



**HAFİF SINIF İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN İNİŞ TAKIMI
TASARIMI VE ANALİZİ**

Servet DİNÇ

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
OTOMOTİV MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

ŞUBAT 2024

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Servet DİNÇ

13/02/2024

HAFİF SINIF İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN İNİŞ TAKIMI TASARIMI VE ANALİZİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Servet DİNÇ

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Şubat 2024

ÖZET

Günümüz Otomotiv endüstrisinde süspansiyon sistemleri manevra kabiliyeti, kısa sönüm süresi ve maksimum yük dayanımı gibi parametrelerde iyi performans sağlaması için tasarlanmaktadır. Kara taşıtlarında süspansiyon sistemlerinin üstlendiği bu görevleri hava taşıtlarında iniş takımları üstlenmektedir. Günümüzde insansız hava araçları (İHA) gündelik hayat içerisine artarak dahil olmaya başlamaktadır. Bu hava araçlarında geleneksel hava araçlarından farklı iniş takımı tasarımlarına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu çalışma kapsamında otomotiv endüstrisinde sıklıkla ağır araç sınıflarında karşılaşılan hiperbolik çok katlı yaprak yayların havacılık endüstrisinde kullanılabilirliği için tasarımlar oluşturulmuştur. Genellikle hafif sınıf eğitim uçaklarında karşılaşılan tek parça yaprak yay iniş takımları yerine hiperbolik çok katlı yaprak yayların kullanılabilirliği için tasarımlar sonlu elemanlar analizi yöntemleri ile karşılaştırılmıştır. Hiperbolik çok katlı yaprak yay iniş takımlarının yüksek dayanım ve sönüm gibi avantajları bulunmaktadır. Bu iniş takımlarının havacılıktaki geleneksel iniş takımlarına göre karşılaştırması yapılmıştır. Bu kıyaslamalar yapılırken havacılıkta önem arz eden; güvenlik faktörü, ağırlık, sürüklenme direnci, maliyet gibi parametreler göz önüne alınarak performans değerleri ön plana çıkartılmıştır. Maksimum kalkış ağırlığı 200kg olarak belirlenen İHA için sistem seviyesi gereksinim yönetiminden başlanarak belirlenen güvenlik şartları karşılanıncaya kadar iniş takımı tasarım süreci yürütülmüştür. İniş takımı tasarım ağırlıklarının hava aracının maksimum kalkış ağırlığının 1/10'undan az olması göz önünde bulundurulmuştur. Tasarımların statik analiz sonuçlarına göre güvenlik katsayısının 3/2'den büyük olmasına dikkat edilmiştir. Süreçler yakın ağırlık ve geometrik değerlere sahip ve aynı malzemeden çeşitli tasarımlarla tekrarlanmıştır ve sonuçlar karşılaştırılmıştır. İnsansız hava araçlarında iniş takımlarına etki eden maksimum çarpma kuvveti üzerinden belirlenen sabit bir yük değeri için lineer analizleri yapılmıştır. Yapılan analizler sonucunda iniş takımlarının yük altında deformasyon ve gerilme bölgesi davranışları belirlenmiştir. Buna göre hiperbolik çok katlı yaprak yay iniş takımı ile sabit tek parça yaprak yay iniş takımı yapısal olarak kıyaslanmıştır. Bu çalışma sonucunda bir hafif sınıf insansız hava aracı için, yekpare bir yaprak yay iniş takımı geometrisi yerine çok katmanlı hiperbolik yaprak yay tasarımını kullanmak, iniş ve kalkış güvenliği için önemli bir dezavantaj oluşturmazken, iyileştirilmiş ağırlık ve sönüm etkisi gibi avantajlar sunmaktadır.

Bilim Kodu : 91410

Anahtar Kelimeler : İnsansız hava aracı, iniş takımı tasarımı, çok katlı hiperbolik yaprak yay, yapısal analiz, sonlu elemanlar analizi

Sayfa Adedi : 59

Danışman : Dr. Öğr. Üyesi Turgay ERGİN

DESIGN AND ANALYSIS OF THE LANDING GEAR SYSTEM FOR LIGHT CLASS UNMANNED AIR VEHICLES

(M. Sc. Thesis)

Servet DİNÇ

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

February 2024

ABSTRACT

Suspension systems are used in the automotive industry to provide sufficient parameters such as steering ability, short damping period and maximum load capacity. In aviation, these parameters are provided by landing gear systems instead of suspension systems. Nowadays, unmanned Air Vehicles (UAV) usage is increasing in daily life. These UAVs are required different landing gear designs than conventional landing gear designs. In this study, hyperbolic multi-layer leaf springs designs were created which are frequently encountered in heavy vehicle classes in the automotive industry and for the use them in aviation. These designs were compared with finite element analysis methods to determine the usability of these designs in aviation instead of the one-piece leaf spring landing gear generally encountered in light class training aircraft. Hyperbolic multi-leaf spring landing gear system has significant advantages such as high load strength and damping. Multi-layer leaf spring and conventional leaf spring are compared in terms of their properties. While making this comparison, important performance parameters such as safety factor, weight, drag resistance and cost are highlighted. The landing gear design process is carried out starting from the system level requirement management until the determined safety conditions are met for UAV whose maximum take-off weight is determined as 200kg. It was cared that the landing gear designs should be less than 1/10 of the maximum take-off weight of the aircraft and that the safety coefficient should be greater than 3/2. The processes were repeated with various designs with similar weight and geometric values and the same material, and the results were compared. Static structural analyzes were performed for a linear ramped load effect determined from the maximum impact force acting on the landing gear of unmanned aerial vehicles. As a result of the analyses, the deformation and stress zone behaviors of the landing gear under load were determined. Results are mentioned in the conclusion section. The hyperbolic multi-layer leaf spring landing gear and the fixed one-piece leaf spring landing gear were structurally compared. As a result, using the multilayer hyperbolic leaf spring design instead of a conventional fixed landing gear geometry does not pose a significant disadvantage for landing and takeoff safety, while offering advantages such as improved weight and damping effect.

Science Code : 91410

Key Words : Unmanned air vehicle, landing gear design, multi-layer hyperbolic leaf Spring, structural analysis, finite element analysis

Page Number : 59

Supervisor : Dr. Lect. Turgay ERGİN

TEŞEKKÜR

Bu tez çalışmasını tamamlarken emeği geçen herkese teşekkür etmek istiyorum. İlk olarak, bu projenin gerçekleşmesine rehberlik eden değerli hocam Dr. Öğr. Üyesi Turgay ERGİN'e en derin teşekkürlerimi sunmak istiyorum. Değerli önerileri ve yol gösterici desteği sayesinde bu çalışmayı şekillendirmeme yardımcı oldu. Projenin tamamlanmasında desteklerini esirgemeyen aileme ve yakın arkadaşlarıma teşekkür etmek isterim. Onların sabır, motivasyon ve moral desteği olmadan bu çalışma aynı şekilde gerçekleşemezdi. Son olarak, bu çalışmada adı geçmeyen ancak katkıları büyük olan herkese teşekkür etmek isterim. Sizin yardımınız ve desteğiniz, bu çalışmanın başarılı olmasında önemli bir rol oynadı. Bu çalışma üzerinde emeği geçen herkese minnettarım.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xii
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	3
3. MATERYAL VE METHOD	9
3.1. Hava Aracı Özelliklerinin Belirlenmesi	9
3.2. İniş Takımı Fonksiyon ve Gereksinimleri	10
3.3. İniş Takımına Etkiyecek Yüklerinin Belirlenmesi	12
3.4. İniş Takımı Boyutlarının Belirlenmesi.....	12
3.4.1. İniş takımı temel parametreleri	12
3.4.2. İniş takımı tasarım adımları.....	14
3.4.3. İniş takımı tipleri	16
3.4.4. Tekerlek ve lastik boyutlarının belirlenmesi	16
3.4.5. İniş takımı yüksekliğinin belirlenmesi	17
3.4.6. Tekerlekler arası mesafenin belirlenmesi.....	18
3.4.7. Teker açıklığının belirlenmesi.....	20
3.4.8. Şok sönümleyici tipinin belirlenmesi	20
3.4.9. Stroke mesafesinin belirlenmesi.....	22

Sayfa

4. İNİŞ TAKIMI TASARIM DETAYLARI.....	27
4.1. İnış Takımı Malzeme Seçimi.....	29
4.1.1. Çelikler	28
4.1.2. Alüminyum alaşımlar	29
4.1.3. Titanyum alaşımlar	30
4.1.4. Kompozitler.....	31
4.2. İnış Takımının Üç Boyutlu Modellenmesi.....	31
4.3. Yay Sabitinin Belirlenmesi	34
4.4. Sönüm Katsayısının Belirlenmesi	37
5. ANALİZLER VE MODELLEME	41
5.1. Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları	41
5.2. Bir Boyutlu Modelleme Sonuçları.....	48
6. YORUMLAR VE TARTIŞMA	53
7. SONUÇ VE ÖNERİLER	55
KAYNAKLAR	57
ÖZGEÇMİŞ	59

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1. Hava Aracı Özellikleri.....	9
Çizelge 3.2 Şok Sönümleyici Verimleri	23
Çizelge 3.3 İniş Takımı Yük Faktörü.....	24
Çizelge 4.1 AI7075T6 Mekanik Özellikler.....	30
Çizelge 4.2 AI7075T6 Termal Özellikler	30
Çizelge 6.1 Sonuç Karşılaştırma Çizelgesi	53

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 2.1. Sopwith Camel Scout Fighter	3
Şekil 2.2. Ford Trimotor	4
Şekil 2.3. Ford Trimotor 2	4
Şekil 2.4. Bristol Jupiter VIIF	5
Şekil 2.5. Bristol Jupiter VIIF 2.....	6
Şekil 2.6. Fairing ile Azaltılmış Sürüklenme Direnci.....	6
Şekil 2.7. İniş Takımı Konfigürasyonları	7
Şekil 3.1. İniş Takımı Parametreleri	13
Şekil 3.2. İniş Takımı Parametreleri 2	14
Şekil 3.3. İniş Takımı Tasarım Basamakları.....	15
Şekil 3.4. İniş Takımı Tipleri.....	16
Şekil 3.5. Farklı Tip İniş Takımları Yükseklikleri.....	17
Şekil 3.6. Temsili Kalkış Görseli	18
Şekil 3.7. İniş Takımı Bileşenlerine Etkiyen Kuvvet ve Momentler	19
Şekil 3.8. Teker Açıklığı ve Devrilme Açısı.....	20
Şekil 3.9. Şok Sönümleyici Tipleri	21
Şekil 4.1. İniş Takımı Deformasyon Gösterimi	26
Şekil 4.2. Malzeme Dayanım&Yoğunluk Oranları Karşılaştırması	28
Şekil 4.3. Tek Parça Yaprak Yay Modeli	32
Şekil 4.4. İHA'larda Tek Parça Yaprak Yay	32
Şekil 4.5. Üç Katlı Yaprak Yay Modeli.....	33
Şekil 4.6. Üç Katlı Yaprak Modeli Kelepçe Kesit Alanı.....	33

Şekil	Sayfa
Şekil 4.7. Üç Katlı Yaprak Yay Boyutları	34
Şekil 4.8. Yalnızca Yaydan İbaret Bir Süspansiyon Sisteminin Davranışı	35
Şekil 4.9. Sadece Yay İçeren Sistem ile Damperli Sistemin Karşılaştırılması.....	36
Şekil 4.10. Sehim Gösterimi	36
Şekil 4.11. İki Rejimli Yaprak Yay Davranışı	38
Şekil 4.12. İniş Takımının Bir Boyutlu Modeli	39
Şekil 5.1. Mesh Kalite Ölçeği	41
Şekil 5.2. Tek Parça İniş Takımı Mesh Görseli	42
Şekil 5.3. Tek Parça İniş Takımına Etkiyen Yük ve Destek Noktalarının Gösterimi	43
Şekil 5.4. Tek Parça İniş Takımı Maksimum Gerilme Görseli.....	44
Şekil 5.5. Tek Parça İniş Takımı Maksimum Yer Değiştirmeler	44
Şekil 5.6. Tek Parça İniş Takımı Güvenlik Katsayıları	45
Şekil 5.7. Üç Katlı Yaprak Yay Mesh Modeli.....	46
Şekil 5.8. Üç Katlı Yaprak Yay Kuvvet ve Destekleri	46
Şekil 5.9. Üç Katlı Yaprak Yay Eşdeğer Gerilmeler	47
Şekil 5.10. Üç Katlı Yaprak Yay Maksimum Yer Değiştirmeler	47
Şekil 5.11. Üç Katlı Yaprak Yay Güvenlik Faktörü	48
Şekil 5.12. 0.5m Düşürme Testi Sonuçları	49
Şekil 5.13. 0.2m Düşürme Testi Sonuçları	49
Şekil 5.14. 0.05m Düşürme Testi Sonuçları	50
Şekil 5.15. 400N/mm & 200N/mm k grafiği	51

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler

Açıklamalar

F_m	Ana iniş takımına gelen yük
F_n	Ön iniş takımına gelen yük
S	Stroke mesafesi
L	Burun ve ana iniş takımları arasındaki mesafe
H	İniş takımlarının yerden yüksekliği
T	Ana iniş takımları arasındaki açıklık
N_L	İniş yük faktörü katsayısı
η_T	Amortisör verimlilik katsayısı
N_L	İniş yük faktörü katsayısı
ϕ_{ot}	Devrilme Açısı
k	Yay katsayısı
c	Sönüm katsayısı

Kısaltmalar

Açıklamalar

MTOW	Hava Aracı Maksimum Kalkış Ağırlığı
CG	Ağırlık Merkezi
FEA	Sonlu Elemanlar Analizi
SAE	Amerikan Otomotiv Mühendisleri Birliği
NASA	Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi

1. GİRİŞ

Hava araçlarının gündelik hayat içerisine artarak dahil olmaya başladığı günümüzde, hava taksiler ve drone kargolar gibi farklı kullanım amaçlarına yönelik yeni hava araçları görücüye çıkmaktadır. Son dönemde gelişen aviyonikler ve bilgisayar teknolojileri hava araçlarının farklı amaçlarla insansız kullanımını da mümkün kılmıştır. Bu gelişmiş teknolojilere sahip hava araçları başlarda hobi veya gözetleme amacıyla çok hafif tasarımlara sahipken günümüzde binlerce kilo faydalı yük taşıyabilen askeri hava araçları olarak ülkemiz envanterinde yer almaktadırlar. İnsansız hava araçlarının giderek genişleyen kullanım yelpazesine yakın tarihte pizza getiren drone'lar veya her gün gördüğümüz ticari taksilerin de ekleneceğini tahmin etmek zor değildir. Bu yenilikçi hava araçları kendileriyle beraber yeni gereksinimleri de beraberlerinde getirmektedirler. Örneğin hava araçlarında iniş takımı tasarımları hakkındaki geçmiş tecrübelerin ve kaynakların birçoğu sabit kanatlı ve uzun pistler ile kullanımı mümkün olan büyük hava araçlarına yöneliktir. İniş takımı tasarımları kendilerine has avantajları sebebiyle hava aracının kullanım alanına uygun olarak seçilmektedir. Havacılıkta temel olarak iniş takımlarını kabaca iki başlıkta inceleyebiliriz; bunlar hidrolik (oleo pneumatic) iniş takımları ve mekanik sabit iniş takımlarıdır. Hidrolik iniş takımları yüksek şok dayanımı ve sönüm etkileri ile öne çıkmakta ve genellikle yolcu uçakları gibi büyük uçaklarda tercih edilmektedir. Sabit iniş takımları ise hafif ve kompleks olmayan yapıları ve düşük bakım gereksinimleri sebebiyle genellikle hafif eğitim uçaklarında tercih edilmektedir. Fakat yakın zamanda ortaya çıkan ve çıkacak olan hafif sınıf hava araçları hem sabit iniş takımlarının hem de hidrolik iniş takımlarının avantajlarına ihtiyaç duyacaktır. Ancak iniş takımlarının havacılıkta yer etmiş belli türleri ve bu türlerin kendilerine ait avantaj ve dezavantajları mevcuttur. Bu türlerden en yaygın kullanım alanına sahip olan ikisi hidrolik ve sabit iniş takımlarıdır. Hidrolik iniş takımları genellikle yüksek kalkış ağırlıklarına sahip yolcu uçaklarında veya sert iniş yapma kabiliyetine sahip askeri uçaklarda tercih edilmektedir (Anderson, 2005). Hidrolik iniş takımları yaygın olarak katlanır olarak tasarlanır ve hava aracına uçuş sırasında sürüklenme direnci etkisi yaratmaz. Bu sebeple yüksek hızlara erişebilen hava araçlarında sıklıkla tercih edilirler. Ani ve yüksek yüklere maruz kalmaya uygundurlar fakat aynı hacimde daha ağır yapıda olup, belli periyodlar ile bakım ihtiyaçları vardır. Üstelik gövde içi hazneye ihtiyaç duyarlar ve uçak gövdesi (fuselage) içerisinde yer işgal ederler. Böylece uçağın gövde içerisindeki taşıma kapasitesine veya menziline olumsuz etki yaratırlar. Sabit iniş takımları ise genellikle hafif sınıf insansız hava araçlarında, genel maksat ve eğitim tipi havacılık uçaklarında ve

helikopterlerde tercih edilen daha basit bir teknolojidir. Yaygın olarak sürtünmeyi azaltmak adına sabit iniş takımları aerodinamik yüzeyler (fairing) ile kaplanırlar (Anderson, 2005). Katlanır iniş takımları kadar parazit sürüklenme etkisini azaltamamaktadır. Fakat hafif yüklere maruz kalınan yumuşak inişler için daha uygundurlar. Ayrıca hidrolik sistemlere göre daha hafiftirler ve sıklıkla bakım gerektirmezler. Sürekli açık pozisyonda olduklarından gövde (fuselage) içerisinde yer işgal etmezler. Yeni ortaya çıkan havacılık teknolojileri ile hafif sınıf ve insansız, elektrikli kargo ve bireysel yolcu uçakları da artık büyük havacılık şirketleri tarafından ciddiye alınmaktadır. Birçok büyük havacılık şirketi hibrit uçaklara yatırım yaparken NASA gibi kâr amacı gütmeyen kurumlar da bu araştırmalar ve konsept tasarımlar için bütçeler ayırmaktadır (Sahoo, 2020). Bu çalışmanın amacı, hem iniş takımı tasarım süreci hakkında bilgi vermek hem de bu yeni oluşan kategorideki uçaklar için iki konvansiyonel sistemin de artılarını ve eksilerini değerlendirmek ve bir öneri sunmaktır. Çalışma içerisinde tek parça ve çok katlı hiperbolik yaprak yay olmak üzere iki ayrı tasarım yapılmıştır. Yapılan tasarımların bilgisayar destekli tasarım ve sonlu elemanlar analizi programları vasıtası ile yapısal dayanımları karşılaştırılmıştır. Tasarımlar bir boyutlu modelleme programları ile sönümleme davranışları bakımından karşılaştırılmıştır. Analizler sonucunda tasarım farklarının etkileri karşılaştırılarak tek parça ve çok katlı yaprak yayların avantaj ve dezavantajları ortaya konulmaktadır.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

İlk tekerlekli iniş takımı kullanılan hava aracı Wright Kardeşler 'in 1903 Aralık ayındaki ilk uçuşundan kısa zaman sonra Ekim 1906'da Avrupa'da gerçekleşmiştir. Hemen sonrasında patlak veren birinci dünya savaşı ile ilk iniş takımı tasarımları az ya da çok kuyruktan tekerli (taildragger) tipinde şekillenmiştir. O zamanlar tekerlekleri uçak gövdesine bağlayan dikmeler esnek olmayan malzemelerden oluşmakta veya uçak şasisine direkt olarak bağlanmaktaydı. Şok etkisini azaltmak için lastik takozlar veya kablolar ile çözüm aranmaktaydı. Şekil 2.1'de gösterilen ikonik 'Sopwith Camel' birinci dünya savaşı scout fighter uçağına ait iniş takımında ince lastiklerin, esnek olmayan dikmelerin ve lastik kabloların iniş takımlarında nasıl kullanıldığı gösterilmektedir (Eyre, 2019).



Şekil 2.1 Sopwith Camel Scout Fighter

Birinci dünya savaşından sonra uçakların savaş alanlarındaki öneminin anlaşılmasıyla devletler havacılığa büyük önem vermeye başlamışlardır. Bu sebeple birinci dünya savaşı sonrasındaki 20 yılda, havacılıkta gövde yapısı, itki ve malzeme teknolojileri hızla gelişmiştir. Bu süreçte, uçak gövde malzemeleri kumaş ve ağaç türlerinden alüminyum alaşımlara, sabit iniş takımları ise hareketli ve çeşitli şok sönümleyicileri kullanan sistemlere evrilmiştir. İlk lastik bloklu şok sönümleyici ve yay kullanılan iniş takımı 1932 yılında 'Ford Trimotor' isimli uçakta kullanılmıştır. (Northwest Airlines History Center Digital Archive, 2020) Uçağa ait görsellere Şekil 2.2 ve Şekil 2.3'te yer verilmektedir.



Şekil 2.2 Ford Trimotor



Şekil 2.3 Ford Trimotor 2

Benzer bir kuyruktan yönlendirmeli (tail dragger) iniş takımı ise 1920'lerin sonlarında İngiliz ''Bristol Jupiter'' hafif avcı uçağında kullanılmıştır. Görselleri verilen Bristol Jupiter VIIF (1931) uçağı kuyruktan tekerli ve çift kanatlı bir hava kuvvetleri uçağıdır. Ayrıca Bristol Jupiter isimli uçak kullandığı radyal silindirli motoru ile oldukça ünlüdür. Döneminde kullandığı yenilikçi teknolojileri ile havacılık mihenk taşlarından biri olmuştur. Şekil 2.4 ve Şekil 2.5'de uçağı ait görsellere yer verilmektedir. (Swopes, 2018)

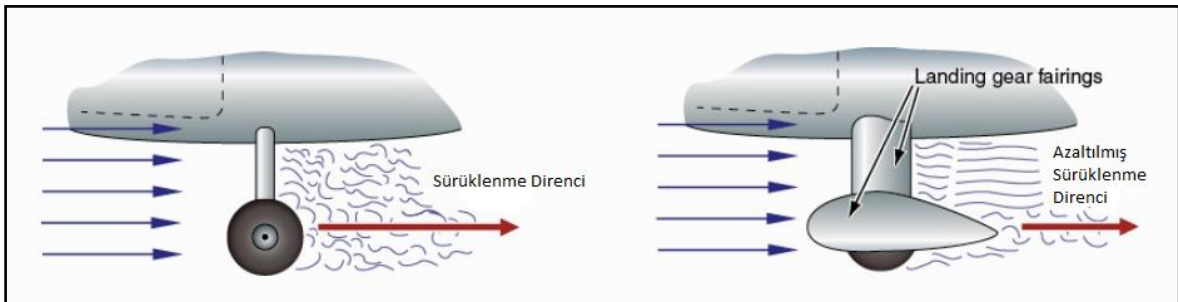


Şekil 2.4 Bristol Jupiter VIIF



Şekil 2.5 Bristol Jupiter VIIIF 2

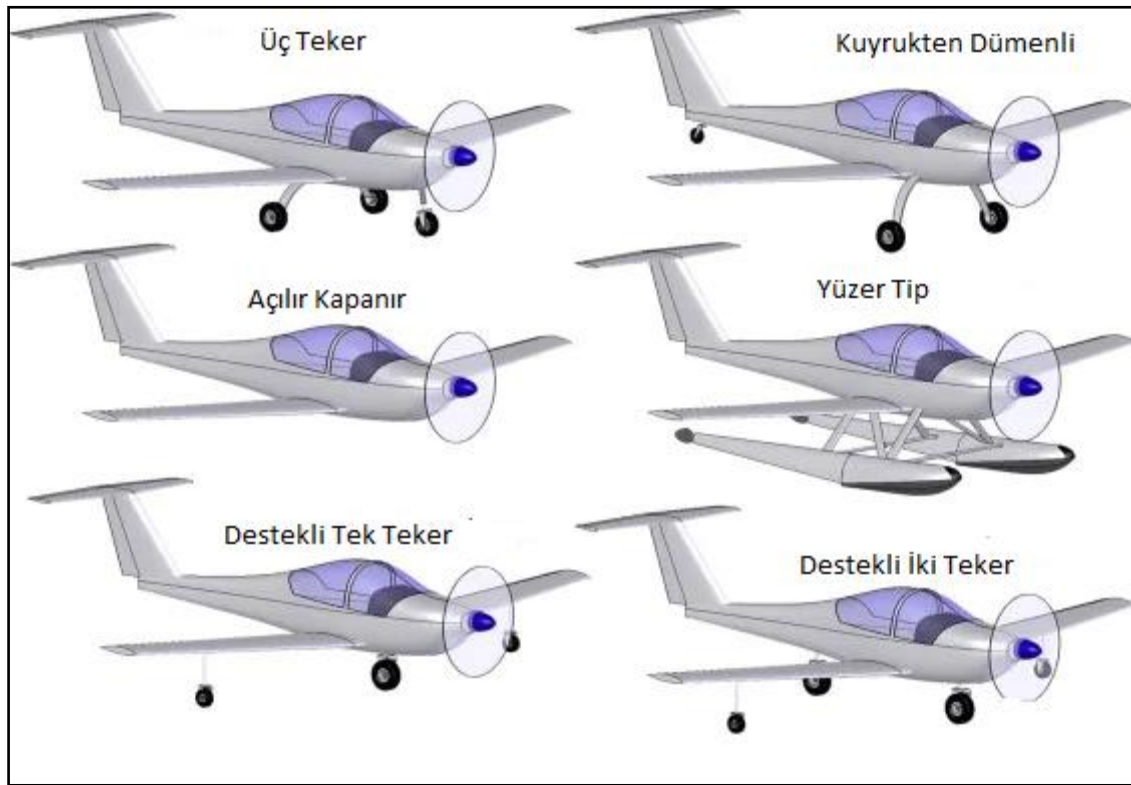
Şok sönümleyicilerin gelişmesi ile hava aracı ağırlığını ve dikey iniş hızını (sink speed) artırabilmek için çalışmalar hız kazanmıştır. Radar ve elektronik harp teknolojilerinin olmadığı bu dönemlerde en çok mühimmat taşıyan, en büyük olan ve en hızlı uçaklar üstün teknoloji anlamına gelmekteydi. Bekleneceği üzere bu üstün özelliklere sahip hava araçlarının da en son teknoloji iniş takımlarına ihtiyaçları vardı. İkinci dünya savaşına kadar hemen hemen tüm uçaklar sabit iniş takımlarına sahiptiler ve bu dönemlerde iniş takımlarının oluşturduğu sürüklenme direncini önlemek için tekerlekler üzerinde “fairing” denilen aerodinamik yapılar tercih edilmekteydi. (Aviation.stackexchange, 2022)



Şekil 2.6 Fairing ile Azaltılmış Sürüklenme Direnci

2. dünya savaşı boyunca ülkeler avantaj elde edebilmek için iniş takımlarını hızla geliştirdiler. Bu süreçte tekerlek tasarımlarından fren malzemelerine, korozyon dayanımlı

süper alaşımlardan yüksek verimli şok sönümleyicilere kadar çeşitli gelişmeler yaşanmıştır. İniş takımı tasarımları uçak gereksinimlerine göre oldukça farklı olarak şekillenmiştir. Örneğin bir yolcu uçağı bir avcı tipi savaş uçağına göre yaklaşık 30 kat daha ağır olmasına karşın daha yumuşak iniş gerektirmektedir. Ayrıca büyük yolcu ve kargo uçakları için pist zeminine hasar vermemek de iniş takımı tasarımında sınırlandırıcı bir koşul oluşturmaktadır. Bir savaş uçağı ise çok kısa mesafelerde iniş ve kalkış yapabilme becerisi gerektirdiği için yüksek dikey iniş hızlarına (sink speed) ihtiyaç duymaktadır. Bazı savaş uçakları ise toprak arazilere inebilecek şekilde tasarlanmış iniş takımları dahi kullanabilmektedir. Günümüz orta ve ağır sınıf uçaklarında iniş takımları, karbon frenler, yuvarlak tekerlekler, alaşım çelikler veya kompozit malzemeler ve yüksek verimlilikte şok sönümleyiciler kullanan hareketli iniş takımları etrafında yoğunlaşmıştır. Günümüzde tercih edilen farklı iniş takımı konfigürasyonları Şekil 7’de gösterilmiştir.



Şekil 2.7 İniş Takımı Konfigürasyonları

3. MATERYAL VE METHOD

Tasarıma başlamak için ön koşul olarak tasarımın amaçları ve kullanım alanlarına yönelik sınırların belirlenmesi gerekmektedir. Hava aracına uygun ekipman tasarımına başlamak için hava aracına ait tasarım detaylarının bilinmesi gerekmektedir. Bu çalışmada iniş takımı tasarımı yapılacak insansız hava aracı özellikleri ve gereksinimleri havacılık standartlarından yardım alınarak oluşturulmuştur.

3.1. Hava Aracı Özelliklerinin Belirlenmesi

Çalışmanın konusu iniş takımı tasarımı özelinde olduğundan uçağa ait birçok detayın bilinmesine bu çalışmada gerek duyulmamaktadır. Tasarım için gerekli bilgiler; uçağın iniş hızı detayları (horizontal landing speed, sink speed), iniş ağırlığı, iniş ve kalkış açıları ve alçalma ivmesidir. Belirlenen hava aracı özelliklerine göre iniş takımı boyutlandırılması yapılmakta ve farklı tasarım opsiyonları denenmektedir. Sivil ve askeri havacılık standartlarından yardım alınarak gerekli tasarım girdileri belirlenmiştir (De Florio, 2016). Belirlenen insansız hava aracı özellikleri Çizelge 3.1’de verilmektedir.

Çizelge 3.1 Hava Aracı Özellikleri

Kullanım Alanı	Sivil Taşımacılık
Kanat Tipi	Yüksek Kanat
Maksimum Kalkış Ağırlığı	200 kg
İtke Tipi	Önden Pervaneli
Maksimum Sürat	300 knot
Perdövites Hızı	70 knot
Uzunluk	5 m
Kanat Açıklığı	11 m
Pist Tipi	Asfalt
Kalkış Açısı	12°
Ağırlık Merkezi	1.85 m (Uçak burnundan itibaren)

3.2. İniş Takımı Fonksiyon ve Gereksinimleri

Tasarım sürecinde öncelikle uçağın iniş takımlarının hangi fonksiyonları yerine getirmesi gerektiği belirlenmiştir. Bu fonksiyonları yerine getirmek için sahip olunması gereken özellikler için gereksinimler oluşturulmuştur. Bu gereksinimleri sağlayacak bir tasarım çözümüyle, uçağın ihtiyacı olan iniş takımı tasarlanabilecektir.

İniş takımına ait fonksiyonlar aşağıda gösterilmektedir (MIL-HDBK-516C, 2014; De Florio, 2016).

- İniş takımlarının hareketi, uçağın ağırlık merkezine göre belirlenen toleranslar dışına çıkmamalıdır.
- İniş takımları, uçağın normal şartlarda iniş ve kalkışını güvenle yapmasını sağlamalıdır.
- İniş takımları, uçağın yerde güvenli manevra yapmasını sağlamalıdır.
- İniş takımları, iniş sırasında uçak yapısının ve kendisinin hasar almasına sebep olmamalıdır.
- İniş takımları, uçağın belirlenen kötü koşullarda güvenle iniş yapabilmesini sağlamalıdır.
- İniş takımları uçağın yapısal bütünlüğüne uygun olmalıdır.

Bu fonksiyonlara bağlı gereksinimler belirlenerek tasarım iletilmiştir. Gereksinimler tasarlanan ekipmandan ne beklendiğini ifade eden kurallardır. Gereksinimler yalın, açık ve anlam kargaşasına mahal vermeyecek şekilde yazılmalıdır. Gereksinim belirleme kısmı tüm tasarım süreçleri için oldukça kritik öneme sahiptir. Eğer sınırlar doğru çizilmez ise gerekenden daha ağır, büyük veya kullanıma uygun olmayacak tasarımlar ortaya çıkabilir. Gereksinimler yazılırken, istenilen şartların nasıl doğrulanacağı da belirtilmelidir. Havacılıkta MoC (Means of Compliance) denilen bir doğrulama metodu ile gereksinimler detaylandırılır ve doğrulama yöntemleri belirtilir (Sadraey, 2012).

İniş takımı gereksinimleri referans kaynaklar yardımıyla aşağıdaki gibi belirlenmiştir (Anderson, 2005; Sadraey, 2012; Anderson, 1999; Currey, 1982; De Florio, 2016; MIL-HDBK-516C, 2014).

- İniş takımı hava aracı yapısına iniş, kalkış, taksi ve diğer yer operasyonlarının tamamında güvenli şekilde fiziksel destek sağlamalıdır.
- İniş takımı, hava aracının maksimum kalkış ağırlığında iken asfalt piste güvenli inişini sağlamalıdır.

- İniş takımlarının maliyeti ayrılan bütçenin içerisinde olmalıdır.
- İniş takımlarının ağırlığı belirlenmiş sınırlar içerisinde olmalıdır.
- İniş takımı tasarımı üretilebilir olmalıdır.
- İniş takımı tasarlanan yükler altında kalıcı hasar almamalıdır. (İniş, kalkış, taksi ve kontrollü çarpma yükleri için gösterilmelidir.)
- İniş takımı yer koşullarında hava aracının yatay stabilitesini sağlamalıdır.
- İniş takımı hareketleri ağırlık dağılımını çok fazla değiştirmeden uçağın ağırlık merkezinin (CoG) yatay ve dikey olarak verilen sınırları dışına çıkmamalıdır.
- İniş takımları, ana iniş takımının ilk yer ile temasında hava aracının burnunu veya kuyruğunu yere çarpmayacak şekilde konumlandırılmalıdır.
- İniş takımları, teker ve süspansiyon hasarında (sönmesinde) güvenli iniş için yeterli yerden yüksekliği sağlamalıdır.
- İniş takımı tasarlanırken uçak MTOW ağırlığının en az %25 fazlasına göre tasarlanmalıdır. (Bu yaklaşım yerine yüksek hızı değeri alınarak ağırlığın orjinal değeri alınmıştır.)
- İniş takımları olası bir hasar (kopan parça) olması durumunda uçak motor ve pervanelerine hasar vermeyecek şekilde tasarlanmalıdır.
- Ana iniş takımları, hava aracının yana yatmasını (overturning) engellemek için hava aracına önden bakıldığında ağırlık merkezine göre en az 25° olacak şekilde yerleştirilmelidir.
- Ana iniş takımı statik durumda uçak yükünün %90'ını taşıyacak şekilde konumlandırılmalıdır.
- Tri-cycle iniş takımlarına sahip uçaklar için puller pervane ile yer arasındaki mesafe en az 18 cm olmalıdır.
- İniş takımları tasarımı için maksimum dikey iniş hızı (sink speed) 10-ft(3 m/s) alınacaktır.(Yolcu uçakları için 1 m/s kötü iniş, 1.5 m/s çok kötü iniş demektir. 3 m/s askeri standart olup 4.5 m/s kontrollü çarpışma anlamına gelmektedir.)
- İniş takımları tasarlanırken iniş esnasında kanatların hiç kaldırma kuvveti üretmediği varsayılacaktır.
- Normal şartlarda bir iniş takımı için gereksinim yazarken fren mesafesi, kalkış ve iniş mesafesi, ön teker yönlendirme kabiliyeti gibi konular için de sınırlar belirlenmelidir. Bu çalışma kapsamı içerisinde bulunmadığından bu özelliklere dayalı bir tasarım yapılmayacağından bu gereksinimlere yer verilmemiştir.

3.3. İniş Takımına Etkiyecek Yüklerinin Belirlenmesi

İniş takımları tekerlekleri üzerine etkiyen yükler statik yükler, dinamik yükler ve sürtünme yükleri olarak sınıflandırılabilir. Durağan durumdaki bir uçakta ön iniş takımı toplam uçak ağırlığının %8 ila %15'si arasında bir ağırlığı taşımaktadır. Bu değerin çok düşük olması iniş esnasında arka teker temasından sonra ön iniş takımının yere doğru hareketini sağlayabilmek adına istenmez. Benzer şekilde ön iniş takımının fazla ağırlık taşıması da yönlendirme fonksiyonunu yerine getirebilmesi için istenilmemektedir. Taşınan yük oranı hava aracı ağırlık merkezinin ön ve arka iniş takımları arasındaki konumları ile doğrudan ilişkilidir. Bu çalışmada ağırlık merkezi ile ana iniş takımı arası mesafe 15 cm ve ana iniş takımı ile kuyruk arası mesafe 3 m olarak belirlenmiştir. Statik durumda toplam uçak ağırlığının yer çekimi ivmesi ile çarpımı statik yük olarak iniş takımlarına etki etmektedir. İniş esnasında ise dinamik yükler yere ilk temas anında ana iniş takımlarına etki etmektedir. İniş esnasındaki dinamik yük uçak ağırlığı ve iniş takımı yük faktörü çarpımı olarak ana iniş takımı tekerleklerine etki etmektedir. Yapılan bir boyutlu analizlerde sönüm etkisine katkısı açısından genel geçer bir lastik etkisi analize katılmıştır. 3 boyutlu sonlu elemanlar analizinde ise tekerlek etkisi göz ardı edilerek daha zor bir koşulda analizler yapılmıştır. İniş takımı tasarlanacak uçak için yük faktörü 3 alınarak toplam yük 6000N olarak alınabilir. Ana iniş takımının iki tekerinin üzerine iniş yapıldığı senaryoda her bir teker bağlantı noktasına 3000N etkiyecek şekilde analizler koşulmuştur.

3.4. İniş Takımı Boyutlarının Belirlenmesi

Tüm hava araçları için en temel bileşenlerden biri iniş takımlarıdır. İniş takımları, hava aracı yerdeyken taksi için gerekli manevralar ile iniş ve kalkış manevralarının güvenli yapılmasını sağlarlar.

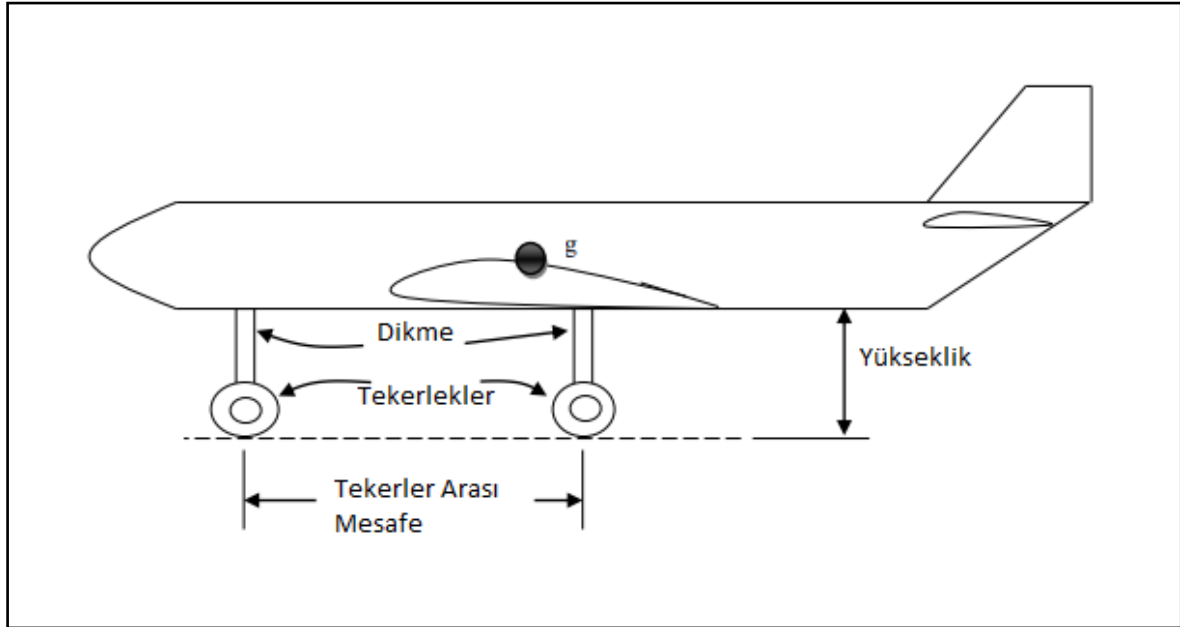
3.4.1. İniş takımı temel parametreleri

İniş takımları tasarlanırken belirlenmesi gerekenler aşağıdaki gibidir.

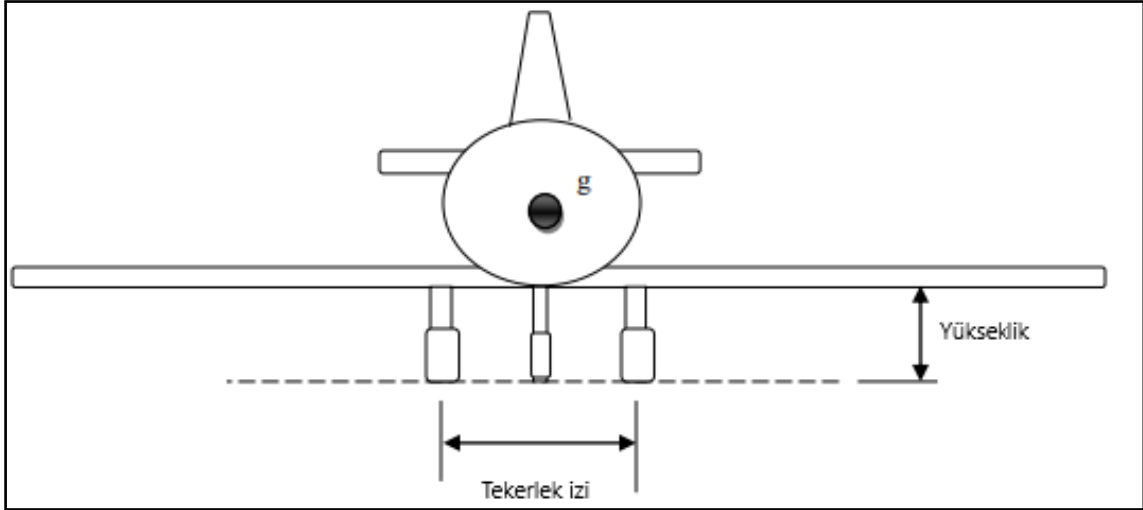
1. İniş takımı tipi
2. Sabit veya hareketli olması
3. İniş takımı yüksekliği
4. Teker izi
5. Tekerlek yüzeyi
6. Tekerler arası mesafe

7. Ana iniş takımı ve ağırlık merkezi arasındaki mesafe
8. Dikme kesit alanı
9. Lastik boyutları (genişlik ve çap)
10. Kapanabilir iniş takımları için gövde içi bölme
11. Her dikmeye etki eden kuvvet

İniş takımı tasarımına öncelikle hangi çeşit iniş takımının kullanılacağı belirlenerek başlanmıştır. Günümüz uçaklarında yaygın kullanım ‘‘Üç teker’’ iniş takımıdır. Bu tip iniş takımında ana iniş takımına ait iki teker uçak ağırlık merkezinin arkasında ve ön iniş takımına ait bir yardımcı teker uçak ağırlık merkezinin önünde konumlandırılır. Bu ağırlık dağılımı uçağa; yerde daha yüksek kararlılık, yan rüzgârda daha iyi iniş açısı (crab angle) ve yer koşullarında daha yüksek pist görüşü sağlar. Bu çalışma kapsamında seçilen hava aracına uygunluğu dolayısıyla ‘‘Üç Teker’’ iniş takımı ve dikme(strut) başına bir teker tasarımı tercih edilmiştir. Üç teker iniş takımına sahip uçaklar, Howe’un da bahsettiği üzere tek teker üstüne (ana iniş takımının bir bacağı), iki teker üstüne (ana iniş takımı üzerine) ya da üç teker üstüne gibi çeşitli senaryolarda iniş gerçekleştirebilirler (Howe, 2004).



Şekil 3.1 İniş Takımı Parametreleri



Şekil 3.2 İniş Takımı Parametreleri 2

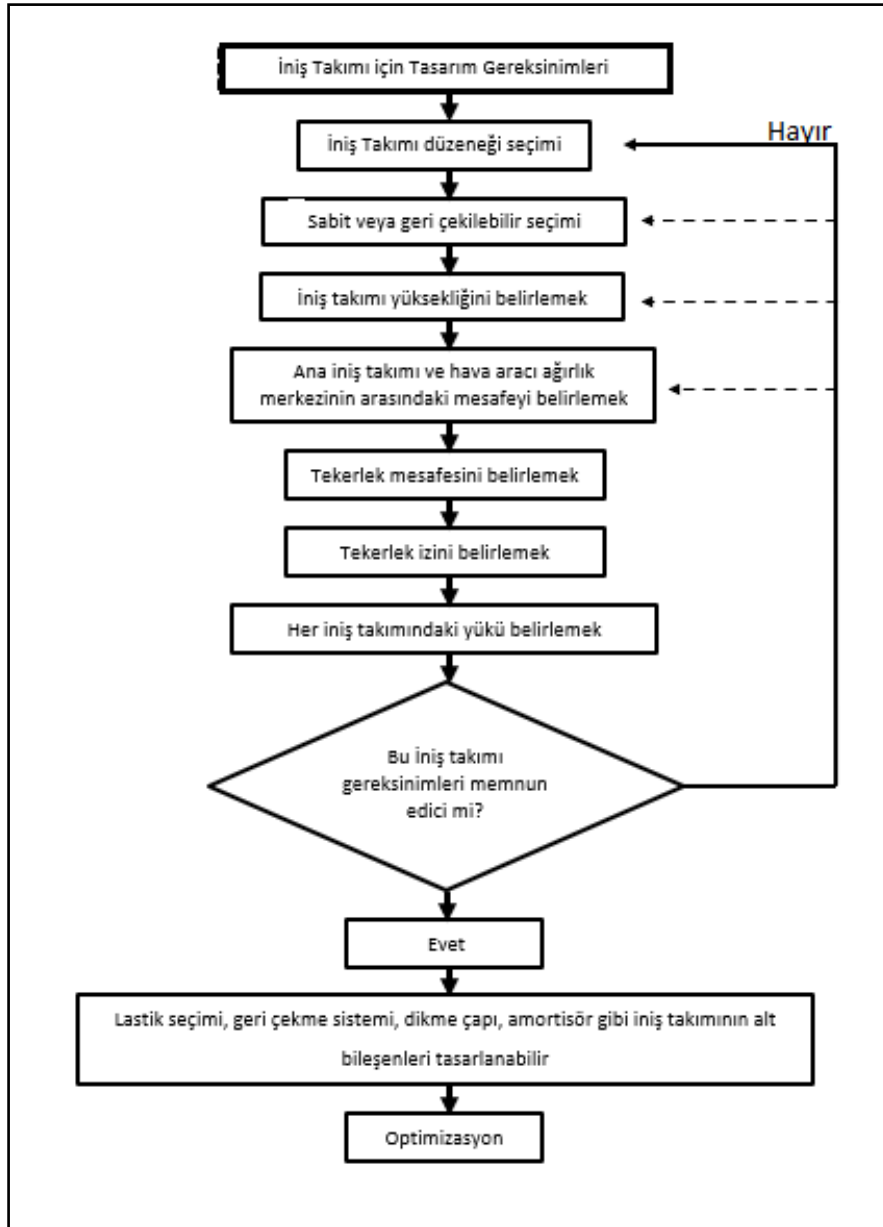
3.4.2. İniş takımı tasarım adımları

İniş takımı tasarımında belirlenmesi gereken parametreler Şekil 3.1 ve Şekil 3.2’de görsel olarak ifade edildiği gibi aşağıdaki şekilde sıralanabilir (Sadraey, 2012; Raymer, 2012).

- İniş takımı konfigürasyonu
- Hareketli veya sabit olması
- Yüksekliği (H)
- Ön ve arka iniş takımı arası mesafesi (B)
- Ana iniş takımı tekerleri arası açıklık (T)
- Ana iniş takımı ile uçak ağırlık merkezi arası mesafe
- İniş takımı kollarının çapı
- Teker genişliği
- İniş takımı kollarına düşen yük

Ana iniş takımları “Üçteker” tipi iniş takımlarında uçak ağırlık merkezine ön iniş takımına göre daha yakın konumlandırılır. İniş esnasında ana iniş takımı tekerlerinin yerle teması sonrası uçağın burnunu aşağıya yönlendiren bir moment meydana gelmesi için böyle bir yerleşim gereklidir. İstatiksel bir veri olarak genelde iniş takımı ağırlıkları uçağın maksimum kalkış ağırlığına oranı %3 ile %5 değerleri arasında değişmektedir (Sadraey, 2012). Üçteker iniş takımları tasarımında uçak kuyruğunun kalkış esnasında yere çarpıpymasına özellikle dikkat edilmelidir. Daha yüksek kaldırma kuvveti etkisi elde edebilmek adına genellikle kalkış ve iniş açısının 10-15° aralığında olması istenir ki bu çoğu hava aracı için perdövites (stall) açısına dikkat edildiği sürece bir tehlike oluşturmamaktadır. Uçak ön tekerinin taşıdığı ağırlığın uçak ağırlığına oranı optimum olarak %8 ile %15 arasında değişebilmektedir. Buna

göre uçak statik ağırlığının %90 kadarını ana iniş takımları tarafından taşındığı söylenebilir. İniş takımı taşıyıcı kol açısının (Strut Travel Angle) dik açı (0°) ile 10° açı arasında olması kabul edilebilir. Açının uçak iniş yönüne göre daha fazla yük sönmüleyebilmesi için öne doğru olması beklenir (Currey, 1982). Üçteker iniş takımlarında (önden pervaneli uçaklar için) pervanenin yerden en az 7 inç (18 cm) mesafeli olması istenmektedir. Bu panik fren veya olası bir sert inişte pervanenin yere çarpmaması için tecrübeyle belirlenmiş bir büyüklüktür. ‘‘Cessna’’ tipi bir genel havacılık uçağı ile boyutsal lineer korelasyon yapılarak oranlanan büyüklük gereksinim olarak yapılmak istenilen tasarıma aktarılmıştır (Raymer, 2012).

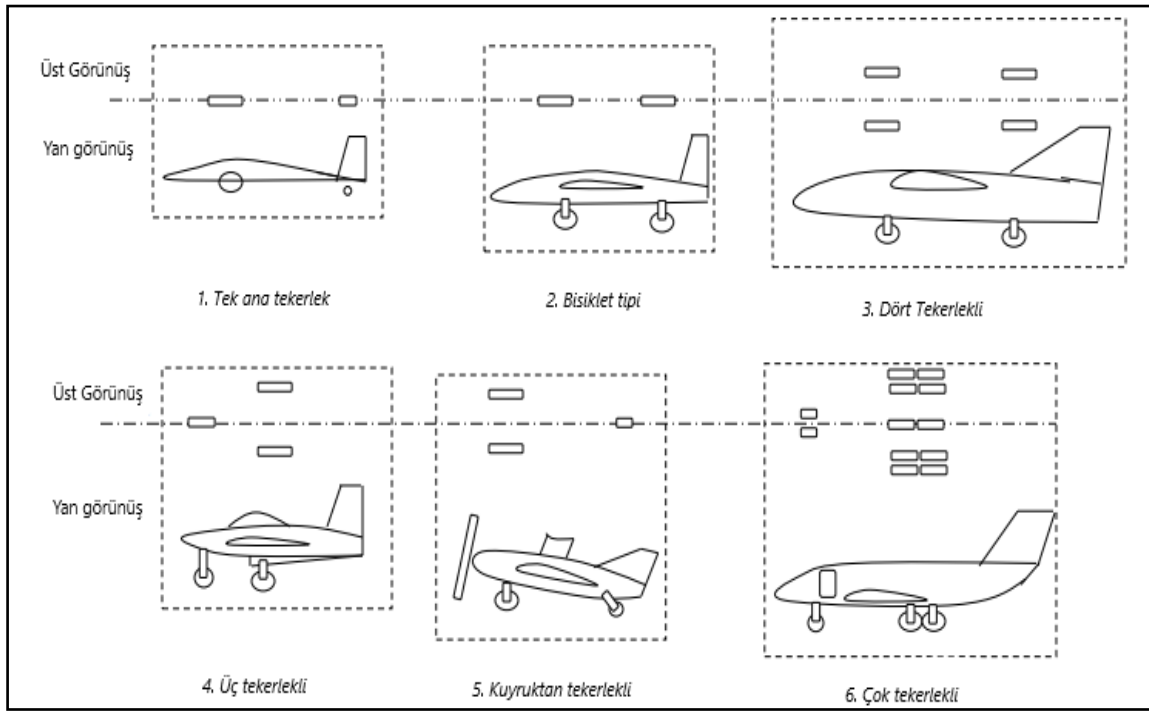


Şekil 3.3 İniş Takımı Tasarım Basamakları

3.4.3. İniş takımı tipleri

İniş takımları için birçok çeşit bulunmaktadır. Uçak performansı, stabilitesi, maliyetler sürdürülebilirlik, üretilebilirlik ve operasyonel hususlar gibi parametreler hava aracının tasarımını etkileyen temel belirleyicilerdir. Yaygın olarak iniş takımı çeşitleri aşağıdaki gibidir:

1. Tek tekerlek ana iniş takımları,
2. Bisiklet tipi iniş takımları,
3. Dört tekerlekli bisiklet tipi iniş takımı,
4. Üç tekerlekli iniş takımları,
5. Kuyruk tekerlekli iniş takımları,
6. Çok tekerlekli tip iniş takımları



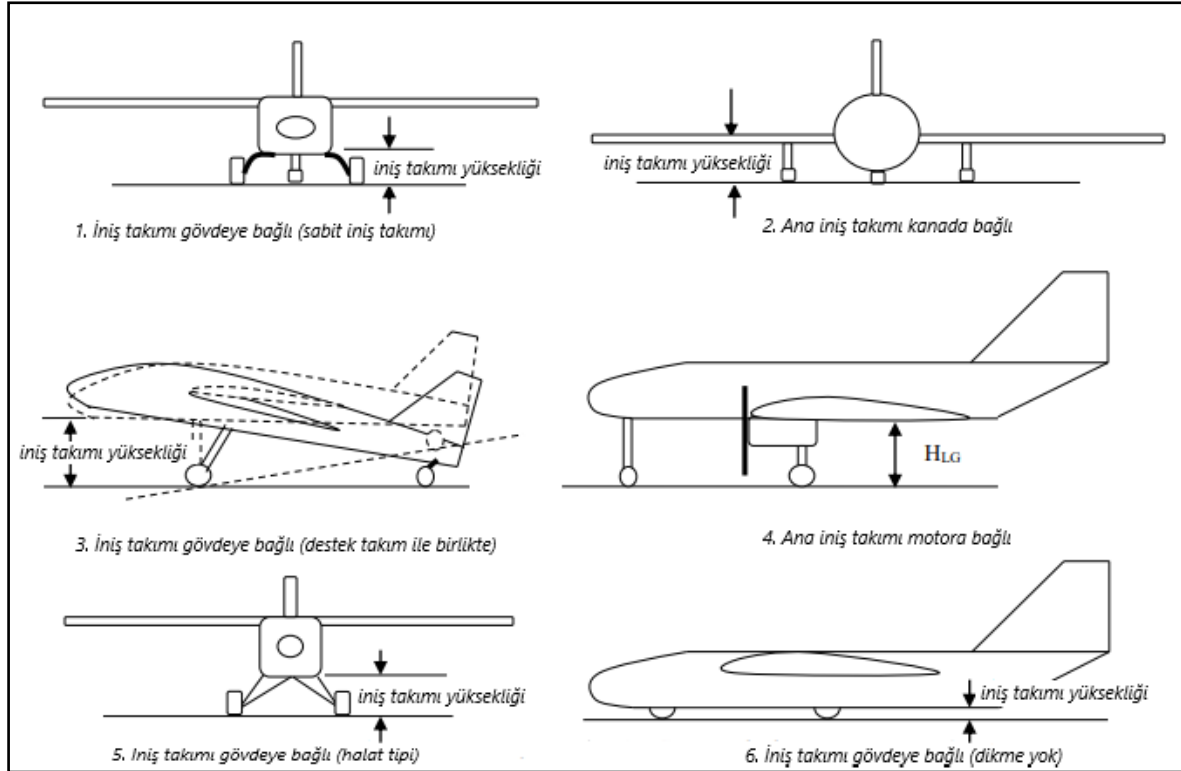
Şekil 3.4 İniş Takımı Tipleri

3.4.4. Tekerlek ve lastik boyutlarının belirlenmesi

Tasarım esnasında çalışmanın odak noktası dışında kaldığından lastik seçimi yapılmamış ve iniş takımının yüksekliğinin belirlenmesi ile tasarıma başlanmıştır. Şekil-3.4'te belirtildiği gibi tasarım adımlarını takip ederek iniş takımı yüksekliğini belirleme adımı ile tasarıma devam edilmiştir.

3.4.5. İniş takımı yüksekliğinin belirlenmesi

İniş takımı yüksekliği hava aracının ana iniş takımları üzerinde olduğu konumda, hava aracının yerden yüksekliğini ifade etmektedir. Yani ana iniş takımı dikme uzunluğu iniş takımı yüksekliği ile her zaman eş anlamlı değildir. Şekil 11’de farklı tip iniş takımları için yükseklik ifadesi görsellerle aktarılmaktadır.



Şekil 3.5 Farklı Tip İniş Takımları Yükseklikleri

İniş takımı yüksekliği kuyruk çarpmasını engelleyecek kadar yüksek ve taksi yaparken hava aracının devrilmemesini sağlayacak kadar alçak olmalıdır. Ayrıca, iniş yüklerine dayanmalıdır. Kuyruk çarpması sadece iniş takımları yüksekliğine değil, uçağın ana iniş takımları ile kuyruk arasındaki mesafeye ve α_c (clearance angle) ile gösterilen kuyruk açısına bağlıdır. Uçak ağırlık merkezi bilgisi ve kalkış açısı, uçak seviyesinden gelen tasarım gereksinimleri olarak biliniyor olmalıdır. Bu çalışmada benzer genel amaç hava araçları referans alınarak uçak ağırlık merkezi ile ana iniş takımı arası mesafe 15 cm ve ana iniş takımı ile kuyruk arası mesafe 3 m olarak belirlenmiştir. Şekil-3.6’da belirtilen A-B noktaları arası mesafe tasarımı yapılan uçak için 2 metredir. Bu durumda $\alpha_c = 12^\circ$ (en az kalkış açısına eşit) olarak ve minimum yere yakınlık gereksinimlerden $H_a > 7$ cm alınmıştır.

Ön iniş takımlarının, uçak yerdeyken uçak ağırlığının %5 inden azını ve %20 sinden çoğunu taşıması istenmemektedir. İstatiksel olarak üçteker iniş takımlarına bakıldığında, ağırlık dağılımları çoğunlukla %10 ön iniş takımlarında ve %90 ana iniş takımlarında olacak şekilde kümelenmiştir. Bu sebeple, statik durumda ağırlık dağılımını bu oranda alarak devam edilmiş ve fren-hızlanma gibi yük dağılımını etkileyen faktörler bu çalışma kapsamı dışında tutulmuştur. Eşitlik (3.3) ile uçak ağırlığının %10 kadarının ön iniş takımlarında olması için, iniş takımlarının uçak ağırlık merkezine uzaklıkları oranı belirlenebilir (Raymer, 2012).

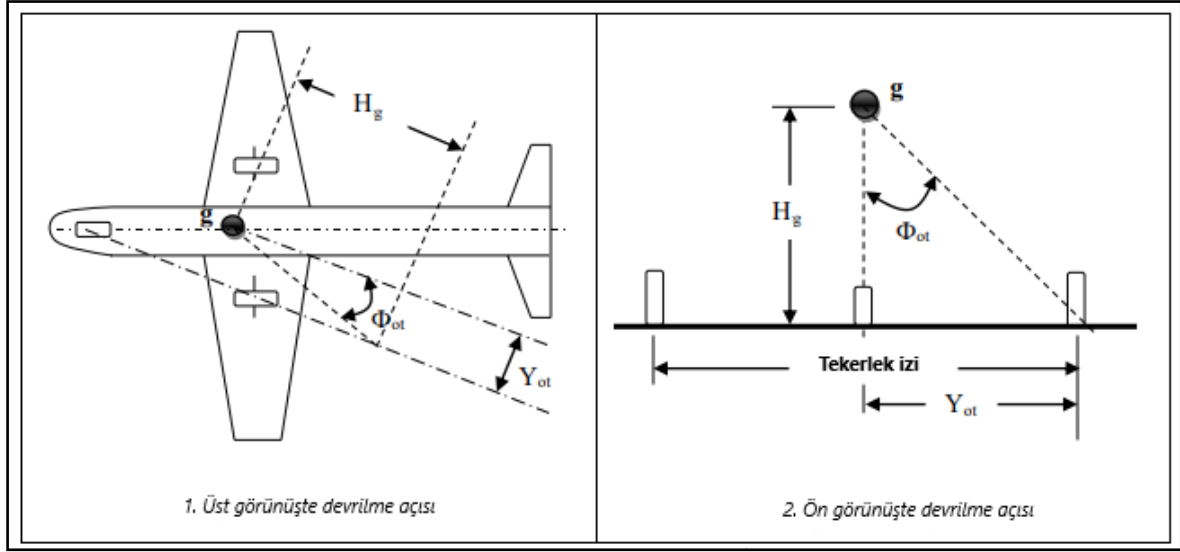
$$\Sigma M_0 = 0 = F_n B - w B_m \quad (3.3)$$

Şekil 4'teki parametrelerin temsil ettikleri mesafe değerleri Eşitlik (3.3)'e uygulandığı durumda uçak burnu ile ön iniş takımı arası mesafe 0.35m olarak belirlenmiştir. Fosil yakıt tüketen uçaklarda, uçağın ağırlık merkezinin belli bir aralıkta değişmesi kaçınılmazdır. Bu yakıt tüketimine bağlı önlenemez bir durum olmakla birlikte, iniş takımı tasarlanırken bu şartlar dikkate alınmalıdır. Ayrıca, frenlemenin yarattığı moment ile ön iniş takımına gelen yük miktarındaki artış da ayrı bir başlık olarak ele alınmalıdır (Anderson, 2005). Bu tez kapsamında elektrikli bir uçak ele alınmakta olduğundan ağırlık dağılımında zamana bağlı bir değişim beklenmemektedir. Frenleme momenti, çalışma konusu kapsamı dışında tutulmakta olup incelenmeyecektir.

3.4.7. Teker açıklığının belirlenmesi

Teker açıklığı, uçak yükü iniş takımları üzerinde ve uçak yerdeyken en sağ ve en sol iniş takımları arasındaki mesafeyi ifade etmektedir. Uçağın yerde kontrol edilebilirliği, yatay stabilitesi ve yapısal bütünlüğü için önemli bir parametredir. Havacılıkta tecrübeyle sabit olarak, uçak ağırlık merkezinden ön iniş takımına inen doğru ile ana iniş takımı lastiklerine inen doğru arasındaki açı yani devrilme açısı (overturn angle) 25°'den büyük olmalıdır. Teker açıklığı (tekerlek izi) ve devrilme açısı (overturn angle) ifadeleri Şekil 3.8'de gösterilmektedir.

Bu değeri hesaplayabilmek için uçak ağırlık merkezinin yerden yüksekliği bilinmelidir. Bu çalışmada $H_{cg}=90\text{cm}$ varsayımı kabul edilmiştir. Temel geometri bilgileri kullanılarak teker açıklığı hesaplanmıştır. Overturn angle 30° kabul edilmiştir.



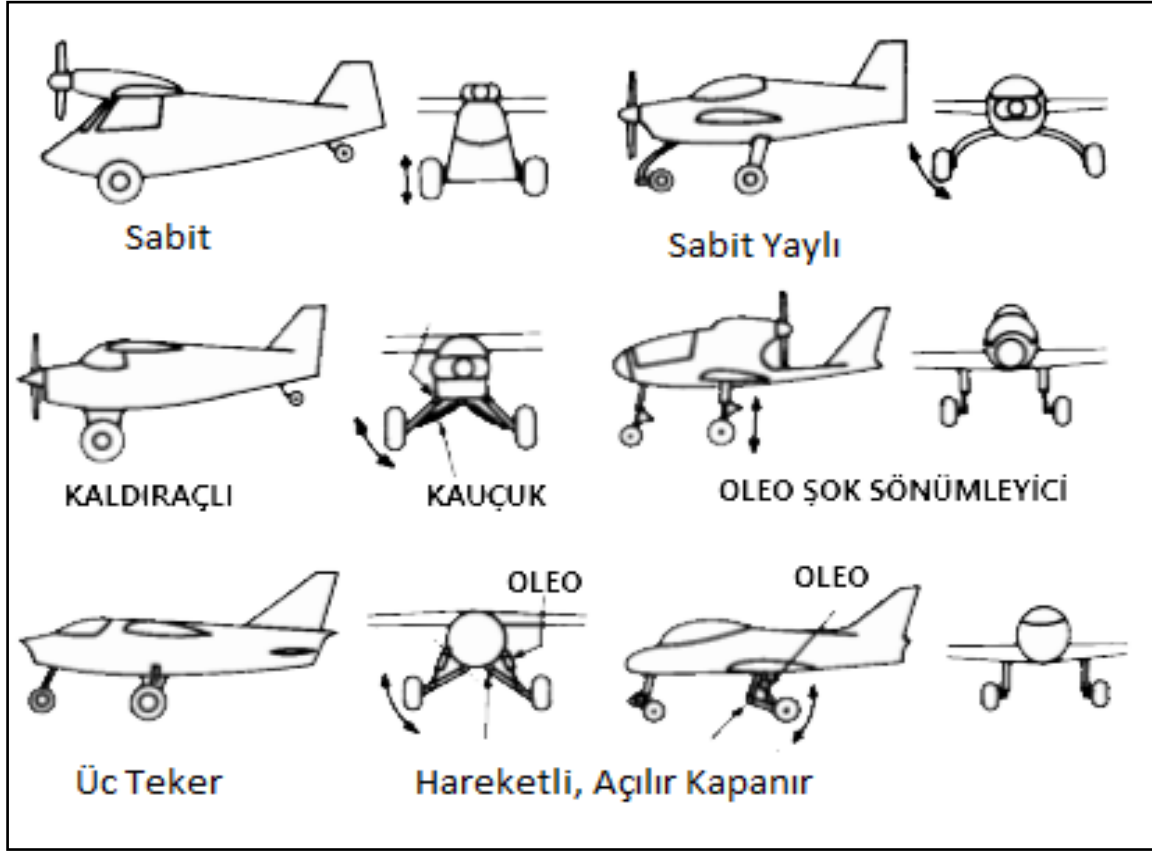
Şekil 3.8 Teker Açıklığı ve Devrilme Açısı

Ana iniş takımına ait teker açıklığı uçağın yerde kontrol edilebilirliği, yatay stabilitesi ve yapısal bütünlüğü için önemli bir parametredir. Teker açıklığı uçak yapısında sehim oluşturmayacak kadar dar ve uçağın yatay dengesini sağlayabileceği kadar da geniş olmalıdır. Bu tez kapsamında teker açıklığı benzer uçaklar ile oranlanarak 500mm olarak alınmıştır

3.4.8. Şok sönümleyici tipinin belirlenmesi

Şok sönümleyiciler inişlerde veya taksi sırasında oluşan darbeleri sönümleyerek pürüzsüz bir sürüş sağlamayı hedefler. Bunu yapabilmek için süspansiyonların hem yay hem damper özelliği göstermesi gerekir. Temel fizik yasalarından bilindiği üzere yay kuvveti yer değiştirme arttıkça artan bir kuvvetken, sönümlleme kuvveti hız arttıkça artmaktadır. Havacılıkta yaygın olarak kullanılan şok sönümleyici modelleri Şekil 3.9 üzerinde gösterilmiştir (Raymer, 2012). Bu çalışma kapsamında irdelenecek olan sabit yay (Solid spring gear) tipi iniş takımları çoğu genel havacılık uygulamasında (özellikle hafif sınıf eğitim ve insansız hava araçlarında) sıklıkla karşımıza çıkmaktadır. Bu tip iniş takımları olabildiğince basit fakat diğer çeşitlere göre küçük bir miktar ağırdırlar. Geometrisinden dolayı sabit yay tipi iniş takımları direkt olarak yukarı aşağı şekilde şoku sönümlememektedirler. Hem dikey hem yatay yönde deforme olmaktadır. Bu dikey hareket tekerleklerin temas anında fazla deforme olması ve aşınması gibi sorunları beraberinde getirir. Ayrıca, sabit yay tipi iniş takımlarının bu ovalanma (scrubbing) hareketi için bir malzeme esnekliği dışında sönümleyici etkisi de yoktur. Bu sebeple bu iniş

takımlarına sahip uçaklar yerden sekmeye meyillidirler. Bu durum amortisörü patlak araçlara benzetilebilir.



Şekil 3.9 Şok Sönümleyici Tipleri

Oleo-pneumatic şok sönümleyiciler günümüzde en çok tercih edilen sönümleyici türleridir. Fakat hafif sınıf bir hava aracına göre yapılacak olan bu tasarımda, daha karmaşık ve hata ihtimali yüksek oleo-pneumatic sistemi daha dezavantajlı görünmektedir. Düşük ağırlık avantajının yanında, güvenilirlik, tasarım ve bakım kolaylığı ve düşük maliyet gibi konulardaki dezavantajı sabit yay iniş takımı sistemini ön plana çıkarmaktadır. Katlanabilir iniş takımlarının en büyük avantajları kendisinden kaynaklanan sürüklenme etkisini ortadan kaldırması iken en büyük dezavantajları ise yakıt ve gövde içi hacimleri işgal etmeleridir. Bu iki etki uçak türüne göre birbirine baskın gelebilir ve düşük hızlardaki sürüklenmenin az olması sebebiyle genellikle düşük hızlara sahip uçaklarda sabit iniş takımları tercih edilir. Böylece düşük hızlarda seyretmesi düşünülen hava aracı için katlanabilir iniş takımı seçimi yapılma zorunluluğunun olmaması, sabit yay iniş takımının en büyük dezavantajlarından biri olan sürüklenme direnci etkisini ihmal edilebilir kılmaktadır.

3.4.9. Stroke mesafesinin belirlenmesi

Stroke mesafesinin belirlenmesi tasarım safhasının kritik noktalarından bir tanesidir. Şok sönümleyici elemanda darbeyi sönümlemek için meydana gelen deformasyon miktarına “stroke” denmektedir. Bu mesafe yere temas dikey hızına (sink speed), şok sönümleyici malzemesine ve iniş sırasında kanatlarda üretilen kaldırma kuvveti gibi bileşenlere bağlıdır. Dikey iniş hızları, farklı uçaklar için havacılık standartlarında sınırlandırılmıştır. Birçok uygulamada çeşitli uçaklar için belirlenen değer 10-ft/s (3-m/s) şeklindedir (Anderson, 2005). Değerlerin niceliğini daha iyi kavrayabilmek adına şu örnekler verilebilir.

- 4-5 ft/s (1-1.5 m/s) yolcular için kötü-sert iniş olarak tanımlanmaktadır.
- Ticari uçaklarda 3 m/s sink speed ile inişe 10 milyonda birden az rastlanmaktadır.
- Askeri uçak gemisine inme kabiliyeti olan uçaklar için tasarım kriteri 6 m/s’dir. Bu hızlarda iniş “kontrollü çarpma” olarak tanımlanmaktadır.

İniş esnasında şok sönümleyiciler deforme olurken uçak hala kaldırma kuvveti üretmeye devam eder ki bu oran genel bir kural olarak uçak ağırlığının 2/3’ü olarak kabul edilir (Raymer, 2012). Fakat bu değer (stroke) deformasyon miktarı belirlenirken göz ardı edilecektir. İniş esnasında uçağın tüm dikey yöndeki enerjisi iniş takımları tarafından sönümleneceği düşünülerek tasarım yapılmalıdır. Burada hızdan kaynaklanan kinetik enerji deforme olan lastikler ve iniş takımları tarafından sönümlenir. Lastiklerin deformasyon miktarı ise teker yarıçapından yuvarlanma yarıçapı çıkarılarak bulunmaktadır. Lastiklerin sönüm etkisi süspansiyonlara oranla çok düşüktür. Bu tez kapsamında lastik sönümleme etkisi hesaba katılmayacaktır.

$$KE_{\text{vertical}} = \frac{1}{2} \frac{W_{\text{landing}}}{g} V_{\text{vertical}}^2 \quad (3.4)$$

Eğer şok sönümleyicilerin %100 verime sahip olduğu düşünülürse, sönümlenen enerji (stroke)*(ortalama yük) şeklinde hesaplanabilirdi. Fakat gerçekte Çizelge 3.2’de gösterildiği gibi sönümleyici türüne göre bu oran 0.5 ile 0.9 arasında değişmektedir.

$$KE_{\text{absorbed}} = \eta LS \quad (3.5)$$

η = şok sönümleyici verimi

L = şekil değiştirme boyunca maruz kalınan ortalama yük

S = stroke

Çizelge 3.2 Şok Sönümleyici Verimleri

Şok sönümleyici	Verimlilik η
Çelik yaprak yay	0,50
Çelik helezon yay	0,62
Hava yayı	0,45
Kauçuk blok	0,60
Oleo-Pneumatic	0,65-0,90
Lastik	0,47

Eşitlik (3.4) ve (3.5) değerleri lastiklerin sönüm etkisi dışarıda bırakılarak eşitlenebilir. Bu durumda eşitlik aşağıdaki gibi olmaktadır.

$$KE_{vertical} = KE_{absorbed} \quad (3.6)$$

$$(1/2)(W_{landing}/g)V_{vertical}^2 = \eta LS \quad (3.7)$$

Uçak tasarımında iniş takımlarının bağlı olduğu gövde elemanının iniş takımlarından aktarılan yüke dayanması gerekmektedir. Fakat tez kapsamında uçak ve iniş takımı bağlantıları sabit varsayılacaktır. Farklı uçaklara ait iniş takımı yük faktörleri Çizelge 3.3'te gösterilmektedir (Raymer, 2012).

Çizelge 3.3 İniş Takımı Yük Faktörü

Uçak tipi	Nyük faktörü
Büyük bombardıman uçakları	2,0-3
Ticari veya sivil uçaklar	2,7-3
Genel havacılık uçakları	3
Hava kuvvetleri savaşçı tipi uçaklar	3,0-4
Donanma savaşçı tipi uçaklar	5,0-6

Genel havacılık uçaklarında bu yük (iniş takımı yük faktörü) uçak ağırlığının yaklaşık 3 katıdır. Eşitlik (3.7) kullanılarak stroke mesafesini veren Eşitlik (3.8) türetilir.

$$S = \frac{V_{\text{vertical}}^2}{2g\eta N_{\text{vertical}}} \quad (3.8)$$

Genellikle stroke boyu 25-30 cm arasında tasarlanır ve daha fazlasına ihtiyaç olması halinde kol sayısı (strut) artırılır. Stroke boyu hesaplanandan 3 cm fazla alınarak bir güvenlik payı bırakılır. Ön iniş takımının stroke boyu ana iniş takımıyla genellikle aynı veya biraz daha fazla tasarlanarak uçağın pürüzsüz taksi yapması hedeflenir (Raymer, 2012). Belirlenen stroke boyu sadece dikeydeki mesafeyi ifade etmektedir. Sabit yay iniş takımları genellikle hem yatay hem dikey deformasyona uğrayarak şok sönmleme işlevini yerine getirmektedir. Eşitlik (3.8) kullanılarak yapılan hesaplamada stroke boyu 290mm olarak bulunmuştur.

4. İNİŞ TAKIMI TASARIM DETAYLARI

İnsansız hava aracı için belirlenen stroke mesafesi değeri sadece dikeydeki mesafeyi ifade etmektedir. Sabit yay iniş takımı hem yatay hem dikey deformasyona uğrayarak şok sönümleme işlevini yerine getirmektedir. Bu sebeple etken reaksiyon kuvvetinin belli bir açı ile iniş takımına etkisi irdelenmelidir. Sabit yay tipi iniş takımının yük altındaki davranışı Şekil 16'da temsilen gösterilmektedir. İniş takımı, uçak yerdeyken de uçağın statik ağırlığından dolayı bir miktar şekil değiştirmiş haldedir. Hesaplanan stroke boyu, hava aracı ağırlığı iniş takımı üzerinde değilken ki durumdan tam yük durumuna kadar olan şekil değişikliği dikey mesafesi olarak kabul edilir. İniş takımı kolları silindirik veya dikdörtgen gibi farklı yapılarda olabilir. Bu şekil farklılıkları kolların yük altındaki deformasyon miktarı ile doğrudan bağlantılıdır. İniş takımı kolları eğer ciddi bir daralma veya genişleme (koniklik) barındırmıyor ise sabit kesit alanı var olarak kabul edilebilir. Bu kabule dayanılarak ortalama bir genişlik (width) ve kalınlık (thickness) değeri kullanılabilir.

$$F_S = \frac{WN_g}{2} \quad (4.1)$$

$$F = F_S(\sin\theta) \quad (4.2)$$

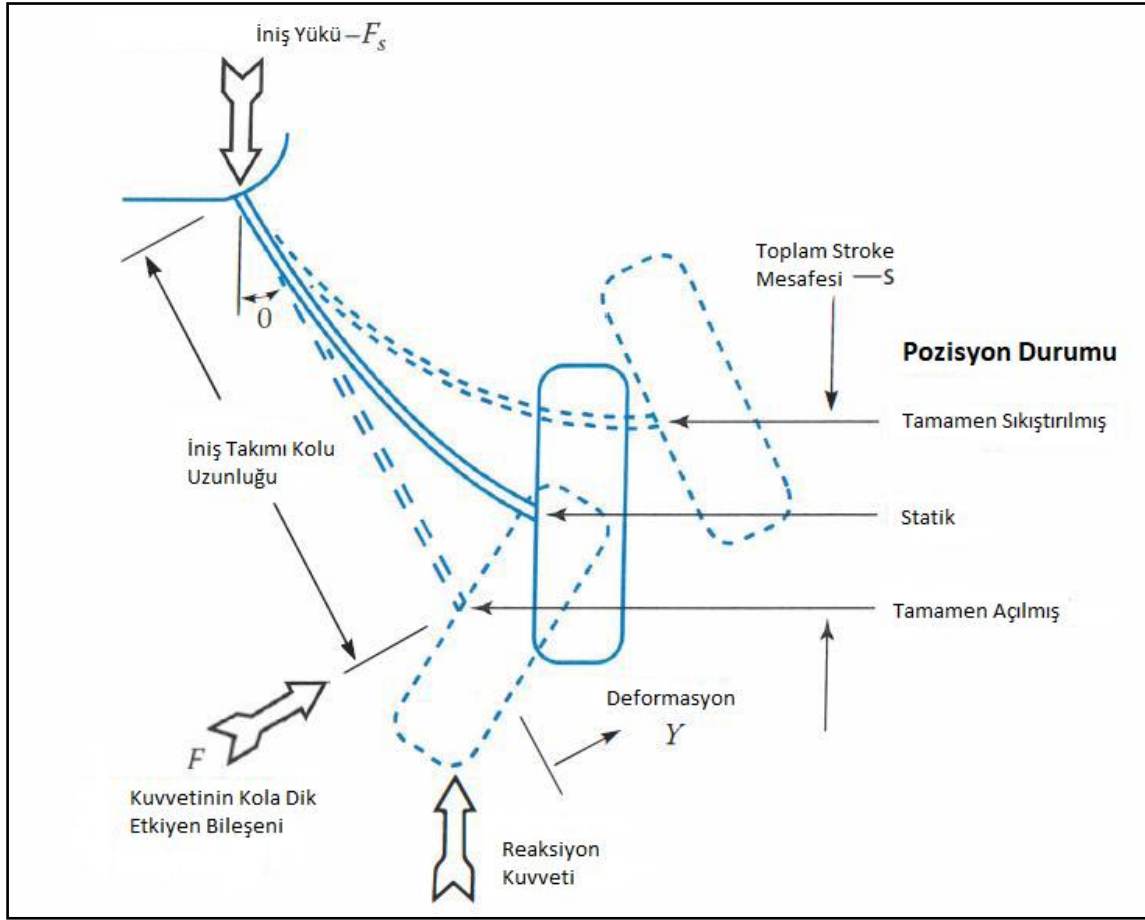
İniş takımlarını tam deforme olmuş pozisyona getirmek için gerekli kuvvet belirlenen maksimum iniş yükünden büyük olmalıdır. İniş takımı yük faktörü olarak da tanımlanır ve N_{gear} olarak ifade edilir. 2 adet kolu olan bir iniş takımı için Eşitlik (4.1) ve (4.2)'deki gibi verilmektedir.

$$S = y \sin \theta \quad (4.3)$$

$$y = \frac{Fl^3}{3EI} \quad (4.4)$$

$$S = \frac{F_S(\sin^2 \theta)l^3}{3EI} \quad (4.5)$$

Y yönündeki deformasyon miktarı, F_S kuvveti bileşeni olan F kuvveti üzerinden hesaplanır ve S (stroke mesafesi) ile Eşitlik (4.5)'deki gibi ilişkilendirilebilir.



Şekil 4.1 İniş Takımı Deformasyon Gösterimi

Eşitlik (4.4) ve (4.6)'da yer alan ifadeler;

I = İniş takımı kolunun eylemsizlik momenti

E = Malzemenin elastik modülü

L = Kola ait kesitin uzun kenarı

T = Kola ait kesitin kısa kenarı

şeklinde verilebilir.

$$I = \frac{Wt^3}{12} \quad (4.6)$$

Dikdörtgen kesit alanına sahip bir iniş takımı kolu için eylemsizlik momentini hesaplariken Eşitlik (4.6) kullanılabilir. Statik deformasyon, uçağın durağan ağırlığı kullanılarak aynı yöntemle belirlenebilir. Kullanılan malzemeye ait detaylar bölüm 4.1'de verilmektedir. Malzeme Al 7075 olarak alınmış ve hesaplamalarda $E=72$ GPA ve yoğunluk değeri $2,81 \text{ g/cm}^3$ olarak kullanılmıştır. Hesaplamalar sonucunda uygun eylemsizlik momenti değeri

$I=2.375 \times 10^{-10} \text{ m}^4$ olarak hesaplanmıştır. İniş takımı kolları kesit ebatları eylemsizlik momenti değerlerini sağlayacak şekilde $L=98.6 \text{ mm}$ ve $T=28.6 \text{ mm}$ olarak bulunmuştur. Değerler yukarıya yuvarlanarak 100 mm ve 30 mm olarak üç boyutlu tasarıma aktarılmıştır.

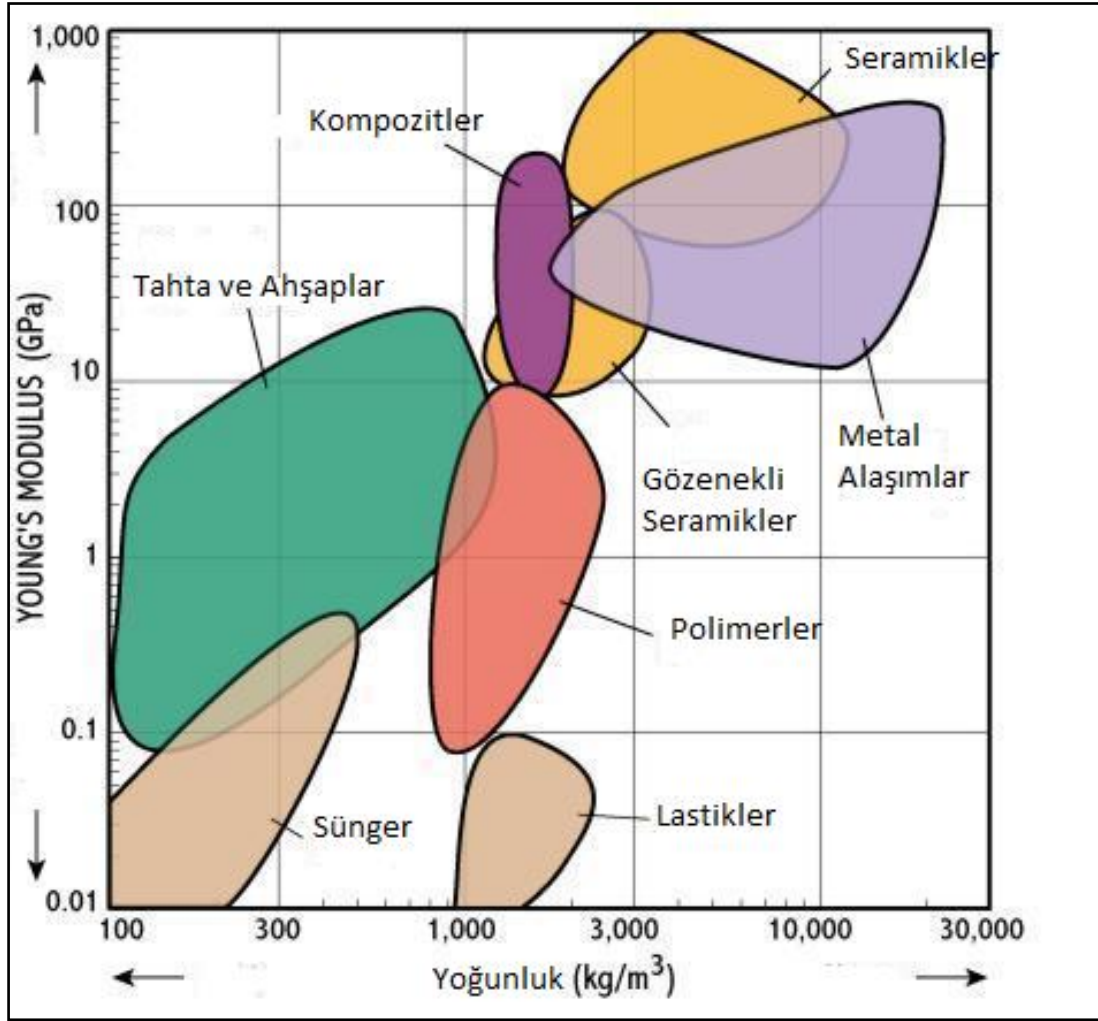
4.1. İniş Takımı Malzeme Seçimi

İniş takımı kollarının tasarımı esnasında eylemsizlik momenti hesaplamaları yapılırken belirlenen iniş takımı malzemesinin elastikiyet modülü katsayısına (E) ihtiyaç duyulacaktır. Bu sebeple boyutlandırmanın yapılabilmesi için öncelikle malzeme seçiminin yapılmış olması gerekmektedir.

Havacılıkta iniş takımları için kullanılan ana malzeme grubu aşağıdaki gibidir.

- Çelikler
- Alüminyum alaşımları
- Titanyum alaşımları
- Kompozitler

Bu 4 ana materyal arasında her bir sınıf kendine ait avantaj ve dezavantajlar içermektedir. Malzeme seçimi hava araçlarında önemi oldukça büyük olan ağırlık etkisi için de doğrudan bir etkidir. Genel bir çerçevede malzemelerin yoğunluk-mukavemet karşılaştırmaları Şekil 4.2’de verilmektedir (Özçatalbaş, 2023). İniş takımı kollarında yaygın olarak kullanılan 4 ana materyal vardır. Her biri kendi avantaj ve dezavantajlarını içeren bu materyallerin, iniş takımı tasarlanan uçağa uygun olarak seçimi son derece önemlidir. Dayanım ve ağırlık oranı iniş takımı için malzeme seçimini kolaylaştıran bir oran olarak karşımıza çıkmaktadır (Sadraey, 2012). Alüminyum alaşım serileri yüksek mukavemeti, sertliği, yüksek yorulma dayanımı ve kolay işlenebilirliği dolayısıyla havacılıkta sıklıkla tercih edilmektedir. Alüminyum 7075 alaşımının ana bileşenleri çinko, (%7-%9) magnezyum ve bakır elementleridir. Al7075-T6 çoğunlukla yüksek gerilime maruz kalan yapı elemanlarında tercih edilmekte ve kalıp üretimi, havacılık, uzay ve savunma gibi sektörlerde yaygınca kullanılmaktadır. Al7075’in yüksek mukavemet özelliği, ısıtılma işlemi uygun olması ve hafifliği nedeniyle birçok kullanım alanında çelik alaşım malzemelere göre tercih edilmektedir (EN AW 7075 Alüminyum Özellikleri, 2023).



Şekil 4.2 Malzeme Dayanım&Yoğunluk Oranları Karşılaştırması

Tasarım için karar kılınan alüminyum alaşımlar hakkında malzeme detayları verilirken diğer sınıflar ve tercih edilmeme sebepleri hakkında kısaca bilgi verilmiştir.

4.1.1. Çelikler

Havacılıkta çeliklerin kullanımı gövde ve iç mekân malzemelerinde 1915’li yıllardan itibaren yerini alüminyuma bırakmaya başlamıştır. Bunun temel sebebi olarak yüksek ağırlık değerleri gösterilebilir. İniş takımları veya kanat bağlantıları gibi yüksek mukavemete ihtiyaç duyulan yapılarda ise yeni tür çelik alaşımlar ortaya çıkmıştır. Bunlardan en bilineni %18 nikel maraging (18Ni300) çelikleridir. Maraging çeliği 1950’ li yılların başlarında havacılık endüstrisinde hafif ve sıcaklık dayanımı yüksek (250 – 300°C) malzeme gereksiniminin karşılanması için geliştirilmiştir. Bu yeni çelik alaşımlar çeliğe nikel ilavesi sonucu ortaya çıkmıştır. 1960’lı yıllarda kobalt (Co) ve molibden (Mo) elementleri de maraging çelik içeriğine eklenerek alaşımlara yeni özellikler kazandırılmıştır. Yapılan bu

ilaveler ile alaşımanın mekanik direncinin oldukça artmış olduğu gözlemlenmiştir. Özetle maraging çelik, düşük karbon içerikli demir-nikel martenzitik yapı içerisinde yaşlandırma ile sertleştirme yapılabilmesi için yer değiştiren elementler metodu kullanılarak ortaya çıkmış bir çelik alaşımıdır. Maraging çelikleri bu ismi martenzitik anlamındaki “martensite” ve yaşlandırma anlamında “aging” kelimelerinin birleşiminden almıştır (18% Nikel Maraging Çelikleri, 2020). Bu üstün özelliklere karşın 0.289 lb/in³ yoğunluk değeri dolayısıyla (7,999 kg/m³) yaklaşık olarak alüminyum alaşımlara göre 3 kat daha ağırdır. Bu sebeple hafif sınıf İHA yapıları gibi çok yüksek dayanım gerektirmeyen bölgelerde alüminyum alaşımlar veya kompozitler yerine tercih edilmemektedirler (Maraging Data Sheet, 2018).

4.1.2. Alüminyum alaşımlar

Alüminyum metali, dünya üzerinde en çok kullanım alanı olan metallerden birisidir. Hemen hemen her alanda karşımıza çıkan alüminyum alaşımlar, birçok açıdan avantaj sağlamaktadır. Bu nedenle gıda sektörü ve havacılıktan uzay sanayisine kadar geniş bir yelpazede kullanılmaktadır. Alüminyum alaşımlar oldukça hafif ve yüksek mukavemetlidirler. Ayrıca kolay şekil verilebilir, esnek ve düşük maliyetlidir. Korozyon dayanımları yüksektir. Bu nedenle bir hava aracının hemen hemen her yerinde alüminyum alaşımlar ile karşılaşmak mümkündür. Alüminyum, sağlam ve hafif yapısı ile havacılık sektörünün gelişmesinde önemli bir yer tutmuştur. Günümüzde kullanılan hava araçlarının gövde yapılarının önemli bir kısmında alüminyum alaşımları kullanılmaktadır. Alüminyum, uçaklar henüz icat edilmeden önce dahi havacılıkta kullanılan bir metaldir. Havacılık sektöründe ilk olarak 1915’lerden itibaren, daha ağır bir metal olan çelik yerine kullanılmaya başlanmıştır. Wright kardeşlerden beri uzay ve havacılık endüstrisinde alüminyum kullanılmaktadır. Uçak iniş takımlarının kollarında özellikle iniş sırasında karşılaşılan güç ve esnekliği karşılamak için alaşım 7075 T6 / T651, 7050 T7451 gibi alüminyum alaşımlar tercih edilmektedir (Havacılık Ve Uzay Sanayisinde Kullanılan Alüminyum Alaşımları, 2022).

Dayanım ve ağırlık oranı iniş takımı için malzeme seçimini kolaylaştıran bir oran olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu çalışma kapsamında dayanım ağırlık oranı ve maliyetler göz önüne alınarak iniş takımı için alüminyum Al 7075 T6 tercih edilmiştir. Malzemenin elastik modülü sırasıyla 72 GPa ve yoğunluk değeri ise 2,81 g/cm³’tür (Hirsch, 2008). Bu değerler malzemenin ağırlık ve mukavemetini doğrudan etkilemektedir. Al 7075 T6 için mekanik ve

termal özellikler sırasıyla aşağıda yer alan Çizelge 4.1 ve Çizelge 4.2’de verilmektedir (7075-T6 Aluminium: Overview & Properties, 2023).

Çizelge 4.1 AI7075T6 Mekanik Özellikler

Mekanik Özellikler	
Brinell sertlik değeri	150
Elastisite modülü	72 GPa
Yoğunluk	2,81 g/cm ³
Gerilme dayanımı: kopma (UTS)	560 MPa
Gerilme dayanımı: akma (Proof)	480 MPa.
Yorulma dayanımı	160 MPa.
Poisson oranı	0.32
Kayma modülü	26 GPa
Kesme dayanımı	330 MPa

Çizelge 4.2 AI7075T6 Termal Özellikler

Termal Özellikler	
Erime Sıcaklığı	480 °C (890 °F)
Spesifik Isı Kapasitesi	870 J/kg-K (0.21 BTU/lb-°F)
Termal İletkenlik	130 W/m-K (75 BTU/h-ft-°F)
Termal Genleşme	23 µm/m-K

4.1.3. Titanyum alaşımlar

Titanyum alaşımları sıcaklığa karşı mukavemetleri ve hafifliklerinin yanında korozyona karşı dayanıklılıklarından dolayı da tercih edilmektedirler. Bu nedenlerden dolayı, savunma sanayinde, silah yapımında, havacılık endüstrisinde ve sağlık sektörlerinde kullanılmaktadır. Ayrıca endüstriyel kullanılan birçok alaşım malzemenin önemli bir bileşeni olarak yer almaktadır. Ticari uygulamalarda saf titanyum kullanılsa da titanyum alaşımları daha büyük oranda kullanılmaktadır. Havacılık ve uzay endüstrisinde titanyum grade 5 olarak geçen alaşım ise yüksek mukavemet ve hafiflik istenilen birçok yerde tercih edilmektedir. Ti Gr5, ASTM B265 standardına uygun olarak üretilen bir titanyum alaşımıdır. Ti Gr5 alaşımın kimyasal bileşimi, %90 titanyum, %6 alüminyum ve %4 vanadyum içerir (Sağlammetal.com, 2023). İniş takımlarında ise Ti-6Al-6V-2Sn yaygın olarak tercih edilen

titanyum alaşımdır. Titanyum dayanım/ağırlık oranında en yüksek değeri sunan metal bazlı çözümü sunmaktadır. Titanyum alaşımları, çelikten hafif fakat alüminyumdan ağırdır. Bu avantajlarının yanı sıra titanyum alaşımlar maliyeti yüksek ve işlenmesi oldukça güç nadir metallerdir. Bu sebeplerden dolayı, birçok olumlu özelliğine rağmen endüstride alüminyum veya çeliğin yerine tercih edilmemektedirler.

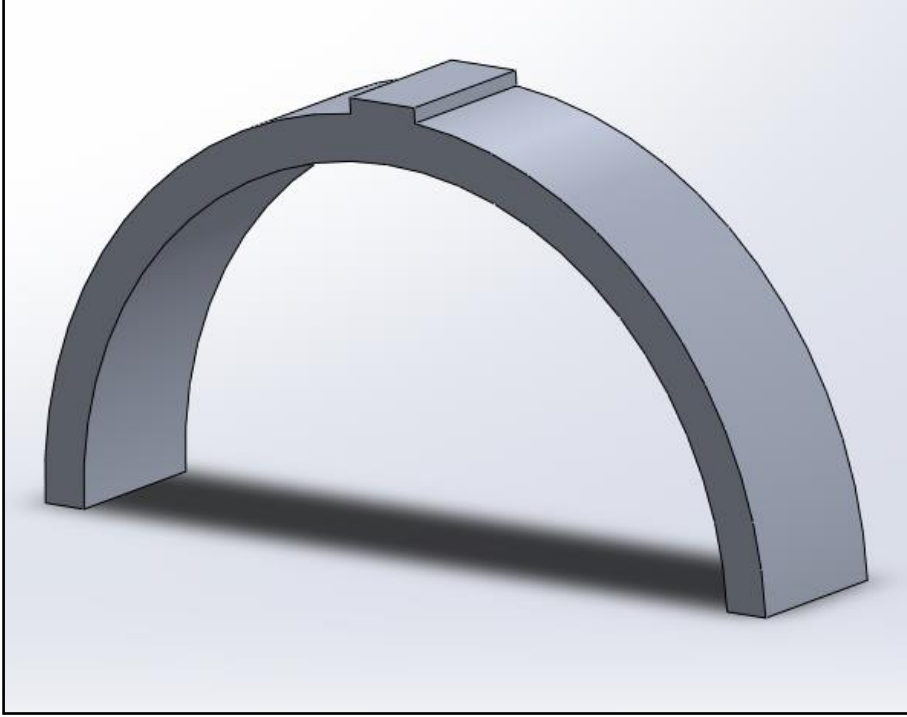
4.1.4. Kompozitler

Kompozitler genellikle iki veya daha fazla, kimyasal bileşenleri veya şekilleri farklı, malzemenin makro düzeyde bir araya gelmesiyle oluşur (Akovalı, 2001). Başka bir ifadeyle ise kompozit malzemeler, güçlü lif yapıların, kalıcı veya dağılık haldeki, etrafında yer alan görece zayıf reçine malzemesinden bir matriksten oluşur. Gay ve arkadaşlarına göre kompozitler yeni bir malzeme çeşidi değildir ve zaten antik çağlardan beri hayatımızdadırlar. Örnek olarak tahta ve mısır koçanının günlük kullanılan kompozitlerden olduğunu belirtmekte ve tarihte Moğol ve Japon askerlerinin de silah yapımında kompozitlerden yaralandıklarına dikkat çekmektedirler (Gay, 2003). Günümüzde ise havacılık endüstrisinde kompozit malzemelerin kullanımları %30 oranlarına ulaşmaktadır. Geleneksel malzemelere alternatif oluşturan kompozit malzemeler, düşük ağırlık/mukavemet oranı, yüksek dayanım ve yüksek korozyon direnci gibi pozitif özellikleri dolayısıyla havacılık sanayinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Kompozit malzemelerin pozitif özelliklerinin yanı sıra üretim zorlukları, üretim ve bakım maliyetleri ve onarılma zorlukları gibi negatif özellikleri de mevcuttur. Bu sebeplerden dolayı büyük faydalar sağlamadıkları noktalarda pek tercih edilmemektedirler.

4.2. İniş Takımının Üç Boyutlu Modellenmesi

Bu çalışmada analizi yapılacak olan iniş takımının 3 boyutlu modellenmesi için SOLIDWORKS 2016 katı modelleme programı kullanılmıştır. Çalışma esnasında belirlenen boyutlara uygun şekilde bir adet tek parça yaprak yay tasarımı ve bir adet 3 katlı yaprak yay tasarımı yapılmıştır. İniş takımı tasarımlarında ağırlık ve boyutlar noktasında birbirlerine muadil olabilecek tasarımlar kullanılmıştır. Tek parça iniş takımı için 289 mm yükseklik değeri, 100x30 mm kesit alanı, 30mm genişlikte yük etki alanı ve 50mm genişlikte sabitleme yüzey ölçüleri kullanılmıştır. SOLIDWORKS programı üzerinden Al7075T6 malzemesi için ağırlık değeri 7146.43 gr. olarak alınmıştır. Tek parça hiperbolik yaprak yay tasarım

görseli ve boyutları Şekil-4.3'te gösterilmektedir. Tasarımı yapılan iniş takımlarının uçak üzerindeki temsili görüntüsü Şekil-4.4'te gösterilmektedir.



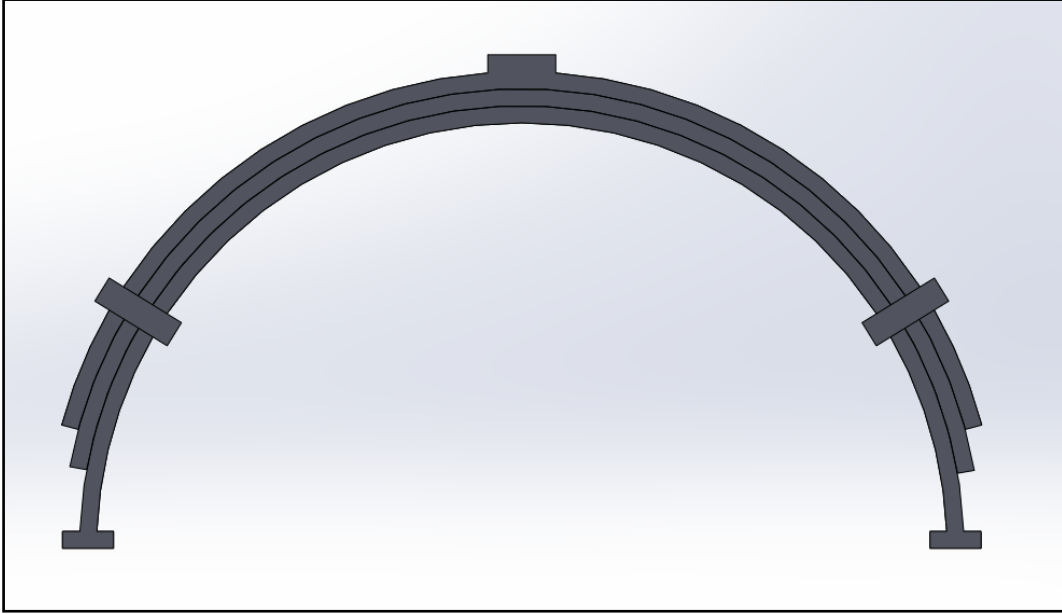
Şekil 4.3 Tek Parça Yaprak Yay Modeli



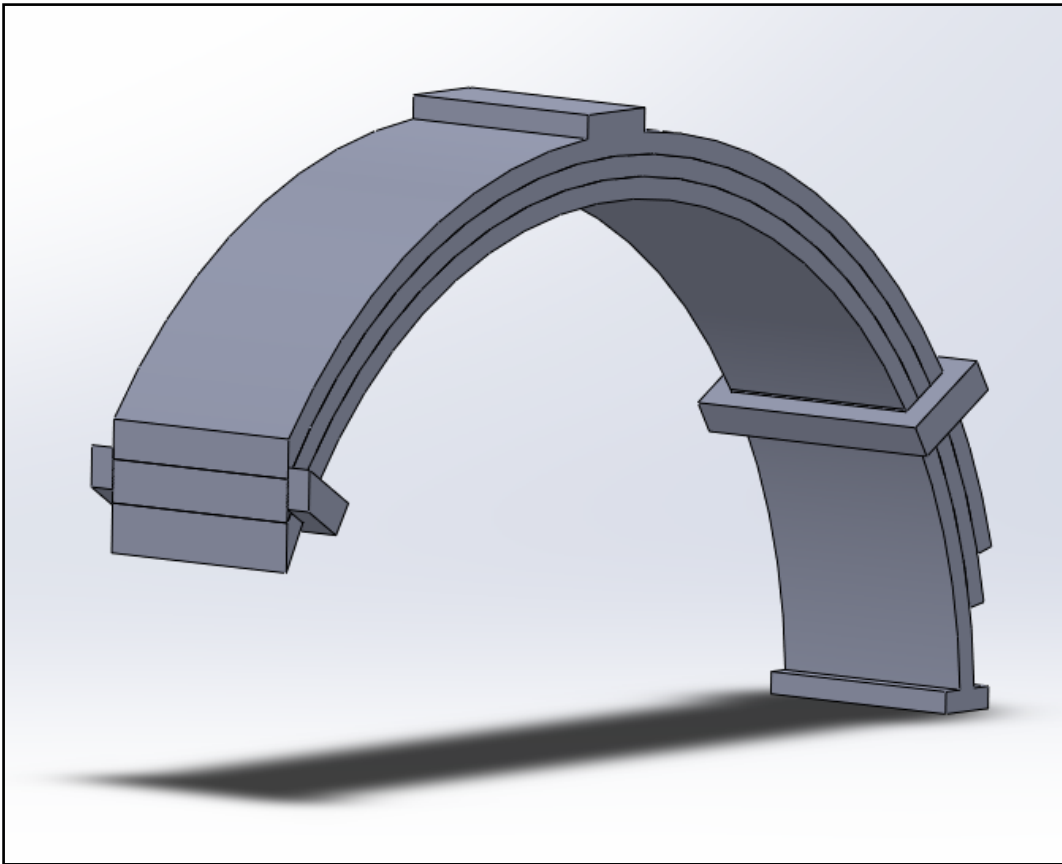
Şekil 4.4 İHA'larda Tek Parça Yaprak Yay

Tek parça iniş takımı için 290 mm yükseklik değeri, 3 adet 100x10 mm kesit alanına sahip yay katmanı, 30 mm genişlikte yük etki alanı ve 50 mm genişlikte sabitleme yüzey ölçüleri kullanılmıştır. SOLIDWORKS programı üzerinden Al7075T6 malzemesi için ağırlık değeri 6871.34 gr. olarak alınmıştır. Ağırlıktaki yaklaşık 300 gr. değerindeki azalma katlı yayların

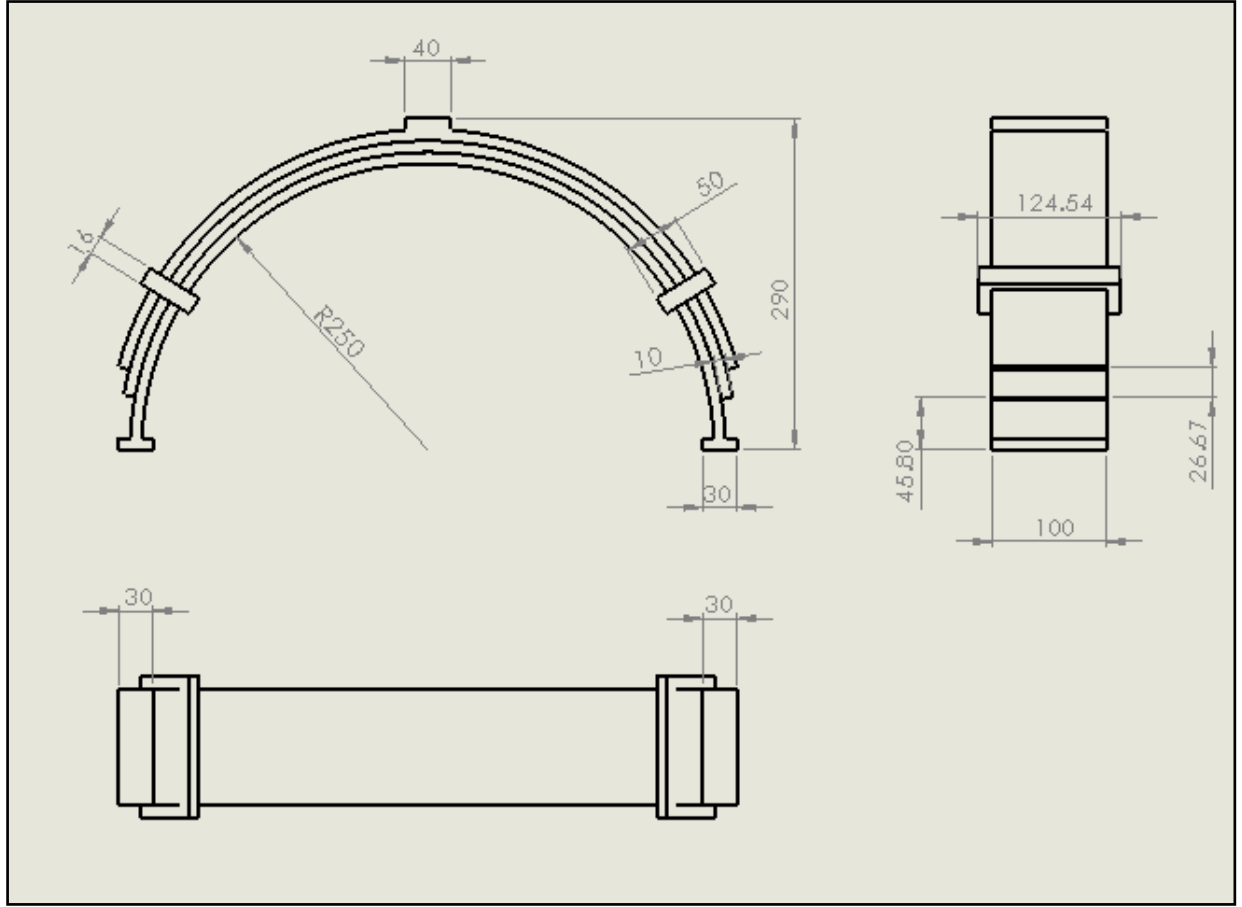
daha kısa katlardan oluşması nedeniyle beklenen bir durumdur. Üç parça hiperbolik yaprak yay modeli, kesit alanı ve boyutlarını ifade eden görseller sırası ile aşağıda gösterilmektedir.



Şekil 4.5 Üç Katlı Yaprak Yay Modeli



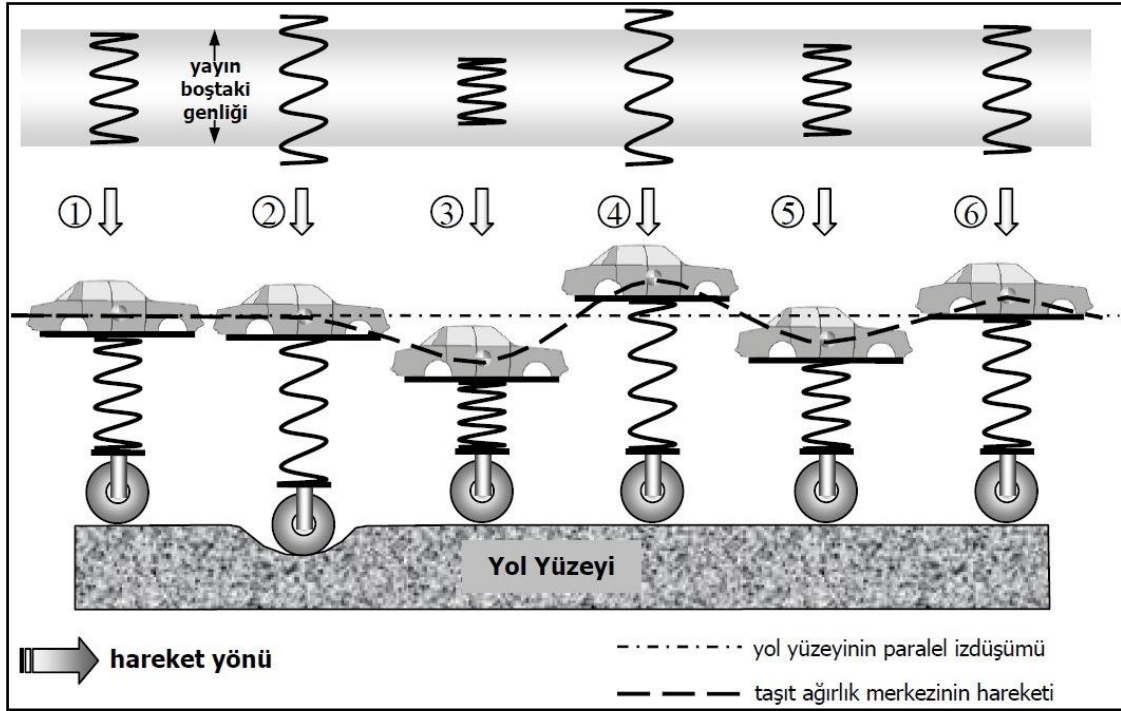
Şekil 4.6 Üç Katlı Yaprak Modeli Kelepçe Kesit Alanı



Şekil 4.7 Üç Katlı Yaprak Yay Boyutları

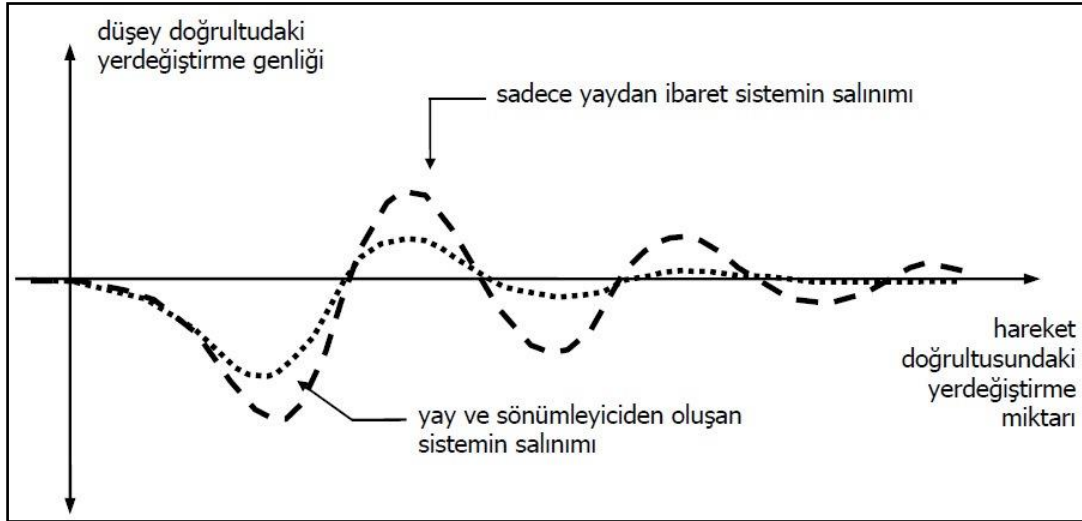
4.3. Yay Sabitinin Belirlenmesi

İniş takımları, en basit haliyle bir yay ve bir damperden meydana gelen ve hava araçları dikkate alındığında, araçların ağırlığını ve iniş sırasındaki yükü taşıyan mekanizmalardır. Çeşitli bağlantı tiplerine sahip olsalar da temelde yay ve birlikte çalışarak zeminden gelen etkileri sönümleyerek ortadan kaldırmaya çalışmaktadır. Yaylar enerjiyi üzerlerinde depolayan elemanlardır. İniş takımlarına zeminden gelen darbeler, tekerler aracılığıyla çok kısa bir süre içerisinde iniş takımı kollarına kinetik enerji olarak iletilmektedir. Kısa sürede sıkışarak bu enerjiyi üzerlerine alan yaylar enerjiyi potansiyel enerji olarak depolamış olurlar. Yay içermeyen iniş takımlarında yapısal elemanlar deforme olarak yay davranışı gösterirler. Bir süre sonra depolanan enerji bir salınım hareketiyle açığa çıkar ve tekrar kinetik enerjiye dönüşür. Bu şekilde zeminden gelen reaksiyon kuvvetleri yaylar kullanılarak yumuşatılmış olurlar. Sabit hız ile ilerlerken önüne çıkan bir tümsekten geçen ve sadece yaydan ibaret bir süspansiyon sistemine sahip bir kara taşıtına ait hareket Şekil-4.8’de gösterilmektedir (Düven, 2007). Burada tümsekten kaynaklı reaksiyon kuvveti iniş anında hava aracı iniş takımlarına etkileyen kuvvete benzetilebilir.



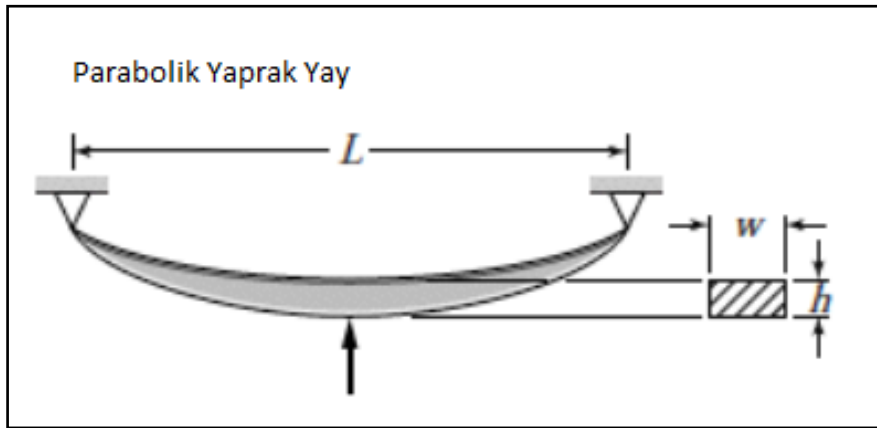
Şekil 4.8 Yalnızca Yaydan İbaret Bir Süspansiyon Sisteminin Davranışı

Sisteme sönümleyici eleman (damper) eklendiğinde salınım hareketlerinin ve genliklerinin azaldıkları görülmektedir. 1 numaralı başlangıç noktasının ardından gelen 2 numaralı çukura düşme durumu ile 3 numaralı pozisyonda da gösterildiği gibi yay sıkışarak kinetik enerjiyi depolamaktadır. Sönümleyicinin kendi içerisinde yarattığı sönüm kuvveti sayesinde daha ilk andan itibaren enerjisinin bir kısmı absorbe edilmektedir. 4 ve 5 numaralı hareketlerde de yayda depolanan enerji açığa çıkmaya devam etmekte ve 6 numaralı harekette görüleceği gibi taşıt ve süspansiyon sistemi başlangıç konumuna yani 1 numaradaki ilk durumuna geri dönmektedir. Sadece yaydan ibaret ve ideal koşullarda sürtünme hareketinin olmadığı bir sistemde bu salınım sonsuza kadar devam edecektir. Sadece yay ve doğal sebeplerle düşük bir sönüm değerine sahip sistem ile yay ve sönümleyici elemanları içeren süspansiyon sistemlerinin salınım performansları taşıt hareketi üzerinden Şekil 4.9'da teorik gösterilmektedir (Çetin, 2015).



Şekil 4.9 Sadece Yay İçeren Sistem ile Damperli Sistemin Karşılaştırılması

Yay katsayısının belirlenmesi analiz programında koşulan analizin doğrulanması için de önemlidir. Bu bölümde mukavemet formülleri üzerinden hesaplanan yay sabiti (k) değeri kullanılarak bir sehim miktarı hesaplanacak, aynı yükler ve şartlar altında koşulan ANSYS analizinden elde edilen yapıdaki yer değiştirme ile karşılaştırılacaktır. Kullanılacak formül ve görseli aşağıda yer almaktadır.



Şekil 4.10 Sehimi Gösterimi

$$k = \frac{2Ewh^3}{L^3} \quad (4.7)$$

Bilinen elastik modülü, kesit ölçüleri ve teker açıklığı bilgileri yerlerine koyularak (k) yay sabiti değeri 3110.4 N/mm olarak elde edilmiştir.

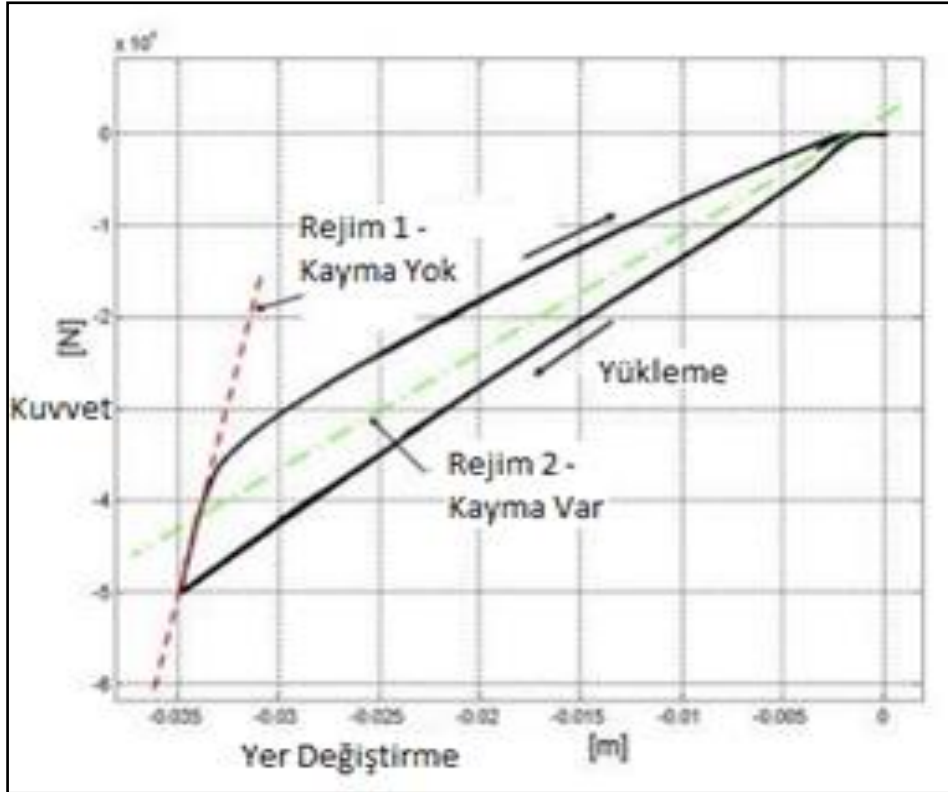
$$F = k \times X \quad (4.8)$$

Eşitlik 4.8 kullanılarak toplam etkiyen 6000N kuvvet için yer değiştirme (sehim değeri) yaklaşık 1.93mm olarak gerçekleşmesi beklenmektedir. Tek parça yaprak yay için koşulan analizin sonuçlarına göre maksimum yer değiştirme değeri 2.06mm olarak görülmektedir. Bu değerlerin tutarlı olması dolayısıyla aynı işlem 3 katlı yaprak yay içinde uygulanmıştır. 3 katlı yaprak yay için aynı yöntemle yapılan hesaplamalarda yay katsayısı 400 N/mm olarak hesaplanmıştır.

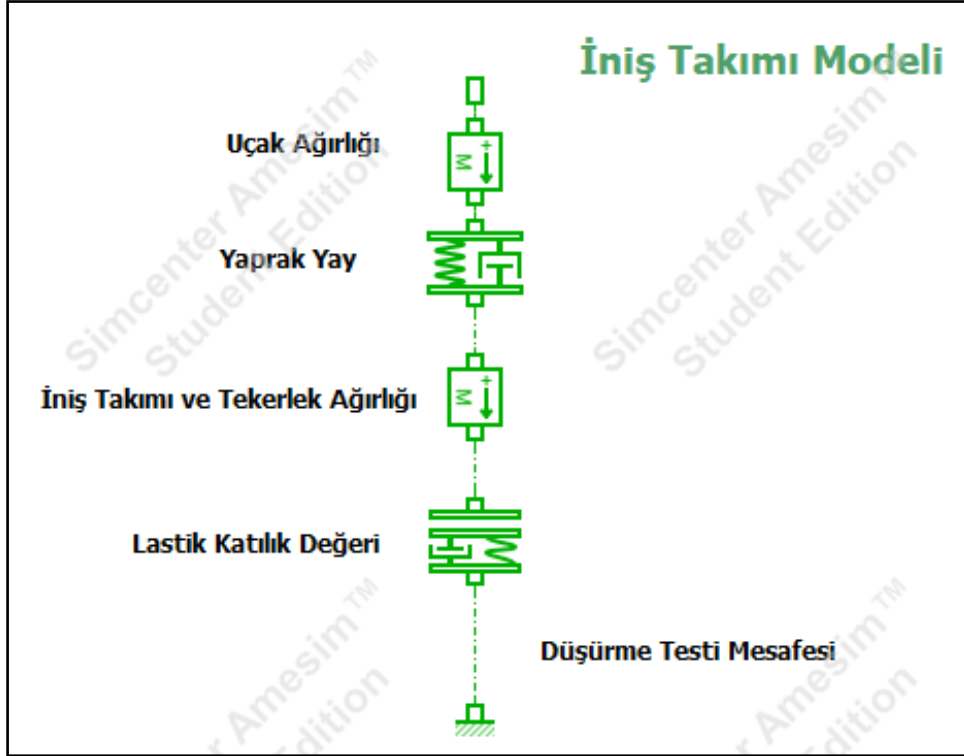
4.4. Sönüm Katsayısının Belirlenmesi

Çok katlı hiperbolik yaprak yaylarda sönüm etkisi malzeme özelliğinin doğasından ve katmanlar arası sürtünme kuvvetlerinden meydana gelmektedir. Sürtünme etkisi ile elde edilen sönümlenme malzemenin kendi iç yapısından kaynaklanan sönümlenme etkisine göre çok baskındır. Sürtünme etkisi aynı bir damper elemanı gibi herhangi bir yöndeki harekete karşı direnç göstererek enerjiyi sönümlemektedir. Genel olarak alüminyum alaşım yüzeyler arasındaki kuru sürtünme katsayıları 0.74 - 0.47 aralığında değişmekte olsa da ortalama değer olarak 0.6 alınabilir. Al7075-T6 malzemeler arası sürtünme katsayıları ısıtma işlemleri sonrası 0.419 ve 0.389 aralığında deneysel olarak ölçülmüştür. Yapılan kaplama işlemleri ile 7075-Al/CFRP örneklerde 7075 örneklere kıyasla sürtünme değerleri %62.5 ve %78.2 kadar düşürülebilmektedir (Shixiang Yu, 2022). Çok katlı yaprak yayların mekanik davranışları birçok parametreye bağlıdır ve bunlardan biri olan malzemeler arası sürtünme katsayısını tam olarak bilebilmek için yüzey pürüzlülüğü detaylarına hakim olmak gereklidir. Çünkü plakalar uygulanan yük altında ortaya çıkan sürtünme kuvvetleri farklılık gösterecektir. Buna göre kayma başlamadan önceki ve kayma anındaki olmak üzere iki farklı rijitlik (stiffness) değerinden bahsedilebilir. İlk stiffness değeri düşük deformasyon durumlarında, ikinci stiffness değeri ise yüksek deformasyon (kayma) durumları için kullanılabilir (Hoyle, 2004). Benzer sebeplerden sönümlenme faktörü de iki ayrı durum için oluşacaktır. Bu çalışmada deneysel bir yöntem izlenmemiş olup farklı rejimler için rijitlik ve sürtünme değerleri dikkate alınmamıştır. Hoyle'nin çalışmasından referansla yaklaşık değerler alınarak sönüm katsayıları seçilmiş ve sönüm etkisinin zaman ile yer değiştirme miktarına etkisi gösterilmek istenmiştir. Çok katlı yaprak yay için sönüm değeri 10 kNs/m (çok büyük) olarak kabul edilmiştir. Tek parça yaprak yay için ise malzeme doğası gereği şekil değişikliğine bağlı sönüm etkisi dışında bir etki beklenmediğinden 1kNs/m değeri kabul edilmiştir (Hoyle, 2004). Teorik katılık (stiffness) değerleri SAE'nin (1996) Spring Design Manuel'inde yer alan formül ile hesaplanabilir. Şekil 4.11'de iki farklı stiffness rejimi bulunan çok katlı yaprak yay tasarımı için deneysel olarak elde edilen bir kuvvet-yer

değiştirme grafiği verilmektedir (Kat, 2012). Çalışmada yay sönüm ve stiffness değerleri AMESIM programına aktararak hava aracı gövdesi yer değiştirme – zaman grafikleri elde edilmiştir. Model oluşturulurken iniş takımı tekerlekleri için de programın önerdiği yay ve sönüm katsayıları iki farklı tasarım için de aynı tutularak kullanılmıştır. Kullanılan AMESIM modeli görseli Şekil 4.12’de gösterilmektedir.



Şekil 4.11 İki Rejimli Yaprak Yay Davranışı



Şekil 4.12 İniş Takımının Bir Boyutlu Modeli

Arka planda hareket denklemleri kullanılarak çözdürülen AMESIM modeli sonuçları analizler ve modelleme başlığı altında paylaşılmıştır. Model oluşturulurken aynı gerçek testlerde olduğu gibi bir düşürme testi benzetimi kullanılmıştır. İstenilen alçalma hızı (sink speed) değerlerini sağlayabilmek için düşürme testi 0.5m ile 0.05 metre değerleri arasında farklı noktalarda tekrarlanmıştır.

$$h = v_0 t + h_0 - \frac{g_t^2}{2} \quad (4.9)$$

Bu hesaplarda hava sürtünmesi ihmal edilerek 3 m/s alçalma hızına denk gelen 0.5, 1 m/s alçalma hızına denk gelen 0.05m ve 2 m/s hızına tekabül eden 0.2m yükseklikleri kullanılmıştır. Bu hesaplar için serbest düşme formülleri kullanılmıştır.

5. ANALİZLER VE MODELLEME

Bu aşamaya kadar iniş takımı tasarımı için ihtiyaç duyulan bütün boyutsal parametreler belirlenmiştir. Belirlenen genişlik, yükseklik, sabit kesit alanı ve malzeme özellikleri gibi parametreler SOLIDWORKS bilgisayar programına aktarılarak tasarımlar oluşturulmuştur. Tasarım için kolay ve ucuz şekilde üretilebilirlik önceliklendirilmiştir. Bu sebeple, koniklik elde etmek için değişken kesit alanı, yuvarlatılmış köşeler ve ön gerilme içeren kelepçeler gibi tasarım çözümleri tercih edilmemiştir.

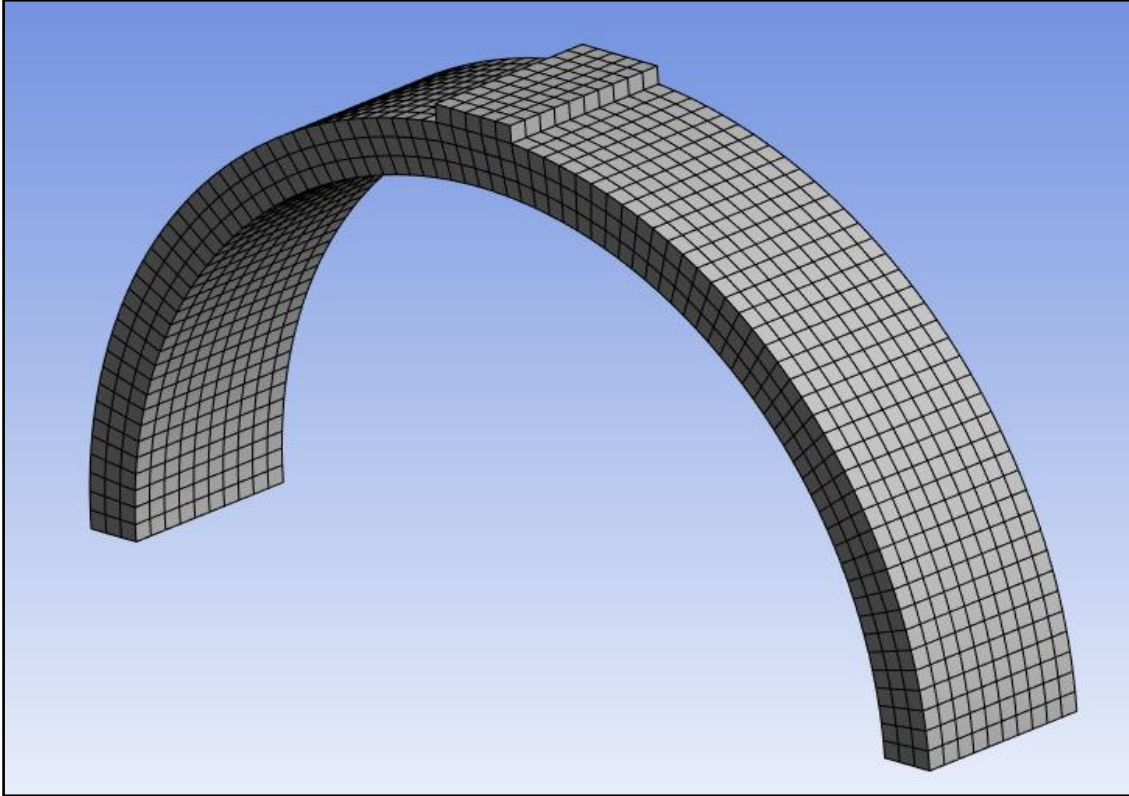
5.1. Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları

Belirlenen değerlere göre Solidworks programında yekpare bir model hazırlanmış ve modelin ağırlık değerlerinin kontrolü için malzeme ataması yapılmıştır. Şekil 18’de gösterilen ilk modelde 30mmx100mm sabit kesit alanına sahip tek parça bir iniş takımı modellenmiştir. Modellenen tasarıma ANSYS sonlu elemanlar analiz programı ile 5584 adet düğüm ve 895 adet element ile mesh atılmıştır.

Metric	Best	Worst
Element Quality	1	0
Aspect Ratio - Triangle	1	20
Aspect Ratio - Quadrilaterals	1	20
Jacobian Ratio	1	10
Warping Factor - Shell	0	5
Warping Factor - Brick	0	0.4
Parallel Deviation	1	170
Maximum Corner Angle - Triangular	60°	165
Maximum Corner Angle - Quadrilateral	90°	180°
Skewness - Triangular	0	1
Skewness - Quadrilateral	0	1
Orthogonal Quality	1	0

Şekil 5.1 Mesh Kalite Ölçeği

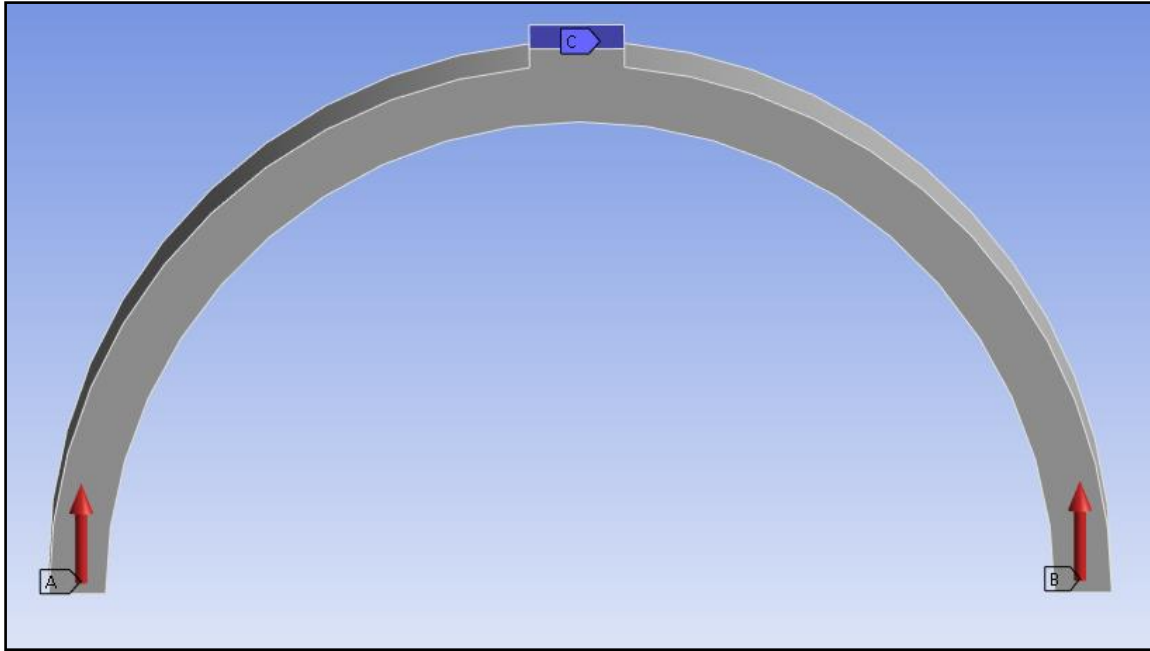
Yapının sağlıklı analiz edilebilmesi için oldukça önemli olan mesh kalitesi hem “mesh quality” hem “skewness” değerleri kullanılarak göz önüne alınmış ve bu değerleri önerilen seviyelere ulaşınca değin mesh işlemi tekrarlanmıştır. Bu aşamada meshlerin “equiangular quad” yani eşkenar dörtgen olması tasarım geometrisi için uygun görülmüştür. Yapılan ilk tasarımların bazı kısımları mesh kalitesini olumsuz etkilememesi için basitleştirilmiştir. Bu metot özellikle akışkanların sonlu hacimler yönetimi ile çözümünde karmaşık geometrilerin sağlıklı çözülebilmesi için sıklıkla tercih edilmektedir (Lee, 2018). Bu çalışmada da çözüm süresini, analiz kalitesini azaltmadan kısaltabilmek için bu yöntem uygulanmıştır. Böylece Şekil-5.1’de verilen görsel için mesh kalitesi ve çarpıklık (skewness) değerleri sırasıyla 0.935 ve 0.119 olarak ortaya çıkmıştır. Bulunan değerler oldukça tatmin edici olduğundan daha fazla iyileştirme yapılmadan mesh yapısı korunarak analize geçilmiştir.



Şekil 5.2 Tek Parça İniş Takımı Mesh Görseli

İniş takımları ağırlıkları istatistiksel bir veri ile genel maksat hava araçları için çoğunlukla maksimum uçak ağırlığına oranla %5 kadarına denk gelmektedir. Yapılan tasarıma malzeme ataması yapıldıktan sonra iniş takımı ağırlık değerinin 7146.43 gr. olduğu görülmektedir. Maksimum 200kg olan İHA ağırlığı için iniş takımı yaklaşık ağırlık oranı %3.6 olarak

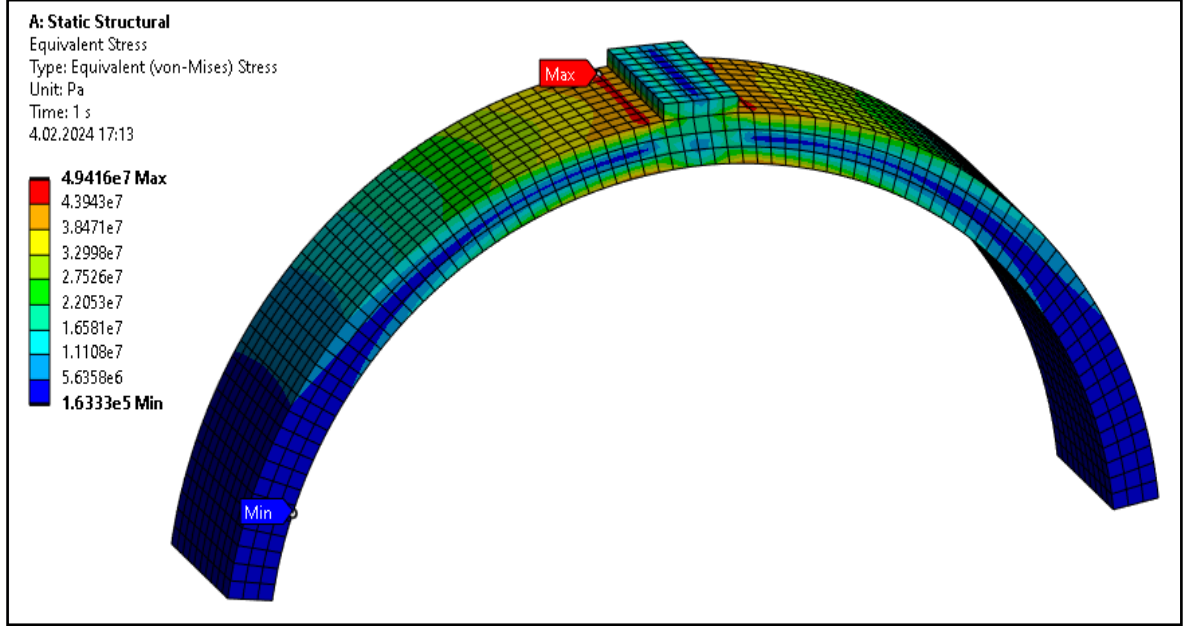
karşımıza çıkmaktadır. Böylece aynı yay sabiti değerinde olduğu gibi istatistiksel ağırlık oranı değeri de tasarımın doğrulanması için kullanılmıştır. Tasarım üst yüzeyindeki çıkıntı üst yüzeyinden hava aracı gövdesine sabit kabul edilerek, her bir kolun alt yüzeyinden hesaplanan maksimum kuvvet olan 3000N yapıya uygulanacak şekilde sonlu elemanlar analizi Ansys programına aktarılmıştır. Yapısal parçanın bir inişi modelleyecek şekilde analiz edilmesi istenildiği için uygulanan kuvvet 1sn içerisinde yapıya lineer artış (ramped force) ile etmektedir. Analiz bu süre içerisindeki deformasyon, enine ve boyuna gerilme yükleri için çözüm üretecek şekilde kurgulanmıştır. Yük etki noktaları ve sabit yüzeyler Şekil-5.3'te gösterilmektedir.



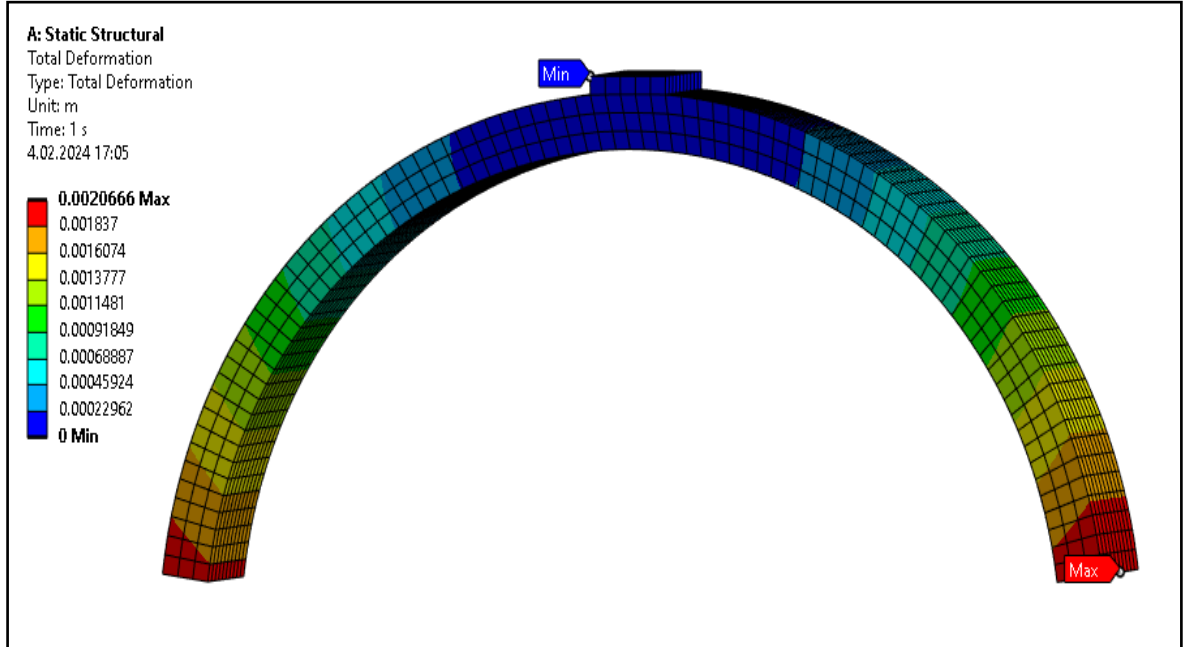
Şekil 5.3 Tek Parça İniş Takımına Etkiyen Yük ve Destek Noktalarının Gösterimi

Analiz sonuçlarına göre maksimum gerilme sonuçları beklenildiği gibi malzemenin akma dayanımı değerlerinin oldukça altında gelmektedir. Şekil değiştirme verileri yine beklentiler ile paralel olarak sonuçlanmaktadır. Malzemenin her bir mesh noktası için hesaplanan gerilme değerleri bilgisayar analiz programı vasıtasıyla kolayca bulunabilir. Hesaplanan gerilmelerin malzemenin akma dayanımına oranı bize güvenlik katsayısı değerini (safety factor) vermektedir. Bu katsayı yapının hangi bölgede zorlandığını ve hangi bölgeden hasar almaya yakın olduğuna dair önemli bir öngörü sağlamaktadır. Güvenlik katsayısı çıktılarının mümkün olduğunca geniş bir alanda yayılı olması diğer bir deyiş ile tek bir noktada birikmemesi sıklıkla istenilen bir durumdur. Ayrıca en düşük 1.5 değeri ve üzeri güvenlik faktörü değerleri analiz sonucu olarak elde edilmeye çalışılmalıdır. Şekil-5.4, Şekil-5.5 ve

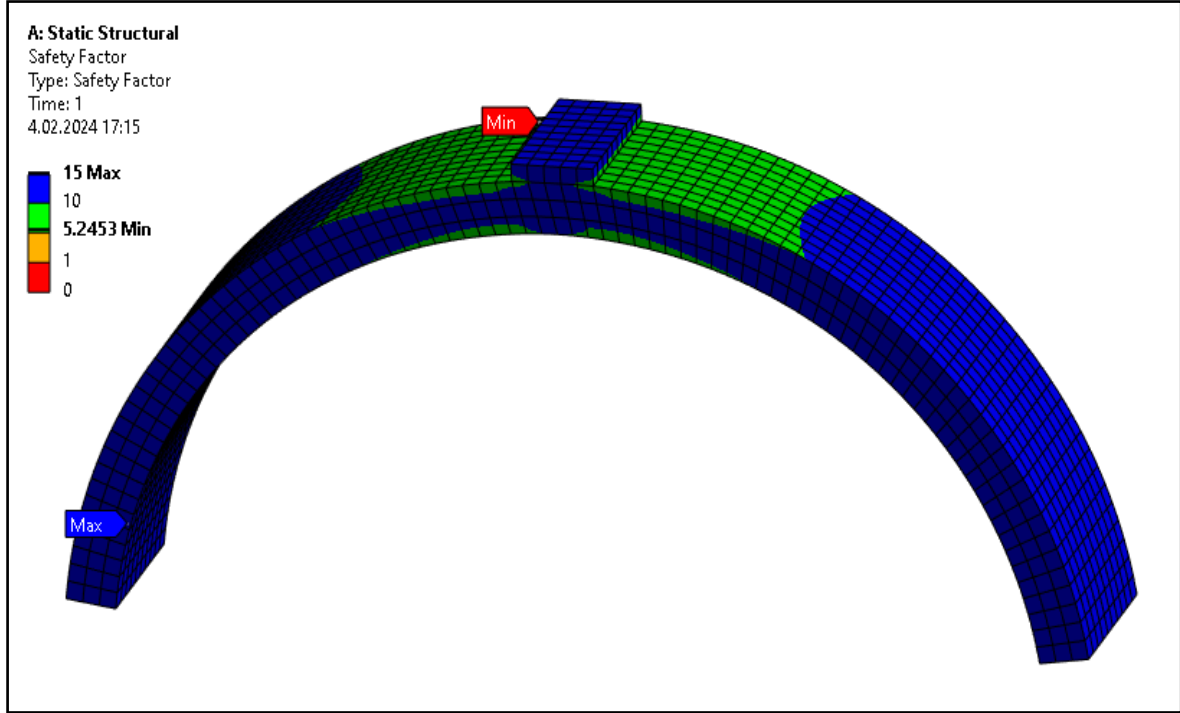
Şekil-5.6’da sırasıyla analiz sonucunda meydana gelen maksimum gerilmeler, maksimum yer değiştirmeler ve güvenlik faktörü dağılımı gösterilmektedir.



Şekil 5.4 Tek Parça İniş Takımı Maksimum Gerilme Görseli

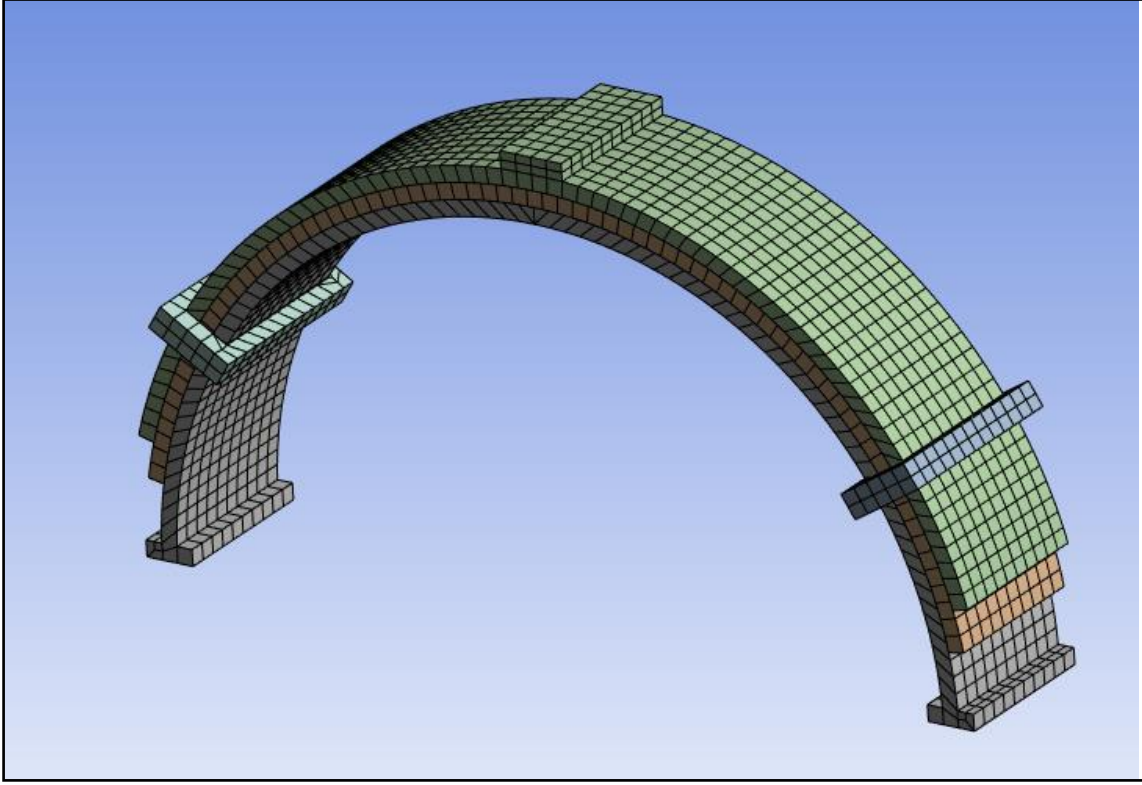


Şekil 5.5 Tek Parça İniş Takımı Maksimum Yer Değiştirmeler

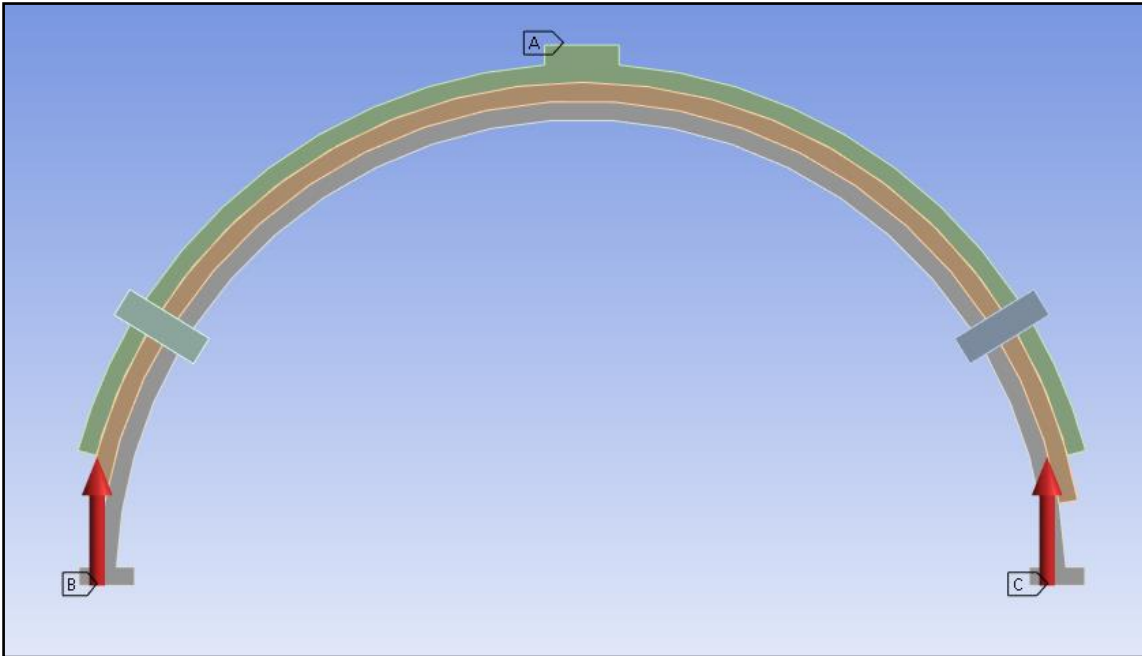


Şekil 5.6 Tek Parça İniş Takımı Güvenlik Katsayıları

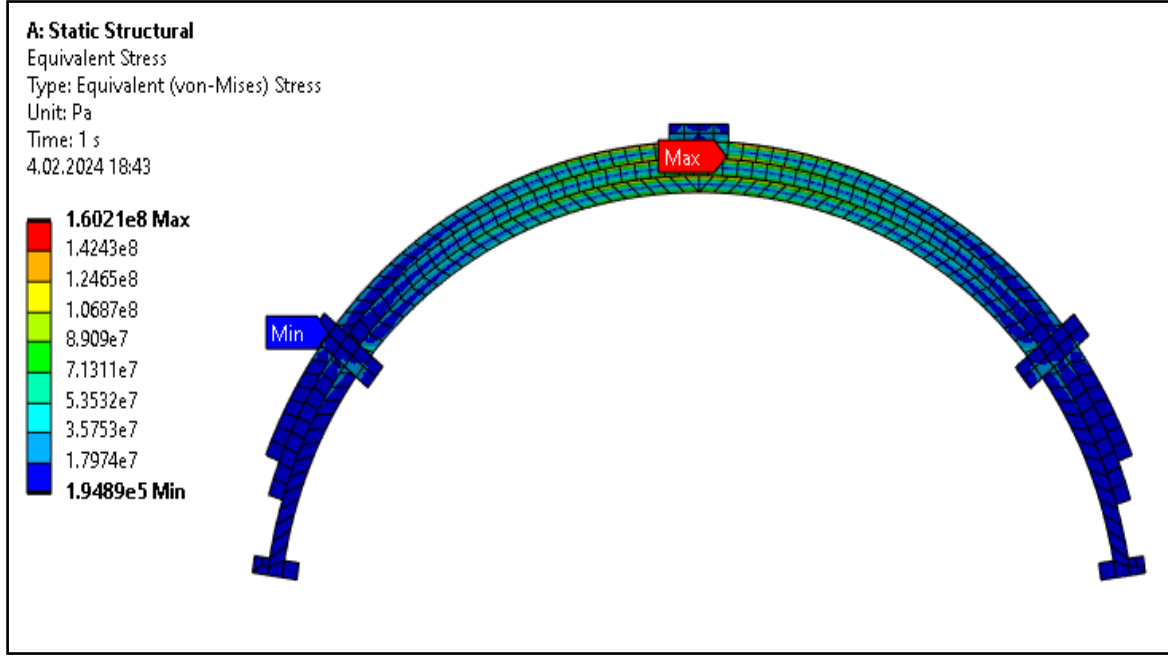
Bu sonuçlara göre en zayıf noktada dahi 5.2 güvenlik katsayısı değeri elde edilmektedir. Bu değer tasarımın fazla güvenli olduğu anlamını taşımakta ve istenirse hafifletme çalışmasının yapılabileceğini göstermektedir. Bu çalışma kapsamında amaç tek parça sabit iniş takımı ile üç katlı yaprak yay tasarımı sonuçlarını kıyaslamak olduğundan tekrar tasarım aşamasına dönülmesine gerek duyulmamıştır. Şekil 5.7’de gösterilen ikinci modelde ise her biri 10mm x 100mm kesit alanına sahip olan üç katlı yaprak yay modeline 19750 adet düğüm ve 2642 adet element kullanılarak mesh atılmıştır. Bu mesh işleminde ise birkaç iteratif çalışma sonucunda ortalama mesh kalitesi için 0.879 ve ortalama çarpıklık (skewness) değeri için 0.232 değeri elde edilmiştir. Bu değerler tasarımın doğru sonuçlar vermesi için yeterli görülüp analiz kurgusu aşamasına geçilmiştir. Tasarım ağırlığı ise 6871.34 gr. değerine düşürülerek bir ağırlık avantajı elde edilmiştir. Mesh modeli Şekil 25 ile gösterilmektedir.



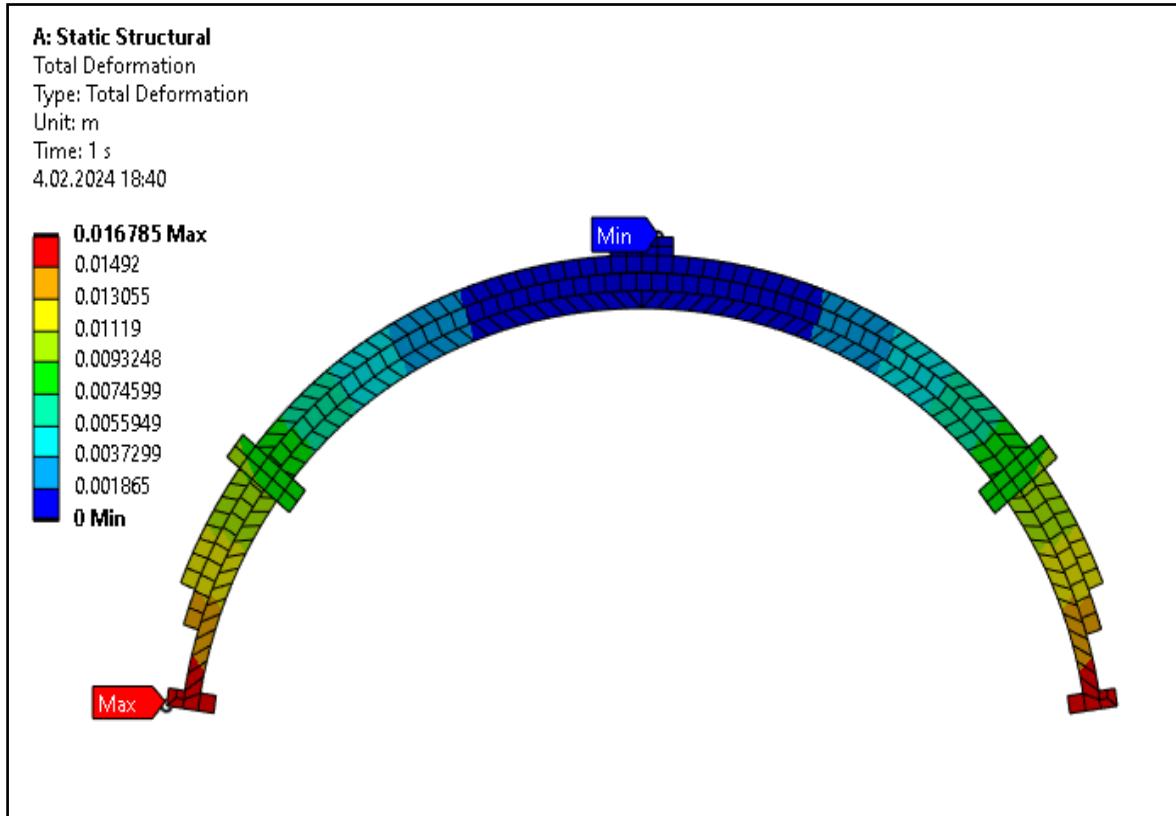
Şekil 5.7 Üç Katlı Yaprak Yay Mesh Modeli



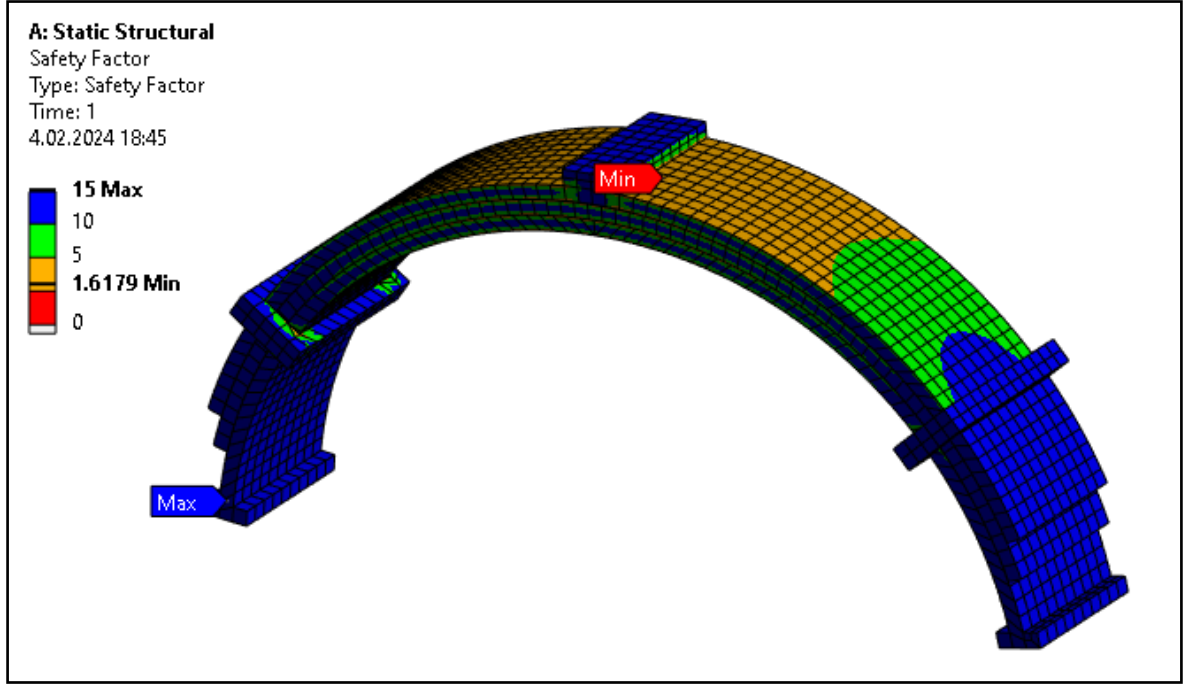
Şekil 5.8 Üç Katlı Yaprak Yay Kuvvet ve Destekleri



Şekil 5.9 Üç Katlı Yaprak Yay Eşdeğer Gerilmeler



Şekil 5.10 Üç Katlı Yaprak Yay Maksimum Yer Değiştirmeler

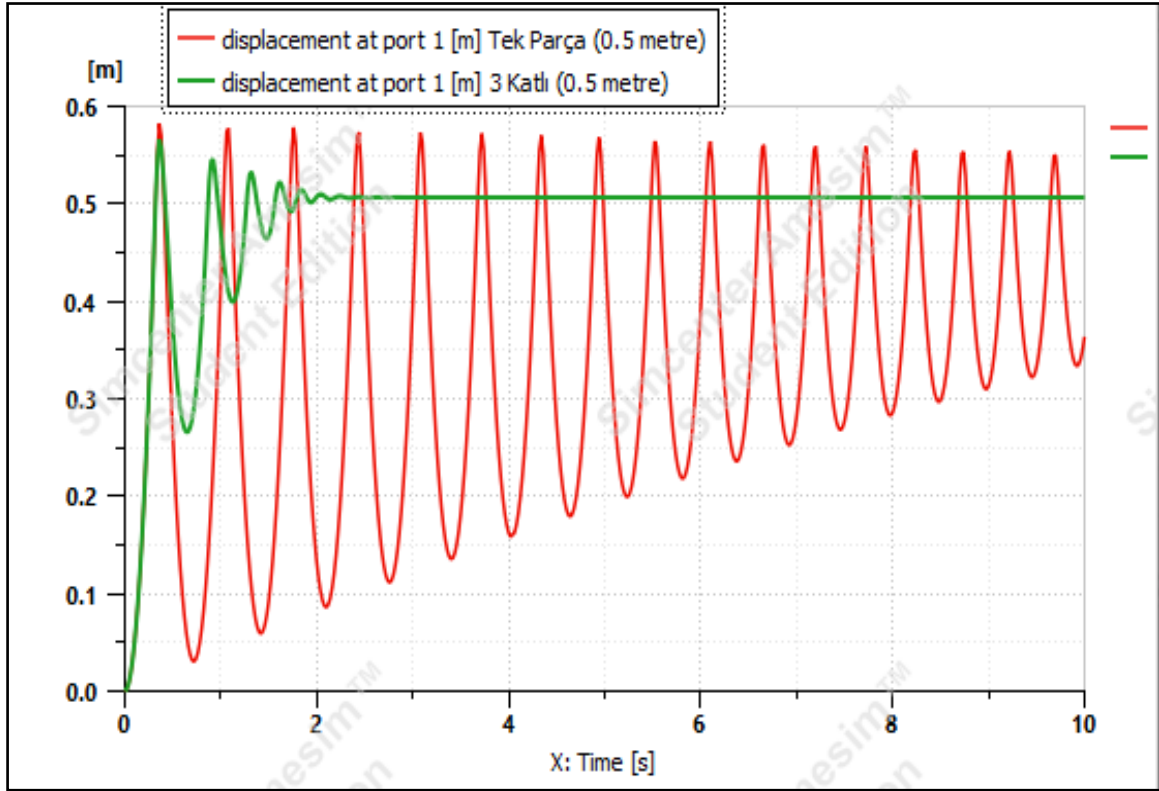


Şekil 5.11 Üç Katlı Yaprak Yay Güvenlik Faktörü

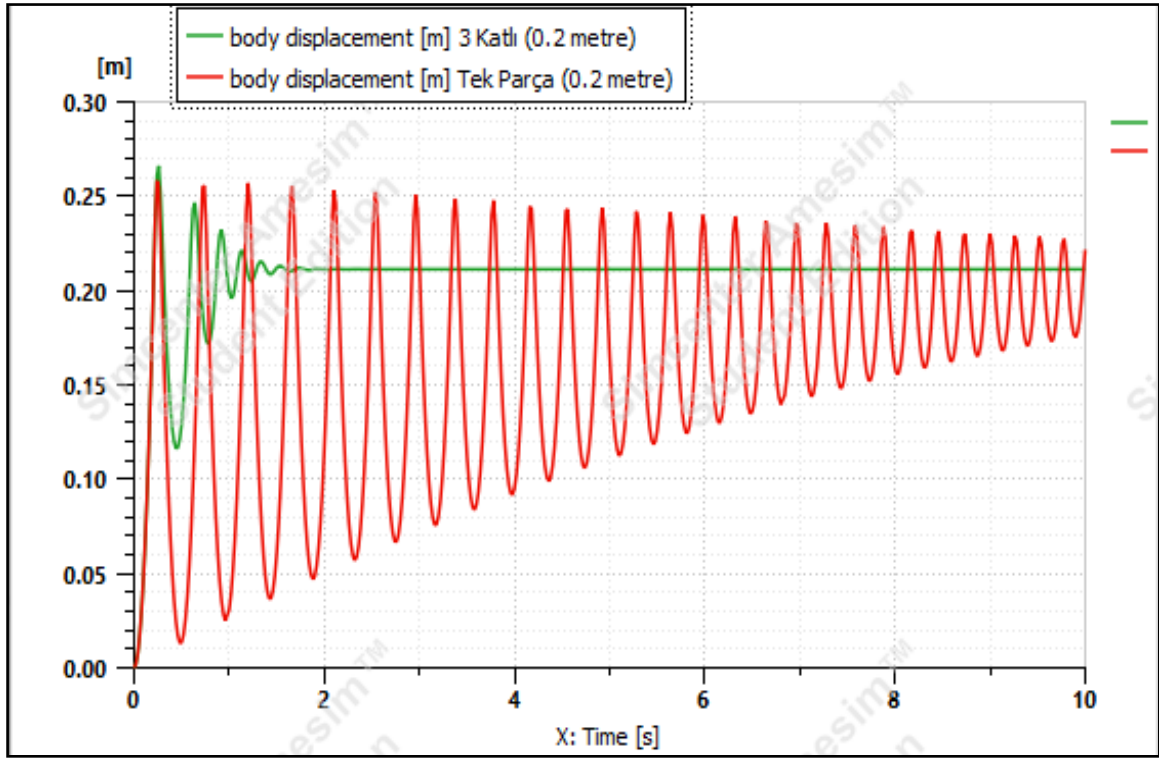
Tasarım aynı ilk modelde olduğu gibi üst yüzeyden sabitlenerek kol başına 3000'er N dikey yönlü kuvvete maruz bırakılmıştır. Uygulanan kuvvet 1sn içerisinde lineer artış ile etki etmektedir. Güvenlik faktörü değeri çok katlı yaprak yay için 1.5 değeri üstünde ve en düşük olduğu noktada 1.62 olarak sonuçlanmıştır. Kuvvet ve destek noktaları, maksimum gerilmeler, maksimum deformasyonlar ve güvenlik faktörü görselleri sırasıyla Şekil-35, Şekil-5.9, Şekil-5.10 ve Şekil-5.11'de gösterilmektedir.

5.2. Bir Boyutlu Modelleme Sonuçları

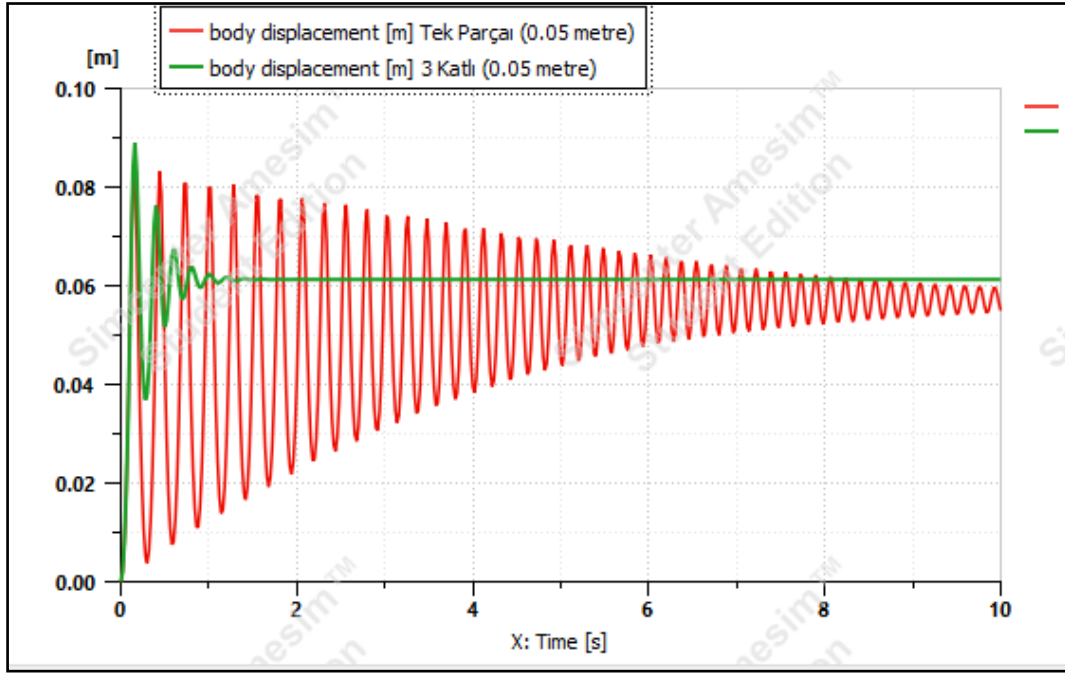
Yapılan bir boyutlu analizlerin tümünde tekerlek ile yerin elastik teması için genel lastik malzeme değerleri kullanılmıştır. İlk analiz durumunda tek parça yaprak yay için 3 farklı senaryo kullanılmıştır. Koşullar sırasıyla 0.5 metre ve 3 m/s çarpma hızı için serbest düşme, 0.2 metre ve 2 m/s çarpma hızı için serbest düşme ve 0.05 metre ve 1 m/s çarpma hızı için serbest düşme şeklindedir. Tek parça yaprak yay ve üç katlı yaprak yay modeli için elde edilen analiz sonuçları Şekil-39, Şekil-40 ve Şekil-41'de verilmektedir.



Şekil 5.12 0.5m Düşürme Testi Sonuçları

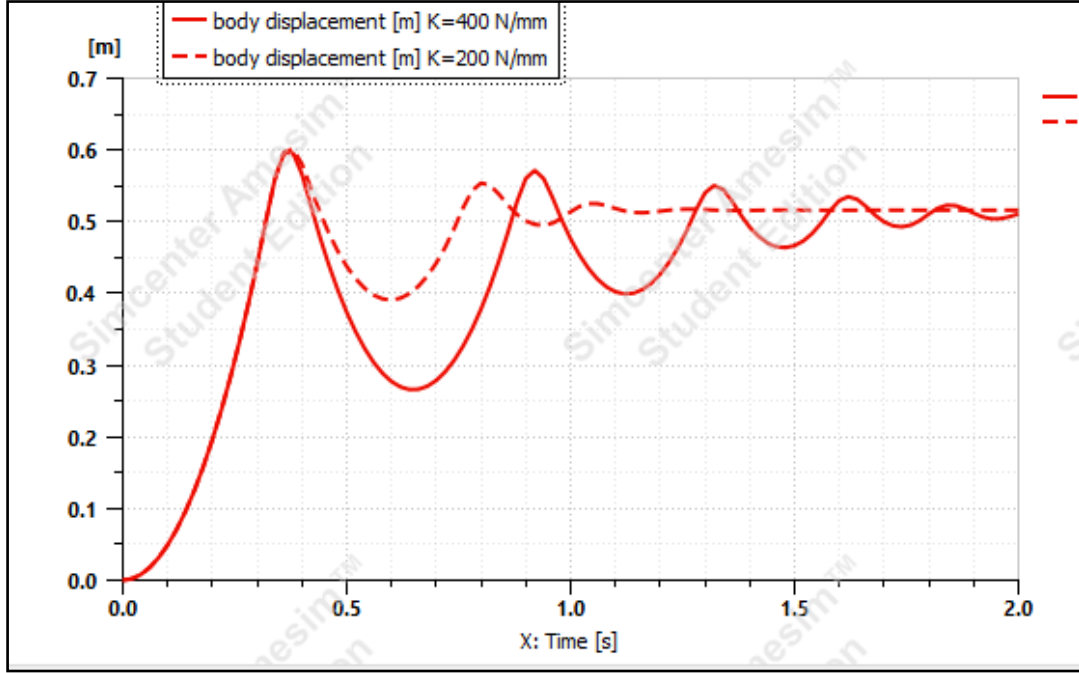


Şekil 5.13 0.2m Düşürme Testi Sonuçları



Şekil 5.14 0.05m Düşürme Testi Sonuçları

Grafikler çok katlı yaprak yaylar arasında oluşan sürtünmeye bağlı sönüm etkisinin tek parça yaya göre avantajını ortaya koymaktadır. Bu noktada sadece kıyaslama amacıyla gösterim yapılmaktadır, istenilen (genelde önerilen) sönüm değerlerine ulaşmak için tasarım optimize edilmemiştir. Tasarım değişikliği yapılarak daha iyi sönüm oranı veya daha düşük yay katsayısı elde edilebilir. Örneğin sadece yay kollarının genişliği değiştirilerek yay sabiti (k_{yay}) yarıya düşürülürse insansız hava aracı gövdesi yer değiştirme zaman grafiği Şekil 5.15'deki gibi olmaktadır.



Şekil 5.15 400N/mm & 200N/mm k grafiği

Şekil 42’de 200N/mm’ye düşürülen yay sabiti ile yapılan 0.5 metre testi sonuçları görülmektedir. Stiffness değerinin azaltılması ile sönüm değeri değiştirilmemesine rağmen çok daha iyi bir sönüm değeri elde edilebilmektedir. Elde edilen yeşil renkli grafik genel olarak taşıt dinamiğinde istenilen şartlara uygun olarak elde edilmektedir.

Raymer ve arkadaşlarının belirttiği üzere 3m/s alçalma hızı ile iniş yaklaşık 10 milyonda bir gerçekleşen bir şart olduğundan en kötü koşul kabul edilerek analize dahil edilmiştir. 1m/s dikey alçalma hızı ise yolcu uçaklarında kötü inişe karşılık gelmesine rağmen analizlerde en iyi koşul olarak dikkate alınmıştır. Eğer yolcu taşımayan bir insansız hava aracı için şartları göz önüne alırsak İHA kullanım ömrü boyunca çoğunlukla kendi ağırlığının 1/3 etkiyecek şekilde ve 1m/s’nin altında değerler ile iniş gerçekleştirecektir. Bu değerlerle analiz tekrar edildiğinde sönümün tamamlanma sürenin 0.5sn ile 1sn arasında tamamlandığı fakat salınım sayısının değişmediği fakat salınımların büyüklüklerinin değiştiği gözlenmektedir.

6. YORUMLAR VE TARTIŞMA

Bu bölümde, önceki bölüm başlığı altında yer alan modellerin analiz sonuçlarından elde edilen bulgular alt başlıklar halinde yorumlanacak ve tartışılacaktır. Elde edilen iki analiz sonucu karşılaştırmasının kolaylıkla yapılabilmesi açısından sonuçlar Çizelge 6.1’de karşılaştırmalı özet analiz sonuçları şeklinde sunulmuştur.

Çizelge 6.1 Sonuç Karşılaştırma Çizelgesi

	Stress (Pa)	Strain (m/m)	Total Deformation (m)	Directional Deformation (m)	Weight (gr)	Safety Factor	Average Skewness
Tek Parça Hiperbolik Yaprak Yay İniş Takımı	4.945e7	0.0006677 m/m	0.00207 m	0.00165 m	7146.43 gr.	5.2	0.119
Üç Katlı HiperbolikY aprak Yay	1.60e8	0.002336 m/m	0.016785 m	0.00918 m	6871.34 gr.	1.62	0.232

Analiz sonuçlarına göre her iki tasarımda verilen yüklemeler için güvenli sonuçlar elde edilmiştir. Bu sonuçlardan yola çıkarak yapılan boyutlandırma ve ağırlık tahminlerinin tutarlı olduğu sonucuna erişilmektedir. Bu çalışmada insanlı uçaklara uygun olacak şekilde yüksek ivmeli bir iniş için analiz yapıldığından daha gerçekçi bir yaklaşım ile tasarımlarda yük faktörü şartı azaltılarak daha güvenli sonuçlar dahi elde edilebilir. Çizelge 5.1’de gösterilen analiz sonuçlarına göre üç katlı yaprak yayın hem toplam hem dikey deformasyon miktarı tek parça yaya göre daha yüksektir. İdeal iniş koşullarında bu değerler arasındaki farklılıkların yok denecek kadar az olduğu söylenebilir. İki tasarım arasında maksimum gerilmeler, maksimum şekil değiştirmeler ve güvenlik faktörü değerleri arasında farklılık gözlenmektedir. Bu fark her ne kadar kayda değer olsa da her iki yaprak yay tasarımı güvenli tarafta kalmaktadır. Şekil-5.4 ve Şekil-5.9’de görülebileceği gibi tek parça yay ve katlı yaprak yayda maksimum gerilme bölgeleri önemli benzerlikler göstermektedir. Özellikle güvenlik faktörü analiz sonuçları karşılaştırıldığında tek parça yay ile katlı yaprak yay birçok bölgesinde benzer potansiyeli taşıırken en riskli bölgeler neredeyse aynı konumlarda gözlenmektedir. Mühendislik uygulamalarında bir kayıp vermeden kazanç sağlamak maalesef mümkün değildir. Bu çalışma sonucundaki kıyaslamaya binaen temel kazanç çok katlı yaprak yay için katmanlar arası sürtünme etkisi ile sönüm değeri ve ağırlık olurken kayıp daha düşük güvenlik katsayısı olarak karşımıza çıkmaktadır. Yine de zayıf bölge

oluşmasının temelinde belli ihtimaller ve bunlar için çözüm yolları mevcuttur. Bu durum yüzeyler arasında verilen sürtünme katsayısının düşük veya yüksek olmasına bağlı olarak sınırlı bir kayma oluşmasından kaynaklanıyor olabilir. Bu çalışma kapsamında çok katlı hiperbolik yaprak yay modeli için sürtünme katsayısı 0,3 olarak kabul edilmiş ve tüm yüzeylere eşit olarak uygulanmıştır. (Wieslaw Krason, 2019) Hoyle'nin çalışmasından referans alınan sönüm değerleri ile yapılan bir boyutlu analiz sonuçlarına göre her iki iniş takımı tasarımının da rijitlik değerlerinin yüksek olduğu görülmektedir. Belirlenen zor iniş koşulları için ise çok katlı yaprak yay için güvenlik katsayısı alt limitlere yakın durumdadır yani iniş takımı kollarının zayıflatılarak rijitlik değerinde azalma sağlanması mümkün gözükmemektedir. Bu durumda eğer tasarım optimize edilmek istenirse farklı bir çözüm yolu bulmak gerekmektedir. Bu farklı malzeme kullanımı (örneğin kompozitler), iniş takımı açıklığı ve yüksekliğini değiştirmek, tasarım sınır şartlarını tekrar değerlendirmek gibi yöntemlerden biri olabilir. Sürtünme katsayısını artırarak ve azaltarak ANSYS sonlu elemanlar programında yapılan denemeler ise olumlu sonuçlar vermemiştir. Yüksek sürtünme katsayısı kayma etkisini ortadan kaldırarak sönüm etkisini azaltmış ve yaprak yay katmanlarında yapısal çarpılmalara neden olmuştur. Düşük sürtünme katsayısı ise hem sönüm etkisini hem rijitlik değerini azaltarak tasarımı istenilen performansın dışarısında bırakmıştır.

7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında insansız hava araçları için yaprak yay iniş takımı tasarımı yapılmıştır. Ayrıca tek parça yaprak yaylar yerine çok katlı yaprak yayların kullanılabilirliği araştırılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre her iki tasarım da yüksek yay katsayısı nedeniyle düşük sönüm özelliği göstermektedir. İstenilen kritik sönüm noktası değeri elde edilene kadar tasarımın kendisi veya tasarım gereksinimleri gözden geçirilebilir. Tasarımlar, sürtünme katsayısı veya malzeme özellikleri değiştirilmeden optimize edilmek istenilirse gerilim yüklerini homojen dağıtmak için çok katlı yaprak yaya ait katmanların kesit alanı uçtan orta noktalara doğru genişleyecek şekilde tekrar tasarlanabilir. Bu yapıldığında merkezde yüksek gerilim noktaları olmadığından güvenlik için kritik bölgelerin farklılaşması beklenmektedir. Farklı yüzey özellikleri kullanılarak katmanlar arası sürtünme etkisi değiştirilebilir veya yeni bir katman eklemek bir çözüm yolu olarak düşünülebilir. Ancak bu çalışma kapsamında amaç, yapılan tasarımı optimize etmek değil, iki farklı tasarım yaklaşımı arasındaki avantaj ve dezavantajları ortaya koymaktır. Sonuçlar elde edilirken hava aracının ileri yönlü momentumu hesaplamalara dahil edilmediği unutulmamalıdır. Göz ardı edilmemesi gereken bir diğer önemli nokta ise çok katlı yaprak yay iniş takımlarının yük altında gösterdiği reaksiyonların zaman içerisinde değişeceğidir. Çok katlı yaprak yayların davranışını belirleyen temel parametre olan yüzeyler arası sürtünme etkisi kullanım süresine ve sayısına bağlı olarak azalacaktır. Sönüm etkisi avantajı nedeniyle çok katlı yaprak yay çözümü tercih edilmek istenirse bu etkinin getirdiği riskler göze alınmalıdır. Özetle bu çalışma sonucunda sabit iniş takımı tasarımı yapılan belirli kullanım ömrüne sahip hafif sınıf bir insansız hava aracı için, yekpare bir yaprak yay iniş takımı geometrisi yerine çok katmanlı hiperbolik yaprak yay tasarımı kullanmanın, iniş ve kalkış güvenliği için bir tehlike oluşturmadığı ve sağladığı ağırlık düşüşü ve sönüm etkisi gibi avantajlar nedeniyle analiz edilen dikey iniş hızlarında daha yüksek sönüm oranı sağladığı görülmektedir.

KAYNAKLAR

- Akovali, G. (2001). *Handbook of Composite Fabrication*. Shropshire: Rapra Technology Limited, 1-196
- Anderson, J. D. (1999). *Aircraft performance and design*. New York: McGraw-Hill Higher Education, 381-458
- Anderson, J. D. (2005). *Introduction to flight*. New York: McGraw-Hill Higher Education, 586-645
- Currey, N. S. (1982). *Landing gear design handbook*. Washington D.C: Lockheed-Georgia Company, 1-373
- Çetin, C. (2015). *Farklı sönümleme elemanları kullanılarak ticari taşıt sürücü koltuğu dinamik konforunun incelenmesi*. Mühendis ve Makina 62(703), 1-20
- De Florio F. (2016). *Airworthiness: An introduction to aircraft certification and operations*. Oxford: Butterworth-Heinemann, 52-240
- Düven, E. (2007). *Tasıtlar için aktif süspansiyon denetiminin geliştirilmesi*. Bursa: ProQuest Dissertations Publishing, 149.
- Gay, D. H. (2003). *Composite Materials : Design and Applications*. Boca Raton, FL: CRC Press. 1-552
- Hirsch, J. S. (2008). *Aluminium alloys: the physical and mechanical properties*. Berlin: John Wiley & Sons, 1441-2111
- Howe, D. (2004). *Aircraft loading and structural layout*. Michigan: Professional Engineering, 1-591
- Hoyle, J. (2004). *Modelling the static stiffness and dynamic frequency response characteristics of a leaf spring truck suspension*. *Journal of Automobile Engineering*, 218, 259-278.
- İnternet: *Aviation.stackexchange*. (2022). Retrieved from [Aviation.stackexchange.com: https://aviation.stackexchange.com/questions/56783/how-can-drag-induced-by-the-landing-gear-be-reduced](https://aviation.stackexchange.com/questions/56783/how-can-drag-induced-by-the-landing-gear-be-reduced)
- İnternet: *18% Nikel Maraging Çelikleri*. Retrieved from [varzene.com: https://www.varzene.com/tr/vdergi/18-nikel-maraging-celikleri](https://www.varzene.com/tr/vdergi/18-nikel-maraging-celikleri) Son Erişim Tarihi 20.12.2023
- İnternet: Retrieved from [Sağlammetal.com: https://www.saglammetal.com/tr/titanyum-alasimlari/diger-alasimlar/ti-gr5-grade-5](https://www.saglammetal.com/tr/titanyum-alasimlari/diger-alasimlar/ti-gr5-grade-5) Son Erişim Tarihi 21.12.2023
- İnternet: *7075-T6 Aluminium: Overview & Properties*. (2023, 12 28). Retrieved from [matmatch.com: https://matmatch.com/learn/material/7075-t6-aluminium](https://matmatch.com/learn/material/7075-t6-aluminium) Son Erişim Tarihi 21.11.2023
- İnternet: *EN AW 7075 Alüminyum Özellikleri*. (2023). Retrieved from [aluminyumburada.com: https://aluminyumburada.com/blog?p=en-aw-7075-aluminyum-ozellikleri](https://aluminyumburada.com/blog?p=en-aw-7075-aluminyum-ozellikleri) Son Erişim Tarihi 07.01.2024

- İnternet: Eyre, D. C. (2019, 5 19). *SOPWITH CAMEL*. Retrieved from aeropedia: <https://aeropedia.com.au/content/sopwith-camel/> Son Erişim Tarihi 12.01.2024
- İnternet: *Havacılık Ve Uzay Sanayisinde Kullanılan Alüminyum Alaşımları*. (2022, 11 10). Retrieved from sistemal.com: <https://www.sistemal.com/havacilik-ve-uzay-sanayisinde-kullanilan-aluminyum-alasimlari> Son Erişim Tarihi 23.10.2023
- İnternet: *Maraging Data Sheet*. (2018, 6). Retrieved from Service Steel Aerospace Corp.: <https://www.ssa-corp.com/documents/Data%20Sheet%20Maraging.pdf> Son Erişim Tarihi 17.01.2024
- İnternet: MIL-HDBK-516C. (2014, 12 12). *Airworthiness Certification Criteria, MIL-HDBK-516C*. Retrieved from MIL-HDBK-516C-from-ASSIST: chrome-extension://efaidnbmnnnibpcajpcglclefindmkaj/<https://daytonaero.com/wp-content/uploads/MIL-HDBK-516C-from-ASSIST.pdf> Son Erişim Tarihi 05.11.2023
- İnternet: *Northwest Airlines History Center Digital Archive*. (2020). Retrieved from Northwest Airlines History Center: <https://northwestairlineshistory.org/aircraft-ford-tri-motor/> Son Erişim Tarihi 27.12.2023
- İnternet: Özçatalbaş, P. D. (2023, 12 24). *Malzeme Seçimi Ashby Grafikleri*. Retrieved from docplayer.biz.tr: <https://docplayer.biz.tr/99117350-Bolum-3-ashby-grafikleri-prof-dr-yusuf-ozcatalbas-malzeme-secimi.html> Son Erişim Tarihi 21.01.2024
- İnternet: Swopes, B. R. (2018). *Tag Archives: Bristol Jupiter VIIF*. Retrieved from This Day in Aviation: <https://www.thisdayinaviation.com/tag/bristol-jupiter-viif/> Son Erişim Tarihi 07.01.2024
- Kat, C. J. (2012). *Validated leaf spring suspension models*. Pretoria: (Doctoral dissertation, University of Pretoria), 48-52.
- Lee, H. (2018). *Finite element simulations with ANSYS Workbench 18*. Taiwan: SDC publications, 123-602
- Raymer, D. (2012). *Aircraft design: a conceptual approach*. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 337-366
- Sadraey, M. H. (2012). *Aircraft design: A systems engineering approach*. New Hampshire: John Wiley & Sons, 479-544
- Sahoo, S. Z. (2020, 4 13). *A review of concepts, benefits, and challenges for future electrical pro-pulsion-based aircraft*. *Aerospace*, 1-68.
- Shixiang Yu, Z. Z. (2022). *Study on wear resistance of local aluminum alloy reinforced by carbon fiber transfer membrane region*. *Journal of Materials Research and Technology*, 0-8.
- Wieslaw Krason, Z. H. (2019). *Numerical Studies on Influence of Friction Coefficient*. *AIP Conf. Proc.*, 8.



Gazili olmak ayrıcalıktır