

Genel Havacılık Uçaklarının Hidrolik İniş Takımı Tasarımı

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

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

Makale Bilgisi

ÖZET

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

Anahtar Kelimeler:

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

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

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

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

Design of Hydraulic Landing Gear of General Aviation Aircraft

Article Info

ABSTRACT

Received: 27.11.2025
Accepted: 03.12.2025
Published: 31.12.2025

Keywords:

General Aviation Aircraft,
Hydraulic,
Landing Gear,
Ultralight Aircraft

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

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

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

To cite this article:

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

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



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

GİRİŞ

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

YÖNTEM

İniş Takımı Tasarımı

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

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

İniş Takımı Tasarımını Oluşturan Parçaların Tasarımı

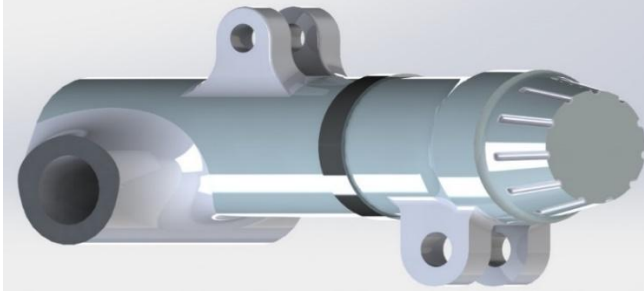
Bu bölümde, hesaplamaları önceki aşamalarda yapılan iniş takımını oluşturan parçaların tasarımı gerçekleştirilmiştir. İlk olarak iniş takımı silindir bloğunun tasarımı yapılmıştır (Şekil-1). Bu amortisör sistemi günümüzde en yaygın kullanılan sistemlerden biridir. Yüksek şok emilimi ve etkili sönümleme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

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

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

Şekil 1

Tasarlanan İniş Takımı Silindir Bloğu



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

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

Şekil 2

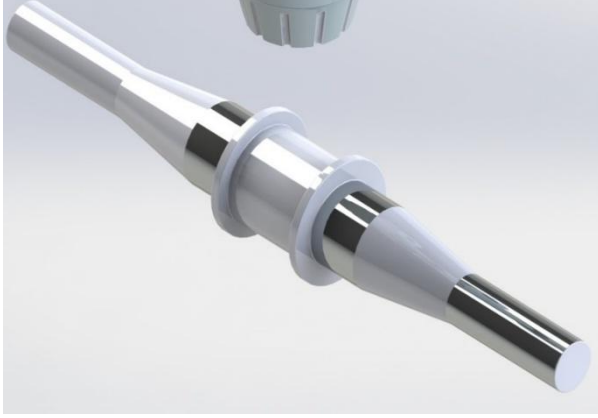
Tasarlanan İniş Takımı Pistonu



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

Şekil 3

Tasarlanan İniş Takımı Tekerlek Mili (Şaft Bağlantı Mili)



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

Şekil 4

İniş Takımının Tasarımı



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

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

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

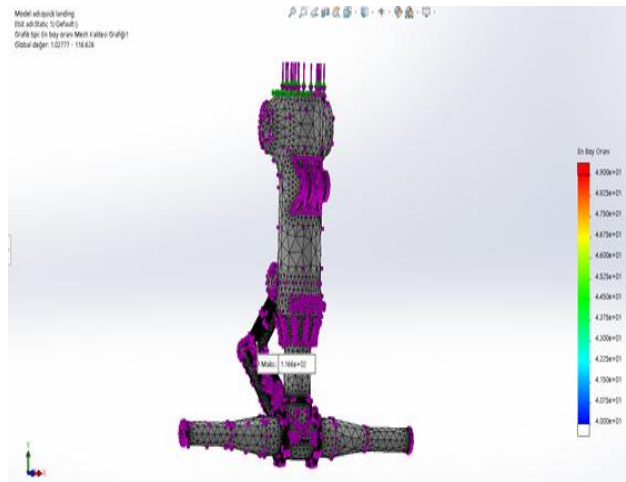
statik hem de dinamik yükler altında dayanıklı olacak şekilde tasarlanmıştır. Piston ve piston kolu dış silindir içinde yer almakta ve sabit kalmaktadır. Piston kafası, enerji emici deliklerden oluşan bir plaka gibi davranarak iniş anında yüklerin dengelenmesini sağlamaktadır. İç silindir tamamen hidrolik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

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

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

Şekil 5

İniş Takımının Sonlu Elemanlar Modeli



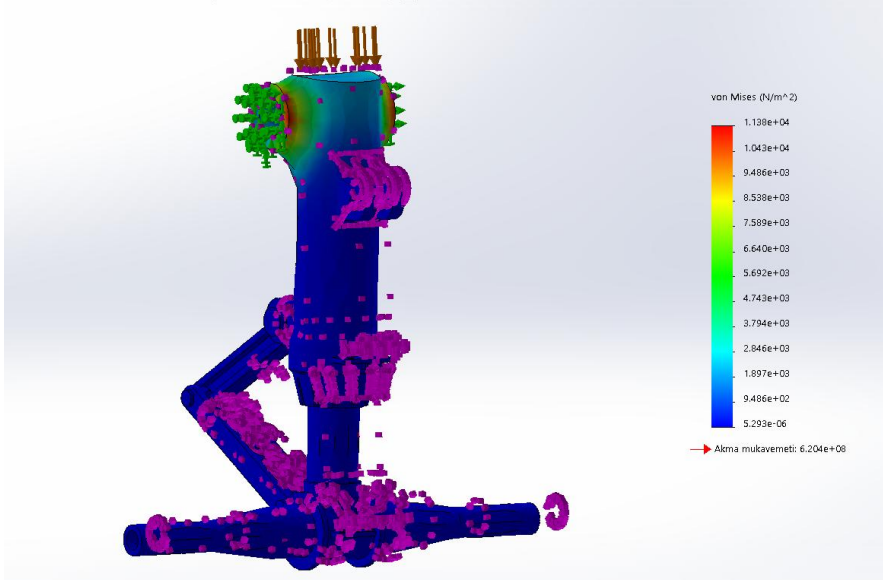
BULGULAR

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

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

Şekil 6

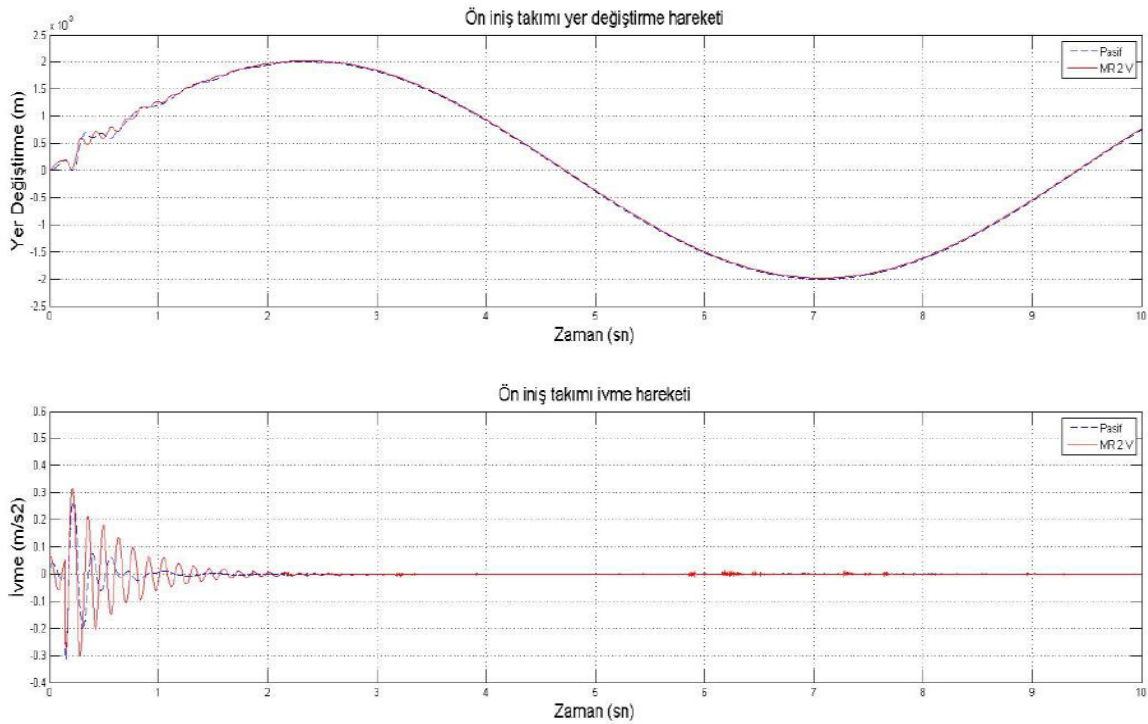
İniş Takımının Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları



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

Şekil 7

İniş Takımının Matlab-Simulink Grafikleri



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

SONUÇ

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

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

ÖNERİLER

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

Yazar Katkıları

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

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

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

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

REFERANSLAR

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

Transport Aircraft: University Stuttgart, PhdThesis.

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

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

EXTENDED ABSTRACT

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

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

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

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

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