







KENTSEL HAVA TAŞIMACILIĞINDA KULLANILACAK DİKEY İNİŞ-KALKIŞ KABİLİYETİNE SAHİP BİR HAVA ARACININ KAVRAMSAL TASARIMI VE MENZİL HESABI

¹Tolunay DAĞ , ²Tarık ÜNLER , ³Engin Hasan ÇOPUR , ⁴Uğur ÇAKIN 

^{1,2,3}Necmettin Erbakan Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü, Konya, TÜRKİYE

⁴TUSAŞ – Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. Ankara, TÜRKİYE

¹tolunaydag@gmail.com, ²tunler@erbakan.edu.tr, ³ehcopur@erbakan.edu.tr, ⁴ugur.cakin@tai.com.tr

ÖZ: Son zamanlarda meydana gelen trafik yoğunluğu ve ulaşım ihtiyacı nedeniyle kentsel hava taşımacılığına ilgi giderek artmaktadır. Birçok firma kentsel hava taşımacılığında kullanılmak üzere araçlar tasarlayarak bu sektöre yön vermek istemektedir. Buna bağlı olarak şehirlerde, hava taksiler ve uçan araç konsept fikirleri yaygınlaşmaktadır. Hem kişisel hem de kamu alanlarında kullanımı yaygınlaşacak olan bu hava araçlarının elektrikli motorlar ile çalışarak karbon salınımını en alt seviyelere taşıması düşünülmektedir. Bu çalışmada şehir içinde yaygın şekilde kullanıma sunulabilecek bir hava aracının tasarımı ve ulaşabileceği maksimum menzil değerinde iyileştirmeler gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan araç, şehir içinde hem kargo hem de sağlık alanında güvenli ulaşım olanağı sağlayabilmektedir. Aracın yaklaşık 45 km menzili ve 30 dakika havada kalma süresine sahip olduğu belirlenmiştir. Bu değerler orta ölçekli bir şehirde taşımacılık yapılabilmesi için uygundur.

Anahtar Kelimeler: Dikey iniş-kalkış, Elektrikli motor, Menzil, Şehir içi hava taşımacılığı, Taşıma+seyir konsept

Conceptual Design and Range Calculation of a Vertical Landing-Takeoff Aircraft to be Used in Urban Air Mobility

ABSTRACT: Due to the recent traffic density and the need for transportation, interest in urban air mobility is increasing. Many companies want to direct this sector by designing vehicles to be used in urban air mobility. Accordingly, air taxis and flying vehicle concept ideas are becoming widespread in cities. It is thought that these vehicle, which will be used in both personal and public areas, will work with electric motors to bring carbon emissions to the lowest levels. In this study, improvements have been made in the design of an aircraft that can be used widely in the city and in the maximum range it can reach. The designed vehicle can provide safe transportation in the city, both in the field of cargo and health. It has been determined that the vehicle has a range of approximately 45 km and an endurance of 30 minutes. These values are suitable for transportation in a medium-sized city.

Keywords: Vertical take-off and landing, Electric motor, Range, Urban air mobility, Lift+cruise concept

GİRİŞ (INTRODUCTION)

Kentsel hava taşımacılığı (KHT) bu günlerde üzerinde yoğun uğraşlar verilen bir alandır. Şehirler arasında gerçekleştirilen hava taşımacılığının şehir içinde kullanımını güvenli olacak şekilde uyarlanarak küçük yerleşim yerleri de dahil olmak üzere tüm yerleşim tiplerinde kullanılması ve trafik sorununu azaltması üzerine çalışılmaktadır (Afonso ve diğ., 2021; Rothfeld ve diğ., 2019; Thipphavong ve diğ., 2018). Temiz enerji kullanarak şehir içi ulaşım kolaylığı sağlamak ve bunu yaparken zamandan kazanç elde edebilmek adına karadan yapılan ulaşımın gökyüzüne taşınması hedeflenmektedir (Fu ve diğ., 2019; Holden & Goel, 2016). Dikey iniş-kalkış özelliği ile şehrin her noktasında konforlu ve güvenli ulaşım sağlaması için istasyonlar veya özel park yerleri oluşturularak, araca acil durumlarda güvenli iniş

yapabilme olanağı oluşturulur (Asmer ve diğ., 2021; Patterson ve diğ., 2018; Schuchardt ve diğ., 2021) . Bu görev profiline uygun olacak olan aracın geometrisi, hem aerodinamik gereksinimleri karşılayacak hem de şehir içinde park halinde bulunmaya uygun olacak şekilde dizayn edilmelidir (Silva ve diğ., 2018).

Havacılıkta uçuş süresinin veya menzilin arttırılabilmesi için çok fazla çalışma gerçekleştirilmiştir. Hava-taksi veya uçan araba kavramlarıyla tanımlanan bu araçların en büyük problemi iniş-kalkış sırasında harcadığı enerji miktarının aracın toplam enerji kapasitesinin yarısından fazla olmasıdır. Bunun sonucunda aracın menzili veya havada kalma süresi istenilen seviyelere ulaşamamaktadır (Liu ve diğ., 2021). Aracın enerji kapasitesinin bu seviyelere düşüşünün önüne geçilebilmesi için aracın kanat yapısı sayesinde üreteceği taşıma kuvveti ile minimum enerji tüketimi ve düşük itki kuvvet değerleri ile uçuşu gerçekleştirebilmesi mümkündür.

Bu çalışmada dikey iniş-kalkış yapabilen ve şehir içi yolcu taşımacılığında kullanılacak olan bir hava aracının, dinamik ölçeklendirme yöntemi kullanılarak oluşturulan prototipi ile uçuş sırasında ihtiyacı olan güç seviyesi ve bu gücün uçuş süresine etkisi üzerine çalışılmaktadır (Zhang ve diğ., 2018). Aracın ihtiyacı olan güç değerinin karşılanabilmesi için en uygun uçuş durumu seviye (*level flight*) uçuşudur. Bu aşamada hava aracı gerekli aerodinamik kuvvetler yardımıyla motor sistemini kapatarak süzülme manevraları yapabilir. Süzülme manevrası ile enerji korunumu sağlamak adına yüksek kanat alanına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu sebeple araç tandem çift kanatlı yapıya sahip şekilde tasarlanmıştır. Bu konsept sayesinde aracın taşıma kuvveti için ihtiyacı olan kanat yüzey alanında artış sağlanacak ve motor gücüne en az seviyede ihtiyaç duyularak batarya kapasitesi en verimli şekilde kullanılarak menzilin artışı sağlanmıştır. Uçuş için gerekli güç miktarı en düşük seviyelere çekilerek doğrudan menzile etki edilebilmesi mümkün olacaktır (Zhang ve diğ., 2018). Bu sınıfa ait şehir içinde kullanılacak olan araçlar sadece ulaşım değil acil durum koşullarında medikal destek veya kurtarma operasyonlarında da görev alabilecek uygunlukta sistemlerdir (Kim ve diğ., 2020).

PROBLEM TANIMI (PROBLEM DEFINITION)

Yaşanan teknolojik gelişmelerin ardından yaşam alanlarında artan araç yoğunluğu hem ses ve hava kirliliğine hem de ulaşım sorunlarına yol açmaktadır. Dolayısıyla sağlık sorunları ve zaman kaybı gibi olumsuzlukların artmasına neden olmaktadır. Bu olumsuzlukların giderilmesine yönelik olarak önerilen çözümlerden biri de kentsel hava taşımacılığı olup bu alanda dikkat çekici ilerlemeler gerçekleştirilmiştir. Kentsel hava taşımacılığı ekosisteminin en önemli unsuru ise insanların isterlerse şehrin en işlek noktasında binebilecekleri bir taksi gibi ya da evlerinin önünde park edilmiş kişisel araçları gibi kullanabilecekleri dikey iniş kalkış kabiliyetine sahip hava araçlarıdır. Bilim kurgu filmlerinin sahnelerinde izleyicileri heyecanlandıran bu araçlar, günümüzde yaşanan batarya ve elektriksel itki sistemlerindeki teknolojik gelişmelerin katkısıyla hayalî bir fikir olmaktan çıkmıştır (Federal Aviation Administration, 2020).

Kentsel hava taşımacılığı sadece yolcu transferi alanında değil sağlık hizmetlerinden kargo teslimatına kadar hizmet sektörünün her bir alanında tüm gereksinimleri karşılayacak potansiyele sahiptir. Özellikle medikal ve kargo teslimatlarında şehir içinde oluşan trafikler hem sağlık açısından hem de ekonomik giderler konusunda dikkat çekmektedir. Şehrin bir noktasından diğer noktasına gidebilmek için harcanan mesai ve kaynak göz önüne alındığında bilançosu çok fazla çıkmaktadır. Kent içinde kullanılması planlanan hava araçları sayesinde şehir içinde meydana gelen yoğunluktan etkilenmeden hem zamandan hem de harcanacak olan kaynaktan tasarruf edilmiş olacaktır.

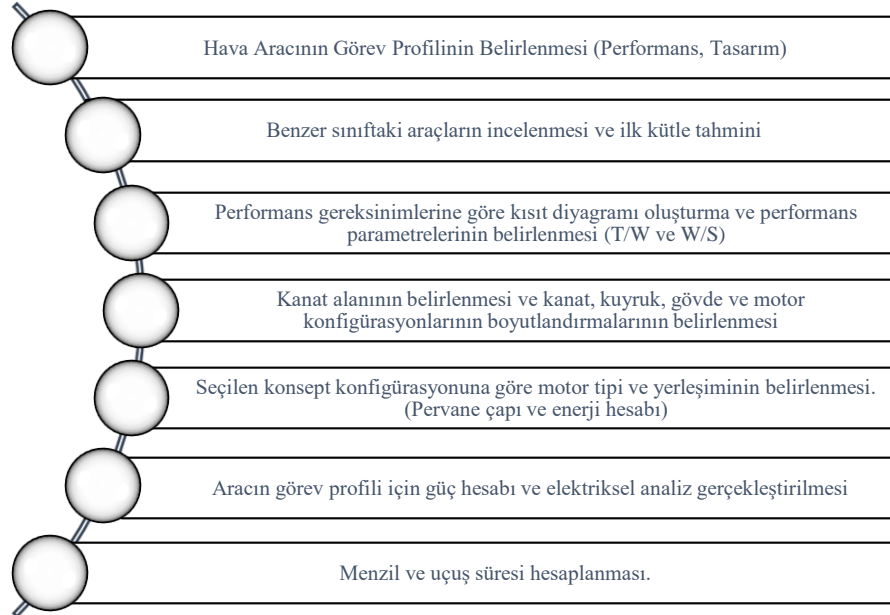
Şehir içinde uygun bir hava trafik sistemi kurulabilmesi adına tasarlanacak olan araçların boyutları ve alt sistemleri önem arz etmektedir. Özellikle motor sistemlerinin çevreci olmaması durumunda mevcut trafik sisteminde meydana gelen karbon salınımının önüne geçilmesi zorlaşır. Bu yüzden KHT aracının tahrik sistemi elektrikli motorlardan oluşturulacak olup yakıt hücreleri de yeniden şarj edilebilir olan Lityum Polimer (LiPo) pil olarak seçilmesi fosil yakıt kullanımının önüne geçilmesini sağlayabilir. Ayrıca aracın şehir içinde rahatlıkla manevra yapabilmesi adına uygun kanat ve kuyruk geometrisi ile boyutlarına sahip olması önem arz etmektedir. Gövde geometrisi yük ve araç bileşenlerinin taşınabilmesi bakımından uygun boyutlara sahip olmaması durumunda aracın beklenen görevi yüksek verimlilikte

tamamlayamama durumu meydana gelebilir.

MATERYAL VE YÖNTEM (MATERIAL AND METHOD)

Tasarım Metodolojisi (Design Methodology)

Kullanım için gerekli olan gereksinimleri karşılayacak aracın tasarımında Analiz – Sentez – Değerlendirme döngü metodolojisi takip edilmiştir. Aracın başarılı bir şekilde tamamlaması gereken görevlerin detaylı incelemesi yapılmıştır. Bu incelemeler sonucunda aracın şehir içinde görev alabilecek boyutlarda ve yüksek manevra kabiliyetine sahip bir yapıda olması gerektiği belirlenmiştir. Aracın yer aldığı sınıfa ait farklı tasarımlar incelenmiştir. Araç, Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (*National Aeronautics and Space Administration-NASA*) ve Uber tarafından yürütülen KHT projesi incelenip temiz enerji kullanarak görevlerini yüksek performansta gerçekleştirebilen ve şehir içinde uçuşa elverişli olacak şekilde uyarlanmıştır. Yapılan bu ön hazırlık çalışmalarıyla birlikte aracın kavramsal tasarım aşamaları adım adım belirlenerek sırasıyla takip edilmiştir. İzlenen adımlar aşağıda Şekil 1’de yer almaktadır.



Şekil 1. Hava Aracı Kavramsal Tasarım Aşamaları

Figure 1. Air Vehicle Conceptual Design Phases

Öncelikle aracın görev profili belirlenerek göreve uygun tasarım parametreleri belirlenmiştir. Benzer görev profiline uygun araçların sınıflandırılması yapılarak kütle verileri elde edilmiştir. Belirlenen görev performans parametrelerinden faydalanılarak kısıt diyagramı (*Constraint Analysis*) oluşturulmuştur ve bu diyagram kullanılarak kanat, kuyruk gövde ve motor gibi bileşenlerin boyutları ve tasarımı gerçekleştirilmiştir. Yine uygun pervane tipi seçimi ve boyutlandırılması bu diyagrama göre yapılmıştır.

Görev Profili, Kütle Tahmini ve Kısıt Diyagramı Belirlenmesi (Determination of Task Profile, Mass Estimation and Constraint Diagram)

KHT kapsamında tasarımı yürütülen hava araçlarının gerçekleştirilmesi planlanan toplu taşıma, kargo ve medikal ilaç ulaşımı gibi görev profilleri Şekil 2’de görsel olarak aktarılmıştır. Bu çalışma kapsamında tasarımı gerçekleştirilen hava aracı, şehir içinde hızlı ve güvenilir şekilde taşımacılığa çözüm olacak şekilde tasarlanmıştır.



Şekil 2. Kentsel Hava Taşımacılığı Görev Profilleri
Figure 2. Urban Air Mobility Mission Profiles

Şehir içinde kullanılması için tasarlanan hava aracının performans gereksinimlerini sağlayan tasarım noktalarının belirlenmesinde NASA ve Uber çalışmalarından yararlanılmıştır. NASA ve Uber şehir içinde hava taşımacılığı için gerekli minimum parametre değerlerini belirlediği için bu değerler uygun kabul edilmiştir (Booz Allen Hamilton, 2018). Çizelge 1’de bu performans parametreleri ve değerleri bulunmaktadır.

Çizelge 1: Hava Aracı Performans Gereksinimleri
Table 1: Air Vehicle Performance Requirements

Gereksinim	Değer
Seyir Hızı	25 m/s
Durak Hızı	< 23 KCAS
Tırmanma	4.6 m/s
Maksimum İrtifa	250 m
Dikey Kalkış-İniş	0.51 m/s
Dönme Açısı	45°
Faydalı Yük	0.850 kg

Tasarım parametreleri ve gereksinimlerinin belirlenmesinin ardından gerçekleştirilen birinci aşama ilk kütle tahminidir. Aracın şehir içinde taşınması beklenen medikal veya kişisel kargoların sorunsuz bir şekilde ulaştırabilmesi adına kütle analizi önem arz etmektedir. Belirlenen görevi yapabilecek benzer sınıftaki hava araçları incelenerek boş kütle oranından hareketle toplam kalkış kütlesi belirlenmiştir. Benzer sınıflarda bulunan hava araçlarının detaylı kütle tablosu Çizelge 2’de yer almaktadır.

Çizelge 2. Kentsel Hava Taşımacılığı Hava Araçları Kütleleri
(IHS Jane's, 2014; Intelligence & Optional, 2015; Lockheed Martin, 2015; SLANTRANGE, 2015)

Table 2. Urban Air Mobility Air Vehicle Masss

	Toplam Kalkış Kütlesi (kg) W_{toplam}	Boş Kütle (kg) $W_{boş}$	Boş Kütle Oranı $\frac{W_{boş}}{W_{toplam}}$
Desert Hawk IV	3.72	2.82	%75.8
Wasp III	1.3	0.8	%61.5
Stalker VTOL	10	7.6	%76
FireFLY6 PRO	3.8	3.1	%81.6

Çizelge 2'de de görüldüğü gibi benzer hava araçlarının operasyonel kütlesi ile boş kütlesinin oranlarının ortalaması %73.7 olarak belirlenmiştir. Bu çalışmada da bu değer baz alınarak hava aracının taşınması beklenen faydalı yüke göre bağlı olarak toplam kalkış kütle W_{toplam} hesaplanmıştır. Aracın taşınması beklenen faydalı yük değeri uçuş için gerekli olup $W_{faydalı\ yük}$ olarak belirlenmiştir ve yaklaşık 0.850 kg olarak kabul edilmiştir.

$$\frac{W_{boş}}{W_{toplam}} = W_{ortalama} \quad (1)$$

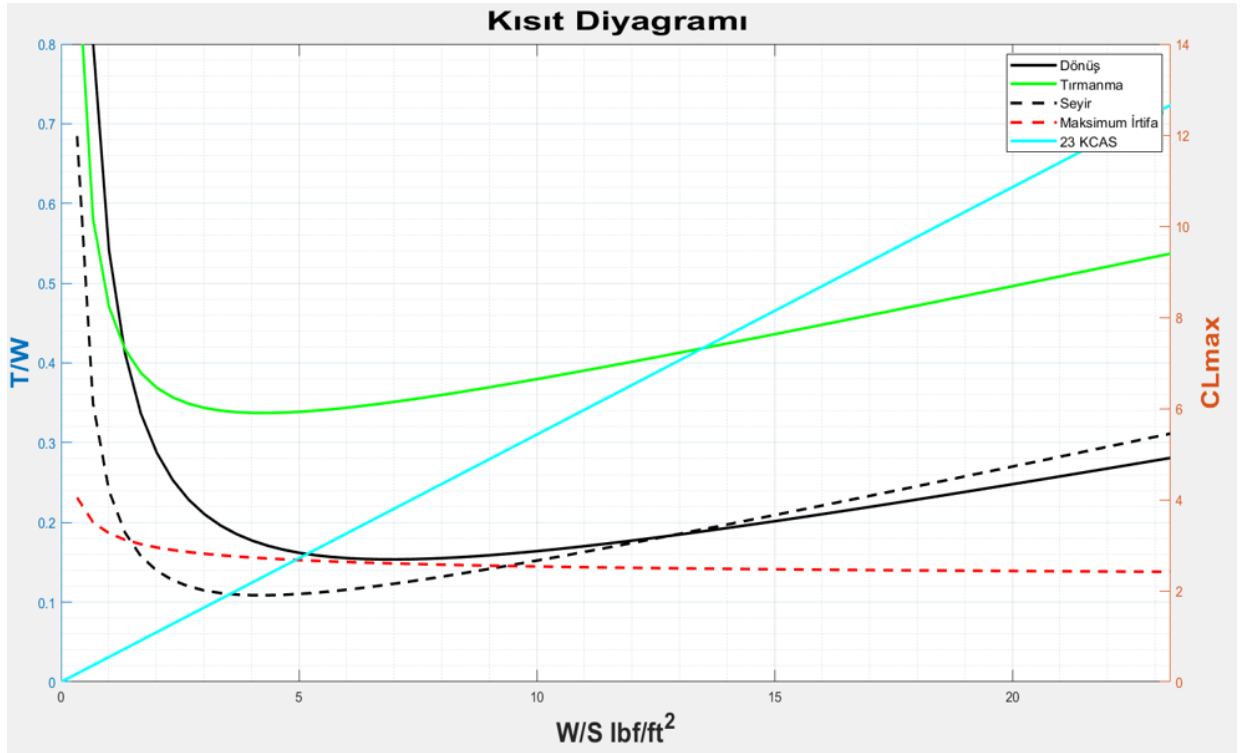
$$W_{boş} = W_{toplam} - W_{faydalı\ yük} \quad (2)$$

$$\frac{W_{toplam} - W_{faydalı\ yük}}{W_{toplam}} = W_{ortalama} \quad (3)$$

Denklem 3 kullanılarak aracın toplam kütlesi tahmini olarak 3.23 kg olarak belirlenmiştir ve bu değer ilk tahmini kütle değeri \tilde{W}_{toplam} olarak göz önünde bulundurulmuştur.

İlk toplam kütle tahmini gerçekleştirildikten sonra aracın boyutlandırılma kısmına geçebilmek için kısıt diyagramı oluşturulmuştur. Kısıt diyagramı oluşturulurken; hava aracının performans parametreleri kullanılmıştır. Bu diyagram sayesinde aracın seyir uçuşu, tırmanma, maksimum irtifadaki uçuşu gibi durumlarda ihtiyacı olan kanat yüklemesi (*Wing Loading*) 2.80 lbf/ft² ve İtki-Ağırlık oranı (*Thrust to Weight Ratio*) 0.12 olarak belirlenmiştir. Kanat yüklemesi diyagramda İngiliz birim sistemi ile elde edilmiştir. Bu değer Uluslararası Birim sistemine çevrilebilmesi adına 4.8824 değeri ile çarpılarak 13.67 kg/m² olarak bulunmuştur. Bu grafikten elde edilen çıkarımlar sonucunda toplam kütle ve ağırlık değerleri de kullanılarak aracın gerekli kanat alanı elde edilmiştir. Hava aracının tırmanma, seyir, maksimum irtifada seyir ve dönme performansı matematiksel ifadeler ile analiz edilip Şekil 3'de verilen kısıt diyagramında gösterilmiştir.

Kısıt diyagramı ve konsept tasarımda kullanılan performans parametreleri Çizelge 1'de verilen değerlerdir.



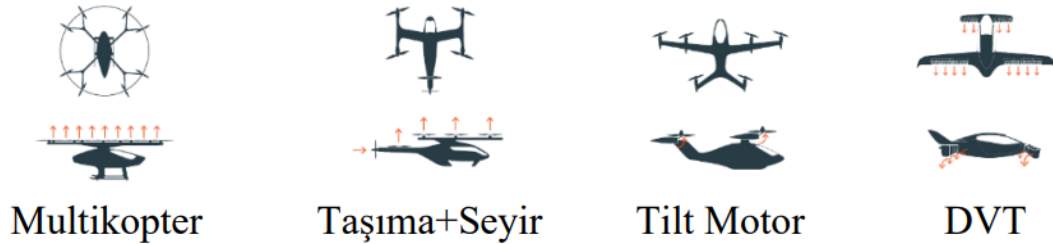
Şekil 3. Hava Aracı Kısıt Diyagramı
Figure 3. Air Vehicle Constraint Diagram

Hava Aracı Konfigürasyonu (Air Vehicle Configuration)

Performans parametreleri kullanılarak aracın tasarım parametreleri belirlendikten sonra aracın tasarım aşamasına geçilmiştir. Aracın detaylı tasarımına başlanmadan önce aracın tüm bileşenleri ayrı ayrı incelenmiş ve değerlendirilmiştir. Bu değerlendirmeler karar matrisleriyle detaylandırılarak ortaya konulmuştur.

İlk olarak NASA tarafından belirlenen hava aracı konseptleri detaylı bir şekilde incelenmiş ve bu incelemeler sonucunda aracın şehir içinde yüksek manevra kabiliyetine sahip, dikey iniş kalkış gerçekleştirebilecek ve elektrik enerjisi kullanarak görevlerini tamamlaması göz önüne alınarak konsept seçimleri gerçekleştirilmiştir.

Aracın Genel Konsept Seçimi: NASA isterleri doğrultusunda şehir içi taşımacılık operasyonlarında kullanılması en uygun konseptler, Multikopter, Taşıma + Seyir, Tilt Motor ve DVT (Ducted Vector Thrust) konseptleridir. Bu konseptler, Şekil 4' de görsel olarak verilmiştir. Bu çalışmada şehir içi yolcu taşımacılığı için bir hava aracı tasarımı yapıldığından yolcu konforu ve güvenliği açısından en uygun olan 'Taşıma+Seyir' konsepti belirlenmiş ve seçim bu yönde gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4. Hava Aracı Konsept Çeşitleri
Figure 4. Types of Air Vehicle Concepts

Kanat Konfigürasyonu: Kanat konsepti olarak çift kanatlı (biplane) tandem kanat seçimi yapılmıştır.

Bunun sebepleri ise aracın stabil bir uçuş gerçekleştirmesi ve kanat üzerine etki eden devamlı yükler sonucunda kırımın önüne geçebilmektir. Çizelge 3'te kanat konsepti karar matrisi yer almaktadır.

Çizelge 3. Kanat Konsepti Karar Matrisi

Table 3. Wing Concept Decision Matrix

Parametre	Önem Oranı	Tek Kanat	Çift Kanat (Biplane)	Delta Kanat
Yük Kapasitesi	10%	2	1	3
Sürüklenme Kuvveti	10%	3	1	3
Stabilite - Kontrol	40%	2	3	1
Basınç Direnci	35%	1	3	2
Üretilebilirlik	15%	3	1	2
Toplam	100%	2.10	2.60	2.00

Oluşturulan karar matrisi ile en uygun kanat konseptinin çift kanatlı yapı olmasına karar verilmiştir.

Kanat konsepti seçimi tamamlandıktan sonra çift kanatlı (biplane) kanatlarının gövde üzerinde konumlandırılması gerçekleştirilmiştir. Bu seçim Çizelge 4'te yer alan değerlendirme sonucuna göre gerçekleştirilmiştir. Değerlendirme aşamasında kanat seçimi için dikkate alınan en önemli parametreler stabilite – kontrol ve güvenlidir. Aracın beklenen görevi istikrarlı bir şekilde yapabilmesi için bu iki parametre önem arz etmektedir.

Çizelge 4. Çift Kanatlı (Biplane) Kanat Konumu Karar Matrisi

Table 4. Biplane Wing Position Decision Matrix

Parametre	Önem Oranı	Çift Kanat (Alçak -Yüksek)	Çift Kanat (Alçak -Yüksek Tandem)	Çift Kanat (Alçak- Alçak Tandem)
Stabilite - Kontrol	30%	1	3	2
Ağırlık	15%	1	1	1
Güvenlik	35%	3	2	1
Üretilebilirlik	20%	1	3	2
Toplam	100%	1.70	2.35	1.90

Gerçekleştirilen tüm incelemeler ve analizlerden sonra aracın kanatlarının konumuna göre en uygun sistemin çift kanat (alçak – yüksek tandem) tipi yapıya sahip olmasına karar verilmiştir.

İtki Sistemi Konfigürasyonu: Dört adet dikey ve bir adet seyir motoru olmak üzere araç üzerinde beş adet elektrikli motor bulunmaktadır. Çizelge 5'te seyir motorunun yerleştirilebileceği üç farklı konumun incelendiği karar matrisi yer almaktadır. Seyir motoru konumu seçiminde üç farklı parametre göz önüne alınmıştır. Üç farklı seyir motoru konumunun mevcut sistemin üzerinde oluşturacağı yapısal ağırlık, motor verimliliği ve sürtünmeye etkisi incelenmiştir. Bu parametrelerin üçünün de önem oranı motor seçiminde birbirine yakındır. Bu değerlendirmenin sonucunda arkadan itişli tahrik sisteminin parazit sürüklenme dezavantajının daha az olduğu görülmüş, bunun yanı sıra diğer seçeneklere göre daha verimli olduğu belirlenmiştir. Bu değerlendirmeler sonucunda aracın seyir uçuşunda kullanacağı itki sistemi olarak seçilmiştir.

Çizelge 5. Seyir Motor Konumu Karar Matrisi

Table 5. Level Flight Engine Position Decision Matrix

Parametre	Önem Oranı	Önden Çekişli	Arkadan İtişli	Çift Motor
Ağırlık	30%	3	3	1
Verimlilik	40%	1	3	2
Sürtünme	30%	3	3	1
Toplam	100%	2.20	3.00	1.40

Kuyruk Takımı Konfigürasyonu: Aracın uzunlamasına ve yanal stabilizesi kuyruk elemanları tarafından sağlanır. Kuyruk yüzeyleri bu dengeyi sağlayacak ve kuyruk takımını oluşturacak şekilde tasarlanmıştır. Bu bölümde konvansiyonel kuyruk, V-kuyruk, T-kuyruk ve H-kuyruk modelleri incelenerek karar matrisinde değerlendirilmiştir. Kuyruk takımı konsepti belirlenirken dikkate alınan parametreler kararlılık – kontrol, yapısal ağırlık ve parazit sürüklemedir. Bu parametreler aracın performansına doğrudan etkili olduğu için kuyruk bileşeninde önem arz etmektedir. Çizelge 6’da kuyruk takımı konsept karar matrisi görülmektedir.

Çizelge 6. Kuyruk Takımı Konsept Karar Matrisi

Table 6. Tail Gear Concept Decision Matrix

Parametere	Önem Oranı	Geleneksel Kuyruk	T-Kuyruk	H-Kuyruk	V-Kuyruk
Ağırlık	30%	2	1	1	3
Parazit	30%	2	1	1	3
Sürükleme					
Stabilite - Kontrol	30%	2	2	3	1
Üretilebilirlik	10%	3	1	1	2
Total	100%	2.10	1.30	1.60	2.30

Çizelge 6’da yapılan değerlendirme sonucunda aracın kuyruk tipi V-kuyruk olarak seçilmiştir.

Hava Aracı Boyutlandırılması (Air Vehicle Sizing)

Kanat Profili Seçimi (Airfoil Selection)

Kanat profili seçim aşamasında birden fazla profilin analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu analizlerde aday profillerin tamamının kaldırma, sürüklenme ve yunuslama momentinin hücum açısına göre değişimi dikkate alınmıştır. Bu analizler aracı performans parametrelerine ve uçuş koşullarına uygun olarak gerçekleştirilmiştir. Aracın hızı 25 m/s ve seyir irtifası ise 100 m olarak belirlenmiştir.

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (4)$$

ρ : Havanın yoğunluğu (kg/m^3)

V : Havanın (aracı durağan kabul ettiğimiz için) hız değeri (m/s)

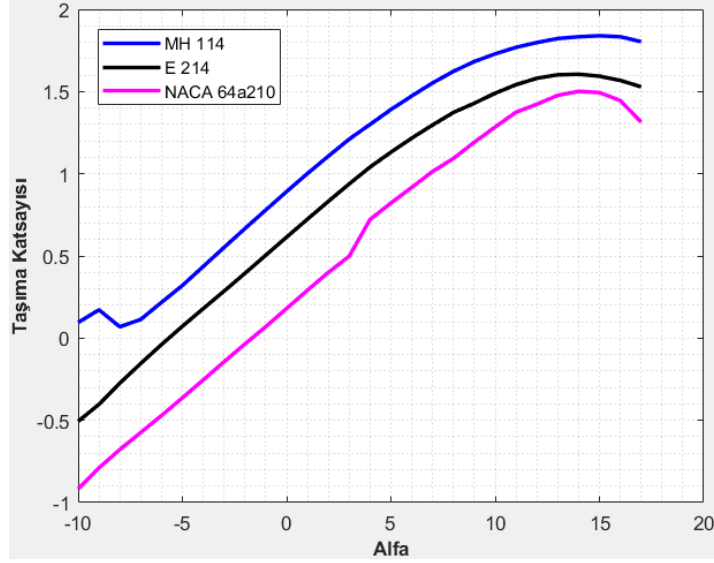
l : Kanat veter uzunluğu (m)

μ : Havanın dinamik viskozitesi ($kg/m s$)

Denklem 4’te verilen Reynolds sayısı da uçuş koşul bilgileri kullanılarak 300,000 olarak belirlenmiştir ve aerodinamik verilerin elde edilebilmesi için kanat profillerinin analizleri XFLR5 ve OpenVSP (Asmer ve diğ., 2021; Nasir ve diğ., 2021) analiz programları ile tamamlanmıştır.

Şekil 5’te üç farklı kanat profilinin iki boyutlu analizlerinden elde edilen taşıma katsayısı – hücum açısı eğrisi yer almaktadır. Bu eğriler karşılaştırıldığında MH 114 kanat profili diğer iki profile göre daha fazla taşıma değeri sağlamaktadır. Kanatların aracın gövdesine oturma açısı 0° olduğu için bu hücum açısında değerlendirmeye alınan kanat profilleri arasından en fazla taşımayı MH 114 kanat profili

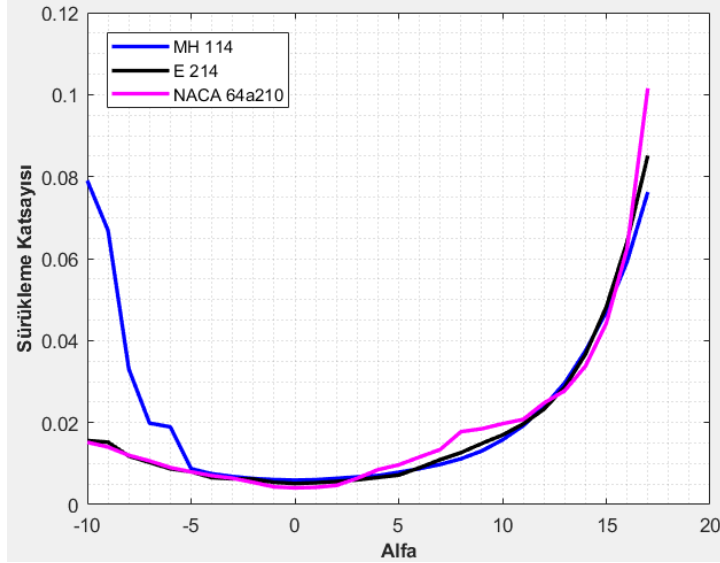
sağlamaktadır.



Şekil 5. Hücum Açısı- Taşı Katsayısı Grafiği

Figure 5. Angle of Attack- Lift Coefficient Chart

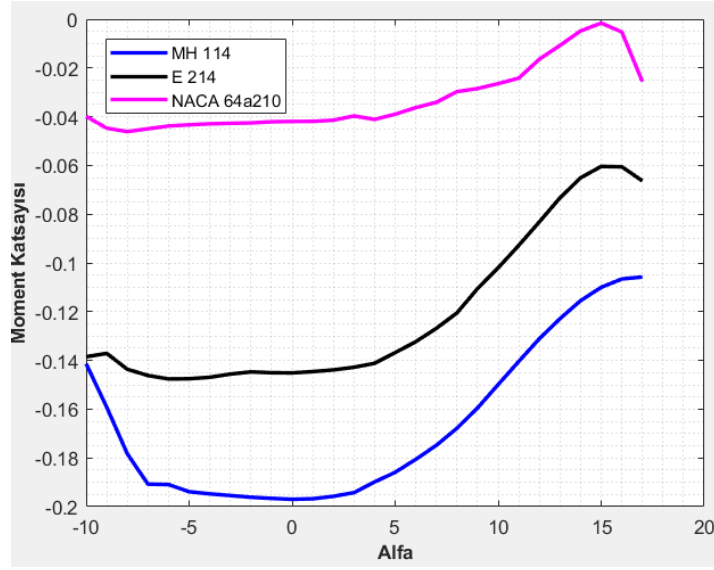
Şekil 6'da hava aracı için değerlendirilmeye alınan kanat profillerinin sürtünme kuvveti katsayıları için yapılan analiz sonuçları yer almaktadır. Bu eğri göz önüne alınca üç kanat profili arasında net bir fark görülmektedir. Yapılan analizlerde Şekil 6'da görüldüğü üzere oturma hücum açısı göz önüne alındığında en az sürüklenme katsayısı NACA 64a210 kanat profilinde meydana geldiği görülmektedir.



Şekil 6. Hücum Açısı- Sürüklenme Katsayısı

Figure 6. Angle of Attack- Drag Coefficient

Kanat profili seçiminde değerlendirme adına önem arz eden bir diğer parametre ise moment katsayısıdır. Şekil 7'de bu parametrenin tüm kanat profilleri için hücum açısına göre değişimi verilmiştir. Moment katsayısı aracın uzunlamasına momentinde önemli bir parametredir. Aracın seyir uçuş rejiminde burun kaldırarak yükselme manevrası yapması gereken durumlar olacaktır. Dolayısıyla araç burun kaldırarak hücum açısını arttırmış olacaktır. Bunun sonucunda hava aracının hava ile arasında tutunma kaybı (*stall*) riski artar. Kanat profilinin sıfırın altında moment katsayısına sahip olması nedeniyle herhangi bir kontrol yüzey alanının hareketine ihtiyaç duyulmadan tekrardan hava aracının hücum açısının normale dönmesini sağlamaktadır. Bu durumda moment değeri matematiksel olarak ne kadar düşük değerde olursa hava aracının moment dengesini sağlamak için tepkisi o kadar etkili olacaktır. Bu parametreler göz önüne alındığında bu durum için en uygun kanat profilinin MH 114 olduğu anlaşılmıştır.



Şekil 7: Hücüm Açısı- Moment Katsayısı
Figure 7. Angle of Attack- Moment Coefficient

Çizelge 7’de üç farklı kanat profili üzerinde yapılan analiz sonuçlarında elde edilen önemli parametre değerleri verilmiştir.

Çizelge 7. Kanat Profilleri Aerodinamik Özellikleri

Table 7. Airfoils Aerodynamic Properties

Profil	$C_{l_{max}}$	$C_{d_{min}}$	C_{m_0}	α_s (°)	α_i (°)	$(C_l/C_d)_{max}$	Stall Kalitesi
E214	1.62	0.005	-0.14	15	-14	122.24	Yumuşak
NACA 64210	1.39	0.004	-0.04	15	-14	73.2	Keskin
MH 114	1.84	0.006	-0.20	15	-10	184.3	Yumuşak

Yapılan analizlerde elde edilen Çizelge 7’deki iki boyutlu aerodinamik veriler değerlendirilerek oluşturulan karar matrisi Çizelge 8’de yer almaktadır. Kanat profili seçiminde dikkate alınan ayırıcı parametreler minimum sürükleme katsayısı, taşıma/sürükleme oranı, maksimum taşıma katsayısı ve moment katsayısıdır. Kanat profili seçiminde dikkate alınması gereken çok fazla parametre olduğundan seçim gerçekleştirilirken de doğru değerlendirmeler yapılmasına özen gösterilmiştir.

Bu parametreler dikkate alınarak incelendiğinde MH114 kanat profilinin yalnızca sürükleme katsayısı değeri bakımında geride kaldığı bu eksikliğinde diğer parametrelere göre kıyaslandığında göz ardı edilebilecek boyutlarda olduğu belirlenmiştir.

Çizelge 8. Kanat Profili Seçimi Matrisi

Table 8. Airfoil Selection Matrix

Parametre	Önem Oranı	E214	NACA 64A210	MH 114
$C_{l_{max}}$	%15	87	60	95
$C_{d_{min}}$	%20	90	95	85
C_{m_0}	%15	95	60	100
α_s (°)	%10	80	95	70
α_0 (°)	%10	70	75	65
$(C_l/C_d)_{max}$	%15	85	50	100
Stall Kalitesi	%15	100	40	100
Toplam	%100	88.05	67.5	89.75

Oluşturulan karar matrisi kullanılarak en uygun kanat profili MH 114 olarak belirlenmiştir.

Diğerlerine oranla daha fazla taşıma katsayısı ve taşıma/sürüklenme oranına sahip olması nedeniyle öne çıkan bir kanat profili olduğu görülmektedir.

Hava Aracı Bileşenleri Boyutlandırılması (Dimensioning of Air Vehicle Components)

Aracın kanat profili seçimi tamamlandıktan sonra aracın geometrik boyutlandırılması tamamlanmıştır. Aracın geometrik boyutlandırılmasında kısıt diyagramından elde edilen kanat yüklemesi değeri kullanılarak kanat ve kuyruk geometrisi oluşturulmuştur. Hava aracının boyutlandırılması ile ilgili detaylı veriler Çizelge 9'da aktarılmıştır. Kısıt diyagramından elde edilen kanat alanı değeri beklenmedik taşıma kaybı oluşabilmesi durumu göz önüne alınarak %15'lik bir güvenlik katsayısı ile çarpılarak boyutlandırılmıştır.

Çizelge 9. Hava Aracı Geometrik Boyutlandırması
Table 9. Air Vehicle Geometric Dimensioning

Parametre	Sembol	Değer
Kanat Alanı	S_{toplam}	0.32 m^2
Görünüş Oranı (Aspect Ratio)	$AR_{ön} \& AR_{arka}$	$AR_{ön} = 6$ $AR_{arka} = 5.8$
Kanat Açıklığı	$b_{ön} \& b_{arka}$	$b_{ön} = 1.00 \text{ m}$ $b_{arka} = 1.00 \text{ m}$
Veter uzunluğu	$C_{ön} \& C_{arka}$	$C_{ön} = C_{arka} = 0.17 \text{ m}$
Gövde uzunluğu	lf	0.78 m
Kanat ile yatay dengeleyici arasındaki mesafe	l_{HT}	0.39 m
V kuyruk dengeliyicileri kanat alanı	S_{VT}	0.05 m^2
V kuyruk dengeliyicileri kanat açıklığı	b_{VT}	0.3 m
V kuyruk dengeliyicileri kök veter uzunluğu	$c_{r(VT)}$	0.10 m
V kuyruk dengeliyicileri uç veter uzunluğu	$c_{t(VT)}$	0.04 m
V kuyruk dengeliyicilerin düşey açısı	-	36.3°

İtki-Enerji ve Detaylı Kütle Hesaplamaları (Thrust-Energy and Detailed Mass Calculations)

Aracın itki sistemi hem dikeyde hem de seyir uçuşunda kullanılacak şekilde iki sınıfa ayrılmıştır.

Dikey İtki Sistemi (Vertical Propulsion System)

Dikey itki sistemi hava aracının iniş – kalkışı veya aracın seyir uçuşunda beklenmedik bir taşıma kaybı oluşmasında güvenli iniş sağlaması için devreye girer. Dört adet dikey motora sahip hava aracımızın iniş – kalkış veya seyir uçuşunda herhangi bir motor arızası sırasında en az iki motor kullanarak güvenli iniş yapabilmesi adına tüm motorlarının sağlayacağı toplam itki değerinin aracın toplam ağırlığının 1.5 (T/W) katı oranında olması gerektiğine karar verilmiştir. Aracın dikey kalkışında kullanılacağı motor modeli ise ilk aşamada SunnySky X2814 fırçasız motoru tercih edilmiş ancak yapılan testlerde sonucunda motorun gerekli itki değerini verebilecek akım seviyesi çok fazla olduğu fark edilmiştir. Bunun için aynı itki

değerini daha düşük akım değerlerinde verebilecek olan SunnySky X4108S fırçasız motoru dikey kalkış motoru olarak seçilmiştir.

Tercih edilen dikey motorlara en uygun pervane seçimi olarak da üç farklı boyutta ve hatve açısına sahip pervaneler incelenmiştir. Bu pervaneler arasından yapılan değerlendirmelerde güç kaynağından çekilen akım değeri, verilen itki ve gerekli güç göz önüne alınmıştır. Çizelge 10'da uygun pervaneler ve bu parametre değerleri yer almaktadır. İncelenen dört pervane sonucunda hem istenilen itki değerine sahip olması hem de diğerlerine kıyasla daha az akım ve güç gerektiren APC 11x47 pervanesi tercih edilmiştir.

Çizelge 10. Benzer Sınıf Hava Araçları İtki-Pervane Değerleri

Table 10. Thrust-Propeller Values of Similar Class Aircraft

Pervane	Volt (V)	Amper (A)	İtki (gr.)	Güç (Watt)
APC 11x47	16.8	21.9	1620	324.12
APC 12x38	16.8	27.4	1870	405.52
APC 14*47	16.8	31.8	1970	470.68

Yatay İtki Sistemi (Horizontal Propulsion System)

Aracın yatay uçuşta kullanması gereken motor için itki – ağırlık oranı kısıt diyagramından belirlenmiştir. Aracın performans olarak yüksek hızlara aniden çıkabilmesi ve yüksek manevra kabiliyetine sahip olabilmesi için seçilen motorların verebileceği itki miktarı ağırlığından fazla olmalıdır. Seyir uçuşunda itki değerinin en az sürüklenme kuvveti değeri kadar olması gerektiği kabulü yapılır. Bu durum için maksimum itkiye ihtiyaç olmadığından bu koşulda gerekli olan itki değerinin ağırlığa oranının kısıt diyagramından elde edilen değer gibi olmalıdır.

$$T_{req} = D$$
$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (5)$$

T : Seyir uçuşu itki değeri (N)

D : Seyir uçuşu sürüklenme değeri (N)

ρ : Havanın yoğunluğu (kg/m^3)

V : Havanın (aracı durağan kabul ettiğimiz için) hız değeri (m/s)

S : Kanat alanı (m^2)

C_D : Sürüklenme katsayısı (-)

Seyir uçuşunda motorun sağlaması gereken itki değeri Denklem 5'de gösterildiği gibi en az sürüklenme kuvveti kadar olabilmeli ki araç havada sabit hızda uçuş gerçekleştirebilsin.

İstenilen itki değerinin sağlaması ve ağırlık açısından da avantajlı bir motor modeli olmasından dolayı Sunnysky X2820 920 KV motor kullanılmıştır. Seçilen motor, APC 11x5.5 boyutlarındaki pervane ile istenilen T/W oranına ulaşmamızı sağlamaktadır.

Aracın tüm bileşenlerinin seçimi tamamlandıktan sonra nihai kütle tablosu oluşturulmuştur. Bu nihai kütle değerleri MATLAB yazılım dili kullanılarak her bir bileşen için ayrı ayrı belirlenmiştir ve Çizelge 11'de verilmiştir.

Çizelge 11. Hava Aracı Detaylı Kütle Tablosu

Table 11. Air Vehicle Detailed Mass Table

Hava Aracı Komponent Kütle Değerleri [kg]

Gövde	0.750
Kanatlar	0.800
Kuyruk Takımı	0.100
İniş Takımı	0.050
Dikey Motorlar ve Bileşenleri	0.460
Seyir Motoru	0.115
Bataryalar Toplam	0.550
Pervaneler Toplam	0.060
Aviyonik-Kontrol Paneli	0.160
Faydalı Yük	0.600
Toplam	3.645

Aracın tüm bileşenlerinin kütle değerlerinin belirlenmesi tamamlandıktan sonra nihai kütle değeri 3.645 kg olarak belirlenmiştir.

ELEKTRİKSEL ANALİZ (ELECTRICAL ANALYSIS)

Sistem dikey kalkış ve yatay seyir gibi iki farklı manevra yapabildiğinden dolayı elektriksel analiz 2 farklı kısımda incelenecektir.

Dikey Kalkış (Vertical Take-off)

Toplam uçuş ağırlığı belirlendikten sonra dikey motorlar için seçilen motorların hesaplaması için aşağıdaki eşitlik kullanılmıştır (KNBS, 2021).

$$Motor\ İtki = \frac{Toplam\ Ağırlık * T/W}{Motor\ Sayısı} \quad (6)$$

T : Seyir uçuşu itki değeri (N)

W : Aracın ağırlık değeri (N)

Tasarımımızda kullanılan T/W oranı 1.5 ve motor sayısı 4 olduğundan dolayı her bir motorun üretmesi gereken itki miktarı 1366.9 gram olarak hesaplanmıştır. Sistemde 4S batarya ve APC11x47 bir pervane kullanıldığında yaklaşık 5.7 g/W verimle istenen güç üretilebilmektedir. Seçilen pervane ile istenen itki üretimi için çekilen akım motor başına yaklaşık 13 Amper olmaktadır. Seyir esnasında daha az sürüklenme oluşturmak için aslında daha büyük pervane ile daha büyük bir itki üretilebileceğine rağmen seyir esnasında daha az sürüklenme için küçük boyutlu pervane seçimi yapılmıştır.

Yatay Seyir (Level Flight)

Yatay seyir esnasında ihtiyaç olan itki değeri aracın toplam sürüklenme değeri belirlenerek bulunabilir (LEBLEBİCİOĞLU, 2016). Bunun için OpenVSP üzerinde yapılan analizler sonucunda elde edilen parazit sürüklenme değeri 0.02543 dir. Bunun sonucunda toplam sürüklenme değeri ise 0.05336 olarak belirlenir. Denklem 5'te yerine yazılan bu değer sonucunda seyir uçuşunda ihtiyaç duyulan en az itki değeri 659.8 gram olarak hesaplanmıştır. Bu değer, motor kayıpları ve diğer kayıplar göz önüne alınarak %10 fazlası alındığında ihtiyacımız olan itki değeri yaklaşık 725.8 gram olarak hesaplanır. Seçmiş olduğumuz motor için katalog değerleri incelendiğinde 11*5.5 pervane ile yaklaşık 6.4 g/W verimle 725.8 gramlık itki üretilebilmektedir. Bu itki üretilirken 7.5 A akım çekilecektir.

Toplam Uçuş için Gerekli Elektrik Gücü (Electric Power Required for Total Flight)

Hava aracı hem dikey hem de yatay manevra yapabildiğinden dolayı elektriksel güç tüketimi için iki

ayrı hesaplama yapılması gerekmektedir.

Dikey kalkış için yaklaşık olarak 30 saniye süre için gerekli güç hesabı aşağıdaki denkleme göre hesaplandığında her bir motor için yaklaşık 1.6W olduğu görülmektedir.

$$\text{Harcanan güç} = \frac{\text{Pil Voltajı} * \text{Çekilen Akım}}{60 * 60 (sn)} * \text{Uçuş Süresi}(sn) \quad (7)$$

Toplamda 4 motor olduğundan dolayı dikey manevra için toplam 6.4W güç harcanacağı hesaplanmıştır. Dikey seyir hem kalkış hem de iniş için kullanılacağından dolayı toplam harcanan güç 12.8W olacaktır.

Yatay seyirde her bir dakika uçuş için harcanacak güç aşağıdaki formüle göre hesaplanmıştır.

$$\text{Dakikada Harcanan Güç} = \frac{\text{Pil Voltajı} * \text{Çekilen Akım}}{60 dk} \quad (8)$$

Denkleme göre hesaplama yapıldığında hava aracının yatay seyirde yaklaşık 1.85 W güç tüketeceği hesaplanmaktadır.

Toplam Uçuş Süresinin Hesaplanması (Calculation of Total Flight Time)

Kullanmış olduğumuz Pil 4S ve 5000 mAh olarak seçildiğinde toplam gücümüz aşağıdaki formüle göre hesaplandığında 74W olarak hesaplanmıştır.

$$\text{Toplam Güç} = \text{Pil Voltajı} * \text{Toplam Akım} \quad (9)$$

Toplam seyir süresi hesabı için toplam üretilen güçten dikey seyir esnasında harcanan güç çıkartıldığında yatay seyir için gerekli güç bulunacaktır. Güvenli bir seyir uçuşu için kalan gücün %10'luk kısmı rezerv olarak bırakıldığında kalan güç 55W olacaktır. Yatay seyir süresini bulmak için bu gücü hava aracımızın 1 dakikada tükettiği güce böldüğümüzde havada kalma süresi dakika olarak bulunmuş olacaktır.

Bu hesaplamalar yapıldığında aracımızın havada kalma süresi yaklaşık 29.7 dakika olarak hesaplanmıştır.

Çizelge 12. Hava Aracının Güç Kaynağı Özellikleri

Table 12. Air Vehicle Power Supply Features

Hava Aracının Güç Kaynağı özellikleri

Tür	LiPo
Hücre Sayısı	4S
Akım Değeri	5000 mAh
Toplam Gerilim Değeri	16.8 V
Kütlesi	0.550 kg

Toplam havadaki Seyir mesafesi için seyir hızımız olan 25m/s olarak alındığında yaklaşık 90km'lik bir hızda 44.6km'lik bir menzil hesaplanmıştır. Menzil hesaplanmasında kullanılan eşitlik Denklem 10'da verilmiştir.

$$\text{Menzil (km)} = \text{Uçuş Süresi (dk)} * 60 * \text{SeyirHızı (m/s)}/1000 \quad (9)$$

Aracın tasarım metodolojisinin tamamlanması sonucunda ortaya çıkan tasarımın kritik parametreleri Çizelge 12'de verilmiştir.

Çizelge 13. Hava Aracının Tasarım Parametreleri

Table 13. Air Vehicle Design Parameters

Hava Aracının Tasarım Parametreleri			
Parametre	Sembol	Birim	Değer
Taşıma Katsayısı	C_l	-	0.89
Maksimum Taşıma Katsayısı	$C_{l_{max}}$	-	1.75
Kanat Alanı	S	m^2	0.32
Kanat Yüklemesi	W/S	$\frac{kg}{m^2}$	11.39
Kanat Açıklığı	$b_{ön}$ b_{arka}	m	$b_{ön} = 1.00$ $b_{arka} = 1.00$
Toplam Kütle	W_{toplam}	kg	3.645
Faydalı Yük Kapasitesi	$W_{faydalı\ yük}$	kg	0.850
Seyir Hızı	V_{seyir}	m/s	25
Durak Hızı	V_{durak}	m/s	12
Menzil	R	m	44.6
Maksimum Uçuş Süresi	t_{maks}	s	29.7

SONUÇ (RESULTS)

Günümüzde hızla artan trafik dolayısı ile kentsel ulaşımında zorluklar yaşanmaktadır. KHT araçları ortaya çıkan bu trafik ve çevre sorunlarını en aza indirebilmek adına neredeyse sıfıra yakın karbon salınımı ve şehir içinde hızlı ulaşım sağlayabilmektedir. Aracın dikey iniş-kalkış özelliği sayesinde şehir içinde uygun her noktaya güvenli bir şekilde ulaşabilmesi sağlanmıştır. Çalışmada elektrik motorlu ve dikey kalkış yapabilen bu aracın üzerinde analizler yapılmıştır. Şehir içinde kullanılabilecek 90 km/h hızında ve yaklaşık 45 km menzile sahip bir araç tasarımı yapılmış ve prototipi üretilmiştir. Bu tasarım aşamalarında sırasıyla aracın görev profili belirlenmiş ve bu göreve uygun konsept tasarımı gerçekleştirilmiştir. Çalışmada üretilen prototip bilgisayar destekli teknik çizim programı ile modellenerek 3D yazıcı kullanılarak üretilmiştir. İlerleyen süreçler için özellikle hafiflik ve sağlamlık için kompozit malzemelerin kullanılması ile daha verimli bir hava aracı üretimi yapılabilecektir. Çalışmanın geliştirilecek tasarımlarında kanadın kaldırma kuvveti artırılarak yatay seyir esnasında motorun tüketeceği enerjinin azaltılmasını sağlayarak seyir mesafesinin arttırılacağı düşünülmektedir. Ayrıca kaza kırım anında güvenliği arttırmak adına 6 ya da 8 motorlu tasarımların yapılması planlanmaktadır.

TEŞEKKÜRLER (ACKNOWLEDGEMENT)

TÜBİTAK 2209-B Üniversite Öğrencileri Sanayiye Yönelik Araştırma Projeleri Desteği projesi ve TUSAŞ Lift Up programı kapsamında yürütülen bu projede desteklerinden ötürü Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma kurumuna ve Türk Havacılık ve Uzay Sanayii AŞ'ye minnettarız.

KAYNAKÇA (REFERENCES)

- Afonso, F., Ferreira, A., Ribeiro, I., Lau, F., & Suleman, A. (2021). On the design of environmentally sustainable aircraft for urban air mobility. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 91(January). <https://doi.org/10.1016/j.trd.2020.102688>
- Asmer, L., Pak, H., Prakasha, P. S., Schuchardt, B. I., Weiand, P., Meller, F., Torens, C., Becker, D., Zhu, C., Schweiger, K., Volkert, A., & Jaksche, R. (2021). Urban Air Mobility Use Cases, Missions and Technology Scenarios for the HorizonUAM Project. 1–17. <https://doi.org/10.2514/6.2021-3198>
- Booz Allen Hamilton. (2018). Final Report Urban Air Mobility (UAM) Market Study. November, 160. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20190001472/downloads/20190001472.pdf>

- Federal Aviation Administration. (2020). Urban Air Mobility and Advanced Air Mobility. İçinde United States Department of Transportation. https://www.faa.gov/uas/advanced_operations/urban_air_mobility/
- Fu, M., Rothfeld, R., & Antoniou, C. (2019). Exploring Preferences for Transportation Modes in an Urban Air Mobility Environment: Munich Case Study. *Transportation Research Record*, 2673(10), 427–442. <https://doi.org/10.1177/0361198119843858>
- Holden, J., & Goel, N. (2016). Fast-Forwarding to a Future of On-Demand Urban Air Transportation. 1–98. <https://www.uber.com/elevate.pdf>
- IHS Jane's. (2014). AeroVironment Wasp III UAV. Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets. <https://janes.ihs.com/>
- Intelligence, E., & Optional, R. (2015). Stalker VXE30.
- Kim, S. H., Padilla, G. E. G., Kim, K. J., & Yu, K. H. (2020). Flight Path Planning for a Solar Powered UAV in Wind Fields Using Direct Collocation. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 56(2), 1094–1105. <https://doi.org/10.1109/TAES.2019.2926654>
- KNBS. (2021). No 主観的健康感を中心とした在宅高齢者における健康関連指標に関する共分散構造分析 Title. 6.
- LEBLEBİCİOĞLU, K. (2016). Görev Amaçlı Döner Kanat İHA Tasarımı. Tubitak Project, 35–36.
- Liu, S., Bai, J., & Wang, C. (2021). Energy acquisition of a small solar UAV using dynamic soaring. *Aeronautical Journal*, 125(1283), 60–86. <https://doi.org/10.1017/aer.2020.79>
- Lockheed Martin. (2015). Desert Hawk Datasheet. © 2015 Lockheed Martin Corporation PIRA# OWG201504006, 4. http://www.lockheedmartin.co.uk/content/dam/lockheed/data/ms2/documents/Desert_Hawk_Brochure.pdf
- Nasir, R. E. M., Tajuddin, N. F., Muta'ali, A. B. A., Kuntjoro, W., Wisnoe, W., & Romli, F. I. (2021). The Effect of Inboard and Outboard Wing Sweep Angles to Lift-to-Drag Ratio of a Compound Wing-Body Using Panel Code. *Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation*, 53(2), 155–164. [https://doi.org/10.6125/JoAAA.202106_53\(2\).07](https://doi.org/10.6125/JoAAA.202106_53(2).07)
- Patterson, M. D., Antcliff, K. R., & Kohlman, L. W. (2018). A proposed approach to studying urban air mobility missions including an initial exploration of mission requirements. *Annual Forum Proceedings - AHS International*, 2018-May.
- Rothfeld, R., Straubinger, A., Fu, M., Al Haddad, C., & Antoniou, C. (2019). Urban air mobility. İçinde Demand for Emerging Transportation Systems: Modeling Adoption, Satisfaction, and Mobility Patterns. Elsevier Inc. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-815018-4.00013-9>
- Schuchardt, B. I., Becker, D., Becker, R.-G., End, A., Gerz, T., Meller, F., Metz, I. C., Niklaß, M., Pak, H., Schier-Morgenthal, S., Schweiger, K., Shiva Prakasha, P., Sülberg, J. D., Swaid, M., Torens, C., & Zhu, C. (2021). Urban Air Mobility Research at the DLR German Aerospace Center – Getting the HorizonUAM Project Started. 1–12. <https://doi.org/10.2514/6.2021-3197>
- Silva, C., Johnson, W., Antcliff, K. R., & Patterson, M. D. (2018). VTOL urban air mobility concept vehicles for technology development. 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 1–16. <https://doi.org/10.2514/6.2018-3847>
- SLANTRANGE. (2015). FireFly6 SL3p. <https://www.landviewdrones.com/firefly6sl2p>
- Thippavong, D. P., Apaza, R. D., Barmore, B. E., Battiste, V., Belcastro, C. M., Burian, B. K., Dao, Q. V., Feary, M. S., Go, S., Goodrich, K. H., Homola, J. R., Idris, H. R., Kopardekar, P. H., Lachter, J. B., Neogi, N. A., Ng, H. K., Oseguera-Lohr, R. M., Patterson, M. D., & Verma, S. A. (2018). Urban air mobility airspace integration concepts and considerations. 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. <https://doi.org/10.2514/6.2018-3676>
- Zhang, T., Zhu, X., Zhou, Z., Wang, R., & Chen, R. (2018). Energy Management of Solar UAV Level Flight. 2018 IEEE International Conference on Prognostics and Health Management, ICPHM 2018, 10–15. <https://doi.org/10.1109/ICPHM.2018.8448508>