

SAVAŞAN İHA YARIŞMASI KRİTİK TASARIM RAPORU

TAKIM ADI: SAS AEROSPACE

TAKIM ID: 752355

BAŞVURU ID: 4313119

2026



İÇİNDEKİLER

1.	TEMEL SİSTEM ÖZETİ	3
1.1	Sistem Tanımı	3
1.2	Sistem Nihai Performans Özellikleri	3
2.	ORGANİZASYON ÖZETİ	4
2.1	Takım Organizasyonu	4
2.2	Zaman Akış Çizelgesi ve Bütçe	5
3.	DETAYLI TASARIM ÖZETİ	6
3.1	Hava Aracının Üç Boyutlu Tasarımı	6
3.2	Hava Aracı Performans Özeti	6
3.2.1	Batarya Enerjisi Hesabı	7
3.2.2	Güç Tüketimi Hesabı	7
3.2.3	Uçuş Süresi Hesabı	7
3.2.4	Performans Değerlendirmesi	7
3.3	Nihai Sistem Mimarisi ve Alt Sistemler Özeti	8
3.4	Hava Aracı Ağırlık Dağılımı	10
4.	OTONOM GÖREVLER	11
4.1	Otonom Kilitleme	11
4.2	Kamikaze Görevi	13
4.2.1	İntikal ve Yaklaşma Fazı	14
4.2.2	Dalış Fazı	14
4.2.3	QR Hedefin Görüntüde Tutulması	14
4.2.4	Pas Geçme Fazı ve Yapısal Dayanım	15
4.2.5	QR Kod Tespiti ve Okuma Algoritması	15
5.	HAVA SAVUNMA SİSTEMİ	16
6.	YER KONTROL İSTASYONU, HABERLEŞME VE KULLANICI ARAYÜZÜ	17
6.1	Genel Sistem Mimarisi	17
6.2	Telemetri ve Uçuş Kontrol Haberleşmesi	17
6.3	Görüntü Aktarım Sistemi	17
6.4	Yarışma Sunucusu ile Veri İletimi	17
6.5	Yer Kontrol İstasyonu Arayüzü	18
7.	HAVA ARACI ENTEGRASYONU	18
7.1	Yapısal ve Mekanik Entegrasyon	18
7.1.2	Prototip Geliştirme Süreci (PT1 – PT2)	18
7.1.3	Motor ve Kontrol Yüzeylerinin Montajı	19
7.2	Elektronik Entegrasyon	19
7.2.1	Güç Dağıtımı ve Sigorta Yapısı	19
7.2.2	Kablolama ve Sinyal Bütünlüğü	20
7.2.3	Bileşen Sabitleme ve Mekanik Entegrasyon	20
7.2.4	Bağlantı Güvenliği	20
8.	TEST VE SİMÜLASYON	21
8.1	Alt Sistem Testleri	21
8.1.1	İtici Testi	21
8.1.2	Batarya Testi	21
8.1.3	Yapısal Sağlamlık Testi	21
8.1.4	Simülasyon ve Otonom Kilitleme Testi	22
8.2	Uçuş Kontrol Listesi ve Uçuş Listesi	22
8.3	Görev Testleri	23
8.3.1	Simülasyon Ortamı	23
8.3.2	Test Sonuçları Özeti	23
8.3.3	Kilitleme Testi	23
8.3.4	Dalış ve Kamikaze Görevi Testi	23
9.	GÜVENLİK	24
9.1	Atölye Güvenliği	24
9.2	Batarya Güvenliği	24
9.3	Elektronik ve Mekanik Güvenlik	24
9.4	Uçuş Güvenliği ve Fail-Safe Ayarları	25
10.	REFERANSLAR	25

1. TEMEL SİSTEM ÖZETİ

1.1 Sistem Tanımı

Geliştirilen sistem; hava aracı, yer kontrol istasyonu, yer anteni ve kumanda bileşenlerinden oluşmaktadır. Sistem, yarışma esnasında hakem sunucusu ile haberleşerek telemetri verilerinin ve görev çıktılarının aktarımını gerçekleştirecek şekilde kurgulanmıştır. İnsansız Hava Aracı “Bahar Getiren” adı ile geliştirilmektedir.

Hava aracı, görevlerin icra edildiği ana platform olup üzerinde bulunan gömülü hesaplama birimi (Jetson Nano) sayesinde görüntü işleme ve otonom karar mekanizmaları doğrudan araç üzerinde yürütülmektedir. Bu sayede yer istasyonuna bağımlılık azaltılarak düşük gecikmeli ve gerçek zamanlı karar verme kabiliyeti elde edilmiştir.

Yer kontrol istasyonu, hava aracından gelen telemetri ve görüntü verilerinin izlenmesini sağlayan ve gerekli durumlarda operatör müdahalesine imkân tanıyan ana kontrol birimidir. Yer anteni, hava aracı ile yer kontrol istasyonu arasındaki haberleşmenin menzilini ve bağlantı kararlılığını artırmak amacıyla kullanılan pasif/aktif haberleşme bileşenidir. Kumanda ise acil durumlar ve güvenlik gereksinimleri kapsamında manuel kontrol imkânı sunan bir bileşen olarak sistemde yer almaktadır.

Sistem kapsamında görüntü aktarımı kablosuz ağ tabanlı olarak gerçekleştirilmekte olup, bant genişliği ile haberleşme kararlılığı arasında dengeli bir yapı tercih edilmiştir. Tüm görev fazlarının (otonom kalkış, uçuş, kilitlenme ve iniş) insan müdahalesi olmaksızın gerçekleştirilmesi hedeflenmiş ve sistem bu doğrultuda tam otonom olarak tasarlanmıştır.

1.2 Sistem Nihai Performans Özellikleri

Hava aracı konfigürasyonu, görev gereksinimleri doğrultusunda uçuş süresi, manevra kabiliyeti ve taşıma kapasitesi arasında dengeli bir performans sunacak şekilde tasarlanmaktadır. Yaklaşık 3,3 kg maksimum kalkış ağırlığı, görüntü işleme birimi ve diğer görev yüklerinin güvenli şekilde entegrasyonuna imkân sağlamaktadır.

Sunnysky X3520 III KV780 motor ve 13x6.5 pervane kombinasyonu, düşük ve orta hızlarda yeterli itki üretimi sağlayarak stabil uçuşu desteklemektedir. Bu tercih, hava aracının kalkış ağırlığı, görev süresi ve hedef takip kararlılığı birlikte değerlendirilerek yapılmıştır. Amaç yalnızca maksimum hız elde etmek değil, yeterli itki, kontrollü seyir hızı ve görüntü işleme algoritmasının kararlı çalışabileceği bir uçuş profili sağlamaktır. Seyir hızının 55–65 km/h aralığında tutulması, hedef takibi sırasında kontrol kararlılığını artırmakta ve görüntü işleme algoritmalarının daha sağlıklı çalışmasına olanak tanımaktadır. Daha yüksek hızlarda oluşabilecek görüntü bozulmaları ve takip hataları göz önünde bulundurularak dengeli bir hız profili tercih edilmiştir.

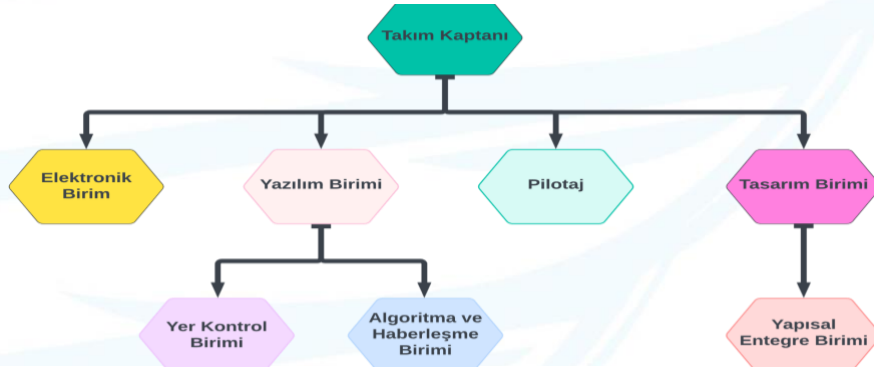
Sonuç olarak sistem; yüksek hız yerine kararlı uçuş, yeterli manevra kabiliyeti ve görev süresince sürdürülebilir performans hedefleri doğrultusunda optimize edilmiştir.

Bahar Getiren	Teknik Özellikleri
Boş Gövde Ağırlığı	1250g
Kalkış Ağırlığı	3228 g
Uzunluk	830 mm
Yükseklik	148 mm
Kanat Açıklığı	1305 mm
Tutunma Hızı	11.111 m/s
Seyir Hızı	18.2 m/s
Haberleşme Menzili	40 km
Tahmini Uçuş Süresi	28 dk
İtke Ağırlık Oranı	0,95
İtke Kaynağı	Sunnysky X3520 III KV780 BRUSHLESS MOTOR
Pervane	13x6.5 Karbon fiber ve naylon kompozit pervane

2. ORGANİZASYON ÖZETİ

2.1 Takım Organizasyonu

SAS AEROSPACE takımı, Ankara Bilim Üniversitesi Bilgisayar, Yazılım, Bilişim Sistemleri, Elektrik-Elektronik mühendisliği ve Yönetim Bilişim Sistemleri öğrencileri tarafından kurulmuş ve otonom sistemler üzerinde çalışan bir takımdır. Takım görev dağılımı Yönetim, Elektronik, Yazılım, Tasarım, Pilotaj olarak belirlenmiştir. Takım üyeleri ve takım içerisindeki sorumlu oldukları alanlar aşağıdaki Ek 2.1.1'de gösterilmektedir



Ek 2.1.1 Takım Şeması

2.2 Zaman Akış Çizelgesi ve Bütçe

[illegible]

Malzeme Adı	Marka / Model	Adet	Fiyat (₺)
Görüntü işleme bilgisayarı	JNX30D NVIDIA® Jetson Xavier NX Hazır Yapay Zeka Kiti -16GB	1	32.464,40 ₺
Otonom uçuş bilgisayarı seti	CubePilot Pixhawk The Cube Orange Standard Set Otopilot Sistemi (ADS-B Carrier Board):	1	23.499,90 ₺
İHA Gövdesi	X-UAV MINI TALON 3D Tasarımı	1	MEVCUT
Tough PLA filament	Porima 1kg	5	MEVCUT
Karbon kumaş	4 m²	1	900 ₺
Karbon boru	3 metre	1	300 ₺
Epoksi	2 kg	1	600 ₺
GPS	Pixhawk HERE4 Multiband RTK GPS / GNSS	1	12.598,00 ₺
Güç dağıtım kartı	Matek Mini PDB/ BEC 5V & 12v	1	MEVCUT
Pitot tüpü ve air speed sensörü	Pixhawk PX4 Diferansiyel Airspeed Sensör Seti- Pitot Tüpü	1	2.006,65 ₺
Telemetri	RFD900X Plus 915 Mhz Uzun Mesafe (40 km) Radyo Telemetri Seti(APM,Pixhawk Uyumlu)	1	20.145,34 ₺
Kamera	Raspberry Pi Kamera Modül 3	1	MEVCUT
Fırçasız DC motor	Sunnysky X2814 1000 KV Drone Brushless Motor	1	MEVCUT
Lipo batarya	Leopard Power 10000 mAh 14.8V 4S 25C UAV & Multitrotor Lityum Polimer Lipo Batarya Pil	1	4.597,89 ₺
Servo Motor	Tower Pro Mg90s Servo Motor	6	MEVCUT
Pervane	3x6.5 Elektrik Pervanesi APC Pervane / 1365 Cam Ely	3	141,92 ₺
Kumanda	Radiolink AT10 II Kumanda 2.4ghz Alıcı- Verici Set	1	7.254,48 ₺
Görüntü sistemleri	Ardupilot Mini Osd	1	910,80 ₺
Şarj adaptörü	IMAX B6AC Dahilli Adaptörü LiXX, NiXX, Pb Şarj Aleti (80 W)	1	MEVCUT
Sigorta	Mini Akü Devre Kesici Şalter IP56 - 12/24/32V 200A	1	MEVCUT
Bıçak sigorta	60 amper bıçak sigorta	1	MEVCUT
Yer Kontrol İstasyonu Kablosuz Erişim Noktası	Ubiquiti LBE-5AC-LR 450 Mbps Access Point	1	4.319,00 ₺
İHA Kablosuz Erişim Noktası	Ubiquiti UniFi Mesh UAP-AC-M 1200 Mbps Dış Ortam Access Point	1	3.599,31 ₺
İHA Kablosuz Erişim Noktası Anteni	5.8G Lolipop 4 RHCP 2.8Dbİ Anten	1	1.202,40 ₺
Yer Kontrol İstasyonu Kablosuz Erişim Noktası Anteni	5.8G Lolipop 4 RHCP 2.8Dbİ Anten	1	1.202,40 ₺
3 Boyutlu Yazıcı	BambuLab P1S 3D printer	1	MEVCUT
Test ve Geliştirme Giderleri	-	-	8000 ₺
Motor Sürücü ESC	SkyWalker ESC 80A Brushless Fırçasız Motor Hız Kontrol Sürücüsü	1	MEVCUT

TOPLAM:	116.771,89 ₺
----------------	---------------------

3. DETAYLI TASARIM ÖZETİ

3.1 Hava Aracının Üç Boyutlu Tasarımı

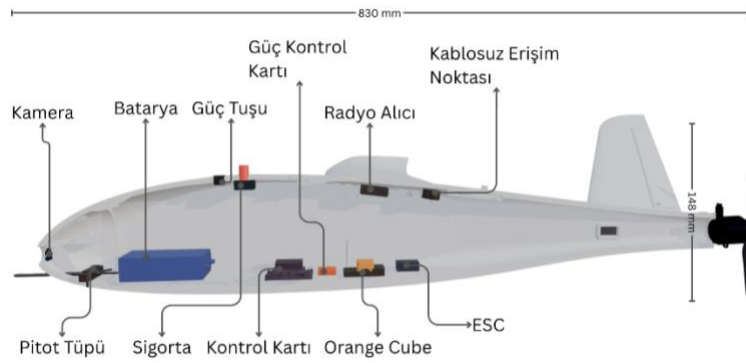
Hava aracının üç boyutlu tasarımı SolidWorks, AutoCAD CFD yazılımları kullanılarak gerçekleştirilmiş olup, yalnızca dış geometri değil, tüm alt sistem bileşenlerinin araç içi yerleşimi de detaylı olarak modellenmiştir. Bu sayede ağırlık merkezi kontrolü ve sistem entegrasyonu tasarım aşamasında doğrulanmıştır.

Bileşen yerleşimi, aerodinamik denge ve görev gereksinimleri doğrultusunda eksenal olarak düzenlenmiştir. Kamera sistemi burun kısmına sabit ve ileri bakacak şekilde konumlandırılmış, hemen arkasına batarya yerleştirilerek ağırlık merkezinin öne çekilmesi sağlanmıştır. Bataryayı takiben görev bilgisayarı (Jetson Nano), güç dağıtım kartı ve Pixhawk uçuş kontrolcüsü konumlandırılmıştır. Bu yerleşim ile veri ve güç hatları kısaltılmış, kablolama sadeleştirilmiştir.

GPS modülü elektromanyetik parazitlerden uzak olacak şekilde hava aracının üst bölgesinde konumlandırılmış, telemetri ve WiFi haberleşme modülleri ise sinyal kalitesini artırmak amacıyla görece dış ortama yakın bölgelerde yerleştirilmiştir. ESC birimi motor ile batarya arasındaki güç hattını kısaltacak şekilde arka bölümde konumlandırılmış olup, motor itici (pusher) konfigürasyonda yer almaktadır.

Güvenlik gereksinimleri kapsamında motor güç hattı üzerine, bataryaya yakın bir noktada 60A bıçak tipi sigorta yerleştirilmiştir. Bu konumlandırma ile olası aşırı akım veya kısa devre durumlarında sistemin hızlı şekilde korunması ve teknik kontrol süreçlerinde kolay erişim sağlanması hedeflenmiştir.

Tasarım sürecinde bileşenlerin yalnızca fiziksel yerleşimi değil; ağırlık merkezi, kablolama düzeni, elektromanyetik etkileşimler ve bakım-onarım erişilebilirliği birlikte değerlendirilerek fonksiyonel bütünlük sağlanması amaçlanmıştır.



Ek 3.1.1 Hava Aracı İç Yerleşimi

3.2 Hava Aracı Performans Özeti

Hava aracının performansı, görev süresince sürdürülebilir uçuşu sağlamak amacıyla enerji tüketimi ve batarya kapasitesi esas alınarak teorik olarak analiz edilmiştir. Bu kapsamda uçuş süresi hesaplamalarında enerji dengesi yaklaşımı kullanılmıştır. Bu yaklaşım, sabit kanatlı hava araçlarında uçuş süresinin, bataryada depolanan

kullanılabilir enerji ile sistemin ortalama güç tüketimi arasındaki ilişkiye bağlı olduğu varsayımına dayanır.

Uçuş süresi şu temel ifade ile hesaplanmıştır: $T = \frac{E}{P}$

3.2.1 Batarya Enerjisi Hesabı

Sistem içerisinde kullanılan 4S (14.8 V) 10000 mAh lityum polimer batarya için toplam enerji: $E = C \times V = 10 \text{ Ah} \times 14.8 \text{ V} = 148 \text{ Wh}$

Lityum polimer bataryalarda hücre ömrünü korumak, gerilim düşümünü sınırlamak ve uçuş güvenliğini sağlamak amacıyla kapasitenin tamamı kullanılmamaktadır. Bu nedenle hesaplamalarda yaklaşık %80'lik kullanılabilir enerji oranı dikkate alınmıştır:

$$E_{eff} = 148 \times 0.8 = 118.4 \text{ Wh}$$

Bu yaklaşım, bataryanın aşırı deşarj edilmesini engelleyerek hem sistem güvenliğini hem de batarya ömrünü korumayı amaçlamaktadır.

3.2.2 Güç Tüketimi Hesabı

Hava aracının uçuş sırasında çektiği ortalama akım, seçilen motor–pervane kombinasyonu (Sunnysky X3520 III KV780 BRUSHLESS MOTOR – 13x6.5 pervane), uçuş profili ve benzer sınıftaki sabit kanatlı platformların deneysel verileri dikkate alınarak 20–22 A aralığında değerlendirilmiştir. Bu çalışmada ortalama akım değeri 21 A olarak alınmıştır.

Sistem gerilimi ile birlikte ortalama güç tüketimi: $P = V \times I = 14.8 \times 21 = 310.8 \text{ W}$ olarak hesaplanmıştır [1].

Bu hesaplama, motorun sürekli maksimum güçte çalışmadığı, seyir uçuşunda kısmi throttle değerlerinde görev yaptığı kabulüne dayanmaktadır.

3.2.3 Uçuş Süresi Hesabı

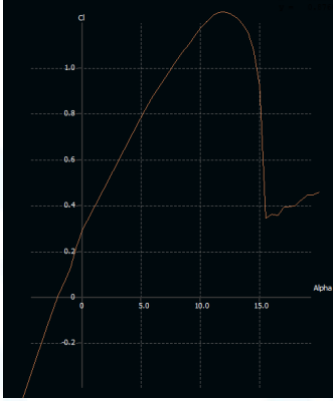
Toplam batarya enerjisi kullanılarak elde edilen teorik uçuş süresi: $T_{teorik} = \frac{148}{310.8} \approx 0.476 \text{ saat} \approx 28.6 \text{ dk}$ olarak belirlenmiştir.

3.2.4 Performans Değerlendirmesi

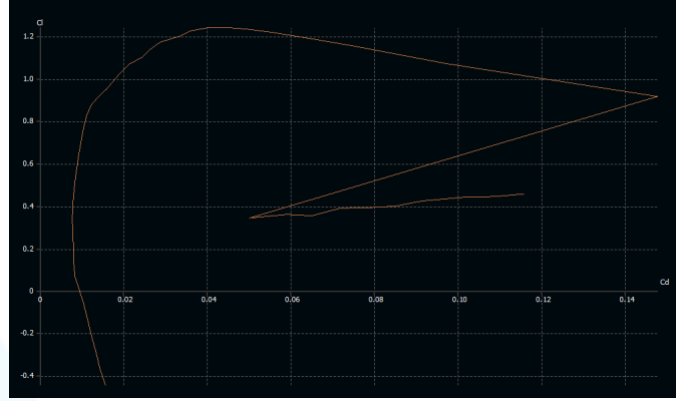
Elde edilen sonuçlar, hava aracının yarışma görev senaryosunda gerekli olan operasyon süresini karşılayabilecek kapasitede olduğunu göstermektedir. Teorik ve pratik uçuş süresi arasındaki fark, batarya kullanım sınırları, manevra sırasında artan güç ihtiyacı ve çevresel etkiler (rüzgâr, hava yoğunluğu vb.) göz önünde bulundurularak ~3dk olarak değerlendirilebilir.

Sistem tasarımında yalnızca maksimum uçuş süresi hedeflenmemiş; enerji verimliliği, toplam ağırlık ve manevra kabiliyeti arasında dengeli bir yapı oluşturulmaya çalışılmıştır. Daha yüksek kapasiteli batarya kullanımı uçuş süresini artıracak olsa da, bu durum toplam ağırlığı artırarak özellikle hedef takibi ve otonom manevralar sırasında sistemin dinamik performansını olumsuz etkileyebilecektir.

Bu nedenle mevcut konfigürasyonda, orta güç tüketimi ile yeterli uçuş süresi sağlayan bir çalışma noktası tercih edilmiştir.



CI-ALPHA Grafiği



CI-Cd Grafiği

3.3 Nihai Sistem Mimarisi ve Alt Sistemler Özeti

Uçuş Bilgisayarı: Hava aracının temel uçuş kontrolü, stabilizasyonu ve otonom navigasyonunu sağlamak üzere **Pixhawk Cube Orange** ^[10] tercih edilmiştir. Pixhawk Cube Orange, açık kaynaklı Ardupilot ^[7] yazılımıyla çalışmakta olup, kontrol yüzeylerinin hareketlerini ve motor gücünü etkin şekilde yönetebilmektedir. Ayrıca, sensör verilerinin toplanması ve diğer alt sistemlerle iletişim için MAVLink protokolünü kullanarak görev bilgisayarı ile entegrasyon sağlamaktadır.

Görev Bilgisayarı: Hava aracının yarışma görevlerini yerine getirmesi için otonom karar verme, görüntü işleme ve rota planlamasını gerçekleştirecek olan görev bilgisayarı **Nvidia Jetson Nano** ^[2] olarak seçilmiştir. Bu görev bilgisayarı özellikle rakip İHA tespiti, hedef kilitleme ve kamikaze görevleri gibi karmaşık işlemleri yürütebilecek niteliktedir. Nvidia Jetson Nano'nun tercih edilmesinin temel sebepleri, düşük güç tüketimi, küçük boyutları, yüksek performanslı GPU işlemcisi (Tensor çekirdeği), ve I2C, Seri (UART) ve CAN-BUS gibi çok çeşitli arayüzlere sahip olmasıdır. Pixhawk uçuş bilgisayarına gerekli rota ve komut bilgilerini seri MAVLink bağlantısı üzerinden iletir.

Kamera: İHA'nın hedef tespiti ve görüntü işleme algoritmaları için **Raspberry Pi Kamera Modül V3** ^[9] seçilmiştir. Kamera, 12 MP Sony IMX708 sensörü ile yüksek çözünürlük (4608x2592 @14 FPS, 2304x1296 @56 FPS, 1536x864 @120FPS) sağlamaktadır. Ancak gerçek zamanlı görüntü işleme algoritmamızın etkin çalışabilmesi için çözünürlük 2304x1296 piksel ve 30 FPS olarak kullanılmaktadır. Kamerada standart 75° lens kullanımı, geniş bir görüş açısı sağlayarak operasyon sırasında hedef takibini kolaylaştırmaktadır.

Radyo Telemetri: Telemetri haberleşmesi, 433/868 MHz ISM bandında çalışan SiK/RFD modemler üzerinden sağlanmaktadır. Sistem tasarımında frekansın sabit değil, sahada değiştirilebilir olması temel bir gereksinim olarak ele alınmıştır.



Kullanılan telemetri ^[8] modemleri, frekans, kanal ve bant genişliği parametrelerinin AT komutları veya Mission Planner üzerinden konfigüre edilebilmesine imkân sağlamaktadır. Bu sayede modemler, belirlenen frekans aralığı içerisinde farklı kanal frekanslarına ayarlanabilmektedir. Telemetri sistemi ile çakışmayı önlemek amacıyla görüntü aktarımı ayrı bir hat üzerinden 2.4GHz / 5GHz bandında gerçekleştirilmektedir.

GPS: Here4 GPS modülü, yapılan testlerde gösterdiği yüksek hassasiyet sebebiyle hava aracının üzerinde kullanımına karar verilmiştir. Modülde bulunan Ublox M8P bütünleşmiş devresi, CAN-BUS bağlantı arayüzü ile 8Hz yenileme süresiyle haberleşme ve ölçüm sağlaması ayrıca Here4 içinde yer alan dahili ataletsel ölçüm sistemi, düşük GPS sinyali alanlarında bile hava aracının ihtiyacı olan hassas global konum verisini sağlayabilecek kapasiteye sahip olması nedeniyle tercih edilmiştir.

Pitot Tüpü: I2C bağlantı arayüzü bulundurması ve dahili Analog/Dijital Çevirici (ADC) bulundurması sebepleriyle hava aracı üzerinde **Pixhawk PX4 Diferansiyel Airspeed Sensör** kullanılmasına karar verilmiştir.

Radio Kumanda – Alıcı: Radio kumanda olarak **Radiolink AT10II** ^[4], hava aracı üzerinde konumlandırılacak alıcı ise **R12DS** olarak tercih edilmiştir. Kumanda üzerinde bulundurduğu DSSS ve FHSS hibrit spektrum yayılımı teknolojisi ile muadili olan radyo kumandalara göre pilota stabil, dış etmenlerden etkilenmeyen ve düşük tepki gecikmeli bir kontrol sağlaması nedeniyle tercih edilmiştir.

Kablosuz Erişim Noktası: Hava aracı ile YKİ arasındaki iletişimde Wi-Fi modülleri kullanılacaktır, YKİ için lolipop anten seçilirken, hava aracı için de aynı tip anten tercih edilmiştir. Uzun mesafe iletişim için tasarlanmış olan Ubiquiti UniFi Mesh UAP-AC-M hava aracının, YKİ üzerinde kullanılacak olan Ubiquiti LBE-5AC-LR ^[13] ile uyumlu çalışması sağlanmıştır. Her iki kablosuz erişim noktası da AirMAX teknolojisini kullanarak veri aktarımında görüntü dosyalarına öncelik tanınması nedeniyle tercih edilmiştir.

Yer Kontrol İstasyonu: YKİ, hava aracından alınan verilerin ham halleri ile mission planner üzerinden çekilen uçuş bilgilerinin üst üste bindirilerek operatöre sunulduğu bir yapı olarak takım tarafından özgün bir şekilde tasarlanmıştır. YKİ testleri Windows 11 işletim sistemine sahip bir bilgisayar üzerinde yürütülmektedir.

İtki Sistemi: Hava aracının itki sistemi, gereken ivmelenme hareketini sağlamak amacıyla motor, 2 kanatlı pervane ve ESC'den oluşmaktadır. Bu sistemde kullanılacak ekipmanların seçimi, hava aracının tahmini ağırlığı ve kalkış sırasında gerekecek yüksek ivmelenme kuvveti dikkate alınarak yapılmıştır. İtki testleri sonucunda, kalkış ve görevler için planlanan bu parçaların yeterli itki sağladığı belirlenmiş ve herhangi bir değişiklik yapılmamıştır. Motor ^[5] ve pervanenin teknik özellikleri Tablo 3.2.1'de detaylandırılmıştır. Uçuş bilgisayarı tarafından kontrol edilebilmesi için, **SkyWalker ESC 80A Brushless Fırçasız Motor Hız Kontrol Sürücüsü** ^[6] seçilmiştir. Bu ESC'nin seçiminde; 5V 5A değerinde UBEC, pil geriliminin 5 volta düşürüldüğü regülatörlü devre ve motorun çekebileceği yüksek akım değerlerini karşılayabilme özellikleri

önemli kriterler olmuştur. İtke sistemi ile uçuş bilgisayarı, görev bilgisayarı ve diğer elektronik alt sistemlerin güç ihtiyacı, **Leopard Power 4S 10000mAh LiPo batarya** ile karşılanacaktır.

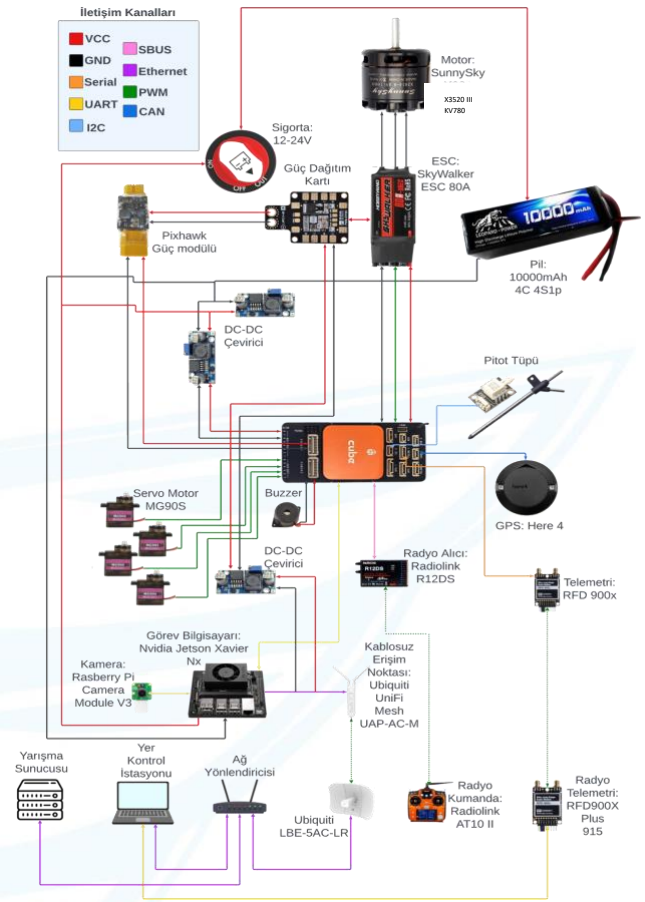
Servo: EMAX ES08MA II metal dişli servo motor hava aracının üzerinde bulunan toplam dört farklı kontrol yüzeyini kontrol etmekte olup bahsi geçen servonun boyutları, dönüş açıları, çözünürlükleri ve ağırlıkları Tablo 3.2.2’de verilmiştir.

Servo	Boyut	Dönüş Açı	Gerilim	Tork	Voltaj	Ağırlık (gram)
EMAX ES08MA II	23x11.5x24 mm	180	4.8 - 6.0V	1,6/2.0 kg.cm	4.8 - 6.0V	12

Sigorta: Hava aracının nakliyesi veya olası kaza durumlarında uçuş ekibine ve çevresine verebileceği olası hasardan kaçınmak amaçlı hava aracı üzerinde üst ön kısımda bir akım kesici sigorta konumlandırılmıştır. Hava aracı ihtiyacı olan akımı üzerinden sorunsuz geçirebilmesi ve dışarıdan rahatlıkla tespit edilebilmesi amacıyla sistem üzerinde **Mini Akü Devre Kesici Şalter IP56- 12/24/32V 200A** isimli devre kesici kullanımına karar verilmiştir. İHA’nın gövde tasarımına uygun ve verimli çalışması için oluşturduğumuz bağlantı şeması EK 3.3.1’de gösterilmektedir.

3.4 Hava Aracı Ağırlık Dağılımı

Hava aracının ağırlık dağılımı hesabı yapılırken alt sistemlerin ağırlık merkezleri orta noktaları olarak alınmıştır. Hava aracının ağırlık merkezi, hücum kenarından 63mm geride olacak şekildedir.



Alt Sistem	Ağırlık (g)	X eksen Uzaklığı(mm)	Y eksen Uzaklığı (mm)
Pil	850	200 mm	0 mm
Görev Bilgisayarı	185	380 mm	0 mm
Uçuş Bilgisayarı	41	10 mm	0 mm
Kablosuz Erişim N.	40	-180 mm	0 mm
Motor	148	-595 mm	0 mm
Pervane	25	-	0 mm
ESC	77	-420 mm	0 mm
Kamera	9	477 mm	0 mm
GPS	48	-268 mm	30 mm
RC Alıcı	25	-80 mm	24 mm
Telemetri	30	-75 mm	10 mm
İHA Gövde	1250	-	-
Diğer	500	-	-

4. OTONOM GÖREVLER

4.1 Otonom Kilitlenme

Hedef seçiminde üç temel kriter kullanılmaktadır: hedefin göreceli mesafesi, hedefin görüş alanına girme olasılığı ve hedef verisinin güncelliği. Zaman farkı yüksek olan veya konum verisi güncelliğini kaybetmiş hedefler düşük öncelikli değerlendirilir. Kamera görüntüsünde tespit edilen hedef ile sunucudan gelen konum bilgisi tutarlı ise hedef kilitlenme adayı olarak seçilir. Böylece sistem, yalnızca görüntüde anlık görülen hedefe değil, takibi sürdürülebilir ve göreve uygun hedefe yönelir. Görüntü işleme süreci, gömülü sistemde düşük gecikmeyle ve kararlı çalışacak şekilde klasik bilgisayarla görme yöntemleriyle tasarlanmıştır. Ham görüntüdeki gürültü Gauss filtresiyle azaltılmakta, kontrast ise CLAHE yöntemiyle iyileştirilmektedir. Ardından görüntü HSV renk uzayına dönüştürülerek eşikleme yapılmaktadır. Son aşamada bağlı bileşenler ve kontur analizi kullanılarak hedef olabilecek bölgeler belirlenmektedir.

Kriter	Kullanılan Veri	Değerlendirme Mantığı
Göreceli mesafe	Kendi GPS + rakip GPS	Yakın ve görüş alanına alınabilir hedefler önceliklendirilir
İrtifa farkı	Kendi irtifa + rakip irtifa	Aşırı irtifa farkı olan hedefler düşük öncelik alır
Yön farkı	Kendi yönelme + rakip konum	Burun yönüne yakın hedefler önceliklendirilir
Veri güncelliği	zaman_farki	Eski veri düşük güvenilirlikte değerlendirilir
Görüntü doğrulama	Bounding box	Görüntüde tespit edilen hedef ile telemetry tutarlılığı aranır
Kilitlenme uygunluğu	Hedef boyutu ve merkez konumu	Hedef vuruş alanına alınabilecek hedef seçilir

Kontur analizi sonucunda elde edilen her aday hedef bölgesi için bounding box oluşturulmaktadır. Bu bounding box, hedefin görüntü düzlemindeki konumunu ve boyutunu ifade etmek için kullanılmaktadır. Her aday hedef için bounding box sınırları aşağıdaki şekilde tanımlanmaktadır:

$$B = (x_{min}, y_{min}, x_{max}, y_{max})$$

Burada x_{min} ve y_{min} bounding box'ın sol üst köşe koordinatlarını, x_{max} ve y_{max} ise sağ alt köşe koordinatlarını ifade etmektedir. Bounding box genişliği ve yüksekliği aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır:

$$w_b = x_{max} - x_{min} \quad h_b = y_{max} - y_{min}$$

Hedefin görüntü düzlemindeki merkezi ise bounding box koordinatlarından elde edilmektedir:

$$c_x = \frac{(x_{min} + x_{max})}{2} \quad c_y = \frac{(y_{min} + y_{max})}{2}$$

Burada c_x hedefin yatay eksenindeki merkez koordinatını, c_y ise dikey eksenindeki merkez koordinatını temsil etmektedir. Bu merkez noktası, hedefin kamera görüntüsündeki hedef vuruş alanı içerisinde bulunup bulunmadığını kontrol etmek için kullanılmaktadır.

Aday hedeflerin belirlenmesinde, her bir kontur için alan (A), çevre (P), en-boy oranı, görüntü merkezine uzaklık ve zamansal süreklilik değeri hesaplanmaktadır. Bu değerler kullanılarak her aday hedef için normalize edilmiş bir uygunluk skoru oluşturulmaktadır:

$$S_i = \alpha \cdot A_i \cdot n + \beta \cdot C_i - \gamma \cdot d_i \cdot n - \delta \cdot R_i$$

Burada S_i aday hedefin toplam uygunluk skorunu, $A_{i,n}$ normalize edilmiş hedef alanını, C_i zamansal süreklilik katsayısını, $d_{i,n}$ hedef merkezinin görüntü merkezine normalize uzaklığını, R_i ise hedefin beklenen en-boy oranından sapma değerini ifade etmektedir. α , β , γ ve δ katsayıları ise her kriterin hedef seçimindeki ağırlığını belirlemektedir. Bu yapı sayesinde sistem yalnızca en büyük hedefi seçmemekte; görüntü merkezine yakın, ardışık karelerde sürekliliği bulunan ve geometrik olarak hedefe benzeyen adaylara öncelik vermektedir. En yüksek S_i skoruna sahip aday, takip edilecek hedef olarak seçilmektedir. Hedefin hareket yönü, ardışık karelerde hesaplanan hedef merkezleri arasındaki fark üzerinden tahmin edilmektedir. t anındaki hedef merkezi

$p_t = (c_{x,t}, c_{y,t})$, bir önceki frame'deki hedef merkezi ise $p_{t-1} = (c_{x,t-1}, c_{y,t-1})$ olarak tanımlanır. Buna göre görüntü düzlemindeki hız vektörü aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır: $v_t = p_t - p_{t-1}$ $v_t = (c_{x,t} - c_{x,t-1}, c_{y,t} - c_{y,t-1})$

Bu hız vektörü kullanılarak hedefin kısa vadeli tahmini konumu hesaplanmaktadır:

$$p_{tahmin} = p_t + k \cdot v_t$$

Burada k , kısa süreli öngörü katsayısını ifade etmektedir. Bu yaklaşım sayesinde hava aracı yalnızca hedefin mevcut konumuna değil, hedefin kısa vadede bulunması beklenen konuma doğru yönlendirilir. Böylece ani hedef hareketlerinde daha kararlı takip davranışı elde edilmesi amaçlanmaktadır. Kontrol katmanında, hedefin görüntü düzlemindeki merkezi hata sinyali olarak tanımlanmaktadır. Kamera görüntüsünün genişliği W , yüksekliği H olarak kabul edildiğinde görüntü merkezi aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır:

$$u_0 = \frac{W}{2} \quad v_0 = \frac{H}{2}$$

Hedef merkezi ile görüntü merkezi arasındaki normalize hata bileşenleri aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır:

$$e_x = \frac{(c_x - u_0)}{\left(\frac{W}{2}\right)} \quad e_y = \frac{(c_y - v_0)}{\left(\frac{H}{2}\right)}$$

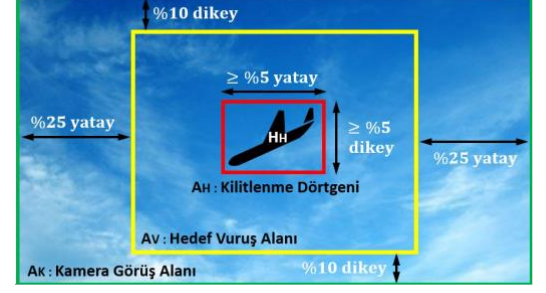
Burada e_x hedefin yatay ekseninde merkezden sapmasını, e_y ise dikey ekseninde merkezden sapmasını ifade etmektedir. e_x değerinin pozitif olması hedefin görüntü merkezinin sağında, negatif olması ise solunda bulunduğunu göstermektedir. Benzer şekilde e_y değerinin pozitif olması hedefin görüntü merkezinin altında, negatif olması ise üstünde bulunduğunu ifade etmektedir. Yatay hata değeri e_x , yaw/roll düzeltmesi için; dikey hata değeri e_y ise pitch düzeltmesi için kullanılmaktadır. Hedefin görüntüde kapladığı alan ise hedefe göreli yaklaşma durumu hakkında bilgi verdiği için hız/throttle kontrolünde yardımcı değişken olarak değerlendirilmektedir. Bu hata sinyalleri, uçuş kontrol sistemi üzerinde çalışan PID denetleyiciler aracılığıyla işlenmektedir. Genel PID kontrol sinyali aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir:

$$u(t) = K_p \cdot e(t) + K_i \cdot \int e(t)dt + K_d \cdot \frac{de(t)}{dt}$$

Burada $e(t)$ anlık hata değerini, K_p oransal kazancı, K_i integral kazancı ve K_d türev kazancını ifade etmektedir. Oransal terim hedefe yönelme hızını belirlerken, integral



terim sürekli merkezleme hatalarının azaltılmasını sağlar. Türev terim ise ani hata değişimlerinde salınımı azaltmak için kullanılmaktadır. PID çıktıları Pixhawk uçuş kontrolcüsüne MAVLink üzerinden yönelim veya kontrol komutu olarak iletilmekte; böylece hava aracı hedefi kamera görüntüsünün merkezinde tutacak şekilde sürekli düzeltme yapmaktadır. Kilitlenme sürekliliğinin doğrulanması için sistemde durum tabanlı bir kilitlenme



kontrol yapısı kullanılmaktadır. Bu yapı, hedefin yalnızca tek bir karede tespit edilmesini yeterli kabul etmemekte; hedef merkezinin belirlenen hedef vuruş alanı içerisinde ardışık kareler boyunca kalmasını kontrol etmektedir. Kilitlenme süreci aşağıdaki durumlar üzerinden yönetilmektedir:

SEARCH → DETECT → TRACK → LOCK_CANDIDATE → LOCK_CONFIRMED → PACKET_SENT

LOCK_CANDIDATE durumuna geçiş, hedef merkezinin hedef vuruş alanı içerisine girmesiyle gerçekleşmektedir. Bu andan itibaren kilitlenme zamanlayıcısı başlatılmaktadır. Kilitlenmenin başarılı sayılabilmesi için hedef merkezinin en az 4 saniye boyunca kesintisiz şekilde hedef vuruş alanı içerisinde kalması gerekmektedir. Kamera görüntüsünün 30 FPS olarak işlendiği durumda 4 saniyelik süre yaklaşık olarak $4 \times 30 = 120$ frame sayısına denk gelmektedir

Bu nedenle sistem, başarılı kilitlenme kararı vermeden önce hedef merkezinin yaklaşık 120 ardışık frame boyunca hedef vuruş alanı içerisinde kalıp kalmadığını kontrol etmektedir.

Hedef merkezi vuruş alanı dışına çıkarsa, hedef görüntüden kaybolursa veya süreklilik koşulu bozulursa kilitlenme zamanlayıcısı sıfırlanmaktadır. Böylece sistem, kısa süreli veya hatalı tespitleri başarılı kilitlenme olarak değerlendirmemektedir. LOCK_CONFIRMED durumuna yalnızca 4 saniyelik kesintisiz takip koşulu sağlandığında geçilmektedir. Bu aşamada kilitlenme bitiş zamanı kaydedilmekte ve PACKET_SENT durumunda yarışma sunucusuna ilgili kilitlenme paketi gönderilmektedir.

Alternatif olarak derin öğrenme tabanlı nesne tespit yöntemleri değerlendirilmiş; ancak gömülü sistemde daha yüksek işlem yükü, eğitim veri setine bağımlılık ve gecikme oluşturma ihtimali nedeniyle tercih edilmemiştir. Bunun yerine klasik görüntü işleme tabanlı yöntem seçilmiştir. Bu yaklaşım; düşük hesaplama maliyeti, deterministik çalışma, kolay ayarlanabilir eşik değerleri ve gerçek zamanlı görev icrasına uygunluğu nedeniyle tercih edilmiştir.

4.2 Kamikaze Görevi

Kamikaze görevi; hedefe intikal, dalış ve pas geçme fazlarından oluşan, görüntü tabanlı kapalı çevrim kontrol ile yürütülen bir görev yapısı olarak tasarlanmıştır. Sistem, QR hedefi sürekli görüş alanında tutarak dalış sırasında yönelim ve hız kontrolünü eş zamanlı olarak gerçekleştirmektedir.

4.2.1 İntikal ve Yaklaşma Fazı

Hedef bölgeye intikal sırasında hava aracı seyir irtifasında ve orta hız rejiminde yaklaşmaktadır. Yaklaşma fazında amaç, hedef bölge üzerine doğrudan agresif bir dalış başlatmak değil, önce QR hedefin görüntü düzleminde kararlı şekilde tespit edilebileceği bir hizalama elde etmektir. Bu nedenle hava aracı, hedef bölgeye mümkün olduğunca rüzgârı karşıdan alacak şekilde yaklaşacak biçimde planlanmaktadır. Bu tercih, yanal sürüklenmeyi azaltmakta ve dalış sırasında görüntü merkezleme başarısını artırmaktadır.

Yaklaşma sırasında QR hedef, nesne merkezleme algoritması ile sürekli kontrol edilmekte; hedefin görüntü düzlemindeki konumu, alanı ve sürekliliği değerlendirilerek dalış için yeterli görsel kilitlenme sağlandığında bir sonraki faza geçilmektedir.

4.2.2 Dalış Fazı

Dalış fazı, QR hedef doğrulandıktan sonra başlatılmaktadır. Dalış açısı, kontrol edilebilirlik ile hız kazanımı arasında denge sağlayacak şekilde 30°–45° aralığında sınırlandırılmıştır. Daha düşük açılar hedefe yaklaşma süresini uzatmakta, daha yüksek açılar ise hem görüntü takibini hem de pas geçme manevrasını zorlaştırmaktadır.

Şartname gereği minimum dalış başlangıç irtifası 100 m olduğundan, teorik hız artışı enerji yaklaşımı ile değerlendirilebilir: $v_f^2 = v_i^2 + 2gh$

Burada başlangıç dalış hızı $v_i=18$ m/s, dalış yüksekliği $h=100$ m, yerçekimi ivmesi $g=9.81$ m/s² kabul edilirse: $v_f \approx 47.8$ m/s olacaktır. Bu değer, sürtünmesiz teorik üst sınırı göstermektedir. Gerçek uçuşta sürüklenme etkisi ve kontrollü dalış profili nedeniyle bu hızın tamamına ulaşılmayacaktır. Bu nedenle operasyonel dalış hızı sistem için 25–30 m/s aralığında sınırlandırılmıştır. Böylece hem yapısal yükler kontrol altında tutulmakta hem de QR hedefin görüntü düzleminde izlenebilirliği korunmaktadır.

4.2.3 QR Hedefin Görüntüde Tutulması

Dalış sırasında hedefin görüntü merkezinde tutulabilmesi için hata sinyalleri görüntü düzleminde tanımlanmaktadır:

$$e_x = \frac{u - u_0}{W/2}, \quad e_y = \frac{v - v_0}{H/2}$$

Burada u, v hedef merkezinin görüntü koordinatları, u_0, v_0 görüntü merkezi, W, H ise görüntü boyutlarıdır. Yatay hata e_x , **yaw (yönelme)** komutuna; düşey hata e_y , **pitch (dikilme)** komutuna dönüştürülmektedir. Yatış (roll) kontrolü ise dönüşlerin koordineli ve kararlı şekilde yapılabilmesi için yaw komutunu destekleyen bir yardımcı kontrol değişkeni olarak kullanılmaktadır.

Kontrol sinyali PID yapısı ile üretilmektedir. Bu yapı ile ani hata değişimlerinde türev terimi, sürekli hatalarda integral terimi, temel yönelim düzeltmesinde ise oransal terim etkili olmaktadır. Hedefin görüntüdeki alanı A , mesafe ile ters orantılı kabul edilerek hız kontrolünde kullanılmaktadır. Alan çok hızlı büyümeye başladığında sistem bunu

aşırı yaklaşma göstergesi olarak yorumlamakta ve pitch/hız komutlarını pas geçme fazına uygun şekilde yeniden düzenlemektedir.

Alternatif olarak uçtan uca derin öğrenme tabanlı kontrol ve MPC tabanlı kontrol yaklaşımları değerlendirilmiştir. Ancak bu yöntemler daha yüksek hesaplama maliyeti ve gerçek zamanlı uygulamada daha karmaşık ayar ihtiyacı doğurduğundan tercih edilmemiştir. PID tabanlı yapı ise daha düşük hesaplama yükü, saha ayarlanabilirliği ve kararlı davranış nedeniyle seçilmiştir.

4.2.4 Pas Geçme Fazı ve Yapısal Dayanım

Pas geçme fazı; QR hedefin kaybedilmesi, hata sinyalinin belirli eşik değeri aşması veya minimum güvenli irtifaya yaklaşılması durumunda başlatılmaktadır. Bu aşamada kontrol önceliği hedef takibinden uçuş güvenliğine aktarılmakta, hava aracı pozitif pitch komutu ile yeniden tırmanışa geçirilmektedir.

Pas geçme sırasında maruz kalınan yük faktörü yaklaşık olarak merkezci ivme yaklaşımı ile hesaplanmaktadır:

$$n = 1 + \frac{v^2}{rg}$$

Burada $v=27$ m/s operasyonel dalış hızı, $r=80$ m pas geçme yarıçapı kabul edilirse $n \approx 1.93$ sonucu elde edilecektir. Bu sonuç, pas geçme sırasında hava aracının yaklaşık 1.9 g mertebesinde bir yük faktörüne maruz kalacağını göstermektedir. Bu değer, sabit kanatlı platformumuz için yönetilebilir bir seviyededir. Daha agresif bir pas geçme manevrası için yarıçap küçültülürse yük faktörü artacağından, sistem yazılımında pitch komutları kademeli uygulanarak yapısal yükler sınırlandırılmaktadır.

4.2.5 QR Kod Tespiti ve Okuma Algoritması

QR hedef, araç üzerinde çalışan özgün görüntü işleme algoritması ile tespit edilmekte ve OpenCV kütüphanesindeki *detectAndDecode()* metodu ile çözümlenip okunmaktadır. Okuma işlemi tek kareye dayandırılmamakta, aynı içeriğin ardışık karelerde doğrulanması ile yanlış pozitifler elimine edilmektedir. Bu yaklaşım, dalış sırasında oluşabilecek görüntü bozulmalarına karşı kararlılığı artırmaktadır. Mevcut yaklaşıma göre yapılan hesaplamalar sonucunda QR kodun teorik olarak ~20m mesafeden okunabileceği hesaplanmıştır.

Araç üzerinde elde edilen veri, WiFi hattı üzerinden yer kontrol istasyonuna aktarılmakta; burada yarışma sunucusunun tanımladığı veri yapısına uygun olarak damgalanıp paketlenen sonra iletilmektedir.

Kamikaze görevi başlamadan önce yer kontrol istasyonu, yarışma sunucusundaki */api/q_r_koordinati* endpoint'i üzerinden QR hedefinin enlem ve boylam bilgisini alır. Alınan koordinat, YKİ haritasında işaretlenir ve görev bilgisayarına hedef koordinatı olarak aktarılır. Hava aracı hedef bölgeye intikal ettikten sonra dalış fazı başlatılır ve kamikaze başlangıç zamanı sunucu saati formatında kaydedilir.



QR kod görüntü üzerinde tespit edilip OpenCV tabanlı QR okuma algoritması ile çözümlendiğinde, okunan metin ardışık karelerde ardından *checksum* mekanizması ile doğrulanır. QR okuma doğrulandıktan sonra kamikaze bitiş zamanı kaydedilir ve */api/kamikaze_bilgisi* endpoint'ine kamikaze başlangıç zamanı, kamikaze bitiş zamanı ve qrMetni alanlarını içeren JSON paketi gönderilir.

Aşama	İşlem	Kullanılan Veri / API	Çıktı
1	QR koordinatı alma	GET /api/qr_koordinati	qrEnlem, qrBoylam
2	Hedefe intikal	GPS + rota planı	Hedef bölgeye yaklaşma
3	Dalış başlangıcı	Server time	kamikazeBaslangicZamani
4	QR tespiti	Kamera + OpenCV	QR sınırları
5	QR okuma	detectAndDecode()	qrMetni
6	Dalış bitışı	Server time	kamikazeBitisZamani
7	Paket gönderimi	POST /api/kamikaze_bilgisi	Kamikaze görevi bildirimi

5. HAVA SAVUNMA SİSTEMİ

Yasaklı alan bilgisi yer kontrol istasyonu üzerinden alındıktan sonra, bu veri doğrudan hava aracına aktarılmakta ve uçuş kontrol sistemi içerisinde işlenmektedir. Hava aracının anlık konumu GPS üzerinden elde edilerek yasaklı alan ile bağlı konum sürekli hesaplanmaktadır. Bu değerlendirme sırasında yalnızca alan ihlali değil, yaklaşma yönü ve hız vektörü de dikkate alınmaktadır.

Hava aracının yasaklı bölgeye olan mesafesi:
$$d = \sqrt{(x - x_z)^2 + (y - y_z)^2}$$
 şeklinde hesaplanmakta ve bu mesafe belirlenen güvenlik eşiğinin altına düştüğünde sistem kaçınma moduna geçmektedir. Burada (x_z, y_z) yasaklı alanın referans noktasıdır.

Kaçınma davranışı, rota yeniden planlama yerine gerçek zamanlı yönlendirme düzeltmesi ile gerçekleştirilmektedir. Hava aracının hız vektörü, yasaklı bölgeden uzaklaşacak şekilde yeniden yönlendirilir. Bu işlem: $v_{new} = v - k \cdot d$ şeklinde modellenmektedir. Burada $d^{\rightarrow}$, yasaklı alan merkezinden dışarı yönelen vektörü temsil etmektedir. Bu yaklaşım sayesinde sistem, düşük hesaplama maliyeti ile hızlı ve kararlı tepki verebilmektedir.

Kaçınma sırasında uçuş kontrolü, koordineli dönüş prensibine göre gerçekleştirilir. Yönelme ve yatış birlikte kontrol edilerek hava aracı yasaklı bölgeden uzaklaştırılırken, dikilme kontrolü ile irtifa kaybı önlenmeye çalışılmaktadır. Bu kontrol yaklaşımı, uçuş stabilitesini koruyarak ani ve riskli manevraların önüne geçmektedir.

Alternatif olarak değerlendirilen rota planlama algoritmaları (Hybrit A* ve RRT), dinamik ortamda sürekli yeniden hesaplama gerektirmesi ve gecikmeye neden olması sebebiyle tercih edilmemiştir. Bunun yerine daha hızlı tepki verebilen lokal kaçınma yaklaşımı benimsenmiştir.

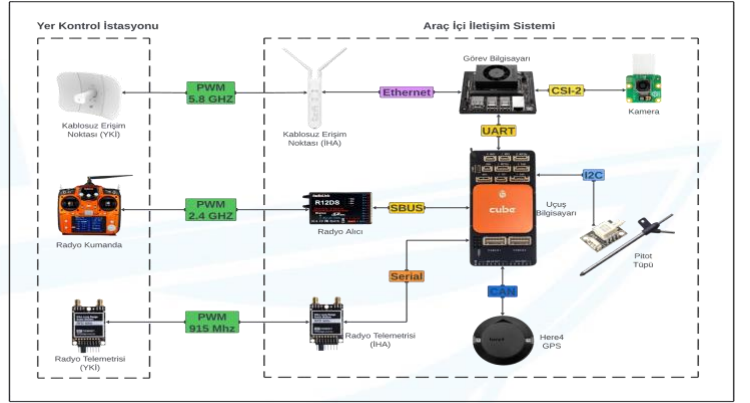
6. YER KONTROL İSTASYONU, HABERLEŞME KULLANICI ARAYÜZÜ

6.1 Genel Sistem Mimarisi

Hava aracı ile yer kontrol istasyonu arasındaki haberleşme, farklı veri tiplerinin birbirini etkilememesi amacıyla ayrıştırılmış bir yapı üzerine kurulmuştur. Uçuş kontrolü ve telemetri verileri düşük gecikmeli ve güvenilir bir hat üzerinden iletilirken, yüksek bant genişliği gerektiren görüntü verisi ayrı bir kanal üzerinden aktarılmaktadır. Bu sayede sistemde hem kararlı kontrol hem de gerçek zamanlı görüntü takibi sağlanmaktadır.

6.2 Telemetri ve Uçuş Kontrol Haberleşmesi

Uçuş kontrol ve telemetri haberleşmesi, 868 MHz bandında çalışan ve çalışma frekansı değiştirilebilen RF modüller^[8] aracılığıyla gerçekleştirilmektedir. Bu bant, daha düşük frekansta çalıştığı için açık alanlarda daha stabil bağlantı ve daha uzun menzil sağlamaktadır. Hava aracı üzerindeki uçuş kontrolcüsü (Pixhawk) ile yer kontrol istasyonu arasında MAVLink protokolü kullanılmaktadır. Bu protokol sayesinde konum, hız, irtifa, yönelim ve uçuş modu gibi veriler sürekli olarak yer istasyonuna aktarılmakta, aynı zamanda operatör tarafından verilen komutlar hava aracına iletilmektedir. Frekans seçimi sabit tutulmamış, saha koşullarına göre değiştirilebilir şekilde tasarlanmıştır. Yarışma alanında oluşabilecek frekans çakışmalarını önlemek amacıyla telemetri modülü üzerinden kanal değişimi yapılabilmektedir.



6.3 Görüntü Aktarım Sistemi

Görüntü aktarımı, yüksek veri bant genişliği gereksinimi nedeniyle 5.8 GHz frekans bandında çalışan WiFi tabanlı sistem üzerinden gerçekleştirilmektedir. Hava aracı üzerinde konumlandırılan kablosuz erişim noktası, yer kontrol istasyonundaki alıcı ile doğrudan bağlantı kurarak gerçek zamanlı görüntü aktarımını sağlamaktadır.

6.4 Yarışma Sunucusu ile Veri İletimi

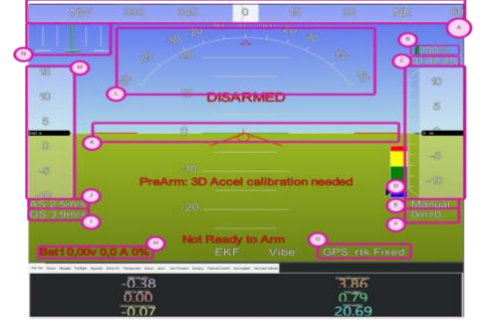
Görev kapsamında elde edilen veriler (QR kod, kilitlenme bilgisi, zaman damgası vb.) doğrudan hava aracından değil, yer kontrol istasyonu üzerinden yarışma sunucusuna iletilmektedir. Haberleşme sürecinde Python- Request modülü sunucu ile iletişimde, DroneKit3.1.0 ve PyMavlink2.2.3 kütüphaneleri ise araç ile iletişimde kullanılacaktır.

Veri gönderimi sürekli değil, olay tetiklemeli olarak gerçekleştirilmektedir. QR kodun doğrulanması veya kilitlenme şartlarının sağlanması durumunda veri paketi oluşturulmakta ve sunucuya iletilmektedir. Aynı verinin tekrar tekrar gönderilmesi engellenerek gereksiz veri trafiği azaltılmaktadır.

Gönderilen veriler, sunucunun belirlediği format ve zamanlama kurallarına uygun şekilde paketlenmekte ve iletilmektedir. Bu sayede veri bütünlüğü korunmakta ve değerlendirme sürecine uygun çıktılar üretilmektedir.

6.5 Yer Kontrol İstasyonu Arayüzü

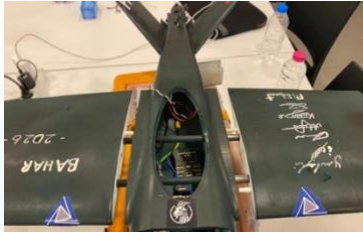
Yer Kontrol Sisteminin arayüzü takım tarafından Mission Planner (ArduPilot) HUD (Head Up Display) [7] verilerinin üzerine, uçaktan alınan kritik verilerin bindirilmesi ile tasarlanmıştır. Gerektiği durumda RTL gibi kritik geri bildirimler bu arayüz üzerinden anlık olarak verilebilmektedir.



7. HAVA ARACI ENTEGRASYONU

7.1 Yapısal ve Mekanik Entegrasyon

Hava aracı platformu, Talon1400 gövdesi temel alınarak görev gereksinimlerine uygun şekilde modifiye edilmiştir. Standart gövde yapısı, görev bilgisayar, haberleşme modülleri ve güç sistemlerinin entegrasyonuna imkân verecek şekilde SolidWorks yazılımı ile yeniden düzenlenmiştir. Bu süreçte en kritik tasarım kriteri, sistem bileşenlerinin yerleşimi sırasında ağırlık merkezinin (CG- Kanat hücum kenarından 63mm geride olacak şekilde) korunması ve yük dağılımının dengeli tutulması olmuştur.



Ek 7.1.1 Kanat Karbonfiber İskeleti



Ek 7.1.2 Kanat Dayanım Testi



Ek 7.1.3 Kanat Karbonfiber İskeleti

7.1.2 Prototip Geliştirme Süreci (PT1 – PT2)

İlk prototip (PT1), hızlı üretim ve tasarım doğrulama amacıyla LW PLA kullanılarak 3D yazıcıda [12] üretilmiştir. LW PLA'nın düşük yoğunluğu ($\sim 0.6-0.8 \text{ g/cm}^3$) sayesinde ağırlık avantajı sağlanmış, ancak malzemenin esneme yeteneğinin düşük olması sebebiyle yeterli dayanımı sağlayamamıştır.

Bu nedenle gövde ve kanat içerisine karbon fiber çubuklar yerleştirilerek yapı kompozit hale getirilmeye çalışılmıştır. Karbon fiber elemanlar, özellikle eğilme momentinin maksimum olduğu kanat orta kesitinde ve gövde boyunca boyuna ekseninde konumlandırılmıştır. Bu sayede kanat açıklığı boyunca oluşan eğilme ve burulma etkileri sınırlandırılmıştır.

İkinci prototipte (PT2), üretim yöntemi değiştirilerek köpük çekirdek üzerine karbon fiber kaplama uygulanması planlanmıştır. Bu yapı, sandviç kompozit prensibine göre çalışmakta olup, köpük çekirdek kesme gerilmelerini taşıırken, karbon fiber katmanlar çekme ve basma gerilmelerini karşılamaktadır. Bu sayede daha yüksek rijitlik/ağırlık oranı elde edilmesi hedeflenmektedir.

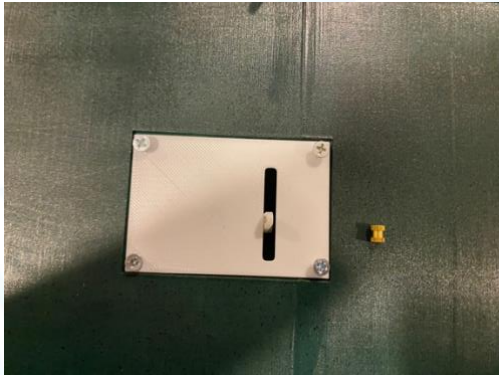


PT-1 Uçuş Testi



7.1.3 Motor ve Kontrol Yüzeylerinin Montajı

Motor montajı, gövde arka kısmında takım tarafından tasarlanan bir motor plakası üzerine gerçekleştirilmiştir. Motor tarafından oluşturulan itki kuvveti ve titreşim yükleri, bu plaka üzerinden gövdeye yayılmaktadır. Plaka, gerilmeleri azaltmak amacıyla geniş yüzeyli ve karbon fiber ile desteklenmiş yapıdadır. Servo motorlar, titreşimden etkilenmeyecek şekilde gövde ve kanat içerisinde sabit yuvalara yerleştirilmiştir.



Vida ile sabitlenen servo kapağı ve pirinç vida yuvası



Motor-Motor Yuvası-Gövde birleşimi

7.2 Elektronik Entegrasyon

7.2.1 Güç Dağıtımı ve Sigorta Yapısı

Sistem beslemesi 4S Li-Po batarya üzerinden sağlanmakta ve güç, XT60 konnektör üzerinden güç dağıtım kartına aktarılmaktadır. Ana güç hattı üzerinde, batarya çıkışına mümkün olduğunca yakın konumlandırılmış 200A otomatik devre kesici sigorta kullanılarak tüm sistem korunmaktadır. Alt hatlarda ise yük karakterine bağlı olarak 60A bıçak tipi (automotive blade fuse) sigortalar tercih edilmiştir.

Güç dağıtımı, Matek PDB-XT60 güç dağıtım kartı üzerinden gerçekleştirilmiş; böylece her hattın ayrı ayrı izlenebilir ve korunabilir olması sağlanmıştır. Pixhawk ve sensörler için 5V regüle hat, ESC ve motor hattından ayrılmış; görev bilgisayarı (Jetson Nano) için ise ayrı bir voltaj regülatörü kullanılarak güç kararlılığı sağlanmıştır.

7.2.2 Kablolama ve Sinyal Bütünlüğü

Kablolamada kullanılan iletkenler, akım kapasitesine göre seçilmiştir. Yüksek akım taşıyan hatlarda 14 AWG silikon izoleli kablo, düşük akım ve sinyal hatlarında ise 20–24 AWG kablo tercih edilmiştir. Silikon izoleli kablolar, esneklikleri ve yüksek sıcaklığa dayanımları nedeniyle motor ve ESC hattında kullanılmıştır.

Motor-ESC hattı ile veri hatları (UART, I2C, PWM) birbirlerinden uzak konumlandırılmaya çalışılmış, paralel ilerleyen kablolardan kaçınılmış ve zorunlu kesişimlerde dik açı tercih edilmiştir. Bu yaklaşım, elektromanyetik girişim (EMI) etkilerini azaltarak özellikle GPS ve uçuş kontrol verilerinin bozulmasını engellemektedir.

Kablolar, gövde içerisinde kablo kanalları ve kelepçeler (zip-tie) ile sabitlenmiş, hareketli parçalardan ve pervane hattından izole edilmiştir. Bu sayede uçuş sırasında titreşim kaynaklı sürtünme, kopma ve kısa devre riski önlenmeye çalışılmıştır.

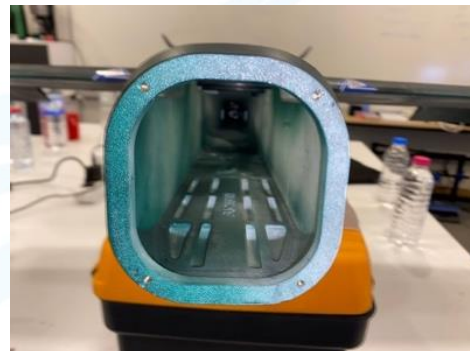
7.2.3 Bileşen Sabitleme ve Mekanik Entegrasyon

PT-1’de elektronik bileşenlerin gövdeye sabitlenmesinde doğrudan plastik vida bağlantısı yerine, uzun ömürlü ve titreşime dayanıklı olan pirinç vida yuvaları kullanılmıştır. Bu yuvalar, 3D baskı parçalar içerisine havya yardımıyla ısı ile yerleştirilmiş ve M3 vidalar ile bileşenlerin güvenli şekilde sabitlenmiştir. Bu yöntem sayesinde vida yuvalarında deformasyon ve sıyırma riski ortadan kaldırılmış, tekrarlı sökme-takma işlemlerinde bağlantı güvenilirliği korunmuş ve titreşim altında gevşeme ihtimali azaltılmıştır.

Pixhawk uçuş kontrol kartı, titreşim etkisini azaltmak amacıyla üretici tarafından tedarik edilen anti-vibrasyon pad üzerine monte edilmiştir. Jetson Nano ve diğer modüller ise sabit bağlantı ile sabitlenmiş, ancak kablo gerilimi oluşturmayacak şekilde konumlandırılmıştır.



Pirinç yuvasına takılmış M3 vidalar



*Sıcak havya ile gövdeye yerleştirilmiş piring
vida yuvaları*

7.2.4 Bağlantı Güvenliği

Elektriksel bağlantılarda XT60 güç konnektörü, servo bağlantılarında standart PWM soketleri kullanılmıştır. Kritik bağlantı noktalarında gevşemeyi önlemek amacıyla sıkı geçmeli ve kilitli konnektörler tercih edilmiştir.

Jetson–Pixhawk arasındaki UART bağlantısı kısa tutulmuş ve kablo yolu ile sabitlenmiştir. Bu sayede titreşim kaynaklı kopmaların ve parazitlerin önüne geçilmiş ve veri iletimi kararlı hale getirilmiştir.

8. TEST VE SİMÜLASYON

8.1 Alt Sistem Testleri

İnsansız hava aracının yarışma koşullarında güvenli ve performanslı şekilde görev yapabilmesi amacıyla sistemi oluşturan her alt bileşen ayrı ayrı test edilmiştir. Bu testler; itki, yapısal sağlamlık, titreşim, simülasyon, otonom kilitlenme ve iletişim mesafesi başlıkları altında gerçekleştirilmiştir.

8.1.1. İtki Testi

Sistemde kullanılan motor-pervane kombinasyonunun ürettiği itki değerini ölçmek amacıyla %100 gaz konumunda testler gerçekleştirilmiştir. Farklı pervane boyutları karşılaştırılmış; yapılan ölçümler sonucunda Sunnysky X3520 III KV780 + 1x6.5 APC^[5] kombinasyonunun sisteme en uygun itki-akım dengesini sağladığı görülmüş ve bu kombinasyon seçilmiştir. %100 gaz konumunda yaklaşık 3220g itki elde edilmiş olup bu değer ilk kalkış için yeterli kabul edilmektedir.

Pervane	1000 g için Akım (A)	1500 g için Akım (A)	2000 g için Akım (A)	Maks. Akım (A)	Maks. İtki (g)
APC 12x6	9.9	17.4	26.9	42.2	2700
APC 12x8	10.5	18.4	28.4	49.7	2650
APC 13x6.5	9.2	16.6	25.8	54.6	3220
APC 13x8	9.3	16.9	26.0	58.6	3260
APC 14x7	8.9	15.0	24.0	68.7	3740

8.1.2. Batarya Testi

Li-Po bataryaların kapasite doğrulaması için şarj/deşarj aleti kullanılarak tamdeşarj testi uygulanmış ve 10.000mAh kapasiteye ulaşıldığı doğrulanmıştır. Motor testlerinden elde edilen akım değerleri kullanılarak farklı batarya senaryolarında teorik uçuş süreleri hesaplanmıştır. 4S 10.000mAh batarya ile normal koşullar altında yaklaşık ~28 dakika operasyon süresi öngörülmektedir. Ekibimiz yarışmaya 2 adet 4S 10.000mAh batarya ile katılmayı planlamaktadır.

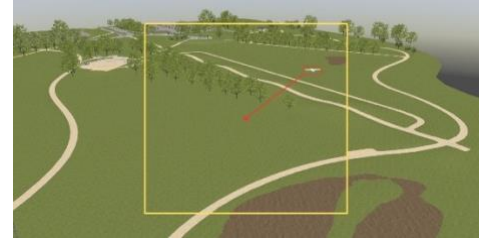
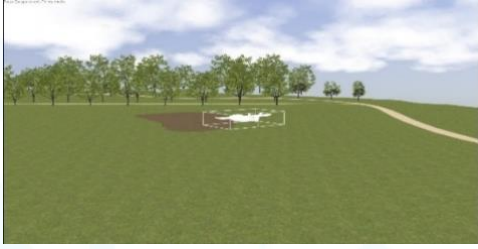
8.1.3. Yapısal Sağlamlık Testi

Uçuş sırasında oluşabilecek basınç ve sürtünme kuvvetlerine karşı dayanıklılığı test etmek amacıyla insansız hava aracı kanatlarından asılmış, üzerine her iki tarafa da ayrı ayrı olmak üzere 0.5 kg, 0.5 kg, 1.5 kg ve 5 kg olmak üzere toplam $2 \times 7.5 = 15$ kg ek yük uygulanmıştır. Test süresince yapısal bütünlüğün korunduğu, bağlantı noktalarında kopma veya deformasyon yaşanmadığı gözlemlenmiştir.



8.1.4. Simülasyon ve Otonom Kilitlenme Testi

Pixhawk uçuş kontrol kartının SITL (Software-in-the-Loop) özelliğinden yararlanılarak JMAVSim ve Gazebo ortamlarında simülasyon testleri gerçekleştirilmiştir. ArduPilot yazılımı ile Mission Planner üzerinden otonom uçuş rotaları, hedefe yönelme davranışı, dar manevra kabiliyeti ve görüntü merkezleme kontrolü test edilmiştir. Simülasyon testlerinde hedefin görüntü merkezinde tutulması, hedef kaybı durumunda yeniden arama moduna geçilmesi ve 4 saniyelik kilitlenme süresinin kesintisiz olarak sağlanıp sağlanamadığı incelenmiştir. Testlerde sistemin yaklaşık 30 FPS çalışma hızına ulaştığı ve hedef tespit/takip sürecinde yüksek süreklilik sağladığı gözlemlenmiştir.



8.2 Uçuş Kontrol Listesi ve Uçuş Listesi

TEKNOFEST SAVAŞAN İHA – UÇUŞ ÖNCESİ KONTROL LİSTESİ							
Tarih:	Uçuş No:	Pilot:	Görev:	Hava:	°C	Rüzgar:	m/s
1. MONTAJ VE YAPISAL KONTROL							
No	Kontrol Maddesi	Açıklama / Kontrol Sorusu	✓/X	No	Kontrol Maddesi	Açıklama / Kontrol Sorusu	✓/X
1	Gövde mekanik kontrolü	Yapısal bütünlük, hasar/çatlak yok		2	Kanat montajı	Gövdeye bağlantı ve bağlantı noktaları sağlam	
3	Kuyruk takımı	Kuyruk ve kontrol yüzeyleri sağlam bağlanmış		4	İniş takımı	Tekerlek dönme direnci ve bağlantı noktaları kontrol	
5	Pervane	Hasar yok, dengeli, motor miline sıkıca takılı		6	Motor montajı	Motor yuvası bağlantısı sağlam, sabitlik kontrol	
7	Kapaklar & erişim	Gövde erişim kapakları kapatılmış ve kilidi		8	Sabitleme	Uçak içi cihazlar uygun konumda sabitlenmiş	
2. ELEKTRONİK VE BAĞLANTI KONTROL							
No	Kontrol Maddesi	Açıklama / Kontrol Sorusu	✓/X	No	Kontrol Maddesi	Açıklama / Kontrol Sorusu	✓/X
9	Batarya (Uçuş)	Genilim kontrol edildi, tam şarjlı, sudrmaz bağlantı		10	Batarya (Kumanda)	Kumanda pili yeterli şarj düzeyinde	
11	ESC bağlantısı	Motor ve batarya ile ESC bağlantıları güvenli		12	Servo bağlantıları	Tüm servo elektronik bağlantıları kontrol edildi	
13	Güç bağlantıları	İHA içindeki tüm sistemlere güç bağlantısı sağlandı		14	Alıcı anten	Antenler dışarıda, 90° açı var, hasar yok	
15	Aviyonik yerleşimi	Cihazlar belirlenen alana yerleştirildi		16	Kablolama	Kablolarda toleranslı bağlı, gevşek/kopuk yok	
3. SENSÖR VE UÇUŞ BİLGİSAYARI							
No	Kontrol Maddesi	Açıklama / Kontrol Sorusu	✓/X	No	Kontrol Maddesi	Açıklama / Kontrol Sorusu	✓/X
17	GPS kalibrasyon	GPS kalibre edilmiş, doğru yönde konumlandırılmış		18	IMU kalibrasyon	İlme ölçer ve jiroskop kalibrasyonu tamamlandı	
19	Pilot tıpu	Pilot tıpu veri doğruluğu kontrol edildi		20	Lidar / Yükseklik	Lidar sensörü veri doğruluğu kontrol edildi	
21	Pusula	Veri doğruluğu ve manyetik interferans kontrolü		22	GPS uydusu sayısı	Bağlantı kurulan uydusu sayısı yeterli (≥ 6)	
23	Uçuş bil. hata kontrolü	Sensör kalibrasyonları hata kontrolü yapıldı		24	Uçuş modları	Uçuş modlarının tepki kontrolleri tamamlandı	
4. İLETİŞİM VE YER KONTROL SİSTEMİ							
No	Kontrol Maddesi	Açıklama / Kontrol Sorusu	✓/X	No	Kontrol Maddesi	Açıklama / Kontrol Sorusu	✓/X
25	RC iletişim	Pilot-uçuş bilgisayarı RC kanal iletişimi kontrol		26	Telemetri	Telemetri bağlantısı kuruldu, veri akışı sağlıklı	
27	İHA-YKL iletişimi	Yer kontrol istasyonu bağlantı gecikmesi kontrol		28	Kablosuz erişim	WLAN/veri bağlantı noktaları kontrol edildi	
29	Yarışma sunucusu	Sunucu bağlantısı ve gecikme kontrolü yapıldı		30	FPV / Kamera	Kamera görüntüsü ve veri gecikmesi kontrol	
31	Uçuş & görev bil.	Uçuş ve görev bilgisayarı haberleşme kontrol		32	İletişim portları	Yazılım-İHA iletişim portu bağlantısı sağlandı	
5. FONKSİYONEL TESTLER							
No	Kontrol Maddesi	Açıklama / Kontrol Sorusu	✓/X	No	Kontrol Maddesi	Açıklama / Kontrol Sorusu	✓/X
33	Motor testi (pervanesiz)	Takırtsürünme yok, dönüş yönü doğru		34	Servo testi	Tüm servoların hareket ve yön kontrolü yapıldı	
35	Aileron kontrolü	Manuel + yarı otonom modda aileron tepkisi doğru		36	Elevator kontrolü	Manuel + yarı otonom modda elevator tepkisi doğru	
37	Rudder kontrolü	Rudder & elevator çifti fonksiyon doğru çalışıyor		38	Flaplar	Çalışır durumda, doğru açıda hareket ediyor	
39	Tam güç elektronik	Motor tam güçte aviyonik sistemler kontrol		40	Kontrol yüzeyleri	Servo bağlantıları ve çalışma yönleri doğru	

► 6. DENGELİ, AĞIRLIK MERKEZİ VE ÇEVRE KONTROLÜ							
No	Kontrol Maddesi	Açıklama / Kontrol Sorusu	✓/X	No	Kontrol Maddesi	Açıklama / Kontrol Sorusu	✓/X
41	Ağırlık merkezi	İHA ağırlık merkezinin doğruluğu kontrol edildi		42	Boyuna denge	Burun tarafında ağırlık dengesi ölçüldü	
43	Kalkış ağırlığı	İHA kalkış ağırlığı kg cinsinden ölçüldü/önaylandı		44	Yabancı materyal	Gövde içinde yabancı cisim yok, tüm vidalar tam	
45	Rüzgar & hava	Rüzgar yönü, şiddeti ve kalkış prosedürü kontrol		46	Uçuş alanı	Uçuş alanında engel, tehlike ve izin durumu kontrol	
47	Radio menzili testi	Uzak noktada uçak kontrolü sağlanabiliyor mu?		48	Kumanda anahtarları	Minimaks değerleri ve servo açısı değerleri kontrol	
ONAY — Tüm kontroller tamamlandı ve uçuş için uygun bulundu							
Pilot İmza: _____		Mekanik Sorumlusu: _____		Uçuş Sorumlusu: _____		Takım Lideri: _____	

8.3 Görev Testleri

8.3.1 Simülasyon Ortamı

Yarışma görevlerine yönelik algoritmaların doğrulanması amacıyla Döngüde Yazılım (SITL) yöntemi kullanılmıştır. ArduPlane tabanlı uçuş kontrol yazılımı, X-Plane ortamında gerçekleştirilmiş ve YKİ arayüzü üzerinden izlenmiştir. Simülasyon meydanı, yarışma alanına uygun biçimde modellenmiş; PID, L1 navigasyon ve TECS kontrolcü parametreleri bu ortamda optimize edilerek gerçek uçuşa hazır hâle getirilmiştir. PID katsayılarının ayarlanmasında hedef merkezleme süresi, aşım miktarı, salınım davranışı ve 4 saniyelik kilitlenme süresince hedefin vuruş alanı içinde kalma başarısı temel performans ölçütleri olarak kullanılmıştır.

8.3.2 Test Sonuçları Özeti

Görev	Test Sayısı	Başarı Sayısı	Başarısızlık Nedeni	Uygulanan Düzenlemeler
Kilitlenme Testi (SITL)	15	12	Hatalı bounding box tespiti, düşük FPS	Model optimizasyonu, görüntü ön işleme iyileştirmeleri
Dalış Testi (SITL)	20	17	Hatalı PID parametreleri, geç pull-up komutu	PID yeniden ayarı, irtifa eşiği optimizasyonu
Kamikaze Görevi (SITL)	18	14	QR kod tespitinde açısı hatası, geç dalış başlatma	Kamera açısı ve dalış sekansı yeniden düzenlendi
Otonom Kalkış / İniş (Gerçek Uçuş)	10	8	Hatalı parametre, ağırlık dağılımı hatası	Parametre optimizasyonu, ağırlık merkezi yeniden ayarlandı

8.3.3 Kilitlenme Testi

Kilitlenme görevi, SITL ortamında eş zamanlı olarak birden fazla İHA modeli oluşturularak gerçekleştirilmiştir.

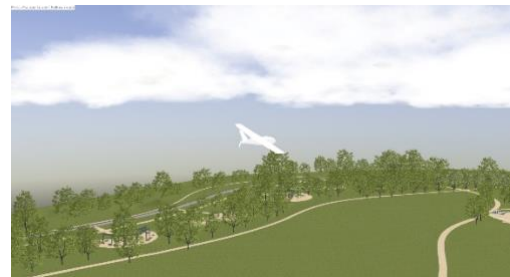
Geliştirilen klasik görüntü işleme ve kontur analizi tabanlı hedef tespit algoritmasının rakip İHA'yı kamera görüntüsünden tespit edebilme yetisi ile, tespit edilen hedefe 4 saniye boyunca başarılı kilitlenme testleri yapılmıştır.

İlk testlerde İHA'nın rakip hava aracını tespit ettiği ancak takip konusunda sorunlar yaşadığı gözlemlenmiştir. Bu durumun üzerine takip algoritmasındaki yapıya sadık kalınarak parametre düzenlemeleri yapılmış. 2 aylık bir sürecin sonunda kilitlenme ve takip testleri başarı ile tamamlanmıştır.



8.3.4 Dalış ve Kamikaze Görevi Testi

Kamikaze görevi, iki aşamalı bir sekansla test edilmiştir: (1) Hazırlık aşamasında İHA, hedef koordinatının çevresinde yaklaşık 80 m irtifada bekleme çemberi uçuşu gerçekleştirmiştir. (2) Dalış aşamasında ~45° eğimle hedefe doğru dalış başlatılmış; 30 m irtifa eşiğine ulaşıldığında



ya da iptal komutu alındığında pull-up manevrası otomatik olarak devreye girmiştir. Simülasyonda QR kodu hedef tespiti için kullanılmış; tespitler başarılı kabul edilen kilitlenme eşiği üzerinden değerlendirilmiştir. PID parametreleri, 2,8 g'lık yükleme altında yapısal bütünlüğü koruyacak biçimde ayarlanmıştır.

9. GÜVENLİK

İHA tasarımı ve üretimi sürecinde ekip üyelerinin kişisel güvenliği ile hassas elektronik ekipmanların korunması öncelikli hedefler arasında yer almaktadır. Bu doğrultuda, karşılaşılabilecek muhtemel riskler önceden tespit edilmiş; her bir riske karşı hem atölye ortamında hem de yarışma alanında uygulanacak önlemler belirlenmiştir.

9.1 Atölye Güvenliği

Atölye çalışmalarında oluşabilecek kazalara karşı gerekli teçhizat ve önlemler alınmıştır:

- Olası yaralanmalara müdahale edebilmek için atölyede ve yarışma alanında son kullanma tarihleri düzenli kontrol edilen ilk yardım kiti bulundurulmaktadır.
- Li-Po bataryalardan veya kısa devrelerden kaynaklanabilecek yangınlara karşı atölye ortamında ve uçuş sahasında yangın tüpü hazır bulundurulmaktadır.
- Zımpara, freze ve kesme işlemlerinde oluşan toza karşı koruyucu gözlük ve maske; kompozit malzeme üretiminde ise tam koruyucu kıyafet, eldiven ve kask kullanılmaktadır.

9.2 Batarya Güvenliği

Li-Po bataryalar enerji yoğunlukları yüksek olmakla birlikte hatalı şarj veya mekanik hasar durumunda yangın ya da patlama riski taşımaktadır. Bu riskleri minimize etmek amacıyla:

- Tüm Li-Po bataryalar, şarj, taşıma ve depolama sırasında özel olarak üretilmiş yanmaz "Li-Po Saklama Çantası" (LiPo Guard) içinde muhafaza edilmektedir.
- Uçuş kontrol yazılımına düşük batarya uyarısı ve otomatik iniş eşikleri tanımlanmıştır, batarya kritik voltaja yaklaştığında uçuş kontrol kartı otomatik olarak fail-safe moduna geçmekte: %20 uyarı seviyesi, %15 fail-safe devreye giriş seviyesi, %5 acil iniş seviyesi.

9.3 Elektronik ve Mekanik Güvenlik

- Kısa devreye karşı, tüm sistemi besleyen güç hattına kolay erişilebilir bir konumda yeterli akımı taşıyabilen akım kesici (sigorta) monte edilmiştir. Acil durumlarda sistemdeki tüm güç bu sigorta aracılığıyla kesilebilmektedir.
- Aviyonik kablolarında, taşınacak akımın en az 14 AWG üzerinde kablo kesiti tercih edilmiştir

