

DOKUZ EYLÜL ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**DİKİNE KALKIŞ VE İNİŞ YAPABİLEN YÜKSEK
SEYİR HIZINA SAHİP İNSANSIZ HAVA ARACI
TASARIMI VE ÜRETİMİ**

Sezgin YOLCU

Ekim, 2021

İZMİR

DİKİNE KALKIŞ VE İNİŞ YAPABİLEN YÜKSEK SEYİR HIZINA SAHİP İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI VE ÜRETİMİ

Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Yüksek Lisans Tezi

Mekatronik Mühendisliği Ana Bilim Dalı

Sezgin YOLCU

Ekim, 2021

İZMİR

YÜKSEK LİSANS TEZİ SINAV SONUÇ FORMU

SEZGİN YOLCU, tarafından **DR. ÖĞR. ÜYESİ MURAT AKDAĞ** yönetiminde hazırlanan “**DİKİNE KALKIŞ VE İNİŞ YAPABİLEN YÜKSEK SEYİR HIZINA SAHİP İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI VE ÜRETİMİ**” başlıklı tez tarafımızdan okunmuş, kapsamı ve niteliği açısından bir Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Dr. Öğr. Üyesi Murat AKDAĞ

Yönetici

Dr. Öğr. Üyesi Fatih Cemal CAN

Jüri Üyesi

Doç. Dr. Şahin YAVUZ

Jüri Üyesi

Prof. Dr. Özgür ÖZÇELİK

Müdür

Fen Bilimleri Enstitüsü

TEŞEKKÜR

Öncelikle bu tez çalışmamda bana her zaman değerli desteğini vermiş olan tez danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Murat AKDAĞ'a teşekkür ederim.

Beni yetiştiren ve bugünlere gelmemdeki emeklerini ve sevgilerini hiçbir zaman esirgemeyen annem Fatmagül YOLCU, babam Mahsut YOLCU ve ablam Seher YOLCU'ya teşekkürü bir borç bilirim. Tez çalışmam sırasında benden desteğini esirgemeyen ve bana anlayış gösteren sevgili eşim İnci Gülçin DURAK YOLCU'ya teşekkür ederim. Ve güzel kızım Doğa YOLCU, bu tez çalışmasını sana armağan ediyorum.

Sezgin YOLCU

DİKİNE KALKIŞ VE İNİŞ YAPABİLEN YÜKSEK SEYİR HIZINA SAHİP İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI VE ÜRETİMİ

ÖZ

İnsansız hava araçları içerisinde bir pilota ihtiyaç duymadan uçabilirken çok daha düşük maliyetlere otonom uçuş görevlerini başarabilmektedir. Başta askeri kullanım alanları olmak üzere, fotoğrafçılık, tarımsal ilaçlama, kargo taşımacılığı, maden gözlem çalışmaları gibi pek çok sivil alanda da insansız hava araçları her geçen gün daha yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Bir pist veya yeterince açık bir alan bulunmayan zorlu bölgelerde rahatça dikine kalkış ve iniş yapabilen drone'lar ise her bölgeye kalkışı ve inişi kolaylaştırmaktadır. Hem sabit kanatlı bir insansız hava aracı gibi uçabilen hemde dikine kalkış ve iniş yapabilen drone'ların birleşimi olan insansız hava araçları zorlu görevlerin üstesinden kolaylıkla gelebilmektedir.

Bu tez çalışmasında yarım kilogram ağırlığında bir faydalı yük ile uçuş görevlerini yerine getirecek olan, dikine kalkış ve iniş yapabilen sabit kanatlı yani yüksek seyir hızına sahip bir insansız hava aracının tasarımı ve üretimi gerçekleştirilmiştir. Çalışma sırasında literatür ve piyasadaki rakip benzer araçlar incelenerek bir ön çalışma yapılmıştır. Hava aracının tasarım ve performans parametreleri konsept tasarım ile elde edilmiştir. Detay tasarımda ise hava aracının itki, aviyonik ve elektronik sistemleri seçilmiştir. Daha sonra sonlu elemanlar metodu kullanılarak kanatların yapısal statik analizi ve doğal frekans analizi tamamlanmıştır. Sonlu elemanlar metodunu kullanan hesaplamalı akışkanlar dinamiği yardımıyla aerodinamik katsayıları bulunmuştur. Detay tasarım sırasında elde edilen sonuçlara göre hava aracının konsept tasarımında optimizasyona gidilerek tasarım son halini almıştır. Üretim aşaması tamamlandıktan sonra hava aracının kalibrasyon ve yer testleri tamamlanarak çalışma bitirilmiştir.

Anahtar kelimeler: İnsansız hava aracı, dikine kalkış ve iniş, kargo uçağı, uçak üretimi, uçak konsept tasarımı, uçak detay tasarımı, sabit kanatlı hava aracı

**DESIGN AND MANUFACTURING OF A HIGH CRUISE SPEED
UNMANNED AERIAL VEHICLE THAT CAN TAKE OFF AND LAND
VERTICALLY**

ABSTRACT

Unmanned aerial vehicles can achieve autonomous flight missions at much lower costs compared to the aircrafts fly by a pilot. Unmanned aerial vehicles are being used more and more in many civilian areas such as photography, agricultural spraying, cargo transportation, mine observation studies, and especially in military areas. Drones, which can take off and land vertically in areas where there is no runway or enough space, make to take-off and landing easier in any region. Unmanned aerial vehicles, which are a combination of drones that can fly like a fixed wing unmanned aerial vehicle and can take-off and land vertically, can easily overcome challenging tasks.

In this thesis, the design and production of an unmanned aerial vehicle with fixed wing, capable of vertical take-off and landing, which performs flight duties with half kilogram payload, has been carried out. A preliminary study was conducted by examining the literature and similar unmanned aerial vehicles in the market. The design and performance parameters of the aircraft were obtained with the conceptual design. In the detail design, propulsion, avionics and electronic systems of the aircraft were chosen. Then, structural static analysis of the wings and the natural frequency analysis of the aircraft were performed. Aerodynamic coefficients were calculated using the finite element method of computational fluid dynamics. According to the results obtained during the detailed design, the aircraft design was optimized and took its final form. After the production phase was completed, the calibration and ground tests of the aircraft were finalized.

Keywords: Unmanned aerial vehicle, vertical take off and landing, cargo airplane, airplane manufacturing, conceptual design of an airplane, detail design of an airplane, fixed wing aerial vehicle

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
YÜKSEK LİSANS TEZİ SINAV SONUÇ FORMU	ii
TEŞEKKÜR.....	iii
ÖZ	iv
ABSTRACT.....	v
ŞEKİLLER LİSTESİ	viii
TABLolar LİSTESİ.....	xii
BÖLÜM 1 - GİRİŞ.....	1
1.1 İnsansız Hava Araçları	1
1.2 Tezin Amacı, Hedefleri ve Kullanılacak Yöntemler	3
1.3 Literatür Araştırması	8
1.3.1 İHA'ların Sınıflandırılması.....	9
1.3.2 Benzer Çalışmaların ve VTOL İHA'ların Belirlenmesi.....	11
BÖLÜM 2 – HAVA ARACININ KONSEPT TASARIMI.....	18
2.1 VTOL İHA Doğa'nın Konsept Tasarımı.....	19
2.2 Maksimum Kalkış Ağırlığı Hesabının Yapılması	24
2.3 Rakip Araçların Performans ve Tasarım Parametrelerinin Belirlenmesi.....	33
2.4 İtke Sistemlerinin Konfigürasyonu	37
2.5 Kanat Profili ve Geometrisinin Belirlenmesi.....	38
2.6 Hedef Performans ve Tasarım Parametrelerinin Belirlenmesi	47
2.7 Üç Boyutlu Katı Modelin Oluşturulması	64
BÖLÜM 3 – HAVA ARACININ DETAY TASARIMI	66

3.1 İtki Sistemlerinin Hesaplamaları ve İtki Elemanlarının Seçimi	66
3.2 Aviyonik Sistemlerin ve Yer İstasyonunun Seçimi	73
3.3 Uçuş Kontrol Sistemlerinin ve İniş Takımının Seçimi.....	80
3.4 Yapısal Analizler	82
3.4.1 Kanat Statik Analizi.....	84
3.4.2 Doğal Frekans Analizi	88
3.5 Aerodinamik CFD Analizleri.....	92
3.5.1 Meshleme, Sınır Koşullarının Girilmesi ve CFD Analizi	92
3.5.2 CFD Analiz Sonuçları.....	98
3.6 Detay Tasarım Sonrası Doğa VTOL İHA	103
BÖLÜM 4 – HAVA ARACININ ÜRETİMİ ve YER TESTLERİ	104
4.1 Üretim Metodunun Belirlenmesi	104
4.2 Yapısal Parçaların Üretimi	105
4.3 Uçak Dış Yüzeyinin Üretimi ve Boyama.....	109
4.4 Elektrik Sistemlerinin Üretimi	114
4.5 Doğa VTOL İHA'nın Üretim Sonrası Tasarım ve Performans Parametreleri	116
4.6 Hava Aracının Aviyonik Sistemlerinin Ayarlanması	118
4.7 Doğa VTOL İHA'nın Uçuş Öncesi Kalibrasyon ve Ayarlamaları	119
BÖLÜM 5 – SONUÇ ve ÖNERİLER.....	122
KAYNAKLAR	125
EKLER.....	128

ŞEKİLLER LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 1.1 Doğa'nın tasarım, üretim ve test süreçler akış diyagramı	8
Şekil 1.2 ITU-BYU tailsitter VTOL İHA	12
Şekil 1.3 VTOL-FW İHA	13
Şekil 1.4 TURAÇ tilt rotor VTOL İHA	14
Şekil 1.5 Deltaquad VTOL İHA	15
Şekil 1.6 Skyprowler VTOL İHA	16
Şekil 1.7 Wingtra one VTOL İHA	16
Şekil 2.1 Doğa taslak tasarım çizimi – görünüm 1	22
Şekil 2.2 Doğa taslak tasarım çizimi – görünüm 2	22
Şekil 2.3 Doğa taslak tasarım çizimi – görünüm 3	23
Şekil 2.4 Doğa'nın standart görev profili.....	23
Şekil 2.5 Tekrarlamalı ağırlık hesabı akış şeması.....	24
Şekil 2.6 İHA'ların boş ağırlığının azami ağırlığa oranının değişimi.....	25
Şekil 2.7 Sabit rotor tipi VTOL İHA'ların boş ağırlığının azami ağırlığa oranının değişimi.....	27
Şekil 2.8 Rakip VTOL İHA'ların W (faydalı yük)/MTOW oranı	34
Şekil 2.9 Rakip VTOL İHA'ların takatları (dakika)	35
Şekil 2.10 Rakip VTOL İHA'ların kanat açıklığı (m)	36
Şekil 2.11 Doğa dikine kalkış & iniş sistemi itki dağılımı	38
Şekil 2.12 Doğa rotorların dönüş yönleri	38
Şekil 2.13 XFLR5 programı.....	43
Şekil 2.14 XFLR5 C _L ile C _D 'nin değişimi	44
Şekil 2.15 XFLR5 programında C _L , C _M , C _L /C _D 'nin değişimi.....	45
Şekil 2.16 XFLR5 NACA 4415 farklı reynold sayıları C _L ile C _D 'nin değişimi ..	46
Şekil 2.17 XFLR5 programında NACA 4415 farklı reynold sayılarında C _L , C _M , C _L /C _D 'nin değişimi.....	47
Şekil 2.18 Kanat temel tasarım parametreleri	49
Şekil 2.19 Aerodinamik stabilite.....	50
Şekil 2.20 Moment katsayısı, stabilite ve N.P. ilişkisi.....	51
Şekil 2.21 N.P. ve C.G.'nin aynı konumunda aerodinamik katsayılar	52

Şekil 2.22 C.G., A.C. ve N.P.'nin kök kanat profili üzerinde konumları	53
Şekil 2.23 C.G.'nin N.P'nin önünde konumlandırıldığı son iterasyonda aerodinamik katsayılar	53
Şekil 2.24 Kanat üzerindeki taşıma kuvveti ve girdap dağılımı	57
Şekil 2.25 XFLR5 3 boyutlu analiz (VLM2) Doğa akış çizgileri – 0 AOA - 16 m/s..	58
Şekil 2.26 XFLR5 3 boyutlu analiz (VLM2) Doğa basınç katsayısı dağılımı – 0 AOA - 16 m/s.....	59
Şekil 2.27 XFLR5 3 boyutlu analiz (VLM2) Doğa indüklenmiş ve viskoz sürüklenme – 0 AOA - 16 m/s	59
Şekil 2.28 XFLR5 3 boyutlu analiz (VLM2) Doğa taşıma kuvveti – 9 AOA - 16 m/s	60
Şekil 2.29 XFLR5 3 boyutlu analiz (VLM2) Doğa panel kuvvet dağılımı – 0 AOA - 16 m/s.....	60
Şekil 2.30 XFLR5 3 boyutlu analiz (VLM2 & LLT) Doğa aerodinamik katsayılar - 16 m/s	61
Şekil 2.31 Seyir uçuşunda etkiyen kuvvetler	62
Şekil 2.32 Doğa konsept tasarım (CATIA çoklu görünüm)	65
Şekil 3.1 Doğa dikine kalkış & iniş itki sisteminin dönüş yönleri.....	68
Şekil 3.2 Doğa seyir uçuşu itki sisteminin dönüş yönleri	68
Şekil 3.3 SunnySky 2814 1000KV fırçasız elektrik motoru.....	69
Şekil 3.4 CCW ve CW APC pervaneler (11 x 5,5 inch)	69
Şekil 3.5 Pervane dengeleyicisi.....	70
Şekil 3.6 Hobbywing 50A ESC	71
Şekil 3.7 Yowoo 10000 mAh 4S lipo batarya.....	72
Şekil 3.8 Lipo batarya şarj aleti.....	72
Şekil 3.9 Uçuş kontrol bilgisayarı ve bileşenleri	74
Şekil 3.10 FCC (uçuş kontrol bilgisayarı).....	75
Şekil 3.11 Telemetri alıcısı ve vericisi	75
Şekil 3.12 GPS-pusula sensörü ve bağlantı aparatı.....	76
Şekil 3.13 Power modülü (PM).....	76
Şekil 3.14 Mini OSD (on screen display)	77

Şekil 3.15 PPM (pulse position modulation) encoder.....	77
Şekil 3.16 I2C splitter	78
Şekil 3.17 Harici USB port	78
Şekil 3.18 Titreşim önleyici FCC sehpası.....	79
Şekil 3.19 Kumanda ve kumanda alıcısı	79
Şekil 3.20 Yer istasyonu bilgisayarı ve yazılımı.....	80
Şekil 3.21 Servo	81
Şekil 3.22 Push rod, menteşeler ve bağlantı elemanları.....	82
Şekil 3.23 Statik kanat analizi malzeme dağılımı	84
Şekil 3.24 Statik kanat analizi sınır koşulları.....	84
Şekil 3.25 Statik kanat analizi mesh ağı.....	85
Şekil 3.26 Maksimum asal gerilmeler.....	86
Şekil 3.27 Minimum asal gerilmeler	86
Şekil 3.28 Maksimum kayma gerilmeleri	87
Şekil 3.29 Toplam deplasman	87
Şekil 3.30 Doğal frekans modal analizi mesh ağı	88
Şekil 3.31 Doğal frekans modal analizi malzeme ataması.....	89
Şekil 3.32 Modal analiz 4. mod karşılaştırma.....	90
Şekil 3.33 Modal analiz 5. mod karşılaştırma.....	91
Şekil 3.34 Modal analiz 6. mod karşılaştırma.....	91
Şekil 3.35 Modal analiz 7. mod karşılaştırma.....	91
Şekil 3.36 Modal analiz 8. mod karşılaştırma.....	91
Şekil 3.37 Modal analiz 9. mod karşılaştırma.....	92
Şekil 3.38 Modal analiz 10. mod karşılaştırma.....	92
Şekil 3.39 Doğa ANSYS yarım katı modeli	93
Şekil 3.40 Doğa ANSYS 0 hücum açısında mesh ağı	95
Şekil 3.41 Doğa ANSYS 0 hücum açısında mesh ağı – sınır tabakası	96
Şekil 3.42 Doğa ANSYS 0 hücum açısında sınır koşulları.....	97
Şekil 3.43 $\alpha=0$ hücum açısında statik basınç dağılımı	98
Şekil 3.44 $\alpha=0$ hücum açısında hız dağılımı	98
Şekil 3.45 $\alpha= -10$ hücum açısında statik basınç dağılımı.....	99
Şekil 3.46 $\alpha= -10$ hücum açısında hız dağılımı.....	99

Şekil 3.47 $\alpha=+14$ hücum açısında statik basınç dağılımı.....	100
Şekil 3.48 $\alpha=+14$ hücum açısında hız dağılımı.....	100
Şekil 3.49 Kaldırma katsayısı C_l hücum açısı ile değişimi karşılaştırması	101
Şekil 3.50 Sürüklenme katsayısı C_d hücum açısı ile değişimi karşılaştırması	102
Şekil 3.51 Moment katsayısı C_m hücum açısı ile değişimi karşılaştırması	102
Şekil 3.52 Detay tasarım – dış kabuk olmadan.....	103
Şekil 3.53 Detay tasarım – dış kabuk ile beraber.....	103
Şekil 4.1 Balsa'dan rib kesimi	105
Şekil 4.2 Huş kontraplaktan parça kesimi.....	105
Şekil 4.3 Doğa montaj-1	106
Şekil 4.4 Doğa montaj-2	106
Şekil 4.5 Doğa montaj-3	107
Şekil 4.6 Doğa montaj-4	107
Şekil 4.7 Balsa kaplama ve macunlama.....	109
Şekil 4.8 Laminasyon işlemi öncesi hava aracının gövdesi	110
Şekil 4.9 Laminasyon işlemi sonrası hava aracının gövdesi.....	111
Şekil 4.10 Cam elyaf – epoksi kompozit plakanın elle yatırma ile üretilmesi.....	112
Şekil 4.11 Boyama süreci.....	113
Şekil 4.12 Boyama sonrası montajlanmış hava aracı.....	113
Şekil 4.13 Güç dağıtım ünitesinin üretilmesi	114
Şekil 4.14 AttoPilot güç modülünün kablolama diyagramı	115
Şekil 4.15 Güç dağıtım ünitesi ve AttoPilot güç modülü	115
Şekil 4.16 Uçuş bilgisayarına bağlı komponentlerin bağlantı şeması.....	118
Şekil 4.17 Pervane balanslama işlemi.....	120
Şekil 4.18 Doğa VTOL İHA ve kızım Doğa.....	121

TABLÖLER LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 1.1 Kullanım alanlarına göre İHA'lar.....	3
Tablo 1.2 Doğa'nın sistemleri.....	6
Tablo 1.3 Performans Karakteristiklerine Göre İHA'ların Sınıflandırılması	10
Tablo 1.4 Rakip VTOL İHA'lar.....	17
Tablo 2.1 VTOL İHA'ların enerji verimliliği karşılaştırılması	19
Tablo 2.2 Konsept tasarımı için tasarım kriterleri	21
Tablo 2.3 Doğa'nın komponent ağırlıkları tahmini	29
Tablo 2.4 Uçuş görevleri için enerji gereksinimleri.....	31
Tablo 2.5 Lipo batarya özellikleri.....	32
Tablo 2.6 Nihai ağırlıklar	33
Tablo 2.7 Rakip VTOL İHA'ların performans parametreleri.....	33
Tablo 2.8 Rakip VTOL İHA'ların tasarım parametreleri	36
Tablo 2.9 Kanat reynold sayıları.....	40
Tablo 2.10 Kanat profilleri.....	41
Tablo 2.11 Temel tasarım parametreleri	48
Tablo 2.12 Doğa tasarım parametreleri.....	55
Tablo 2.13 Doğa performans parametreleri	64
Tablo 3.1 Doğa itki sistemlerinin değerleri.....	66
Tablo 3.2 Doğa itki sistemlerinin komponentlerinin seçimi.....	67
Tablo 3.3 SunnySky 2814 1000KV fırçasız elektrik motoru teknik özellikleri	70
Tablo 3.4 SunnySky 2814 1000KV fırçasız elektrik motoru test verileri	71
Tablo 3.5 Emax ES3054 servo teknik verileri	81
Tablo 3.6 Kullanılan malzemelerin özellikleri.....	82
Tablo 3.7 Karbon fiber boruların malzeme özellikleri.....	83
Tablo 3.8 Doğal frekans analizi eleman sayısı.....	88
Tablo 3.9 Doğal frekans mod analiz sonuçları.....	90
Tablo 4.1 Doğa'nın üretiminde kullanılan yapıştırıcılar ve kullanım alanları.....	104
Tablo 4.2 Doğa'nın üretiminde kullanılan karbon fiber borular.....	108
Tablo 4.3 Doğa performans parametreleri	117
Tablo A.1 Maksimum kalkış ağırlığı ve boş ağırlık çalışması.....	128

BÖLÜM 1

GİRİŞ

1.1 İnsansız Hava Araçları

Uçma tutkusu insanlığın varoluşundan beri süregelen ve mitolojik öykülere dek uzanan bir serüvendir. Antik Yunan mitolojisinde geçen İkarus Efsanesinden Wright kardeşlerin 1902 yılında tarihte ilk kez motorlu ve sabit kanatlı bir uçakla gerçekleştirdiği uçuşa değin ulaşılması imkânsız bir tutkudur bu. Bilim ve teknoloji alanında 20. ve 21. yüzyılda yaşanan muazzam atılımında etkisiyle bir kere uçmanın sınırlarını yaptığı uçak makinası ile aşmayı başaran insanlık bu alanda çok hızlı bir ilerleme kaydetmiştir.

Havacılık çift kanatlı ilkel uçaklardan, ses hızını aşmış turbo fan motorlu uçaklara uzanan, tüm dünyayı sararak her geçen gün daha da fazla büyüyen ve gelişen bir teknolojidir. Günümüzde uçaklar askeri, sivil, ticari ve neredeyse hayatın her alanında hepimizin yaşantısını kolaylaştıran bir teknoloji halini almıştır. Günlük hayatta kullandığımız haberleşme, navigasyon, vb. gibi teknolojilerin kökenleri havacılık alanında yapılan çalışmalara dayanmasıyla sadece hava araçları ile sınırlı olmayan bu teknoloji ayrıca etkileri anlamıyla farkında olunmayan birçok teknolojinin yaşantımıza girmesini sağlamıştır.

Havacılık içerisinde İnsansız Hava Araçlarının (İHA) tarihçesi I. Dünya savaşına kadar uzanmaktadır. İlk İHA'lar 1916 yılında tasarlanmıştır ve Hewitt-Sperry isimli otomatik uçak I. Dünya Savaşı süresince kullanılmıştır (Vikipedi, 2021). 1970'li yıllarda Vietnam savaşında kullanılan İHA'lar daha çok gözlem amaçlı kullanılmış ve savaşta etkin bir rol oynayamamıştır. Her iki Dünya savaşında da daha çok gözlem ve düşmana yem olarak askeri amaçlarla kullanılan İHA'lar sonraki yıllarda özellikle gelişmiş ülkeler tarafından daha farklı görevler için askeri amaçlarla kullanılmaya başlamıştır. 1980'li ve 1990'lı yıllarda daha fazla gelişen ve boyutları küçülen İHA'lar Amerikan askeri kuvvetlerinin daha fazla ilgisini çekmiştir. Günümüzde askeri amaçlarla kullanılan İHA'ların birçoğu silahlandırılmıştır ve saldırı görevleri için de kullanılmaktadır.

Uçak teknolojisi içerisinde gelişmekte olan ve günümüzde daha fazla önemi anlaşılmaya başlayan İnsansız Hava Araçları (İHA) havacılığı gelecekte şekillendirebilecek bir teknoloji olarak dikkat çekmektedir. Gelecekte pilotsuz uçabilecek olan yolcu, kargo ve savaş uçaklarının temelleri günümüzün İHA'ları sayesinde oluşturulmaktadır. İHA'lar ağırlıklı olarak askeri görevler için kullanılmaktadır. Daha önce askeri gözlem amacıyla kullanılan İHA'lar yakın geçmişte kullanım alanlarının genişlemesiyle silahlandırılarak farklı askeri görevlerde üstlenebilmektedir. Ayrıca geçmişe kıyasla sivil alanda kullanımları da gün geçtikçe daha fazla artmaktadır. İHA'lar üretim maliyetlerinin düşüklüğü, kaza-kırım anında ordulardaki en maliyetli personel olma özelliğini taşıyan pilot kayıplarının önüne geçiyor olması itibariyle insanlı klasik hava araçlarına kıyasla pek çok avantaja sahiptir. Yer personeli ile uzaktan kumanda edilebilen modelleri olduğu gibi tamamen otomatik atanan görevleri yerine getirebilen modelleri de bulunmaktadır. İHA'ların sivil ve ticari alanlarda kullanımına ilişkin Özdemir doktora çalışmasında şunları söylemiştir;

Son 40 yıldır yüksek kapasiteli insansız hava araçları, günümüzde daha çok askeri alanda takip, gözetleme, aktif silahlı angajman veya en basit manada veri toplama amacıyla kullanılmaktadır. İnsanlı sistemlere göre düşük üretim ve işletme maliyeti, müşteri ihtiyaçlarına göre uçağın düzenlenebilme esnekliği, zor görevlerde pilotu kaybetme riskinin olmaması ticari anlamda da insansız hava araçlarını talep doğurmakla beraber halen insanlı uçuş hava sahasına entegrasyonu, güvenilirliği ve uçuş güvenliği anlamında açık noktalar vardır. Sivil amaçlı insansız hava araçları toplam araç pazarının %3'ünü oluşturmaya rağmen, önümüzdeki 5 yıl içinde bunun %10 seviyesine geleceği tahmin edilmektedir (Özdemir, 2015).

İHA'ları temelde askeri amaçlarla kullanılan ve sivil-ticari amaçlarla kullanılan olmak üzere iki başlıkta sınıflandırdıktan sonra bu alanlarda ne gibi alt kullanım alanları olduğu Tablo 1.1 içerisinde gösterilmektedir.

Tablo 1.1 Kullanım alanlarına göre İHA'lar (Anonim, 2021; Özdemir, 2015)

Askeri Amaçlarla Kullanılan İHA'ların Kullanım Alanları	Sivil-Ticari Amaçlarla Kullanılan İHA'ların Kullanım Alanları
Hedef ve Yem	Afet Durumlarında Takip & İzleme
Keşif ve Gözetleme	Haritalama
Saldırı ve Çatışma	Yaban Hayatı & Ekolojiyi İzleme
Lojistik	Yerbilim ve Maden Çalışmaları
Hedef ve Yem	Trafik İzleme
	Kargo Taşımacılığı

1.2 Tezin Amacı, Hedefleri ve Kullanılacak Yöntemler

İnsansız hava araçlarının sivil ve ticari amaçlarla kullanımı her geçen gün daha da fazla yaygınlaşmaya devam etmektedir. Kargo taşımacılığı amaçlı sivil kullanımı olan İHA'lar günümüzde çok az olsa da gelecekte kullanımlarının çok fazla artacağı tahmin edilmektedir. Bu nedenle seyir irtifasında yüksek hızlarda hareket kabiliyetine sahip ve dar alanlarda piste ihtiyaç duymadan her arazi koşulunda dikine kalkış ve iniş yeteneğine sahip insansız hava araçları gelecekte önem kazanacaktır. Bu tez çalışmasında dikine kalkış ve iniş yapabilen ve yatayda yüksek seyir hızlarında hareket edebilen sabit kanatlı ve 0,5 kg'a kadar yük taşıma kapasitesine sahip bir İHA'nın tasarımı ve üretimi gerçekleştirilecektir. Bu İHA taşıyacağı yük nedeniyle sivil amaçlı kargo taşımacılığı yapan İHA'ların sınıfına girecek ve dikey kalkış ve iniş (VTOL) yapabilen bir İHA olacaktır. Yeni tasarlanacak ve üretilecek olan VTOL İHA'nın adı kızımın adından esinlenerek Doğa olacaktır. Bu tezin konusu olması itibarıyla buradan itibaren tezin ilerleyen içeriğinde, yeni tasarlanacak ve üretilecek olan VTOL İHA Doğa ismiyle adlandırılacaktır.

Bu tez çalışmasında izlenecek yöntemler sırasıyla bu bölümde özetlenecektir. Öncelikle tezin amacına ve müşteri ihtiyaçlarına göre Doğa'nın piyasadaki rakipleri belirlenecektir. Doğa'nın tasarımı ve üretiminde belirleyici olacak olan müşteri ihtiyaçları İHA'nın basit bir atölye veya donanımlı bir ev ortamında ucuza üretilirken, tezin amacına uygun olarak görevlerini yerine getirmesine hizmet etmek şeklinde olacaktır. Belirlenmiş olan rakip VTOL İHA'ların tasarımları incelenerek rakip

sistemlerin ana performans & tasarım parametreleri ortaya dökülecektir. Rakip sistemlerin ana performans & tasarım parametrelerine ve müşteri ihtiyaçlarına göre ikinci bölümde Doğa'nın ana performans & tasarım parametreleri belirlenecektir. Doğa'nın ana performans & tasarım parametreleri belirlenirken aynı zamanda; faydalı yük, maksimum kalkış ağırlığı, görev süresi, tavan irtifası, stall hızı, kanat açıklığı, kanat profili, gövde uzunluğu, uçuş kontrol yüzeyleri, üretimde kullanılacak olan temel malzemeler, uçak sistem bileşenleri vb. belirlenecektir. İkinci bölüm sonunda Doğa'nın konsept tasarımı ve çizimleri ana performans & tasarım parametrelerine göre tamamlanmış olacaktır.

Üçüncü bölümde Doğa'nın detay tasarımı gerçekleştirilecektir. Bu bölümde sonlu elemanlar metodu ile yapılacak olan yapısal analizler ve ANSYS Fluent ile yapılacak olan CFD analizleri ile Doğa'nın tasarımı optimize edilerek gövde ve kanat tasarımları son halini alacaktır. Sonlu elemanlar ile yapılan aerodinamik hesaplamalar yardımıyla elde edilen aerodinamik katsayıları performans parametrelerinin son halini almasında da kullanılacaktır. Doğa'nın yapısal sistemleri temelde gövde, kanatlar, kuyruk ve iniş takımlarından oluşmaktadır.

Üçüncü bölümde ayrıca itki sistemlerinin detaylı hesaplamaları yapılacaktır. Yapılan bu hesaplamalara göre dikine kalkış & inişi, havada asılı kalmayı ve dikey uçuştan seviye uçuşuna, seviye uçuşundan dikey uçuşa geçiş sürecinde de itki sağlayan dikine uçuş itki sisteminin seçimi yapılacaktır. Seviye uçuşunda aktif olan ve seviye uçuşundan dikey uçuşa, dikey uçuştan seviye uçuşuna geçiş aşamaları sırasında da çalışan seyir uçuşu itki sisteminin seçimi de yapılacaktır. Seyir uçuşu ve dikey uçuşu olmak üzere iki farklı itki sisteminden oluşan itki sistemleri; elektrik motorları, pervaneler, elektronik hız kontrolünü sağlayan devreler (Electronic Speed Controller-ESC) ve pilden oluşacaktır. Seçilecek olan elektrik motorları ve pervanelere göre ESC'lerin ve pilin seçimi gerçekleştirilecektir.

Bunların yansira üçüncü bölümde uçağın aviyonik sisteminin seçimi, yer istasyonu görev platformunun seçimi, uçuş kontrol yüzeylerinin boyutlandırılmasının tamamlanması ve iniş takımının seçimi gerçekleştirilecektir. Doğa'nın aviyonik sistemleri; uçuş kontrol bilgisayarı (FCC), GPS ve Pusula Modülü, yer istasyonu ve İHA'da bulunan telemetri, FCC'ye entegre barometrik altimetre, FCC'ye entegre

jiroskop ve FCC'ye entegre akselometre 'den oluşmaktadır. GPS ve Pusula modülü yardımıyla İHA'nın uydu üzerinden konumunun tespiti mümkün olurken yerden yüksekliği ise hem GPS yardımıyla hem de FCC'ye entegre barometrik altimetre yardımıyla hesaplanacaktır. FCC'ye entegre olan jiroskop ile Doğa'nın yunuslama, yalpalama ve yuvarlanma açılarının tespiti yapılabilirken, İHA üzerine yerleştirilecek olan hava telemetrisi ile yer istasyonuna bağlı bulunan yer telemetrisinin iletişimi sayesinde yer istasyonunun ekranından Doğa'nın konumu, hızı, yüksekliği, yönelme açıları ve pilin kalan voltajı gibi uçuş sırasında önemli olan bilgiler anlık olarak görüntülenebilecektir.

Son olarak ise Doğa'yı yerden kontrol eden, otomatik görevlerin izlenmesini sağlayan ve İHA yerde iken otomatik görevlerin USB üzerinden İHA'ya aktarılmasını sağlayan yer istasyonunun tanıtımı yapılacaktır. Bu yer istasyonu görev platformu ve bir adet kumandadan oluşacaktır. Görev platformu bir adet dizüstü bilgisayar ve bu bilgisayarda çalışan görev planlayıcısı programından oluşacaktır. Uçuş kontrol bilgisayarının programlanması, kalibrasyonu ve otomatik görev atanması gibi işlemler görev planlayıcısı yardımıyla yapılacaktır. Görev planlayıcısı aynı zamanda otomatik ve manuel kontrollü uçuş verilerinin izlenmesi için kullanılacaktır. Otomatik görev planlama mümkün iken ayrıca kumandanın var olmasının sebebi, kumandanın özellikle üretim ve uçuş öncesi testlerde kullanılacak olmasındandır. Ayrıca kumanda yaşanabilecek olan acil durumlarda da devreye sokularak otomatik görevin yerine manuel komutlarla uçuşa devam edilebilmesini sağlayacaktır. Tablo 1.2 içerisinde Doğa'nın ana sistemleri, alt sistemleri ve alt sistemlerin bileşenleri detaylı bir şekilde gösterilmektedir.

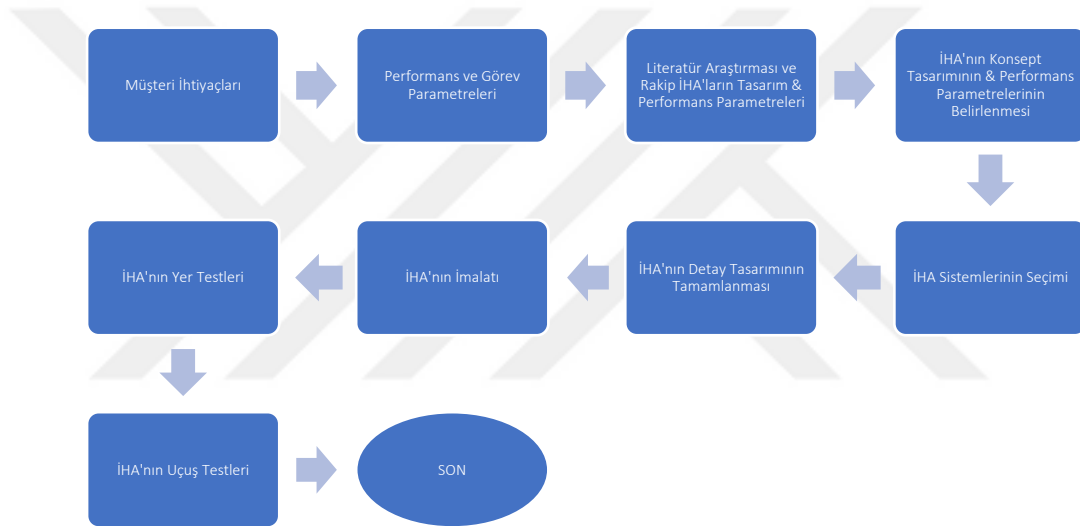
Tablo 1.2 Doğa'nın sistemleri

Doğa'nın Ana Sistemleri	Alt Sistemler	Alt Sistemlerin Bileşenleri
Yapısal Sistemler	Gövde	Frame'ler
		Stringer'lar
		Bulkhead'ler
		Bağlantı Elemanları
		Kaplama
	Kanatlar	Rib'ler (Kanat Profilleri)
		Spar'lar
		Stringer'lar
		Bağlantı Elemanları
		Kaplama
	Kuyruk	Yatay Sabitleyici
		Dikey Sabitleyici
		Bağlantı Elemanları
	İniş Takımı	İniş Takımı
		İniş Takımı – Gövde Bağlantısı
	Sistemleri Birbirine Bağlayan Yapılar	Gövde-Kanat-Kuyruk Bağlantı Yapıları
		Motor Yatakları ve Bağlantı Yapıları
		Bağlantı Elemanları
	Titreşim Önleyici Yapılar	FCC Titreşim Önleyici Platform
		Motorların Titreşimini Önleyen Sönümleyiciler
Aviyonik Sistemler	Uçuş Kontrol Bilgisayarı (FCC) ve Bütünleşik Bileşenleri	FCC
		Barometrik Altimetre
		Jiroskop
		İvmeölçer
	Navigasyon Sistemleri	GPS-Pusula
		Telemetri
İtki Sistemleri	Dikey Uçuş İtki Sistemi	Kumanda Vericisi
		Elektrik Motorları
		Pervaneler
		ESC'ler
	Seyir Uçuş İtki Sistemi	Pil (İHA'da toplam 1 adet)
		Ana Pervane
		Elektrik Motoru
		ESC
Uçuş Kontrol Sistemleri	Kontrol Yüzeyleri	Pil (İHA'da toplam 1 adet)
		Aileron
		Elevator
	Kontrol Elemanları	Rudder
		Servo
Yer İstasyonu	Görev Platformu	Bağlantı Elemanları
		Laptop
	Kumanda	Otomatik Görev Planlayıcısı
		Manuel Girdi Yapan Kumanda Kolları ve Tuşlar

Dördüncü bölümde Doğa'nın üretimi, yer ve uçuş testleri gerçekleştirilecektir. Yapısal sistemler dışındaki tüm sistemler Doğa'nın tasarım & performans parametre hesaplamalarına uygun olarak piyasadan hazır olarak alınacaktır. Yapısal sistemler içerisinde iniş takımı Doğa'nın boyutlarına ve uygulayacağı dikine iniş ve kalkış görevlerine uygun olarak piyasadan hazır olarak seçilerek alınacaktır. Gövde tasarımında belirli mesafe aralıklarında frame'ler kullanılacak ve kaplama ile kaplanacak olması itibariyle uçağın gövdesine şekil verecek olan yapısal elemanlar frame'ler olacaktır. Frame'ler maket bıçağı ile kolaylıkla şekillendirilerek kesilebilmesi nedeniyle balsa plakalardan üretilecektir. Kanat-gövde bağlantısı, gövde-iniş takımlarının bağlantıları gibi bölgelerde ve yapısal olarak sağlamlığı sağlayabilmek adına belli aralıklarda daha fazla yüke dayanacak olan bulkhead'ler kullanılacaktır. Bulkhead'ler gövdeye bağlantısı olan kanat, iniş takımı, kuyruk gibi elemanlardan oluşan kesme ve normal kuvvetlere dayanımı sağlarken aynı zamanda uçağın ağırlığı, rüzgâr ve uçağın hareketi kaynaklı oluşacak olan kesme ve normal kuvvetlere karşıda gövde yapısının dayanımını sağlayacaktır. Bu bulkhead'ler yapısal dayanımı olabilmesi için kontraplak malzemeden hobi makinesi ve kıl testere kullanılmasıyla kesilerek üretilecektir. Yapısal bütünlüğü sağlayan ve frame-bulkhead'leri birbirine bağlayacak olan stringer'lar için ise piyasadan hazır alınacak olan karbon fiber borular kullanılacaktır. Karbon fiber seçimi ile stringer'lar gövdede oluşacak olan eğilme ve burulma momentlerine karşı dayanım gösterecektir. Kanat üretiminde de gövde ile benzer bir metod izlenecektir. Kanatlarda aerodinamik kuvvetlerin etkisiyle oluşacak olan eğilme momentine direnecek olan ve kanat yapısının en önemli yapısı olan spar'lar karbon fiber borulardan piyasadan hazır olarak alınacaktır. Aerodinamik kanat profilini oluşturan rib'ler ise balsa plakalardan maket bıçağı yardımıyla kesilmesiyle üretilecektir. Kanatta bulunan stringer'lar ise kanadın burulma momentine dirençli olabilmesi için sert ahşap çیتالardan piyasadan hazır olarak alınacaktır. Stringer'lar kanatta aynı zamanda rib'lerin birbiri ile bağlanmasına yardımcı olacaktır. Kuyruk ve kontrol yüzeylerinin üretiminde balsa plakalar kullanılacaktır. Balsa plakaları sağlamlaştırmak adına karbon fiber borular kafes sistemi yapısında kullanılacaktır.

Dördüncü bölümde ayrıca uçağın piyasadan hazır alınacak olan aviyonik, itki, uçuş kontrol sistemleri ve yer istasyonu test edilecektir. Bu testler sonucunda uçak tasarımı,

sistem seçiminde veya kontrol yazılımında düzeltmeler yapılması gerekirse değişiklikler yapılacaktır. Yer testlerinin tamamlanmasının ve imalatın tamamen bitirilmesinin ardından uçuş testleri gerçekleştirilecektir. Dikine kalkış, havada asılı kalma, dikey uçuştan seyir uçuşa geçiş uçuşu, seyir uçuşu, seyir uçuşundan dikey uçuşa geçiş uçuşu ve dikine iniş aşamaları ayrı ayrı test edilecektir. Bu testlerin ardından görev planlayıcısı yardımıyla ve manuel kumanda yoluyla tam bir uçuşun testi gerçekleştirilecektir. Uçuş testlerinin tamamlanmasının ardından gerekirse uçağın kontrol sistemi yazılımında son değişiklikler yapılarak, Doğa projesi son halini alacaktır. Şekil 1.1 içerisinde tasarım, üretim ve test süreçlerinin akış şeması sırasıyla gösterilmektedir.



Şekil 1.1 Doğa'nın tasarım, üretim ve test süreçler akış diyagramı

Sonuç bölümü olan beşinci bölümde tüm çalışmada izlenen tasarım süreci, mühendislik hesaplamaları, üretim metodları, uçuş & yer testleri ve sonuçlar gözden geçirilerek yorumlanacaktır. Tez boyunca başarılanlar ve başarısızlıklar nedenleriyle birlikte tartışılarak açıklanacaktır. Son olarakta Doğa VTOL İHA ile gelecekte geliştirilebilecek alanlar vurgulanarak çalışma sonlandırılacaktır.

1.3 Literatür Araştırması

Literatürde İHA'lar üzerine çok fazla sayıda yayın ve çalışma bulunmaktadır. Sivil hayatta kullanımlarının artması ile birlikte ticari şirketler tarafından da üretilen pek çok İHA ürünü piyasada yerini almıştır. Bu tezin konusu olan VTOL İHA'lar

konvansiyonel İHA ve uçak konseptinden farklı bir yapıya sahip olduğu için VTOL İHA’larda konvansiyonel İHA alanındaki çalışmalara kıyasla daha sınırlı sayıda çalışma bulunmaktadır. Klasik sabit kanatlı İHA’ların ve rotorlu İHA’ların özelliklerini içeren ara bir sınıfta yer alan VTOL İHA Doğa’nın tasarımı ve üretimi için literatürde bulunan VTOL İHA’lar hakkındaki çalışmaların yanısıra klasik İHA türlerinde yapılan çalışmalardan da yararlanılacaktır. Öncelikle İHA’lar sınıflandırılacak ve daha sonra piyasadaki benzer modeller tespit edilerek rakip tasarımların neler olduğu ortaya çıkarılacaktır. VTOL sınıfına giren rakip modellerin tespit edilmesiyle beraber, bu rakip VTOL İHA’ların performans ve tasarım kriterleri ikinci bölümde Doğa’nın performans ve tasarım kriterlerinin belirlenmesi için yol gösterici olacaktır.

1.3.1 İHA’ların Sınıflandırılması

İHA’lar performans karakteristikleri ve görev kabiliyetleri olmak üzere iki temel kritere göre sınıflandırılmaktadır (Academia, 2007). İHA’ların performans karakteristiklerine göre sınıflandırılması ağırlık, menzil, tavan irtifası, takat vb. başlıklar altında yapılmaktadır. Bu performans karakteristiklerinin belirlenmesi İHA’nın tasarımı için önemli bir yol gösterici olmaktadır. Yapısal tasarımın yanısıra seçilecek olan kanat profili, itki konfigürasyonu, yakıt türü, motor tipleri, aviyonik sistemler, iniş takımı vb. birçok sistemin ve yapının seçimi performans karakteristiklerinin belirlenmesi ile birlikte şekillenmeye başlar. Tablo 1.3 içerisinde performans karakteristiklerine göre İHA’ların sınıflandırılması gösterilmiştir.

Tablo 1.3 Performans Karakteristiklerine Göre İHA'ların Sınıflandırılması (Academia, 2007)

Performans Karakteristiği	1	2	3	4	5
Ağırlık	Süper Ağır <i>2000 kg'dan büyük</i>	Ağır <i>2000 kg ile 200 kg arası</i>	Ortalama Ağır <i>200 kg ile 50 kg arası</i>	Hafif <i>50 kg ile 5 kg arası</i>	Mikro <i>5 kg'dan küçük</i>
Takat / Menzil	Uzun <i>24 saatten fazla ve 1500 km'den büyük</i>	Orta <i>5 ile 24 saat arası ve 100 ile 400 km arası</i>	Kısa <i>5 saatten az ve 100 km'den küçük</i>		
Tavan İrtifası	Yüksek <i>10000 m'den büyük</i>	Orta <i>1000 m ile 10000 m arası</i>	Düşük <i>1000 m'den küçük</i>		
Kanat Yükleme	Yüksek <i>100 $\frac{kg}{m^2}$'den büyük</i>	Orta <i>50 $\frac{kg}{m^2}$ ile 100 $\frac{kg}{m^2}$ arasında</i>	Düşük <i>50 $\frac{kg}{m^2}$'den küçük</i>		
Motor Tipi	Elektrikli	Pistonlu	Turbofan	Turboprop	

Ağırlık performans karakteristiğini belirleyen faktörler arasında İHA'nın taşıyacağı faydalı yük, ulaşacağı irtifası, görev menzil/mesafesi ve planlanan görev tipi parametreleri belirleyici olmaktadır. Hafif ve mikro olan İHA'lar için genellikle elektrikli motorlar kullanılırken, ağır olan İHA'lar için ise yakıt olarak benzin kullanan turbo prop veya turbo fan motorlar kullanılmaktadır. İHA tasarımı sırasında ağırlık dışında sonraki bir diğer önemli parametre takat ve menzildir. Takat ve menzil performans karakteristiğine göre İHA'nın havada kalacağı süre ve etkili menzil alanını belirlenmektedir. Tavan irtifası İHA tasarımı dikkate alınması gereken bir diğer önemli parametredir. Düşmana yakalanmamak için tavan irtifası yüksek olan askeri İHA'lar üretilirken, düşük irtifalı İHA'lar daha çok sivil amaçlı kullanılan ve ağırlık olarak mikro sınıfa giren İHA'larda seçilmektedir. Kanat yükleme performans karakteristiği formülü İHA'nın toplam ağırlığının kanat alanına bölümüdür. Motor tipine göre de sınıflandırılabilen İHA'larda belli başlı sınıflar elektrikli, pistonlu,

turbofan, turboprop olmaktadır. Hafif İHA’larda elektrikli motorlar tercih edilirken, ağır İHA’lar için daha çok benzinli motorlar tercih edilmektedir.

Performans karakteristiklerine göre İHA’lar sınıflandırılabilirdiği gibi aynı zamanda görev kabiliyetlerine göre de sınıflandırılmaktadır. İHA’lardaki birçok yenilik ve geliştirme askeri alanlarda yapıldığı için askeri amaçlarla ortaya çıkmış olan farklı görev ihtiyaçları, farklı görev kabiliyetlerine sahip İHA’ları yaratmıştır (Academia, 2007). Bu nedenle aşağıdaki görev kabiliyetlerine göre İHA’lar sınıflandırılmıştır;

- İstihbarat, Gözetleme ve Keşif,
- Muhabere,
- Çok Amaçlı,
- Dikey Kalkış ve İniş (VTOL)
- Radar ve İletişim,
- Lojistik Destek.

Bu tezde tasarlanacak ve üretilecek VTOL İHA olan Doğa görev kabiliyetine göre VTOL İHA’lar sınıfına girmektedir. Doğa performans karakteristiklerine göre kısa seyir süresi ve menzile sahip, tavan irtifası düşük olan ve motor tipi elektrikli seçilmiş bir İHA olacaktır. Daha şimdiden belli olan performans karakteristiklerinin yanı sıra ağırlık ve kanat yüklemesi gibi performans karakteristikleri 2. Bölüm’de yapılacak olan hesaplamalar ile tespit edilebilecektir. Taşıyacağı faydalı yükü 0,5 kg olduğu düşünülürse ağırlık performans karakteristiğine göre hafif veya mikro bir VTOL İHA olacağı tahmin edilebilir.

1.3.2 Benzer Çalışmaların ve VTOL İHA’ların Belirlenmesi

Bu bölümde İHA’lar hakkında literatürde yapılmış olan çalışmalar ortaya konulacak ve Doğa’ya rakip olan VTOL İHA’lar belirlenecektir. Literatürde var olan çalışmalar bir İHA’nın tasarımından üretimine ve son olarak uçuş testlerine kadar bir bütünü içerdiği gibi, sadece İHA’nın kontrol sisteminin tasarımı gibi kapsamı daha dar çalışmalarda mevcuttur.

Aktaş (2013), yüksek lisans tezinde quadrotor bir İHA’yı tasarlamış ve üretimini gerçekleştirmiştir. Kim (2017), yüksek lisans tez çalışmasında yine bir quadrotor’un

tasarımını ve kontrol sistemini tilt-rotor mekanizması ile yapmış ve non-lineer kontrolcüsünü gerçekleştirdikten sonra simülasyonunu tamamlamıştır.

Bir başka çalışmada Smouter (2013), yüksek lisans tezinde sabit kanatlı bir VTOL İHA'nın otomatik dikey kalkış ve iniş yapabilmesini sağlayan bir kontrol sisteminin tasarımını ve simülasyonunu gerçekleştirmiştir. Casau (2010), yüksek lisans tezinde VTOL bir İHA için otomatik geçiş uçuşunun matematiksel modellemesini yapıp simülasyonunu yapmıştır. Casau, Cabecinhas ve Silvestre (2011) çalışmalarında sabit kanatlı dikine kalkış ve iniş yapabilen bir VTOL İHA'nın geçiş uçuşunun kontrol sürecini incelemişler ve simülasyonunu gerçekleştirmişlerdir. Bir başka çalışmada Aksugur, İnalhan ve Beard (2008), Şekil 1.2'de gösterilen kuyruğu üzerine oturabilen ITU-BYU isimli tailsitter bir VTOL İHA'nın yalnızca hibrid itki sisteminin tasarımına yönelik bir çalışma yapmışlardır. Aksugur ve İnalhan (2009), başka bir çalışmalarında ise ITU-BYU tailsitter VTOL İHA'sının tasarım metodolojisini incelemişlerdir.



Şekil 1.2 ITU-BYU tailsitter VTOL İHA (Aksugur ve diğer., 2008)

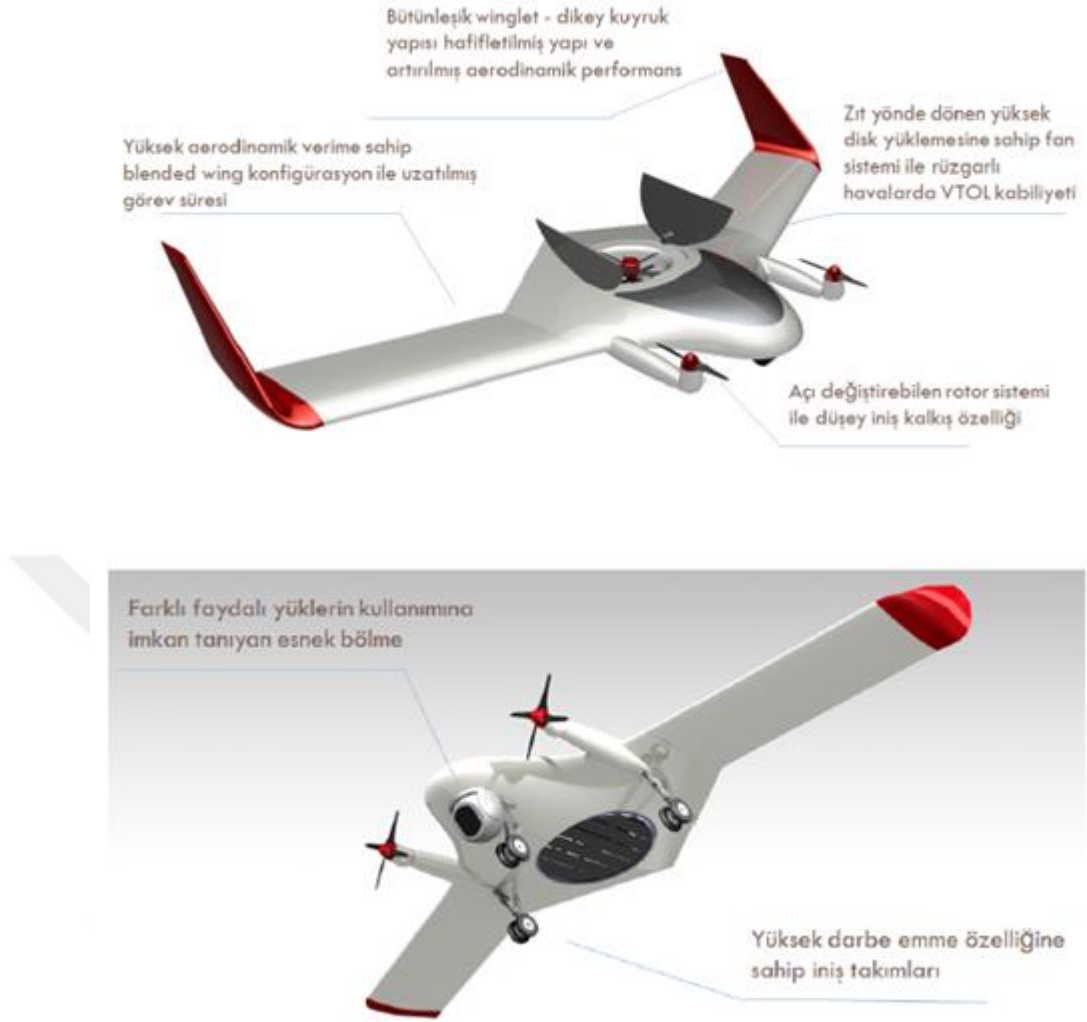
Yuan (2013), doktora tezinde VTOL İHA'ların dinamik modellemesini yapmış ve uçuş kontrol metodolojilerini geliştirerek teorik bir çalışma yürütmüştür. Bir başka çalışmada Blackwood ve King (2018), VTOL İHA'ların basitçe simülasyonlarının

yapılarak tasarımlarının son haline getirilmesiyle test uçuşları yapılmamış olan VTOL İHA'ların da başarılı bir şekilde uçurulabileceğini göstermişlerdir. Çakıcı (2016), doktora tezinde Şekil 1.3'de gösterilen VTOL-FW isimli VTOL İHA'nın kontrol ve güdüm algoritmasını tasarlayarak, simülasyonlarını yapmış ve ürettikten sonra uçuş testlerini gerçekleştirmiştir. Çakıcı ve Leblebicioğlu (2016), bir çalışmalarında VTOL-FW İHA'sının kontrol sistemini tasarlamışlardır.



Şekil 1.3 VTOL-FW İHA (Çakıcı, 2016)

Vuruşkan (2014), yüksek lisans tezinde Şekil 1.4'de gösterilen TURAÇ isimli VTOL İHA'nın aerodinamik tasarımını, modellemesini ve analizini gerçekleştirmiştir. Yine aynı VTOL İHA'nın yani TURAÇ'ın tasarımının, üretiminin ve uçuş testlerinin nasıl yapıldığı Özdemir'in doktora tezinde ortaya koyulmuştur (Özdemir, 2015).



Şekil 1.4 TURAÇ tilt rotor VTOL İHA (Özdemir, 2015)

Rahman, Hajibeigy, Al-Obaidi ve Cheah (2018), çalışmalarında küçük bir VTOL İHA'nın tasarımını ve üretimini gerçekleştirmişlerdir ancak parça tedarik sorunları nedeniyle test uçuşlarını tamamlayamamışlardır. Oo, Tun, Naing ve Moe (2017), çalışmalarında VTOL İHA'ların tasarımını gerçekleştirmiştir. Onochie (2017), yüksek lisans tezinde sabit kanatlı bir İHA'ya VTOL İHA özelliği kazandıracak olan bir platformun geliştirilmesini ve stabilizasyonunu sağlamıştır. Armitkar (2009), yüksek lisans tezinde VTOL bir İHA'nın aerodinamik analizlerini yapmıştır. Blanchette (1990), yüksek lisans tezinde gemiden havalanan bir VTOL İHA'nın tasarımını ve üretimini açıklamıştır. Kriel (2008), yüksek lisans tezinde VTOL İHA'ların kontrol sistemlerini geçiş uçuşları için karşılaştıran bir çalışma yapmıştır.

Akademik literatürde yapılmış olan bazı çalışmaları inceledikten sonra ticari firmaların üretmiş oldukları VTOL İHA’larda araştırılmıştır. Bunlardan bir tanesi Vertical Technologies şirketinin ürettiği Şekil 1.5’te gösterilen DeltaQuad isimli VTOL İHA’dır. Krossblade Aerospace firması tarafından üretilmiş olan SkyProwler isimli VTOL İHA ise Şekil 1.6’da gösterilmiştir. Şekil 1.7’de ise Wingtra firması tarafından üretilmiş olan ve modeli Wingtra One olan tailsitter VTOL İHA gösterilmiştir.



Şekil 1.5 Deltaquad VTOL İHA (Vertical Technologies, 2018)



Şekil 1.6 Skyprowler VTOL İHA (Krossblade Aerospace, 2018)



Şekil 1.7 Wingtra one VTOL İHA (Wingtra One, 2018)

Tablo 1.4 içerisinde akademik ve ticari amaçlarla tasarlanmış ve üretilmiş olan rakip VTOL İHA'lar ve bunların kategorileri gösterilmiştir.

Tablo 1.4 Rakip VTOL İHA'lar

Üretici	Model	VTOL İHA Kategorisi
İTÜ	Turaç	Döner Rotor
İTÜ	ITU-BYU	Tailsitter
ODTÜ	VTOL-FW	Sabit Rotor
Vertical Technologies	DeltaQuad	Sabit Rotor
Heliceo	Fusion	Sabit Rotor
Krossblade Aerospace	SkyProwler	Sabit Rotor
Wingtra	Wingtra One	Tailsitter

BÖLÜM 2

HAVA ARACININ KONSEPT TASARIMI

Dikine iniş ve kalkış yapabilen VTOL İHA'lar, multi-rotor İHA'lar ve sabit kanatlı İHA'ların farklı uçuş fazlarındaki avantajlarını tek bir İHA'da toplamak amacıyla üretilmektedir. Multi-rotor İHA'ların havada asılı kalma, dikine kalkış ve dikine iniş uçuş fazlarındaki hareket kabiliyetini VTOL İHA'larda elde edebilmektedir. VTOL İHA'lar aynı zamanda multi-rotor İHA'larda olduğu gibi bir piste ihtiyaç duymadan zorlu arazi koşullarına iniş ve kalkış yapabilmektedir. Ancak VTOL İHA'ların ağırlığı sabit kanatlı İHA özellikleri taşıdığı için multi-rotor İHA'lara göre daha fazla olduğu için havada askıda kalma, dikine iniş ve dikine kalkış fazlarındaki enerji verimlilikleri daha az olmaktadır. Sabit kanatlı İHA'lar iniş ve kalkış için bir piste ihtiyaç duydukları için ve havada asılı kalma görevlerini yerine getiremedikleri için multi-rotor İHA'ların yerine getirebildiği her görevi yerine getirememektedir. İniş ve kalkıştaki dezavantajlarına rağmen sabit kanatlı İHA'lar seyir uçuşunda ve iniş & kalkışta harcanan enerji karşılaştırıldığında multi-rotor İHA'lara göre çok verimlidir. Bunun nedeni sabit kanatlı İHA'ların sürüklenme kuvvetinin multi-rotor İHA'lara ve insansız helikopterlere kıyasla daha az olmasındandır. Bu nedenle seyir uçuşu sırasında bir sabit kanatlı İHA özelliğini barındıran VTOL İHA'ların seyir enerji verimliliği multi-rotor İHA'lara göre daha iyi olmaktadır. Dikine kalkış ve iniş, havada asılı kalma ve seyir uçuşları bir arada düşünüldüğünde VTOL İHA'ların karma enerji verimliliği multi-rotor İHA'lara göre daha iyi olmaktadır. VTOL İHA'ların enerji verimliliği sabit kanatlı İHA'lara göre daha düşük olsa da VTOL İHA'lar görev kabiliyetleri açısından sabit kanatlı İHA'lara göre daha avantajlı olmaktadır.

Tablo 2.1'de VTOL İHA'ların multi-rotor İHA'lar ve sabit kanatlı İHA'lar ile uçuş fazları için enerji verimlilikleri karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırmada kullanılan enerji verimlilikleri değerlerini sayısal olarak göstermek mümkün olmamaktadır. Literatürde bu yönde bir istatistik çalışması bulunmamaktadır. Enerji verimlilikleri görev süresine, görev tipine, faydalı yükün ağırlığına, İHA tasarımına ve birçok diğer parametreye göre değişebilmektedir. Bu nedenle Tablo 2.1 içerisinde uçuş fazlarına göre güç gereklilikleri sayısal veriler yerine niteliksel olarak açıklanacaktır.

Tablo 2.1 VTOL İHA'ların enerji verimliliği karşılaştırılması

İHA Tipi	Seyir Uçuşu Enerji Verimliliği	İniş & Kalkış Enerji Verimliliği	Görev Kabiliyeti
Sabit Kanatlı İHA	Çok İyi	Çok İyi	Kalkış ve İniş için pist gerekliliği
Multi-rotor İHA	Kötü	İyi	Dikine İniş & Kalkış ile dar alanlarda görev kabiliyeti
VTOL İHA	İyi	Kötü	Dikine İniş & Kalkış ile dar alanlarda görev kabiliyeti

2.1 VTOL İHA Doğa'nın Konsept Tasarımı

Dikine iniş ve kalkış yapabilen VTOL İHA Doğa'nın sivil kargo taşımacılığı amaçlı kullanılacak bir hava aracı olması nedeniyle bu bölümde Doğa'nın tasarım konsepti belirlenecektir. Öncelikle Doğa'nın hedef performans ve tasarım parametrelerini belirlemek için önemli bir faktör olacak olan maksimum kalkış ağırlığı belirlenecektir. Maksimum kalkış ağırlığı 0,5 kg olarak seçilmiş olan faydalı yüke göre hesaplanacaktır. Maksimum kalkış ağırlığının belirlenmesi için izlenecek olan method tekrarlamalı ağırlıklık hesabı olacaktır. Maksimum kalkış ağırlığının yanısıra müşteri ihtiyaçları ve birinci bölümde belirlenen rakip VTOL İHA'larının performans ve tasarım parametreleri gösterilerek Doğa'nın hedef performans ve tasarım parametrelerinin belirlenmesi için önemli parametreler belirlenecektir. Daha sonra itki sistemlerinin konfigürasyonu, kanat profili ve geometrisinin seçimi yapılacaktır. İkinci bölüm sonunda Doğa'nın hedef performans ve tasarım parametreleri belirlenerek konsept tasarımı sonlandırılacaktır. Son olarak CATIA V5 CAD programında Doğa'nın geometrisinin dış yüzeylerinin belirlendiği ilk versiyonun 3 boyutlu çizimleri bitirilerek, detay tasarım sırasındaki analiz ve hesaplamalarda kullanılacak olan 3 boyutlu model tamamlanmış olacaktır.

Doğa'nın tasarımını etkileyen en önemli faktör İHA'nın taşımacılık amacıyla kullanılacak olmasıdır. Kargo taşımacılığı yapacak olan Doğa'nın yüksek manevra kabiliyetine ve ses üstü seyir hızlarına ulaşmasına gerek yoktur. Bu nedenle Doğa'nın tasarımında önemli olan gereklilikler şunlardır;

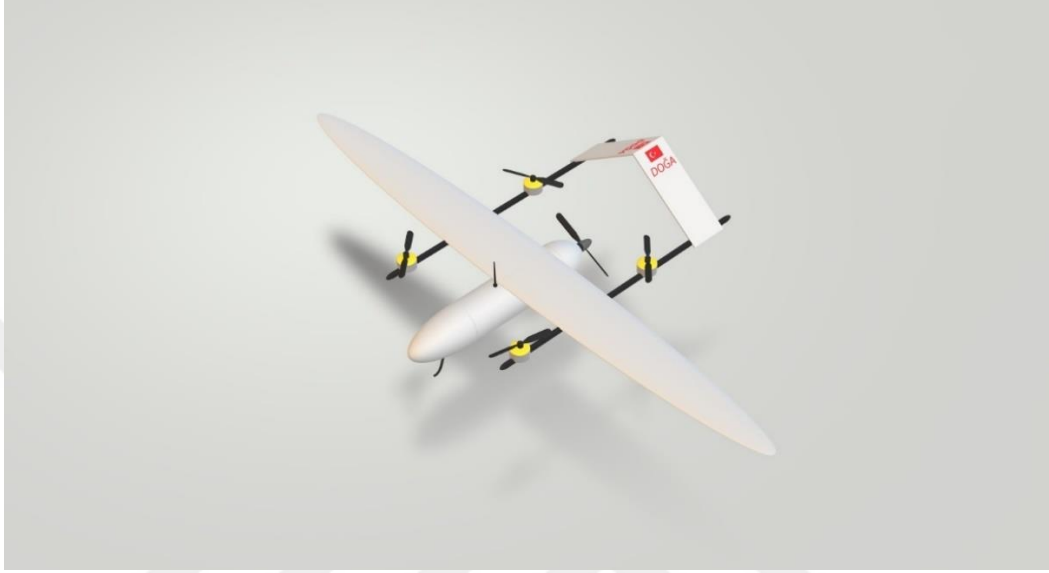
- enerji verimliliği,
- stabil bir uçuş karakteristiği,
- kararlı bir oto kontrol sistemi,
- dikine iniş ve kalkış,
- sabit kanatlı seyir uçuşu,
- yapısal sağlamlık.

Bu gerekliliklere göre Doğa'nın konsept tasarımında ne gibi tasarım kriterlerinin seçildiğine dair bilgiler Tablo 2.2 içerisinde gösterilmiştir.

Tablo 2.2 Konsept tasarımı için tasarım kriterleri

Tasarım Kriteri	Seçim	Avantajlar	Dezavantajlar
Kanat Sayısı	Tek Kanat (Monoplane)	Düşük sürüklenme kuvveti	-
Kanat Pozisyonu	Yüksek Pozisyon (High Wing)	Stabil Uçuş, Hafif	-
Aspect Ratio (A.R.)	Ortalama A.R.	Stabil Uçuş, Düşük sürüklenme kuvveti	Yüksek A.R.'ye göre daha düşük taşıma kuvveti
Kanat Geometrisi-1	Sivrilik Oranı Olan	Düşük kanat ucu vortex, Düşük sürüklenme kuvveti, Yapısal ve aerodinamik olarak efektif	Üretim Zorluğu
Kanat Geometrisi-2	Swept Olmayan	Yapısal olarak efektif, Düşük hızlı seyir uçuşlarında efektif, Stabil Uçuş	Ağırlık merkezi daha önde
Kanat Geometrisi-3	Dihedral veya Anhedral Açısı Olmayan	Üretimi Kolay	-
Kanat Geometrisi-4	Incidence Açısı Olan	Aerodinamik olarak daha efektif	Üretimi zor
Kuyruk Yapısı	Ters V Şeklinde	Üretim kolaylığı, Aerodinamik olarak efektif	Yunuslama ve Sapma tepkisinde azalma
Gövde Yapısı	Boru Şeklinde	Aerodinamik olarak efektif, Fazla yük hacmi	Üretim zorluğu
Dikine Kalkış ve İniş İtki Sistemi	Fırçasız Elektrikli Motorlardan oluşan 4 Adet Sabit Rotor	Üretim kolaylığı, Kontrol kolaylığı, Daha verimli motor, Stabil Geçiş Uçuşu	Daha fazla sürüklenme kuvveti, Daha ağır
Seyir Uçuşu İtki Sistemi	1 Adet Gövde Arkasında Fırçasız Elektrikli Motor	Aerodinamik olarak daha etkin, Daha verimli motor	Ağırlık merkezi daha arkada
İniş Takımı	Helikopter Tipi	Basit yapı, Daha hafif	Geleneksel kalkış ve iniş yapamayan

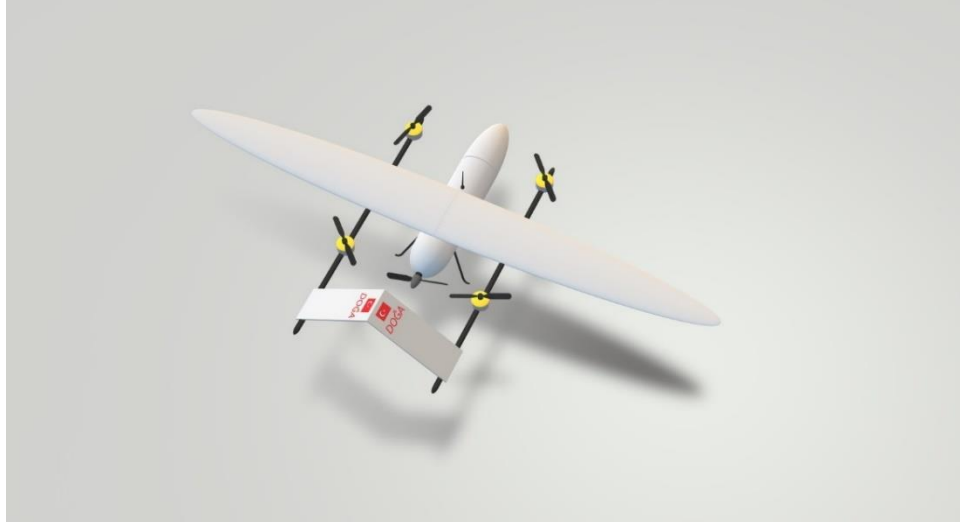
Seçilmiş olan tasarım kriterlerine göre Doğa üstten kanatlı, 4 adet dikine kalkış ve inişi sağlayan sabit rotorlu, gövde arkasında 1 adet seyir uçuşunu sağlayan motorlu ve ters v şeklinde bir kuyruğa sahip olan bir VTOL İHA olacaktır. Şekil 2.1, 2.2 ve 2.3'te Doğa'nın boyutlandırılmamış taslak tasarım çizimleri gösterilmektedir.



Şekil 2.1 Doğa taslak tasarım çizimi – görünüm 1

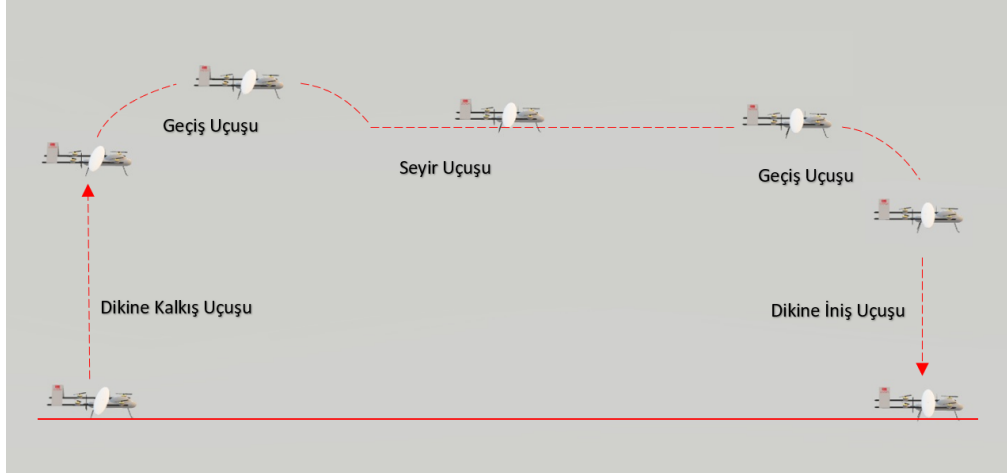


Şekil 2.2 Doğa taslak tasarım çizimi – görünüm 2



Şekil 2.3 Doğa taslak tasarım çizimi – görünüm 3

Doğa'nın standart gerçekleştireceği görev profili için Şekil 2.4 içerisinde tüm uçuş fazlarını gösteren çizim yapılmıştır.

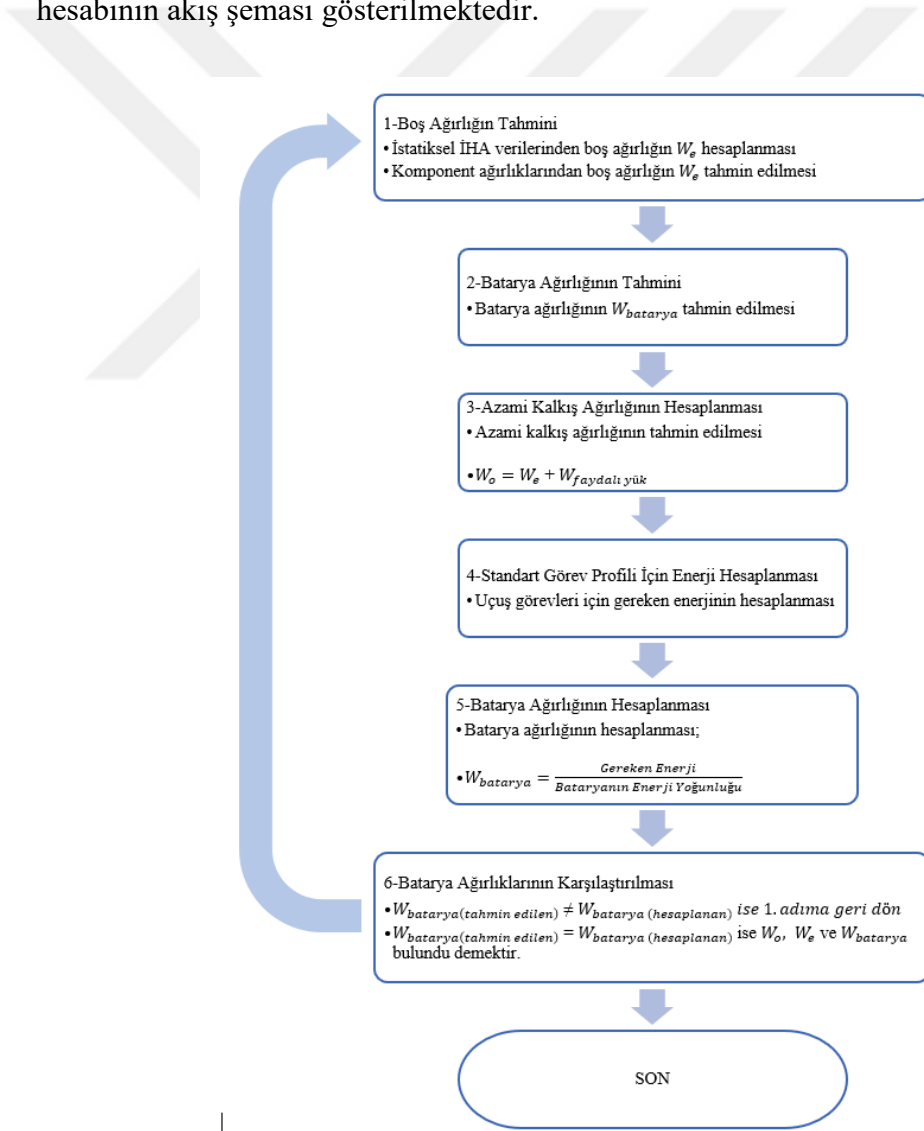


Şekil 2.4 Doğa'nın standart görev profili

Doğa'nın standart görev profilinde dikine kalkış ve dikine iniş uçuşu sabit olan 4 adet rotor vasıtasıyla gerçekleştirilecektir. Geçiş uçuşları fazında hem 4 adet rotor hemde seyir uçuşu için kullanılan ana elektrik motoru çalışacaktır. Seyir uçuşu sırasında ise sadece ana elektrik motorunun çalışması ve kanatların ürettiği taşıma kuvveti vasıtasıyla İHA uçuş fazını gerçekleştirecektir. İlgili bölümde itki sistemlerinin kontrolü, itki sistemleri arasındaki geçiş ve birlikte kullanım durumları ayrıntılı olarak anlatılacaktır.

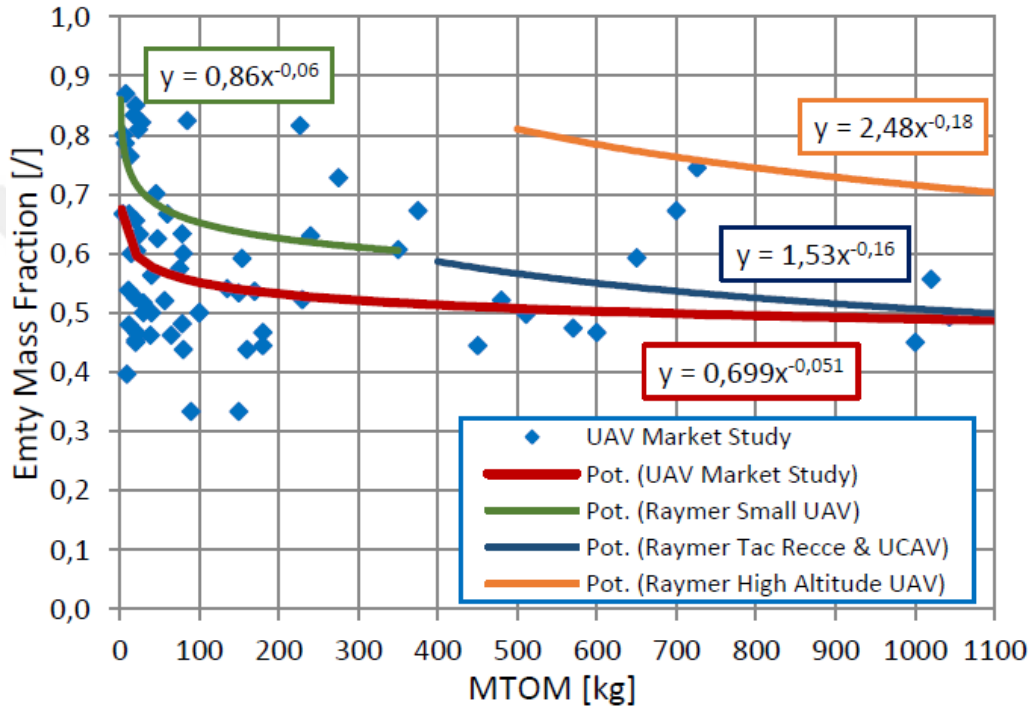
2.2 Maksimum Kalkış Ağırlığı Hesabının Yapılması

Doğa'nın azami kalkış ağırlığının hesabı performans hesaplarından, İHA'nın ilk boyutlandırılması ve tasarım çalışmalarına kadar bir çok önemli parametrenin hesaplanmasında kullanılacaktır. Bu nedenle azami kalkış ağırlığı hesabının doğru bir şekilde yapılması çok önemlidir. Azami kalkış ağırlığının hesabı için öncelikle istatistiksel olarak benzer İHA'ların verilerine göre bir hesaplama yapılacak ve daha sonra tekrarlamalı ağırlık hesabı ile hesaplamalar tamamlanacaktır. Hem istatistiksel analizde hemde tekrarlamalı ağırlık hesaplamalarında azami kalkış ağırlığının (W_o) boş ağırlığa (W_e) oranı $\left(\frac{W_e}{W_o}\right)$ hesaplanacaktır. Şekil 2.5'te tekrarlamalı ağırlık hesabının akış şeması gösterilmektedir.



Şekil 2.5 Tekrarlamalı ağırlık hesabı akış şeması

İHA'nın boş ağırlığının tahmini için yapılacak olan ilk işlem İHA'ların boş ağırlığının azami ağırlığına oranının değişiminin azami ağırlığın değişmesi ile ilişkisini gösteren istatistiksel verilere ihtiyaç vardır. Bu veriler Finger'ın çalışmasında Raymer (2012), verileri baz alınarak gösterilmiştir (Finger, 2016). Şekil 2.6'da küçük İHA'lar için azami kalkış ağırlığı 350 kg ve aşağısı olan İHA'ların $\frac{W_e}{W_o}$ oranı yeşil renkli grafik ile gösterilmiştir.



Şekil 2.6 İHA'ların boş ağırlığının azami ağırlığa oranının değişimi (Finger, 2016)

Doğa'nın taşıyacağı faydalı yük 0,5 kg dikkate alındığında Raymer'in küçük İHA grubuna girmektedir. Raymer'in küçük İHA grubuna ilişkin grafiğinin fonksiyonu Denklem 2.1'de gösterilmiştir.

$$y = 0,86x^{-0,06} \quad (2.1)$$

Bu denklemde y ve x eksenlerindeki değişkenler yerlerine koyulduğunda Denklem 2.2 elde edilir.

$$\frac{W_e}{W_o} = 0,86W_o^{-0,06} \quad (2.2)$$

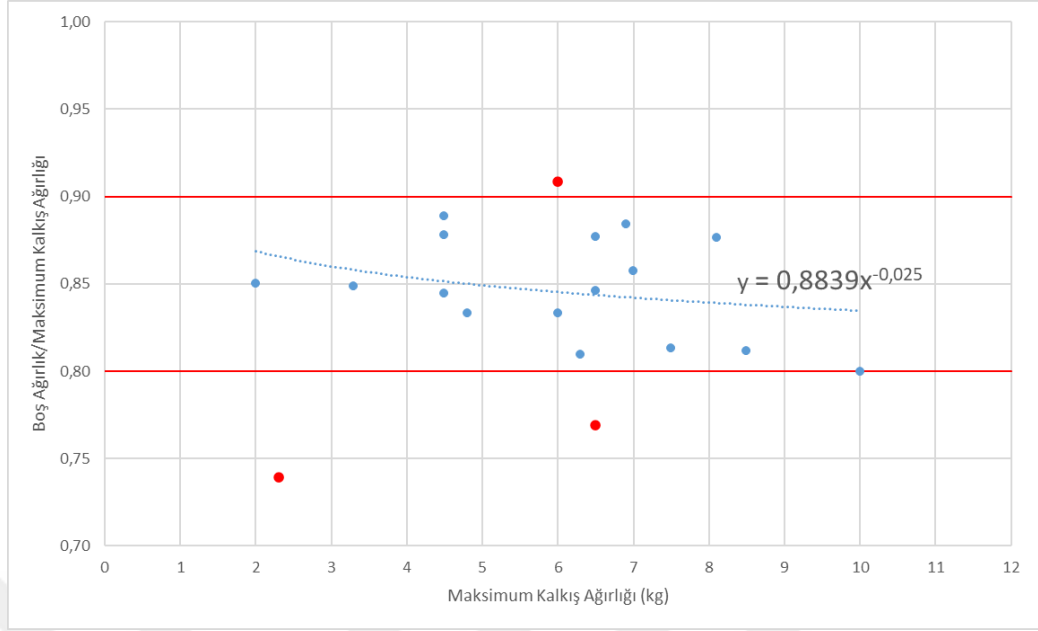
$W_{batarya}$ boş ağırlığın bir parçası olduğu için azami ağırlığın formülü Denklem 2.3'teki gibi olacaktır.

$$W_o = W_e + W_{faydalı\ yük} \quad (2.3)$$

Denklem 2.3 içerisine denklem 2.2 koyulduğunda ve faydalı yük 0,5 kg yazıldığında Denklem 2.4 elde edilir.

$$W_e^{1,064} - 0852W_e = 0,426 \quad (2.4)$$

Denklem 2.4'ün sayısal olarak çözümlenmesiyle Doğa'nın boş ağırlığı 2,15 kg ve azami kalkış ağırlığı ise 2,65 kg bulunur. Ancak Raymer'in verilerinden hesaplamış olduğumuz azami ve boş ağırlıklar tam anlamıyla VTOL konseptinde bir İHA'yı yansıtmamaktadır. Literatürde sabit rotorlu VTOL İHA'ların boş ağırlığının maksimum kalkış ağırlığına oranının değişimine ilişkin bir istatistiksel çalışma bulunmadığından dolayı internet üzerinden dikine kalkış itki sistemi sabit rotor tipte olan VTOL İHA'ların ağırlıklıklarına yönelik bir araştırma yapılmıştır. Şekil 2.7 içerisinde yapılan bu çalışma neticesinde ortaya çıkan grafik gösterilmiştir. Bu çalışmada kullanılan piyasadaki VTOL İHA'ların detaylı bilgilerine ilişkin tablo EKLER içerisinde gösterilmiştir. Data sayısının kısıtlı olması nedeniyle istatistiksel olarak verilerin daha doğru sonuçlar verebilmesi amacıyla boş ağırlığın azami ağırlığa oranı 0,8 ile 0,9 arasında olan oranlar dikkate alınmıştır.



Şekil 2.7 Sabit rotor tipi VTOL İHA'ların boş ağırlığının azami ağırlığa oranının değişimi

Doğa VTOL İHA'nın mikro bir VTOL İHA olacak olması nedeniyle piyasadaki azami ağırlığı 10 kg ve altındaki VTOL İHA'lar Şekil 2.7'deki çalışmada kullanılmıştır. Şekil 2.7'de elde edilen eğrinin fonksiyonu faydalı yükün 0,5 kg olduğu girilerek ve Denklem 2.3'e göre yeniden düzenlendiğinde Denklem 2.5 elde edilmektedir.

$$W_e^{1,0256} - 0,8811W_e = 0,4406 \quad (2.5)$$

Denklem 2.5 çözdürüldüğünde Doğa'nın boş ağırlığı 2,99 kg bulunmuştur. Bu nedenle Doğa'nın boş ağırlığı 3 kg olarak hesaplanmıştır. Faydalı yük 0,5 kg olarak seçildiği için maksimum kalkış ağırlığı ise 3,5 kg olarak bulunmuştur. Raymer'in verilerine göre 2,65 kg olarak hesaplanan azami kalkış ağırlığı Denklem 2.6 ve 2.7'ye göre revize edilmelidir.

$$W_o = W_e + W_{faydalı\ yük} + W_{VTOL} \quad (2.6)$$

$$W_{VTOL} = W_{motorlar} + W_{motor\ entegrasyonu} \quad (2.7)$$

Raymer'in verilerinden klasik bir İHA gibi hesaplanan azami ve boş ağırlığa ilave olarak Denklem 2.6 ve 2.7'ye göre VTOL sisteminin ekstradan getirdiği dikine kalkış & iniş sisteminin ağırlığı da eklenmelidir. VTOL sisteminin 0,85 kg ekstra ağırlık getireceği kabul edilerek, Doğa'nın boş ağırlığı 3 kg ve azami ağırlığı ise 3,5 kg olarak bulunmuştur. Sonuç olarak hem Raymer'in modifiye edilmiş verilerine göre hem de gerçekleştirmiş olduğumuz istatistiksel piyasa araştırması neticesinde Doğa'nın boş ve azami ağırlık değerleri elde edilmiştir.

Komponent ağırlıklarının tahmininden boş ve azami ağırlığın tahmini yapılabilir. Komponent ağırlıklarının tahmininde görev süresini etkileyecek olan batarya ağırlığının tahmini de yapılacaktır. Yapısal sistemler dışında kalan ve tedarik edilecek olan parçalar piyasadaki ürünlerin ağırlıkları baz alınarak yaklaşık olarak yazılmıştır. Yapısal sistemlerin ağırlığı ise rakip VTOL İHA'ların yapısal ağırlıklarının maksimum kalkış ağırlığına oranına göre seçilmiştir. Örneğin Özdemir (2015), çalışmasında TURAÇ VTOL İHA'nın yapısal ağırlığının maksimum kalkış ağırlığına oranı 0,15 değerindedir. TURAÇ'ın yapısal ağırlığı 7 kg iken maksimum kalkış ağırlığı 47 kg'dır. Doğa'nın yapısal ağırlığı ise 0,95 kg olarak tahmin edilmektedir. Yapılan hesaplamalarda Doğa'nın maksimum kalkış ağırlığı 3,5 kg olduğu için yapısal ağırlığın maksimum kalkış ağırlığına oranı 0,27 olmaktadır. Bu değer TURAÇ VTOL İHA'ya göre oldukça yüksek bir değerdir. Ancak Doğa'nın yapımında tamamen kompozit malzemeler kullanılmayacağı için yapısal olarak daha ağır olması beklenir. Üretim aşamasında daha hafif bir yapısal ağırlığa sahip olduğu tespit edilirse taşıyabileceği faydalı yük miktarı maksimum kalkış ağırlığına ulaşana dek tamamlanacaktır. Tablo 2.3 içerisinde komponent ağırlıkları tahminine göre Doğa'nın boş ağırlığı ve azami ağırlığı tahmin edilmektedir.

Tablo 2.3 Doğa'nın komponent ağırlıkları tahmini

ANA SİSTEMLER	SİSTEM BİLEŞENLERİ	AĞIRLIK TAHMİNİ
YAPISAL SİSTEMLER	Gövde, Kanatlar, Kuyruk, Uçuş Kontrol Yüzeyleri, İniş Takımı, Bağlantı Elemanları	0,95 kg
AVİYONİK SİSTEMLER	FCC, GPS-Pusula, Telemetri, Kumanda Alıcısı, Güç Modülü (PM), Safety Switch, Buzzer, PPM Encoder, Kablolar	0,2 kg
UÇUŞ KONTROL SİSTEMLERİ	Uçuş Kontrol Yüzey Bağlantı Elemanları, Servo'lar	0,1 kg
İTKİ SİSTEMLERİ (BATARYA HARİÇ)	Elektrik Motorları, Pervaneler, ESC'ler, Kablolar	0,9 kg
BATARYA	Batarya	0,85 kg
FAYDALI YÜK	Faydalı Yük	0,5 kg
Boş Ağırlık (W_e)		3 kg
Azami Ağırlık (W_o)		3,5 kg

Sonuç olarak hem Raymer'in verilerinden yararlanılarak elde edilen denklem ile yapılan hesaplamalar hemde komponent ağırlıklarının tahminine dayalı method ile yapılan hesaplamalar sonucunda Doğa'nın boş ağırlığı 3 kg, azami ağırlığı ise 3,5 kg olarak bulunmuştur.

Ağırlık tahminlerinin tamamlanmasıyla birlikte Doğa'nın gerçekleştireceği görev uçuşları ve sürelerine göre gereken enerji hesabı yapılacaktır. Bu enerji hesabı ile birlikte tahmin edilen batarya ağırlığı eşit olana kadar Şekil 2.5'te gösterilen akış şemasındaki adımlar tekrar edilecektir. Bataryanın ağırlığı görev tipi ve süresiyle doğrudan ilgilidir. Doğa'nın dikine kalkış ve iniş itki sisteminde kullandığı 4 adet sabit

rotorlardaki pervaneler iki palden oluşan pervanelerdir. İki palli pervaneler için güç formülü Denklem 2.8’de gösterilmektedir.

$$P = \frac{1}{FM} \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (2.8)$$

P gücü, FM Figure of Merit yani pervanenin verimini, ρ standart hava yoğunluğunu, T pervanenin itkisini ve A ise pervanenin karşıladığı alanı temsil etmektedir. Seyir uçuşu itki sisteminde bulunan pervane de iki palden oluşan bir pervane olduğu için Denklem 2.8 seyir uçuşu sırasındaki enerji hesaplamalarında da kullanılacaktır.

FM ideal durumda 1 iken, pervanenin verimi gerçekte farklılık göstermektedir. Bu nedenle Denklem 2.8 için hesaplamalar yapılırken FM 0,8 alınacaktır. Hava yoğunluğu olan ρ standart hava koşullarındaki $1,225 \frac{kg}{m^3}$ olarak alınacaktır. İtki T ise dikine kalkış ve iniş uçuşları için Doğa’nın maksimum ağırlığının 1,3 katı ve yatay uçuş için 0,3 katı varsayımla hesaplanacaktır. Gerekli olan itki miktarına ilişkin bu varsayım Özdemir (2015), çalışmasından alınmıştır. Bu durumda seyir uçuşunda gerek duyulan itki maksimum kalkış ağırlığı 3,5 kg’ın 0,3 katı olan 1,05 kg’dır. 1,05 kg yer çekimi ivmesi $9,81 \frac{m}{s^2}$ ile çarpılarak itki kuvveti Newton birimi cinsinden bulunmuştur. Benzer bir itki hesabı dikine iniş ve kalkış içinde tekrarlanmıştır. Seyir uçuşu için güç hesaplaması yapılırken Denklem 2.8 içerisine sayısal veriler koyulduğunda Denklem 2.9’daki sonuç bulunur.

$$P = \frac{1}{0,8} \times \frac{(0,3 \times 3,5 \times 9,81)^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2 \times 1,225 \times \pi \times (\frac{11 \times 2,54}{2 \times 100})^2}} = 106,62 \text{ Watt} \quad (2.9)$$

Denklem 2.9’daki değer, seyir uçuşu için gereken güçü Watt biriminde göstermektedir. Seyir süresi 60 dakika olacak şekilde gereken enerji WattxSaat (Wh) biriminde hesaplandığında Denklem 2.10’da seyir uçuşu için gerekli olan enerji değeri 106,62 Wh olarak bulunur.

$$E_{seyir} = P_{seyir} \times saat = 106,62 \times \frac{60}{60} = 106,62 \text{ Wh} \quad (2.10)$$

Tablo 2.4 içerisinde Doğa'nın standart bir uçuş görevi için gerekli olan enerjiler hesaplanmıştır. Geçiş uçuşu fazlarında itki sistemleri beraber çalışacağından ve enerji hesaplaması farklı birçok değişkene bağlı olduğu için bu fazlar dikine kalkış ve iniş itki sistemi ve seyir uçuşu itki sistemlerinin beraber güç harcayacağı varsayımıyla hesaplanacaktır. Uçuş görevleri için toplam enerji hesabı Denklem 2.11'e göre çözdürülerek tahmin edilen batarya ağırlığı, uçuş görevlerine göre hesaplanan enerji gereksinimini karşılayan batarya ağırlığı ile eşit olana kadar hesaplamalar iterasyon şeklinde tekrarlanmıştır. Sonuç olarak ise Tablo 2.4'te Şekil 2.5'teki akış şemasına uygun olarak batarya ağırlıklarının eşitlenmesi ile birlikte ortaya çıkan sonuçlar gösterilmiştir.

$$E_{toplam} = E_{dikine\ kalkış\ ve\ iniş} + E_{seyir} + E_{geçiş} \quad (2.11)$$

Tablo 2.4 Uçuş görevleri için enerji gereksinimleri

Uçuş Görevleri	İtki Sistemi Bileşenleri	Pervane Çapı (inch)	Süre (dakika)	Enerji (Wh)
Dikine Kalkış ve İniş Uçuşu	4 adet rotor, 2 palli 4 adet pervane	11 X 5,5	1,5	12,02
Seyir Uçuşu	1 adet motor, 2 palli 1 adet pervane	11 X 5,5	60	106,62
Geçiş Uçuşu	Dikine Kalkış ve İniş İtki Sistemi ve Seyir Uçuşu İtki Sistemi	11 X 5,5 11 X 5,5	0,5	4,90
Toplam			62	123,54

Denklem 2.12 gerekli olan batarya ağırlığının hesaplanması için kullanılacak olan son formüldür. Bu formülün paydasında bulunan 0,85 katsayısı Lipo (Lityum Polimer) tipi olacak bataryanın kullanım ömrünün tüketilmemesi adına batarya'da geriye kalması gereken enerji için yazılmıştır. Yani bir başka deyişle bataryanın ihtiva

edebileceği maksimum enerjinin %85'inden daha fazlası uçuş görevlerinde tüketilmemesi gerekmektedir.

$$W_{batarya} = \frac{\text{Toplam Enerji (Wh)}}{\text{Batarya Güç Yoğunluğu} * 0,85} \quad (2.12)$$

Lipo bataryalar 1'den 6'ya kadar hücrelerden oluşabilmektedir. Örneğin 1 hücreli Lipo bataryalar 1S, 2 hücreliler 2S olarak isimlendirilmektedir. 1'den fazla hücre birbirine seri bağlanarak bu bataryalar üretilmektedir. Her bir hücre 3,7 Voltluk bir gerilim içermektedir. 1S olan bir Lipo batarya 3,7 Volt gerilim içerirken 3S bir batarya 11,1 Volt gerilim içerir. Denklem 2.10'un kullanılması piyasadaki Lipo batarya sistemlerinin incelenmesini gerektirmiştir. Bu inceleme sonucunda bu bölümde piyasada bulunan standart Lipo batarya özelliklerine göre bataryanın olması gereken kapasitesi ve hücre sayısı belirlenmiştir. Batarya markasının seçimi 3. bölümde itki sistemi hesaplamalarında detaylı olarak yapılacaktır. Tablo 2.5 piyasadaki standart Lipo bataryalarının özelliklerini göstermektedir.

Tablo 2.5 Lipo batarya özellikleri

Batarya	Tip 1	Tip 2	Tip 3	Tip 4	Tip 5
Ağırlık (kg)	0,85	1,35	1,2	1,35	1,2
Hücre sayısı	4S	4S	5S	3S	6S
Kapasite (mAh)	10000	16000	12000	22000	10000
Voltaj (V)	14,8	14,8	18,5	11,1	22,2
Enerji (Wh)	148	236,8	222	244,2	220,2

Denklem 2.12'de bulunan 0,85 katsayısı gözönüne alınırsa uçuş görevlerini yerine getirebilmek için piyasadan seçilmesi gereken olan bataryanın gerekli olan enerjisi minimum 145,35 Wh olmalıdır. Batarya ağırlıklarının eşitlenmesi üzerine kurulu olan iterasyon sonucunda 0,85 kg ağırlığındaki Tip 1 Lipo batarya seçilmiştir. Tip 1 Lipo bataryanın içerdiği enerji 148 Wh olduğu için uçuş görevlerini yerine getirebilecektir. Batarya tahmini ağırlığı iterasyonun başında 1 kg olarak yapılmışken sonuç olarak batarya ağırlığı 0,85 kg olmuş ve görev sürelerine uyumlu olan batarya tipi seçilmiştir.

Tablo 2.6 içerisinde ise bundan sonraki hesaplamalarda ve üretimde referans olarak kullanılacak olan ağırlıklar elde edilmiştir.

Tablo 2.6 Nihai ağırlıklar

Nihai Ağırlıklar	(KG)
Faydalı Yük - $W_{faydalı\ yük}$	0,5 kg
Boş Ağırlık - W_e ($W_{batarya}$ dahil)	3 kg
Maksimum Kalkış Ağırlığı - W_o	3,5 kg

2.3 Rakip Araçların Performans ve Tasarım Parametrelerinin Belirlenmesi

Birinci bölümde belirlenmiş olan rakip VTOL İHA'ların bir kısmı akademik çalışmalar sonucu ortaya çıkmışken, diğer bir kısmı ise ticari amaçlarla üretilen ve piyasada satılan ürünlerden oluşmaktadır. Seçilmiş olan rakip VTOL İHA'ların performans parametreleri Tablo 2.7'de gösterilmiştir.

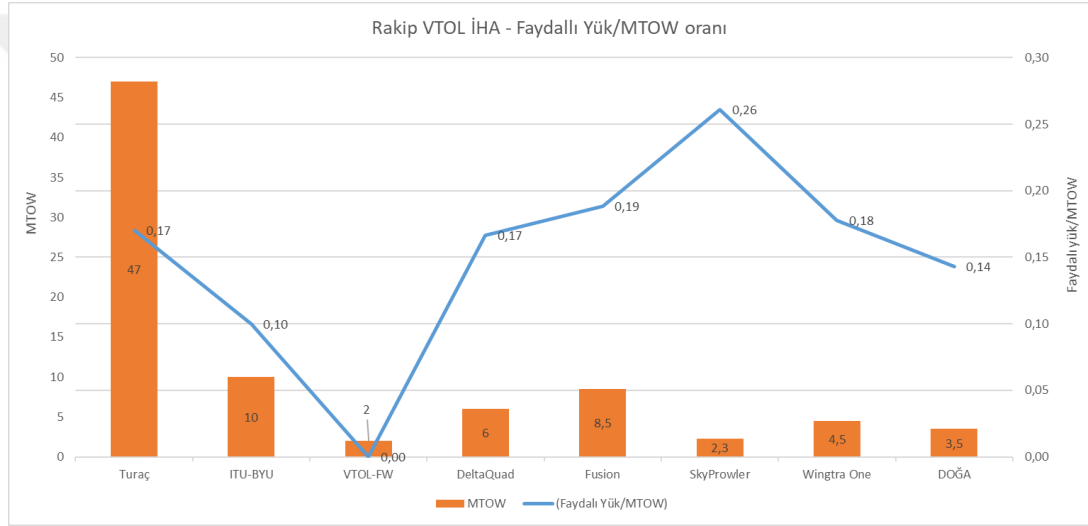
Tablo 2.7 Rakip VTOL İHA'ların performans parametreleri

Parametre	Turaç	ITU-BYU	VTOL-FW	DeltaQuad	Fusion	SkyProwler	Wingtra One
MTOW (Maksimum Kalkış Ağırlığı) (kg)	47	10	2	6	8,5	2,3	4,5
$W_{faydalı\ yük}$ (kg)	8	1	-	1	1,6	0,6	0,8
Takat (dakika)	85	120	-	110	60	58	55
Tavan İrtifası (m)	4500	-	-	2000	-	6000	3000
Menzil (km)	70	90	-	100	50	90	40
$V_{maksimum}$ (m/s)	49	27,5	-	25	20	36	-
V_{seyir} (m/s)	25	-	-	16	16	22	16
V_{stall} (m/s)	17	-	-	13	12	-	-

Tablo 2.7'de gösterilen rakip performans parametrelerinin bir kısmına ait veriye ulaşamadığı için ilgili değerler yazılamamıştır. Ancak belli bir tip parametrede her

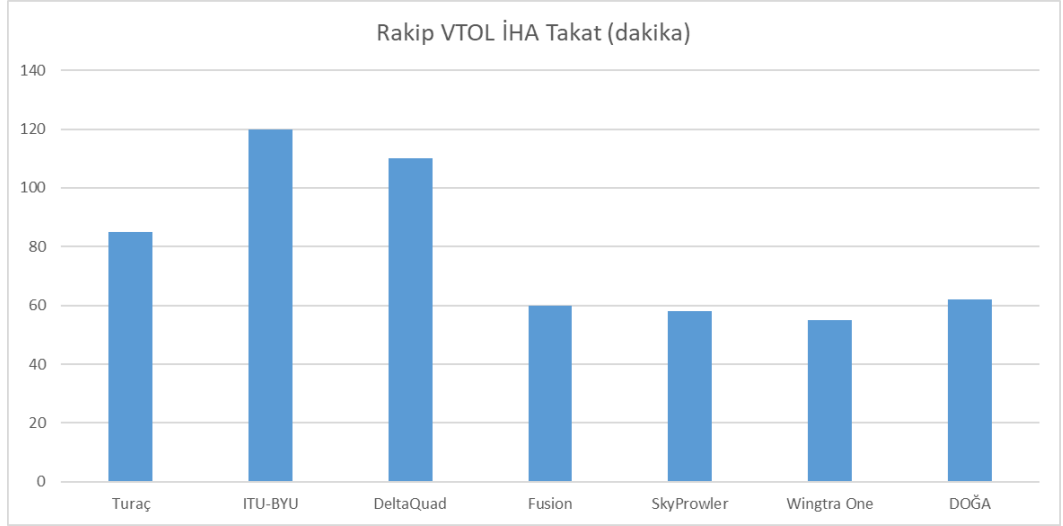
rakip araç için eksiklik olmadığı için rakip VTOL İHA'ların performans parametreleri hakkında rahatlıkla bir fikir elde edilebilmektedir.

Şekil 2.8 içerisinde rakip VTOL İHA'larının azami kalkış ağırlıklarının değişimi gösterilmektedir. Doğa'nın da diğer rakip araçlarla birlikte MTOW (Maksimum Kalkış Ağırlığı) değeri grafikte gösterilmiştir. Rakiplerine kıyasla Doğa'nın azami kalkış ağırlığının oldukça küçük olduğu ve mikro İHA sınıfına giren bir VTOL İHA olarak dikkat çektiği görülmektedir. Doğa bu sınıflandırmadan anlaşılacağı üzere düşük maliyetli ve düşük faydalı yük taşıma kapasitesine sahip bir VTOL İHA olarak görevlerini yerine getirecektir.



Şekil 2.8 Rakip VTOL İHA'ların W (faydalı yük)/MTOW oranı

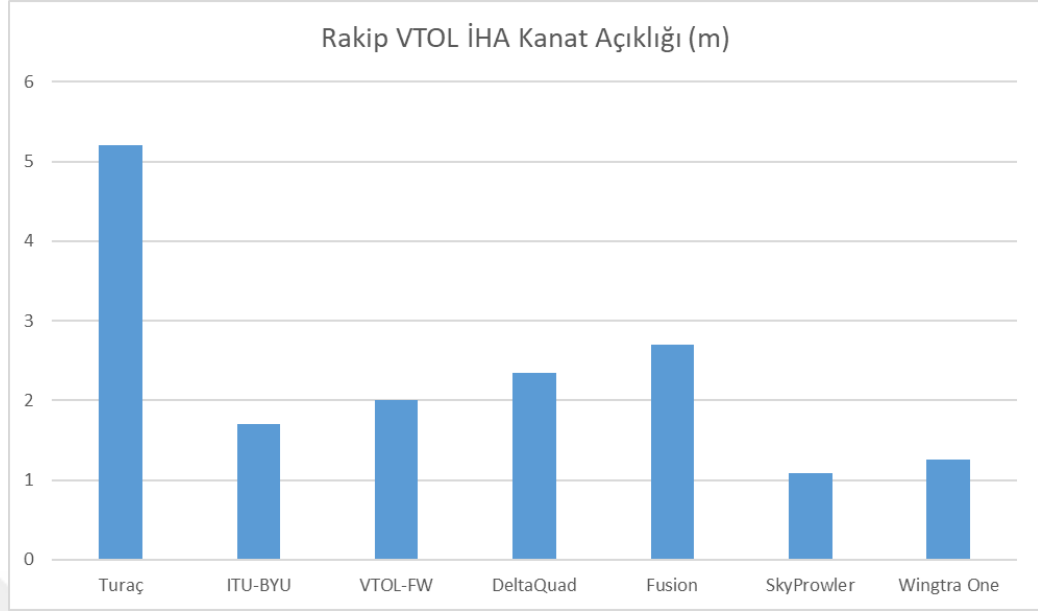
Tekrar Şekil 2.8 içerisine bakıldığında $\frac{W_{faydalı\ yük}}{MTOW}$ oranlarının rakip İHA'lardaki değişimleri ve Doğa'nın da rakiplerine kıyasla yeri gösterilmiştir. Faydalı yükün azami kalkış ağırlığına oranının rakip VTOL İHA'larda 0,1 ile 0,2 arasında değiştiği ve Doğa'nın değerinin 0,14 olduğu gözükmektedir. Rakiplerine kıyasla Doğa faydalı yükünü VTOL İHA'lar için beklenen oranda bir azami ağırlık ile uçuş görevlerini yerine getirdiği grafikten anlaşılmaktadır.



Şekil 2.9 Rakip VTOL İHA'ların takatları (dakika)

Şekil 2.9 grafiğinde rakip VTOL İHA'ların ve Doğa'nın görev süresi yani takat süresi dakika olarak gösterilmiştir. Rakiplerine oranla daha düşük bir takat süresi olan Doğa'nın mikro VTOL İHA olması sebebiyle beklenen bir sonuçtur. Azami kalkış ağırlığı ve faydalı yük kapasitesi baz alındığında görev süresi rakiplerine oranla oldukça avantajlıdır. Doğa uçuş görev profilinin ve bağlantılı olarak bataryanın değiştirilmesi ile birlikte daha uzun süreli uçuşlara elverişli hale de getirilebilir. Uçuş görev profili hesaplanırken düşük maliyet ve mikro bir İHA olması göz önüne alınarak takat 62 dakika olarak belirlenmiştir.

Rakip VTOL İHA'ların belirleyici olan ana tasarım parametreleri Tablo 2.8 içerisinde gösterilmiştir. Şekil 2.10'da bulunan grafikte ise rakip araçların kanat açıklıklarının değişimi gösterilmiştir. Doğa'nın ana tasarım parametrelerinin yanı sıra diğer tüm tasarım parametreleri de bölüm 2.6'da belirlenmiş olacaktır.



Şekil 2.10 Rakip VTOL İHA'ların kanat açıklığı (m)

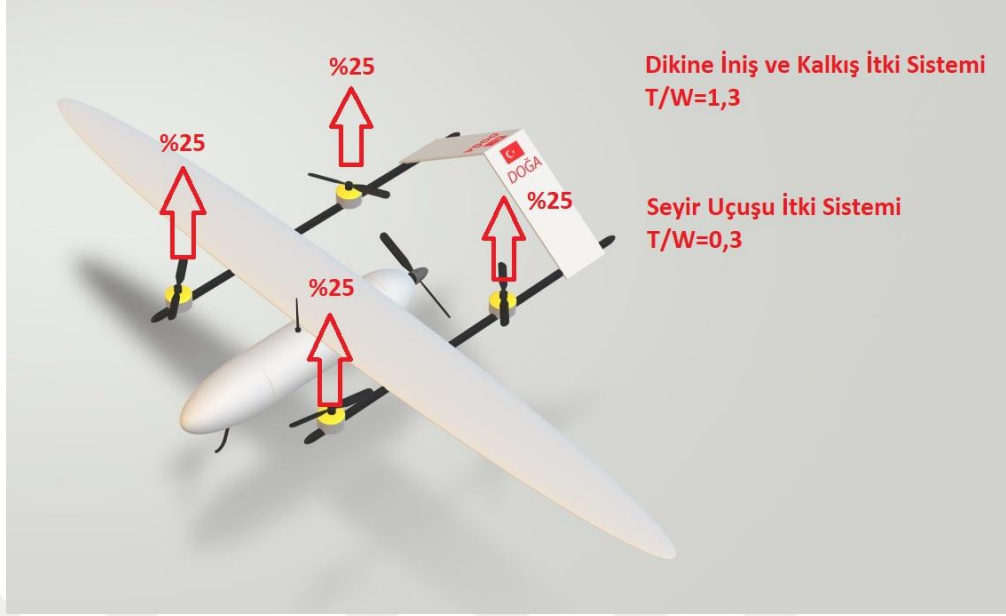
Doğa'nın hesaplanacak olan kanat açıklığının mikro bir İHA olması nedeniyle büyük rakiplerine kıyasla daha düşük olması beklenmektedir. Azami kalkış ağırlıkları gözönüne alındığında ise DeltaQuad ve SkyProwler VTOL İHA'larının kanat açıklığının arasında bir değer alacağı beklenebilir.

Tablo 2.8 Rakip VTOL İHA'ların tasarım parametreleri

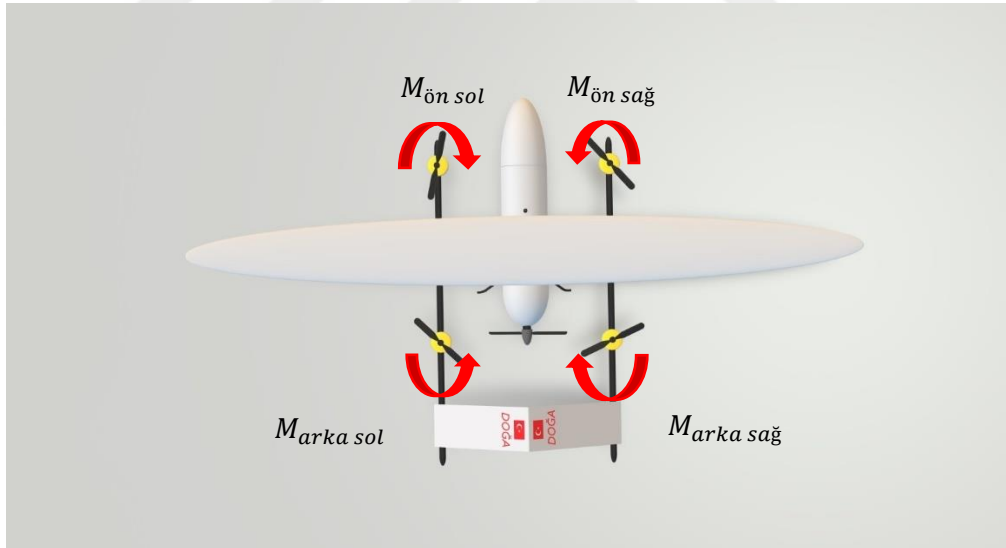
Parametre	Turaç	ITU-BYU	VTOL-FW	DeltaQuad	Fusion	SkyProwler	Wingtra One
Kanat Açıklığı (m)	5,2	1,7	2	2,35	2,7	1,08	1,25
Kanat Yükleme (N/m ²)	120,47	200,22	54,45	65,34	-	-	-
Kanat Alanı (m ²)	3,825	0,49	0,36	0,9	-	-	-
Aspect Ratio	7,07	-	11,1	6,14	-	-	-
Uzunluk (m)	1,8	-	1,04	0,9	1,3	0,64	-

2.4 İtki Sistemlerinin Konfigürasyonu

Doğa'nın itki sistemleri maksimum kalkış ağırlığı ve yapacağı görevler düşünülerek tamamen elektrikli olarak tasarlanmıştır. Dikine kalkış & iniş ve seyir uçuşu itki sistemi olmak üzere 2 farklı itki sisteminden oluşmaktadır. Dikine kalkış & iniş itki sistemi 4 adet dikey sabitlenmiş elektrik motorundan oluşmaktadır. Seyir uçuşu itki sistemi ise gövdenin sonunda bulunan bir elektrik motorundan oluşmaktadır. Dikey kalkış ve iniş uçuş fazlarında yalnızca dikine kalkış & iniş itki sistemi kullanılmaktadır. Seyir uçuşu fazında ise seyir uçuşu itki sistemi kullanılmaktadır. Geçiş uçuş fazlarında ise her iki uçuş sistemi de uçuş bilgisayarının (FCC) farklı oranlarda elektrik motorlarını kullanması ile birlikte gerekli olan itki sağlanmış olacaktır. Şekil 2.11'de Doğa'nın standart bir dikine kalkış ve iniş sırasında dikine kalkış & iniş itki sistemindeki rotorlar arasındaki itki dağılım oranlarını göstermektedir. Yan rüzgar olmaması ve yüklemeye bağlı ağırlık merkezinin tam ortada olduğu durumlarda itki dağılımları 4 rotor arasında %25 olarak eşit olarak dağılmıştır. Dikey kalkış ve iniş sırasında bir quadrocopter gibi Doğa'nın yönelimini kontrol etmek için rotorlar arasındaki itki dağılım oranları değiştirilerek hava aracının öne, geriye, sağa ve sola yatmasıyla hava aracı yatayda da her yöne hareket edebilecektir. Doğa'nın rotorlarının dönüşlerinin yaratmış olduğu moment etkisini ortadan kaldırmak için karşılıklı rotorların dönüş yönleri birbirlerine ters olarak tasarlanmıştır. Rotorların dönüş etkisi ile ortaya çıkan momentler ve rotorların dönüş yönlerini gösteren çizim Şekil 2.12'de gösterilmektedir. Rotorların hızlarının değişiminden oluşan moment etkisi hem sapma hem de yatış sağlayarak aileron etkisi de oluşturarak dikine kalkış & iniş sistemi yardımıyla hava aracı belli bir yarıçapta dönüş gerçekleştirebilecektir.



Şekil 2.11 Doğa dikine kalkış & iniş sistemi itki dağılımı



Şekil 2.12 Doğa rotorların dönüş yönleri

2.5 Kanat Profili ve Geometrisinin Belirlenmesi

Doğa temelinde kanatların seyir uçuşu sırasında taşıma kuvvetini oluşturarak taşıma ürettiği bir VTOL İHA'dır. Hava aracında oluşan sapma ve yunuslama momentini dengelemek için kuyrukta ters v şeklinde bir yapı kullanılmıştır. Kanatlar üstten ve sivrilik oranına sahip olarak tasarlanarak hem yapısal sağlamlık hem de aerodinamik

olarak daha stabil ve efektif bir kanat tasarımı sağlanmıştır. Gövde ağırlık taşıyacağı için ve üretim kolaylığını sağlamak açısından burnu sivri silindirik bir yapıda tasarlanmıştır. Gövdenin aerodinamik olarak efektif olabilmesi için burun kısmı en uç noktasında giderek sivrileşen bir yapıda tasarlanarak hava akışının gövde etrafında kolaylıkla laminar bir akış oluşturarak akması sağlanmış olacaktır. Bu sayede gövde üzerinde oluşabilecek türbülanslı akış önlenerek sürüklenme kuvvetinin artışına izin verilmemiş olacaktır.

Doğa'nın kanat profili seçimi için yapılacak işlemler öncesinde Reynold sayısının belirlenmesi oldukça önemlidir. Reynold sayısı akışkanlarda atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlerine oranını ifade eden boyutsuz bir sayıdır. Akışın laminar veya türbülanslı bir akış olduğunu açıklamaya yarayan ve Reynold sayısı aynı olan farklı koşullardaki akışlardaki dinamiklerin benzer olduğunu ortaya koymaktadır. Taşıma katsayısı (C_L), sürüklenme katsayısı (C_D) ve moment katsayısının (C_M) hücum açısı (α) ile değişiminin Reynold sayısına bağlı olarak değişiyor olması Reynold sayısının doğru tayin edilmesini önemli hale getirmektedir. Uçan kanat olarak tasarlanan İHA'lardaki gibi gövde taşıma amacıyla kullanılmayacağı için gövde için kanat profili seçilmeyecek ve dolayısıyla gövde için bu aşamada Reynold sayısı hesaplanmayacaktır. Reynold sayısı yalnızca kanatlar için hesaplanacaktır. Denklem 2.13'de gösterilen Reynold sayısında ρ havanın yoğunluğunu, V havanın hızını, c kanadın ortalama veter boyunu (MAC) ve μ ise dinamik viskozite katsayısını ifade etmektedir.

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (2.13)$$

Hesaplamalarda standart deniz koşullarına göre katsayılar ve hava aracının kanadına ilişkin tahmini değerleri aşağıdaki gibi kullanılmıştır;

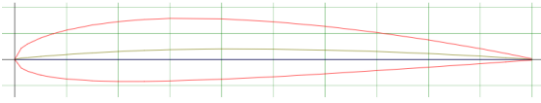
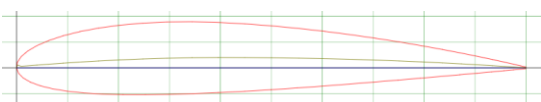
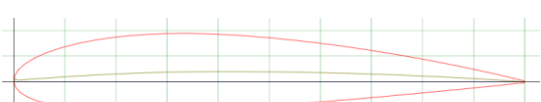
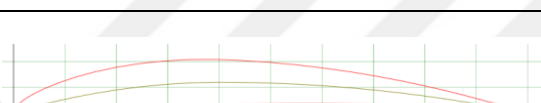
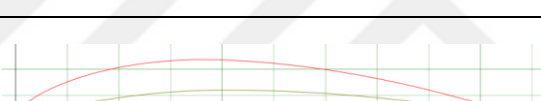
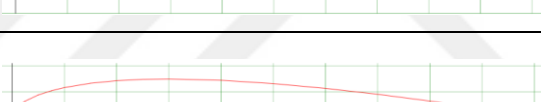
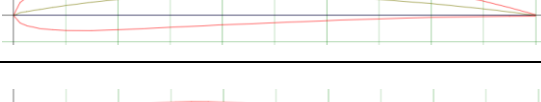
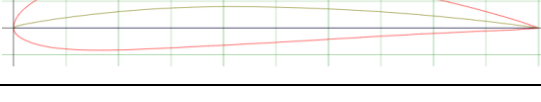
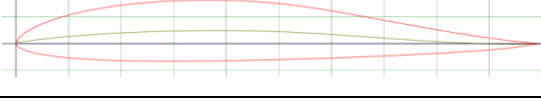
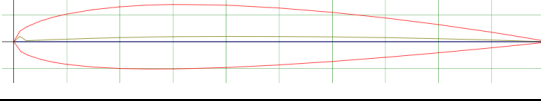
$$\rho = 1,225 \frac{kg}{m^3}, \mu = 1,789 \times 10^{-5} \frac{m^2}{s}, V_{stall} \simeq 12 \frac{m}{s}, V_{seyir} \simeq 16 \frac{m}{s}, V_{maks.} \simeq 30 \frac{m}{s}, c = \simeq 0,225 m$$

Tablo 2.9 Kanat reynold sayıları

HIZ	Kanat Reynold Sayısı
$V_{stall} = 12 \frac{m}{s}$	185×10^3
$V_{seyir} = 16 \frac{m}{s}$	246×10^3
$V_{maks.} = 30 \frac{m}{s}$	462×10^3

Doğa'nın seyir sırasında değişebilecek olan hızlarına göre değişen Reynold sayıları Tablo 2.9'da gösterilmiştir. Doğa'nın kanatları için geçerli olan Reynold sayıları çalışma aralığı 150.000 ile 500.000 arasındadır. Doğa kuyruklu klasik bir VTOL İHA olacak olması nedeniyle moment katsayısı negatif olan konvensiyonel bir profil seçilecektir. Kanat profilinden kaynaklı oluşan negatif moment İHA'nın burnunu aşağı doğru itecek ancak kuyrukta bulunan profil ters yönde moment oluşturarak denge durumu sağlanacaktır. Karşılaştırma yapılacak olan kanat profilleri Tablo 2.10'da gösterilmiştir.

Tablo 2.10 Kanat profilleri

Profil	Profil Enine Kesit
NACA 2412	
NACA 2414	
NACA 2415	
NACA 6409	
NACA 6412	
NACA 0015	
NACA 4412	
NACA 4415	
E220	
NACA 1412	
S8055	

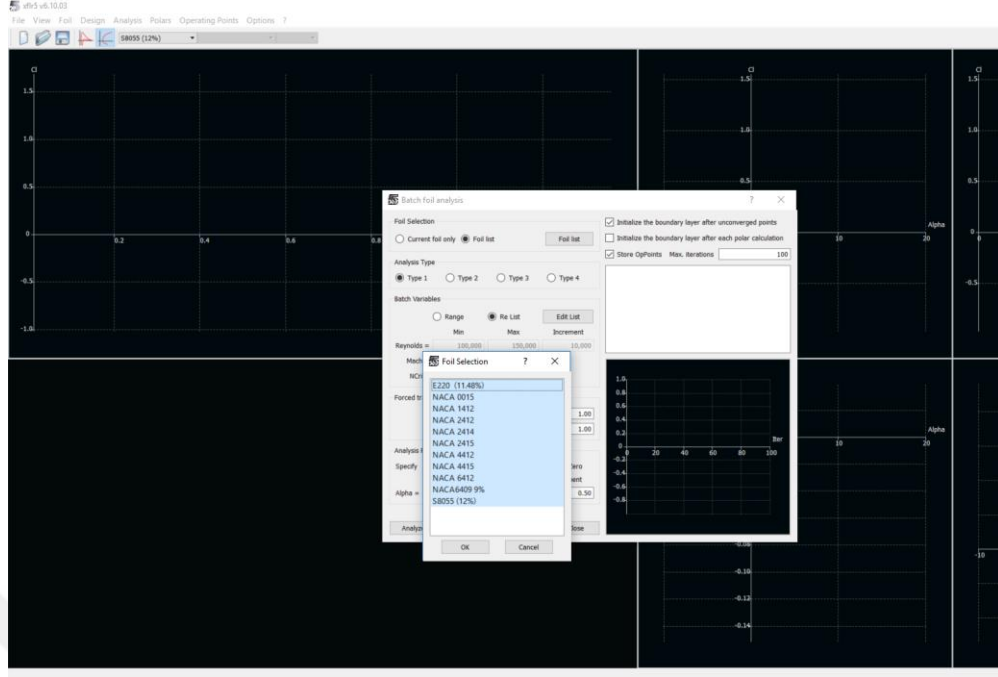
Doğa'nın tahmini seyir hızında var olacak olan Reynold sayısı 250.000 civarındadır. İHA görevinin büyük bir kısmında seyir hızında hareket edeceği için belirlenmiş olan konvensiyonel 11 farklı kanat profili seyir hızındaki Reynold sayısındaki aerodinamik katsayılar ile karşılaştırılacaktır. Bu işlem için XFLR5 isimli bir program kullanılarak kanat profillerinin 2 boyutlu analizleri ile aerodinamik katsayıları çıkarılarak birbirleri ile karşılaştırılması sağlanacaktır. Aerodinamik katsayıları içeren kuvvet ve moment denklemleri Denklem 2.14, 2.15 ve 2.16'da gösterilmektedir. Denklem 2.14 taşıma kuvvetini, denklem 2.15 sürüklenme kuvvetini, denklem 2.16 ise momenti göstermektedir. Denklemlerdeki ρ_{∞} uçuş şartlarındaki hava yoğunluğunu, V_{∞} kanada gelen hava hızını, S kanat alanını ve c ise ortalama aerodinamik veter boyunu (MAC) ifade etmektedir. Aerodinamik katsayılar olan C_L , C_D , C_M sırasıyla taşıma, sürüklenme ve moment katsayılarını ifade etmektedir.

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_L \quad (2.14)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_D \quad (2.15)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_M \quad (2.16)$$

XFLR5 programı 2 boyutlu kanat profili analizi için XFOIL'in altyapısını kullanarak benzer hesaplamalar yapmaktadır. Doğa'nın kanat profilinin seçiminin yapılması için XFLR5 programında 250.000 Reynold sayısında, akışın laminar veya türbülanslı oluşunu belirleyen kriterin standart seçimiyle, hücum açısının -20° ile $+20^{\circ}$ arasındaki değişimi için ve Tablo 2.10'da gösterilen kanat profillerinin .dat dosyalarının uygulamaya eklenmesi ile aerodinamik katsayıların hücum açısı ile değişim grafikleri Şekil 2.14 ve 2.15'deki gibi oluşturulmuştur. Ayrıca XFLR5 programına girişlerin yapılmasının ve programın kendisinin görüntüsü Şekil 2.13 içerisinde gösterilmiştir.

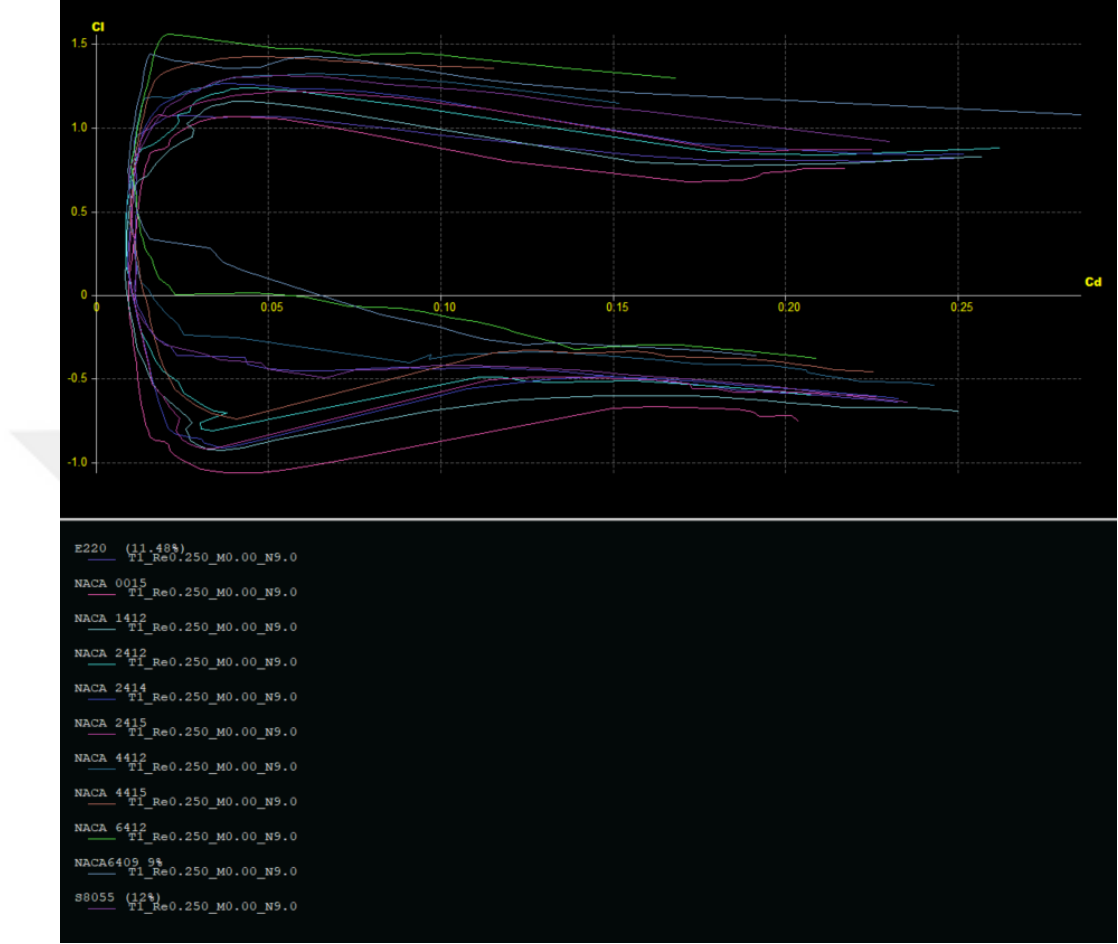


Şekil 2.13 XFLR5 programı

XFOIL ve XFLR5 programları düşük Reynold sayılarında, yani düşük hızlarda analiz yapmak üzere tasarlanmıştır. Doğa'nın seyir hızı da ses hızının altında düşük Reynold sayılarında olduğu için XFLR5 konsept tasarımı aşaması için ihtiyacı fazlasıyla karşılayacaktır. Deneysel verilere daha yakın sonuçlar veren hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) metoduyla analizleri yapmadan önce, konsept tasarımı aşamasında 2 boyutlu kanat profili analizi ve 3 boyutlu kanat analizleri için çok kısa sürelerde doğruya yakın sonuçlar elde edilmesi için XFLR5 kullanılması daha uygundur. Böylece konsept tasarımı aşamasında hesaplamalı akışkanlar dinamiği metoduyla yapılacak uzun süreli işlemlere gerek kalmadan İHA'nın tasarım ve performans parametreleri elde edilebilecektir.

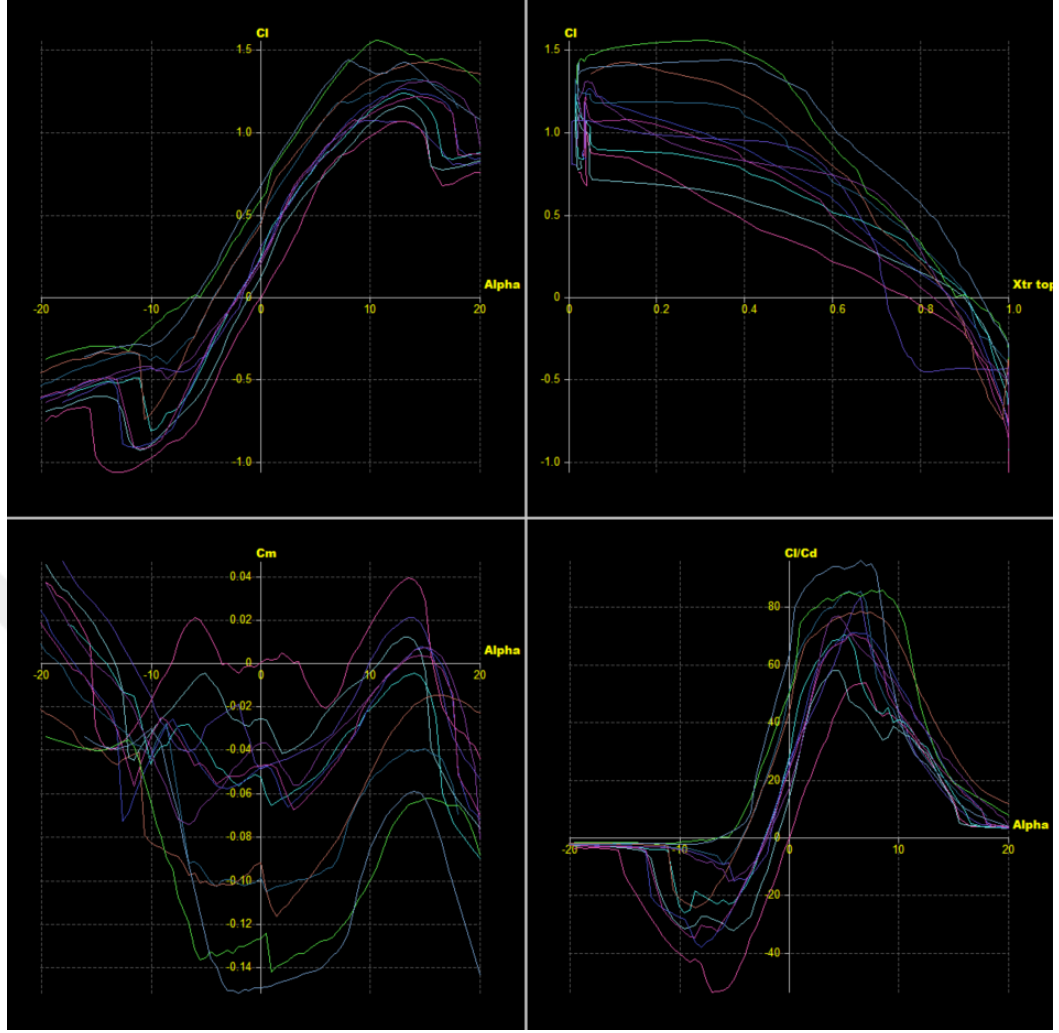
Şekil 2.14 ve 2.15'e bakıldığında taşıma katsayısı en yüksek olan kanat profilleri sırasıyla NACA 6412, NACA 6409, NACA 4415 şeklinde devam etmektedir. Belli bir hücum açısında daha yüksek bir taşıma kuvveti elde edebilmek için taşıma katsayısının yüksek olmasına ihtiyaç vardır. Bunun yanısıra maksimum enerji verimliliği ve menzil için $\frac{L}{D}$ oranı en yüksek olan kanat profili seçilmelidir. Bu oran taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranıyla benzerlik göstermektedir. Şekil 2.15'te $\frac{C_L}{C_D}$ oranını

gösteren grafiğe göre taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranının en yüksek olduğu ilk 3 kanat profili NACA 6409, NACA 6412 ve NACA 4415'tir.



Şekil 2.14 XFLR5 C_L ile C_D'nin değişimi

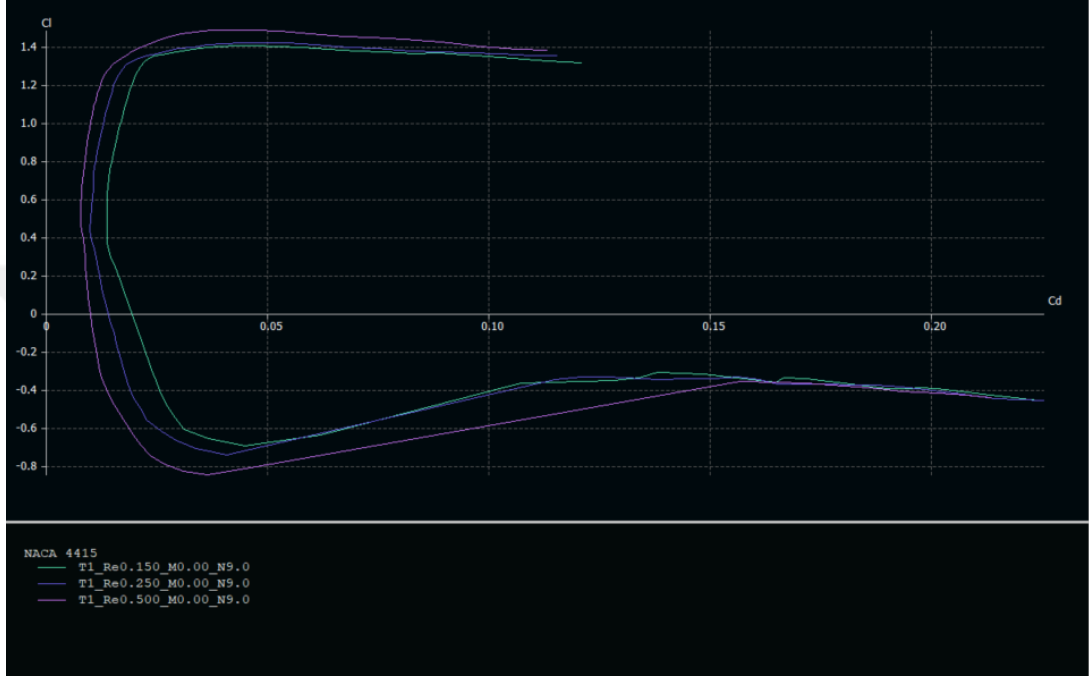
Taşıma katsayısı en yüksek olan bu 3 kanat profilinin tamamı İHA'nın hücum açısı çalışma aralığında negatif moment üretmektedir. Ancak NACA 6412 ve 6409 profillerinin profil kamburlukları nedeniyle hem üretimleri zor olmakla beraber hem de moment katsayılarının değerleri diğer kanat profillerine göre en yüksek değerlere sahiptir. Moment katsayılarının büyük olması kuyrukta kontrol yüzeylerinin daha büyük olmasını gerektirirken, stabilite ve kontrol edilebilme açısından da daha zordur.



Şekil 2.15 XFLR5 programında C_L , C_M , C_L/C_D 'nin değişimi

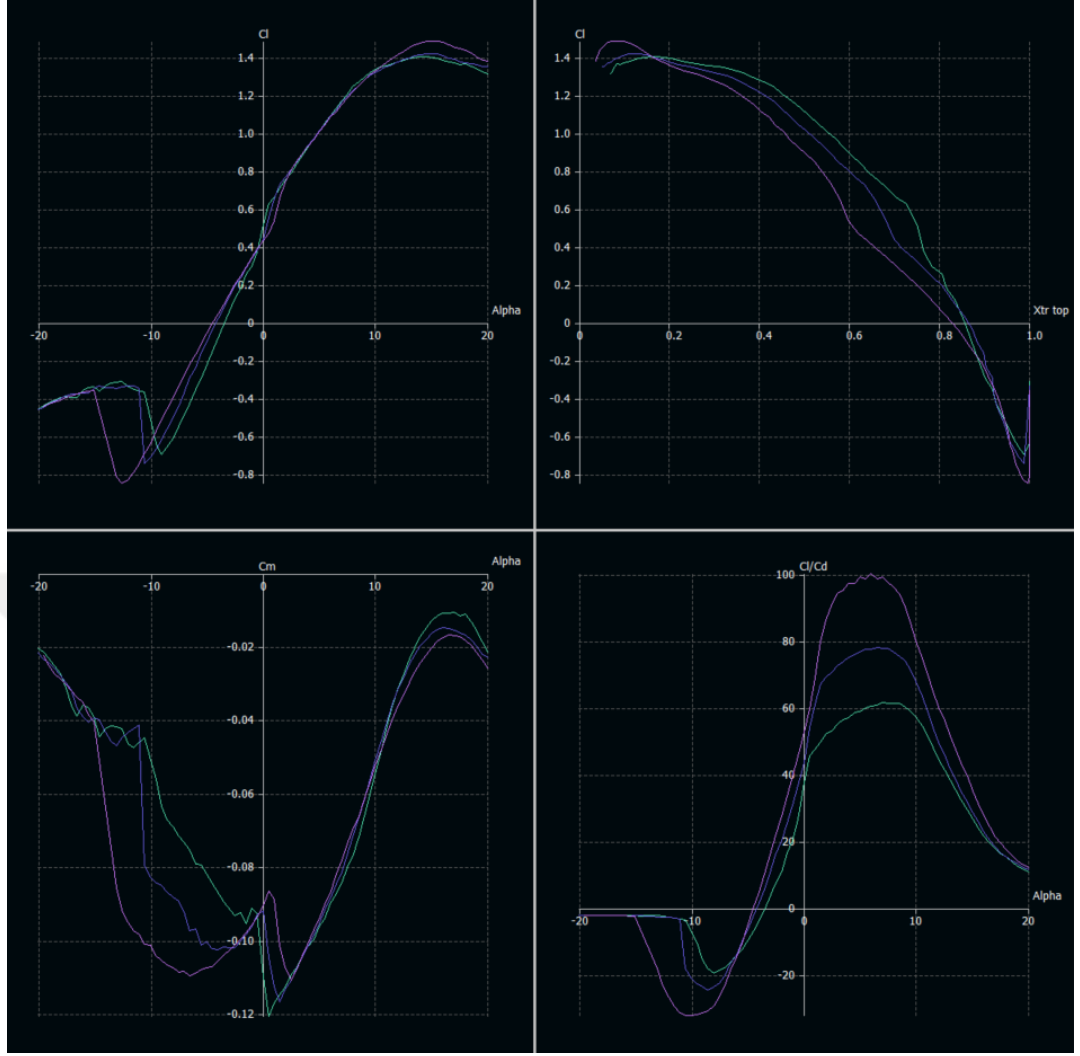
NACA 4415'in taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranı pozitif hücum açılarında geniş bir aralıkta süreklilik arz ederek maksimum verimlilik sağlamaktadır. Bunun yanısıra aynı kanat profili moment katsayısı diğer rakiplerine göre daha fazla olsa da NACA 6412 ve 6409'a göre oldukça düşüktür. Çözümü yaptırılmış olunan tüm hücum açıları aralığında da NACA 4415'in moment katsayısı negatif moment üretmektedir. Negatif moment katsayısı kuyruk bulunan hava araçlarında istenilen bir durumdur. Ayrıca NACA 4415 kanat profili diğer kanat profillerine göre en geç stall olma özelliği gösterirken, daha yüksek hücum açılarında daha az taşıma kaybına uğramaktadır. Bu nedenlerden dolayı Doğa'nın kanat profili NACA 4415 olarak seçilmiştir.

Son olarak seçilmiş olan NACA 4415 kanat profilinin Doğa'nın çalışacağı farklı Reynold sayılarındaki analizleri XFLR5 programında yapılmıştır. Bu nedenle NACA 4415 kanat profili 150.000, 250.000 ve 500.000 Reynold sayılarında çözdürülmüştür. Şekil 2.16 ve 2.17 içerisinde NACA 4415 kanat profilinin değişen Reynold sayıları ile nasıl farklı davranışlar sergilediği gösterilmiştir.



Şekil 2.16 XFLR5 NACA 4415 farklı Reynold sayıları C_L ile C_D 'nin değişimi

NACA 4415 kanat profilinde Doğa'nın stall ve maksimum hızlarında ortaya çıkabilecek Reynold sayılarında da moment katsayısı negatif değerde kalmıştır. Negatif moment katsayısı istediğimiz bir özellik olarak kuyruk ile burun aşağı momentinin hücum açısından bağımsız olarak dengelenebilmesini sağlayacaktır. Taşıma katsayısı minimum hızda bile seyir hızında gerçekleşecek olan taşıma katsayısına çok yakın bir değerdedir. Taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranı beklenildiği gibi yüksek Reynold sayılarında artmıştır. NACA 4415 kanat profili maruz kalabileceği tüm Reynold sayılarında VTOL İHA Doğa'nın uçuşlarını başarıyla ve verimli bir şekilde gerçekleştirebilecektir.



Şekil 2.17 XFLR5 programında NACA 4415 farklı reynold sayılarında C_L , C_M , C_L/C_D 'nin değişimi

Böylece kanat profilinin 2 boyutlu aerodinamik analizleri yapılarak kanat profili belirlenmiştir.

2.6 Hedef Performans ve Tasarım Parametrelerinin Belirlenmesi

Doğa'nın aerodinamik katsayılarının gerçeğe daha yakın çözümlerle elde edilebilmesi için XFLR5 programının "Wing and Plane Design" modülünde 3 boyutlu olarak çözümlenmesi gerekmektedir. Çünkü NACA 4415 profili için "XFOIL Direct Analysis" modülünde gerçekleştirilen 2 boyutlu analizlerde hesaplanmış olan aerodinamik katsayılar 3 boyutlu kanat geometrisinin etkisini içermemektedir. 2 boyutlu kanat analizinde kanat açıklığı sonsuz kabul edilerek kanat ucu vortekslerinin

etkisi yok sayılmaktadır. Yapılacak olan 3 boyutlu analiz sayesinde ise bu etkilerde dikkate alınacağı için gerçeğe daha yakın değerler bulunacaktır.

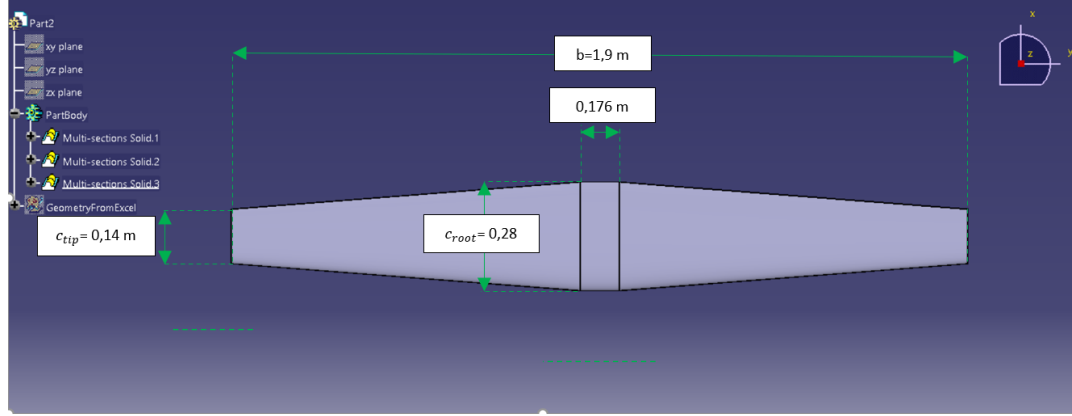
XFLR5 programında aerodinamik analizler gerçekleştirilmeden önce temel tasarım parametrelerinin belirlenmesi gerekmektedir. Bu temel tasarım parametreleri Tablo 2.11’de belirlenmiştir.

Tablo 2.11 Temel tasarım parametreleri

Kanat Açıklığı (b)	1,90 m
Veter Uç Uzunluğu (c_{tip})	0,14 m
Veter Kök Uzunluğu (c_{root})	0,28 m
Kanat Alanı (S)	0,411 m^2

Kanat alanı kanat yüzeyinin alanı değildir. Kanat alanı kanadın yukarıdan görünümünün yer düzlemindeki projeksiyonu ile oluşan alandan oluşmaktadır. Şekil 2.18’de kanat temel tasarım parametrelerinin kanat üzerinde gösterimi yapılmıştır. Ayrıca Şekil 2.18’de CATIA V5 programında NACA 4415 kanat profilinin geometrisinin aktarılarak Doğa’nın ön tasarım işlemine CAD programında başlanıldığı gösterilmiştir.

XFLR5 programında kanat ölçüleri tablodaki gibi verilerek hesaplamalar yalnızca kanat ve kuyruğun analize dahil edilmesi ile gerçekleştirilecektir. Gövdenin analize dahil edilmeyecek olmasının sebebi bu yazılımın ve yazılımın kullandığı teorik hesaplamaların temelde kanat yapıları için yapılmış olmasındandır. Bu nedenle CATIA V5’te Doğa’nın gövde, kanat ve tüm önemli yapısal parçalarının tasarımı gösterilmesiyle ANSYS Fluent ile yapılacak olan hesaplamalı akışkanlar dinamiği hesaplamalarından çıkacak olan sonuçlar gerçeğe daha yakın değerler olacaktır. Hesaplamalı akışkanlar mekaniği (CFD) ile yapılacak analizler sayesinde gövdenin, kanadın ve İHA üzerindeki diğer parçaların da etkisinin ortaya dökülebilmesi sağlanacaktır. Üçüncü bölümde yapılacak bu hesaplamalar yardımıyla Doğa’nın tasarım optimizasyonu tam anlamıyla sağlanmış olacaktır.



Şekil 2.18 Kanat temel tasarım parametreleri

Denklem 2.17’de kanadın Kanat Açıklığı - Aspect Ratio (A.R.) değerini belirlemek için kullanılacak olan formül gösterilmiştir.

$$A.R. = \frac{b^2}{S} \quad (2.17)$$

Denklem 2.18’de ise sivrilik oranının formülü gösterilmektedir.

$$\lambda = \frac{c_{tip}}{c_{root}} \quad (2.18)$$

Sivrilik oranı olan bir kanat için ortalama veter boyu (MAC) hesabı için Denklem 2.19 kullanılacaktır.

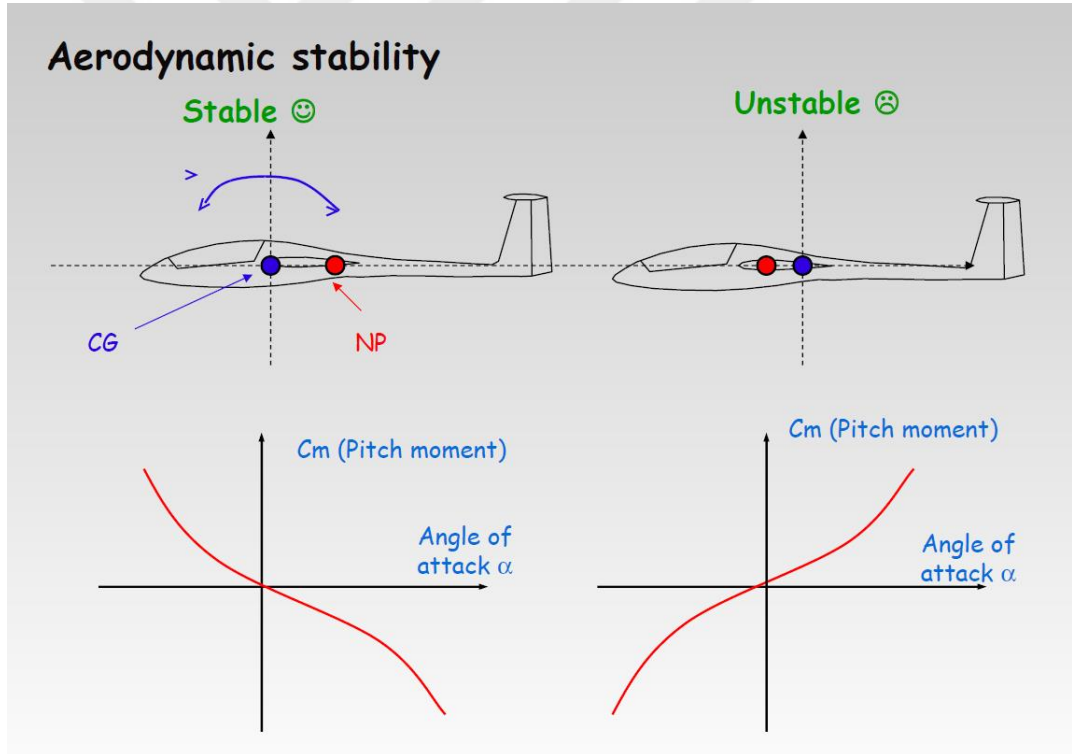
$$MAC = c_{root} \frac{2}{3} \left[\frac{(1+\lambda+\lambda^2)}{(1+\lambda)} \right] \quad (2.19)$$

Denklem 2.20’de kanat yüklemesi olarak ifade edilen ağırlığın kanat alanına oranını gösteren formül gösterilmiştir.

$$\text{Kanat Yüklemesi} = \frac{W}{S} \quad (2.20)$$

Kanat üzerinde oluşan basınç merkezinin (C_p) yeri hücum açısının değişimi ile birlikte değişkenlik göstermektedir. Ancak aerodinamik merkezde (A.C.) ise durum farklıdır. Hücum açısının değişimi ile A.C.’nin kanat üzerindeki konumu ve bu noktadaki momentler toplamı aynı kalmaktadır. Sesaltı uçuşlarda A.C.’nin konumu

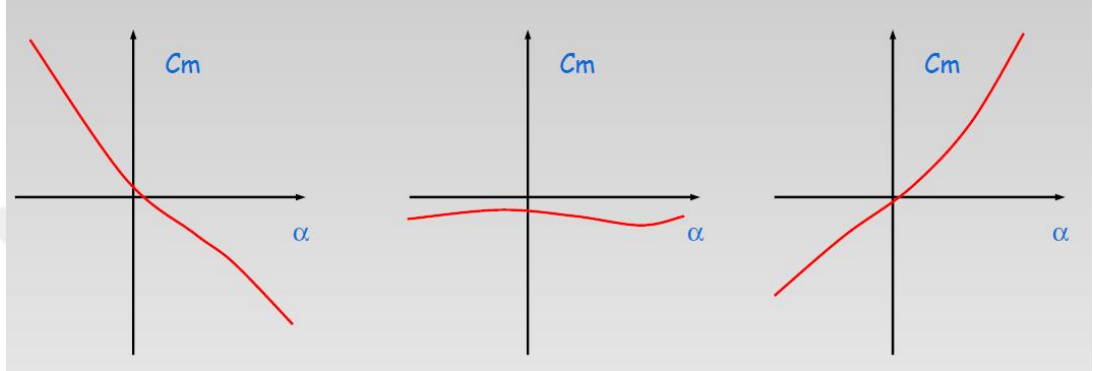
ortalama veter boyunun 4'te biri mesafesinin hücum kenarından ortalama veter boyunca ilerlenmesi ile elde edilen noktadır. Bu noktaya aynı zamanda çeyrek veter noktası da denilmektedir. Neutral Point (N.P.) ise Ağırlık Merkezi (C.G.) bu noktaya konumlandırıldığında uçağın doğal olarak stabil olarak kaldığı son noktadır. Eğer C.G. neutral point'in arkasına konumlandırılrsa uçak doğal olarak stabil olamaz ve hücum açısı için verilen bir komut sonrasında yada bozucu bir rüzgar sonucunda değişen hücum açısı artarak uçağın kontrolden çıkmasına neden olur. Bu nedenle C.G. için tespit edilecek olan nokta N.P. noktasının önüne konumlandırılmalıdır. Belirli bir uçak geometrisi için N.P.'nin konumu sabittir. Bu noktanın tespiti uçak stabilite hesaplamaları için kritik önem taşımaktadır. Şekil 2.19'da aerodinamik stabilitenin şartları gösterilmiştir. Moment katsayısının hücum açısıyla değişimi grafiğinde eğrinin eğimi negatifse uçak doğal olarak stabil olurken eğim pozitifse uçak stabil değildir.



Şekil 2.19 Aerodinamik stabilite (XFLR5, 2010)

N.P.'nin konumunun belirlenmesi için Şekil 2.20'de gösterilen ve hücum açısının değişimiyle moment katsayısının değişmediği uçak geometrisi bulunmalıdır. Bu işlem ile doğru sonuç bulunana dek deneme yanılma yöntemiyle denemeye devam edilmelidir. Şekil 2.20'deki negatif eğimli grafik doğal olarak stabil bir uçağı

gösterirken diğer iki grafik stabil olmayan uçakları göstermektedir. Bir uçağın N.P. konumu hesaplanırken Şekil 2.20’de bulunan ortadaki grafiğe benzer eğimi sıfır olan nokta tespit edilmelidir. C.G. belirli bir uçak geometrisinde öyle bir noktada N.P.’nin üzerine denk geldiği için ortadaki grafik ortaya çıkmaktadır. Belirlenecek olan N.P. noktası için uçağın uçabilmesi için moment katsayısının sıfır olduğu hücum açısında kaldırma katsayısının sıfırdan büyük olması gerekir.



Şekil 2.20 Moment katsayısı, stabilite ve N.P. ilişkisi (XFLR5, 2010)

Doğa’nın doğal olarak stabil bir İHA olabilmesi için XFLR5 ile yapılacak analizlerde değiştirilecek olan parametreler aşağıda listelenmiştir;

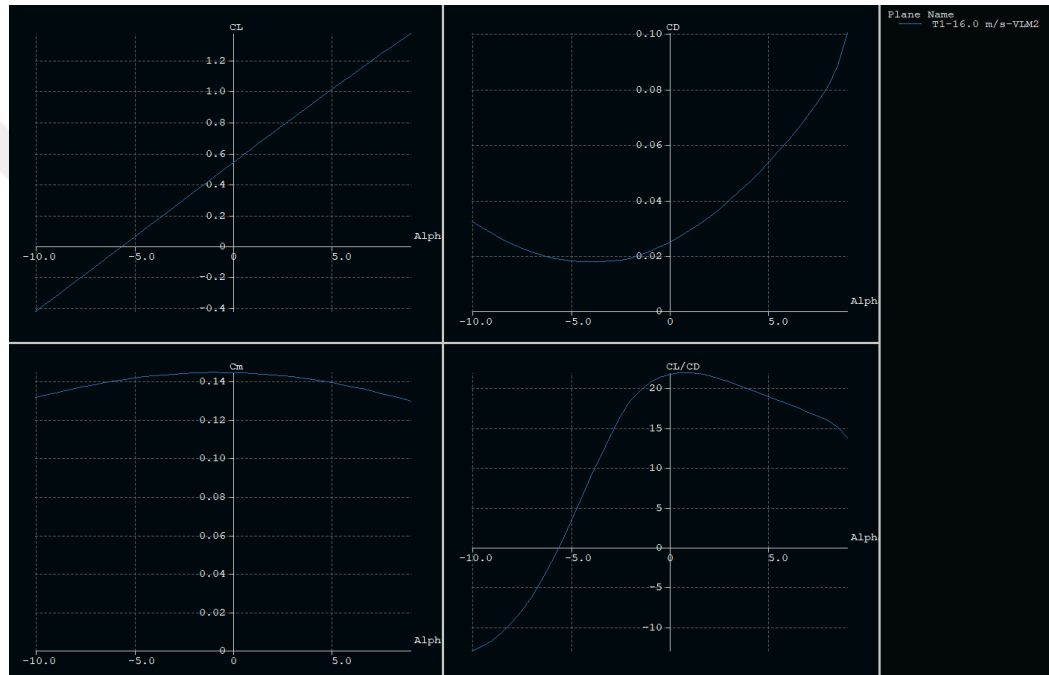
- Kanat incidence açısının değiştirilmesi,
- Kuyruk alanının değiştirilmesi,
- Kuyruk dihedral açısının değiştirilmesi,
- Kuyruğun %0 MAC noktasından olan mesafesinin değiştirilmesi,
- C.G.’nin konumunun değiştirilmesi.

5 parametrenin sürekli değiştirilmesi ile yapılan birçok analizin sonucunda N.P.’nin ve C.G.’nin konumları bulunmuştur. Bu konumlar elde edilirken sağlanan koşullar aşağıda listelenmiştir;

- C.G. yerleştirildiğinde moment katsayısı – hücum açısı grafiğinin eğimi sıfır olduğu nokta N.P.’nin konumu olarak tespit edilmiştir,
- C.G.’nin konumu N.P.’nin konumunun önüne yerleştirilmiştir,
- Aerodinamik olarak en efektif olan ve enerji verimliliği en yüksek olmasını sağlayan L/D oranının en yüksek olduğu kanat incidence açısı seçilmiştir,

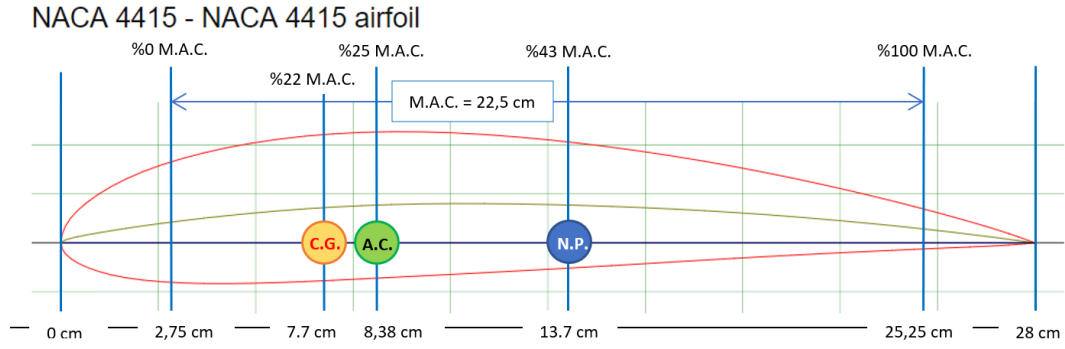
- Moment katsayısı - hücum açısı grafiğinde negatif eğimli bir eğri elde edilmiştir,
- Moment katsayısının sıfır olduğu hücum açısında kaldırma katsayısının sıfırdan büyük olması kontrol edilmiştir.

Şekil 2.21’de birçok iterasyon sonucunda C.G.’nin konumu N.P.’nin bulunduğu konuma konumlandırıldığında ortaya çıkan aerodinamik katsayıların hücum açısıyla değişimlerinin grafikleri gösterilmiştir. Böylece N.P.’nin konumu tespit edilmiştir.



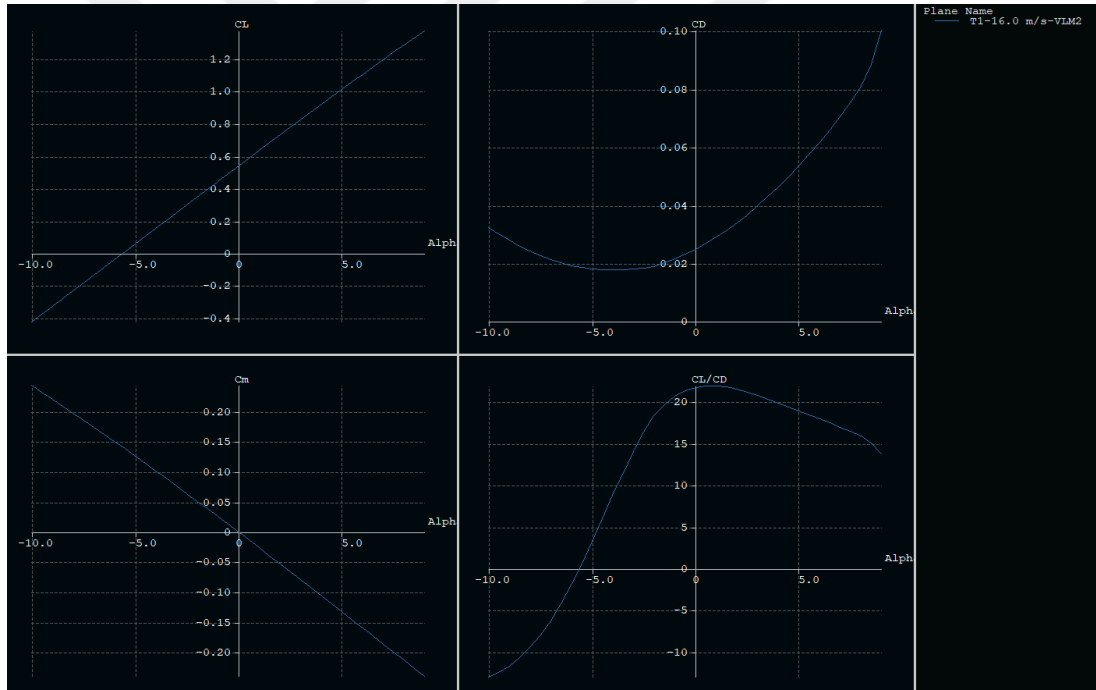
Şekil 2.21 N.P. ve C.G.’nin aynı konumunda aerodinamik katsayılar

Doğa’nın stabil karakteristikli bir İHA olabilmesi için C.G. N.P’nin önüne konumlandırılmış ve yukarıda bahsedilen 5 koşulun sağlandığı noktada C.G. olarak konumlandırılmıştır. A.C.’nin, N.P.’nin ve C.G.’nin konumları hem kök veterin hücum kenarı başlangıcından uzaklıkları olarak, hem de M.A.C.’ın hücum kenarı başlangıcından % M.A.C. uzunluğu cinsinden uzaklıkları Şekil 2.22’de gösterilmiştir.



Şekil 2.22 C.G., A.C. ve N.P.'nin kök kanat profili üzerinde konumları

Şekil 2.23'te ise XFLR5 programında 16 m/s hızda VLM2 metoduyla hesaplanmış olan son İHA geometrisi ve C.G.'nin %22 MAC'daki konumuna göre ortaya çıkmış aerodinamik katsayılar gösterilmiştir.



Şekil 2.23 C.G.'nin N.P.'nin önünde konumunlandığı son iterasyonda aerodinamik katsayılar

Doğa'nın gövde tasarımı yapılırken üretim kolaylığı ve yapacağı göreve göre gerekli olan boş hacim ihtiyacı düşünülmüştür. Gövdenin tamamına yakını silindirik bir şekilde tasarlanarak üretim kolaylığı sağlanmıştır. Ancak gövdenin oluşturacağı sürüklenme kuvvetinin azaltılması için burun ve arka kısımları sivriltilerek gövde arkasında oluşacak türbülanslı hava akımının azaltılması sağlanmıştır. 18 cm

apındaki bir silindirik gövdenin içinde de İHA'nın itki ve aviyonik sistemlerinin yanısıra taşıyacağı faydalı yük içinde yeterli hacim bulunmaktadır. İniş takımları yerden yüksekliği belirlenirken İHA'nın güvenli bir şekilde inebilmesi ve seyir pervanesine ve diğer sistemlere zarar gelmemesi göz önüne alınmıştır. Kuyruk kontrol elemanlarının daha az olabilmesi adına ters V şeklinde tasarlanmıştır. Kuyruk ters V profilleri yer düzlemi ile -30 derece açı yapacak bir dihedral açısı ile konumlandırılmıştır. Bu konumlandırma ile kuyruğun üretimi daha kolay olacak ve dayanımı ise arttırılmış olacaktır. Ters V kuyrukta kullanılacak kanat profili için simetrik bir profil olan NACA 0009 seçilmiştir. Kuyruk ile yüksek taşıma kuvvetleri elde etme gerekliliği olmadığı için kamberli ve taşıma katsayısı yüksek olan bir kanat profili seçilmemiştir. Ters V kuyruğun ağırlık merkezinden uzaklığı, boyutları ve diğer tasarım özellikleri XFLR5 programında Ters V Kuyruk ve Kanat ile VLM2 metoduyla yapılan aerodinamik analizler yardımıyla optimum boyutlandırmaya ulaşılana kadar tekrarlanmıştır. 0 derece hücum açısında moment katsayısı sıfıra yakın olan boyutlandırma seçilmiştir. Hem (rudder+elevator) hemde aeleron boyutlandırmaları ise şimdilik tahmini olarak seçilmiştir. Bu boyutlandırmalar 3. Bölümde yapılacak olan tüm İHA'nın CFD yardımıyla analizinden sonra tekrar gözden geçirilecektir. Böylece Doğa'nın konsept tasarımı için gerekli olan tasarım parametrelerinin belirlenmesi tamamlanmış olup Tablo 2.12'nin içeriğinde bu parametreler gösterilmiştir.

Tablo 2.12 Doğa tasarım parametreleri

Genel İHA Boyutlandırma	Uzunluk	1,1 m
	Yükseklik	0,55 m
	Ağırlık Merkezi (C.G.)	%22 MAC
	Gövde Uzunluğu	0,725 m
	Gövde Genişliği	0,18 m
	V Kuyruk Kanat Profili	NACA 0009
	V Kuyruk Incidence Açısı	0°
	V Kuyruk Dihedral Açısı	-30°
	V Kuyruk Veter Uç Genişliği	0,15 m
	V Kuyruk Veter Kök Genişliği	0,15 m
	V Kuyruk Tek Parça Uzunluğu	0,4 m
	V Kuyruk Açıklığı	0,693 m
	V Kuyruk (Rudder+Elevator) Genişliği	0,05 m
	V Kuyruk (Rudder+Elevator) Uzunluğu	0,38 m
	İniş Takımı Yüksekliği	0,18 m
	Pervane Çapı (Seyir)	11 inç
	Pervane Çapı (Dikine Kalkış & İniş)	11 inç
Kanat Boyutlandırma	Kanat Profili	NACA 4415
	Kanat Açıklığı (b)	1,9 m
	Veter Uç Uzunluğu (c_{tip})	0,14 m
	Veter Kök Uzunluğu (c_{root})	0,28 m
	Kanat Alanı (S)	0,411 m ²
	Kanat Yükleme ($\frac{W}{S}$)	83,54 $\frac{N}{m^2}$
	Aspect Ratio (A.R.)	8,77
	Sivrilik Oranı (λ)	0,5
	Ortalama Veter Boyu (M.A.C.)	0,225 m
	Aerodinamik Merkez (A.C.)	%25 MAC
	Neutral Point (N.P.)	%43 MAC
	Aileron Genişliği	0,06 m
	Aileron Uzunluğu	0,4 m
	Dihedral/Anhedral Açısı	0°
	Incidence Açısı	3°

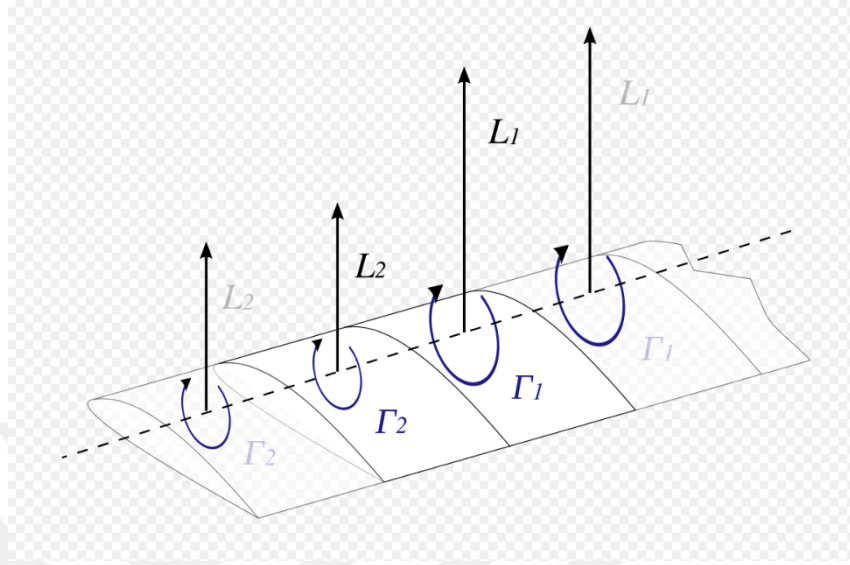
2 boyutlu aerodinamik katsayı analizinde sürüklenme katsayısı indüklenmiş sürüklenme kuvvetini her durumda sıfır alırken, yalnızca hızla birlikte artan viskoz sürüklenme kuvvetinden oluşmaktadır. 3 boyutlu yapılacak olan aerodinamik analizlerde Vortex Lattice Method (VLM) ve non-linear Lifting Line Theory (LLT) yöntemleri kullanılacaktır. Ancak klasik VLM ve LLT metodlarında yalnızca taşıma kaynaklı oluşan indüklenmiş sürüklenme kuvveti hesaplanmakta ve viskoz sürüklenme kuvvetleri hesaplanmamaktadır. Düşük hızlarda viskoz sürüklenme kuvvetlerine göre daha etkin olan indüklenmiş sürüklenme kuvvetini klasik VLM ve LLT içerse de analizin gerçekçi olabilmesi için viskoz kuvvetleri de dahil olmalıdır. XFLR5 içerisinde kullanılan VLM metodunda klasik VLM'den farklı olarak 2 boyutlu sürüklenme katsayısı vasıtasıyla hesaplanan viskoz sürüklenme kuvvetleri ekstrapolasyon yapılarak 3 boyutlu analizdeki indüklenmiş sürüklenme kuvvetlerinin değerine eklenmektedir. Aynı şey LLT metodu içinde geçerli olmaktadır. Böylece yüksek hızlarda daha etkin olan viskoz sürüklenme kuvvetleri de hesaba ekstrapolasyon kaynaklı hata payıyla beraber katılarak sürüklenme katsayısı hesaplanmaktadır.

LLT metodu Prandtl'in 3 boyutlu bir kanat üzerindeki taşıma kuvvetini hesaplamak için geliştirdiği analitik bir yöntemdir. LLT metodunda çizgisel bir kanat üzerindeki girdabın kanat açıklığı boyunca sonsuz sayıda veter doğrultusunda sonsuza akıp giden girdaplar matematiksel olarak modellenir. LLT metodu konsept olarak girdapları ve Kutta-Joukowski teoremini esas almaktadır. Kanadı bir çizgi gibi modellediği için ve sonsuz sayıda girdabın kanat açıklığı boyunca yerleştirilmesi ile oluştuğu için swept olan, düşük A.R.'ya sahip kanatları modellemek uygun değildir. Ayrıca bu metodda kanat profilinin kamburluğunun yarattığı taşıma kuvveti dikkate alınmamaktadır. Bu yöntemde sonsuz sayıda at-nalı şeklinde girdaplarının üst üste bindirilmesiyle oluşması nedeniyle at-nalı girdap modeli de denilmektedir. Taşıma kuvveti bu modelde Şekil 2.24, Denklem 2.21 ve Denklem 2.22'de gösterildiği gibi hesaplanır.

$$L_{(y)} = \rho V \Gamma_{(y)} \quad (2.21)$$

$$L_{total} = \rho V_{\infty} \int_{tip}^{tip} \Gamma_{(y)} dy \quad (2.22)$$

Denklemlerdeki $\Gamma(y)$ kanat açıklığına bağlı olarak değişebilen vortex'in şiddetini ifade etmektedir.



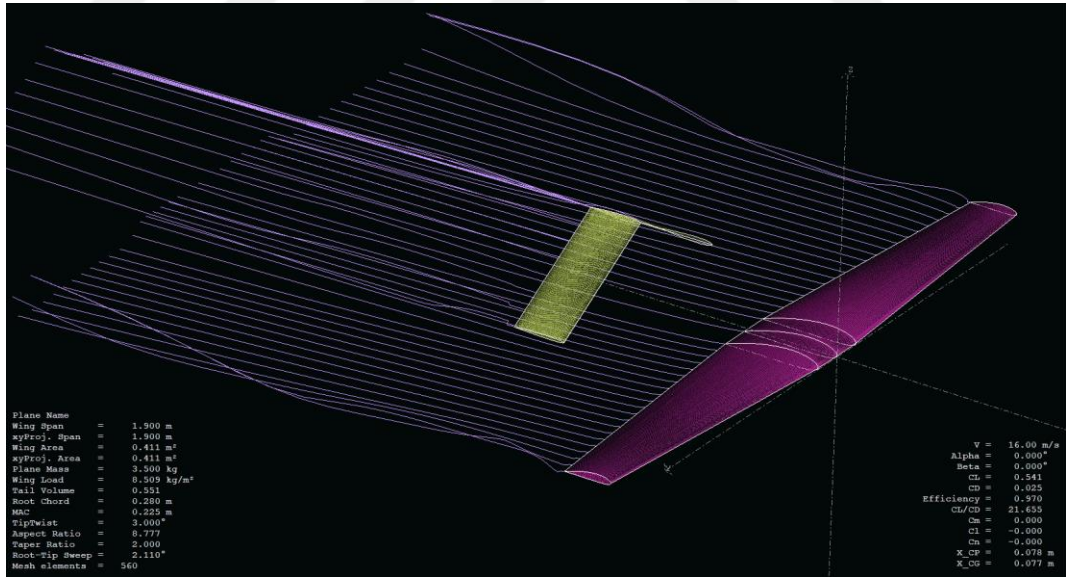
Şekil 2.24 Kanat üzerindeki taşıma kuvveti ve girdap dağılımı (Wikipedia, 2021)

XFLR5'in LLT metodu olarak kullandığı method klasik LLT metodundan farklıdır. XFLR5 Non-linear numerical LLT metodunu kullanarak sonsuz olan girdap sayısını sonlu hale getirerek swept'li ve farklı geometrilerdeki kanatları da çözümleyebilmektedir. XFLR5 LLT metodu olarak Weissinger'in çizgisel kanat üzerinde sonlu sayıdaki girdaptan oluşan sayısal yöntemini kullanmaktadır.

VLM metodu ise esas itibariyle Prandtl analitik modelinin kanat profilinin veteri doğrultusunda etkilerini de gösterebilen benzer bir metoddur. VLM Yöntemi'nde kanat yüzeyi panellere bölünerek kanat profilinin veteri boyunca birden fazla sayıda atnalı girdabının kullanılarak profilin kamburluk etkisinin de kullanılması sağlanmaktadır. Klasik VLM metodundan farklı olarak XFLR5 programında kullanılan VLM2 metodunda viskoz sürüklenme etkileri de 2 boyutlu kanat profili analizi verilerinin extrapolasyonu ile hesaplanabilmektedir. LLT metodu kanadı çizgisel olarak modellemesi nedeniyle XFLR5 programında yalnızca kanat analizleri için kullanılabilmektedir. Bu nedenle Doğa'nın analizinde LLT metodu yalnızca kanat için yapılabilmektedir. XFLR5'teki LLT metodunun non-lineer olması taşıma katsayısının hücum açısıyla değişiminin gerçeğe daha yakın değerler vermesini sağlamaktadır. VLM2 metodunda ise taşıma katsayısının hücum açısıyla değişimi

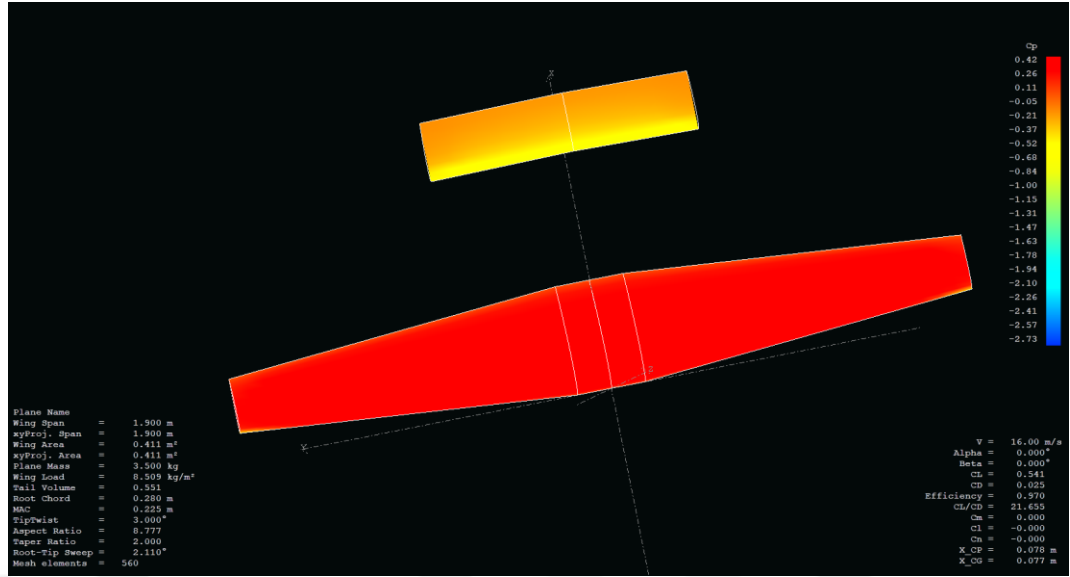
lineer bir karakter izlemektedir. Şekil 2.30’da VLM2 ve LLT metodları ile yapılan grafikler gözükmemektedir. Şekil 2.30’daki grafiklerde VLM2 metodu ile hesaplanmış olan taşıma katsayısının lineer olarak değiştiği gözükmemektedir. Bu nedenle Doğa’nın Stall hızının bulunması için yapılacak olan performans hesaplamalarında yalnızca taşıma katsayısının kullanılacak olması nedeniyle LLT metodu ile elde edilen taşıma katsayı verisi kullanılacaktır. Ancak kuyruk tarafından oluşturulan sürüklemenin de önem kazanarak işin içine girdiği performans hesaplamalarında VLM2 metodu ile bulunmuş olan aerodinamik katsayılar kullanılacaktır.

Şekil 2.25’te Doğa’nın kanat ve kuyruğundan oluşan 3 boyutlu analizinin XFLR5 programında modellenmesi gösterilmiştir. Bu modelleme sonucunda standart hava koşullarında -10 dereceden +20 dereceye kadar hücum açılarında 16 m/s sabit hava akışı için analiz çözümlenmiştir. Şekil 2.25’de görüldüğü gibi kanat uçlarında ve kuyruk uçlarında beklenildiği düzeyde akım bozulması ve kanat ucu vorteks oluşumu gözlemlenmektedir. Kanatlara verilmiş olan sivrilik oranı kanat ucu vortekslerinin azalmasını sağlamıştır.



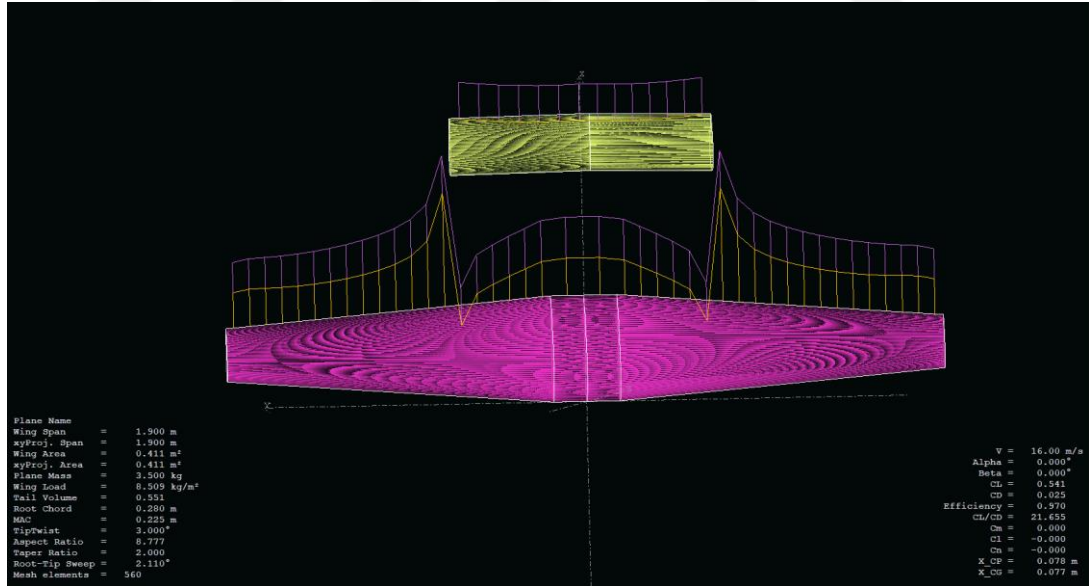
Şekil 2.25 XFLR5 3 boyutlu analiz (VLM2) Doğa akış çizgileri – 0 AOA - 16 m/s

Basınç katsayısının dağılımını gösteren Şekil 2.26’ya göre kanat basınç dağılımı ile kuyruk basınç dağılımı beklenildiği gibi ters doğrultularda hesaplanmıştır.

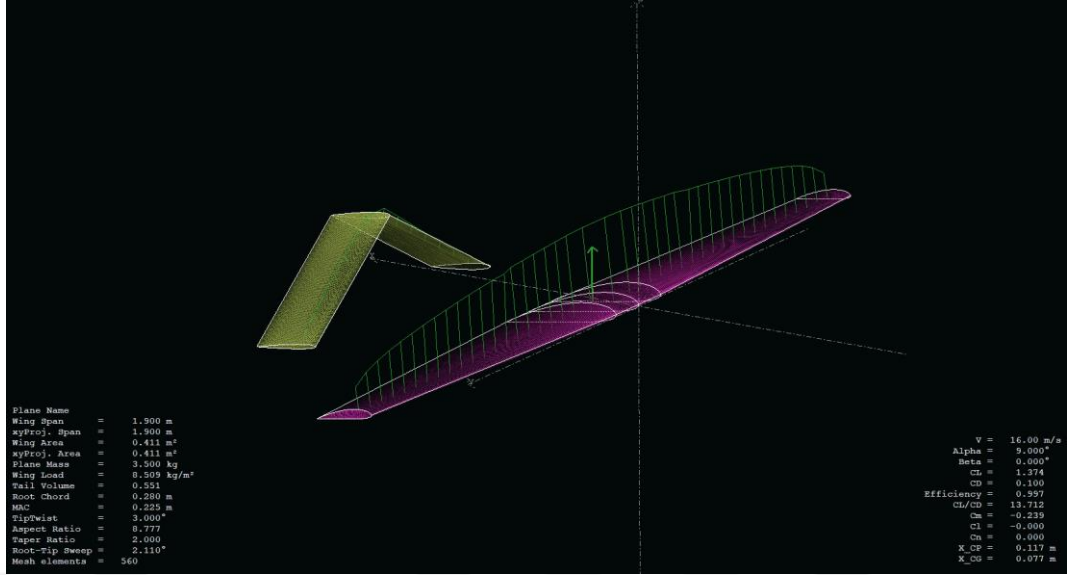


Şekil 2.26 XFLR5 3 boyutlu analiz (VLM2) Doğa basınç katsayısı dağılımı – 0 AOA - 16 m/s

İndüklenmiş sürüklenme ve viskoz sürüklenme kuvvetleri Şekil 2.27’de gösterilmiştir. Kanatta sivrilik oranının olması sayesinde indüklenmiş sürüklenme kuvvetinin kanat uçlarına gidildikçe azaldığı gözükmemektedir.

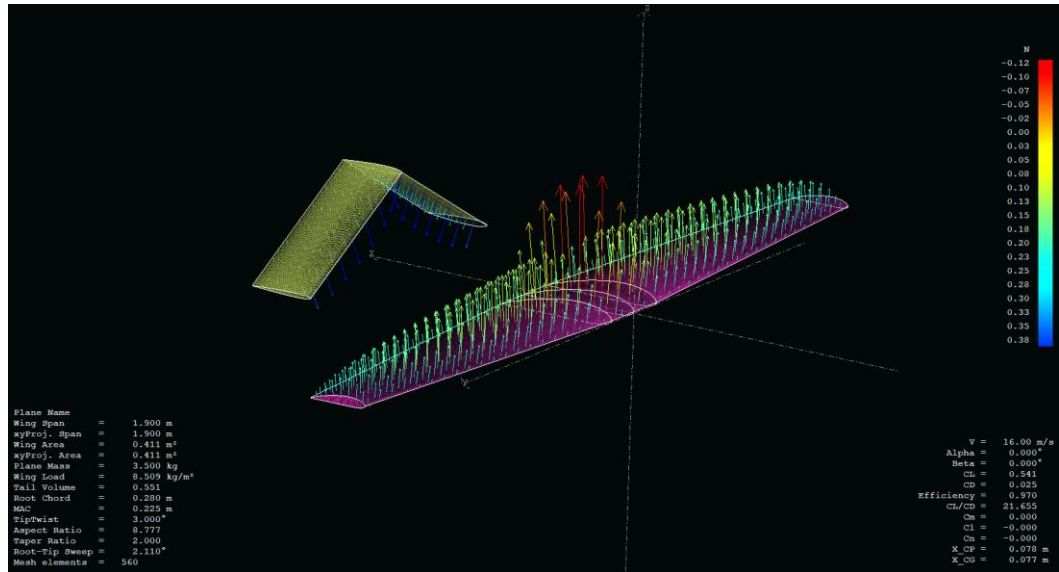


Şekil 2.27 XFLR5 3 boyutlu analiz (VLM2) Doğa indüklenmiş ve viskoz sürüklenme – 0 AOA - 16 m/s



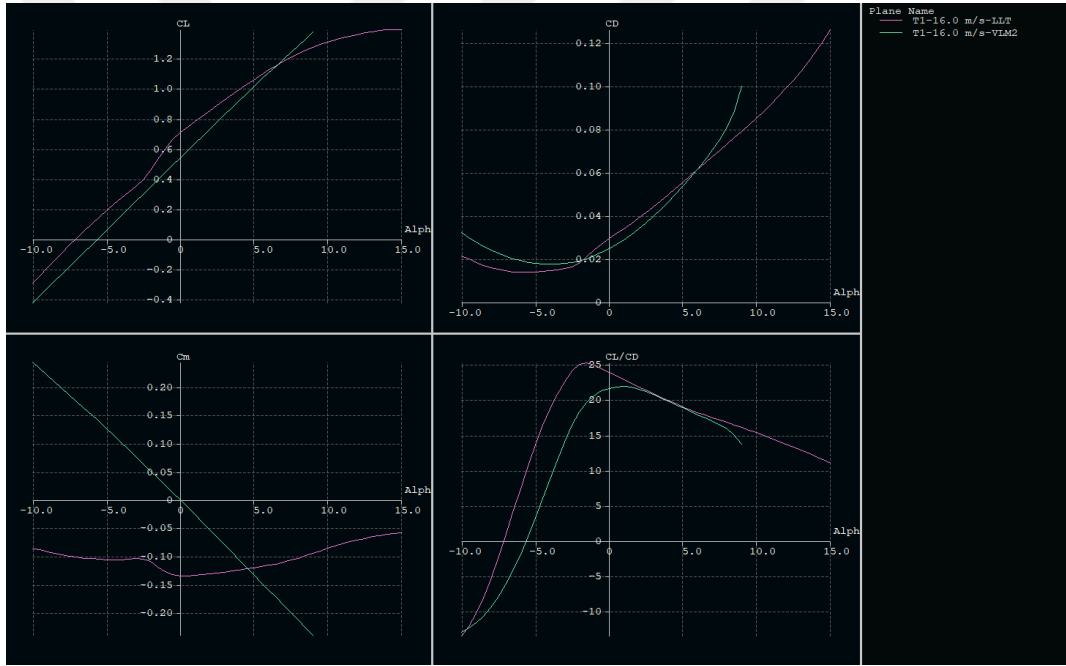
Şekil 2.28 XFLR5 3 boyutlu analiz (VLM2) Doğa taşıma kuvveti – 9 AOA - 16 m/s

Şekil 2.28’de 9 derece hücum açısında taşıma kuvvetinin kanat ve kuyruk üzerindeki dağılımlarının VLM2 metoduyla hesaplanmasının sonuçları gösterilmiştir. Hücum açısının sıfır derece olduğu durumda kuyrukta negatif yönlü taşıma kuvveti oluşurken 9 derecelik hücum açısında pozitif yönlü taşıma kuvveti oluşmaktadır. Şekil 2.29’da gösterilen panel kuvvetleri 0 derece hücum açısında kanat ve kuyruk üzerindeki değerlerdir. Kanat üzerinde oluşan kuvvetler yukarı yönlüyken kuyruk üzerinde oluşan kuvvetler ise aşağı yönlüdür.



Şekil 2.29 XFLR5 3 boyutlu analiz (VLM2) Doğa panel kuvvet dağılımı – 0 AOA - 16 m/s

Şekil 2.30'daki aerodinamik katsayılarla ilişkin grafikler incelendiğinde moment katsayısı dışında kalan grafiklerde benzer sonuçlar elde edildiği gözükmemektedir. LLT metodunda yalnızca kanatlar modellenemediği için kuyruğun etkileri hesaba katılamamaktadır. Bu nedenle VLM2 ve LLT metodları ile yapılmış olan moment katsayısı hesaplamalarında belirgin farklılık göze çarpmaktadır. Benzer şekilde kuyruk nedeniyle oluşan ekstra sürüklenme kuvveti LLT metodunda hesaplanamadığı için taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranı VLM2 metoduna göre daha yüksek değerlerde olmaktadır. Moment katsayısı grafiğinde VLM2 eğrisinin negatif eğimli olması Doğa'nın stabil bir İHA olduğunu ve ağırlık merkezinin neutral point'in önünde olduğunu göstermektedir. Eğimin çok olması İHA'nın stabilite için ihtiyaç duyduğu dengeleyici kuvvetin fazla olduğunu da göstermektedir.



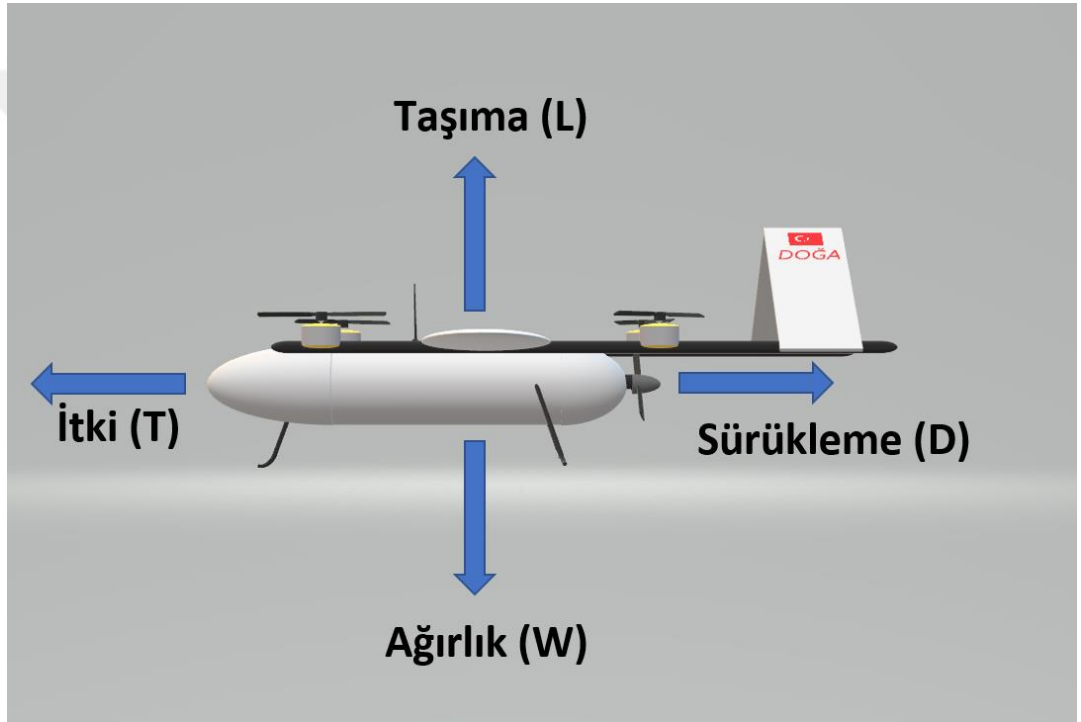
Şekil 2.30 XFLR5 3 boyutlu analiz (VLM2 & LLT) Doğa aerodinamik katsayılar - 16 m/s

Stall hızının hesaplanması için LLT metodu ile hesaplanmış olan taşıma katsayısının maksimum değeri Denklem 2.23'te kullanılacaktır. Maksimum kalkış ağırlığının taşıma kuvvetine eşit olduğu sabit hızlı İHA'nın denge durumu için Stall hızı hesabı yapılacaktır.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2}{\rho_{\infty}} \frac{W}{S} \frac{1}{C_L}} \quad (2.23)$$

Hesaplama sonucunda Doğa'nın Stall hızı 9,91 m/s olarak bulunmuştur. Ancak bulunmuş olan Stall hızı yerine uçuşların daha güvenli olarak gerçekleştirilebilmesi adına Doğa'nın yeni Stall hızı hesaplanmış olan Stall hızının 1,2 katı olarak belirlenecektir. Sonuç olarak Doğa'nın Stall hızı 12 m/s olarak hesaplanmıştır.

Şekil 2.31 üzerinde seyir uçuşu sırasında Doğa'ya etkiyen kuvvetler gösterilmiştir. L ile taşıma kuvveti, W ile maksimum kalkış ağırlığı, T ile itki kuvveti ve D ile sürüklenme kuvveti ifade edilmektedir. Seyir uçuşu sırasında İHA denge durumunda iken $L=W$ ve $T=D$ olmaktadır.



Şekil 2.31 Seyir uçuşunda etkiyen kuvvetler

L/D değerinin maksimum olduğu hücum açısı uçuşun en verimli olduğu hızın da bulunduğu noktayı ifade etmektedir. Bu noktada İHA en iyi menzili elde edebilecektir. Bu nedenle Doğa'nın seyir hızı L/D değerinin maksimuma yakın olduğu noktadaki hız olarak seçilecektir. Şekil 2.30'daki grafikten L/D değerinin maksimuma yakın olduğu hücum açısı 0 derece olarak seçilmiştir. Bunun nedeni stabilite hesaplamaları (C.G. ve N.P.'nin konumlarının bulunması) yapılırken L/D oranının da göz önüne alınarak kanada 3 derece incidence açısı verilmesinden dolayıdır. Bu hücum açısındaki sürüklenme kuvveti katsayısı bileşenleri viskoz sürüklenme katsayısı C_v ve indüklenmiş

sürüklenme katsayısı C_i hesaplanacaktır. Denklem 2.24 ve 2.25 vasıtasıyla K katsayısı 0 derece olan hücum açısı için bulunacaktır. Son olarakta Doğa'nın seyir hızı Denklem 2.26 vasıtasıyla hesaplanacaktır.

$$C_D = C_v + C_i \quad (2.24)$$

$$C_D = C_v + KC_L^2 \quad (2.25)$$

$$V_{seyir} = \sqrt{\frac{2}{\rho_\infty} \frac{W}{S} \sqrt{\frac{K}{C_v}}} \quad (2.26)$$

Doğa'nın seyir hızı yapılan hesaplamalar sonucunda 14,92 m/s olarak bulunmuştur. Bu nedenle Doğa'nın seyir hızı 15 m/s olarak alınacaktır.

Elektrik motorlu ve bataryalı bir İHA olması nedeniyle Doğa'nın enerji harcamasıyla görev süresinde ağırlığı değişmemektedir. Bu nedenle VTOL İHA'nın maksimum menzili seyir hızının daha önce bulunmuş olan 60 dakikalık seyir süresi ile çarpılarak elde edilecektir. Rüzgarın olumsuz etkilerini ortadan kaldırmak ve uçağın güvenli bir şekilde görevini gerçekleştirebilmesi için maksimum menzil 0,8 güvenlik katsayısı ile çarpılarak elde edilecektir. Denklem 2.27 kullanılarak maksimum güvenli menzil bulunmuştur. Bu hesaba göre Doğa'nın maksimum menzili 43 km olarak bulunmuştur.

$$Menzil_{max.} = V_{seyir} \times \text{Görev Süresi} \times 0,8 = 15 \times 2280 = 43200 \text{ m} \quad (2.27)$$

Görev yarıçapı hesabı için de Doğa'nın seyir sırasında gittiği yolu geri dönmesi gerekir. Bu nedenle görev süresi 30 dakikalık olan mesafeler Doğa'nın görev yarıçapını belirleyecektir. 0,8 güvenlik katsayısı görev yarıçapı içinde dikkate alınmıştır. Denklem 2.28 ile görev yarıçapı hesabı yapılmıştır. Bu hesaplama sonucunda ise Doğa'nın görev yarıçapı 21,5 km olarak bulunmuştur.

$$\text{Görev Yarıçapı} = V_{seyir} \times \frac{\text{Görev Süresi}}{2} \times 0,8 = 15 \times 1140 = 21600 \text{ m} \quad (2.28)$$

Tablo 2.13’te gösterilen görev irtifası İnsansız Hava Araçlarına ilişkin Türk Sivil Havacılık Kanunlarının SHT-İHA talimatına uygun olacak şekilde seçilmiştir (SHGM, 2020).

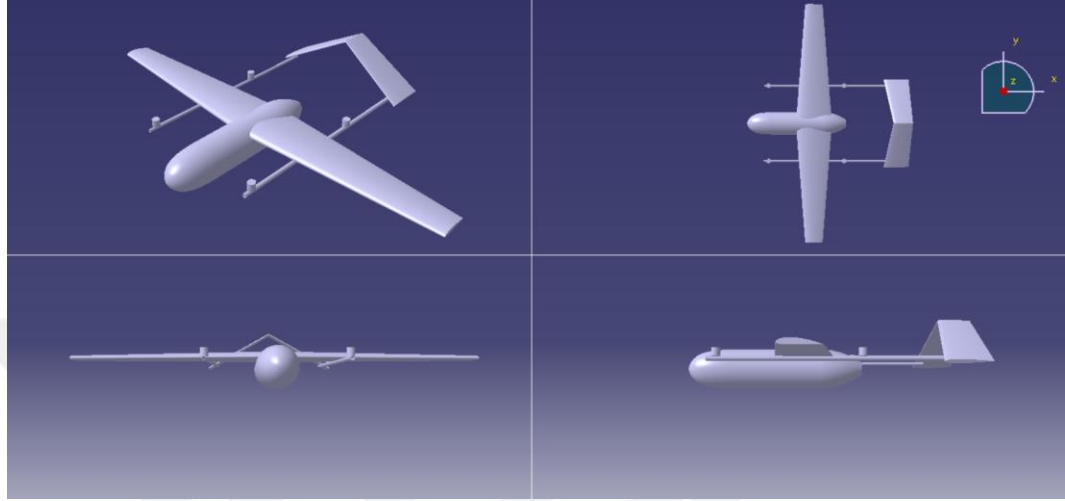
Tablo 2.13 Doğa performans parametreleri

Görev İrtifası	100 m
Maksimum İrtifa	120 m
Faydalı Yük	0,5 kg
Boş Ağırlığı	3 kg
Maksimum Kalkış Ağırlığı	3,5 kg
Seyir Görev Süresi	60 dakika
Toplam Görev Süresi	62 dakika
Max. Menzil	43 km
Görev Yarıçapı	21,5 km
Max. $\frac{L}{D}$	21,64
Stall Hızı (V_{stall})	$12 \frac{m}{s}$
Seyir Hızı (V_{seyir})	$15 \frac{m}{s}$

2.7 Üç Boyutlu Katı Modelin Oluşturulması

Konsept tasarım için yeterli olan tasarım parametrelerinin bulunması ile birlikte CATIA V5 üç boyutlu katı modelleme programında Doğa VTOL İHA’nın ölçülendirilmiş konsept tasarımı tamamlanmıştır. Şekil 2.32’de CATIA’da konsept tasarımı tamamlanmış olan Doğa’nın farklı görünüşlerinden 3 boyutlu tasarımı gösterilmiştir. Kanat profilleri NACA 4415 ve NACA 0009’un koordinatları Microsoft Excel’de kullanılan bir visual basic excel makrosu yardımıyla CATIA

programına aktararak, sivrilik oranına göre kanat açıklığı boyunca oranlanarak kanat ve kuyruk oluşturulmuştur. Tüm parçaların tasarımında CATIA'nın Part Design modülü kullanılmış ve son olarak Assembly modülünde montaj işlemi gerçekleştirilerek Doğa son halini almıştır.



Şekil 2.32 Doğa konsept tasarım (CATIA çoklu görünüm)

Doğa'nın CATIA'da tamamlanmış olan 3 boyutlu konsept tasarımı 3. Bölümde ANSYS Fluent ile yapılacak olan aerodinamik analizde kullanılacaktır. ANSYS Fluent'de yapılacak olan analiz sonuçları için yalnızca dış yüzeyler yeterli olacağından detay tasarımda yapılması gereken tasarım elemanları (spar, rib, frame, bulkhead vb.) bu aşamada tasarlanmayacaktır. Ayrıca İHA itki sistemlerinde bulunan tüm pervaneler ve iniş takımları ANSYS Fluent'de yapılacak analizi zorlaştırmamak adına konsept tasarımda eklenmemiştir.

BÖLÜM 3

HAVA ARACININ DETAY TASARIMI

3.1 İtki Sistemlerinin Hesaplamaları ve İtki Elemanlarının Seçimi

İkinci bölümde hesaplanmış olan pervane boyutu, maksimum kalkış ağırlığı, batarya tipi ve görev sürelerine göre, bu bölümde piyasada hazır olarak satılan ve uygun fiyatlı modellerden itki sistemleri için bataryanın, motorların, pervanelerin ve ESC'lerin modelleri seçilecektir. Elektrik motorunun çalışma sıcaklık aralığı ve verimliliği düşünülerek seçilen motorlar üretici verilerine göre maksimum itkisinin %50 kapasitesinde çalıştığında beklenen itkiyi sağlayacak şekilde seçilmiştir. Elektrik motorlarının verimlerinin yüksek olması beklendiği için verimi daha yüksek olan fırçasız motorlardan seçim yapılacaktır. İkinci bölümde yapılmış olan hesaplamalara göre Doğa'nın motorlarının seçiminde kullanılacak olan iki adet bulunan itki sistemlerine ilişkin değerler Tablo 3.1'de gösterilmiştir.

Tablo 3.1 Doğa itki sistemlerinin değerleri

	Dikine Kalkış & İniş İtki Sistemi	Seyir Uçuşu İtki Sistemi
MTOW (kg)	3,5	3,5
T/W	1,3	0,3
Toplam Gerekli İtki (kg)	4,55	1,05
Motor Başına Gerekli İtki (kg)	1,14	1,05

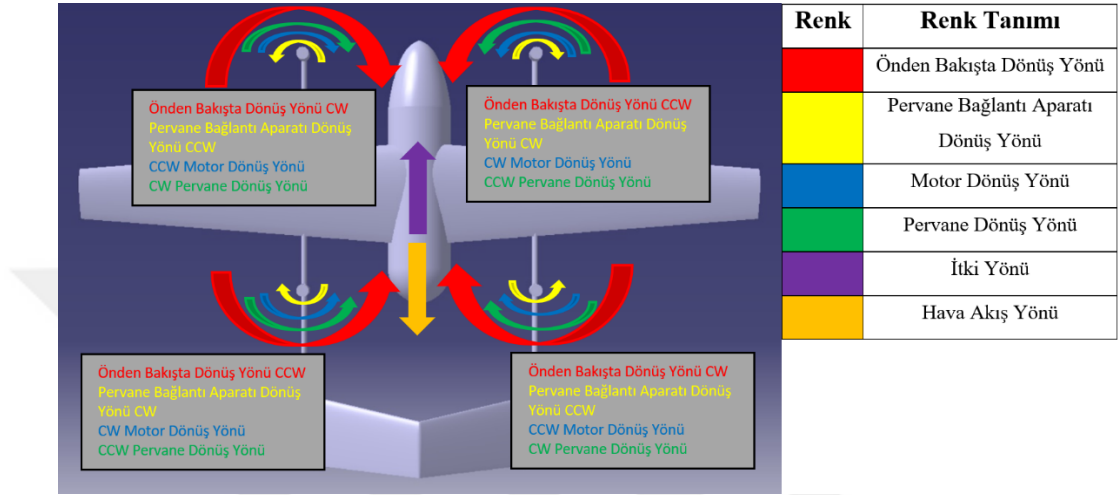
Piyasa değerlendirmesi sonucunda fiyatı uygun olan ve Doğa VTOL İHA'nın itki sistemlerinin gereklerini üretici verilerine göre karşılayan fırçasız elektrik motorunun, ESC'lerin ve pervanelerin marka ve modelleri Tablo 3.2'de gösterilmiştir. Böylece her iki itki sistemi içinde gereken komponentlerin seçimi yapılmıştır.

Tablo 3.2 Doğa itki sistemlerinin komponentlerinin seçimi

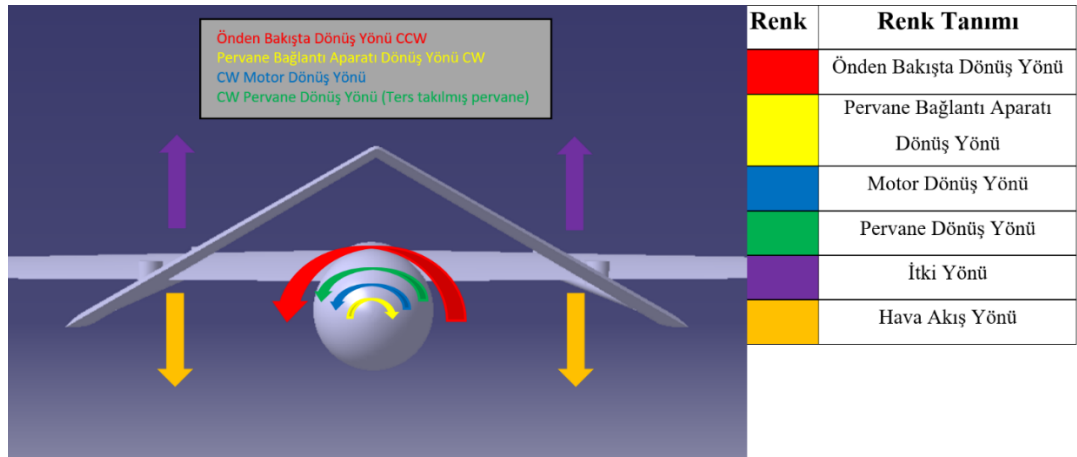
Komponent	Dikine Kalkış & İniş İtki Sistemi	Seyir Uçuşu İtki Sistemi
Fırçasız Elektrik Motoru	SunnySky 2814 1000KV (2 adet CCW + 2 adet CW)	SunnySky 2814 1000KV (1 adet CW)
ESC	Hobbywing SkyWalker 50A (4 adet)	Hobbywing SkyWalker 50A (1 adet)
Pervane	APC 11 x 5,5 inch Pervane (2 adet CW + 2 adet CCW)	APC 11 x 5,5 inch Pervane (1 adet CW)
Batarya	HRB Lipo 4S 14,8V 10000mah	
Batarya Şarj Aleti	IMAX B6 80W 6A Lipo Şarj Aleti	

Tablo 3.2’de belirtilen CW saat yönünü ifade ederken, CCW ise saat yönünün tersini ifade etmektedir. Motorların dönüş yönü üreticiler tarafından motorlara arkadan bakılarak ifade edilmektedir. Bu nedenle tez boyunca buna uyularak motor dönüş yönleri motorun arkasından bakılma referansına göre ifade edilmiştir. Fırçasız motorlarda kabloların yeri değiştirilerek CW yada CCW dönüş yapması sağlanabilmektedir. Tablo 3.2’de belirtilen dönüş yönleri aslında aynı motorlarla kabloların bağlantıları değiştirilerek CW ve CCW olarak dönüşlerin sağlanabileceğini göstermektedir. Pervaneler ise isimlendirilirken motora önden bakıldığında pervanenin dönüş yönüne göre ifade edilir. Pervaneler CW veya CCW olarak üretilmektedirler. CW yönünde dönen bir motora önden bakıldığında aslında CCW döneceği için CCW olan bir pervane takılmalıdır. Üreticilerin isimlendirmesine göre dönüş yönleri ayarlanmış olan bir motor pervane ikilisinden oluşacak olan itki (tractor itki) motorun arkasından önüne doğru olacaktır. Tractor itki sağlayan bir sistemde motor CW pervane CCW yada motor CCW pervane CW olarak seçilmelidir. İtkinin motorun önünden arkaya doğru olması (pusher itki) için motor CW pervane CW seçilmeli ve pervane motora ters takılmalıdır. SunnySky 2814’e pervanenin bağlandığı aparat vidalar yardımıyla motora bağlanmaktadır. Rotorun dönüşü süresince pervane aparatının somununun çıkmaması için rotora yukarıdan bakıldığındaki dönüş yönünün tersine sıkılabilen bir somun olmalıdır. CW olan bir motorda CW pervane bağlantı

aparatu bulunur. CW pervane bağlantı aparatının vida dişlisi standart vida dişli yönüyle (RH) aynıdır. Son olarakta motor, pervane ve pervane bağlantı aparatının dönüş yönü terminolojisi bir tarafa bırakılarak her bir rotor/motor için “Önden Bakışta Dönüş Yönü” tanımlaması yapılacaktır. Şekil 3.1 ve Şekil 3.2’de Doğa’nın tüm itki sistemlerinin ve alt parçalarının dönüş yönleri gösterilmiştir.



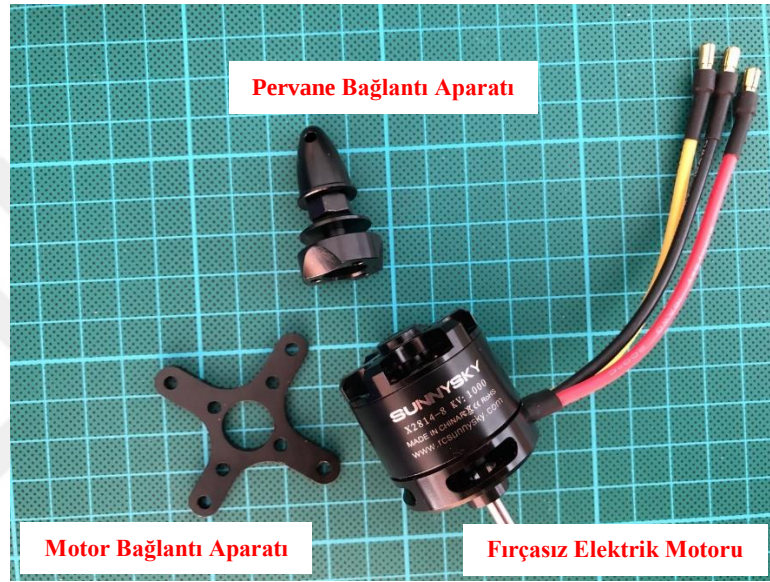
Şekil 3.1 Doğa dikine kalkış & iniş itki sisteminin dönüş yönleri



Şekil 3.2 Doğa seyir uçuşu itki sisteminin dönüş yönleri

Dikine kalkış ve iniş itki sisteminde fırçasız elektrik motoru olan SunnySky 2814 1000KV seçilmiştir. Dikine kalkış ve iniş itki sisteminde kullanılan motorların 2 tanesi saat yönünde dönerken diğer iki tanesi saat yönünün tersine dönmektedir. Bu sayede motorların dönüşleri kaynaklı oluşan momentler birbirlerini karşılayarak

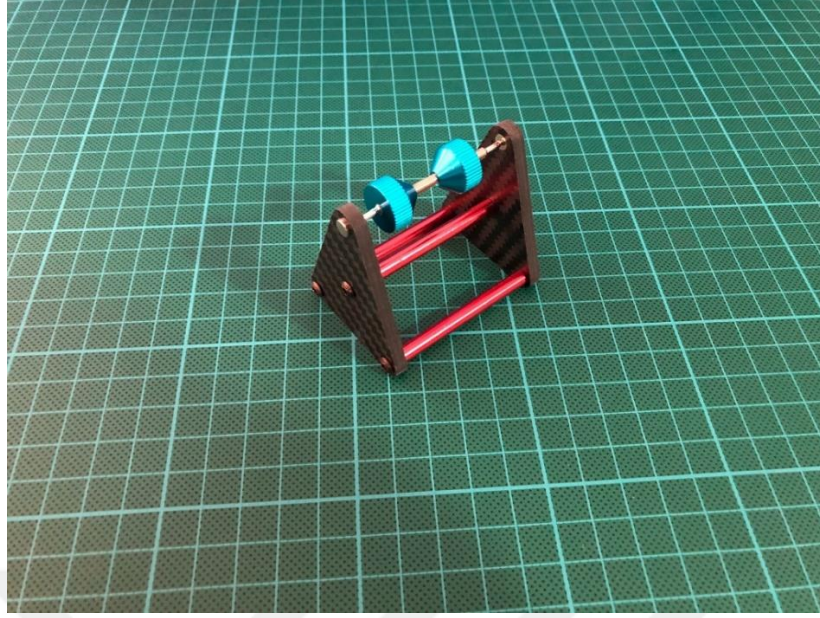
dengelenmektedir. Dikine kalkış ve iniş itki sisteminde kullanılan pervanelerin ölçüsü 11x5,5 inç olarak seçilmiştir. Seyir uçuşu itki sisteminde de SunnySky 2814 1000KV modeli fırçasız elektrik motoru seçilmiştir. Seyir uçuşu itki sisteminde kullanılacak olan pervanenin ölçüsü de 11x5,5 inç olarak seçilmiştir. Şekil 3.3 ve Şekil 3.4’de seçilmiş olan fırçasız elektrik motorunun ve pervanelerin resimleri gösterilmiştir. Şekil 3.5’te ise pervanelerin dengesini ölçmek için kullanılacak olan pervane dengeleyicisi gösterilmiştir.



Şekil 3.3 SunnySky 2814 1000KV fırçasız elektrik motoru (Kişisel arşiv, 2019)



Şekil 3.4 CCW ve CW APC pervaneler (11 x 5,5 inch) (Kişisel arşiv, 2019)



Şekil 3.5 Pervane dengeleyicisi (Kişisel arşiv, 2019)

Tablo 3.3’de SunnySky 2814 1000KV motorunun üretici tarafından verilmiş olan teknik özellikleri gösterilmiştir. Bu verilere göre seçilmiş olan motor en fazla 40 amper’lik bir akım ile çalıştığı üretici tarafından test edilmiştir. Bu nedenle bu moturu sürececek olan elektronik sürücü ESC 50A olarak seçilmiştir. Farklı rpm değerlerine sahip modelleri olan bu motorun 1000 KV’luk olan modeli seçilmiştir. Burada 1000KV yüksüz halde bu motora 1 Volt uygulandığında dakikada 1000 tur atabileceği anlamına gelmektedir.

Tablo 3.3 SunnySky 2814 1000KV fırçasız elektrik motoru teknik özellikleri

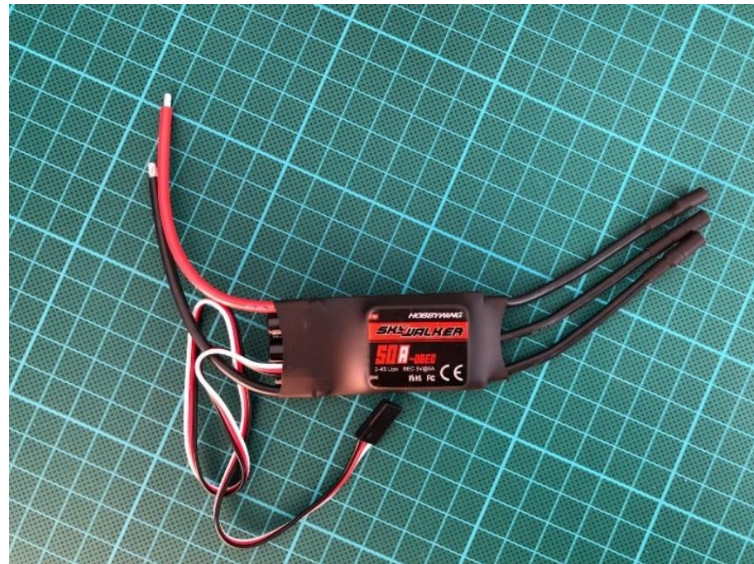
Özellikler	Değerleri
Model	X2814
RPM	1000 KV
Strator Çapı	28 mm
Stator Kalınlığı	14 mm
Şaft Çapı	4 mm
Şaft Uzunluğu	54 mm
Çalıştığı Batarya Tipi	3-4S Lipo
Ağırlık	108 g
Motor Boyutları	34 mm x 35 mm

Üretici tarafından motor için yapılmış olan testleri gösteren rakamlar Tablo 3.4 içerisinde gösterilmiştir. Bu verilerden yalnızca 1000KV olan modelin test verileri tabloda gösterilerek dikkate alınmıştır.

Tablo 3.4 SunnySky 2814 1000KV fırçasız elektrik motoru test verileri

Model	Pervane	Volt (V)	Amper (A)	İtke (g)	Watts (W)
X2814 1000KV	11 x 5,5 APC	14,8	4,5	500	66,6
			7,7	750	113,96
			11,5	1000	170,2
			15,7	1250	232,36
			19,7	1500	291,56
			24,9	1750	368,52
			31,2	2000	461,76
			38,9	2330	575,72

Tablo 3.4 incelendiğinde hem dikine iniş ve kalkış hem de seyir uçuşu için motor başına gerekli olan itkinin fazlasıyla sağlanabildiği gözükmemektedir. Şekide 3.6’da seçilmiş olan 50A’lık ESC’nin görüntüsü koyulmuştur. ESC yardımıyla akım değiştirilerek motorun pervane yardımıyla ürettiği itki kontrol edilmektedir.



Şekil 3.6 Hobbywing 50A ESC (Kişisel arşiv, 2019)

Şekil 3.7’de gösterilen Lipo Batarya Yowoo markasının 4S hücreli, 14,8V voltaja sahip ve 10000 mAh gücü olan bir bataryasıdır. Doğa VTOL İHA’nın itki sistemleri dahil tüm sistemleri enerjisini bu bataryadan alacaktır. Şekil 3.8’de gösterilmiş olan şarj aleti ise Lipo bataryaların şarj edilmesi için kullanılan bir şarj aletidir. Bu projede bataryanın şarj edilebilmesi için iMAX B6 markalı Lipo şarj aleti kullanılacaktır.



Şekil 3.7 Yowoo 10000 mAh 4S lipo batarya (Kişisel arşiv, 2019)



Şekil 3.8 Lipo batarya şarj aleti (Kişisel arşiv, 2019)

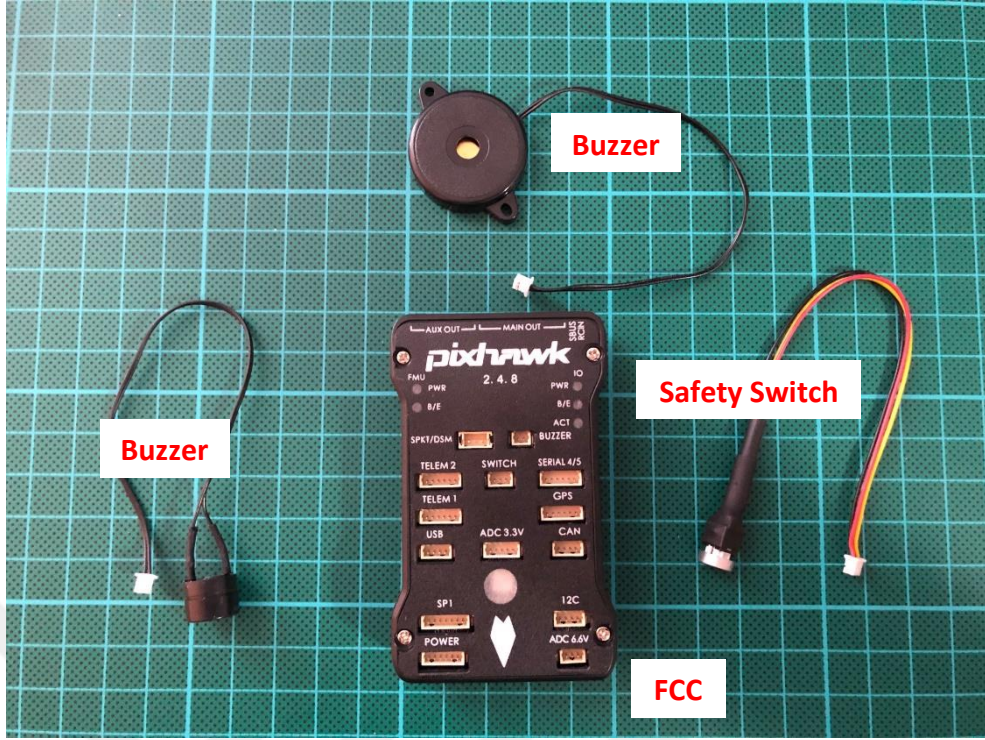
3.2 Aviyonik Sistemlerin ve Yer İstasyonunun Seçimi

Aviyonik sistemleri içerisinde otonom uçuşu sağlayacak olan ve göreve göre programlanabilen en önemli parça uçuş kontrol bilgisayarıdır. Pixhawk PX4 PIX 2.4.8 model uçuş kontrol bilgisayarı (FCC) piyasada yaygın olarak bulunan ve hobi amaçlı kullanılan açık kaynak kodlu bir elektronik karttır. Hem yaygın olarak kullanılması hemde açık kaynak kodlu yazılımlarının olması nedeniyle bu model uçuş kontrol bilgisayarı seçilmiştir. Seçilen uçuş kontrol bilgisayarı içerisinde Telemetri, GPS, OSD, PM, Safety Switch, Buzzer ve PPM bulunmaktadır. Telemetri uçuş hakkındaki bilgilerin yer istasyonuna aktararak görüntülenmesini sağlayan, bir alıcı ve vericiden oluşan bileşendir. Telemetri sayesinde batarya durumu, Rx (alıcı) 'nın çekim kalitesi, GPS (Global Positioning System) yardımıyla tespit edilen İHA'nın pozisyon bilgisi ve hareket yönü, sıcaklık, motor ve rotorların rpm değerleri, g kuvveti, waypoint navigasyon statüsü gibi bilgiler yer istasyonundaki İHA pilotu tarafından gözlemlenebilmektedir. Telemetri radyo frekansları 433 yada 915 mhz olarak iki adet seçeneğe sahiptir. Ancak Avrupa ve Türkiye hava sahasında İHA'lar için izin verilen radyo frekansı 433 mhz olduğu için 433 mhz'lik telemetrinin Doğa VTOL İHA'da kullanılması tercih edilmiştir. GPS bileşeni ise uydu yardımıyla aldığı data sayesinde İHA'nın pozisyon ve hareket bilgisini alan bir sensördür. Ayrıca GPS İHA'nın yükseklik bilgisini de elde edebilmektedir. GPS içerisinde bütünleşik pusula bulunmaktadır. Pusula yardımıyla hava aracının yönü tespit edilebilmektedir. OSD (On Screen Display) bileşeni İHA'nın kamerası varsa video görüntüsünün verici vasıtasıyla yer istasyonuna iletilmesini sağlamaktadır. PM (Power Module) bileşeni FCC'ye 5V'luk güç sağlarken aynı zamanda bataryanın voltaj durumunun yer istasyonundan görüntülenmesi için bataryanın voltaj ölçümünü yaparken, motorların ve servoların harcadığı toplam akım değerini de ölçerek yer istasyonunda görüntülenmesine yardımcı olan elektronik karttır. Bir başka FCC bileşeni olan Safety Switch vasıtasıyla motorlara ve servolara giden güç kesilebilir veya açılabilir. Buzzer bileşeni ise sesli uyarı vererek İHA'nın durumu ile ilgili bilgiler vermektedir. Buzzer ayrıca İHA kaza yaptıktan sonra yerinin tespit edilebilmesi için de kullanılmaktadır. PPM (Pulse Position Modulation) bileşeni radyo alıcısı görevi görerek uzaktan kumanda ile farklı kanallardan verilen komutları tek bir kablo üzerinden uçuş kontrol bilgisayarına aktarmaya yaramaktadır. Tek bir kablo üzerinden aktarım yapıldığı için

tepki süresi (27 ms.) biraz daha uzun olsa da kablolama diğer modüllere göre çok daha basittir. PPM sinyalleri analog sinyallerdir. I2C splitter bileşeni aynı ayna birden fazla bileşenin FCC'ye bağlanabilmesi için port sayısını arttırmaya yarar. I2C splitter üzerinde bulunan 4 adet port yardımıyla GPS-Pusula, harici magnetometre, airspeed sensörü, harici LED ve diğer modüllerin FCC'ye bağlanması sağlanabilmektedir. Harici USB portu sayesinde uçak içerisinde bulunan FCC'nin üzerindeki USB girişine ulaşamadığı durumlarda dışarıdan FCC'ye USB yoluyla erişimi sağlar. Harici USB portu üzerinde bulunan LED yardımıyla FCC'nin verdiği sinyallerin aynısını yerine getirir. FCC yüksek orandaki titreşimlerden etkilenebilen bir komponent olduğu için titreşim önleyici FCC sehpası kullanılacaktır. Şekil 3.9'da seçilmiş olan Pixhawk PX4 PIX 2.4.8 model FCC ve çevre bileşenleri gösterilmektedir. Şekil 3.10'dan 3.18'e kadar ise FCC ve çevre bileşenlerinin resimleri ayrı ayrı gösterilmiştir.



Şekil 3.9 Uçuş kontrol bilgisayarı ve bileşenleri (Kişisel arşiv, 2019)



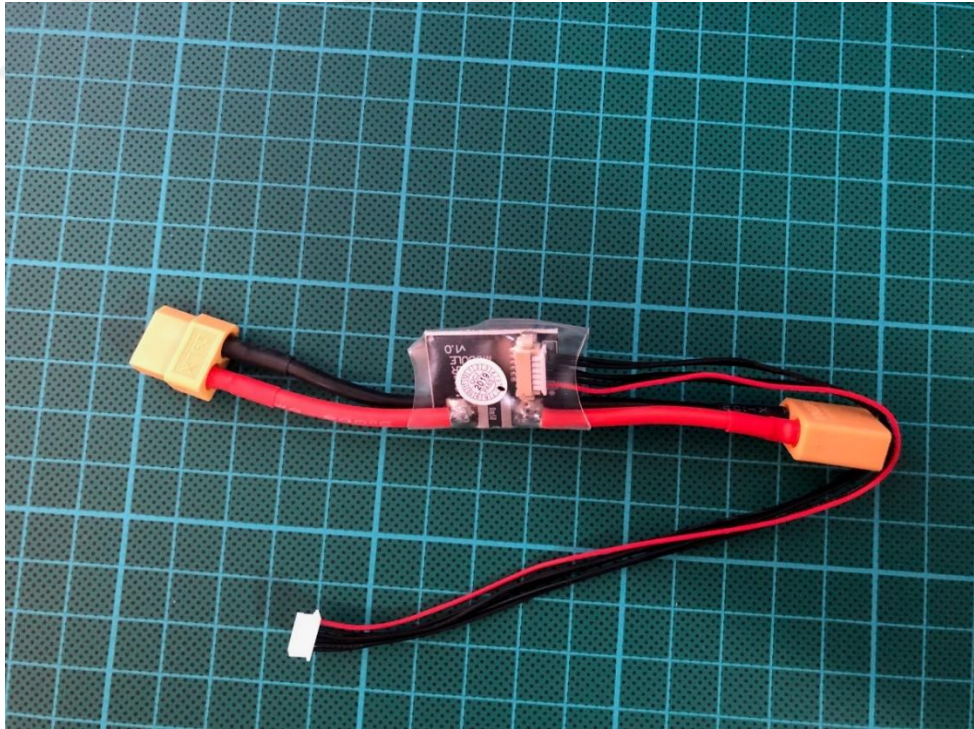
Şekil 3.10 FCC (uçuş kontrol bilgisayar) (Kişisel arşiv, 2019)



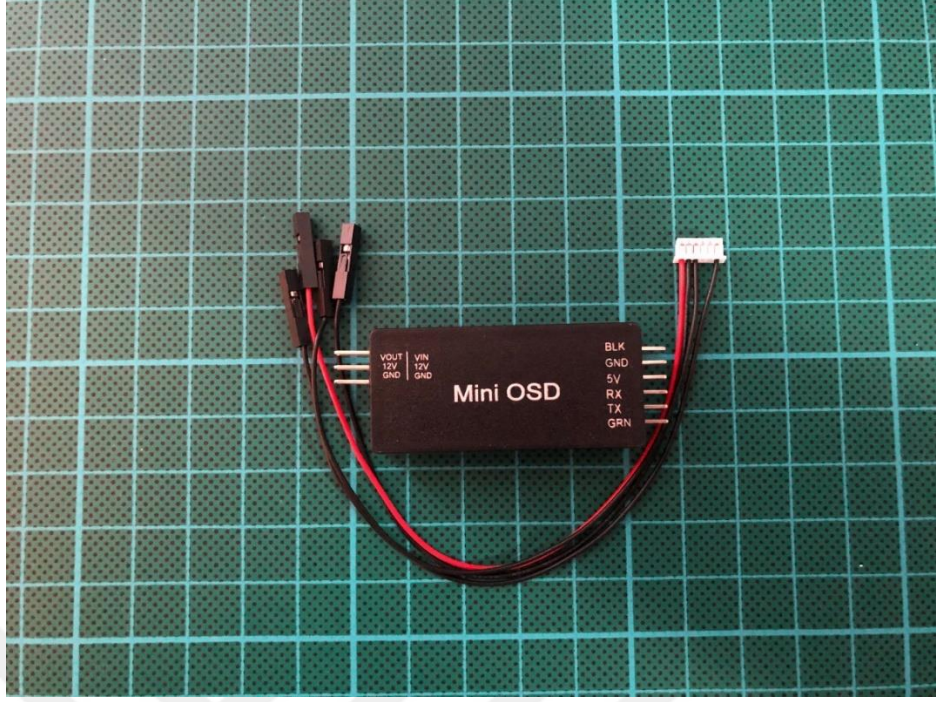
Şekil 3.11 Telemetry alıcısı ve vericisi (Kişisel arşiv, 2019)



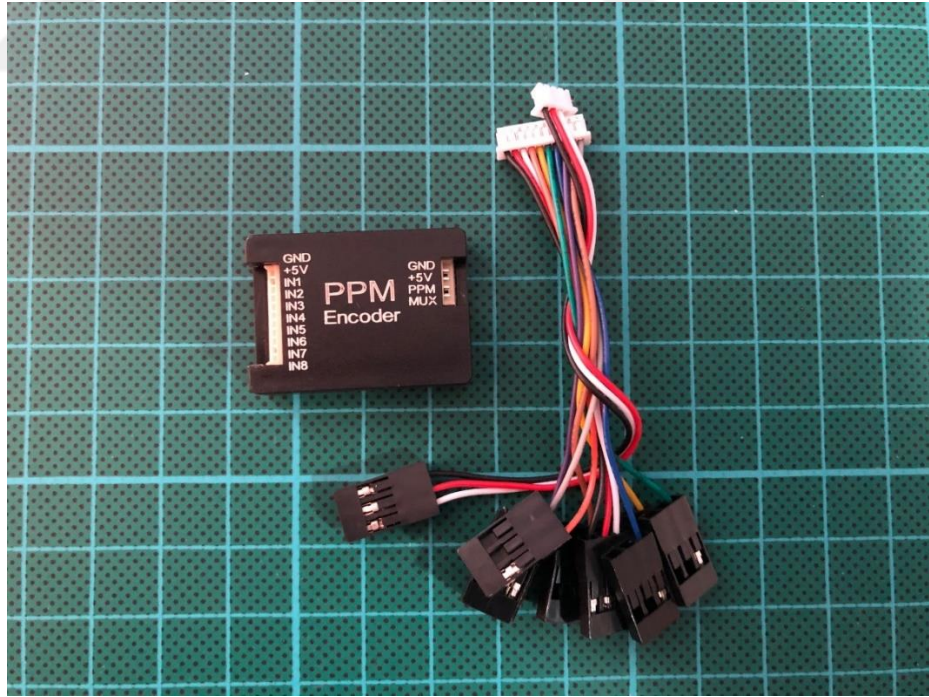
Şekil 3.12 GPS-pusula sensörü ve bağlantı aparatı (Kişisel arşiv, 2019)



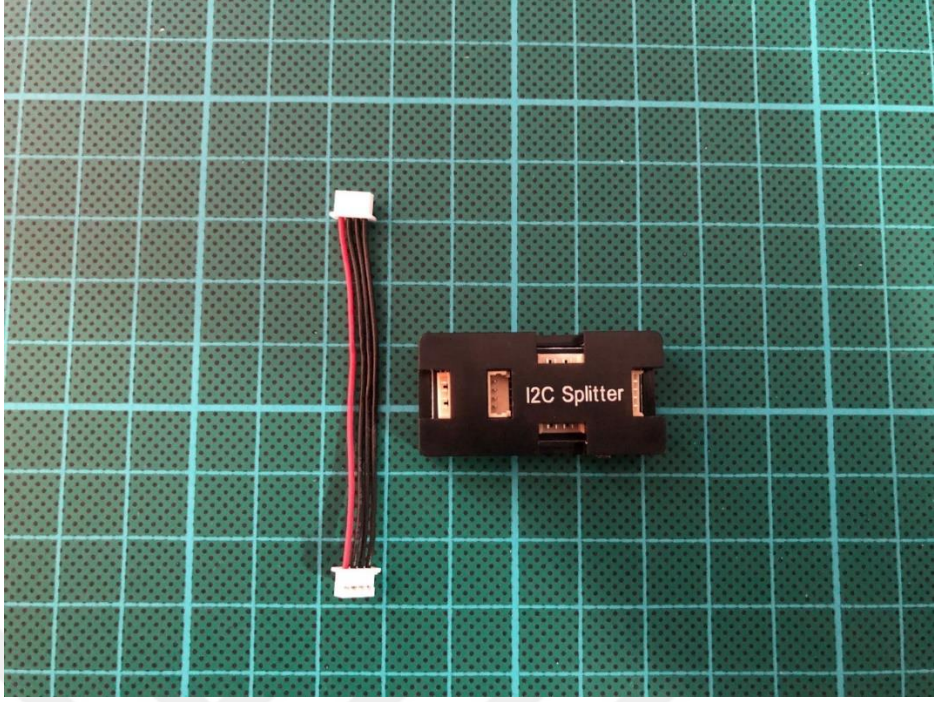
Şekil 3.13 Power modülü (PM) (Kişisel arşiv, 2019)



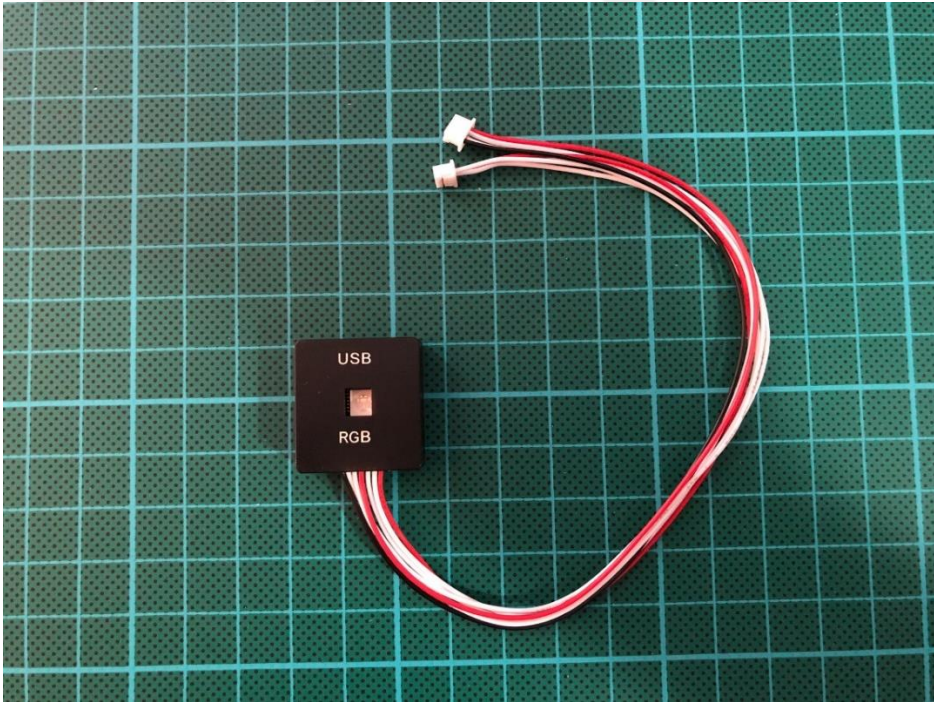
Şekil 3.14 Mini OSD (on screen display) (Kişisel arşiv, 2019)



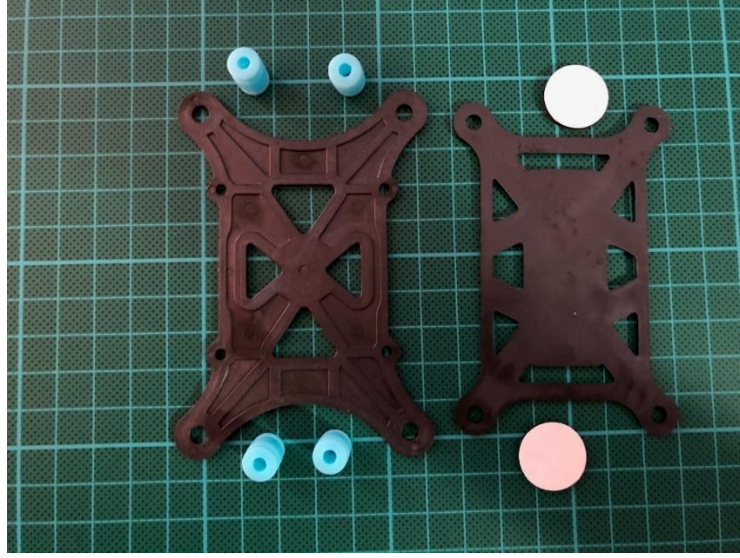
Şekil 3.15 PPM (pulse position modulation) encoder (Kişisel arşiv, 2019)



Şekil 3.16 I2C splitter (Kişisel arşiv, 2019)



Şekil 3.17 Harici USB port (Kişisel arşiv, 2019)



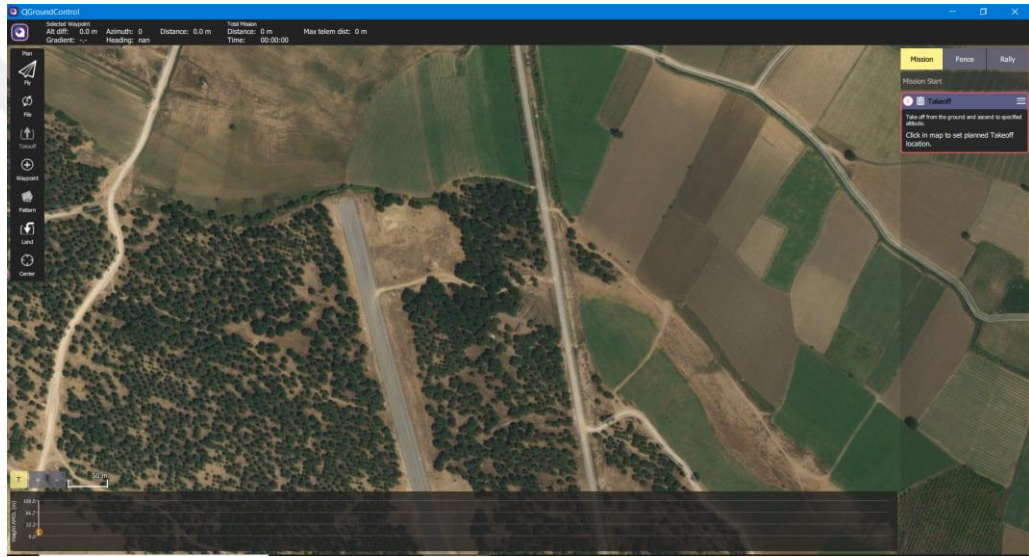
Şekil 3.18 Titreşim önleyici FCC sehpası (Kişisel arşiv, 2019)

Manuel girdilerle Doğa VTOL İHA'nın kontrolü için Şekil 3.19'da gösterilmiş olan flysky i6x model kumanda seçilmiştir. İHA üzerinde konumlandırılacak olan kumanda alıcısı için 10 kanallı ve 6 kanallı olmak üzere iki seçenek mevcuttur. Bu seçeneklerden 6 kanallı olan FS-iA6B model alıcı seçilmiştir. PPM ile veri aktarımı tek bir kanaldan yapılabileceği için kanal sayısı yeterli olacaktır.



Şekil 3.19 Kumanda ve kumanda alıcısı (Kişisel arşiv, 2019)

Yer istasyonu olarak bu tezin yazımında kullanılan Windows 10 işletim sistemli Lenovo marka bir dizüstü bilgisayar kullanılacaktır. Yer istasyonunun İHA'ya ilişkin verilerin görülmesine olanak sağlayan yazılım QGroundControl isimli ücretsiz yazılımdır. Bu yazılım sayesinde FCC üzerindeki sensörlerin kalibrasyonu yapılabilirken, uçuş sırasında İHA hakkındaki bilgiler de telemetri vasıtasıyla sağlanan data aktarımı sayesinde yer istasyonu bilgisayarından görüntülenebilmektedir. Aynı zamanda otomatik görevler QGroundControl vasıtasıyla tanımlanabilmektedir. Şekil 3.20'de yer istasyonu olarak kullanılacak olan bilgisayardaki QgroundControl yazılımının resmi gösterilmiştir.



Şekil 3.20 Yer istasyonu bilgisayarı ve yazılımı (Kişisel arşiv, 2021)

3.3 Uçuş Kontrol Sistemlerinin ve İniş Takımının Seçimi

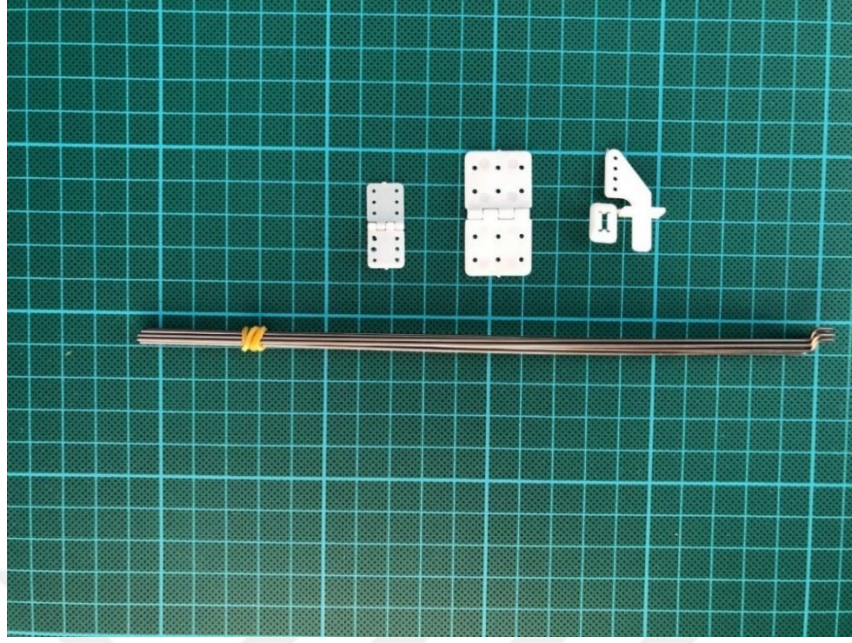
Aeleron, rudder+elevator'u hareket ettirmek için gerekli olan servoların tamamı Emax ES3054 model olarak seçilmiştir. Şekil 3.21 ve 3.22'de ilgili seçilmiş servo ve servonun hareket ettireceği push rod ve uçuş kontrol yüzeylerinin kanat ve kuyruğa bağlanması, hareket edebilmesi için kullanılacak olan menteşeler gösterilmiştir. Tablo 3.5 içerisinde seçilmiş olan servonun teknik verileri gösterilmiştir.

Tablo 3.5 Emax ES3054 servo teknik verileri

Emax ES3054 Servo	Çalışma Torku (6,0 V)	3,5 kg.cm
	Reaksiyon Hızı	0,13 saniye/60 derece
	Fiş Tipi	JR, FUTABA
	Dönme Açısı	145 derece
	Servo Tipi	Dijital
	Çalışma Gerilimi	4,8 V – 6,0 V
	Boyutlar	28,45x13x31,1mm
	Ağırlık	17 g



Şekil 3.21 Servo



Şekil 3.22 Push rod, menteşeler ve bağlantı elemanları (Kişisel arşiv, 2019)

İniş takımları için karbon-fiber kompozitten üretilmiş olan hazır ürünler seçilmiştir. Gövdeye bağlanmak üzere aynı iniş takımından 2 adet kullanılacaktır.

3.4 Yapısal Analizler

Bu bölümde iki tip yapısal analiz yapılacaktır. İlk olarak kanatların statik analizi yapılarak aerodinamik yükler altında sparların ve riblerin maksimum çekme gerilmesini geçip geçmediği incelenecektir. İkinci yapısal analizde ise tüm yapının doğal frekans analizi gerçekleştirilecektir. Her iki analizde de kullanılacak olan malzemelerin özellikleri ürünlerin tedarik edildiği firmalardan alınmıştır. Malzeme özellikleri tablo 3.6 ve 3.7 içerisinde gösterilmiştir.

Tablo 3.6 Kullanılan malzemelerin özellikleri

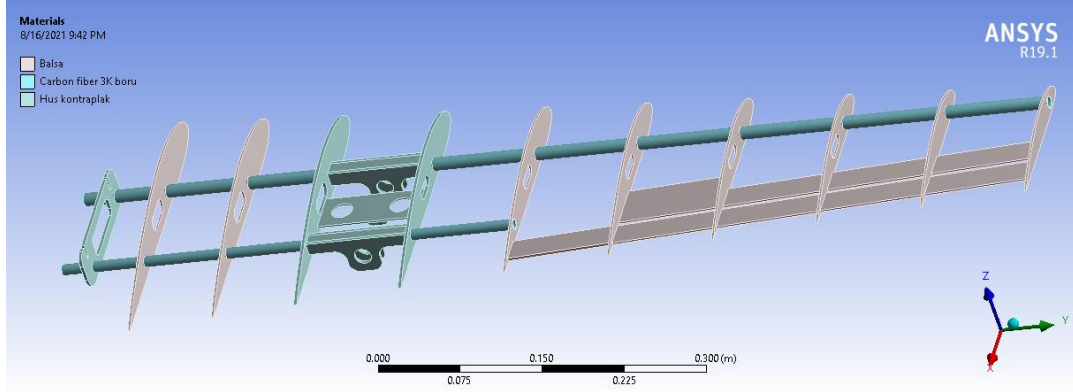
Malzeme	Yoğunluk (kg/m^3)	Young Modülü (GPa)	Maksimum Çekme Gerilmesi (MPa)	Poisson Oranı
Balsa	150	3	10	0,38
Huş Kontraplak	650	11	35	0,22
Alüminyum	2770	71	160	0,33

Tablo 3.7 Karbon fiber boruların malzeme özellikleri

Özellikler	Değerler
Yoğunluk (kg/m^3)	1550
Maksimum Çekme Gerilmesi (MPa)	750
Maksimum Basma Gerilmesi (MPa)	600
Maksimum Kayma Gerilmesi (MPa)	400
Young Modülü X eksen (GPa)	19
Young Modülü Y eksen (GPa)	90
Young Modülü Z eksen (GPa)	19
Kayma Modülü XY eksen (GPa)	4,6
Kayma Modülü YZ eksen (GPa)	4,6
Kayma Modülü XZ eksen (GPa)	4,6
Poisson Oranı XY düzlemi	0,14
Poisson Oranı YZ düzlemi	0,14
Poisson Oranı XZ düzlemi	0,14

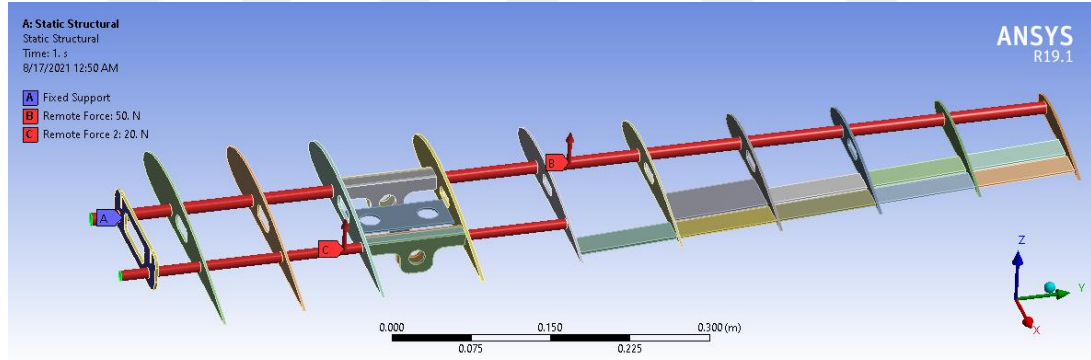
3.4.1 Kanat Statik Analizi

Kanatların statik analizi için ANSYS R19.1 programı kullanılmıştır. Şekil 3.23’de analizde kullanılan kanat yapısal elemanlarındaki malzeme atamaları gösterilmiştir. Kanat taşıyıcı yapısal elemanları olan sparlar dış çapı 12 mm ve 10 mm olan ve et kalınlığı 1 mm olan iki karbon fiber borudan oluşmaktadır. Kanat kökünde bulunan sparların girdiği yapısal eleman, üçüncü rib, dördüncü rib ve bu ribler arasındaki yapısal elemanlar 3 mm kalınlıktaki huş kontraplaktan oluşmaktadır. Geriye kalan elemanlar ise 2 mm kalınlıktaki balsadan oluşmaktadır.



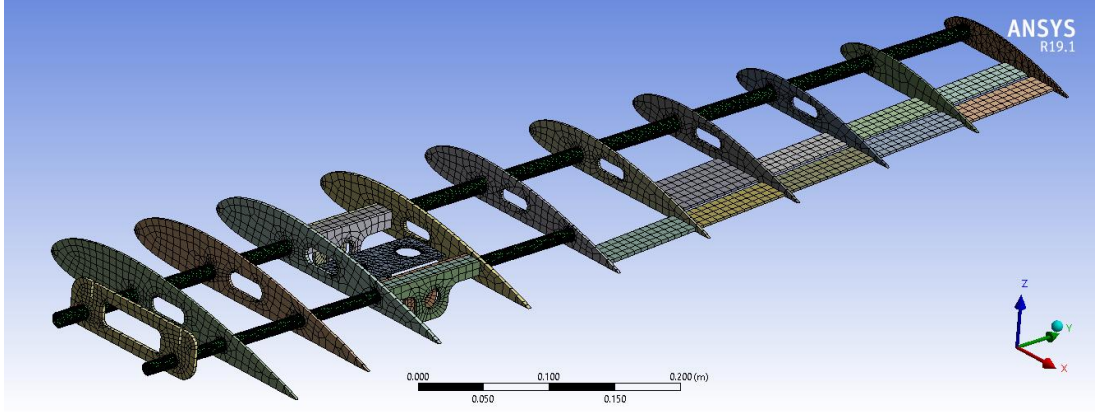
Şekil 3.23 Statik kanat analizi malzeme dağılımı

Tablo 3.6 ve 3.7’de verilen malzemelerin değerleri ANSYS’de kullanılmıştır. Kanat taşıyıcı elemanları olan spar’lar kanat kökünde sabitlendiği için, huş kontraplak olarak tanımlanmış olan kanat kökündeki yapısal eleman ANSYS’de sabitlenmiştir. Ayrıca analizde kanatlara gelecek olan yük 4g olacak şekilde düşünülerek toplamda 70 N’luk yük sparlar üzerinde tanımlanmıştır. Tanımlanmış olan sınır koşulları şekil 3.24’de gösterilmiştir.



Şekil 3.24 Statik kanat analizi sınır koşulları

Meshleme işlemi Şekil 3.25’de gösterildiği gibi tamamlanarak toplamda 61201 eleman ve 401045 adet node’dan oluşan statik analiz modeli oluşturulmuştur. Çözüm olarak ise maksimum ve minimum asal gerilmeler, maksimum kayma gerilmesi ve toplam deplasman seçilerek, sonlu elemanlar modeli statik olarak çözdürülmüştür.



Şekil 3.25 Statik kanat analizi mesh ağı

Denklem 3.1’de bir eleman için geçerli olan 3 boyutlu gerilme tensörü 3 x 3 bir matris olarak gösterilmiştir.

$$\sigma = \begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{xy} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \sigma_z \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

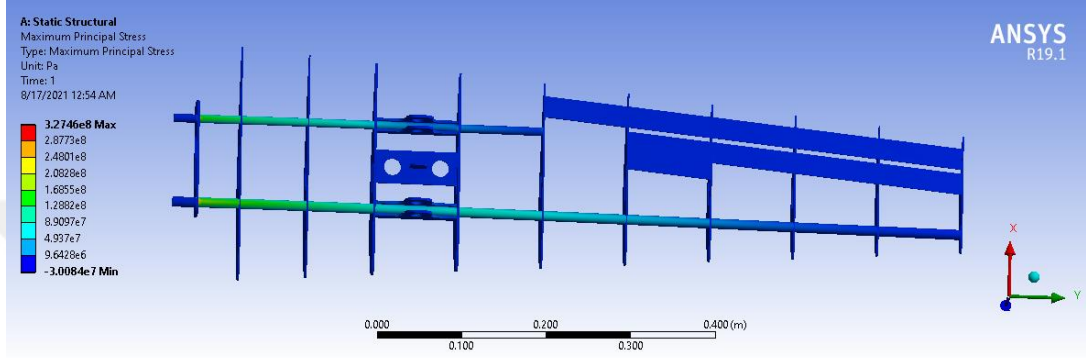
Gerilme tensörü 9 elemandan oluşsada simetrik bir matris olduğu için 6 serbestlik derecesi vardır. Stres tensörünü σ_x , σ_y , σ_z normal gerilmeleri ve τ_{xy} , τ_{xz} , τ_{yz} kayma gerilmeleri oluşturur. Stres tensörünün özdeğerleri ise σ_1 , σ_2 , σ_3 asal gerilmeleridir. Maksimum kayma gerilmesi τ_{max} ise asal gerilmeler kullanılarak hesaplanabilir. ANSYS’de yapacağımız statik analiz sonucunda uçak kanadının dayanıklılığı maksimum ve minimum asal gerilmeler ile birlikte maksimum kayma gerilmesine göre değerlendirilecektir. Kanadın yükleneceği gerilmeler karşısında emniyet kriteri olarak değerlendirilecek olan maksimum ve minimum asal gerilmeler ve maksimum kayma gerilmelerinin formülleri denklem 3.2, 3.3 ve 3.4 ile gösterilmiştir.

$$\sigma_{max} = \sigma_1 \quad (3.2)$$

$$\sigma_{min} = \sigma_3 \quad (3.3)$$

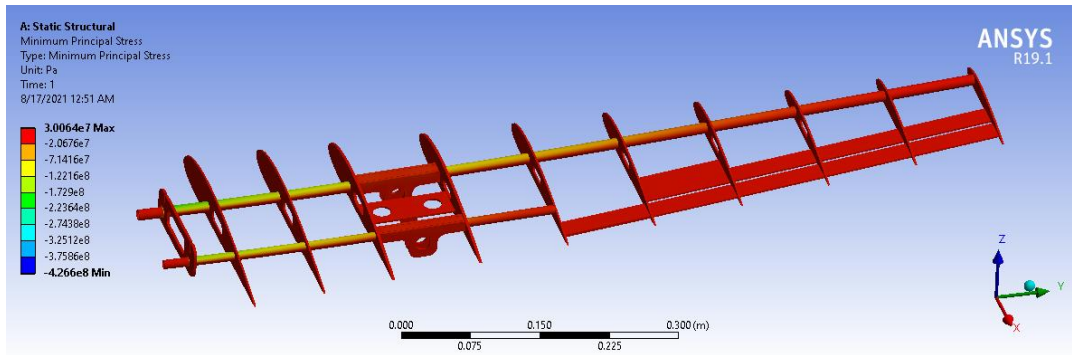
$$\tau_{max} = \frac{(\sigma_1 - \sigma_3)}{2} \quad (3.4)$$

Statik analiz sonucunda Şekil 3.26’da gösterildiği gibi maksimum asal gerilme 327 MPa olarak bulunmuştur. Karbon fiber borulardan yapılmış olan sparların maksimum çekme gerilmesi 750 MPa olduğu için maksimum asal gerilmeler dayanım limitlerinin aşağısında kalmıştır.



Şekil 3.26 Maksimum asal gerilmeler

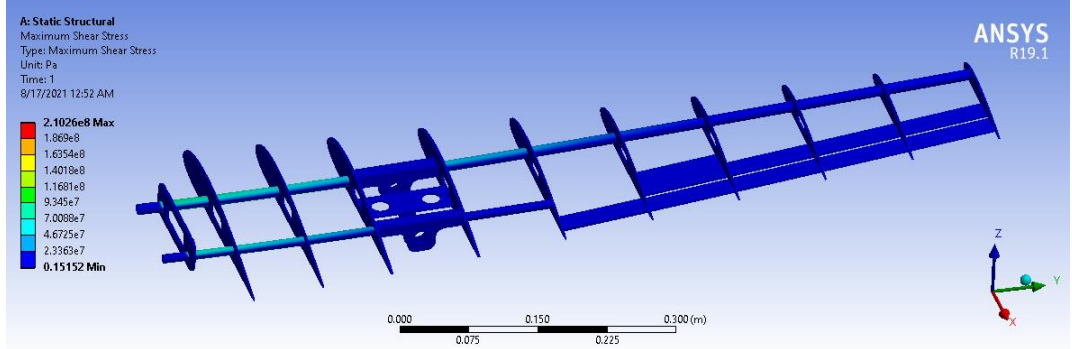
Şekil 3.27’de gösterildiği gibi minumum asal gerilmeler 426 MPa olarak bulunmuştur. Karbon fiber borulardan yapılmış olan sparların maksimum basma gerilmesi 600 MPa olduğu için minumum asal gerilmeler dayanım limitlerinin aşağısında kalmıştır.



Şekil 3.27 Minumum asal gerilmeler

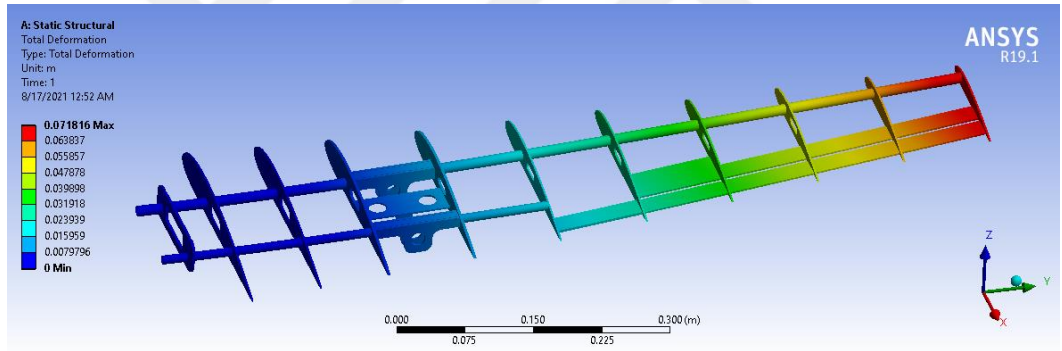
Şekil 3.28’de ise maksimum kayma gerilmelerinin sonuçları gösterilmiştir. Maksimum kayma gerilmeleri 210 MPa olarak bulunmuştur. Karbon fiber borulardan

yapılmış olan sparların maksimum kayma gerilme değerleri 400 MPa olduğu için maksimum kayma gerilmeleri dayanım limitlerinin aşağısında kalmıştır.



Şekil 3.28 Maksimum kayma gerilmeleri

Şekil 3.29’da yük altında kanadın toplam deplasman değerleri gösterilmiştir. Buna göre kanat ucunda oluşan maksimum toplam deplasman 7,2 cm olmuştur.

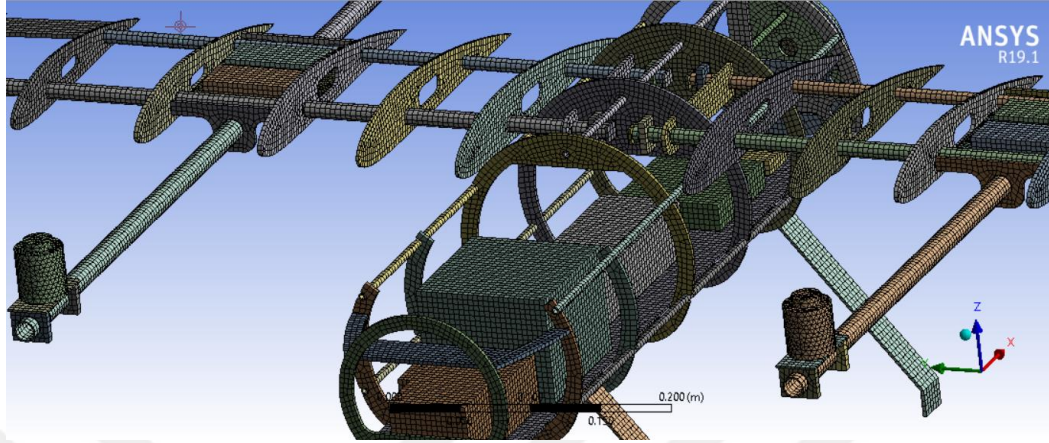


Şekil 3.29 Toplam deplasman

3.4.2 Doğal Frekans Analizi

Doğal frekans analizi uçağın herhangi bir sınır şartı altında olmadan serbest bir şekilde ANSYS R19.1 programında modal analiz yapılması ile gerçekleştirilmiştir. Analiz ilk 10 mod için yapılmış ve bu modal analizlere göre tasarımda optimizasyona gidilmiştir. Öncelikle Tablo 3.6 ve 3.7’de tanımlı olan malzeme özellikleri uçak üzerinde tanımlanmıştır. Şekil 3.30’da gösterildiği gibi meshleme işlemi gerçekleştirildikten sonra analiz tamamlanarak ilk 10 mod için elde edilen doğal

frekanslar incelenmiştir. Sonlu elemanlar metodu ile modal analizde kullanılan eleman sayısı, node sayısı ve contact eleman sayısı Tablo 3.8’de gösterilmiştir.

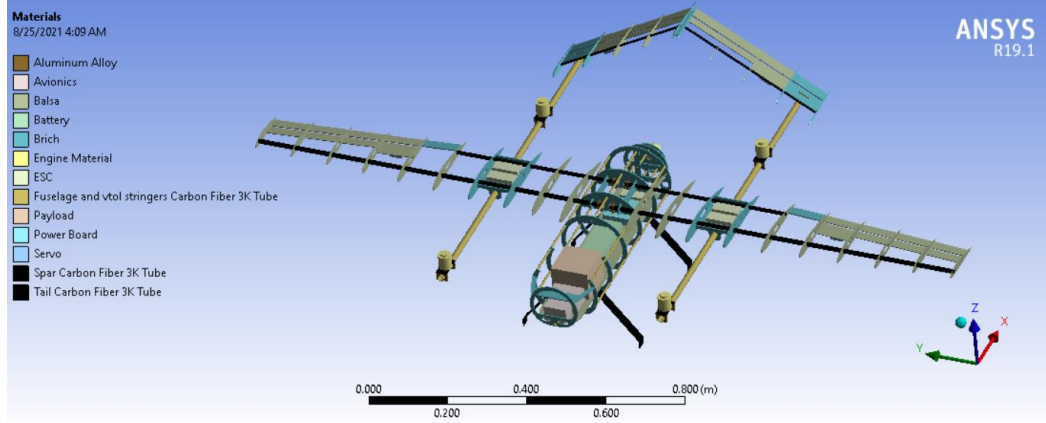


Şekil 3.30 Doğal frekans modal analizi mesh ağı

Tablo 3.8 Doğal frekans analizi eleman sayısı

Eleman Tipi	Eleman Sayısı	Node Sayısı
Contact	380	-
Mesh Eleman	618211	101101
TOPLAM	618591	101101

Şekil 3.31’de gösterildiği gibi malzeme atama işlemi gerçekleştirilmiştir. Malzeme atama işlemleri için yapısal elemanlar dışında kalan faydalı yük, aviyonik parçalar ve motorlar gibi elemanlar için malzeme özellikleri tahmin edilen kütleleri karşılayacak rigid bir özellikte tanımlanmıştır.



Şekil 3.31 Doğal frekans modal analizi malzeme ataması

Modal analiz tamamlandıktan sonra farklı mod'lardaki frekans değerleri ve davranış biçimleri incelenmiştir. İlk üç mod'da frekansın 0 Hz olmasının nedeni herhangi bir sınır şartının tanımlanmamış olmasından kaynaklanmaktadır ve ilk üç mod için analizde rigid body hareketi yapıldığını göstermektedir. 4., 5. ve 6. modlarda ise x, y ve z eksenlerinde dönme hareketi yapmaktadır. Bu nedenle modal analizde inceleyeceğimiz mod'lar 7., 8., 9. ve 10. mod'lardır.

Denklem 3.5'de doğal frekansın formülü gösterilmiştir. Buna göre uçağın rigidliği yani k sabiti arttığında doğal frekansında artması beklenmelidir. Benzer şekilde uçağın kütlesi yani denklem 3.5'de m olarak ifade edilen değişken azaldığında yine doğal frekansın artması beklenmelidir.

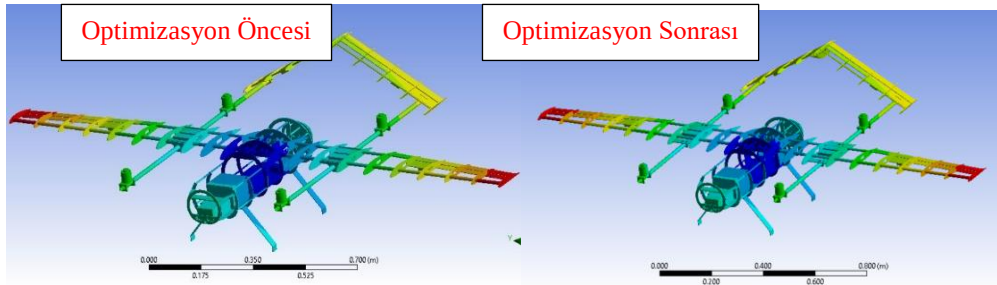
$$\omega_0 = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (3.5)$$

Tablo 3.9'da tasarımda optimizasyon öncesi modal analizde mod'larda elde edilen frekans değerleri ve optimizasyon sonrası mod'larda elde edilen frekans değerleri gösterilmiştir. Tablo 3.9'a göre optimizasyon sonrasında mod 4, 5 ve 6'da doğal frekans değerleri düşmüştür. Bunun nedeni bu modların karşılaştırmalı şekillerinden de görüleceği gibi uçağın x, y ve z eksenleri etrafında dönüş yapıyor olmasıdır. Optimizasyon öncesinde 5. ve 6. Mod'da bariz bir şekilde gözükten deformasyonlar, optimizasyon sonrasında ortadan kalkmıştır.

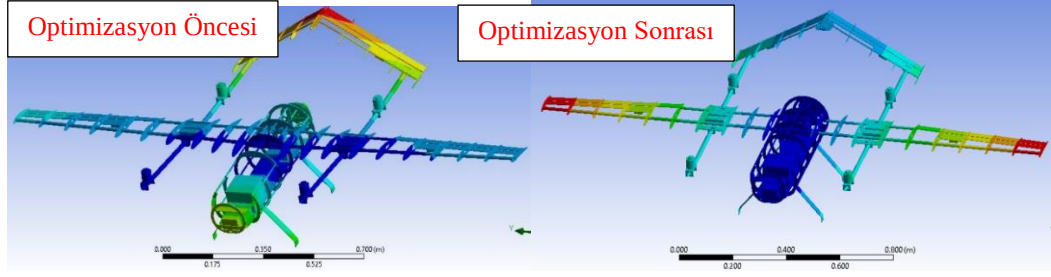
Tablo 3.9 Doğal frekans mod analiz sonuçları

Mode	Optimizasyon Öncesi - Frekans (Hz)	Optimizasyon Sonrası - Frekans (Hz)
Mode 1	0	0
Mode 2	0	0
Mode 3	0	0
Mode 4	3,9569	2,2432
Mode 5	9,5561	2,5021
Mode 6	9,9181	2,9977
Mode 7	12,533	9,3129
Mode 8	13,497	11,236
Mode 9	16,24	16,913
Mode 10	16,434	24,407

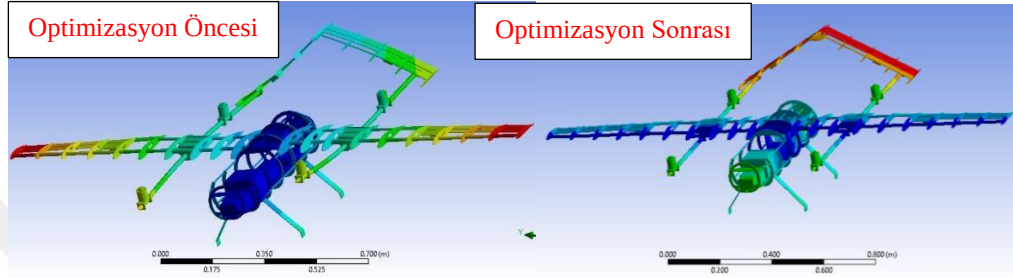
Şekil 3.32, 3.33, 3.34, 3.35, 3.36, 3.37, 3.38’de tasarım optimizasyonu öncesi ve sonrası olmak üzere sırasıyla 4., 5., 6., 7., 8., 9. ve 10. modlar gösterilmiştir. Mod analizinde elde edilen deplasman değerlerinin herhangi bir anlamı olmadığı için yalnızca şekil değişikliklerinin karakteristikleri değerlendirilerek tasarımda optimizasyona gidilmiştir.



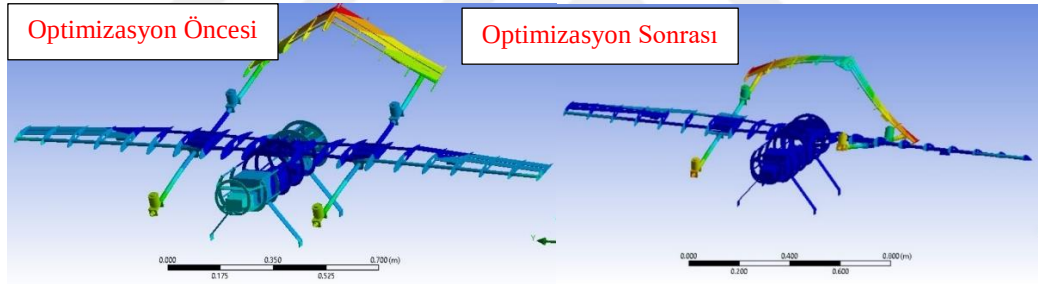
Şekil 3.32 Modal analiz 4. mod karşılaştırma



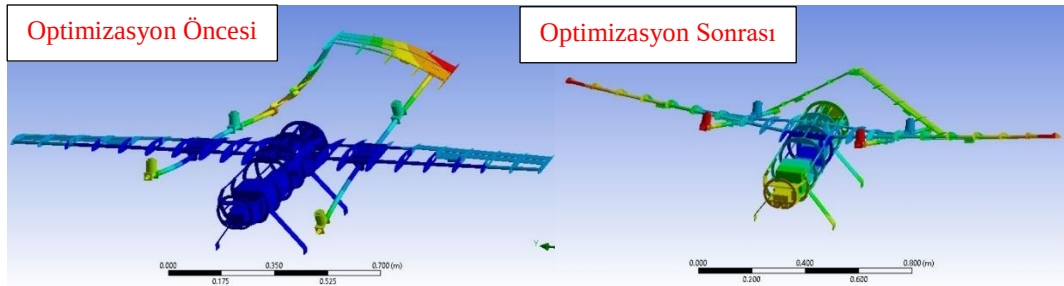
Şekil 3.33 Modal analiz 5. mod karşılaştırma



Şekil 3.34 Modal analiz 6. mod karşılaştırma



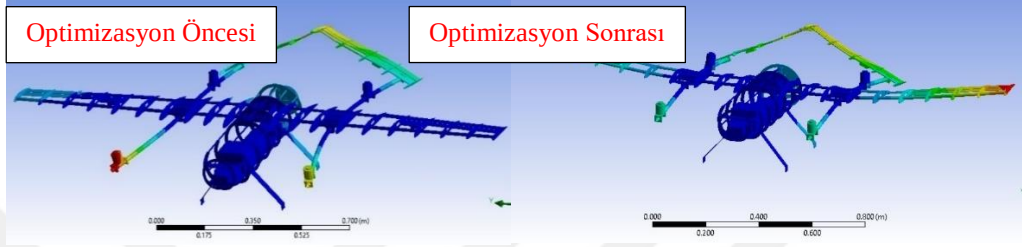
Şekil 3.35 Modal analiz 7. mod karşılaştırma



Şekil 3.36 Modal analiz 8. mod karşılaştırma



Şekil 3.37 Modal analiz 9. mod karşılaştırma



Şekil 3.38 Modal analiz 10. mod karşılaştırma

İlk modal analize sokulan tasarım sonucunda 9. mod'da y eksenini yönünde uçak gövdesinin uçaktan çok fazla bağımsız bir biçimde salınım yaptığı görülmüştür. Ayrıca 5. ve 6. mod'larda uçak yapısında bozulmalar görülmektedir. Bu davranışların nedeni gövdenin kanatla birleşim yerinin gövdeye yeterince rigidlik katamamasından kaynaklanmaktadır. Bu davranışların önüne geçebilmek adına kanat köklerinin gövdeye girdiği yerdeki huş kontraplakların boyutları büyütülerek gövdenin güçlendirilmesi sağlanmıştır. Bu güçlendirme sonrasında yapılan modal analizde uçağın şekil değişikliklerinde düzelmeler sağlanmıştır.

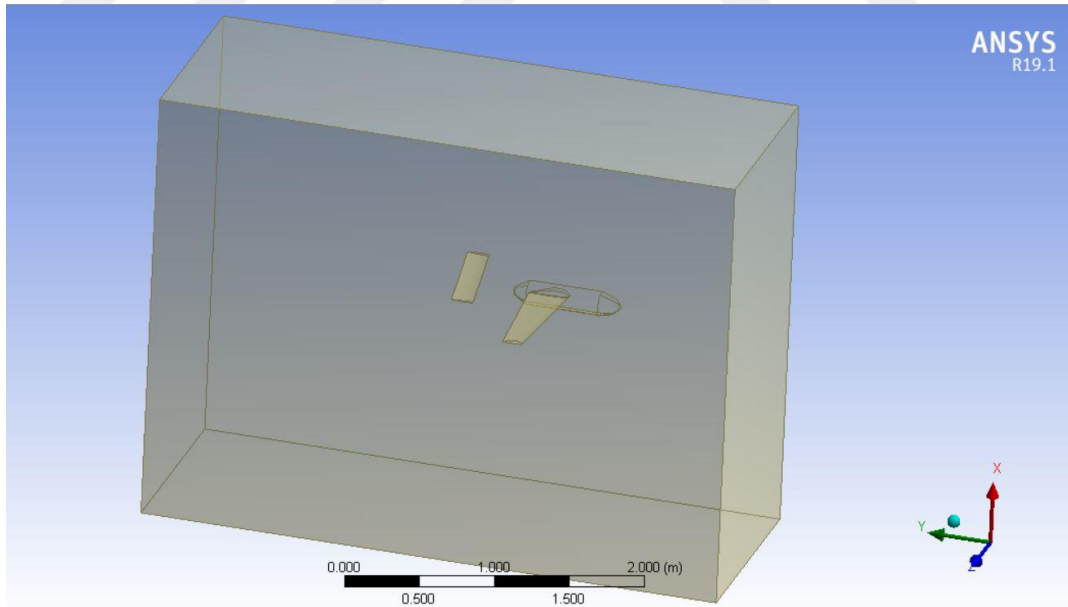
3.5 Aerodinamik CFD Analizleri

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) günümüzde hava araçları ile ilgili birçok mühendislik probleminde yaygın olarak kullanılmaktadır. CFD yöntemi hava aracı geometrisi ve hava aracını çevreleyen havanın sonlu sayıda elemana ayrılması, malzeme özelliklerinin, sınır koşullarının belirlenmesi ve elemanlar üzerindeki node'larda aerodinamik denklemlerin seçilmiş olan çözüm metoduyla iteratif olarak çözümlenmesiyle sonuç elde edilir. CFD analizi sonucunda elde edilen sonuçlar diğer analitik yöntemlere kıyasla deneysel sonuçlara daha yakın sonuçlar vermektedir. Ancak eleman sayısına ve problemin büyüklüğüne bağlı olarak çözüm süresi diğer

yöntemlere göre çok daha uzun olmaktadır. Bu nedenle CFD analizi için güçlü özelliklere sahip bir bilgisayar kullanılacaktır. 2. bölümde Doğa'nın konsept tasarımı sırasında Vortex Lattice Method (VLM2) ve non-linear Lifting Line Theory (LLT) ile yapılan aerodinamik analizler ANSYS Fluent CFD yazılımıyla çözdürülerek aerodinamik hesaplamalar gerçekleştirilecek ve 3 method ile bulunan aerodinamik katsayıların sonuçları karşılaştırılacaktır. Konsept tasarımda kullanılan aerodinamik analizlerinin aksine CFD analizinde uçak kanat ve kuyruğunun yanısıra gövdesi de modellenecektir.

3.5.1 Meshleme, Sınır Koşullarının Girilmesi ve CFD Analizi

CFD çözümlerinde çözümlemesi yapılacak olan uçak ile birlikte uçağı çevreleyen havada modellendiğinden dolayı sonlu eleman sayısı çok yüksek olabilmektedir ve bazen iyi bir bilgisayarın bile kapasitesini aşabilmektedir. Bu durumun önüne geçebilmek adına Doğa simetrik olması nedeniyle yarım olarak modellenmiştir. Şekil 3.39'da yarım olarak modellenmiş olan Doğa ve havanın ANSYS'deki ekran görüntüsü gösterilmiştir.



Şekil 3.39 Doğa ANSYS yarım katı modeli

Oluşturulmuş olan hava modelinin ölçüleri x eksenı yönünde 3 m, y eksenı yönünde 4 m ve z eksenı yönünde ise 1,5 m dir. Modelin XY düzlemine göre simetrik olduğu

düşünülürse model 3 x 3 x 4 m ölçülerindedir. Katı model ANSYS’de oluşturulduktan sonra meshleme işlemi tamamlanmıştır. Meshleme işlemi için uçağa yakın olan hava bölgeleri daha doğru sonuçlar alınabilmesi adına daha küçük eleman boyutları ile meshlenmiştir. Ayrıca Doğa yarım modelinin yüzeylerinin yakınına sınır tabaka ağı oluşturulmuştur. Sınır tabaka ağı oluşturulması için ANSYS’de meshleme yapılırken birinci tabaka kalınlığının hesabı denklem 3.6’ya göre hesaplanmıştır. Bu hesaplamalar, düz plaka sınır tabaka teorisine dayanmaktadır.

$$\Delta s = \frac{\gamma^+ \mu}{U_{\text{sürtünme}}} \quad (3.6)$$

Denklem 3.6’da γ^+ değeri viskoz alt bölgesi için 1 ile 5 arasında bir sayı olarak seçilmelidir. ANSYS’de hazırlanmış olan modelde first layer girişi yapılırken denklem 3.6’ya göre yapılan hesaplamada γ^+ değeri 3 olarak belirlenmiştir. Denklem 3.6’daki $U_{\text{sürtünme}}$ parametresi havanın viskoz sürtünme bölgesindeki hızını gösterirken, μ ise havanın dinamik viskozitesini göstermektedir. Standart deniz koşullarındaki dinamik viskozite değeri $1,7894 \times 10^{-5}$ kg/ms dir. $U_{\text{sürtünme}}$ nin hesaplanması için denklem 3.7, 3.8, 3.9 ve 3.10’un çözümlenmesi gerekmektedir. Bu denklemler setinde bulunan ρ hava yoğunluğu standart deniz koşullarındaki değer olan $1,225 \text{ kg/m}^3$ alınmıştır. U_∞ ise havanın geliş hızıdır ve 16 m/s olarak alınmıştır. Denklem 3.10 yani Reynold sayısı hesaplamasında bulunan L referans uzunluk ise Doğa’nın kanat ortalama veter boyu olan 0,225 m olarak alınmıştır.

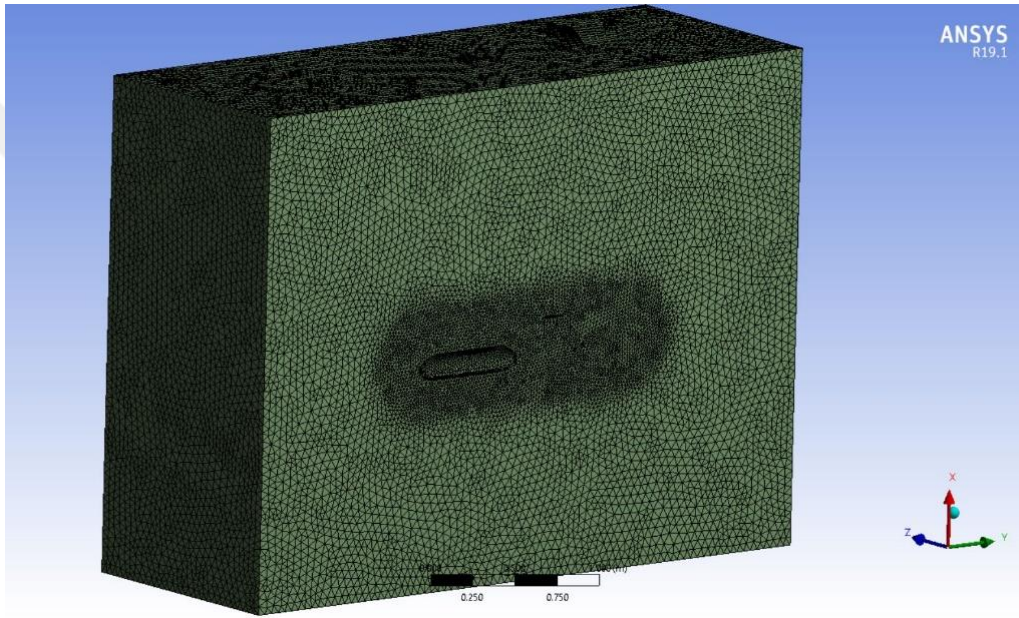
$$U_{\text{sürtünme}} = \sqrt{\frac{\tau_{\text{duvar}}}{\rho}} \quad (3.7)$$

$$\tau_{\text{duvar}} = \frac{C_f \rho U_\infty^2}{2} \quad (3.8)$$

$$C_f = \frac{0,026}{Re_x^{1/7}} \quad (3.9)$$

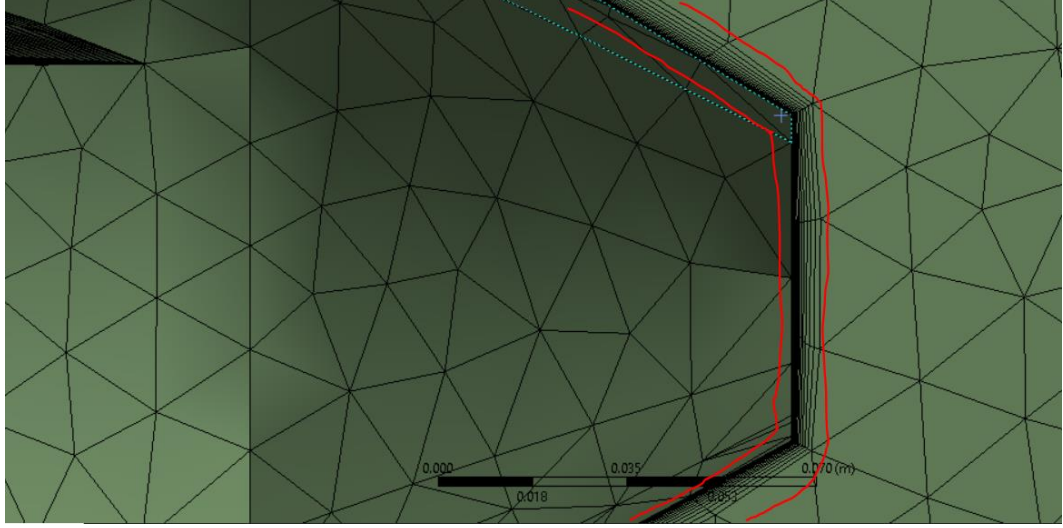
$$Re_x = \frac{\rho U_\infty L}{\mu} \quad (3.10)$$

Denklemlerin çözümü sonucunda Δs viskoz bölgesi 1. tabaka kalınlığı $5,8307 \times 10^{-5}$ m olarak bulunmuştur. ANSYS yazılımında meshleme işlemi yapılırken bir inflation mesh bölgesi tanımlanarak, 1. tabaka kalınlığı buraya girilmiş ve sınır tabakasının toplamda 15 katmandan oluşması sağlanmıştır. Her 15 katman kendinden bir önceli katman kalınlığının %20 büyütülmesi ile 15. tabakaya ulaşılarak sınır tabakasının oluşturulması sağlanmıştır.



Şekil 3.40 Doğa ANSYS 0 hücum açısında mesh ağı

Şekil 3.40'da 0 derece hücum açısında olan Doğa için meshleme işlemi sonucundaki sonlu elemanlar modeli gösterilmiştir. Uçak arkasında oluşacak olan akışın daha ayrıntılı ve doğru görülebilmesi için uçak arkasında daha fazla hacim için daha küçük eleman boyutu kullanılmıştır. Şekil 3.41'de ise 15 katmanlı olarak oluşturulmuş olan sınır tabaka gösterilmiştir.



Şekil 3.41 Doğa ANSYS 0 hücum açısında mesh ağı – sınır tabakası

Meshleme işleminin tamamlanması sonucunda 2.808.484 adet eleman oluşmuştur. Sonlu elemanlar modeli hazırlanırken hız sınır koşullarının girişi esnasında türbülans yoğunluğu ve hidrolik çap değerleri denklem 3.12 ve 3.13'e göre hesaplanmıştır. Denklem 3.11 ise Reynold sayısıdır. Reynold sayısı hesaplanırken hava yoğunluğu ve dinamik viskozite katsayısı için standart deniz koşullarında olan değerler seçilmiştir. Hız ise modelde tanımlanacağı gibi 16 m/s olarak seçilmişken, L referans uzunluk ortalama veter boyu (MAC) yani 0,225 m olarak girilmiştir. Bu değerlere göre Reynold sayısı 246×10^3 olarak hesaplanır.

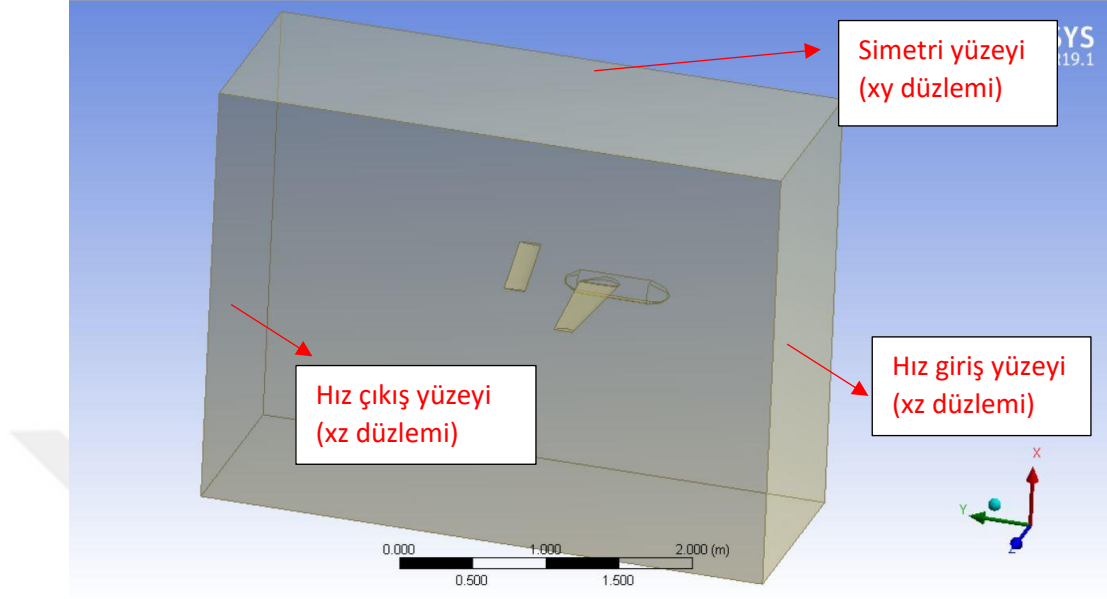
$$Re = \frac{\rho U L}{\mu} \quad (3.11)$$

$$D_H = \frac{2ab}{a+b} \quad (3.12)$$

$$I = \frac{0.16}{\sqrt[8]{Re}} \quad (3.13)$$

Denklem 3.12 ve 3.13'ün çözümlenmesi sonucunda türbülans yoğunluğu % 3,39 ve hidrolik çap ise 2 m olarak bulunmuştur. Bu değerler giriş hız sınır koşulu

tanımlanırken ANSYS’de girilmiştir. ANSYS Fluent’de girilmiş olan sınır koşulları Şekil 3.42’de gösterilmiştir.



Şekil 3.42 Doğa ANSYS 0 hücum açısında sınır koşulları

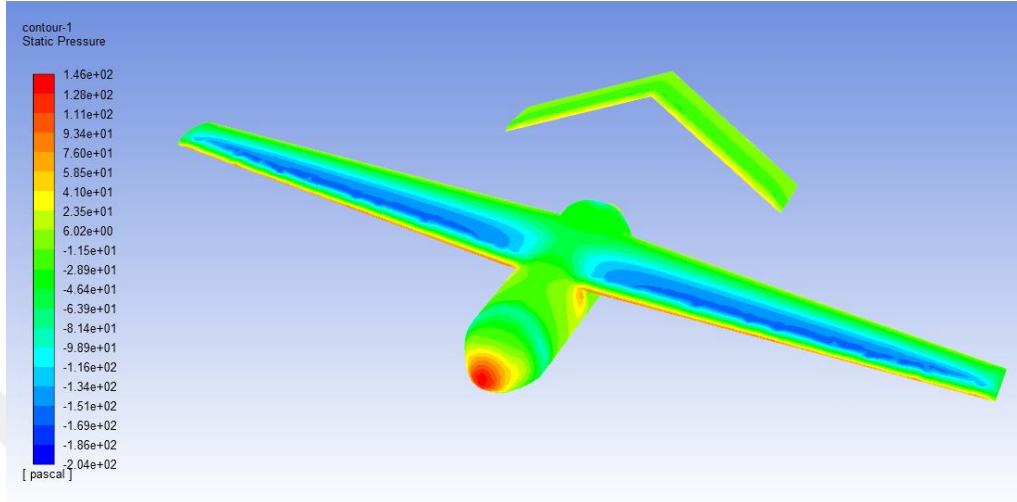
Hız giriş yüzeyi, hız çıkış yüzeyi ve simetri yüzeyi dışında kalan yüzeyler ve hava aracının yüzeyleri duvar olarak tanımlanmıştır.

3.5.2 CFD Analiz Sonuçları

Oluşturulmuş olan sonlu elemanlar modelinin çözümü için Fluent’de Enhanced Wall Treatment olan Realizable k-epsilon viskoz modeli seçilmiştir. Çözüm metodu olarak ise Green-Gauss Nose Based seçilmiştir. 0 derece hücum açısı için oluşturulan sonlu elemanlar modelinin aynı koşullardaki benzer modelleri -10, -5, +5, +10, +14 ve +15 derece hücum açıları için de oluşturularak ANSYS Fluent’de çözümlenmiştir. Tüm gerçekleştirilen CFD analizlerinin sonuçları Doğa’nın C_l , C_d ve C_m aerodinamik katsayılarının elde edilmesi için kullanılmıştır. Elde edilen bu aerodinamik katsayıları bölüm 2’de VLM2 ve LLT metodları ile elde edilen aerodinamik katsayılar ile karşılaştırılmıştır.

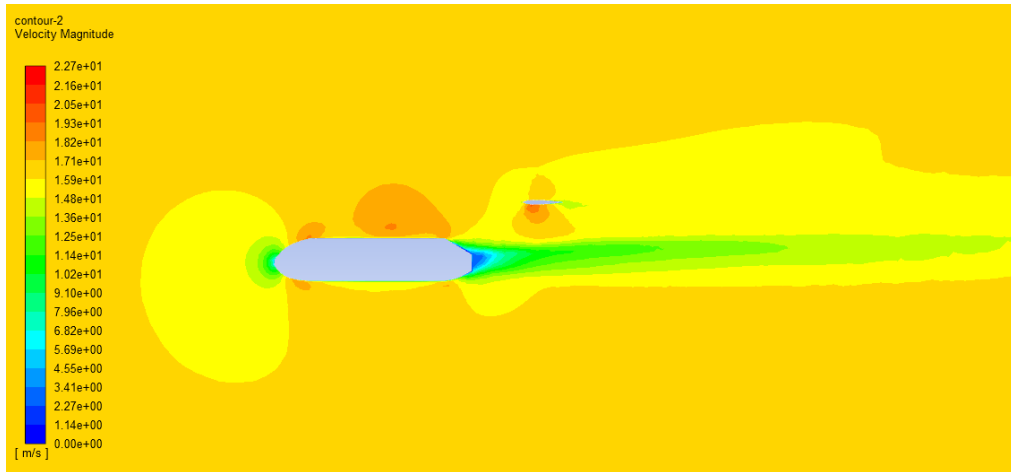
Şekil 3.43’de hücum açısı 0 derecede Doğa üzerindeki statik basınç dağılımı gösterilmiştir. Kanat üzerinde basınç değerleri düşükken, kanat altında ise basınç değerleri yüksektir. Bu durum zaten kanatların nasıl uçağı kaldırdığını da

açıklamaktadır. Kanat ve kuyruk hücum kenarları ve gövdenin burnunda ise basınç değerleri yüksek çıkmıştır. Bu bölgeler çarpan havanın durduğu bölgeler olması itibarıyla beklenen bir durumdur.



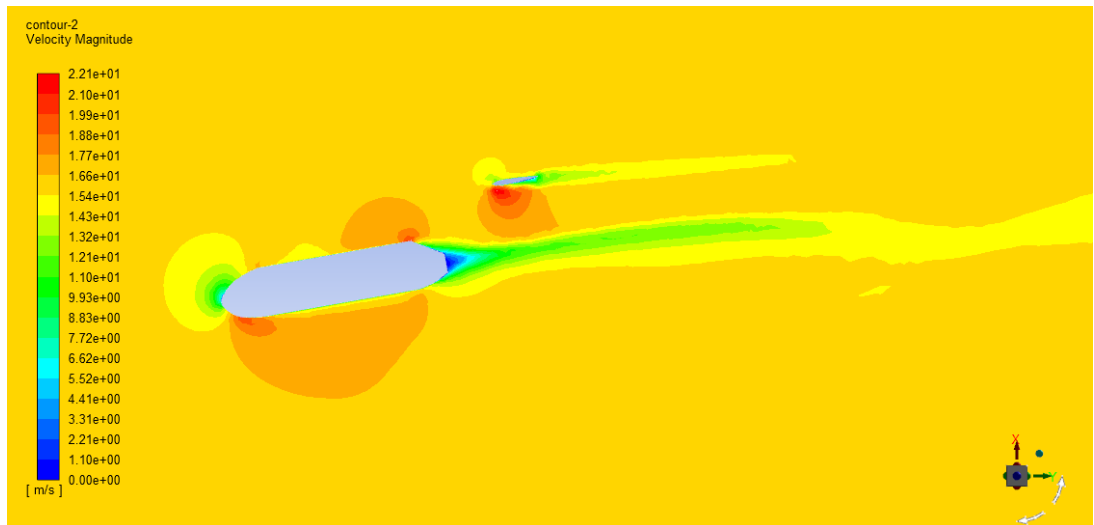
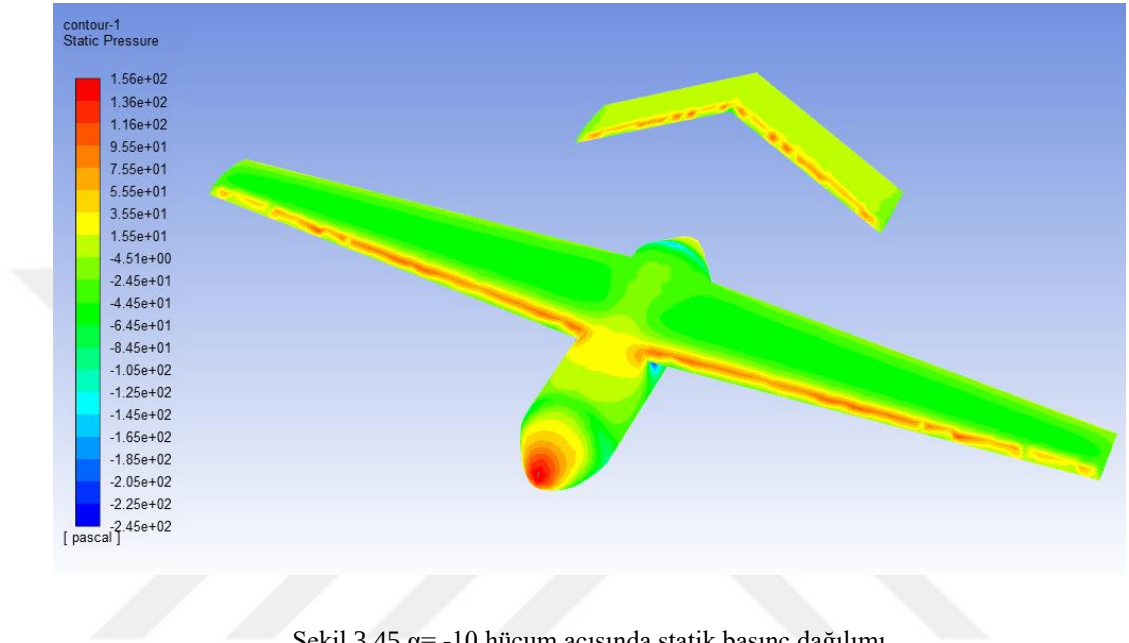
Şekil 3.43 $\alpha=0$ hücum açısında statik basınç dağılımı

Hücum açısı 0 derecede hız dağılımını simetri ekseninde gösteren Şekil 3.44’de kanat üzerinde havanın daha hızlı aktığı ve dolayısıyla kanat üzerinde basıncın daha düşük olduğu görülmektedir. Doğa’nın gövdesinin burnunda durma bölgesi ve havanın yavaşladığı bir alan oluşmaktadır. Gövde arkasında ise hava hızının yavaşladığı uzunca bir bölge bulunmaktadır. Bu bölge aslında türbülanslı akışın olduğu bölgedir.

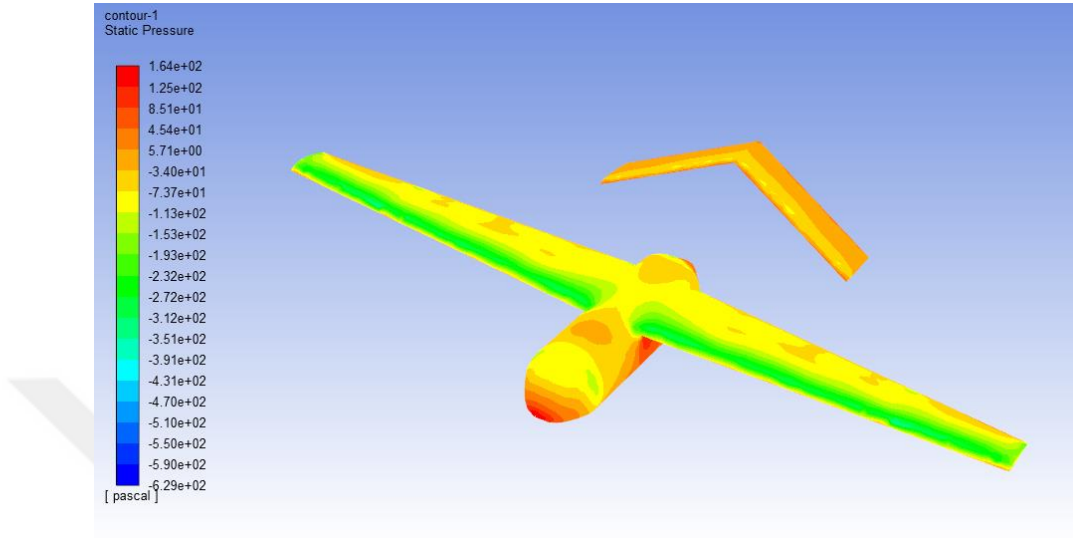


Şekil 3.44 $\alpha=0$ hücum açısında hız dağılımı

Şekil 3.45’de görüldüğü gibi kanat üzerindeki basınç dağılımı kanat altına göre daha yüksek olduğu için hücum açısı -10 derece olduğu durumda uçağın negatif yönde kaldırma kuvveti oluşturduğu görülmektedir. Benzer şekilde Şekil 3.46’daki hız dağılımından kanat altında havanın daha hızlı olduğu ve dolayısıyla basıncın kanat altında daha düşük olduğu görülür.

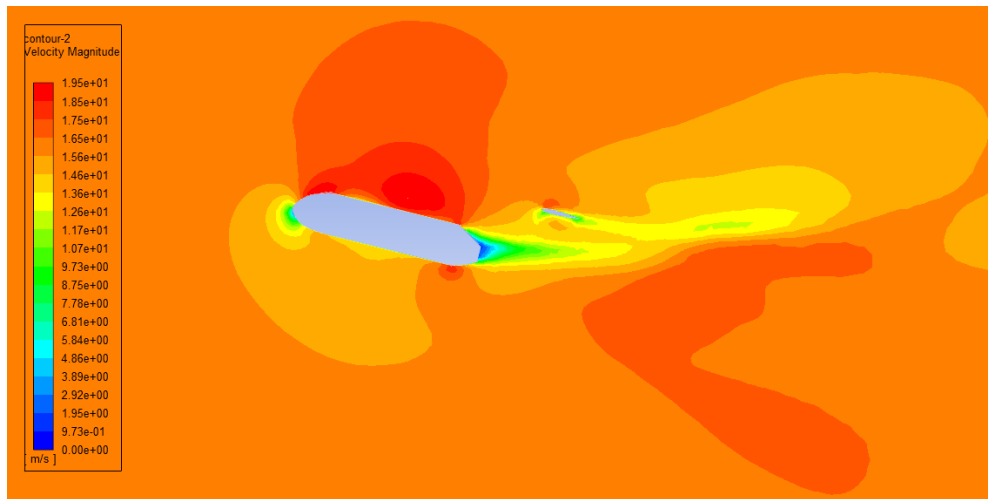


+14 derece hücum açısında statik basınç dağılımını gösteren Şekil 3.47 incelendiğinde ise kanat üzerindeki basıncın çok fazla düştüğü ve oluşan kaldırma kuvvetinin en yüksek değerlerine yaklaştığı görülmektedir.



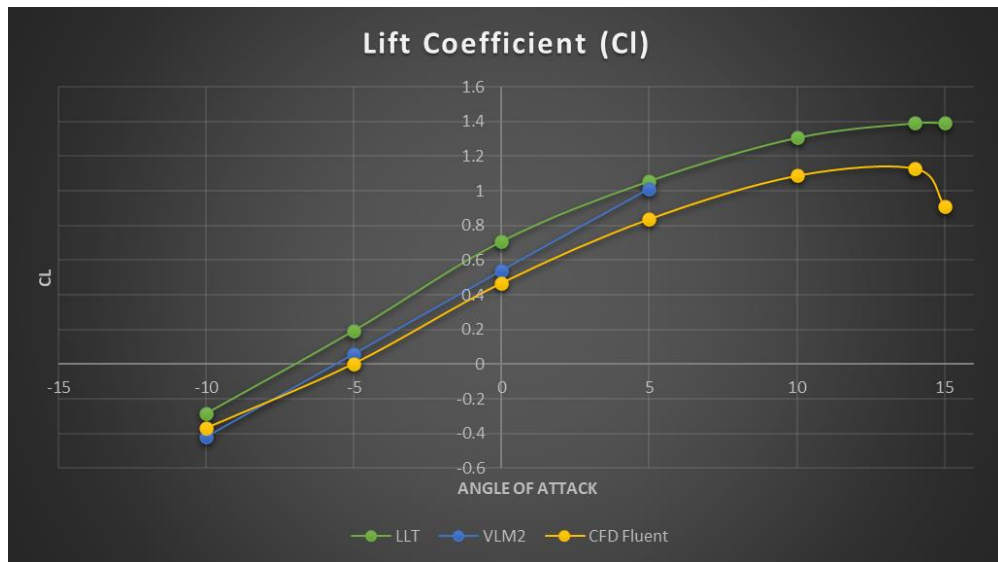
Şekil 3.47 $\alpha=+14$ hücum açısında statik basınç dağılımı

Şekil 3.48’de ise +14 derece hücum açısındaki hız dağılımı görülmektedir. Hız dağılımına göre kanat üzerindeki hızın arttığı bölge büyürken, kanat altındaki hızın yavaşladığı bölge de büyümüştür. Bu da kaldırma kuvvetinin yüksek olduğunu göstermektedir. Ancak gövde arkasında oluşan hız yavaş bölgesinin büyümesi sürüklenme kuvvetinin de çok fazla arttığını göstermektedir.



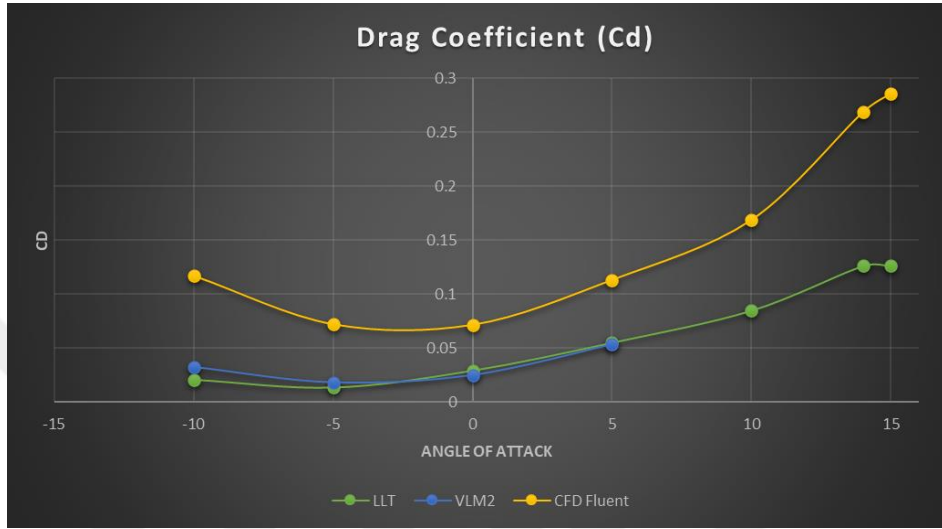
Şekil 3.48 $\alpha=+14$ hücum açısında hız dağılımı

Şekil 3.49’da 2. Bölümde tamamlanan VLM2 ve LLT metodlarına göre hesaplanmış kaldırma katsayıları C_l ile birlikte CFD analizinden gelmiş olan kaldırma katsayıları C_l karşılaştırmalı olarak grafik üzerinde gösterilmiştir. Bu grafik değerlerine göre kaldırma katsayısının -10 ile +15 derece arasında değişen hücum açılarındaki değişimi gösterilmiştir. Her üç metod ile hesaplanmış olan kaldırma katsayıları hücum açısının değişimiyle benzer bir davranış göstermektedir. Ancak CFD analizi ile yapılan hesaplama sonucu elde edilen kaldırma katsayısı her iki diğer yöntemle göre elde edilen kaldırma katsayılarına göre düşük değerde kalmıştır. Bunun nedeni konsept tasarım aşamasında yapılan aerodinamik analizlerde uçak gövdesi bulunmazken, CFD analizlerine gövde de dahil edilmiştir. Ayrıca VLM2 metodu ile yapılan hesaplamalar belli bir hücum açısından sonra çözüm vermezken, LLT metodu ile kaldırma katsayısı hesaplamaları sonucunda uçağın stall olacağı hücum açısı değeri tespit edilememiştir. CFD analizinde ise hücum açısı +14 derece olduğunda kaldırma katsayısı maksimum değerine yaklaşmışken hücum açısı +15 derece olduğunda kaldırma kaybı yani stall’un başladığı görülmektedir. Havanın sıkıştırılabilir kabul edildiği düşük hızlarda seyir eden uçaklar için genelde stall’un başladığı hücum açısı +18 derece olmaktadır. Ancak Doğa’nın stall başlangıç hücum açısının +14 derece hücum açısında olmasının nedeni ise bölüm 2’de bahsedilen ve kanatlara verilen 3 derecelik incidence açısı kaynaklıdır. Doğa’nın hücum açısı +15 derece olduğunda kanatların hücum açısı aslında +18 derece olmaktadır.



Şekil 3.49 Kaldırma katsayısı C_l hücum açısı ile değişimi karşılaştırması

Şekil 3.50’de ise sürüklenme katsayısının her 3 yöntem ile çözümü sonucu değişen hücum açılarında elde edilen değerleri grafik üzerinde gösterilmiştir. CFD ile elde edilen sürüklenme katsayısı gövdenin sonlu elemanlar metodu analizi olan CFD’de eklenmesi nedeniyle diğer iki metoda göre daha yüksek çıkmıştır. Bunun yanında her 3 yöntem ile elde edilen grafiklerin karakteristikleri benzerdir.



Şekil 3.50 Sürüklenme katsayısı C_d hücum açısı ile değişimi karşılaştırması

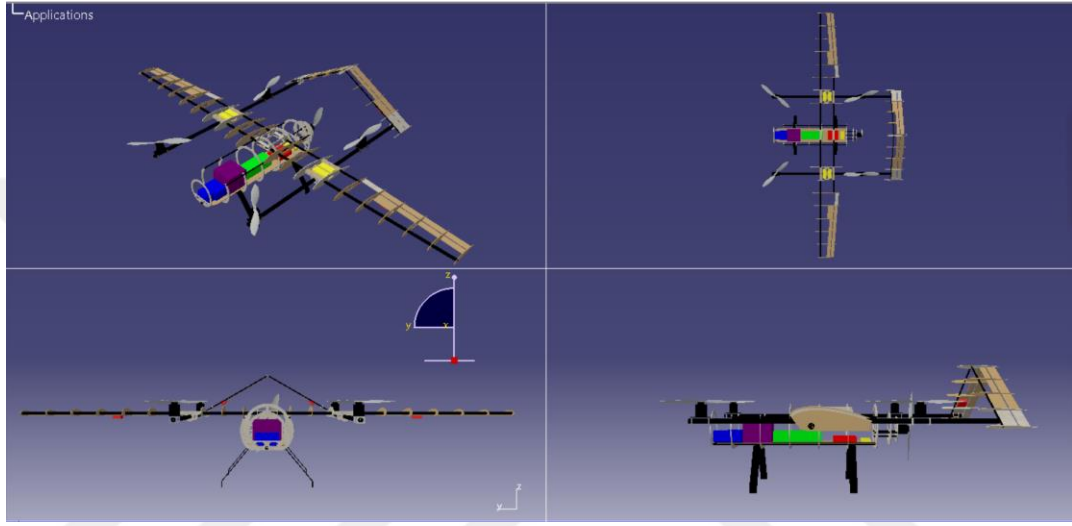
Moment katsayısının hücum açısı ile değişimi Şekil 3.51’de gösterilmiştir. Pozitif hücum açılarında tüm yöntemlerde moment katsayısı negatif çıkmıştır.



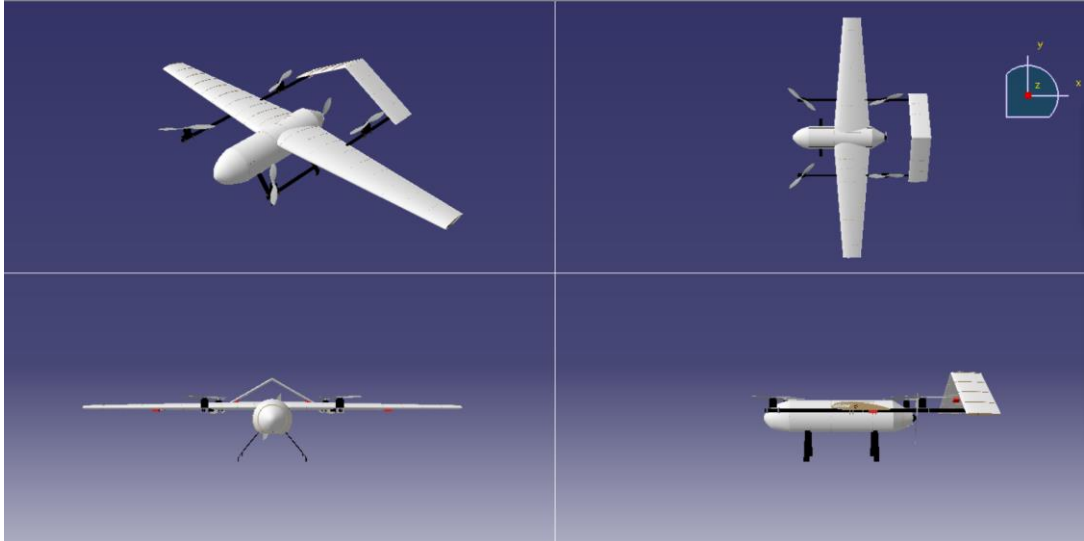
Şekil 3.51 Moment katsayısı C_m hücum açısı ile değişimi karşılaştırması

3.6 Detay Tasarım Sonrası Doğa VTOL İHA

Detay tasarıma ilişkin seçimler ve analizler tamamlandıktan sonra Doğa VTOL İHA'nın tasarımı son halini almıştır. Şekil 3.52'de dış kabuk olmadan tasarımın farklı açılardan görünüşleri gösterilmiştir. Şekil 3.53'de ise dış kabuk ile beraber tasarımın aldığı son hal gösterilmiştir. Detay tasarım sonucunda son boyutlandırmasını almış olan İHA artık üretim için hazırdır.



Şekil 3.52 Detay tasarım – dış kabuk olmadan



Şekil 3.53 Detay tasarım – dış kabuk ile beraber

BÖLÜM 4

HAVA ARACININ ÜRETİMİ ve YER TESTLERİ

4.1 Üretim Metodunun Belirlenmesi

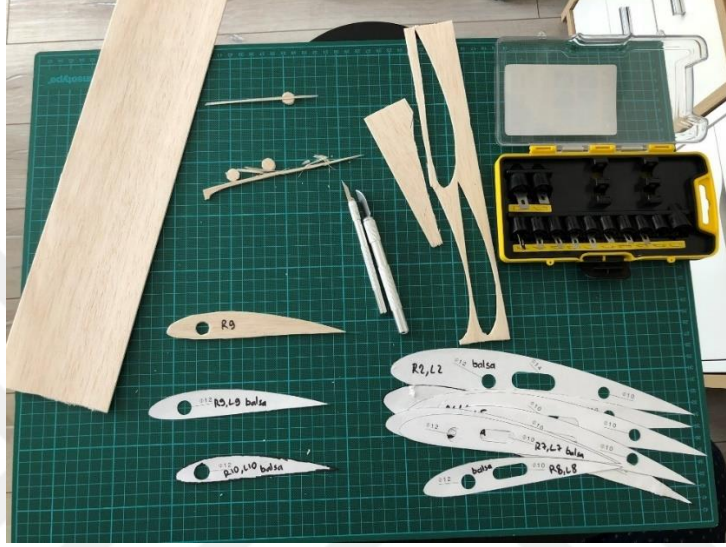
Detay tasarımının tamamlanması ile birlikte Doğa VTOL İHA'nın üretim aşamasına geçilmiştir. Hava aracının üretimi ev koşullarında gerçekleştirileceği için el işçiliğine dayanan bir üretim yöntemi seçilmiştir. Öncelikle yapısal her bir parçanın 1:1 ölçekteki teknik çizimlerinin çıktısı alınmıştır. Daha sonra bu çıktılar üzerinden tahta parçalar üzerinde çizimler yapılarak kesme işlemleri balsa için maket bıçağı kullanılarak, huş kontraplak parçalar için ise kıl testere ve yüksek devirli dönebilen dremel hobi makinesi kullanılarak tamamlanmıştır. Kesme işlemleri tamamlandıktan sonra yerine göre dremel hobi makinesi ve el ile zımparalama yardımıyla parçalar son montaj hallerine getirilmişlerdir. Son olarak montaj için yapısal dayanım gerektiren kısımlar için epoksi bazlı yapıştırıcılar kullanılırken, yapısal yüklere maruz kalmayacak bölgeler için hızlı yapıştırıcı tercih edilmiştir. Tablo 4.1'de hava aracının montajı esnasında kullanılan yapıştırıcılar ile kullanım alanları listelenmiştir.

Tablo 4.1 Doğa'nın üretiminde kullanılan yapıştırıcılar ve kullanım alanları

Yapıştırıcı	Kullanım Alanı
JB Weld Epoksi Bazlı Yapıştırıcı	Kanat ve gövdede en fazla yüke maruz kalan birleşim bölgeleri
5 dakikalık Epoksi	Kaplamanın bazı bölgeleri ve yapısal dayanım orta seviyede gerekecek birleşimler
Loctite 401	Kaplamanın bazı kısımları ve yapısal dayanım gerektirmeyen balsa parçaların bazı birleşimleri
Silikon	Plastik ve ahşabın birleştirildiği bölgeler

4.2 Yapısal Parçaların Üretimi

Yapısal parçaların kesiminde, balsa ağacından 2 mm'lik plakalardan rib'lerin ve diğer balsa parçaların kesimleri teknik çizimler kalıp olarak kullanılarak maket bıçağı ile yapılmıştır. Balsa ağacı çok yumuşak olduğu için maket bıçağı ile kesime uygundur. Şekil 4.1'de balsa kesim işlemleri gösterilmiştir.



Şekil 4.1 Balsa'dan rib kesimi (Kişisel arşiv, 2020)

3 mm lik huş kontraplak'tan Şekil 4.2'de gösterildiği gibi parçaların kesimleri dremel hobi makinesinin freze ucu ve kıl testere vasıtasıyla yapılmıştır.

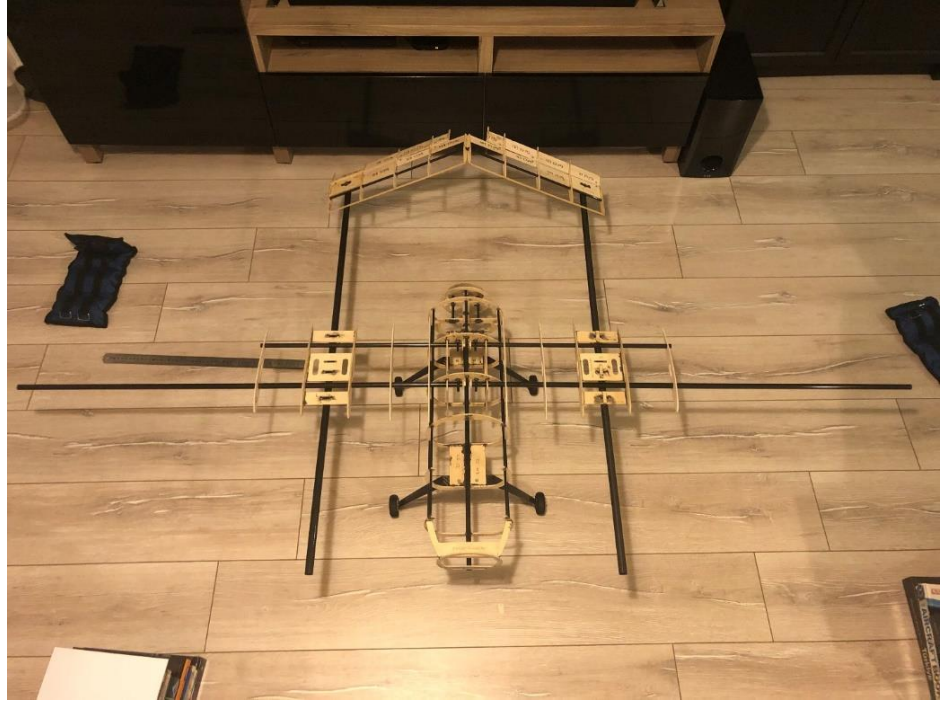


Şekil 4.2 Huş kontraplaktan parça kesimi (Kişisel arşiv, 2020)

Şekil 4.3, 4.4 ve 4.5’de ise hava aracının montaj işlemine ait resimleri gösterilmiştir.



Şekil 4.3 Doğa montaj-1 (Kişisel arşiv, 2020)



Şekil 4.4 Doğa montaj-2 (Kişisel arşiv, 2020)



Şekil 4.5 Doğa montaj-3 (Kişisel arşiv, 2020)

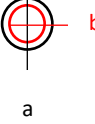
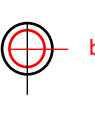
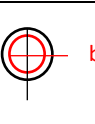
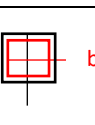
Montaj işlemleri sırasında yapıştırılan bölgeler dışında her bir kanat gövdeden sökülüp, geri takılabilir şekilde üretilmiştir. Bunun yanısıra dikine kalkış ve iniş sistem motorlarını taşıyan karbon fiber borular ve kuyruk da ayrıca sökülüp, geri takılabilir şekildedir. Şekil 4.6’da sökülüp, geri takılabilir olan uçak yapısal komponentleri sökülmüş halde gösterilmiştir. Sökülebilen yapısal komponentlerin montajı için alüminyum kelepçeler kullanılmıştır. Bu alüminyum kelepçeler bulunduğu yapıya jb weld güçlü epoksi bazlı yapıştırıcı ile sıkı geçme olacak şekilde yapıştırılmıştır. Alüminyum kelepçelerin sıkılması için kullanılan civataların somunlarının titreşimden dolayı gevşemelerinin önüne geçilmesi için kilitli somun (locker nut) kullanılmıştır.



Şekil 4.6 Doğa montaj-4 (Kişisel arşiv, 2020)

Montaj sırasında hava aracının en önemli yapısal taşıyıcısı olan karbon fiber borular Tablo 4.2’de belirtilen ölçü ve sayılarda testere ile kesilmişlerdir.

Tablo 4.2 Doğa’nın üretiminde kullanılan karbon fiber borular

Boru Profil	Malzeme	Dış Çap (a)	İç Çap (b)	Boy	Adet
	Karbon Fiber 3K	16 mm	14 mm	968 mm	2
	Karbon Fiber 3K	12 mm	10 mm	940 mm	2
	Karbon Fiber 3K	10 mm	8 mm	440 mm	2
	Karbon Fiber 3K	6 mm	4 mm	500 mm	4
	Karbon Fiber 3K	6 mm	4 mm	301.5 mm	1
	Karbon Fiber 3K	6 mm	4 mm	400 mm	2
	Karbon Fiber 3K	6 mm	4 mm	78 mm	4
	Karbon Fiber 3K	10 mm	8 mm	575 mm	1

4.3 Uçak Dış Yüzeyinin Üretimi ve Boyama

Hava aracının yapısal taşıyıcı elemanlarının montajı tamamlandıktan sonra kaplama için öncelikle 0,8 mm kalınlıktaki balsaların taşıyıcı stringer'lar üzerine 5 dakikalık epoksi ile ve diğer temas yüzeylerinin ise loctite 401 hızlı yapıştırıcısı ile yapıştırılması tamamlanmıştır. Balsa kaplama plakalarının birleşim yerlerindeki boşluk, çöküntü veya yüzeydeki bozuklukları düzeltmek için su bazlı ahşap macunu uygulanmıştır. Daha sonra macun ve yüzeydeki bozuklukların düzeltilmesi için 180 ve 220 numara ince kağıt zımpara ile elle zımparalama işlemi uygulanmıştır. Kaplama işlemi ve macunlama işlemine ilişkin ara süreç Şekil 4.7'de gösterilmiştir.



Şekil 4.7 Balsa kaplama ve macunlama (Kişisel arşiv, 2020)

Kaplama, macunlama ve zımparalama işlemleri sonrasında uçuş kontrol yüzeylerinin ve menteşelerinin montaj işlemleri uygulanmıştır. Hava aracının üzerinde bulunan ESC, Servo kapakları gibi menteşe kullanılan bölgelerde plastik menteşelerin ahşaba tutunması için sıcak silikon ile yapıştırma işlemi gerçekleştirilmiştir.

Dış yüzey kaplaması üzerine 25 gr/m^2 lik cam elyaf kumaş ve uzun sürede kürlenmiş epoksi laminasyonu uygulanmıştır. Cam elyaf kumaş olarak fiber yönleri 0 ve 90 derece olan bir kumaş kullanılmıştır. Kullanılmış olan epoksi ise havacılık uygulamalarında onaylı olan Hexion firmasına ait laminasyon kullanıma uygun L160 reçine ve H160 sertleştiricisidir. Dış yüzey kaplama malzemesi balsa'nın sıcaklık ve nem değişiminden çok kolay etkilenmesi yüzeyde bozukluklara neden olduğu için cam elyaf laminasyon işleminin hemen öncesinde balsa yüzeylere sıcak hava uygulanarak balsadan nemin buharlaşması sonucunda yüzeylerin gerilmesi sağlanmıştır. Şekil 4.8'de laminasyon işlemi öncesi hava aracının gövdesi gösterilmiştir.



Şekil 4.8 Laminasyon işlemi öncesi hava aracının gövdesi (Kişisel arşiv, 2021)

Şekil 4.9'da ise laminasyon işlemi sonrasında hava aracının gövdesi gösterilmiştir. Laminasyon işlemleri sonrasında balsa yüzeylerden taşan cam elyaf kısımlar maket bıçağı ile temizlenerek 220 numara kağıt zımpara ile elle düzeltilmiştir. Son olarak boyama öncesi yüzey pürüzlülüğünü düzeltebilmek adına 400 numara kağıt zımpara ile tüm laminasyon işlemi yapılmış yüzeyler düzeltilmiştir. Laminasyon işlemi ayrıca servoların ve yüklemenin yapılacağı gövde içerisindeki zeminde hem alt hem de üst yüzeye olmak üzere 4 kat 25 gr/m^2 'lik cam elyaf kumaş ve epoksi ile 2 mm.'lik balsa parçaları güçlendirmek için uygulanmıştır.



Şekil 4.9 Laminasyon işlemi sonrası hava aracının gövdesi (Kişisel arşiv, 2021)

Şekil 4.10’da 3 adet 300 gr/m^2 lik ve 4 adet 200 gr/m^2 lik cam elyaf kumaşın sırasıyla L160/H160 reçine/sertleştirici setinin uygulanması sonucunda elle yatırma metodu ile cam elyaf – epoksi kompozit plakasının üretimi gösterilmiştir. Üretim sırasında öncelikle düz ve pürüzsüz bir masa yüzeyine streç film kaplanmıştır. Daha sonra kalıp ayırıcı vaks 15 dakika ara ile 2 kat olmak üzere streç film üzerine uygulanmıştır. Son olarak her bir cam elyaf yatırıldıktan sonra fırça yardımıyla epoksi karışımı elle uygulanmıştır. Bu kompozit plaka daha sonra 4 adet olan dikine kalkış ve iniş motor sehpalarının üretimi için kullanılmıştır.



Şekil 4.10 Cam elyaf – epoksi kompozit plakanın elle yatırma ile üretilmesi (Kişisel arşiv, 2021)

Hava aracının boyama işlemleri için akrilik sprey boya birden fazla kat olarak uygulanmıştır. Beyaz ve turuncu olmak üzere iki renk boyama işleminde kullanılmıştır. Şekil 4.11’de boyama sonrasında kurutmaya bırakılan uygulama gösterilmiştir. Boyama işlemi tamamlandıktan sonra prevaneler haricindeki tüm parça ve komponentlerin montajlarının tamamlandığı hava aracının görüntüsü Şekil 4.12’de gösterilmiştir.



Şekil 4.11 Boyama süreci (Kişisel arşiv, 2021)



Şekil 4.12 Boyama sonrası montajlanmış hava aracı (Kişisel arşiv, 2021)

4.4 Elektrik Sistemlerinin Üretimi

Hava aracı üzerinde bulunan motorların kabloları lehimlenerek uzatılmıştır ve ESC'ler ile bağlantısı bu şekilde sağlanmıştır. ESC, Servo ve aviyonik komponentlerin kablolama işlemleri uzatma kablolar ile uçuş kontrol bilgisayarına kadar getirilerek sağlanmıştır. Tüm elektrik sistemlerinin kablolama işlemlerinde kablolar üzerinden akacak olan güç düşünülerek kablo boyutları seçilmiştir. Örneğin batarya çıkışındaki kablo için çapı 2,59 mm olan 10 AWG (American Wiring Gauge) standardındaki kablo kullanılırken, her bir motordan çıkan kablo için çapları 1,291 mm olan 16 AWG kablolar kullanılmıştır. Bataryadan gelen gücü dağıtması için kullanılacak olan güç dağıtım ünitesi üzerinde 5 motor ve 1 adet batarya girişi için bulunan kablolar ve konektörler ile lehimlenerek Şekil 4.13'de gösterildiği gibi tamamlanmıştır.



Şekil 4.13 Güç dağıtım ünitesinin üretilmesi (Kişisel arşiv, 2021)

Bataryadan voltaj ve akım değerlerinin okunması görevini gören güç modülü için uçuş kontrol bilgisayarı ile birlikte hazır gelmiş olan standart 60 Amperlik güç modülü yetersiz olması nedeniyle kullanılmamıştır. Bu nedenle Şekil 4.14'de (Ardupilot, 2021) gösterilen AttoPilot'un 180 Amperlik voltaj ve akım sensörünün kablolama diyagramına göre yeni güç modülünün üretimi yapılmıştır.

4.5 Doğa VTOL İHA'nın Üretim Sonrası Tasarım ve Performans Parametreleri

Hava aracının üretimi tamamlandıktan sonra faydalı yük olmayan boş ağırlığı 4,6 kg olarak ölçülmüştür. Konsept tasarımı tahmin edilen boş ağırlık değeri ise 3 kg olduğu için üretim sonrasında ağırlığın tahmin edilene göre 1,6 kg daha fazla olduğu görülmüştür. Bu duruma sebep olan ilave ağırlıklar ve nedenleri aşağıda sıralanmıştır;

- Detay tasarım sonrasında yapılan iyileştirmeler sonucunda oluşan ağırlık (+250 gr),
- Yapıştırma için kullanılan epoksi ve sıcak silikon kaynaklı oluşan ağırlık (+300 gr),
- Somun, cıvata, çift taraflı bant, cırt cırt bant ile oluşan ağırlık (+150 gr),
- Boya nedeniyle oluşan ağırlık (+250 gr),
- Elektrik kablolama, konektör ilavesi ve lehimleme nedeniyle oluşan ağırlık (+400 gr),
- Kullanılan ahşapların beklenilenden daha ağır olması ve laminasyon sırasında elle uygulanan epoksi nedeniyle oluşan ağırlık (+250 gr).

Oluşan ağırlık artışı nedeniyle 2. bölüm konsept tasarımı hesaplanmış olan tasarım ve performans parametreleri yeni ağırlık değeri ve 3. bölüm detay tasarımı elde edilen yeni aerodinamik katsayılar dikkate alınarak yeniden hesaplanacaktır. Stall hızının yeniden hesaplanması için denklem 4.1'de ağırlık ve kaldırma katsayısının yeni değerleri girilmiştir. Bu durumda yeni stall hızı 13,01 m/s olarak bulunmuştur. Yeni stall hızı 1,15 güvenlik sabiti ile çarpıldığında Doğa'nın stall hızı 15 m/s olmuştur. CFD analizine göre elde edilen aerodinamik katsayılar göre denklem 4.2, 4.3 ve 4.4 çözümlendiğinde yeni seyir hızı 26 m/s olarak bulunmuştur. Bu bulunmuş olan seyir hızı kaldırma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı olan L/D değerinin en yüksek olduğu durumdaki hızı göstermektedir. Ancak hava aracının ağırlığının konsept tasarıma göre artmış olması nedeniyle, seyir hızı stall hızından daha yüksek bir değer olan 18 m/s olarak belirlenmiştir.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2}{\rho_{\infty}} \frac{W}{S} \frac{1}{C_L}} \quad (4.1)$$

$$C_D = C_v + C_i \quad (4.2)$$

$$C_D = C_v + KC_L^2 \quad (4.3)$$

$$V_{seyir} = \sqrt{\frac{2}{\rho_\infty} \frac{W}{S} \sqrt{\frac{K}{C_v}}} \quad (4.4)$$

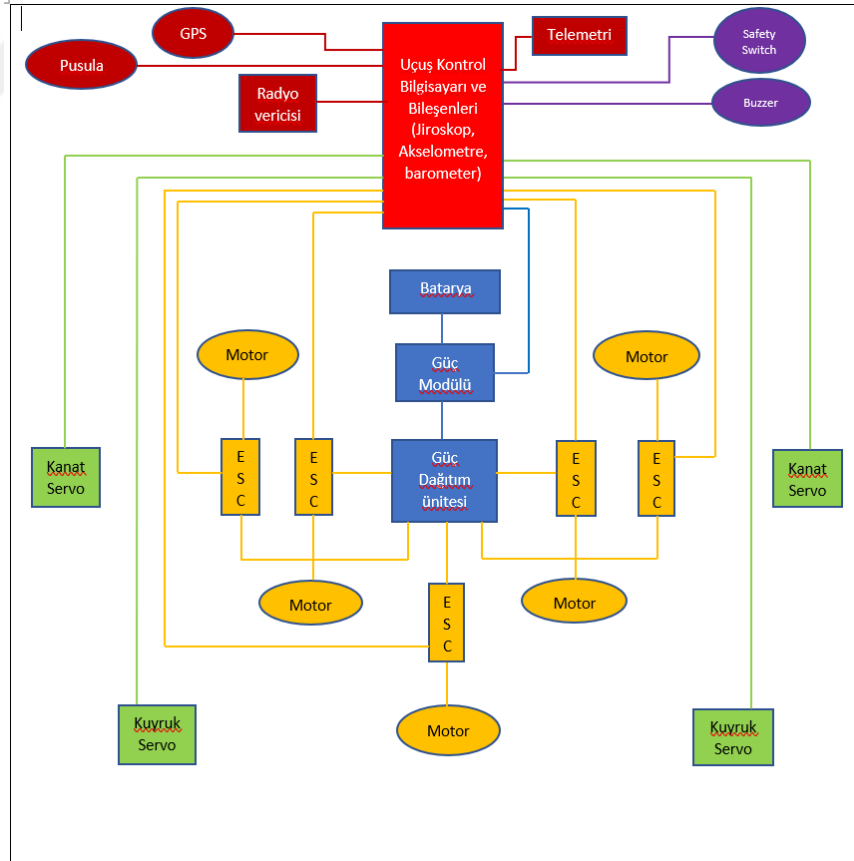
Bölüm 2 Tablo 2.12’de listelenmiş olan tasarım parametreleri içerisinde detay tasarım ve üretim sonrasında değişmiş olan değer yalnızca kanat yüklemesi $\frac{W}{S}$ olmuştur. Konsept tasarım sonucunda elde edilmiş olan kanat yüklemesi $83,54 \frac{N}{m^2}$ iken detay tasarım ve üretim sonucunda $121,73 \frac{N}{m^2}$ olmuştur. Bölüm 2 Tablo 2.13’de listelenmiş olan performans parametreleri içerisinde detay tasarım ve üretim sonrasında değişmiş olan parametreler Tablo 4.3’de gösterilmiştir.

Tablo 4.3 Doğa performans parametreleri

Parametreler	Konsept Tasarım	Detay Tasarım ve Üretim Sonrası
Boş Ağırlığı	3 kg	4,6 kg
Maksimum Kalkış Ağırlığı	3,5 kg	5,1 kg
Seyir Görev Süresi	60 dakika	30 dakika
Toplam Görev Süresi	62 dakika	32 dakika
Max. Menzil	43 km	25,9 km
Görev Yarıçapı	21,5 km	12,9 km
Stall Hızı (V_{stall})	$12 \frac{m}{s}$	$15 \frac{m}{s}$
Seyir Hızı (V_{seyir})	$15 \frac{m}{s}$	$18 \frac{m}{s}$

4.6 Hava Aracının Aviyonik Sistemlerinin Ayarlanması

Hava aracında bulunan aviyonik sistemler; uçuş bilgisayarı (uçuş bilgisayarı içinde bütünleşik bulunan akselometre, jiroskop ve barometrik altimetre), GPS, pusula, telemetri ve radyo haberleşme vericisidir. Öncelikle uçuş bilgisayarının firmware'i güncellenmiştir ve uçuş bilgisayarındaki parametreler Doğa VTOL İHA'nın özelliklerine uyacak şekilde ayarlanmıştır. Bu işlemler için frame-class, frame-type parametreleri seçilmiş ve batarya, itki sistemleri elektronik hız kontrolleri (ESC), servolar, güç modülü, aviyonik komponentlerin uçuş bilgisayarıyla ilgili parametreleri aktif hale getirilerek ayarlama işlemleri tamamlanmıştır. Bunun yanı sıra uçuş kontrol yüzeyleri, kuyruk tipi gibi hava aracının fiziksel özelliklerine ait parametreler uçuş bilgisayarıda tanımlanmıştır. Son olarak uçuş kontrol bilgisayarı, GPS ve pusulanın ağırlık merkezinden uzaklıkları Qgroundcontrol yazılımı vasıtasıyla uçuş bilgisayarının içerisindeki parametrelerde güncellenmiştir. Uçuş bilgisayarı ile bağlantılı komponentlerin ilişkisi diyagram Şekil 4.16'da gösterilmiştir.



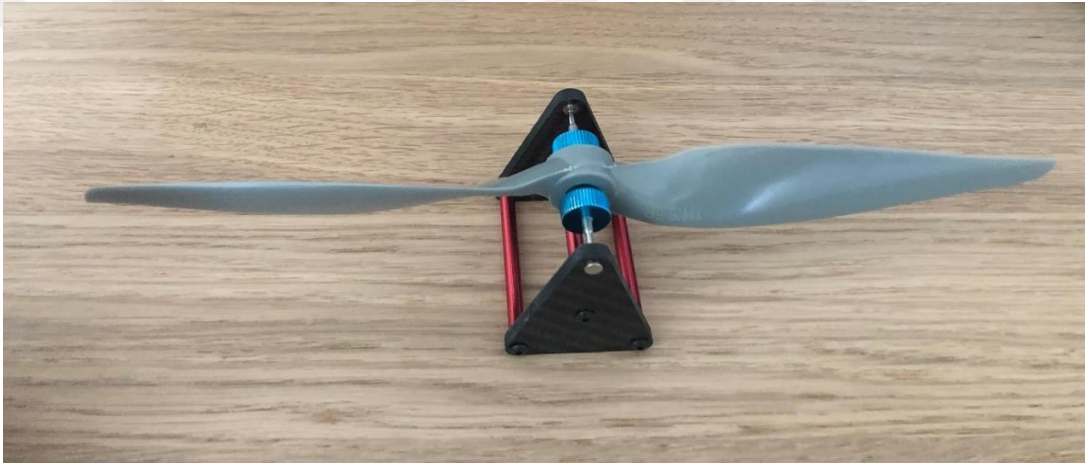
Şekil 4.16 Uçuş bilgisayarına bağlı komponentlerin bağlantı şeması

4.7 Doğa VTOL İHA'nın Uçuş Öncesi Kalibrasyon ve Ayarlamaları

Uçuş öncesinde uçak üzerindeki sensörlerin ve itki sistem bileşenlerinin kalibrasyonunun ve son ayarlamalarının yapılması uçuşun sağlıklı ve emniyetli bir şekilde gerçekleşmesi için çok önemlidir. Bu nedenle öncelikle uçak üzerinde vida ve civata bağlantıları olan tüm bağlantı elemanları kontrol edilmiştir. Her ne kadar çoğu civata bağlantısı kilitli somun (locker nut) ile yapılmış olsada kilitli somun olmayan civata bağlantıları için loctite 243 civata sabitleyicisi kullanılmıştır. Kilitli somun ve civata sabitleyici sıvısının uygulanması titreşim sırasında bağlantı elemanlarının gevşememesi açısından çok önemlidir. Daha sonra servo'ların sıfır noktaları ayarlanmış ve uçuş kontrol bilgisayarının arayüzü olan Qgroundcontrol yazılımı üzerinden servoların kalibrasyon işlemleri tamamlanmıştır. Bir sonraki işlem olarak radyo iletişim için kullanılan kumandanın PWM değerleri için uçuş kontrol bilgisayarının arayüzü olan Qgroundcontrol yazılımında kalibrasyon işlemleri tamamlanmıştır. Elektronik hız kontrolü olan ESC'lerin kalibrasyonu yine Qgroundcontrol yazılımı ile hava aracındaki pervaneler sökülmüş halde yapılmıştır.

Pervanelerin palleri fabrika çıkışlı balanslı olmadığı için direk uçuş esnasında kullanılması çok fazla titreşim ve enerji tüketime neden olacaktır. Bu nedenle pervanelerin pallerinin balansları ağır tarafların zıpralanması ile balanslama cihazı yardımıyla yapılmıştır. Pervanelerin palleri dışında merkez noktasındaki balanssızlıkta ilave titreşime neden olabilmektedir. Pek çok model uçakçı pervane merkezi için balanslama işlemi yapmasada Doğa'nın pervanelerinin merkezleri de zımparalanarak balanslama işlemine tabi tutulmuştur. Balanslama aletine bağlanan pervanenin her pozisyonda (0 – 360 derece) serbest bırakıldığında sabit durması hem pervane pallerinin hem de pervane merkezinin balanslama işleminin doğru bir şekilde tamamlandığını göstermektedir. Bir pervane balanslama işlemi minimum 1 saat süren ve dikkat gerektiren bir süreç olmuştur. Şekil 4.17'de pervane balanslama işlemi gösterilmiştir. Palleri balanslanmış ancak merkezi balanslanmamış bir pervane motor üzerine takılıyken radyo kontrol ünitesinde itki kolu orta pozisyona getirildiğinde akım ölçüm cihazı ile yapılan ölçümde bir motor için 14,2 Amper akım çekildiği görülmüştür. Aynı zamanda titreşim miktarının da bir sonraki yapılacak ölçüme göre daha fazla olduğu gözlemlenmiştir. Daha sonra pervane palleri balanslı olan

pervanenin merkezi de balanslandıktan sonra itki kolu orta pozisyonda iken bir ölçüm alınmıştır. Bu ölçüm sonucunda 12,5 Amperlik bir değer okunmuştur. Buda her ne kadar bir pervanenin palleri dengelenmiş olsada, pervane merkezinin de dengelenmesinin hem titreşimin azalmasında hem de harcanan batarya gücünün azalmasında etkisinin olduğunu deneysel olarak göstermektedir. Yapılan ölçümlere göre merkezi balanslanmış bir pervanenin merkezi balanslanmamış bir pervaneye göre %12 daha az akım çektiği, yani aynı oranda daha az güç tükettiği gözlemlenmiştir. Bu nedenle pervanelerin merkezlerinin ve pallerinin balanslama işlemi hem titreşimin azaltılarak hava aracının daha sağlıklı bir operasyon yapması için önem arz ederken, hem de görev süresinin uzaması için çok önemli olduğu görülmüştür.



Şekil 4.17 Pervane balanslama işlemi (Kişisel arşiv, 2021)

Batarya üzerindeki voltaj ve akım değerlerini ölçen ve telemetri yardımıyla yer istasyonunda görüntülenmesini sağlayan güç modülünün kalibrasyonu için öncelikle voltaj ölçüm cihazı ile bataryanın voltaj ve akım değerleri ölçülmüştür. Daha sonra Qgroundcontrol yazılımı üzerinden güç modülünden okunan voltaj ve akım değerlerine bakılmıştır. Qgroundcontrol yazılımı üzerinden görülen bu verilere göre yer istasyonunda voltaj, akım ve kalan pil yüzdesinin doğru görülebilmesi için kalibrasyon işlemleri tamamlanmıştır.

Uçuş kontrol bilgisayarında bulunan jiroskobun, akselometrenin, altimetrenin ve pusulanın kalibrasyonu yine Qgroundcontrol yazılımı yardımıyla hava aracının belirtilen komutlara göre hareket ettirilmesiyle tamamlanmıştır. Uçuş kontrol

bilgisayarının PID kontrol metodu ile çalışıyor olması nedeniyle uçuş öncesinde dikine kalkış ve iniş, geçiş süreci ve seyir uçuşu kalibrasyonlarının tamamlanması gerekmektedir. Ancak uçuş öncesi PID kalibrasyonu ve uçuş testlerinin Türk Hava Kurumuna (THK) ait Antalya Karain Havalimanında yapılması planlanan hava aracının Covid-19 pandemisi nedeniyle uygun bir gün bulunamaması nedeniyle PID kalibrasyonu ve uçuş testleri tamamlanamamıştır. SHT-İHA talimatına göre Türkiye genelinde Bursa dışında insansız hava aracı uçurulabilecek bir bölge olmadığı için Antalya için yalnızca THK'nun Havalimanında bu testler yapılabilmektedir. Ayrıca THK'na ait olan Karain Havalimanında model uçak uçurabilmek için THK'nun verdiği İHA pilotaj eğitimlerini tamamlamak gerekmektedir. Pandemi döneminde bu eğitimlere katılmakta mümkün olamamıştır. Bu nedenlerle uçuş bilgisayarının PID kalibrasyonu ve uçuş testleri pandemi dönemi sonrasına ertelenmiştir. Şekil 4.18'de Doğa VTOL İHA'nın PID ve uçuş testleri öncesinde son hali gösterilmiştir.



Şekil 4.18 Doğa VTOL İHA ve kızım Doğa (Kişisel arşiv, 2021)

BÖLÜM 5

SONUÇ ve ÖNERİLER

Dikine kalkış, iniş ve sabit kanatlı uçuş yapabilen VTOL İHA Doğa'nın faydalı yükü çalışmanın başında müşteri ihtiyacı olarak 0,5 kg belirlenmiştir. Çalışmanın birinci bölümünde yapılan literatür araştırması ve benzer İHA'ların özellikleri incelenmiş ve konsept tasarımı belirleyici olacak ana tasarım kriterleri için kaynaklar ortaya dökülmüştür. İkinci bölümde ise öncelikle hava aracının ana tasarım kriterleri belirlenmiş ve konsept tasarım işlemleri tamamlanmıştır. Konsept tasarımı istatistiksel verilere göre maksimum kalkış ağırlığı, batarya tipi gibi önemli tasarım kriterleri hesaplanmıştır. Ayrıca XFLR5 yazılımı yardımıyla 2 ve 3 boyutlu aerodinamik analizler gerçekleştirilerek aerodinamik katsayılar elde edilmiştir. XFLR5 yazılımı yardımıyla stabilite analizleri de yapılarak ağırlık merkezi, N.P. gibi önemli noktaların yerleri de tespit edilmiştir. Konsept tasarımı ayrıca uçak boyutlandırmasının yapıldığı tasarım parametreleri belirlenmiştir. Yapılmış olan hesaplamalar ve analizlere göre hava aracının performans parametreleri elde edilmiştir. Konsept tasarımı sonucunda hava aracının MTOW değeri 3,5 kg çıkmıştır. Stall hızı 12 m/s olarak bulunmuşken, seyir hızı ise 15 m/s olarak belirlenmiştir. Toplam uçuş süresi ise 62 dakika olarak hesaplanmıştır.

Üçüncü bölümde hava aracının detay tasarımı yapılmıştır. Detay tasarım için konsept tasarımı belirlenmiş olan tasarım ve performans parametrelerine uygun olacak şekilde itki sistemleri bileşenleri, aviyonik bileşenler, haberleşme bileşenleri, batarya gibi pek çok bileşen piyasadaki hazır ürünlerden seçilmiştir. Detay tasarımı sistem bileşenleri belirlendikten sonra, sonlu elemanlar metodu ile öncelikle kanatların statik yapısal analizleri gerçekleştirilmiştir. Kanatların maksimum ve minimum asal gerilmeleri ve maksimum kayma gerilme değerleri malzemelerin özellikleri ile karşılaştırılmış ve 4g'lik bir yük uçak kanatlarına yüklendiğinde kanatların yapısal olarak dayanıklı olduğu gösterilmiştir. Bundan sonra yapılacak çalışmalarda yapısal analiz için kullanılan malzeme özelliklerinin laboratuvar ortamında çekme, basma ve kayma denemeleri ile belirlenmesi analizde elde edilecek sonuçların daha doğru bir şekilde tespit edilmesine katkı sağlayacaktır. Daha sonra sonlu elemanlar metodu ile ilk 10 mod için doğal frekans analizi gerçekleştirilerek hava aracının yapısında

optimizasyona gidilmiştir. Detay tasarım sonlu elemanlar ile aerodinamik analizlerin yeniden gerçekleştirilerek aerodinamik katsayıların bulunması ile sonuçlandırılmıştır. Sonlu elemanlar analizi ile tespit edilmiş olan aerodinamik katsayılar gelecek çalışmalarda rüzgar tüneli testleri ile de desteklenirse teorik veriler, deneysel verilerle doğrulanmış olacaktır.

Dördüncü bölümde hava aracının üretiminin nasıl gerçekleştirildiği anlatılmıştır. Üretim sırasında gerçekleştirilen el işçiliğine dayanan yöntemler nedeniyle üretim süreci ev ortamında daha ucuza mümkün olabilmektedir. Ancak el emeğine dayanan üretim metodları nedeniyle üretim kalitesi diğer yüksek teknolojiye üretim metodlarına kıyasla daha düşük olmuştur. Birden fazla hava aracının üretiminde daha hızlı sonuçlar verebilecek ve üretim kalitesini arttıracak makine ile üretim ve kompozit üretimi için dışı kalıplarda vakum infüzyon yöntemiyle uçak yüzeylerinin ve parçalarının üretilmesi gelecek çalışmalarda tercih edilmelidir. Makine üretimi ve vakum infüzyon yöntemiyle kompozitlere dayalı üretim maliyetleri yükseltsede ürün kalitesini arttıracak ve MTOW ağırlığının düşürülmesine de katkı sağlayacaktır. MTOW ağırlığının düşürülmesi hava aracının faydalı yük kapasitesini artırırken, uçuş süresi, menzil, stall hızı gibi performans parametrelerinin iyileştirilmesinde de önemli olacaktır. Üretim sonucunda hava aracının elde edilen MTOW değeri konsept tasarımında hesaplanan ağırlığa göre 1,6 kg daha ağır çıkmıştır. Ağırlığın fazla çıkmasının nedenleri arasında detay tasarım sırasında yapılan optimizasyon işlemleri, seçilen üretim metodları ve elektrik kablolarının ağırlıkları ile birlikte aviyonik sistemlerin ağırlıklarının beklenilenden fazla çıkması gelmektedir. MTOW ağırlığının daha yüksek çıkmış olması her ne kadar motorların uçağı taşımasına bir engel yaratmasada, itki sistemleri istenilen güce daha yüksek rpm ve pil tüketim oranlarında erişebilmektedir. Bu ise sonuç olarak uçuş performans parametrelerinde düşüş yaşanmasına sebep olmuştur. Hava aracının konsept tasarımında öngörülen 62 dakikalık görev süresi 32 dakikaya kadar düşmüştür. Konsept tasarımında 12 m/s olan stall hızı 15 m/s değerine yükselirken, seyir hızı 15 m/s'den 18 m/s'yeye kadar yükselmiştir. Gelecekteki çalışmalarda üretim çalışmalarında elde edilen tecrübeler kullanılması sayesinde hava aracının konsept tasarımında gerçeğe daha yakın değerlerin tespit edilebilmesi mümkün olacaktır.

Covid-19 küresel salgını nedeniyle ve SHT-İHA talimatına göre Doğa VTOL İHA'nın her ne kadar yer testleri tamamlanmış olsada uçuş testleri tamamlanamamıştır. Gelecek çalışmalarda uçuş testleri ve uçuş profili tamamlanarak toplanacak olan değerli veriler yardımıyla hava aracının tasarım ve üretim optimizasyon sürecine katkıda bulunulabilecektir.



KAYNAKLAR

- Academia. (2007). *Classification of Unmanned Vehicles*. 15 Aralık 2018, https://www.academia.edu/2055673/Classification_of_Unmanned_Aerial_Vehicles.
- Aksugur, M., İnalhan, G. ve Beard, R. (2008). *Hybrid propulsion system design of a vtol tailsitter UAV* (No. 2008-01-2242). SAE Technical Paper.
- Aksugur, M. ve İnalhan, G. (2009). Design methodology of a hybrid propulsion driven electric powered miniature tailsitter unmanned aerial vehicle. *2nd International Symposium on UAVs, Reno, Nevada, USA June 8–10, 2009 Springer, Dordrecht*, 505-529.
- Aktaş, E. (2013). *İnsansız hava araçlarının gerçekleştirilmesi ve modellenmesi*. Yüksek Lisans Tezi, Dokuz Eylül Üniversitesi, İzmir.
- Ardupilot. (2021). *Attopilot 180A Voltage and Current Sensor*. 08 Ağustos 2021, <https://ardupilot.org/copter/docs/common-using-a-current-sensor.html>.
- Armitkar, A. (2009). *Aerodynamic analysis of a vertical takeoff and landing vehicle*. Yüksek Lisans Tezi, The University of Utah, Utah.
- Blackwood, Z., ve King, G. S. (2018). Vertical take-off unmanned aerial vehicle with forward flight transition. *West Indian Journal of Engineering*, 40(2), 62-71.
- Blanchette, B. (1990). *The design and construction of a ship launched VTOL unmanned air vehicle*. Yüksek Lisans Tezi. Naval Postgraduate School Monterey, California.
- Casau, P. (2010). *Autonomous transition flight for a vertical take-off and landing aircraft*. Yüksek Lisans Tezi, Universidade Tecnica de Lisboa, Lisbon.
- Casau, P., Cabecinhas, D., ve Silvestre, C. (2011). Transition control for a fixed-wing vertical take-off and landing aircraft. *IFAC Proceedings Volumes*, 44(1), 7250-7255.

- Çakıcı, F., ve Leblebicioğlu, M. K. (2016). Control system design of a vertical take-off and landing fixed-wing UAV. *IFAC-papersonline*, 49(3), 267-272.
- Çakıcı, F. (2016). *Control and guidance of a multi-mode unmanned aerial vehicle for increased versatility*. Doktora Tezi, OrtaDoğu Teknik Üniversitesi, Ankara.
- Finger, D. F. (2016). Comparative performance and benefit assessment of VTOL and CTOL UAVs. 65. *Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress DLRK 2016*.
- Kim, J. (2017). *Design & control of an omni-directional quad-rotor*. Yüksek Lisans Tezi, Texas A&M University, Texas.
- Kriel, S. (2008). *A comparison of control systems for the flight transition of VTOL unmanned air vehicles*. Yüksek Lisans Tezi, University of Stellenbosch, Cape Town.
- Krossblade Aerospace. (2018). *SkyProwler*. 15 Aralık 2018, <https://www.krossblade.com/>.
- Onochie, C. (2017). *Development and Stabilization of an Unmanned Vertical Takeoff and Landing Technology Demonstrator Platform*. Yüksek Lisans Tezi, Cape Peninsula University of Technology, Cape Town.
- Oo, W., Tun, H., Naing, Z. ve Moe, W. (2017). Design of vertical take-off and landing (VTOL) aircraft system. *International Journal of Scientific & Technology Research*, 6 (4), 179-183.
- Özdemir, U. (2015). *Dikey iniş kalkış yapabilen sabit kanatlı insansız hava aracı tasarımı, üretimi ve uçuş testleri*. Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul.
- Rahman, Y. A., Hajibeigy, M. T., Al-Obaidi, A. S. M., ve Cheah, K. H. (2018). Design and fabrication of small vertical-take-off-landing unmanned aerial vehicle. *MATEC Web of Conferences* 152. EDP Sciences, 02023.

- Raymer, D. P. (2012). *Aircraft design: a conceptual approach* (5. Baskı). Virginia: AIAA.
- SHGM. (2020). *İnsansız Hava Aracı Sistemleri Talimatı (SHT-IHA)*. 10 Eylül 2020, http://web.shgm.gov.tr/documents/sivilhavacilik/files/mevzuat/sektorel/talimatlar/2020/SHT-IHA_Rev-04.pdf.
- Smouter, T. (2013). *Autonomous Vertical Recovery of Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicles*. Yüksek Lisans Tezi, University of Waterloo, Waterloo.
- Vertical Technologies. (2018). *DeltaQuad*. 15 Aralık 2018, <https://www.deltaquad.com>.
- Vikipedi. (2021). *İnsansız Hava Aracı*. 12 Haziran 2021, https://tr.wikipedia.org/wiki/İnsansız_hava_aracı.
- Vuruşkan, A. (2014). *Turaç İnsansız Hava Aracının Aerodinamik Tasarım, Modelleme ve Analizi*. Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul.
- Wikipedia. (2021). *Lifting Line Theory*. 06 Mart 2019, https://en.wikipedia.org/wiki/Lifting-line_theory.
- Wingtra. (2018). *Wingtra One*. 15 Aralık 2018, <https://wingtra.com/>.
- XFLR5. (2010). *About Stability Analysis Using XFLR5*. 10 Nisan 2019, http://www.xflr5.com/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf.
- Yuan, W. (2013). *Dynamic Modelling and Flight Control Methodologies for Vertical Take-Off and Landing Unmanned Aerial Vehicles*. Doktora Tezi, University of New South Wales, Sydney.

EKLER

Tablo A.1 Maksimum kalkış ağırlığı ve boş ağırlık çalışması

VTOL İHA	Maksimum Kalkış Ağırlığı (kg)	Boş Ağırlık (kg)	Boş Ağırlık/Maksimum Kalkış Ağırlığı
Delta Quad	6	5	0,833
Fusion	8,5	6,9	0,812
Quantum Trinity	4,5	3,95	0,878
DJI fixed wing VTOL	6,5	5,7	0,877
Creo Utility	6,3	5,1	0,810
Foxy Pro	10	8	0,800
Icarus SP VTOL	7	6	0,857
KapetAir	6,5	5,5	0,846
Songbird 1400	7,5	6,1	0,813
Heliceo FoxSlim	2	1,7	0,850
Firefly6 Pro	4,5	3,8	0,844
CW-007	6,9	6,1	0,884
Model G-0-1	4,5	4	0,889
ZT-3V	8,1	7,1	0,877
VTOL Condor	3,3	2,8	0,848
Foxtech Nimbus VTOL V2	4,8	4	0,833
Quantum Vector	6	5,45	0,908
SkyProwler 2	2,3	1,7	0,739
Avy	6,5	5	0,769
ORTALAMA:			0,840