

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

**SAVAŞ UÇAKLARINDA KULLANILAN ROKET MOTORLU  
FIRLATMA KOLTUĞUNUN YÖRÜNGE ANALİZİ VE UÇUŞ  
MODELLEMESİ**

**HAZIRLAYAN**

**ERCAN BAŞTUĞ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**ANKARA - 2024**



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

**SAVAŞ UÇAKLARINDA KULLANILAN ROKET MOTORLU  
FIRLATMA KOLTUĞUNUN YÖRÜNGE ANALİZİ VE UÇUŞ  
MODELLEMESİ**

**HAZIRLAYAN**

**ERCAN BAŞTUĞ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**TEZ DANIŞMANI**

**PROF. DR. FARUK ELALDI**

**TEZ EŞ DANIŞMANI**

**DR. NADİR SERİN**

**ANKARA - 2024**

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

Savunma Teknolojileri ve Sistemleri Anabilim Dalı Savunma Platformları Tezli Yüksek Lisans Programı çerçevesinde Ercan BAŞTUĞ tarafından hazırlanan bu çalışma, aşağıdaki jüri tarafından Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Savunma Tarihi: 03 /01/2024

**Tez Adı:** Savaş Uçaklarında Kullanılan Roket Motorlu Fırlatma Koltuğunun Yörünge Analizi ve Uçuş Modellemesi

**Tez Jüri Üyeleri**

**İmza**

Prof. Dr. Faruk ELALDI (Başkent Üniversitesi) .....

Prof. Dr. Hakan ARGEŞO (Atılım Üniversitesi) .....

Doç. Dr. Muhammed ARAS (Başkent Üniversitesi) .....

Dr. Öğr. Üyesi Cenk BALÇIK (Başkent Üniversitesi) .....

Dr. Nadir SERİN (Başkent Üniversitesi) .....

**ONAY**

Prof. Dr. Faruk ELALDI  
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

Tarih : ... / ... / 2024

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLER ENSTİTÜSÜ**  
**YÜKSEK LİSANS TEZ ÇALIŞMASI ORJİNALLİK RAPORU**

Tarih: 03 / 01 / 2024

Öğrencinin Adı, Soyadı : Ercan BAŞTUĞ

Öğrencinin Numarası : 22010494

Anabilim Dalı : Savunma Teknolojileri ve Sistemleri

Programı : Savunma Platformları Tezli Yüksek Lisans

Danışmanın Unvanı/Adı, Soyadı : Prof. Dr. Faruk ELALDI

Eş Danışmanın Unvanı/Adı, Soyadı: Dr. Nadir SERİN

Tez Başlığı : Savaş Uçaklarında Kullanılan Roket Motorlu Fırlatma Koltuğunun Yörünge Analizi ve Uçuş Modellemesi

Yukarıda başlığı belirtilen Yüksek Lisans tez çalışmamın; Giriş, Ana Bölümler ve Sonuç Bölümünden oluşan, toplam 86 sayfalık kısmına ilişkin, 22 / 12 / 2023 tarihinde tez danışmanım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 3'dür. Uygulanan filtrelemeler:

1. Kaynakça hariç
2. Alıntılar hariç
3. Beş (5) kelimedenden 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: ... / 01 / 2024

Öğrenci Danışmanı

Prof. Dr. Faruk ELALDI

## TEŞEKKÜR

Yazar, bu çalışmanın gerçekleőmesinde katkılarından dolayı, aşağıdaki adı geçen kiői ve kurululara itenlikte teşekkür eder,

Sayın Prof. Dr. Faruk ELALDI'ya (tez danışmanı) ve Sayın Dr. Nadir SERİN'e (tez eş danışmanı), çalışmanın sonuca ulaőtırılmasında ve karőtılaőtılan güçlüklerin aőtılmasında her zaman yardımcı ve yol gösterici oldukları için ve yüksek lisans eğitimim içerisinde kendilerinden aldığım derslerden baőtlayarak tez yazım sürecimin son aőtamasına kadar vermiőt oldukları kıymetli katkılarla bu tezin oluőtmasında büyük emekleri olduğu için...

Her kararında yanımda olan en büyük destekçim ve yol arkadaőtım olduğu için sevgili eőtım Iőtıl TANRIÖĞER BAőtTUĐ'a...

Hayatımda her zaman yanımda oldukları için canım aileme...

Tez yazım sürecinde yardım ve desteğini hiçbir zaman esirgemeyen Onur Can İN'e

Teőekkürlerimi sunarım.

# ÖZET

**Ercan BAŞTUĞ**

## **SAVAŞ UÇAKLARINDA KULLANILAN ROKET MOTORLU FIRLATMA KOLTUĞUNUN YÖRÜNGE ANALİZİ VE UÇUŞ MODELLEMESİ**

**Başkent Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü**

**Savunma Teknolojileri ve Sistemleri Anabilim Dalı**

**2024**

Günümüzde savaş uçaklarındaki mürettebatın kurtarılması adına birçok yöntem ve sistem geliştirilmiştir, bunlar arasında en etkili sistem fırlatma koltuklarıdır. Fırlatma koltuğu, uçaklarda acil durumlarda mürettebatın güvenli bir şekilde hava aracından ayrılmasını sağlamak için kullanılır. Uçakta yaşanan bir arıza, yangın, patlama veya kontrol kaybı gibi durumlarda fırlatma koltuğu kullanılarak pilotlar hızla uçaktan uzaklaştırılabilir. Fırlatma koltuğu, altında bulunan roketin ürettiği itki ile pilotları güvenli bir şekilde uzağa fırlatır. Tehlikeden uzaklaşan pilotun paraşütü açılır ve yere emniyetli bir şekilde iniş yapması sağlanır. Olası bir fırlatma senaryosundan sonra mürettebatın güvenliğini sağlamak, iniş noktasını tahmin etmek, kurtarma operasyonlarını yönlendirmek, fırlatma koltuğu sistemlerinin tasarımını değerlendirmek, paraşütün uçağın kuyruk kanadı veya herhangi bir parçasına çarpmasını sağlamak için fırlatma koltuğu yörünge hesapları büyük bir öneme sahiptir. Bu tezin içeriğinde jet uçağından fırlatma koltuğunun ayrılışı Matlab üzerinde Nokta Kütle Yörünge Modeli kullanılarak; koltuğun fırlatma hızı, fırlatma yönü, fırlatma açısı, uçağın yerden yüksekliği, uçak yön dümeni ile kanopinin uzaklığı/yüksekliği, pilot ağırlığı ve fırlatma koltuğu ağırlığı gibi koltuk hareketi üzerinde etkili olacak parametreler göz önünde bulundurularak incelenmiş ve bir Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli oluşturulmuştur. Fırlatma koltuğunun fırlatıldıktan sonra uçuş yörüngesinin modellenmesi için problemin analitik olarak çözümü yapılmıştır. Matlab kodu yazılarak, bir kullanıcı ara yüzü oluşturulmuş ve kullanıcıya sunulmuştur. Doğrulama için geçmiş çalışmalar baz alınmıştır. Hazırlanmış olan jenerik kodun ilerde kullanıcıların kendi görev tanımlarına uygun bir şekilde revize ederek kolaylıkla kullanabilmeleri hedeflenmiştir.

**ANAHTAR KELİMELER:** Fırlatma Koltuğu, Fırlatma Koltuğu Yörüngesi, Nokta Kütle Yörünge Modeli, Paraşüt, Stabilizasyon (Drogue) Paraşüt, Paraşüt Açılma Süreleri

# ABSTRACT

**Ercan BAŞTUĞ**

## **TRAJECTORY ANALYSIS AND FLIGHT MODELING OF EJECTION SEATS WITH ROCKET ENGINE USED ON COMBAT AIRCRAFTS**

**Başkent University Institute of Science and Engineering**

**Department of Defence Technologies and Systems**

**2024**

Many methods and systems have been developed so far to save the crew from the combat aircrafts. The most effective one among these developed systems is ejection seat. Ejection seats are used in combat aircrafts to enable the crew to leave the aircraft safely in case of emergency. In cases of aircraft malfunction, fire, explosion or loss of control, pilots can be quickly escaped from the aircraft by using the ejection seat. The ejection seat separates the pilots from the aircraft safely away with the thrust produced by the rocket underneath. When the pilot moves away from danger, the parachute integrated into the ejection seat is opened and allows the pilot to land safely on the ground. Ejection seat trajectory calculations are of great importance to ensure the safety of the crew after a possible ejection scenario, to estimate the landing point, to direct the operations of rescuing the pilot from the landing point, to evaluate the design of ejection seat systems, and to ensure that the parachute does not hit the tail wing or any part of the aircraft. In this thesis, the trajectory of the ejection seat from a jet aircraft was modeled using the Point Mass Trajectory Model on Matlab program. The aim of this study is to develop a generic Ejection Seat Trajectory Model code and propose to the users so that they can use this code by revising it in accordance with their own job descriptions in the future. Ejection Seat Trajectory Model was created by taking into account the parameters that will affect the seat movement such as the seat's launch speed, ejection direction, ejection angle, altitude of the aircraft, distance/height of the aircraft rudder and canopy, pilot weight and ejection seat weight. By writing a Matlab code, a user interface was developed and presented to the user as a module. The trajectory of the ejection seat after launch was analyzed analytically as well and validations were made by using the past studies.

**KEY WORDS:** Ejection Seat, Ejection Seat Trajectory, Point Mass Trajectory Model, Parachute, Drogue Parachute, Parachute Opening Times

# İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR.....	ii
ÖZET.....	iii
ABSTRACT .....	iv
İÇİNDEKİLER.....	v
TABLolar LİSTESİ .....	vii
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	ix
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ .....	xii
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Literatür Taraması.....	3
1.2. Tezin Yapısı.....	5
2. FIRLATMA KOLTUĞU SİSTEMLERİ TEKNOLOJİSİ.....	7
2.1. Yörünge Modelleri.....	10
2.1.1. Nokta kütle modeli.....	11
2.1.2. Değiştirilmiş nokta kütle modeli (Modified Point Mass Model) .....	12
2.1.3. 5 Serbestlik dereceli yörünge modeli .....	13
2.1.4. 6 Serbestlik dereceli yörünge modeli .....	13
3. FIRLATMA KOLTUĞU YÖRÜNGE MODELİ.....	15
3.1. Hareket Denklemleri .....	16
3.1.1. Yerçekimi kuvveti.....	16
3.1.2. Coriolis etkisi.....	17
3.1.3. Sürükleme kuvveti .....	17
3.2. Nokta Kütle Modeli .....	18
3.2.1. Rüzgar etkisi.....	19
3.1.2. Standart atmosfer modeli.....	19
3.2.3. Aerodinamik katsayılar.....	21
3.3. Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli Şeması .....	22
4. FIRLATMA PERFORMANSININ DEĞERLENDİRİLMESİ .....	36
4.1. Fırlatma Senaryoları ve Sonuçlar .....	377
4.2. Farklı Giriş Koşullarının Fırlatma Performansları Üzerine Etkisi.....	52
5. SONUÇLAR.....	63
KAYNAKLAR.....	66

## **EKLER**

### **EK-1. Matlab Kullanılarak Geliştirilen Yörünge Modelleri**



## TABLULAR LİSTESİ

	<b>Sayfa</b>
Tablo 3.1. Standart Atmosfer Modeli .....	20
Tablo 3.2. 0-100-200 ve 300 Knots Hızlarda Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları .....	27
Tablo 3.3. Thomas C. Jones [14]'un Çalışması ile Üretilen Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nin Giriş Parametrelerinin Karşılaştırılması.....	34
Tablo 3.4. Thomas C. Jones [14]'un Çalışmasında Elde Edilen Sonuçlar ile Üretilen Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nin Sonuçlarının Karşılaştırılması. ....	35
Tablo 4.1. 0 Knot Hız ve 0 Metre Yükseklikte Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları .....	37
Tablo 4.2. 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikte Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları .....	39
Tablo 4.3. 150 Knot Hız ve 650 Feet Yükseklikte 30 Derece Uçak Burunu Aşağı Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları.....	42
Tablo 4.4. 200 Knot Hız ve 700 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları .....	44
Tablo 4.5. 75 Knot Hız ve 700 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları .....	47
Tablo 4.6. 200 Knot Hız ve 15000 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları .....	50
Tablo 4.7. Farklı Pilot-Koltuk Kombinasyonu Ağırlıklarının 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları .....	53
Tablo 4.8. Farklı Pilot-Koltuk Kombinasyonu Yüzey Alanlarının 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları .....	55

Tablo 4.9. Farklı Azimut Açıları ile 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları.....	57
Tablo 4.10. Farklı Rüzgar Değerleri ile 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları .....	59
Tablo 4.11. 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Farklı Uçuş Açıları ile Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları .....	61



## ŞEKİLLER LİSTESİ

	<b>Sayfa</b>
Şekil 2.1. Fırlatma Koltuğu Görseli.....	8
Şekil 3.1. Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli Şeması. ....	23
Şekil 3.2. Koltuk Fırlatma Esnasındaki Farklı Modlar.....	25
Şekil 3.3. Maksimum pilot ağırlığında gerçekleşen fırlatmanın dikey ve yatay yönde kat ettiği mesafeler. ....	26
Şekil 3.4. Tablo 3.2 ile 0 Knots Hızda Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında Fırlatma Koltuğu Yörüngesi.....	28
Şekil 3.5. Tablo 3.2 ile Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında 0 Knots Hızda Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Menzil – İrtifa Grafiği.....	29
Şekil 3.6. Tablo 3.2 ile 100 Knots Hızda Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında Fırlatma Koltuğu Yörüngesi.....	29
Şekil 3.7. Tablo 3.2 ile Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında 100 Knots Hızda Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Menzil – İrtifa Grafiği.....	30
Şekil 3.8. Tablo 3.2 ile 200 Knots Hızda Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında Fırlatma Koltuğu Yörüngesi.....	31
Şekil 3.9. Tablo 3.2 ile Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında 200 Knots Hızda Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Menzil – İrtifa Grafiği.....	32
Şekil 3.10. Tablo 3.2 ile 300 Knots Hızda Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında Fırlatma Koltuğu Yörüngesi.....	32
Şekil 3.11. Tablo 3.2 ile Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında 200 Knots Hızda Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Menzil – İrtifa Grafiği.....	33
Şekil 4.1. Tablo 4.1 ile 0 Knots Hızda ve 0 Feet Yükseklikte Giriş Koşulları Belirlenen Fırlatma Koltuğu Yörüngesi.....	38

Şekil 4.2. Tablo 4.1 ile Giriş Koşulları Belirlenen 0 Knots Hızda ve 0 Feet Yükseklikte Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Zaman - Menzil & Zaman - İrtifa & Zaman – G Kuvveti & Menzil – İrtifa Grafikleri.....	39
Şekil 4.3. Tablo 4.2 ile 100 Knots Hızda ve 400 Feet Yükseklikte Giriş Koşulları Belirlenen Fırlatma Koltuğu Yörüngesi.....	40
Şekil 4.4. Tablo 4.2 ile Giriş Koşulları Belirlenen 100 Knots Hızda ve 400 Feet Yükseklikte Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Zaman - Menzil & Zaman - İrtifa & Zaman – G Kuvveti & Menzil – İrtifa Grafikleri.....	41
Şekil 4.5. Tablo 4.3 ile 150 Knots Hızda ve 650 Feet Yükseklikte 30 Derece Uçak Burnu Aşağıda Uçuşta Giriş Koşulları Belirlenen Fırlatma Koltuğu Yörüngesi.....	43
Şekil 4.6. Tablo 4.3 ile Giriş Koşulları Belirlenen 150 Knots Hızda ve 650 Feet Yükseklikte 30 Derece Uçak Burnu Aşağıda Uçuşta Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Zaman - Menzil & Zaman - İrtifa & Zaman – G Kuvveti & Menzil – İrtifa Grafikleri.....	44
Şekil 4.7. Tablo 4.4 ile 200 Knot Hız ve 700 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Giriş Koşulları Belirlenen Fırlatma Koltuğu Yörüngesi .....	45
Şekil 4.8. Tablo 4.4 ile Giriş Koşulları Belirlenen 200 Knot Hız ve 700 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Zaman - Menzil & Zaman - İrtifa & Zaman – G Kuvveti & Menzil – İrtifa Grafikleri .....	46
Şekil 4.9. Tablo 4.5 ile 75 Knot Hız ve 700 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Giriş Koşulları Belirlenen Fırlatma Koltuğu Yörüngesi .....	48
Şekil 4.10. Tablo 4.5 ile Giriş Koşulları Belirlenen 75 Knot Hız ve 700 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Zaman - Menzil & Zaman - İrtifa & Zaman – G Kuvveti & Menzil – İrtifa Grafikleri .....	49
Şekil 4.11. Tablo 4.6 ile 200 Knot Hız ve 15000 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Giriş Koşulları Belirlenen Fırlatma Koltuğu Yörüngesi .....	51
Şekil 4.12. Tablo 4.6 ile Giriş Koşulları Belirlenen 200 Knot Hız ve 15000 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma	

Açılı Uçuşta Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Zaman - Menzil & Zaman -  
İrtifa & Zaman – G Kuvveti & Menzil – İrtifa Grafikleri ..... 52

Şekil 4.13. Tablo 4.7 ile Farklı Pilot-Koltuk Kombinasyonu Ağırlıklarının 100 Knot  
Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Fırlatma  
Koltuğu Yörüngesi..... 54

Şekil 4.14. Tablo 4.8 ile Farklı Pilot-Koltuk Kombinasyonu Yüzey Alanlarının  
100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın  
Fırlatma Koltuğu Yörüngesi ..... 56

Şekil 4.15. Tablo 4.9 ile Farklı Azimut Açıları ile 100 Knot Hız ve 400 Feet  
Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Fırlatma Koltuğu Yörüngesi ..... 58

Şekil 4.16. Tablo 4.10 ile Farklı Rüzgar Hızları ile 100 Knot Hız ve 400 Feet  
Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Fırlatma Koltuğu Yörüngesi ..... 60

Şekil 4.17. Tablo 4.11 ile 100 Knot Hız, 400 Feet Yükseklikteki ve 30 – 60 – 80 Derece  
Uçuş Açısına Sahip Uçuşlarda Yapılan Fırlatmaların Grafikleri ..... 62

## SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

$g_0$	yerçekiminin deniz seviyesindeki ortalama büyüklüğü
$\vec{g}$	yerçekimi ivmesi
$R$	dünyanın yüzeyinden merkezine olan konum vektörünün büyüklüğü
$\vec{r}$	fırlatma koluğunun dünyanın merkezine göre konumunu belirleyen vektör
$\vec{x}$	fırlatma koluğunun dünyanın yüzeyine göre konumunu belirten vektör
$\vec{C}$	Coriolis katsayısı
$\vec{w}$	dünyanın dönüş vektörü
$\vec{v}$	fırlatma koluğunun dünyaya göre 3 boyutlu hız vektörü
$\Omega$	dünyanın açısal dönüş hızı
$DF^{\vec{}}$	sürüklenme kuvveti
$Cd_0$	sürüklenme katsayısı
$\rho$	hava yoğunluğu
$D$	fırlatma koluğunun referans yarı çapı
$\vec{v}_{hava}$	hava hızı
$SS$	ses hızı

# 1. GİRİŞ

Fırlatma koltuğu, uçaklarda acil durumlarda mürettebatın güvenli bir şekilde hava aracından ayrılmasını sağlamak için kullanılan bir sistemdir. Acil durumlar; örneğin uçakta yaşanan bir arıza, yangın, patlama veya kontrol kaybı gibi durumlarda fırlatma koltuğu kullanılarak pilotlar hızla uçaktan uzaklaştırılabilir. Fırlatma koltuğu, altında bulunan roketin ürettiği itki ile pilotları güvenli bir şekilde uzağa fırlatır. Tehlikeden uzaklaşan pilotun paraşütü açılır ve yere emniyetli bir şekilde iniş yapması sağlanır. Fırlatma koltuğu, pilotun hayatını kurtarmayı amaçlar [1].

İlk fırlatma koltuğu modellerinin çıkışı, havacılık tarihindeki gelişmelerle birlikte evrimleşti. İlk fırlatma koltuğu, 1942 yılında ortaya çıktı. Bu dönemde, jet uçakları hızlı bir şekilde yaygınlaşıyordu ve pilotların acil durumlarda güvenli bir şekilde araçtan ayrılması gerekiyordu [2].

Almanya'da II. Dünya Savaşı sırasında, bazı savaş uçaklarında pilotların kaçışını sağlamak için basit fırlatma mekanizmaları kullanılmıştı. Ancak modern fırlatma koltuğunun atası olarak kabul edilen ve ilk kez gerçek bir acil durumda kullanılan sistem, 1942'de Alman mühendis Heinz-Hermann Koelle tarafından tasarlanan ve geliştirilen "Henschel-Hs 129" adlı Alman saldırı uçağında kullanıldı [3].

İlerleyen yıllarda Amerika Birleşik Devletleri, Sovyetler Birliği ve diğer ülkeler havacılık teknolojisini geliştirerek fırlatma koltuğu sistemlerini iyileştirdi. 1950'ler ve 1960'larda fırlatma koltuğu teknolojisi hızla gelişti ve sivil ve askeri uçaklarda yaygın bir güvenlik önlemi haline geldi [4].

Günümüze kadar olan süreçte, fırlatma koltuğu tasarımları daha güvenli ve etkili hale getirildi. Otomatik aktive olan sistemler, yükseklik algılayıcıları ve daha gelişmiş paraşüt teknolojileri kullanılarak pilotların ve mürettebatın hayatını kurtarmak için daha etkili bir şekilde çalışan fırlatma koltuğu modelleri geliştirildi. Bu sürekli gelişim ve iyileştirme çalışmaları, günümüzde kullanılan modern fırlatma koltuğu sistemlerinin temelini oluşturdu [5].

Fırlatma koltuğu teknolojisi zamanla gelişim göstermiş ve farklı nesiller halinde sınıflandırılmıştır. Genel olarak kabul gören fırlatma koltuğu nesilleri [6]:

1. Birinci Nesil: İlk fırlatma koltuğu sistemleri, 1940 ile 1950 yıllarının arasında ortaya çıkmıştır. Bu sistemler genellikle basit fırlatma mekanizmaları ve manuel paraşüt açma sistemlerine sahipti.

2. İkinci Nesil: 1960'lardan itibaren ikinci nesil fırlatma koltuğu sistemleri geliştirilmeye başlandı. Bu sistemlerde otomatik paraşüt açma ve yükseklik algılayıcıları gibi iyileştirmeler yapıldı. Ayrıca, otomatik aktive olan koltuklar ve çift fırlatma koltuğu sistemleri de kullanılmaya başlandı.
3. Üçüncü Nesil: 1970'lerden 1990'lara kadar süren dönemde üçüncü nesil fırlatma koltuğu sistemleri geliştirildi. Bu nesilde daha gelişmiş elektronik sistemler, daha hızlı fırlatma süreçleri ve yüksek performanslı paraşütler kullanıldı. Ayrıca, daha fazla yön kontrolü ve kurtarma seçeneği sunan koltuklar da geliştirildi.
4. Dördüncü Nesil: 1990'lardan günümüze kadar devam eden süreçte dördüncü nesil fırlatma koltuğu sistemleri geliştirildi. Bu nesilde daha fazla otomatikleştirme, kısa fırlatma süreleri, daha güvenli koltuk tasarımları ve gelişmiş kurtarma seçenekleri kullanıldı. Ayrıca, sıfır-sıfır fırlatma sistemi (zero-zero ejection) gibi ileri teknolojilerin de kullanıldığı dördüncü nesil fırlatma koltuğu modelleri ortaya çıktı. Bu sistem, uçağın düşük hızda ve düşük irtifada, hatta neredeyse yerdeyken bile pilotu güvenli bir şekilde kurtarmak için tasarlanmıştır.

Fırlatma koltuğu kullanımı, acil durumlarda pilotların hayatını kurtarmayı amaçlayan bir güvenlik önlemidir. Ancak fırlatma koltuğu kullanımı sırasında bazı riskler ve olası yaralanma durumları söz konusu olabilir [7]. Bazı potansiyel fırlatma koltuğu yaralanmaları:

1. Sırt veya boyun yaralanmaları: Fırlatma koltuğu aniden harekete geçtiğinde, yüksek hızlı ivmelenme ve iniş süreci sırasında sırt ve boyun yaralanmaları riski vardır. Bu tür yaralanmalar, fırlatma koltuğunun tasarımı, kullanılan emniyet sistemleri ve mürettebatın beden pozisyonu gibi faktörlere bağlı olarak değişebilir.
2. Kafa yaralanmaları: Fırlatma koltuğu kullanımı sırasında başın hızla hareket etmesi, kafa yaralanmalarına neden olabilir. Başın ani bir şekilde geriye veya öne hareket etmesi, başın koltuk veya kokpite çarpması sonucu oluşabilecek yaralanmalar meydana gelebilir.
3. Bel ve ekstremiteler yaralanmaları: Fırlatma koltuğu kullanımı sırasında bel, omurga ve ekstremitelerde yaralanmalar meydana gelebilir. Bu, ani ivme veya iniş süreci sırasında oluşabilecek travmalardan kaynaklanabilir.
4. Yükseklikle ilişkili yaralanmalar: Fırlatma koltuğu kullanımının ardından paraşüt açılması ve iniş sürecinde yükseklikle ilişkili yaralanma riski vardır. Paraşütün açılmaması, kontrolsüz iniş veya iniş sırasında yere çarpmalar gibi durumlar potansiyel riskler arasında yer alır.

Fırlatma koltuğu sistemleri, bu tür riskleri en aza indirmek için sürekli olarak geliştirilmektedir [7]. Pilotların eğitimi, fırlatma koltuğunun tasarımı ve emniyet sistemlerinin iyileştirilmesi gibi geliştirme faaliyetleri, yaralanma riskini azaltmak için önemlidir.

Fırlatma koltuğu yörünge hesabı, mürettebatın güvenliğini sağlamak, iniş noktasını tahmin etmek, kurtarma operasyonlarını yönlendirmek, fırlatma koltuğu sistemlerinin tasarımını değerlendirmek, paraşütün uçağın kuyruk kanadı veya herhangi bir parçasına çarpmasını sağlamak [8] ve fırlatma koltuğunun paraşüt mekanizmasının doğru zamanda açılmasını sağlamak için büyük bir öneme sahiptir [9]. Yörünge hesaplamaları, pilotların hayatını kurtarmak ve acil durumlarda en iyi kurtarma çözümlerini sağlamak için temel gerekliliktir.

Bir mühimmatın yörünge hesabı işlemi için bugüne kadar birçok yörünge modeli geliştirilmiştir. 1711 yılında Nokta Kütle Modeli (Point Mass Model) bilinen en eski balistik model olarak Johann Bernoulli tarafından tanımlanmıştır [10]. Nokta Kütle Modeli'ne kıyasla yörünge hesaplarından elde edilen sonuçların daha hassas yapılabilmesi için İngiliz balistikçiler Gallop, Fowler, Richmond ve Lock tarafından 6 Serbestlik Dereceli Model 1920 yılında ilk kez geliştirilmiştir. 6 Serbestlik Dereceli Model'in öncekilere kıyasla çok daha kapsamlı hesaplamalar yapılmasına imkân vermesine rağmen; bilgisayarların hesaplama güçlerinin bu model için yetersiz kalması nedeniyle balistik yörüngelerin hesaplanma süreleri uzundu. Bu nedenle basitleştirilmiş başka yörünge modelleri de belirli durumlar da kullanılmak üzere geliştirildi. Reiter ve Lieske Değiştirilmiş Nokta Kütle Modeli'ni 1966 yılında, Celens ise 5 Serbestlik Dereceli Yörünge Modeli 1993 yılında önermiştir. NATO tarafından STANAG 4355 çalışmaları kapsamında standardize edilmiş olan, Değiştirilmiş Nokta Kütle Modeli ve 5 Serbestlik Dereceli Yörünge Modeli, NATO üyesi ülkelerin atış hesapları için kullandığı modellerdir [11].

### **1.1. Literatür Taraması**

Fırlatma koltukları ile ilgili öncü çalışmalar aşağıdaki gibidir;

- Havacılıkta fırlatma koltuğunun ilkeleri ve uygulamaları hakkında Jayabalakrishan [12] çalışmasında jenerik bilgiler vermiştir.
- B.A. Parate [4] çalışmasında fırlatma koltuğu tarihçesi ve çalışma prensipleri hakkında bilgiler vermiş, fırlatma koltuklarının genel özelliklerini ve matematiksel

- modelini sunmuş ve fırlatma esnasında bir pilotun fizyolojik olarak maruz kalabileceği maksimum G kuvveti değerinin 25 G olduğunu belirtmiştir.
- Glowinski ve Kiyeski [13] yaptıkları çalışmada MATLAB-Simulink ile bir blok model oluşturup 250 metre sabit yükseklikte uçak hızının 250-400-650 km/saat olduğu fırlatma senaryolarını test ederek, uçak hızı arttıkça fırlatma koltuğunun uçak kuyruk kanadını geçme yüksekliğinin azaldığını bulmuşlardır.
  - Thomas C. Jones [14] yaptığı çalışmada fırlatma koltukları için kabul edilen pilot ağırlık aralıkları üzerinden, bu durumun personel seçimine etkilerini incelemiştir.
  - David E.A. Reicherou [15] rüzgar tüneli testleri ile Stabilizasyon (drogue) paraşütleri için 0,3 Mach'tan 1,2 Mach'a kadar olan aerodinamik katsayılarının değerlerini elde etmiştir.
  - Manley C. Butler Jr. [16] uçuş esnasında gerçekleştirilen fırlatma işlemleri için AGES paraşütleri ile 500 knots (257.22 m/s) uçak hızında ve 5000 feet yükseklikte gerçek fırlatma testleri yaparak veriler elde etmiştir.
  - Epstein ve arkadaşları [17] 1990 ile 2019 yılları arasında İsrail'de gerçekleşen fırlatma koltuğu kullanımına bağlı yaralanmaların sistematik bir gözden geçirmesini yapmıştır, İsrail Hava Kuvvetleri'nde bu süre zarfında 26 farklı uçuşta toplam 37 mürettebatın fırlatma işlemi gerçekleşmiş, bu fırlatmaların %5,4'ü ölüm ile %18,9'u ise ağır yaralanmalar ile sonuçlanmıştır. Bu ağır yaralanmaların %1,6'sı omurga kırığı, %27,3'ü ekstremitte travması ve %8,9'u ise kafa travması olarak belirtmiştir.
  - Robinson ve Jovanovski [8] MATLAB üzerinde bir matematiksel model oluşturarak fırlatma esnasında pilotun kuyruk kanadı ile bir çarpışmanın olup olmadığı üzerinde çalışmıştır, bu çalışma kapsamında kuyruk kanadı ile fırlatma koltuğunun çarpışma riskinin en fazla olduğu senaryonun uçak uçuş açısının yere göre 0 derece iken gerçekleşen fırlatmalar olduğu tespit edilmiş ve fırlatma koltuğunun fırlatma hızının arttıkça veya pilot-kombinasyonunun Drag katsayısı değeri düştükçe çarpma ihtimalinin azaldığını tespit etmiştir.
  - Chen ve arkadaşları [18] rüzgar tüneli testleri ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) hesaplamaları ile 0,6 - 0,9 - 1,2 Mach sayıları için fırlatma koltuğunun aerodinamik performansları üzerine araştırmalar yapmıştır.
  - Mao ve Liang [19] uçak hızı 400 km/saat iken 45 – 90 – 120 - 180 derece yuvarlanma (roll) açılımlarına sahipken olumsuz şartları engellemek adına koltuğun sırt bölgesine eklenen bir roket motoru üzerine, MSC.EASY5 Sim Software kullanarak bir kontrol kuralı tasarımı üzerine çalışmıştır.

- Glowinski ve Krzyzynski [9] MATLAB üzerinde simetrik bir uçuşta 250 ve 650 km/saat uçuş hızına sahip bir uçaktan gerçekleştirilen fırlatma senaryolarının modellenip, bu koşullarda pilot ağırlığının ve uçak hızının uçak kuyruk kanadına çarpma ihtimallerine etkisi üzerine çalışmışlardır.
- S. M. Burk ve Pi [20] rüzgar tüneli testleri ile pilot-koltuk kombinasyonunun aerodinamik katsayılarını hesaplamıştır.
- M. J. Izadi ve M. Dawoodian [21] hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) hesaplamaları ile farklı Reynold sayıları için bir paraşütün sürüklenme (drag) katsayılarının hesaplamaları üzerine çalışmıştır.
- M. C. Fox ve D. K. Forrest [22] F-16 savaş uçaklarının aerodinamik katsayılarının hesaplamasını yapmıştır.

## 1.2. Tezin Yapısı

Bu tez kapsamında STANAG 4355'in [11] F ekinde yer alan Nokta Kütle Modeli denklemleri ile fırlatma koltuğu yörünge modeli geliştirilmiştir. Bu model pilot, koltuk, uçak parametreleri ve fırlatma koşullarına bağlı olarak fırlatma koltuğunun uçuş yörüngelerinin hesaplanmasını yapıp, fırlatma esnasında uçak ile pilot-koltuk-paraşüt kombinasyonunun herhangi bir çarpma yaşayıp yaşamadığını ve pilotun maruz kalacağı G kuvveti değerini belirlemektedir. Amaç, MATLAB üzerinde jenerik, fırlatma koltuğu yörünge hesaplama sistemlerine kolaylıkla dahil edilebilecek kod yazmaktır.

Bu tez giriş bölümünü takip eden 4 bölümden oluşmaktadır. Giriş bölümü fırlatma koltuğu ve yörünge modellerinin tarihçesinden, kullanımının öneminden ve son olarak bu konu ile ilgili yapılmış olan geçmiş çalışmalardan bahsedilmiştir.

Tez çalışmasının ikinci bölümünde fırlatma koltuğu sistemleri teknolojisi özetlenmiştir. Fırlatma Koltuğu sistemleri, fırlatma teknikleri için ihtiyaç duyulan fırlatma tabloları incelenmiştir.

Üçüncü bölümde fırlatma koltuğu yörünge hesaplamasında kullanılacak yörünge modelinden bahsedilmiştir. Bu model kullanılarak gerçekleştirilen fırlatma senaryoları sonucunda grafikler ile fırlatma koltuğunun izlediği yörüngeler ifade edilmiştir.

Dördüncü bölümde fırlatma koltuğu yörünge hesaplamalarında, farklı fırlatma senaryoları ve farklı parametreler altında gerçekleşen fırlatmalar için MATLAB üzerinde hazırlanan jenerik kod çalıştırılmıştır. Jenerik kod kullanılarak elde edilen yörüngeler

üzerinden fırlatma işleminin başarılı bir şekilde gerçekleşip gerçekleşmediği ve pilotların maruz kalacakları maksimum G kuvveti değerleri incelenmiştir.



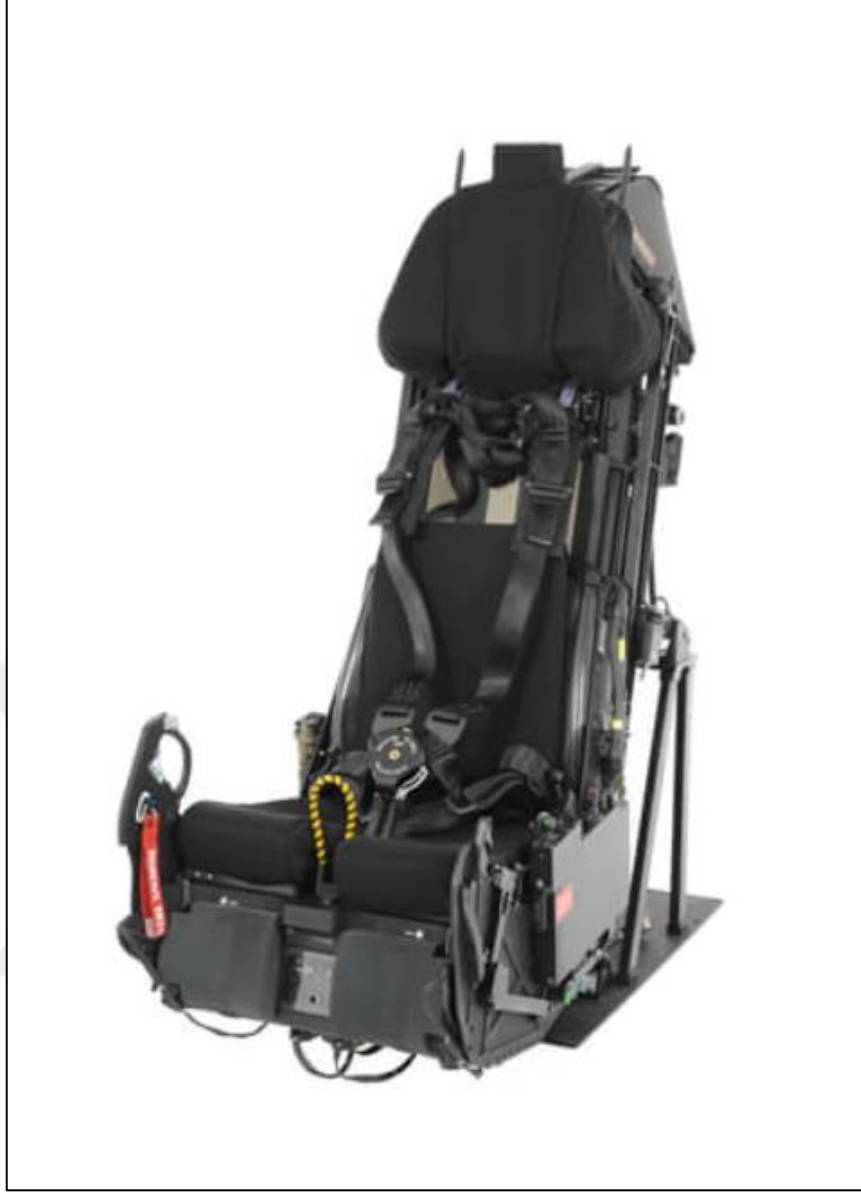
## 2. FIRLATMA KOLTUĞU SİSTEMLERİ TEKNOLOJİSİ

Fırlatma koltuğunun nasıl çalıştığının anlaşılması, güvenlik, eğitim, sistem güvenilirliği, bakım ve geliştirme gibi birçok alanda faydalıdır. Fırlatma koltuğunun çalışma mekanizmasını bilmek, pilotun hayatını kurtarabilmek için kritik öneme sahiptir. Tek bir kritik ekipman arızası bile ölüme neden olabilir.

Fırlatma koltuğunun temel yapısı kova, sırt ve koltuk başlığından oluşur. Diğer her şey bu ana bileşenler etrafında inşa edilmiştir [12].

Fırlatma koltuğu, genellikle dört temel bileşenden oluşur [12]:

1. Fırlatma Mekanizması: Pilotu hızla uçaktan uzaklaştırmak için tasarlanmış bir sistemdir. Bu mekanizma, genellikle roket motoru kullanarak koltuğu güçlü bir şekilde iten bir mekanizmadır. Fırlatma mekanizması, hızlı tepki süresi, doğru yön kontrolü ve optimum itiş gücüne sahip olmalıdır.
2. Emniyet Kemerleri ve Bağlantı Sistemleri: Pilotu fırlatma koltuğuna bağlayarak güvenli bir şekilde tutan bileşenlerdir. Bu sistemler, pilotun fırlatma sırasında yerinden ayrılmamasını ve koltuğa sıkı bir şekilde bağlı kalmasını sağlar. Emniyet kemerleri, genellikle çok noktalı kemerlerden oluşur ve ayarlanabilirlik sağlayacak şekilde tasarlanır.
3. Paraşüt Sistemi: Fırlatma koltuğu, serbest düşüş sırasında pilotun yavaşlaması ve güvenli bir şekilde yere inmesi için bir paraşüt sistemiyle donatılmıştır. Paraşütler, fırlatma koltuğunun fırlatılmasıyla birlikte otomatik olarak devreye girer ve hava direncini kullanarak iniş hızını azaltır. Bu sistem genellikle ana paraşüt ve stabilizasyon (drogue) paraştnden oluşur ve yedekli bir yapıya sahiptir.
4. Kontrol Sistemleri ve Sensörler: Fırlatma koltuğu, acil durumları tespit etmek ve fırlatma işlemini başlatmak için kontrolcüler ve sensörlerle donatılmıştır. Bu sistemler, uçak veya uzay aracında meydana gelen tehlikeli durumları algılar ve fırlatma koltuğunu harekete geçirir. Kontrol sistemleri, genellikle otomatik olarak çalışır ve mürettebatın müdahalesi gerekmeksizin hızlı bir şekilde tepki verir.



Şekil 2.1. Fırlatma Koltuğu Görseli [Martin – Baker US16E Ejection Seat]

Fırlatma mekanizmasının çalışma prensibi genellikle aşağıdaki adımları içerir:

**Tehlike Algılama:** Fırlatma mekanizması, genellikle otomatik bir şekilde çalışır ve uçakta meydana gelen tehlikeli durumları algılamak için sensörlerle donatılmıştır. Bu sensörler, hızlı bir şekilde tehlikeyi tespit edebilmek için ani bir hız kaybı, düşen basınç veya ateşleme sisteminde bir hata gibi değişiklikleri izler.

**Fırlatma Koltuğunun Aktive Edilmesi:** Tehlike algılandığında veya bir acil durum nedeniyle tetiklendiğinde, fırlatma mekanizması fırlatma koltuğunu aktive eder. Bu genellikle bir dizi patlayıcı yükün ateşlenmesi ve sevk yakıtının yanması sonucunda itici sistemin devreye girmesiyle gerçekleşir.

**Hızlı Fırlatma:** Fırlatma mekanizması, fırlatma koltuğuna mürettebatı hızla fırlatmak için gereken itme gücünü sağlar. Bu, roket motoru ile gerçekleştirilir. Patlayıcı yükler, itme sürecini başlatır ve koltuğu hızla yukarı doğru fırlatır. Fırlatma sekansı için başlangıçta ilk hız, uçağın tırmanma veya alçalma oranını içermelidir

**Yön Kontrolü:** Fırlatma mekanizması ayrıca doğru yön kontrolünü sağlar. Çift pilotlu uçaklarda pilotlar zıt yöne fırlatılır.

Fırlatma koltuğunun diğer bileşenleri ise şu şekildedir [12]:

**Kova:** Hayatta kalma ekipmanını içerir. Fırlatma koltuğunda hayatta kalma elemanları genellikle koltuğun altında bulunur. Bu elemanlar, mürettebatın yere iniş sonrası hayatta kalmasını sağlamak için konulur.

**Stabilizasyon (drogue) paraşütü:** Uçaktan çıktıktan sonra fırlatma koltuğunu yavaşlatmak için tasarlanmıştır. Bu küçük paraşüt, ana paraşütten önce açılır.

**Çıkış sistemi:** Çıkış sistemi, koltuk fırlatma, kanopi kırma/açma ve acil durum yaşam destek ekipmanı dahil olmak üzere tüm fırlatma sistemini ifade eder.

**Çevresel sensör:** Koltuğun havadaki hızını ve yüksekliğini takip eder.

**Yüz perdesi:** Bazı koltukların üstüne takılır, pilotlar yüzünü oluşabilecek enkaz parçalarından korumak için bu perdeyi aşağı çeker. Ayrıca fırlatma sırasında pilotun kafasını sabit tutar.

**Kurtarma sıralayıcı:** Fırlatma sırasındaki olayların gelişme sırasını kontrol eder.

**Roket mançınık:** Balistik mançınık ve koltuk altı roket ünitesinin birleşimidir.

**Vernier roketi:** Bir jiroskopa bağlıdır, bu roket koltuğun altına monte edilmiştir ve koltuğun eğimini kontrol eder.

**Koltuk hızı, Uçak hızı ve Uçağın boyutu:** Koltuk hızının, pilot ile uçak arasında yeterli bir ayrılma mesafesi sağlaması gerekir. Aynı zamanda fırlatma süresi, pilotu tehlikeden uzaklaştıracak ve tüm sekansın uygulanmasına izin verecek kadar kısa olmalıdır. Ancak hız arttıkça ve zaman azaldıkça, pilot üzerine etki eden G kuvvetinin artmasına sebep olur. Yüksek G kuvvetleri pilota fizyolojik zararlar verebilir. Sonuç olarak, hızlı çalışacak, yeterli ayrılma mesafesini sağlayacak ve koltukta oturan pilota yüksek bir G yükü yüklemeyecek bir sistem gerekmektedir.

**Pilot boyutu ve ağırlığı:** Fırlatma sekansı için önemli olan kütleler koltuk kütlesi, ekipman kütlesi ve pilotun kütlesidir. Bu ağırlıklar oldukça değişken olabilir. Martin Baker H-7 koltuğunun toplam ağırlığı 88 kg, hayatta kalma kiti 18 kg ve paraşüt 9 kg'dır. McDonnell Douglas ACES II koltuğuna bakıldığında, diğer ağırlıklar sabit kalırken koltuk ağırlığı yaklaşık 68 kg'a düşmektedir. Uçak yalnızca test uçuşu için veya kurtarmanın hemen

mümkün olduğu karada kullanıldığı durumlarda, 14-22 kg aralığında bir ağırlığa sahip olan hayatta kalma kitine ihtiyaç olmayabilir.

Standart koltuk tasarımı; malzeme, çarpma dayanıklılığı, yolcu koruması, ergonomi ve test prosedürleri ile ilgili çeşitli hususları kapsar [4]. Koltuk tasarımı; enerji azaltma sistemleri, emniyet kemerleri, serbest bırakma mekanizmaları ve diğer güvenlik önlemlerini içerir. Ek olarak; dinamik testler, darbe performansı, yangına dayanıklılık, çevre koşulları ve bakım gereklilikleri de diğer dikkat edilen konulardır.

## 2.1. Yörünge Modelleri

Fırlatma koltuğunun yörünge modellemeleri için kullanılacak modeller; Nokta Kütle Modeli, 6 Serbestlik Dereceli Yörünge Modeli, Değiştirilmiş Nokta Kütle Modeli ve 5 Serbestlik Dereceli Yörünge Modeli'dir [23].

Atmosferin içerisinde hareket etmekte olan bir cismin yörüngesinin hesaplanması, aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin modellenmesinin zorluğu nedeniyle karmaşık bir süreçtir. Bu zorluklar, atmosferdeki hava akışının karmaşıklığı, yükseklikle değişken atmosfer koşulları ve cismin şekli, boyutu ve aerodinamik özellikleriyle ilgilidir. Yörünge hesaplamaları genellikle aşağıdaki adımları içerir [24]:

1. Başlangıç Koşullarının Belirlenmesi: Hesaplamalar için başlangıç koşulları belirlenir. Bu koşullar, cismin başlangıç konumu, hızı, açısı ve diğer ilgili parametreleri içerir.
2. Dinamik Denklemlerin Oluşturulması: Cismin yörüngesini etkileyen kuvvetler ve momentlerin dinamik denklemleri oluşturulur. Bu denklemler, Newton'un ikinci hareket yasasına dayanır ve cismin konumunu ve hızını zamanla ilişkilendirir. Denklemler, yer çekimi kuvveti, aerodinamik kuvvetler, motor itkisi ve diğer faktörleri dikkate alır.
3. Sayısal Entegrasyon: Dinamik denklemler, sayısal entegrasyon yöntemleri kullanılarak çözülür. Bu yöntemler, denklemleri küçük zaman adımlarıyla çözerek cismin yörüngesini hesaplar. Sayısal çözümleme, bilgisayar tabanlı simülasyonlar gibi hesaplama yöntemleri kullanılarak gerçekleştirilir.
4. Atmosferik Etkilerin Modellenmesi: Atmosfer içinde hareket eden cisimlerin yörüngeleri hesaplanırken, atmosferik etkilerin modellenmesi önemlidir. Atmosferin yoğunluğu, basınç ve sıcaklık değişimleri, aerodinamik kuvvetlerin

hesaplanmasında kullanılır. Atmosferik etkilerin modellenmesi, doğru yörünge tahminleri için önemlidir.

5. İterasyon ve Doğrulama: Yörünge hesaplamaları genellikle iteratif bir süreci gerektirir. Başlangıç koşullarının, atmosferik etkilerin ve diğer parametrelerin etkisiyle hesaplamalar, belirli zaman aralıkları boyunca tekrar edilir ve sonuçlar doğrulanır. Hesaplama sonuçları doğrulama için gerçek verilerle veya deneysel sonuçlarla karşılaştırılabilir.

Atmosfer içerisinde hareket eden cisimlerin yörünge hesaplamaları karmaşık bir mühendislik çalışması gerektirir. Bu süreçte, aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin modellenmesi gerekir. Doğru modellerin kullanılması ve hesaplamaların uygun doğrulama süreçlerinden geçmesi önemlidir [25].

### **2.1.1. Nokta kütle modeli**

Nokta kütle modeli, bir nesnenin tüm kütle ve kütle özelliklerinin, matematiksel olarak bir nokta olarak kabul edildiği bir teorik yaklaşımdır. Bu model, fırlatma koltuğu tasarımı ve performans analizi için kullanılır. Bir cismin fiziksel boyutları, şekli ve aerodinamik özellikleri gibi detaylarını dikkate almaz. Bunun yerine, cismin tüm kütlesi, tek bir nokta olarak düşünülür ve bu noktanın hareketi analiz edilir. Bu, hesaplamaları basitleştirir ve tasarım sürecini kolaylaştırır. Fırlatma koltuğunun fırlatma mekanizmasının etkisiyle pilotu yukarı doğru fırlatmasını ve takip eden adımları benzetmek için kullanılabilir [26].

Rotasyonel hareketin ihmal edilmesi ile birlikte, aerodinamik kuvvetler ve momentler ihmal edilebilir olacaktır ancak sürüklenme kuvveti ihmal edilmez. Sonuç olarak bu model hareket eden bir cismin izleyeceği yörüngeyi, üzerine etki edecek olan sürüklenme kuvveti, Coriolis ve yerçekimi ivmesi faktörlerini dikkate alarak hesaplamayı hedefler. Ancak fırlatma koltuğu bir mühimmat gibi uzun menzilde bir yörüngeye sahip olmayacağı için Coriolis ivmesi ihmal edilebilir. Rotasyonel hareketlerin ihmal edilmesinden kaynaklı olarak hareketler 3 serbestlik derecesinde tanımlanmaktadır.

Fırlatma koltukları genellikle üç serbestlik derecesine sahiptir. Bu üç serbestlik derecesi şunlardır:

1. İleri-geri Serbestlik Derecesi: Bu serbestlik derecesi, fırlatma koltuğunun ileri-geri hareketini ifade eder. Mürettebatın fırlatılma anında ve araçtan ayrıldığında hızla

ileri doğru fırlatılması sağlanır. Bu hareket, fırlatma koltuğunun itici mekanizmaları ve hızlı reaksiyon süresine dayanır.

2. Yükseklik Serbestlik Derecesi: Bu serbestlik derecesi, fırlatma koltuğunun dikey yönlü hareketini ifade eder. Mürettebat, fırlatma koltuğu ile birlikte araçtan ayrıldıktan sonra belli bir yüksekliğe ulaşır.
3. Yönelme Serbestlik Derecesi: Bu serbestlik derecesi, fırlatma koltuğunun yanal yönelme hareketini ifade eder. Mürettebat, fırlatma koltuğuyla birlikte araçtan ayrıldıktan sonra uygun bir yönlendirme ve kontrol sağlayarak iniş bölgesine doğru hareket eder. Bu, paraşüt veya diğer yönlendirme mekanizmalarının kullanılmasıyla gerçekleştirilebilir.

### **2.1.2. Değiştirilmiş nokta kütle modeli (Modified Point Mass Model)**

Değiştirilmiş Nokta Kütle Modeli, diğer bilindiği ismi ile Dört Serbestlik Dereceli Model, dinamik olarak kararlı bir durumda olan mühimmatların uçuş modellemesi için kullanılmaktadır. Bu model, bir nesnenin kütesinin nesne içinde belirli bir noktada yoğunlaştığını varsayar. Geleneksel Nokta Kütle Modelinden farklı olarak, Değiştirilmiş Nokta Kütle Modeli, nesnenin dönme dinamikleri (yaw) ve denge sapması (yaw of repose) gibi ek faktörleri içerir. Değiştirilmiş Nokta Kütle Modeli genellikle sistem dinamiğinin daha ayrıntılı bir analizine ihtiyaç duyulduğunda kullanılırken, Nokta Kütle Modeli hızlı tahminler veya ön tasarım değerlendirmeleri için basitleştirilmiş bir sunum sunar. Bu model mühimmatların hareketini 4 ekseninde incelemektedir [27].

Bu model, cismin hareketini belirlemek için bir dizi temel bilgiye ihtiyaç duyar. Yerçekimi ve Coriolis ivmeleri ile Magnus, sürüklenme ve kaldırma kuvvetleri gibi faktörleri dikkate alır. Bu faktörler;

1. Yerçekimi ivmesi: Yerçekimi ivmesi, cismin alçalma veya yükselme hareketini etkileyen kuvveti ifade eder. Bu ivme, cismin hızını ve yörünge parametrelerini etkiler. Değiştirilmiş Nokta Kütle Modeli, yerçekimi ivmesini hesaplamaya dahil ederek cismin yörüngesini etkileyen bir faktör olarak dikkate alır.
2. Coriolis ivmesi: Coriolis ivmesi, dönen bir referans çerçevesinde hareket eden cisimlerde ortaya çıkan sanal bir ivmedir. Bu ivme, cismin dönme hızı ve hareket yönüne bağlı olarak ortaya çıkar. Coriolis ivmesi, cismin yörüngesindeki eğilme ve sapsmalara neden olabilir. Değiştirilmiş Nokta Kütle Modeli, eğer sistem döner bir

referans çerçevesinde hareket ediyorsa Coriolis ivmesini hesaba katarak cismin izleyeceği yörüngeyi daha doğru bir şekilde hesaplamaya çalışır.

3. Sürüklenme kuvveti: Sürüklenme kuvveti, bir cismin hareket ettiği ortamın direncine bağlı olarak oluşan kuvvettir. Cismin hareket yönüne zıt yönde etki eder ve hızı azaltır. Sürüklenme kuvveti, atmosfer içinde hareket eden cisimler için önemli bir faktördür. Değiştirilmiş Nokta Kütle Modeli, cismin yörüngesinde sürüklenme kuvvetini hesaba katarak hareketin hızını, ivmesini ve yörünge parametrelerini etkileyen bir faktör olarak dikkate alır.
4. Kaldırma kuvveti: Kaldırma kuvveti, bir cismin aerodinamik etkileşimlerden kaynaklanan akışa dikey yönlü kuvvettir.
5. Magnus kuvveti: Magnus kuvveti, bir cismin dönme hareketi ve akışkan ortamla etkileşimi sonucunda ortaya çıkan kuvvettir. Magnus kuvveti, özellikle mühimmat gibi dönen nesnelerin yörüngesini etkileyen bir faktördür.

Bu faktörler, Değiştirilmiş Nokta Kütle Modeli tarafından dikkate alınan çeşitli etkileşimler ve kuvvetlerdir. Bu model, cismin izleyeceği yörüngeyi daha gerçekçi bir şekilde hesaplamak için bu kuvvetleri ve etkileri bir araya getirir

### **2.1.3. 5 Serbestlik dereceli yörünge modeli**

Bu model, bir cismin yörünge hareketini karmaşıklığını ve hassasiyetini artırarak daha ayrıntılı bir şekilde analiz etmek için kullanılır. 5 Serbestlik Dereceli Yörünge Modeli, birçok çevresel etkeni hesaba katarak yörünge hesaplamalarını daha doğru bir şekilde gerçekleştirmek için kullanılır. Bu model, yörüngeyi tahmin etmek için karmaşık kuvvetlerin ve ivmelerin etkilerini içerir.

Bu etkenler arasında yerçekimi, sürüklenme kuvveti, kaldırma kuvveti ve Coriolis ivmesi gibi atmosfer içi ve atmosfer dışı kuvvetler yer alır. Ayrıca, Magnus kuvveti gibi özel koşullara bağlı kuvvetleri ve yunuslama sönümlenme kuvvetlerini de hesaba katabilir [28].

### **2.1.4. 6 Serbestlik dereceli yörünge modeli**

Altı Serbestlik Derecesi (6DoF) Yörünge Modeli, uzaydaki nesnelerin hareketini ve dinamiklerini tanımlamak için kullanılan matematiksel bir temsildir. Nesnenin konumunu ve yönünü üç boyutlu uzayda tanımlayan altı bağımsız serbestlik derecesini dikkate alır. Bu altı serbestlik derecesi aşağıdaki gibidir [29]:

1. x eksenini boyunca öteleme: Bu serbestlik derecesi, tipik olarak ileri/geri yön olarak tanımlanan x eksenini boyunca nesnenin doğrusal hareketini temsil eder.
2. y eksenini boyunca öteleme: Bu serbestlik derecesi, nesnenin tipik olarak sol/sağ yön olarak tanımlanan y eksenini boyunca doğrusal hareketini temsil eder.
3. z eksenini boyunca öteleme: Bu serbestlik derecesi, tipik olarak yukarı/aşağı yön olarak tanımlanan z eksenini boyunca nesnenin doğrusal hareketini temsil eder.
4. Devrilme: Bu serbestlik derecesi, nesnenin x eksenini etrafındaki dönme hareketini temsil eder. Nesnenin uzunlamasına eksenini etrafındaki dönüşünü tanımlar.
5. Yunuslama: Bu serbestlik derecesi, nesnenin y eksenini etrafındaki dönme hareketini temsil eder. Nesnenin yanal eksenini etrafındaki dönüşünü tanımlar.
6. Sapma: Bu serbestlik derecesi, nesnenin z eksenini etrafındaki dönme hareketini temsil eder. Nesnenin dikey eksenini etrafındaki dönüşünü tanımlar.

6DoF Yörünge Modeli, bu altı serbestlik derecesini göz önünde bulundurarak uydular, uzay araçları veya yörüngedeki diğer cisimler gibi uzaydaki nesnelerin karmaşık hareketini ve dinamiklerini de doğru bir şekilde tanımlayabilir. Yörünge hareketi yapan nesnelerin davranışını tahmin etmek ve analiz etmek için yörünge analizi, görev planlama, uzay aracı kontrolü ve benzetim çalışmalarında yaygın olarak kullanılır.

Bu tez çalışmasında STANAG 4355 [11] F ekinde yer alan gereksinimler dikkate alınarak fırlatma koltukları dönerek kararlılığa ulaşmadığından, Nokta Kütle Modeli temel alınmıştır. STANAG'lar, NATO üyesi ülkeler arasında birlikte çalışabilirliği ve uyumluluğu sağlamayı amaçlayan uluslararası askeri standartlardır.

### 3. FIRLATMA KOLTUĞU YÖRÜNGE MODELİ

Fırlatma koltuğu performansının değerlendirilmesi için yörünge modeli oluşturulmuştur. Yörünge modelleri, fırlatma koltuğu ile uçağın kuyruk kanadının izleyeceği yolu hesaplamakta ve ikisi arasındaki herhangi bir temas veya çarpmanın yaşanıp yaşanmadığını tespit etmektedir. Asıl amaç fırlatma koltuğunun güvenli bir şekilde çalışmasının değerlendirmesinin yapılabilmesidir.

Yörünge modeli, bir cismin uzayda veya diğer gök cisimleri etrafında izlediği yolun matematiksel veya fiziksel bir temsilidir. Bu model, cismin hareketini ve davranışını açıklamak ve tahmin etmek için kullanılır. Yörünge modeli başlangıçta belirli bir hız, yükseklik ve uçuş açısında hareket eden uçaktan fırlatılan bir fırlatma koltuğunun konum, hız, kütle, fırlatma koltuğu roket motorlarının açısı gibi değerleri ve fırlatma koltuğunun üzerine etki edecek kuvvetleri izleyeceği yol boyunca hesaplayıp, bu sonuçları kullanarak yörüngesini ve koltuk-paraşüt kombinasyonu ile uçağın kuyruk kanadı arasında çarpma olup olmama durumu hesaplayan modeldir. Fırlatma koltuğunda dönerek kararlılığa ulaşma durumu olmamasından kaynaklı olarak STANAG 4355'in [11] F Ek'inde belirtilen Nokta Kütle Modeli temel alınmıştır.

Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli MATLAB üzerinden hazırlanmış olup, kullanıcı girdi olarak fırlatma koltuğunun fırlatma hızını, pilot koltuk kombinasyonunun çapı ve kütesini, fırlatmanın yapıldığı enlemi, azimut açısını, fırlatma koltuğunun fırlatma açısını, rüzgar hızını, fırlatmanın yapıldığı yüksekliği, uçağın uçuş açısını, uçağın hızını, kuyruk kanadının yüksekliğini, kuyruk kanadının kokpite olan uzaklığını, uçağın ağırlığını ve uçağın çapının bilgilerini girdikten sonra, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli bölüm 3.1'de belirtilen hareket denklemlerini kullanarak yörünge hesabını ve fırlatma koltuğu ile uçağın kuyruk kanadı arasında (Stabilizasyon paraşütünün çarpma olasılığı dahil) herhangi bir çarpışma yaşanıp yaşanmadığını çıktı olarak vermektedir. Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli daha kesin sonuçlar verebilmesi adına, fırlatma işlemi başladıktan sonra her 0.0001 saniyede bir fırlatma koltuğunun ve uçak kuyruk kanadının konumunu ve hız verilerini hesaplamaktadır, ancak kullanıcı isteği doğrultusunda bu değeri daha hassas veya daha hızlı sonuçlar elde etmek adına değiştirebilir.

Çarpma ihtimalinin hesabında Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli, belirli bir "t" anında 3 ekseninde de (x,y,z) kuyruk kanadı ile fırlatma koltuğu – paraşüt kombinasyonu aynı noktada bulunursa çarpma yaşandığını kabul etmektedir. Tamamen açılmış olan stabilizasyon

(drogue) paraşütünün ip uzunluğu 1.84 metredir (72.5 inç) [15]. Bu sebep ile fırlatma koltuğu ile kuyruk kanadı arasındaki mesafe 1.84 metreden az olursa Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli çarpma yaşandığını kabul edecektir. Paraşüt ile kuyruk kanadı arasında gerçekleşecek olan olası bir çarpışmada en az fırlatma koltuğu ile kuyruk kanadı arasında yaşanacak olan olası bir çarpışma kadar ölümcül sonuçlar doğurabilir.

### 3.1. Hareket Denklemleri

STANAG 4355'in [11] F Ek'inde sunulan, 3 serbestlik derecesinde Nokta Kütle Modeli kapsamında hareketi modelleyen denklemler; sürüklenme kuvveti, yerçekimi ve Coriolis etkisini içermektedir.

#### 3.1.1. Yerçekimi kuvveti

Yer çekimi kuvveti, bir cismin Dünya veya başka bir gök cisminin kütleçekimi tarafından çekildiği kuvvettir. Yer çekimi kuvveti, nesnelerin düşme hareketini ve yörünge hareketini etkiler. Eşitlik (3.1) ile STANAG 4355'te [11] sunulan yerçekimi yaklaşımı verilmiştir. Bu eşitlikte belirtilen  $g_0$  yerçekiminin deniz seviyesindeki ortalama büyüklüğüdür.

$$\vec{g} = g_0 (R^2/r^3) \vec{r} \quad (3.1)$$

$g_0$  formülü Eşitlik (3.2) ile verilmiştir.

$$g_0 = 9.81(1 - 0.0026 \cos(2\text{paralel})) \quad (3.2)$$

Eşitlik (3.2)' de kullanılan paralelin derece cinsinden değeri için, fırlatma yapıldığı anda uçağın konumunun bulunduğu paralelin (*İng.* latitude) bilgisi kullanılmaktadır ve fırlatma koltuğunun izleyeceği yörünge boyunca bu değer değiştirilmez. Bu durum, herhangi bir fırlatma koltuğunun iki paralel arası mesafeyi geçebilme ihtimalinin olmamasından kaynaklıdır.

Eşitlik (3.1) ile ifade edilen  $R$  ise, dünyanın yüzeyinden dünyanın merkezine olan uzaklığının konum vektörünün büyüklüğüdür.  $\vec{r}$  vektörü ise, dünyanın merkezine göre fırlatma koltuğunun konumunu belirtir.  $\vec{R}$  ve  $\vec{r}$  vektörleri Eşitlik (3.3) ve (3.4) ile sırasıyla tanımlanmıştır.

$$\vec{R} = \begin{bmatrix} 0 \\ -R \\ 0 \end{bmatrix}, R = 6.36 \cdot 10^6 \text{ metre} \quad (3.3)$$

$$\vec{r} = \vec{x} - \vec{R} \quad (3.4)$$

Eşitlik (3.4) ile ifade edilen  $x^{\rightarrow}$  ise fırlatma koltuğunun konumunu dünyanın yüzeyine göre belirten vektördür.

### 3.1.2. Coriolis etkisi

Coriolis etkisi, Dünya'nın dönme hareketinden kaynaklanır ve hareket eden nesnelerin görünen yörüngelerini etkiler. Coriolis etkisi, hareket eden bir nesnenin Dünya'nın dönüşü nedeniyle belirli bir eksen etrafında sapmasını tanımlar. Ancak, fırlatma koltukları genellikle düşük irtifalarda ve kısa mesafelerde kullanıldığından, Coriolis etkisi genellikle ihmal edilebilir. Bu nedenle, bu etki, fırlatma koltuklarının kullanımında göz ardı edilebilecek kadar küçük bir faktördür [28].

Eşitlik (3.5) ile STANAG 4355 kapsamında Coriolis Etkisi verilmiştir [11].

$$C^{\rightarrow} = -2(w^{\rightarrow} \times v^{\rightarrow}) \quad (3.5)$$

Eşitlik (3.5)'te verilen  $v^{\rightarrow}$  fırlatma koltuğunun dünyaya (yere) göre üç boyutlu hız vektörüdür.  $w^{\rightarrow}$  ise dünyanın dönüş vektörünü temsil eder.

$$w^{\rightarrow} = [\Omega \cos(\text{paralel}) \cos(\text{azimut}) ; \Omega \sin(\text{paralel}) ; \Omega \cos(\text{paralel}) \sin(\text{azimut})] \quad (3.6)$$

Eşitlik (3.6)' da kullanılan paralelin derece cinsinden değeri için, fırlatma yapıldığı anda uçağın üzerinde bulunduğu paralelin (latitude) bilgisi kullanılır. Kullanılan azimut ise derece cinsinden kuzey kutbunu gösteren doğruyla hız vektörünün arasında kalan açıyı temsil eder [28].  $\Omega$  sembolü ise, dünyanın açısal dönüş hızıdır. Eşitlik (3.7) ile Dünyanın açısal dönüş hızı değeri verilmiştir.

$$\Omega = 7.29 \cdot 10^{-5} \text{ rad/saniye} \quad (3.7)$$

### 3.1.3. Sürüklenme kuvveti

Sürüklenme kuvveti, havada hareket etmekte olan bir cismin karşılaştığı direnç kuvvetidir. Bir cisim akışkan ortamda hareket ettiğinde, akışkan moleküllerinin cisimle etkileşimi sonucunda bir direnç oluşur. Bu direnç kuvveti sürüklenme kuvveti olarak adlandırılır.

Sürüklenme kuvveti, hareket yönüne zıt yönde etki eder ve cismin hızını azaltır. Cismin şekline, boyutlarına, hızına ve akışkanın özelliklerine bağlı olarak değişebilir. Fırlatma yaşandıktan sonra hava içerisinde hareket etmekte olan fırlama koltuğu hava tarafından bir dirence maruz kalır. Bu dirence sürüklenme kuvveti denir [30]. Sürüklenme Kuvveti, STANAG 4355'in F Ek'inde [11] sunulmuş olan Eşitlik (3.8) ile verilmiştir.

$$DF^{\vec{}} = -(\pi\rho D^2/8)(CD_0)\|\vec{v}\|\vec{v}_{hava} \quad (3.8)$$

Eşitlik (3.8)'de belirtilen  $\rho$  değeri hava yoğunluğudur ve birimi  $\text{kg/m}^3$ ' tür.  $D$  fırlatma koluğunun referans yarıçapıdır ve birimi metredir.  $CD_0$  sürüklenme katsayısıdır, sıfır sapma sürüklenme kuvveti katsayısı olarak adlandırılır.  $DF^{\vec{}}$  sürüklenme kuvvetidir.  $\vec{v}$  ve  $\vec{v}_{hava}$  ifadeleri fırlatma koluğunun hız vektörleridir.  $\vec{v}$  dünyaya göre hız belirtirken  $\vec{v}_{hava}$  koluğun havaya göre hızını belirtir.  $\vec{v}_{hava}$  değerinin içinde rüzgar etkisi de bulunmaktadır.

### 3.2. Nokta Kütle Modeli

Nokta kütle modeli, bir nesnenin fizikteki basitleştirilmiş bir temsilidir; burada nesnenin tüm kütesinin uzayda tek bir noktada yoğunlaştığı kabul edilir. Bu model, nesnenin boyutunun ve şeklinin diğer faktörlere göre göz ardı edilebildiği durumlarda hesaplamaları ve analizleri basitleştirmek için kullanılır. Bu nedenle de cisim yörüngesini etkileyen Magnus ve kaldırma kuvveti gibi kuvvetler göz ardı edilmektedir. Bu etkenlerin göz ardı edilmesi, bazı uygulamalarda yetersiz veya hatalı sonuçlara yol açabilir. Bu nedenle, NATO tarafından geliştirilen Değiştirilmiş Nokta Kütle Modeli uygulamanın karmaşıklığına ve hassasiyetine bağlı olarak kullanılmaktadır [11] [28].

Nokta Kütle Modeli, cismin üzerine etki eden tüm kuvvetleri toplayarak "bileşke kuvveti" hesaplamayı amaçlar. Bileşke kuvvet üzerinden cismin ivmesi hesaplanır ve bu ivmeye "bileşke ivme" denir. Bileşke ivme, cismin hızının ve hareketinin nasıl değişeceğini belirler. Cismin bileşke ivmesi, cismin sahip olduğu hızın değişimine yol açar. Aynı zamanda, cismin mevcut bulunduğu konumun değişmesine neden olur. Bu, cismin başka bir konuma doğru hareket etmesine ve yeni bir hız değerine sahip olmasına yol açar. Bileşke ivme hesabı için kullanılan formül Eşitlik (3.9) ile verilmiştir.

$$\vec{a} = (DF^{\vec{}})/m + \vec{g} + \vec{C} \quad (3.9)$$

Eşitlik (3.9)'da belirtilen  $m$  kütledir. Eşitlik (3.9) da elde edilen bileşke ivme  $\vec{a}$  şeklinde ifade edilir ve 3 boyutlu bir vektördür, birimi  $\text{m/s}^2$ 'dir. Hesaplanan bu vektör kullanılarak belirli bir konumda ve belirli bir hızda olan cismin belirli bir süre sonraki konum ve hız vektörleri hesaplanabilir. İlgili hesaplamalar Eşitlik (3.10) ve (3.11) ile bulunabilir [11].

$$\vec{v}_n = \vec{v}_{n-1} + \vec{a}_n \Delta T \quad (3.10)$$

$$\vec{x}_n = \vec{x}_{n-1} + \vec{v}_n \Delta T \quad (3.11)$$

Hız ve konum vektörleri, verilen başlangıç hızı ve konumu ile birlikte, ivme ve geçen süre kullanılarak Eşitlik (3.10) ve Eşitlik (3.11) ile belirli bir süre sonraki hız ve konum vektörleri bulunabilir. Üretilen hız ve konum vektörleri de 3 boyutlu vektörlerdir.

Cismin konumundaki ve hızındaki değişiklikler, cismin üzerine etki eden bileşke kuvveti ve dolayısıyla bileşke ivmeyi etkiler. Bu nedenle, bir cismin hareketini hesaplamak için bu değişkenlerin detaylı bir şekilde incelenmesi gerekebilir. Fırlatma koltuğu yörünge hesaplamaları yapılırken, cismin hareketini doğru bir şekilde tahmin etmek için bu değişkenlerin küçük  $\Delta T$  zaman aralıklarında hesaplanması önemlidir. Bu sayede fırlatma koltuğu yörüngesini izlerken belirlenen her bir  $\Delta T$  zaman aralığında bileşke ivme hesaplanarak fırlatma koltuğunun izleyeceği yörünge oluşturulabilir.

### 3.2.1. Rüzgar etkisi

Hareket denklemlerinde cismin hem yere göre, hem de havaya göre hızları kullanılmaktadır. Eşitlik (3.12) ile  $v_{hava}^{\rightarrow}$  vektörünün nasıl bulunduğu gösterilmiştir.

$$v_{hava}^{\rightarrow} = v^{\rightarrow} - v_{rüzgar}^{\rightarrow} \quad (3.12)$$

Rüzgar, 3 boyutlu bir vektördür. Yere ve havaya göre hız değerlerinin ikisi de fırlatma koltuğu yörünge hesabında kullanılmıştır. Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nde yörünge hesaplaması boyunca kullanıcının girdiği rüzgar değeri değişmez.

### 3.1.2. Standart atmosfer modeli

Fırlatma koltukları bağlamında, çeşitli parametreleri ve performans özelliklerini hesaplamak için genellikle Standart Atmosfer Modeli [31] referans olarak kullanılır. Fırlatma koltukları, farklı irtifalarda ve atmosfer koşullarında çalışacak şekilde tasarlanmıştır ve Standart Atmosfer Modeli, tasarım ve analize yardımcı olmak için atmosferin standartlaştırılmış bir temsilini sağlar.

Standart Atmosfer Modeli, farklı irtifalardaki atmosfer koşullarını belirlemek için kullanılan bir modeldir. Bu model, atmosferdeki sıcaklık, basınç, yoğunluk ve ses hızı gibi temel parametrelerin nasıl değiştiğini tanımlar. 1975 yılında yayınlanan model, Tablo 3.1 ile verilmiştir.

Tablo 3.1. Standart Atmosfer Modeli [31]

Yükseklik (m)	Sıcaklık (K)	Basınç (bar)	Hava Yoğunluğu- $\rho$	Ses Hızı (m/s)
-2000	301.2	1.2778	1.2067	347.9
-1500	297.9	1.2070	1.1522	346.0
-1000	294.7	1.1393	1.0996	344.1
-500	291.4	1.0748	1.0489	342.2
0	288.15	1.01325	1.0000	340.3
500	284.9	0.9546	0.9529	338.4
1000	281.7	0.8988	0.9075	336.4
1500	278.4	0.8456	0.8638	334.5
2000	275.2	0.7950	0.8217	332.5
2500	271.9	0.7469	0.7812	330.6
3000	268.7	0.7012	0.7423	328.6
3500	265.4	0.6578	0.7048	326.6
4000	262.2	0.6166	0.6689	324.6
4500	258.9	0.5775	0.6343	322.6
5000	255.7	0.5405	0.6012	320.5
5500	252.4	0.5054	0.5694	318.5
6000	249.2	0.4722	0.5389	316.5
6500	245.9	0.4408	0.5096	314.4
7000	242.7	0.4111	0.4817	312.3
7500	239.5	0.3830	0.4549	310.2
8000	236.2	0.3565	0.4292	308.1
8500	233.0	0.3315	0.4047	306.0
9000	229.7	0.3080	0.3813	303.8
9500	226.5	0.2858	0.3589	301.7
10000	223.3	0.2650	0.3376	299.8
10500	220.0	0.2454	0.3172	297.4
11000	216.8	0.2270	0.2978	295.2
11500	216.7	0.2098	0.2755	295.1
12000	216.7	0.1940	0.2546	295.1
12500	216.7	0.1793	0.2354	295.1
13000	216.7	0.1658	0.2176	295.1
13500	216.7	0.1533	0.2012	295.1
14000	216.7	0.1417	0.1860	295.1
14500	216.7	0.1310	0.1720	295.1
15000	216.7	0.1211	0.1590	295.1
15500	216.7	0.1120	0.1470	295.1

Tablo 3.1. Devam Ediyor

16000	216.7	0.1035	0.1359	295.1
16500	216.7	0.09572	0.1256	295.1
17000	216.7	0.08850	0.1162	295.1
17500	216.7	0.08182	0.1074	295.1
18000	216.7	0.07565	0.09930	295.1
18500	216.7	0.06995	0.09182	295.1
19000	216.7	0.06467	0.08489	295.1
19500	216.7	0.05980	0.07850	295.1
20000	216.7	0.05529	0.07258	295.1
22000	218.6	0.04047	0.05266	296.4
24000	220.6	0.02972	0.03832	297.7
26000	222.5	0.02188	0.02797	299.1
28000	224.5	0.01616	0.02047	300.4
30000	226.5	0.01197	0.01503	301.7

Tablo 3.1' de ICAO (Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü) tarafından belirlenen Standart Atmosfer Modeli'ne (1962 ICAO Standart Atmosfer Modeli) dayanan tipik bir standart atmosfer tablosu bulunmaktadır. Bu tablo, farklı irtifalardaki standart sıcaklık, basınç, yoğunluk ve ses hızını gösterir.

Hareket denklemleri için ihtiyaç duyulan hava yoğunluğu ve ses hızı değeri, fırlatma koltuğunun yüksekliği kullanılarak bulunur. Eşitlik (3.13) ve Eşitlik (3.14) ile verilen denklemler ile hava yoğunluğu ( $\rho$ ) ve ses hızı değerleri hesaplanır.

$$\rho = \rho_n - ((h_n - h_{\text{koltuk}}) / (h_n - h_{n-1})) \rho_{n-1} \quad (3.13)$$

$$SS_{\text{koltuk}} = n - ((h_n - h_{\text{koltuk}}) / (h_n - h_{n-1})) SS_{n-1} \quad (3.14)$$

### 3.2.3. Aerodinamik katsayılar

Aerodinamik katsayılar, bir cismin hareketi sırasında üzerine etki eden aerodinamik kuvvetlerin hesaplanması için kullanılır. İki ana aerodinamik katsayı bulunmaktadır:

1. Sürüklenme katsayısı ( $C_d$ ): Hareket eden cismin sürüklenme kuvvetini hesaplamak için kullanılır. Sürüklenme kuvveti, hareket yönüne zıt yönde olan ve cismin hızını azaltan kuvvettir. Sürüklenme katsayısı, cismin şekli, boyutu, yüzey pürüzlülüğü ve akışkanla etkileşimi gibi faktörlere bağlı olarak değişir.

2. Kaldırma katsayısı ( $C_l$ ): Hareket eden cismin kaldırma kuvvetini hesaplamak için kullanılır. Kaldırma kuvveti, hareket yönüne dik olan ve cismin yukarı doğru kaldırılmasını sağlayan kuvvettir. Kaldırma katsayısı da cismin şekli, boyutu ve akışkanla etkileşimi gibi faktörlere bağlı olarak değişir.

Her bir geometri için farklı olan bu aerodinamik katsayılar, testlerle ölçülür ve sayısal yöntemle belirlenir. Bu veriler daha sonra Nokta Kütle Modeli gibi modeller içerisinde kullanılarak cismin hareketini, ivmesini ve kuvvetlerinin hesaplanmasını sağlar.

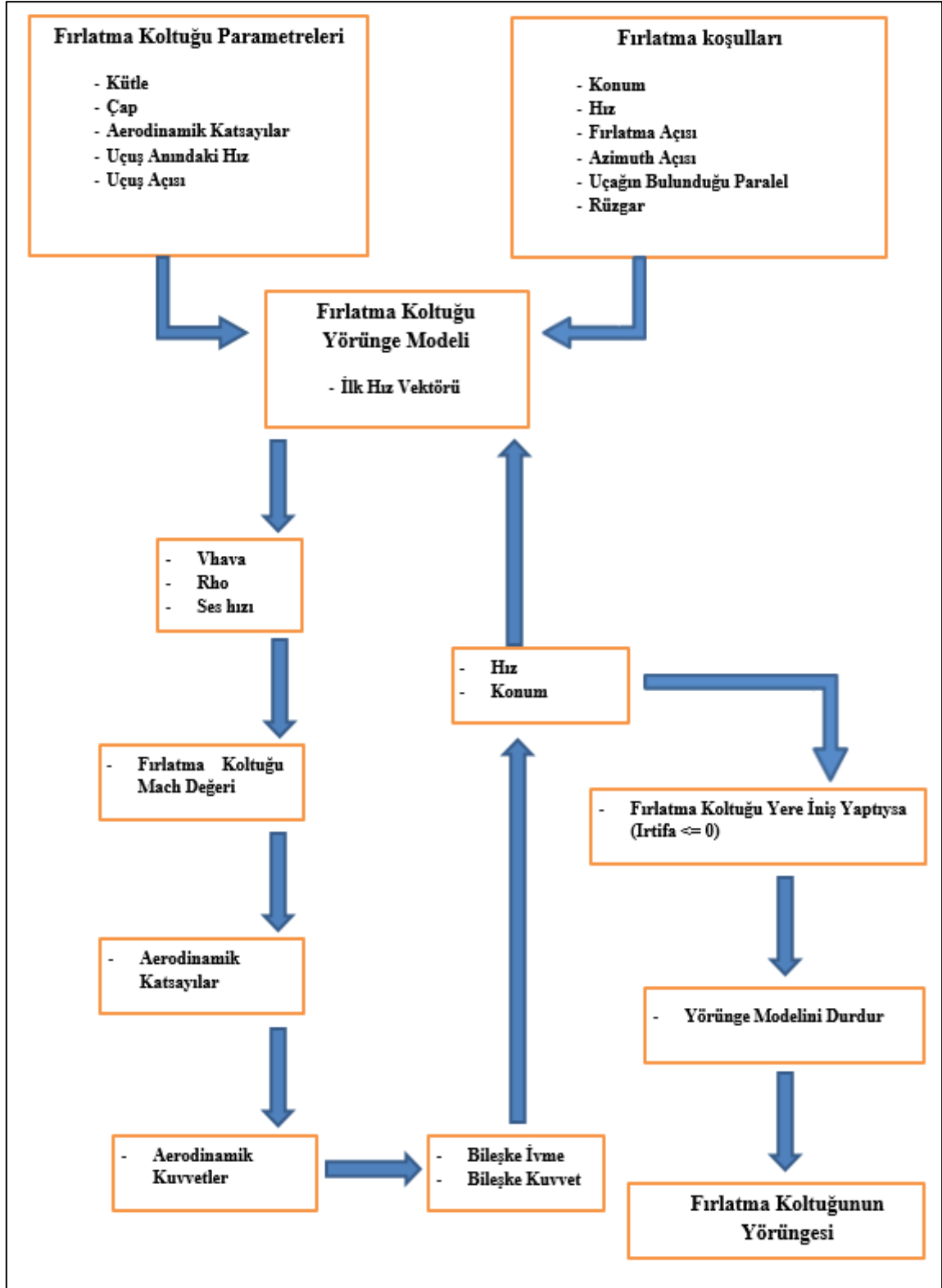
Fırlatma koltuğu tasarımında aerodinamik katsayılar, koltuğun aerodinamik özelliklerini hesaplamak ve pilotun güvenli bir şekilde ayrılmasını sağlamak için kullanılır.

### 3.3. Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli Şeması

Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nin çalışma prensibi Şekil 3.1 ile şematik olarak ifade edilmiştir. Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nin giriş bilgileri koltuğun parametreleri, fırlatma koşulları ve uçuş koşullarıdır. Bu bilgiler doğrultusunda koltuğun izleyeceği yörüngeyi her adımda hesaplayarak herhangi bir kaza yaşanmaması durumunda fırlatma koltuğunun iniş yapacağı noktayı bulur. Böylece yörünge modeli çıktı olarak belirlenmiş koltuğun, belirlenmiş fırlatma koşulları için izleyeceği yörüngeyi üretmiş olur.

Fırlatma koşulları, fırlatma koltuğun fırlatıldığı koşulları ve fırlatmanın gerçekleştiği uçağın uçuş koşullarını içeren giriş bilgileridir. Konum, fırlatma koltuğunun fırlatıldığı anda bulunduğu yeri belirtir. Koltuğun ilk hız değeri ve uçağın mevcuttaki hızı, uçuş esnasında uçağın yükseliş ve azimut açılarına göre belirlenir. Rüzgar değeri fırlatma koltuğunun havada kaldığı süre boyunca üzerine sabit olarak etki eder. Fırlatma koltuğunun üzerine etki edecek olan yerçekimi kuvvetini ve minimal bir etkisi de olsa Coriolis gibi etkilerin belirlenmesinde, fırlatmanın gerçekleştiği enlem açısı (derece cinsinden paralel değeri) kullanılır.

Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nin çalışma prensibini anlatan diyagram Şekil 3.1 ile verilmiştir.



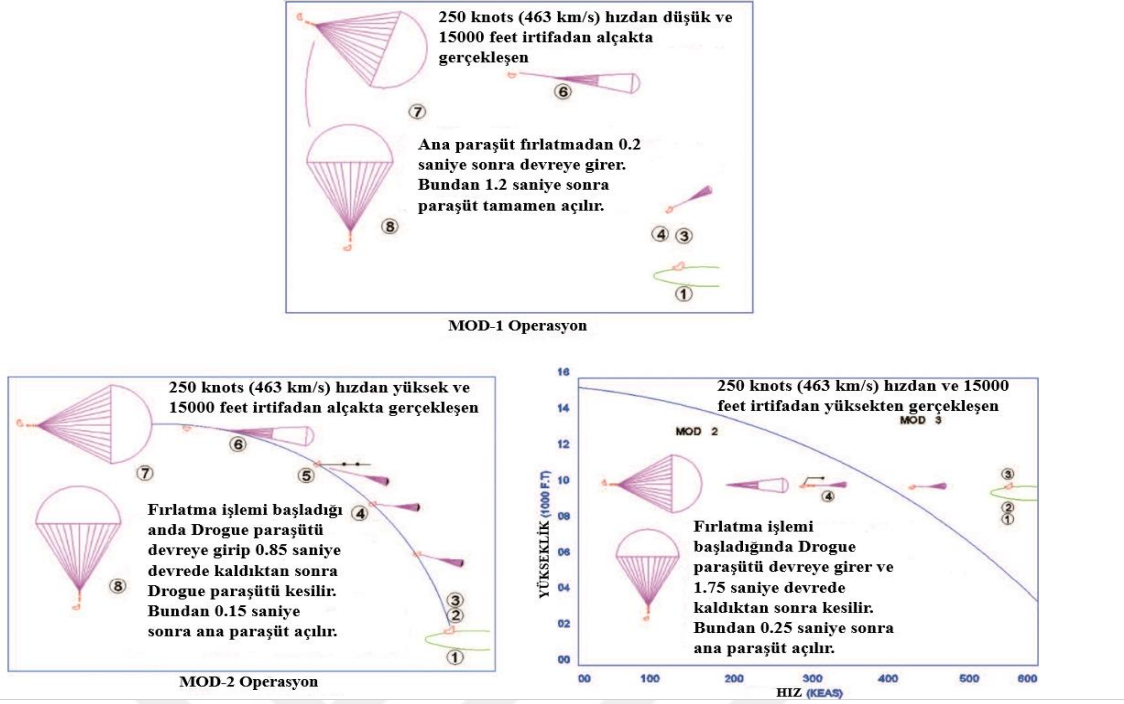
Şekil 3.1. Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli Şeması.

Kullanıcı tarafından girilen giriş bilgileri ile birlikte, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli çalışmaya başlar. Giriş bilgilerine göre ilk olarak koltuğun fırlatma anındaki hız vektörü tespit edilir. Bu şekilde ilk konum vektörü ve ilk hız vektörü, fırlatma koltuğu

yörüngesi için hesaplanmış olur. Fırlatma koltuğunun havaya göre hız vektörü  $v_{hava}$  rüzgar bilgisini de dahil ederek üretilir. Elde edilen konum verileri ile fırlatma koltuğunun bulunduğu yükseklik için Standart Atmosfer Modelindeki ses hızı (SS) ve hava yoğunluğu ( $\rho$ ) değerleri bulunur.  $v_{hava}$  hızı ve ses hızı değerleri kullanılarak fırlatma koltuğunun Mach değeri hesaplanır. Fırlatma koltuğuna etki edecek olan aerodinamik kuvvetlerin hesaplamaları STANAG 4355'de [11] sunulan Nokta Kütle Modeli ile hesaplanır. Bu kuvvetler sonucunda fırlatma koltuğuna etki edecek olan bileşke ivme ve bileşke kuvvet değerleri bulunur. Bileşke ivme ile belirli bir zaman aralığından sonra fırlatma koltuğunun sahip olacağı hız vektörü ile bu hız vektörüne göre fırlatma koltuğunun bulunacağı bir sonraki yeni konum değerinin hesaplaması yapılır. Bu şekilde belirlenen zaman aralığında, fırlatma koltuğuna etki edecek bileşke ivme kullanılarak fırlatma koltuğunun hız vektörünün güncellenmesi yapılmış olur. Bu işlemi güncellenen hız değerleri kullanılarak, konum bilgilerinin de güncellenerek yeni konum bilgilerinin elde edilmesi takip eder. Kullanıcı tarafından girilen tüm giriş koşulu parametreleri bu hesaplamalar doğrultusunda değişecektir. Fırlatma koltuğunun baştan sona bütün değerlerinin hesaplama işlemleri tekrarlanacaktır. Yeniden hesaplanan bileşke ivme kullanılarak fırlatma koltuğunun konum ve hız vektörleri tekrar güncellenir. Bu işlemlerin tekrarlayan bir şekilde çalışması sonucunda fırlatma koltuğunun seçilen her zaman aralığında konum verileri güncellenerek fırlatma koltuğu yörüngesi oluşur. Kurulan bu döngü fırlatma koltuğunun yükseklik verisinin sıfır olduğu senaryoda sonlanır. Döngünün sona ermesiyle birlikte Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli çalışmayı durdurur. Yörünge vektörünün son değeri fırlatma koltuğunun yere iniş yaptığı noktadır.

Fırlatma koltuğunda yapılan hesaplamaların aynısı, giriş koşulları verilen uçak için de yapılır ve uçağın elde edilen yörüngesi ile fırlatma koltuğunun yörünge bilgileri karşılaştırılarak, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli, uçak ile herhangi bir çarpışma yaşanıp yaşanmadığının çıktısını verir.

Fırlatma Koltuğunun Yörünge Modeli'nde ek olarak giriş bilgilerine göre paraşüt açılma koşulları da tespit edilir. Paraşüt açılma koşulları için Douglas Aircraft Company Advanced Concept Ejection Seat (ACES II) Revision C [32] raporunda yer alan 3 adet mod baz alınmıştır. Bu modlar Şekil 3.2'de gösterilmiştir.



Şekil 3.2. Koltuk Fırlatma Esnasındaki Farklı Modlar [32]

MOD-1 için şartlar; fırlatma anında uçağın hızı 128 m/s den küçük ve irtifanın 4500 metre den az olduğu durumlar için geçerlidir. Bu modda stabilizasyon (drogue) paraşütü açılmaz, 0,2 saniye sonra ana paraşüt devreye girer ve bu işlemden 1,2 saniye sonra paraşüt tamamen açılır.

MOD-2 için şartlar; fırlatma anında uçağın hızı 128 m/s den büyük ve irtifanın 4500 metre den az olduğu durumlar için geçerlidir. Bu modda fırlatma sekansı başladığı anda stabilizasyon (drogue) paraşütü açılır ve 0,85 saniye sonra stabilizasyon (drogue) paraşütü kesilir. Stabilizasyon (drogue) paraşütü kesildikten 0,15 saniye sonra (fırlatmadan 1 saniye sonra) ana paraşüt tamamen açılır.

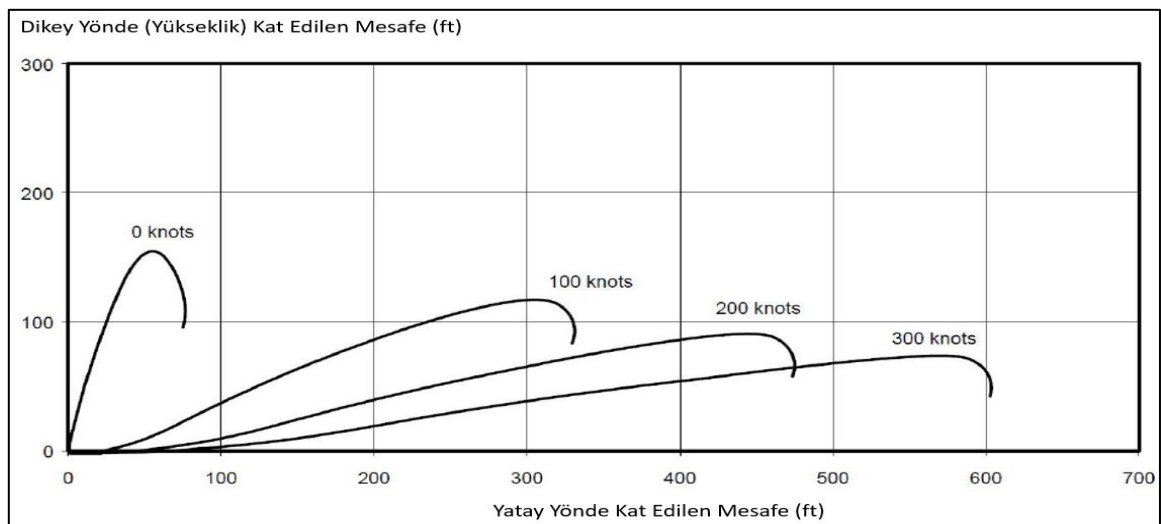
MOD-3 için şartlar; fırlatma anında uçağın hızı 128 m/s den büyük ve irtifanın 4500 metreden fazla olduğu durumlar için geçerlidir. Bu modda aynı MOD-2 de olduğu gibi fırlatma sekansı başladığı anda stabilizasyon (drogue) paraşütü açılır ancak fırlatma koltuğunun bir süre irtifasını azaltmak adına stabilizasyon (drogue) paraşütü 1,75 saniye sonra kesilir. Stabilizasyon (drogue) paraşütü kesildikten 0,25 saniye sonra (fırlatmadan 2 saniye sonra) ana paraşüt tamamen açılır.

Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nde yer alan pilot-koltuk kombinasyonu, stabilizasyon (drogue) ve ana paraşüt sürükleme katsayıları (Drag Coefficient -  $C_d$ ) değerleri için [15], [20], [21] makalelerindeki veriler kullanılmıştır. Bu çalışmalar kapsamında tez

çalışması içinde pilot-koltuk kombinasyonunun sürüklenme katsayısı değeri 0.8, stabilizasyon (drogue) paraşüt sürüklenme katsayısı 0.2, çapı 0.75 metre [21] ve ana paraşüt sürüklenme katsayısı 1.5, çapı 6.4 metre [33] olarak kabul edilmiştir. MOD-1 paraşüt açılma koşulunda gerekli olan, yarım açılmış ana paraşütün sürüklenme katsayısının verisinin bulunamamasından kaynaklı olarak, yarım açılmış paraşüt sürüklenme katsayısı için de tam açılmış paraşütün verisi kullanılmıştır.

Ek olarak fırlatma koltuğunun alt bölümünde bulunan roket motorunun sağladığı itki süresi gerçek fırlatma videoları kullanılarak 0.2 saniye olarak hesaplanmıştır [34]. Fırlatma koltuğunun sağladığı itkiyi hesaplamak için kullanılacak maksimum ivme değeri 12 – 14 g olduğundan [35], fırlatma koltuğunun sağladığı itki değeri, ortalama pilot-koltuk kombinasyonu ağırlığı için (70 kg koltuk ağırlığı + 80 kg pilot ağırlığı) [14], [35] tez çalışması boyunca 12 g olarak kullanılmıştır. Ancak bu değer MATLAB üzerinde hazırlanmış olan ara yüz içerisinde, kullanıcının kendi görev tanımına uygun bir şekilde değiştirilebilmektedir.

Thomas C. Jones [14] yaptığı çalışmasında maksimum pilot ağırlığı için (ekipmanlar üzerindeyken 120 kg) farklı uçak hızlarında gerçekleşen fırlatmalara ait yörüngelerin olduğu grafiği Şekil 3.3 ile paylaşmıştır [14]. İlgili çalışmada paraşüt açılma süreleri için stabilizasyon (drogue) paraşütü fırlatma gerçekleştikten 0.03 saniye sonra, ana paraşütün ise bundan 0.7 saniye sonra devreye girdiği belirtilmiştir.



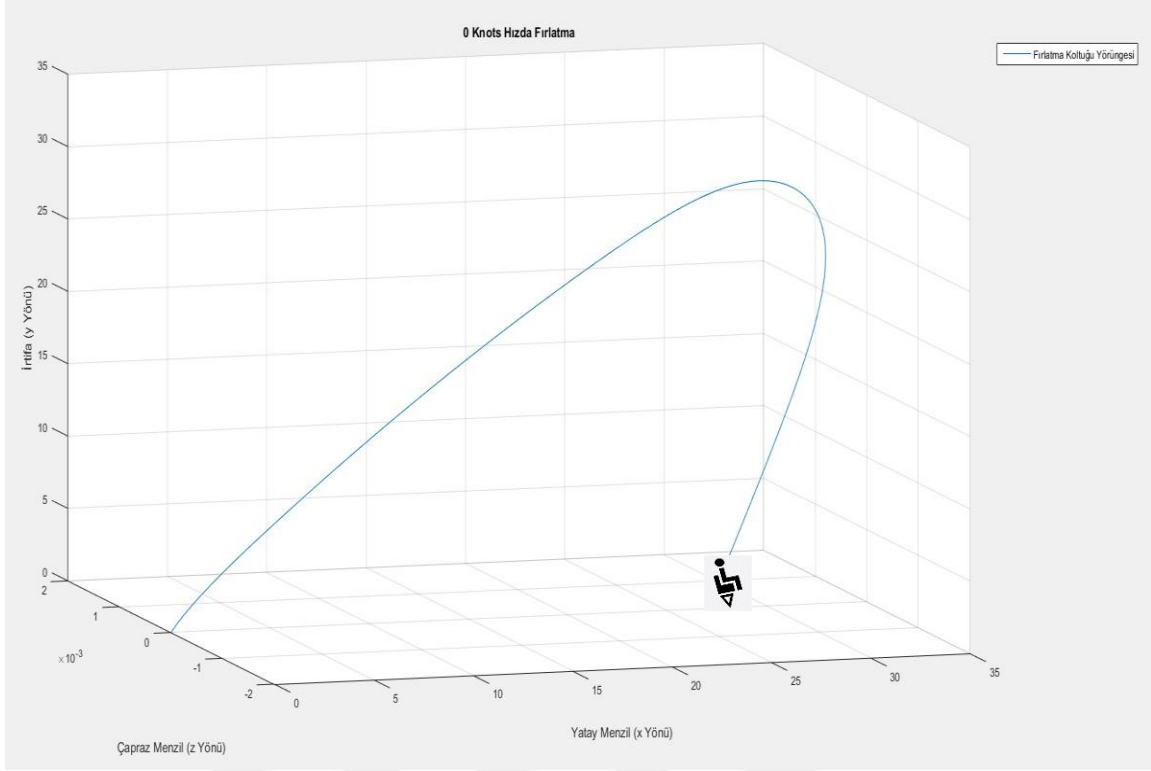
Şekil 3.3. Maksimum pilot ağırlığında gerçekleşen fırlatmanın dikey ve yatay yönde kat ettiği mesafeler.

Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli örnek olarak Thomas C. Jones [14]'un çalışmasındaki veriler kullanılarak maksimum pilot ağırlığında Tablo 3.2 ile belirtilen giriş

koşullarında çalıştırılarak elde edilen fırlatma koltuğu yörüngeleri Şekil 3.4a, 3.4b, 3.5a, 3.5b, 3.6a, 3.6b, 3.7a ve 3.7b’de gösterilmiştir. Giriş koşullarında belirtilen hız Knot cinsinden verilmiştir, 1 Knot hız 0.514 metre/saniye ye eşittir.

Tablo 3.2. 0-100-200 ve 300 Knots Hızlarda Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları

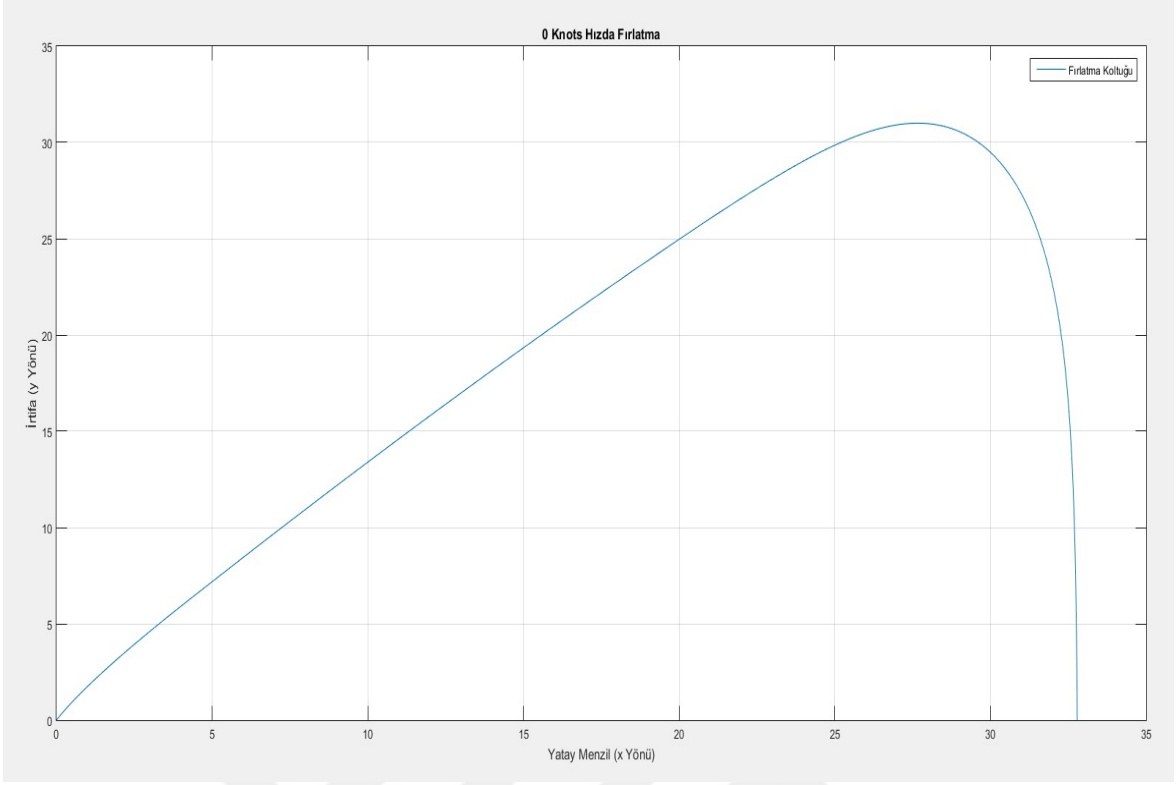
<b>Fırlatma Koltuğu Parametreleri</b>	
Çap	1.88 m
Kütle (pilot + koltuk kombinasyonu)	190 kg (70kg koltuk ağırlığı)
Sürükleme Katsayısı	0.8
<b>Fırlatma Koşulları</b>	
Konum	(0,0,0) Orijin
Fırlatma Koltuğu Çıkış Hızı	12 g)
Uçak Hızı	0 m/s (0 knots) - 51.44 m/s (100 knots) - 102.89 m/s (200 knots) - 154.33 m/s (300 knots)
Fırlatma Açısı	65 derece
Uçuş Açısı	0 derece
Azimut Açısı	0 derece
Fırlatmanın Gerçekleştiği Paralel	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	0 metre
Rüzgar	Sıfır Rüzgar



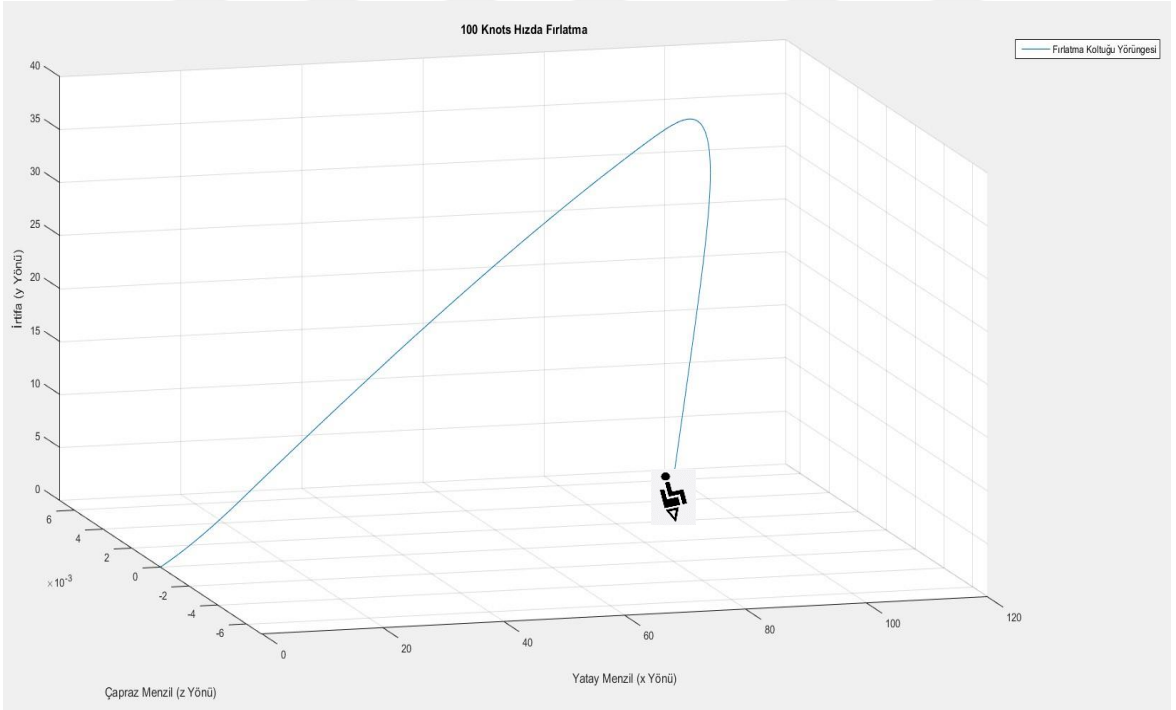
Şekil 3.4. Tablo 3.2 ile 0 Knots Hızda Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında Fırlatma Koltuğu Yörüngesi

Tablo 3.2 ile verilen koşullarda, fırlatma koltuğunun 0 knots hızda, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeline göre kat ettiği yörünge Şekil 3.4a'da 3 boyutlu olarak gösterilmiştir. Fırlatma koltuğu yatayda (x ekseninde) 32,5 metre mesafe kat etmiştir. Thomas C. Jones [14] yaptığı çalışmada 23 metre yatayda yol kat edildiğini bulmuştur. Bu tez çalışmasında yapılan Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli ile aralarında 9,5 metrelik bir fark mevcuttur.

Şekil 3.4b ile 0 knots hızda fırlatma koltuğu yörüngesi iki boyutta zaman bağlı olarak yatay menzil - irtifa, grafiği gösterilmiştir.



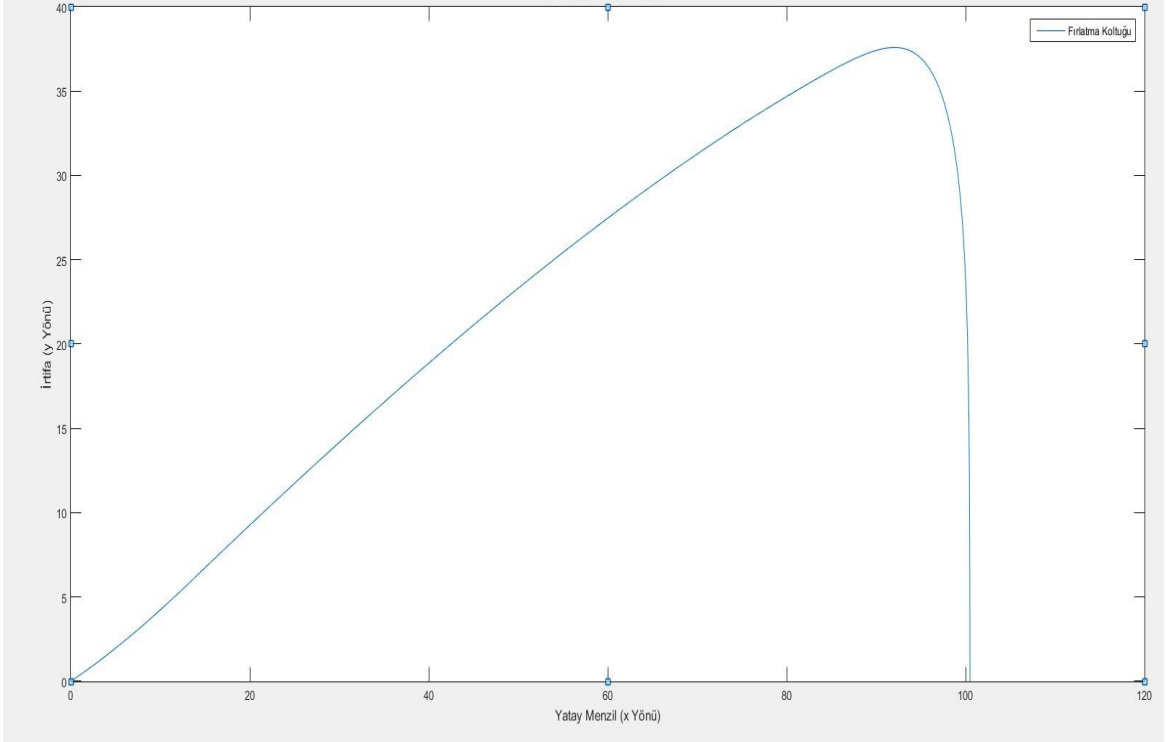
Şekil 3.5. Tablo 3.2 ile Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında 0 Knots Hızda Fırlatma Koluğu Yörüngesi Menzil – İrtifa Grafiği



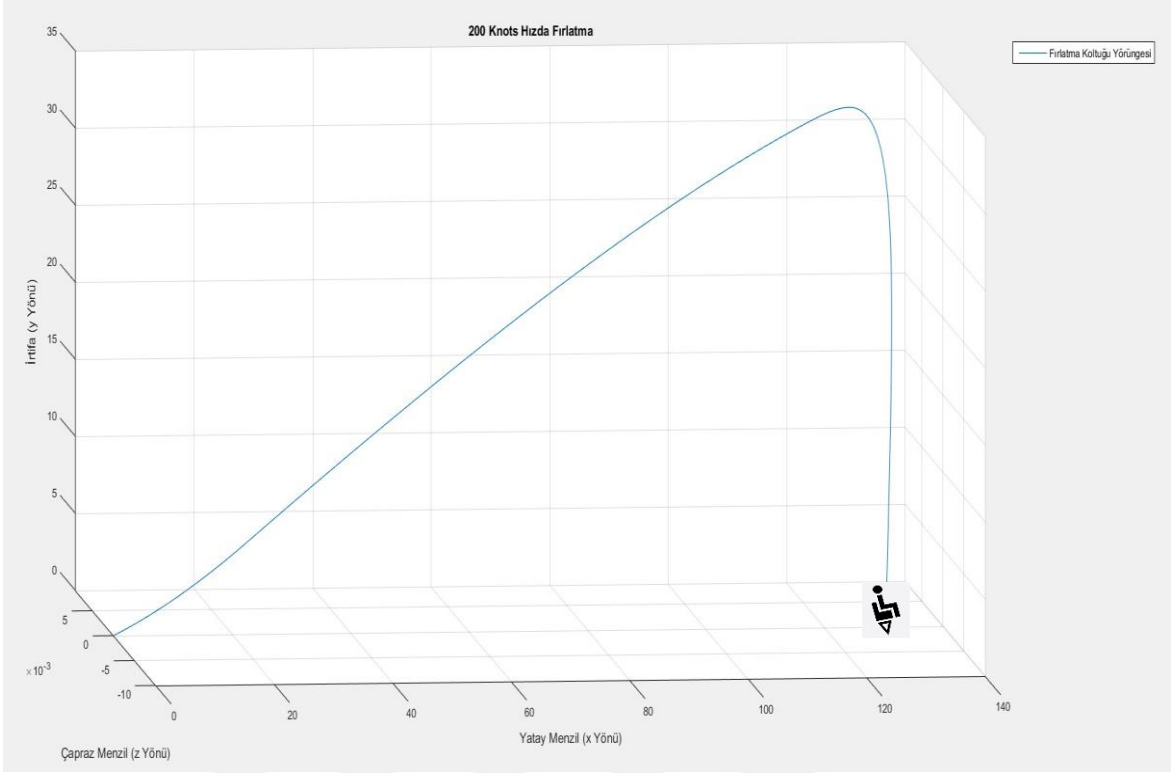
Şekil 3.6. Tablo 3.2 ile 100 Knots Hızda Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında Fırlatma Koluğu Yörüngesi

Tablo 3.2 ile verilen giriş koşullarında fırlatma koltuğunun 100 knots hızda, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeline göre kat ettiği yörünge Şekil 3.5a'da 3 boyutlu olarak gösterilmiştir. Fırlatma koltuğu yatayda (x ekseninde) 101 metre mesafe kat etmiştir. Thomas C. Jones [14] yaptığı çalışmada 99 metre yatayda yol kat edildiğini bulmuştur. Bu tez çalışmasında yapılan Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli ile aralarında 2 metrelik bir fark mevcuttur.

Şekil 3.5b ile 100 knots hızda fırlatma koltuğu yörüngesi iki boyutta zaman bağlı olarak yatay menzil – irtifa grafiği gösterilmiştir.



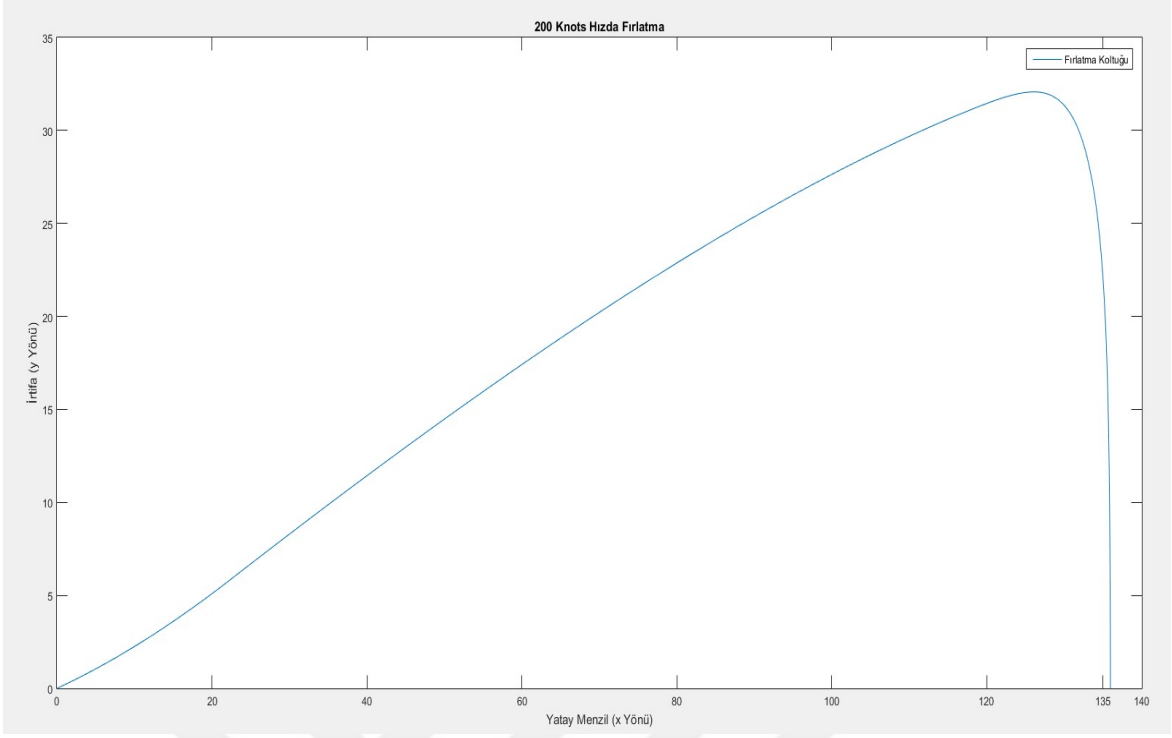
Şekil 3.7. Tablo 3.2 ile Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında 100 Knots Hızda Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Menzil – İrtifa Grafiği



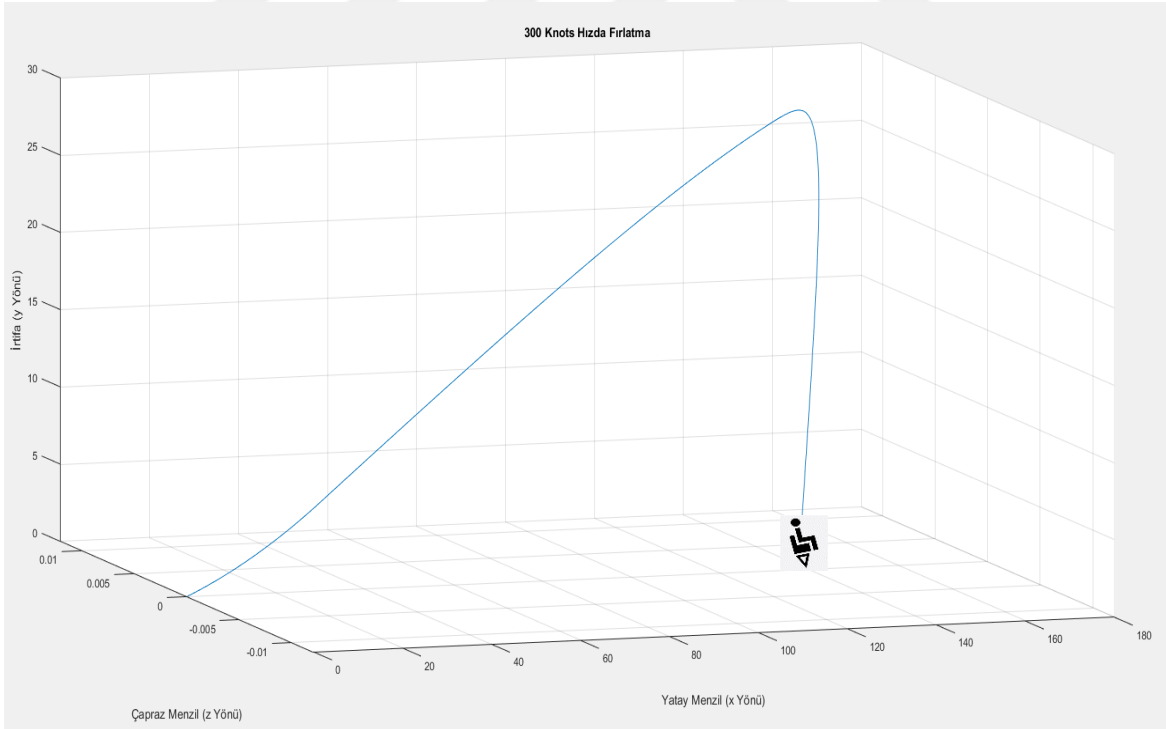
Şekil 3.8. Tablo 3.2 ile 200 Knots Hızda Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında Fırlatma Koltuğu Yörüngesi

Tablo 3.2 ile verilen giriş koşullarında fırlatma koltuğunun 200 knots hızda, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeline göre kat ettiği yörünge Şekil 3.6a'da 3 boyutlu olarak gösterilmiştir. Fırlatma koltuğu yatayda (x ekseninde) 136 metre mesafe kat etmiştir. Thomas C. Jones [14] yaptığı çalışmada 145 metre yatayda yol kat edildiğini bulmuştur. Bu tez çalışmasında yapılan Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli ile aralarında 9 metrelik bir fark mevcuttur.

Şekil 3.6b ile 200 knots hızda fırlatma koltuğu yörüngesi iki boyutta zaman bağlı olarak yatay menzil – irtifa grafiği gösterilmiştir.



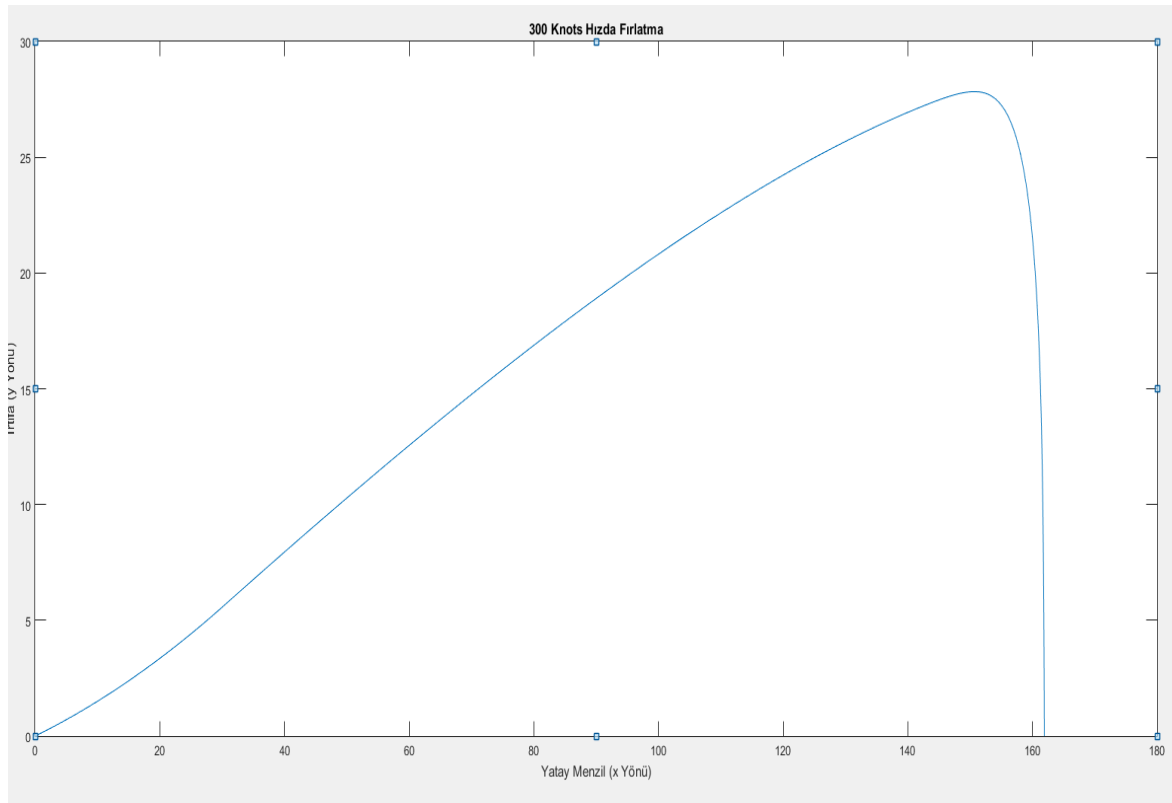
Şekil 3.9. Tablo 3.2 ile Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında 200 Knots Hızda Fırlatma Koluğu Yörüngesi Menzil – İrtifa Grafiği



Şekil 3.10. Tablo 3.2 ile 300 Knots Hızda Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında Fırlatma Koluğu Yörüngesi

Tablo 3.2 verilen giriş koşullarında fırlatma koltuğunun 300 knots hızda, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeline göre kat ettiği yörünge Şekil 3.7a'da 3 boyutlu olarak gösterilmiştir. Fırlatma koltuğu yatayda (x ekseninde) 161 metre mesafe kat etmiştir. Thomas C. Jones [14] yaptığı çalışmada 183 metre yatayda yol kat edildiğini bulmuştur. Bu tez çalışmasında yapılan Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli ile aralarında 22 metrelik bir fark mevcuttur

Şekil 3.7b ile 300 knots hızda fırlatma koltuğu yörüngesi iki boyutta zaman bağlı olarak yatay menzil – irtifa grafiği gösterilmiştir.



Şekil 3.11. Tablo 3.2 ile Belirlenmiş Olan Giriş Koşullarında 200 Knots Hızda Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Menzil – İrtifa Grafiği

Thomas C. Jones [14]'un yaptığı çalışmasında elde etmiş olduğu sonuçlar ile bu tez çalışmasında hazırlanmış olan Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli ile elde edilen sonuçlar arasında oluşmuş olan fark değerler Thomas C. Jones [14]'un çalışmasındaki Azimut açısı, fırlatmanın gerçekleştiği paralel ve fırlatma koltuğu için kabul edilen sürüklenme katsayısı gibi bilgilerin eksikliğinden kaynaklı olduğu öngörülmektedir.

Tablo 3.3. Thomas C. Jones [14]'un Çalışması ile Üretilen Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nin Giriş Parametrelerinin Karşılaştırılması.

	Thomas C. Jones [14]'un Çalışması	Tez Çalışması Kapsamında Üretilen Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli
<b>Fırlatma Koltuğu Parametreleri</b>		
Çap	1.88 m	1.88 m
Kütle (pilot + koltuk + paraşüt kombinasyonu)	120 kg pilot ağırlığı (koltuk + paraşüt kombinasyonunun ağırlığı bilinmiyor.)	190 kg (120 kg pilot ağırlığı + 70 kg fırlatma koltuğu ağırlığı)
Sürüklenme Katsayısı	Bilinmiyor	0.8
<b>Fırlatma Koşulları</b>		
Konum	(0,0,0) orijin	(0,0,0) orijin
Fırlatma Koltuğu Çıkış Hızı	Bilinmiyor	12 g
Uçak Hızı	0-100-200-300 knots	0-100-200-300 knots
Fırlatma Açısı	65 derece	65 derece
Uçuş Açısı	0 derece	0 derece
Azimet Açısı	Bilinmiyor	0 derece
Fırlatmanın Gerçekleştiği Paralel	Bilinmiyor	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	0 metre	0 metre
Rüzgar	Bilinmiyor	Sıfır Rüzgar
Stabilizasyon Paraşütü Sürüklenme Katsayısı	Bilinmiyor	0.2
Ana Paraşüt Sürüklenme Katsayısı	Bilinmiyor	1.5

Thomas C. Jones [14]'un yaptığı çalışma ile bu tez çalışması kapsamında üretilen Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nin 0-100-200-300 knots hızlarda yörünge hesaplamaları için örnek giriş koşullar Tablo 3.3 ile sunulmuştur. Thomas C. Jones [14]'un çalışmasında

giriş koşullarından fırlatma koltuğu ağırlığı, pilot-koltuk kombinasyonunun sürüklenme katsayısı, fırlatma koltuğu çıkış hızı, azimut açısı, fırlatmanın gerçekleştiği paralel, rüzgar bilgisi ve stabilizasyon (drogue) ile ana paraşütlerin sürüklenme katsayılarının bilgileri mevcut değildir.

Bu doğrultuda eksik olan her parametre için ortalama veriler kullanılarak, fırlatma koltuğu ağırlığı 70 kg [35], fırlama koltuğu roket motorunun pilot-koltuk kombinasyonu ağırlığı (120 kg + 70 kg) ile orantılı olarak sağladığı itki değeri 9.47 g, azimut açısı 0 derece, fırlatmanın gerçekleştiği paralel 36 derece (Türkiye'nin paralel değeri), 0 rüzgar, stabilizasyon (drogue) paraşüt drag katsayısı 0,2 [15] ve ana paraşüt drag katsayısı 1,5 [21] olarak kabul edilerek tez çalışması kapsamında hazırlanan Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli çalıştırılmıştır. Literatürden alınan verilerden faydalanılarak oluşturulan girdi seti ile elde edilen sonuçların Thomas C. Jones [14]'un çalışmasında elde ettiği sonuçlar ile yakın olduğu gözlemlenmiştir. Bire bir aynı girdi seti ile hesaplama yapmanın mümkün olmaması nedeni ile sonuçlarda fark olması doğaldır.

Tablo 3.4 ile sunulan, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nden elde edilen sonuçlarda fırlatma koltuğunun, 0 knot hızda 9,5 metre daha fazla, 100 knots hızda 2 metre daha fazla, 200 knots hızda 9 metre ve 300 knots hızda 12 metre daha az yol kat ettiği bulunmuştur.

Tablo 3.4. Thomas C. Jones [14]'un Çalışmasında Elde Edilen Sonuçlar ile Üretilen Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nin Sonuçlarının Karşılaştırılması.

	Thomas C. Jones [14]'un Çalışması	Tez Çalışması Kapsamında Üretilen Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli	
Sonuçlar	Yatayda Kat Edilen Mesafeler		Yüzdelik Fark
<b>0 Knot Hız</b>	23 metre	32,5 metre	% 41 daha fazla mesafe kat edilmiştir.
<b>100 Knots Hız</b>	99 metre	101 metre	% 2 daha fazla mesafe kat edilmiştir.
<b>200 Knots Hız</b>	145 metre	136 metre	%6.3 daha az mesafe kat edilmiştir.
<b>300 Knots Hız</b>	183 metre	161 metre	% 12.1 daha az mesafe kat edilmiştir.

## 4. FIRLATMA PERFORMANSININ DEĞERLENDİRİLMESİ

Bu çalışma kapsamında üretilen Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli kullanılarak farklı uçuş senaryolarındaki fırlatma yörüngeleri ve pilotun maruz kalacağı maksimum G Kuvveti değerleri incelenmektedir. Fırlatma koltuğu sistemlerinde pilotun fizyolojik sınırlar dâhilinde omurilik yaralanmalarını ölçmek için kullanılan bir parametre olan Dynamic Response Index'in kabul ettiği maksimum G kuvveti değeri 30 G'dir [36], ancak B.A. Parate çalışmasında bir pilotun maruz kalabileceği maksimum G Kuvveti değeri 25 G olarak belirlenmiştir [4]. Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli farklı koşullarda tekrar çalıştırılarak incelemeler yapılarak ve fırlatma sekanslarının performansları tespiti yapılmaktadır.

Bu çalışma kapsamında üretilen Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nin doğru çalışıp çalışmadığını analiz etmek için Thomas C. Jones [14]'un yaptığı çalışmasında, belirtilmemiş olan giriş koşulları göz önünde bulundurularak, karşılaştırmalar Tablo 3.4 ile yapılmıştır. İlgili çalışmada kapsamında yerden (0 metre irtifadan) 0 – 100 – 200 – 300 knots hızlarda fırlatma senaryoları oluşturulmuştur.

Bu bölümde Şekil 3.2'de belirtilen paraşüt açılma süreleri kullanılarak 0 knots hızda 0 feet yükseklikte, 100 knots hızda 400 feet yükseklikte ve uçak 30 derece burun aşağı uçuş gerçekleştirirken 150 knots hızda 650 feet yükseklikte olduğu senaryolar için fırlatma yörüngeleri incelenmektedir. Bu senaryolara ek olarak paraşüt açılma sürelerinin kritik olduğu, uçağın 180 derece yuvarlanma (roll) açısına sahip olduğu üç farklı hız ve irtifada Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli çalıştırılarak ve fırlatma yörüngeleri incelenmektedir.

Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli için alınan bütün örnek giriş koşullarında F16 Jet Uçağı verileri kullanılmıştır [22]. Uçağın çapı, kuyruk kanadı ile kokpit arasında mesafe, kuyruk kanadı yüksekliği, maksimum kalkış ağırlığı ve sürüklenme katsayısı verileri kullanılmıştır. Bu alınan veriler sadece fiziksel özellikleri kapsamakta olup, gerçek F16 Jet Uçağı'nın hız verilerini kapsamamaktadır.

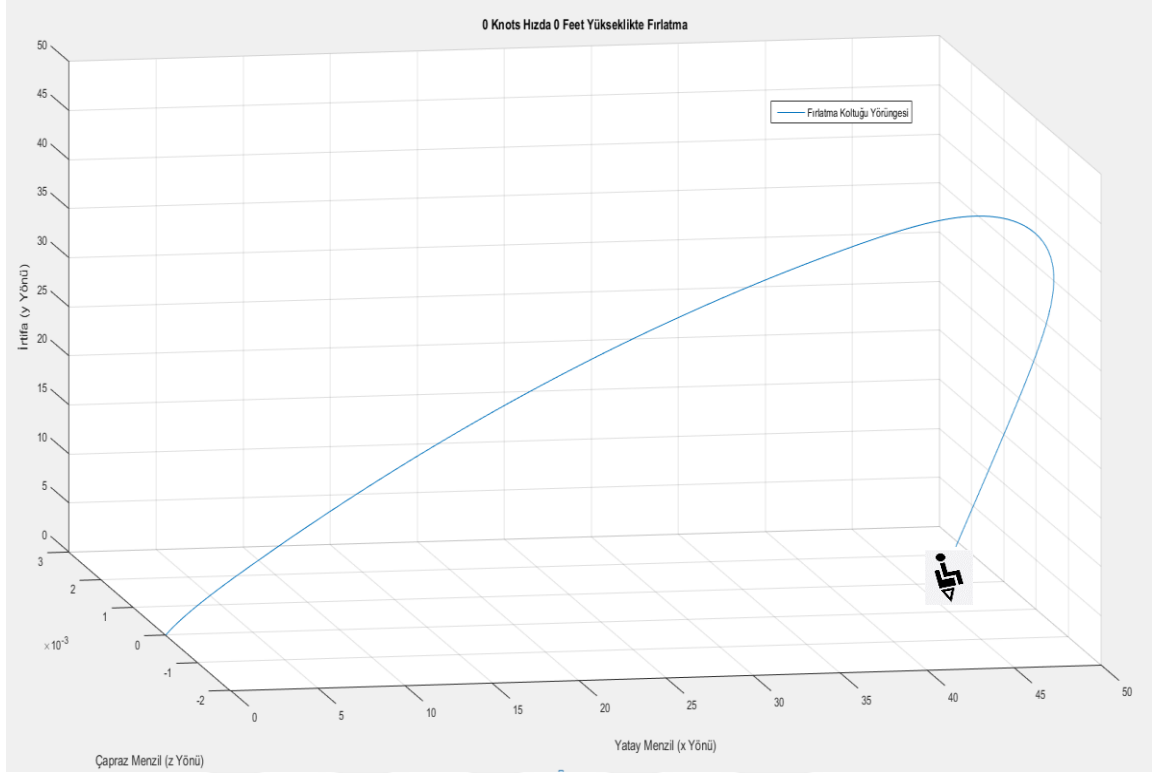
Paraşüt sisteminin devreye girmesi ile paraşütün kapalı durumundan tamamen açılmış duruma gelmesi arasındaki geçen süre boyunca fırlatma koltuğuna belirli bir sürüklenme kuvveti uygulamaktadır. Ancak bu tez çalışması kapsamında paraşüt için gerçek test verileri elde edilemediği ve açılma evresindeki bir paraşütün sürüklenme katsayısı verilerinin olmamasından kaynaklı olarak, paraşütün bir anda açıldığını kabul edilerek çalışılmıştır.

#### 4.1. Fırlatma Senaryoları ve Sonuçlar

Fırlatma koltuğunun yörünge hesaplamaları yapılırken, fırlatma esnasında en büyük tehdidi oluşturan pilot-koltuk-paraşüt kombinasyonunun uçağın kuyruk kanadına çarpma ihtimalinin de hesaplanması gerekmektedir. Çarpma senaryosuna ek olarak pilot için bir diğerk tehlike içeren unsurun, yüksek G Kuvveti'ne maruz kalma ihtimalinin de hesaplanması gerekmektedir. Bu kapsamda farklı fırlatma senaryoları için Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli Tablo 4.1, Tablo 4.2, Tablo 4.3, Tablo 4.4, Tablo 4.5 ve Tablo 4.6 ile giriş koşullarında çalıştırılarak sonuçlar elde edilmiştir.

Tablo 4.1. 0 Knot Hız ve 0 Metre Yükseklikte Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları

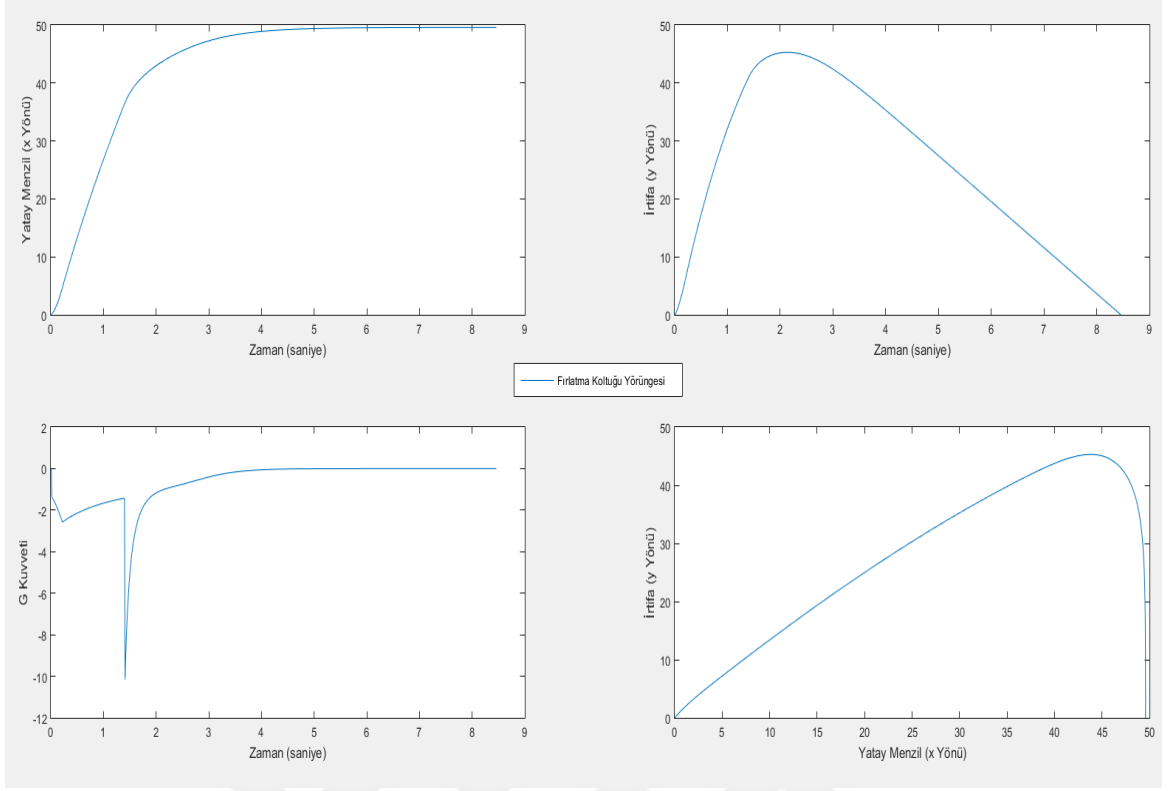
<b>Fırlatma Koltuğu Parametreleri</b>	
ap	1.88 m
Kütle (pilot + koltuk kombinasyonu)	190 kg
Sürüklenme Katsayısı	0.8
<b>Fırlatma Koşulları</b>	
Konum	(0,0,0) Orijin
Fırlatma Koltuğu ıkış Hızı	12 g
Uçak Hızı	0 m/s (0 knots)
Uçak Kuyruk Kanadının Yüksekliğı	5 m
Uçak Kuyruk Kanadının Kokpite Olan Uzaklığı	15 m
Fırlatma Açısı	65 derece
Uçuş Açısı	0 derece
Azimet Açısı	0 derece
Fırlatmanın Gerekleştiğı Paralel	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	0 metre
Rüzgar	Sıfır Rüzgar



Şekil 4.1. Tablo 4.1 ile 0 Knots Hızda ve 0 Feet Yükseklikte Giriş Koşulları Belirlenen Fırlatma Koluğu Yörüngesi

Tablo 4.1 ile belirtilen koşullarda fırlatma yapılan fırlatma koluğunun 0 knots uçak hızında ve 0 feet uçak yüksekliğinde, Fırlatma Koluğu Yörünge Modeli Şekil 4.1a ile gösterilmiştir. Uçak hızının 0 olmasından kaynaklı olarak bu fırlatma senaryosunda, fırlatma koluğunun uçak kuyruk kanadı ile çarpma yaşaması mümkün değildir. Ancak fırlatma yüksekliğinin 0 olmasından kaynaklı olarak bu fırlatma senaryosu için en büyük tehdit paraşütün gerekli sürede açılıp açılmayacağıdır. Bölüm 3.3 Fırlatma Koluğu Yörünge Modeli Şemasında bahsedildiği üzere paraşüt açılma koşulları için 3 adet mod baz alınmıştır. Tablo 4.1 ile belirtilen koşullar için devreye girecek olan paraşüt açılma modu MOD-1'dir. MOD-1 için tam paraşüt açılma süresi 1.4 saniye olarak belirtilmiştir.

Şekil 4.1b ile 0 knots hızda ve 0 feet yükseklikte fırlatma koluğu yörüngesi iki boyutta zaman - x,y eksenleri, G kuvveti değerleri ile x ve y eksenleri kullanılarak gösterilmiştir. Bu şekil doğrultusunda fırlatma koluğunun fırlatıldıktan sonra yere geri iniş yapmasının 8.4 saniye sürdüğü ve MOD-1 kapsamında 1.4 saniyelik paraşüt açılma süresini karşıladığı bulunmuştur.



Şekil 4.2. Tablo 4.1 ile Giriş Koşulları Belirlenen 0 Knots Hızda ve 0 Feet Yükseklikte Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Zaman - Menzil & Zaman - İrtifa & Zaman – G Kuvveti & Menzil – İrtifa Grafikleri

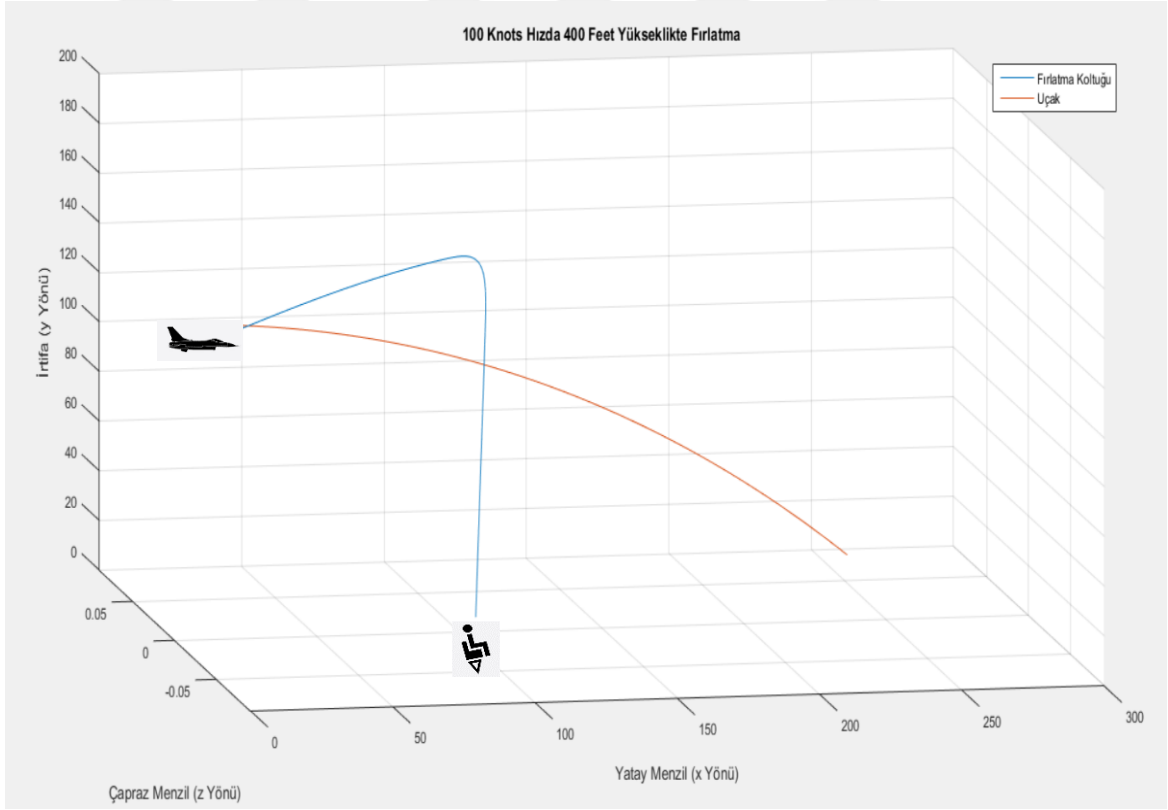
Tablo 4.1 ile giriş koşulları belirlenen fırlatma senaryosunda, fırlatma koltuğundaki pilotun maruz kaldığı maksimum G kuvveti değeri 10 G'dir. Sonuçlar limit dahilindedir.

Tablo 4.2. 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikte Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları

Fırlatma Koltuğu Parametreleri	
Çap	1.88 m
Kütle (pilot + koltuk kombinasyonu)	190 kg
Sürükleme Katsayısı	0.8
Fırlatma Koşulları	
Konum	(0,121.92,0) 400 Feet (121.92 metre) yükseklik
Fırlatma Koltuğu Çıkış Hızı	12 g
Uçak Hızı	51.44 m/s (100 knots)
Uçak Kuyruk Kanadının Yüksekliği	5 m

Tablo 4.2. Devam Ediyor

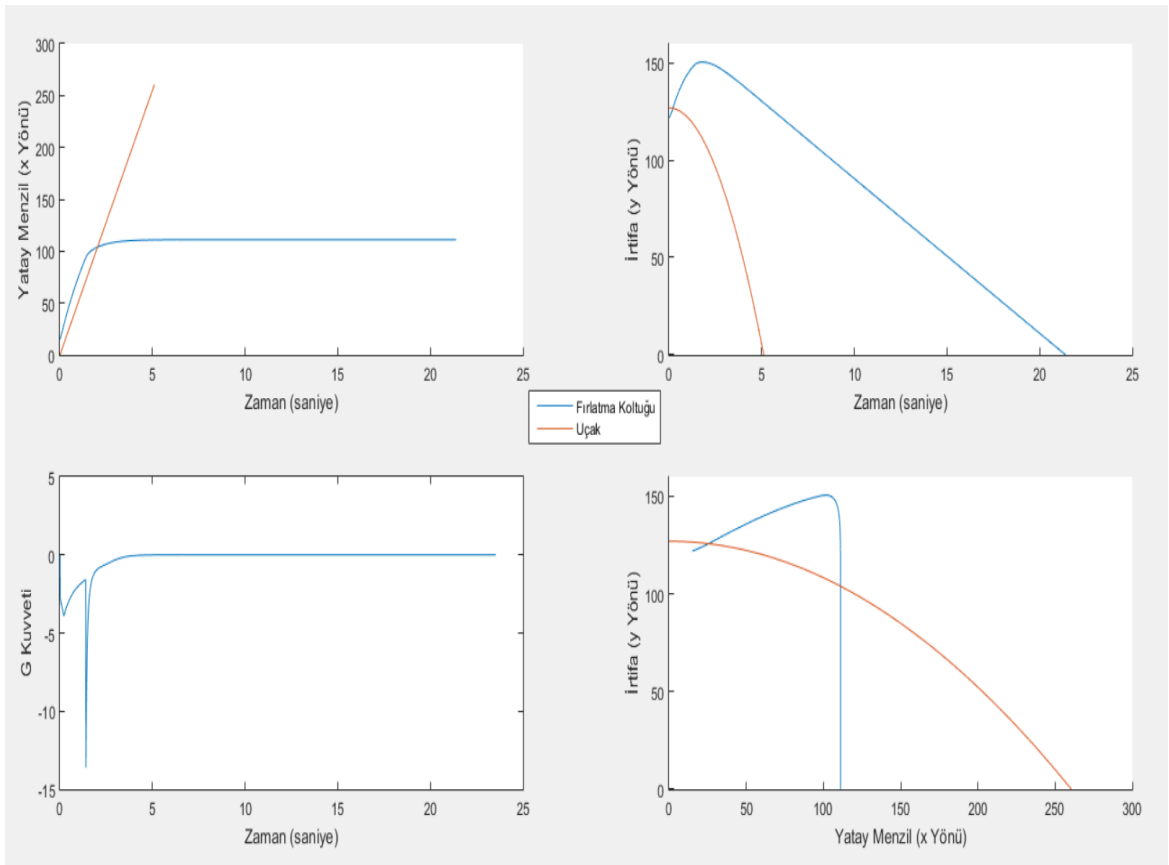
Uçak Kuyruk Kanadının Kokpite Olan Uzaklığı	15 m
Fırlatma Açısı	65 derece
Uçuş Açısı	0 derece
Azimet Açısı	0 derece
Fırlatmanın Gerçekleştiği Paralel	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	121.92 metre
Rüzgar	Sıfır Rüzgar



Şekil 4.3. Tablo 4.2 ile 100 Knots Hızda ve 400 Feet Yükseklikte Giriş Koşulları Belirlenen Fırlatma Koluğu Yörüngesi

Tablo 4.2 ile belirtilen koşullarda fırlatma yapılan fırlatma koluğunun 100 knots uçak hızında ve 400 feet uçak yüksekliğinde, Fırlatma Koluğu Yörünge Modelini Şekil 4.2a ile gösterilmiştir.

Şekil 4.2b ile 100 knots hızda ve 400 feet yükseklikte fırlatma koltuğu yörüngesi iki boyutta zaman - x,y eksenleri, G kuvveti değeri ile x ve y eksenleri kullanılarak gösterilmiştir. Bu şekil doğrultusunda fırlatma koltuğunun fırlatıldıktan sonra hiçbir ‘t’ anında, aynı anda x,y,z eksenlerinde uçak kuyruk kanadı ile fırlatma koltuğu aralarındaki mesafe 1.84 metreden az olmamıştır. Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli’nde çıktı olarak herhangi bir çarpma yaşanmamıştır ve fırlatma gerçekleşikten 21 saniye sonra yere iniş gerçekleşmiştir.

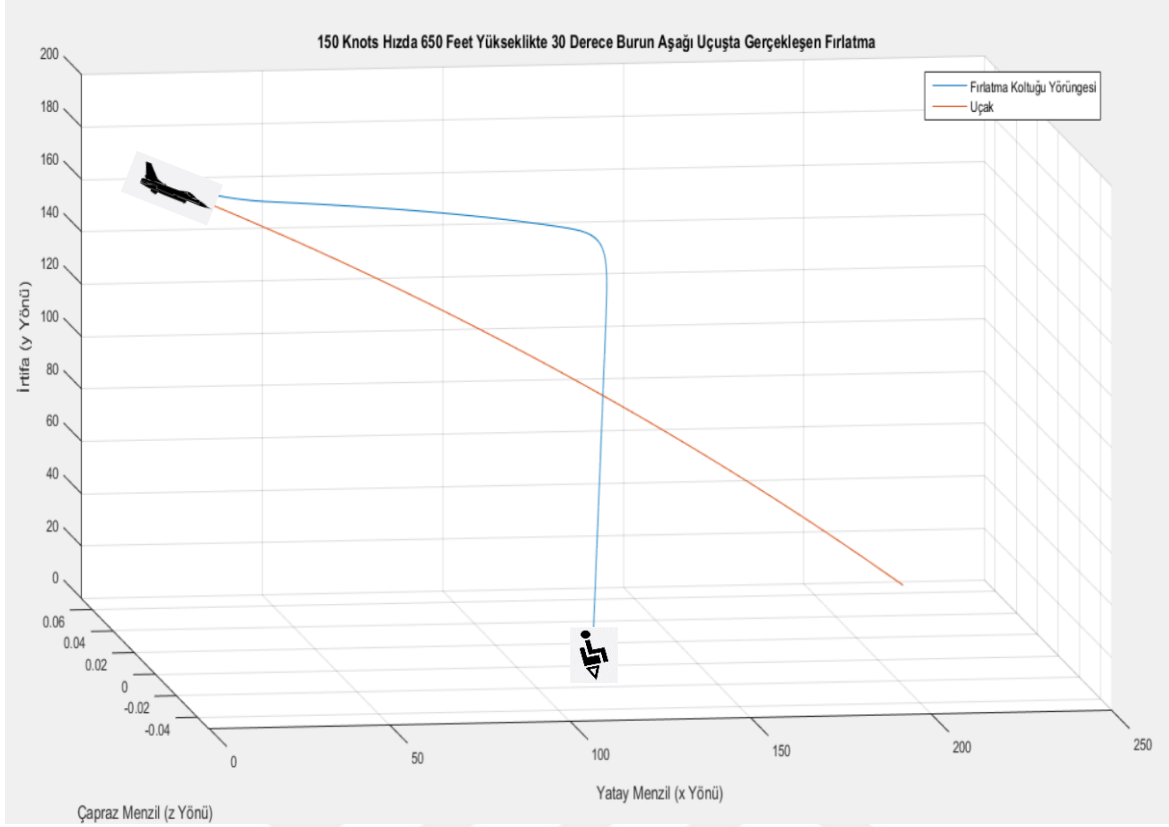


Şekil 4.4. Tablo 4.2 ile Giriş Koşulları Belirlenen 100 Knots Hızda ve 400 Feet Yükseklikte Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Zaman - Menzil & Zaman - İrtifa & Zaman – G Kuvveti & Menzil – İrtifa Grafikleri

Tablo 4.2 ile giriş koşulları belirlenen fırlatma senaryosunda, fırlatma koltuğundaki pilotun maruz kaldığı maksimum G kuvveti değeri dikey düzlemde 13.7 G’dir. Sonuçlar limit dahilindedir.

Tablo 4.3. 150 Knot Hız ve 650 Feet Yükseklikte 30 Derece Uçak Burunu Aşağı Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları

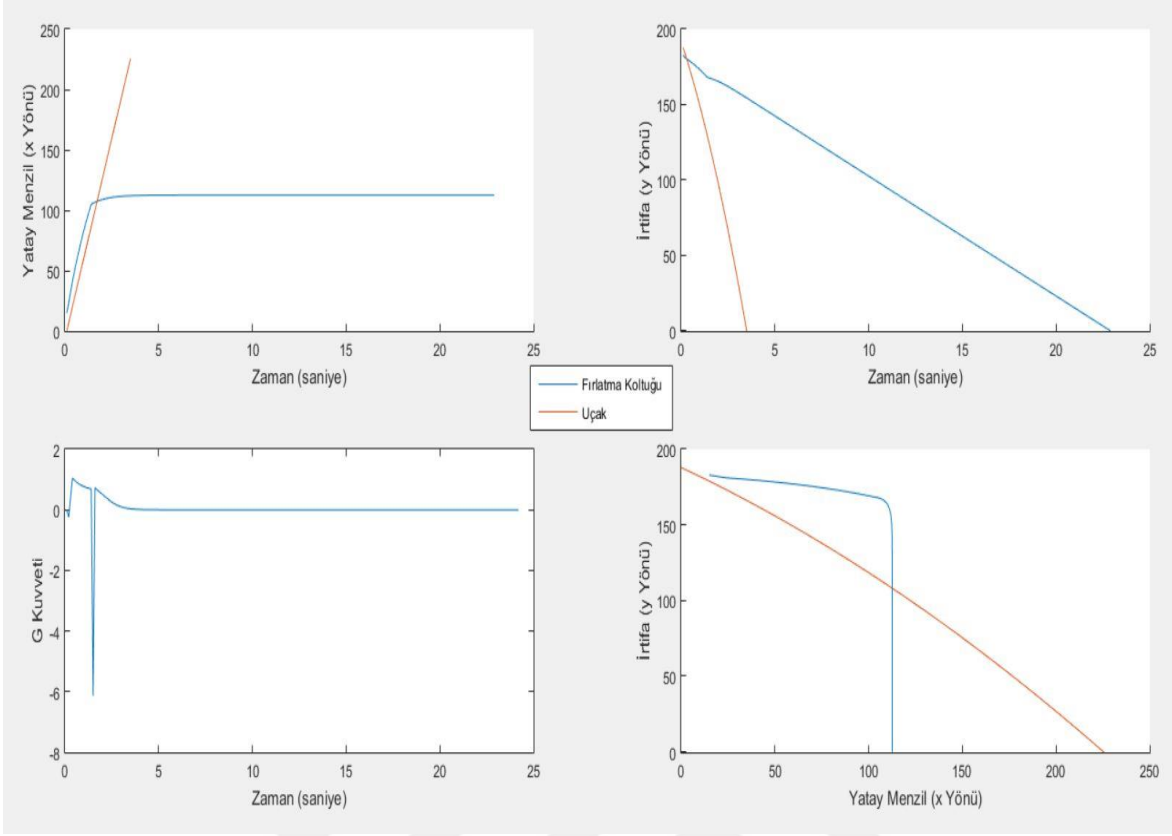
<b>Fırlatma Koltuğu Parametreleri</b>	
Çap	1.88 m
Kütle (pilot + koltuk kombinasyonu)	190 kg
Sürüklenme Katsayısı	0.8
<b>Fırlatma Koşulları</b>	
Konum	(0,182.88,0) 650 Feet (182.88 metre) yükseklik
Fırlatma Koltuğu Çıkış Hızı	12 g
Uçak Hızı	77.17 m/s (150 knots)
Uçak Kuyruk Kanadının Yüksekliği	5 m
Uçak Kuyruk Kanadının Kokpite Olan Uzaklığı	15 m
Fırlatma Açısı	65 derece
Uçuş Açısı	-30 derece
Azimut Açısı	0 derece
Fırlatmanın Gerçekleştiği Paralel	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	182.88 metre
Rüzgar	Sıfır Rüzgar



Şekil 4.5. Tablo 4.3 ile 150 Knots Hızda ve 650 Feet Yükseklikte 30 Derece Uçak Burnu Aşağıda Uçuşta Giriş Koşulları Belirlenen Fırlatma Koluğu Yörüngesi

Tablo 4.3 ile belirtilen koşullarda fırlatma yapılan fırlatma koluğunun 30 derece uçak burnu aşağıda uçuşta 150 knots uçak hızında ve 650 feet uçak yüksekliğinde, Fırlatma Koluğu Yörünge Modelini Şekil 4.3a ile gösterilmiştir.

Şekil 4.3b ile fırlatma koluğu ve uçak kuyruk kanadının yörüngesi iki boyutta zaman - x,y eksenleri, G kuvveti değeri ile x ve y eksenleri kullanılarak gösterilmiştir. Bu şekil doğrultusunda fırlatma koluğunun fırlatıldıktan sonra hiçbir 't' anında, aynı anda x,y,z eksenlerinde uçak kuyruk kanadı ile fırlatma koluğu aralarındaki mesafe 1.84 metreden az olmamıştır. Fırlatma Koluğu Yörünge Modeli'nde çıktı olarak herhangi bir çarpma yaşanmamıştır ve fırlatma gerçekleşikten 22.7 saniye sonra yere iniş gerçekleşmiştir.



Şekil 4.6. Tablo 4.3 ile Giriş Koşulları Belirlenen 150 Knots Hızda ve 650 Feet Yükseklikte 30 Derece Uçak Burnu Aşağıda Uçuşta Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Zaman - Menzil & Zaman - İrtifa & Zaman - G Kuvveti & Menzil - İrtifa Grafikleri

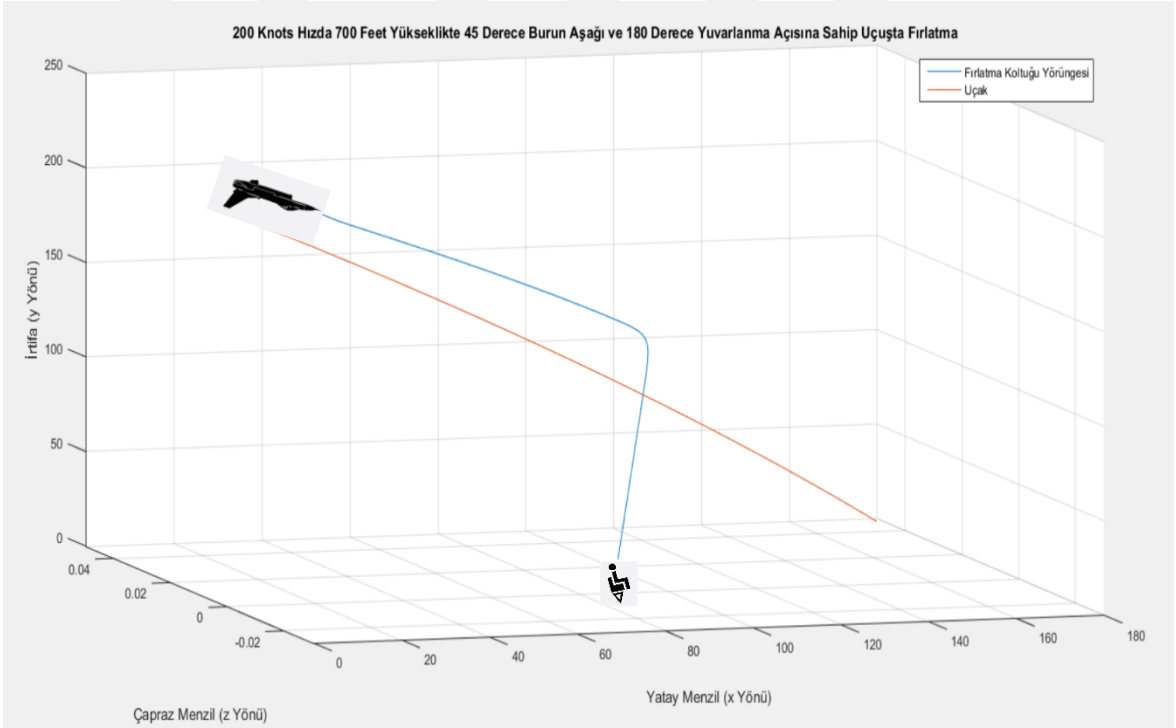
Tablo 4.3 ile giriş koşulları belirlenen fırlatma senaryosunda, fırlatma koltuğundaki pilotun maruz kaldığı maksimum G kuvveti dikey düzlemde (y ekseninde) 6 G'dir. Sonuçlar limit dahilindedir.

Tablo 4.4. 200 Knot Hız ve 700 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları

Fırlatma Koltuğu Parametreleri	
Çap	1.88 m
Kütle (pilot + koltuk kombinasyonu)	190 kg
Sürükleme Katsayısı	0.8
Fırlatma Koşulları	
Konum	(0,213.36,0) 700 Feet (213.36 metre)
Fırlatma Koltuğu Çıkış Hızı	12 g
Uçak Hızı	102.89 m/s (200 knots)
Uçak Kuyruk Kanadının Yüksekliği	5 m

Tablo 4.4. Devam Ediyor

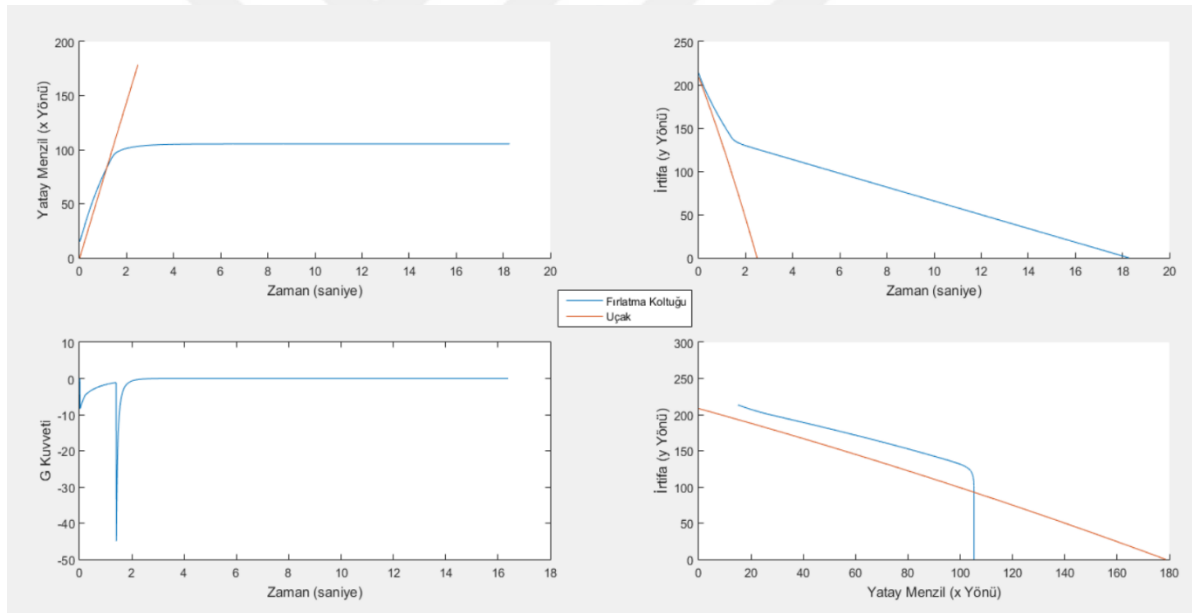
Uçak Kuyruk Kanadının Kokpite Olan Uzaklığı	15 m
Fırlatma Açısı	65 derece
Uçuş Açısı	-45 derece
Yuvarlanma Açısı	180 derece
Azimut Açısı	0 derece
Fırlatmanın Gerçekleştiği Paralel	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	213.36 metre
Rüzgar	Sıfır Rüzgar



Şekil 4.7. Tablo 4.4 ile 200 Knot Hız ve 700 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Giriş Koşulları Belirlenen Fırlatma Koluğu Yörüngesi

Tablo 4.4 ile belirtilen koşullarda fırlatma yapılan fırlatma koluğunun 45 derece uçak burnu aşağıda ve 180 derece roll (yuvarlanma) açısına sahip uçuşta 200 knots uçak hızında ve 700 feet uçak yüksekliğinde, Fırlatma Koluğu Yörünge Modelini Şekil 4.4a ile gösterilmiştir.

Şekil 4.4b ile fırlatma koltuğu ve uçak kuyruk kanadının yörüngesi iki boyutta zaman - x,y eksenleri, G kuvveti değeri ile x ve y eksenleri kullanılarak gösterilmiştir. Bu şekil doğrultusunda fırlatma koltuğunun fırlatıldıktan sonra hiçbir ‘t’ anında, aynı anda x,y,z eksenlerinde uçak kuyruk kanadı ile fırlatma koltuğu aralarındaki mesafe 1.84 metreden az olmamıştır. Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli’nde çıktı olarak herhangi bir çarpma yaşanmamıştır ve fırlatma gerçekleşikten 18.2 saniye sonra yere iniş gerçekleşmiştir. Bu fırlatma senaryosunun en büyük tehdidi, uçak 180 derece roll açısına sahip olduğu için ters uçuş yapmaktadır ve fırlatma işlemi yukarıya doğru değil yere doğru gerçekleşmektedir, bu da paraşütün açılması için daha kısıtlı bir zaman olacağı anlamına gelir. Tablo 4.4 ile belirtilen koşullar için devreye girecek olan paraşüt açılma modu MOD-1’dir. MOD-1 için tam paraşüt açılma süresi 1.4 saniye olarak belirtilmiştir, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli koltuğun yere iniş yaptığı süreyi 18.2 saniye olarak bulmuştur dolayısı ile paraşüt açılma süresi yeterli gelmiştir.

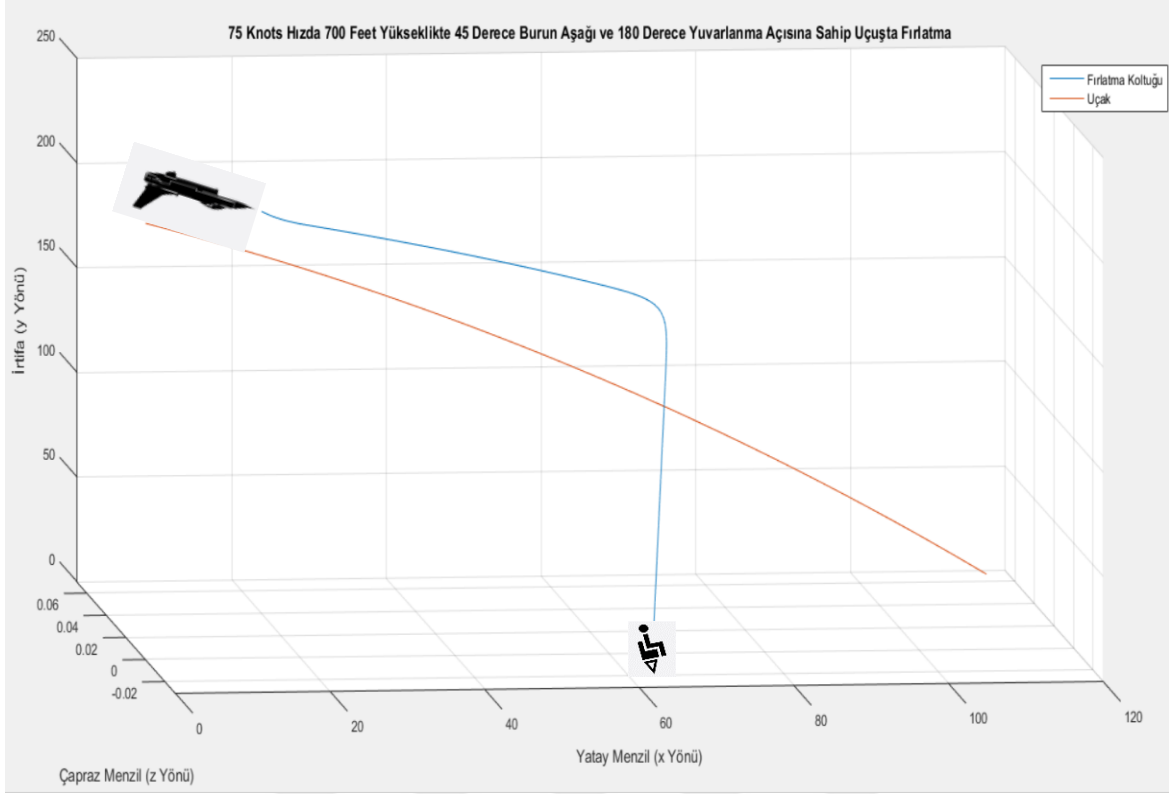


Şekil 4.8. Tablo 4.4 ile Giriş Koşulları Belirlenen 200 Knot Hız ve 700 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Zaman - Menzil & Zaman - İrtifa & Zaman – G Kuvveti & Menzil – İrtifa Grafikleri

Tablo 4.4 ile giriş koşulları belirlenen fırlatma senaryosunda, fırlatma koltuğundaki pilotun maruz kaldığı maksimum G kuvveti değeri dikey düzlemde (y ekseninde) 45 G’dir. Bu sonuç limit daha önceden belirlenmiş olan 25 G’lik fizyolojik limit dışındadır, dolayısı ile 200 knots hız ile 700 feet yükseklikten ters ve 45 derece burun aşağı uçuşlarda gerçekleştirilecek olan fırlatma senaryolarının başarılı olamayacağı tespit edilmiştir.

Tablo 4.5. 75 Knot Hız ve 700 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları

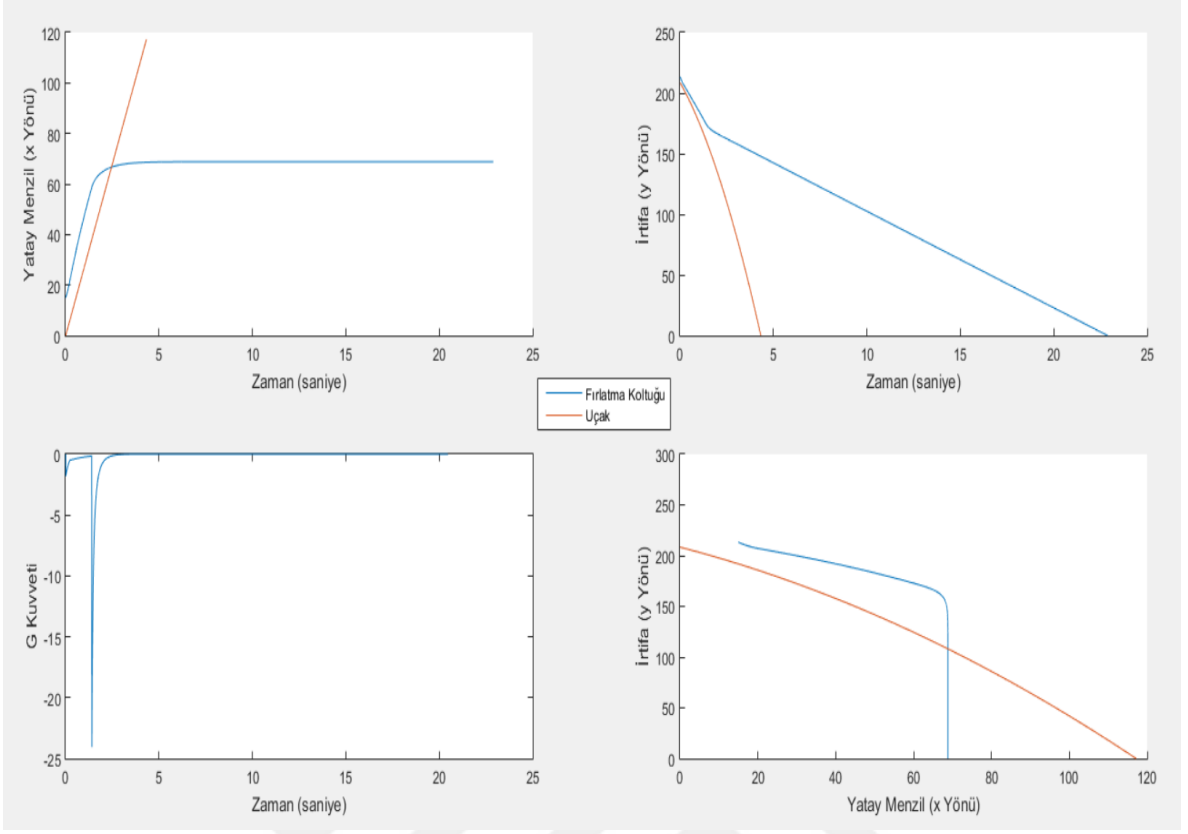
<b>Fırlatma Koltuğu Parametreleri</b>	
Çap	1.88 m
Kütle (pilot + koltuk kombinasyonu)	190 kg
Sürüklenme Katsayısı	0.8
<b>Fırlatma Koşulları</b>	
Konum	(0,213.36,0) 700 Feet (213.36 metre) yükseklik
Fırlatma Koltuğu Çıkış Hızı	12 g
Uçak Hızı	38.58 m/s (75 knots)
Uçak Kuyruk Kanadının Yüksekliği	5 m
Uçak Kuyruk Kanadının Kokpite Olan Uzaklığı	15 m
Fırlatma Açısı	65 derece
Uçuş Açısı	-45 derece
Yuvarlanma Açısı	180 derece
Azimet Açısı	0 derece
Fırlatmanın Gerçekleştiği Paralel	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	213.36 metre
Rüzgar	Sıfır Rüzgar



Şekil 4.9. Tablo 4.5 ile 75 Knot Hız ve 700 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Giriş Koşulları Belirlenen Fırlatma Koltuğu Yörüngesi

Tablo 4.5 ile belirtilen koşullarda fırlatma yapılan fırlatma koltuğunun 45 derece uçak burnu aşağıda ve 180 derece roll açısına sahip uçuşta 100 knots uçak hızında ve 700 feet uçak yüksekliğinde fırlatıldıktan sonra hiçbir 't' anında, aynı anda x,y,z eksenlerinde uçak kuyruk kanadı ile fırlatma koltuğu aralarındaki mesafe 1.84 metreden az olmamıştır. Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli Şekil 4.5a ile gösterilmiştir.

Şekil 4.5b ile fırlatma koltuğu ve uçak kuyruk kanadının yörüngesi iki boyutta zaman - x,y,z eksenleri ile x ve y eksenleri kullanılarak gösterilmiştir. Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli'nde çıktı olarak herhangi bir çarpma yaşanmamıştır ve fırlatma gerçekleşikten 22.5 saniye sonra yere iniş gerçekleştirmiştir. Tablo 4.5 ile belirtilen koşullar için devreye girecek olan paraşüt açılma modu MOD-1'dir. MOD-1 için tam paraşüt açılma süresi 1.4 saniye olarak belirtilmiştir, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli koltuğun yere iniş yaptığı süreyi 22.5 saniye olarak bulmuştur dolayısı ile paraşüt açılma süresi yeterli gelmiştir.



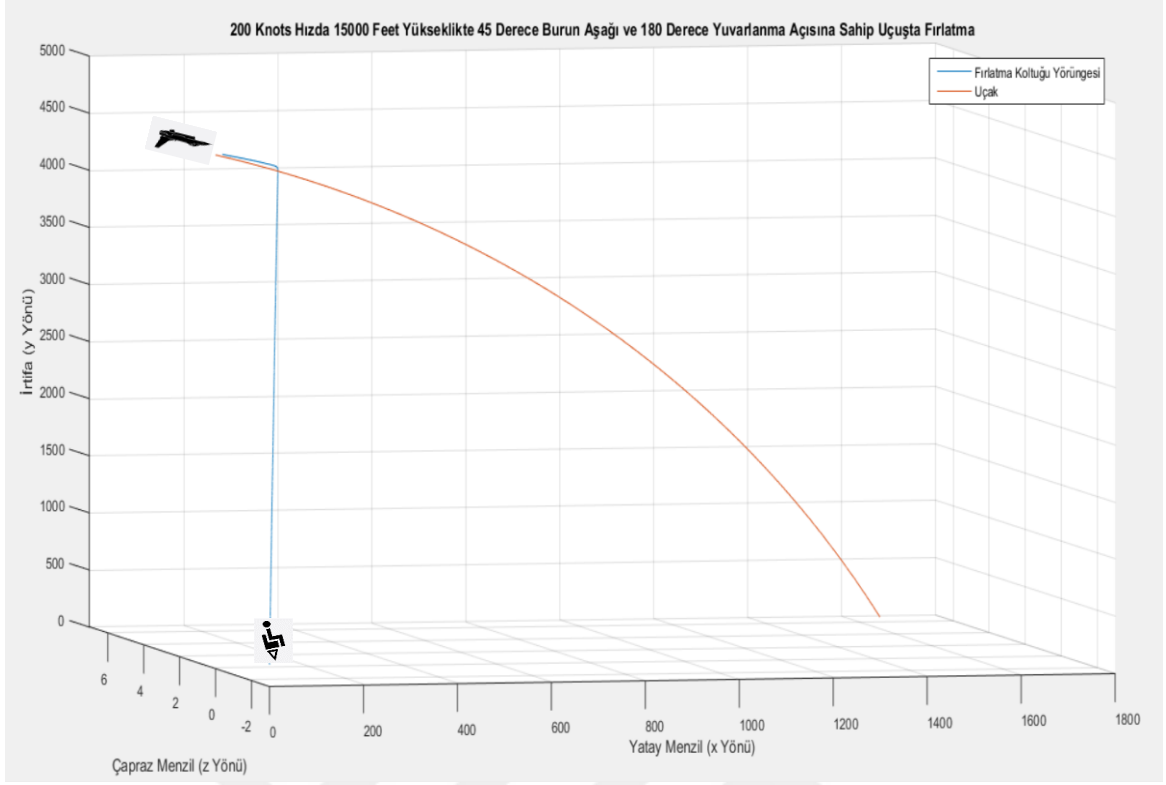
Şekil 4.10. Tablo 4.5 ile Giriş Koşulları Belirlenen 75 Knot Hız ve 700 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Zaman - Menzil & Zaman - İrtifa & Zaman – G Kuvveti & Menzil – İrtifa Grafikleri

Tablo 4.5 ile giriş koşulları belirlenen fırlatma senaryosundaki uçak hızı değeri 200 knots'dan 100 knots'a düşürüldüğü zaman, fırlatma koltuğundaki pilotun maruz kaldığı maksimum G kuvveti değeri dikey düzlemde (y ekseninde) 24 G olmuştur. 200 knots'ta elde edilen sonuçların aksine 750 knots hız ile elde edilen G kuvveti sonuçları limit dahilindedir.

Tablo 4.6. 200 Knot Hız ve 15000 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları

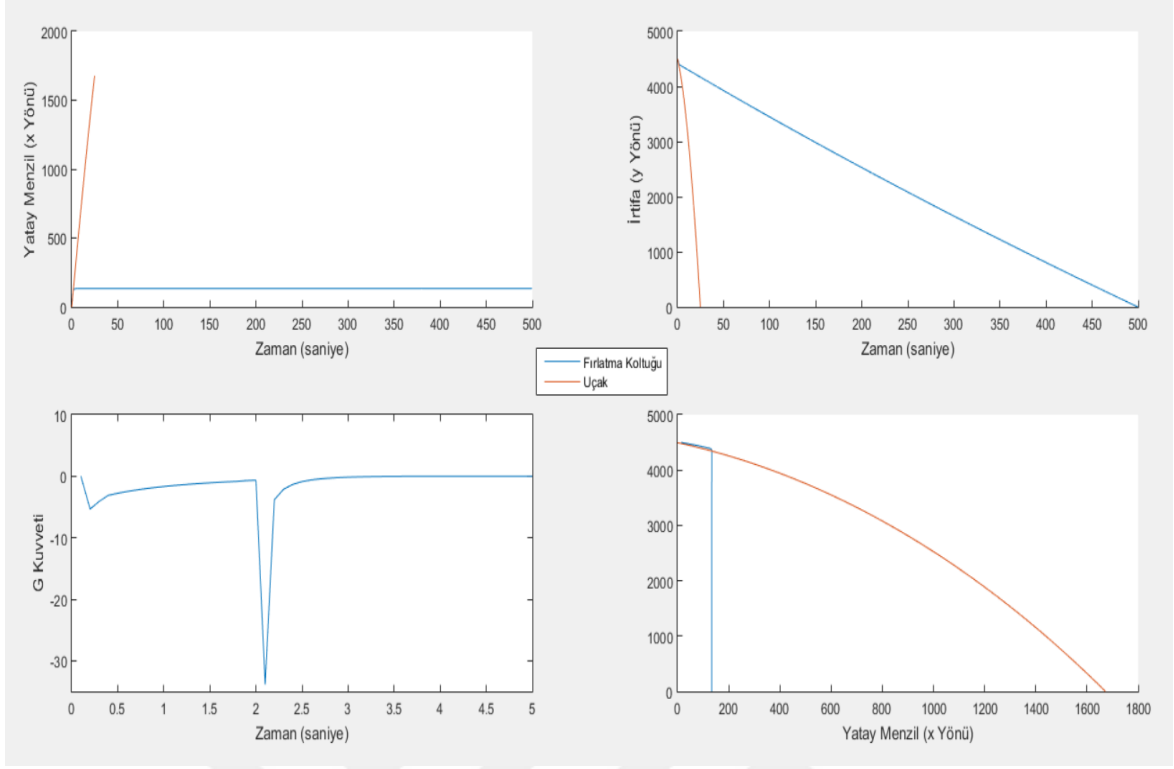
<b>Fırlatma Koltuğu Parametreleri</b>	
Çap	1.88 m
Kütle (pilot + koltuk kombinasyonu)	190 kg
Sürüklenme Katsayısı	0.8
<b>Fırlatma Koşulları</b>	
Konum	(0,4500,0) 15000 Feet (4500 metre) yükseklik
Fırlatma Koltuğu Çıkış Hızı	12 g
Uçak Hızı	102.89 m/s (200 knots)
Uçak Kuyruk Kanadının Yüksekliği	5 m
Uçak Kuyruk Kanadının Kokpite Olan Uzaklığı	15 m
Fırlatma Açısı	65 derece
Uçuş Açısı	-45 derece
Yuvarlanma Açısı	180 derece
Azimet Açısı	0 derece
Fırlatmanın Gerçekleştiği Paralel	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	4500 metre
Rüzgar	Sıfır Rüzgar

Tablo 4.6 ile belirtilen koşullarda fırlatma yapılan fırlatma koltuğunun 45 derece uçak burnu aşağıda ve 180 derece roll açısına sahip uçuşta 200 knots uçak hızında ve 15000 feet uçak yüksekliğinde, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modelini Şekil 4.6a ile gösterilmiştir.



Şekil 4.11. Tablo 4.6 ile 200 Knot Hız ve 15000 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açısına Sahip Uçuşta Fırlatma Koluğu Yörüngesi

Şekil 4.6b ile fırlatma koluğu ve uçak kuyruk kanadının yörüngesi iki boyutta zaman - x,y,z eksenleri ile x ve y eksenleri kullanılarak gösterilmiştir. Bu şekil doğrultusunda fırlatma koluğunun fırlatıldıktan sonra hiçbir 't' anında, aynı anda x,y,z eksenlerinde uçak kuyruk kanadı ile fırlatma koluğu aralarındaki mesafe 1.84 metreden az olmamıştır. Fırlatma Koluğu Yörünge Modeli'nde çıktı olarak herhangi bir çarpma yaşanmamıştır ve fırlatma gerçekleşikten 500 saniye sonra yere iniş gerçekleşmiştir. Tablo 4.6 ile belirtilen koşullar için devreye girecek olan paraşüt açılma modu MOD-3'tür. MOD-3 senaryolu uçuşlar için stabilizasyon (drogue) paraşüt fırlatma gerçekleştiği anda devreye girer ve 1.75 saniye sonra stabilizasyon (drogue) paraşütü kesilir. Stabilizasyon (drogue) paraşütü kesildikten 0.25 saniye sonra (fırlatma gerçekleştik 2 saniye sonra) ana paraşüt tamamen açılır. Fırlatma Koluğu Yörünge Modeli koluğun yere iniş yaptığı süreyi 500 saniye olarak bulmuştur dolayısı ile paraşüt açılma süresi yeterli gelmiştir.



Şekil 4.12. Tablo 4.6 ile Giriş Koşulları Belirlenen 200 Knot Hız ve 15000 Feet Yükseklikte 45 Derece Uçak Burnu Aşağıda ve 180 Derece Yuvarlanma Açılı Uçuşta Fırlatma Koltuğu Yörüngesi Zaman - Menzil & Zaman - İrtifa & Zaman – G Kuvveti & Menzil – İrtifa Grafikleri

Tablo 4.6 ile giriş koşulları belirlenen fırlatma senaryosunda, fırlatma koltuğundaki pilotun maruz kaldığı maksimum G kuvveti değeri dikey düzlemde (y ekseninde) 34 G'dir. Aynı koşullar altında 700 feet yükseklikte gerçekleştirilen fırlatma senaryosunda elde edilen 45 G kuvvetinin aksine, 1500 feet'te bu değer 34 G'ye düşmüştür. G kuvveti değerinde düşüş yaşanmıştır ancak sonuçlar fizyolojik limit dahilinde değildir (25 G).

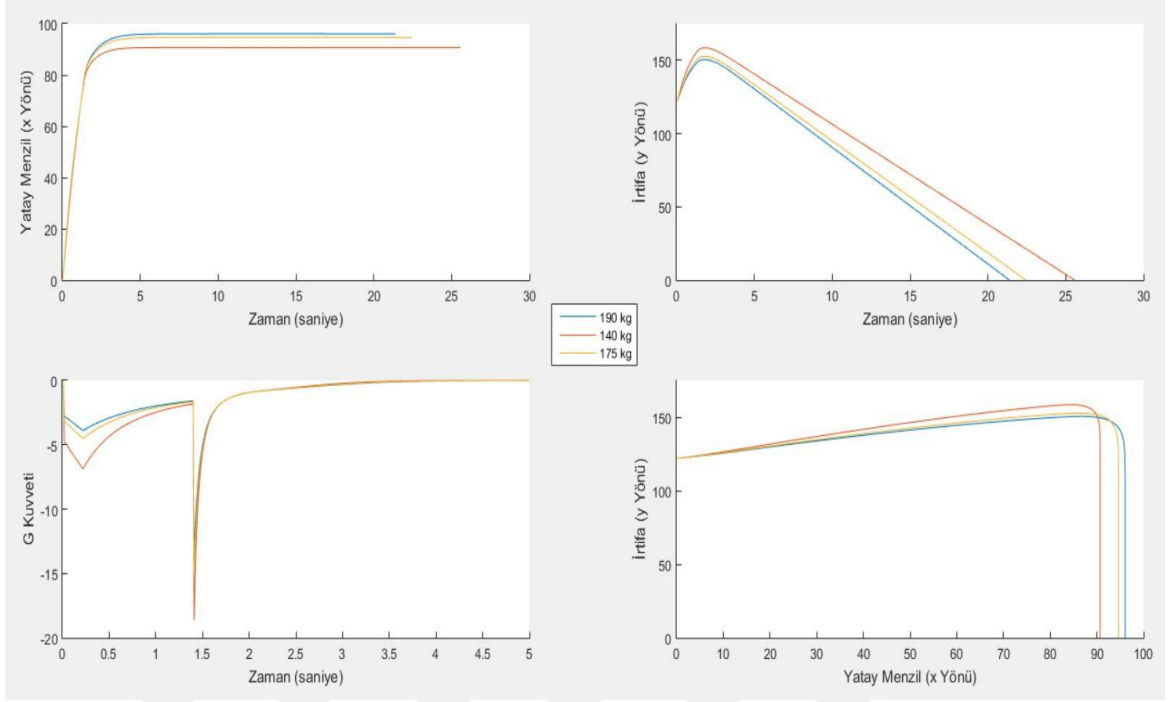
#### 4.2. Farklı Giriş Koşullarının Fırlatma Performansları Üzerine Etkisi

Bu çalışma kapsamında üretilen Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli kullanılarak aynı uçuş senaryolarındaki farklı değişkenlere sahip fırlatma yörüngeleri ve pilotun maruz kalacağı maksimum G Kuvveti değerleri incelenerek, bu değerlerin fırlatma performansı üzerindeki etkileri değerlendirilmektedir. Bu kapsamda pilot-koltuk kombinasyonu ağırlıklarının, pilot-koltuk kombinasyonunun çapınının, fırlatmanın gerçekleştiği azimut açılarının, rüzgar hızı değerinin ve uçak uçuş açılarının farklı olduğu fırlatma senaryoları için Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli Tablo 4.7, Tablo 4.8, Tablo 4.9, Tablo 4.10 ve Tablo 4.11 ile giriş koşullarında çalıştırılarak sonuçlar elde edilmiştir.

Tablo 4.7. Farklı Pilot-Koltuk Kombinasyonu Ağırlıklarının 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları

<b>Fırlatma Koltuğu Parametreleri</b>	
Çap	1.88 m
Kütle (pilot + koltuk kombinasyonu)	190 kg – 175 kg – 140 kg
Sürüklenme Katsayısı	0.8
<b>Fırlatma Koşulları</b>	
Konum	(0,121.92,0) 400 Feet (121.92 metre) yükseklik
Fırlatma Koltuğu Çıkış Hızı	12 g
Uçak Hızı	51.44 m/s (100 knots)
Uçak Kuyruk Kanadının Yüksekliği	5 m
Uçak Kuyruk Kanadının Kokpite Olan Uzaklığı	15 m
Fırlatma Açısı	65 derece
Uçuş Açısı	0 derece
Yuvarlanma Açısı	0 derece
Azimut Açısı	0 derece
Fırlatmanın Gerçekleştiği Paralel	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	121.92 metre
Rüzgar	Sıfır Rüzgar

Tablo 4.7 ile belirtilen farklı pilot-koltuk kombinasyonu ağırlıklarında fırlatma yapılan fırlatma koltuğunun 100 knots uçak hızında ve 400 feet uçak yüksekliğinde, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli Şekil 4.7 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.13. Tablo 4.7 ile Farklı Pilot-Koltuk Kombinasyonu Ağırlıklarının 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Fırlatma Koltuğu Yörüngesi

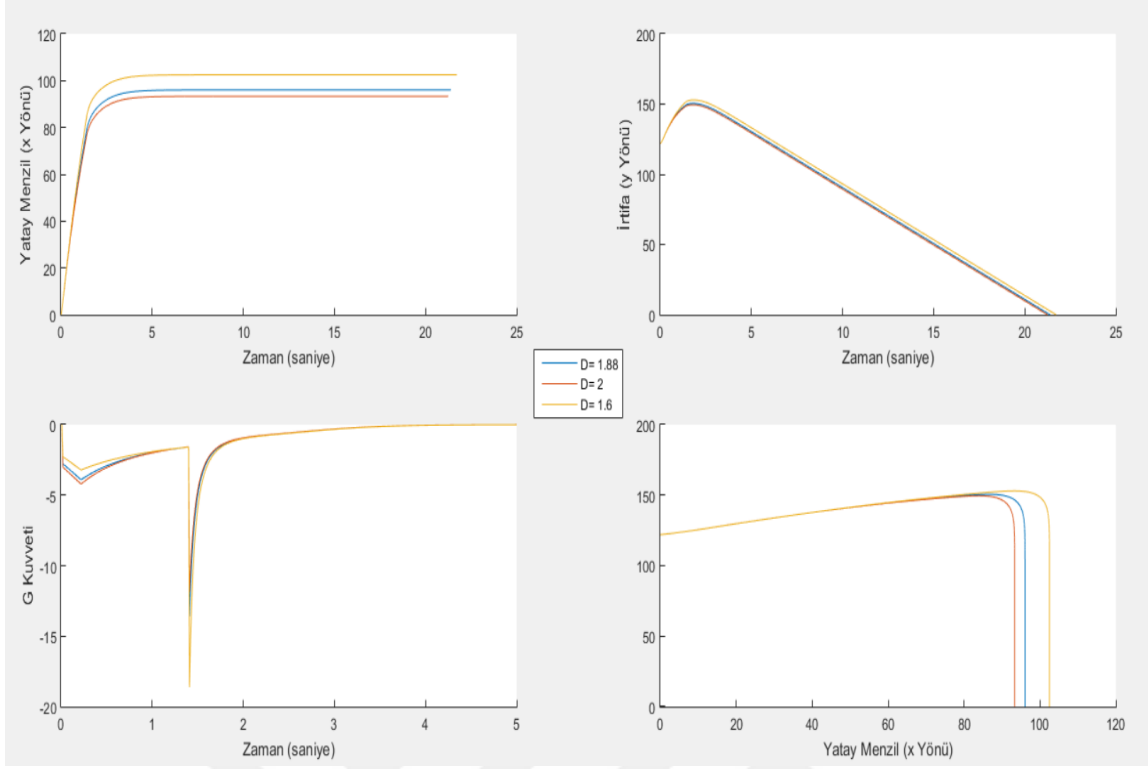
Tablo 4.7 ile giriş koşulları belirlenen fırlatma senaryolarında, 3 farklı ağırlık için (190 kg – 175 kg – 140 kg) ortalama pilot- koltuk kombinasyonu ağırlığında (150 kg) 12g'lik ivme üreten fırlatma koltuğu roket motoru ile fırlatılan fırlatma koltuğu yörüngeleri elde edilmiştir. Bu kapsamda 190 kg ağırlığa sahip fırlatma senaryosunda fırlatma koltuğunun yatay menzilde 96.5 metre, 175 kg ağırlığa sahip fırlatma senaryosunda fırlatma koltuğunun yatay menzilde 94.7 metre, 140 kg ağırlığa sahip fırlatma senaryosunda ise fırlatma koltuğunun yatay menzilde 90.6 metre mesafe kat ettiği gözlemlenmiştir. Kütle azaldıkça kat edilen mesafe azalmıştır, bunun sebebi ise kütle azaldıkça fırlatma koltuğu roket motorunun sağladığı ivme değerinin artması ve fırlatma koltuğunun daha yüksek ivmeye sahip olması sonucunda maruz kaldığı sürükleme kuvvetinin yüksek olmasıdır. Fırlatma esnasında çıkılan maksimum yükseklik incelendiği zaman, fırlatma koltuğu roket motorunun ürettiği itki değerinin kütle azaldıkça artmasından kaynaklı olarak kütle azaldıkça çıkılan yüksekliğin artmış olduğu tespit edilmiştir. Maruz kalınan maksimum G kuvvetlerinde ise 190 kg ağırlığa sahip olan fırlatma koltuğunun dikey ekseninde (y ekseninde) 13.8 G olduğu, 175 kg ağırlığa sahip olan fırlatma koltuğunun dikey ekseninde (y ekseninde) 15 G olduğu ve 140 kg ağırlığa sahip olan fırlatma koltuğunun dikey ekseninde (y ekseninde) 18.7 G olduğu gözlemlenmiştir. Kütle azaldıkça maruz kalınan maksimum G kuvveti değerlerinde artış meydana gelmiştir, bunun sebebi kütle azaldıkça fırlatma koltuğu roket motorunun daha

fazla itki üretebilmesi ve bunun sonucunda fırlatma koltuğunun daha yüksek hızlara çıkmasıdır. Son olarak pilot-koltuk kombinasyonunun ağırlıkları arttıkça fırlatma koltuğu yörünge sürelerinin azaldığı gözlemlenmiştir.

Tablo 4.8. Farklı Pilot-Koltuk Kombinasyonu Çaplarının 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları

<b>Fırlatma Koltuğu Parametreleri</b>	
Çap	2 m - 1.88 m - 1.6 m
Kütle (pilot + koltuk kombinasyonu)	190 kg
Sürükleme Katsayısı	0.8
<b>Fırlatma Koşulları</b>	
Konum	(0,121.92,0) 400 Feet (121.92 metre) yükseklik
Fırlatma Koltuğu Çıkış Hızı	12 g
Uçak Hızı	51.44 m/s (100 knots)
Uçak Kuyruk Kanadının Yüksekliği	5 m
Uçak Kuyruk Kanadının Kokpite Olan Uzaklığı	15 m
Fırlatma Açısı	65 derece
Uçuş Açısı	0 derece
Yuvarlanma Açısı	0 derece
Azimut Açısı	0 derece
Fırlatmanın Gerçekleştiği Paralel	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	121.92 metre
Rüzgar	Sıfır Rüzgar

Tablo 4.8 ile belirtilen farklı pilot-koltuk kombinasyonu çapları ile fırlatma yapılan fırlatma koltuğunun 100 knots uçak hızında ve 400 feet uçak yüksekliğinde, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modelini Şekil 4.8 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.14. Tablo 4.8 ile Farklı Pilot-Koltuk Kombinasyonu Çaplarının 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Fırlatma Koltuğu Yörüngesi

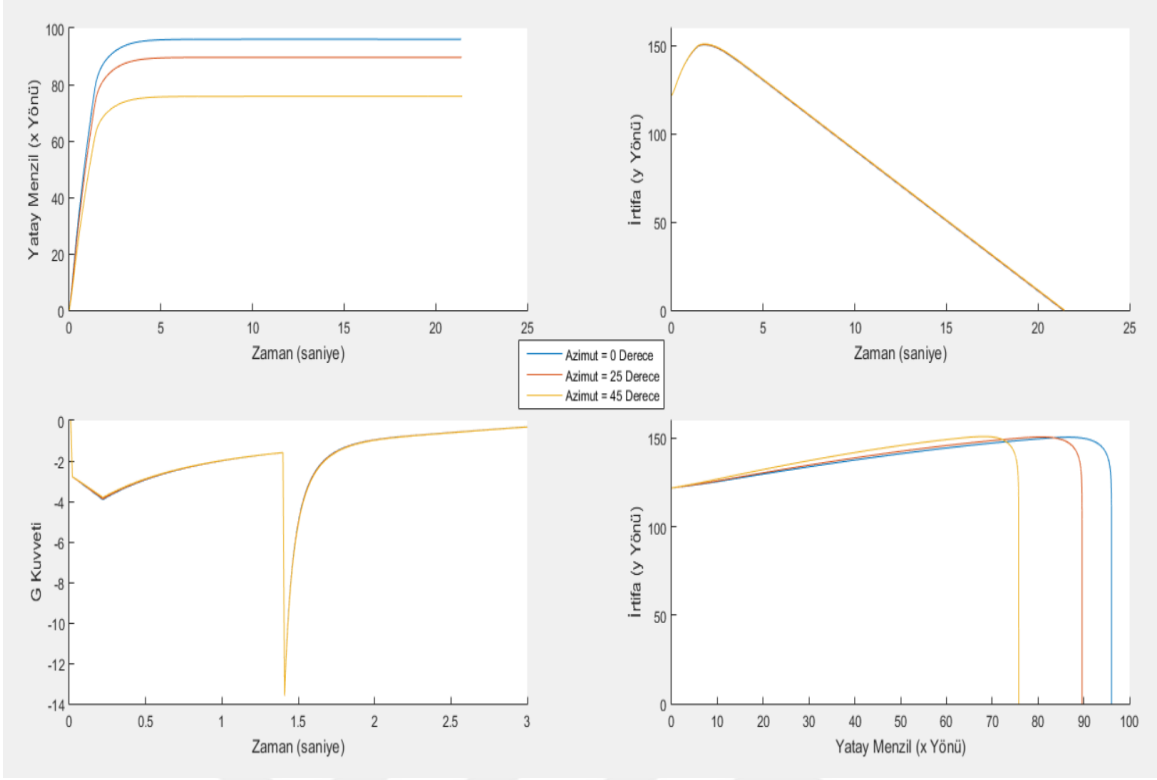
Tablo 4.8 ile giriş koşulları belirlenen fırlatma senaryolarında, 3 farklı çap için (2 m – 1.88 m – 1.6 m) fırlatma koltuğu yörüngeleri elde edilmiştir. Bu kapsamda 2 m çapa sahip fırlatma senaryosunda fırlatma koltuğunun yatay menzilde 92 metre, 1.88 m çapa sahip fırlatma senaryosunda fırlatma koltuğunun yatay menzilde 98 metre, 1.6 m çapa sahip fırlatma senaryosunda ise fırlatma koltuğunun yatay menzilde 101.5 metre mesafe kat ettiği gözlemlenmiştir. Çap büyüdükçe kat edilen mesafe azalmıştır, bunun sebebi ise yüzey alanı arttıkça maruz kalınan sürükleme kuvvetinin artmasıdır. Fırlatma esnasında çıkılan maksimum yükseklik incelendiği zaman, elde edilen sonuçların neredeyse aynı olduğu tespit edilmiştir ancak aynı şekilde maruz kalınan sürükleme kuvvetinin azalması sonucunda, yüzey alanı azaldıkça çıkılan maksimum yükseklik değerinde artış olmuştur. Maruz kalınan maksimum G kuvvetlerinde ise 2 m çapa sahip olan fırlatma koltuğunun dikey ekseninde (y ekseninde) 12 G olduğu, 1.88 m çapa sahip olan fırlatma koltuğunun dikey ekseninde (y ekseninde) 14 G olduğu ve 1.6 m çapa sahip olan fırlatma koltuğunun dikey ekseninde (y ekseninde) 18.4 G olduğu gözlemlenmiştir. Yüzey alanı arttıkça maruz kalınan G kuvveti değerlerinde artış meydana gelmiştir, bunun sebebi ise yüzey alanı büyüdükçe sürükleme kuvveti değerinin artması ve ters yöndeki ivme değerinde artışa sebep olmasıdır. Ancak paraşüt açıldığı esnada yüzey alanı küçüldükçe maruz kalınana G kuvveti değerinin daha

fazla olduğu gözlemlenmiştir, bunun sebebi ise paraşüt açılana kadar olan sürede yüzey alanı küçük olan pilot-koltuk kombinasyonunun negatif yöndeki ivmelenmesinin daha az olması ve paraşütün açıldığı anda daha yüksek bir hız değerine sahip olmasıdır. Son olarak pilot-koltuk kombinasyonunun yüzey alanları azaldıkça azalan sürüklenme kuvvetinin, fırlatma koltuğunun hızına olan etkisinden kaynaklı olarak, fırlatma koltuğu yörünge sürelerinin arttığı gözlemlenmiştir.

Tablo 4.9. Farklı Azimut Açıları ile 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları

<b>Fırlatma Koltuğu Parametreleri</b>	
Çap	1.88 m
Kütle (pilot + koltuk kombinasyonu)	190 kg
Sürüklenme Katsayısı	0.8
<b>Fırlatma Koşulları</b>	
Konum	(0,121.92,0) 400 Feet (121.92 metre) yükseklik
Fırlatma Koltuğu Çıkış Hızı	12 g
Uçak Hızı	51.44 m/s (100 knots)
Uçak Kuyruk Kanadının Yüksekliği	5 m
Uçak Kuyruk Kanadının Kokpite Olan Uzaklığı	15 m
Fırlatma Açısı	65 derece
Uçuş Açısı	0 derece
Yuvarlanma Açısı	0 derece
Azimut Açısı	0 – 25 – 45 derece
Fırlatmanın Gerçekleştiği Paralel	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	121.92 metre
Rüzgar	Sıfır Rüzgar

Tablo 4.9 ile belirtilen farklı azimut açıları ile fırlatma yapılan fırlatma koltuğunun 100 knots uçak hızında ve 400 feet uçak yüksekliğinde, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modelini Şekil 4.9 ile gösterilmiştir.



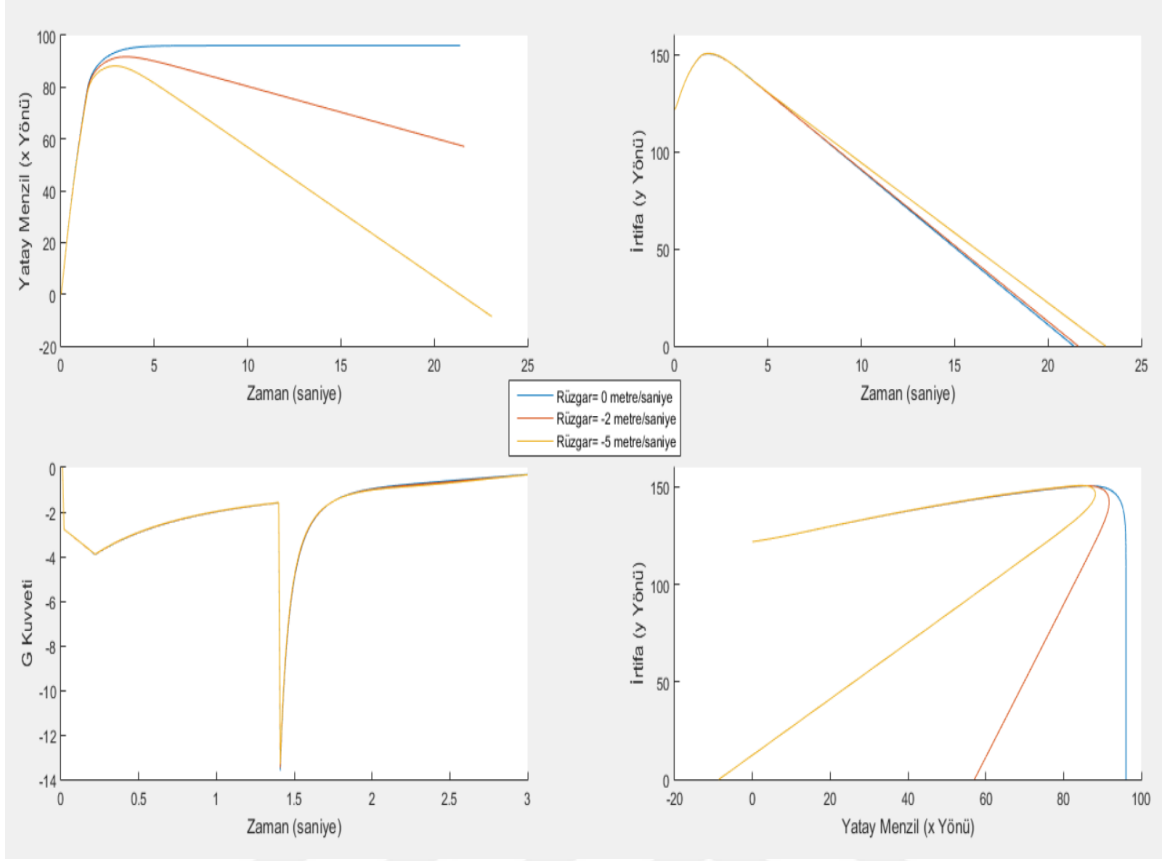
Şekil 4.15. Tablo 4.9 ile Farklı Azimut Açıları ile 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Fırlatma Koltuğu Yörüngesi

Tablo 4.9 ile giriş koşulları belirlenen fırlatma senaryolarında, 3 farklı azimut açıları için (0 – 25 – 45 derece) fırlatma koltuğu yörüngeleri elde edilmiştir. Bu kapsamda azimut açısı 0 derece olan fırlatma senaryosunda fırlatma koltuğunun yatay menzilde 96 metre, azimut açısı 25 derece olan fırlatma senaryosunda fırlatma koltuğunun yatay menzilde 89.9 metre, azimut açısı 45 derece olan fırlatma senaryosunda ise fırlatma koltuğunun yatay menzilde 76 metre mesafe kat ettiği gözlemlenmiştir. Azimut açısı arttıkça kat edilen mesafe azalmıştır, bunun sebebi ise azimut açısı arttıkça çapraz menzilde (z ekseninde) kat edilen mesafe artmaktadır. Fırlatma esnasında çıkılan maksimum yükseklik incelendiği zaman, sonuçların neredeyse aynı olduğu gözlemlenmiştir. Maruz kalınan maksimum G kuvvetlerinde ise azimut açısının dikey eksene (y eksenine) herhangi bir etkisi olmadığı için dikey yönde maruz kalınan maksimum G kuvveti değerleri aynıdır. Son olarak azimut açılarının fırlatma koltuğu yörünge süreleri üzerinde herhangi bir etkisi olmadığı tespit edilmiştir.

Tablo 4.10. Farklı Rüzgar Değerleri ile 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşa Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları

<b>Fırlatma Koltuğu Parametreleri</b>	
Çap	1.88 m
Kütle (pilot + koltuk kombinasyonu)	190 kg
Sürüklenme Katsayısı	0.8
<b>Fırlatma Koşulları</b>	
Konum	(0,121.92,0) 400 Feet (121.92 metre) yükseklik
Fırlatma Koltuğu Çıkış Hızı	12 g
Uçak Hızı	51.44 m/s (100 knots)
Uçak Kuyruk Kanadının Yüksekliği	5 m
Uçak Kuyruk Kanadının Kokpite Olan Uzaklığı	15 m
Fırlatma Açısı	65 derece
Uçuş Açısı	0 derece
Yuvarlanma Açısı	0 derece
Azimut Açısı	0 derece
Fırlatmanın Gerçekleştiği Paralel	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	121.92 metre
Rüzgar	0 m/s – 2 m/s – 5 m/s

Tablo 4.10 ile belirtilen farklı rüzgar hızlarında fırlatma yapılan fırlatma koltuğunun 100 knots uçak hızında ve 400 feet uçak yüksekliğinde, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modelini Şekil 4.10 ile gösterilmiştir. Karşıdan esen (-x yönünde) rüzgar senaryosu, fırlatma esnasında fırlatma koltuğu ile uçak kuyruk kanadı arasında çarpışma yaşanma ihtimalini arttıracığı için seçilmiştir. Ancak üç bu üç farklı rüzgar hızına sahip senaryoda fırlatma koltuğu ile uçak kuyruk kanadı arasındaki mesafe 1.84 metreden az olmamıştır, Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli çıktı olarak çarpışma yaşanmadığını vermiştir.



Şekil 4.16. Tablo 4.10 ile Farklı Rüzgar Hızları ile 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Yapılan Fırlatmanın Fırlatma Koltuğu Yörüngesi

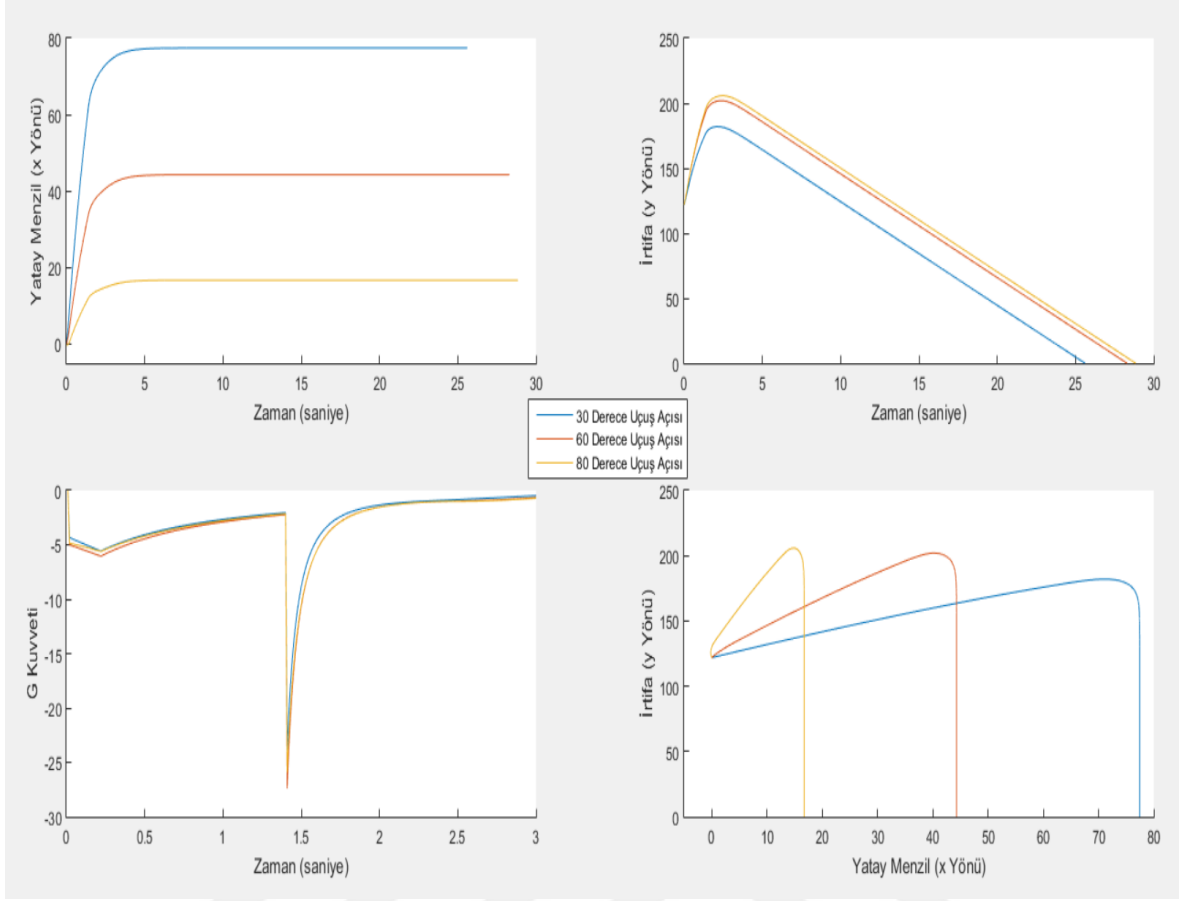
Tablo 4.10 ile giriş koşulları belirlenen fırlatma senaryolarında, önden esen (-x yönünde) 3 farklı rüzgar hızı için (0, -2, -5 metre / saniye) fırlatma koltuğu yörüngeleri elde edilmiştir. Bu kapsamda 0 m/s rüzgar hızına sahip olan fırlatma senaryosunda fırlatma koltuğunun yatay menzilde 97.6 metre, -2 m/s rüzgar hızına sahip olan fırlatma senaryosunda fırlatma koltuğunun yatay menzilde 58 metre, -5 m/s rüzgar hızına sahip olan fırlatma senaryosunda ise fırlatma koltuğunun yatay menzilde fırlatmanın gerçekleştiği konumdan geriye 8 metre mesafe kat ettiği gözlemlenmiştir. Rüzgar hızı arttıkça toplamda kat edilen mesafe artmıştır, bunun sebebi ise rüzgar hızı arttıkça fırlatma koltuğunun havaya göre olan hızının artması veya azalması ve bundan kaynaklı olarak sürüklenme kuvvetinde değişiklik olmasıdır. Fırlatma esnasında çıkılan maksimum yükseklik incelendiği zaman, elde edilen sonuçların neredeyse aynı olduğu tespit edilmiştir ancak aynı şekilde maruz kalınan sürüklenme kuvvetinin azalması sonucunda, rüzgar hızı arttıkça çıkılan maksimum yükseklik değerinde artış olmuştur. Maruz kalınan maksimum G kuvvetlerinde ise sonuçlar neredeyse aynı çıkmıştır fakat rüzgar hızı arttıkça maruz kalınan G kuvveti değerlerinde azalma meydana geldiği, bunun sebebi ise maruz kalınan sürüklenme kuvveti değerindeki

artış ve ters yöndeki ivme değerinin azalması sebep olmaktadır. Son olarak rüzgar hızı arttıkça fırlatma koltuğunun yörünge süresinde artış meydana geldiği gözlemlenmiştir.

Tablo 4.11. 100 Knot Hız ve 400 Feet Yükseklikteki Uçuşta Farklı Uçuş Açıları ile Yapılan Fırlatmanın Örnek Giriş Koşulları

<b>Fırlatma Koltuğu Parametreleri</b>	
Çap	1.88 m
Kütle (pilot + koltuk kombinasyonu)	190 kg
Sürüklenme Katsayısı	0.8
<b>Fırlatma Koşulları</b>	
Konum	(0,121.92,0) 400 Feet (121.92 metre) yükseklik
Fırlatma Koltuğu Çıkış Hızı	12 g
Uçak Hızı	51.44 m/s (100 knots)
Uçak Kuyruk Kanadının Yüksekliği	5 m
Uçak Kuyruk Kanadının Kokpite Olan Uzaklığı	15 m
Fırlatma Açısı	65 derece
Uçuş Açısı	30 – 60 – 80 derece
Yuvarlanma Açısı	0 derece
Azimut Açısı	0 derece
Fırlatmanın Gerçekleştiği Paralel	36 derece
Fırlatmanın Yapıldığı Yükseklik	121.92 metre
Rüzgar	0 m/s

Tablo 4.11 ile belirtilen fırlatma koltuğunun 100 knots uçak hızında ve 400 feet uçak yüksekliğinde, 30 – 60 – 80 derece uçuş açılarında Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli Şekil 4.11 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.17. Tablo 4.11 ile 100 Knot Hız, 400 Feet Yükseklikteki ve 30 – 60 – 80 Derece Uçuş Açısına Sahip Uçuşlarda Yapılan Fırlatmaların Grafikleri

Şekil 4.11 ile 100 knots uçuş hızına sahip 400 feet yükseklikte olan bir uçaktan gerçekleştirilen fırlatma işleminin farklı uçuş açılarındaki (30 – 60 – 80 derece uçuş açıları) fırlatma koltuğu yörüngeleri elde edilmiştir. Bu kapsamda 30 derece uçuş açısına sahip olan fırlatma senaryosunda fırlatma koltuğunun yatay menzilde 78 metre, 60 derece uçuş açısına sahip olan fırlatma senaryosunda fırlatma koltuğunun yatay menzilde 44 metre, 80 derece uçuş açısına sahip olan fırlatma senaryosunda ise fırlatma koltuğunun yatay menzilde 17.5 metre mesafe kat ettiği gözlemlenmiştir. Uçak uçuş açısı azaldıkça kat edilen mesafe artmıştır. Fırlatma esnasında çıkılan maksimum yükseklik incelendiği zaman, uçuş açısı arttıkça çıkılabilen yüksekliğin arttığı bulunmuştur. Maruz kalınan maksimum G kuvvetlerinde ise, uçak uçuş açısı 30 derece iken 23.5 G, 60 derece iken 26 G, 80 derecede ise 27.5 G olarak bulunmuştur.

## 5. SONUÇLAR

Bu tez çalışması kapsamında fırlatma koltuklarının yörünge hesabını yapan, fırlatma esnasında en büyük tahdit olan uçağın kuyruk kanadı ile bir çarpışma meydana gelip gelmemesini kontrol eden ve paraşüt açılma sürelerinin yere iniş yapmak için yeterli olup olmadığının kontrolüne olanak sağlayan jenerik bir kod geliştirilmiştir. Yapılan çalışmalar Matlab programı ile gerçekleştirilmiştir.

Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli; fırlatma koltuğu parametreleri, uçak verileri ve uçuş koşulları belirlenmiş olan bir koltuk-pilot kombinasyonunun izleyeceği yörüngeyi hesaplayan ve tüm bu işlemlerin sonunda fırlatma koltuğunun fırlatıldıktan sonra iniş yapacağı konum ile fırlatma senaryosunun herhangi bir çarpma ile sonuçlanıp sonuçlanmadığını bulan bir modeldir. Nokta Kütle Modeli esas alınarak, fırlatma koltuğu için yörünge modeli geliştirilmiştir. Tanımlanan herhangi bir fırlatma koltuğunun, uçak ve uçuş koşullarına göre izleyeceği yörünge ve fırlatma sonrasında uçak ile bir çarpışma senaryosunun yaşanıp yaşanmadığı ve paraşüt açma sürelerinin yeterliliği Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli ile bulunabilmektedir. Bu çalışmanın içeriğinde kullanılan aerodinamik katsayılar literatürden alınarak kullanılmıştır.

Fırlatma koltuğunun farklı fırlatma senaryoları esnasında pilotun maruz kalacağı G Kuvveti değerleri hesaplanmıştır. Omurilik yaralanmalarını ölçmek için kullanılan bir parametre olan Dynamic Response Index (DRI) kapsamında bir pilotun maruz kalabileceği maksimum G Kuvveti değeri 30 G olarak belirlenmiştir, ancak B.A. Parate çalışmasında maruz kalınabilecek G kuvvetinin fizyolojik sınırının 25 G olduğunu belirtmiştir. Bu kapsamda hazırlanan Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli jenerik kodunda G kuvveti değerlerinin maksimum değeri aşıp aşmadığı hesaplanmıştır. Bölüm 4.1'de farklı giriş koşulları ile oluşturulan senaryolar için edilen sonuçlarda G kuvveti değerinin maksimum değer olan 25 G'yi aştığı senaryolar 200 knots uçak hızında 700 feet ve 1500 feet yükseklikte 45 derece burun aşağı ters uçuş yapan uçaktan gerçekleşen fırlatma senaryolarında olduğu gözlemlenmiştir. Bu iki senaryo arasındaki tek fark olan yükseklik değeri arttıkça, hava yoğunluğunun azalmasından kaynaklı olarak G kuvveti değeri 45 G'den yükseklik artışı ile birlikte 34 G'ye düşmüştür. 700 feet yükseklikteki uçuşta aynı koşullar altında, fırlatmanın gerçekleştiği uçağın uçuş hızı 75 knots'a düşürüldüğünde, maruz kalınan G kuvveti değerinin düştüğü ve fizyolojik limit dahilinde olduğu bulunmuştur.

Paraşüt açılma sürelerinin hesabında Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli, fırlatmanın gerçekleştiği uçak hızı 128 m/s den küçük ve irtifası 4500 metre den az ise stabilizasyon (drogue) paraşütünü devreye sokmadan fırlatmadan 0.2 saniye sonra ana paraşütü açmaya başlar ve bundan 1 saniye sonra (fırlatmadan 1.2 saniye sonra) ana paraşüt tamamen açılır. Fırlatmanın gerçekleştiği uçak hızı 128 m/s den büyük ve irtifası 4500 metre den az ise fırlatma ile eş zamanlı olarak stabilizasyon (drogue) paraşütünü açar ve 0.85 saniye boyunca etki etmesine izin verdikten sonra stabilizasyon (drogue) paraşütünü keserek 0.15 saniye sonra ana paraşütü açar. Eğer fırlatmanın gerçekleştiği uçağın hızı 128 m/s den büyük ve irtifası da 4500 metreden fazla ise fırlatma ile eş zamanlı olarak stabilizasyon (drogue) paraşütünü açar ve 1.75 saniye etki etmesine izin verdikten sonra stabilizasyon (drogue) paraşütünü kesip 0.25 saniye sonra ana paraşütü açar. Paraşüt açılma süreleri için Douglas Aircraft Company Advanced Concept Ejection Seat (ACES II) Revision C raporundaki veriler baz alınmıştır. Bu hesaplamalar kapsamında bölüm 4.1 ve 4.2’de farklı giriş koşulları ile elde edilen sonuçlarda fırlatma koltuğunun izlediği yörüngenin süresi, paraşüt açılma süreleri için yeterli olduğu bulunmuştur.

Çarpma ihtimalinin hesabında Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli, belirli bir “t” anında 3 ekseninde de (x,y,z) kuyruk kanadı ile fırlatma koltuğu – paraşüt kombinasyonu arasındaki mesafe 1.84 metre’den küçük olursa çarpma yaşandığını kabul etmektedir. Bu kapsamda bölüm 4.1 ve 4.2’de farklı giriş koşulları ile oluşturulan senaryolar için elde edilen sonuçlarda herhangi bir kaza durumuna rastlanmamıştır.

Bölüm 4.2’de fırlatma koltuğu yörüngesine etki edebilecek olan değişkenler üzerinde karşılaştırmalar yapılmıştır. Bu kapsamda roket motorunun ortalama pilot-koltuk kombinasyonu ağırlığı için (150 kg) 12g’lik bir ivme sağladığı senaryoda, pilot-koltuk kombinasyonunun kütlesi azaldıkça fırlatma koltuğunun yatay ekseninde daha az mesafe kat ettiği ve fırlatma esnasında maruz kalınan maksimum G kuvveti değerlerinin arttığı, pilot-koltuk kombinasyonunun yüzey alanı arttıkça yatay ekseninde daha az mesafe kat ettiği ve maruz kalınan maksimum G kuvveti değerinin azaldığı, azimut derecesi arttıkça yatay ekseninde kat edilen mesafenin azaldığı ve maruz kalınan G kuvveti değerinin değişmediği, fırlatma esnasındaki rüzgar hızı değeri arttıkça yatay ekseninde kat edilen mesafenin artıp maruz kalınan G kuvveti değerlerinin azaldığı ve fırlatma koltuğunun yörünge süresinin arttığı tespit edilmiştir.

Fırlatma işleminin gerçekleştirileceği uçak hızı (100 knots) ve yükseklik sabit tutularak (400 feet) uçağın uçuş açısı arttıkça, fırlatma koltuğunun yatay ekseninde kat edeceği mesafenin azaldığı ancak maruz kalacağı G kuvveti değerinin de arttığı gözlemlenmiştir.

100 knots hızda ve 400 feet yükseklikte gerçekleşecek olan olası bir fırlatma senaryosunda, pilotun fizyolojik olarak maruz kalabileceği maksimum G kuvveti değeri baz alınarak (25 G), uçak uçuş açısının 60 derece ve üzerinde olduğu her senaryoda pilot fizyolojik olarak yaralanma yaşayacaktır. Tablo 4.6 ile elde edilen sonuçlar doğrultusunda, yükseklik arttıkça hava yoğunluğunun azalması ile, fırlatmanın gerçekleşeceği yüksekliğin 400 feet ten fazla olduğu senaryolarda, yükseklikle orantılı olarak artan uçuş açılarında gerçekleşen fırlatma işlemlerinde maksimum G kuvveti değeri fizyolojik sınırı aşmayacaktır.

Sonuç olarak tez çalışması kapsamında hazırlanan Fırlatma Koltuğu Yörünge Modeli jenerik kodu ile olağan dışı uçuş senaryolarında fırlatma koltuğu yörünge modelleri incelenmiş ve bu senaryoların hiçbirinde başarısız bir sonuç elde edilmemiştir. Ek olarak fırlatma koltuğu kütlesi, yüzey alanı, fırlatmanın gerçekleştiği azimut açısı, rüzgar hızı ve uçuş açılarının parametrelerinin değişmesi ile fırlatma koltuğu yörüngeleri arasındaki fark incelenmiş ve 100 knots hızda 400 feet yükseklikte gerçekleşecek olan bir fırlatma senaryosunda uçuş açısının 35 derece olduğu senaryoda pilotun maruz kalacağı G kuvveti değerinin 24.89 G olduğu bulunmuştur. Bu sonuçlar doğrultusunda 120 kilogram ağırlığına sahip olan bir pilotun 100 knots hızda 400 feet yükseklikte uçuş yapan bir uçaktan gerçekleştireceği olası bir fırlatma gereksiniminde uçak uçuş açısının en fazla 35 derece olması gerektiği, aksi takdirde pilotun maruz kalacağı G kuvveti değerinin fizyolojik limit olan 25 G'yi aştığı bulunmuştur.

Bu tez çalışması kapsamında paraşüt için gerçek test verileri elde edilemediği ve açılma evresindeki bir paraşütün sürükleme katsayısı verilerinin olmamasından kaynaklı olarak, paraşütün bir anda açıldığını kabul edilerek çalışılmıştır. Bu durumun elde edilen G Kuvveti sonuçlarını olağandan daha fazla çıkardığı, açılma evresindeki bir paraşütün aerodinamik katsayılarının gerçek test verileri sonucunda elde edilmesi ve bu verilerin sisteme dahil edilmesi durumunda elde edilecek olan G değerlerinin çok daha düşük olması beklenmektedir.

Tez çalışmasıyla elde edilen jenerik kodun farklı fırlatma senaryolarında güvenli ve başarılı bir kurtarma operasyonu olup olmayacağı konusunda bilgi sağlaması açısından fayda sağlayacağı ve fırlatma koltuklarının yörünge hesaplamaları çalışmalarının önünü açabileceği değerlendirilmektedir. Gelecek çalışmalarda, aerodinamik katsayılarının rüzgar tüneli testleri yapılarak elde edilmesi, fırlatma koltuğu roket motor verilerinin testler ile elde edilmesi, ayrıca kontrol sistemleri ve sensörlerin de hesaba katılarak çalışmalar yapılması planlanmaktadır.

## KAYNAKLAR

- [1] J. W. Brinkley II, "6-1 Personnel Protection Concepts For Advanced Escape System Design" Accessed: Sep. 02, 2023. [Online]. Available: <https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADP004506.pdf>
- [2] S. Głowiński and T. Krzyżyński, "Modelling Of The Ejection Process In A Symmetrical Flight," 2013.
- [3] "Ejection seat and <https://fas.org/man/dod-101/sys/ac/equip/eject.htm> - Wikipedia." Accessed: Aug. 24, 2023. [Online]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Ejection\\_seat\\_and\\_https://fas.org/\\_man/dod-101/sys/ac/equip/eject.htm](https://en.wikipedia.org/wiki/Ejection_seat_and_https://fas.org/_man/dod-101/sys/ac/equip/eject.htm)
- [4] B. A. Parate, "Science And Technology of Aircraft Seat Ejection: Advanced Concepts," *Cogent Eng*, vol. 9, no. 1, 2022, doi: 10.1080/23311916.2022.2034267.
- [5] K. Kalei, "A Brief History Of The Development Of Western Aircraft Ejection Seat Systems." Accessed: Aug. 24, 2023. [Online]. Available: [https://www.academia.edu/11961151/A\\_Brief\\_History\\_Of\\_The\\_Development\\_Of\\_Western\\_Aircraft\\_Ejection\\_Seat\\_Systems](https://www.academia.edu/11961151/A_Brief_History_Of_The_Development_Of_Western_Aircraft_Ejection_Seat_Systems)
- [6] M. S. Jamali, "Pilot Seat Ejection Simulation," 2003. [Online]. Available: <https://www.scrbd.com/document/12402086/Plot-Seat-ejecton-smulaton>
- [7] R. Z. Song, S. F. Suo, X. H. Jia, Y. Liu, and S. Y. Liu, "Research on head-neck injuries of pilots during emergency ejection from the aircraft," in *Journal of Physics: Conference Series*, Institute of Physics Publishing, Jun. 2019. doi: 10.1088/1742-6596/1213/5/052100.
- [8] G. Robinson and Z. Jovanoski, "Fighter pilot ejection study as an educational tool," *Teaching Mathematics and its Applications*, vol. 29, no. 4, pp. 176–192, 2010, doi: 10.1093/teamat/hrq011.
- [9] S. Glowinski, S. Głowiński, and T. Krzyżyński, "Modeling Of The Ejection Process In A Symmetrical Flight Wavelet analysis of signals from IMU sensors in martial arts View project Mechanical metamaterials manufactured by additive manufacturing

- View project Modelling Of The Ejection Process In A Symmetrical Flight,” 2013. [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/269629875>
- [10] K. K. Chand and H. S. Panda, “Mathematical Model to Simulate the Trajectory Elements of an Artillery Projectile Proof Shot,” 2006.
- [11] “STANAG-4355\_Ed.4”.
- [12] D. Jayabalakrishnan, “Principle And Applications Of Ejection Seat In Aeronautics Self Healing Materials-A Review View project Project on Friction Stir Welding View project,” 2019. [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/338990299>
- [13] S. Głowiński and T. Krzyżyński, “On modeling of ejection process in a training combat aircraft,” *Archives of Transport*, vol. 23, no. 3, pp. 291–302, Sep. 2011, doi: 10.2478/v10174-011-0020-y.
- [14] T. C. Jones, “Calhoun: The NPS Institutional Archive Certified Ejection Seat Weight Ranges and their Effects on Personnel Selection,” 2014. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/10945/43804>
- [15] D. E. A. Reichenau, “Aerodynamic Characteristics Of An Ejection Seat Escape System With A Stabilization Parachute At Mach Numbers From 0.3 Through 1.2.”
- [16] “In-Flight Ejection Seat Test Using the Aircrew Sliding Escape System (AGES) Parachute.”
- [17] D. Epstein *et al.*, “Injuries associated with the use of ejection seats: a systematic review, meta-analysis and the experience of the Israeli Air Force, 1990-2019,” *Injury*, vol. 51, no. 7, pp. 1489–1496, Jul. 2020, doi: 10.1016/j.injury.2020.04.048.
- [18] D. H. Chen, W. H. Wu, J. J. Wang, and Y. Huang, “Investigation on the aerodynamic performance of an ejection seat,” *Aeronautical Journal*, vol. 111, no. 1120, pp. 373–380, 2007, doi: 10.1017/S0001924000004620.
- [19] X. Mao and X. Liang, “Design of Control Law for Ejection Seat under Adverse Attitudes,” *MATEC Web of Conferences*, vol. 291, p. 02005, 2019, doi: 10.1051/mateconf/201929102005.

- [20] S. M. Burk and Pi, “Wind-Tunnel Investigation Of Aerodynamic Characteristics Of A 1/2-Scale Model Of An Ejection Seat With A Rigid-Wing Recovery System,” 1970.
- [21] M. J. Izadi and M. Dawoodian, “CFD analysis of drag coefficient of a parachute in a steady and turbulent condition in various Reynolds numbers,” in *Proceedings of the ASME Fluids Engineering Division Summer Conference 2009, FEDSM2009*, 2009, pp. 2285–2293. doi: 10.1115/FEDSM2009-78483.
- [22] M. C. Fox and D. K. Forrest, “Supersonic Aerodynamic Characteristics of an Advanced F-16 Derivative Aircraft Configuration.”
- [23] A. Du, “PhD Dissertations and Master’s Theses Spring 4-2021 A Comparative Study Between 6 Degree-of-Freedom Trajectory A Comparative Study Between 6 Degree-of-Freedom Trajectory Model and Modified Point Mass Trajectory Model of Spinning Model and Modified Point Mass Trajectory Model of Spinning Projectiles Projectiles.” [Online]. Available: <https://commons.erau.edu/edt/594>
- [24] R. F. Lieske and M. L. Reiter, “Equations Of Motion For A Modified Point Mass Trajectory,” Mar. 1966, doi: 10.21236/AD0485869.
- [25] “‘MC Drag’ - A Computer Program for Estimating the Drag Coefficients of Projectiles.” Accessed: Aug. 24, 2023. [Online]. Available: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA098110>
- [26] L. M. Barbosa, A. L. M. Blanco, D. P. Dutra, W. C. Santana, and J. D. M. Abrunhosa, “A Critical Evaluation Of Three Models Of External Ballistics”.
- [27] “(PDF) Feasibility analysis of the modified point mass trajectory model for the need of ground artillery fire control systems.” Accessed: Aug. 24, 2023. [Online]. Available: [https://www.researchgate.net/publication/293122021\\_Feasibility\\_analysis\\_of\\_the\\_modified\\_point\\_mass\\_trajectory\\_model\\_for\\_the\\_need\\_of\\_ground\\_artillery\\_fire\\_control\\_systems](https://www.researchgate.net/publication/293122021_Feasibility_analysis_of_the_modified_point_mass_trajectory_model_for_the_need_of_ground_artillery_fire_control_systems)
- [28] “Güdümlü ve Güdümsüz Topçu Mühimmatlarının Vuruş Performans Değerlendirmesi.” Accessed: Sep. 04, 2023. [Online]. Available: <https://openaccess.hacettepe.edu.tr/xmlui/handle/11655/25515>

- [29] “Development of a 6-DOF Trajectory Simulation Model for Asymmetric Projectiles AAA Altufayl orcid.org/0000-0001-9374-433X”.
- [30] M. R. Driels and J. A. Schetz, “Weaponering: Conventional Weapon System Effectiveness AIAA Education Series Preface xxiii Acknowledgments xxix”.
- [31] “International Standard Atmosphere.” Accessed: Aug. 24, 2023. [Online]. Available: [https://www.engineeringtoolbox.com/international-standard-atmosphere-d\\_985.html](https://www.engineeringtoolbox.com/international-standard-atmosphere-d_985.html)
- [32] “Douglas Aircraft Company Advanced Concept Ejection Seat (ACES II). Revision C.” Accessed: Aug. 24, 2023. [Online]. Available: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA133628>
- [33] S. Sathe *et al.*, “Fluid-structure interaction modeling of complex parachute designs with the space-time finite element techniques,” *Comput Fluids*, vol. 36, no. 1, pp. 127–135, Jan. 2007, doi: 10.1016/j.compfluid.2005.07.010.
- [34] “Fighter Jet Ejection Seat Slow Mo – Rocket Sled Test At USAF High Speed Test Track - YouTube.” Accessed: Nov. 26, 2023. [Online]. Available: [https://www.youtube.com/watch?v=vaWoLoP4hI0&t=13s&ab\\_channel=AiirSourceMilitary](https://www.youtube.com/watch?v=vaWoLoP4hI0&t=13s&ab_channel=AiirSourceMilitary)
- [35] “Fırlatma Koltuğu.” Accessed: Nov. 26, 2023. [Online]. Available: [https://tr.wikipedia.org/wiki/F%C4%B1rlatma\\_koltu%C4%9Fu](https://tr.wikipedia.org/wiki/F%C4%B1rlatma_koltu%C4%9Fu)
- [36] R. N. Raj and K. Shankar, “Multi-objective Goal Programming for Low Altitude Seat Ejections with Fuzzy Logic-Based Decision-making,” *Human Factors and Mechanical Engineering for Defense and Safety*, vol. 4, no. 1, Dec. 2020, doi: 10.1007/s41314-019-0031-7.

## EKLER

### EK-1. Matlab Kullanılarak Geliştirilen Yörünge Modelleri

Bu ekte Matlab kullanılarak geliştirilen fırlatma koltuğunun ve jet uçağının yörünge modelleri paylaşılmıştır. Fırlatma koltuğu yörünge modelinin hesaplamasını yapan Matlab kodu aşağıda verilmiştir.

```
function [PositionSeat,MTR,Bp] = trajectoryseat  
(Vejection,Dim,mass,lati,Azmth,degs,wnd,timestep,yy,degp,vp,xst,yt)
```

```
%Fırlatmanın Gerçekleştiği Başlangıç Koşulları
```

```
R = [0;(-6.356766)*(10^6);0];
```

```
ES=(7.292115*10^(-5)); %Dünyanın Açısız Hızı
```

```
bp=[0;0;0];
```

```
seatposition=[xst;yy;0];
```

```
p=(degp+degs);
```

```
F=(150)*Vejection*(9.80665);
```

```
EngineAcc=F/m;
```

```
Ve=(EngineAcc*0.2)
```

```
seatvelocity=(Ve*([cosd(p)*cosd(Azmth);sind(p);(cosd(p)*sind(Azmth))]))
```

```
...
```

```
+(vp*([cosd(deg)p*cosd(Azmth);sind(deg)p;(cosd(deg)p*sind(Azmth))])));
```

```
g0 = 9.80665*(1-0.0026*cosd(2*lati));
```

```
ac = [0;0;0];
```

```
Bp=[bp'];
```

```
PositionSeat = [seatposition'];
```

```
Dpara=6.4;
```

```
Ddrogue=0.762;
```

```
windvelo=wnd*[1;0;0];
```

```
for i = 1:1000000000000000000
```

```
    vair = seatvelocity-windvelo;
```

```
    % Standart Atmosfer Modeli kullanılarak yüksekliğe bağlı olarak verilerin  
    elde edilmesi
```

```
    [rho, SS] = atmosisa(seatposition(2,:));
```

```
    cd0 = 0.8;
```

```
    mach = norm(vair)/SS;
```

```
    %Stanag4355 Yerçekimi
```

```
    r = seatposition-R;
```

```
    g0 = 9.80665*(1-0.0026*cosd(2*lati));
```

```
    g= (-g0)*(norm(R)^2)/(norm(r)^3)*r;
```

```
    %Stanag4355 Coriolis Etkisi
```

```
    w = [ES*cosd(lati)*cosd(Azmth); ES*sind(lati);(-  
1)*ES*cosd(lati)*sind(Azmth)];
```

```
    C = (-2*)cross(w, seatvelocity);
```

```
    %Paraşüt Açılma Modlarına Göre Sürüklenme Katsayısı ve Sürüklenme  
    Kuvveti Değişimi
```

```
    if(vp<=128 && yy<4500)
```

```
        DF = ((-1*pi*rho*(Dim^2)/8)*(0.8)*norm(seatvelocity)*vair);
```

```
    if(time_step*i>=1.4)
```

```
DF =((-1*pi*rho*(Dpara^2)/8)*(1.5)*norm(seatvelocity)*vair);
```

```
end
```

```
end
```

```
if(vp>128 && yy<4500)
```

```
DF = (((-1*pi*rho*(Dim^2)/8)*(0.8)*norm(seatvelocity)*vair)...  
+((-1*pi*rho*(Ddrogue^2)/8)*(0.3)*norm(seatvelocity)*vair);
```

```
    if(time_step*i>=0.85)
```

```
DF = ((-1*pi*rho*(Dim^2)/8)*(0.8)*norm(seatvelocity)*vair);
```

```
    end
```

```
    if(time_step*i>=1.0)
```

```
DF = ((-1*pi*rho*(Dpara^2)/8)*(1.5)*norm(seatvelocity)*vair);
```

```
    end
```

```
end
```

```
if(vp>128 && yy>=4500)
```

```
DF = (((-1*pi*rho*(Dim^2)/8)*(0.8)*norm(seatvelocity)*vair)...  
+((-1*pi*rho*(Ddrogue^2)/8)*(0.2)*norm(seatvelocity)*vair));
```

```
if(time_step*i>=1.75)
```

```
DF = ((-1*pi*rho*(Dim^2)/8)*(0.8)*norm(seatvelocity)*vair);
```

```
end
```

```
if(time_step*i>=2.00)
```

```
DF = ((-1*pi*rho*(Dpara^2)/8)*(1.5)*norm(seatvelocity)*vair);
```

```
end
```

```
end
```

```
% Stanag4355'e göre Total İvmelenme
```

```
ac = C+g+(DF/mass);
```

```
bp =(ac)/(g);
```

```
if time_step*i<=0.2
```

```
    Ic=1;
```

```
end
```

```
if time_step*i>0.2
```

```
    Ic=0;
```

```
end
```

```
a=[9.81;9.81;9.81];
```

```
ab=(EngineAcc*ac*timestep*Ic);
```

```
seatvelocity = seatvelocity+(ac*timestep)+ab;
```

```
seatposition = seatposition+seatvelocity*timestep;
```

```
%Veri Kaydı
```

```
    MTR(i)=timestep*i;
```

```
    Bp=[Bp;bp'];
```

```
    PositionSeat = [PositionSeat; seatposition'];
```

```
if (seatposition(2,1)<=0)
```

```
    MTR(i+1)=timestep*(a+1);
```

```
break
```

end

end

end

Jet uçağının yörünge modelini hesaplayan Matlab kodu aşağıda verilmiştir.

```
function [PositionPlane,MTR2] = trajectoryplane  
(Vejection,Dim,mass,lati,Azmth,degs,wnd,timestep,yy,degp,vp,xst,yst,massp,  
Dimp)
```

```
%Başlangıç Koşulları
```

```
R = [0;(-6.356766)*(10^6);0];
```

```
ES = (7.292115*10^(-5)); %Dünyanın Açısız Hızı
```

```
planeposition=[0;(yst+yy);0];
```

```
planevelocity=vp*([cosd(deg)p*cosd(Azmth);sind(deg)p;cosd(deg)p*sind(Az  
mth)]);
```

```
ac=[0;0;0];
```

```
PositionPlane=[planeposition'];
```

```
a=300;
```

```
for i = 1:10000000000000000000
```

```
    vair=planevelocity-wind;
```

% Standart Atmosfer Modeli kullanılarak yüksekliğe bağlı olarak verilerin elde edilmesi

```
[rho,SS] = atmosisa(position(2,:));
```

```
mach = norm(vair)/SS;
```

```
cd0=0.0025;
```

%Stanag4355 Yerçekimi

```
r = planeposition-R;
```

```
g0 = 9.80665*(1-0.0026*cosd(2*lati));
```

```
g = (-g0)*(norm(R)^2/norm(r)^3)*r;
```

%STANAG 4355 Coriolis Etkisi

```
w=[ES*cosd(lati)*cosd(Azmth); ES*sind(lati);(-1)*ES*cosd(lati)*sind(Azmth)];
```

```
C=(-2)*cross(w,planevelocity);
```

%Stanag4355 Sürükleme Kuvveti

```
DF = (-1*pi*rho*(Dimp^2)/8)*(cd0)*norm(planevelocity)*vair;
```

%STANAG4355'e göre Total İvmelenme

```
ac = (DF/massp)+C+g;
```

```
planevelocity = planevelocity+ac*timestep;
```

```
planeposition = planeposition+planevelocity*timestep;
```

%Veri Kayıtı

```
MTR2(i)=timestep*i;
```

```
end
```

```
PositionPlane=[PositionPlane;planeposition'];
```

```
%disp([MTR2(i),cdo]);
```

```
if (planeposition(2,1)<=0)
```

```
    MTR2(i+1)=timestep*(a+1);
```

```
    break
```

```
end
```

```
end
```

```
end
```

