VOLUME: 5 ISSUE: 1

# ASREL

## Aerospace Research Letters

Doç. Dr. Mehmet Emin Çetin

Hocamızın Aziz Hatırasına

NEU PRESS

NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ

# AEROSPACE RESEARCH LETTERS (ASREL)

**E- ISSN: 2980-0064**

**Cilt/Volume: 5, Sayı/Issue: 1 (Haziran / June 2026)**
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**
Süreli Yayın / Periodical

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

**Baskı Tarihi / Print Date**
Haziran / June 2026

**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**

Bünyamin BİÇER (Necmettin Erbakan Üniversitesi, Rektörlük, Türkiye)

Aysel Sena KARAÇAY (Necmettin Erbakan Üniversitesi, Türkiye)

Serranur PINAR (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 KURTOGLU, 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

NEU PRESS

ASREL
Aerospace Research Letters

## İçindekiler / Contents

| Makale adı / Tittle of the article<br>Yazar(lar) / Author(s) | Sayfa/Page |
|---|---|
| **Koaksiyel Bir Dronun İniş Takımının Düşme Darbesi Analizi**<br>Drop Impact Analysis of a Coaxial Drone Landing Gear<br>*Melis YAZGAN, Uygar ELMALI, Burhan ŞAHİN, Mustafa KAYA* | 1-13 |
| **Numerical Analysis of the Low-Velocity Impact Behavior of Different Kevlar-29/Epoxy Lamination Structures**<br>Farklı Kevlar-29/Epoksi Laminasyon Yapılarının Düşük Hızlı Darbe Davranışının Sayısal Yöntemlerle Analizi<br>*Semiha ÖZTÜRK* | 14-24 |
| **Comparison of Propulsion Systems to Reach Alpha Centauri**<br>Alpha Centauri'ye Ulaşmak için İtki Sisteminin Karşılaştırılması<br>*Muhammet Enes ŞAHİN, Muhammet ÖZTÜRK* | 25-37 |
| **Performance Analysis of a Grid-Connected Photovoltaic Power Plant: Comparative Evaluation of PVsyst, PVGIS and Actual Field Data**<br>Şebekeye Bağlı Bir Fotovoltaik Santralin Performans Analizi: PVsyst, PVGIS ve Gerçek Saha Verilerinin Karşılaştırmalı Değerlendirmesi<br>*Fatma YİĞİT KAYNAK, Ali Osman ÖZKAN* | 38-52 |
| **Comparative Analyses of Materials Used in the Body Structure of UAVs**<br>İHA'ların Gövde Yapısında Kullanılan Malzemeler<br>*Bahri Kaan SARIKAYA, Oğuzhan YAYKIN, Ali TEMİR, Sezer ÇOBAN* | 53-58 |

NEU PRESS

ASREL Aerospace Research Letters

Cilt: 5 Sayı: 1 Yıl: 2026 | Araştırma Makalesi | e-ISSN: 2980-0064

# Koaksiyel Bir Dronun İniş Takımının Düşme Darbesi Analizi

**Melis YAZGAN[1]* Uygar ELMALI[2] Burhan ŞAHİN[1] Mustafa KAYA[1]**

[1]Ankara Yıldırım Beyazıt University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Department of Aerospace Engineering, Ankara, Türkiye

[2] İhsan Doğramacı Bilkent University, Faculty of Engineering, Department of Mechanical Engineering, Ankara, Türkiye

**Makale Bilgisi**

**Geliş Tarihi:** 16.06.2025
**Kabul Tarihi:** 29.10.2025
**Yayın Tarihi:** 30.06.2026

**Anahtar Kelimeler:**
Eş eksenli (koaksiyel) dron,
İniş takımı,
Düşme testi
Sonlu elemanlar analizi.
Alüminyum T6 7075.

**ÖZET**

Bu çalışma, koaksiyel (eş eksenli) bir dron sistemine ait iniş takımının düşük irtifa serbest düşme senaryosu altındaki darbe davranışını incelemekte ve iniş sırasında oluşabilecek yapısal etkilerin değerlendirilmesini amaçlamaktadır. Çalışmanın temel hedefi, iniş takımının darbe dayanımını değerlendirerek tasarımın iyileştirilmesine yönelik yapısal geri bildirim sağlamaktır. Bu doğrultuda, dron ve iniş takımı bileşenleri SolidWorks ortamında detaylı olarak modellenmiş, ardından dört yüzlü ve sekiz düğümlü sonlu elemanlar ağı oluşturulmuştur. Simülasyonlar, explicit çözücü ile yürütülmüş ve 50 cm serbest düşme senaryosu, yaklaşık 3,13 m/s ilk çarpma hızı ile modellenmiştir. Malzeme olarak yüksek dayanım/ağırlık oranı nedeniyle Alüminyum 7075-T6 seçilmiş; plastik davranışı ise Johnson–Cook bağıntısı ile tanımlanmıştır. Ayrıca, sayısal çözümün doğruluğunu sağlamak amacıyla enerji bileşenleri sürekli olarak izlenmiş ve modelin kararlılığı denetlenmiştir. Analiz sonuçlarına göre, iniş takımının gövdeye bağlandığı kök plakada yaklaşık 551 MPa eşdeğer (von Mises) gerilme oluştuğu belirlenmiş, bu değer malzemenin akma sınırını yaklaşık %15 oranında aşarak lokal plastik deformasyona yol açmıştır. Buna karşın, gövde panelleri ve diğer bölgelerdeki gerilmeler elastik sınırlar içerisinde kalmıştır (200–350 MPa). Maksimum plastik gerinim %2,1 ile sınırlı kalmış ve özellikle iniş takımı bacak-gövde birleşiminde yoğunlaşmıştır. Bu durum, sistemin darbe enerjisinin büyük bölümünü lokal bölgede sönümleyerek genel yapısal bütünlüğü koruduğunu göstermektedir. Sonuç olarak, iniş takımı genel olarak yapısal bütünlüğünü korusa da, bağlantı bölgesindeki gerilme yığılmaları bu alanın kritik olduğunu göstermektedir. Bu bağlamda, gerilme yoğunluğunu azaltmaya ve yük dağılımını daha homojen hale getirmeye yönelik olarak bağlantı bölgesinin yapısal dayanımını artıracak tasarım iyileştirmeleri önerilmektedir. Elde edilen bulgular, koaksiyel dron sistemlerinde iniş güvenliğini artırmak, darbe sonrası hasarları minimize etmek ve daha güvenilir bir operasyonel performans sağlamak amacıyla sürdürülecek olan tasarım çalışmalarına önemli katkılar sunmaktadır.

# Drop Impact Analysis of a Coaxial Drone Landing Gear

**Article Info**

**Received:** 16.06.2025
**Accepted:** 29.10.2025
**Published:** 30.06.2026

**Keywords:**
Coaxial drone,
Landing gear,
Drop test,
Finite element analysis,
Aluminum T6 7075.

**ABSTRACT**

This study presents a numerical investigation of the drop impact response of the landing gear system of a coaxial drone subjected to a low-altitude free-fall scenario. The primary objective is to evaluate the structural integrity and impact resistance of the landing gear during landing events, providing critical feedback for design enhancement. A detailed geometric model of the drone and its landing gear components was developed using SolidWorks, and meshed with tetrahedral and eight-node solid elements. The dynamic impact event was simulated using explicit finite element solver, modeling a vertical free fall from 50 cm with an initial velocity of approximately 3.13 m/s. Aluminum 7075-T6 was selected as the structural material due to its favorable strength-to-weight characteristics, with plastic behavior modeled using the Johnson–Cook constitutive model. Energy components were monitored to ensure numerical stability throughout the simulation process. The results showed that the maximum equivalent (von Mises) stress, approximately 551 MPa, occurred at the root plate where the landing gear is connected to the main body, exceeding the material's yield strength by nearly 15% and leading to localized plastic deformation. In contrast, stress levels in other regions, such as the body panels, remained within the elastic range (200–350 MPa). The peak effective plastic strain was limited to 2.1%, predominantly concentrated around the landing gear leg-to-body interface. These findings indicate that the majority of the impact energy was dissipated locally, allowing the overall structure to maintain its integrity. In conclusion, the structural assessment confirmed the integrity of the landing gear under impact loading; however, significant stress concentrations were observed near the connection region. Reinforcing this area and improving local stiffness to achieve more uniform stress distribution are recommended. The outcomes of this study provide useful design insights to enhance the drop impact performance and reliability of coaxial UAV landing gear systems.

**To cite this article:**
Yazgan, M., & Elmalı, U., & Şahin, B. & Kaya, M. (2026). Koaksiyel Bir Dronun İniş Takımının Düşme Darbesi Analizi. *Aerospace Research Letters (ASREL),* 5(1), 1-13.

***Corresponding Author:** Melis YAZGAN, melisyazgan358@gmail.com

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

## GİRİŞ

İniş takımı, bir uçağın özellikle kalkış, iniş hareketleri sırasında güvenliğini sağlayan temel sistemlerden biridir (Rudresh, 2020, Kumar, 2014, Suhas, et al. 2021, Imran, et al. 2015). Mekanik olarak birden fazla serbestlik derecesine sahip olan bu sistem, uçağın zemine temasını kontrol eder ve manevra kabiliyetine katkıda bulunur (Di Leo, et al. 2014). Ayrıca iniş takımı, pistle temas anında oluşan darbe ve yükleri sönümleyerek uçağın yapısına dengeli bir şekilde aktarır (Imran, et al. 2015, Gok. & Cihan., 2022). Gövde ile zemin arasında tampon görevi görerek, kalkış ve iniş sırasında oluşabilecek yapısal zararları önlemeye yardımcı olur. Bu yönüyle, uçağın güvenli ve verimli çalışmasında kritik bir rol üstlenir.

Verimli bir iniş takımı sistemi, dayanım, stabilite, rijitlik, sönümleme kapasitesi ve yerden açıklık gibi çeşitli kritik parametreler dikkate alınarak tasarlanmalıdır (Khan et al. 2021, Liang et al. 2021). Ayrıca, pervaneler ile zemin arasındaki yeterli mesafenin korunması, hava akışı üzerindeki etkileşimleri azaltarak güvenli ve dengeli bir uçuş performansının sürdürülmesi açısından büyük önem taşımaktadır (Lancea et al. 2022, Liang et al. 2021). Özellikle ağırlık optimizasyonunun temel bir tasarım kriteri olduğu koaksiyel dron sistemlerinde, iniş takımı tasarımı; yapısal verimlilik ve darbe dayanımını doğrudan etkileyen belirleyici bir unsur olarak öne çıkmaktadır (Lancea, et al. 2022).

İniş takımı düşürme testi simülasyonu, iniş öncesinde iniş takımının darbe sönümleme performansını değerlendirmek için kullanılan etkili bir yöntemdir (Liu & Wang 2024). Bu simülasyonlar sayesinde test hazırlıkları daha güvenli şekilde tamamlanabilir, olası riskler azaltılırken tasarım süreci hem hızlandırılır hem de maliyet açısından daha verimli hâle getirilebilir. Bu teknoloji, iniş sırasında hem iniş takımı hem de gövde üzerinde oluşabilecek yüklerin daha doğru tahmin edilmesini sağlar (Di Leo et al. 2014). Düşürme yüksekliği ve başlangıç yönü gibi parametreler kolaylıkla kontrol edilebilir, böylece farklı senaryolar için tekrar edilebilir simülasyonlar gerçekleştirilebilir ((Liu & Wang 2024, Élie-dit-Cosaque et al. 2009).

İniş takımlarının darbe altındaki davranışlarını anlamak, özellikle hafif hava araçları ve dron sistemlerinde yapısal güvenlik açısından büyük önem taşımaktadır. Bu bağlamda, sonlu elemanlar yöntemiyle gerçekleştirilen darbe analizleri, güvenilir ve maliyet etkin çözümler sunmaktadır. Kong et al. (2009), 663 kg ağırlığa sahip bir SUAV'ın iniş takımı için LS-DYNA kullanarak düşme darbe analizi gerçekleştirmiştir. 330 mm yükseklikten 2.54 m/s düşme hızında yapılan simülasyonda, şok absorberi iç basınç değişimi ve yer tepki kuvveti (~6500 N) deneysel verilerle %5 sapma içinde uyum göstermiştir. Lastik deformasyonu ve enerji emilimi başarıyla modellenmiştir. Xue et al. (2012), amfibik bir hafif uçağın burun iniş takımı için bir düşme test düzeneği geliştirerek, 500 mm yükseklikten yapılan testlerde 21.2 kN'luk maksimum darbe kuvveti ölçmüştür. Teker dönüş hızının 320 rpm olduğu durumda, yatay hız etkisi başarılı şekilde simüle edilmiştir. Simülasyonlar ve deneysel sonuçlar %7'nin altında farkla örtüşmüştür. Pagani et al. (2019), kompozit yaprak yaylı iniş takımları için FEM ve MBS analizleriyle düz ve kıvrık yapıların davranışlarını incelemiştir. 1000 N yük altında düz yayda 2.22 mm, kıvrık yayda 2.85 mm yer değiştirme elde edilmiştir. Kompozit yapının, geleneksel metal tasarımlara göre %18 daha hafif olduğu ve gövdeye iletilen kuvveti %12 azalttığı belirlenmiştir. Di Leo et al. (2014), sabit iniş takımı kullanan bir uçakta, MSC.ADAMS ile yapılan çok cisimli simülasyonlarda düşme testlerini analiz etmiştir. Yük faktörü 2.8–3.1 aralığında ölçülürken, 52 mm'lik tekerlek deformasyonu deneysel sonuçlarla %4 sapma göstermiştir. Yay rijitliği FEM doğrulamasıyla 210 GPa olarak modellenmiştir. Élie-dit-Cosaque et al. (2009), helikopter kızak iniş takımı için Abaqus/Explicit kullanarak üretim sürecinin etkilerini de içeren bir düşme analizi yapmıştır. SC8R elemanlarıyla yapılan analizde, plastik şekil değişimi %8 civarında tespit edilmiştir. Maksimum yer değiştirme 228 mm olurken, üretimden kaynaklı deformasyonların analize %10'a kadar etkisi olduğu gözlemlenmiştir Genel olarak bu çalışmalar, darbe analizinde kullanılan sayısal yöntemlerin yüksek doğruluk sunduğunu, özellikle temas

modelleri ve malzeme tanımlarının sonuçlar üzerinde belirleyici rol oynadığını ortaya koymaktadır. Ayrıca, enerji sönümleme elemanları ve hafif malzeme kullanımı, yapısal verimliliği artırmak adına öne çıkmaktadır.

Mevcut literatürde, düşme darbe analizleri genellikle sabit kanatlı veya tek rotorlu hava araçlarının iniş takımları üzerinde yoğunlaşmıştır (Kong et al., 2009; Xue et al., 2012; Pagani et al., 2019). Ancak, koaksiyel dron sistemleri için iniş takımı davranışını inceleyen çalışmalar oldukça sınırlıdır. Bu sistemlerde hem pervane konfigürasyonu hem de gövde geometrisi, iniş sırasında oluşan darbe yüklerinin dağılımını doğrudan etkileyerek klasik tasarımlardan farklı bir yapısal tepki oluşturur. Literatürde, koaksiyel dronların iniş takımı–gövde etkileşimi ve lokal gerilme yığılmalarının detaylı sonlu elemanlar analizi ile değerlendirildiği kapsamlı bir çalışma bulunmamaktadır.

Bu çalışma, söz konusu boşluğu doldurmak amacıyla, koaksiyel bir dronun iniş takımı üzerinde explicit dinamik çözüm yaklaşımı kullanarak darbe davranışını değerlendirmekte ve mesh bağımsızlık analizi ile sonuçların güvenilirliğini doğrulamaktadır. Ayrıca, Johnson–Cook malzeme modeli kullanılarak alüminyum 7075-T6 malzemesinin hız-bağımlı plastik davranışı da dikkate alınmıştır. Böylece çalışma, hem koaksiyel dronlara özgü yapısal yük aktarım mekanizmasını hem de düşme senaryosu altındaki plastik deformasyon bölgelerini sayısal olarak ortaya koyarak literatürdeki eksikliği önemli ölçüde gidermektedir.

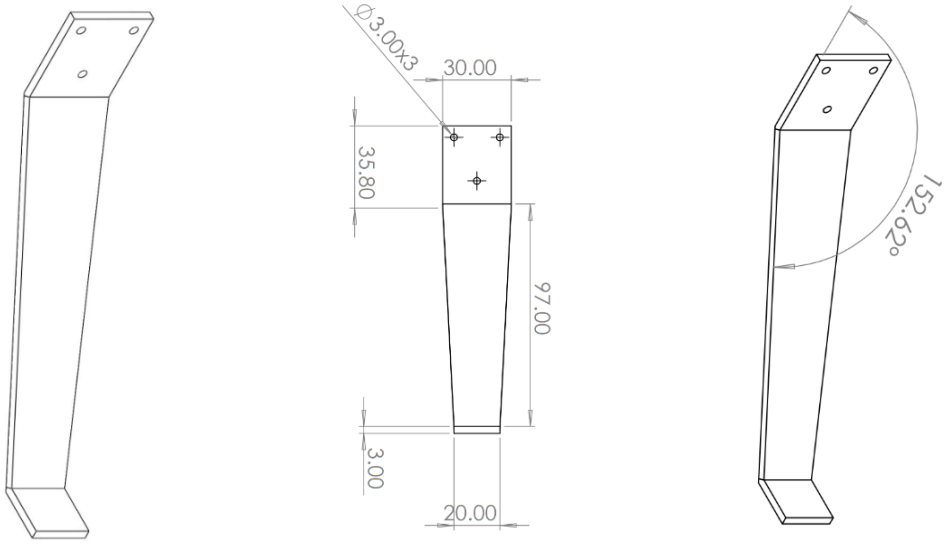
Koaksiyel dron sistemlerinde iniş takımı tasarımı, hava aracının darbe sonrası yapısal bütünlüğünü koruyabilmesi açısından büyük önem taşımaktadır. Bu çalışmada, koaksiyel bir drona ait iniş takımının düşme darbe senaryoları altında gösterdiği yapısal davranışlar sonlu elemanlar yöntemiyle analiz edilmiştir. Geliştirilen model, belirlenen yükleme ve sınır koşulları altında değerlendirilerek, darbe sırasında oluşabilecek potansiyel hasarlar önceden öngörülmeye çalışılmıştır. Çalışmanın temel amacı, iniş takımı tasarımının dayanıklılığını artırmak ve düşme sonrası güvenliğin sağlanmasına yönelik yapısal geri bildirim sunmaktır. Bu kapsamda elde edilen bulgular, benzer hava araçlarının iniş güvenliğini artırmaya yönelik literatürdeki çalışmalara katkı sağlamakta ve tasarım sürecinde karar destek aracı olarak kullanılabilecek önemli veriler sunmaktadır.

## YÖNTEM

### Katı Modelleme

İniş takımı sisteminin referans tasarımı, önceden üretilmiş metal bir bileşenin boyutlarına dayanılarak yapılmıştır. Şekil 1'de tasarımın görsel bir temsili, modelin detaylı teknik çizimleri ve boyutsal özellikleri verilmiştir.

**Şekil 1**
*İniş Takımı Bacağının Teknik Modellemesi ve Ölçümleri*




İniş takımında kullanılan malzeme Aluminum T6 7075'tir. Bu malzemenin mekanik özellikleri Tablo 1'de sunulmuştur (Khan et al. 2021).

**Tablo 1**
*Alüminyum T6 7075'in Malzeme Özellikleri*

| Özellik | Değer | Birim |
|---|---|---|
| Yoğunluk | 2.810 | g/cm$^3$ |
| Elastik Modül | 72 | GPa |
| Akma Dayanımı | 505 | MPa |
| Çekme Kopma Dayanımı | 570 | MPa |
| Poisson Oranı | 0.33 | - |
| Kopma Uzaması | 5-11 | % |
| Kesme Dayanımı | 331 | MPa |
| Kesme Modülü | 25 | GPa |
| Kırılma Tokluğu | 22.5 | MPa |

**Sonlu Elemanlar Analizi**

Dron gövdesinin 50 cm yükseklikten rijit ve yatay bir zemine serbest düşüşü sırasında maruz kaldığı darbe yüklerine karşı yapısal tepkisi, explicit dinamik çözücü ile sayısal olarak değerlendirilmiştir. Hava direncinin ihmal edildiği modelde, potansiyel enerjinin tamamının kinetik enerjiye dönüştüğü kabul edilmiş ve başlangıç hızı $v_0 = \sqrt{(2gh)} \approx 3{,}13$ m s$^{-1}$ olarak atanmıştır. Dronun ayrıntılı 3B geometrisi SolidWorks'te oluşturulmuş, ardından gövde, iniş takımları ve bağlantı bölgeleri dahil edilerek detaylı mesh yapısı oluşturulmuştur. Tüm bileşenler, darbe sırasında ortaya çıkabilecek karmaşık gerilme gradyanlarını yakalamak amacıyla dört yüzlü ve yerel olarak sekiz düğümlü SOLID elemanlarla ağ yapısına dönüştürülmüştür. Kritik temas bölgelerinde ortalama eleman boyu 1 mm, gövde panellerinde 2 mm olacak şekilde yerel ağ yoğunlaştırması yapılmıştır. Şekil 2'de çözüm için kullanılan tam gövde mesh yapısı, Şekil 3'te ise yapılan iniş takımı bağlantı bölgesindeki yerel eleman inceltmesi görülmektedir.

Malzeme olarak Alüminyum T6 7075 kullanılmış; elastik modül 72 GPa, Poisson oranı 0,33,

yoğunluk 2.810 kg $m^{-3}$, akma dayanımı 505 MPa ve çekme dayanımı 570 MPa olarak atanmıştır. Plastik davranış Johnson–Cook bağıntısı ile gerinim-hız bağımlı biçimde tanımlanmıştır (Hosseinian, H., et al. 2022). Bu modelde kullanılan parametreler ve Alüminyum T6 7075 için karşılıkları şu şekildedir:

$$Y = [A + B\,\varepsilon_p^n][1 + C\ln(\dot{\varepsilon}_p^*)][1 - T_H^m]$$

– A (initial yield stress) ≈ 546 MPa ($5.46\times10^8$ Pa)

– B (hardening constant) ≈ 678 MPa ($6.78\times10^8$ Pa)

– n (hardening exponent) ≈ 0.71

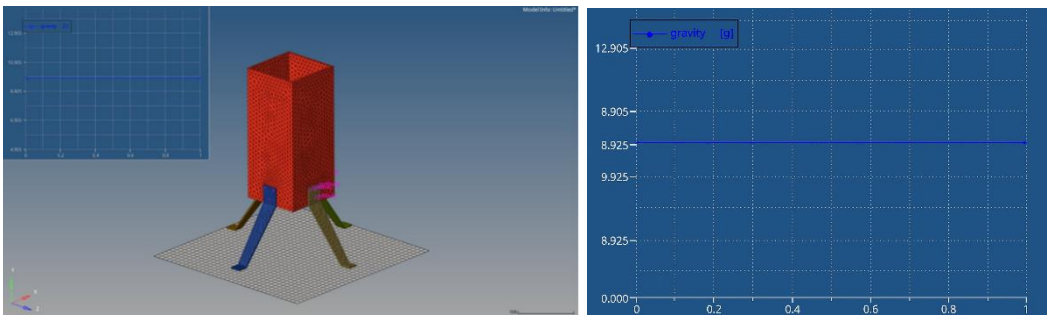
– C (strain rate coefficient) ≈ 0.024

– m (thermal softening exponent) ≈ 1.56.

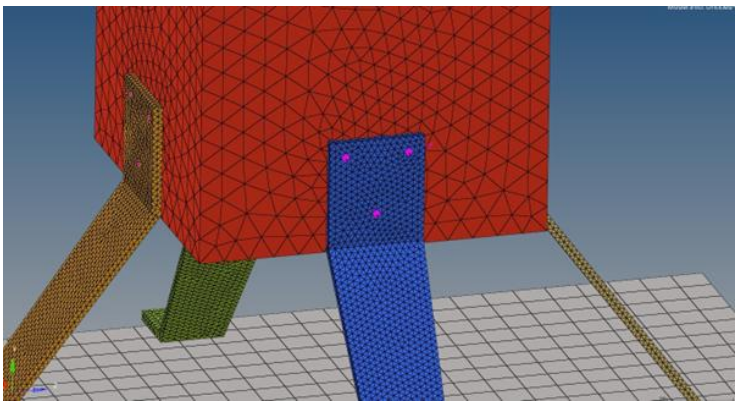
Zemin, sonlu sertlik katsayısı verilmiş rijit bir plaka olarak modellenmiş; dron-zemin etkileşimi LS-DYNA'da "surface-to-surface, penalty" temasıyla tanımlanmış ve Coulomb sürtünme katsayısı 0,30 seçilmiştir.

Sayısal çözüm explicit dinamik bir çözücü ile yürütülmüştür. En küçük eleman boyuna bağlı olarak kritik zaman adımı ≈$2\times10^{-7}$ s olarak hesaplanmış, hourglass kontrolü ile yapay rijitlik minimize edilmiştir. Simülasyon süresince kinetik, iç ve temas enerjileri izlenerek sayısal kararlılık doğrulanmıştır. Şekil 4, model bileşenlerinin malzeme ve yük ağaç yapısını göstermekte olup, ağ yapısının organizasyonunu tanımlamaktadır.

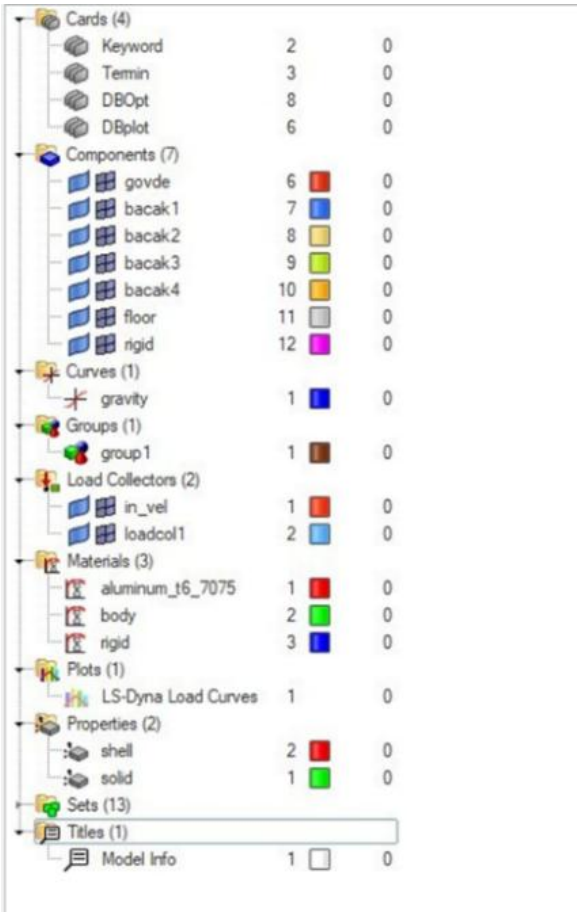
**Şekil 2**
*Çözüm için kullanılan tam gövde mesh yapısı.*




**Şekil 3**
*İniş takımı bağlantı bölgesindeki yerel eleman inceltmesi.*



**Şekil 4**
*Model bileşenlerinin malzeme ve yük ağaç yapısı.*




## BULGULAR

Darbe analizi sonuçları, iniş takımı bacaklarının gövdeye civata ile bağlandığı kök plakasında maksimum eşdeğer (von Mises) gerilmenin yaklaşık 551 MPa'a ulaştığını ortaya koymuştur. Bu değer, 7075-T6 alüminyum alaşımının 480 MPa'lık akma dayanımını %15 oranında aşarak bu bölgede plastik şekil değişiminin başlamasına yol açabilecek kritik bir gerilme yığılması oluşturmuştur. Bu durum, Şekil 5'te gösterilen genel eşdeğer gerilme dağılımı ile açıkça doğrulanmaktadır. Özellikle kök plaka etrafındaki gerilme yığılmaları Şekil 6'da daha net biçimde görselleştirilmiştir. Gövde panelleri ve bacak uçlarında ölçülen gerilmeler 200–350 MPa aralığında kalmış; rijit zeminle ilk temas anında bacak uçlarında kısa süreli yerel darbe gerilmeleri gözlenmiş ve elastik sınır aşılmamıştır.

Plastik gerinim değerleri analiz süresince maksimum 0.021 ile sınırlı kalmış yani %2.1'i geçmemiş ve bu deformasyon özellikle bacak-gövde birleşiminde yoğunlaşmıştır. Bu durum, Şekil 7'de gösterilen etkin plastik gerinim dağılımı üzerinden doğrulanmaktadır. Ayrıca iniş takımı bacak uçlarında, rijit zeminle temas anında yerel kısa süreli darbe gerilmeleri gözlenmiştir.

Bunlara ek olarak bu çalışmada, sonlu elemanlar analizinde kullanılan ağ yoğunluğunun (mesh density) sonuç üzerindeki etkisini belirlemek amacıyla bir mesh bağımsızlık analizi gerçekleştirilmiştir. Farklı eleman sayıları için elde edilen maksimum von Mises gerilme değerleri incelenmiş ve sonuçların ağ yoğunluğuna bağlı değişimi değerlendirilmiştir. Bu sonuçlar Tablo 2 ve Şekil 8'de verilmiştir.

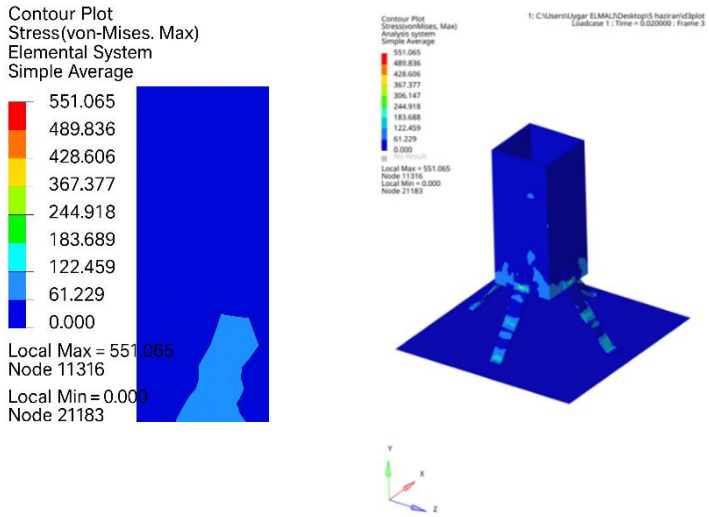
Elde edilen sonuçlara göre, düşük eleman sayılarında (örneğin 32480 ve 49720) gerilme değerleri sırasıyla 498.2 MPa ve 525.6 MPa olarak bulunmuştur. Eleman sayısı artırıldıkça sonuçlarda belirgin

bir artış gözlemlenmiş ve 79 154 elemanda gerilme değeri 551 MPa'a ulaşmıştır. Bu noktadan sonra sonuçlardaki artış oranı giderek azalmış, 198950 eleman sayısından itibaren değişim oranı %1'in altına düşmüştür. Yaklaşık 200000 eleman civarında maksimum von Mises gerilmesi 589 MPa civarında sabitlenmiş olup, bu noktadan sonra ağ yoğunluğundaki artışın sonuçlara anlamlı bir etkisi kalmamıştır. Dolayısıyla analizde mesh bağımsızlığının 200 000 eleman civarında sağlandığı görülmektedir.

Sonuç olarak, 198950–251220 eleman aralığı optimum ağ yoğunluğu olarak değerlendirilebilir. Bu yoğunluk, hem hesaplama maliyeti açısından verimlidir hem de sonuçların doğruluğu açısından yeterli hassasiyet sağlamaktadır.

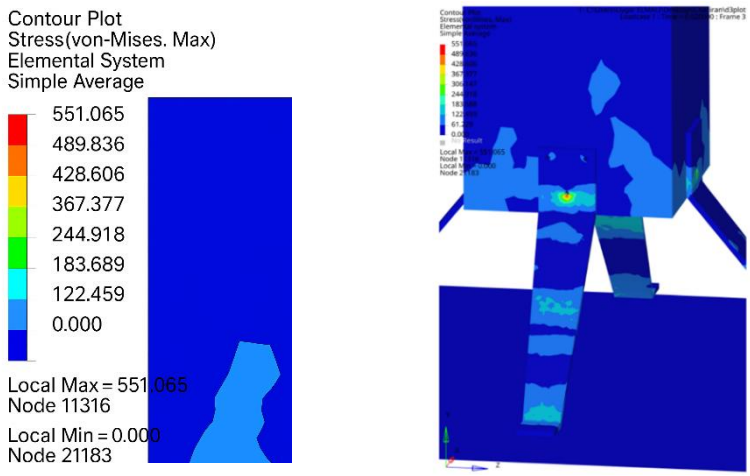
**Şekil 5**

*Genel eşdeğer gerilme (von Mises stress) dağılımı.*

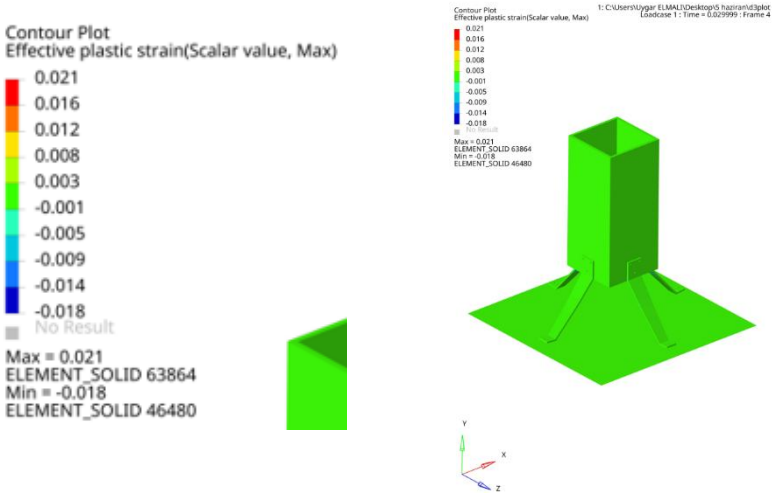



**Şekil 6**

*Bacak-gövde bağlantısındaki gerilme yoğunlaşmasının yakın görünümü.*



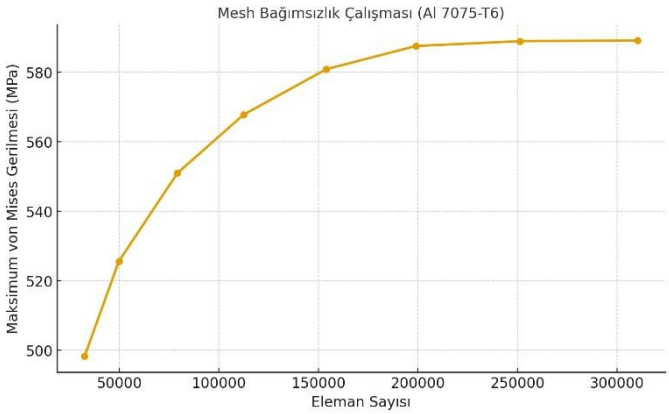
**Şekil 7**
*Genel etkin plastik gerinim dağılımı.*




**Tablo 2**
*Mesh Bağımsızlık Çalışması.*

| Mesh No | Eleman Sayısı | Maks. von Mises Gerilmesi (MPa) |
|---|---|---|
| 1 | 32480 | 498.2 |
| 2 | 49720 | 525.6 |
| 3 | 79154 | 551.0 |
| 4 | 112340 | 567.8 |
| 5 | 153860 | 580.9 |
| 6 | 198950 | 587.6 |
| 7 | 251220 | 589.0 |
| 8 | 310500 | 589.2 |

**Şekil 8**
*Mesh Bağımsızlık Çalışması.*




## TARTIŞMA

Elde edilen bulgular, düşük irtifa çarpması senaryosunda iniş takımı-gövde birleşim bölgesinin tasarım açısından kritik olduğunu ortaya koymuştur. Şekil 6'da gözlenen gerilme yığılması, bu bölgenin düşme anında maksimum yükü taşıdığını ve lokal deformasyon riskini artırdığını ortaya koymaktadır. Bu yığılmaların temel nedenleri arasında; civata deliklerinin kenarlarında oluşan yüksek gerilme

gradyanı, bağlantı plakasının yetersiz kalınlığı ve gövde panel rijitliğinin düşüklüğü sayılabilir.

Ek olarak, Şekil 7'de gösterildiği üzere plastik deformasyonun büyük oranda lokalize olduğu bölgelerde, bağlantı plakalarının kalınlığının artırılması, gerilme yoğunluğunu yaymak açısından önemli bir iyileştirme olacaktır. Analiz sırasında kaydedilen maksimum gerilme ve plastik gerinim dağılımı, yapının büyük oranda elastik sınırlar içinde kaldığını; ancak darbe enerjisinin özellikle bağlantı bölgesinde yoğunlaştığını ve bu noktada deformasyona neden olduğunu göstermektedir.

Ayrıca, iniş takımı uçlarının rijit zeminle ilk teması sırasında kısa süreli darbe yükleri meydana gelmiş ve bu anlık yükler, Şekil 5'teki genel gerilme dağılımı ile gözlemlenmiştir. Ancak bu lokal darbeler yapının genel stabilitesini etkilememiştir. Bu bağlamda, explicit çözümleyici yöntemlerin, geçici (transient) yükler altındaki yapısal tepkileri detaylı biçimde modelleme açısından başarılı sonuçlar sunduğu anlaşılmaktadır.

Sonuç olarak, elde edilen bulgular; iniş takımı tasarımında özellikle bağlantı bölgelerine yönelik yapısal iyileştirme stratejilerinin dikkate alınması gerektiğini ortaya koymuştur. Tasarım sürecinde sadece genel yük taşıma kapasitesi değil, lokal detayların da analiz edilmesi hem güvenlik seviyesini artırmak hem de ağırlık/verimlilik dengesini sağlamak açısından kritik öneme sahiptir.

## SONUÇ

Bu çalışma kapsamında, 50 cm serbest düşme senaryosu altında dron gövdesi ile iniş takımı sisteminin darbe davranışı sayısal olarak incelenmiştir. Explicit çözüm aracılığıyla elde edilen sonuçlar, iniş takımı kök plakasının gövdeye bağlandığı bölgede 551 MPa düzeyinde maksimum eşdeğer gerilme oluştuğunu ve bu değerin 7075-T6 alüminyum alaşımının akma sınırını yaklaşık %15 oranında aştığını göstermiştir. Buna karşın gövde panellerinde meydana gelen gerilmeler 200–350 MPa aralığında kalmış ve elastik sınırı aşmamıştır. En yüksek plastik gerinim %2.1 ile sınırlı olup, yapısal bütünlük genel olarak korunmuştur.

## ÖNERİLER

Sonuç olarak, iniş takımı genel olarak düşük irtifa darbesine karşı yapısal bütünlüğünü korumuş olsa da, özellikle bacak-gövde birleşim bölgesinde oluşan gerilme yığılmaları, bu alanın yapısal açıdan kritik olduğunu ortaya koymuştur. Bu nedenle, bu bölgedeki gerilme yoğunluğunu azaltmak için bazı tasarım iyileştirmeleri önerilmektedir. Örneğin, bağlantı plakasının kalınlığının artırılması, civata deliği kenarlarına küçük radyüsler eklenmesi ve yüksek dayanımlı rondela kullanımı bu noktadaki gerilmeyi minimize edebilir. Ayrıca, inişin gerçekleştiği zemin koşullarının darbe şiddeti üzerindeki etkisi dikkate alındığında, rijit yüzeyler yerine enerji absorbe edici veya yarı esnek zeminlerin tercih edilmesiyle yapıya binen yük azaltılabilir. Gelecekteki çalışmalarda, farklı yüksekliklerden düşme testleri, çeşitli zemin koşulları ve alternatif malzeme kombinasyonları ile daha kapsamlı analizler yapılabilir. Bu öneriler, hem güvenliği artırmak hem de daha dayanıklı ve verimli bir iniş takımı tasarımı için yol gösterici olabilir.

### 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.

**Finansman**

Çalışma TUSAŞ ve TÜBİTAK tarafından desteklenmiştir.

**Çıkar Çatışması**

Bu çalışmada bir çıkar çatışması yoktur.

**Sürdürülebilir Kalkınma Amaçları (SDG)**

Sürdürülebilir Kalkınma Amaçları: Desteklemiyor

**REFERANSLAR**

Di Leo, R., De Fenza, A., Barile, M., & Lecce, L. (2014). Drop test simulation for an aircraft landing gear via multi-body approach. Archive of Mechanical Engineering, 61(2), 281–296. https://doi.org/10.2478/meceng-2014-0017

Élie-dit-Cosaque, X., Gakwaya, A., & Lévesque, J. (2009). Design and drop test simulation of a helicopter skid landing gear with Abaqus/CAE. SIMULIA Customer Conference.

Gok, M. G., & Cihan, O. (2022). A novel design and structural analysis of spring landing gear for unmanned air vehicles. Hittite Journal of Science and Engineering, 9(2), 83–88. https://doi.org/10.17350/HJSE19030000258

Imran, M., Ahmed, S. R. M., & Haneef, M. (2015). FE analysis for landing gear of test aircraft. Materials Today: Proceedings, 2(4–5), 2170–2178. https://doi.org/10.1016/j.matpr.2015.07.228

Khan, S. A., Mehmood, Z., & Afshan, Z. (2021). Design, analysis and topology optimization of a landing gear strut for a quadcopter upon impact. In 2021 International Conference on Applied and Engineering Mathematics (ICAEM) (pp. 37–38). IEEE. https://doi.org/10.1109/ICAEM53552.2021.9547116

Kong, J. P., Lee, Y. S., Han, J. D., & Ahn, O. S. (2009). Drop impact analysis of smart unmanned aerial vehicle (SUAV) landing gear and comparison with experimental data. Materialwissenschaft und Werkstofftechnik, 40(3), 192–196. https://doi.org/10.1002/mawe.200900426

Kumar, J. S. R. (2014). Design of landing gear retraction system for UAV's. Journal of Basic and Applied Engineering Research, 1(3), 64–67.

Lancea, C., Chicos, L. A., Zaharia, S. M., Pop, M. A., Pascariu, I. S., Buican, G. R., & Stamate, V. M. (2022). Simulation, fabrication and testing of UAV composite landing gear. Applied Sciences, 12(17), 8598. https://doi.org/10.3390/app12178598

Liang, Y. C., Chin, P. C., Sun, Y. P., & Wang, M. R. (2021). Design and manufacture of composite landing gear for a light unmanned aerial vehicle. Applied Sciences, 11(2), 509. https://doi.org/10.3390/app11020509

Liu, W., & Wang, Y. (2024). Improved multi-body dynamic simulation of landing gear drop test incorporating structural flexibility and bearing contact. Aerospace, 11(5), 543.

https://doi.org/10.3390/aerospace11050543

Pagani, A., Augello, R., Governale, G., & Viglietti, A. (2019). Drop test simulations of composite leaf spring landing gears. Aerotecnica Missili & Spazio, 98, 63–74. https://doi.org/10.1007/s42496-018-00005-y

Rudresh, M., Maurya, R. D., Raghu, B. S., Raj, R., & Mathew, S. (2020). Design optimization of aircraft landing gear's torsion link using generative design. International Journal for Scientific and Advanced Research in Technology, 6(4), 248–254.

Suhas, D., Srinath, P., Shashank, N. R., Sherikar, V. N., & Nayak, H. (2021). Design and analysis of aircraft landing gear system. International Journal of Advances in Engineering and Management, 3(8), 374–398. https://doi.org/10.35629/5252-0308374398

Xue, C. J., Han, Y., Qi, W. G., & Dai, J. H. (2012). Landing-gear drop-test rig development and application for light airplanes. Journal of Aircraft, 49(6), 2064–2068. https://doi.org/10.2514/1.C031913

## EXTENDED ABSTRACT

**Introduction:** Landing gears play a vital role in ensuring the structural integrity and operational safety of aerial vehicles, especially during take-off and landing maneuvers. In coaxial drone systems, where weight efficiency and compact design are critical, the design of the landing gear directly influences impact resistance and structural performance. In this study, the structural response of a coaxial drone landing gear was analyzed using the finite element method under a 50 cm free-fall impact onto a rigid surface. The numerical model was used to evaluate maximum stress levels, plastic deformation, and their effects on overall structural integrity. The aim of the study is to provide structural feedback to improve the durability of the landing gear and support post-impact safety. The results offer valuable engineering insights that can contribute to the design process of UAV landing systems.

**Method:** The geometry of the drone was modeled in SolidWorks, and the mesh was generated using tetrahedral and eight-node SOLID elements with local refinement up to 1 mm at critical contact areas. The free fall scenario was modeled with the explicit solver and the initial impact velocity of the drone in the case of a 50 cm drop from a height of 50 cm was assigned as $v_0 = \sqrt{(2gh)} \approx 3{,}13\ \mathrm{m\ s^{-1}}$. Aluminum T6 7075 alloy was chosen due to its high strength-to-weight ratio and the material model was defined by the Johnson-Cook plasticity relation. The ground is modeled as a rigid surface and drone-ground interaction is created by surface-to-surface penalty contact, and a friction coefficient of 0.3 was applied. Mesh size, time step stability, and energy tracking were carefully monitored to ensure solution accuracy.

**Findings:** The analysis results indicated that the highest equivalent (von Mises) stress was observed at the root plate, where the landing gear connects to the drone's main body, with a peak value reaching approximately 551 MPa. Considering the yield strength of the 7075-T6 aluminum alloy is around 480 MPa, this result suggests that the stress exceeded the material limit by nearly 15%, initiating localized plastic deformation in this region. The maximum effective plastic strain was calculated as 0.021 (2.1%), with strain concentration mainly occurring at the leg-to-body interface. In contrast, the stress levels in other structural components, such as the fuselage panels and gear legs, ranged between 200 MPa and 350 MPa, remaining within the elastic limit and showing no signs of permanent damage. Moreover, the contact between the landing gear and the rigid ground surface produced short-duration, high-frequency stress peaks. These peaks were limited to the contact zone and did not compromise the overall structural integrity of the drone.

**Discussion:** The findings confirm that the gear-body interface is a structurally critical area during impact. The observed stress concentrations, especially around bolt holes, are primarily caused by high local stress gradients, insufficient plate thickness, and low panel stiffness. Simulation results showed that plastic deformation was largely localized around the connection region, while the overall structure remained within elastic limits. This indicates that the impact energy was absorbed in a confined area and that the structural integrity of the system was preserved. However, the initiation of plastic deformation at the connection points suggests a need for design optimization in these areas. In particular, increasing the thickness of the connection plates may help reduce stress concentration. and enhance structural performance. Additionally, short-duration impact loads were observed during the initial contact between the landing gear and the rigid surface, but these transient effects had no significant influence on the overall stability of the system. Additionally, simulation results validate the capability of explicit solvers in modeling transient loads and complex structural behaviors effectively.

**Conclusion:** The impact behavior of the drone body and landing gear system was numerically analyzed under a 50 cm free-fall scenario. The results obtained using explicit solver revealed that the maximum equivalent (von Mises) stress occurred at the root plate where the landing gear is connected to the fuselage, reaching approximately 551 MPa. This value exceeds the yield strength of the 7075-T6 aluminum alloy by around 15%, indicating localized plastic deformation in that region. In contrast, stress levels observed in the fuselage panels remained within the range of 200–350 MPa, staying below the elastic limit. The maximum plastic strain was limited to 2.1%, and due to its localized nature, the overall structural integrity of the system was preserved.

**Recommendation:** In conclusion, the stress concentrations observed at the landing gear leg–body connection indicate that this region is structurally critical. To reduce stress in this area, design improvements such

as increasing the thickness of the connection plate, adding fillets around bolt holes, and using high-strength washers are recommended. Additionally, replacing rigid surfaces with energy-absorbing or semi-flexible materials could help minimize the loads transmitted to the structure. Future studies should consider more comprehensive analyses involving various drop heights, ground conditions, and alternative material combinations. It is also recommended to perform mesh independence studies and validate simulation results through physical drop tests. These improvements can serve as a guide for developing safer and more efficient landing gear designs.

NEU PRESS

ASREL Aerospace Research Letters

Cilt: 5 Sayı: 1 Yıl: 2026 | Research Article | e-ISSN: 2980-0064

# Numerical Analysis of the Low-Velocity Impact Behavior of Different Kevlar-29/Epoxy Lamination Structures

**Semiha ÖZTÜRK**

[1] Iskenderun Technical University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Department of Aeronautics and Astronautics Engineering, Iskenderun, Hatay

**Article Info**

**Received:** 30.11.2025
**Accepted:** 15.01.2026
**Published:** 30.06.2026

**Keywords:**
Finite Element Analysis,
Impact Behavior,
Kevlar-29/Epoxy,
Low Velocity Impact.

**ABSTRACT**

In this study, a low-velocity impact test was numerically simulated on Kevlar-29/Epoxy laminates with dimensions of 100 × 100 mm and a thickness of 6 mm, arranged in $[0/45/90]_4$, $[0/30/60/90]_3$, and $[0/90]_6$ orientation sequences using the LS-DYNA software. The impact loading was applied by a 6 mm-diameter impactor with a mass of 15 kg striking the laminates at a velocity of 5.0 m/s. The maximum force values varied depending on the lay-up sequence, and the highest peak force was obtained in the $[0/30/60/90]_3$ configuration with 45 kN. In the energy–time analysis, it was observed that the total energy transferred during the impact was approximately 187.5 J for all three configurations. This impact result suggests using isotropic approach paving rows using different stacking sequence to maximize energy absorption and increase damage tolerance.

## Farklı Kevlar-29/Epoksi Laminasyon Yapılarının Düşük Hızlı Darbe Davranışının Sayısal Yöntemlerle Analizi

**Makale Bilgisi**

**Geliş Tarihi:** 30.11.2025
**Kabul Tarihi:** 15.01.2026
**Yayın Tarihi:** 30.06.2026

**Keywords:**
Darbe Davranışı,
Düşük Hızlı Darbe,
Kevlar-29/Epoksi,
Sonlu Elemanlar Analizi.

**ÖZET**

Bu çalışmada, LS-DYNA yazılımı kullanılarak $[0/45/90]_4$, $[0/30/60/90]_3$ ve $[0/90]_6$ yönelim dizilimleriyle yerleştirilmiş, 6 mm kalınlığında ve 100 × 100 mm boyutlarında üretilmiş Kevlar-29/Epoksi laminelere düşük hızlı darbe deneyi sayısal olarak simüle edilmiştir. Laminelerin üzerine, 6 mm çapında ve 15 kg kütlesine sahip vurucu bir cismin 5.0 m/s hızla uygulanmasıyla darbe yüklemesi gerçekleştirilmiştir. Maksimum kuvvet değerleri elyaf dizilimi bağlı olarak değişmiş olup, $[0/30/60/90]_3$ diziliminde 45 kN ile en yüksek tepe kuvveti elde edilmiştir. Enerji–zaman analizinde, üç konfigürasyonda da darbe sırasında aktarılan toplam enerjinin yaklaşık 187.5 J olduğu görülmüştür. Bu darbe sonucu, enerji sönümleme maksimize etmek ve hasar toleransını artırmak için farklı serim yöntemlerini kullanarak izotropik yaklaşıma sahip serim sıralarının kullanılması önermektedir.

**To cite this article:**

Öztürk, S. (2026) Farklı Kevlar-29/Epoksi Laminasyon Yapılarının Düşük Hızlı Darbe Davranışının Sayısal Yöntemlerle Analizi *Aerospace Research Letters (ASREL),* 5(1), 14-24.

***Corresponding Author:** Semiha Öztürk, *semihaoz3403mail@gmail.com*

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

## INTRODUCTION

With the acceleration of technological advancements, traditional engineering materials are being replaced by advanced materials that exhibit superior mechanical, physical, and chemical properties. In particular, research focused on improving ballistic performance and impact resistance in military applications is of great importance for detecting material damage, optimizing new designs, and validating strength analyses. In this context, composite materials developed for such purposes are widely used in the defense industry, the aerospace sector, armored vehicle systems, and the automotive industry(ÖZTEMÜR et al., 2024).

Composite materials are heterogeneous structures obtained by combining two or more constituents in specific proportions without dissolving into one another. Owing to their low specific weight and high mechanical strength, they exhibit superior performance compared to conventional materials. Due to these advantageous properties, composite materials are widely used in various fields such as military armored vehicles, ballistic protection systems, aerospace structures, and the automotive industry. In such applications, it is critical for the components to withstand objects impacting at high velocities. Therefore, before proceeding to the manufacturing stage, various impact and ballistic tests are conducted to evaluate the performance of the material (Mecitoğlu et al.2020). In fiber metal laminates (FMLs), the most commonly used metal is aluminum, and the reinforcing fibers are typically Kevlar or glass fibers. FMLs reinforced with glass fibers and those reinforced with Kevlar fibers have been extensively studied in terms of their potential applications in aircraft structural components(Wu & Yang, 2005). However, the damage and strength predictions of composite materials have not yet been fully and universally defined. Therefore, various damage criteria have been developed, taking into account different loading conditions and material types, and have become widely used in the literature.

Kevlar fiber is a lightweight and tough aramid fiber with high tensile strength and resistance to abrasion. Composites reinforced with Kevlar fibers are commonly used in materials subjected to high friction conditions. Kevlar fibers possess the capability to withstand high-velocity impacts and have a high specific strength, making them more efficient than metals and ideal for use in various structural and aerospace applications (Benli, 2025).

In the defense industry, Kevlar fiber-epoxy composites are utilized in the production of protective helmets and body armor. With technological advancements, these composites can be manufactured using different approaches and methods, and they are now employed across a wide range of sectors (Altıntaş, Hayri, 2021). In particular, properties such as vibration resistance, fatigue durability, and thermal stability are among the primary advantages of Kevlar fiber-epoxy materials in the aerospace industry (Iç et al., 2019).

Tolunay Dağ (Dağ, 2024) conducted studies on the optimization of impact behavior and mechanical properties of reinforced panels used in aircraft structures. In this study, the effects of mechanical properties such as stacking direction, thickness, number of layers, and layer thickness on the impact behavior of panels were investigated using Artificial Neural Networks (ANN) and the Taguchi L9 method to optimize impact-induced deformation and vibration responses.

T. Jambhulkar and colleagues (Jambhulkar & Sahu, 2024) aimed to improve the energy absorption performance of polymer composite laminates by varying the stacking sequence of to enhance impact damage resistance. Considering various projectile shapes suitable for low-velocity impact applications, the total deformation of the optimized stacked [K/K/G/G/K] composite was evaluated. The assessment provides insights into the properties of hybrid composite laminates and can guide the development of more effective materials for impact protection.

Mingling Wang and colleagues (Wang et al., 2024) investigated Is this statement true? Kevlar has

a continuous structure and high toughness. Wang the stiffening mechanisms that enhance the response and impact resistance of Kevlar and Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP) structures subjected to quasi-static indentation (QSI) and low-velocity impact (LVI) loading. They compared energy absorption under static and dynamic loading conditions. The study concluded that, as the toughness ratio increases in Kevlar hybrids, the static energy absorption of hybrid laminates gradually decreases, whereas dynamic energy absorption increases. Consequently, under dynamic loading, damage initiates on the non-impacted surface and propagates toward the impacted surface (Samsur et al., 2018).

G. Gruben and colleagues (Gruben et al., 2017) examined the behavior and failure of steel plates subjected to transverse loading on marine platforms. By performing low-velocity dynamic and quasi-static tests on the plates, they demonstrated that although the tests exhibited greater displacements at the point of fracture, they provide a valuable reference for impact loading scenarios.

Gin Boay Chai and his team conducted results of maximum damage modes using fiber-metal laminated panels, two different reinforced plastics, using a weight drop testing device (Zhu & Chai, 2012).

In this study, composite Kevlar plates were characterized using MAT55 material modeling, meeting the Chang-Chang and Tsai-Wu criteria. The laydown method was found to have a significant effect on impact behavior. The force curves examined the maximum stiffness of the structure under impact, with the alignments achieving the highest peak force. Displacement-time and velocity-time curves indicate that the maximum displacement varies depending on the laydown pattern. Energy-time plots revealed that all samples received similar impact energy, but the configuration that most effectively absorbed the energy was the one used. These findings confirm that multidirectional fiber alignments improve stress distribution and increase impact resistance.

### First Level Subheading

First level subheadings should be capitalized, bold, in Times New Roman font and 11-point font size. A 12k space should be defined before headings. Headings and paragraphs should start with a 1cm indent. Line spacing should be 1.15k. There should be a 6k space above each paragraph. You can do these operations using the line spacing menu.

### Second Level Subheading

Second-level subheadings should be capitalized, bold, italic, Times New Roman font and 11-point font size. A space of 12 spaces should be defined before headings. Headings and paragraphs should start with a 1cm indent. Line spacing should be 1.15k. There should be a 6k space above each paragraph. You can do these operations using the line spacing menu.

### Third Level Subheading

Third-level subheadings should be capitalized, italicized, in Times New Roman font and 11-point font size. A 12k space should be defined before headings. Headings and paragraphs should start with a 1cm indent. Line spacing should be 1.15k. There should be a 6k space above each paragraph. You can do these operations using the line spacing menu.

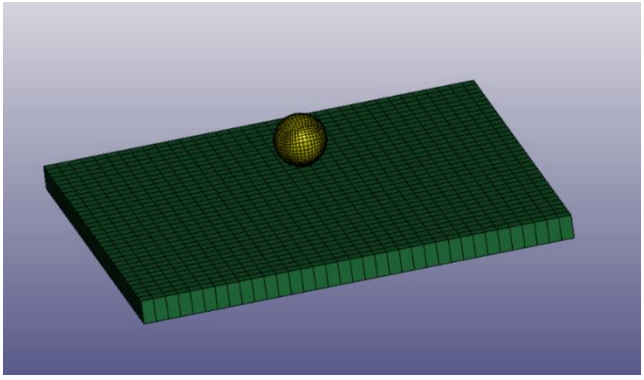
## METHOD

In this study, three different methods of laying Kevlar-29/Epoxy laminated composite plates were used to evaluate the damage mechanisms and structural reactions caused by low-speed impact loads, critical damage types and finite element analysis in impact-affected FML (Azhdari et al., 2021).

The impact load was applied to a 100×100 mm square Kevlar-29/Epoxy laminate consisting of

twelve layers using a rigid spherical impactor with a radius of 6 mm at a velocity of 5 m/s. The impact event was completed within 0.007 seconds. As boundary conditions, two opposite edges of the laminate were fully constrained in all degrees of freedom, while the remaining edges were left free. The LS-DYNA model of the composite material and impact mechanism is presented in Figure 1.

**Figure 1**
*Perspective View of 3D Modeled Impactor and Laminated Composites*



**Material Selection**

A composite material is defined as a new material formed by the combination of at least two different materials with specific chemical or physical properties at the macro scale. Generally, they work together to provide higher strength, stiffness, impact resistance, or reduced weight. Composite materials can be classified into five categories based on the form of the reinforcement used: particulate-reinforced, fiber-reinforced, laminar, laminated, and filled composites. Within the scope of this study, Kevlar fiber emerges as a prominent aramid reinforcement material widely preferred in ballistic and high-performance composite applications, offering superior specific strength due to its high tensile strength and low density. Its ability to effectively dissipate impact energy through micro-fracture mechanisms, combined with resistance to heat and flame, further enhances its applicability. The material modeling was performed using MAT-55 ENHANCED COMPOSITE DAMAGE. The mechanical properties of Kevlar-29/epoxy are presented in Table 1.

**Table 1**
*Kevlar-29/ Epoxy Mechanical Properties*

| MATERIAL PROPERTY | Values | Units | Symbol |
|---|---|---|---|
| Density | 1259 | kg/$m^3$ | $\rho$ |
| Modulus of Elasticity (Longitudinal Direction) | 2.05e10 | Pa | $E_1$ |
| Modulus of Elasticity (Transverse Direction) | 2.05e10 | Pa | $E_2$ |
| Poisson Ratio | 0.21 | - | $v_{12}$ |
| Poisson Ratio | 0.33 | - | $v_{12}$ |
| Poisson Ratio | 0.33 | - | $v_{12}$ |
| Shear Modulus | 7.70e8 | Pa | $G_{12}$ |
| Longitudinal Compressive Strength | 5.95e8 | Pa | $x_c$ |
| Longitudinal Tensile Strength | 5.95e8 | Pa | $x_T$ |
| Transverse Compressive Strength | 6.00e9 | Pa | $Y_c$ |
| Transverse Tensile Strength | 6.00e9 | Pa | $Y_T$ |
| Shear Strength | 7.70e7 | Pa | $S_c$ |
| Maximum strain for the matrix | 2.902e+18 | | DFAILM |
| Maximum shear strain | 1.000e+15 | | DFAILS |
| Maximum strain for fiber compression | -2.902e+18 | | DFAILC |
| Maximum strain for fiber tension | 2.902e+18 | | DFAILT |

The plate material parameters used in this study were determined based on the values reported by (Guo et al., 2022)

The material properties of the striker defined by the MAT-20 RIGID material function are given in Table 2.

**Table 2**
*Mechanical Properties of the Impact Mass*

| MATERIAL PROPERTY | Values | Units |
|---|---|---|
| Density | 1658 | kg/ m³ |
| Young's Modulus | 2.07e11 | GPa |
| Ratio Poisson | 0.3 | - |

In order to use the MAT-055 material card, it must satisfy the equation in Equation 1.0. If this equation is not met, the numerical simulation cannot be completed.

$$v_{12} = v_{21} * E_1 \,/\, E_2 \,,\, v_{12} * v_{21} < 1 \qquad (1.0)$$

In this study, strain-based damage criteria covering fiber and matrix damage modes for the Kevlar-29/epoxy composite were calculated using literature-based equations and are presented in Equations (1.1)–(1.4). (Master's Thesis, 2024).

$$\text{DFAILM}=\frac{y_c}{E_2} \qquad (1.1)$$

$$\text{DFAILS}=\frac{s_c}{G_{12}} \qquad (1.2)$$

$$\text{DFAILC}=-\frac{x_c}{E_1} \qquad (1.3)$$

$$\text{DFAILT}=\frac{x_T}{E_1} \qquad (1.4)$$

The interaction between the impactor mass and the composite structure was modeled using the AUTOMATIC NODES TO SURFACE contact algorithm using an impact velocity of 5 m/s. Analyses were performed with the LS-DYNA solver, and the resulting outputs were recorded. For post-solution data evaluation, the results in binary database format were visualized in three dimensions using D3PLOT, and these images were analyzed in detail using LS-PrePost software (Dağ et al., 2022). During the investigation, the dynamic response of the structure during the impact, interlaminar separation behavior, local stress concentrations, and the resulting deformation modes were evaluated. Additionally, for a more comprehensive analysis of the solution, GLSTAT, MATSUM, and RCFORC ASCII data files were examined to obtain additional information on energy balances, material response, and contact forces.

## RESULTS

Using LS-DYNA software, a low-velocity impact test was simulated on 6 mm-thick, 100 x 100 mm Kevlar-29/Epoxy laminates arranged with stacking sequences of $[0/45/90]_4$, $[0/30/60/90]_3$, and $[0/90]_6$. The simulations provided results for force, displacement, velocity, and energy variations.

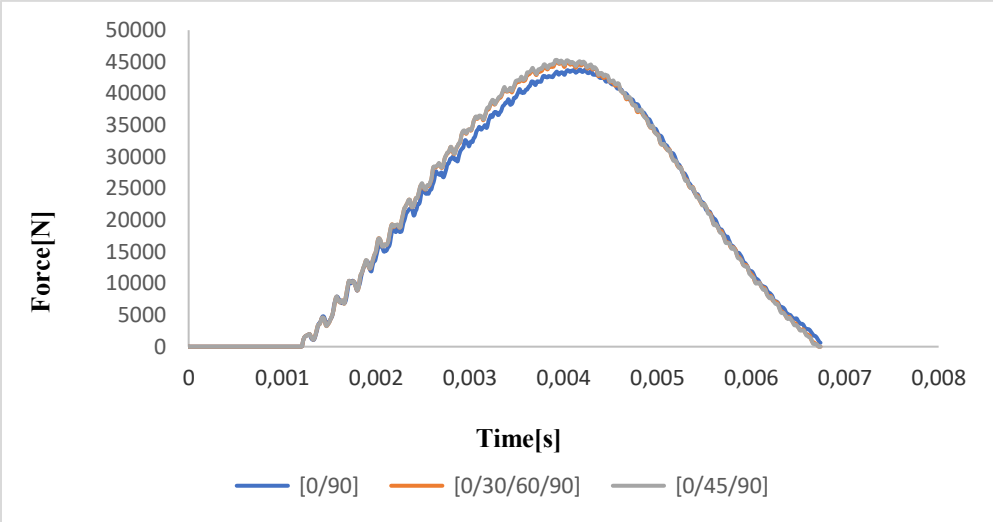
### Force - Displacement Response

At the initial moment when the impacting mass contacts the plate, fluctuations in the force-time curve occur due to the stresses generated at the interfaces. These fluctuations, seen in Figure 2, are a result of the Hertzian behavior that occurs during contact. According to the obtained data, the specimen with the [0/30/60/90] laydown sequence achieved the highest maximum impact resistance.

This demonstrates that the [0/30/60/90] laydown sequence, which is closer to direction-independent behavior, has a superior capacity to absorb impact energy and control propagated stresses compared to the [0/90] or [0/45/90] laydown sequences. Laydown sequences with a greater number of different angles propagate local fiber fractures and matrix cracks, increasing overall damage tolerance.

**Figure 2**

*Force Time Curve for Different Layer Placement Configurations*

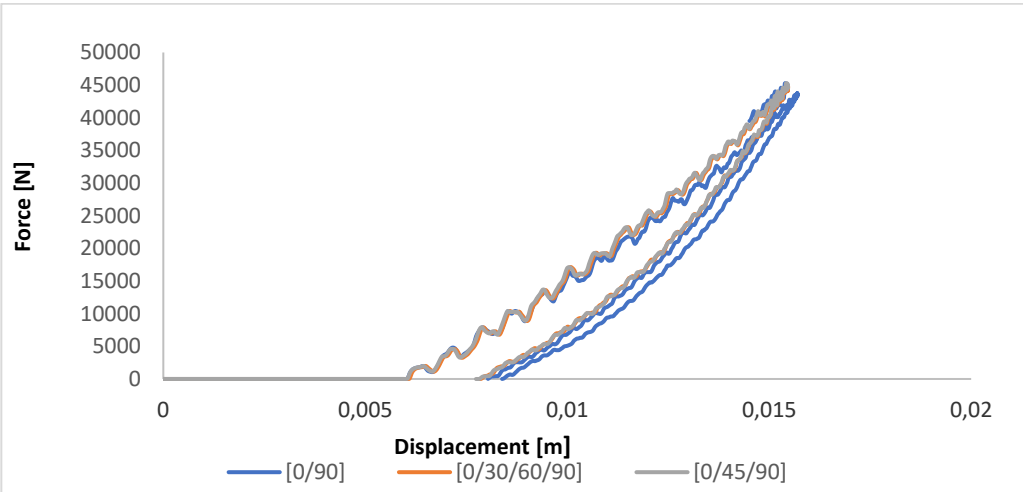



Furthermore, the fact that all three samples exhibit very similar impact durations and overall curve shapes indicates that the effect of the stacking sequence on stiffness is less significant than its effect on the maximum load-bearing capacity at this impact energy level. The mechanical response of laminated composite specimens made from Kevlar-29/Epoxy fibers under low-velocity impact loading is presented in the Force-Displacement curves in Figure 3.

The curves return almost exactly to the starting point after loading, forming a closed loop, clearly demonstrating that no complete puncture failure or permanent macroscopic structural failure occurred in the specimens at the applied impact energy level. This closed-loop form indicates that the material absorbed the energy largely through elastic deformation and damage mechanisms, with some of the energy being returned by the rebound of the impacting mass.

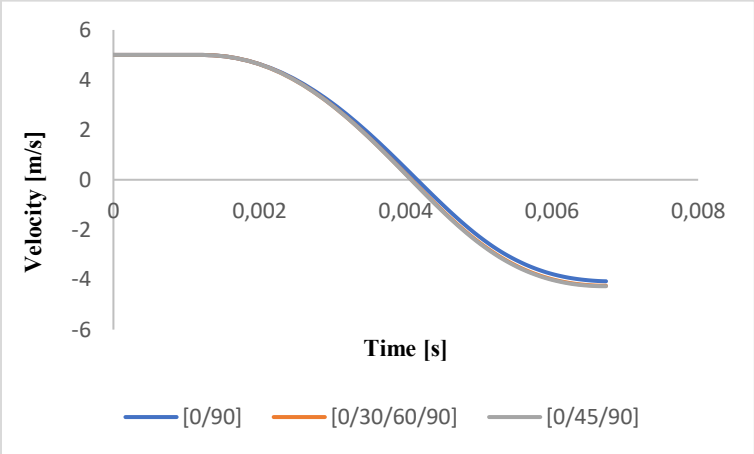
**Figure 3**

*Displacement- Force Curve for Different Layer Layout Configurations*



Keeping the impactor's speed constant increases the amount of displacement occurring in the composite structure. It is observed that the maximum displacement value of the sample is achieved when the impactor's speed is zero during the impact performed with three different layer layout configurations. Figure 4 shows the velocity-time curves and the velocity-displacement curves obtained as a result of the impact applied for different layer layout configurations.

**Figure 4**
*Velocity–Time Curves for Different Layer Placement Configurations*

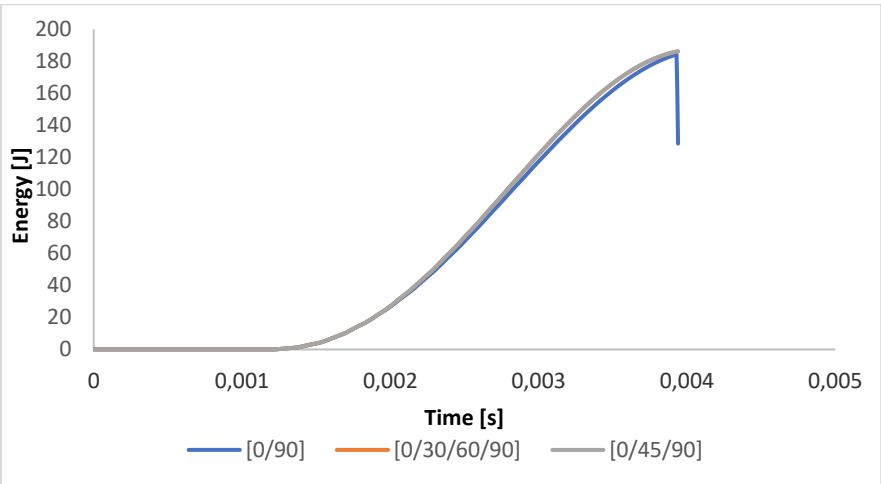



**Energy Absorption**

Figure 5 presents Energy-Time curves showing the energy absorption during an impact event for composite specimens with different layer laydown sequences. The peak in the graph represents the moment when the applied impact energy is transferred to the specimen and maximum force is reached. The amount of energy dissipated at this peak is a key parameter characterizing a material's resistance to impact damage.

During the three deployments, a maximum energy value of around 187.5 J was reached during an interval where the impact terminated around 0.0039 s and energy transfer ceased. This indicates that all samples experienced a similar initial impact energy. The slope and shape of the curves to the peak are nearly identical for all three configurations, demonstrating that the energy transfer rate is similar regardless of deployment order.

**Figure 5**
*Energy Time Curve for Different Layer Layout Configurations*



**Effective Stress Distribution on Laminate**

When examining the stress values for low-velocity impact, an increase in stress values was observed due to changes in layer layout configurations. Effective Stress Distribution analyses reveal the critical impact of the laydown sequence on stress concentration and distribution. The use of diagonal laydowns distributes the stress over a larger volume, reducing local stress peaks in potentially damaged areas, thus optimizing the composite's overall impact resistance and energy absorption capacity.

**Figure 6**
*Effective Stress Distribution in $[0/45/90]_4$ Laminates After Impact*

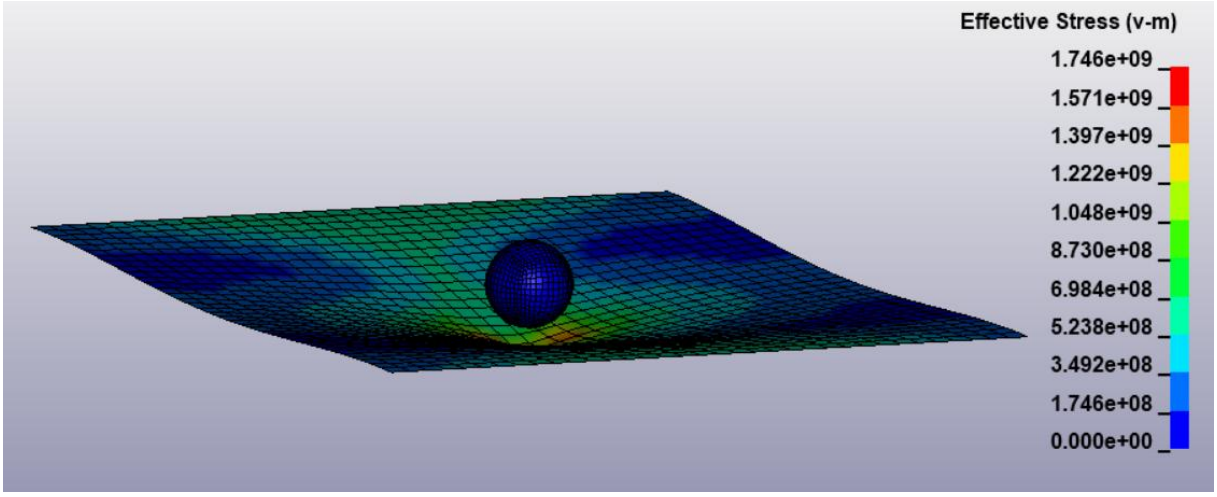



**Figure 7**
*Effective Stress Distribution in $[0/30/60/90]_3$ Laminates After Impact*

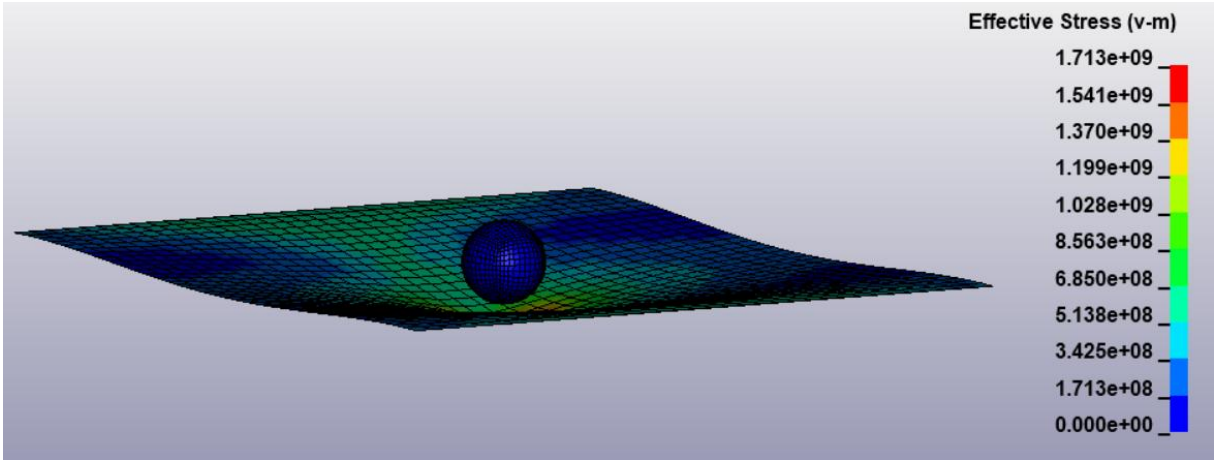
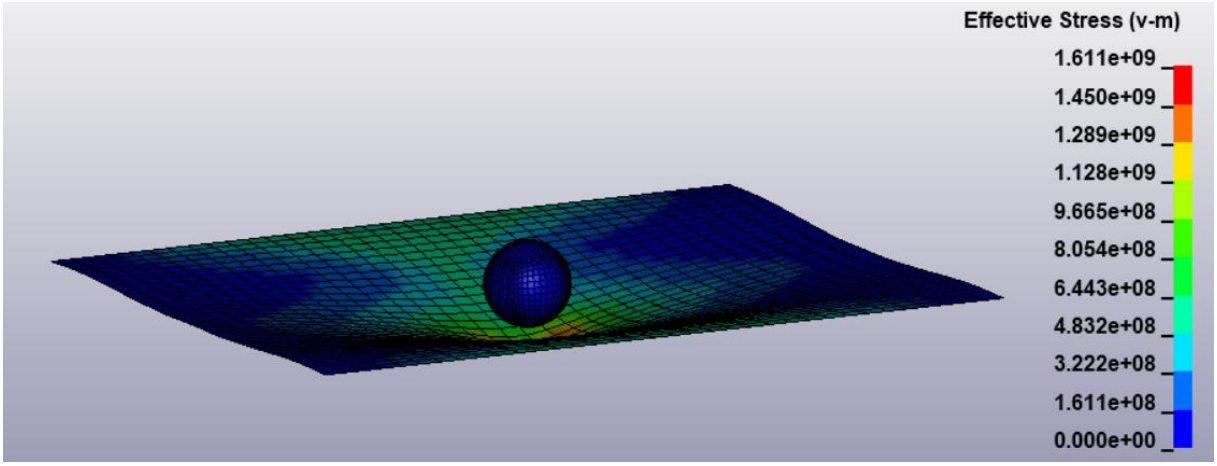


**Figure 8**
*Effective Stress Distribution in [0/90]₆ Laminates After Impact*




## CONCLUSION

It was confirmed that complete perforation did not occur in any of the tested samples, and that the applied impact energy was mainly dissipated through matrix cracking and delamination mechanisms. Although the energy–time curves exhibit similar trends for all stacking sequences, clear differences were observed in the force response and damage evolution behavior. The $[0/30/60/90]_3$ stacking sequence exhibited the highest maximum contact force ($F \approx 45$ kN) and greater structural stiffness compared to the other configurations, indicating a more effective force transfer capability. Effective stress distribution analyses further demonstrate that multi-angle stacking sequences promote a wider stress distribution and reduce localized stress concentrations, thereby delaying damage initiation and limiting delamination growth. These results indicate that quasi-isotropic stacking sequences such as $[0/30/60/90]_3$ do not necessarily absorb significantly more energy, but instead optimize load redistribution and damage tolerance, leading to improved impact resistance under low-velocity impact conditions.

## REFERENCES

Altıntaş, H. (2021). Optimization of Buckling Behavior of Hybrid Composite Beam Under Axial Compression (Issue December). https://gcris.iyte.edu.tr/bitstream/11147/11989/1/10436931.pdf

Azhdari, S., Fakhreddini-Najafabadi, S., & Taheri-Behrooz, F. (2021). An experimental and numerical investigation on low velocity impact response of GLAREs. Composite Structures, 271(April), 114123. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.114123

Benli, S. (2025). Farklı Kevlar / epoksi kompozit tabakalarla takviye edilmiş 3D baskı ABS polimerlerin sonlu elemanlar yöntemi ile ilk hasar yüklerinin bulunması.

Dağ, T. (2024). HAVACILIKTA KULLANILAN PEKİŞTİRİLMİŞ EĞRİ KOMPOZİT PANELLERİN DÜŞÜK HIZLI DARBE SONUCUNDA MEKANİK DAVRANIŞININ İNCELENMESİ VE OPTİMİZASYONU.

Dağ, T., Yıldırım, N., Kepir, Y., & Uyaner, M. (2022). E/Cam Epoksi Laminelerin Üzerine Uygulanan Düşük Hızlı Darbe Davranışının Sayısal Simülasyonu. Asrel, 1–10. https://doi.org/10.56753/asrel.2022.1.1

Gruben, G., Sølvernes, S., Berstad, T., & Morin, D. (2017). Low-velocity impact behaviour and failure of stiffened steel plates. Marine Structures, 54(7491), 73–91.

https://doi.org/10.1016/j.marstruc.2017.03.005

Guo, G., Alam, S., & Peel, L. D. (2022). An investigation of deformation and failure mechanisms of fiber-reinforced composites in layered composite armor. Composite Structures, 281(December 2021), 115125. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.115125

Iç, Y. T., Elaldi, F., Keçeci, B., Uzun, G. Ö., Limoncuoğlu, N., & Aksoy, I. (2019). An optimization for milling operation of Kevlar fiber-epoxy composite material using factorial design and goal programming methods. Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 34(3), 1549–1560. https://doi.org/10.17341/gazimmfd.570704

Jambhulkar, T., & Sahu, R. K. (2024). Modelling and optimization of hybrid Kevlar/glass fabric reinforced polymer composites for low-velocity impact resistant applications. Forces in Mechanics, 15(March), 100267. https://doi.org/10.1016/j.finmec.2024.100267

ÖZTEMÜR, A., Tez, S., Dal, A., Tasar, M., & Dal, B. (2024). Zirh delici hafif silah mühimmatina dayanikli kompozit zirh geliştirilmesi.

Samsur, A., Mathur, V., & Asmatulu, R. (2018). E ff ect of nanoclay and graphene inclusions on the low-velocity impact resistance of Kevlar-epoxy laminated composites. Composite Structures, 187(August 2017), 481–488. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.12.054

Wang, H., Lin, Y., Jiang, H., & Liu, Z. (2024). Thin-Walled Structures Inter-layer failure and toughening mechanisms of carbon / aramid hybrid fiber composites interleaved with micro / nano pulps under low-velocity impact load. Thin-Walled Structures, 202(June), 112086. https://doi.org/10.1016/j.tws.2024.112086

Wu, G., & Yang, J. M. (2005). The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures. Jom, 57(1), 72–79. https://doi.org/10.1007/s11837-005-0067-4

Zhu, S., & Chai, G. B. (2012). Low-velocity impact response of fibre-metal laminates - Experimental and finite element analysis. Composites Science and Technology, 72(15), 1793–1802. https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2012.07.016

## EXTENDED ABSTRACT

**Introduction:** The introduction section serves as the entry point to the research, providing a comprehensive overview of the study's context, rationale, and objectives. It begins by contextualizing the research topic within existing literature and identifying gaps, controversies, or areas that require further exploration. By reviewing prior studies and establishing the significance of the research problem, the introduction sets the stage for the current investigation. Furthermore, it outlines the specific aims, objectives, or research questions addressed in the study, thereby guiding the reader's understanding of its scope and purpose. Through a well-crafted introduction, researchers can effectively engage readers, justify the need for their study, and lay the groundwork for subsequent sections.

**Method:** The method section provides a detailed account of the research design, methodology, and procedures employed to address the study's objectives. It elucidates key aspects such as the study's design (e.g., experimental, correlational, qualitative), sampling procedures, participant characteristics, data collection methods (including instrumentation and materials), and data analysis techniques. By transparently documenting these methodological details, researchers enable readers to evaluate the validity, reliability, and generalizability of their findings. Moreover, the method section ensures research replicability by furnishing sufficient information for other scholars to replicate or build upon the study. Clear and systematic reporting of the methodological framework enhances the credibility and rigor of the research endeavor.

**Findings:** In the findings section, researchers present the empirical data collected during the study and report the outcomes of their analyses. This section typically begins with a descriptive summary of the data, including relevant statistics, frequencies, or distributions. Subsequently, researchers present the results of inferential statistical analyses, hypothesis testing, or thematic analysis, depending on the study's design and objectives. Data may be organized into tables, figures, or textual descriptions to facilitate comprehension and interpretation. Through the systematic presentation of findings, researchers enable readers to discern patterns, trends, or associations within the data, thereby supporting the study's conclusions and implications. It is essential to maintain clarity, accuracy, and objectivity in reporting findings, avoiding unwarranted interpretations or exaggerations.

**Discussion:** The discussion section offers a critical analysis and interpretation of the study's findings within the broader context of existing knowledge and theoretical frameworks. Researchers engage in a reflective dialogue, examining the implications, significance, and limitations of their findings. They contextualize their results by comparing them with prior research, identifying consistencies, discrepancies, or novel insights. Additionally, researchers explore potential explanations for observed patterns or phenomena, considering alternative interpretations or confounding factors. It is crucial to acknowledge and address any limitations or constraints inherent in the study, such as methodological shortcomings, sample biases, or data constraints. Furthermore, researchers speculate on the practical implications of their findings, offering recommendations for future research directions or practical interventions. The discussion section serves as the intellectual culmination of the research endeavor, synthesizing empirical evidence with theoretical insights and advancing scholarly discourse within the field.

**Conclusion:** The conclusion section encapsulates the key findings, contributions, and implications of the study, providing a concise summary and synthesis of the research journey. Researchers reiterate the main findings and underscore their significance in addressing the research problem or fulfilling the study's objectives. They reflect on the broader implications of their work, highlighting its theoretical, practical, or societal relevance. Moreover, researchers articulate the study's contributions to knowledge, identifying novel insights, methodological advancements, or theoretical refinements. Concluding remarks may also address unresolved questions, lingering uncertainties, or avenues for future inquiry. By offering closure and perspective, the conclusion section affirms the study's significance, invites scholarly dialogue, and inspires further exploration of the research topic.

**Recommendation:** The recommendations section offers actionable suggestions or proposals based on the study's findings and insights. Drawing upon the implications identified in the discussion section, researchers provide guidance for practitioners, policymakers, or other stakeholders. These recommendations may pertain to practical interventions, policy changes, or future research initiatives aimed at addressing the identified issues or capitalizing on opportunities identified by the study.

NEU PRESS

ASREL Aerospace Research Letters

Cilt: 5 Sayı: 1 Yıl: 2026 | Research Article | e-ISSN: 2980-0064

# Comparison of Propulsion Systems to Reach Alpha Centauri

**Muhammet Enes ŞAHİN[1] Muhammet ÖZTÜRK[2*]**

[1] Necmettin Erbakan University, Faculty of Aviation and Astronautics, Astronautical Engineering, Konya, Türkiye

**Article Info**

**Received:** 08.12.2025
**Accepted:** 24.02.2026
**Published:** 30.06.2026

**Keywords:**
Propulsion Systems,
Interstellar travel,
Alpha Centauri
Mission.

**ABSTRACT**

Today, many different propulsion systems have been developed for use in space. However, chemical propulsion systems are not considered sufficient for interstellar missions due to their low specific impulse values, while ion propulsion systems are not considered sufficient due to their low thrust levels. Although fission and fusion-based photonic propulsion systems offer high efficiency and potential speed values, due to current technological limitations and the vastness of interstellar distances, it does not seem possible for even these systems to reduce the time required to reach the nearest stars, such as Alpha Centauri, to reasonable levels. This study aims to compare different propulsion systems for the Alpha Centauri mission through numerical modeling. Speed, acceleration, and arrival times were calculated for each system, and performance analyses were conducted based on the numerical results. According to the findings, even under ideal conditions, the fusion-based propulsion system, which showed the highest performance, was calculated to take 1674 years to reach Alpha Centauri. This value reveals that both this system and other existing propulsion types are inadequate for interstellar missions when compared to the lifespan of humans.

## Alpha Centauri'ye Ulaşmak için İtki Sisteminin Karşılaştırılması

**Makale Bilgisi**

**Geliş Tarihi:** 08.12.2025
**Kabul Tarihi:** 24.02.2026
**Yayın Tarihi:** 24.06.2026

**Keywords:**
İtki Sistemleri,
Yıldızlararası Seyahat,
Alpha Centauri Görevi.

**ÖZET**

Günümüzde uzayda kullanılmak üzere birçok farklı itki sistemi geliştirilmiştir. Ancak kimyasal itki sitemi düşük özgül itki değerleri nedeniyle, iyon itki sitemleri ise düşük itki seviyeleri nedeniyle yıldızlararası görevler için yeterli görülmemektedir. Fisyon ve füzyon odaklı fotonik itki sistemleri ise yüksek verimlilik ve potansiyel hız değerleri sunsa da günümüz teknolojik kısıtlamaları ve yıldızlararası mesafelerin büyüklüğü nedeniyle bu sistemlerin bile Alpha Centauri gibi en yakın yıldızlara ulaşım için gerekli süreleri makul seviyelere indirmesi mümkün gözükmemektedir. Bu çalışma, Alpha Centauri görevi özelinde farklı itki sistemlerinin nümerik modelleme yoluyla karşılaştırılmasını amaçlamaktadır. Her bir sistem için hız, ivme ve varış süreleri hesaplanmış ve sayısal sonuçlar üzerinden performans analizleri yapılmıştır. Elde edilen bulgulara göre, ideal kabul edilen koşullarda dâhi en yüksek performansı gösteren füzyon odaklı itki sisteminin Alpha Centauri'ye ulaşım süresi 1674 yıl olarak hesaplanmıştır. Bu değer, insanoğlunun yaşam süresi kıyaslandığında hem bu sistemin hem de diğer mevcut itki türlerinin yıldızlararası görevlerde yetersiz olduğunu ortaya koymaktadır.

**To cite this article:**

Şahin, M. E. & Öztürk, M. (2025). Comparison of Propulsion Systems to Reach Alpha Centauri, *Aerospace Research Letters (ASREL),* 5(1), 25-37.

***Corresponding Author:** Muhammet Öztürk, mozturk@erbakan.edu.tr

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

## INTRODUCTION

One of the greatest scientific goals in human history is interstellar travel. Since the launch of Sputnik-1, the first satellite, in 1957, every advancement in space exploration has continuously expanded humanity's imagination and simultaneously facilitated new ways to make new discoveries. Through probes and satellites, humanity has obtained high-resolution images of galaxies, stars, and exoplanets in the deep unknowns of space beyond our solar system. These developments have contributed to increased interest in interstellar projects (Lubin, 2016). With these new technologies, images, and experiences, it is thought that there are more than 150 stars within 20 light-years of the Sun and that some of these stars may have planetary systems. It is thought that a significant portion of these stars could host planets with stable orbits in the habitable zone (Lubin, 2016). These findings encourage in-depth research into interstellar travel and lead to its positioning as a goal.

Many propulsion methods have been proposed for interstellar travel. Historically, chemical rockets have formed the basis of all major space missions (Crawford, 1990). However, the exponential increase in the mass of fuel required in chemical propulsion systems to achieve the target final velocity demonstrates that these methods cannot be used for interstellar missions (Lingam & Loeb, 2018). Modern electric propulsion systems show promise with their high specific impulse values and have been considered as an option for spacecraft transportation (Choueiri, 2004; Moloney et al., 2019). However, the low acceleration produced by this propulsion system makes it impractical for interstellar missions. The foundations of electric propulsion date back to Goddard's 1917 application and 1920 publication of his electrostatic ion thruster patent. Although ion thrusters are widely used in satellites today, their very low thrust levels are a disadvantage of these propulsion systems (Mazouffre, 2016).

These limitations have led researchers to explore higher-density energy sources. Continued interest in space exploration has driven humanity to investigate new and different propulsion systems. National Aeronautics and Space Administration (NASA) and the United States of America (U.S.) Department of Energy have collaborated on developing fission power technology to enable future space energy systems for scientific exploration (Mason et al., 2013). A more traditional energy fission-focused photonic propulsion system, using liquid metal-cooled reactors and dynamic energy conversion, is suitable for lunar and Martian surface power generation or nuclear electric propulsion (NEP) vehicles (Mason et al., 2013). However, while nuclear fission makes missions into the depths of space possible, it is still insufficient for missions over interstellar distances of approximately 4 light-years (Long, 2022). Fusion energy has become an energy source that attracts humanity because of its high-power density (Meschini et al., 2023). Today, research is being conducted on small-scale nuclear fusion reactor designs based on the Princeton Field Reverse Configuration (PFRC), one of the objectives of which is to enable the use of fusion energy in space (Galea et al., 2023). Therefore, alternative methods such as fusion and photonics-focused photonic propulsion with higher energy density have been explored for interstellar missions.

Although photonic propulsion systems powered by solar energy are promising, they are not practical for interstellar travel. Such systems have low energy density and are dependent on an energy source such as the Sun or a source that generates photon pressure. As distance from the Sun increases, the pressure decreases according to the inverse square law; for example, at 1 AU (Astronomical Unit), a very small pressure of approximately 9.12 $\left(\frac{N}{km^2}\right)$ is obtained for an ideal reflective surface. Since the Sun's effect will be lost at long distances during interstellar travel, such systems do not appear suitable for interstellar travel (Savelev & Shumeiko, 2025). The concept of combining photon propulsion with a

high-energy-density fusion source independent of the Sun is considered a potential approach that, while not technologically feasible today, warrants future research. This system could enable us to take a significant step forward in interstellar travel.

Within the scope of this study, the propulsion systems have been examined. The structures, speeds, accelerations, and arrival times of these propulsion systems to Alpha Centauri have been investigated. As a result of the numerical models created, the performance of these systems in the travel plan to Alpha Centauri has been examined and their suitability has been compared.

In this study, propulsion technologies that are currently available and those anticipated to be used in the future have been examined within the same framework under optimistic assumptions, unlike the approaches that are generally addressed separately in the literature; the feasibility of these technologies for interstellar travel has been comparatively evaluated. In light of the obtained data, it is discussed why quantum-based approaches previously addressed theoretically in the literature, as well as similar novel ideas, should be reconsidered for future interstellar missions.

First Level Subheading

First level subheadings should be capitalized, bold, in Times New Roman font and 11-point font size. A 12k space should be defined before headings. Headings and paragraphs should start with a 1cm indent. Line spacing should be 1.15k. There should be a 6k space above each paragraph. You can do these operations using the line spacing menu.

## PROPULSION SYSTEMS

Today, many different propulsion systems have been developed for use in space missions. Advances in this field have led to the development of more efficient motor designs that produce higher thrust and perform better under operating conditions. Therefore, different propulsion systems and different design approaches have been considered, and efforts have been made to develop propulsion systems. This study will present general information on four different propulsion systems and evaluate these systems based on performance parameters such as efficiency, speed, acceleration, and distance traveled.

### Chemical Propulsion Systems

Chemical propulsion systems are systems that convert the energy released by the combustion reaction of fuel and oxidizer into a high-temperature gas flow, ejecting it at high speed through a nozzle to generate thrust. The working principle is based on Newton's third law; the expulsion of exhaust gases causes the engine to produce a reaction force in the opposite direction. The performance of this propulsion system is mostly characterized by specific impulse ($I_{sp}$). Specific impulse is a fundamental performance metric that indicates how long propulsion can be generated per unit mass of fuel and is directly dependent on exhaust velocity. In chemical propulsion systems, $I_{sp}$ typically ranges from 200 to 468 s (Sutton & Biblarz, 2011); these values are quite low compared to the high exhaust velocities required for interstellar missions.

The total thrust produced in a chemical rocket engine is given as:

$$F = \dot{m}v_e + (p_e + p_a)A_e \tag{1}$$

where $\dot{m}$ is the fuel mass flow rate, $v_e$ is the exit velocity of the gases, $p_e$ is the exit pressure, $p_a$ is the ambient pressure, and $A_e$ is the nozzle area at the exit (Sutton & Biblarz, 2011). The exhaust velocity is related to the specific impulse is:

$$v_e = I_{sp} g_0 \tag{2}$$

where $I_{sp}$ is the specific impulse, and $g_0$ is the gravitational constant.

Therefore, the physical limits of the exhaust velocity in a chemical propulsion system are approximately 2-3.45 $\left(\frac{km}{s}\right)$ (Sutton & Biblarz, 2011). These velocities are insufficient for interstellar missions, making chemical propulsion systems impractical for missions targeting destinations such as Alpha Centauri. In equation 2 used for $v_e$ the value $I_{sp}$ represents the specific impulse and $g_0$ represents the gravitational acceleration.

**Ion Propulsion Systems**

Ion propulsion systems are the most efficient systems compared to other propulsion systems (chemical, etc.) (ranging from 60% to 80%) and have very high specific impulse ($I_{sp}$) values (Goebel & Katz, 2008). Ion propulsion systems operate by ionizing the fuel. High-speed electrons emitted by the cathode collide with neutral fuel atoms, initiating ionization, and ionized fuel and free electrons are formed in the plasma chamber. The resulting ions are accelerated to high speeds by grids that apply an electrostatic field and are ejected.

Electrons are supplied by a neutralizer cathode placed at the engine outlet to prevent positively charged ions separated from the exhaust from disrupting the vehicle's electrical charge balance. These electrons neutralize the ions, ensuring that the engine and spacecraft remain electrically balanced. This process enables thrust to be provided directly through high-speed ions; since energy losses are low, the specific thrust is very high. Therefore, the ion propulsion system is ideal for long-duration, low-mass consumption deep space missions.

The efficiency of the propulsion system, $\eta$, is defined by equation 3 as the ratio of the kinetic energy generated by the exhaust gas to the total electrical power applied to the propulsion system (Sutton & Biblarz, 2011):

$$\eta = \frac{\frac{1}{2}\dot{m}v_e^2}{\sum IV} \tag{3}$$

where $\dot{m}$ is flow rate $\left(\frac{kg}{s}\right)$, $v_e$ is exit velocity $\left(\frac{m}{s}\right)$, $I$ is ion current $(A)$, $V$ is acceleration voltage $(V)$.

The equation 4 gives the exit velocity of ions after they are separated from the plasma. The exhaust velocity directly determines the thrust and specific impulse produced by the engine.

$$v_e = \sqrt{\frac{2eV}{\mu}} \tag{4}$$

where $e$ is the electron charge$(C)$, $V$ accelerating voltage$(V)$, $\mu$ is the ion mass $(kg)$.

The equation (5) allows the separation rate of ionized fuel from the plasma and the ion current produced by the engine to be calculated. Ion current is a fundamental quantity for both thrust and power calculations.

$$I = \dot{m}\left(\frac{e}{\mu}\right) \tag{5}$$

The equation (6) shows how efficiently the ion engine converts fuel into thrust. If the exhaust

velocity is high, $I_{sp}$ is also high; this indicates that the engine is suitable for long-duration deep space missions:

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0} \tag{6}$$

where $g_0$ is the gravitational constant.

When the ion current and exit velocity is known, the thrust produced by the motor can be calculated directly. This allows for the evaluation of motor performance during the simulation and design stages.

$$F = \dot{m}v_e = I\sqrt{\frac{2\mu V}{e}} \tag{7}$$

The force was calculated using the following simplified formula:

$$F = \frac{2\eta P}{v_e} \tag{8}$$

In this paper, NASA's NEXT ion engine data is used in that the $I_{sp}$, $\eta$ and $P$ (W) values are $4190\ s,\ 0.71,\ 6.9\ kW$ respectively (Herman et al., 2007).

**Fission-Driven Photonic Propulsion**

A comprehensive overview of photonic laser propulsion reveals that the search for non-rocket propulsion solutions continues, driven by the decades-long challenge of overcoming the limitations of traditional propulsion systems. Among these conceptual pioneers, photonic laser propulsion stands out as a promising light in the search for innovative propulsion methods (Bae, 2025). Photonic laser propulsion has brought about a profound change by providing propulsive force to spacecraft via a circulating laser beam generated from a power station (Bae, 2025).

In such propulsion systems, thrust is derived from the momentum of photons. Light is emitted through a laser, providing thrust to the spacecraft. These propulsion systems operate without expelling gas from the spacecraft. Non-propellant systems generate thrust through the propagation or reflection of light (Levchenko et al., 2018). This also means that in propellant-free systems, the primary mechanism for generating thrust is the momentum exchange between photons and the spacecraft's components. Internal (i.e., nuclear reaction-based) or external (i.e., lasers mounted on another spacecraft or on the surface of the Moon or Earth) power sources can be used to generate light energy and create thrust (Levchenko et al., 2018). The magnitude of thrust depends on the power of the laser used and is fundamentally defined by the following equation:

$$F = \frac{P}{c} = \frac{Nhf}{c} \tag{9}$$

where $F$ is the photon momentum (photon beam) $(N)$, $N$ is the photon number beam $\left(\frac{1}{s}\right)$, h is Planck's constant $(Js)$, $f$ is the photon frequency $(Hz)$, P is the laser power $(W)$, and $c$ is the speed of light $\left(\frac{m}{s}\right)$.

If the surface is perfectly reflective, the magnitude of the thrust doubles because the momentum transfer doubles.

$$F = \frac{2P}{c} \tag{10}$$

In equality (10) express the doubling of power is due to both the absorption and reflection of light. However, for this system to work, an external laser source that provides total reflection and suitable optical surfaces are required.

In a photon engine, the value of $I_{sp}$ is expressed as follows:

$$I_{sp} = \frac{F}{g\dot{m}} \tag{11}$$

where $\dot{m}$ flow rate $\left(\frac{kg}{s}\right)$ and $g$ $\left(\frac{m}{s^2}\right)$ is the gravitational constant.

In fission reactions, the incoming neutron enters the heavy target nucleus and excites the nucleus to such a high energy level ($E_{exc} > E_{crit}$) that the nucleus splits into two large fragments and several neutrons (fission occurs). The recoverable energy per fission is assumed to be approximately $200\ MeV$. In the absence of more precise data, this value is normally used at least in preliminary calculations (Lamarsh & Melkonian, 1977).

$${}^{1}_{0}n + {}^{235}_{92}U \rightarrow ({}^{235}_{92}U)^{*} \rightarrow {}^{140}_{55}Cs + {}^{93}_{37}Rb + 3({}^{1}_{0}n) \tag{12}$$

Finally, a large amount of energy, radiation, and particles are released. To find the energy released per kilogram, the following steps are followed ($1eV = 1.602 \times 10^{-19} j$, $200\ MeV = 3.204 \times 10^{11} J$).

To find the energy per kilogram, follow these steps:

$$N = \frac{1kg}{M_U} N_A = \frac{1kg}{235 \cdot 10^{-3} \frac{kg}{mol}} * 6.022 \cdot 10^{23} mol^{-1} = 2.5626 \cdot 10^{24} \tag{13}$$

$$E_{kg} = N * 200\ MeV = 2.5626 \cdot 10^{24} * 3.204 \cdot 10^{-11} J = 8.21 \cdot 10^{13} \frac{J}{kg} \tag{14}$$

$$P = \dot{m} E_{kg} = 1 \cdot 10^{-6} \left(\frac{kg}{s}\right) * 8.21 \cdot 10^{13} \frac{J}{kg} = 8.21 \cdot 10^{7}\ W \tag{15}$$

where $N$ is the total number of atoms in 1 $kg$, $N_A$ Avagadro number, $M_U$ is the molar mass of uranium and P is the power.

In the subsequent sections of the article, it is assumed that the satellite has a fission-based power source, and that this power source has a fuel consumption rate of $\dot{m} = 1 \cdot 10^{-6} \left(\frac{kg}{s}\right)$, it was found that it produced a laser power of magnitude $P = 8.21 \cdot 10^{7}\ (W)$ using the above formulas, and it was assumed that the energy produced for this laser power was converted to laser energy with 100% efficiency.

**Fusion-Driven Photonic Propulsion**

In the previous section, the photonic laser propulsion system was explained, and its basic principles were presented. In this section, the same photonic propulsion mechanisms are retained, but only the power source, a fusion-based energy production system, will be discussed. The photonic propulsion equations (9-11) will remain valid since the system is the same; however, the system's performance will differ accordingly because the power levels produced by the fission reactor will be much higher.

A deuterium-tritium fusion is as follows: (Kikuchi, 2002). ($E_{rxn} = 17.6\ MeV = 2.8198 \cdot 10^{-12}\ J$)

$$D + T \rightarrow He\ (3.5\ MeV) + n\ (14.1\ MeV) \tag{16}$$

The total mass per fuel unit $(D + T)$ is approximately $5u$ (atomic mass units), where $1\,u = 1.66054 \times 10^{-27}$ .

$$m_{rxn} = 5u = 5 * 1.66054 \cdot 10^{-27}\ kg \tag{17}$$

$$E_{per\ kg} = \frac{E_{rxn}}{m_{xrn}} = \frac{2.8198 \cdot 10^{-12}\ J}{5 * 1.66054 \cdot 10^{-27}\ kg} = 3.396 \cdot 10^{14} \frac{J}{kg} \tag{18}$$

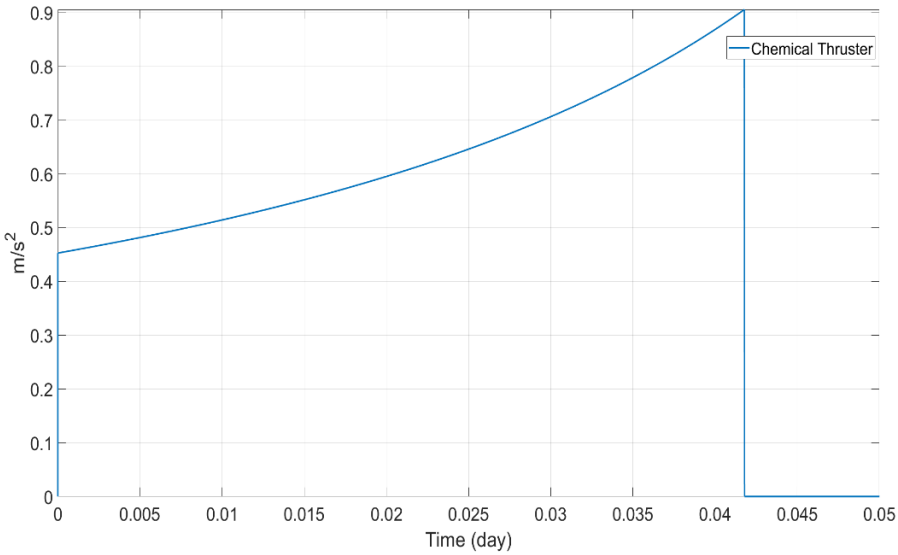
$$P = \dot{m}E_{per\ kg} = 1.0 * 10^{-6}(\frac{kg}{s}) * 3.396 \cdot 10^{14} \left(\frac{j}{kg}\right) = 3.396 \cdot 10^{8}\ W \tag{19}$$

In the later sections of the article, it is assumed that the satellite contains a fusion-based power source, and that this power source, with a fuel consumption rate of $\dot{m} = 1 \times 10^{-6}\ \frac{kg}{s}$, generates a laser power of $P = 3.396 \times 10^{8}\ W$, calculated using the formulas above. It is also assumed that the energy produced for this laser power is converted into laser energy with 100% efficiency.

The fundamental propulsion equations provided in the literature for chemical, ion, and photonic propulsion systems were used in the modeling. The propulsion force, specific impulse, and fuel consumption of each system were calculated using a time-stepped numerical solution method.

**Figure 1**

*Acceleration Graphic of a Spacecraft Propelled by a Chemical Thruster*




## RESULTS

This section presents velocity, acceleration, and distance profiles obtained from modeling studies conducted using numerical solutions for different propulsion systems. These data are evaluated comparatively in terms of the Alpha Centauri mission. For a fair comparison, the total mass of the spacecraft excluding fuel is assumed to be 1000 kg for all four propulsion tests, and the total fuel is assumed to be 1000 kg. Therefore, the mass of the spacecraft is 2000 kg when it first takes off, and its mass decreases over time until it reaches 1000 kg.

As shown in Figure 1, chemical propulsion systems have very short acceleration times despite their high acceleration values. Besides, they have very low $I_{sp}$ values. Chemically propelled spacecraft consume their total fuel load of 1000 kg in 0.044 days. Therefore, despite the high acceleration in Figure 1 and the high initial velocity in Figure 2, they cannot be used for interstellar space travel due to their

low specific thrust and the fuel and mass limitations in space travel.

**Figure 1**

*Acceleration Graphic of a Spacecraft Propelled by a Chemical Thruster*

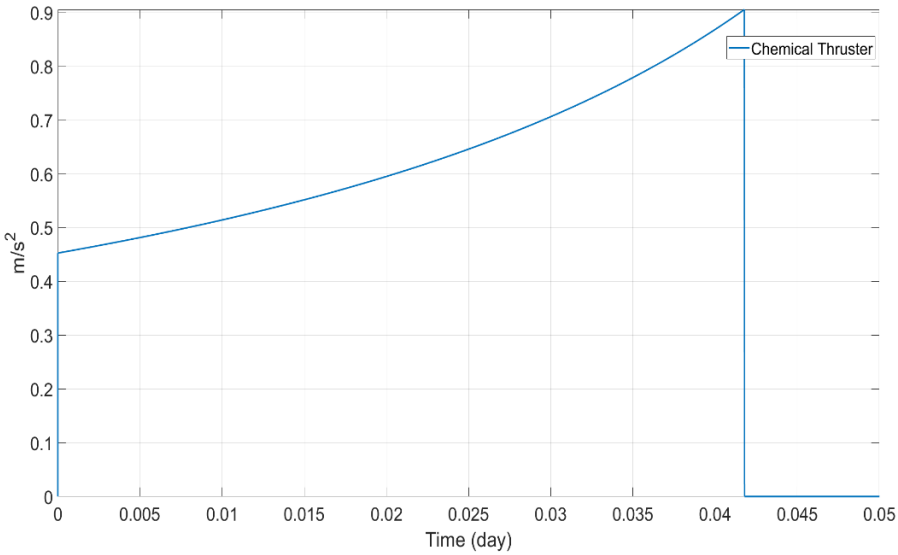
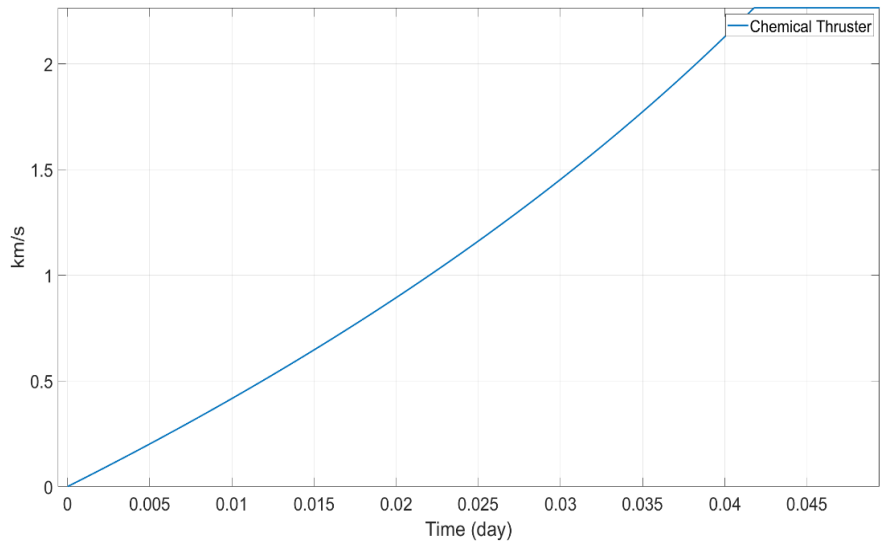



**Figure 2**

*Velocity Graphic of a Spacecraft Propelled by a Chemical Thruster*

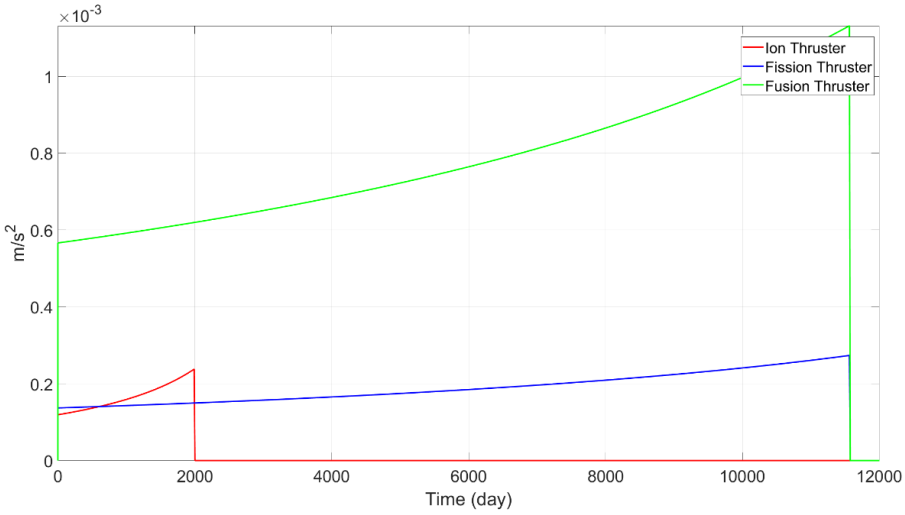



As shown in Figure 1, The acceleration curve exhibits a sharp initial peak corresponding to the high thrust produced during ignition. As the propellant mass rapidly decreases, the total mass of the spacecraft also decreases, causing a slight increase in instantaneous acceleration during the combustion phase. However, since the entire 1000 kg of fuel is consumed in only a very short period of time, the thrust phase ends abruptly, and acceleration drops to zero immediately after the fuel is exhausted.

As shown in Figure 2, Due to the high initial acceleration, the velocity profile increases rapidly during the short combustion period. When the fuel is exhausted, the velocity reaches its maximum value and remains constant. Although the slope of the velocity curve is steep at the beginning, the limited combustion period significantly reduces the total velocity gain.

**Figure 3**

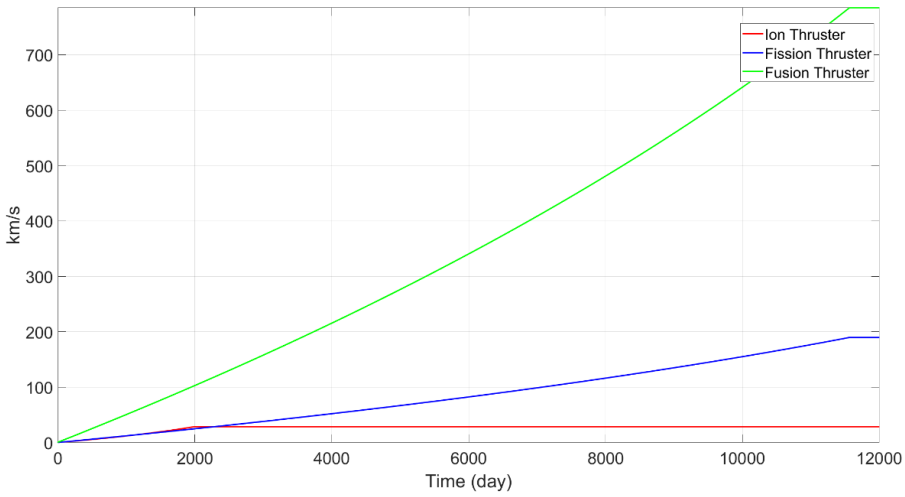
*Acceleration Graphic of a Spacecraft Propelled by an Ion, Fission and Fusion Thrusters*




As shown in Figure 3, Acceleration curves show significant differences between propulsion types. The ion and fission propulsion systems maintain low acceleration levels. The ion propulsion system depletes quickly due to mass loss, while the fission propulsion system has a longer acceleration duration. In contrast, the fusion-based photonic system produces significantly higher acceleration values.

**Figure 4**

*Velocity Graphic of a Spacecraft Propelled by an Ion, Fission and Fusion Thrusters*




As shown in Figure 4, Speed-time curves further highlight long-term performance differences. The ion propulsion system shows a continuous increase in speed over thousands of days. Meanwhile, the fission-based photonic system has a steeper velocity curve than the ion propulsion system due to its higher acceleration level and fuel consumption time. The fusion-based photonic propulsion system exhibits the steepest velocity increase due to its higher power output per unit mass. Over time, the difference between the curves becomes increasingly apparent.

A comparative analysis of the velocity-time and acceleration-time graphs obtained Figure 1 and Figure 2 have been omitted and shown separately in order to maintain meaningfulness in the graphs, due to the very low level of chemical fuel compared to other fuels. Ion, fission-based photonic, and

fusion-based photonic propulsion systems graph is presented. All propulsion systems were modeled using a common time scale generated by numerical analysis under the same mission profile. This allows for fair comparison of their performance for the Alpha Centauri mission.

As shown in Figure 3, the ion thruster consumes all its fuel in 1994 days. During this period, it produces a thrust force of $0.2385\ (N)$. For this reason, the acceleration, which was $1.19 \cdot 10^{-4} \left(\frac{m}{s^2}\right)$ at the start of the journey, increased over time to $2.38 \cdot 10^{-4} \left(\frac{m}{s^2}\right)$ due to the decrease in mass. So, as shown in Figure 4, its velocity increased to $28.58\ \left(\frac{m}{s}\right)$ until the fuel was depleted, and it continued its journey at this constant velocity.

The fission-based photonic propulsion system produced much higher thrust than the ion propulsion systems and shifted the velocity curve upward at a steeper angle as seen in Figure 4. The main reason for this is the direct reflection of the high-power output provided by the reactor on the laser propulsion performance. However, the total laser power that the system can produce is still limited compared to the fusion-based model. The main reason for this is that fusion energy releases much higher energy than fission energy.

The fusion-based photonic propulsion system has demonstrated the highest performance metrics compared to the three models as seen in Figure 3 and Figure 4. In the graph, this curve clearly stands out from other propulsion systems, showing the highest acceleration value and acceleration characteristic. This makes this propulsion system the most viable propulsion system among other propulsion systems for interstellar missions.

**Table 1**
*Performances of Thrusters*

| Typesof Propulsion Systems | $\dot{m}\ \left(\frac{kg}{s}\right)$ | $V_{max}\left(\frac{km}{s}\right)$ | Fuel Depletion Time(day) | Reaching Time (year) |
|---|---|---|---|---|
| Chemical Thruster | 0.277 | 2.265 | 0.042 | 575266 |
| Ion Thruster | $1.33 \cdot 10^{-4}$ | 28.584 | 1994 | 45486 |
| Fission Thruster | $1.0 \cdot 10^{-6}$ | 189.754 | 11574 | 6869 |
| Fusion Thruster | $1.0 \cdot 10^{-6}$ | 784.903 | 11574 | 1674 |

As shown in Table 1, chemical propulsion systems have the lowest maximum speed despite their high fuel consumption. This is because the fuel is depleted in a very short time. For this reason, the acceleration time is very short, and the spacecraft cannot reach very high speeds. Compared to other propulsion systems, the chemical thruster is the system that takes the longest time to reach Alpha Centauri.

Ion propulsion systems consume fuel much more slowly than chemical fuels and, thanks to their high $I_{sp}$ values, can reach much higher speeds than chemical systems. This is because the fuel depletion time is longer, resulting in a longer acceleration time.

Fission-based photonic propulsion has demonstrated much more successful performance compared to chemical and ion thrusters. The high speeds it achieves have resulted in significant time savings for reaching Alpha Centauri. This is due to the magnitude of energy obtained from fission. The fission-powered photonic propulsion system achieved 9580 days more acceleration time than ion propulsion in the Alpha Centauri mission. This is because it consumes significantly less fuel than ion propulsion systems. Fission-based propulsion systems, reaching high speeds of $189.75\ \frac{km}{s}$, achieved a

much better arrival time of 6869 days compared to ion propulsion in the Alpha Centauri mission.

As shown in Table 1, the fusion-based photonic propulsion system is the system that delivers the highest performance for reaching Alpha Centauri. Despite consuming the same amount of fuel per unit time, it has achieved much higher speeds compared to the fission-based photonic propulsion system and has significantly reduced the arrival time. The main reason for this is that fusion reactions release much more energy from the same fuel mass than fission. This high energy density has enabled the fusion-based photonic propulsion system to reach a speed of approximately $784.9\ \frac{km}{s}$. Therefore, the fusion-based photonic propulsion system stands out as the most effective option for interstellar travel compared to fission-based photonic propulsion, ion propulsion, and chemical propulsion systems.

## CONCLUSION

In this study, propulsion technologies that are currently available and those anticipated to be used in the future have been examined within the same framework under optimistic assumptions, unlike the approaches that are generally addressed separately in the literature; the feasibility of these technologies for interstellar travel has been comparatively evaluated.

Under ideal mission conditions, the estimated travel time to reach Alpha Centauri would be approximately 575000 years using chemical propulsion, approximately 45000 years using ion propulsion, approximately 7000 years using nuclear fission propulsion, and approximately 1700 years using nuclear fusion propulsion.

The time required for the propulsion systems examined to reach Alpha Centauri for an interstellar mission is far too long to fall within a human lifetime. Even fusion-based photonic propulsion, which is currently under development and has the highest theoretical potential among the propulsion systems discussed in this paper, cannot provide sufficient efficiency for practical interstellar travel. These results demonstrate that current technology is not yet adequate for interstellar missions and therefore highlight the necessity of developing next-generation propulsion concepts that go beyond traditional propulsion systems.

In this context, quantum mechanics–based propulsion systems are included in the literature as conceptual approaches that aim to generate thrust through phenomena such as quantum vacuum fluctuations, the Casimir effect, and dynamic vacuum–field interactions. These concepts are noteworthy in that they address vacuum energy density and field effects within a framework different from classical systems.

Although such quantum-based propulsion systems currently involve significant uncertainties in terms of experimental validation, energy efficiency, and engineering feasibility, considering the limitations of existing propulsion technologies, they may be regarded as a potential field of future research for long-term deep space missions.

Consequently, researching innovative propulsion technologies for future interstellar missions is critical. So, revolutionary ideas such as quantum propulsion systems and antimatter systems are needed. As future work, it is planned to investigate generating thrust using quantum mechanics.

**Ethical Committee Approval**

No human or animal subjects requiring ethical committee approval were used in this study. The research was conducted using publicly available data sets, literature reviews, or theoretical analyses. In accordance with ethical rules, full compliance with academic honesty and scientific ethical principles was maintained at every stage of the research process. Therefore, ethical committee approval was not required.

**Author Contributions**

Research Design (CRediT 1) Muhammet Enes ŞAHİN (50%) –Muhammet ÖZTÜRK (50%)

Data Collection (CRediT 2) Muhammet Enes ŞAHİN (50%) –Muhammet ÖZTÜRK (50%)

Research - Data Analysis - Validation (CRediT 3-4-6-11) Muhammet Enes ŞAHİN (50%) –Muhammet ÖZTÜRK (50%)

Writing of the Article (CRediT 12-13) Muhammet Enes ŞAHİN (50%) –Muhammet ÖZTÜRK (50%)

Text Revision and Improvement (CRediT 14) Muhammet Enes ŞAHİN (50%) –Muhammet ÖZTÜRK (50%)

**Conflict of Interest**

There is no conflict of interest

**Sustainable Development Goals (SDG)**

Sustainable Development Goals: 9 Industry, innovation and infrastructure

**REFERENCES**

Bae, Y. K. (2025). *Photonic laser propulsion*. Elsevier.

Crawford, I.A. (2001). The Scientific case for a human spaceflight infrastructure. *Earth, Moon, and Planets* 87, 221–231. https://doi.org/10.1023/A:1013199126659

Choueiri, E. Y. (2004). A critical history of electric propulsion: The first 50 years (1906–1956). *Journal of Propulsion and Power, 20* (2), 193–203. https://doi.org/10.2514/1.9245

Herman, D. A., Soulas, G. C., & Patterson, M. J. (2007, July 8-11). Performance evaluation of the prototype-model NEXT ion thruster. In 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Ohio, USA, (p. 5212). https://doi.org/10.2514/6.2007-5212

Gobel, D. M., & Katz, I. (2008). *Fundamentals of electric propulsion: ion and hall thrusters.* Jet Propulsion Laboratory Space Science and Technology Series, Wiley. https://doi.org/10.1002/9780470436448

Kikuchi, M., Lackner, K., & Tran, M. (eds). (2012). *Fusion physics*. Internal Atomic Energy Agency.

Lamarsh, J. R., & Baratta, A. J. (2018). *Introduction to nuclear engineering*. (3rd ed.). Pearson

Education.

Levchenko, I., Bazaka, K., Mazouffre, S., & Xu, S. (2018). Prospects and physical mechanisms for photonic space propulsion. *Nature Photonics*, *12*(11), 649-657. https://doi.org/10.1038/s41566-018-0280-7

Lingam, M. & Loeb, A. (2018). Limitations of chemical propulsion for interstellar escape from habitable zones around low-mass stars*, Research Notes AAS* 2 (3), 154. https://doi.org/10.3847/2515-5172/aadcf4

Lubin, P. (2016). A roadmap to interstellar flight. *Journal of the British Interplanetary Society, 69,* 40–72. https://doi.org/10.48550/arXiv.1604.01356

Mason, L. S., Gibson, M. A., & Poston, D. (2013). *Kilowatt-class fission power systems for science and human precursor missions*. Nuclear and Emerging Technologies for Space (NETS-2013), (NASA/TM-2013-216541).

Moloney, A. Lucca Fabris, D. Staab, Frey A., Garbayo A., & Shadbolt. L. (2019, August 15-20). Space travel, electric propulsion and science fiction. *77th World Science Fiction Convention*, Dublin, Ireland.

Goddard, R.H. (1920). Method of and means for producing electrified jets of gas (Patent No. 1,363,037). U.S. Patent and Trademark Office.

Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2011). *Rocket propulsion elements*. (8th ed.). John Wiley & Sons.

Mazouffre, S. (2016). Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches*. Plasma Sources Science and Technology*.25 (3). https://doi.org/10.1088/0963-0252/25/3/033002.

Meschini, S., Laviano, F., Ledda, F., Pettinari, D., Testoni, R., Torsello, D., Panella, B. (2023). Review of commercial nuclear fusion projects. *Frontiers in Energy Research* 11. https://doi.org/10.3389/fenrg.2023.1157394

Long, K. F. (2022). Interstellar propulsion using laser-driven inertial confinement fusion physics. *Universe* 8(8), 421. https://doi.org/10.3390/universe8080421

Galea, C., Thomas, S., Paluszek, M., Cohen, S. (2023). The princeton field-reversed configuration for compact nuclear fusion power plants. *Journal of Fusion Energy*, 42(1), 4. https://doi.org/10.1007/s10894-023-00342-2

NEU PRESS

ASREL Aerospace Research Letters

Cilt: 5 Sayı: 1 Yıl: 2026 | Research Article | e-ISSN: 2980-0064

# Performance Analysis of a Grid-Connected Photovoltaic Power Plant: Comparative Evaluation of PVsyst, PVGIS and Actual Field Data

**Fatma YİĞİT KAYNAK[1*] Ali Osman ÖZKAN[2]**

[1] Baskent University, Kahramankazan Meslek Yüksekokulu, Electronic Technology, Ankara, Turkey

[2] Necmettin Erbakan University, Faculty of Engineering, Electrical-Electronics Engineering, Konya, Turkey

**Article Info**

**Received:** 25.12.2025
**Accepted:** 08.01.2026
**Published:** 30.06.2026

**Keywords:**
Photovoltaic Systems,
Performance Analysis,
PVsyst,
PVGIS,
Solar Energy.

**ABSTRACT**

This study compares the prediction accuracy of PVsyst and PVGIS simulation software against the actual generation data of a 992.25 kWp grid-connected solar power plant located in Şereflikoçhisar, Ankara. Based on the analyses conducted using the plant's technical parameters, PVsyst showed a deviation of 4.6% and PVGIS showed a deviation of 0.94% compared to the actual annual generation of 1,528,217 kWh. The findings reveal that while PVGIS yields results closer to field data for total generation estimation, PVsyst provides comprehensive data for detailed system design and loss analysis.

## Şebekeye Bağlı Bir Fotovoltaik Santralin Performans Analizi: PVsyst, PVGIS ve Gerçek Saha Verilerinin Karşılaştırmalı Değerlendirmesi

**Makale Bilgisi**

**Geliş Tarihi:** 25.12.2025
**Kabul Tarihi:** 08.01.2026
**Yayın Tarihi:** 30.06.2026

**Keywords:**
Fotovoltaik Sistemler,
Performans Analizi,
PVsyst,
PVGIS,
Güneş Enerjisi.

**ÖZET**

Bu çalışmada, Ankara Şereflikoçhisar'da kurulu 992,25 kWp gücündeki şebekeye bağlı bir güneş enerji santralinin gerçek üretim verileri ile PVsyst ve PVGIS simülasyon programlarının tahmin doğrulukları karşılaştırılmıştır. Santralin teknik parametreleri ile yapılan analizlerde, 1.528.217 kWh olan yıllık gerçek üretime kıyasla PVsyst %4,6, PVGIS ise %0,94 oranında sapma göstermiştir. Elde edilen bulgular, PVGIS yazılımının toplam üretim tahmininde saha verilerine daha yakın sonuçlar ürettiğini, PVsyst programının ise detaylı sistem tasarımı ve kayıp analizlerinde kapsamlı veriler sunduğunu ortaya koymaktadır.

**To cite this article:**

Yiğit Kaynak, F., & Özkan, A. O. (2026). Şebekeye bağlı bir fotovoltaik santralin performans analizi: PVsyst, PVGIS ve gerçek saha verilerinin karşılaştırmalı değerlendirmesi. *Aerospace Research Letters (ASREL), 5*(1), 38-52.

***Corresponding Author:** Fatma YİĞİT KAYNAK, *fatmayigitkaynak@gmail.com*

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

## INTRODUCTION

Dünya genelinde artan enerji talebi ve fosil yakıtların neden olduğu karbon emisyonu sorunları, yenilenebilir enerji kaynaklarına olan yönelimi zorunlu kılmıştır. Bu kaynaklar arasında güneş enerjisi, potansiyeli ve erişilebilirliği açısından en öne çıkan seçeneklerden biridir. Türkiye, coğrafi konumu sayesinde Avrupa ülkelerinin birçoğundan daha yüksek güneş enerjisi potansiyeline sahiptir. Özellikle İç Anadolu Bölgesi, yüksek ışınım değerleri ile Güneş Enerjisi Santrali (GES) yatırımları için stratejik bir öneme sahiptir. Ancak bu potansiyelin verimli bir yatırıma dönüşmesi, kurulum öncesinde yapılan fizibilite çalışmalarının doğruluğuna bağlıdır. İnce (2021), Türkiye'nin güneş enerjisi potansiyelinin Avrupa ülkelerine kıyasla yüksek olmasına rağmen, bu potansiyelden faydalanma oranının henüz istenen seviyede olmadığını belirtmektedir. Ayrıca Kandilci (2017), bölgesel güneşlenme sürelerinin ve radyasyon verilerinin doğru analiz edilmesinin, yatırım verimliliğini doğrudan etkilediğini vurgulamaktadır. Yatırımcılar ve mühendisler için en kritik nokta, santralin öngörülen üretim değerleri ile gerçek saha üretimi arasındaki sapmanın minimize edilmesidir.

Fotovoltaik sistemlerin tasarımı ve performans analizi sürecinde, PVsyst, PVGIS, PVSOL ve Helioscope gibi çeşitli simülasyon yazılımları kullanılmaktadır. Bu yazılımlar, meteorolojik verileri ve sistem bileşenlerini modelleyerek yıllık enerji üretimini tahmin etmeyi amaçlar. Literatürde bu yazılımların doğruluğunu inceleyen çeşitli çalışmalar mevcuttur. Örneğin, Mathew ve Hossain (2017) Hindistan'da şebekeye bağlı 5 MW'lık bir santrali incelemiş ve simülasyon sonuçlarına dayanarak CIGS modüllerinin yüksek verim sağladığını raporlamıştır. Benzer bir çalışmada Haydaroğlu ve Gümüş (2016), Dicle Üniversitesi'ndeki GES verilerini PVsyst ile analiz etmiş, simülasyon verilerinin gerçek üretimden kış aylarında saptığını, ancak yıllık bazda kabul edilebilir sınırlar içinde kaldığını belirtmiştir. Benzer şekilde Özcan (2020), Bursa ilinde yaptığı çalışmada şebekeye bağlı bir sistemin performans analizini gerçekleştirmiş ve gölgelenme analizlerinin üretim üzerindeki kritik etkisini ortaya koymuştur.

Sari ve Özyiğit (2020) ise Sivas ilinde yaptıkları çalışmada PVsyst kullanarak farklı panel teknolojilerinin santral verimi üzerindeki etkisini incelemiştir.

Simülasyon programlarının doğruluğu, sadece ışınım verisine değil, aynı zamanda sistem kayıplarının (gölgeleme, sıcaklık, tozlanma vb.) doğru modellenmesine de bağlıdır. Gökce (2020), fotovoltaik panellerdeki sıcaklık artışı ve kirlenmenin verim üzerindeki negatif etkisine dikkat çekmiş; Demiryürek (2018) ise Siirt ilinde yaptığı çalışmada PVsyst programının, sistem kayıplarını detaylı analiz etme yeteneği sayesinde gerçek verilerle %0,56 gibi çok düşük bir farkla örtüştüğünü ortaya koymuştur. Ancak literatürdeki çalışmaların çoğu genellikle tek bir yazılıma odaklanmakta veya sadece simülasyon verileri üzerinden teorik analizler yapmaktadır. Gerçek saha verileri ile birden fazla simülasyon aracının aynı anda karşılaştırıldığı çalışmaların sayısı nispeten sınırlıdır.

Bu çalışmada, Türkiye'nin güneş enerjisi potansiyeli en yüksek bölgelerinden biri olan Ankara ili Şereflikoçhisar ilçesinde faaliyette olan 992,25 kWp gücündeki, şebekeye bağlı bir güneş enerjisi santrali incelenmiştir. Çalışmanın temel amacı, santralin bir yıllık gerçek üretim verilerini referans alarak, endüstriyel tasarımda standart kabul edilen PVsyst yazılımı ve açık kaynaklı erişim sağlayan PVGIS platformunun tahmin performanslarını karşılaştırmaktır. Çalışma kapsamında santralin sahadaki yerleşimi, panel eğim ve yönelim açıları, inverter özellikleri ve kablo kayıpları simülasyon ortamlarına birebir aktarılmıştır. Bu sayede, İç Anadolu iklim koşullarında kurulu bir santral için hangi yazılımın toplam üretim tahmininde daha başarılı olduğu ve simülasyon ile gerçek üretim arasındaki farkların temel nedenleri teknik verilerle analiz edilmiştir. Elde edilen bulgular hem mevcut santrallerin performans değerlendirmesi hem de yeni kurulacak santrallerin planlama süreçleri için literatüre katkı sağlamayı hedeflemektedir.

## METHOD

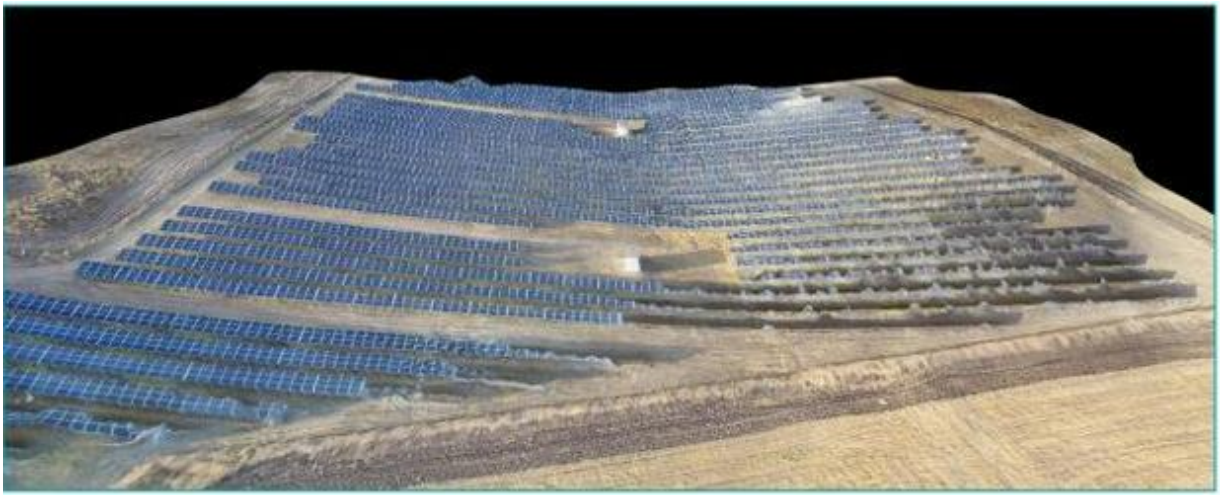
Bu çalışmada, Türkiye'nin güneş enerjisi potansiyeli bakımından en verimli bölgelerinden biri olan İç Anadolu Bölgesi'nde, Ankara ili Şereflikoçhisar ilçesi sınırları içerisinde işletmede olan şebekeye bağlı (On-Grid) bir fotovoltaik santral incelenmiştir. Çalışmada izlenen yöntem; santralin fiziksel özelliklerinin, kullanılan donanımların ve saha koşullarının simülasyon ortamına (PVsyst ve PVGIS) hassas bir şekilde aktarılması ve elde edilen teorik üretim verilerinin, santralin sisteminden alınan gerçek verilerle doğrulanması esasına dayanmaktadır.

### Santral Yeri ve Çevresel Özellikler

İncelenen santral, Şereflikoçhisar ilçesi Kadıncık köyü mevkiinde, 39,01° kuzey enlemi ve 33,59° doğu boylamı koordinatlarında yer almaktadır. Bu bölgenin seçilmesinde, Enerji ve Tabii Kaynaklar Bakanlığı (2017) verilerine göre yüksek radyasyon seviyesine sahip olması etkili olmuştur. Santral sahası 1.084 metre rakımda bulunmakta olup, çevresinde panel dizileri üzerinde gölgeleme oluşturabilecek ağaç, bina veya yüksek gerilim hattı gibi yapısal engeller bulunmamaktadır. Zemin yapısı düzleştirilmiş toprak olup, paneller arası mesafe gölgeleme kayıplarını minimize edecek şekilde düzenlenmiştir. Santralin genel görünümü Şekil 1'de sunulmuştur. Santralin kurulum öncesi yapılan zemin etütleri, detaylı fizibilite raporları ve proje aşamalarına dair kapsamlı teknik veriler Yiğit (2023), çalışmasında sunulmuştur.

**Şekil 1**

*İncelenen Güneş Enerjisi Santralinin Havadan Görünümü*



### Fotovoltaik Sistem Bileşenleri

Sistemin toplam kurulu gücü 992,25 kWp (DC) olup, şebekeye aktarılan güç 945 kWe (AC) olarak sınırlandırılmıştır. Sistemde her biri 250 Wp gücünde olan Hyundai HIS-M250MG model monokristal silikon paneller kullanılmıştır. Toplam panel sayısı 3.969 adettir. Monokristal panellerin tercih edilmesinde, polikristal yapılara göre daha yüksek verimlilik ve sıcaklık değişimlerine karşı daha iyi tolerans göstermeleri etkili olmuştur Bagher, Vahid ve Mohsen (2015).

DC gücün AC güce dönüştürülmesinde 63 adet Voltwerk VS 15 (15 kW) dizi tipi inverter kullanılmıştır. İnverter seçiminde, modül seviyesinde izleme kolaylığı sağlaması ve MPPT verimliliğinin yüksek olması gibi kriterler dikkate alınmıştır Rashid (2019). Paneller, güney yönüne bakacak şekilde ve Yılmaz (2018) tarafından belirtilen optimum açıya uygun olarak 25° sabit eğimle monte edilmiştir. İnverter verimi ve doğru kapasite seçimi, sistemin toplam verimliliğini doğrudan

etkileyen unsurların başında gelmektedir Teodorescu ve ark. (2011); Belmahdi ve Bouardi (2020). Kullanılan temel bileşenlerin teknik özellikleri Tablo 1 ve Tablo 2'de özetlenmiştir.

**Tablo 1**
*Santralde Kullanılan PV Modül Teknik Özellikleri*

| Marka/Model | Hyundai HIS-M250MG |
|---|---|
| Maksimum Modül Gücü | 250Wp |
| Boyutları | 983 mm (W) × 1,645 mm (L) × 35 mm (H) |
| Toplam Modül Sayısı | 3969 |
| Verim | %15.46 |

**Tablo 2**
*Santralde Kullanılan İnverter Teknik Özellikleri*

| Marka/Model | Voltwerk VS 15 |
|---|---|
| İnverter Tipi | Dizi (String) |
| Toplam İnverter Sayısı | 63 |
| Maks. Verim | %98 |

**Simülasyon Tasarımı ve Parametreler**

Santralin performans analizi için PVsyst V7.3 ve Avrupa Komisyonu Ortak Araştırma Merkezi (Joint Research Centre, JRC) tarafından geliştirilen PVGIS yazılımları kullanılmıştır.

***PVsyst Modellemesi***

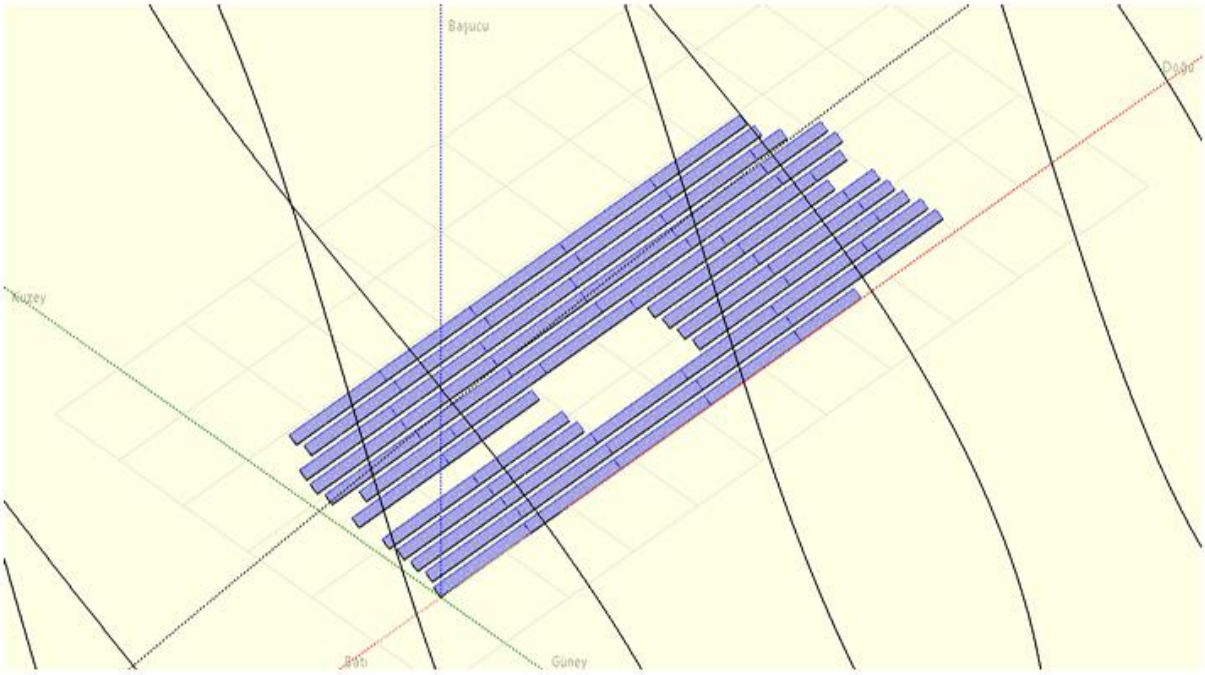
PVsyst, fotovoltaik sistemlerin boyutlandırılması, gölgeleme analizi ve detaylı kayıp hesaplamaları için kullanılan gelişmiş bir yazılımdır Karki (2012). Ayrıca Mermoud ve Wittmer (2014) tarafından hazırlanan kullanım kılavuzunda belirtilen standart parametreler ve kayıp tanımları, simülasyon altyapısında baz alınmıştır.

Bu çalışmada, Vidur ve Jagwani (2022) tarafından önerilen tasarım akış şeması izlenmiştir. Santral konumuna ait uzun dönemli ışınım ve sıcaklık verileri Meteonorm 8.1 veri tabanından sağlanmıştır Akcan ve ark. (2020).

Santralin "Near Shading" (Yakın Gölgeleme) analizi için 3 boyutlu modelleme yapılmış ve panellerin birbirine düşürebileceği gölgeler hesaplanmıştır. Gökçe (2020), gölgelemenin sadece üretim kaybına değil, aynı zamanda panel ömrünü kısaltan sıcaklık artışlarına neden olduğunu belirtmektedir. Bu nedenle modellemede dizi aralıkları hassas bir şekilde tanımlanmıştır. Oluşturulan gölgeleme modeli Şekil 2'de gösterilmiştir. Oluşturulan bu 3 boyutlu model üzerinden yapılan analizler, panel dizileri arasında bırakılan mesafenin, özellikle güneşin yükselim açısının düşük olduğu kış aylarında "karşılıklı gölgelenme" riskini minimize edecek şekilde tasarlandığını doğrulamaktadır. Modelde görülen yerleşim planı, sabah ve akşam saatlerinde oluşabilecek kısmi gölgelenmelerin, tüm diziyi devre dışı bırakmasını engelleyecek bir elektriksel konfigürasyona sahip olduğunu görsel olarak desteklemektedir.

**Şekil 2**

*PVsyst Programında Oluşturulan Santralin 3D Gölgeleme Modeli*




Sistemin gerçekçi bir şekilde simüle edilebilmesi için termal kayıplar, Karafil, Kesler ve Özbay (2016) tarafından belirtilen sıcaklık katsayılarına uygun olarak girilmiştir. Ayrıca, bölgenin kurak yapısı ve tozlanma riski göz önüne alınarak kirlenme kayıpları ve kablo (omik) kayıpları Amin (2022) ve Gürbüz (2018) çalışmalarındaki veriler referans alınarak modele eklenmiştir.

### *PVGIS Analizi*

Karşılaştırma aracı olarak kullanılan PVGIS simülasyonunda, "Grid-Connected" modülü seçilmiş ve veri tabanı olarak "SARAH2" kullanılmıştır. Sistem kayıpları literatürdeki standart kabul edilen %14 değeri üzerinden hesaplanmıştır. PVGIS, kullanıcı dostu arayüzü ve hızlı sonuç vermesiyle bilinse de PVsyst kadar detaylı kayıp analizi imkanı sunmamaktadır Donuk (2014). Her iki yazılımdan elde edilen aylık ve yıllık enerji üretim tahminleri, santralin üretim verileriyle karşılaştırmalı olarak analiz edilmiştir.

## FINDINGS

Bu bölümde, Ankara ili Şereflikoçhisar ilçesinde kurulu 992,25 kWp gücündeki fotovoltaik santralin simülasyon sonuçları ve gerçek saha üretim verileri detaylı olarak sunulmuştur. Analizler; sistemin genel tasarım parametreleri, oluşan kayıplar ve enerji üretim değerleri olmak üzere üç ana başlık altında incelenmiştir.

### Simülasyon Verileri ve Kayıp Analizi

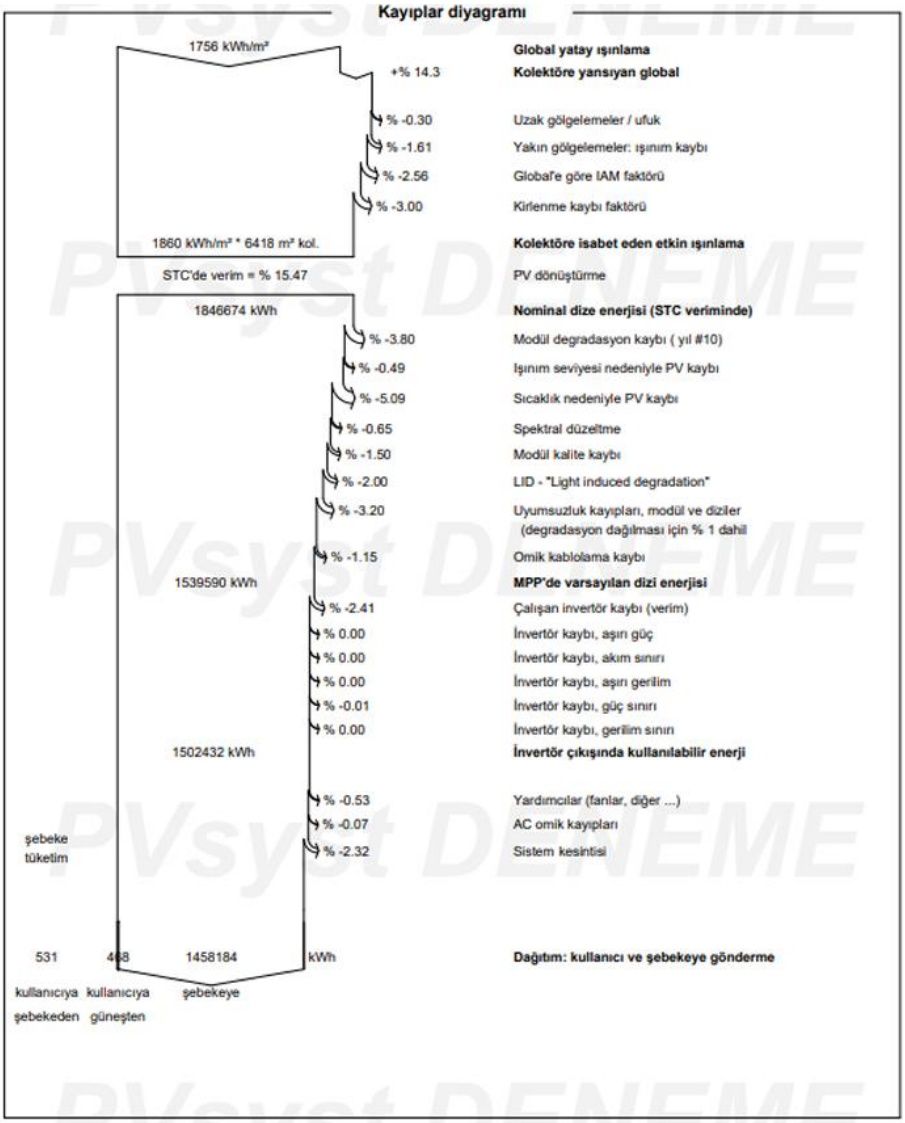
PVsyst V7.3 yazılımı ile gerçekleştirilen analizlerde, santralin coğrafi konumu ve teknik bileşenleri (panel, inverter, kablolama) baz alınarak detaylı bir modelleme yapılmıştır. Simülasyon sonucunda sistemin yıllık enerji üretim potansiyelini kısıtlayan faktörler nicel olarak belirlenmiştir. Santralde meydana gelen kayıpların dağılımı incelendiğinde, en büyük kaybın sıcaklık etkisinden kaynaklandığı görülmüştür.

PV modüllerin standart test koşullarındaki (STC) 25°C hücre sıcaklığının üzerine çıkması

nedeniyle oluşan "Sıcaklık Kaybı" yıllık bazda %5,09 olarak hesaplanmıştır. Bölgenin kurak iklim yapısı ve tarımsal faaliyetlere yakınlığı sebebiyle modellemeye dahil edilen "Kirlenme (Soiling) Kaybı" ise %3,0 seviyesindedir. Ayrıca, panellerin yaşlanmasına bağlı LID (Light Induced Degradation) kaybı %2,0, modül kalite kaybı %1,5 ve omik kablo kayıpları (AC ve DC toplamı) yaklaşık %1,5 seviyesinde gerçekleşmiştir.

Sistemin simüle edilen kayıp akış diyagramı ve detaylı oranlar Şekil 3'te gösterilmiştir. Diyagram detaylı incelendiğinde, sisteme giren global yatay ışınımın (Global Horizontal Irradiance) efektif enerjiye dönüşüm sürecinde en ciddi kırılmanın, modül sıcaklığının artmasıyla gerçekleştiği görülmektedir. PVsyst simülasyonu, standart test koşullarına (STC) göre tanımlanan nominal enerji miktarından, sadece sıcaklık etkisiyle %5,09'luk bir kayıp öngörmüştür. Ayrıca diyagramın alt kısımlarında görülen inverter kaybı (%1,5 civarı), seçilen inverterin verimlilik eğrisinin (efficiency curve) sistem yüküne uygun davrandığını, ancak yine de dönüşüm sırasında kaçınılmaz bir enerji kaybı oluştuğunu somutlaştırmaktadır.

**Şekil 3**
*PVsyst Simülasyonu Kayıp Akış Diyagramı*

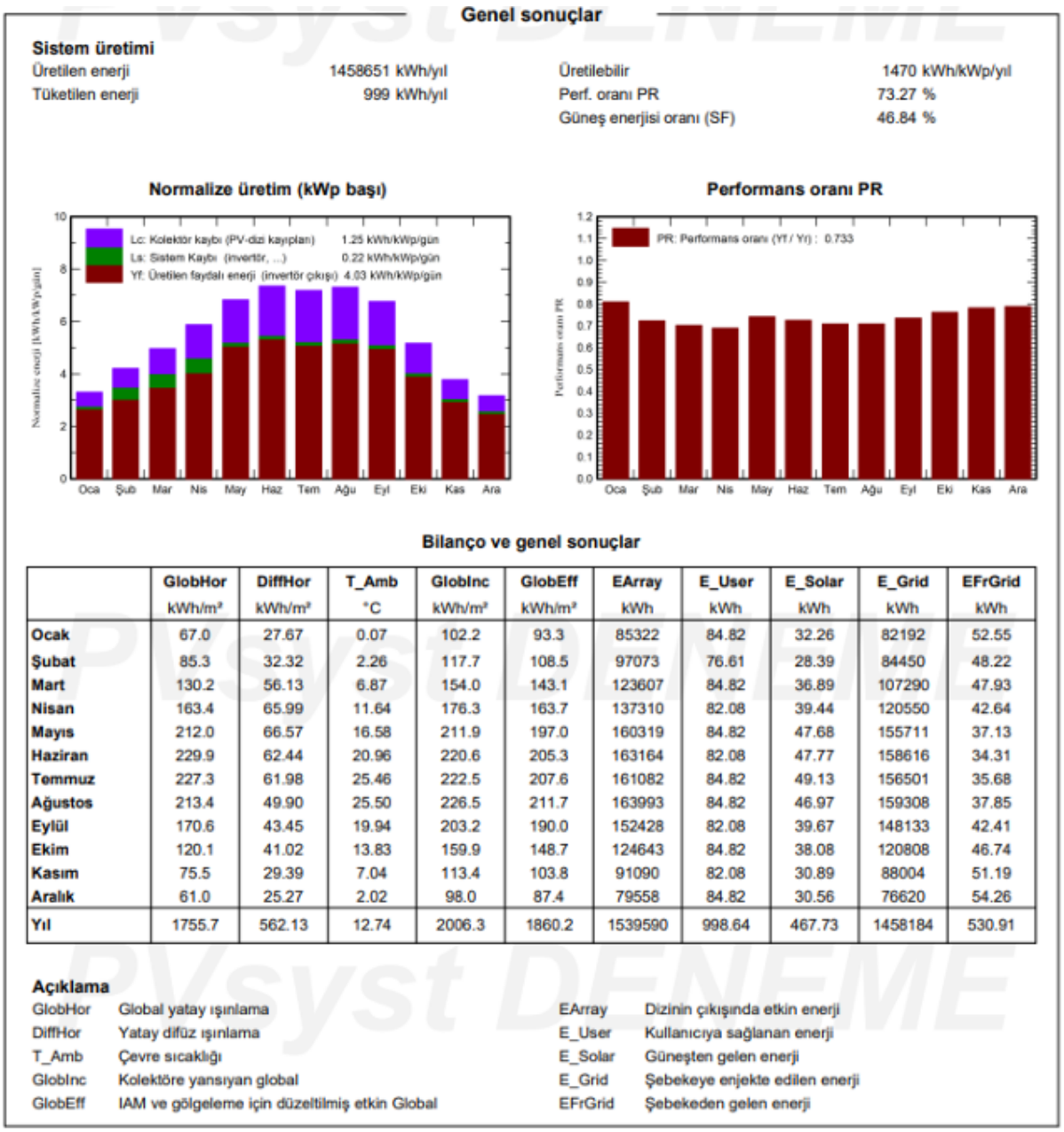



Sistemin sadece kayıplarını değil, genel performans karakteristiğini gösteren "Performans Oranı

(PR)" verileri de analiz edilmiştir. PVsyst simülasyonuna göre santralin yıllık ortalama Performans Oranı (PR) %73,27 olarak öngörülmüştür. Yaz aylarında ortam sıcaklığının artmasıyla birlikte PR değerinde düşüşler gözlemlenirken, kış aylarında bu oran görece daha yüksek olmaktadır. Simülasyon sonucunda elde edilen normalize edilmiş üretim değerleri ve performans grafiği Şekil 4'te sunulmuştur.

**Şekil 4**

*Genel Sonuçlar ve Performans Analizi Grafiği*




| | GlobHor kWh/m² | DiffHor kWh/m² | T_Amb °C | GlobInc kWh/m² | GlobEff kWh/m² | EArray kWh | E_User kWh | E_Solar kWh | E_Grid kWh | EFrGrid kWh |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| **Ocak** | 67.0 | 27.67 | 0.07 | 102.2 | 93.3 | 85322 | 84.82 | 32.26 | 82192 | 52.55 |
| **Şubat** | 85.3 | 32.32 | 2.26 | 117.7 | 108.5 | 97073 | 76.61 | 28.39 | 84450 | 48.22 |
| **Mart** | 130.2 | 56.13 | 6.87 | 154.0 | 143.1 | 123607 | 84.82 | 36.89 | 107290 | 47.93 |
| **Nisan** | 163.4 | 65.99 | 11.64 | 176.3 | 163.7 | 137310 | 82.08 | 39.44 | 120550 | 42.64 |
| **Mayıs** | 212.0 | 66.57 | 16.58 | 211.9 | 197.0 | 160319 | 84.82 | 47.68 | 155711 | 37.13 |
| **Haziran** | 229.9 | 62.44 | 20.96 | 220.6 | 205.3 | 163164 | 82.08 | 47.77 | 158616 | 34.31 |
| **Temmuz** | 227.3 | 61.98 | 25.46 | 222.5 | 207.6 | 161082 | 84.82 | 49.13 | 156501 | 35.68 |
| **Ağustos** | 213.4 | 49.90 | 25.50 | 226.5 | 211.7 | 163993 | 84.82 | 46.97 | 159308 | 37.85 |
| **Eylül** | 170.6 | 43.45 | 19.94 | 203.2 | 190.0 | 152428 | 82.08 | 39.67 | 148133 | 42.41 |
| **Ekim** | 120.1 | 41.02 | 13.83 | 159.9 | 148.7 | 124643 | 84.82 | 38.08 | 120808 | 46.74 |
| **Kasım** | 75.5 | 29.39 | 7.04 | 113.4 | 103.8 | 91090 | 82.08 | 30.89 | 88004 | 51.19 |
| **Aralık** | 61.0 | 25.27 | 2.02 | 98.0 | 87.4 | 79558 | 84.82 | 30.56 | 76620 | 54.26 |
| **Yıl** | 1755.7 | 562.13 | 12.74 | 2006.3 | 1860.2 | 1539590 | 998.64 | 467.73 | 1458184 | 530.91 |

Ayrıca, sistemde oluşan "Dizi (Array) Kayıpları" ve "Sistem Kayıpları" ayrı ayrı irdelenmiştir. Dizi uyumsuzlukları ve gölgeleme faktörlerinin toplam üretim üzerindeki etkisi Şekil 5'te verilen diyagramda detaylandırılmıştır.

**Şekil 5**
*Simülasyonda Elde Edilen Dizi ve Sistem Kayıp Parametreleri*

**Dizi kayıpları**

**Modül uyumsuzluk kaybı**
Kayıp oranı 2.0 MPP'de%

**Dizi uyumsuzluk kaybı**
Kayıp oranı 0.2 %

**Modül ortalama degradasyon**
Yıl no 10
Kayıp faktörü 0.4 %/yıl

**Degradasyon nedeniyle uyumsuzluk**
Imp RMS dağılımı 0.4 %/yıl
Vmp RMS dağılımı 0.4 %/yıl

**IAM kayıp faktörü**
ASHRAE Parametre: IAM = 1 - bo (1/cosi -1)
bo param. 0.05

**Spektral düzeltme**
FirstSolar modeli
Bağıl nemden hesaplanan yoğuşabilir su

| Katsayısı seti | C0 | C1 | C2 | C3 | C4 | C5 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Monocrystalline Si | 0,85914 | -0,02088 | -0,0058853 | 0,12029 | 0,026814 | -0,001781 |

**Sistem kayıpları**

**Sistemin kullanılamazlığı**
Zaman oranı 2.0 %
7.3 gün,
3 dönemler

**Yardımcı kayıpları**
Gece ardımcı tüketimi 2.00 kW

**AC kablolama kaybı**

**İnv. çıkışından enjeksiyon noktasına**
İnvertör gerilimi 400 Vac tri
Kayıp oranı 0.14 STC'de%
**İnvertör: VS15**
Kablo kesiti (63 İnv.) Alü 63 x 3 x 95 mm²
Ortalama kablo uzunluğu 44 m

### PVGIS Analiz Sonuçları

Karşılaştırma amacıyla kullanılan PVGIS yazılımında, SARAH2 veri tabanı kullanılarak yapılan analizde, santralin bulunduğu konum için aylık bazda güneş radyasyon değerleri ve buna bağlı elektrik üretimi hesaplanmıştır. PVGIS analizinde sistem kayıpları sabit %14 olarak kabul edilmiş ve yıllık üretim dağılımı çıkarılmıştır. PVGIS arayüzünden elde edilen aylık üretim tahminleri ve sistem performans özeti Şekil 6'da verilmiştir. Grafikteki mevsimsel eğri incelendiğinde, santralin enerji üretim profilinin bölgenin güneşlenme süreleriyle tam bir uyum içinde olduğu görülmektedir. Mayıs-Ağustos bandında üretimin zirve noktasına ulaşması, İç Anadolu Bölgesi'nin açık gökyüzü indeksinin bu aylarda yüksek olmasından kaynaklanmaktadır. Grafiğin kış aylarındaki (Kasım-Ocak) belirgin düşüşü ise, simülasyonun sadece güneş açısını değil, aynı zamanda bölgedeki potansiyel bulutluluk faktörünü de hesaba katarak gerçekçi bir üretim projeksiyonu çizdiğini göstermektedir.

**Şekil 6**
*PVGIS Programı Aylık Enerji Üretim Tahmin Grafiği*

### Gerçek Üretim ve Karşılaştırma Verileri

Santralin işletmeye alındığı tarihten itibaren sistem üzerinden kaydedilen bir yıllık toplam aktif enerji üretimi 1.528.217 kWh olarak ölçülmüştür.

Aynı periyot için PVsyst yazılımı toplam 1.458.184 kWh üretim tahmini yaparken, PVGIS yazılımı 1.542.669 kWh üretim tahmini gerçekleştirmiştir. Üç farklı veri kaynağının (Gerçek, PVsyst, PVGIS) karşılaştırmalı sonuçları Tablo 3'de özetlenmiştir.

**Tablo 3**
*Simülasyon Sonuçları ile Gerçek Saha Verilerinin Karşılaştırmalı Analizi*

| Veri Kaynağı | Yıllık Toplam Üretim (kWh) | Sapma Oranı (%) |
|---|---|---|
| Gerçek Saha Verisi | 1.528.217 | - |
| PVsyst Tahmini | 1.458.184 | -4,6 |
| PVGIS Tahmini | 1.542.669 | +0,94 |

Tablo incelendiğinde, PVsyst programının gerçek verilere göre daha düşük, PVGIS programının ise daha yakın ve hafif yüksek bir tahmin yürüttüğü görülmektedir.

## DISCUSSION

Bu çalışmada elde edilen bulgular, güneş enerjisi santrallerinin tasarımında kullanılan simülasyon araçlarının doğruluğunun; kullanılan meteorolojik veri tabanlarına, bölgesel iklim koşullarına ve simülasyon parametrelerinin hassasiyetine bağlı olarak değiştiğini göstermektedir.

### Sapma Oranlarının Değerlendirilmesi

Analiz sonuçlarına göre, PVGIS yazılımının %0,94'lük sapma oranıyla gerçek üretim değerlerine, PVsyst yazılımına (%4,6) kıyasla daha fazla yaklaştığı tespit edilmiştir. Bu durum, literatürdeki çalışmalarla karşılaştırıldığında farklılıklar göstermektedir. Örneğin, Demiryürek (2018), Siirt ilinde yaptığı çalışmada PVsyst verileri ile gerçek veriler arasında %0,56 gibi oldukça düşük bir fark raporlamıştır. Bu çalışmada PVsyst sapma oranının %4,6 seviyesinde çıkmasının temel nedeni, simülasyonda kullanılan Meteonorm veri tabanının, Ankara Şereflikoçhisar bölgesindeki kış aylarında görülen difüz radyasyonu ve bulutluluk oranlarını olduğundan daha yoğun varsaymasıdır. Benzer bir şekilde Altınkök (2021), Giresun'da yaptığı çalışmada simülasyon programlarının yerel meteorolojik verileri işlemesinde farklılıklar olduğunu ve bunun %5 civarında sapmalara yol açabildiğini belirtmiştir.

PVGIS'in kullandığı uydu tabanlı SARAH2 veri tabanının ise bölgenin anlık ışınım değişimlerini daha güncel verilerle modellediği değerlendirilmektedir. Üründü ve Endiz (2025), Konya'daki 1 MW'lık bir santralin performansını incelemiş; PVsyst simülasyonunun gerçek verilere göre %5,43 oranında sapma gösterdiğini, PVSOL yazılımının ise daha düşük bir hata payına sahip olduğunu tespit etmiştir. Bu durum, simülasyon programlarının bölgeye ve kullanılan algoritmaya göre farklı hassasiyetler gösterebileceği bulgumuzu desteklemektedir.

**Mevsimsel Etkiler ve Kayıp Faktörleri**

Haydaroğlu ve Gümüş (2016), Dicle Üniversitesi'ndeki çalışmalarında simülasyon verilerinin kış aylarında gerçek verilerden saptığını raporlamıştır. Bu çalışmada da benzer şekilde, özellikle Aralık ve Ocak aylarında PVsyst tahminlerinin gerçek üretimin altında kaldığı gözlemlenmiştir. Bu durum, Donuk (2014) tarafından da belirtildiği üzere, simülasyon yazılımlarının kar yağışı sonrası panel yüzeyindeki yansıma (albedo) etkisini ve karın erimesiyle oluşan ani üretim artışlarını tam olarak modelleyememesinden kaynaklanmaktadır.

Sıcaklık kayıpları açısından incelendiğinde, PVsyst tarafından hesaplanan %5,09'luk kayıp oranı, sahadaki gerçek koşullarla örtüşmektedir. Gökce (2020), çalışmasında yüksek sıcaklıkların panel verimini düşürdüğünü belirtmiştir. Ancak çalışmada kullanılan Hyundai monokristal panellerin sıcaklık katsayısının düşük olması, yaz aylarındaki üretim kaybını sınırlandırmış ve santralin yaz performansının simülasyon değerlerinin üzerine çıkmasını sağlamıştır. Bu durum, Bagher, Vahid ve Mohsen, (2015)'in çalışmasında monokristal panellerin sıcak iklimlerdeki avantajına dair bulgularını desteklemektedir. Ayrıca Öztürk (2008), çalışmasında panel üzerine düşen ışık yoğunluğunun yanı sıra spektral dağılımın da verimi etkilediğini, Doğanay (2021) ise panel veriminin yıllar içerisindeki yıpranma sebebiyle düştüğünü ifade etmiştir. Bu çalışmada simülasyona dahil edilen %3,8'lik yaşlanma kaybı bu durumu teyit etmektedir.

**Yazılım Seçimi ve Performans Değerlendirmesi**

PVsyst yazılımı, toplam üretim tahmininde %4,6'lık bir sapma gösterse de, sunduğu detaylı kayıp diyagramları (gölgeleme, kablo, uyumsuzluk vb.) sayesinde santralin mühendislik analizinde kritik bir role sahiptir. Amin (2022), çalışmasında PVsyst'in kayıp analizindeki başarısına dikkat çekmektedir. Buna karşın PVGIS, Mathew ve Hossain (2017)'in de işaret ettiği gibi, hızlı ve yaklaşık bir fizibilite için daha pratik sonuçlar sunabilmektedir.

Performans oranı (PR) açısından bakıldığında, Yadav ve ark. (2015) tarafından yapılan analizlerde %70-75 bandında çıkan değerler, bu çalışmada elde edilen %73,27'lik PR değeri ile uyumludur. Yatırımcı perspektifinden bakıldığında; PVsyst'in daha yakın sonuçlar vermesi, finansal planlamada risk almamak adına güvenli bir yaklaşım oluştururken; PVGIS verileri santralin gerçek potansiyelini görme noktasında daha gerçekçi bir tablo çizmektedir. Özgür (2020), çalışmasında yüksek güneşlenme potansiyeline sahip bölgelerde yapılan yatırımların geri dönüş sürelerinin analizi için bu verilerin doğruluğunun önemini vurgulamıştır. Sonuç olarak, Yolcan ve Köse (2020) tarafından önerildiği gibi, büyük ölçekli projelerde tek bir yazılıma bağlı kalmak yerine, bu iki yazılımın karşılaştırılarak kullanılması en sağlıklı yaklaşım olacaktır.

## CONCLUSION

Bu çalışmada, Ankara ili Şereflikoçhisar ilçesinde kurulu 992,25 kWp gücündeki şebekeye bağlı bir güneş enerjisi santralinin performans analizi gerçekleştirilmiş ve sahadan alınan gerçek veriler, PVsyst ve PVGIS simülasyon sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Çalışma sonucunda elde edilen temel

sonuçlar aşağıda özetlenmiştir:

- Santralin bir yıllık gerçek elektrik üretimi 1.528.217 kWh olarak gerçekleşmiştir.
- Aynı koşullar altında PVsyst yazılımı 1.458.184 kWh (-%4,6 sapma), PVGIS yazılımı ise 1.542.669 kWh (+%0,94 sapma) üretim tahmininde bulunmuştur.
- PVGIS yazılımının, toplam yıllık üretim miktarını tahmin etmede saha verilerine çok daha yakın sonuçlar verdiği tespit edilmiştir. Buna karşın PVsyst, özellikle gölgeleme, sıcaklık ve kirlenme gibi kayıp parametrelerinin detaylı analizinde daha kapsamlı veriler sunmaktadır.
- Bölgenin iklim koşulları ve panel teknolojisi dikkate alındığında, sıcaklık kaynaklı kayıpların (%5,09) sistem verimliliğini etkileyen en önemli faktör olduğu belirlenmiştir.

Elde edilen sonuçlar ışığında; GES projelerinin ön fizibilite ve yer seçimi aşamasında PVGIS yazılımının hızlı ve yüksek doğruluklu bir tahmin aracı olarak kullanılabileceği, ancak kesin tasarım, banka başvuruları ve detaylı teknik kayıp analizi aşamalarında PVsyst yazılımının tercih edilmesi gerektiği sonucuna varılmıştır. Gelecek çalışmalarda, farklı iklim bölgelerindeki santrallerin verileriyle bu simülasyon araçlarının karşılaştırılması, literatüre ek katkı sağlayacaktır.

## SUGGESTIONS

Güneş enerjisi santrallerinin verimliliğinin artırılması ve proje ömürleri boyunca maksimum performansla çalışmaları adına, bu çalışmadan elde edilen bulgulara ve saha deneyimlerine dayanılarak aşağıdaki öneriler sunulmuştur.

Santral tasarım ve fizibilite aşamalarında, üretim tahminlerinin doğruluğunu artırmak için tek bir simülasyon yazılımına bağlı kalınmamalıdır. Bu çalışmada görüldüğü üzere, PVsyst gibi detaylı mühendislik araçları ile PVGIS gibi güncel uydu verisi tabanlı araçların sonuçları karşılaştırmalı olarak değerlendirilmelidir. Özellikle kış aylarındaki sapmaların minimize edilmesi için bölgeye özgü meteorolojik verilerin (yerel ölçüm istasyonları) simülasyon parametrelerine dahil edilmesi, yatırım risklerini azaltacaktır.

Saha işletme sürecinde, simülasyon verileri ile gerçekleşen üretim arasındaki farkların takibi için etkin bir izleme sistemi kullanılmalıdır. Santralin performans oranı (PR) sürekli analiz edilmeli, teorik değerlerden sapma görüldüğünde; inverter arızaları, kablo izolasyon sorunları veya panel yapısı bozulması gibi teknik problemler araştırılmalıdır.

İç Anadolu Bölgesi gibi kurak ve tozuma riskinin yüksek olduğu sahalarda, kirlenme kaynaklı kayıpların önüne geçilmesi büyük önem arz etmektedir. Bu çalışmada simülasyona yansıyan kirlilik kayıplarını minimize etmek için, yağış rejiminin düşük olduğu yaz aylarında periyodik panel temizliği yapılmalı ve temizlik takvimi, enerji üretiminin en yoğun olduğu saatlere göre optimize edilmelidir. Ayrıca panel yerleşimlerinde, gölgeleme etkisini ve sıcaklık artışını önlemek adına diziler arası mesafelerin hava akışına izin verecek şekilde korunması tavsiye edilmektedir.

### Ethical Statement

Bu çalışma Dr. Öğr. Üyesi Ali Osman ÖZKAN danışmanlığında 22 Haziran 2023 tarihinde sunulan "Şebekeye Bağlı 1 MW Güneş Enerji Santralinin PVsyst ile Simülasyonu ve Performans Parametrelerinin Değerlendirilmesi" başlıklı yüksek lisans tezinden üretilmiştir.

### Author Contributions

Araştırma Tasarımı (CRediT 1) Yazar 1 (%50) – Yazar 2 (%50)

Veri Toplama (CRediT 2) Yazar 1 (%60) – Yazar 2 (%40)

Araştırma - Veri Analizi - Doğrulama (CRediT 3-4-6-11) Yazar 1 (%50) – Yazar 2 (%50)

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

Metnin Tashihi ve Geliştirilmesi (CRediT 14) Yazar 1 (%50) – Yazar 2 (%50)

**Finance**

Finansal destek yoktur.

**Conflict of Interest**

Çıkar çatışması yoktur.

**REFERENCES**

Akcan, E., Kuncan, M., & Minaz, M. R. (2020). PVsyst yazılımı ile 30 kW şebekeye bağlı fotovoltaik sistemin modellenmesi ve simülasyonu. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (Özel Sayı), 350-355.

Altınkök, S. (2021). *Giresun Üniversitesi Mühendislik Fakültesi ihtiyaçlarına uygun fotovoltaik sistem tasarımı ve analizi* [Yüksek Lisans Tezi, Giresun Üniversitesi].

Amin, S. A. (2022). PVsyst modeling systems losses in PVsyst. *International Journal of Scientific & Engineering Research*, *13*(2), 522-527.

Bagher, A. M., Vahid, M. M., & Mohsen, M. (2015). Types of solar cells and application. *American Journal of Optics and Photonics*, *3*(5), 94-113.

Belmahdi, B., & Bouardi, A. E. (2020). Solar potential assessment using PVsyst software in the northern zone of Morocco. *Procedia Manufacturing*, *46*, 738-745.

Demiryürek, H. K. (2018). *200kWp kurulu güçteki Lebit Enerji güneş santralinin PVsyst ile tasarımı ve üretim değerleri ile simulasyon değerlerinin karşılaştırılması* [Yüksek Lisans Tezi, Siirt Üniversitesi].

Doğanay, M. M. (2021). *Mardin bölgesi güneş (fotovoltaik) enerjisi potansiyel analizi* [Yüksek Lisans Tezi, Mardin Artuklu Üniversitesi].

Donuk, K. (2014). *Şebekeye bağlı fotovoltaik sistemlerde üretilen enerjinin yapay sinir ağları kullanılarak tahmini* [Yüksek Lisans Tezi, Fırat Üniversitesi].

Enerji ve Tabii Kaynaklar Bakanlığı. (2017). *Türkiye güneş enerjisi potansiyeli atlası (GEPA)*. Ankara.

Gökce, İ. (2020). *Fotovoltaik (PV) hücreler yardımıyla güneş enerjisinden elektrik üretimi ve performansını etkileyen faktörlerin incelenmesi* [Yüksek Lisans Tezi, Çukurova Üniversitesi].

Gürbüz, D. (2018). *Kir ve tozlanmanın fotovolatik sistem verimi üzerindeki etkisi* [Yüksek Lisans Tezi, KTO Karatay Üniversitesi].

Haydaroğlu, C., & Gümüş, B. (2016). Dicle Üniversitesi güneş enerjisi santralinin PVsyst ile simülasyonu ve performans parametrelerinin değerlendirilmesi. *Dicle Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Mühendislik Dergisi*, *7*(1), 1-12.

İnce, İ. T. (2021). *Güneş enerjisi ile elektrik üretimine örnek uygulamalar* [Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi].

Kandilci, G. N. (2017). *Türkiye için global güneş radyasyonu persistans haritalarının*

*oluşturulması* [Yüksek Lisans Tezi, Muğla Sıtkı Koçman Üniversitesi].

Karafil, A., Kesler, M., & Özbay, H. (2016). Sıcaklık ve güneş ışınım değişimlerinin fotovoltaik panel gücü üzerindeki etkilerinin simülasyon analizi. *Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi*, *3*(1), 19-28.

Karki, P. (2012). *Comparative study of grid-tied photovoltaic (PV) system in Kathmandu and Berlin using PVsyst* [Yüksek Lisans Tezi, Tribhuvan University].

Mathew, M., & Hossain, J. (2017). Analysis of a grid connected solar photovoltaic system with different PV technologies. *International Journal of Renewable Energy Research*, *7*(1), 1-11.

Mermoud, A., & Wittmer, B. (2014). *PVsyst user's manual*. PVsyst SA.

Özcan, Ö. (2020). *Şebekeye bağlı fotovoltaik çatı sisteminin performans analizi* [Yüksek Lisans Tezi, Bursa Uludağ Üniversitesi].

Özgür, E. (2020). *Türkiye'de güneş enerjisi*. (Erişim Tarihi: 17 Mart 2020).

Öztürk, H. H. (2008). *Güneş enerjisi ve uygulamaları*. Birsen Yayınevi.

Rashid, M. H. (2019). *Power electronics handbook: Devices, circuits, and applications*. Butterworth-Heinemann.

Sari, V., & Özyiğit, F. Y. (2020). Sivas ilinin farklı ilçelerinde şebeke bağlantılı güneş enerji santrallerinin tasarımı ve analizi. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (18), 498-508.

Teodorescu, R., Liserre, M., & Rodriguez, P. (2011). *Photovoltaic inverter structures*. Wiley-IEEE Press.

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.

Vidur, P. R., & Jagwani, D. (2022). Design and simulation of a rooftop solar PV system using PVsyst software. *International Journal of Engineering Research & Technology*, *11*(5), 321-325.

Yadav, P., Kumar, N., & Chandel, S. (2015). Simulation and performance analysis of a 1kWp photovoltaic system using PVsyst. *2015 International Conference on Computation of Power, Energy, Information and Communication (ICCPEIC)*, 358-363. IEEE.

Yiğit, F. (2023). Şebekeye bağlı 1 MW güneş enerji santralinin PVsyst ile simülasyonu ve performans parametrelerinin değerlendirilmesi [Yüksek Lisans Tezi, Necmettin Erbakan Üniversitesi].

Yılmaz, G. (2018). *Türkiye'deki güneş panellerinin optimum eğim açılarının analizi* [Yüksek Lisans Tezi, Karabük Üniversitesi].

Yolcan, O. O., & Köse, R. (2020). Türkiye'nin güneş enerjisi durumu ve güneş enerjisi santrali kurulumunda önemli parametreler. *Düzce Üniversitesi Bilim ve Teknoloji Dergisi*, *8*, 268-281.

# EXTENDED ABSTRACT

## Introduction

The rapid increase in global energy demand and the environmental impact of fossil fuels have accelerated the transition to renewable energy sources. Turkey, due to its geographical location, possesses significantly higher solar energy potential compared to many European countries. However, the efficient utilization of this potential depends heavily on the accuracy of the feasibility studies conducted prior to the installation of Solar Power Plants (SPP). Various simulation software packages are used to predict annual energy generation, but discrepancies often arise between theoretical predictions and actual field generation. This study focuses on a grid-connected photovoltaic (PV) power plant with an installed capacity of 992.25 kWp, located in Şereflikoçhisar, Ankara. The primary objective is to evaluate the performance of the plant by comparing its actual electricity generation data obtained from the SCADA system with the theoretical data derived from PVsyst and PVGIS simulation software. By analyzing the deviations and loss parameters, this research aims to determine the reliability of these simulation tools for the Central Anatolian climatic conditions.

## Method

The research was conducted on an operational 1 MW (0.99 MWp DC) solar power plant located in Kadıncık village, Şereflikoçhisar (39.01° N, 33.59° E). The site is characterized by high solar radiation levels and a flat topography free from shading obstacles. The system consists of 3,969 Hyundai HIS-M250MG monocrystalline silicon PV modules (250 Wp each) and 63 Voltwerk VS 15 string inverters. The panels are mounted on a fixed steel structure with a 25° tilt angle facing south.

For the simulation methodology, the exact physical characteristics of the plant were modeled in two different software environments: PVsyst V7.3 and PVGIS. Meteorological data for PVsyst was sourced from the Meteonorm 8.1 database, while PVGIS utilized the SARAH2 satellite database. A detailed 3D shading scene was constructed in PVsyst to account for near-shading losses. Thermal losses, soiling losses (due to the arid nature of the region), and ohmic losses were defined based on literature standards and site-specific conditions. The study compared the monthly and annual energy generation estimates of both software tools against the actual net production data recorded by the plant's electricity meters over a one-year period.

## Findings

According to the field data, the actual annual electricity generation of the power plant was recorded as 1,528,217 kWh. The simulation results conducted under identical parameters yielded different outcomes. The PVsyst software predicted an annual generation of 1,458,184 kWh, while the PVGIS software estimated it at 1,542,669 kWh.

When these figures are compared with the actual data, PVsyst showed a deviation of -4.6% (underestimation), whereas PVGIS showed a deviation of +0.94% (slight overestimation).

The detailed loss analysis performed in PVsyst revealed that the most significant factor affecting system performance was temperature-related losses, calculated at 5.09% annually. Other significant losses included soiling (3.0%), LID (Light Induced Degradation) aging (2.0%), and ohmic wiring losses (1.5%). The Performance Ratio (PR) of the system was simulated to be 73.27%, which aligns with standard expectations for this region.

## Discussion

The analysis indicates that PVGIS provides a much closer estimation to the actual field production in terms of total annual energy. The 0.94% deviation suggests that the satellite-based radiation data used by PVGIS represents the local climatic conditions of Ankara/Şereflikoçhisar more accurately than the ground-station-interpolated data of Meteonorm used in PVsyst. The -4.6% conservative estimate by PVsyst is attributed to its underestimation of diffuse radiation, particularly during winter months.

However, while PVGIS is superior in total volume prediction, PVsyst proves to be indispensable for detailed engineering analysis. The ability to model specific string layouts, 3D shading effects, and detailed loss flow diagrams makes PVsyst a crucial tool for identifying system weaknesses. The study also confirms that monocrystalline panels perform efficiently in the region, as the temperature losses were kept within manageable

limits despite the hot summer climate. These findings are consistent with similar studies in the literature, which suggest that simulation accuracy varies significantly depending on the weather database selected.

**Conclusion**

This study concludes that for the Central Anatolia region, PVGIS is a highly reliable tool for preliminary feasibility studies and quick energy yield assessments, offering high accuracy with less than 1% deviation. On the other hand, PVsyst remains the preferred tool for detailed system design, bankability reports, and technical loss analysis due to its comprehensive parameterization capabilities. The study also highlights that temperature and soiling are the critical environmental factors affecting efficiency in this region. Therefore, accurate modeling of these specific losses is essential for minimizing the gap between theoretical and actual generation.

**Recommendation**

Based on the findings, it is recommended that investors and engineers use a cross-check methodology employing both PVsyst and PVGIS during the planning phase of solar power plants. Relying solely on one software may lead to either over-optimistic or overly conservative financial projections. Furthermore, given the 3% soiling loss identified, plant operators in the region should implement a strictly optimized cleaning schedule, focusing on the high-generation summer months. Continuous monitoring via SCADA systems is also advised to detect any performance ratio drops that might indicate issues beyond normal environmental losses, such as inverter failures or panel degradation.

NEU PRESS

ASREL Aerospace Research Letters

Cilt: 5 Sayı: 1 Yıl: 2026 | Review | e-ISSN: 2980-0064

# Comparative Analyses of Materials Used in the Body Structure of UAVs

**Bahri Kaan SARIKAYA[1*] Oğuzhan YAYKIN[2] Ali TEMİR[3] Sezer ÇOBAN[4]**

[1] Iskenderun Technical University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Aircraft Maintenance and Repair, Hatay, Türkiye

**Article Info**

**Received:** 05.01.2026
**Accepted:** 15.05.2026
**Published:** 30.06.2026

**Keywords:**
UAVs,
Fuselage,
Material.

**ABSTRACT**

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have an increasingly important role in many civilian and military fields such as defense, agriculture, logistics, and surveillance. With the advancement of technology, the performance, durability, and operational efficiency of UAVs have significantly improved. One of the most critical factors in meeting these expectations is the type of materials used in the manufacturing of the UAV airframe. The materials selected for the airframe structure directly affect the vehicle's weight, fuel or energy consumption, maneuverability, and overall reliability. This article examines the main materials currently used in UAV airframe structures and compares the reasons for their use from mechanical, structural, and economic perspectives.

## İHA'ların Gövde Yapısında Kullanılan Malzemeler

**Makale Bilgisi**

**Geliş Tarihi:** 05.01.2026
**Kabul Tarihi:** 15.05.2026
**Yayın Tarihi:** 30.06.2026

**Keywords:**
İHA,
Gövde,
Malzeme.

**ÖZET**

İnsansız Hava Araçları (İHA), savunma, tarım, lojistik ve gözetleme gibi birçok sivil ve askeri alanda artarak ilerleyen bir öneme sahip olmaktadır. Gelişen teknolojiyle birlikte, İHA'ların performans, dayanıklılık ve operasyonel verimlilik oranları da önemli ölçüde artmıştır. Bu beklentileri karşılamada en önemli unsurlardan biri, İHA gövdesinin imalatında kullanılan malzeme türleridir. Gövde yapısında tercih edilen malzemeler, aracın ağırlığı, yakıt veya enerji tüketimi, manevra kabiliyeti ve genel güvenilirliği üzerinde etkilidir. Bu makalede, günümüzde İHA gövde yapılarında kullanılan başlıca malzemeleri incelemekte, bu malzemelerin kullanılma sebeplerini ve farklı malzeme türlerinin mekanik, yapısal ve ekonomik açıdan karşılaştırılmıştır.

**To cite this article:**

Sarıkaya, B. K., Yaykın, O., Temir, A., & Çoban, S. (2026). İHA'ların gövde yapısında kullanılan malzemeler. *Aerospace Research Letters (ASREL).* 5(1), 53-58.

***Corresponding Author:** Bahri Kaan Sarıkaya, bahrikaans@gmail.com

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

## INTRODUCTION

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have become an important field of research in terms of materials science and structural engineering due to their increasing use in military, civil, and commercial areas in recent years. The design of UAV airframe structures is directly associated with various parameters such as aerodynamic efficiency, structural strength, weight, and cost. For this reason, the selection of airframe materials has been systematically examined in the literature. In their study, Prabhat Singh (2020) analyzed UAV airframe systems using the finite element method (FEM), comparing carbon fiber reinforced polymer (CFRP) and aluminum alloys. The research results indicate that CFRP materials exhibit three times higher tensile strength and 40% lower density, leading to a significant improvement in vibration performance. In his 2025 study, Hu analyzed the fuselage and wing designs of fixed-wing, rotary-wing, and hybrid UAVs. The research states that carbon fiber composites increase energy efficiency by 25–40% thanks to their high stiffness (230–600 GPa) and low density (1.55 g/cm³). Although aluminum alloys are less costly, they are insufficient in terms of strength. Additionally, it is emphasized that by combining 3D printing technologies with carbon fiber structures using thermoplastic matrices, lightweight airframes with complex geometries can be produced. In the study conducted by Kassimov et al. (2025), the mechanical and aerodynamic properties of carbon, aramid, and glass fiber reinforced composites were compared. According to the findings, the drag coefficient of carbon composites (Cd = 0.018) was approximately 28% lower than that of aluminum (Cd = 0.025), increasing flight endurance by up to 35%. Moreover, the vibration amplitude of carbon fiber plastics was measured as 0.4 mm, with a deformation rate of 1.2%; these values provide nearly twice the vibration stability of aluminum. The study conducted by Fahadh (2025) emphasizes that material selection should consider not only mechanical properties but also environmental and economic impacts. Although CFRP materials offer high performance, they are weak in terms of recyclability, whereas aluminum alloys are fully recyclable and therefore represent a long-lasting (15–20 years) and environmentally friendly alternative. In addition, graphene composites, basalt fibers, and natural fiber reinforced composites are highlighted as promising sustainable UAV materials of the future. In the research conducted by Yıldız (2018), durability/cost analyses of aluminum, carbon fiber, and fiberglass materials were carried out. Carbon fiber was reported to provide up to three times higher strength, but its production cost is approximately 200% higher than that of aluminum. In their 2022 study, Akbulut and Karabulut stated that hybrid material use can increase airframe rigidity, and optimizing heat resistance and fatigue life can enable the production of long-lasting UAV structures. A recent MDPI (2024) publication also reported that producing carbon fiber reinforced polymers via 3D printing reduces structural complexity and shortens production time by up to 40%. This development is considered an important innovation for rapid prototyping in small and medium-sized UAVs. The literature review demonstrates that the selection of UAV airframe materials requires a multidimensional evaluation in terms of performance, cost, and environmental impact. Carbon fiber–based composites currently offer the highest performance, while aluminum and glass fiber are known as low-cost alternatives. In the future, new-generation materials such as graphene, basalt, and natural fibers are expected to play a significant role in terms of both lightweight design and sustainability.The name and abbreviation of the journal should be added in the header of the page with the introduction. At the bottom of the page, there should be only the page number.

## METHODOLOGY

In this study, the materials used in the airframe structure of unmanned aerial vehicles (UAVs) were first identified. A comparative analysis was then carried out based on the selected material types. In evaluating the material properties, existing academic sources, scientific journals, and recent articles were reviewed. Within this scope, studies in the literature were examined, and performance analyses of

each material in terms of durability, efficiency, application area, and cost were obtained. The findings were interpreted by organizing them into a comparative table.

## FINDINGS

The obtained data show that the most commonly used metals in UAV airframe structures are aluminum, titanium, and magnesium alloys. These materials are preferred due to their characteristics such as light weight, high strength, and ease of manufacturability. Aluminum alloys are generally used in medium-range civil UAVs because their high strength-to-weight ratio, low cost, corrosion resistance, and machinability allow them to be effectively utilized in the airframe structure and connection components. Magnesium alloys are used in areas exposed to vibration due to their lower density (approximately 1.7 g/cm³). These alloys reduce vibrations occurring during flight thanks to their high damping capability, thereby increasing stability. Titanium alloys, on the other hand, are mostly used in high-speed or high-altitude UAVs designed for military purposes. Titanium offers high heat resistance and corrosion resistance. Hybrid systems combining titanium and carbon fiber form one of the most efficient combinations in terms of service life and structural integrity. Despite these advantages, the widespread use of titanium is limited due to its high cost.

**Table 1**
*Comparison of Metal Materials*

| Properties | Aluminum Alloys | Magnesium Alloys | Titanium Alloys |
|---|---|---|---|
| **Density (g/cm³)** | ~2.70 | ~1.74 | ~4.50 |
| **Heat Resistance (°C)** | 150-200 | 120-150 | 400+ |
| **Vibration Damping** | Medium | High | Low/Middle |
| **Elastic Modulus (GPa)** | 68-72 | 43-45 | 100-115 |
| **Corrosion Resistance** | Medium/High (with oxide layer) | Low (requires protective coating) | Very High |
| **Ease of Repair** | High | Medium | Low |
| **Cost** | Low | Medium | High |
| **Application Area** | Airframe structure, connection points, medium-range civil UAVs | Arms, components exposed to vibration | Engine mounts, high-temperature zones, military UAVs |
| **Advantages** | Low cost, durable, easy to machine | Lightest metal, high vibration damping | Most durable, high heat and corrosion resistance |
| **Disadvantages** | Heavier compared to composites | Prone to corrosion, limited mechanical strength | Very expensive, difficult to machine |

Metal alloys in UAV airframe structures have increasingly been replaced by composite materials. This shift is due to the superior performance of composites in terms of light weight and aerodynamic compatibility. Carbon fiber reinforced polymers (CFRP), in particular, stand out for their high specific strength. CFRP materials, with low density (~1.6 g/cm³) and high elasticity, enhance both durability and aerodynamic efficiency. According to research, in high-altitude UAVs using carbon fiber airframes, the structural weight can be reduced to up to 40% of the total weight, which increases flight range by approximately 10–12%. Glass fiber reinforced polymers (GFRP) are less expensive than carbon fiber and are preferred in lower-cost UAVs. Although GFRP materials provide good strength, their specific strength is lower compared to carbon fiber. Aramid-based composites (Kevlar, Nomex) are used in the internal structure of UAVs due to their energy-absorbing capabilities. However, these materials are sensitive to moisture and require specialized resin systems.

**Table 2**
*Comparison of Composite Materials*

| Property | Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP) | Glass Fiber Reinforced Polymer (GFRP) | Aramid Fiber Reinforced Polymer (Kevlar/Nomex) |
|---|---|---|---|
| **Density (g/cm³)** | 1.55-1.65 | 1.90-2.10 | 1.35-1.45 |
| **Heat Resistance (°C)** | 200-300 | 150-200 | 200-250 |
| **Vibration Damping** | Moderate | Good | Excellent |
| **Elastic Modulus (GPa)** | 200-250 | 50-80 | 70-130 |
| **Corrosion Resistance** | Very High | High | Very High |
| **Ease of Repair** | Difficult | Moderate | Moderate |
| **Cost** | High | Low | Medium-High |
| **Application Area** | Fuselage shell, wings, tail structures, high-altitude UAVs | Medium-scale civil UAVs, wing coverings | Internal surfaces, impact-absorbing components |
| **Advantages** | Best specific strength, high stiffness, low weight | Economical, easy to manufacture, high impact resistance | Economical, easy to manufacture, high impact resistance |
| **Disadvantages** | Expensive, difficult to repair, directional strength | Expensive, difficult to repair, directional strength | Expensive, difficult to repair, directional strength |

Recent studies indicate that hybrid composite systems (CFRP + Ti, CFRP + Mg) exhibit better performance compared to conventional systems. The advantage of these structures lies in their ability to combine the strengths of different materials. Additionally, flax fiber reinforced composites developed using bio-based resin systems have been found to offer strength-to-weight ratios comparable to carbon fibers while reducing the carbon footprint by 30% during production.

## DISCUSSION

The data obtained in this research clearly demonstrate the differences in cost, performance, and manufacturing characteristics among metals, composites, and hybrid materials used in UAV airframe structures. Traditionally, metals such as titanium, magnesium, and aluminum alloys have been widely used in the aerospace sector; their advantages, including high strength-to-weight ratio, machinability, and corrosion resistance, have made them the primary structural materials for many years. However, modern UAV designs, which demand light weight and aerodynamic efficiency, reveal the performance limitations of metal alloys. Composite materials, particularly carbon fiber reinforced polymers (CFRP), offer superior performance compared to metals due to their high specific strength, low density, and excellent stiffness. Studies show that the use of CFRP significantly reduces airframe weight, increasing flight range by approximately 10–12%. Nevertheless, high production costs, complex repair procedures, and direction-dependent mechanical properties limit CFRP's suitability for all UAV scales. Lower-cost GFRP and aramid-based composites with high impact damping properties are advantageous for mid-range UAVs and internal structural applications. Hybrid composite systems (CFRP–Ti, CFRP–Mg) can be considered next-generation solutions that enhance structural efficiency by combining the strengths of different materials. Hybrid structures provide features such as high-temperature resistance and improved stiffness, making them especially suitable for high-altitude, long-range, or high-speed military UAVs. Additionally, bio-based resins and natural fiber reinforcements (e.g., flax fiber) reduce environmental impact, representing eco-friendly alternatives aligned with future sustainable aviation goals.

## CONCLUSION

Overall, the selection of UAV airframe materials largely depends on the mission, structural requirements, and cost considerations. While metal alloys remain important for safety and low-cost

applications, composite and hybrid materials offer superior performance, lightness, and energy efficiency. Future studies focusing on improved manufacturing processes, enhanced repair methods, and the expansion of sustainable composite alternatives will play a critical role in developing stronger, lighter, and environmentally friendly UAVs.

**Author Contributions**

Research Design (CRediT 1) Author 1 (70%) – Author 4 (30%)

Data Collection (CRediT 2) Author 1 (30%) – Author 2 (35%) – Author 3 (35%)

Research - Data Analysis - Validation (CRediT 3-4-6-11) Author 1 (30%) – Author 2 (35%) – Author 3 (35%)

Writing the Article (CRediT 12-13) Author 1 (70%) – Author 4 (30%)

Proofreading and Improvement of the Text (CRediT 14) Author 1 (50%) – Author 4 (50%)

**Conflict of Interest**

There is no conflict of interest among the authors of this study.

**REFERENCES**

Aabid, A., Parveez, B., Parveen, N., Khan, S. A., Zayan, J. M., & Shabbir, O. (2022). Reviews on design and development of unmanned aerial vehicle (drone) for different applications. Journal of Mechanical Engineering Research and Development, 45(2), 53–69.

Beyaz, A. (2024). Material and Airfoil-Based Wind Dynamics Analysis for Fixed-Wing Agricultural Unmanned Aerial Vehicles (UAV). Ziraat Mühendisliği, (379), 16-24.

Buldum, B., & Çağan, S. (2017). Study of ball burnishing process on the surface roughness and microhardness of AZ91D alloy. Experimental Techniques, 1–9.

Çağan, S. Ç., & Buldum, B. B. (2018). İnsansız hava araçlarında kullanılan malzemeler. Dumlupınar Üniversitesi Mühendislik Dergisi (DÜMAD), 9(693325), 1–12.

Çağan, S. Ç., & Buldum, B. B. (2019). İnsansız Hava Araçlarında Kullanılan Malzemeler. Dünya Multidisipliner Araştırmalar Dergisi, 2019(1), 35-52.

Das, S. (2018). Mechanics of 3D composites. University of Cambridge.

Eryıldız, E., & Eker, A. A. (2015). Savunma sanayinde kullanılan ileri kompozit malzemeler ve uygulama alanları. International Journal of Engineering Research and Development, 7(4), 8-12.

Hairi, S. M. F. B. S., Saleh, S. J. M. B. M., Ariffin, A. H., & Omar, Z. B. (2023). A review on Composite Aerostructure Development for UAV application. Green Hybrid Composite in Engineering and Non-Engineering Applications, 137-157.

Hassanalian, M., & Abdelkefi, A. (2017). Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. Progress in Aerospace sciences, 91, 99-131.

Hu, C. (2025, August). UAV Wing Structure: Status and Future Trend. In 2025 2nd International Conference on Mechanics, Electronics Engineering and Automation (ICMEEA 2025) (pp. 1102-1117). Atlantis Press.

İlaslan, A. G. Y., & Kandemir, İ. (2021). Kanat gövde tipindeki bir insansız hava aracının yapısal tasarımı ve analizi. Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi, (28), 775-780.

Li, Y. (2019). Identification of Commercial UAV Used in Bomb Attacks Using Airframe Material Analysis and Electronic Component Restoration. University of California, Davis.

Mishra, A., Pal, S., Malhi, G. S., & Singh, P. R. A. B. H. A. T. (2020). Structural analysis of UAV airframe by using FEM techniques: A review. International Journal of Advanced Science and Technology, 29(5), 195-204.

Öztürk, A. M., & Gündoğdu, Ö. (2020). İHA Kanatlarında Kullanılan Cam ve Karbon Elyaf Takviyeli Kompozitlerin Yapısal Performanslarının Sayısal Simülasyonlar ile İncelenmesi. Journal of the Institute of Science and Technology, 10(3), 1928-1942.

Pramanik, A., Basak, A. K., Dong, Y., Sarker, P. K., Uddin, M. S., Littlefair, G., ... & Chattopadhyaya, S. (2017). Joining of carbon fibre reinforced polymer (CFRP) composites and aluminium alloys–A review. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 101, 1-29.

Shepherd, P., & Williams, C. (2017, September). Shell design considerations for 3D printing with drones. In IASS Annual Symposium 2017: Interface: architecture, engineering, science.

Sucuoğlu, H. S. (2025). DESIGN and ANALYSIS of OPTIMIZED QUADCOPTER TYPE DRONE STRUCTURE. Innovative Approaches to Engineering Problems, 1(1), 4-11.

Yilmaz, M. A., Hasirci, K., Gündüz, B., & Irez, A. B. (2025). Advanced composite wing design for next-generation military UAVs: A progressive numerical optimization framework. Defence Technology, 48, 141-155.

Yiğit, E., Yazar, İ., & Karakoç, T. H. (2018). İnsansiz hava araçlari (İha)‘nin kapsamli siniflandirmasi ve gelecek perspektifi. Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi, 3(1), 10-19.