

Koaksiyel Bir Dronun İniş Takımının Düşme Darbesi Analizi

Melis YAZGAN^{1*} Uygur ELMALI² Burhan ŞAHİN¹ Mustafa KAYA¹

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

²İhsan 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 gerilim %2,1 ile sınırlı kalmış ve özellikle iniş takımı bacak-gövde birleşiminde yoğunlaşmıştır. Bu durum, sistemin darbe enerjisinin büyük bölümünü lokal bölgede sönmüleyerek 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 kızıak 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 önereilmektedir.

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.

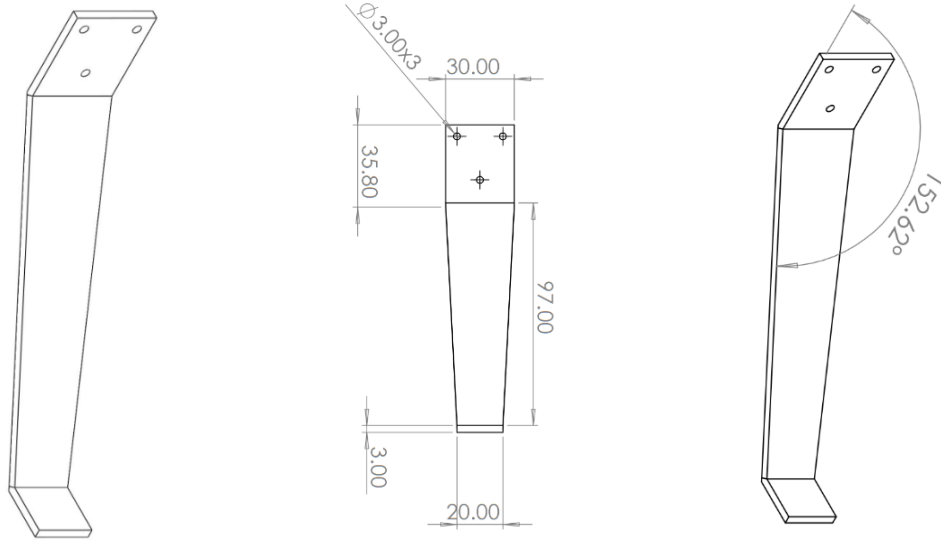
Bu çalışma, söz konusu boşluğu doldurmak amacıyla, koaksiyel bir dronun iniş takımı üzerinde explicit dinamik çözüm yaklaşımı kullanarak darbe davranışını değerlendirmekte ve mesh bağımsızlık analizi ile sonuçların güvenilirliğini doğrulamaktadır. Ayrıca, Johnson–Cook malzeme modeli kullanılarak alüminyum 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 öngörülme 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 Alüminum 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 $v_0 = \sqrt{2gh} \approx 3,13 \text{ m s}^{-1}$ 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:

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

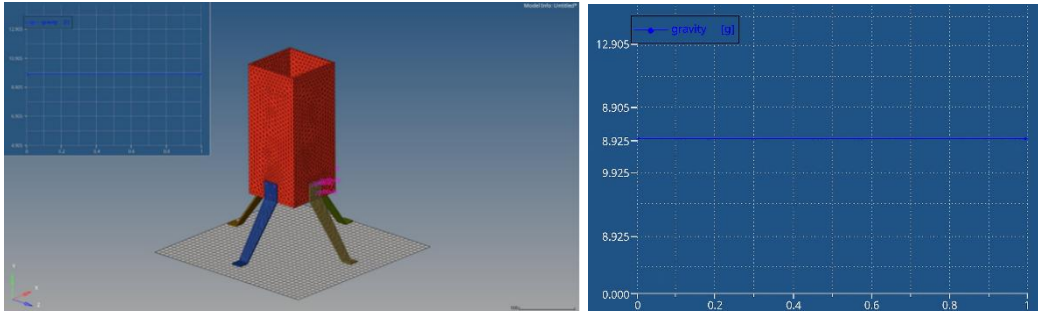
- A (initial yield stress) $\approx 546 \text{ MPa}$ ($5.46 \times 10^8 \text{ Pa}$)
- B (hardening constant) $\approx 678 \text{ MPa}$ ($6.78 \times 10^8 \text{ Pa}$)
- n (hardening exponent) ≈ 0.71
- C (strain rate coefficient) ≈ 0.024
- m (thermal softening exponent) ≈ 1.56 .

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 $\approx 2 \times 10^{-7} \text{ s}$ 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.

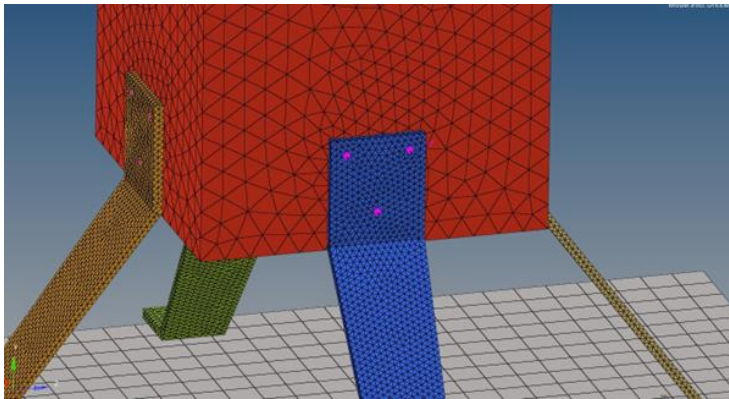
Şekil 2

Çözüm için kullanılan tam gövde mesh yapısı.



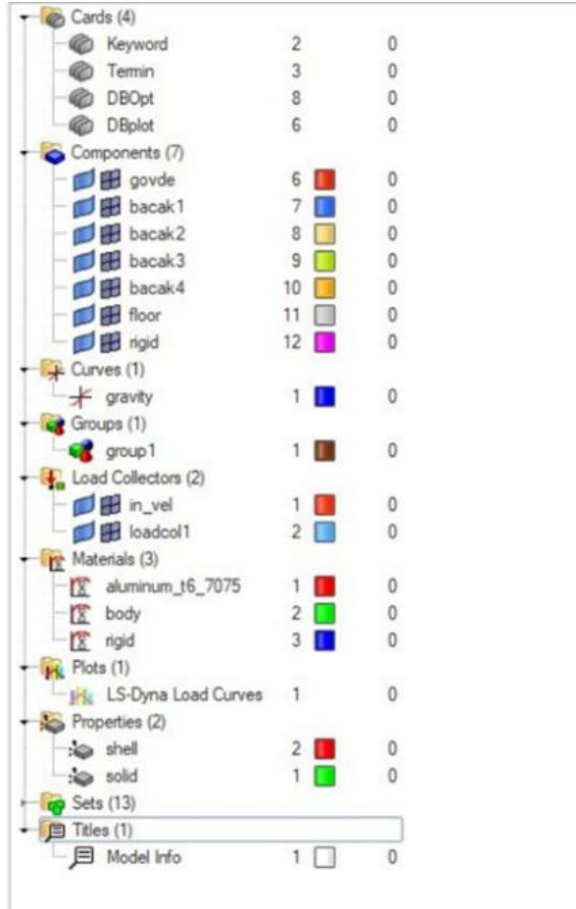
Şekil 3

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.

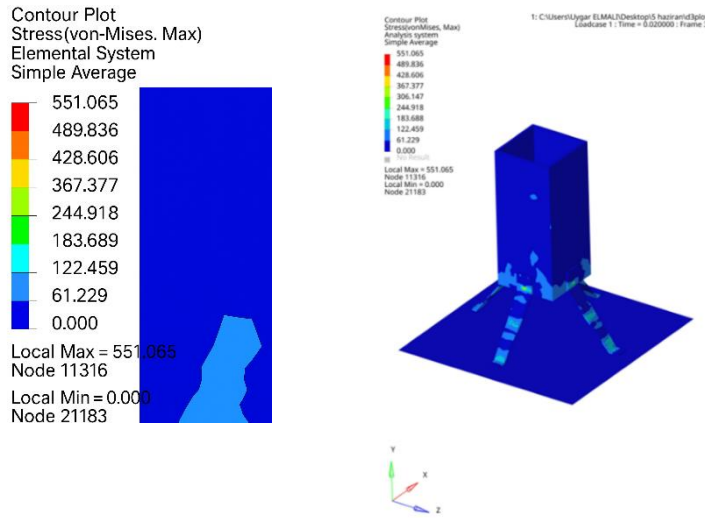
Elde edilen sonuçlara göre, düşük eleman sayılarında (örneğin 32480 ve 49720) gerilme değerleri sırasıyla 498.2 MPa ve 525.6 MPa olarak bulunmuştur. Eleman sayısı artırıldıkça sonuçlarda belirgin

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.

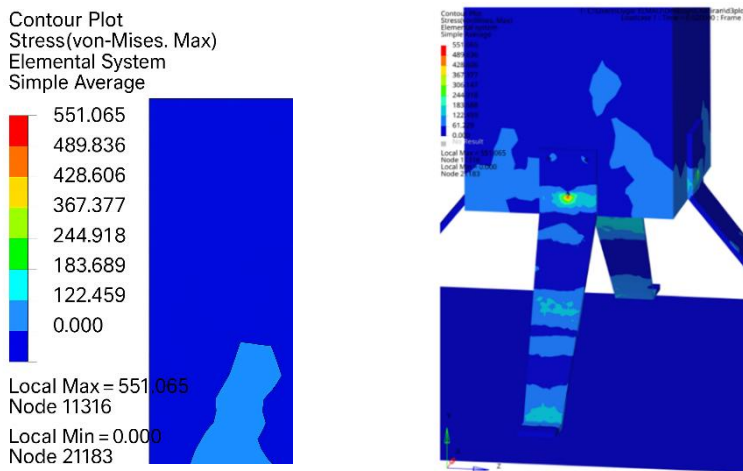
Şekil 5

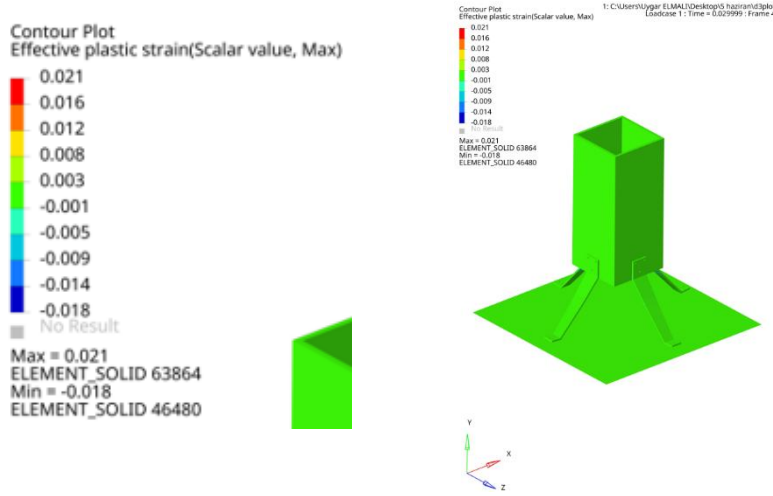
Genel eşdeğer gerilme (von Mises stress) dağılımı.



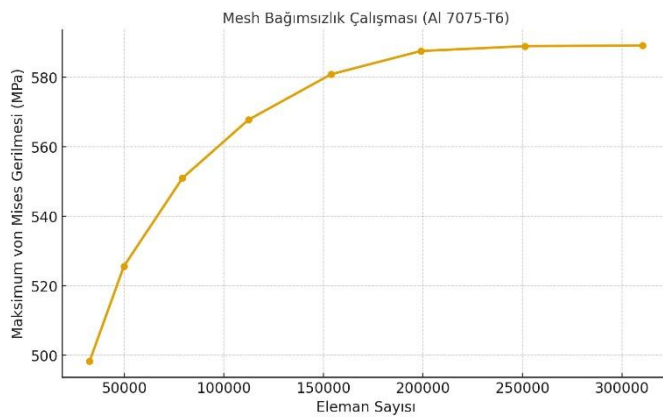
Şekil 6

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 değer 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 $v_0 = \sqrt{2gh} \approx 3,13 \text{ m s}^{-1}$. 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.