam Anten kullanılacaktır.

Yer Kontrol İstasyonu, hava aracına komut gönderilmesi, uçuş parametresi kontrollerinin yapılması ve hava aracından gelen verilerin incelenmesi, görselleştirilmesi ve kontrol edilmesi için kullanılmaktadır.

Otonom uçuşun riskli olduğu durumlarda (bataryanın tükenmesi, görev kontrol yazılımında sorun olması vb.) aracın pilot kontrolüne girmesi için Radiolink AT9S kumanda kullanılmaktadır. Kumanda ile hava aracı haberleşmesi için R9DS radyo alıcı uçuş bilgisayarına bağlanmaktadır. Bu sayede istenmeyen durumların kontrol altına alınması amaçlanmaktadır.



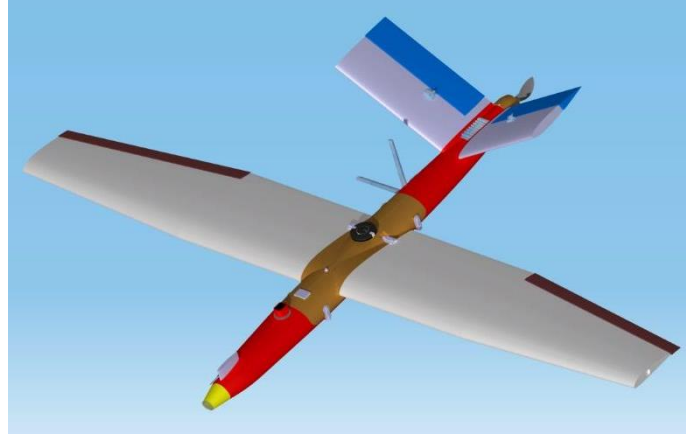
Şekil 1.1. Genel Sistem Şeması

Otonom uçuş ArduPlane 4.1 açık kaynaklı uçuş kontrol yazılımı ile yürütülecektir. Otonom uçuş yazılımı hedef takibine yönelik olarak manipüle edilirken, görev bilgisayarı üzerinde çalışan ve hedef tespiti yapan bilgisayarlı görü yazılımının çıktıları referans alınacaktır.

Manevra yönlendirmesi için Python programlama dilinde yazılmış ve büyük oranda DroneKit kütüphanesine dayanan fonksiyonlar kullanılacaktır.

Hava aracının aerodinamik tasarımında öncelik seyir hızının düşük tutulmasıdır. Bu seçimin amacı, manevra kabiliyetini arttırmak ve rakip hava araçlarına kilitlenmeyi kolaylaştırmaktır.

Yararlanılan kaynaklar incelendiğinde, “double-tapered” kanat tasarımının gövde üst-omuz bölgesine konumlandırılmasına karar verilmiştir. Bu sayede hem ideal lift dağılımı korunacak hem de yapısal tasarım için planlanan germe mandalı yöntemi etkili olarak kullanılacaktır.



Şekil 1.2. Araç Genel Görünümü

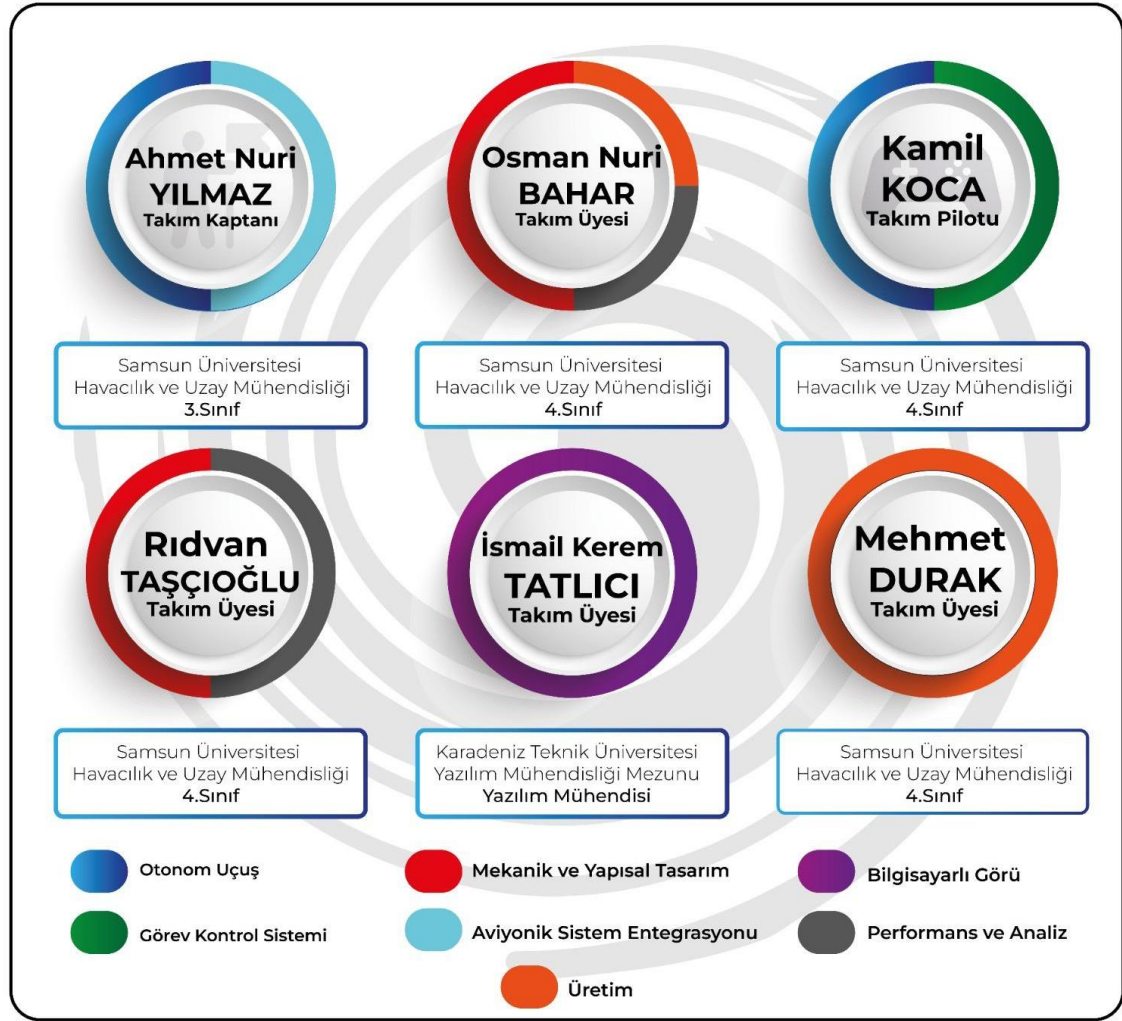
Kuyruk tipi olarak manevra ve kontrol özellikleri gözetilerek V kuyruk tipi seçilmiştir. Motor gövde arkasına konumlandırılacak ve ağırlık merkezi eksenini ile moment oluşturmayacak şekilde montajlanacaktır.

1.2. Sistem Nihai Performans Özellikleri

Özgün tasarımı Atmosfer Havacılık Takımı tarafından gerçekleştirilmiş olan hava aracının maksimum kalkış kütlesi 4.5 kilogramdır. Seyir hızı 15 m/s olarak belirlenmiştir. Buna bağlı olarak kullanılan kanat profili USA 40B'dir. Kanadın oturma açısı 3 derece, aracın tutunma hızı 11 m/s'dir. Seyir uçuşunda kanat yüklemesi değeri 74 Pa'dır. Kanat açıklık oranı (aspect ratio) 8 olan hava aracının kanat açıklığı 2.06 metre olup kanat alanı 0.529 m² dir. Çift sivrilmeye (double taper) sahip olan aracın ortalama aerodinamik veter uzunluğu 26.2 cm'dir. Kökte veter uzunluğu 29 cm iken kanat ucunda bu değer 18.08 cm'dir. Dolayısıyla kanadın sivrilme oranı 0.62'dir. Güvenli sınır olarak belirlenen yatma açısı 60° olduğunda seyir hızında irtifa kaybetmeden gerçekleştirilebilecek minimum dönüş yarıçapı 13.25 metredir. Kilitlenmede kullanılacak olan kameranın araç önünde konumlandırılması gerekliliğinden ötürü motor aracın arka tarafındadır. Manevra kabiliyeti konusundaki üstünlüğünden ötürü araçta V kuyruk tercih edilmiştir. Motoru besleyecek olan 4S 10000 mAh LiPo bataryanın %20'lik güvenlik sınırına ulaşma süresi, seyir uçuşunda 40 dakikadır.

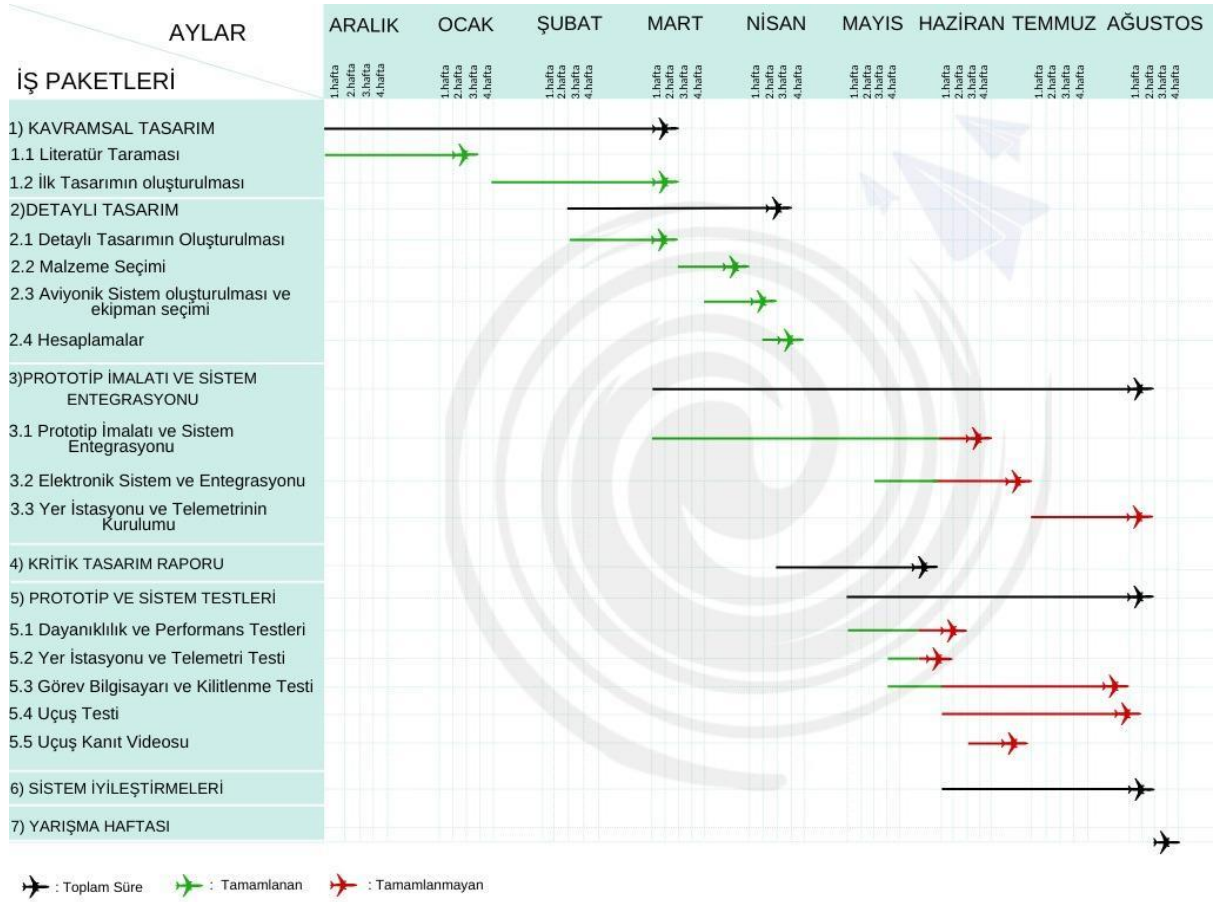
2. ORGANİZASYON ÖZETİ

2.1. Takım Organizasyonu



Şekil 2.1. Takım Organizasyonu

2.2. Zaman Akış Çizelgesi ve Bütçe



Şekil 2.2. Akış Çizelgesi

SAVAŞAN İHA YARIŞMASI 2022

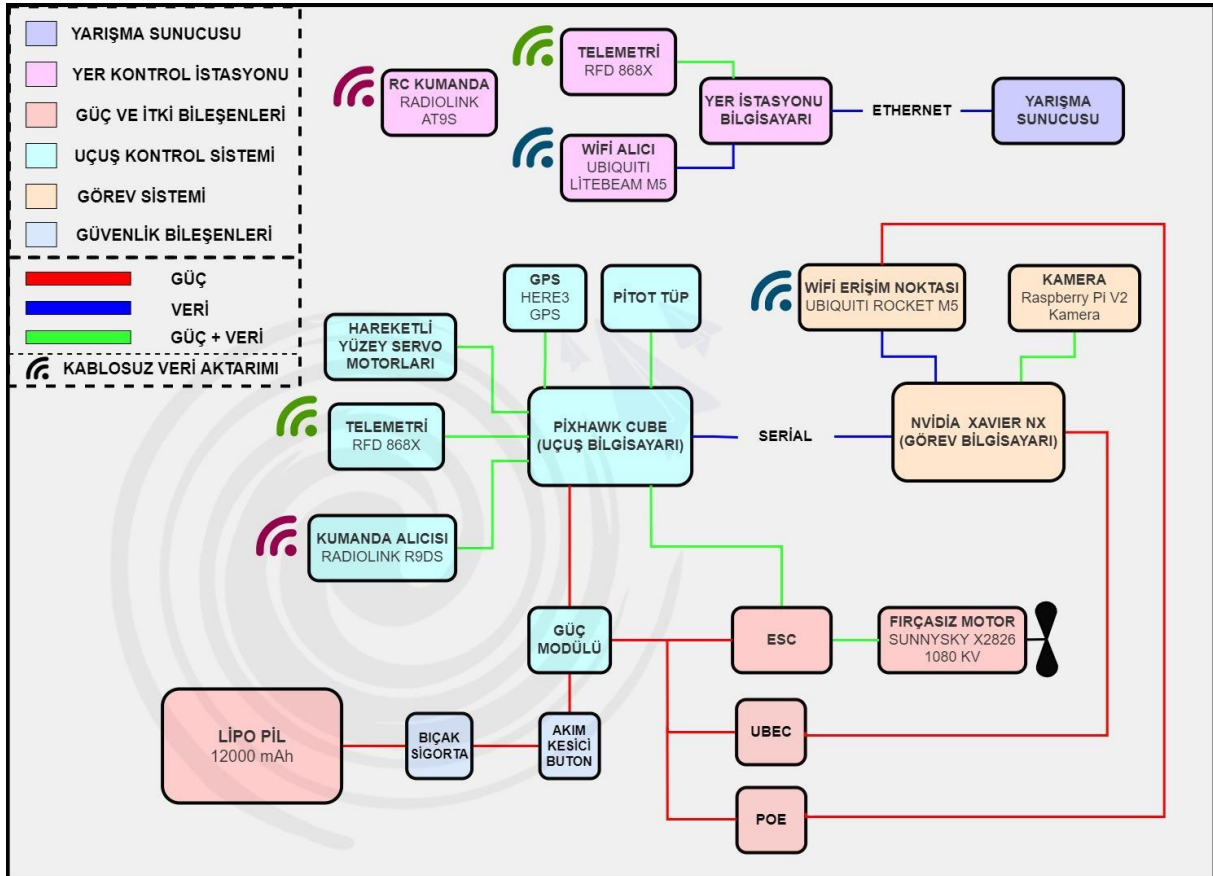
Tablo 2.1. Bütçe Dökümü

Malzeme Adı	Adet	Fiyat (TL)	Tutar (TL)	Mevcutluk
Nvidia Jetson Xavier NX Görev Bilgisayarı	1 adet	24.000	24.000 TL	Yok
Pixhawk Cube Orange/Black + Here3 GPS	2 adet	10.000	20.000 TL	Var
Pitot Tube	2 adet	180	360 TL	Var
Radiolink AT-10 RC Kumanda	1 adet	3.500	3.500 TL	Var
4S-13000 mAh Li-Po Batarya	2 adet	3.800	7.600 TL	Yok
Metal katlanır pervane 13x6	5 adet	350	1.750	Yok
Metal katlanır pervane 12x6	5 adet	350	1.750	Yok
Metal katlanır pervane 11x5.5	5 adet	350	1.750	Yok
Ubiquiti Rocket m5 Erişim Noktası	1 adet	2.500	2.500	Yok
Pixhawk Lidar	1 adet	3.800	3.800	Yok
EOLO 110 A Drive ESC	1 adet	1.600	1.600	Yok
EOLO 50 A Drive ESC	1 adet	1.400	1.400	Yok
Sunnysky x4130 Fırçasız Motor	2 adet	1.700	3.400	Yok
Sunnysky x2820 Fırçasız Motor	2 adet	1.200	2.400	Yok
EMX ES3054 Metal Dişli Dijital Mini Servo	10 adet	250	2.500	Yok
Yapısal Gövde Malzemeleri	1 adet	5.000	5.000	Var
Kamera - E-CAM80_CUNX	1 adet	2.500	2.500	Yok
EMAX ES08MA II Metal Dişli Mikro Servo 12g	10 adet	110	1.100	Yok
Metrik Vida-Somun Setleri	1 adet	1.000	1.000	Var
RFD 868x Telemetry Modülü	1 adet	7.500	7.500	Var
Pixhawk Cube Kablo Seti	2 adet	500	1.000	Var
Pixhawk Cube Here Flow Sensör	1 adet	2.800	2.800	Yok
Wellhise DT2234B Dijital RPM Ölçer Lazer Takometre	1 adet	400	400	Yok
El Aleti Seti	1 adet	400	400	Var
Yapıştırıcılar + Bantlar	5 Paket	1.200	1.200	Yok
TOPLAM TUTAR		101.210 TL		

3. DETAYLI TASARIM ÖZETİ

3.1. Nihai Sistem Mimarisi

Araç ve yer istasyonundan oluşan nihai sistem, 3 ana alt sistem temelinde tasarlanmıştır. Bunlar araç uçuşunu yönetecek uçuş kontrol sistemi, görevlerin gerçekleştirilebilmesi için tasarlanan görev kontrol sistemi ve hem uçuşun / görevin izlenebilmesini hem de yarışma sunucusu ile koordineli biçimde çalışılabilmesini sağlayan yer kontrol istasyonudur.



Şekil 3.1. Sistem Mimarisi

Görev kontrol sisteminin amacı sunucudan gelen rakip araç bilgilerine dayalı olarak başlatılan hedef takibini kamera ile kilitlenme şeklinde sürdürmek, QR kod çıktısını alarak kamikaze görevini tamamlamak, kamera ve diğer görev verilerinin yer istasyonuna aktarımını sağlamaktır. Sunucudan gelen rakip araç bilgilerinin değerlendirilmesi ile yapılacak analiz sonucu kilitlenme hedefi belirlendikten sonra aracın bu hedefe yönelmesi sağlanacak, hedef ile görsel temas sağlanmasının ardından kamera ile kilitlenme süreci başlayacaktır. Bu süreçte rakip araç, ilk olarak görev bilgisayarı içindeki hedef tespit yazılımı ile tespit edilecektir. Ardından görev bilgisayarı hedefin ekrandaki konumuna göre uçuş kontrol sistemine hareketli yüzey emirleri göndererek hedefin takibini ve kilitlenmeyi sağlayacaktır. Görev sisteminin ana bileşeni derin öğrenme temelli hedef tespiti ve kilitlenme yazılımlarını çalıştıracak olan Nvidia Xavier NX görev bilgisayarıdır. Görev yazılımına gerekli görüntü üzerinde Sony IMX219 8 megapiksel sensörü barındıran Raspberry Pi v2 kamera modülü ile sağlanacaktır. Xavier NX,

araçta kendisine LAN ile bağlı bulunacak erişim noktasının dağıtacağı ağ üzerinden yer istasyonu ile haberleşecektir.

Uçuş kontrol sistemi aracın otonom uçuşunu sağlamanın yanı sıra görev kontrol sisteminden gelen emirlere göre hedef takibi ve kilitlenme esnasında hareketli yüzeyleri yönetecektir. Uçuş kontrol sisteminin ana bileşeni Pixhawk Cube Orange uçuş kontrol bilgisayarı olup bu tercihin nedeni kartın içeriğindeki sensörlerin muadillerine kıyasla daha kaliteli olması ve donanım hakkındaki açık kaynakların çokluğudur. Uçuş kontrol sistemi doğru şekilde çalışabilmek için farklı sensör bilgilerine gerek duymaktadır. Pitot tüpten gelen hava hızı bilgisi ve GPS tarafından sağlanan global konum bilgisi uçuş kontrol bilgisayarı içerisinde çalışacak ArduPlane uçuş kontrol yazılımını besleyecektir. Pixhawk ile uyumlu çalışabilen PT60 dijital hava hızı sensörü kullanılacaktır. PT60 Pixhawk ile I2C protokolünü kullanarak haberleşmektedir. Konum bilgisi Here 3 GPS modülünden sağlanacaktır. Uçuş bilgisayarı, RFD 868X uzun menzilli telemetri donanımı üzerinden yer istasyonu ile haberleşecektir.

Yarışmanın isterlerine yönelik olarak araç ve yer istasyonu arasında stabil veri akışının sağlanması gerekmektedir. Araç ve yer istasyonu hem uçuş telemetri bilgilerinin hem de görev verilerinin aktarımı için 2 farklı yoldan haberleşecektir. Uçuş bilgilerinin aktarımı önceden birbiri ile eşlenmiş RFD 868X telemetri modülleri ile yapılacak olup modüller araçta uçuş bilgisayarına ve yerde yer istasyonu bilgisayarına bağlı olacaktır. Seçilen donanım 868 MHz frekansında çalışmaktadır ve menzili maksimum 40 km'dir. Görev bilgilerinin ve kamera görüntüsünün aktarımı ise kablosuz ağ üzerinden yapılacaktır. Araç üzerinde görev bilgisayarına bağlı Ubiquiti Rocket M5 Lite erişim noktasından ağ dağıtılacak ve yer istasyonu bilgisayarı bu ağa bağlanarak kilitlenme görüntüsü ile diğer ilgili görev verilerini alacaktır. Yer istasyonunun kablosuz çekim menzilini karşılayabilmesi için Ubiquiti LiteBeam M5 yönlü anteni kullanılacaktır. Kablosuz haberleşme 5 GHz bandında gerçekleşecektir.

Araç gerekli itkiyi SunnySky X2826 1080 KV fırçasız motor ile sağlayacaktır. Gerekli güç 12000 mAh 4S Li-Po batarya ile sağlanacaktır. Bataryadan motora gidecek gücün kontrol edilmesi için SkyWalker 80 A ESC kullanılacaktır. Diğer görev bilgisayarı ve haberleşme sistemlerine iletilecek elektriksel güçler UBEC'ler ile kontrol edilecektir. Kullanılacak UBEC'ler gücü sistemlere uygun gerilim ve akım değerlerine göre regüle edecektir. Ayrıca araç üzerindeki erişim noktasının beslenebilmesi için POE (Power Over Ethernet) adaptörü kullanılacak ve hem erişim noktasının CAT kablo girişi ile beslenmesi hem de görev bilgisayarı ile kablolu ağ bağlantısı bu adaptör üzerinden sağlanacaktır.

Aracın manuel kontrolü için AT9S RadioLink kumanda kullanılacaktır. Araç üzerinde kumanda ile haberleşme için Radiolink R9DS alıcısı bulunacaktır. Alıcı uçuş kontrol bilgisayarı ile SBUS iletişim protokolüne uygun şekilde kablolu iletişim kurmaktadır.

3.2. Alt Sistemler Özeti

Aviyonik donanımların seçimi yapılırken dikkat edilen unsurlar temelde şunlardır; kaynak yeterliliği, güvenilir platformlar olup amaca yönelik çalışabilmeleri ve ekibimiz tarafından

geçmişte çeşitli projelerde kullanılmış olmaları. Mekanik alt sistemlerin seçiminde ise büyük oranda aerodinamik yeterlilikler dikkate alınmıştır. Uçuş testleri sırasında aracın yapısal-aerodinamik özellikleri de dikkate alınarak optimum stabiliteyi sağlayan otonom uçuş ayarları elde edilmeye çalışılmıştır. Testler boyunca aynı zamanda seçilen aviyonik donanımın yeterliliği de amaca yönelik olarak denenmiştir.

• Görev Kontrol Alt Sistemi

Görev bilgisayarı olarak Nvidia Xavier NX donanımı tercih edilmiş olup bu seçimin temel nedeni donanımın hedef tespiti için hazırlanan Yolo V4-Tiny derin öğrenme modeli temelli tespit yazılımının gerektirdiği GPU kapasitesini karşılayabilmesidir. Hedef tespitinden gelen anlık çıktılara göre uçuş bilgisayarına serial bağlantı üzerinden hareketli yüzeylerin hedef takibini sağlayacak şekilde ayarlanmasına yönelik emir verilecektir. Hedef takibini sağlayacak komutlar MAVLink mesajı olarak gönderilecektir. Görev bilgisayarında çalışacak olan yazılım Python programlama dili ve gerekli kütüphaneleri (OpenCV, DroneKit, PyMavlink...) ile yazılacaktır.

• Uçuş Kontrol Alt Sistemi

Otonom uçuş Pixhawk Cube Orange platformu tarafından yönetilecektir. Bu donanımın tercihindeki etkenler; özellikle IMU olmak üzere üzerinde bulunan sensörlerin kalitesi, donanım hakkındaki kaynak bolluğu, ekip tarafından daha önce pek çok projede kullanılmış olması, global olarak kendini kanıtlamış bir donanım olması şeklinde sıralanabilir. Pixhawk üzerinde ArduPlane 4.2 uçuş kontrol yazılımı koşacak ve uçuş bu yazılım ile yönetilecektir. Uçuş verileri Pixhawk'ın telemetri portuna bağlanan RFD 868X ile anlık olarak yerden kontrol edilecektir. Konum bilgisi Here 3 GNSS modülü ile yüksek hassasiyetle anlık olarak alınacaktır. Hava sürati verisi için PT60 dijital hava hızı sensörü kullanılacaktır. Kilitlenme sırasında manevra yönetimi görev bilgisayarından gelen MAVLink mesajlarına göre yine uçuş kontrol sistemi tarafından yapılacaktır.

• Haberleşme Alt Sistemi

Araç üzerindeki haberleşme alt sisteminin amacı göreve dair kilitlenme verileri ve aracın uçuşuna dair telemetri verileri başarılı olarak yer istasyonuna aktarılırken aynı zamanda yer istasyonundan araca komut gönderilebilmesini mümkün kılmaktır. Söz konusu veriler yer istasyonunda görüntülenecek ve yarışma sunucusu ile veri alışverişi yapılacaktır. Haberleşme için seçilen donanımlarda ana kriter gerekli menzili sağlamaktır. Uçuş verilerinin aktarımı için seçilen RFD 868X telemetri donanımı 40 km maksimum menzil sunmaktadır. Yapılan testlerle yarışma sahasını kapsayan uzun menzilde veri aktarımı gerçekleştirebildiği görülmüştür. Ayrıca araç ve yer istasyonu arasında Wi-Fi bağlantısı kurulacaktır. Bu bağlantının uzun menzilli olarak yapılabilmesi için yer istasyonu tarafında yönlü bir anten kullanılacak ve araç bu anten ile anlık olarak takip edilecektir. İlgili yöntem, bileşen ve araçların ayrıntıları ile gerekli durumlar için düşünülen alternatifler haberleşme başlığında detaylı olarak açıklanmıştır.

- **İtki Alt Sistemi**

Araca gerekli itki SunnySky x2826 fırçasız motor ve buna bağlı 12x8'' pervane tarafından sağlanacaktır. İtki sistemi için seçimler yapılırken motor, en az 15 dakika havada kalmasını sağlayacak pil ve akımı ayarlayacak olan ESC donanımları beraber incelenmiştir. Bu sistemler birbiri ile güç elektroniği açısından hem de bağlantı açısından uyumlu çalışabilmesine göre belirlenmiştir. Bu nedenler göz önünde bulundurularak SunnySky x2826 1080 KV fırçasız elektrik motoru hava aracının itkisini sağlayacaktır. Leopard-Power 12000 mAh 14.8 V 25/50 C 4S1P Li-Po batarya hem itki sistemini hem de diğer aviyonikleri besleyecek pil olarak seçilmiştir. Skywalker 80 A ESC motora giden akımı ve motorun çalışmasını kontrol edecektir.

- **Güvenlik Alt Sistemi**

Araç üzerindeki aviyoniklerin güvenli çalışabilmesi için eklenen donanımlar; UBEC, POE, akım kesici ve sigorta olarak sıralanabilir. Görev bilgisayarının bataryadan beslenebilmesi için 5V - 3A çıkış veren bir UBEC kullanılacaktır. Görev bilgisayarına bağlı Wi-Fi erişim noktası CAT kablo girişi ile aynı bağlantı üzerinden hem güç hem de data aktarımı yapabilmesini sağlayan POE adaptörü aracılığı ile beslenecektir. Tüm sistem ve batarya arasına 100 A dayanımlı akım kesici yerleştirilmiş ve araç dışından erişilen akım kesici sayesinde gücün kolayca açılıp kapatılabilmesi sağlanmıştır. Ayrıca 70A dayanımlı bıçak sigorta tercihi ile anlık fazla akım çekilmesi durumunda sistemin korunması sağlanmıştır.

3.3. Hava Aracı Performans Özeti

Aracın tasarımına benzer görev ve boyutlardaki diğer hava araçlarının taranması ile başlanmıştır. Bu bağlamda taranan araçlar arasında stabil bir uçuş parametresi önde tutularak bir elemeye gidilip ilk tasarım parametreleri belirlenmiştir.

Tablo 3.1. Benzer araçların araştırılması sonucu belirlenen ilk tasarım parametreleri

MTOW	4 kg
Kanat Açıklığı	2.3 m
Açıklık Oranı	8
Ortalama Aerodinamik Veter	28.75 cm
Seyir Hızı	15 m/s
Tutunma Hızı	11 m/s
Uçuş Süresi	30 dakika

Belirlenen parametreler sonucunda seyir hızında ihtiyaç duyulan taşıma katsayısı C_L değeri seyir hızı ve tutunma hızı için tespit edilmiştir.

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} v_{\infty}^2 S C_L \quad (3.1)$$

$$C_{L,max} = \frac{2W}{\rho_{\infty} V_{tutunma}^2 S} \quad (3.2)$$

$$C_{L,seyir} = \frac{2W}{\rho_{\infty} V_{seyir}^2 S} \quad (3.3)$$

$$S = \text{Ortalama Aerodinamik Veter } x \text{ Kanat Açıklığı} = 0.2875 \times 2.3 = 0.66125 \text{ m}^2$$

$$W = 4 \times 9.807 = 39.228 \text{ N}$$

$$C_{L,max} = \frac{(2)(39.228)}{(1.225)(11)^2(0.66125)} \times \frac{1}{0.85^*} = 0.94 \quad (3.4)$$

$$C_{L,seyir} = \frac{(2)(39.228)}{(1.225)(15)^2(0.66125)} \times \frac{1}{0.85^*} = 0.51 \quad (3.5)$$

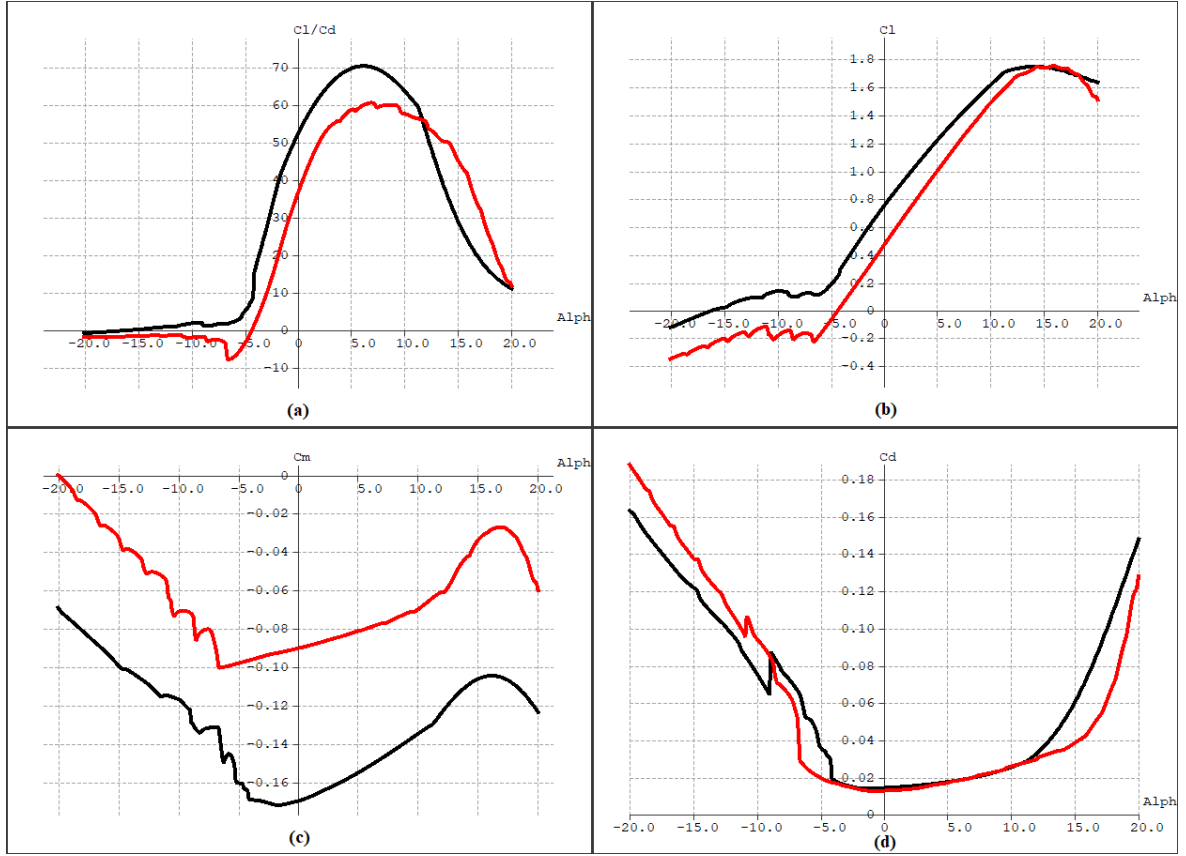
* Güvenlik katsayısı olarak yaklaşık 1.2 olarak belirlenmiştir.

Farklı Reynolds sayıları (Re) arasındaki farklı kanat profili karakteristiğine olan etkisi, mevcut çalışmada olduğu gibi görece düşük Re sayılarında, yüksek Re sayılarına göre çok daha etkili olmaktadır. Bu nedenle seyir hızlarında belirlenen taşıma katsayısı değerine sahip kanat profilleri araştırılmıştır.

$$Re_{seyir} = \frac{\rho_{\infty} v_{\infty}^2 c}{\mu} = \frac{(1.225)(15)(0.2875)}{1.789 \times 10^{-5}} = 295,294 \quad (3.6)$$

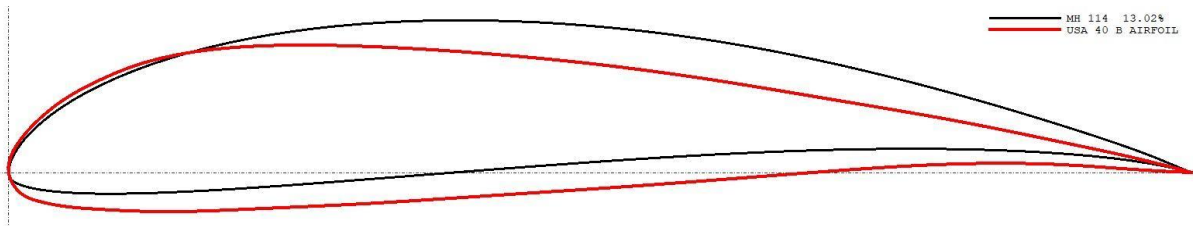
$$Re_{tutunma} = \frac{\rho_{\infty} v_{\infty}^2 c}{\mu} = \frac{(1.225)(11)(0.2875)}{1.789 \times 10^{-5}} = 216,549 \quad (3.7)$$

Araştırma yapılırken incelenen Re sayısı aralığı 210,000-300,000 olarak belirlenmiştir. Pek çok kanat profili incelendikten sonra seçenekler ikiye indirilmiştir: MH114, USA 40B.



Şekil 3.2. MH114 (siyah) ve USA 40B (kırmızı) kanat profillerine ait C_l/C_d (a), C_l (b), C_m ve C_d parametrelerinin 270,000 Re sayısında hücum açısına göre değişimi

Şekil 3.2 incelendiğinde kanat profillerinin her ikisinin birbirine göre avantajlı ve dezavantajlı olduğu parametreler dikkat çekmektedir. Örneğin Şekil 3.2 üzerinde (a) incelendiğinde MH114 kanat profili USA 40B kanat profilinden C_l/C_d parametresi bazında daha verimli iken (c)'ye bakıldığında USA 40B kanat profilinin mutlak olarak değerlendirildiğinde daha düşük bir C_m değerine sahip olduğu görülmektedir. Her iki kanat profilinin seyir uçuşunu gerçekleştirecekleri düşük hücum açılarında sürükleme katsayıları arasında önemli bir fark bulunmamaktadır. MH114 kanat profilinin yüksek kamburluğu daha yüksek taşıma katsayısına sahip olmasını sağlarken kompanse edilmesi gereken moment katsayısını da 2 katına çıkartmaktadır. Yüksek faydalı yük taşıma ya da uzun menzil kat etme gereksinimleri bulunmadığından, tutunma açısı daha yüksek olduğundan, ayrıca firar kenarında daha az kamburluklu olması sebebiyle yapısal yükleri daha rahat taşıyabileceğinden ve moment katsayısının stabil bir uçuş sağlamaya daha yatkın olması sebebiyle USA 40B kanat profilinin araçta kullanılmasına karar verilmiştir.



Şekil 3.3. MH114 (siyah) ve USA 40B (kırmızı) kanat profilleri

Aracın tutunma hızındaki kanat yüklemesi incelenmiş ve ilk tasarım parametreleri elde edilen veriler ile güncellenmiştir.

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{L,max} = 74.1125 \text{ N/m}^2 \quad (3.8)$$

$$S_{min} = \frac{W}{W/S} = \frac{39.228}{74.1125} = 0.529 \text{ m}^2 \quad (3.9)$$

$$\text{Açıklık Oranı (AR)} = \frac{b^2}{S} ; \text{Kanat Açıklığı (b)} = \sqrt{AR \times S} = 2.06 \text{ m} \quad (3.10)$$

Açıklığı belirlenen kanadın eliptik taşıma dağılımına yakın bir performans sergilemesi için sivrilme oranına sahip olması istenmiştir. Sivrilme oranı ile akım ayrılması birbiri üzerine etkisi olan konulardır. Öyle ki dikdörtgen kanat için akım ayrılması köklerden itibaren gerçekleşirken sivrilme oranı 0.5'lere geldiğine ayrılma, kanadın ortalarından gerçekleşmektedir. Hareketli yüzeylerin etkinliğini korumak ve güvenli bir akım ayrılması elde edebilmek için sivrilme oranının başlangıç değeri 0.65 olarak belirlenmiştir.

$$c_{kök} = \frac{2S}{(\lambda + 1)b} = \frac{2(0.529)}{(0.65 + 1)(2.06)} = 0.312^* \text{ m} \quad (3.11)$$

$$c_{uç} = \lambda \times c_{kök} = 0.20266^* \text{ m} \quad (3.12)$$

*Ara işlemlerde alınan anlamlı hane sayısı yuvarlatma hatalarını azaltmak için 15'tir.

Tek sivrilme oranına göre belirlenen kök ve uç veter değerleri, çift sivrilme değerlerinin hesaplanmasında kullanılmış, elde edilen sonuçlar final değerler olarak belirlenmiştir. Genişlik Oranı (GO) mukavemeti ve taşıma kuvvetini arttırmak için 0.4 olarak belirlenmiştir.

$$c_{kök,çift\ sivrilme} = c_{kök} - (c_{kök} - c_{uç}) \left(\frac{GO}{2} \right) = 0.28996 \text{ m} \quad (3.14)$$

$$c_{uç,çift\ sivrilme} = c_{uç} - (c_{kök} - c_{uç}) \left(\frac{GO}{2} \right) = 0.18083 \text{ m} \quad (3.15)$$

$$\text{Sivrilme Oranı } (\lambda) = \frac{0.18083}{0.28996} = 0.6236 \quad (3.16)$$

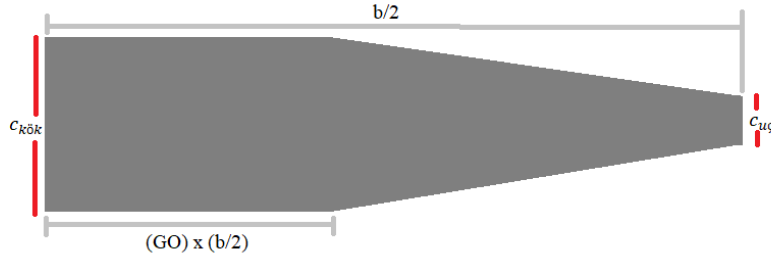
$$S = (c_{kök,çift\ sivrilme} \times GO \times b) + \left[\frac{(c_{kök,çift\ sivrilme} + c_{uç,çift\ sivrilme}) \times (1 - GO) \times b}{2} \right] \quad (3.17)$$

$$= (0.28996 \times 0.4 \times 2.06) + \left[\frac{(0.28996 + 0.18083) \times (1 - 0.4) \times 2.06}{2} \right] = 0.529 \text{ m}^2 \quad (3.18)$$

Ortalama Aerodinamik Veter (\underline{c})

$$\begin{aligned}
 &= \frac{2}{S} \left[GO \times c_{kök, çift sivrilme}^2 \right. \\
 &\quad + (c_{kök, çift sivrilme}^2 + c_{kök, çift sivrilme} \times c_{uç, çift sivrilme} \\
 &\quad + c_{uç, çift sivrilme}^2) \times \frac{(1 - GO)}{3} \left. \right] \\
 &= \frac{2}{0.529} \left[0.4 \times 0.28996^2 \right. \\
 &\quad + (0.28996^2 + 0.28996 \times 0.18083 + 0.18083^2) \times \frac{(1 - 0.4)}{3} \left. \right] \\
 &= 0.262 \text{ m}
 \end{aligned}$$

GO = Genişlik Oranı (Sivrilmenin 1 olduğu kısmın kanat açıklığına oranı)



Şekil 3.4. Yarım kanat üzerinde genişlik oranının gösterimi

Kanat final tasarım parametreleri Tablo 3.2 üzerinde gösterilmiştir.

Tablo 3.2. Kanat final tasarım parametreleri

Kanat Açıklığı (b)	2.06 m
Açıklık Oranı (AR)	8
Sivrilme Oranı (λ)	0.62
Kök Veter ($c_{kök}$)	0.29 m
Uç Veter ($c_{uç}$)	0.18 m
Ortalama Aerodinamik Veter (MAC)	0.26 m
Referans Kanat Alanı (S_{ref})	0.529 m ²

3.3.2 Kuyruk ve Hareketli Yüzeyler

Yatay ve dikey kuyrukların boyutlandırılmasında Raymer'in Aircraft Design: A Conceptual Approach kitabından faydalanılmıştır. Yatay ve dikey kuyruk için hacim katsayıları buradaki tarihsel verilerden alınmıştır.

$$V_{YK} = \frac{l_{YK} \cdot S_{YK}}{\underline{c} \cdot S_{kanat}} \quad (3.20)$$

V_{YK} yatay kuyruğun hacim katsayısını, S_{YK} yatay kuyruğun alanını ifade etmektedir. Tarihsel verilere göre yatay ve dikey kuyrukların hacim katsayıları sırasıyla 0.5 ve 0.04 olarak

belirlenmiştir. Moment kolu değerleri yatay ve dikey kuyruk için 0.6 m olarak belirlenmiştir. Açıklık oranları ise yine Raymer'in kitabındaki değerlerden faydalanılarak belirlenmiştir. Tüm parametreler formülde yerine koyularak elde edilen sonuçları itere edilmiştir. Elde edilen sonuçlar **Tablo 3.3** üzerinde gösterilmiştir.

Tablo 3.3. Konvansiyonel yatay ve dikey kuyruk parametreleri

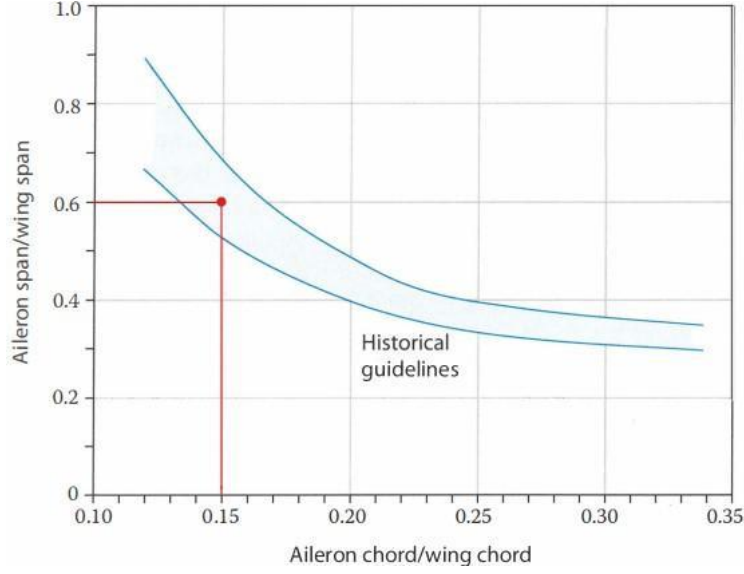
Yatay Kuyruk (YK) Hacim Katsayısı	0.5	Dikey Kuyruk (DK) Hacim Katsayısı	0.04
YK Moment Kolu	60 cm	DK Moment Kolu	64 cm
YK Alanı	0.116 m²	DK Alanı	0.068 m²
YK Açıklık Oranı	4	DK Açıklık Oranı	1.65
YK Sivrilme Oranı	0.35	DK Sivrilme Oranı	0.45
YK Açıklığı	0.68 m	DK Açıklığı	33.5 cm
YK Kök Veter	17 cm	DK Kök Veter	20.3 cm
YK Uç Veter	5.9 cm	DK Uç Veter	9.1 cm
YK Ort. Aero. Veter	12.3 cm	DK Ort. Aero. Veter	15.4 cm

Yatay ve dikey kuyruk alanları toplamı sabit kalacak şekilde Pazmany'nin Light Airplane Design kitabında da geçtiği şekilde konvansiyonel kuyruktan V kuyruğa geçiş sağlanmıştır. Dihedral açısı yine kitapta geçen bağlantılara göre hesaplanmıştır. Elde edilen sonuçlar XFLR5 analizinde kullanılmış ve değerler optimize edilmiştir. Nihai olarak belirlenen parametreler Tablo 3.4 üzerinde gösterilmiştir.

Tablo 3.4. Nihai kuyruk parametreleri

V Kuyruk (VK) Moment Kolu	59.3 cm
VK Alanı	0.1421 m²
VK Açıklık Oranı	1.86
VK Sivrilme Oranı	1
VK Açıklığı	70 cm
VK Kök Veter	20.3 cm
VK Uç Veter	20.3 cm
VK Ort. Aero. Veter	20.3 cm
VK Dihedral Açısı	30.4°

Hareketli yüzeylerin boyutlandırılmasında da yine Raymer'in kitabındaki jenerik veriler kullanılmıştır. Aileronlar kanadın %60'ı boyunca, moment kolunu arttıracak şekilde dışarıdan içeri doğru, ortalama aerodinamik veterin %15'i olacak şekilde (3.9 cm) boyutlandırılmıştır. Kuyrukta ruddervator, kuyruk açıklığının %90'ı boyunca olup ortalama kuyruk aerodinamik veterinin %40'ını kaplayacak şekilde (8.12 cm) boyutlandırılmıştır.



Şekil 3.5. Tarihsel Aileron Boyut Verileri

Kuyrukta kullanılan kanat profili tutunma kaybı karakteristiği ve düşük sürüklenme katsayısı sebebiyle NACA 0012’dir.

3.3.3 Sürüklenme Katsayısı

Düşük ses altı hızlarda sürüklenme hesabı için aşağıdaki Denklem 3.21 kullanılır.

$$C_D = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (3.21)$$

Denklem 3.21’de görülen ilk terim parazit sürüklemeyi, ikinci terim taşıma kaynaklı sürüklemeyi ifade etmektedir. e Oswald Span Efficiency Factor’ü temsil etmektedir.

Raymer’in Aircraft Design kitabında bahsedildiği üzere ses altı parazit sürüklenme katsayısı Component Buildup Method ile hesaplanabilir.

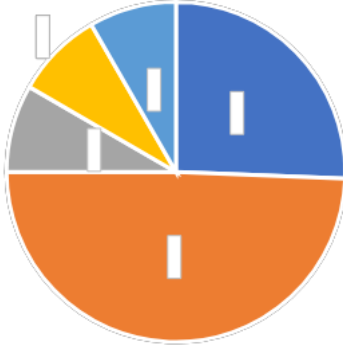
$$(C_{D0})_{subsonic} = \sum \frac{(C_{fc} F F_c Q_c S_{wet,c})}{S_{ref}} + C_{D,misc} + C_{D,L\&P} \quad (3.22)$$

$C_{D,misc}$ kapanmamış iniş takımları ve geriye doğru eğimi olmayan (unswept) gövdeler için kullanılabilirken $C_{D,L\&P}$ sızıntı ve çıkıntılar için kullanılabilir (leakages and protuberances). Bu değerlerin gövde, kanat ve kuyruk toplam parazit sürüklemesinin %10’una eşdeğer olduğu varsayılmıştır. Ayrıca üretim hassasiyeti ve yüzey pürüzsüzlüğü etkilerini de hesaba katmak için gövde parazit sürüklemesi hesaplandıktan sonra 1.4 ile çarpılmıştır.

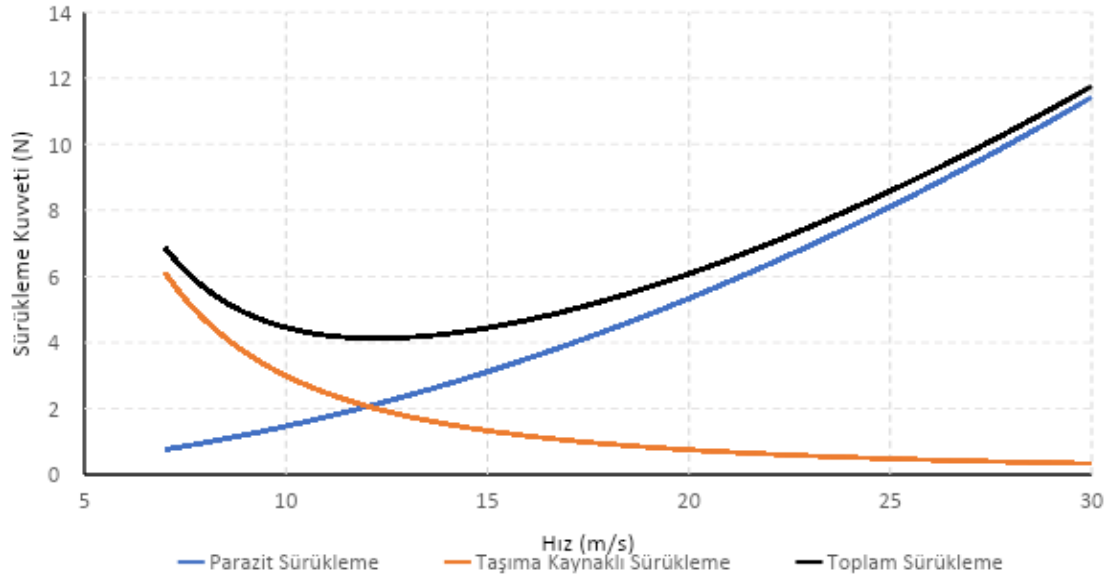
Gövde, kuyruk ve kanatlar için parazit sürüklenme değerleri ayrı ayrı hesaplanmıştır. Re sayısı türbülanslı akım rejimini de barındıran komponentler için (kanat ve kuyruk) %30 laminar %70 türbülanslı akış olduğu varsayılmıştır.

Tablo 3.5. Ses altı parazit sürüklenme değerleri

Komponentler	C_{D0}
Gövde	0.00565
Kanat	0.01088

Kuyruk	0.00184
C_{D0} (ara toplam)	0.01837
Miscellaneous	0.00184
L&P	0.00184
C_{D0} (toplam)	<p>Toplam Parazit Sürüklenme Katsayısı = 0.02205</p>  <p>■ Gövde ■ Kanat ■ Kuyruk ■ Miscellaneous ■ L P</p>

Sürüklemenin hıza göre değişimi Şekil 3.6 üzerinde gösterilmiştir.



Şekil 3.6. Parazit, taşıma kaynaklı (indüklenmiş) ve toplam sürüklemenin hıza göre değişimi

3.3.4 İtki Sistemi ve Batarya

İtki gereksinimlerinin daha iyi anlaşılabilmesi için uçuşun 5 farklı durumu incelenmiş ve bu durumlar için gereksinimler belirlenmiştir. İncelenen uçuş durumları tırmanma uçuşu, maksimum tırmanma hızı, maksimum hız ve sabit irtifa dönüşü şeklindedir. Belirlenen gereksinimler Tablo 3.6 üzerinde gösterilmiştir.

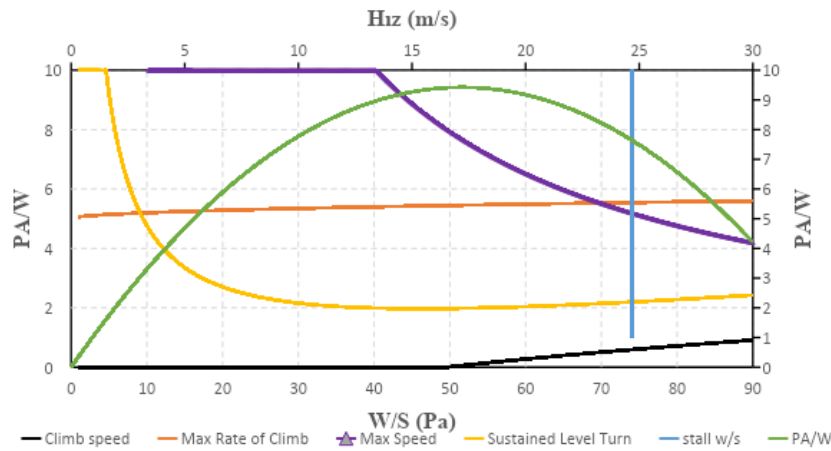
Tablo 3.6. Farklı uçuş durumları için gereksinimler

Tutunma Hızı	11 m/s
Maksimum Tırmanma Hızı	5 m/s
Maksimum Hız	30 m/s
Seviye Uçuşunda Maksimum Yatma Açısı	60 °

Belirlenen gereksinimler doğrultusunda ihtiyaç duyulan gücün hız ve kanat yüklemesine göre değişimi Şekil 3.7 üzerinde gösterilmiştir. Buna göre belirlenen gereksinimlerin her birini başarıyla karşılayacak olan statik itki ($P_A / W = 6.5$) ;

$$\frac{P_A}{W} = \frac{T}{W} \times V_{seyir} \Rightarrow T = \frac{(6.5) \times (4) \times (9.807)}{15} = 17 \text{ N} \quad (3.23)$$

Belirlenmiş olan itki değeri tüm görevleri başarmak için yeterli olacak olsa da aracın elden atma sırasındaki ve anlık dönüşlerdeki itki ihtiyacı da göz önünde bulundurularak statik itki değeri 4 kg.f olan SunnySky x2826 motor ve 12x8’’ pervane kombinasyonu tercih edilmiştir. Literatür tarandığında dinamik itki hesabı için gerekli olan devir sayısı, anlık çekilen akım miktarı, sıcaklık ve bataryanın anlık voltaj değeri gibi parametrelere ulaşılamadığından dinamik itki hesabına girilmemiştir.

**Şekil 3.7.** Mevcut gücün hız ve kanat yüklemesine göre değişimi

Araçtaki SunnySky x2826 1080 kV motor, üretici tarafından sağlanan verilere göre 4S 14.8 V LiPo ve 11x5.5’ pervane ile birlikte kullanıldığında 1500 gr itki üretebilmek için 21.9 A akıma ihtiyaç duymaktadır. Örnek hesaplama için alınan bu üretici verisini güvenlik açısından 30 A olarak alıp hesaplama yaptığımızda gerekli gücü itki sistemi için 12000 mAh kapasiteli LiPo bataryadan sağlayan aracın uçuş süresi şu şekilde hesaplanabilir:

$$(12 \text{ Ah} \div 30 \text{ mA}) \times 60 \text{ dk} = 24 \text{ dk}$$

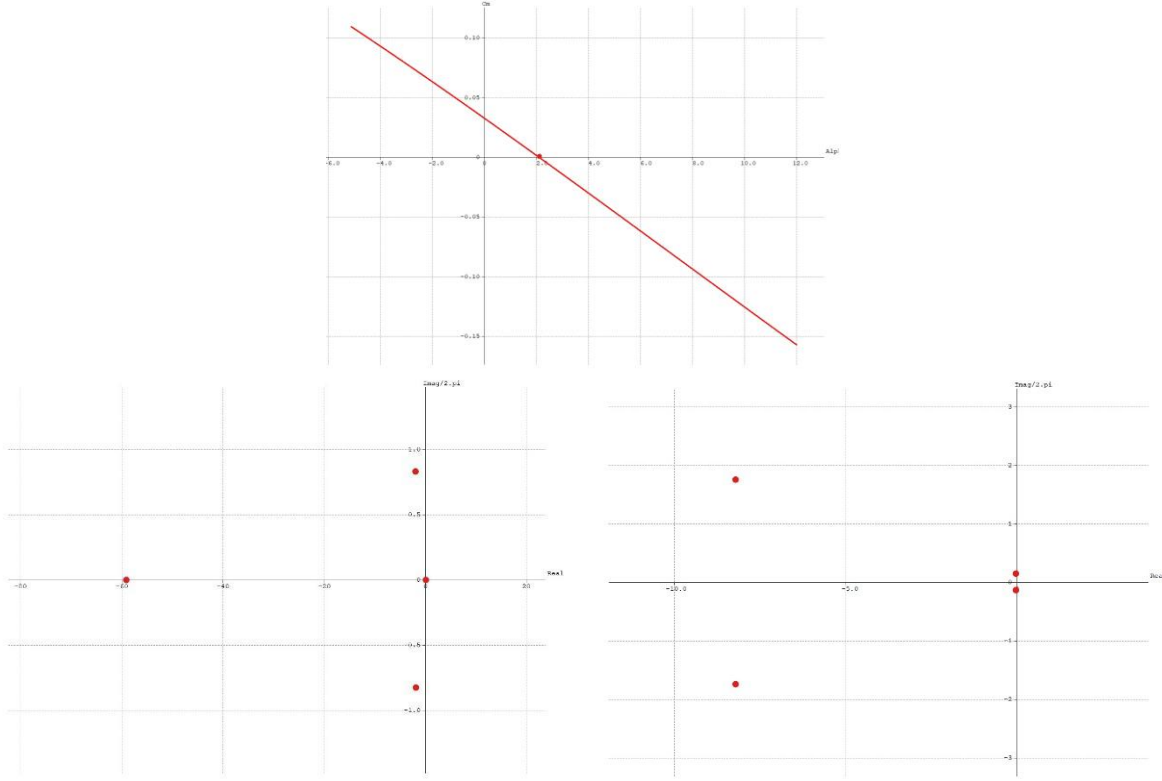
Pil hücrelerinin kritik voltaj değeri altına düşüp zarar görmemesi için batarya %80 kapasite ile kullanılmaktadır. Bu durumda güvenli uçuş süresi **19.2 dk** olarak hesaplanabilir.

3.3.5 Statik ve Dinamik Stabilité

Aracın statik ve dinamik stabilitesi XFLR5 programı kullanılarak, öncesinde belirlenen değerler kullanılarak analiz edilmiş, optimizasyon çalışması yürütülmüştür. Buna göre belirlenen statik marjin değeri:

$$\frac{X_{np} - X_{cg}}{\underline{c}} = \frac{0.13857 - 0.09}{0.26} = \%18.7 \quad (3.24)$$

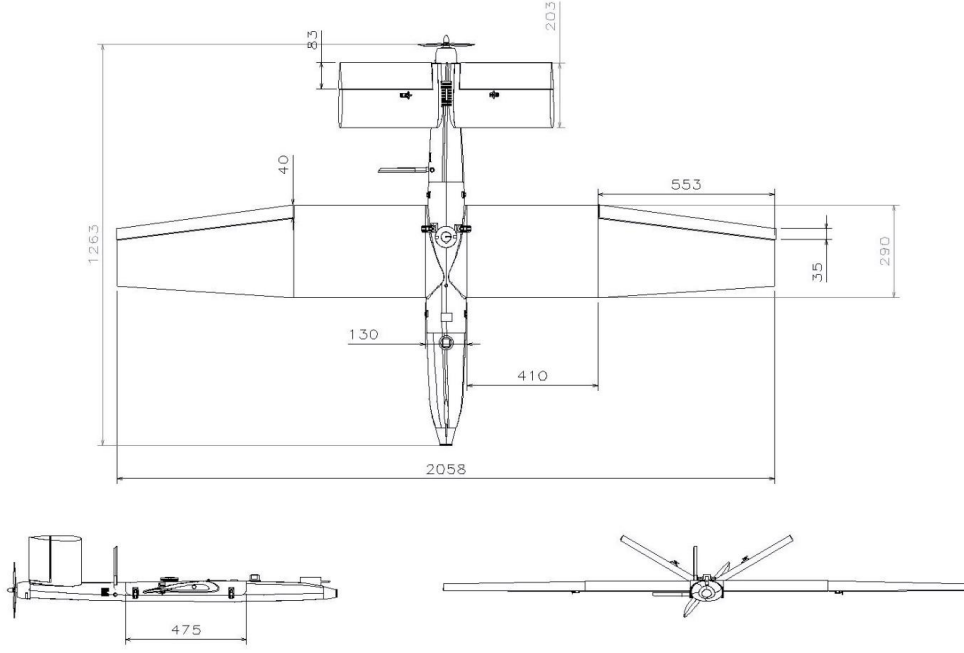
olarak hesaplanmıştır (Alınan mesafelerde referans kanat hücum kenarındır).



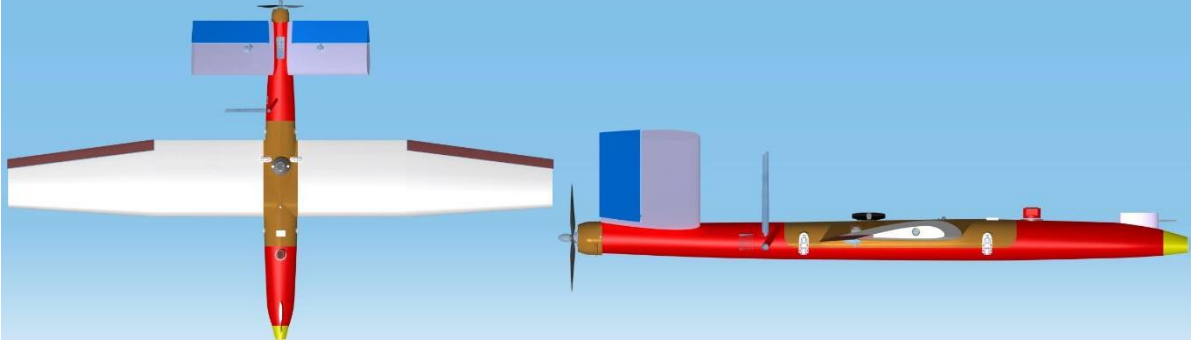
Şekil 3.8. C_m – Hücum açısı grafiği (üstte), reel & imajiner eksenlerde soldan sağa doğru yanal ve boylamasına (lateral, longitudinal) kökler

Şekil 3.8 üzerinde görüldüğü üzere statik ve dinamik tüm modlarda hava aracı stabildir.

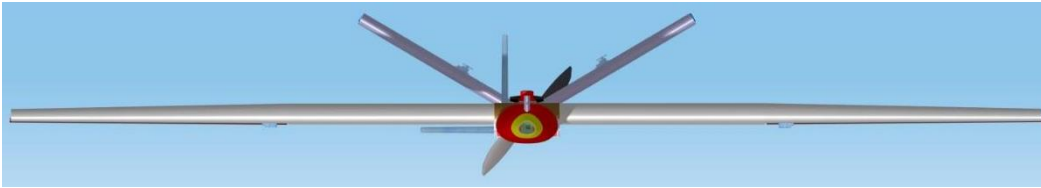
3.4. Hava Aracının Üç Boyutlu Tasarımı



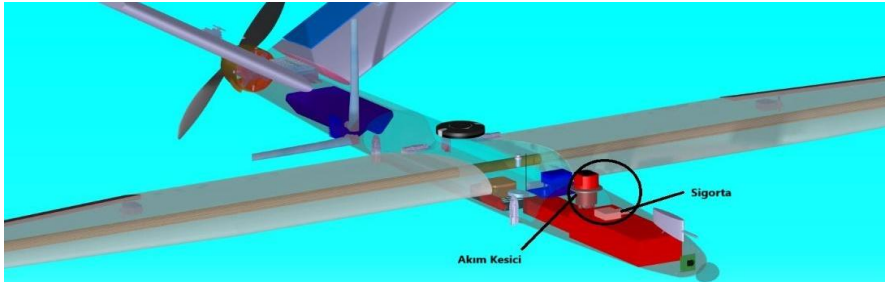
Şekil 3.9. Teknik Resim



Şekil 3.10. Araç Üst ve Yandan Görünüm



Şekil 3.11. Araç Önden Görünüm

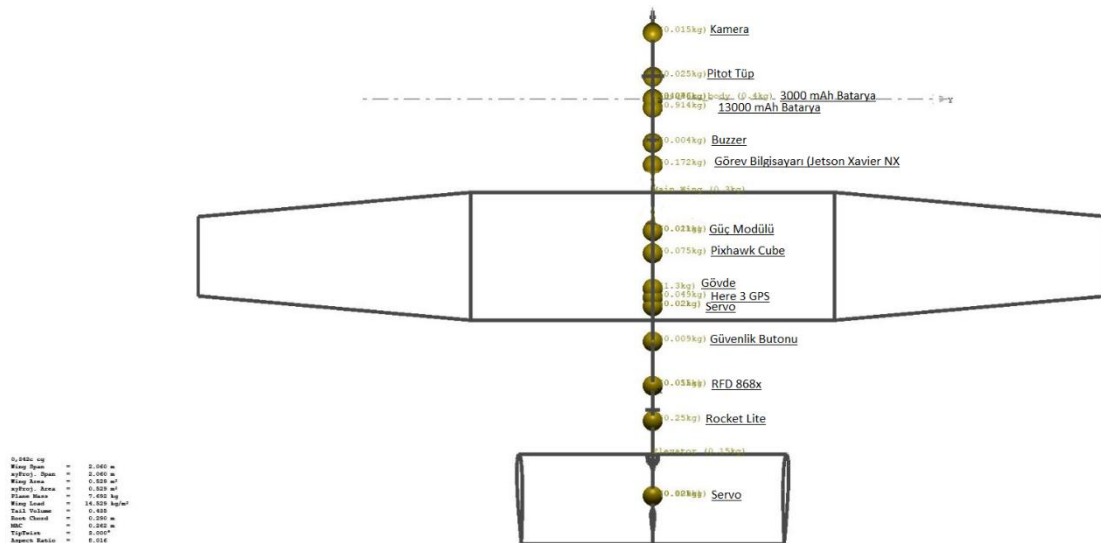


Şekil 3.11. Araç İzometrik Görünümü

3.5. Hava Aracı Ağırlık Dağılımı

Tablo 3.7. Ağırlık Dağılımı

NO	PARÇA ADI	Kütle	Gövde Genişliği	Moment kolu	Gövde Yüksekliği
		(Gram)	x(mm)	y(mm)	z(mm)
1	Pixhawk The Cube Orange	75	550	0	0
2	ESC	109	1100	0	35
3	Radiolink R9DS 9 kanal Alıcı 2.4GHz	10,7	500	-20	-35
4	Pixhawk Güvenlik Buton Switch -Safety Switch	9	500	0	35
5	Akü Devre Kesici Şalter 100 Amper	76	310	0	35
6	Güç Modülü	20	500	20	-15
7	Pixhawk Buzzer Ses Modülü	4	500	0	-5
8	Haoye 12X8 Pervane	20	1260	0	0
9	Motor	196	1220	0	0
10	Pitot Tüp	25	150	0	35
11	İHA Boş Gövde	1300	610	0	25
12	Kamera	15	50	0	-10
13	Here 3 GPS	49	650	0	35
14	Li-Po 13000 mAh Batarya	1046	190	0	0
15	Li-Po 3000 mAh Batarya	260	300	0	0
16	RFD 868X	15	850	60	-5
17	Telemetri Anten	50	850	60	20
18	Emax 2 Kg Sağ Ruddervatör Dijital Servo	20	1100	510	10
19	Emax 2 Kg Sol Ruddervatör Dijital Servo	20	1100	-510	10
20	Emax 2 Kg Sağ Kanatçık Dijital Servo	20	670	150	120
21	Emax 2 Kg Sol Kanatçık Dijital Servo	20	670	-150	120
22	Bıçak Sigorta	48	200	0	30
23	Jetson Xavier NX	172	300	0	50
24	airMAX Rocket AC Lite	250	750	0	10

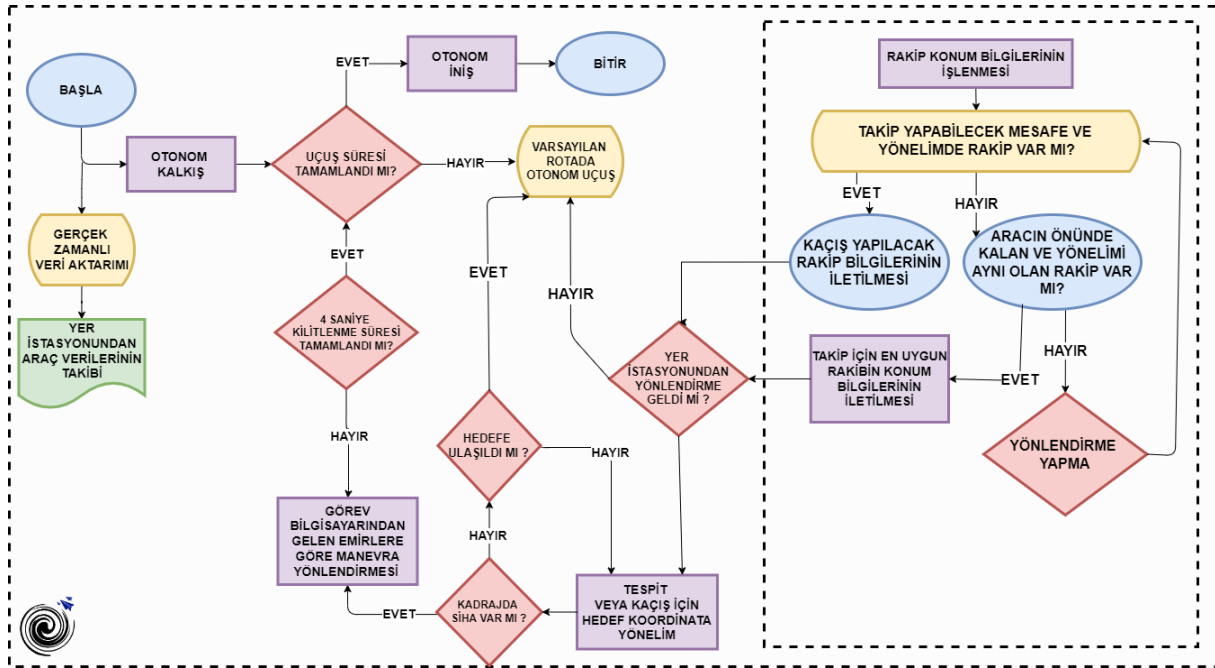


Şekil 3.12. Araç Ağırlık Dağılımı Görselleştirmesi

4. OTONOM GÖREVLER

4.1. Otonom Kilitlenme

Yarışmanın başlıca isteri olan otonom İHA tespiti ve takibi yeteneğini araca kazandırmak için yürütülen çalışmalar aşağıdaki ilgili başlıklar altında ayrıntılı olarak açıklanmıştır. Uçuş esnasında görevin başarılı olarak gerçekleşmesi için takip edilecek algoritma aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.1. Görev Algoritması

4.1.1 Hedef Tespiti

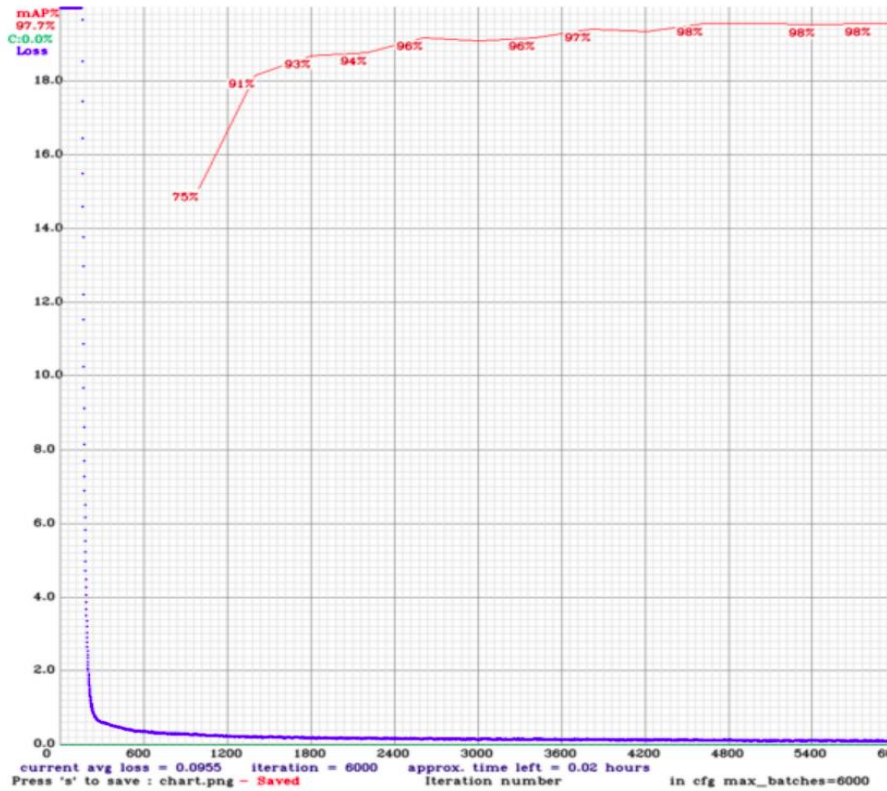
Rakip araçların tespit edilmesi için görüntü akışı bir derin öğrenme modeline aktarılacaktır. Ardından tespiti yapılan rakip aracın takibi için tracker algoritmaları kullanılacaktır. İçerikleri ve boyutları farklı veri setleri ile yapılan eğitimler sonucunda Jetson Xavier Nx donanımının performansı göz önünde bulundurularak yolov4-Tiny derin öğrenme modelinin kullanılmasına karar verilmiştir. Araç tespiti için derin öğrenme modelinin seçilmesinin ardından araç takibinin yapılması için tracker algoritmalarına bakılmıştır. Tespit ve takip modelinin geliştirmesi ile alınan geri bildirimler değerlendirilerek modelin performansı daha üst seviyeye çıkarılmaktadır. Ardından MOSSE, CSRT, Kalman Filtering gibi tracking algoritmaları denenmiş nihai olarak Mosse tracker algoritması seçilmiştir.

Tespit için kullanılacak derin öğrenme modelinin seçilmesi sırasında elde bulunan donanımlar üzerinde yüksek FPS değerlerinde çalışması ve bunu yaparken doğruluktan kaybetmemesi öncelenmiştir. Modelin daha yüksek doğrulukta çalışması için gelen görüntünün daha yüksek FPS ve çözünürlükte gelmesi önemlidir. Xavier NX içerisinde çalışacak farklı derin öğrenme algoritmalarının nasıl performans gösterdikleri Nvidia tarafından yapılan çalışmalarda gösterilmiş ve yayınlanmıştır. Çalışma bazı modelleri sınıflandırma üzerinden değerlendirirken bazı modelleri nesne tespiti üzerinden değerlendirmiştir. Sınıflandırma işlemi tespit edilmesi istenen nesnenin görüntü üzerinde var olup olmadığına dair bilgi üretirken

nesne tespiti ile tespit edilmesi istenen nesnenin görüntü üzerindeki konumunun belirlenmesi mümkün olmaktadır. Performanslarının daha iyi olması ve daha geniş kaynaklara sahip olması nedeniyle YOLO derin öğrenme modellerinden birisi kullanılacaktır.

Yapılan çalışmalar sonucunda derin öğrenme modelinde kullanılmak üzere yolov4-tiny modelinin kullanılmasına karar verilmiştir. Boyut olarak yüksek olan ve açık kaynaklı olarak geliştirilen COCO veri setleri ile test edildiğinde yolov4-tiny modelinin isteleri sağladığı görülmüştür.

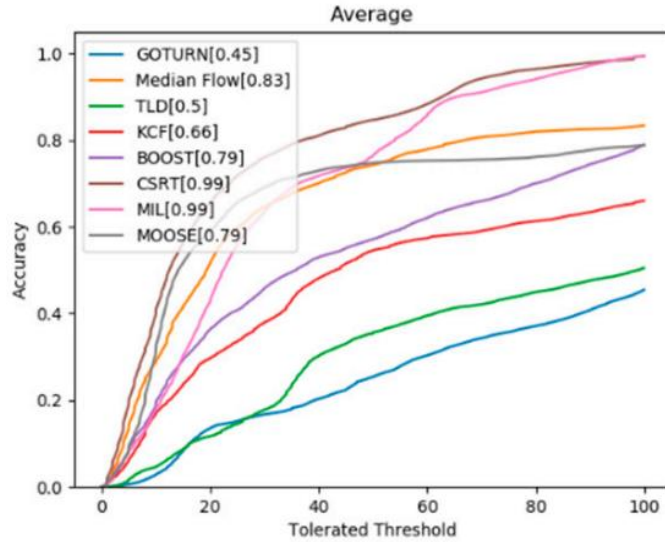
Youtube üzerinde yer alan model uçak görüntüleri, daha önceki yıllarda yapılmış ulusal veya uluslararası yarışmalardan alınan görüntüler, model havacılık için açılmış sosyal medya hesaplarında yer alan görüntüler kullanılarak veri seti oluşturulmuş ve derin öğrenme modelinin geliştirilmesinde YOLO formatına göre işaretlenmiştir. İşaretleme işlemi RoboFlow üzerinden tüm takım elemanlarının katıldığı etkili bir çalışma ile gerçekleşmiştir. Veri setinin 416*416 çözünürlüğe sahip fotoğrafların düzenlenmesi ile büyük boyutta elde edilmiştir. Yolov4-Tiny modeli hazırlanan veri seti ile rakip araçları tespit etmek üzere eğitilmiştir. Hazırlanan ve eğitilen model fotoğraf, video ve gerçek zamanlı görüntüler ile test edilmiş ve hem başarının hem FPS değerinin artırılması için modelde geliştirmeler yapılmıştır. Eğitim sırasında modelin rakip araç tespitine yönelik başarısının arttığı ve modelin sahip olduğu hata oranının düştüğü eğitim sırasında elde edilen aşağıdaki grafikte görülebilir. Eğitim sonrasında “deep short” algoritması ile tespit edilen nesne işaretlenerek takip sırasında ortaya çıkabilecek gürültü azaltılmıştır. Bu sayede model daha kararlı çalışan bir yapıya bürünmüştür.



Şekil 4.2. YoloV4-Tiny Eğitim Grafiği

Model eğitimden önce yapılan framework seçiminde Keras,Darknet,Pytorch gibi farklı seçeneklerin özelliklerine bakılmış ve seçilen yolov4-tiny modeli ile daha uygun çalışabilen Darknet framework'u seçilmiştir. Model üzerinde küçük boyutlu ve farklı nesnelerin tespiti için yapılan denemelerde Colab çevrimiçi ortamı kullanılmıştır. Model netleştirildikten sonra Ubuntu 20.04 işletim sistemine sahip bir bilgisayarda model eğitimi detaylandırılmıştır. Optimizasyon işleminin daha verimli yapılabilmesi için son testler donanım üzerinde kilitlenme kamerasından alınan görüntüler ile yapılacaktır.

Rakip araç takibi için uygun tracker seçiminde CSRT ve KCF tracker algoritmalarının yüksek doğruluğa sahip olduğu tespit edilmiştir. MOSSE tracker algoritmasının doğruluk oranı CSRT ve KCF tracker algoritmalarına nazaran daha düşük olmasına rağmen seçilmiştir. Bunun sebebi daha iyi maliyet(fps)/performans(doğruluk) oranına sahip olmasından dolayı olmuştur. Kullandığımız Xavier NX cihazı göz önüne alındığında MOSSE tracker algoritması stratejik olarak daha doğru bir algoritmadır. Aşağıda Tolerated Threshold değerine göre tracker algoritmalarının doğruluk oranları verilmiştir.



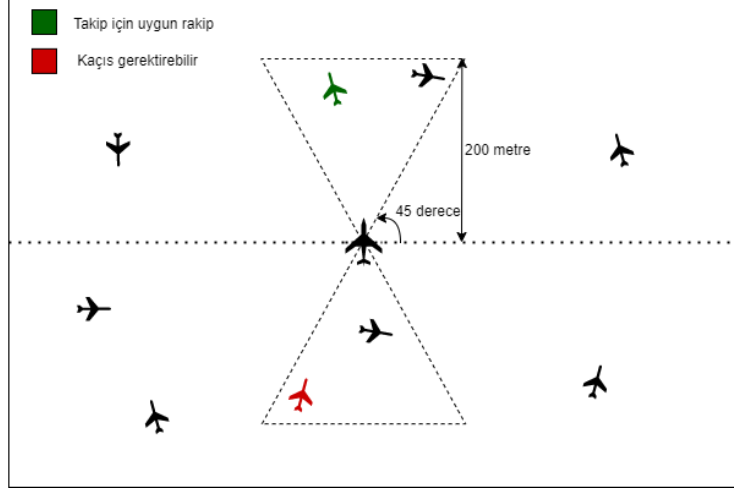
Şekil 4.3. Farklı Tracker Algoritmalarının Doğrulukları

4.1.2 Hedef Takibi

Savaşan İHA görevinin gerçekleştirilmesi için hazırlanan görev algoritması iki aşamadan oluşmaktadır. Bunlar konum tabanlı takip algoritması ve görüntü tabanlı takip sistemidir.

Bahsi geçen iki algoritma birbirini destekleyici şekilde çalışmaktadır. Yarışma sunucusundan alınan veriler takip için en uygun rakibin bulunması amacıyla değerlendirilmektedir. En uygun rakibin belirlenmesi yer istasyonunda çalışacak algoritma ile belirlenmektedir. Konum ve duruş bilgileri elde edilen rakip araçlar iki farklı sınıflandırma ve filtreden geçmektedir. Bunlardan ilki Şekil 4.4’de görülen iki alanda bulunan rakiplerin sınıflandırmasıdır. Bu sınıflandırma ile rakiplerin takip için uygun ya da kaçış gerektirecek bir konumda olup olmadıkları anlaşılmaktadır. İkinci sınıflandırma ise araçların yönelimlerinin bizim aracımızın yönelimine uygunluğunu değerlendirmektedir. Bu iki sınıflandırma sonucunda takip için uygun olan rakipler ve kaçış gerektirecek durumda olan rakipler belirlenebilmektedir. Rakibin

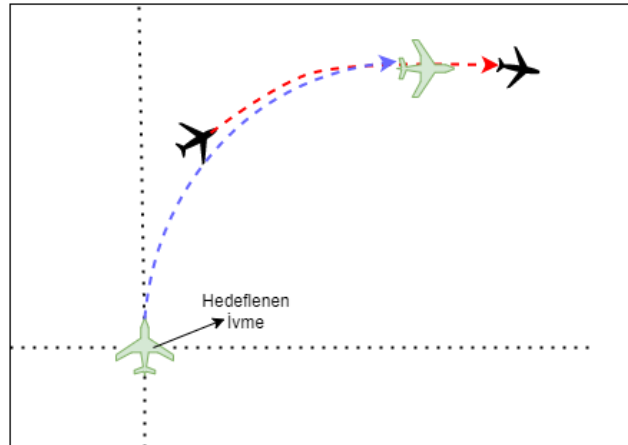
etiketlenmesi için belirtilen alanlarda bulunması ve rakip ile aracımız arasındaki yönelim farkının 45 dereceden fazla olmaması gerekmektedir. Alanın boyutları ve yönelim farkı sınırı yapılacak testler ile nihai değerine ulaştırılacaktır. Yer istasyonunda takip için en uygun rakip bulunduğundan sonra ona ait bilgiler araca iletilecektir.



Şekil 4.4. Rakip Bilgilerinin Değerlendirilmesi

Takip için uygun rakip bulunmaması durumunda aracımız içerisine tanımlanmış devriye rotalarından birisinde uçuş yapmaya başlayacaktır.

Konum tabanlı takip sisteminde rakibin konumu alındıktan sonra oransal güdüm yasası kullanılarak rakibin arkasında en uygun ve en kısa sürede geçmemizi sağlayacak ivme değeri bulunacaktır. Ardından aracın bu ivme değerini elde etmesi için gerekli olan yatış değeri hesaplanarak ardupilot uçuş kontrol yazılımının iç döngüsüne referans komut değeri olarak iletilecektir. Uygun rakibin tespit edilmesi ve konum tabanlı takip sisteminin nasıl bir rota oluşturacağı Şekil 4.5’te gösterilmiştir.

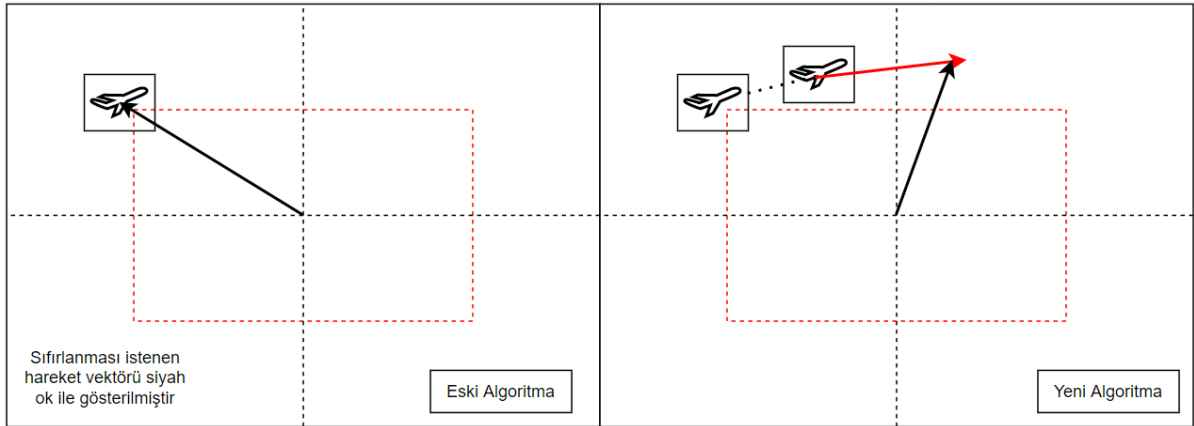


Şekil 4.5. GNSS Tabanlı Rakip Takibi

Rakibe bu şekilde yaklaşma rakibin görüntü ile tespiti gerçekleşene kadar devam edecektir. Tespit işlemi gerçekleştiikten sonra yarışma isterlerine uygun şekilde rakibin 4 saniye boyunca

kilitlenme dörtgeni içerisinde durmasını sağlamak için görüntü tabanlı takip sistemine geçilecektir.

Takımımızın bir önceki yıl için hazırladığı görüntü tabanlı takip sistemi üzerinden geliştirmelere devam edilmiştir. Görev bilgisayarına aktarılan görüntünün orta noktası koordinat sisteminin merkezi olarak kabul edilmiştir. Tespit edilen rakip için çizilen sanal dörtgenin merkezi ile koordinat sisteminin merkez noktası arasında x ve y ekseninde oluşan hatalar anlık olarak hesaplanarak oransal kontrolcüye iletilmektedir. Kontrolcünden aracın duruş açıları ile ilgili çıktılar elde edilerek ardupilot uçuş yazılımına girdi olarak verilmektedir. Yazılım çevrim simülasyonunda yapılan testlerde iki ayrı komutun birbirinden bağımsız üretilmesinin istenmeyen hareketlere sebep olduğu görülmüştür. Bu nedenle iki girişe ve iki çıkışa sahip aracın ivmelenmeleri ile toplam kazandığı enerji üzerinden komut üreten bir kontrolcü sistemi geliştirilmiştir. Simülasyon ortamında yapılan testlerde rakibin ekrana manevra yaparak girmediği durumlarda kontrolcü başarılı sonuçlar elde etmiştir. Ancak rakibin manevra yaparken görüntüye giriş yaptığı durumlarda kontrolcü çıktısı sadece rakip aracın ekrandaki konumu üzerinden belirlendiği için hatalı sonuçlar alınmıştır. Bunun üzerine görüntü tabanlı takip sisteminde köklü bir değişikliğe gidilmiştir. Hazırlanan ilk sistemde rakibin görüntüdeki konumuna görüntü merkezinden bir vektör çizilmekte ve bu vektörü sıfırlayacak yönde hareket komutları üretilmektedir. Geliştirilmeye devam eden yeni sistemde ise rakibin akan görüntü üzerinde yaptığı hareket incelenmekte ve onun üzerinden komut üretilmektedir. Rakibin son birkaç görüntü karesinde yaşadığı konum değişimlerine bakılarak bir hız vektör çizilmekte ve bu vektör rakibin hızı ile orantılı olan bir oransal katsayı ile çarpılmaktadır. Görüntü merkezinden bu vektörün bitiş noktasına bir hareket vektörü çizilir ve bu vektörün boyutunu sıfırlayacak yönde duruş açısı komutları üretilerek uçuş kontrol yazılımına iletilir. Görüntü tabanlı takip sistemi için simülasyon ortamında geliştirmeler devam etmektedir. Kontrolcü içerisinde bulunan parametrelerin nihai değerleri yapılacak test uçuşları ile belirlenecektir.



Şekil 4.6. Görüntü Tabanlı Takip Algoritması

Rakibe konum tabanlı takip sistemi ile yaklaşılabilecek ardından görüntü tabanlı takip sistemi ile kilitlenme gerçekleştirilecektir. Kilitlenmenin tamamlanması ile kilitlenme paketi yer istasyonu ve sunucuya gönderilecektir. Ardından son kilitlenilen araç harici diğer araçlar arasından takip için uygun olan rakip belirlenerek benzer süreç tekrar edilecektir. Takımımızın geçmiş yıl

tecrübeleri doğrultusunda rakip konum bilgilerin her zaman sağlıklı gelmediği bilinmektedir. Böyle bir sorunla karşılaşılması durumunda aracımız daha önceden araca bildirilmiş devriye rotalarında dolaşacak ya da yer istasyonundan iletilen konumlara hareket edecektir.

4.2. Kamikaze Görevi

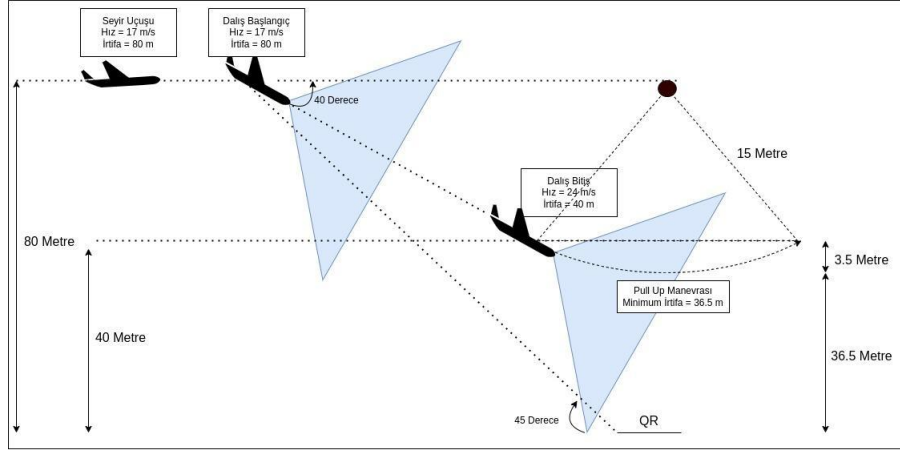
Kamikaze görevi icra edilirken kameranın kadrajına QR kodlu görüntü girmesi dahilinde QR kodu algılama kodu arka planda çalışacaktır. QR kodu algılayıp içerisinde bulunan bilgiyi decode etmek amacıyla opencv kütüphanesinin QRCodeDetector nesnesi kullanılacaktır.

Kamikaze görevinin başarı ile gerçekleştirilmesi için tasarlanan aracın süzülme performansından yararlanılacaktır. Araç yer istasyonundan gelecek komut ile “Savaşan İHA” ve “Kamikaze İHA” görevleri arasında geçiş yapacaktır. Aracın yarışma içerisinde uçuşu planlanan maksimum yükseklik 100 metredir. Aracın kamikaze görevine başlangıç yüksekliği yapılan yazılım çevrim simülasyonları ile yaklaşık 80 metre olarak belirlenmiştir. QR kod etrafında bulunan plakaların 45 derece ile yerleştirileceği düşünüldüğünde araç QR kod konumuna 80 metre yaklaştığında yaklaşık 40 derecelik bir açı ile dalışa geçecektir. Dalışa geçmeden önce aracın seyir hızı yaklaşık olarak 17 m/s olacaktır. Simülasyon testlerinde kullanılacak kamera ile ilgili özelliklerin de tanıtılması durumunda belirlenen dalış açısının yeterli olduğu ve QR kodun yaklaşık 40 metre irtifada iken taratılabildiği belirlenmiştir. Yapılacak dalışın sonunda aracın sahip olacağı maksimum hız alçalma uçuş performans analizleri ve simülasyon ortamında yapılan denemeler sonucunda yaklaşık 24 m/s olarak bulunmuştur. Güvenlik önlemleri kapsamında 35 metre irtifanın altına düşüldüğünde dalış iptal edilmektedir. Görevin yapılması ile ilgili belirlenen sınırlar simülasyon testlerinin sonuçları ile belirlenmiştir. Nihai görev parametreleri yapılacak uçuş ve görev testleri sonucunda belirlenecektir.

Tablo 4.1. Kamikaze Görev Aşamaları

Görev Segmentleri	İrtifa	Hız	Eğim	Tahmini Süre
Seyir Uçuşu	~80 m	17 m/s	-	-
Dalış	80 m – 40 m	24 m/s	~40Derece	3.11 s
Tespit	40 m	24 m/s	~40 Derece	-
Pull Up Manevrası	-	~23	-	0.7 s

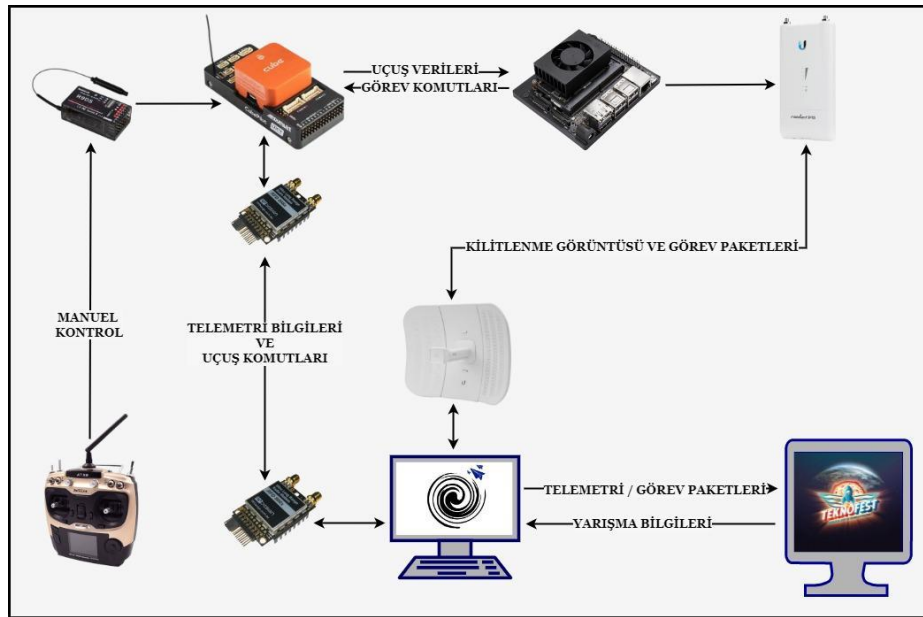
Dalış sırasında ortalama düşey hız 12 m/s olmaktadır. Tespit gerçekleştikten sonra araç 15 metrelik bir yarıçapta tırmanış manevrası yapacaktır. Yapılan hesaplamalarda bu manevra sonucunda aracın 2.8 g’lık bir yüklemeye maruz kalacağı hesaplanmıştır. Ayrıca tırmanış manevrasına 40 metre irtifa ve 24 m/s hız ile başladığında en düşük 36.5 metre irtifaya alçaldığı ve irtifa kazanmaya başladığı belirlenmiştir.



Şekil 4.7. Kamikaze Görev Gösterimi

5. YER İSTASYONU VE HABERLEŞME

Yarışma isterlerinin başarılı biçimde yerine getirilebilmesi için araç, yer istasyonu ve yarışma sunucusu arasında stabil bir veri iletişimi kurulması gerekmektedir. Buna yönelik olarak hem araç içindeki ilgili bileşenler arasında hem de araç ve yer istasyonu arasında aktarılabilecek veri tiplerine uygun haberleşme yöntemleri belirlenmiştir. Araçtan gelen veriler yer istasyonunda görüntülenerek yarışma sunucusuna aktarılabilecek, sunucudan gelen bilgiler ise yer istasyonunda işlenerek aracın takip edeceği görev stratejisinin uygulanmasında kullanılacaktır. Araç içindeki uçuş ve görev bilgisayarları arasında kurulan bağlantılar ile de uçuşun görev isterlerine göre yönlendirilebilmesi sağlanacaktır. Tüm operasyona ait haberleşme şeması Şekil 5.1’de görülebilir.



Şekil 5.1. Haberleşme Ağı

5.1) Araç ve Yer İstasyonu Haberleşmesi

Araç ve yer istasyonu arasında 3 ayrı haberleşme kanalı bulunacaktır. Bunlar sırası ile uçuş telemetri bilgilerinin aktarımını, görev ve kamera verilerinin aktarımını, gereken anlarda aracın manuel kontrolünü sağlayacaktır.

- Telemetri bilgilerinin araçtan yer istasyonuna aktarımı ve istenilen durumlarda araca komut verilebilmesi için RFD 868X radyo frekans haberleşme donanımı kullanılacaktır. RFD 868X, araç içinde uçuş bilgisayarına ve yerde yer istasyonu bilgisayarına bağlı bulunacaktır. Uçuş bilgisayar ve RFD868X arasındaki bağlantı UART protokolü standardında bir seri bağlantı ile sağlanacaktır. Cihaz varsayılan hava veri aktarım hızı olan 64 kbit/s ve varsayılan UART veri aktarım hızı olan 57600 baud ayarlarında kullanılacaktır. Veri aktarımı, kullanımında herhangi bir yasal kısıtlama bulunmayan 868-869 MHz bandında gerçekleştirilecektir. 1 W çıkış gücüne sahip RFD868X, FHSS (frekans atlama yayılmış spektrum) özelliği ile gönderilecek bilgiyi geniş bir frekans aralığının bölünmesiyle oluşan çok sayıda alt frekans kullanarak iletir. Bu sayede aynı frekanstaki diğer veri iletişimleriyle ortaya çıkabilecek karışıklıkların önlenmesi sağlanır. Telemetri yolu ile araca komut verilmesinde MAVLink mesaj protokolü kullanılacaktır.
- Görev verileri ve kamera bilgilerinin aktarımı araç ve yer istasyonu arasında dağıtılan kablolu ağ üzerinden yapılacaktır. Buna yönelik olarak araç içerisinde görev bilgisayarına bağlı bulunan bir erişim noktası (Ubiquiti Rocket M5 Lite) ve yer istasyonunda yönlü bir anten (Ubiquiti LiteBeam M5) kullanılacaktır. Erişim noktasından dağıtılan ağa yerdeki yönlü anten sayesinde bağlanılacak ve hem anlık işlenmiş kamera görüntüsü hem de görev verileri yer istasyonuna aktararak görüntülenecektir. Her iki sistem de 5 GHz bandında çalışmakta ve 801.11 a/n Wi-Fi standardını desteklemektedir. Seçilen donanımlar ile 150 Mbps üzerindeki hızlarda veri aktarılabilir. Ağ üzerinden anlık video aktarımı için Gstreamer kütüphanesi yardımı ile RTSP (Real Time Streaming Protocol) kullanılacaktır.
- Gereken durumlarda aracın manuel kontrolü için araç üzerinde uçuş bilgisayarına bağlı bulunan Radiolink R9DS alıcı ve yerde pilot kontrolündeki Radiolink AT9S kumanda kullanılacaktır. Bu iki bileşen 2.4 Ghz frekans ve 5 MHz bant genişliği ile uzun mesafeli olarak haberleşebilmektedir. Tüm görev senaryosu otonom olarak kurgulansa da belirtilen donanımlar ile istenildiğinde araç manuel olarak da kontrol edilebilecektir.

5.2) Araç İçi Haberleşme

Aracın görev isterlerine göre yönlendirilebilmesi için görev bilgisayar (Nvidia Jetson) ve uçuş bilgisayar (Pixhawk Cube Orange) arasında UART protokolüne uyan bir seri bağlantı kurulacaktır. Görev emirleri bu bağlantı yolu ile uçuşa yön verecektir. Kurulacak bağlantı ile hem görev algoritmasına gerekli uçuş bilgileri sağlanacak hem de görev bilgisayar tarafından

üretilecek yönelim komutları araca gönderilecektir. Bileşenler ilgili haberleşme için önceden yapılandırılacak ve her ikisine ait RX-TX-GND pinleri uygun biçimde kablolama ile bağlanacaktır. Haberleşme hem uçuş hem de görev bilgisayarı tarafından desteklenen MAVLink protokolü ile gerçekleştirilecektir. İlgili MAVLink mesajları bir Python kütüphanesi olan PyMavlink ile oluşturulacak ve başka bir Python kütüphanesi olan DroneKit yardımı ile uçuş bilgisayarına iletilecektir.

5.3) Yer İstasyonu ve Sunucu Haberleşmesi

Yarışma sunucusu ve yer istasyonu arasındaki bağlantı hem göreve / uçuşa ait verileri ve kamera görüntüsünü sunucuya aktarmak hem de yarışma esnasında görevin başarısını arttırmak için kullanılabilecek bilgileri almak için kurulacaktır. Bu bağlantı Teknofest tarafından yarışma alanında sağlanan ethernet kablosu ile gerçekleştirilecektir. Bağlantının içeriği yarışma komitesi tarafından yayınlanan haberleşme dokümanına uygun formatta olacak ve göreve ait kilitlenme bilgisi ile araca ait anlık uçuş durum bilgilerini içerecektir. Sunucudan veri alıp işleyerek araca gidecek emirlerin oluşturulması ve araçtan gelen verilerin minimum 1 Hz frekans ile sunucuya aktarılması süreci önceden hazırlanmış Python arayüzü ile otomatize edilecektir. Sunucu ile haberleşmede Python – Request modülü, araç ile haberleşmede ise Drone-Kit ve PyMavlink kütüphaneleri kullanılacaktır.

6. KULLANICI ARAYÜZÜ TASARIMI

Görev ve uçuş takibinin gerçekleştirilmesi, kamera görüntüsünün izlenmesi ve yarışma istekleri doğrultusunda yer istasyonu geliştirilmiştir.

Aracın durumu hakkında detay bilgilerin elde edilmesi ve uçuş verilerinin takip edilebilmesi için QGroundControl yazılımı kullanılacaktır. QGroundControl tercih edilmesinde en büyük etken araç durumunun hızlıca anlaşılması için güzel bir görselleştirmeye sahip olması ve farklı haberleşme protokolleri ile aktarılabilir görüntülerin izlenebilmesine olanak sağlamasıdır. Aracın uçuşunun takip edilmesinin yanı sıra aracın uçuş modları arasında yapılacak geçişler de QGroundControl ile yapılabilecektir.

Sunucudan yer istasyonuna aktarılan verilerin incelenmesi ve takip ile ilgili komutların araca gönderilmesi için Python ile hazırlanan yazılımlar kullanılacaktır. Hem sunucu bilgilerin değerlendirilmesinin sonuçları hem de görev yönetimi için QGroundControl'den farklı bir kullanıcı arayüzü geliştirilmiştir. Bu arayüz içerisinde kilitlenme kamerası görüntüsü görüntülenebildiği gibi araç durumuna ait temel bilgilerde izlenebilmektedir. Aracın kalkış ve iniş sırasında beklemesi veya istenen bir araca yönelmesi için gerekli komutlar arayüz üzerinden gönderilebilecektir.

Aşağıda yer istasyonunun ilk aktif versiyonu görülmektedir. Uçuş testleri ile birlikte yer istasyonunda bulunması gereken ihtiyaçlar daha net belirlenebilecek ve geliştirmeler bu yönde yapılacaktır.

Arayüz python programlama dili kullanılarak PyQt ile gerçekleştirilmiştir. Görüntü aktarımı için gstreamer ile ilgili kütüphaneler kullanılmıştır.



Şekil 6.1. Atmosfer Kullanıcı Arayüzü

7. HAVA ARACI ENTEGRASYONU

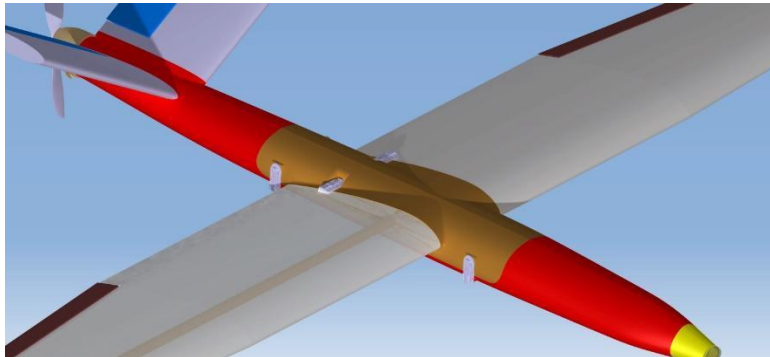
7.1. Yapısal Entegrasyon

Hava aracının yapısal entegrasyonunda montaj yöntemleri, yapısal yeterlilikler, malzeme kalitesi vb. durumlar göz önüne alınmıştır.

Hava aracının yapısal elemanlarına ait üretim bilgileri aşağıda belirtildiği gibidir:

- Gövde, karbon kompozit malzemeden üretilmiş olup 4 parçadan oluşmaktadır. Bu parçalar ana gövde, kapak, burun konisi ve motor kaputudur.
- Kanat, XPS köpük malzemeden sıcak tel CNC makinesi kullanılarak üretilmiştir. Karbon boru spar kullanılarak dayanımı sağlanacaktır. Ayrıca montaj için kanadın kök kısmı karbon kompozit olacaktır.
- Kuyruk, kanat ile benzer yöntem kullanılarak üretililecektir.

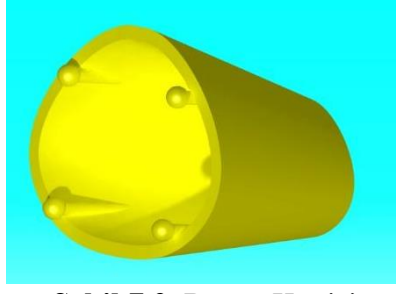
Yapısal entegrasyon aşamaları aşağıda maddelenmiştir:



Şekil 7.1. Kapak Entegrasyonu

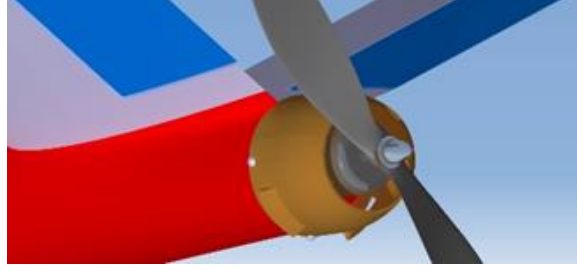
1. Kapak kısmı Şekil 7.1’de görüldüğü gibi içerisinden spar geçirilecek ve kanatlar yerleştirilecektir. 2 adet gergi mandalı kullanılarak montaj tamamlanacaktır.

2. Ana gövde ile kapak birleşim bölgesi için fitil kauçuk kullanılmaktadır. 4 adet gergi mandalı kullanılarak montaj tamamlanmaktadır.



Şekil 7.2. Burun Konisi

3. Burun konisi, Şekil 7.2’de gösterildiği özel tasarımı sayesinde ana gövdeye sıkı geçme olacak şekilde entegrasyonu gerçekleştirilecektir. Burun konisinin ön yüzeyi düz pleksiglass levha ile kapanacaktır. Bu parçanın amacı akışı düzenlemekle beraber kameranın hasar almasının önüne geçmektir.



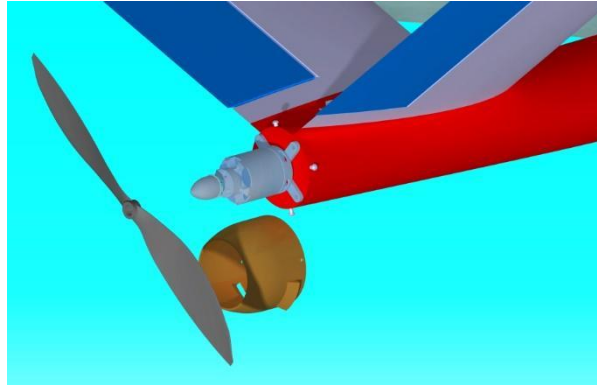
Şekil 7.3. Motor Kaputu

4. Motor kaputu, ana gövdeye vidalanarak montajlanacaktır.

7.2. Mekanik Entegrasyon

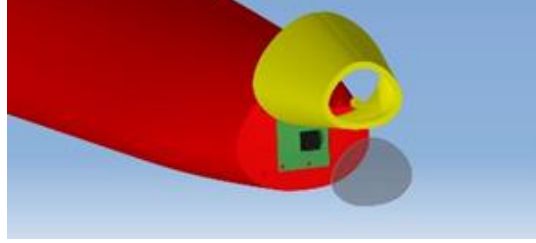
Hava aracının mekanik entegrasyonunda montaj yöntemleri, elektronik komponentlerin ısınma durumları, araç titreşimleri vb. durumlar ön planda tutulmuştur.

Hava aracının mekanik elemanlarının entegrasyonu aşağıdaki gibidir:



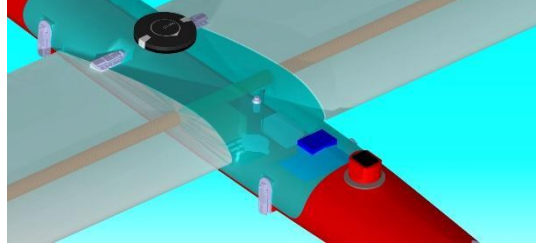
Şekil 7.4. Motor Kaputu Montajı

- Motor, ana gövdenin arka yüzeyinde gövde ekseninden dışarı yönde Şekil 7.4'te görüldüğü üzere vidalanacaktır. Motor titreşiminin sönümlenmesi amacıyla motor yıldızı ile ana gövde arka yüzeyi arasına damper yerleştirilecektir.
- Pil, ana gövde üzerinde açılacak olan deliklerden geçirilecek plastik kelepçeler ile montajlanacaktır.



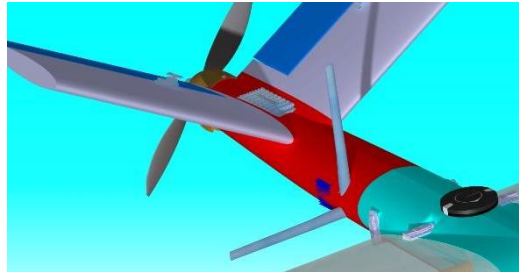
Şekil 7.5. Kamera Montajı

- Kamera, ana gövdenin ön yüzeyinde gövde ekseninden dışarı yönde Şekil 7.5'te gösterildiği gibi vidalanacaktır. Kamera kablosu ana gövdenin ön yüzeyindeki boşluktan ana gövde içerisine geçerek ve pilin üzerinden görev bilgisayarına bağlanacaktır.



Şekil 7.6. Görev Bilgisayarı Soğutucu

- Görev bilgisayarının ısınma durumu gözetilerek, soğutucusu (heat sink) gövde üst yüzeyinde kalacak şekilde montajlanacaktır. Görev bilgisayarının alt yüzeyini yan yüzeylerini kaplayan Şekil 7.6'daki parça ile montaj güçlendirilecektir.
- Uçuş bilgisayarı, 3D baskı damperli stand kullanılarak entegrasyonu sağlanacaktır. Standın alt parçası ana gövdeye vidalanacak ve sabit tutulacaktır. Damperin üstünde kalan parça uçuş bilgisayarına plastik kelepçe ile montajlanacaktır.
- GPS modülü, ana gövdenin üst yüzeyinde oluşturulan uygun bölüme yerleştirilecektir. 3D baskı ile üretilen koruyucu parça ile montajlanacaktır.



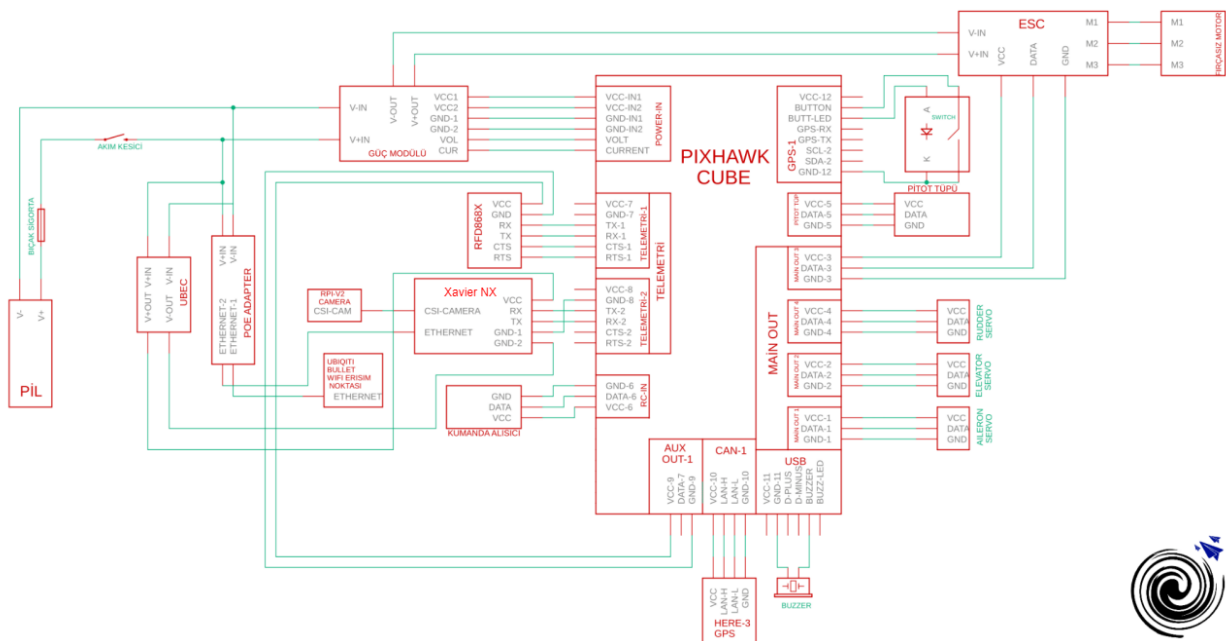
Şekil 7.7. ESC Montajı

- ESC ısınma durumu sebebiyle Şekil 7.7'de görüldüğü gibi ana gövdenin üst yüzeyine konumlandırılmıştır. Montajı 3D baskı parça ile gerçekleştirilecektir.
- Telemetri modülü, Şekil 7.7'de görüldüğü üzere ana gövdenin yan yüzeyine montajlanacaktır. Montaj için 3D baskı parça kullanılacaktır.

- Antenler ana gövdenin yan yüzeylerinde oluşturulan boşluklardan kanat ekseninde dışarı yönde ve dik açı oluşturacak şekilde gövde yüksekliği ekseninde yukarı yönde yerleştirilecektir. Antenlerin montajı için herhangi bir yöntem kullanılmayacak olup bağlı oldukları sensör ve cihazlar montajlanacaktır.
- Rocket lite wifi modülü ana gövde üzerinde açılacak olan deliklerden geçirilecek plastik kelepçeler ile montajlanacaktır.
- Servo motorlar için 3D baskı parçalar kullanılacaktır.
- Akım kesici kapak üzerinde oluşturulan boşluğa entegre edilecektir. Akım kesicinin tasarımı gereği sıkışmalı şekilde montajlanabilmektedir. Şekil 7.6’da görülmektedir.

7.3. Elektronik Entegrasyon

Sistemin devre bağlantı şeması aşağıda verilmiştir.



Şekil 7.8. Devre Şeması

Hava aracının elektronik entegrasyonunda güç dağılımı, kablo uzunlukları ve kalınlıkları, bağlantı elemanlarının güvenilirliği vb. özellikler göz önünde bulundurulmuştur.

Hava aracının elektronik entegrasyonu aşağıdaki gibidir:

- 3s 3000 mah Li-Po batarya görev kontrol bilgisayarı ve Access point beslemesi için kullanılmaktadır. Görev kontrol bilgisayarı ile batarya bağlantısı GPIO girişinden sağlanırken, Access point ile bağlantı POE portundan sağlanacaktır.
- 4s 12000 mah Li-Po batarya güç modülüne Xt60 konektör ile bağlanmaktadır. Güç modülünde regüle edilen akım 2 ana kola ayrılarak Pixhawk 1 ve ESC aracılığıyla motoru beslemektedir. Pixhawk power 1 portundan beslenmektedir. ESC ise direkt +- kutuplardan beslenmektedir.
- Diğer elektronik komponentler (GPS, servolar, power button, RFD 868x vb) Pixhawk üzerinden Şekil 7.8’de gösterilen portlardan beslenmektedir.

- ESC-motor bağlantısı Şekil 7.8’de görüldüğü üzere plastik klemens ile sağlanmaktadır.
- Kamera ile görev bilgisayarı arasındaki bağlantı CSI ile sağlanmaktadır.
- Akım kesici ve sigorta, 4s 12000 mAh batarya ile güç modülü arasında köprü oluşturacak şekilde ve + kutup tarafından konumlandırılacaktır.

8. TEST VE SİMÜLASYON

8.1. Alt Sistem Testleri

8.1.1 Araç Dinamiklerinin Test Edilmesi

Tasarlanan aracın dinamikleri hakkında gerçek uçuş testlerinden önce yaklaşık olarak bilgi edinilmesi ve araç için daha uygun kontrolcü katsayılarına ulaşılması amacıyla üç boyutlu simülasyon ortamı olan Gazebo programına aracın dinamikleri tanıtılmış ve Ardupilot Yazılım Çevrim Simülasyonu ile bağlantı kurulmuştur. Bu sayede Ardupilot L1 kontrolcüsü ve iç döngü duruş kontrolcülerini için varsayılan değerlerden daha uygun değerler ilk test uçuşunda kullanılmak üzere elde edilmiştir. Araç dinamiklerinin canlandırılması için XFLR5 programından elde edilen stabilite türevleri araç modelinin tanıtıldığı sdf dosyası içerisinde ilgili bölümlere yazılmış ve Gazebo’nun sahip olduğu aerodinamik eklentisi ile araç dinamiği canlandırılmıştır. Elde edilen katsayılar aşağıda belirtilmiştir.

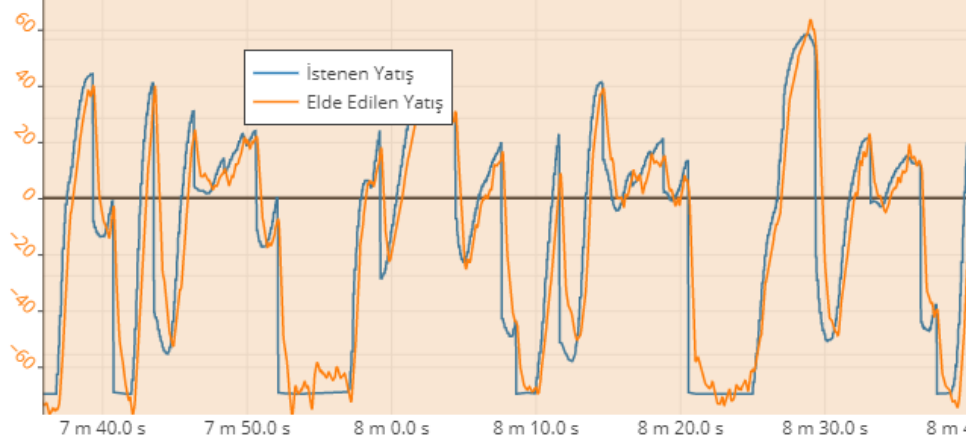
RLL_RATE_D	0.017430
RLL_RATE_FF	0.237212
RLL_RATE_I	0.23
RLL_RATE_P	0.339

PTCH_RATE_D	0.007265
PTCH_RATE_FF	0.595723
PTCH_RATE_I	0.12
PTCH_RATE_P	0.16

NAVL1_PERIOD	8
NAVL1_DAMPING	0.70

Yapılan simülasyonun ardından sistemin yatış ve dikilme açılarını kontrol ederken daha az salınım yapması beklenmektedir. NAVL1_PERIOD ve NAVL1_DAMPING terimlerinin düzenlenmesi ile araç istenilen rotayı daha hassas takip edebilmekte ve daha sert manevralar yapabilmektedir.

İstenilen yatış açısı ile araçta gerçekleşen yatış açısı değerleri aşağıdaki gibidir. Görüldüğü gibi araç belirlenen kontrolcü parametreleri ile referans değeri takip edebilmektedir.



Şekil 8.1. Araç İstenen ve Elde Edilen Yatış Değerleri

8.1.2 Rakip Bilgilerinin Değerlendirilmesi

Dördüncü başlıkta anlatılan sunucudan alınan rakip bilgilerinin değerlendirilmesi için hazırlanan algoritma yazılım çevrim simülasyonu içerisinde test edilmiştir. Aynı anda ikiden fazla araç simülasyon ortamında çalıştırılmış ve onlara ait konum bilgilerini elde etmek için dronekit kütüphanesi ile hazırlanan kod dizisi çalıştırılmıştır. Matplotlib kütüphanesi ile rakiplerin durumu ekrana çizdirilmiştir. Algoritmadan elde edilen çıktılar QGroundControl yer istasyonundaki veriler ile anlık olarak karşılaştırılmış algoritmanın doğru çalıştığı teyit edilmiştir.

8.1.3 Coğrafi Sınır Testi

Takip ve görev algoritmalarının çalıştırılması sırasında yarışma alanı sınırlarının aşılması için “geofence” algoritmaları kullanılmaktadır. Yer istasyonu üzerinden poligon tanımlanmış ve aracın bu poligon dışına çıktığında yapacağı hareketler görev yazılımı içerisinde belirtilmiştir. Yazılım çevrim simülasyonunda yapılan testler ile görev yazılımı ile birlikte çalıştırılan “geofence” algoritması aracın görev algoritmasından gelen komutlara rağmen alan dışına çıkmasına izin vermemiş ve aracı alan içerisine yönlendirmiştir.

8.1.4 Görüntü Tabanlı Takip Sistemi Testleri

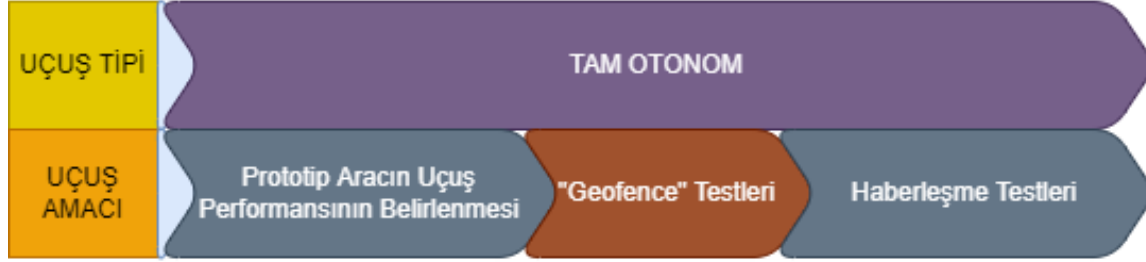
Hazırlanan takip yazılımı ve kilitlenme algoritmasının gerçek koşullarda uygulanmasından önce bilgisayar ortamında canlandırılması gerekmektedir. Yapılan yazılım çevrim simülasyonları ile takip ve kilitlenme kontrol algoritmalarının sahip olduğu parametrelerin doğru değerlerine yaklaşılmıştır. Bu sayede gerçek uçuşlarda algoritmada yer alan eksikliklerden dolayı meydana gelebilecek sorunlar bilgisayar ortamında fark edilerek gerekli önlemler alınmaktadır. Gazebo simülasyon ortamında yapılan simülasyonlarda aracımızın dinamikleri de benzetim ortamına aktarılmış ve gerçekçilik artırılmıştır.

8.2. Uçuş Testi ve Uçuş Kontrol Listesi

8.2.1 Uçuş Test Stratejisi

Takımımız geçmiş yıllarda katıldığı farklı yarışmalara hazırlık sürecinde çok sayıda uçuş testi yapmıştır. Bu testler ile uçuş sırasında alt sistemlerin birbirleriyle uyumlulukları konusunda ortaya çıkan sorunlar ve uçuş yazılımları konusunda oldukça detaylı bilgi ve tecrübeler edinilmiştir. Bu yıl yarışmaya hazırlık sürecinde kontrol sistemi parametrelerinin araç dinamiklerine uygun olarak belirlenmesi için yapılan testlerin ardından doğrudan görev yazılımlarının testlerine başlanacaktır. Bu doğrultuda geçmiş yılda yapıldığı gibi iki aşamalı bir uçuş test planı hazırlanmıştır. İlk aşamada hızlı ve pratik üretim sürecine sahip basit bir araç ile haberleşme cihazları ve bazı görev algoritmaları test edilecektir. İkinci aşamada ise yarışma için tasarlanan aracın üretimi tamamlanacak ve tüm görev algoritmaları ile alt sistemlerin istenilen performansta çalışıp çalışmadığı test edilecektir. Prototip ve yarışma aracı ile yapılan tüm test uçuşlarında QR kod tespit yazılımının performansının geliştirilmesi için araç içerisinde kamera bulunacak ve uçuş alanına yerleştirilen QR kodlar üzerinde görüntüler alınacaktır.

Yarışma aracı hazırlanana kadar aşağıdaki tabloda gösterildiği gibi bir uçuş planı izlenecektir.



Şekil 8.2. İlk Uçuş Planı

Yarışma aracının üretiminin tamamlanması ile birlikte aşağıda belirtilen amaçlar için belirtilen sıra ile uçuş testlerine başlanacaktır.

Tablo 8.1. İkinci Uçuş Planı

Uçuş No.	Uçuş Modu	Uçuş Amacı
1	Manuel	Araç uçuş performansının belirlenmesi
2	Otonom	Otonom kalkış-uçuş-iniş denemesi
3	Autotune	Kontrolcü katsayılarının belirlenmesi
4	Otonom	Haberleşme sistemlerinin test edilmesi
5	Otonom	Görüntü aktarımının test edilmesi
6	Otonom	Birden fazla araç kullanılarak konum tabanlı takip sisteminin test edilmesi
7	Otonom	Birden fazla araç kullanılarak görüntü tabanlı takip sisteminin test edilmesi

8.2.2 Uçuş Kontrol Listesi

Tablo 8.2. Kontrol Listesi

Yer Kontrolleri	Uçuş Kontrol
Gövde	Uçuş Öncesi
Servo bağlantıları sağlıklı mı ve kablolar sabitlenmiş mi?	Motor bataryası kapasite kontrolü
Kanat-Gövde ve Kuyruk-Gövde montajı sağlıklı mı?	Elektronik bileşen bataryası kapasite kontrolü
Hareketli yüzey montajı sağlıklı mı?	Araç ağırlık merkezi ideal konumda mı?
Motor	Kumanda alıcısı sinyali sağlıklı mı?
Motor montajı sağlıklı mı?	Hareketli yüzey hareketi doğru yönde mi?
Pervane montajı sağlıklı mı?	Yer istasyonu ile duruş açılarının doğrulanması
Pervane yönü doğru mu?	Araç İvme Değerlerinin Kontrolü
Araç İçi	Fail-Safe Kontrolü
Batarya montajı sağlıklı mı?	İtke Sistemi Kontrolü
Anten yerleşimleri doğru mu?	Rüzgar Yönü ve Şiddeti
Log kaydı için hafıza kartı takılı mı?	Kalkış Alanı Kontrolü
Pixhawk-servo bağlantıları doğru mu?	Araç Etkinleştirme
Görev Kontrol	Uçuş Sonrası
Kalkış ve uçuşun otonom olmasına dair parametreler uygun mu?	İtke Kapalı ve Güvende
Otonom uçuş parametre kontrolü	Batarya Kontrolü
Seyir hızı doğru tanımlanmış mı?	

9. GÜVENLİK

Üretim aşaması, uçuş hazırlığı, uçuş anı vb. aracın görevini tamamlayıp yere sağlam bir şekilde indiği ana kadar olan tüm zaman aralıklarında can ve mal zararı olmaması için güvenlik önlemleri alınmaktadır.

9.1 Uçuş Hazırlığında Alınan Güvenlik Önlemleri

Güvenlik, her alanda ve her zaman ön planda tutulmaktadır. Bu sebeple uçuş öncesinde kontrol listesi kontrol edilecektir. Bu listede uçuş anına kadar olan aşamalar sorumlu kişilerin kontrolünden geçecek ve sorun olmadığından emin olunmadan uçuş başlamayacaktır. Dış etkenlerden ve insani faktörlerden kaynaklı meydana gelebilecek yanma, kırılma, patlama gibi hasarların önüne geçmek için güvenlik önlemleri alınmaktadır.

- **Batarya Güvenliği**

Uçuş ve insan güvenliğini tehlikeye atabilecek durumların başında taşıma, depolama ve faal halde olan bataryanın hasarı gelmektedir. Bu durumlara karşı önlem amacıyla batarya taşıma çantaları kullanılmaktadır.



Şekil 9.1. Batarya Taşıma Çantası

- **Motor ve Pervane Güvenliği**

Kapalı alanlarda kesinlikle pervane takılmayacaktır. Pervanenin takıldığı durumlarda kullanmak için ‘Acil Durdurma’ komutu kumandada bir kanala atanacaktır. Böylece istemsiz çalışmalar için motora giden gücün belirlenen görevli tarafından kesilmesi veya aktifleştirme işlemini yapacaktır.

9.2 Uçuş Sırasında Alınan Güvenlik Önlemleri

Uçuş güvenliğini sıkıntıya sokabilecek durumlardan biri olan, kontrolden çıkan uçuş halindeki aracı güvenli yere indirmek için otopilot devreden çıkarılarak, araca bağlı uçuş kumandası devreye sokulup hava aracı manuel olarak kontrol altına alınacaktır. FAIL-SAFE modu, kumandadan alıcıya giden sinyalde bir problem veya kesinti olması durumunda hava aracının kontrolsüz hareketini engellemek için araca tam sağ kanatçık hareketi ve tam yukarı elevator hareketi yaptırarak bulunduğu noktaya düşmesini sağlamaktadır.

Meydana gelebilecek ani güç kayıplarında önceden bilgi sahibi olabilmek için yer istasyonunda pil seviyesi düzenli olarak kontrol edilmekte ve gerektiği durumda uçuş sonlandırılmaktadır.

Aviyonik sistemde meydana gelebilecek elektrik kaynaklı sıkıntılara çözüm olarak sigorta ve devre kesici kullanılmaktadır. Sigorta, devreye fazla akım geldiği anlarda bağlantının kesilmesi ve devre elemanlarına zarar gelmemesi için kullanılmaktadır. Akım kesici ile devreye elektrik giriş çıkışını kontrol ederek istenmeyen durumlarda devrede elektrik bağlantısı kesilecektir.

AKSA MİNİ markasının 06-027 tipli devre kesicisi kullanılmaktadır. Devre kesici motorun maksimum akım çektiği durumlarda da çalışabilmektedir.



Şekil 9.2. Akım Kesici

Elektrik bağlantıları arasında açıkta kalan bölgelerde oluşabilecek arkların önüne geçmek için koruma amaçlı plastik makaron kullanılacaktır. Elektronik komponentlerin bağlantıları için XT60, plastik klemens ve ‘banana plug’ konnektörler kullanılmaktadır.



Şekil 9.3. Konnektörler

Elektronik komponentlerin ısınmasından kaynaklı yaşanabilecek olumsuzlukların önüne geçmek için elektroniklere ‘heat sink’ denilen metal parçalar eklenecek ve gövde dışında konumlandırılacaktır. Böylece ısınma sorununun önüne geçilmeye çalışılacaktır.



Şekil 9.4. Heat Sink

9.3 Yarışmacı ve Ortam Güvenliği

Eldiven, baret ve gözlük gibi güvenlik araçları kullanılarak testlerde veya farklı çalışma ortamlarında sıçrama veya kopma gibi durumlarda yarışmacının zarar görmesini engellemek için kullanılacaktır.

Testlerde veya görev sırasında araçta oluşabilecek bir yangının hem araca hem çevreye zarar vermesini engellemek için yangın tüpü hazır bulundurulacaktır.

Test veya görev sırasında meydana gelebilecek yaralanmalara hızlıca ilk müdahalenin yapılması için ilk yardım çantası hazır bulundurulacaktır.

10. REFERANSLAR

- [1] John D. Anderson, Aircraft Performance and Design, TATA McROW-HILL EDITION, 2010
- [2] R. C. Nelson, Flight Stability and Automatic Control. Boston, MA: McGrawHill, 2nd ed., 1998.
- [3] J. Roskam, Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls, Parts I & II. Lawrence, KS: DARcorporation, 1998.
- [4] Randal W. Beard, Timothy W. McLain, “Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice”, Princeton University Press, 2012.
- [5] ArduPilot Documentation, Erişim: Şubat 2022, <https://ardupilot.org/plane/index.html>
- [6] DroneKit Documentation, Erişim: Şubat 2022, <https://dronekit-python.readthedocs.io/en/latest/>
- [7] Pixhawk the Cube User Manual, Erişim: Şubat 2022, <https://docs.cubepilot.org/user-guides/autopilot/the-cube-user-manual>
- [8] Jetson Xavier NX Developer Kit (P3518) Regulatory and Compliance Documents, Erişim: Şubat 2022, <https://developer.nvidia.com/embedded/>
- [9] Demircan. A, “Aerodynamic and Structural Design and Analysis of an Electric Powered Mini UAV”, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, 2016