
GAZİ ÜNİVERSİTESİ
Gazi
1926

HAVA PLATFORMLARINDA DİNAMİK RKA MODELLEME VE GÖRÜŞ AÇISI ANALİZİ

Kerem ŞEN

YÜKSEK LİSANS TEZİ
ELEKTRİK ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ARALIK 2024

ETİK BEYAN

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

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

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

Kerem ŞEN

27/12/2024

HAVA PLATFORMLARINDA DİNAMİK RKA MODELLEME VE GÖRÜŞ AÇISI ANALİZİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Kerem ŞEN

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Aralık 2024

ÖZET

İnsansız hava araçları (İHA), modern askeri operasyonlarda, çok yönlülükleri ve insan hayatını riske atmadan yüksek riskli görevleri yerine getirme kabiliyetleri sayesinde giderek daha önemli hale gelmektedir. Geleneksel rolleri olan gözetleme ve keşif görevlerine ek olarak jet itiş gücüne ve savaş yeteneklerine sahip İHA'lar, konvansiyonel savaş uçaklarına benzer sorumluluklar üstlenebilmektedir. Çeşitli operasyonel senaryolarda, askeri uçaklar ve İHA'lar birçok tehdide maruz kalırken yer radar sistemleri bu platformları sürekli olarak izleyebilir. Bu hava platformları ile radar sistemleri arasındaki etkileşim, uçakların manevra veya yönelimlerindeki değişikliklere bağlı olarak yansıyan radar sinyallerinin gücünde zamansal dalgalanmalara neden olmakta ve bu durum radarın takip doğruluğunu etkileyebilmektedir. Bu araştırma, tehdidin monostatik bir radar olduğu durumda, uçağın yönelimindeki değişimlerin RKA dalgalanmaları (sintilasyon) üzerindeki etkisini incelemektedir. Çalışma, uçuş dinamiklerinin İHA boyutundaki bir uçağın RKA dalgalanmalarına nasıl katkıda bulunduğunu değerlendirmek için dinamik RKA modellemeyi önermektedir. Bu tür bir modelleme, operasyonel analiz için kapsamlı bir çerçeve geliştirmek ve gelişmiş aktif dekoy sistemleri gibi etkili karşı önlemler oluşturmak açısından kritik öneme sahiptir. Bilişsel radar teknolojilerinin yükselişiyle birlikte, uçakların tespit edilmemek için daha uyumlu ve tepki veren aktif dekoy sistemlerine ihtiyaç duyacağı öngörülmektedir. Ticari bir uçuş simülatörü kullanılarak oluşturulan altı serbestlik derecesine (6DoF) sahip gerçekçi bir uçuş veri zaman serisi kullanılarak uçak ve radar arasındaki bakış açıları elde edilmiş ve bu veriler, karmaşık bir simüle edilmiş uçuş boyunca RKA dalgalanmalarını karakterize etmek için kullanılmıştır. Analiz, yuvarlanma (roll) ve yunuslama (pitch) gibi kilit uçuş parametrelerinin, radar tarafından ölçülen RKA üzerinde önemli bir etkiye sahip olduğunu göstermiş ve tam manevralarla yatış ve yunuslama ayarlamaları yapılmayan senaryolar arasında RKA verilerinde ortalama yüzde 32,44 oranında bir fark tespit edilmiştir. Son olarak, çalışma gelecekteki araştırma yönlerini ortaya koymakta, RKA dinamikleri ve karşı önlem geliştirme konularında değerli bilgiler sunmaktadır.

Bilim Kodu	:	93415
Anahtar Kelimeler	:	Manevra, RKA dalgalanması, görüş açısı hesaplaması, uçuş rotası simülasyonu, İHA
Sayfa Adedi	:	40
Danışman	:	Prof. Dr. Ali KARA
İkinci Danışman		Dr. Sinan AKŞİMŞEK

DYNAMIC RCS MODELING AND ASPECT ANGLE ANALYSIS IN AIR PLATFORMS

(M. Sc. Thesis)

Kerem ŞEN

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

December 2024

ABSTRACT

In modern military operations, UAVs (unmanned aerial vehicles) have gained prominence for their flexibility and their ability to carry out high-risk missions without risking human lives. Initially focused on reconnaissance and surveillance, jet-powered UAVs with combat capabilities are now anticipated to take on responsibilities comparable to those of traditional fighter jets. These military aircraft, including both UAVs and drones, operate in various challenging environments while being persistently tracked by ground radar systems and exposed to multiple threats. The interaction between these airborne platforms and radar systems leads to temporal fluctuations in the power of the reflected radar signals, which occur as a result of changes in the aspect angle of the aircraft, affecting the accuracy of radar tracking. This research focuses on analysing the potential dynamics of an aircraft's radar cross-section (RCS) during flight, using ground-based radar as a reference point. The research focuses on the monostatic radar case and examines how variations in the aircraft's orientation affect RCS fluctuations, or scintillation. The study proposes dynamic RCS modelling to assess how flight dynamics contribute to RCS variations in UAV-sized aircraft. Modeling of this nature is crucial for establishing a solid foundation for operational analysis and for developing efficient countermeasures, including sophisticated active decoy systems. As cognitive radar technologies become more prevalent, aircraft will need highly adaptive and responsive active decoys to evade detection. The study also proposes a method to calculate target aspect angles by accounting for the aircraft’s orientation and its spherical position relative to the radar. Utilizing realistic six degrees of freedom (6DoF) flight data from a commercial flight simulator, the research calculates aircraft-to-radar aspect angles to analyze RCS scintillation during a complex simulated flight. The analysis highlights how key flight parameters, such as roll and pitch, significantly impact the RCS measured by the radar, revealing a 32.44 percent variation in RCS data when comparing full manoeuvres to scenarios without roll and pitch adjustments. Lastly, the study outlines potential directions for future research and provides valuable insights into RCS dynamics and countermeasure development.

Science Code	:	93415
Key Words	:	Maneuver, RCS fluctuation, aspect angle calculation, flight trajectory simulation, UAVs, jet aircraft, 6 degrees of freedom
Page Number	:	40
Supervisor	:	Prof. Dr. Ali KARA
Co-supervisor	:	Dr. Sinan AKŞİMŞEK

TEŞEKKÜR

Sevgili eşim Ayşe'ye, bu yolculuk boyunca bana en büyük güç ve ilham kaynağı olan sarsılmaz desteği ve teşviki için derin bir minnettarlık duyuyorum. Çalışmamın yönünü ve kalitesini şekillendirmede önemli katkıları olan değerli hocalarım Prof. Dr. Ali KARA ve Dr. Sinan AKŞİMŞEK'e, paha biçilmez rehberlikleri, değerli geri bildirimleri ve sabırları için sonsuz teşekkür ederim. Ayrıca, lisansüstü eğitimim ve araştırmalarımda önemli bir rol oynayan destekleri için ASELSAN A.Ş.'ye ve ASELSAN Akademi Programı'na teşekkürlerimi sunarım. Bunun yanı sıra, bu çalışmayı sürdürüp tamamlamamı mümkün kılan cömert destekleri için TÜBİTAK 2210-A Yurt İçi Lisansüstü Burs Programı'na şükranlarımı sunuyorum.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET iv

ABSTRACT v

TEŞEKKÜR vi

İÇİNDEKİLER vii

ÇİZELGELERİN LİSTESİ viii

ŞEKİLLERİN LİSTESİ ix

SİMGELER VE KISALTMALAR xi

1. GİRİŞ 1

2. GÖRÜŞ AÇISINA BAĞLI RADAR KESİT ALANI TAHMİNİ 9

2.1. Görüş Açısı Tahmini 9

2.2. Görüş Açısı Hesaplama Yönteminin Doğrulaması 13

2.3. Radar Kesit Alanı Simülasyonu 18

2.4. Uçuş Rotası Simülasyonu 21

3. BULGULAR 23

4. TARTIŞMA 31

5. SONUÇ VE ÖNERİLER 35

KAYNAKLAR 37

ÖZGEÇMİŞ 40

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge **Sayfa**

Çizelge 2.1. RKA simülasyonu özelliklerinin özeti..... 19

Çizelge 3.1. Farklı uçuş profillerinin, açıların değişimindeki etkilerinin karşılaştırılması..... 27

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil **Sayfa**

Şekil 1.1. Metodolojinin Akışı 6

Şekil 2.1. Hava platformunun görüş açılarını gösteren diyagram, θ azimut açısını ve ϕ elevasyon açısını temsil eder 10

Şekil 2.2. Simüle edilmiş uçuş rotası, MATLAB kullanılarak oluşturulur, uçak sabit bir hızla güneyden radar yönüne doğru ilerler ve doğrudan radarın üzerinde durur 13

Şekil 2.3. Doğrulama uçuşları, aşağıdaki koşullar altında sentezlenen yol boyunca gerçekleştirilmiştir: (a) hiçbir eksende dönüş yapılmaması, (b) yönelmede 90° dönüş, (c) yuvarlanmada 90° dönüş ve (d) yunuslamada 90° dönüş 14

Şekil 2.4. Uçağın azimut ekseni, düzeltme öncesi ve sonrası 15

Şekil 2.5. Yükselti açıları için gösterimle birlikte yapay uçuşun yan görünümü 16

Şekil 2.6. Yükselti açısındaki değişim dönme ve yatma açılarına bağlı olarak değişir .. 17

Şekil 2.7. RKA simülasyon nesnesi 18

Şekil 2.8. Modelin arka detayları 20

Şekil 2.9. Modelin RKA'sı, 0°'lik bir yükselti açısında, 0–360° tam azimut aralığında analizi 20

Şekil 2.10. Uçağın uçuş yolu (mavi çizgiyle gösterilen) ve radarın konumu 22

Şekil 2.11. TacView yazılımında görselleştirilen bir uçuş sahnesi 22

Şekil 3.1. Uçuşun süresi boyunca uçuşa özgü serbestlik dereceleri ile irtifa arasındaki ilişki 24

Şekil 3.2. Uçuş boyunca serbestlik dereceleri ve irtifa verilerinin karakteristikleri 25

Şekil 3.3. İki farklı uçuş senaryosu için açı dağılımları: (a) uçuş verilerine tam bozulma uygulandığında azimut ve yükselti dağılımları, (b) rulo ve iniş rotasyonları sıfıra ayarlandığında azimut ve yükselti dağılımları 26

Şekil 3.4. Radarın, zaman içindeki RKA dalgalanmalarını gösteren görünümü, kırmızı renk ile tam dönüş serbestlik derecelerine sahip verileri ve mavi renk ile yuvarlanma ve yunuslama rotasyonlarının sıfır olduğu verileri temsil etmektedir, uçağın RKA görünümündeki önemli değişiklikler A (2.–5. s), B (11. s), C (29.–32. s) ve D (103. s) noktalarında işaretlenmiştir . 28

Şekil **Sayfa**

Şekil 3.5. Uçağın RKA genliği, uçuş yolu boyunca (mavi) çizilirken, RKA dalgalanmaları radarın başlangıç noktasındaki konumundan (kırmızı) gözlemlenmektedir 29

Şekil 4.1. İki RKA sintilasyon değeri arasındaki değişim: (a) farklı değerlerin miktarını, (b) ise RKA farklarını zaman serisi olarak göstermektedir 32

SİMGELER VE KISALTMALAR

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

Simgeler	**Açıklamalar**
m	metre
km	kilometre
dBsm	desibel metrekare
θ	azimut euler açısı
ϕ	elevasyon euler açısı
ξ	yönelme
η	yunuslama
ζ	yuvarlanma
λ	dalgaboyu

Kısaltmalar	**Açıklamalar**
6DoF	Altı Serbestlik Derecesi
ENU	Doğu, Kuzey ve Yukarı
GO	Geometrik Optik
HH	Yatay-Yatay
INS	Ataletsel Navigasyon Sistemi
İHA	İnsansız Hava Aracı
İMHA	İnsansız Muharip Hava Aracı
MoM	Method of Moments
PEC	Mükemmel Elektrik İletkeni
PO	Fiziksel Optik
RKA	Radar Kesit Alanı
SBR	Shooting and Bouncing Rays
UHF	Ultra Yüksek Frekans
VHF	Çok Yüksek Frekans

1. GİRİŞ

İnsansız Hava Araçları (İHA) ve İnsansız Muharip Hava Araçları (İMHA), çok yönlülükleri, maliyet etkinlikleri ve operasyonel verimlilikleri nedeniyle araştırmacıların ve sektör uzmanlarının ilgisini çekmektedir [1]. Son yıllarda, bu platformlar gözetim, keşif ve hedef tespiti gibi geleneksel görevlerini aşarak, askeri ve sivil uygulamaların geniş bir yelpazesinde vazgeçilmez bileşenler haline gelmiştir. Bu artan ilgi, üretim ve işletme maliyetlerinin nispeten düşük olmasına ve insanlı uçak görevleriyle ilişkili riskleri azaltma yeteneklerine bağlanabilir [2]. Sonuç olarak, İHA'lar modern savaş ve çevre izleme, lojistik destek ve acil durum müdahalesi gibi çeşitli alanlarda vazgeçilmez bir araç haline gelmiştir. Bu platformlar evrim geçirmeye devam ettikçe işlevsellikleri ve kullanım alanları, özellikle hayatta kalma ve görev etkinliğinin kritik olduğu çatışma bölgelerinde, daha karmaşık ve yüksek riskli operasyonları içerecek şekilde genişlemiştir [3].

İHA'ların görev alanlarındaki evrimin başlıca itici gücü, geleneksel gözetim görevlerinin ötesine geçen operasyonel görevlere yönelik odak değişikliği olmuştur. Modern ve gelecekteki savaş senaryolarında, İHA'ların ve İMHA'ların, daha önce yalnızca insanlı uçaklara özgü olan performans ve yetenek gerektiren manevralar ve operasyonlar gerçekleştirmesi beklenmektedir. Gelişmiş tehditlere maruz kalan geleneksel uçaklar, eşit derecede sofistike stratejilerle bu tehditleri aşmak için uzun bir yol kat etmiştir. Bu tehditler arasında düşman radar sistemleri, karadan havaya füzeler ve hava platformlarını etkisiz hale getirmeyi amaçlayan gelişmiş takip teknolojileri yer alır. Böyle ortamlarda, personal zayiatı riski olmaksızın taktiksel ve stratejik avantajlar sunduğundan İHA'lar ve İMHA'lar kritik bir rol oynar. Bu platformların uygun maliyeti, hızlı konuşlandırma kapasitesi ve yeniden kullanılabilirliği hem askeri hem de sivil operasyonlarda değerlerini daha da pekiştirmiştir. Halihazırda, istihbarat toplama, elektronik harp, hedef belirleme ve hassas saldırılar gibi görevleri, genellikle hava, kara ve deniz unsurlarıyla koordinasyon halinde, hava operasyonlarının ayrılmaz bir parçası olarak gerçekleştirmektedirler.

İHA ve İMHA operasyonlarının temel bir yönü, çoğu modern savaş alanında tespit, takip ve angajman için birincil araç olan radar sistemleriyle olan etkileşimleridir. Karasal radar sistemleri genellikle sabit pozisyonlarda kalarak sürekli olarak hava sahasını tarar. Ancak radar tespiti ve takibi doğası gereği karmaşıktır, uçaktan yansıyan radar sinyalinin gücü zamanla önemli ölçüde değişebilir. Bu dalgalanmalar, özellikle uçağın radarın konumuna

göre açı yaptığı uçuş manevraları sırasında belirginleşir. Uçağın radara göre yönelimini ifade eden görüş açısı, uçağın radar kesit alanını (RKA) belirlemede kritik bir rol oynar. RKA, bir nesnenin radar tarafından ne kadar algılanabilir olduğuna katkı sağlayan faktörlerden biridir ve uçağın fiziksel şekli, malzemesi, radar sinyalinin çarpma açısı ve radar sinyalinin frekansı gibi faktörlere bağlı olarak değişir. Sonuç olarak, RKA'daki dalgalanmalar, radarın uçağı ne kadar doğru takip edip tanımlayabileceğini etkileyerek operasyonel etkinlik ve hayatta kalma oranını değiştirir [4].

Bu çalışma, radar sistemlerini birincil referans noktası olarak kullanarak, İHA'ların ve İMHA'ların uçuş güzergâhları boyunca RKA dinamiklerini modellemeye odaklanmaktadır. Bu dinamikleri anlamak hem İHA tasarımını iyileştirmek hem de radar tabanlı tespit sistemlerinin etkinliğini artırmak açısından kritiktir. RKA simülasyonu için çeşitli teknikler literatürde incelenmiştir ve yöntem seçiminin modellenen nesnenin boyutu ve radar sinyalinin dalga boyu gibi parametrelere bağlı olduğu görülmüştür. Örneğin, hava üstünlüğü görevlerinde kullanılan büyük askeri uçaklar analiz edilirken L-bant radarlar kullanılabilir [5]. Bu durumlarda, uçağın boyutu radar dalga boyundan önemli ölçüde büyük olduğu için Geometrik Optik (GO), Fiziksel Optik (PO) ve Yansıyan Işınlar (SBR) gibi yüksek frekanslı yaklaşım yöntemleri, RKA değerlendirmeleri sağlamak için sıklıkla kullanılmaktadır [6–10]. Bu yöntemler, radar dalgalarının uçağın yüzeyiyle etkileşime girmesi sırasında meydana gelen radar saçılma etkilerinin analizini sağlar.

RKA'yı etkileyen zaman, frekans, polarizasyon, çarpma açısı ve uçağın fiziksel geometrisi ile yüzey malzemesi gibi çeşitli faktörler bulunmaktadır [11]. Geleneksel RKA analizlerinde, belirli bir polarizasyonda bir uçağın zaman ortalama RKA'sını temsil eden tek bir değer atanır [12]. Ancak bu yaklaşım, karmaşık şekillere ve radar dalgalarını tahmin edilemez şekilde saçan farklı yüzey malzemelerine sahip olan hava platformları gibi daha karmaşık uçak tasarımlarının RKA davranışını aşırı basitleştirebilir. Bu karmaşıklıklar, herhangi bir kapsamlı RKA analizinde dikkate alınmalıdır. Karmaşık şekillerin saçılma davranışları, küreler veya küpler gibi daha basit geometrik nesnelerinkinden oldukça farklı olabilir. Ayrıca, çıkıntılı unsurlar, açısal yüzeyler veya özel kaplamalar gibi uçağın fiziksel özellikleri, radar dalgalarının nasıl yansıdığını ve saçıldığını önemli ölçüde etkileyebilir [13]. Bu nedenle, hava platformlarının RKA analizi, bu karmaşık saçılma geometrilerini ve radar tespit ve takip performansı üzerindeki etkilerini dikkate alan daha ayrıntılı bir yaklaşım gerektirir [12].

Uçuş sırasında radar tehditlerini azaltmak için izlenen örnek bir strateji ve çalışma alanı, radar konumlarına göre uçuş güzergâhını dikkatlice planlamaktır. Bu çalışmalarda hava platformlarının savaş alanı radarları tarafından tespit edilme olasılığını azaltırken yakıt verimliliğini optimize edebilen algoritmalar konu alınmıştır. Örneğin, bir çalışmada hem sabit hem de hareketli radar sistemlerinin bulunduğu ortamlarda çalışan bir hayalet uçak için bir algoritma tanıtılmıştır [13]. Bu yöntem, uçuş güzergâhını ve uçak tutumunu değiştirerek örnek alınan F-117 platformunun özelliklerine dayalı olarak modellenmiş bir RKA profili ile gizliliği arttırmıştır. Çalışma, tespit edilmeme yeteneğine odaklanırken, uçağın zaten tanımlandığı durumları ele almamış ve bunun yerine alternatif hayatta kalma yöntemlerine yönelmiştir. Benzer şekilde, bir başka çalışma, bir elipsoid şekilli planörün RKA'sını inceleyerek, PO yöntemi ve Gauss filtresi kullanarak benzer bir yöntem uygulamıştır [14]. Her iki çalışma da birden fazla radar sistemi tarafından tespit edilmeyi en aza indirmek için uçağın tutumunu ayarlamanın ve uçuş güzergâhını iyileştirmenin önemli stratejiler olduğunu vurgulamıştır.

Başka bir örnekte, "konik-silindirik dönen gövde" tipi uçaklar için görüş açısı hesaplamaları incelenmiştir ve bu incelemeler ticari yolcu uçakları ve balistik füzeleri kapsamaktadır [12]. Çalışmada, bu uçakların RKA'larının yuvarlanma ekseninde izotropik olduğu varsayılmaktadır. Bu varsayım, yuvarlanma manevralarının RKA üzerinde minimum etkisi olduğu veya hiç etkisi olmadığı anlamına gelir. Bir başka çalışmada ise pasif radar sistemleriyle uçakların sınıflandırılması ve takibi, simüle edilmiş modelin RKA'sına odaklanılarak araştırılmıştır [15]. Çalışmada, RKA'yı değerlendirmek için momentler yöntemi (MoM) çözümleyicisi kullanılmış ve ultra yüksek frekans (UHF) ile çok yüksek frekans (VHF) bantlarında analizler yapılmıştır. Araştırma, sabit hız ve irtifa, tırmanma veya alçalma ve sabit hızda sürekli dönüşler olmak üzere üç temel uçuş moduna odaklanmıştır. Ek olarak, bir Bayes sınıflandırma algoritması geliştirilmiş ve RKA profillerine dayanarak uçakların eşzamanlı takibi ve sınıflandırması gerçekleştirilmiştir.

Başka bir çalışmada, üç farklı hava platfromundan alınan verileri kullanarak platform RKA'sı ve bakış açılarını değerlendiren ampirik bir yaklaşım benimsemiştir [16]. PA-28-181 Archer II ve Boeing 737 uçakları ve INS entegre edilmiş bir başka uçaktan aldıkları verilerle, araştırmacılar uçağın uçuş yollarını simüle etmek ve sabit bir radar kullanarak görüş açılarını hesaplamak için bir simülasyon çerçevesi geliştirmiştir. Uçakların serbestlik dereceleri sınırlı olsa da genellikle 2 dereceyi aşmayan değerlerle düz uçuş yolları sayesinde

sınırlı veriler sağlanmıştır. Ancak çalışma, radar ve hedef arasındaki dinamikleri araştırmak için kapsamlı bir çerçeve sunmuştur.

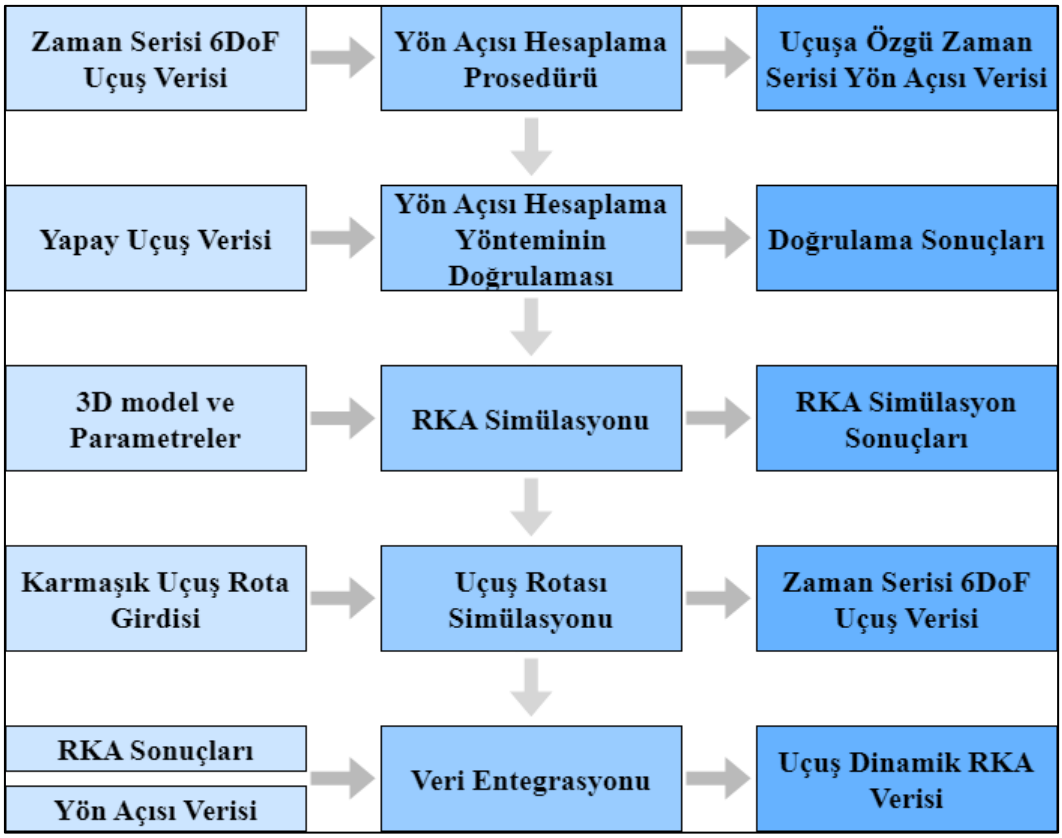
Kognitif radar araştırmaları, özellikle hedef izleme uygulamalarında hızla ilerlemektedir [17]. Bu alanda bir örnek olan bir çalışmada, sivil alanlarda risk oluşturan küçük insansız hava araçlarının tespitine odaklanılmıştır ve YOLO algoritması kullanılarak çalışmalar yürütülmüştür [18]. IRIS FMCW radarından alınan verilerle, hareketli bir platforma monte edilmiş döner bir anten kullanılarak kuşlar, rüzgâr türbinleri ve yer seviyesindeki nesneler gibi çeşitli objeler arasında insansız hava araçlarının %99 doğruluk oranıyla tespit edilmesi ve sınıflandırılması sağlanmıştır. Savaş alanında, gelişmiş işlem yetenekleri ve adaptif özelliklere sahip kognitif radar sistemleri, geleneksel aktif aldatıcıları kısa sürede etkisiz hale getirebilir konumdadır. Kognitif radarların algılama, öğrenme ve uyum sağlama gibi sofistike geri bildirim mekanizmalarına yanıt vermek için aktif aldatıcı teknolojilerinin daha esnek ve tepkisel hale gelmesi gerekmektedir [19]. Bu aldatıcılar, dağıtım yapılan uçağın radyo frekans özelliklerini içermeli ve karıştırma etkinliğini optimize etmek için uyarlanabilir olmalıdır.

Geleneksel radar takibinde, uçak veya platform genellikle bir kütle varlığı olarak ele alınır ve odak genellikle yalnızca uzaysal konumdaki değişikliklerin izlenmesiyle sınırlıdır [12]. Ancak hedefin hareketi yalnızca doğrusal hareketi değil, aynı zamanda yönelimdeki değişiklikleri de içerir [15]. RKA, uçağın fiziksel özelliklerinden ve radarın izleme açısı gibi dış faktörlerden etkilenir. Bu nedenle bir uçağın RKA'sını değerlendirilirken, çeşitli yönelim açılarına dayalı dalgalanmaları dikkate alınmalıdır. Bu ilişki, uçak takip edilirken gözlemlenen dalgalanma modelini açıklar [20]. Radar ile uçağın üç boyutlu pozisyonunun yanı sıra, Euler açıları RKA ile doğrudan bağlantılıdır [21].

Euler açıları, üç boyutlu uzayda katı bir cismin yönelimini tanımlar ve hareketli bir referans çerçevesinin tutumunu ifade eder. Karmaşık uçuş manevraları sırasında bir uçak, küresel koordinatlar içinde sürekli konum değiştirirken aynı zamanda yerel koordinatlar içinde rotasını ve tutumunu ayarlamaktadır. Bu iki koordinat sistemi birbirinden bağımsızdır; yani, uçağın pozisyonu ya da yönelimi, bakış açılarını hesaplamak için eşit derecede önemlidir. Bu prensip, altı serbestlik derecesi (6DoF) olarak adlandırılır. Bir deklasifiye edilmiş askeri rapor, uçağın tutum açılarını radar ile olan küresel konumuyla birleştirerek bakış açılarını belirleme yöntemini tanıtmaktadır [22]. Rapor, radar yayınının uçakla etkileşime girdiği iki

açıya vurgu yaparak, pilot gözünden radar tehdidinin tespit edilebilmesi için gereken vektör yönünün belirlenmesi için bir yöntem önermiştir. Bu yöntemden elde edilen sonuçlar, radar-uçak vektörünü uçağın küresel koordinat sistemi çerçevesinde ifade etmektedir.

Bu tezde, askeri bir teknik raporda tanımlanan bakış açısı tahmin tekniği kullanılmış ve uçağın görüş açısı, belirli Euler açılarındaki RKA değerleriyle ilişkilendirilmiştir [22]. Şekil 1.1'de gösterildiği gibi doğrulama prosedürü, uçak için RKA simülasyonlarını ve kontrollü bir uçuş veri setini içermektedir. İlgili raporda önerilen yöntemin uygulanması sırasında karşılaşılan zorluklar ele alınarak, uçuş yolu boyunca oluşturulan görüş açıları veri setinin simüle edilen RKA verileriyle uyumlu hale getirilmesi sağlanmıştır [22]. Manevra ve rota bilgilerinin üretilmesi için, gerçekçi bir uçuş simülatörü olan DCS World kullanılarak kapsamlı ve gerçekçi bir zaman serisi uçuş veri seti üretilmiştir [23]. Simüle edilmiş ortamda, yüksek manevra kabiliyetine sahip jet motorlu bir uçak, hava gözetleme radarının da olduğu bir senaryoda çeşitli dönüşler ve manevralar gerçekleştirmiştir. Uçuşun 6DoF zaman serisi veri seti, TacView adlı ticari bir simülasyon ortamı kullanılarak çıkarılmıştır [24]. Bu yazılım aynı zamanda uçuşun tamamını incelemek ve izlemek için de kullanılmıştır. Uçuştan toplanan zaman serisi verileri, görüş açısı tahmin hesaplamalarına girdi olarak verilmiştir. Yöntemin doğrulanması sırasında karşılaşılan zorluklar ele alınarak yaklaşımın rafine edilmesine yardımcı olan değişiklikler yapılmıştır. Sonuç olarak, simüle edilen uçuşlar için uçak-radar bakış açısı verileri üretilmiştir. Nihayetinde, tüm toplanan veriler birleştirilerek sabit bir radar konumu için uçuş dinamik RKA profili oluşturulmuştur.



Şekil 1.1. Metodolojinin Akışı

Tezin temel katkıları şu şekilde özetlenebilir:

- Yer radar sistemleri tarafından tespit edilen bir uçağın Radar Kesit Alanı (RKA) dalgalanmalarının, bakış açılarından nasıl etkilendiği detaylı bir şekilde incelenmiştir. Bu amaçla, farklı uçuş senaryoları boyunca RKA tahminleri karşılaştırılmış ve analiz edilmiştir.
- Uçuş dinamiklerinin, insansız hava aracı (İHA) boyutundaki bir platformun RKA dalgalanmaları üzerindeki etkisi incelenmiştir. Bu çalışmada, geleneksel pahalı uçuş testleri veya karmaşık simülasyonlar yerine, düşük maliyetli ve yaygın olarak erişilebilir araçlar kullanılarak pratik veriler elde edilebileceği gösterilmiştir.
- Gelişmiş aktif aldatıcı sistemler gibi karşı önlem stratejilerinin geliştirilmesine yönelik operasyonel bir çerçeve önerilmiştir.
- Uçuş profillerinin bakış açıları üzerindeki etkileri değerlendirilmiş ve bunun yanında, RKA dalgalanmaları üzerindeki etkileri detaylı bir şekilde analiz edilmiştir. Böylelikle, ölçülebilir bir değerlendirme sunulmuştur.
- Bu tezde sunulan dinamik RKA modelleme yaklaşımı, farklı operasyonel aktörleri içeren çok çeşitli angajman senaryolarına uygulanabilir niteliktedir.

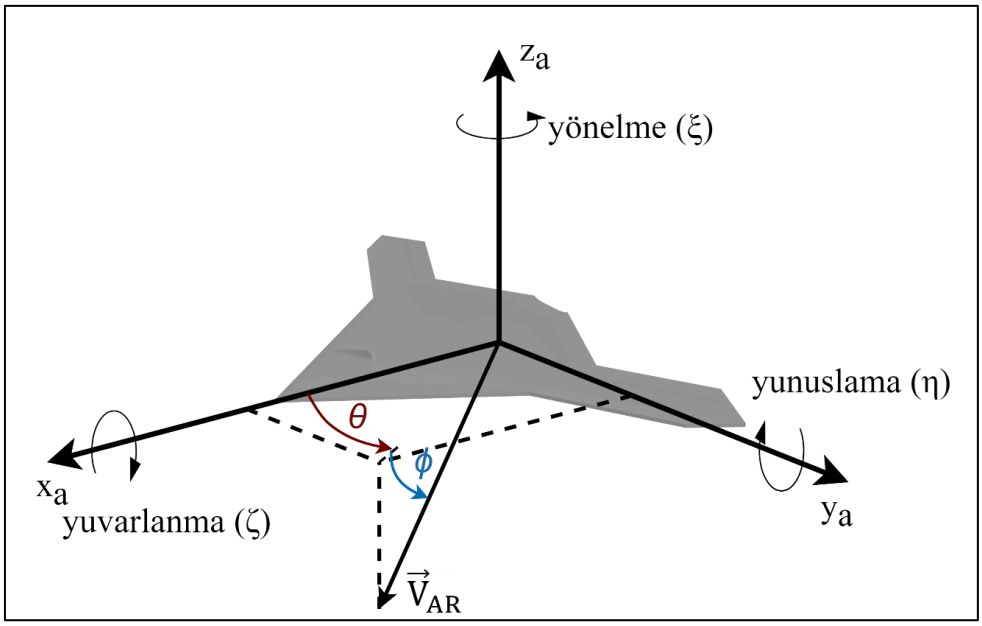
Tezin organizasyonu beş bölümden oluşmaktadır. İkinci bölüm, görüş açısı hesaplama yöntemi yöntemin doğrulanmasını içermektedir. Ayrıca, RKA simülasyon parametrelerini, kullanılan 3 boyutlu modeli ve uçuş simülasyonu aşamasını açıklamaktadır. Üçüncü bölüm, uçuş simülasyonunun çıktılarını incelemekte, simülasyondan ve hesaplamalardan elde edilen görüş açısı sonuçlarını sunmakta ve modelin RKA profilini uçuş simülasyonu ve görüş açısı hesaplamalarıyla elde edilen verilerle entegre ederek RKA dalgalanmalarını değerlendirmektedir. Dördüncü bölüm, araştırma yöntemlerini ve bulgularını tartışırken, aynı zamanda gelecekteki araştırmalar için potansiyel alanlar önermektedir. Son olarak, beşinci bölüm tezin sonuçlarını sunmaktadır.

2. GÖRÜŞ AÇISINA BAĞLI RADAR KESİT ALANI TAHMİNİ

2.1. Görüş Açısı Tahmini

Bir radar sabit bir yerdeyken ve bir hava platformu yakınında hareket eder veya manevra yaparsa radar platformu yalnızca tek bir perspektiften görmez, aksine zaman içinde birçok açıdan görür. Fiziksel bir nesnenin eksenleri boyunca döndürüldüğünde görünümünün değişmesi gibi uçağın radara göre yönelimi ve konumu, tespit edilebilirliğini önemli ölçüde etkileyebilir. Örneğin, bir nesnenin döndürülmesi, onu bir gözlemci için daha görünür veya daha az görünür kılan özelliklerini ya ortaya çıkarır ya da gizler. Bir hava platformu söz konusu olduğunda, yuvarlanma, yunuslama veya yönelme gibi manevralar yaparak radara göre farklı yönelimlerde bulunması, radarın onu tespit etme kabiliyetini değiştirebilir. Bu farklı pozisyonlar, tespit veya kaçınma için farklı olasılıklar yaratır. Geleneksel olarak, nesnelerin çeşitli açılardan görünümü, ön, arka, sol, sağ veya üst-alt gibi genel yön terimleriyle tanımlanır. Ancak radar tespit performansını analiz ederken bu basit tanımlamaların ötesine geçerek daha hassas geometrik ölçümlere odaklanmak önemlidir. Bir uçağın radara göre yönelimi, iki kritik bileşene ayrılabilir, yatay düzlemde radarın uçağa göre yönünü temsil eden azimut açısı (θ) ve dikey düzlemde yönü temsil eden elevasyon açısı (ϕ). Bu açılar, görüş açıları (aspect angles) olarak adlandırılır. Görüş açılarının tahmini, bir askeri raporda açıklanan yönteme dayalı olarak gerçekleştirmiştir [22]. Bu bölümde, ilgili tüm tahmin hesaplamaları kapsamlı bir şekilde açıklanmıştır. Hesaplamalar, hava platformu ve radar bulunduğu bir senaryoda kontrollü uçuşlar yaptırılarak test edilmiştir. Bu testler sırasında, üç manevra açısından biri (yuvarlanma, yunuslama ve yönelme) değiştirilirken, diğer ikisi sabit tutulmuştur. Bu yaklaşım, bu yönelim parametrelerindeki değişikliklerin uçağın azimut (θ) ve elevasyon (ϕ) açılarını nasıl etkilediğini analiz etmeyi sağlar.

İlk adım, Şekil 2.1'de görüldüğü gibi uçağın merkezde bulunduğu bir koordinat sistemi tanımlamaktır. Platformun yerel koordinat sistemindeki x_a ekseni uçağın burnuyla hizalanırken, y_a ekseni sol kanada doğru uzanır ve z_a ekseni hem x_a hem de y_a eksenine dik bir şekilde yukarı yönelir. Uçaktan radara uzanan çizgiyi temsil eden $\vec{V}'_{AR}$ vektörü, Eş. (2.1)'de gösterildiği gibi tanımlanabilir. Sonuç olarak, görüş açıları θ ve ϕ, sırasıyla Eş. (2.2) ve Eş. (2.3) kullanılarak hesaplanır.



Şekil 2.1. Hava platformunun görüş açılarını gösteren diyagram, θ azimut açısını ve ϕ elevasyon açısını temsil eder [25]

$$\overrightarrow{V'}_{AR} = V'_{ARx} * \vec{x}_a + V'_{ARy} * \vec{y}_a + V'_{ARz} * \vec{z}_a \tag{2.1}$$

$$\theta = \cos^{-1}\left(\frac{V'_{ARx}}{\sqrt{{V'_{ARx}}^2 + {V'_{ARy}}^2}}\right) \tag{2.2}$$

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{V'_{ARz}}{\sqrt{{V'_{ARx}}^2 + {V'_{ARy}}^2}}\right) \tag{2.3}$$

$$\begin{aligned} &\text{East or } x = \text{Rng}\sin(\text{Az})\cos(\text{El}) \\ &\text{North or } y = \text{Rng}\cos(\text{Az})\cos(\text{El}) \\ &\text{Up or } z = \text{Rng}\sin(\text{El}) \end{aligned} \tag{2.4}$$

Radar yayını ile uçağın görüş açısını hesaplamak için, radar ile uçak arasındaki etkileşim vektörü $\vec{V}_{RA}$ belirlenmelidir. Uçağın, radarın küresel koordinat sistemindeki konumuna göre, menzil (Rng), yanca (Az) ve yükselti (El) parametreleri tanımlanır. Menzil parametresinin başlangıç noktası radarın kendisidir. Yükselti, radarla seviyelendiğinde 0° ve dikey olarak radarın tepesinde olduğunda 90° olarak kabul edilir. Son olarak, yancanın referans noktası radarın doğu doğrultusudur. Uçağın konumu radara göre bu üç parametre ile ifade edilebilir. Uçağın konumunu radarın küresel koordinat sisteminden radarın kartezyen koordinat sisteminde ifade etmek için bir dönüşüm gereklidir. Rng, Az ve El parametreleri, Eş. (2.4)'te belirtilen dönüşüm sürecine göre radar referanslı doğu, kuzey ve yukarı (ENU) koordinat

sistemine dönüştürülür. Bu ilk dönüşümün sonucunda, radar ile uçak arasındaki etkileşim vektörü $\vec{V}_{RA}$ Eş. (2.4)'te elde edilen x, y ve z koordinatlarıyla ifade edilebilir. Bu vektör, yerdeki radarın havadaki uçağa doğrultusunu temsil eder ve kartezyen koordinatlarında şu şekilde tanımlanır:

$$\vec{V}_{RA} = \sin(Az)\cos(El)\,\vec{x} + \cos(Az)\cos(El)\,\vec{y} + \sin(El)\,\vec{z} \tag{2.5}$$

Radar-uçak vektörünün, uçak-radar vektörüne dönüştürülmesi, onun toplamaya göre tersinin uygulanmasıyla gerçekleştirilir. Bu işlem, vektörün yönünü tersine çevirir ve şu şekilde tanımlanır:

$$\vec{V}_{AR} = -1 * \vec{V}_{RA} \tag{2.6}$$

Radarın koordinat sisteminden (x, y, z) uçağın yerel koordinat sistemine (x_a, y_a, z_a) dönüşüm, $\vec{V}_{AR}$ vektörünü dönüştürmeyi ve üç serbestlik derecesini ele almayı içerir. Bu süreçteki son adım, geri kalan üç serbestlik derecesini —yönelim, yunuslama ve yuvarlanma— $\vec{V}_{AR}$'nin $\vec{V}'_{AR}$ dönüşümü için kullanmak ve böylece görüş açısının tahminini tamamlamaktır. Uçağın manevra yaparken rotasyonel açılarını kullanmak ve entegre etmek için bir dönüşüm matrisine ihtiyaç vardır. Bu dönüşüm matrisi adım adım oluşturulmuştur ve her bir dönüş hareketi ayrı ayrı ele alınmıştır. İlk adım, uçağın yönelme açısını (ξ) dikkate almayı içerir. Uçak sağa ya da sola dönerken yönü değişir. Üç boyutlu kartezyen koordinatlarda, uçağın yönü x ve y düzlemlerinde değişirken, z düzlemi etkilenmez. Bu nedenle yalnızca x ve y koordinatları dönüşüm geçirir. Dönüşümlere karşılık gelen matris, Eş. (2.7)'de verilmiştir. Bir değişiklik olarak yeni bir yön açısı tanımlamak gereklidir çünkü yön açısı (ξ), kuzeye göre tanımlanırken radarın koordinat sisteminde x ekseni doğuya doğru hizalanmıştır [22]. Bu nedenle, yön parametresi 90°'lik bir dönüşümle değiştirilir ve dönüşüm değeri kendisinden çıkarılır: ξ' = ξ − 90°. Bu değişikliğin gerekliliği ve doğruluğu algoritmanın doğrulama sürecinde incelenecektir. Ancak, değiştirilmiş yön parametresi, sonraki dönüşüm matrislerinde kullanılacaktır.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\xi') & \sin(\xi') & 0 \\ -\sin(\xi') & \cos(\xi') & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} \tag{2.7}$$

Bir sonraki parametre, uçak burun kısmını yukarı veya aşağı çektiğinde meydana gelen

yunuslama (η) parametresidir, bu durum Şekil 2.1'de y_a ekseninde görülmektedir. Bu koşullarda, y' ekseni sabit kalırken, dönüş x' ve z' eksenleri boyunca gerçekleşir, Eş. (2.8)'de de dönüşüm bu duruma uygun olarak tanımlanmıştır.

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\eta) & 0 & -\sin(\eta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\eta) & 0 & \cos(\eta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{bmatrix} \tag{2.8}$$

Son olarak, yuvarlanma açısı (ζ) incelenir. Yuvarlanma manevrası sırasında, uçak merkez hattı boyunca döner ve bu, Şekil 2.1'de x_a ekseninde görülebilir. Bu nedenle, yalnızca y'' ve z'' eksenlerinde değişiklikler meydana gelir, Eş. (2.9)'da gösterildiği gibi.

$$\begin{bmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\zeta) & \sin(\zeta) \\ 1 & -\sin(\zeta) & \cos(\zeta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} \tag{2.9}$$

Eş. (2.7), Eş. (2.8) ve Eş. (2.9) içinde detaylandırılan dönüşüm matrisleri, tam dönüşümü kapsayan birleşik bir matriste birleştirildiğinde $\vec{V}_{AR}$'dan $\vec{V}'_{AR}$'yi hesaplamak için gereken eşitlikler Eş. (2.10), Eş (2.11) ve Eş. (2.12) kapsamında gösterildiği gibi ifade edilir.

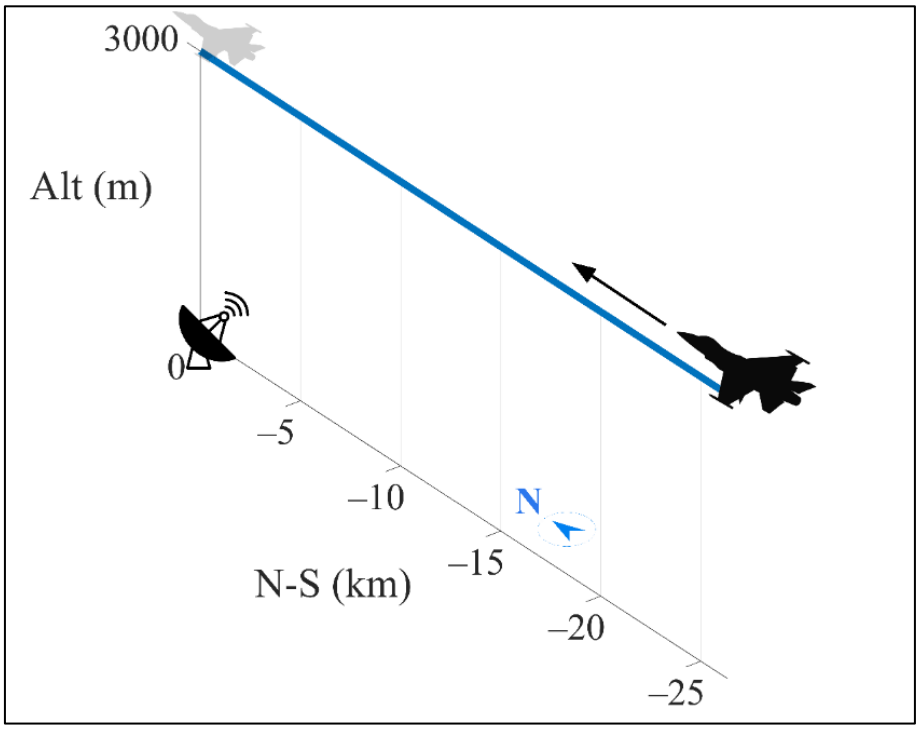
$$\begin{aligned} \vec{V}_{ARx} = {} & -\cos(\xi')\cos(\eta)\sin(Az)\cos(El) + \sin(\xi')\cos(\eta)\cos(Az)\cos(El) \\ & - \sin(\eta)\sin(El) \end{aligned} \tag{2.10}$$

$$\begin{aligned} \vec{V}_{ARy} = {} & -(\cos(\xi')\cos(\eta)\sin(\zeta) \\ & + \sin(\xi')\cos(\zeta))\sin(Az)\cos(El) - (-\sin(\xi')\sin(\eta)\sin(\zeta) \\ & + \cos(\xi')\cos(\zeta))\cos(Az)\cos(El) + \cos(\eta)\sin(\zeta)\sin(El) \end{aligned} \tag{2.11}$$

$$\begin{aligned} \vec{V}_{ARz} = {} & -(-\cos(\xi')\sin(\eta)\cos(\zeta) \\ & + \sin(\xi')\sin(\zeta))\sin(Az)\cos(El) - (-\sin(\xi')\sin(\eta)\cos(\zeta) \\ & + \cos(\xi')\sin(\zeta))\cos(Az)\cos(El) + \cos(\eta)\sin(\zeta)\sin(El) \end{aligned} \tag{2.12}$$

$\vec{V}'_{AR}$'nin eksen bileşenleri Eş. (2.2) ve Eş. (2.3) içlerinde yerine koyularak, açı hesaplamalarının tamamlanması sağlanır ve θ ve ϕ açıları yalnızca verilerden elde edilen altı serbestlik derecesi (6DoF) parametreleri cinsinden ifade edilir. Küresel koordinatlar ve dönüşüm açıları içeren herhangi bir zaman serisi uçuş verisi kullanılabilir. Ancak, karmaşık uçuş verilerini giriş olarak kullanmadan önce, algoritmanın çıktılarının denetimli uçuşlar aracılığıyla doğrulanması gereklidir. Görüş açısı tahmin hesaplamalarının performansı, dikkatlice tasarlanmış yapay bir uçuş rotası kullanılarak kontrol edilmiştir. Denetleme senaryosunda, uçak yer radarının 25 km güneyinden rotasına başlar ve ilk etapta yönelme

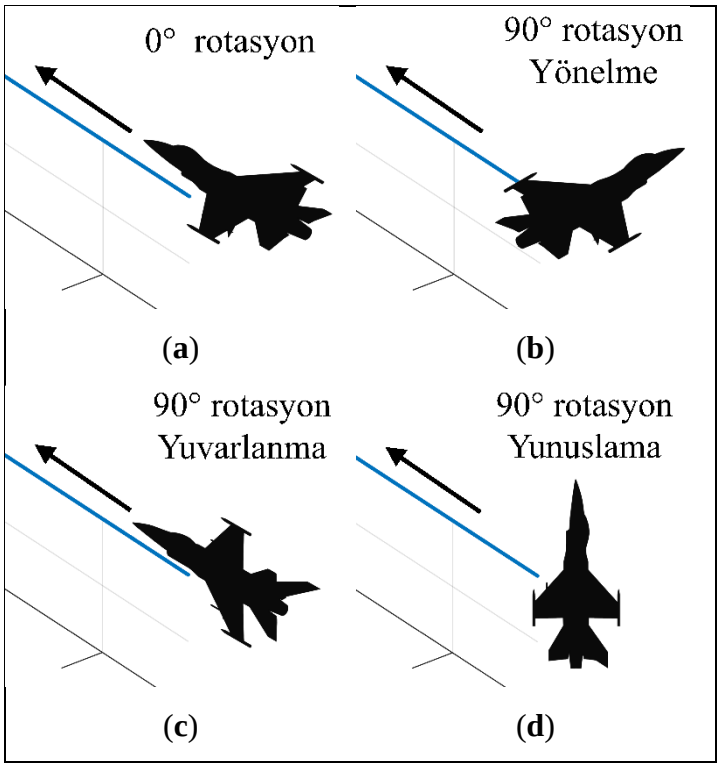
açısı 0° olarak ayarlanır. Sabit bir irtifa korunarak, uçak düz bir uçuş yapar ve radarın pozisyonuna ulaşır. Bu deney altyapısı Şekil 2.2'de gösterilmektedir. Uçağın pozisyonu ve yönelimi sabit bir pozisyona göre iyi bilindiğinde, hesaplamaların çıktıları elle doğrulanabilir. Her serbestlik derecesi bağımsız olarak incelenir; dolayısıyla sonuçlar izole edilir ve ayrı olarak değerlendirilebilir. Her koordinat parametresi (x, y, z) için her bir manevra parametresi (ξ', η, ζ) ayrı ayrı test edilmiştir.



Şekil 2.2. Simüle edilmiş uçuş rotası, MATLAB kullanılarak oluşturulur, uçak sabit bir hızla güneyden radar yönüne doğru ilerler ve doğrudan radarın üzerinde durur [26]

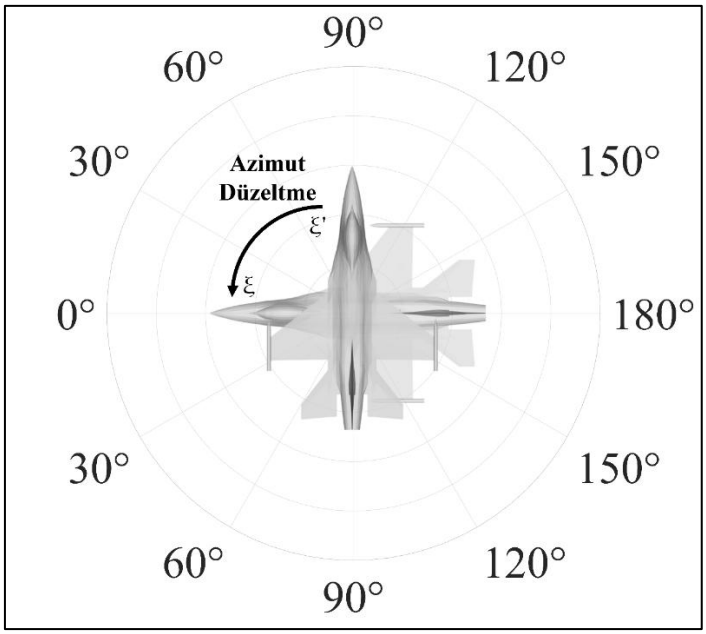
2.2. Görüş Açısı Hesaplama Yönteminin Doğrulaması

Doğrulamanın ilk aşamasında, diğer açıların sabit tutulduğu ve yalnızca uçuş yönünün değiştirilerek yönelme açısının kasıtlı olarak değiştirildiği bir durum incelenmiştir. Şekil 2.3'te gösterildiği gibi, uçak, dört farklı tutumda gerçek dışı bir şekilde de olsa bir yönde hareket ettirilmiştir. İlk olarak, herhangi bir parametreye değer atanmadan sonuçlar gözlemlenmiştir (Bkz. Şekil 2.3.a). Ardından yalnızca yönelme açısı 90°'ye değiştirilmiş, varış yeri ve yönü aynı tutulmuş, böylece uçak hipotetik olarak yanlayarak uçmuş gibi gözükmektedir (Bkz. Şekil 2.3.b).



Şekil 2.3. Doğrulama uçuşları, aşağıdaki koşullar altında sentezlenen yol boyunca gerçekleştirilmiştir: (a) hiçbir eksende dönüş yapılmaması, (b) yönelmede 90° dönüş, (c) yuvarlanmada 90° dönüş ve (d) yunuslamada 90° dönüş

Sonuç olarak, yönelme açısının ayarlanması, uçağın küresel referans sistemindeki azimut açılarında değişikliklere yol açması beklenir, bu da doğrulamanın yapılmasına olanak tanır. İdeal olarak, bu değişikliklerin 0° ile 360° arasında tam bir aralık üretmesi gerekir. Ancak hesaplamalar, önemli bir tutarsızlık göstermektedir. Yönelme açısındaki değişiklikler azimutu etkilese de bu açıların arasındaki ilişki uyumsuz görünmektedir. Görünüşe göre, deneysel çıktılar, istenen değerlerden 90° kaymıştır. Daha ayrıntılı bir inceleme, bu sorunun, önceki aşamalarda açıklanan tutum açısı dönüşüm matrisi hesaplamalarındaki ξ açısı üzerinde yapılan ayarlamalardan kaynaklandığını ortaya koymaktadır. Özellikle, bu çalışmada ξ açısının değiştirilmesinin gereksiz olduğu görülmüş ve azimut açıların doğruluğunu artırmak için bu değişiklik iptal edilmiştir. Elde edilen düzeltilmiş açılar, tüm sonraki doğrulamalarda ve tartışmalarda kullanacaktır. Böylece, Şekil 2.4'te görüldüğü gibi bir azimut düzeltmesi yapılmıştır. İlk olarak, Şekil 2.2'teki radarın, Şekil 2.3.a'daki durumda uçağın azimutunun 90° pozisyonunda olduğu gözlemlenmiştir ancak bahsedilen değişikliğin sonrasında, aynı değer Şekil 2.3.b'deki durumda 0° olarak kaydedilmiştir.

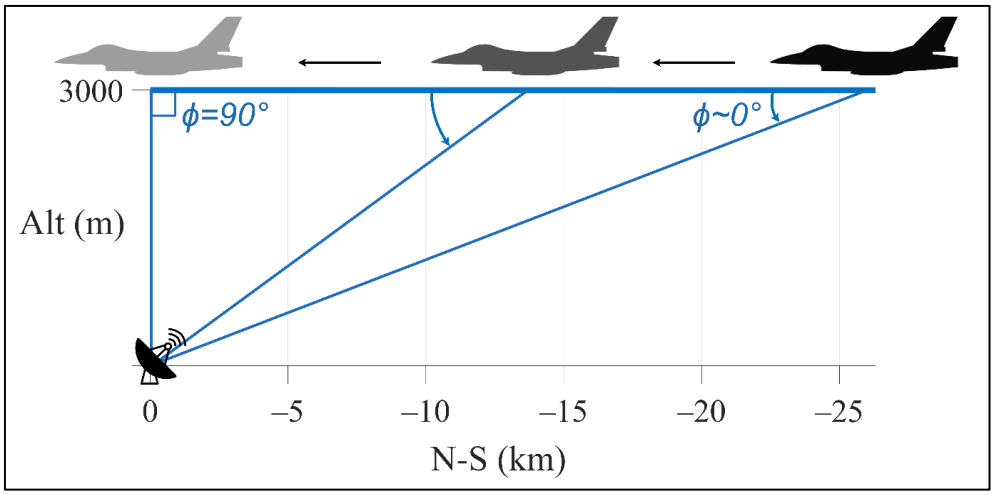


Şekil 2.4. Uçağın azimut ekseni, düzeltme öncesi ve sonrası

Ayrıca, deneyler sırasında karşılaşılan bir diğer düzensizlik, azimut açıları 180°'yi geçtiğinde meydana gelir. Bu gibi durumlarda, azimut açıları 180°'den daha büyük olan yönelme açılarıyla uyumlu hale gelmez ve tekrar 0°'ye döner. Örneğin, yönelme açısı 190° olarak ayarlandığında, radar, uçağın 170° azimutunda gözlemlenir. Bu durum, azimut açılarının Şekil 2.4'te görüldüğü gibi simetrik bir şekilde görünmesine sebep olur. Bu açılara dayanan analizler, uçağın sol ve sağ taraflarını ayırt edemez, bu da RKA değerlendirmeleri için bir komplikasyon yaratır. Bu durum, özellikle görüş açısı uçağın birden fazla olası yönelimini önerdiğinde sorun oluşturur. Ancak, bu sınırlama, çalışmanın RKA profili boyunca simetrik kabul edilerek ve kesin yönelim yerine tahmin edilen RKA değerine odaklanarak göz ardı edilebilir. Bu pratik yöntem, bu araştırmada benimsenmiştir. Öte yandan, elevasyon açılarında böyle belirsizlikler gözlemlenmemiştir; 0°, seviyelendirilmiş kanat pozisyonunu, 90° +z eksenini, −90° ise −z eksenini ifade eder.

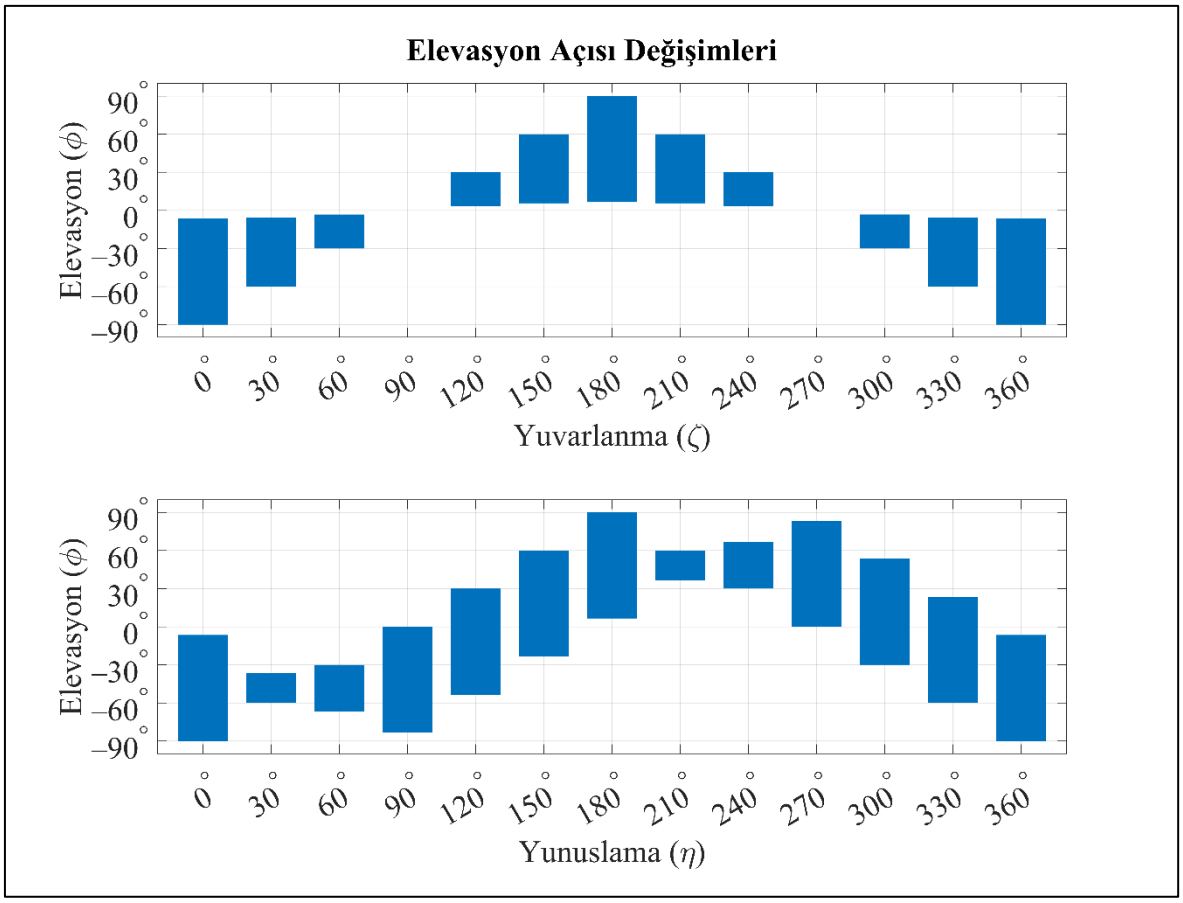
Yuvarlanma açısı değiştirilerek azimut ve elevasyon açıları üzerindeki etkisi değerlendirilir. Bu senaryoda, uçak, yönelme açısında yapılan değişikliklere benzer şekilde, Şekil 2.3.c'de görüldüğü gibi yuvarlanma ekseni etrafında döner. Elde edilen azimut ve elevasyon değişiklikleri incelendiğinde, yuvarlanma açısı 0° olduğunda, radarın uçağa olan göreli konumunun azimut ekseninde 0° olarak değişmeden kalması beklenir, çünkü yatay düzlemle hizalanmıştır ve dikey bileşeni yoktur. Sonuç olarak, yatay bakış açısında radar her zaman uçağın burun yönüyle hizalanmış olur. Öte yandan, Şekil 2.5'te görüldüğü gibi, elevasyon

açısının, radarla uçağın başlangıçtaki uzaklığından 90°'ye kadar artması beklenir, bu da uçağın radarın z eksenine tam olarak yerleşmesiyle gerçekleşir. Başlangıçta, radar ve uçak oldukça uzak olduğu için yükselti açısı oldukça dar olur ve azimut düzlemiyle paralel olmaya yakındır. Yolun sonunda ve radarın tam üzerinde, yükselti açısı 90°'ye çıkar.



Şekil 2.5. Yükselti açıları için gösterimle birlikte yapay uçuşun yan görünümü [26]

Yuvarlanma açısı 30°'ye ayarlandığında, azimuth ve elevasyon düzlemleri yatay düzlemden uzaklaşarak radarın koordinat sistemine dikey bir bileşen ekler. Bu kayma, azimuth açısının uçuşun başında yine düşük değerlerle başlamasına ve giderek artarak her yuvarlanma açısı konfigürasyonu için sonunda 90°'ye ulaşmasına neden olur. Ancak elevasyon için her yuvarlanma derecesinde farklı açı aralıkları gözlemlenir. Şekil 2.6'da her bir yuvarlanma dönüşü için yükselti açısının farklı aralıkları bulunmaktadır ve her çubuğun uçuşun başlangıç noktasındaki değeri olan yaklaşık 0°'den başladığı söylenebilir. Çubukların diğer ucu ise uçuş yolunun sonunu, yani o noktada uçağın radarla yatay olarak hizalandığı yeri temsil eder. Yuvarlanma açısındaki her 30°'lik artış için elevasyon açısının aralığının buna bağlı olarak değiştiği, yine Şekil 2.6'da görülebilir. Ayrıca, kanat düzlemi yüzeyle paralel hizalandığında, azimuth açısının 0°'ye döndüğü gözlemlenmektedir; bu, hem 0° hem de 90° yuvarlanma açıları için geçerlidir. Benzer şekilde, kanat yüzeyle dik hizalandığında, yükselti açısının 0° olduğu gözlemlenir çünkü radarın konumu kanat düzlemi ile kesişir.

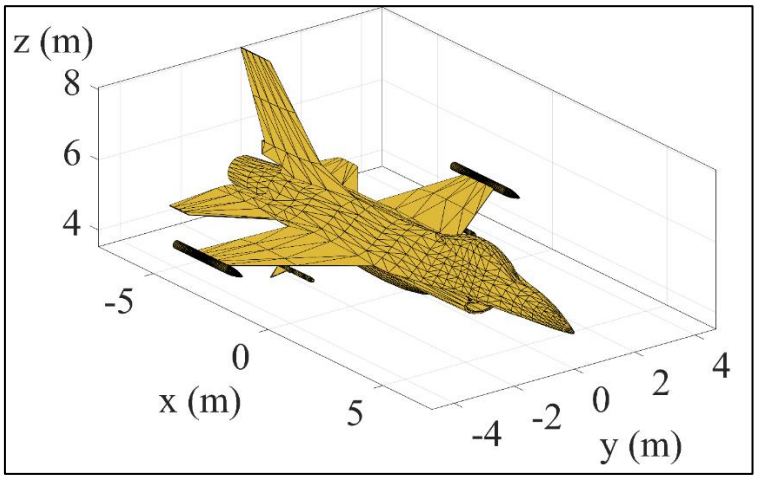


Şekil 2.6. Yükselti açısındaki değişim dönme ve yatma açılarına bağlı olarak değişir

Deneysel prosedürün üçüncü aşamasında, yunuslama açısı da sistematik bir şekilde ayarlanır. Yunuslama açısındaki değişikliklerin, özellikle uçağın uçuş yolunun sonuna yaklaşırken, özellikle radarın konumunda, elevasyon açısını etkilemesi beklenir. Özellikle elevasyon açısı 90°'yi geçtiğinde, azimut açısında değişiklikler ancak uçak geri hareket etmeye başladığında gözlemlenir. Şekil 2.6, artan yunuslama açısı ile elevasyon açısındaki değişim arasında belirgin bir ilişkiyi ortaya koyar ve bu ilişki teorik tahminlerle uyumludur. 30°, 60°, 210° ve 240°'lik yunuslama açıları ile gözlemlenen sınırlı veri noktaları elevasyon açısı ekseninin simetrisiyle açıklanabilir. Örneğin, uçuş başladığında, 30°'lik bir yunuslama açısı −36,5°'lik bir elevasyon açısı üretir; rotanın ortasında elevasyon açısı −90°'ye düşer ve nihayetinde −60°'de sabitlenir. Bu nedenle, uçuş sırasında geçilen açı aralığı farklı yunuslama açıları arasında tutarlı kalır. Böylece, elevasyon açısındaki değişim miktarı her zaman sabit kalır. Bu gözlem, yunuslama açısı ayarlamalarının uçağın manevraları sırasında elevasyon açısını doğrusal olarak etkilediği sonucunu güçlendirir.

2.3. Radar Kesit Alanı Simülasyonu

RKA simülasyonu için, açık erişim üç boyutlu bir savaş uçağı modeli kullanılmış ve simülasyonları gerçekleştirecek özel bir kod parçası geliştirilmiştir. Bu simülasyonlar için uygun bir İHA/İMHA modeli bulmanın zorluğu nedeniyle, seçimin birincil kriteri, genel bir İMHA modeline yakın boyutlarda bir model bulmaktır. Uygun bir İHA/İMHA modeli bulunamadığından, benzer geometrik özelliklere sahip alternatif bir model seçilmiştir [27]. Ayrıca, modern İHA/İMHA'ların yüksek hızları ve çevikliğini göz önünde bulundurarak, seçilen savaş uçağı modelinin RKA analizini yapmak için uygun olduğu değerlendirilmiştir. Model Şekil 2.7'de görülebilir.



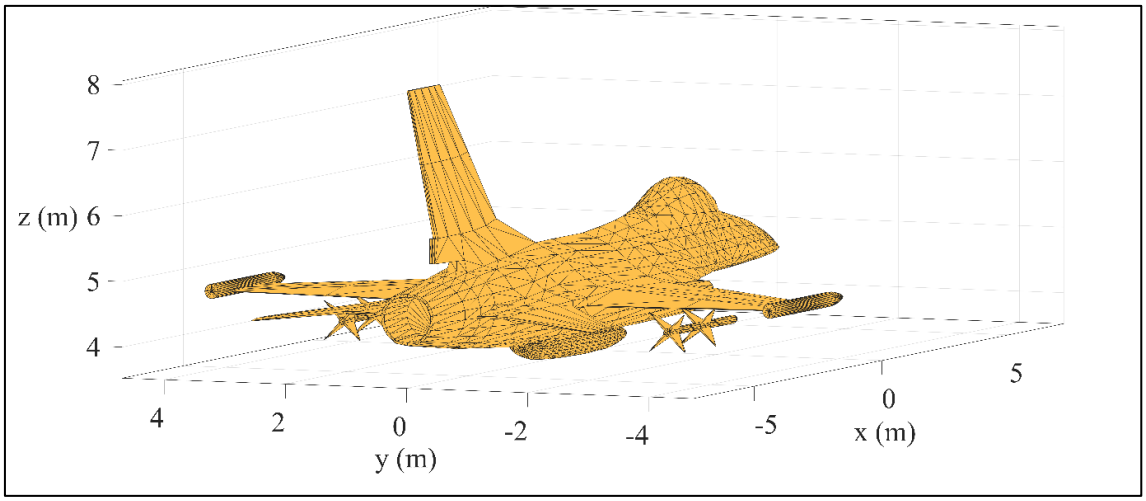
Şekil 2.7. RKA simülasyon nesnesi

Bu çalışma, farklı uçak modelleri ve platformlarının analizine uygun esnek bir metodoloji sunmaktadır. Uçak özellikleri ve hesaplama parametreleri Çizelge 2.1'de detaylandırılmıştır. RKA hesaplamaları, L-bandı frekans aralığında, 1,4 GHz'de yapılmıştır. Yüksek frekanslarda kullanım, modelin büyük boyutu, düşük donanım gereksinimleri ve diğer yöntemlere kıyasla daha hızlı işlem süreleri nedeniyle fiziksel optik (PO) tekniği seçilmiştir [28]. Simülasyon öncesinde modeli kaplayacak olan üçgenleştirme işlemi için, $\lambda/10$ ilkesine göre, 3D modelin yüzeyi, 0,02 metrelik kenar uzunluğuna sahip üçgen elemanlarla kaplanarak hazırlanmış ve mükemmel elektrik iletkeni (PEC) olarak kabul edilmiştir. Bu işlem, uçak dış yüzeyini kaplayan 878284 adet üçgen oluşturmuştur, bu parametre işlem hızı için temel göstergedir. RKA simülasyonu, modelin azimut ve elevasyon açılarında tam 360° kapsamada simüle edilmiş ve 1° çözünürlükle veri kaydedilmiştir.

Çizelge 2.1. RKA simülasyonu özelliklerinin özeti

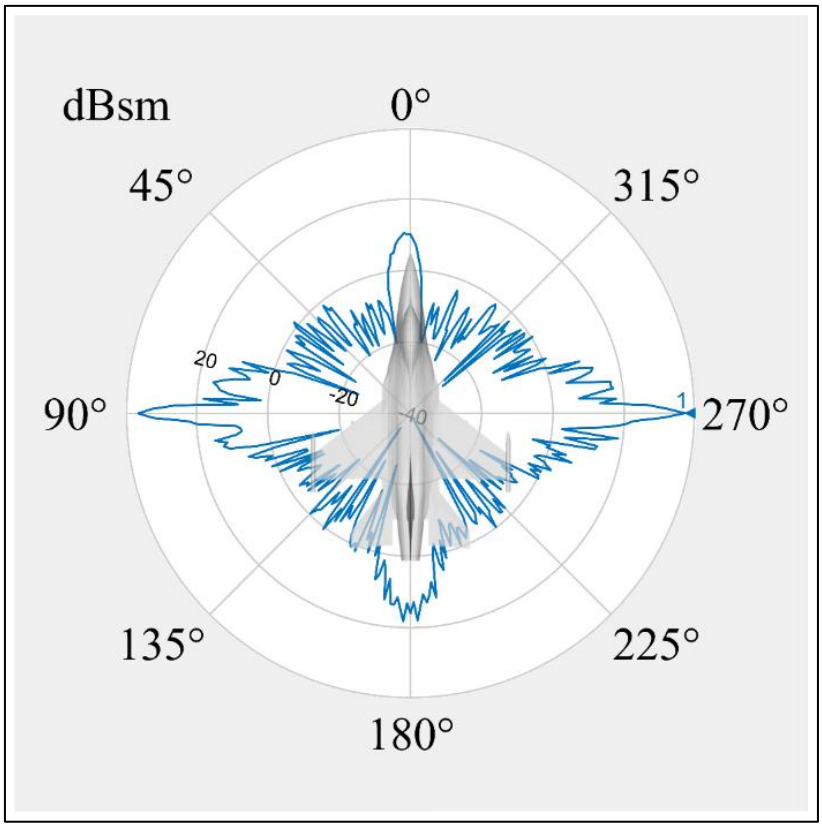
Platform Nesnesi ve RKA Simülasyonu Ayrıntıları	
Kanat Genişliği	9,42 m
Uzunluk	14,5 m
Yükseklik	4,53 m
Sınır Koşulu	Mükemmel Elektrik İletkeni (PEC)
Üçgen Sayısı	878284
Azami Kenar Uzunluğu	0,02 (λ/10)
Çözücü	Fiziksel Optik (PO)
Polarizasyon	HH
Çözünürlük	Adım başı 1°

Şekil 2.9, 3 boyutlu modelin 0° elevasyon (ϕ) için tam RKA sonuçlarını, bir radyal azimut grafiğinde sunmaktadır. Bu grafikte, uçağın burun kısmı θ = 0°'ye karşılık gelir ve burun, kanat uçları ve kuyrukta belirgin RKA zirveleri görülmektedir. Bazı asimetri gözlemlenmektedir, bu durum büyük olasılıkla fiziksel optik (PO) yöntemlerinin sınırlamalarından ve modeldeki kusurlardan kaynaklanmaktadır. Optik yöntemler, derin oyuklar veya yansıtıcı özelliklere sahip yapılar için daha az doğru olabilir ve 3 boyutlu modeldeki kusurlar da etki edebilir. Bununla birlikte, RKA dağılımının genel olarak uçağın gövdesi boyunca simetrik olması beklenmektedir. Bu tutarsızlıkları gidermek için, önceki araştırmalardan benzer modellerle karşılaştırmalar yapılmış ve sonuçların yakından örtüştüğü görülmüştür [29,30]. 90° ve 270°'deki 36 dBsm zirveleri, kanat uçlarındaki silindirik elemanlar, kanatlar altına monte edilen füzeler ve uçağın altındaki yakıt tankı ile ilişkilidir. 180°'deki 18 dBsm zirvesi, muhtemelen motor egzozundan kaynaklanmaktadır ve Şekil 2.8’de görülen bu egzoz, köşe yansıtıcı olarak işlev görebilen bir kavite oyuk olarak görülebilir. Ayrıca, burun altındaki hava girişi, azimutun 9° ile 356° arasında RKA'nin maksimum 10 dBsm'yi biraz geçmesine katkıda bulunarak 0° civarındaki yüksek RKA değerine katkı sağlamaktadır.



Şekil 2.8. Modelin arka detayları

Genel olarak, RKA değerleri düzenli aralıklarla, yaklaşık her 90°'de, uçağın burun kısmından itibaren 0 dBsm'yi aşmaktadır, bu durum Şekil 2.9'da görülebilir. En belirgin zirveler, sol kanatta 73° ile 101° arasında ve sağ kanatta 287° ile 259° arasında meydana gelir. Arkada ise zirve değerleri 189° ile 166° azimut arasında yer almaktadır.

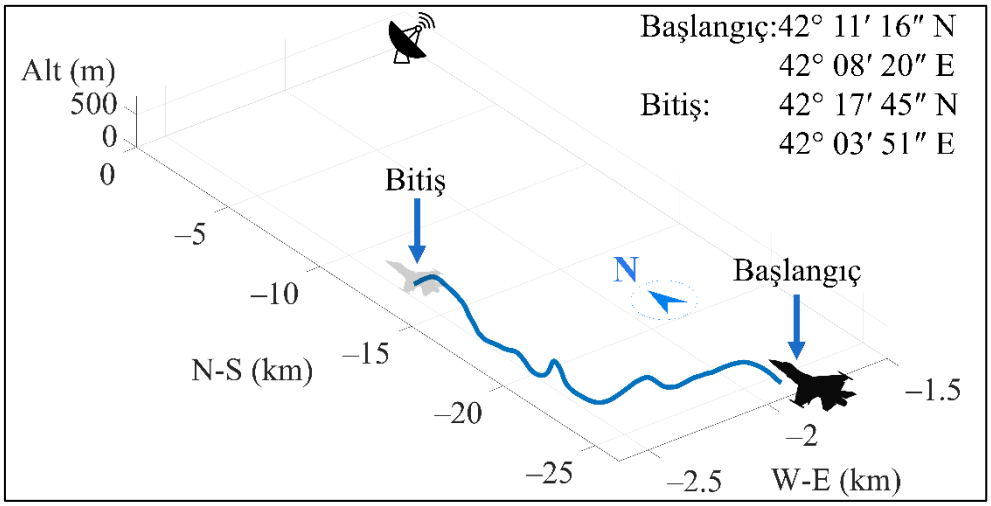


Şekil 2.9. Modelin RKA'sı, 0°'lik bir yükselti açısında, 0–360° tam azimut aralığında analizi

2.4. Uçuş Rotası Simülasyonu

Uçak manevraları için 6DoF parametreleri, düz uçuş, doğrudan kalkışlar ve inişler gibi basit uçuş örnekleri için kolayca üretilebilir ancak her türlü dönüş veya gerçekçi savaş senaryolarını simüle etmek için daha karmaşık uçuşlar gereklidir. Askeri veri setlerinin sınıflandırılmış olması ve sınıflandırma politikaları nedeniyle erişilememesi, kullanılabilir bir veri hazırlamayı öncelik haline getirmiştir. Şirket içi bir veri seti oluşturmak, verilerin belirli bir kullanım amacı için özelleştirilmesini ve hedeflenen uygulama ile sorunsuz entegrasyonunu sağlar.

Bu araştırmada, "Digital Combat Simulator (DCS World)" uçuş simülatörü yazılımı, tehdit-platform senaryosu içinde ayrıntılı ve gerçekçi özel uçuş yolları hazırlamak için kullanılmıştır [23]. Yazılım, kullanıcıya, hava, kara ve denizde birden fazla tehditin bulunduğu çeşitli senaryo seçeneklerinde, istediği bir uçağı kontrol etme, yönlendirme ve manevra yapma imkânı sunar. Bu çalışma için, sabit bir yer radarı, konumu bilinen bir tehdit olarak temsil edilmekte ve bir uçak, Şekil 2.10'da gösterildiği gibi yol almaktadır. Uçuşun başında, sabit kanatlı uçak, radarla olan en uzak noktada, mavi uçuş yolu boyunca seyahat eder ve şekilde siyah silüetle vurgulanmıştır. Uçuş boyunca, yatay, dikey ve yön açılarında değişiklik yapmak için çeşitli manevralar yapılmıştır. Şekil 2.10'da gösterilen uçuş yolu, uçağın bu dönüşler aracılığıyla tutumunu dinamik bir şekilde ayarlayarak izlediği rotayı göstermektedir. Uçuş tamamlandıktan sonra, tüm 6DoF parametreleri, 1 Hz frekansında örneklemeye olanak sunan TacView operasyon sonrası uçuş analiz aracı kullanılarak çıkarılır [24]. Aracın 3 boyutlu sahne görselleştirme yeteneği, daha sonra herhangi bir zamanda uçuşun ayrıntılı bir şekilde incelenmesini sağlar ve Şekil 2.11'de olduğu gibi doğrudan görsel denetimle görüş açısı tahminlerinin doğrulanmasını kolaylaştırır. Uçuş sırasında, uçağın RKA imzasının zaman serisi verilerinden herhangi bir anomali, zirve veya özellik tespit edildiğinde, operasyon sonrası analiz aracına geri dönüp, ilgili zaman işaretinde tam manevrayı karşılaştırarak gözlemlemek mümkündür.



Şekil 2.10. Uçağın uçuş yolu (mavi çizgiyle gösterilen) ve radarın konumu



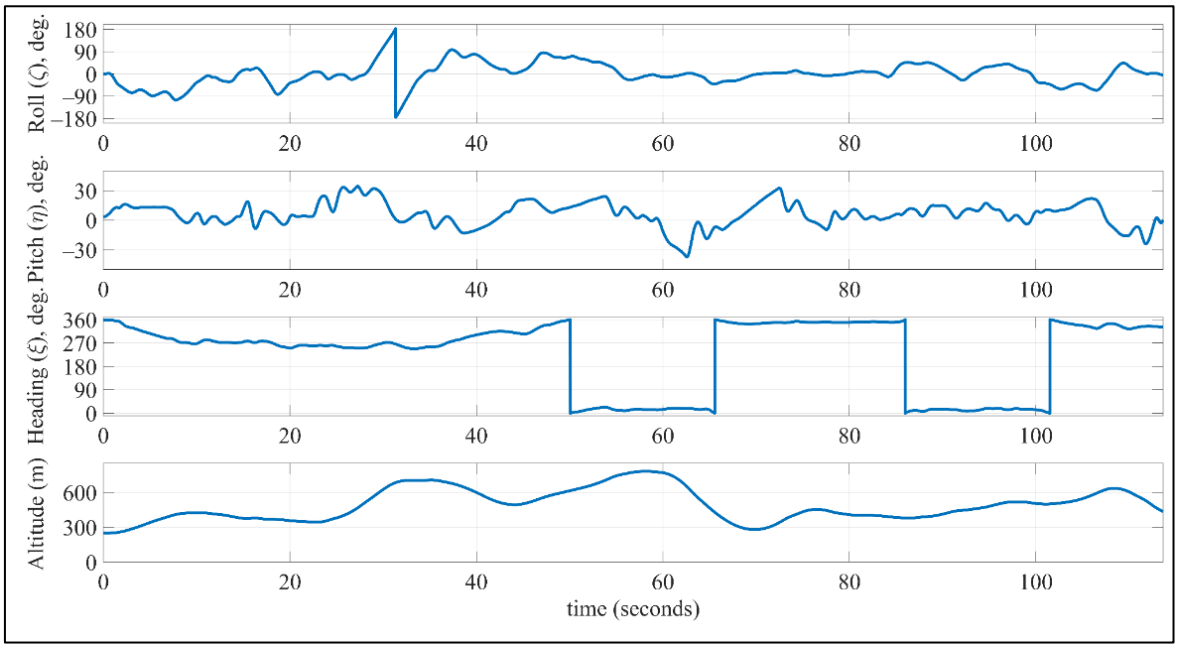
Şekil 2.11. TacView yazılımında görselleştirilen bir uçuş sahnesi

3. BULGULAR

Bu çalışmada, 3 boyutlu bir uçak modeline dayalı bir küresel kapsam kullanarak RKA sonuçları elde edilmiştir, bu da benzer bir başka çalışmada kullanılan silindirik modele kıyasla daha ayrıntılı bir yaklaşım sunmaktadır; burada RKA, yuvarlanma manevraları için basitleştirilmişken bu tez çalışmasında model basitleştirilmemiş ve yuvarlanma manevralarının etkisi indirgenmemiştir [13]. Uçağın vücut yapısının gerçekçi bir şekilde temsil edilmesi, uçuş sırasında rotasyon açılarının RKA dalgalanmaları üzerindeki önemli etkisini vurgulamıştır. Bu yöntem, simülasyonun gerçek dünya uçak davranışını daha iyi yansıtmasını sağlamış, sadece birkaç önceden tanımlanmış uçuş moduna odaklanan çalışmaları aşmıştır [15]. Ancak, görüş açısı hesaplamalarının entegrasyonu bazı zorluklar yaratmıştır [22]. Özellikle, algoritma, 0° ile 180° arasındaki bir aralıkla sınırlı olan azimut açıları çıktıları ve bazı durumlarda negatif elevasyon değerleri üretmiştir. Bu sorunları çözmek için, uçağın RKA simetrisi ile ilgili varsayımlar getirilmiş ve RKA değerlerini uygun açılarla hizalamak için bir yeniden yönlendirme süreci tasarlanmıştır. Azimut ekseninde 90°'lik bir kayma da uygulanmış ve daha doğru sonuçlar elde edilmiştir.

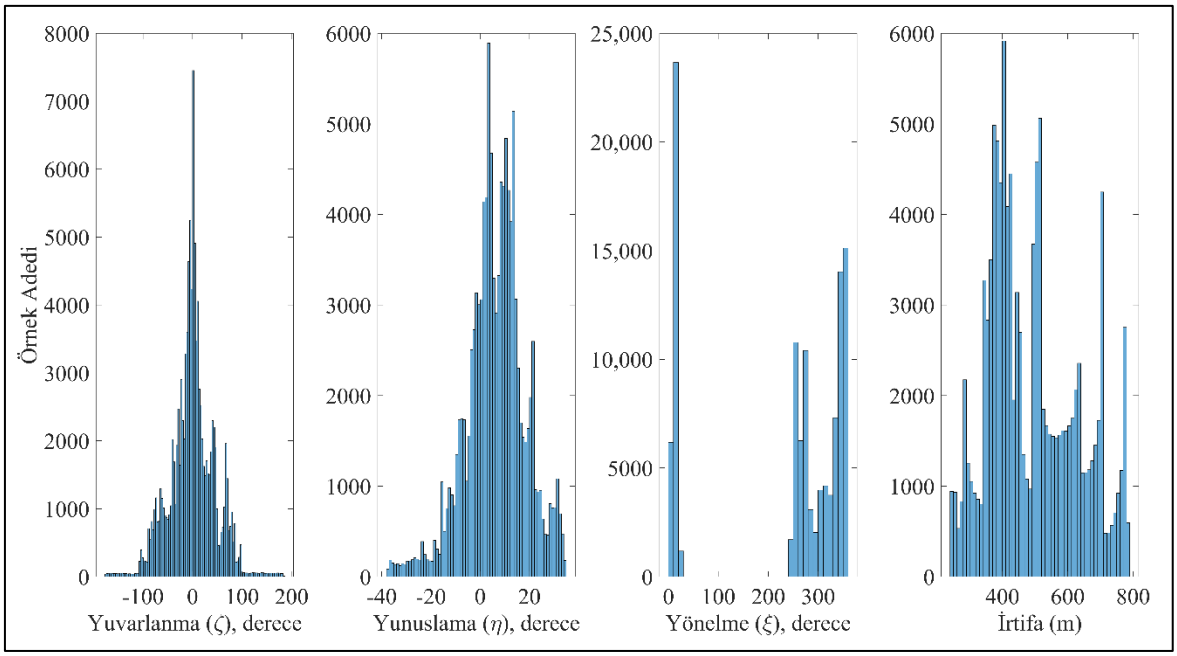
Uçağın dinamik RKA ve uçuş verileri, daha önceki bir çalışmadaki gibi gerçek INS verilerine dayalı yaklaşımın aksine, erişilebilir ve maliyet etkin yöntemlerle toplanmıştır [16]. İlgili çalışma, uçak sahiplerinin iş birliği ve onayını gerektirmekte ve uçuş açılarını minimal tutulan planlı düz uçuşlarla sınırlamaktaydı. Bu tezde, simüle edilen uçuş verilerinin ana özellikleri, serbestlik dereceleri ve irtifa değişimleri Şekil 3.1'de gösterilmiştir. Yaklaşık 30. saniye civarında, uçağın zeminle çoğunlukla düz bir pozisyonda kalmasına rağmen 360° yuvarlanma manevrasından kaynaklanan ζ değerinde ani bir düşüş gözlemlenmiştir. Şekil 3.2, yuvarlanma açısı verilerinin 0° etrafında medyan dağılım oluşturduğunu göstermektedir. Yönelme (ξ) değişimleri, 0° ile 359° arasında gidip gelirken, pusula hareketlerini temsil etmekte olup, radikal dönüşlerden ziyade kuzey yönünde birkaç derecelik yönelme değişimlerini göstermektedir. Uçuşun 10. ile 40. saniyeleri arasında uçağın burnu genellikle batıya yönelmiş ve bu da verilerin yaklaşık 270° civarında gruplanmasına sebep olmuştur. Yunuslama (η) değerleri, uçak sık sık yukarıya doğru yöneldiğinden 0° etrafında daha az yoğunlaşmış ve çoğu veri 0°'den daha büyük olmuştur. Verilerin 0° ile 20° arasında daha çok örneklendiği gözlemlenebilmektedir. Stabil düz uçuşta, bu parametreler tek bir noktada zirve yapacakken, bu angajman senaryosundaki uçak

manevra kabiliyeti, uçuş dinamiklerinde önemli bir değişkenlik oluşturmuştur.



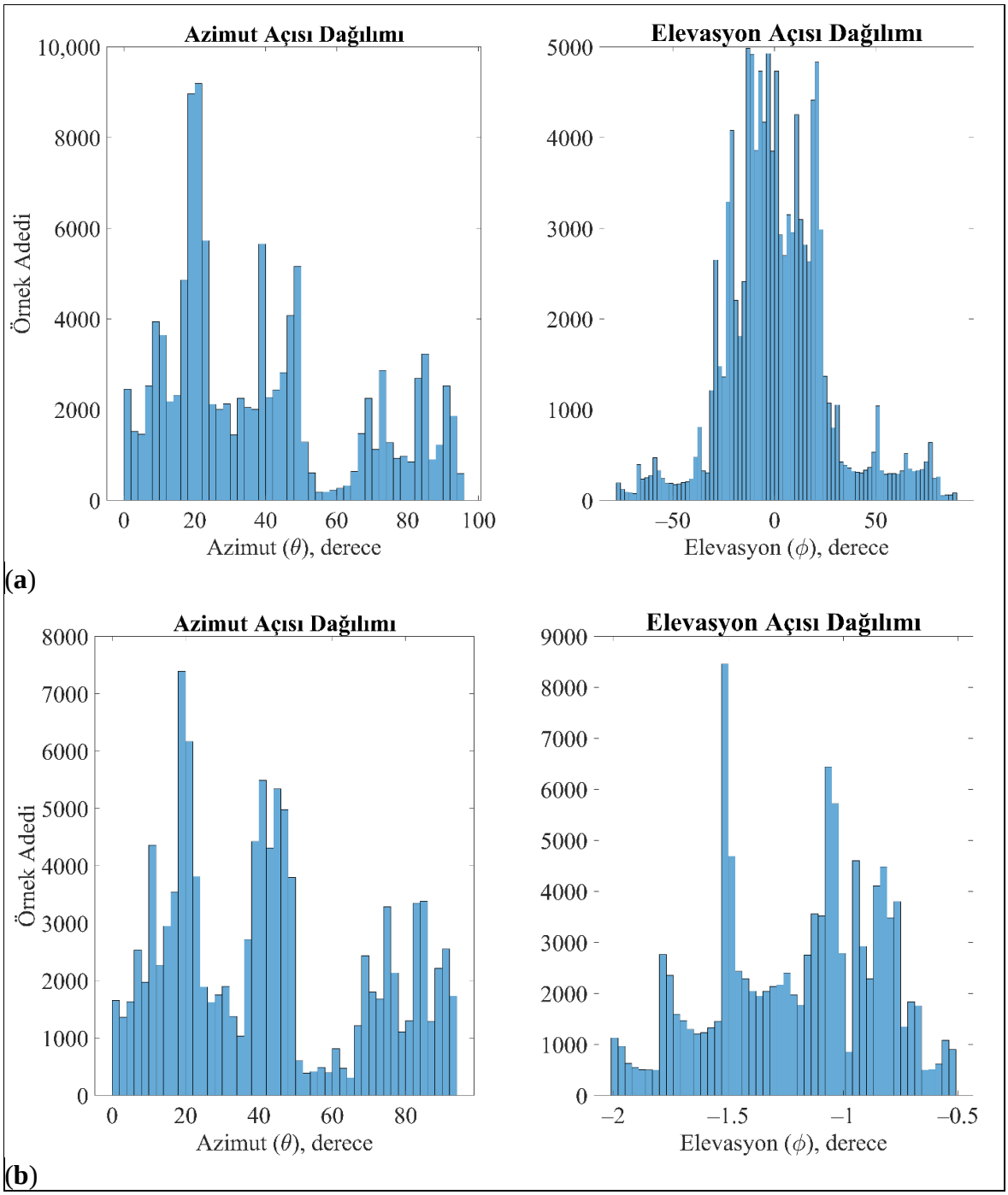
Şekil 3.1. Uçuşun süresi boyunca uçuşa özgü serbestlik dereceleri ile irtifa arasındaki ilişki [26]

Azimut açıları tahmin sonuçları, Şekil 3.3'te gösterildiği gibi, önceki çalışmalarda rapor edilenlere kıyasla daha dağılmış bir veri dağılımı ortaya koymuştur [16]. Bu fark, uçuşun başlangıcında radarın, uçağın kuzey-kuzeydoğusunda konumlanmasından kaynaklanmaktadır. Bu durum, azimut açılarını genellikle iki aralıkta yoğunlaştırmıştır: 0°–50° ve 65°–80°. Uçağın genellikle kuzeye doğru hareket etmesi, 0°–50° aralığında daha fazla veri noktasının birikmesine, batıya doğru ilerleyen yolları ise 65°–80° aralığında bir kümelenmeye neden olmuştur. Öte yandan, özellikle uçağın alt yüzeyi çoğu uçuş boyunca aşağıya doğru yöneldiği için yükselti açıları büyük ölçüde tutarlı kalmış ve daha önceki çalışmalarda gözlemlenen eğilimlerle uyumlu olmuştur [16]. Her ne kadar bazı ekstrem elevasyon açıları gözlemlense de bunlar nadirdir ve elevasyon açısı genellikle 0° ve birkaç derece altı civarında yoğunlaşmıştır, bu da Şekil 3.3'te gösterilmektedir.



Şekil 3.2. Uçuş boyunca serbestlik dereceleri ve irtifa verilerinin karakteristikleri

Manevra değişimlerinin görüş açılarına etkisini gözlemlemek için, tüm uçuş boyunca yuvarlanma ve yunuslama açıları sıfır tutularak, uçağın hareketi yalnızca yön ve irtifa değişiklikleriyle sınırlandırılmıştır. Bu senaryoda, azimut sonuçlarının kümelenmeleri farklılık göstermemiştir. Öte yandan, elevasyon açıları −2° ile −0,5° arasında bir aralıkta sınırlı kalmıştır ve bu aralık tamamen bozulmuş verilerde gözlemlenen −90° ile 90° arasındaki aralıktan belirgin bir şekilde daha dardır. Bu sonuçlar, yuvarlanma ve yunuslama serbestlik derecelerinin, görüş açıların belirlenmesindeki kritik etkisini vurgulamaktadır.



Şekil 3.3. İki farklı uçuş senaryosu için açı dağılımları: (a) uçuş verilerine tam bozulma uygulandığında azimut ve yükselti dağılımları, (b) rulo ve iniş rotasyonları sıfıra ayarlandığında azimut ve yükselti dağılımları

Uçuş profillerinin görüş açılarına etkisi, Çizelge 3.1'de gösterilmiştir. Daha önceki çalışmalarla karşılaştırıldığında, burada tüm serbestlik dereceleri, yönelme açısı dahil, devre dışı bırakılmışken, bu çalışmada yalnızca yuvarlanma ve yunuslama ayarlamaları sınırlıdır [16]. Yönelme açısının, bu araştırmada kapsamında görüş açılarını etkileyen önemli bir rol oynadığı kuşkusuzdur, bu nedenle ek doğrulama gerekli görülmemiştir. Daha önceki

çalışmalarda yönelme değişikliklerinin minimum olması, yönelmenin gerçekçi senaryolarla uyumsuz olmasını gerekçelendirmişken, bu çalışmada önemli yönelme değişiklikleri gözlemlenmiştir [16]. Yönelim sıfırda sabitlenirse, uçağın kuzeye yönelmiş burnuyla batıya gitmesi gibi gerçekçi olmayan senaryolar ortaya çıkmaktadır, bu da uyumsuzluk anlamına gelir [16]. Gerçekçi koşulları korumak için yönelme açısı sabit tutulmuş ve yönelme açısından bağımsız olan elevasyon değerlerinin doğrudan karşılaştırılmasına imkân verilmiştir. Ayrıca azimut ölçeği negatif değerler içerirken, bu tezde azimutu yalnızca 0° ile 180° arasında sınırlamaktadır, bu fark analiz üzerinde minimal bir etki yapmaktadır [16]. Maksimum elevasyon değerlerinde görülen önemli değişikliklerde, yuvarlanma ve yunuslama açılarının temel katkı sağlayıcılar olması beklenmektedir. Yönelme sabitlenirse, maksimum ve medyan azimut açıları arasındaki fark azalır, bu da değişimlerin yalnızca uçağın radarla olan göreli konumuna bağlı olmasına sebep olur ancak yuvarlanma ve yunuslama açılarının görüş açısı verilerinde önemli etkisi olduğu gösterilmek istenmektedir.

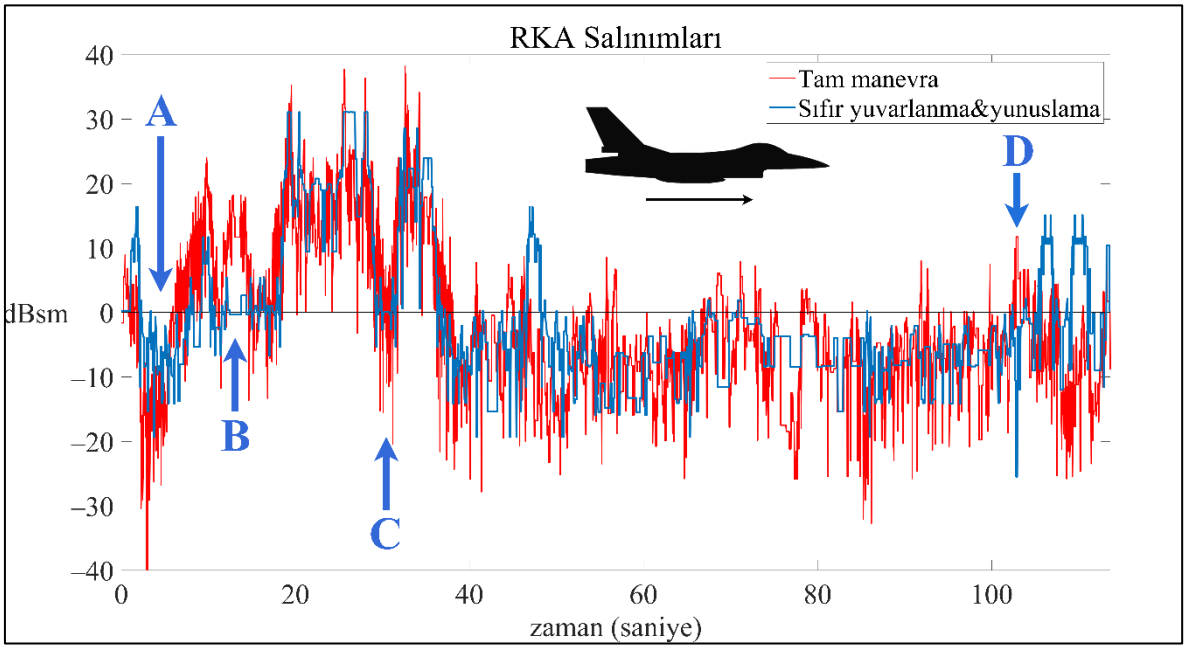
Çizelge 3.1. Farklı uçuş profillerinin, açıların değişimindeki etkilerinin karşılaştırılması

Tam manevra				Sıfır Yuvarlanma ve Yunuslama *			
Azimut (θ)		Elevasyon (ϕ)		Azimuth (θ)		Elevasyon (ϕ)	
Medyan	Azami	Medyan	Azami	Medyan	Azami	Medyan	Azami
31,778°	95,018°	−0,973°	89,681°	39,663° **	94,025° ***	−1,138°	−1,992° ****

* [16] yazarları, yönelme dahil tüm serbestlik derecelerini devre dışı bırakmıştır.
** Yönelme da sıfıra ayarlandığında 25,808°
*** Yönelme da sıfıra ayarlandığında 36,520°
**** Mutlak azami değer

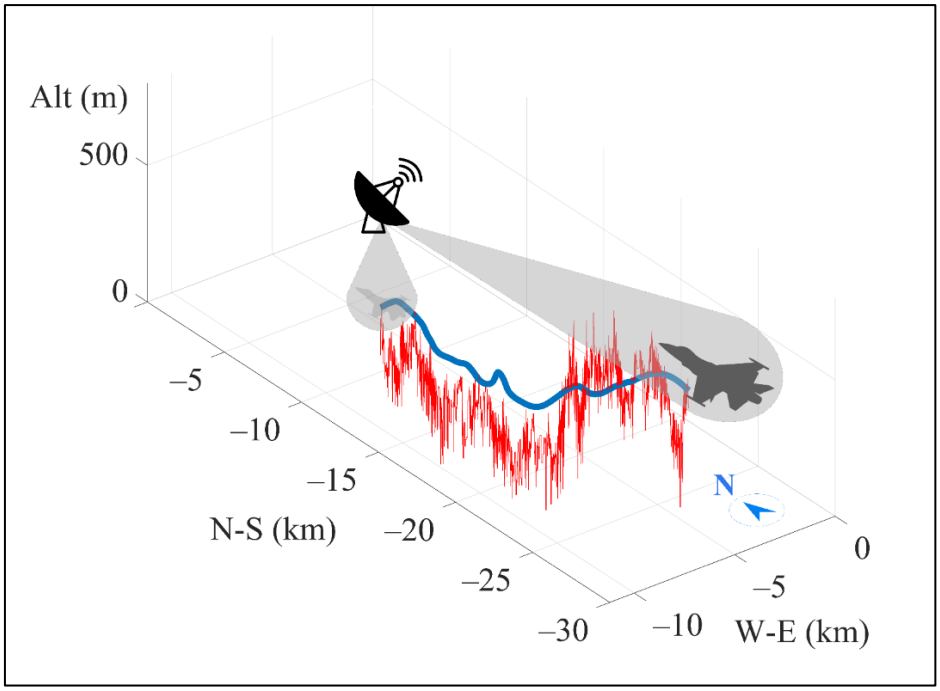
RKA simülasyonu sonuçları ve görüş açısı hesaplamalarından çıkan iki veri seti elde edildikten sonra, bu veriler birleştirilerek uçağın radar spesifik RKA davranışı analiz edilmiştir, bu analiz Şekil 3.4'te görsel olarak temsil edilmektedir. Her iki uçuş veri seti, farklı renklerle belirtilen grafikelle gösterilmiştir. Şekil 3.4, uçağın uçuşu boyunca RKA dalgalanmalarını gösterir ve TacView uçuş izleme sisteminde gözlemlenebilen karşılık gelen anlar gözlemlenmiş önemli farklarıişaret eder. A noktasında, uçak bir yuvarlanma ve yunuslama manevrası yapıyor gibi görünmekte ve uçağın yalnızca alt yüzeyi bir açıyla radara gösterilmektedir. B noktasında ise, bir başka ani yuvarlanma manevrası gözlemlenmekte ve bu, RKA'da belirgin bir farka yol açmaktadır, bu durum C noktasında

360°'lik bir yuvarlanma sırasında da görülebilir. Yaklaşık 40 saniye sonra, uçak uçuş profilini stabilize etmekte ve daha az manevra yapmaktadır. Son olarak, D noktasında, uçak burun kısmını radar yönüne hafifçe çevirmektedir, bu da dinamik RKA profilinde küçük bir zirveye neden olmaktadır. Uçuş verilerine dayalı RKA dalgalanmaları, Şekil 3.4'de gösterilmektedir, buradaki mavi grafik yuvarlanma ve yunuslama açıları sıfır olarak sabitlendiğinde elde edilen RKA verisini göstermektedir. Vurgulanan noktaların dışında, farklı büyüklüklerde önemli dalgalanmalar gösteren örnekler de bulunabilir. Uçuşun sonlarına doğru, önemli bir fark ortaya çıktığı gözlemlenmektedir, mavi grafik yaklaşık 15 dBsm'lik bir zirveye ulaşırken, kırmızı grafik yaklaşık −25 dBsm'ye düşer. 47. saniye civarında da başka bir belirgin fark gözlemlenir, burada RKA değişimi 30 dBsm civarındadır. Genel olarak, gerçekçi uçuş dinamiklerini yansıtan tam manevra veri setinden elde edilen RKA deseni, sınırlı veri setine kıyasla önemli ölçüde daha değişken olup, bu sınırlı veri seti daha az dalgalanma ve daha fazla stabilite göstermektedir. İki veri seti arasındaki ana karşılaştırmaların daha ayrıntılı analizi daha derin bir anlayış sağlayabilirken, gözlemlenen ortalama fark %32,44'tür ve tam manevra veri seti bu hesaplamada referans noktası olarak kabul edilmektedir.



Şekil 3.4. Radarın, zaman içindeki RKA dalgalanmalarını gösteren görünümü, kırmızı renk ile tam dönüş serbestlik derecelerine sahip verileri ve mavi renk ile yuvarlanma ve yunuslama rotasyonlarının sıfır olduğu verileri temsil etmektedir, uçağın RKA görünümündeki önemli değişiklikler A (2.–5. s), B (11. s), C (29.–32. s) ve D (103. s) noktalarında işaretlenmiştir

Şekil 3.5'te, RKA'nın uçuş yolunun boyunca önemli ölçüde dalgalandığı gösterilmektedir; bu, radarın göreli konumuyla yakından ilişkilidir. Uçuş yolu sabit kalsa bile, radarın konumunun değiştirilmesinin tamamen farklı RKA değişim desenlerine yol açacağı göz önünde bulundurulmalıdır. Kırmızı grafikle ifade edilen dalgalanmalar, uçuş boyunca yansıyan gücü temsil eder ve radar ile uçak arasındaki etkileşimi ayrıntılı bir şekilde gösterir.



Şekil 3.5. Uçağın RKA genliği, uçuş yolu boyunca (mavi) çizilirken, RKA dalgalanmaları radarın başlangıç noktasındaki konumundan (kırmızı) gözlemlenmektedir [26]

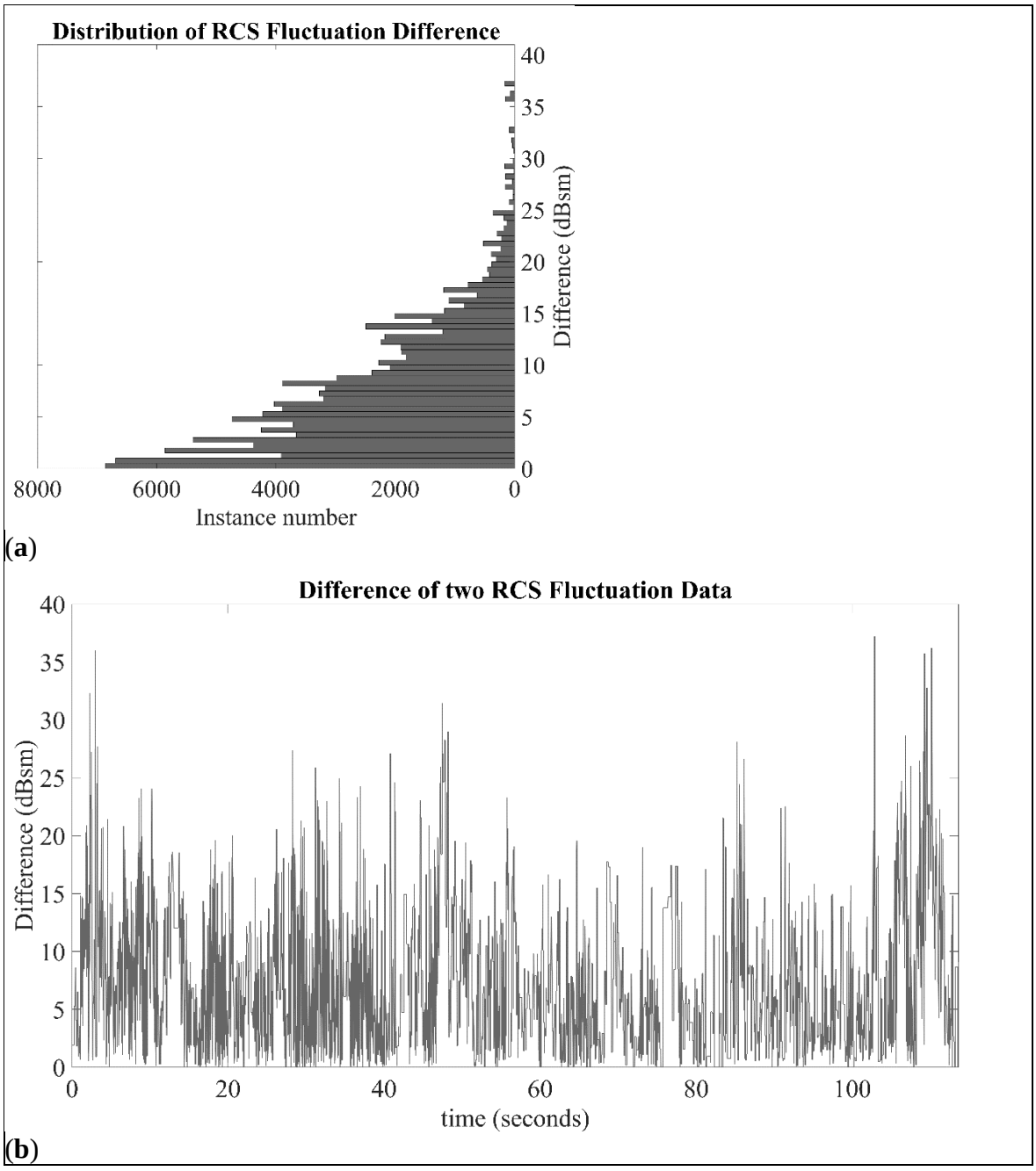
Bu araştırmanın sonuçları, dinamik uçuş koşulları sırasında RKA sintilasyon davranışını incelemek için hem neredeyse gerçekçi hem de çoğunlukla tekrar edilmesi kolay simülasyonların kullanılmasının etkinliğini vurgulamaktadır. Belirli serbestlik derecelerinin etkisine odaklanarak, çalışma, farklı uçuş profillerinin istatistiksel özelliklerini değerlendirmekte ve bunları görüş açısına göre gözlemlenen sintilasyonlarla ilişkilendirmektedir.

4. TARTIŞMA

Bu araştırmanın amacı, rotasyonel serbestlik derecelerinin bir İHA'nın RKA sintilasyonu üzerindeki etkilerini yer tabanlı radar ile tespit edilerek değerlendirilmesinde bir dizi yöntemi tanıtmak ve uygulamaktır. Önceki araştırmalar incelenerek, esnek ve kullanıcı dostu bir şekilde uçuş verisi üretmek için erişilebilir ve maliyet etkin yöntemlerin eksik olduğu ortaya konulmuştur. Bu eksikliği gidermek amacıyla bu tez, ticari uçuş simülatörleri ve izleme araçlarının kullanılmasını önermektedir. Bu tezdeki RKA simülasyonları, verileri verimli bir şekilde işleyebilen ve yalnızca düşük hesaplama maliyeti gerektiren fiziksel optik yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir, bu da yüksek donanımsal kapasiteye ihtiyaç duyulmadan hızlı bir şekilde iş yapılabilen basitleştirilmiş bir araç gibi düşünülebilir. Simülasyon adımlarının zaman alıcı doğası göz önünde bulundurulduğundan, RKA verisi uçağın azimut ve yükselti açıları için 1º çözünürlükte düşük frekansta hesaplanmıştır. Daha yüksek hassasiyetli yöntemler, örneğin Momentler Yöntemi (MoM) veya Atış ve Yansıyan Işınlar (SBR) daha ince örnekleme aralıkları ile kullanılabilse de seçilen yaklaşım doğruluk ve hesaplamaya uygunluk arasında etkili bir denge sunmaktadır. Yaygın olarak uygulanan $\lambda/10$ üçgenleme standardı genellikle yeterli olsa da bu değerin düşürülmesi, RKA tahminlerinin doğruluğunu daha da iyileştirebilir. Bu simülasyonların doğruluğu, genellikle mevcut donanım ve yazılım ile sınırlı olan seçilen model ve yönteme bağlıdır. Görüş açısı hesaplamaları, özel bir kodla üretilen denetimli uçuş verisi kullanılarak doğrulanmış ve tatmin edici sonuçlar elde edilmiştir, bu nedenle diğer simülasyon çerçeveleriyle ek doğrulama yapılmasına gerek duyulmamıştır. Ancak, özel bir çerçevede esnek bir simülasyon kodu oluşturmak, dış izleme araçlarıyla görüş açısı sonuçlarını doğrulama sürecindeki hataları azaltarak süreci kolaylaştırabilir. Bu araştırmada kullanılan yöntemler, çalışmanın kapsamı için uygun olsa da karşı tedbir analizi gibi daha ayrıntılı veya büyük ölçekli analizler gelişmiş özelleştirmeler ve daha yüksek hassasiyetli yaklaşımlar gerektirebilir.

Önemli bir zorluk, benzer genel eğilimleri gösteren ancak belirli noktalarda önemli farklılıklar sergileyen iki RKA veri setinin istatistiksel karşılaştırılmasıdır. Bu varyasyonları tam olarak anlamak, bu yazının kapsamı dışında kalan ve gelecekteki araştırmalar için değerli bir alan olan ilgili manevraların ayrıntılı bir incelemesini gerektirmektedir. Şekil 3.4 ve Şekil 4.1, bu farklara dair bilgiler sunmaktadır, Şekil 3.4, genel ve zaman bağımlı

varyasyonları vurgularken, Şekil 4.1 bu sapmaları nicel olarak özetlemektedir. Kritik bir dBsm farkının ne olacağı, belirli bir angajman senaryosu veya operasyonel parametreler gibi bağlama büyük ölçüde bağlıdır. Bu nedenle bu çalışma, manevraların RKA'yı ne derece önemli şekilde etkileyip etkilemediğini belirlemeyi amaçlamamaktadır. Bunun yerine, eğilimlerin başlangıç düzeyinde anlaşılmasını sağlamakta ve daha kapsamlı bir gelecekteki analiz için ihtiyaç duyulan noktaları vurgulamaktadır.



Şekil 4.1. İki RKA sintilasyon değeri arasındaki değişim: (a) farklı değerlerin miktarını, (b) ise RKA farklarını zaman serisi olarak göstermektedir [26]

Gelecekteki araştırmalar, görüş açısı hesaplamalarını geliştirmeye odaklanmalıdır, çünkü bu, bu alandaki analizlerin doğruluğunu ve kapsamını büyük ölçüde artırabilir. Görüş açılarını ince ayar yapmanın incelikleri, bu hesaplamaların güvenilirliğini ve doğruluğunu artıracak yenilikçi yaklaşımlar veya düzenlemeleri ortaya çıkarabilir. Gelişmiş ve ayrıntılı 3 boyutlu temsillerin dahil edilmesi, RKA simülasyonlarının kalitesini artırarak, uçak ve radar sistemleri arasındaki etkileşimlere daha fazla ışık tutabilir. Yüksek çözünürlüklü modelleme ve gelişmiş işleme sistemleri gibi son teknolojilerin kullanılması, son derece hassas ve doğru RKA simülasyonlarını mümkün kılarak, uçakların radar sistemleriyle etkileşimlerinin dinamiklerine dair daha derin bir anlayış sağlayabilir. Ayrıca, hedef izleme alanındaki hızlı gelişmeler, geleneksel aktif aldatıcıları giderek geçersiz kılmaktadır. Gelişmiş işleme yetenekleri ve çevrelerine uyum sağlama yetenekleriyle bilişsel radar sistemleri, mevcut aldatıcı teknolojilerini zorlamaktadır. Bu durumu ele almak için, aktif aldatıcı algoritmalarının ve işlevlerinin modernize edilmesi, bu ileri düzey radar sistemlerine karşı daha uyumlu ve duyarlı hale getirilmesi gerekmektedir. Aldatıcıları kullanan hava platfromlarının radyo frekansı özelliklerinin dahil edilmesi, aldatıcının sinyal bozma etkinliğini artırmak için değerli bilgiler sağlayabilir. Bu gelişmeler, dinamik savaş senaryoları hakkındaki anlayışımızı derinleştirirken, gelecekte daha güçlü ve etkili savunma mekanizmalarının tasarımına yardımcı olma vaadini taşımaktadır.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışma, uçuş dinamiğinin, yer radarları tarafından tespit edilen bir İHA boyutundaki hava aracının RKA değişimlerini nasıl etkilediğini incelemeye odaklanmıştır. Araştırma, düşük maliyetli ve kolay erişilebilir araçlar kullanarak, yüksek maliyetli uçuş denemeleri, katı gösterimler veya geleneksel simülasyon yöntemlerine duyulan ihtiyacı ortadan kaldırmıştır. Genel amaç, operasyonel analiz için bir çerçeve geliştirmek ve aynı zamanda gelecek nesil aktif sahte hedefler gibi karşı tedbir yeniliklerine rehberlik etmektir. Etkileşimli bir simülasyon ortamında, uçuş verileri üretilmiş ve RKA verilerini izlemek için uçak ile radar arasındaki azimut ve elevasyon açıları zaman içinde hesaplanmış, bunun sonucunda zengin ve ayrıntılı bir zaman serisi verisi elde edilmiştir.

Operasyon sonrası yapılan analiz, belirli uçuş manevralarının önemli RKA dalgalanmalarıyla yakın bir şekilde bağlantılı olduğunu ortaya koymuştur. Bu çalışma, eğilme ve yuvarlanma açılarına yapılan değişikliklerin 35 dBsm'yi aşan RKA değişikliklerine yol açabileceğini göstermiştir. Araştırma, gelişmiş modelleme teknikleri kullanarak RKA davranışı ile uçuş dinamiği arasındaki karmaşık etkileşimi, özellikle yunuslama ve yuvarlanma etkilerini vurgulamaktadır. Simüle edilmiş RKA verileri ile açı hesaplamalarının entegrasyonu, platform RKA desenlerini taklit eden aktif sahte hedeflerin geliştirilmesi ve modern savaşta büyük önemi olan uyarlanabilir algoritmalara sahip bilişsel radar sistemlerinin geliştirilmesi gibi savunma stratejilerinin ilerlemesi için değerli bilgiler sunmaktadır.

KAYNAKLAR

1. Bianchi, D., Borri, A., Cappuzzo, F., & Di Gennaro, S. (2024). Quadrotor trajectory control based on energy-optimal reference generator. *Drones*, 8(1), 29.

2. Gui, D., Le, M., Huang, Z., & D'Ariano, A. (2024). A decision support framework for aircraft arrival scheduling and trajectory optimization in terminal maneuvering areas. *Aerospace*, 11(5), 405.

3. Deng, H., Huang, J., Liu, Q., Zhao, T., Zhou, C., & Gao, J. (2023). A distributed collaborative allocation method of reconnaissance and strike tasks for heterogeneous UAVs. *Drones*, 7(2), 138.

4. Guan, J., Huang, J., Song, L., & Lu, X. (2024). Stealth aircraft penetration trajectory planning in 3D complex dynamic environment based on sparse A* algorithm. *Aerospace*, 11(1), 87.

5. İnternet: Leonardo S.p.A. RAT 31DL L-Band/Solid State 3D Air Surveillance Radar. URL: http://web.archive.org/web/20240518092419/https://electronics.leonardo.com/en/products/rat-31dl, Son Erişim Tarihi: 18.05.2024.

6. Ling, H., Chou, R.-C., & Lee, S.-W. (1989). Shooting and bouncing rays: Calculating the RCS of an arbitrarily shaped cavity. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 37(2), 194–205.

7. Weinmann, F. (2006). Ray tracing with PO/PTD for RCS modeling of large complex objects. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 54(6), 1797–1806.

8. Sezgin, D. (2022). *Radar cross section measurement of various objects with 77-81 GHz automotive radar and assessment of radar cross cection simulation tools*, Yüksek Lisans Tezi, Atılım Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.

9. İnternet: Wolff, C. Radar Cross-Section. Radartutorial.Eu. URL: http://web.archive.org/web/20240526084749/https://www.radartutorial.eu/01.basics/Radar%20Cross%20Section.en.html, Son Erişim Tarihi: 26.11.2024.

10. Uluisik, C., Cakir, G., Cakir, M., & Sevgi, L. (2008). Radar cross section (RCS) modeling and simulation, part 1: A tutorial review of definitions, strategies, and canonical examples. *IEEE Antennas and Propagation Magazine*, 50(1), 115–126.

11. Fourikis, N. (2000). *Advanced array systems, applications and RF technologies*. San Diego, CA: Academic Press, 11-13.

12. Hu, Y., Qi, X., Cao, R., Liu, B., & Yang, K. (2022). Research on Relationship between RCS of Moving Targets and Radar Aspect Angle. *2022 IEEE 5th Advanced Information Management, Communicates, Electronic and Automation Control Conference (IMCEC)*, Chongqing, 1848–1857.

13. Zhang, Z., Jiang, J., Wu, J., & Zhu, X. (2023). Efficient and optimal penetration path planning for stealth unmanned aerial vehicle using minimal radar cross-section tactics and modified A-Star algorithm. *ISA Transactions*, 134, 42–57.

14. Xu, Q., Ge, J., Yang, T., & Sun, X. (2020). A trajectory design method for coupling aircraft radar cross-section characteristics. *Aerospace Science and Technology*, 98, 105653.

15. Herman, S. M. (2003). Joint passive radar tracking and target classification using radar cross section. *Proc. SPIE, Signal and Data Processing of Small Targets*, 5204, 402–417.

16. Persson, B., & Bull, P. (2016). Empirical study of flight-dynamic influences on radar cross-section models. *Journal of Aircraft*, 53(2), 463–474.

17. Haykin, S., Zia, A., Arasaratnam, I., & Xue, Y. (2010). Cognitive tracking radar. *2010 IEEE Radar Conference*, Arlington, 1467–1470.

18. Haifawi, H., Fioranelli, F., Yarovoy, A., & Van Der Meer, R. (2023). Drone detection & classification with surveillance 'Radar On-The-Move' and YOLO. *2023 IEEE Radar Conference (RadarConf23)*, San Antonio ,1–6.

19. Guerci, J. R., Guerci, R. M., Ranagaswamy, M., Bergin, J. S., & Wicks, M. C. (2014). CoFAR: Cognitive fully adaptive radar. *2014 IEEE Radar Conference*, Cincinatti, 0984–0989.

20. Knott, E. F., Shaeffer, J. F., & Tuley, M. T. (1993). Radar cross section (2. Ed.). Boston: Artech House, 234-236.

21. Chen, W.K. (Editör). (2005). The Electrical Engineering Handbook (1. Ed.). Amsterdam: Elsevier Academic Press.

22. İnternet: Caraway, W. D., & Abell, D. C. (1996). *A method for the determination of target aspect angle with respect to a RADAR* (Technical Report RD-MG-96-32). US Army Missile Command. URL: https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA309452, Son Erişim Tarihi: 12.06.2023

23. İnternet: Eagle Dynamics SA. *Digital Combat Simulator*. Eagle Dynamics SA. URL: http://web.archive.org/web/20240804190346/https://www.digitalcombatsimulator.com/en/, Son Erişim Tarihi: 04.08.2024.

24. İnternet: Raia Software Inc. (2006). *TacView* (1.9.3) (Version 1.9.3). Raia Software Inc. URL: http://web.archive.org/web/20240822224305/https://www.tacview.net/product/about/en/, Son Erişim Tarihi: 22.08.2024.

25. İnternet: *Northrop Grumman X-47B by 67bope is licensed under the Creative Commons—Attribution—Non-Commercial—No Derivatives license.* URL: https://web.archive.org/web/20250104090300/https://www.printables.com/model/216790-northrop-grumman-x-47b/files, Son Erişim Tarihi: 04.01.2025

26. Sen, K., Aksimsek, S., & Kara, A. (2024). Dynamic RCS modeling and aspect angle analysis for highly maneuverable UAVs. *Aerospace*, 11(9), 775.

27. İnternet: *"F-16" (https://skfb.ly/HQxq) by surveytown is licensed under Creative Commons Attribution (http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).* (2015). URL: http://web.archive.org/web/20240920151006/https://sketchfab.com/3d-models/f-16-00d69679955a423a9337726635cc5e1c, Son Erişim Tarihi: 04.01.2025

28. Chatzigeorgiadis, F. (2004). *Development of code for a physical optics radar cross section prediction and analysis application*, M. Sc. Thesis, Naval Postgraduate School, Monterey, CA.

29. Yue, K., Chen, S., & Shu, C. (2015). Calculation of aircraft target's single-pulse detection probability. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 7(3), 314–322.

30. Touzopoulos, P., Boviatsis, D., & Zikidis, K. C. (2017). 3D modelling of potential targets for the purpose of Radar Cross Section (RCS) prediction: Based on 2D images and open source data. *2017 International Conference on Military Technologies (ICMT)*, Brno, 636–642.



Gazili olmak ayrıcalıktır