BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ VE SİSTEMLERİ ANABİLİM DALI
SAVUNMA PLATFORMLARI TEZLİ YÜKSEK LİSANS PROGRAMI

HAVACILIK ALANINDA KULLANILAN KRİTİK PARÇALARA UYGUN ALUMİNYUM MALZEME SEÇİMİ İÇİN ÖRNEK BİR ÇALIŞMA

HAZIRLAYAN

BURAK MERİÇ HAMZAOĞLU

YÜKSEK LİSANS TEZİ

ANKARA – 2023

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ VE SİSTEMLERİ ANABİLİM DALI
SAVUNMA PLATFORMLARI TEZLİ YÜKSEK LİSANS PROGRAMI

HAVACILIK ALANINDA KULLANILAN KRİTİK PARÇALARA UYGUN ALUMİNYUM MALZEME SEÇİMİ İÇİN ÖRNEK BİR ÇALIŞMA

HAZIRLAYAN

BURAK MERİÇ HAMZAOĞLU

YÜKSEK LİSANS TEZİ

TEZ DANIŞMANI

PROF. DR. YUSUF TANSEL İÇ

ANKARA – 2023

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Savunma Platformları Anabilim Dalı Savunma Platformları Tezli Yüksek Lisans Programı çerçevesinde Burak Meriç Hamzaoğlu tarafından hazırlanan bu çalışma, aşağıdaki jüri tarafından Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Savunma Tarihi: 28 /03 / 2023

Tez Adı: Havacılık Alanında Kullanılan Kritik Parçalara Uygun Alüminyum Malzeme Seçimi İçin Örnek Bir Çalışma

Tez Jüri Üyeleri (Unvanı, Adı - Soyadı, Kurumu)	**İmza**
Prof. Dr. Mustafa YURDAKUL, Gazi Üniversitesi	……
Prof. Dr. Yusuf Tansel İÇ, Başkent Üniversitesi	……
Prof. Dr. Kumru Didem ATALAY, Başkent Üniversitesi	……

ONAY

Prof. Dr. Faruk ELALDI
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü
Tarih: … / … / ….……

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
YÜKSEK LİSANS TEZ ÇALIŞMASI ORİJİNALLİK RAPORU

Tarih: 24 /03 / 2023

Öğrencinin Adı, Soyadı: Burak Meriç Hamzaoğlu

Öğrencinin Numarası: 21910430

Anabilim Dalı: Savunma Platformları

Programı: Tezli Yüksek Lisans

Danışmanın Unvanı/Adı, Soyadı: Prof. Dr. Yusuf Tansel İÇ

Tez Başlığı: Havacılık Alanında Kullanılan Kritik Parçalara Uygun Alüminyum Malzeme Seçimi İçin Örnek Bir Çalışma

Yukarıda başlığı belirtilen Yüksek Lisans/Doktora tez çalışmamın; Giriş, Ana Bölümler ve Sonuç Bölümünden oluşan, toplam 57 sayfalık kısmına ilişkin, 24/ 03 / 2023 tarihinde şahsım/tez danışmanım tarafından adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı %6' dır. Uygulanan filtrelemeler:

1. Kaynakça hariç
2. Alıntılar hariç
3. Beş (5) kelimeden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

"Başkent Üniversitesi Enstitüleri Tez Çalışması Orijinallik Raporu Alınması ve Kullanılması Usul ve Esaslarını" inceledim ve bu uygulama esaslarında belirtilen azami benzerlik oranlarına tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Öğrenci İmzası: …….

ONAY

Tarih: … / … / ……
Prof. Dr. Yusuf Tansel İÇ

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim boyunca bana değerli bilgileriyle ışık tutan, yüreklendirici sözleriyle akademik yolda yürüme şevki kazandıran, tez araştırmamda bana destek ve önerilerini esirgemeyen, iş ve ülke değişimi nedeni ile yaşadığım tüm zorluklarda en az bir telefon kadar uzakta olan değerli hocam, tez danışmanım Prof. Dr. Yusuf Tansel İç'e, bana desteğini esirgemeyen babam Zeki Metin Hamzaoğlu'na, annem Nilgül Emel Hamzaoğlu'na ve eşim Aysima Duygu Hamzaoğlu'na teşekkür ve şükranlarımı sunarım.

ÖZET

BURAK MERİÇ HAMZAOĞLU

HAVACILIK ALANINDA KULLANILAN KRİTİK PARÇALARA UYGUN ALUMİNYUM MALZEME SEÇİMİ İÇİN ÖRNEK BİR ÇALIŞMA

Başkent Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Savunma Platformları Anabilim Dalı

2023

Havacılık alanında hafiflik gereksinimi nedeniyle alüminyum parçalar yaygın olarak kullanılmaktadır. Ancak hafifliğin yanı sıra aynı zamanda mukavemet özellikleri de üst düzeyde olması gereken kritik önemde parçalarda geliştirilmektedir. Bu durumda korozyon direnci, yüksek sıcaklıklara dayanım, işlenebilirlik vb. Özelliklerde eklendiğinde birbirinin alternatifi olabilecek birçok alüminyum malzeme arasından bir seçim yapılması zorluğu ortaya çıkmaktadır. Bu zorluğun üstesinden gelebilmek için yukarıda sıralanan birçok özelliği bir arada dikkate alan ve sonuçta ilgili kritik parça için en uygun alüminyum malzemeyi kullanıcıya önerecek bir modelin geliştirilmesi, bu süreçteki zorlukların üstesinden gelinmesinde kullanışlı bir aracı ortaya koyabilecektir. Bu tezde bu amaca yönelik bir malzeme seçim modeli önerilecek ve havacılık alanında örneklerle modelin çalışması gösterilecektir.

Havacılık sektörü gerek ticari uçak üretimi gerekse askeri alandaki uçak/helikopter üretimleri açısından hızla gelişmektedir. Bu gelişim beraberinde daha kaliteli ve uygun malzemelerle bu araçların üretimini zorunlu kılmakta, rekabetin etkisi ise bu durumun mümkün olabilecek en düşük maliyetle gerçekleştirilmesi zorunluluğunu beraberinde getirmektedir. Dolayısıyla havacılık alanında özellikle kritik öneme sahip parçaların üretilmesinde birbirinin alternatifi olabilecek malzemeler içerisinden en uygun olanının seçilmesini sağlayacak modellerin geliştirilmesi bu alanda çalışan profesyonellere yol

gösterici nitelikte olabilecektir. Bu amaçla tezde bulanık TOPSIS yöntemi uygulanmış ve alternatif alaşımların sıralanması sonucunda uygun alternatifler belirlenmiştir.

ANAHTAR KELİMELER: Aluminyum, malzeme seçimi, mekanik özellikler, havacılık

ABSTRACT

BURAK MERİÇ HAMZAOĞLU

A CASE STUDY FOR THE SELECTION OF ALUMINUM MATERIAL SUITABLE FOR CRITICAL PARTS USED IN THE FIELD OF AVIATION

Başkent University, Institute of Science and Engineering

Department of Defense Platforms

2023

Aluminum parts are widely used in aviation because of the need for lightness. However, in addition to lightness, it is also developed in critically important parts that must have high strength properties. In this case, corrosion resistance, resistance to high temperatures, and workability has been investigated. When added in the features, it becomes difficult to choose among many aluminum materials that can be alternatives to each other. In order to overcome this difficulty, the developed model that takes into account many of the features listed above and ultimately recommends to the user the most suitable aluminum material for the relevant critical part will be a useful tool in overcoming the difficulties in this process. A material selection model will be proposed in this thesis for this purpose, and the decision-making model is demonstrated with examples in the field of aviation.

The aviation industry is developing rapidly in terms of both commercial aircraft production and military aircraft/helicopter production. This development necessitates the production of these vehicles with better quality and suitable materials, and the effect of competition brings with it the necessity of realizing this situation at the lowest possible cost. Therefore, the development of models that will enable the selection of the most suitable materials among alternative materials, especially in the production of critical parts in the field of aviation, will be a guide for professionals working in this field. For this purpose, the fuzzy

TOPSIS method is applied in the thesis, and suitable alternatives are determined as a result of ranking the alternative alloys.

KEYWORDS: Aluminum, material selection, mechanical properties, aerospace

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR ..... **I**

ÖZET ..... **II**

ABSTRACT ..... **IV**

TABLOLAR LİSTESİ ..... **VIII**

ŞEKİLLER LİSTESİ ..... **IX**

SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ ..... **X**

1. HAVACILIK ENDUSTRISI VE ALUMINYUM ALAŞIMLARI **1**

1.1. TİP 1 PERSONEL TAŞIMA CİHAZI SİSTEMİ (PTCS) **3**

2. BALKON YAPILARI **5**

2.1. BALKON BAĞLANTI BRAKETI **5**

2.2. DIKME VE DESTEKLER **5**

2.3. DIKME BAĞLANTI BRAKETI **6**

3. LİTERATÜR **8**

4. METODOLOJİ **11**

4.1. ANALIZ METODU **11**

4.1.1. Yapısal Gereksinimler **11**

4.1.2. Yapısal Kategorizasyon **12**

4.1.3. Uçuş Atalet Yük Faktörleri **12**

4.1.4. Güvenlik Faktörleri ve Özel Faktörler **13**

4.1.5. Ek Yükleme Gereksinimleri **13**

4.2. YÜKLEME VE ARAYÜZ REAKSIYONLARI **14**

4.2.1. Kütle ve CG **14**

4.2.2. Kablo Yükü **15**

4.2.3. Elementler **16**

4.3. TANIMLANAN MALZEMELER VE ÖZELLİKLERİ **18**

4.3.1. Malzeme Tanımı: **18**

4.3.2. Yükleme **19**

4.3.3. Kablo Yükü **19**

4.3.4. Eğme ve Yuvarlama Analizi **20**

4.4. GERİLME ANALİZİ 22
4.4.1. Helikopter Kurtarma Sepeti Balkon Eklentisi İçin Statik Kuvvetlerin Belirlenmesi ve Sonlu Elemanlar Analizi 23
4.4.1.1 Kablo Taşıyıcı Kiriş 23
4.4.1.2 Üst Yatay Dikme 24
4.4.1.3 Alt Eğimli Destek 25
4.4.1.4 Pabuçlar 26
4.4.1.5 Dikme Bağlantı Braketi 27
4.5. MALZEME ÖZELLİKLERİNİ KARŞILAŞTIRMA VE TOPSIS 28
4.5.1. 6061-T651 (AMS 4027) 28
4.5.2. 6061-T6511 (QQ-A-200/8) 29
4.5.3. L111-T6 31
4.5.4. L113-T6 – Alloy 6082-T6 Levha ve Şerit 32
4.5.5. L114-T6 – 6082-T6 Silindirik 34
4.5.6. 6082-L115-T651 36
4.6. BULANIK TOPSIS 38
5. UYGULAMA 41
6. SONUÇLAR 42
7. KAYNAKLAR 43

TABLOLAR LİSTESİ

Sayfa

Tablo 1. Geçerli Sertifikasyon Gereksinimleri (EASA CS 27) 11
Tablo 2. Uçuş Atalet Yük Faktörleri 12
Tablo 3. Güvenlik ve Özel Faktörler 13
Tablo 4. Analiz Edilecek Balkon Oryantasyonları 21
Tablo 5. Malzemelerin uzman görüşüyle değerlendirilmesi [22] 37
Tablo 6. Üçgen bulanık sayılar ve dilsel karşılıkları 38
Tablo 7. Ağırlık Senaryoları 42
Tablo 8. Senaryo sonuçları 42

ŞEKİLLER LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1. Seçim için kullanılacak temel unsurlar 2
Şekil 2. Personel Taşıma Cihazı Sistemi Temsili tasarım 3
Şekil 3. PTCS Tip 1 Sepet 4
Şekil 4. PTCS Sepete monte edilen 600mm balkon 4
Şekil 5. Üst FWD LHS Balkon Bağlantısı Braketi – PTCS Tip 1 5
Şekil 6. Kablo taşıyıcı kirişi 5
Şekil 7. Üst Yatay Dikme 6
Şekil 8. Alt Eğimli Destek 6
Şekil 9. Dikme bağlantı braketi 7
Şekil 10. Analiz Koordinat Sistemi 14
Şekil 11. 600mm Balkon Yük Uygulama Noktaları 15
Şekil 12. Balkon uzunluğu için ofset oranı 16
Şekil 13. X/Z için Oran hesaplaması 16
Şekil 14. 600mm Balkon, Komple FE modeli 17
Şekil 15. Alüminyum Alaşımı (L113, L114, L115 & AL6082) Malzeme Özellikleri 18
Şekil 16. Alüminyum Alaşımı (6061-T651) Malzeme Özellikleri 18
Şekil 17. 600mm Balkona uygulanan yükleme konfigürasyonları 20
Şekil 18. Eğim (θ) Açı Terminolojisi 21
Şekil 19. Eğim (α) Açısı Terminolojisi 21
Şekil 20. Kablo Taşıyıcı Kiriş, Gerilim Grafiği 23
Şekil 21. Üst Yatay Dikme, Gerilim Grafiği 24
Şekil 22. Alt Eğimli Destek, Gerilim Grafiği 25
Şekil 23. Pabuçlar, Gerilim Grafiği 26
Şekil 24. Dikme Bağlantı Braketi, Gerilim Grafiği 27
Şekil 25. Ref [20], Tablo 3.6.2.0(b2)'den alıntı 29
Şekil 26. Ref [20], Tablo 3.6.2.0(g)'den alıntı 30
Şekil 27. Referans [21], Bölüm 6'dan alıntı 32
Şekil 28. Referans [21], Bölüm 6'dan alıntı 33
Şekil 29. Referans [21], Bölüm 6'dan alıntı 35
Şekil 30. Referans [21], Bölüm 6'dan alıntı 37
Şekil 31. Üçgen bulanık Sayı 38
Şekil 32. Bulanık Topsis uygulama sonuçları 40
Şekil 32. Bulanık Topsis uygulama sonuçları (devam) 41

SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

HEC	Human External Cargo
NHEC	Non-Human External Cargo
FWD	Forward
RHS	Right Hand Side
LHS	Left Hand Side
TOPSIS	Technique for Order Preferences by Similarity to Ideal Solution
D	Karar Matrisi
A^*	Pozitif ideal çözüm
A-	Negatif ideal çözüm
D^+	Pozitif ideal çözüme uzaklık
D^-	Negatif ideal çözüme uzaklık
C*	TOPSIS sıralama puanı
w	Özellik ağırlığı
v	Ağırlıklı normalize matris

1. HAVACILIK ENDUSTRISI VE ALUMINYUM ALAŞIMLARI

Havacılık sektörü gerek ticari uçak üretimi gerekse askeri alandaki uçak/helikopter üretimleri açısından hızla gelişmektedir. Bu gelişim beraberinde daha kaliteli ve uygun malzemelerle bu araçların üretimini zorunlu kılmakta, rekabetin etkisi ise bu durumun mümkün olabilecek en düşük maliyetle gerçekleştirilmesi zorunluluğunu beraberinde getirmektedir. Dolayısıyla havacılık alanında özellikle kritik öneme sahip parçaların üretilmesinde birbirinin alternatifi olabilecek malzemeler içerisinden en uygun olanının seçilmesini sağlayacak modellerin geliştirilmesi bu alanda çalışan profesyonellere yol gösterici niteliktedir.

80 yılı aşkın süredir enerji tasarrufu ve çevre korumasındaki artan endişeler, gözlerin hafif yapılara çevrilmesine ve havayolu şirketlerinin maliyet düşürme politikasını ana kriter haline getirmesine neden oldu. Havacılık endüstrisinde birincil malzeme seçimi olan alüminyumun yeryüzünde en bol bulunan ikinci metalik element olması ve çok yönlülüğü diğer tüm endüstrilerde olduğu kadar havacılık endüstrisinde de alüminyumu daha çok araştırmaya ve üzerinde çalışmaya itmiştir. [1] [2] Günümüzde modern kompozitlerin mükemmel yorulma mukavemetleri, korozyon dirençleri yanı sıra hafiflikleri ve yüksek spesifik özellikleri nedeniyle alüminyumun tahtını yerinden oynatacak gibi görünse de yüksek başlangıç ve bakım maliyetleri nedeniyle uçak gövdesinde kullanımları sınırlanmaktadır. Alüminyum yüksek performanslı malzemeler arasında yüksek stres seviyelerine maruz kalabilen düşük maliyeti ile kolay üretilebilen bir metaldir. Havacılık endüstrisinin gereksinimlerini karşılayabilecek ve modern kompozitlerle etkin şekilde rekabet edebilecek son derece özelleştirilmiş alüminyum alaşımları geliştirilmektedir. [2]

Bu şekilde çok yönlü olan bir malzemenin alaşımları arasında uygun seçim yapılabilmesi amacı ile çok özellikli karar verme yöntemlerinden faydalanılarak havacılık alanında kullanılan kritik parçaların seçimine yönelik matematiksel modeller önerilecektir. Burada klasik yöntemlere katkılar yapılarak yöntemler bu alan için uygun sonuçlar üretebilecek şekilde iyileştirilecektir.

Matematiksel modelleme için kullanılacak olan temel unsurlar Şekil 1'de şematik olarak gösterilmektedir.



Şekil 1. Seçim için kullanılacak temel unsurlar

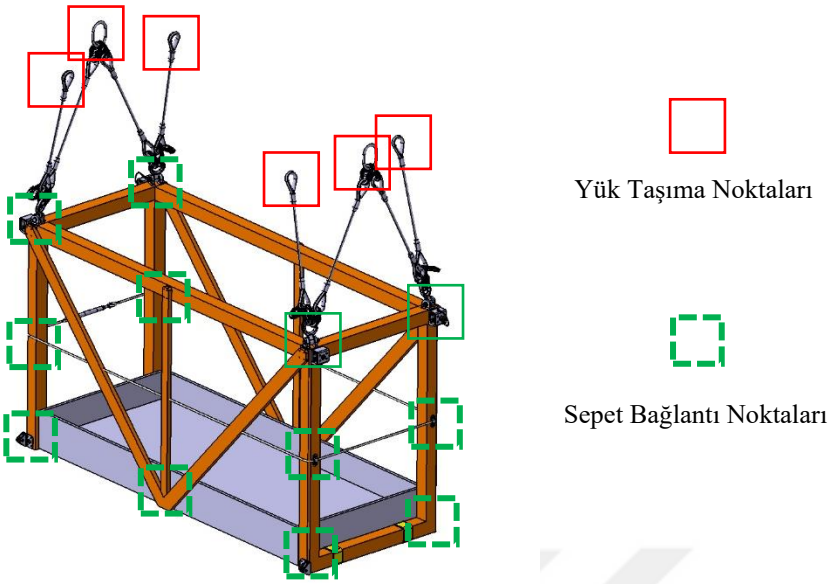
1.1. TİP 1 PERSONEL TAŞIMA CİHAZI SİSTEMİ (PTCS)

Şekilde gösterilen Tip 1 Personel Taşıma Cihazı Sistemi (PTCS), bir veya iki ayakta duran personelin bir uçağın altında asılı iken canlı elektrik hatlarında bakım faaliyetleri gerçekleştirmesine izin verir. Tip 1 Sepet olarak da adlandırılan PTCS, değişikliği, şirket tarafından tanımlanan ve doğrulanan yük taşıma bileşenleri kullanılarak uçağa bağlanır.

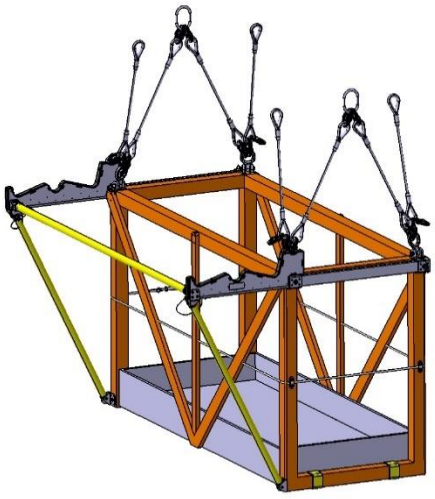
Canlı elektrik hatlarında yapılacak bakım faaliyetlerine bağlı olarak İş İstasyonuna balkon adı verilen ek bir platform takılabilir.



Şekil 2. Personel Taşıma Cihazı Sistemi Temsili tasarım



Şekil 3. PTCS Tip 1 Sepet



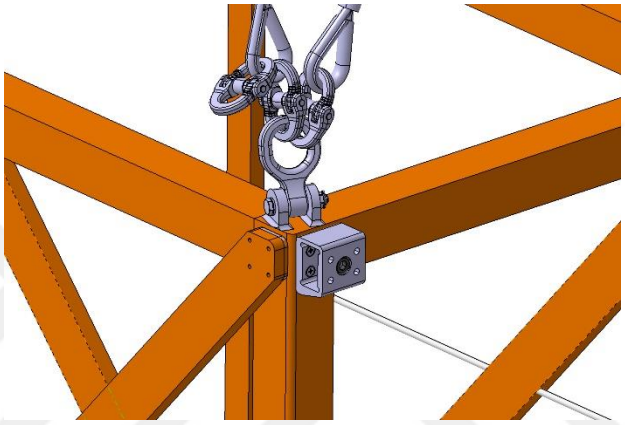
Şekil 4. PTCS Sepete monte edilen 600mm balkon

Balkon uzatma, 3 adet silindir profil, 2 adet kapalı kiriş ve her bir parçayı monte etmek için çoklu montaj parçalarından oluşmaktadır. Bir profil gergi yanal olarak çalışır ve kalan 2 tanesi eğimli desteklerdir. Her kiriş kare profil şeklindeki çerçeveden uzanır. Kirişler, elektrik kablolarını desteklemek için tasarlanmıştır.

2. BALKON YAPILARI

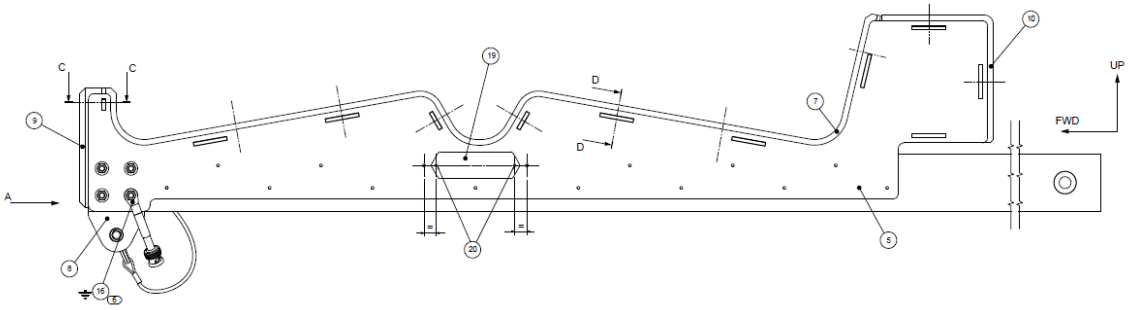
2.1. Balkon Bağlantı Braketi

600mm uzatma bağlantı noktaları sağ ve sol el yönlerine ön ve arka için ikişer adet olmak üzere toplam 4 adettir. Bu kolların her biri sepetin üst kare profil şeklindeki çerçevesine bağlıdır. PTCS Tip 1 Sepet üzerindeki Üst Ön Sol El Bağlantısı Şekil 5'te gösterilmiştir.



Şekil 5. Üst FWD LHS Balkon Bağlantısı Braketi – PTCS Tip 1

600mm Balkon için, kabloları desteklemek için fabrikasyon kiriş, AL Alaşımlı BS 111'den üretilen bir ana kirişten oluşur. 2 Kapalı Yan Plakaların, 2 Kapalı Kılavuz Plakaların yanı sıra hepsi AL Alaşımlı BS L115-T6'dan üretilmiştir. Bkz. Şekil 6.

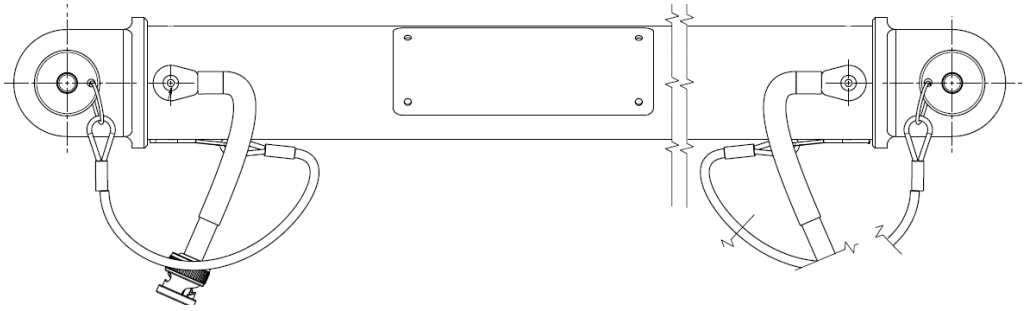


Şekil 6. Kablo taşıyıcı kirişi

2.2. Dikme ve Destekler

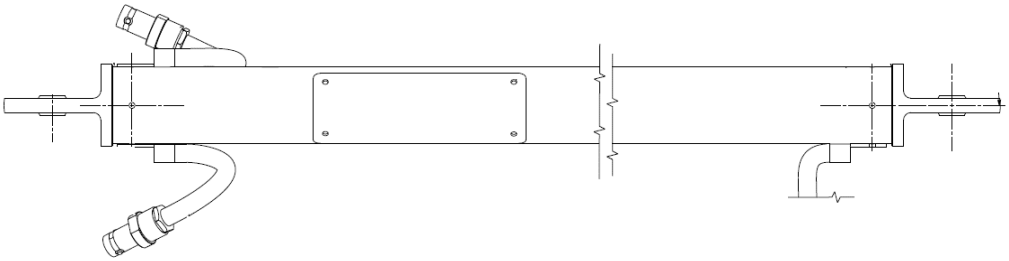
Balkon montajlarının her birinde 3 kapalı dikme, bir yatay dikme ve 2 kapalı eğimli dikmeler vardır. Her bir dikme her bir ucuna sabitlenecek bir silindirik profil ve pabuç bağlantı parçalarından oluşur.

Balkonlarda yatay dikme, AL Alaşımlı BS L114-T6'dan (AL6082) imal edilmiş bir silindiril profil ve 4 perçin (CR3213-5-05) ile tutturulmuş bir kenet halkası (AL Alaşımı 6061-T651 [QQ-A-200 / 8]) 'den oluşur.



Şekil 7. Üst Yatay Dikme

600mm balkonlar, her biri parça numarasına sahip 2 kapalı eğimli payandadan oluşur. Bileşenler AL Alaşımlı BS L114-T6'dan (AL6082) üretilmiştir. Eğimli desteklerin her iki ucunda, tek bir pabuç bağlantısı (AL Alaşımı 6061-T651 [QQ-A-200/8]) 4 kapalı perçinle (CR3213-5-05) tutturulur.



Şekil 8. Alt Eğimli Destek

2.3. Dikme bağlantı braketi

Her bir kolun en dış ucunda, yatay ve eğimli gergiyi her balkon koluna bağlayan bir Dikme bağlantı braketi bulunur. Her biri bir M5x48 Altıgen Başlı Cıvatalar ile kaplanmıştır. Bu Dikme bağlantı braketi Şekil 9'da görülebilir. Dikme bağlantı braketi, her deliğe burçlar yerleştirilmiş braket gergisinden (AL Alaşım 6061-T651 [AMS 4027]) oluşur. Çift braketin her deliğinde bir burcu vardır ve tek pabuçta küresel bir yatak bulunur.



Şekil 9. Dikme bağlantı braketi

Eğimli balkon dikmesinin üst tek kulağı, bir kilit pimi (MS17984-C510) ile yukarıda Şekil 9'da gösterilen dikme bağlantı braketinin çift kulağına sabitlenir. Balkon kolunun en dış ucunu alt boru çerçeveye bağlayan her iki payanda aynı şekilde sabitlenir.

Üst yatay dikme, balkon kollarına her iki uçta bir kilit pimi ile birleştirilir.

3. LİTERATÜR

Literatürde havacılık alanında alüminyum alaşımı seçimine yönelik çok az sayıda çalışma mevcuttur. Örneğin Huda ve Edi [1] yapı ve motorlardaki uygulamalar için malzeme seçimindeki gelişmeleri gözden geçirerek gelecekteki süpersonik uçaklar için malzeme önerilerinde bulunmuştur. Wanhill [2] uçak ve uzay araçlarında 3. nesil alüminyum-lityum (Al-Li) alaşımlarının seçimi ve uygulaması için malzeme ve imalat özelliği gereksinimlerini ele almıştır. Jayakrishna vd [3] havacılık bileşenleri için malzeme seçimine ilişkin önerilerini, havacılık endüstrisindeki gelişmiş malzemelerin evrimini, mevcut literatürde gözlemlendiği gibi, spesifik özelliklerine ve uygulamalarına dayalı olarak açıklamaktadır. Giummarra vd [4] iki alüminyum-lityum alaşımını ele almıştır. Havacılık uygulamaları için alaşımlar, 2099 ve 2199 alaşımları arasındaki ilişki dahil elemanlar ve termal-mekanik işleme ve alaşımın özelliklerini değerlendirmişlerdir. Bu alaşımların sac levhada seçilmiş özellikleri ve ekstrüzyon formlarına değinilerek bir ticari araştırma olarak Alcoa ve Bombardier arasında yürütülen çalışmadaki alaşımların özellikleri tartışılmıştır. Ağırlık ve performans avantajları optimize edilmiş özelliklere sahip alaşımlar belirli uçak uygulamaları için seçilmiştir. Yurdakul vd [5] çeşitli havacılık uygulamalarına yönelik alüminyum alaşımlarının seçimi için alaşımların mekanik özelliklerini değerlendirerek seçim yapabilen bir uzman sistem önermişlerdir. Hazırlanan program, kullanıcının verdiği bilgilere göre gerekli özellikleri belirlemekte ve veri tabanında bulunan alaşımlar arasından uygun olanları seçmektedir. Arnold vd [6] havacılık alanında malzeme seçimine sistematik tasarım odaklı beş aşamalı bir yaklaşım önermiştir. Beş aşama şu şekilde tanımlanmıştır: 1) tasarım gereksinimlerinin belirlenmesi, 2) malzeme taraması, 3) sıralama, 4) belirli adayların araştırılması ve 5) seçim sürecine belirli kısıtlamaların uygulanması. Bu yaklaşımın özünde, malzeme özelliği çizelgeleri ile bağlantılı olarak tanım performans endeksleri (belirli bir bileşenin performansını somutlaştırabilmek için belirli malzeme özellikleri kombinasyonlarının belirlenmesi) bulunmaktadır. Coppola vd [7] tipik olarak havacılık uygulamaları için kullanılan başlıca fiziksel depolama teknolojileri için malzeme seçim çalışması sunmuşlardır. Yüksek depolama kapasiteleri, düşük ağırlık ve malzeme maliyeti, yüksek çevrimlenebilirlik ve tam tersine çevrilebilirlik gibi kriterler çalışmada değerlendirmeye alınmıştır. Bu kapsamda çalışmada, literatürden elde edilen geniş bir bilgi setine dayalı kapsamlı bir veri tabanı içeren (örneğin, sentez süreçleri, çalışma sıcaklıkları ve basınçları, hacimsel ve gravimetrik

kapasiteler) özel seçim araçları geliştirilmiştir. Hamerton ve Kratz [8], modern havacılık endüstrisinde kullanılan termoset polimerleri (termosetler) tanıtarak, sivil hava taşıtları, askeri hava araçları (insansız dronlar dahil), daha küçük işletme uçakları ve hafif hava araçlarının hepsinde kullanılabilen termosetlerin farklı performans talepleri ve maliyetleri doğrultusunda seçim kriterlerini tanımlamaya çalışmışlardır. Çalışmada, kullanılan malzemelerin temel gereksinimleri reçine, takviye ve son olarak da kompozit malzemeler açısından incelenmiştir. Huda ve Edi [9], mevcut ve gelecekteki süpersonik uçakların yapı ve motorlarındaki uygulamalar için malzeme seçimindeki gelişmeleri gözden geçiren bir çalışma sunmuşlardır. Çalışmada öncelikle süpersonik uçakların konfigürasyon tasarımına kısa bir genel bakışı sunulmuş, ardından gelecekteki süpersonik uçaklar için konfigürasyon tasarımını geliştirmeye yönelik tekniklere yer verilmiştir. Süpersonik uçuş sırasında çalışma ve çevre koşulları ve bunun sonucunda ortaya çıkan malzeme gereksinimleri tartışılmış ve sonuç olarak çeşitli havacılık alüminyum alaşımları, titanyum alaşımları, süper alaşımlar ve kompozitler üzerine tavsiyelerde bulunulmuştur. Yavuz [10] ise çalışmasında, uçak kaplama panelleri oluşturmak için en iyi aday malzemeleri bükme plakaları olarak kabul ederek Ashby'nin [11],[12] malzeme seçim metodolojisini uygulamış ve bu malzeme seçimi yaklaşımına göre, sürekli elyaf takviyeli epoksi kompozitleri en iyi aday malzemelerden biri olarak derecelendirmiştir. Adhikari ve Mirshams [13], hafif uçak metalik yapılarının tasarımı için malzeme seçiminde kullanılan karar verme metodolojileri bağlamında bilgiye dayalı sistemlere genel bir bakış açısı sunmuştur. Çalışmada, iki farklı çok kriterli karar verme (ÇKKV) metodolojisi olan Analitik Hiyerarşi Süreci ve TOPSIS yöntemi sonuçlarını Asby'nin [11], [12] malzeme seçim metodolojisi sonuçlarıyla karşılaştırarak bir malzeme seçim çalışması sunulmuştur. Calado vd. [14] uçak yapıları için en uygun karbon fiber takviyeli kompozit konfigürasyonun seçiminde tasarımcıya destek olacak bilgisayar destekli bir malzeme seçim aracı geliştirmiştir. Seçim prosedürü, çok disiplinli ve çok amaçlı bir optimizasyon senaryosunda belirli bir tasarım için teknik, ekonomik ve çevresel performans hedeflerine dayanmaktadır. Torrez [15] çalışmasında modifiye edilmiş dijital mantık (MDL) olarak adlandırılan bir yöntemi kullanarak, yüksek hızlı deniz araçları için malzeme seçimi sürecine yönelik bir karar analizi çalışması sunmuştur. Çalışmanın temel amacı sunulan yöntemin Ashby'nin malzeme seçim süreciyle birlikte, özellikle hafif malzeme optimizasyonu için tasarlanmış kapsamlı bir araç sağlamak üzere nasıl entegre edilebileceğinin gösterilmesi olarak tanımlanmıştır. Fayazbakhsh vd [16] çalışmalarında, MDL yönteminin eksikliğinin üstesinden gelmek üzere, malzeme özelliklerinin

ölçeklendirilmesi için Z-dönüşüm yöntemini önermişlerdir. Çalışmada elde edilen sonuçlar, kullanılan basit ölçeklendirme fonksiyonuna rağmen, sıralama prosedürünün MDL yöntemi kadar güçlü olduğunu ve hatta bir aday malzemeler listesinde bulunan daha az önemli malzemeleri sıraladığında MDL'den üstün bir yöntemin önerilebildiğini göstermişlerdir.

4. METODOLOJİ

4.1. Analiz Metodu

Kullanılan analiz yöntemleri Sonlu Elemanlar (FE) ve el analizinin bir kombinasyonudur.

Balkon, gerektiğinde klasik statik el germe teknikleriyle desteklenen SOL101 (Doğrusal Statik) ve SOL105 (Doğrusal Burkulma) çözüm kodları kullanılarak MSC FEA 2018.11.3 kullanılarak analiz edilir.

FE modelinin temel amacı, sonraki el analizi için çeşitli parçalara iç yükler sağlamaktır. Model ayrıca bağlantı elemanı yüklemesini çıkarmak ve gerilme ve sapma grafiklerini sunmak için de kullanılmıştır.

4.1.1. Yapısal Gereksinimler

Balkon yapılarında malzeme seçebilmek için uygulanması gereken standartlar (EASA CS 27) Tablo 1'de sunulmuştur.

Part 27	Revizyon	Gereksinim
CS 27.301	2	Yükler
CS 27.303	2	Güvenlik Faktörü
CS 27.305	2	Mukavemet ve Deformasyon
CS 27.307	2	Yapı Kanıtı
CS 27.309	2	Tasarım Sınırlamaları
CS 27.321	2	Uçuş Yükleri - Genel
CS 27.337	2	Limit Manevra Yükü Faktörü
CS 27.601	2	Tasarım
CS 27.602	2	Kritik Parçalar
CS 27.603	2	Malzeme
CS 27.605	2	İmalat Yöntemleri
CS 27.607	2	Bağlantı Elemanları
CS 27.609	2	Yapının Korunması
CS 27.613	2	Malzeme Mukavemet Özellikleri ve Tasarım Değerleri
CS 27.619	2	Özel Faktörler
CS 27.625	2	Montaj Faktörleri
CS 27.865	3	Dış Yükler

Tablo 1. Geçerli Sertifikasyon Gereksinimleri (EASA CS 27)

4.1.2. Yapısal Kategorizasyon

Balkon ve bu tezde yer alan tüm bileşenleri NHEC yapısı olarak kabul edilir. Bu tezde doğrulanan tüm yapılar NHEC'dir ve bu şekilde değerlendirilmiştir.

4.1.3. Uçuş Atalet Yük Faktörleri

Dikey yön için uçuş atalet yük faktörleri, Tablo 2'de sunulan hava aracı performans verileri, CS27.865(a) ve Ref [17] gerekliliklerine göre HEC ve NHEC operasyonları için belirlenmiştir. Ref [18] gösterilen yük faktörleriyle ilgili ek bilgi sunmaktadır. Hem HEC hem de NHEC faktörleri, FEM'de gerekli olduğu için aşağıda verilmiştir.

Dikey Aşağı Limit Yükü	HEC	NHEC
İstasyona / İstasyondan Transit Geçiş: (Yeni istasyon konumlarına mini geçişler ve balkon yükü olmadan gezinme dahil)	2.6g *	2.5g **
İstasyonda: (balkon yükü taşıyan)	2.5g *	2.0g *

Tablo 2. Uçuş Atalet Yük Faktörleri

* Ref [17] başına CS27.865a'nın HEC ve NHEC sınır yük faktöründe azalma.

** CS27.865(a) için

Not: NHEC için LIMIT Uçuş Yükü Faktörü 2,0 g'dir, ancak bu, 2,5 g'lık istasyon içi HEC değerine yükseltilir, böylece bu analizden elde edilen arayüz yükleri, Sepet / Yük Taşıma Sistemlerinin herhangi bir HEC yönü için de kullanılabilir.

4.1.4. Güvenlik Faktörleri ve Özel Faktörler

Tablo 3, yapısal doğrulamada gerekli olan Güvenlik ve Özel Faktörleri sunmaktadır.

Madde	Etken	CS Para.	Referans/Yorum
Güvenlik Faktörü (Ultimate)	1.50	27.303	-
Montaj Faktörü	1.15	27.625(a)	Test edilmemiş arayüzler için Genel Montaj Faktörü
Aşınma ve Yıpranma Uyum Faktörü	1.33	27.619(a)	Harekete ve "parçadan parçaya temasa" maruz kalan bileşenlerde yüksek aşınma ve yıpranmayı hesaba katmak için belirtilmiştir

Tablo 3. Güvenlik ve Özel Faktörler

4.1.5. Ek Yükleme Gereksinimleri

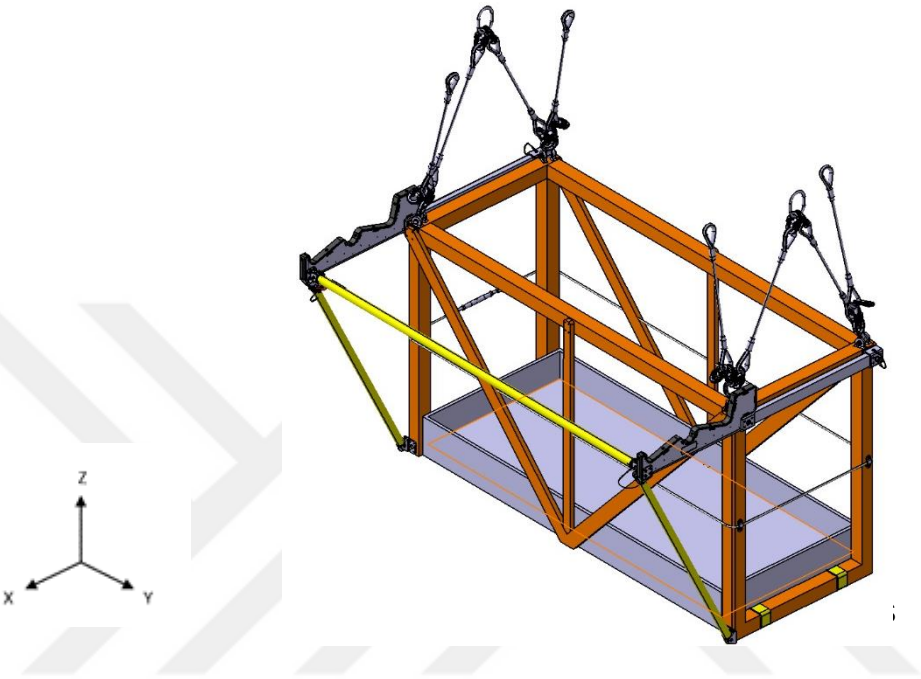
Aşağıdaki yükleme koşulları Ref [18] 'de belirtilmiştir.

i. Süspansiyon sistemi ile ilgili olarak +/- 10° maksimum PTCS Rulosu veya Eğimi, Bölüm 4.3.2(g)'de daha ayrıntılı olarak tartışılmıştır.

ii. İstasyondayken Balkon kolunda maksimum 150kgf LIMIT yük. Bu, Ref [18], Bölüm 2.7.2'de belirtilmiştir ve pilot tarafından kokpitte izlenmelidir.

4.2. Yükleme ve Arayüz Reaksiyonları

Bu bölümde, FE modelinin uygulanan yükleme ve arayüz reaksiyonları anlatılmaktadır. Analiz için işaret kuralı X pozitif ileri, Y pozitif sol ve Z pozitif yukarı, Şekil 10'dadır. Bu tez boyunca PTCS'nin RHS'sine analiz için atıfta bulunulmuştur ve bu Şekil 10'da tanımlanmıştır.



Şekil 10. Analiz Koordinat Sistemi

(X, Y & Z) analiz verisi zeminin en üst merkezidir.

4.2.1. Kütle ve CG

Balkonun kütlesi, 11.82kg'dir. Bu, yüzey kalitesi, kaynak çubuğu, imalat birikimi ve artan kütlenin diğer potansiyel nedenlerini hesaba katmak için ~ 1.2 ile faktörlenir. Bu daha sonra 15 kg'a yuvarlanır. Bu, bu raporda analiz edilecek yapı kütlesidir.

Analiz kütlesi = 15.0kg olup, 15 kg'lık analiz edilen kütle için CG, FE modeli kullanılarak hesaplanır. Referansa göre, bu şu adreste bulunur:

X: +0.676m

Ve: -0.0016m

Z: +0.920m.

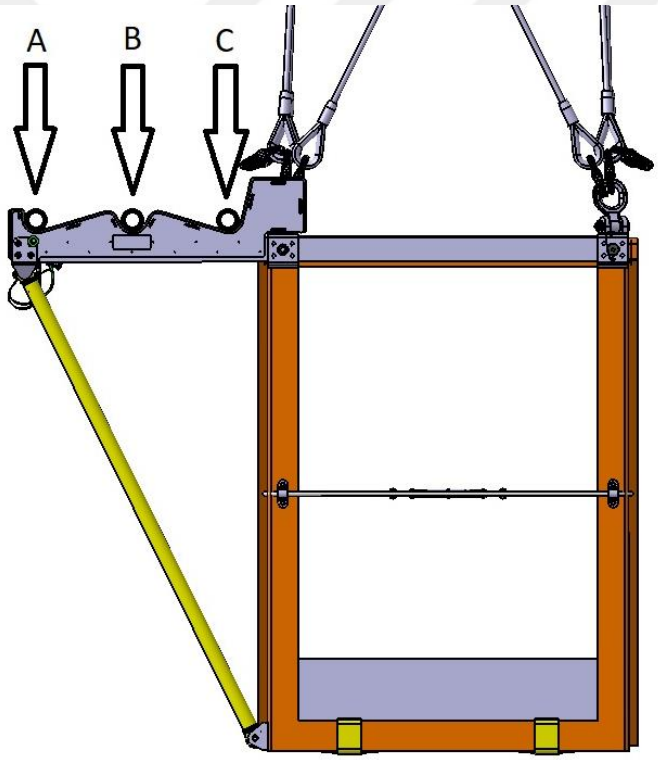
4.2.2. Kablo Yükü

Balkon kolları (Şekil 11), elektrik havai elektrik hatları (kablolar veya demetler) tarafından getirilen yükleri desteklemek için tasarlanmıştır (Şekil 12, Şekil 13). Maksimum 150kgf LIMIT yükü (225kgf veya 2206.5N'lik bir ULTIMATE yük) belirlenmiştir. Yükün %100'ü, aşağıdaki konumların her birinde yapının sağ tarafına ayrı ayrı uygulanır:

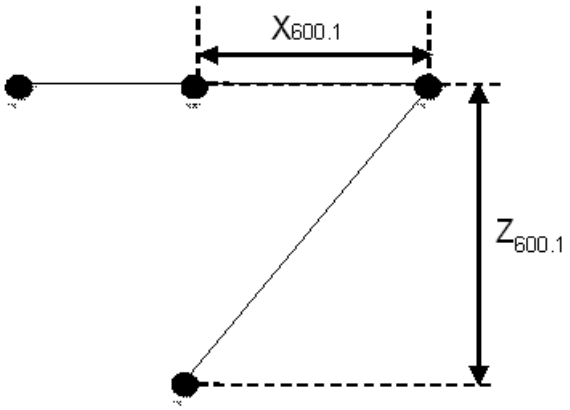
A Noktası: X = 1055.00mm Y = -979.00mm Z = 1073.15mm

B Noktası: X = 755.00mm Y = -979.00mm Z = 1073.15mm

C Noktası: X = 634.75mm Y = -979.00mm Z = 1073.15mm



Şekil 11. 600mm Balkon Yük Uygulama Noktaları



Şekil 12. Balkon uzunluğu için ofset oranı

$$X_{600.1} := 805mm$$

$$XZ_{600.1} := 1118mm$$

$$Z_{600.1} := \sqrt{XZ_{600.1}^{2} - X_{600.1}^{2}} = 775.8 \cdot mm$$

$$Ratio_{400.Balc} := \frac{X_{600.1}}{Z_{600.1}} = 1.038$$

Şekil 13. X/Z için Oran hesaplaması

Yük faktörü, bu tasarım değişikliğinden etkilenen yapı için önceki analiz RF'lerini, yani tüpleri, kiriş uzantısını, pabuçları, braket gergisini ve pimleri ve bağlantı elemanı ataşmanlarını azaltmak için uygulanabilir. Kalan yapı bu değişiklikten etkilenmeden belirlenir ve bu nedenle değiştirilmez.

Yük Faktörü = 1.2 olarak alınmıştır.

4.2.3. Elementler

Montajdaki yapısal olarak ilgili bileşenler, kabuk (QUAD4) ve katı (TET10) elemanların bir kombinasyonu kullanılarak modellenmiştir.

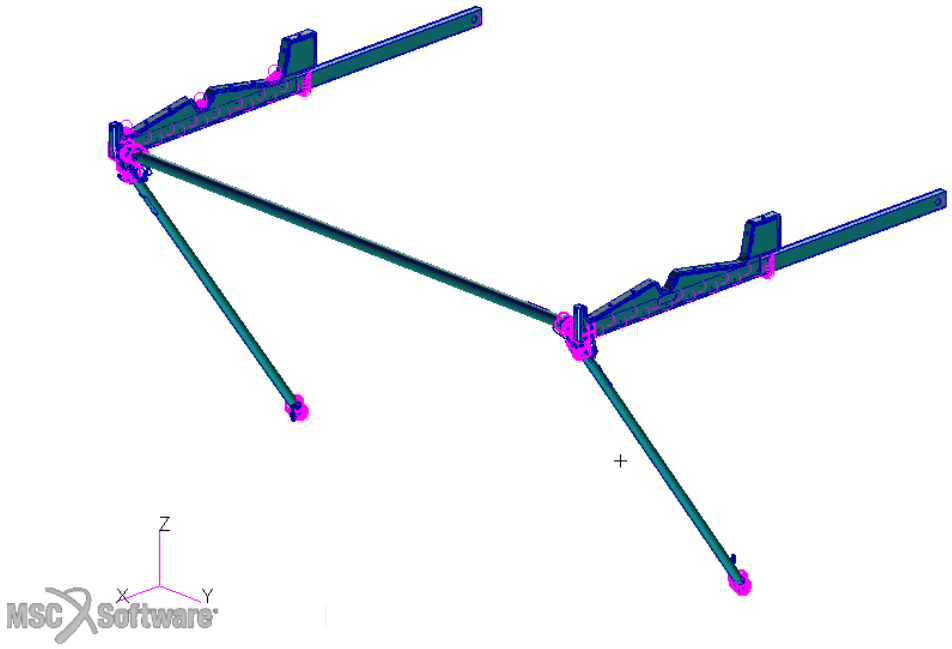
Modelde kullanılan ince duvarlı yapılar kabuk elemanları (shell body) kullanılarak temsil edilmektedir. Her parça için ince / orta bir ağ yoğunluğu oluşturmak için uygun bir örgü yoğunluğu seçilir. Her parça, parça boyunca gerçekçi bir gerilim dağılımı elde etmek için genişlik / yüksekliği kapsayan en az 3 elemanla modellenmiştir.

Modelde kullanılan talaşlı üretim yöntemleri ile işlenmiş yapılar katı elemanlar kullanılarak temsil edilir. Parça boyunca gerçekçi bir gerilim dağılımı elde etmek için her bir parçanın genişliğine en az 3 düğümün yayılmasını sağlamak için uygun bir ağ yoğunluğu seçilmiştir.

Sonlu elemanlar modeli için bir model özeti aşağıda verilmiştir,

NUMBER OF GRID POINTS = 80443
NUMBER OF CBUSH ELEMENTS = 44
NUMBER OF CQUAD4 ELEMENTS = 28249
NUMBER OF CTETRA ELEMENTS = 29376
NUMBER OF RBE2 ELEMENTS = 110
NUMBER OF RBE3 ELEMENTS = 15

FE modelinin tamamı aşağıda gösterilmiştir (Şekil 14):



Şekil 14. 600mm Balkon, Komple FE modeli

4.3. TANIMLANAN MALZEMELER VE ÖZELLİKLERİ

4.3.1. Malzeme Tanımı:

Malzeme özellikleri aşağıda gösterildiği gibi FE modeline uygulanır. FE analizinde kullanılan (ve burada belirtilen) yoğunlukların doğru genel kütleyi elde etmek için hesaba katılmıştır:

600mm Balkon: = 11.82kg

Toplam Balkon Analiz Ağırlığı= 15kg

Malzeme 1 – Alüminyum Alaşımı (L113, L114, L115 & AL6082) özellikleri Şekil 15'te verilmiştir.

Property Name	Value
Elastic Modulus =	70000.
Poisson Ratio =	0.33000001
Shear Modulus =	27000.
Density =	3.9069773E-06

Şekil 15. Alüminyum Alaşımı (L113, L114, L115 & AL6082) Malzeme Özellikleri

Malzeme 2 – Alüminyum Alaşımı (6061-T651) özellikleri Şekil 16'da verilmiştir.

Property Name	Value
Elastic Modulus =	69000.
Poisson Ratio =	0.33000001
Shear Modulus =	26200.
Density =	3.9214474E-06

Şekil 16. Alüminyum Alaşımı (6061-T651) Malzeme Özellikleri

4.3.2. Yükleme

Bu bölüm, 600mm Balkon için dikkate alınan ayrı yükleme koşullarını ve FEM'deki yükleme uygulamasını detaylandırmaktadır. Bireysel yükleme koşulları:

i. Kablo yükü, Bölüm 4.3.3.

ii. Eğme ve Yuvarlama, Bölüm 4.3.4.

olarak ifade edilmiştir.

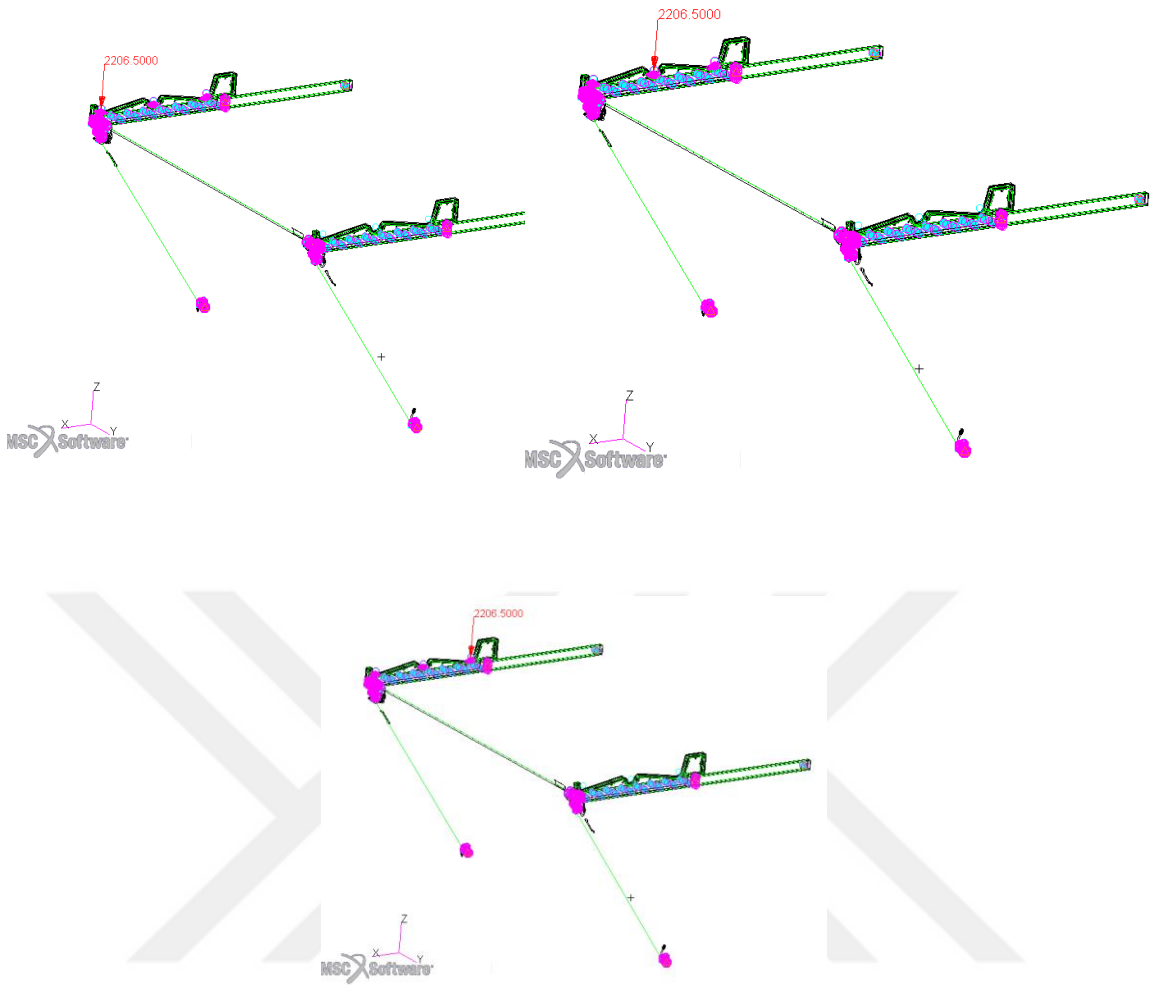
4.3.3. Kablo Yükü

Kablo yükü, nodal FORCE kartları kullanılarak FEM ‘de uygulanır. LIMIT kablosu 150kgf'dir, (bakınız Bölüm 4.1.5). (ii). 600mm Balkona uygulanan kablo yükü, nodal FORCE kartları kullanılarak FEM için de uygulanır. NHEC için 1.5 ULTIMATE Güvenlik Faktörü analize dahil edilmiştir.

Uygulanan Yük = 150kgf x 1,5 x 9,80665m/s^2 = 2206,5N

olarak hesaplanır.

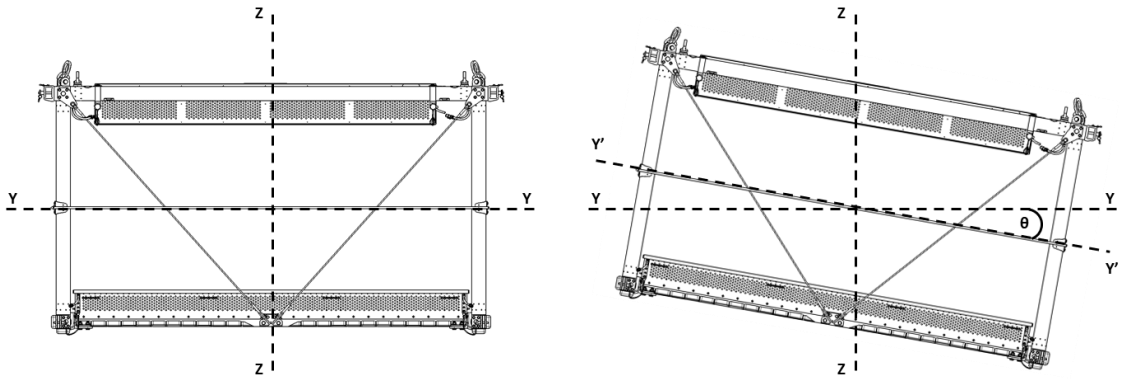
Yükün %100'ü, Şekil 17'de belirtilen 3 kapalı konumların her birinde yapının sağ el tarafına uygulanır.



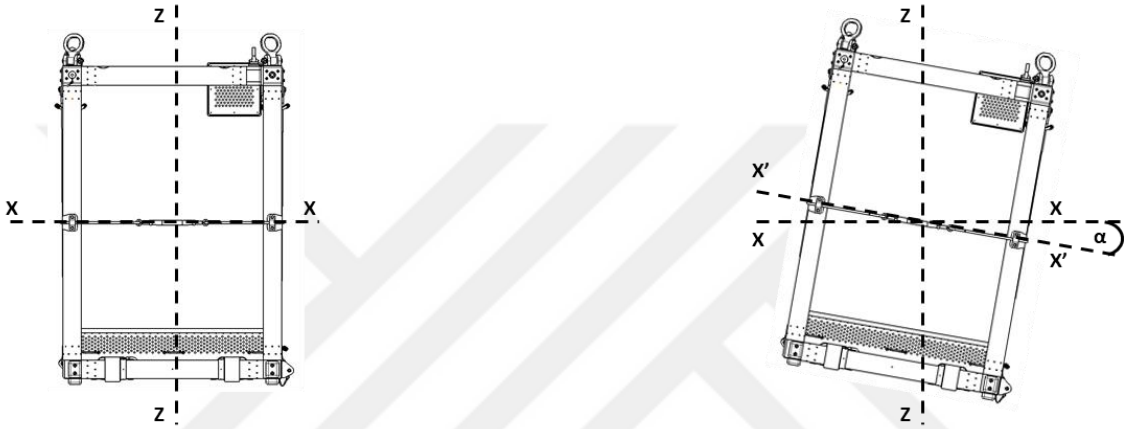
Şekil 17. 600mm Balkona uygulanan yükleme konfigürasyonları

4.3.4. Eğme ve Yuvarlama Analizi

Yer çekimi FEM'e de uygulanır. 3.75’lik aşağı bir ULTIMATE atalet yük faktörü uygulanır, bu bölüm 4.1.3’te türetilen LIMIT 2.5g yük faktörü ile türetilir ve 1.5 ile çarpılır. Sepetin her üç eksende de dönebildiği varsayılır. Bu dönüş, Balkon ağırlığı nedeniyle FWD/AFT ve yanal yüklere neden olur. X ekseni ile ilgili dönüş Şekil 18’de, y ekseni ile ilgili dönüş ise Şekil 19'da gösterilmiştir. Z ekseni etrafında dönmenin yükleme bileşenleri üzerinde hiçbir etkisi yoktur.



Şekil 18. Eğim (θ) Açı Terminolojisi



Şekil 19. Eğim (α) Açısı Terminolojisi

Bu raporda yer alan analiz, maksimum 10°'lik bir yuvarlanma ve/veya eğimi dikkate alır.

Şekil 17'de gösterilen bu kablo yükleme yerlerinin her birinde, bulunamadı. Sepet / Balkon 4 kapalı yönde değişen eğim ve rulo ile konumlandırılmıştır. Bunlar Tablo 4'te gösterilmiştir. Her yön için bir yük durumu oluşturulur, yani toplamda 12 tane vardır.

	Oryantasyon 1	Oryantasyon 2	Oryantasyon 3	Oryantasyon 4
Eğme (Derece)	0	+10	0	+10
Yuvarlama (Derece)	0	0	+10	+10
FEA Koordinat Sistemi	0 – 0 = CID0	10 – 0 = CID4	0 – 10 = CID5	10 – 10 = CID6

Tablo 4. Analiz Edilecek Balkon Oryantasyonları

4.4. GERİLME ANALİZİ

Malzeme gerilmeleri FE modelinden alınır ve izin verilen malzeme mukavemetiyle karşılaştırılır. Gerektiğinde, yüksek gerilimler el hesaplamaları kullanılarak gerekçelendirilir. Kabuk elemanlarına etki eden gerilimler, iç ve dış yüzeylerden (Z1 ve Z2) maksimum değerlerdir ve her bir elemanın merkezinde meydana gelen ortalama olmayan değerlerdir. Katı elemanlara etki eden gerilimler, parçadaki herhangi bir yerde etkili olan maksimum gerilimdir ve ortalama olmayan değerlerdir.

Max Principal, Min Principal ve Von Mises gerilimleri tüm parçalar için sunulmuştur. Parçayla ilişkili VON MISES gerilimi Maksimum Gerilimden yüksekse, LIMIT durumu malzemenin izin verdiği limit dayanım değerine göre kontrol edilecektir.

Bu yapıda kullanılan tüm malzemeler için, izin verilen nihai gerilme, izin verilen verimin 1,5 katından daha fazladır. Bu nedenle, Von Mises gerilimi Maksimum Gerilimden daha yüksek olmadığı sürece, sınır yükü durumlarını dikkate almak gerekli değildir.

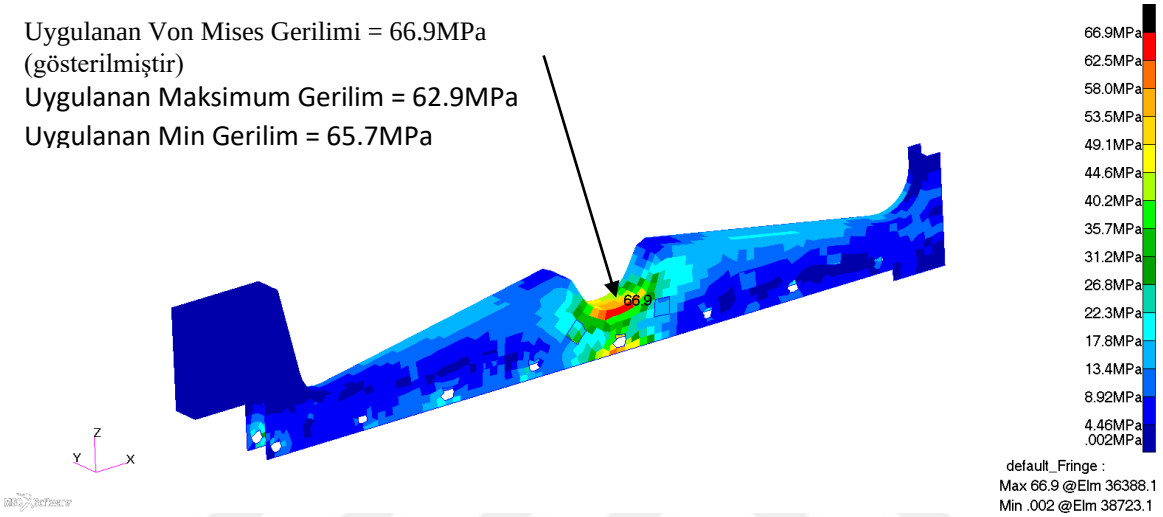
Bazı MPC'leri / çalıları çevreleyen elemanlar, modelde gerçekçi olmayan stres zirveleri sundukları için kaldırılmıştır. Bu yerler lokal eklem kuvveti kontrolleri kapsamındadır. Bu yaklaşım, kullanılan ağın kalitesi nedeniyle kabul edilebilir olarak kabul edilir.

Yapının elastik stabilitesini değerlendirmek için bir burkulma analizi yapılır.

4.4.1. Helikopter Kurtarma Sepeti Balkon Eklentisi İçin Statik Kuvvetlerin Belirlenmesi ve Sonlu Elemanlar Analizi

4.4.1.1 Kablo Taşıyıcı Kiriş

L115–T6'dan üretilen kiriş üzerine etki eden maksimum gerilim aşağıda gösterilmiştir (Şekil 20):



Şekil 20. Kablo Taşıyıcı Kiriş, Gerilim Grafiği

Bu parçanın montajında kaynak kullanılır. Bir kaynağın 1 inçi içindeki malzemenin mukavemeti, Ref [19] uyarınca azaltılır. L115-T6 (AL6082) için izin verilen malzeme Ref [19] uyarınca 0,6 ile faktörlenmiştir. Muhafazakâr bir yaklaşım olarak, bu azaltılmış izin verilebilir kısım tüm parçaya uygulanır:

F_{TU} = 0.6 x 301MPa = 180.6MPa

Uygulanan Maksimum Gerilim = 62.9MPa

RF = 180.6 / 62.9 > 2.0

Uygulanan Von Mises gerilimi kritik olduğundan, LIMIT gerilimi (yani ULTIMATE gerilimi / 1.5) de malzeme için izin verilen verimle karşılaştırılır:

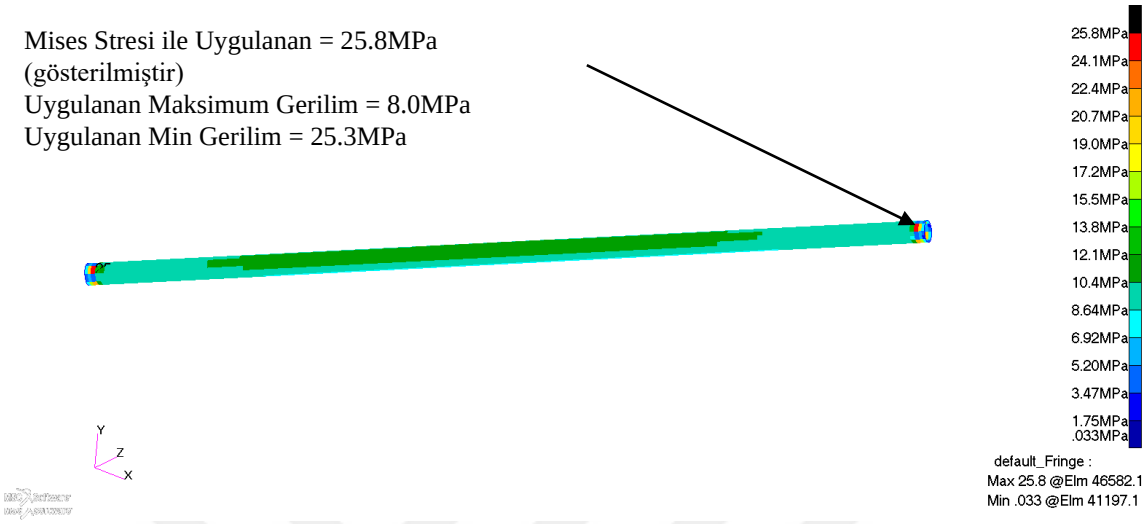
F_{TY} = 0.6 x 247MPa = 148.2MPa

Uygulanan Maksimum Gerilim = 66.9MPa / 1.5 = 44.6MPa

RF = 148,2 / 44,6 > 2,0

4.4.1.2 Üst Yatay Dikme

L114-T6'dan (AL6082) üretilen parçaya etki eden maksimum Von-Mises gerilimi aşağıda gösterilmiştir (Şekil 21):



Şekil 21. Üst Yatay Dikme, Gerilim Grafiği

Borular L114-T6 veya L111-T6'dan üretilir ve 3.25 mm'lik bir duvar kalınlığına sahiptir. Ayrıca;

F_{TU} = 304MPa

Uygulanan Maksimum Gerilim = 8.0MPa ‘dır.

Bölüm 4.2.2’deki 1.2 yük faktörü RF hesaplamasına uygulanır:

RF = 304 / (8.0 x 1.2) > 2.0

Uygulanan Von Mises gerilimi kritik olduğundan, LIMIT gerilimi (yani ULTIMATE gerilimi / 1.5) de malzeme için izin verilen verimle karşılaştırılır.

F_{TY} = 247MPa

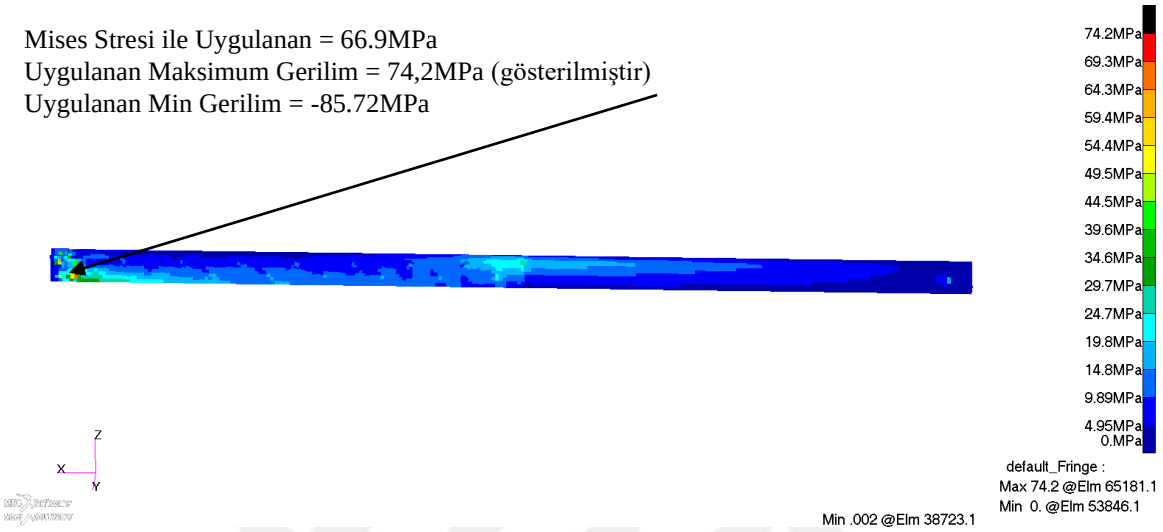
Von Mises Stresi = 25.8MPa / 1.5 = 17.2MPa ile uygulanır.

Bölüm 4.2.2’deki 1.2 yük faktörü RF hesaplamasına uygulanır:

RF = 247 / (17.2 x 1.2) > 2.0

4.4.1.3 Alt Eğimli Destek

L114-T6'dan (AL6082) üretilen ekstrüzyona etki eden maksimum gerilim aşağıda gösterilmiştir (Şekil 22):



Şekil 22. Alt Eğimli Destek, Gerilim Grafiği

Borular L114-T6 veya L111-T6'dan üretilir ve 3.25 mm'lik bir duvar kalınlığına sahiptir.

F_{TU} = 304MPa

Maksimum Uygulanan Gerilim = 74.2MPa

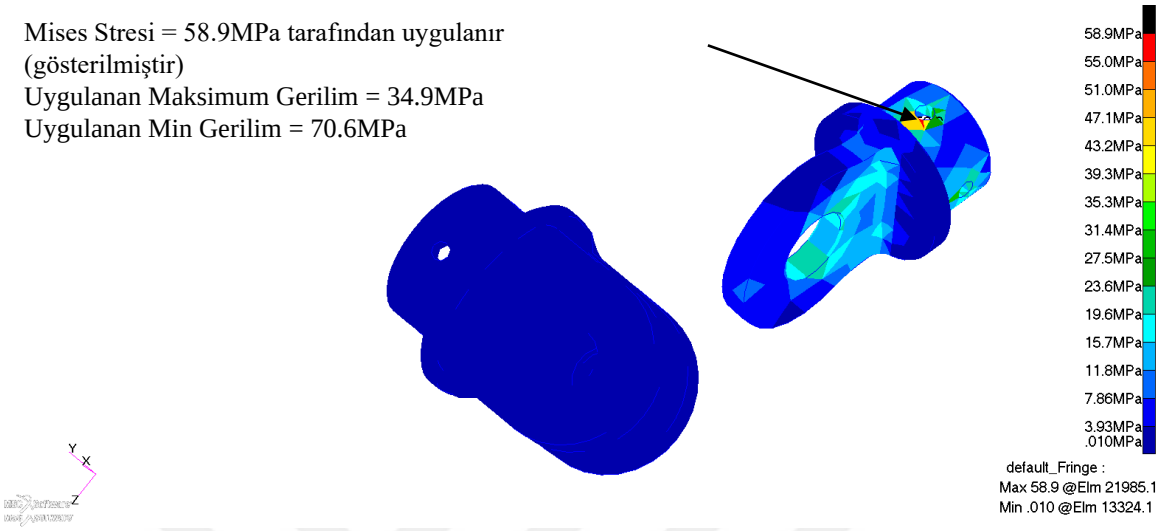
olarak hesaplanır.

Aşağıdaki hesaplama formülü ile X/Z:

RF = 304 / (74,2 x 1,2) > 2,0

4.4.1.4 Pabuçlar

6061-T6511'den üretilen işlemeye etki eden maksimum gerilim aşağıda gösterilmiştir (Şekil 23):



Şekil 23. Pabuçlar, Gerilim Grafiği

QQ-A-200/8 uyarınca 6061-T6511 için izin verilen malzeme Bölüm 6.1.2'den alınmıştır:

F_{TU_L} = 282MPa

Uygulanan Maksimum Gerilim = 34.9MPa

Bölüm 4.2.2'deki 1.2 yük faktörü RF hesaplamasına uygulanır:

RF = 282 / (34,9 x 1,2) > 2,0

Uygulanan Von Mises gerilimi kritik olduğundan, LIMIT gerilimi (yani ULTIMATE gerilimi / 1.5) de malzeme için izin verilen verimle karşılaştırılır:

F_{TY} = 213MPa

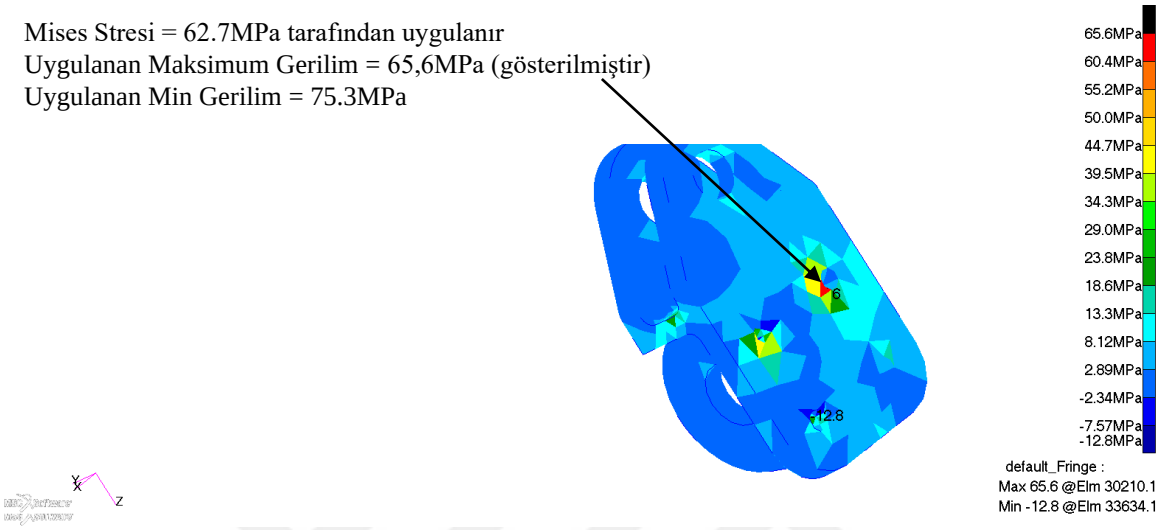
Mises Gerilimi = 58.9/1.5 = 39.3MPa ile uygulanır

Bölüm 4.2.2'deki 1.2 yük faktörü RF hesaplamasına uygulanır:

RF = 213 / (39,3 x 1,2) > 2,0

4.4.1.5 Dikme Bağlantı Braketi

6061-T651'den üretilen braket desteğine etki eden maksimum Von Mises gerilimi aşağıda gösterilmiştir (Şekil 24):



Şekil 24. Dikme Bağlantı Braketi, Gerilim Grafiği

F_{TU} = 275MPa

Uygulanan Maksimum Gerilim = 65.6MPa

olarak hesaplanır.

Bölüm 4.2.2'deki 1.2 yük faktörü RF hesaplamasına uygulanır:

RF = 275 / (65.6 x 1.2) > 2.0

4.5. MALZEME ÖZELLİKLERİNİ KARŞILAŞTIRMA VE TOPSIS

4.5.1. 6061-T651 (AMS 4027)

AMS 4027'ye göre Alüminyum Alaşım 6061-T561 için Malzeme Özellikleri ve Mukavemet Verileri MMPDS-06, Tablo 3.6.2.0(b2), Ref [20]'dan alınmıştır (Şekil 25).

Malzeme özellikleri aşağıda sunulmuştur:

Tip	Kalınlık [içinde]	E not 1'e bakın	G	*v*	Yoğunluk
6061-T651	0,25-6,00	10000 ksi 69 GPa	3800 ksi 26.2 GPa	0,33	0,098 lb/in3 2,71x10-6 kg/mm3

Malzeme Mukavemet Özellikleri: B-Baz / S-Temel

Tip	Kalınlık [inç]	FTU not 2'ye bakın	FTY not 2'ye bakın	FSU not 3'e bakın	FBRU not 4'e bakın
6061-T651	0,25-6,00	40 ksi 275 MPa	35 ksi 241 MPa	23 ksi 158 MPa	78 kilo 537 MPa

Notlar:

1. Ortalama E & EC
2. Minimum L & LT yönleri
3. 0,577 x FTU kullanılarak türetilmiştir
4. 2.25 x FTY kullanılarak türetilmiştir

Table 3.6.2.0(b_2). Design Mechanical and Physical Properties of 6061 Aluminum Alloy Plate

Specification	AMS 4026[a]				AMS 4026[a] and AMS 4025		AMS 4025[a] and AMS 4027[a]					
Form	Plate											
Temper	T451				T42[b]		T651 and T62[c]					
Thickness, in.	0.250-2.000		2.001-3.000		0.250-1.000	1.001-3.000	0.250-2.000		2.001-3.000		3.001-4.000	4.001-6.000[d]
Basis	A	B	A	B	S	S	A	B	A	B	S	S
Mechanical Properties:												
F_{tu}, ksi:												
L	...	...	...	...	...	...	42	43	...	...	...	...
LT	30	32	30	32	30	30	42	43	42	43	42	40
F_{ty}, ksi:												
L	...	...	...	...	...	...	36	38	...	...	...	...
LT	16	18	16	18	14	14	35	37	35	37	35	35
F_{cy}, ksi:												
L	...	...	...	...	...	...	35	37	...	...	...	...
LT	16	18	...	...	...	...	36	38	...	...	...	...
F_{su}, ksi	20	21	...	...	...	...	27	28	...	...	...	...
F_{bru}, ksi:												
(e/D = 1.5)	48	52	...	...	...	...	67	69	...	...	...	...
(e/D = 2.0)	63	67	...	...	...	...	88	90	...	...	...	...
F_{bry}, ksi:												
(e/D = 1.5)	22	25	...	...	...	...	50	53	...	...	...	...
(e/D = 2.0)	26	29	...	...	...	...	58	61	...	...	...	...
e, percent:												
LT	[e]	...	16	...	18	16	[e]	...	6	...	6	6
E, 10^3 ksi	9.9											
E_c, 10^3 ksi	10.1											
G, 10^3 ksi	3.8											
μ	0.33											
Physical Properties:												
ω, lb/in.^{3}	0.098											
C, K, and α,	See Figure 3.6.2.0											

Last Revised: Apr 2009, MMPDS-04CN1, Item 08-37

a Mechanical properties were established under QQ-A-250/11.

b Design allowables were based upon data obtained from testing samples of material, supplied in the O temper, which were heat treated to demonstrate response to heat treatment by suppliers. Properties obtained by the user may be lower than those listed if the material has been formed or otherwise cold- or hot-worked, particularly in the annealed temper, prior to solution heat treatment.

c Design allowables were based upon data obtained from testing T651 plate and from testing samples of plate, supplied in the O temper, which were heat treated to demonstrate response to heat treatment by suppliers. Properties obtained may be lower than those listed if the material has been formed or otherwise cold-worked, particularly in the annealed temper, prior to solution heat treatment.

d Properties for this thickness apply only to T651 temper.

e See Table 3.6.2.0(b_3).

Şekil 25. Ref [20], Tablo 3.6.2.0(b2)'den alıntı

4.5.2. 6061-T6511 (QQ-A-200/8)

AMS 4027'ye göre Alüminyum Alaşımı 6061-T6511 için Malzeme Özellikleri ve Mukavemet Verileri MMPDS-06, Tablo 3.6.2.0(g), Ref [20]'dan alınmıştır (Şekil 26).

Malzeme özellikleri aşağıda sunulmuştur:

Tip	Kalınlık [içinde]	e not 1'e bakın	G	ν	Yoğunluk
6061-T6511	0.00-6.50	10000 ksi 69 GPa	3800 ksi 26.2 GPa	0,33	0,098 lb/in3 2,71x10-6 kg/mm3

Malzeme Mukavemet Özellikleri: B-Temelli

Tip	Kalınlık [inç]	FTU_L	FTU_LT	FTY not 2'ye bakın	FSU	FBRU not 3'e bakın
6061-T6511	0.00-6.50	41 kilo 282 MPa	35 ksi 241 MPa	31 kilo 213 MPa	21 kilo 144 MPa	74 ksi 510 MPa

Notlar:

1. Ortalama E & EC
2. Minimum L & LT yönleri
3. e/D = 2.0

Table 3.6.2.0(g). Design Mechanical and Physical Properties of 6061 Aluminum Alloy Extruded Rod, Bar, and Shapes

Specification	AMS 4161, AMS 4172, & AMS-QQ-A-200/8[a]	AMS-QQ-A-200/8[a]	AMS 4160 & AMS-QQ-A-200/8[a]	AMS 4150, AMS 4173 & AMS-QQ-A-200/8[a]			
Form	Extruded rod, bar, and shapes						
Temper	T4, T4510, and T4511	T42[b]	T62[b]	T6, T6510, and T6511			
Cross-sectional area, in.^{2}	...	...	...	≤32			
Thickness,[c] in.	≤3.000	All	All	≤1.000		1.001-6.500	
Basis	S	S	S	A	B	A	B
Mechanical Properties:							
F_{tu}, ksi:							
L	26	26	38	38	41	38	41
LT	...	...	...	37	40	33	35
F_{cy}, ksi:							
L	16	12	35	35	38	35	38
LT	...	...	...	33	36	28	31
F_{cu}, ksi:							
L	14	...	...	34	37	34	37
LT	...	...	...	35	38	30	33
F_{su}, ksi	16	...	...	26	28	19	21
F_{bru},[d] ksi:							
(e/D = 1.5)	42	...	...	64	69	52	57
(e/D = 2.0)	55	...	...	82	88	69	74
F_{bry},[d] ksi:							
(e/D = 1.5)	22	...	...	54	58	42	46
(e/D = 2.0)	26	...	...	60	65	50	55
e, percent (S-Basis):							
L	16	16	10[e]	10[e]	...	10	...
E, 10^3 ksi	9.9						
E_c, 10^3 ksi	10.1						
G, 10^3 ksi	3.8						
μ	0.33						
Physical Properties:							
ω, lb/in.^{3}	0.098						
C, K, and α	See Figure 3.6.2.0						

a Mechanical properties were established under QQ-A-200/8.
b Design allowables were based upon data obtained from testing samples of material, supplied in the O to F temper, which were heat treated to demonstrate response to heat treatment by suppliers. Properties obtained by the user, however, may be lower than those listed if the material has been formed or otherwise cold- or hot-worked, particularly in the annealed temper, prior to solution heat treatment.
c The mechanical properties are to be based upon the thickness at the time of quench.
d Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1.
e For thicknesses ≤0.249 inch, e = 8%.

Şekil 26. Ref [20], Tablo 3.6.2.0(g)'den alıntı

4.5.3. L111-T6

Alüminyum Alaşım L111 için Malzeme Özellikleri ve Mukavemet Verileri ESDU 00932, Ref [21]'dan alınmıştır (Şekil 27).

Malzeme özellikleri:

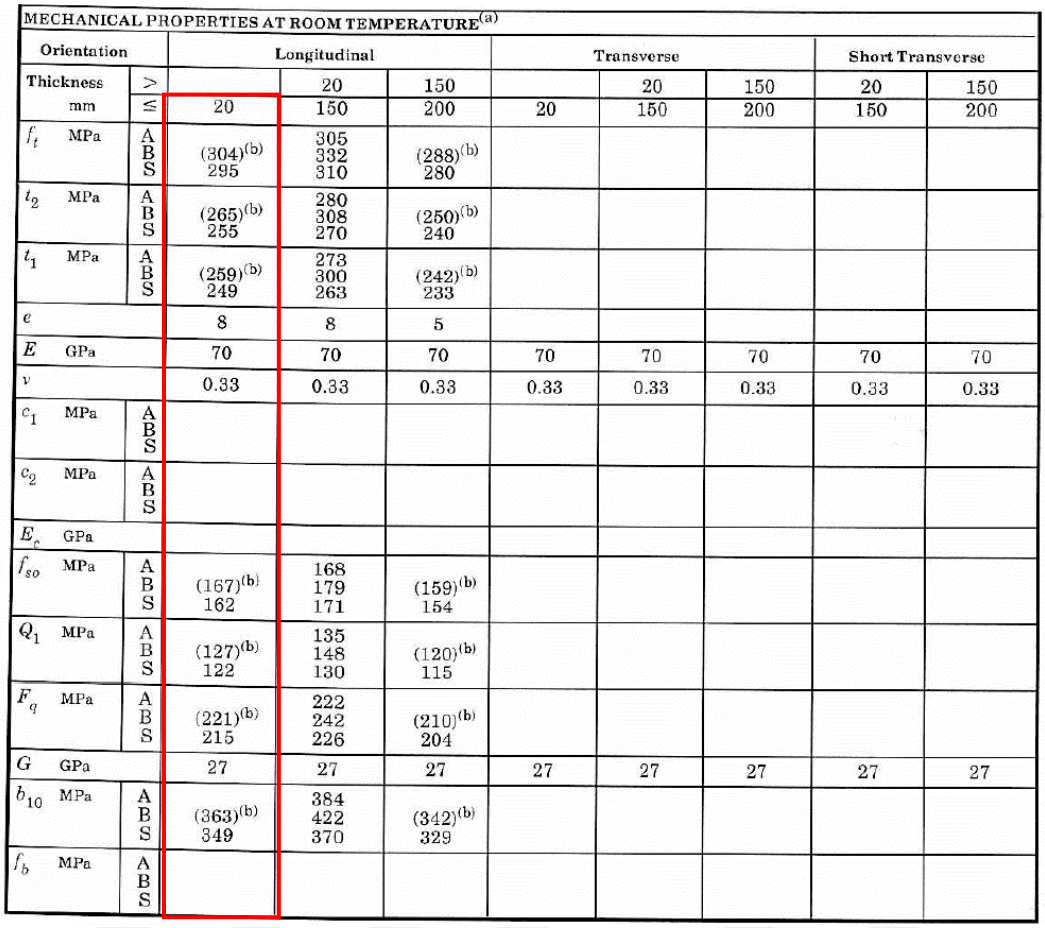
Tip	Kalınlık [mm]	e	G	*v*	Yoğunluk
L111	< 20	70 GPa	27 GPa	0,33	2,70x10-6 kg/mm3

Malzeme Mukavemet Özellikleri: B-Temelli

Tip	Kalınlık [mm]	FTU	FTY not 1'e bakın	FSU not 2'ye bakın	FBRU not 3'e bakın
L111	< 20	304 MPa	265 MPa	175 MPa	596 MPa

Notlar:

1. %0,2 Prova Gerilmesi
2. 0,577 x FTU kullanılarak türetilmiştir
3. 2.25 x FTY kullanılarak türetilmiştir



MECHANICAL PROPERTIES AT ROOM TEMPERATURE[a]

Orientation		Longitudinal			Transverse			Short Transverse	
Thickness mm	>		20	150		20	150	20	150
	≤	20	150	200	20	150	200	150	200
f_t MPa	A	(304)[b]	305	(288)[b]					
	B		332						
	S	295	310	280					
t_2 MPa	A	(265)[b]	280	(250)[b]					
	B		308						
	S	255	270	240					
t_1 MPa	A	(259)[b]	273	(242)[b]					
	B		300						
	S	249	263	233					
e		8	8	5					
E GPa		70	70	70	70	70	70	70	70
ν		0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33
c_1 MPa	A								
	B								
	S								
c_2 MPa	A								
	B								
	S								
E_c GPa									
f_{so} MPa	A	(167)[b]	168	(159)[b]					
	B		179						
	S	162	171	154					
Q_1 MPa	A	(127)[b]	135	(120)[b]					
	B		148						
	S	122	130	115					
F_q MPa	A	(221)[b]	222	(210)[b]					
	B		242						
	S	215	226	204					
G GPa		27	27	27	27	27	27	27	27
b_{10} MPa	A	(363)[b]	384	(342)[b]					
	B		422						
	S	349	370	329					
f_b MPa	A								
	B								
	S								

Şekil 27. Referans [21], Bölüm 6'dan alıntı

4.5.4. L113-T6 – Alloy 6082-T6 Levha ve Şerit

Alüminyum Alaşım L113 için Malzeme Özellikleri ve Mukavemet Verileri ESDU 00932, Ref [21]'dan alınmıştır (Şekil 28).

Malzeme özellikleri:

Tip	Kalınlık [mm]	e	G	ν	Yoğunluk
L113	0,2-6,0	70 GPa	27 GPa	0,33	2,70x10-6 kg/mm3

Malzeme Mukavemet Özellikleri: B-Temelli

Tip	kalınlık [mm]	FTU	FTY not 1'e bakın	FSU not 2'ye bakın	FBRU not 3'e bakın
L113	0,2-6,0	301 MPa	247 MPa	173 MPa	555 MPa

Notlar:

1. %0,2 Prova Gerilmesi
2. 0,577 x FTU kullanılarak türetilmiştir
3. 2.25 x FTY kullanılarak türetilmiştir

MECHANICAL PROPERTIES AT ROOM TEMPERATURE

Test Piece		SHEET			
Orientation		Longitudinal		Transverse	
Thickness	V	0.2	3.0	0.2	3.0
mm	/\	3.0	6.0	3.0	6.0
f_t MPa	A				
	B			301	301
	S			295	295
t_2 MPa	A				
	B			263	247
	S			255	240
t_1 MPa	A				
	B			256	239
	S			249	232
e				8	8
E GPa		70	70	70	70
ν		0.33	0.33	0.33	0.33
c_1 MPa	A				
	B				
	S				
c_2 MPa	A				
	B				
	S				
E_c GPa					
f_{so} MPa	A				
	B				
	S				
Q_1 MPa	A				
	B				
	S				
F_q MPa	A				
	B				
	S				
G GPa		27	27	27	27
b_{10} MPa	A				
	B			389	366
	S			377	355
f_b MPa	A				
	B				
	S				

Şekil 28. Referans [21], Bölüm 6'dan alıntı

4.5.5. L114-T6 – 6082-T6 Silindirik

Alüminyum Alaşım L114 için Malzeme Özellikleri ve Mukavemet Verileri, ESDU 00932, Ref [21]'dan alınmıştır (Şekil 29).

Malzeme özellikleri:

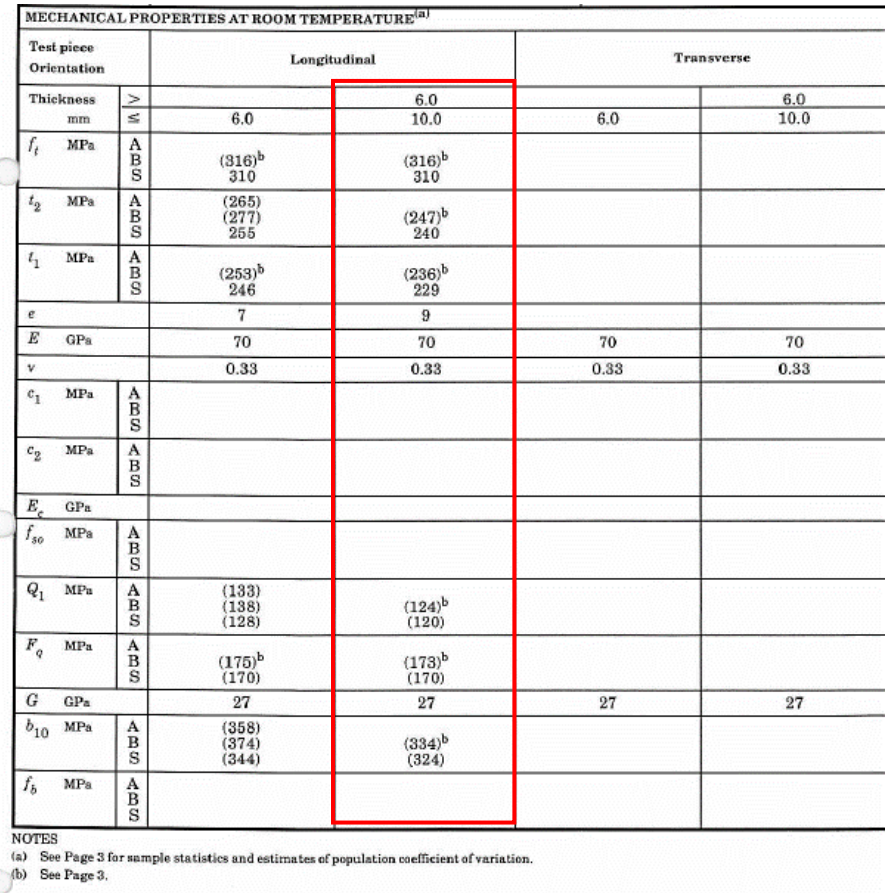
Tip	Kalınlık [mm]	e	G	*v*	Yoğunluk
L114	0,0-10,0	70 GPa	27 GPa	0,33	2,70x10-6 kg/mm3

Malzeme Mukavemet Özellikleri: B-Temelli

Tip	kalınlık [mm]	FTU	FTY not 1'e bakın	FSU not 2'ye bakın	FBRU not 3'e bakın
L114	0,0-10,0	316 MPa	247 MPa	182 MPa	555 MPa

Notlar:

1. %0,2 Prova Gerilmesi
2. 0,577 x FTU kullanılarak türetilmiştir
3. 2.25 x FTY kullanılarak türetilmiştir



MECHANICAL PROPERTIES AT ROOM TEMPERATURE[a]

Test piece Orientation			Longitudinal		Transverse	
Thickness mm	≥		6.0		6.0
	≤	6.0	10.0	6.0	10.0
f_t MPa	A	(316)[b]	(316)[b]		
	B	310	310		
	S				
t_2 MPa	A	(265)			
	B	(277)	(247)[b]		
	S	255	240		
t_1 MPa	A				
	B	(253)[b]	(236)[b]		
	S	246	229		
e		7	9		
E GPa		70	70	70	70
ν		0.33	0.33	0.33	0.33
c_1 MPa	A				
	B				
	S				
c_2 MPa	A				
	B				
	S				
E_c GPa					
f_{so} MPa	A				
	B				
	S				
Q_1 MPa	A	(133)			
	B	(138)	(124)[b]		
	S	(128)	(120)		
F_q MPa	A				
	B	(175)[b]	(173)[b]		
	S	(170)	(170)		
G GPa		27	27	27	27
b_{10} MPa	A	(358)			
	B	(374)	(334)[b]		
	S	(344)	(324)		
f_b MPa	A				
	B				
	S				

NOTES
(a) See Page 3 for sample statistics and estimates of population coefficient of variation.
(b) See Page 3.

Şekil 29. Referans [21], Bölüm 6'dan alıntı

4.5.6. 6082-L115-T651

Alüminyum Alaşım L115 için Malzeme Özellikleri ve Mukavemet Verileri ESDU 00932, Ref [21]'dan alınmıştır (Şekil 30).

Malzeme özellikleri:

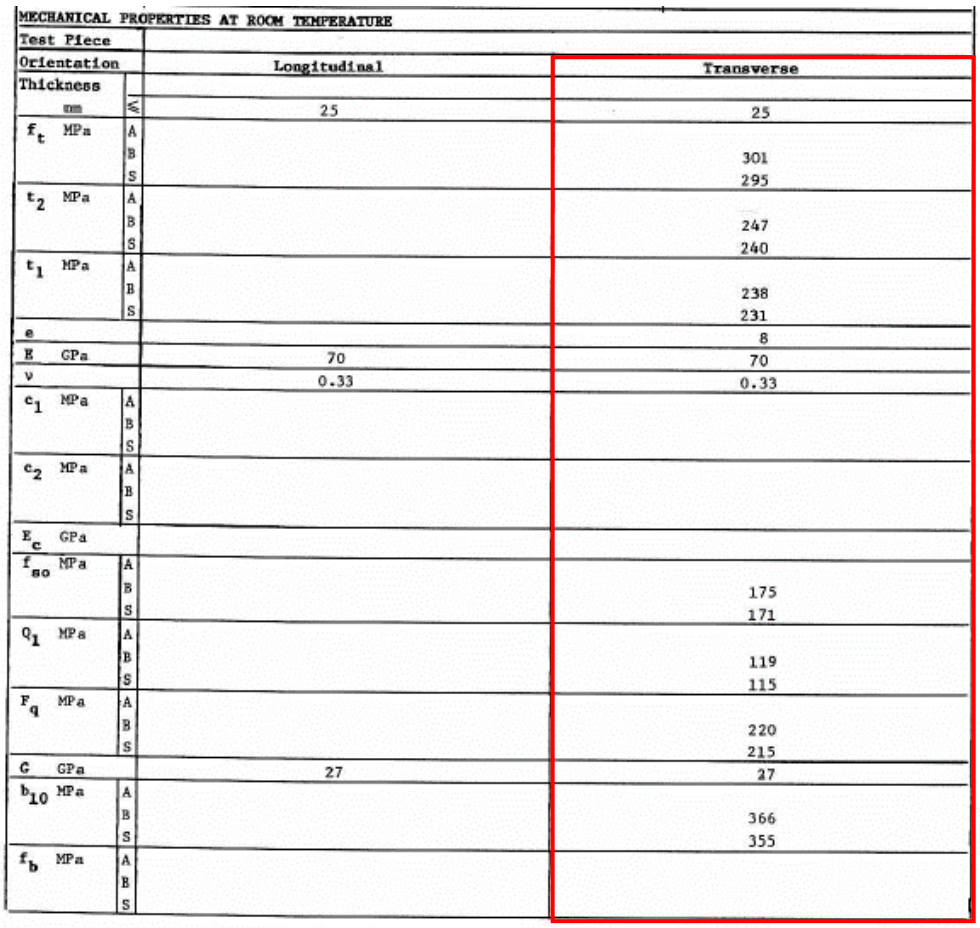
Tip	Kalınlık [mm]	e	G	*v*	Yoğunluk
L115	<25.0	70 GPa	27 GPa	0,33	2,70x10-6 kg/mm3

Malzeme Mukavemet Özellikleri: B-Temelli

Tip	kalınlık [mm]	FTU	FTY not 1'e bakın	FSU not 2'ye bakın	FBRU not 3'e bakın
L115	<25.0	301 MPa	247 MPa	173 MPa	555 MPa

Notlar:

1. %0,2 Prova Gerilmesi
2. 0,577 x FTU kullanılarak türetilmiştir
3. 2.25 x FTY kullanılarak türetilmiştir



MECHANICAL PROPERTIES AT ROOM TEMPERATURE

Test Piece			
Orientation		Longitudinal	Transverse
Thickness mm		25	25
f_t MPa	A		301
	B		
	S		295
t_2 MPa	A		247
	B		
	S		240
t_1 MPa	A		238
	B		
	S		231
e			8
E GPa		70	70
ν		0.33	0.33
c_1 MPa	A		
	B		
	S		
c_2 MPa	A		
	B		
	S		
E_c GPa			
f_{so} MPa	A		175
	B		
	S		171
Q_1 MPa	A		119
	B		
	S		115
F_q MPa	A		220
	B		
	S		215
G GPa		27	27
b_{10} MPa	A		366
	B		
	S		355
f_b MPa	A		
	B		
	S		

Şekil 30. Referans [21], Bölüm 6'dan alıntı

Yukarıda yapılan bu açıklamalara dayanarak, aşağıdaki tabloda 6082 ve 6061 malzemelerine ek olarak diğer alternatif aday alüminyum malzemeler ve özellikleri Referans [22] ve Referanslar [23-26]'dan da yararlanılarak dilsel ifadelerle değerlendirilmiştir.

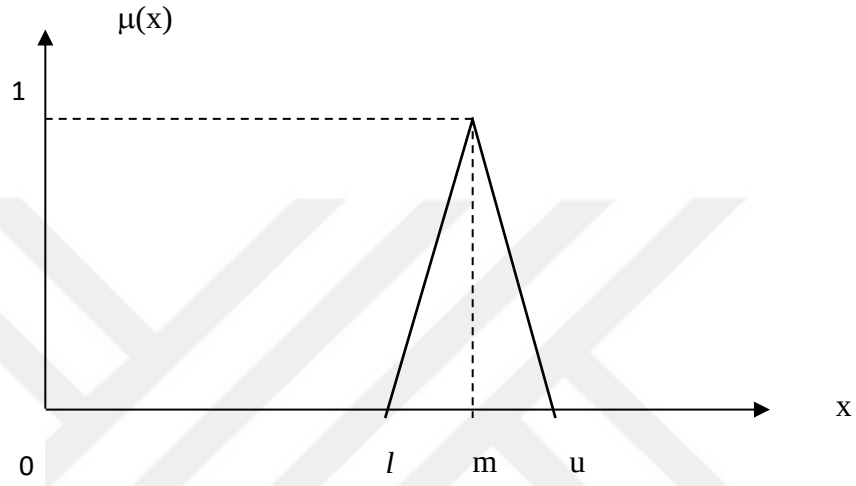
Alaşım	Şekillendirme	Kaynak Kabiliyeti	İşlenebilirlik	Korozyon Direnci	Isıl İşlem	Mukavemet	Tipik Uygulama Alanı
1100	Mükemmel	Mükemmel	İyi	Mükemmel	Yok	Kötü	Sıvama
2011	İyi	Kötü	Mükemmel	Kötü	Var	İyi	Talaşlı imalat
3003	İyi	Kötü	Makul	Kötü	Var	İyi	Havacılık
5052	İyi	İyi	Makul	Mükemmel	Yok	Orta	Denizcilik
6061	İyi	İyi	İyi	Mükemmel	Var	Orta	Yapısal uygulama
6063	İyi	İyi	Makul	İyi	Var	Orta	Mimari
6082	İyi	İyi	İyi	Mükemmel	Var	Orta	Havacılık
7075	Kötü	Kötü	Makul	Orta	Var	İyi	Havacılık

Tablo 5. Malzemelerin uzman görüşüyle değerlendirilmesi [22]

Bu özellikler kapsamında hangi alternatifin en uygun olduğunu tespit etmek için Bulanık TOPSIS yöntemi kullanılmıştır.

4.6. Bulanık TOPSIS

Alüminyum alaşımı seçimi için, bu tezde bulanık TOPSIS yaklaşımı kullanılmıştır. Bu çalışmada dilsel ifadeler için üçgen bulanık sayılar kullanılmış (bakınız Şekil 31) kullanılan dilsel karşılıkları Tablo 6'da verilmiştir [27,28].



Şekil 31. Üçgen bulanık Sayı

Dilsel ifade (önem düzeyi/kabiliyeti)	Saaty'nin 1-9 ölçeği	Üçgen Bulanık Sayı (l, m, u)	Üçgen bulanık sayının tersi (1/u, 1/m, 1/l)
Kötü	1	(1, 1, 1)	(1/1, 1/1, 1/1)
Makul	3	(1, 3, 5)	(1/5, 1/3, 1/1)
Orta	5	(3, 5, 7)	(1/7, 1/5, 1/3)
İyi	7	(5, 7, 9)	(1/9, 1/7, 1/,5)
Mükemmel	9	(7, 9, 9)	(1/9, 1/9, 1/7)

Tablo 6. Üçgen bulanık sayılar ve dilsel karşılıkları

Bulanık aritmetik ve bulanık TOPSIS yaklaşımlarının adımları aşağıda verilmiştir:

(i) Üçgen bulanık sayıların işlemleri [27]:

$\tilde{A} = (l_1, m_1, u_1)$ ve $\tilde{B} = (l_2, m_2, u_2)$ iki pozitif üçgensel bulanık sayı ise aritmetik işlemler aşağıdaki gibi yapılır:

$\tilde{A} \oplus \tilde{B} = (l_1 + l_2, m_1 + m_2, u_1 + u_2)$ (1)

$\tilde{A} \otimes \tilde{B} = (l_1 \times l_2, m_1 \times m_2, u_1 \times u_2)$ (2)

$\tilde{A} \oslash \tilde{B} = (l_1 / u_2, m_1 / m_2, u_1 / l_2)$ (3)

Bulanık TOPSIS Yöntemin adımları aşağıda özetlenmiştir [27, 29-36]:

***Adım1*:** Bulanık karar matrisi oluşturulur ($\tilde{D}$) ve matriste $\tilde{x}_{ki}$ alaşımın dilsel performans değerinin üçgen bulanık sayı karşılığını gösterir. Burada k ($k=1,2,\ldots,$*alaşımlar*(n_{mp})) ve *i* ($i=1,2,\ldots.$ *Özellikler*(n_{pa}) olarak ifade edilir.

$$\tilde{D} = \begin{bmatrix} \tilde{x}_{11} & \tilde{x}_{12} \ldots & \tilde{x}_{1n_{pa}} \\ \tilde{x}_{21} & \tilde{x}_{22} \ldots & \tilde{x}_{2n_{pa}} \\ \tilde{x}_{n_{mp}1} & \tilde{x}_{n_{mp}2} \ldots & \tilde{x}_{n_{mp}n_{pa}} \end{bmatrix} \quad (8)$$

Adım 2: Normalize karar matrisi belirlenir:

$$\tilde{r}_{ki} = \frac{\tilde{x}_{ki}}{\sqrt{\sum_{k=1}^{n_{mp}} \tilde{x}_{ki}^2}} \qquad k=1,\ldots,\ n_{mp} \ \ ve \ \ i=1,\ldots\ n_{pa} \quad (9)$$

Adım 3: Ağırlıklı karar matrisi bulunur ve $\tilde{v}_{ki}$ matrisi oluşturulur

$$\tilde{v}_{ki} = \tilde{w}_i \tilde{r}_{ki} \quad i = 1,\ldots,n_{pa}; \quad k = 1,\ldots,n_{mp} \quad (10)$$

Burada $\tilde{w}_i$ i^{th} özelliğin ağırlığıdır.

***Adım 4*:** Durulaştırma: Durulaştırma işlemi Eş. (11) ve (12) ye göre yapılır: $\tilde{A}$ = (l, m, u) için örnek aşağıda verilmiştir:

$$\bar{x}(\tilde{A}) = \frac{\int x \mu_{\tilde{A}}(x) dx}{\int \mu_{\tilde{A}}(x) dx} \quad (11)$$

$$\bar{x}(\tilde{A}) = \frac{(l + m + u)}{3} \quad (12)$$

Böylece bulanık ağırlıklı karar matrisi durulaştırılmış matrise (v_{ki}) dönüştürülmüş olur.

Adım 5. Pozitif ve negatif ideal çözümler bulunur:

$$A^* = \left\{ (\max_k v_{ki} \middle| i \in I), (\min_k v_{ki} \middle| i \in I' \right\} \tag{13}$$

$$A^- = \left\{ (\min_k \ v_{ki} \middle| i \in I), (\max_k \ v_{ki} \middle| i \in I' \right\} \tag{14}$$

Burada I kazanç tipi ölçütü, I' ise maliyet tipi ölçütü gösterir.

Adım 6. Ayrım ölçütleri belirlenir:

$$D_k^+ = \sqrt{\sum_{i=1}^{n_{pa}} (v_{ki} - v_i^*)^2} \tag{15}$$

$$D_k^- = \sqrt{\sum_{i=1}^{n_{pa}} (v_{ki} - v_i^-)^2} \tag{16}$$

Adım 7. TOPSIS puanları hesaplanır:

$$C_k^* = \frac{D_k^-}{D_k^- + D_k^+} \qquad k=1, \ldots, n_{mp} \tag{17}$$

5. UYGULAMA

Bu bölümde bulanık TOPSIS yöntemi uygulanarak en uygun alaşım belirlenmiştir (Şekil 32). Elde edilen sonuçlara göre en uygun alaşım 6082, ardından ikinci sırayı alan 6061 ve son olarak üçüncü sıradaki 5052 olarak belirlenmiştir.

Kriter	Şekillendirme			Kaynak Kabiliyeti			İşlenebilirlik			Korozyon direnci			Isıl İşlem gereksinimi			Mukavemet			Uygulama alanı		
Ağırlık	5	7	9	5	7	9	3	5	7	7	9	9	1	1	1	7	9	9	1	1	1
Normalize	0.11	0.18	0.31	0.11	0.18	0.31	0.07	0.13	0.24	0.16	0.23	0.31	0.02	0.03	0.03	0.16	0.23	0.31	0.02	0.03	0.03
Alaşım	**Karar Matrisi**																				
1100	5	7	9	1	1	1	5	7	9	7	9	9	7	9	9	1	1	1	1	1	1
2011	5	7	9	1	1	1	7	9	9	1	1	1	1	1	1	5	7	9	1	1	1
3003	5	7	9	5	7	9	3	5	7	1	1	1	1	1	1	5	7	9	7	9	9
5052	5	7	9	5	7	9	3	5	7	7	9	9	7	9	9	3	5	7	1	1	1
6061	5	7	9	5	7	9	5	7	9	7	9	9	1	1	1	3	5	7	5	7	9
6063	5	7	9	5	7	9	3	5	7	3	5	7	1	1	1	3	5	7	1	1	1
6082	5	7	9	5	7	9	5	7	9	7	9	9	1	1	1	3	5	7	7	9	9
7075	1	1	1	1	1	1	3	5	7	5	5	5	1	1	1	5	7	9	7	9	9
	Normalize Matris																				
1100	0.078	0.140	0.250	0.021	0.026	0.036	0.078	0.140	0.265	0.140	0.188	0.237	0.292	0.375	0.450	0.018	0.024	0.036	0.025	0.026	0.033
2011	0.078	0.140	0.250	0.021	0.026	0.036	0.109	0.180	0.265	0.020	0.021	0.026	0.042	0.042	0.050	0.089	0.167	0.321	0.025	0.026	0.033
3003	0.078	0.140	0.250	0.104	0.184	0.321	0.047	0.100	0.206	0.020	0.021	0.026	0.042	0.042	0.050	0.089	0.167	0.321	0.175	0.237	0.300
5052	0.078	0.140	0.250	0.104	0.184	0.321	0.047	0.100	0.206	0.140	0.188	0.237	0.292	0.375	0.450	0.054	0.119	0.250	0.025	0.026	0.033
6061	0.078	0.140	0.250	0.104	0.184	0.321	0.078	0.140	0.265	0.140	0.188	0.237	0.042	0.042	0.050	0.054	0.119	0.250	0.125	0.184	0.300
6063	0.078	0.140	0.250	0.104	0.184	0.321	0.047	0.100	0.206	0.060	0.104	0.184	0.042	0.042	0.050	0.054	0.119	0.250	0.025	0.026	0.033
6082	0.078	0.140	0.250	0.104	0.184	0.321	0.078	0.140	0.265	0.140	0.188	0.237	0.042	0.042	0.050	0.054	0.119	0.250	0.175	0.237	0.300
7075	0.016	0.020	0.028	0.021	0.026	0.036	0.047	0.100	0.206	0.100	0.104	0.132	0.042	0.042	0.050	0.089	0.167	0.321	0.175	0.237	0.300

Şekil 32. Bulanık Topsis uygulama sonuçları

	Ağırlıklı Normalize Matris																				
1100	0.009	0.025	0.078	0.002	0.005	0.011	0.005	0.018	0.064	0.022	0.043	0.074	0.006	0.010	0.016	0.003	0.005	0.011	0.001	0.001	0.001
2011	0.009	0.025	0.078	0.002	0.005	0.011	0.007	0.023	0.064	0.003	0.005	0.008	0.001	0.001	0.002	0.014	0.038	0.100	0.001	0.001	0.001
3003	0.009	0.025	0.078	0.012	0.033	0.100	0.003	0.013	0.050	0.003	0.005	0.008	0.001	0.001	0.002	0.014	0.038	0.100	0.004	0.006	0.010
5052	0.009	0.025	0.078	0.012	0.033	0.100	0.003	0.013	0.050	0.022	0.043	0.074	0.006	0.010	0.016	0.008	0.027	0.078	0.001	0.001	0.001
6061	0.009	0.025	0.078	0.012	0.033	0.100	0.005	0.018	0.064	0.022	0.043	0.074	0.001	0.001	0.002	0.008	0.027	0.078	0.003	0.005	0.010
6063	0.009	0.025	0.078	0.012	0.033	0.100	0.003	0.013	0.050	0.009	0.024	0.057	0.001	0.001	0.002	0.008	0.027	0.078	0.001	0.001	0.001
6082	0.009	0.025	0.078	0.012	0.033	0.100	0.005	0.018	0.064	0.022	0.043	0.074	0.001	0.001	0.002	0.008	0.027	0.078	0.004	0.006	0.010
7075	0.002	0.004	0.009	0.002	0.005	0.011	0.003	0.013	0.050	0.016	0.024	0.041	0.001	0.001	0.002	0.014	0.038	0.100	0.004	0.006	0.010
	Durulaştırma							**(D+)**	**(D-)**	**C***	**Sıra**										
1100	0.0371	0.0060	0.0290	0.046183244	0.0105	0.0065	0.0008	0.0614	0.0535	0.46544	**7**										
2011	0.0371	0.0060	0.0314	0.005361924	0.0012	0.0507	0.0008	0.0597	0.0557	0.48288	**6**										
3003	0.0371	0.0481	0.0219	0.005361924	0.0012	0.0507	0.0068	0.0429	0.0694	0.61786	**5**										
5052	0.0371	0.0481	0.0219	0.046183244	0.0105	0.0378	0.0008	0.0171	0.0746	0.81326	**3**										
6061	0.0371	0.0481	0.0290	0.046183244	0.0012	0.0378	0.0059	0.0161	0.0745	0.82227	**2**										
6063	0.0371	0.0481	0.0219	0.030180193	0.0012	0.0378	0.0008	0.0252	0.0665	0.72514	**4**										
6082	0.0371	0.0481	0.0290	0.046183244	0.0012	0.0378	0.0068	0.0161	0.0746	0.82258	**1**										
7075	0.0046	0.0060	0.0219	0.026809621	0.0012	0.0507	0.0068	0.0581	0.0495	0.46007	**8**										
A*	**0.0371**	**0.0481**	**0.0314**	**0.0462**	**0.0105**	**0.0507**	**0.0068**														
A-	**0.0046**	**0.0060**	**0.0219**	**0.0054**	**0.0012**	**0.0065**	**0.0008**														

Şekil 32. Bulanık Topsis uygulama sonuçları (devam)

6. SONUÇLAR

Havacılık alanında üretimler hafiflik gereksinimi yanı sıra aynı zamanda mukavemet özellikleri de üst düzeyde olması gereken kritik önemde parçalarla geliştirilmektedir. Bu durumda korozyon direnci, yüksek sıcaklıklara dayanım, işlenebilirlik özellikleri ön plana çıkmakta ve birbirinin alternatifi olabilecek birçok alüminyum malzeme arasından bir seçim yapılması zorluğu ortaya çıkmaktadır. Bu zorluğun üstesinden gelebilmek için bu çalışmada bulanık TOPSIS yöntemi uygulanmış ve sıralama sonucu en uygun alternatif olarak 6082 alternatifi tespit edilmiştir. Bu tespit için öncelikle parçanın tasarım prensiplerinden hareketle gerekli boyutlandırması ve spesifik özelliklere göre malzemede bulunması gerekli özellikler tespit edilmiştir. Ardından uzmanlar tarafından dilsel ifadelerle bir karşılaştırma tablosu oluşturulmuştur. Bu tablo TOPSIS yönteminde karar matrisi olarak alınmış ve dilsel ifadeler uygun üçgen bulanık sayılara dönüştürülmüştür. Ardından TOPSIS yöntemi adımları uygulanıp sonuçlar elde edilmiştir.

Ağırlıklar aşağıdaki gibi değiştirildiğinde sıralama sonuçlarının Tabloda görüldüğü gibi değiştiği gözlenmektedir.

Kriter	**Şekillendirme**			**Kaynak Kabiliyeti**			**İşlenebilirlik**			**Korozyon direnci**			**Isıl İşlem gereksinimi**			**Mukavemet**			**Uygulama alanı**		
Senaryo 1	1	1	1	3	5	7	7	9	9	3	5	7	3	5	7	7	9	9	1	1	1
Senaryo 2	7	9	9	1	1	1	7	9	9	7	9	9	3	5	7	1	1	1	1	1	1

Tablo 7. Ağırlık Senaryoları

Alaşımlar	Senaryo 1-Sıra	Senaryo 2-Sıra
1100	2	1
2011	8	6
3003	5	7
5052	1	2
6061	4	4
6063	6	5
6082	3	3
7075	7	8

Tablo 8. Senaryo sonuçları

Bu durum bize sonuçların kriter ağırlığına duyarlı olduğunu ve farklı tercihlere göre uygun alaşımların seçilebilmesinin bulanık TOPSIS yöntemi ile sağlanabildiğini göstermektedir.

7. KAYNAKLAR

1. Huda, Z., & Edi, P. (2013). Materials selection in design of structures and engines of supersonic aircrafts: A review. *Materials & Design*, *46*, 552-560.
2. Wanhill, R. J. H. (2014). Aerospace applications of aluminum–lithium alloys. In *Aluminum-lithium Alloys* (pp. 503-535). Butterworth-Heinemann.
3. Jayakrishna, K., Kar, V. R., Sultan, M. T., & Rajesh, M. (2018). Materials selection for aerospace components. In *Sustainable composites for aerospace applications* (pp. 1-18). Woodhead Publishing.
4. Giummarra, C., Thomas, B., & Rioja, R. J. (2007, September). New aluminum lithium alloys for aerospace applications. In *Proceedings of the light metals technology conference* (Vol. 2007).
5. Yurdakul, M., Özbay, O., İç, Y.T. (2002). Havacılık alanında kullanılan alüminyum alaşımlarının seçimi. *Gazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi*, *17*(2), 1-23.
6. Arnold, S. M., Cebon, D., & Ashby, M. (2012). Materials selection for aerospace systems (No. E-18042).
7. Coppola, C. M., Tolbatov, I., Tranca, I. C., Coletti, C., Marrone, A., Storchi, L., ... & Longo, J. (2019). A database approach for materials selection for hydrogen storage in aerospace technology. Rendiconti Lincei. Scienze Fisiche e Naturali, 30, 287-296.
8. Hamerton, I., & Kratz, J. (2018). The use of thermosets in modern aerospace applications. *In Thermosets* (pp. 303-340). Elsevier.
9. Huda, Z., & Edi, P. (2013). Materials selection in design of structures and engines of supersonic aircrafts: A review. Materials & Design, 46, 552-560.
10. Yavuz, H. (2019). Materials selection for aircraft skin panels by integrating multiple constraints design with computational evaluations. *Procedia Structural Integrity*, 21, 112-119.
11. Ashby MF. Materials selection in mechanical design. Butterworth Heinemann; second edition, 1999.
12. Ashby MF, Cebon D. Teaching engineering materials: The CES Edupack. Engineering department, Cambridge University, England; May 2007.
13. Adhikari, P. R., & Mirshams, R. (2017). Study of knowledge-based system (KBS) and decision-making methodologies in materials selection for lightweight aircraft metallic structures. *Journal of Applied Science & Engineering Technology*, 5(1), 1.

14. Calado, E. A., Leite, M., & Silva, A. (2018). Selecting composite materials considering cost and environmental impact in the early phases of aircraft structure design. *Journal of Cleaner Production*, 186, 113-122.
15. Torrez, J. B. (2007). Light-weight materials selection for high-speed naval craft. Massachusetts Inst. Of Tech., Yüksek Lisans Tezi, Cambridge, ABD.
16. Fayazbakhsh, K., Abedian, A., Manshadi, B. D., & Khabbaz, R. S. (2009). Introducing a novel method for materials selection in mechanical design using Z-transformation in statistics for normalization of material properties. *Materials & Design*, 30(10), 4396-4404.
17. EASA.R.009, Type Certificate Data Sheet for EC135. Issue 11.
18. Airbus Helicopters, Authority Certification Plan, Design Definition Workstation Basket and Load Carrying components.
19. Niu, Airframe Stress Analysis and Sizing, Second Edition.
20. MMPDS – 06, Metallic Materials Properties Development and Standardization
21. ESDU 00932, Metallic Materials Data Handbook, 1st Jan 2000.
22. Internet: www.metalsupermarkets.com/7-things-consider-choosing-aluminum-grade/
23. MMPDS – 06, Metallic Materials Properties Development and Standardization.
24. Kaıfman J. G. (2000). Introduction to Aluminum Alloys and Tempers, A.S.M Handbook, USA.
25. Rajan, R., Kah, P., Mvola, B., & Martikainen, J. (2016). Trends in Aluminium Alloy Development and Their Joining Methods. *Reviews on Advanced Materials Science*, 44, 383-397.
26. Golden, P., Grandt, A. and Bray G. (1999). A comparison of fatigue crack formation at holes in 2024-T3 and 2524-T3 aluminum alloy specimens. *International Journal of Fatigue* 21 (1999) s211.
27. Chen S-J., and Hwang C-L. (1992). *Fuzzy Multiple Attribute Decision Making*, Berlin Heidelberg, Berlin, Germany: Springer-Verlag.
28. Saaty T.L. (2006). Fundamentals of Decision Making with the Analytic Hierarcy Process. The Analytic Hierarcy Process Series, Vol. 6, RWS Publications, Pittsburg, USA.
29. Sen P. and Yang, J-B (1998). Multiple Attributes Decision Support in Engineering Design. Springer-Verlag London Limited, London, Great Britain.

30. Jafarian M., Vahdat S. E. (2012). A fuzzy multi-attribute approach to select the welding process at high pressure vessel manufacturing. *J. Manuf. Processes*, 14(3), 250-256.
31. Ic Y.T., and Yurdakul, M. (2009). Development of a decision support system for machining center selection, *Expert Syst Appl* 36, 3505–3513.
32. Yurdakul M., and Ic Y.T. (2009). Analysis of the benefit generated by using fuzzy numbers in a TOPSIS model developed for machine tool selection problems. *J Mater Process Tech,* 209(1), 310–317.
33. Chen C.-T. (2000). Extensions of the TOPSIS for group decision-making under fuzzy environment. *Fuzzy Set Syst* 114, 1-9.
34. Yurdakul M., Ic Y.T. (2009). Application of correlation test to attributes selection for multi attributes decision making (MCDM) models. *Int J Adv Manuf Tech,* 40(3-4): 403–412.
35. Yurdakul M., Ic Y.T. (2005). Development of a performance measurement model for manufacturing companies using the AHP and TOPSIS approaches. *Int J Prod Res,* 43(21), 4609–4641.
36. Dymova L., Sevastjanov P., Tikhonenko A. (2013). An approach to generalization of fuzzy TOPSIS method, *Information Sciences,* 238: 149–162.