



MAU-HÜR KUŞLAR

LAGARİ



**2018 TÜBİTAK ULUSLARARASI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI YARIŞMASI**  
**DETAYLI TASARIM RAPORU**

**TAKIM NUMARASI VE ADI:** *T140 / MAU-HÜR KUŞLAR*

**ARAÇ TÜRÜ / ADI:** *SABİT KANAT / LAGARİ*

**ÜNİVERSİTE / LİSE:** *MARMARA ÜNİVERSİTESİ*

**AKADEMİK DANIŞMAN:** *Arş. Gör. EYÜP EMRE ÜLKÜ*



## İÇİNDEKİLER

### Sayfa

<b>1. YÖNETİCİ ÖZETİ .....</b>	<b>5</b>
1.1 TEMEL GÖREV GEREKSİNİMLERİ VE TASARIM ÖZELLİKLERİ.....	6
1.2 SİSTEM PERFORMANS ÖZELLİKLERİ .....	7
<b>2. YÖNETİM ÖZETİ.....</b>	<b>8</b>
2.1 TAKIM ORGANİZASYONU .....	8
2.2 ZAMAN AKIŞ ÇİZELGESİ .....	9
<b>3. KAVRAMSAL TASARIM.....</b>	<b>10</b>
3.1 GÖREV ŞARTLARI .....	10
3.1.1 Görev 1 ve Gereklilikler .....	10
3.1.2 Görev 2 Gereklilikler.....	11
3.1.3 Görev 3 Ve Gereklilikler .....	11
3.1.4 Görevlerin Genel Şartları.....	12
3.2 TASARIM GEREKSİNİMLERİ.....	12
3.3 İHA KONFIGÜRASYONU .....	13
3.3.1 Gövde Ve Mekanik Sistemler .....	14
3.3.1.1 Uçak Yapılandırması.....	14
3.3.1.2 Kuyruk Yapılandırması .....	15
3.3.1.3 İniş Takımı Yapılandırması .....	15
3.3.1.4 Kanat yapılandırması: .....	16
3.3.2 Yük Bırakma Sistemi .....	16
3.3.3 Elektrik Elektronik Devre Sistemi .....	17
3.3.4 Elektronik ve Uçuş Kontrol Sistemi.....	17
3.3.4.1 Tahrik sistemi:.....	17
3.3.4.1.1 Motor: .....	18
3.3.4.1.2 ESC:.....	18
3.3.4.1.3 Pil:.....	18
3.3.4.1.4 Pervane: .....	19
3.3.4.2 Uçak ve Yük Bırakma Kontrol Sistemi .....	19
3.3.4.3 Telemetri ve RC Sistemi .....	20
3.3.4.3.1 Telemetri: .....	20
3.3.4.3.2 RC Sistemi:.....	20
3.4 BİLEŞEN AĞIRLIKLANDIRMA VE SEÇİM SÜRECİ .....	20



3.5 NİHAİ KAVRAMSAL TASARIM KONFIGÜRASYONU.....	21
3.5.1 Teknik Çizim .....	22
<b>4.BAŞLANGIÇ TASARIMI.....</b>	<b>23</b>
4.1 TASARIM / ANALİZ YÖNTEMLERİ METODOLOJİSİ .....	23
4.2 TASARIM / BOYUTLANDIRMA .....	23
4.3 GÖREV MODELİ (YETENEKLER VE BELİRSİZLİKLER) .....	23
4.4 AERODİNAMİK ÖZELLİKLER .....	24
4.5 STABİLİTE VE KONTROL ÖZELLİKLERİ .....	26
4.6 İHA GÖREV PERFORMANS TAHMİNLERİ .....	26
4.7 NİHAİ BAŞLANGIÇ TASARIM KONFIGÜRASYONU .....	28
<b>5. DETAYLI TASARIM.....</b>	<b>29</b>
5.1 TASARIMIN BOYUTSAL PARAMETRELERİ .....	29
5.2 TASARIMIN YAPISAL ÖZELLİKLERİ .....	30
5.3 ELEKTRİK ELEKTRONİK KONTROL VE GÜÇ SİSTEMLERİ ENTEGRASYONU .....	31
5.4 ALT SİSTEMLERİN SEÇİMİ, ENTEGRASYON VE MİMARİ.....	31
5.4.1 Kuyruk Modeli.....	31
5.4.2 İniş Takımı.....	32
5.4.3 Atış Sistemi .....	32
5.4.4 Motor.....	33
5.4.5 Kontrol .....	33
5.4.6 Radyo.....	33
5.4.7 Telemetri ve Uçuş Kontrol.....	34
5.4.7.1 Telemetri Modülü .....	34
5.4.7.2 Pixhawk Uçuş Kontrol Kartı.....	34
5.4.7.3 Neo-6M GPS .....	35
5.5 AĞIRLIK VE BALANS.....	35
5.6 AERODİNAMİK ÖZELLİKLER .....	37
5.6.1 Sistem Analizi.....	37
5.6.2 Kanat Profili Analizi.....	38
5.7 STABİLİTE VE KONTROL ÖZELLİKLERİ .....	40
5.7.1 Kuyruk Takımı .....	40
5.7.2 İniş Takımı.....	40
5.7.3. Atış Mekanizması.....	41
5.9 HAVA ARACI MALİYETLENDİRME.....	42
5.10 NİHAİ TASARIM İÇİN GÖREV PERFORMANSI .....	42



## MAU-HÜR KUŞLAR

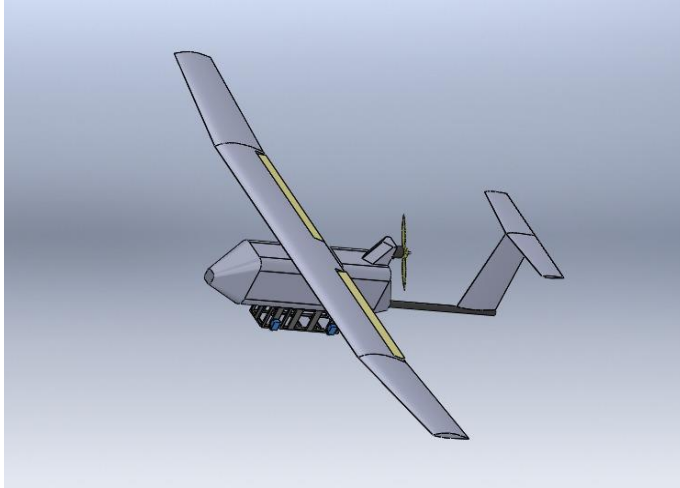
## LAGARİ

5.10.1 Görev 1 .....	43
5.10.2 Görev 2 .....	43
5.10.3 Görev 3 .....	43
5.11TEKNİK ÇİZİMLER.....	44
<b>6. PROTOTİP ÜRETİM SÜRECİ .....</b>	<b>46</b>
6.1 İHA İMALAT VE MONTAJ SÜRECİ .....	46
6.2 İHA ELEKTRİK ELEKTRONİK KONFIGÜRASYON SÜRECİ.....	49
6.3 İHA MONTAJI VE GENEL KONTROLLER.....	51
6.4 ÜRETİM İŞ ZAMAN ÇİZELGESİ PLANLANAN VE GERÇEKLEŞEN.....	53
<b>7. TEST PLANI .....</b>	<b>54</b>
7.1 TEST VE TAKVİMİ .....	54
7.2 TEST VE UÇUŞ KONTROL LİSTELERİ .....	55
<b>8. PERFORMANS SONUÇLARI.....</b>	<b>55</b>
8.1 ALT SİSTEMLERİN PERFORMANSI .....	55
<i>Pil Performansı:</i> .....	55
İtki Ölçümü: .....	57
8.2 GERÇEKLEŞENİN KAVRAMSAL TASARIMA KARŞILAŞTIRILMASI .....	58
8.3 ARACIN PERFORMANSININ TANIMLANMASI.....	58
<b>9.KAYNAKLAR.....</b>	<b>60</b>

## 1. YÖNETİCİ ÖZETİ

MAU-HÜR KUŞLAR Takımı, 2018 TÜBİTAK Uluslararası İnsansız Hava Araçları Yarışmasına 20-23 Eylül 2018 tarihinde İstanbul Grand Airport'a ait yerleşkede katılacaktır. Raporda genel olarak tanıtımı ve görev gereçleri anlatılmaktadır. Bu rapor MAU-HÜR KUŞLAR Takımı'na ait özgün bir rapordur. Bu takımın özgün sabit kanat insansız hava aracının amacı, hem otonom uçuş hem de manüel uçuş yaparak gerekli görevleri yerine getirmektir.

Yarışma kurallarında belirtilen, maksimum insansız hava aracı ağırlığı dört kilogram olmasına karşın hazırlanacak olan sabit kanatlı insansız hava aracı tasarım yapılandırması, dört kilogramın çok altındadır. Görev gereksinimlerini gövde ve mekanik sistem tasarımının sağladığı kolaylıkla çok rahat bir şekilde yapabilecektir.



Genel olarak bizden istenilen görevler: doğrultusunda, kısa pistten kalkış yapma, dar alanda uçuş kabiliyeti, otonom uçuş yapabilme, minimum hızda stabil hareket durumunu koruma, pistte istenilen bir noktaya yakın iniş yapabilme ve istenilen noktaya yük bırakma kabiliyetlerinde bir uçak tasarımı

**Figür 1:**İnsansız hava aracı genel tasarımı

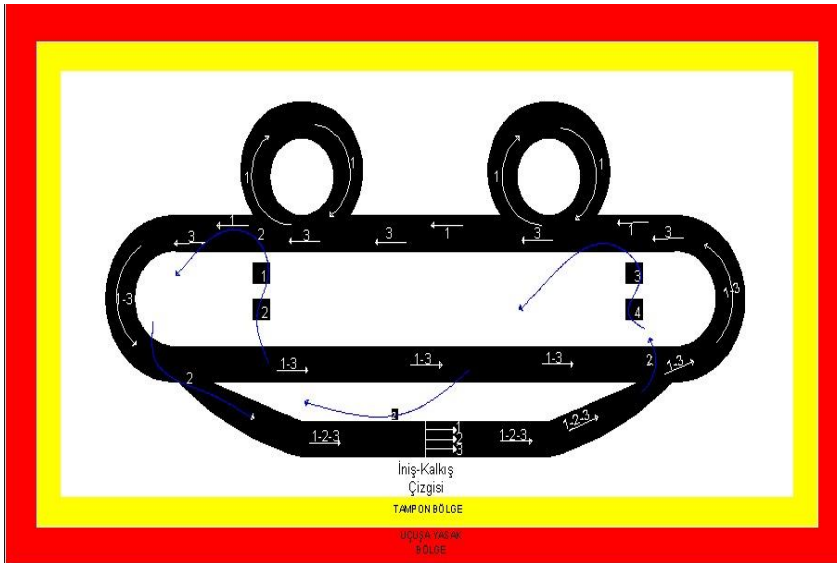
planlanmaktadır. Biz bu görev isterilerini

kolaylıkla yapabileceğimiz bir insansız hava aracı tasarımı yaptık. En güzel ve en kullanışlı tasarımın yanı sıra uçağın güvenliği bizim çok önem verdiğimiz başlıklar arasındadır. Bize anlatılan tecrübeleri dikkate alarak pervane gibi alt sistemlerin çarpışma durumunda etraftaki insanların zarar görmemesi için plastik gibi malzemeler seçtik. Gövde yapım malzemesini ise strafor seçtik. Güvenlik konusunda dikkat ettiğimiz bir diğer konu ise hava aracımız uçuş esnasında olası bir sinyal kaybında otomatik olarak bize uyarı göndererek fail safe moda geçip iniş yapmamız sağlanacaktır. İnsansız hava aracımızın diğer özelliği ise şu şekildedir: gerekli olarak istenildiğinde otomatik veya manüel kalkış ve iniş yapabilecek, görev isterilerine göre hareket edebilecek kabiliyette tasarlanmıştır. Bunlara bağlı olarak Figür 1'deki tasarım hazırlanmıştır.

### 1.1 Tasarım Süreci

Tasarım zorlukları, üretim maliyetleri ve bilgi eksikliklerimiz tamamladıktan sonra tek motorlu, sivriltilmiş kenarlı kanat insansız hava aracı tasarımı yapıldı. Tasarım süreci temel olarak: Ön tasarım, kavramsal tasarım ve detay tasarım olarak üç bölümden oluşmaktadır. Genel olarak bu insansız hava aracı tasarımının seçilmesinin temel nedeni; yarışma kurallarına uyarak, özgün bir insansız hava aracı tasarlamak ve görevleri eksiksiz yerine getirebilen insansız hava aracı tasarımı gerçekleştirmektir. Kullanılan tüm malzemeler, elektronik elemanlar, motorlar, batarya ve telemetri sistemi eksiksiz olarak seçilmiştir ve güvenlik ilkesine azami olarak dikkat edilmiştir. Bu tasarımın sonunda gerekli malzemelerin işlenip birleştirilmesinden sonra verilen görevleri yerine getirebilen bir İHA ortaya çıkması bekleniyor. Aerodinamik, itki sistemi ve kontrol sistemlerinin birleşimi ile yaklaşık 2900 g ağırlığa ve 1800 milimetrelilik kanat açıklığına sahip insansız hava aracı tasarlanacaktır. Uçağın yapısı esas olarak karbon fiber, ahşap ve birkaç metalik parçadan oluşmaktadır.

### 1.1 Temel Görev Gereksinimleri ve Tasarım Özellikleri



**Figür 1.2.1:** Yarış pisti.

Sabit kanatlı insansız hava aracımızın yapması gereken üç temel görev vardır bu görevler Figür 1.2.1’de görülmektedir ama sözlü anlatımı şu şekildedir: Görev 1 olarak adlandırılan ve Figür 1.2.1’de 1 numaralı oklar takip edilerek yapılmak istenen görevde insansız hava aracımız tüm işlemi manüel olarak

yapmalıdır, pistten kalkıp görevi gerçekleştireceği alana yöneldikten sonra kendi etrafında iki tam tur atarak manüel olarak tekrar piste iniş yapacaktır. Bu görevi kolaylıkla yapabilmesi için kısıtlamaları göz önünde tutarak uçağımızın tasarımını yaptık. Örneğin seçilen sivriltilmiş kanat uçağın kararlı bir şekilde kendi etrafında tur atmasını sağlayacaktır. Bu görevde uçuş süresi ve insansız hava aracının hafifliği çok önem arz ettiği için uçağımızın hafif bir tasarım olması ve kararlılığını bozmadan en hızlı uçuşu sağlayacak tahrik sistemi seçilecektir. Görev

2 olarak adlandırılan ve Figür 1.2.1’de 2 numaralı oklar takip edilerek yapılmak istenen görevde insansız hava aracımız öncelikle uçağımıza taşıyacağı yükleri yükledikten sonra otonom olarak görevi yapacaktır. İnsansız hava aracımız önceden numaralandırılmış olan dört noktaya bizim isteğimiz doğrultusunda yük bırakacaktır..Görev 3 olarak adlandırılan ve Figür 1.2.1’de 3 numaralı oklar takip edilerek yapılmak istenen görevde insansız hava aracımızın otonom kabiliyetinin test edilmesidir. İnsansız hava aracının otonom olarak kalkış yapıp pist etrafında iki tur atması istenecektir. İnişi otonom olarak yaptıktan sonra pist üzerinde çizilmiş olan bir çizgiyi geçip o çizgiye en yakın yerde durması beklenmektedir. Bu görevde uçağımızın oto pilot özelliği test edileceği için telemetri ve alt sistemlere yoğunlaşılacaktır.

### 1.2 Sistem Performans Özellikleri

Oluşturulan özgün sistemde temel amaç yarışma görev performanslarını en üst düzeye çıkarmak olmuştur. Bu özgün tasarımın özelliklerini şu şekilde sıralayabiliriz:

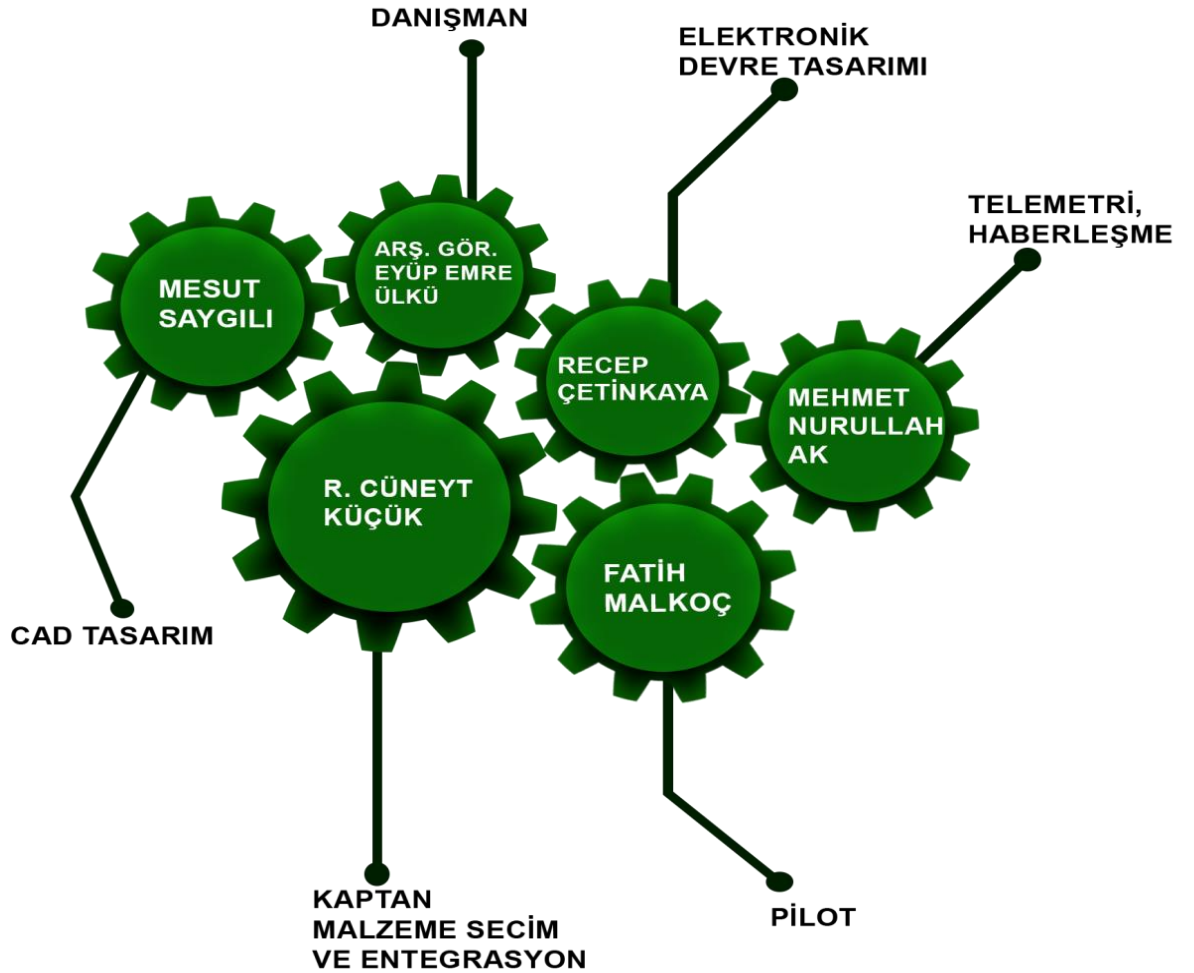
- 2.9 kg toplam ağırlık.
- 15 metre içerisinde güvenli kalkış.
- 3 dakikalık yüksek hız performansı.
- 4 top harici kapasitesi.
- 100 saniye uçuş süresinde 3 tur performansı.
- 20 saniyeden az sürede yük doldurma işlemi.
- Güvenli yük taşıma mekanizması.
- Kolay ulaşılabilirlik.
- Üretim maliyetinin düşük ve parça mukavemetinin yüksek olması.
- $V_{\max} \cong 33,019 \text{ m/s} \cong 118,87 \text{ km/h}$
- $V_{\text{Stall}} = 15,8 \text{ m/sn}$

Karar verilen son tasarım, Üstten kanat yerleştirme ve tek motor ile aracı orta sırt kısmından iterek geleneksel tayyare tipi konfigürasyonunun dışına çıkmıştır. Uçak, hız ve taşıma kapasitesi optimum düzeye çıkarılırken aynı zamanda yük yükleme boşaltma ve kalkış süresi, mesafesi de en aza indirmek planlanarak tasarım nihayete ermiştir. Tüm bu kazanımların yanında manevra kabiliyetinin ortalama seviyesine inmesi görev performanslarında aşırı olumsuz düzeyde etki etmeyeceği gerekli test ve denemeler sonunda analiz edilerek nihai tasarımda karar kılınmıştır.

## 2. YÖNETİM ÖZETİ

MAU- Hür Kuşlar üyeleri Marmara Üniversitesi Teknoloji Fakültesi'nin farklı bölümlerinde öğrenim hayatını devam ettirmektedir. Ekip Elektrik-Elektronik Mühendisliği, Metalürji Malzeme Mühendisliği ve Makine Mühendisliği öğrencilerinden oluşmaktadır. Görev dağılımları ve iş paylaşımı açısından farklı bakış açılarına sahip bir takıma sahibiz.

### 2.1 Takım Organizasyonu



**Figür 2.1:** Takım yönetim şablonu.





## 2.2 Zaman Akış Çizelgesi

Üretim safhasında planlanan sürelerin dışına 7-10 gün aralığında çıktığımız durumlar oldu. Sonuç itibari ile çalışmalarımız istenilen şekilde sonuçlandı.

## T140 MAU-HÜR KUŞLAR, SABİT KANAT/ LAGARİ, MARMARA ÜNİVERSİTESİ

## İŞ - ZAMAN ÇİZELGESİ

TUBİTAK İHA YARISMASI		Başlangıç Tarihi	Bitiş Tarihi	Süre (AY)	Ocak	Şubat	Mart	Nisan	Mayıs	Haziran	Temmuz	Ağustos	Eylül
1.	Kavramsal ve Taslak Tasarımın Oluşturulması	19.01.2018	07.03.2018	4									
1.1	Literatür Taraması			1									
1.2	Kavramsal Tasarım			2									
1.3	Taslak Tasarım			2									
1.4	Malzeme Seçimi ve Araştırma												
2.	Detaylı Tasarım ve Malzeme Seçimi	30.06.2018	30.07.2018	2									
2.1	Detaylı Tasarım			1									
2.2	Malzeme Seçimi			2									
2.3	Tasarımın Güncellenmesi			1									
3.	Prototip İmalatı ve Sistem Entegrasyonu	28.05.2018	22.07.2018	2									
3.1	Prototip Mekanik İmalatı ve Montajı			1									
3.2	Elektrik Elektronik Sistem Entegrasyonu			1									
3.3	Tutma - Bırakma Sistem İmalatı ve Montajı			2									
4.	Prototip ve Sistem Testleri	02.08.2018	20.09.2018	2									
4.1	Batarya Testi			1									
4.2	Kanat Testleri			1									
4.3	Otonom Uçuş Testleri			2									
4.4	Alt Sistem Testleri			1									
4.5	Yük Tutma Bırakma Sistem Testleri			1									
4.6	Görev 1 Testi			1									
4.7	Görev 2 Testi			1									
4.8	Görev 3 Testi			1									
	Yarışma												

Yapılması Planlanan

Gerçekle



### 3. KAVRAMSAL TASARIM

Kavramsal tasarım raporunun en temel amacı, Sabit kanat insansız hava aracının görev gereksinimlerini karşılayabilmesi ve kararlı uçuş sürekliliğine sahip bir yapıda olması için tasarım, üretim ve malzeme seçimi bileşenlerini takım içerisindeki görev dağılımları ve istişareler neticesinde en iyi tercihleri ortaya koymaktır. Bu bileşenler ana gövde ve mekanik sistemler, yük doldurma bırakma sistemi, elektrik elektronik devre sistemi, elektronik ve uçuş kontrol sistemi, tahrik sistemi. Tüm bu sistemler üzerine nicel puanlama analizleri yapılarak birbiri arasındaki bütünleşik bu yapıların optimum düzeyde haberleşmesi ve verimli olması amaçlanmıştır. Tüm bu sistemlerin seçim süreci hakkında alt başlıklarda bilgi verilecektir. Ortaya çıkan konfigürasyon, üstten kanatlı, tailedagger iniş takımı, sırttan tek motorlu ve T-Kuyruk olarak klasik yapıların dışında özgün bir tasarıma sahiptir. Araç toplam 2900g ağırlığa sahip olup, 1800mm kanat açıklığına ve 1190mm dikey uzunluğa sahiptir. Kontrol sistemi gövde içerisine yerleştirilecek olup emniyet butonu kolay ulaşılabilir bir noktada olması hedeflenmektedir.

#### 3.1 Görev Şartları

Bu başlık altında görev gerekliliklerinin hesaplamalar sonucunda elde edimimleri paylaşılacaktır.

##### 3.1.1 Görev 1 ve Gereklilikler

Bu görev için puansam şu şekildedir.

**t<sub>min</sub>**: Tüm takımlara ait minimum süre

**t<sub>tm</sub>**: Takımın süresi

**W<sub>min</sub>**: Tüm takımlara ait en düşük kalkış ağırlığı

**W<sub>tm</sub>**: Takımın kalkış ağırlığı

$$\text{Puan} = 15 \left( \frac{t_{\min}}{t_{tm}} \right) + 10 \left( \frac{W_{\min}}{W_{tm}} \right)$$

Bu görevi tam puanla tamamlamak amacıyla, minimum malzemeyle maksimum performans gerçekleştirmeyi hedefledik. En kısa sürede, havalanıp, maksimum hızla pistte 2 tur atıp bitiş çizgisine ulaşmak puanlamanın en önemli ölçüsü, en kısa sürede pisti tamamlamak amacıyla Tablo 3.3.4.1.1 'de yapılacak motor tercihleri ve statik sürekli uçuş kabiliyeti amacıyla aracın kanat uçlarına 4 derecelik dihedral açıları verilmesi önemli parametreler olmuştur.

$$F = W = \frac{1}{2} * \rho * Cl * S_{Kanat} * V_{Stall}^2 \quad V_{Stall}^2 \cong 249,7 \quad V_{Stall} = 15,8 \text{ m/sn}$$

Uçağın üzerine takılı olan motorla ulaşabileceği maksimum hızı için gerçekleştirilmesi gereken işlem;

$$F = 1,225 * \left( \pi * \frac{(0,0254 * d)^2}{4} \right) * \left[ \frac{(RPM * 0,0254 * Pitch)^2}{60} - \frac{RPM * 0,0254 * Pitch}{60} * V_{max} \right] * \left( \frac{d}{3,29546 * Pitch} \right)^{1.5}$$

**d**=pervane çapı (inch)

**RPM**= Motorun dakikadaki turu (Tur/dak)

**Pitch** = Bir turda alınan yol (inch) **V<sub>max</sub>**=İki yönlü pervane hızı (m/s)

**F**=İtke(Newton)

Burada bütün değerleri yerine koyduğumuzda uçağa takmış olduğumuz motorun bize verebileceği maksimum hız  $V_{max} \cong 33,019 \text{ m/s} \cong 118,87 \text{ km/h}$  bulunur.

### 3.1.2 Görev 2 Gereklilikler

$$Puan_2 = 25 \left( \frac{NB_{tm}}{NB_{max}} \right)$$

**NB<sub>tm</sub>**: Takımın başarıyla hedefe bıraktığı yük adedi.

**NB<sub>max</sub>**: Tüm takımlara ait başarıyla hedefe bırakılan maksimum yük adedi.

Biz bu görevi gerçekleştirmek amacıyla öncelikle taşınması gereken nesneler için bir aparat tasarlayıp üzerine çalışmaktayız. Figür 3.3.4.2 ' de görüldüğü gibi daha az servo motor kullanarak 4 bölmeyi kontrol etmeyi amaçlıyoruz. Uçağın nesneyi atması gerektiği bölgede nesneyi bırakması çok hassas olduğunu düşünerek servo motorun 0-dan 90° olması yaklaşık 354mS olduğunu hesaplayıp algoritmaya bu detayı ekledik. Figür 3.3.4.2

$$T_x = ((T_T * x_{istenen}) / x_{max})$$

**T<sub>x</sub>** = x açısına gelme süresi **T<sub>T</sub>** = 0° – max dereceye gelene kadar geçen süre

**x<sub>istenen</sub>** = x açısı

**x<sub>max</sub>** = servonun alabildiği maksimum açı değeri

### 3.1.3 Görev 3 Ve Gereklilikler

**DFL<sub>tmin</sub>**: Tüm takımlara ait bitiş çizgisine olan minimum uzaklık.  
bitiş çizgisine olan uzaklığı.

**DFL<sub>tm</sub>**: Takımın

$$Puan_3 = 25 \left( \frac{DFL_{tmin}}{DFL_{tm}} \right)$$



Uçağın bu görevi tamamen otonom olarak gerçekleştirmesi adına yüksek algoritmalar oluşturup havadayken oluşabilecek her durum için bir detay listesi yapmayı sonrasında bu listedeki durumlar karşısında ürettiğimiz çözümleri yazılımsal olarak çözümlemeyi amaç edindik. Tüm bu verileri detaylı tasarım raporunda tarafınıza sunacağız.

### **3.1.4 Görevlerin Genel Şartları**

İha'nın bütün görevleri tamamlayabilmesi için gerekli donanım ve fiziksel yeterliliğe sahip olması, için aşağıdaki özelliklerin kesinlikle eklenmesi beklenmektedir.

- İha uçuş sırasında, şekil ...'da belirtilen tampon bölge sınırını geçmemesi, uçuşa yasak bölgeye kesinlikle girmemesi gerektiğinin farkında lığıyla, oluşturduğumuz algoritma tampon bölgeye belirli bir noktaya kadar yaklaşmasına izin vermektedir.
- Kumandayla iha arasında bağlantı kopması durumunda, araç fail-safe moduna geçmek zorundaydı, oluşturduğumuz algoritma uçağın bağlantısının kopmasıyla 5 saniye içerisinde devreye girmesi planlanan Fail-safe yapısının devreye girmesi eyleminin gerçekleştirmesine dayalıdır.
- Telemetri sisteminin uçuş sonlanana dek sorunsuz bir şekilde çalışması, iha'nın gönderdiği verilerin izlenmesini sağlaması amacıyla kullandığımız kumandayla uçak arasındaki iletişim sistemi düz arazide 3,2 Km'ye kadar sorunsuz bir şekilde gereğinden fazla sayıda veri paketini gönderebilme kabiliyetine sahiptir, aynı zamanda konumu anlık olarak kumanda merkezine sağlıklı şekilde iletebilmesi amacıyla minimum sapmaya sahip bir GPS modülü kullanılması planlandı.
- İha'nın maksimum ulaşabileceği maksimum irtifa 50m iken minimum irtifası 5m den az olmamalıdır.
- Uçak görevi gerçekleştirmek üzere kalkış yapması için 3 dakika, kalkışın gerçekleşmesinin ardından görevini yerine getirmesi için 6 dakikası vardır.

### **3.2 Tasarım Gereksinimleri**

Görev puanlama analizi sonucu, genel uçuş sonucuna direkt olarak etki eden dört ana bileşen tespit edildi:

Yükleme Süresi: Üretilen arcın atış mekanizması, bütünleşik yapı ile en uyumlu konfigürasyona sahip olmakla beraber hızlı doldurma durumunda kolay aşınmayacak bir yapıya sahip olmalıdır. Gerekli ölçümler sonucu yarış gerekliliklerini karşılayacak yapının

minimum yükleme süresi ve en az dört adet yükü taşıyacak kabiliyette dengeye sahip olması amaçlanmaktadır.

Servo Sayısı: Bir servo'yu, aracı veya araç üzerinde harici bağlı yük bırakma mekanizmasını kontrol etmek için kullanmak amaçlanır. Kazanılmak istenen maksimum puan için minimum servo sayısı barındıran bir yapılandırma sunulmalıdır.

Hız: Uçağın hızı görev gereksinimlerinin karşılanması açısından en önemli faktörlerin başında gelmektedir. Kontrol kaybına uğranmayacak maksimum hız kazanımı için uygun tasarım ve tahrik sistemi seçimi çok elzem olmaktadır.

Otonom Uçuş: Otonom uçuş kabiliyetine uygun bir uçak tasarımı 3. görev gereksinimi açısından önemli bir yer almaktadır. Sistemin stabil uçuşa meyilli olması ve kontrolünün basit olması otonom kabiliyetini en üst düzeye çekecektir

### 3.3 İHA Konfigürasyonu

Tablo 3.1'de özetlendiği gibi, bir uçak konfigürasyonunu değerlendirmek ve seçmek için kullanılan kendine özgü dizayn ölçütlerinin görev gereksinimleri ile olan ilişkisi belirlenmiştir.

Görev / Puanlama Koşulu	Tasarım Gereksinimleri
Minimum Yükleme Süresi	Kolay Erişilebilirlik
Minimum Servo Sayısı	Basit, Sağlam Tasarım
Düşük Ağırlık	Verimli Yapı
Yüksek Hız	Optimize Tahrik Sistemi
Otonom Uçuş	Stabil Uçuşa Uygunluk

**Tablo 3.1: Tasarım gereksinimlerine çevrilen yarışma kuralları ve gereksinimleri.**

Belirlenen gereksinimler, sade ve basit tasarım, düşük ağırlık ve kolay erişilebilirlik olarak belirleniyor. Eğer tasarım minimum yükleme süresine ve minimum Servo sayısına sahipse aynı zamanda düşük ağırlığa da sahip olacaktır. Bu gereksinimler belirlendikten sonra kavramsal tasarımının bir sonraki aşaması, tüm aracın olası konfigürasyonlarını dikkate alan bir tasarım alanı oluşturulacaktır. Bu alanlar alt başlıklar halinde düşünülecek olduğunda kanatlar, gövde, kuyruk bölümü, tahrik sistemi ve iniş takımı.

### 3.3.1 Gövde Ve Mekanik Sistemler




Meziyet Faktörü	1	2	3	4	5
Stabilite ve Kontrol					
Üretim Kolaylığı					
Hızlı Uçuşa Uygunluk					
Hafiflik					
Sürüklenmeye Etki					

**Tablo 3.2:** Konfigürasyon Meziyet Faktörü

En önemli yapılandırma faktörlerine dayanarak, konfigürasyon meziyet faktörü (KMF) tablosu oluşturulmuştur. Konfigürasyon meziyet faktörü 0-5 arası değerler verilerek. 5 en önemli faktör 0 ise tasarımda faktör dışıdır. Tablo 3.2 'de görüldüğü gibi belirli parametreler için bir rakamsal değerlendirme yapılmıştır. En yüksek toplam kaliteye sahip konfigürasyon daha sonra tasarım sürecinde analiz ve değerlendirme için seçilmiştir.

#### 3.3.1.1 Uçak Yapılandırması

Ekip olarak üç temel yapılandırma üzerinde durularak en uygun şekil tespit edilmek amacıyla Tablo 3.5' de görüldüğü üzere değerlendirme yapıldı. Bu tasarımlar: Konvansiyonel, çift kanat ve delta kanat olarak üç tanedir.


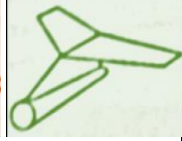

				
		Konvansiyonel	Çift Kanat	Delta Kanat
Hafiflik	4	4	2	3
Stabilite Kontrol	5	5	4	3
Üretim Kolaylığı	5	5	3	2
TOPLAM	14	66	43	37

**Tablo 3.5 :** KMF' ye göre Konvansiyonel Uçak Yapılandırması.

Konfigürasyon meziyet faktörü dikkate alındığında ve gerekli analizler yapıldığında konvansiyonel bir yapılandırma üzerinde durulması planlanmıştır. Stabilite ve kontrol etme olanağının yüksek olması ve bununla beraber üretim kolaylığı bu tip uçak yapılandırılması seçiminde ortak kaniya varılmasına sebep olmuştur.

### 3.3.1.2 Kuyruk Yapılandırması

Kuyruk tercihi konusunda görev gereksinimlerini en iyi şekilde karşılayacak kombinasyonun seçimi için takım üç temel tasarım üzerine tartıştı. Bunlar; Konvansiyonel, T-Kuyruk ve V-Kuyruk olmak üzere üçe ayrılıyor.

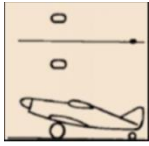
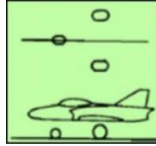
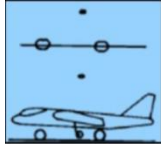
				
		Konvansiyonel	T Kuyruk	V Kuyruk
Hafiflik	4	4	2	5
Etkinlik	2	5	4	3
Stabilite Kontrol	5	3	5	3
Üretim Kolaylığı	5	4	4	2
TOPLAM	16	56	61	51

**Figür 3.7 :** KMF' ye göre kuyruk yapılandırması

Konfigürasyon meziyet faktörü puanlaması sonucu T-Kuyruk modeli üzerinde karar kılınmıştır. Üretim kolaylığı ortalama bir değerlendirmede olmasına karşın, kontrol olanağının fazla olması ve faydalı yükün araç gövdesinin arka kısmında olacak şekilde sabitlenecek olmasından ötürü kuyruk kaldırma kuvvetinin de etkisinden faydalanılması için bu tip bir tasarım tercihi olmuştur.

### 3.3.1.3 İniş Takımı Yapılandırması

KMF' de yapılan değerlendirmeler sonucu üç temel iniş takımı yapılandırması üzerinde durularak takım seçimine sunuldu. Bu tasarımlar Kuyruk teker, Üç teker bisiklet ve Bisiklet olarak üç kısma ayrılır.

				
		Kuyruk teker	Üç teker bisiklet	Bisiklet
Sürüklemeye Etki	1	4	4	5
Hafiflik	4	4	4	5
İniş Kalkış Kolaylığı	2	5	4	3
TOPLAM	7	33	32	33

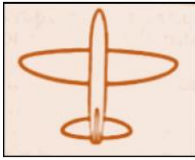


**Figür 3.8:** KMF' ye göre yapılan iniş takımı yapılandırması.

İniş takımlarının en önemli etkisi sürüklenme etkisidir. Bu parametre temel seçim noktasını oluşturmaktadır. Yük bırakma sisteminin konumu itibari ile ve konfigürasyon meziyet faktörüne dayanarak kuyruk teker yapılandırmasında karar kılınmıştır. Yük bırakma sisteminin araç gövdesinin alt kısmında gömülü yarım gömülü olacak şekilde montajının gerçekleştirilmesi olanağının sağlandığı bu sistemde, aracın yerde hareketi için ayrıca bir

servo kullanmak yerine dikey kontrol elemanına entegre bir kuyruk teker takılarak yön tayini sağlanması yönünde bir çalışma yapıldı. Servo sayısında azalmaya sebep olan bu durum kuyruk teker tercihinde karar kılınmıştır.

### **3.3.1.4 Kanat yapılandırması:**

Kanat yapılandırma konusunda KMF' den faydalanılarak 3.9'daki tablo oluşturularak bu üç tercih üzerinde duruldu.

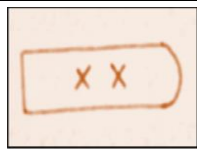
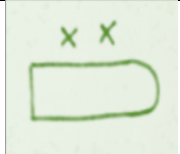
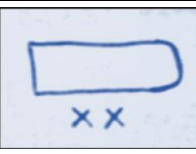
				
		Eliptik	Dikdörtgensel	Sivriltilmiş
Hızlı Uçuşa Uygunluk	3	4	3	5
Hafiflik	4	4	3	4
Stabilite Kontrol	5	4	3	5
Üretim Kolaylığı	5	3	5	4
TOPLAM	8	31	26	37

**Figür 3.9:** KMF' ye göre kanat yapılandırması

Kanat konfigürasyonu konusunda manevra kabiliyeti ve üretim kolaylığının ortalamanın üstünde olması sebebi ile sivriltilmiş uç konfigürasyonunda tasarım planlanmaktadır. Kanat profili olarak daha önce akademik çalışmalarda taşıma katsayısı  $C_l$  ve sürüklenme katsayısı  $C_d$  değerleri hesaplanmış kanat profilleri arasından NACA AG 4412 kanat profili seçilmiştir. Bu kanat profilinin 4 derecelik hücum açısı değerleri sistem performansı ve kaldırma kuvveti bakımından uygun bulunmuştur. Araca sürekli istikrar vermesi amacıyla kanat uçlarına 4 derecelik dihedral açısı verilecektir. Kanat profili konusunda ayrıntılı bilgi 4.4 Aerodinamik Özellikler başlığı altında atıflar da bulunularak verilmiştir..

### **3.3.2 Yük Bırakma Sistemi**

Yük bırakma sisteminin montajı, yük'ü yükleme ve boşaltma işlemi açısından kritik öneme sahiptir. Figür 3.6' da görüldüğü gibi bu yapılandırma işlemi için üç olası nokta dikkate alındı.

				
		Gövde içinde	Gövde Üstünde	Gövde Altında
Sürüklemeye Etki	1	5	1	2
Ağırlık Merkezine Etki	4	3	2	5
Üretim Kolaylığı	5	4	3	5
TOPLAM	13	37	24	47

**Tablo 3.6 :** Atış mekanizmasının KMF'ye göre değerlendirilmesi.

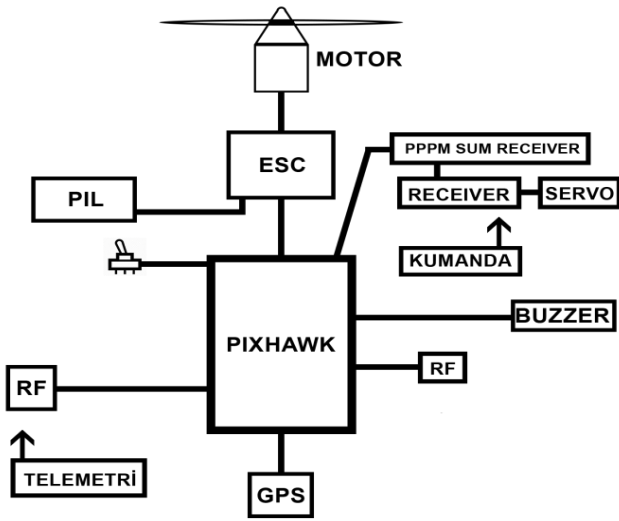


Gövde içi hacmini verimli şekilde kullanmak ve puanlamasını yaptığımız konfigürasyon meziyet faktörü değerlerin karşısında. yük bırakma sisteminin hem gövde içinde hem altında olacak şekilde yarı yarıya bir pozisyon belirlenmesine karar verdik. Gereken detaylı bilgi bir detaylı tasarım raporunda tarafınıza sunulacaktır.

### 3.3.3 Elektrik Elektronik Devre Sistemi

Araç elektronik bileşenlerinin optimum düzeyde uyumla çalışması tüm görev gereksinimleri

açısından elzem bir konudur. Seçimi gerçekleştirilen tahrik sistemi elemanlarının telemetri sistemi ile uyumu, telemetri sisteminin istasyona veri sinyal akışı ve atış mekanizmasının tüm bu sistem dahilinde uyumlu bir çalışma göstermesi uçuş sağlığı açısından çok önemlidir. Figür 3.3.3.1' de görüldüğü gibi elektronik ekipmanın bağlantı şekli gösterilmiştir.



**Figür 3.3.3.1:** Araç elektronik komponentlerinin bağlantı şablonu

### 3.3.4 Elektronik ve Uçuş Kontrol Sistemi

Elektronik ve uçuş kontrol sistemini, tahrik sistemi, telemetri ve RC sistemi , uçuş ve yük bırakma kontrol sistemi olarak üç ana başlıkta inceleyeceğiz.

**3.3.4.1 Tahrik sistemi:** Bu sistem sabit kanatlı İHA'nın görev isterilerini karşılanması açısından en önemli parametreleri içerisinde barındıran tümleşik yapıyı oluşturmaktadır. Motor, ESC, pil ve Pervane olmak üzere 4 Pervane olmak üzere 4 başlıkta incelenir.

**3.3.4.1.1 Motor:** Motor seçimi aracın performans kabiliyetlerinin belirlenmesi konusunda en önemli parametre olarak değerlendirildi. Aracın yaklaşık ağırlığı göz önünde bulundurularak bir motor seçimi yapmak durumundaydık. Bu seçim ESC, pil ve pervane seçimlerini de etkileyecektir.

MOTOR	PERVANE	VOLTAJ	MAX AMPER	GÜÇ	AĞIRLIK	İTME	RPM	FİYAT
E-MAX GT5335/08	20x8	37V	78A	2886W	720g	9900g	9000	542TL
E-MAX GT2826/04	10x5	14.8V	47A	695.6W	175g	3100g	13200	191TL
E-MAX 3526/05	13X6.5	14.8V	69A	765.9W	265g	3300g	9300	250TL

**Tablo 3.3.4.1.1:** Motor seçim tablosu

Araç ağırlığı referans alınarak Tablo 3.3.4.1' de gösterilen motorlar incelendi. Görev isterilerini yerine getireceği konusunda gereken test ve deneyler sonucunda E-MAX GT2826/04 motorunun sistem gereksinimlerini karşılayacağı konusunda karar verilmiştir.

**3.3.4.1.2 ESC:** ESC seçimi motor seçimi ile paralel olarak yapıldı. Motorun çekebileceği maksimum akım baz alınarak 40-50A aralığında tolerans payı olacak şekilde seçim gerçekleştirilmiştir. Seçilen ESC' nin programlanabilir olması da göz önünde bulundurulmuştur. Isınma sorunu yaşamamak adına ESC kalitesine önem verilmiştir.

ESC	SÜREKLİ AKIM	PATLAMA AKIMI	BATARYA	BOYUT	AĞIRLIK(g)
BLHeli-40A-UBEC	40A	50A	2S-6S	73x28x12	41
TURNIGY-100SBEC	100A	140A	5S-16S	67x32x23	99
BLHeli-60A-UBEC	60A	80A	2S-6S	73x36x12	63

**Tablo 3.3.4.2:** ESC seçim tablosu

**3.3.4.1.3 Pil:** Pil seçimi uçuş süresini etkileyen en önemli faktördür. Bu yüzden motor isterilerini görev süresince karşılayacak bir pil tercih etmek istedik. Uzun ömürlü ve kullanışlı olması sebebi ile Li-Po piller üzerinde durularak maksimum verimle tahrik sistemine optimize olacak tercihler üzerine analizler yapıldı.

BATARYA	VOLTAJ	KAPASİTE	ANLIK DEŞARJ	BOYUT(mm)	AĞIRLIK	FİYAT(TL)
EFEST IMR18650	3,7V	2600mAh	40Ah	18.25 x 65	50g	48
Li-Po	3,7V	5000mAh	45Ah	160x45x34	578g	625
LG HB2 18650	3,7V	1500mAh	30Ah	18.25 x 67	45,5g	67,41

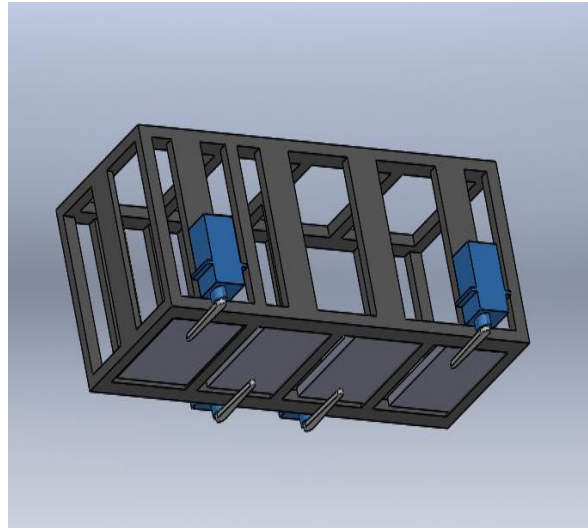
**Tablo 3.3.4.3:** Pil seçim tablosu

Seçilen Li-Po pil, yapılan bağlantı kombinasyonları sonucu analizlerde istenilen sonuçları verdi. dakikada 200A üzerine çıkabilecek kabiliyette olan bu pil sayesinde maksimum gaz da motorumuzun 47A çekmesi sebebi ile uçuş süremizi bir hayli arttırmamızı sağladı. Tabi bu seçimde ağırlık dezavantajı göz önünde bulundurulması gereken bir koşul olarak görülüyor.

**3.3.4.1.4 Pervane:** Pervane seçimi için seçilen motorun optimum verimde çalışacağı ölçüler Tablo 3.3.4.1 'de verilmiştir. Seçilen motor modeli 10x5(inch) pervane ölçülerinde en verimli dönüşü yapacağı bilinmektedir. Biz plastik pervane seçtik, plastik pervane dönüş sırasında esneme yapacağı göz önünde bulundurularak adım sayısında 1(inch)' lik fazlalık vererek itiş 10x6 (inch) pervane ile sağlamaya karar verdik.

#### **3.3.4.2 Uçak ve Yük Bırakma Kontrol Sistemi**

Bu başlıkta kullanılacak servo motorlar hakkında bilgi verilecektir. Servo motorların tepki süresi ve tork değeri göz önünde bulundurularak seçimler gerçekleştirilecektir. Araç kontrol yüzeyleri, kanatçıklar, dikey stabilizatör ve yatay stabilizatörler üzerinde oluşacak hava basıncını en iyi karşılayacak servo motor seçimi için analizler yapıldı. İlk etapta SG90 modeli üzerinde duruldu fakat yüzey kontrol elemanları üzerindeki basıncın bu modelin tork değerinin üzerinde olacağı düşünülerek dişli kırma ihtimali değerlendirildi. Yüksek tork değerine sahip Hitec D485HW Servo motorunda karar kılındı. Yük bırakma mekanizması için seçilen ise yüksek tork değerine ihtiyaç olmadığı için Figür 3.3.4.2' de görüldüğü gibi bağlantı şekilleri oluşturuldu. Servo motorları hareket ettirmek için pixhawk uçuş kontrol sistemine entegre



olan GPS üzerinden aktarılan koordinatları Arduino-Mini yardımı ile karşılaştırarak önceden belirlenen noktalara atışların yapılması planlanmaktadır.

**Figür 3.3.4.2: Yük bırakma modellemesi**

### **3.3.4.3 Telemetri ve RC Sistemi**

Bu başlık altında elle uçuş ve otonom uçuş kabiliyetlerinin optimum seviyede sistemle entegre olacak telemetri ve RC sistemleri hakkında kısaca bilgiler verilecektir.

**3.3.4.3.1 Telemetri:** Bu sistemin temel amacı, hareket süresince itki sistemi ve çevresel etkiler konusunda istasyona bilgi akışının kesintisiz olarak sağlanmasıdır. Bu verileri başlıca; hız, irtifa, konum, basınç, pil yüzdesi, çekilen akım ve görüntü olarak sıralayabiliriz. Bu sistem hakkında ayrıntılı bilgileri detaylı tasarım raporu kapsamında tarafınıza sunacağız.

**Pixhawk:** Hava ve kara araçlarına otonom kabiliyet kazandırmak için kullanılan birçok kontrol kartı mevcuttur. Biz bunlar arasında ara yüzünün kullanım kolaylığı ve 32bit veri aktarım hızı bakımından en uygun kart olan pixhawk kontrol kart'ını seçtik.

**GPS Modülü:** Ublox Neo-M8N GPS Modülü günümüzde pek çok kontrol kartı üzerinde gördüğümüz modüldür. Sinyal yenileme hızı Neo6m serisinden daha fazla olarak göze çarpmaktadır. Pixhawk uçuş kontrol kartında sorunsuz ve stabil olarak çalışmaktadır. Pusula sensörü de içermektedir.

**Alıcı-Verici:** Hem APM hem de Pixhawk için uyumlu ve hızlı veri aktarımına sahip 915Mhz alıcı ve verici seti. Araç'a ait irtifa, hız, pil durumu, kamera görüntüsü vb. gibi verilerin sabit kanatlı araçtan istasyona aktarımını sağlayan yapıdır.

**Power BEC Modülü:** Pixhawk ile pil arasına bağlanan modüldür. Pilden gelen gerilimi Pixhawk çalışma gerilimine göre ayarlayarak kartın yanmasını engelleri.

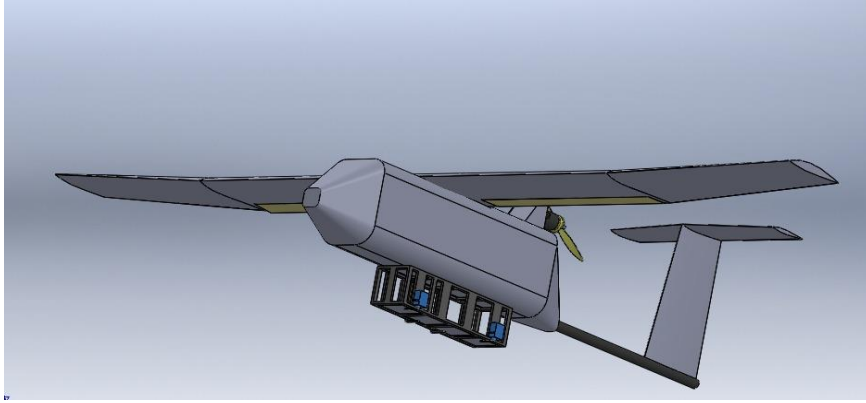
**3.3.4.3.2 RC Sistemi:** Bu sistem araç üzerinde monte edilmiş bir alıcı ve pilot kontrolünde olan bir kumandadan oluşmaktadır. 2.4 GHz frekans bandına sahip ve en az 6 kanallı olacak bir kumanda seti tercih edilmesi amaçlanmaktadır. Henüz almayı planladığımız kumanda konusunda kesin karar vermiş değiliz. Bu konuda detaylı tasarım raporunda geniş bilgiye yer verilmiştir.

### **3.4 Bileşen Ağırlıklandırma ve Seçim Süreci**

Tablo 3.2'den hareket ile ağırlıklı olarak üzerinde olan konfigürasyonları incelemiş bulunduk. Tüm bu incelemeler sonucu optimum düzeyde verimi sağlayacağımız tasarımı elde ettiğimizi düşünerek hesaplamaları yapmaya başladık. Geline son noktada, konvansiyonel tipte bir tasarım seçilerek bu tasarım T-Kuyruk yapısı ile stabilizasyon sağlanması düşünülmüştür. Bunlara ek olarak sivriltilmiş uçlu kanat seçimi ve kuyruk teker tercihi sistemin üretilebilirliğini ve kontrol kolaylığını sağlayacağı düşünülmüş hareket edilmiştir.

### 3.5 Nihai Kavramsal Tasarım Konfigürasyonu

İnsansız hava aracının tüm yapılandırma seçimleri karara varılarak SolidWorks ve AutoCad programları yardımıyla Figür 3.5.1 'de görülen katı modellere ulaşılmıştır. Aracın kanat yapılandırması, gövde üst kısmında 4 derecelik hücum açısı olacak şekilde kanat lastiği yardımıyla sabitlenecektir. Ayrıca kanatlara verilen 3.5 dercelik dihedral açısı ile aracın dinamiklerini koruması ve kontrolünü kolaylaştırması amaçlanmıştır. Kuyruk konfigürasyon



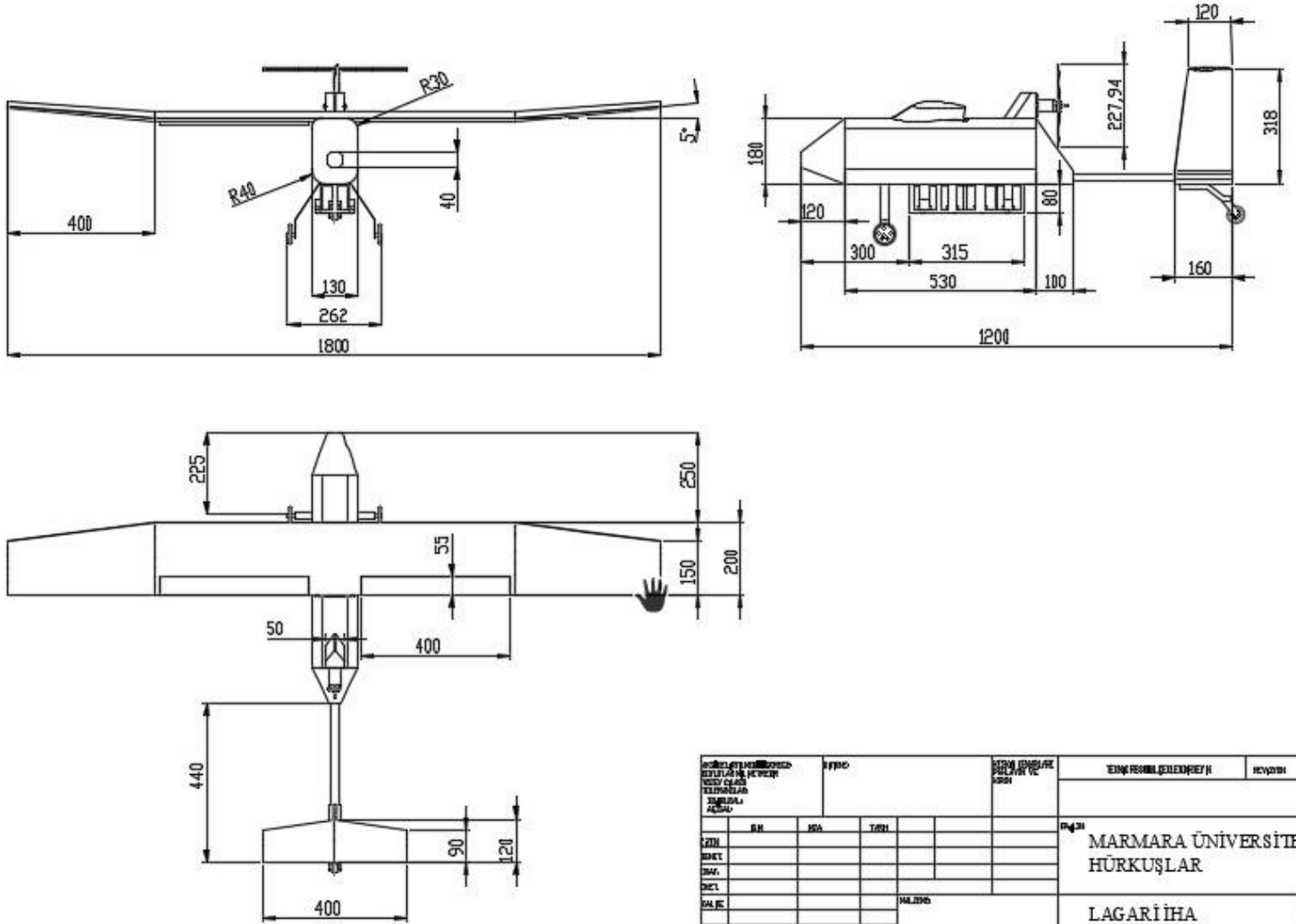
seçimlerinde belirtildiği gibi T-Kuyruk modeli üzerinden düşünülerek tasarlandı. Bu tasarım araç da yük bırakma sisteminin kuyruğa daha yakın olacak şekilde montajına olanak **Figür:**

**3.5.1:** Araç Katı modellemesi sağladı.

Bu sayede gövde

içindeki kullanım alanını arttırarak pil ve telemetri kartı için alan açmış olduk. Ayrıca araç ağırlık merkezini motora yaklaştırmış olduk. Telemetri kartları İniş takımı, şekilde görüldüğü üzere önden iki kuyrukta bir tane olmak üzere üç adet tekerlek kullanıldı. Kalkışta kendinden hücum açısına sahip olduğu için bu da aracın kalkış mesafesinin düşmesine olanak sağlayacağı tahmin edilmektedir.

### 3.5.1 Teknik Çizim



Figür:3.5.3: İnsansız hava aracı nihai teknik çizimi.

Figür 3.5.3' de aracın katı modellenmesi sonrası çalışmamızın ölçeklendirme ve teknik çizim denetimini görüyoruz. Boyutlandırmalar orantılı ve teorik olarak aracın görev gereksinimlerini yerine getirmesi beklentimizin üst düzeyde olduğunu belirtmek isteriz.



#### **4.BAŞLANGIÇ TASARIMI**

Aracın kavramsal tasarımı işleminin tamamlanması sonucunda, ön tasarım aşaması ile uçağın ana bileşenlerinin önceden yaklaşık olarak belirlenen boyutsal parametreler kesin sonuca ulaştırılması hedeflenmektedir.Ön tasarım, parametrik çalışmalar sonucu sürekli değişime tabi tutularak gerçekleştirilmiştir. Aracın ön tasarımının belirlenmesinde uygun statik ve dinamik kararlılık analizleri ve aerodinamik analizler tamamlanmıştır.

##### **4.1 Tasarım / Analiz Yöntemleri Metodolojisi**

Araç, motor sabitleme noktası referans alınarak tasarlanmıştır. Gövdenin boyutunu ve yapısal ağırlığını atış mekanizmasının kaplayacağı yer baz alınarak tasarlanmış ve prototip üretilmiştir.Aracın ağırlık merkezi, motor sabitleme noktasından uca doğru 10cm'lik bir mesafede bulunmaktadır. Gövde ağırlığının en aza indirgenmesi için strafor ile üretim yapılmış ve etrafına karbon fiber kaplanarak mukavemeti arttırılmıştır.Test uçuşları faydalı yük olmaksızın gerçekleştirildi fakat faydalı yükler ara. üzerinde iken ağırlık merkezinin değişmemesi için gereken sabitleme noktaları belirlenmiştir.

##### **4.2 Tasarım / Boyutlandırma**

Araç ağırlığı yaklaşık 3500g olarak ölçülmüştür. Planlanan tasarımın üretim sürecinde ağırlığın 3000g'ı geçmemesi bekleniyordu fakat prototip üretiminde gövde et kalınlığının çok düşük olması ve mukavemetin istenen düzeyde olmaması gövde et kalınlığını arttırmamıza sebep oldu

Tasarımı tamamlanana arıcın kanat gövde uzunluğu 440mm olarak değiştirildi. Kanat açıklığı 1800mm olarak planlanmış olmasına karşın üretimde yaşanan bir takım aksaklıklar sonucu 1750mm olarak değişmiştir.Kanat genişliği 200mm olarak planlanmıştır fakat zımparalama işlemleri sonucu 190mm değerlerinde ölçülmüştür.

Dikey kontrol yüzeyi elemanının uzunluğu 350mm olarak tasarlanmıştır fakat motor ile aynı hizaya getirilmesi istenerek 255mm ölçüsüne düşürülmüştür.

Kanat sabitleme noktasına gövde kapağı denk gelen ilk üretimde kanatları tutan lastikler gövdede yamulmaya neden oldu bu yüzden gövde kapağını kanat sabitleme noktasından uzaklaştırdık.

##### **4.3 Görev Modeli (Yetenekler ve Belirsizlikler)**

Üretim aşamasında karşılaşılan belli başlı sorunlar ile birlikte yarışma koşullarından olan insansız hava aracının ağırlığı ve aynı şekilde insansız hava aracı için kullanılan servo motoru

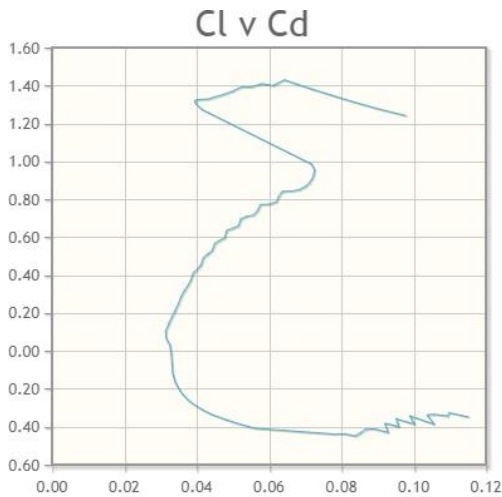
adedi gibi önem arz eden konulara azami olarak dikkat edilmiştir. İnsansız hava aracının aerodinamik olarak daha yüksek performans sergileyebilmesi için gövdenin en ve boy oranında küçük bir değişiklik yapılmıştır. Bunun yanında kuyruk boyunda %1,7 oranında bir kısaltma yapılmıştır. Bu değişikliklerin yapılmasına aerodinamik analizler sonrasında karar verilmiştir ve bu değişiklikler aracın üretimi için bize kolaylık sağlamıştır.

Son olarak, uç kanatlara 4 derecelik bir açı verilmiştir bu işlemle birlikte dönüş kabiliyetimizde düşüş olması zafiyet ortaya çıkarmaktadır. Detaylı tasarım sırasında kuyruktan kaynaklanan bir diğer sorun, motordan sonra oluşan kirli havanın kalkış esnasında direk olarak kuyruğun üstüne gelmesinden dolayı kalkışın uzun bir pist boyuna ihtiyacı ortaya çıkarmıştır.

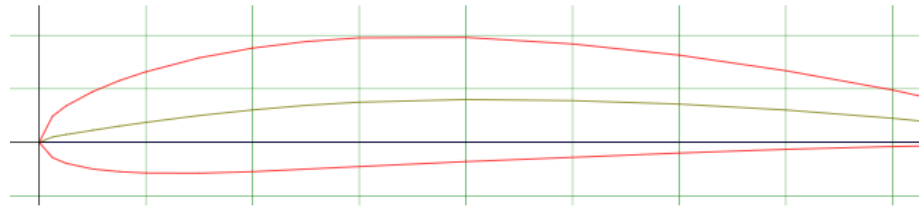
#### 4.4 Aerodinamik Özellikler

##### Kanat

Kanat aracın en önemli parçalarının başında gelmektedir. Burada dikkat edilmesi gereken noktalar; aracın ağırlık merkezi ile kanat hücum kenarının 3' te 1'lik kısmına gelecek şekilde montajın sağlanmasıdır.



**Resim 4.6.2** NACA 4412 taşıma ve sürüklenme katsayıları değişimleri



**Resim 4.6.1** NACA 4412 kanat profili kesiti

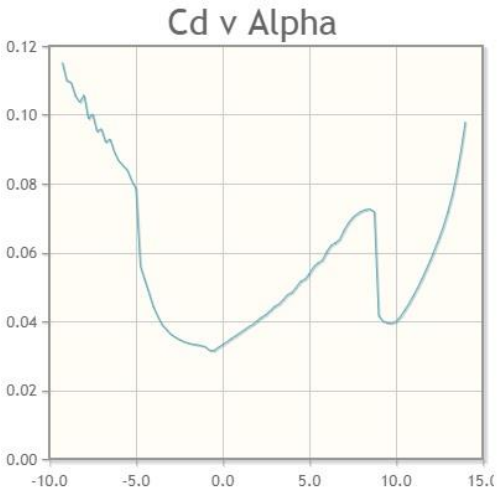
Aracın kaldırma kuvveti açısından yeterli düzeyde performans sağlayabilmesi açısından optimum değerlere sahip kanat profili seçimi yapılmıştır. Kanat profili olarak daha önce akademik çalışmalarda taşıma katsayısı  $C_l$  ve sürüklenme katsayısı  $C_d$  değerleri hesaplanmış kanat profilleri arasından NACA AG 4412 kanat profili seçilmiştir.





**Resim 4.6.3** NACA 4412 taşıma katsayısı ve hücum açısı arasındaki ilişki.

NACA 4412 profili için deneysel işlemler sonucu belirlenen hücum açıları üzerinde seçimler yapılarak tasarıma da uygunluğu gözetilerek 4° hücum açısı belirlenmiştir. Resim 4.6.2' de görüldüğü üzere seçilen kanat profilinin taşıma ve sürüklenme katsayılarındaki değişimler verilmektedir.



**Resim 4.6.4** NACA 4412 sürüklenme katsayısı ve hücum açısı arasındaki ilişki

Resim 4.6.3'de görüldüğü üzere hücum açısının 12-13 dereceye kadar artışı taşıma katsayısında da artışa sebep olmuş. Bu durum en uygun seçim olacak gibi görülse de kanatlara 10°'lik bir açı vermek tasarım görüntü üzerinde hoş olmayan görüntülere sebep olabilir. Optimum hücum açısı tercihi olarak 4 derece seçilmiş ve deneyler ile belirlenen 0.5572 değeri elde edilmiştir. Bu değer ile kanat taşıma kabiliyeti hesaplanmıştır.

Resim 4.6.4 de gösterilen hücum açısı ve sürüklenme katsayısı arasındaki bağlantıda görüldüğü üzere hücum açısının artması Cd katsayısında düzgün değişimler göstermemektedir. Seçilen 4°'lik hücum açısında 0.0572 değerine sahip olan sürüklenme katsayısı ile araç sürüklenme hesaplamaları gerçekleştirilmiştir.



#### **4.5 Stabilite ve Kontrol Özellikleri**

##### **Kuyruk Teker**

Araç yerde hareketi sırasında manevra kabiliyetini dikey stabilizatöre tutucular ile sabilenmiş olan kuyruk tekerden sağlamaktadır. Ani dönüşler olması durumunda devrilmeleri en aza indirmek için ön iniş takımları da yeterince genişletilerek dengeli ve stabil hareket sağlanması amaçlanmıştır.

##### **Kanat**

Kanat tercihimizi sivriltilmiş uç olarak belirleyerek kanatlar üzerindeki hava akışının düzenli bir şekilde firar kenarından çıkmasını hedeflenmiştir. Kanat uçlarından verilen dihedral açıları ile ani savrulmaları engellemek hedeflenmiştir. Stabil bir uçuş için kanatların pozisyonu da önemli faktörler arasında yer almaktadır. Araç ağırlık merkezinin kanat kaldırma kuvveti merkezine uygun biçimde yerleştirilerek sabitlenmesi aracın yunuslama veya takla atma durumlarını ortadan kaldırmak açısından önem arz etmektedir.

#### **4.6 İHA Görev Performans Tahminleri**

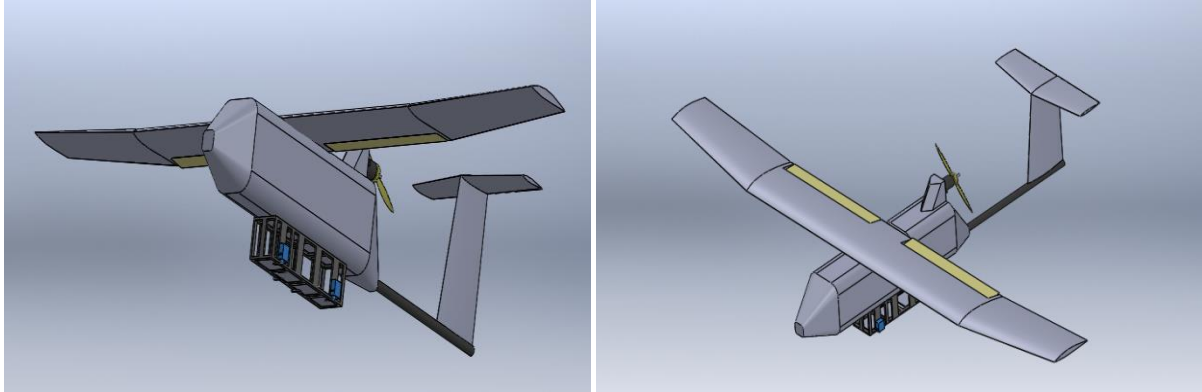
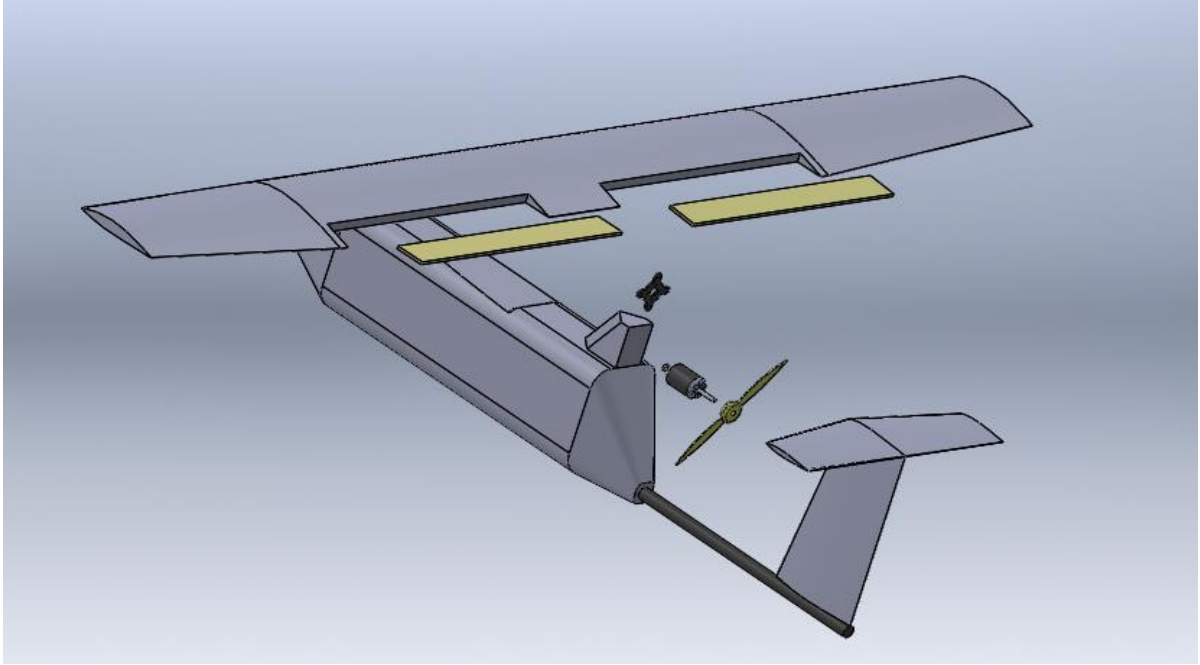
Öncelikle aşağıdaki Tablo 4.6.1'de verilen değerler uçağın uçuş yaptığı alandaki rüzgârdan etkilenen sonuçlardır. Bu sebepten dolayı performansı değerlendirmek için farklı durumlar üzerinde çalışılarak Tablo 4.6.1 oluşturulmuştur. Seyir hızları bütün yol boyunca sabit olduğu kabul edilmiştir. Çeşitli rüzgâr hızlarına göre uçağın görevleri tamamlama süreleri ve özellikleri hesaplanmış (15 knot 30 knot) olup tabloya eklenmiştir

Görev 1		Görev 2		Görev 3	
Uçak Ağırlığı (Boşta)	3.1 kg	Uçak Ağırlığı (Boşta)	3.1 kg	Uçak Ağırlığı (Boşta)	3.5 kg
Kalkış Mesafesi	20m	Kalkış Mesafesi	25 m	Kalkış Mesafesi	19m
Seyir Hızı (0 Knot Rüzgâr Hızı)	19.8 m/sn	Seyir Hızı (0 Knot Rüzgâr Hızı)	17.4 m/sn	Seyir Hızı (0 Knot Rüzgâr Hızı)	19.8 m/sn
Yere göre hızı (15 Knot Rüzgâr Hızı)	13.2 m/sn	Yere göre hızı (15 Knot Rüzgâr Hızı)	12.9 m/sn	Yere göre hızı (15 Knot Rüzgâr Hızı)	13.2 m/sn
Yere göre hızı (30 Knot Rüzgâr Hızı)	6.4 m/sn	Yere göre hızı (30 Knot Rüzgâr Hızı)	6.1 m/sn	Yere göre hızı (30 Knot Rüzgâr Hızı)	6.4 m/sn
Yana yatma açısı	50°	Yana yatma açısı	50°	Yana yatma açısı	50°
Dönüş yarıçapı	27 m	Dönüş yarıçapı	30 m	Dönüş yarıçapı	30 m
Kalkış süresi	6 sn	Kalkış süresi	7 sn	Kalkış süresi	10 sn
Tur Süresi (0 Knot Rüzgâr Hızı)	34 sn	Tur Süresi (0 Knot Rüzgâr Hızı)	38 sn	Tur Süresi (0 Knot Rüzgâr Hızı)	46 sn
Tur Süresi (15 Knot Rüzgâr Hızı)	44 sn	Tur Süresi (15 Knot Rüzgâr Hızı)	49 sn	Tur Süresi (15 Knot Rüzgâr Hızı)	56 sn
Tur Süresi (30 Knot Rüzgâr Hızı)	86 sn	Tur Süresi (30 Knot Rüzgâr Hızı)	92 sn	Tur Süresi (30 Knot Rüzgâr Hızı)	103 sn
Tur Sayısı	3	Tur Sayısı	1	Tur Sayısı	1
Uçuş Süresi (0 Knot Rüzgâr hızı)	100 sn	Uçuş Süresi (0 Knot Rüzgâr hızı)	39 sn	Uçuş Süresi (0 Knot Rüzgâr hızı)	45 sn
Uçuş Süresi (15 Knot Rüzgâr hızı)	135 sn	Uçuş Süresi (15 Knot Rüzgâr hızı)	51 sn	Uçuş Süresi (15 Knot Rüzgâr hızı)	57 sn
Uçuş Süresi (30 Knot Rüzgâr hızı)	250 sn	Uçuş Süresi (30 Knot Rüzgâr hızı)	93 sn	Uçuş Süresi (30 Knot Rüzgâr hızı)	101 sn

**Tablo 4.6.1 İHA Görev Performansı Tahminleri.**

Görev 1 için uçağın görevi tamamlama süresi 100 sn, 135 sn, 250 sn olması rüzgâr hızlarının 0 - 15 - 30 knot olmasına göre hesaplanmıştır. Uçağın ağırlığı azaldıkça uçağın kalkış mesafesi ve süresi azalmaktadır. Bu sebeple görevler dolayısıyla uçağa takılan aparatlar ve görev malzemeleri uçağın ağırlığını değiştirmiş belirtilen değerlerin değişmesine sebep olmuştur.

#### 4.7 Nihai Başlangıç Tasarım Konfigürasyonu



**Resim 4.7.1** Üretimine başlanan tasarım konfigürasyonları.

## 5. DETAYLI TASARIM

Detaylı tasarım aşamasında Tübitak jüri heyetinin bize eğitim sırasında şart olarak koştığı sınırlar dışına çıkmamak için azami olarak dikkat edilmiştir. Kavramsal tasarıma bağlı olarak üretilen insansız hava aracı için yapılan analizler ve görsel olarak kendini belli eden postür bozukluğunu ortadan kaldırmak için gövde boyu yaklaşık olarak 74mm kısaltılmıştır. Bundan dolayı ağırlık merkezi değişmiştir bu değişim uçağın uçuşunda büyük bir engel ortaya çıkardığı için kuyruk boyu artırılış olup böylece sorun giderilmiştir. Gövde kısmında yapılan değişikliğin temel sebeplerinden biride tam olarak şöyledir; Üretim esnasında gövdenin yapıldığı maddeden (strafor) kaynaklı olarak küçük şekil bozuklukları ortaya çıkmıştır bu uçuş esnasında fazladan sürtünme oluşmasına sebep olacağı için yapılan değişiklikle bunun önüne geçilmiştir.

İnsansız hava aracımızın kanat ve kuyruk bölümünün bize sağladığı en önemli sonuç ise aracımızla daha çok yük taşımamızı sağlamıştır. Bunun yanına ek olarak motor seçimimizi de koyduğumuzda yarışmanın bizden istediği alt koşulların üstüne rahatlıkla çıkılmıştır.

### 5.1 Tasarımın Boyutsal Parametreleri

Tablo 5.1.1 'de kanat ve profillerin boyutsal parametreleri verilmektedir. Tablo 5.1.2 de ise insansız hava aracının genel boyutları ve itki sistemi anlatılmaktadır.

Kanat		Dikey Stabilizatör		Yatay Stabilizatör	
Profil	NACA AG 4412	Profil	NACA 0018	Profil	NACA 0018
Kanat Ölçüleri	200x1800mm	Kanat Ölçüleri	141x285mm	Kanat Ölçüleri	400x125mm
Alan	0.36m <sup>2</sup>	Alan	0,040m <sup>2</sup>	Alan	0,05m <sup>2</sup>

**Tablo 5.1.1:** Kanat ve Profillerin Boyutsal Parametreleri

Hava aracı boyutları		İtki sistemi	
Toplam Uzunluk	1070mm	Motor	E-MAX GT2826/04
Gövde Ölçüleri	100x430mm	Hız Kontrolü	BLHeli Serisi 50A Esc Ubec
Toplam Yükseklik	285mm	Batarya	EFEST IMR18650
Kalkış Ağırlığı	5.236Kg	Güç(Max)	129,5 W

**Tablo 5.1.2:** Genel Boyutlar ve İtki Sistemi



## **5.2 Tasarımın Yapısal Özellikleri**

### **Gövde**

İHA sisteminin en önemli parametrelerinden biri olan gövde tasarımı stabil uçuşa uygun olacak şekilde tasarlanmıştır. Akış analizlerinde görüldüğü üzere, gövde kenarlarına verilen radius açıları sayesinde hava akışında bozulmalar olmaksızın firar kısmına gidiş sağlanmıştır. Bu bölüm hakkında bir diğer önemli husus da yüksek rijidite kabiliyetine sahip olması, bu beklentide olmamızın en önemli sebebi aracın en önemli ekipmanları bu kısımda bulunacağı için olumsuz bir durumda korunaklı olması beklenmektedir. Üretimini XPS(strafor)'dan gerçekleştirdiğimiz gövdenin mukavemet analizlerinden geçer not alması için etrafını karbon elyaf malzeme ile kaplayarak epoksi reçine malzemesi ile yüzeye serme yöntemiyle yapıştırılarak sağlamlığı arttırdık. Uçuş denemeleri sırasında araç, pilot hatası sebebi ile burun üzerine düşmesine karşın aracın hiç birşeyi olmadığı gözlemlendi. Bu da yapılan işlemin ne denli doğru olduğunu bize kanıtlamış oldu.

### **Kuyruk Teker**

Kuyruk teker modelcilikte çok tercih edilen bir yapı olarak göze çarpmaktadır. Kullanıcılar veya model ürünleri üreten firmalar kuyruk teker yapısı için ayrıca servo motor kullanma gereği duymuşlardır. Biz kuyruk kısmından uzun bir demirle dikey stabilizatörün 2 cm içine gömülecek kadar uzattığımız tekeri stoper yardımı ile oraya sabitleyerek hem dikey kontrol yüzeyi hareketini hem de aracın koşu sırasındaki manevra kabiliyetini tek kanaldan halletmiş bulunduk. Bu özgün bir tasarım oldu. Yere iniş sırasında sert inmelerde dikey kontrol elemanına zarar vermemesi için stoperler ile destekleyici bir sistem tasarladık bu sistemi üretim aşamaları hakkındaki kısımda tarafınıza sunacağız.

### **Güvenlik**

Araç sigorta anahtarı yarışma isterileri arasında olduğunu biliyoruz fakat bu araç kabiliyetleri ve sistem tasarımı açısından önemli bir husus olarak göze çarpmaktadır. İstenmeyen durumlarda enerji kaynağı ile sistem arasında güvenlik birimi olarak kullanılan sigorta ile istediğimiz anda sistemin enerjisini kesme olanağına sahibiz.

### 5.3 Elektrik Elektronik Kontrol ve Güç Sistemleri Entegrasyonu

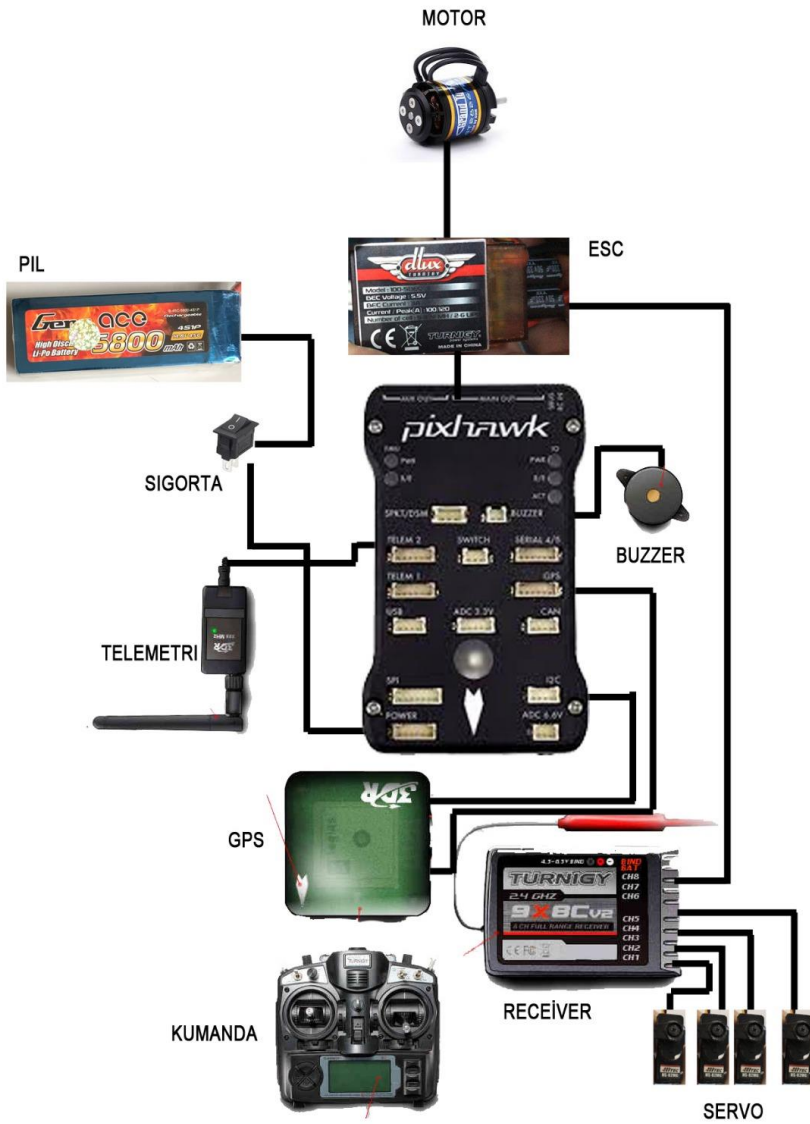
Resim 5.3.1'de görüldüğü üzere elektronik ekipman bağlantıları şablon olarak sunulmuştur. Batarya'ya bağlı sigorta sayesinde istenilen zamanda enerji kesmek ve vermek kabiliyetimiz görev isterleri arasında da bulunmaktadır. Bataryadan çıkan enerji ESC ve Pixhawk modülüne ulaştırılmaktadır. Pixhawk modülüne çalışma gerilimi ayarlaması için Power BEC modülü kullanılacaktır. Ayrıca ESC ve Servo motorlar radyo alıcısına bağlanmıştır. Telemetri anteni pixhawk modülüne bağlanarak araç verileri sitasyona aktarımı gerçekleştirilmektedir. GPS ve BUZZER modülleri de pixhawk kontrol kartına bağlanarak veri akışı sağlanacaktır.

### 5.4 Alt Sistemlerin

#### Seçimi,Entegrasyon ve Mimari

#### 5.4.1 Kuyruk Modeli

Kuyruk modelinin tercihini figür 3.7 'de yapılan detaylı incelemelerden sonra T kuyruk modeli olarak belirlenmiştir. Figür 3.7 'de görüldüğü üzere T kuyruğun diğer kuyruk modellerinden üstün yanlarından stabilite sağlaması bakımından üstün yanları mevcuttur. Prototip belirleme aşamasından sonra farkına varılan eksiklik ise şu şekildedir; Motorumuzun gövde üzerine monte edilmesinden dolayı olarak, kalkış anında motordan gelen hava ile kuyruğun denge sorunu ortaya çıkaracağı anlaşılmıştır bunun



Resim 5.3.1 Araç Elektronik ekipman şablonu.



önüne geçebilmek için kuyruğun boy uzunluğu ve üretimi için kullanılan strafor kalınlığı artırılmıştır. İlk yapılan testlerde karşılaşılan bu zorluklardan ötürü insansız hava aracı denge sorunu yaşamış olup, kuyruğunun üstüne devrilmesinden dolayı kuyruğu kırılmıştır.

Sonuç olarak; İnsansız hava aracı için elevator bölümü  $40 \times 400 \text{ mm}^2$  olan ve rudder bölümü ise alt kısmı 158mm, üst kısmı 125mm ve boyu 285mm olan bir kuyruk seçilmiştir. Kuyruk kontrolü üç adet servo motor yardımı ile yapılmaktadır.

#### **5.4.2 İniş Takımı**

İniş takımı satın alınmayıp tamamen elde metal işlenerek yapılmıştır. Bu iniş



takımının temel seçim kriterleri Figür 3.8 'de tam olarak gösterilmeye çalışılmıştır. Kuyruk tekerin bizim uçağımıza entegrasyonunda yaşanan sorun kuyruk kısmında baş göstermiştir. Bu sorun rudder ile arka tekerleğin tek servo kullanılarak yönetilmesi idi bunun üstesinden gelmek için ise ara metal ekipmanlar

**Resim 5.4.2** İniş takımı önden görünüm.

kullanılmıştır. Bunun yapılması hem servo sayısında faydalı olmuştur hem de yükün bir nebze azalmasına katkı yapmıştır. Ön takımlar iste görüldüğü üzere gövdenin uç kısmına sabitlenerek entegrasyonu sağlanmış ince metalden oluşmaktadır. Tekerleklerin sabitlenmesi için stoper kullanılmıştır.

#### **5.4.3 Atış Sistemi**

Atış sistemimiz balsadan yapılmıştır bunun seçilmesinin sebepleri Tablo 3.6 'da detaylı olarak gösterilmeye çalışılmıştır ama tekrar değinecek olursak bu temel sebepler şu şekildedir; Çok kolay bir şekilde işlenmesinden ve hafif olmasından kaynaklanıyor. Temel ölçüleri ise  $315 \times 9,6 \times 8 \text{ mm}$  'dir.

Atış sistemi için dört adet servo motor kullanılmıştır ve bu sistemin %50 'ye yakını gövde içine yerleştirilmiştir.



#### **5.4.4 Motor**

Motorlar fırçalı ve fırçasız olarak iki temel noktada değişkenlik göstermektedir. Fırçasız motorlar, fırçalı motorlara kıyasla yaklaşık olarak iki kat daha fazla güç sağlamaktadırlar. Bu yüzden bariz olarak fırçasız motor seçimi öngörülmektedir. Fırçasız motorlarda kendi içinde farklılıklar göstermektedir. Inrunner fırçasız motorlar düşük döndürücü kuvvet etkisine sahipken çok yüksek RPM değerlerine ulaşabilirler. Fırçasız motorlar ise düşük RPM ile yüksek döndürme kuvvetine sahip olmaktadır. Aracımızın yaklaşık olarak 3100g ağırlığında olması ve motorumuzun bunu kaldıracak kuvvete en fazla 25 metre içerisinde ulaşması beklendiği için yüksek tork çıkışlı fırçasız motor tercih edilmesi amaçlanmıştır. Pervane çapımızın motorun pozisyonu itibari ile sınırlı değerlerde olması da göz önünde bulundurulduğunda optimum entegrasyonda en üst düzey verimi alabileceğimiz itki sistemi elemanlarının seçimi sağlanmaya çalışılmıştır. Tablo 3.3.4.1.1'de karşılaştırmalı olarak fiyat verim ilişkisi de göz önünde bulundurularak tercih edilen motor vurgulanmıştır.

#### **5.4.5 Kontrol**

Kontrol yüzeylerinin denetimini sağlamak amacı ile Hitec HS-82 servo motorları tercih edilmiştir. SG-90'lar ile arasında önemli derecede tork ve dişli sağlamlığı farkı gözlemlenmiştir. Yapılan test uçuşlarında SG-90 servolarının dişlilerinin rüzgar basıncı sonucu kırıldığı gözlemlenmiştir. Seçilen bu servolar değişken gerilim aralıklarında istenilen düzeylerde tork değerleri sağlamaktadır.

#### **5.4.6 Radyo**

TURNIGY 2.4 GHz 9 kanallı kumanda kullanılmaktadır. Geniş güvenlik kabiliyeti ve otomatik frekans atlamalı dijital sistem dağılmış spektrum teknolojisi kullanılmaktadır. PPM/PWM desteği için TGY-iA8 alıcı tercihi yapılmıştır. Ergonomik tasarımı ve kullanım kolaylığı açısından tercih edilebilir olduğu gibi fiyat performans uyumu ile modelcilik dünyasında en çok kullanılan ürünler arasında yer almaktadır. Verici ve alıcı çiftinin, diğer RC sistemlerin yanlışlıkla Turnigy 9X'e bağlanmasını veya bunlara müdahale etmesini önlemek için kendine özgü bir kimliği vardır. Her verici diğer vericilerden gelen paraziti azaltmak için 16 kanal arasında dolaşır. Yüksek verimli yüksek kazançlı anten, daha az güç kullanırken paraziti azaltır, ancak güçlü bir güvenilir bağlantı sağlar.

#### ***5.4.7 Telemetri ve Uçuş Kontrol***

Telemetri ve uçuş kontrol sistemi sistemi paket halinde satın alınmıştır. Piyasada pixhawk PX4 2.4.8 Uçuş kontrol kart seti olarak bilinen bu ürünün içeriği;

- Pixhawk 2.4.8 Uçuş Kontrol Kartı
- Neo-6M GPS
- Titreşim Önleyici Seti
- Telemetry Seti (TX+RX)
- Power Kablosu

Pixhawk, hava ve kara araçlarınıza otonom hareket kabiliyeti kazandırmada kullanabileceğiniz oldukça gelişmiş bir otopilot sistemidir. Multirotor, uçak ve helikopter gibi hava araçlarının yanı sıra, uzaktan kumandalı model araçlarınızda da kullanabilirsiniz. 32 bit işlemcisi ile mükemmel bir uçuş kontrolcüdür. Teknik yardım için canlı destek bölümünden veya telefon ile bizlere ulaşabilirsiniz.

##### **5.4.7.1 Telemetri Modülü**

Hem APM hem de Pixhawk için kullanabileceğiniz veri iletimi sağlayan telemetri kitidir. Mission planner veya Ardupilot APM planner gibi PC yazılımlarını kullanarak veya eğer

OTG kablonuz varsa google play den indirebileceğiniz Tower programıyla da bağlantı yapmanıza imkan sağlamaktadır.

- 433mhz Telemetri Alıcı
- 433mhz Telemetri Verici
- APM-Pixhawk bağlantı kablosu
- 433mhz anten



##### **5.4.7.2 Pixhawk Uçuş Kontrol Kartı**

Pixhawk, hava ve kara araçlarınıza otonom hareket kabiliyeti kazandırmada kullanabileceğiniz oldukça gelişmiş bir otopilot sistemidir. Multirotor, uçak ve

helikopter gibi hava araçlarının yanı sıra, uzaktan kumandalı model araçlarınızda da kullanabilirsiniz. 32 bit işlemcisi ile mükemmel bir uçuş kontrolcüdür.

- Pixhawk 2.4.8 Uçuş Kontrol Kartı
- PPM Encoder Modülü
- Ledli Güvenlik Butonu
- Buzzer

#### **5.4.7.3 Neo-6M GPS**

Pek çok açık kaynak kodlu uçuş kontrol kartlarında görmeye alıştığımız GPS modülüdür. Sinyal yenileme hızı Neo6m serisine göre daha fazla olmakla birlikte, APM, Pixhawk vb. uçuş kontrol kartlarında sorunsuz ve stabil olarak çalışmaktadır. Bu modül kartı pusula sensörü de içermektedir. Navigasyon yenileme oranı tekli GNSS 18Hz'e çıkabilmektedir.- 167dB Hassasiyet değerine sahiptir. RTC kristal içermektedir.

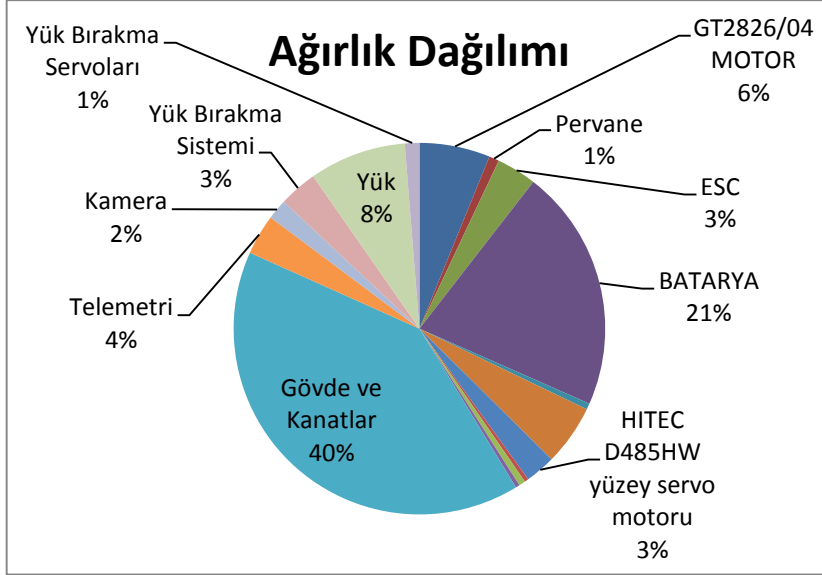
### **5.5 Ağırlık ve Balans**

NO	Parça Adı	Adet	Birim Ağırlık(g)	Toplam Ağırlık	Boyut(mm)
1	GT2826/04 MOTOR	1	175	175	28x26 shaft 5
2	Pervane	1	25	25	10x5
3	ESC	1	99	99	73x28x12
4	BATARYA	1	578	578	147 x 50 x 37
5	Arka iniş takımı (sarhoş teker)	1	15	15	40
6	Ön iniş takımı	1	150	150	120x45x180
7	HITEC D485HW yüzey servo motoru	4	18.71	74.84	11.5x27.6x23
8	Paslanmaz Çelik Tel	2	5	10	2x1000
9	Metal Pimli Plastik Menteşe	4	4	16	20x30
10	Büyük Boy Menteşe	1	10	10	40x15
11	Gövde ve Kanatlar	1	1150	1404	1800x1190
12	Telemetri	1	100	100	70x40x10
13	Kamera	1	50	50	
14	Yük Bırakma Sistemi	1	95	95	200x50x50
15	Yük	4	60	240	60
16	Yük Bırakma Servoları	4	9	36	23.1x12.2x29
	TOPLAM,			<b>3520</b>	

**Tablo 5.5.1.** Sabit kanatlı İHA Parça ve toplam ağırlık tablosu

Bu başlık altında, seçim süreci gerçekleştirilen tasarım ve malzemelerin ağırlık ve boyut tablosu kurularak aracın maksimum ağırlığına ulaşmak mümkün oluyor. Araç yaklaşık olarak 2900 gram ağırlığa sahiptir.

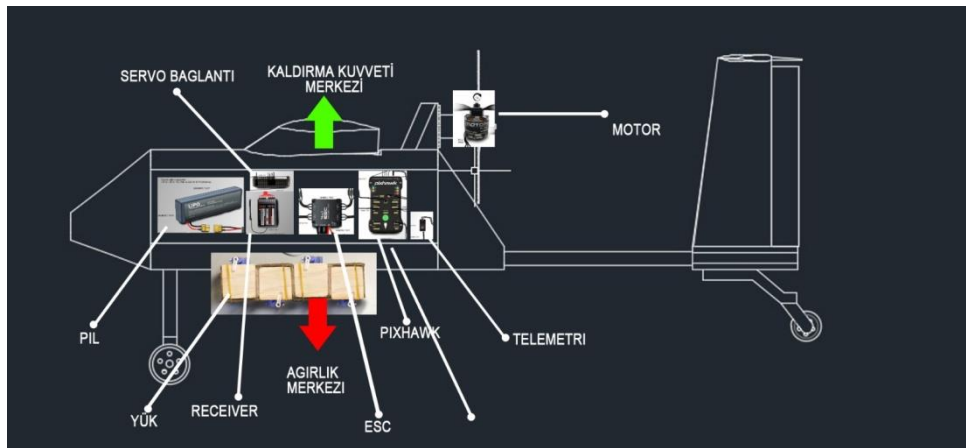
Araç tasarım ve performans ekipmanlarının konfigürasyonu gerçekleştirilerek ağırlık dağılım



tablosu oluşturuldu. Grafik 5.5.1' de görüldüğü gibi güç tüketimine en fazla sebep olacak yapı olarak Gövde ve Kanat kombinasyonunu görüyoruz. Burada dikkat etmemiz gereken nokta kanatların ağırlık olarak harcayacağı gücün ötesinde kazandıracağı kaldırma kuvveti de dikkate alınmak durumundadır. Güç

**Grafik 3.4.1:** Ağırlık dağılım grafiği

tüketimini ikinci sırada etkileyecek yapıyı en önemli güç elemanı olan pil olarak görülmüyor. Üçüncü sırayı alan bölüm ise toplamda 240g yüklerin oluşturduğunu görmekteyiz. Sonuç olarak itki sistemi ve yük taşıma sistemi en fazla güç tüketimine sebep olan sistemler olarak göze çarpmaktadır.



**Resim 5.5.2.** Sabit İHA malzeme ağırlık ve denge tablosu

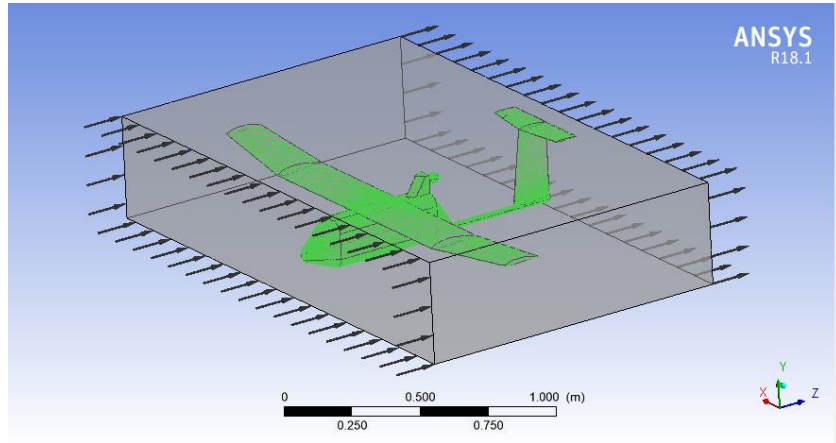
Resim 5.5.2'de görüldüğü gibi araç ağırlık ve denge şablonu oluşturulmuştur. Burada malzeme yerleşiminin kanat kaldırma kuvveti merkezinde olması dikkat edilmesi gereken hususların başında gelmektedir. Bu durum göz önünde bulundurularak yerleşim planı yapıldı.

### 5.6 Aerodinamik Özellikler

Bu başlık altında aracın üzerinden akan havanın sisteme gösterdiği tepkilerin belirlendiği analizleri açıklamaya çalışacağız.

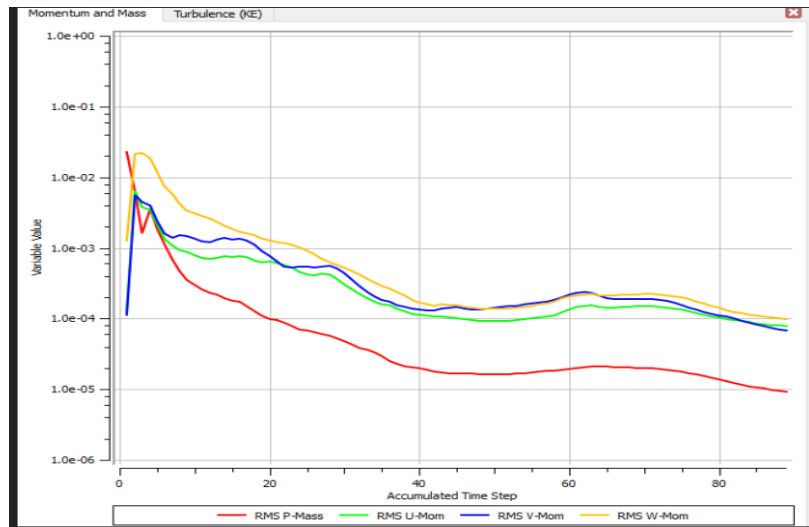
#### 5.6.1 Sistem Analizi

Uçağın hava içerisindeki hareketi sırasında meydana gelecek hava hareketleri uçakta oluşturacağı basınç ve hız dağılımlarını görebilmek amacıyla ANSYS Fluent programında simülasyonları yapılmıştır.



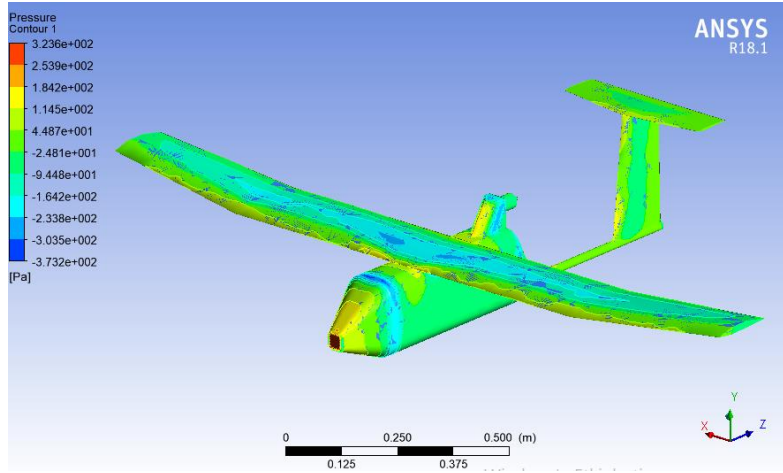
**Resim 5.6.1** Araç basınç hız grafiği.

simülasyon ortamının gerçek koşullardaki durumu incelenmesi için hava aracı CAD programlarında oluşturulmuş 1:1 modeli kendini çevreleyen kontrol hacmi içerisinde modellenmiştir. Hava giriş ve çıkışı oklarla gösterilmiştir. Havanın hızı ise kullanılacak motorun itki değerinden yola çıkılarak kazanılan maksimum ve minimum hızların ortalama değerleri dikkate alınarak, 20 m/s ortalama motor devrindeki değeri alınmıştır.




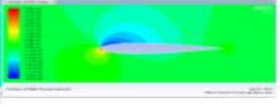


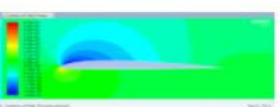
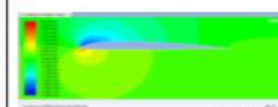
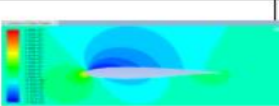
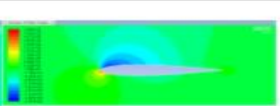
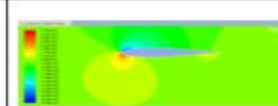
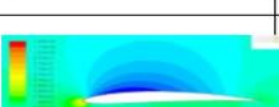
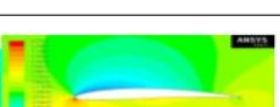
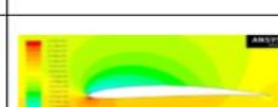



**Resim 5.6.2** Hava akışındaki momentum ve kütle değişim grafiği.

Araç üzerinde akan hava basıncı Resim 5.6.3 'de görmekteyiz. Kanatlar üzerindeki düşük basınç ters oranda hızda artışa sebep göstermektedir. Kanat alt kısmındaki yüksek basınçta hava akışının hızının az olduğunu göstermektedir. Kanat alt yüzeylerindeki yüksek basınç sayesinde kaldırma kuvveti oluşumu gerçekleşmektedir.



**Resim 5.6.3** Uçak yapısal elemanlar üzerindeki basınç dağılımları [Pa]

### 5.6.2 Kanat Profili Analizi

Hücum açısı	4 DERECE	8 DERECE	12 DERECE
NACA 0012			
MB 01			
MB 02			
MB 03			
NACA 4412			

Bir tez çalışmasından faydalanarak belirlediğimiz kanat profili NACA 4412. Hücum açısı olarak 4° açı tercih edilerek sistem gerekliliği kadar kaldırma kuvveti elde edilmesi amaçlanmıştır. Kanat kesitinin üst kısmında statik basınç değeri, alt kısmındaki statik basınç değerinden daha küçüktür. Böylece oluşan basınç farkı

**Tablo 5.6.2.1.** Statik basınç konturları.



nedeniyle bir kaldırma kuvveti oluşmaktadır. Üst kısımdaki basınç ne kadar az ve alt kısımdaki basınç ne kadar yüksek olursa o oranda da yüksek kaldırma kuvveti oluşur. Tablo 2’de verilen renkli resimlerde mavi bölgeler, statik basınç değerinin düşük, kırmızı, sarı veya yeşil bölgelerde statik basıncın mavi bölgelere göre daha yüksek olduğu yerleri göstermektedir. Örneğin NACA 4412 kanat kesitinin 12 derece hücum açısındaki statik basınç konturunda, kırmızı bölgelerde maksimum basınç değeri yaklaşık 400 paskal değerine yükselirken mavi bölgelerde bu değer -200 paskal değerlerine kadar düşmektedir. Hız konturunda ise, kırmızı bölgelerde hız değeri 32,4 m/s değerlerine ulaşırken mavi bölgelerde bu değer 0 m/s değerine kadar azalmaktadır. Kanat kesitlerinin ön ucunda, statik basınç kırmızı ile görülmektedir. Çünkü bu noktada akış hızı sıfır ve statik basınç en büyük değerine ulaşmıştır. Hücum açısı arttıkça kanat kesit alt kısmındaki bölgenin rengi sarıya doğru değişmektedir. Bu değişim, statik basınç değerinin artması (ve dolayısı ile basınç farkının ve kaldırma kuvvetinin artması) olarak değerlendirilir. Bu dört kanat kesitinin HAD ile elde edilen kaldırma ve sürükleme katsayı değerleri Tablo 5.6.2.2’de verilmiştir.

	MB 01		MB 02		NACA 0012		MB 03		NACA 4412	
Hücum Açısı	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$
4 derece	0,385	0,042	0,278	0,055	0,188	0,048	0,59	0,0604	0,5572	0,0268
8 derece	0,6108	0,082	0,493	0,087	0,394	0,078	0,78	0,099	0,7726	0,056
12 derece	0,797	0,136	0,69	0,136	0,579	0,123	0,96	0,156	0,966	0,096

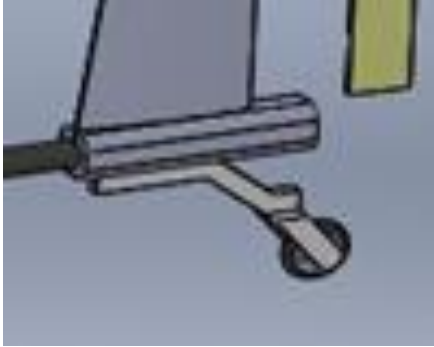
**Tablo 5.6.2.2** MB 01, MB 02, MB 03, NACA 0012, NACA 4412 kanat kesitlerinin kaldırma ve sürükleme katsayıları

Tablo 5.6.2.2’ de farklı kanat profilleri üzerinde yapılan deneysel işlemler sonucu, karakteristik özellikleri itibari ile farklı hücum açılarında farklı taşıma ve sürüklenme katsayıları elde edildiği görülmektedir. Bu tablo ve analizlerden faydalanılarak NACA 4412 diğer profillere göre 4 derecelik açıda sürtünme katsayısı taşıma katsayısına oranlar daha yüksek bir düşüş göstermiş seçme sebebimizin bu ve diğerlerine oranla tasarımıma yeterli kaldırmayı sağlayacağını hesaplamalar sonucu görerek karar vermiş bulunuyoruz.

## **5.7 Stabilite ve Kontrol Özellikleri**

### **5.7.1 Kuyruk Takımı**

Araç iniş, kalkış ve dönüşü için önemli işlevi olan bu birim yüksek basınca maruz kalacağı için kontrol yüzeylerine esneklik kazandırmak için epoxy sürülerek kurumaya bırakılmıştır. Yatay ve dikey kontrol elemanından oluşan bu yapı biriminin kontrol kanatçıkları ani manevralara sebebiyet vermemesi için bulundukları toplam yüzeyin 3 de 1'lik kısmını geçmeyecek şekilde plastik menteşeler ile montaj yapılmıştır. Uçuş denemeleri



sırasında pervaneden gelen pis havanın yatay kontrol elemanında ani basınç değişimlerine yol açtığı gözlenmiştir. Bu yüzde, aracın koşu mesafesi arttırılarak kalkış süresi uzatılmış ve stabil kalkış sağlanmıştır. Cümlemin başında da belirttiğim gibi basıncın yüksek olduğu bu birimlerde kullanılan servo motorların metal dişliye sahip olması da önemli bir role sahiptir.

**Resim 5.7.1** Kuyruk Takımı Plastik dişli olan servo motorlarının en fazla iki uçuş denemesi sonunda dezenformasyona uğradığı gözlenmiş ve bu durumu ortadan kaldırmak için fiyat performans dengesi de gözetilerek metal dişli servolar tercih edilmiştir. Servo hareketini yüzeye aktarma elemanı olarak karbon teller kullanılmıştır.

### **5.7.2 İniş Takımı**

Ön iniş takımı 5cm çapında sünger lastikler kullanılmıştır. Gövde uç kısmına sabitlenen iniş takımı atış mekanizmasının yerden 10 cm uzaklıkta olması göz önünde bulundurularak eğimli duruş sergilemektedir. Kuyruk teker alçakta olması sebebi ile aracın ön tarafının daha havada olması durumu gözlenir. Bu durum kalkış sırasında kaldırma kuvvetinde artış sağlamakla

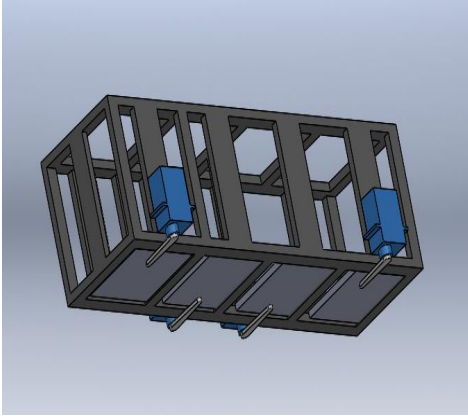


beraber havada kanat yerleşim açısı yerini almaktadır. Kuyruk tekerinin dikey kontrol yüzeyinin içinde gömülü olduğu iniş takımı sisteminde 1 adet servo motor ile hem dikey kontrol elemanını hem de manevra kabiliyeti sağlayan kuyruk tekeri kontrol etmiş olduk. Hızlı dönüşlerde devrilmeler ve kuyrukta kırılmalara sebebiyet vermemek için motor devrinin %15 seviyelerinin üstünde olması durumunda dönüşler risk taşımaktadır.

**Resim 5.7.2** Kuyruk Teker



### 5.7.3. Atış Mekanizması



Resim 5.7.3' de göröl düğü gibi atış mekanizması 4 adet SG-90 servo motor kontrolü ile kapakları tutmaktadır. Belirlenen kordinatlara yaklaşıldığında arduino'dan gelen komut ile istenen kapak açılarak yük bırakma işlemi gerçekleştirilmiştir. Uçuş sırasında sürtünmeyi en aza indirmek için atış mekanizmasının yarısını gövde içerisinde olacak şekilde montaj yapmak hedeflen mektedir.

**Resim 5.7.3** Atış Mekanizması

## 5.8 Uçuş Performans Parametreleri

Tablo5.8.2'de görevler için uçuş performansının parametreleri sayısal olarak detaylandırılmıştır. Bu değerler, tahmini olan değerlerle, test uçuşlarından elde edilen verilerle karşılaştırılmıştır. Görev 3 için uçağa yüklenen yüklerin ağırlığı parametrelerin değışikliliğı üzerindeki önemli etmenlerden biridir.

	$CL_{maks}$	e	$(L/D)_{maks}$	Boş Ağırlık(g)
<b>Hedeflenen Uçak</b>	0.8	0.66	10.4	2500
<b>Üretilen Uçak</b>	0.5572	0.58	4.9	3500

**Tablo 5.8.1** Hedeflenen ve üretilen uçak tahmini değeri

	Görev 1	Görev 2	Görev 3
$Seyir_{CL}$	0.27	0.33	0.52
$(L/D)_{Seyir}$	1.9	2.7	4.7
Seyir Hızı (m/s)	19.8	17.98	20
Güç yükleme (W/kg)	44.9	37.6	35.83
Kanat Yükleme (kg/sq-ft)	0.43	0.49	0.51
Stall Hızı(m/s) $V_{Stall}$	15.8	19.6	15.8
Max Hız(m/s) $V_{Max}$	30.7	27.6	30.7
Maksimum Tırmanış Yüksekliği(m/dak)	181.4	99.5	112.77
Kalkış Mesafesi(m)	20	25	17
Dönüş faktörü(g)	1.7	1.5	1.6
Dönüş oranı(der/s)	65	60	65
Mevcut enerji(kJ)	163.2	175.1	160.3
Gerekli olan enerji (kJ)	65.3	58.2	55.3
Seyir halinde iken akım(amps)	19	17.3	14.2
TOGW(kg)	1.9	2.9	1.95
Görev zamanı(s)	240	233	265

**Tablo 5.8.2** Uçuş Performans Parametreleri

Motor hız ve çekilen akım, bununla bağlantılı olarak pervane dönüş hızı ve elde edilen hız değerleri hesapları teorik olarak yapılmış olup test sırasında veriler değişim göstermektedir. Telemetri sisteminden yapılan izlenimler ve teorik hesapların karşılaştırmaları sonucu uçuş performans parametreleri elde edinimleri gerçekleşmiştir.

### 5.9 Hava aracı maliyetlendirme

**Tablo 5.9.1** İHA malzeme maliyet tablosu

NO	Parça Adı	Birim Fiyatı(TL)	Miktar	Toplam Fiyat
1	GT2826/04 MOTOR	215	1	215
2	Pervane (10x6)	20	2	40
3	TURNIGY-100SBEC	200	1	200
4	GENS ACE	940	1	840
5	Arka iniş takımı (sarhoş teker)	20	1	20
6	Ön iniş takımı	20	1	20
7	HITEC D485HW yüzey servo motoru	100	4	400
8	Paslanmaz Çelik Tel	15	2	30
9	Metal Pimli Plastik Menteşe	5	4	20
10	Büyük Boy Menteşe	6	1	6
11	Karbon Borular	168,55	1	168.55
12	Epoxy	200	1	200
13	Karbon fiber	170	1	170
14	Telemetri	540	1	540
15	Kumanda Seti	750	1	600
16	Yük Bırakma Servoları	10	4	40
	TOPLAM,			<b>3509.55</b>

Tablo 5.9.1'de görülen maliyetlendirme tablosu teşvik ücretinin oldukça üstünde bir değerde görünüyor. Biz öğrenci olarak bu ücreti karşılayamayacağımız için okulun olanaklarından faydalanmak adına strateji geliştirme daire başkanlığına başvurularda bulunduk. Faturalandırmalarımızı yaprak okuldan gerekli desteği beklemekteyiz.

### 5.10 Nihai Tasarım İçin Görev Performansı

Görev uçuşu denemeleri hakkında izlenimlerimiz üzerine her görev için deneyimlerimizi paylaşmak istedik. Manevra kabiliyeti, iniş, kalkış, kabiliyeti ve yük bırakma sistemi hakkında detaylı uçuş izlenimleri gerçekleştirilerek açıklamalar yapılmıştır.

**5.10.1 Görev 1**

Görev 1 deneyimleri sırasında manevra kabiliyeti ve iniş kalkış özellikleri üzerine izlenimlerimizi paylaşacağız. Kuyruk takımı motordan gelen pis havaya maruz kaldığı için araç koşu mesafesini uzun tutarak stabil kalkış gerekliliği tespit edilmiştir. İlk denemede ani yükselme komutu verdiğimizde araç yunuslama yaparak burunlama yere girerek gövde hasar almıştır. İkinci denemede yavaş kalkış gerçekleştirilerek stabil yükseliş gözlenmiştir. Manevra kabiliyeti performansı tatmin edici düzeyde iyi görünmektedir. Manevra için kullanılan kontrol yüzeyi elemanlarının pushroad elemanlarını alüminyum seçtiğimiz için yamulmalara yol açtı ikinci denemede bunları karbon çubuklarla değiştirerek verimli tutuşu gerçekleştirmiş olduk.

**5.10.2 Görev 2**

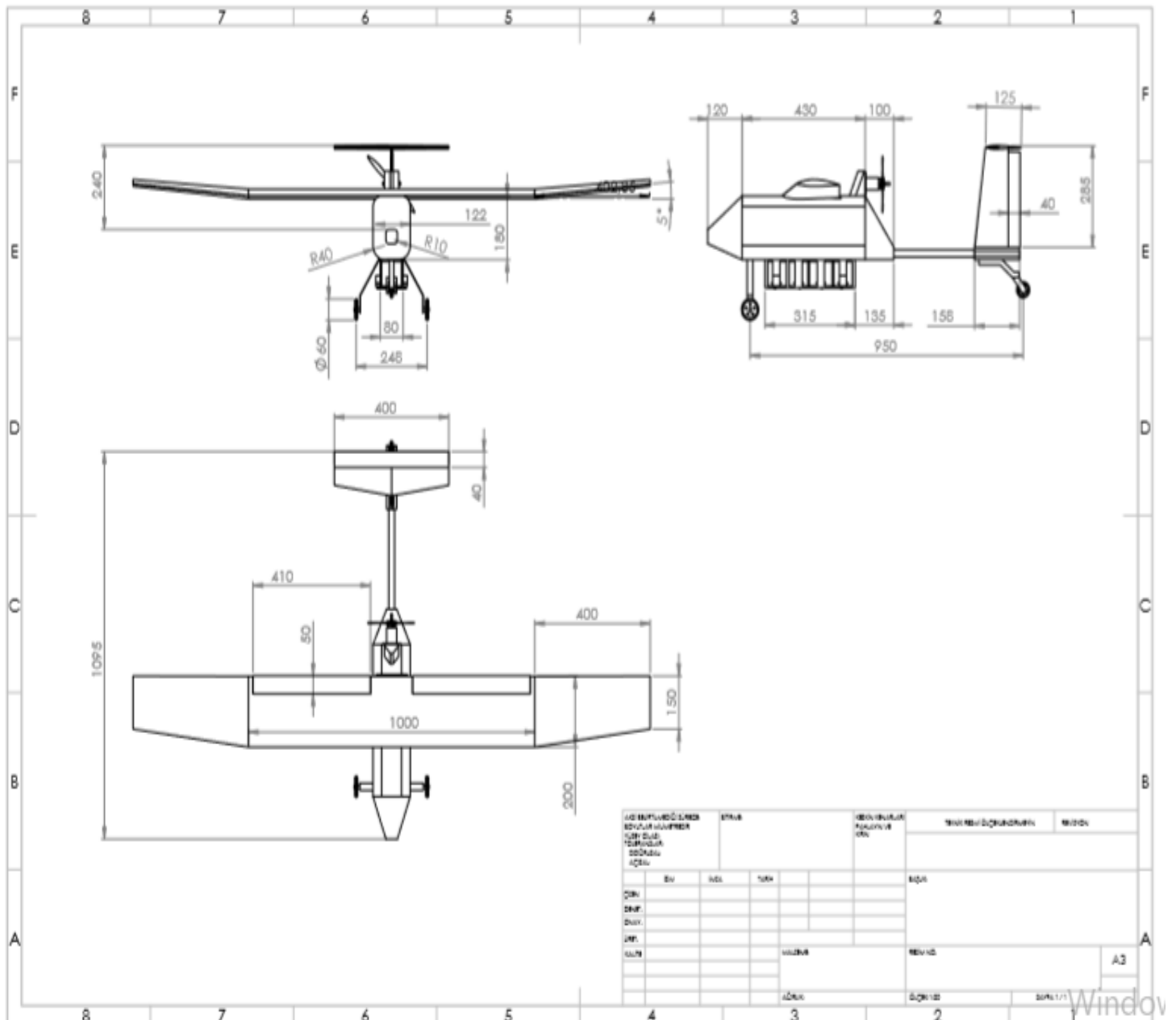
Görev 1 ile deneyim'i gerçekleşen iniş kalkış performansı ve manevra kabiliyeti gözlemlerimiz sonucu ardupilot mission planer programı üzerinden pixhawk uçuş kontrol cihazı ile araç otonom uçuş ve yük bırakma sisteminin performansı denetlendi. Önceden belirlediğimiz koordinatları telemetri sistemine bağlı GPS'den aldığımız verileri arduino kartı ile denetleyerek istenilen noktaya yük bırakma denemeleri gerçekleştirdik. Araç yük bırakma denemelerinde yüklerin istenilen noktanın gerisine düştüğü gözlenmiştir. Tasarlanan algoritma dahilinde istenilen koordinata gelmesi beklenen koordinatlara biraz daha uzak değerler belirlenerek düşüşü istenilen yerlere bırakma şansımızı arttırdık.

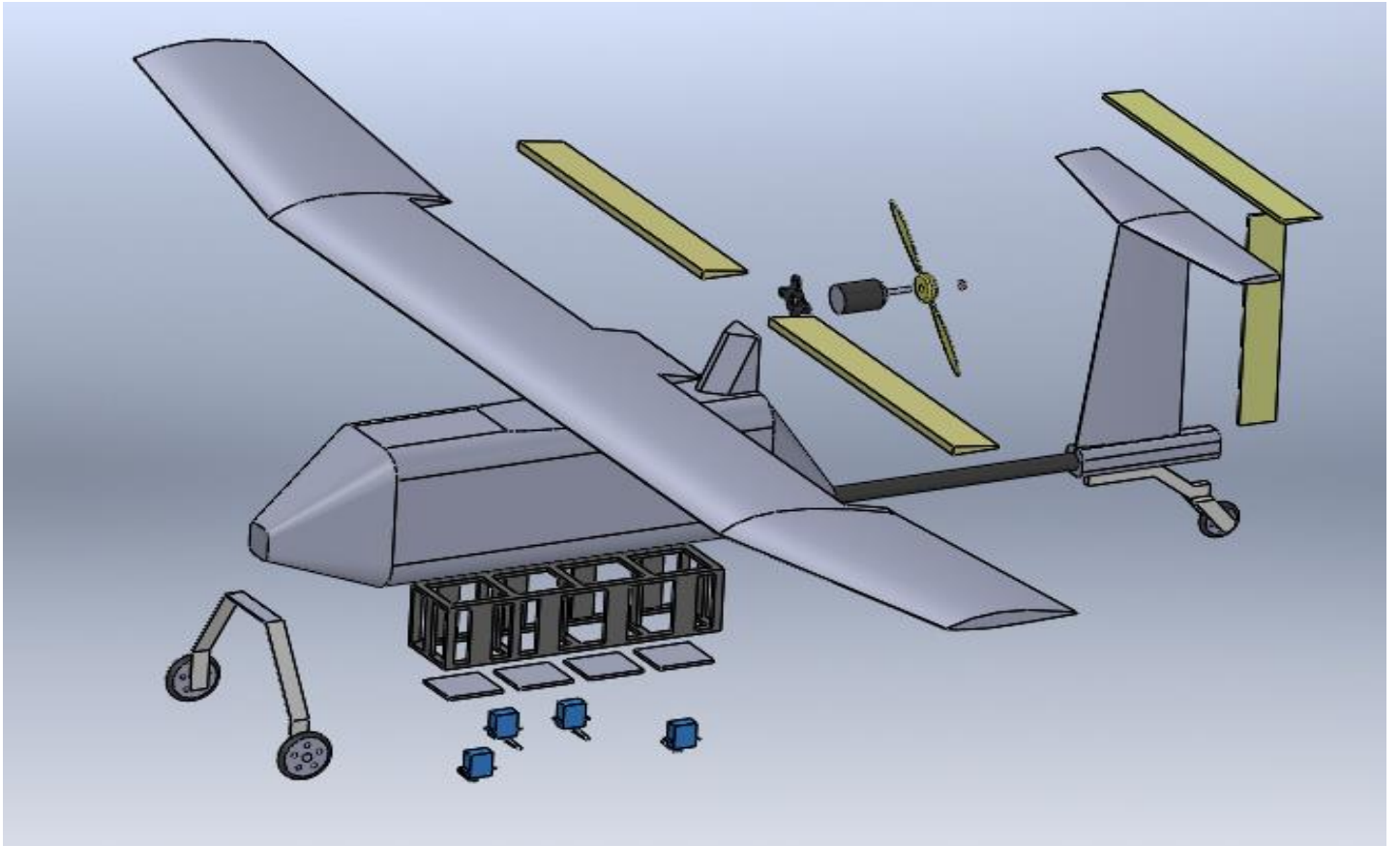
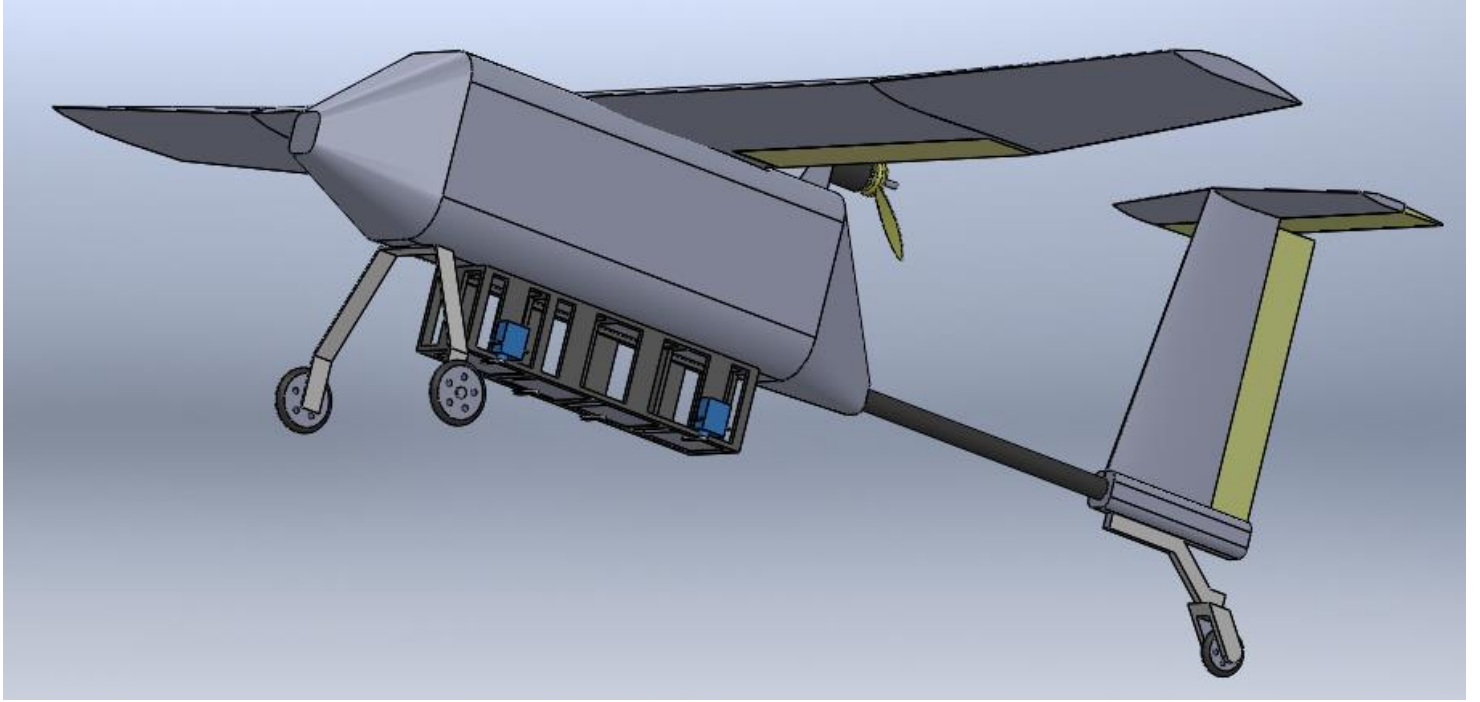
**5.10.3 Görev 3**

Manuel uçuşlar ile iniş ve kalkış karakteristiği belirlenen aracımızın otonom uçuş kabiliyetleri üzerine çalışmalar yapıldı. İlk denemede araç kalkışı sırasında görev 1 'de belirtilen kalkış süresini uzatmak hedefi otonom için de uygulandı, riskli kalkışı olmaması için yatay kontrol elemanına verilen trim işlemini çok yavaş tutarak koşu mesafesini 50 metre düzeyine çekmiş olduk. Araç kalkışı stabil oldu fakat pist mesafesi verileri henüz elimize ulaşmadığı için mesafeyi en aza indirmek istedik. İkinci denemede elavator trim miktarını artırarak kalkışı erken süreye aldık fakat diklenmesi ani oldu ve dengesizlikler gözlemlendi. Bu riskli bir kalkış olmasına karşın koşu mesafesini düşürmüş olduk. Otonom uçuşta manevra kabiliyetleri deneyimlerini aktaracak olursak istenilen noktaların 10-15 metre çapında uzaklıklarda gerçekleştiği gözlenmiştir. Bu durumun düzeltilmesi için kontrol yüzeylerinin ve dikey stabilizatörün yüzey değerlerinin büyütülmesi düşünülmüştür fakat nihai tasarımı sonuçlandırdığımız için bu işleme ayıracağımız süre kısıtlılığından dolayı manevraları dönüş

algoritmalarının düzenlemesi ve dönüş noktasına geniş girilmesi gibi çözüm yöntemleri üzerine durulması hedeflenmektedir.

## 5.11 Teknik Çizimler





## 6. PROTOTİP ÜRETİM SÜRECİ

Üretim Sürecinde araç kanat,gövde ve kuyruk takımı sistemlerinin 0.5 milim alüminyum ile profiller kesilerek istenilen ölçülerde kesimi gerçekleştirilen strafor(XPS) malzemesi üzerine yapıştırılarak 0.5 milim rezistans teli ile kesimi gerçekleştirilmiştir. 220/36 Volt oranında trafo ile rezistans teline enerji vererek strafor kesimi gerçekleştirdiğimiz bir tezgah üretimi gerçekleştirdik. Kesimi gerçekleştirilen parçalar  $160 \frac{m^2}{g}$  karbon fiber ve epoxy reçine ile yapıştırma işlemi gerçekleştirilerek mukavemet artırılması amaçlanmıştır. Kuyruk takımı ve gövde arasındaki boşluğa 20mm çapında karbon boru ile desteklenerek ağırlık azaltılmış olup mukavemet istenilen düzeye gelmiştir.

### 6.1 İHA İmalat ve Montaj Süreci

Tablo 6.1.1 'de araç üretimi için seçilen malzemelerin meziyet faktörleri karakteristiği belirlenerek bu kriterler göz önünde bulundurularak seçimler gerçekleşmiş ve üretim işlemi hayata geçirilmiştir.

Meziyet Faktörü	0	1	2	3	4	5
Ağırlık						
Üretim Kolaylığı						
Tamir Edilebilirlik						
Maliyet						

Tablo 6.1.1 Üretim Meziyet Faktörü

Ağırlık: Üretim aşamasında görev isterileri de göz önünde bulundurulduğunda en önemli faktörler arasında yer alması beklentisi ile hareket edilecektir.

Üretim Kolaylığı: Görev isterilerine göre üretim yeteneği belirlenerek, öngörülere göre gerçekleştirilmesi açısından kritik öneme sahiptir ve doğrudan üretim kolaylığı ile alakalıdır.

Tamir Edilebilirlik: Bilinmeyen faktörler dolayısıyla oluşabilecek aksaklıklar sebebi ile kaza ve çarpışma gibi durumlara karşın tabir edilebilirlik özelliği önem arz etmektedir.

Maliyet: Takımımızın sınırlı miktarda kaynağının olması akılda tutularak maliyet kaçınılmaz olarak üretim meziyet faktörü tablosuna eklenmiştir.İkinci aşamaya geçme ihtimalimizi yüksek gördüğümüz için bu kısmın önemi ortalama değerde tutulmuştur.

İmalat Bileşen Malzemesi	Tekniği
Ana Malzeme	Strafor
Diğer Malzemeler	Karbon elyaf ve Karbon Boru Takviyeler
Yapıştırıcı	Epoxy ve Hardener
Parça Montajı	Uygun Şekilde Tasarlanmış Parçalar

**Tablo 6.1.2** İmalat teknik faktörü.

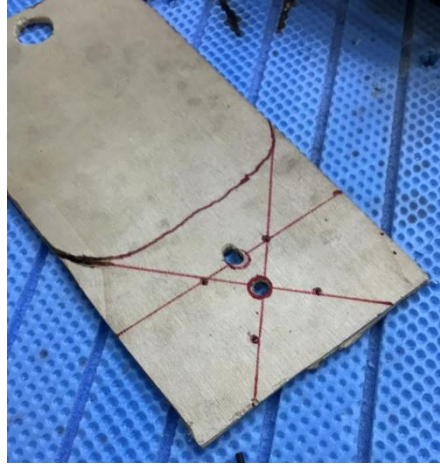
Ana Malzemenin Kullanımı: Piyasada mavi köpük olarak geçen malzemedir. Polistrien hammaddesinden ekstrüzyon yolu ile üretilmektedir. Genelde ısı yalıtım amacı ile kullanılan bu ürün  $30 \frac{kg}{m^3}$  yoğunluğa sahiptir. Basma mukavemeti arttıkça yoğunluğunda artış gözlenen bu malzemenin rezistans teli ile kesimi , şekil verilmesi ve maliyeti düşük olduğu için seçilmiştir. Mukavemeti arttırmak için karbon fiber ürün kaplaması kolaydır.

Takviyeler: Kullanılan straforun yoğunluğunun düşük olması sebebi ile birleşim noktalarına ve çarpma durumunda ağır hasar alacak noktalara kompozit ürünler ile takviye yapılarak mukavemetin artması amaçlanmıştır. Ağırlıkta minimum artış olması dikkate alınarak bu işlem gerçekleştirilmiştir. Resim 6.1.1' de görüldüğü üzere karbon fiber kaplanarak gövde mukavemeti arttırılmak amaçlanmıştır. Resim 6.1.2 ' de kanat mukavemetini arttırmak için basıncın yüksek olduğu doğrultuya karbon boru atılır ve üzerine karbon elyaf çekilerek güçlendirilmek amaçlanmaktadır.

**Resim 6.1.1** Karbon fiber kaplama işlemi.**Resim 6.1.2** Karbon boru Takviyesi



Balsa Kullanımı: Araç sabitleme noktalarına sertliği ve hafifliğinden faydalanmak için balsa ağacı kullanılmıştır. Kolay kesilebilir olan bu tahta sayesinde motor sabitleme noktasının üretimi sağlanmıştır.



**Resim 6.1.3** Motor Sabitleme Noktası Üretimi.

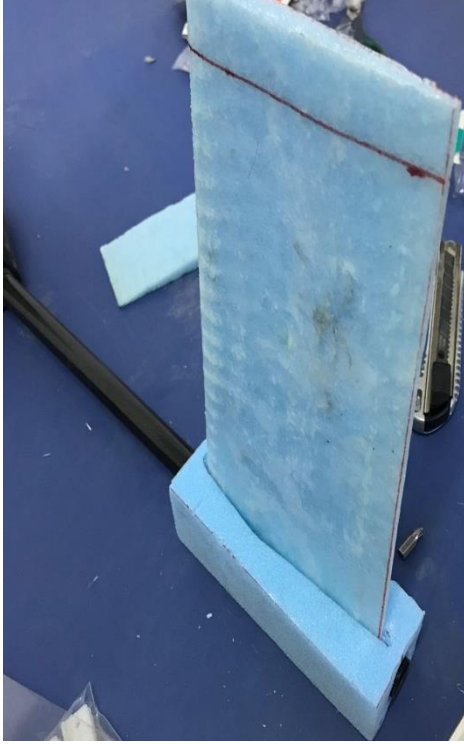
Yapıştırıcı Kullanımı: Araç birleşim noktalarına atılan kompozit takviyelerin mukavemetini arttırmak ve yüzeylerin sertliğini arttırmak için Epoxy ve Hardener reçineleri kullanılmıştır. İki gram epoxy ile 1 gram hardener oranında birleştirilen reçine ürünler iyice karıştırıldıktan sonra yüzeylere sürülerek 48 saatlik bir kuruma süresinin ardından yüksek reidite ve mukavemet kabiliyeti kazandığı görülmüştür.



**Resim 6.1.4** Kurumaya bırakılan Yüzey Elemanları.



Karbon Boru Kullanımı: 20mm çapında 3K Karbon borular ile gövde kuyruk arası bağlantıyı sağlamak için kullanılmıştır. 5mm çapında karbon boruları ise yüzey kontrol bölümlerinin bulunduğu kanatlarının kaldırma kuvveti merkezlerine yerleştirilerek sabitlenmiştir ve iki kanat arasında 4mm çapında karbon boruyu önceden yerleştirilen 5mm çapındaki karbon borunun içinden geçecek şekilde tasarlanarak kanat mukavemeti arttırılmak istenmiştir. Ayrıca servo kabloları bu borulardan geçirilmiştir.



**Resim 6.1.5** Kuyruk Montajı.



**Resim 6.1.6** Kanat boru döşeme

## 6.2 İHA Elektrik Elektronik Konfigürasyon Süreci

Kontrol yüzeylerinin ve motorun sisteme entegrasyonu önemli parametreler arasında yer almaktadır. Güç aktarma elemanlarının pozisyonu ne kadar iyi olursa pilden çekilen enerji o kadar verimli şekilde üzeyle ve sisteme aktarılır.

Kontrol Yüzeyleri: Servo motorlarının kanat ve kuyruk takımında sabitlendiği bölümler yüzey hareketini en verimli şekilde sağlaması açısından önemlidir. Hava basıncı karşısında gücü merkezden vererek yüzeyin toplam basınç merkezi ile aynı yerden olması uçuş sırasında pushroad'lar ile aktarılan gücün sekteye uğramaması açısından önemli yer tutmaktadır.



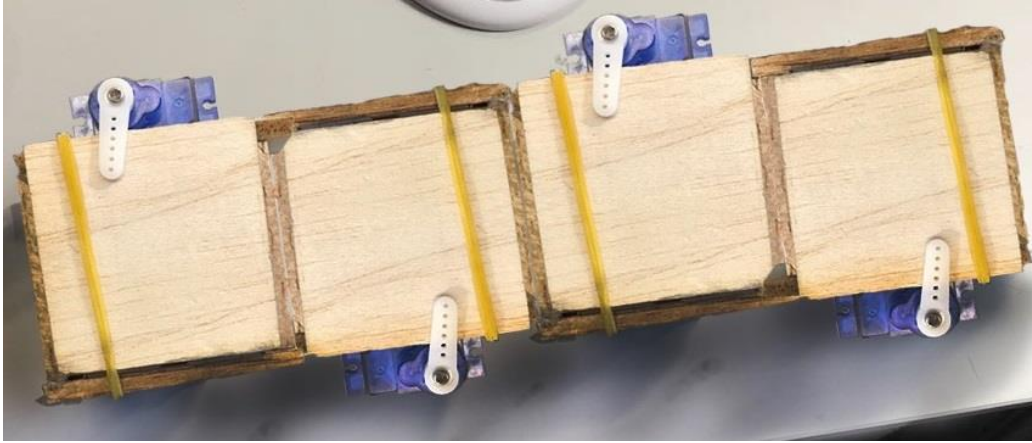
**Resim 6.2.1** Kuyruk servo yerleşimi.

Motor Yerleşimi: Sırttan itici olan tasarımımızda özgün bir yerleşim noktası ürettiğimiz motorumuzun montajını gerçekleştirmiş olduk. Entegrasyon sırasında literatür araştırmalarından aldığımız veriler sonucu motorun kaldırma kuvveti merkezi ile kesişecek şekilde açılı olarak yerleştirilmesi gerekmektedir. Gövdeye 2 derecelik bir açı ile yerleşimi gerçekleştirilmiş olan motorumuz balsa ağacı ile sağlam şekilde gövdeye sabitlenmiştir.



**Resim 6.2.2** Motor Yerleşimi

Atış Mekanizması Servo Bağlantıları: Servo motorların dikey olarak bağlandığı atış mekanizması, hafif ve kesimi kolay olan balsa ağacı ile tasarlanmıştır. Servo motor başlıklarının tuttuğu mekanizma kapakları kutulara yerleştirilen küçük çiviler ile gerginlik verilen lastikler sayesinde gerekli koordinatlara gelindiğinde istenilen servo hareket ettiğinde lastiğin çekiş kuvvetinden dolayı kapak açılarak yük bırakma işlemi gerçekleştirilecektir.



**Resim 6.2.3** Atış Mekanizması Servo Yerleşimleri

Elektronik Ekipman Bağlantıları: Araç elektronik ekipmanının pilden başlayarak ESC' den motora ve alıcıya uzanan bağlantılar radyo alıcıda yüzey kontrol servolarına ulaşarak devre tamamlanmaktadır. Resim 6.2.4'de görülen bağlantılar denenerek devrenin başarılı bir şekilde çalıştığı görülmüştür. Kablolar plastik cırt malzeme ile birbirlerine sabitlenmiştir. Ayrıca ESC, pil ve alıcı da gövde içerisinde sabitlenmiştir.



**Resim 6.2.4** Elektronik bağlantılar

Kanat Yüzey Kontrol Yerleşimi:Kanatlara sabitlenen servo motorlar yüzeyin merkezine gelecek şekilde yerleştirilmiştir. Kanat içine gömülsen servo motor hava akışının bozulmasına sebep olmayacak şekilde yerleştirilmiştir. Yüzey ile servo motor arasına karbon pushroad elemanlar kullanılmıştır. Bükülme ve paslanma gibi dezenformasyona uğramayan bu borular yüzeye gücü istenilen şekilde aktarma kabiliyetinesahiptir.



**Resim 6.2.5** Kanat servo motor sabitleme
























### 6.3 İHA Montajı ve Genel Kontroller

Tablo 6.3.1'de görülen liste araç uçuş denemesi yapılmadan önce kontrolü gerçekleştirilmesi gereken önemli başlıklardan oluşmaktadır..Diyelim ki itki sistemi dahilinde batarya'nın gövde içerisinde sabitlenmemesi durumu gerçekleştirildiğinde araç havada dönüş ve tonu yapma durumunda pil sabit olmaz ve ya ESC motordan çıkarsa kaza olduğu gözlenecektir. Bu liste uçuş için en önemli gerekliliklerin başında gelmektedir.

Birim	Eylem
Gövde Kapağı	Açık/Kapalı
İniş Takımı	Tekerlek Somun Kontrolü
Servo Motor	Sabiteme
Motor	Somun Kontrolü
Kanat	Hücum Açısı Kontrolü
Servo Motor	Güç Aktarımı ve Pushroad Kontrolü
Kanat	Kaldırma Kuvveti ve Ağırlık Merkezi Kesişimi
Yüzey Kontrol Elemanları	Kanatçık, Yatay ve Dikey Stabilizatörlerinin Açısı
Elektronik Ekipman	Malzeme Sabitleme Kontrolü

**Tablo 6.3.1 İHA Genel Kontrol Listesi.**

6.4 Üretim İş Zaman Çizelgesi Planlanan ve Gerçekleşen

TASARIM SURECI	8 Ocak- 2018	15 Ocak- 2018	22 Ocak- 2018	29 Ocak- 2018	5 Sbt- 2018	12 Sbt- 2018	19 Sbt- 2018	26 Sbt- 2018
<b>PROTOTİP İHA MONTAJI</b>						Planlanan:  Gerçekleşen: 		
Sıcak Tel Kesim								
								
Ana Bölüm Montajı								
								
Kanat Montajı								
								
Rudder Montajı								
								
İniş Takımı Montajı								
								
Servo ve Kablolama								
<b>İHA MONTAJI FINAL</b>								
Sıcak Tel Kesim								
								
Ana Bölüm Montajı								
								
Kanat Montajı								
								
Rudder Montajı								
								
İniş Takımı Montajı								
								
Task 3								

Tablo 6.4 Üretim İş Zaman Çizelgesi



**7. TEST PLANI****7.1 Test ve Takvimi**

Eylem	Tarih	Sonuç
Uçuş 1	25.5.2017	İlk uçuş denemesinde araç burunlama çakılarak hafif arıza oluştu.
Uçuş 2	1.6.2018	Bu uçuş denemesinde araç elavatöre verilen âni irtifa komutu sonucu kafayı yukarı dikledi ve sağ tarafa tonozu gerçekleştirerek kanatları kırıldı
Uçuş 3	15.6.2018	Bu denemede araç kalkışı yavaşça gerçekleştirerek havada tamgaz ve dönüş kabiliyetleri testi gerçekleştirdik ve olumlu sonuçlandı
Uçuş 4	30.6.2018	Otonom iniş kalkış denemesi yaptığımız bu testte araç istenilen yerden 5-10 metre aralığında farklı noktalara iniş gerçekleştirdi.
Uçuş 5	15.7.2018	Araç otonom iniş kalkış kabiliyeti yapılan kalibrasyonlar sonucu düzenlendi ve gerçekleştirildi
Uçuş 6	25.7.2018	Araç yük bırakma kabiliyeti başarı ile gerçekleştirilmiş ve ufak tefek sapmalar dışında bir aksilik ile karşılaşılmamış.

*Uçuş 1:* İlk uçuş denemesinde aracın ani yükselme komutu alması durumunda burnunu anlık havaya kaldırarak kontrol kaybının yaşandığını gördük. İlk uçuş da araç burunlama yere çakılarak gövdede ağır hasar oluştu ve kaza sonucu kanadı sabitlemeye çalıştığımızda sol kanadın 5 derecelik bir açı ile sağdakine göre daha alçakta olduğunu gördük Bu durumun deneme yapmaya engel olmayacağını düşünerek küçük bir tamirat ile 2. denemeye geçtik.

*Uçuş 2:* Aracı gelişi güzel bir tamir ile toparlayarak 2. denemeye geçtik bu denemede; gövdenin aldığı hasardan dolayı sol kanat sağ kanada göre daha alçakta kaldığı görülmekteydi. Sakin bir kalkış gerçekleştirildi kalkış güzel olmasına karşın araç kısa süre içerisinde sağa tonozu yaparak çakılma gerçekleştirdi ve iki kanadı bu denemede kaybetti



**Resim 7.1** Deneme 2 düşüş öncesinden bir kare.

## 7.2 Test ve Uçuş Kontrol Listeleri

Aracın sağlıklı biçimde çalışması için takip edilecek prosedür Tablo 6.3.1'de belirtilmiştir. Belirtilen Kontrollerin takip edilmesi güvenli uçuşa hazır olunması durumunu ortaya koyuyor. Kaza ve ya olumsuz durumlarla karşılaşılması adına aracın bu prosedürü takip edilmesi elzem konulardandır.

Birim	Eylem
Kumanda	Alıcı Kontrol Kabiliyeti
Sigorta	Açık/Kapalı
Pil	Şarj/Deşarj Durumu
Motor	Dönüş Yönü ESC Bağlantısı
Servo Motor	Kalibrasyon Ayarı
ESC	Kalibrasyon Ayarı
Pervane	Balans Ayarı
Telemetri Ve Uçuş Kontrol	Mission Planer bağlantısı

## 8. PERFORMANS SONUÇLARI

Araç performans görev isterilerini yeterli düzeyde karşılayıp karşılayamaması durumunu öğrenebilmek için yapılması gereken iki şey vardır; birincisi alt sistem elemanlarının performanslarını ölçerek istenilen verilerin alınması durumu, İkinci ise analiz yapmaksızın test ve uçuş yapmak ki bu durum tercih edilmeyen yöntemdir maliyetin artmasına sebebiyet verecek bir durumdur.

### 8.1 Alt Sistemlerin Performansı

#### Pil Performansı:

Seçimi gerçekleştirilen Gens Ace 4S 5800mAh pili motorun maximum güçte çektiği akımı ve akım verme süresi ile ilgili analizler Grafik 8.1.1'de görülmektedir.

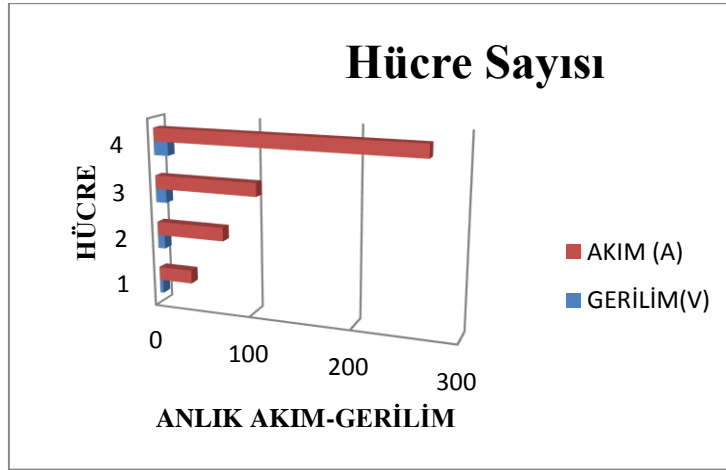


**Resim 8.1.1** Gens ACE 4S Batarya Hücresi.

Seçtiğimiz pil 4 Seri hücreden oluşup 5800mAh 45C değerlerine sahiptir.



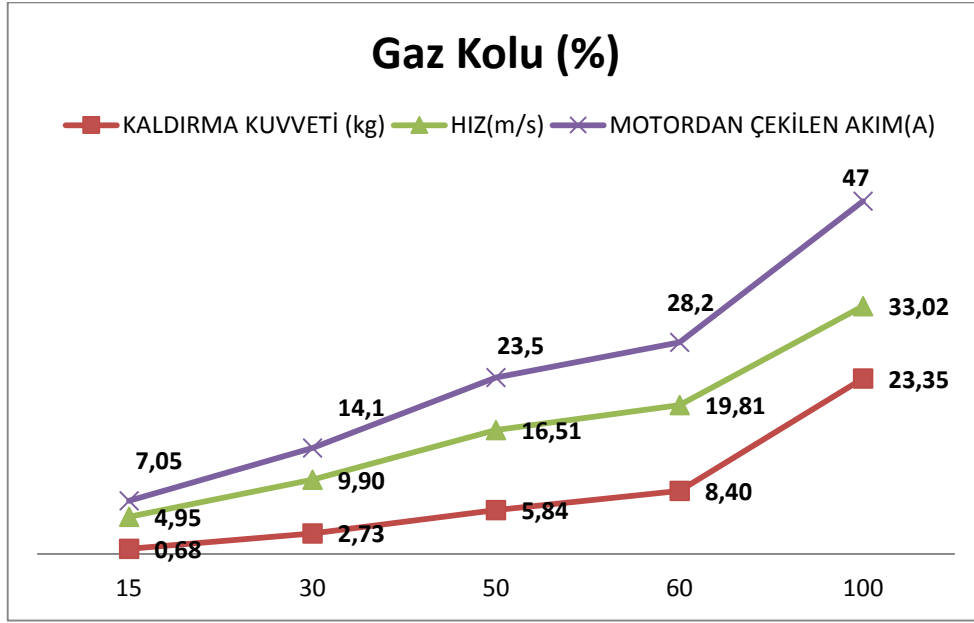
- Bu pil sabit 5.8 amper akım çeken bir sisteme bağlanırsa yaklaşık olarak 1 saat kullanılabilir. Yani başlangıçtaki akım değeri olan 25.8A, 1 saatte durmaksızın verebileceği akım değeridir.
- $5.8A \times 45 C = 261A$  , bu pil en fazla 261A akım verebilmektedir. Buradaki C değeri ne kadar büyük ise pilin kapasitesi yani verebileceği akım değeri o kadar büyüktür.
- Bu pil 1 saat (60 dakika) boyunca durmadan 5.8A akım verebiliyorsa motorumuz maksimum akımda 47A çektiğine göre 47A akımı ne kadar süre verebilir. Bu sorunun cevabını basit bir oran-orantı yaparak buluyoruz.
- $(60 dk \times 5.8A)/47A=7.4 dk$  boyunca durmadan 47A verebilir.
- Bu pil, Li-Po piller için üretilmiş bir şarj aleti kullanılarak 1C değeri ile yani 5.8A ile 1 saat'te şarj edilir.



**Grafik 8.1.1** Pil Hücre Bağlantısı-Akım Grafiği.

#### Motor Performansı:

Seçimi Gerçeklenen GT2826/4 Fırçasız DC motoru 4S kullanılması durumunda maksimum 47A akım çektiği gözlenmiştir. Çekilen akımı ve maksimum RPM değeri bilinen motorun, TUBİTAK kurumunun uçuş eğitiminde verdiği PDF'ler de yazan formüller ile stall hızı kaldırma kuvveti maksimum hız gibi verilerin hesaplamaları gerçekleştirilmiştir.



**Grafik 8.1.2** GT2826/4 Akım-Hız-Kaldırma Kuvveti Grafiği.

#### İtici Ölçümü:

Resim 8.1.2.1 'de görüldüğü üzere kendi tasarladığımız tezgah yardımı ile motorumuzun itiş kuvvetini pratikte görmek istedik. 3S pil ile itki ölçümü gerçekleştirdik. Katalogda 3S pil kullanarak beslenen motor maksimum 2000g itki değerine ulaştığı belirtilmiştir. Biz kullandığımız tezgah yardımı ile yaptığımız ölçümde görüldüğü üzere maksimum akımda 1800g itki elde etmiş olduk. Kapalı ortamda gerçekleştirdiğimiz bu test işleminde 4S pil kullanmanın tehlikeli sonuçlar doğura bilmesi açısından 3S pilde elde edilen verilere göre .%10 'luk bir verim kaybı yaşanmaktadır. 4S pil ile beslenen motorumuzun 3100g itiş yaptığı bilinmektedir.%10 kayıp olması düşünülecek olursa 2790g itki kuvvetine ulaşması beklenecektir.



**Resim 8.1.2.1** Motor İtici Ölçümü tezgahı

## 8.2 Gerçekleşenin Kavramsal Tasarıma karşılaştırılması

Araç kavramsal tasarımında planlanan çizimler üretim sırasında bazı farklılıklar ve olumsuzluklar sebebi ile değişime uğramıştır. İlk değişim kanat yapılandırılması ile ilgili olmuştur. Üretimi gerçekleştirilen kanat ilk tasarımda araç burnunun 100mm gerisinden hizalayarak gerçekleştirilmiştir. Bu montaj sonrası, araç ağırlık merkezi motor sabitleme noktasının 200mm uzaklığına denk gelmiştir. Bu durum kaldırma kuvveti merkezi ve ağırlık merkezi kesişiminin gerçekleşmemesi ile sonuçlanmıştır. Kaldırma kuvvetini ağırlık merkezi noktasına getirmek için kanatları uç noktasından motor sabitleme noktasına yaklaştırdık ve ilk sorunu çözmüş olduk.

Gövde üretimi ilk aşamada 540mm olarak hesaplanarak üretildi fakat entegrasyon aşamasında gövde uzunluğunun orantılı olmaması ve yerde koşu sırasında devrilmelerin gerçekleşerek kuyrukta kırılmalar olması durumu gerçekleştirdiği için gövde de 120mm'lik bir kısaltma işlemi gerçekleştirdik.

## 8.3 Aracın Performansının tanımlanması

### Kaldırma Kuvveti

İHA sistemi için kanat kaldırma kuvveti uçuş kabiliyetinin en önemli parametresidir. Kaldırma kuvveti temel olarak kanat profilinin taşıma katsayısı ve araç hızı ile bağlantılıdır. Araç hızı ise sisteme entegre edilen itki sistemi performansına göre değişim göstermektedir. Seçimini gerçekleştirdiğimiz itki sisteminin hızı 3.1.1 başlığında verilen formüller yardımı ile belirlenmiştir. Cl katsayısı sabit olan aracın kaldırma kuvveti kanat alanı ve hız ile orantılı olarak artış göstermektedir. 0.39 m<sup>2</sup> kanat alanına sahip aracımızın kaldırma kuvveti verileri Tablo 8.3.1'de görüldüğü gibi hesaplamalar gerçekleştirilmiştir.

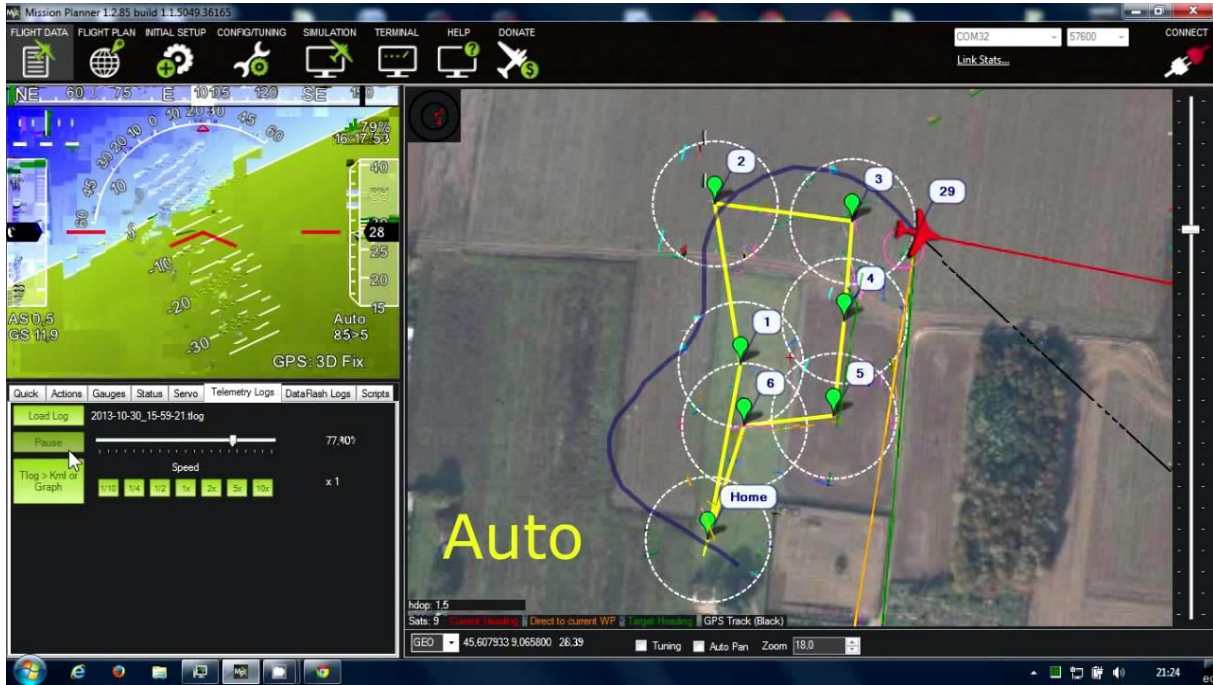
$$F = \frac{1}{2} \times \rho \times Cl \times A \times V^2$$

GAZ AYARI	MOTORDAN ÇEKİLEN AKIM(A)	RPM	HIZ(m/s)	KALDIRMA KUVVETİ(kg)	SÜRTÜNME KUVVETİ(kg)	KALDIRMA KUVVETİ (kg)	HIZ(m/s)
15	7.05	1980	4.95	0.716040978	0.034439875	0.68	4.95
30	14.1	3960	9.90	2.864163914	0.137759499	2.73	9.90
50	23.5	6600	16.51	6.220799146	0.383129252	5.84	16.51
60	28.2	7920	19.81	8.956142271	0.551594741	8.40	19.81
100	47	13200	33.02	24.88168945	1.532424188	23.35	33.02

**Tablo 8.3.1** Çekilen akım kaldırma ve sürtünme kuvveti tablosu

### Otonom

Araç telemetri sistemi olarak pixhawk uçuş kontrol elemanını kullanmaktayız. Sistem bütünüyle uçuş kontrol kartı, GPS, basınç sensörü ve telemetri alıcı vericisinden oluşmaktadır. Otonom uçuş kabiliyeti telemetri sistemi ile iç içe bir yapı olduğu için telemetri hakkında da bilgi vermek durumundaydık. Otonom uçuş kabiliyeti için öncelikle aracın manuel uçuşu gerçekleşip araç iniş kalkış karakteristiği belirlenmiştir. Kalkış için alınan mesafe, iniş için ulaşması gereken minimum hız gibi veriler ile aracın otonom iniş kalkış kabiliyeti geliştirilmiştir. Arayüz olarak Pixhawk Mission Planer kullanılmıştır. Bu arayüz kolay kullanımı sayesinde çok zengin çalışma olanağı sunmuştur takımımıza.



**Resim 8.3.1** Mission Planer arayüz görünümü.

Resim 8.3.1'de arayüz'de gidilmesi istenen noktalar belirlenerek, araç telemetri sistemine bağlı GPS' den aldığı veriler doğrultusunda istenilen noktaya giderek yük bırakma, iniş yapma, kalkış yapma, 360° dönüş vb. gibi komutlar ile sistem kabiliyeti gerçekleştirilmiştir.

**9.KAYNAKLAR**

ERİŞEN, A. , BAKIRC, M, 2014 , Make: NACA 0012 VE NACA 4412 Kanat Kesitlerinin Yeniden Tasarlanarak Had ile Analiz Edilmesi, Karabük Üniversitesi, Meslek Yüksek Okulu, Elektronik Teknolojisi Programı , Karabük / Türkiy

TOSUNOĞLU , S , 2013, Make: Uçak ve uzay Bilimleri Fakültesi Disiplinlerarası Uçak ve Uzay Mühendisliği Yüksek Lisans Programı , İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

[https://www.roboshop.com.tr/433mhz-apm-pixhawk-telemetry?gclid=CjwKCAjwhevaBRApEiwA7aT539mGtmIT0ogap4oEgSuNfD9z-C9OmYZQ9mtQ4\\_T3vFmhHtWs1QtAshoC2FYQAvD\\_BwE](https://www.roboshop.com.tr/433mhz-apm-pixhawk-telemetry?gclid=CjwKCAjwhevaBRApEiwA7aT539mGtmIT0ogap4oEgSuNfD9z-C9OmYZQ9mtQ4_T3vFmhHtWs1QtAshoC2FYQAvD_BwE) , 20 Mayıs 2018'de Erişildi.

[https://www.roboshop.com.tr/index.php?route=product/product&product\\_id=1409&gclid=CjwKCAjwhevaBRApEiwA7aT530um9om3BkOr84IY0YcIEUVbivboN5zobl1vavFApbvBR02d5PyWgBoC3bcQAvD\\_BwE](https://www.roboshop.com.tr/index.php?route=product/product&product_id=1409&gclid=CjwKCAjwhevaBRApEiwA7aT530um9om3BkOr84IY0YcIEUVbivboN5zobl1vavFApbvBR02d5PyWgBoC3bcQAvD_BwE) , 21 Mayıs 2018'de Erişildi.

<https://www.roboshop.com.tr/pixhawk-ucus-kontrolcu-px4-flight-controller> , 21 Mayıs 2018'de Erişildi.

<http://www.multikopter-tr.com/multikopter-haberler/turnigy-9x-kumanda-inceleme.html> , 5 Mayıs 2018'de Erişildi.

[http://web.itu.edu.tr/yukselen/Uck351/2-%20Aerodinamik%20kuvvet%20ve%20Momentler\\_PPT2.pdf](http://web.itu.edu.tr/yukselen/Uck351/2-%20Aerodinamik%20kuvvet%20ve%20Momentler_PPT2.pdf) , 20 Mayıs 2018'de Erişildi.

<https://www.rckolik.com/forum/konu/ucaklarda-pervane-motor-esc-pil-secimi.1297/> , 10 Mart 2018 Erişildi.

<http://uavturkey.tubitak.gov.tr/egitim2018.html> , 20 Nisan 2018'de Erişildi.

<http://ardupilot.org/planner/> , 10 Haziran 2018'de Erişildi