



## Development of air-to-ground engagement analysis model of fighter aircrafts

Sinem Erdoğan<sup>ID</sup>, Almıla Bektaş\*<sup>ID</sup>, Halit Ergezer<sup>ID</sup>

Çankaya University, Faculty of Engineering, Department of Mechatronics Engineering, 06790, Etimesgut, Ankara, Turkey

### Highlights:

- Survivability Analysis
- RCS (Radar Cross-sectional area)
- Engagement level modeling

### Keywords:

- Aircraft
- RCS
- SAM
- Pseudo 5 DOF

### Article Info:

Research Article  
Received: 03.06.2020  
Accepted: 17.12.2021

### DOI:

10.17341/gazimmfd.747596

### Correspondence:

Author: Almıla Bektaş  
e-mail:  
almila.bektas@tai.com.tr  
phone: +90 536 713 3336

### Graphical/Tabular Abstract

In operational analysis studies, it is possible to model and simulate the operation at engineering level, engagement level, mission level and campaign level. In this study, modelling and simulation studies are performed in engagement level allowing the analysis of air-to-ground engagement effectiveness of fighter aircraft according to the operational environment. The operational environment of the combat aircraft, which provides survivability analysis based on low observability and electronic jamming capabilities, is represented. Modelling has been carried out to allow the use of changes in the Radar Cross-sectional Area (RCS), which is one of the most important factors affecting the survivability of the aircraft, with respect to azimuth and elevation angles. The Radio Frequency (RF) jamming capability of the fighter aircraft has also been modelled in accordance with the engagement level. The results of the generic scenarios for the analysis of the effect of the parameters of these models on the survivability of fighter aircraft have been presented in Figure A.

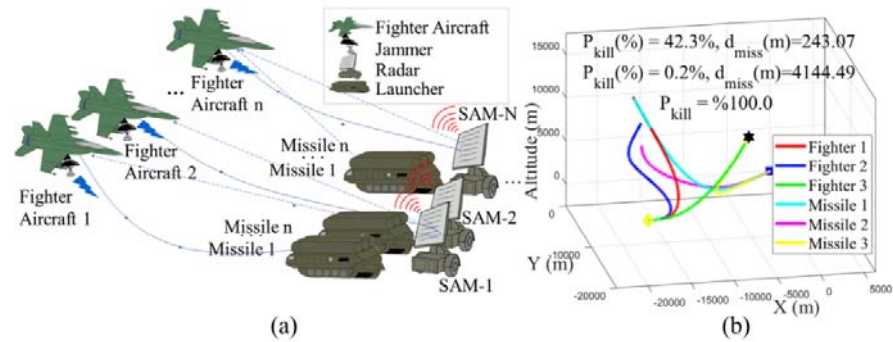


Figure A. (a) Modeled Vehicles (b) Simulation Results

**Purpose:** The purpose of this study is to create a modeling and simulation environment to analyze the effect of RKA, maneuverability and jamming ability on survivability of fighter aircraft during air-to-ground missions.

### Theory and Methods:

The operational environment that represented in simulation is given in Figure (a). In this study, modelling and simulation of the entities given in Figure (a) are performed in engagement level allowing the analysis of air-to-ground effectiveness of fighter aircraft according to the operational conditions. The operational environment/conditions of the combat aircraft, which provides survivability analysis based on low observability and electronic jamming capabilities, is represented. The search radar and tracking radar models of surface-to-air missile (SAM) systems have been modelled in the engagement level. The dynamic model of the fighter aircraft and the missile have pseudo-5-degrees-of-freedom. The effect of RCS change of fighter is modelled to analyze the RCS impact on survivability. The Radio Frequency (RF) jamming capability of the fighter aircraft has also been modelled in engagement level. The results of the generic scenarios to analyse the impact of different parameters on survivability of fighter aircraft have been presented.

### Results:

The results obtained from the simulation shows that the RCS is most effective in simulations. Different results have been taken by changing the maneuver time and the data needed for it, and by changing the jamming power.

### Conclusion:

In conclusion this research is completed and the effect of the RCS is observed. This model has many sub models that can be used in other designs. All these sub models are designed in engagement level.



## Muharip hava araçlarının hava - yer angajman analiz modelinin geliştirilmesi

Sinem Erdoğan<sup>ID</sup>, Almıla Bektaş\*<sup>ID</sup>, Halit Ergezer<sup>ID</sup>

Çankaya Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Mekatronik Mühendisliği Bölümü, 06790, Etimesgut, Ankara, Türkiye

### Ö N E Ç İ K A N L A R

- Bekâ/öldürücülük analiz modeli
- RKA'nın bekâ/öldürücülük etki analizi
- Karıştırıcının bekâ/öldürücülük etki analizi

### Makale Bilgileri

Araştırma Makalesi  
Geliş: 03.06.2020  
Kabul: 17.12.2021

### DOI:

10.17341/gazimmfd.747596

### Anahtar Kelimeler:

Harekât analizi,  
Hayatta kalabilirlik,  
Radar kesit alanı

### ÖZ

Harekât Analizi çalışmalarında; mühendislik seviyesinde, angajman seviyesinde, görev seviyesinde ve birleşik kuvvetler seviyesinde modelleme ve benzetim yapmak mümkündür. Bu çalışmamızda, muharip hava araçlarının harekât ortamına uygun hava-yer angajman etkinliğinin analiz edilebilmesine imkân sağlayan angajman seviyesinde modelleme ve benzetim çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Muharip uçağın, düşük görünürlük ve elektronik karıştırma kabiliyetlerine göre beka analizlerinin yapılabileceği harekât ortamı oluşturulmuştur. Yerden havaya tehditlere ait arama radarı, takip radarı modelleri angajman seviyesine uygun olacak şekilde gerçekleştirilmiştir. Muharip hava aracının ve yerden havaya füzenin hareket modelleri sözde-5 Serbestlik Derecesinde (SD) oluşturulmuştur. Hava aracının bekasını etkileyen en önemli unsurların başında gelen Radar Kesit Alanının (RKA) yanca ve yükseliş açılarına bağlı değişimlerinin kullanılmasına olanak sağlayacak şekilde modelleme gerçekleştirilmiştir. Muharip hava aracının Radyo Frekansı (RF) karıştırma kabiliyeti de angajman seviyesine uygun olarak modellenmiştir. Bu modellere ait parametrelerin muharip savaş uçağının hayatta kalabilirliğine etkisinin analizine yönelik jenerik senaryolar ile gerçekleştirilen koşullara ait sonuçlar sunulmuştur.

## Development of air-to-ground engagement analysis model of fighter aircrafts

### H I G H L I G H T S

- Survivability/lethality analysis model
- RCS impact on survivability/lethality analysis
- Jammer impact on survivability/lethality analysis

### Article Info

Research Article  
Received: 03.06.2020  
Accepted: 17.12.2021

### DOI:

10.17341/gazimmfd.747596

### Keywords:

Operational analysis,  
survivability,  
radar cross section

### ABSTRACT

In operational analysis studies; it is possible to model and simulate at an engineering level, engagement level, task level and campaign forces level. In this study, modelling and simulation studies are performed in engagement-level allowing the analysis of air-to-ground engagement effectiveness of fighter aircraft according to the operational environment. The operating environment of the combat aircraft, which provides survivability analysis based on low visibility and electronic mixing capabilities, is created. The search radar and tracking radar models for ground-to-air threats have been designed in accordance with the engagement level. The dynamic model of the fighter aircraft and the ground-to-air missile have been modelled using pseudo 5 degree-of-freedom. Modelling has been carried out to allow the use of changes in the Radar Cross-sectional Area (RCS), which is one of the most important factors affecting the survivability of the aircraft, with respect to azimuth and elevation angles. The Radio Frequency (RF) jamming capability of the fighter aircraft has also been modelled in accordance with the engagement level. The results of the generic scenarios for the analysis of the effect of these models' parameters on the survivability of fighter aircraft have been presented.

## 1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Muharip hava araçlarının hayatta kalabilirliği görev sırasında tehditler tarafından öldürülmeme kabiliyeti olarak tanımlanmaktadır [1] ve hayatta kalma kabiliyetinin muharip unsurlar için önemi [1]'de bu kabiliyetle ilgili konularla birlikte açıklanarak verilmiştir. Tehdit ortamında görev yapacak bir savaş uçağının hayatta kalması, uçağın tasarımı, pilot ve mürettebatın becerisi ve tecrübesi, uçağın silah kapasitesi, karşı tedbir sistemlerinin kabiliyetleri ve uygulanacak taktikler gibi birçok farklı etkene bağlıdır. Muharip hava araçlarının maliyeti, görev etkinliğinin savaş ortamına etkisi değerlendirildiğinde hayatta kalabilirliğinin saha görevi öncesi değerlendirilebilmesine olanak sağlayacak analiz çalışmalarının yapılmasını elzem kılmaktadır. Gizlilik dereceli konuları ihtiva ettiğinden bu alanda açık kaynakta çok az sayıda çalışma bulunmaktadır. Savunma sanayiinde yapılan modelleme çalışmalarında milli gizli bilgiler (RKA, Radar parametreleri, hava aracı konfigürasyonu vb.) bulunduğundan dolayı makaleler, modeller ve çalışmalar açık kaynaklarda paylaşılamamaktadır. Mevcut çalışmalarda detay seviyesi de kısıtlıdır. [2]'de platform manevraları, sahte hedef dinamiği ve füze parametrelerinin [3] ve [4]'te ise karıştırıcı kullanımının hayatta kalabilirliğe etkisi incelenmiştir. [5]'te, savaş anında oluşabilecek hasarlara karşı sabit kanatlı hava aracının hayatta kalabilirlik analizi yapılmıştır. [6]'da hava aracının bıraktığı kızılötesi (Infrared (IR)) izin hayatta kalabilirliğe etkisi ve IR iz düzeyi yönetimi incelenmiştir. [7]'de hava aracı manevrası ve karşı tedbirlerin hayatta kalabilirliğe etkisi analiz edilmiştir. [8]'de hayatta kalabilirlik, hava aracı duyarlılık ve hassasiyeti olarak iki alt başlıkta incelenmiş ve bu alt başlıklara nümerik ağırlıklar verilerek rasyonel bir hayatta kalabilirlik analizi yapılmıştır. [9]'da entegre hava savunması bağlantılarının, sinyal/gürültü oranı (Signal to Noise Ratio (SNR)) değerine etkisi incelenmiş, radar ağları üzerinden hayatta kalabilirlik analizi yapılmıştır. Harekât etkinlik analizi yukarıda sıralanan tüm etkenlerin şekillendirilmesi sırasında bilgi sağlamaktadır. Örneğin, hava aracı tasarımı sırasında uçağın RKA değerleri ve manevra kabiliyeti gibi etkenlerin harekât ortamında görev başarımına katkısı incelenerek tasarım kararlarının verilmesine yardımcı olabilmektedir. Bu seviye bir benzetimde mühendislik seviyesinde yüksek sadakatte modellerin (*high fidelity models*) oluşturulması gerekmektedir [4]. Ancak çoğu zaman çok fazla parametrenin bir arada ödünleşme çalışmalarına konu edilmesi söz konusu olduğundan bu parametrelerin oluşturulduğu modellerden sonuç elde etmek ve bunların analiz edilmesi aracın amacı sorununa dönüşmektedir. Bu sebeple angajman seviyesinde (sadakat seviyesi çok yüksek olmayan) modeller oluşturularak her seferinde birkaç parametrenin etkisinin irdelenebilmesini mümkün kılmak ve bu modellerden elde edilecek bilgilere göre hangi alanın mercek altına alınması gerektiğini belirlemek daha uygun bir yaklaşım olabilir [10]. Bu çalışmamızda muharip hava araçlarının RKA ve manevra kabiliyetinin hava-yer görevleri sırasında hayatta kalabilirliğine etkisini incelenebileceği modelleme ve benzetim ortamı oluşturulmuştur.



Şekil 1. Askeri simülasyon piramidi  
(Military Simulation Pyramid).

Şekil 1'de dört düzeyden oluşan askeri simülasyon piramidi verilmiştir. Bu dört simülasyon düzeyi, simülasyonlardaki ayrıntı düzeyini ve sorulan soruların kapsamını yansıtır [11]. En ayrıntılı seviyeden başlayarak, bir mühendislik simülasyonu bir füze sisteminin bileşenlerini ve bunların etkileşimlerini mümkün olan en yüksek doğrulukla modeller. Angajman seviyesi modelleme, mühendislik seviyesinde modellenen birçok ayrıntıyı atlar, ancak tehdit sisteminin etkisiz hale getirilmesindeki etkinliğin tespit edilebilmesi için yeterli olgunluk seviyesinde fırlatma platformları ve füze modelleri içerir. Görev düzeyinde bir simülasyon daha fazla ayrıntıyı atlar ve belirli bir görevi gerçekleştirmek için füze sisteminin taktiksel etkinliğini ele almayı amaçlar. Son olarak, harekât seviyesinde bir simülasyon, savaş sırasında ve öldürme olasılığına odaklanarak "mavi" güçlerin "kırmızı" güçlere karşı en iyi yetenek karışımını belirlemeye çalışır. İdeal olanı, mevcut (veya olası) tüm mühendislik detaylarının tüm benzetim seviyelerine dâhil edilmesidir, ancak bu genellikle mümkün değildir. Dolayısıyla uygun seviyenin belirlenmesi ve belirlenen bu seviyeye uygun geçerli kılınmış modellerin oluşturulması halen aktif olarak çalışılan konular arasındadır [12].

Farklı seviyelerde hayatta kalabilirlik analizleri gerçekleştirilebilir. Bu çalışmalarda, seviyeye; yapılacak işin içeriği ve analiz için gereken işlemci gücü, analizde kullanılacak birimlerle ilgili sahip olunan bilgi seviyesine göre karar verilmektedir. Söz gelimi, hayatta kalabilirlik analizleri [13]'te parçalı savaş başlıklarına karşı uçağın korunmasızlığı üzerinden gerçekleştirilerek birçok detay kullanılırken, [14]'te hayatta kalabilirlik rota planlama üzerinden ele alınmıştır ve senaryo bileşenlerinin detay seviyeleri oldukça düşüktür. [15]'te savaş uçağı hayatta kalabilirliği analizi için sensör ve tehdit modelleri bir araya getirilerek bir olasılıksal grafiksel model oluşturularak Monte Carlo analizleri gerçekleştirilmiştir. Önerilen yöntemin belirli bir hayatta kalma oranı için uçağın performans parametrelerinin ne olması gerektiği ile ilgili ters problemi de çözebildiği gösterilmiştir. Yakın zamanda [16] AirSurf isimli modelleme simülasyon iskeleti sunulmuş, bu alanda sürekli geliştirilmekte olan farklı ürünlerin halihazırdaki ürünlerle entegre edilmesine olanak sağlayacağı belirtilmiştir.

Hayatta kalabilirlik analizlerinde modelleme ve simülasyondan faydalanılmaya ilk olarak Joint Technical Coordinating Group for Aircraft Survivability (JTTCG/AS) kurulması ile başlanmıştır [17]. Sonrasında SURVIAC olarak adlandırılan bu merkezin geliştirmiş olduğu modelleme ve benzetim araçları arasında Geliştirilmiş Yerden Havaya Füze Simülasyonu (Enhanced Surface-To-Air Missile Simulation - ESAMS), Hassas Alanların Hesaplanması ve Onarım Süreleri (Computation of Vulnerable Areas and Repair Times - COVART), Gelişmiş Düşük İrtifa Radar Modeli (Advance Low-Altitude Radar Model - ALARM) gibi araçlar bulunmaktadır. Diğer tanınmış hayatta kalabilirlik analiz araçları arasında BRAWLER ve AFSIM'den bahsedilebilir [17].

Bu çalışmada hava aracı, füze ve takipçi platformun dinamik sistemler oluşuna bağlı olarak zamanla durumlarının değişmesi göz önünde bulundurulmuş, bu nedenle Harekât Analizi için angajman seviyesinde bir benzetim ortamı oluşturulması yaklaşımı uygun görülmüştür. Oluşturulan benzetim ortamı model bileşenlerinin parametrelerinin girilmesi ve benzetim parametrelerinin özelleştirilebilmesi için kullanıcı ara yüzleriyle desteklenmiştir. Harekât Analizi; hava aracı, lançer (*Hareket Modeli*), radar, karıştırıcı olmak üzere dört ana bileşen üzerinde yapılmıştır. Şekil 2'de genel model senaryosunun basit bir gösterimi verilmiştir. Bu mimaride angajman kurallarına bağlı kalarak oluşturulan modellerin parametrelerinin etkisi yığın koşum gerçekleştirilerek gözlemlenebilir. Benzetim sonuçlarının daha sonra yeniden oynatılabilmesi ve analiz edilebilmesi için istenen verilerin zaman etiketli olarak veri tabanına kaydedilmesi sağlanabilmektedir.

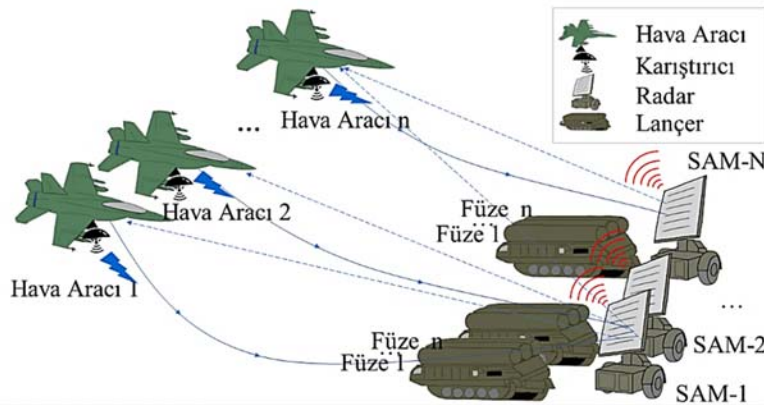
Benzetim hesaplama adım aralığı, toplam benzetim süresi gibi senaryoya bağlı parametreler de değiştirilebilmektedir. Hesaplama adım aralığının değiştirilmesi ile angajman seviyesinden mühendislik seviyesine doğru geliştirilmesi sırasında model sadakat seviyelerinin etkisi gözlemlenebilir.

Bu çalışma ile birçok farklı disiplinin bir arada yer aldığı karmaşık modellerden oluşan, angajman seviyesinde Muharip Hava Araçlarının görev sırasında hayatta kalabilirlik analizlerinin yapılabileceği bir modelleme ve

benzetim aracı gerçekleştirilmiştir. Bu tür araçların, gizlilik dereceli projelerle ilgili bilgi paylaşımı gerektirmesi sebebiyle, ülkelerin milli imkânlarla gerçekleştirilmesi gerekliliği ortadadır. Bildiğimiz kadarıyla ülkemizde geliştirilmiş bu aracın kabiliyetlerinin tamamına sahip angajman seviyesi analize imkân veren bir ürün bulunmamaktadır. Bu tür çalışmalarda genellikle seviyelerin uygun bir şekilde oluşturulmaması, hem analizlerin doğru sonuçları vermemesine hem de mühendislik çalışmalarına katkı sunacak şekilde yığın koşumlar yapılamamasına sebep olmaktadır. Füze, hava aracı, radar ve elektronik harp gibi farklı disiplinlerden değişik bileşenleri farklı bir mühendislik bakış açısıyla farklı detay seviyesinde (fidelity-level) modellemek ve bütünleştirmek bu çalışmanın asıl katkısıdır. Bunun yanı sıra, yurtdışı muadillerinden farklı olarak modülerliği sayesinde yazılıma yeni modülleri eklenebilir kılması, yazılım bağımlılığının en az seviyede olması sayesinde sürüm güncellemesi durumunda yapılması gerekebilecek değişiklikleri en aza indirmesi, açık kaynak bilgilerin kullanılmış olması dolayısıyla farklı modelleme seviyelerine taşınabilir yapıda olması önemli özelliklerindedir.

## 2. MODELLEME KURGUSU (MODELLING APPROACH)

Modeller MATLAB/Simulink kullanılarak oluşturulmuştur. Çoğunlukla Simulink ortamında modellemeler gerçekleştirilmiş, MATLAB kodları; veri kayıt, ilk değer atama, senaryo parametrelerinin kontrolü gibi durumlar için kullanılmıştır. Simulink modellemesi sırasında özel hiçbir Araç Kutusu (Toolbox) kullanılmamıştır, dolayısıyla oluşturulan ürünün çalışması için temel Simulink ve MATLAB yazılımı kullanımı yeterlidir. Hiçbir Araç Kutusu bağımlılığı olmadığından oluşturulan yapı son derece modüler bir yapıdadır ve üründe yer alan değişik modüller başka modeller içerisinde de kullanılabilir. Sinyallerin bloklar arasında iletilmesi sırasında Multiplexer (MUX)-Demultiplexer (DEMUX) yapısı tercih edilmiştir. Bu sayede benzer amaçlar için kullanılan veriler/sinyaller bir arada iletilip alınarak takip edilebilirlik ve güncelleme yapabilme kolaylığı sağlanmıştır. Genel modelleme mimarisi belirli kısıtlar dâhilinde güncellenebilecek hale getirilmiştir. İstendiği takdirde hava aracı, füze, radar ve hedef sayıları



Şekil 2. Modellenen senaryonun temsili gösterimi (Simulated scenario's illustration).



artırılabilir şekilde (gereken düzenlemelerin yapılması kaydıyla) ve içinde bulunan modellerin mantığı başka senaryolarda kullanılabilir şekilde modellenmiştir. Hava aracı ve füze, sözde-5 SD'ne sahip olup, modelleme angajman seviyesinde yapılmıştır. 3 SD'ne sahip modellerde verilen 3 eksendeki öteleme hareketine 2 yönelim SD eklenerek modelin tam 6 SD modellere yaklaşması sağlanmaktadır. Üç boyutlu bir simülasyonun basit özelliklerini korumak ve aynı zamanda tutum dinamiklerini hesaba katmak için, kapalı döngü otopilotunun transfer fonksiyonları Euler denklemlerinin yerini alır. Bu uygulamaya sözde 5 SD simülasyonu denir [18]. Hava aracının bekasını etkileyen en önemli unsurların başında gelen RKA yanca ve yükseliş açılarına bağlı değişimlerinin kullanılmasına olanak sağlayacak şekilde modelleme gerçekleştirilmiştir. Muharip hava aracının RF karıştırma kabiliyeti de angajman seviyesine uygun olarak modellenmiştir. Bu modellere ait parametrelerin muharip savaş uçağının hayatta kalabilirliğine etkisinin analizine yönelik jenerik senaryolar ile gerçekleştirilen koşullara ait sonuçlar sunulmuştur. Her alt modelin hayatta kalabilirliğe etkisini gözlemleyebilmek adına yığın koşum için ayrı bir model oluşturulmuştur. Yığın koşum sonucu farklı sonuçlar gözlenip hayatta kalabilirlik ve parametrelerle kaydeden bir program hazırlanmıştır.

Modelde hava aracı ve yerden havaya tehdit (Surface-to-Air-Missile - SAM) sistemi iki ana model olarak kurgulanmıştır. Simülasyon parametrelerinin belirlenmesi için MATLAB R2018b ortamında uygulama tasarlama özelliği kullanılarak bir arayüz oluşturulmuştur. Daha sonra benzetim modeli ile bütünleştirilmiştir.

Ana modelin oluşturulması sonrası radarlar arası iletişim ağı olan IAD Network modeli tasarlanmış ve entegre edilmiştir. IAD bloğu içinde bulunan mantık için Simulink içinden herhangi bir araç kutusu kullanılmamış tamamı angajman seviyesinde matematiksel ve mantıksal işlemlerle oluşturulmuştur. Genel modelleme mimarisinde de IAD de olduğu gibi hiçbir Simulink araç kutusu kullanılmadığından modelin çalışma hızı önemli derecede artırılmıştır.

Genel modelleme Şekil 3'te bir hava aracı bir SAM olarak gösterilmiştir. Bu yapıda yer alan bileşenler hareket durumuna bağlı olarak istenildiği kadar arttırılabilir. Bu çalışma kapsamında üçe üçlük bir yapı kurgulanmış ve

koşullar gerçekleştirilmiştir. Hem SAM'ların hem de hava araçlarının içinde bulunan füze sayıları istenilen şekilde değiştirilebilir olarak tasarlanmıştır. SAM modellerinin içinde bulunan füzelerin atımları zamana ve/veya olaya bağlı olacak şekilde kurgulanmıştır. Bu açıdan bakıldığında sistem hem olay tetiklemeli hem zaman tetiklemeli olacak şekilde kullanılabilir.

### 3. YERDEN HAVAYA TEHDİT SİSTEMİNİN MODELİ (SURFACE TO AIR THREAT SYSTEM MODEL)

#### 3.1. Radar Modeli (Radar Model)

Hava araçları tespit edilme ihtimallerini düşürmek için radarlarının düşük güç, geniş bant genişliği, değişken frekans gibi pek çok özelliğini kullanma ihtiyacı duyarlar [19]. Radar modelinde bu özellikler yansıtılabilmektedir ve bu şekilde hava aracının düşük görünürlük özelliği desteklenebilmektedir. Angajman seviyesine uygun olarak tehdit sistemine ait radarın arama modu ve takip modu aşağıda verilen formüllere uygun olarak oluşturulmuştur. Kullanıcının girebileceği SNR değerine bağlı olarak mod geçişleri yapılmaktadır. Yakalama (Acquisition) modu ideal olarak değerlendirilmiştir. Radarın arama ve takip modu arasındaki bağlantılarının Simulink modeli Şekil 4'te verilmiştir. Arayüz kullanılarak arama ve takip modları için farklı parametrelerin belirlenebilmesine olanak sağlanmıştır. Mod geçişleri sırasında arama modundan takip moduna, takip modundan arama moduna geçerken iki farklı SNR değeri kullanılabilir. Arama modu SNR değeri [9]:

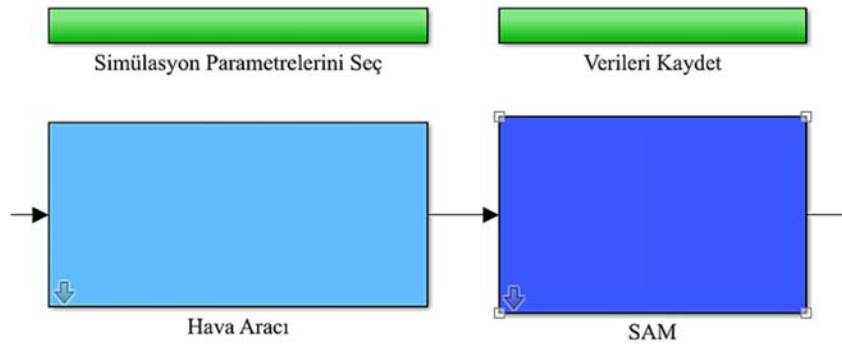
$$SNR = \frac{P_{ort} A_e t_s \sigma(t)}{4\pi \Omega (R^4) k T_s Loss} \quad (1)$$

$$t_s = \frac{\theta_{3dB}}{6 * \omega} \quad (2)$$

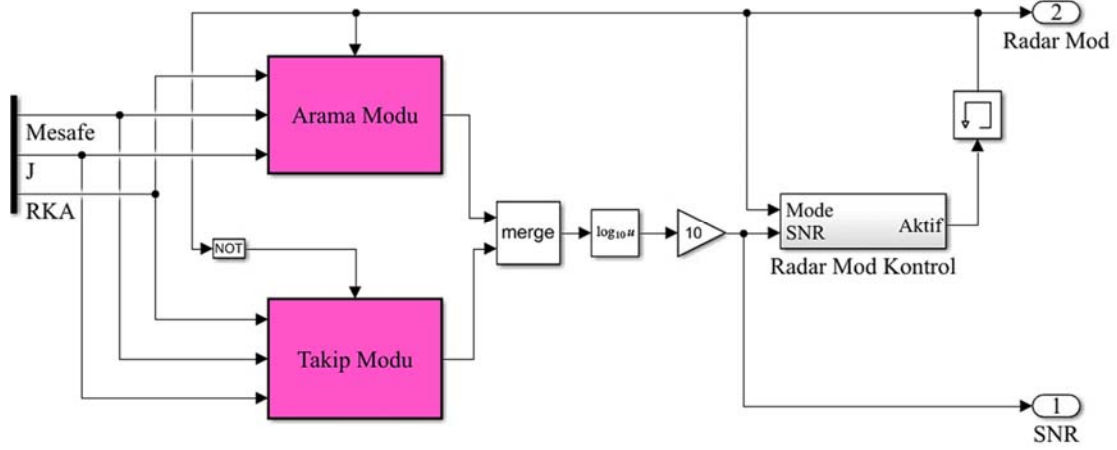
$$\Omega(hacim) = \frac{\theta_{az} \theta_{el}}{57.23^2} \quad (3)$$

$$A_e = \frac{G c^2}{4 * \pi f^2} \quad (4)$$

Eş. 1'de,  $P_{ort}$  radarın ortalama gönderilen güç değerini,  $\sigma(t)$  RKA değerini, Eş. 3'te  $\theta_{az}$  ve  $\theta_{el}$  yanca ve yükseliş huzme genişliklerini, Eş. 2'de  $\omega$  antenin açısal hızını, Eş. 4'te  $A_e$  antenin etkili alanını,  $f$  radarın çalışma frekansını,  $c$  ışık



Şekil 3. Model bloklarının aralarındaki girdi çıktı ilişkisi (Input-output relationship of the main blocks)



**Şekil 4.** Radar için Simulink modeli yapısı, Arama ve Takip modu blokları ve iki mod arasında geçişi sağlayacak olan karar yapısını içeren Radar Mod Kontrol bloğu (Search, track and radar mode control blocks in Simulink).

hızını ifade etmektedir. RKA ( $\sigma(t)$ ) değeri ortalama RKA ve sintilasyon etkilerini içermektedir. Anten kazancı alma ve göndermede farklı tanımlanabilmektedir, Eş. 4'te  $G$  alma ve gönderme anten kazançlarının toplamını ifade etmektedir. Angajman seviyesi modelleme gerçekleştirildiğinden atmosferik ya da kargaşa kayıpları modellenmemiştir, bu kayıpları da içerisine katacak şekilde toplam kayıp değeri ( $Loss$ ) kullanıcı arayüzü üzerinden tanımlanabilmektedir. Kullanıcıdan alınan açılma hız parametresine göre radarın hedefi aydınlatma zamanı, yanca ve yükseliş açısı parametrelerine göre ise radar tarafından taranan hacim bulunmuştur. Gönderilen güç, darbe genişliği ve darbe tekrar aralığı kullanılarak ortalama güç hesaplanmış ve SNR değerini elde etmek için kullanılmıştır. Radar ile hava aracı arasındaki mesafe benzetim sırasında hesaplanmaktadır. Muharip hava araçları için önemli bir parametre olan RKA ise hava aracı ve radar arasındaki geometriye ve hava aracının yönelimine göre kullanıcının girdiği RKA tablosundan okunmaktadır. Radarın takip modunda SNR değeri hesaplaması Eş. 5'te verilmiştir [20]. Radar takip moduna geçtikten sonra hedefi takipte kalması veya tekrar aramaya geçmesi koşulu SNR değerine bağlıdır.

$$SNR = 10 \log_{10} \left( \frac{P_t G^2 c^2 \sigma}{(4\pi)^3 f^2 (R^4) k T_s B Loss} \right) \quad (5)$$

Angajman seviyesinde radarın bütün bileşenleri sinyal seviyesinde modellenmediğinden arama modu ve takip modu için farklı SNR değerleri üretilmektedir. Bu SNR değerlerine göre sürekli mod değişikliği yapmak yerine belirli bir SNR değerinin ( $SNR_{esik1}$  dB) üzerinde takip modu aktifliğini korurken, eşik değerinden düşük durumlarda ( $SNR_{esik2}$  dB) tekrar arama moduna geçecek şekilde kurgulanmıştır. Burada önemli husus arama ve takip modlarında farklı radar denklemleri ve eşik değerlerinin kullanılmasıdır. Böylelikle sinyal seviyesi modellemeye daha yakın sadakat seviyesinde benzetim sağlanmış olmaktadır. Analizleri gerçekleştirecek kişilerin tehdit özelliklerine göre bu değerleri değiştirerek sinyal seviyesine yakın benzetimler koşturabilmesine imkân sağlanmıştır.

### 3.2. Entegre Hava Savunma Ağı (Integrated Air Defence Network)

Bu model radarlar arasında iletişimin sağlanabilmesi durumunda kullanılması için tasarlanmıştır. İletişim ağı sekiz radar için tasarlanmıştır ancak içindeki mantık blokları kullanılarak radar sayısı daha az veya daha çok olan modeller yapılabilir. İletişim ağı içerisinde ağır bir mantık bulundurmamaktadır ve ikişer radarı kullanarak oluşturulan atomik bloklar model içerisinde daha sonra birleştirilmekte, bu sayede iletişim ağındaki radar sayısı kolayca değiştirilebilmektedir. Atomik mantık bloğu kullanımı sayesinde, entegre hava savunma ağı basit matematiksel ve mantıksal bloklarla modellenmiş, simülasyonu yavaşlatacak Simulink araç kutuları kullanılmamıştır. Haberleşmesi istenilen radarların seçilmesi ve bu bilginin modele beslenmesi için arayüz oluşturulmuştur. Oluşturulan arayüzün görüntüsü Şekil 5'te verilmiştir. Bu arayüz sayesinde haberleşmeyecek olan radarlar için iletişim seçeneği aktifleşmeyecek, bu da işlem yükünde ve koşum süresinde azalma ile sonuçlanacaktır.

Şekil 6'da atomik mantık bloğu verilmiştir. Bu blok modellemeye kullanılan atomik birimlerin nasıl kurgulandığını vurgulamak için verilmiştir. Çok karmaşık bir yapı olarak modellenilebilecek IAD yapısı içerisinde yer alan tehdit birimlerin haberleşmeleri ve ağ yapısının modellenmesi çok hızlı çalışır bir şekilde oluşturulmuştur. Bu blokta herhangi bir radarın aktif olması durumunda aktif olan radarın numarası dışarı çıkartılmaktadır. Bütün bloklar bir araya geldiğinde iletişim ağını oluşturmaktadır. Bu modelde bulunan bloklar veya daha küçük modeller başka modellere bütünleştirilebilir ve başka mantık bloklarında kullanılabilir şekilde oluşturulmuştur.

İletişim ağı temelinde radarın takip edeceği hedefi kullanıcı seçmektedir ancak bu mantığın içinde bulunduğu blok değiştirilerek temel mantık da kolayca değişebilmektedir. İletişim ağındaki bulunan radar sayısı değiştirilmek istendiği takdirde arayüz üzerinden sayıların değiştirilmesi gerekmektedir.

**Entegre Hava Savunma Ağı**

Hangi radarların iletişim halinde olmasını istiyorsanız lütfen seçin. Her radar için lütfen sadece bir radar seçiniz.

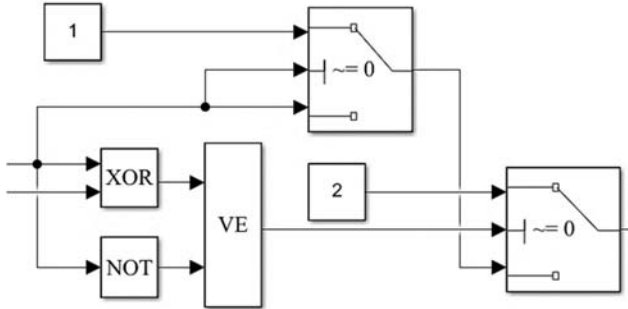
**Radar Seçimi**

	R1	R2	R3	R4	R5	R6	R7	R8
R1	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
R2	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
R3	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
R4	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
R5	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
R6	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
R7	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
R8	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

**Notlar**

- Bir radar için birden fazla radar seçilmesi durumunda model çalışmayacaktır.
- Bu blokla ilgili ayrıntılı açıklamaları Kullanıcı Kılavuzunda 1.2.1.1 numaralı kısımda bulabilirsiniz.

**Şekil 5.** IAD Network için kullanılan arayüz  
(Graphical User Interface for IAD Network)



**Şekil 6.** IAD Network karar yapısı için oluşturulan atomik mantık bloğu (Atomic logical Simulink block for IAD Network)

### 3.3. Füze Modeli (Missile Model)

Füze, radar takip moduna geçtikten sonra kullanıcı tarafından belirlenebilen süreden sonra atılır. Takip modu için kullanılan SNR eşik değeri değiştirilebilmektedir, bu sayede kurgulama kabiliyeti artırılmıştır ve farklı radarlar için farklı füze atış koşulları sağlanabilmektedir. Art arda atılacak füzelerin her biri için atış süresi belirlenebilmektedir. Yığın koşum sırasında atım süreleri belirli bir aralıkta tanımlanarak SAM (Surface to Air Missile) sisteminin füze atım aralığının hayatta kalabilirliğe etkisi analiz edilebilmektedir. Tehdit sistemi ile ilgili bilgilerin kesin olmadığı tüm durumlarda burada olduğu gibi yığın koşum gerçekleştirilerek harekât başarımları incelenebilir.

Füzelerin hareketi Sözde-5 Serbestlik Derecesi (SD) model kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Füzelerin konum

güncellemesi füzelerin hedefi yakalayabilmesi için gereken yönelim açıları kullanılarak yapılmaktadır;

$$\psi_{fh} = \left( \frac{h_y - f_y}{h_x - f_x} \right) \quad (6)$$

$$\theta_{fh} = \tan^{-1} \left( - \frac{(h_z - f_z)}{\sqrt{(h_x - f_x)^2 + (h_y - f_y)^2}} \right) \quad (7)$$

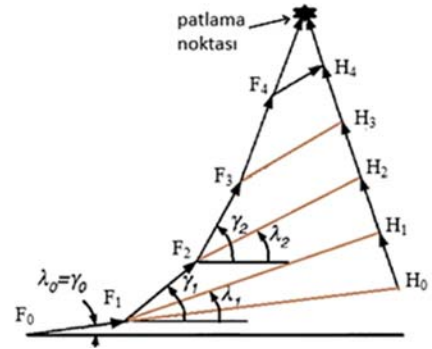
Eş. 6 ve Eş. 7'de  $\psi_{fh}$ ,  $\theta_{fh}$ , sırasıyla yanca ve yükseliş açılarıdır.  $h_x$ ,  $h_y$ ,  $h_z$  hava aracının konumunu;  $f_x$ ,  $f_y$ ,  $f_z$  ise füzelerin konumunu ifade etmektedir. Füzelerin yere göre yanca ve yükseliş açıları Euler dönüşüm matrisi kullanılarak hesaplanmaktadır. Bu açılar Eş. 8-Eş.10'da verilen hız bileşenlerinin hesaplanmasında kullanılmaktadır [18].

$$v_{x,f} = v \cdot \cos \psi_f \cdot \cos \theta_f \quad (8)$$

$$v_{y,f} = v \cdot \sin \psi_f \cdot \cos \theta_f \quad (9)$$

$$v_{z,f} = -v \cdot \sin \theta_f \quad (10)$$

$v_{x,f}$ ,  $v_{y,f}$ ,  $v_{z,f}$ , füzelerin hız bileşenlerini;  $\psi_f$ ,  $\theta_f$  sırasıyla füzelerin yere göre yanca ve yükseliş açılarını ifade etmektedir.



**Şekil 7.** Orantılı seyrüsefer çalışma prensibi  
(Proportional Navigation Illustration)

Füze güdüm modeli olarak orantılı seyrüsefer [21] kullanılmıştır. Füze orantılı seyrüsefer ile hedeften yansıyan enerjiye göre yönelimini gerçekleştirir. Bu yönelim füzeye bir ivme komutu verilerek gerçekleştirilmiştir [21]:

$$a_k = N' V_k \dot{\lambda} \quad (11)$$

Eş. 11'de  $a_k$  füzeye verilen ivme komutunu,  $N'$  orantılı seyrüsefer sabitini,  $V_k$  füze hedef yaklaşma hızını,  $\lambda$  ise füzelerin hedefi görüş açısını temsil etmektedir. Füzelerin hedefi görüş açısı sabit tutularak oluşturulan komuta zinciri sayesinde füze hedefi yakalamaktadır. Şekil 7'de  $F_{0,1,2,3,4}$  füzelerin rotasını,  $H_{0,1,2,3,4}$  hava aracının rotasını,  $\gamma$  ise füze uçuş rotasının yere göre açısını göstermektedir. Füzelerin hedefi görüş açısı sabit tutularak, orantılı seyrüsefer ile füze ve hava aracının konumlarının bir noktada kesişimi

sağlanmıştır. Hazırlanan modelde bu kesişimin sağlandığı nokta füzenin patlama noktası olarak belirlenmiştir. Bu modelde hareketli arayıcı başlık modeli kullanılmıştır [22]. Şekil 8’de orantılı seyrüsefer uygulamasının girdi ve çıktılarla Simulink üzerinde modellemesi verilmiştir.

Füze hareket modeli aşağıda verilen varsayımlarla gerçekleştirilmiştir:

- Analiz boyunca uçağın kütlesi sabit kalır (Time-independency),
- Uçak katı bir gövdedir (Rigid-body),
- Dünya’nın merkezi ataletsel referanstır ve atmosfer yeryüzüne göre sabittir,
- Hücum açısını ifade eden yanca ve yükseliş açıları, dar açılardır.

### 3.3.1. Füze dinamik modeli (Dynamic model of missile)

Füze dinamik modelinin oluşturulması için gerekli parametreler için hesaplamalar, Eş. 12 - Eş. 18’de verilmiştir. [22]

$$\text{Füze Eylemsizlik Momenti (Iyy) [22]} \quad I_{yy} = \frac{m}{12} \left( 3(0,15b_w^2) + (L^2) \right) \quad (12)$$

$$\text{Kanat alanı} \quad S_w = 0,35b_w(c_{wr} + c_{wt}) \quad (13)$$

$$\text{Kanat görünüş oranı (Aspect Ratio)} \quad AR_w = \frac{b_w}{\frac{2}{3}c_{wr} \left( \frac{c_{wt}}{c_{wr}} + \left( \frac{c_{wt}}{c_{wr}} \right)^2 + 1 \right) + \frac{c_{wt}}{c_{wr}}} \quad (14)$$

$$\text{Kuyruk alanı} \quad S_t = 0,35b_t(c_{tr} + c_{tt}) \quad (15)$$

$$\text{Kuyruk görünüş oranı} \quad AR_t = \frac{b_t}{\frac{2}{3}c_{tr} \left( \frac{c_{tt}}{c_{tr}} + \left( \frac{c_{tt}}{c_{tr}} \right)^2 + 1 \right) + \frac{c_{tt}}{c_{tr}}} \quad (16)$$

$$\text{Kanat genişliği} \quad c_w = \frac{\frac{2}{3}c_{wr} \left( \frac{c_{wt}}{c_{wr}} + \left( \frac{c_{wt}}{c_{wr}} \right)^2 + 1 \right)}{1 + \frac{c_{wt}}{c_{wr}}} \quad (17)$$

$$\text{Kuyruk genişliği} \quad c_t = \frac{\frac{2}{3}c_{tr} \left( \frac{c_{tt}}{c_{tr}} + \left( \frac{c_{tt}}{c_{tr}} \right)^2 + 1 \right)}{1 + \frac{c_{tt}}{c_{tr}}} \quad (18)$$

$b_w$  kanat açıklığını,  $b_t$  kuyruk açıklığını,  $c_{wt}$ ,  $c_{tt}$  sırasıyla kanat ve kuyruk uç genişliğini,  $c_{wr}$ ,  $c_{tr}$  sırasıyla kanat ve kuyruk kök genişliğini  $m$  füze kütlesini ve  $L$  füze uzunluğunu ifade etmektedir.

### 3.3.2. Füze kinematik modeli (Kinematic model of missile)

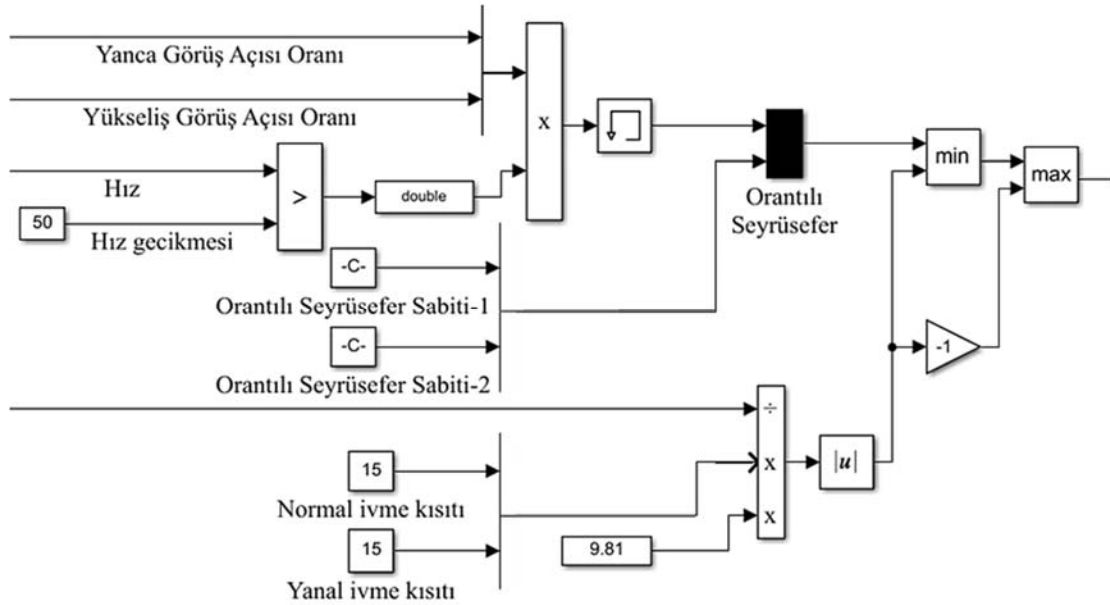
Kinematik modelin oluşturulabilmesi için gerekli sabitler Eş. 19-Eş. 23’te detaylandırılmıştır. Bu sabitler daha sonra hız kontrolü için kullanılacaktır.

$$A_{km} = \frac{I_{yy} m_f V}{S_w^2 c_w q^2} \quad (19)$$

$I_{yy}$ , füze eylemsizlik momentini,  $m_f$  füze kütlesi,  $V$  füze hızı,  $S_w$  Kanat alanı,  $c_w$  kanat genişliği ve  $q$  ise dinamik basıncı ifade eder.

$$B_{km} = \left( \frac{-0,5 m_f c_w}{S_w q} \right) C_{mq} + \left( \frac{-0,5 m_f c_w}{S_w q} \right) C_{m\dot{\alpha}} - \frac{I_{yy} C_{za}}{S_w c_w q} \quad (20)$$

$C_{mq}$  yunuslamada sönümlenme,  $C_{m\dot{\alpha}}$  moment üzerinde aşağı sapma gecikmesi (downwash lag),  $C_{za}$  ise normal kuvvet eğrisinin eğimini ifade eder.



Şekil 8. Orantılı seyrüsefer modellemesi Simulink görüntüsü (Simulink model for Proportional Navigation)



$$C_{km} = \frac{c_w C_{z\alpha} S_w}{2V} - \frac{m_f C_{m\alpha} V}{S_w q} \quad (21)$$

$C_{m\alpha}$  statik boylamsal kararlılığı ifade eder.

$$D_{km} = \frac{m_f C_{z\delta} V}{S_w q} + \frac{c_w C_{m\delta} C_{m\alpha}}{2q} \quad (22)$$

$$E_{km} = C_{z\delta} C_{m\alpha} - C_{m\delta} C_{z\alpha} \quad (23)$$

Bu blokta aynı zamanda Eş. 24'te verilen sönümlenme oranı (damping ratio) da hesaplanmaktadır.

$$\zeta = \frac{B_{km}}{2A_{km} \sqrt{A_{km}}} \quad (24)$$

Füze kinematik modeli oluşturulabilmesi için 8 farklı parametrenin hesaplanması gerekmektedir. Bu parametreler;  $CL_{w\alpha}$ ,  $CL_{I\alpha}$ ,  $C_{z\alpha}$ ,  $C_{z\delta}$ ,  $C_{m\alpha}$ ,  $C_{m\delta}$ ,  $C_{mq}$  ve  $C_{m\delta}$ . Öncelikle kanat ve kuyruk için kaldırma katsayılarından olan  $CL_\alpha$  hesaplanır. Kanat kaldırma katsayısı hesaplaması için öncelikle füzenin fiziksel parametreleri ve ortam parametreleri olan  $AR_w$  ve  $M$  gereklidir.  $AR_w$  için bir anahtar bloğu kullanılarak, eğer  $M$  değeri 0,5'ten büyükse güncel değerin, eğer küçükse sabit olarak 0,5 değerin bloğa beslenmesini sağlar. Daha sonra Helmbold [23] denklemi kullanılarak, kanat için üç farklı kaldırma katsayısı hesaplanır. Kaldırma katsayısı hücum açısı ve Mach sayısına bağlı olarak değişmektedir. Birincisi, Ses altı (Subsonic) kaldırma katsayısıdır (Eş. 25).

$$CL_s = \frac{2\pi}{AR_w \pi + \sqrt{\left(\frac{2\pi}{AR_w \pi}\right)^2 - M^2 + 1}}, M \leq 1 \quad (25)$$

$AR_w$  kanat görünüş oranı,  $M$  ise Mach sayısı olarak girilen hızdır. Bir diğeri Ses üstü (Supersonic) kaldırma katsayısıdır (Eş. 26):

$$CL_{ss} = \left(\frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}}\right) \left(1 - \frac{1}{2 AR_w \sqrt{M^2 - 1}}\right), 1 < M \leq 5 \quad (26)$$

Lagrange Polinomu [24] kaldırma katsayısı ise üç farklı  $M$  değeri için hesaplanır (Eş. 27-Eş. 29).

$$M = 1 \text{ için, } CL_{LP1} = \frac{2\pi}{AR_w \pi + \sqrt{\left(\frac{2\pi}{AR_w \pi}\right)^2}} \quad (27)$$

$$M = 1,8 \text{ için, } CL_{LP1,8} = \left(\frac{4}{\sqrt{1,8^2 - 1}}\right) \left(1 - \frac{1}{2 AR_w \sqrt{1,8^2 - 1}}\right) \quad (28)$$

$$M = 1,9 \text{ için, } CL_{LP1,9} = \left(\frac{4}{\sqrt{1,9^2 - 1}}\right) \left(1 - \frac{1}{2 AR_w \sqrt{1,9^2 - 1}}\right) \quad (29)$$

Farklı hız değeri için edilen 3 farklı kaldırma katsayısı kullanılarak, Lagrange Polinomu katsayısı olarak modele beslenecek olan kaldırma katsayısı (Eş. 30) hesaplanır.

$$CL_{LP} = \frac{(C_{LP1} - 1,8)(C_{LP1} - 1,9)}{(1 - 1,8)(1 - 1,9)} + \frac{(C_{LP1,8} - 1)(C_{LP1,8} - 1,9)}{(1,8 - 1)(1,8 - 1,9)} + \frac{(C_{LP1,9} - 1)(C_{LP1,9} - 1,8)}{(1,9 - 1)(1,9 - 1,8)} \quad (30)$$

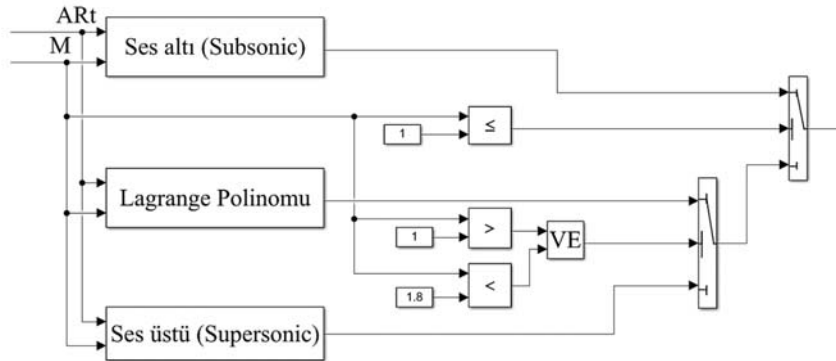
Üç farklı kaldırma katsayısı çıktısı ( $CL_s$ ,  $CL_{ss}$ ,  $CL_{LP}$ ) aralarında karşılaştırılarak modele beslenecek olan  $CL_{w\alpha}$  (Kanat için Kaldırma Katsayısı) belirlenir. Çıktıların karşılaştırma işleminin Simulink modeli görüntüsü Şekil 9'da verilmiştir.

Kuyruk kaldırma katsayısı hesaplaması için füzenin fiziksel parametreleri ve ortam parametreleri olan  $AR_t$  ve  $M$  parametreleri gereklidir. Alt sistem içinde  $AR_t$  için bir anahtar bloğu kullanılarak, eğer  $M$  değeri 0,5'ten büyükse güncel değerin, eğer küçükse sabit olarak 0,5 değerin bloğa beslenmesini sağlar. Aynı işlemler kuyruk için tamamlanır ve modele beslenecek olan  $CL_{I\alpha}$ , kuyruk için kaldırma katsayısı belirlenir.

Ortak girdileri içeren parametreler, aynı alt sistem içinde hesaplanmıştır. Bu sayede modelde girdi, çıktı yoğunluğunu azaltıp, parametrelerin hesaplanması için kullanılan girdilerin kolaylıkla ayırt edilebilmesi sağlanmıştır. Şekil 10 ve Şekil 11'de, girdileri ortak girdilere sahip olan parametreler için oluşturulan alt blokların, girdi-çıkıtı görüntüleri verilmiştir.

Kararlılık türevi parametresi  $C_{z\alpha}$  ve kontrol türevi parametresi  $C_{z\delta}$  sırasıyla Eş. 31 ve Eş. 32'de verilmiştir.

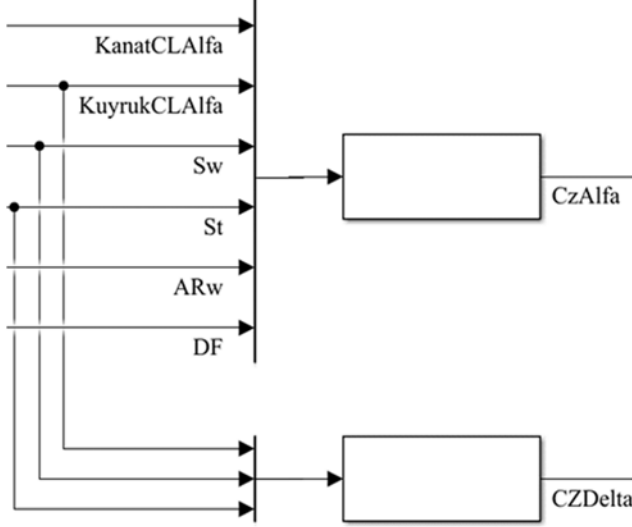
$$C_{z\alpha} = -CL_{w\alpha} \left[1 + \left(1 - \frac{2S_w DF}{\pi S_w}\right) \left(\frac{S_t CL_{t\alpha}}{S_w CL_{w\alpha}}\right)\right] \quad (31)$$



Şekil 9. Kaldırma katsayısı hesaplaması için oluşturulan Simulink modeli (Simulink model for Lift Coefficients)

$$C_{z\delta} = \frac{CL_{t\alpha}S_t}{S_w} \quad (32)$$

$S_w$  kanat alanı,  $S_t$  kuyruk alanı,  $DF$  ise aşağı inhiraf (downwash) faktörü olmak üzere hesaplanmıştır.

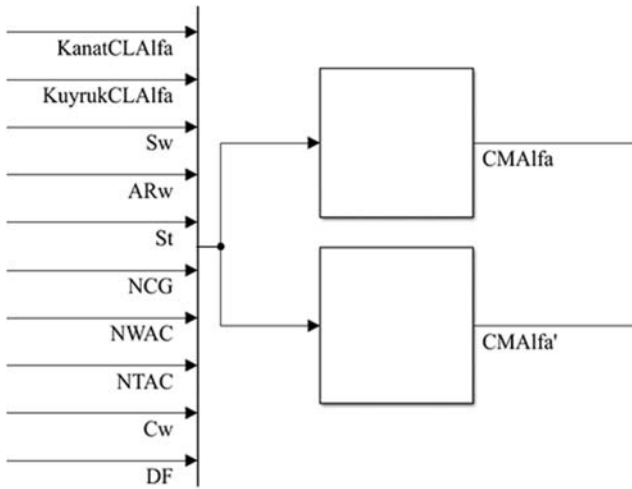


**Şekil 10.**  $C_{za}$  ve  $C_{z\delta}$  parametrelerinin hesaplanması için oluşturulan Simulink alt sistem görüntüsü (Simulink model for determination of  $C_{za}$  and  $C_{z\delta}$ ).

Statik boylamsal kararlılık  $C_{ma}$  ve moment üzerinde aşağı sapma gecikmesi  $C_{m\dot{\alpha}}$  hesaplanmaktadır [25].

$$C_{ma} = CL_{w\alpha}(N_{CG} - N_{WAC}) - \left( \frac{(N_{CG} - N_{WAC})(N_{TAC} - N_{CG})CL_{t\alpha}}{S_w c_w} \right) \left( 1 - \frac{CL_{w\alpha} 2DF}{AR_w \pi} \right) \quad (33)$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = \frac{-4 CL_{w\alpha} CL_{t\alpha} S_t (N_{TAC} - N_{CG})^2 DF}{c_w^2 S_w AR_w} \quad (34)$$



**Şekil 11.**  $C_{ma}$  ve  $C_{m\dot{\alpha}}$  parametrelerinin hesaplanması için oluşturulan Simulink alt sistem görüntüsü (Simulink model subsystem for determination of  $C_{ma}$  ve  $C_{m\dot{\alpha}}$ ).

Eş. 33 ve Eş. 34'te  $N_{CG}$ ,  $N_{WAC}$  ve  $N_{TAC}$  sırasıyla, burundan ağırlık merkezine olan uzaklığı, burundan kanata aerodinamik merkezi ve burundan kuyruğa aerodinamik merkezi ifade etmektedir.

Yunuslama açısında aşağı sönümlenme parametresi  $C_{mq}$  ve kontrol türevi parametresi  $C_{m\delta}$  sırasıyla Eş. 35 ve Eş. 36'da verilmiştir.

$$C_{mq} = \frac{-CL_{t\alpha} S_t (N_{TAC} - N_{CG})^2 c_w}{S_w V} \quad (35)$$

$$C_{m\delta} = \frac{CL_{t\alpha} S_t (N_{TAC} - N_{CG})}{S_w c_w} \quad (36)$$

### 3.3.3. Ortam parametreleri (Environment parameters)

Ortam parametrelerinin (Eş. 37-Eş. 40) belirlenmesi için öncelikle aracın hangi yükseklikte olduğu kontrol edilir [18]. Troposfer için sıcaklık ve basınç sırasıyla,

$$T = 288,15 - 0,0065H \text{ } ^\circ K, P = 101325 \left( \frac{T}{288,15} \right)^{5,2559} Pa \quad (37)$$

Stratosfer için sıcaklık ve basınç sırasıyla

$$T = 216 \text{ } ^\circ K, P = 22630 e^{-0,00015769(H-11000)} Pa \quad (38)$$

$H$ , füzenin deniz seviyesinden yüksekliğidir.

Deniz seviyesi basıncı, yerçekimi sabiti gibi değerler kullanıcı tarafından değiştirilebilmektedir.

Dinamik Basınç,

$$P_d = 0,5 \frac{\rho}{TR} v^2 Pa \quad (39)$$

$R$ , gaz sabitini ifade eder. Değeri  $R = 287,26$  J/kgK olarak alınmıştır.  $v$  ise güncel füze hızıdır.

$$\text{Mach sayısı, } M = \frac{v}{\sqrt{\zeta RT}} \quad (40)$$

$\zeta$  özgül ısılar oranını ifade eder ve değeri  $\zeta = 1,403$  olarak alınmıştır.

### 3.4. Hava Aracı Hareket Modeli (Aircraft Kinematical Model)

Hava aracının hareket modeli de Sözde (Pseudo)-5 SD [18] ile oluşturulmuştur. Hava aracının hareketi, yanlamasına, aksenal ve normal ivmelerin hesaplanması ile gerçekleştirilir. İvmeler hava aracı gövdesinin koordinat düzlemine göre verildiğinden, önce Euler dönüşüm matrisi [19] kullanılarak yeryüzünün koordinat düzlemine göre hesaplanmıştır. Hava aracının manevraları da aracın 3 ekseninde yapacağı ivmeler ve manevranın başlangıç ve bitiş zamanları verilerek kullanıcı tarafından belirlenebilmektedir. Yığın koşum sırasında bu değerler belirli aralıklarda verilerek manevra kabiliyetinin hayatta kalabilirlik oranına etkisi detaylı olarak gözlemlenebilir.

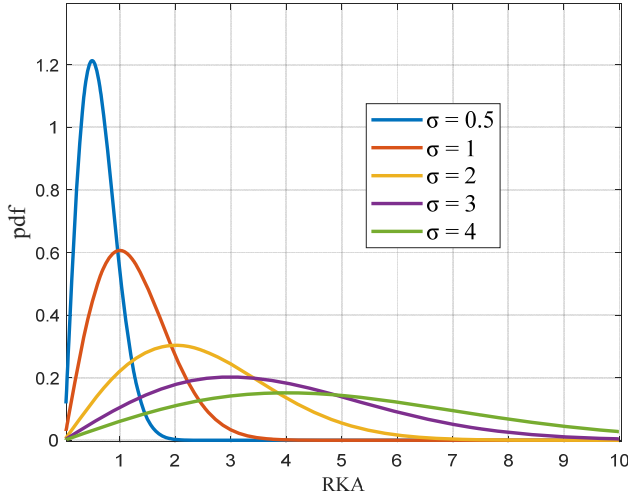
### 3.5. Radar Kesit Alanı Modeli (Radar Cross Section Model)

RKA modeli hazırlanırken yanca ve yükseliş açı değerleri hava aracı bloğundan alınmıştır. Kullanıcı tarafından girilmiş RKA, satırların yükseliş, sütunların yanca değerlerine göre değiştiği iki boyutlu bir tablodur. Hava aracının anlık RKA değeri, hava aracı bloğundan alınan değerler kullanılarak kullanıcı tarafından girilen tablo üzerinden interpolasyon yöntemi ile okunup SNR hesabında kullanılmaktadır Eş. 1, Eş. 5. RKA'nın her bir koşulda farklı olması istenmesi durumunda işlemci zamanı kullanılarak hesaplanan Rayleigh dağılımı kullanılmıştır. Rayleigh dağılımı iki boyutlu bir vektörün boyutlarının normal ( $N(0, \sigma^2)$ ) dağıldığı bir durumu yansıtır. Şekil 12'de Rayleigh dağılımının olasılık yoğunluk fonksiyonunu göstermektedir. Rayleigh dağılımına girdi olarak CPU zamanı verilmiştir ve istenilen her koşulda RKA'nın stokastik olabilmesi sağlanmıştır (CPU zamanı bilgisayarın gerçekleştirdiği her işlem için değişmektedir).

$$f(x; \sigma) = \frac{x}{\sigma^2} * e^{-\frac{x^2}{2\sigma^2}} \quad (41)$$

$$F(x; \sigma) = 1 - e^{-\frac{x^2}{2\sigma^2}} \quad (42)$$

Eş. 41'de  $x \geq 0$  için Rayleigh dağılımının olasılık yoğunluk fonksiyonu ve Eş. 42'de  $x \in [0, \infty)$  için kümülatif dağılım fonksiyonu verilmiştir.  $\sigma^2$  varyansı temsil etmektedir.



**Şekil 12.** Rayleigh dağılımı olasılık yoğunluk fonksiyonu (Probability distribution function for Rayleigh distribution)

RKA analizi için; RKA tablosunun değiştirilebilmesi, sintilasyon (saçılım) olup olmayacağına seçilebilmesi, sintilasyon olması durumunda ilişki (korelasyon) zamanı ve saçılımın stokastik olup olmayacağına belirlenebilmesine olanak sağlanmıştır. Kullanıcı isterse rastsal değişimleri tekrar edebilir. Bu sayede farklı senaryo

koşullarında analiz edilmek istenen parametreler (karıştırma performansı, hava aracı manevrası vb.) değiştirilerek kontrollü bir deney yapılmış olur. Her koşulda farklı sayılar üretilecek şekilde seçim de yapılabilir. Farklı sayıların üretilmesi, RKA'nın üzerine CPU zamanı ile hesaplanan bir Rayleigh dağılımı eklenmesi ile sağlanmıştır. Şekil 13'te RKA tablosundan değer okuma işlemi için oluşturulan Simulink bloğu görüntüsü verilmiştir. Model yapısı 0,01° çözünürlüğe kadar RKA değeri girilebilmesine olanak sağlayacak şekilde tasarlanmıştır. Daha yüksek çözünürlüklerin hava aracı model yapısı ve benzetim zaman adım aralığı sebebiyle angajman seviyesi modelleme için bir etkisi olmayacaktır. Ayrıca farklı çalışma frekanslarında farklı RKA kullanımına imkân sağlayacak altyapı mevcuttur.

### 3.6. Karıştırıcı Modeli (Jammer Model)

Karıştırıcı modelinde baraj gürültü ve nokta gürültü kullanılmıştır. Angajman seviyesine uygun olarak oluşturulan modellerde aşağıda verilen parametreler kullanıcı tarafından değiştirilebilmektedir. Eş. 43'te karıştırıcının, radar tarafından saptanan SNR değerine etkisi verilmiştir [26].

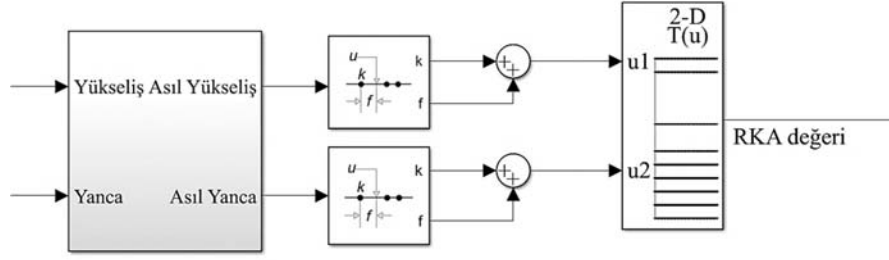
$$J = \frac{P_j B_o P_g}{R S_L} \quad (43)$$

$P_j$  (W) karıştırıcının gönderdiği gücü,  $B_o$  bant genişliği seyreltme oranını,  $P_g$  (W) karıştırıcının anten kazancını, R (m) radar ile hedef arasındaki mesafeyi,  $S_L$  (dB) yan lob faktörünü ifade etmektedir. Bant genişliği seyreltme oranı, radar almaç bant genişliği ile gönderilen karıştırma işaretinin bant genişliğinin kesişim oranıdır ve yan lob faktörü gönderilen karıştırma işareti radara alma anteninin yan lobundan alındığında oluşacak kayıı ifade etmektedir.

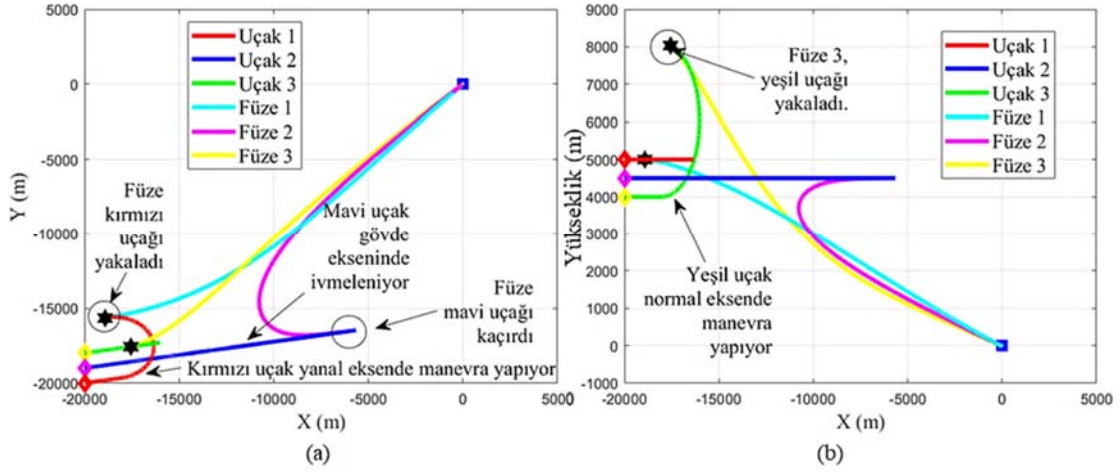
## 4. BENZETİM SONUÇLARI (SIMULATION RESULTS)

Hedefin hassas alanı, kaçırma mesafesi ve patlayıcı miktarına bağlı olarak ölme olasılığı (*Probability of Kill- $P_{kill}$* ) değeri Eş. 44'te verilmiştir [1].

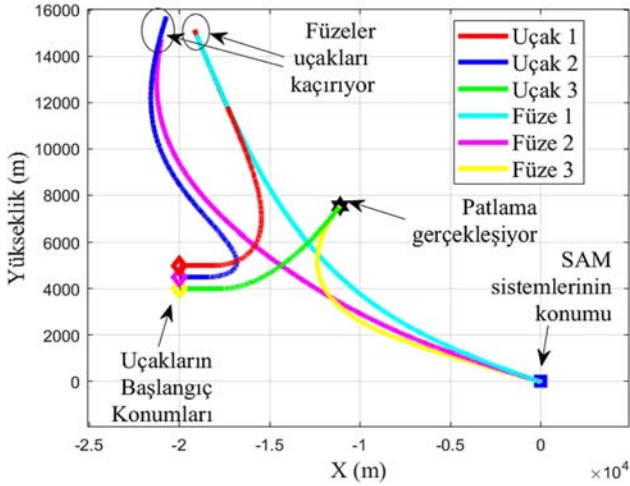
Şekil 14'te hava aracının manevra kabiliyetinin hayatta kalabilirliğe etkisi gözlemlenmiştir. Şekil 14a'da 1 numaralı hava aracı (kırmızı) 10. saniyede yanal ekseninde 2g büyüklüğünde manevra yapıyor ve SAM sisteminden kırmızı hava aracı için atılan füze, görevini tamamlıyor ve patlama gerçekleşiyor. 2 numaralı hava aracı (mavi) gövde ekseninde 2g büyüklüğünde ivmeleniyor ve bu sayede füzeden kaçmayı başarıyor, öldürme olasılığı %20,4. Şekil 14b'de 3 numaralı hava aracı (yeşil) 10. saniyede dikey ekseninde 2g büyüklüğünde manevra yapmasına rağmen füze tarafından yakalanmış, öldürme olasılığı %100 olarak kaydedilmiştir. Şekil 15'te ise 3 uçağın farklı zaman aralıklarında, farklı eksenlerde manevra yaptıkları senaryolar için simülasyon koşurulmuş, yalnızca 3. füzenin görevini tamamlayabildiği görülmüştür.



Şekil 13. RKA Tablo Okuma (RCS table reading)



Şekil 14. 3 farklı ekseninde 2g büyüklüğünde manevra yapan 3 farklı hava aracı (a) X-Y görüntüsü (b) X-Z görüntüsü (Simulation results for maneuver applied on 3 different axis (a) X-Y axis (b) X-Z axis)

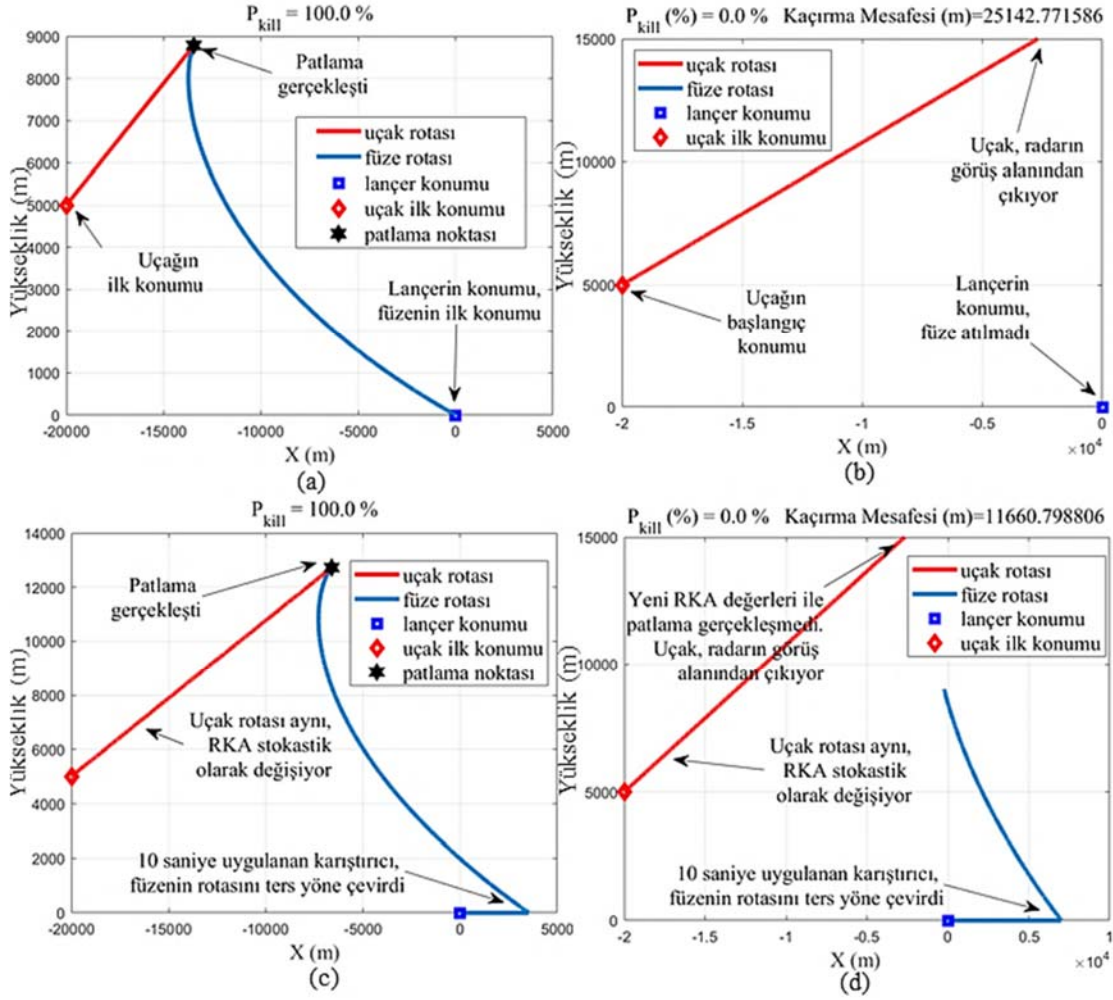


Şekil 15. 3 farklı uçağın birden fazla ekseninde, birden fazla manevra yaptığı senaryo (Simulation results for maneuver applied on 3 different axis for several times).

Şekil 16'da, RKA'nın ve karıştırıcının etkisinin gözlemlenebilmesi için 4 farklı simülasyon sonucu verilmiştir. Bu simülasyonlarda karıştırıcı gücü  $1 \times 10^6$  Watt, bant genişliği seyretme oranı 0,5, yan lob faktörü ve karıştırıcı anten kazancı ise 20 dB'dir. Ayrıca öldürme olasılığı hesaplaması için kullanılan, hassas alan  $40 \text{ m}^2$

( $A_{hassas}$ ) ve savaş başlığı kütlesi 40 kg ( $M_{patlayıcı}$ ) olarak belirlenmiştir. Hava aracı 30 derece yükseliş açısı ile hareket etmektedir. Şekil 16a'da karıştırıcı uygulanmamış, RKA modele kullanıcı tarafından sağlanan tablo üzerinden okunmuş ve hava aracı vurulmuştur. Şekil 16b'de ise simülasyonun ilk 10 saniyesi boyunca karıştırıcı uygulanmış, bu sayede radar hiç takip moduna geçememiş ve hava aracı radarın görüş alanından çıkmıştır. Şekil 16c ve Şekil 16d'de ise, RKA değeri kullanıcı tarafından stokastik olarak belirlenmiş ve bu RKA değerleri doğrultusunda, radar uçağı tespit etmiş ve takip moduna geçmiştir.

Şekil 16c'de, Şekil 16a'dan farklı olarak RKA'nın stokastik olduğu ve karıştırıcının 10 saniye boyunca uygulandığı simülasyon sonucu verilmektedir. Şekil 16c'de görüldüğü üzere, modelin içinde oluşturulan stokastik RKA değerlerinin yüksek olması nedeniyle, radar hep takip modunda kalmış ve sonunda, attığı füze ile hava aracını vurmuştur. Şekil 16d'de ise, RKA'nın tamamen stokastik olduğunun gözlemlenebilmesi için, Şekil 16c'deki koşulları aynı parametreler kullanılarak oluşturulan simülasyon sonucu verilmektedir. Şekil 16d'de, modelde oluşturulan yeni RKA değerleri radarın önce takip moduna, daha sonra arama moduna geçmesine, arama modundan takip moduna geçmemesine ve hava aracının hareketini gözlemleyememesine sebep olmuştur, bu durumda patlama gerçekleşmemiştir ve kaçırma mesafesi yaklaşık 11 km



**Şekil 16.** (a) Karıştırıcının simülasyon boyunca uygulanmadığı, RKA'nın ise modele girilen tablo üzerinden alındığı simülasyon sonucu (b) İlk 10 saniye karıştırıcının uygulandığı, RKA'nın modele girilen tablo üzerinden okunduğu simülasyon sonucu (c) Karıştırıcının 10 saniye boyunca uygulandığı, RKA'nın stokastik olduğu birinci koşumun sonucu (d) Karıştırıcının 10 saniye boyunca uygulandığı, RKA'nın stokastik olduğu ikinci koşumun sonucu (Simulation results for (a) No Jammer and RCS reading from table, (b) Jammer applied for the first 10 seconds and RCS reading from table, (c) Jammer applied for the first 10 seconds and RCS have stochastic values for first run, (d) Jammer applied for the first 10 seconds and RCS have stochastic values for second run).

olarak hesaplanmıştır. Şekil 16d'de hava aracının hayatta kalabilmesini daha düşük görünürlüklü olması, düşük RKA değerlerine sahip olması, sağlamıştır. Askeri hareket ortamında pilotlar hava aracının düşük görünürlük bölgesini tehdiye hizalamayı tercih eder, bu durum radarın takip moduna geçiş mesafesini ve süresini değiştireceğinden hayatta kalabilirliği ve görev başarımını arttırmaktadır.

## 5. SONUÇLAR (CONCLUSIONS)

Bu çalışmamızda Muharip Hava Araçlarının hareket ortamında hayatta kalabilirliğinin analiz edilmesine imkan sağlayacak angajman seviyesine uygun modeller oluşturulmuştur. Entegre hava savunma sistemi yapısının da modellendiği komple bir benzetim ortamı sağlayan yazılım aracı gerçekleştirilmiştir (AGE). Bu yazılım kullanılarak,

birin birliye, "birin N'liye" ve "N'in N'liye" angajman modelleri için analiz çalışması gerçekleştirilebilir. Bu analizlerin yığın koşum şeklinde gerçekleştirilmesi de mümkün olabilmektedir. Analizler, benzetim sonucu elde edilen öldürme olasılığı ve kaçırma mesafesi üzerinden değerlendirilebilmektedir. Modelleme alt yapısı mühendislik seviyesi modellerin entegre edilebilmesine olanak sağlayacak şekilde modüler olarak gerçekleştirilmiştir. Aynı zamanda görev seviyesi oluşturulacak benzetim ortamlarına girdi sağlayacak şekilde de kullanılabilirliği mümkündür. Muharip savaş uçağı için kritik öneme sahip olması sebebiyle modelleme yapısında RKA angajman seviyesinden daha yüksek sadakat seviyesinde modellenmiştir. Dolayısıyla model kurgusunda mercek altına alınarak ve daha derinlemesine incelenmesi istenen parametreler için yüksek sadakat seviyesinde modellerle



değiştirilerek uçağın hayatta kalabilirliği incelenebilir. Bu durumda koşum süreleri artacağından yığın koşum daha uzun süreler gerektirecektir. Halihazırda modelleme çalışmaları, muharip hava aracında bulunabilecek diğer görev sistemlerinin de (Kızılötesi, Elektro Optik, Çekilebilir Sahte Hedef gibi) modellerinin oluşturulması ve yazılıma entegre edilmesi şeklinde devam etmektedir. Bir sonraki aşamada Hava-Hava angajman modellerinin oluşturulması planlanmaktadır.

Oluşturulan modeller 8 GB RAM belleğe, AMD A10-9600P Radeon R5 işlemciye sahip bir bilgisayarda benzetimi gerçekleştirilmiştir. Üç hava aracı üç SAM'dan beş bin adımlik model için simülasyon iki dakika kırk bir saniye sürmüştür, bir hava aracı bir SAM'dan oluşan beş bin adımlik model için ise simülasyon kırk bir saniye sürmüştür.

#### TEŞEKKÜR (ACKNOWLEDGEMENT)

Bu çalışma Türk Havacılık ve Uzay Sanayii (TUSAŞ) tarafından, TM2091 Muharip Hava Araçları için Hava Yer Angajman Modeli geliştirilmesi projesi kapsamında desteklenmiştir.

#### KAYNAKLAR (REFERENCES)

1. Ball R. E., The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design, 2<sup>nd</sup> Edition, Joseph A. Schetz, AIAA Education Series, 1-56347-582-0, U.S.A., 2003.
2. Rim J., Koh I., Survivability Simulation of Airborne Platform with Expendable Active Decoy Countering RF Missile, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 56 (1), 196-207, 2019.
3. Bachmann D. J., Evans R. J., Moran, B., Game Theoretic Analysis of Adaptive Radar Jamming, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 47 (2), 1081-1100, 2011.
4. Song H., Xiao M., Zhang L., Xiao J., Feng D., Generic Model of Aircraft Susceptibility to Radar Under Conditions of Electronic Counter Measures, IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 31 (2), 16-24, 2016.
5. Jerome C. L., Fixed-wing Aircraft Combat Survivability Analysis for Operation Enduring Freedom and Operation Iraqi Freedom, Master's Thesis, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 2011.
6. Antonakis A., Nikolaidis T., Pilidis P., Effects of Propulsion System Operation on Military Aircraft Survivability, Journal of Aircraft, 56 (6), 2131-2143, 2019.
7. Patterson A. F., Cost Benefit Analysis of Adding Technologies to Commercial Aircraft to Increase the Survivability Against Surface to Air Threats, Master's Thesis, Georgia Institute of Technology, School of Computational Science and Engineering, Georgia, 2018.
8. Jia L. T., Tong Z. X., Wang C. Z., Li S. B., Aircraft Combat Survivability Calculation Based on Combination Weighting and Multiattribute Intelligent Grey Target Decision Model, Mathematical Problems in Engineering, 2016, 1-9, 2016.
9. Chen Y., Simulation of Network-Enabled Electronic Warfare Metrics to Assess the Value of Networking in a General Information and Radar Topology, Master's Thesis, Naval Postgraduate School, Electronic Warfare Systems Engineering, California, 2007.
10. Ballard B. L., Elwell Jr. R. E., Gettier R. C., Horan F. P., Krummenoehl A. F., Schepleng D. B., Simulation Approaches for Supporting Tactical System Development, John Hopkins APL Technical Digest, 23 (2-3), 311-324, 2002.
11. Hill R. R., Miller J. O., McIntyre G. A., Applications of Discrete Event Simulation Modeling to Military Problems, 2001 Winter Simulation Conference, Arlington, VA-U.S.A., 780-788, 9-12 December, 2001.
12. Shanahan D.F., Human Tolerance and Crash Survivability, RTO HFM Lecture Series on Pathological Aspects and Associated Biodynamics in Aircraft Accident Investigation, Madrid-Spain, 28-29 October, 2004.
13. Konokman H. E., Kayran A., Kaya M., Aircraft vulnerability assessment against fragmentation warhead, Aerospace Science and Technology, 67, 215-227, 2017.
14. Başpınar B., Koyuncu E., Survivability Based Optimal Air Combat Mission Planning with Reinforcement Learning, 2018 IEEE Conference on Control Technology and Applications (CCTA), Copenhagen-Denmark, 664-669, 21-24 August, 2018.
15. Üre N. K., Computationally Efficient Assessment of Fighter Aircraft Mission Survivability with Probabilistic Graphical Models, Journal of Aeronautics and Space Technologies, 10 (1), 97-104, 2017.
16. Lunsford I. M., Bradley T., Aircraft Survivability Modeling and Simulation Framework (AirSurF), AIAA Scitech 2020 Forum, 2020.
17. Joint Aircraft Survivability Program Office, Survivability Modeling and Simulation, <https://ufdc.ufl.edu/AA00062623/00001>. Yayın tarihi, 2000. Erişim tarihi, Mayıs 14, 2020.
18. Zipfel P. H., Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, 3<sup>rd</sup> Edition, Joseph A. Schetz, AIAA Education Series, 1-56347-875-7, U.S.A., 2014.
19. Ergezer H., Classification of Low Probability of Intercept Radar Waveforms Using Gabor Wavelets, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 36(4), 2025-2035, 2021.
20. Richards M. A., Scheer J., Holm W. A., Principals of Modern Radar: Basic Principles, Dudley R. Kay, SciTech Publishing, 978-1-891121-52-4, U.S.A., 2010.
21. Palumbo N. F., Blauwkamp R. A., Lloyd J. M, Basic Principles of Homing Guidance, Johns Hopkins APL Technical Digest, 29 (1), 25-41, 2010.
22. Zarchan P., Tactical and Strategic Missile Guidance, 6<sup>th</sup> Edition, Timothy C. Lieuwen, AIAA, 978-1-60086-894-8, U.S.A., 2012.

23. Helmbold H. B., Der unverwundene Ellipsenflugel als tragende Fläche, Deutschen Luftfahrtforschung, R. Oldenbourg, I-111–I-113, 1942.
24. Blakelock J. H., Automatic Control of Aircraft and Missiles, 2<sup>nd</sup> Edition, John Wiley & Sons, Inc., 0-471-50651-6, U.S.A., 1991.
25. Anderson J. D., Aircraft Performance and Design, Tata McGraw Hill Education Private Limited, 0-07-070245-4, India, 2012.
26. Vakin S. A., Shustov L. N., Dunwell R. H., Archtech House, Inc., 1-58053-052-4, U.S.A., 2001.

