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

İÇİNDEKİLER

1. TEMEL SİSTEM ÖZETİ....5
1.1. Sistem Tanımı....5
1.1.1. Hava Aracı....5
1.1.2. Yer Kontrol İstasyonu....5
1.1.3. Yer Anteni....6
1.1.4. Kumanda....6
1.2. Sistem Nihai Performans Özellikleri....6
2. ORGANİZASYON ÖZETİ....6
2.1. Takım Organizasyonu....6
2.2. Zaman Akış Çizelgesi ve Bütçe....8
3. DETAYLI TASARIM ÖZETİ....10
3.1. Nihai Sistem Mimarisi....10
3.2. Alt Sistemler Özeti....12
3.3. Hava Aracı Performans Özeti....14
3.3.1. Taşıma Hesabı....14
3.3.2. Sürükleme Hesabı....16
3.3.3. İtki Sistemi ve Pil Seçimi....17
3.3.4. Stabilite ve Kontrol Özellikleri....18
3.3.5. Kontrol Yüzeyleri Boyutlandırılması....20
3.4. Hava Aracının Üç Boyutlu Tasarımı....20
3.5. Hava Aracı Ağırlık Dağılımı....22
4. OTONOM KİLİTLENME....23
4.1. Hedefin Belirlenmesi ve Hedefin Güzergahına Girilmesi....23
4.2. Görüntü İşleme ile Rakip İHA Tespiti ve Hareket Tahmini....24
4.2.1. Görüntüdeki İHA'nın Tespiti....25
4.2.2. Görüntüde Tespit Edilen Hedefin Bağıl Hareketinin Bulunması....28
4.3. Güzergahtaki Hedefin Takibi....35
5. HABERLEŞME....37
5.1. Hava Aracı – Yer İstasyonu Haberleşmeleri....37
5.1.1. Telemetri Haberleşmesi....37
5.1.2. Wi-Fi Haberleşmesi....38
5.1.3. Kumanda Alıcısı Haberleşmesi....39
5.1.4. FPV Haberleşmesi....40
5.2. Hava Aracı İçerisindeki Haberleşmeler....40
5.2.1. PWM....40

5.2.2. I2C 41
5.2.3. UART 42
5.2.4. MAVLink 42
6. KULLANICI ARAYÜZÜ TASARIMI 42
6.1. Genel Arayüz 43
6.1.1. Takip Paneli 43
6.1.2. Uçuş Harita 44
6.2. Görev ve Sunucu Arayüzü 45
6.2.1. Giriş Ekranı 45
6.2.2. Uçuş Haritası 45
6.2.3. Görüntü Ekranı 46
6.2.4. Veri Ekranı 46
7. HAVA ARACI ENTEGRASYONU 47
7.1. Yapısal Entegrasyon 47
7.1.1. Kanat 47
7.1.2. Kuyruk 47
7.1.3. Gövde 48
7.1.4. İniş Takımları 49
7.2. Mekanik Entegrasyon 50
7.3. Elektronik Entegrasyon 51
7.4. Elektronik Unsurlar 51
7.4.1. Özgün Güç Dağıtım Kartı 51
7.4.2. Özgün Paralel Güç Yolu 51
7.4.3. Özgün Servo Kartı 52
7.4.4. Ticari Regülatör 52
7.4.5. Akım Kesici 52
7.4.6. Akım Sensörü 52
7.5. Elektronik Entegrasyon Aşamaları 52
7.5.1. Ana Güç Hattı 52
7.5.2. Güç Dağıtım Kartı Bağlantıları 53
7.5.3. Ara Bağlantılar 53
7.5.4. Servo Bağlantıları 53
7.6. Güvenilirlik ve İzolasyon 54
7.7. Nihai Elektronik Yerleşim ve Düzen 54
8. TEST VE SİMÜLASYON 55
8.1. Alt Sistem Testleri 55

8.1.1. Gövde Üzerinde İtki Testi: 55
8.1.2. Kanat Yükleme Testi:....55
8.2. Uçuş Testi ve Uçuş Kontrol Listesi 56
8.2.1. Uçuş Testi 56
8.2.2. Uçuş Kontrol Listesi....56
8.3. Simülasyon Ortamında Kitlenme Algoritmalarının Denenmesi 58
9. GÜVENLİK 58
9.1. Üretim ve Geliştirme Aşamasındaki Riskler ve Önlemler: 58
9.2. Yarışma Sırasındaki Riskler ve Alınacak Önlemler: 59
10. REFERANSLAR....60

1. TEMEL SİSTEM ÖZETİ

1.1. Sistem Tanımı

Bu bölümde, sistemin görev tanımı ve özellikleri kısaca açıklanır. Genel sistemi oluşturan bileşenlerin (Yer Kontrol İstasyonu, Yer Anteni, Kumanda, Hava Aracı vs.) de tanımları ve sistem içerisindeki görevlerinden bahsedilir.

Şekil 1 Sistem Mimarisi

Savaşan İHA yarışması kapsamında otonom kalkış, otonom uçuş, otonom iniş, otonom kitlenme ve anlık görüntü aktarımı görevleri incelenmiş ve genel bir sistem mimarisi kurgulanmıştır. Bu kurgulamada İTÜNOM takımı tarafından belirtilen görevleri yerine getirebilecek bir sistem kurulmuş, bu sistem isterleri sağlayabilecek Şekilde kurgulanmış literatür araştırmaları yapılmış, kavramsal bir biçimde tasarlanmış, üretilmiş ve hazır hale getirilmiştir.

Sistemin bileşenleri; görevleri başarıyla tamamlayabilecek şekilde tasarlanmış bir platform olan insanız hava aracı, bu hava aracının konfigürasyonlarının yapılabilmesini ve uzaktan kontrolünü sağlayacak bir yer kontrol istasyonu, araç ile yer istasyonu arasında görüntü aktarımını sağlayacak ve uçuş bilgisayarlarını yönetebilmek adına uçağı anlık olarak takip eden bir sistemin üzerine oturtulmuş yer anteni ve son olarak herhangi bir olumsuz durumda, otonom olarak uçan hava aracını güvenlik pilotunun kontrolüne girmesini sağlayacak olan bir kumanda olarak dört farklı başlık altında incelenebilir. Genel çerçevesi çizilen bu sistem bileşenleri, alt başlıklar şeklinde detaylandırılmıştır. Tanımları ve görevlerinden detaylı bir şekilde bahsedilmiştir.

1.1.1. Hava Aracı

Yarışma kapsamında, savaşan İHA yarışması şartnamesinde detaylı olarak tanımlanan yarışma görevlerini yerine getirecek alt sistemlerin yerleştirileceği bir platforma ihtiyaç duyulmaktadır. Bu noktada yarışmanın teması olarak seçilen insansız hava aracı platformları kullanılacaktır. İTÜNOM takımı tarafından tasarlanan, üretilen ve geliştirilen insansız hava aracı platformu otonom uçuş, otonom kalkış, otonom iniş, otonom olarak kilitlenme ve sunucuya anlık olarak veri aktarma görevlerini yerine getirebilecek alt sistemlerin yerleştirilebilmesi için hazır hale getirilmiştir.

1.1.2. Yer Kontrol İstasyonu

Tasarlanan insansız hava aracı platformu her ne kadar tamamen otonom bir Şekilde görevleri yerine getirse de sistemin takibatı için, aracın otonom uçuş konfigürasyonlarının yapılabilmesi için, verilerinin incelenebilmesi ve sunucu ile olan bağlantının kurulabilmesi için bir yer kontrol istasyonuna ihtiyaç duymaktadır. İTÜNOM takımı tarafından yer kontrol istasyonu iki farklı biçimde sınıflandırılmış ve ayrılmıştır. Bunlardan ilki aracın temel parametrelerinin ayarlanmasını sağlayacak, otonom uçuş için gerekli verileri gönderebilecek ana yer istasyonudur. Bu istasyon ayrıca hem uçağın uçuş dinamikleri ile alakalı rüzgar hızı, yatış açıları gibi verileri hem de uçuş modları ve gidilecek olan konumların anlık takibinin yapılabilmesini sağlayabilecektir.

Görevlerin takibinin yapılabilmesi amacıyla ikinci bir arayüz oluşturulmuştur. Bu arayüzde ise otonom kitlenme görevi ile alakalı bilgiler takip edilebilecektir. İkinci yer istasyonu uçaktan yer istasyonuna gelen işlenmiş anlık görüntü, kitlenme süreleri, sunucu verileri gibi görev tanımında gereken verilerin takip edilmesini sağlayacak olan arayüzdür. Böylelikle İTÜNOM takımı bütün görevlerin tek bir kişi tarafından denetlenmesinin önüne geçerek yapılabilecek hataların en aza indirgenmesi hedeflemiştir. Bu bağlamda kullanıcı dostu ve daha basit iki farklı sistem ortaya konmuştur.

1.1.3. Yer Anteni

Aracın içerisinde bulunacak olan sistemlerle veri alış verişinin gerçekleşmesini sağlayabilmek adına yer istasyonunda bulunacak olan bir yer antenine ihtiyaç vardır. Bu noktada kurulan sistemin bileşenlerinden biri olan yer anteni, araç içerisinde bulunan vericiden Wi-Fi haberleşmesi kullanarak görüntü ve kitlenme verilerinin yer istasyonuna iletilebilmesi için tasarlanmıştır. Kullandığımız Wi-Fi haberleşmesinin sağlıklı bir şekilde veri iletebilmesi için antenin uçuş süresince uçağa bakması gerekmektedir. Bu zorluğun aşılması adına uçağı takip eden bir mekanizma yer antenini taşıyacaktır. Kurulan sistem otonom bir Şekilde uçağı takip edecek ve antenin her an uçağa bakmasını sağlayacaktır. Anten üzerinden yer istasyonuna gelen telemetri verileri ve görüntü anlık olarak sunucuya iletilecektir.

Şekil 2 Anten Mekanizması

1.1.4. Kumanda

Kurulmuş olan sistem her ne kadar özerk manevra ve uçuş kabiliyetine sahip olsa da acil durumlar için uzaktan pilot müdahalesi gerekebilmektedir. Bu noktada uçağın kontrollerinin pilot tarafından yapılabilmesini sağlamak adına uçak içerisine yerleştirilen bir kumanda alıcısı ile bütün kontrol yüzeylerine kumanda tarafından erişim sağlanacaktır. Böylelikle daha güvenli ve stabil bir sistem kurulmuştur

1.2. Sistem Nihai Performans Özellikleri

Kullanılacak olan sabit kanatlı İHA, görev isterlerini otonom Şekilde yerine getirebilecek sistemlerle birlikte uçma yeteğine sahiptir. Tasarlanan hava aracının kalkış ağırlığı 8,5kg'dir. Bu ağırlıkta seyir hızı 15,5m/s, tutunma (stall) hızı ise 10,5m/s'dir. Aracın bu halde 6S 12000mAh pil ile uçuş süresi 25 dakikadır. Aracın kanat açıklığı 2.2m, ortalama aerodinamik veteri ise 0.371m'dir. Savaşan İHA yarışmasının en önemli isterlerinden biri de yüksek manevra kabiliyetidir. Kuyruk ve kontrol yüzeyi boyutlandırması bu ister gözetilerek yapılmıştır. Yatay kuyruk verimliliğini arttıran H kuyruk kullanılmıştır. Kameraların önde olması nedeniyle arkadan itişli motor düzeni tercih edilmiştir.

2. ORGANİZASYON ÖZETİ

2.1. Takım Organizasyonu

2.2. Zaman Akış Çizelgesi ve Bütçe

İŞ PAKETLERİ ve FAALİYETLER	Başlangıç Tarihi	Bitiş Tarihi	Şubat				Mart				Nisan				Mayıs				Haziran				Temmuz				Ağustos			
			1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
Ön Tasarımın Oluşturulması	01.02.2021	27.03.2021																												
Gereklilikler/ Puanlama Analizi																														
Literatür Taraması																														
Ön tasarımın raporunun yazılması																														
Detaylı Tasarım	20.03.2021	31.07.2021																												
Taslak Tasarım																														
Malzeme Seçimi																														
Detaylı Tasarım																														
Performans Güncellemeleri																														
Prototip İmalatı ve Sistem	10.05.2021	20.06.2021																												
Prototipin Mekanik İmalatı ve Montajı																														
Elektrik-Elektronik Sistem Entegrasyonu																														
Prototip ve Görev Testleri	12.04.2021	29.08.2021																												
Yerde görüntü işleme testleri																														
Simülasyon Testleri																														
Kanat Gövde Dayanıklılık Testi																														
Elektronik aksamın dayanıklılık testi																														
Manuel Uçuş Testleri																														
Otonom Uçuş Testleri																														
Görev Testleri																														

Beklenen tarihler mavi ile gerçekleşen tarihler kırmızı ile belirtilmiştir. Aviyonik ve yazılım ekiplerinin görev sistemleri seçimleri beklenenden uzun sürdüğü için üretim geç başlamıştır. Buna rağmen mekanik ekibin özverili çalışmaları sonucunda İHA'nın üretimi beklenenden önce bitmiştir. Ayrıca İHA'nın üretimi erken bittiği için uçuş testleri de beklenenden erken başlamıştı

Malzeme	Tahmini Model	Tahmini Bütçe	Gerçekleşen Durum	Harcanan Bütçe	Gerekli Bütçe
Platform	Özgün Tasarım	₺ 12000	Aracın gövdesi ve kanatlarını üretmek için gerekli karbon boru, kompozit üretim malzemeleri alınmıştır. Ayrıca araç üzerinde geliştirmeler veya tekrar üretmek için yedek bütçe gereklidir.	₺ 7000	₺5000
			Kompozit gövde üretimi için CNC'de MDF kalıp kestirilmiştir.	₺2300	-
Motor ve ESC	T-Motor AT 5220-B 380kv	₺2000	Seçilen motor ve ESC alınmıştır.	₺1841	-
Servo Motor	Tower Pro 996R	₺600	Seçilen servo motor alınmıştır, yedekleri alınmalıdır.	₺281	₺300
Pil	6S 16000mAh	₺3000	Hesaplamalar sonucunda 6S 12000 mAh pilin yeterli olacağı görülmüştür. Elde olan başka pillerle testler yapılmıştır. Pil alınmamıştır, gerekli uçuş süresi için alınmalıdır.	-	₺3969
Görev Bilgisayarı	Nvidia Jetson Tx2	₺8500	Elde bulunan JETSON AGX XAVİER kullanılacaktır.	Mevcut	Mevcut
Otopilot	Pixhawk Cube Orange+ Gps	₺ 4500	Otonom uçuş için gerekli uçuş kontrol kartı satın alınmıştır. GPS alınmamıştır. Alınması gereklidir.	₺3000	₺1500
Kamera	Kayeton USB Kamera Modül	₺800	e-con Systems e-Cam 130A_CUXVR Kamera Modülünün kullanılmasına karar verilmiştir.	-	4850₺

Rc Kumanda	Futaba T14SG	₺ 5000	Kumanda mevcuttur. Kumanda alıcısı satın alınmıştır.	₺1500	-
Telemetri	RFD 868x	₺ 2800	Araç ile yer istasyonu arasında iletişimi sağlayacak RFD 868x satın alınmıştır.	₺2500	-
FPV Verici	Boscam TS832	₺500	Testlerde uçak takibi yapmak için farklı model FPV verici alınmıştır.	₺369	-
FPV Monitör	Navigold NG-1550	₺900	Testlerde uçak takibi yapmak için FPV kamera sistemi satın alınmalıdır.	-	₺900
Fpv Kamera	Runcam Hybrid 2	₺800	Testlerde uçak takibi yapmak için FPV kamera sistemi satın alınmalıdır.	-	₺800
Toplam Tahmini Bütçe		₺41400	Harcanan Bütçe	₺18661	
			Gerekli Bütçe		₺17319

3. DETAYLI TASARIM ÖZETİ

3.1. Nihai Sistem Mimarisi

Raporun bu bölümünde nihaileşmiş sistem mimarisi belirtilecek, görevlere göre nasıl bir sistem kurgulandığı ve tasarlandığı açıklanacak, sistemi oluşturan birimler ve kullanılacak olan donanımlar marka/model bilgisi verilerek açıklanacaktır. Ön tasarım raporunda kavramsal olarak düşünülmüş bölümler ve birimlerde yapılmış olan değişikliklerden de bahsedilerek nihai sistem mimarisi yarışmada kullanılacağı şekliyle anlatılacaktır.

Şekil 3 Otopilot

İTÜNOM takımı Savaşan İHA yarışmasındaki otonom uçuş, otonom kalkış, otonom iniş, otonom kitlenme ve takip ile anlık görüntü aktarımı görevlerini yerine getirebilecek bir sistem kurgulamış, bu sistemi tasarlamış ardından nihai bir Şekilde hayata geçirmiştir.

Tasarlanmış olan sistemde otonom uçuş, otonom iniş ve otonom kalkış görevini yerine getirebilmek adına bir uçuş kontrolcüsüne ihtiyaç vardır. Sistemin en temel bileşeni olan uçuş kontrolcüsü için gelişmiş sensörlere ve işlemciye sahip olan Pixhawk The Cube Orange kullanılması tercih edilmiştir. Kavramsal mimaride de kullanılması düşünülen Pixhawk The Cube Orange görevler için yeterli özelliklere sahip olduğundan ötürü nihaileşmiş sistem mimarisine de eklenmiştir.

Şekil 4 Kumanda Alıcısı

Uçuş kontrolcüsünün herhangi bir acil durumda kontrol edilebilmesi adına seçilmiş olan donanım ile uyumlu çalışabilecek bir kumanda alıcısı da sisteme entegre

Şekil 5 Kumanda

edilecektir. Bu noktada sistem içerisinde uzun menzile ve yüksek kanal sayısına sahip olan Futaba R7008SB model kumanda alıcısı ve Futaba T14SG model kumanda kullanılması tercih edilmiştir. Kavramsal mimaride de kullanılması düşünülen bu kumanda ve kumanda alıcısının görevler için yeterli özelliklere sahip olduğu olduğuna karar verilmiş ve nihaileşmiş sistem mimarisine de eklenmiştir.

Sistemin yer istasyonu ile olan bağlantısını kurabilmek, sisteme ait verilerin yer istasyonuna aktarılabilmesi ve uçuş kontrolcüsü ile uyumlu çalışabilecek bir telemetri de sisteme entegre edilecektir. Bu noktada 40 kilometreye kadar yayın yapabilen ve güçlü bir işlemciye sahip olan RFD 868x model radyo haberleşme modülü kullanılması tercih edilmiştir. Kavramsal mimaride de kullanılması düşünülen bu radyo haberleşme modülünün görevler için yeterli özelliklere sahip olduğuna karar verilmiş ve nihaileşmiş sistem mimarisine de eklenmiştir.

Şekil 6 Telemetri

Seçilmiş olan uçuş kontrolcüsünün otonom uçuş, iniş ve kalkış görevlerini yerine getirebilmesi için dış ortamdan bazı verileri de alabilmesi gerekmektedir. Bu noktada yine seçilecek olan uçuş kontrolcüsü sistemi ile uyumlu çalışabilecek GPS, pitot tüpü ve LIDAR sensörleri de kullanılacaktır. Yükseklik ve konum verilerini alacağı, gelişmiş bir işlemciye ve dahili IMU sensörüne sahip olan HEX Here 3 GPS modülünün, anlık olarak rüzgar hızını ölçebileceği APM 2.6 Airspeed sensör kitinin ve yükseklik verisini daha doğru hale getirerek otonom inişi kolaylaştıracak hafif ve hata oranı düşük olan LIDAR V3 Lite sensörünün kullanılması tercih edilmiştir. Kavramsal mimaride de kullanılması düşünülen bu sensörler görevler için yeterli özelliklere sahip olduğu düşünülmüş ve nihaileşmiş sistem mimarisine de eklenmiştir.

Şekil 7 GPS

Şekil 8 Pitot Tüpü

Şekil 9 Lidar

Uçuş görevi haricinde yarışmanın bir diğer önemli görevi olan otonom kitlenme işlemi için uçuş kontrolcüsünün hareketlerini manipüle edecek ve onunla uyumlu çalışabilecek aynı zamanda kameralardan verileri alıp işleyecek bir uçuş kontrol bilgisayarına da ihtiyaç duyulmaktadır. Bu noktada otonom kitlenme görevi için işlemleri gerçekleştirecek olan uçuş bilgisayarı olarak ise ağırlıkça fazla olsa da işlem hacmi çok yüksek olan NVIDIA Jetson Xavier AGX kullanılacaktır. Kavramsal sistem mimarisinde kullanılması düşünülen NVIDIA Jetson TX2, kurulan takip algoritmasının işlem yükünü yarışma isterlerine uygun bir hızda gereçekleştirememiştir. Ağırlık/performans oranı göz önünde bulundurulduğu zaman NVIDIA Jetson TX2 modülünün kullanılması öngörülmüş olsa da takip algoritmasının getirdiği işlem yükünden ötürü ağırlıktan taviz verilerek NVIDIA Jetson Xavier AGX modülünün kullanılmasına ve nihaileşmiş sistem mimarisine eklenmesine karar verilmiştir.

Şekil 10 Uçuş Bilgisayarı

Otonom kitlenme görevi için uçuş bilgisayarının veri alacağı kamera sistemi olarak e-CAM130A_CUXVR kullanılacaktır. Kavramsal mimaride yer verilmemiş olmasına rağmen NVIDIA Jetson Xavier AGX ile uyumlu çalışabilen ve istenilen görüş açısına sahip olan bu kamera modülünün yapılan literatür araştırması sonucunda görevler için yeterli özelliklere sahip olduğu düşünülmüş ve nihaileşmiş sistem mimarisine de eklenmiştir.

Şekil 11 Kamera

Şekil 13 Yer Anteni

Aynı zamanda bu uçuş kontrol bilgisayarından elde edilen verilerin yer istasyonuna aktarılabilmesi adına bir Wi-Fi haberleşmesi ağı kurulmalıdır. Bu Wi-Fi ağı için uçak içerisinde bir anten sistemi, yer istasyonunda ise diğer anten sistemi kurulacaktır. Böylelikle uçuş bilgisayarından gelen sistem verileri sunucuya basılabilecektir. Verilerin yer istasyonuna gönderilebilmesi adına kurulacak olan Wi-Fi ağında uzun menzilli ve istenilen hızlarda veri aktarabilen ayrıca düşük güç tüketimine sahip olan Ubiquiti Rocket M5 modülü ve Ubiquiti PowerBeam M5 anten sistemleri kullanılacaktır. Kavramsal mimaride de kullanılması düşünülen bu haberleşme modüllerinin görevler için yeterli özelliklere sahip olduklarına karar verişmiş ve nihaileşmiş sistem mimarisine de eklenmişlerdir.

Şekil 12 Uçak İçi Wifi Modülü

Son görev olan görüntü aktarımı için ise uçak içerisine yerleştirilen FPV ağı için Eachine FPV Boscam TS832 5.8G 600 mW 32CH modülü kullanılmasına karar verilmiştir. Kavramsal mimaride yer verilmemiş olmasına rağmen istenilen görüntü tipine ve yeterli veri gönderme menziline sahip olan bu kamera modülünün yapılan literatür araştırması sonucunda görevler için yeterli özelliklere sahip olduğu düşünülmüş ve nihaileşmiş sistem mimarisine de eklenmiştir.

Şekil 14 FPV Verici

3.2. Alt Sistemler Özeti

Alt sistemler için belirlenen seçenekler ön tasarım raporunda sunulan seçim kriterlerine göre kıyaslandıktan sonra gerekli testler yapılmıştır ve belirlenen kriterleri sağlayan alt sistemler yarışma aracında araç gereksinimlerini en iyi Şekilde karşılayacak Şekilde seçilmiştir.

İHA'da kullanılacak olan otopilot alt sisteminden yarışma anında otonom olarak gerçekleşecek uçuşu en iyi Şekilde gerçekleştirmesi beklenmektedir. Bu isteri karşılamak için günümüzde çok fazla kullanılan otopilot türleri arasında bir kıyaslama yapılmış olup gerekli kriterleri en iyi Şekilde sağlayabilecek bir otopilot tercih edilmiştir.

	Sensör Çeşitliliği	*İşlemci*	*Servo Çıkış Sayısı*	*Boyutu*	*Haberleşme Protokolleri*
Cube Orange	4 Adet	H7	14	94x44x17mm	UART – I2C - CAN
Cube Black	4 Adet	F4	14	94x44x17mm	UART – I2C - CAN
Pixracer	4 Adet	F4	6	36x36mm	UART – I2C - CAN
Mateksy F405 - STD	2 Adet	F4	6	36x36mm	UART – I2C
Pixhawk 1	4 Adet	F4	14	81x50x15mm	UART – I2C - CAN

Tablo 1 Otopilot Karşılaştırması

Tablo 1 üzerinde de yer alan otopilot türlerine bakıldığında işlemci olarak Cube Orange (Şekil 3) otopilotunun diğer otopilot türlerine göre daha ön planda olduğu görülmektedir. İşlemcisinin daha iyi olması, üzerinde yeterli sayıda servo çıkışı bulunması ve sensör çeşitliliği

gibi özelliklerden ötürü araç gereksinimlerini en iyi şekilde karşılayabilecek otopilotun Cube Orange olduğu söylenebilir. Yapılan otonom uçuşlar ile birlikte de seçilen Cube Orange'n performası test edilmiş olup başarılı sonuçlar elde edilmiştir. Böylelikle yarışmada otonom uçuş görevlerini en iyi Şekilde yerine getirebilmek amacı ile Cube Orange otopilotu tercih edilmiştir.

Uçuşlarda yapılan otonom iniş testlerinde Lidar Lite V3'ün (Şekil 9) kullanımı ile birlikte çok daha stabil inişlerin yapıldığı görülmüştür. Offset hatalarının da giderilmesi ile birlikte İHA'nın otonom iniş güvenliği de artırılmıştır. Pixhawk The Cube Orange ile uyumlu çalışabilen Lidar Lite V3 ağırlık bakımından da İHA'nın gereksinimini karşıladığı için nihai bir sensör olarak alt sistemlerde yerini almıştır.

Otonom kitlenme ve takip görevleri için gerekli olan yüksek hızlı uçuş bilgisayarı seçiminde NVIDIA Jetson Xavier AGX (Şekil 10) ve NVIDIA Jetson TX2 modelleri arasında kıyaslamalar yapılmıştır. Geliştirilen takip ve görüntü işleme algoritmalarının getirdiği işlem yükünün altından kalkabilmek için performans kriteri en temel belirleyici faktör olarak göz önüne alınmıştır. Bu sebeple İHA'da yüksek performans ve enerji verimliliği sağlayabilecek olan Jetson Xavier AGX uçuş bilgisayarı kullanılmaktadır.

Otonom uçuş esnasında uçaktaki sensör verilerinin yer istasyonuna güvenli ve doğru bir biçimde aktarılması hem uçuş güvenliği açısından hem de otonom uçuş performansı açısından önem teşkil etmektedir. Yapılan testler sonucunda yer istasyonuna aktarılan telemetri verilerinin FHSS (Frekans Atlamalı Yayılmış Spektrum) özelliğinden dolayı en sağlıklı alındığı sistem RFD868x (Şekil 6) olarak görülmüştür. Diğer telemetri haberleşmesi cihazlarına göre RFD868x yer istasyonu ile uyumlu bir şekilde çalışmasının yanı sıra alçak geçiren filtreli yapısı sayesinde çok daha hassas veri aktarımı yapabilmektedir. Aracın haberleşme gereksinimlerini en iyi şekilde yerine getirmekte olan RFD868x sahip olduğu bu özelliklerden ötürü yarışma esnasında kullanılmaya en uygun telemetri cihazı olarak görülmüştür.

Otonom uçuş esnasında yaşanabilecek herhangi bir aksiliğin önüne geçilebilmesi için İHA'nın pilot kontrolü ile uçuşuna devam edilmesi uçuşun güvenliği açısından önemlidir. Bu durumun sağlanabilmesi için pilotun seçilen kumanda sistemi ile uçağı kontrol edebilmesi gerekmektedir. Otonom uçuş gerçekleştirilirken yaşanan aksi bir durumda pilotun en hızlı Şekilde İHA'nın kontrolünü ele alabilmesi için kumanda üzerinde mod geçişini sağlayabilecek yeterli miktarda anahtar bulunmalıdır. Kumanda sisteminden beklenen bu özelliklerle birlikte ön tasarım raporunda da yer alan yeterli hız ve duyarlılık kriterlerini sağlayan T14SG (Şekil 5) kumanda modeli, R7008SB (Şekil 4) kumanda alıcısı ile donatılan İHA'nın tüm testlerinde sorunsuz bir Şekilde kullanmıştır. Ayrıca 2.4GHz bandında çalışması ve yeterli kanal sayısına sahip olmasından dolayı kumanda haberleşmesinden beklenenleri tümüyle yerine getirmiştir.

Bu sebepler sonucunda T14SG kumanda ve R7008SB kumanda alıcısı çifti nihai alt sistemlerin bir parçası olarak belirlenmiştir.

Ön tasarım raporunda, kitlenme verilerinin ve kitlenme kamerası görüntülerinin anlık olarak yer istasyonuna aktarılması için kurulması gereken sistemin en önemli özelliği olarak hızlı veri aktarımı yer almaktadır. Bu kritere uyum sağlayan Wi-Fi haberleşmesi için Rocket M5 (Şekil 12) ve PowerBeam (Şekil 13) modülleri kullanılarak kurulan sistem ile yapılan veri aktarımı testlerinde yüksek oranda bir başarı elde edilmiştir. Ayrıca İHA'da yer alacak olan Rocket M5 modülü hafif olması sebebiyle muadillerine göre avantaj sağlamaktadır. Yarışma isterleri doğrultusunda yeterli mesafede veri aktarımını kopma yaşamadan yüksek hızda sağlaması için Wi-Fi haberleşmesi alt sistemi olarak Rocket M5 ve PowerBeam modülleri kullanılacaktır.

İHA'nın motorunun seçilmesi için yapılan itki ve ağırlık analizleri sonucunda ön tasarım raporunda da belirtilen yaklaşık olarak 6-7kilogram itki gücünün yapılan testler sonucunda T-Motor AT4130 tarafından sağlandığı görülmüştür. Yarışma isterlerine ve araç gereksinimlerine uyum sağladığı için T-Motor AT4130 nihai olarak seçilmiştir.

İHA'nın tüm alt sistemlerine ve motoruna yeterli gücü sağlayabilmesi için "itki sistemi ve pil seçimi" başlığı altında yapılan hesaplamalar ile 6S ve 8S TATTU pilleri arasında bir kıyaslama yapılmıştır. Yapılan testler sonucunda seçeneklerin her ikisinin de İHA'nın elektronik sistemlerinin çalışabilmesi için yeterli akımı ürettiği gözlemlenmiştir. Ancak 6S pil 8S pile göre boyut olarak daha küçük ve daha hafif bir yapıya sahiptir. Aynı zamanda pilin 25 dakika olarak öngörülen uçuş süresi boyunca gerekli akımı sağlayabilmesi gerekmektedir. 12000 mAh 6S LiPo pilin bu isterleri karşıladığı görülmüştür. Nihai seçim için ağırlık ve boyut kriterleri de göz önüne alındığında 6S 12000 mAh TATTU LiPo pilin İHA'da kullanılmasına karar verilmiştir.

İHA'nın tüm elektronik sistemleri için güç dağıtımı sağlayan kabloların gövde içindeki dağılımı sensörleri en az etkileyecek Şekilde yapılmak istenmektedir. Aynı zamanda kablolardan ötürü oluşan fazla ağırlığın ve dağınıklığın önüne geçilmesi için bir baskı devre kartı geliştirilmiştir. Geliştirilen baskı devre kartı bu avantajlarının yanında elektronik sistemler için gerekli gücü ve akımı uçuş süresi boyunca sağlamaktadır.

3.3. Hava Aracı Performans Özeti

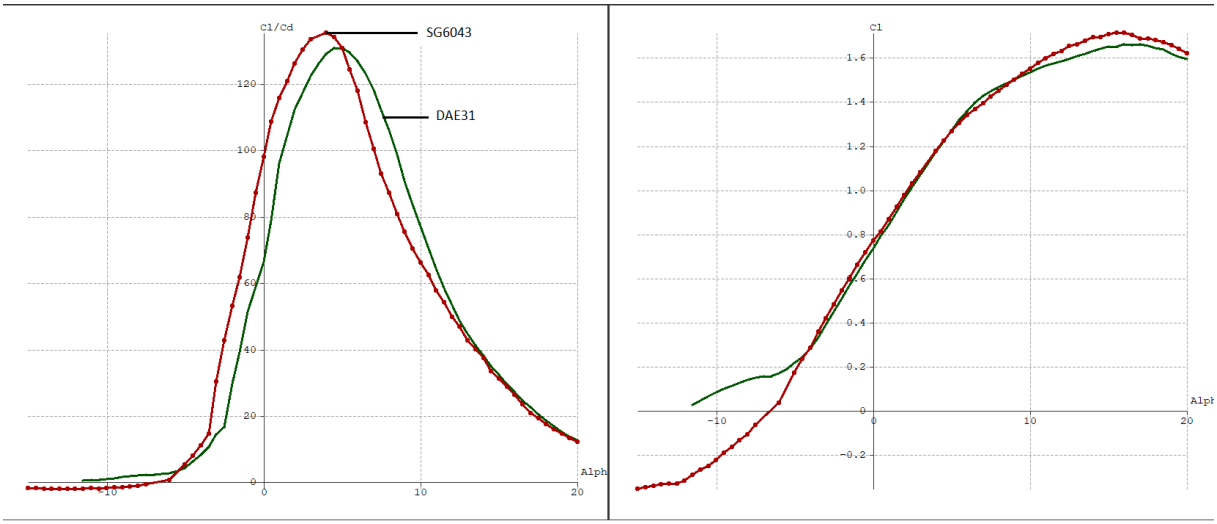
3.3.1. Taşıma Hesabı

3.3.1.1. Kanat Profili Seçimi

Uçağın aerodinamik tasarımının ilk aşaması kanat profili seçimidir. Aracın dönüş, iniş kalkış ve tırmanış performansını belirleyen stall karakteristiğinde ve aerodinamik veriminde büyük rol oynamaktadır. Kavramsal tasarımın sonucunda seçilen yaklaşık hız ve tahmini kanat boyutlarına göre aracın yaklaşık Reynolds sayısı 400 bin bandındadır.

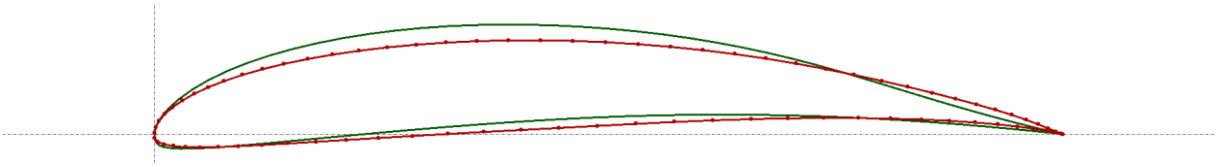
$$R_e = \frac{\rho \times \nu \times c}{\mu}$$

Yapılan literatür taraması sonucunda bu Reynolds'da kullanılan kanat profilleri araştırıldığında öne çıkan 2 kanat profiline XFLR5 programı ile 2-boyutlu analiz yapılmıştır. Bu kanat profilleri SG6043 ve DAE31'dir. Yapılan analizlerde belirleyici faktör fines oranı (Cl/Cd) olmuştur. Şekil 15'den de görüldüğü üzere taşıma katsayısı (Cl) grafiği benzer özellik göstermektedir. Fines oranına baktığımızda ise SG6043 ün önde yani daha verimli olduğu görülmektedir. Bu yüzden kanatların profili SG6043 olarak seçilmiştir. Yatay ve dikey kuyrukta ise simetrik kanat profili olan NACA 0012 tercih edilmiştir.



Şekil 15 (a) Cl/Cd - Hücüm Açısı

Şekil 15 (b) Cl - Hücüm Açısı



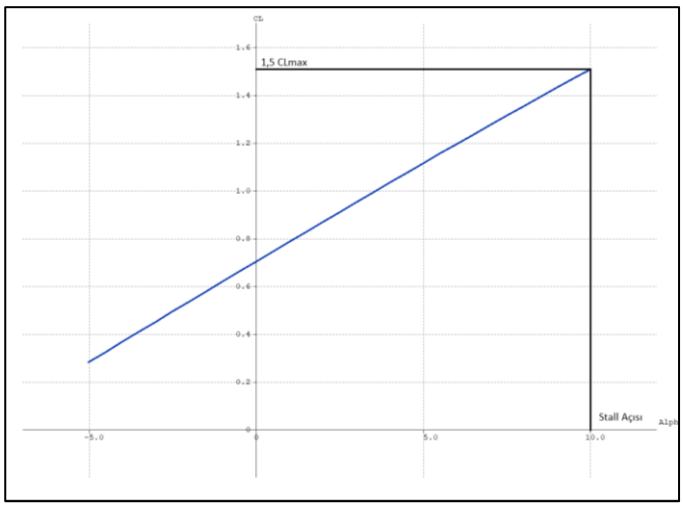
Şekil 16 SG6043 (kırmızı) Ve DAE31(yeşil) Kanat Profilleri

3.3.1.2. Kanat Kuyruk Geometrisi

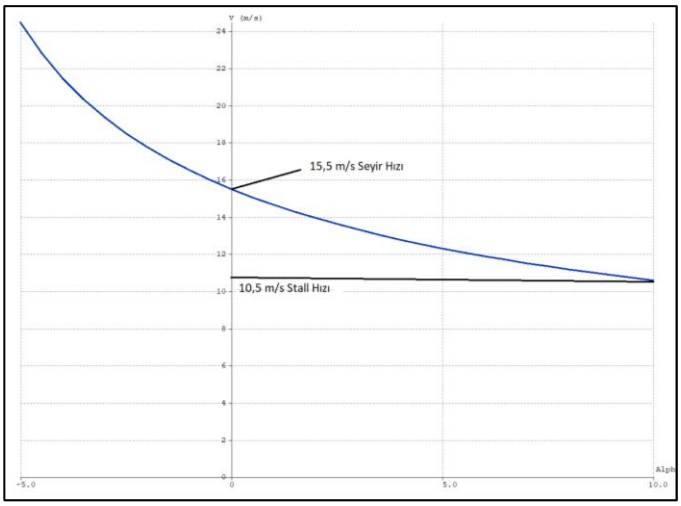
Cl/Cd oranını arttırmak ve lateral kararlılığı arttırmak için ok açılı bir kanat tercih edilmiştir. Ayrıca kanat kökündeki verimli bölgeyi daha iyi kullanabilmek için kanat ilk önce ok açısız bir kısım daha sonra ok açılı bir kısım olarak tasarlanmıştır. AIRCRAFT DESIGN; A Conceptual Approach'da belirtildiği üzere açıklık oranının (AR) artışının yapısal ağırlığı arttırması nedeniyle yüksek AR değerleri tercih edilmemiş ve 5,5-7 AR aralığında kalınmıştır. Beklenen maksimum kalkış ağırlığının 8,5 kg olmasıyla birlikte kanadın yapısal ağırlığının artmaması için örnek uçaklar göz önünde bulundurularak kanat açıklığı 2,2 metre ile sınırlandırılmıştır.

15,5 m/s seyir hızıyla yeterli taşıma kuvvetini sağlayacak kanat alanı XFLR5 programı ile çeşitli konfigürasyonlar sonucunda optimize edilerek son halini almıştır.

Nihai konfigürasyonda kanadın en yüksek aerodinamik verime sahip olduğu 3 derece hücum açısı kanadın başlangıç hücum açısı olarak seçilmiştir. Hesaplamalar sonucunda Şekil 17 ve 18'deki Cl-hücum açısı ve hız-hücum açısı eğrileri elde edilmiştir. Bu eğriler ile uçağın seyir hızı, stall hızı, Clmax'ı, stall açısı gibi aerodinamik özellikleri elde edilmiştir.



Şekil 17 CL - Hücüm Açısı



Şekil 18 Hız - Hücüm Açısı

3.3.2. Sürükleme Hesabı

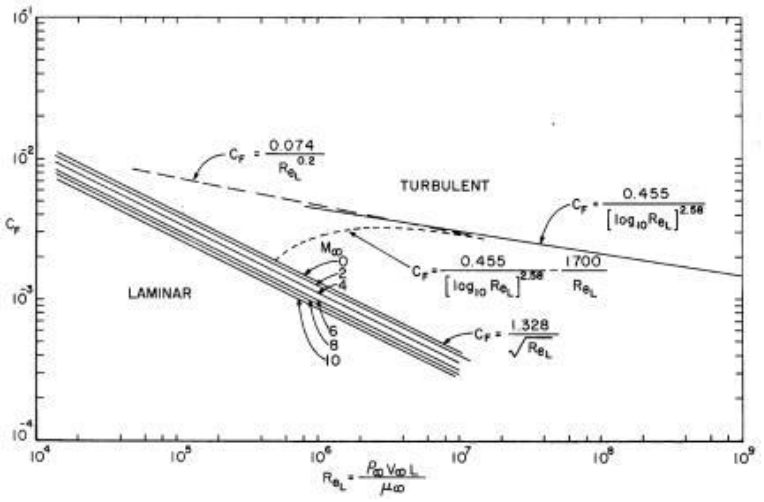
Aracın sürükleme kuvveti tayininde uçağın sürükleme poları,

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi\, AR\, e} \quad (e = Oswald\ Faktörü)$$

olarak ifade edilmiştir. Burada C_{D_i} taşıma kaynaklı sürüklemedir. C_{D_0} parazit sürükleme katsayısı olup gövde, kanatlar, kuyruk ve iniş takımının basınç ve yüzey sürtünmesi sürüklemesinden meydana gelmektedir. Aircraft Design: A Conceptual Approach'ta da bahsedildiği üzere düşük Reynolds sayılarında basınç sürüklemesinin C_{D_0}'a etkisi ihmal edilecek düzeylerde olup asıl sürüklemeyi yüzey sürtünmesi sürüklemesi oluşturmaktadır. Bu yüzden her bir bileşenin yüzey sürtünmesi sürükleme katsayısı (C_{f_c}) bulunup Component Buildup Metodu ile parazit sürükleme katsayısı bulunmuştur.

$$C_{D_0} = \frac{\sum\left(C_{f_c} FF_c Q_c S_{wet_c}\right)}{S_{ref}}$$

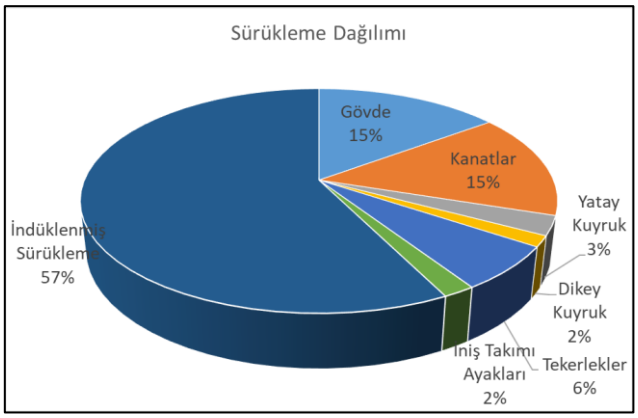
FF_c	Bileşenlerin Form Faktörü	S_{wet_c}	Bileşenlerin Islak Alanı
Q_c	Etkileşim Faktörü	S_{ref}	Referans Alan (Kanat Alanı)



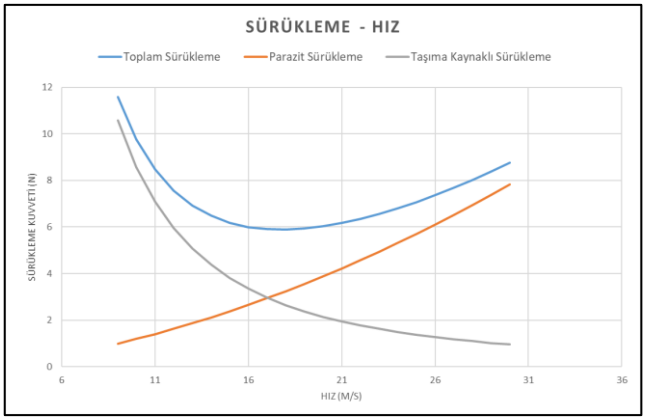
Şekil 19 Reynolds sayısına bağlı yüzey sürtünme sürükleme katsayıları

Her bir bileşenin yüzey sürtünme sürüklemesi katsayısı için öncelikle Reynolds sayısına göre akışın Laminar, Geçiş veya Türbülans olduğu belirlenmiştir. Daha sonra C_{f_c} değeri Şekil 19'a göre bulunmuştur.

Bileşenlerden gövdenin Reynolds sayısı 490.000 olmasıyla beraber motorun önde olması nedeniyle akış daha erken türbülanslı hale geçeceğinden türbülans bölgesindeki C_f değeri alınmıştır. Diğer bileşenlerin hepsi laminar bölgede ($Re < 5x10^5$) olup C_f değerleri laminar akışa göre hesaplanmıştır. Seyir hızındaki taşıma kaynaklı sürüklemenin ve her bir bileşenin C_{D_0}'ının sürükleme katsayısına (C_D) katkısı Şekil 20 ve Şekil 21'de gösterilmiştir. Ayrıca tablo 2'de bileşenlerin C_{D_0} değerleri verilmiştir.



Şekil 20 Sürükleme Dağılımı



Şekil 21 Sürükleme Hız Grafiği

Ayrıca aracın değişen hızlarına göre sürükleme kuvvetleri ve bu kuvvetlerin parazit ve taşıma kaynaklı bileşenleri tablo 2 verilmiştir. Daha sonra sürükleme kuvvetinin değişimi göz önüne alınarak motor seçimi yapılacaktır.

Bileşen	CD
Gövde	0,006789
Kanatlar	0,006879
Yatay Kuyruk	0,001261
Dikey Kuyruk	0,00071
Tekerlekler	0,002911
İniş Takımı Ayakları	0,000845
İndüklenmiş Sürükleme	0,026154

Tablo 2 Bileşenlerin Sürükleme Katsayıları

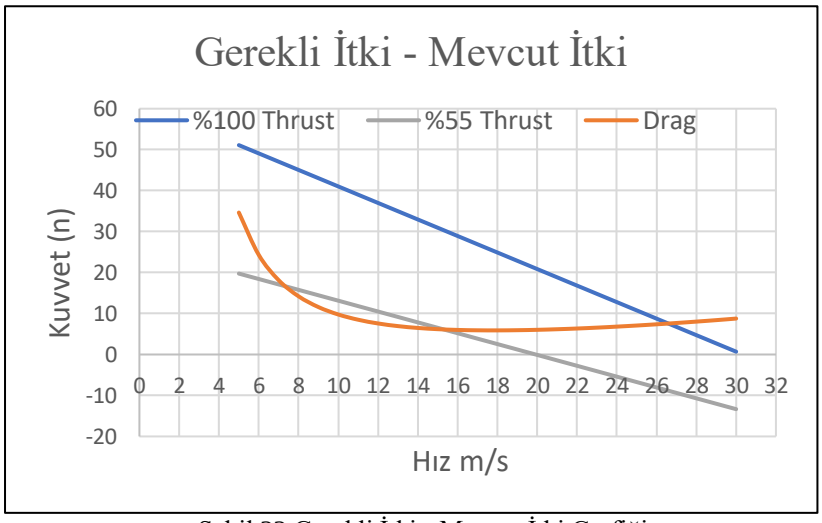
3.3.3. İtki Sistemi ve Pil Seçimi

Aracın itki sistemi, kavramsal tasarımda arkadan itici tip olarak belirlenmiştir. Arkadan itişli tek motor olan bu sistem, seyir hızında aracın ürettiği sürükleme kuvvetini dengelemesi gerekmektedir. İtkiyi üretecek motoru seçerken değerlendirilen ürünlerde fabrika verisi olarak durgun haldeki itki kuvveti verilmektedir. Araç hareketli duruma geçtiği zaman hızın artmasıyla birlikte aynı gaz değerinde üretilen itki kuvveti azalmaktadır. Bu yüzden motorların dinamik itki değerleri hesaplanarak seçim yapılmıştır.

Dinamik itki kuvveti aşağıdaki denklem ile modellenmiştir. Bu denklem, pervanenin karakteristiğini oluşturan çap ve hatve değeri ile birlikte 1 dakikadaki dönüş sayısı olan RPM değeri ile hesaplama yapmaktadır.

$$F = 1.225\frac{\pi(0.0254.d)^2}{4}\left[\left(RPM_{prop}.0.0254.pitch.\frac{1min}{60sec}\right)^2 - \left(RPM_{prop}.0.0254.pitch.\frac{1min}{60sec}\right).V_0\right]\left(\frac{d}{3.29546.pitch}\right)^{1.5}$$

Araç 15,5 m/s seyir hızında 6,18 Newton sürükleme kuvveti ürettiği hesaplanmıştır. Bu kuvveti dinamik halde %40-%60 gaz ile dengeleyecek motor pervane ikilileri değerlendirilmiştir. Bunun sebebi, motorların bu aralıkta daha yüksek verimde çalışmasıyla birlikte uçağın rüzgâra karşı uçtuğu zamanlarda daha yüksek itki değerlerine ihtiyaç duymasındandır. Uçağın değişken hız değerlerine göre ürettiği sürtünme kuvvetleri ve motor pervane ikililerinin farklı gazlardaki ürettiği itkiler Şekil 22'de çizdirilip grafik çözümü yapılmıştır.



Şekil 22 Gerekli İtki - Mevcut İtki Grafiği

Değerlendirilen motorların seçiminde öne çıkan önemli bir faktör de gerekli itkiyi sağlamak için çektiği akım (Amper) değeridir. Motorun çalıştığı voltaj aralığıyla birlikte çektiği amper miktarı pilin kapasitesini belirlemektedir. Görevleri tamamlamak için iniş kalkış süresi dahil 20 dakika uçuş süresini sağlayacak motor-pervane-pil seçimi yapılmıştır. Yapılan motor-pervane-pil optimizasyonu sonucunda 6S 12000mah LiPo pil, T-Motor AT4130 450kv motor, 17*10 pervane seçimi yapılmıştır. Seçtiğimiz motor seyir hızında, %55-%60 throttle aralığında, yaklaşık 21 amper çekmektedir. Sadece düzgün bir hat boyunca uçulduğu varsayıldığında 7000mAh pil yeterli olmaktadır. Bu noktada diğer durumlar da düşünülmelidir. Kalkış durumunda tam gaz kullanılmaktadır bu da çekilen amperi çok arttırmaktadır. Ayrıca lipo pilleri sağlıklı kullanmak için %20 nin altına düşürmemek gerekmektedir. Son olarak uçak içi aviyoniklerin ve görüntü işleme bilgisayarının çektiği güç düşünüldüğünde ve piyasadaki pil seçeneklerine bakıldığında 6S 12000mAh pilin uçağı yarışma boyunca havada güvenli Şekilde tutacağı görülmektedir.

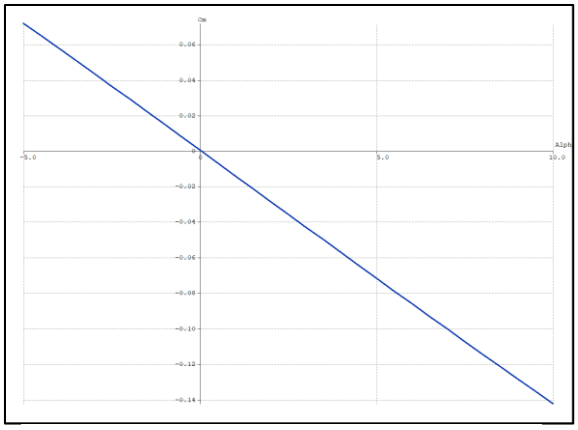
3.3.4. Stabilite ve Kontrol Özellikleri

Aracın kontrolünün kolaylığı ve otonom uçuşta istenen navigasyonun sağlanması için aracın stabilitesi kritik bir rol oynamaktadır. Görev isterlerine uygun olarak aracın yüksek manevra kabiliyetine sahip olması gerekmektedir. Tasarım bu kısıtlamalar altında yapılmıştır ve statik marjin değeri 0.16 ile 0.20 arasında olması amaçlanmış, gerekli manevra kabiliyeti için kontrol yüzeyleri boyutlandırılmıştır. Tasarımın ardından aracın uzunlamasına, yanlamasına ve düşey eksen etrafındaki statik ve dinamik stabilite özellikleri analiz edilmiştir.

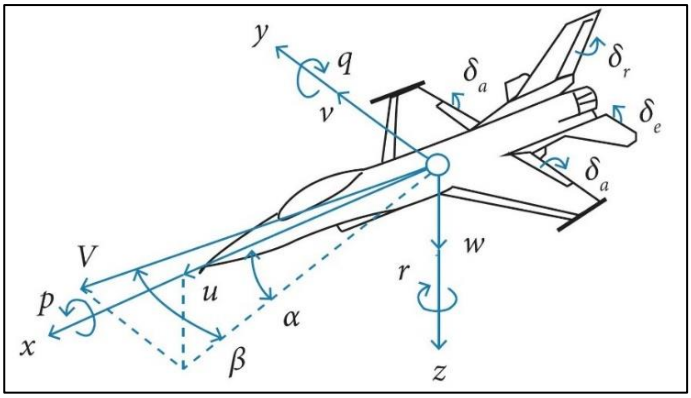
3.3.4.1. Statik Stabilite

Aracın statik stabilitesi için XFLR5 programı yardımı ile iteratif olarak istenen stabilite değerlerine ulaşılmıştır. Hedeflenen stabiliteyi verecek yatay kuyruk, minimum ağırlıkta olacak Şekilde optimize edilmiştir. Yapılan optimizasyonlar sonucunda aracın ağırlık merkezi (x_{cg}) kanadın hücum kenarından 0.144 m, tarafsız noktası (x_{np}) hücum kenarından 0,211 m uzaklıkta konumlandırılmıştır. Böylece statik marjin $S.M. = \frac{(x_{np} - x_{cg})}{\bar{c}}$ 0.18 olarak belirlenmiştir.

XFLR5'te aracın bileşenlerinin ağırlık ve eylemsizlik momenti girilerek Girdap Kafes Yöntemi (Vortex Lattice Method) ile analizi yapılmıştır. Aracın longitudinal kararlılığını gösteren $C_m - \alpha$ grafiği Şekil 23'te verilmiştir. Bu grafiğin eğimi negatif olmalıdır.



Şekil 23 Cm – Hücum Açısı

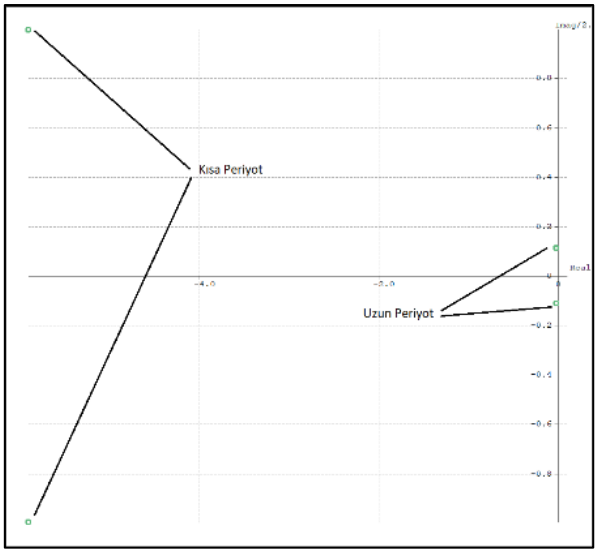


Şekil 24 Uçağın Eksen Takımı

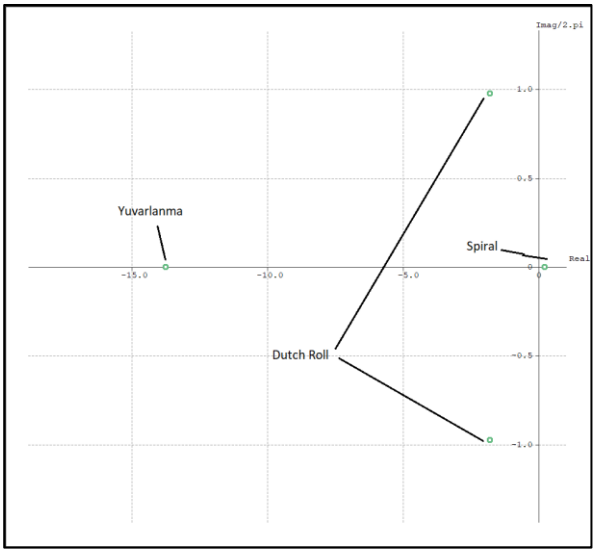
Gereklilik	Önerilen değerler		Tasarlanan Aracın Değerleri
Static longitudinal stability	Cm_α	-0.3 to -1.5	-0.819
Static longitudinal Stability	h_{cp} - h_{cg}	0.1 to 0.3	0.18
Dynamic longitudinal stability	Cm_q	-5 to -40	-11.237
Static Directional Stability	Cn_β	+0.05 to 0.4	0.189
Dynamic Directional Stability	Cn_r	-0.1 to -1	-0.179

Tablo 3 Stabilite Katsayıları

3.3.4.2. Dinamik Stabilite



Şekil 25 Longitudinal Kökler



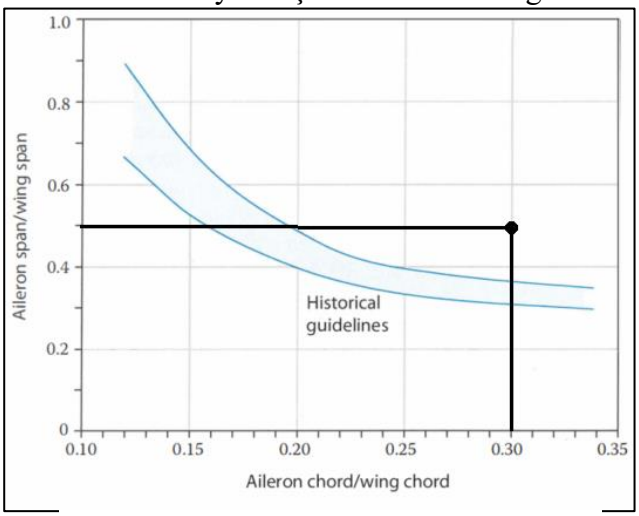
Şekil 26 Lateral Kökler

Statik stabilite analizinden uçağın trim durumu bilindikten sonra uçağın bu dümen halindeki dinamik davranışı analiz edilmiştir. Stabilite ve kontrol türevleri XFLR5 kullanılarak

elde edilmiştir. Aracın Kısa Periyot, Uzun Periyot (Phugoid), Dutch Roll, Spiral ve Yuvarlanma modları için özdeğerlerinin konumları Reel ve Kompleks eksenler kullanılarak Şekil 25 ve 26'da verilmiştir. Bu grafiğe göre araç Kısa Periyot, Dutch Roll ve Yuvarlanma modları için kararlıdır. Uzun Periyot (Phugoid) Modu için marjinal kararlı olup Spiral modu için ise kararlı değildir.

3.3.5. Kontrol Yüzeyleri Boyutlandırılması

Kontrol yüzeyleri uçuş kontrolünün eyleyicileri olarak çalışmaktadır. Araçtaki flaperon, elevator ve rudder; sırasıyla yuvarlanma, yunuslama ve istikamet kontrolünü sağlamak için kullanılmıştır. Flaperon kullanılmasının nedeni kalkış ve iniş kolaylığıdır. Flaperonlar, yüksek manevra kabiliyeti için veter uzunluğunun %30'u ve kanat açıklığının %49'u olarak boyutlandırılmış ve moment kolunu artırmak için kanadın uç kısmına konumlandırılmıştır. Flap açıkken aileron etkisinin azalması nedeniyle flaperonlar, aileronların tarihsel aralığından (Şekil 27) daha büyük boyutlandırılmıştır.



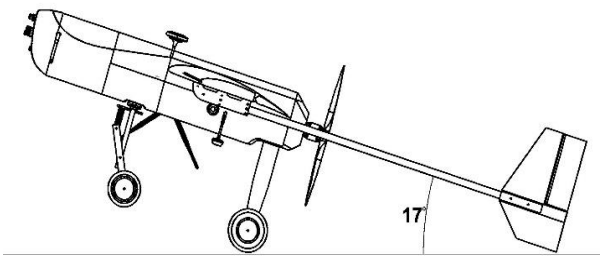
Şekil 27 Longitudinal Kökler

Elevator yatay kuyruk veterinin %45 i ve yatay kuyruğun açıklığı boyunca boyutlandırılmıştır. Rudder ise dikey kuyruk ortalama veterinin %42'si ve dikey kuyruğun üst uzunluğu boyunca boyutlandırılmıştır.

3.4. Hava Aracının Üç Boyutlu Tasarımı

Hava aracının 3 boyutlu tasarımında Dassault Systèmes tarafından geliştirilen CATIA ve SOLIDWORKS programları kullanılmıştır. Kanat ve kuyruk boyutlandırması tamamlanıp gerçek boyutlara uyularak çizime aktarılmıştır. Gövde boyutlandırılırken alt sistemleri taşıyabilme kabiliyetine önem verilmiştir.

Şekil 28 İHA İzometrik Görünüşü

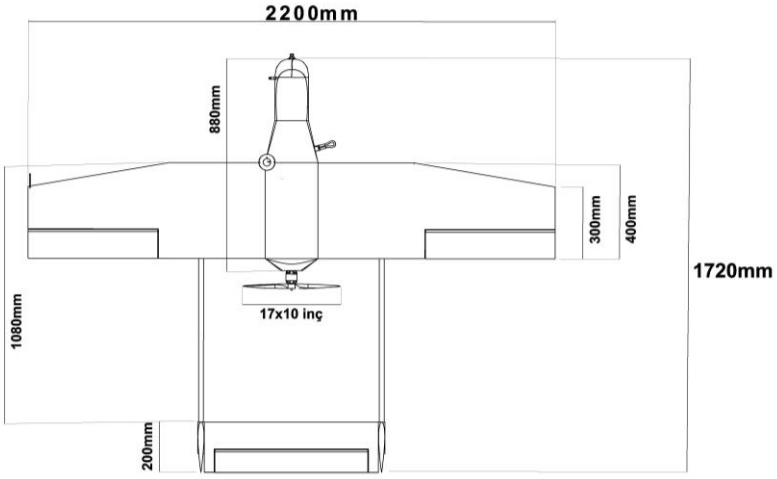


Şekil 29 İHA Kalkış Durumu

Gövdenin yerden yükseliği, kalkış sırasında ulaşılabilecek 15 derecelik açıda kuyruğun yere temas etmemesi ve pervanenin yeterli uzaklıkta kalmasına dikkat edilerek belirlenmiştir.

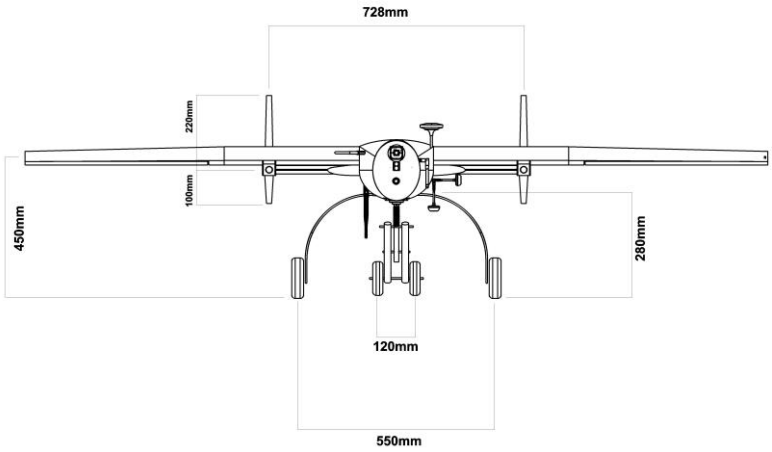
3 boyutlu tasarım sırasında kullanılacak üretim tekniklerine uygun çizimler yapılmasına dikkat edilerek üretim sırasında karşılaşılabilecek problemler önceden tespit edilmiş ve

önlemler alınmıştır. Üretim sırasında kolaylık sağlayacak yeni yöntemler de öncelikle 3 boyutlu tasarım üzerinde denenmiştir.



Şekil 30 İHA'nın Boyutlandırması

Kanat açıklığı Şekil 30'da gözüktüğü üzere 2200mm'dir. Aracın toplam uzunluğu 1720mm iken gövdenin uzunluğu 880mm'dir. Kanat hücum kenarı ile kuyruk hücum kenarı arası mesafe 1080mm'dir. Kanat kök veter uzunluğu 400mm ve uç veter uzunluğu 300mm'dir. Dikey ve yatay kuyruklar 200mm veter uzunluğuna sahiptir.



Şekil 31 İHA'nın Önden Boyutlandırması

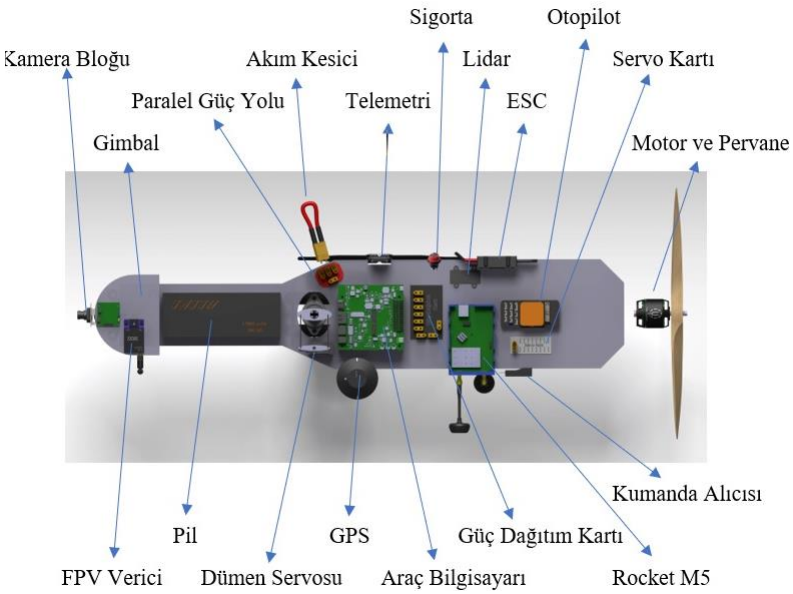
Şekil 31 ön bakış açısıyla çizilmiş teknik resimde görüldüğü üzere yatay kuyruk uzunluğu 700mm ve dikey kuyrukların her biri 320mm uzunluğa sahiptir. Ön iniş takımındaki tekerler arası mesafe 120mm iken arka iniş takımında 550mm'dir. Gövdenin alt yüzeyi 280mm ve kanatların yerden yüksekliği 450mm'dir.

3 boyutlu tasarımla yapılırken sadece boyutlandırma yapılmamış ayrıca hava aracının yapısal destek elemanları da çizilmiştir (Şekil 32). Yapısal ve mekanik entagrasyon sırasında tasarıma uymak için sıkça bu tasarımlardan yararlanılmıştır.

Şekil 32 İHA'nın Yapısal Elemanları

Gövde içindeki aviyonik sistemlerin yerleşimi Şekil 33'te gösterilmiş ve adları belirtilmiştir. Gövde içi yerleşimde ağırlık merkezinin ayarlanmasının yanında dikkat edilen başka kriterler de bulunmaktadır: kameraların uçağın burun kısmında yer alması, kablo uzunluklarının

kısa tutulması, antenlerin uygun açıyla yerleştirilmesi, komponentlerin kullanım sıklığına göre ulaşım kolaylığının sağlanması.



Şekil 33 Aviyonik Sistemlerin Gövde İçerisinde Yerleşimi

3.5. Hava Aracı Ağırlık Dağılımı

Hava aracı ağırlık dağılımı basınç merkezi referans alınarak yapılmıştır. Aracın hareket yönü pozitif kabul edilmiştir. Ağırlık merkezindeki, basınç merkezi ve kanat hücum kenarı arasındaki mesafeye oranla %3'lük hata kabul edilebilir belirlenmiştir.

Kanat ve kuyruk ağırlıklarına içindeki üzerindeki servo motor gibi tüm sistemler dahil edilmiştir. Motor ağırlığına pervane dahildir. Anten takılan aviyonik bileşenlere anten ağırlıkları dahil edilmiştir. Mekanik, yapısal ve elektronik entegrasyon sırasında kullanılacak tüm ara elemanlar yaklaşık olarak eklenmiştir.

Parçalar	Ağırlık (gr)	Basınç Merkezine Uzaklık (mm)
Kanatlar	1400	-60
Kuyruk	550	-1000
Gövde	1800	75
Ön İniş Takımı	550	180
Arka İniş Takımı	600	-230
Motor	550	-350
Araç Bilgisayarı	700	100
Otopilot	50	-145
Telemetri	84,5	110
ESC	88,5	-90
Lidar	57	-35
GPS	50	135
Pitot	10	145
Pil	1537	370

Rocket	128	-40
Gimbal	180	510
Kilitlenme Kamerası	20	565
FPV Kamera	16	565
FPV Alıcı	21	510
Kumanda Alıcısı	10	-125
Güç Dağıtım Kartı	50	30
Paralel Güç Yolu	20	180
Servo Kartı	15	-135
Toplam	8487	3,3

Basınç merkezi ve hücum kenarı arasındaki mesafe 144mm'dir. Ağırlık merkezi basınç merkezine 3,3mm uzaklıktadır. %2,3'lük hata ile basınç merkezine göre konumlandırılan ağırlık merkezi üretim sonucunda doğru konumuna getirilmiştir. Hava aracı'nın kanat ucuna göre ağırlık merkezi 140,7mm'dir.

4. OTONOM KİLİTLENME

Savaşan İHA yarışmasının en temel görevlerinden biri olan otonom kilitlenme görevinin gerçekleştirilebilmesi için yapılan çalışmalar sonucunda kilitlenme görevi, "hedefin belirlenmesi ve hedefin güzergahına girilmesi", "görüntü işleme ile rakip İHA tespiti ve hareket tahmini" ve "güzergahtaki hedefin takibi" olmak üzere 3 ana alt başlığa bölünmüştür. İlk bölümde Impact Vector Guidance algoritması kullanılarak hedefe istenilen açıyla nasıl yaklaşılacağı ve hedefin görüş alanına nasıl sokulacağından; ikinci bölümde görüntüdeki hedefin YOLO algoritması kullanılarak nasıl tespit edileceğinden ve görüntüde tespit edilen hedefin bilgilerin nasıl kullanılacağından; üçüncü bölümde ise Formation Flight algoritması ile güzergahtaki hedefin sabit mesafede nasıl takip edileceğinden bahsedilmiştir.

4.1. Hedefin Belirlenmesi ve Hedefin Güzergahına Girilmesi

Kitlenmenin gerçekleştirilebilmesi için öncelikle rakip İHA'lardan bir tanesi hedef olarak seçilmelidir. Bu seçim yapılırken görüş açısına bir İHA'nın girmesini beklemek ve bu İHA'ya kilitlenmek doğru bir yol değildir çünkü görüş açısına giren bu İHA'nın hareketleri kitlenme gerçekleştirmek için uygun olmayabilir ya da görüş açısına hiç İHA girmeyebilir. Bu sebeple kitlenme durumuna geçmeden önceki arama kısmında uçağın kamerasındaki görüntüden arama yapılmayacaktır. Bunun yerine hedefe yaklaşmak için sunucudan gelen konum, hız ve yönelim bilgileri kullanılarak bir güdüm algoritması oluşturulacaktır.

Güdüm algoritmasının bulundurması gereken temel özellik seçilen hedefin güzergahına oturabilmesidir. Literatür taraması sonucunda bu isteri sağlayan algoritma hedefe istenilen açıyla vurabilen Impact Vector Guidance algoritması olarak belirlenmiştir. Impact Vector Guidance algoritması, aldığı konum ve pozisyon vektörleri sonucunda 3 eksende de ivme vektörü üretir. Bu algoritma rakip İHA'ya yaklaşmak için kullanılacağından sunucudan gelen gürültülü ve hatalı veriler sorun teşkil etmemektedir çünkü asıl amaç hedefe tam olarak ulaşmak değil hedefe kabul edilebilir düzeyde yaklaşmak, hedefi görüş açısına sokmaktır. Bu sebeple sunucudan gelen rakip İHA'nın konum, hız ve yönelim verileri Impact Vector Guidance

algoritmasına girdi olarak verilecek ve 3 eksende de ivme çıktıları elde edilecektir. Güdüm tarafından belirlenen ivmenin karşılanabilmesi için gereken itki miktarı, elevatör, airelon ve rudder açılarının değişim miktarı otopilot tarafından hesaplanacak ve uygulanacaktır. Bu ivmeler Impact Vector Guidance algoritması için 1 numaralı formül ile bulunmaktadır.

$$\vec{a}_{IVG-r} = v_c \left\{ (N+1)\vec{\omega}_r + (N-1)\frac{v_c}{r}\cos^{-1}(\vec{u}_f \cdot \vec{u}_r)\frac{\vec{u}_f \times \vec{u}_r}{|\vec{u}_f \times \vec{u}_r|} \right\} \times \vec{u}_v$$

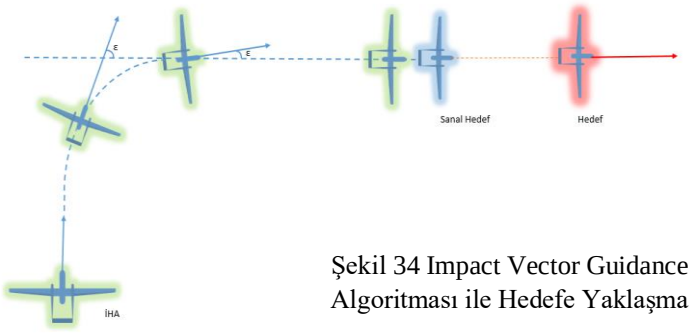
V_c = Hedefe yaklaşma hızı N = Güdüm kanunu tasarım parametresi

R = 3 boyutlu görüş çizgisi U_r = Hedefe olan mesafe

U_f = Hedefe varılmak istenilen hız vektörü yönündeki birim vektörü

U_v = İHA'nın hız vektörü ile aynı yöndeki birim vektörü

Belirtilen algoritma bir füze güdüm algoritması olduğundan bu algoritmanın kullanılması durumunda rakip İHA ile bir çarpışma gerçekleşebilir. Bu sebeple Impact Vector Guidance algoritması tek başına hedefe kilitlenmek için kullanılamaz ancak rakip İHA'ya istenilen açıyla yaklaşmak için ideal bir yöntemdir. Impact Vector Guidance algoritması her ne kadar yaklaşma için kullanılacak olsa dahi, hedef görüntü içerisine girmeden İHA'lar arası bir çarpışma gerçekleşebilir. Bu yüzden Şekil 34'deki gibi hedefin 10 metre arkasında hedefle aynı doğrultuda hareket eden sanal bir hedef tanımlanmıştır. Formüle asıl hedef yerine sanal hedefin pozisyon ve hız verilerinin girilerek çalıştırılması, hem güzergaha başarılı bir şekilde giriş yapılmasını sağlayacak hem de olası çarpışmaları önleyecektir. Güzergaha girildikten sonra ise Impact Vector Guidance algoritması sanal hedefi vuracaktır ve sanal hedefi geçip gerçek hedef ile çarpışacaktır. Bu sebeple Güzergaha girildikten sonra Impact Vector Guidance algoritması yerine verilen hedef ile arasındaki mesafeyi koruyarak takip eden bir algoritma kullanılmalıdır. Literatür taraması sonucunda bu isteri gerçekleyen algoritma Formation Flight güdüm algoritması olarak belirlenmiştir. Bunun dışında rakip İHA görüntüye girdikten sonra rakip İHA'yı takip etmek için sunucudan çekilen bilgiler yetersiz kalacaktır. Çünkü yaklaşma hareketini yapabilmek için hedef İHA'nın sadece güzergahını bilmek yeterliyken kitlenebilmek için rakip İHA'nın tüm hareketlerin yüksek doğruluk oranıyla bilmek gerekmektedir. Bu sebeple rakip İHA kamera görüntüsüne girdikten sonra rakibin hareketleri görüntü işleme teknikleriyle çıkarılacaktır.



Şekil 34 Impact Vector Guidance Algoritması ile Hedefe Yaklaşma

4.2. Görüntü İşleme ile Rakip İHA Tespiti ve Hareket Tahmini

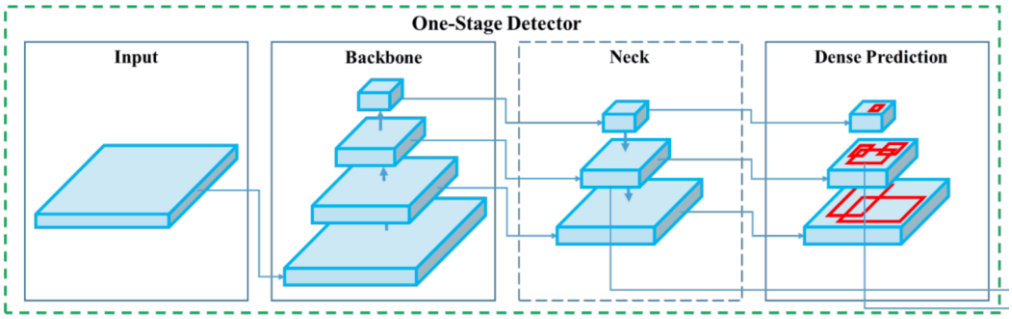
Görüntü işleme bölümü, "görüntüde İHA tespiti" ve "görüntüde tespit edilen hedefin bağıl hareketinin bulunması" olmak üzere 2 ana başlığa ayrılmıştır. İlk bölümde YOLO ve KCF algoritmaları kullanılarak rakip İHA'nın görüntüde nasıl tespit edileceğinden; ikinci bölümde

ise tespit edilen rakip İHA'nın bağıl konumu ve hızının nasıl bulunulacağından bahsedilmektedir.

4.2.1. Görüntüdeki İHA'nın Tespiti

Yüksek başarı oranına sahip çoğu nesne tespit algoritması fazla işlem gerektirdiğinden gerçek zamanlı bir sistemde çalışacak kadar hızlı değildir. Bu sebeple görüntü işleme ve İHA tespiti için kullanılacak algoritma seçilirken algoritma hızı ve doğruluk oranı olmak üzere iki temel ister göz önünde bulundurulmuştur. YOLO, Faster R-CNN ve SSD(Single Shot Detector) algoritmaları bu iki temel ister çerçevesinde kıyaslandığında hem doğruluk oranı açısından hem de çalışma hızı açısından YOLO algoritmasının daha avantajlı olduğu görülmüştür. Bu sebeple İHA tespitinde kullanılacak algoritma olarak YOLO algoritması seçilmiştir.

YOLO algoritmasını diğer nesne tespit algoritmalarından ayıran ve hızlı çalışmasını sağlayan özelliği, verilen karedeki nesneleri tespit ederken tek aşamalı bir tespit işleminden geçirmesidir. YOLO algoritmasının genel mimarisi Şekil 35'te görüldüğü gibi 3 temel kısımdan oluşmaktadır. Bu üç temel kısım Backbone (Öznitelik Çıkarımı), Neck (Öznitelik Birleştirmesi) ve Head (Nesne tespiti ve Konumlandırılması) olarak adlandırılmaktadırlar.



Şekil 35 YOLO Algoritması Mimarisi

YOLO algoritmasının çalışması için verilen girdinin Backbone yapısındaki girdi boyutlarıyla aynı olması gerekmektedir. Aynı olmadığı durumlarda YOLO algoritması tarafından küçültme veya büyültme işlemleri uygulanarak verilen resim girdisi istenilen boyuta getirilmektedir. Sonrasında ise oluşturulan yeni resim Şekil 36'daki gibi eşit boyutlardaki bölgelere ayrılarak, YOLO algoritmasının Backbone kısmına verilir. Bu kısım konvolüsyonel katmanların bulunduğu ve resimdeki özelliklerin çıkarılmasını amaçlayan yapıdır. YOLOv4'te CSPResNext50, CSPDarknet53 ve EfficientNet-B3 adında 3 farklı Backbone mimarisi bulunmaktadır. Bu mimariler, ImageNet veriseti üzerinde önceden eğitilmiştir ve uygun bir başlangıç noktası sunmak adına ağırlıkları YOLOv4 kütüphanesi içinde bulunmaktadır.

Backbone model	Input network resolution	Receptive field size	Parameters	Average size of layer output (WxHxC)	BFLOPs (512x512 network resolution)	FPS (GPU RTX 2070)
CSPResNext50	512x512	425x425	20.6 M	**1058 K**	31 (15.5 FMA)	62
CSPDarknet53	512x512	725x725	**27.6 M**	950 K	52 (26.0 FMA)	**66**
EfficientNet-B3 (ours)	512x512	**1311x1311**	12.0 M	668 K	11 (5.5 FMA)	26

Tablo 4 ImageNet Çeşitleri

Her bir bölge için Backbone kısmından elde edilen özellikler tutulmaktadır. Tüm bölgelerin özelliklerinden bütünsel bir anlam çıkarılabilmesi için Neck kısmına girdi olarak verilirler. Neck kısmında tüm özelliklerin karıştırılması ve birleştirilmesi sonrasında elde edilen

sonuçlar, Anchor tabanlı bir tespit aşamasından geçmek üzere Head kısmına iletilir. Bulunan özellikler ve tahminler YOLO Anchorlarına bakılarak en fazla eşleşen Anchora aktarılır. Son olarakt bölgelerdeki tahminlerin aynı nesnelere ait olup olmadığına bakılması ve fazlalık olan tahminlerin elenmesi için Non-Max Suppression yöntemi kullanılır ve nesne tespit işlemi verilen girdi için sonlandırılmış olur.

Şekil 36 Non-Max Suppression

4.2.1.1. Nöral Ağ Mimarisi Seçimi ve Özelleştirilmesi

YOLO algoritması seçilirken göz önünde bulundurulan temel 2 ister olan çalışma hızı ve doğruluk oranı YOLO mimarisi seçilirken de göz önünde bulundurup YOLOv3, YOLOv4 ve scaled-YOLOv4 mimarileri karşılaştırıldı. Bu karşılaştırmayı yapabilmek için her bir mimari geçmiş yıllarda kullanılan eğitim kümesi ile eğitildi ve ardından test edildi. Bu karşılaştırma sonucunda en yüksek başarıya scaled-YOLOv4 mimarisi ile ulaşıldı. YOLOv3 ve YOLOv4 arasındaki başarı az olsa da hız konusunda YOLOv4'ün YOLOv3 mimarisinden % 10 daha hızlı olduğu görüldü. Bu sonuçlar doğrultusunda 119 konvolüsyonel katmanlı YOLOv4-spp mimarisi kullanılmak için seçildi.

YOLO ve diğer gerçek zamanlı tespit algoritmalarının gerçek zamanlı çalışabilmeleri için kameradan alınan her karenin model giriş katmanındaki değerlere uyacak boyutlara küçültülmesi gerekmektedir. Savaşan İHA yarışmasında ise tespit edilmesi gereken rakip İHA'lar tüm görüntüye oranla çok az piksel kapladıklarından bu küçültme operasyonu sonrasında rakip İHA'ların özelliklerinin konvolüsyonel katmanlardan çıkarılması mümkün olamıyordu. Bu sorunu çözmek adına modelin girdi katmanını olabildiğince geniş tutarak olası özellik kayıplarının en aza indirilmesi amaçlandı. Fakat Tablo 5'teki karşılaştırmada görüldüğü üzere giriş katmanını genişletmek algoritmanın çalışma hızını düşürmektedir. Buna göre hem en az özellik eleyip yüksek doğrulukla çalışan hem de gerçek zamanlı çalışmaya yatkın olan 512x512x3 girdi boyutu tercih edildi.

Giriş Değerleri	FPS	Başarı Yüzdesi
416x416x3	60	60
512x512x3	20	70
608z608x3	3	85

Tablo 5 Giriş Değerleri ile Başarı Oranı Karşılaştırılması

512x512x3 boyutundaki YOLOv4-spp modelinin 40.000 iterasyonluk eğitimi fazla özellik barındırdığı için eğitim süresi beklenenden uzun sürmekteydi. Çok büyük bir veri setinde çalışılmamasına rağmen eğitim için kullanılan Nvidia Jetson AGX Xavier modülünün hesaplama gücü sınırlı kalıyordu. Bu soruna çözüm olarak giriş değerlerini öğrenme eğrisine bakarak değiştirildi. 416x416x3 ile eğitime başlandı ve öğrenim eğrisi sıfırlanmaya başlandığı gözlemlendiğinde modelin eğitim durduruldu ve eğitime giriş değerleri 512x512x3 yapılarak devam edildi.

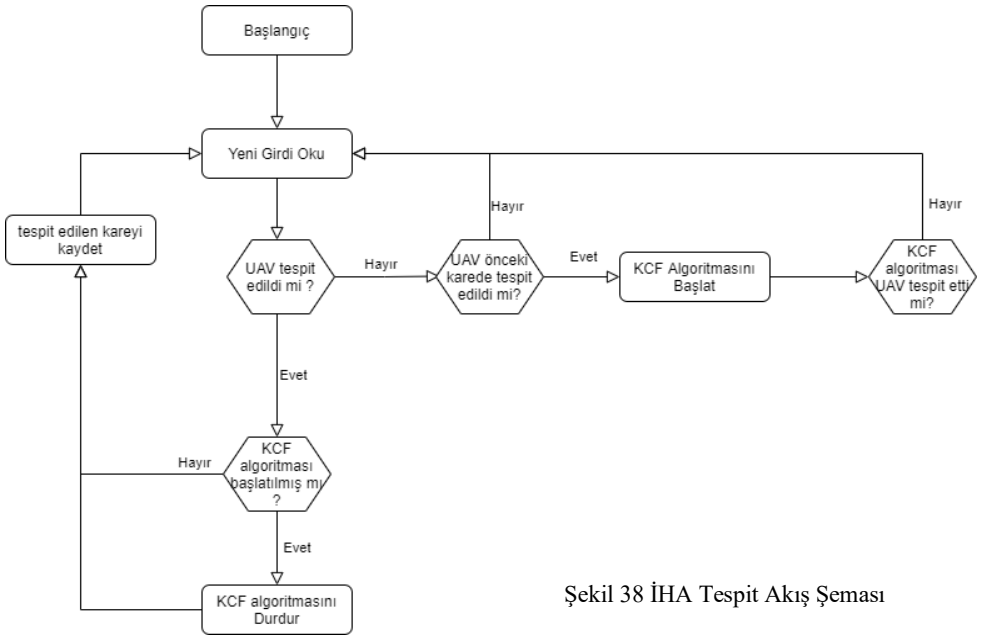
4.2.1.2. Veri Setinin Hazırlanması

Yarışma için geliştirilen YOLO modelinin eğitiminde kullanmak üzere, İHA veri seti oluşturuldu. Bu veri setinin yarışmada karşılaşılabilecek durumlarla olabildiğince örtüşmesine önem verildi. Yarışma esnasında karşılaşılabilecek hava şartları, görüş açısı, ışık seviyesi gibi durumlardan modelin etkilenmesini en aza indirmek adına birçok farklı durumu kapsayan videolar seçildi. Bu videolar genel olarak iki farklı İHA'nın birbirini takip ettiği veya yerden çekilmiş İHA görüntülerinin bulunduğu videolardan oluşmaktadır. Bu videolara ek olarak kendi test uçuşlarımızda toplanılan görüntüler de veri setine eklendi. Videolarda bulunan ve yarışmada kullanılamayacak kısımlar veri setinden çıkarıldı ve sadece videoların önemli kısımlarını içeren kareler veri setinde bırakıldı. Toplamda 6750 kareden oluşan veri setinin içindeki bazı kareler Şekil 37'deki gibidir.

Şekil 37 Veri Seti Örnekleri

4.2.1.3. OpenCV Tracker Destekli Tespit

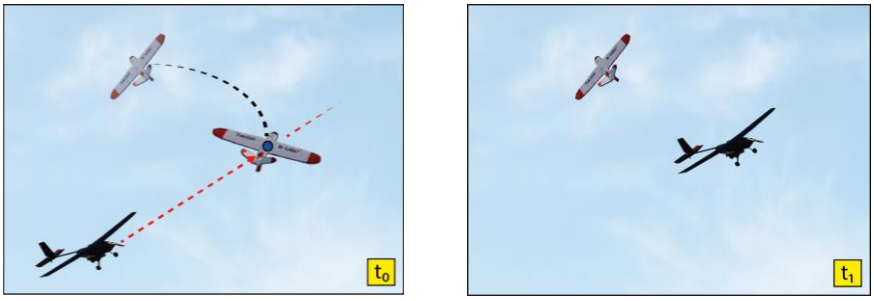
Temel tespit algoritması olarak kullanılan YOLO algoritmasının en büyük dezavantajı bir önceki karede bulduğu uçağın konumundan yola çıkmaması, her karede uçağı tekrar bulmaya çalışması ve her kareyi bireysel incelemesidir. Bu tarz bir tespit yöntemiyle de yüksek başarı sağlayabilse de bazı durumlarda uçağın konumu çok az değişmekte olup YOLO algoritmasının tarafından tespit edemediği durumlar meydana gelebilmektedir. Bu sorunu çözmek için OpenCV kütüphanesinde bulunan takip algoritmalarından destek alan bir tespit modeli geliştirme kararı alındı. OpenCV kütüphanesi içindeki MIL, TLD, CSRT, MOSSE, BOOST, MEDUANFLOW, KCF, GOTURN gibi takip algoritmalarını uçuş görüntüleri üzerinde denendi ve bu algoritmaların başarı düzeyler karşılaştırıldı. Sonuç olarak hem takip başarısı hem de algoritmanın ihtiyaç duyduğu fps miktarlarına bakılarak KCF algoritması kullanılmak üzere seçildi. Hem YOLO hem KCF'i aynı anda çalıştırmak fps değerini düşüreceğinden sadece YOLO rakip İHA'yı bir önceki karede bulmuş olup o anki karede bulamadığında KCF takip algoritmasını etkinleştirilir. YOLO ile rakip İHA tespit edilemediğinde KCF en son tespit edilen İHA'nın konumunu kullanarak İHA'yı önceki karelerle o anki kareyi kıyaslayıp tespit etmeye çalışmaktadır. YOLO algoritması tespit etmeye başladığı anda KCF algoritmasının çalışması durdurulur. Böylece 2 algoritmayı aynı anda çalıştırmanın verdiği fps kaybı engellenir ve bu yöntem sayesinde YOLO algoritmasının tespit edemediği karelerde de başarı sağlanmış olunur. Bu iki algoritmanın beraber çalışması Şekil 38'deki akış diyagramında gösterilmiştir.



Şekil 38 İHA Tespit Akış Şeması

4.2.2. Görüntüde Tespit Edilen Hedefin Bağıl Hareketinin Bulunması

Otonom kilitlenme için geliştirilen algoritmada, rakip İHA'nın tespiti, sonrasında ise takibi için hareket vektörünün bulunması ve ardından güdüm algoritmasına girdi olarak verilmesi nihai amaç olarak belirlendi ve birden fazla yöntem üzerine çalışıldı. Hareket vektörünün bulunması için kameradan elde edilen kareler karşılaştırılarak rakip İHA'nın birbirini takip eden kareler arasındaki konum değişimleri incelendi ve çeşitli dış etkenler de hesaba katılarak hareket vektörü bulundu. Rakip İHA'nın takibi için rakibin anlık karedeki konumuna bakılarak direkt bu konuma yönelmek makul bir takip gibi gözükse de başta rakibin hareketi olmak üzere; İHA'nın sallanma hareketini, İHA'nın rakip İHA'ya yaptığı yaklaşma hareketini ve rakip İHA'nın ani manevralarını hesaba katmayan bu yöntemin sağlıklı bir sonuç vermeyeceğine karar verildi. Herhangi bir anda rakip İHA'nın o anda bulunduğu konuma yönelinmesi, Şekil 39'da görüldüğü üzere olası bir manevra durumunda takibin kaybedilmesine sebep olacaktır.



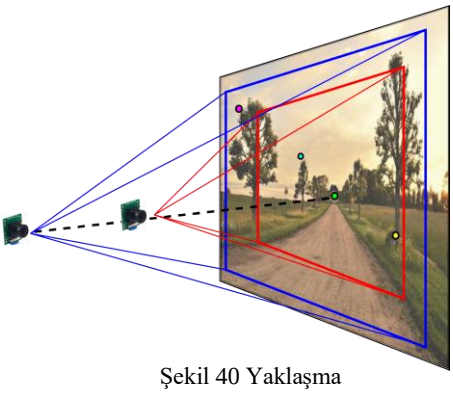
Şekil 39

Algoritma geliştirilirken, rakip İHA'nın hareket vektörünü bulmak için yalnızca birbirini takip eden iki kareyi karşılaştırmanın pek güvenilir bir sonuç vermeyeceği düşünüldü: yalnız iki kareye dayanan bu ölçüm hem çok az veri barındırmakta hem de rakibin gerçekleştirebileceği ani bir manevrayı göz ardı ediyordu. Birden fazla birbirini takip eden karenin karşılaştırılması çok daha güvenilir bir sonuç verecekti.

Kareler karşılaştırılırken rakip İHA'nın hareket vektörünü doğru bir şekilde bulabilmek için, öncelikle iki temel durumun hesaba katılması gerekiyordu: İHA'nın sallanma hareketinin eksenlerde gerçekleştirdiği dönme ve İHA'nın rakip İHA'ya yaklaşma hareketi. Birbirini takip eden iki kare arasında rakibin hareket vektörü yalnızca bu iki karedeki konum değişimine göre hesaplandığında bahsi geçen iki temel durum göz ardı edilmiş oluyordu. Hem İHA'nın düz ve sorunsuz bir yol izlediği kabul edilerek eksenlerde gerçekleştirdiği dönme hareketi hesaba katılmıyor, hem de iki kare arasında İHA'nın rakibe yaptığı yaklaşma hareketi göz ardı ediliyordu. Birbirini takip eden herhangi iki kare karşılaştırılırken her iki durum da hesaba katıldı.

4.2.2.1. İHA'nın Rakip İHA'ya Yaklaşma Hareketi

İHA, uçuş esnasında aynı zamanda rakip İHA'ya yaklaşma hareketi yapar. Bu durum, bir cismin ilk karede yer aldığı piksel koordinatı ile ikinci karede yer aldığı piksel koordinatlarının, cisim dursa bile, sırf bu yaklaşmadan ötürü farklı olmasına sebep olur. Temel olarak, resmin merkez noktası hariç bütün noktalarında yaklaşmadan kaynaklı kaymalar gerçekleşir. Bu, ilk karede (x_0,y_0) noktasında yer alan rakip İHA'nın, dursa dahi, sıradaki karede aynı noktada olmayacağını gösterir. Bu durumda, öncelikle rakip İHA'nın durduğu varsayılarak bir sonraki karede hangi koordinatlarda olacağının hesabı yapılır.



Şekil 40 Yaklaşma Perspektifi

Şekil 40'ta, bir görüş alanı üzerine 4 farklı referans noktası işaretlenmiş ve kamera yerleştirilmiştir. Yeşil nokta görüş alanının merkezini, mavi renkli çerçeve kameradan çekilen ilk kare f_0'ı, kırmızı çerçeve ise kameranın merkez ekseni boyunca görüş alanına yaklaşması sonrasında çekilen ikinci kare f_1'i temsil etmektedir.

Şekil 41'de ise sabit olan bu referans noktalarının yaklaşma etkisi ile $f_0$ve $f_1$karelerinde bulundukları konumları örnek bir koordinat sisteminde gösterilmiştir. Merkez olarak işaretlenen yeşil noktanın her iki karede de aynı konumunda bulunduğu açıkça görülürken; diğer noktalarda f_0'dan f_1'e geçilirken, yani yaklaşma hareketi sonucu, çeşitli kaymalar olduğu gözlemlenir. f_0'da sol üstte yer alan pembe noktanın, yaklaşma hareketi sonucunda kameranın görüş alanından çıktığı ve f_1'de yer almadığı görülür. Yine f_0'da merkez noktasının sol üstünde yer alan mavi noktanın, f_1'de daha da sol üste kaydığı; aynı şekilde f_0'da merkez noktasının sağ altında yer alan sarı noktanın, f_1'de daha da sağ alta kaydığı görülmektedir.

Şekil 41 Şekil Yaklaşma Etkisi

Duran cismin yaklaşma hareketinden ötürü bir sonraki karede olması beklenen konumunun hesabı için ilk karedeki konumu, kamera açıları ve yaklaşma miktarı yeterli değildir: cismin resimdeki konumu piksel, yaklaşma miktarı ise metre cinsinden olduğu için öncelikle

bu ikisi arasında bir dönüşüm gereklidir. Rakip İHA'nın kanat açıklığı için belli bir sabit sayı kabul edildiğinde yaklaşık bir ölçüm yapmak mümkündür. Tespit algoritması rakip İHA'yı karede bulduktan sonra rakibi kilitlenme dikdörtgenine alacaktır; kilitlenme dikdörtgeninin en sağ ve en sol noktalarına rakibin kanat uçlarının değdiği göz önünde bulundurulduğunda, kanat uzunluğunun karede kapladığı piksel sayısına ulaşılacaktır.

(x_0,y_0) = Kilitlenme dikdörtgeni merkezi *v (m/s) = İHA'nın hızı* *t (s) = İki kare arasında geçen zaman*

θ = Kameranın x-eksenindeki açısı *α = Kameranın y-eksenindeki açısı* *px = x-eksenindeki toplam piksel sayısı*

py = y-eksenindeki toplam piksel sayısı *ppmx = x-ekseninde 1 metreye düşen piksel sayısı*

ppmy = y-ekseninde 1 metreye düşen piksel sayısı

u_x= Rakip İHA'nın ilk karede yakalandığı kilitlenme dikdörtgeninin eni

u_y= Rakip İHA'nın ilk karede yakalandığı kilitlenme dikdörtgeninin boyu

h = Rakibe olan uzaklık

Ayrıca tipik bir İHA'nın kanat açıklığı 2 metre kabul edildiğinde,

ppmx = u_x / 2 *ppmy = 2*h*tan(α) / py*

Buna göre, ilk karede (x_0,y_0) noktasında bulunan rakip İHA'nın durduğu varsayıldığında t süre sonra gelen ikinci karede bulunması beklenen konum (x_1',y_1')

$$x_1' = \frac{px * (x_0 - (v * t * tan(\theta) * ppmx) * px}{px - x_0 - (v * t * tan(\theta) * ppmx) + px * (x_0 - (v * t * tan(\theta) * ppmx)}$$

$$y_1' = \frac{py * (y_0 - (v * t * tan(\alpha) * ppmy) * py}{py - y_0 - (v * t * tan(\alpha) * ppmy) + py * (y_0 - (v * t * tan(\alpha) * ppmy)}$$

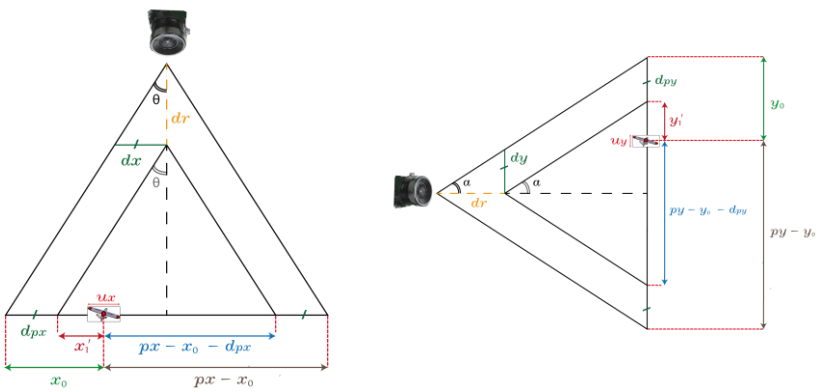
olarak hesaplanır.

Şekil 42'de her iki eksen için de İHA'nın yaklaşma hareketinin yaratacağı konum değişimi matematiksel bir şekilde ifade edilmiştir. Burada İHA'nın t sürede aldığı yol $dr = v * t$ olarak hesaplanmış, eksenlerdeki değişim ise $dx = dr * tan(\theta)$ve $dy = dr * tan(\alpha)$ olarak hesaplanmıştır. Her bir eksen için bu değişim piksel cinsine $dpx = dx * ppx$ ve $dpy = dy * ppy$ şeklinde dönüştürülmüştür. Sonrasında ise bu piksel değişimleri kullanılarak kilitlenme dikdörtgeni merkezinin her iki karedeki kesişim bölgesindeki konumu $x_0' = x_0 - dpx$ ve $y_0' = x_0 - dpy$ eşitlikleriyle bulunur. (x_1',y_1') noktasına ise

$$x_1' = \frac{px * x_0'}{px - 2dpx}$$

$$y_1' = \frac{py * y_0'}{py - 2dpy}$$

hesabı ile ulaşılır.

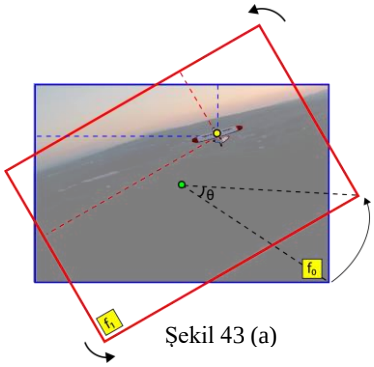


Şekil 42 Şekil 2 Yaklaşma Hesaplanması

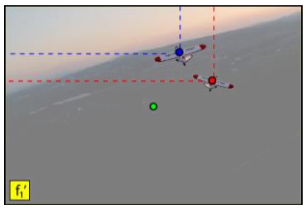
4.2.2.2. İHA'nın Sallanma Hareketinden Doğan Dönme Etkisi

İHA'nın rüzgar gibi dış etkenlerden ve sistemsel sebeplerden ötürü yapacağı sallanma hareketi, roll ekseninde dönme gerçekleştirir ve İHA'ya kameradan gelen karelerin düzgün bir yol izlememesine sebep olur. İHA'nın roll eksenindeki dönüşü, birbirini takip eden karelerde açı farkı yaratır; bu da, iki kare arasında rakibin hareket vektörü hesaplanırken vektörün başlangıç ve bitiş noktaları olarak direkt rakip İHA'nın karelerdeki konumunun kullanılamayacağı anlamına gelir. Çünkü iki kare aynı eksen açılarına sahip değildir, dolayısıyla öncelikle İHA'nın sallanma hareketinin iki kare arasında roll eksenindeki dönme sonucu yarattığı vektör hesaplanmalı, sonrasında hareket vektörüne ulaşılmalıdır. Sallanma hareketinin iki kare arasında yarattığı vektör, İHA'nın bu karelerde anlık olarak sahip olduğu roll açıları arasındaki fark kullanılarak elde edilebilir. Bunun için, İHA'nın ilgili karelerde sahip olduğu roll açıları direkt olarak otopilottan alınır, sonrasında ise açılar arası farka bakılır. Bu fark iki kare arasındaki dönme açısını verecektir.

Şekil 43 (a)'da ilk kare f_0 mavi, İHA'nın roll ekseninde saatin tersi yönünde θ açısı kadar dönmesi ile elde edilen kare $f_1$ise kırmızı çerçeve ile gösterilmiştir. Durduğu varsayılan rakip İHA'nın bu karelerdeki konumu ise $f_0$için mavi, $f_1$için kırmızı kesikli çizgiler ile gösterilmiştir. Şekil 43 (b)'de ise durduğu kabul edilen rakip İHA'nın $f_0$ve f_1'deki x ve y koordinatları $f_0$ile aynı roll açısına sahip olan f_1' üzerinde gösterilmiştir. Şekil 43'te gözüktüğü üzere sabit olduğu varsayılan hedef roll eksenindeki değişimden dolayı $f_0$ve f_1'deki x ve y koordinatları karşılaştırıldığında hareket ediyor gibi gözükmektedir. Bu durum hedefin 2 boyutlu görüntüdeki hareketini bulurken bir hata oluşturmaktadır.

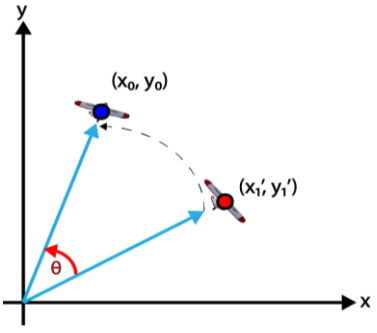


Şekil 43 (a)



Şekil 43 (b)

Bu durumda, dönmeden kaynaklı vektörün bulunması için öncelikle f_0'daki sabit noktanın, dönme hareketinden sonra f_1'de bulunacağı noktanın hesabı yapılmalıdır. Şekil 44'te ilk kare f_0'da ,y_0 konumunda bulunan sabit durduğu varsayılan mavi daire merkezli rakip İHA ve roll eksenindeki θ kadar dönme sonucu f_1'de olması beklenen kırmızı merkezli konumu (x_1', y_1') gösterilmiştir.



Şekil 44 Dönme Etkisi Hesaplanması

(x_1', y_1') ile (x_0, y_0)noktası arasındaki ilişki,

$$x_0 = x_1' \cos\theta - y_1' \sin\theta$$

$$y_0 = x_1' \sin\theta + y_1' \cos\theta$$

şeklinde ifade edilebilir, ve x_1've y_1' değerleri aşağıda gösterildiği üzere bu denklemlerden rahatça çekilebilir.

$$\begin{bmatrix} cos\theta & -sin\theta \\ sin\theta & cos\theta \end{bmatrix}\begin{bmatrix} x_1' \\ y_1' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} cos\theta & -sin\theta \\ sin\theta & cos\theta \end{bmatrix}^{-1}\begin{bmatrix} cos\theta & -sin\theta \\ sin\theta & cos\theta \end{bmatrix}\begin{bmatrix} x_1' \\ y_1' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} cos\theta & -sin\theta \\ sin\theta & cos\theta \end{bmatrix}^{-1}\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} x_1' \\ y_1' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} cos\theta & sin\theta \\ -sin\theta & cos\theta \end{bmatrix}\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \end{bmatrix}$$

4.2.2.3. Rakip İHA'nın Nihai Hareket Vektörünün Bulunması

Rakip İHA'nın duran bir cisim olarak ikinci karede yer alması beklenen koordinat verileri direkt ve yalnız **v** vektörü kullanılarak bulunmamalıdır. **v(vx , vy)** = İHA'nın sallanma hareketinin yarattığı vektör olmak üzere, ilk karede (*x, y*) noktasında duran bir cismin sıradaki karede (*x* + **vx,** *y* + **vy**) noktasında yer alması beklenmemelidir. Çünkü bu durum, yaklaşma etkisini göz önünde bulundurmaz. İHA, aynı zamanda hareket halindedir ve sallanma hareketinin yanı sıra rakip İHA'ya yaklaşma hareketi yapar. Öncelikle yaklaşma hareketinin ilk kareye getireceği etki hesaplanmalı, sonrasında **v** vektörü ile işleme gidilmelidir.

v = İHA'nın hızı (m/s) *t = İki kare arası geçen zaman (s)* *θ = İki kare arası dönme açısı (°), saatin tersi yönünde*

x_0, y_0 *= Rakip İHA'nın ilk karedeki konumu* *f(x, y, v, t) : Yaklaşma fonksiyonu* *g(x, y, θ) : Dönme fonksiyonu*

olmak üzere; *f* fonksiyonunun dönüş değeri, ilk karede (*x, y*) noktasında bulunan sabit cismin ikinci karede bulunacağı konumdur, dolayısıyla öncelikle (x_0, y_0) noktası *f* fonksiyonuna gönderilir.

$$(x_0', y_0') = f(x_0, y_0, v, t)$$

Burada elde edilen (x_0', y_0'), ilk karede durduğu varsayılan rakip İHA'nın ikinci karede bulunması beklenen noktadır. Bu işlemden sonra nokta, *g* fonksiyonuna gönderilmelidir. Fonksiyon, aldığı (*x, y*) noktasına θ kadar dönme hareketi uygulayarak yeni bir noktaya döner.

$$(x_1', y_1') = g(x_0', y_0', \theta)$$

Elde edilen bu son nokta, (x_1', y_1'), temel olarak ilk karede (x_0, y_0) noktasında olan ve sabit durduğu varsayılan bir cismin ikinci karede bulunması beklenen noktadır. Bu hesaplar, ilk karede, y_0 noktasında bulunan rakip İHA'nın eğer duruyor olsaydı tüm bu yaklaşma ve dönme etkileri sonucu, y_1' noktasında bulunacağını gösterir. Elbette ki rakip İHA hareket ettiği için bu beklenen noktadan başka bir noktada bulunacaktır. Rakip İHA'nın ikinci karede bulunduğu noktanın, bulunmasını beklediğimiz noktadan farkı bize rakibin hareket vektörünü verecektir.

(x_1, y_1)= Rakip İHA'nın ikinci karedeki konumu olmak üzere, rakip İHA'nın iki kare arasındaki hareket vektörü **U**,

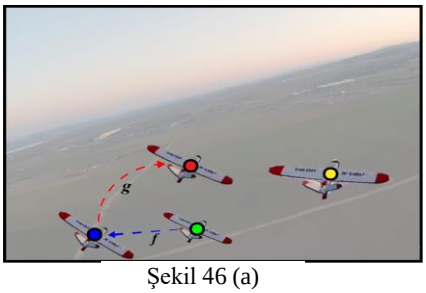
$$\mathbf{U} = (U_x, U_y) = (x_1 - x_1', y_1 - y_1')$$

hesabı ile bulunmuş olur.

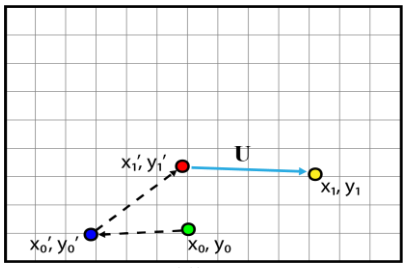
Şekil 45 İHA Hareket Tespiti

Şekil 45'te rakip İHA birbirini takip eden f_0 ve f_1 karelerinde kırmızı kilitlenme dikdörtgenine alınmış ve kilitlenme dikdörtgenlerinin merkezleri sırası ile yeşil ve sarı daireler ile gösterilmiştir.

Şekil 46 (a)'da ise, rakip İHA'nın f_0 ve f_1 karelerinde bulunduğu noktalar sırasıyla yeşil ve sarı daireler ile işaretlenmiştir. Rakip İHA'nın f_0'daki konumuna öncelikle f yaklaşma fonksiyonu uygulanarak f_1'de bulunması beklenen konumu mavi renkli daire ile işaretlenmiştir.



Şekil 46 (a)



Şekil 46 (b)

Sonrasında ise bu noktaya g dönme fonksiyonu uygulanarak bu noktanın f_1'de bulunacağı nokta kırmızı renkli daire ile işaretlenmiştir. Şekil 46 (b) ise hareket vektörünün çıkarılmasını göstermektedir, kırmızı daire merkezli nokta, (x_1', y_1')'da olması beklenen rakip İHA, sarı daire merkezli nokta, (x_1', y_1')'da bulunmaktadır. Bu, rakibin durmadığını gösterirken, bu iki nokta arasına çizilecek vektör **U**, rakibin hareket vektörünü verecektir.

Bütün bu çalışmalar, birbirini takip eden yalnız iki kare ile yapılır, ancak güvenilir bir hareket vektörüne ulaşmak için birden fazla birbirini takip eden kare karşılaştırılmalıdır. Her bir birbirini takip eden ikili kareden elde edilen hareket vektörlerinin toplamı ile elde edilecek hareket vektörü çok daha güvenilir olacaktır. $U_{(n,m)}$ Rakip İHA'nın birbirini takip etmeyen *n*. ve *m*. karelerden elde edilen hareket vektörü ve *m*, *n*'den sonra gelmek üzere,

$$U_{(n,m)} = U_{(n,n+1)} + U_{(n+1,n+2)} + \ldots + U_{(n,m)} \qquad (1)$$

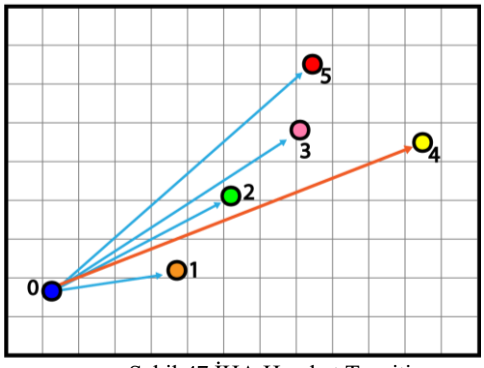
Hesabı ile $U_{(n,m)}$ vektörüne ulaşılmış olur. Bu eşitlik de kullanılarak birden fazla kare arasındaki hareket vektörleri hesaba alınıp daha genel hareket vektörüne ulaşılabilir. Algoritmaya ilk alınan kare *n* ve algoritmada işleme girecek kare sayısı N olmak üzere, N karedeki ortalama hareket vektörü U_N^n,

$$U_N^n = \frac{\sum_{k=n+1}^{N} U_{(n,k)}}{N} = \frac{\boldsymbol{U}(n,n+1) + \boldsymbol{U}(n,n+2) + \ldots + \boldsymbol{U}(n,N)}{N} \qquad (2)$$

Algoritmaya ilk alınan kare $n = 0$ olduğunda ise U_N^n,

$$U_N^0 = \frac{\sum_{n=0}^{N} U_{(0,n)}}{N} = \frac{\boldsymbol{U}(0,1) + \boldsymbol{U}(0,2) + \ldots + \boldsymbol{U}(0,N)}{N}$$

eşitliği ile bulunur.



Şekil 47 İHA Hareket Tespiti

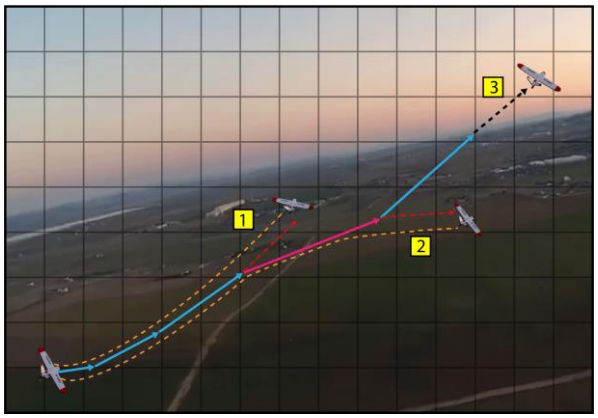
Şekil 47'de altı farklı nokta farklı renkler ile işaretlenmiştir. Her bir nokta, kare numarasını ifade etmekle beraber, her iki nokta arasına çekilen vektörler numaralandırılmış iki kare arasındaki hareket vektörünü göstermektedir. n kare numarası olmak üzere, her bir karenin, ilk kare 0'a göre hareket vektörü $U_{(0,n)}$, (1) eşitliği kullanılarak elde edilmiş ve elde edilen hareket vektörü başlangıç noktası 0, bitiş noktası n numaralı nokta olmak üzere çizilmiştir. Burada, $U_{(0,1)}$, $U_{(0,2)}$ ve $U_{(0,3)}$ hareket vektörlerinin artan bir açıya sahip olduğu görülürken, $U_{(0,4)}$ hareket vektörünün öncekiler gibi artmayıp, azalan bir açıyla mevcut yönelimi değiştirdiği görülmektedir. $U_{(0,5)}$ Hareket vektörünün ise, $U_{(0,4)}$'te gözlemlenen hareketi devam ettirmediği, artan bir açıyla eski yönelime yaklaştığı görülmektedir.

Bu noktada, birden fazla karenin karşılaştırılmasının getirdiği avantajların farkına varılacaktır. İlk başlangıç karesi n olan N adet kareden (2) eşitliği kullanılarak elde edilecek genel hareket vektörü U_N^nolmak üzere, nihai hareket vektörünün eldesi için hareket vektörlerinin kesikli gruplara ayrılması doğru bir yol olmayacaktır. Örneğin, N = 3 olmak üzere, toplam 9 kareye sahip olunan bir senaryo düşünülsün. Önce ilk üç hareket vektörü $U_{(0,1)}$, $U_{(0,2)}$ve $U_{(0,3)}$ vektörlerinden gelen genel hareket vektörü U_3^0'ü çıkartıp oraya yönelmek, sonraki adım için ise sıradaki üç hareket vektörü $U_{(3,4)}$, $U_{(3,5)}$ve $U_{(3,6)}$vektörlerinden gelen genel hareket vektörü U_3^3'ü çıkartıp oraya yönelmek, sürekli olmayan bir takip yolu oluşmasına sebep olacaktır. Bu kesikli oluşumlar, genel vektörler arası olası ani değişimleri kaçırarak İHA'nın takibi kaybetmesine sebep olur. M kare sonundaki nihai hareket vektörü U_M olmak üzere, verilen örnekte 9 kareden elde edilecek nihai vektörü,

$$U_9 = U_3^0 + U_3^3 + U_3^6 + U_3^9$$

formülü ile bulunmamalıdır. Formülden de açıkça görüldüğü üzere, bu nihai vektör sürekli olmayan bir doğrultuya sahip olacaktır. Karelerin hepsi birbiri ardınca gelir, dolayısıyla her bir hareket vektörü kendisinden önceki hareket vektörlerine dair veri içerdiği gibi, kendisinden sonraki her bir hareket vektörü için ise yine veri barındırmaktadır. Dolayısıyla genel hareket vektörlerini bu şekilde gruplandırmak doğru bir yaklaşım değildir.

Şekil 48'deki, her bir hareket vektörü toplanarak rakip İHA'nın izlediği yol gösterilmiştir. Genel hareket vektörlerine yukarıda bahsedildiği gibi karelerin gruplandırılarak ulaşıldığı bir hesap yapıldığı düşünülsün: vektörlerin üçer üçer işleme alındığı bu algoritmada, rakibin ilk üç hareket vektöründen (2) eşitliği kullanılarak elde edilecek genel hareket vektörü $U_3{}^0$'ın artan bir açıya sahip olacağı görülür. Elde edilen bu vektör sebebiyle İHA, rakip İHA'yı üçüncü kareden sonra sol yukarı doğru yönelen 1 numaralı doğrultuda göreceğini düşünür. Ancak dördüncü hareket vektöründeki ani değişimin verisini içermeyen bu ölçüm, bu yanlış yönelimden dolayı İHA'nın rakip İHA'nın takibini kaybetmesine sebep olacaktır. Bir başka makul olmayan yöntem ise, genel hareket vektörlerinin hesaplanmadığı, direkt olarak anlık hareket vektörü ile takip yapıldığı yöntemdir. (2) eşitliğini kullanmadan, her bir kareden



Şekil 48

sonraki yönelim için eldeki hareket vektörlerini kullanan bu yöntem rakibi görüş alanında tutarak belirli bir noktaya kadar takibi sağlayabilir. Ancak bu durum, Şekil 48'deki gibi bir senaryoda İHA'nın dördüncü kareden sonra pembe renk ile gösterilmiş hareket vektöründen dolayı 2 numaralı yolu takip etmesine sebep olur. Bu durumda, İHA, hareket vektöründeki ani bir değişim ile yönelimini değiştirmiş ve sıradaki karede eski yönelimine dönecek olan rakip İHA'yı takipten kaybetmiş olacaktır.

Şekil 48'deki, İHA'nın takip etmesi beklenen yol, 3 numaralı doğrultudur, ve bunun için (2) numaralı eşitlik sürekli olarak kareler arasında uygulanmalıdır. 0 başlangıç karesi, M toplam kare sayısı, N her bir genel hareket vektörünün eldesi için algoritmaya konulan kare sayısı olmak üzere; M kare sonundaki nihai hareket vektörü U_M,

$$U_M = \sum_{k=0}^{k=M} \sum_{n=k,i=n+1}^{i=k+N} \frac{U(n,i)}{N}$$

$$U_M = U_N^0 + U_N^1 + U_N^2 + \cdots + U_N^M \qquad (3)$$

Hesabı ile düzgün ve sürekli bir hareket doğrultusuna ulaşılacaktır. Bu sayede rakibin görüntü içindeki 2 boyutlu hareket vektörü çıkarılmış olacaktır.

4.2.2.4. Rakip İHA'nın 3 Boyutlu Hareket Vektörünün Bulunması

Şekil 46 (b)'de elde edilen hareket vektörü, rakip İHA'nın yalnız xy düzlemi üzerindeki konum değişiminden elde edilen hareket vektördür. Ancak rakip İHA gerçek dünyada hareket ettiğinden aslında üç boyutlu bir hareket değişimi gerçekleşmiştir. Rakip İHA'nın üçüncü eksen olan z-eksenindeki hareketini bulabilmek için, hali hazırda bulunmuş xy düzlemindeki hareket vektörü kullanılarak x ve y eksenlerindeki hızı bulunur. Bunun için ön bir kabul olarak, rakip İHA'nın 17 m/s hızla uçtuğu varsayılır. Bu hız değerinin birçok rakip İHA için tutarlı olacağı, ufak oynamalar olsa bile algoritmayı ana amacından saptırmayacak derecede hata payı bırakacağı düşünülmektedir.

V = 17 m/s *t (s) = İki kare arasında geçen zaman* $\boldsymbol{U(U_x, U_y)}$ *= Rakip İHA'nın iki kare arasındaki hareket vektörü*

Olmak üzere rakibin hızı *V*, her bir eksendeki bileşenlerine ayrılır. Sonrasında ise bu değerler ve başta kabul edilen *V* hız değeri kullanılarak V_z'ye ulaşılır.

$$V_x = \frac{U_x}{ppmx * t} \qquad V_y = \frac{U_y}{ppmy * t} \qquad V_z = \sqrt{V^2 - V_x^2 - V_y^2} \qquad V_z = \sqrt{289 - V_x^2 - V_y^2}$$

formülü ile bulunur.

4.3. Güzergahtaki Hedefin Takibi

Önceki bölümlerde hedefin belirlenmesi, hedefe arkadan yaklaşılması ve hedefin yüksek doğrulukta hareket vektörlerinin çıkarılması anlatılmıştı. Bu aşamada güzergahında

bulunulan hedefe kilitlenip güzergahta kalınması anlatılacaktır. Güzergahta kalmak için hedef ile belirli bir uzaklıkta aynı hareketleri yapmak gerekmektedir. Verilen hedef ile eşit uzaklıkta bir güzergah izleyen formasyon uçuşu bu ister için en uygun algoritma olarak belirlenmiştir ve hedefe kilitlenmek üzere bu algoritma kullanılmak için seçilmiştir. Formasyon uçuşu algoritması önceki bölümlerde çıkarılan hız ve konum bilgileri ile beslenecektir. Formasyon uçuşunun formülü aşağıdaki denklem 4'te verilmiştir [2].

$$a_F = \{N\omega_\lambda + c \circledast (u_F \times u_r)\} \times v \qquad (4)$$

Bu formüldeki N etkileşim açısı da olduğu gibi tasarım parametresidir. ω_λ İfadesi LOS un açısal hızına yani 3 boyuttaki LOS oranına denk gelmektedir. c İfadesi bakış açısı kontrolcüsü iken birim vektörlerin vektörel çarpımı ile konvolüsyon işlemine alınmıştır. c ifadesi için aşağıdaki kontrolcü [1] denklem aşağıdaki gibidir. Formüldeki en son terim olan v, İHA'nın hız vektörünü ifade etmektedir.

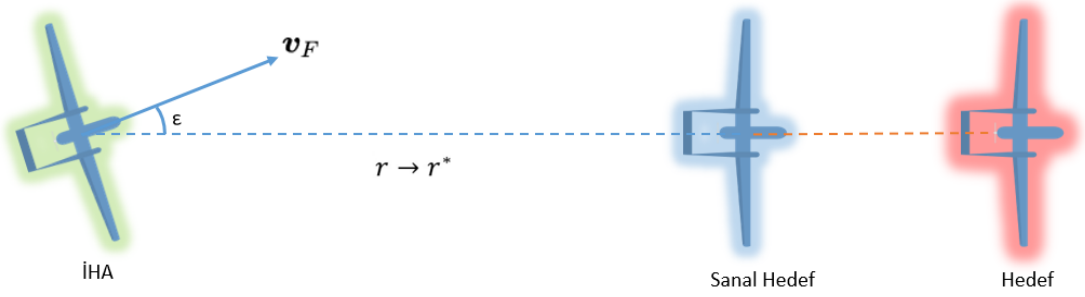
$$C(s) = \frac{\frac{v}{r^*}}{s + \frac{2\zeta v}{r^*}}$$

Buradaki ζ tasarımcı tarafından belirlenen sönümleme v oranını, r^* İHA'nın hızını , ise takip mesafesini ifade etmektedir.

Denklem 4'teki ilk kısım hedefle İHA arasındaki mesafeyi kısaltan oransal seyrüsefer kısmıdır. İkinci kısım ise bakış açısını 0'a indiren çarpandır. Formation Flight önceden belirlenmiş mesafeyi sabit tutarak hedefle kuyruk kovalamaca angajmanında kullanılacaktır. Bu güdüm algoritmasının yaklaşma için de kullanılmamasının sebebi, hedefle olan mesafenin belirlenen takip mesafesinden çok fazla olduğu durumda denklem 9 sebebiyle gerçekleyemeyecek bir hıza ihtiyaç duymasıdır.

$$v_F = v_V \frac{r}{r^*}$$

Şekil 49'da gösterildiği üzere Impact Vector Guidance metodunda olduğu gibi formasyon uçuşunda da bir adet sanal hedef tanımlanacaktır. Hedefin arkasında belirlenen sanal hedef ile İHA arasında oluşturulan görüş çizgisi ve İHA'nın hız vektörü arasındaki bakış açısı 0'a indirmek ve hedef ile İHA arasındaki mesafeyi 15 metrede tutmak kilitlenmeyi sağlamak için yeterli olacaktır. Böylelikle hedefin 15 metre arkasında hedef ile koordine hareket edilecektir.



Şekil 49 Formation Flight Takip

5. HABERLEŞME

İTÜNOM takımı tarafından Savaşan İHA yarışması için tasarlanan sistem pek çok noktada kablolu ve kablosuz haberleşmeler içermektedir. Bu noktada bu haberleşmeler iki ana başlık altında incelencek ve detaylandırılacaktır, bu iki ana başlık hava aracı – yer istasyonu haberleşmeleri ile hava aracı içerisindeki haberleşmelerdir.

5.1. Hava Aracı – Yer İstasyonu Haberleşmeleri

Yarışma süresince havada bulunacak olan insansız hava aracı yer istasyonu ile olan bağlantıları aracılığı ile veriler almakta ve göndermektedir. Bu noktada tasarlanan sistemde 4 farklı kablosuz haberleşme yayınına ihtiyaç duyulmaktadır. Bunlardan ilki aracın uçuş verilerinin alınacağı ve gerekli konfigürasyonlarının yapılacağı telemetri haberleşmesidir. Ayrıca anlık olarak sunucuya kitlenme verileri ile işlenmiş görüntü aktarımında kullanılacak olan Wi-Fi haberleşmesi de bahsedilecek olan haberleşme sistemlerinden bir tanesidir. Bir diğer haberleşme sistemi ise herhangi bir acil durum anında pilotun uçağı kontrolü altına alabilmesi için sisteme yerleştirilen kumanda ile kumanda alıcısı arasındaki haberleşmedir. Son olarak ise pilot ve yer istasyonunda yüksek kalite ve akıcı anlık görüntü alınabilmesi için kurulacak olan FPV haberleşmesidir.

5.1.1. Telemetri Haberleşmesi

Aracın sensörlerinden gelen sağlık, konum, jiroskop, sensör ve kalibrasyon verilerini yer istasyonuna aktarabilmek adına otopilot sistemi ile uyumlu bir şekilde çalışabilecek bir haberleşme sistemine ihtiyaç vardır. Bu noktada İTÜNOM takımı olarak yarışma şartları ve görevler değerlendirilerek 865-870 MHz frekans aralığında çalışan, istediğimiz hız ve iletim genişliğine sahip olan RFD868x modelininin kullanılmasına karar verilmiştir. Özellikle 10 dan fazla aracın havada olacağı bir yarışmada haberleşmelerde aksamalar ve sıkıntılar yaşanması beklenmektedir. RFD868x frekans atlamalı geniş spektrum (FHSS-Frequency Hopping Spread Spectrum) özelliği sayesinde aynı frekansta çalışan diğer cihazlarla girişimi ve veri kayıplarını engelleyerek daha stabil bir haberleşme sistemi kurulmasını sağlamaktadır.

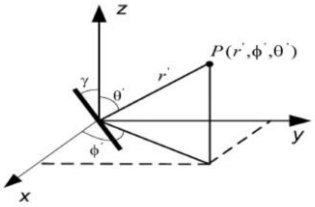
Sistemin en iyi şekilde çalışabilmesi adına optimize edilmiş yarım dalga dipole anten çifti kullanılmaktadır. Yarım dalga dipole antenleri iki kısımda incelenmektedir. İlki dikey eksende (r, ϕ, θ) parametreleri kullanılarak elde edilen çekim alanı bir diğeri ise yatay eksendeki çekim alanıdır. Yatay ve dikeydeki çekim alanı formülleri aşağıdaki gibidir.

$$F^{(dikey)}(\phi', \theta') = \left|(cos\theta'\, cos\phi'\, sin\Upsilon - sin\theta'\, cos\Upsilon)\frac{cos(\pi\xi/2)}{1-\xi^2}\right|$$

$$F^{(yatay)}(\phi', \theta') = \left|sin\phi'\, sin\Upsilon \frac{cos(\pi\xi/2)}{1-\xi^2}\right|$$

$$\xi = sin\theta'\, cos\phi'\, sin\Upsilon + cos\theta'\, cos\Upsilon$$

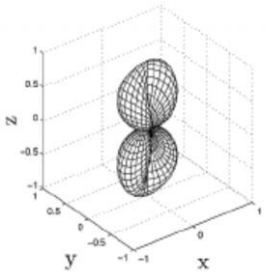
Formüllerde kullanılan θ', ϕ' ve Υ açıları Şekil 50'deki gibidir.



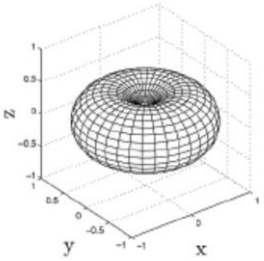
Şekil 50 θ', ϕ' ve Υ açıları

Elde edilen denklemler çözüldüğünde yatay ve dikeydeki yarım dalga dipole anten çekim alanları bilgisayar benzetimi ile hesaplatılmıştır ve aşağıdaki gibi bir görüntü ortaya çıkmaktadır.

Görüldüğü üzere sadece bir tane anten kullanıldığı zaman çekim alanının çok düşük olduğu noktalar oluşmaktadır. Yarışmadaki uçuşlar esnasında sadece bir antenin dik bir biçimde takıldığı düşünülürse uçağın yer istasyonunun tam üzerindeyken çekim çok düşer hatta kopmalar yaşanılabilir. Bu olayın önüne geçebilmek için iki farklı anten kullanılmış ve bu iki anten birbirine tam olarak dik bir biçimde uçağa yerleştirilmiştir. Böylelikle çekim alanı arttırılarak telemetri bağlantısı optimize edilmiştir.

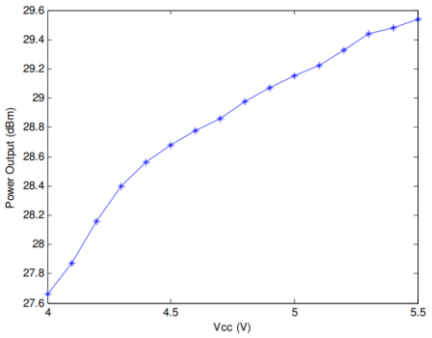


Şekil 51 Anten dikken çekim alanı



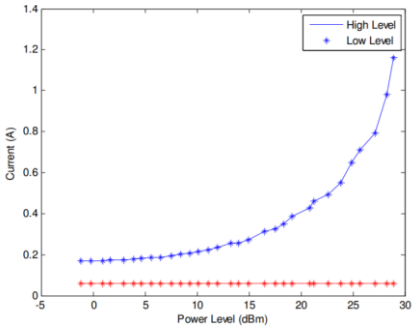
Şekil 52 Anten yatayken çekim alanı

Yarışma alanında birçok İHA havada olacağından ve birçoğu da 868MHz bandında haberleşeceğinden ötürü kullanılacak olan RFD868x donanımının en optimal voltaj değerlerinde beslenmesi önemlidir. Böylelikle sistem kazancı arttırılarak dalga girişimlerinin önüne geçilmeye çalışılacaktır. Kullanılacak olan donanımın verileri incelendiğinde voltaj/çıkış gücü eğrisi aşağıdaki gibi elde edilmektedir.



Şekil 53 Voltaj – Çıkış Gücü Eğrisi

Belirtilen eğri incelendiğinde RFD868x modülü 5.3V ile beslenmesine karar verilmiştir. Güçte yaşanacak dalgalanmalarda sistemin fazla güç çekerek bozulmasının önüne geçebilmek için 5.5V verilmeyerek 5.3V'da optimize edilmiştir. Güç seviyesi – Akım eğrisi incelenerek de beslenecek sistemin çekeceği akım değeri belirlenecek ve böylelikle besleme sistemi ayarlanır.

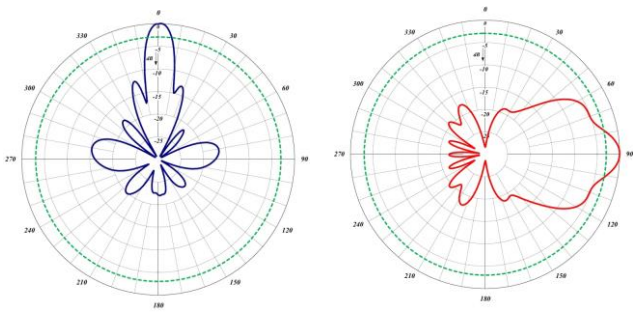


Şekil 54 Güç Seviyesi – Akım

5.1.2. Wi-Fi Haberleşmesi

Uçak ile yer istasyonu arasında kurulacak en önemli bağlantılardan biri olan Wi-Fi haberleşmesi uçuş bilgisayarından alınacak telemetri, kitlenme ve görüntü verilerini yer istayonuna aktaracaktır. Kurulacak olan bu Wi-Fi ağı için uçak içerisinde Ubiquiti Rocket M5 modülü, yer istasyonunda ise Ubiquiti PowerBeam M5 modülü kullanılacaktır. Rocket M5 için omni anten kullanılacaktır. Bu antenler tıpkı telemetri haberleşmesindeki gibi simit benzeri bir çekim alanına sahiptir. Bu sebeple bu iki anten birbirine olabildiğince dik bir biçimde uçak

üzerine konumlandırılacaktır. Yer istasyonunda ise yüksek hızlı iletim için parabolik anten tercih edilmiştir. Parabolic antenler yaplnızca baktıkları noktalarda yüksek çekim alanına sahip oldukları için direkt olarak uçağı takip etmesi gerekmektedir. Bu iki sistem arasında haberleşme sağlanarak yer istasyonuna gerken veriler aktarılacaktır. Sistem dalga girişimlerinden kaçınmak için 5 GHz frekansında kullanılacaktır.



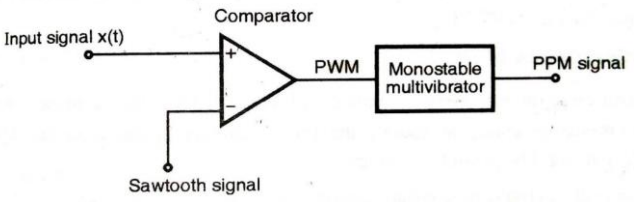
Şekil 55 Sırayla Yatay ve Dikey Çekim Alnalrı

5.1.3. Kumanda Alıcısı Haberleşmesi

Tasarlanan sistem kurulurken otonom uçuş esnasında yaşanabilecek sıkıntıların önüne geçebilmek ve sistemin kontrolünü tekrardan ele alabilmek için bir kumandaya ve kumanda alıcısına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu noktada öncelikli ister seçilmiş olan otopilot sistemi (Pixhawk The Cube Orange) ile uyumlu çalışabilen bir sistem kullanılmasıdır. Sistem olarak Futaba 7008SB kumanda alıcısı ve T14SG kumanda tercih edilmiştir. Bu noktada Pixhawk'ın kullandığı haberleşme modülsayonu olan PPM ver SBUS haberleşme sistemleri incelenecektir.

Kalsik PWM sinyali ile servo hareketlerini sağlamak haricinde PPM modülsayonu tek bir sinyal kablosundan birden çok servonun hareketini gerçekleştirebilir. Böylelikle hem kablo karmaşasından kurtulunmuş olur hem de sistem daha kararlı hale getirilir. Kullanılacak olan otopilot sistemi Pixhawk The Cube Orange sistem mimarisinde bulunan kumanda alıcısının SBUS çıkışından modüle edilmiş PPM çıktılarını alarak aracın manevralarını sağlayan servo motorların dönmesini sağlamaktadır.

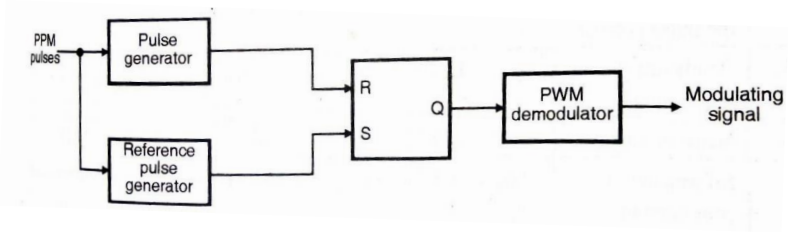
PPM modülasyonu detaylı olarak incelenecek olursa açılımı Darbe Pozisyon Modülasyonu (Pulse Position Modulation)' dır. PPM sinyalleri taşınmak istenilen bilgileri bir tam darbe sinyalinin konumunda saklamaktadır. Modülatör ve demodülatör şemaları Şekil 56 ve 57'deki gibidir.



Şekil 56 Darbe Pozisyon Modülatörü

Kumanda alıcısına kumandadan gelen servo sinyalleri işlenerek bir input sinyali olarak alınır. Bu gelen sinyaller PWM (Pulse Width Modulation - Darbe Genlik Modülasyonu) sinyalleridir ve tek kararlı multivibartore sokularak gelen servo sinyalleri PPM sinyallerine dönüştürülür. Kumanda alıcısı kenbi kanal sayısına göre her bir servo için bir tam darbenin farklı noktalarını ayırır. Ardından gelen servo sinyalinin hangi kanaldan olduğuna göre o sinyali

PPM sinyalinde olması gereken yere yerleştirir ve genişliğini PWM sinyalindeki servo dönme açısına göre ayarlar. Böylelikle tek bir sinyal kablosuyla bütün servo motor kontrolleri gerçekleştirilebilir.



Şekil 57 Darbe Pozisyon Demodülatörü

Kumanda alıcısı her ne kadar PWM sinyallerini PPM sinyallerine dönüştürmiş olsa da bu gelen PPM sinyalinin tekrardan PWM sinyallerine dönüştürülerek servo çıkışlarına verilmesi gerekmektedir. Bu noktada otopilot sistemi içerisinde bir PPM demodülatörü bulunmaktadır.

Otopilot sistemine gelen PPM sinyalleri öncelikle iki farklı darbe üreticisine sokulur. Böylelikle bir tane PPM sinylindeki darbenin başlangıcından başlayan tam darbe gözlenir, bir tane de referans noktasından başlayan tam darbe gözlenir. Bu iki farklı sinyal bir asenkron SR ikilisine sokularak PWM sinyali tekrardan elde edilir. Otopilot sistemi elde ettiği PWM sinyallerini PPM sinyalindeki pozisyon verilerini kullanarak gerekli servo çıkışına verir ve böylelikle sistem kumandadan gelen PWM sinyallerini istenilen servo çıkışına iletir.

5.1.4. FPV Haberleşmesi

Yarışma görevlerinden biri olan görüntü aktarımı sistemin gerçekleyebilmek aıdna uçağa bir adet FPV kamera yerleştirilecektir. Bu kameradan alınan görntünü anlık olarak aktarılması istendiği için bir FPV sistem ağı kurulacak bu ağdan yer istasyonuna gelen görüntü direkt olarak sunucuya basılacaktır. Bu ağ için uçak içerisine Profisher Fpv Boscam 5.8g 600MW 32CH verici sistemi, yer istasyouna ise RC832 48CH 5.8G 600mW AV alıcı sistemi yerleştirilecektir.

Kullanılacak bu sistemler 5.8 GHz frekans aralığında ve 32 kanalda haberleşme yappmaktadırlar. Yarışma alanında görüntü aktarımı yapacak olan takımların 2.4 GHz veya 5 GHz frekans bandında haberleşme yapılacağı düşünülerek iletişimin zayıflamaması için 5.8 GHz'lik bir sistem düşünülmüştür. Kurulan bu ağ tıpkı yarışma isterlerindeki gibi NTSC veya PAL formatlarında analog video aktarımı yaparlar.

5.2. Hava Aracı İçerisindeki Haberleşmeler

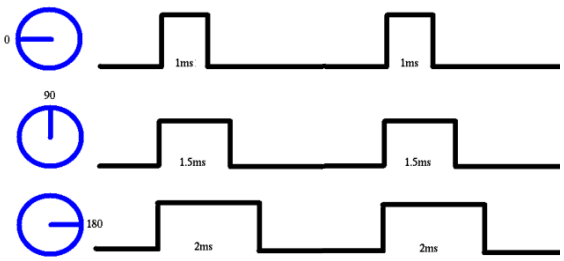
Tasarlanan sistemin nihai hedefi tasarlanan uçağın uçuşunun gerçekleştirilmesidir. Bu noktada her ne kadar dış ortamla olan haberleşme, sistemin takibatı ve veri alışverişi için önemli olsa da araç içindeki sistemlerin haberleşmeleri de görevlerin yapılabilmesi noktasında önem arz etmektedir. Araç içerisinde sensörlerin, servo motorlarını haberleşme sistemlerinin ve uçuş bilgisayarının uçuş kontrolcüsü ile arasındaki haberleşmeleri PWM, I2C, UART ve MAVLink haberleşmeleri kullanılarak sağlanacaktır.

5.2.1. PWM

PWM (Pulse Width Modulation - Darbe Genişlik Modülasyonu) uçuş kontrolcüsünün aracın hareketlerini sağlayabilmesi adına servo motorlara gönderdiği sinyal türüdür. Uçuş

kontrolcüsü ilk kısımda anlatılan kumanda alıcısı haberlşemesinden gelen PPM sinyallerini kendi içerisinde demodüle ederek servo motorlarının dönme açılarını ayarlamaktadır. Ayrıca otonom uçuş esnansında direkt olarak kumdadan gelen sinyalleri değil, özerk uçuş için gerekli olan PWM sinyallerini servolara ve motor hız kontrolcüsüne iletir.

PWM sinyalleri kullanılan sistemde temel olarak sinyali üreten bir modülatöre ya bir sinyal üretecine ihtiyaç vardır. PWM sinyalleri bilgiyi bir tam darbenin genişliğinde saklarlar ve o şekilde iletirler. Servo motorlar ve motor hız kontrolcüsü bu gelen genişlikli sinyalleri alarak hareketlerini tanımlarlar. Kullanılacak olan PWM sinyalleri Şekil 58'deki gibidir.



Şekil 58 PWM Sinyalleri ve Servo Dönüş Açıları

Şekil 58 de görüldüğü üzere servo motorlar 1100µs ile 1900µs genişlik değerleri arasında PWM sinyalleri gönderirir. Bu sinyallere göre de servo motorlar ve itkiyi sağlayan ana motor dönme işlemini gerçekleştirirler. Otopilot içerisinde yazılımsal bir şekilde bulunan bir kare dalga üretici işlemcinin gerekli bacağından PWM sinyallerinin oluşturulmasını sağlar.

5.2.2. I2C

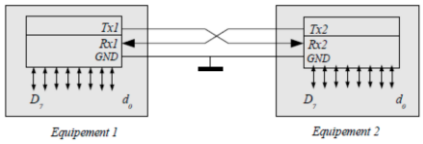
Tasarlanmış olan sistemde otopilot ile diğer sistemler arasında bazı haberleşme protokelleri kullanılarak haberleşme sağlanmaltadır. I2C de bu haberleşme protokollerinden bir tanesidir. GPS ve pitot tüpü ile otopilot arasında I2C haberleşme protokolü kullanılarak veri aktarımı sağlanır. I2C protokolü SDA (Seri Veri Hattı) ve SCL (Seri Saat Hattı) isimli iki pin ile yapılmaktadır. I2C protokolünün çalışma aşamaları 4 ana başlık altında incelenebilir.

1. Başlangıç Biti
   İletimin başlayabilmesi için veri hattı lojik-1 değerinden lojik-0 değerine gelir, saat hattı ise lojik-1 değerinde kalmaya devam eder. 1 bitlik bir değerdir.
2. Yazılacak birimin adresi ve Okuma/Yazma biti
   Birden fazla veri yazılacak birim olduğu durumlarda yazılacak birimin anlaşılabilmesi için adres bilgisi veri hattı üzerinden 7-bit olarak yollanır. Hemen bu 7 bitin ardından sistemin okuma ya da yazma yapacağını belirtmesi için 1 bitlik okuma/yazma biti gönderilir.
3. Veri Transferi
   Yazma veya okuma belirlendikten sonra gönderilecek olan veri 8 bit şeklinde gönderilir.
4. Durdurma Biti
   İşlemin bitebilmesi için data hattı lojik-0 değerinden lojik-1 değerine geli, saat hattı ise lojik-1 değerinde kalmaya devam eder. 1 bitlik bir değerdir.

I2C haberleşmesi her ne kadar kullanım kolaylığı sağlasa da gürültüden çok kolay etkilenen bir protokoldür. Bu sebeple birimler arası kablo uzunluğu fazla arttırılamamkla beraber güç kablolarından uzak bir konumda bulunmalıdır.

5.2.3. UART

Araç içerisinde bulunan bir diğer haberleşme protokolü ise telemetri sistemi ile otopilot sistemi arasında veri iletimini sağlayan UART haberleşme protokolüdür. UART (Universal Asynchronous Receiver/Transmitter) haberleşmesi RX (Reciever) ve TX (Transmitter) olmak üzere ki pin üzerinden sağlanır.



Şekil 59 UART Haberleşme Sistemi

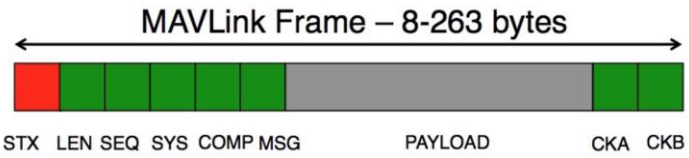
UART haberleşmesi 13 bitlik veri paketleri gönderiri. Bu paket şu bitlerden oluşur;

1. Start Biti - 1 Bit
2. Veri Bitleri - 5-9 Bit
3. Eşitleme Biti - 0-1 Bit
4. Durdurma Biti - 1-2 Bit

Bu veri paketleri kullanılarak eş zamanlı olarak okuma ve yazma yapılabililir. Böylelikle haberleşme sağlanmış olur.

5.2.4. MAVLink

Otopilotun kontrolündeki İHA'nın sensörlerinden gelen verilerin ve otopilot üzerinde gerçekleşen kontrollere ilişkin veriler yer istasyonu arayüzünde anlık olarak takip edilmektedir. Bu takibin gerçekleşmesi için otopilot ile uçuş bilgisayarı arasında Mavlink haberleşme protokolü kullanılmıştır. Uçuş bilgisayarına gelen veriler de Wi-Fi haberleşmesi kullanılarak yer istayonuna iletilmektedir.



Şekil 60 Mavlink Protokolünde iletilen veri paketine ilişkin şema

Mavlink protokolü ArduPilot yazılımı tarafından desteklenmesi bu haberleşme protokolünün kullanılmasında en etkili nedenlerden birisidir. Mavlink haberleşmesi temelde çok verimli bir haberleşme türü olmasından ötürü iletilecek paket başına yalnızca 8 bayt ek yüke neden olmaktadır. 2009 yılından bu yana pek çok farklı sistem üzerinde kullanılan Mavlink protokolü zorlu iletişim koşulları altında da başarılı sonuçlar vermiş olup güvenilir bir haberleşme protokolüdür. Bu özelliklerinin yanı sıra Mavlink haberleşmesi aynı ağ üzerinde 255'e kadar eş zamanlı sistemin çalışmasına izin vermektedir.

6. KULLANICI ARAYÜZÜ TASARIMI

Savaşan İHA yarışmasında, uçağın hız, yükseklik, dönme açıları, mod değişimleri gibi uçuş için gerekli verilerin okunabilmesi, anlık olarak uçağın konumunun görüntülenebilmesi, uçuş dinamikleri ile alakalı PID, RTL yüksekliği gibi konfigürasyonların yapılabilmesi; kitlenme dörtgeni, kitlenme verisi, sunucu zamanı gibi yarışma görevlerinin yapılabilmesi için gerekli olan verilerin görüntülenebilmesi gibi isterleri karşılayabilecek arayüz tasarımları ve seçimleri yapılmıştır. Bu noktada ilk olarak ön tasarım raporunda da belirtildiği üzere tek bir arayüz üzerinden hem görev hem de uçuş takibinin yapılması planlanmıştı. Hem görev hem de uçuş takibi işlemlerinin birbirinden ayrık durumlar olması sebebiyle tek bir ekrandan inceleme

yapılmasının yer istasyonu sorumlusunu zora sokacağı düşünülmüştür. Bu noktada görevlerin takip edileceği ve sunucuya verilerin gönderileceği bir arayüz ile genel konfigürasyon ve uçağın kritik verilerinin takip edileceği arayüzün birbirinden ayrı bir Şekilde kullanılmasının kullanım kolaylığı getireceğine karar verilmiş ve uçuş anında yer istasyonunda iki farklı bilgisayarda iki farklı arayüzün kullanılması planlanmıştır.

6.1. Genel Arayüz

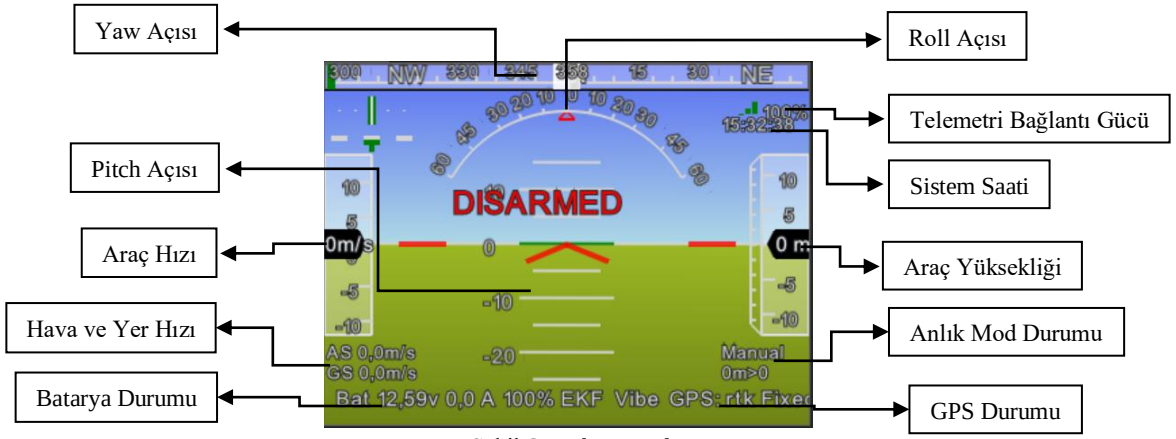
Kullanılacak olan bu arayüz, uçağın genel verilerinin okunacağı; uçuş konfigürasyonlarının tanımlanacağı; uçağın konumunun anlık olarak takip edileceği ve mod değişimlerinin gösterileceği bir Şekilde tasarlanacaktır. Bu özellikleri sağlayabilecek arayüzler araştırılmış ve kullanılacak olan otopilot kartı (Pixhawk The Cube Orange) ve otopilot yazılımı (Ardupilot) ile uyumlu çalışan Mission Planner arayüzünün kullanılmasında karar kılınmıştır. Bu başlık altında Mission Planner arayüzü takip paneli, harita ve konfigürasyon ekranları, başlıkları altında detaylandırılacaktır.

1-) Takip Paneli 2-) Harita 3-) Konfigürasyon Ekranları 4-) Simülasyon 5-) Kalibrasyon Ekranı

Şekil 61 Mission Planner Arayüzü

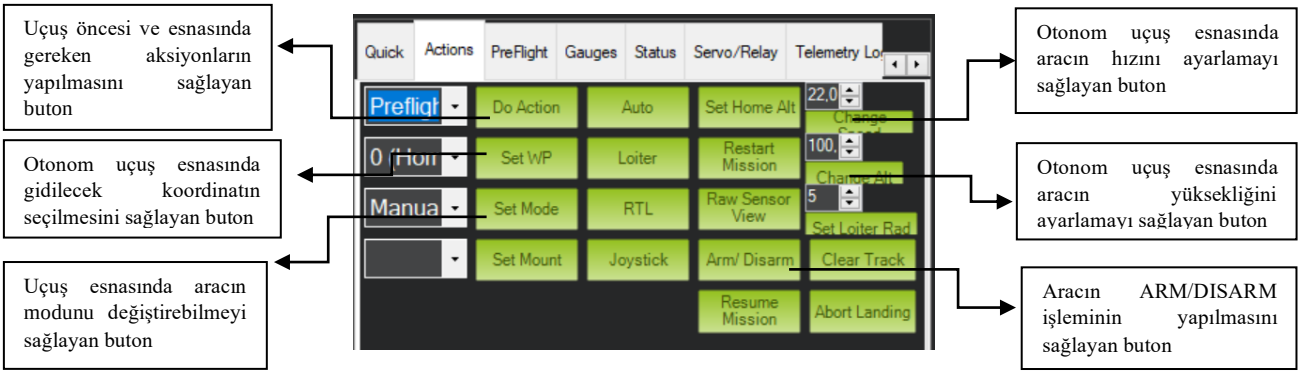
6.1.1. Takip Paneli

Mission Planner arayüzünün kullanım kolaylığı sağladığı en önemli bölümlerinden biri olan takip paneli, uçağın genel uçuş bilgilerinin gösterildiği ve mod değişimi, ARM/DISARM işlemleri gibi uçuş ile alakalı temel değişimlerin yapılabileceği iki ekrandan oluşmaktadır. Panelin üst kısmında bulunan ekranda uçak ile alakalı pek çok bilgi yer almaktadır. Bu bilgiler şu Şekilde sıralanabilir; Roll, Pitch ve Yaw açıları; uçağın yerden yüksekliği, havadaki hızı, hava ve yer hızları, uçağın anlık modu, sistem saati, telemetri bağlantı gücü, batarya yüzdesi ve GPS durumu. Şekil 62'de her bir verinin yeri gösterilmiştir.



Şekil 62 Takip Paneli

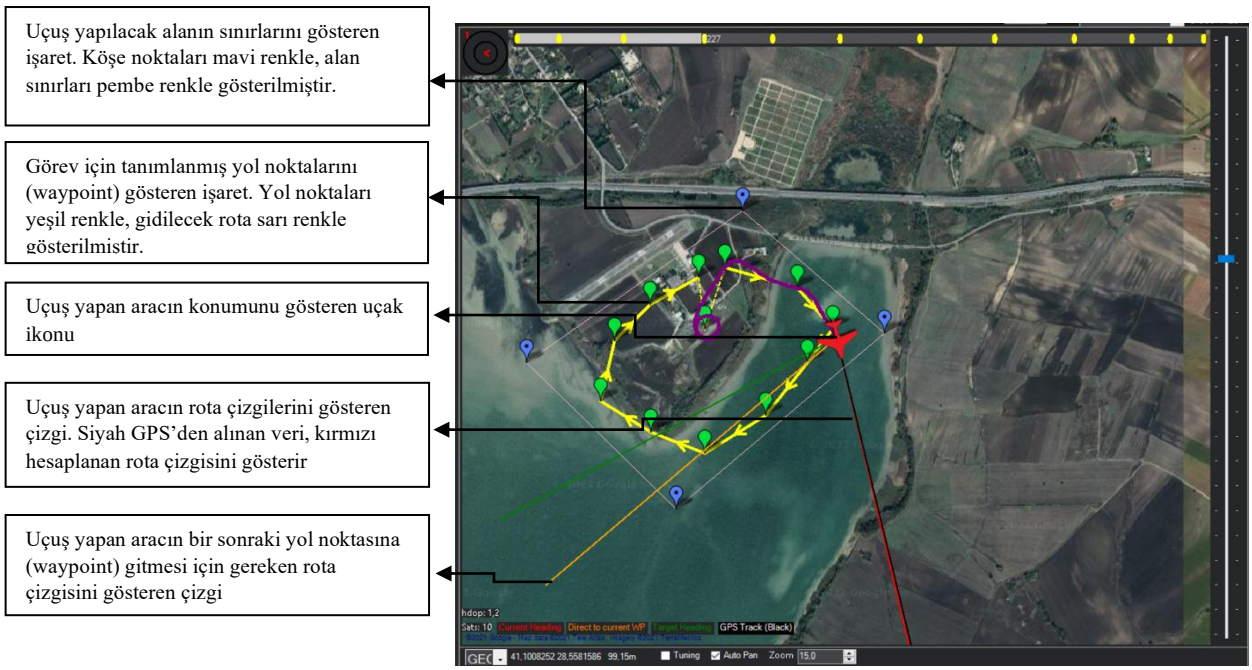
Takip panelinde bulunan bir diğer ekran ise uçağın uçuşu esnasın yer istasyonu görevlisinin uçağın genel bilgilerini kolaylıkla takip edebilmesini sağlamakta ve birçok farklı panelden oluşmaktadır. Ayrıca uçuş öncesi genel sistem parametrelerinin incelenmesi, uçuş öncesi kalibrasyonların yapılması, ARM/DISARM gibi işlemlerin kontrol edilmesi, uçuş modlarının seçilmesi ve değiştirilebilmesi ve araçtan gelen mesajların görüntülenebilmesini sağlar. Aşağıdaki görselde uçuş esnasında en çok kullanılan aksiyonlar sekmesi gösterilerek detaylandırılacaktır.



Şekil 63 Takip Paneli - 2

6.1.2. Uçuş Harita

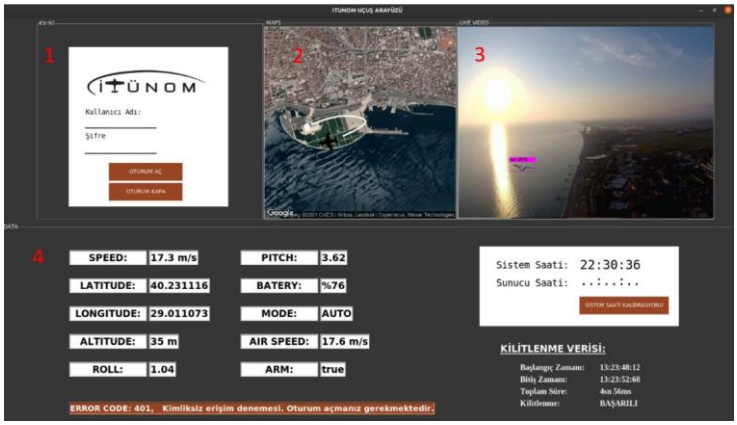
Mission Planner arayüzünün uçuş esnasında en çok kullanılan ve yer istasyonu görevlisinin en çok takip etmesi gereken bölümlerden biri olan uçuş haritası kısmı, aracın anlık olarak konumunun takip edilebilmesini sağlamaktadır. Ayrıca bu ekranda dönüş yarıçapı, rota çizgisi, yol noktalarının konumları, uçulacak alanın sınırları gibi önemli konum verileri ve çizgiler bulunmaktadır. Otonom uçuş esnasında gidilecek yol noktalarının (waypoint) takibi ve uçağın belirlenen uçuş alanı sınırlarının dışına çıkmaması için çizilen sınırlandırıcılar da bu ekran üzerinden takip edilebilir. Aşağıdaki görselde uçuş haritası detaylandırılarak açıklanacaktır.



Şekil 64 Uçuş Haritası

6.2. Görev ve Sunucu Arayüzü

İTÜNOM takımı tarafından Savaşan İHA yarışmasının görevleri için tasarlanan ikinci arayüzün, kitlenme verilerinin okunacağı, anlık olarak uçaktan görüntünün izlenebileceği, kitlenme dörtgeninin çizdirileceği, sunucu verilerinin olacağı ve sunucuya veri basılabileceği bir Şekilde tasarlanması planlanmıştır. Bu arayüz görevlere özel bir Şekilde kullanılacağından ötürü hazır bir sistem kullanılmayarak yeni ve özgün bir arayüz tasarımı yapılmış ve kullanılabilir hale getirilmiştir. Görev ve Sunucu arayüzü hazırlanırkenkullanım kolaylığı ve diğer sistemlerle entegresinin kolay olması sebebiyle Python TKinter kütüphanesinden yararlanılmıştır. Bu başlık altında geliştirilen görev ve sunucu arayüzünün tasarımı ve bölümleri incelenecektir. Yapılan arayüz toplamda dört bölümden oluşmaktadır. Bunlar giriş ekranı, uçuş haritası, uçuş görüntü ekranı ve uçuş verileri ekranıdır. Arayüzün görünümü aşağıda görseldeki gibidir.

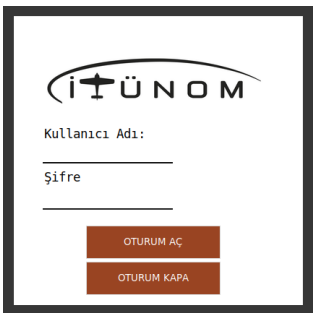


1-) Giriş Ekranı 2-) Uçuş Haritası 3-) Görüntü Ekranı 4-) Veri Ekranı

Şekil 65 Görev ve Sunucu Arayüzü

6.2.1. Giriş Ekranı

Geliştirilen bu arayüz görevlerin kontrolünü sağladığı gibi sunucu ile bağlantı kurma işlevini de yerine getirmektedir. Bu noktada takımların sunucuya veri gönderebilmesi ve veri alabilmesi adına sunucuya giriş yapmaları gerekmektedir. Yarışmadan önce her takım kendisine özel belirlenen kullanıcı adı ve şifreyi kullanarak yapacakları bu girişler için geliştirilen arayüzün giriş ekranı kısmı kullanılacaktır. Yarışma öncesinde takıma verilen kullanıcı adı ve şifre arayüzde bulunan giriş ekranına girilecektir. Bu bilgiler OTURUM AÇ butonuna atanan fonksiyon ile /api/giris adresine post edilerek oturum açma işlemi gerçekleştirilecektir. Yarışma sonunda OTURUM KAPA butonu ile /api/cikis adresine GET metodu iletilecek ve oturum sonlanacaktır.



Şekil 66 Giriş Ekranı

6.2.2. Uçuş Haritası

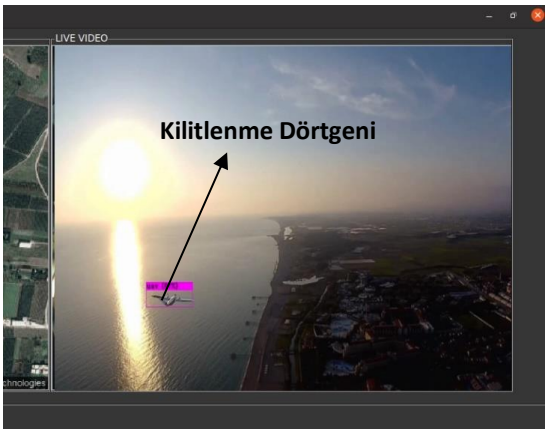
Yapılacak olan otonom uçuş ve kitlenme görevleri sırasında uçağın rotasının yer istasyonunda bulunacak olan uçuş kontrol görevlisi ve görev kontrol görevlisi tarafından takip edilmesi gerekmektedir. Bu iki görevlinin farklı ekran kullanması sebebiyle her iki ekranda da uçağın konum verilerinin olması gerekmektedir. Bu noktada geliştirilen arayüze bir uçuş haritası eklenmiştir. Uçuş

Şekil 67 Harita

haritasının oluşturulmasında Maps Static Api'dan yararlanılmış bu ara API kullanılarak anlık olarak uçuş yapılan bölgenin uydu görüntüsü arayüzde görüntülenecektir. Uçuş bilgisayarından gönderilecek olan GPS verileri bu görüntü üzerine Maps Static Api ile işaretlenecektir. Bu sayede arayüz üzerinde gerçek zamanlı olarak insansız hava aracının konumu ve güzergahı takip edilebilecektir.

6.2.3. Görüntü Ekranı

Savaşan İHA yarışmasının en temel görevlerinden biri olan kitlenme görevinin tam olarak yerine getirilebilmesi için görev kontrol görevlisinin anlık olarak uçaktan gelen görüntüyü takip ederek herhangi bir kitlenme olup olmadığını kontrol etmesi gerekmektedir. Bu sebeple geliştirilen arayüze bir görüntü ekranı eklenmiştir. Yer istasyonuna gelen ham görüntü yer bilgisayarında işlenerek kitlenme dörtgeni çizdirilecektir. Kitlenme dörtgeni çizdirilmiş olan görüntü hem arayüzde görüntülenecek hem de sunucuya anlık olarak basılacaktır. Geliştirilmiş olan arayüzden alınmış video görüntüsü aşağıdaki görseldeki gibidir.



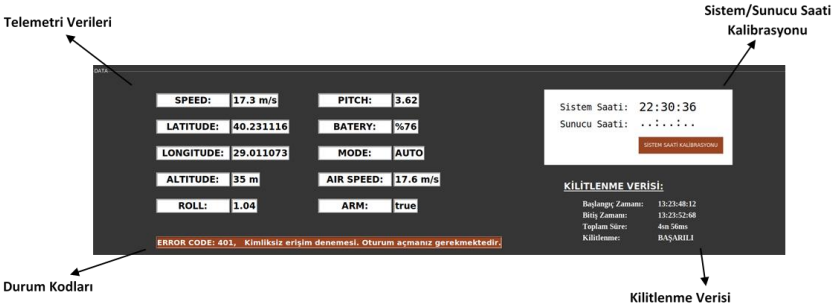
Şekil 68 Kilitlenme Dörtgeni

6.2.4. Veri Ekranı

Geliştirilen arayüzde kitlenme görevi takibi haricinden sunucuya veri basma işlemi de yapılacağından ötürü uçaktan alınacak olan belirli verilerin de bu ekranda görüntülenmesi istenmiştir. Bu veriler uçuş bilgisayarının aracın telemetri verilerini yer bilgisayarına göndermesiyle elde edilecek olup eş zamanlı olarak hem arayüzde görüntülenecek hem de yarışma sunucusuna gönderilecektir. Sunucu ile olan API haberleşmesinin durum kodları ise arayüzün veri ekranının en altına yazdırılacaktır. Bu sayede sunucu ile olan haberleşmenin doğruluğu takip edilebilecektir.

Veri ekranının sağ kısmında ise sistem saati anlık olarak görüntülenecek, yarışma anında SİSTEM SAATİ KALİBRASYONU butonu ile /api/sunucusaati sorgusu yapılarak sunucu saati ve sistem saati kalibrasyonu gerçekleştirilecektir.

Veri ekranının sağ alt kısmında ise kilitlenme verileri bulunmaktadır. Aracım rakip insansız hava aracına kilitlenmesinin başladığı ve sona erdiği anlarda sistem saati kaydedilerek saat bilgileri arasındaki fark hesaplanır. Toplam süre 4 saniyenin üzerindeyse Kilitlenme: BAŞARILI bilgisi yazdırılarak arayüz üzerinden görev takibi yapılmış olur. Veri ekranına ait görsel aşağıdaki gibidir.



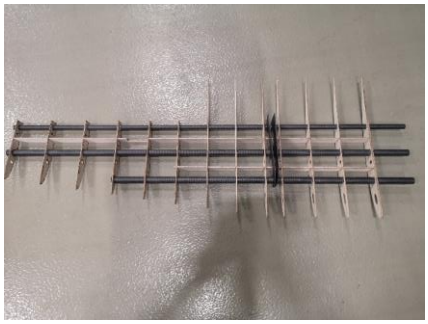
Şekil 69 Veri Ekranı

7. HAVA ARACI ENTEGRASYONU

7.1. Yapısal Entegrasyon

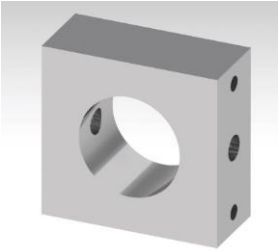
7.1.1. Kanat

İnsansız hava aracının kanatları için ana malzeme olarak balsa ve karbon boru kullanılmıştır. Bilgisayar destekli teknik çizim programı kullanılarak modellenen kanatlardan belirli rib ve spar elemanlarının çizimi elde edilmiştir. Lazer kesim ile balsalar bu çizimlere göre kesilmiştir. Öncelikle rib elemanları sparlar üzerine oturtulmuştur. Ardından kanat boruları rib elemanları arasından geçirilmiştir. Hızlı yapıştırıcı kullanılarak kanat boruları, rib ve spar elemanları birbirine yapıştırılmıştır.



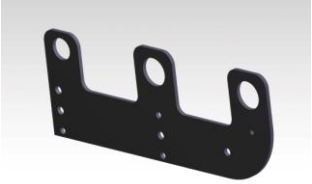
Şekil 70 Kanat İskeleti

H tipi kuyruk konfigürasyonu seçimi sebebiyle tasarımda belirlenen ribler arasında kuyruk borusunun bağlantısının sağlanabilmesi için karbonfiber plakalar yerleştirilmiştir. Bu plakalar arasına mukavemeti arttırmak için alüminyum parçalar üretilmiştir ve plakalar arasına bu parçalar cıvata ile sabitlenmiştir. Ardından kaplama işlemini kolaylaştırması için kanadın hücum kenarı ve rib elemanlarının üst yüzeyleri balsa ile kaplanmıştır. Aynı üretim yöntemleri ile kontrol yüzeyleri de üretilmiştir. Kanat ve kontrol yüzeyi kaplama kağıdı ile kaplanmıştır. Kontrol yüzeyinde plastik menteşeler kullanılarak kanat ile bağlantısı yapılmıştır.



Şekil 71 Kanat Borusu Sabitleme Parçası

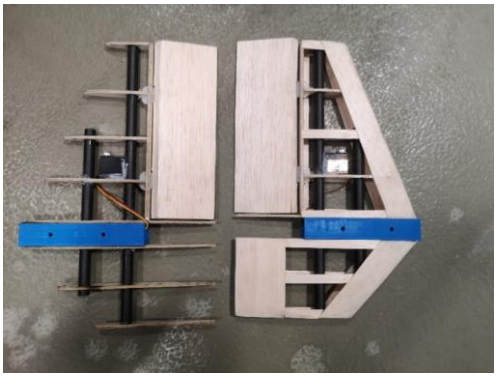
Kanadın gövde ile bağlantısını yapabilmek için karbonfiber borular kullanılmıştır. Gövdeye sabitlenen karbonfiber boruların içine kanattan gelen karbonfiber borular geçirilip sabitlenmesi için borulara pim atılmıştır.



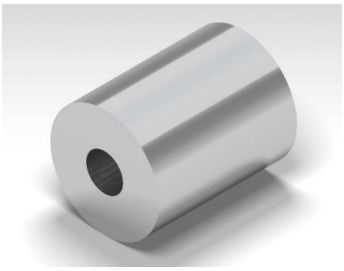
Şekil 72 Kanat Borusu Sabitleme Parçası

7.1.2. Kuyruk

Kuyruk üretimi için de kanat üretiminde olduğu gibi belirli rib ve spar elemanları lazer kesim ile elde edilmiştir. Rib elemanları önce spar üzerine dizilmiş ardından karbon borular rib elemanlarının içinden geçirilmiştir. Karbon borular, rib elemanları ve spar birbirine hızlı yapıştırıcı ile yapıştırılmıştır. Kontrol yüzeyleri de benzer bir yol ile üretilmiştir. Ardından kuyruğun rib elemanları balsa ile kaplanmış ve kaplama işlemi için hazır hale getirilmiştir. Hazır hale gelen kuyruk, kaplama kağıdı ile kaplanarak son halini almıştır.



Şekil 73 Kuyruk İskeleti



Şekil 74 Kuyruk Sabitleme Parçası

Motor gövdenin arkasında olduğu için kuyruk kanattan gelen borular ile sabitlenmiştir. Bu sabitleme işlemi için 3 boyutlu yazıcıdan çıkarılan parçalar dikey kuyruğun arasına yerleştirilmiştir. Kanattan gelen borular 3 boyutlu yazıcıdan çıkarılan parçanın içine geçerek cıvatalanmıştır. Bu cıvatalar 3 boyutlu yazıcıdan çıkarılan parçanın içinden geçerek yatay kuyruğa sabitlenmiş aliminyum parçalara sabitlenmiştir ve yatay dikey kuyruk bağlantısı sağlanmıştır.

7.1.3. Gövde

Şekil 75 Sandviç Kompozit

İnsansız Hava Aracının gövde kısmı sağ gövde parçası, sol gövde parçası ve kapak olmak üzere üç ana parçadan oluşmakta ve aynı zamanda bu parçalar bir iskelet sistemiyle desteklenmektedir.

Şekil 76 Kompozit Gövde Üretimi

Semimonokok yapıya sahip gövdenin malzemesi, dayanım ve hafiflik parametreleri göz önüne alınarak epoksi matrisli karbonfiber kompozit olarak belirlenmiştir. Aynı zamanda iniş takımı, kanat ve motor bölgelerinde kumaşlar arasına yapısal köpükler konularak sandviç kompozit yapısı elde edilmiş ve dayanımı artırılmıştır.

Üretim yapabilmek için CNC ile Şekillendirilmiş MDF kalıplar kullanılmıştır. Bu kalıplar üretilen gövdenin yüzey kalitesini artırmak için çeşitli yüzey işlemlerine tabi tutulmuştur. Sağ-sol gövde ve kapak parçaları için kompozit üretim yöntemi olarak vakum torbalama yapılmış ve ardından bu parçalar fırında kürleşme işlemine tabi tutulmuştur. Gövdenin dış yüzeyleri tamamlandıktan sonra çeşitli düzeltmeler yapılarak birleştirilmeye uygun hale getirilmiştir.

Şekil 77 Gövdenin Son Hali

Birleştirme esnasında sağlam bir yapı elde edebilmek için gövdenin sağ ve sol parçası tekrar kalıba alınıp kalıp içinde plexus (yapısal yapıştırıcı) uygulaması yapılmıştır. Gövde tek parça hale getirildikten sonra gövdenin içine, CNC kesim uygulanmış karbon fiber plakalardan ve karbon fiber borulardan oluşan bir iskelet sistemi yerleştirilmiştir. Ayrıca iskelet sisteminin de gövdeye yerleştirilmesi esnasında plexus uygulaması yapılmıştır.

İskelet yerleştirildikten sonra çeşitli ekipmanların üzerine yerleştirilmesi için bir karbonfiber bir

plaka üretilip istenilen boyutlarda kesilerek iskeletin plaka için ayrılmış alanına sabitlenmiştir. Bundan sonra üretilmiş olan kapak gövdenin üzerine yerleştirilebilecek hale getirilmiş, cırt cırt bant kullanılarak kapatılmıştır. Son olarak yeterli hava yalıtımını sağlamak için kapak ve gövde çevreleri kauçuk malzemeden U profil fitille kaplanmıştır. Bununla birlikte estetik açıdan daha iyi bir görünüm sağlaması için pasta-cila işlemleri uygulanmış, yüzey parlak ve pürüzsüz hale getirilmiştir.

Şekil 78 Gövde İskeleti

7.1.4. İniş Takımları

Ön iniş takımı taksi yaparken, kalkışta ve inişte darbe absorbe edebilecek Şekilde yaylı bir sisteme sahiptir. Aliminyum borulardan oluşan yapıya çelik miller yardımıyla yay ve tekerler sabitlenmiştir. Gövdeye alt ve iç yüzeyine KFL002 rulmanlar M5 cıvatalarla sabitlenmiştir. Sonrasında dikey aliminyum boru rulmanlardan gövdenin iç kısmına geçirilecek ve gövde içerisindeki dümen mekanizmasına bağlanarak hareket kabiliyeti kazanmıştır.

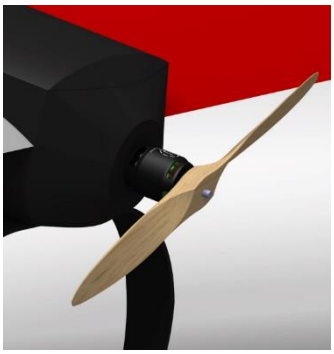
Şekil 79 Ön İniş Takımı

Arka iniş takımı olarak epoksi matrisli karbon fiber kompozit olarak hazır bir ürün kullanılmıştır. 3 adet M5 cıvata ile gövdeye sabitlenmiştir. Gövdede sabitleneceği yer yapısal köpükle güçlendirilmiştir. Tekerlekler de M5 dişli çelik millere sabitlenmiştir.

Şekil 80 Arka İniş Takımı

Şekil 81 İHA'nın Prototipi

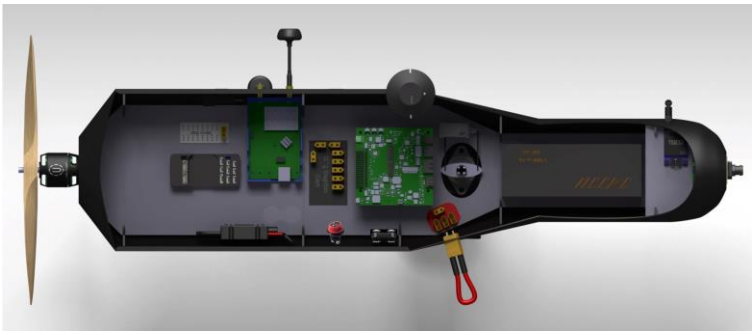
7.2. Mekanik Entegrasyon



Şekil 82 Motor

Motor Şekilde görüldüğü üzere gövde üzerinde yapısal köpükle güçlendirilmiş bir düzlük üzerinde sabitlenmiştir. Öncelikle motor sağda teknik çizimi bulunan bağlantı parçasına 4 adet havşa başlı M4 cıvata ile sabitlenmiştir.

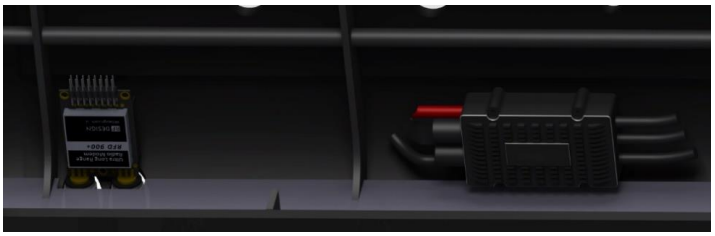
Sonra bağlantı parçası 4 adet M4 cıvata ile gövdeye sabitlenmiştir. Pul kullanılarak gövdenin iç yüzeyinde oluşabilecek deformasyonaların önüne geçilmiştir. Ayrıca fiberli somun kullanılarak motorun hareketi nedeniyle oluşan mekanik titreşimlerle bağlantının gevşemesi engellenmiştir. Sigorta hızlı yapıştırıcı ile sabitlenmiştir.



Şekil 83 Gövde İçi

Çoğu aviyonik komponent gövde üzerine yerleştirilen düz plaka üzerine cırt cırt bant ile sabitlenmiştir: araç bilgisayarı, pil, paralel güç yolu, servo kartı, güç dağıtım kartı. Otopilot gövde içerisindeki düz plakaya çift taraflı bant ile sabitlenmiştir. Lidar gövde içerisindeki düz plakaya 4 adet M3 cıvata ile sabitlenmiştir. Kumanda alıcısı çift taraflı bant yardımıyla sol taraftaki duvara sabitlenmiş ve gövdeye açılan 3mm çapındaki delikten antenleri çıkarılmıştır. Rocket (wifi modülü), 3 boyutlu yazıcıda üretilmiş bir kap ile birlikte gövde içerisindeki düz plaka üstüne cırt cırt bant yardımıyla sabitlenmiştir ve antenleri gövde dışarısından rocket'a sabitlenerek aralarında 90 derecelik açı oluşturulmuştur. Dümen servosu gövde içerisindeki düz plakaya hızlı yapıştırıcı ile sabitlenmiştir. Pitot tüpü ise sol kanadın ucuna 3d yazıcıda üretilmiş bir parça yardımıyla sabitlenmiştir.

Telemetri gövde içinde yan duvara 3 adet M3 civata ile sabitlenmiştir. Antenleri gövdenin dışında bulunacak Şekilde telemetriye sabitlenmiştir. ESC ise yan duvara cırt cırt bant ile sabitlenmiştir. Bu bantın ESC'nin çalışma sıcaklığına uygunlunu test edilmiştir.



Şekil 84 ESC ve Telemetri

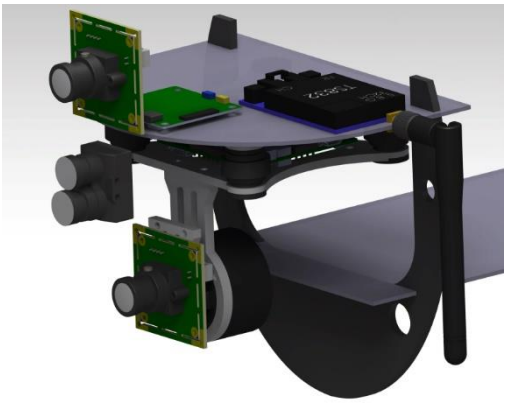
Şekil 85 GPS

GPS gövde içerisinden dışarıya doğru uzatılan 6mm çapında karbon boru ucuna platform şeklinde tasarlanmış parçaya sabitlenecektir. Bu parça 3 boyutlu yazıcıda üretilmiştir ve üst yüzeyine çift taraflı bant ile GPS sabitlenmiştir. Burunda bulunan en üstteki kilitlenme kamerası gövde üzerindeki düzlüğe yerleştirilmiştir. 4 adet M2,5 cıvata ile gövdeye sabitlenecektir.

Altında bulunan FPV kamera çift taraflı bant ile burna sabitlenecektir. En altta bulunan kamera gimbale dahildir ve gimbal motorunun üzerinde bulunan bağlantı parçasına sabitlenmiştir.

Şekil 86 Kameralar

Gimbal sistemi burunda gövde içerisinde bulunan diğerinden ayrı olarak sabitlenecek düz bir plakaya alt taraftan 4 adet M4 civata ile sabitlenmiştir. Gimbal kartı ve motoru bu sisteme M2,5 civatalar yardımıyla sabitlenmiştir. Ayrıca bu düz plaka üzerine FPV vericisi anteni gövde dışında kalacak Şekilde çift taraflı bant ile sabitlenmiştir. Anten, FPV vericisine gövde dışından sabitlenmiştir. FPV kameraya ait modül de bu düz plaka üzerine çift taraflı bant ile sabitlenmiştir.



Şekil 87 Burun İç Görünüşü

7.3. Elektronik Entegrasyon

Elektronik sistemlerinin hava aracı içerisinde düzenli bir biçimde konumlanması bu sistemlerin güvenilirliği ve çalışabilirliği noktasında büyük önem arz etmektedir. Yerleşim düzeni tasarlanırken aygıtların ağırlığı, yaptıkları bağlantılar ve kullanım gereksinimleri göz önünde bulundurulmuştur. Kullanılan aygıtların yanı sıra güç ve sinyal kablolarının düzenli bir biçimde yerleştirilmesi verilerin korunması ve uçuş güvenliği açısından son derece önemlidir.

Bu bölümde hava aracının elektronik unsurları tanıtılmış olup; hava aracı içindeki konumu, yaptığı bağlantılar açıklanmıştır. Ayrıca hava aracı içerisindeki kablo yolları ve kablo izolasyonu adım adım ve görseller ile gösterilmiştir.

7.4. Elektronik Unsurlar

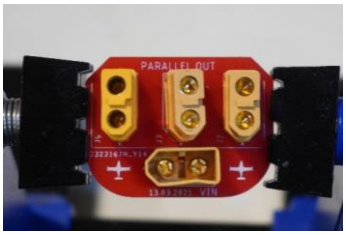
7.4.1. Özgün Güç Dağıtım Kartı

Şekil 88 Güç Dağıtım Kartı v2

Tasarımı bakımından tamamen özgün olarak geliştirilen güç dağıtım kartı, hava aracı içerisinde yer alan elektronik aygıtlara voltaj regülasyonu yaparak güç dağıtmak amacıyla kullanılmaktadır. Görsel I'de yer alan prototip v2 kartı, elektronik aygıtların ihtiyacına göre 5V-12V-24V gerilim çıkışları sağlamaktadır. Üretilen prototip üzerindeki testler ve iyileştirmeler devam etmektedir.

7.4.2. Özgün Paralel Güç Yolu

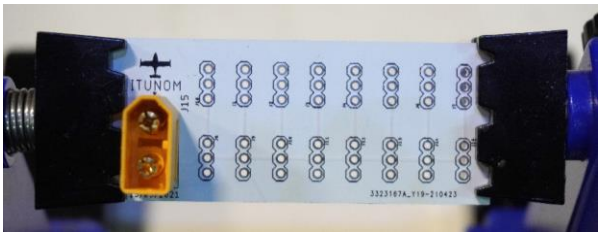
Tasarımı bakımından tamamen özgün olarak geliştirilen paralel güç yolu kartı, pilden gelen gerilimin farklı kollara çoğaltılmasını sağlamaktadır. Hava aracı içerisindeki kablo karmaşasının azaltılmasına yardımcı olmaktadır. İlk versiyonunda 3 çıkışlı olarak tasarlanıp testleri tamamlanan



Sekil 89 Paralel Güc Yolu v1

kartın 4 çıkışa sahip versiyonu sipariş edilecek ve kullanılacaktır.

7.4.3. Özgün Servo Kartı



Şekil 90 Özgün Servo Kartı v1

Tasarımı bakımından tamamen özgün olarak geliştirilen servo kartı, otopilot üzerinden gelen PWM sinyalleri ve güç dağıtım kartı üzerinden gelen gücü birleştirilerek hava aracında yer alan servo motorlara iletmektedir. Görsel III'te görüleceği üzere 8 adet pwm çıkışı ve bir güç girişi bulunmaktadır. Kartın nihai versiyonunda yedek ticari güç sisteminin de güç girişine bağlanabilmesi adına ikinci bir güç giriş soketi daha yer alacaktır.

7.4.4. Ticari Regülatör

Şekil 91 Ticari 10A Regülatör

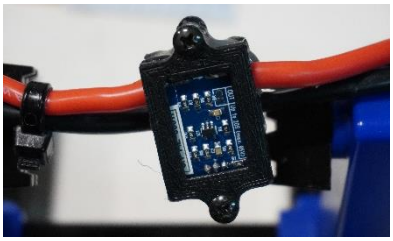
Olası herhangi bir güç arızası durumunda hava aracının uçabilmesi için gerekli olan hayati fonksiyonlara yedek güç sağlamak amacıyla kullanılacaktır. Özgün güç kartından sağlanan gücün yanı sıra otopilot ve servo kartına yedek ticari voltaj regülatörlerinden de güç girişi sağlanacaktır

7.4.5. Akım Kesici

Şekil 92 Akım Kesici ve Sigorta

Hava aracına pilden giden gücü kesebilmek amacıyla hava aracının dışarısında yer alan akım kesici, 2 saniyeden kısa bir süre içerisinde akımı kesebilmek için tasarlandı. Sigorta ise oluşabilecek yüksek akımdan elektronikleri korumak için kullanılacaktır.

7.4.6. Akım Sensörü



Şekil 93 Akım Sensörü

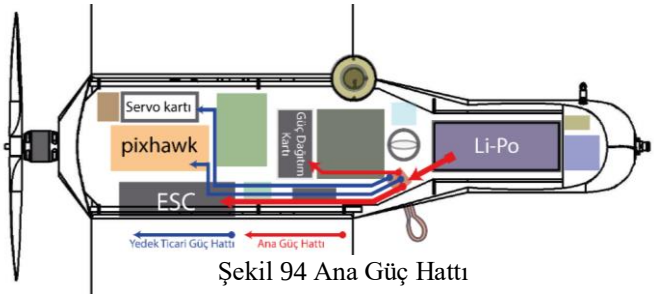
Pilden çıkan kablo üzerinde yer alacak olan akım sensörü otopilota bağlanacak ve yer istasyonuna anlık olarak pil doluluk ve gerilim miktarını bildirecektir.

7.5. Elektronik Entegrasyon Aşamaları

Hava aracı içerisinde yer alan elektronik unsurlar ve bu unsurların hava aracı içerisindeki konumları Görsel XIV'de gösterilmiştir. Unsurlar konumlandırılırken ağırlık merkezinin doğruluğu ve kablo yollarının korunmasına dikkat edilmiştir

7.5.1. Ana Güç Hattı

Elektronik unsurların yerleştirilmesi ve sabitlenmesi tamamlandıktan sonra pilden çıkan kablo bağlantıları yapılacaktır.

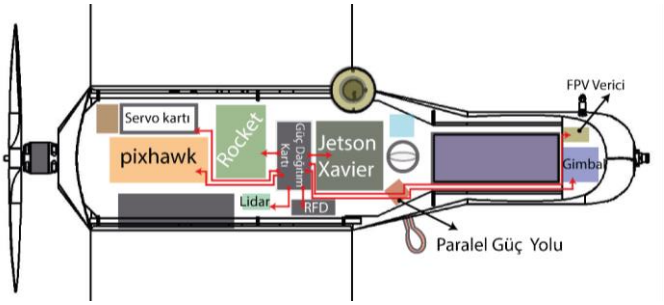


Şekil 94 Ana Güç Hattı

Pilden çıkan güç kablosu, akım kesici ve akım sensörüne bağlandıktan sonra paralel güç yolu kartına bağlanır ve oradan güç dağıtım kartına, ESC'ye otopilota ve özgün servo kartına dağılır. Otopilota ve servo kartına giden güç kabloları yedek ticari voltaj regülatörleri ile regüle edilir. Bunun yanı sıra özgün güç dağıtım kartından da tüm aygıtlara güç çıkışı yapılmaktadır. Kablo yolları ve bağlantı şeması Görsel VIII'de gösterilmiştir.

7.5.2. Güç Dağıtım Kartı Bağlantıları

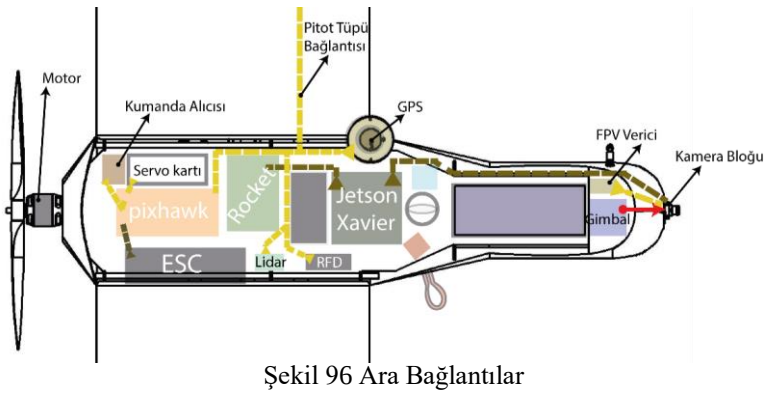
Elektronik unsurların yerleştirilmesi ve pilden ana güç hattının çıkarılması sonrasında güç dağıtım kartının bağlantıları yapılır. Özgün tasarım güç dağıtım kartı paralel güç yolundan aldığı pil gerilimini, hava aracı içerisinde yer alan elektronik aygıtların kullanabileceği Şekilde 5-12-24 Volt gerilimlerinde regüle ederek dağıtmaktadır. Güç dağıtım kartından çıkan güçler Görsel IX'da da görülebileceği gibi; FPV vericisine, gimbal sistemine, Xavier bilgisayarına, Rocket M5 haberleşme vericisine, RFD telemetri vericisine, LIDAR sensörüne, otopilota ve servo kartına güç çıkışı bulunmaktadır.



Şekil 95 Güç Dağıtım Kartı Bağlantıları

7.5.3. Ara Bağlantılar

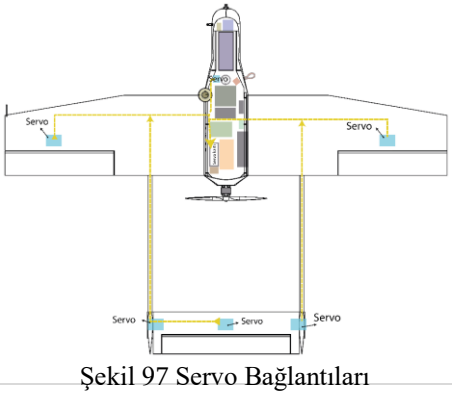
Güç dağıtım kartı bağlantıları tamamlandıktan sonra ana güç dağıtımı biter ve tüm elektronik aygıtlara güç sağlanmış olur. Sonraki aşamada sensörlerin, kameraların ve diğer elektronik aygıtların kendi aralarında yapacağı sinyal ve güç bağlantıları tamamlanır. Otopilota bağlantıları sağlanacak olan pitot tüpü, GPS, kumanda alıcısı, ESC, LIDAR, RFD ve servo kartı bu aşamada bağlanır. Ayrıca Rocket, kameralar ve Xaiver bilgisayarı arasında bağlantı sağlanır. Son olarak FPV kamera ile FPV vericisi arasındaki bağlantı tammalanır ve servo bağlantıları hariç tüm sinyal bağlantıları da tamamlanmış olur.



Şekil 96 Ara Bağlantılar

7.5.4. Servo Bağlantıları

Kanat ve kuyruktan gelen servo sinyal kabloları, kanat bağlantı noktasından gövde içerisine girer. Gövde içerisinde yer alan ön iniş takımını kontrol eden servo sinyal kablosu ile birleşerek servo kartına uzanır. Servo kartı üzerinde bağlantılar

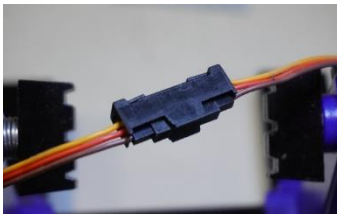


Şekil 97 Servo Bağlantıları

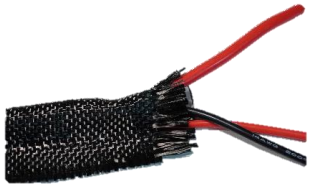
tamamlanır. Toplamda 6 adet servo, servo kartı üzerinden güç ve sinyal bağlantısını tamamlamış olur.

7.6. Güvenilirlik ve İzolasyon

Kablolamada ve bağlantıların sağlamlığı konusunda gereken dikkatin verilmemesi sonucu bağlantı kopmaları yaşanabilir. Bu tür hataların hava aracı görev anındayken gerçekleşmesi sonucu kırım yaşanabilir. Bu sebepten ötürü kablo yerleşimlerinin özenli ve düzenli yapılmasına dikkat edilmiştir. Kablo yerleşim düzeni yukarıda verilen kablo şemalarında gösterilmiştir. Görsel XI'de görüleceği üzere servo bağlantıları arasında kilit kullanılarak bağlantının daha güvenilir olmasını sağlamak amaçlanmıştır. Ayrıca uçuş güvenliğini tehlikeye atacak diğer bir konu olan elektromanyetik dalga etkisini engellemek adına sinyal kablolarında çeşitli izolasyonlar yapılacaktır. İzolasyonlar yüksek güç taşıyan kabloların etrafının bir elektromanyetik yansıtıcı ile kaplanması şeklinde sağlanacaktır. Bu bağlamda sinyal kablolarının uçağın sol kanat tarafında yer almasına, güç kablolarının ise sağ kanat tarafında yer almasına özen gösterilmiştir.



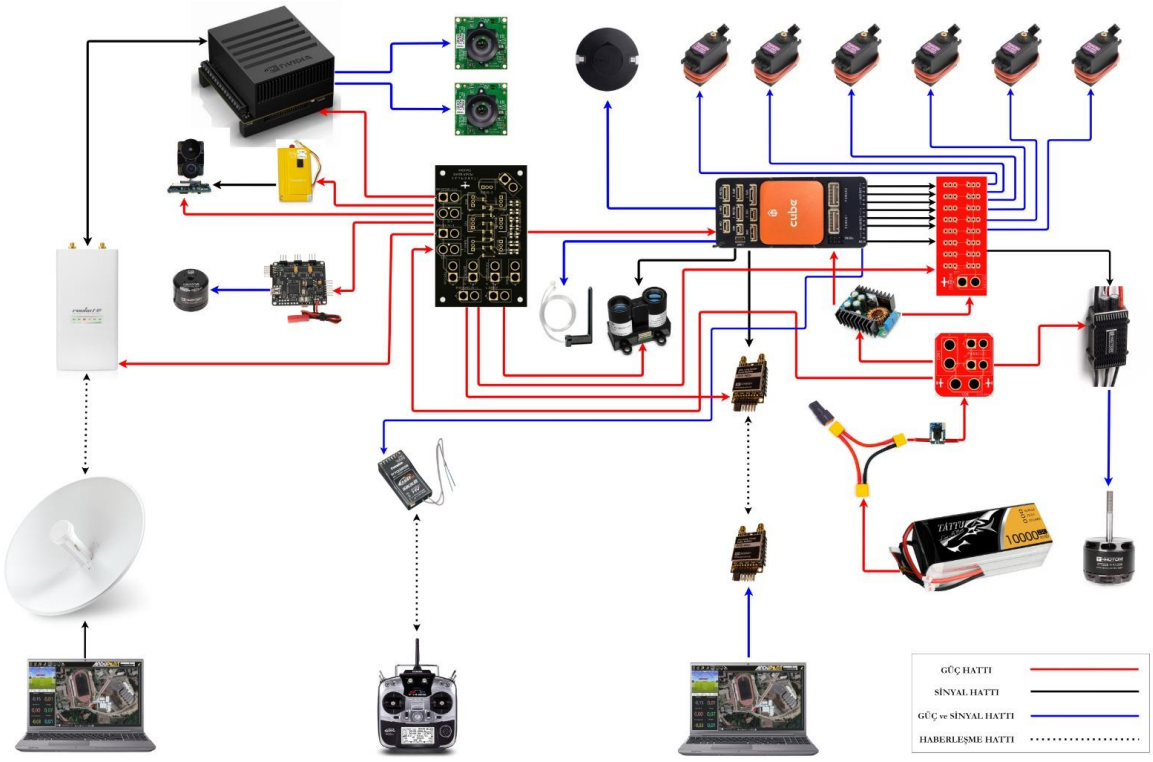
Şekil 98 Servo Kablo Kilidi



Şekil 99 Karbon Kumaş İzolasyonu

Şekil 100 Karbon Boru İzolasyonu

7.7. Nihai Elektronik Yerleşim ve Düzen



Şekil 101 Tüm Elektronik Unsurlar

8. TEST VE SİMÜLASYON

8.1. Alt Sistem Testleri

8.1.1. Gövde Üzerinde İtki Testi:

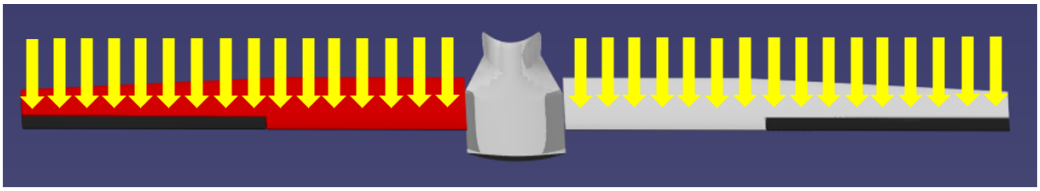
Motorun ne kadar itki verdiği uçuş için önemli bir parametredir. Aerodinamik hesaplar yapılırken motorun fabrika verileri ve itki hesabı denklemleri kullanılmıştır. Tasarlanan İHA'da motor gövdenin önünde bulunmaktadır. Yapılan hesaplamalarda gövdeden gelecek etki hesaba katılmamıştır. Bu test düzeneği ile motorun gövdeye montajı tamamlandıktan sonra ne kadar itki ürettiğinin ölçülmesi amaçlanmıştır. Test sonucu elde edilen değerler ile formüller arasında büyük bir fark olursa motor seçimi tekrar yapılmalıdır.

Araç tüm bağlantıları yapıldıktan sonra yere sabitlenir. Uçak yerden kalkmamalıdır ileri geri hareket edebilmelidir. Güvenlik amacıyla bir kişi sigortaya kolay ulaşabilecek Şekilde konumlanmalıdır. Aracın arkasına geçilir. İplerin bir ucu kuyruk borularına diğer ucu ise el kantarına bağlanır. Gaz yavaş yavaş arttırılır ve belirli gaz durumlarında el kantarında okunan değerler not edilir. Elde edilen veriler fabrika test verileri ile karşılaştırılır.

8.1.2. Kanat Yükleme Testi:

Bu testin yapılmasındaki amaç uçuş sırasında kanatlarda oluşan aerodinamik yükleri simüle etmek ve oluşabilecek herhangi bir kırımın önüne geçmektir.

Uçak uçarken üzerine pozitif g kuvveti etki etmektedir. Bu test için kanatlar ters bir Şekilde konumlandırılır. Teste başlamadan önce kanadın yuvarlanma ekseninde konumlandığından emin olunmalıdır. Kanada uygulanan kuvvet doğru yönde olmalı ve her iki kanatta da eşit miktarda moment yaratması gerekmektedir. Test düzeneğini kanatların tahmini eğilme miktarından daha yüksekte olacak Şekilde ayarlanmalıdır ve eğilmeyi ölçmek için kanat ucuna kadar birden fazla olmak üzere yere dik cetveller yerleştirilmelidir. G kuvvetini oluşturmak için farklı kütlelere sahip kum dolu torbalar kullanılır. Bu sayede kanadın maruz kalacağı yayılı yük simüle edilebilir. Torbalar kanat kökünden başlayarak kanat ucuna kadar yerleştirilir. Bu Şekilde eğilme miktarı, dayandığı maksimum kuvvet gibi parametrelere deneysel yöntemle ulaşılır.



Şekil 102 Kanat Üzerindeki Yayılı Yük

8.2. Uçuş Testi ve Uçuş Kontrol Listesi

8.2.1. Uçuş Testi

Şekil 103 Uçuş Günü Hazırlıklar

Üretilen birinci prototip İHA ile bir uçuş testi gerçekleştirilmiştir ve uçuş sonucu elde edilen kazanımlar açıklanmıştır. Uçuş gününe ait görseller verilmiş olup uçuş sonrası incelenen seyir kayıtlarından çıkartılan sonuçlar paylaşılmıştır.

Şekil 104 Kuyruk Montajı

Tüm mekanik aksamın üretilmesinden sonra gerekli yapısal testlerden ve analizlerden geçmiş olan hava aracı içerisine elzem uçuş elektroniği yerleştirilerek uçuş testi planlanmıştır. Otopilot, RFD, kumanda alıcısı ve servolardan oluşan sisteme güç bağlanarak itki testi yapılmış olup servoların kontrolleri ve ayarlamaları tamamlanmıştır. Yer testleri ve taksi turları yapıldıktan sonra uçuş ekibi tarafından uçuş kararı alınmış ve prototip hava aracının ilk uçuşu başlamıştır.

Aerodinamik açıdan tasarlanan isterlerin sağlandığı ve uçağın sağlıklı bir Şekilde havalandığı kaydedilmiştir. Uçuş seyri devam ederken otopilot üzerinde yer alan sensörlerin arızalanması sonucu uçağın kontrolü kaybedilmiştir ve kırım yaşanmıştır. Uçuş sonrasında seyir kayıtları incelenmiş ve kırıma neden olan hatalar tespit edilmiştir.

Şekil 105 Seyir Kayıtları

Kazanımlar:

- Hava aracının üretim tekniği, aerodinamik tasarımı ve hesaplamaları istenilen seviyede doğrudur.
- Ön iniş takımı yay kuvveti arttırılmalıdır.
- İtki hesaplamaları istenilen seviyede doğrudur.
- Fiziksel montaj ve kapak sağlamlığı istenilen seviyededir.

8.2.2. Uçuş Kontrol Listesi

Uçuşlarda kırım ihtimalini yüksek ölçüde düşüren ve küçük ayrıntıların fark edilmesine yardımcı olan uçuş kontrol listesi, uçuş öncesinde takımda yer alan kontrol listesi sorumlusu tarafından doldurulmakta ve takip edilmektedir. Uçuş kontrol listesi aşağıda paylaşılmıştır.

Güç Öncesi Kontroller:

- Pillerin şarj durumları yeterli mi?
- Kanat-Kuyruk-İniş takımı sağlam Şekilde montajlandı mı?
- Pilleri düzgün sabitlenmiş mi?
- Aviyonik kaptanı iç aviyonik bağlantılarının sağlam olduğunu bildirdi mi?
- Ağırlık merkezi doğru yerinde mi?
- FPV sistem yerleştirildi mi?

Güç Sonrası Kontroller:

- RFD bağlantısı kuruldu mu?
- Kumanda Bağlantısı kuruldu mu?
- Compass kalibrasyonu yapıldı mı?
- Kontrol yüzeylerine ve dümene güç gidiyor mu? Bağlantı kopmalar olmadan sağlıklı bir Şekilde sağlanmış mı?
- FPV sistem görüntü aktarımı oldu mu?
- Son kez kapatılan kapak sağlam kapatıldı mı?
- Pervane sağlam ve doğru yönde takıldı mı?
- İHA'nın Thrust test alanın taşınması esnasında sistemleri sağlam kaldı mı?
- FBWA modunda kontrol yüzeyleri doğru yardımı veriyor mu?
- Manuel modda kontrol yüzeyleri kumandaya doğru tepki veriyor mu?
- Kontrol sonrası taksi turu atıldı mı?
- Son aşamada uçağın fiziksel bütünlüğü uçuşa uygun mu?(Mekanik kaptanı!)

Uçuş Öncesi Son Kontroller:

- Destekler doğru mu?
- Kumanda bağlantısı var mı?
- Kumanda komutlarına verilen tepkiler doğru mu?
- Yer istasyonu ile sağlıklı bağlantı var mı?
- Sarsıntılara müteakip bağlantı sorunları oluyor mu?
- Pre-flight kalibrasyonu yapıldı mı?

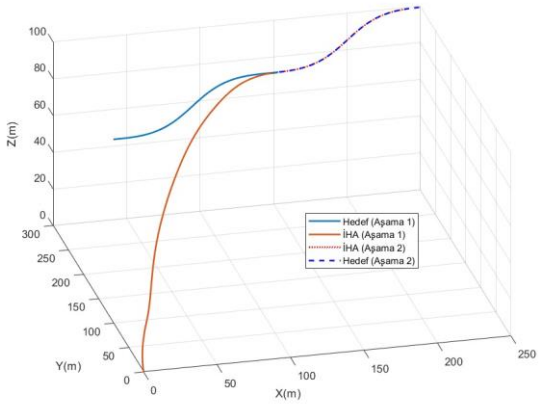
Uçuş Sonrası Kontroller:

- Sistemin DISARM edildi mi?
- İHA'nın fiziksel bütünlüğünde bir eksiklik var mı?

- İHA içerisinde yer alan aygıtlar düzgün çalışıyor mu?
- Pil doluluk oranı kontrol edildi mi?

8.3. Simülasyon Ortamında Kitlenme Algoritmalarının Denenmesi

Otonom kitlenme başlığı altında kitlenmenin hangi methodlar kullanılarak yapılacağı anlatılmıştı. Geliştirilen bu algoritmaların 3 boyutlu ortamda test edilebilmesi için Matlab Simülink Kullanıldı. Simülasyon ortamında Impact Vector Guidance algoritmasıyla hedefe yaklaşılması, Formation Fligh algoritmasıyla hedefi takip etmesi simüle edildi. Hedefe yaklaşma sırasında serverdan gelen veriler kullanılacağı için Impact Vector Guidance algoritması düşük frekanslı ve yüksek gürültülü veri ile beslenirken Formation Flight algoritması yüksek frekanslı ve az gürültülü veri ile beslendi. Simülasyon sonucunda ise 100 farklı durumun 65'inde rakip ihaya başarılı bir şekilde kitlenildi. Aşama 1 Impact Vector Guidance algoritmasının kullanıldığı, aşama 2 Formation Flight algoritmasının kullanıldığı aşama olmak üzere Şekil 106'da örnek bir simülasyon gösterilmiştir.



Şekil 106 Kitlenme Simülasyonu

9. GÜVENLİK

İnsansız hava aracı geliştirilirken ve test edilirken, güvenlik dikkat ettiğimiz ilk unsurlardandır. Güvenliği ihlal eden riskler oluşum sıklıklarına ve etkilerine göre incelenir. Riskler bir onay eşiğine göre değerlendirilir. Bu eşik, önlemler öncesi için 2 ve önlemlerden sonra 1'dir. Önlemlerden sonra riskler incelenir ve yeniden değerlendirilir. Seviye hala eşiğin üzerindeyse ek önlemler alınır. Bu güvenlik riskleri ve önlemler, sırasıyla 9.1 ve 9.2'de geliştirme ve üretim riskleri ile yarışma sırasındaki riskler olarak ayrıntılı bir Şekilde açıklanacaktır. Risklerin tespiti ve bu riskler için alınan önlemler ile geliştirme aşamasında ve yarıştırma sırasında riskler en aza indirilir.

9.1. Üretim ve Geliştirme Aşamasındaki Riskler ve Önlemler:

İnsansız hava aracının üretimi ve geliştirmesi aşamalarında çeşitli riskler ortaya çıkmaktadır. Bu riskler ve bu risklere karşı alınan önlemler aşağıda gösterilmiştir.

Risk		Sıklık (0-9)	Etki (0-9)	Önlem	Önlem Sonrası		Risk Seviyesi		Azaltma Oranı (%)
					Sıklık (0-9)	Etki (0-9)	Önce	Sonra	
Mekanik	Üretim sırasında yaralanma	3	8	Yeni üyelerin eğitimi, ilk yardım çantasının kullanımı, güvenlik ekipmanları kullanımı	1	4	2.4	0.4	83

	Kaza sonrası uzun üretim süreci	6	7	Stoklama ve yedek parça üretimi	3	3	4.2	0.9	79
	Üretim veya hesaplama hatası	5	9	Alt Sistem Testleri: Kanat yükleme testi, iniş takımı testi	2	5	4.5	1	78
Aviyonik		3	8	Birim Testleri: Yazılım testi, kısa devre testi	2	4	2.4	0.8	67
	Yanlış kablo bağlantısı	4	7	Özel Eğitim: Tasarıma kablo yolları eklemek, kabloları etiketlemek	1	2	2.8	0.2	95
	Pil Hasarı	3	6	Pilleri saklamak için özel pil çantası kullanmak	1	5	1.8	0.5	72

9.2. Yarışma Sırasındaki Riskler ve Alınacak Önlemler:

İnsansız hava aracının üzerindeki sistemler her ne kadar birçok sefer test edilmiş olsa da, beklenmedik riskler çıkabilir. Bu riskleri en aza indirmek için bir kontrol listesi oluşturulmuştur.

Risk	Sıklık (0-9)	Etki (0-9)	Önlem	Önlem Sonrası		Risk Seviyesi		Azaltma Oranı (%)
				Sıklık (0-9)	Etki (0-9)	Önce	Sonra	
Telemetri Kaybı	3	9	Birden çok anten konfigürasyonu test edilip en iyisi seçilmiştir	1	9	2.7	0.9	67
RC Kaybı	3	9	Yeterli menzile sahip kumanda alıcısı kullanılmıştır	1	9	2.7	0.9	67
Wi-fi Haberleşmesi Kaybı	5	4	Yeterli menzile sahip Wi-Fi modülü kullanılmıştır	2	4	2.0	0.8	60
GPS Sapma Hatası	3	9	Optimum otopilot sistemi seçilmiş ve kullanılmıştır.	1	2	2.7	0.2	93

Kamera Hatası	3	6	Kamerayı kontrol edebilmek için uzaktan çalıştırılabilen devre kullanılmıştır.	1	4	1.8	0.4	78
Düşük Pil Şarjı Yüzünden Kaza	3	9	Akım ve voltaj sensörleri anlık olarak gücün takip edilebilmesini sağlamıştır.	1	9	2.7	0.9	67

10. REFERANSLAR

[1] Tekin, R., & Erer, K. S. (2021). Three-Dimensional Formation Guidance with Rigidly Connected Virtual Leaders. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 44(6), 1229-1236.

[2] Erer,K.S., and Tekin R.,"Impact Vector Guidance," Journal of Guidance,Control,and Dynamics," 2021 (to be published)."

Redmon, J., & Farhadi, A. (2018). YOLOv3: An Incremental Improvement

Modern Digital and Analog Communication Systems, B.P. Lathi, Z. Ding,

Oxford University Press, 5th Edition, 2018

Pandey, V., Kumar, S., Kumar, V., & Goel, P. (2018). A Review Paper on I2C Communication Protocol. International Journal of Advance Research, Ideas and Innovations in Technology, 4, 340-343.

Digital Communication Systems, S.Haykin, John Wiley & Sons, 2014.

Raymer, D. P., & American Institute of Aeronautics and Astronautics. (1989). Aircraft design: A conceptual approach. Washington, D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics.