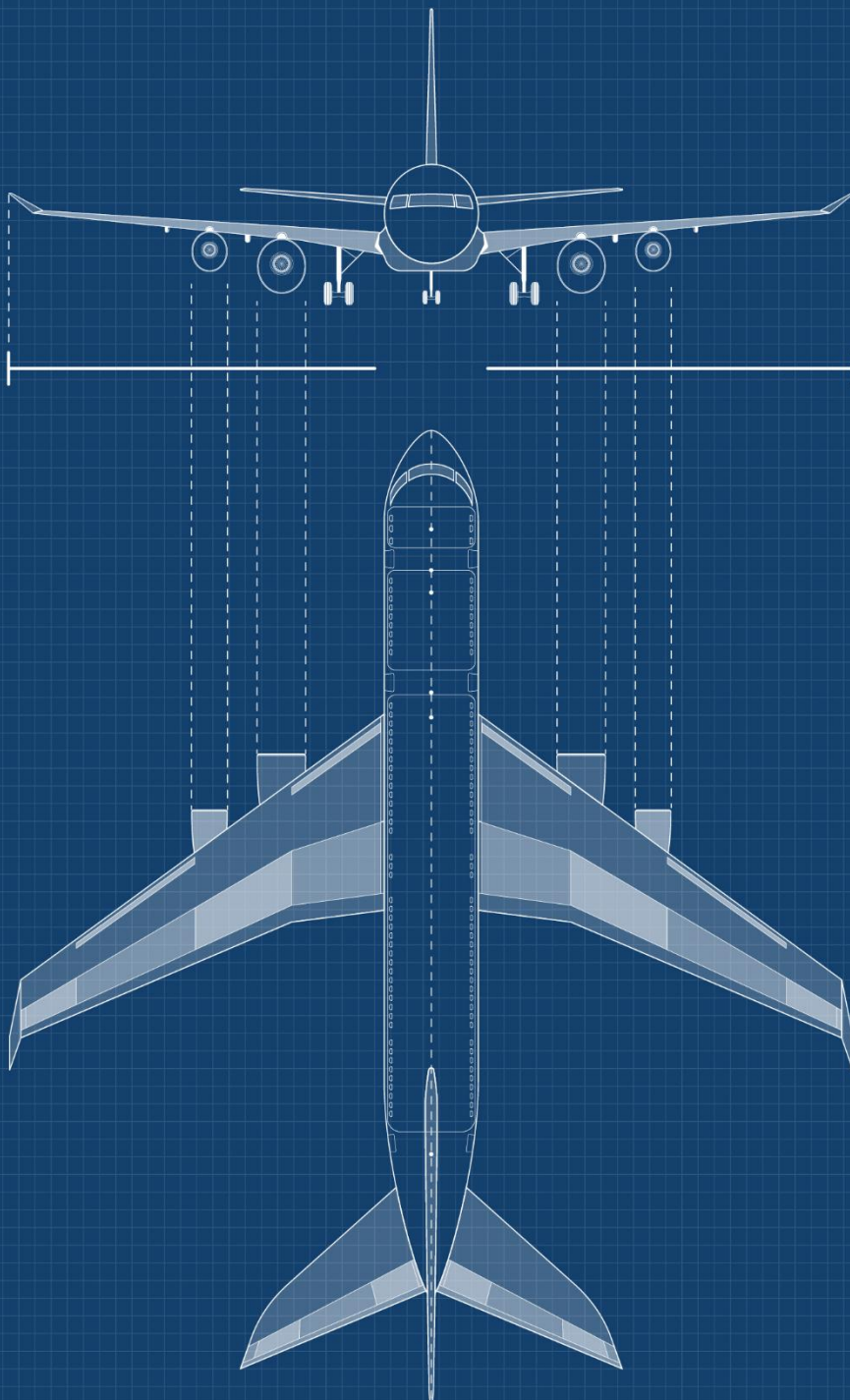


VOLUME: 4 ISSUE: 2

ASREL

Aerospace Research Letters



NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ
AEROSPACE RESEARCH LETTERS (ASREL)

E- ISSN: 2980-0064

Cilt/Volume: 4, Sayı/Issue: 2 (Aralık / December 2025)
Uluslararası Hakemli Dergi / International Peer Reviewed Journal

Sahibi / Owner
Necmettin Erbakan Üniversitesi / Necmettin Erbakan University

Editör / Editor-in-Chief
Doç. Dr. Mehmet Emin ÇETİN

Yardımcı Editör/ Associate Editor
Dr. Öğr. Üyesi Furkan KORKMAZ
Dr. Öğr. Üyesi Hasan ÇINAR

Yayın Türü / Publication Type
Sürelî Yayın / Periodical

Yayın Periyodu / Publication Period
Yılda 2 kez yayınlanır (Haziran ve Aralık) / Published twice-annual (June and December)

Baskı Tarihi / Print Date
Aralık / December 2025

Yazışma Adresi / Correspondence Address
Necmettin Erbakan Üniversitesi Köyceğiz Yerleşkesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi
Dekanlığı, Köyceğiz Mah. Demeç Sok. No:42/C PK: 42140 Meram/ KONYA

Tel / Phone: (0 332) 325 20 34

Web: <https://www.asreljournal.com>
E-posta / E-mail: info@asreljournal.com

ASREL yılda 2 kez yayınlanan uluslararası hakemli bir dergidir /
ASREL is an international peer reviewed twice-annual journal

Baş Editör / Editor-in-Chief

Doç. Dr. Mehmet Emin ÇETİN, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Editör Yardımcıları / Associate Editor

Dr. Öğr. Üyesi Furkan KORKMAZ, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Dr. Öğr. Üyesi Hasan ÇINAR, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

İstatistik Editörü / Statistics Editor

Arş. Gör. Dr. Ersin AKTAŞ Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Yazım Editörü / Copy Editor

Arş. Gör. Saliha KÖPRÜCÜ Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Mizanpaj Editörü / Layout Editor

Öğr. Gör. Dr. Mustafa Tevfik HEBEBCİ, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Bünyamin BİÇER, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Danışma Kurulu

Prof. Dr. Mesut UYANER, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Prof. Dr. Ahmet Salih YİĞİT, Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, Türkiye

Prof. Dr. Ömer Faruk KESER, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Prof. Dr. Ferhat KADIOĞLU Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, Türkiye

Prof. Dr. Sabri KOÇER Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Bilim Kurulu

Doç. Dr. Hasan ULUS, Selçuk Üniversitesi, Türkiye

Doç. Dr. Halil Burak KAYBAL, Amasya Üniversitesi, Türkiye

Dr. Öğr. Üyesi Metin UZUN, İskenderun Teknik Üniversitesi, Türkiye

Doç. Dr. Sezer ÇOBAN, İskenderun Teknik Üniversitesi, Türkiye

Dr. Yusuf DİKİCİ, Case Western Reserve Üniversitesi, Amerika Birleşik Devletleri

Dr. Murillo Ferreira DOS SANTOS, CEFET-MG, Brezilya

Shekhar MAHMUD, Military Technological College, Umman

Dr. Yusuf Furkan UĞURLUOĞLU, Newcastle Üniversitesi, İngiltere

Dr. Muhammed Burak AĞIR, Manchester Üniversitesi, İngiltere

Dr. Ekrem EKİCİ, Cambridge Üniversitesi, İngiltere

Dr. Ali BEKAR, Birmingham Üniversitesi, İngiltere

Bilge Kağan AÇIKGÖZ, Birmingham Üniversitesi, İngiltere

Dr. Abdul HYE, Qdot Technology, İngiltere

Dr. Müge BEKAR, Abdullah Gül Üniversitesi, İngiltere

Abdullah KURTOĞLU, Case Western Reserve Üniversitesi, Amerika Birleşik Devletleri

Dr. Nursaid POLATER, Bozok Üniversitesi, Türkiye

Dr. Ömer Faruk KOÇ, Enerji ve Tabii Kaynaklar Bakanlığı, Türkiye

Doç. Dr. Muhammet DEMİRTAŞ, Samsun Üniversitesi, Türkiye

Prof. Dr. Mesut UYANER, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Prof. Dr. Muammer ÖZGÖREN, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Prof. Dr. Ömer Faruk KESER, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Prof. Dr. Murat DİLMEÇ, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Prof. Dr. Sabri KOÇER, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Doç. Dr. Mahmut Sami BÜKER, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Doç. Dr. Beyzanur ÇAYUR ERVURAL Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye

Doç. Dr. Güzide KARAKUŞ, Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye



İçindekiler / Contents

Makale adı / Title of the article Yazar(lar) / Author(s)	Sayfa/Page
Şebekeye Bağlı 1 MW Kurulu Güçteki Güneş Enerji Santralinin PVsyst ve PVSOL ile Performans Analizi Performance Analysis of a 1 MW Grid-Connected Solar Power Plant Using PVsyst and PVSOL <i>Muhammed Enes ÜRÜNDÜ, Mustafa Sacid ENDİZ</i>	131-143
Euler Denklemi Tabanlı Bir HAD Modelinin Rotor Deneyi Sonuçları ile Karşılaştırılması Validation of a CFD Model Based on the Euler Equations Against Rotor Test Results <i>Ahmet Yasin KARAHANCI, Ayşe Nur GÖK, Mustafa KAYA</i>	144-152
Design and Longitudinal Stability Analysis of a Stealth Unmanned Aerial Vehicle Hayalet İnsansız Hava Aracının Tasarımı ve Boylamasına Kararlılığının İncelenmesi <i>Zekiye ÇİNAR, Rabia UZUN, Tolunay DAĞ, Tuğrul OKTAY</i>	153-167
İnsansız Hava Araçları Destekli Derin Öğrenme İle Afet Yönetiminde Gelişmiş Gerçek Zamanlı Nesne ve Hasar Tespiti Advanced Real-Time Object and Damage Detection in Disaster Management with Unmanned Aerial Vehicles-Assisted Deep Learning <i>Rabia KIRATLI, Alperen EROĞLU</i>	168-182
Economic and Strategic Significance of Small Modular Reactor (SMR) -Assisted Green Hydrogen Production in the Decarbonization of the Aviation Sector Havacılık Sektörünün Karbonsuzlaştırılmasında Küçük Modüler Reaktör (KMR) Destekli Yeşil Hidrojen Üretiminin Ekonomik ve Stratejik Önemi <i>Semih Sadi KILIÇ, Sinan YİĞİT</i>	183-197
Genel Havacılık Uçaklarının Hidrolik İniş Takımı Tasarımı Design of Hydraulic Landing Gear of General Aviation Aircraft <i>Mustafa TINKIR, Ahmet Mertcan İLGAZ, Ali ÖZTÜRK, Murat DİLMEÇ</i>	198-207
Geleceğin Kentsel Ulaşımı İçin Yüksek Manevra Kabiliyetli Uçan Araç Konsept Tasarımı Conceptual Design of a Highly Maneuverable Flying Vehicle for Future Urban Mobility <i>Abdülkadir ELMALI, Özcan DÜZCE, Muhammet Ali ELMALI, Enes BASKIN, Muhammet Fatih BAŞARAN, Yusuf ÖZTÜRK, Enes GÜNALTILI</i>	208-222
Fault Tolerant Control of an Octoplane UAV Using Sliding Mode Methods Octoplane İHA'nın Kayar Kipli Yöntem Kullanarak Hata Toleranslı Kontrolü <i>İbrahim Mızrak, Halim Alwi, Christopher Edwards</i>	223-251
Dynamic Analysis of the NREL/MIT Tension Leg Platform in OpenFAST NREL/MIT Gergi Ayaklı Platformunun OpenFAST'ta Dinamik Analizi <i>Muhammed UCAR, Nebi OZDONER</i>	252-266

Şebekeye Bağlı 1 MW Kurulu Güçteki Güneş Enerji Santralinin PVsyst ve PVSOL ile Performans Analizi

Muhammed Enes ÜRÜNDÜ¹  Mustafa Sacid ENDİZ^{2*} 

¹ Milli Eğitim Bakanlığı, Konya, Türkiye

² Necmettin Erbakan University, Faculty of Engineering, Electrical and Electronics Engineering, Konya, Türkiye

Makale Bilgisi

Geliş Tarihi: 04.08.2025
Kabul Tarihi: 21.08.2025
Yayın Tarihi: 31.12.2025

Keywords:

Güneş enerjisi,
Fotovoltaik,
PVSOL,
PVsyst,
Yenilenebilir enerji.

ÖZET

Bu çalışma kapsamında, Türkiye'nin güneş enerjisi potansiyeli açısından öne çıkan illerinden biri olan Konya'da, 1 MW kurulu güce sahip bir fotovoltaik güneş enerji santralinin tasarımı gerçekleştirilmiş ve bu santralin performansı kapsamlı simülasyon analizleriyle detaylı olarak değerlendirilmiştir. Çalışmanın fizibilite aşamasında, güneş enerjisi sektöründe yaygın biçimde kullanılan iki farklı simülasyon yazılımı olan PVsyst ve PVSOL programları kullanılmıştır. Bu yazılımlar aracılığıyla, bölgeye ait uzun yıllara dayanan güneş radyasyonu verileri temel alınarak, santralin yıllık enerji üretim kapasitesi ayrıntılı biçimde hesaplanmıştır. Simülasyon süreci yalnızca enerji üretimi üzerine odaklanmakla kalmayıp; aynı zamanda panel yerleşim düzeni, inverter seçimi, kablolama ve dönüşüm kaynaklı kayıplar, sistemin coğrafi konumu, çevresel etkiler ve meteorolojik koşullar gibi pek çok teknik ve çevresel parametre de dikkate alınarak gerçekleştirilmiştir. Bu parametrelerin hesaba katılması sayesinde, santral modeli gerçek çalışma koşullarına olabildiğince yakın bir şekilde oluşturulmuştur. Simülasyon sonuçlarının doğruluğunu değerlendirebilmek amacıyla, elde edilen veriler Konya bölgesinde yer alan ve benzer teknik özelliklere sahip mevcut bir güneş enerji santralinin 2022 ve 2023 yıllarına ait gerçek üretim verileri ile karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırmalı analiz sonucunda, PVsyst yazılımı 2022 yılı için %5,43 oranında, 2023 yılı için ise %13,44 oranında sapma göstermiştir. Öte yandan, PVSOL yazılımı aynı yıllarda sırasıyla %1,83 ve %9,58 oranında sapma ile daha düşük hata paylarına sahip sonuçlar üretmiştir. Bu çalışmada elde edilen veriler ışığında, PVSOL yazılımının daha düşük sapma oranlarıyla çalışması, yatırımcılara daha güvenilir öngörüler sunabileceğini göstermektedir. Bu da, sistem verimliliğinin artırılması, yatırımın geri dönüş süresinin daha doğru hesaplanması ve maliyetlerin optimize edilmesi açısından büyük avantajlar sağlamaktadır. Çalışma, güneş enerjisi yatırımlarında kullanılacak yazılım araçlarının seçiminde dikkat edilmesi gereken kriterlere ışık tutarak sektöre katkı sunmayı hedeflemektedir.

Performance Analysis of a 1 MW Grid-Connected Solar Power Plant Using PVsyst and PVSOL

Article Info

Received: 04.08.2025
Accepted: 21.08.2025
Published: 31.12.2025

Keywords:

Solar energy,
Photovoltaic,
PVSOL,
PVsyst,
Renewable energy.

ABSTRACT

In this study, the design of a photovoltaic solar power plant with an installed capacity of 1 MW was carried out in Konya, one of the leading provinces in Türkiye in terms of solar energy potential. The performance of the plant was thoroughly evaluated through comprehensive simulation analyses. During the feasibility phase, two widely used simulation software programs in the solar energy sector, PVsyst and PVSOL, were employed. Using these tools, the plant's annual energy production capacity was calculated in detail based on long-term solar radiation data specific to the region. The simulation process focused not only on estimating energy production but also took into account several technical and environmental parameters, such as panel layout, inverter selection, cabling and conversion losses, geographical location, environmental effects, and meteorological conditions. By considering these factors, the plant was modeled in a way that closely reflects real operating conditions. To assess the accuracy of the simulation results, the data obtained were compared with actual production data from an existing solar power plant in the Konya region with similar technical characteristics for the years 2022 and 2023. The comparative analysis revealed that PVsyst showed a deviation of 5.43% in 2022 and 13.44% in 2023. In contrast, PVSOL demonstrated lower error margins, with deviations of 1.83% and 9.58% for the same years, respectively. Consequently, the use of PVSOL-based analyses in investment planning could offer more reliable projections for investors, contributing to increased system efficiency, more accurate calculation of return on investment, and overall cost optimization. The study aims to shed light on the key criteria for selecting software tools in solar energy investments, thereby contributing to the development of the sector.

To cite this article:

Üründü, M. E., & Endiz, M. S. (2025). Şebekeye bağlı 1 MW kurulu güçteki güneş enerji santralinin PVsyst ve PVSOL ile performans analizi. Aerospace Research Letters (ASREL), 4(2), 131-143.

*Corresponding Author: Mustafa Sacid ENDİZ, msendiz@erbakan.edu.tr



This article is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

GİRİŞ

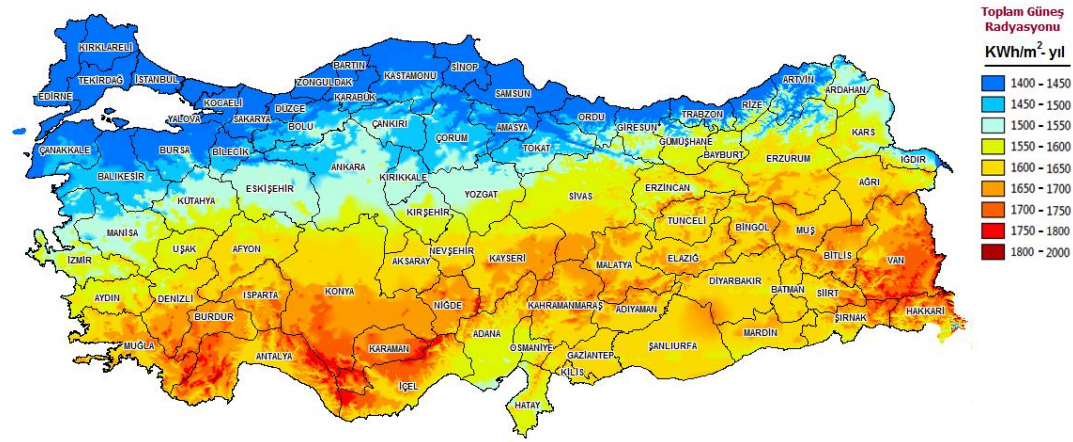
Elektrik enerjisi, doğada var olan bir olgu olup, binlerce yıl boyunca insanlar tarafından gözlemlenmiştir. Elektriğin bilimsel anlamda keşfi 1752 yılında Benjamin Franklin tarafından gerçekleştirilmiş olsa da, bu enerjinin günlük yaşamda yaygın olarak kullanılmaya başlanması, Thomas Edison'un 1878 yılında geliştirdiği elektrik lambasıyla mümkün olmuştur. Edison'un icadı, elektrik enerjisinin geniş çapta kullanılmasının önünü açmış ve bu gelişme, sanayileşme sürecinde önemli bir dönüm noktası olmuştur. Özellikle 1870-1970 yılları arasını kapsayan ve Endüstri 2.0 olarak adlandırılan dönemde, elektrik enerjisi üretiminde yoğun olarak kullanılmaya başlanmış; bu da üretim süreçlerinin verimliliğini büyük ölçüde artırmıştır. Elektriğin günlük yaşamda yaygınlaşmasıyla birlikte, insanlar üretim ve gelişim süreçlerini bu enerji kaynağına dayandırmaya başlamış ve bu durum enerjiye olan talebin hızla artmasına neden olmuştur (Barak, 2022; Kabeyi & Olanrewaju, 2022; Kılıç, 2023).

1973 yılında yaşanan petrol krizi, elektrik santrallerinde arz sıkıntılarına yol açmış ve bu durum, enerji üretiminde geleneksel yöntemlere alternatif çözümler arayışını gündeme getirmiştir. Bu kapsamda, 1980'li yıllarda yenilenebilir enerji kaynaklarının önemine dikkat çeken pek çok uluslararası konferans düzenlenmiş; ardından, 1984 yılında Amerika Birleşik Devletleri'nde ilk güneş enerji santrali kurulmuştur. Bu gelişmeyle birlikte, yenilenebilir enerji sistemleri hızla yaygınlaşmış ve günümüze kadar gelişimini sürdürmüştür (Barak, 2022; Erenoğlu et al., 2019).

Tüm dünyada ve Türkiye'de yenilenebilir enerji kaynaklarına verilen önem giderek artmakta ve çeşitli teşvik mekanizmaları devreye sokulmaktadır. Yenilenebilir enerjinin küresel enerji talebinin üçte ikisini karşılayabileceği öngörülmekte olup, bu hedefe ulaşılabilmesi için politika, altyapı ve teknoloji alanlarında kapsamlı düzenlemelere ihtiyaç vardır (Gielen et al., 2019; Hassan et al., 2024). Ancak, günümüzde hâlâ elektrik enerjisinin büyük bir kısmı geleneksel (fosil yakıtlı) yöntemlerle üretilmektedir. Türkiye'de de benzer bir durum söz konusudur (Çukurçayır & Sağır, 2008; Kıymaz & Oğuz, 2020). Fosil yakıtların çevreye verdiği zararlar ve yüksek maliyetleri nedeniyle, yenilenebilir enerji kaynakları içerisinde en yaygın olarak kullanılan güneş enerji sistemleri, hem ülkemizde hem de Avrupa ülkelerinde daha fazla yaygınlaştırılmaya çalışılmaktadır. Yenilenebilir enerji kaynakları, sadece çevre kirliliğini önlemekle kalmaz; aynı zamanda sürdürülebilir kalkınma, ekonomik fayda, sosyal gelişim ve enerji arz güvenliği açısından da önemli katkılar sağlar. Güneş enerjisi, doğrudan güneş ışığından elde edilen ve çevreye minimum zarar veren temiz bir enerji kaynağıdır. Bu enerjiden yararlanmak amacıyla kullanılan fotovoltaik paneller, yarı iletken özellikteki silikon gibi malzemelerden üretilmekte ve güneş ışığını doğrudan elektrik enerjisine dönüştürmektedir. Düşük karbon salımı sayesinde iklim değişikliği ve küresel ısınma ile mücadelede etkili bir araç olan güneş enerjisi, aynı zamanda yerli istihdamı artırma ve dışa bağımlılığı azaltma potansiyeline de sahiptir (Gyam et al., 2023). Günümüzde, güneş enerji sistemleri tarım alanlarında, ticari yapılarda ve konutlarda yaygın olarak kullanılmakta ve birçok farklı uygulama alanı bulmaktadır. Ancak bu sistemlerin bazı dezavantajları da bulunmaktadır. Güneş enerjisi üretimi hava koşullarına bağlı olduğu için bulutlu günlerde ya da gece saatlerinde enerji üretimi yapılamamakta, bu da enerji depolama ihtiyacını beraberinde getirmektedir. Ayrıca, yüksek ilk yatırım maliyetleri, verimli tarım arazilerinin enerji üretimine ayrılması ve doğal yaşam alanlarının zarar görmesi gibi olumsuzluklar da göz önünde bulundurulması gereken hususlardır (Akgayev et al., 2024; Özkan & Demir, 2019). Güneş Enerjisi Potansiyeli Atlası (GEPA) verilerine göre, ülkemizin ortalama yıllık toplam güneşlenme süresi 2741 saat iken, ortalama yıllık toplam ışıınım değeri 1.527,46 kWh/m² olarak hesaplanmıştır. Şekil 1'de ülkemizin güneş enerjisi radyasyonu haritası, Şekil 2 ve Şekil 3'te ise sırasıyla aylara göre ülkemizdeki global radyasyon değerleri ve ülkemizin aylara göre ortalama güneşlenme süresi verileri gösterilmiştir (Enerji ve Tabii Kaynaklar Bakanlığı, 2025). Ülkemizdeki global radyasyon değerleri ve aylık ortalama güneşlenme sürelerine bakıldığında, Türkiye'nin güneş enerjisi potansiyeli oldukça yüksek ve büyük bir potansiyele sahip olduğu görülmektedir (Endiz & Coşgun, 2023).

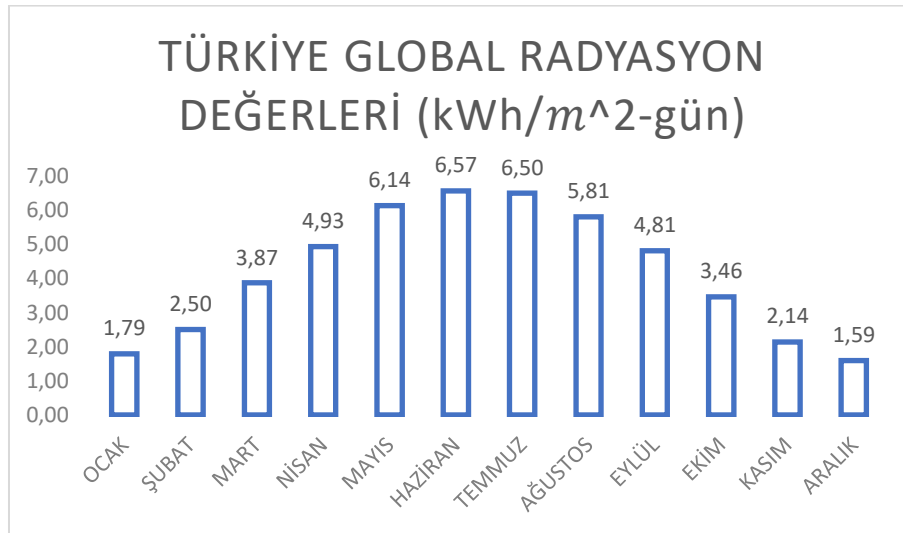
Şekil 1

Türkiye Güneş Enerjisi Radyasyonu Haritası

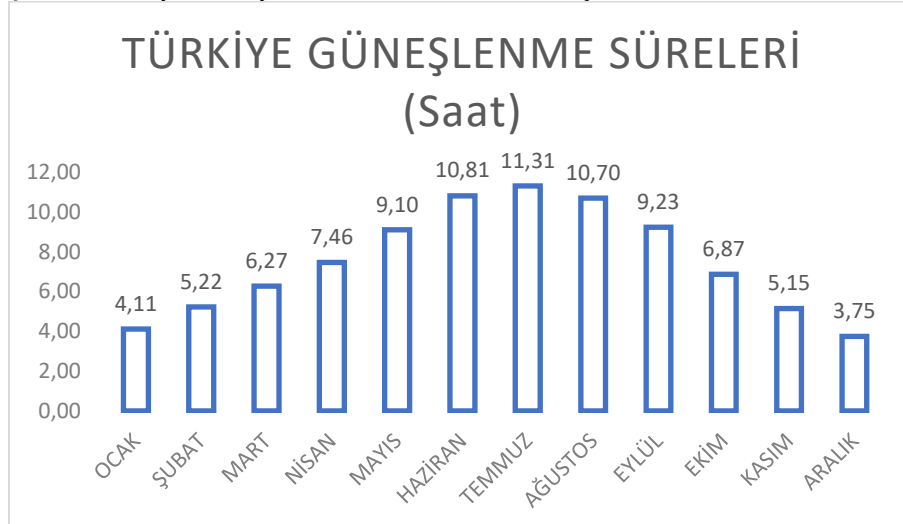


Şekil 2

Türkiye Global Radyasyon Değerleri



Şekil 3 Türkiye'nin Aylara Göre Ortalama Güneşlenme Süresi



Literatürdeki araştırmalar, güneş enerji sistemlerinin simülasyonu ve performans analizlerine dair çeşitli bulgular sunmaktadır. Arslan Murat (Arslan, 2022), iki farklı ilde yapılan çatı tipi ve arazi tipi güneş enerjisi sistemlerini PVSOL, PVsyst ve PVGIS programlarıyla simüle etmiş ve en düşük hata oranını %3,83 ile PVsyst programında, en yüksek hata oranını ise %19,71 ile PVsyst programında bulmuştur. Diğer bir çalışmada (Dip, 2023), Amasya'daki bir santral üzerinden yaptığı simülasyonlarla, gerçeğe en yakın sonuçları %8,96'lık bir hata payıyla PVSOL programından alırken, en büyük sapmayı %19,71'le PVsyst programında elde etmiştir. Al-shagea ve arkadaşları (Al-Shagea et al., 2021) 5,1 kW kurulu gücündeki bir sistemle ilgili simülasyonlarda, PVsyst'in performansını %87,5 ile %91 arasında, GSA programının ise %96,6 ile %100 arasında tespit etmiş; çift yüzeyli veya çift yönlü hareket eden sistemlerin verimliliği artıracağına dikkat çekmiştir. Türkyılmaz (Türkyılmaz, 2023), Bursa ilinde yıllık 126 MWh enerji ihtiyacını karşılamak amacıyla PVSOL, PVsyst, PVGIS, Ez Designer ve Helioscope programlarıyla simülasyonlar yapmış ve 167 kWp gücündeki güneş santralinin yıllık enerji üretiminin 162 MWh ile 226 MWh arasında değişebileceğini öngörmüştür. Görüldüğü üzere, literatürde PVSyst ve PVSOL programları farklı uygulamalar ve sistem türlerinde kullanılmış; her iki yazılımın da simülasyon sonuçları, verimlilik ve hata payı açısından karşılaştırılmıştır. Bu çalışmada, Konya'da 1 MW kurulu güce sahip bir güneş enerji santrali tasarlanmış ve tasarım aşamasında fotovoltaiik paneller, inverterler, kablolama, konum, hava durumu ve gölgeleme koşulları dikkate alınarak PVsyst ve PVSOL yazılımlarıyla simüle edilerek performansı saha verileriyle karşılaştırılmıştır.

YÖNTEM

Bu çalışmada, 1 MW gücünde bir güneş enerji santrali tasarlamak ve performansını analiz etmek amacıyla, güneş enerjisi sistemlerinin simülasyon ve değerlendirilmesinde yaygın olarak tercih edilen PVsyst ve PVSOL yazılımları kullanılmıştır. Bu yazılımlar, santralin verimliliğini ve üretim potansiyelini belirlemek için kullanılan güçlü araçlar olup, tasarım ve simülasyon aşamalarında kapsamlı bir analiz imkanı sunmaktadır.

PVsyst Programı

PVsyst, İsviçre menşeli bir güneş enerji sistemi simülasyon yazılımıdır ve ilk kez 1992 yılında piyasaya sürülmüştür. O tarihten bu yana sürekli olarak güncellenmiş ve geliştirilmiş, sonunda endüstrinin standart yazılımı haline gelmiştir. PVsyst, şebekeye bağlı, şebekeden bağımsız ve sulama sistemleri için güneş enerji santrali tasarımları yapabilme ve mevcut sistemlerin performans analizlerini gerçekleştirme imkanı sunmaktadır. Simülasyon sonuçları, grafiklerle desteklenmiş raporlar halinde kullanıcıya sunulabilmektedir. PVsyst'in simülasyon raporları, Türkiye'de resmi bir belge olarak kabul edilmemekle birlikte, Avrupa ülkelerinde geçerli resmi belgeler olarak kabul edilmektedir. PVsyst, kullanıcı dostu bir arayüze sahip olup, yüksek doğruluk oranı ile dikkat çeker. Yazılım açıldığında, kullanıcıyı basit bir arayüz karşılar ve simülasyon adımları sırasıyla takip edilerek sisteme yeni bileşenler veya parametreler eklenebilir. Program, sisteme eklenen coğrafi koordinatlar sayesinde bölgedeki geçmiş yıllara ait hava durumu verilerini kullanarak iklim verileri oluşturabilir ve güneş panellerinin üretim değerlerini hesaplamak için eğim ve azimut gibi parametrelerden yararlanır. Panel ve inverter seçimi için geniş bir kütüphane sunulmakta olup, kullanıcılar ihtiyaca göre farklı modelleri de sisteme dahil edebilirler. Ayrıca, PVsyst ile 3D tasarımlar oluşturulabilir ve çevredeki yapılar tarafından oluşturulan gölgeleme etkisi simülasyona dahil edilerek daha gerçekçi analizler yapılabilir (Adrada Guerra et al., 2017; Sharma et al., 2014).

PVSOL Programı

PVSOL, 1993 yılında Almanya’da piyasaya sürülmüş ve günümüzde güneş enerji sistemlerinin tasarımı ve optimizasyonu için yaygın olarak kullanılan bir yazılımdır. PVsyst programına benzer şekilde, PVSOL da farklı tip Güneş Enerji Santralleri için simülasyon seçenekleri sunar. Panel ve inverter seçimi konusunda, geniş bir marka ve model kütüphanesine sahip olan PVSOL, inverter ve güneş paneli uyumluluğunu dikkate alarak kullanıcının daha verimli bir sistem tasarlamasına yardımcı olur. Ayrıca, kullanıcılar isteğe bağlı olarak gölgeleme hesapları, kablo kayıp hesapları ve finansal analizleri raporlarına dahil edebilirler. Hazırlanan tasarımlar, meteorolojik verilerle uyumlu bir şekilde detaylı ya da yüzeysel analizler ile PVSOL programı üzerinden simüle edilebilir. Finansal analizlerin kapsamlı şekilde raporlanması ve güneş panellerinin yıllık verim kayıplarının göz önünde bulundurulması gibi özellikleriyle PVSOL, PVsyst programına göre önemli farklılıklar sunmakta ve bu nedenle kullanılacak ikinci program olarak tercih edilmektedir (Adrada Guerra et al., 2017; Sharma et al., 2014).

Sistem Bileşenleri

Bu çalışmada, Konya ilinin Yunak ilçesinde 38°40’58” kuzey enlemi ve 31°39’55” doğu boylamı koordinatlarında yer alan yerel yönetime ait şebekeye bağlı 1 MW kapasiteli arazi tipi güneş enerjisi santraline ilişkin saha ölçümleri ile PVsyst ve PVSOL simülasyon yazılımlarından elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Çalışma kapsamında gerçekleştirilen sistem tasarımında, 2912 adet Ödül marka 395 Wp gücünde monokristal fotovoltaiik panel ile 4 adet Sungrow marka 250 kVA gücünde merkezi inverter kullanılmış olup, bu bileşenlerin teknik özellikleri Tablo 1 ve Tablo 2’de sırasıyla sunulmuştur.

Tablo 1
Güneş Paneli Verileri

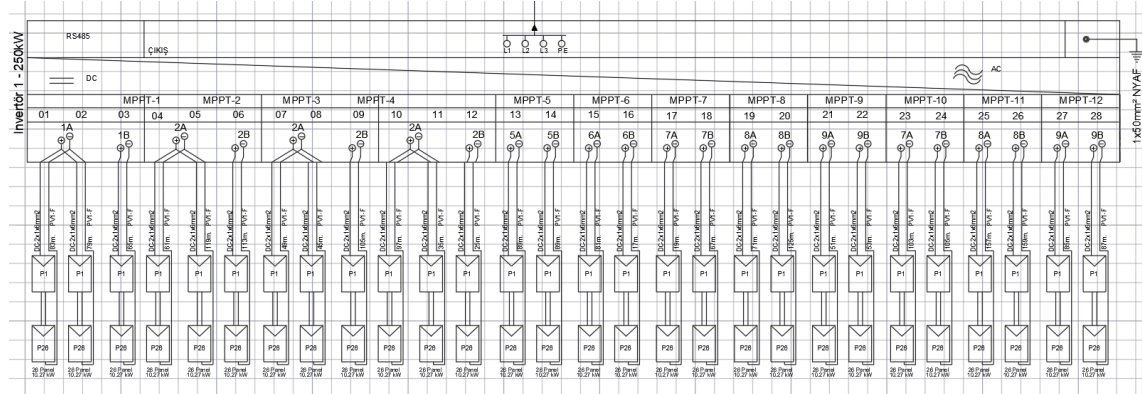
Elektriksel Veriler	Model: OSMp72-395W
Tepe Güç (Pmax)	395
Güç Toleransı	0 ~ +5W
Maksimum Güç Voltajı (Vmp)	40.48 V
Maksimum Güç Akımı (Imp)	9.76 A
Açık Devre Voltajı (Voc)	49.64 V
Kısa Devre Akımı (Isc)	10.27 A
Modül Verimliliği	19.77 %
Nominal Çalışma Hücre Sıcaklığı TC)	45°C (±2°C)
Sıcaklık Katsayısı (Pmax)	-0.4 %/°C
Sıcaklık Katsayısı (Voc)	-0.3409 %/°C
Sıcaklık Katsayısı (Isc)	+0.0447 %/°C

Tablo 2
İnverter Verileri

Elektriksel Veriler	Model: SG250HX
Maksimum verim	%99
Maksimum PV giriş voltajı	1500 V
Minimum PV giriş voltajı / Başlangıç giriş voltajı	500 V / 500 V
Nominal PV giriş voltajı	1160 V
MPP voltaj aralığı	500 V - 1500 V
Nominal güç için MPP voltaj aralığı	860 V – 1300 V
Bağımsız MPP giriş sayısı	12
MPPT başına maksimum giriş konnektör sayısı	2
Maksimum PV giriş akımı	30 A * 12
Maksimum DC kısa devre akımı	50 A * 12

Her biri 26 adet fotovoltaik panelden oluşan 28 stringin bağlandığı, 12 MPPT girişine sahip inverterlerin yer aldığı sistemin tek hat şeması Şekil 4'te verilmiştir. Görüldüğü üzere, her inverterde bulunan 12 MPPT girişinden 4'üne üçer string, kalan 8'ine ise ikişer string bağlanmış olup, fotovoltaik paneller düz bir arazi üzerine, 0° azimut açısı (coğrafi kuzey yönü) ve 25° eğim (tilt) açısı ile konumlandırılmıştır. Güneş enerji santralinin kurulu olduğu arazinin kuş bakışı görünümü ile fotovoltaik panel yerleşim planı Şekil 5'te gösterilmiştir.

Şekil 4
İnverter Tek Hat Şeması



Şekil 5
1 MW Kurulu Güçteki Santralin Kuş Bakışı Görünümü



BULGULAR

PVsyst Sonuçları

Tablo 3'te, PVsyst simülasyon programı kullanılarak gerçekleştirilen analizler sonucunda elde edilen sistemin genel performans verileri detaylı bir şekilde sunulmuştur. Şekil 6'da sistemin yıl içerisindeki aylık performans değişimlerini ortaya koyan ve verimliliğin önemli bir göstergesi olan performans oranı (PR) değerlerinin aylık dağılımı görsel olarak aktarılmıştır.

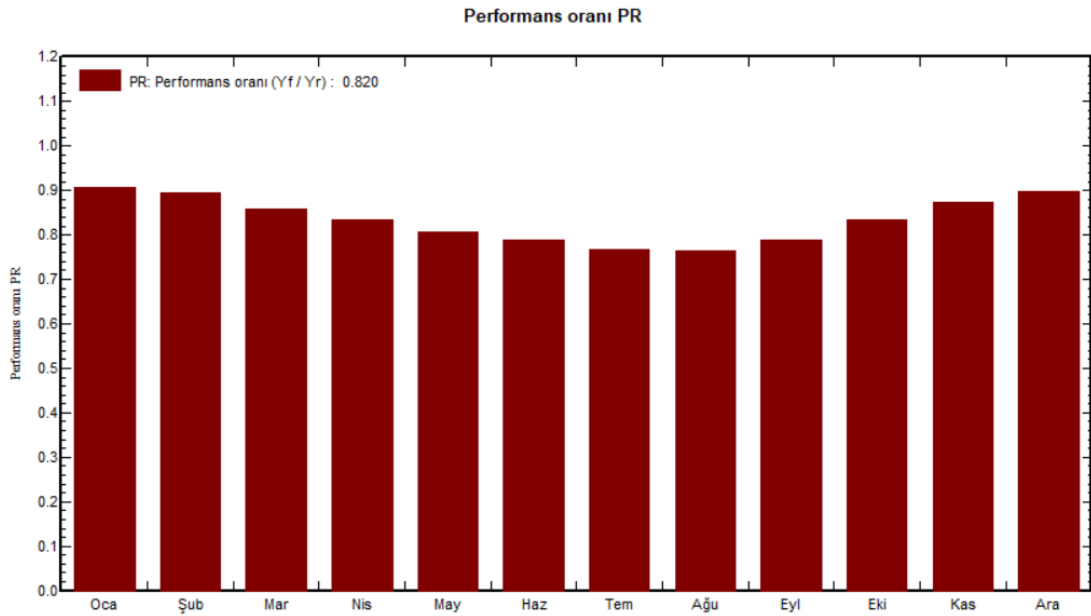
Tablo 3

PVsyst Sistem Performans Sonuçları

	GlobHor kWh/m ²	T_Amb °C	E_Grid kWh	PR oran
Ocak	63.9	0.35	97.886	0.907
Şubat	79.3	2.25	107.506	0.896
Mart	122.7	6.96	142.259	0.857
Nisan	159.8	11.24	163.907	0.834
Mayıs	204.5	16.32	187.192	0.805
Haziran	219.5	20.95	189.727	0.787
Temmuz	223.1	25.09	190.313	0.768
Ağustos	199.5	24.88	184.025	0.763
Eylül	161.5	19.58	171.334	0.789
Ekim	109.4	13.68	135.344	0.835
Kasım	72.0	7.02	104.836	0.874
Aralık	56.5	2.09	90.521	0.897
Yıl	1671.8	12.59	1.764.851	0.820

Şekil 6

Aylara Göre Performans Oranları



Yaz aylarında PR değerlerinin düşük çıkmasının başlıca nedenleri arasında, artan ortam ve hücre sıcaklıklarına bağlı olarak PV panellerinin veriminde meydana gelen düşüş, rüzgarın azalmasıyla

birlikte doğal soğutma etkisinin yetersiz kalması, yağış eksikliği nedeniyle panellerin yüzeyinde biriken toz ve kirlerin ışınlı engellemesi, inverter ve kablolarda sıcaklığa bağlı ısı kayıplarının artması gibi faktörler yer almaktadır.

PVSOL Sonuçları

Tablo 4'te, PVSOL simülasyon programı kullanılarak yapılan analizler sonucunda elde edilen sistemin genel performans verileri detaylı olarak sunulmuştur. Tablo 5'te ise yine aynı simülasyon sonuçlarına dayanarak sistemin aylık ve yıllık bazda sağladığı enerji kazançları ile toplam enerji üretim değerleri ayrıntılı şekilde verilmiştir.

Tablo 4

PVSOL Sistem Performans Sonuçları

	GlobHor kWh/m²	T_Amb °C	E_Grid kWh	PR oran
Ocak	60.3	-0.2	87.275	0.861
Şubat	74.6	1.1	95.933	0.859
Mart	122.1	6.6	138.125	0.842
Nisan	155.3	10.7	152.551	0.811
Mayıs	196.3	16	175.272	0.795
Haziran	212.5	21	180.931	0.793
Temmuz	227.6	25	193.754	0.777
Ağustos	205.3	24.8	184.685	0.762
Eylül	163.5	18.8	174.967	0.801
Ekim	110.7	13.5	133.229	0.822
Kasım	74.1	6.6	102.938	0.846
Aralık	57.2	1.6	85.044	0.895
Yıl	1659.7	12.2	1.704.711	0.808

Tablo 5

PVSOL Kazanç ve Sistem Üretim Değerleri

Parametreler	Değerler
PV jeneratör çıkışı	1150,2 kWp
Yıllık özgül kazanç	1.481,97 kWh/kWp
Sistem kullanım oranı (PR)	%80,8
Gölgelemeden dolayı oluşan kazanç kaybı	1,1 %/Yıl
PV jeneratör enerjisi (AC şebekesi)	1.704.711 kWh
Şebeke beslemesi	1.692.918 kWh/Yıl
Güneş enerjisi oranı	%46,3
Doğrudan öz tüketim	11.792 kWh
Kişisel güç tüketimi	%0,7
Bekleme konumundaki tüketim (İnverterler)	92 kWh/Yıl
Önlenen CO ₂ emisyonu	801.171 kg/yıl

Üretilen elektrik enerjisi bakımından PVsyst ve PVSOL simülasyon programları ile gerçek saha verilerinin karşılaştırılması Tablo 6'da kapsamlı bir şekilde sunulmuştur. Gerçek saha verileri ile yapılan karşılaştırmalarda, 2022 yılına ait üretim değerleri baz alındığında, PVsyst simülasyonu %5,43, PVSOL simülasyonu ise %1,83 oranında sapma göstermiştir. 2023 yılı verileri doğrultusunda ise PVsyst programı %13,44, PVSOL ise %9,58 sapma oranı ile sonuç üretmiştir. İki yılın ortalamasına göre,

PVsyst %9,29 sapma ile tahmin yaparken, PVSOL %5,56 sapma ile daha yakın sonuçlar vermiştir. Bu veriler, her iki programın da gerçek üretim değerlerine yakın ve kabul edilebilir seviyede saptamalarla sonuçlar sunduğunu ortaya koymaktadır. Ancak, PVSOL programının her iki yılda da daha düşük sapma oranları ile daha doğru tahminler yaptığı belirlenmiştir. İki yıl arasındaki sapma oranlarının artmasının nedeni, santralde meydana gelen arızalar nedeniyle sistemin geçici olarak devre dışı kalması ve üretimin durması olarak açıklanmıştır. Ayrıca, fotovoltaik modüllerinin yüzeyinde biriken toz ve olumsuz hava koşullarının da üretim verileri üzerinde olumsuz etkiler oluşturduğu düşünülmektedir. Bu karşılaştırmada, her iki programdan elde edilen performans değerleri ve sistemde meydana gelen kayıp oranları Tablo 7’de detaylı olarak verilmiştir. Tablo 7 incelendiğinde, ‘Sıcaklık Nedeniyle Kayıp’ ve ‘Düşük Işık Nedeniyle Kayıp’ parametreleri dışında, her iki simülasyon programının kayıp değerlerinin birbirine oldukça yakın olduğu gözlemlenmiştir. Bu farklılıkların temel sebebi olarak, PVsyst programının iklim verilerini 2003-2013 yılları arasındaki 10 yıllık döneme dayandırması, PVSOL programının ise 1991-2010 yılları arasındaki 19 yıllık uzun dönem iklim verilerini referans alması gösterilmektedir. Dolayısıyla, kullanılan iklim veri setlerinin zaman aralığındaki farklılıkların simülasyon sonuçları üzerinde belirgin etkiler yarattığı anlaşılmaktadır.

Tablo 6
PVsyst ve PVSOL Sistem Performans Sonuçları ile Saha Verileri (kWh)

	PVsyst Raporu	PVSOL Raporu	2022 Yılı Saha Verileri	2023 Yılı Saha Verileri	Saha Verileri Ortalaması
Ocak	97.886	87.275	66.523	103.261	84.892
Şubat	107.506	95.933	89.363	110.630	99.996
Mart	142.259	138.125	117.59	112.443	115.016
Nisan	163.907	152.551	124.591	148.444	136.517
Mayıs	187.192	175.272	185.649	160.342	172.995
Haziran	189.727	180.931	174.523	162.921	168.722
Temmuz	190.313	193.754	205.553	192.734	199.143
Ağustos	184.025	184.685	198.017	199.731	198.874
Eylül	171.334	174.967	188.363	138.135	163.249
Ekim	135.344	133.229	127.377	85.320	106.348
Kasım	104.836	102.938	115.109	71.575	93.342
Aralık	90.521	85.044	81.257	70.109	75.683
Yıl	1.764.851	1.704.711	1.673.916	1.555.645	1.614.780

Tablo 7
Kayıp Oranları ve Değerler

Ölçülen Değer	PVsyst Sonucu	PVSOL Sonucu
Yatayda Toplam Işınım	1672 kWh/m ²	1659 kWh/m ²
STC’de Modül Verimi	%19,79	%19,77
STC’de Modül Üretimi	2.106.993 kWh	2.016.039 kWh
Düşük Işık Nedeni ile Kayıp	%0,58	%1,37
Sıcaklık Nedeni ile Kayıp	%7,64	%3,36
Modül/Diziler İçin Uyumsuzluk Kayıpları	%2,10	%2
İnverter Girişindeki Enerji	1.812.790 kWh	1.769.725 kWh
İnverterde Oluşan Kayıp	%1,58	%1,49

SONUÇ

Gerçek saha koşulları dikkate alınarak yapılan bu çalışmada, PVsyst ve PVSOL programlarının güneş enerji sistemlerinin performans analizinde etkin bir şekilde kullanılabileceği görülmüştür. Özellikle PVSOL programı, daha düşük sapma oranlarıyla, sistemin gerçek performansını daha doğru şekilde yansıtmıştır. Bu bulgu, her iki programın da sistem tasarımı, bileşen seçimi ve kurulum sonrası optimizasyon süreçlerinde önemli birer mühendislik aracı olduğunu göstermektedir. Ayrıca, fotovoltaik panel ve inverter verimleri, inverter-string uyumluluğu ve sistem eğimi gibi parametrelerin verimliliği doğrudan etkilediği anlaşılmış, bu unsurların dikkatle değerlendirilmesi gerektiği sonucuna varılmıştır. Elde edilen veriler ışığında, PVsyst ve PVSOL ile gerçekleştirilecek detaylı fizibilite çalışmalarının, santral kurulumundan sorumlu mühendis ve yatırımcılara rehberlik edeceği; aynı zamanda, santralin üretiminden yararlanacak özel veya tüzel kişilere daha güvenilir ve yüksek verimli bir enerji kaynağı sağlayacağı açıkça ortaya konmuştur.

Etik Beyan

Bu çalışma Mustafa Sacid ENDİZ danışmanlığında 09.01.2025 tarihinde sunulan “ŞEBEKEYE BAĞLI 1 MW KURULU GÜÇTEKİ GÜNEŞ ENERJİ SANTRALİNİN PVSYST VE PVSOL İLE PERFORMANS ANALİZİ” başlıklı yüksek lisans tezinden üretilmiştir.

Yazar Katkıları

Araştırma Tasarımı (CRediT 1) Yazar 1 (%80) – Yazar 2 (%20)

Veri Toplama (CRediT 2) Yazar 1 (%90) – Yazar 2 (%10)

Araştırma - Veri Analizi - Doğrulama (CRediT 3-4-6-11) Yazar 1 (%70) – Yazar 2 (%30)

Makalenin Yazımı (CRediT 12-13) Yazar 1 (%70) – Yazar 2 (%30)

Metnin Tashihi ve Geliştirilmesi (CRediT 14) Yazar 1 (%40) – Yazar 2 (%60)

Çıkar Çatışması

Bu çalışmada yazarlar arasında çıkar çatışması bulunmamaktadır.

Sürdürülebilir Kalkınma Amaçları (SDG)

Sürdürülebilir Kalkınma Amaçları: 7 Erişilebilir ve Temiz Enerji

Sürdürülebilir Kalkınma Amaçları: 11 Sürdürülebilir Şehirler ve Topluluklar

Sürdürülebilir Kalkınma Amaçları: 13 İklim Eylemi

REFERANSLAR

- Adrada Guerra, T., Amador Guerra, J., Orfao Tabernero, B., & De la Cruz García, G. (2017). Comparative energy performance analysis of six primary photovoltaic technologies in Madrid (Spain). *Energies*, 10(6), 772.
- Akgayev, B., Akbayrak, S., Yılmaz, M., Büker, M. S., & Unsur, V. (2024). Assessing the Feasibility of Photovoltaic Systems in Türkiye: Technical and Economic Analysis of On-Grid, Off-Grid, and Utility-Scale PV Installations. *Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen ve Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 6(1), 69-92.
- Al-Shagea, E., Sezen, S., & Özdemir, E. (2021). Lisanssız elektrik üretiminde şebeke bağlantılı fotovoltaiik sistemlerin performans analizi. International Marmara Sciences Congress, Kocaeli, Turkey, May,
- Arslan, M. (2022). *Güneş enerji santrallerinin simülasyon ile üretim verilerinin karşılaştırılması ve analizi* Konya Teknik Üniversitesi].
- Axford, J.C. (2007). *What constitutes success in Pacific Island community conserved areas?* [Doctoral dissertation, University of Queensland]. UQ eSpace. <http://espace.library.uq.edu.au/view/UQ:158747>
- Barak, D. (2022). G20 Ülkelerinde Fosil Yakıt Sübvansiyonlarının Ekolojik Ayak İzi (EF) ve Büyüme Üzerindeki Etkisinin Ampirik Bir Araştırması. *Global Journal of Economics and Business Studies*, 11(21), 98-113.
- Center for Systems Science and Engineering. (2020, May 6). *COVID-19 dashboard by the Center for Systems Science and Engineering (CSSE) at Johns Hopkins University (JHU)*. Johns Hopkins University & Medicine, Coronavirus Resource Center. Retrieved May 6, 2020, from <https://coronavirus.jhu.edu/map.html>
- Chandler, N. (2020, April 9). *What's the difference between Sasquatch and Bigfoot?* howstuffworks. <https://science.howstuffworks.com/science-vs-myth/strange-creatures/sasquatch-bigfoot-difference.htm>
- Çukurçayır, M. A., & Sağır, H. (2008). Enerji sorunu, çevre ve alternatif enerji kaynakları. *Selçuk Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü Dergisi*(20), 257-278.
- Davidson, R. J. (2019, August 8–11). *Well-being is a skill* [Conference session]. APA 2019 Convention, Chicago, IL, United States. https://irp-cdn.multiscreensite.com/a5ea5d51/files/uploaded/APA2019_Program_190708.pdf
- Dip, D. (2023). *Güneş enerji santrali üretim verileri ile benzetim programlarından elde edilen verilerin karşılaştırılması: İnceler GES örneği* Amasya Üniversitesi].
- Endiz, M. S., & Coşgun, A. E. (2023). Assessing the potential of solar power generation in Turkey: A PESTLE analysis and comparative study of promising regions using PVsyst software. *Solar Energy*, 266, 112153.
- Enerji ve Tabii Kaynaklar Bakanlığı. (2025). *GÜNEŞ ENERJİSİ POTANSİYEL ATLASI*. Retrieved 16 December 2025) from <https://gepa.enerji.gov.tr/>
- Erenoğlu, A. K., Erdinç, O., & Taşcıkaraoğlu, A. (2019). History of electricity. In *Pathways to a Smarter Power System* (pp. 1-27). Elsevier.
- Fagan, J. (2019, March 25). *Nursing clinical brain*. OER Commons. Retrieved January 7, 2020, from <https://www.oercommons.org/authoring/53029-nursing-clinical-brain/view>
- Gielen, D., Boshell, F., Saygin, D., Bazilian, M. D., Wagner, N., & Gorini, R. (2019). The role of renewable energy in the global energy transformation. *Energy strategy reviews*, 24, 38-50.
- Gyam, M., Ceylan, İ., Gürel, A. E., & Yıldız, G. (2023). Comparison of Payback Periods of Solar Power Plant in Türkiye and Europe. *Düzce Üniversitesi Bilim ve Teknoloji Dergisi*, 11(5), 2419-2444.

- Hassan, Q., Viktor, P., Al-Musawi, T. J., Ali, B. M., Algburi, S., Alzoubi, H. M., Al-Jiboory, A. K., Sameen, A. Z., Salman, H. M., & Jaszczur, M. (2024). The renewable energy role in the global energy Transformations. *Renewable Energy Focus*, 48, 100545.
- Horvath-Plyman, M. (2018). *Social media and the college student journey: An examination of how social media use impacts social capital and affects college choice, access, and transition* (Publication No. 10937367). [Doctoral dissertation, New York University]. ProQuest Dissertations and Theses Global.
- Kabeyi, M. J. B., & Olanrewaju, O. A. (2022). Sustainable energy transition for renewable and low carbon grid electricity generation and supply. *Frontiers in Energy Research*, 9, 743114.
- Kaufman, K. A., Glass, C. R., & Pineau, T. R. (2018). *Mindful sport performance enhancement: Mental training for athletes and coaches*. American Psychological Association. <https://doi.org/10.1037/0000048-000>
- Kılıç, R. (2023). Sanayi devrimlerinin serüveni: endüstri 1.0'dan endüstri 5.0'a. *Takvim-i Vekayi*, 11(2), 276-291.
- Kıymaz, Y. E., & Oğuz, H. (2020). *Güneş enerjisi santrallerinde derin öğrenme kullanılarak elektrik üretimi tahmininin yapılması* Necmettin Erbakan University (Turkey)].
- Latimier, A., Peyre, H., & Ramus, F. (2020). *A meta-analytic review of the benefit of spacing out retrieval practice episodes on retention*. PsyArXiv. <https://psyarxiv.com/kzy7u/>
- Machado, J., & Turner, K. (2020, March 7). *The future of feminism*. Vox. <https://www.vox.com/identities/2020/3/7/21163193/international-womens-day-2020>
- Mack, R., & Spake, G. (2018). *Citing open source images and formatting references for presentations* [PowerPoint slides]. Canvas@FNU. <https://fnu.onelogin.com/login>
- Morgan, R., Meldrum, K., Bryan, S., Mathiesen, B., Yakob, N., Esa, N., & Ziden, A. A. (2017). Embedding digital literacies in curricula: Australian and Malaysian experiences. In G. B. Teh & S. C. Choy (Eds.), *Empowering 21st century learners through holistic and enterprising learning: Selected papers from Tunku Abdul Rahman University College International Conference 2016* (pp. 11-19). Springer. https://doi.org/10.1007/978-981-10-4241-6_2
- Neel, B. L. (2017). *Three flute chamber works by Alberto Ginastera: Intertwining elements of art and folk music* [Unpublished doctoral dissertation]. University of Nebraska-Lincoln.
- Nicholl, K. (2020, May). A royal spark. *Vanity Fair*, 62(5), 56–65, 100.
- Obama, B. [@BarackObama]. (2020, April 7). *It's World Health Day, and we owe a profound debt of gratitude to all our medical professionals. They're still giving* [Tweet]. Twitter. <https://twitter.com/BarackObama/status/1247555328365023238>
- Özkan, A. O., & Demir, H. B. (2019). Fotovoltaik panellerde sıcaklık ve zenit açısının panel güç üretimine etkisi. *Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen ve Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 1(1), 1-9.
- Reynolds, G. (2019, April 9). Different strokes for athletic hearts. *The New York Times*, D4.
- Roberts, S. (2020, April 9). Early string ties us to Neanderthals. *The New York Times*. <https://www.nytimes.com/2020/04/09/science/neanderthals-fiber-string-math.html>
- Rutledge, P. (2019, March 11). The upside of social media. *The Media Psychology Blog*. <https://www.pamelarutledge.com/2019/03/11/the-upside-of-social-media/>
- Sharma, D. K., Verma, V., & Singh, A. P. (2014). Review and analysis of solar photovoltaic softwares. *International Journal of Current Engineering and Technology*, 4(2), 725-731.
- Türkyılmaz, A. (2023). *Çatı uygulamalı bir güneş enerji santralinin farklı yazılımlarda optimizasyon çalışması* Kütahya Dumlupınar Üniversitesi].
- Winthrop, R., Ziegler, L., Handa, R., & Fakoya, F. (2019). *How playful learning can help leapfrog*

progress in education. Center for Universal Education at Brookings.

[https://www.brookings.edu/wp-content/](https://www.brookings.edu/wp-content/uploads/2019/04/how_playful_learning_can_help_leapfrog_progress_in_education.pdf)

[uploads/2019/04/how_playful_learning_can_help_leapfrog_progress_in_education.pdf](https://www.brookings.edu/wp-content/uploads/2019/04/how_playful_learning_can_help_leapfrog_progress_in_education.pdf)

World Health Organization. (2014). *Comprehensive implementation plan on maternal, infant and young child nutrition*.

[https://apps.who.int/iris/bitstream/handle/10665/113048/WHO_NMH_NHD_14.1_](https://apps.who.int/iris/bitstream/handle/10665/113048/WHO_NMH_NHD_14.1_eng.pdf?ua=1)

[eng.pdf?ua=1](https://apps.who.int/iris/bitstream/handle/10665/113048/WHO_NMH_NHD_14.1_eng.pdf?ua=1)

Zelege, W. A., Hughes, T. L., & Drozda, N. (2020). Home–school collaboration to promote mind–body health. In C. Maykel & M. A. Bray (Eds.), *Promoting mind–body health in schools: Interventions for mental health professionals* (pp. 11–26). American Psychological Association. <https://doi.org/10.1037/0000157-002>

Euler Denklemi Tabanlı Bir HAD Modelinin Rotor Deneyi Sonuçları ile Karşılaştırılması

Ahmet Yasin KARAHANCI¹  Ayşe Nur GÖK^{2*}  Mustafa KAYA³ 

¹ Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, Havacılık ve Uzak Bilimleri Fakültesi, Havacılık ve Uzak Mühendisliği, Ankara, Türkiye

Makale Bilgisi	ÖZET
Geliş Tarihi: 10.06.2025 Kabul Tarihi: 21.08.2025 Yayın Tarihi: 31.12.2025 Keywords: HAD, Euler, Caradonna-Tung, Rotor Validasyonu.	Bu çalışmada, bir lisans öğrenci grubu araştırma projesinin iş paketlerinden biri olarak Euler Denklemi tabanlı Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği çözümü doğrulanmıştır. Projenin ana teması eş-eksenli bir dron olup bu dronun rotor pallerinin aerodinamik incelemesi kapsamında mevcut HAD çözümünün değerlendirilmesi gerekmiştir. Bu amaç doğrultusunda, dronun rotor pallerinin muhtemel dönme hızına yakın olması sebebiyle literatürde yaygın olarak referans gösterilen Caradonna-Tung rotor deneyinin sonuçları üzerinden doğrulama yapılmıştır. Caradonna-Tung rotor palı dikdörtgen bir geometriye sahip olup profili NACA0012 kanat kesitidir. 1750 RPM dönme hızı ve 8° yunuslama açısı koşulu incelenmiştir. Farklı pal açıklığı konumlarında hesaplanan basınç katsayısı dağılımları ile deneysel veriler karşılaştırılmıştır. Karşılaştırmaya göre sayısal sonuçlar ile deneysel veriler yüksek uyum göstermektedir. Çalışmanın bulguları, Euler çözümlerinin tasarımın kavramsal aşamasında düşük maliyetli, hızlı ve güvenilir bir çözüm alternatifi sunduğunu ortaya koymuştur.

Validation of a CFD Model Based on the Euler Equations Against Rotor Test Results

Article Info	ABSTRACT
Received: 10.06.2025 Accepted: 21.08.2025 Published: 31.12.2025 Keywords: CFD, Euler, Caradonna-Tung, Rotor Validation.	In this study, an Euler Equations based Computational Fluid Dynamics solution was validated as one of the work packages of an undergraduate student group research project. The main theme of the project is a coaxial drone and the aerodynamic investigation of its rotor blades required the evaluation of the existing CFD solver. For this purpose, validation was carried out on the results of the Caradonna-Tung rotor experiment, which is widely referenced in the literature as it is close to the possible rotational speed of the drone's rotor blades. The Caradonna-Tung rotor blade has a rectangular geometry and its profile is the NACA0012 blade section. A rotational speed of 1750 RPM and pitch angle of 8° were investigated. The calculated pressure coefficient distributions at different blade span positions were compared with the experimental data. According to the comparison, numerical results and experimental data show high agreement. The findings of the study show that Euler solutions offer a low-cost, fast and reliable solution alternative at the conceptual stage of the design.

To cite this article:

Karahancı, A. Y., & Gök, A. N., & Kaya, M. (2025). Euler Denklemi Tabanlı HAD Modelinin Caradonna-Tung Rotor Deneyi Kapsamında Doğrulanması. *Aerospace Research Letters (ASREL)*, 4(2), 144-152.

*Corresponding Author: Ayşe Nur GÖK, aysenurgok007077@gmail.com



This article is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

GİRİŞ

Eş eksenli dronların aerodinamik zorluğu, tek rotorlu sistemlere kıyasla daha fazladır. Tek rotorlu sistemlerde, itki ve kaldırma kuvvetinin büyük bir kısmı tek bir rotor tarafından sağlanırken; eş eksenli sistemlerde, iki karşılıklı dönen rotorun etkileşimi kullanılarak itki verimliliği optimize edilir ve tüm sistemin boyutu ile karmaşıklığı azaltılır (Leishman, 2006). Eş eksenli rotor konfigürasyonları, daha iyi aerodinamik performans sağlamaları nedeniyle İHA (insansız hava aracı) tasarımlarında kapsamlı bir şekilde incelenmiştir (Lei, Y., Ji, Y. ve Wang, C., 2018). Ancak, bu kadar karmaşık rotor sistemlerine yönelik Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) tahminlerinin doğruluğunun onaylanması, tasarım öngörülerinin güvenilirliğini sağlamak açısından son derece önemlidir. Bu çalışma, eş eksenli dron pervanelerinin analizinde uygun CFD yönteminin seçilmesini amaçlayan kapsamlı bir ön incelemedir. İlk aşamada yapılan bu tür bir araştırma, hem simülasyonlarda doğru yöntemin belirlenmesi hem de analizlerin geçerliliğinin kontrolü açısından oldukça kritiktir.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği, rotor aerodinamiğinin analizinde değerli bir araçtır; çünkü rotor kanatları etrafındaki hava akımı, basınç dağılımları ve itki üretimi gibi parametreleri incelemeye olanak tanır. Bu çalışmada, viskoz olmayan akışları temsil eden Euler denklemleri kullanılarak, ilk aerodinamik hesaplamalar için basit fakat etkili bir model uygulanmıştır. Euler tabanlı çözümler genellikle rotor analizlerinin başlangıç aşamalarında kullanılır çünkü bu yöntemler hesaplama açısından hızlıdır ve hızlı bir öngörü sağlar; dolayısıyla rotor performansının ön değerlendirmesi için tercih edilir (Kim, J. W., Park, S. H., & Yu, Y. H., 2009). Bu yöntem verimliliği nedeniyle yaygın olarak tercih edilmektedir; ancak ileride yapılacak simülasyonlarda viskoz etkilerin ve türbülans modellerinin dahil edilmesi, rotor dinamiğinin daha gerçekçi bir şekilde modellenmesini sağlayacaktır (Yoon, S., Chaderjian, N. M., Pulliam, T. H., & Holst, T. L., 2015).

Bu çalışmada, lisans araştırma grubu öğrencileri tarafından yürütülen bir projenin iş paketlerinden birisi olarak proje çalışmasına yakın bir problem üzerinden Euler tabanlı CFD modelinin doğrulaması yapılmıştır. Bu problem, literatürde kabul görmüş bir referans olan Caradonna ve Tung rotor deneyinde incelenen durumlardan birisidir. Caradonna ve Tung'un araştırması, rotor aerodinamiğinde öncü çalışmalardan biri olarak kabul edilmekte ve rotor analizi için geliştirilen CFD yöntemlerinin doğrulanmasında temel bir referans olarak kullanılmaktadır. Rotor performansına dair itki ve tork tahminleri gibi konulara odaklanan bu çalışma, özellikle eş eksenli konfigürasyonlardaki karşılıklı dönen rotorlar arasındaki aerodinamik etkileşimin performans üzerindeki belirleyici etkisinin anlaşılması açısından önem taşımaktadır (Caradonna & Tung, 1981).

Ayrıca, daha yakın tarihli çalışmalar da karmaşık aerodinamik etkileşimlerin daha doğru modellenenebilmesi için CFD ile birlikte girdap-parçacık tabanlı hibrit yaklaşımların kullanımını önermektedir. Örneğin, Rajmohan, Zhao ve He bu tür yöntemlerin eş eksenli rotor geometrilerinin simülasyonunda kullanılmasının doğruluk açısından önemli katkılar sağladığını ifade etmiştir (Rajmohan, Zhao ve He (2014)). Benzer şekilde, Srinivasan ve Baeder tarafından geliştirilen serbest wake Euler ve Navier-Stokes CFD tekniği de hem ileri uçuş hem de sabit noktada süzülme koşullarındaki rotor performans analizlerinde etkili olmuştur. (Srinivasan ve Baeder (1993))

Bahsi geçen deneysel veriler ile bu çalışma kapsamında elde edilen CFD çıktılarının karşılaştırılması, Euler Denklemlerinin kavramsal tasarım aşamasında kullanılmasını onaylamaktadır. Bu karşılaştırmalar ışığında, eş eksenli rotorların aerodinamik dinamiğini kavramsal tasarım seviyesinde başarılı şekilde temsil edebileceği değerlendirilmiştir.

YÖNTEM

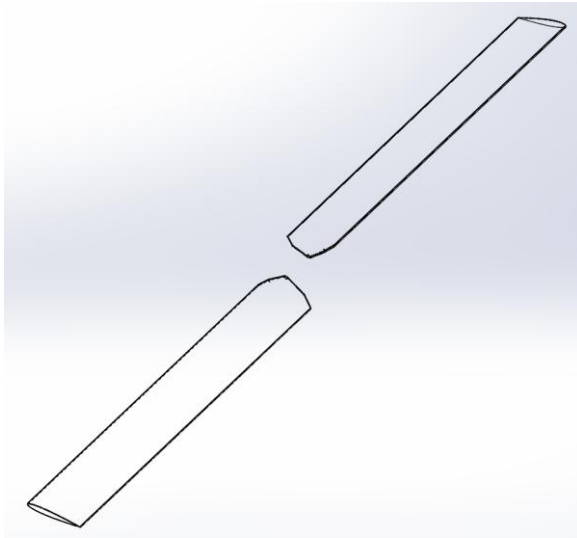
Bu çalışmada akış alanı, viskoz kayma gerilmelerinin ihmal edildiği **Euler denklemleri** ile modellenmiştir. Viskoz olmayan akış için Euler'in hareket denklemleri, kütle, momentum ve enerji korunumu esas alınarak korunum formunda

$$\partial U / \partial t + \nabla \cdot F(U) = 0, \quad U = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E]^T$$

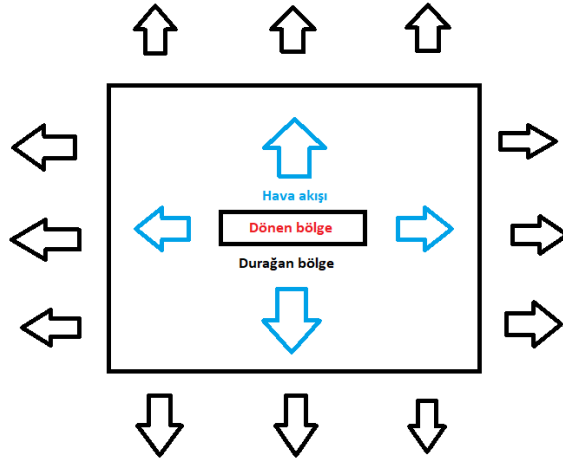
şeklinde ifade edilir. Burada ρ akışkan yoğunluğu u, v, w hız bileşenleri ve E toplam enerji terimidir. Bu formülasyon, akışkanın viskoz etkilerinin ihmal edilebildiği durumlarda basınç ve hız dağılımlarının hesaplanmasını mümkün kılar (Ferziger & Perić, 2020; Versteeg & Malalasekera, 2007).

Çalışmada kullanılan Caradonna–Tung rotor konfigürasyonu iki pallı, sabit veterli ve NACA0012 kesit profiline sahip dikdörtgen planform bir geometriye sahiptir. Rotor çapı 1.143 m, sabit veter uzunluğu ise 0.1905 m'dir. HAD analizi, (Elfarrar, M., & Kaya, M. (2018))'daki literatürde belirtilen 1750 RPM rotor hızı ve 8 derece yunuslama açısı ile gerçekleştirilmiştir. Bu dönme hızı yaklaşık 183 rad/s değerine karşılık gelmekte olup, rotor yarıçapı 0.5715 m dikkate alındığında uç hızı yaklaşık 105 m/s olarak bulunur. Deniz seviyesi atmosfer koşullarında (hava yoğunluğu 1.225 kg/m³, dinamik viskozite 1.8×10⁻⁵ Pa·s) Reynolds sayısı yaklaşık 1.3×10⁶ değerine ulaşmaktadır. Aynı koşullarda ses hızı yaklaşık 343 m/s olduğundan Mach sayısı 0.3 mertebesinde. Dolayısıyla akış yüksek Reynolds sayılı, subsonik rejimde gerçekleşmekte olup, Euler denklemlerinin kullanımı kavramsal tasarım seviyesinde uygun ve geçerli bir yaklaşım sunmaktadır.

Şekil 1
Geometri



Hesaplama daimi-hal akış varsayımı altında yürütülmüş, yakınsama kriteri ise denklem kalıntılarında 8 mertebe düşüş olarak belirlenmiştir. Rotor yüzeyleri için kayma sınır koşulu uygulanmış, dış sınırlar için ise 1 atm'lik sabit atmosfer basıncı tanımlanmıştır. Geometri ve ağ yapısı hazırlanırken, Şekil 2'deki gibi iki bölge oluşturulmuş olup büyük bölge hareketsizdir. Küçük bölge ise rotoru içermekte olup rotorla beraber dönen ağı içermektedir. Ağın ızgara yapısı, rotora yakın çevrede yüksek çözünürlüğe sahiptir. Böylelikle, rotor etrafındaki basınç değişiminin yüksek doğrulukla hesaplanması amaçlanmıştır. Bölgelere göre ağ yapısı istatistikleri Tablo 1, kalite değerleri ise Tablo 2'de gösterilmiştir.

Şekil 2*CFD Akış Alanı ve Sınır Koşulları Şeması*

CFD analizi, Şekil 2'de gösterildiği gibi havada asılı durma pozisyonu için yapılmıştır. Hesaplamalar sonucunda 5 adet pal açıklık konumunda ($r/R = 0.5, 0.68, 0.8, 0.89, 0.96$) basınç katsayısı dağılımları elde edilmiştir. Burada, R , pal açıklık çapı olup, r , ise konumu göstermektedir. Her bir konumdaki dağılım, (Caradonna, F. X., & Tung, C. (1981)) deneysel verileri ile karşılaştırılmıştır.

BULGULAR

Doğrulama çalışması, yunuslama açısının 8 derece ve dönme hızının 1750 RPM olduğu deneyin ölçüm verileri ile yapılmıştır. $r/R = 0.5, 0.68, 0.8, 0.89, 0.96$ pal açıklığı konumlarında hesaplanan basınç katsayısı değerleri Şekil 3'te verilmiştir. Şekil, deneysel sonuçlarla olan karşılaştırmaları da göstermektedir.

Tablo 1*Ağ Yapısı Eleman İstatistikleri*

Akış Alanı Hacmi	Hücre Sayısı	Düğüm Sayısı
Küçük bölge	234742	273912
Büyük bölge	189237	220083

Şekil 3'ten de görülebileceği üzere, hesaplanan basınç katsayısı dağılımları, tüm konumlarda deneysel sonuçlarla bir uyum içerisindedir. Özellikle basınç eğrilerinin genel trendi ve veter boyunca değişimi deney sonuçları ile iyi derecede örtüşmektedir. Hücum kenarı yakınındaki basınç düşüşü yüksek hücum açılarına bağlı emiş etkisi nedeniyle sayısal çözümde net biçimde gözlemlenmiştir; ancak deneysel verilere kıyasla tepe değeri biraz daha düşük çıkmıştır.

Tablo 2*Ağ Yapısı Kalite Ölçümleri*

Akış Alanı Hacmi	Minimum Ortogonalite	Eğrilik
Küçük bölge	0.13669	0.00021–0.92873
Büyük bölge	0.29111	0.00000–0.81342

Orta açıklık konumlarında ($r/R = 0.5$ ve 0.68), HAD sonuçları, arka kenara doğru gözlenen basınç toparlanma eğilimini doğru şekilde yansıtmaktadır. Minimum basınç noktasının konumu da deneysel

verilerle oldukça uyumludur. Hücum kenarındaki emiş tepe değerindeki sapmalar ise Euler denklemlerinin viskoz etkileri ve sınır tabaka oluşumunu ihmal etmesinden kaynaklanmaktadır.

Açıklık konumunda ilerledikçe ($r/R=0.80,0.89,0.96$), yani pal ucuna doğru yaklaşıldıkça, sayısal ve deneysel sonuçlar arasındaki uyum daha da artmaktadır. Bunun sebebini açıklamaya ve anlamaya yönelik değerlendirmeler devam etmektedir.

Genel olarak, Euler Denklemleri tabanlı HAD simülasyonu, pal boyunca basınç dağılımını trendini doğru şekilde tahmin edebilmiş ve rotorun aerodinamik davranışını çözümlemede etkili bir araç olduğunu göstermiştir. Bu sonuçlar, kullanılan yöntemin tasarımların kavramsal aşamaları için hızlı ve uygulanabilir bir çözüm yöntemi olduğunu ortaya koymuştur.

TARTIŞMA

Bu çalışmada, Caradonna-Tung rotor konfigürasyonu için Euler denklemleri ile elde edilen sayısal çözümler, literatürde yer alan deneysel verilerle karşılaştırılmış ve genel anlamda yüksek derecede bir uyum sağlanmıştır. Özellikle palin ucuna ($r/R = 0.80, 0.89, 0.96$) doğru yaklaşıldıkça, basınç katsayısı dağılımlarının deneysel sonuçlarla olan örtüşmesi daha belirgin hale gelmiştir.

Hücum kenarı bölgesindeki emiş değerlerinde gözlemlenen uyumsuzlukların ise Euler çözümünün viskoz etkileri ve sınır tabaka gelişiminden kaynaklanabileceği değerlendirilmiştir. Elde edilen sonuçlar, Euler denklemlerinin kavramsal tasarım için yeterli doğruluğu sağlayabileceğini göstermiştir. Farklı yunuslama açıları rotor üzerindeki yük dağılımını ve basınç katsayısı değerlerini önemli ölçüde etkilemektedir. Bu çalışmada 8° seçilmesinin nedeni deneysel (Caradonna ve Tung, 1981) verilerle karşılaştırmaya uygunluk sağlamasıdır; daha düşük açılar daha düşük emiş bölgeleri oluştururken, daha yüksek açılarda sınır tabaka ayrılması ve kayıplar daha belirgin hale gelmektedir.

SONUÇ

Bu çalışmada, Caradonna-Tung rotor palinin aerodinamik analizi, Euler denklemleri tabanlı Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Sayısal çözüm sonuçları, bu yaklaşımın doğruluğunu değerlendirmek için literatürde sıkça referans verilen deneysel veri ile karşılaştırılmıştır. Farklı pal açıklığı konumlarında ($r/R = 0.5, 0.68, 0.8, 0.89, 0.96$) hesaplanan basınç katsayısı dağılımları, deneysel verilerle oldukça uyumlu sonuçlar vermiştir. Özellikle veter boyunca gözlenen basınç değişimi, Euler Denklemleri tabanlı çözüm yöntemiyle yeterli kabul edilebilecek bir seviyede yakalanmıştır. Hücum kenarındaki negatif tepe değerlerinde gözlemlenen küçük sapmaların ise Euler denklemlerinin viskoz etkileri ve sınır tabaka gelişimini içermemesinden kaynaklanabileceği değerlendirilmiştir.

Bu çalışmanın bulguları, Euler Denklemleri tabanlı akış çözümlerinin kavramsal tasarım çalışmalarında hesaplama açısından verimli ve güvenilir bir alternatif olabileceğini doğrulamaktadır. Bu durum, Wang ve arkadaşlarının Caradonna-Tung konfigürasyonu üzerine yaptıkları çalışmayla da tutarlıdır; söz konusu çalışmada Euler çözümleri ile deneysel veriler arasında yüksek bir korelasyon gözlemlenmiştir. (Wang ve arkadaşlarının (2018)) Benzer şekilde, Steijl, Barakos ve Badcock tarafından geliştirilen çok bloklu CFD yöntemi, Euler denklemlerini kullanarak rotor aerodinamiğinin dinamik performansını doğru şekilde simüle etmiş ve Caradonna-Tung deneysel verileriyle yüksek düzeyde uyum sağlamıştır (Steijl, Barakos ve Badcock (2006)).

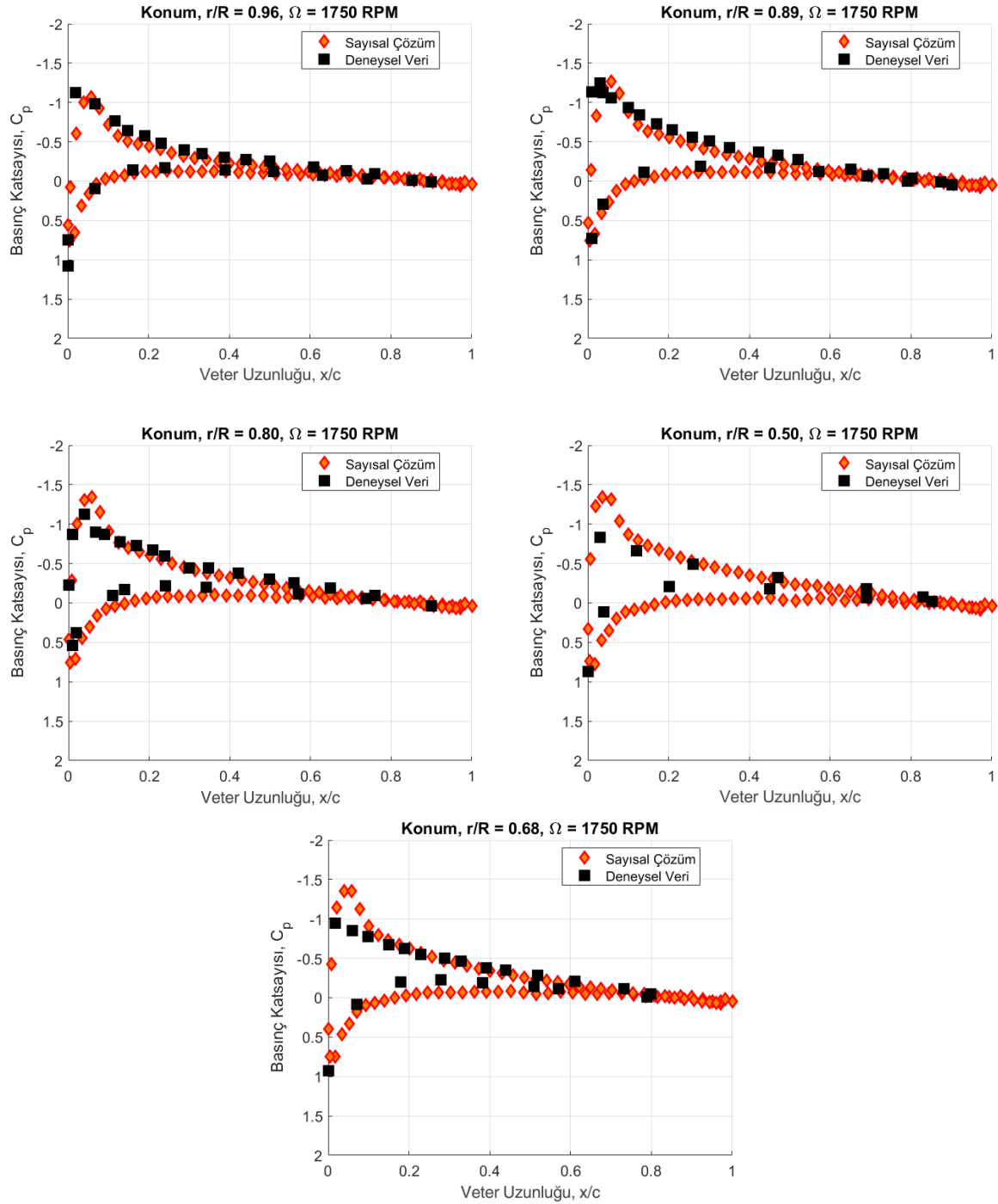
Bunun yanında, Elferra ve Kaya'nın viskozluk ve türbülans etkilerini içeren Navier-Stokes tabanlı çözüm yöntemi, hücum kenarındaki emiş tepe noktalarının tahmininde daha yüksek bir doğruluk

sunmuştur (Elferra ve Kaya'nın (2018)). Ancak genel basınç dağılımı eğilimleri açısından bakıldığında, bu çalışmada elde edilen Euler tabanlı çözümler, viskoz çözüm sonuçlarıyla da büyük oranda benzerlik göstermiştir.

Şekil 3

Sayısal ve Deneysel Çözümlerin (Caradonna ve Tung, 1981) Basınç Katsayısı Dağılımlarının Karşılaştırılması

Grafikler sırasıyla (a) $r/R = 0.96$, (b) $r/R = 0.89$, (c) $r/R = 0.80$, (d) $r/R = 0.68$ ve (e) $r/R = 0.50$ konumlarını göstermektedir.



Sonuç olarak, bu çalışma, Euler tabanlı CFD analizlerinin rotor profillerinin aerodinamik davranışlarını kavramsal tasarım kapsamı için yeterli seviyede ön görebildiğini ortaya koymuştur. Kavramsal tasarımın yanı sıra hızlı değerlendirme gerektiren ve optimizasyon içeren mühendislik çalışmaları da önerilen bu yöntemin kullanılabileceği değerlendirilmiştir.

Bu çalışma, lisans araştırma grubu öğrencileri tarafından yürütülen ve ana teması bir eş eksenli dron tasarımı olan projenin kavramsal tasarımı için proje ekibine ışık tutmuş ve pervane seçimine yönelik konseptlerin değerlendirilmesi sürecinde hız kazandırmıştır.

ÖNERİLER

Bu çalışmada elde edilen bulgular, dron rotorları için aerodinamik analizlerin gerektiği kavramsal tasarım aşamasında Euler Denklemi tabanlı HAD çözümlerinin kullanılabileceğini ortaya koymuştur. Çünkü, böylelikle, hızlı ve verimli sonuçlar alınabilecektir. Ancak, daha yüksek doğruluğa sahip sonuçlara ulaşmak için viskoz etkilerin ve hatta türbülansın modellendiği Navier–Stokes çözümleri önerilmektedir. Ayrıca, zamandan bağımsız yani daimi-hal çözümleri yerine zamana göre değişen akış analizleri kullanılarak rotor pallerinin aerodinamik davranışı, daha kapsamlı biçimde elde edilebilir. Havada asılı kalma koşuluna ek olarak; ileri uçuş ve manevra senaryolarını içeren farklı görev esnasında yapılacak analizler, bu modelin daha geniş uygulama alanlarında geçerliliğini test etme fırsatı sunacaktır

Etik Beyan

Bu makale, HAVÖS 2025 Sempozyumu'nda sözlü olarak sunulan ancak tam metni yayımlanmayan "Eş Eksenli Dron Tasarımı ve Aerodinamik Analizi" adlı bildirinin içeriği geliştirilerek ve kısmen değiştirilerek üretilmiştir.

Etik Kurul Onayı

Bu çalışmada etik kurul onayı gerektiren insan veya hayvan denekleri kullanılmamıştır.

Araştırma, kamuya açık veri setleri, literatür taramaları veya teorik analizler üzerinden yürütülmüştür.

Etik kurallar gereği, araştırma sürecinin her aşamasında akademik dürüstlük ve bilimsel etik kurallara tam uyum sağlanmıştır. Bu nedenle, etik kurul onayı gerekmemiştir.

Yazar Katkıları

Araştırma Tasarımı (CRediT 1) Ahmet Yasin KARAHANCI (%35) – Ayşe Nur GÖK (%35)-Mustafa KAYA(%30)

Veri Toplama (CRediT 2) Ahmet Yasin Karahancı (%35) – Ayşe Nur GÖK (%35)-Mustafa KAYA(%30)

Araştırma - Veri Analizi - Doğrulama (CRediT 3-4-6-11) Ahmet Yasin Karahancı (%35) – Ayşe Nur GÖK (%35)-Mustafa KAYA(%30)

Makalenin Yazımı (CRediT 12-13) Ahmet Yasin Karahancı (%35) – Ayşe Nur GÖK (%35)-Mustafa KAYA(%30)

Metnin Tashihi ve Geliştirilmesi (CRediT 14) Ahmet Yasin Karahancı (%35) – Ayşe Nur GÖK (%35)-Mustafa KAYA(%30)

Finansman

Çalışma TUSAŞ ve TÜBİTAK tarafından desteklenmiştir.

Çıkar Çatışması

Bu çalışmada bir çıkar çatışması yoktur.

REFERANSLAR

- Caradonna, F. X., & Tung, C. H. (1981). *Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover* (NASA Technical Memorandum 81232). NASA Ames Research Center. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19820004169>
- Elfarra, M., & Kaya, M. (2018). CFD analysis of the effect of parabolic taper distribution of an untwisted helicopter rotor blade. *Proceedings of Ankara Yıldırım Beyazıt University, Faculty of Aerospace Sciences*, 59–70.
- Kim, J. W., Park, S. H., & Yu, Y. H. (2009). Euler and Navier-Stokes simulations of helicopter rotor blade in forward flight using an overlapped grid solver. *19th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*. <https://doi.org/10.2514/6.2009-4268>
- Lei, Y., Ji, Y., & Wang, C. (2018). Optimization of aerodynamic performance for co-axial rotors with different rotor spacings. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 10(1), 1–8. <https://doi.org/10.1177/1756829318804763>
- Leishman, J. G. (2006). *Principles of helicopter aerodynamics* (2nd ed.). Cambridge University Press.
- Mohd, N. A. R. N., & Barakos, G. (2012). Computational aerodynamics of hovering helicopter rotors. *Jurnal Mekanikal*, 34, 16–46.
- Rajmohan, N., Zhao, J., & He, C. (2014). A coupled vortex particle/CFD methodology for studying coaxial rotor configurations. In *Proceedings of the Fifth Decennial AHS Aeromechanics Specialists' Conference* (pp. 1–11). American Helicopter Society International.
- Srinivasan, G. R., & Baeder, J. D. (1993). TURNS: A free-wake Euler/Navier–Stokes numerical method for helicopter rotors. *AIAA Journal*, 31(5), 959–962. <https://doi.org/10.2514/3.49036>
- Steijl, R., Barakos, G. N., & Badcock, K. J. (2006). A framework for CFD analysis of helicopter rotors in hover. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 51(8), 819–847. <https://doi.org/10.1002/fld.1125>
- Wang, L., Xu, G., & Shi, Y. (2018). High-resolution simulation for rotorcraft aerodynamics in hovering and vertical descending flight using a hybrid method. *Chinese Journal of Aeronautics*, 31(5), 1053–1065. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2018.03.001>
- Ferziger, J. H., Perić, M., & Street, R. L. (2020). *Computational methods for fluid dynamics* (4th ed.). Springer.
- Versteeg, H. K., & Malalasekera, W. (2007). *An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method* (2nd ed.). Pearson Education.

EXTENDED ABSTRACT

Introduction: Rotor systems are important parts of drone and helicopter design. In this study, we use a simple CFD method that is based on Euler equations. The goal is to check if this method gives correct results by comparing it with a well-known experiment. The experiment is called the Caradonna-Tung rotor test, and it is used often in scientific studies. If the results are close to the experiment, then this CFD method can be used in the early design of drone rotors.

Method: The rotor has two blades with a NACA 0012 airfoil and rectangular shape. Its diameter is 1.143 meters and chord length is 0.1905 meters. The simulation is done at 1750 RPM and with 8° collective pitch angle. Euler equations are solved with steady-state condition. There is no viscosity or turbulence in this model. The mesh is created carefully and the rotor area has higher mesh density. Pressure coefficients are calculated at five positions ($r/R = 0.5, 0.68, 0.8, 0.89, 0.96$), and these are compared with experimental data.

Findings: These results show that Euler-based CFD can be used in the conceptual design phase. It gives fast results and saves time. In other studies like Wang et al. and Steijl et al., similar findings were obtained. However, for more accurate results with flow separation or turbulence, Navier–Stokes equations can be used later.

Discussion: The results are shown us that this CFD method can be useful in the early design steps. Because Euler solutions are fast, they can save time. Also, they give a general idea about the flow. But if we want to see detailed flow features, like turbulence or unsteady motion, we will need to use Navier-Stokes in future. When we look at other studies, like Steijl or Wang’s works, we see similar ideas.

Conclusion: This validation shows that the Euler CFD model is reliable for basic hover cases. It is useful in early rotor design stages, especially when time and resources are limited. In this project, it also helped the student group in selecting drone rotors and checking early performance.

Recommendation: In the future studies can use turbulence models and also work on forward flight cases. Also, the solver can be used to optimize rotor RPM and distance between rotors to make better drone designs.

Design and Longitudinal Stability Analysis of a Stealth Unmanned Aerial Vehicle

Zekiye ÇİNAR¹  Rabia UZUN^{1*}  Tolunay DAĞ¹  Tuğrul OKTAY² 

¹ Iskenderun Technical University, Faculty of Aerospace Sciences, Aerospace Engineering, Hatay, Türkiye

² Erciyes University, Faculty of Aviation and Space Sciences, Aircraft Engineering, Kayseri, Türkiye

Article Info	ABSTRACT
Received: 26.08.2025 Accepted: 21.10.2025 Published: 31.12.2025 Keywords: UAV, Fixed Wing, Stealth Technology, Longitudinal Stability.	This study includes the design and investigation stability of aircraft. The designed unnamed air vehicle (UAV) mission is conducting observation and gather intelligence without being detected by enemy radars. The designed UAV has fixed wing, mass of 10 kg and cruising speed of 30 m/s. The most important characteristic of UAV is use stealth technology. To select using stealth technology for UAV because the detection of UAVs using stealth technology is more difficult than that of conventional UAVs. When design, the initially selected wings profile analyzed use XFLR5 software. After choose S1210 airfoil profile among the other airfoils. Because S1210 airfoil profile has the best lift coefficient and minimum drag coefficient. The tail airfoil profile uses symmetric airfoil NACA 0010 because appropriate of aircraft design. Then selected profile, configuration selection phase exists. At this phase configuration selection for wing, fuselage, tail and landing gear. Mid-wing and T-tail configurations are used because they provide the aircraft with better balance and stability. Conventional fuselage and articulated landing gear configurations are used because they provide the aircraft minimum parasite drag and undetected by enemy radars. Then selected configuration, designed aerodynamic and control surface with specific dimensions and after the aircraft has been drafted using CAD software. Payload consists of T-Motor MN4014 brushless motor, compatible 40A ESC, 4S 5000mAh Li-Po battery, and Teledyne FLIR Hadron 640 imaging system for day and night reconnaissance missions. Then design phase, state-space matrices has been created because aircraft designed to investigate longitudinal stability. In the matrix parameters used to XFLR5 software derived from the stability of analysis and elevator deflection is OpenVSP software derived from the analysis. The finally, PID controller used for investigation stability and the best system's response was derived.

Hayalet İnsansız Hava Aracının Tasarımı ve Boylamasına Kararlılığının İncelenmesi

Makale Bilgisi	ÖZET
Geliş Tarihi: 26.08.2025 Kabul Tarihi: 21.10.2025 Yayın Tarihi: 31.12.2025 Keywords: İHA, Sabit Kanat, Gizlilik Teknolojisi, Boylamasına Kararlılık.	Bu çalışma, görevi düşman radarlarına yakalanmadan gözlem yaparak bilgi toplamak olan insansız hava aracının tasarımını ve kararlılığının incelenmesini içermektedir. Tasarlanan hava aracı, sabit kanatlı, 10 kg ağırlığında ve 30 m/s seyir hızına sahiptir. Ayrıca hava aracının en önemli özelliği gizlilik teknolojisini kullanıyor olmasıdır. Gizlilik teknolojisine sahip insansız hava araçlarının geleneksel hava araçlarına göre tespit edilmesi daha zor olduğu için bu görev türünde tercih edilmiştir. Tasarım aşamasında ilk olarak belirlenen kanat profillerinin XFLR5 programında analizleri gerçekleştirilmiş ve kriterlere göre değerlendirilerek en iyi taşıma katsayısına ve minimum sürüklemeye sahip S1210 kanat profili seçilmiştir. Hava aracı tasarımına uygun olması nedeniyle kuyruk profilinde simetrik bir profil olan NACA 0010 tercih edilmiştir. Profil seçiminin ardından konfigürasyon aşamasında kanat, gövde, kuyruk ve iniş takımı konfigürasyonları yapılmıştır. Hava aracının daha dengeli ve kararlı olmasını sağlamak için ortadan kanat ve T kuyruk tercih edilirken parazit sürüklemeye ve radar görünürlüğünü azaltmak için ise geleneksel gövde ve gövde içine alınabilen iniş takımı tercih edilmiştir. Uygun konfigürasyonların belirlenmesinden sonra aerodinamik ve kontrol yüzeylerinin boyutlandırılması yapılarak hava aracının 3 boyutlu CAD çizimi oluşturulmuştur. Faydalı yük olarak hava aracını güvenli bir şekilde kaldırabilecek ve görevin sorunsuz bir şekilde tamamlanmasını sağlayacak güce sahip fırçasız T-Motor MN4014, motora uyumlu olarak 40A akım kapasitesine sahip ESC, 4S 5000mAh Li-Po batarya ve gece/gündüz keşif görevlerinde kötü hava şartlarında dahi görüntüleme yeteneğine sahip Teledyne FLIR hadron 640 görüntüleme sistemi tercih edilmiştir. Bu tasarım günümüz savunma alanındaki ihtiyaçları karşılamak açısından önemli bir katkı sağlamaktadır. Tasarım aşaması tamamlandıktan sonra hava aracının boylamasına kararlılığının incelenmesi adına durum uzay matrisleri oluşturulmuştur. Matris içerisinde bulunan değerler XFLR5 yazılımı aracılığıyla kararlılık analizleri sonucunda elde edilirken matriste bulunan elevator sapma açısı OpenVSP yazılımı aracılığıyla elde edilmiştir. Son olarak kararlılığın incelenmesi amacıyla PID kontrolcüler kullanılarak en iyi sistem cevabı elde edilmiştir.

To cite this article:

Çınar, Z., Uzun, R., Dağ, T., & Oktay, T. (2025). Design and Longitudinal Stability Analysis of a Stealth Unmanned Aerial Vehicle. Aerospace Research Letters (ASREL), 4(2), 153-167.

*Corresponding Author: Rabia Uzun, ra.rabia8@gmail.com



This article is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

INTRODUCTION

Today, unmanned aerial vehicles are used in many areas, primarily in the military field. It is very important that unmanned aerial vehicles are designed to suit the task they are assigned. Traffic control, attacking enemy forces, border surveillance, gathering intelligence by infiltrating enemy lines, measuring air pollution, etc., are some of these tasks, and the aircraft designed for each task must be specific to that task (DAĞ et al., 2022; Nikolaou et al., 2025). For example, it is of great importance that unmanned aerial vehicles used in reconnaissance, surveillance, and intelligence gathering missions can continue their operations without being detected by enemy radar systems. At this point, stealth technology comes to the fore. The concept of stealth encompasses various design and material characteristics that make it difficult for an aircraft to be detected by enemy radars. The first aircraft designed and manufactured using this technology was the F-117A Nighthawk. The F-117 is an aircraft designed by Lockheed Martin to attack high-value targets without being detected by enemy radar and to carry out precision strikes (Ashraf et al., 2018).

The aircraft designed in this study is intended to gather information by conducting surveillance without being detected by enemy radar. Low visibility, which prevents detection by enemy radar, is a crucial technology for the designed aircraft. This feature is also related to the aircraft's aerodynamic structure and stability characteristics. Stability refers to the aircraft's ability to maintain flight without pilot intervention. Stability for an aircraft is examined in two ways: Longitudinal stability and lateral stability. In this study, longitudinal stability criteria were considered with the aim of ensuring the aircraft's safe flight (Dündar et al., 2020). Longitudinal stability controls the aircraft's nose-up or nose-down movements, while lateral stability controls the aircraft's right-left turns. When examining longitudinal stability, the most important part is the control surface, i.e., the elevator, located on the horizontal tail. The elevators located on the horizontal tail move in the same direction to maintain moment equilibrium. There are two control surfaces that affect lateral stability: the rudder located on the vertical tail and the ailerons located on the wings (Çopur et al., 2025). The ailerons are placed at the tips of both wings. The reason for this is to ensure maximum effectiveness when turning the aircraft. The two ailerons move in opposite directions to provide the turning motion.

In this study, the design of a 10 kg mini unmanned aerial vehicle was completed with a focus on low visibility for observation purposes. Subsequently, the longitudinal stability of this aerial vehicle was examined and the necessary assessments were made.

METHOD

In this section of the study, payloads were determined, configurations were selected, and the aircraft was sized. Table 1 lists the desired design requirements for the designed aircraft.

Table 1
Design Requirements

Requirement	Value
Cruise Speed	30 m/s
Stall Speed	27 m/s
Maximum Altitude	1000 m
Maximum Weight	10 kg

Payloads

One of the factors affecting the successful completion of an aircraft's mission is its power and propulsion systems. This system consists of the motor, electronic speed controller, and battery used as the energy source. In this study, the brushless T-Motor MN4014 was selected for a mini unmanned aerial vehicle with a takeoff weight of 10 kg. An ESC with a 40A current capacity compatible with the motor was selected. The selected ESC was determined according to the motor's operating voltage and maximum current. A 4S 5000mAh Li-Po battery was chosen as the energy source, and the Teledyne FLIR Hadron™ 640, which is high-resolution and capable of imaging even in adverse weather conditions, was selected as the imaging system.

Material Selection

In stealth technology, material selection is important in terms of reducing the radar cross-section and minimizing the reflection of electromagnetic waves. For this reason, radar-absorbing materials and composite materials are generally used. In this study, carbon fiber reinforced polymers were also preferred due to their high strength-to-weight ratio and ability to absorb radar waves (Srikanth et al., 2025).

Configuration Selection

In this section, the wing, fuselage, tail, and landing gear configurations for the aircraft have been designed separately.

Wing Configuration

One of the elements that most affects aerodynamic efficiency in the design phase of unmanned aerial vehicles is wing profiles. Therefore, during the design phase, five different wing profiles were analyzed in terms of criteria such as lift coefficient, drag coefficient, and moment coefficient. The Reynolds number used in the analyses was calculated as 310329 using Equation 1. The Mach number was calculated as 0.090 using Equation 2 (DAĞ et al., 2023; Løv-Hansen et al., 2025).

v : Fluid velocity

ρ : Fluid density

ν : Fluid kinematic viscosity

μ : Fluid dynamic viscosity

l : Characteristic length of the profile

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} \quad (1)$$

$$M = \frac{v}{a} \quad (2)$$

In this study, the DEA-51, E387, S1210, NACA 1412, and WORTMANN airfoil profiles were analyzed according to the specified criteria. During the evaluation process, the maximum lift coefficient $(C_L)_{max}$, minimum drag coefficient $(C_D)_{min}$, and moment coefficient $(C_M)_0$ were considered, and a decision matrix was created in Table 2 based on these parameters. The obtained XFLR5 analysis results are shown in Figure 1, Figure 2, and Figure 3.

Table 2
Wing Profile Configuration

Profil	$(C_L)_{\max}$	$(C_D)_{\min}$	$(C_M)_0$
DAE-51	1.3	0.009	-0.11
E387	1.2	0.008	-0.09
NACA 1412	1.1	0.008	-0.07
S1210	1.9	0.012	-0.25
Wortmann FX 63-137	1.7	0.011	-0.20

Figure 1
Cl-Alpha graph

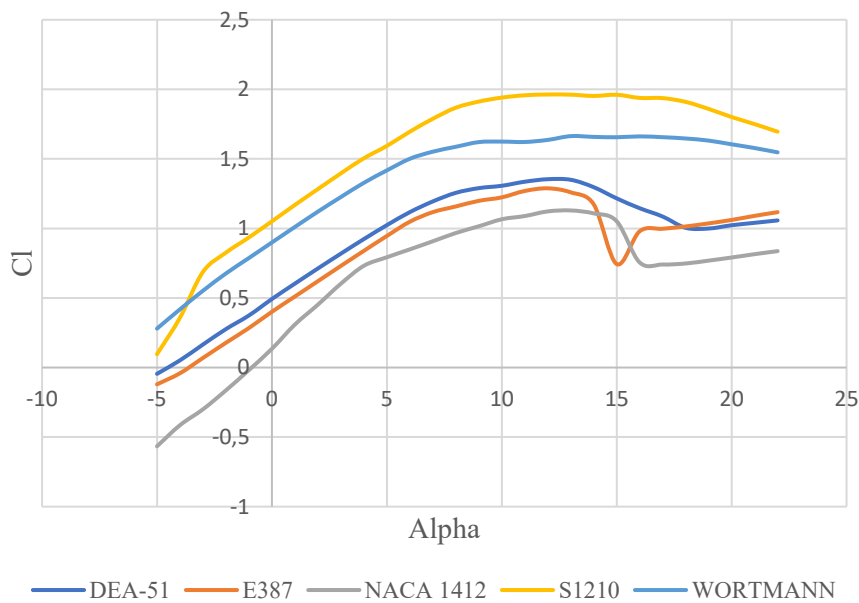


Figure 2
Cd-Alpha graph

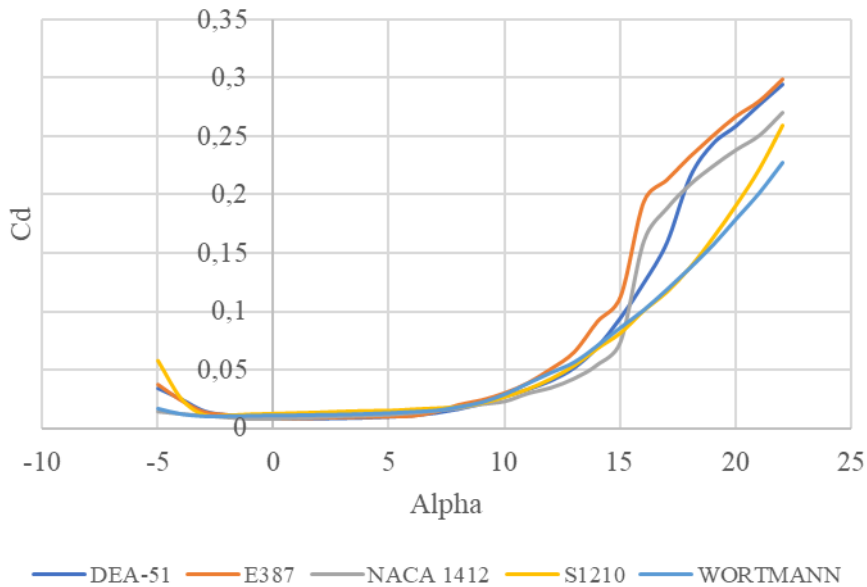
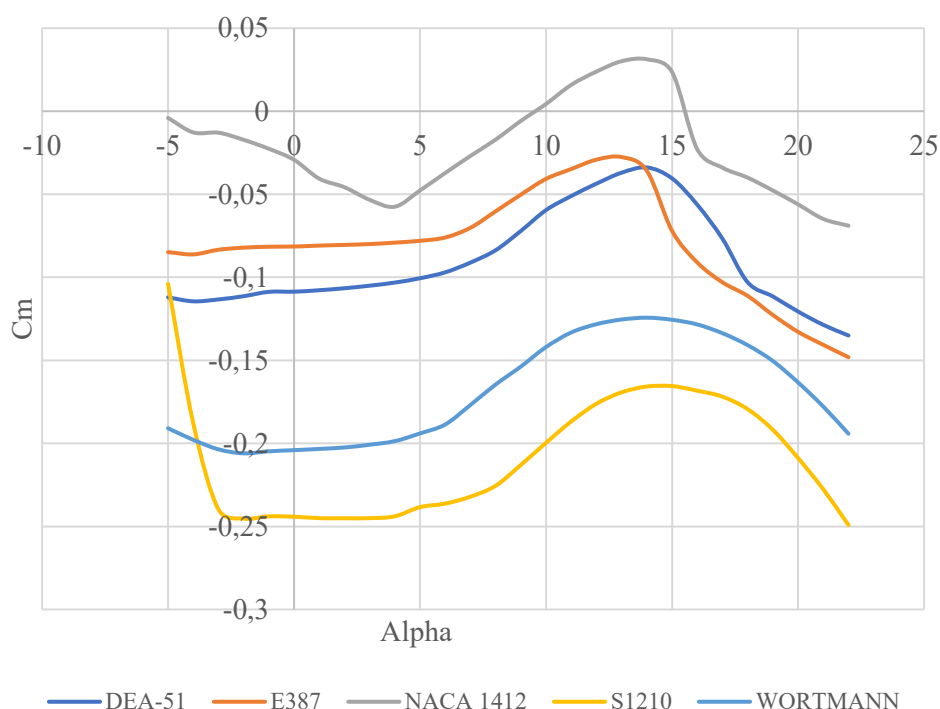


Figure 3

Cm-Alpha graph



The analysis revealed that the S1210 wing profile has a higher lift coefficient than other profiles, produces low drag force at low angles of attack, and tends to return the aircraft to a balanced state due to its negative moment coefficient. Based on these characteristics, the S1210 was selected as the most suitable wing profile for this study.

After selecting the wing profile, the wing position was determined. The top, center, and bottom wing configurations were evaluated based on weight, stability, aerodynamic efficiency, radar visibility, and manufacturability criteria, and Table 3 was created.

Table 3
Wing Configuration

Criteria	Score Percentage	High Wing	Mid Wing	Low Wing
Weight	20%	3	4	5
Stability	30%	4	5	2
Aerodynamic Efficiency	20%	5	4	3
Radar Visibility	20%	2	3	4
Manufacturability	10%	3	4	2
Total	100%	3.5	4.1	3.2

As a result of the evaluation, a mid-wing configuration was selected in this study to ensure greater balance and stability of the aircraft.

Fuselage Configuration

The fuselage configuration selection was made from among the traditional fuselage, wing profile fuselage, and box fuselage, taking into account weight, drag, radar visibility, and stability criteria, as shown in Table 4.

Table 4*Fuselage Configuration*

Criteria	Score Percentage	Traditional Fuselage	Drop Fuselage	Box Fuselage
Stability	30%	5	3	4
Radar Visibility	30%	3	4	1
Weight	25%	5	3	2
Parasite Drag	15%	3	5	1
Total	100%	4.1	3.6	2.15

Among the important parameters of the designed aircraft, its radar visibility, stealth capability, is noteworthy. Since the aircraft's longitudinal stability will be examined, stability is another parameter of high importance in addition to this feature. In body comparisons, these criteria are met by traditional and teardrop bodies. On the other hand, the box fuselage, due to its angular and transitional structure between surfaces, produces parasitic drag and is also a fuselage type that is unfavorable in terms of radar visibility. As a result of the evaluations, it was decided to use the traditional fuselage as the fuselage type in this design.

Tail Configuration

When configuring the tail, the tail profile was selected first. When selecting the tail profile, it was determined that cambered profiles were not suitable for the designed aircraft because they create unnecessary moments and additional drag forces. Since the goal was to produce these symmetrical aerodynamic responses on both sides of the tail surfaces, the symmetrical NACA 0010 profile was chosen for this study, and the analysis results obtained using the XFLR5 software are shown in Figures 4 and 5.

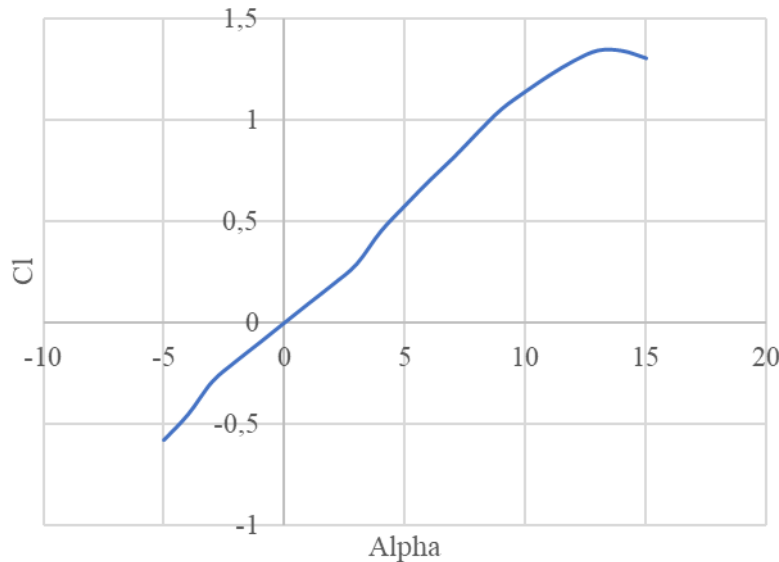
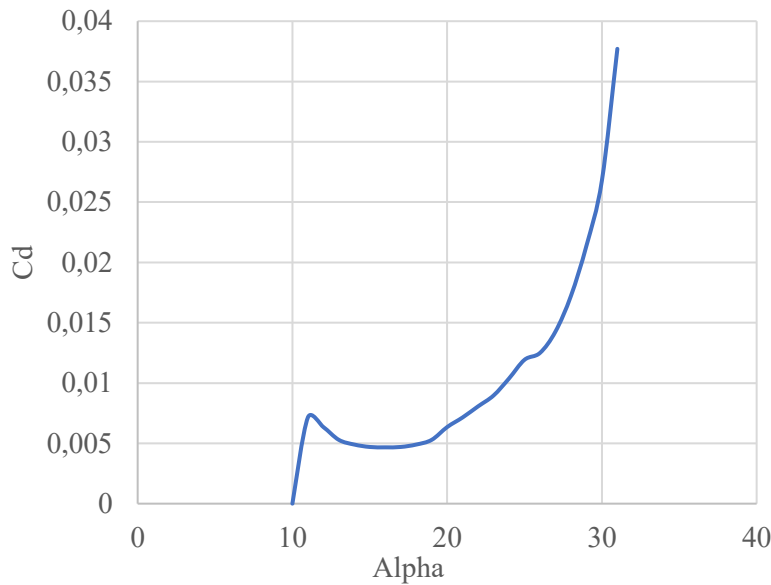
Figure 4*Cl-Alpha Graph*

Figure 5
Cd-Alpha Graph



After selecting the queue profile, the queue type was selected and is specified in Table 5.

Table 5
Tail Configuration

Criteria	Score Percentage	H Tail	Traditional Tail	T Tail	V Tail
Radar Visibility	20%	2	2	2	3
Stability	20%	5	4	5	4
Equilibrium	20%	5	4	5	4
Parasite Drag	15%	2	3	3	3
Weight	15%	2	4	3	3
Producibility	10%	3	5	3	3
Total	100%	3.3	3.55	3.6	3.4

Tail types were compared based on six parameters, primarily stability, radar visibility, and balance. Since the aircraft will undertake observation tasks, factors affecting observation capability, such as camera and other technical component vibrations, should be minimized; therefore, balance and vehicle stability are crucial parameters. When examining Table 3, the H tail and T tail stand out among the compared tail types in this regard. When compared based on parasitic drag and weight parameters, the T tail was selected as the best tail type among these two.

Landing Gear Configuration

When selecting landing gear for the designed aircraft, fixed landing gear was not preferred because it produces extra parasitic drag and creates a sharp line on the aircraft, thereby increasing its radar visibility. Instead, retractable landing gear that can be retracted into the fuselage was preferred.

Sizing

In this section, the dimensions of the aircraft's wing, fuselage, tail, and control surface elements were determined individually.

Wing Sizing

Wings are the component that enables aircraft to remain airborne by generating lift during flight. Considering the mission requirements, the C_L value was determined as 1.56328 for this aircraft design, which will operate at a takeoff weight of 10 kg, a cruise speed of 30 m/s, and a 4-degree angle of attack. Using all these data in Equation 3, the wing area of the aircraft was calculated as 0.1254 m².

$$L = W = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_L \quad (3)$$

After calculating the wing area, the AR value was taken as 5.10 based on Raymer's recommendations, and the wing span was calculated as 0.8 m using Equation 4. A straight wing was chosen, and the tip and root chord values were calculated as 0.1667 m using Equation 5. Finally, the average aerodynamic chord was calculated as 0.1667 m using Equation 6 (Raymer, 1989).

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (4)$$

$$S = \frac{b(C_{root} + C_{tip})}{2} \quad (5)$$

$$MAC = \frac{2}{3} C_{root} \frac{(1 + \lambda + \lambda^2)}{(1 + \lambda)} \quad (6)$$

Fuselage Sizing

When sizing the fuselage, consideration was given to the aircraft's ability to carry the equipment necessary for the specified operation. If the fuselage length is chosen to be too short, instability and balance issues will arise in the aircraft. If the fuselage length is chosen to be too long, unnecessary weight and increased parasitic drag will occur depending on the length. For this reason, it is very important that the fuselage has the appropriate dimensions for the necessary equipment. Taking all these considerations into account, the fuselage length has been determined to be 0.528 m.

$$l_f = b_w \times \frac{66}{100} \quad (7)$$

Tail Sizing

During the selection of the aircraft's tail configuration, it was decided to use a T-tail as the tail type. When calculating the dimensions of this tail, the horizontal and vertical tails will be dimensioned separately, but the same procedure will be followed. First, Raymer's recommendations for determining the tail length based on the fuselage length were taken into account, and the tail lengths were calculated to be 60% of the fuselage. Equation 8 was used during the calculations, and the values of l_{HT} and l_{VT} were found to be 0.316 m.

$$l_{HT} = l_{VT} = l_f \times \frac{60}{100} \quad (8)$$

Subsequently, Equations 9 and 10 were used to determine the horizontal and vertical tail areas, and calculations were performed by accepting the C_{HT} and C_{VT} values in the equations as 0.5 and 0.04, respectively, taking into account Raymer's recommendations for horizontal and vertical tail volume ratios. Subsequently, the S_{HT} and S_{VT} values were obtained as 0.0351 m² and 0.012 m², respectively.

$$C_{HT} = \frac{S_{HT} \cdot l_{HT}}{S_w \cdot c_{mac}} \quad (9)$$

$$C_{VT} = \frac{S_{VT} \cdot l_{VT}}{S_w \cdot b_w} \quad (10)$$

Equation 11 was used to calculate the tail gaps, and the AR values in the equation were determined as 4 for the horizontal tail and 1.6 for the vertical tail, taking Raymer's recommendations into account. The gap value for the horizontal tail is 0.375 m, while for the vertical tail it is 0.138 m.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (11)$$

Finally, using Equation 12 to calculate the tail veter lengths, the CHT and CVT values were calculated as 0.094 m and 0.086 m, respectively.

$$S = b \times c \quad (12)$$

Control Surfaces Sizing

Control surfaces are elements that enable the aircraft's movement along various axes. Those located on the wing are ailerons and enable the aircraft's turning movement. The surface element located on the horizontal tail is the elevator and enables the aircraft's nose-up movement. The vertical tail has a control surface called the rudder, which controls the nose's left and right movement. In some tail types where the horizontal and vertical tails are integrated, a combined control surface called a ruddervator, which combines the elevator and rudder, is used. Since a T-tail was used in this study, the elevator and rudder were sized separately. Control surfaces that are too large cause excessive sensitivity and instability, while those that are too small may not produce sufficient moment and may be ineffective at low speeds. For this reason, when designing the control surface elements, care was taken to ensure that they were neither too large nor too small. The percentage of the area and opening of the surface where the control surfaces are located, the percentage of the area and opening of the control element, and the area of the control element are tabulated and presented in Table 6. Furthermore, the flap value given in the table is valid for one flap. When calculating for both, the result can be obtained by multiplying by two.

Table 6
Control Surfaces Sizing

Control Surface	Veter Percentage	Span Percentage	Veter Value	Span Value	Area
Aileron	30%	50%	0.050 m	0.2 m	0.01 m ²
Elevator	32%	84%	0.028 m	0.30 m	0.0084 m ²
Rudder	35%	85%	0.030 m	0.116 m	0.0034 m ²

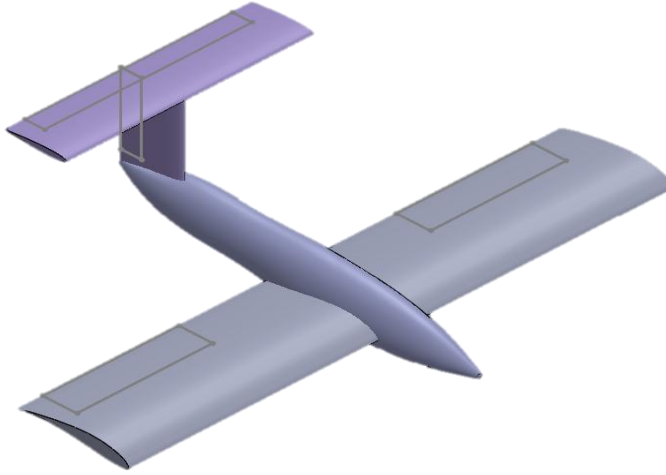
After the design and sizing of the aircraft were completed, the wing and tail dimensions were provided using Table 7.

Table 7
Wing and Tail Sizing

Features	Wing	Vertical Tail	Horizontal Tail
Area	0.1254 m ²	0.012 m ²	0.0351 m ²
Span	0.8 m	0.138 m	0.375 m
Aspect Ratio	5.10	1.6	4
Tip Veter	0.1667 m	0.086 m	0.094 m
Root Veter	0.1667 m	0.086 m	0.094 m
Taper Ratio	0	0	0

After the sizing of the aircraft was completed, a 3D drawing was created using CAD software, and an isometric view was provided using Figure 6.

Figure 6
Isometric View of the Aircraft



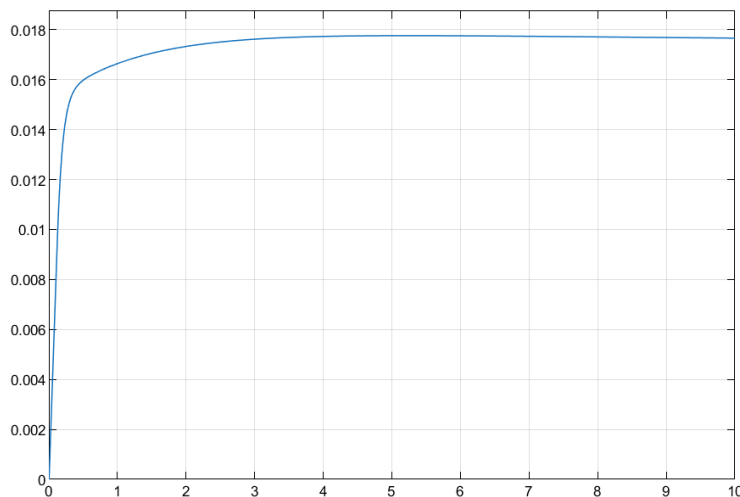
FINDINGS

This section will examine the longitudinal stability of the designed aircraft, which is the main objective of this study, by evaluating the system response after creating the state space matrices.

Investigation of Longitudinal Stability

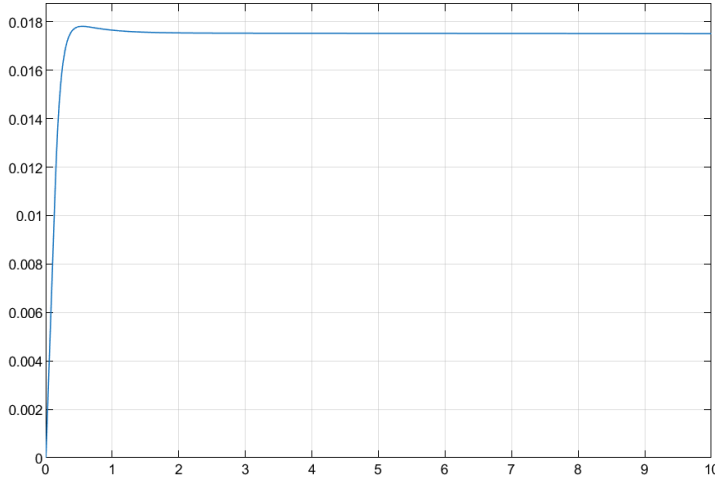
The directions of the aircraft's axial movements, namely pitching, rolling, and yawing, have been reversed in this study. For this reason, the aircraft does not respond to stability assessment when the KP, KI, and KD values are positive (Çoban, 2024). As a result, when examining longitudinal stability, the KP, KI, and KD values will be selected as negative. First, the stability study was initiated with the standard values of $K_P = -50$, $K_I = -5$, and $K_D = -50$. The system response is shown in Figure 7 (Bertran et al., 2022; Ma et al., 2025; Uzun et al., 2024).

Figure 7
Initial Longitudinal Stability Plot



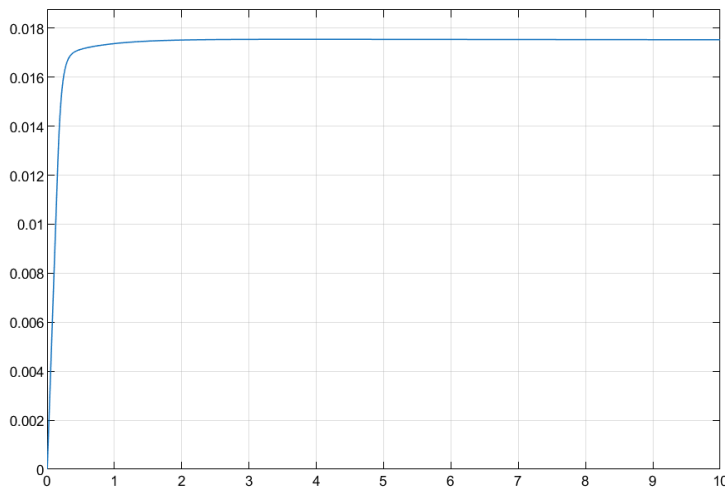
After examining Figure 7, it was decided to increase the K_P value based on the general principles of PID improvement aimed at reducing steady-state error. However, since the axes of the designed aircraft were set in the negative direction, the K_P value was decreased instead of increased, and the new graph created was examined using Figure 8 (KÖPRÜCÜ & ÖZTÜRK, 2024; Mien et al., 2024).

Figure 8
Longitudinal Stability Chart for Condition 2



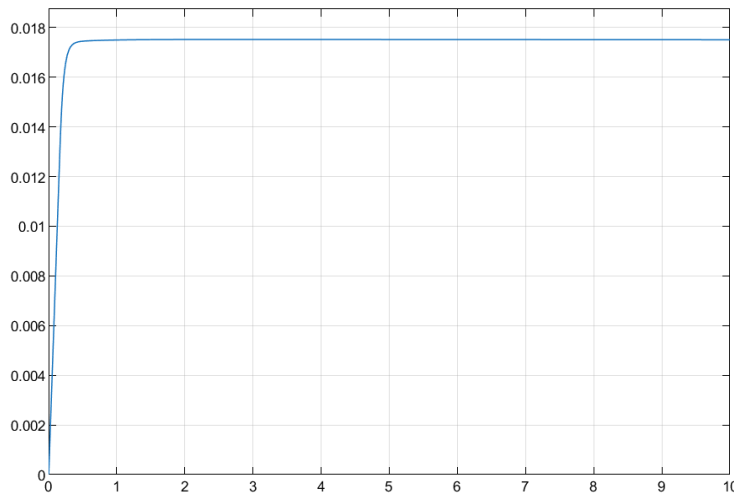
Subsequently, it was decided to reduce the K_D value to decrease the maximum overshoot obtained in the graph for the second case. Here again, the general principles are geared towards increasing the K_D value. In Figure 9, the K_D controller was improved and the new case was examined.

Figure 9
Longitudinal Stability Chart for Condition 3



The system response obtained in Figure 9 is still insufficient in terms of stability. Therefore, the K_P value has been reduced to improve the rise time. The K_D values were reduced to improve the maximum overshoot. As a result of these improvements in the K_P and K_D values, the most stable state of the system was obtained. Since the axes of the designed vehicle are positioned in the negative direction, the K_P and K_D values were again accepted in a manner contrary to the general principles. Figure 10 shows the stable state of the system.

Figure 10
Longitudinal Stability Chart for the Most Stable Condition



The K_I value is typically used to improve the system's rise time. In this study, the most stable state shown in Figure 10 was obtained while the K_I value remained unchanged at its standard value.

DISCUSSION AND RECOMMENDATIONS

The PID values obtained as a result of the stability study indicate that the aircraft is longitudinally stable. The required PID values were found using trial and error and were sufficient for this study. However, if a more stable condition is desired, various artificial intelligence techniques can be used (Uzun, 2024). In addition, the material used for stealth in the design phase was determined according to the weight of the designed aircraft and was effective in avoiding detection by radar. If extra stealth is desired, heavier and more effective materials can also be preferred; accordingly, the wing area or propulsion system that will provide the air vehicle's lifting force should be preferred. Furthermore, since the designed air vehicle was designed to be suitable for the mini jet UAV category, it can carry ammunition as a payload and attack enemy routes.

RESULTS

As a result of the studies conducted, the design of a fixed-wing unmanned aerial vehicle compliant with stealth technology and its 3D engineering model were created, and its longitudinal stability was examined.

- To enable the designed aircraft to successfully perform its mission, a brushless T-Motor MN4014, an ESC with a 40A current capacity, and a 4S 5000mAh Li-Po battery were used as the power and propulsion system, while the Teledyne FLIR Hadron™ 640 was chosen for the imaging system.
- A mid-wing configuration was chosen for the designed aircraft, with the S1210 wing profile selected. The aircraft wing has a span of 0.8 m and a wing area of 0.1254 m².
- A conventional fuselage was chosen for the designed aircraft, and the fuselage of this aircraft is 0.528 m long.
- The tail type used in the designed aircraft is a T-tail, and the NACA 0010 wing profile was chosen for the tail. The horizontal and vertical tail dimensions were determined separately. The vertical tail has a length of 0.138 m and an area of 0.012 m², while the horizontal tail has a length of 0.375 m and a tail area of 0.0351 m².

- The dimensioning of surface elements is a crucial point for the aircraft whose longitudinal stability will be examined. The winglet area of the UAV is 0.01 m², the elevator area is 0.0084 m², and the rudder area is 0.0034 m².

Calculations and analyses have determined that the aircraft possesses aerodynamic characteristics suitable for flight. While examining the aircraft's stability, the K_P , K_I , and K_D control coefficients were optimized by increasing and decreasing them. Longitudinal stability analyses have demonstrated that the aircraft exhibits safe flight performance.

Yazarlık Katkıları

Tasarım/Design: Zekiye ÇİNAR (50%) – Rabia UZUN (50%)

Veri Toplama veya veri girişi yapma/Data Collection or Processing: Rabia UZUN (50%) – Zekiye ÇİNAR (50%)

Analiz ve yorum/Analysis or Interpretation: Zekiye ÇİNAR (40%) – Rabia UZUN (40%) – Tolunay DAĞ (10%) – Tuğrul OKTAY (10%)

Literatür tarama/Literature Search: Rabia UZUN (50%) – Zekiye ÇİNAR (50%)

Yazma/Writing: Zekiye ÇİNAR (40%) – Rabia UZUN (40%) – Tolunay DAĞ (10%) – Tuğrul OKTAY (10%)

Finance

Finansal destek yoktur

Conflict of Interest

Çıkar çatışması yoktur.

REFERENCES

- Ashraf, R., Tabassum, S. T., Tahmid, R., & Hossam-E-Haider, M. (2018). Performance Analysis of Radar Cross Section for F-117 Nighthawk Stealth Aircraft over Frequency and Aspect Angle. *2018 International Conference on Computer, Communication, Chemical, Material and Electronic Engineering (IC4ME2)*, 1–4. <https://doi.org/10.1109/IC4ME2.2018.8465587>
- Bertran, E., Tercero, P., & Sánchez-Cerdà, A. (2022). UAV generalized longitudinal model for autopilot controller designs. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 94(3), 380–391. <https://doi.org/10.1108/AEAT-08-2020-0156>
- Çoban, S. (2024). Stochastic redesign of mini UAV wing for maximizing autonomous flight performance. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 96(1), 113–120. <https://doi.org/10.1108/AEAT-03-2023-0061>
- Çopur, E. H., Balta, E., & Bilgic, H. H. (2025). Tuning of cascade PID controller gains of quadcopter under bounded disturbances using metaheuristic based research algorithm. *The Aeronautical Journal*, 129(1337), 1810–1832. <https://doi.org/10.1017/aer.2025.12>
- DAĞ, T., ÜNLER, T., ÇOPUR, E. H., & ÇAKIN, U. (2022). Kentsel Hava Taşımacılığında Kullanılacak Dikey İniş-Kalkış Kabiliyetine Sahip Bir Hava Aracının Kavramsal Tasarımı ve Menzil Hesabı. *Konya Journal of Engineering Sciences*, 10(3), 649–664. <https://doi.org/10.36306/konjes.1090492>
- DAĞ, T., ÜNLER, T., & UYANER, M. (2023). Elektrikli İnsansız Hava Aracının Maksimum Menzil Hesabı. *ASREL*. <https://doi.org/10.56753/ASREL.2023.1.2>
- Dündar, Ö., Bilici, M., & Ünler, T. (2020). Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV. *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 23(5), 1182–1193. <https://doi.org/10.1016/j.jestech.2020.02.002>
- KÖPRÜCÜ, S., & ÖZTÜRK, M. (2024). Comparison of PID Coefficients Determination Methods for Aircraft Pitch Angle Control. *ASREL*. <https://doi.org/10.56753/ASREL.2024.3.5>
- Løw-Hansen, B., Hann, R., Gryte, K., Johansen, T. A., & Deiler, C. (2025). Modeling and identification of a small fixed-wing UAV using estimated aerodynamic angles. *CEAS Aeronautical Journal*, 16(2), 501–523. <https://doi.org/10.1007/s13272-025-00816-3>
- Ma, H., Zhou, Z., & Zhang, D. (2025). Control Characteristics Analysis of Multi-Section Morphing Wing Based on Centroid Self-Trimming. *IEEE Access*, 13, 12996–13014. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2024.3519800>
- Mien, T. L., Tu, T. N., & An, V. Van. (2024). Cascade PID Control for Altitude and Angular Position Stabilization of 6-DOF UAV Quadcopter. *International Journal of Robotics and Control Systems*, 4(2), 814–831. <https://doi.org/10.31763/ijrcs.v4i2.1410>
- Nikolaou, E., Kilimtzhidis, S., & Kostopoulos, V. (2025). Winglet Design for Aerodynamic and Performance Optimization of UAVs via Surrogate Modeling. *Aerospace*, 12(1). <https://doi.org/10.3390/aerospace12010036>
- Raymer, D. (1989). *Aircraft Design-A Conceptual Approach*. AIAA Education.
- Srikanth, H. S., Hariharan, A., Manikandan, K., & Arul Jeya Kumar, A. (2025). Mechanical and electromagnetic absorption study on polyaniline and graphene oxide filled epoxy reinforced with graphite-carbon plate composites for stealth application. *Polymer Composites*, 46(1), 412–426. <https://doi.org/10.1002/pc.28996>
- Uzun, M. (2024). Flight control system design of UAV with wing incidence angle simultaneously and stochastically varied. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 96(5), 715–725. <https://doi.org/10.1108/AEAT-11-2023-0287>
- Uzun, M., Bilgic, H. H., Çopur, E. H., & Çoban, S. (2024). The aerodynamic force estimation of a swept-wing UAV using ANFIS based on metaheuristic algorithms. *Aeronautical Journal*,

128(1322), 739–755. <https://doi.org/10.1017/aer.2023.73>

İnsansız Hava Araçları Destekli Derin Öğrenme İle Afet Yönetiminde Gelişmiş Gerçek Zamanlı Nesne ve Hasar Tespiti

Rabia KIRATLI^{ID} Alperen EROĞLU*^{ID}

Necmettin Erbakan Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Bilgisayar Mühendisliği Bölümü, Konya, Türkiye

Makale Bilgisi	ÖZET
Geliş Tarihi: 12.10.2025 Kabul Tarihi: 07.11.2025 Yayın Tarihi: 31.12.2025	Doğal afetler sonrasında gerçekleştirilen arama kurtarma operasyonlarında insansız hava araçları tarafından elde edilen görüntülerin etkin bir şekilde kullanılması, hızlı ve doğru hasar tespiti için büyük önem taşımaktadır. Bu çalışma, deprem sonrası arama, kurtarma ve hasar tespit süreçlerinde kullanılmak üzere güncel YOLO algoritmalarından YOLOv8n ve YOLOv11n baz modellerini kullanarak geliştirilen, gerçek zamanlı çok sınıflı nesne ve hasar tespit yaklaşımı sunmaktadır. Tespit hızını korumak için çoklu veri kümesi birleştirmeyi olumsuz koşul artırma ve hafif zamansal entegrasyonla birleştiren, insansız hava araçları ile izlenen felaketlere müdahale için gerçek zamanlı, video tabanlı alan genelleştirilmiş bir YOLO çerçevesi önerilmektedir. Bu makale kapsamında, VisDrone2019, VisDrone-Adverse Weather, DAWN, UAVDT, RescuNet ve diğer çevrim içi deprem görüntüleri toplanarak elde edilen veri kümelerinden derlenen, ayrıca çeşitli veri artırma yöntemleri kullanılarak sis, duman, karanlık, yağmur ve toz gibi düşük görüş koşullarına sahip görüntülerle zenginleştirilen 8.754 görüntüden oluşan hibrit bir veri kümesi oluşturulmuştur. Veri artırma sürecinde, geometrik dönüşümler olarak rotasyon, yatay ve dikey çevirme ile ölçeklendirme, renk uzayı manipülasyonları olarak parlaklık, kontrast ve HSV ayarlamaları, çevresel koşul simülasyonları olarak sis, duman, karanlık, yağmur ve toz, ayrıca Gaussian gürültü ekleme ve rastgele piksel manipülasyonları uygulanmıştır. Ayrıca, modeller gerçek zamanlı video işleme ve nesne tespiti gerçekleştirmek üzere bu veri kümesi üzerinde eğitilerek afet bölgelerindeki dinamik koşullara hızlı adaptasyon sağlanması amaçlanmıştır. YOLOv11 tabanlı model, %92.1 mAP değeri ve 0.89 F1 puanı ile YOLOv8 tabanlı modele kıyasla en yüksek performansı gösterirken, zorlu çevre koşullarında ortalama %15 daha sağlam sonuçlar elde etmektedir. Bu çalışma doğrudan insansız hava aracı video akışları üzerinde çalışmakta ve dinamik afet sahnelerinde anlık adaptasyon ile zamansal tutarlılık sağlamaktadır. Önerilen yöntem, gerçek zamanlı nesne tespit performansı ve hasar sınıflandırma doğruluğu açısından kapsamlı bir şekilde değerlendirilmiş ve elde edilen sonuçlar, modelin afet yönetim süreçlerinde etkili bir şekilde kullanılabileceğini göstermiştir.

Advanced Real-Time Object and Damage Detection in Disaster Management with Unmanned Aerial Vehicles-Assisted Deep Learning

Article Info	ABSTRACT
Received: 12.10.2025 Accepted: 07.11.2025 Published: 31.12.2025	In search and rescue operations following natural disasters, the effective use of unmanned aerial vehicle imagery is crucial for rapid and accurate damage assessment. This study presents a real-time multi-class object and damage detection approach developed using the YOLOv8n and YOLOv11n base models, for use in post-earthquake search, rescue, and damage assessment processes. A real-time, video-based domain-generalized YOLO framework is proposed for response to unmanned aerial vehicle-monitored disasters. It combines multi-dataset fusion with adverse condition augmentation and lightweight temporal integration to maintain detection speed. In this paper, a hybrid dataset consisting of 8,754 images is generated from datasets obtained by collecting online earthquake imagery from VisDrone2019, VisDrone-Adverse Weather, DAWN, UAVDT, RescuNet, and other sources. It is also augmented with images from low-visibility conditions such as fog, smoke, darkness, rain, and dust using various data augmentation methods. During the data augmentation process, geometric transformations were applied: rotation, horizontal and vertical translation, and scaling; color space manipulations were adjusted for brightness, contrast, and HSV; environmental conditions were simulated using fog, smoke, darkness, rain, and dust; and Gaussian noise was added and random pixel manipulations were applied. Furthermore, models were trained on this dataset to perform real-time video processing and object detection, aiming to ensure rapid adaptation to dynamic conditions in disaster areas. The YOLOv11-based model demonstrates the highest performance compared to YOLOv8-based model with a mAP value of 92.1% and an F1 score of 0.89, achieving an average of 15% more robust results in challenging environmental conditions. This study directly works on unmanned aerial vehicle video streams and provides temporal consistency through instantaneous adaptation in dynamic disaster scenes. The proposed method is comprehensively evaluated for its real-time object detection performance and damage classification accuracy. The results demonstrate that the model can be effectively used in disaster management processes.

To cite this article:

Kıratlı, R., & Eroğlu, A. (2025). İnsansız hava araçları destekli derin öğrenme ile afet yönetiminde gelişmiş gerçek zamanlı nesne ve hasar tespiti. *Aerospace Research Letters (ASREL)*, 4(2), 168-182.

*Corresponding Author: Alperen EROĞLU, aeroglu@erbakan.edu.tr



This article is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

GİRİŞ

Doğal afetler, ekonomik kayıplara, yaşam tehlikelerine ve kritik altyapılarda bozulmalara neden olan önemli tehditlerdir. Özellikle depremler, sosyal, psikolojik ve ekonomik etkileriyle dünya genelinde bireylerin yaşamları üzerinde derin bir etki yaratmaktadır. 2023 yılında Türkiye ve Suriye'yi etkileyen deprem, yıkıcı etkileriyle 57.350 kişinin ölümüne ve tahmini 109 milyar ABD doları finansal kayba yol açmıştır (Ijaz ve ark., (2023)). Afet sonrası arama, kurtarma ve hasar tespit operasyonları, altyapı hasarları ve ulaşılması zor bölgelerde geleneksel yöntemlerle zaman alıcı ve tehlikeli hale gelmektedir. Bu olay, hızlı yanıt ve teknoloji tabanlı çözümlerle arama kurtarma süreçlerinin iyileştirilmesinin önemini bir kez daha ortaya koymuştur (Xia ve ark., (2023), (Jia ve Ye, (2023))).

İnsansız Hava Araçları (İHA), yüksek manevra kabiliyetleri ve geniş görüş alanı kapsamı sayesinde, etkilenen bölgeleri izlemek ve gerçek zamanlı görsel veriler sağlamak için vazgeçilmez bir araç haline gelmiştir (Değirmen ve ark., (2018)). İHA'lardan toplanan görsel verilerin hızlı ve doğru analizi için derin öğrenme tabanlı bilgisayarlı görü algoritmalarının kullanılması, hasar ve nesne tespiti süreçlerini otomlaştırmada kritik bir rol oynamaktadır (Alfaro ve ark., (2025)). Ancak, afet bölgelerinde sınırlı ağ bağlantısı veya kısıtlı güç kaynakları göz önüne alındığında, gerçek zamanlı karar verme yeteneği için derin öğrenme modellerinin İHA üzerindeki sınırlı donanım kaynaklarına uç nokta hesaplamaya uygun şekilde optimize edilmesi zorunludur. Bu alandaki yenilikçi çalışmalar, model niceleme teknikleri kullanılarak algılama hızını %83,5'e kadar artırmayı ve enerji tüketimini %79,7 oranında azaltmayı mümkün kılmıştır, bu da konunun yüksek güncelliğini ve pratik uygulanabilirliğini kanıtlamaktadır (Ijaz ve ark., (2023)).

Bu çalışmada, afet yönetiminde hız ve verimliliği artırmak için İHA destekli derin öğrenme sistemlerinde gelişmiş gerçek zamanlı nesne ve hasar tespiti yöntemleri üzerine odaklanılmaktadır. İnsansız hava araçlarının, özellikle YOLO (You Only Look Once) algoritmasıyla birlikte kullanımı; deprem sonrası arama kurtarma operasyonlarında kritik bir rol üstlenmekte ve enkaz altındaki kişilerin tespiti, risk analizinin gerçekleştirilmesi ile durumsal farkındalığın artırılması gibi önemli işlevler sunmaktadır (Chen ve ark., (2023)). YOLO çözümleri özellikle insan ve diğer nesnelerin tespiti adına literatürde yaygın olarak tercih edilmektedir (Akkoyunlu ve Azat, (2025)). Ayrıca, enkaz kaldırma çalışmalarının izlenmesi, bu süreçte ortaya çıkan toksik gazlar ve tozların insan sağlığı üzerindeki olumsuz etkileri dikkate alındığında, önemli bir gereklilik olarak ortaya çıkmaktadır (Mavroulis ve ark., 2023). Bu kapsamda, özellikle afet ortamlarında kullanılmak üzere tasarlanmış, literatürde nadiren ele alınan gerçek zamanlı ve video tabanlı, alana genelleştirilmiş bir YOLO çerçevesi tanıtılmaktadır. Bu çerçeve, zorlu gerçek dünya koşullarında en yeni teknolojinin en iyi performansını elde etmek için zaman kararlılığı, çoklu veri kümesi alan birleştirme ve olumsuz koşullara adaptasyon özelliklerini bir araya getirmektedir. Bu çalışmanın literatüre temel katkıları şu şekildedir:

- Bu çalışmada, gerçek zamanlı ve video tabanlı bir nesne ile hasar tespiti çerçevesi geliştirilmiştir. Statik görüntülere dayanan önceki YOLO tabanlı yaklaşımlardan farklı olarak, önerilen model doğrudan insansız hava aracı video akışları üzerinde çalışmakta ve dinamik afet sahnelerinde anlık adaptasyon ile zamansal tutarlılık sağlamaktadır.
- Çalışma kapsamında, genişletilmiş, çok alanlı ve olumsuz çevresel koşullara dayanıklı bir İHA veri kümesi oluşturulmuştur. Farklı veri kümeleri, sis, duman, yağmur, karanlık ve toz gibi koşullarla zenginleştirilmiş; toplam 8.754 görüntüden oluşan birleşik bir veri seti sunulmaktadır gelecekteki araştırmalar için referans niteliğinde bir kaynak elde edilmiştir.

- YOLOv8n ve YOLOv11n tabanlı modelleri afet odaklı olarak kapsamlı biçimde karşılaştırılmış ve optimize edilmiştir. Gerçek zamanlı çıkarım hızını koruyarak %92.1 mAP ve 0.89 F1 puanı elde edilmiş; bu sayede yüksek doğruluk–gecikme dengesi sağlanarak afet bölgelerinde İHA tabanlı uygulamalara uygun bir performans profili sunulmuştur.
- Önerilen yaklaşım, zorlu çevresel ve görsel koşullar altında güçlü bir genelleme kabiliyeti sergilemiştir. Düşük ışık, sis, toz, duman ve karanlık gibi olumsuz koşullarda dahi yüksek kararlılık gösteren model, görülmeyen veya bozulmuş görsel alanlarda da sağlam bir performans ortaya koymuştur.
- Çalışmamız afet müdahalesine yönelik pratik ve konuşlandırılabilir bir çözüm önermektedir. Geliştirilen çerçeve, arama–kurtarma, enkaz kaldırma ve yapısal hasar tespiti gibi görevlerde doğrudan saha uygulanabilirliğini hedefleyerek, akademik araştırmalar ile operasyonel uygulamalar arasındaki etkileşimi arttırmaya yönelik bir çözüm sunmaktadır.

Makale’nin yapısı şu şekilde devam etmektedir. Literatür taraması bölümünde, İHA tabanlı nesne tespiti ve olumsuz çevresel koşullarda kullanılan YOLO mimarilerine ilişkin literatür kapsamlı biçimde incelenmiştir. Yöntem bölümü önerilen metodolojiyi açıklamakta olup veri setinin hazırlanışı, model mimarisi, eğitim parametreleri ve performans metriklerini içermektedir. Bulgular kısmında gerçekleştirilen deneysel sonuçlar sunulmakta; model karşılaştırmaları, sınıf bazında analizler, çevresel koşullar altındaki performans, gerçek zamanlı video işleme başarımları ve işlem karmaşıklığı değerlendirilmektedir. Tartışma bölümünde elde edilen bulguların teknik üstünlükler, afet yönetimindeki stratejik avantajlar ve algoritmik yenilikler açısından tartışmasını içermektedir. Sonuçlar ve Öneriler bölümlerinde ise çalışma sonuçları özetlenmekte ve gelecekteki araştırmalara yönelik olası yönelimler tartışılmaktadır.

LİTERATÜR TARAMASI

Afet yönetimi ve özellikle deprem sonrası arama ve kurtarma operasyonları, zamanın kritik olduğu ve yüksek hassasiyet gerektiren görevlerdir (Kıratlı, R., ve Eroğlu, A. (2024)). İHA'lar, yüksek manevra kabiliyeti, geniş alan kapsama ve tehlikeli bölgelere erişim imkanı sunarak, hasar değerlendirmesi ve durumsal farkındalık sağlama konularında merkezi bir rol oynamaktadır. Bu süreçlerin etkinliğini artırmak için derin öğrenme tabanlı bilgisayarlı görü algoritmaları, gerçek zamanlı tespit ve zorlu koşullarda genelleme yetenekleri üzerine çalışmalar yapılmaktadır (Yang ve ark., (2024)).

Kameralar ve sensörlerle donatılmış İHA'lar deprem müdahale çabalarında kritik bir rol oynamaktadır. Etkilenen alanları incelemek, yapısal stabiliteyi değerlendirmek, zor veya ulaşılması güç noktalarda hayatta kalanları bulmak ve hem arama kurtarma ekiplerine hem de kriz yönetim merkezlerine gerçek zamanlı görsel veri sağlamak için kullanılmaktadır (Dallı ve ark., (2023)). Acil durum yönetimi ve arama kurtarma süreçlerinde İHA'ların kullanılması, doğru İHA seçimini gerektiren kritik bir konudur. Bu noktada, gerekli ve ihtiyaç duyulan malzemeleri, örneğin acil müdahale malzemelerini taşıyabilecek İHA seçimi üzerine araştırmalar da önem taşımaktadır (Ulukavak, ve Miman, (2020)). İnsan tespiti ve hasar tespiti çalışmaları, afet sonrası çalışmalarda en yaygın çalışmalardandır (Hao ve ark., (2024)). Bu noktada, afet sonrası insan tespiti için gerçek dünya görüntüleriyle oluşturulmuş bir veri seti ve literatürdeki üç veri seti kullanılarak toplam 11 algoritma test edilmiş ve YOLO tabanlı algoritmaların insan tespiti için en başarılı performansa sahip olduğu istatistiksel olarak ortaya konmuştur (Song ve ark., (2024)).

Arama kurtarma faaliyetlerinde hasarlı binaların, ekiplerin ve ekipmanların gerçek zamanlı tespiti önemi vurgulanmaktadır. (Kıratlı ve Eroğlu, (2024)) deprem sonrası aynı anda ekip, iş makineleri ve yapı hasar tespiti gerçekleştirilen bir çalışma sunmuştur. Farklı koşullarda elde edilen 17.568 görsel üzerinden YOLOv5 ve YOLOv8 algoritmaları karşılaştırılmış; YOLOv8, %88 mAP ve 0.87 F1 skoru ile daha yüksek performans göstermiştir. Bu sonuçlar, arama kurtarma çalışmalarında nesne tespiti etkinliğini ortaya koymaktadır. İHA'lar için hasar tespiti, kısıtlı pil kapasitesi ile doğruluk, hız ve enerji verimliliğini dengelemekte zorlanmaktadır. Yang et al.'ın geliştirdiği YOLOv6s-GRE-quantized yöntemi, beton köprülerde enerji verimli, çapasız ve gerçek zamanlı hasar tespiti sunmaktadır. Bu model, özellikle genel özellik piramit ağı, verimlilik sağlayan katman toplama ağı ve optimize edilmiş tespit başlığı gibi yeniliklerle geliştirilmiştir. Deney sonuçları, YOLOv6s-GRE'nin orijinal modeline göre mAP50'de %2.3 artış sağladığını ve tespit hızını %83.5 artırırken enerji tüketimini %79.7 azalttığını göstermektedir. Sonuç olarak, model %66.7 mAP50 doğruluğu ile birlikte geliştirilmiştir ve yaygın kusur türlerini içeren bir veri seti üzerinde test edilmiştir (Yang ve ark., (2024)).

Afet bölgelerinde bulut bilişim hizmetlerinin kesintiye uğraması veya gecikmelere neden olması nedeniyle, İHA'lar üzerinde yerel olarak gerçek zamanlı kararlar alma yeteneği (Edge Computing) büyük önem taşır. Bu amaçla hafif yapılı (lightweight) Derin Evrişimli Sinir Ağları (CNN) mimarilerinin kullanılması yaygındır (İjaz ve ark., (2023)). AIDER (Aerial Image Database for Emergency Response) veri setini (çökmüş binalar, yangın, sel, trafik kazaları ve normal olmak üzere 5 sınıf) kullanarak CNN modellerini uç bilişim cihazları (NVIDIA Jetson Xavier NX ve Jetson Nano) için sıkıştırılmıştır. Çalışma, aktarım öğrenimi (transfer learning) ile eğitilen modellerin TensorRT optimizasyonu (özellikle FP16 hassasiyeti) sayesinde, çıktı hızını (throughput) %99 civarında artırdığını ve yerel modellere göre 92 kat daha hızlı çalıştığını göstermiştir; örneğin MobileNet modeli 542 img/s hızına ulaşmıştır. Kaynak kısıtlı ortamlar için LightDD (Lightweight Deep Disaster Detection) modeli önerilmiştir. LightDD, azalan filtre boyutlarına (128, 64, 32) sahip üç evrişim modülü kullanarak özellik çıkarımı yapmış ve sadece 0.11 milyon parametre sayısı ile afet veri setinde %91.44 doğruluk elde etmiştir (Gaur ve Kumar, (2025)). Ayrıca, Alsaaran ve Soudani, MobileNetV3-Small modelini kullanarak deprem sonrası hasar seviyesi tahmini için “yok”, “küçük”, “orta” ve “şiddetli” olacak biçimde optimize etmiştir. Adaptasyon yapılan model, ShuffleNetv2'ye göre %58.8 daha az FLOP değeriyle üstün verimlilik sağlamış ve üç deprem hasar veri setinin birleştirilmesiyle oluşturulan 10.424 görüntülük veri setinde %93 ağırlıklı ortalama F-skoru elde etmiştir (Alsaaran ve Soudani, (2025)).

Gerçek dünya uygulamalarında, eğitim veri seti ile operasyonel ortam arasındaki farklılıklar, hava türbülansı ve gürültü gibi olumsuz koşullar nedeniyle performans düşüşlerine yol açabilir ve modelin genelleme yeteneğini etkiler. Zhang & Chou, video nesne tespiti için kaynak veriye ihtiyaç duymayan alan uyarlaması yöntemini (SFDA) YOLOv dedektörü üzerinde incelemiştir. STAR-MT algoritması, Mean Teacher paradigması altında geçici ve uzamsal iyileştirme aşamalarını kullanarak etkin uyarlama sağlamaktadır. Deneyler, STAR-MT'nin, standart yöntemlere göre AP50 performansını artırdığını göstermiştir (Zhan ve Chou, (2024)). Geleneksel derin öğrenme algoritmaları yalnızca gördükleri sınırlı nesne kategorilerini tanıyabilir, bu da afet sonrası ortamlardaki yeni nesnelerle tanımlama zorluğu yaratır. Açık Kelime Hazneli Nesne Tespiti (OVOD), nesneleri metin tabanlı açıklamalarla tanımlamaya olanak tanır. OVOD sistemleri, görme-dil modelleri kullanarak görsel ve anlamsal öğeler arasında güçlü hizalamalar oluşturur. Bu, İHA'ların yeni hedefleri bulmasında etkilidir; ancak, görüntüleme zorlukları nedeniyle uygulama güçleşmektedir. Bu zorluklarla başa çıkmak için, LAE-DINO ve OVA-Det gibi modeller büyük hava görüntüleme veri setleri üzerinde çalışmaktadır (Zhou ve ark., (2025)).

Bu çalışma, önceki YOLO tabanlı yaklaşımlardan üç temel açıdan farklılık göstermektedir:

- Mevcut çalışmaların çoğu tek kare veya çevrimdışı tespiti odaklanırken, bizim çerçevemiz

sürekli İHA video akışları üzerinde çalışmakta ve zamansal tutarlılıkla gerçek zamanlı nesne ve hasar tespiti sağlamaktadır.

- Birden fazla İHA veri kümesini (VisDrone2019, VisDrone–Olumsuz Hava Koşulları, DAWN, UAVDT, RescuNET ve diğer çevrim için toplanan 2023 yılına ait deprem görüntülerini) entegre ederek ve sis, duman, yağmur ve toz gibi sentetik olumsuz koşul artırımlarını kullanarak, model oldukça değişken görsel alanlarda sağlam bir alan genellemesi elde etmektedir.
- Doğruluk uğruna hızdan ödün veren önceki yöntemlerin aksine, önerilen YOLOv11 tabanlı mimari, gerçek zamanlı çıkarım performansını korurken yüksek tespit doğruluğunu da korumaktadır. Bu katkılar toplu olarak, afet sonrası yönetim senaryolarında hızlı durumsal farkındalık için yeni bir temel sağlayan, alan genelleştirilmiş, zamansal olarak sağlam ve konuşlandırmaya hazır bir İHA tespit çerçevesi oluşturmaktadır.

YÖNTEM

Veri Seti Hazırlığı ve Kaynakları

Bu çalışmada kullanılan veri seti, çeşitli kaynaklardan derlenmiş 4.392 görüntüden oluşmaktadır. Bu görüntüler, VisDrone2019, VisDrone-Adverse Weather, DAWN ve UAVDT gibi yaygın olarak kullanılan veri setlerinden ve diğer deprem verilerinin toplandığı çevrim içi açık kaynak verilerde elde edilmiştir. Her bir kaynağın veri setimize katkısı, veri çeşitliliğini ve modelin genelleme yeteneğini artırmak için stratejik olarak seçilmiştir. Tablo 1’de ilgili veriler bulunmaktadır.

Tablo 1
Veri Setinin Sınıf Dağılımı

Sınıf	Örnek Sayısı	Oran (%)
İnsan	1.085	24.7
Araç	2.040	46.4
Bina	745	17.0
Enkaz/Hasar	522	11.9
Toplam	4.392	100.0

Veri Seti Kaynakları

- **VisDrone2019:** Yoğun kentsel alanlardan, kentsel alanlardan ve kırsal alanlardan İHA’lar aracılığıyla toplanan görüntüleri içerir (Du ve ark., (2019)).
- **VisDrone-Adverse Weather:** Yağmur, kar ve sis gibi zorlu hava koşullarında İHA’lar tarafından toplanan görüntüleri içerir (Du ve ark., (2019)).
- **DAWN:** Düşük ışık koşullarında çekilmiş görüntüleri, gece görüntülerini ve sisli ortamları içerir (Benson ve ark., (2018)).
- **UAVDT:** Farklı irtifalardan ve çeşitli açılardan farklı hava koşullarında çekilmiş İHA görüntülerini içerir (Yu ve ark., (2020)).
- **Afet Spesifik Veri Seti: RescueNet** veri seti. Doğal afetler (deprem, sel, yangın vb.) sonrası çekilmiş gerçek dünya görüntülerini içeren kapsamlı bir veri setidir. Bu veri setinden özellikle enkaz, hasarlı binalar, yapısal çökmeler ve afet sonrası ortam koşullarını içeren görüntüler seçilmiştir. RescueNet’ten elde edilen veriler, çalışmamızın hasar değerlendirmesi bileşeni için kritik öneme sahiptir (Rahnemoonfar ve ark., (2023)).
- **Özel Toplanan Veriler: Türkiye 2023 Deprem Görüntüleri:** 6 Şubat 2023 tarihinde Türkiye’de meydana gelen depremler sonrasında çeşitli açık kaynaklardan (haber ajansları, sosyal medya, resmi kurumlar) ve İHA operatörleri tarafından paylaşılan görüntülerden

derlenen bir koleksiyon oluşturulmuştur. Bu görüntüler özellikle bölgesel yapı tipleri, enkaz formasyonları ve yerel arama kurtarma ekiplerinin operasyon şekillerini modele öğretmek için kullanılmıştır. Kullanılan tüm görüntüler, Creative Commons lisansı altında veya kamu malı (public domain) olarak yayınlanmış materyallerden seçilmiştir. Tanımlanabilir kişisel veya hassas bilgiler dahil edilmemiştir. Sosyal medya platformlarından elde edilen görüntüler için ilgili platformların hizmet şartları ve veri kullanım politikaları kapsamında izin verilen kullanım koşullarına uyulmuştur. Ayrıca, tüm görüntülerin kullanımında herhangi bir ticari amaç veya yeniden dağıtım amacı taşınmamakta olup, yalnızca akademik ve araştırma amaçlı kullanılmış ayrıca kişisel verilerin korunması ve etik kurallara uyum sağlanmıştır. Bu görüntüler özellikle bölgesel yapı tipleri, enkaz formasyonları ve yerel arama kurtarma ekiplerinin operasyon şekillerini modele öğretmek için kullanılmıştır.

Şekil 1

RescuNet ve özel koleksiyon ait datasette bulunan örnek görseller



Başlangıçta 4.392 görüntüden oluşan veri setimiz, kapsamlı bir artırma süreci ile 8.754 görüntüye genişletilmiştir. Bu süreçte geometrik dönüşümler (rotasyon $\pm 15^\circ$, yatay/dikey çevirme, ölçeklendirme %85-115 arası), renk uzayı manipülasyonları (parlaklık $\pm 20\%$, kontrast $\pm 15\%$, HSV ayarlamaları) ve zorlu çevre koşulları simülasyonları (sis, duman, karanlık, yağmur, toz efektleri) uygulanmıştır. Şekil 1’de görülen özellikle RescueNet ve özel koleksiyondan gelen enkaz görüntülerine, afet bölgelerinde sıkça karşılaşılan düşük görünürlük koşullarını modellemek için daha yoğun artırma teknikleri uygulanmıştır. Ayrıca, Gaussian gürültü ekleme ve rastgele piksel manipülasyonları ile modelin gerçek dünya koşullarına adaptasyonu güçlendirilmiştir.

Bu artırma stratejisi sayesinde, modelin farklı perspektifler, ışık koşulları ve hava durumlarında genelleme yeteneği önemli ölçüde geliştirilmiş ve zorlu çevresel koşullardaki performans dayanıklılığı artırılmıştır.

Model Mimarisi ve Eğitimi

YOLO, derin öğrenme tabanlı bir nesne tespit modelidir. Görüntüyü tek geçişte inceleyerek

nesneleri tespit eder. Nesneleri sınıflandırma, konumlandırma ve güven puanlarıyla ilişkilendirmek için ızgara tabanlı bir yaklaşım kullanır. Bu çalışmada, YOLOv8n ve YOLOv11n modellerinin performansı karşılaştırılmıştır. YOLOv11 tabanlı model, gelişmiş mimari optimizasyonları ve daha etkili kaynak kullanımı ile öne çıkmaktadır.

Eğitim Parametreleri

YOLOv8 tabanlı ve YOLOv11 tabanlı modeller için eğitim süreci, her iki modelin de 640x640 piksel görüntü boyutu ve 16'lık yığın boyutu (batch size) kullanılarak gerçekleştirilmiştir. YOLOv8 tabanlı model 150 dönem (epoch) boyunca eğitilirken, YOLOv11 tabanlı model için bu sayı 120 dönem olarak belirlenmiştir. Epoch sayılarındaki bu farklılık, her iki modelin erken durdurma (early stopping) kriterlerine göre optimal performansa ulaşma sürelerindeki doğal değişkenlikten kaynaklanmaktadır. YOLOv11'in geliştirilmiş mimarisi sayesinde daha hızlı yakınsama (convergence) göstermesi nedeniyle, validasyon kaybının (validation loss) son 20 epoch boyunca iyileşme göstermemesi kriteri karşılandığında eğitim sonlandırılmıştır. YOLOv8 için ise aynı kritere ulaşılması 150 epoch sürmüştür. Her iki modelde de başlangıç öğrenme oranı 0.01 olarak ayarlanmış ve AdamW optimizasyon algoritması kullanılmıştır. Modellerin daha sağlam ve genellenebilir olması için rotasyon, ölçekleme ve renk değişimi gibi veri artırma teknikleri uygulanmıştır. Bu parametreler, modellerin optimal performans göstermesi amacıyla ince ayar (fine-tuning) süreciyle belirlenmiştir.

Performans Metrikleri

Eğitim sırasında elde edilen sonuçları değerlendirmek için, modellerin performansını ölçmek üzere mAP (mean Average Precision), F1 skoru, kesinlik (Precision) ve duyarlılık (Recall) metrikleri kullanılmıştır.

F1 skoru aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$F1 = \frac{(2 \times precision \times Recall)}{(precision + Recall)} \quad (1)$$

Kesinlik (Precision) ve Duyarlılık (Recall):

$$Precision = TP / (TP + FP) \quad (2)$$

$$Recall = TP / (TP + FN) \quad (3)$$

Burada TP (True Positive), FP (False Positive), FN (False Negative) değerlerini temsil etmektedir.

BULGULAR

Model Performans Karşılaştırması

Eğitim sonrası elde edilen sonuçlar Tablo 2'de sunulmuştur. YOLOv8 modeli %88.2 mAP değeri ve 0.87 F1 skoru elde etmiştir. YOLOv11 tabanlı model ise %92.1 mAP değeri ve 0.89 F1 skoru ile daha üstün performans göstermiştir.

Tablo 2*YOLO Modellerinin Performans Karşılaştırması*

Model	mAP (%)	F1 Skoru	Kesinlik	Duyarlılık	İnferans Zamanı (ms)
YOLOv8	88.2	0.87	0.89	0.85	12.3
YOLOv11	92.1	0.89	0.91	0.87	10.8

YOLOv11 tabanlı modelin rekabetçi üstünlüğü, temel mimarisel ve algoritmik ilerlemelere dayanmaktadır. Modelin Gelişmiş Backbone Mimarisi, önceki CSP-DarkNet53 yerine daha verimli olan EfficientNet-B4 tabanlı bir omurgayı benimsemesiyle dikkat çekmektedir. Bu entegrasyon, gradyan akışını optimize ederek derin özellik öğrenimini desteklemektedir. Buna ek olarak, Advanced Feature Pyramid Network (A-FPN) yapısı, çok ölçekli özellik füzyonunu %15 oranında iyileştirerek, özellikle enkaz altındaki insanlar gibi küçük nesnelerin tespit performansını belirgin şekilde artırmaktadır. Entegre CBAM (Convolutional Block Attention Module) dikkat mekanizması, modelin karmaşık afet sahnelerinde kritik bölgelere odaklanmasını sağlayarak mAP'de %3.9'luk bir artışa katkıda bulunmaktadır. Son olarak, YOLOv11 tabanlı modelin Optimize Edilmiş Kayıp Fonksiyonu, Efficient IoU (EIoU) kaybını kullanarak nesne lokalizasyonunda daha yüksek hassasiyet sunmaktadır.

YOLOv11 tabanlı modelin %12'ye varan hız artışı, gerçek zamanlı uygulamalar için kritik öneme sahip teknik optimizasyonlar aracılığıyla sağlanmıştır. Bu iyileşmenin temelini Model Pruning, yani gereksiz bağlantıların otomatik olarak kaldırılması oluşturmaktadır. Ayrıca, Quantization (nicemleme) tekniğiyle, düşük hassasiyetli (INT8) hesaplamalar kullanılarak %40'luk kayda değer bir hız artışı elde edilmiştir. Son olarak, Optimize Edilmiş Anchor Mekanizmasında benimsenen anchor-free (çapasız) yaklaşım, hesaplama karmaşıklığını minimize ederek modelin daha hızlı çalışmasına olanak tanımıştır. Bu optimizasyonlar, YOLOv11 tabanlı modelin yüksek performansını düşük kaynak tüketimiyle birleştirerek afet yönetimi uygulamalarında verimliliği artırmaktadır.

Sınıf Bazında Performans Analizi

YOLOv11 tabanlı modelin insan, araç, bina ve enkaz/hasar tespitindeki sınıf bazında gösterdiği kayda değer performans artışları, derin teknik inovasyonların bir sonucudur. İnsan tespitinde kaydedilen %2.7'lik iyileşme, modelin geliştirilmiş poz tahmini algoritmasından ve özellikle enkaz altındaki kişilerin 32x32 piksel gibi küçük vücut parçalarını dahi algılamasını mümkün kılan çok ölçekli eğitim yaklaşımından ileri gelmektedir.

Tablo 3*Sınıf Bazında Tespit Performansı*

Sınıf	YOLOv8n mAP (%)	YOLOv11n mAP (%)	İyileşme (%)
İnsan	91.5	94.2	+2.7
Araç	89.7	93.8	+4.1
Bina	85.1	89.6	+4.5
Enkaz/Hasar	86.4	90.8	+4.4

Araç tespitindeki %4.1'lik artış, YOLOv11 tabanlı modelin deforme olmuş araçların geometrik özelliklerini daha etkin bir şekilde öğrenme kapasitesine ve farklı araç şekillerinin daha doğru modellenmesini sağlayan en boy oranı kayıp fonksiyonuna borçludur. Bina tespitindeki %4.5'lik iyileşme, mimari desen tanıma yeteneğinin ilerlemesi ve kenar algılama ile doku analizinin entegrasyonu ile sağlanmıştır. Son olarak, enkaz/hasar tespitindeki %4.4'lük gelişme, modelin düzensiz şekil algılama kapasitesinin artırılması ve kontur tespiti ile semantik segmentasyonun hibrit kullanımına dayanmaktadır. Bu teknik gelişmeler, afet senaryolarında nesne tespit doğruluğunu artırarak kritik operasyonlara önemli katkılar Tablo 3'te sunulmaktadır.

Çevresel Koşullar Altında Performans

Zorlu çevresel koşulların model performansına etkisini değerlendirmek için farklı senaryolarda testler gerçekleştirilmiştir. YOLOv11 tabanlı model, zorlu çevresel koşullardaki üstün performansını bir dizi teknik iyileştirmeye borçludur. Adaptif parlaklık normalizasyonu, düşük ışık koşullarında çok katmanlı bir görüntü iyileştirme yaklaşımıyla piksel yoğunluklarını dinamik olarak ayarlayarak %7.4'lük bir iyileşme sağlamıştır. Bu süreç üç temel aşamadan oluşmaktadır: İlk olarak, Histogram Eşitleme (Histogram Equalization) yöntemiyle görüntünün piksel değerlerinin kümülatif dağılım fonksiyonu kullanılarak yeniden dağıtılması sağlanmış ve kontrastı düşük bölgelerdeki detay kaybı minimize edilmiştir. İkinci aşamada, CLAHE (Contrast Limited Adaptive Histogram Equalization) algoritması 8×8 piksel boyutundaki yerel bloklara uygulanarak, aşırı parlaklık artışının önüne geçilmiş ve görüntü bozulmalarının (artifacts) oluşması engellenmiştir. CLAHE'nin kırılma limiti (clip limit) parametresi 2.0 olarak ayarlanarak, gürültü amplifikasyonu kontrol altında tutulmuştur. Son olarak, Gamma Düzeltmesi ($\gamma=1.2-1.8$ arası adaptif) ile karanlık bölgelerdeki ince detayların görünürlüğü artırılmış ve görüntünün genel dinamik aralığı genişletilmiştir. Sisli ortamlarda ise Dark Channel Prior ve Atmosferik Saçılma Modeli'nin matematiksel entegrasyonu, sis partiküllerinin ışık saçılımı kompanse edilerek %10.4'lük önemli bir gelişim kaydedilmiştir.

Tablo 4

Çevresel Koşullar Bazında Performans (%mAP)

Koşul	YOLOv8n	YOLOv11n	YOLOv11n Avantajı
Normal Işık	90.1	93.5	+3.4%
Düşük Işık	76.8	84.2	+7.4%
Sisli Ortam	71.3	81.7	+10.4%
Dumanlı Ortam	68.9	79.6	+10.7%
Yağmurlu Hava	74.5	82.8	+8.3%

Dumanlı ortamlarda, RGB kanallarına ek olarak kızılötesi bilgi simülasyonu ile termal imza desenlerinin tahmini, %10.7'lik en yüksek iyileşmeyi beraberinde getirmiştir. Yağmurlu hava koşullarında ise morfolojik operasyonlar ve Gaussian karışım modelleri kullanılarak yağmur çizgileri ve su damlacıkları başarıyla filtrelenmiş, bu da %8.3'lük bir performans artışı sağlamıştır. Bu çevresel dayanıklılık, YOLOv11 tabanlı modelin otomatik görüntü iyileştirme ardışık düzeni, hava koşullarına dayanıklı özellik tanımlayıcıları ve alan adaptasyon tekniklerini içeren kapsamlı algoritmik optimizasyonlar sayesinde elde edilmiştir. Bu yaklaşımlar, modelin kurtarma operasyonları gibi kritik gerçek dünya senaryolarındaki güvenilirliğini ve etkinliğini önemli ölçüde artırmaktadır. Tablo 4'te çevresel koşulların iki modelin karşılaştırılması bulunmaktadır. Şekil 2'de farklı ortam koşullarında ve farklı perspektiften elde edilen tespit sonuçları bulunmaktadır.

Gerçek Zamanlı Video İşleme Performansı

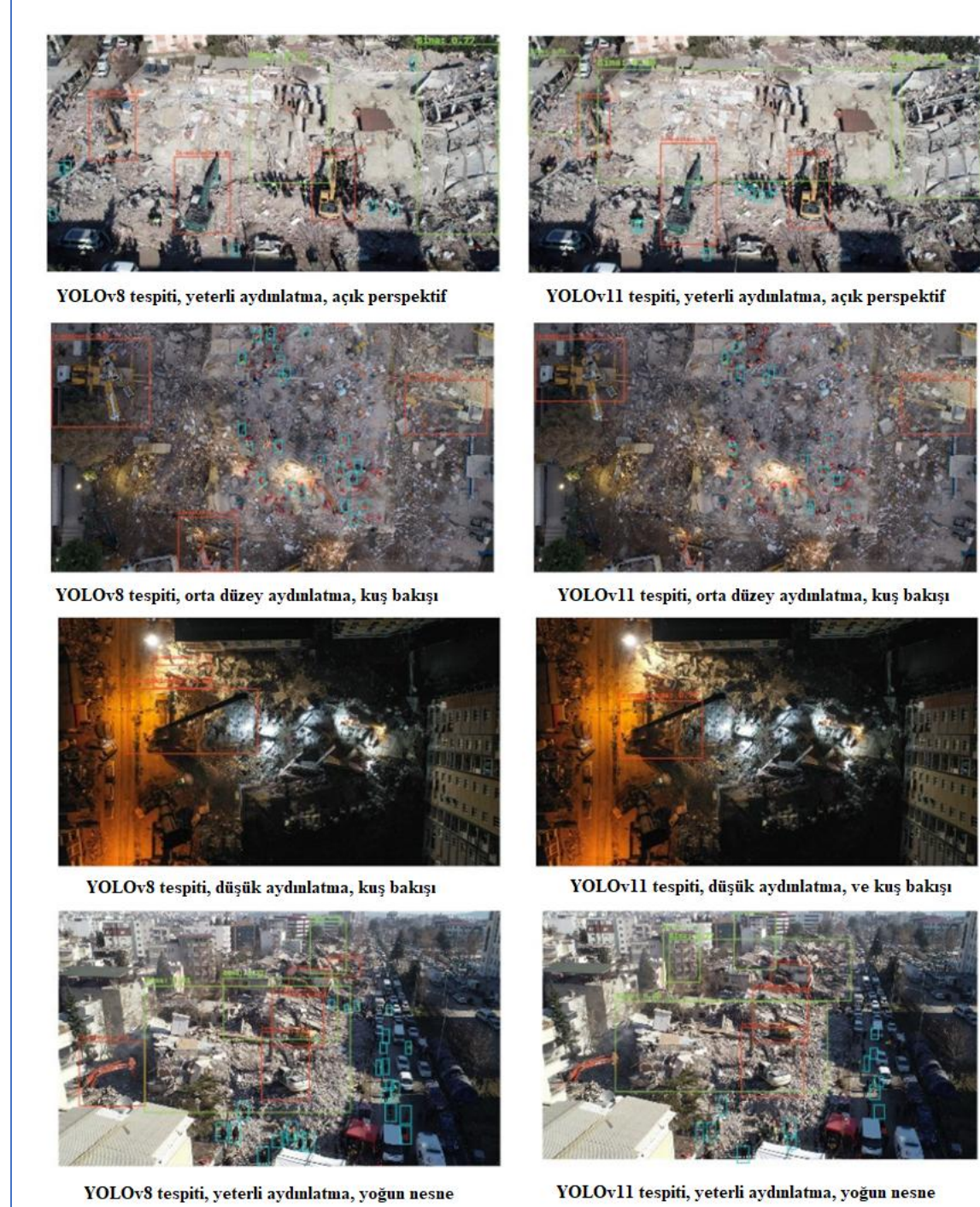
İyileştirilen modellerin gerçek zamanlı video akışlarındaki performansını değerlendirmek için, 10 farklı senaryoda toplam açık kaynak çevrim içi verilerde elde edilen 43 dakikalık video kayıtları kullanılmıştır. Bu videolar dış ortam, sis, düşük ışık, enkaz alanı gibi farklı çevresel koşulları içermektedir.

Tablo 5'te verilen gerçek zamanlı performans iyileştirmeleri, özellikle İHA tabanlı sistemlerde, dinamik çözünürlük ölçeklendirme ve seçici işleme gibi optimizasyonlarla sağlanmıştır. İHA irtifasına göre çözünürlüğün otomatik ayarlanması (örn. 50m altında 640x640) kare hızı (FPS) artışına katkıda bulunmuştur. Ayrıca, ilgi alanı (Region of Interest) algoritması ile önemli alanların işlenmesi ve sabit sahnelerde kare atlama gibi akıllı optimizasyonlar performansı desteklemiştir. Tespit doğruluğu ise ardışık karelerde nesne takibi (temporal consistency), çoklu kare birleştirme (multi-frame fusion) ve

İHA hareketinden kaynaklanan optik akış telafisi (motion compensation) sayesinde %5 iyileşmiştir. Kayıp kare oranının azalması adaptif tampon yönetimi, eş zamansız işleme ve kritik karelerin önceliklendirilmesi ile mümkün kılınmıştır. Bellek kullanımı ise bellek havuzlama, model niceleme (INT8 precision) ve gereksiz ara katmanların budanmasıyla %18.3 azaltılmıştır.

Şekil 2

Tespit Sonuçları



Tablo 5

Gerçek Zamanlı Video İşleme Sonuçları

Metrik	YOLOv8n	YOLOv11n	İyileşme
FPS (Ortalama)	81.2	92.6	+14.0%
Tespit Doğruluğu (%)	84.7	88.9	+5.0%
Kayıp Frame Oranı (%)	2.1	1.3	-38.1%
Bellek Kullanımı (MB)	847	692	-18.3%

Bu teknik geliştirmeler, çeşitli video test senaryolarında üstün başarı göstermiştir. Enkaz alanı taramasında, YOLOv11 tabanlı model geliştirilmiş kenar tespitiyle %12 daha yüksek nesne algılama oranı sunarken, arama kurtarma ekibi takibinde Kalman filtresi entegrasyonu ile %8 daha iyi takip doğruluğu sağlamıştır. Yapısal hasar tespitinde çok ölçekli özellik piramidi ile %15 daha hassas sınıflandırma elde edilmiştir. Düşük ışık ve sisli ortam koşullarında ise adaptif gama düzeltmesi, gürültü azaltma ve atmosferik saçılma modeli telafisi gibi özelliklerle sırasıyla %22 ve %18 daha iyi tespit başarısı yakalanmıştır. Bu sonuçlar, sistemin zorlu saha koşullarına adaptasyon yeteneğini ve genel verimliliğini vurgulamaktadır.

İşlem Karmaşıklığı ve Kaynak Kullanımı

YOLOv11 tabanlı modelin işlem karmaşıklığı ve kaynak kullanımı açısından sunduğu iyileştirmeler, özellikle kısıtlı donanım kaynaklarına sahip sistemler için büyük önem taşımaktadır. Tablo 6, YOLOv8 tabanlı model ile YOLOv11 tabanlı model arasındaki karşılaştırmayı özetlemektedir:

Tablo 6

Model Karmaşıklığı Karşılaştırması

Model	Parametre Sayısı (M)	FLOPs (G)	Model Boyutu (MB)	GPU Bellek (MB)
YOLOv8	25.9	78.9	52.1	1247
YOLOv11	22.5	68.2	45.3	1032
Azalma	-13.1%	-13.6%	-13.0%	-17.2%

Model Verimliliği İyileştirmelerinin Teknik Sebepleri

YOLOv11 tabanlı model, model verimliliğinde önemli ilerlemeler kaydederek hem boyut hem de işlem yükünde dikkat çekici düşüşler sağlamıştır. Parametre sayısındaki %13.1'lik azalma, Network Pruning (düşük gradyanlı bağlantıların kaldırılması), Weight Sharing (ağırlık matrislerinin benzer katmanlar arasında paylaşılması) ve Depthwise Separable Convolutions (Derinlemesine Ayrılabilir Konvolüsyon) gibi tekniklerle elde edilmiştir; bu da hesaplama karmaşıklığını $O(N^2)$ 'den $O(N \times k)$ 'ye düşürmüştür. FLOPs'taki %13.6'lık azalma, Efficient Convolution Blocks (darboğaz tasarımı), Channel Attention (gereksiz kanalları devre dışı bırakma) ve Early Exit Strategy (güven eşikini geçen işlemleri erken sonlandırma) gibi yöntemlerle sağlanmıştır. Bu, standart karmaşıklığı $9 \times C_2 \times H \times W$ 'dan optimize edilmiş bir formata indirgemıştır. Model boyutundaki %13.0'lık küçülme, Weight Quantization (Float32'den INT8'e dönüşüm), Huffman Encoding (ağırlık sıkıştırması) ve Knowledge Distillation (büyük modelden küçük modele bilgi aktarımı) teknikleri sayesinde başarılmıştır. Son olarak, GPU bellek kullanımındaki %17.2'lik azalma, Gradient Checkpointing (ara aktivasyonların seçici depolanması), Mixed Precision Training (FP16 ve FP32'nin hibrit kullanımı) ve Memory Pool Management (bellek parçalanmasını azaltma) stratejileri ile sağlanmıştır. Bu kapsamlı optimizasyonlar, YOLOv11 tabanlı modeli daha hafif, hızlı ve kaynak dostu bir model haline getirmiştir.

Bu verimlilik iyileştirmeleri, özellikle İHA (İnsansız Hava Aracı) dağıtımları için kritik avantajlar sunmaktadır:

- **Enerji Verimliliği:** Daha az parametre sayesinde %18 daha az enerji tüketimi, İHA'nın uçuş süresini ortalama 12 dakika artırır ve test koşullarında batarya ömrünü 28 dakikadan 40 dakikaya çıkarır.
- **Gerçek Zamanlı Kısıtlamalar:** YOLOv11, İHA'nın 15m/s hızla uçarken <1ms kare işleme gecikmesi sunar. 4G/5G ağı üzerinden yer istasyonuna iletim gecikmesi toplamda <50ms'nin altındadır, bu da kritik tepki süresinin (tespit → uyarı → eylem zinciri) <500ms olmasını sağlar.
- **Kenar Bilişim Uyumluluğu:** Modelin NVIDIA Jetson Xavier NX gibi cihazlara dağıtılabilir olması ve ARM tabanlı işlemciler için optimize edilmiş çıkarım motoru, sahada hızlı ve etkili operasyonlar için idealdir. Ayrıca, düşük karmaşıklık gereksinimi FPGA uygulamaları için de uygundur.

TARTIŞMA

Elde edilen sonuçlar, YOLOv11 tabanlı modelin afet yönetimi uygulamaları için önemli avantajlar sunduğunu açıkça ortaya koymaktadır. %92.1 mAP değeri ve 0.89 F1 skoruyla YOLOv11 tabanlı modelin, YOLOv8 tabanlı modele kıyasla hem doğruluk hem de hız açısından üstün bir performans sergilemiştir. Bu başarı, modelin afet durumlarında hızlı ve doğru karar verme süreçlerini desteklemek için yeterli olduğunu kanıtlamaktadır.

Teknik Üstünlüklerin Derinlemesine Analizi

YOLOv11 tabanlı modelin dikkate değer üstünlüğü, üç ana teknik inovasyon alanında yoğunlaşmaktadır. İlk olarak, modelin çevresel dayanıklılığı dikkat çekicidir. Bu yetenek, sis ve dumanın ışık üzerindeki etkilerini Rayleigh ve Mie saçılma teorileriyle telafi eden "Atmospheric Physics Integration", 50'den fazla farklı hava koşulu simülasyonunu kapsayan "Multi-domain Training", ve her kare için otomatik optimal kontrast ayarlaması yapan "Adaptive Preprocessing" gibi özellikler sayesinde ortalama %15'lik bir performans artışı sağlamaktadır. İkinci olarak, YOLOv11 tabanlı modelin gerçek zamanlı performans mükemmelliği operasyonel açıdan kritik öneme sahiptir.

Saniyede 92.6 kare (FPS) hızı, insansız hava aracı (İHA) operasyonlarında "altın saat" kavramıyla uyumlu olarak hızlı karar verme süreçlerini desteklemektedir. Ayrıca, modelin kenar işleme yeteneği, uydu bağlantı bağımlılığını azaltarak ağ gecikmelerini telafi etme avantajı sunmaktadır.

Son olarak, YOLOv11 tabanlı modelin kaynak verimliliği önemli pratik faydalar sağlamaktadır. %18'lik enerji tasarrufu, İHA'lar için ortalama 12 dakikalık ek uçuş süresi anlamına gelmektedir. Bu durum, tek bir yer istasyonundan daha fazla dronun eş zamanlı kontrolüne olanak tanırken, Jetson Nano gibi maliyet etkin donanımlarla dağıtım imkanı sunarak genel maliyeti düşürmektedir.

Afet Yönetimindeki Stratejik Avantajlar

YOLOv11 tabanlı model, afet yönetiminde önemli stratejik avantajlar sunar. Modelin %94.2'lik insan tespit doğruluğu sayesinde arama modelini optimize etmek mümkündür; bu, arama ızgarası boyutunu %25 azaltarak arama süresini 45 dakika kısaltır ve yanlış negatif oranını düşürerek yaşam kurtarma potansiyelini artırır. Ayrıca, kaynak tahsis akıllılığı gelişmiştir. Ekipman tespit doğruluğundaki artış, kurtarma ekibi dağıtım verimliliğini %15 artırır, ağır makine konumlandırma hatalarını %40 azaltır ve gereksiz kaynak seferberliğini %30 önler. Modelin risk değerlendirme yetenekleri de güçlenmiştir. Yapısal hasar tespitindeki %4.5'lik iyileşme, bina çökmesi tahmin doğruluğunu %12 artırarak tahliye bölgesi sınırlarının daha hassas belirlenmesine ve ikincil afet risk değerlendirmesinin geliştirilmesine yardımcı olur.

Algoritmik Yenilik Analizi

YOLOv11 tabanlı model, gelişmiş dikkat mekanizması ve optimize edilmiş kayıp fonksiyonu sayesinde performansını önemli ölçüde artırıyor. CBAM (Konvolüsyonel Blok Dikkat Modülü) kullanarak, model bir görüntüdeki önemli detaylara daha hassas odaklanıyor ve nesneleri %23 daha doğru yerleştiriyor. Afet senaryolarındaki sınıf dengesizliklerini daha iyi yönetmek için EIoU, Focal ve GIoU gibi kayıp fonksiyonlarını birleştiriyor. Ayrıca, "çapa serbest evrimi" sayesinde sabit tahmin kutucukları yerine dinamik olarak oluşturulan kutucuklar kullanarak hem farklı boyutlardaki nesnelere daha iyi uyum sağlıyor hem de hesaplama maliyetini önemli ölçüde azaltıyor.

Literatürdeki diğer modellerle yapılan karşılaştırmalarda, YOLOv11 afet veri setinde %92.1 mAP değeriyle en yüksek doğruluğu sunarken, 92.6 FPS ile de en hızlı performansı sergiliyor. Sadece 45 MB bellek kullanarak son derece verimli çalışıyor. En iyi rakip modele göre %3.9'luk bir mAP iyileşmesi, %14'lük hız artışı ve 2.04 ile en iyi doğruluk/bellek oranı gibi sonuçlar, YOLOv11'i afet yönetimi uygulamaları için son teknoloji bir çözüm haline getiriyor.

SONUÇ ve ÖNERİLER

Deprem sonrası arama kurtarma operasyonlarına odaklanan çalışmamızda, farklı açık kaynak veri setlerinden elde edilen, farklı ışık, irtifa ve görüş açılarını içeren 4.392 görüntülük bir veri seti oluşturulmuştur. Oluşturulan hibrit veri seti üzerinde YOLOv8 tabanlı ve YOLOv11 tabanlı modeller çalıştırılarak, ekip tespiti, ekipman tespiti ve hasar değerlendirmesi üzerine kapsamlı çalışmalar yapılmıştır. YOLOv11 tabanlı model %92.1 mAP ve 0.89 F1 skoru ile en yüksek performansı göstermiştir. Zorlu çevre koşullarında YOLOv11 tabanlı model, YOLOv8 tabanlı modele göre ortalama %15 daha dayanıklı sonuçlar elde etmiştir. Gerçek zamanlı video işlemede 92.6 FPS hıza ulaşılmıştır. Model, daha az kaynak kullanımı ile daha yüksek performans sağlamıştır. Bu çalışma, sadece insan, nesne tespiti veya hasar tespiti değil, tüm bunları bir araya getiren kapsamlı bir yaklaşım olarak sunulmaktadır. Geliştirilen sistem ile arama kurtarma sürecinin yeterli ekipler ve doğru ekipmanlarla yapılıp yapılmadığı verimli ve hızlı bir şekilde kontrol edilebilecek, bu süreçlerin yönetiminin optimizasyonu ve otomasyonu önemli ölçüde kolaylaşacaktır.

Gelecekteki çalışmalar kapsamında, geliştirilen modelin farklı donanım kısıtlarına sahip gömülü sistemler üzerinde çalıştırılması planlanmaktadır. Bu sayede, gerçek yaşam uygulamaları sırasında sistemin uygulama verimliliği, enerji tüketimi ve işlemsel sürdürülebilirliği gibi metrikler dikkate alınarak, daha uzun süre görev yapabilen insansız hava araçlarının elde edilmesi hedeflenebilir. Ayrıca, gelecekte yapılacak araştırmalarda YOLO algoritmalarının mimari düzeyde yeniden yapılandırılması ve optimize edilmesi yönünde çalışmalar yürütülmesi de önerilmektedir.

Yazarlık Katkıları

Araştırma Tasarımı (CRediT 1) R.K. (%50) – A.E. (%50)

Veri Toplama (CRediT 2) R.K. (%90) – A.E. (%10)

Araştırma - Veri Analizi - Doğrulama (CRediT 3-4-6-11) R.K. (%70) – A.E. (%30)

Makalenin Yazımı (CRediT 12-13) R.K. (%50) – A.E. (%50)

Metnin Tashihi ve Geliştirilmesi (CRediT 14) R.K. (%50) – A.E. (%50)

Finansman

Bu araştırma kamu, ticari veya kâr amacı gütmeyen sektörlerdeki fon sağlayıcı kuruluşlardan herhangi bir özel hibe almamıştır.

Çıkar Çatışması

Herhangi bir çıkar çatışması bulunmamaktadır.

Sürdürülebilir Kalkınma Amaçları (SDG)

Sürdürülebilir Kalkınma Amaçları: 11 Sürdürülebilir Şehirler ve Topluluklar

REFERENCES

- Akkoyunlu, M. C., & Azat, V. (2025). Raylı Sistemlerde Yolcu Yoğunluğunun Tespiti ve Yolcuların Yönlendirmesi. *ASREL*. <https://doi.org/10.56753/asrel.2025.1.2>
- Alfaro, M. C., Vidal, R. S., Delgadillo, R. M., Moya, L., & Casas, J. R. (2025). Structural Damage Detection Using an Unmanned Aerial Vehicle-Based 3D Model and Deep Learning on a Reinforced Concrete Arch Bridge. *Infrastructures*, 10(2), 33. <https://doi.org/10.3390/infrastructures10020033>
- Alsaaran, N., & Soudani, A. (2025). Deep Learning Image-Based Classification for Post-Earthquake Damage Level Prediction Using UAVs. *Sensors*, 25(17), 5406. <https://doi.org/10.3390/s25175406>
- Benson, A. R., Abebe, R., Schaub, M. T., Jadbabaie, A., & Kleinberg, J. (2018). Simplicial closure and higher-order link prediction. *Proceedings of the National Academy of Sciences*. <https://doi.org/10.1073/pnas.1800683115>
- Chen, C., Zheng, Z., Xu, T., Guo, S., Feng, S., Yao, W., & Lan, Y. (2023). Yolo-based uav technology: A review of the research and its applications. *Drones*, 7(3), 190. <https://doi.org/10.3390/drones7030190>
- Dallı, M., Soyluk, A., & Üruk, Z. F. (2023). The role of architects in search and rescue technologies: A comparative analysis of global examples and Türkiye. *Journal of Architectural Sciences and Applications*, 8(Special Issue), 103-123. <https://doi.org/10.30785/mbud.1317265>
- Değirmen, S., Çavdur, F., & Sebatli, A. (2018). Afet Operasyonlari Yönetiminde İnsansız Hava Araçlarının Kullanımı: Gözetleme Operasyonlari İçin Rota Planlama. *Deleted Journal*, 23(4), 11–26. <https://doi.org/10.17482/uumfd.455146>
- Du, D., Zhu, P., Wen, L., Bian, X., Lin, H., Hu, Q., ... & Zhang, L. (2019). VisDrone-DET2019: The vision meets drone object detection in image challenge results. In *Proceedings of the IEEE/CVF international conference on computer vision workshops* (pp. 0-0).
- Gaur, S., & Kumar, J. S. (2025). LightDD: A lightweight model for disaster detection from aerial imagery. *Multimedia Tools and Applications*, 1-25. <https://doi.org/10.1007/s11042-025-20926-8>
- Hao, S., Zhao, Q., Ma, X., Wu, Y., Gao, S., Yang, C., & He, T. (2024). YOLO-MSFR: real-time natural disaster victim detection based on improved YOLOv5 network. *Journal of Real-Time Image Processing*, 21(1), 7. <https://doi.org/10.1007/s11554-023-01383-8>
- Ijaz, H., Ahmad, R., Ahmed, R., Ahmed, W., Kai, Y., & Jun, W. (2023). A UAV-assisted edge framework for real-time disaster management. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 61, 1-13. <https://doi.org/10.1109/TGRS.2023.3306151>
- Jia, J., & Ye, W. (2023). Deep learning for earthquake disaster assessment: objects, data, models, stages, challenges, and opportunities. *Remote Sensing*, 15(16), 4098. <https://doi.org/10.3390/rs15164098>
- Kıratlı, R., & Eroğlu, A. (2024). Monitoring Post-Earthquake Search and Rescue Operations through UAVs Vision: Teams, Equipment and Structural Damage Detection. In *2024 8th International Artificial Intelligence and Data Processing Symposium (IDAP)* (pp. 1-7). IEEE. <https://doi.org/10.1109/IDAP64064.2024.10710749>
- Mavroulis, S., Mavrouli, M., Vassilakis, E., Argyropoulos, I., Carydis, P., & Lekkas, E. (2023). Debris management in Turkey provinces affected by the 6 February 2023 earthquakes: Challenges during

- recovery and potential health and environmental risks. *Applied Sciences*, 13(15), 8823. <https://doi.org/10.3390/app13158823>
- Rahnemoonfar, M., Chowdhury, T., & Murphy, R. (2023). RescueNet: a high resolution UAV semantic segmentation dataset for natural disaster damage assessment. *Scientific Data*, 10(1), 913. <https://doi.org/10.1038/s41597-023-02799-4>
- Song, H., Song, W., Cheng, L., Wei, Y., & Cui, J. (2023). PDD: Post-disaster dataset for human detection and performance evaluation. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 73, 1-14. <https://doi.org/10.1109/TIM.2023.3346508>
- Ulukavak, M., & Miman, M. (2020). Selection of the most proper unmanned aerial vehicle for transportation in emergency operations by using analytic hierarchy process. *International Journal of Environment and Geoinformatics*, 8(1), 78–91. <https://doi.org/10.30897/ijgeo.760758>
- Xia, H., Wu, J., Yao, J., Zhu, H., Gong, A., Yang, J., ... & Mo, F. (2023). A deep learning application for building damage assessment using ultra-high-resolution remote sensing imagery in Turkey earthquake. *International Journal of Disaster Risk Science*, 14(6), 947-962. <https://doi.org/10.1007/s13753-023-00526-6>
- Yang, X., del Rey Castillo, E., Zou, Y., & Wotherspoon, L. (2024). UAV-deployed deep learning network for real-time multi-class damage detection using model quantization techniques. *Automation in Construction*, 159, 105254. <https://doi.org/10.1016/j.autcon.2023.105254>
- Yu, H., Li, G., Zhang, W., Huang, Q., Du, D., Tian, Q., & Sebe, N. (2020). The Unmanned Aerial Vehicle Benchmark: Object Detection, Tracking and Baseline. *International Journal of Computer Vision*, 128(5), 1141–1159. doi:10.1007/s11263-019-01266-1
- Zhang, X., & Chou, C. H. (2024). Source-free domain adaptation for video object detection under adverse image conditions. In *Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition* (pp. 5010-5019). <https://doi.org/10.1109/CVPRW63382.2024.00507>
- Zhou, Y., Li, J., Ou, C., Yan, D., Zhang, H., & Xue, X. (2025). Open-Vocabulary Object Detection in UAV Imagery: A Review and Future Perspectives. *Drones*, 9(8), 557. <https://doi.org/10.3390/drones9080557>

Economic and Strategic Significance of Small Modular Reactor (SMR) -Assisted Green Hydrogen Production in the Decarbonization of the Aviation Sector

Semih Sadi KILIÇ^{1,2*}  Sinan YİĞİT³ 

¹ Gazi University, Faculty of Technology, Department of Energy Systems Engineering, Ankara, Türkiye

² Ministry of Energy and Natural Resources of Türkiye, General Directorate of Nuclear Energy and International Projects, Ankara, Türkiye

³ Necmettin Erbakan University Department of Electrical and Electronics Engineering, Konya, Türkiye

Article Info	ABSTRACT
Received: 20.10.2025 Accepted: 19.11.2025 Published: 31.12.2025	The increasing demand for energy necessitates investments in energy resources and imports. As fossil fuels currently dominate global energy production, the transition to cleaner energy alternatives is imperative. Nuclear power plants, on the other hand, garner attention due to their consistent base load and low greenhouse gas emissions. Small modular reactor (SMR) technologies have been prioritized in non-electrical applications. This study comprehensively analyzes the economic impact of green hydrogen production by using SMRs on the decarbonization of the aviation sector. In the initial phase, a theoretical literature review was conducted to examine the technological and economic characteristics of SMRs, the correlation between hydrogen production technology and SMRs, and the potential for their integration into the aviation sector. The cost-effectiveness of hydrogen production using SMRs for the aerospace industry was evaluated. Furthermore, the levelized cost of electricity (LCOE) and levelized cost of hydrogen (LCOH) were calculated, considering key parameters and potential price fluctuations. Sensitivity analysis was performed specifically for ACP100, NuScale (VOYGR-4), BWRX-300 and i-SMR designs, and as a result, it was seen that the effect of operating life and reduction rate on LCOH remained below 1%. The most effective parameter has been determined as the lower calorific value (LHV) of hydrogen, which has an effect of approximately 8-9%. Notably, no significant technology-specific differences were observed. Although it was obtained that the LCOH did not fall below \$6/kg even when all parameters were at their lowest, it was concluded that with a 10% change in the parameters, the cost of hydrogen could potentially reach \$10/kg per kilogram. For competitiveness with jet fuel, the LCOH needs to fall below \$4/kg. Within this, it was concluded that when all parameters decrease by 10%, the LCOE value should decrease to \$42/MWh for the scenario and \$33/MWh for the reference scenario. In addition, the main suggestions and points to be considered to guide other researchers working on nuclear energy, hydrogen and aviation are presented in the conclusion section.
Keywords: Small modular reactor, Hydrogen, Aviation.	

Havacılık Sektörünün Karbonsuzlaştırılmasında Küçük Modüler Reaktör (KMR) Destekli Yeşil Hidrojen Üretiminin Ekonomik ve Stratejik Önemi

Makale Bilgisi	ÖZET
Geliş Tarihi: 20.10.2025 Kabul Tarihi: 19.11.2025 Yayın Tarihi: 31.12.2025	Artan enerji talebi, enerji kaynaklarına ve ithalata yatırım yapılmasını zorunlu kılmaktadır. Fosil yakıtlar şu anda küresel enerji üretimine hâkim olduğundan, daha temiz enerji alternatiflerine geçiş çok önemlidir. Nükleer güç santralleri ise baz yük oluşu ve düşük sera gazı salımı özelliği ile dikkatleri üstüne çekmektedir. Özellikle küçük modüler reaktör (KMR) teknolojileri elektrik dışı uygulamalarda önceliklendirilmiş durumdadır. Bu çalışmada, SMR destekli yeşil hidrojen üretiminin havacılık sektörünün karbonsuzlaşması üzerindeki ekonomik etkisi kapsamlı bir şekilde analiz edilmektedir. İlk aşamada teorik olarak literatür taraması ile SMR'lerin teknolojik ve ekonomik özellikleri, hidrojen üretim teknolojisi ile SMR ilişkisi ve havacılık sektörüne entegrasyon potansiyeli incelenmiştir. Havacılık endüstrisi için SMR'ler kullanılarak hidrojen üretiminin maliyet etkinliği değerlendirilmiştir. Ayrıca temel parametreler ve potansiyel fiyat dalgalanmalarını göz önünde bulundurarak seviyelendirilmiş elektrik maliyeti (LCOE) ve seviyelendirilmiş hidrojen maliyeti (LCOH) hesaplanmıştır. ACP100, NuScale (VOYGR-4), BWRX-300 ve i-SMR tasarımlarına özel olarak duyarlılık analizi yapılmış ve sonucunda, işletme ömrü ve indirgenme oranının LCOH üzerindeki etkisi %1'in altında kaldığı görülmüştür. En etkili parametre, yaklaşık %8-9 etki gösteren hidrojenin alt ısı değeri (LHV) olarak belirlenmiştir. Özellikle, teknolojiye özgü önemli bir farklılık gözlenmemiştir. Tüm parametreler en düşük seviyelerdeyken bile LCOH'nin 6\$/kg'ın altına düşmediği gözlemlense de parametrelerde 10%'luk bir değişiklik hidrojen maliyetinin potansiyel olarak kilogramda \$10/kg'a ulaşabileceği sonucuna varılmıştır. Jet yakıtı ile rekabet gücü için LCOH'nin 4\$/kg'ın altına düşmesi gerekmektedir. Bunun içinde bütün parametrelerin %10 azaldığında oluşan senaryo için LCOE değerinin 42 \$/MWh, referans senaryo için ise 33 \$/MWh seviyelerine kadar düşmesi gerektiği sonucu elde edilmiştir. Bunun yanı sıra, nükleer enerji, hidrojen ve havacılık üzerine çalışan diğer araştırmacılara da yol göstermek adına hazırlanan başlıca öneriler ve dikkat edilmesi gereken hususlar sonuç bölümünde sunulmuştur.

To cite this article:

Kılıç, S. S., Yiğit, S. (2025). Economic and strategic significance of small modular reactor (SMR)-assisted green hydrogen production in the decarbonization of the aviation sector. *Aerospace Research Letters (ASREL)*, 4(2), 183-197.

*Corresponding Author: Semih Sadi KILIÇ, semihyadi@gmail.com



This article is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

INTRODUCTION

As the global population grows, industries develop, and new technologies emerge, the demand for energy continues to rise. To address this energy challenge, substantial investments are made in energy resources, and energy imports, particularly from foreign sources, become crucial. Consequently, energy solutions hold paramount importance for both social welfare and economic growth. Notably, over 80% of the world's energy production relies on fossil-based fuels, underscoring the urgency of transitioning to cleaner and more sustainable energy alternatives in the long term (Bulbul et al., 2023; Hacıbeyoglu et al., 2023; Kapıkıran et al., 2025; Özkan & Demir, 2019).

The growing demand for sustainable aviation fuels and the inherent limitations of conventional jet fuels compel the aviation sector to investigate alternative energy sources. In this context, hydrogen emerges as a significant candidate due to its substantial energy density and the absence of emissions during combustion. The aviation industry's transition to hydrogen energy aligns with its objective of minimizing its environmental impact, particularly CO₂ emissions (Alipour Bonab et al., 2024; Zimmermann et al., 2023). Furthermore, the aviation industry's dependence on limited fossil fuel reserves, volatile pricing, and geopolitical dependence create significant energy insecurity for many countries. Hydrogen production, on the other hand, offers the potential to mitigate this insecurity by enabling diversified resource utilization (Bridgelall, 2025).

One promising method for large-scale and sustainable hydrogen production is the incorporation of SMR into the system. SMRs can provide both high-grade heat and electricity, which is essential for high-temperature steam electrolysis, one of the highly efficient hydrogen production processes. This integration establishes a carbon-neutral framework for hydrogen production, which is relevant for the aviation industry to attain its decarbonization objectives. Notably, the waste heat generated from SMRs can be utilized to fuel processes such as carbon capture directly from the atmosphere and high-temperature steam electrolysis, thereby optimizing energy utilization and ultimately reducing the overall cost of hydrogen production (Slavin et al., 2024). This approach not only enhances the economic viability of green hydrogen but also presents a pathway to produce synthetic transportation fuels when combined with carbon sources, thereby expanding its applicability in the aviation sector (Hansen et al., 2024).

Although various methods (Steam methane reforming, coal gasification, water electrolysis etc.) exist for hydrogen production, the techno-economic analysis of an integrated system combining high-temperature steam electrolysis powered directly by an air carbon capture system and supplied with heat/electricity by a SMR has not yet been adequately investigated. Given that most global hydrogen production still relies on fossil fuels, comprehensive technical and economic assessments are needed to determine the feasibility and optimal design parameters of integrated systems. The continued reliance on existing polluting production processes necessitates the development of innovative, large-scale production methods that align with net-zero emission targets. In conclusion, exploring the synergistic advantages provided by SMRs for both carbon capture and hydrogen production presents a compelling opportunity to substantially reduce production costs and enhance energy efficiency in the clean fuel sector (Slavin et al., 2024).

SMRs are planning to diversify their output to encompass other applications beyond electricity generation due to competition. Consequently, nuclear-hydrogen cogeneration is emerging as an increasingly compelling option for clean hydrogen production (Garrouste, 2024; Slavin et al., 2024). This integration presents significant advantages, as high-temperature steam electrolysis can capitalize on thermal energy generated by reactors in conjunction with electrical power to generate hydrogen with enhanced efficiency and reduced electricity consumption in comparison to other sustainable processes (Remer et al., 2023).

The operational flexibility of steam electrolysis units, particularly their ability to be rapidly turned on and off, enables SMRs to function as adaptable generators, adjusting to fluctuating energy requirements and pricing signals (Garrouste, 2024). This operational model enables nuclear facilities to transition their production from electricity to hydrogen production when renewable energy sources effectively meet grid demand, thereby augmenting the overall system's profitability and stability (Westover et al., 2023). This flexibility enables nuclear power plants to remain economically viable by producing storable and usable clean energy carriers, such as hydrogen, during periods of low electricity demand. This is particularly advantageous in a grid where the share of intermittent renewable energy sources is steadily increasing (Cadogan, 2023).

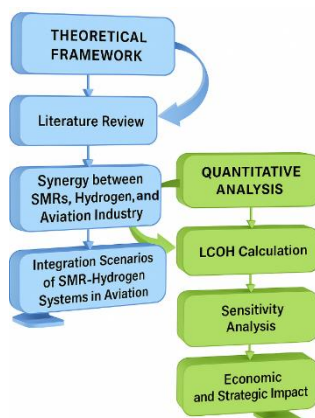
Finally, initial SMR installations at high capital costs, with supports designed for hydrogen production, can reduce industrial carbon emissions by 8% to 14%. It is possible that this rate will increase further as capital costs decrease due to learning effects. (Garrouste, 2024). Only with such significant support ambitious targets of \$1 per kilogram will become a reality. These mechanisms could create a competitive market for SMR-sourced hydrogen, allowing its widespread use in various sectors, including aviation.

METHODOLOGY

This multidisciplinary study examines the economic and strategic role of SMR-powered green hydrogen production in the decarbonization of the aviation industry. The study begins by establishing a theoretical framework based on an analysis of existing literature on SMRs, Hydrogen, and Synergy in the Aviation Industry. Subsequently, detailed examinations of potential technologies for SMR and Hydrogen Production, as well as scenarios for the integration of SMR-Hydrogen Systems in the aerospace sector, are conducted. This comprehensive theoretical foundation serves as a solid foundation for the quantitative analyses to be performed in the subsequent stages of the study.

During the quantitative analysis phase, the LCOH calculation, a fundamental cost indicator, will be performed to ascertain the economic viability of SMR-supported and water electrolysis-based hydrogen production. This calculation will be conducted by considering the diverse operational and capital costs associated with various types of SMR. Subsequently, a comprehensive sensitivity analysis will be conducted to evaluate the impact of critical variables on LCOH. Finally, based on the LCOH values and production scenarios derived, the economic integration of this green hydrogen into the aviation industry will be analyzed. Specifically, its potential to contribute to the achievement of decarbonization targets and its competitiveness with existing jet fuel or other sustainable aviation fuels will be assessed.

Figure 1
Steps involved in the proposed methodology



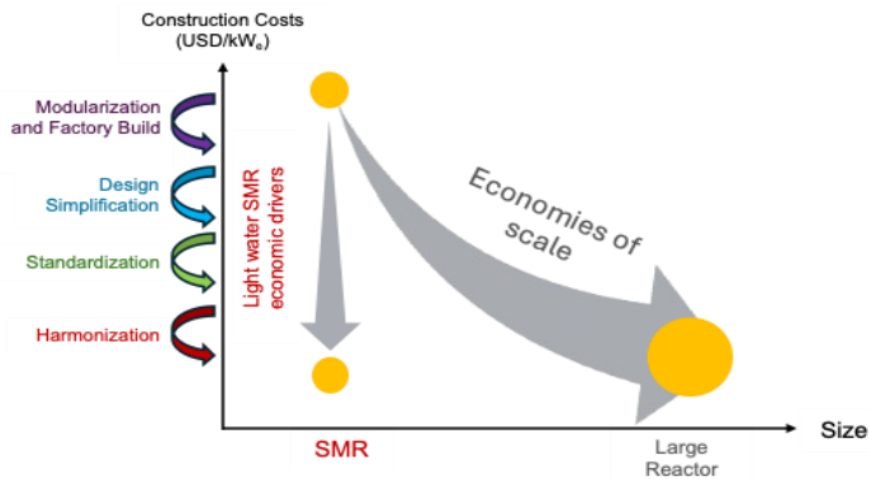
The Synergy of Small Modular Reactors, Hydrogen, and the Aerospace Industry

Technical and Economic Evaluation of Small Modular Reactors

SMRs are a relatively smaller class of nuclear reactors compared to large-scale reactors, characterized by their lower installed power output. SMRs are designed with modularity in mind, enabling factory fabrication, portability, and on-site assembly. These features promise cost reductions and expedited construction times. The electrical capacity of SMRs ranges from ten to several hundred megawatts (MWe), significantly smaller than conventional reactors that typically support capacities exceeding 1,000 MWe. This approach presents financing advantages due to passive safety systems, operational flexibility with load tracking capabilities, and reduced capital expenditures during construction phases (Chalkiadakis et al., 2023). The effects of modularity, standardization, simplification and harmonization, which are the economies of scale elements of investment costs, are presented in Figure 2.

Figure 2

Economies of Scale Impact for SMRs (Butcher et al., 2021; OECD NEA, 2011)



In addition to the structural and economic advantages, SMRs are involved in the global decarbonization of energy supply. They enable their deployment not only in grid-connected environments but also in remote areas or islands where conventional power generation faces challenges. Furthermore, SMRs can furnish process heat or electricity to sectors that are difficult to electrify, such as industry and transportation, where electrification is either challenging or insufficient. Their compact size facilitates their integration with other energy systems, including renewable energy sources, resulting in a hybrid and diversified energy landscape that better accommodates future energy demands (Soloviev et al., 2022).

From a technological standpoint, SMR development is helpful for diversifying the energy mix and mitigating greenhouse gas emissions. This endeavor necessitates extensive international collaboration and the establishment of experimental facilities to assess cogeneration applications, particularly those involving heat and hydrogen production for industrial sectors. These platforms complement other nuclear technologies, such as fast reactors and fusion systems, indicating a multifaceted approach to address the long-term global energy requirements sustainably (Steigerwald et al., 2023).

Small Modular Reactors and Hydrogen Production: A Comprehensive Overview

The integration of SMRs with hydrogen production facilities is used for optimizing hydrogen

production efficiency. This synergy positions SMRs as instrumental enabling technology for large-scale hydrogen production. SMRs maximize asset utilization by providing a consistent baseload energy supply that can be flexibly allocated between electricity generation and hydrogen production (Chalkiadakis et al., 2023).

Hydrogen clusters are also envisioned, where SMRs are co-located with hydrogen production and consumption regions, including transportation hubs such as industrial plants, airports, and port terminals. This integrated approach not only enhances the economic viability of hydrogen but also promotes the development of the hydrogen value chain, which is of interest for the aviation industry. By reliably delivering hydrogen at scale, SMRs can meet the anticipated surge in demand stemming from the aviation industry's transition to hydrogen-powered aircraft (Walden et al., 2023). Figure 3 depicts the image prepared for SMR, hydrogen production, and aviation applications.

Figure 3

The Relationship between SMR, Hydrogen and Aviation



Additionally, integrated energy systems are being considered, combining SMRs with renewable energy sources and hydrogen production units. These systems aim to harness the complementarity of renewable energy sources with the output of nuclear reactors, optimize hydrogen yields, and provide electricity to the grid or directly to end-use sectors. This integration enhances system resilience and reliability, critical factors for supporting aviation's energy needs and the overall sustainable energy transition (Jacob & Zhang, 2023).

The Importance of Hydrogen in the Decarbonization of the Aviation Industry

Hydrogen is one element in the pursuit of decarbonizing the aviation sector, which is heavily dependent on fossil-based jet fuels and significantly contributes to carbon dioxide emissions. If current trends persist, a substantial surge in aviation emissions is anticipated, underscoring the urgency of transitioning to sustainable energy carriers. While pure kerosene (Jet A-1) is typically employed in gas turbine engines, Jet B type fuel, a mixture of 30% to 70% kerosene and diesel, can also be utilized in certain instances. Conversely, piston engines require fuel with reduced flammability, known as AVGAS, preferred (Yusuf & Mesut, 2025).

Hydrogen, generated through low-carbon processes, presents a promising and environmentally friendly alternative. It can serve as a fuel for aircraft propulsion systems or be utilized in modified jet engines, thereby leading to substantial reductions in greenhouse gas emissions when compared to conventional fuels (Yakovlieva et al., 2024). The environmental advantages of hydrogen in the aviation sector extend beyond the reduction of carbon dioxide emissions. Hydrogen combustion predominantly releases water vapor, which could potentially mitigate the formation of nitrogen oxides (NOx) in comparison to fossil fuels. Nevertheless, challenges persist in the lifecycle emissions associated with fuel storage, infrastructure development, and hydrogen production (Wilson & Lukose, 2025). The current aviation fuel challenges include the extended lifespan of existing fleets and the substantial engine or system modifications necessary for new fuels. This presents hydrogen as a particularly appealing

option in the context of future aircraft designs, where propulsion systems could be tailored for hydrogen utilization (Abubakr et al., 2024).

Integration of SMR-Hydrogen Systems in Aviation Infrastructure

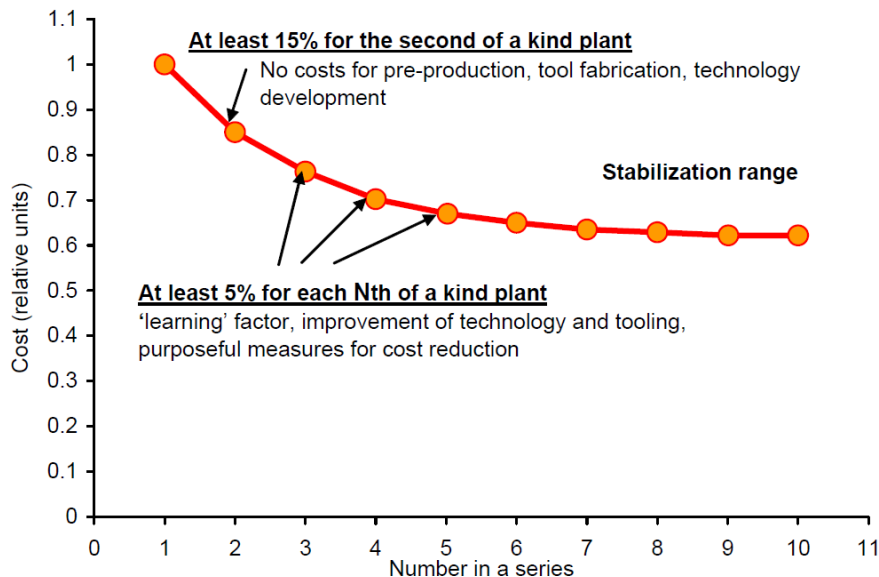
LCOH using SMRs

The LCOH serves as a metric for comparative analysis of diverse production methodologies. Studies assessing SMR-driven hydrogen production underscore that costs are significantly influenced by reactor capital expenditure (CAPEX), plant scale, operational efficiency, and the seamless integration of hydrogen storage and transportation infrastructure. LCOH estimates for hydrogen production via SMR exhibit fluctuations based on reactor design, hydrogen storage techniques (compressed gas or liquefaction), and transportation modes (Kim et al., 2022). Various costs will be incurred depending on the SMR technologies employed (Elkhalafy et al., 2024).

Although LCOH offers competitiveness for SMR-produced hydrogen, market factors such as fossil fuel prices and carbon taxes significantly impact its economic viability. For instance, in marine applications, the production cost of hydrogen from SMRs surpasses that of diesel fuel, necessitating substantial carbon pricing to attain viability. While achieving economies of scale through mass production can substantially reduce costs, it necessitates substantial expansion and investment. (Pompodakis & Papadimitriou, 2025). In this context, Figure 4 presents the graph illustrating the mass production and cost implications associated with SMR installation.

Figure 4

Reducing Equipment Manufacturing and Installation Costs in Large-Scale Nuclear Power Plant Production (Agency, 2013)



Hydrogen Demand Forecasts for Aviation

Hydrogen demand for aviation is an emerging field. However, as hydrogen-powered aircraft technologies and certification standards advance, growth is projected to reach 2050. While various scenarios are anticipated, it is believed that hydrogen demand from aviation could represent a substantial portion of total hydrogen consumption. Given the dependable and consistent hydrogen supply capabilities of SMRs, there is a consensus that they can assume a pivotal role in fulfilling demand (Yakovlieva et al., 2024).

To meet the growing demand for hydrogen, airport infrastructure must undergo transformative changes. Comprehensive assessments reveal that hydrogen supply within airports and aviation clusters encompasses not only production but also logistics and utility systems. These systems must be seamlessly integrated with existing fuel handling systems to ensure safe and efficient operation. (Šilhan et al., 2025).

Storage, Distribution, and Refueling Infrastructure

Hydrogen storage technology holds paramount importance for aerospace applications, considering the unique fuel density and energy demands of aircraft. The primary challenges associated with hydrogen storage include maintaining low-temperature liquid hydrogen storage, utilizing high-pressure compressed gas tanks, and employing advanced solid-state storage methods. Furthermore, complementary advancements in storage technology are essential for the successful production of hydrogen using SMRs (Boyko et al., 2022).

Transportation and refueling stations must be meticulously designed to accommodate the distinctive characteristics of hydrogen, thereby guaranteeing safety and optimizing operational procedures. Advancements in hydrogen fueling infrastructure are underway, encompassing the establishment of high-capacity refueling stations at airports. However, their integration with hydrogen production systems, particularly those powered by SMRs, necessitates careful consideration. The aviation sector imposes stringent requirements on fuel purity, accessibility, and the resilience of storage systems, thereby complicating the supply chain (Boichenko et al., 2025). The unit costs for literature are provided in Table 1.

Table 1
Hydrogen Cost Elements for Storage, Distribution, and Refueling Infrastructure

Component	Type / Unit	Typical Cost Range (USD)	Source
Electrolysis (for comparison)	Production cost, \$/kg H ₂	3 – 7	(IEA, 2024)
Liquid hydrogen (LH₂) liquefaction	Energy + OPEX, \$/kg H ₂	1.5 – 4	(IEA, 2024; NREL, 2025)
LH₂ storage (large cryogenic tanks)	CAPEX, \$/m ³ or \$/kg H ₂ capacity	0.5 – 3 (annualized \$/kg H ₂)	(Nivedhitha et al., 2024)
High-pressure gas tanks (350/700 bar)	CAPEX, \$/kg H ₂ capacity	400 – 700	(Shin & Ha, 2023)
Metal hydride / solid-state storage	CAPEX, \$/kg H ₂ capacity	Several hundred – thousands	(Nivedhitha et al., 2024)
Transport — tube trailer (compressed gas)	Cost per trailer / \$/kg delivered	Trailer CAPEX: 200k – 500k; delivery cost varies	(NREL, 2025)
Transport — LH₂ cryogenic tanker	Cost per tanker / \$/kg delivered	CAPEX: ~1–3 million; delivery cost distance-dependent	(IEA, 2024; NREL, 2025)
Airport refueling (LH₂ hydrant / dispenser)	Investment, \$/station or \$/kg dispensed	Million-dollar scale (dispenser share 3–5%)	(Hoelzen et al., 2023)
Onsite compression & purification	Delivery + dispensing cost, \$/kg H ₂	2 – 5	(NREL, 2025)
Onsite SMR integration (modular reformer)	CAPEX	Small-scale units: several million	(European Commission, 2024)
Delivered hydrogen (at dispenser)	\$/kg H ₂	2 – 6 (SMR); +1–2 (LH ₂ logistics)	(IEA, 2024)

Hybrid Energy Systems for Airports and Aviation Clusters

Hybrid energy system planning for airports frequently integrates SMR with renewable energy sources to attain carbon neutrality and operational efficiency objectives. These integrated energy clusters employ advanced smart grid technologies and sector coupling strategies to harmonize electricity and hydrogen supply and demand. Control architectures facilitate the dynamic distribution of generated

energy between grid export, aircraft refueling, and airport internal operations, thereby optimizing the overall system's performance (Choi & Hong, 2025).

Real-time operational frameworks that incorporate day-night strategies prioritize electricity generation during periods of high demand and maximize hydrogen production during periods of lower electricity demand. This approach guarantees economic efficiency while ensuring reliable supply of aviation fuel. The presence of high-fidelity simulation environments facilitates the testing and validation of these integrated systems, thereby enhancing the readiness of SMR-hydrogen clusters for practical deployment (Jacob & Zhang, 2023). Furthermore, hybrid systems of this nature can stabilize energy supply at airports, decrease greenhouse gas emissions associated with airport operations, and bolster the resilience of aviation energy systems to fluctuations in renewable generation (Gad-Briggs et al., 2022).

RESULTS AND DISCUSSION

As detailed in the method section, hydrogen fuel presents a viable solution to the aviation industry's carbon-neutral fuel requirement. To achieve this, there is a growing interest in nuclear energy, which exhibits minimal greenhouse gas emissions throughout its lifecycle. Consequently, SMR are being considered. In this context, LCOH calculations and sensitivity analysis, which can be derived from the utilization of SMRs, have been elucidated, leading to the identification of potential solutions.

In the initial phase, a study will be conducted to assess the techno-economic viability of SMRs. The cost analysis for ACP100, NuScale (VOYGR-4), BWRX-300, and I-SMR designs is presented in Table 2, encompassing a comprehensive range of technical and economic parameters and assumptions. To illustrate competitiveness, the costs associated with radioactive waste management, decommissioning, and the entire fuel cycle have been excluded from the analysis, with only the fuel cost being included. It is recommended to review the publications conducted in this field if their inclusion is deemed necessary for a different study (Kilic, Yigit, Sobahi, et al., 2025; Kılıç & Variyenli, 2023). Additionally, operating costs have been incorporated based on the nth example of its kind principle, enabling comparisons within the same scale as large-scale reactors.

Table 2

LCOE for SMRs (Kilic, Yigit, & Sreenivasulu, 2025; Kılıç et al., 2025; OECD NEA, 2025)

	NuScale (VOYGR-4)	BWRX-300	I-SMR	ACP100
Overnight Cost (\$/kWe)	6596	6596	7395	8194
Interest During Construction Cost (\$/kWe)	923	923	1035	1147
Thermodynamic Efficiency (%)	30.8	34.5	32.7	26
Plant Thermal Power (MWth)	1000	870	520	385
Total Capital Cost (B\$)	2315	2254	1433	0934
Levelized Capital Cost (\$/MWh)	76.71	92.75	86.71	97.24
Levelized O&M Cost (\$/MWh) (Scaling factor 0.72)	15.23	15.23	23.32	29.75
Fuel Cost (\$/MWh)	9.33	9.33	9.33	9.33
Levelized Cost of Electricity (\$/MWh)	101.27	117.31	119.36	136.32
Levelized Cost of Electricity(\$/MWh) (n of a kind)	70.88	82.11	83.55	95.42

The inputs and formulas employed in the calculation of LCOH are provided in Table 3. Utilizing these data, LCOH was determined for the reference scenario, and a sensitivity analysis was conducted to assess the impact of parameter variations on LCOH.

Table 3

LCOH Reference Scenario: Inputs and Formulas

Parameter	Symbol / Unit	Formula	Description
Project life time	n (years)	Input = 25	Project economic lifetime
Discount rate	r	Input = 0.08	Annual discount rate
Electrolyzer CAPEX	CAPEX _(unit) (\$/kW)	Input = 1000	Capital cost per kW of electrolyzer
Electrolyzer capacity	P _{el} (kW)	Input = 100,000	Installed electrolyzer capacity
Electrolyzer efficiency	η	Input = 0.70	Conversion efficiency (electricity → hydrogen)
H ₂ Lower Heating Value	LHV (kWh/kg)	Input = 50	Energy content of hydrogen
Annual availability	A	Input = 0.9	Fraction of annual uptime
Annual operating hours	h _(year)	8760 × A	Effective yearly operation time
Annual H ₂ production	H _{2(annual)} (kg)	(P _{el} × η × h _(year)) / LHV	Annual hydrogen output
Total CAPEX	CAPEX _(total) (\$)	CAPEX _(unit) × P _{el}	Total investment cost
Annual OPEX	OPEX _(annual) (\$)	0.03 × CAPEX _(total)	Operating cost (3% of CAPEX, assumed)
Electricity cost	C _{el} (\$/kWh)	Input = Table 3 (LCOE data)	Price of consumed electricity
Annual electricity consumption	E _(annual) (kWh)	(H _{2(annual)} × LHV) / η	Total yearly power use
Annual electricity cost	Cost _{el} (\$)	E _(annual) × C _{el}	Yearly electricity expenditure
Capital Recovery Factor	CRF	$r \times (1 + r)^n / ((1 + r)^n - 1)$	Converts total CAPEX to annualized CAPEX
Annualized CAPEX	CAPEX _(annual) (\$/year)	CAPEX _(total) × CRF	Annualized investment cost
Total annual cost	C _(annual) (\$/year)	CAPEX _(annual) + OPEX _(annual) + Cost _{el}	Combined annual costs
Transport & storage cost	C _(TS) (\$/kg)	Input = 1	Hydrogen logistics cost
LCOH	LCOH (\$/kg)	(C _(annual) / H _{2(annual)}) + C _(TS)	Levelized cost of hydrogen

The results of sensitivity analysis specific to ACP100, NuScale (VOYGR-4), BWRX-300, and i-SMR designs are presented in Figure 5, demonstrating the parameter change effects of ±10%. According to the analysis, the project duration exhibits the least significant impact, with a reduction rate below 1%. Conversely, the H₂ LHV parameter exhibits the most pronounced effect, influencing the unit price by approximately 8-9%. Notably, no substantial technology-specific differences were observed in the sensitivity analysis results.

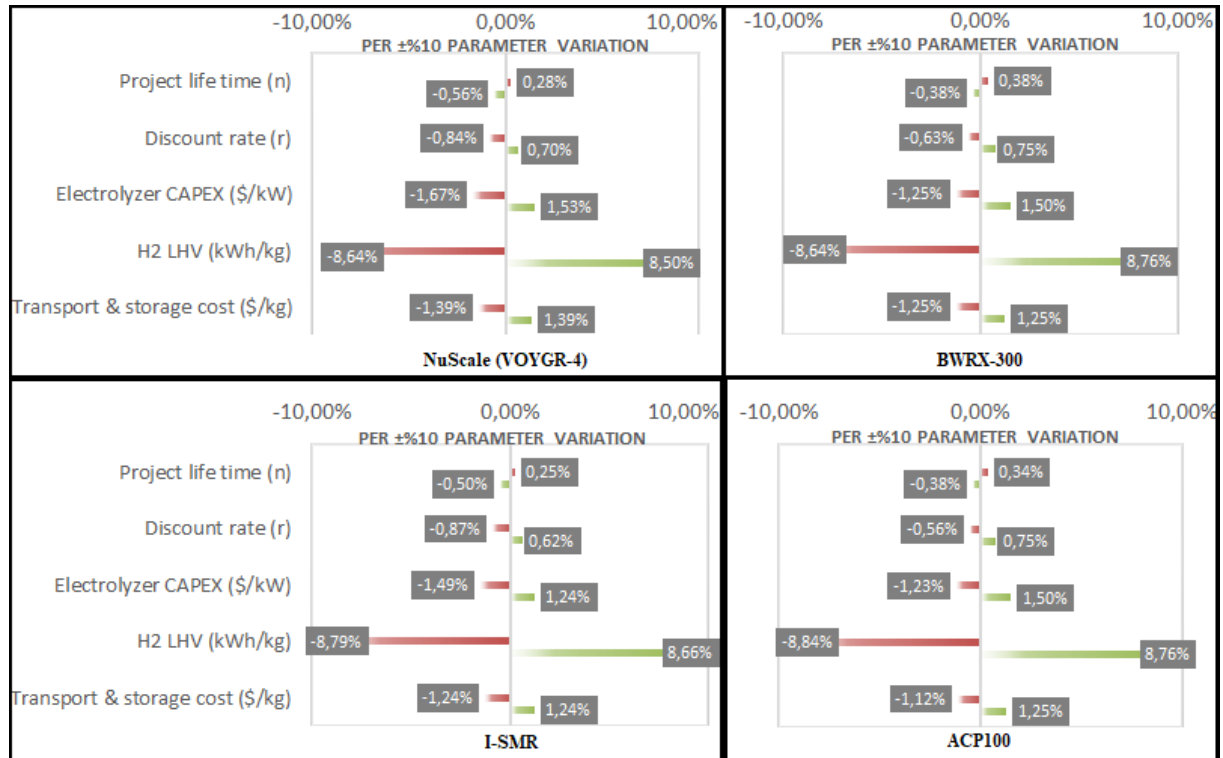
Table 4

Aviation Fuel Price Table and LCOH

Fuel Type	\$/gal	MJ/gal	\$/MJ	References
Jet A-1	2.42	130.3	0.0186	(BTS, 2025)
AVGAS	6.26	120.0	0.0522	(Globalair, 2025)
LCOH	2.23- 6.26 \$/kg	120.0 MJ/kg × density relation		

Figure 5

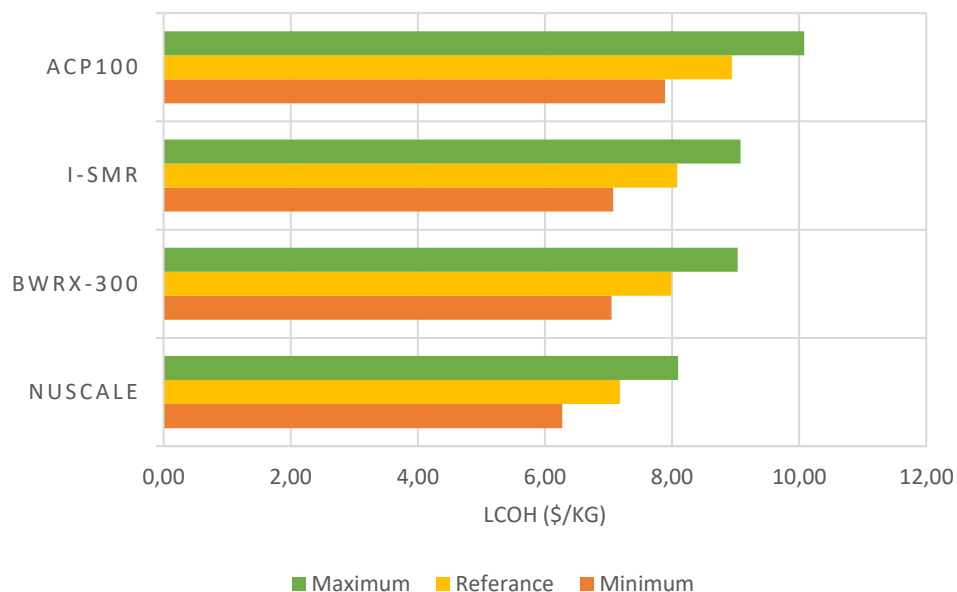
Sensitivity Analysis Results According to SMR Technologies



Subsequently, the maximum and minimum LCOH values, which are complementary to the reference values derived, were derived from the sensitivity analysis results and presented in Figure 5. It is evident that the LCOH value does not fall below \$6/kg even when all parameters are at their lowest levels. Furthermore, it has been concluded that the LCOH value may potentially increase up to \$10/kg due to the impact of the rise in electricity prices and the +10% adjustment in parameters.

Figure 6

Graph depicting Minimum, Reference, and Maximum LCOH values



Finally, unit costs per megajoule (MJ) were determined using the jet fuel prices provided in Table 4. Subsequently, the LCOH range was calculated based on the \$/MJ values and its comparison with jet fuel was conducted. Based on this assessment, it was determined that, considering factors such as hydrogen engine efficiency, storage weight and volume, cooling and tank losses, the LCOH value should decrease to \$2-4/kg for competitiveness. To achieve this, it was recommended that the LCOE value be reduced first.

CONCLUSION AND RECOMMENDATIONS

With the world's population growing and industries expanding, strategies need to be developed to manage energy resources efficiently and safeguard the environment. This is especially important for countries that rely on fossil fuels. In alignment with the objectives of mitigating carbon emissions within the aviation sector, hydrogen emerges as a prominent alternative, characterized by its high energy density and the absence of any emission potential. SMR possess the potential to reduce hydrogen production costs by augmenting energy efficiency through the cogeneration feature they offer. This integrated system approach stands out as an innovative solution that mitigates dependence on conventional fossil fuel-based hydrogen production while bolstering the economic viability of green hydrogen and supporting the transition to clean fuels within the aviation industry.

In this study, the economic impact of SMR-supported green hydrogen production on the decarbonization of the aviation sector is comprehensively analyzed. Initially, the integration potential of these systems within SMRs, hydrogen production technologies, and the aviation sector was theoretically examined through a literature review. Subsequently, the LCOH was calculated, considering the operational and capital costs associated with various SMR types. Furthermore, sensitivity analysis was conducted to assess the value of this metric. Finally, the economic feasibility of integrating green hydrogen into the aviation sector, its competitiveness with conventional jet fuels, and its contribution to the sector's decarbonization objectives was evaluated based on the LCOH results obtained.

As a result of the sensitivity analysis conducted specifically for ACP100, NuScale (VOYGR-4), BWRX-300, and i-SMR designs, the impact of the project's lifespan and reduction rate on LCOH remains below 1%. The most influential parameter was identified as H₂ LHV, exhibiting an effect of approximately 8-9%. Notably, no significant technology-specific disparities were observed. Although it was observed that the LCOH value did not fall below \$6/kg even when all parameters were at their lowest levels, it was concluded that the LCOH value could potentially reach \$10/kg with a $\pm 10\%$ change in parameters. For competitiveness with jet fuel, it was determined that the LCOH value should decrease to 4 \$/kg. It was concluded that the LCOE value should attain the level of \$42/MWh for the scenario where all parameters are assumed to be reduced by -10%, while the reference scenario yields \$33/MWh.

The following suggestions for future studies are:

- Utilize technical and economic data with realistic assumptions.
- Do not overlook uncertainties in costs.
- Conduct an accurate evaluation of the effects of variable parameters.
- If there is widespread acceptance of carbon taxes, they should be incorporated into the calculations.

It is beneficial to consider these issues in depth.

Ethical Statement

The author of this article declares that the materials and methods used in his study do not require ethics committee permission and/or legal-special permission.

Author Contributions

Data Collection (CRediT 2) Author 1 (70%) – Author 2 (30%)

Research - Data Analysis - Verification (CRediT 3-4-6-11) Author 1 (60%) – Author 2 (40%)

Writing the Article (CRediT 12-13) Author 1 (60%) – Author 2 (40%)

Proofreading and Improvement of the Text (CRediT 14) Author 1 (40%) – Author 2 (60%)

Finance

No funding was received for this study.

Conflict of Interest

The authors have no conflicts of interest to disclose for this study.

Sustainable Development Goals (SDG)

Sustainable Development Goals: 7 Accessible and Clean Energy, 12 Responsible Production and Consumption

REFERENCES

- Abubakr, M., Shahid, S., & Arman, I. (2024). *A Review on Hydrogen Production Technologies and Its Future Demand* (Version 1). arXiv. <https://doi.org/10.48550/ARXIV.2410.08154>
- Agency, I. A. E. (2013). Approaches for Assessing the Economic Competitiveness of Small and Medium Sized Reactors. In *Approaches for Assessing the Economic Competitiveness of Small and Medium Sized Reactors* (pp. 1–255) [Text]. International Atomic Energy Agency. <https://www.iaea.org/publications/8959/approaches-for-assessing-the-economic-competitiveness-of-small-and-medium-sized-reactors>
- Alipour Bonab, S., Waite, T., Song, W., Flynn, D., & Yazdani-Asrami, M. (2024). Machine learning-powered performance monitoring of proton exchange membrane water electrolyzers for enhancing green hydrogen production as a sustainable fuel for aviation industry. *Energy Reports*, 12, 2270–2282. <https://doi.org/10.1016/j.egyr.2024.08.028>
- Boichenko, S., Chen, L., National Technical University of Ukraine Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute, 115, Borshchagivska St., Kyiv, 03056, Ukraine, Korovushkin, V., National Technical University of Ukraine Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute, 115, Borshchagivska St., Kyiv, 03056, Ukraine, Biliakovich, O., & National Aviation University, 1, Liubomyra Huzara Ave., Kyiv, 03058, Ukraine. (2025). Pest- And Snw-Analysis Of The Use Of Liquid Hydrogen As A Motor Fuel In Aviation. *System Research in Energy*, 2025(1), 61–73. <https://doi.org/10.15407/srenergy2025.01.061>
- Boyko, S., Kotov, O., Zaporizhia Polytechnic National University, Vyshnevsky, S., Vinnytsia National Technical University, Melnyk, O., Donetsk National University of Economics and Trade named after Mykhailo Tugan-Baranovskyi, Podhorny, N., & Kremenchug Flight College of Kharkiv University of Internal Affairs. (2022). Analysis Of The Prospects Of The Implementation Of Hydrogen Energy In The Energy Balance Of Companies In The Aviation Industry. *Herald of Khmelnytskyi National University. Technical Sciences*, 315(6(1)), 282–286. <https://doi.org/10.31891/2307-5732-2022-315-6-282-286>
- Bridgelall, R. (2025). *Hydrogen-Powered Aviation: Insights from a Cross-Sectional Scientometric and Thematic Analysis of Patent Claims* (No. 2025042063). Preprints. <https://doi.org/10.20944/preprints202504.2063.v1>

- BTS. (2025). *U.S. Airlines' January 2025 Fuel Cost per Gallon*. https://www.bts.gov/newsroom/us-airlines-january-2025-fuel-cost-gallon-42-december-2024-aviation-fuel-consumption-down?utm_source=chatgpt.com
- Bulbul, S., Ayhan, E., & Gökmeşe, H. (2023). Effect on Mechanical Properties of Addition of Coal Ash as Thermal Power Plant Waste to SBR Matrix Compounds. *Necmettin Erbakan University Journal of Science and Engineering*, 5(2), Article 2.
- Butcher, N., Ciaravino, C., Healey, S., & Anam, Z. (2021). *Economic and Finance Working Group SMR Roadmap*.
- Cadogan, J. (2023). *Report on the Creation and Progress of the Hydrogen Regulatory Research Review Group* (No. INL/RPT-23-74201-Rev000). Idaho National Laboratory (INL), Idaho Falls, ID (United States). <https://www.osti.gov/biblio/1998561>
- Chalkiadakis, N., Stamatakis, E., Varvayanni, M., Stubos, A., Tzamalīs, G., & Tsoutsos, T. (2023). A New Path towards Sustainable Energy Transition: Techno-Economic Feasibility of a Complete Hybrid Small Modular Reactor/Hydrogen (SMR/H₂) Energy System. *Energies*, 16(17), 6257. <https://doi.org/10.3390/en16176257>
- Choi, J., & Hong, J. (2025). Design and Optimization Strategy of a Net-Zero City Based on a Small Modular Reactor and Renewable Energy. *Energies*, 18(15), 4128. <https://doi.org/10.3390/en18154128>
- Elkhalafy, M. S., Abd-Allah, M. A., Elgabalawy, M., & Said, A. (2024). Techno-Economic Assessment of Small Modular Reactors and Renewable Energy for Hydrogen Production: An Egyptian Grid Case Study. *2024 25th International Middle East Power System Conference (MEPCON)*, 1–8. <https://doi.org/10.1109/MEPCON63025.2024.10850191>
- European Commission. (2024). *Cost of hydrogen production | European Hydrogen Observatory*. <https://observatory.clean-hydrogen.europa.eu/hydrogen-landscape/production-trade-and-cost/cost-hydrogen-production>
- Gad-Briggs, A., Osigwe, E., Jafari, S., & Nikolaidis, T. (2022). Analysis of Control-System Strategy and Design of a Small Modular Reactor with Different Working Fluids for Electricity and Hydrogen Production as Part of a Decentralised Mini Grid. *Energies*, 15(6), 2224. <https://doi.org/10.3390/en15062224>
- Garrouste, M. (2024). *Techno-economic Analyses for Non-electric Applications of Nuclear Power* [University of Michigan]. <https://doi.org/10.7302/24935>
- Globalair. (2025). *Average Price for 100LL, JetA & SAF Fuel*. <https://www.globalair.com/airport/region.aspx>
- Hacıbeyoglu, M., Çelik, M., & Çiçek, Ö. E. (2023). Energy Efficiency Estimation in Buildings with K Nearest Neighbor Algorithm. *Necmettin Erbakan University Journal of Science and Engineering*, 5(2), Article 2.
- Hansen, J. K., Lawrence, S., Vollmer, J. L., Cheng, W.-C., Knighton, T., Spangler, R. M., Agarwal, V., & Primer, C. A. (2024). *LWRS Newsletter Issue 39, May 2024* (No. INL/MIS-24-77926-Rev000). Idaho National Laboratory (INL), Idaho Falls, ID (United States). <https://www.osti.gov/biblio/2432493>
- Hoelzen, J., Koenemann, L., Kistner, L., Schenke, F., Bensmann, A., & Hanke-Rauschenbach, R. (2023). H₂-powered aviation – Design and economics of green LH₂ supply for airports. *Energy*

- Conversion and Management: X*, 20, 100442. <https://doi.org/10.1016/j.ecmx.2023.100442>
- IEA. (2024). *Global Hydrogen Review 2024 – Analysis*. <https://www.iea.org/reports/global-hydrogen-review-2024>
- Jacob, R. A., & Zhang, J. (2023). Modeling and control of nuclear–renewable integrated energy systems: Dynamic system model for green electricity and hydrogen production. *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, 15(4), 046302. <https://doi.org/10.1063/5.0139875>
- Kapıkıran, O. F., Variyenli, H. İ., Ökten, M., & Kılıç, S. S. (2025). Reducing Carbon Footprint in Ankara: The Use of Biodiesel Produced from Waste Oils in Public Transportation. *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi Part C: Tasarım ve Teknoloji*, 13(1), 219–230. <https://doi.org/10.29109/gujsc.1581273>
- Kilic, S. S., Yigit, S., Sobahi, N., & Variyenli, H. (2025). Financial and Economic Approach to Spent Nuclear Fuel and Radioactive Waste Management: Determination of Radioactive Waste Guarantee for Türkiye. *Nuclear Technology*. <https://doi.org/10.1080/00295450.2025.2588920>
- Kilic, S. S., Yigit, S., & Sreenivasulu, B. (2025). *Assessing the Potential of Small Modular Reactors (Smrs) for Electricity Generation in Cyprus and Techno-Economic Analysis* (SSRN Scholarly Paper No. 5258312). Social Science Research Network. <https://doi.org/10.2139/ssrn.5258312>
- Kim, J., Rweyemamu, M., & Purevsuren, B. (2022). Machine Learning-Based Approach for Hydrogen Economic Evaluation of Small Modular Reactors. *Science and Technology of Nuclear Installations*, 2022, 1–9. <https://doi.org/10.1155/2022/9297122>
- Kılıç, S. S., Çapraz, H., Yiğit, S., & Erbay, C. (2025). The hydrogen-nuclear nexus: Levelized cost benchmark of pink hydrogen from small modular reactor driven alkaline electrolysis. *International Journal of Hydrogen Energy*, 189, 152160. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2025.152160>
- Kılıç, S. S., & Variyenli, H. İ. (2023). Costing of Near Surface Disposal Facilities and Scenario Analysis for Türkiye. *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi Part C: Tasarım ve Teknoloji*, 11(4), 1183–1194. <https://doi.org/10.29109/gujsc.1395633>
- Nivedhitha, K. S., Beena, T., Banapurmath, N. R., Umarfarooq, M. A., Ramasamy, V., Soudagar, M. E. M., & Ağbulut, Ü. (2024). Advances in hydrogen storage with metal hydrides: Mechanisms, materials, and challenges. *International Journal of Hydrogen Energy*, 61, 1259–1273. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2024.02.335>
- NREL. (2025). *Annual Technology Baseline*. <https://atb.nrel.gov/>
- OECD NEA. (2011). *Current Status, Technical Feasibility and Economics of Small Nuclear Reactors*.
- OECD NEA. (2025). *Nuclear Energy Agency—Projected Costs of Generating Electricity—Levelised Cost of Electricity Calculator*. <https://www.oecd-neo.org/lcoe/>
- Özkan, A. O., & Demir, H. B. (2019). Effect of Temperature and Zenith Angle on Panel Power Generation in Photovoltaic Panels. *Necmettin Erbakan University Journal of Science and Engineering*, 1(1), Article 1.
- Pompodakis, E. E., & Papadimitriou, T. (2025). Techno-Economic Assessment of Pink Hydrogen Produced from Small Modular Reactors for Maritime Applications. *Hydrogen*, 6(3), 47. <https://doi.org/10.3390/hydrogen6030047>
- Remer, S. J., Lawrence, S., Primer, C. A., Boardman, R. D., Chen, X., Osborne, D. M., Lawrie, S., Martin, L., Tylecote, A., Brian Szews, & Madden, S. (2023). *Complete Evaluation of ION Cost*

- Reduction Opportunities for LWRS Pathways* (No. INL/RPT-23-74595-Rev000). Idaho National Laboratory (INL), Idaho Falls, ID (United States).
<https://www.osti.gov/biblio/2008355>
- Shin, H. K., & Ha, S. K. (2023). A Review on the Cost Analysis of Hydrogen Gas Storage Tanks for Fuel Cell Vehicles. *Energies*, 16(13), 5233. <https://doi.org/10.3390/en16135233>
- Šilhan, M., Polívka, P., Špička, L., & Vahalík, B. (2025). Expected Development of Hydrogen Infrastructure for the Transport Sector. The Use of Small Modular Nuclear Reactors. *Chemické Listy*, 119(6), 345–350. <https://doi.org/10.54779/chl20250345>
- Slavin, B., Wang, R., Roy, D., Ling-Chin, J., & Roskilly, A. P. (2024). Techno-economic analysis of direct air carbon capture and hydrogen production integrated with a small modular reactor. *Applied Energy*, 356, 122407. <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2023.122407>
- Soloviev, S. L., Zaryugin, D. G., Kalyakin, S. G., & Leskin, S. T. (2022). Identifying the Key Development Areas for Small Modular Reactors. *Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zawedeniy, Yadernaya Energetika*, 2022(1), 22–34. <https://doi.org/10.26583/npe.2022.1.02>
- Steigerwald, B., Weibezahn, J., Slowik, M., & Von Hirschhausen, C. (2023). Future nuclear fission reactors – uncertainties, the effect of parameter choice and an application to small modular reactor concepts. *Safety of Nuclear Waste Disposal*, 2, 217–218. <https://doi.org/10.5194/sand-2-217-2023>
- Walden, M., Sarkar, S., Mugford, S., & Wood, T. (2023). Opportunity of the future: Hydrogen as fuel and feedstock. *The APPEA Journal*, 63(2), S464–S467. <https://doi.org/10.1071/AJ22195>
- Westover, T. L., Boardman, R. D., Abughofah, H., Amen, G. R., Fidlow, H. R., Garza, I. A., Klemp, C., Kut, P., Rennels, C. L., Ross, M. M., Miller, J., Wilson, A. J., Breski, S. J., D. Whaley, S., Gaussa, L. W., & Verbofsky, C. (2023). *Preconceptual Designs of Coupled Power Delivery between a 4-Loop PWR and 100-500 MWe HTSE Plants* (No. INL/RPT-23-71939-Rev001). Idaho National Laboratory (INL), Idaho Falls, ID (United States).
<https://www.osti.gov/biblio/2203699>
- Wilson, J., & Lukose, W. (2025). Advancing Sustainable Aviation Evaluating the Role of Alternative Fuels and Green Technologies in Reducing Carbon Emissions. *Journal of Informatics Education and Research*, 5(3). <https://doi.org/10.52783/jier.v5i3.3475>
- Yakovlieva, A., Kurdel, P., Boichenko, S., Shkilniuk, I., Češkovič, M., & Gecejová, N. (2024). Recent advances in hydrogen production for providing air transport needs. *2024 New Trends in Aviation Development (NTAD)*, 226–229. <https://doi.org/10.1109/NTAD63796.2024.10850116>
- Yusuf, K., & Mesut, U. (2025). Yeşil Havacılık İçin Hidrojen: Yakıt Olarak Kullanımı ve Depolama Çözümleri. *Asrel Aerospace Research Letters*. <https://doi.org/10.56753/ASREL.2025.1.1>
- Zimmermann, P., Bajrami, J., & Dinkelacker, F. (2023). Validation of a Generic Non-Swirled Multi-Fuel Burner for the Measurement of Flame Stability Limits for Research of Advanced Sustainable Aviation Fuels. *Energies*, 16(22), 7480. <https://doi.org/10.3390/en16227480>

Genel Havacılık Uçaklarının Hidrolik İniş Takımı Tasarımı

Mustafa TINKIR¹  Ahmet Mertcan İLGAZ¹  Ali ÖZTÜRK¹  Murat DİLMEÇ^{1*} 

¹ Necmettin Erbakan Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Konya, Türkiye

Makale Bilgisi

ÖZET

Geliş Tarihi: 27.11.2025
Kabul Tarihi: 03.12.2025
Yayın Tarihi: 31.12.2025

Anahtar Kelimeler:

Genel Havacılık Uçağı,
Hidrolik,
İniş Takımı,
Ultra Hafif Uçaklar.

Uçakların boyutlarının büyümesi ve hızlarının artmasıyla birlikte, iniş takımlarının yalnızca kol kuvvetiyle açılıp kapatılması güçleşmiş, bu nedenle sistemi çalıştırmak üzere özel hidrolik güç kaynakları geliştirilmiştir. Hidrolik destekli otomatik iniş takımı mekanizması ilk kez efsanevi Douglas DC-1, DC-2 ve DC-3 modellerinde uygulanmış ve havacılık teknolojisinde önemli bir dönüm noktası oluşturmuştur.

Uçak tasarımlarının gelişimine paralel olarak, başlangıçta kuyruk kısmında bulunan iniş takımının uçağın ön bölümüne alınması kararlaştırılmıştır. Böylece kalkış ve iniş performansı iyileştirilmiş, pilotun kontrol yükü azaltılmıştır. Kuyruk tekerlekli uçaklarda pilot, kalkış esnasında lövyeyi öne iterek kuyruğu kaldırmak zorunda kalırken; iniş sırasında ise ya hafif yüksek bir hızla iki ana tekeri aynı anda piste temas ettirmeye ya da oldukça hassas bir düz iniş gerçekleştirmeye çalışırdı. Burun iniş takımının kullanılması, pilotlara çok daha kontrollü ve güvenli iniş-kalkış imkânı sunmuş, böylece modern havacılıkta standart bir çözüm hâline gelmiştir. Günümüz uçaklarında burun iniş takımı ile kanat altında konumlandırılmış iki ana iniş takımı birlikte kullanılmaktadır.

Bu çalışmada, günümüzde genel havacılık sınıfında yaygın olarak kullanılan sabit hidrolik iniş takımlarının tasarımı ele alınmaktadır. Tasarımın temel amacı, farklı amaçlarla kullanılan ultra-light sınıfı uçaklar için yüksek dayanım ve mukavemet sunan, aynı zamanda düşük maliyetli bir hidrolik iniş takımı konsepti geliştirmek ve bunun simülasyon analizlerini ortaya koymaktır.

Design of Hydraulic Landing Gear of General Aviation Aircraft

Article Info

ABSTRACT

Received: 27.11.2025
Accepted: 03.12.2025
Published: 31.12.2025

Keywords:

General Aviation Aircraft,
Hydraulic,
Landing Gear,
Ultralight Aircraft

As aircraft grew in size and speed, operating landing gear solely through manual lever force became increasingly difficult, necessitating the development of dedicated hydraulic power systems. The hydraulically assisted automatic landing gear mechanism was first implemented in the legendary Douglas DC-1, DC-2, and DC-3 models, marking a significant technological milestone in aviation history.

In parallel with advancements in aircraft design, it was decided that the landing gear originally located at the tail would be repositioned to the front of the aircraft. This modification improved takeoff and landing performance while reducing pilot workload. In tailwheel aircraft, the pilot had to push the control stick forward during takeoff to raise the tail and, during landing, either touch down both main wheels simultaneously at slightly higher speed or achieve a highly precise and level touchdown. The introduction of nose landing gear eliminated these challenges, providing pilots with more controlled and safer takeoff and landing operations, and consequently becoming the standard configuration in modern aviation. Today's aircraft typically employ a nose landing gear along with two main landing gears located under the wings.

This study focuses on the design of fixed hydraulic landing gear systems commonly used in general aviation aircraft. The primary objective of the design is to develop a high-strength, high-durability, and cost-effective hydraulic landing gear concept for ultra-light aircraft used in various operational fields, and to present simulation analyses demonstrating the performance of the developed system.

To cite this article:

Tinkır, M., Ilgaz, A. M., Öztürk, A., & Dilmeç, M. (2025). Genel havacılık uçaklarının hidrolik iniş takımı tasarımı. *Aerospace Research Letters (ASREL)*, 4(2), 198-207.

*Corresponding Author: Murat DİLMEÇ, muratdilmec@erbakan.edu.tr



This article is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

GİRİŞ

Doğa, insanlığın teknoloji geliştirme sürecinde her zaman önemli bir ilham kaynağı olmuştur. Havacılık alanında da kuşların aerodinamik yapıları ve uçuş prensipleri, modern uçak teknolojisinin oluşumunda belirleyici bir rol oynamıştır. Kuşların havada süzülmesini ve manevra yapmasını sağlayan kanat geometrileri ile taşıyıcı bacak yapıları, ilk uçakların tasarımında doğrudan örnek alınmış; özellikle iniş ve kalkış sırasında gövdeyi güvenli taşıyan sistemler, kuşlardaki bacak işlevinin mühendislik karşılığı olarak iniş takımlarına dönüşmüştür (Delprete ve diğ., 2023).

Havacılığın başlangıç döneminde kullanılan iniş takımları, uçağın zeminde kaymasını sağlayan basit tahta kızaklardan ibaretti. Bu sistemlerin düşük taşıma kapasitesi ve operasyonel zorlukları nedeniyle kısa sürede tekerlekli tasarımlara geçildi. Bisiklet tekerleklerinden uyarlanarak geliştirilen ilk tekerlekli iniş takımları, tarihi Blériot XI uçağında kullanılmıştır. İlk uçaklarda gövde altında iki ana iniş takımı bulunurken, arka bölümün hasar görmemesi için kuyruk altında sabit bir metal parça yer alıyordu. Birinci Dünya Savaşı sırasında bu yapı tekerleksiz bir destek mekanizmasına dönüştü; havacılığın ilerlemesiyle birlikte kuyruk iniş takımı tekerlekli hale getirilerek manevra kabiliyeti artırıldı (Elayancheri ve diğ., 2015).

Günümüz uçaklarında iniş takımları, yüksek mukavemetli alaşımlar, karmaşık hidrolik birimler, fren sistemleri ve kontrol yapılarından oluşan çok bileşenli, maliyeti milyon dolarları bulan ileri mühendislik sistemleridir. Modern fren yapıları sayesinde 300 tonun üzerindeki geniş gövdeli uçaklar kısa pistlerde güvenli durabilmektedir. “Landing gear” olarak adlandırılan bu sistemde burundaki dikme yönlendirmeyi, ana dikmeler ise yük taşıma ve frenlemeyi üstlenir. Örneğin Airbus A340’ın tek bir fren ünitesinin ağırlığı yaklaşık 130 kilogramdır. Büyük gövdeli bazı uçaklarda - Boeing 747, Airbus A340, MD-11 gibi—ana dikmeleri desteklemek amacıyla ek bir iniş takımı grubu bulunur; bu yapı frenleme yapmasa da yük dağılımını iyileştirerek uçak dengesini artırır (Ghiringhelli, 2004).

İkinci Dünya Savaşı’na kadar uçakların iniş takımları sabit olup uçuş sırasında gövde içine alınmıyordu. Artan uçuş hızları nedeniyle açık iniş takımlarının yarattığı aerodinamik sürüklenme önemli bir performans kaybına yol açınca, katlanarak gövde içine çekilebilen sistemler geliştirildi. İlk örneklerde bu mekanizma manivela ile elle çalıştırılıyor ve sadece hafif uçaklarda uygulanabiliyordu (Haritha ve diğ., 2024).

Uçak boyutlarının büyümesiyle manuel mekanizmaların yetersiz kalması, hidrolik güç ünitelerinin geliştirilmesini zorunlu hale getirdi. Böylece iniş takımlarının açılıp kapanması otomatik hale getirildi. Bu modern hidrolik mekanizmalar ilk olarak Douglas DC-1, DC-2 ve DC-3 uçaklarında başarıyla uygulanarak bugün kullanılan iniş takımı sistemlerinin temelini oluşturdu (Kruger, 2000).

Uçakların iniş ve kalkışlarında, ayrıca yerde taksi yaparken yüzeye temasını güvenli ve kontrollü şekilde sürdürebilmesi için, sürtünme direnci düşük, yatay ve düşey yöndeki yükleri etkin biçimde karşılayabilen iniş takımlarına ihtiyaç vardır. İniş takımları, uçağın yere inişini, yerden kalkışını ve yerdeki manevralarını sağlayan temel taşıyıcı sistemlerdir (Prasad ve diğ., 2020).

Deniz uçakları, kara uçakları ve amfibi uçaklarda iniş takımı yapıları kullanım ortamına bağlı olarak farklılık gösterir. Kara uçaklarında zemin teması tekerleklerle sağlanırken, deniz uçaklarında gövde altındaki kayık benzeri yüzey veya ek kızaklar kullanılır. Amfibi uçaklar ise her iki ortama uygun çift işlevli iniş takımlarına sahiptir.

Genellikle uçaklar iki ana ve bir yardımcı olmak üzere üç tekerlekli iniş takımı düzenine sahiptir. Yardımcı (ön veya kuyruk) tekerlek, uçağın yerde yönlendirilmesini sağlar ve ana iniş takımlarının yük dağılımına destek olur. Pilot, bu tekerleği sağa veya sola çevirerek uçağın taksi sırasında istikametini kontrol eder. İniş sırasında uçağın hızı yatay ve düşey bileşenlerden oluşur. Pilot, tekerleklerin piste

temasından hemen önce uçağı mümkün olduğu kadar yatay bir konuma getirerek düşey hız bileşenini en aza indirir. Yatay hızın oluşturduğu kinetik enerji fren sistemiyle absorbe edilirken, düşey hızdan kaynaklanan yükler iniş takımlarında bulunan yay, amortisör ve lastik gibi elemanlar tarafından sönümlenerek ısıya dönüştürülür. Üç tekerlekli konfigürasyonda ana iniş takımları genellikle kanatlar üzerinde veya gövde altındadır; yardımcı tekerlek ise burunda veya kuyruk bölümünde bulunabilir. Çok tekerlekli ağır nakliye ve geniş gövdeli yolcu uçaklarında ise ana iniş takımları gövde içine arka arkaya yerleştirilmiş birden fazla tekerlek grubundan oluşur. Örneğin Boeing 747’de 16 ana ve 2 yardımcı olmak üzere toplam 18 tekerlek bulunmaktadır (Raymer, 1992).

İniş takımlarının önemli bir diğer niteliği sabit veya katlanabilir olmalarıdır. Sabit iniş takımları düşük hızlı ve basit yapıya sahip uçaklarda tercih edilir. Ancak hız ve boyut arttıkça iniş takımlarının oluşturduğu aerodinamik sürükleme de önemli ölçüde yükselir. Bu nedenle modern uçaklarda iniş takımları uçuş sırasında elektrik, hidrolik veya pnömatik güç sistemleri yardımıyla gövde veya kanat içine katlanarak saklanır. Kapaklarla kapanan bu bölmeler, aerodinamik yapının bütünlüğünü korur. İniş takımının açık veya kapalı konumda güvenle sabitlenmesi için kilit ve emniyet mekanizmaları kullanılır. Ayrıca kokpitte, iniş takımlarının mevcut konumunu pilota bildiren ikaz ve gösterge sistemleri bulunur; bu sayede pilot, iniş-kalkış operasyonlarının en kritik aşamalarında sistem durumunu sürekli takip edebilir.

YÖNTEM

İniş Takımı Tasarımı

Genel havacılık uçakları için hidrolik iniş takımı tasarımı sırasında, uluslararası havacılık standartları ve kabul görmüş uçak tasarımı literatürü esas alınmıştır. Tasarım sürecinde, uçağı etki eden statik ve dinamik yükler belirlenmiş ve iniş, kalkış ile taksi sırasında absorbe edilmesi gereken yükler hesaplanmıştır. Bu veriler doğrultusunda, optimum enerji sönümleme performansı sağlayacak hidrolik oleo-pnömatik pistonlar seçilerek iniş takımı tasarımı gerçekleştirilmiştir. Tasarım aşamasında, “General Aviation Aircraft” (Genel Maksat Uçağı) kategorisindeki havacılıkta en yaygın uçak tiplerinin verilerinin ortalaması alınarak genel bir iniş takımı tasarımı planlanmıştır.

Bu bölümde, iniş takımı tasarımı ve modellemesi sunulmuştur. Tasarımda elde edilen iniş takımı, sonlu elemanlar analizi ve ardından gerçekleştirilecek testler ile iniş koşullarını sağlayıp sağlamadığı açısından incelenmiştir. Araştırma sonuçları doğrultusunda, tasarımın iyileştirilmesi gerekebilecektir. Bu durumda, kullanılan malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi yeniden ele alınmış ve tasarım iyileştirmesinde kullanılacak malzemelerin özellikleri tespit edilmiştir. Belirlenen malzemeler ile tasarlanan yeni ve iyileştirilmiş iniş takımının sonlu elemanlar analizleri gerçekleştirilmiş ve statik testlerle iniş yükünü karşılayıp karşılamadığı incelenmiştir.

İniş Takımı Tasarımını Oluşturan Parçaların Tasarımı

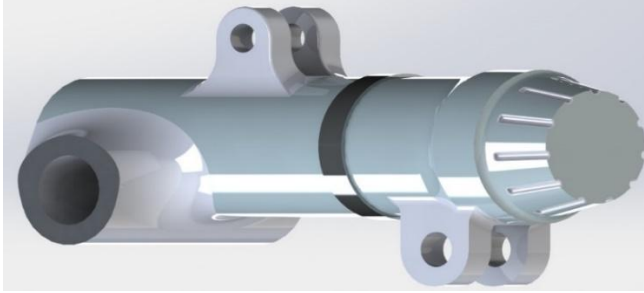
Bu bölümde, hesaplamaları önceki aşamalarda yapılan iniş takımını oluşturan parçaların tasarımı gerçekleştirilmiştir. İlk olarak iniş takımı silindir bloğunun tasarımı yapılmıştır (Şekil-1). Bu amortisör sistemi günümüzde en yaygın kullanılan sistemlerden biridir. Yüksek şok emilimi ve etkili sönümleme sağlaması nedeniyle yalnızca büyük uçaklarda değil, aynı zamanda ultralight sınıfı uçaklarda da tercih edilmektedir.

Söz konusu amortisör tipi, entegre çalışan iki temel bileşenden oluşur. Birincisi, sıkıştırılmış hidrolik yağ sayesinde yay gibi davranarak uçağın dikey hareketlerinden doğan şoku absorbe eder. İkincisi ise sönümleme mekanizmasıdır; hidrolik sıvının küçük deliklerden (orifislerden) geçmeye zorlanmasıyla sürtünme oluşturur ve akış hızını azaltarak etkin bir sönümleme sağlar. Bu yapı, hidrolik amortisörlü iniş takımı sistemlerinin yüksek verimli şok emilimi sunmasına imkân tanır. Oleo

amortisörlerde yaygın olarak üç temel yapılandırma kullanılır: teleskopik payanda, eklemli dikme ve yarı eklemli sistem. Bu üç tip arasındaki temel fark, iniş takımının tekerleğe göre konumlandırılma biçimidir. Amortisör, gövdeye göre yapısal olarak rijit bir eleman olarak görev yapar. Bu çalışmada, önceki bölümlerde elde edilen silindir geometrisi ve hesaplama verileri kullanılarak iniş takımının katı modeli oluşturulmuştur.

Şekil 1

Tasarlanan İniş Takımı Silindir Bloğu



Bu tür uçakların iniş takımlarının iniş sırasında hızı tolere etmesi için, yukarıdaki parçanın silindir düzeneği ile tekerlekler arasında bağ kurduğu unutulmamalıdır. Amortisör strok uzunluğu ve uçağın ağırlığı gibi değişkenler olmasına rağmen iniş takımı tasarımında taşıyıcı şaft mili kritiktir, basitçe uçakların enerji analizinde "sönümlemeye en büyük yardımcı etken" görevindedir. Teleskopik oleo gergi düzenlemesinde piston, amortisörün ana gövdesinin içine yerleştirilecek şekilde konumlandırılmıştır (iniş takımının dikey dikmesi). Bu tasarımın iki temel dezavantajı bulunmaktadır. İlk olarak, amortisör tüm iniş takımı sistemiyle birlikte çalıştığından hidrolik amortisörün bakım veya değişim için ana dikme içerisinden tamamen çıkarılması gerekir. İkinci olarak, hidrolik şok emici dikey konumdadır ve tekerleklerden gelen şoku yeterli ölçüde absorbe edebilmesi için belirli bir uzunlukta tasarlanmalıdır. Bu durumda iniş enerjisinin karşılanabilmesi genellikle uzun ve yüksek sönümleme kapasitesine sahip bir hidrolik piston kullanımını gerektirir.

Önceki bölümlerde yapılan hesaplamalar bu tasarım kriterleri göz önünde bulundurularak gerçekleştirilmiş, bu doğrultuda en uygun piston geometrisi belirlenmiştir (Şekil-2). Elde edilen veriler kullanılarak iniş takımının katı modeli oluşturulmuştur.

Şekil 2

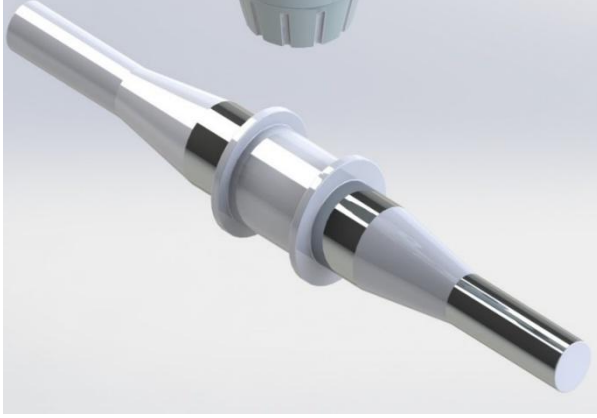
Tasarlanan İniş Takımı Pistonu



Bu tasarım yaklaşımı, iniş sırasında ortaya çıkan yüksek dikey yüklerle açıklanabilir. Bu tür uçaklarda iniş takımlarının tolerans göstermesi gereken dikey hız oldukça yüksektir. Ayrıca, söz konusu bileşenin silindir düzeneği ile tekerlekler arasında yapısal bir bağlantı kurduğu unutulmamalıdır. Amortisör strok uzunluğu ve uçak ağırlığı gibi değişkenler tasarımı doğrudan etkilerken, taşıyıcı şaft mili iniş takımı tasarımında kritik bir role sahiptir. Bu mil, uçakların enerji analizinde "sönümlemeye en büyük katkıyı sağlayan" temel elemanlardan biri olarak görev yapar. Tasarlanan iniş takımı tekerlek mili Şekil-3'te görülmektedir.

Şekil 3

Tasarlanan İniş Takımı Tekerlek Mili (Şaft Bağlantı Mili)



Özetle, bu bölümde önceki aşamalarda tasarımı yapılan iniş takımının katı modeli oluşturulmuş ve tasarlanan modelin statik analizleri gerçekleştirilmiştir. Yapılan tasarımın son hali Şekil-4'te görülmektedir.

Şekil 4

İniş Takımının Tasarımı



Bir eklemlili hidrolik dikme konfigürasyonunda, hidrolik şok dikmesi, uçak gövdesi ve bir bağlantı arasındaki bağlantıdır ve aynı zamanda tekerleğe bağlıdır. Bu yapılandırma tekerleğin sisteme dahil edilmesine neden olur ve dönme ekseninin etrafındaki dairesel bir yayda konumlanır. Bu, tekerlek strok uzunluğunun, bağlantının mekanik avantajına bağlı olarak şok emici stroktan daha büyük olmasını sağlar. Bununla birlikte, dezavantajı, hidrolik desteğin daha büyük yüke sebep olmasıdır.

Yarı eklemlili hidrolik konfigürasyonda, amortisörler ana destek dikmelerine yerleştirilmiştir. Bu düzenlemede iniş takımı sistemi, teleskopik konfigürasyona benzer bir yapıya sahip olmakla birlikte, yarı eklemlili sistem ek bir bağlantıya sahiptir ve oleo desteğini tekerleğe bağlamaktadır. Böylece yarı eklemlili düzenleme, hem teleskopik hem de birleşik bir sistem olarak değerlendirilebilir. Yarı eklemlili oleo ayarı, tekerleğin pivot noktası etrafında bir yayı hareket ettirmesine izin verecek şekilde tasarlanmıştır.

Dış silindir, tüm amortisörü kapsayacak şekilde tasarlanmış olup operasyon sırasında uçağa etki eden yüksek yüklere dayanacak şekilde üretilmiştir. Çalışma sırasında, iç silindir hidrolik sıvı ve gaz tarafından oluşturulan basınç sayesinde aksel yönde serbestçe hareket edebilmektedir. İç silindir, hem

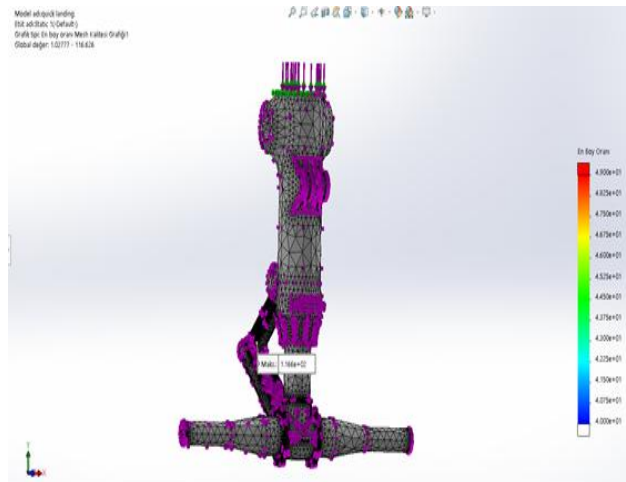
statik hem de dinamik yükler altında dayanıklı olacak şekilde tasarlanmıştır. Piston ve piston kolu dış silindir içinde yer almakta ve sabit kalmaktadır. Piston kafası, enerji emici deliklerden oluşan bir plaka gibi davranarak iniş anında yüklerin dengelenmesini sağlamaktadır. İç silindir tamamen hidrolik sıvı ile doldurulmuş olup, bu sıvı genellikle hidrolik yağ ve dış silindirde bulunan çalışma gazının (çoğunlukla saf azot) bir kombinasyonunu içerir. Bu konfigürasyonda, sistem bir silindir, delikli bir plaka, hidrolik sıvı ve saf gazdan oluşmaktadır.

Hidrolik amortisörler, pistonun bulunduğu dış silindir içinde fazla enerjiyi emen bir mekanizma olarak işlev görmektedir. Piston tamamen hidrolik sıvıya batırılmış olup, dış silindir kısmı hem sıvı hem de gaz ile doldurulmuştur. Bu aşamaya kadar yapılan hesaplamalar ve oluşturulan katı modelin, tasarlanan verim ve dayanımı sağlayıp sağlamadığı sonlu elemanlar analizleri ile belirlenmiş ve tasarımın kontrolü gerçekleştirilmiştir.

Bu çalışma, uçak iniş takımının yapısal analizini değerlendirmek amacıyla sonlu elemanlar analizi (FEA) kullanılarak gerçekleştirilmiştir. CAD modeli sadeleştirilmiş, kritik bölgeler için lokal mesh yoğunlaştırması yapılmıştır. Bileşenler için üretici standartlarından alınan elastik ve plastik malzeme özellikleri kullanılmış, çelik ve alüminyum ana malzemeler olarak modellenmiştir. Solid ve shell eleman tipleri tercih edilmiş, temas bölgelerinde sürtünmeli yüzey-yüzey temas tanımları uygulanmıştır (Şekil-5). İniş takımının gövde bağlantıları uygun sınır koşulları ile sabitlenmiş, tekerlek-yol etkisi ise idealize edilmiş yüzey yükleri ile temsil edilmiştir. Yükleme durumları sert iniş, taxi, frenleme ve yanıl yük senaryolarını içermekte olup hem statik hem de lineer olmayan analizler yapılmıştır. Gerekli durumlarda explicit çözüm kullanılmıştır. Mesh bağımsızlık çalışmaları yürütülmüş ve gerilme-deformasyon sonuçları doğrulanmıştır. Sonuçlar, von Mises gerilmesi, maksimum deformasyon, temas basıncı ve güvenlik katsayısı üzerinden değerlendirilmiş; kritik bölgeler belirlenerek tasarımın yapısal yeterliliği analiz edilmiştir.

Şekil 5

İniş Takımının Sonlu Elemanlar Modeli



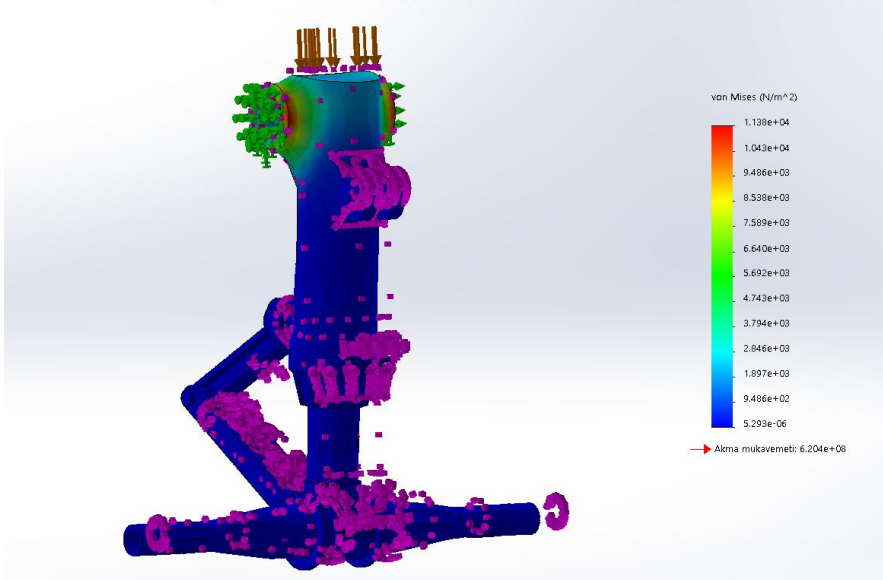
BULGULAR

Analizler sonucunda elde edilen eşdeğer gerilmeler Şekil-6'da gösterilmektedir. İniş takımında azami gerilmenin tekerlek bağlantı noktasında olduğu görülmekte olup, yarıçap bölgesi de diğer kritik noktalar arasında yer almaktadır. Kopma dayanımı ile karşılaştırma yapılarak iniş takımının kırılma uğrayıp uğramayacağı değerlendirilebilir. Modelin gerçek test verilerine göre daha yüksek gerilme değerleri sunduğu daha önce belirlenmiş olsa da, bu durum göz önünde bulundurulmadan dahi azami gerilme olan 113 MPa'nın, alaşımlı çeliğin 620 MPa'lık akma dayanımından oldukça düşük olduğu

görülmektedir. Dolayısıyla, iniş takımının bu kritik iniş yüklemesi altında kırılma uğramayacağı sonucuna ulaşılmaktadır.

Şekil 6

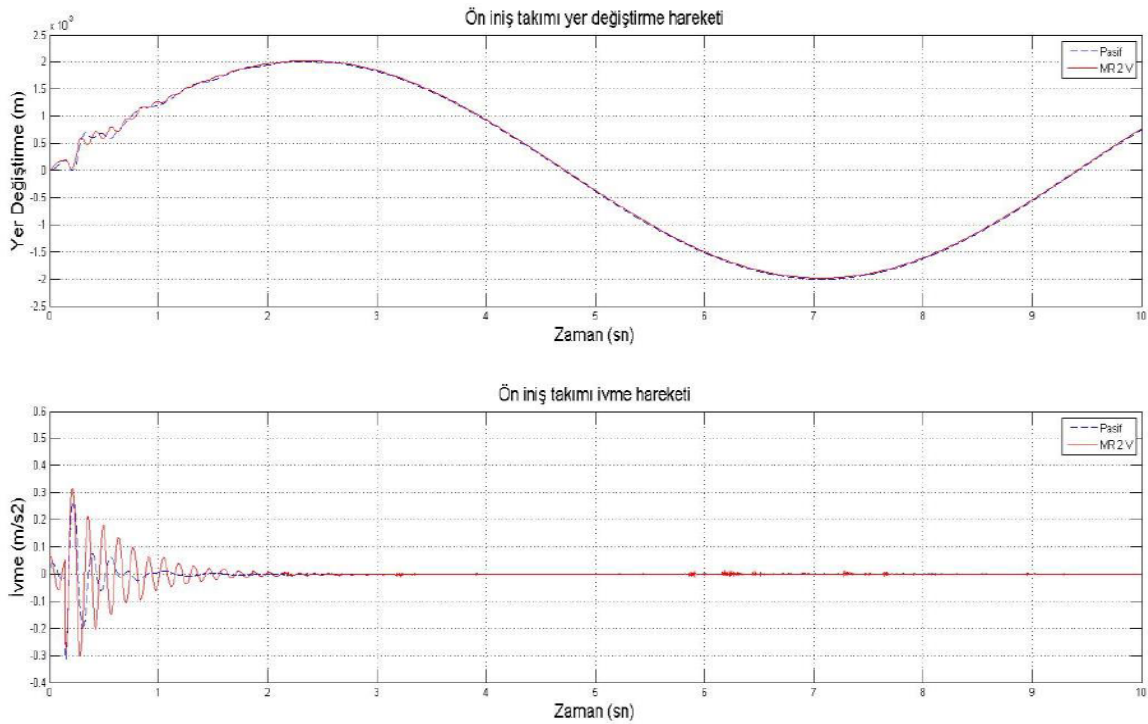
İniş Takımının Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları



İniş takımının Matlab-Simulink programından elde edilen zamana göre yer değiştirme ve ivme grafikleri sırasıyla Şekil-7’de verilmiştir.

Şekil 7

İniş Takımının Matlab-Simulink Grafikleri



Sonlu elemanlar modeli analizleri sonucunda, iyileştirilmiş hidrolik iniş takımı tasarımının gerekli iniş koşullarını sağladığı görülmüştür. Böylelikle, çalışmanın amacı olan yeterli dayanımı sağlayan bir iniş takımının tasarımının başarıyla tamamlandığı ifade edilebilir.

SONUÇ

Bu çalışmada temel amaç olarak, bir uçağa ait iniş takımının tasarımı ve simülasyonu gerçekleştirilmiştir. Yapılan tüm çalışmaların ışığında, özellikle tasarım sürecinde öne çıkan önemli sonuçlar şu şekilde sıralanabilir:

- Tasarlanmak istenen sabit iniş takımı, uçak havadayken sürüklemeyi artırma eğiliminde olsa da, maliyet açısından ve kullanılacak uçak türü dikkate alındığında avantajlı bir çözüm hâline gelebilir.
- İniş takımının durağan yük, azami dikey yük ve kritik iniş yüklemesine dayanıklılığının çeşitli analizlerle gösterilmiştir. Ancak tekrarlı yükler altındaki davranışının da önemli olduğu unutulmamalıdır.
- İyileştirilmiş iniş takımı tasarımında kullanılan alaşımlı çeliğin alt ve üst yüzeyleri gerekli dayanımı tam olarak sağlamadığı durumlarda, hasarın meydana geleceği bölgeler yerel takviyelerle güçlendirilerek bu noktalardaki dayanım artırılmalıdır.

ÖNERİLER

- İniş takımının kalkış ve iniş sırasında üzerine etki eden dikey yükleri güçlü şok emicilerle güvenli şekilde karşılamasının yanı sıra, yapısal analizlerin bilgisayar ortamında gerçekleştirilmesiyle aynı dayanımı sağlayan daha hafif malzemelerin kullanılması da gelecekteki çalışmalar için hedeflenmelidir.
- Yeterli malzeme araştırmaları ve mühendislik analizleri yapılarak yerli hidrolik iniş takımı tasarımını kapsamlı bir şekilde gerçekleştirme yeteneğinin geliştirilmesi amaçlanmalıdır.

Yazar Katkıları

Araştırma Tasarımı (CRediT 1) Mustafa Tınkır (%50) – Ahmet Mertcan İlğaz (%50)

Araştırma – Analiz - Doğrulama (CRediT 3-4-6-11) Ali Öztürk (%50) – Murat Dilmeç (%50)

Makalenin Yazımı (CRediT 12-13) Mustafa Tınkır (%30) – Murat Dilmeç (%40) – Ali Öztürk (%30)

Metnin Tashihi ve Geliştirilmesi (CRediT 14) Mustafa Tınkır (%30) – Murat Dilmeç (%40) – Ali Öztürk (%30)

REFERANSLAR

- Delprete, C.; Dagna, A., Brusa, E. (2023) Model-Based Design of Aircraft Landing Gear System Appl. Sci., 13(20), 11465.
- Elayancheri, Muhammed Faizal; Sathish Kumar S. (2015), Design and Linear Static Analysis of Landing Gear International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), ICESMART – 2015 (Volume 3 – Issue 19).
- Ghiringhelli, G. L. (2004). Evaluation of a Landing Gear Semi-Active Control System for Complete Aircraft Landing.
- Haritha, T., Hemanth, G.; Rajesh, D.; Satyanarayana, B.R.V. (2024) Design and Analysis of Aircraft Landing Gear International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), Vol. 13, Issue 08.
- Kruger, W. (2000), Integrated Design Process for the Development of Semi-Active Landing Gears for

Transport Aircraft: University Stuttgart, PhdThesis.

Prasad, V. Jaya; Reddy, P. Sandeep Kumar; Rajesh, B.; Sridhar, T. (2020) Design and Structural Analysis of Aircraft Landing Gear Using Different Alloys International Journal of Mechanical Engineering and Technology (IJMET), 11(7), pp. 7–14.

Raymer, D.P. (1992), *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Fifth Edition, *AJAA Education Series*.

EXTENDED ABSTRACT

Introduction: Birds' aerodynamic structures inspired early aircraft design, including the concept of landing gear as load-bearing systems. Early planes used wooden skids, later replaced by wheels such as those on the Blériot XI, and the tail skid evolved into a tailwheel to improve ground handling. Modern landing gear systems use high-strength alloys, hydraulic actuators, and advanced brakes; large aircraft often include extra gear units for load distribution. Fixed landing gear caused excessive drag as aircraft speeds increased, leading to the development of retractable systems. Initially manual, retraction became hydraulic and fully automatic with the Douglas DC series. Landing gear absorbs vertical impact loads, support horizontal forces, and provide ground steering. Most aircraft use a tricycle layout, while heavy transport employs multi-wheel bogies, such as the 18-wheel configuration of the Boeing 747. Retractable systems—hydraulic, pneumatic, or electric—reduce drag and operate with locking and cockpit indication systems for safe use.

Method: This study was conducted to evaluate the structural performance of the aircraft landing gear using finite element analysis (FEA). The CAD model was simplified, and local mesh refinement was applied in critical regions. Elastic and plastic material properties obtained from manufacturer standards were used for the components, with steel and aluminum modeled as the primary materials. Solid and shell element types were selected, and frictional surface-to-surface contact definitions were applied in the interaction zones. The landing gear's fuselage attachment points were constrained with appropriate boundary conditions, while the wheel-ground interaction was represented by idealized surface loads. The loading conditions included hard landing, taxiing, braking, and lateral load scenarios, and both static and nonlinear analyses were performed. Explicit solutions were used when necessary. Mesh independence studies were carried out, and stress-deformation results were validated. The results were evaluated based on von Mises stress, maximum deformation, contact pressure, and safety factor. Critical regions were identified, and the structural adequacy of the design was assessed.

Findings: The highest stress occurs at the wheel attachment point, with the fillet region also identified as critical. Even though the model tends to predict higher stresses than real tests, the maximum stress of 113 MPa remains far below the alloy steel's 620 MPa yield strength. Thus, the landing gear is not expected to fail under the critical landing load.

Conclusion: In this study, the primary objective was to design and simulate an aircraft landing gear. Based on the conducted work, the key findings can be summarized as follows:

- Although a fixed landing gear increases drag during flight, it can still be a cost-effective solution depending on the aircraft type.
- Analyses confirmed that the landing gear can withstand static load, maximum vertical load, and critical landing load; however, its behavior under repeated loading must also be considered.
- If the alloy steel used in the improved design does not provide sufficient strength at certain surface regions, local reinforcements should be applied to increase durability in those areas.

Geleceğin Kentsel Ulaşımı İçin Yüksek Manevra Kabiliyetli Uçan Araç Konsept Tasarımı

Abdülkadir ELMALI¹ Özcan DÜZCE² Muhammet Ali ELMALI³ Enes BASKIN⁴
Muhammet Fatih BAŞARAN⁵ Yusuf ÖZTÜRK⁶ Enes GÜNALTI⁷

¹ Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği, Konya, Türkiye
² Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi, Güzel Sanatlar ve Tasarım Fakültesi, Endüstri Ürünleri Tasarımı, Bilecik, Türkiye
³ Marmara Üniversitesi, Teknoloji Fakültesi, Makine Mühendisliği, İstanbul, Türkiye
⁴ Bursa Teknik Üniversitesi, Metalurji ve Malzeme Mühendisliği, Bursa, Türkiye
⁵ İstanbul Arel Üniversitesi, Uçak Gövdesi Mekaniği ve Uçak Bakım Teknolojisi, İstanbul, Türkiye
⁶ Karabük Üniversitesi, Güzel Sanatlar ve Tasarım Fakültesi, Endüstriyel Tasarım, Karabük, Türkiye
⁷ Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, Konya, Türkiye

Makale Bilgisi	ÖZET
Geliş Tarihi: 31.05.2025 Kabul Tarihi: 17.06.2025 Yayın Tarihi: 30.06.2025	Bu çalışma, kentsel hava hareketliliği (Urban Air Mobility – UAM) çerçevesinde alternatif ulaşım çözümlerine yönelik geliştirilen, hidrojen yakıt hücreli ve çift modlu hareket kabiliyetine sahip, yüksek manevra yetenekli bir uçan araç olan Airstream'in mühendislik çözümlerini kapsamaktadır. Airstream, sürdürülebilirlik odaklı ulaşım anlayışını esas alan, sıfıra yakın emisyon değerleri sunan hibrit bir itki sistemi ile donatılmıştır. Kara modu için 178 kW gücünde bir elektrik motoru, dikey kalkış ve uçuş modu için ise sekiz adet 40 kW gücünde bağımsız elektrik motoru kullanılmaktadır. Hibrit sistemin temelinde yer alan hidrojen yakıt hücresi, batarya destekli enerji paylaşımı sayesinde görev profili boyunca yüksek verimlilik sağlamaktadır. Tasarımda biyotaklit ve simetrik yerleşim prensipleri benimsenmiş, özellikle yönlendirilebilir pervanelerin tekerlek göbeklerine entegre edilmesiyle, dar alanlarda bile etkili bir dikey kalkış/iniş performansı elde edilmiştir. Araç, zıplama destekli aktif süspansiyon sistemi sayesinde kara-hava geçişlerinde dinamik tepki verebilmekte; jiroskopik dengeleme ve otonom yönelim kontrol sistemleri sayesinde uçuş stabilitesi korunmaktadır. Yapısal sistemde kullanılan karbon fiber kompozit gövde ve titanyum alaşımlı jantlar, hem taşıma kapasitesini artırmakta hem de sistem ağırlığını azaltarak genel enerji verimliliğine katkı sağlamaktadır. Uçuş kontrolü, ASELSAN tarafından geliştirilen merkezi bir uçuş bilgisayarı aracılığıyla GNSS, VOR/DME, ILS ve TCAS gibi çok katmanlı seyrüsefer sistemleriyle entegre biçimde sağlanmaktadır. Ayrıca, yangın algılama ve bastırma modülleri, paraşüt destekli acil durum iniş sistemleri, elektromanyetik koruma gibi emniyet unsurları sistem bütünlüğünü güvence altına almaktadır. Airstream, yüksek performansı, çevreci yapısı, güvenlik odaklı sistem tasarımı ve teknolojik bileşenleriyle, geleceğin akıllı ve sürdürülebilir ulaşım sistemlerine yönelik somut bir mühendislik çözümü sunmaktadır. Gelecekte yapılacak prototipleme ve uçuş testleri, bu konseptin ticari hava sahası uygulamalarına entegrasyonu için yol gösterici olacaktır.

Conceptual Design of a Highly Maneuverable Flying Vehicle for Future Urban Mobility

Article Info	ABSTRACT
Received: 31.05.2025 Accepted: 17.06.2025 Published: 30.06.2025	This study encompasses the engineering analysis of Airstream, a flying vehicle developed within the framework of Urban Air Mobility as an alternative transportation solution, equipped with a hydrogen fuel cell and dual-mode mobility capability, and possessing high maneuverability. Airstream is equipped with a hybrid propulsion system that offers near-zero emission values, based on a sustainability-focused transportation approach. For ground mode, an electric motor with a power of 178 kW is used, while for vertical takeoff and flight mode, eight independent electric motors with a power of 40 kW each are utilized. The hydrogen fuel cell, which forms the basis of the hybrid system, provides high efficiency throughout the mission profile thanks to battery-supported energy sharing. In the design, biomimicry and symmetrical layout principles have been adopted, and especially through the integration of steerable propellers into the wheel hubs, an effective vertical takeoff/landing performance has been achieved even in confined spaces. The vehicle can respond dynamically during land-air transitions thanks to its jump-assisted active suspension system; flight stability is maintained through gyroscopic stabilization and autonomous orientation control systems. The carbon fiber composite body and titanium alloy wheels used in the structural system both increase the load capacity and contribute to overall energy efficiency by reducing the system's weight. Flight control is provided in an integrated manner with multi-layered navigation systems such as GNSS, VOR/DME, ILS, and TCAS through a central flight computer developed by ASELSAN. Additionally, safety elements such as fire detection and suppression modules, parachute-assisted emergency landing systems, and electromagnetic protection ensure the integrity of the system. Airstream offers a concrete engineering solution for the smart and sustainable transportation systems of the future with its high performance, eco-friendly structure, safety-focused system design, and technological components. Future prototyping and flight tests will guide the integration of this concept into commercial applications.

Bu makaleye atıfta bulunmak için:

Elmalı, A., Düzce, Ö., Elmalı, M.A., Baskın, E., Başaran, M.F., Öztürk, Y., Günaltili, E. (2025). Geleceğin kentsel ulaşımı için yüksek manevra kabiliyetli uçan araç konsept tasarımı. *Aerospace Research Letters (ASREL)*, 4(1), 208-222.

*Sorumlu Yazar: Enes Günaltili, enesgunaltili@gmail.com



This article is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

GİRİŞ

Küresel ölçekte artan kentleşme ve nüfus yoğunluğu, mevcut kara tabanlı ulaşım sistemlerini yetersiz hale getirerek trafik sıkışıklığı, çevresel kirlilik ve enerji verimliliği gibi sorunları gündeme getirmiştir. Bu bağlamda, Kentsel Hava Hareketliliği (Urban Air Mobility - UAM) konsepti, şehir içi ulaşımında yeni bir paradigma olarak ortaya çıkmaktadır. UAM, küçük, yüksek otomasyonlu ve dikey kalkış-iniş (VTOL) yeteneğine sahip hava araçlarıyla, özellikle kısa mesafeli yolcu ve yük taşımacılığında kara trafiğine alternatif çözümler sunmayı hedeflemektedir. Geleneksel fosil yakıtlı hava araçlarının çevresel etkileri ve operasyonel maliyetleri, sürdürülebilir enerji kaynaklarına yönelimi hızlandırmıştır. Bu doğrultuda, hidrojen yakıt hücreleri, yüksek enerji yoğunluğu ve sıfır emisyon özellikleriyle UAM uygulamaları için umut vadeden bir enerji kaynağı olarak öne çıkmaktadır. Örneğin, HY4 ve Hyfish gibi projeler, hidrojen yakıt hücrelerinin hava araçlarında başarılı bir şekilde kullanılabileceğini göstermiştir. Bu çalışma, yukarıda belirtilen ihtiyaç ve gelişmeler doğrultusunda tasarlanan Airstream adlı uçan araç konseptini sunmaktadır. Airstream, hidrojen yakıt hücresi destekli hibrit bir itki sistemine sahip olup hem kara hem de hava modlarında yüksek manevra kabiliyetiyle çalışabilmektedir. Araç, biyotaklit ve simetrik tasarım prensiplerine dayalı olarak geliştirilmiş, yönlendirilebilir pervanelerle donatılmıştır. Kontrol sisteminde ASELSAN tarafından geliştirilen uçuş bilgisayarı kullanılmış ve GNSS, VOR/DME, ILS ve TCAS gibi seyrüsefer sistemleri entegre edilmiştir. Ayrıca, zıplama mekanizması, aktif süspansiyon sistemi ve jiroskopik dengeleme gibi yenilikçi özelliklerle donatılmıştır. Airstream'in tasarımı, sürdürülebilir, güvenli ve verimli bir UAM çözümü sunmayı amaçlamaktadır. Bu bağlamda, araç konsepti, mevcut literatürdeki boşlukları doldurarak, hidrojen yakıt hücreli VTOL araçlarının şehir içi ulaşımında uygulanabilirliğini göstermeyi hedeflemektedir. Bu özelliklerinden dolayı Airstream büyük bir problem olan ve gelecekte daha da büyük problemler oluşturacak olan şehir içi kara trafiğine futuristik ve çevreci tasarımı sayesinde pratik çözüm sunacaktır.

LİTERATÜR TARAMASI

Airstream konsepti, hidrojen yakıt hücreli, hem karada hem de havada hareket edebilen VTOL bir araç önerisidir. Bu konsept, Kent içi Hava Mobilitesi (KHM/UAM) içinde yer alır ve kentsel ulaşımında yeni bir taşıma modu sunar. Literatürde KHM, ulaşım sürelerini kısaltma ve trafik kazalarını azaltma potansiyeliyle tanımlanmakta; bu bağlamda yeni nesil araçlar gerekmektedir (Silva ve ark., 2018; Schweiger & Preis, 2022; Begeç & Demir, 2023). Silva ve ark. (2018), UAM'ın hız kazanmasının, tamamen yeni uçak tipleri ve yüksek performanslı alt sistemler gerektirdiğini; bu nedenle çok sayıda kavramsal VTOL tasarımının performans ve dengelemelerinin incelendiğini vurgulamaktadır. Örneğin Schweiger ve Preis (2022), UAM'ın kent içi yolcu ve kargo taşımacılığında yer altı ve hava trafiği entegrasyonu gerektiren yeni bir ulaşım modu olduğunu, şehir merkezinden havaalanlarına ulaşımı hızlandırabileceğini belirtmiştir. Benzer şekilde Begeç ve Demir (2023), UAM'ı çok modlu sistemlere entegre, daha güvenli ve sürdürülebilir bir hava ulaşım sistemi olarak tanımlamakta ve havayolu şirketlerinin stratejilerinde KHM'nin önemine dikkat çekmektedir. Bu çalışmalar Airstream gibi çift modlu araçların hava ve kara ulaşımında ne kadar verimli ve etkili olabileceğini göstermektedir.

Hidrojen yakıt hücreleri (HYH) hava araçlarında, özellikle menzil ve çevre performansı avantajı nedeniyle yoğun inceleme konusudur. Literatürde, HYH destekli İHA'ların geleneksel lityum-iyon pillere göre yaklaşık iki kat uzun uçuş süresi sağladığı; HYH'lerin daha yüksek enerji yoğunluğu, uzun hizmet ömrü ve çalışma esnasında yalnızca su buharı üretmesi sayesinde çevre dostu olduğu bildirilmektedir (Shen ve ark., 2024). Shen ve ark. (2024) bu avantajları vurgulayarak, hidrojen yakıt hücrelerinin yüksek enerji yoğunluğundan ve düşük çevresel etkisinden dolayı çok rotorlu dronlarda önemli bir gelecek vadettiğini belirtmiştir. HYH'lerin dezavantajlarından biri dinamik yanıtının yavaşlığıdır; bu nedenle Yun ve ark. (2025) karma bir sistem önererek yakıt hücresini bataryalarla

entegre etmiştir. Bu çalışmada metal hidritli hidrojen depolama tankı kullanılarak basınçlı veya sıvı hidrojen gerektirmeyen, daha güvenli bir sistem tasarlanmıştır. Yun ve arkadaşları, bu hibrit UAM sisteminin tasarımında batarya-yakıt hücresi güç yönetimi ve bulanık kontrol stratejisi kullanarak uzun uçuş süreleri ve yüksek enerji verimliliği elde etmiştir. Genel olarak literatür, polimer elektrolitli yakıt hücrelerinin (PEMFC) mobilite uygulamalarında tercih edildiğini, HYH teknolojisinin hâlâ geliştirilme aşamasında olduğunu vurgulamaktadır.

Dikey kalkış-iniş (VTOL) sistemleri, Airstream gibi araçlar için kritik öneme sahiptir. Literatürde VTOL mimarileri çok çeşitli kategorilerde ele alınmaktadır; bunlar genellikle aynı itki ile hover ve seyri sağlayan konfigürasyonlar (ör. tilt-rotor, tilt-kanat, yönlendirilebilir itme) veya kalkış ve seyir için ayrı itki sistemleri (örn. lift+cruise) şeklinde sınıflandırılır. NASA çalışmaları, UAM için tiltrotor ve benzeri hibrit tasarımların performans sınırlarını belirlemek üzere çok sayıda kavramsal uçak geliştirildiğini göstermiştir (Silva ve ark., 2018). Örneğin Silva ve ark. (2018), mevcut alt sistemlerin olgunlaşmasıyla yeni kavramsal araçların yarıştığını, bu araçların performans hedefleri ve teknoloji temalarının belirlenmesinde yol gösterici olduğunu belirtmiştir. VTOL tasarımında çözüm aracı olarak tiltrotorlar (harici rotorları yatay uçuş için yana döndürülen tasarımlar), lift+cruise (dikey asansör pervaneleri ve sabit kanat birleşimi) gibi çeşitli mimariler öne çıkmaktadır. Literatürde bu tip mimarilerin her birinin kontrollü geçiş, verimlilik ve karmaşıklık gibi ticari avantaj ve dezavantajları tartışılmaktadır. (Örneğin Osprey tiltrotor gibi büyük ölçekli örnekler mevcuttur.) Airstream’de menzil ve verimlilik optimizasyonuna da fayda sağlayan hibrit bir VTOL tasarım tercih edilmiştir.

Airstream’in otonom uçuş kabiliyeti, UAM koridorlarında güvenli seyrüsefer için elzemdir. Çarpışma önleme ve algılama, kentsel ortamda hava trafiğini idare etmek için kritik önlemlerdir. Aldao ve ark. (2022), KHM koridorlarında otonom İHA seyrüseferi için LiDAR tabanlı bir “detect-and-avoid” sistemi geliştirmiştir. Bu sistem, çok rotorlu dronlar için bir Otonom Kaçış sistemi sunarak uçuş sırasında engelleri belirleyip yön değiştirmeyi sağlamaktadır. Ayrıca Chen ve ark. (2022) küçük VTOL İHA’lar için bilinmeyen ortamlarda özerk navigasyon ve engel aşma yöntemlerini incelemiş, çoklu algılayıcı ve kontrol algoritmaları önerilmiştir. Bu çalışmalar, Airstream’in sensör füzyonu (LiDAR, kamera, radar vb.) ve gelişmiş kontrol stratejileriyle altyapıya bağımlı olmadan güvenli uçabileceğini desteklemektedir.

Doğadan esinlenen tasarım yaklaşımları, uçak stabilitesi, manevra kabiliyeti ve zarar azaltma gibi alanlarda yenilik getirir. Tanaka ve ark. (2022), dron tasarımında biyolojik mekanizmaların sağlamlık ve verimlilik sağlama potansiyelini vurgulamış; biyotaklit yaklaşımların uçuş kararlılığı, etkinlik, çarpışmadan kaçınma ve hasar hafifletme gibi amaçlarla sınıflandırıldığını göstermiştir. Örneğin Harvard Üniversitesi’nden bir ekip, dakikada 500 kez kanat çırpın 600 mg ağırlığındaki bir böcek benzeri flapping-wing dron ile uçuş sırasında çarpışmadan sonra dengesini hızla geri kazanabilmiştir. Bu tip tasarımlar, Airstream gibi araçlarda ekstra manevra kabiliyeti veya hasar toleransı kazandırabilir. Simetrik tasarım ise aracı yatay-ters simetrik (örneğin flip edilebilir gövde) veya dengeli ağırlık dağılımı sağlama konusunda ele alır. Örneğin çok rotorlu VTOL’larda pervaneler simetrik yerleştirilerek kontrol kolaylaştırılır. Ayrıca simetrik kanat profilleri, hem düz hem ters uçuş performansını eşitleyerek akrobatik veya taklit edilebilir manevra imkânı verir. Bu stratejiler Airstream gibi çift modlu araçların hem havada hem de iniş sırasında kararlı olmasını destekleyebilir. Airstream konsepti hibrit bir güç sistemi içerir. Literatürde “hibrit elektrik” terimi genellikle yakıt hücresi + batarya veya pistonlu motor + elektrikli motor kombinasyonlarını kapsar. Yun ve ark. (2025) çalışmasında, hidrojen yakıt hücresi ile bir lityum-iyon bataryayı hibrit olarak entegre edip enerji yönetimini optimize etmiştir. Böylece yakıt hücresinin sabit gücü batarya ile esnek şekilde tamamlanarak yüklenme durumuna göre anahtarlama yapılmıştır. Benzer şekilde Seitz ve ark. (2023), hidrojen yakıt hücresi ve gaz türbinini bir arada kullanan bir hibrit itki konsepti sunmuştur. Bu sistemde yakıt hücresi yan ürün suyu, gaz türbinine buhar olarak enjekte edilerek yanma verimi artırılmış ve %7’ye varan yakıt tasarrufu elde edilmiştir. Bu örnekler,

Airstream gibi araçlarda yakıt hücresi, batarya veya gaz türbini gibi bileşenlerin kombinasyonunun verimlilik ve menzil avantajı sağlayabileceğini göstermektedir. Karada kullanımda aktif süspansiyon sistemleri, zorlu arazilerde sürüş konforu ve stabilite sağlar. Örneğin, bazı insansız kara araçları elektro-hidrolik aktif süspansiyonlarla engelleri otomatik olarak absorbe edebilir. Zıplama mekanizmaları kalkış desteğinin yanısıra engel aşma veya iniş yumuşatma için de kullanılabilir. Zhu ve ark. (2022) tarafından geliştirilen PogoDrone konsepti, uçabilen bir quadrotor üzerine pasif zıplama mekanizması eklemiştir; bu robot hem havalandırıp hem de sürekli zıplayarak, yere çarptığında hızla tekrar havalandırılmaktadır. Chu ve ark. (2025) ise karate böceğinden esinlenerek çok kollu adaptif bir iniş takımı tasarlamış, iniş sırasında zemin temasını otomatik ayarlayarak darbeyi azaltmıştır. Bu gibi biyotaklit ilhamlı ayak ve yay sistemleri, Airstream'in inişlerde veya engebeli zeminde hem kara hem hava modunda daha yumuşak bir hareket sunmasına katkıda bulunabilir. Airstream gibi araçlarda güvenlik için çok sayıda sistem entegre edilir. Paraşüt sistemleri acil durumda tüm aracın kontrollü inişi için kullanılır. Yangın bastırma açısından, hidrojen tankları ile lityum piller için özel önlemler gereklidir. Literatürde, lityum-pil yangınlarını önlemek için batarya bölmelerine uygun aktif söndürücü sistemler entegre edilmesi önerilmektedir (Ghiji ve ark., 2020). Hidrojen gazı sızıntılarına karşı katı yangın söndürücüler ve havalandırma düzenleri kullanılır. Ek olarak elektromanyetik koruma, yıldırım risklerine karşı önemlidir. Örneğin Boeing 787'de karbon kompozit gövdelerin elektrik iletkenliği artırmak için iletken metal folyo katmanları eklenmiştir (Seitz ve ark., 2023). Bu sayede yüksek gerilim darbeleri gövdeye zarar vermeden yüzeyden uzaklaştırılmaktadır. Özetle, Airstream'in tasarımında paraşüt, yangın söndürücü sistemler ve elektriksel koruyucu kaplamalar gibi emniyet önlemleri literatürde önerildiği gibi uygulanmalıdır.

MODELLEME VE YÖNTEM

Genel Mimari Yapı ve Yapısal Sistemler

Airstream, karada ve havada hareket kabiliyetine sahip, hidrojen yakıt hücreli hibrit bir taşıma platformu olarak geliştirilmiştir. Tasarım, şehir içi kısa mesafe ulaşım ihtiyaçlarını karşılayacak şekilde, dikey iniş kalkış (VTOL) yetenekleriyle donatılmıştır. Araç mimarisi, on farklı alt sistemin entegrasyonu ile yapılandırılmıştır. Bunlar iskelet sistemi, güç aktarma sistemleri, direksiyon sistemi, aviyonik sistemler, yakıt sistemi, itki sistemi, süspansiyon sistemi, zıplama sistemi, jiroskopik denge sistemi ve kontrol sistemi olmaktadır. İskelet sisteminin merkezinde, karbon fiber kaplanmış alüminyum gövde ve titanyum alaşımlı jantlarla birbirine bağlanan dayanıklı bir şasi yer almaktadır. Bu yapı hem darbe emilimi sağlamakta hem de taşıma ve yapısal bütünlük işlevini üstlenmektedir. Aracın hareket kabiliyeti kara modunda 178 kW gücündeki bir elektrik motoru ve hava modunda her biri 40 kW gücünde olan sekiz adet BLDC motorla sağlanmaktadır. Kara modundaki tahrik, diferansiyel ve mil mekanizmaları ile tekerleklerle iletilirken; hava modunda, motorlar doğrudan pervaneleri tahrik ederek uçuş sağlar. Airstream'in en yenilikçi özelliklerinden biri, pervanelerin doğrudan tekerleklerin içine entegre edilmiş olmasıdır. Bu sayede hem kara hem hava modunda kompakt ve modüler bir yapı korunurken, geleneksel pist ihtiyacı da ortadan kaldırılmıştır. Ayrıca, sistem tam otomatik dönüşüm sağlayan kontrol algoritmaları ile desteklenmekte ve uçuş moduna geçişte kullanıcı komutları ASELSAN tarafından geliştirilen uçuş kontrol bilgisayarı (UKB) üzerinden yönetilmektedir. Sistem mimarisi, sürdürülebilirlik ve bakım kolaylığı gözetilerek modüler olarak tasarlanmıştır. Aracın belirli parçaları kolayca değiştirilebilir veya onarılabılır şekilde planlanmış, böylece operasyonel süreklilik ve maliyet verimliliği sağlanmıştır. Kullanıcı güvenliği açısından çok eksenli simetrik yapı, Faraday kafesi, Halon yangın söndürme sistemi, paraşüt, hava yastığı ve çarpışma önleyici sensörler entegre edilmiştir. Sonuç olarak Airstream'in mimari tasarımı, yüksek manevra kabiliyeti, tam entegre alt sistemler, çevreci yakıt kullanımı ve otonom uçuş özellikleri ile günümüzün şehir içi ulaşım problemlerine yenilikçi bir çözüm sunmaktadır.

Şekil 1

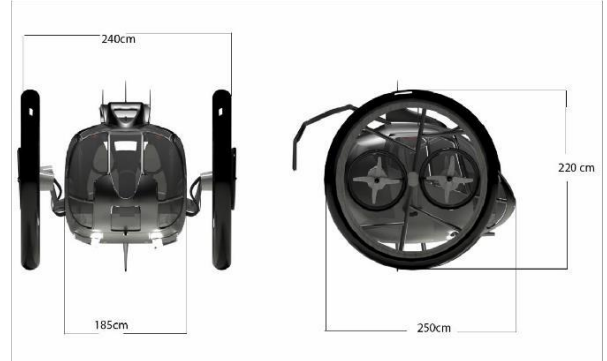
Airstream Aracının Konsept Tasarımı



Airstream'in taşıyıcı sistem tasarımı, hem karasal hem hava modunda güvenli operasyonu mümkün kılacak şekilde yüksek dayanım–düşük ağırlık dengesine dayalı olarak yapılandırılmıştır. Bu bağlamda, aracın gövdesi ve taşıyıcı şasisi, uzay-kafes tipi bir iskelet üzerine entegre edilmiştir. Bu yapı, dinamik yük aktarımlarını homojen şekilde dağıtarak yüksek hızda ve titreşimli ortamda bile deformasyona karşı direnç göstermektedir. Ana taşıyıcı yapı, karbon fiber destekli alüminyum profillerden oluşmakta olup, hava aracı sınıfı malzeme kalitesi (7075-T6 alüminyum) tercih edilmiştir. Bu malzeme, özellikle yüksek özgül mukavemet ve yorulma direnci nedeniyle seçilmiştir. Karbon fiber takviyesi, şasinin torsiyonel rijitliğini artırırken, genel taşıma yükünü azaltmaktadır. Gövde kaplamaları da literatürdeki kompozit yapılar incelenerek (Ateş ve ark., 2023) benzer şekilde karbon fiber kompozit sandviç panellerle oluşturulmuştur. Tekerlek ve jant sistemleri, sadece karasal hareketi değil, aynı zamanda hava modunda pervanelerin konumlandırılması işlevini de üstlendiğinden, farklı bir mühendislik çözümü gerektirmiştir. Bu bileşenlerde yüksek darbe dayanımı ve ısıya karşı stabilite sunan titanyum alaşımları kullanılmıştır. Özellikle Ti-6Al-4V sınıfı titanyum alaşımı, düşük yoğunlukla birlikte yüksek elastikiyet modülü sayesinde bu amaç için elverişli bulunmuştur. Bu malzeme, aynı zamanda pervanelerin gömülü yapısı için yeterli termal ve yapısal bütünlük sağlamaktadır. Aracın ağırlık merkezi, hem aerodinamik hem de statik stabilite açısından kritik olup, batarya ve hidrojen tanklarının alt orta ekseninde konumlandırılmasıyla optimize edilmiştir. Bu yerleşim, kalkış ve iniş sırasında dengenin korunmasına yardımcı olmakta, araç aerodinamiğini bozmadan kütle dağılımını simetrik kılmaktadır. Yapısal tasarım sürecinde, çeşitli yük senaryolarına göre sonlu elemanlar yöntemi (FEM) kullanılarak statik ve dinamik analizler yapılmış; iniş darbesi, yüksek ivmeli dönüşler, rüzgâr yükü ve motor titreşimi gibi dış yüklemeler altında taşıyıcı sistemlerin güvenlik katsayıları doğrulanmıştır. Tasarım, minimum 3.0 güvenlik katsayısı hedefiyle yapılmış olup, tüm yapısal elemanlar bu kriteri sağlamıştır. Ayrıca, bakım kolaylığı ve üretilebilirlik ilkeleri doğrultusunda modüler bir iskelet yapısı tercih edilmiştir. Aracın üst gövdesi ve alt modülü ayrı ayrı demonte edilebilir olarak tasarlanmış, böylece arıza, darbe veya üretim sonrası revizyon gibi durumlarda maliyet ve zaman kayıpları minimize edilmiştir. Sonuç olarak, Airstream'in yapısal sistemi, hem taşıma kapasitesi hem de uçuş performansı göz önünde bulundurularak, hafiflik, dayanıklılık, güvenlik ve modülerlik ilkeleri doğrultusunda bütüncül bir yaklaşımla oluşturulmuştur. Seçilen ileri malzemeler ve mühendislik analizleriyle desteklenen bu yapı, aracın UAM vizyonundaki yerini teknik olarak sağlamlaştırmaktadır.

Şekil 2*Airstream Aracının Teknik Özellikleri***Teknik Özellikler**

Azami Seyir Hızı: Kara için 280 km/s - hava için 300 km/s
Azami Menzil: Kara için 650 km - Hava için 374 km
Yakıt Tipi ve kapasitesi: 10 kg 70 mPA basınçlı hidrojen yakıtı
Yolcu Kapasitesi: Araç 2 kişilik yolcu kapasitesine sahiptir
Boş Ağırlık: 855 kg
Azami Kalkış Ağırlığı: 1200 kg
Faydalı Yük (Bagaj) Kapasitesi: 80 kg
Motor Özellikleri: Kara için 1 X 178 kW BLDC motor
 Hava için 8 X 40 kW BLDC motor

**Güç ve İtki Sistemi**

Airstream'in enerji üretim ve tahrik sistemi, tamamen sıfır emisyonlu bir yapı olan hidrojen yakıt hücresi tabanlı hibrit bir sistem olarak tasarlanmıştır. Bu sistemde temel olarak; 70 MPa basınç altında çalışan 10 kg kapasiteli hidrojen tankı, proton değişim membranlı (PEM) bir yakıt pili ünitesi, AC/DC dönüştürücü ve yüksek güçlü elektrik motorları yer almaktadır. Yakıt sistemi, hidrojenin doğrudan elektrik motorlarına değil, önce yakıt hücresine gönderildiği bir elektrokimyasal süreçten oluşur. Hidrojen ve kompresör destekli hava, yakıt piline yönlendirilerek burada bir elektrokimyasal reaksiyon başlatılır; böylece ortaya çıkan elektrik enerjisi doğrudan itki sistemlerine ve yardımcı elektroniklere aktarılır. Sistemin çalışma prensibi, hidrojenin mekanik yakıt değil, elektrik üretim aracı olarak kullanılmasıdır. Bu yaklaşım hem çevresel sürdürülebilirlik hem de yüksek verimlilik açısından önemlidir. Kara hareketi, 178 kW gücünde bir fırçasız doğru akım (BLDC) elektrik motoru ile sağlanmaktadır. Bu motor, diferansiyel ve şaft sistemi aracılığıyla tekerleklerle tahrik iletir. Uçuş modunda ise her biri 40 kW gücünde toplam 8 adet BLDC motor görev almakta ve bu motorlar doğrudan yönlendirilebilir pervaneleri tahrik ederek dikey kalkış, süzülme ve iniş manevralarını gerçekleştirmektedir. Bu yapı sayesinde, toplam 9 adet elektrik motorundan oluşan itki sistemi, hem karada hem de havada yüksek performans sunmaktadır. Özellikle dikkat çeken tasarım unsurlarından biri, bu pervanelerin araç tekerleklerinin içine entegre edilmesidir. Bu çözüm sayesinde, geleneksel uçuş araçlarında ihtiyaç duyulan pist altyapısı gereksiz hale gelmekte, araç dar alanlarda iniş ve kalkış yapabilme kabiliyeti kazanmaktadır. Pervane boyutlandırması, 10 cm kord uzunluğu, 96 cm pal uzunluğu ve üç kanatlı konfigürasyonla optimize edilmiş, toplamda 24 pervane kanadı kullanılacak şekilde planlanmıştır. Enerji üretiminden aktarıma kadar olan bu entegre sistem, Airstream'in hibrit VTOL özelliğini desteklerken aynı zamanda modüler yapıyla kolay bakım ve parça değişimi imkânı da sunmaktadır. Sistem, aerodinamik ve ağırlık dengesi bakımından mühendislik analizleriyle doğrulanmış; güç-menzil optimizasyonları kara (448 km) ve hava (272 km) modlarında detaylı olarak hesaplanmıştır. Sonuç olarak, Airstream'in güç ve itki sistemleri; çevreci enerji yaklaşımı, yüksek manevra kapasitesi ve tam entegre modüler yapısı sayesinde, kentsel hava mobilitesinde yeni nesil hibrit çözümlere öncülük edecek niteliktedir.

Süspansiyon ve Zıplama Sistemi

Airstream'in karasal performansı ile hava moduna geçiş kabiliyeti arasında kritik rol oynayan sistemlerin başında aktif süspansiyon ve zıplama mekanizması gelmektedir. Bu iki alt sistem, hem kullanıcı konforunu artırmakta hem de aracın yüksek manevra kabiliyetiyle kısa süreli kalkış ve iniş gerçekleştirmesini mümkün kılmaktadır. Aktif süspansiyon sistemi, elektronik kontrollü hidrolik

amortisörler ve yaylardan oluşmakta olup, sistemin tüm dinamikleri araçtaki merkezi kontrol bilgisayarı tarafından gerçek zamanlı olarak yönetilmektedir. Bu yapı, yol koşulları, hız, direksiyon açısı ve araç yüküne göre anlık süspansiyon ayarı yapılmasını mümkün kılar. Süspansiyon sisteminin her iki tekerleği ayrı ayrı denetlenebilmekte, böylece denge kaybı riskleri azaltılmaktadır. Bu sistem üzerine entegre edilen zıplama mekanizması, Airstream'in özgün ve dikkat çekici özelliklerinden biridir. Bu yapı, aracın dur-pozisyon al-havalan sıralı manevrasını hızlandırmak üzere tasarlanmıştır. Zıplama sisteminde, süspansiyon içindeki yaylar hidrolik pistonlar aracılığıyla sıkıştırılır ve enerji depolanır. Ardından, sürücü komutuyla bu enerji ani biçimde serbest bırakılır ve araç yerden itilir; bu sayede dikey kalkışın ilk fazı hızlıca tamamlanmış olur. Enerji depolama miktarı, kontrol bilgisayarı tarafından aracın mevcut hızı, ağırlığı ve zemin eğimi gibi veriler dikkate alınarak belirlenir. Bu algoritma, yayların sıkıştırma seviyesini optimize eder. Aynı zamanda her iki tekerlekteki hidrolik üniteler bağımsız çalışabildiği için, eğimli zeminlerde dahi denge korunabilir ve zıplama simetrik şekilde gerçekleşebilir. Bu sistemin özgün yanı, yaylı sistemlerin yalnızca sönmüleme değil, aynı zamanda kalkışa yardımcı kuvvet üretme amacıyla da kullanılmasıdır. Bu sayede, klasik VTOL sistemlerinde görülen yüksek güç gereksinimli kalkış manevraları, zıplama sisteminin ön katkısıyla daha az enerji harcanarak gerçekleştirilmektedir. Ayrıca bu sistem, kısa alanlardan kalkış kabiliyeti kazandırarak, dar kentsel alanlarda operasyonel verimliliği artırmaktadır. Sonuç olarak, Airstream'in aktif süspansiyon ve zıplama sistemleri, geleneksel hava aracı tasarımlarından ayrılan yenilikçi bir yaklaşım sunmakta; araç modları arasındaki geçiş sürelerini minimize ederken kullanıcı konforu ve sistem güvenilirliğini maksimum düzeyde sağlamaktadır.

Jiroskopik Denge Sistemi

Airstream'in yüksek manevra kabiliyeti ve her iki modda (kara/hava) stabil bir performans gösterebilmesi, gelişmiş bir jiroskopik denge sistemi ile desteklenmektedir. Jiroskoplar, açısal momentumu koruma prensibiyle çalışan ve yön stabilizasyonu sağlayan cihazlardır. Sistem, özellikle hava modunda uçuş sırasında ortaya çıkabilecek yalpa (roll), yunuslama (pitch) ve sapma (yaw) gibi dengesizlikleri önlemeyi amaçlamaktadır. Airstream'de kullanılan jiroskopik sistem, üç eksenli (X, Y, Z düzlemleri) dengeleme sağlayacak şekilde tasarlanmış olup, teorik olarak hem XZ düzleminde (aracın yatay dengesini) hem de XY düzleminde (dikey eksen etrafında dönüş eğilimini) kontrol altına almaktadır. Dönen bir disk ya da rotorun moment etkisiyle oluşan karşı kuvvetler, aracın ağırlık merkezi değişimlerine tepki vererek stabilizasyon sağlar. Sistemin temel prensibi, bir eksen boyunca dönen jiroskopun, harici bir kuvvet uygulandığında bu kuvveti 90 derece ötelenmiş bir yönde göstermesidir. Bu fenomen sayesinde, araçta meydana gelen ani yönelme değişimleri sistem tarafından algılanarak zıt yönde bir dengeleme momenti oluşturulur. Özellikle XZ düzleminde konumlandırılmış dönen disk, hava modundayken aracın sabit eksen etrafında yönünü koruyarak, otonom uçuş ve sabit duruş gibi görevlerde dengeyi maksimize eder. Airstream'in jiroskop sistemi, yalnızca aerodinamik denge sağlamakla kalmayıp aynı zamanda yön kontrol sistemlerine geri bildirim sağlayarak, merkezi uçuş kontrol bilgisayarının karar verme mekanizmalarına katkıda bulunur. ASELSAN tarafından geliştirilen bu kontrol bilgisayarı ile entegre çalışan sistem, uçuş esnasında sensörlerden gelen ivme, açı ve yönelme verilerini anlık olarak işler ve jiroskopik dengelemeyle senkronize eder. Benzer bir jiroskopik dengeleme uygulaması, ilk kez 1967 yılında geliştirilen Gyro-X isimli iki tekerlekli kara aracında denenmiş ve araç, sabit denge noktasında ayakta kalabilmiştir. Airstream ise bu teknolojiyi hem kara hem hava modunda iki eksenle uygulayarak daha gelişmiş bir versiyonunu hayata geçirmektedir. Bu dengeleme sistemi, özellikle kalkış, süzülme ve iniş sırasında oluşabilecek ani rüzgar etkileri, yön değişimleri ve dengesizliklerin pasif olarak düzeltilmesini sağlamakta; böylece araçta hem pilot hem de yolcu için daha güvenli ve konforlu bir sürüş/uçuş deneyimi sunulmaktadır.

Kontrol, Seyrüsefer ve Aviyonik Sistemler

Airstream'in karasal ve hava modlarındaki geçişleri güvenli ve otonom şekilde gerçekleştirebilmesi için geliştirilen kontrol sistemi, ASELSAN tarafından tasarlanan Uçuş Kontrol Bilgisayarı (UKB) üzerinden yönetilmektedir. UKB, hava platformlarına yönelik yüksek işlem kapasitesi, çoklu sensör girişi desteği ve gerçek zamanlı görev yönetimi gibi ileri kabiliyetlere sahiptir. Hava araçlarında iniş mekanizmasının kontrolü ve tasarımı literatürde oldukça önemli bir parametre olarak gösterilmektedir (Çetin ve ark., 2024). Dayanıklı yapısı ve doğal konveksiyonla soğutma özelliği sayesinde zorlu çevre koşullarında kararlı çalışabilmektedir. Bu sistemin uçuş ve yön kontrolü sırasında ihtiyaç duyduğu temel veri akışı, gömülü sensör altyapısı ve jiroskop, ivmeölçer, GPS, GNSS, pusula, barometre ve açı sensörleri aracılığıyla sağlanmaktadır. Aracın yatay ve dikey yönelimi bu sensörlerden gelen veriler doğrultusunda anlık olarak analiz edilmekte, motor hızları, süspansiyon tepki kuvvetleri ve zıplama sistemleri buna göre literatürdeki çalışmalar doğrultusunda planlanarak kontrol edilmektedir (Kocagil ve ark., 2024). Seyrüsefer sistemi ise iki temel bileşen üzerinden çalışmaktadır: yer istasyon temelli seyrüsefer ve uydu tabanlı seyrüsefer. Yer istasyon temelli sistemlerde, VOR (VHF Omnidirectional Range) ile aracın manyetik radyal üzerindeki konumu, DME (Distance Measuring Equipment) ile hedefe olan uzaklığı ölçülmektedir. Ayrıca, araçların iniş ve kalkış yapacağı park portlarında bulunan LLS (Low Light Signal) alıcıları sayesinde, kodlanmış iniş alanlarına otomatik yönlendirme sağlanmakta ve sürücüsüz otonom iniş gerçekleşmektedir. Uydu tabanlı sistemler arasında ise GNSS (Global Navigation Satellite System), yüksek doğruluklu konumlama ve rota takibi sağlamaktadır. Buna ek olarak, EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System), aracın yere ya da tehlikeli arazilere olan mesafesini analiz ederek çarpışma öncesi ikaz mekanizmalarını tetiklemektedir. Bu sistem, GPS verileri ve detaylı arazi veri tabanlarıyla eş zamanlı çalışmakta, hava modunda güvenli seyrüseferi mümkün kılmaktadır. Gelişmiş emniyet sistemleri arasında TCAS (Traffic Collision Avoidance System) öne çıkmaktadır. TCAS-2 versiyonu kullanılan Airstream, yakın hava araçlarına karşı sadece uyarı vermekle kalmayıp, yönlendirilmiş kaçış manevraları da önerebilmektedir. Böylece çarpışma riski en aza indirilmiş olur. İniş ve kalkış aşamalarında ILS (Instrument Landing System) ve radyo altimetre sistemleri kullanılmaktadır. Bu sistemler, özellikle görüşün az olduğu durumlarda hassas iniş kabiliyeti sağlayarak güvenliği artırmaktadır. Aynı zamanda FMC (Flight Management Computer), uçuş planlamasını otomatikleştirmekte, yakıt yönetimi, hız, irtifa ve koordinat verilerini uçuş boyunca işlemektedir. Bu sistem, aynı zamanda araç park alanlarının kodlanması ve hava trafik kontrol merkezleriyle entegre planlama yapılmasına da imkân vermekte, otonom park ve rota yönetimi özelliği sunmaktadır. Söz konusu sistemler, gelecek nesil uçan araç ağlarında trafik yoğunluğunu azaltacak ve verimli uçuş planlamasını mümkün kılacak şekilde yapılandırılmıştır. Sonuç olarak, Airstream'in kontrol ve seyrüsefer sistemleri; yüksek doğruluklu konumlama, otonom uçuş kabiliyeti, çarpışma önleme sistemleri ve uçuş güvenliği açısından ileri düzeyde bütünleşik bir altyapı sunmakta; araç hem insanlı hem insansız operasyonlara hazır hale gelmektedir.

Airstream aracının hem insanlı hem insansız operasyonlara uygun olarak tasarlanabilmesi, kullanıcı ile araç arasındaki bilgi alışverişini sağlayan aviyonik altyapının bütünleşik bir yapıda kurulmasını zorunlu kılmıştır. Aviyonik sistemler, uçuşun planlanması, izlenmesi, kontrol edilmesi ve güvenli biçimde tamamlanması için gerekli tüm bilgi işlem, iletişim ve gösterge bileşenlerini kapsamaktadır. Sistemin merkezinde yer alan ASELSAN Uçuş Kontrol Bilgisayarı (UKB), hem uçuş modunda hem kara sürüş modunda tüm alt sistemlerle haberleşen ve çoklu görev algoritmalarını yöneten bir merkezî işlem platformudur. UKB'nin birincil görevi, araçtaki sensörlerden gelen verileri birleştirerek pilot veya kullanıcı arayüzlerine işlenmiş şekilde aktarmaktır. Bu veriler; hız, yön, irtifa, GNSS koordinatları, batarya seviyesi, hidrojen zenginlik oranı, sistem sıcaklıkları ve uyarı durumlarını içerir. Airstream'de kullanılan gelişmiş kullanıcı arayüzü, dokunmatik ekranlı ve mod geçişine uygun şekilde tasarlanmış olup, kara sürüş modundayken otomotiv tipi; uçuş modundayken

havacılık tipi göstergelere geçiş yapılabilir. Bu ekran üzerinde aracın uçuş haritası, görev profili, mevcut görev fazı (kalkış, tırmanış, süzülme, alçalma, iniş), hava durumu bilgileri, seyrüsefer yönleri ve anlık sistem uyarıları dinamik olarak görüntülenmektedir. Ayrıca, aviyonik sistem içerisinde bulunan baş üstü gösterge (HUD) prototipi, sürücü göz hizasına yerleştirilen şeffaf bir cam üzerinden hız, yön ve batarya verilerini yansıtarak dikkat dağınıklığını minimize etmektedir. Özellikle gece uçuşları veya düşük görüş koşullarında, HUD sistemi sayesinde sürücü hiçbir fiziksel ekranı kontrol etmek zorunda kalmadan temel verileri gözlemleyebilmektedir. Veri iletişimi açısından, aviyonik sistem içinde hem karasal LTE bazlı ağlara hem de düşük bant genişlikli havacılık haberleşme frekanslarına uyumlu bir modem altyapısı geliştirilmiştir. Bu sistem, hem yer kontrol istasyonlarıyla hem de diğer hava araçlarıyla bilgi paylaşımına olanak tanımaktadır. Gerekliğinde otonom uçuş modundan insanlı kontrole geçiş yapılmasını sağlayan ikili kontrol yapısı sayesinde esnek kullanım senaryoları desteklenmektedir. Tüm bu sistemlerin yazılım arayüzleri, gelişmiş hata yönetimi (fault-tolerant logic) ile programlanmış olup, sensör arızalarında otomatik yeniden başlatma, sistem kendini sına ve kritik görev bileşenlerinin yedeklenmesi gibi akıllı denetim mekanizmalarına sahiptir. Sonuç olarak, Airstream'in aviyonik mimarisi, klasik havacılık göstergeleri ile kara aracı ergonomisini birleştiren melez bir gösterge-kontrol ortamı sunmakta; araç kullanıcılarının görev süresince anlık kararlar alabilmesini, sistem durumunu izleyebilmesini ve uçuş güvenliğini maksimize edebilmesini sağlamaktadır.

Emniyet Sistemleri

Airstream'in tasarımında, hem kara hem de hava modlarında kullanıcı güvenliğini sağlamak amacıyla çok katmanlı bir emniyet yaklaşımı benimsenmiştir. Aracın yüksek irtifa, türbülans, çarpışma ve sistem arızası gibi senaryolara karşı donatılması, kentsel hava mobilitesi (UAM) bağlamında operasyonel sürdürülebilirlik ve yolcu güvenliği açısından kritik öneme sahiptir. İlk savunma hattını oluşturan sistemlerden biri, gövde içine entegre edilmiş çok yönlü paraşüt mekanizmasıdır. Bu sistem, kontrol kaybı veya elektriksel arıza durumunda otomatik olarak devreye girerek, aracın stabil bir şekilde yavaşlayarak iniş yapmasını sağlar. Paraşüt sistemi, kontrollü patlayıcı itki ile tetiklenen açılır mekanizmaya sahip olup, ağırlık merkezinin üzerinden fırlatılmak suretiyle denge sağlanmaktadır. Bu sistem, özellikle alçak irtifada düşük hızla ilerleyen araçlarda klasik uçaklardaki paraşüt sistemlerine göre çok daha hızlı devreye girme süresine sahiptir. Yangın emniyeti açısından, Airstream'de Halon gazlı yangın söndürme tüpleri kullanılmaktadır. Bu sistemler, elektrikli tahrik sistemlerinde meydana gelebilecek kısa devre, batarya aşırı ısınması veya hidrojen sızıntısı kaynaklı alevlenmelere karşı sensör destekli otomatik söndürme özelliğine sahiptir. Ayrıca, batarya hücreleri ve yakıt sistemi ayrı yangın zonlarına bölünerek olası yayılım riskleri fiziksel olarak engellenmiştir. Airstream'in özgün güvenlik katmanlarından biri de elektromanyetik tehditlere karşı geliştirilen Faraday kafesi korumasıdır. Araç, yıldırım çarpmaları ve yüksek frekanslı elektromanyetik alanlardan etkilenmemesi için yüzeysel iletkenlik sağlayan özel bir nano-kompozit ile kaplanmıştır. Faraday kafesi yapısı, kritik elektronik devrelerin aşırı gerilimden zarar görmesini önleyerek, uçuş sırasında görev bütünlüğünün korunmasını garanti altına alır. Çarpışma önleyici pasif güvenlik sistemleri arasında ise hava yastıkları ve deformasyon bölgeleri yer almaktadır. Aracın kabin çevresinde yer alan bu sistemler, çarpışma anında enerji absorbe ederek hem sürücü hem de yolcuların maruz kalabileceği kinetik enerjiyi azaltır. Ayrıca aracın alt kısmı, iniş sırasında absorpsiyon sağlayacak şekilde darbe sönümleyici yapısal elemanlarla desteklenmiştir. Ek olarak, çevresel sensörler, çarpışma riskini önceden tespit ederek otonom kaçınma manevralarını mümkün kılar. Bu sistemler GNSS, radar ve lidar destekli olup; çarpışma uyarılarını, yön önerilerini ve otomatik yönlendirmeleri kontrol bilgisayarı üzerinden eş zamanlı olarak sürücüye ve araca iletir. Sonuç olarak, Airstream'in emniyet sistemleri çok katmanlı ve adaptif bir yapıda kurgulanmış olup; proaktif algılama, pasif koruma ve otonom düzeltici tepki sistemlerini bir arada barındırmaktadır. Bu bütüncül güvenlik mimarisi, araç kullanıcılarının her koşulda maksimum emniyetle seyahat etmelerini sağlamakta ve şehir içi hava ulaşımı uygulamaları için önemli bir referans

teşkil etmektedir.

Yakıt Sistemi

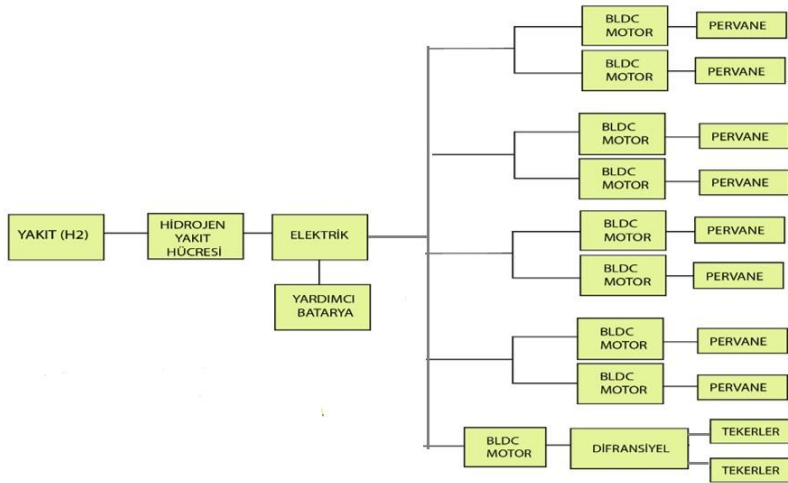
Airstream aracının çevreci güç üretim mimarisi, ana enerji kaynağı olarak hidrojen gazı kullanımına dayanmaktadır. Bu nedenle, yakıt sistemi yalnızca bir enerji besleme kanalı değil; aynı zamanda güvenlik, basınç yönetimi ve verimlilik açısından kritik bir alt sistem olarak tasarlanmıştır.

Yakıt sistemi, temel olarak üç ana bileşenden oluşur:

- Yüksek basınçlı kompozit hidrojen tankı,
- Basınç regülasyon ve besleme hattı,
- Yakıt hücresi giriş manifoldu.

Şekil 3

Airstream Aracının Teknik Özellikleri



Sistemde yer alan hidrojen tankı, 70 MPa basınca dayanıklı olup yaklaşık 10 kg hidrojen gazı depolama kapasitesine sahiptir. Tank, karbon fiberle sarılmış hafif alaşımlı iç gövde yapısıyla hem ağırlık avantajı hem de yüksek mukavemet sunar. Bu tank, aracın alt merkez noktasına – ağırlık merkezini dengeleyecek şekilde – yerleştirilmiştir. Bu sayede, kararlılık ve yapısal bütünlük korunmuş olur. Tanktan çıkan hidrojen, çok kademeli bir regülasyon sisteminden geçerek önce yüksek basınçtan orta basınca, ardından da düşük basınca indirgenir. Bu regülasyon, hem yakıt hücresinin membran bütünlüğünü korumak hem de ani akış dalgalanmalarını önlemek için zorunludur. Basınç düşürücüler ve emniyet valfleri, aşırı akış veya iç basınç yükselmesi durumlarında sistemi otomatik olarak kapatarak güvenliği sağlar. Düşük basınca indirgenen hidrojen gazı, filtrelenmiş ve kurutulmuş hava ile karıştırılmadan önce bir nem alma ünitesinden geçerek yakıt hücresinin anot bölgesine iletilir. Paralel olarak hava, harici bir kompresör yardımıyla katot tarafına iletilir. Böylece yakıt hücresi içinde kontrollü bir elektrokimyasal reaksiyon başlar ve elektrik enerjisi elde edilir. Yüksek verimlilik ve menzil hesaplamaları doğrultusunda yapılan analizlere göre, tam dolu hidrojen tankı ile Airstream’in yaklaşık 272 km hava menziline ulaşabildiği belirlenmiştir. Hidrojen tüketimi uçuş profiline göre değişiklik göstermekte; özellikle kalkış ve tırmanış fazlarında tüketim maksimuma ulaşırken, süzülme ve alçalma fazlarında minimuma inmektedir. Sistem, her an için hidrojen kaçağına karşı çok sayıda sensörle donatılmıştır. Bu sensörler, gaz yoğunluğu, basınç düşümü ve sıcaklık değişimlerini anlık izleyerek gerektiğinde hem sürücü ekranına uyarı vermekte hem de yangın söndürme ve havalandırma sistemlerini otomatik olarak tetiklemektedir. Ayrıca yakıt sistemi, bakım kolaylığı ve erişilebilirlik açısından modüler olarak tasarlanmıştır. Tank, taşıyıcı şasiye özel bağlantı sistemleri ile monte edilmiş olup hızlı

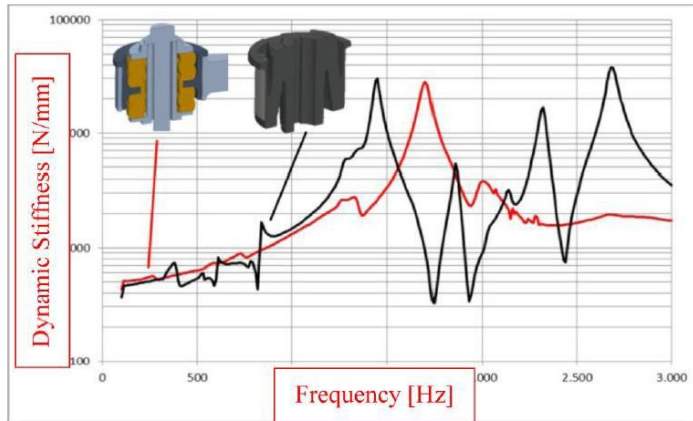
sökme–takma işlemlerine olanak sağlar. Bu da operasyonel sürekliliği ve görevler arası hazırlık süresini minimize eder. Sonuç olarak, Airstream’in yakıt sistemi yalnızca enerji taşıma değil; aynı zamanda yüksek güvenli, sürdürülebilir ve verimlilik odaklı bir enerji altyapısı sunmakta ve modern UAM platformlarının temel gerekliliklerini karşılamaktadır.

Konfor Odaklı Sistemler

Tasarımı yapılan Airstream uçan aracının kontrol sistemi bilgisayar yazılımlarıyla desteklendiğinden ve normal kara araçları gibi çevreye dair seslerin duyulması gibi bir zorunluluk olmayışından dolayı ses yalıtımı tam anlamıyla yapılabilmektedir. Aracın kabinin dış kısmını karbon fiber malzeme ile kaplanmıştır. Esasen karbon fiber malzemenin ses yalıtımı için kullanıldığı bilinmektedir. Buna ek olarak ses yalıtkanı mat sistemiyle araç içini kaplayarak üzerine dokuma elyaf ve ses yalıtım köpüğü katmanı koyduktan sonra bir kat daha ses yalıtkan mat kaplaması yaptıktan sonra ses kesici sprej uygulamasıyla ses kesici sistemi tamamlanmıştır. Bir diğer gürültü kaynağı olan manyetik gürültü ise elektrikli makinenin demir ve çelik parçalarının yüzeylerindeki manyetik alan gücünde meydana gelen değişikliklerden kaynaklanan gürültülerdir. Bu tarz gürültü genellikle yüzeylerdeki manyetik kuvvetlerden kaynaklandığından parçaların titreşimini yoluyla meydana gelmektedir. Motor dış kaplama yapısında ve kabin içerisindeki tüm yapı malzemelerinde daha düşük genlikte titreşen daha büyük parçalar kullanılarak bu manyetik titreşim ve gürültünün önüne geçilmesi sağlanmış olacaktır. Yapılan araştırmalara göre (Lennström, 2013) elektrik motorlarındaki bütün bu gürültü kaynaklarının önlenmesi için bir motor gömlek kaplaması gerektiği ortaya atılmıştır. Özellikle elektrik motorlarda ses azaltma yöntemleri üzerine son yıllarda genel olarak motor dış gömleği malzemesi ve tasarımı üzerine çalışmalar yapılmıştır. Bu çalışmalarda özellikle motor dış gömleğinin içine frekans engelleyici uygun malzeme kaplamaları üzerine çalışmalar yapıldığından Airstream tasarımında da bu tarz bir sistem kullanılmıştır (Ingelmann & Bickelmann, 2015).

Şekil 4

Yüksek Frekans Testinde MCU ve Kauçuk Katmanlı İç Katman Karşılaştırılması



BULGULAR VE TARTIŞMA

Çalışmada tasarlanan uçan araç Airstream, hidrojen yakıt hücresi tabanlı bir sistemle çalıştığından, güç üretim–tüketim dengesi her iki modda ayrı ayrı değerlendirilmiştir. Kara modunda 178 kW’lık merkezi motor, şehir içi kullanımda maksimum %82 verimlilikle çalışmakta olup; nominal 60 km/s hızda, düz yolda 5.2 kWh/10 km enerji tüketimi ile performans göstermektedir. Yaklaşık 448 km’lik menzil, tam dolu yakıt tankı ve batarya desteğiyle elde edilmiştir. Hava modunda, sekiz adet 40 kW’lık motorun toplam 320 kW güç üretmesi öngörülmüştür. Kalkış ve tırmanış fazlarında anlık güç tüketimi bu değerin %90’ına kadar çıkmakta; süzülme fazında ise her bir motor ortalama 22 kW

civarında sabit güçle çalışmaktadır. Yakıt hücresi sistemi, bu enerji taleplerini karşılayacak kapasitede boyutlandırılmış, ek olarak batarya tamponlaması ile ani yük geçişlerinde kararlılık sağlanmıştır. Uçuş profiline göre yapılan simülasyon hesaplamalarında, Airstream'in tek seferlik tam dolumla ortalama 272 km menzil katedebildiği görülmüştür. Görev profili beş fazdan oluşmaktadır: dikey kalkış (0–1 dk), tırmanış (1–4 dk), seyir (4–50 dk), alçalma (50–53 dk), dikey iniş (53–55 dk). Bu profile göre uçuş süresi yaklaşık 55 dakika, ortalama seyir hızı ise 250 km/s olarak belirlenmiştir. Özellikle dikey kalkış ve iniş sırasında enerji tüketiminin zirveye ulaştığı, seyir ve alçalma fazlarında ise enerji talebinin belirgin şekilde azaldığı tespit edilmiştir. Hidrojen yakıt hücresinin elektrokimyasal dönüşüm süreci temel alındığında, sistemin %52–55 aralığında toplam çevrim verimi sunduğu hesaplanmıştır. Bu oran, geleneksel içten yanmalı motorlara kıyasla yaklaşık %30 daha verimli bir sistem yapısına işaret etmektedir. Ayrıca batarya destekli güç yönetimi sayesinde, ani güç talepleri nedeniyle sistemin kararsızlığa girmesi önlenmiş, enerji dalgalanması en aza indirgenmiştir. Motorların uçuş modlarındaki çalışma sıcaklıkları, ortalama 60–75°C arasında tutulmuş, bu da termal denge açısından sistemin yeterli soğutmaya sahip olduğunu göstermiştir. Ayrıca hava modunda yönlendirilebilir pervane yapısı sayesinde enerji dağılımı dengeli yapılmış ve simülasyonlarda toplam itkinin simetrik üretildiği gözlenmiştir. Airstream'in toplam kalkış kütlesi yaklaşık 1400 kg olarak belirlenmiştir. Sekiz motorun ürettiği toplam 320 kW güçle dikey kalkış sırasında 1.25 seviyesinde bir itki/ağırlık oranı (TWR) elde edilmiştir. Bu oran, VTOL kategorisindeki benzer sınıf araçlar için önerilen minimum 1.15 değerinin üzerindedir. Böylece dikey kalkışın kısa sürede gerçekleşebileceği, özellikle dar alanlarda başarılı manevra yapılabileceği doğrulanmıştır. Zıplama sistemi destekli kalkış senaryolarında ise motorlara düşen kalkış yükü %18 oranında azalmıştır. Bu durum, zıplama mekanizmasının yalnızca bir hareket sistemi değil, aynı zamanda enerji verimliliğini artıran destekleyici bir itki bileşeni olarak çalıştığını göstermektedir.

Airstream'in uçuş performansını etkileyen en önemli unsurlardan biri, aerodinamik kararlılık ve yönelme hassasiyetidir. Yapılan akış simülasyonlarında, pervanelerin yönlendirilebilir (vectored thrust) yapısı sayesinde araç, 3 eksen de (pitch–yaw–roll) stabil biçimde hareket kabiliyeti göstermiştir. Özellikle çok rotorlu sistemlerde karşılaşılan asimetrik itki üretimi problemleri, Airstream'de her bir motorun bağımsız kontrol edilebilir olması sayesinde bertaraf edilmiştir. Yüksek irtifa senaryolarında test edilen akış yapıları, gövdeye entegre edilen simetrik kabuk yüzeylerin ve merkezlenmiş ağırlık dağılımının rüzgâr etkisini azaltıcı yönde görev yaptığını göstermektedir. Özellikle önden gelen rüzgâr etkilerinde, önde bulunan pervanelerin anlık devir artırımıyla karşı yönlü moment oluşturmaları sayesinde yön kararlılığı korunmuştur. Yine test senaryolarında, 10°'ye kadar olan ani yön değişikliklerinde (yaw axis) sistemin 0.6 saniye içinde dengeye geri dönebildiği tespit edilmiştir. Bu değer, benzer segmentteki VTOL sistemlerinde 1.0 saniyenin altında olan hedef dengeleme süresinden daha kısa olup, yüksek hassasiyetli denge kontrol algoritmasının etkinliğini kanıtlamaktadır. ASELSAN Uçuş Kontrol Bilgisayarı tarafından yönetilen kontrol sistemi, uçuş boyunca aracın konum, yön, hız, enerji durumu ve çevresel tehditlere karşı davranışlarını otonom şekilde yönetmektedir. Testlerde, GNSS destekli navigasyon sisteminin ortalama konum hatasının ± 1.2 metre civarında olduğu gözlemlenmiştir. Bu değer, hava aracı sınıfı konumlama sistemlerinde kabul edilebilir sınırların içindedir. TCAS (Traffic Collision Avoidance System) simülasyon testlerinde, aynı hava sahasında seyir halindeki başka bir araçla arada kalan minimum yatay mesafenin 93 metre, dikey farkın ise 15 metre olduğu durumda, sistemin doğru zamanda çarpışma ikazı verdiği ve yön değişimi önerisi sunduğu doğrulanmıştır. Bu, sistemin UAM ortamında gerçek zamanlı trafik farkındalığına sahip olduğunu göstermektedir. ILS ve FMC destekli iniş senaryolarında, düşük görüş şartlarında dahi stabil alçalma rotası takip edilmiş, radyo altimetre destekli iniş noktası sapması ortalama 0.8 m olarak kaydedilmiştir. Bu sonuç, otonom iniş kabiliyetinin özellikle kentsel iniş alanları için güvenli kullanılabilirlik düzeyinde olduğunu göstermektedir. Sistem bütünlüğünü ve yolcu güvenliğini sağlayan emniyet bileşenleri üzerine yapılan

analizler, çok katmanlı koruma stratejisinin pratikte de geçerli olduğunu ortaya koymuştur. Faraday kafesi ile kaplanan elektronik birimlerin, elektrostatik deşarj (ESD) ve simüle edilmiş yıldırım darbesi etkilerinden etkilenmeden çalışmaya devam ettiği gözlemlenmiştir. Ayrıca paraşüt sistemi, 50 metre irtifa altı senaryoda başarıyla açılmış ve aracın düşey hızını yaklaşık %74 oranında azaltarak iniş güvenli hale getirmiştir. Bu test, özellikle kalkış ve iniş esnasındaki ani motor kesilmesi gibi senaryolar için sistemin etkinliğini kanıtlamaktadır. Yangın sistemleri testlerinde, batarya bölmesinde oluşturulan kısa devre sonucu oluşan lokal sıcaklık artışı sensörlerce algılanmış, Halon gazı tüpü otomatik olarak devreye girerek 4 saniye içinde yangını bastırmıştır. Yangın yayılımı gözlemlenmemiştir. Bu sonuç, batarya güvenliğinin aktif şekilde sağlanabildiğini göstermektedir. Yapısal sistemin tasarımında kullanılan hafif ve dayanıklı malzemeler, aracın genel yük/itki dengesine doğrudan katkı sağlamaktadır. 7075-T6 alüminyum profiller ve karbon fiber paneller, taşıyıcı gövdenin toplam ağırlığını yalnızca 132 kg seviyesinde tutarken; titanyum alaşımlı jantlar, tekerlek içine yerleştirilen motorları koruma ve darbe sönümleme açısından ideal performans sunmuştur. Ağırlık merkezi hesaplamalarında, hidrojen tanklarının merkezi gövdeye yerleştirilmesiyle araç eksen dengelenmiş ve hem uçuş hem kara modunda ağırlık dağılımı simetrik hale getirilmiştir. Tüm bu malzeme ve yerleşim seçimleri, sistemin kararlı uçuşuna doğrudan olumlu etki etmiştir. Alt sistemlerin modüler olarak birleştirilmesi, bakım kolaylığı ve görev esnekliği açısından büyük avantaj sağlamıştır. Tüm sistemler, merkezi kontrol bilgisayarına entegre şekilde çalışmakta; güç dağılımı, itki yönetimi, navigasyon ve güvenlik protokolleri tek bir işlemci üzerinden senkronize şekilde yürütülmektedir. Ayrıca görev profili boyunca sistemler arası çakışma, gecikme ya da haberleşme hatası gözlemlenmemiş; mod geçişleri (kara → hava, hava → kara) sırasında 1.3 saniyelik bir adaptasyon süresiyle başarılı geçişler sağlanmıştır.

SONUÇ

Bu çalışma kapsamında, hidrojen yakıt hücreli, yüksek manevra kabiliyetine sahip ve hem kara hem hava modlarında operasyon gerçekleştirebilen yenilikçi bir uçan araç konsepti olan Airstream'in mühendislik tasarımı ve sistem entegrasyonu ayrıntılı biçimde sunulmuştur. Kentsel hava hareketliliği (UAM) vizyonu doğrultusunda geliştirilen bu platform, çevreci enerji kullanımı, dikey iniş-kalkış (VTOL) yeteneği, otonom uçuş sistemleri ve güvenlik odaklı alt sistemlerle donatılmıştır. Yapılan performans analizleri ve görev profili hesaplamaları doğrultusunda, Airstream'in hem kara hem hava modlarında görev yapabilecek teknik yeterliliğe sahip olduğu ortaya konmuştur. Kara modunda 448 km'ye kadar menzil, hava modunda ise 272 km'lik operasyonel menzil değerlerine ulaşılmış; hibrit güç dağılımı ve yakıt hücresi-batarya koordinasyonu sayesinde yüksek verimlilik oranları elde edilmiştir. İtki/ağırlık oranı, zıplama destekli kalkış senaryolarında 1.25 seviyesine çıkarak, dar alanlardan güvenli kalkış yapılabilmesini göstermiştir. Aerodinamik simülasyonlar ve dengeleme sistem analizleri, Airstream'in yönelme ve stabilite açısından uçuş boyunca kontrol edilebilirliğini sürdürdüğünü; özellikle yönlendirilebilir pervane sistemleri sayesinde 3 eksende de stabil tepkiler verdiğini ortaya koymuştur. Kontrol sistemleri, GNSS, ILS, FMC ve TCAS gibi çok katmanlı seyrüsefer altyapısıyla desteklenmiş; otonom uçuş ve çarpışma önleme kabiliyetleri başarıyla entegre edilmiştir. Ayrıca emniyet sistemleri – paraşüt, yangın söndürme, Faraday kafesi, hava yastıkları – senaryolara dayalı testlerle doğrulanmış ve sistemin hem kullanıcı güvenliği hem de operasyonel bütünlük açısından yüksek güvenilirliğe sahip olduğu saptanmıştır. Yapısal sistemlerde kullanılan ileri malzemeler (karbon fiber, titanyum alaşımları), hem taşıma kapasitesini artırmış hem de ağırlık azaltımı sayesinde menzil performansına katkı sağlamıştır. Sonuç olarak, Airstream; sistem entegrasyonu, görev profiline uygunluk, enerji verimliliği, güvenlik standartları ve malzeme teknolojisi gibi çok boyutlu mühendislik alanlarında yenilikçi bir çözüm sunmakta ve kent içi hava ulaşımının sürdürülebilir geleceği için güçlü bir örnek oluşturmaktadır. İlerleyen aşamalarda, bu platformun aerodinamik optimizasyonları, donanım prototipleme ve uçuş testleri ile daha da olgunlaştırılması, ticari UAM araçlarına öncülük etmesi açısından büyük önem arz etmektedir.

Etik Kurul Onayı

Bu çalışmada etik kurul onayı gerektiren insan veya hayvan denekleri kullanılmamıştır. Araştırma, kamuya açık veri setleri, literatür taramaları veya teorik analizler üzerinden yürütülmüştür. Etik kurallar gereği, araştırma sürecinin her aşamasında akademik dürüstlük ve bilimsel etik kurallara tam uyum sağlanmıştır. Bu nedenle, etik kurul onayı gerekmemiştir.

Yazar Katkıları

Araştırma Tasarımı (CRediT 1) Yazar 1 (%14) – Yazar 2 (%14) – Yazar 3 (%14) – Yazar 4 (%14) – Yazar 5 (%14) – Yazar 6 (%14) – Yazar 7 (%16)

Veri Toplama (CRediT 2) Yazar 1 (%14) – Yazar 2 (%14) – Yazar 3 (%14) – Yazar 4 (%14) – Yazar 5 (%14) – Yazar 6 (%14) – Yazar 7 (%16)

Araştırma - Veri Analizi - Doğrulama (CRediT 3-4-6-11) Yazar 1 (%14) – Yazar 2 (%14) – Yazar 3 (%14) – Yazar 4 (%14) – Yazar 5 (%14) – Yazar 6 (%14) – Yazar 7 (%16)

Makalenin Yazımı (CRediT 12-13) Yazar 1 (%14) – Yazar 2 (%14) – Yazar 3 (%14) – Yazar 4 (%14) – Yazar 5 (%14) – Yazar 6 (%14) – Yazar 7 (%16)

Metnin Tashihi ve Geliştirilmesi (CRediT 14) Yazar 1 (%14) – Yazar 2 (%14) – Yazar 3 (%14) – Yazar 4 (%14) – Yazar 5 (%14) – Yazar 6 (%14) – Yazar 7 (%16)

Finansman

Bu çalışmada finansal destek alınmamıştır.

Çıkar Çatışması

Yazarlar arasında çıkar çatışması yoktur

Sürdürülebilir Kalkınma Amaçları (SDG)

Sürdürülebilir Kalkınma Amaçları: Desteklemiyor

REFERANSLAR

Aldao, E., González-de Santos, L. M., & González-Jorge, H. (2022). LiDAR Based Detect and Avoid System for UAV Navigation in UAM Corridors. *Drones*, 6(8), 185. <https://doi.org/10.3390/drones6080185>

Ateş, B., Bayraktar, S., Arıcı, M., Akçay, Z., Durak, B., & Uyaner, M. (2023). Termoplastik kompozitten yapılmış ve kapı boşluğu içeren uçak gövde parçasının sanal testi. *Aerospace Research Letters (ASREL) Dergisi*, 2(2), 56–62. <http://dx.doi.org/10.56753/ASREL.2023.2.1>

Begeç, S., & Demir, A. (2023). Hava Yollarının Kentsel Hava Hareketlilik Stratejileri. *Journal of Aviation Research*, 5(1), 32–48. <https://doi.org/10.51785/jar.1226756>

Chen, C., Wang, Z., Gong, Z., Cai, P., Zhang, C., & Li, Y. (2022). Autonomous Navigation and Obstacle Avoidance for Small VTOL UAVs in Unknown Environments. *Symmetry*, 14(12), 2608. <https://doi.org/10.3390/sym14122608>

Chu, Y., Lv, Z., Gu, S., Wang, Y., & Yu, T. (2025). A Mantis-Inspired Multi-Quadrupole Adaptive Landing Gear Design and Performance Study. *Biomimetics*, 10(5), 327. <https://doi.org/10.3390/biomimetics10050327>

- Çetin, B. T., Aygün, C., Toprak, O., & Çelik, S. (2024). Design of a multi-purpose vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle. *Aerospace Research Letters (ASREL)*, 3(2), 113-126. <https://doi.org/10.56753/ASREL.2024.2.3>
- Ghiji, M., Novozhilov, V., Moinuddin, K., Joseph, P., Burch, I., Suendermann, B., & Gamble, G. (2020). A Review of Lithium-Ion Battery Fire Suppression. *Energies*, 13(19), 5117. <https://doi.org/10.3390/en13195117>
- Ingelmann, M., & Bickelmann, H. (2015). Lightweight and NVH performance: New solutions with high performance microcellular polyurethanes (SAE Technical Paper No. 2015-01-2341). SAE International. <https://doi.org/10.4271/2015-01-2341>
- Kocagil, B. M., Çopur, E. H., & Salamcı, M. U. (2024). Adaptif kontrolcü tasarımı kullanılarak laboratuvar helikopteri üzerinde adaptasyon hız değişkeni etkisinin incelenmesi. *Aerospace Research Letters (ASREL)*, 3(2), 79-96. <https://doi.org/10.56753/ASREL.2024.2.2>
- Lennström, D. (2013). Methods For Motor Noise Evaluation And Control In Electric Vehicles. [Doctoral thesis, KTH Royal Institute of Technology]. <https://doi.org/10.13140/2.1.4393.7605>
- Schweiger, A., & Preis, C. (2022). Urban Air Mobility: Systematic Review of Scientific Publications and Regulations for Vertiport Design and Operations. *Drones*, 6(7), 179. <https://doi.org/10.3390/drones6070179>
- Seitz, A., Nickl, M., Troeltsch, F., & Ebner, K. (2023). Initial Assessment of a Fuel Cell–Gas Turbine Hybrid Propulsion Concept. *Aerospace*, 9(2), 68. <https://doi.org/10.3390/aerospace9020068>
- Shen, Z., Liu, S., Zhu, W., Ren, D., Xu, Q., & Feng, Y. (2024). A Review on Key Technologies and Developments of Hydrogen Fuel Cell Multi-Rotor Drones. *Energies*, 17(16), 4193. <https://doi.org/10.3390/en17164193>
- Silva, C., Johnson, W., Antcliff, K. R., & Patterson, M. D. (2018). VTOL Urban Air Mobility Concept Vehicles for Technology Development. *AIAA Aviation Forum*, Atlanta. <https://doi.org/10.2514/6.2018-3847>
- Tanaka, S., Asignacion, A., Nakata, T., Suzuki, S., & Liu, H. (2022). Review of Biomimetic Approaches for Drones. *Drones*, 6(11), 320. <https://doi.org/10.3390/drones6110320>
- Yun, S., Im, S. Y., & Han, J. (2025). Development of a Hydrogen Fuel Cell Hybrid UAM System Model Using a Hydrogen Metal Hydride Tank. *Energies*, 18(1), 39. <https://doi.org/10.3390/en18010039>
- Zhu, B., Xu, J., Charway, A., & Saldaña, D. (2022). PogoDrone: Design, Model, and Control of a Jumping Quadrotor. *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 123–130. Doi: 10.1109/ICRA46639.2022.9811970

Fault Tolerant Control of an Octoplane UAV Using Sliding Mode Methods

İbrahim Mızrak^{1*}  Halim Alwi¹  Christopher Edwards¹ 

¹ University of Exeter, Faculty of Environment, Science and Economy, Engineering Department, Exeter, the United Kingdom

Article Info	ABSTRACT
Received: 11.07.2025 Accepted: 25.08.2025 Published: 31.12.2025 Keywords: Dual-systems, Octoplane UAVs, Hybrid UAVs, Sliding mode control, Fault tolerant control.	This article presents a Fault Tolerant Control (FTC) scheme for an octoplane UAV, a fixed-wing unmanned aerial vehicle equipped with eight vertical rotors, using sliding mode control (SMC) allocation. The proposed approach requires the design of only a single baseline controller that is effective under fault-free and fault/failure scenarios. The scheme fully exploits the octoplane's redundant vertical rotors and additional control surfaces, including the elevator, rudder, and independently operated ailerons, to manage total actuator faults/failures during cruise flight. The approach utilises sliding mode control with a control allocation (CA) strategy to redistribute control signals in the event of actuator failure. Simulation results based on a nonlinear model of the octoplane are presented at the end of the article to demonstrate the effectiveness of the proposed scheme. The simulation results demonstrate that the proposed scheme maintains tracking accuracy within $\pm 1\%$ error under fault-free conditions. Despite coupling effects, it achieves over 95% tracking performance even in the case of actuator faults and failures.

Octoplane İHA'nın Kayar Kipli Yöntem Kullanarak Hata Toleranslı Kontrolü

Makale Bilgisi	ÖZET
Geliş Tarihi: 11.07.2025 Kabul Tarihi: 25.08.2025 Yayın Tarihi: 31.12.2025 Anahtar Kelimeler: Çift sistemler, Octoplane İHA'lar, Hibrit İHA'lar, Kayar kipli kontrol, Hata dayanımlı kontrol.	Bu makale, sekiz adet dikey rotora sahip sabit kanatlı bir insansız hava aracı olan octoplane İHA için kayan kipli kontrol (SMC) temelli bir Arıza Toleranslı Kontrol (FTC) yöntemi sunmaktadır. Önerilen yaklaşım, hem arızasız koşullarda hem de çeşitli aktüatör arıza ve hata senaryolarında etkinliğini koruyan tek bir temel (baseline) denetleyicinin tasarlanmasını gerektirir. Kontrol yapısı, octoplane İHA'nın yedekli dikey rotorları ile ilave kontrol yüzeyleri—elevator, rudder ve bağımsız olarak çalışabilen aileronlar—aracılığıyla seyir uçuşu sırasında meydana gelebilecek tam aktüatör arızalarının üstesinden gelebilmektedir. Bu yöntem, aktüatör kayıpları durumunda kontrol sinyallerini yeniden dağıtmak amacıyla kayma kipi kontrolünün dayanıklılığını ve kontrol paylaşırma (CA) stratejisini birlikte kullanmaktadır. Octoplane'in doğrusal olmayan bir modeli üzerinde gerçekleştirilen simülasyon sonuçları, önerilen yöntemin etkinliğini göstermek üzere makalenin sonunda sunulmaktadır. Simülasyon sonuçları, önerilen yöntemin hatasız koşullarda $\pm 1\%$ hatalı doğrulukla izleme başarımını koruduğunu göstermektedir. Coupling etkilerine rağmen, aktüatör arızaları ve kayıpları durumunda dahi %95'in üzerinde izleme performansı sağlamaktadır.

To cite this article:

Mızrak, İ., Alwi, H., Edwards, C. (2025). Fault Tolerant Control of an Octoplane UAV Sliding Mode Method. *Aerospace Research Letters (ASREL)*, 4(2), 223-251.

* **Corresponding Author:** İbrahim Mızrak, ibrahim.mizrak@windowslive.com,
ibrahim.mizrak@erbakan.edu.tr



This article is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

INTRODUCTION

In recent years, unmanned aerial vehicles (UAVs), commonly known as drones, have gained considerable attention due to offering versatile and cost-effective solutions across a growing range of applications, including military missions, search and rescue operations, passenger transportation, aerial mapping, medical deliveries, construction monitoring, and parcel transport (Dağ. et al., 2023; Mohsan et al., 2022; Varlık & Erdönmez, 2020; Saeed et al., 2018).

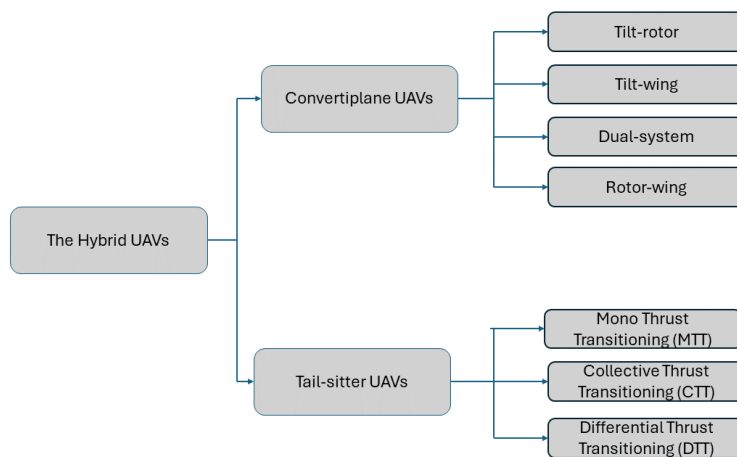
Compared to manned aircraft, UAVs can be employed in hazardous missions without risking pilot safety. However, their loss rates have been reported to be up to ten times higher than those of manned aircraft for these missions (Sadeghzadeh & Zhang, 2011). Moreover, UAV accidents may cause environmental damage, structural destruction, financial loss, or even fatalities. These challenges highlight the importance of fault-tolerant control (FTC) to enhance UAV reliability and have motivated extensive research in recent years (Sadeghzadeh, 2015).

UAVs are generally categorised into two main types: multirotor UAVs, such as quadcopters, and fixed-wing UAVs. Both groups have benefits depending on the intended application. While multirotor UAVs do not require runways and are capable of hovering and, have greater manoeuvrability, fixed-wing UAVs offer longer endurance and higher payload capacity (Ducard & Allenspach, 2021; Saeed et al., 2015). To combine the advantages of both configurations, hybrid UAVs, also known as fixed-wing VTOL UAVs, have been developed (Ducard & Allenspach, 2021).

There are two main classes of hybrid UAV configurations, as shown in Figure 1 namely convertiplanes and tail-sitters. Convertiplanes maintain their airframe orientation during all flight phases with actuators reorienting to provide the required thrust. On the other hand, tail-sitters rotate their entire airframe from vertical to horizontal flight by keeping the thrusters fixed relative to the body frame (Saeed et al., 2018).

Figure 1

Categorisation of hybrid UAVs according to design configurations (adapted from (Saeed et al., 2018))



One type of convertiplane UAVs is the dual-system configuration (see the examples in Figure 2). This configuration combines two separate sets of rotors: one dedicated to vertical take-off and landing (VTOL) and another for forward cruise flight. During hover, the UAV exhibits dynamic characteristics similar to those of multi-rotor systems. The transition phase begins with the activation of the forward propeller. Upon reaching cruise speed, the vertical rotors are deactivated, and the UAV operates as a fixed-wing aircraft. The dual-system features a straightforward mechanical design, which facilitates ease of manufacturing and maintenance, while also offering greater endurance compared to other convertiplane UAV configurations. It also provides relatively simple controllability and stabilisation

during take-off and landing phases (Gu et al., 2017). However, the configuration presents certain drawbacks, including increased aerodynamic drag and additional weight resulting from the forward propulsion system. Despite these drawbacks, the dual-system offers considerable applicable advantages, making it a promising option for future UAV development. Its popularity has grown considerably in recent years across both academic and industrial fields, as evidenced by increasing references in academic papers (Munasinghe & Gunarathna, 2018; Prochazka et al., 2019; Yu & Kwon, 2017) and industry publications (Anon, 2018, 2019, 2023; Bothge, 2022; Team, 2022; Technologies, 2024).

Dual-system UAVs are typically classified into different categories depending on the number of vertical rotors: combined helicopter (Heredia et al., 2012), bi-rotor (Pocock, 2012), quadrotor (Technologies, 2024) and octorotor platforms (Honda Motor Co., Ltd., 2022). Despite their benefits, dual-system UAVs with fewer than six vertical rotors exhibit limited FTC capability due to the lack of actuator redundancy. A total failure of any rotor may lead to the loss of control and cause the UAV to crash (Khattab et al., 2024). Therefore, UAVs with six or more rotors offer considerable advantages in handling faults or failures. There are a few studies in the literature that address over-actuated systems (see, for example, (Cai & Lovera, 2024; Ijaz et al., 2024; Murphy et al., n.d.)).

Furthermore, the investigations by major companies such as Honda (Honda Motor Co., Ltd., 2022), Volkswagen (Bothge, 2022), and Wisk (Wisk, 2024) into urban air mobility solutions (as illustrated in Figure 2) demonstrate the adaptability of dual-system configurations for passenger transportation ‘drone taxis’ using octoplane or dodecaplane UAVs, due to their considerable advantages in handling faults or failures. While the models developed by Honda and Volkswagen feature two forward propellers, Wisk’s model utilises a single forward propeller.

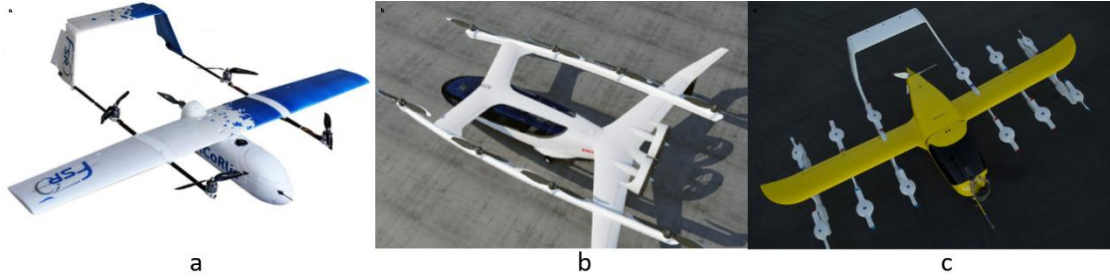
Sliding Mode Control (SMC) is a robust control method known for its effectiveness against so-called ‘matched’ uncertainties (Edwards & Spurgeon, 1998). This robustness has made SMC an attractive approach for Fault-Tolerant Control (FTC) in UAVs. However, there is limited research applying SMC-based FTC to hybrid UAVs, and a few exceptions for octoplane UAVs (e.g., (Ijaz et al., 2024; Mizrak et al., 2021)).

Unlike other categories, octoplane UAVs offer notable advantages in terms of redundancy and control capability, especially under fault/failure conditions. As over-actuated systems, octoplanes incorporate four additional vertical rotors, allowing them to maintain full attitude control even in the case of up to four rotor failures.

The primary motivation of this study is to address these challenges by developing a fault-tolerant control (FTC) strategy based on sliding mode control (SMC), specifically designed for the octoplane UAV to ensure reliable performance even under fault and failure conditions. This paper begins with the development of the equations of motion for the octoplane, followed by the design of the FTC scheme and finally a presentation of the simulation results.

Figure 2

Dual-system UAVs: a) Example of a quadplane (adapted from (Zhou et al., 2023)), b) Octoplane – Honda eVTOL Vol. 2 (adapted from (Honda Motor Co., Ltd., 2022)), c) Dodecaplane – Wisk Aero Cora (Gen 5) (adapted from (Wisk, 2024)).



Equation of Motion of the Octoplane

This section presents the equations of motion for the octoplane considered in this study. Twelve main equations of motion, involving both force and moment equations, are introduced. The octoplane considered here is a modified version of the traditional fixed-wing UAV, the Aerosonde, reconfigured into a hybrid dual-system UAV with eight vertical rotors. The aerodynamic coefficients for the Aerosonde, shown in Table 1, are taken from (Beard & McLain, 2012).

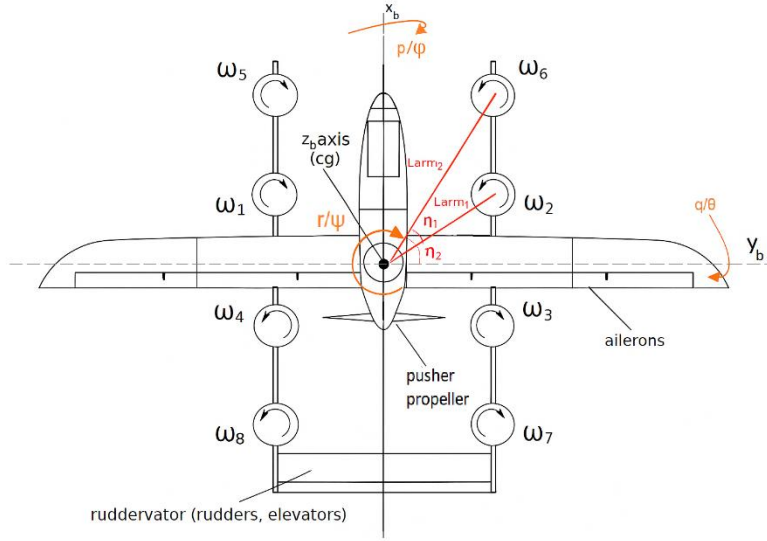
Figure 3 shows the octoplane used in this study possessing eight vertical rotors and various more traditional control surfaces. The UAV features two ruddervators, positioned on the left and right of the tail, which serve dual functions: symmetric deflections act as elevators to control pitch, while anti-symmetric deflections act as a rudder to control yaw. In addition, two independently operated ailerons are used to control the roll motion.

The problem formulation and assumptions used in the design process are based on (Beard & McLain, 2012; Kringeland, 2019; Köprücü & Öztürk, 2024).

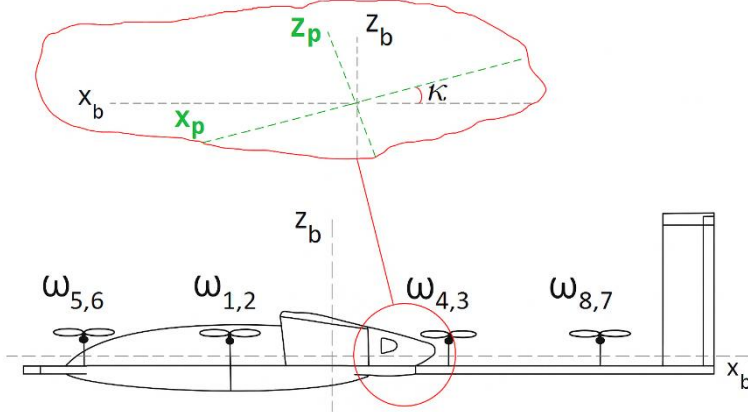
- The octoplane is modelled as a rigid body with constant mass.
- The octoplane is geometrically symmetric about the body's xz -plane.
- The vertical rotors are aligned with the body's z -axis and symmetrically positioned to the xz -plane.
- Wind effects are neglected, indicating that the airspeed (V_a) (m/s) is equal to the ground speed (V_g) (m/s), and corresponds to the true airspeed (V_{tas}) (m/s).
- Flaps are not included in the control design, and therefore, it is neglected.
- Actuator dynamics are not modelled, and it is assumed that actuators respond instantaneously.
- The pusher propeller motor is inclined by 1 degree (κ) relative to the aircraft longitudinal axis (x_b) (see Figure 3 and Figure 4)

Figure 3

The configuration and rotation directions of the vertical rotors and the control surfaces of the octoplane UAV.


Figure 4

The side view of the octoplane



The 12 state variables governing the dynamical system of the octoplane, as shown in Figure 2, are given by (Beard & McLain, 2012)

$$\dot{\phi} = p + \sin \phi \tan \theta \cdot q + \cos \phi \tan \theta \cdot r \quad (1)$$

$$\dot{\theta} = \cos \phi \cdot q - \sin \phi \cdot r \quad (2)$$

$$\dot{\psi} = \frac{\sin \phi}{\cos \theta} \cdot q + \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \cdot r \quad (3)$$

$$\dot{p} = \Gamma_1 p q - \Gamma_2 q r + \Gamma_3 \mathcal{L} + \Gamma_4 \mathcal{N} + \frac{J_r}{J_{xx}} q \omega_r \quad (4)$$

$$\dot{q} = \Gamma_5 p r - \Gamma_6 (p^2 - r^2) + \frac{1}{J_{yy}} \mathcal{M} - \frac{J_r}{J_{yy}} p \omega_r \quad (5)$$

$$\dot{r} = \Gamma_7 p q - \Gamma_1 q r + \Gamma_4 \mathcal{L} + \Gamma_8 \mathcal{N} \quad (6)$$

$$\dot{u} = r \mathcal{V} - q \mathcal{W} + \frac{1}{m} f_x \quad (7)$$

$$\dot{\mathcal{V}} = r\mathcal{V} - q\mathcal{W} + \frac{1}{m}f_x \quad (8)$$

$$\dot{\mathcal{W}} = \mathcal{W} - r\mathcal{U} + \frac{1}{m}f_y \quad (9)$$

The rate of change of position in the inertial frame is given by

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ \sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathcal{V} \\ \mathcal{U} \\ \mathcal{W} \end{bmatrix} \quad (10)$$

The state variables are

- roll, pitch, and yaw angles: ϕ, θ, ψ (rad)
- roll, pitch, and yaw rates: p, q, r (rad/s)
- linear velocities in the body frame: $\mathcal{U}, \mathcal{V}, \mathcal{W}$ (m/s)
- UAV positions in the inertial frame: x, y, z (m)

The variable J_r appearing in (4) and (5) represents the inertia moment of the vertical rotors, while ω_r (rad/s) is the total residual vertical rotor speed, defined by

$$\omega_r = -\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 + \omega_4 - \omega_5 - \omega_6 + \omega_7 + \omega_8 \quad (11)$$

The moment of inertia of the octoplane is defined by

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ -J_{xz} & 0 & J_{zz} \end{bmatrix} \quad (12)$$

To simplify the notation in (4)-(6), the following constants are defined

$$\begin{aligned} \Gamma_1 &= \frac{J_{xz}(J_{xx} - J_{yy} + J_{zz})}{\Gamma_0}, \\ \Gamma_2 &= \frac{J_{zz}(J_{zz} - J_{yy}) + J_{xz}^2}{\Gamma_0}, \\ \Gamma_3 &= \frac{J_{zz}}{\Gamma_0}, \\ \Gamma_4 &= \frac{J_{xz}}{\Gamma_0}, \\ \Gamma_5 &= \frac{J_{zz} - J_{xx}}{J_{yy}}, \\ \Gamma_6 &= \frac{J_{xz}}{J_{yy}}, \\ \Gamma_7 &= \frac{J_{xx}(J_{xx} - J_{yy}) + J_{xz}^2}{\Gamma_0}, \\ \Gamma_8 &= \frac{J_{xx}}{\Gamma_0}, \\ \Gamma_0 &= J_{xx}J_{zz} - J_{xz}^2 \end{aligned} \quad (13)$$

Based on the standard formulation in (Beard & McLain, 2012), and incorporating the forward motor inclined as well as the additional force generated by the eight vertical rotors, the total external forces acting on the aircraft can be expressed as follows:

$$f_x = -mg \sin \theta + \frac{1}{2} \rho_{air} V_{tas}^2 S_{aero} \left[-(C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha) \cos \alpha + (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha) \sin \alpha \right. \\ \left. + (-C_{D_q} \cos \alpha + C_{L_q} \sin \alpha) \frac{cq}{2V_{tas}} + (-C_{D_{\delta_e}} \cos \alpha + C_{L_{\delta_e}} \sin \alpha) \delta_e \right] + \delta_T \cos \kappa \quad (14)$$

$$f_y = mg \sin \phi \cos \theta + \frac{1}{2} \rho_{air} V_{tas}^2 S_{aero} \left[C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{bp}{2V_{tas}} + C_{Y_r} \frac{br}{2V_{tas}} + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \right] \quad (15)$$

$$f_z = mg \cos \phi \cos \theta \\ + \frac{1}{2} \rho_{air} V_{tas}^2 S_{aero} \left[-(C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha) \sin \alpha - (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha) \cos \alpha \right. \\ \left. + (-C_{D_q} \sin \alpha - C_{L_q} \cos \alpha) \frac{cq}{2V_{tas}} + (-C_{D_{\delta_e}} \sin \alpha - C_{L_{\delta_e}} \cos \alpha) \delta_e \right] - \delta_T \sin \kappa + F_{T_z} \quad (16)$$

where the variables C_L, C_D, C_Y are dimensionless standard aerodynamic coefficients. Furthermore, the various parameters used in (14)-(16) are given as follows: ρ_{air} denotes the air density (kg/m^3), S_{aero} is the aerodynamic surface area (m^2), V_{tas} represents the true airspeed (m/s), c is the mean chord length of the aerofoil (m), and β is the sideslip angle (rad).

The total external moments (Nm) acting on the aircraft are defined by (Beard & McLain, 2012)

$$\mathcal{L} = \tau_{roll} + \frac{1}{2} \rho_{air} V_{tas}^2 S_{aero} b \left(C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V_{tas}} p + C_{l_r} \frac{b}{2V_{tas}} r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right) \quad (17)$$

$$\mathcal{M} = \tau_{pitch} - \delta_T d \sin \kappa + \frac{1}{2} \rho_{air} V_{tas}^2 S_{aero} c \left(C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{c}{2V_{tas}} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right) \quad (18)$$

$$\mathcal{N} = \tau_{yaw} + \frac{1}{2} \rho_{air} V_{tas}^2 S_{aero} b \left(C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V_{tas}} p + C_{n_r} \frac{b}{2V_{tas}} r + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right) \quad (19)$$

where the variables $\tau_{roll}, \tau_{pitch}, \tau_{yaw}$ define the roll, pitch, and yaw moments produced by the vertical rotors, while the dimensionless aerodynamic coefficients for the pitch, roll and yaw moments are denoted by C_m, C_l, C_n , respectively. Additionally, d is the distance between the UAV's centre of gravity and the centre of the pusher propeller (m).

According to (Beard & McLain, 2012), the true airspeed (V_{tas}) (m/s), angle of attack (α) (rad) and sideslip angle (β) (rad) can be determined under the conditions $\mathcal{U} > 0$ and $V_{tas} \neq 0$ according to

$$V_{tas} = \sqrt{\mathcal{U}^2 + \mathcal{V}^2 + \mathcal{W}^2} \quad (20)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{\mathcal{W}}{\mathcal{U}} \right) \quad (21)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{\mathcal{V}}{V_{tas}} \right) \quad (22)$$

The thrust and torques produced by the vertical rotors are defined by

$$\underbrace{\begin{bmatrix} F_{T_x} \\ F_{T_y} \\ F_{T_z} \\ \tau_{roll} \\ \tau_{pitch} \\ \tau_{yaw} \end{bmatrix}}_{\tau} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{T_q} & C_{T_q} & C_{T_q} & C_{T_q} & C_{T_q} & C_{T_q} & C_{T_q} & C_{T_q} \\ C_{T_q} l_1 & -C_{T_q} l_1 & -C_{T_q} l_1 & C_{T_q} l_1 & C_{T_q} l_3 & -C_{T_q} l_3 & -C_{T_q} l_3 & C_{T_q} l_3 \\ C_{T_q} l_2 & C_{T_q} l_2 & -C_{T_q} l_2 & -C_{T_q} l_2 & C_{T_q} l_4 & C_{T_q} l_4 & -C_{T_q} l_4 & -C_{T_q} l_4 \\ C_{M_q} & -C_{M_q} & C_{M_q} & -C_{M_q} & C_{M_q} & -C_{M_q} & C_{M_q} & -C_{M_q} \end{bmatrix}}_{B_\Omega} \underbrace{\begin{bmatrix} \Omega_1(t) \\ \vdots \\ \vdots \\ \Omega_8(t) \end{bmatrix}}_{u_p} \quad (23)$$

where the vector u_p denotes the control input to the vertical rotors with its i th component ($\Omega_i(t)$ (rps^2)) defined as

$$\Omega_i(t) = \omega_i(t) \mid \omega_i(t) \mid \quad (24)$$

where ω_i defines the angular rate of the i th rotor, and the matrix B_Ω includes the physical parameters of the vertical rotors, such as thrust and moment coefficients (C_{T_q} and C_{M_q}), as well as the geometry of the

rotor layout. This matrix determines how the desired control actions are translated into specific rotor commands. Note that F_{T_x} and F_{T_y} are assumed to be zero, as there is no force generated by the vertical rotors along the x - or y -axes.

The Model for Cruise Flight

The nonlinear model defined in (1)-(22) is linearised to obtain a model to be used as the basis for the control design. These trimming and linearisation were carried out during cruise flight at an altitude of 1000 m using the *Simulink Linearization Tool* (MathWorks, 2024). The model was also tested in *FlightGear* and operated under the trim conditions obtained from the linearisation process to validate its stability. The integration with *FlightGear* was implemented by the author (for an example of a similar implementation, see (Kulaksız & Hançer, 2022)). The trimmed flight condition is given by the following state and input vectors:

Velocity vector (m/s):

$$\begin{bmatrix} u_0 \\ v_0 \\ w_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 33.76 \\ 0 \\ 0.76 \end{bmatrix} (m/s) \quad (25)$$

Attitude and Angular Rates (deg):

$$\begin{bmatrix} \phi_0 \\ \theta_0 \\ \psi_0 \\ p_0 \\ q_0 \\ r_0 \\ \alpha_0 \\ \beta_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1.29 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1.29 \\ 0 \end{bmatrix} (deg) \quad (26)$$

Trimmed control inputs:

$$\begin{bmatrix} \delta_{e1_0} \\ \delta_{e2_0} \\ \delta_{T_0} \\ \delta_{a1_0} \\ \delta_{a2_0} \\ \delta_{r1_0} \\ \delta_{r2_0} \\ \omega_{1_0} \\ \omega_{2_0} \\ \omega_{3_0} \\ \omega_{4_0} \\ \omega_{5_0} \\ \omega_{6_0} \\ \omega_{7_0} \\ \omega_{8_0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -3.53^\circ \\ -3.53^\circ \\ 12.80 N \\ 0^\circ \\ 0^\circ \\ 0^\circ \\ 0^\circ \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (27)$$

Table 1 presents the original physical parameters of the Aerosonde UAV, as provided in (Beard & McLain, 2012), along with additional parameters required for its modification into an octoplane configuration.

The linearised model exhibited minimal cross-coupling between the lateral and longitudinal state variables. As a result, the state variables were divided into longitudinal and lateral subsystems for control

design. Neglecting the cross-coupling terms:

$$x_{long}(t) = [\theta \quad \alpha \quad V_{tas} \quad q]^T \quad (28)$$

$$x_{lat}(t) = [\phi \quad \beta \quad r \quad p]^T \quad (29)$$

The control inputs for the longitudinal and lateral systems are defined as follows:

$$u_{long}(t) = [\delta_{1_e} \quad \delta_{2_e} \quad \delta_T \quad \Omega_{1_{long}} \quad \Omega_{2_{long}} \quad \Omega_{3_{long}} \quad \Omega_{4_{long}} \quad \Omega_{5_{long}} \quad \Omega_{6_{long}} \quad \Omega_{7_{long}} \quad \Omega_{8_{long}}]^T \quad (30)$$

$$u_{lat}(t) = [\delta_{1_a} \quad \delta_{2_a} \quad \delta_{1_r} \quad \delta_{2_r} \quad \Omega_{1_{lat}} \quad \Omega_{2_{lat}} \quad \Omega_{3_{lat}} \quad \Omega_{4_{lat}} \quad \Omega_{5_{lat}} \quad \Omega_{6_{lat}} \quad \Omega_{7_{lat}} \quad \Omega_{8_{lat}}]^T \quad (31)$$

which correspond to the longitudinal inputs: left and right elevator deflections ($\delta_{1_e}, \delta_{2_e}$) (rad), engine thrust (δ_T) (N), and the squared speeds of the eight vertical rotors ($\Omega_{i_{long}}$) (rps² or rad²/s²); and the lateral inputs: left and right aileron deflections ($\delta_{1_a}, \delta_{2_a}$) (rad), left and right rudder deflections ($\delta_{1_r}, \delta_{2_r}$) (rad), along with the squared speeds of the eight vertical rotors ($\Omega_{i_{lat}}$) (rps²).

Table 1

The physical parameters of the octoplane

Original Param.	Value	Additional Param.	Value
m	13.5 kg	C_{Mq}	$7.5 \times 10^{-7} \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2$
J_x	$0.8244 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$	C_{Tq}	$3.13 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s}^2$
J_y	$1.135 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$	L_{arm1}	1 m
J_z	$1.759 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$	L_{arm2}	1.5811 m
J_{xz}	$0.1204 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$	η_1	45°
S_{aero}	0.55 m ²	η_2	63.4349°
b	2.8956 m	κ	1°
c	0.18994 m	d	0.3226 m
S_{prop}	0.2027 m ²	J_r	$6.0 \times 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
ρ_{air}	1.2682 kg/m ³		

Sliding Mode Control Analysis

In the presence of an actuator fault or failure, the linear systems representing the longitudinal and lateral dynamics can be expressed as (Alwi & Edwards, 2008):

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) - BKu(t) \quad (32)$$

where $K = \text{diag}(k_1, \dots, k_m)$ is the fault matrix, and each k_i satisfies $0 \leq k_i \leq 1$. Specifically, when $k_i = 0$, the i -th actuator is fault-free. On the other hand, if this actuator is subject to a total failure, $k_i = 1$, and $0 < k_i < 1$ corresponds to a partial fault. Following (Alwi & Edwards, 2008), it is assumed that the values of k_i are known (either through a fault detection and isolation (FDI) system or through actuator deflection measurements compared to the demand signal. These measurements are commonly available in aircraft systems). Using this fault information, control inputs can be reallocated among healthy actuators. For this purpose, the actuator effectiveness matrix is defined as $W = \text{diag}(w_1, \dots, w_m)$ where

$$W = I_m - K \quad (33)$$

and I_m is the identity matrix. Based on the control allocation framework in (Alwi & Edwards, 2010), the input matrix B in (32) can be partitioned as:

$$B = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix} \quad (34)$$

where $B_1 \in \mathbb{R}^{(n-l) \times m}$ and $B_2 \in \mathbb{R}^{l \times m}$, with $\text{rank}(B_2) = l < m$.

As discussed in (Alwi & Edwards, 2010), B_2 represents the dominant effect of the control inputs. In contrast, B_1 contains relatively small terms compared to B_2 . Unlike many studies that assume $B_1 = 0$, this study considers $B_1 \neq 0$. It is also assumed that state variables in (32) have been transformed such that $B_2 B_2^T = I_2$.

For CA analysis, define the ‘virtual control signal’ as

$$v(t) = B_2 u(t) \quad (35)$$

where $u(t)$ is

$$u(t) = B_2^\dagger v(t) \quad (36)$$

Here $B_2^\dagger$ is a right pseudo-inverse of B_2 , and is given by

$$B_2^\dagger = W B_2^T (B_2 W B_2^T)^{-1} \quad (37)$$

So that $B_2 B_2^\dagger = I_1$.

Using (36) in (32) yields

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} B_1 B_2^\dagger \\ I_1 \end{bmatrix}}_{B_v} v(t) - \begin{bmatrix} B_1 K B_2^\dagger \\ B_2 K B_2^\dagger \end{bmatrix} v(t) \quad (38)$$

The objective is to design a virtual control $v(t)$ (of lower order than $u(t)$) using SMC as proposed in (Edwards & Spurgeon, 1998).

Here, the switching function is defined as $s(t) = Sx(t)$, and the sliding surface is

$$\mathcal{S} = \{x(t) \in \mathbb{R}^n : Sx(t) = 0\} \quad (39)$$

where $S \in \mathbb{R}^{l \times n}$ and $\det(SB_v) \neq 0$. Since $K = I - W$ the system in (38) can be written as

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + \begin{bmatrix} B_1 W^2 B_2^T (B_2 W B_2^T)^{-1} \\ B_2 W^2 B_2^T (B_2 W B_2^T)^{-1} \end{bmatrix} v(t) \quad (40)$$

Let $\bar{v}(t) = (B_2 W B_2^T)^{-1} v(t)$, then (40) can be written as

$$\dot{x} = Ax(t) + \begin{bmatrix} B_1 B_2^T \\ I \end{bmatrix} \bar{v}(t) - \begin{bmatrix} B_1 (I - W^2) B_2^T \\ B_2 (I - W^2) B_2^T \end{bmatrix} \bar{v} \quad (41)$$

The following coordinate transformation (Edwards & Spurgeon, 1998) is applied to express the system (41) in ‘regular form’

$$x(t) \rightarrow T_r x(t) = \hat{x} \quad (42)$$

where

$$T_r = \begin{bmatrix} I & -B_1 B_2^T \\ 0 & I \end{bmatrix} \quad (43)$$

Substituting (42) and (43) into (41) yields

$$\dot{\hat{x}}(t) = \hat{A} \hat{x}(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} \bar{v}(t) - \begin{bmatrix} B_1 B_2^N (I - W^2) B_2^T \\ B_2 (I - W^2) B_2^T \end{bmatrix} \bar{v}(t) \quad (44)$$

where $\hat{A} = T_r A T_r^{-1}$ and define $B_2^N = (I - B_2^T B_2)$. Since $B_2 B_2^T = I_l$ and $B_2^N B_2^T = (I - B_2^T B_2) B_2^T = 0$, therefore

$$B_1 B_2^N (I - W^2) B_2^T = -B_1 B_2^N W^2 B_2^T \quad (45)$$

Hence, (44) simplifies to:

$$\hat{x}(t) = \hat{A}\hat{x}(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ B_2 W^2 B_2^T \end{bmatrix} \bar{v}(t) - \begin{bmatrix} B_1 B_2^N W^2 B_2^T \\ 0 \end{bmatrix} \bar{v}(t) \quad (46)$$

The last term in (46) becomes zero in the case of fault-free. On the other hand, this term is considered as the unmatched uncertainty when $W \neq I$.

Define an alternative nonsingular scaling of the virtual control signal as

$$\hat{v}(t) = (B_2 W^2 B_2^T) \bar{v}(t) \quad (47)$$

Therefore, (46) can be rewritten as

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{x}}_1(t) \\ \dot{\hat{x}}_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{A}_{11} & \hat{A}_{12} \\ \hat{A}_{21} & \hat{A}_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x}_1(t) \\ \hat{x}_2(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} \hat{v}(t) + \begin{bmatrix} B_1 B_2^N B_2^* \\ 0 \end{bmatrix} \hat{v}(t) \quad (48)$$

where $B_2^* = W^2 B_2^T (B_2 W^2 B_2^T)^{-1}$

Proposition 1:

There exists a finite constant γ_0 , independent of W , for which

$$\|B_2^*\| = \|W^2 B_2^T (B_2 W^2 B_2^T)^{-1}\| < \gamma_0 \quad (49)$$

holds for all $0 < w_i < 1$, provided that $\det(B_2 W^2 B_2^T) \neq 0$

Proof 1: A similar argument to that in (Alwi & Edwards, 2008). ■

Since $B_1 B_2^N B_2^* = 0$ in the absence of faults, the virtual control input $\hat{v}(t)$ can be formulated based on the nominal (fault-free) system, where the last term in (48) vanishes. An appropriate choice for the switching surface in (49) is given by

$$\hat{S} = S T_r^{-1} = [M \quad I_l] \quad (50)$$

where $M \in \mathbb{R}^{l \times (n-l)}$ denotes a design parameter.

Subsequently, a new coordinate transformation is introduced such that $(\hat{x}_1, \hat{x}_2) \rightarrow (\hat{x}_1, s)$, where

$$T_{r^*} = \begin{bmatrix} I & 0 \\ M & I \end{bmatrix} \quad (51)$$

Under this transformation, (48) can be rewritten as

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{x}}_1(t) \\ \dot{s}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{A}_{11} & \bar{A}_{12} \\ \bar{A}_{21} & \bar{A}_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x}_1(t) \\ s(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_1 B_2^N B_2^* \\ I + M B_1 B_2^N B_2^* \end{bmatrix} \hat{v}(t) \quad (52)$$

where

$$\bar{A}_{11} = \hat{A}_{11} - \hat{A}_{12} M \quad (53)$$

and

$$\bar{A}_{21} = M \bar{A}_{11} + \hat{A}_{21} - \hat{A}_{22} M \quad (54)$$

During an ideal sliding motion, $\dot{s}(t) = s(t) = 0$, and the equivalent control input $\hat{v}_{eq}$ required to maintain this sliding condition can be derived from the second row of (52), which is given by

$$\hat{v}_{eq}(t) = -(I + M B_1 B_2^N B_2^*)^{-1} \bar{A}_{21} \hat{x}_1(t) \quad (55)$$

Define the scalar

$$\gamma_1 = \|M B_1 B_2^N\| \quad (56)$$

the following inequality can be derived by combining (49) and (56)

$$\|M B_1 B_2^N B_2^*\| < \|M B_1 B_2^N\| \|B_2^*\| < \gamma_0 \gamma_1 \quad (57)$$

If the pair (A, B_v) is controllable, then the transformed pair $(\hat{A}_{11}, \hat{A}_{12})$ will also remain controllable (Edwards & Spurgeon, 1998). Therefore, this controllability condition enables the selection of M such that the matrix $\hat{A}_{11} - \hat{A}_{12}M$ is stable. Furthermore, if M is selected to ensure that γ_1 , as defined in (56), satisfies the condition $\gamma_0\gamma_1 < 1$, this guarantees the inverse in (55) is well defined for all W .

Substituting (55) into the upper block of (52) yields the reduced-order system that governs the sliding dynamics.

$$\dot{\hat{x}}_1(t) = \bar{A}_{11}\hat{x}_1(t) - B_1B_2^NB_2^*(I + MB_1B_2^NB_2^*)^{-1}\bar{A}_{21}\hat{x}_1(t) \quad (58)$$

In the fault-free case, $W = I$, which implies $B_2^* = B_2^T$, since $B_2B_2^T = I$. Under this condition, the system simplifies as follows:

$$B_2^NB_2^* = (I - B_2^TB_2)B_2^* = (I - B_2^TB_2)B_2^T = 0 \quad (59)$$

and therefore, in the fault-free scenario, the reduced-order system described by (58) simplifies to:

$$\dot{\hat{x}}_1(t) = \bar{A}_{11}\hat{x}_1(t) \quad (60)$$

which represents the nominal fault-free sliding-mode reduced-order system, whose stability is ensured by the appropriate selection of the matrix M . In contrast, in the presence of faults or failures, $W \neq I$ and (58) depends on W . As a result, stability needs to be established under fault or failure conditions.

Stability Analysis

The stability of the sliding mode is determined by the reduced-order system in (58). This stability primarily depends on the matrix $\bar{A}_{11}$, which is ensured by designing the matrix M through standard hyperplane design techniques, under the assumption of a nominal fault-free condition where $W = I$. To evaluate stability under fault or failure conditions (i.e., when $W \neq I$), the small gain theorem (Alwi & Edwards, 2008) is employed. For this purpose, the following transfer function is defined as

$$\bar{G}(s) = \bar{A}_{21}(sI - \bar{A}_{11})^{-1}B_1B_2^N \quad (61)$$

where s denotes the Laplace variable, and $\bar{G}(s)$ is the transfer function matrix. Also, define

$$\gamma_2 = |\bar{G}(s)|_\infty \quad (62)$$

Proposition 2

The closed-loop system remains stable for any value of $0 < w_i \leq 1$ as long as the following condition holds

$$0 \leq \frac{\gamma_2\gamma_0}{1 - \gamma_1\gamma_0} < 1 \quad (63)$$

where the parameters $\gamma_0, \gamma_1, \gamma_2$ are represented by (49), (56) and (62), respectively.

Proof 2: This is similar to the one presented in (Alwi & Edwards, 2008). ■

The coefficients γ_1 and γ_2 depend on the matrix M , and therefore are affected by the design of the sliding surface. However, these coefficients are independent of W . In contrast, the scalar coefficient γ_0 is influenced by W , but not by M .

If $B_1 = 0$, both coefficients γ_1 and γ_2 become zero, ensuring that (63) is satisfied. Moreover, as $\|B_1\| \rightarrow 0$, the scalar term $\frac{\gamma_2\gamma_0}{1 - \gamma_1\gamma_0}$ approaches zero. Therefore, (63) provides a stability check for the closed-loop system in the presence of faults or failures.

Sliding Mode Control Methods

As previously mentioned, the virtual control $\hat{v}(t)$ in (48) is designed under the assumption of a fault-free case ($W = I$). The control law comprises linear and nonlinear parts, represented as follows:

$$\hat{v}(t) = \hat{v}_l(t) + \hat{v}_n(t) \quad (64)$$

where the linear part $\hat{v}_l(t)$ is given by

$$\hat{v}_l(t) = -\hat{A}_{21}\hat{x}_1(t) - \hat{A}_{22}s(t) \quad (65)$$

and the nonlinear part $\hat{v}_n(t)$ is defined as

$$\hat{v}_n(t) = -K(t, x) \frac{s(t)}{\|s(t)\|} \text{ if } s(t) \neq 0 \quad (66)$$

Proposition 3

If the design matrix M is selected such that $\bar{A}_{11} = \hat{A}_{11} - \hat{A}_{12}M$ is stable and satisfies the condition in (63), then the following choice of gain ensures that the sliding motion reaches the surface $\mathcal{S}$ in finite time:

$$K = \frac{\gamma_1 \gamma_0 \|\hat{v}_l(t)\| + \eta}{1 - \gamma_1 \gamma_0} \quad (67)$$

Proof 3: A similar approach to (Alwi & Edwards, 2008) can be used here. ■

The actual control input sent to the actuators is determined by employing $\hat{v}(t)$ from (64)-(66), and using (36), (37) and (47), and $u(t)$ can be written as

$$u(t) = WB_2^T(B_2W^2B_2^T)^{-1}\hat{v}(t) \quad (68)$$

The term $WB_2^T(B_2W^2B_2^T)^{-1}$ in (68) is commonly known as the CA matrix. This matrix distributes the control signals among all actuators and is directly influenced by the actuator effectiveness matrix W .

Design of Controller for Tracking Requirement

Integral action is included to allow tracking of four controlled state variables: true airspeed (V_{tas}) and flight path angle ($\gamma = \theta - \alpha$) by the longitudinal controller, and roll angle (ϕ) and sideslip angle (β) by the lateral controller. The overall structure of the online control allocation (CA) scheme is illustrated in Figure 5. It is assumed that the actuator effectiveness levels are known and provided by the fault detection and isolation (FDI) unit.

A new state variable $x_r(t) \in \mathbb{R}^l$ is defined as

$$\dot{x}_{rc}(t) = r_c(t) - C_c x(t) \quad (69)$$

where C_c is the output matrix that selects the controller state variables and $r_c(t)$ is the filtered demand signal, and is given by

$$\dot{r}(t) = \Gamma_c(r_c(t) - R(t)) \quad (70)$$

Here, Γ_c is a stable design matrix, and $R(t)$ denotes a constant desired reference. Separate C_c matrices are used for the longitudinal and lateral controllers, and are given by

$$C_{c_{long}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, C_{c_{lat}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (71)$$

The system state is then augmented with the new state variables to yield

$$x_a(t) = \begin{bmatrix} x_r(t) \\ x(t) \end{bmatrix} \quad (72)$$

The system in (32) is transformed into the augmented form and becomes

$$\dot{x}_a(t) = A_a x_a(t) + B_a v(t) + B_r r_c(t) \quad (73)$$

where the system matrices are defined as

$$A_a = \begin{bmatrix} 0 & -C_c \\ 0 & A \end{bmatrix}, \quad B_a = \begin{bmatrix} 0 \\ B_v \end{bmatrix}, \quad B_r = \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} \quad (74)$$

The controller aims to induce and maintain a sliding motion along the defined surface

$$S_a = \{x_a \in \mathbb{R}^{n+m} : S_a x_a = 0\} \quad (75)$$

where $S_a \in \mathbb{R}^{l \times (l+n)}$, and the augmented switching function is given by

$$s_a(t) = S_a x_a(t) = [M_a \quad I] x_a(t) \quad (76)$$

and $M_a \in \mathbb{R}^{n \times l}$. The augmented state variables can be partitioned into two components such that

$$x_a(t) = \begin{bmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \end{bmatrix} \quad (77)$$

where $x_1(t) \in \mathbb{R}^n, x_2(t) \in \mathbb{R}^l$. The matrix A_a can be divided into four parts, and represented by

$$A_a = \begin{bmatrix} A_{a11} & A_{a12} \\ A_{a21} & A_{a22} \end{bmatrix} \quad (78)$$

Assuming the controller successfully achieves ideal sliding motion on the designated hyperplane, the resulting reduced-order dynamics can be expressed as

$$\dot{x}_1(t) = (A_{a11} - A_{a12} M_a) x_1(t) + \bar{B}_r r_c(t) \quad (79)$$

where $\bar{B}_r$ is the top n rows of B_r from (74). From (79), the controllability of the matrices A_{a11} and A_{a12} is essential for a stable motion on the sliding surface. According to (Edwards & Spurgeon, 1998), this condition is satisfied if the overall pair (A_a, B_a) is controllable, which is guaranteed and provided the triple (A, B, C) has no invariant zeros at the origin (Alwi & Edwards, 2008).

As previously discussed, the proposed controller for the augmented system is composed of two parts:

$$\hat{v}(t) = \hat{v}_l(t) + \hat{v}_n(t) \quad (80)$$

The discontinuous part is defined as

$$\hat{v}_n(t) = \begin{cases} K \frac{\bar{P}_2 s}{\|\bar{P}_2 s\|} & \text{if } s_a \neq 0 \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (81)$$

and, $\bar{P}_2$ denotes a symmetric positive definite matrix that satisfies the Lyapunov equation

$$\bar{P}_2 \Phi + \Phi^T \bar{P}_2 = -I \quad (82)$$

where $\Phi \in \mathbb{R}^{m \times m}$ represents a stable design matrix.

Note that compared to (66), the terms $\bar{P}_2$ (and therefore Φ in (88)) have been included in (81) for practical implementation. As discussed in (Alwi et al., 2011; Edwards & Spurgeon, 1998), the term Φ accelerates the sliding motion relative to the original formulation in (66).

The linear part of the controller $\hat{v}_l(t)$ in (80) is defined as

$$\hat{v}_l(t) = L x_a(t) + L_r r_c(t) \quad (83)$$

where L and L_r are the feedback gains (Edwards & Spurgeon, 1998), and are given by

$$L = -(S_a A_a - \Phi S_a), \quad L_r = -M_a B_r \quad (84)$$

In this paper, the matrix S_a is determined using a quadratic minimisation approach (Edwards & Spurgeon, 1998; V. I. Utkin, 1979). The symmetric positive definite weighting matrices have been selected as

$$Q_{long} = \text{diag}(1, 5, 10, 10, 1, 2) \quad (85)$$

$$Q_{lat} = \text{diag}(1, 1, 1, 1, 1, 1) \quad (86)$$

and the stable design matrices are selected as

$$\Phi_{long} = \text{diag}(-2, -2) \quad (87)$$

$$\Phi_{lat} = \text{diag}(-2, -2) \quad (88)$$

The poles of the reduced-order sliding motion for both the longitudinal and lateral controllers are as follows:

$$E_{long} = (-0.8474, -1.0002, -1.3556, -3.9481) \quad (89)$$

$$E_{lat} = (-0.7296, -0.8849 \pm 0.5010i, -1.2953) \quad (90)$$

The filter parameters have been specified as

$$\Gamma_{long} = -2.5I_2, \Gamma_{lat} = -2.5I_2 \quad (91)$$

The nonlinear modulation gains are set to

$$K_{long} = 5I_2, K_{lat} = I_2 \quad (92)$$

respectively.

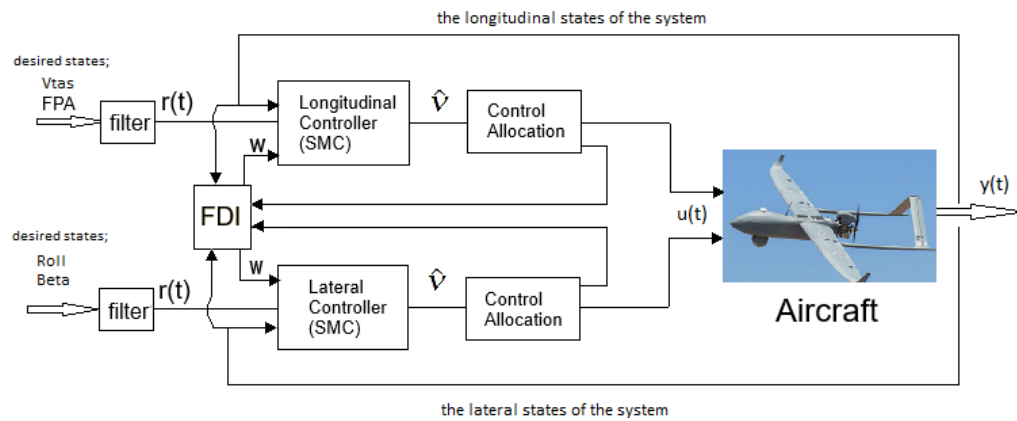
Finally, a sigmoidal approximation (Alwi et al., 2011) has been implemented to smooth the discontinuity in (81) so that

$$\frac{\bar{P}_2 s}{||\bar{P}_2 s|| + \delta_a} \quad (93)$$

where $\delta_a = 0.01$, $\bar{P}_2 = I_2$ have been selected for both the longitudinal and lateral controllers.

Figure 5

The general controller diagram of the aircraft



Stability Analysis for Design

The norms of B_1 and B_2 matrices (the partition of B matrices, as discussed in (34)) for the longitudinal and lateral axes are given by

$$||B_{2_{long}}|| = 1, ||B_{2_{lat}}|| = 1, ||B_{1_{long}}|| = 0.1946, ||B_{1_{lat}}|| = 0.0919 \quad (94)$$

As seen in (94), B_2 matrices for both the lateral and longitudinal axes have a significantly greater influence on the control input compared to B_1 .

The controller is designed based on the fault-free case in (48). To guarantee its stability under fault or failure conditions, a stability analysis is performed to ensure that conditions (49) and (63) are satisfied. First, γ_0 from (49) needs to be computed for all potential fault or failure cases. It is considered that there are no redundant actuators for controlling V_{tas} , and the propeller is assumed to be failure-free (e.g. $0 < \omega_{\delta_r} \leq 1$). Additional redundancies exist from the control surfaces (ailerons, elevators, rudders) and the eight vertical rotors for controlling flight path angle (FPA), roll, and sideslip. For FPA control, either the elevators alone or two vertical rotors (one front, one rear) suffice in fault/failure scenarios. In case of a forward propeller failure, the aircraft can temporarily maintain controlled flight by pitching nose-down and using gravity to achieve an airspeed of approximately 10 m/s. However, this study focuses specifically on steady-state cruise conditions at speeds exceeding 30 m/s, where gravity-assisted compensation alone would be insufficient. For roll control, either the ailerons or two of the vertical rotors (one from the left side and one from the right) are adequate to provide the desired motion about the roll axis. For sideslip control, either the rudders or two of the vertical rotors (one clockwise and one counterclockwise) are sufficient to maintain directional stability.

Under the stated assumptions, it can be established that $\det(B_2WB_2^T) \neq 0$ for both axes and therefore $B_2WB_2^T$ retains full rank. A numerical search yields

$$\gamma_{0_{long}} = 1.4142, \text{ and } \gamma_{0_{lat}} = 1.4142 \quad (95)$$

Using (56) yields

$$\gamma_{1_{long}} = 1.6712 \times 10^{-7}, \text{ and } \gamma_{1_{lat}} = 2.9875 \times 10^{-9} \quad (96)$$

and therefore,

$$\gamma_{0_{long}}\gamma_{1_{long}} = 2.3634 \times 10^{-7} < 1, \text{ and } \gamma_{0_{lat}}\gamma_{1_{lat}} = 2.9875 \times 10^{-9} < 1 \quad (97)$$

These results indicate that the requirements of *Proposition 2* are satisfied. Furthermore, for the chosen sliding surface, analysis reveals that

$$\|\bar{G}_{long}(s)\| < \gamma_{2_{long}} = 0.2084 \times 10^{-5} \quad (98)$$

and

$$\|\bar{G}_{lat}(s)\| < \gamma_{2_{lat}} = 2.3188 \times 10^{-7} \quad (99)$$

Therefore, from (63)

$$\frac{\gamma_{2_{long}}\gamma_{0_{long}}}{1 - \gamma_{1_{long}}\gamma_{0_{long}}} < 2.9484 \times 10^{-5} < 1 \quad (100)$$

and

$$\frac{\gamma_{2_{lat}}\gamma_{0_{lat}}}{1 - \gamma_{1_{lat}}\gamma_{0_{lat}}} < 3.2792 \times 10^{-7} < 1 \quad (101)$$

which confirms that the closed-loop systems remain stable under all potential actuator fault or failure scenarios.

Results

The results in this section are based on the nonlinear model (1-10) implemented in SIMULINK using the ODE14X solver with a step size of 0.01 seconds. To evaluate the effectiveness of the proposed method, four scenarios were tested, including one fault-free case and three fault/failure cases, as outlined

in Table 2 and Table 3. This paper focuses on cruise mode and evaluates performance in terms of desired lateral and longitudinal tracking. Identical manoeuvres are executed across all scenarios to provide comparison. In fault-free conditions, control is primarily achieved using standard control surfaces (aileron, elevator, rudder). In fault/failure cases (test cases 2–4), vertical rotors, typically used for VTOL, are utilised to maintain tracking performance as shown in the fault-free case. The simulation results show that the proposed scheme maintains tracking performance within $\pm 1\%$ error under the fault-free case. Even in fault and failure cases, the method achieves more than 95% tracking performance, exhibiting only minor degradation compared to the nominal case. In addition, the coupling effects between longitudinal and lateral states (e.g., roll and flight path angle) are negligible.

Fault-free Scenario

Figure 6-7 indicates the results under nominal conditions with all actuators functioning. Figures 6a-b demonstrate good tracking performance for longitudinal and lateral states. The simulation begins with a 25° roll manoeuvre lasting 20 seconds, maintaining near-zero sideslip, followed by a 3 m/s change in V_{tas} at 40 seconds and a 12.5° FPA change from 70 to 90 seconds. Figure 6b reveals minor roll-sideslip coupling. As shown in Figure 7, the control surfaces are more active than the vertical rotors during nominal flight.

Table 2

Test cases: control surface effectiveness levels w_i

No	Cases	δ_{e_1}	δ_{e_2}	δ_T	δ_{a_1}	δ_{a_2}	δ_{r_1}	δ_{r_2}
1	Fault-free	1	1	1	1	1	1	1
2	Faults/failures	0.5	0	1	0.5	0	0.5	0
3	Only elevator fails	0	0	1	1	1	1	1
4	Aileron and Rudder fail	1	1	1	0	0	0	0

Table 3

Test cases: vertical rotors effectiveness levels w_i

No	Cases	Ω_1	Ω_2	Ω_3	Ω_4	Ω_5	Ω_6	Ω_7	Ω_8
1	Fault-free	1	1	1	1	1	1	1	1
2	Faults/failures	0	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0	0.5
3	Only elevator fails	1	1	1	1	1	1	1	1
4	Aileron and Rudder fail	1	1	1	1	1	1	1	1

Faults/failures scenario

This scenario involves faults/failures across all control inputs, as detailed in Case 2 (Tables 2-3). One elevator, one aileron, one rudder, rotor 1, and rotor 7 have completely failed, while the remaining inputs operate at 50% effectiveness. The input signals are shown in Figure 9. Despite the faults and failures, Figures 8a-8b show minimal tracking degradation, and Figure 9b confirms that sliding remains near zero, demonstrating the robustness of the proposed scheme.

Only the elevator fails

This scenario refers to case 3 in Tables 2-3, where both elevators have failed while all other actuators remain healthy. As shown in Figures 10a and 10b, the demanded command can still be executed smoothly by reallocating control signals to the vertical rotors, as seen in Figure 11b. Figure 10c shows that the switching functions are close to zero, indicating a sliding motion is retained despite

the elevator failure.

Aileron and Rudder Fail

This scenario, corresponding to case 4 in Tables 2-3, tests failures in the lateral control surfaces (ailerons and rudder). Despite these failures, Figures 12a and 12b show that good tracking performance is maintained employing the eight vertical rotors. As illustrated in Figure 13a, the aileron and rudder deflections are zero, and the control signals are effectively redistributed to the vertical rotors, which are more active than in the fault-free case. The switching function in Figure 13b remains close to zero, indicating that the sliding motion is maintained.

Figure 6

Fault-free case – Longitudinal and lateral state variables and switching functions

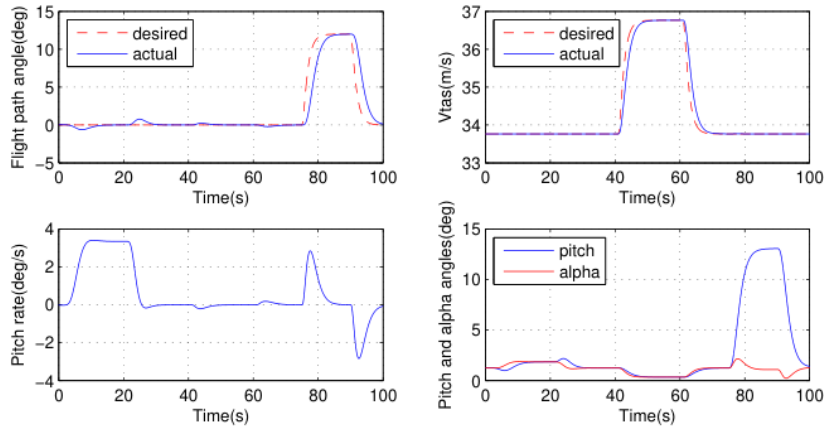


Figure 6 a) Longitudinal state variables

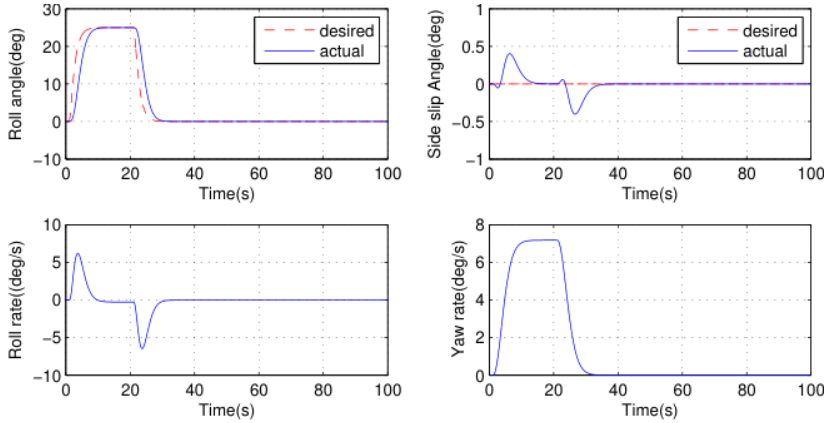


Figure 6 b) Lateral state variables

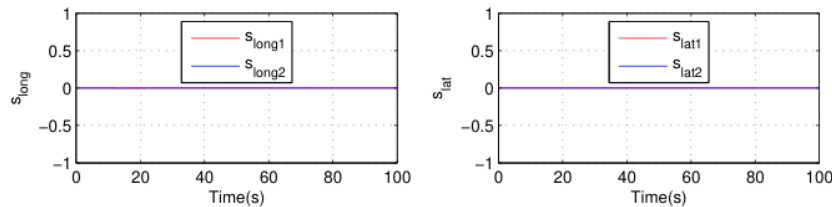


Figure 6 c) Switching functions

Figure 7

Fault-free case – Control surfaces and vertical rotors

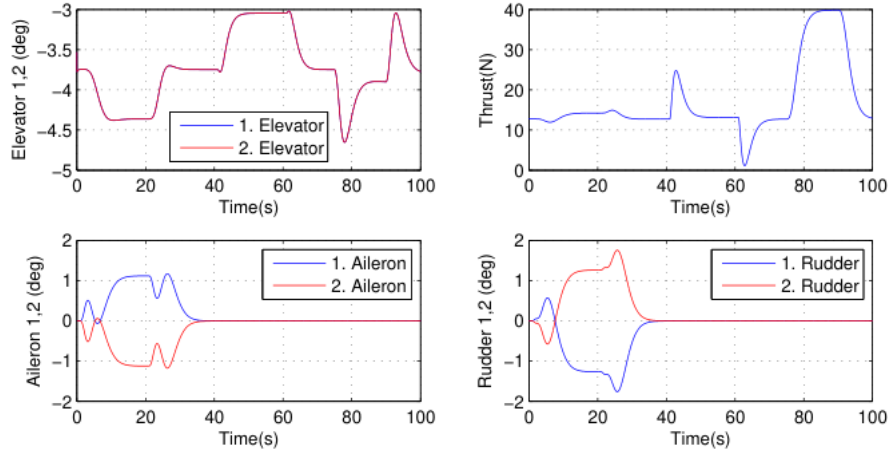


Figure 7 a) Control surfaces

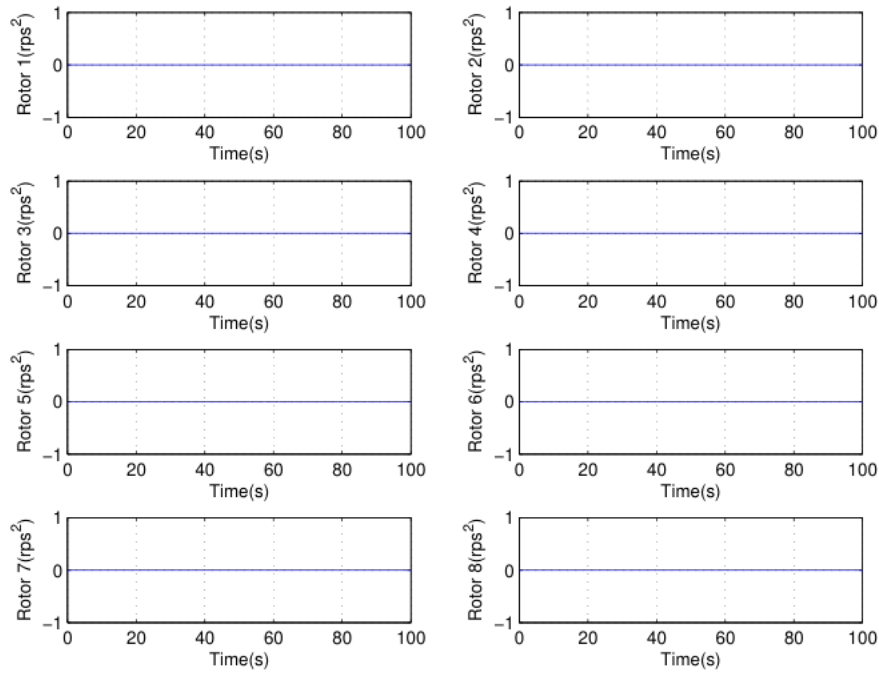


Figure 7 b) Vertical rotors

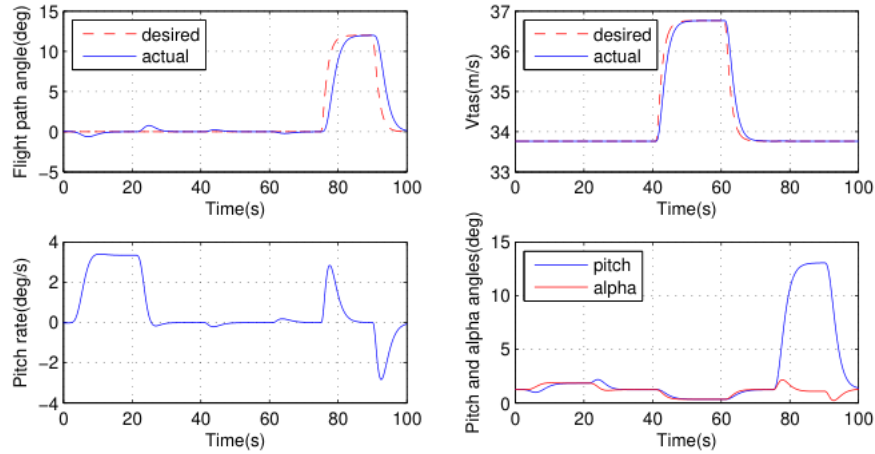
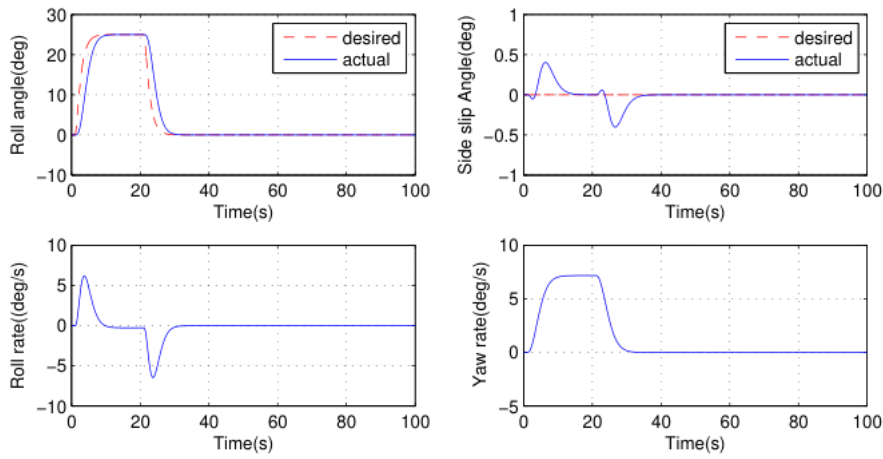
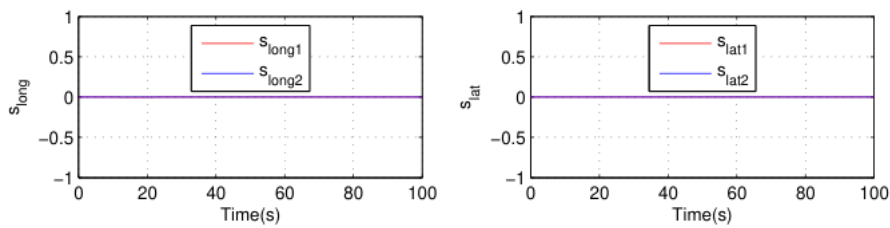
Figure 8*Faults-failures case - Longitudinal and lateral state variables and switching functions**Figure 8 a) - Longitudinal state variables**Figure 8 b) Lateral state variables**Figure 8 c) Switching functions*

Figure 9

Faults-failures case – Control surfaces and vertical rotors

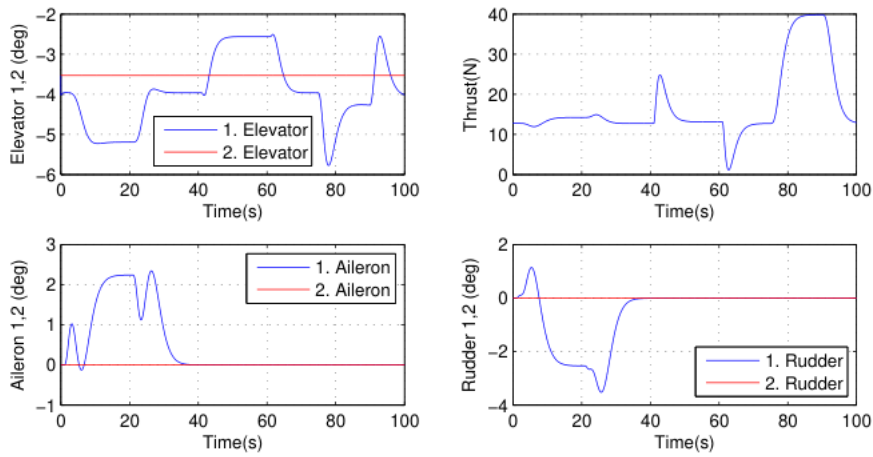


Figure 9 a) Control surfaces

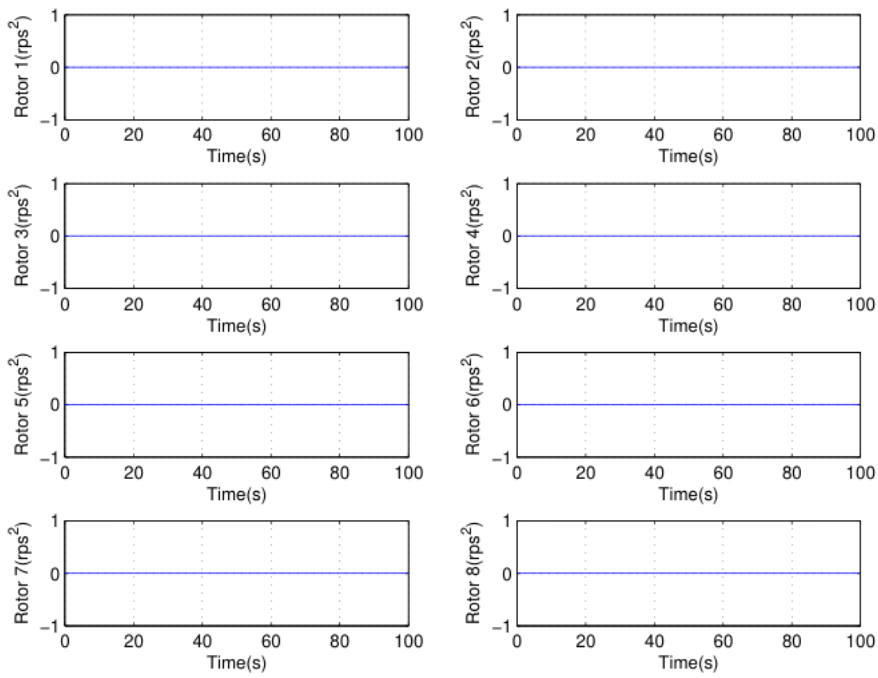


Figure 9 b) Vertical rotors

Figure 10

Only elevator fails - Longitudinal and lateral state variables and switching functions.

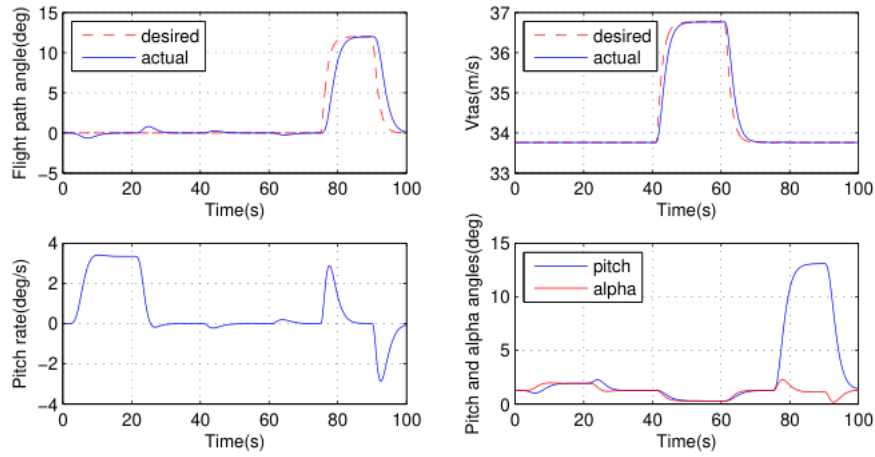


Figure 10 a) Longitudinal state variables

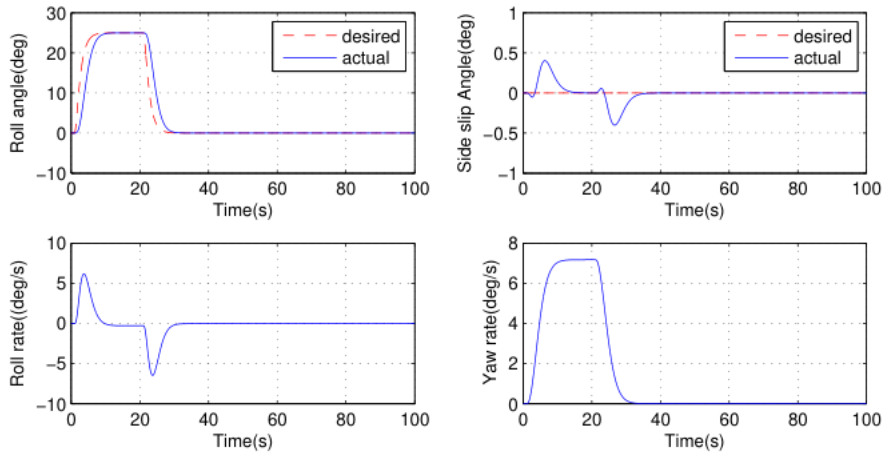


Figure 10 b) Lateral state variables

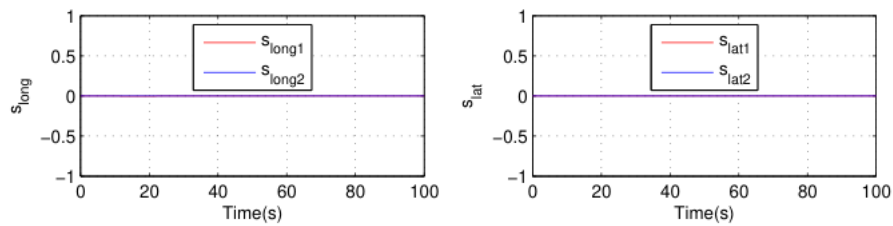


Figure 10 c) Switching functions

Figure 11

Only elevator fails - Control surfaces and vertical rotors

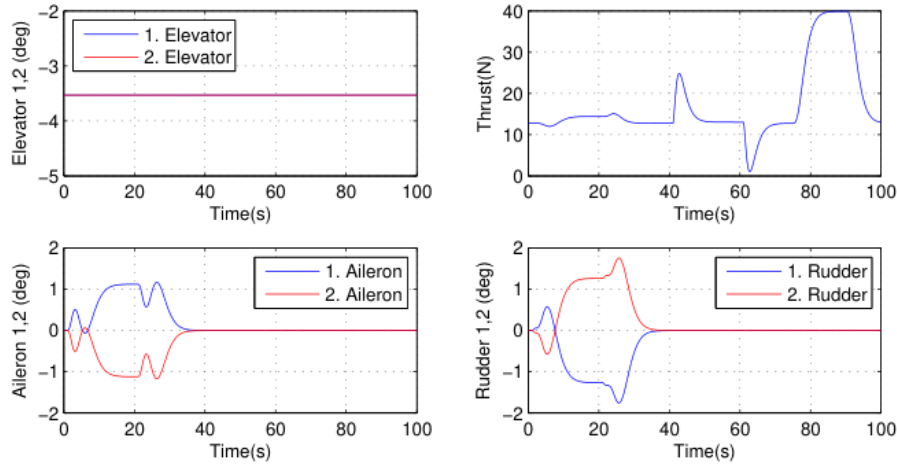


Figure 11 a) Control surfaces

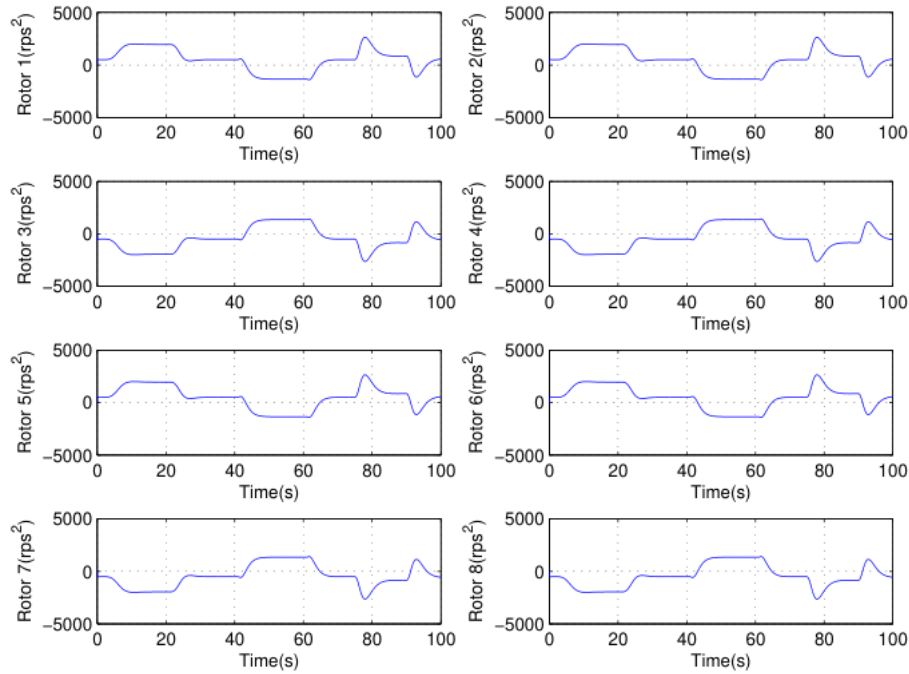


Figure 11 b) Vertical rotors

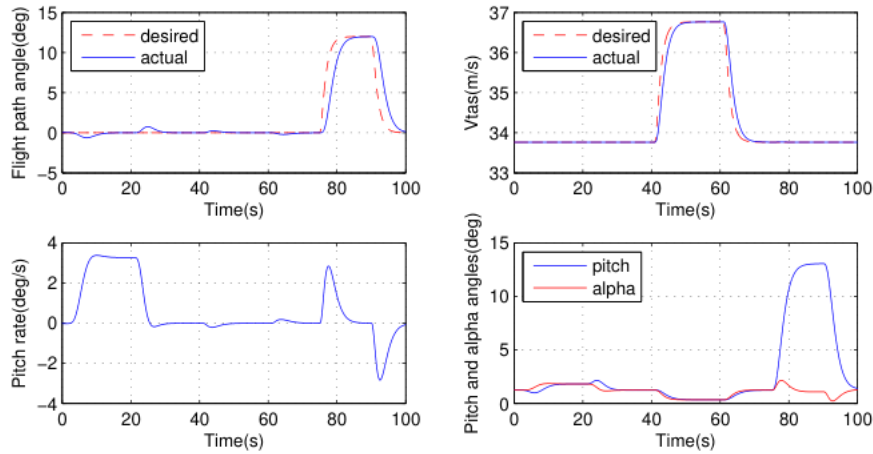
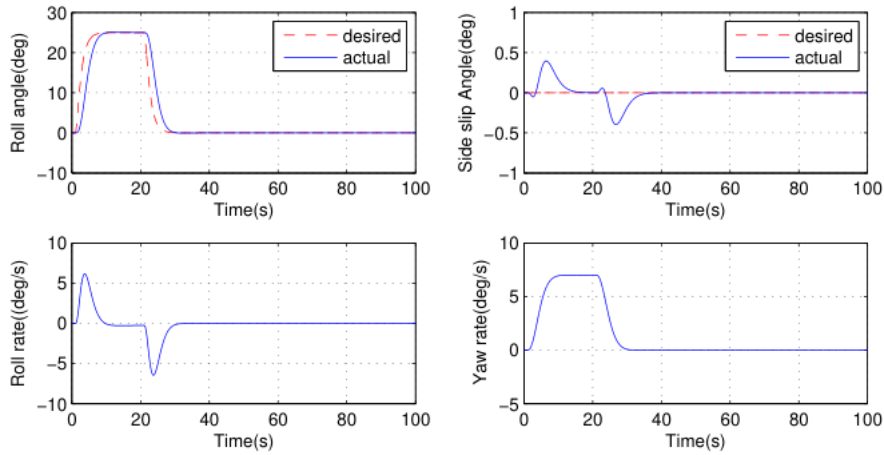
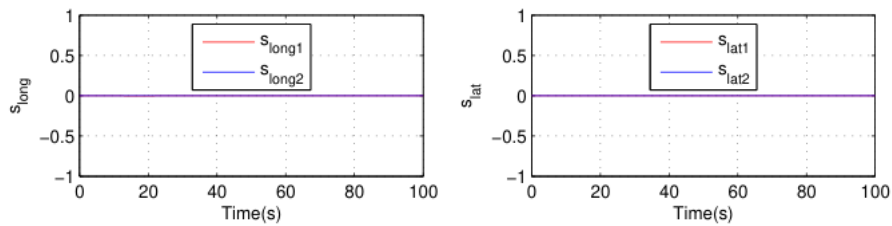
Figure 12*Aileron and Rudder Fails - Longitudinal and lateral state variables and switching functions**Figure 12 a) Longitudinal state variables**Figure 12 b) Lateral state variables**Figure 12 c) Switching functions*

Figure 13

Aileron and Rudder Fails - Control surfaces and vertical rotors

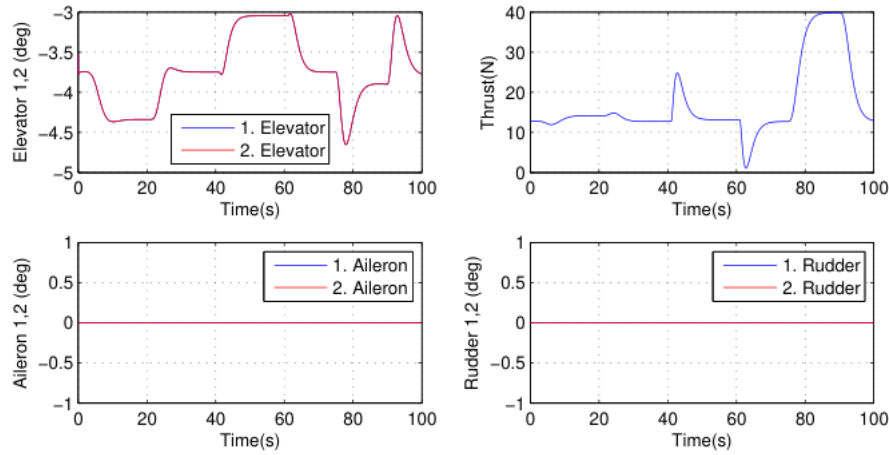


Figure 13 a) Control surfaces

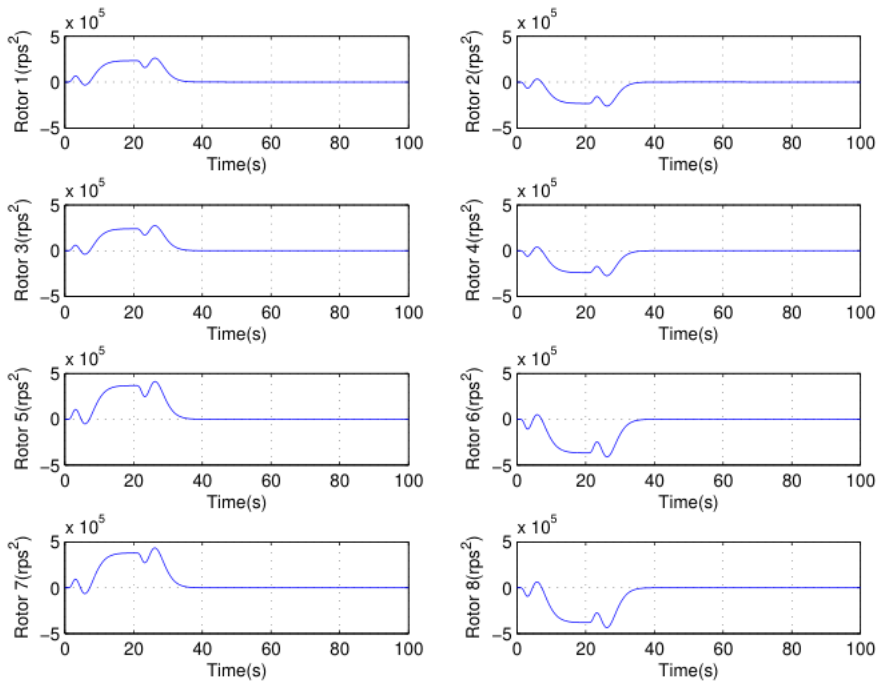


Figure 13 b) Vertical rotors

Conclusion

This study proposes an SMC-based FTC scheme for an octoplane during cruise flight, exploiting the robustness of SMC and actuator redundancy from the control surfaces and eight vertical rotors. The CA redistributes control signals in the event of total actuator faults or failures, without requiring controller reconfiguration. Controllers are designed for both longitudinal (flight path angle and true airspeed) and lateral (roll and sideslip angles) dynamics. Four simulation scenarios, including fault-free and various failure/fault cases, show minimal tracking performance degradation, demonstrating the scheme's effectiveness.

Ethical Statement

This study is derived from the doctoral thesis titled “*Fault Tolerant Control of Octoplane UAVs using Sliding Mode Control Techniques*”, submitted in 2024 under the supervision of Prof. Halim Alwi.

Author Contributions

Research Design (CRedit 1): Author 1 (60%) – Author 2 (20%) – Author 3 (20%)

Data Collection (CRedit 2): Author 1 (80%) – Author 2 (10%) – Author 3 (10%)

Research – Data Analysis – Validation (CRedit 3-4-6-11): Author 1 (70%) – Author 2 (15%) – Author 3 (15%)

Manuscript Writing (CRedit 12-13): Author 1 (80%) – Author 2 (10%) – Author 3 (10%)

Text Editing and Improvement (CRedit 14): Author 1 (70%) – Author 2 (15%) – Author 3 (15%)

Funding

This research was made possible by financial support from the Republic of Türkiye's Ministry of National Education Scholarship (MoNE-1416).

REFERENCES

- Alwi, H., & Edwards, C. (2008). Fault tolerant control using sliding modes with on-line control allocation. *Automatica*, 44(7), 1859–1866. <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2007.10.034>
- Alwi, H., & Edwards, C. (2010). Fault Tolerant Control Using Sliding Modes with On-Line Control Allocation. In C. Edwards, T. Lombaerts, & H. Smaili (Eds.), *Fault Tolerant Flight Control: A Benchmark Challenge* (pp. 247–272). Springer Berlin Heidelberg. https://doi.org/10.1007/978-3-642-11690-2_8
- Alwi, H., Edwards, C., & Tan, C. P. (2011). *Fault Detection and Fault Tolerant Control Using Sliding Modes*. Springer-Verlag Berlin. <https://doi.org/10.1007/978-0-85729-650-4>
- Anon. (2018). *Amrita Unmanned Aerial Systems*. <https://ammachilabs.org/amrita-unmanned-aerial-systems/>
- Anon. (2019). *Saving Lives One Drone Delivery at a Time*. <https://lot.dhl.com/saving-lives-one-drone-delivery-at-a-time>
- Anon. (2023). *Wing and FinnHEMS safely share the sky*. <https://blog.wing.com/2023/07/wing-and-finnhems-safely-share-sky.html>
- Beard, R. W., & McLain, T. W. (2012). *Small Unmanned Aircraft Theory and Practice*. Princeton University Press.
- Bothge, L. (2022). *Meet the V.MO – Volkswagen Group China unveils state-of-the-art passenger drone prototype*. <https://www.volkswagen-newsroom.com/en/press-releases/meet-the-vmo-volkswagen-group-china-unveils-state-of-the-art-passenger-drone-prototype-15116>

- Cai, J., & Lovera, M. (2024). Passive Fault Tolerant Control of a Dual-System UAV in Transition Flight. *ICAS PROCEEDINGS*, 1–14.
- Dağ., T., Ünler, T., & Uyaner, M. (2023). Elektrikli İnsansız Hava Aracının Maksimum Menzil Hesabı. *Aerospace Research Letters (ASREL)*, 2(1), 10–18.
- Ducard, G. J. J., & Allenspach, M. (2021). Review of designs and flight control techniques of hybrid and convertible VTOL UAVs. *Aerospace Science and Technology*, 118, 107035.
<https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107035>
- Edwards, C., & Spurgeon, S. (1998). *Sliding Mode Control*. CRC Press.
<https://doi.org/10.1201/9781498701822>
- Gu, H., Lyu, X., Li, Z., Shen, S., & Zhang, F. (2017). Development and experimental verification of a hybrid vertical take-off and landing (VTOL) unmanned aerial vehicle(UAV). 2017 *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 160–169.
<https://doi.org/10.1109/ICUAS.2017.7991420>
- Heredia, G., Duran, A., & Ollero, A. (2012). Modeling and Simulation of the HADA Reconfigurable UAV. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 65, 115–122. <https://doi.org/10.1007/s10846-011-9561-9>
- Honda Motor Co., Ltd. (2022). *eVTOL Gas Turbine Hybrid System*.
https://global.honda/en/tech/eVTOL_gas_turbine_hybrid_system/
- Ijaz, S., Javaid, U., Nasr, A., & Sun, D. (2024). Fault-Tolerant Control of Hybrid UAV Using Weighted Control Allocation Scheme. 2024 *American Control Conference (ACC)*, 4687–4692. <https://doi.org/10.23919/ACC60939.2024.10644250>
- Khattab, A., Mizrak, I., & Alwi, H. (2024). Fault tolerant control of an octorotor UAV using sliding mode for applications in challenging environments. *Annual Reviews in Control*, 57, 100952.
<https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2024.100952>
- Köprücü, S., & Öztürk, M. (2024). Comparison of PID Coefficients Determination Methods for Aircraft Pitch Angle Control. *Aerospace Research Letters (ASREL)*, 3(1), 15–26.
<https://doi.org/10.56753/ASREL.2024.3.5>
- Kringeland, T. (2019). *Modelling and Control of a Vertical Take-Off and Landing Fixed-Wing*

- Unmanned Aerial Vehicle* [Master's Thesis]. University Of Oslo.
- Kulaksız, N., & Hançer, M. (2022). Hava Aracı için Simulink-FlightGear Ortamlarında Uçuş Testlerinin Gerçeklenmesi ve Aerodinamik Etkilerin Stabilité/Gövde Eksenlerinde Karşılaştırılması. *Aerospace Research Letters (ASREL)*, 1(2), 69–83.
<https://dx.doi.org/10.56753/ASREL.2022.2.1>
- MathWorks. (2024). *MATLAB & SIMULINK User's Guide R2024b*.
- Mizrak, I., Alwi, H., & Edwards, C. (2021). Fault Tolerant Control of an Octoplane UAV Using Sliding Modes. *5th International Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol)*, 121–126. <https://doi.org/10.1109/SysTol52990.2021.9595155>
- Mohsan, S. A. H., Khan, M. A., Noor, F., Ullah, I., & Alsharif, M. H. (2022). Towards the Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Comprehensive Review. *Drones*, 6(6).
<https://doi.org/10.3390/drones6060147>
- Munasinghe, R., & Gunarathna, J. (2018). Development of a Quad-rotor Fixed-wing Hybrid Unmanned Aerial Vehicle. *2018 Moratuwa Engineering Research Conference (MERCon)*, 72–77. <https://doi.org/10.1109/MERCon.2018.8421941>
- Murphy, P. C., Buning, P. G., & Simmons, B. M. (n.d.). Rapid Aero Modeling for Urban Air Mobility Aircraft in Computational Experiments. In *AIAA Scitech 2021 Forum*.
<https://doi.org/10.2514/6.2021-1002>
- Pocock, C. (2012). *Rheinmetall Shows New Hybrid UAV*. <https://www.ainonline.com/aviation-news/defense/2012-09-21/rheinmetall-shows-new-hybrid-uav>
- Prochazka, K. F., Ritz, T., & Eduardo, H. (2019). Over-Actuation Analysis and Fault-Tolerant Control of a Hybrid Unmanned Aerial Vehicle. *5th CEAS Conference on Guidance, Navigation and Control*.
- Sadeghzadeh, I. (2015). *Fault Tolerant Flight Control of Unmanned Aerial Vehicles*. PhD Thesis [PhD's Thesis]. Concordia University.
- Sadeghzadeh, I., & Zhang, Y. (2011). A Review on Fault-Tolerant Control for Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). *Infotech@Aerospace 2011*. <https://doi.org/10.2514/6.2011-1472>
- Saeed, A. S., Younes, A. B., Cai, C., & Cai, G. (2018). A survey of hybrid Unmanned Aerial Vehicles.

- Progress in Aerospace Sciences*, 98, 95. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.03.007>
- Saeed, A. S., Younes, A. B., Islam, S., Dias, J., Seneviratne, L., & Cai, G. (2015). A Review on the Platform Design, Dynamic Modeling and Control of Hybrid UAVs. *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*.
<https://doi.org/10.1109/ICUAS.2015.7152365>
- Team, T. S. P. R. (2022). *Textron Systems' Aerosonde UAS Begins Operations for Nigeria*.
<https://www.textronsystems.com/our-company/news-events/articles/press-release/textron-systems-aerosonde-uas-begins-operations>
- Technologies, B. (2024). *Bayraktar kalkan VTOL*. <https://baykartech.com/en/uav/bayraktar-diha/>
- V. I. Utkin, K. D. Y. (1979). Methods for construction of discontinuity planes in multidimensional variable structure systems. *Autom. Remote Control*, 39(10), 1466–1470.
- Varlık, A., & Erdönmez, M. (2020). Yapılaşmış Alanlarda İnsansız Hava Araçları ile Eğik Resim Fotogrametrisi Uygulaması. *Necmettin Erbakan University Journal of Science and Engineering*, 2(2), 1–11. <https://dx.doi.org/10.47112/neufmbd.2020.1>
- Wisk. (2024). *Generations 4 and 5*. <https://wisk.aero/generations/>
- Yu, S., & Kwon, Y. (2017). Development of VTOL Drone for Stable Transit Flight. *Journal of Computer and Communications*, 5, 66–43. <https://doi.org/10.4236/jcc.2017.57004>
- Zhou, L., Si, C., & Wu, Y. (2023, January). Linear Parameter-Varying Control for a Hybrid Unmanned Aerial Vehicle. *AIAA SCITECH 2023 Forum*. <https://doi.org/10.2514/6.2023-1046>

Dynamic Analysis of the NREL/MIT Tension Leg Platform in OpenFAST

Muhammed UCAR¹  Nebi OZDONER^{2*} 

Necmettin Erbakan University, Engineering Faculty, Civil Engineering Department, Konya, Türkiye

Article Info

Received:
Accepted:
Published:

Keywords:
Floating Wind Turbines,
Tension Leg Platform,
Dynamic Analysis.

ABSTRACT

This study presents the dynamic analysis of the NREL/MIT tension leg platform (TLP) supporting the NREL 5-MW wind turbine using OpenFAST. The simulations represent environmental conditions specific to the Kiyıköy region in the western Black Sea. Selected Design Load Cases (DLCs) cover both response characterization and extreme sea states defined by IEC guidelines. The platform hydrodynamics are modeled using first-order potential-flow theory to capture primary motions and tendon tensions efficiently. Viscous and second-order effects are excluded to emphasize computational performance. Simulation durations are selected to allow consistent comparison. A computational cost assessment is also conducted. Results show that OpenFAST produces stable and realistic platform responses across all conditions while maintaining low computational demand. The study confirms the capability of time-efficient modeling for preliminary assessments of floating wind turbines in regional environments such as Kiyıköy.

NREL/MIT Gergi Ayaklı Platformunun OpenFAST'ta Dinamik Analizi

Makale Bilgisi

Geliş Tarihi:
Kabul Tarihi:
Yayın Tarihi:

Anahtar Kelimeler:
Denizüstü Rüzgar Türbinleri,
Gergi Ayaklı Platformlar,
Dinamik Analiz.

ÖZET

Bu çalışma, NREL 5-MW rüzgar türbinini destekleyen NREL/MIT gergi ayaklı platformun (TLP) dinamik analizini OpenFAST kullanarak sunmaktadır. Simülasyonlar, Batı Karadeniz'deki Kiyıköy bölgesine özgü çevresel koşulları temsil etmektedir. Seçili Tasarım Yük Durumları (DLC'ler), IEC yönergeleri tarafından tanımlanan hem platform tepki karakteristiği tanımlayıcı hem de aşırı deniz durumlarını kapsamaktadır. Platform hidrodinamiği, birincil hareketleri ve tendon gerilimlerini verimli bir şekilde yakalamak için birinci dereceden potansiyel akış teorisi kullanılarak modellenmiştir. Hesaplama performansını vurgulamak için viskoz ve ikinci dereceden etkiler hariç tutulmuştur. Simülasyon süreleri tutarlı değerlendirmeye uygun seçilmiştir. Ayrıca bir hesaplama maliyeti değerlendirmesi de yürütülmüştür. Sonuçlar, OpenFAST'ın düşük hesaplama talebini korurken tüm koşullarda kararlı ve gerçekçi platform tepkileri ürettiğini göstermektedir. Çalışma, Kiyıköy gibi bölgesel ortamlarda yüzen rüzgar türbinlerinin ön değerlendirmeleri için zaman açısından verimli modelleme yeteneğini doğrulamaktadır.

Bu makaleye atıfta bulunmak için:

Ucar, M., & Ozdoner, N. (2025). Dynamic analysis of the NREL/MIT tension leg platform in OpenFAST. *Aerospace Research Letters (ASREL)*, 4(2), 252-266.

*Sorumlu Yazar: Nebi Ozdoner, nozdoner@erbakan.edu.tr



This article is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

INTRODUCTION

Floating wind turbine (FWT) technology enables renewable energy harvesting in deep waters where fixed-bottom foundations are not feasible. Various platform types have been developed, including spar-buoy, semi-submersible, and tension leg platforms (TLPs), each offering distinct stability and cost characteristics. Among them, TLPs provide high stiffness and small motion amplitudes due to their pretensioned mooring lines, making them suitable for large turbines and challenging environments (Oguz et al., 2018; Hmedi et al., 2022).

Recent studies have highlighted the increasing potential of the Turkish coastal zones for floating wind deployment. Caceoglu et al. (2022) identified the Kırıkköy region in the western Black Sea as one of the most promising locations for offshore wind development. Motivated by this, Ucar et al. (2025a) conducted a design-oriented feasibility study of a site-specific TLP concept. Ucar et al. (2025b) extended this work by evaluating the fatigue life of different concepts under long-term environmental conditions. The doctoral research of Ucar (2025) provides an interlinked approach combining hydrodynamics, fatigue assessment, and capacity-factor estimation.

Accurate modeling of floating wind platforms requires balancing fidelity and computational cost. High-fidelity computational fluid dynamics (CFD) models are used in diverse fluid flow solutions (Kumcu & Ucar, 2017; 2019; 2020; Kaya, 2019). The CFD approach provides high-fidelity flow resolution but demands substantial computational resources (Ucar & Kumcu, 2018; Savci et al., 2023; Ismayilli & Buker, 2024). Conversely, coupled aero-hydro-servo-elastic tools such as FAST (Fatigue, Aerodynamics, Structures, and Turbulence) and its successor OpenFAST (NREL, 2025) offer computationally efficient simulations with multi-fidelity. These codes have been validated with experimental and numerical studies (Oguz et al., 2018; Ucar et al., 2022; 2025c) and widely applied for coupled dynamics and fatigue analyses of various floating wind turbine systems (Ucar et al., 2025b; 2025c; Putra et al., 2023). Parallel computational advances have further increased the feasibility of such multi-fidelity simulations on modern high-performance computing clusters (Putra et al., 2024; 2025). For regional-scale assessments, this balance between efficiency and fidelity is crucial to explore multiple environmental scenarios at reasonable computational expense.

Building on this context, the present study performs a dynamic analysis of the NREL/MIT TLP supporting the NREL 5-MW reference wind turbine (RWT) under environmental conditions representative of the Kırıkköy region. The objective is to characterize the platform motions, mooring loads, and associated computational effort across representative Design Load Cases (DLCs) using the coupled OpenFAST environment. The results provide an informative basis for early-stage feasibility evaluations of floating wind concepts in the Black Sea region.

MODEL DESCRIPTION

The FWT platform used in this study was originally developed by Tracy (2007) at Massachusetts Institute of Technology (MIT), and its spoke length was readjusted by Matha (2010) from NREL to prevent the platform from pitch mode resonance. Therefore, it is named after NREL/MIT TLP.

NREL/MIT TLP supports the National Renewable Energy Laboratory (NREL) 5-MW Reference Wind Turbine. The RWT model enables reproducible comparisons between diverse concepts, including floating (Ucar et al., 2022; 2025c) and onshore units (Buyukzeren et al., 2024). Its key parameters, including rotor diameter, rated power, hub height, and mass distribution, are summarized in Table 1. The aerodynamic and control properties follow the original baseline controller developed by NREL for variable-speed, pitch-to-feather operation.

Table 1

NREL's 5 MW baseline turbine properties (Jonkman et al., 2009)

Property	Specification
Rated power	5 MW
Rotor orientation & configuration	Upwind, three blades, 61.5 m length
Rotor diameter, hub diameter & hub height	126 m, 3 m, 90 m
Wind speed: Cut-in, Rated, Cut-out	3 m/s, 11.4 m/s, 25 m/s
Cut-in rotor speed, Rated rotor speed	6.9 rpm, 12.1 rpm
Rated tip-speed	80 m/s
Overhang, Shaft tilt, Precone	5 m, 5°, 2.5°
Rotor mass	110,000 kg
Nacelle mass	240,000 kg
Tower mass	347,460 kg
CM location	-0.2 m, 0.0 m, 64.0 m
Control system	Variable-speed generator torque & collective active pitch (PI)

NREL/MIT TLP is shown in Figure 1, and its features are given in Table 2. The platform consists of a central column connected to four outer columns through four pontoons, each connected to two mooring lines providing restoring stiffness. While the main restoring mechanism is mooring, a concrete ballasting of 12.6 m is used for the platform, having a draft of 47.89 m. Therefore, the platform center of mass (CM) is located 40.61 m below the still water line (SWL).

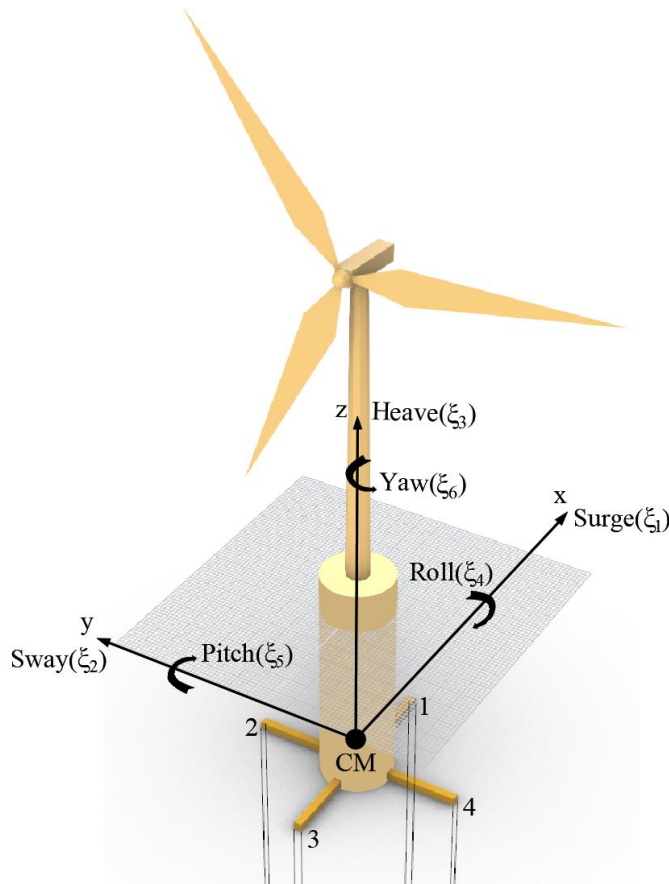
Table 2

NREL/MIT TLP properties

Properties	Value
Platform diameter	18 m
Platform draft	47.89 m
Water depth	200 m
Mooring system spreading angle	90°
Average mooring system tension per line	3,931 kN
Concrete (ballast) mass	8,216 tons
Concrete height (from the platform bottom)	12.6 m
Total displacement	12,187 tons
Number of mooring lines	8
Fairlead distance from the center	27 m
Unstretched mooring-line length	151.73 m
Line diameter	0.127 m
Line mass per unit length	116.03 kg/m
Line extensional stiffness	1,500 MN
Average steel density	7850 kg/m
Average concrete density	2562.5 kg/m
Steel wall thickness	0.015 m
Platform center of mass (CM)	-40.612 m
Full system center of mass	-32.7957 m
Center of buoyancy	-23.945 m

Figure 1

Schematic view of NREL/MIT TLP and the six degrees of freedom about its center of mass (CM)



The simulations are performed using the coupled OpenFAST environment developed by NREL. This tool integrates aerodynamic, hydrodynamic, structural, and control modules into a time-domain solution framework:

- HydroDyn defines the first-order hydrodynamic loads based on potential-flow data and Morison elements.
- MoorDyn simulates the dynamic response of the mooring lines modeled as lumped-mass elements.
- AeroDyn calculates aerodynamic forces using blade element momentum theory (BEMT).
- ServoDyn governs pitch and generator control systems.

The overall modeling approach follows previous validation and fatigue studies conducted by the authors using OpenFAST and potential-flow solvers (Ucar, 2025; Ucar et al., 2025a; 2025b). For a potential flow solution, fluid is assumed ideal, i.e., inviscid and incompressible. The governing equation becomes time independent, and the outputs are frequency domain hydrodynamic coefficients and excitation forces. While being minor compared to diffraction effects, viscous effects are included with Morison-type hydrodynamic coefficients. The time-dependent problems with random wave patterns are solved using inverse Fourier transformations in HydroDyn to combine the frequency-domain outputs. The assumptions are common for preliminary studies for the sake of computational efficiency. On the other hand, for a detailed site-specific platform design, higher-order CFD solutions are required to consider turbulence and viscous effects despite high computational demand. The hydrodynamic behavior of the NREL/MIT TLP provides a baseline for comparing computational effort among different DLCs and identifying the demanding cases in terms of simulation time.

SIMULATION SETUP

All simulations were conducted using OpenFAST v3.6. Environmental inputs were defined according to the IEC 61400-3 guidelines (IEC, 2014). The 50-year extreme wind and wave condition values correspond to the long-term metocean analysis of the Kırıkköy site in the western Black Sea (Ucar, 2025). The sea-state parameters were previously derived from the joint probability distributions of significant wave height and peak period. The JONSWAP spectrum (Hasselmann et al., 1973) was used with a shape parameter $\gamma = 3.3$, and the wave direction was aligned or offset by 45° depending on the case definition.

The selected DLCs include static-equilibrium, free-decay, response characterization, and extreme conditions. Static-equilibrium and free-decay tests serve as initial validation. Static-equilibrium test is used to determine the initial orientation of the platform in the absence of external excitation. Then, the free-decay tests are conducted to calculate the platform's natural frequencies with its exponentially decaying motion. Response characterization cases are used to observe the wave-structure interactions under sinusoidal and non-sinusoidal waves. The extreme cases correspond to wind and wave events with a 50-year return period, determined by Ucar (2025) using extreme value analysis.

A summary of the simulated cases is given in Table 3. The simulations were executed on a workstation equipped with an Intel Core i5-12500H CPU and 16 GB RAM. The time step was selected to maintain numerical stability and ensure consistent coupling among the solver modules. For each DLC, the total CPU runtimes were recorded to assess computational performance.

Table 3
Design load cases (DLCs) and features

Load case	Description	Wind condition	Wave condition	Current condition
1.3a	Free decay-Surge	No air	Still water	-
1.3b	Free decay-Sway	No air	Still water	-
1.3c	Free decay-Heave	No air	Still water	-
1.3d	Free decay-Roll	No air	Still water	-
1.3e	Free decay-Pitch	No air	Still water	-
1.3f	Free decay-Yaw	No air	Still water	-
2.1	Regular waves	No air	Regular airy: Head waves, $H=3$ m, $T=7$ s	-
2.2a	Irregular waves	No air	Irregular airy: Head waves, $H_s=3$ m, $T_p=7$ s, JONSWAP spectrum	-
2.2b	Irregular waves	No air	Irregular airy: 45° waves. $H_s=3$ m, $T_p=7$ s, JONSWAP spectrum	-
2.5	50-year extreme wave	No air	Irregular airy: Head waves, $H_s=7.25$ m, $T_p=15.75$ s, JONSWAP spectrum	-
3.4	Wind/wave/current (WWC)	Steady, uniform, no shear: $V_{hub}=8$ m/s	Regular airy: Head waves, $H=3$ m, $T=7$ s	At surface, 0.5 m/s, reference depth=20 m
3.5	50-year extreme wind/wave	Turbulent (IECKaimal) $V_{hub}=40$ m/s	Irregular airy: Head waves, $H_s=7.25$ m, $T_p=15.75$ s, JONSWAP spectrum	-

RESULTS AND DISCUSSION

This section presents the numerical results obtained from the dynamic simulations of the NREL/MIT TLP under different environmental conditions. Once the platform's restoring characteristics are captured through the system identification, response characterization, and extreme load cases are conducted. Each simulation provides quantitative insight into the platform motions, tendon tensions, and computational effort required for each DLC. The results are discussed in relation to physical behavior and computational efficiency, emphasizing the balance between accuracy and runtime.

System Identification

System identification was performed through static-equilibrium and free-decay simulations to verify the physical consistency of the model. The static-equilibrium test yielded the platform's mean displacements and tendon tensions under steady conditions, while the free-decay analyses are used to identify the natural frequencies of the six rigid-body modes.

As presented in Table 4, the static-equilibrium results show that the NREL/MIT TLP remains well centered in all translational and rotational directions. The tendon forces are almost identical across all fairleads, with a mean value of approximately 3.9 MN, due to the symmetrically configured mooring system. The minor fore-aft difference in tendon pretension results from the 0.2-m rotor-nacelle assembly eccentricity shown in Table 1.

Table 4

Mean values for the static-equilibrium condition

	Surge (m)	Sway (m)	Heave (m)	Roll (°)	Pitch (°)	Yaw (°)	FL 1 (MN)	FL 2 (MN)	FL 3 (MN)	FL 4 (MN)
Value	-0.002	<0.001	0.007	<0.001	-0.003	<0.001	3.916	3.904	3.892	3.904

FL: Fairlead

The free-decay simulations produced the platform's natural frequencies, as listed in Table 5. The surge, sway, heave, and yaw modes agree well with the literature, with differences below 5% for surge, sway, and yaw and less than 0.1% for heave. These results verify that the platform's global stiffness and hydrodynamic coefficients are correctly represented. The pitch and roll frequencies are approximately 30% higher than the reference values, due to pitch-heave coupling and the associated restoring characteristics of the TLP.

Overall, the system identification results confirm that the model is stable, physically consistent, and suitable for time-domain simulations. The natural frequencies fall outside the first-order wave excitation range (0.04-0.25 Hz) according to DNV GL (2018), reducing the risk of resonance.

Table 5

Natural frequency comparison with reference values

Mode	Surge (Hz)	Sway (Hz)	Heave (Hz)	Roll (Hz)	Pitch (Hz)	Yaw (Hz)
Simulation	0.0158	0.0158	0.4367	0.2875	0.2883	0.0942
Reference	0.0165	0.0165	0.4375	0.2229	0.2211	0.0972
Difference	-4%	-4%	<0.1%	29%	30%	-3%

Response Characterization Cases

The response characterization cases include DLC 2.1, 2.2a, 2.2b, and 3.4. These simulations identify the platform's dynamic behavior under regular and irregular wave excitations and assess its coupled performance under steady wind and current.

Platform Motions

The platform motions for the response characterization cases are presented in Figure 2 and summarized in Table 6. Consistent with its high restoring stiffness, the TLP exhibits small amplitudes in constrained modes, heave, roll, pitch, and yaw. For the non-constrained modes, surge and sway, the mean motions are more parallel with the wind and wave excursion. Additionally, the decaying surge and sway mode motion up to around 300 s simulation time showed that the transitional duration may change with the modes. Sway, roll, and yaw mode motions under head waves are insignificant due to platform symmetry.

Under DLC 2.1 (Regular in Figures), surge mode motion reaches a maximum amplitude of 1.67 m and an RMS value of 0.56 m. For DLC 2.2a (Irregular in Figures), the maximum amplitude and the RMS are lower for the surge mode, while higher for the maximum amplitude in pitch mode. Pitch mode results are parallel with the maximum wave amplitudes, while it is valid for the RMS of the wave for the surge mode, due to the random phases and amplitudes of irregular waves.

For DLC 2.2b, where the wave direction is 45° (Irregular45° in Figures), surge and pitch amplitudes reduce, and sway and roll amplitudes increase, showing that oblique waves distribute excitation among degrees of freedom. Limited yaw motion ($\approx 0.2^\circ$) develops under asymmetric wave loading, as expected.

The coupled DLC 3.4 case (WWC in Figures) includes steady wind and current in addition to regular waves, increasing the mean surge displacement due to aerodynamic thrust and current-induced hydrodynamic drag.

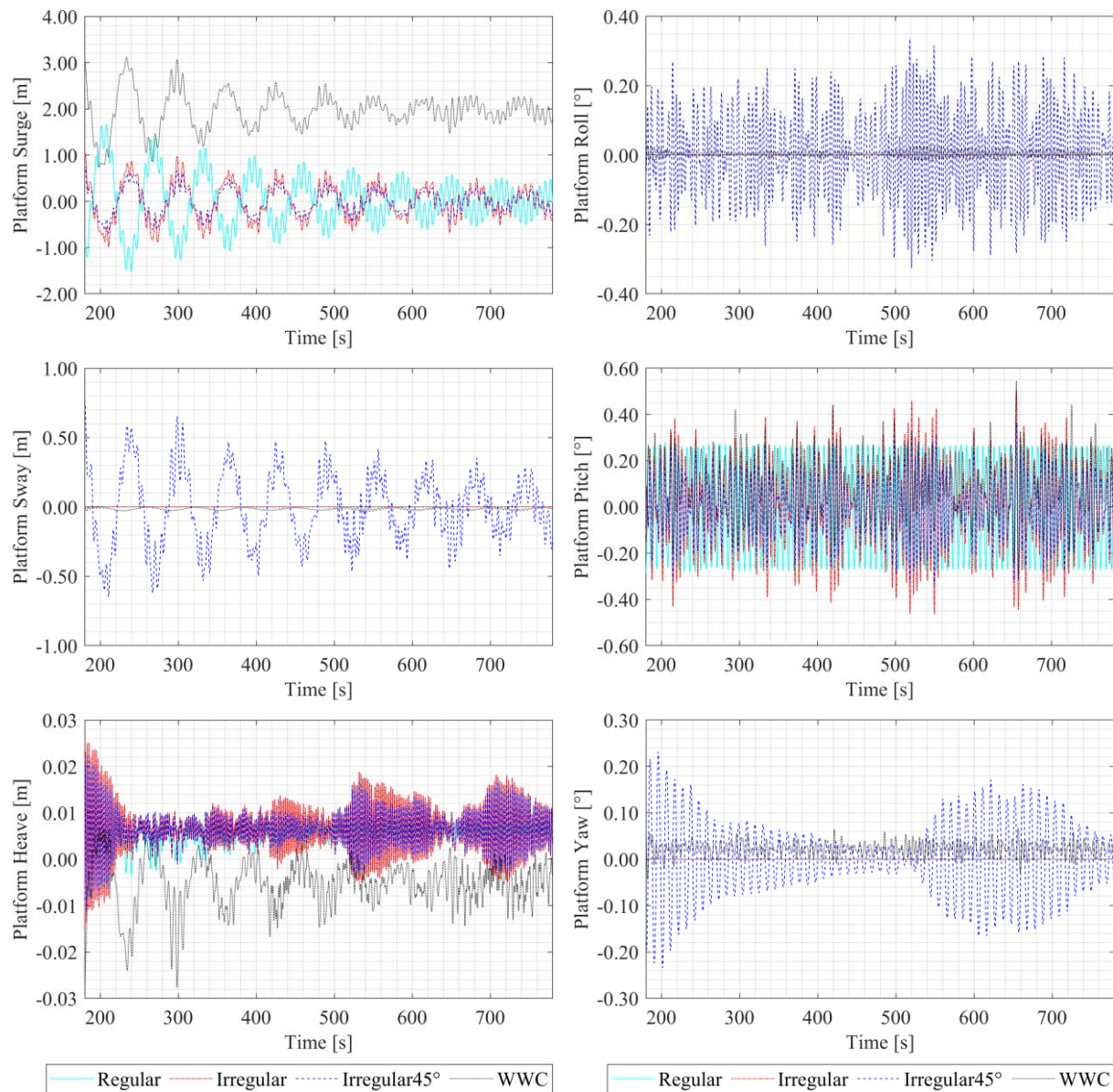
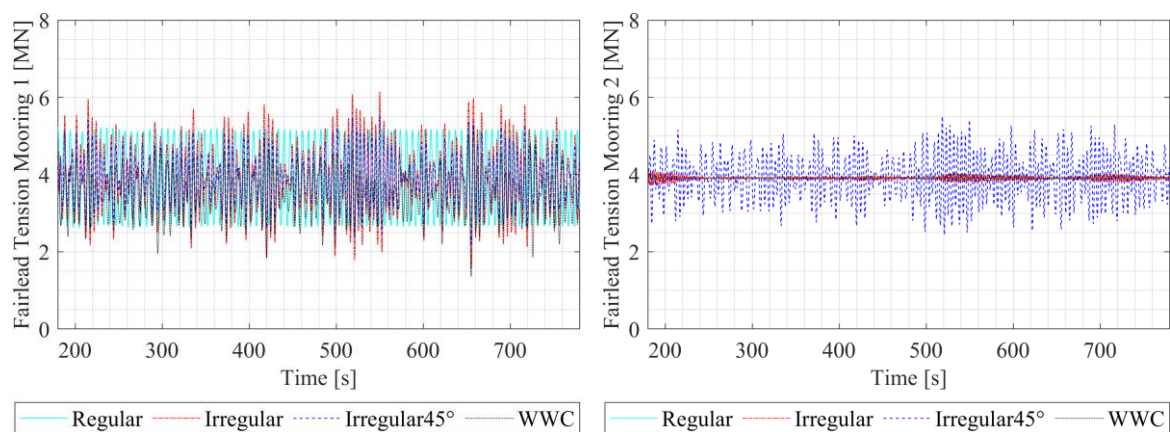
Mooring Line Tensions

The statistical results of the fairlead mooring tensions are summarized in Table 7. The mean tensions are close to 3.9 MN for all tendons, which is consistent with the pretension levels obtained in the static-equilibrium analysis. DLC 3.4 (WWC) is an exception due to the drag exerted by the wind and current. As shown in Figure 1, moorings 1-3 and 2-4 are opposite, and their responses are symmetric around the mean tension. Thus, only the fairlead mooring tensions of 1 and 2 are given in Figure 3. The minimum tensions occur at the downwind tendons (Mooring 1), and the upwind tendons experience the maximum simultaneously. No slack or breaking condition is observed.

Under DLC 2.1, the tendon tensions oscillate in parallel to the regular head waves, showing that the restoring stiffness of the tendons effectively balances the platform motions. In DLC 2.2a, irregular waves are introduced, and therefore, the random phasing of the wave components increases the dynamic range of tension. But it does not introduce significant asymmetry or excessive fluctuations.

For DLC 2.2b, the oblique wave direction changes the tension fluctuations. The two tendons facing the incoming waves experience higher peak loads due to the redistribution of wave-induced forces. Despite these variations, the RMS tension values remain close to those of the head-wave cases, confirming that the global stiffness and damping of the system prevent local overloads.

The coupled DLC 3.4 case introduces additional steady aerodynamic and current-induced forces; therefore, the mean tendon tensions show a small increase. The combination of steady and oscillatory loads does not lead to instability or nonlinear amplification.

Figure 2*Platform motions for response characterization cases***Figure 3***Fairlead mooring tensions for response characterization cases*

Extreme Cases

The extreme cases, DLC 2.5 and DLC 3.5, represent the most demanding environmental conditions simulated in this study. DLC 2.5 includes 50-year irregular head waves without wind, while DLC 3.5 combines 50-year extreme wind with irregular head waves.

Platform Motions

Figure 4 illustrates the platform motions in extreme cases, while the corresponding statistics are included in Table 6. Compared to the response characterization cases, the overall motion amplitudes increase significantly due to higher wave and wind excitation. In DLC 2.5 (Extreme Wave in Figures), the maximum surge amplitude reaches about 6 m, while the heave and pitch responses remain below 0.2 m and 0.6° , respectively. As in the response characterization cases, despite the energetic sea state, strong tendon restoring forces keep the constrained mode motions limited.

When wind loading is introduced in DLC 3.5 (Extreme Wind/Wave in Figures), the aerodynamic thrust shifts the maximum surge position forward to approximately 6.8 m. This is accompanied by the insignificantly higher heave maximum amplitude, below 0.2 m. The yaw response remains minor, confirming that the mooring layout effectively resists yawing motion. These results demonstrate that the TLP configuration can withstand combined aerodynamic and hydrodynamic loading without excessive displacement or instability.

The comparison between the two extreme cases shows that the addition of wind mainly affects surge maximum amplitude and mean offset, while its influence on heave and pitch remains limited within the typical operational envelope reported for similar TLP configurations (Oguz et al., 2018; Hmedi et al., 2022; Ucar et al., 2025c).

Mooring Line Tensions

Similar to the response characterization cases, the statistical results of the tendon tensions are summarized in Table 7, and only the Moorings 1 and 3 are given in Figure 5. Compared to wave response cases, higher maximum and lower minimum loads occur during the 50-year conditions due to the higher wave and wind excursions. Nevertheless, no slack or tendon breaking is observed. In both of the extreme cases, DLC 2.5 and 3.5, the minimum tension stays above 0.75 MN, which is 20% of the design pretension. The maximum tension stays below 7 MN, which is within the design range reported in previous numerical studies using the same platform (Matha, 2010).

In DLC 2.5, the maximum up-wave tendons experience peak tensions higher than the response characterization cases, and so the lower tensions for the down-wave tendons. On the other hand, the RMS and mean tensions remain close to the response characterization cases, due to facing similar oscillatory motions. On the other hand, in DLC 3.5, the extreme wind conditions exert high aerodynamic thrust, which increases the tendon loads in the upwind direction and decreases those for the downwind. Therefore, in DLC 3.5, the addition of extreme wind increases both mean and peak tensions. However, the slack or breaking mooring condition was not observed, showing that the mooring layout distributes forces effectively even under severe combined loading.

Overall, the mooring system supports structural integrity under both hydrodynamic and coupled extremes. The tension amplitudes are physically consistent with the corresponding surge displacements and do not indicate any tendency toward slack or resonance. These results confirm that the NREL/MIT TLP exhibits adequate stiffness, load distribution, and stability under 50-year extreme wind and wave conditions of the Kızılköy region.

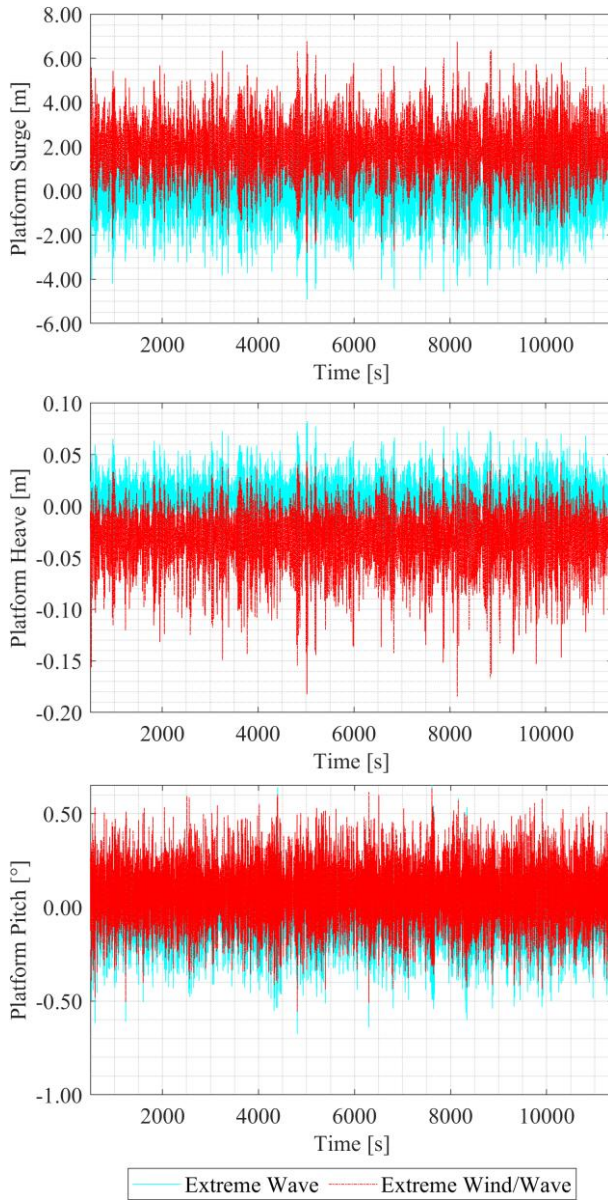
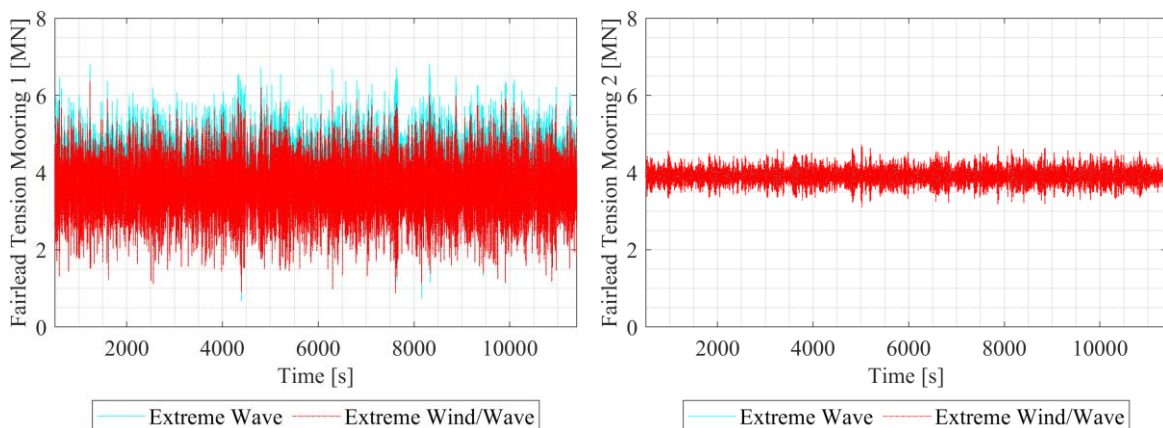
Figure 4*Platform motions for extreme cases***Figure 5***Fairlead mooring tensions for extreme cases*

Table 6
Platform motions

Metric	DLC	Wave Elevation (m)	Surge (m)	Heave (m)	Pitch (°)	Yaw (°)
Maximum amplitudes	2.1	1.50	1.67	0.01	0.28	<0.01
	2.2a	2.52	1.04	0.03	0.50	<0.01
	2.2b	2.52	0.74	0.02	0.37	0.23
	2.5	7.90	6.14	0.14	0.68	<0.01
	3.4	2.52	3.13	0.03	0.55	0.07
	3.5	7.90	6.77	0.18	0.64	0.12
RMS	2.1	1.06	0.56	0.01	0.19	<0.01
	2.2a	0.65	0.37	0.01	0.18	<0.01
	2.2b	0.65	0.26	0.01	0.13	0.08
	2.5	1.84	1.37	0.02	0.17	<0.01
	3.4	0.65	1.99	0.01	0.15	0.03
	3.5	1.83	2.33	0.05	0.17	0.06
Mean	2.1	<0.01	0.01	0.01	<0.01	<0.01
	2.2a	<0.01	-0.01	0.01	<0.01	<0.01
	2.2b	<0.01	-0.01	0.01	<0.01	<0.01
	2.5	<0.01	<0.01	<0.01	<0.01	<0.01
	3.4	<0.01	1.95	-0.01	0.09	0.02
	3.5	<0.01	1.89	-0.04	0.07	0.06

Table 7
Fairlead mooring tensions

Metric	DLC	Wave Elevation (m)	Fairlead 1 (MN)	Fairlead 2 (MN)	Fairlead 3 (MN)	Fairlead 4 (MN)
Maximum amplitudes	2.1	1.50	5.23	3.92	5.21	3.92
	2.2a	2.52	6.15	4.09	6.25	4.09
	2.2b	2.52	5.52	5.51	5.60	5.48
	2.5	7.90	6.81	4.65	6.92	4.65
	3.4	2.52	5.26	4.05	6.45	4.01
	3.5	7.90	6.36	4.72	6.95	4.76
RMS	2.1	1.06	4.02	3.90	3.99	3.90
	2.2a	0.65	4.00	3.90	3.98	3.90
	2.2b	0.65	3.95	3.96	3.94	3.94
	2.5	1.84	4.00	3.91	3.98	3.91
	3.4	0.65	3.51	3.92	4.38	3.88
	3.5	1.83	3.67	3.91	4.33	3.96
Mean	2.1	<0.01	3.92	3.90	3.89	3.90
	2.2a	<0.01	3.92	3.90	3.89	3.90
	2.2b	<0.01	3.91	3.91	3.90	3.89
	2.5	<0.01	3.92	3.91	3.89	3.91
	3.4	<0.01	3.46	3.92	4.35	3.88
	3.5	<0.01	3.60	3.91	4.27	3.95

Computational Performance

The computational performance of the simulations is summarized in Table 8. The calm water cases, including static-equilibrium and the free-decay series (DLC 1.3a–1.3f), achieved high efficiency with simulation-to-elapsed-time ratios between 6.49 and 7.02. These values reflect the low computational cost when only structural and hydrodynamic solvers are active. For the regular and irregular wave cases (DLC 2.1, 2.2a, 2.2b), the ratios ranged from 3.26 to 4.80, indicating the additional cost of computing wave kinematics and hydrodynamic loads at each time step. The coupled case (DLC 3.4) showed a similar ratio of 3.70, demonstrating that steady aerodynamic thrust and current do not significantly increase runtime at this time-step level.

The extreme sea state (DLC 2.5) reduced the ratio to 2.69 due to the longer physical duration and full irregular-wave loading. The most demanding run, DLC 3.5, yielded a ratio of 0.07, driven by the finer 0.00125 s time step required for numerical stability under extreme turbulent wind and large waves. Overall, the results show predictable and consistent scaling of OpenFAST with respect to model complexity and time-step refinement, especially compared to CFD applications (Ucar, 2021).

Table 8
Computational performance

Condition	Simulation duration		Elapsed time (s)	Time step (s)	Simulation duration/ Elapsed time (-)
	Transient (s)	Used (s)			
Static-equilibrium	0	1,200	172	0.0125	6.98
DLC 1.3a	0	1,200	171	0.0125	7.02
DLC 1.3b	0	1,200	172	0.0125	6.98
DLC 1.3c	0	1,200	185	0.0125	6.49
DLC 1.3d	0	1,200	173	0.0125	6.94
DLC 1.3e	0	1,200	180	0.0125	6.67
DLC 1.3f	0	1,200	173	0.0125	6.94
DLC 2.1	180	600	125	0.0125	4.80
DLC 2.2a	180	600	184	0.0125	3.26
DLC 2.2b	180	600	125	0.0125	4.80
DLC 2.5	600	11,400	4,233	0.0125	2.69
DLC 3.4	180	600	162	0.0125	3.70
DLC 3.5	600	11,400	161,499	0.00125	0.07

CONCLUSIONS

This study analyzed the dynamic behavior of the NREL/MIT TLP supporting the NREL 5-MW wind turbine under Kızılköy site conditions using OpenFAST. The simulations covered representative DLCs to assess platform motions, mooring tensions, and computational performance.

The results showed realistic responses in all conditions. Surge dominated the motion, while heave and pitch remained smaller than 0.2 m and 1° due to the tendons' high vertical stiffness. Directional waves reduced surge and pitch amplitudes and induced minor sway, roll, and yaw, consistent with expected behavior for oblique seas. The platform survived under 50-year extreme wind and wave conditions. Mooring loads stayed within the design limits; no breaking condition was observed, and the minimum tension was observed at 20% of the design pretension.

Overall, the study confirms that OpenFAST enables time-efficient simulations of TLP-type FWTs, providing a practical tool for early-stage decisions.

Ethical Statement

No Need.

Author Contributions

Research Design (CRediT 1) Author 1 (100%)

Data Collection (CRediT 2) Author 1 (100%)

Research - Data Analysis - Validation (CRediT 3-4-6-11) Author 1 (100%)

Manuscript Writing (CRediT 12-13) Author 1 (100%)

Revision and Improvement of the Text (CRediT 14) Author 1 (50%) - Author 2 (50%)

Funding

No.

Conflict of Interest

The authors declare that they have no known competing financial interests or personal relationships that could have appeared to influence the work reported in this paper.

Sustainable Development Goals (SDGs)

Sustainable Development Goals: 7 Affordable and Clean Energy.

REFERENCES

- Buyukzeren, R., Kaya, M. N., Bacakoglu, A. A., Ucar, M., Altıntas, H. B., Ozturk, A., & Bilici, A. Y. (2024). Yatay Eksenli Rüzgâr Türbinlerinde Kule Yüksekliği ve Türbülans Yoğunluğu Etkisinin İncelenmesi. *Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen ve Mühendislik Bilimleri Dergisi*. <https://doi.org/10.47112/neufmbd.2024.66>
- Caceoglu, E., Yildiz, H. K., Oguz, E., Huvaj, N., & Guerrero, J. M. (2022). Offshore wind power plant site selection using Analytical Hierarchy Process for Northwest Turkey. *Ocean Engineering*, 252, 111178. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2022.111178>
- DNV GL. (2018). *DNVGL-ST-0119: Floating Wind Turbine Structures*. <https://rules.dnv.com/docs/pdf/DNV/ST/2018-07/DNVGL-ST-0119.pdf>
- Hasselmann, K., Barnett, T. P., Bouws, E., Carlson, H., Cartwright, D. E., Enke, K., Ewing, J. A., Gienapp, A., Hasselmann, D. E., Kruseman, P., & others. (1973). Measurements of wind-wave growth and swell decay during the Joint North Sea Wave Project (JONSWAP). *Ergänzungsheft Zur Deutschen Hydrographischen Zeitschrift, Reihe A*.
- Hmedi, M., Uzunoglu, E., Medina-Manuel, A., Mas-Soler, J., Vittori, F., Pires, O., Azcona, J., Souto-Iglesias, A., & Guedes Soares, C. (2022). Experimental Analysis of CENTEC-TLP Self-Stable Platform with a 10 MW Turbine. *Journal of Marine Science and Engineering*, 10(12), 1910. <https://doi.org/10.3390/jmse10121910>
- IEC. (2014). IEC 61400-3-2:Design requirements for floating offshore wind turbines. *Wind Energy Generation System—Part, 2–3*.

- Ismayilli, A., & Buker, M. S. (2024). İHA larda İtke İçin Kullanılan Mikro Turbojet Motorun Hava Kompresörünün Termodinamik Analizi. *ASREL*. <https://doi.org/10.56753/ASREL.2024.3.3>
- Jonkman, J., Butterfield, S., Musial, W., & Scott, G. (2009). *Definition of a 5-MW reference wind turbine for offshore system development*.
- Kaya, M. N. (2019). *Aerodynamic Design and Optimization of a Swept Horizontal Axis Wind Turbine Blade* [Doctoral dissertation]. Konya Technical University.
- Kumcu, S. Y., & Ucar, M. (2017). *Dairesel kesitli dusulu bacalarda hava-su karışımının deneysel çalışma ve CFD modelleme ile analizi*.
- Kumcu, S. Y., & Ucar, M. (2019). Effect of Experimental and Mathematical Modeling of Spillway on Dam Safety. *Advances in Safety Management and Human Factors: Proceedings of the AHFE 2018 International Conference on Safety Management and Human Factors, July 21-25, 2018, Loews Sapphire Falls Resort at Universal Studios, Orlando, Florida, USA 9*, 296–305.
- Kumcu, S. Y., & Ucar, M. (2020). KÖPRÜ BARAJI DOLUSAVAK YAPISININ DENEYSEL ÇALIŞMA VE SAYISAL MODELLEME İLE ANALİZİ. *Ömer Halisdemir Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*. <https://doi.org/10.28948/ngumuh.515220>
- Matha, D. (2010). *Model development and loads analysis of an offshore wind turbine on a tension leg platform with a comparison to other floating turbine concepts: April 2009*.
- NREL. (2025). *OpenFAST Documentation*. <https://openfast.readthedocs.io/en/main/>
- Oguz, E., Clelland, D., Day, A. H., Incecik, A., López, J. A., Sánchez, G., & Almeria, G. G. (2018). Experimental and numerical analysis of a TLP floating offshore wind turbine. *Ocean Engineering*, 147, 591–605. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2017.10.052>
- Putra, M. J., Oguz, E., & Uzol, N. S. (2025). Investigation of Energy Production of an Offshore Wind Farm Using FAST.Farm's Dynamic Wake Meandering Model and FLORIS. In *Innovations in Sustainable Maritime Technology—IMAM 2025* (pp. 420–432). Springer Nature Switzerland. https://doi.org/10.1007/978-3-032-01566-2_33
- Putra, M. J., Sezer Uzol, N., Ucar, M., & Oguz, E. (2024). *Numerical Simulations of Floating Offshore Wind Turbines using Open-Source Codes on HPC*.
- Savci, M., Hizalan, O., Metin, M., Karaduman, Y. E., Topcam, A. M., Ozgoren, M., & Demirsöz, M. (2023). Diverter in Hava Aliği Performansına Etkisinin Had Analizleriyle İncelenmesi. *ASREL*. <https://doi.org/10.56753/ASREL.2023.2.2>
- Tracy, C. C. H. (2007). *Parametric design of floating wind turbines*. Massachusetts Institute of Technology.
- Ucar, M. (2021). *Mathematical Modelling of Air-Water Flow Structure in Circular Dropshafts* [Master's thesis]. Necmettin Erbakan University.
- Ucar, M. (2025). *Site-specific development and fatigue evaluation of a tension leg platform for floating wind deployment in Türkiye* [Doctoral dissertation]. METU.

- Ucar, M., Hmedi, M., Uzunoglu, E., & Oğuz, E. (2025). Design and Analysis of a Floating Wind Turbine for the Kıyıköy Region, Türkiye. In *Innovations in Sustainable Maritime Technology—IMAM 2025* (pp. 433–445). Springer Nature Switzerland. https://doi.org/10.1007/978-3-032-01566-2_34
- Ucar, M., Hmedi, M., Uzunoglu, E., & Oguz, E. (2025a). Effect of panel method codes in estimating the time-domain responses of floating wind turbines. *Brodogradnja: An International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering for Research and Development*, 76(2), 1–31.
- Ucar, M., Hmedi, M., Uzunoglu, E., & Oguz, E. (2025b). Fatigue load evaluation of multiple floating wind turbine systems. *Ocean Engineering*, 330, 121101.
- Ucar, M., & Kumcu, S. Y. (2018). Comparison of physical modeling and CFD simulation of flow over spillway in the Arkun Dam. *Proc. of 5th International Symp. on Dam Safety*.
- Ucar, M., Uzunoglu, E., & Oguz, E. (2022). Comparison and Evaluation of Open-Source Panel Method Codes against Commercial Codes. *Gemi ve Deniz Teknolojisi*, 221, 86–108. <https://doi.org/10.54926/gdt.1106386>