T.C.

TRAKYA ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UÇAK ANA UÇUŞ KUMANDA YÜZEYLERİ MEKANİK SİMÜLATÖRÜ TASARIM VE İMALATI

EMRE KAVAK

YÜKSEK LİSANS TEZİ

UYGULAMALI BİLİMLER VE TEKNOLOJİ ANABİLİM DALI

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi MUKADDER İĞDİ ŞEN

EDİRNE-2022

EMRE KAVAK'ın hazırladığı "**UÇAK ANA UÇUŞ KUMANDA YÜZEYLERİ MEKANİK SİMÜLATÖRÜ TASARIM VE İMALATI**" başlıklı bu tez, tarafımızca okunmuş, kapsam ve niteliği açısından Uygulamalı Bilimler ve Teknoloji Anabilim Dalında bir **Yüksek lisans tezi** olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri (Ünvan, Ad, Soyad): İmza

Doç.Dr. Burcu ÖZKARDEŞ ……

Dr.Öğr.Üyesi Kenan KARAÇAVUŞ ……

Dr.Öğr.Üyesi Mukadder İĞDİ ŞEN ……

Tez Savunma Tarihi: 02/09/2022

Bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak gerekli şartları sağladığını onaylarım.

İmza

Tez Çalışması Danışmanı **Dr.Öğr. Üyesi MUKADDER İĞDİ ŞEN**

İkinci Tez Danışmanı (varsa) ……

Trakya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü onayı

Prof. Dr. Hüseyin Rıza Ferhat KARABULUT
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

T.Ü.FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UYGULAMALI BİLİMLER VE TEKNOLOJİ ANABİLİM DALI YÜKSEK LİSANS/DOKTORA PROGRAMI DOĞRULUK BEYANI

Trakya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, tez yazım kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında, tüm verilerin bilimsel ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini, kullanılan verilerde tahrifat yapılmadığını, tezin akademik ve etik kurallara uygun olarak yazıldığını, kullanılan tüm literatür bilgilerinin bilimsel normlara uygun bir şekilde kaynak gösterilerek ilgili tezde yer aldığını ve bu tezin tamamı ya da herhangi bir bölümünün daha önceden Trakya Üniversitesi ya da farklı bir üniversitede tez çalışması olarak sunulmadığını beyan ederim.

.... / .... / ....

Emre Kavak

İmza

Yüksek Lisans Tezi
Uçak Ana Uçuş Kumanda Yüzeyleri Mekanik Simülatörü Tasarım ve İmalatı
T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü
Uygulamalı Bilimler ve Teknoloji Anabilim Dalı

ÖZET

Gelişen havacılık teknolojisi ile otonom ve mekanik sistemli çalışan hava araçlarına ilgi daha da büyümektedir. Ülkemizde gerek sivil havacılık gerekse savunma sanayi alanlarında çeşitli yatırımlar yapılmakta ve hava araçları herkesin ilgi odağı olmaktadır. Hava araçlarına olan bu ilgi eğitim yönünde de çeşitli atılımlar sağlamıştır. Lise ve üniversitelerde havacılık bölümleri çoğalmış, öğrenci tercihleri bu alanlara kaymıştır. Eğitim kurumları atölyelerine hava araçlarının parçalarını, zaman zaman ise hava aracının kendisini temin etmektedir. Temin edilen bu hava araçları genellikle özel şirketlerin "hurda" diye tabir edilen uçaklarından oluşmaktadır. Elektronik aksam ve diğer mekanikleri bilinçli olarak çıkarılan veya kullanılamaz durumdaki bu hava araçları ile eğitimler verilmektedir.

Uçağın icadından sonra yaşanan kazaların temel nedeni "kontrolsüzlük" olarak görülmüştür. Bu nedenle uçağın kontrol edilebilmesi en temel amaç olarak belirlenmiş ve çeşitli kumanda yüzeyleri uçağa entegre edilmiştir. Havadaki uçağa manevralar yaptıracak bu uçuş kumanda yüzeylerinin entegre edilmesi ile kazalar büyük oranda azalmıştır. Daha sonra gelişen teknoloji ve yeni fikirler ile ana uçuş kumanda yüzeylerine ek olarak yardımcı uçuş kumanda yüzeyleri eklenmiş ve havadaki uçağın kontrolü maksimum seviyelere çıkarılmıştır.

Eğitim için temin edilen uçak veya uçak parçaları olsa da uçağın kontrollerini sağlayan bu önemli yüzeylerin nasıl ve hangi yöntemlerle uçakta hareket sağladığı hâlâ bir eksiklik olarak görülmektedir. Bu eksikliği gidermek amacıyla uçağın üç eksendeki hareketi, mekanik bir simülatör üzerinde herhangi bir kaplama malzemesi kullanılmadan gösterilmiştir.

İmal edilmek istenen uçağın ana uçuş kumanda yüzeylerinin yer aldığı simülatör önce bilgisayar ortamında çizilmiş daha sonra atölyede imal edilmiştir. Kısıtlı imkanlar ile başarılı bir şekilde imal edilen ana uçuş kumanda yüzeyleri mekanik simülatörünün öncelikli amacı, ana uçuş kumanda yüzeylerinin hareketlerini göstermektir. Üzeri kaplanmadan bırakılan yüzeyler ve gövde, ileride yapılabilecek çalışmaların temelini oluşturacaktır.

Farklı mekanizma ve bağlantı yöntemleri kullanarak tasarladığımız bu prototipte (modelde), uçağın kumanda kolundan uçuş kumanda yüzeylerine olan orijinal bağlantıların yerine, eğitim kurumları kendi atölyelerinde ana uçuş kumanda yüzeyleri simülatörü üzerinde kolayca değişiklik ve yenilik eklemeleri yapılabilecektir.

Yıl : 2022

Sayfa Sayısı : 106

Anahtar Kelimeler :Uçak, Kontrol, Kumanda Yüzeyleri, Uçuş, Mekanik Simülatör

Master Degree Thesis

The Aircraft Primary Flight Control Surfaces Mechanical Simulator Design and Manufacturing

Trakya University Institute of Natural Sciences

Applied Sciences and Technology

ABSTRACT

With the developing aviation technology, the interest in autonomous and mechanically operated aircraft is growing even more. Various investments are made in the fields of civil aviation and defense industry in our country, and aircraft are the focus of attention of everyone. This interest in aircraft has provided various breakthroughs in the field of education. Aviation departments have increased in high schools and universities, and student preferences have shifted to these areas. Educational institutions supply the parts of the aircraft to their workshops, and sometimes the aircraft itself. These supplied aircraft are generally composed of private companies' aircraft called "scrap". Trainings are given with these aircraft, whose electronic components and other mechanics are deliberately removed or unusable.

After the invention of the aircraft, the main reason for the accidents was seen as "lack of control". For this reason, controlling the aircraft has been determined as the most basic purpose and various control surfaces have been integrated into the aircraft. By integrating these flight control surfaces that will make maneuvers to the aircraft in the air, accidents have been greatly reduced. Later, with the developing technology and new ideas, auxiliary flight control surfaces were added in addition to the main flight control surfaces and the control of the aircraft in the air was maximized.

Although there are aircraft or aircraft parts provided for training, how and with what methods these important surfaces that provide the controls of the aircraft provide movement in the aircraft is still seen as a deficiency. In order to make up for this

deficiency, the motion of the aircraft in three axes is shown on a mechanical simulator without using any coating material.

The simulator, which includes the main flight control surfaces of the aircraft to be manufactured, was first drawn in the computer environment and then manufactured in the workshop. The primary purpose of the main flight control surfaces mechanical simulator, which has been successfully manufactured with limited resources, is to show the movements of the main flight control surfaces. Uncoated surfaces and body will form the basis of future work.

In this prototype (model), which we designed using different mechanisms and connection methods, it will be possible to easily make changes and innovations on the main flight control surfaces simulator in own workshops of the training institutions, instead of the original connections from the control arm to the flight control surfaces.

Year : 2022

Number of Pages : 106

Keywords : Aircraft, Control, Control Surfaces, Flight, Mechanic Simulator

ÖNSÖZ

Bu tez çalışmasında uygulamalı havacılık eğitimi için ana uçuş kumanda yüzeyleri mekanik simülatörü imal edilmiştir. Kısıtlı imkanlarla yapılan bu çalışmadan elde edilen başarılı sonuç, daha büyük maddi destek ve imkanlar verildiğinde ülkemiz havacılığına çok büyük katkı sağlayan ürünlere dönüştürülebilecek yapıdadır.

Öncelikle çalışma konusunu seçerken bana yardımcı olan, tez sürecinde her türlü fikir ve desteğini eksik etmeyen değerli danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Mukadder İĞDİ ŞEN'e, tezin dijital ortamda çizim aşamasında değerli vaktini bana ayıran ve her konuda yardımıma koşan değerli arkadaşım Makina Yüksek Mühendisi Barış Hilmi DURMUŞ'a, imalat aşamasında tüm tecrübelerini bana aktararak ekstra mesai yapan torna ustası Hasan ÜNLÜ'ye, atölyesini kullanıma açan ve tezgahlarının kullanılmasını sağlayan babam İbrahim KAVAK ve torna ustası Gazi ÇABUK'a, literatür tarama ve tez yazım kurallarında yardımcı olan Türkçe Eğitimi yüksek lisans öğrencisi Ezgi ÇETİN'e ve eğitim hayatım boyunca maddi ve manevi desteklerini esirgemeyen aileme teşekkürü borç bilirim.

Emre KAVAK

İstanbul – 2022

İÇİNDEKİLER

ÖZET iv
ABSTRACT vi
ÖNSÖZ viii
İÇİNDEKİLER ix
KISALTMALAR VE ŞEKİLLER DİZİNİ xii
ŞEKİLLER DİZİNİ xiii
BÖLÜM 1 1
GİRİŞ ve AMAÇ 1
BÖLÜM 2 3
UÇUŞ TEORİSİ 3
2.1. Uçağa Etki Eden Kuvvetler 3
2.1.1. Ağırlık 3
2.1.2. Taşıma Kuvveti 4
2.1.3. Sürükleme Kuvveti 5
2.1.4. İtki 5
2.2. Kanat Profili 6
2.2.1. Hücum Açısı 9
BÖLÜM 3 13
UÇUŞ KUMANDALARI 13
3.1. Ana Uçuş Kumandaları 14

3.1.1. Aileron (Kanatçık) 15
3.1.2. Elevator (İrtifa Dümeni) 16
3.1.3.Rudder (İstikamet Dümeni) 18
3.2. Yardımcı Uçuş Kumandaları 20
3.2.1.Spoiler 21
3.2.2.Flaplar 22
3.2.3. Slatlar ve Slotlar 23
3.2.4. Fletner (Trim) 25
BÖLÜM 4 26
DENEYSEL ÇALIŞMALAR 26
4.1. Bilgisayar Üzerinden Tasarım 26
4.1.1. Şasi 27
4.1.2. Kanatlar 28
4.1.3. Rudder 31
4.1.4.Elavator Kumanda Yüzeyi 33
4.1.5. Levye ve Pedallar 35
4.1.6. Lama ve Bağlantı Milleri 38
4.2. Kullanılacak Malzemeler 39
4.2.1. Profiller ve Miller 39
4.2.2. Lazer Kesim ile Hazırlanan Parçalar 42
4.2.3. Lamalar, Bağlantı Milleri ve Levye Ucu 43
4.2.4. Mil ve Lama Bağlantıları 50
4.3. İmalat Aşaması 51
4.3.1. Şasinin Birleştirilmesi 51
4.3.2. Kanatların Birleştirilmesi 56

4.3.3. Sabit ve Hareketli Stabilizeler 60
4.3.4. Levye, Pedal ve Diğer Bağlantılar 66
4.3.5. Uçağın Birleştirilmesi 79
4.3.6. Uçağın Boyanması 81
BÖLÜM 5 85
SONUÇ 85
KAYNAKLAR 87
ÖZGEÇMİŞ 90

KISALTMALAR VE ŞEKİLLER DİZİNİ

W	: Ağırlık
M	: Kütle
g	: Yer Çekimi
s	: Saniye
L	: Taşıma Kuvveti
ρ	: Yoğunluk
V	: Hız
C_L	: Taşıma Katsayısı
S	: Kanat alanı
D	: Sürükleme Kuvveti
Cd_0	: Parazit Sürükleme
Cd_i	: İndüklenmiş Sürükleme
mm	: Milimetre
%	: Yüzde
Lbs	: Libre
α	: Hücum Açısı
CAD	: Computer Aided Design
NASA	: National Aeronautics and Space Administration
Kg	: Kilogram
Cm	: Santimetre

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 2.1. Bernoulli Prensibi'ne göre havanın kanat üzerinde akışını gösteren bir görsel (Okatan, 2019).....5

Şekil 2.2. Uçağa etki eden dört kuvvet (Anonim, 2018).....6

Şekil 2.3. Kanat profili kesiti. 7

Şekil 2.4. FoilSim III isimli sanal ortam test uygulaması. 8

Şekil 2.5. Kamburluk eğrisi %6 seviyesine getirildiğinde oluşan değişim değerleri.....9

Şekil 2.6. Hücum açısını gösteren görsel. 10

Şekil 2.7. Yüksek hücum açısı nedeniyle kanat profilinden ayrılan hava akımı. 11

Şekil 2.8. İki farklı uçağa ait hücum açısı gösterge saati. 11

Şekil 2.9. Embraer 145 üzerinde bulunan bir hücum açısı sensörü (Le Vie, 2014).....12

Şekil 3.1. Uçağın hareket ettiği üç eksen örneği (Degond vd., 2021). 13

Şekil 3.2. Ana kumanda yüzeyleri (Kokpitteyiz, 2020).....14

Şekil 3.3. Kanatta bulunan aileron kumanda yüzeyi (beyaz ok ile gösterilen) (Lattuca, t.y). 15

Şekil 3.4. Levye sağa itildiğinde kanatçıkların hareketleri (IVAO, 2022a).....16

Şekil 3.5. Cessna Skyhawk C172 tipi uçağın elevator kumanda yüzeyi. 17

Şekil 3.6. Elevator aşağıdayken burun yukarıda, elevator yukarıdayken burun havada olmaktadır (Kandil, 2017).....18

Şekil 3.7. Uçağın kuyruğunda bulunan dikey stabilize ve rudder. 19

Şekil 3.8. Sol pedala basıldığında (sol pedal ilerideyken) rudder sola döner ve uçak sola sapma hareketi yapar (IVAO, 2022b). 20

Şekil 3.9. İnişte tamamı açılmış spoilerlar (Monolib, t.y.). 22
Şekil 3.10. Flap çeşitleri. 23
Şekil 3.11. Kanat üzerinde farklı tipteki slatlar (Flight, t.y.). 24
Şekil 3.12. Uçuş kumandaları üzerindeki fletnerlar (trimler). 25
Şekil 4.1. İmal edilecek simülatör uçağın şasisi. 27
Şekil 4.2. Şasi teknik çiziminin yandan (üstte) ve arkadan (altta) görünümü. 28
Şekil 4.3. Simülatörün kanadı. 29
Şekil 4.4. Kanadın hareketi. 29
Şekil 4.5. Kanat-Şasi bağlantısı için kullanılan sacın yandan ve önden görünümüne ait teknik resim. 30
Şekil 4.6. Sac ile şasi-kanat bağlantısı. 31
Şekil 4.7. Rudder'ın bağlanacağı sabit parça. 32
Şekil 4.8. 8 mm çapında mile bağlanmış rudder hareketli parçası. 32
Şekil 4.9. Rudder kumanda yüzeyinin şasiye montajı. 33
Şekil 4.10. Elevator hareketli parçası. 34
Şekil 4.11. Elevator hareketli parçanın yataklı rulman ile şasiye bağlanması. 34
Şekil 4.12. Levyenin 4 yönlü hareket veren alt ucu. 35
Şekil 4.13. Levye tasarımı. 36
Şekil 4.14. Pedal tasarımı. 37
Şekil 4.15. Levye ve pedalların şasi üzerindeki durumları. 37
Şekil 4.16. Lama ve miller. 39
Şekil 4.17. Temin edilen profil ve miller. 41
Şekil 4.18. Lazer kesime hazırlanmış 2 mm kalınlığında kanat profili. 42
Şekil 4.19. Aileron miline bağlı hareket lamaları. 43
Şekil 4.20. Dört yönde hareket sağlayan levye ucunun freze tezgahında yapımı 44

Şekil 4.21. Frezede işlendikten sonra matkapla delinerek hazırlanan levye ucu. 45
Şekil 4.22. Elevator-levye bağlantı milinin ucuna kaynaklanan lama. 46
Şekil 4.23. Elevator-Levye bağlantı milinin levye ucuna bağlantısı için daha kalın bir mil kaynak yapılmıştır. 47
Şekil 4.24. Elevator-Levye bağlantı mili. 48
Şekil 4.25. Rudder-Pedal bağlantısı için diş açılan miller. 49
Şekil 4.26. 8 mm giriş dişi mafsallar. 50
Şekil 4.27. 8 mm çapında UCP 202 demir döküm yataklı rulman. 51
Şekil 4.28. Burun kısmının kaynak ile birleştirilmesi. 52
Şekil 4.29. Kuyruk kısmının bir köşesine kaynak yapılması. 53
Şekil 4.30. Şasi orta kısmının kaynakla birleştirilmesi. 53
Şekil 4.31. Şasinin ön ve arka bölüm olarak ikiye ayrılması. 54
Şekil 4.32. Arka şasiye lama takılarak ön şasiyle birleştirilmesi sağlanmıştır. 55
Şekil 4.33. Şasi alt bağlantı laması. 56
Şekil 4.34. Airfoil yapının lazer kesim ile kesilen kanat profili. 57
Şekil 4.35. Kanatın gövdeye en uzak kısma takılacak olan yarım profil. 57
Şekil 4.36. Aileron yüzeyi profili. 57
Şekil 4.37. Profillerin millerle ile bağlantısı. 58
Şekil 4.38. Aileron profilleri aşağı pozisyonda. 59
Şekil 4.39. Kanatların gövde ile bağlantısı. 59
Şekil 4.40. Yatay ve dikey sabit stabilizeler. 60
Şekil 4.41. Dikey stabilizenin üst profilinde bulunan rudder bağlantı deliği 61
Şekil 4.42. Rudder bağlantı milinin dengesini sağlayan lama. 62
Şekil 4.43. Elevator bağlantı milinin dengesini sağlaması için oluşturulmuş çatallar. 63
Şekil 4.44. Rudder yüzeyi için kesilen sac ve 8 mm mil. 64

Şekil 4.45. Elevator yüzeyleri için kesilen saclar ve bağlantı mili. 65
Şekil 4.46. Elevator ve Rudder'ın montajlanmış hali. 66
Şekil 4.47. Üç parçadan oluşan ve sökülüp takılabilen levye. 67
Şekil 4.48. Levye 68
Şekil 4.49. Pedallar. 69
Şekil 4.50. Levye ve ters hareket laması bağlantı mili ve rulman yatakları. 70
Şekil 4.51. Levyeden hareketi ailerona ileten ters hareket laması. 70
Şekil 4.52. Aileron laması ve ters hareket lamasına bağlantı için kullanılan mafsal takılmış mil. 71
Şekil 4.53. Rudder miline bağlanan hareket laması. 72
Şekil 4.54. Kare desenli sacdan yapılan pilot koltuğu. 73
Şekil 4.55. Yataklı rulmanların şasiye bağlanması için yapılan lamalar. 74
Şekil 4.56. Levye bağlantı milleri. 75
Şekil 4.57. Pervane takmak için şasiye monte edilen sac. 76
Şekil 4.58. Torna makinasında parçanın işlenmesi 77
Şekil 4.59. İçinde rulman bulunan pervane 78
Şekil 4.60. İçi boş halde bulunan pervane 79
Şekil 4.61. Uçağın toplanmış halinin önden görünümü 80
Şekil 4.62. Bağlantıları tamamlanan uçağın yandan görünümü 81
Şekil 4.63. Çapak ve talaşların taşlama ile giderilmesi. 82
Şekil 4.64. Uçak arka şasinin boyalı hali. 83
Şekil 4.65. Uçak ön şasinin boyalı hali. 84
Şekil 4.66. Uçağın tüm parçalar birleştirilmiş ve boyanmış halde. 84

BÖLÜM 1

GİRİŞ ve AMAÇ

Gelişen teknoloji ile insanoğlunun öncelikleri de değişmektedir. Bu öncelikler yaşamsal ihtiyaçlardan çok yerini tatil ve gezi gibi düşüncelere bırakmıştır. Bu anlayış ile birlikte ortaya çıkan seyahatlerin çoğunluğu önceden karayolu taşıtlarıyla gerçekleşmek iken zamanla hem zaman hem de konfor anlamında yeni arayışlar oluşmuş ve bu arayışlar hava yolu seyahatini ortaya çıkarmıştır. Hava yolu şirketleri bu arayışlara sessiz kalmamış ve birbirleri ile müşteri memnuniyeti açısından rekabete girmişlerdir.

Uçak üreticileri de bu rekabette yerini almış ve teknolojinin el verdiği en son yenilikleri uçak üretiminde kullanmışlardır. En az kazaya karışan uçak, en konforlu ve en güven veren uçak gibi istatiksel veriler ortaya çıkmıştır. Üreticiler her ne kadar çoğu sistemi otonom hale getirse de günümüz teknolojisinde hâlâ insan gücü ve mekanik sistemlere ihtiyaç duyulmaktadır.

Otonom ve mekanik sistemler ile çalışan hava araçlarının geçmişte yapmış olduğu temel sorunun uçağın kontrol edilememesi olduğu şeklinde bir teori Wright kardeşler tarafından ortaya atılmış ve hummalı çalışmaları sonrası bu soruna kendileri çare bulmuşlardır. Buldukları çare uçağın üç eksen üzerinde hareket etmesini sağlayan ve pilot tarafından kontrol edilen kumanda yüzeyleridir. Pilot, uçuş kumanda yüzeyleri sayesinde uçağı kalkış, iniş ve havada süzülürken kontrol edebilmektedir. Günümüzde kumanda yüzeyleri, çeşitli yenilikler yapılarak daha kararlı çalışabilir duruma gelmiştir.

Günümüzde birçok eğitim kurumu, eğitim verdikleri atölyelerinde özel şirketlerden alınan "hurda" diye tabir edilen, iç mekanizmaları kullanılmaz haldeki uçaklar ile öğrenci yetiştirmektedir. Bu tez çalışmasının amacı, ana uçuş kumanda

yüzeyleri mekanik simülatörü (modeli) yapmak ve bu sayede uçağın temel hareketlerini eğitim kurumu veya atölyelerde çalışır halde göstermektir. Karmaşık mekanizma ve elektronik sistemler olmadan imal edilen bu sistemde, en basit mekanizmalar kullanılmış ve basit bir torna atölyesinde üretim gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, temsili uçağın dışı kaplanmadan yapısal halde bırakılmış böylece öğrencilerin tüm mekanizma sistemlerini görmesi ve bu sistemlere ait tüm bilgilere hâkim olması hedeflenmiştir.

BÖLÜM 2

UÇUŞ TEORİSİ

2.1. Uçağa Etki Eden Kuvvetler

Uçağın uçması, havadayken üzerine etki eden dört kuvvet ile gerçekleşmektedir. Bu dört kuvvet; ağırlık, taşıma, sürükleme ve itki kuvvetleridir.

Bu kuvvetler, Isaac Newton'un 1665'de önerdiği üç yasa ile açıklanmaktadır. Bu Hareket Yasaları,

1. Bir cisim hareketsizse kendi kendine hareket etmez. Bir nesne hareket ediyorsa, bir şey onu itmedikçe durmaz veya yön değiştirmez.

2. Bir nesneye ne kadar kuvvet uygulanırsa o kadar hızlı hareket eder.

3. Bir nesne bir yönde itildiğinde, zıt yönde her zaman aynı büyüklükte bir direnç vardır (Shaw, 2021).

2.1.1. Ağırlık

Yer çekiminin, ivmelenmeyen bir cisme uyguladığı kuvvet ağırlık olarak tanımlanır. Ağırlığın birimi "Newton"dur ve "W" ile gösterilmektedir. Denklem 2.1 ile hesaplanan ağırlık, yer çekiminin etkisiyle her zaman Yer'in merkezine doğru çekilen bir kuvvettir.

Ağırlık;

$$W = m.g \qquad \text{(Denklem 2.1.)}$$

ile yazılmaktadır. Burada m: kütle ve g: yer çekimi ivmesidir. Yer çekimi ivmesi değeri 9,80665 m/s²'dir (Sunol, 2020a).

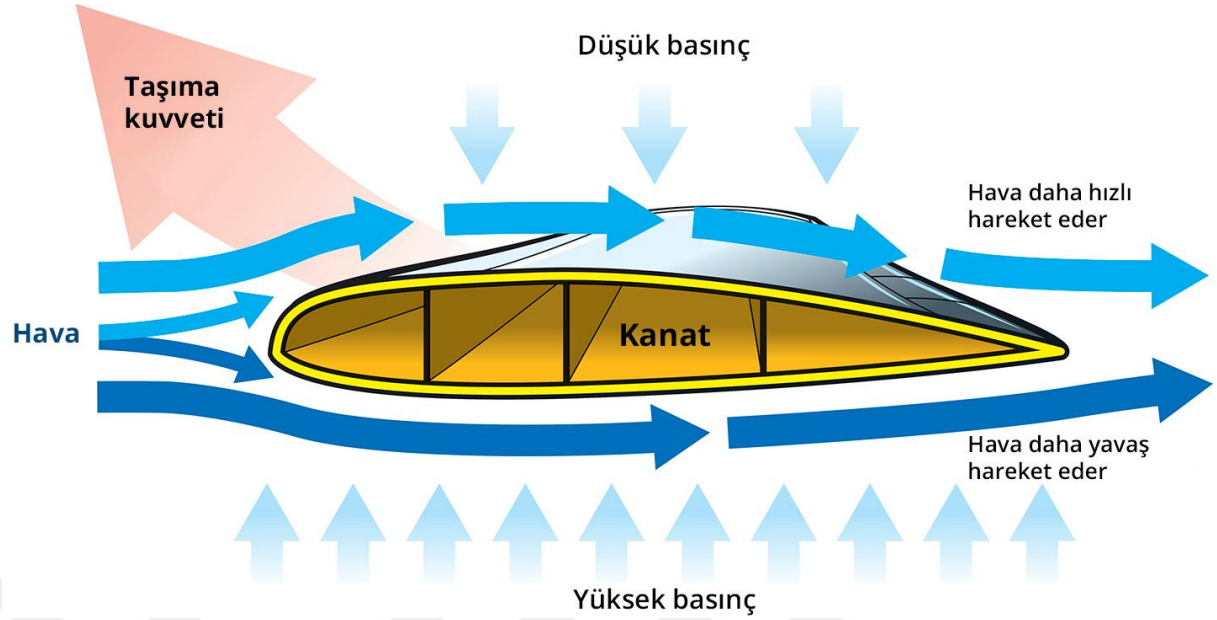
2.1.2. Taşıma Kuvveti

Taşıma (Lift, L) kuvveti yer çekiminin tersi bir kuvvettir. Uçak sabit bir irtifada uçarken yani alçalma ya da tırmanma yapmazken, taşıma kuvveti ve yer çekimi kuvveti hemen hemen birbirini dengeleyen eşit kuvvetlerdir. Kanadın şeklinden dolayı, kanadın altındaki hava daha kısa bir mesafe kat ederken kanadın üstündeki hava kanadın kamburluğu nedeniyle daha uzun mesafe kat edecektir. Bernoulli Prensibi, daha hızlı hava parçacıklarının daha düşük basınçlara sahip olduğunu açıklamaktadır. Bu prensibe göre uçağın irtifa almasının nedeni, kanatların üstündeki ve altındaki basınç farkıdır (Asia, 2010). Bernoulli Prensibini açıklayan görsel Şekil 2.1'de verilmiştir. Taşıma kuvveti;

$$L = ½\ \rho\ V^2\ C_L\ S \qquad \text{(Denklem 2.2.)}$$

ile elde edilmektedir. Denklem 2.2'de; ρ*:*yoğunluk, *V:*hız, C_L*:*taşıma katsayısı ve *S:*kanat alanını ifade etmektedir (Keskin vd., 2019).

Yoğunluk; irtifa, sıcaklık ve neme bağlı olarak değişmektedir. İrtifa, sıcaklık ve nem arttıkça yoğunluk düşmektedir. Taşıma katsayısı; kanat profiline ve hücum açısına bağlı olan deneysel olarak belirlenmiş boyutsuz bir katsayıdır. Kanat alanıysa uçağa yukarıdan bakıldığında görülen kanat alanını ifade etmektedir (Britt, 2006).



Şekil 2.1. Bernoulli Prensibi'ne göre havanın kanat üzerinde akışını gösteren bir görsel (Okatan, 2019).

2.1.3. Sürükleme Kuvveti

Sürükleme (drag) kuvveti, uçağın gittiği yönün tersine doğru etki eden kuvvettir. Sürükleme kuvvetlerinin tümüne "sürükleme katsayısı" adı verilir. Sürükleme kuvveti "D" harfi ile ifade edilmektedir (Britt, 2006). Denklem 2.3 ile yapılan hesaplamalarda *ρ:* uçağın bulunduğu irtifadaki havanın yoğunluğu, *V:* uçuş hızı, *S:* kanat alanı (S) ve *Cd:* kanadın taşıma katsayısı (bakınız Denklem 2.4), Cd_0: parazit sürükleme ve Cd_i: indüklenmiş sürükleme'dir (Keskin vd., 2019).

$$D = ½\ \rho\ V^2\ S\ Cd \qquad \text{(Denklem 2.3.)}$$

$$Cd = Cd_0 + Cd_i \qquad \text{(Denklem 2.4.)}$$

2.1.4. İtki

İtki (thrust) kuvveti, uçak ve diğer hava araçlarında motorlar aracılığıyla elde edilir. Motorsuz planörlerde ise bu kuvvet yer çekimi ve ağırlık kuvveti ile sağlanır. İtki kuvveti, sürüklemeye göre daha büyük bir kuvvet uygulayarak uçağın ileri yönde hareket etmesini sağlar.

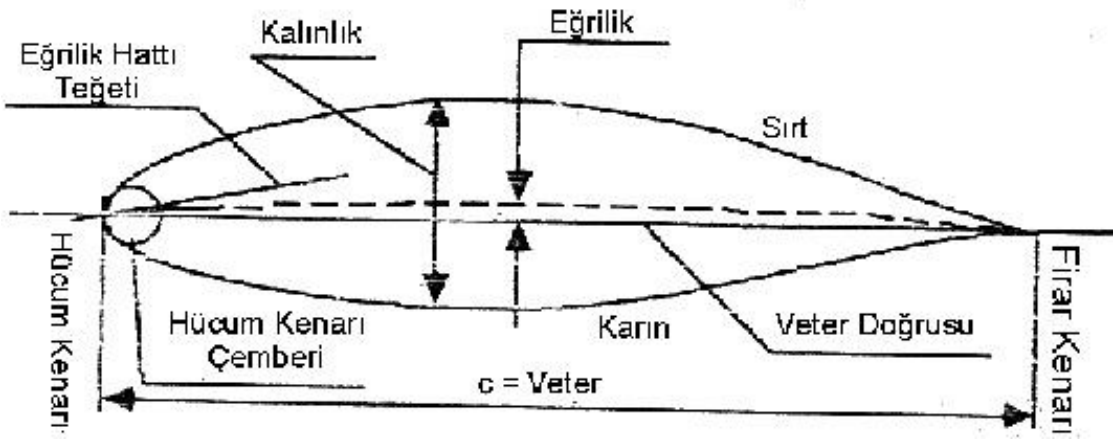
Uçak, denge durumunu korumak için havada sürekli olarak yer değiştirir. Uçak havadayken Şekil 2.2'de gösterilen dört temel kuvvette değişiklikler meydana gelir. Bu etkilerin değişmesine rağmen pilot veya oto pilot uçağın ağırlık merkezini sabit tutmaya çalışır. Bu etkiler uçağın bulunduğu irtifadaki havanın yoğunluğuna, uçuş hızının karesine, kanat alanına ve kanadın taşıma katsayısına bağlı olarak değişir. Kanadın aerodinamik profil kesiti ve yüzeylerindeki hareketli parçalar sayesinde, kanadın hücum açısı ve şekli değiştirilerek bu kuvvetlerin dengesi sağlanır (Sunol, 2020b; Havkar, t.y.).



Şekil 2.2. Uçağa etki eden dört kuvvet (Anonim, 2018).

2.2. Kanat Profili

Uçak kanadının Şekil 2.3'de bir örneği görülen kesitine "kanat profili" adı verilmektedir. Taşıma katsayısını belirleyen önemli bir faktör olan kanat profili, uçağın yapılış amacı ve modeline göre değişkenlik göstermektedir. Ancak temel prensip, profilin üstünde daha hızlı akan bir hava ve düşük basınç, profilin alt bölümündeyse daha yavaş akan bir hava ve yüksek basınç olacak şekilde kanat profilinin tasarlanmasıdır (Lesics, 2016).



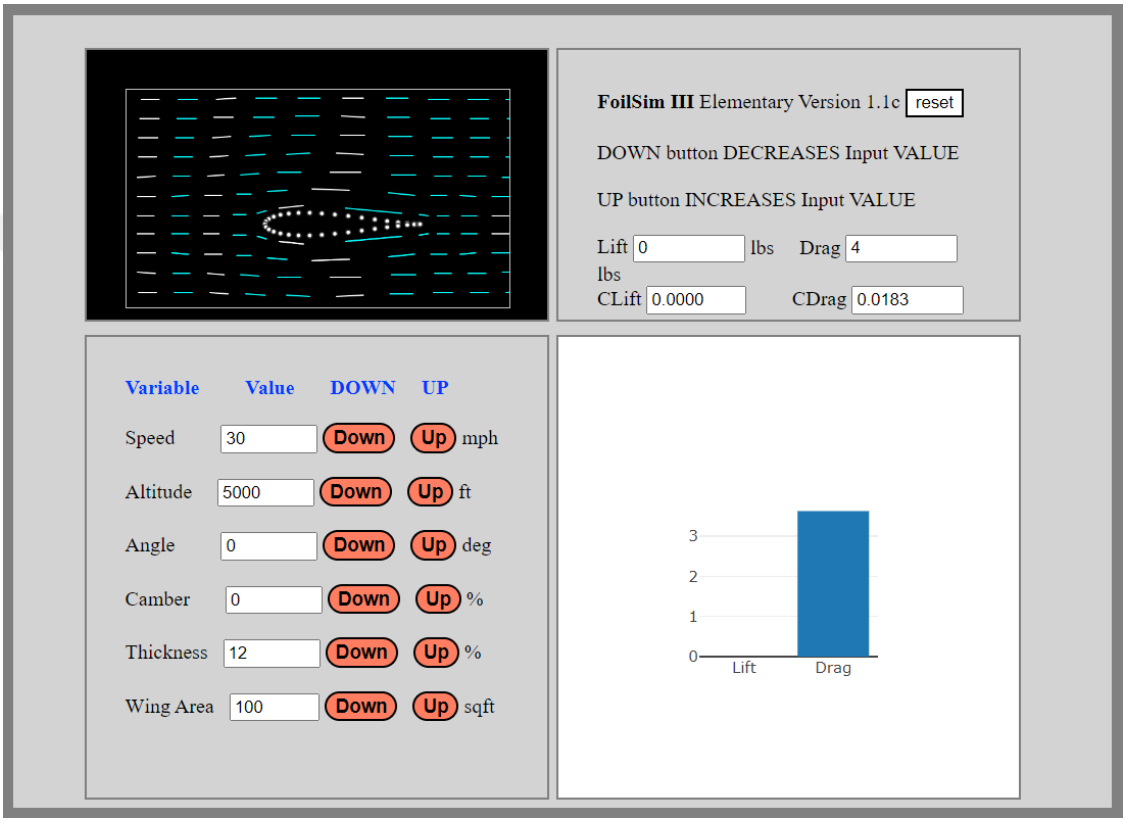
Şekil 2.3. Kanat profili kesiti.

Kanat profilinde havanın ilk çarptığı yer profilin ön kısmı olan "hücum kenarı"dır. Profilin kuyruk kısmında, havanın profili terk ettiği kısma ise "firar kenarı" adı verilmektedir. Hücum kenarı ve firar kenarı arasındaki mesafe "cord hattı (c)" veya "veter hattı" olarak adlandırılır. Kanat profilinin en kalın olduğu noktaya "azami kalınlık" ve azami kalınlığın olduğu bu konuma da "azami kalınlığın konumu" denilmektedir. Azami kalınlığın, veter boyuna oranı "azami kalınlık oranı"dır. Profili kesitlerine ayırdığımızda, bu kesitlerin orta noktalarına birleştiren hat, "kamburluk hattı"dır. Kamburluğun veter hattına en uzak olduğu "azami kamburluk" noktası, "azami kamburluğun konumu"dur. Azami kamburluğun veter boyuna oranı ise "azami kamburluk oranı" adını almaktadır (Pehlivanoğlu, 2013, s.230.).

Kanat profilinde kamburluk eğrisi olmayan kesitlerde, yani simetrik profil kanat kesitlerinde, hücum açısı sıfır derece olduğunda, profilin altındaki ve üstündeki hava eşit yol katedeceğinden taşıma kuvveti olmamaktadır. Bunun sebebi eşit mesafede yol alan hava, kanat profilinin altında ve üstünde eşit basınç oluşturmaktadır ki bu da profil üzerinde herhangi bir taşıma oluşturmamaktadır (Sunol, 2020a).

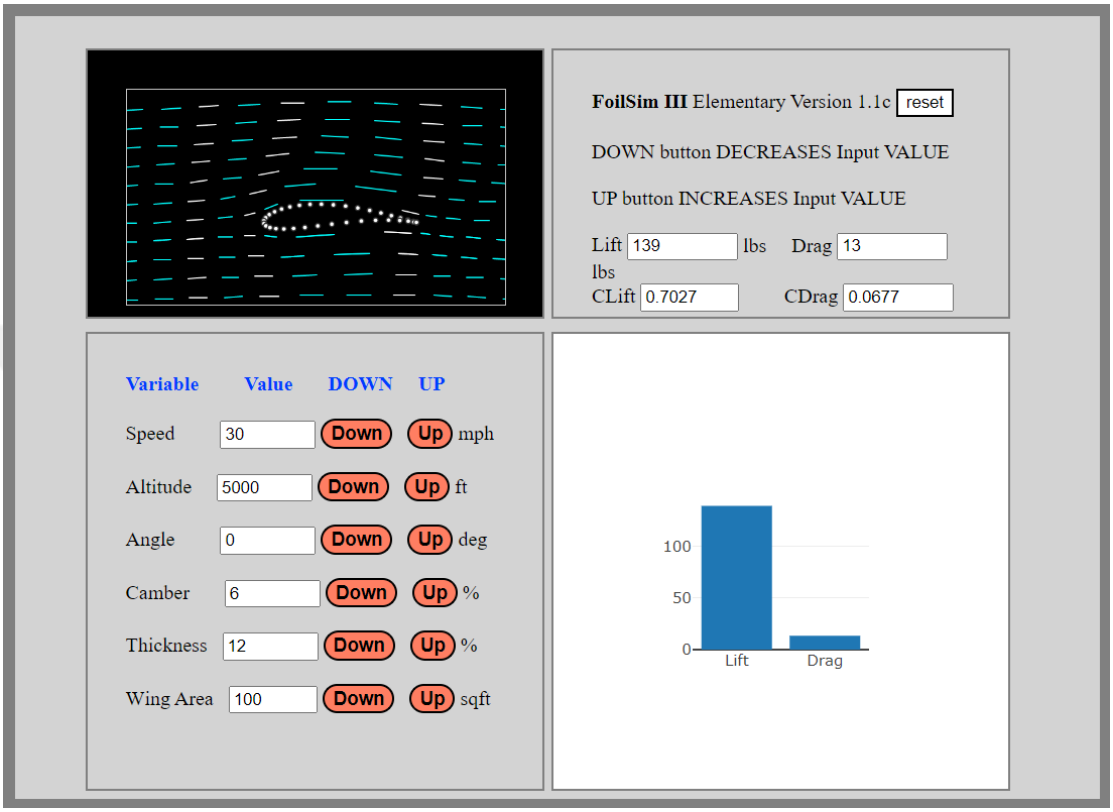
NASA'nın internet sitesi üzerinde sanal bir test ortamı oluşturan FoilSim III isimli uygulama mevcuttur. Bu uygulama ile uçağın kanat profil kesitinde profil alanı ve kamburluk oranı değiştirilebilmektedir. Ayrıca, kanat profil kesitine dış ortam testi yapılabilen bu uygulamada havanın akış hızı ve irtifa da değiştirilebilmektedir (Lopez, 2021).

FoilSim III uygulaması ile yapılan bir sanal ortam testine ait görsel ve kanat kesiti profilinin kamburluk ve hücum açısını 0'a indirdiğimizde oluşan taşıma kuvveti ve sürükleme değerleri Şekil 2.4'de verilmiştir. Değerlere baktığımızda "Lift" yani taşıma kuvvetinin 0 lbs olduğu görülmektedir. Aynı sanal ortamda test programında "Drag" yani sürükleme kuvvetinin 4 lbs olduğu görülmektedir.



Şekil 2.4. FoilSim III isimli sanal ortam test uygulaması.

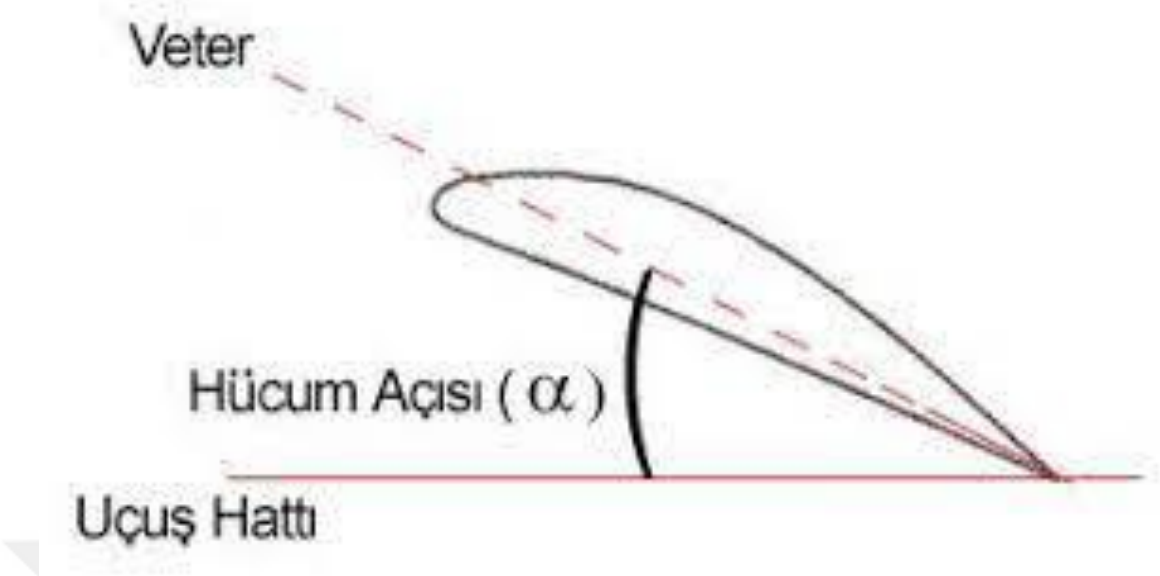
Kanat kesitinin kamburluk oranı %6 yapıldığında ve diğer değerler aynı şekilde kaldığında taşıma kuvvetinin arttığı görülmüştür. Taşıma kuvveti değeri 139 lbs seviyesine çıkmıştır. Arttırılan ve değişen değerlere ait görsel Şekil 2.5'de gösterilmiştir.



Şekil 2.5. Kamburluk eğrisi %6 seviyesine getirildiğinde oluşan değişim değerleri.

2.2.1. Hücum Açısı

Şekil 2.6'daki cord (veter) hattı ve uçuş yolu düzlemleri arasındaki açıya "hücum açısı (α)" denilmektedir. Bu açı uçuş süratine göre değişiklik göstermektedir. Güvenli bir uçuş için hücum açısı, genellikle 0-16 derece aralığında olmakta ve uçağın tipi ve kanat profilinin tipine göre değişiklik göstermektedir (Uçmak, 2021).



Şekil 2.6. Hücum açısını gösteren görsel.

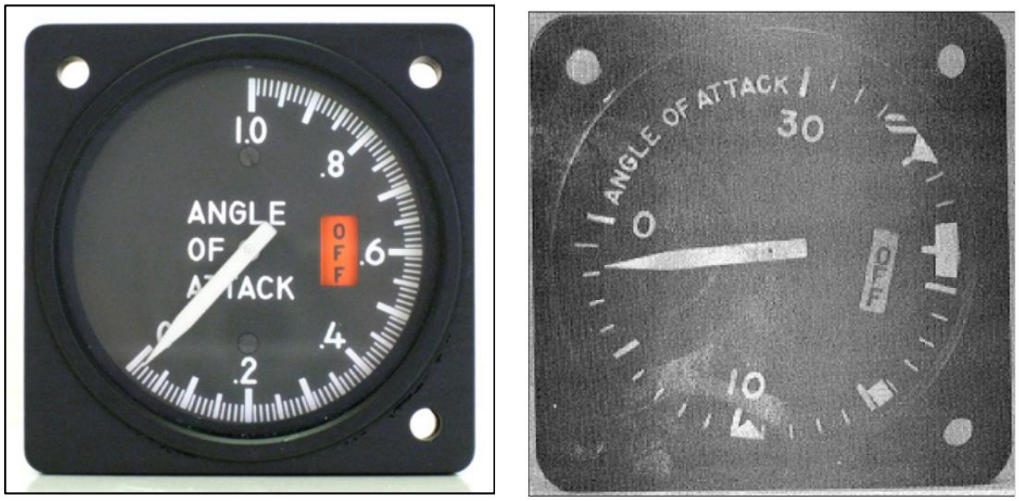
Profil ve uçak tipine göre belirlenen maksimum hücum açısına “kritik hücum açısı” denir. Kritik hücum açısının üzerinde bir açıyla uçulduğunda kanat profilinin üzerindeki hava akımı bozulmaktadır. Bu duruma “stall” adı verilmektedir (Atabay vd., 2014).

Yüksek hücum açısı nedeniyle kanat profilinden ayrılan hava akımı Şekil 2.7’de gösterilmiştir. Hücum açısı arttıkça taşıma kuvveti de artmaktadır. Bununla birlikte sürükleme etkisi de artmaktadır. Kritik hücum açılarında uçarken ani ve şiddetli rüzgâr patlamalarına denk gelindiğinde stall da artmaktadır. Uçak düşük hızlardayken taşıma kuvvetinin sürekliliğini sağlamak için hücum açısının arttırılması gerekmektedir. Bu da uçakların genellikle düşük hızlarda stall’a girmesine neden olur (Cambridge, 2012).



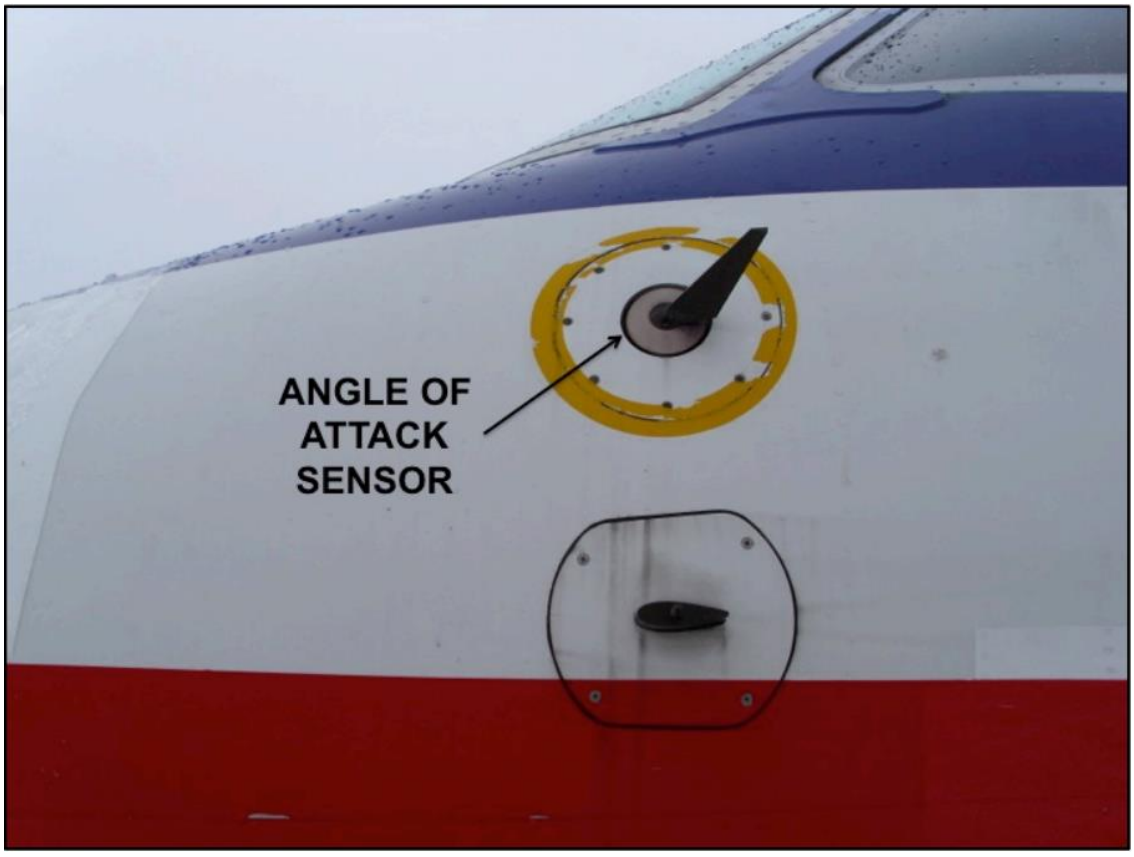
Şekil 2.7. Yüksek hücum açısı nedeniyle kanat profilinden ayrılan hava akımı.

Pilotun hücum açısını kontrol etmesi için kokpitte hücum açısını gösteren gösterge saati bulunmaktadır. Bu gösterge saatleri uçak tipine göre farklı şekillerde tasarlanmıştır. Farklı uçaklara ait hücum açısı gösterge saati Şekil 2.8'de gösterilmiştir.



Şekil 2.8. İki farklı uçağa ait hücum açısı gösterge saati.

Hücum açısı göstergesinin çalışması için uçağın ön kısmına iki adet sensör yerleştirilmektedir. Bu sensörler uçağın sağ ve sol burun kısmında olmaktadır. Embraer 145 tipi uçağın sol ön burun kısmında bulunan hücum açısı sensörü Şekil 2.9'da gösterilmiştir. Sensörün üzerinde küçük bir kanatçık vardır ve uçağın hareketine göre hareket etmektedir. Bu hareket de dönüştürücü ve elektronik cihazlar yardımıyla göstergeye iletilmektedir.

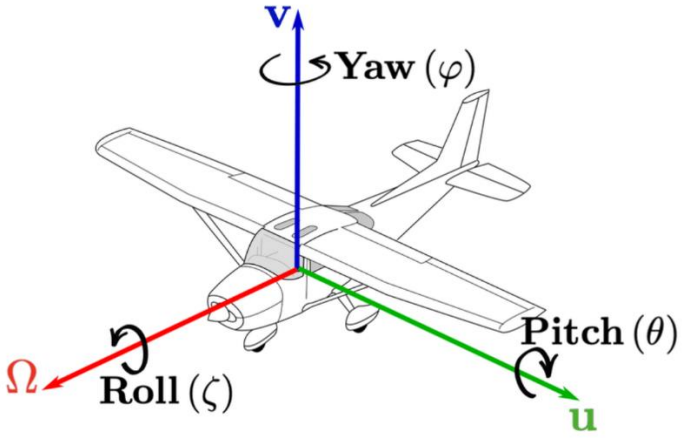


Şekil 2.9. Embraer 145 üzerinde bulunan bir hücum açısı sensörü (Le Vie, 2014).

BÖLÜM 3

UÇUŞ KUMANDALARI

Uçaklar üç eksen üzerinde hareketlerini gerçekleştirmektedir. Şekil 3.1'de gösterilen bu üç eksen; yanal, uzunluk ve dikey eksenlerdir. Yanal eksen "lateral", uzunluk ekseni "longitudinal" ve dikey eksen ise "vertical" eksen olarak adlandırılmaktadır. Uçağın yanal eksen üzerinde yaptığı harekete yunuslama (pitch), uzunluk ekseni üzerinde yaptığı harekete yatış (roll) ve dikey eksen üzerinde yaptığı harekete ise sapma (yaw) denilmektedir. Uçak bu hareketleri gerçekleştirmek için çeşitli kumandalara ihtiyaç duymaktadır. Bu kumandalar "ana uçuş kumandaları" ve "yardımcı uçuş kumandaları" olarak ikiye ayrılmaktadır. Ana uçuş kumandaları uçağın üç eksen üzerinde hareket etmesini sağlamaktadır. Yardımcı uçuş kumandaları ise uçağın hızı, sapması gibi faktörlerde ana uçuş kumandalarına yardımcı olmaktadır (MEGEP, 2011).



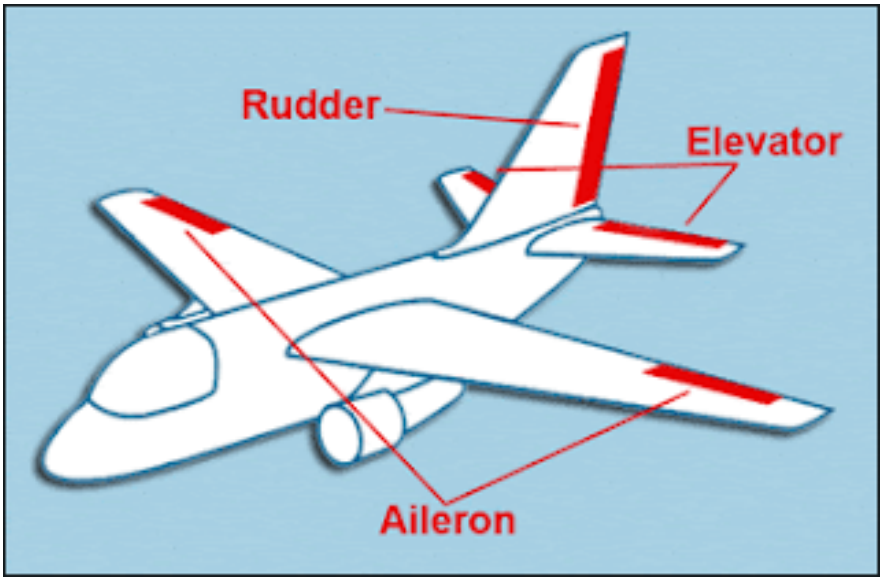
Şekil 3.1. Uçağın hareket ettiği üç eksen örneği (Degond vd., 2021).

3.1. Ana Uçuş Kumandaları

Uçaklar üç eksende hareket etmektedir. Bu hareket manevralarını ise ağırlık merkezi etrafında yapmaktadır. Uçaklar hareket etmek için belli bir momente ihtiyaç duyar. Uçaklarda hareket ekseninin belirli uzaklığındaki bir bölgeye aerodinamik kuvvetin uygulanması ile manevralar sağlanır. Bu kuvvet istemli bir şekilde uçağın ağırlık merkezini bozmakta ve uçağı istenilen yöne hareket ettirmektedir. Uçağın sabit yapısını bozarak bu kuvvete maruz kalmasını sağlamak için uçak üzerinde kumanda yüzeyleri bulunur. Pilot bu kumanda yüzeylerini kokpitteki levye ve pedallar yardımıyla hareket ettirmektedir. Bu hareketleri sağlamak için çeşitli yöntemler kullanılır. Uçağın tipine göre değişen bu yöntemler mekanik ve elektronik şekilde kombine edilmektedir. Üç eksende hareketi sağlayan ana uçuş kumandaları:

1. Aileron
2. Elevator
3. Rudder

olmak üzere üç yüzeyden oluşur. Kumanda yüzeylerine sırasıyla, Aileron için "kanatçık", elevator için "irtifa dümeni" ve rudder için ise "istikamet dümeni" adı verilir. Ana uçuş kumanda yüzeylerinin görüldüğü örnek bir çizim Şekil 3.2'de verilmiştir.



Şekil 3.2. Ana kumanda yüzeyleri (Kokpitteyiz, 2020).

3.1.1. Aileron (Kanatçık)

Aileron kumanda yüzeyi, uçağın uzunluk (roll) ekseni üzerinde hareket etmesini sağlar. Uzunluk ekseninde yapılan manevra, "yatış hareketi"dir. Uçağın iki kanadında da aileron bulunur ve kanadın firar kenarında yer alırlar. Uçağın sağ kanadında bulunan aileron kumanda yüzeyi Şekil 3.3'te beyaz ok ile gösterilmiştir. Küçük uçaklarda genellikle her kanatta birer "kanatçık" bulunurken, büyük yolcu ve nakliye uçaklarında ikişer kanatçık yer alır (Lattuca (t.y).

Düşük hızlarda "kanat uçlarındaki kanatçıklar", yüksek hızlarda ise "uçağın gövdesine yakın olan kanatçıklar" kullanılır. Pilot, bu kanatçıkların kontrolünü kokpitteki levye (stick)'i sağa veya sola iterek hareket ettirmektedir (MEGEP, 2011).



Şekil 3.3. Kanatta bulunan aileron kumanda yüzeyi (beyaz ok ile gösterilen) (Lattuca, t.y).

İki kanatta da bulunan kanatçıklar birbirlerinin zıt yönünde hareket etmektedir. Levye sağ tarafa itildiğinde sağda bulunan kanatçık yukarı kalkmakta ve solda bulunan kanatçık aşağı inmektedir. Aşağı inen kanatçığın altına hava dolmakta; bu da kanadın taşıma kuvvetini arttırarak yükselmesini sağlamaktadır. Yukarı kalkan kanatçıkta ise hava

akımı yukarı kalkan kanatçığa çarpmakta ve kanata uygulanan taşıma kuvvetini azaltarak kanadı aşağı doğru itmektedir. Kanatların yukarı ve aşağı hareketi ile uçağın yatış manevrasını yapması sağlanmaktadır (Çimen, 2013). Böylece yukarı kalkan kanatçığa çarpan hava akımı, kanadın laminer hava akımını bozup türbülanslı hava akımı yaratarak taşıma kuvvetini azaltır ve kanat aşağıya doğru hareket etmiş olur.

Sağa doğru itilmiş direksiyon ile sağ tarafta bulunan aileronun havaya kalkması ve sol tarafta bulunan aileronun aşağı inerek uçağın sağa yatışını gösteren görsel Şekil 3.4'te verilmiştir.



Şekil 3.4. Levye sağa itildiğinde kanatçıkların hareketleri (IVAO, 2022a).

3.1.2. Elevator (İrtifa Dümeni)

Elevator yani irtifa dümeninin görevi, uçağa irtifa kazandırmak veya irtifa kaybettirmektir. Böylece yanal eksen üzerinde uçağın burnunu kaldırıp indirmesi yoluyla "yunuslama" hareketi gerçekleştirilir.

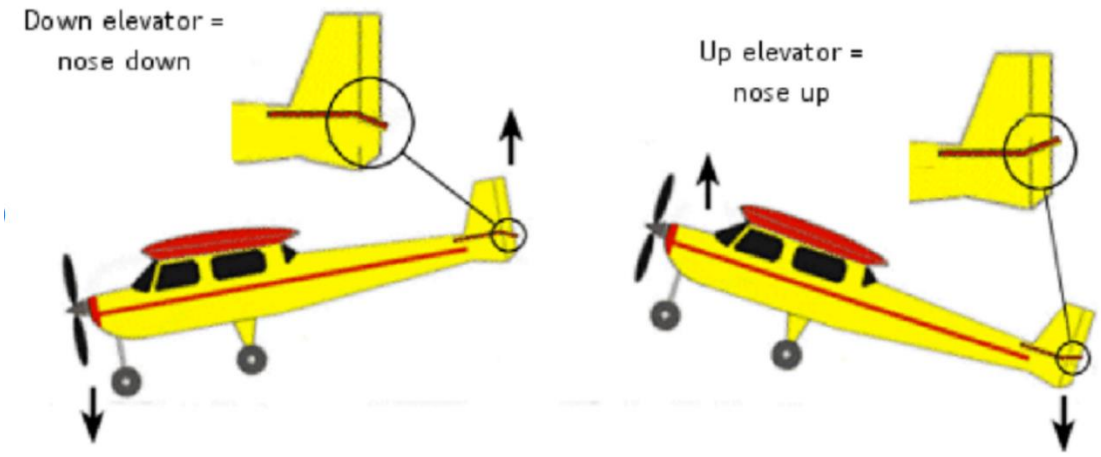
Elevator kumanda yüzeyi, uçağın kuyruğunda bulunan sabit yatay stabilizenin uç kısmında bulunan hareketli bir yüzeydir. Elevator yüzeyi Şekil 3.5'de gösterilmiştir.

Kokpitteki levye ile hareket ettirilmektedir. Levye ileri-geri itilip çekilerek kumanda yüzeyinin hareketi sağlanır (MEGEP, 2011).



Şekil 3.5. Cessna Skyhawk C172 tipi uçağın elevator kumanda yüzeyi.

Levye ileri itildiğinde irtifa dümeni aşağı iner böylece kuyruğun alt bölümüne çarpan hava, baskı kuvveti oluşturur ve taşıma kuvvetini arttırarak kuyruğun yükselmesini sağlar. Kuyruğun yükselmesi ile uçağın burnu aşağı doğru inmekte ve uçağın irtifası düşmektedir. Levye geriye doğru çekildiğinde ise irtifa dümeni yukarı doğru kalkmakta ve yatay stabilize üzerinde baskı oluşmaktadır. Bu baskı sonucunda kumanda yüzeyi yukarı doğru itilir ve uçağın burnu yukarı doğru kalkar. Uçağın burnunun yukarı kalkması ile uçağın irtifası artmaktadır (Mark, 2021). Elevator'ün aşağı ve yukarı hareketi ile uçağın burnunun yukarı-aşağı hareketi Şekil 3.6'da gösterilmiştir.



Şekil 3.6. Elevator aşağıdayken burun yukarıda, elevator yukarıdayken burun havada olmaktadır (Kandil, 2017).

3.1.3.Rudder (İstikamet Dümeni)

Rudder yani istikamet dümeni, uçağın sabit dikey stabilizenin ucunda yer alan hareketli kumanda yüzeyidir. Rudder yüzeyi Şekil 3.7'de gösterilmiştir. Uçağın dikey eksen üzerinde sağ ve sola sapma (yaw) hareketlerini yapmasını sağlar. Bu hareket ile uçağın sağa ve sola dönüşü yatış olmadan gerçekleştirilir.

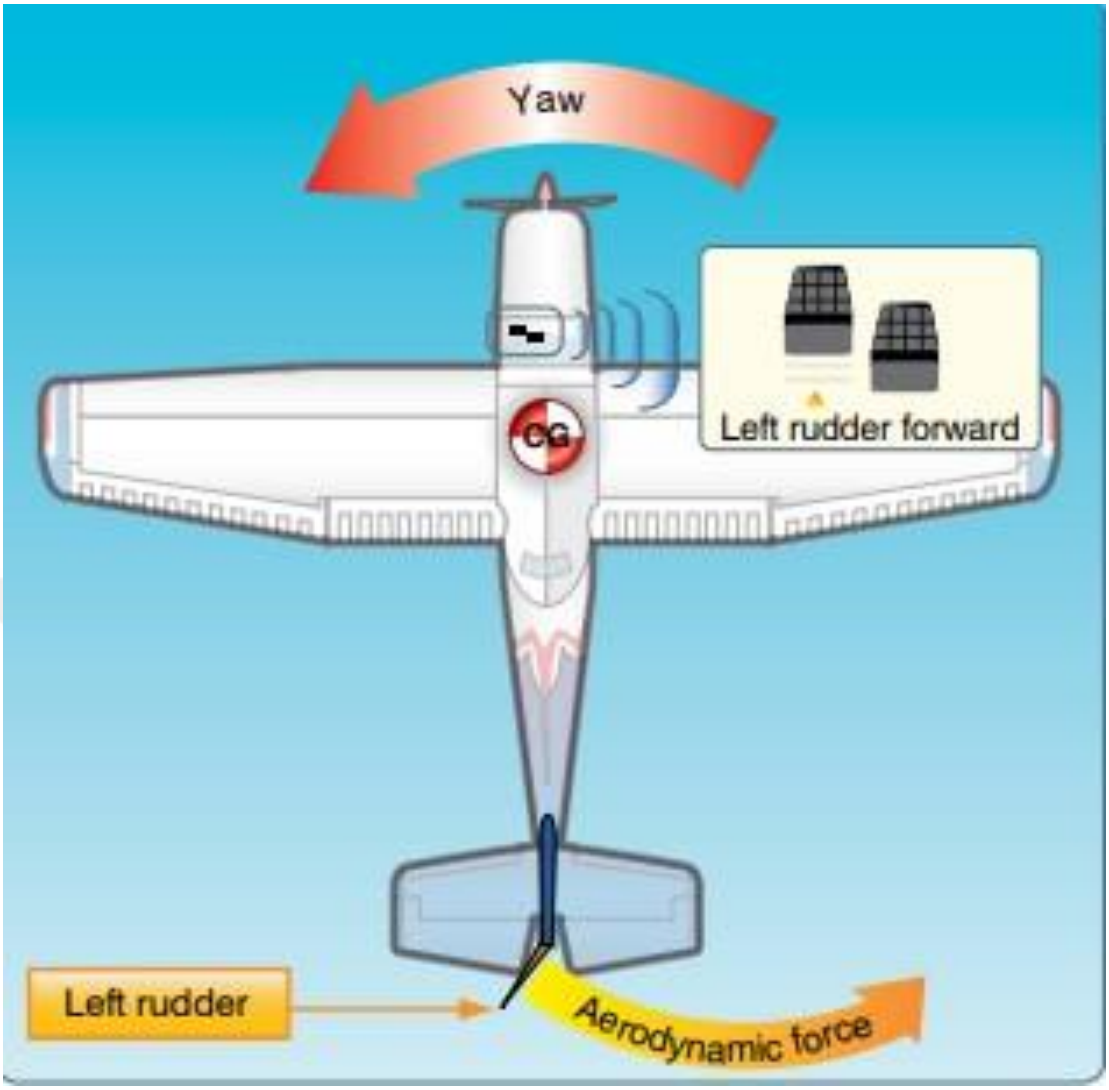
Rudder kokpitte bulunan iki pedal vasıtasıyla hareket ettirilmektedir. Pedallar birbirlerinin tersi yöndeki hareketle çalışır. Sol pedala basıldığında (sol pedal ileride) sağ pedal geri hareket etmekte ve sağ pedala basıldığında basıldığında (sağ pedal ileride) sol pedal geri hareket etmektedir (MEGEP, 2011).



Şekil 3.7. Uçağın kuyruğunda bulunan dikey stabilize ve rudder.

Pedallar ve rudder'ın bağlantısı çelik halat veya elektronik sistemlerle yapılmaktadır. Pedalın basıldığı yönde rudder'a çekme kuvveti uygulanmakta ve rudder o yöne doğru hareket etmektedir. Şekil 3.8'de görüldüğü üzere, sol pedala basıldığında rudder sola doğru dönmekte ve sağ pedal ise geri doğru hareket etmektedir. Sağ pedala basıldığında ise bu hareketin tersi gerçekleşmekte ve rudder sağa dönmekte, sol pedal geriye doğru hareket etmektedir.

Sol pedala basıldığında sola dönen rudder üzerine baskı kuvveti uygulanmakta ve uçağın ağırlık merkezi etrafında kuyruk sağa doğru hareketlenmektedir. Kuyruk sağa hareketlendiğinde uçağın burnu sola sapma hareketi yapmaktadır. Sağ pedala basıldığında ise kuyruk sola hareketlenmekte ve burun sağa sapma hareketi yapmaktadır (Ucakkazaları, 2021).



Şekil 3.8. Sol pedala basıldığında (sol pedal ilerideyken) rudder sola döner ve uçak sola sapma hareketi yapar (IVAO, 2022b).

3.2.Yardımcı Uçuş Kumandaları

Geçmişten günümüze gelişen teknoloji, ihtiyaçlar ve talepler uçakların da gelişip değişmesini sağlamıştır. Uçakların farklı ve geniş hız aralıklarında uçması, ağır yükler taşıyabilmesi, yüksek irtifalarda ilerlemeleri nedeniyle uçaklarda çeşitli yenilikler meydana gelmiştir. Uçuş kabiliyetlerindeki değişimlerden biri de ana uçuş kumandalarıdır.

Ana uçuş kumandalarının yetersiz kaldığı durumlar için uçak üzerinde daha karmaşık yapılar oluşturulmuş ve iş yükünün belli bir bölümünü yürütebilen yardımcı uçuş kumandaları uçağa uygulanmıştır.

Yardımcı uçuş kumandaları uçak üzerindeki aerodinamik kuvvetleri etkileyerek uçağın hızını, taşıma kuvvetini ve basıncını değiştirebilen yüzeylerdir. Bu yüzeyler;

1. Spoiler
2. Flaplar
3. Slatlar
4. Fletnerler (trimler)

olmak üzere dört başlık altında toplanmaktadır (Teknik, t.y.).

3.2.1.Spoiler

Kanadın firar kenarında ve dikdörtgen şeklindeki spoilerlar, taşıma azaltıcı veya bozucu olarak da adlandırılmakta ve kapalı haldeyken kanat yüzeyinin belli bir bölümünü oluşturmaktadır. Asıl görevi, açık haldeyken sürüklemeyi arttırarak taşıma kuvvetini azaltmak olan spoilerın, uçağın model ve tipine göre kanattaki sayısı değişmektedir. Bir uçağın iniş esnasında tamamı açılmış spoilerları Şekil 3.9'da gösterilmiştir. Spoiler'ın üç ana görevi vardır. Bunlar;

1. Uçuş esnasında motor gücünü azaltmadan hızı ve taşıma kuvvetini düşürmek isteyen pilot istediği açıyla spoilerları açar. Açılan spoilerlar kanat üzerindeki hava akımını bozarak uçağın yavaşlamasını sağlar. Yavaşlayan uçak kademeli olarak irtifa kaybeder.
2. İniş esnasında tekerlekler yere değdiğinde kanatlardaki tüm spoilerlar açılmaktadır. Tüm spoilerlar açıldığında maksimum geri sürükleme oluşur. Bu geri sürükleme kuvveti tekerlek frenlerine yardımcı olmakta ve uçağı pistte yavaşlatmaktadır. Ana hedef, uçağın pistteki duruş mesafesini kısaltmaktır.
3. Kanatçıklara (aileronlara) yardımcı olmaktadırlar. Uçağın yatışı esnasında yukarı kalkan kanatçıkla birlikte aynı kanat üzerindeki spoilerlar da belli açılarda açılmakta ve uçağın yatışı esnasında kanatçıkların daha etkin çalışmasını sağlamaktadır. Spoilerlar havadaki bu durumu otomatik olarak gerçekleştirmektedir (MEGEP, 2011).



Şekil 3.9. İnişte tamamı açılmış spoilerlar (Monolib, t.y.).

3.2.2.Flaplar

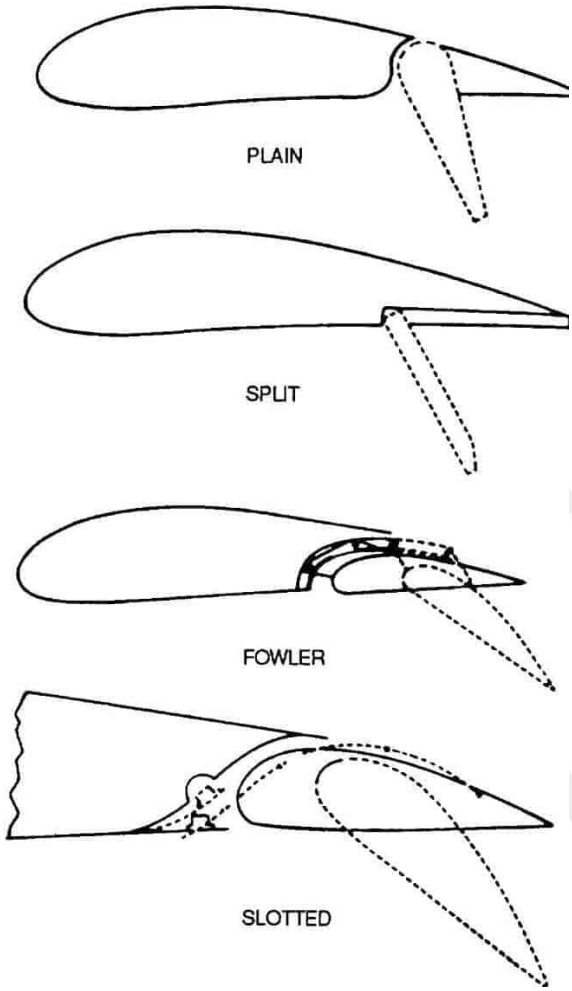
Flaplar kanadın firar kenarında ve uçağın gövdesine yakın kısmında bulunur ve kapalıyken kanat profili olağan yapısındadır. Kanadın firar kısmının bir bölümünü oluşturan flapların görevi, hareket ederek kanat profil yapısındaki kamburluğu arttırarak kanadın taşıma kuvvetini arttırmaktır.

Belirli açılarda açılarak düşük hızlardaki uçakların taşıma kuvvetini arttırma amacıyla açılan flaplar genellikle kalkışlarda kullanılır. Yüksek açılarda açılan flaplar ise sürükleme etkisi oluşturur ve genelde uçak iniş yaparken kullanılmaktadır.

Flaplar uçak tipine ve hizmet türüne göre farklı yapılarda olabilmektedir. Ancak temelde dört tip flap vardır. Bunlar;

1. Plain Flap (Düz Flap)
2. Split Flap (Kaymalı Flap)
3. Fowler Flap
4. Slotted Flap (Yarıklı Flap)

şeklinde sıralanmaktadır. Flap çeşitleri Şekil 3.10'da görülmektedir (Bayram, 2017).



Şekil 3.10. Flap çeşitleri.

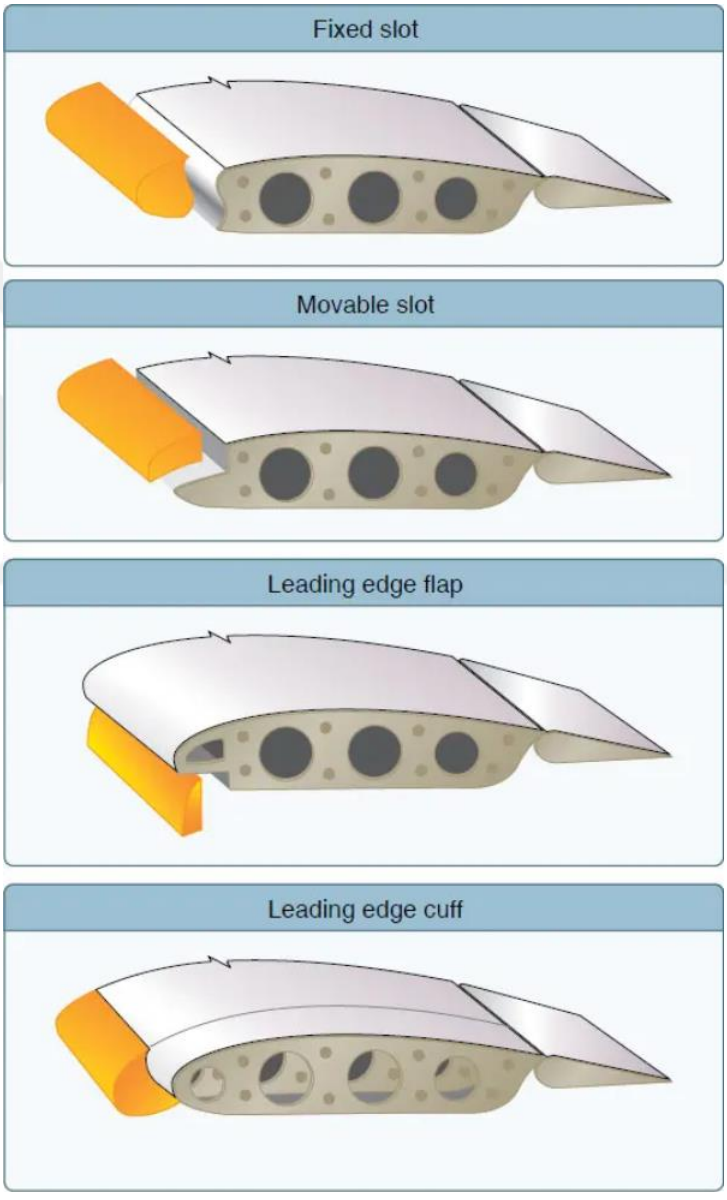
3.2.3. Slatlar ve Slotlar

"Slat"lar ve slotlar kanadın hücum kenarında bulunurlar. Hareketli parçalar olan slatlar, aşağı doğru kıvrılarak kanadın kamburluğunu arttırır; böylece taşıma kuvveti arttar. Bu durum, düşük hızlarda uçabilmeyi sağlamaktadır.

Slatların bir diğer görevi ise kanadın hücum kenarında boşluklar oluşturarak kanat üzerindeki hava akışını hızlandırmaktır. Bu da, stall'u geciktirerek daha yüksek hücum açılarına çıkmayı sağlamaktadır. Daha yüksek hücum açılarında uçağın taşıma kuvveti de artmaktadır.

Slatlar gerektiğinde açılarak kullanılır, ancak “slot”lar hücum kenarında duran sabit parçalardır. Genellikle planör ve eğitim uçaklarında bulunan slotlar, uçak türüne göre kanatlarda bulunmayabilir.

Slatlar uçağın tipine ve hizmet türüne göre farklı tip ve şekillerde olabilmektedir. Şekil 3.11’de görülen slatlar, hücum kenarının alt yüzeyinde, üst yüzeyinde veya hücum kenarının ucunda olabilirler.



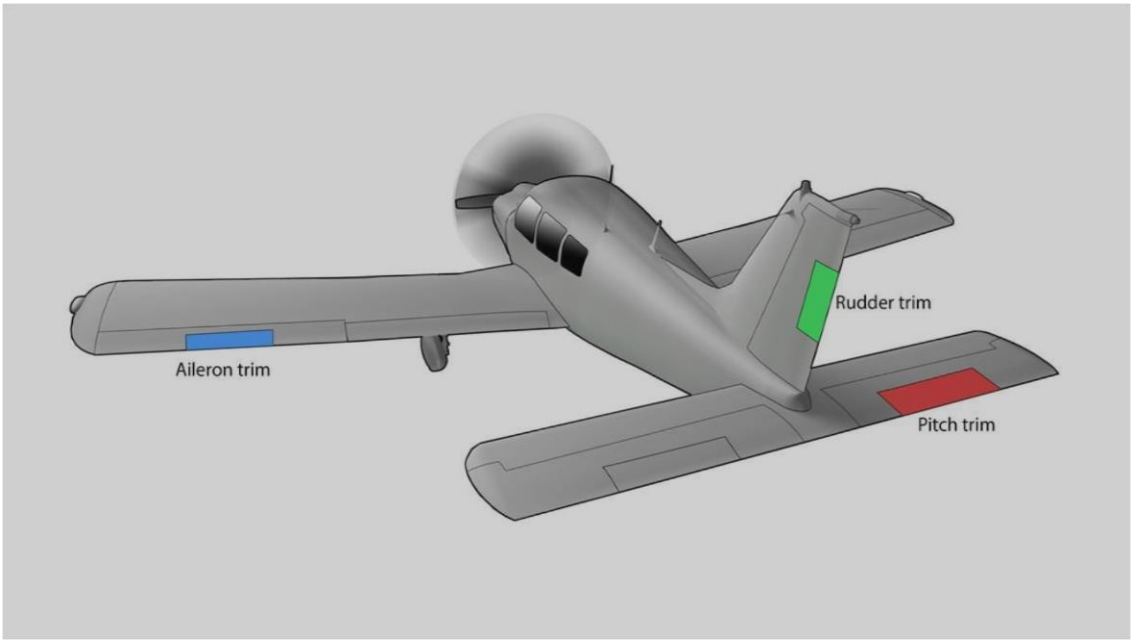
Şekil 3.11. Kanat üzerinde farklı tipteki slatlar (Flight, t.y.).

3.2.4. Fletner (Trim)

Uçaklar havadayken çeşitli aerodinamik etkilere maruz kalmaktadır ve bu etkiler uçağın kumanda yüzeylerinin hareketlerine de etki etmektedir. Aerodinamik etkilerin yanı sıra uçaktaki yolcu sayısı, kargo ağırlığı ve yakıt azalması gibi çeşitli yüklerin ağırlığı uçağın ağırlık merkezine etki etmektedir. Değişen ağırlık merkezi ile pilot kokpitte sürekli olarak kumandaları elinde tutmak zorundadır. Ancak uzun yolculuklarda bu etkilerin artması ile pilotun gücünün azalması doğru orantılıdır. Bu etkileri en aza indirmek için ana kumanda yüzeylerinin firar bölümünde "fletner" veya "trim" adı verilen küçük hareketli kısımlar bulunmaktadır. Fletnerların uçak üzerindeki konumları Şekil 3.12'de gösterilmiştir.

Fletnerlar, ağırlık merkezini etkileyen aerodinamik kuvvetleri dengeleyebilmek için ana kumanda yüzeyleriyle ters yönde çalışır. Manuel veya otomatik çalışan bu elemanlar ana kumanda yüzeylerinin hepsinde bulunur.

Fletnerlar çalışırken pilot, kumandaları daha kolay idare edebilmektedir. Fletnerların çalışmadığı durumlarda uçak oto pilot durumundayken istem dışı yatış, sapma ve yunuslama yapabilmektedir. Bu durumlar uçağın seyrüsefer yoluna etki edeceğinden kazalar yaşanabilmektedir. Fletnerlar bu gibi durumları düzelterek, çizilen seyrüsefer yolunu güvenli hale getirir (Walker, 2017).



Şekil 3.12. Uçuş kumandaları üzerindeki fletnerlar (trimler).

BÖLÜM 4

DENEYSEL ÇALIŞMALAR

Ana uçuş kumandaları mekanik simülatörü yaptığımız bu çalışmada önce Bilgisayar ile tasarım gerçekleştirilerek sonrasında mekanik malzemeler hazırlanmış ve imalat aşamasına geçilmiştir.

4.1. Bilgisayar Üzerinden Tasarım

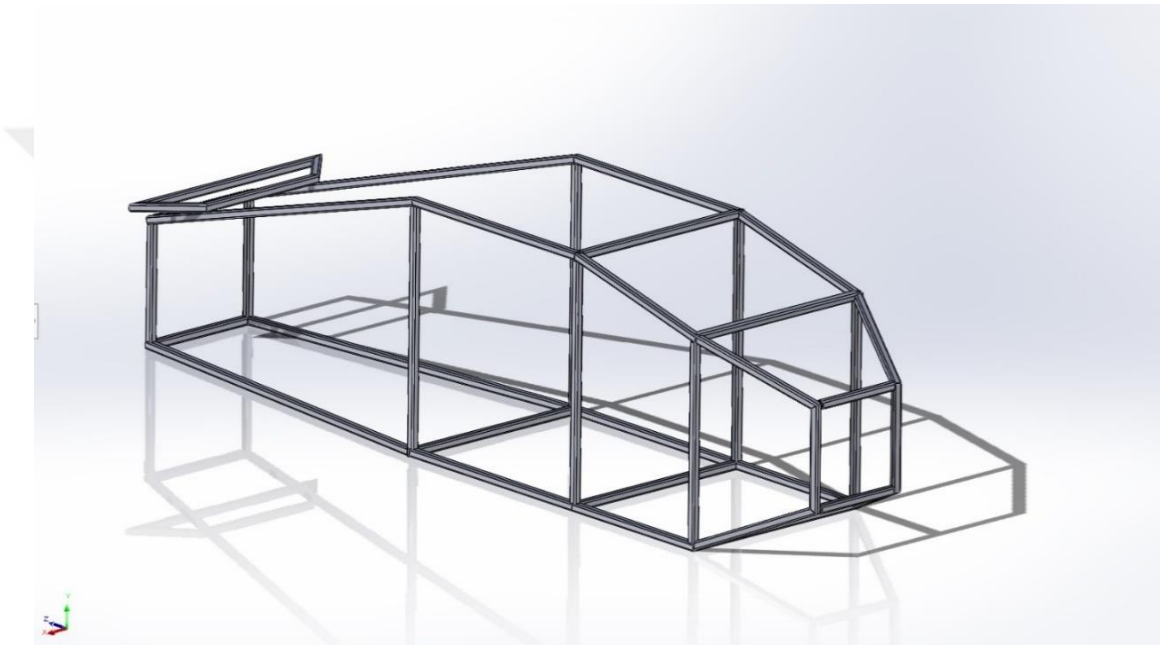
Bu çalışmada, uçağın üç temel hareketi olan yunuslama (pitch), yatış (roll) ve sapma (yaw) hareketlerinin, bir mekanik uçak üzerine aktarılması mekanizma teknikleri yoluyla yapılmıştır. Bu üç temel uçuş hareketinin, imal edilecek bir uçak şasisi üzerinde pedal ve levye ile çalışması planlanmıştır. Planlamanın ilk adımında atölye ve imalat araçları tanınmış, daha sonra atölye şartlarında imal edilecek bir uçak tasarımı çizilmiştir.

Çizim, SolidWorks programı ile yapılmıştır. Solidworks, bilgisayar destekli tasarımı için kullanılan, iki ve üç boyutlu tasarımlar yapılabilen bir CAD programıdır. Bu program, planlama, görsel üzerine fikir uygulama ve modelleme için kullanılır. SolidWorks ile çizilen model üzerindeki parçalara komut vererek hareketleri sağlanabilmekte ve modelleme parçaları ayrı ayrı çizilip daha sonra birleştirebilmektedir (Yakar, t.y).

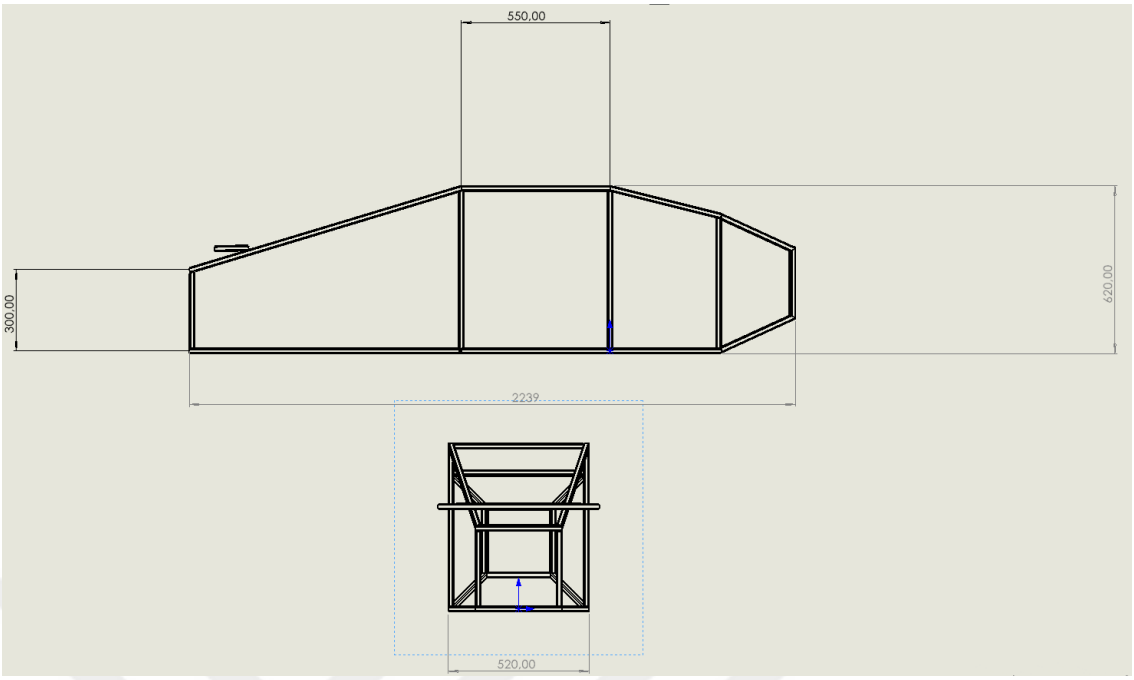
Bu çalışmada kullanılan SolidWorks 2020 programında, katı modelleme yapılırken ergonomik açıdan 175 santimetre boyunda bir insan referans alınmıştır. İmal aşamasında iskelet yapıda ise 20x20 mm demir profillerin kullanılması uygun görülmüştür.

4.1.1. Şasi

İlk olarak imal edilecek uçak simülatörünün şasisi çizilmiştir. Çizilen şasiye ait görsel Şekil 4.1'de gösterilmiştir. Uçağımız simülatörde, burundan kuyruğa olan uzunluk 2239 mm, şasinin dikey ölçüm boyu 620 mm, genişlik olarak en geniş kısım 520 mm olarak çizilmiştir. Çizimlere 20x20 mm profilin kalınlığı da dahil edilmiştir. Şekil 4.2'de şasinin çizimine ait yandan ve arkadan görünüme ait teknik resim çizimi verilmiştir.



Şekil 4.1. İmal edilecek simülatör uçağın şasisi.



Şekil 4.2. Şasi teknik çiziminin yandan (üstte) ve arkadan (altta) görünümü.

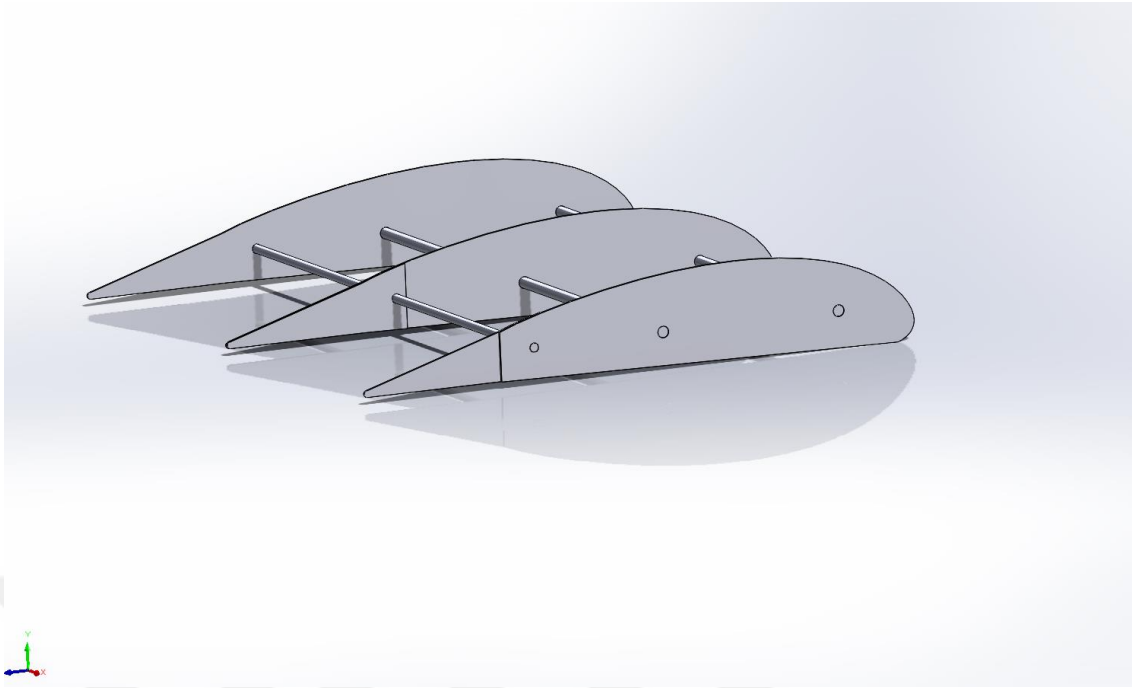
4.1.2. Kanatlar

Kanatlar çizilirken kanat profillerinin airfoil yapıya sahip olması istenmiştir. Bir kanat için 1 mm'lik demir sac kullanılarak kanat profil yapısı oluşturulması planlanmıştır.

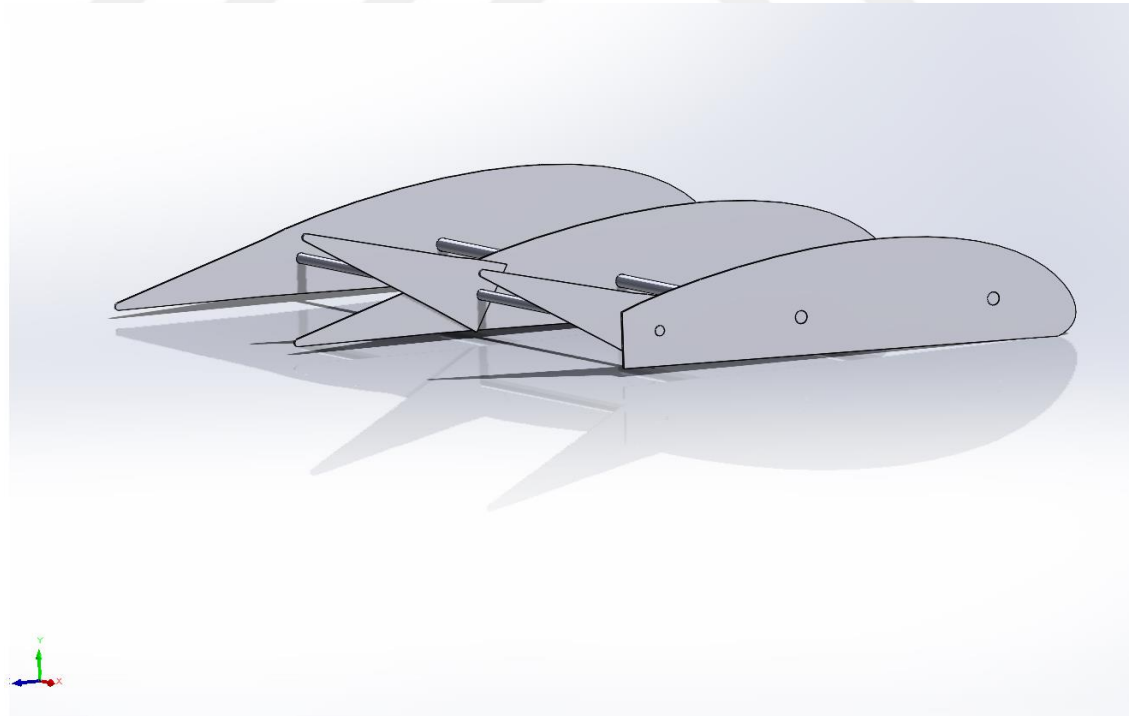
Uçak kanatlarında "spar" adı verilen taşıyıcı direkler mevcuttur. Sparlar kanat üzerindeki yükleri ve kanadın kendi yükünü taşımaktadır. Kanatlarda birden fazla spar bulunabilmektedir. Kanadın gövde ile olan bağlantısını sparlar sağlamakta ve gövdeye dik veya açılı bir şekilde bağlanabilmektedirler (Strinkfixer, t.y.).

Çizimde spar görevi görmesi için iki adet 10 mm çapında mil kullanılmıştır. Aileron kumanda yüzeyinin hareketini sağlamak için firar kenarına iki adet airfoil yapıyı bozmayacak şekilde parça eklenmiştir. Hareket edebilmeleri için, bu iki parça 8 mm çapında bir mile sabitlenmiş ve şasiye yakın olan profilin içinden geçirilmiştir. Bu çizim Şekil 4.3'de gösterilmiştir.

Dijital ortamda aileron kumanda yüzeyinin hareketi Şekil 4.4'de görülmektedir. Kanadın genişliği 600 mm olarak yapılmıştır.

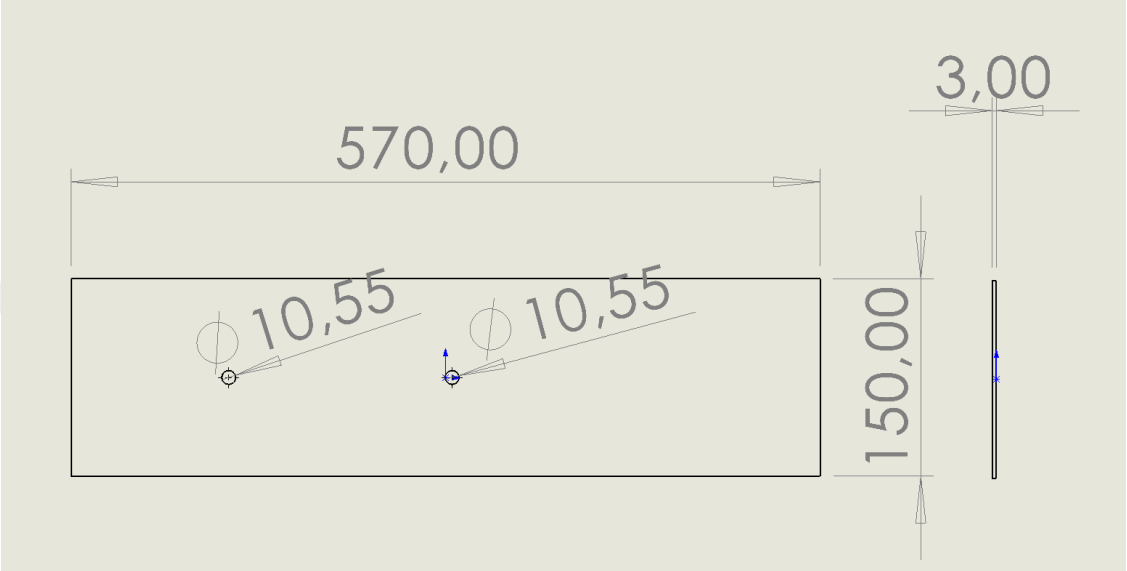


Şekil 4.3. Simülatörün kanadı.



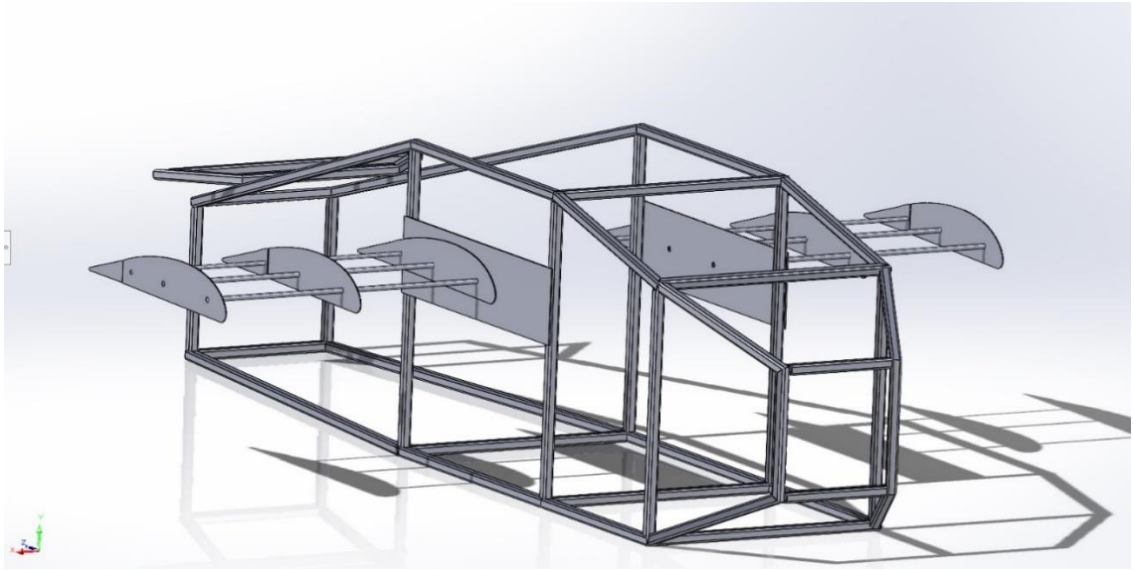
Şekil 4.4. Kanadın hareketi.

Kanatların şasiye bağlanması için 570 mm genişliğinde, 150 mm yüksekliğinde ve 3 mm kalınlığında demir sac kullanılmıştır. Kanatların üzerinde spar görevi gören 10 mm çaplı millerin saca somun ve vidalarla bağlanması için sacın üzerine iki adet 10,55 mm çapında delik açılmıştır. Sacın önden ve yandan görünen teknik resmi Şekil 4.5'de verilmiştir.



Şekil 4.5. Kanat-Şasi bağlantısı için kullanılan sacın yandan ve önden görünümüne ait teknik resim.

Sac, şasiye sabitlenmiş ve kanatlar sök-tak yöntemiyle saca vidalanmıştır. Sacların şasi ve kanatlar arasındaki bağlantı görevi görmesi ile kanat-şasi bağlantısı Şekil 4.6'daki gibi tamamlanmıştır.



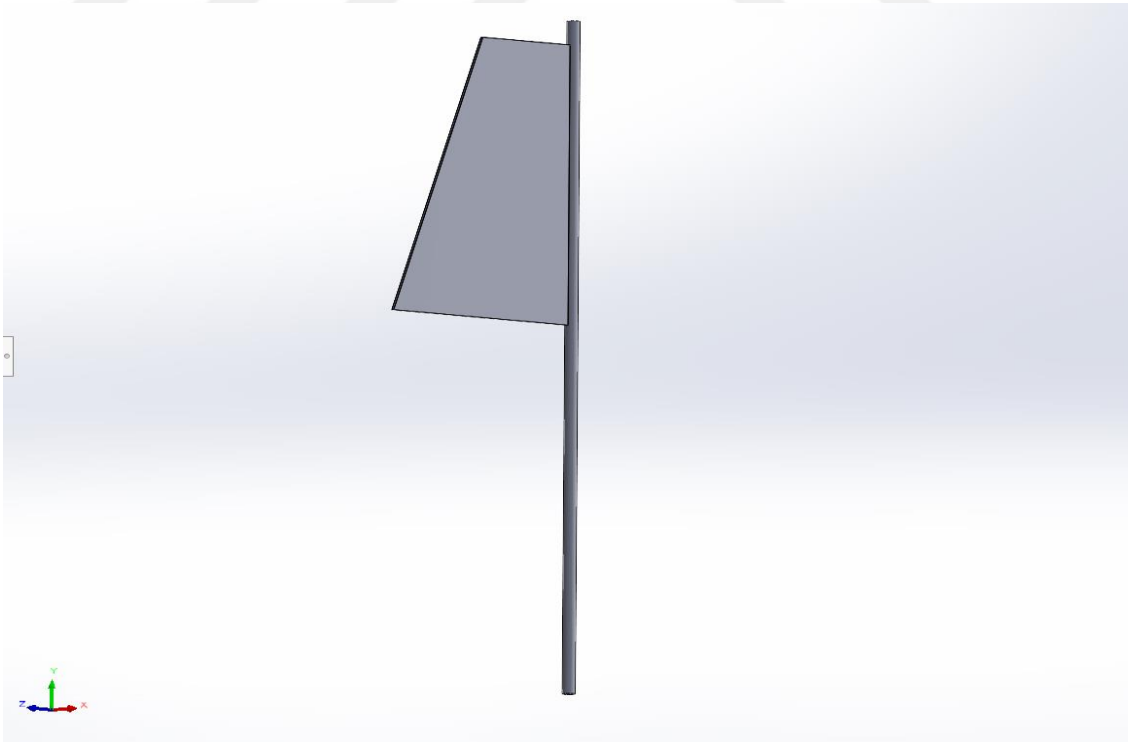
Şekil 4.6. Sac ile şasi-kanat bağlantısı.

4.1.3. Rudder

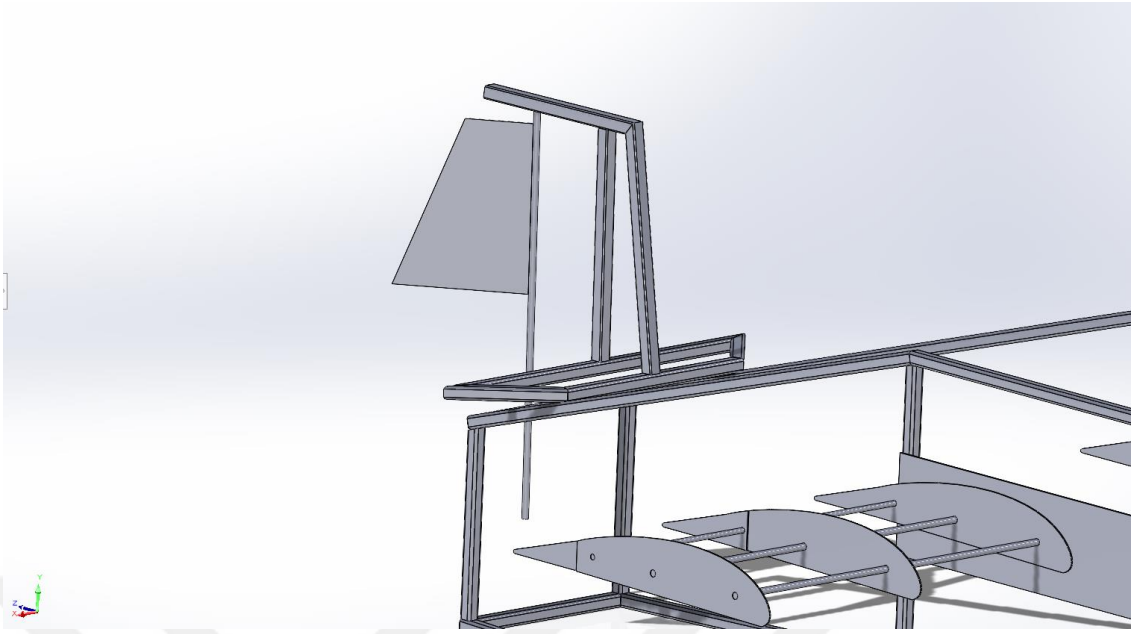
Rudder hareketli kumanda yüzeyi için, şasiye bağlı bir sabit parça tasarlanmıştır. Şekil 4.7'deki sabit parçanın üst profilinde hareketli parça için 8 mm çapında mil deliği açılmıştır. Şekil 4.8'deki rudderın hareketli parçası ise 2 mm kalınlığında demir sacın 8 mm çapında bir mile monte edilmesiyle oluşturulmuştur. Daha sonra bu bileşenler şasi üzerinde bulunan elevator sabit yüzeyine monte edilmiştir. Montaj işlemi Şekil 4.9'da gösterilmiştir. Montaj işleminden sonra rudder kumanda yüzeyinin sorunsuz hareket ettiği gözlenmiştir.



Şekil 4.7. Rudder'ın bağlanacağı sabit parça.



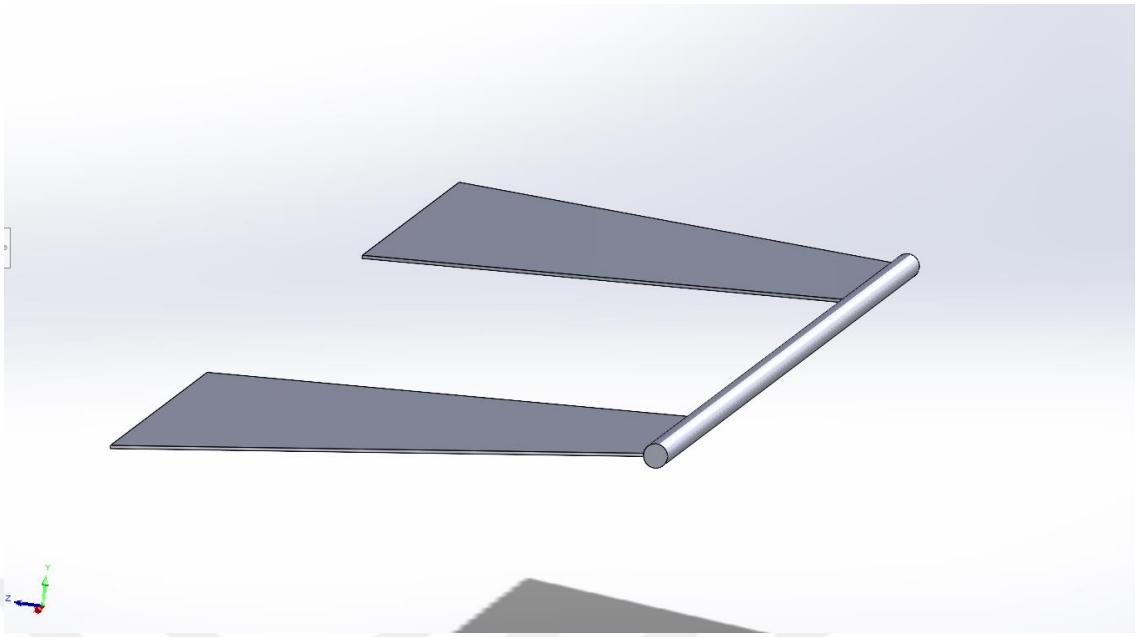
Şekil 4.8. 8 mm çapında mile bağlanmış rudder hareketli parçası.



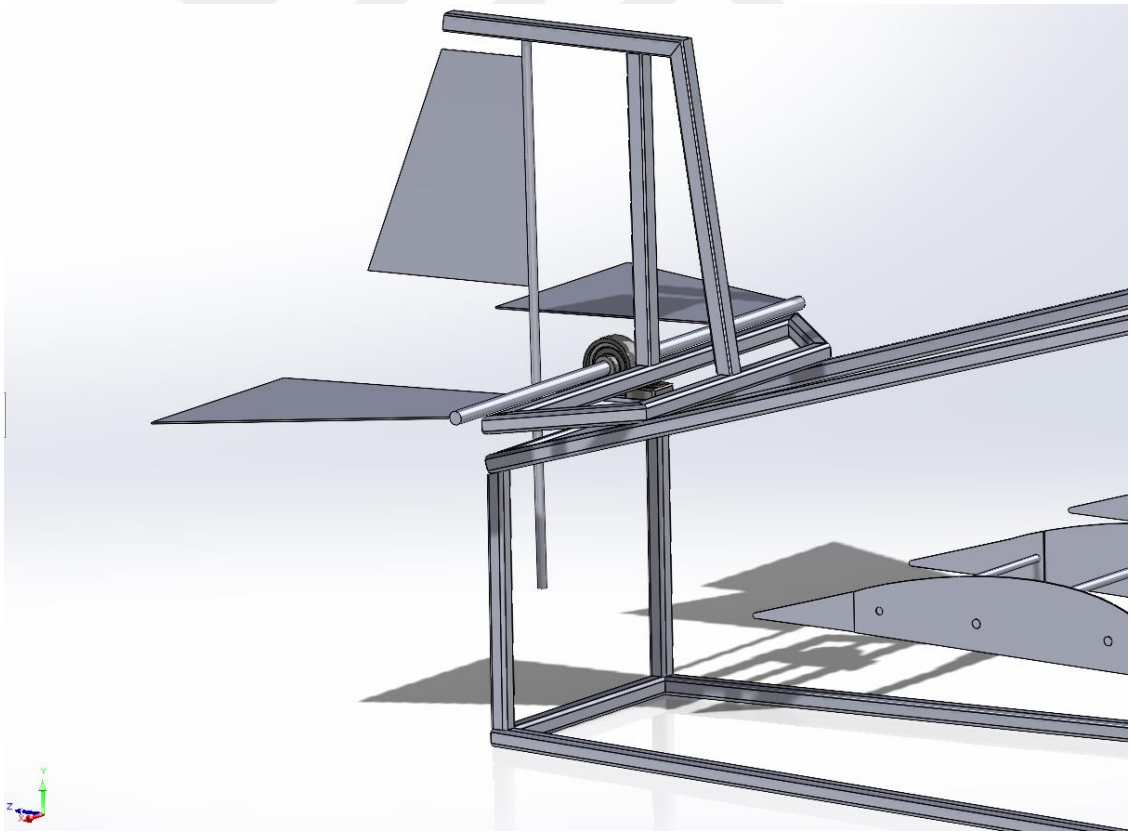
Şekil 4.9. Rudder kumanda yüzeyinin şasiye montajı.

4.1.4.Elavator Kumanda Yüzeyi

Elevator için, şasiye bağlı olacak sabit bir parça ve onun hemen önünde olan hareketli parça tasarlanmıştır. Hareketli parçanın tasarımında 2 mm kalınlığında demir sac kullanılmıştır. 2 mm kalınlığındaki demir sac 15 mm çapındaki mile Şekil 4.10'daki şekilde sabitlenmiştir. Parçanın rahat hareket edebilmesi için UCP 202 kodlu döküm yataklı rulman kullanılması uygun görülmüştür. Şasi üzerinde sabit olan elevator yüzeyinin arkasına montajlanan 15 mm çapındaki rulmana geçirilen hareketli elevator parçasının, hareketi düzgün sağladığı Şekil 4.11'de gözlenmiştir.



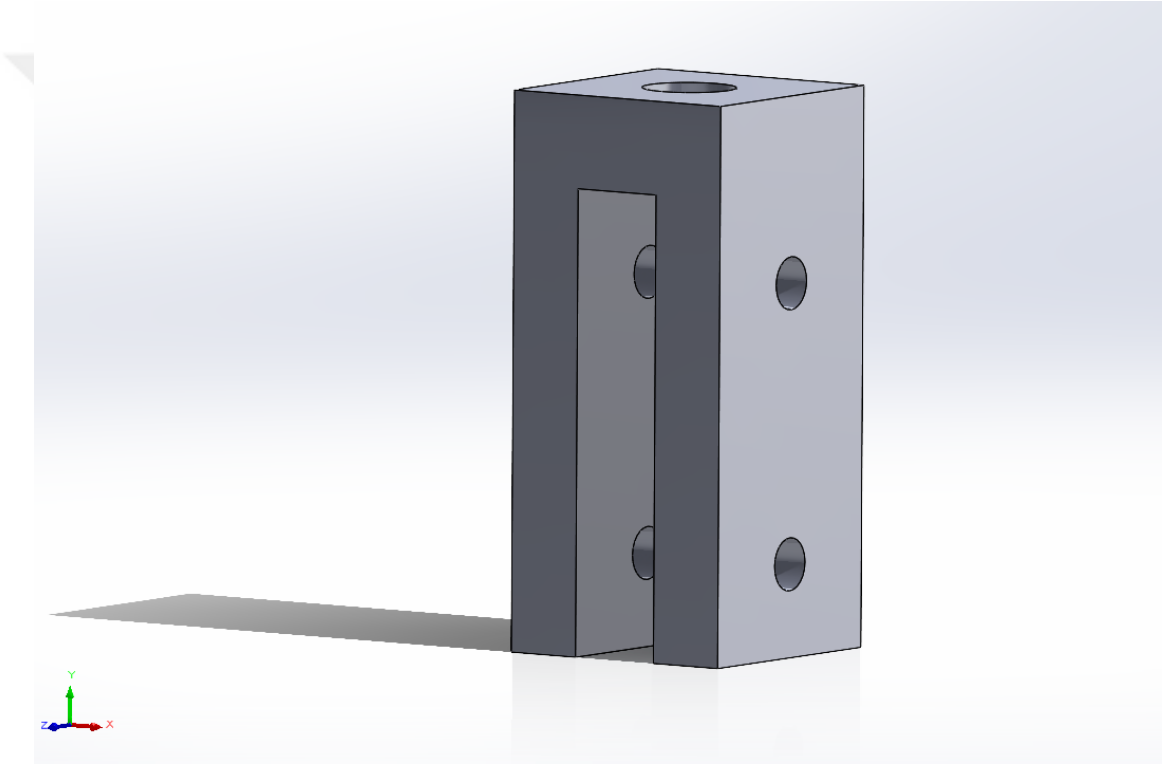
Şekil 4.10. Elevator hareketli parçası.



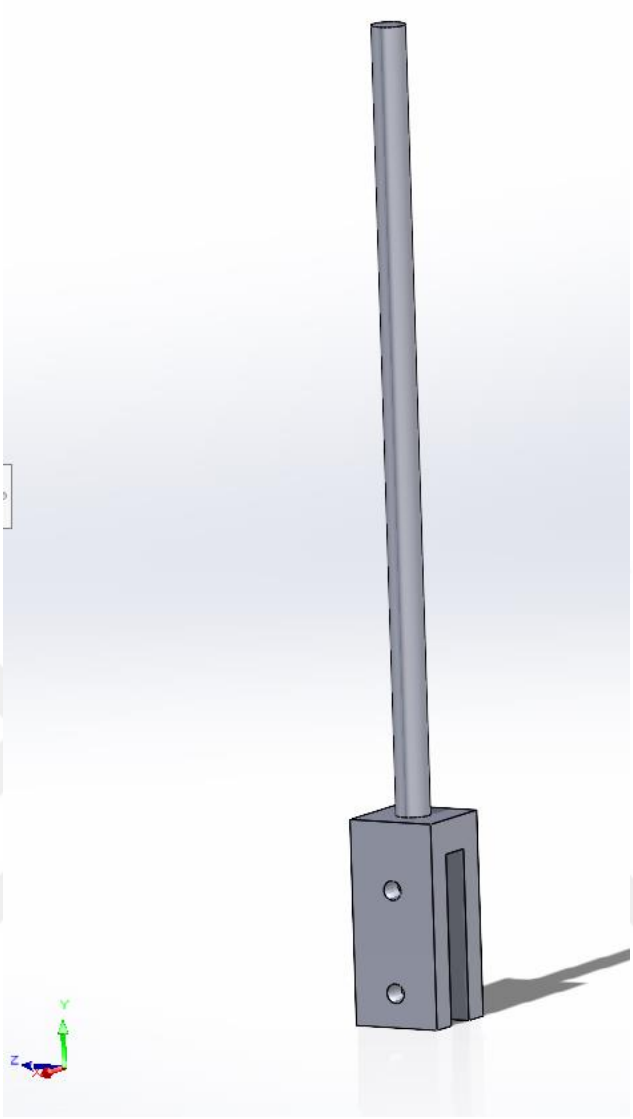
Şekil 4.11. Elevator hareketli parçanın yataklı rulman ile şasiye bağlanması.

4.1.5. Levye ve Pedallar

Levyenin aileron ve elevator kumanda yüzeylerini hareket ettirmesi amacıyla iki eksende çalışabilen levye sapının alt ucu için tasarlanan Şekil 4.12'deki parçanın gövdesinin iki yerinden somun delikler açılmıştır. Çalışma prensibi, ileri-geri ve sağ-sol hareketleri şeklindedir. Parçanın üstüne 450 mm uzunluğunda 15 mm çapında bir mil geçirilmiş ve Şekil 4.13'de görüldüğü gibi levye bütünlüğü elde edilmiştir.

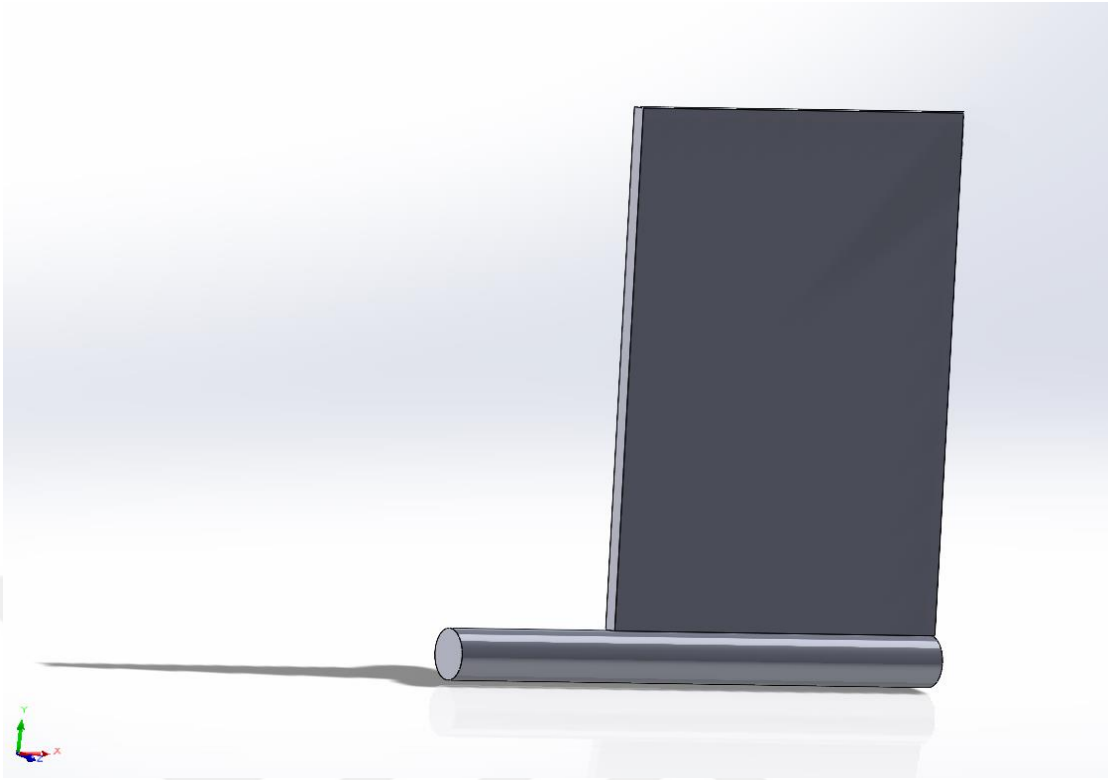


Şekil 4.12. Levyenin 4 yönlü hareket veren alt ucu.

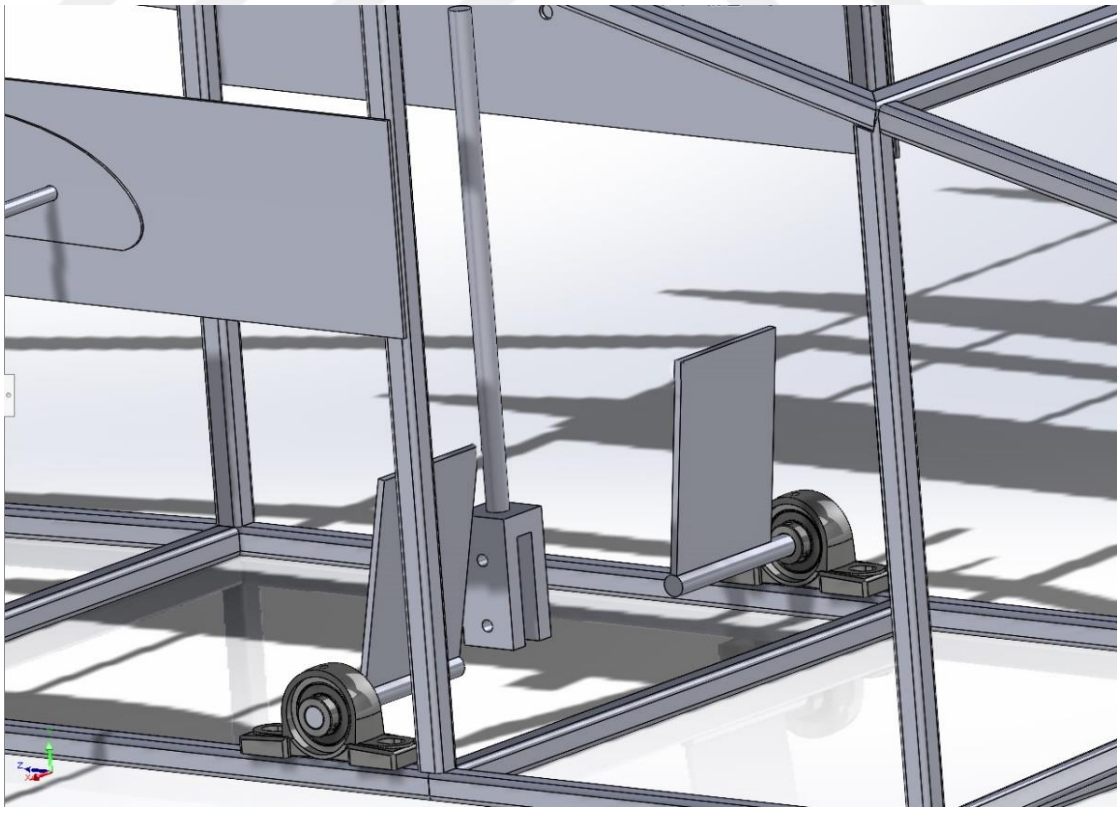


Şekil 4.13. Levye tasarımı.

Pedallar için 150 mm boyunda, 100 mm genişliğinde ve 5 mm kalığında olan plakalar tasarlanmıştır. Şekil 4.14'deki plaka, 15 mm çapında ve 150 mm boyunda olan bir mile sabitlenmiştir. Pedal, hareketini bu milin bir yatak üzerinde hareket etmesi ile sağlayacak şekilde tasarlanmıştır. Şekil 4.15'deki pedallar, şasi üzerinde yataklı rulmanlar ile bağlanmıştır.



Şekil 4.14. Pedal tasarımı.



Şekil 4.15. Levye ve pedalların şasi üzerindeki durumları.

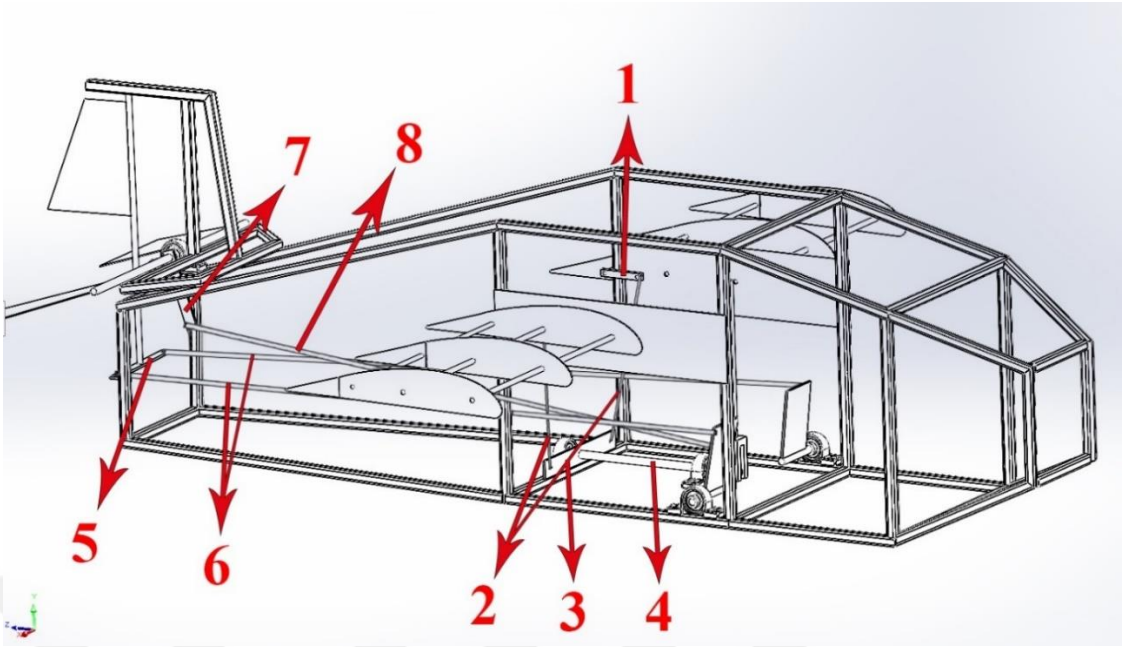
4.1.6. Lama ve Bağlantı Milleri

Uçağın ana uçuş kumanda yüzeylerini mekanik olarak hareket ettirmek için ana kumanda yüzeylerinden kokpitteki kumandaları kontrol eden levye ve pedallara bağlantı elemanları gerekmektedir. Bu bağlantı elemanlarının kolay imal edilebilmesi için mil ve lamalardan yararlanılmıştır. Bağlantı elemanlarını tasarlarken çeşitli mekanizma teknikleri ve manivela yöntemlerinden yararlanılmıştır.

Bağlantı elemanları aşağıda belirtilen sekiz parçadan oluşur:

1. Aileron laması
2. Aileron mili
3. Levyeden aileron miline bağlantı laması
4. Levyeden lamaya bağlanan mil
5. Rudder hareketi için lama
6. Pedallardan rudder kumandasına uzanan miller
7. Elevator hareketi için lama
8. Levyeden elevator lamasına bağlantı mili

Bu bağlantı elemanları Şekil 4.16'da detaylı bir şekilde gösterilmektedir. Levyeden uzanan miller için şasi üzerine yataklı rulman konulmuştur.



Şekil 4.16. Lama ve miller.

4.2. Kullanılacak Malzemeler

4.2.1. Profiller ve Miller

Mekanik uçak simülatörünün şasi, levye ve bazı bağlantı elemanları için, kullanışlılık açısından kare profil ve yuvarlak miller seçilmiştir. İmalatta, torna atölyesinde kaynak ve diğer ekipmanların kullanımında, profil ve millerin demir olması tercih edilmiştir.

Dijital ortam çiziminde test ve deney imkânı olmadığından imalat aşamasında bazı profil ve millerin boyutlarında değişiklikler olmaktadır. Bu sebeple, pedaldan rudder lamasına, levyeden elevator lamasına ve aileron lamasından levye bağlantı lamasına uzanan miller şasi ve diğer bağlantılar yapıldıktan sonra sipariş verilmiştir.

Profil ve millerin büyük çoğunluğuna ait siparişler Çizelge 4.1'de yer almaktadır. Sipariş edilen malzemeler Şekil 4.17'de görülmektedir.

Çizelge 4.1. Profil ve millerin özellikleri

Profil Tipi ve Kalınlığı (mm)	**Uzunluk (mm)**	**Adet**
⍁ 20x20	570	4
⍁ 20x20	580	4
⍁ 20x20	400	2
⍁ 20x20	419	2
⍁ 20x20	482	2
⍁ 20x20	480	5
⍁ 20x20	598	1
⍁ 20x20	349	1
⍁ 20x20	179	2
⍁ 20x20	1050	2
⍁ 20x20	1000	2
⍁ 20x20	318	2
⍁ 20x20	279	2
⍁ 20x20	262	2
⍁ 20x20	226	2
⍁ 20x20	300	4
⍁ 20x20	360	1
⍁ 20x20	340	1
⍁ 20x20	300	1
⌀ 15	350	1
⌀ 15	150	2
⌀ 15	450	1
⌀ 15	650	1
⌀ 10	600	5
⌀ 8	650	2



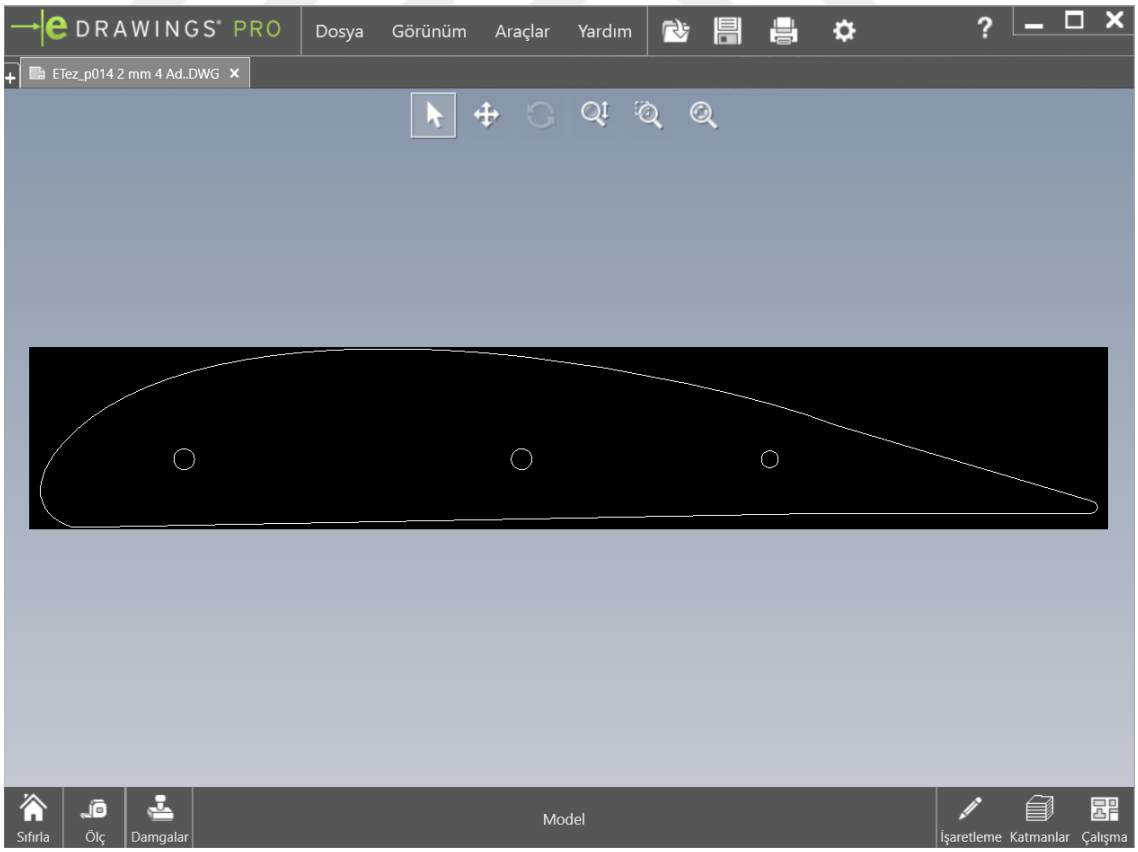
Şekil 4.17. Temin edilen profil ve miller.

4.2.2. Lazer Kesim ile Hazırlanan Parçalar

İmalat aşamasında çok ince olan parçalar, düzgün ve temiz bir görüntü için lazer kesim yöntemiyle temin edilmiştir. Bu parçalar şunlardır:

1. Altı adet kanat profili
2. Dört adet aileron kesiti
3. Bir adet rudder yüzeyi
4. İki adet elevator yüzeyi
5. Rudder bağlantı laması
6. Levyeden ailerona bağlantı laması
7. Kanatların şasiye bağlantı sacı
8. İki adet pedal'dır.

Parçalar, Şekil 4.18'de görüldüğü gibi lazer kesim için bilgisayar ortamında hazırlanmıştır.



Şekil 4.18. Lazer kesime hazırlanmış 2 mm kalınlığında kanat profili.

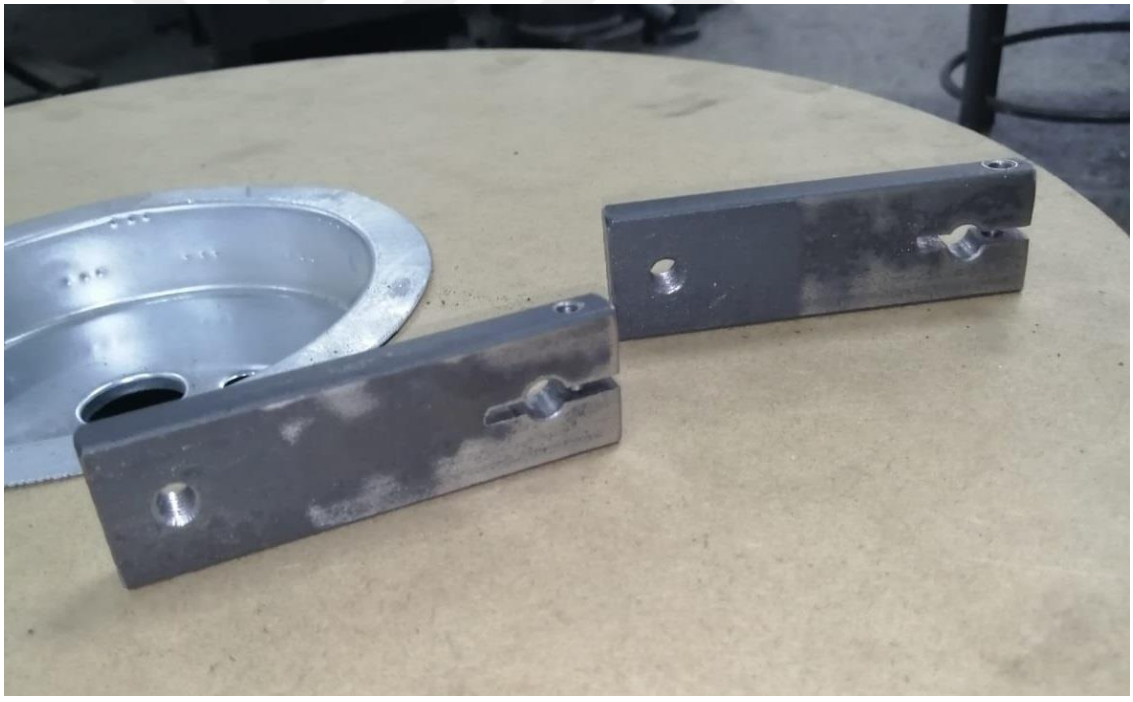
4.2.3. Lamalar, Bağlantı Milleri ve Levye Ucu

Şekil 4.19'da aileron'un bağlı olduğu 8 mm çapındaki mile hareket veren lamalar görülmektedir.

Mekanik uçak simülatörü üzerinde dijital ortam testi yapılamadığı için, temin edilen parçalar üzerinden;

1. Pedal-rudder, levye-elevator, levye-aileron için bağlantı milleri
2. Aileron'a hareketini verecek lama
3. Levyenin dört yönde hareketini verecek levye ucu

atölyede bulunan torna, freze ve matkaplarla Şekil 4.20'de görüldüğü gibi imal edilmiştir.



Şekil 4.19. Aileron miline bağlı hareket lamaları.



Şekil 4.20. Dört yönde hareket sağlayan levye ucunun freze tezgahında yapımı

Şekil 4.21'de görülen dört yönlü hareket mekanizmasını sağlayacak olan levye ucu freze makinasında imal edilmiştir.



Şekil 4.21. Frezede işlendikten sonra matkapla delinerek hazırlanan levye ucu.

Elavator-levye bağlantı milinin ucuna, Şekil 4.22'deki 250 mm boyunda bir lama kaynaklanmıştır. Elevator hareket lamasına bağlanmak için, lamanın ucuna bir delik açılmıştır. Milin diğer ucuna Şekil 4.23'deki gibi 10 mm çapında bir mil kaynaklanmıştır. Bu mil, levye ucunda bulunan dört yönlü hareket parçasının içine geçirilecektir. Levye ile elevator arasındaki milin bütün hali Şekil 4.24'de görülmektedir.

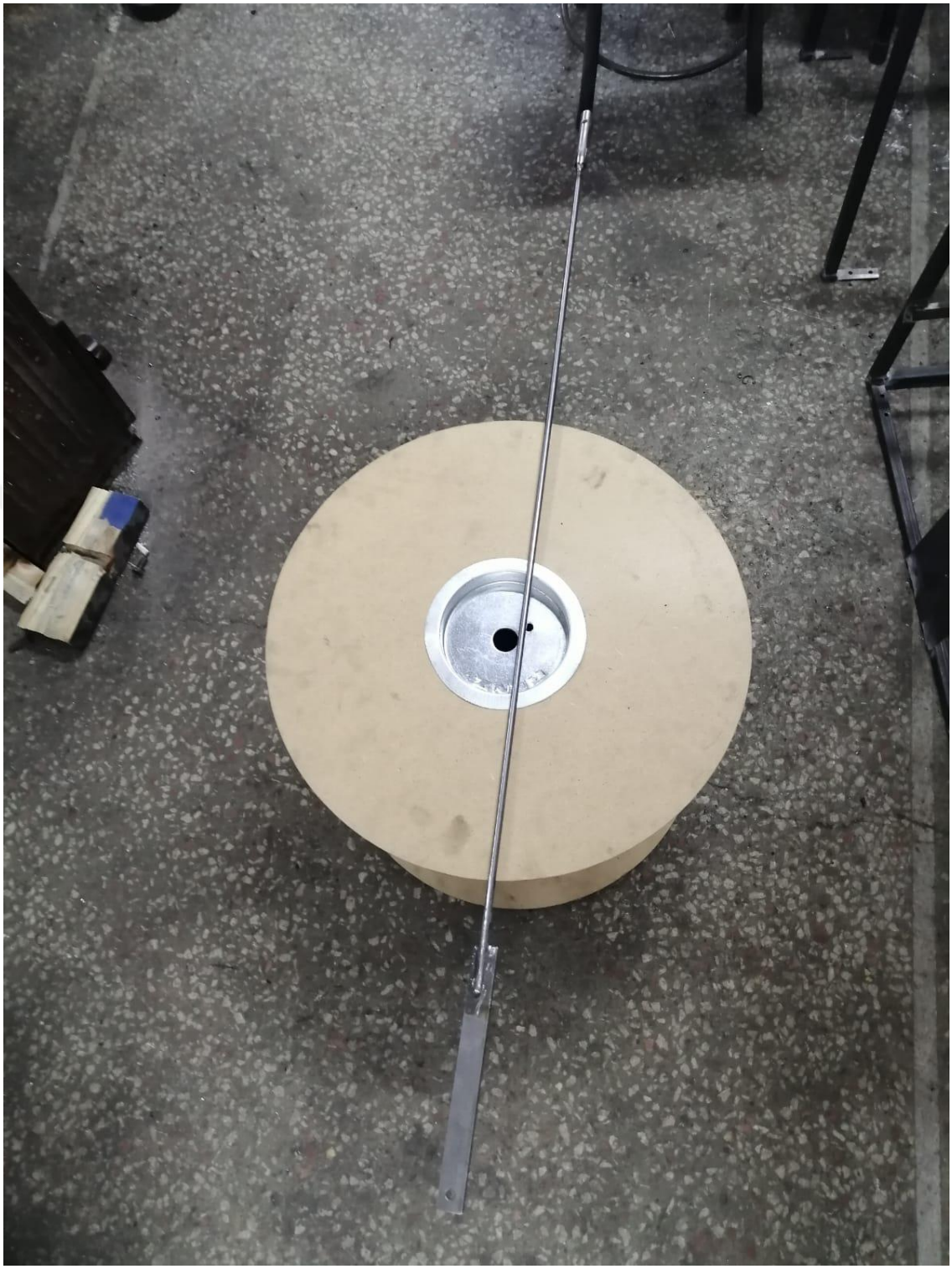
Rudder ile pedallar arasında bağlantı yapmak için iki adet mil temin edilmiştir. Pedala ve rudder hareket lamasına bağlantı için mafsal kullanılacaktır. Bu mafsallar dişi mafsal olduğu için, millerin iki ucuna da diş açılmıştır. Bu miller Şekil 4.25'de yer almaktadır.



Şekil 4.22. Elevator-levye bağlantı milinin ucuna kaynaklanan lama.



Şekil 4.23. Elevator-Levye bağlantı milinin levye ucuna bağlantısı için daha kalın bir mil kaynak yapılmıştır.



Şekil 4.24. Elevator-Levye bağlantı mili.



Şekil 4.25. Rudder-Pedal bağlantısı için diş açılan miller.

4.2.4. Mil ve Lama Bağlantıları

Miller dairesel kesitlere sahip oldukları için, lamalar ile doğrudan bağlantı yapıldığında hareketin kısıtlı olduğu gözlenmiştir. Bu kısıtlamayı en aza indirmek amacıyla millerin ucuna Şekil 4.26'daki 8 mm çapında dişi mafsalların takılması uygun görülmüştür.

Elevator hareketli yüzey, pedallar ve levyenin aileron lamasına bağlantı milinin rahat hareket edip dönebilmesi için ise Şekil 4.27'de görülen UCP 202 tipi demir döküm yataklı rulman temin edilmiştir.



Şekil 4.26. 8 mm giriş dişi mafsallar.



Şekil 4.27. 8 mm çapında UCP 202 demir döküm yataklı rulman.

4.3. İmalat Aşaması

İmalatın başlaması için gerekli olan parçalar demir döküm ve lazer kesim yapan gerekli yerlerden temin edilmiştir. Sırasıyla:

1. Şasi birleştirilecek,
2. Kanatlar eklenecek,
3. Kuyruk bölümünde rudder ve elevator sabit stabilizeler monte edilip hareketli yüzeyler takılacak,
4. Levye, pedal ve diğer bağlantılar monte edilecektir.

İmalat aşamasında bazı ölçü ve şekillerde deneme yanılma yöntemi kullanılarak dijital çizimin dışına çıkılmıştır. Deneme yanılma ile tespit edilen hatalar atölyedeki ekipmanlar kullanılarak giderilmiştir.

4.3.1. Şasinin Birleştirilmesi

Şasinin oluşturulması için teknik resim ile ölçüler çıkarılmış ve profiller hazırlanmıştır. Şasinin yapımına burun kısmından başlanmıştır. Burun kısmı bittikten

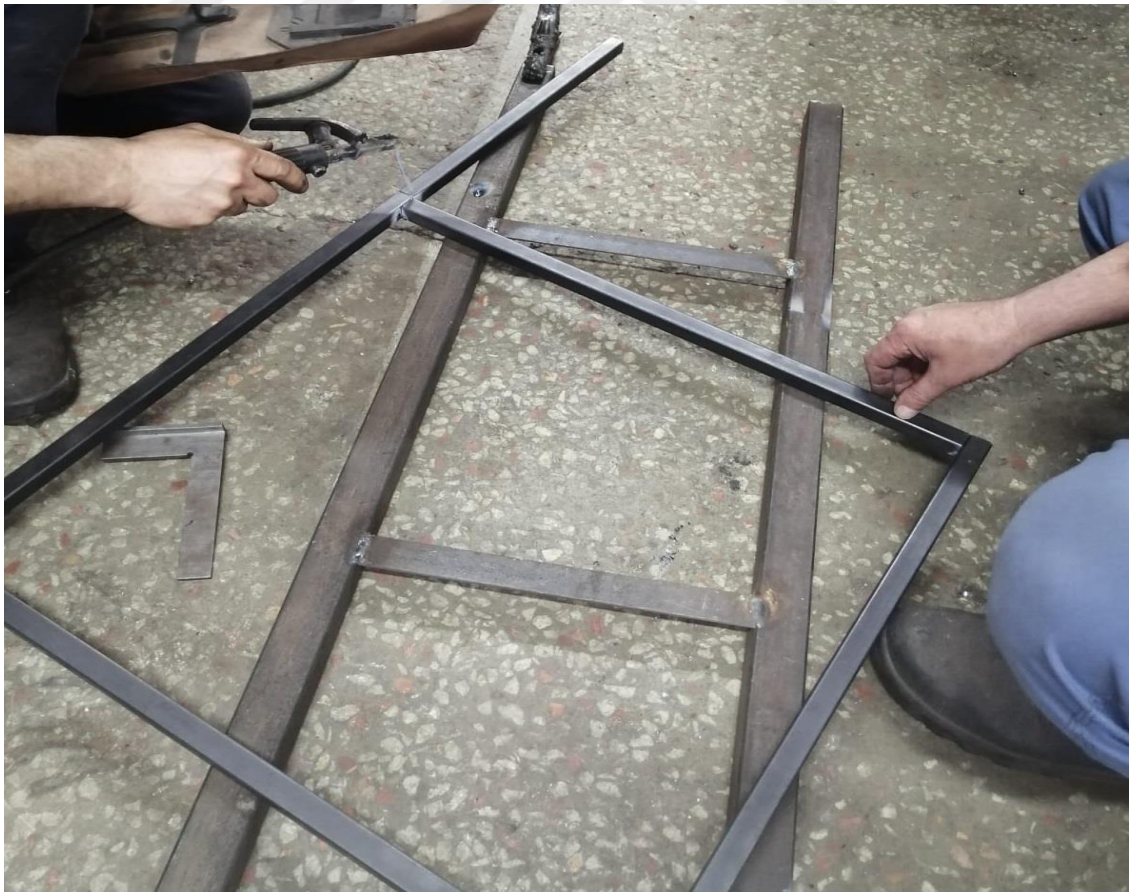
sonra kuyruk kısmı birleştirilmiştir. Yapı eğimli olduğu için burun ve kuyruk kısmı Şekil 4.28 ve Şekil 4.29'daki gibi kaynakla birleştirildikten sonra Şekil 4.30'da görüldüğü şekilde orta kısım profilleri birleştirilmiştir.



Şekil 4.28. Burun kısmının kaynak ile birleştirilmesi.



Şekil 4.29. Kuyruk kısmının bir köşesine kaynak yapılması.



Şekil 4.30. Şasi orta kısmının kaynakla birleştirilmesi.

Kolay taşınabilmesi için, ön kısım 1200 mm, arka kısım 1000 mm olacak biçimde Şekil 4.31'deki gibi şasi iki parçaya bölünmüştür. Ön ve arka kısım bağlantısı dört adet lama ile sağlanmıştır. Şasinin üst bölümünü bağlayan iki lamadan biri Şekil 4.32'de, şasinin alt bölümünü bağlayan iki lamadan biri de Şekil 4.33'de görülmektedir.



Şekil 4.31. Şasinin ön ve arka bölüm olarak ikiye ayrılması.



Şekil 4.32. Arka şasiye lama takılarak ön şasiyle birleştirilmesi sağlanmıştır.



Şekil 4.33. Şasi alt bağlantı laması.

4.3.2. Kanatların Birleştirilmesi

Kanat profilleri 2 mm demir sacın lazer ile kesilmesiyle temin edilmiştir. Kanatta bulunan iki adet tam profil, bir adet yarım profil ve iki adet aileron yüzey profili sırasıyla Şekil 4.34, Şekil 4.35 ve Şekil 4.36'da görülmektedir. Yüzeylerin birbirleri ile bağlantısı 10 mm çapında miller ile olmuştur. Şekil 4.37'deki aileron yüzeyinin hareketi için 8 mm çapındaki yuvarlak mil, kanat profilinin firar bölümünde yer alan deliklerden geçirilmiş ve sadece aileron sac profilleri sabitlenerek hareket sağlanmıştır. Aileron'un aşağı yönlü hareketi Şekil 4.38'de görülmektedir.



Şekil 4.34. Airfoil yapının lazer kesim ile kesilen kanat profili.



Şekil 4.35. Kanatın gövdeye en uzak kısma takılacak olan yarım profil.



Şekil 4.36. Aileron yüzeyi profili.



Şekil 4.37. Profillerin millerle ile bağlantısı.



Şekil 4.38. Aileron profilleri aşağı pozisyonda.

Kanatlar oluşturulduktan sonra birleştirilen millere diş çekilmiştir. Bu dişler, kanatların gövdeye somun ile bağlanmasını sağlamaktadır. Bu bağlantının yapılabilmesi için şasinin sağ ve soluna 3 mm kalınlığında demir sac kaynaklanmıştır. Sacın üzerinde iki adet 10 mm çapında delik mevcuttur. Şekil 4.39'da görüldüğü gibi kanatların bağlantı mili bu deliklerden geçirilmiş ve somun ile sıkılarak birleştirilmiştir.



Şekil 4.39. Kanatların gövde ile bağlantısı.

4.3.3. Sabit ve Hareketli Stabilizeler

Sabit olan yatay ve dikey stabilizeler uçağın şasisine Şekil 4.40'daki gibi kaynak yapılarak monte edilmiştir. Dikey stabilizenin üstünde kalan profile Şekil 4.41'de yer alan 8 mm çapında delik açılmıştır. Bu delik rudder'ın hareket etmesini sağlamaktadır. Yatay stabilizenin arka kısmında kalan elevator hareketli yüzeyinin bağlantısı yataklı rulman ile gerçekleştirilmiştir. Yataklı rulmanın sabit olabilmesi için, şasi kuyruk ve yatay stabilize arasına lama monte edilmiştir.

Rudder ve elevator kumandalarının bağlı olduğu 8 ve 10 mm çapındaki yuvarlak millerin dengesiz olduğu gözlemlenmiştir. Rudder kumandasındaki dengesizliği düzeltmek için Şekil 4.42'deki gibi kuyruk bölümünün en arkasına 8 mm çapında deliğe sahip olan küçük bir lama parçası monte edilmiştir. Elevator kumandasındaki dengesizliği düzeltmek için ise şasinin kuyruk bölümünün sağ ve sol bölümlerine Şekil 4.43'de görülen çatal şeklinde iki adet lama monte edilmiştir.



Şekil 4.40. Yatay ve dikey sabit stabilizeler.



Şekil 4.41. Dikey stabilizenin üst profilinde bulunan rudder bağlantı deliği.

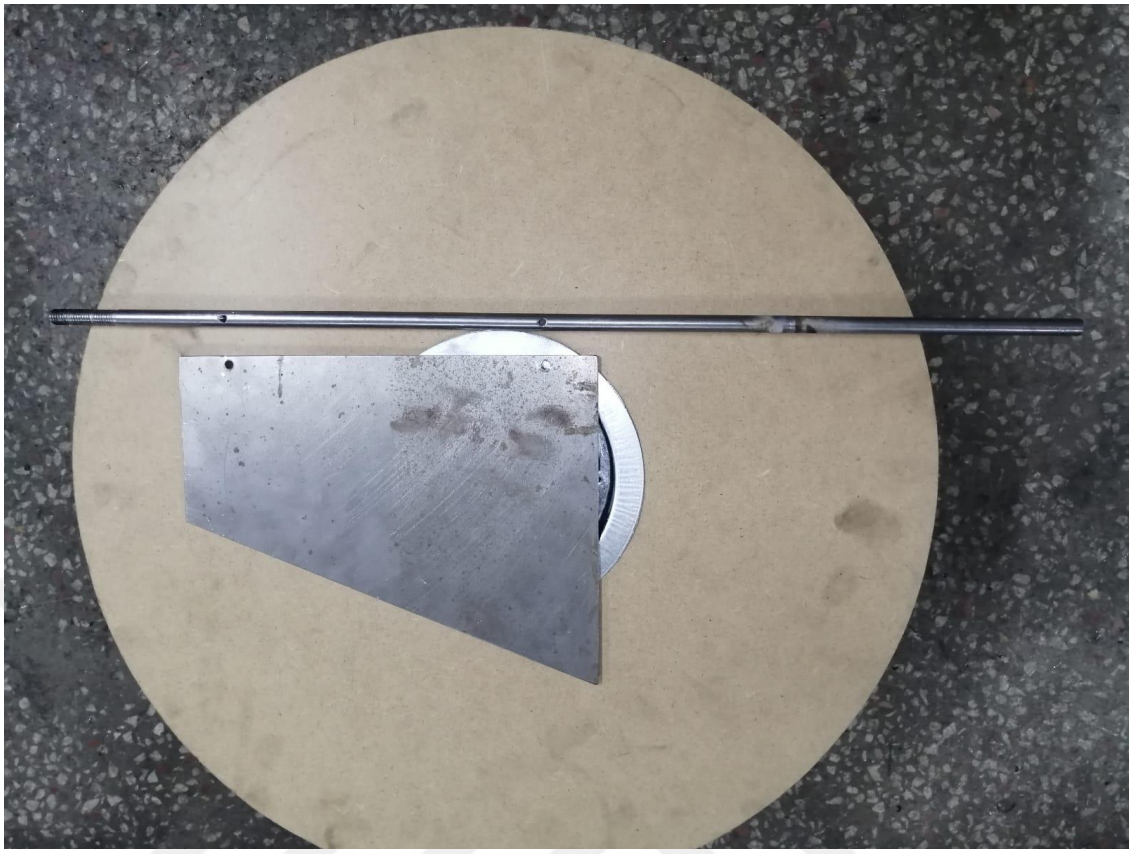


Şekil 4.42. Rudder bağlantı milinin dengesini sağlayan lama.



Şekil 4.43. Elevator bağlantı milinin dengesini sağlaması için oluşturulmuş çatallar.

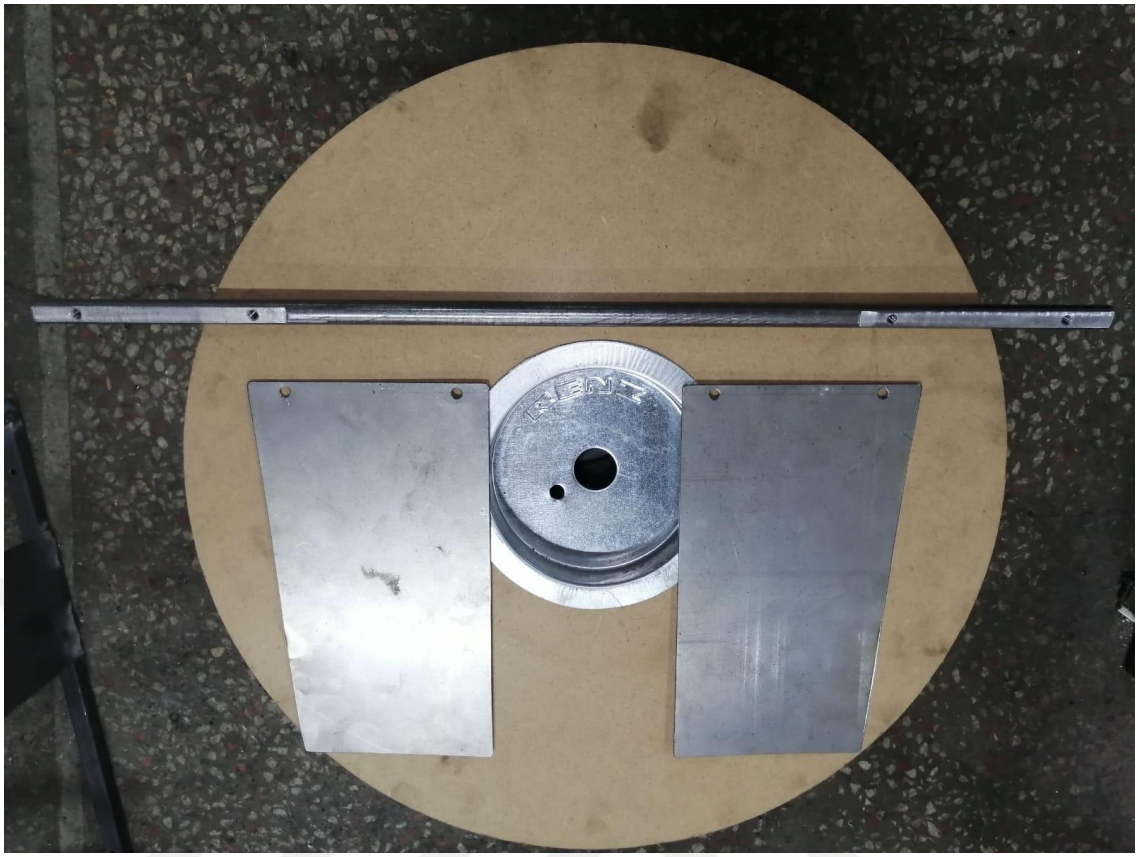
Şekil 4.44’deki rudder kumanda yüzeyi parçaları için önce lazer kesim ile kesim yapılmış; ardından 8 mm çapında yuvarlak mile monte edilmiştir. Bu işlem için sacın ve milin üzerine iki adet delik açılmış ve bombe başlı vidalarla rudder ve mil bağlanmıştır. Sabitlenen dikey stabilizeye, hareketli kumanda yüzeyi olan rudderı monte etmek için, sabit stabilizenin üzerindeki profile açılan 8 mm çapındaki delik kullanılmıştır.



Şekil 4.44. Rudder yüzeyi için kesilen sac ve 8 mm mil.

Elevator kumandası için dijital ortamda tasarlanan Şekil 4.45'deki iki adet sac, lazer kesim ile kesilmiştir. Bağlantı için 10 mm çapında yuvarlak mil kullanılmıştır. Sacların her birine iki adet, mile ise dört adet delik açılarak bombe başlı vidalar ile kumanda bağlanmıştır.

Sabit stabilize ve şasinin kuyruk bölümünde kalan boşluğa yataklı rulman koyulmuştur. 10 mm çapındaki mil, yataklı rulman içinden geçirilerek hareketi sağlanmıştır. Rudder ve elevator kumanda yüzeylerinin uçak üzerine montajı Şekil 4.46'daki gibi yapılmıştır.



Şekil 4.45. Elevator yüzeyleri için kesilen saclar ve bağlantı mili.



Şekil 4.46. Elevator ve Rudder'ın montajlanmış hali.

4.3.4. Levye, Pedal ve Diğer Bağlantılar

Dört yönde hareket verebilen levye ucu alüminyumdan üretilmiştir. Levye sapı 450 mm uzunluğunda bir mildir. Ergonomik açıdan levyeyi tutmak için plastik bir tutma başlığı takılmıştır. Levye ucunu ve levyeyi sökülüp takılan parçalar haline getirmek için, levyenin sapına Şekil 4.47'deki gibi diş açılmıştır. Ayrıca sapın üst kısmına dişi bir diş

açılarak tutma başlığı da buraya takılmıştır. Bu üç parçanın montajlanmış hali Şekil 4.48'de yer almaktadır.

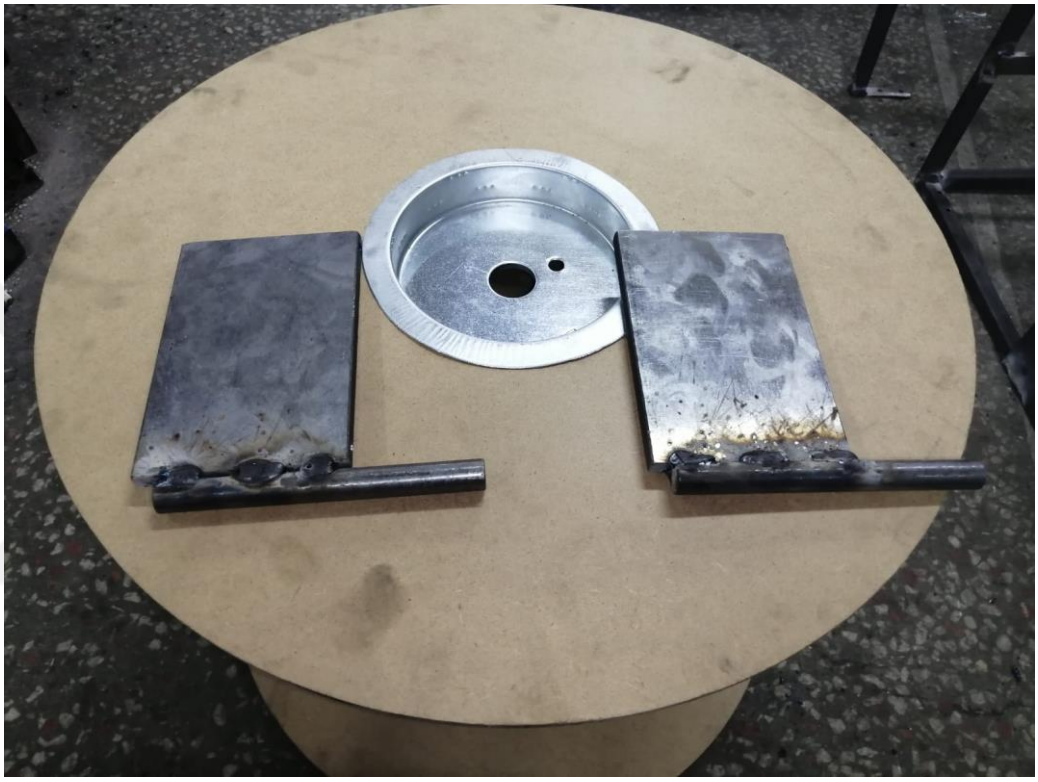


Şekil 4.47. Üç parçadan oluşan ve sökülüp takılabilen levye.



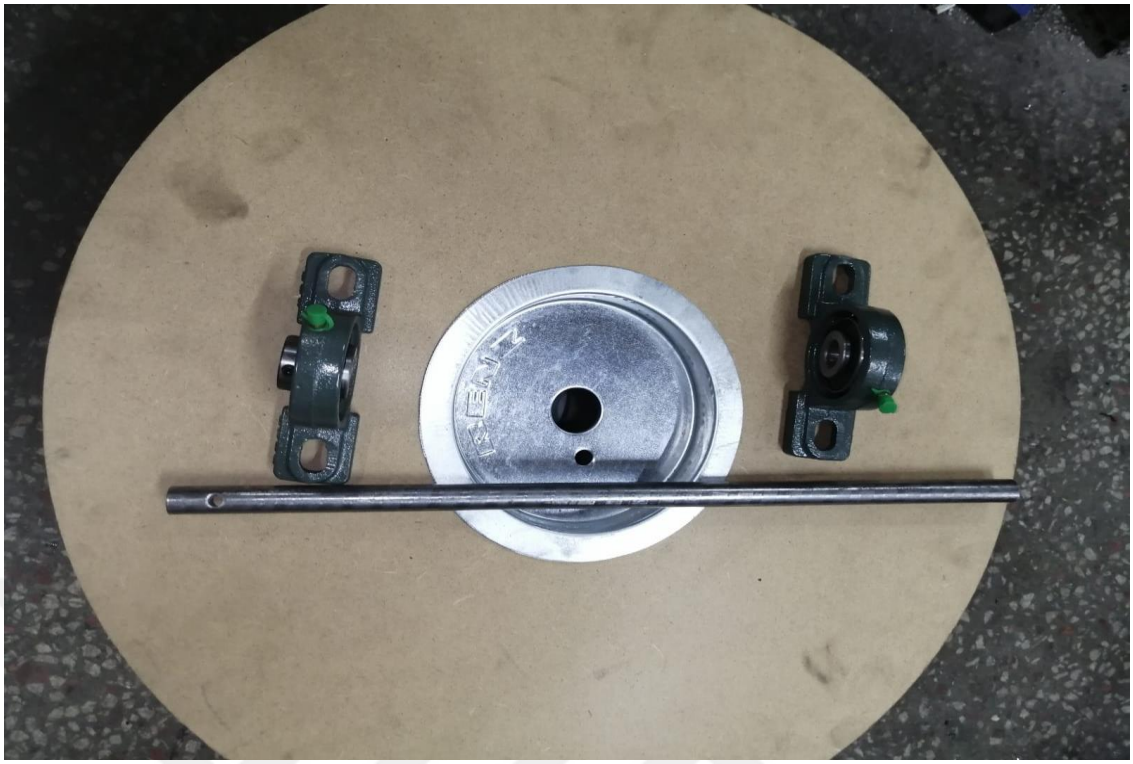
Şekil 4.48. Levye.

5 mm kalındaki demir parçalarının 10 mm çapındaki mile sabitlenmesiyle Şekil 4.49'daki pedallar üretilmiştir. Pedallar, şasi üzerine montajlanan lamaların üzerine takılan demir döküm yataklı rulmanlar ile hareket ettirilmektedir. Pedalların dış kısma yakın olan taraflarına metrik 5 vida deliği açılmıştır. Bu delikler mil ile bağlanarak rudder hareket lamasına bağlanmıştır.



Şekil 4.49. Pedallar.

Şekil 4.50'de yer alan levyenin sağ ve sola hareketini aileron yüzeyine aktaracak olan mil, gövdeye monte edilen iki adet yataklı rulman ile sabitlenmiştir. Bu milin ucuna iki yanı eşit uzunlukta ve aileron üzerindeki lamadan gelen mile bağlanarak ters hareket mekanizmasını sağlayacak bir lama Şekil 4.51'deki gibi imal edilmiştir. Aileron hareket lamasından ters hareket lamasına uzanan millerin ucuna 8 mm dişi mafsal takılmıştır. Daha sonra Şekil 4.52'de görüldüğü gibi montajlanmıştır.



Şekil 4.50. Levye ve ters hareket laması bağlantı mili ve rulman yatakları.



Şekil 4.51. Levyeden hareketi ailerona ileten ters hareket laması.



Şekil 4.52. Aileron laması ve ters hareket lamasına bağlantı için kullanılan mafsal takılmış mil.

Elevator hareketi için mile bağlanan lama, aileron hareket lamasının aynısı olarak tercih edilmiştir. Şekil 4.53'de görülen rudder için bağlanan hareket laması şasinin

kuyruk kısmında kalacağı için herhangi bir çarpma olmaması amacıyla kuyruk genişliği tolere edilerek üretilmiştir.

Lamanın ortasında 8 mm çapında bir delik, Rudder'ın bağlı olduğu mile bağlamıştır. Yan taraflarda bulunan delikler ise pedaldan gelen millerle birleştirilmiştir. Millerle olan bağlantı için millerin ucuna mafsal takılmıştır ve lamaya vida ile bağlanmıştır.



Şekil 4.53. Rudder miline bağlanan hareket laması.

Pilot koltuğu için, kare desenli bir demir sac, Şekil 4.54'deki gibi uçlarından kıvrılarak kanat ile şasi bağlantı sacına kaynak ile bağlanmıştır. Ortalama 100 kg ağırlık taşıyabilen bu pilot koltuğuna alttan destek bağlantısı olmaması sayesinde yerden tasarruf edilmiştir. Levye ve pedaldan geçen millerin hareketi engellememesi büyük avantaj sağlamıştır.



Şekil 4.54. Kare desenli sacdan yapılan pilot koltuğu.

Bağlantı milinin hareketini sağlayacağı demir döküm rulman yataklarının doğrudan şasiye bağlanmasıyla, şasinin zarar göreceği düşünülerek pedalların ve levyenin ters hareket lamaları Şekil 4.55'de görüldüğü gibi şasi üzerine kaynak ile montajlanmıştır.



Şekil 4.55. Yataklı rulmanların şasiye bağlanması için yapılan lamalar.

Levyeye bağlı olan miller ve ters hareket laması milinin rulman yataklarının içinden geçirilmiş hali Şekil 4.56'da görülmektedir.



Şekil 4.56. Levye bağlantı milleri.

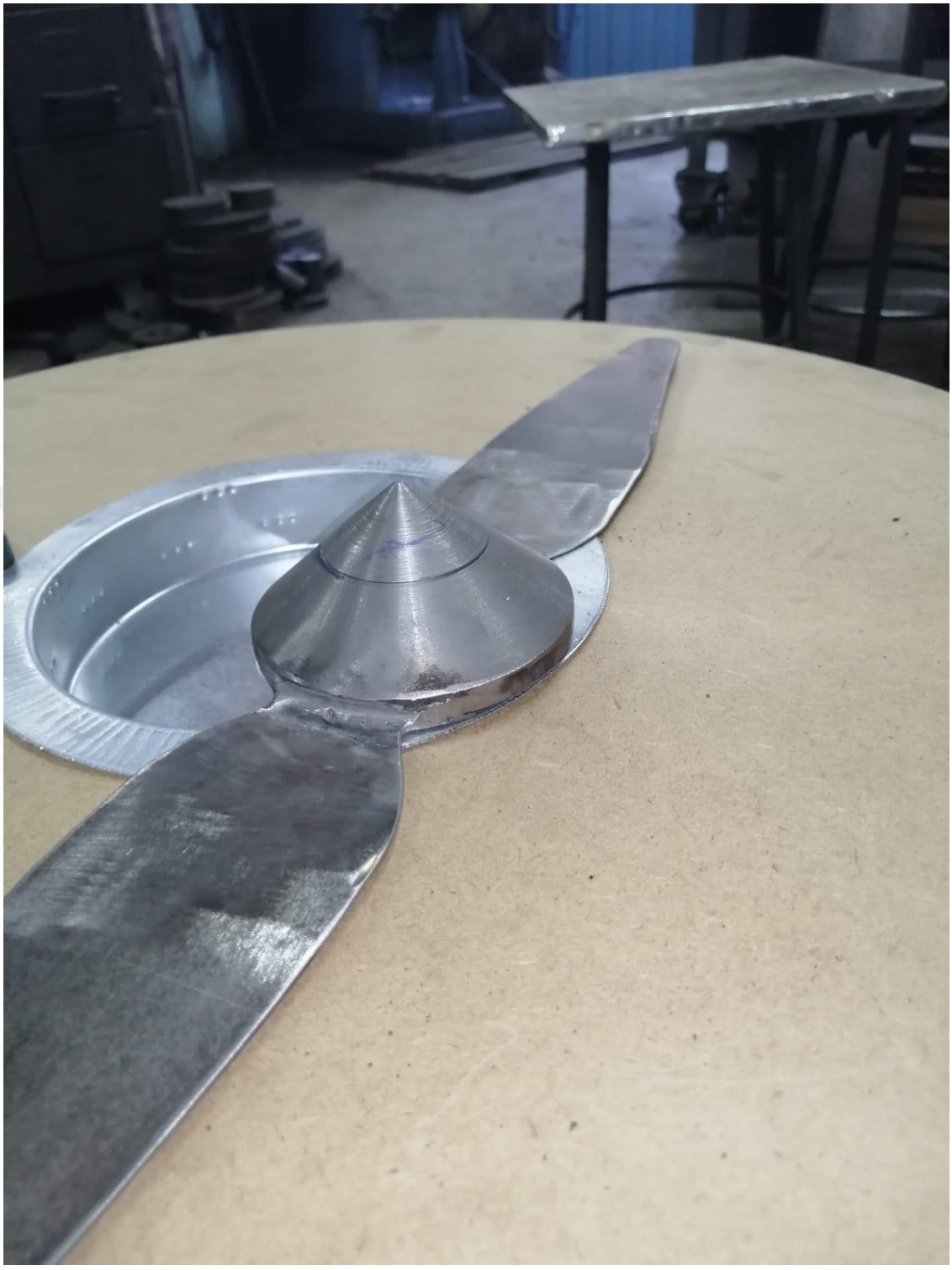
Uçağın ön kısmı Şekil 4.57'deki kare kesim bir sac ile kapatılmıştır. Görsel açıdan uçak görüntüsü vermesi için sacın üzerine koyulacak pervanede kullanılan kayış yatağı, Şekil 4.58'de görüldüğü gibi tornada işlenmiştir. Şekil 4.59'da iki palli pervane görülmektedir. Şekil 4.60'daki pervanenin içi boş haldedir. Bu boşluğa rulman koyularak dönmesi sağlanmıştır. Paller için ise saca şekil verilmiştir.



Şekil 4.57. Pervane takmak için şasiye monte edilen sac.



Şekil 4.58. Torna makinasında parçanın işlenmesi



Şekil 4.59. İçinde rulman bulunan pervane



Şekil 4.60. İçi boş halde bulunan pervane

4.3.5. Uçağın Birleştirilmesi

Tüm parçalar üretilip kısım kısım denenerek çeşitli hatalar giderilmiştir. Tüm hataların giderildiğinden emin olunduktan sonra uçak Şekil 4.61'deki gibi birleştirilmiştir. Uçağın birleştirilmiş halinin yandan görünümü Şekil 4.62'de verilmiştir.

Kanat açıklığı boyutu 1720 mm, gövde uzunluğu 2250 mm, gövde genişliği 520 mm, tek bir kanat genişliği 600 mm ve gövde yüksekliği ise 620 mm olarak ölçülmüştür.



Şekil 4.61. Uçağın toplanmış halinin önden görünümü



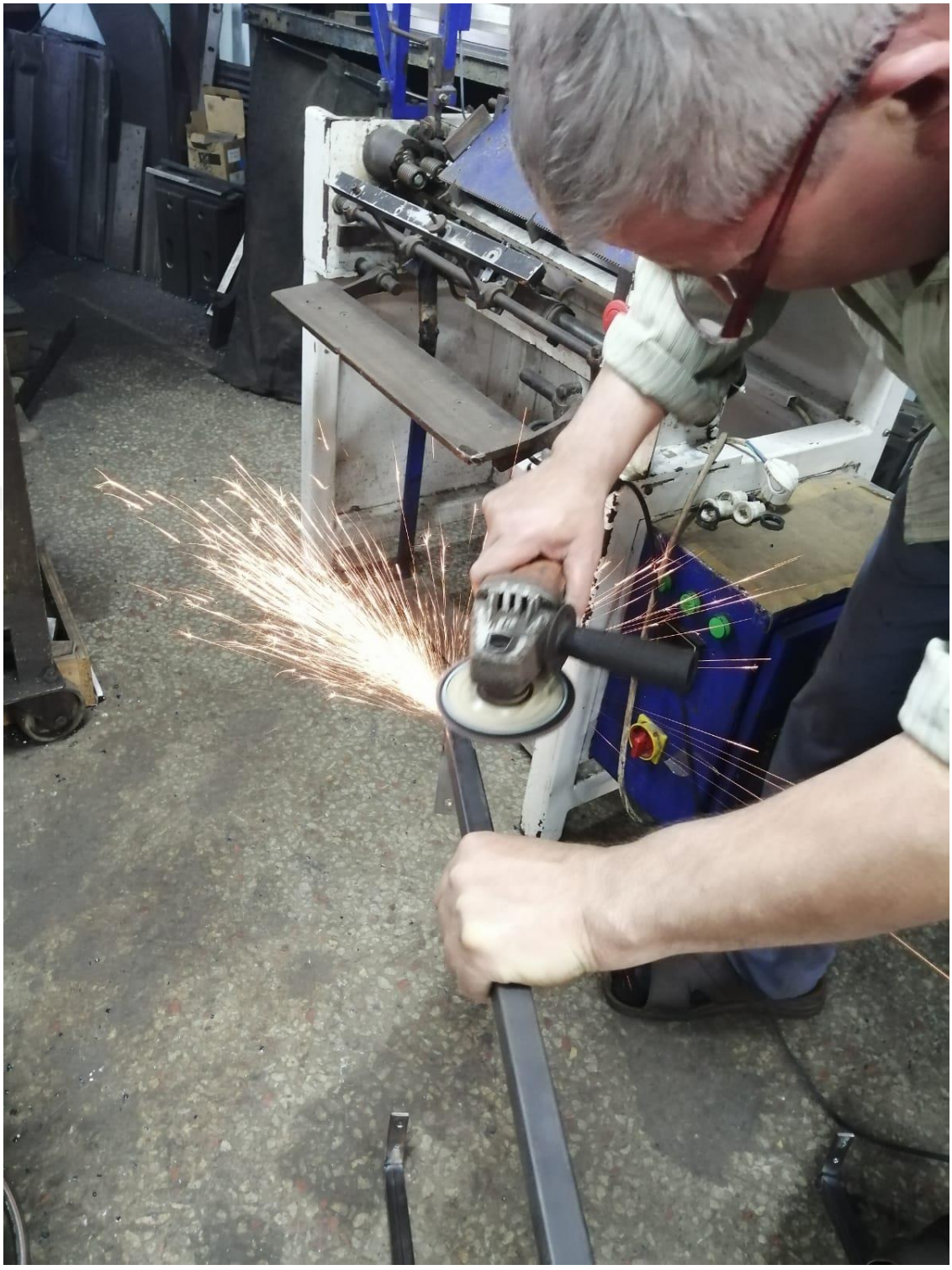
Şekil 4.62. Bağlantıları tamamlanan uçağın yandan görünümü

4.3.6. Uçağın Boyanması

Tüm bağlantıları tamamlanan uçak görsellik açısından boyanmak istenmiştir. Boya için "fırın boya" yöntemi tercih edilmiştir. Fırın boya yönteminde, iyi temizlenmiş yüzeye astarlı boya basınçlı pompalar yardımıyla püskürtülmektedir. Daha sonra 180-200°C aralığındaki fırına, boya püskürtülen parçalar sokulmakta ve malzemenin kalınlığına göre 1-5 saat arasında fırında kurutulmaktadır. Fırının temel görevi, kuruma sürecinde boyanın dış etkenlerden etkilenmemesini sağlamaktır. Fırın boya yöntemiyle boyanan parçalar korozyon ve aşınmalara karşı oldukça dirençlidir. Bu yüzden otomobil sektöründe bu yöntem ile otomobiller boyanmaktadır (Şadol, 2018).

Uzun ömürlü olması nedeniyle tercih edilen fırın boyamada renk olarak hareketli yüzeylerin gök mavi, sabit olan yüzeylerin beyaz, millerin ise siyah boyanmasına karar verilmiştir. Boya işlemiyle birlikte yüzey lekeleri, kaynak izleri ve kirli görüntü yerini temiz bir görüntüye bırakmıştır.

Boya işleminden önce spiral kesim ve kaynak yapımından kaynaklanan bazı çapaklı ve talaşlı yüzeyler Şekil 4.63'de görüldüğü gibi taşlama ve eye yardımıyla giderilmiştir.



Şekil 4.63. Çapak ve talaşların taşlama ile giderilmesi.

Taşlama ve eyeleme işlemi biten uçağın arka şasisinin boyalı hali Şekil 4.64'deki şekildedir. Şasinin ön bölgesinin boyalı hali Şekil 4.65'de gösterilmiştir. Ön ve arka şasi birleştirildikten sonra uçağın tamamının boyanmış hali Şekil 4.66'da bulunmaktadır.



Şekil 4.64. Uçak arka şasinin boyalı hali.



Şekil 4.65. Uçak ön şasinin boyalı hali.



Şekil 4.66. Uçağın tüm parçalar birleştirilmiş ve boyanmış halde.

BÖLÜM 5

SONUÇ

Bu çalışmada; önce uçağın havada maruz kaldığı aerodinamik etkiler incelenmiştir. Dört temel aerodinamik kuvvet olan itki, sürükleme, ağırlık ve taşıma kuvvetlerinden söz edilmiştir. Bu dört kuvvetin değişken parametreleri ele alınmıştır. Uçağın bu değişkenlere göre tasarlanan kanat profilleri analiz edilmiştir. Detaylı olarak açıklanan kanat profilinin, uçağın kalkışındaki önemi belirtilmiş ve sanal test uygulaması ile bu önem vurgulanmıştır.

Uçağın havada manevra yapmasını sağlayan ana uçuş kumandaları ve hareket kabiliyetleri ifade edilmiştir. Üç temel ana uçuş kumanda yüzeyinin uçağın yatış, sapma ve yunuslama hareketlerini üç eksen üzerinde gerçekleştirmesi açıklanmıştır. Ana uçuş kumanda yüzeylerinin uçak tipi, ağırlık ve irtifasına göre yetersiz kalması nedeniyle, ihtiyaç duyulan yardımcı kumanda yüzeylerini oluşturan spoiler, flap, slat ve fletnerların (trim) görevleri detaylıca incelenmiş ve uçak üzerindeki konumları gösterilmiştir.

Benzer bir çalışmaya rastlanmamakla birlikte, Taşcıoğlu ve Aygün (2020)'ün kontrol kuvvetlerinin simülasyon ortamında yapay olarak üretilmesi için, kumanda kolu (levye) ve ayak pedalı kullanarak oluşturdukları uçuş simülatöründe, simülatör kumandalarından ölçülen davranışın hava aracından ölçülenlerle karşılaştırılması için bilgisayar ortamı kullanılmıştır. Bu simülatörde, uçağın dış yüzeyindeki kontrol yüzeylerinin hareketleri görünmemekte, sadece uçağın manevraları bilgisayar ekranından takip edilmektedir. Uçak ana uçuş kumandalarının mekanik simülatörünü tasarlayıp imalatını gerçekleştirdiğimiz bu çalışmada, herhangi bir elektronik aksam kullanılmadan çeşitli mekanizma teknikleri ve miller kullanılmış, böylece levye ve pedallardan gelen hareket ana uçuş kumanda yüzeylerine aktarılmıştır. Levye ve pedalı kullanan kişi,

kumanda yüzeylerinin hangi yönde ve mekanik olarak nasıl hareket ettiğini kolayca görebilmektedir. Eğitim kurumu ve atölyelerde eğitim verilirken kullanılan uçaklar, "hurda uçak" diye tabir edilen uçaklardır. Bu uçaklarda hareket mekanizmaları ve diğer aksamlar genellikle yerinden sökülmüş durumdadır. Eğitim verilen bu uçaklarda öğrenciler uçağın temel hareket dinamiklerine tamamıyla hâkim olamayabilmektedir. Havacılık ve pilotaj bölümü öğrencilerinin ve özel eğitim alan pilot adaylarının ana uçuş kumanda yüzeylerinin hareketini detaylıca ve daha kolay öğrenmelerine katkı sağlamak amacıyla bu tezde üretilen simülatörümüz, önce bilgisayar destekli tasarım programı olan SolidWorks ile tasarlanmış daha sonra mekanik uçak simülatörü (modeli) üretilmiştir. Simülatörün tüm detay ve ölçüleri görseller ile desteklenmiştir.

Simülatörün tamamı, dayanıklı olması açısından demirden yapılmıştır. Demir profil, mil ve demir sacların siparişi ile birleştirme aşamasına geçilmiştir. Birleştirme için içerisinde torna, freze, matkap, elektrot kaynak bulunan bir atölyeden yardım alınmıştır. Ana uçuş kumanda yüzeylerinin montajı yapıldıktan sonra 500-2000 mm arasında değişen miller uçağın gerçek ortamdaki boyutuna göre sipariş edilmiştir. Tüm parçaları birleştirilen uçak, uzun ömürlü olması için fırın boyama yöntemi ile boyanmıştır. Birleştirilen ve boyanan uçak simülatörü sorunsuz çalışmaktadır. İstenilen şekilde kolayca parçalara ayrılabilen simülatör, kolayca taşınacak ve az yer kaplayacak şekilde üretilmiştir. Ortalama 100 kg ağırlığında ve 185 cm boyunda bir insanı rahatça taşıyabilmektedir. Ana uçuş kumanda yüzeyleri, uçak üzerinde herhangi bir kaplama malzemesi eklenmeden üretilmiştir. İleride yapılacak olan çalışmalara temel oluşturması amacıyla çalışmada basit mekanizma teknikleri kullanılmış ve uçak modelinin üzeri kaplanmamıştır ayrıca, yapılacak geliştirmeler ve kolay taşınım için simülatör hızlıca parçalara ayrılabilmektedir.

Kısıtlı bütçe ve imkanlarla üretilen bu simülatörün daha büyük desteklerle, daha farklı versiyonlarının geliştirilebileceği öngörülmektedir. Böylece eğitim kurumları ve atölyeler, eğitim materyali ihtiyacını kendileri karşılayabileceklerdir.

Halka açık bir şekilde yapılacak bu ve benzeri modellerin üretimi ile havacılığa olan ilginin artması ve gelecek yıllardaki olası geliştirmeler sayesinde, savunma sanayi ve sivil havacılıkta ilerlemeler kaydedilmesi beklenmektedir.

KAYNAKLAR

Anonim (2018, 17 Mart). *Uçağın Kontrolü*. Airplane Info. Erişim tarihi 1 Nisan 2022, http://airplaneinfotr.blogspot.com/2018/03/ucus-dinamikleri.html

Asia, L. (2010, 3 Ekim). *Flying high: how do airplanes stay in the air?*. Yale Scientific. Erişim tarihi 3 Nisan 2022, https://www.yalescientific.org/2010/10/flying-high-how-do-airplanes-stay-in-the-air/

Atabay, A.O., Ercan, G., Kılıç, M., Vatandost, M. T., Çolakoğlu, B. & Ocak Ö. (2014). Uçuş Prensipleri. IVAO. Erişim https://tr.ivao.aero/downloads/documents/Ucus%20Prensipleri.pdf

Bayram, M. (2017, 9 Ekim). *Uçak kanadı bölümleri*. Mühendis Beyinler. Erişim tarihi 1 Şubat 2022, https://www.muhendisbeyinler.net/ucak-kanadi-bolumleri/

Britt, R.R. (2006, 28 Ağustos). *How do airplanes fly?*. LIVESCIENCE. Erişim tarihi 5 Nisan 2022, https://www.livescience.com/7109-planes-fly.html

Cambridge (Cambridge University) (2012, 20 Ocak). *Airflow across a wing* [Video], Youtube. Erişim tarihi 1 Mart 2022, https://youtu.be/UqBmdZ-BNig

Sunol C., (2020a, 25 Mart). *Uçuş teorisi 1 02 R1* [Video], Youtube. Erişim tarihi 10 Mart 2022, https://youtu.be/SBt__Fpu1Q4

Sunol, C. (2020b, 27 Mart). *Uçuş teorisi-1* [Video], Youtube. Erişim tarihi 11 Nisan 2022, https://youtu.be/OHYeEmpS97c

Çimen, S. (2013, 1 Nisan). *Aileron*. Uçak Teknolojisi. Erişim tarihi 10 Nisan 2022, http://ucakteknolojileri.blogspot.com/2013/04/aileronlar.html?view=sidebar

Degond, P., Diez, A., & Na, M. (2021). *Bulk topological states in a new collective dynamics model*. Erişim tarihi 2 Mayıs 2022, https://www.researchgate.net/figure/a-Pitch-yaw-and-roll-angles-of-an-aircraft-with-body-orientation-O-u-v-original_fig7_348803228

Flight Literacy (t.y.). *Flight control systems – Secondary flight controls (part one)*. Erişim tarihi 21 Mayıs 2022, https://www.flightliteracy.com/flight-control-systems-secondary-flight-controls-part-one/

Havkar (t.y). *Uçak yapısındaki ana bileşenler ve işlevlerinin tanımı – Kanatlar*. Erişim tarihi 5 Haziran 2022, http://havkar.com/tr/blog/view/ucak-yapisindaki-ana-bilesenler-ve-islevlerinin-tanimi-kanatlar/80

IVAO (2022a, 2 Ocak). *Aileron*. International Virtual Aviation Organisation. Erişim tarihi 16 Mayıs 2022, https://mediawiki.ivao.aero/index.php?title=Aileron

IVAO (2022b, 6 Ocak). *Rudder*. International Virtual Aviation Organisation. Erişim tarihi 6 Nisan 2022, https://mediawiki.ivao.aero/index.php?title=Rudder

Kandil, M. A. F. (2017, 1 Temmuz). *Design, Manufacturing and Control of UAV*. Erişim tarihi 7 Mayıs 2022, https://www.researchgate.net/figure/Elevators-The-elevators-are-located-on-the-rear-half-of-the-tail-plane-or-horizontal_fig30_326882283

Keskin, G., Durmuş, S., Karakaya, M., Teoman, A. & Kuşhan, M. C. (2019). Motorsuz Uçuş Prensibi: Planör. *Mühendis ve Makine*, cilt 60, sayı 695, s. 165-177.

Kokpitteyiz (2020). *Uçuş kumandaları*. Erişim tarihi 15 Nisan 2022, https://www.kokpitteyiz.com/ucus-kumandalari/

Lattuca, J. (t.y.). *What Is the Difference Between Flaps And Ailerons?*. Highskyflying. Erişim tarihi 19 Haziran 2022, https://www.highskyflying.com/what-is-the-difference-between-flaps-and-ailerons/

Le Vie, L. R. (2014). Review of Research on Angle-of-Attack Indicator Effectiveness. *NASA Center for AeroSpace Information*. 7115 Standard Drive, Hanover, MD 21076-1320 443-757-5802, https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20140011419/downloads/20140011419.pdf

Lesics. (2016, 28 Mayıs). *How do wings generate lift?* [Video]. Youtube. Erişim tarihi 18 Nisan 2022, https://youtu.be/w78JT6azrZU

Lopez, D. R. (2021, 13 Mayıs). *FoilSim III Elementary Version 1.1c*. National Aeronautics and Space Administration. Erişim tarihi 5 Mart 2022, https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/foilsime.html

Mark, J. (2021, 7 Kasım). *How does an elevator work in an aircraft?*. Erişim tarihi 18 Nisan 2022, https://www.aviationnepal.com/how-does-an-elevator-work-in-an-aircraft/

MEGEP (2011). *Uçuş kumandaları*. T.C. Milli Eğitim Bakanlığı. Ankara. Erişim http://www.megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/moduller_pdf/U%C3%A7u%C5%9F%20Kumandalar%C4%B1.pdf

Monolib (t.y.). *Spoiler world detail*. Erişim tarihi 20 Mayıs 2022, https://www.monolib.net/en/dictionary/spoiler/

Okatan, A. (2019, 11 Ocak). *Uçaklar havada nasıl hareket eder?. Bilim Genç.* Erişim tarihi 16 Mart 2022, https://bilimgenc.tubitak.gov.tr/makale/ucaklar-havada-nasil-hareket-eder.

Pehlivanoğlu, V. (2013). Havacılık ve Uzay Bilimlerine Giriş. İstanbul: Hava Harp Okulu

Shaw, R.J., (2021, May 13). *Dynamics of flight.* National Aeronautics and Space Administration. Erişim tarihi 16 Nisan 2022, https://www.grc.nasa.gov/www/k12/UEET/StudentSite/dynamicsofflight.html

Strinkfixer (t.y.). *Spar (havacılık).* Erişim tarihi 25 Haziran 2022, https://stringfixer.com/tr/Wing_spar

Şadol (2018, 2 Nisan). *Fırın boyası ve kullanım.* Essente Bilişim. Erişim tarihi 2 Mayıs 2022, http://www.sadolboya.com.tr/blog/firin-boyasi-ve-kullanim

Taşcıoğlu, Y., Aygün, M.M. (2020), An engineering flight simulator for control loading system development, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 35:1, 137-145. https://dergipark.org.tr/tr/download/article-file/839662

Teknik (Teknik Havacılık) (t.y.). *Kumanda yüzeyleri.* Erişim tarihi 17 Mayıs 2022, https://slonder.tripod.com/kumanda/kumanda.htm

Ucakkazaları (2021, 22 Eylül). *Uçaklarda rudder nedir? Ne işe yarar?* Erişim tarihi 16 Nisan 2022, https://www.ucakkazalari.com/ucaklarda-rudder-nedir-ne-ise-yarar/

Uçmak İstiyorum. (2021, 10 Eylül). *Aerodynamics - Angle of attack - AOA - Hücum açısı nedir?* [Video]. Youtube. Erişim tarihi 4 Mayıs 2022, https://youtu.be/K3ZB3b3O0gw

Walker, J. S. (2017, 1 Aralık). *Trim tab—you, too, can be a smooth operator*. AOPA. Erişim tarihi 16 Nisan 2022, https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2017/december/flight-training-magazine/what-am-i-trim-tab

Yakar, U. (t.y.). *2 ve 3 Boyutlu Tasarımlar İçin Kullanabileceğiniz SolidWorks Nedir, Ne İşe Yarar, Hangi Alanlarda Kullanılır?.* WebTekno. Erişim tarihi 25 Haziran 2022, https://www.webtekno.com/solidworks-nedir-h121381.html

ÖZGEÇMİŞ

1. **Adı Soyadı** **:** Emre Kavak
2. **Doğum Yeri** **:**
3. **E-mail** **:**
4. **Öğrenim Durumu** **:**

Derece	Alan	Üniversite	Yıl
Lisans	Uçak Gövde-Motor Bakım	İstanbul Gelişim Üniversitesi	2019
Lisans	Uluslararası İlişkiler	Anadolu Üniversitesi	2021
Y.Lisans	Uygulamalı Bilimler ve Teknoloji	Trakya Üniversitesi	2022