

**T.C.  
MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ  
ATATÜRK STRATEJİK ARAŞTIRMALAR VE LİSANSÜSTÜ  
EĞİTİM ENSTİTÜSÜ  
HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI  
HAVACILIK MÜHENDİSLİĞİ PROGRAMI**

**SU ALTINA DALIŞ YAPABİLEN VE SU  
ÜZERİNDE HAREKET EDEBİLEN SABİT  
KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**MELEK MENDİ  
2191105**

**TEZ DANIŞMANI: DR. ÖĞR. ÜYESİ HAYRİ ACAR**

**İSTANBUL  
ŞUBAT 2023**

**MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ  
ATATÜRK STRATEJİK ARAŞTIRMALAR VE LİSANSÜSTÜ  
EĞİTİM ENSTİTÜSÜ  
HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI  
HAVACILIK MÜHENDİSLİĞİ PROGRAMI**

**SU ALTINA DALIŞ YAPABİLEN VE SU  
ÜZERİNDE HAREKET EDEBİLEN SABİT  
KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**MELEK MENDİ  
2191105**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 17.02.2023  
Tezin Savunulduğu Tarih : 18.01.2023**

**Tez Oy birliği ile başarılı bulunmuştur.**

<b>Tez Danışmanı</b>	<b>Unvan Ad Soyad</b>	<b>İmza</b>
<b>Jüri Üyeleri</b>	<b>Dr. Öğr. Üyesi Hayri ACAR</b>	
	<b>Dr. Öğr. Üyesi Serhat YILMAZ</b>	
	<b>Prof. Dr. Fırat Oğuz EDİS</b>	

**İSTANBUL  
ŞUBAT 2023**

## ÖZGÜNLÜK RAPORU

Tez çalışmamın a) Kapak sayfası, b) Giriş, c) Ana bölümler ve ç) Sonuç kısımlarından oluşan toplam 92 sayfalık kısmına ilişkin, 30/12/2022 tarihinde tarafımda Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan özgünlük raporuna göre, tezimin benzerlik oranı %6' dır.

Uygulanan filtrelemeler:

- 1- Kaynakça hariç
- 2- Alıntılar hariç
- 3- 5 kelimededen daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

Millî Savunma Üniversitesi Atatürk Stratejik Araştırmalar ve Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Lisansüstü Tez Çalışması Özgünlük Raporu Alınması ve Kullanılması Uygulama Usul ve Esasları' nı inceledim ve bu Uygulama Esasları' nda belirtilen azami benzerlik oranlarına göre tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Melek MENDİ  
17.02.2023

## ETİK BEYAN

Millî Savunma Üniversitesi Enstitüleri Dönem Projesi ve Lisansüstü Tez Hazırlama Kılavuzu'nda yer alan kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında; tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi, tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu, tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi, kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı, bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu, bildirir; aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Bu tezdeki düşünce, görüş, varsayım, sav veya tezler bana aittir; Millî Savunma Bakanlığı, Millî Savunma Üniversitesi ve Atatürk Stratejik Araştırmalar ve Lisansüstü Eğitim Enstitüsü sorumlu tutulamaz.

Melek MENDİ  
17.02.2023

Hayriye, Bilal, Ahmet ve Zeliha' ya

## ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

Öncelikle beni öğrencisi olarak kabul eden ve çalışmalarım boyunca bana yol gösteren, kendisini tanımış olmak ve birlikte çalışabilme imkanına sahip olduğum için büyük mutluluk duyduğum, Değerli Hocam Sayın Öğr. Gör. Dr. Hayri ACAR 'a ve ilerleyen süreçlerde eş danışman olmayı kabul ederek çalışmalarımızın sonuçlanmasında katkılar sağlayan Sayın Öğr. Gör. Bilge TUTAK 'a ve Sayın Prof. Dr. Fırat Oğuz EDİS'e jüri üyesi olmayı kabul ettiği ve değerli katkıları için çok teşekkür ederim.

Ayrıca öğrencisi olmaktan büyük bir gurur ve mutluluk duyduğum Milli Savunma Üniversitesi Hezarfen Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü eski Enstitü Direktörümüz Sayın Alb. Öğr. Gör. Dr. Serdar Menekay 'a, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölüm Başkanımız Dr. Öğr. Üyesi Sayın Serhat Yılmaz'a, Sayın Önder Alparslan'a ve Ar. Gör. Ahmet Özcan'a çalışmalarım boyunca enstitünün imkanlarından yararlanmam için verdikleri tüm destekler, yaşadığım sorunlara hızlıca çözüm üreterek çalışmalarımı etkili şekilde yürütebilmemi sağladıkları ve bana büyük bir motivasyon kaynağı oldukları için çok teşekkür ederim.

Ve son olarak tüm yaşamım ve eğitim hayatım boyunca bana en büyük desteği veren, beni hiçbir zaman yalnız bırakmayan ve bu günlere gelebilmem için tüm imkanlarını seferber eden annem Hayriye Mendi 'ye sonsuz şükranlarımı sunuyorum. Tüm çalışmalarım ve başarı arzum, bana ve kardeşlerime hayatını adayan annemin bu büyük fedakarlığına bir nebze de olsa karşılık verebilmektir.

İstanbul; Şubat 2023

Melek MENDİ

## İÇİNDEKİLER

Sayfa

<b>ÖZGÜNLÜK RAPORU</b>	
<b>ETİK BEYANI</b>	
<b>İTHAF</b>	
<b>ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR</b>	
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>vii</b>
<b>TABLolar LİSTESİ</b> .....	<b>ix</b>
<b>ŞEKİLLER LİSTESİ</b> .....	<b>xi</b>
<b>SEMBOL LİSTESİ</b> .....	<b>xiii</b>
<b>KISALTMALAR</b> .....	<b>xvi</b>
<b>TÜRKÇE ÖZ</b> .....	<b>xvii</b>
<b>İNGİLİZCE ÖZ (ABSTRACT)</b> .....	<b>xviii</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>19</b>
1.1. Tezin Amacı .....	19
1.2. Motivasyon .....	20
1.3. Yöntem .....	20
1.4. Hibrit İnsansız Sualtı Hava Araçlarının Tarihsel Gelişimi .....	21
1.4.1. Literatür Çıkarımları.....	29
<b>2. TASARIM GEREKSİNİMLERİ VE KONFIGÜRASYON SEÇİMİ</b> ....	<b>31</b>
2.1. Görev Rotası.....	31
2.1.1. 1. Hava Operasyonu .....	33
2.1.2. Su Operasyonu .....	34
2.1.3. 2. Hava Operasyonu .....	36
2.2. Konfigürasyon Seçimi .....	38
2.2.1 Kanat Konfigürasyon Seçimi .....	39
2.2.2. Gövde Konfigürasyon Seçimi .....	41
2.2.3. Kuyruk Konfigürasyon Seçimi .....	42
2.2.4. İtki Konfigürasyon Seçimi .....	43
2.2.5. İniş Takımı Konfigürasyon Seçimi .....	44
<b>3. ÖN TASARIM</b> .....	<b>46</b>
3.1. Ağırlık Tahmini ve Performans Parametrelerinin Belirlenmesi .....	46
3.2. Kanat Profili Seçimi .....	48
3.3. 3 Boyutlu Kanat Tasarımı .....	52
3.4. Kısıt Diyagramı .....	55
3.5. Boyutlandırma .....	60
<b>4. SUALTI OPTİMİZASYONU</b> .....	<b>65</b>
4.1. Su Üzerinde Yüzme Hali.....	66
4.2. Su Altında Askıda Kalma Hali .....	66
4.3. Optimizasyon Sonucu .....	67
4.3.1. Seçenek 1 .....	67
4.3.2. Seçenek 2.....	68
4.3.3. Seçenek 3.....	68
4.3.4. Karar .....	68

4.4. Yeniden Ağırlık Tahmini ve Stall Hızı Kararı .....	69
4.3. Yeniden Kısıt Diyagramının Oluşturulması .....	72
4.3. Yeniden Boyutlandırma .....	74
4.4. Sualtı Güç Hesabı.....	80
<b>5. 3 BOYUTLU TASARIM VE HAD ANALİZİ.....</b>	<b>81</b>
5.1. Uçağın 3 Boyutlu Tasarımı .....	81
5.2. Hesaplamalı Akış Dinamiği Analizi .....	82
<b>6. SONUÇ.....</b>	<b>88</b>
<b>KAYNAKÇA .....</b>	<b>90</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ.....</b>	<b>93</b>



## TABLolar LİSTESİ

<b>Tablo 2.1:</b>	1. Hava Operasyonu Tasarım Gereksinimleri .....	34
<b>Tablo 2.2:</b>	Su Operasyonu Tasarım Gereksinimleri.....	36
<b>Tablo 2.3:</b>	2. Hava Operasyonu Tasarım Gereksinimleri .....	36
<b>Tablo 2.4:</b>	Sabit Kanatlı Hibrit Hava Sualtı Aracı Tasarım Gereksinimleri .....	37
<b>Tablo 2.5:</b>	Seçim Matrisi Puanlaması .....	38
<b>Tablo 2.6:</b>	Konfigürasyon Puanlaması .....	39
<b>Tablo 2.7:</b>	Kanat Sayısı Konfigürasyon Seçimi .....	39
<b>Tablo 2.8:</b>	Kanat Üst Görünüş Konfigürasyon Seçimi .....	40
<b>Tablo 2.9:</b>	Kanat Konumu Konfigürasyon Seçimi.....	41
<b>Tablo 2.10:</b>	Gövde Konfigürasyon Seçimi.....	42
<b>Tablo 2.11:</b>	Kuyruk Konfigürasyon Seçimi .....	42
<b>Tablo 2.12:</b>	İtki Konumu Konfigürasyon Seçimi.....	43
<b>Tablo 2.13:</b>	İniş Takımı Konfigürasyon Seçimi.....	44
<b>Tablo 3.1:</b>	Benzer Uçak Verileri .....	47
<b>Tablo 3.2:</b>	Performans Parametreleri .....	47
<b>Tablo 3.3:</b>	Kanat Profili Seçimi 1. Aşama .....	49
<b>Tablo 3.4:</b>	Kanat Profili Seçimi 2. Aşama .....	51
<b>Tablo 3.5:</b>	3 Boyutlu Kanat Tasarım Boyutlandırması. ....	52
<b>Tablo 3.6:</b>	Ağ Yapısı .....	54
<b>Tablo 3.7:</b>	Analiz Koşulları.....	55
<b>Tablo 3.8:</b>	Kısıt Parametreleri .....	57
<b>Tablo 3.9:</b>	Atmosfer Koşulları .....	57
<b>Tablo 3.10:</b>	Aerodinamik Parametreler .....	57
<b>Tablo 3.11:</b>	Kanat Yüklemeşi.....	60
<b>Tablo 3.12:</b>	Kanat ve Kanat Kontrol Yüzeyi Boyutlandırması.....	63
<b>Tablo 3.13:</b>	Kuyruk ve Kuyruk Kontrol Yüzeyleri Boyutlandırması. ....	63
<b>Tablo 3.14:</b>	Gövde ve Kuyruk Bağlantısı Boyutlandırması.....	64
<b>Tablo 4.1:</b>	Optimizasyon Öncesi ve Sonrası Kanat Boyutlandırması.....	69
<b>Tablo 4.2:</b>	Kanat Yüklemeşi Teori ve HAD Kıyası.....	70
<b>Tablo 4.3:</b>	10 m/s Stall hızı Analiz Verileri ile 12.5 m/s stall hızı Verilerinin Tahmin Edilmesi.....	71
<b>Tablo 4.4:</b>	Tahmin Verileri ile 3 Boyutlu Analiz Verilerinin Tutarlılığı. ....	71
<b>Tablo 4.5:</b>	Optimizasyon Sonrası Kısıt Parametreleri.....	72
<b>Tablo 4.6:</b>	Optimizasyon Sonrası Atmosfer Koşulları .....	73
<b>Tablo 4.7:</b>	Optimizasyon Sonrası Kanat Yüklemeşi.....	73
<b>Tablo 4.8:</b>	Optimizasyon Sonrası Kanat Boyutlandırması.....	74
<b>Tablo 4.9:</b>	Optimizasyon Sonrası Kuyruk Boyutlandırması. ....	75
<b>Tablo 4.10:</b>	Optimizasyon Sonrası Kuyruk Bağlantısı Boyutlandırması.....	76
<b>Tablo 4.11:</b>	Yeniden Boyutlandırılan Kanat ve Kuyruk Grubu Hacim Hesabı. ....	76
<b>Tablo 4.12:</b>	Aviyonik Boyutları. ....	77
<b>Tablo 4.13:</b>	Yeni Gövde Boyutlandırması.....	77
<b>Tablo 5.1:</b>	Yarım Model Uçak Ağ Yapısı.....	83
<b>Tablo 5.2:</b>	Yarım Model Uçak Analiz Koşulları.....	85

**Tablo 5.3:** Tam Model Uçak Aerodinamik Katsayılar..... 85



## ŞEKİLLER LİSTESİ

<b>Şekil 1.1:</b>	Ushakov'un Tasarımı. ....	21
<b>Şekil 1.2:</b>	Reid Uçan Denizaltı (RFS 1).....	22
<b>Şekil 1.3:</b>	Otonom Kargo Amfibi Taşıt. ....	22
<b>Şekil 1.4:</b>	Neptune RQ-15.....	23
<b>Şekil 1.5:</b>	Oregon. ....	23
<b>Şekil 1.6:</b>	Warrior Gull 24 UXV.....	23
<b>Şekil 1.7:</b>	Flying Fish.....	24
<b>Şekil 1.8:</b>	Black Wing.....	24
<b>Şekil 1.9:</b>	XFC UAS. ....	25
<b>Şekil 1.10:</b>	Kinematik Davranışı İncelenmek Üzere Üretilen Kanat Modeli. ....	25
<b>Şekil 1.11:</b>	Robotik Flying Fish.....	26
<b>Şekil 1.12:</b>	Jumping Glider. ....	26
<b>Şekil 1.13:</b>	Modellenen İlk Hibrit Araç. ....	27
<b>Şekil 1.14:</b>	Bir Ortamdan Diğerine Geçebilen İlk Prototip Araç.....	27
<b>Şekil 1.15:</b>	MIT Yarı Hibrit Araç. ....	28
<b>Şekil 1.16:</b>	AquaMAV.....	28
<b>Şekil 1.17:</b>	a) Dikey İniş Kalkış Yapabilen Konsept Araç, b) Sabit Kanatlı İlk Hibrit Araç Eagleray. ....	29
<b>Şekil 1.18:</b>	a) Döner Kanatlı İlk Hibrit Araç NEZHA, b) Eksikleri Giderilen NEZHA Konsepti Versiyonu NEZHA III, c) Geliştirilen NEZHA III	29
<b>Şekil 2.1:</b>	Hibrit İnsansız Hava – Sualtı Aracı Akış Diyagramı. ....	32
<b>Şekil 2.2:</b>	Görev Rotası.....	33
<b>Şekil 2.3:</b>	Sabit Kanatlı Hibrit İnsansız Hava Sualtı Aracı Boyutsuz Konfigürasyon Tasarımı.....	45
<b>Şekil 3.1:</b>	Benzer Uçak Ağırlık – Kanat Açıklığı Grafiği. ....	46
<b>Şekil 3.2:</b>	Kanat Profili Aerodinamik Verim Kıyas Grafiği. ....	50
<b>Şekil 3.3:</b>	3 Boyutlu Kanat ve Destek Elemanları. ....	53
<b>Şekil 3.4:</b>	a) Yarım Model Ağ Yapısı Kontrol Hacmi, b) Yoğunluk Hacmi, c) Kanat Ağ Yapısı, d) Ağ kalitesi Çarpıklık Skalası. ....	54
<b>Şekil 3.5:</b>	3 Boyutlu Kanat CFX Analiz Sonuçları.....	56
<b>Şekil 3.6:</b>	Tasarım Noktasının Belirlenmesi. ....	60
<b>Şekil 3.7:</b>	Kanat Kontrol Yüzeyi Boyutlandırma Grafiği.....	62
<b>Şekil 3.8:</b>	Kontrol Yüzeyleri Boyutlandırma Tablosu.....	63
<b>Şekil 4.1:</b>	a) İlk Kanat Spar Tasarımı, b) Yeni Kanat Spar Tasarımı	70
<b>Şekil 4.2:</b>	13 m/s Stall Hızında 3 Boyutlu Kanat İçin Hücüm Açısına Bağlı a) Taşıma Katsayısı, b) Sürüklenme Katsayısı, c) Aerodinamik Verim Grafiği.....	72
<b>Şekil 4.3:</b>	13 m/s Stall Hızı, 3.5 kg ve 0.325 m <sup>2</sup> Kanat Alanı İçin Kısıt Diyagramı.....	73
<b>Şekil 4.4:</b>	Kanat Kontrol Yüzeyleri Su Tahliye.....	75
<b>Şekil 4.5:</b>	Gövde Tasarımı. ....	78
<b>Şekil 4.6:</b>	Gövde Yanı Su Alma Kapakları Açık.....	79

<b>Şekil 4.7:</b>	Su Boşaltma Kapakları Açık. ....	80
<b>Şekil 5.1:</b>	a) Sabit Kanatlı Hibrit İnsansız Hava Sualtı Aracı 3 Boyutlu Nihai Tasarımı ve Teknik Resmi. ....	82
<b>Şekil 5.2:</b>	Yarım Model Uçak İçin a) Kontrol Hacmi, b) Yoğunluk Hacmi c) Eleman Sayısı.....	83
<b>Şekil 5.3:</b>	Yarım Model Uçak İçin, a) Ağ Yapısı, b) Çarpıklık Skalası. c) Katman Yapısı Ön Görünüş, d) Katman Yapısı Yan Görünüş.....	84
<b>Şekil 5.4:</b>	Tam Model Uçak İçin Taşıma, Sürüklenme, Aerodinamik Verim ve Yunuslama Momenti Katsayı Grafikleri .....	86
<b>Şekil 5.5:</b>	Tam Model Uçak İçin $0^\circ$ Hücüm açısı ve $14^\circ$ Hücüm Açılarında Basınç, Türbülans Yoğunluğu ve Yüzey Akımlar. ....	87

## SEMBOL LİSTESİ

$L$	: Taşıma Kuvveti
$W$	: Aracın Ağırlığı
$(T/W)$	: İtke Ağırlık Oranı
$(L/D)$	: Aerodinamik Verim
$C_{mac}$	: Kanat Veter Boyu
$V_{Stall}$	: Stall Hızı
$V_c$	: Seyir Hızı
$V_{max}$	: Maksimum Hız
$\rho$	: Yoğunluk
$\mu$	: Kinematik Viskozite
$Re$	: Reynolds Sayısı
$q$	: Dinamik Basınç
$S_{ref}$	: Kanat Referans Alanı
$b$	: Kanat Açıklığı
$L$	: Araç Boyu
ROC	: Tırmanma Hızı
ROC <sub>C</sub>	: Seyir İrtifada Tırmanma Hızı
$\eta_P$	: Pervane Verimi
MTOW	: Maksimum Kalkış Ağırlığı
AR	: Açıklık Oranı
$\sigma$	: Bağlı Yoğunluk
$\sigma_c$	: Seyir İrtifada Bağlı Yoğunluk
$C_{Lmax}$	: Maksimum Taşıma Katsayısı
$C_{D0}$	: 0° Hücum Açısında Sürüklenme Katsayısı
$e$	: Oswald Değeri
$k$	: İndüklenmiş Sürüklenme Faktörü
$(\frac{W}{S})$	: Kanat Yükleme
$(\frac{W}{S})_{V_s}$	: Stall Hızında Kanat Yükleme
$(\frac{W}{P_{SL}})_{V_{max}}$	: Maksimum Hızda Ağırlık Güç Oranı
$(\frac{W}{P})_{ROC}$	: Tırmanma Ağırlık Güç Oranı
$(\frac{W}{P_{SL}})_C$	: Seyir Ağırlık Güç Oranı
P	: Güç
$C_{VT}$	: Dikey Kuyruk Hacim Katsayısı
$C_{HT}$	: Yatay Kuyruk Hacim Katsayısı
$L_{HT}$	: Yatay Kuyruk Moment Kolu
$L_{VT}$	: Dikey Kuyruk Moment Kolu
$AR_{HT}$	: Yatay Kuyruk Açıklık Oranı

$AR_{VT}$	: Dikey Kuyruk Açıklık Oranı
$C_{rHT}$	: Yatay Kuyruk Kök Veter Boyu
$C_{rVT}$	: Dikey Kuyruk Kök Veter Boyu
$C_{tHT}$	: Yatay Kuyruk Uç Veter Boyu
$C_{tVT}$	: Dikey Kuyruk Uç Veter Boyu
$C_{macHT}$	: Yatay Kuyruk Veter Boyu
$C_{macVT}$	: Dikey Kuyruk Veter Boyu
$S_{HT}$	: Yatay Kuyruk Alanı
$S_{VT}$	: Dikey Kuyruk Alanı
$C_{HT}$	: Yatay Kuyruk Hacim Katsayısı
$\lambda$	: Sivrilme Oranı
$C_{macflaperon}$	: Flaperon Veter Boyu
$b_{flaperon}$	: Flaperon Açıklığı
$C_{macrudder}$	: Rudder Veter Boyu
$b_{rudder}$	: Rudder Açıklığı
$C_{maclevator}$	: Elevator Veter Boyu
$b_{elevator}$	: Elevator Açıklığı
$l_{kuyruk bağlantısı}$	: Kuyruk Bağlantısı Uzunluğu
$l_{gövde}$	: Gövde Uzunluğu
$\Delta$	: Ok Açısı
$\Gamma$	: Dihedral Açısı
$D_{gövde}$	: Gövde Çapı
$D_{kuyruk bağlantısı}$	: Kuyruk Bağlantısı Çapı
$F_g$	: Aracın Su İle Temas Eden Yüzeyinin Sebep Olduğu Yerçekimine Bağlı Kuvvet
$B$	: Kaldırma Kuvveti
$\rho_{sıvı}$	: Sıvı Yoğunluğu
$g$	: Yerçekimi İvmesi
$V_{araç}$	: Araç Hacmi
$m_{araç}$	: Araç Kütlesi
$V_{kanat}$	: Kanat Hacmi
$V_{gövde}$	: Gövde Hacmi
$V_{yatay kuyruk}$	: Yatay Kuyruk Hacmi
$V_{destekelemanları}$	: Kanat İçi Destek Elemanları Hacmi
$V_{su alma}$	: Araç İçine Alınan Su Hacmi
$V_{dikey kuyruk}$	: Dikey Kuyruk Hacmi
$V_{gövde içi boşluk}$	: Gövde İçi Boşluk Hacmi
$V_{kuyruk bağlantısı}$	: Kuyruk Bağlantısı Hacmi
$V_{batan}$	: Su Üzerine Batan Araç Hacmi
$m_{toplam,yüzme}$	: Su Üzerinde Yüzen Kısım Toplam Kütlesi
$m_{hava}$	: Araç İçindeki Hava Boşluğu Kütlesi
$V_{boşluk}$	: Araç İçindeki Hava Boşluğu Hacmi

$V_{kanat\ i\cchi}$	: Kanat İçi Boşluğu Hacmi
$V_{kuyrukbağlantısıi\cchi}$	: Kuyruk Bağlantısı İçi Boşluğu Hacmi
$P_{hp}$	: Horse Power Cinsinden Güç
$S_{disc}$	: Pervane Alanı
$C_{La}$	: Taşıma Katsayısı Eğimi
$C_{ma}$	: Yunuslama Momenti Katsayısı Eğimi



## KISALTMALAR

<b>İHA</b>	: İnsansız Hava Aracı
<b>RFS 1</b>	: Reid 1 Uçan Denizaltı
<b>NASA</b>	: Amerikan Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi
<b>ACAT</b>	: Otonom Kargo Amfibi Taşıt
<b>NRL</b>	: Deniz Araştırma Laboratuvarı
<b>XFC UAS</b>	: Deneysel Yakıt Hücreli İnsansız Hava Sistemi
<b>DARPHA</b>	: Gelişmiş Savunma Araştırma Projeleri Ajansı
<b>BDML</b>	: Biyometrik ve El Becerileri Laboratuvarı
<b>HAD</b>	: Hesaplamalı Akış Dinamiği

## ÖZ

### **Su Altına Dalış Yapabilen ve Su Üzerinde Hareket Edebilen Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı Tasarımı**

Melek Mendi

Milli Savunma Üniversitesi, Atatürk Stratejik Araştırmalar ve Lisansüstü Eğitim  
Enstitüsü

İstanbul; Şubat 2023

Bu çalışmada sabit kanatlı hibrit bir insansız hava sualtı aracı tasarım konsepti geliştirilmiştir. İnsansız araç teknolojileri ülkemizde ve dünyada özellikle askeri operasyonlarda keşif, gözetleme, haberleşme, veri aktarma ya da hedef imha gibi amaçlarla kullanılmaktadır. Bir hava aracına sualtında hareket edebilme ya da bir sualtı aracına uçabilme yeteneği kazandırmak, bu araçların operasyon alanlarını oldukça genişletmekle kalmayıp, bir ortamdan diğerine geçerek düşman sistemlerinden saklanma, şaşırtma gibi taktiksel üstünlükler getirebilecek, denizaltı haberleşmesi ya da sualtından havaya, havadan sualtına veri aktarımını hızlandırabileceklerdir. Böylece görevi süresince sadece bir hava aracı ya da sadece bir sualtı aracına göre üstünlük kuracaktır. Ancak birbirinden farklı isterlere sahip olan bu ortamlarda başarıyla çalışabilecek bir araç tasarımının kendine has zorlukları vardır. Havada ve sualtında hareket edebilecek sabit kanatlı insansız bir araç tasarımında karşılaşılan zorluklar ve çözümler incelenmiş, belirli bir tasarım konsepti geliştirilerek, mevcut prototiplerde yaşanan sorunlara alternatif çözüm sunularak sualtı dalışı sırasında kanat ve gövde içerisine su alabilen, hava ortamına geçişte bu suyu boşaltabilen sabit kanatlı insansız hava sualtı aracı tasarlanmıştır.

**Anahtar Sözcükler:** İHA, İnsansız Hava Aracı, Hibrit İnsansız Hava Sualtı Aracı, Sabit Kanatlı İHA, İHA Tasarımı

**Bilim Kodu:** 93101

**Sayfa Sayısı:** xviii + 92

**Tez Danışmanı:** Dr. Öğr. Üyesi Hayri ACAR

## **ABSTRACT**

### **Fixed Wing Unmanned Aerial Underwater Vehicle Design**

Melek Mendi

National Defence Universtiy, Atatürk Strategic Studies And Graduate Institute  
İstanbul, February 2023

In this study, a fixed-wing hybrid unmanned aerial vehicle design concept has been developed. Unmanned vehicle technologies are used in our country and in the world, especially in military operations, for reconnaissance, surveillance, communication, data transfer or target destruction purposes. Giving an aircraft the ability to move underwater or to fly to an underwater vehicle will not only expand the operation areas of these vehicles, but will also provide tactical advantages such as hiding from enemy systems by moving from one environment to another, surprise, and accelerate data transfer from underwater to air, from air to underwater. Thus, it will gain superiority over only an aircraft or an underwater vehicle during its mission. However, designing a vehicle that can operate successfully in these environments with different requirements has its own challenges. In this study, the difficulties and solutions encountered in the design of a fixed-wing unmanned vehicle that can move in the air and underwater have been examined and a specific design concept has been developed based on these achievements. As a solution to the problems experienced in the existing prototypes, a fixed-wing unmanned aerial underwater vehicle that can take water into the wing and body during underwater diving and discharge this water during the transition to the air environment has been designed.

**Keywords:** UAV, Unmanned Autonomous Vehicle, Hybrid Unmanned Aerial Underwater Vehicle, Fixed Wing UAV, UAV Design,

**Science Code:** 93101

**Pages:** xviii + 92

**Supervisor:** Assist. Prof. Hayri ACAR, Ph.D.

# 1. GİRİŞ

## 1.1. Tezin Amacı

Bu tez çalışmasının amacı, hava operasyonları için kullanılan mini bir sabit kanatlı İnsansız Hava Aracına su yüzeyine inebilme, sualtına saklanma ve sualtında hareket edebilme yeteneği kazandırılarak, sadece havada ya da sadece sualtında kullanılan insansız araçların yerini alabilecek tek bir hibrit insansız hava sualtı aracı tasarım konsepti sunmaktır. İnsansız araçlar görev aldıkları ortamda kullanım amaçlarına göre belli başlı yeteneklere sahiptir. Genellikle askeri amaçlarla kullanılan bu araçlar, bilimsel çalışmalar, kargo taşımacılığı ya da eğlence sektöründe de oldukça yaygın olarak kullanılmaktadırlar ve kullanım özellikleri de giderek artmaktadır. Bununla birlikte hava ortamında faaliyet gösterebilen bir aracın görevi sırasında ortam değişimi yapabiliyor olması ve sualtına saklanabilmesi, sualtında hareket ederek tekrar hava ortamına geçebilme yeteneğine sahip olması fikri oldukça ilgi çekecektir. Çünkü burada bir hava aracı ile sualtı aracını tek bir sistemde toplayabilmek böylece kullanım amacına göre erişim alanını genişletebilme ayrıca ortamlar arası haberleşme, veri aktarımı gibi askeri uygulamalarda ciddi avantajlar sağlayabilecektir. Ancak yine de her iki ortam kendine has fiziksel koşullar ve bu fiziksel koşullara bağlı çalışma prensiplerine sahiptir. Bu koşullar içerisinde bir hava aracının taşıma üretiminin ağırlığına bağlı olması dolayısıyla daha hafif bir aracın daha az taşıma gerektirmesi ya da bir sualtı aracının sualtına dalabilmesi için kaldırma kuvvetinden daha ağır olması gibi zıtlıklar da içermektedir. Bu nedenle hibrit insansız hava sualtı araç konseptinin iyi anlaşılması ve tasarımın şekillenmesinde karşılaşılabilecek sorunlar ve çözümler, tarihsel gelişimin incelenmesi ve buradan kazanılacak öğrenimler kullanılarak belirli bir görev tanımları verilecek olan araç için konsept tasarım tamamlanacaktır.

## 1.2. Motivasyon

İnsansız hava ve sualtı araçları pilot ya da kaptan olmadan uzaktan kumandalı ya da otonom olarak faaliyet gösteren araçlardır. Özellikle ülkemizde ve dünyada savunma sanayii başta olmak üzere, askeri, ticari, bilimsel faaliyetler, kargo ve eğlence sektöründe kullanılmaktadır. Kullanım kapsamı geliştikçe bu araçların sahip olması beklenen özelliklerin aynı doğrultuda gelişmesi istenmektedir. Hava araçları ve sualtı araçlarının kendi çalışma ortamlarında ayrı ayrı gelişimine devam etmesi ile birlikte bu araçları birleştirme ve ortaya hibrit bir araç çıkarma fikri bir hava ya da sualtı aracına karşı baskın avantajlar sağlayacaktır.

Son yıllarda yoğunlukla hissedilen dünyada en son insansız araç teknolojisine sahip olma arzusu ve bundan doğan rekabetlerle başa çıkabilmek, özellikle ülkemizde hava araçlarının savunma sanayine katkıları ile birlikte öneminin daha çok hissedilmesi, mavi vatan kavramı, sınırlarımızı koruma ihtiyacı, ayrıca sualtı araştırmalarının daha etkin yürütülebilmesinde yeni teknolojilerin geliştirilmesi diğer teknolojilere göre üstünlük sağlayacaktır. Bu sebeple insansız hava ve sualtı aracı kullanımı ihtiyacı duyulan her alanda, hava operasyonları gerçekleştiren bir aracın, su üzerine inmesi, bununla kalmayıp sualtına dalabilmesi ve sualtında saklanabilme yeteneğine sahip olması, özellikle askeri operasyonlarda keşif, gözetleme, tespit edilebilirliği azaltma ve düşman şaşırtma, bunun dışında denizaltı ve sualtı araçları ile ve hava ortamı arası haberleşme, veri aktarımı sağlayabileceği anlamına gelmektedir. Bu tezde, bir hava operasyonu için kullanılan insansız hava aracına sualtına dalma yeteneği kazandırılarak, böylece hem havada hem sualtında aktif şekilde görev yapabilecek sabit kanatlı tek bir hibrit insansız hava – sualtı aracı konsept tasarımı gerçekleştirilecektir.

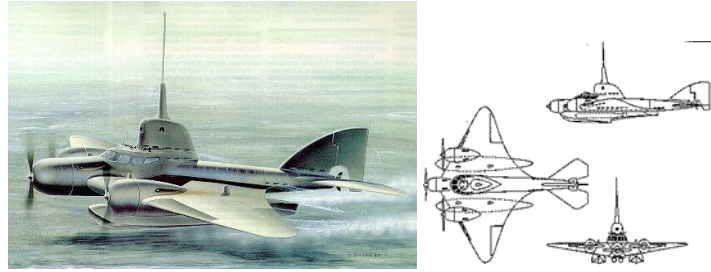
## 1.3. Yöntem

Çalışmada yürütülecek tasarım yöntemi, insansız hava aracı tasarım adımlarını temel almaktadır. İnsansız hava aracı tasarımında geleneksel havacılık kitapları baz alınarak, öncelikle bir görev tanımı oluşturulmuş ve bu görev tanımına benzer diğer araçların araştırılmıştır. Benzer araç verilerinden yola çıkarak başlangıç performans parametreleri belirlenmiş ve ağırlık tahmin edilmiştir. Daha sonra kanat profili seçimini yapılmış ve temel aerodinamik parametreler elde edilmiştir. Bu parametreler kullanılarak kısıt diyagramı oluşturulmuş, böylece itki hesabı yapılmıştır. Araç

boyutlandırılarak yeniden ağırlık hesabı yapılmış ve sonuçlar sualtı operasyonu için optimize edilerek tutarlılık incelenmiştir. Tutarsızlığın tespiti ile performans parametreleri ve ağırlık tahmini yeniden yapılarak tüm adımlar tekrarlanmıştır. 2. optimizasyon sonuçlarının tutarlılığı sağlanarak, araç 3 boyutlu olarak tasarlanmış ve hesaplamalı akış dinamiği metodu ile akış analizi yapılmış, aracın sahip olacağı aerodinamik performansı elde edilmiş ve konsept tasarım tamamlanmıştır.

#### 1.4. Hibrit İnsansız Sualtı Hava Araçlarının Tarihsel Gelişimi

Havada ve sualtında görev yapabilecek bir araç tasarımı 1934’de Sovyetler Birliğinde mühendislik öğrencisi olan Boris Petrovich Ushakov tarafından ortaya atılmıştır (Petrov, 2013). Ushakov uçağın önce uçarak deniz üzerinde seyir eden düşman gemilerinin tespit etmesini, daha sonra sualtına dalarak pusu kurma, böylece düşman gemilerini torpido ile bombalama fikrini ortaya atmış ve bununla ilgili 3 motorlu uçan bir sualtı botu tasarlanmıştır (Şekil 1.1.) Ancak söz konusu konsept araç 15 ton olduğundan vadedilen görevleri gerçekleştiremeyecek kadar ağır olacağı için proje iptal edilmiştir.



**Şekil 1.1: Ushakov'un Tasarımı.**

(Petrov, 2013)

1962 yılında North American Aviation şirketinde mühendis olan Donald Reid tarafından Reid Uçan Denizaltı (RFS-1) tasarlanıp üretilmiştir (Luber, 2019) .Şekil 1.2’ de verilen araç, testlerde birkaç metre derinliğe dalabilmiş ancak ağırlığı sebebiyle sudan havaya geçişte yeniden uçuş yapamamıştır.

Hibrit bir sualtı hava aracına sahip olma arzusu hayali soğuk savaş ile sona ermiş olsa da insansız araç teknolojisi ve otonom olarak kontrol edilebilir insansız araçların geliştirilmesiyle 2000’li yıllarda su üzerinde iniş kalkış yapan araçlar üretilmeye başlamıştır.



**Şekil 1.2: Reid Uçan Denizaltı (RFS 1).**

(Luber, 2019)

2002 yılında NASA'nın ürettiği (Amerikan Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi) ACAT (Otonom Kargo Amfibi Taşıt) adı verilen Şekil 1.3'de verilen insansız araç, hava çatışmalarından kaçınmak için karaya ya da su üzerine inerek ve kalkış yaparak kargo taşıyabilmektedir (Pisanich ve Morris, 2002).



**Şekil 1.3: Otonom Kargo Amfibi Taşıt.**

(Pisanich ve Morris, 2002)

2002 yılında ilk uçuşu gerçekleşen Neptune RQ-15 A (Şekil 1.4), DRS Technologies tarafından su üzerindeki operasyonlarda kullanılmak üzere su üzerinde iniş kalkış yapabilecek şekilde üretilerek Amerikan Donanması tarafından kullanılmış ve 27 adet İHA (İnsansız Hava Aracı) envanterlere eklenmiştir (DSR RQ-15 Neptune, 2011).



**Sekil 1.4: Neptune RQ-15.**  
(DSR RQ-15 Neptune, 2011)

2006 yılında Oregon Iron Works şirketi Şekil 1.5’de verilen su üzerine iniş yapabilen İnsansız Su Uçağı üretmiştir (Oregon Iron Works, 2006).



**Sekil 1.5: Oregon.**  
(Oregon Iron Works, 2006)

2007 yılında Warrior tarafından donanmada kullanılmak üzere üretilen Gull serisi İnsansız Uçaklar Şekil 1.6 yine otonom olarak kullanılmaktadırlar ve suya iniş ya da sudan kalkış yapabilmıştır (Warrior, 2006).



**Sekil 1.6: Warrior Gull 24 UXV.**  
(Warrior, 2006)

2009 yılında Michigan Üniversitesi’nden bir ekip su üzerinde iniş kalkış yapabilen,

açık okyanus üzerinde sürekli keşif yapmak için bir şamandıra kullanarak sualtında veri toplayan Flying Fish (Şekil 1.7) adı verilen okyanus araştırma İHA'sı üretmiştir (Eubank ve diğ., 2009).



**Şekil 1.7: Flying Fish.**

(Eubank ve diğ., 2009)

Su üzerine iniş yapabilen İHA'lar dışında denizaltından fırlatılan İHA'lar, su geçirmez bir muhafaza veya araç yüzeye ulaşıncaya kadar etrafı saran bir teneke kutu ile su altında kalan bir denizaltıdan fırlatılırlar. Fırlatma sonrası görevini yerine getiren İHA'lar genelde tek kullanımlıktır. AeroVironment tarafından tasarlanan Black Wing (Şekil 1.8), Amerikan Donanmasında denizaltıların yüzeye ya da diğer denizaltılarla haberleşme ve hedef belirlemede kullanılmak üzere tasarlanmıştır (US Navy to Deploy, 2016).



**Şekil 1.8: Black Wing.**

(US Navy to Deploy, 2016)

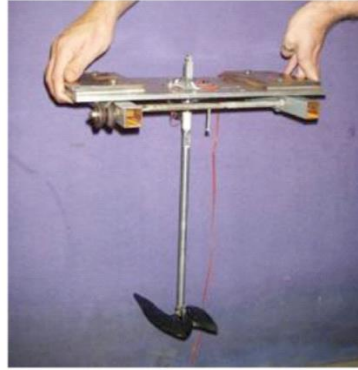
Şekil 1.9'da yer alan XFC UAS (Deneysel Yakıt Hücreli İnsansız Hava Sistemi) ise NRL (Deniz Araştırma Laboratuvarı) tarafından yine Amerikan Donanması için tasarlanmıştır (Parry, 2013). 2008 yılında DARPA (Gelişmiş Savunma Araştırma Projeleri Ajansı) sponsorluğunda sualtı ve hava arasında geçiş yapabilecek bir araç tasarımı çalışmaları başlamıştır (Tingley, 2021) ve 2000'lerin sonundan günümüze ulaşan çalışmalar doğadan esinlenerek biyo ilhamlı çalışmalar olarak devam etmiştir.



**Şekil 1.9: XFC UAS.**

(Parry, 2013)

2010 yılında Bristol Üniversitesinde yapılan çalışmada sümsük kuşu ve diğer kazsılar kapsamlı bir şekilde incelemiştir (Lock ve diğ., 2010). Bu kuşların her iki ortamda da hareket mekanizmasını anlamak için bir kanat profili oluşturulmuş (Şekil 1.10) ve kanat çırpma hareketinin hava ve sualtı kinematiği incelemiştir. Elde edilen sonuçlarda sualtında kanat çırpma hareketinin parazit sürüklemeyi %50 oranında azalttığını ve katlama mekanizmasının faydalı olduğu vurgulanmıştır.



**Şekil 1.10: Kinematik Davranışı İncelenmek Üzere Üretilen Kanat Modeli.**

(Lock ve diğ., 2010)

2011 yılında Massachusetts Teknoloji Enstitüsü tarafından Şekil 1.11’de görüldüğü üzere sualtında yüzecek ve su üzerine çıkarak havada uçabilecek bir robotik uçan balık tasarlanmıştır (Gao ve Techet, 2011). Sualtı sürüklenme etkilerinin üstesinden gelebilmek ve sudan çıkışta gerekli itki ihtiyacını tespit etmek için belirli bir hızda modellenen çalışmada, kanat çırpmanın sualtı hareketini sağladığı görülse de güncel elektromanyetik aktüatörlerin sudan çıkışta ihtiyaç duyulan yeterli güce sahip olmadığı belirtilmiştir. 2013 yılında, Stanford Üniversitesi BDML (Biyometrik ve El Becerileri Laboratuvarı), sıçrayarak havalanan ve süzülen uçan sincap ya da uçan balık gibi hayvanları taklit eden küçük bir İHA konsepti önermiştir (Desbiens ve diğ., 2013).

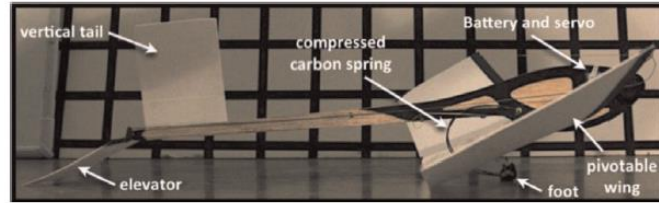
Şekil 1.12’de verilen Jumping Glider 30 cm uzunluğunda ve 30 g ağırlığında, uzaktan kumanda edilebilmekte karbon fiber yay tarafından havalanmak üzere zıplamakta ve her fırlatmadan sonra 5 m süzulebilmektedir.



**Şekil 1.11: Robotik Flying Fish.**

(Gao ve Techet, 2011)

Kanat ve zıplama açıları geliştirilerek İHA'nın kalkış için yeterli başlangıç momentumu sağlayabilecek bir sıçrayan kalkış modu, su-hava geçişi için potansiyel olabileceği vurgulanmıştır.

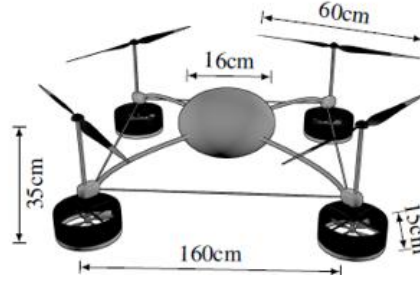


**Şekil 1.12: Jumping Glider.**

(Desbiens ve diğ., 2013)

2014’de Rio Grande Federal Üniversitesinden bir ekip hava ve sualtı ortamları arasında geçiş yapabilecek döner kanatlı ilk hibrit aracı modellemiş ve simüle etmiştir (Drews ve diğ., 2014). Şekil 1.13’de verilen model konseptin prototipi üretilmemiştir. 2015 yılında Rutgers Üniversitesi döner kanat kaldırma kuvvetini kullanarak hem sualtında hareket kabiliyeti olan hem de uçabilen çift pervane yapısına sahip oktocopter tasarlamıştır (Maia ve diğ., 2015). Böylece sudan havaya geçebilen ilk araç olmuştur.

Şekil 1.4’de verilen araç için hava ve su altı arasında kesintisiz geçiş yapabilen pervane sistemi geliştirilmiştir ve sualtından hava yüzeyine yaklaştıkça her iki pervane de kaldırma üretmektedir.



**Sekil 1.13: Modellenen İlk Hibrit Araç.**

(Drews ve diğ., 2014)

Yüzeyden geçerken, üst pervaneler yumuşak bir geçiş sağlamak için bir an için yavaşlar ve sudan uzaklaşır uzaklaşmaz ivmelenererek havayı sürükleyip tekrar kaldırma üretebilmektedir.



**Sekil 1.14: Bir Ortamdan Diğeriine Geçebilen İlk Prototip Araç.**

(Maia ve diğ., 2015)

MIT Lincoln Laboratuvarı SCOPE ekibi havadan suya hızlı, güçlü ve aerodinamik geçiş yapabilen gannet kuşlarından esinlenerek uçabilen, sualtına dalış sırasında kanatlarını katlayabilen ve sualtında seyir edebilen uzaktan kumandalı bir araç tasarlamıştır (Şekil 1.15) ancak proje devam etmemiştir (Fabian ve diğ., 2018).

2017 yılında Imperial College Üniversitesi Sümsük Kuşgiller ailesindeki su kuşlarından esinlenerek, sel sonrası ortamlar ya da sualtı yapı denetimleri gibi karmaşık ortamlardan numune toplamak için, Şekil 1.16’da verilen havadan suya dalabilen ve sualtından çıkışta su jeti kullanan katlanabilir kanatlı bir araç tasarlamıştır (Siddall ve diğ., 2017; Armanini ve diğ., 2019)



**Sekil 1.15: MIT Yarı Hibrit Aracı.**

(Fabian ve diğ., 2018)



**Sekil 1.16: AquaMAV.**

(Siddall ve diğ., 2017; Armanini ve diğ., 2019)

Bu aşamaya kadar yapılan çalışmalar ilham verici olmakla birlikte ortamlar arasında geçiş yapabilen hibrit bir araç konseptini kapsamamaktadır. 2018 yılında William Stewart ve diğ.(Stewart vd., 2018; Weisler vd., 2018) Uria Aalge adı verilen dalgıç martıların avlanma rotasını inceleyerek havadan sualtına geçebilen ve tekrar sualtından çıkış yaparak hava ortamına geçebilen hibrit bir araç tasarımı için dört rotorlu sabit kanatlı hibrit araç, su jeti destekli bir kalkış aracı ve dikey iniş kalkışlı bir araç olmak üzere üç konsept belirlenmiştir. Her konsept başarılı olmuş ve en iyi performans veren, daha hafif olan ve daha az alt sistem gerektiren dikey iniş kalkışlı İHA (Şekil 1.17 - a) prototip çalışma olarak seçilmiştir. Böylece Şekil 1.17– b’de gösterilen ve hava ve sualtı görevlerini tamamlayan ilk sabit kanatlı hibrit araç üretilmiştir (Weisler ve diğ., 2018).

2019 yılında okyanus araştırmaları için NEZHA (Lu ve diğ., 2019) adı verilen döner kanatlı konsept tasarım çalışması yapılmıştır ancak araç oldukça verimsiz olduğundan NEZHA III adında yeni bir prototip tasarımı yapılmıştır (Lu ve diğ., 2021).



(a)

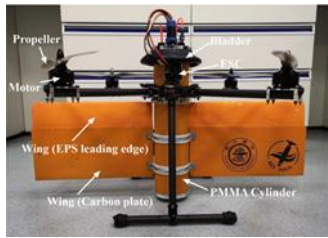


(b)

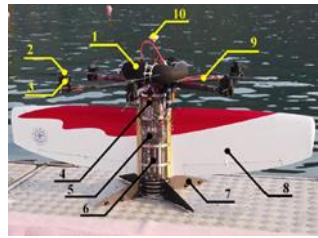
**Şekil 1.17: a) Dikey İniş Kalkış Yapabilen Konsept Araç, b) Sabit Kanatlı İlk Hibrit Araç Eagleray.**

(Stewart ve diğ., 2018; Weisler ve diğ., 2018)

NEZHA III aracının sualtı performansı geliştirilmiştir ancak bu kez aracın hava performansı yetersizdir. Son olarak 2022 yılında döner kanatlı araç sabit kanat ile birleştirilerek yeni bir konsept geliştirilmiş ve piston tahriki ile çalışan ilk döner kanatlı hibrit insansız sualtı aracı olmuştur (Lyu ve diğ., 2022). Söz konusu araçlar Şekil 1.18'de sırasıyla verilmiştir.



(a)



(b)



(c)

**Şekil 1.18: a) Döner Kanatlı İlk Hibrit Araç NEZHA, b) Eksikleri Giderilen NEZHA Konsepti Versiyonu NEZHA III, c) Geliştirilen NEZHA III**

(Lu ve diğ., 2019 -2021; Lyu ve diğ., 2022)

#### 1.4.1. Literatür Çıkarımları

Yapılan çalışmalar göstermektedir ki sabit kanatlı hibrit bir insansız hava sualtı aracının sudan havaya geçişinde dikey kalkış en iyi performansı vermektedir. Sudan

havaya geçiş yapabilen ilk aracın da döner kanatlı sistem olması bu durumu desteklemektedir. Ancak diğer yandan sabit kanatlı insansız hava – sualtı aracı prototipi su / hava görev döngüsünü tamamlayan ilk araç olmuştur. Yine de araç sualtına sadece 3 metre dalabilmiştir.

Başarıyla prototipi üretilebilmiş diğer araç olan döner katlı insansız hava – sualtı aracı ise, sualtı planrlerinin çalışma prensibine sahip bir gövde ile 50 metre derinliğe kadar dalabilmiştir. Ancak bu kez araç havada istenen performansı yakalayamamış ayrıca döner kanat tasarımını karmaşık mekanizma tasarımına sebep olmuştur. Bu nedenle araçta modifikasyon yapılarak kanatlar genişletilmiştir.

Literatür araştırmasından elde edilen sonuçlar şoyledir:

1. Su altından havaya geçişte aracın dikey çıkış yapması gerekmektedir.
2. Sabit kanat ideal bir hava operasyonu için uygundur.
3. Uçağın kuru hacmi kadar kaldırma kuvvetine maruz kalacağından, hacim olabildiğinde küçük olmalıdır.
4. Aracın ağırlığı arttıkça taşıma ihtiyaı artacakken, sualtında askıda kalabilmesi için kaldırma kuvvetine denk ağırlığa sahip olması gerekmektedir.
5. Sabit Kanatlı bir sistemde kanat uçlarının açık olması ve içine su alabilir olması önemlidir. Bu sayede su altına dalabilmede ağırlık katkısı sağlayacaktır.
6. Aracın itki performansı havadan sualtına giriş ve sualtından havaya geçişi sağlayacak yeterli gücü verebilmelidir.
7. Son olarak araç her iki ortamda ve ortamlar arası geçişte kararlılığını korumalıdır.

Bundan sonraki aşamalarda aracın performans parametreleri belirlenirken benzer uçak verilerinden yararlanılacaktır.

## 2. TASARIM GEREKSİNİMLERİ VE KONFIGÜRASYON SEÇİMİ

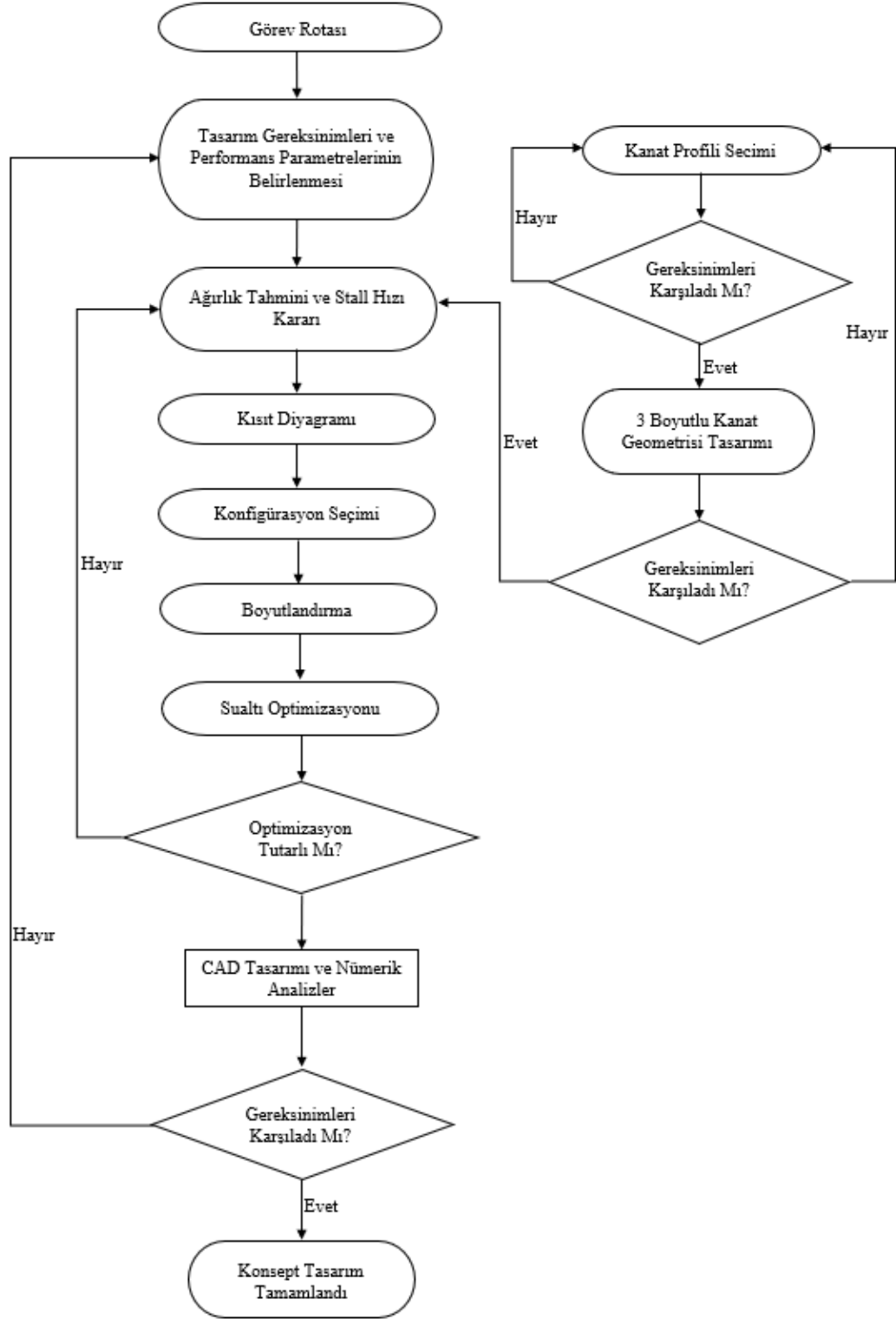
Hibrit bir insansız hava aracı tasarımının gerçekleştirilebilmesi için öncelikle bir yol haritasına ihtiyaç vardır. Burada yol haritası Akış Diyagramı olup konsept tasarım yol adımları belirlenmiştir (Şekil 2.1). Buna göre öncelikle aracın kullanım amacını ve performans karakteristiğini ortaya çıkaracak olan Görev Rotası oluşturulacaktır ve bu rotadan yola çıkarak aracın görevini icra edebilmesi için ihtiyaç duyacağı tasarım gereksinimleri tespit edilecektir. Daha sonra literatür çalışmasından elde edilen benzer uçak verilerinden yararlanarak aracın performans parametreleri oluşturulacaktır. Başlangıç parametreleri referans alınarak ağırlık tahmini ve stall hızı kararı verilecek ve kısıt diyagramı oluşturulacaktır. Ağırlık tahmini ve stall hızı kararında 3 boyutlu kanat tasarımı verileri kullanılacaktır.

Tasarım gereksinimlerini karşılayacak ve en iyi performansı verebilecek aracın geometrik konfigürasyonları belirlenecek ve boyutlandırma yapılacaktır. Ardından sualtı ihtiyaçları için optimizasyon çalışması yapılacaktır. Çalışma tutarlı ise 3 boyutlu tasarım ve nümerik analizler başlatılarak sonuçlar değerlendirilecek ve konsept tasarım tamamlanacaktır.

### 2.1. Görev Rotası

Bir araç tasarımının başarıyla gerçekleştirilebilmesi için sualtı aracı tasarımında öncelikle aracın ne amaçla kullanılacağı belirlenmesi gereklidir. Aracın kullanım amacı ise önceden belirlenmiş ve görev rotası olarak adlandırılan uygulamadır ve görev rotası tasarım sürecinin en önemli adımıdır. Burada aracın amacı yani görev rotası boyunca gereksinim duyacağı tüm yetenekler ve bu yeteneklere sahip olacak tasarıma gidilecektir.

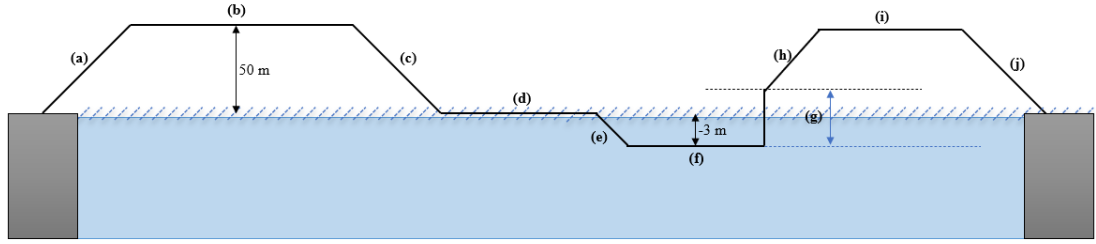
Hava – sualtı operasyonu konseptine sahip olacak olan araç için tipik bir hava aracı ve sualtı aracının seyir rotası baz alınmıştır. Buna göre öncelikle karada kalkış koşusunu gerçekleştirecek olan araç belirli bir irtifaya ulaşarak havada seyir uçuşu yapacaktır. Seyir halinden su üzerine iniş gerçekleştirecek ve su üzerinde hareket ederek



Şekil 2.1: Hibrit İnsansız Hava – Suallü Aracı Akış Diyagramı.

su üzeri seyir haline devam edecektir. Daha sonra belirli bir derinliğe dalarak suallüne saklanacak ve burada suallü seyrine devam edecektir. Ardından sudan çıkarak hava

ortamına geçiş yapacak, burada yeniden hava seyir rotasını takip ederek iniş yapacak ve rotayı tamamlayacaktır. Bahsi geçen rota Şekil 2.2'de verilmiştir.



Şekil 2.2: Görev Rotası

Görev rotası adım adım sıralanırsa aşağıdaki adımlar ortaya çıkmaktadır.

- a) Kalkış ve tırmanış,
- b) Hava operasyonu seyir,
- c) Su yüzeyine iniş,
- d) Su yüzeyi operasyonu seyir,
- e) Sualtı operasyonu dalış,
- f) Sualtı operasyonu seyir,
- g) Sualtından havaya geçiş,
- h) Hava operasyonu tırmanış,
- i) Hava operasyonu seyir,
- j) İniş.

Hava ve sualtı operasyonlarının tasarım gereksinimlerini daha iyi anlayabilmek için, 1. hava operasyonu, su operasyonu ve 2. Hava operasyonu olmak üzere 3 kısma ayrılmıştır.

### 2.1.1. 1. Hava Operasyonu

İlk olarak karada kalkış koşusu yapacak olan araç, başarılı bir kalkışı karşılamalıdır. Bunun için öncelikle kalkış anından tırmanmaya geçiş anına kadar yol tutuşunu sağlamalıdır. Aracın ağırlığına karşılık gelecek minimum taşımayı üretebileceği stall hızına ulaşmalı ve bunu sağlayacak yeterli itkiyi üretebilmelidir. Taşıma ve itki ihtiyacını anlayabilmek için bir hava aracının maruz kaldığı kuvvetlere bakılmalıdır. Buna göre aracın maruz kalacağı kuvvetler sırasıyla taşıma, sürükleme, ağırlık ve itkidir. Uçağın tutunduğu irtifada konumunu koruması halinde taşıma kuvveti aracın

ağırlığına eşit, ihtiyaç duyacağı itki de aracın maruz kaldığı sürüklenme kuvvetine eşittir (Raymer, 1992: 41-81). Denklem 1’de verilen L sembolü taşıma kuvveti, W sembolü aracın ağırlığı, T itki kuvveti ve D sürüklenme kuvvetidir. Kuvvetlerin birimi Newton’dur.

$$L = W \quad (1.1)$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{seyir} = \left(\frac{1}{L/D}\right)_{seyir} \quad (1.2)$$

Kalkış koşusunun ardından önceden belirlenen ve seyir halinin devam edeceği irtifaya tırmanma aşaması başlayacaktır. Tırmanma boyunca aracın yine yeterli taşıma ve itkiyi üretmesi, ayrıca aracın hızı ve atmosfer şartlarına bağlı değişen hava akımının sebep olacağı bozuntu halinde, aracın kararlılığını koruması ve manevra edilebilir olması gereklidir. Belirli irtifaya oturan araç, burada ihtiyaç duyacağı taşımayı üretmeye devam etmeli, bozuntu halinde kararlılığını korumalı ve maruz kalacağı sürüklemeyi yenecek itkiye sahip olmalıdır. Böylece 1. Hava operasyonu için istenen tasarım gereksinimleri itkiyi belirleyecek olan sürüklenme, taşımayı belirleyecek olan ağırlık ve denge halini koruyacak olan kararlılıktır ve Tablo 2.1’de paylaşılmıştır.

**Tablo 2.1: 1. Hava Operasyonu Tasarım Gereksinimleri**

Sürüklenme
Ağırlık
Manevra
Kararlılık

### 2.1.2. Su Operasyonu

Hava operasyonunun tamamlanmasının ardından araç su yüzeyine iniş pozisyonu almalı ve su yüzeyine inmelidir. Su üzerine başarılı bir iniş için aracın burun aşağı manevra vermesi ve hızını azaltarak su yüzeyine yaklaşması gerekmektedir. İniş boyunca kararlılığını korumaya ve hız kontrolü ile taşıma ihtiyacını karşılamaya devam etmelidir. İniş sırasında su yüzeyine temas edecek olan tüm komponentlerin çarpma etkisinden kaynaklı darbeyi sönmüleyecek dayanımda olması, kaza kırırma sebebiyet vermemesi önemlidir. Su üzerine inişin ardından aracın su yüzeyinde yüzer

halde olması gerekmektedir. Bu da aracın ağırlığı, aracın toplam hacmi ve bu hacmine karşılık maruz kalacağı kaldırma kuvveti arasındaki ilişki ile sağlanacaktır ve bu ilişki ilerleyen bölümlerde detaylıca açıklanacaktır.

Su ile temasın getireceği ikinci sorun ise sızdırmazlıktır. Aracın ağırlık dengesini koruyabilmesi için su ile temas edecek tüm yüzeyleri su almamalıdır. Su yüzeyine başarılı inişin tamamlanmasının ardından araç su yüzeyi seyrine başlayacak ve belirli bir menzil boyunca seyir haline devam edecektir. Ardından sualtına dalışa geçecektir. Sualtına geçiş ya da dalış, hibrit insansız hava – sualtı aracı olma şartının ilk kısmıdır. Bu geçişin sağlanabilmesi için öncelikle aracın sualtına doğru manevra alması gereklidir. Hava ortamından su ortamına dalış için aracın harekete devam edecek yeterli itkiyi üretmesi gereklidir. Sualtına dalmanın tamamlanmasının ardından burada konumunu koruyabilmesi için araç ağırlığı ve maruz kalacağı kaldırma kuvveti dengesi arasında yeni bir denklik sağlanmalıdır.

Sualtı seyrinin tamamlanmasının ardından yeniden hava ortamına geçiş yapmak için aracın çıkış manevrası alması ve uygun pozisyona konumlanması gereklidir. Ardından yeterli itkiyi üreterek sudan çıkabilmeli, tekrar tırmanışa geçerek hedef irtifaya ulaşabilmelidir. Çıkışın ihtiyacı olan manevra kabiliyeti ve itki üretimine ek olarak aracın ortamlar arası geçişten etkilenmeyerek kararlılığını koruması oldukça önemlidir.

- **Sualtına Dalma ve Sudan Çıkma İhtiyacı**

Aracın mevcut ağırlığı sualtına dalışın ardından buradaki konumu koruması için yetersiz kalacaktır. Çünkü araç ağırlığının kaldırma kuvvetine denk olması sualtında askı hali, kaldırma kuvvetinden daha düşük olması ise su yüzeyinde yüzme halidir. Burada araç ağırlığı maruz kalacağı kaldırma kuvvetinden daha az olmalıdır. Böylece araç yüzer konumda kalacaktır. Bunun için de aracın toplam hacmi, ağırlığına karşılık gelen hacimden daha fazla olmalıdır.

Su üzerinde yüzme koşulu bu şekilde sağlanmakla birlikte sualtında askıda kalabilmesi için aracın sualtı operasyonu boyunca ek ağırlık ihtiyacı olacaktır. Bunun için araç içerisine su alarak ağırlık kaldırma kuvveti dengesi sağlanabilecektir. Burada ek bir hacim ihtiyacı doğmaktadır. Araç komponentleri düşünüldüğünde gövde uygun gibi görünse de, aviyonik sistemin ve kullanım amacına göre faydalı yük ekipmanlarının yerleşim yeri olduğundan oldukça kısıtlıdır. Kanat ise destek elemanları dışında geniş bir boş hacme sahip olacağından su basmak için idealdir. Su basma işlemi için

kanatların kanat uçları açık olacak ve su basma yapılabilir, kontrol yüzeyleri ile de su boşaltma yapılabilir. Sonuç olarak su operasyonu için tasarım gereksinimleri Tablo 2.2’de verilmiştir.

**Tablo 2.2: Su Operasyonu Tasarım Gereksinimleri**

Manevra
Dayanıklılık
Sızdırmazlık
Ağırlık
Su Basma- Tahliye
Kararlılık

### **2.1.3. 2. Hava Operasyonu**

Son olarak su boşaltmanın tamamlanması ve aracın yeniden hava irtifaya tırmanması ile birlikte 2. hava operasyonu başlamaktadır. Aracın tıpkı ilk hava operasyonunda olduğu gibi istenen irtifaya tutunabilmesi için taşıma üretebilmesi, bozuntuya karşılık kararlı olması gereklidir.

İniş için yine burun aşağı manevra edilmeli ve yanal rüzgarlara karşı pist hattını takibi korumaya devam edebilmek için yine manevra edilebilir olmalıdır. Yine zemin ile temasında, çarpma şiddetinden kaynaklanacak darbelere karşı dayanıklı olmalı, kaza kırım yaşamaması gereklidir. Sonuç olarak 2. hava operasyonu için tasarım gereksinimleri Tablo 2.3: 2. Hava Operasyonu Tasarım Gereksinimleri’de verilmiştir.

**Tablo 2.3: 2. Hava Operasyonu Tasarım Gereksinimleri**

Ağırlık
Kararlılık
Manevra
Dayanıklılık

### **Görev Rotasından Elde Edilen Tasarım Gereksinimleri**

İstenen rotayı tamamlayabilecek yetenekte hibrit bir insansız hava – sualtı aracı tasarımı için ihtiyaç duyacağı gereksinimler belirlenirken literatür araştırmasından

elde edilen çıkarımlar referans alınmıştır. Buna göre tipik bir hava aracı için uçağın aerodinamik taşıma ihtiyacını ve faydalı yük kapasitesini artırabilmek adına istenen şey mümkün olabilecek en düşük boş ağırlığa sahip olmasıdır. Olabildiğince hafif bir araç, buna karşılık gelecek taşıma gereksinimi ihtiyacını da azaltacaktır. Ancak sualtında askıda kalabilmesi ve batması için kaldırma kuvveti dengesi önemlidir. Bu nedenle aracın su üzerinde kalabilmesi için kaldırma kuvvetinden daha hafif, sualtında askıda kalabilmesi için ise kaldırma kuvvetine denk ağırlıkta olmalıdır. Bu da aracın kuru hacmi ile orantılıdır. Ayrıca aracın operasyonel isterleri keşif, dinleme, gözetleme, saklanma, veri toplama vb. görevleri kapsayabileceği göz önüne alınarak ihtiyaç duyacağı aviyoniği kapsayacak yeterli hacme sahip olmalıdır. Havada ve sualtında ileri hareketi sağlayabilmesi için viskoz ve basınç etkilerinden kaynaklanan sürüklenme kuvvetini aşmalı, yani bu kuvvetten daha fazla itki üretmelidir. Daha az itki üretimi, dolayısıyla daha az yakıt, ya da güç besleyici, daha az alt sistem, daha az ağırlık anlamına gelmektedir. Bunun için de düşük sürüklenme istenmektedir.

Aracın kalkış anından itibaren her iki ortam operasyon süresince, ortamlar arası geçiş anlarında ve inişe kadar geçen sürede kararlılığını koruması oldukça önemlidir. Bozuntu sonrası aracın denge konumuna gelememesi, kaza kırıma sebebiyet verebilecek riski getirecektir. Yine tüm operasyon boyunca rota takibinde sonraki konuma ulaşabilmesi için manevra edilebilir olması gerektiği görülmüştür. Su operasyonu boyunca aracın su alma ve su boşaltmaya elverişli olması gereklidir. Ve son olarak zemin temasında aracın çarpma şiddetlerine maruz kalmasının ardından, buna dayanacak mukavemeti verebilecek olması gereklidir.

Sabit Kanatlı hibrit bir insansız hava sualtı aracı tasarımı için ihtiyaç duyacağı gereksinimler sırasıyla Ağırlık, Sürüklenme, Kararlılık, Manevra Yeteneği, Su Basma – Tahliye Etkisi, Dayanıklılıktır ve Tablo 2.4 'de verilmiştir.

**Tablo 2.4: Sabit Kanatlı Hibrit Hava Sualtı Aracı Tasarım Gereksinimleri**

Ağırlık
Sürüklenme
Kararlılık
Manevra Yeteneği
Su Basma – Tahliye Etkisi
Dayanıklılık

## 2.2. Konfigürasyon Seçimi

Aracı oluşturan 5 ana komponent olan Kanat, Gövde, Kuyruk, İtki Konumu ve İniş Takımı için belirlenen gereksinimleri sağlayabilecek konsept tasarım konfigürasyon seçimi yapılacaktır. Bunun için de seçim matrisi oluşturulacak ve her bir konfigürasyona uygulanarak en yüksek puanı alan konfigürasyon belirlenecektir.

Seçim matrisi tasarım gereksinimlerinin önem şiddetine göre puanlanması işlemidir ve seçim matrisine ait puanlama sistemi Tablo 2.5’de verildiği gibi havacılık tasarımı kitapları referans alınarak oluşturmuştur. Ağırlık, sürüklenme, kararlılık 2.5 puan, manevra, su alma – su boşaltma 1 puan, dayanıklılık 0.5 puan olarak atanmıştır ve kısıtlar toplamı 10 puandır (Sadraey, 2012. 29).

**Tablo 2.5: Seçim Matrisi Puanlaması**

<b>Tasarım Gereksinimi</b>	<b>Önem Puanı</b>
Ağırlık	2.5
Sürüklenme	2.5
Kararlılık	2.5
Manevra	1
Su Basma- Tahliye	1
Dayanıklılık	0.5
<b>TOPLAM</b>	<b>10</b>

Ağırlık, taşıma ve kaldırma kuvveti ilişkisi sebebiyle oldukça önemli bir etkidir. Sürüklenme aracın aerodinamik ve hidrodinamik verimini doğrudan etkileyecek itki performansına bağlıdır ve yine önemli bir parametredir. Aracın görev boyunca kararlı olması gereklidir. Dolayısıyla ilk 3 gereksinim en çok öneme sahip olanlardır. Aracın rota takibinde konum değişimi için manevra edilebilmelidir ve komponentleri su operasyonunda su basma ve alınan suyu tahliye edilmesine engel teşkil etmemesi gerekir ancak ağırlık, kararlılık ve sürüklemeye göre önem derecesi düşüktür. Son olarak dayanıklılık diğer gereksinimlere göre en az öneme sahip olacaktır.

Seçim matrisine karşılık konfigürasyon kıyaslaması yapılırken her bir konfigürasyon tipleri kendi içlerinde, kıyas edildikleri gereksinimine karşılık avantajlı ya da dezavantajlı olması göz önünde bulundurularak puan alacaktır. Kıyasta dezavantajlı

olan tip kötü kabul edilecek ve 0 puan alacak, denklik halinde 1 puan alacak ve avantajlı olan tip iyi kabul edilerek 2 puan alacaktır (Tablo 2.6).

**Tablo 2.6: Konfigürasyon Puanlaması**

Konfigürasyon Durumu	Konfigürasyon Puanı
Kötü	0
Denk	1
İyi	2

### 2.2.1 Kanat Konfigürasyon Seçimi

Kanat konfigürasyonu seçimi yapılırken sırasıyla kanat sayısı kanat üst görünüş ve kanat konumu belirlenecektir. Kanat sayısı konfigürasyon seçiminde artık günümüzde tercih edilen tek kanat ve geçmişte üretim kısıtları dolayısıyla kullanılan ancak kanat açıklığının azaltılması ihtiyacı duyulan durumlarda tercih edilebilen çift kanat kıyaslanmıştır. Çift kanat daha kısa kanat açıklığı sebebiyle x ekseninde daha düşük bir eylemsizlik momenti getirir ve daha yüksek yuvarlanma kontrolü sağlar. Ancak diğer yandan iki kanat daha fazla ağırlık, sürüklenme getirecektir. Bu nedenle kanat sayısı Tablo 2.7’de verildiği gibi tek olarak belirlenmiştir.


**Tablo 2.7: Kanat Sayısı Konfigürasyon Seçimi**

Tasarım Gereksinimi	Önem Puanı	Tek Kanat	Çift Kanat
Ağırlık	2.5	2	0
Sürüklenme	2.5	2	0
Kararlılık	2.5	1	2
Manevra	1	1	2
Su Basma – Tahliye	1	1	1
Dayanıklılık	0.5	1	2
<b>TOPLAM</b>	<b>10</b>	<b>14.5</b>	<b>9</b>

(Sadraey, 2012: 164)

Kanat üst görünüş kıyasında ise dikdörtgen kanat ve trapez kanat kıyaslanmıştır. Trapez kanat aerodinamik verimi en yüksek kanat tipi olan eliptik kanata en yakın kanattır. Dolayısıyla aerodinamik performans getirisi de yüksektir. Kanat köklerine doğru daralacağından alanı, dolayısıyla ağırlığı da daha az olacaktır. Ancak kanat şekli sebebiyle, buraya oturacak kontrol elemanlarının yerleşimi dikdörtgen bir kanata göre daha zordur. Dikdörtgen bir kanat bu durumda daha kontrol edilebilir ve daha kararlıdır. Kanat içi su haznesi olarak kullanılacağından, hacim ihtiyacı mevcuttur ve trapez kanat burada dezavantaja sebep olacaktır. Ayrıca su boşaltma sırasında yine buradan tahliye edilecek suyun ağırlık merkezi dengesini bozmaması için tüm kanat içerisinde eşit miktarda dolun ve boşaltım yapılmalı, bu nedenle kanat dikdörtgen şekilde olmalıdır. Seçim puanlaması Tablo 2.8’de verilmiştir.

**Tablo 2.8: Kanat Üst Görünüş Konfigürasyon Seçimi**




Tasarım Gereksinimi	Önem Puanı	Dikdörtgen Kanat	Trapez Kanat
Ağırlık	2.5	1	2
Sürüklenme	2.5	1	2
Kararlılık	2.5	2	1
Manevra	1	2	1
Su Basma – Tahliye	1	2	0
Dayanıklılık	0.5	1	1
<b>TOPLAM</b>	<b>10</b>	<b>14.5</b>	<b>13.5</b>

(Sadraey, 2012: 54)

Son olarak kanat konumu kıyasında yine literatürde yer alan üst konum, orta konum ve alt konum kıyaslanmıştır. Alt konum kanatın yer etkisi dolayısıyla üst konum kanata göre kalkış verimi yüksektir. Ayrıca kuyruk üzerinde daha düşük downwash etkisi vardır Su tahliye sırasında yine kanattan çıkan suyun kuyruk üzerinde etkileri daha az olacaktır. Ancak üst konum kanat dihedral etkisi sebebiyle daha fazla taşıma üretmekte ve daha düşük stall hızı ihtiyacı vermektedir. Bu durum indüklenmiş sürüklemeyi artırmakta diğer yandan manevra ve kararlılığı artırmaktadır. Zemin temasında alt konum kanat çarpmaya karşı daha dayanıklı olmalıdır bu da ağırlığının

artırılması demektir. Orta konum kanat üst ve alt konumun optimizasyon hali olmakta birlikte kanat köklerinin gövde içerisine entegre edilmesi, dolayısıyla yapısal olarak ek ağırlık ve gövde hacminde kayba neden olacaktır. Kanat konum kıyasında Tablo 2.9 ‘da verildiği üzere üst konum kanat seçilmiştir.

**Tablo 2.9: Kanat Konumu Konfigürasyon Seçimi**

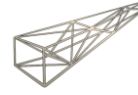


Tasarım Gereksinimi	Önem Puanı	Üst Konum Kanat	Orta Konum Kanat	Alt Konum Kanat
Ağırlık	2.5	2	0	1
Sürükleme	2.5	1	1	2
Kararlılık	2.5	2	1	1
Manevra	1	2	1	1
Su Basma – Tahliye	1	0	1	2
Dayanıklılık	0.5	2	1	0
<b>TOPLAM</b>	10	<b>15.5</b>	7.5	13

(Raymer, 1992: 60-61-62)

### 2.2.2. Gövde Konfigürasyon Seçimi

İnsansız araçlarda gövdenin önemi aracın görevi boyunca fonksiyonların çalışması için gereken tüm aviyonik sistemi ve gerekirse faydalı yükü içine alabilecek genişlikte olmasıdır. Ayrıca tüm komponentlerin üzerine montaj edildiği ana iskelet görevi görmektedir. Literatürde yer alan kafes, yani kirişlerden oluşan dörtgen yapı ile monokok adı verilen ve silindirik destek parçaları etrafında şekillenen 2 konfigürasyon arasından kafes tip aynı hacimde geometrik şekli dolayısıyla daha fazla aviyonik içine sığdırabilir. Bu da monokok gövdenin aynı aviyonikleri alabilmesi için daha büyük, dolayısıyla daha ağır olması demektir. Ancak monokok yapı geometrik şekli dolayısıyla yüzeye çarpan ve bu yüzeyi takip eden akımın daha yumuşak geçişini sağlar bu da aerodinamik ve hidrodinamik açıdan verimlidir. İniş sırasında alt yüzeyin zemin ile temas ettiği alan daha az dolayısıyla sürtünmeden kaynaklı deformasyon etkileri daha düşük olacaktır. Sonuç olarak gövde konfigürasyonu kıyasında Tablo 2.10’da görüldüğü üzere monokok gövde seçilmiştir.

**Tablo 2.10: Gövde Konfigürasyon Seçimi**

Tasarım Gereksinimi	Önem Puanı	Kafes Gövde	Monokok Gövde
Ağırlık	2.5	2	0
Sürüklenme	2.5	0	2
Kararlılık	2.5	0	2
Manevra	1	1	2
Su Basma – Tahliye	1	2	0
Dayanıklılık	0.5	1	2
<b>TOPLAM</b>	<b>10</b>	<b>8.5</b>	<b>13</b>

(Abbott, 2019: 235)

**2.2.3. Kuyruk Konfigürasyon Seçimi**

Kuyruk konfigürasyonu seçiminde literatürde oldukça geniş çeşitleri olan seçenekler arasında hem benzer uçak verileri hem de yazarın tecrübelerinden yola çıkılarak konvansiyonel kuyruk ile denizaltılarda ve yine havacılıkta kullanılan Y kuyruk kıyaslanmıştır. Ağırlık etkisine bakıldığında Y kuyruk geometrik şekli dolayısıyla zemine çarpacaktır, bu durumda dayanıklılığının artırılmasına ihtiyaç duyulacaktır ki bu da ek ağırlık getirecektir. Y kuyruk elemanları ruddervatör olarak kullanılabileceğinden manevra kabiliyeti iyi ancak kararlılığı düşük olacaktır. Sürüklenme etkisi downwash dolayısıyla üst yüzeylerde daha fazla hissedileceğinden yine daha düşüktür. Ayrıca su tahliyesi sırasında yine kanatlardan dökülecek su üst yüzeylere etki ederek verimini düşürecektir. Bu nedenle konvansiyonel kuyruk seçilmiştir (Tablo 2.11).

**Tablo 2.11: Kuyruk Konfigürasyon Seçimi**

Tasarım Gereksinimi	Önem Puanı	Konvansiyonel Kuyruk	Y Kuyruk
Ağırlık	2.5	2	1

Sürükleme	2.5	2	1
Kararlılık	2.5	2	1
Manevra	1	1	2
Su Basma – Tahliye	1	2	1
Dayanıklılık	0.5	2	0
<b>TOPLAM</b>	<b>10</b>	<b>19</b>	<b>10.5</b>

(Raymer, 1992: 68)

#### 2.2.4. İtici Konfigürasyon Seçimi

Aracın itki ihtiyacını karşılayacak olan motor konfigürasyonu seçiminde, motorun en iyi performansı vereceği konum belirlenecektir. Literatürde aracın burnuna yerleşecek olan çekici ve gövde arkasına yerleşecek olan itici motor arasında kıyas yapılmıştır. Burunda yer alan çekici motor, konumu itibariyle araca gelen hava akımının ilk karşılaştığı yer olarak en temiz yerdir. Böylece pervane verimi en yüksek seviyededir. Ağırlık merkezini öne kaydıracağından boylamsal kararlılığı daha iyidir. İtici motor ise kuyruk etkileşiminde kuyruk verimini düşürmekte bu nedenle kuyruk boyutlarının büyümesine, dolayısıyla ağırlığa sebep olmaktadır. Su tahliyesi sırasında kanatlardan atılacak olan su itici motorun verimini ciddi derece düşürecektir. Bu nedenle çekici motor konfigürasyonu seçilmiştir (Tablo 2.12).

**Tablo 2.12: İtici Konumu Konfigürasyon Seçimi**




Tasarım Gereksinimi	Önem Puanı	Çekici	İtici
Ağırlık	2.5	2	1
Sürükleme	2.5	2	1
Kararlılık	2.5	1	1
Manevra	1	1	2
Su Basma – Tahliye	1	2	0
Dayanıklılık	0.5	1	2
<b>TOPLAM</b>	<b>10</b>	<b>21</b>	<b>12.5</b>

(Raymer, 1992: 222)

### 2.2.5. İniş Takımı Konfigürasyon Seçimi

İniş takımı kıyasında insansız araçlarda en çok kullanılan bisiklet tip iniş takımı düşünülmüştür ancak araç su üzerine iniş yapacağından tipi ne olursa olsun iniş takımının katlanabilir olması gerekecektir. Bu da gövde içerisinde büyük bir hacim alanı ihtiyacı arayışı ve tüm sistemlerin etkin çalışmasında karmaşa getireceğinden araçta iniş takımı bulunmayacaktır. Bunun yerine kalkışta elden fırlatılacaktır ve gövde üzerine iniş yapacaktır.

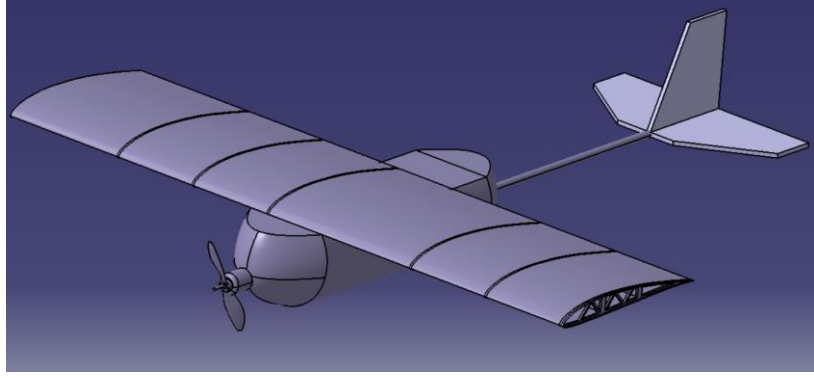
**Tablo 2.13: İniş Takımı Konfigürasyon Seçimi**



<b>Tasarım Gereksinimi</b>	<b>Önem Puanı</b>	<b>Bisiklet Tip</b>	<b>İniş Takımı Yok</b>
Ağırlık	2.5	0	1
Sürüklenme	2.5	0	2
Kararlılık	2.5	0	1
Manevra	1	0	1
Su Basma – Tahliye	1	0	1
Dayanıklılık	0.5	0	1
<b>TOPLAM</b>	<b>10</b>	<b>0</b>	<b>12.5</b>

(Sadraey, 2012: 485)

Konfigürasyon seçimi tamamlanmış olup sabit kanatlı hibrit bir insansız hava sualtı aracının en ideal performans için dikdörtgen üst görünüş şeklinde, tek kanatlı dikdörtgen üst görünüşe ve üst kanat konuma sahip, monokok bir gövde yapısı, çekici konumda yer alacak motor, konvansiyonel kuyruk ve iniş takımsız araç tasarımı yapılacaktır. Belirlenen konfigürasyonlarla birlikte Catia V5 programı kullanılarak boyutsuz tasarımı Şekil 2.3’de verilmiştir.



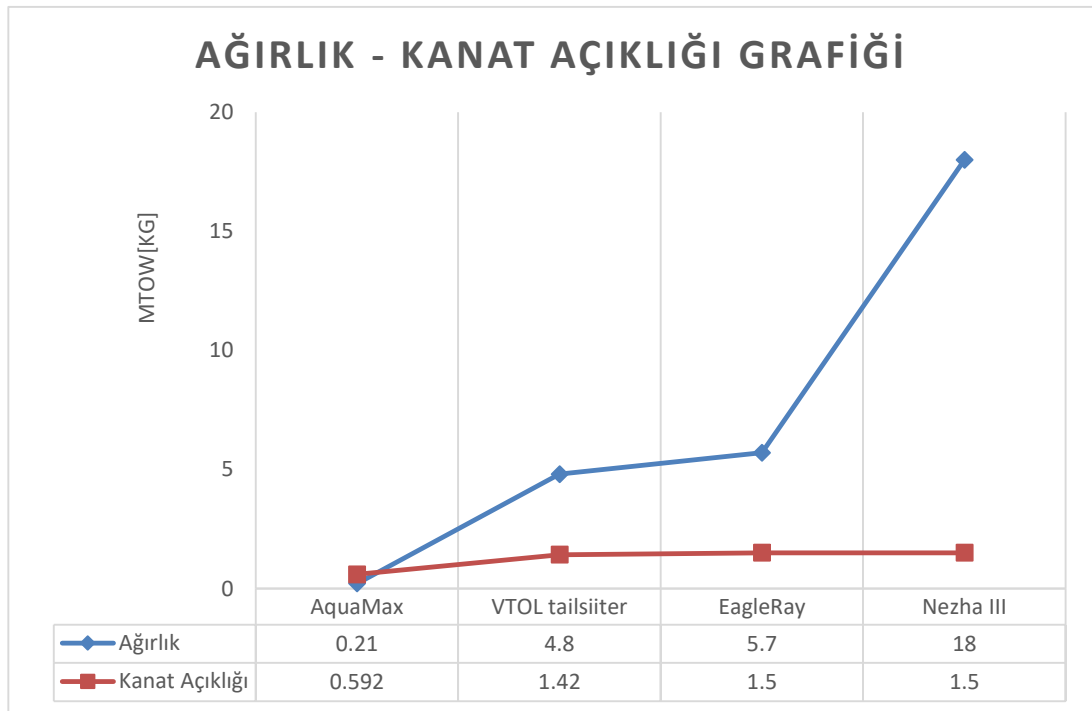
**Sekil 2.3: Sabit Kanatlı Hibrit İnsansız Hava Sualtı Aracı Boyutsuz Konfigürasyon Tasarımı.**

(Mendi M., 2022)

### 3. ÖN TASARIM

#### 3.1. Ağırlık Tahmini ve Performans Parametrelerinin Belirlenmesi

Aracın havada yeterli taşımayı sağlayabilmesi ve sualtında kaldırma kuvveti dengesini koruyabilmesi için ağırlığının bilinmesi gerekmektedir. Bunun için literatürden elde edilen benzer uçak verilerinden yola çıkarak üretilen 4 uçağın ağırlık ve kanat açıklıkları kıyaslanmıştır. Benzer uçaklar içerisinde AquaMAX çok düşük bir ağırlık ve kanat açıklığına sahip olduğundan, ağırlık tahmininde VTOL Tailsitter, EagleRay ve NEZHA III verileri değerlendirilmiş ve aracın ağırlığı 4 kg olarak tahmin edilmiştir.



**Şekil 3.1: Benzer Uçak Ağırlık – Kanat Açıklığı Grafiği.**

Performans parametrelerinin belirlenmesinde ise ortamlar arası geçiş yapabilmiş iki adet prototipten biri olan sabit kanatlı hibrit araç ana referans, döner kanatlı hibrit araç ise 2. referans olarak baz alınmıştır. Benzer uçak verileri Tablo 3.1’de verilmiştir.

**Tablo 3.1: Benzer Uçak Verileri**

Parametreler	Uçaklar	
		
<b>Araç Adı</b>	Eagle Ray	NAZHA III
<b>Ağırlık</b>	5.7 kg	14.7 kg
<b>Uzunluk</b>	1.4 m	0.96 m
<b>Gövde Çapı</b>	0.09 m	0.13 m
<b>Kanat Açıklığı</b>	1.5 m	1.5 m
<b>Veter Boyu</b>	0.3 m	0.4 m
<b>Hava Seyir Hızı</b>	19 m/s	20 m/s
<b>Hava Stall Hızı</b>	15 m/s	NAN
<b>Sualtı Seyir Hızı</b>	0.6 m/s	0.5 m/s
<b>Sualtı Stall Hızı</b>	0.35 m/s	NAN
<b>Sualtı Derinliği</b>	3 m	25.5 m

(Weisler ve diğ., 2018; Lyu ve diğ., 2022)

Buna göre araç 4 kg ağırlıkta olup, 50 m seyir irtifasına ulaşarak 20 m/s seyir hızında 100 m menzil ve 3 metre derinlikte yaklaşık 30 metre menzile sahip olması kararlaştırılarak hava ve su operasyonu için performans verileri Tablo 3.2’de aktarılmıştır.

**Tablo 3.2: Performans Parametreleri**

<b>Ağırlık</b>	4 kg
<b>Uzunluk</b>	1.4 m
<b>Kanat Açıklığı</b>	1.5 m
<b>Veter Boyu</b>	0.3 m
<b>Hava Operasyonu</b>	

<b>İrtifa</b>	50 m
<b>Menzil</b>	500 m
<b>Havada Kalma Süresi</b>	10 dk
<b>Maksimum Hız</b>	25 m/s
<b>Tırmanma Hızı</b>	10 m/s
<b>Hava Seyir Hızı</b>	20 m/s
<b>Hava Stall Hızı</b>	15 m/s
<b>Su Operasyonu</b>	
<b>Su Yüzeyi Menzili</b>	50 m
<b>Su Yüzeyi Seyir Hızı</b>	1 m/s
<b>Sualtı Derinliği</b>	3 m
<b>Sualtı Seyir Hızı</b>	0.5 m/s
<b>Sualtında Kalma Süresi</b>	3 dk

### 3.2. Kanat Profili Seçimi

Kanat profili seçimi hava araçlarının en önemli kısımlarının başında yer almaktadır. Uçma Newton'un 3. Yasası olan bir cisim üzerine etkiyen kuvvete ters yönde kuvvet prensibine dayanmaktadır. Buradan yola çıkarak uçağın havada askıda kalabilmesi için en az uçağın ağırlığına denk bir taşıma kuvveti üretmesi gerekmektedir. Uçağın taşıma üreten elemanları kanatlar olduğu ve kanat geometrisi de kanat profiline bağlı olduğu için, dolayısıyla yeterli taşımayı karşılayacak kanat profili geometrisi seçimi önemlidir. Kanat profili seçiminde doğru profili belirlemek için benzeri uçak verilerinden yola çıkılmıştır. Literatürde üretilmiş olan tek sabit kanatlı insansız hava – sualtı aracı kanat profili olan SD7080 profili kamburluk ve kalınlık oranları referans alınarak profil datasında benzer değerlere sahip 5 profil belirlenmiştir. İlk aşamada stall hızına karşılık gelen Reynolds Sayısı 308133 baz alınarak profiller XFLR – 5 programı ile analiz edilmiş ve aerodinamik veriler Tablo 3.3'de verilmiştir. Benzer uçak verilerinden yola çıkılarak c veter boyu 0.3 m, stall hızı  $V_{Stall}$ , 15 m/s kabul edilmiştir. Hava yoğunluğu  $\rho$ , 1.225 kg/m<sup>3</sup>, kinematik viskozite  $\mu$ , 1.789x10<sup>-5</sup> kg/( $\frac{m}{s}$ ) 'dir.

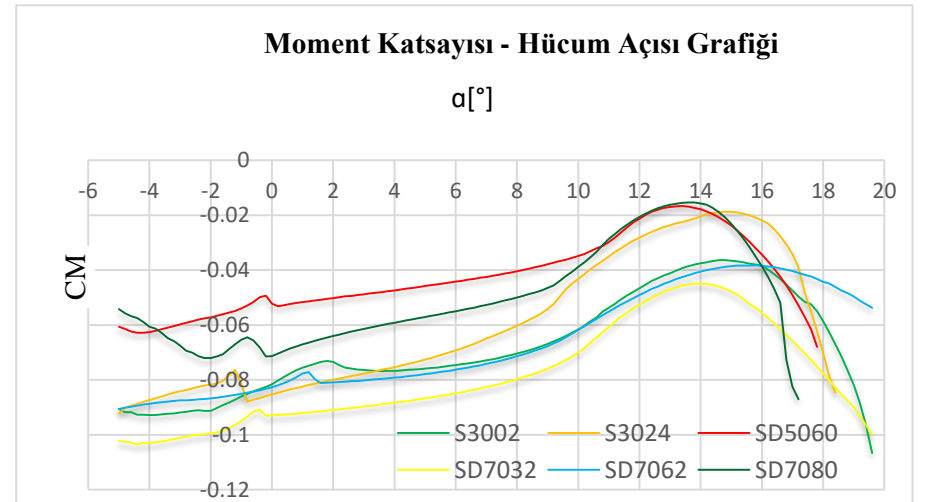
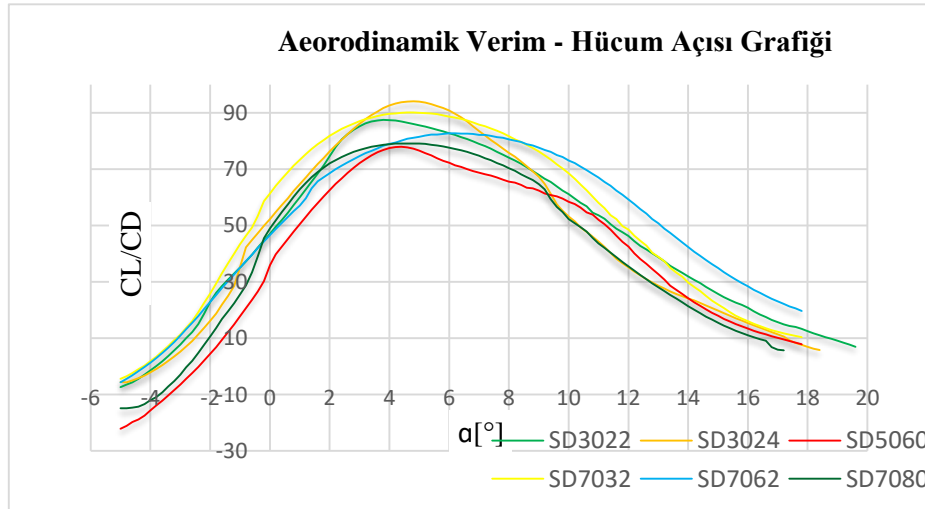
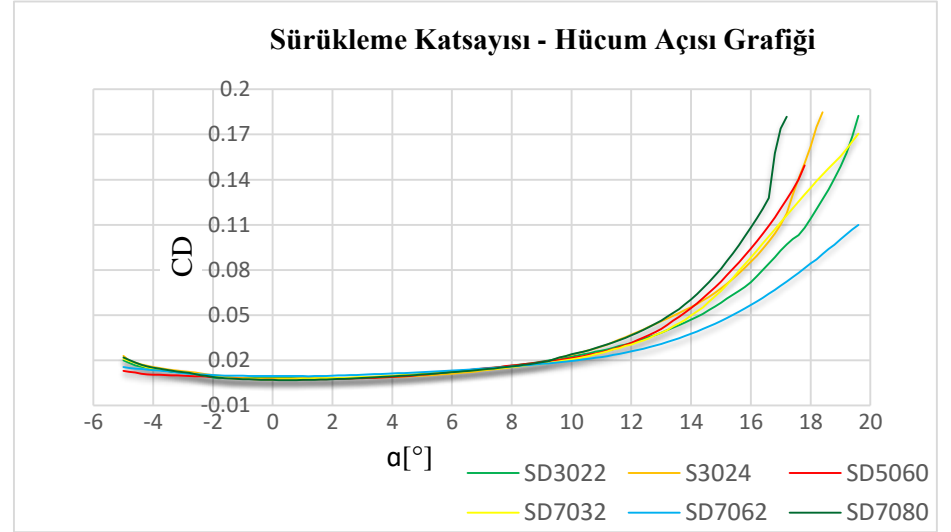
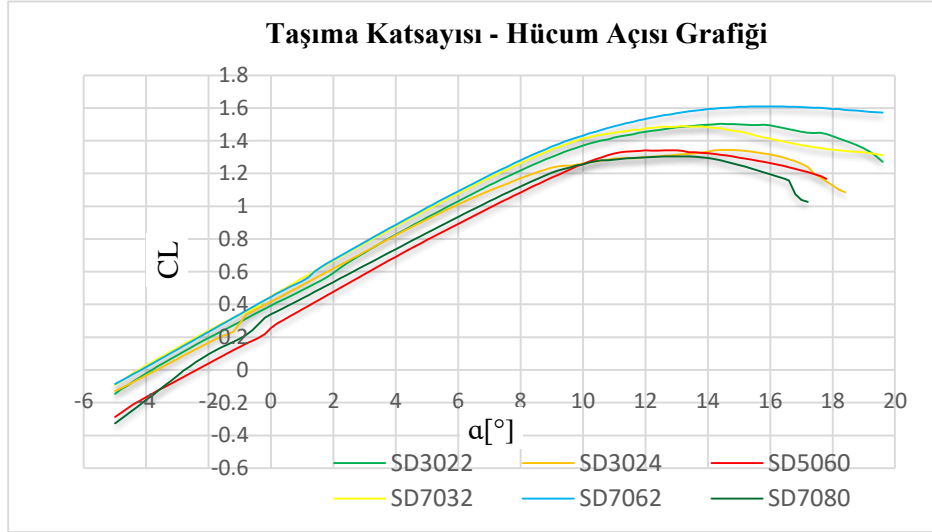
$$Reynolds\ Sayısı = \frac{\rho \times V_{stall} \times c}{\mu} \quad (3.1)$$

**Tablo 3.3: Kanat Profili Seçimi 1. Aşama**

Kanat Profili	SD7080	S3022	S3024	SD5060	SD7032	SD7062
<b>Maksimum Kalınlık (%t)</b>	9.2	9.9	9.8	9.5	10	14
<b>Maksimum Kalınlık Pozisyonu (%)</b>	29.7	30.6	30.7	24.9	26.6	25.5
<b>Kamburluk (%c)</b>	2.5	2.3	3	2	3.4	3.5
<b>Maksimum Kamburluk Pozisyonu (%)</b>	39.4	49.8	44.7	48.5	45.1	38.8
<b>Maksimum Aerodinamik Verimlilik (<math>L/D_{Maks}</math>)</b>	79.1	87.4	94.0	77.9	90.1	82.7
<b>Maksimum Taşıma Katsayısı (<math>C_{LMaks}</math>)</b>	1.31	1.5	1.34	1.34	1.49	1.61
<b>Minimum Sürüklenme Katsayısı (<math>C_{DMin}</math>)</b>	0.007	0.008	0.008	0.007	0.007	0.009
<b>Moment Katsayısı (<math>C_{m0}</math>)</b>	-0.071	-0.082	-0.085	-0.052	-0.093	-0.083

Şekil 3.2’de verilen sonuçlara bakıldığında S3024, SD7032 ve SD7062 ‘nin en yüksek aerodinamik verimliliğe sahip oldukları görülmektedir. 2. Aşamada bu 3 profil için stall hızı, seyir hızı ve maksimum hıza karşılık gelen 300.000, 410.00 ve 520.000 Reynolds sayılarında analizler gerçekleştirilmiştir ve yeniden kıyaslanmıştır (Tablo 3.4).

Profil verilerine bakıldığında SD7062’nin en yüksek kamburluğu ve en yüksek taşıma katsayısına sahip olduğu, aynı zamanda en yüksek sürüklenme katsayısına da sahip olduğu görülmektedir.



Şekil 3.2:Kanat Profili Aerodinamik Verim Kıyas Grafiği.

**Tablo 3.4: Kanat Profili Seçimi 2. Aşama**

RE = 300.000

Profil Adı	S3024	SD7032	SD7062
Maksimum Aerodinamik Verimlilik ( $L/D_{Maks}$ )	94.03	90.13	82.68
Maksimum Taşıma Katsayısı ( $C_{L_{Maks}}$ )	1.34	1.49	1.61
Minimum Sürüklenme Katsayısı ( $C_{D_{Min}}$ )	0.008	0.007	0.009
Moment Katsayısı ( $C_{m_0}$ )	0.209	0.116	0.093

RE = 410.000

Maksimum Aerodinamik Verimlilik ( $L/D_{Maks}$ )	103.84	99.49	92.43
Maksimum Taşıma Katsayısı ( $C_{L_{Maks}}$ )	1.34	1.54	1.63
Minimum Sürüklenme Katsayısı ( $C_{D_{Min}}$ )	0.007	0.006	0.009
Moment Katsayısı ( $C_{m_0}$ )	-0.084	-0.090	-0.084

RE = 520.000

Maksimum Aerodinamik Verimlilik ( $L/D_{Maks}$ )	110.98	106.59	100.27
Maksimum Taşıma Katsayısı ( $C_{L_{Maks}}$ )	1.36	1.57	1.65
Minimum Sürüklenme Katsayısı ( $C_{D_{Min}}$ )	0.006	0.006	0.008
Moment Katsayısı ( $C_{m_0}$ )	-0.083	-0.091	-0.084

Bu da aerodinamik verimini düşürmektedir. Aerodinamik verimler kıyaslandığında, her Reynolds Sayısı için S3024 en yüksek değere sahiptir. Ancak taşıma katsayısı ve stall tutunması en düşük profildir. Moment eğrisine bakıldığında ise SD7032 en yüksek moment üretmektedir. Ayrıca kamburluğu dolayısıyla yüksek açılarda akışın tutunma kabiliyeti S3024'den daha iyidir. Tüm bu sonuçlardan yola çıkarak SD7032 profili, hava – sualtı aracının kanat profili olarak kullanılmak üzere seçilmiştir.

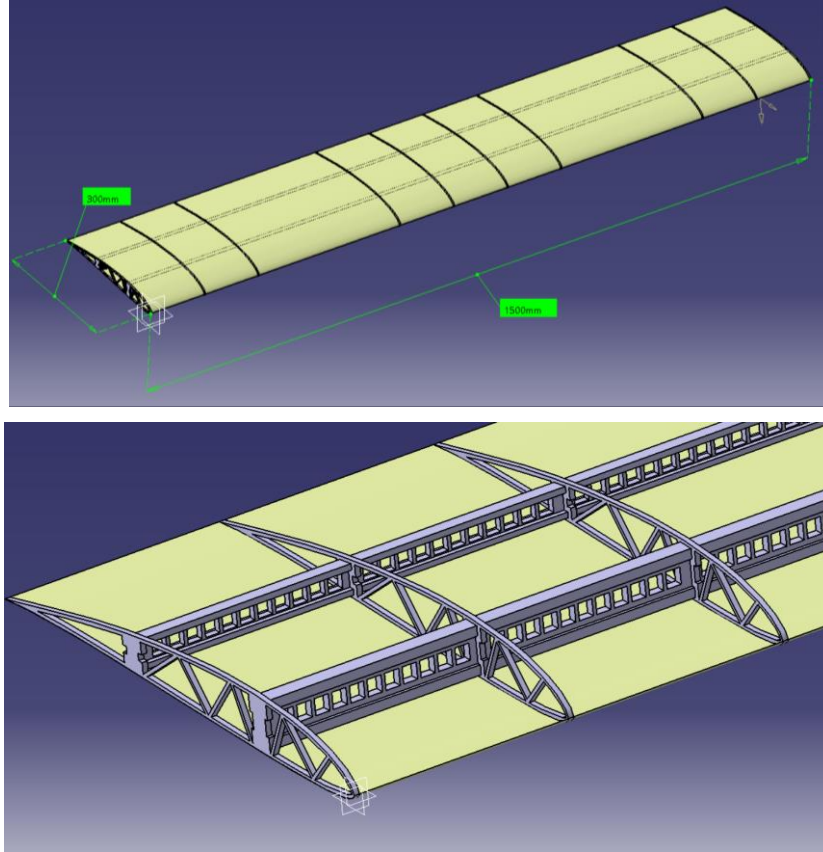
### 3.3. 3 Boyutlu Kanat Tasarımı

Kanat profilinin belirlenmesinin ardından 3 boyutlu kanat tasarımı yapılarak araç içerisine alınacak su hacminin net olarak belirlenmesi gerekmektedir. Ayrıca 3 boyutlu tasarım ile Hesaplamalı Akış Dinamiği analizi yapılarak elde edilen taşıma katsayısı ve aerodinamik verim değerleri kısıt diyagramında kullanılarak aracın ihtiyaç duyacağı motor verimi hesaplanacaktır. Benzer uçak verilerinden alınan kanat veter boyu ve kanat açıklığı kullanılarak Catia V5 programı ile 3 boyutlu tasarım yapılmıştır (Şekil 3.3). Tablo 3.5’de görüldüğü gibi 0.3 m veter boyu ve 1.5 m kanat açıklığına sahip olan kanatın uçları açık olacak böylece kanat içerisine su basması sağlanacaktır. Kanat dış hacmi  $0.00869 \text{ m}^3$  olup kanat içine yerleşen ribler ve sparların kapladığı hacim çıkarıldığında  $0.00863 \text{ m}^3$  hacim boşluğu kalmaktadır. Kanat boşluğu hacmi, kanat içine alınacak su hacmine eşit olacaktır. Kanat içi destek elemanları olarak 10 adet Rib ve ızgara yapıda 2 adet sparlar tasarlanmıştır. Sparların ızgara yapısı sayesinde içeri alınan su boşaltma sırasında ızgaralar arası boşluklardan rahatça geçerek tahliye edilecektir.

**Tablo 3.5: 3 Boyutlu Kanat Tasarım Boyutlandırması.**

<b>Kanat Açıklığı</b>	1.5 m
<b>Veter Boyu</b>	0.3 m
<b>Kanat Alanı</b>	$0.45 \text{ m}^2$
<b>Açıklık Oranı</b>	5
<b>Dış Kanat Alanı</b>	$0.006 \text{ m}^2$
<b>Dış Kanat Hacmi</b>	$0.00869 \text{ m}^3$
<b>Kanat Boşluğu Alanı</b>	$0.00579 \text{ m}^2$
<b>Kanat Boşluğu Alanı</b>	$0.00863 \text{ m}^3$
<b>Rib Özellikleri</b>	
<b>Rib Sayısı</b>	10
<b>Rib Alanı</b>	$0.0019 \text{ m}^2$
<b>Rib Kalınlığı</b>	0.003 m

<b>Toplam Rib Hacmi</b>	0.0001 m <sup>3</sup>
<b>Spar Özellikleri</b>	
<b>Spar Sayısı</b>	2
<b>Ön Spar Alanı</b>	0.0731 m <sup>2</sup>
<b>Ön Spar Hacmi</b>	0.00021 m <sup>3</sup>
<b>Arka Spar Alanı</b>	0.0268 m <sup>2</sup>
<b>Arka Spar Hacmi</b>	0.0001 m <sup>3</sup>



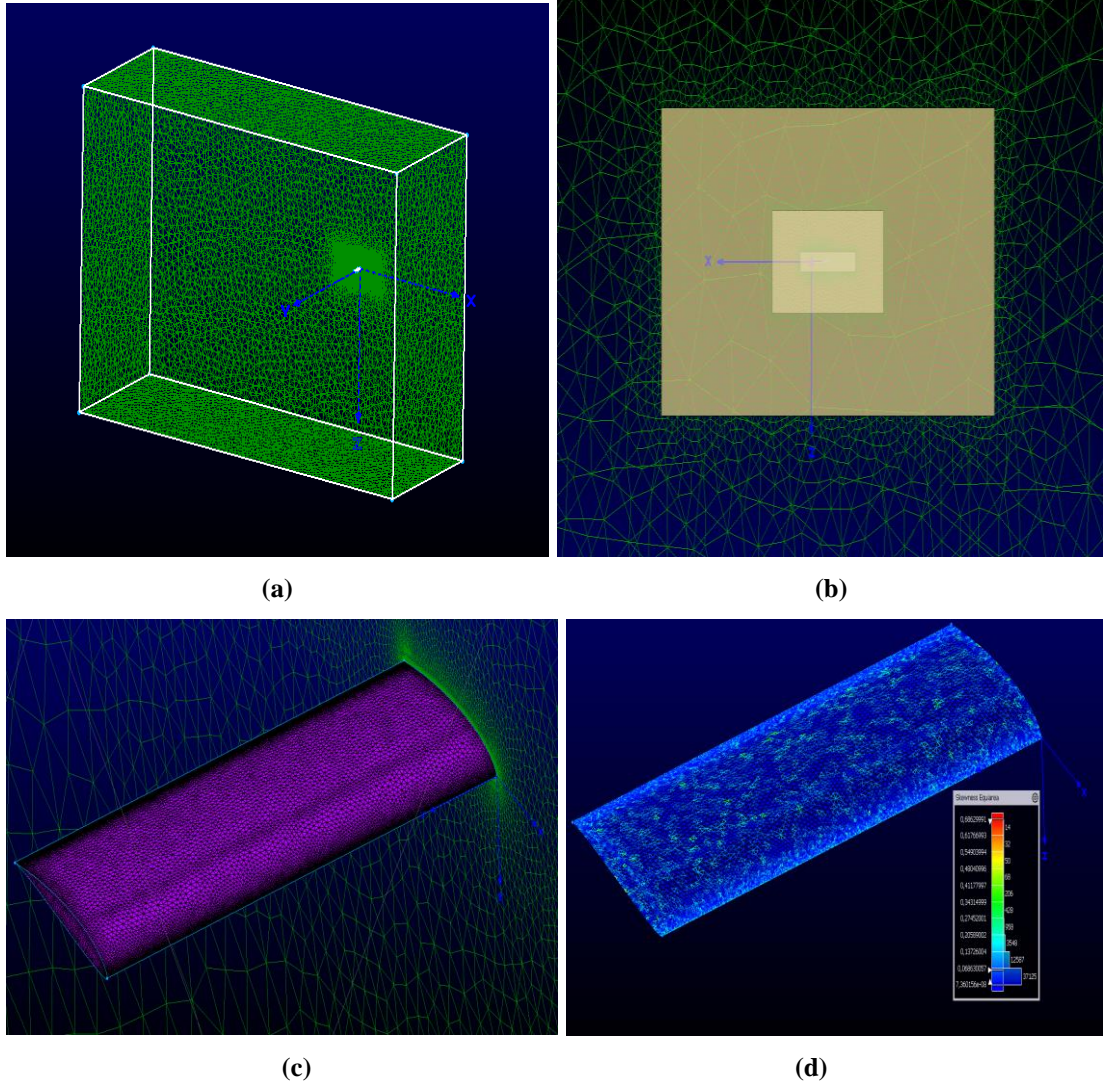
**Şekil 3.3: 3 Boyutlu Kanat ve Destek Elemanları.**

Kanat tasarımının ardından sonlu hacimler metodu ile ANSYS CFX kullanılarak 3 boyutlu akış analizi yapılmıştır ve aerodinamik katsayılar elde edilmiştir. Bunun için öncelikle kanat açıklığının yaklaşık 10 katı büyüklüğünde bir kontrol hacmi içerisinde

Pointwise program kullanılarak yarım model ağ örülmüştür (Şekil 3.4). Ağ detayları ise Tablo 3.6 tabloda verilmiştir.

**Tablo 3.6: Ağ Yapısı**

Eleman Sayısı	3,6 M
Katman Tipi	TREX
Eleman Tipi	Üçgen



**Şekil 3.4: a) Yarım Model Ağ Yapısı Kontrol Hacmi, b) Yoğunluk Hacmi, c) Kanat Ağ Yapısı, d) Ağ kalitesi Çarpıklık Skalası.**

CFX çözümünde ise SST çözüm metodu, yüksek çözünürlüklü türbülans modeli ve otomatik zaman adımı kullanılmıştır. Analiz koşulları ise Tablo 3.7’de verilmiştir.

Stall hızı benzeri uçak verilerinden yola çıkarak ilk önce 15 m/s alınmıştır ancak su üzerine inişte aracın olabildiğince yavaş iniş yaparak çarpma şiddeti etkisini azaltacağı düşünüülerek 10 m/s alınması kararlaştırılmıştır.

**Tablo 3.7: Analiz Koşulları**

İrtifa (ft)	0
$V_s$ (m/s)	10
q (Pa)	61,25
$S_{ref}$ (m <sup>2</sup> )	0,45
$C_{mac}$ (m)	0,3
b (m)	1,5

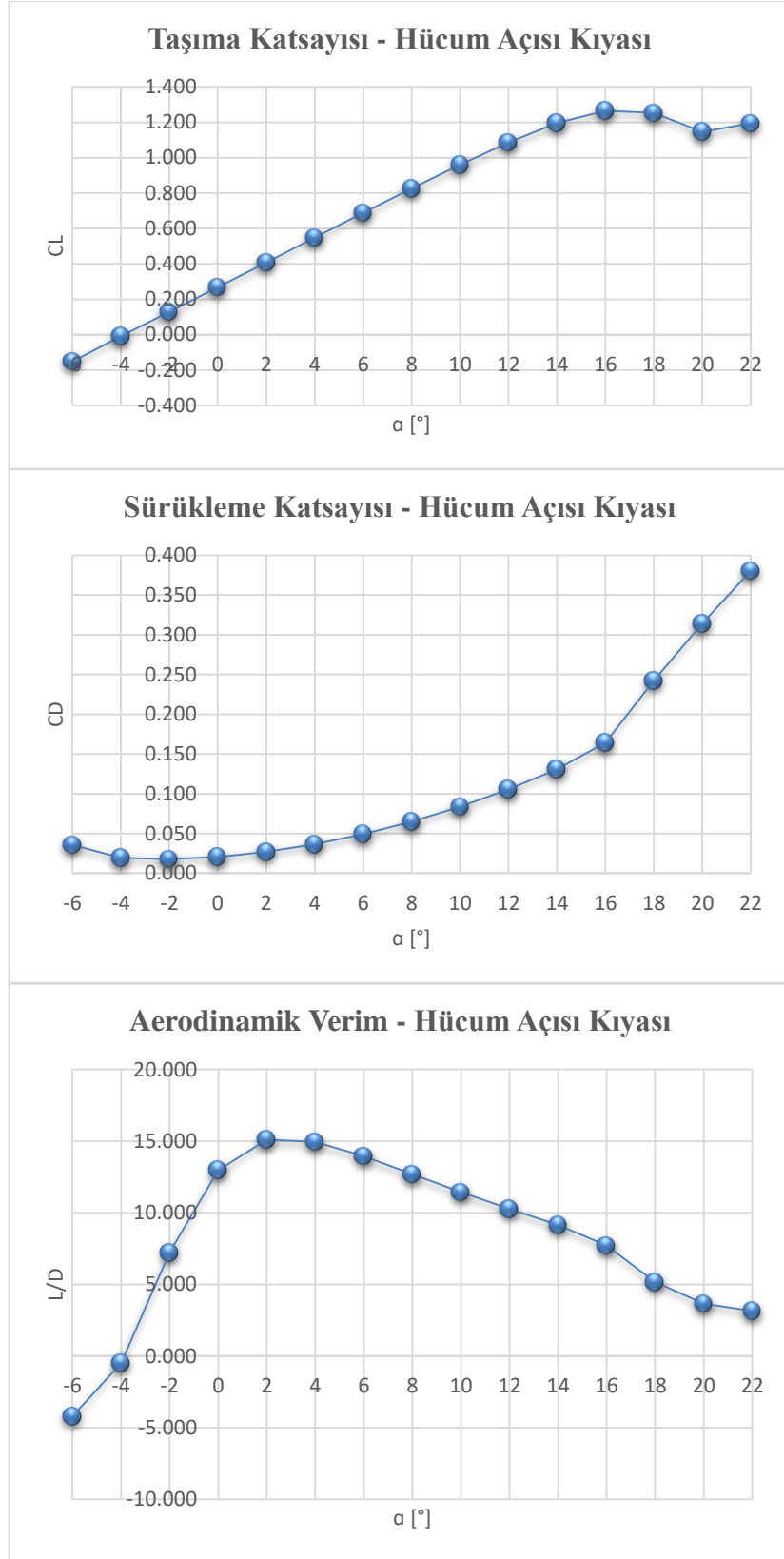
Şekil 3.5’de görüldüğü gibi 3 Boyutlu kanat analizi sonuçlarına göre kanat maksimum taşıma katsayısı 1.266, 0° hücum açısından sürüklenme katsayısı 0.021 ve maksimum aerodinamik verimi ise 15.1’dir.

### 3.4. Kısıt Diyagramı

Aracın başlangıç parametrelerinin belirlenmesinin ardından ihtiyaç duyacağı itkiyi belirlemek ve performans karakteristiğini oluşturmak üzere bir kısıt diyagramı çizilmiştir. Ancak öncelikle aracın hava ortamı verileri kullanılacak, boyutlandırma hesabının ardından sualtı optimizasyonu bölümünde sualtı ihtiyacı ayrıca belirlenecektir.

Hava ortamı için öncelikle kanat yüklemesinin belirlenmesi ve buna bağlı olarak güç yüklemesinin hesaplanması gereklidir. Öncelikle tahmin edilen boyutsal parametreler Tablo 3.8’de verilmiştir. Buna göre araç 4 kg maksimum kalkış ağırlığında (MTOW), 1.3 m boyunda (L), 1.5 m kanat açıklığında (b), 0.3 m veter boyunda ( $C_{mac}$ ), 0.45 m<sup>2</sup> kanat alanına sahip ve kanat açıklık oranı 5’dir.

Performans parametreleri ise 50 metre irtifada, 10 m/s stall hızında ( $V_s$ ) ve 25 m/s maksimum hızda ( $V_{max}$ ), 10 m/s tırmanma hızı ve irtifa tırmanma hızında (ROC,  $ROC_C$ ) ve 0.7 pervane verimine ( $\eta_P$ ) sahip olacaktır. Pervane verimi mini İHA’lar için yaklaşık olarak verilen değerdir.



**Şekil 3.5: 3 Boyutlu Kanat CFX Analiz Sonuçları.**

**Tablo 3.8: Kısıt Parametreleri**

Boyut Parametreleri		Performans Parametreleri	
MTOW (kg)	4	irtifa (m)	50
L (m)	1,3	$V_s$ (m/s)	10
b (m)	1,5	$V_{max}$ (m/s)	25
$C_{mac}$ (m)	0,3	ROC (m/s)	10
$S_{ref}$ (m <sup>2</sup> )	0,45	ROC <sub>C</sub> (m/s)	10
AR	5	$\eta_P$	0.7

50 m irtifaya ulaşacak olan araç için deniz seviyesindeki atmosfer koşulları alınmıştır (Tablo 3.10). Buna göre 15°C sıcaklıkta deniz seviyesi yoğunluğu ( $\rho_0$ ) ve irtifa yoğunluğu ( $\rho_C$ ) 1.225 alınmıştır. Bağıl yoğunluk ( $\sigma$ ) ve irtifa bağıl yoğunluk ( $\sigma_C$ ) ise 1'dir. Aynı atmosferik şartlarda 3 boyutlu kanat analizinden elde edilen aerodinamik parametreler ise Tablo 3.10'da verilmiştir.

**Tablo 3.9: Atmosfer Koşulları**

$\rho_0$ (15°C'de kg/m <sup>3</sup> )	1,225
$\rho_C$ (15°C'de kg/m <sup>3</sup> )	1.225
$\sigma$	1
$\sigma_C$	1

**Tablo 3.10: Aerodinamik Parametreler**

$C_{Lmax}$ (3D)	1,266
$C_{D0}$ (Sadraey)	0,04
L/D	15.1

Oswald değeri  $e$ , ve indüklenmiş sürüklenme katsayısı  $k$ , Açıklık oranına göre belirlenmiştir (Raymer, 1992: 85-298–299). Kanat yüklemesi, stall hızı  $\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s}$ , maksimum hız  $\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{V_{max}}$ , tırmanma oranı  $\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC}$  ve azami irtifaya  $\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_C$  göre belirlenmiştir (Sadraey, 2012: 119-125-139-145-).

$$AR = b/C_{mac} \quad (3.2)$$

$$e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64 \quad (3.3)$$

$$k = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (3.4)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{L_{\max}} \quad (3.5)$$

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{V_{\max}} = \frac{\eta_P}{\frac{1}{2} \rho_o V_{\max}^3 C_{D_o} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2k}{\rho \sigma V_{\max}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (3.6)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_e}}{k}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)} \quad (3.7)$$

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_C = \frac{\sigma_C}{\frac{ROC_C}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C \sqrt{\frac{3C_{D_o}}{k}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)} \quad (3.8)$$

Hesaplama işlemi MATLAB program kullanılarak yapılmıştır ve kod aşağıda verilmiştir. Kanat yüklemesi 0.001 ile 200 aralığında 0.01 artışla itere edilerek elde edilmiştir.

```
clc;
clear;
clear all;
```

```
%%Başlangıç Parametreleri%%
MTOW = 4*9.81; % N, Uçağın maksimum kalkış ağırlığı
b= 1.5; % m, Başlangıç Kanat açıklığı
cmac=0.3; % m, Başlangıç Kanat veter boyu
Sref= b*cmac; % m^2, Başlangıç kanat referans alanı
V_max=25; % m/s, Uçağın maksimum hızı (İstenen)
V_s=10; % m/s, Uçağın en düşük hızı (İstenen)
V_c=20; % m/s, , Uçağın seyir hızı
roc=15; % m/s, Tırmanma Hızı
takeoff_run=0.5; % m, Kalkış mesafesi
ceiling=50; % m, Azami irtifa
range=500; % m, Menzil
endurance=10; %minute; Havada kalma süresi
```

```
% Ön Tasarım - Gerekli Kanat Alanı(S) ve Motor Gücünün
Bulunması(P)
```

```

rho=1.225; %kg/m^3, 50 m irtifada hava yoğunluğu
rho_zero=1.225; %kg/m^3, Deniz seviyesinde hava yoğunluğu

% Kabul Katsayılar

cl_max=1.266; % sd7032 3D Kanat analizinden elde edilen
değer
Cd0=0.004; % Sadraey Ev yapımı uçaklar için maksimum
sürükleme katsayısı
LoverD_max=15.1; % sd7032 3D Kanat analizinden elde
edilen değer

prop_eff=0.7; %Pervane Verimi

AR=b^2/Sref; %Açıklık oranı
e=1.78*(1-0.045*AR^0.68)-0.64; %Oswald Etkinlik Faktörü
K=1/(pi*AR*e); %İndüklenmiş sürükleme faktörü
sigma=rho/1.225; % Deniz seviyesinde bağlı hava yoğunluğu
rho_50=1.22556; %50 m irtifada bağlı hava yoğunluğu
rel_dens=rho_50/rho; %Bağlı hava yoğunluğu (50 m /0 m)

% Kanat Yükleme W/S (N/m^2)

WoverS=0.001:0.01:200;

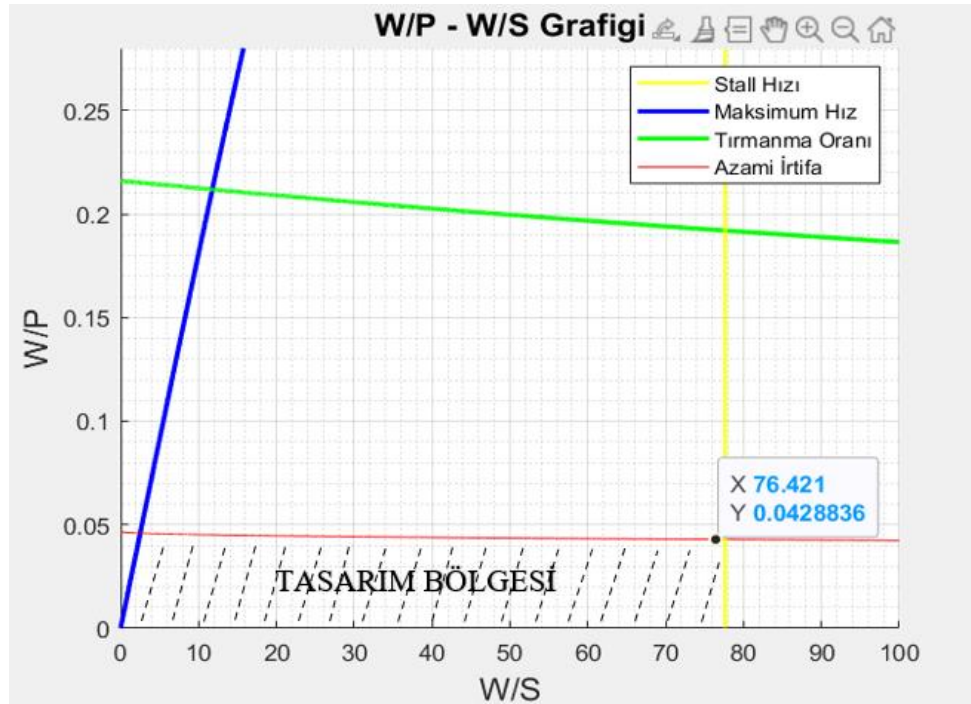
%(WoverS_Vs: Stall Hızı için elde edilen Güç Katsayısı
WoverS_Vs=0.5*rho*V_s^2*cl_max*(WoverS/WoverS);

%WoverS_VsVmax için elde edilen Güç Katsayısı
WoverP_Vmax=(prop_eff.*1)./(0.5.*rho.*V_max.^3.*Cd0.*(1./
WoverS)+(2.*K/(rho.*sigma.*V_max)).*WoverS);

% WoverS_ROC Rate of climb için elde edilen katsayı Güç
Katsayısı
WoverS_ROC=1./(((roc./prop_eff)+(1.155./(LoverD_max.*prop
_eff)).*(2.*WoverS)./rho.*(3.*Cd0./K).^0.5)).^0.5);

%Ceiling için elde edilen katsayı Güç Katsayısı
WoverP_C=rel_dens./(((roc./prop_eff)+(2.*WoverS./(rho_50.*
(3.*Cd0./K).^0.5)).^0.5.*(1.155./(LoverD_max.*prop_eff)
));

```



Şekil 3.6: Tasarım Noktasının Belirlenmesi.

Sonuç olarak tasarım bölgesi içerisinde kalan alanda kanat yüklemesinin sabit olduğu kesişim noktası tasarım noktası olarak kabul edilmiştir (Şekil 3.6). Buna göre kanat yüklemesi  $72 \text{ N/m}^2$ dir. Buna karşılık  $0.45 \text{ m}^2$  kanat alanına karşılık aracın ağırlığı  $3.42 \text{ kg}$  olmalıdır. Aracın ihtiyaç duyacağı motor gücü Tablo 3.11’de verildiği gibi  $814.29 \text{ W}$  olarak belirlenmiştir.

Tablo 3.11: Kanat Yüklemesi

e	0,901
k	0,071
W/S	76
W/P	0.042
W (kg)	3.42
P (Watt)	814.29

### 3.5. Boyutlandırma

Boyutlandırma için daha önceden belirlenen kanat boyutları ana referans alınmıştır. Kuyruk boyutlandırması ile kanat ve kuyruk kontrol yüzeyleri boyutlandırmasında havacılık kitapları referans alınmıştır (Gudmundsson, 2014: 1001). Gövde

boyutlandırması benzer uçak verilerinden yola çıkarak uzunluğu 0.6 m ve çapı 0.012 m alınmıştır. Kuyruk bağlantısı boyutlandırması için ise ampirik bir denklem üretilmiştir.

Kuyruk boyutlandırmasında öncelikle havacılık kitaplarında kuyruk hacim katsayısı tablosunda ev yapımı uçaklar için verilen değerler, yatay kuyruk hacmi katsayısı ( $c_{HT}$ ) için 0.50 ve dikey kuyruk hacmi katsayısı ( $c_{VT}$ ) için ise 0.04 alınmıştır (Raymer, 1992: 112).

$$c_{VT} = \frac{L_{VT}S_{VT}}{bS_{ref}} \quad (3.9)$$

$$c_{HT} = \frac{L_{HT}S_{HT}}{C_{mac}S_{ref}} \quad (3.10)$$

Kanat açıklığı ( $b$ ) ve kanat referans alanı ( $S_{ref}$ ) daha önce belirlendiği gibi sırasıyla 1.5 m ve 0.45 m<sup>2</sup>'dir. Yatay kuyruk moment kolu ( $L_{HT}$ ) dikey kuyruk moment kolu gövde boyunun 1.2 katı olacak şekilde 0.72 m alınmıştır. Veriler denklem 1 ve 2 ye uygulanarak yatay kuyruk alanı 0.09 m<sup>2</sup> ve dikey kuyruk alanı 0.004 m<sup>2</sup> olarak hesaplanmıştır.

Yatay kuyruk ve dikey kuyruk açıklıkları ile veter boyu hesabında, öncelikle kuyruk açıklık oranı ve sivrilme oranları yine havacılık kitaplarında verilen değerlerden referans alınarak yatay kuyruk için açıklık oranı ( $AR_{HT}$ ) 4, yatay kuyruk sivrilme oranı ( $\lambda_{HT}$ ) 0.45 dikey kuyruk için açıklık oranı ( $AR_{VT}$ ) 1.62 ve dikey kuyruk sivrilme oranı ( $\lambda_{VT}$ ) 0.45 alınmıştır. Denklem x kullanılarak yatay kuyruk açıklık oranı ( $b_{HT}$ ) 0.61 m ve dikey kuyruk açıklık oranı ( $b_{VT}$ ) 0.25 olarak hesaplanmıştır.

$$b = \sqrt{AR \cdot S} \quad (3.11)$$

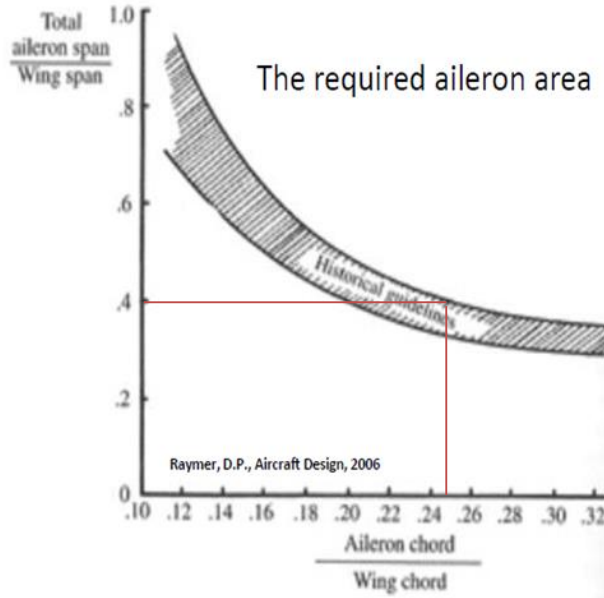
Veter boyu hesabında öncelikle kök veter denklem x kullanılarak yatay kuyruk için kök veter boyu ( $C_{r_{HT}}$ ) ve dikey kuyruk kök veter boyu ( $C_{r_{VT}}$ ) 0.21 m hesaplanmıştır.

$$C_r = \frac{2S}{b(1 + \lambda)} \quad (3.12)$$

Uç veter boyu ise denklem x kullanılarak yatay kuyruk için ( $C_{t_{HT}}$ ) 0.1 m ve dikey kuyruk için ( $C_{t_{VT}}$ ) 0.09 m hesaplanmıştır.

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad (3.13)$$

Ortalama veter boyları ise denklem x kullanılarak yatay kuyruk ortalama veter boyu ( $C_{mac_{HT}}$ ) ile dikey kuyruk ortalama veter boyu ( $C_{mac_{VT}}$ ) için 0.15 m hesaplanmıştır. Kontrol yüzeyleri hesabında ise kanat kontrol yüzeyi boyutlandırılmasında Şekil 3.7'de yer alan aileron açıklığı / kanat açıklığı ve aileron veteri / kanat veteri grafiği kullanılmıştır. Ancak kontrol yüzeyleri hem ters çalıştırılarak aileron görevi görecek hem de aynı yönde çalıştırılarak flap görevi göreceğinden kanat kontrol yüzeyleri bundan sonra flaperon olarak adlandırılacaktır. Buna göre flaperon veter boyu ( $C_{mac_{flaperon}}$ ) 0.25 m ve flaperon açıklığı ( $b_{flaperon}$ ) 0.4 m olarak seçilmiştir.



**Şekil 3.7: Kanat Kontrol Yüzeyi Boyutlandırma Grafiği.**

(Raymer, 1992: 113)

Kuyruk kontrol elemanlarının boyutlandırılmasında ise Şekil 3.8 kullanılmıştır. Dikey kuyruk kontrol elemanı olan rudder için veter boyu ( $C_{mac_{rudder}}$ ) 0.04 m ve rudder açıklığı ( $b_{rudder}$ ) 0.22 m olarak hesaplanmıştır. Yatay kuyruk kontrol elemanı olan elevator için ise için veter boyu ( $C_{mac_{elevator}}$ ) 0.04 m ve rudder açıklığı ( $b_{elevator}$ ) 0.55 m olarak hesaplanmıştır.

Kuyruk bağlantısı boyutlandırma hesabı için ise aşağıdaki denklem ampirik olarak oluşturulmuştur ve kuyruk bağlantısı ( $l_{kuyruk\ bağlantısı}$ ) 0.32 m olarak hesaplanmıştır.

$$l_{kuyruk\ bağlantısı} = l - \left( \frac{l_{gövde}}{2} + (C_{mac,tHT} - 0.75 * C_{mac,HT}) \right) \quad (3.14)$$

Uçak boyu ise yine ampirik olarak oluşturulan denklem 3.15 kullanılarak 1.13 m olarak hesaplanmıştır.

$$L_{uçak} = l_{gövde} + C_{mac,tHT} + l_{kuyruk\ bağlantısı} \quad (3.15)$$

Control surface	Elevator	Aileron	Rudder
Control surface area/lifting surface area	$S_E/S_h = 0.15-0.4$	$S_A/S = 0.03-0.12$	$S_R/S_V = 0.15-0.35$
Control surface span/lifting surface span	$b_E/b_h = 0.8-1$	$b_A/b = 0.2-0.40$	$b_R/b_V = 0.7-1$
Control surface chord/lifting surface chord	$C_E/C_h = 0.2-0.4$	$C_A/C = 0.15-0.3$	$C_R/C_V = 0.15-0.4$
Control surface maximum deflection (negative)	-25 deg (up)	25 deg (up)	-30 deg (right)
Control surface maximum deflection (positive)	+20 deg (down)	20 deg (down)	+30 deg (left)

**Şekil 3.8: Kontrol Yüzeyleri Boyutlandırma Tablosu.**

(Sadraey, 2012: 637)

Boyutlandırma hesabının tamamlanmasının ardından kanat, kuyruk, gövde ve kuyruk bağlantısına ait ölçüler sırasıyla Tablo 3.12, Tablo 3.13 ve Tablo 3.14'de verilmiştir.

**Tablo 3.12: Kanat ve Kanat Kontrol Yüzeyi Boyutlandırması.**

Kanat Boyutlandırması		Flaperon Boyutlandırması	
$C_{mac}$ (m)	0.3	$C_{mac_{flaperon}}$ (m)	0.075
b (m)	1.50	$b_{flaperon}$ (m)	0.6
$S_{ref}$ (m <sup>2</sup> )	0.450		
AR	5		
$\lambda$	1		
$\Lambda$ (°)	0		
$\Gamma$ (°)	0		
Twist (°)	Yok		

**Tablo 3.13: Kuyruk ve Kuyruk Kontrol Yüzeyleri Boyutlandırması.**

Dikey Kuyruk Boyutlandırması		Yatay Kuyruk Boyutlandırması	
Moment Kolu l (m)		0,72	
$C_{VT}$	0.04	$C_{HT}$	0,50

$S_{VT}$ (m <sup>2</sup> )	0,04	$S_{HT}$ (m <sup>2</sup> )	0,09
$AR_{VT}$	1,65	$AR_{HT}$	4,00
$\lambda_{VT}$	0,45	$\lambda_{HT}$	0,45
$C_{mac_{VT}}$ (m)	0,15	$C_{mac_{HT}}$ (m)	0,15
$b_{VT}$ (m)	0,25	$b_{HT}$ (m)	0,61
$C_{mac,u\zeta_{VT}}$ (m)	0,09	$C_{mac,u\zeta_{HT}}$ (m)	0,10
$C_{mac,kök_{VT}}$ (m)	0,21	$C_{mac,kök_{HT}}$ (m)	0,21
Rudder Boyutlandırması		Elevator Boyutlandırması	
$C_{mac_{rudder}}$ (m)	0,04	$C_{mac_{elevator}}$ (m)	0,04
$b_{rudder}$ (m)	0,22	$b_{elevator}$ (m)	0,55

**Tablo 3.14: Gövde ve Kuyruk Bağlantısı Boyutlandırması.**

Gövde Boyutlandırması		Kuyruk Bağlantısı Boyutlandırması	
$l_{gövde}$ (m)	0,6	$l_{kuyruk bağlantısı}$ (m)	0,32
$D_{gövde}$ (m)	0,12	$D_{kuyruk bağlantısı}$ (m)	0,016

#### 4. SUALTI OPTİMİZASYONU

Aracın ağırlığına karşılık gelen hacmi kadarı sualtına batacağından kütesinin yer değiştirmesine sebep olacaktır. Bu kuvvete aracın su ile temas eden yüzeyinin sebep olduğu yerçekimine bağlı kuvvet ( $F_g$ ) adı verilir. Kaldırma kuvveti ( $B$ ) ise aracın su altına batan hacmi kadar yer değiştirdiği suya karşılık gelen kuvvettir (Serway ve Beichner Robert J., 2004: 428).

$$B = \rho_{\text{sıvı}} g V_{\text{araç}} \quad (4.1)$$

$$F_g = m_{\text{araç}} g = \rho_{\text{araç}} g V_{\text{araç}} \quad (4.2)$$

Sıvı olarak ifade edilen akışkan su olup yoğunluğu  $1000 \text{ kg/m}^3$  alınmıştır.  $g$  ise yerçekimi ivmesi olup  $9.81 \text{ m/s}^2$ 'dir. Aracın ağırlığı daha önce kanat yüklemesi hesabında  $3.24 \text{ kg}$  olarak kararlaştırılmıştır. Aracın toplam hacmine ise boyutlandırma verileri kullanılarak sırasıyla kanat, gövde, yatay kuyruk, dikey kuyruk ve kuyruk bağlantısı olarak ulaşılabilir.

$$V_{\text{araç}} = V_{\text{kanat}} + V_{\text{gövde}} + V_{\text{yatay kuyruk}} + V_{\text{dikey kuyruk}} + V_{\text{kuyruk bağlantısı}} \quad (4.3)$$

Kanat dış hacmi  $0.0087 \text{ m}^3$ , gövde  $0.0068 \text{ m}^3$ , yatay kuyruk  $0.0002 \text{ m}^3$ , dikey kuyruk  $0.0001 \text{ m}^3$  ve kuyruk bağlantısı  $0.0001 \text{ m}^3$ 'dür ve toplam araç hacmi  $0.0158 \text{ m}^3$ 'dür.

Araca uygulanan kaldırma kuvveti, araç ağırlığının sebep olduğu yerçekimsel kuvvetine eşit olması hali sualtında askıda kalma hali, kaldırma kuvvetinin yerçekimsel kuvvetten büyük olması ise su üzerinde yüzme halidir.

$$B = F_g \quad (4.3)$$

$$B > F_g \quad (4.4)$$

Aracın her iki durumu karşılayıp karşılamadığı sırasıyla incelenmiştir.

#### 4.1. Su Üzerinde Yüzme Hali

Aracın su ile temasında, aracın ağırlığına karşılık gelen hacmi kadarı sualtına batacağından, sualtında kalan hacmin hesaplanması gerekmektedir. Bu durumda

$$V_{\text{batan}} = m_{\text{araç}} / \rho_{\text{sıvı}} \quad (4.6)$$

olacaktır. Böylece aracın sualtına batacak kısmının hacmi de denklem 4.6'dan yola çıkarak  $0.00324 \text{ m}^3$  olacaktır. Bu durumda aracın kuru ağırlığı olan  $3.42 \text{ kg}$ ,  $0.00342 \text{ m}^3$ 'lük bir hacme karşılık gelmiştir. Kalan  $0.01238 \text{ m}^3$  hacim ise hava ile dolu olacaktır. Denklem 4.5 düzenlenerek

$$\rho_{\text{sıvı}} g V_{\text{toplaml}} > m_{\text{toplaml,yüzme}} g \quad (4.7)$$

$$m_{\text{toplaml,yüzme}} = m_{\text{araç}} + m_{\text{hava}} \quad (4.8)$$

$$m_{\text{toplaml,yüzme}} = m_{\text{araç}} + V_{\text{boşluk}} \rho_{\text{hava}} \quad (4.9)$$

$$V_{\text{boşluk}} = V_{\text{kanat içi}} + V_{\text{kuyrukbağlantısıiçi}} \quad (4.10)$$

$$\rho_{\text{sıvı}} g V_{\text{toplaml}} > (m_{\text{araç}} + V_{\text{boşluk}} \rho_{\text{hava}}) g \quad (4.11)$$

Şeklinde bir eşitsizlik olacaktır. Bu durumda denklemin sol tarafı  $155.03 \text{ N}$  iken, sağ tarafı  $39.34 \text{ N}$  olacaktır ve  $B > F_g$  halini karşılayarak araç su üzerinde yüzer halde olacaktır.

#### 4.2. Su Altında Askıda Kalma Hali

Aracın su altında askıda kalabilmesi için, araç içerisindeki boş hacimde yer alan hava boşluğunun yerine 4.11 eşitsizliğini dengeye getirecek kadar su kütlesi ile doldurulması gerekmektedir. Daha önce de belirtildiği gibi su haznesi olarak kanat içi kullanılacaktır. Toplam hacmi  $0.0087 \text{ m}^3$  olan kanat içi destek elemanları  $0.0005 \text{ m}^3$  hacim kaplamaktadır ve kalan  $0.0082 \text{ m}^3$  hacim boş hacim olup su alınabilir durumdadır. Değerler yerine yazılırsa sualtında askıda kalma hali için düzenlenmiş denklem aşağıdaki gibi olacaktır.

$$\begin{aligned} \rho_{\text{su}} g (V_{\text{kanat}} + V_{\text{gövde}} + V_{\text{yatay kuyruk}} + V_{\text{dikey kuyruk}} + V_{\text{kuyruk bağlantısı}}) \\ = m_{\text{toplaml,askı}} g \end{aligned} \quad (4.12)$$

$$m_{toplam,askı} = m_{araç} + V_{kanatıçı}\rho_{su} + V_{boşluk}\rho_{hava} \quad (4.13a)$$

$$m_{toplam,askı} = 11.62 \text{ kg} \quad (4.13b)$$

olup araç toplam kütlesi denklem 4.12 de yerine yazılırsa, eşitliğin sağ tarafı 155.03 N, sol tarafı ise 129.88 N olacaktır. Araç bu durumda sualtında askıda kalamayacak, yeniden su üzerinde yüzecektir. Kısacası istenen şart sağlanamamıştır.

### 4.3. Optimizasyon Sonucu

Optimizasyon sonuçları göstermektedir ki araç su üzerinde yüzme şartını sağlarken su altında askıda kalma şartını sağlamamaktadır. Aracın toplam dış hacmi 0.0158 m<sup>3</sup>'dür ve 155.03 N'a karşılık gelmektedir. Aracın ağırlığı, kanat içerisine alınan su ve hava boşluğundan kaynaklı ağırlık ise 129.88 N'a karşılık gelmektedir. Denklem 12 yeniden incelenmiştir.

$$\begin{aligned} \rho_{su} g (V_{kanat} + V_{gövde} + V_{yatay \text{ kuyruk}} + V_{dikey \text{ kuyruk}} + V_{kuyruk \text{ bağlantısı}}) \\ = m_{araç} + V_{kanatıçı}\rho_{su} + V_{boşluk}\rho_{hava} \end{aligned} \quad (4.12)$$

Eşitliğin sağlanabilmesi için 3 seçenek vardır.

1. Denklemde sol tarafında yer alan değerlerin, dolayısıyla hacimlerin düşürülmesi,
2. Denklemde sağ tarafındaki değerler toplamının artabilmesi için araç ağırlığının arttırılması,
3. Denklemde sağ tarafındaki değerler toplamının artabilmesi için araç içine alınacak su hacminin arttırılması

#### 4.3.1. Seçenek 1

Hacimlerin azaltılması seçeneği incelendiğinde, kanat, gövde, kuyruk grubu (yatay kuyruk, dikey kuyruk ve kuyruk bağlantısı) içinde kuyruk grubu en az hacme sahiptir ve bu komponentlerin hacimlerini düşürmek radikal bir değişime sebep olmayacaktır. Kanat ve gövdeye bakıldığında ise kanat 0.0087 m<sup>3</sup> hacim ile en büyük hacme sahip geometri olması dolayısıyla hacim düşürmek için kullanılabilir en iyi komponenttir. Ancak kanat hacminin düşürülmesi, kanat içerisine alınacak su hacmini de düşüreceğinden eşitliği sağlamayacaktır ve kanat bu durumda kuyruk grubu gibi etkisiz eleman olmaktadır. Hacimlerin düşürülmesi seçeneğinde sadece gövde

hacminin düşürülmesi ihtiyacı karşılayacaktır.  $0.0044 \text{ m}^3$ 'lük bir hacim düşüşü eşitliği sağlamaktadır. Ancak  $0.0068 \text{ m}^3$  gövde hacmini  $0.0024 \text{ m}^3$ 'e düşürmek gerekmektedir. Bu durumda gövde uzunluğunun  $0.5 \text{ m}$  den  $0.21 \text{ m}$ 'ye düşürülmesi gerekmektedir ve bu uzunlukta aviyonik sistem gövde içerisine yerleşebileceği yeterli alan kalmayacaktır.

#### **4.3.2. Seçenek 2**

Denklem eşitliğini sağlayabilmek için  $3.6 \text{ kg}$  ek ağırlık gerekmektedir. Bu durumda  $3.42$  olarak belirlenen araç ağırlığı  $6.66 \text{ kg}$ 'a çıkarılmalıdır. Ancak  $10 \text{ dk}$  hava operasyonu ve  $3 \text{ dk}$  sualtı operasyonu hedeflenen aracın sadece %23'ünü sualtında geçireceği göz önüne alındığında, aracı neredeyse 2 katına çıkararak havada gereksiz bir ağırlık yaratmak aracın hava operasyonu performansını olumsuz etkileyecektir.

#### **4.3.3. Seçenek 3**

Araca daha fazla su alarak seçenek 2'de de belirtildiği gibi aracın  $3.6 \text{ kg}$  ek ağırlık ihtiyacını karşılamak için  $0.0036 \text{ m}^3$  hacim ek bir su hacmi gereklidir. Su hacmi olarak kullanılan kanat boyutlarının artırılması, seçenek 1'de belirtildiği gibi araç hacmini de aynı oranda artıracığından denklik yine sağlanamayacaktır. Bu durumda araç içerisine ek su alacak başka bir bölme ihtiyacı olacaktır.

#### **4.3.4. Karar**

3 seçenek de incelenmiş ve her seçeneğin sebep olacağı sorunlar görülmüştür. Seçenek 1 ve seçenek 2'nin getireceği dezavantajlar seçenek 3'e kıyasla araç performansını doğrudan etkileyeceğinden seçenek 3 çözüm yöntemi olacaktır. Araç içerisine alınacak ek bölme için gövde kullanılacak olup gövde tasarımı değiştirilmesine karar verilmiştir. Ayrıca seçenek 1'de görüldüğü gibi kanat hacminin büyüklüğü sualtı ağırlık dengesine etki etmemektedir. Bu nedenle kanat hacminin de düşürülmesine karar verilmiştir. Sonuç olarak ağırlık tahmini ve stall hızı kararına yeniden dönerek hesaplamaların yeniden yapılması gerekmektedir.

#### 4.4. Yeniden Ağırlık Tahmini ve Stall Hızı Kararı

Uçağın ağırlığının 3.5 kg olmasına karar verilmiştir. Kanat hacmini düşürmek için ise kanat veter boyunun 0.3 m'den 0.25 m'ye, kanat açıklığının ise 1.5 m'den 1.3 m'ye düşürülmesine karar verilmiştir. Bu durumda kanat alanı 0.45m<sup>2</sup>'den 0.325 m<sup>2</sup>'ye düşmüş açıklık oranı da 5'den 5.2'ye çıkmıştır (Tablo 4.1). Şekil 4.1'de görüldüğü gibi kanat tasarımında rib sayısı 9'a düşürülerek spar tasarımında üst alt çıkıntılar çıkarılmıştır.

**Tablo 4.1: Optimizasyon Öncesi ve Sonrası Kanat Boyutlandırması.**

İlk Kanat Boyutları		Yeni Kanat Boyutları	
$C_{mac}$ (m)	0.3	$C_{mac}$ (m)	0.25
400	1.50	b (m)	1.3
$S_{ref}$ (m <sup>2</sup> )	0.45	$S_{ref}$ (m <sup>2</sup> )	0.325
AR	5	AR	5.2
$\lambda$	1	$\lambda$	1
$\Lambda$ (°)	0	$\Lambda$ (°)	0
$\Gamma$ (°)	0	$\Gamma$ (°)	0
Twist (°)	Yok	Twist (°)	Yok

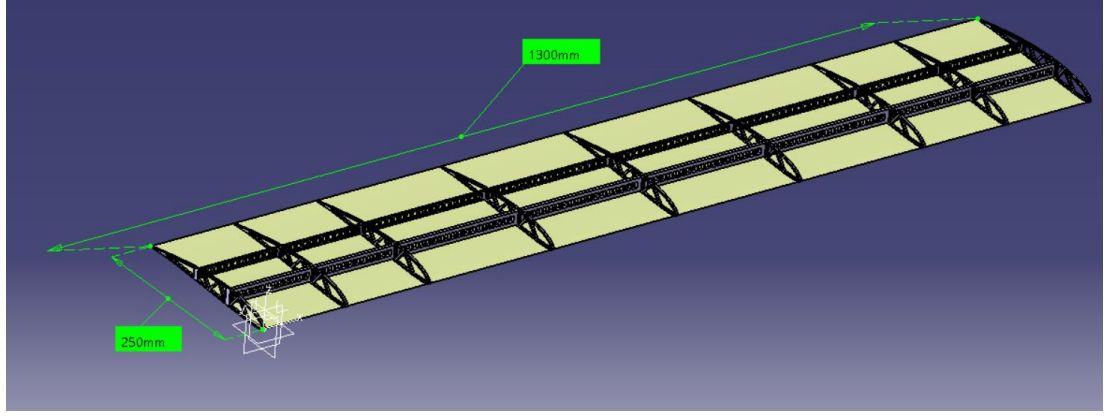
Araç ağırlığı ve kanat alanı sabitlendiği için kanat yüklemesi hesaplanabilir.

$$\frac{W}{S_{ref}} = 105.6 \text{ N/m}^2 \quad (4.14)$$

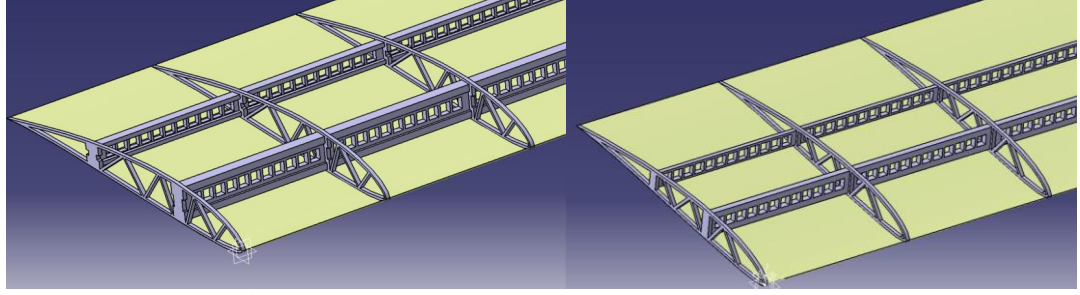
Kanat boyutlandırması yenilediği için 3 boyutlu kanat analizinin yeniden yapılması gerekmektedir. Bunun için stall hızına ihtiyaç vardır. Öncelikle benzer uçak verileri yeniden baz alınarak stall hızı 15 m/s alınmıştır. Denklem 4.15 kullanılarak 15 m/s stall hızında 0.325 m<sup>2</sup> kanat alanı ve 3.5 kg ağırlığa sahip araç için maksimum taşıma katsayısı ihtiyacının 0.767 olduğu görülmüştür.

$$V_{stall} = \left( \frac{2}{\rho_{\infty}} \frac{W}{S_{ref}} \frac{1}{(C_L)_{max}} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (4.15)$$

$$(C_L)_{max} = 0.767 \quad (4.16)$$



(a)



(b)

(c)

Şekil 4.1: a) İlk Kanat Spar Tasarımı, b) Yeni Kanat Spar Tasarımı

Daha sonra 3 boyutlu akış analizi koşturularak HAD (hesaplamalı akış dinamiği) analiz verileri ile formül verileri Tablo 4.2’de kıyaslanmıştır.

Tablo 4.2: Kanat Yükleme Teori ve HAD Kıyası.

Formül Verileri		3 B Kanat Analizi Verileri	
$V_{stall}$ (m/s)	15	$V_{stall}$ (m/s)	15
W/S (N/m <sup>2</sup> )	105.65	W/S (N/m <sup>2</sup> )	178.79
$(C_L)_{max}$	0.767	$(C_L)_{max}$	1.297

Analiz verilerine göre 15 m/s stall hızı ve 0.325 m<sup>2</sup> kanat açıklığında 3 Boyutlu sonlu kanat maksimum taşıma katsayısı 1.297’dir. Elde edilen maksimum taşıma katsayısı ve stall hızı denklem 4.15’e entegre edilerek kanat yüklemesine bakılmıştır.

$$\frac{W}{S_{ref}(C_L)_{max}=1.297} = 178.8 \text{ N/m}^2 \quad (4.17)$$

Yeni elde edilen kanat yüklemesi öncelikle ağırlık 3.5 kg alınarak buna karşılık gelen kanat alanına bakılmış, daha sonra kanat alanı sabit tutularak buna karşılık gelen ağırlığa bakılmıştır.

$$S_{ref_{W=3.5}} = 0.28 \text{ m}^2 \quad (4.18)$$

$$W_{S_{ref}=0.325} = 5.92 \text{ kg} \quad (4.19)$$

Buna göre 15 m/s stall hızına sahip olan aracın 5.92 kg'a kadar ağırlığı taşıyabileceği ya da 3.5 kg ağırlık için kanat alanının 0.248 m<sup>2</sup>'ye kadar düşebileceği görülmektedir. Araç boyutlarının azaltılması ağırlık, sürüklenme ve hacim azalması gibi avantajlar getirirse de, aracın stall hızının düşürülmesi su üzerine başarılı iniş kontrolü için önemli olacağından aracın aynı ağırlık ve kanat alanını düşürmek yerine stall hızının düşürülmesine karar verilmiştir. Buradan yola çıkarak 10 m/s stall hızı analiz verileri kullanılmış ve taşıma katsayısının hıza bağlı olarak lineer değişeceği kabul edilerek interpolasyon yöntemi ile 105.65 N/m<sup>2</sup>'ye karşılık gelen hız tahmin edilmiştir (Tablo 4.3).

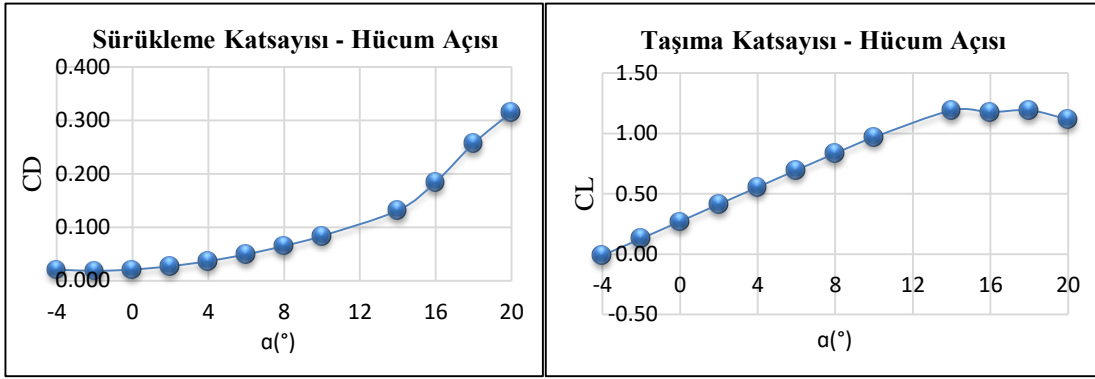
**Tablo 4.3: 10 m/s Stall hızı Analiz Verileri ile 12.5 m/s stall hızı Verilerinin Tahmin Edilmesi.**

3 B Kanat Analizi Verileri		Tahmin Verileri	
$V_{stall}$ (m/s)	10	$V_{stall}$ (m/s)	12.5
W/S (N/m <sup>2</sup> )	178.79	W/S (N/m <sup>2</sup> )	105.65
$(C_L)_{max}$	1.26	$(C_L)_{max}$	1.08

Verilerden yola çıkarak stall hızı 13 m/s alınması kararlaştırılmıştır ve bu hız ile yeniden akış analizi koşturulmuştur. Elde edilen sonuçlar ile tahmin verileri kıyaslanarak tutarlılık kontrol edilmiştir. 13 m/s stall hızı ile kanat verileri göstermektedir ki araç 0.325 m<sup>2</sup> kanat alanında 4 kg'a kadar ağırlık taşıyabilmektedir. Böylece 3.5 kg olarak belirlenen araç için ağırlıkta yaşanabilecek artışı tolere edebilecek aralıkta olacaktır.

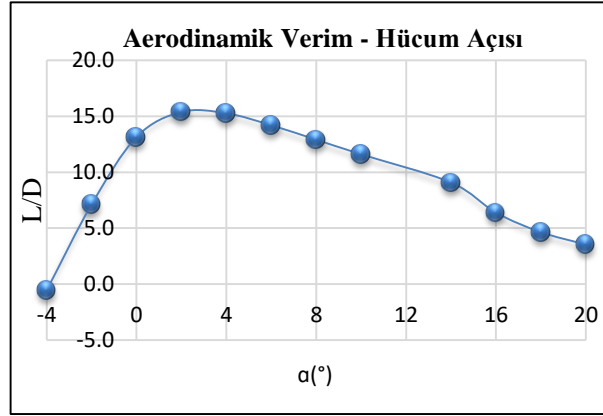
**Tablo 4.4: Tahmin Verileri ile 3 Boyutlu Analiz Verilerinin Tutarlılığı.**

Tahmin Verileri		3 B Kanat Analizi Verileri	
$V_{stall}$ (m/s)	13	$V_{stall}$ (m/s)	13
W/S (N/m <sup>2</sup> )	116.38	W/S (N/m <sup>2</sup> )	123.57
$(C_L)_{max}$	1.124	$(C_L)_{max}$	1.194



(a)

(a)



(c)

Şekil 4.2: 13 m/s Stall Hızında 3 Boyutlu Kanat İçin Hücüm Açısına Bağlı a) Taşıma Katsayısı, b) Sürüklenme Katsayısı, c) Aerodinamik Verim Grafiği.

### 4.3. Yeniden Kısıt Diyagramının Oluşturulması

Aracın ağırlığınının 3.5 kg olması ve stall hızının 13 m/s olarak kararlaştırılmasının ardından Bölüm 3.4’de yer alan denklemler ve kod kullanılarak hava ortamı için yeniden kısıt diyagramı oluşturulmuştur ve parametreler ile atmosfer koşulları Tablo 4.5 ve Tablo 4.6’da verilmiştir.

**Tablo 4.5: Optimizasyon Sonrası Kısıt Parametreleri.**

Boyut Parametreleri		Performans Parametreleri	
MTOW (kg)	3.5	irtifa (m)	50
L (m)	1.1	$V_s$ (m/s)	13
b (m)	1.3	$V_{max}$ (m/s)	25
$C_{mac}$ (m)	0.25	ROC (m/s)	10
$S_{ref}$ (m <sup>2</sup> )	0.325	ROC <sub>C</sub> (m/s)	10
AR	5.2	$\eta_P$	0.7

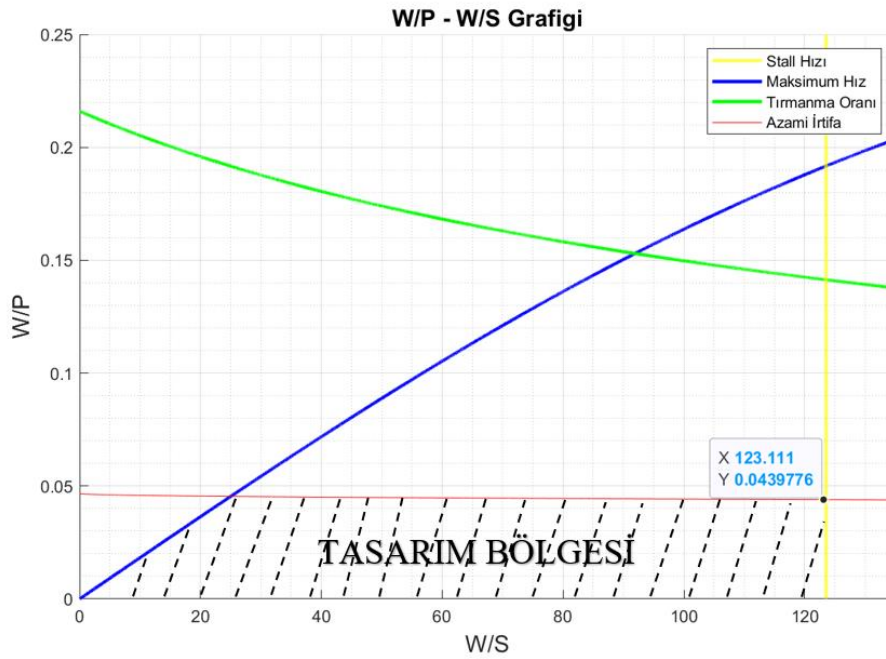
**Tablo 4.6: Optimizasyon Sonrası Atmosfer Koşulları**

Atmosfer Koşulları		Aerodinamik Parametreler	
$\rho_0$ (15°C'de kg/m <sup>3</sup> )	1,225	$C_{Lmax}$ (3D)	1,194
$\rho_c$ (15°C'de kg/m <sup>3</sup> )	1.225	$C_{D0}$ (Sadraey)	0,04
$\sigma$	1	L/D (3D)	15.39
$\sigma_c$	1		

Tasarım bölgesi içerisinde kalan alanda kanat yüklemesinin sabit olduğu kesişim noktası tasarım noktası olarak kabul edilmiştir ve buna göre kanat yüklemesi 123 N/m<sup>2</sup>'dir (Şekil 4.3). Son olarak hava ortamında aracın ihtiyaç duyacağı motor gücü 800 W olarak belirlenmiştir (Tablo 4.7).

**Tablo 4.7: Optimizasyon Sonrası Kanat Yüklemesi.**

e	0,894
k	0,068
W/S	123
W/P	0.043
W (kg)	3.5
P (Watt)	798.49



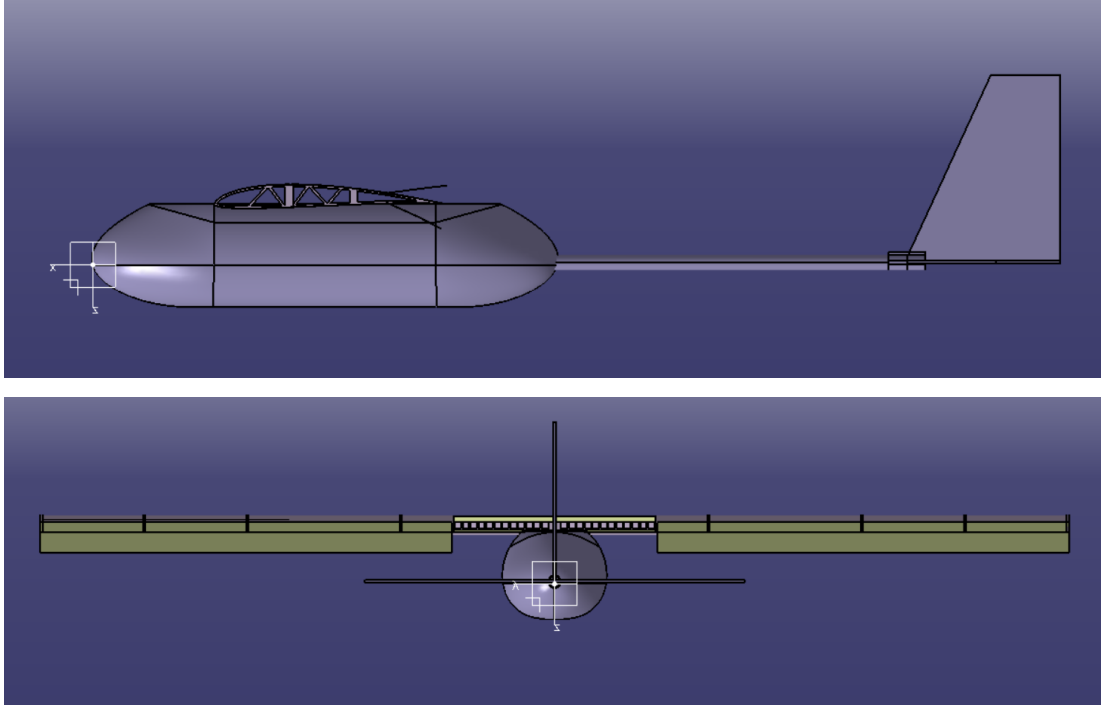
**Şekil 4.3: 13 m/s Stall Hızı, 3.5 kg ve 0.325 m<sup>2</sup> Kanat Alanı İçin Kısıt Diyagramı.**

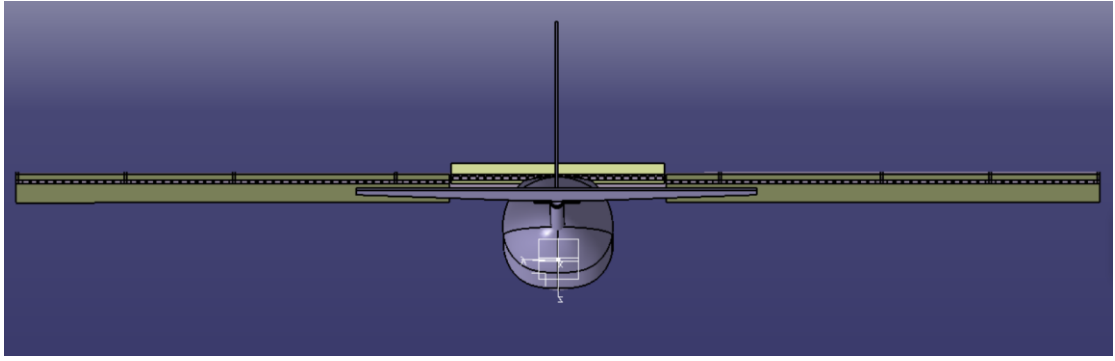
### 4.3. Yeniden Boyutlandırma

Boyutlandırma hesabı daha bölüm 3.5 de yer alan denklemler kullanılarak yeniden yapılmıştır. Buna göre kanat veter boyu 0.3 m'den 0.25 m'ye, kanat açıklığı 1.5 m'den 1.3 m'ye, kanat alanı 0.450 m<sup>2</sup>'den 0.325 m<sup>2</sup>'ye düşürülmüş ve kanat açıklığı 5'den 5.2 ye çıkarılmıştır. Kontrol yüzeyi veter boyu ise 0.075 m'den 0.063 m'ye ve açıklığı ise 0.06 m'den 0.52 m'ye düşürülmüştür.

**Tablo 4.8: Optimizasyon Sonrası Kanat Boyutlandırması.**

Kanat Boyutlandırması		Flaperon Boyutlandırması	
$C_{mac}$ (m)	0.25	$C_{macflaperon}$ (m)	0.063
b (m)	1.3	$b_{flaperon}$ (m)	0.52
$S_{ref}$ (m <sup>2</sup> )	0.325		
AR	5.2		
$\lambda$	1		
$\Lambda$ (°)	0		
$\Gamma$ (°)	0		
Twist (°)	Yok		





**Şekil 4.4: Kanat Kontrol Yüzeyleri Su Tahliye**

Kanat flaperonlar sudan çıkış sırasında sadece alt yüzey açılacak ve aynı zamanda kanat üst yüzeyinde kontrol yüzeyleri dışında kalan orta kısım ise yukarı doğru açılarak kanatlardaki su tahliye edilecektir.

Kontrol yüzeylerinin su tahliyesi sırasında sadece alt yüzeyin açılması, diğer zamanlarda her iki yüzeyin de eş zamanlı hareket edebileceği firar kenarlarını sabitleyecek ve istendiğinde sadece alt yüzeyi açabilecek menteşe tasarımı yapılacaktır.

Tablo 4.9’de görüldüğü gibi kuyruk boyutlandırmasında moment kolu 0.72 m’den 0.7 m’ye düşürülmüştür. Dikey kuyruk için alan 0.04 m<sup>2</sup>’den 0.024 m<sup>2</sup>’ye, veter boyu 0.15 m’den 0.12 m’ye, açıklığı ise 0.25 m’den 0.2 m’ye düşürülmüştür. Uç veter 0.09 m’den 0.075 m’ye, kök veter ise 0.21 m’den 0.17 m’ye düşürülmüştür. Rudder veter boyu ise 0.04 m’den 0.05 m’ye çıkmış, açıklığı 0.22 m’den 0.18m’ye düşürülmüştür. Yatay kuyruk için ise alan 0.09 m<sup>2</sup>’den 0.06 m<sup>2</sup>’ye, veter boyu 0.15 m’den 0.12 m’ye, açıklığı ise 0.61 m’den 0.45 m’ye düşürülmüştür. Uç veter 0.10 m’den 0.07 m’ye, kök veter ise 0.21 m’den 0.17 m’ye düşürülmüştür. Rudder veter boyu ise 0.04 m’den 0.05 m’ye çıkmış, açıklığı 0.55 m’den 0.43 m’ye düşürülmüştür.

**Tablo 4.9: Optimizasyon Sonrası Kuyruk Boyutlandırması.**

Dikey Kuyruk Boyutlandırması		Yatay Kuyruk Boyutlandırması	
Moment Kolu l (m)		0,72	
$C_{VT}$	0,04	$C_{HT}$	0,50
$S_{VT}$ (m <sup>2</sup> )	0,04	$S_{HT}$ (m <sup>2</sup> )	0,06
$AR_{VT}$	1,65	$AR_{HT}$	4,00
$\lambda_{VT}$	0,45	$\lambda_{HT}$	0,45

$C_{mac_{VT}}$ (m)	0,12	$C_{mac_{HT}}$ (m)	0,12
$b_{VT}$ (m)	0,2	$b_{HT}$ (m)	0,45
$C_{mac,u_{\varphi VT}}$ (m)	0,075	$C_{mac,u_{\varphi HT}}$ (m)	0,07
$C_{mac,kök_{VT}}$ (m)	0,17	$C_{mac,kök_{HT}}$ (m)	0,17
Rudder Boyutlandırması		Elevator Boyutlandırması	
$C_{mac_{rudder}}$ (m)	0,04	$C_{mac_{elevator}}$ (m)	0,05
$b_{rudder}$ (m)	0,22	$b_{elevator}$ (m)	0,43

Kuyruk bağlantısı uzunluğu ise 0.32 m'den 0.374 m'ye çıkarılmıştır (Tablo 4.10).

**Tablo 4.10: Optimizasyon Sonrası Kuyruk Bağlantısı Boyutlandırması.**

Kuyruk Bağlantısı Boyutlandırması	
$l_{kuyruk\ bağlantısı}$ (m)	0.32
$D_{kuyruk\ bağlantısı}$ (m)	0.016

Yeni boyutlandırması tamamlanan kanat ve kuyruk grubu hacim hesabı yapılmıştır ve Tablo 4.11'da verilmiştir.

**Tablo 4.11: Yeniden Boyutlandırılan Kanat ve Kuyruk Grubu Hacim Hesabı.**

Kanat		Kuyruk Grubu	
$V_{kanat}$ (m <sup>3</sup> )	0.0052	$V_{yatay}$ (m <sup>3</sup> )	0.0002
$V_{destekelemanları}$ (m <sup>3</sup> )	0.0004	$V_{dikey}$	0,0001
$V_{su}$ (m <sup>3</sup> )	0.0048	$V_{kuyrukbağlantısı}$ (m <sup>3</sup> )	0.000075
		$V_{kuyrukbağlantısıiçi}$ (m <sup>3</sup> )	0.000058

Sualtı optimizasyonunda kararlaştırıldığı üzere gövde içerisine ek su alınacağından, gövde boyutlandırmasında aviyonik ekipmanın yerleşeceği kuru bölme ve su alma – su boşaltma bölmesinin belirlenmesi gerekmektedir. Benzer uçak verilerinden yola çıkarak kullanılacak aviyonikler tahmin edilerek boyutları tespit edilmiştir (Tablo 2.1). En çok yer kaplayacak olan 2 ana aviyonikten batarya boyutunun 0.3 m uzunluk, 0.05 m genişlik ve 0.04 m yükseklikte olacağı, otopilotun 0.01 m uzunluk, 0.045 m genişlik ve 0.04 m yüksekliğe sahip olacağı tahmin edilmektedir. ESC boyutlarının 0.075 mm uzunluk 0.055 m genişlik ve 0.017 m yükseklikte olacağı düşünülmektedir.

**Tablo 4.12: Aviyonik Boyutları.**

Aviyonik Adı	Uzunluk	Genişlik	Yükseklik	Ağırlık
Batarya	0.27	0.05	0.04	0.903
Otopilot	0.097	0.045	0.037	0.075
ESC	0.075	0.055	0.017	0.112
Radyolink	0.035	0.011	0.016	0.0045

Bu durumda gövde tasarımı 0.5 m uzunluğunda, toplam hacmi 0.005 m<sup>3</sup> olan, aviyonik hacmi 0.0015 m<sup>3</sup> ve su basabilir hacmi de 0.0022 m<sup>3</sup> olacak şekilde tasarlanmıştır.

**Tablo 4.13: Yeni Gövde Boyutlandırması.**

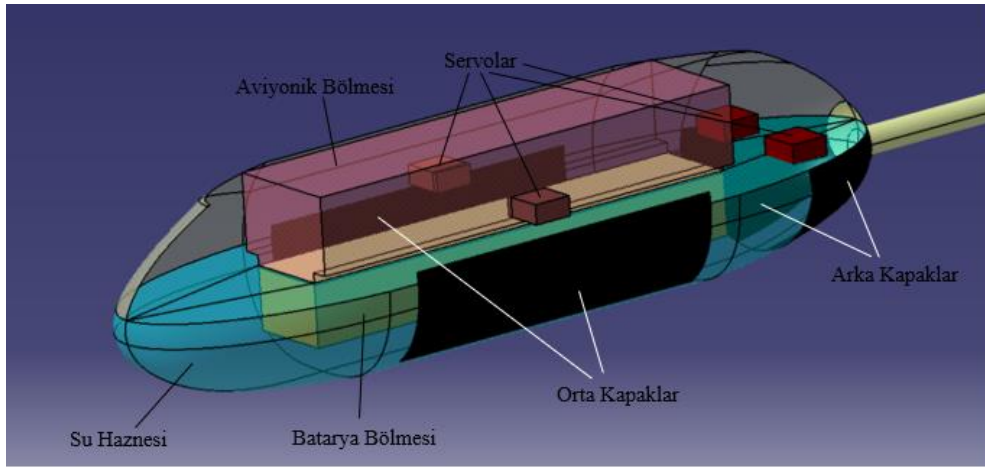
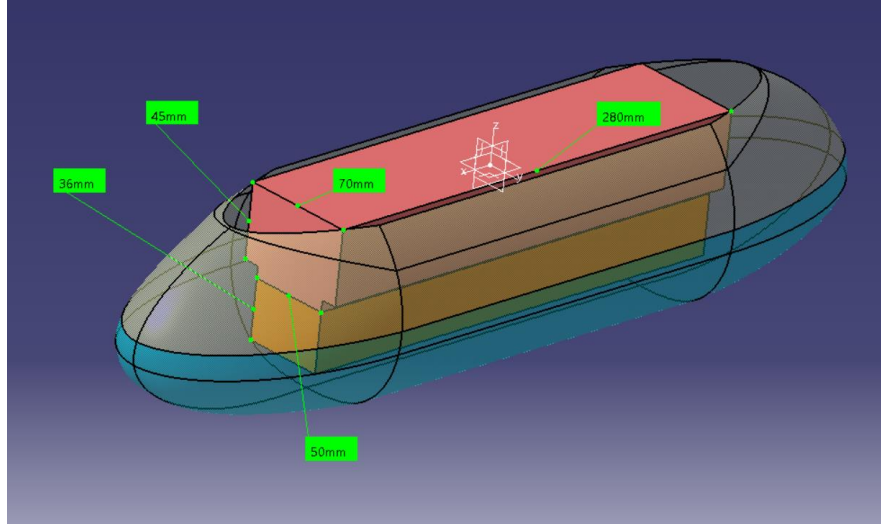
$l_{gövde}$ (m)	0,5
$V_{toplam\ gövde}$ V (m <sup>3</sup> )	0,00506
$V_{aviyonik}$ (m <sup>3</sup> )	0,00148
$V_{su\ alma}$	0,00226
$V_{gövde\ içi\ boşluk}$	0,00129

Gövde boyutlandırmasının ardından denklem 4.12 düzenlenerek aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\rho_{su} g (V_{kanat} + V_{gövde} + V_{yatay\ kuyruk} + V_{dikey\ kuyruk} + V_{kuyruk\ bağlantısı}) = (m_{araç} + V_{kanat\ içi} \rho_{su} + V_{gövde\ içi} \rho_{su} + V_{boşluk} \rho_{hava}) g \quad (4.19)$$

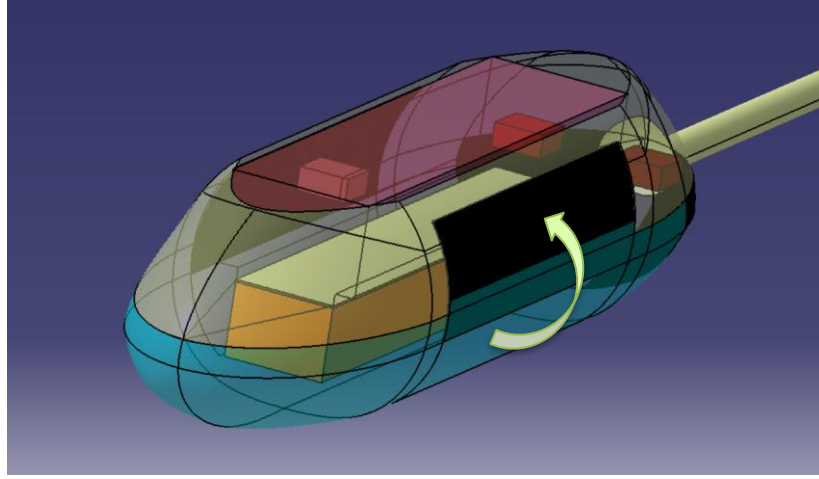
$$V_{boşluk} = V_{gövde\ içi\ boşluğu} + V_{kuyruk\ bağlantısı\ içi} \quad (4.20)$$

Yeni tasarım sistemine göre denklemin her iki tarafı da 104.03 N ederek denge sağlanmaktadır. Su altında askıda kalma dengesinin sağlanması ile birlikte Şekil 4.5’de görüldüğü gibi gövde için aviyonik haznesi, su alma bölmesi ve su alma – su boşaltma mekanizması tasarlanmıştır.



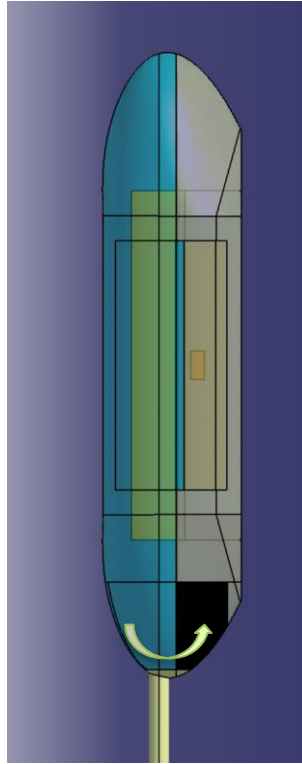
Şekil 4.5: Gövde Tasarımı.

Aracın ağırlık merkezinin yerini dolayısıyla denge konumunu değiştirmeyecek şekilde su alma işleminin yapılması önemlidir. Bu nedenle şekilde ağırlık dengesini korumak için gövdenin aşağısında sağ ve soluna yerleşecek 0.2 m genişlik ve 0.012 m<sup>2</sup> yüzey alanına sahip iki adet kapak tasarlanmıştır. Kapaklar 0.092 m<sup>2</sup> boşluk oluşturacak şekilde iki adet servo yardımı ile gövde yüzeyi içerisinde yukarı doğru açılarak denizaltı sistemlerinde olduğu gibi statik su almaya ve batmaya başlayacaktır.



**Şekil 4.6: Gövde Yanı Su Alma Kapakları Açık**

Sualtında dik konuma gelerek sudan çıkacak olan araç için su boşaltma işlemi için ise gövde arkasında yer alan  $0.004 \text{ m}^2$  alana sahip 2 adet kapağın yukarı doğru açılması ile su boşaltma yapılacaktır. Böylece su boşaltma gövde arkasında yerçekimi etkisi ile ağırlık merkezini değiştirmeden gerçekleşecektir.



**Şekil 4.7: Su Boşaltma Kapakları Açık.**

#### **4.4. Sualtı Güç Hesabı**

Sualtıdan havaya geçişte aracın sudan çıkışı dik olarak gerçekleşecektir. Bu nedenle tıpkı helikopterde olduğu gibi aracın ihtiyaç duyacağı güç, dikey kalkış gücü olarak

hesaplanmıştır (Xiong vd., 2022). Kullanılacak olan pervane belirli olmadığı için benzer uçak verisinden elde edilen pervane çapı 0.063 mm alınmıştır. Pervane verimi hava ortamı için 0.75 alınmaktadır ancak sualtı hesabında değerin yarısı alınmıştır. Buna göre 1 m/s hızla çıkış yapacak olan aracın ihtiyaç duyacağı güç 2611 Watt olacaktır. Hız 0,5 m/s alınırsa güç ihtiyacı 1469 Watt olacaktır.

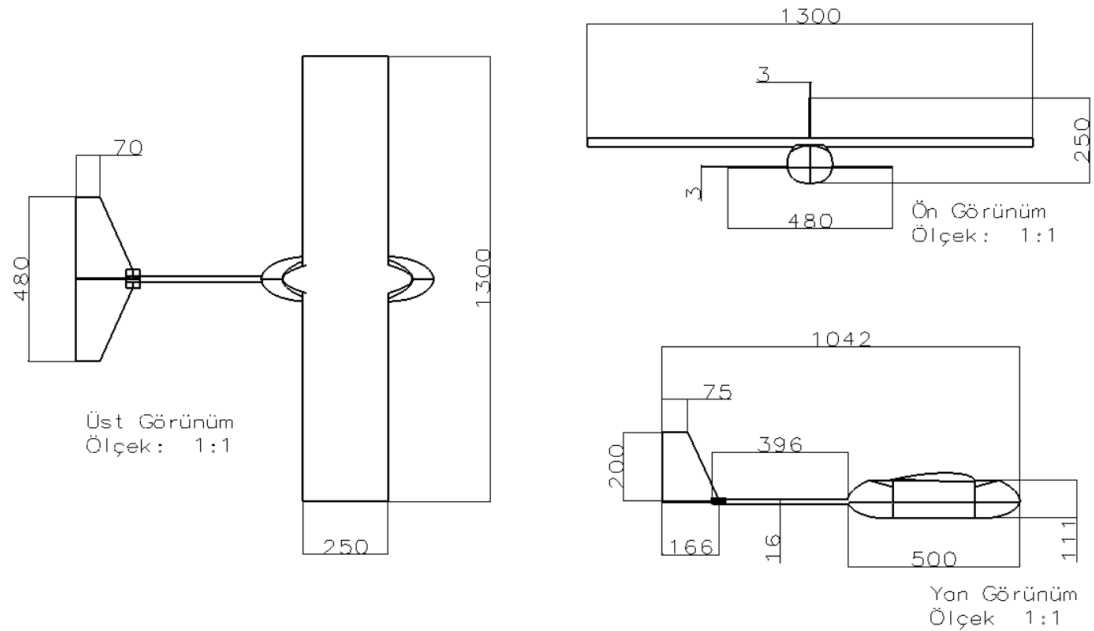
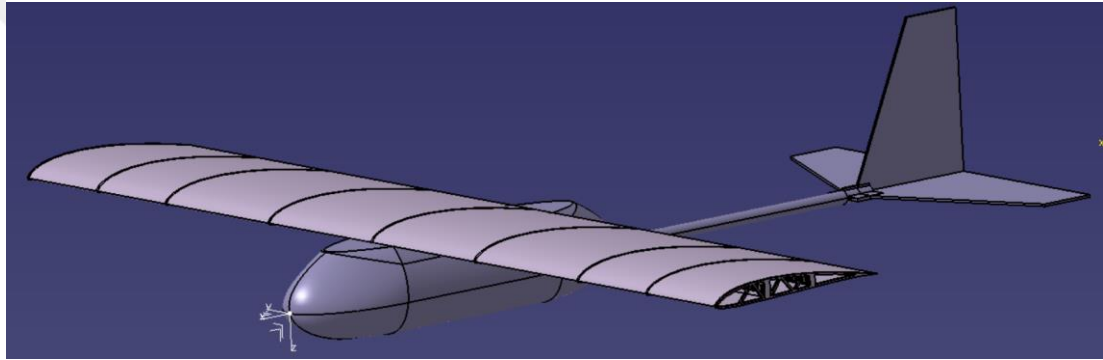
$$P_{hp} = \left( W * \sqrt{\frac{W}{2 * \rho * S_{disc}}} + \frac{W * V_{tirmanma}}{2} \right) \frac{1}{550 * \eta_{prop}} \quad (4.21)$$

Hava ortamı için aracın ihtiyacı olan güç kısıt diyagramında hesaplanarak 800 Watt olarak belirlenmiştir. Sualtı ortamı için ise en az 1469 Watt en çok 2611 Watt güç gerektiği hesaplanarak aracın motor ihtiyacının 2700 Watt olmasına karar verilmiştir.

## 5. 3 BOYUTLU TASARIM VE HAD ANALİZİ

### 5.1. Uçağın 3 Boyutlu Tasarımı

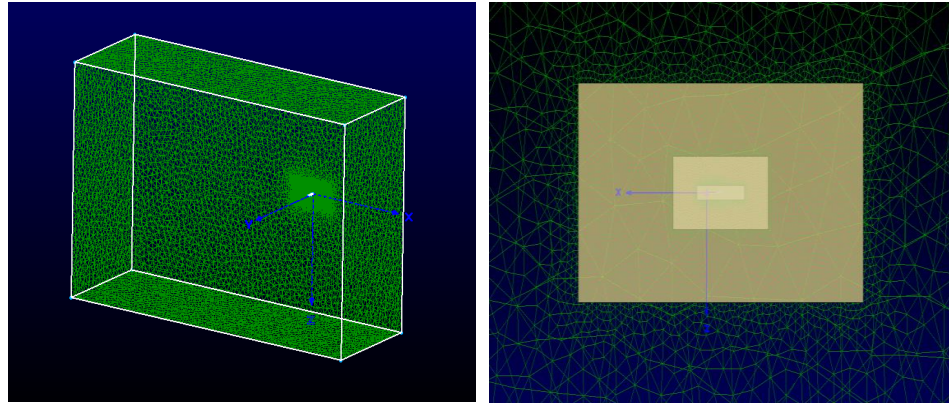
Teorik hesaplamalar ve boyutlandırma çalışmalarının tamamlanmasının ardından 3 boyutlu tasarım tamamlanmıştır. Tasarım 3 görünüşü boyutlandırması mm cinsinden Şekil 5.1’de verilmiştir.



Şekil 5.1: a) Sabit Kanatlı Hibrit İnsansız Hava Sualtı Aracı 3 Boyutlu Nihai Tasarımı ve Teknik Resmi.

## 5.2. Hesaplamalı Akış Dinamiği Analizi

3 boyutlu tasarımın ardından sonlu hacimler metodu ile ANSYS CFX kullanılarak 3 boyutlu akış analizi yapılmıştır ve aerodinamik katsayılar elde edilmiştir. Bunun için öncelikle araç boyunun yaklaşık 10 katı büyüklüğünde bir kontrol hacmi içerisinde Pointwise programı kullanılarak yarım model ağ örülmüştür (Şekil 5.2 .



(a)

(b)

	Selection	Entire Grid
<b>Connectors</b>		
Total Cells	4.312	4.312
Total Points	4.281	4.281
<b>Domains</b>		
Triangles	117.492	117.492
Quads	35.299	35.299
Total Cells	152.791	152.791
Total Points	94.047	94.047
<b>Blocks</b>		
Tets	2.968.207	2.968.207
Pyramids	11.196	11.196
Prisms	3.033.341	3.033.341
Hexes	25.487	25.487
Total Cells	6.038.231	6.038.231
Total Points	2.073.898	2.073.898

(c)

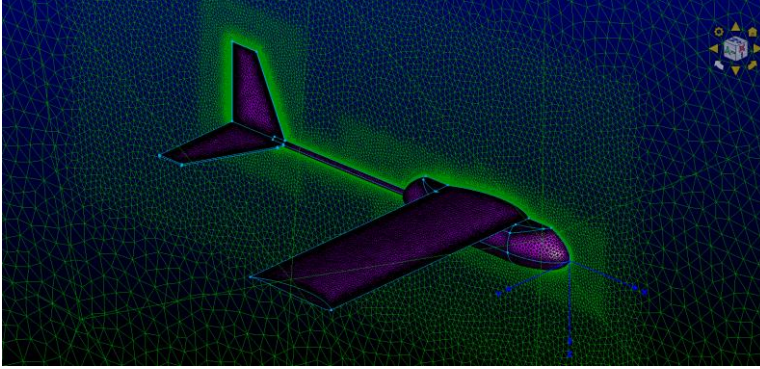
Şekil 5.2: Yarım Model Uçak İçin a) Kontrol Hacmi, b) Yoğunluk Hacmi c) Eleman Sayısı

Ağ detayları ise Tablo 5.1’de verilmiştir. Buna göre toplam 6,04 M elemana sahip olan ağ yapısı üçgen tip olup sınır tabaka etkilerinin inceleneceği katman prizma yapısı ile TREX katman olarak örülmüştür.

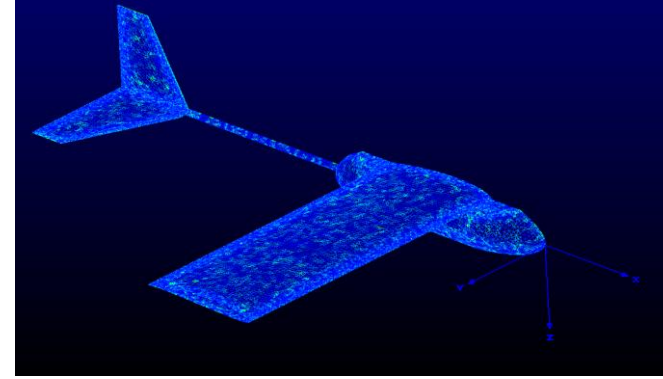
**Tablo 5.1: Yarım Model Uçak Ağ Yapısı**

Eleman Sayısı	6,04 M
Katman Tipi	TREX
Eleman Tipi	Üçgen

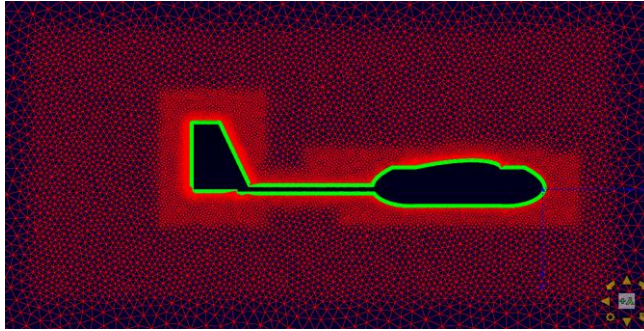
Ağ yapısının kalitesi ise Şekil 5.3’de görüldüğü gibi çarpıklık skalası ağ yapısı oldukça iyidir bu da örülen ağın kalitesinin iyi olduğunu göstermekte ve dolayısıyla yapılacak çözümlenin gerçeğe yaklaşacağı tahmin edilmektedir.



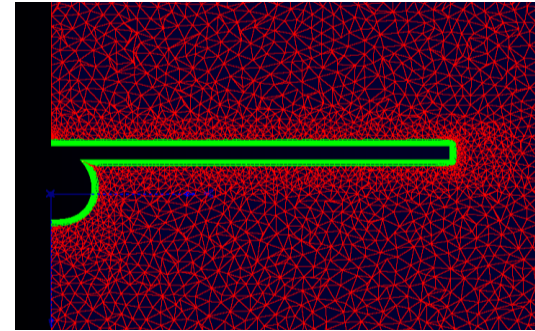
(a)



(b)



(c)



(d)

Şekil 5.3: Yarım Model Uçak İçin, a) Ağ Yapısı, b) Çarpıklık Skalası. c) Katman Yapısı Ön Görünüş, d) Katman Yapısı Yan Görünüş

13 m/s stall hızı için koşturulan analiz koşulları Tablo 5.2’de verilmiştir.

**Tablo 5.2: Yarım Model Uçak Analiz Koşulları**

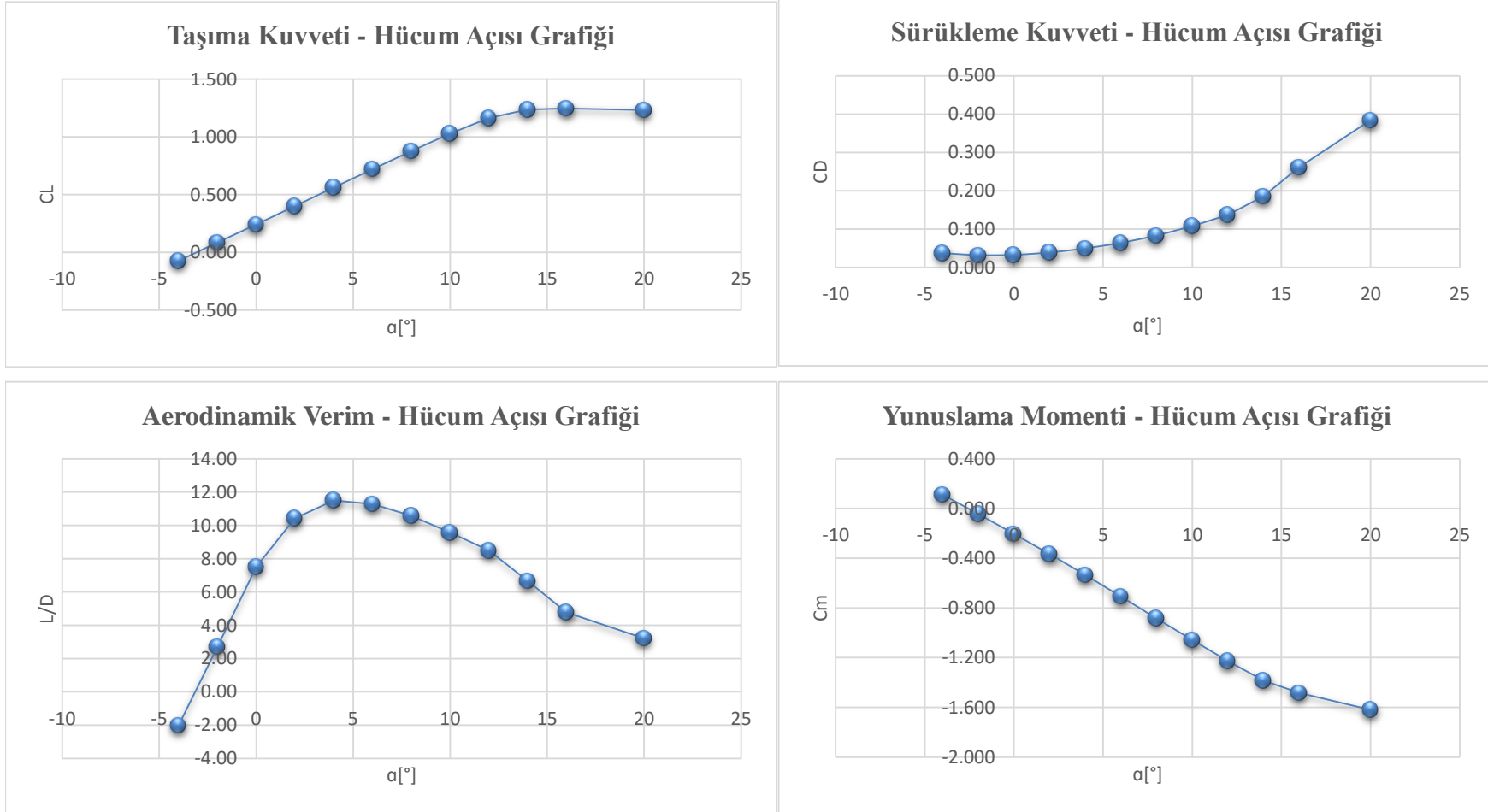
İrtifa (ft)	0
$V_s$ (m/s)	13
q (Pa)	103.5
Sref	0.325
Cmac (m)	0.25
b (m)	1.3

Araç simetrik olduğundan yarım model olan çözüm sonuçları 2 ile çarpılarak tam model araç değerleri elde edilmiştir. Analiz sonuçları incelendiğinde aracın maksimum taşıma katsayısının 1.25 olduğu,  $0^\circ$  hücum açısında sürükleme katsayısının 0.032 olduğu, maksimum aerodinamik veriminin 11.5 olduğu ve bu verimi  $4^\circ$  hücum açısında verdiği görülmektedir (Tablo 5.3).

**Tablo 5.3: Tam Model Uçak Aerodinamik Katsayılar**

$L/D_{max}$	11.5
$C_{D_{min}}$	0.031
$C_{L_{max}}$	1.25
$C_{D_0}$	0.032
$C_{L_a}$	4.53
$C_{m_a}$	-4.75

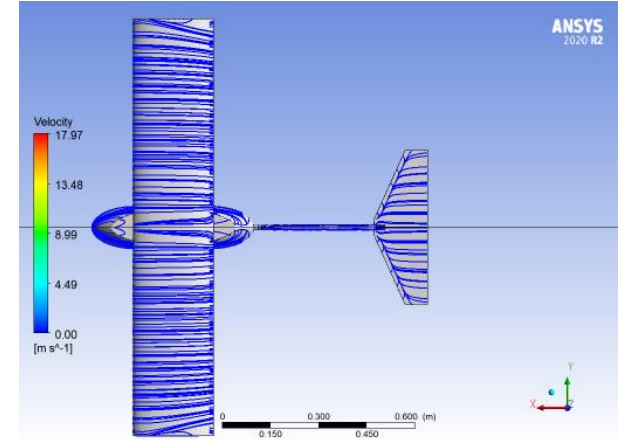
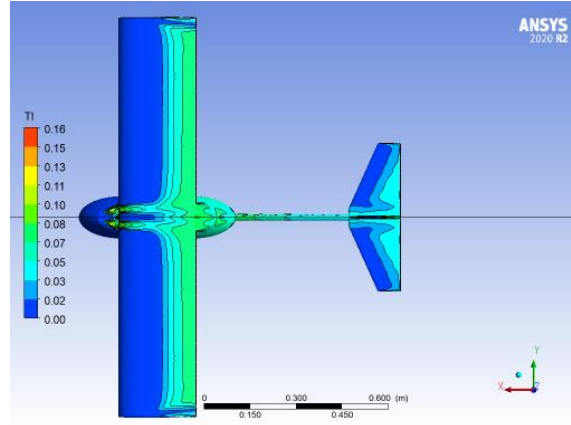
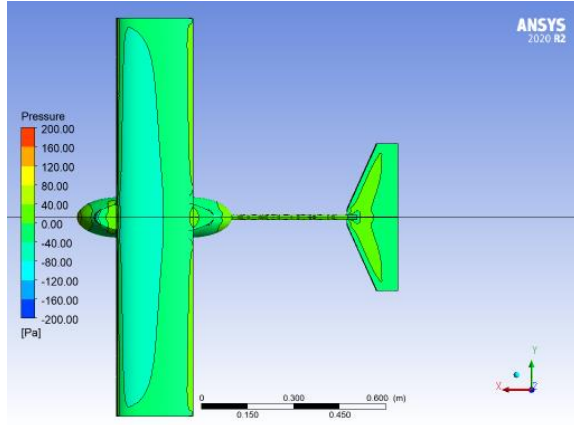
Şekil 5.4’de verilen taşıma grafiğine bakıldığında maksimum taşımanın  $14^\circ$  hücum açısında olduğu, yani aracın  $14^\circ$  itibariyle stall davranışına gireceği görülmektedir. Grafikten yola çıkarak grafik eğiminin  $10^\circ$  hücum açısına kadar lineer davrandığı görülmüş ve  $-4^\circ / +10^\circ$  hücum açısı aralığında taşıma eğimi 4.53 olarak hesaplanmıştır. Yunuslama momenti katsayı grafiğine bakıldığında ise yine  $8^\circ$  hücum açısına kadar lineer davranış sergilediği görülmüş ve yunuslama momenti eğimi ve  $-4^\circ / +8^\circ$  hücum açısı aralığında alınarak -4.75 olarak hesaplanmıştır. Sonuçlar hava operasyonu için aracın yeterli verime sahip olduğunu göstermektedir.



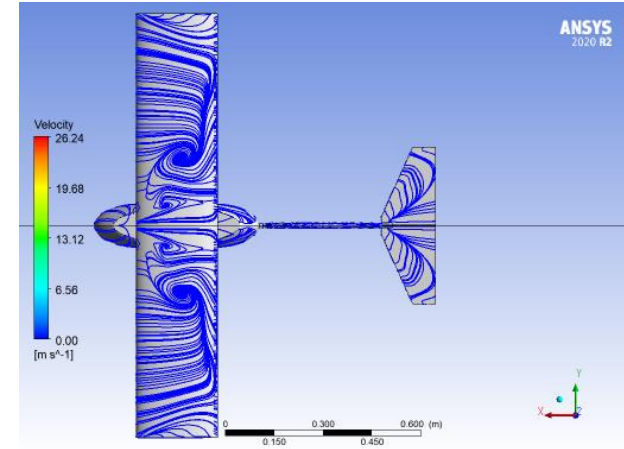
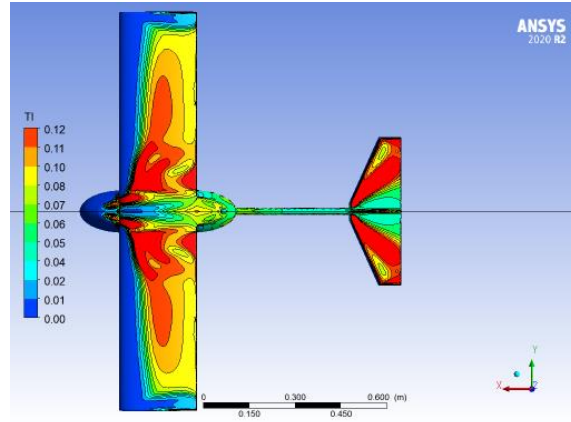
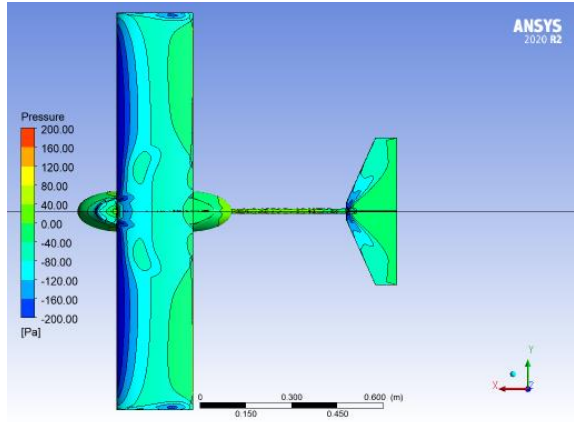
Şekil 5.4: Tam Model Uçak İçin Taşıma, Sürüklenme, Aerodinamik Verim ve Yunuslama Momenti Katsayı Grafikleri



0° Hücüm Açısı



14° Hücüm Açısı



Şekil 5.5: Tam Model Uçak İçin 0° Hücüm açısı ve 14° Hücüm Açılarında Basınç, Türbülans Yoğunluğu ve Yüzey Akımlar.

## 6. SONUÇ

Sabit kanatlı hibrit bir insansız hava sualtı aracı fikrinin ilk kez 2. Dünya savaşı döneminde ortaya atıldığı göz önünde bulundurulduğunda, bir hava aracına sualtına dalma yeteneği kazandırmak ya da bir sualtı aracını hava operasyonlarında da kullanabilme fikrinin hayata geçmesi oldukça uzun sürmüştür. Yine de hibrit araç konseptini karşılayabilen, diğer bir deyişle hava ortamından su ortamına veya tam tersine geçiş yapabilen 2 adet prototipin üretilmesi bu durumun imkansız olmadığını ispatlamıştır. Tarihsel süreç ve bahsi geçen prototipler detaylıca ele alındığında aslında hibrit bir araç tasarımının birçok zorluğu beraberinde getirdiği ve hala geliştirilmesi gereken alanları olduğu aşikardır.

Hem hava operasyonunda taşıma ihtiyacını belirlemesi hem de kaldırma kuvveti dengesini belirlemesi sebebiyle aracın ağırlığı oldukça önemlidir. Aracın toplam hacmi, yine kaldırma kuvveti ilişkisi sebebiyle su üzerinde yüzmeye, batma halini etkileyen faktör olmuştur. Sualtı dalışında boş hacim ise kaldırma kuvveti dengesini sağlayacak ek ağırlığı karşılayacaktır. Araç maksimum kalkış ağırlığında su üzerinde yüzer konumda olacaktır. Sualtında askıda kalabilmesi için ise kaldırma kuvvetine denk ağırlık, yani maksimum kalkış ağırlığına ek başka ağırlık ihtiyaç doğurmuştur ve bu durum literatür kazanımlarında olduğu gibi araç içerisine su alarak çözülmüştür. Su almak için en ideal komponent yine literatür kazanımlarından yola çıkarak kanatlar olduğundan kanat içi destek elemanları hariç kanat içi tamamen su basabilir tasarım yapısına sahiptir.

Ancak kanat içine ne kadar su alınsa da aracın toplam hacim etkileşiminden kaynaklı kaldırma kuvveti dengesinin sağlanması, diğer komponentlerin hacmi ya da ağırlığına bağlı olduğu görülmüştür. Aracın kalkış ağırlığını arttırmak, tıpkı benzer uçaklarda olduğu gibi bu denge probleminin çözümdür ancak, bu çözüm beraberinde, sualtı operasyonu dışında hiç kullanılmayacak gereksiz bir ağırlık ve daha büyük kontrol yüzeyleri ihtiyacı gibi sorunlara sebep olmaktadır. Burada önerilen çözüm aracın içerisine alınacak su hacmini, aracın toplam hacmini değiştirmeden arttırmaktır. Bunun için de kanat dışında gövde su basma ve su tahliye etmede kullanılmıştır. Gövde

hacminin içerisinde aviyonik ve batarya için sızdırmaz bir bölüm tasarlanmış ve bu bölümün çevresi su basma ve su boşaltma için kullanılmıştır. Su alma için denizaltıların statik dalma davranışından esinlenilmiş ve su boşaltma ağırlık dengesini bozmayacak şekilde belirlenmiştir.

Aracın itki ihtiyacının limitlerini ise sudan çıkış belirlemiştir. Geleneksel havacılık metotları ile hava ortamı için ihtiyaç duyulan itki hesaplanmıştır. Sudan dik çıkış manevrası ve hemen ardından hava ortamına geçen aracın maksimum itki ihtiyacı en çok burada artmaktadır. Kanatlarda üretilemeyen taşıma eksikliğinin de araç belirli bir konuma gelene kadar motor tarafından karşılanması gerekmektedir.

Sonuç olarak tüm bu çıkarımlar ve çözümler bir araya getirilerek su üzerinde yüzebile ve su altına dalış yapabilen sabit kanatlı hibrit insansız hava sualtı aracı tasarımı tamamlanmıştır.

## KAYNAKÇA

- Abbott, R. (2019). *Analysis and Design of Composite and Metallic Flight Vehicle Structures* (Third).
- Armanini, S. F., Siddall, R., & Kovac, M. (2019). Modelling and simulation of a bioinspired aquatic micro aerial vehicle. *AIAA Aviation 2019 Forum*.  
<https://doi.org/10.2514/6.2019-3115>
- Desbiens, A. L., Pope, M., Berg, F., Teoh, Z. E., Lee, J., & Cutkosky, M. (2013). Efficient jumpgliding: Theory and design considerations. *2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 4451-4458.  
<https://doi.org/10.1109/ICRA.2013.6631209>
- Drews, P. L. J., Neto, A. A., & Campos, M. F. M. (2014). Hybrid Unmanned Aerial Underwater Vehicle: Modeling and simulation. *2014 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 4637-4642.  
<https://doi.org/10.1109/IROS.2014.6943220>
- DSR RQ-15 Neptune. (2011). DRS RQ-15 Neptune RQ-15A. Erişim Tarihi 27 Kasım 2022,  
<https://www.unols.org/sites/default/files/Neptune%20UAV.pdf>
- Eubank, R., Atkins, E., & Macy, D. (2009). Autonomous Guidance and Control of the Flying Fish Ocean Surveillance Platform. İçinde *Infotech@Aerospace Conferences. AIAA Infotech@Aerospace Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.  
<https://doi.org/doi:10.2514/6.2009-2021>
- Fabian, A., Feng, Y., Swartz, E., & Thurmer, D. (2018, Mart 26). Hybrid Aerial Underwater Vehicle (MIT Lincoln Lab) | Olin College Library Repository. Erişim Tarihi 27 Kasım 2022, <https://phoenixfiles.olin.edu/do/23bf82e5-0d2c-471c-a8d2-62a51d619b16>
- Gao, A., & Techet, A. H. (2011). Design considerations for a robotic flying fish. *OCEANS'11 MTS/IEEE KONA*, 1-8.  
<https://doi.org/10.23919/OCEANS.2011.6107039>
- Gudmundsson, S. (2014). *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods And Procedures* (First Edition). Elsevier INC.
- Lock, R. J., Vaidyanathan, R., Burgess, S. C., & Loveless, J. (2010). Development of a biologically inspired multi-modal wing model for aerial-aquatic robotic vehicles through empirical and numerical modelling of the common guillemot, *Uria aalge*. *Bioinspiration & Biomimetics*, 5(4), 46001.  
<https://doi.org/10.1088/1748-3182/5/4/046001>
- Lu, D., Xiong, C., Zeng, Z., & Lian, L. (2019). A Multimodal Aerial Underwater Vehicle with Extended Endurance and Capabilities. *2019 International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 4674-4680.  
<https://doi.org/10.1109/ICRA.2019.8793985>
- Lu, D., Xiong, C., Zhou, H., Lyu, C., Hu, R., Yu, C., ... Lian, L. (2021). Design, fabrication, and characterization of a multimodal hybrid aerial underwater vehicle. *Ocean Engineering*, 219, 108324.  
<https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2020.108324>
- Luber, F. (2019, Kasım 10). RFS Commander – The Flying Submarine | FLIGHT REVIEW. Erişim Tarihi 27 Kasım 2022,  
<https://www.flugrevue.de/klassiker/tauchfaehiges-flugzeug-rfs-1-commander-das-fliegende-u-boot/>

- Lyu, C., Lu, D., Xiong, C., Hu, R., Jin, Y., Wang, J., ... Lian, L. (2022). Toward a gliding hybrid aerial underwater vehicle: Design, fabrication, and experiments. *Journal of Field Robotics*, 39(5), 543-556. <https://doi.org/https://doi.org/10.1002/rob.22063>
- Maia, M. M., Soni, P., & Diez-Garias, F. J. (2015). Demonstration of an Aerial and Submersible Vehicle Capable of Flight and Underwater Navigation with Seamless Air-Water Transition. *ArXiv*, *abs/1507.01932*.
- Mendi M. (2022). Sabit Kanatlı Hibrit İnsansız Hava – Sualtı Aracı Konsept Tasarım Kısıtlarının Belirlenmesi ve Konfigürasyon Seçimi. İçinde Çoğun Y.H. Üzmuş H. Parlar İ. (Ed.), *Doğa ve Mühendislik Bilimlerinde Güncel Tartışmalar 6* (First Edition). Ankara: Bilgin Kültür Sanat Yayınları.
- Oregon Iron Works, Inc. 'den temsilciler. (2006, Mayıs 31). Sea Scout UAV Completes Its First Auto-Landing Test | Aero-News Network. Erişim Tarihi 27 Kasım 2022, <http://www.aero-news.net/index.cfm?do=main.textpost&id=55aa9f03-1dc8-48f0-b68e-3f37f7e9dd30>
- Parry, D. (2013, Aralık 5). Navy Launches UAV from Submerged Submarine > U.S. Naval Research Laboratory > NRL News. Erişim Tarihi 27 Kasım 2022, <https://www.nrl.navy.mil/Media/News/Article/2561866/navy-launches-uav-from-submerged-submarine/>
- Petrov, G. (2013, Aralık 17). Flying submarine. Erişim Tarihi 27 Kasım 2022, [http://www.airforce.ru/aircraft/miscellaneous/flying\\_submarine/index.htm](http://www.airforce.ru/aircraft/miscellaneous/flying_submarine/index.htm)
- Pisanich, G., & Morris, S. (2002). Fielding an amphibious UAV: development, results, and lessons learned. *Proceedings. The 21st Digital Avionics Systems Conference*, 2, 8C4-8C4. IEEE.
- Raymer, D. P. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach* (Przemieniecki J. S., Ed.). Ohio: AIAA Education Series.
- Sadraey, M. H. (2012). *Aircraft design: A systems engineering approach*. John Wiley & Sons.
- Serway, R. A., & Beichner Robert J. (2004). *Physics For Scientists and Engineers with Modern Physics* (6th bs, C. 1). Thomson Books/Cole.
- Siddall, R., Ortega Ancel, A., & Kovač, M. (2017). Wind and water tunnel testing of a morphing aquatic micro air vehicle. *Interface Focus*, 7(1), 20160085. <https://doi.org/10.1098/rsfs.2016.0085>
- Stewart, W. , Weisler, W. , MacLeod, M. , Powers, T. , Defreitas, A. , Gritter, ... Bryant, M. (2018). Design and demonstration of a seabird-inspired fixed-wing hybrid UAV-UUV system. *Bioinspiration & Biomimetics*, 13(5), 056013. <https://doi.org/10.1088/1748-3190/aad48b>
- Tingley, B. (2021, Haziran 12). The Navy Concluded Transmedium Flying Submersibles Were Possible A Decade Ago. Erişim Tarihi 27 Kasım 2022, <https://www.thedrive.com/the-war-zone/41045/the-navy-concluded-transmedium-flying-submersible-vehicles-were-possible-a-decade-ago>
- US Navy to Deploy. (2016, Mayıs 17). US Navy to Deploy Sub-Launched Spy Drones | Military.com. Erişim Tarihi 27 Kasım 2022, <https://www.military.com/defensetech/2016/05/17/us-navy-to-deploy-sub-launched-spy-drones>
- Warrior. (2006, Mayıs 27). Warrior (Aero-Marine) Ltd - Introduction. Erişim Tarihi 27 Kasım 2022, <https://www.warrioraero.com/gull-uav/introduction.html>

- Weisler, W., Stewart, W., Anderson, M. B., Peters, K. J., Gopalarathnam, A., & Bryant, M. (2018). Testing and Characterization of a Fixed Wing Cross-Domain Unmanned Vehicle Operating in Aerial and Underwater Environments. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, 43(4), 969-982. <https://doi.org/10.1109/JOE.2017.2742798>
- Xiong, D., Zhang, H., Zhang, X., -, al, Feng, H.-C., Yang, S., ... Yakinthos, K. (2022). Conceptual design of a fixed wing hybrid UAV UUV platform. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 1226(1), 012028. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1226/1/012028>



## ÖZGEÇMİŞ

### Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : MENDİ Melek  
Uyruğu : T.C.

### Eğitim

Derece	Üniversite ve Bölüm	Mezuniyet tarihi
Lisans	Mersin Üniversitesi Makine Mühendisliği	18.06.2015

### Yabancı Dil

İngilizce

### Tezden Türetilen Yayınları/Sunumları

Mendi, M., & Acar, H. (2022). Determination of Fixed Wing Hybrid Unmanned Aerial Underwater Vehicle Concept Design Constraints and Configuration Selection. In Çoğun Y.H. Üzmuş H. Parlar İ. (Ed.), *2nd International Congress on Multidisciplinary Natural Sciences and Engineering Abstracts Booklet* (1st Edition, p. 145). Ankara: Bidge Publications.

Mendi M. (2022). Sabit Kanatlı Hibrit İnsansız Hava – Sualtı Aracı Konsept Tasarım Kısıtlarının Belirlenmesi ve Konfigürasyon Seçimi. In Çoğun Y.H. Üzmuş H. Parlar İ. (Ed.), *Doğa ve Mühendislik Bilimlerinde Güncel Tartışmalar 6* (First Edition, p. 111). Ankara: Bilgin Kültür Sanat Yayınları.